

TEXTE

93/2021

Abschlussbericht

# Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm

von:

Dr. Jason Blinstrub, Dr. Ullrich Isermann, Dr. Till Raitor, Dr. Rainer Schmid  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen

Herausgeber:

Umweltbundesamt



TEXTE 93/2021

Ressortforschungsplan des Bundesministeriums für  
Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit

Forschungskennzahl 3717 54 101 0

FB000511

Abschlussbericht

# **Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm**

von

Dr. Jason Blinstrub, Dr. Ullrich Isermann, Dr. Till Raitor, Dr. Rainer Schmid  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen

Im Auftrag des Umweltbundesamtes

## Impressum

### Herausgeber

Umweltbundesamt  
Wörlitzer Platz 1  
06844 Dessau-Roßlau  
Tel: +49 340-2103-0  
Fax: +49 340-2103-2285  
[buergerservice@uba.de](mailto:buergerservice@uba.de)  
Internet: [www.umweltbundesamt.de](http://www.umweltbundesamt.de)

[f/umweltbundesamt.de](https://www.facebook.com/umweltbundesamt.de)

[t/umweltbundesamt](https://twitter.com/umweltbundesamt)

### Durchführung der Studie:

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Bunsenstrasse 10  
37073 Göttingen

### Abschlussdatum:

Februar 2021

### Redaktion:

Fachgebiet I 2.3 Lärminderung im Verkehr  
Juliane Bopst

Publikationen als pdf:

<http://www.umweltbundesamt.de/publikationen>

ISSN 1862-4804

Dessau-Roßlau, Juni 2021

Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autorinnen und Autoren.

## **Kurzbeschreibung**

Im hier beschriebenen Forschungsvorhaben wurde eine Datenbasis ziviler Luftfahrzeuge zu Zwecken der Fluglärmrechnung erarbeitet. Diese trägt der technischen Entwicklung im Flugzeugbau in den letzten zwei Jahrzehnten und der damit verbundenen geänderten Zusammensetzung des Flugverkehrs Rechnung. Diese Datengrundlage ist repräsentativ für den in Deutschland aktuellen und in den nächsten zwei Dekaden zu erwartenden Luftverkehr. Sie ist an die Datenstrukturen und die Berechnungsformalismen sowohl der AzB-2008 als auch der DIN 45689 angepasst. Zusätzlich wurden die Daten noch für die „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen“ (BUF) konvertiert. Grundlage für die Arbeit waren Daten von Fluglärmüberwachungsanlagen an sieben deutschen Verkehrsflughäfen, die im Rahmen des im Luftfahrtforschungsprogrammes durchgeführten Projekts MODAL erhoben worden waren.

Für fünf generische, aber für deutsche Flugbetriebe repräsentative Szenarien wurden dann Vergleichsberechnungen mit der Datenbasis der AzB-2008 und der neuen Datengrundlage durchgeführt und diskutiert. Dabei wurden äquivalente Dauerschallpegel und NAT-Kriterien ermittelt.

Darüber hinaus wurden mögliche Modifikationen an den der AzB und der DIN zugrunde liegenden Berechnungsalgorithmen untersucht und diskutiert. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen zeigten, dass insbesondere die AzB bezogen auf ihren Anwendungsbereich keiner wesentlichen Modifikationen bedarf.

Die neu erarbeiteten Datengrundlagen für AzB und DIN sowie die für die BUF konvertierten Daten sind in drei separaten Anhangbänden zusammengestellt.

## **Abstract**

In the research project described here, a database of civil aircraft was developed for the purpose of aircraft noise computation. This database takes into account the technical development of aircraft construction in the last two decades and the resulting effects on the air traffic fleet mix. It is representative of the current air traffic in Germany and the air traffic expected in the next two decades. The database is adapted to the data structures and the calculation algorithms of AzB-2008 and DIN 45689. In addition, the data were converted for the "Calculation Method for the Environmental Noise at Airports" (BUF). The basis for the work was data from aircraft noise monitoring systems at seven German airports, which had been collected as part of the MODAL project carried out in the Federal Aviation Research Program.

For five generic, but representative scenarios for the air traffic at German airports, comparative calculations with the database of the AzB-2008 and the new database were then carried out. Equivalent continuous sound levels and NAT criteria were estimated and discussed.

In addition, potential modifications to the calculation algorithms on which the AzB and DIN are based were examined and discussed. The results of these investigations showed that the AzB in particular does not need any significant modifications with regard to its field of application.

The newly developed databases for AzB and DIN and the data converted for the BUF are compiled in three separate appendix volumes.

## Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis .....	5
Tabellenverzeichnis .....	8
Abkürzungen und Symbole.....	10
1 Hintergrund .....	39
1.1 Problemdarstellung .....	39
1.2 Zielsetzung .....	39
2 Vorgehensweise.....	40
2.1 Vorhabenstruktur und Datenpool .....	40
2.2 Arbeitspaket 1 – Fortschreibung der Datengrundlagen .....	41
2.3 Arbeitspaket 2 – Weiterentwicklung von Rechenverfahren .....	42
2.4 Arbeitspaket 3 – Szenarien- und Einzelfalluntersuchungen .....	43
2.5 Implementation der neuen Lfz-Gruppen in die BUF-D.....	44
3 Fortschreibung der Datengrundlagen .....	44
3.1 Grundlegende Konzepte zur Gruppierung.....	44
3.2 Erstellung eines Gruppierungsschemas für die AzB .....	45
3.2.1 Gruppierungsschema der AzB-2008.....	45
3.2.2 Aktualisiertes AzB-Gruppierungsschema .....	46
3.2.3 Übersicht über die vorgeschlagenen zivilen Luftfahrzeuggruppen .....	48
3.2.4 Festlegung von Referenztypen.....	49
3.2.5 ANP-Substitute als Referenztypen .....	50
3.2.6 Erläuterungen zur Festlegung der einzelnen zivilen Gruppen .....	50
3.2.7 Unterteilung der Luftfahrzeuggruppen in Klassen .....	53
3.2.8 Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt und des Militärs sowie Hubschrauber .....	53
3.3 Erweiterung des Gruppierungsschemas für die DIN 45689 .....	54
3.3.1 Unterteilung der neuen AzB-Gruppen .....	54
3.3.2 Erläuterungen zur Unterteilung in Luftfahrzeugfamilien .....	58
3.4 Definition von Basis-Datenformaten .....	60
3.4.1 Akustische Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008 und die DIN 45689 .....	60
3.4.2 Operationelle Abflug-Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008 .....	61
3.4.3 Operationelle Anflug-Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008 .....	63
3.4.4 Operationelle Basisdaten der Referenzversionen für die DIN 45689 .....	66
3.4.5 Verallgemeinertes Anflugverfahren.....	67
3.4.6 Modellierung von Platzrunden.....	69
3.5 Erstellung von Fixpunkt-Profilen.....	69
3.5.1 Begriffsbestimmung .....	69
3.5.2 Randbedingungen, verfügbare Daten und Modelle .....	70
3.5.3 Verwendung des INM 7.0 zur Berechnung von Fixpunkt-Profilen für den Abflug.....	71
3.5.4 Modellierung von reduziertem Startschub im INM .....	74
3.5.5 Umrechnung von Parametern für die Triebwerksleistung in Zusatzpegel .....	74
3.5.6 Zusatzpegeländerungen beim Start .....	74
3.5.7 Zusatzpegeländerungen bei der Landung.....	76

3.5.8	Anmerkungen zu den flugbetrieblichen Datensätzen.....	77
4	Anpassung der Basis-Datensätze .....	80
4.1	Beschreibung des Workflows .....	80
4.2	Auswertung der MODAL-Daten .....	80
4.2.1	Erhobene Daten .....	80
4.2.2	Datennacherhebung .....	81
4.2.3	Aufbereitung der Basis-Informationen .....	81
4.2.4	Aufbereitung der Messwerte von Fluglärm-Überwachungsanlagen .....	82
4.2.5	Voranalyse der akustischen Messdaten mit MODAL_MP .....	84
4.2.6	Aufbereitung der Radardaten .....	85
4.3	Auswahl der mit dem INM ermittelten Flugprofile .....	86
4.3.1	Vorgehensweise bei Abflugprofilen .....	86
4.3.2	Vorgehensweise bei Anflugprofilen .....	88
4.4	Akustische Anpassung der Basisdatensätze .....	88
4.4.1	Workflow.....	88
4.4.2	Iterative Anpassung von Rechen- und Messwerten .....	90
4.5	Vergleiche zwischen neuen Lfz-Daten und Lfz-Daten der AzB-2008.....	92
4.5.1	Besonderheiten bei der akustischen Anpassung .....	92
4.5.2	Vergleich der klassenspezifischen Streuungen $Q_{\sigma}$ .....	92
4.5.3	Vergleiche mit Messungen der Fluglärmüberwachungsanlagen.....	93
4.5.4	Footprint-Berechnungen und kombinierte Pegeldifferenz-Darstellungen.....	95
4.5.5	Ergebnisse der Footprint-Vergleiche .....	96
4.5.6	Anmerkungen zu den Vergleichsrechnungen .....	99
4.5.7	Bewegungsäquivalente .....	101
4.5.8	Generelle Trends aus den Vergleichen .....	102
5	Weiterentwicklung von Rechenverfahren.....	104
5.1	Weiterentwicklung des akustischen Modells .....	104
5.1.1	Übergang zum Modell der bewegten Punktschallquelle .....	104
5.1.2	Modellierung von Flugkorridoren .....	111
5.1.3	Beschreibung der lateralen Richtwirkung.....	112
5.1.4	Polynomverteilungen für typenspezifische Pegelstreuung .....	114
5.2	Weiterentwicklung des operationellen Modells .....	121
5.2.1	Modellierung von Kurvenflügen .....	121
5.2.2	Simulationsansatz zur Bestimmung prozeduraler Profile .....	125
5.3	Zusammenfassung.....	126
6	Untersuchung von Szenarien.....	128
6.1	Definition der Vergleichs-Szenarien mit der AzB-2008 .....	128
6.2	Ergebnisse der Szenarien-Untersuchungen.....	131
6.2.1	Lärmkonturen.....	131
6.2.2	Diskussion der Ergebnisse für die einzelnen Szenarien .....	131
6.2.3	Abschließende Bemerkungen .....	133
6.3	Darstellungen der Lärmkonturen .....	135

7 Literaturverzeichnis ..... 140



## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Schematische Darstellung der im ICAO Doc. 8168 definierten „Noise Abatement Departure Procedures“ NADP 1 und NADP 2 (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....	61
Abbildung 2:	Standard-Anflugverfahren für die überarbeitete AzB-2008. Diese Abbildung ersetzt Abbildung 1 in der AzD-2008 (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	63
Abbildung 3:	Verallgemeinertes Anflugverfahren L2 nach DIN 45689 (Quelle: eigene Darstellung, DLR)	67
Abbildung 4:	Implementation des A350 aus der ANP-Database ins INM 7.0 (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21] ) .....	70
Abbildung 5:	Die wichtigsten Dateien der INM-Database. Die grau dargestellten Dateien wurden für die Berechnung der prozeduralen Profile nicht benötigt. (Quelle: eigene Darstellung, DLR) ...	71
Abbildung 6:	Auszug aus einem Flight Path Report des INM (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21]) .....	72
Abbildung 7:	Verlauf des korrigierten Nettoschubs beim Start eines A320-211 mit maximalem und auf 90% reduziertem Startschub (Quelle: eigene Darstellung, DLR, Berechnung mit INM 7.0).	75
Abbildung 8:	Einfluss einer Zusatzpegelabnahme beim Startvorgang am Beispiel der AzB-Gruppe S5.2 für Zusatzpegel am Startpunkt von 0 dB (rot), 3 dB (grün) und 5 dB (schwarz) (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	76
Abbildung 9:	Daten des Flight-Data-Recorders (FDR) für Anflüge eines 2-motorigen Großraumflugzeuges während der letzten 15 nautischen Meilen vor dem Aufsetzpunkt (Quelle: DLR [33]) .....	77
Abbildung 10:	Schubverläufe für die EMB 120 auf der Basis von Jet-Koeffizienten (oben) und Propeller-Koeffizienten (unten). Das erste Segment repräsentiert den Startrollvorgang. (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21]) .....	79
Abbildung 11:	Schematische Vorgehensweise bei der Datenauswertung. Der Prozess der Datengenerierung ist im Abschnitt 3.4, die Datenanpassung auf der Basis der MODAL-Daten ist im Abschnitt 4.2 beschrieben. (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....	80
Abbildung 12:	Vorgehensweise bei der Erstellung eines MODAL Flight-Files (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	81
Abbildung 13:	Ergebnis der Auswertung einer Maximalpegelverteilung von Abflügen von Flugzeugen eines Typs aus der Gruppe S3_M130_T2_N7 mit MODAL_MP (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	84
Abbildung 14:	Glättung von Geschwindigkeitsverläufen mit RADARTRACK: Links Originaldaten, rechts nach Glättung mit gleitendem Mittelwert mit einer Mittelungslänge von 1250 m (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	85
Abbildung 15:	Auswertung von Flughöhenprofilen mit RADARTRACK: Perzentile von Flughöhenverläufen (links) und Höhenverteilung an verschiedenen Schnitten längs der Flugbahn (rechts) (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....	86
Abbildung 16:	Vergleich von mit dem INM berechneten Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofilen für Abflüge eines Twin-Aisle Großraumflugzeugs mit Vollschub mit den Medianen für Höhe und Geschwindigkeit aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	87
Abbildung 17:	Vergleich von mit dem INM berechneten Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofilen für Abflüge eines Twin-Aisle Großraumflugzeugs mit reduziertem Schub mit den Medianen für Höhe und Geschwindigkeit aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	87

Abbildung 18:	Vergleich der Geschwindigkeitsprofile für Propellerflugzeuge mit MTOM > 15 t für die Gruppe P2.1 nach AzB-2008 und für die Gruppe P3_MXXX_TU mit den Geschwindigkeitsmedianen aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	88
Abbildung 19:	Workflow zum Anpassen der akustischen Basisdatensätze (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	89
Abbildung 20:	Screenshot einer Auswertung mit SPAV. Aufgetragen ist das Ergebnis eines Iterationsschritts als Differenz im arithmetisch gemittelten AS-bewerteten Maximalschalldruckpegel zwischen Rechnung und Messung für Messstellen an vier Flughäfen. (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	91
Abbildung 21:	Footprint-Vergleich für die Klassen S5.2 (gestrichelt) und S3_M130_T7-SB (durchgezogen). Dargestellt sind Konturen $L_{pAS,max} = 60, 70, 80$ dB und $L_{pAE} = 70, 80, 90$ dB. Farbig hinterlegt sind die Pegeldifferenzen $\Delta L = L_{neu} - L_{2008}$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	96
Abbildung 22:	Prinzip des Modells der bewegten Punktschallquelle (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	104
Abbildung 23:	Workflow des Programmpaketes AZBPLUS (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	105
Abbildung 24:	Überlagerung von Basis-Immissionsgittern. Dargestellt sind Maximalpegel-Basisgitter für eine An- (links) und Abflugstrecke (Mitte) sowie das Resultat einer Überlagerung von 72 Maximalpegelgittern zu einem Gitter (rechts), das Aufwachreaktionen beschreibt (siehe Abschnitt 5.1.4.4). (Quelle: eigene Darstellung, erzeugt aus grafischen Ergebnissen von NMLOT [44], DLR).....	106
Abbildung 25:	Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Anflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	107
Abbildung 26:	Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Abflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	108
Abbildung 27:	Links: Verlauf von Fluggeschwindigkeit $V$ für den Abflug der Gruppe S5.2 nach AzB-2008 bzw. AZBPLUS und daraus resultierende Differenz $\Delta D_V$ im Geschwindigkeitsmaß. Rechts: Vergleich zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für den $L_{pAeq,Tag}$ für Abflüge unter Verwendung des AzB-Beschleunigungsmodells bei AZBPLUS. (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	109
Abbildung 28:	Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für das untersuchte Gesamtszenario unter Verwendung des AzB-Beschleunigungsmodells bei AZBPLUS (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	109
Abbildung 29:	Links: Einfluss der Zeitretardierung am Beispiel einer Berechnung des $L_{pAeq,Tag}$ für Abflüge der Gruppe S5.2 mit AZBPLUS. Rechts: Aus dem Überflug einer Monopolquelle in 1000 m Höhe resultierende Schallpegelverläufe mit und ohne Retardierung. (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	110
Abbildung 30:	Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Abflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn unter Annahme eines Flugkorridors (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	111
Abbildung 31:	Definition des longitudinalen Abstrahlwinkels $\vartheta$ und des lateralen Abstrahlwinkels $\varphi$ . $(x,y,z)$ ist das lokale Koordinatensystem, $(x',y',z')$ das flugzeugfeste Koordinatensystem. (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	112
Abbildung 32:	Engine Installation Correction $\Delta_i$ nach SAE AIR 5662 (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	113
Abbildung 33:	Dichtefunktion $\varphi$ und Verteilungsfunktion $\Phi$ für die Standard-Normalverteilung und die modifizierten Normalverteilungen $\Phi_2$ und $\Phi_3$ in den Intervallen $[-2,+2]$ bzw. $[-3,+3]$ (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....	116

Abbildung 34: Dichtefunktionen und Verteilungsfunktionen für eine Polynom-Anpassung  $p_{4,2}$  und die modifizierte Standard-Normalverteilung im Intervall  $[-2,+2]$  (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....117

Abbildung 35: Dichtefunktionen und Verteilungsfunktionen für eine Polynom-Anpassung  $p_{8,3}$  und die modifizierte Standard-Normalverteilung im Intervall  $[-3,+3]$  (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....117

Abbildung 36: Vergleich von berechneten Konturen für  $NAT_{68}$  und Aufwachreaktion  $N_{AWR}$  für Normalverteilte Pegel  $\varphi$  und Polynomverteilungen  $p_{4,2}$  und  $p_{8,3}$ . Farblich hinterlegt sind die Differenzen  $\Delta N = N(\varphi) - N(p_{8,3})$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....120

Abbildung 37: Vergleichsrechnungen des  $L_{pAE}$  und  $L_{pAS,max}$  für Abflüge eines A320-200 mit 67.5 t TOM bzw. einer B747-400 mit 397 t MTOM mit und ohne Einfluss des Querneigungswinkels auf die Flugbahn. Farblich codiert sind die Differenzen  $\Delta L = L_{mit\ Bank} - L_{ohne\ Bank}$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....123

Abbildung 38: Vergleichsrechnungen des  $L_{pAE}$  und  $L_{pAS,max}$  für Abflüge eines A320 mit 67.5 t TOM für unterschiedliche Bahnmodellierungen und laterale Richtcharakteristiken. Farblich codiert sind die Differenzen  $\Delta L = L_{mit\ Bank} - L_{ohne\ Bank}$ , jeweils mit lateraler Richtcharakteristik. (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....124

Abbildung 39: Berechnung prozeduraler Profile durch Mittelung über ein Segment (links) oder Simulation (rechts) (Quelle: eigene Darstellung, DLR).....125

Abbildung 40: Geometrie des zu Grunde gelegten Bahnsystems (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....128

Abbildung 41: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario A (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....135

Abbildung 42: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario A (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....135

Abbildung 43: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario B (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....136

Abbildung 44: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario B (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....136

Abbildung 45: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario C (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....137

Abbildung 46: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario C (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....137

Abbildung 47: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario D (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....138

Abbildung 48: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario D (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....138

Abbildung 49: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario E (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....139

Abbildung 50: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario E (Quelle: eigene Darstellung, DLR) .....139

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Verkehrsflughäfen, für die im Rahmen des Projekts MODAL Daten erhoben wurden .....	40
Tabelle 2:	AzB-2008-Gruppen für Strahlflugzeuge mit Lärmzulassung nach Kapitel 3 oder 4.....	46
Tabelle 3:	Kennungsschema: Teilkennungen für Triebwerksart, Zulassung nach ICAO Annex 16 und Bereich der Höchstabflugmasse. ....	47
Tabelle 4:	Kennungsschema: Teilkennungen für Triebwerksanzahl und Nebenstromverhältnis (nur bei Strahlflugzeugen). ....	47
Tabelle 5:	Übersicht über die vorgeschlagenen zivilen Luftfahrzeuggruppen. ....	48
Tabelle 6:	Umbenennung der Luftfahrzeuggruppen der Allgemeinen Luftfahrt und des Militärs sowie der Hubschrauber- und APU-Gruppen der AzB .....	54
Tabelle 7:	Unterteilung einer AzB-Luftfahrzeuggruppe für die DIN 45689 .....	55
Tabelle 8:	Beispiel für Substitutions-Pegeldifferenzen .....	55
Tabelle 9:	Für die DIN 45689 definierte Luftfahrzeugfamilien und -typen. ....	56
Tabelle 10:	Beispiel für Datenblatt für den Abflug.....	62
Tabelle 11:	Beispiel für Datenblatt für den Standard-Anflug.....	64
Tabelle 12:	Operationelle Basisklassen für DIN 45689.....	66
Tabelle 13:	Parameter für den verallgemeinerten L2-Anflug nach DIN 45689 im Datenblattformat ....	67
Tabelle 14:	Aus dem Flight Path Report extrahierte für ein Fixpunktprofil relevante Punkte.....	73
Tabelle 15:	Aus dem Flight-Path-Report erstelltes Profil im AzB-Datenblatt-Format.....	73
Tabelle 16:	Übersicht über die untersuchten Messstellen für die Jahre 2013 und 2014. ....	82
Tabelle 17:	Vergleich der klassenspezifische Streuungen $Q_{\sigma}$ zwischen den neuen Lfz-Klassen und den Lfz-Klassen der AzB-2008 .....	93
Tabelle 18:	Arithmetisch gemittelte Pegeldifferenzen $\overline{\Delta L_{RM}}$ zwischen Rechnung und Messung für die Lfz-Klassen der AzB-2008 für alle Messstellen in den Jahren 2013 und 2014.....	94
Tabelle 19:	Arithmetisch gemittelte Pegeldifferenzen $\overline{\Delta L_{RM}}$ zwischen Rechnung und Messung für die neuen Lfz-Klassen für alle Messstellen in allen Untersuchungsjahren.....	95
Tabelle 20:	Vergleich der $L_{pAE}$ -Footprints für die Anflugklassen der neuen Luftfahrzeugklassen mit den entsprechenden Klassen der AzB-2008. Eingetragen sind die Flächenverhältnisse $\%F_{AE}$ sowie die zugehörigen äquivalenten Pegeldifferenzen $\Delta L_{F,AE}$ . ....	97
Tabelle 21:	Vergleich der $L_{pAE}$ -Footprints für die Abflugklassen der neuen Luftfahrzeuggruppen mit den entsprechenden Klassen der AzB-2008. Eingetragen sind die Flächenverhältnisse $\%F_{AE}$ sowie die zugehörigen äquivalenten Pegeldifferenzen $\Delta L_{F,AE}$ . ....	98
Tabelle 22:	Übersicht über die Bewegungsäquivalente für die neu vorgeschlagenen Lfz-Klassen. Referenz sind die Klassen S3_M130_T2_N7-SB und S3_M130_T2_N7-L.....	101
Tabelle 23:	Koeffizienten der lateralen Richtwirkungsfunktion $D_{lat}$ .....	113
Tabelle 24:	Ergebnisse der NAT-Berechnungen .....	119
Tabelle 25:	Ergebnisse der AWR-Berechnungen (für die Verteilungen $\varphi$ , $\varphi_2$ und $\varphi_3$ wurde eine Klassenbreite von 1 dB angesetzt).....	120
Tabelle 26:	Prioritätenliste für eine zukünftige Überarbeitung der AzB (A) bzw. DIN 45689 (D) .....	127

Tabelle 27:	Basisdefinition der Szenarien .....	128
Tabelle 28:	Verteilung der Flugbewegungen auf die Start-/Landebahnen. ....	129

## Abkürzungen und Symbole

### Abkürzungen

Abkürzung	Bedeutung
ACFT-ID	Kennung eines Flugzeuges in der ANP
ADV	Arbeitsgemeinschaft Deutscher Verkehrsflughäfen
AEDT	Aviation Environmental Design Tool
AIRMOD	Aircraft Noise Modelling Task Group der ECAC
ANP	Aircraft Noise and Performance Database
AP	Arbeitspaket
APU	Hilfstriebwerk ("Auxiliary Power Unit")
ATD	Aircraft Type Designator
ATOM	aktuelle Abflugmasse
AzB	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen
AzB-2008	in der 1. Fluglärmschutzverordnung von 2008 veröffentlichte AzB
AZBPLUS	DLR-Programmplattform zur Berechnung von Fluglärm
AzD	Anleitung zur Datenerfassung
BCOP	Boeing Climbout Program
BPR	Nebenstromverhältnis (Bypass Ratio)
CDA	lärmminderndes Anflugverfahren vom Typ Continuous Descent Approach
CGN	IATA-Code Flughafen Köln/Bonn
DES	Datenerfassungssystem
DIN	Deutsches Institut für Normung e.V.
DLH	Deutsche Lufthansa AG
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
DUS	IATA-Code Flughafen Düsseldorf
EASA	European Union Aviation Safety Agency
ECAC	European Civil Aviation Conference
EDDB	ICAO-Code Flughafen Berlin-Schönefeld
EDDF	ICAO-Code Flughafen Frankfurt/Main
EDDL	ICAO-Code Flughafen Düsseldorf
EDDK	ICAO-Code Flughafen Köln/Bonn
EDDP	ICAO-Code Flughafen Leipzig/Halle
EDDM	ICAO-Code Flughafen München
EDDT	ICAO-Code Flughafen Berlin-Tegel
EDDV	ICAO-Code Flughafen Hannover
EffFlug	Effizienzsteigerung im Flugbetrieb (LuFo-Vorhaben)
EPR	Triebwerksdruckverhältnis (Engine Pressure Ratio)
FAA	Federal Aviation Administration

FRA	IATA-Code Flughafen Frankfurt/Main
FluLärmG	Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm
HAI	IATA-Code Flughafen Hannover
IAS	Angezeigte Fluggeschwindigkeit (Indicated Airspeed)
IATA	International Air Transport Association
ICAO	International Civil Aviation Organization
INM	Integrated Noise Model
LDLP	lärmminderndes Anflugverfahren vom Typ „Low-Drag-Low-Power“
LEJ	IATA-Code Flughafen Leipzig/Halle
Lfz	Luftfahrzeug
LuFo	Luftfahrtforschungsprogramm des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie
METAR	standardisierte Wettermeldung für Flughäfen (METeorological Aerodrome Report)
MLM	Höchstlandemasse (Maximum Landing Mass)
MPI	Max-Planck-Institut
MODAL	Modelle und Daten zur Entwicklung von aktiven Schallschutzmaßnahmen im Luftverkehr (LuFo-Vorhaben)
MUC	IATA-Code Flughafen München
MTOM	Höchstabflugmasse (Maximum Takeoff Mass)
NADP	Noise Abatement Departure Procedure
NALS	Normenausschuss Akustik, Lärmminderung und Schwingungstechnik im DIN/VDI
NPD	Noise-Power-Distance
RegEV	Flugzeug-Registrierungsdatenbank
SPAV	Software-Paket zur Auswertung und Visualisierung von gemessenen und berechneten Fluglärmwerten
SXF	IATA-Code Flughafen Berlin-Schönefeld
TAS	wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed)
TOM	Abflugmasse (Takeoff Mass)
TXL	IATA-Code Flughafen Berlin-Tegel
UBA	Umweltbundesamt

### Allgemeine Symbole

Größe	Einheit	Beschreibung
$a$	$m \cdot s^{-2}$	Bahnbeschleunigung
$c$	$m \cdot s^{-1}$	Schallgeschwindigkeit
$C_z$	$dB \cdot N^{-1}$	Umrechnungsfaktor für Schub- in Zusatzpegeländerung
$D_{l,n}$	dB	Richtwirkungsmaß für das n-te Oktavband nach 7.2.2 AzB-2008
$D_{lat}$	dB	laterale Richtwirkungskorrektur
$D_{L,n}$	dB	Luftabsorptionsmaß für das n-te Oktavband nach 7.2.4 AzB-2008
$D_s$	dB	Abstandsmaß nach 7.2.3 AzB-2008

Größe	Einheit	Beschreibung
$D_V$	dB	Geschwindigkeitsmaß nach 7.2.7 AzB-2008
$D_{Z,n}$	dB	Bodendämpfungsmaß für das n-te Oktavband nach 7.2.5 AzB-2008
$D_\Omega$	dB	Raumwinkelmaß 7.2.6 AzB-2008
$F$	N	Triebwerksschub
$g$	$m \cdot s^{-2}$	Gravitationsbeschleunigung
$h_0$	m	Zwischenanflughöhe
$h_Q$	m	Quellhöhe der Luftfahrzeuggruppe über Boden
$H$	m	Flughöhe
$L_{pAE}$	dB	A-bewerteter Schalldruckexpositionspegel
$\overline{\Delta L_{pAE}}$	dB	arithmetisch gemittelte Differenzen des A-bewerteten Schalldruckexpositionspegels
$L_{pAS,max}$	dB	AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel
$\overline{\Delta L_{pA,max}}$	dB	arithmetisch gemittelte Differenzen des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels
$L_{pAeq,Nacht}$	dB	auf 8 Nachtstunden bezogener äquivalenter Dauerschalldruckpegel
$L_{pAeq,Tag}$	dB	auf 16 Tagesstunden bezogener äquivalenter Dauerschalldruckpegel
$L_{p,n}$	dB	Schalldruckpegel für das n-te Oktavband
$L_S$	dB	Pegelschwelle
$L_{W,n}$	dB	Schalleistungspegel für das n-te Oktavband
$L'_{WE,n}$	dB	Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition für das n-te Oktavband
$m$	kg	Luftfahrzeugmasse
$n$		Oktavbandnummer (1 bis 8)
$NAT_L$		Überschreitungshäufigkeit („Number above Threshold“) des Pegels $L$
$O_n$	dB	Oktavpegelwerte der AzB-2008
$Q_\sigma$	dB	Gruppen-/typenspezifische Standardabweichung der Emissionspegel
$R$		Gleitzahl
$R_n$		Richtungsfaktoren für das n-te Oktavband
$s$	m	Ausbreitungsentfernung
$s_{On}$	m	Bezugsentfernung, für die die Oktavpegelwerte $O_n$ der AzB-2008 definiert sind
$S_{OD}$		Bogenlänge des Sinkflugsegmentes
$S_{Land}$	m	maximale Landstrecke eines Luftfahrzeugs nach ANP
$S_V$	m	Verzögerungstrecke auf der Landebahn beim Landevorgang nach AzB
$S_Z$		Bogenlänge des Zwischenanflugsegmentes
$t$	s	Zeit
$t_{ret}$	s	retardierte Zeit
$V$	$m \cdot s^{-1}$	Fluggeschwindigkeit
$V_F$	$m \cdot s^{-1}$	Geschwindigkeit beim Endanflug
$V_{OD}$	$m \cdot s^{-1}$	Geschwindigkeit in 3050 m Höhe



Größe	Einheit	Beschreibung
$V_T$	$m \cdot s^{-1}$	Geschwindigkeit für Abrollen auf den Taxiway (15 m/s)
$V_{TD}$	$m \cdot s^{-1}$	Geschwindigkeit beim Aufsetzen
$V_0$	$m \cdot s^{-1}$	Geschwindigkeit beim Gleitfadeintritt
$X$	m	Bogenlängenkoordinate am Ende des Gleitpfades
$X_F$	m	Bogenlängenkoordinate, bei der die Landekonfiguration eingestellt ist
$Z$	dB	Zusatzpegel zur Berücksichtigung von Änderungen der Emission
$Z_{PR}$	dB	Zusatzpegel für Platzrunden
$Z_R$	dB	Zusatzpegel für Gegenschub
$\%F_{AE}$		prozentuales Konturflächenverhältnis von $L_{PAE}$ -Konturen
$\alpha$	rad/°	Höhenwinkel zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort
$\gamma_0$	rad/°	Gleitwinkel im Zwischenanflug
$\gamma_{OD}$	rad/°	Sinkwinkel bis zum Zwischenanflug
$\Delta_I$	dB	„Engine Installation Correction“ nach ECAC Doc.29
$\Delta L$	dB	Pegeldifferenz
$\Delta L_{F,AE}$	dB	äquivalente Pegeldifferenz zum Konturflächenverhältnis $\%F_{AE}$
$\Delta L_{i,n}$	dB	allg. Korrekturen für Schallausbreitungseffekte
$\Delta L_{neu}$	dB	Pegelkorrektur bei der Anpassung der akustischen Datensätze
$\Delta L_{Subst}$	dB	Pegeldifferenz zwischen substituiertem Luftfahrzeug und Referenz-Luftfahrzeug
$\sigma'$	m	Längs eines Flugweges ab einem Bezugspunkt (z.B. Startpunkt, Landeschwelle) gemessene Bogenlänge
$\varphi$	rad/°	lateraler Abstrahlwinkel zwischen Flugzeughochachse und Immissionsort
$\vartheta$	rad/°	longitudinaler Abstrahlwinkel zwischen Flugzeuglängsachse und Immissionsort
$\rho$	m	seitlicher Abstand von der Flugspur
$o$		Bezugsgröße
an/ab		Index für einen An- bzw. Abflug
IAS		Index für angezeigte Geschwindigkeit
n		Index für die laufende Oktavbandnummer
ref		Index für einen Referenzwert
sub		Index eine substituierte Größe
TAS		Index für wahre Geschwindigkeit

### Symbole zum flugmechanischen Modell aus ECAC Doc.29

Die für das flugmechanische Modell in ECAC Doc.29 [1] verwendeten Maßeinheiten basieren fast durchgehend auf dem in der Luftfahrt verwendeten imperialen System (ft, kt, lbf etc.). Im vorliegenden Bericht wird – im Gegensatz zur DIN 45689-1 [2] – auf eine Anpassung der aus Doc.29 übernommenen Gleichungen und Koeffizienten verzichtet, da in einigen zitierten Beispielen aus dem Integrated Noise Model [3] ebenfalls imperiale Einheiten verwendet werden. Sofern sich aus Gleichungen imperiale Einheiten ergeben, ist dies ausgewiesen.

Größe	Imp. Einheit	Beschreibung
$a$	$\text{ft}\cdot\text{s}^{-2}$	Bahnbeschleunigung
$F_n$	lbf	Triebwerksschub
$C$	$\text{kt}\cdot\text{lbf}^{-1/2}$	Koeffizient zur Berechnung der Abhebegeschwindigkeit
$D$	$\text{kt}\cdot\text{lbf}^{-1/2}$	Koeffizient zur Berechnung der Aufsetzgeschwindigkeit
$B$	$\text{ft}\cdot\text{lbf}^{-1}$	Koeffizient zur Berechnung der Startrollstrecke
$E$	lbf	Koeffizient zur Berechnung des Triebwerksschubes
$F$	$\text{lbf}\cdot\text{kt}^{-1}\cdot\text{s}$	Koeffizient zur Berechnung des Triebwerksschubes
$G_A$	$\text{lbf}\cdot\text{ft}^{-1}$	Koeffizient zur Berechnung des Triebwerksschubes
$G_B$	$\text{lbf}\cdot\text{ft}^{-2}$	Koeffizient zur Berechnung des Triebwerksschubes
$h$	ft	Flughöhe
$H$	$\text{lbf}\cdot\text{C}^{-1}$	Koeffizient zur Berechnung des Triebwerksschubes
$P_p$	hp	Leistung des Propellertriebwerkes
$R$		Gleitzahl
$T$	$^{\circ}\text{C}$	Temperatur
$V_I$	kt	angezeigte Fluggeschwindigkeit („Indicated Airspeed“)
$V_T$	kt	wahre Fluggeschwindigkeit („True Airspeed“)
$W$	lbf	Luftfahrzeuggewicht
$W_L$	lbf	Landegewicht
$\Delta a_{\varepsilon}$	$\text{ft}\cdot\text{s}^{-2}$	Beschleunigungskorrektur im Kurvenflug
$\Delta F_{\varepsilon}$	lbf	Schubkorrektur im Kurvenflug
$\Delta \sin\gamma_{\varepsilon}$		Steigwinkelkorrektur im Kurvenflug
$\gamma$	$\text{rad}/^{\circ}$	Steig-/Sinkwinkel
$\delta$		Dichteverhältnis
$\varepsilon$	$\text{rad}/^{\circ}$	Querneigungswinkel („Bank-Angle“)
$\eta$		Propellerwirkungsgrad

**Symbole zur Berechnung von Verteilungsfunktionen**

Größe	Einheit	Beschreibung
$\pm a$		Grenzen des Normierungsintervalls $[-a,+a]$
$a_i$		Koeffizienten der Expositions-Wirkungs-Beziehung
$b_i$		Koeffizienten der normierten Expositions-Wirkungs-Beziehung
$f$		Verteilungsdichtefunktion
$f_{AWR}$		Expositions-Wirkungs-Beziehung für Aufwachreaktionen
$F$		Verteilungsfunktion
$\text{erf}$		Fehlerfunktion
$k_a$		Korrekturfaktor für modifizierte Standard-Normalverteilung

Größe	Einheit	Beschreibung
$k_{2m,a}$		Korrekturfaktor für Verteilungspolynom des Grades 2m im Intervall $[-a,+a]$
$L_0$	dB	arithmetischer Mittelwert der Maximalpegelverteilung
$L_{0,energ}$	dB	energetischer Mittelwert der Maximalpegelverteilung
$L_{max}$	dB	Maximalpegel
$L_S$	dB	Pegelschwellenwert
$N_i$		Häufigkeitsbeitrag zu NAT
$N_{A,i}$		Beitrag zur Anzahl von Aufwachreaktionen
$p_{2m,a}$		Verteilungspolynom des Grades 2m im Intervall $[-a,+a]$
$w$		Wahrscheinlichkeitsdichte der typenspezifischen Maximalpegelverteilung
$x$		Substitutionsvariable auf Standard-Normalverteilung
$x_S$		normierter Pegelschwellenwert
$\Delta_a$		Korrektursummand für modifizierte Standard-Normalverteilung
$\varphi$		Verteilungsdichtefunktion der Standard-Normalverteilung
$\varphi_a$		Verteilungsdichtefunktion der modifizierten Standard-Normalverteilung
$\Phi$		Verteilungsfunktion der Standard-Normalverteilung
$\Phi_a$		Verteilungsfunktion der modifizierten Standard-Normalverteilung
$\sigma$	dB	Standardabweichung der Maximalpegelverteilung

## Zusammenfassung

### Hintergrund und Zielsetzung

Die im Jahr 2008 veröffentlichte 1. Fluglärmschutzverordnung [4] beschreibt ein Verfahren zur Berechnung des nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm zu ermittelnden Lärmschutzbereichs. Dieses Verfahren besteht aus der „Anleitung zur Datenerfassung, AzD“ und der „Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen, AzB“. Die in der AzB-2008 ausgewiesenen Datensätze entsprechen im Wesentlichen den im Jahr 1999 durch das Umweltbundesamt (UBA) veröffentlichten Luftfahrzeugklassen [5], ergänzt um die Daten für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt aus der DIN 45684 [6] (in der Version von 2006).

Die erste Version der AzB wurde 1975 veröffentlicht [7]. Eine Überarbeitung der Basisdaten wurde im Jahr 1984 herausgegeben [8]. Die 1999 veröffentlichten überarbeiteten Daten basieren auf den Ergebnissen einer Auswertung aus den Jahren 1992 bis 1996. Diese ersten beiden Überarbeitungen erfolgten also etwa im 10-Jahres-Turnus. Allerdings wurde es zum Zeitpunkt der Veröffentlichung des Rechenformalismus der AzB im Jahr 2008 versäumt, auch die Datengrundlage anzupassen. Es wurde lediglich eine neue Luftfahrzeuggruppe S8 für den A380 eingeführt, die allerdings eine Kopie der bestehenden Gruppe S7 darstellte, und die insbesondere die Emissionen beim Start deutlich überschätzte. Nichtsdestoweniger war zum damaligen Zeitpunkt die Datenbasis durchaus noch geeignet, den Luftverkehr mit der Zielsetzung einer Ermittlung von Lärmschutzbereichen zu beschreiben, da die hierfür relevanten Lfz-Muster adäquat modelliert wurden.

Mitte der zweiten Dekade des neuen Millenniums hatte sich die Situation aber deutlich geändert. Durch die Entwicklung von Triebwerken mit Nebenstromverhältnissen von 7-12 wurden deutlich leisere Flugzeuge in den Luftverkehr eingeführt. Auch wenn eine umfassende Verbreitung dieser Flugzeuge wohl erst im zweiten Drittel des 21. Jahrhunderts erfolgt sein wird, können die Auswirkungen der Einführung der modernen Typen auf die Lärmimmissionen derzeit nicht mehr vernachlässigt werden. Eine Überarbeitung der Datengrundlage der AzB-2008 war also dringend notwendig. Der aktuelle Zeitpunkt dazu war insofern als günstig anzusehen, als das derzeit verfügbare technische Niveau im Luftfahrzeugbau zumindest in den nächsten 20-30 Jahren die praktische Referenz darstellen wird.

Zum Ende des Jahres 2020 wird der erste Teil der vom Unterausschuss „Fluggeräusche“ des Normenausschusses Akustik, Lärminderung und Schwingungstechnik im DIN/VDI (NALS) erarbeiteten Normenreihe DIN 45689 "Akustik - Ermittlung von Fluggeräuschimmissionen an Flugplätzen" erscheinen. Deren erster Teil beschreibt ein Berechnungsverfahren, das im Kern nahezu identisch zur AzB-2008 ist. Zusätzlich werden im Anhang der Norm Rechenverfahren und auch Möglichkeiten zur Generierung von Flugleistungsdaten in Anlehnung an das im Anhang B des ECAC Doc.29 [1] definierte Verfahren beschrieben. Der zweite Teil der Normenreihe [9] dürfte im Jahr 2021 erscheinen. Er behandelt die Datenbereitstellung, bildet also das Analogon zur AzD. Diese Normenreihe ist geeignet, zukünftig u. a. als Nachfolger der Regelwerke AzD und AzB-2008 zu dienen und stellt daher vergleichbare Anforderungen an die Eingabedaten. Dies trifft auch auf die DIN 45684 zu, denn diese enthält neben den Daten für Propellerkleinflugzeuge der Gruppen P1.x auch von der AzB-2008 übernommene Daten der Gruppen P2.x und S5.1.

Im hier beschriebenen Forschungsvorhaben sollte zunächst eine Datenbasis ziviler Luftfahrzeuge erarbeitet werden, die eine sachgerechte Grundlage zur Modellierung der durch den aktuellen und zukünftigen zivilen Luftverkehr erzeugten Geräuschimmissionen bietet. Sie sollte gleichermaßen an die AzB-2008 als auch die DIN 45689 mit ihrer detaillierter geplanten Datenstruktur angepasst sein.

Die DIN 45684 stellt ein Rechenverfahren zur Ermittlung der Geräuschimmissionen an Landeplätzen bereit. Dieses umfasst auch eine Datengrundlage für Propellerflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt, die in die AzB-2008 integriert wurde. Diese Daten sind aktuell und bedürfen keiner Überprüfung. Allerdings hat die Norm in der aktuellen Version von 2013 auch einige Luftfahrzeuggruppen der AzB-2008

übernommen, so dass eine Änderung der AzB-Daten zwangsläufig eine Anpassung der DIN 45684 nach sich ziehen muss.

In einem zweiten Arbeitspaket sollten dann mögliche Weiterentwicklungen im Bereich der Berechnungsverfahren bzw. mögliche Ergänzungen/Optimierungen des in der AzB-2008 und der DIN 45689 beschriebenen Berechnungsalgorithmus untersucht werden.

Das dritte Arbeitspaket sollte sich schließlich der Analyse der Auswirkungen widmen, die sich durch geänderte Berechnungsverfahren und Datengrundlagen ergeben. Zunächst war zu untersuchen, wie sich die Änderungen in der AzB-Datengrundlage auf die Festsetzung von Lärmschutzbereichen nach dem FluLärmG auswirken würden. Dazu waren entsprechende Vergleichsberechnungen für generische Flugbetriebsszenarien, die auf für deutsche Flughäfen charakteristischen Verkehrszusammensetzungen basieren, durchzuführen.

Neben dieser datenbezogenen Analyse sollte noch untersucht werden, wie weit sich die im zweiten Arbeitspaket beschriebenen alternativen Berechnungsmöglichkeiten bzw. Modifikationen an den Berechnungsverfahren auf die Ermittlung von Lärmimmissionen auswirken.

### **Datenpool**

Die wesentliche Grundlage für die durchzuführenden Arbeiten bildete ein Datenpool, der im Rahmen des LuFo-Projekts MODAL [10] erhoben worden war. Er umfasste für sieben deutsche Verkehrsflughäfen (Berlin-Schönefeld, Berlin-Tegel, Düsseldorf, Frankfurt/Main, Hannover, Köln/Bonn und München) Messdaten für insgesamt 96 Messstellen der Fluglärmüberwachungsanlagen und dazu korrespondierende Radar-Aufzeichnungen von Flugverlaufsdaten. Dazu wurden umfangreiche Metadaten bereitgestellt, wie Flugpläne, Wetterinformationen, Daten zu Messstellen (Lage, Messschwellen, Ausfallzeiten). Ausgewertet wurden die Flugbetriebe der Jahre 2013 und 2014, wodurch insgesamt 2.9 Millionen auswertbare Flugbewegungen von zivilen Starrflügelflugzeugen mit Höchstabflugmassen von mehr als 5.7 t zur Verfügung standen.

Die Auswertung dieser Daten basierte auf den im Rahmen des Projekts MODAL entwickelten Programmpaketen MODAL\_MP [11] und RADARTRACK [12]. Diese Programmpakete wurden im Rahmen des Vorhabens kontinuierlich erweitert und den Anforderungen angepasst.

In den Jahren 2013 und 2014 lagen noch keine Daten für Flugzeuge modernster Bauart wie A220, A320neo, A350, B737MAX und Embraer 195-E2 vor. Aus diesem Grunde erfolgte im Jahr 2020 eine Nacherhebung, in deren Rahmen von den beteiligten Flughäfen entsprechende Daten aus den Jahren 2018 und 2019 bereitgestellt wurden. Diese Daten wurden durch Messungen vom Flughafen Leipzig-Halle ergänzt, über die Daten zu den Modellen Antonov An-12 und An-124 sowie Iljushin Il-76 bereitgestellt wurden. Der Umfang der zu den nacherhobenen Daten gehörenden Meta-Informationen beschränkte sich aus Kosten- und Zeitgründen allerdings auf das für die Auswertung notwendige Minimum. Insbesondere konnten keine umfassenden Flugverlaufsdaten bereitgestellt werden.

Neben diesen Messdaten wurde auf die „Aircraft Noise and Performance Database ANP“ von Eurocontrol [13], auf die „Airport Planning Manuals“ von Airbus [14], Boeing [15], Bombardier [16] und Embraer [17], die „Statistical Loads Data“ der Federal Aviation Administration FAA [18] sowie die „Type Certification Data Sheets“ der European Union Aviation Safety Agency EASA [19] zurückgegriffen. Unterstützende Informationen wurden von Lufthansa, Austrian Airlines, Condor – teils in Gesprächen mit Piloten – abgefragt.

### **Arbeitspaket 1 – Fortschreibung der Datengrundlagen**

Im Rahmen von MODAL war schon an Konzepten für die Definition von Datengrundlagen für Programme zur Fluglärmrechnung gearbeitet worden. Schwerpunkt war diesbezüglich aber eher die Konzeption von umfassenden Werkzeugen und Arbeitsabläufen zur Datenauswertung. Bei der

Überarbeitung einer AzB-Datengrundlage sind allerdings nicht nur wissenschaftliche Aspekte, sondern vielmehr praktische Anforderungen wie Validität über einen größeren Zeitraum (das Fluglärmgesetz definiert einen Prognosehorizont von zehn Jahren), Eindeutigkeit bei der Zuordnung von Luftfahrzeugen im Rahmen von Verkehrsprognosen und universelle Anwendbarkeit auf die maßgeblichen deutschen Flughäfen wichtig.

### Definition von Luftfahrzeuggruppen

Der erste Schritt einer Überarbeitung der AzB-Datengrundlage ist immer das Aufsetzen einer Struktur aus Luftfahrzeuggruppen, die dann geeignet in Klassen für An- und Abflüge unterteilt werden. Jeder dieser Klassen ist dann ein Datenblatt zuzuordnen, das die für eine akustische Immissionsberechnung notwendigen luftfahrzeugspezifischen Daten bereitstellt. Die ursprüngliche AzB unterteilte die Gruppen nach Höchstabflugmassen und Lärmzulassungsstufe nach ICAO Annex 16, Band I [20]. In der ersten Überarbeitung von 1984 wurde die Triebwerksanzahl als dritter Gruppierungsparameter eingeführt. Außerdem wurde eine separate Gruppe S1(2) für die von der Lufthansa betriebene Boeing B737-200 mit JT8D-Mixer-Triebwerk eingeführt<sup>1</sup>. In der AzB-2008 kam als ein viertes Kriterium noch das Nebenstromverhältnis (BPR) dazu. Dies war notwendig, da mit der MD-8x-Baureihe Flugzeuge mit Triebwerken mit  $BPR < 2$  auf den Markt kamen, die die Anforderungen des Kapitels 3 der ICAO-Zulassung nur knapp erfüllten. Sie waren beim Start aber deutlich lauter als die modernen B737 oder A320, die über Triebwerke mit  $BPR > 5$  verfügten und wurden daher separat in die Gruppe S5.3 eingeordnet. Außerdem wurde für den A340 aufgrund seiner schwachen Triebwerke und damit verbundenen schlechten Performance eine separate Gruppe S6.3 definiert.

Diese vier Einteilungsparameter wurden für eine überarbeitete Gruppeneinteilung übernommen. Allerdings wurde auf die Einführung der neuen ICAO-Zertifizierungsstufe Kapitel 4 als Kriterium verzichtet. Die Erfahrung hat gezeigt, dass viele Flugzeuge zwar die Lärmgrenzwerte dieser Stufe einhalten, aber aus Kostengründen nicht neu zugelassen, sondern weiter als Kapitel-3-Flugzeug betrieben werden. Daher wurde Kapitel 3 als höchste Zulassungsstufe innerhalb des Gruppierungsschemas beibehalten. Dafür wurden drei Stufen des Nebenstromverhältnisses mit Grenzen  $BPR \leq 2$  und  $BPR > 7$  eingeführt. Die höchste Stufe repräsentiert die Triebwerke modernster Bauart, die erst nach der Jahrtausendwende zum Einsatz gekommen sind.

Die neu vorgeschlagenen Gruppen haben die Kennungen **P<sub>c</sub>M<sub>mmm</sub>T<sub>t</sub>** für Propellerflugzeuge und **S<sub>c</sub>M<sub>mmm</sub>T<sub>t</sub>N<sub>n</sub>** für Strahlflugzeuge. Dabei beschreibt

<i>c</i>	die Zulassungsstufe (0,2,3),
<i>mmm</i>	den Bereich der Höchstabflugmasse,
<i>t</i>	die Triebwerkszahl ( $\leq 2$ , 3, $\geq 4$ , U) und
<i>n</i>	die Kennung für das Nebenstromverhältnis (2, 7, X, U).

Ein „U“ besagt, dass nicht nach diesem Kriterium unterteilt werden muss, während X einen nach oben offenen Bereich von Masse oder BPR kennzeichnet. Die Massenunterteilung war insbesondere bei der Gruppe S6.1 notwendig, die in der Praxis mittlerweile einen Bereich von 150 bis 350 t umfasst. Insgesamt wurden die acht Gruppen S5.x bis S8 in 19 neue Gruppen aufgeteilt. Dazu kam die Aufteilung der Gruppe P2.1 in zwei Massenkategorien. Strahlflugzeuge, die nicht den Anforderungen von Kap.3 entsprechen, wurden auf vier Gruppen reduziert. Für diese wurden die Daten der Gruppen S1.3, S2, S3.2 und S4 mit leichten Anpassungen übernommen.

<sup>1</sup> Dieses Triebwerk war beim Start etwa 2 dB leiser als das konventionelle JT8D-Triebwerk.

Die AzB-Gruppen für die Allgemeine Luftfahrt (P1.x), für Hubschrauber und für militärische Flugzeuge<sup>2</sup> wurden nicht überarbeitet. Hier wurde lediglich eine Änderung der Gruppenbezeichnungen vorgeschlagen, die sich u.a. an EDV-Erfordernissen orientieren.

Für die DIN 45689 wurde diese Unterteilung verfeinert. Dazu wurden aus den AzB-Gruppen lärmsignifikante Luftfahrzeugfamilien ausgekoppelt. Jede Lfz-Familie setzt sich aus Lfz-Typen zusammen. So wurden innerhalb der Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 die Familien A32X mit den Typen A319, A320 und A321 und B737-NG mit den Typen B737-700/-800/-900 definiert. Jeder Lfz-Familie wurde dann eine Referenzversion zugeordnet (in obigem Fall A320 und B737-800), für die ein Datensatz generiert wurde. Dessen Flugleistungsparameter  $Z$ ,  $V$  und  $H$  werden für alle Typen der Familie übernommen. Eine Unterscheidung erfolgt nur über die akustischen Daten. Bei diesen bleiben die Parameter zur Beschreibung von Spektrum und Richtwirkung unverändert. Die Differenzierung erfolgt über konstante Pegelzuschläge  $\Delta L_{\text{Subst}}$ , die für An- und Abflug separat ausgewiesen werden. Für nicht-lärmsignifikante Luftfahrzeuge innerhalb der AzB-Gruppe sind die Datensätze der Gruppe zu verwenden.

### Definition von Basis-Datenformaten

Die grundlegenden Datenformate der AzB-2008 wurden nur geringfügig modifiziert:

- ▶ Anstelle von Oktavpegeln  $O_n$  für eine Referenzentfernung  $s_{0n}$  wurden für die Spektren wie in der DIN 45684 Schalleistungspegel  $L_{W,n}$  eingeführt. Damit ergeben sich Anpassungen im Formelwerk der AzB.
- ▶ Für An- und Abflugdatensätze liegt die letzte Stützstelle der Flugprofile bei  $H = 3050$  m (ca.10000 ft). In dieser Höhe wird eine Fluggeschwindigkeit von 150 m/s (Indicated Airspeed von 250 kt) angesetzt.
- ▶ Als Abflugverfahren wurde das NADP2-Verfahren der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation ICAO beibehalten. Allerdings wurde die Höhe für die Schubrücknahme von 1500 ft auf 1000 ft (305 m) herabgesetzt.
- ▶ Eine Unterteilung in zwei Auslastungsstufen für den Start erfolgt ab einer Höchstabflugmasse von mehr als 70 t.
- ▶ Es ist weiterhin ein standardisiertes Anflugverfahren vom Typ Low-Drag-Low-Power definiert. Als zusätzlicher Parameter wurde hier ein Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$  für den Sinkflug von 3050 m Höhe auf das Zwischenanflugsegment definiert. Damit wird eine vereinfachte Modellierung von Continuous Descent Approaches möglich.

Für die DIN 45689 wurden zusätzliche Abflug-Datensätze für einen Steilstart vom Typ NADP1 mit einer Schubrücknahme bei 1500 ft (460 m) bereitgestellt. Außerdem wurde neben dem Standard-Anflug ein verallgemeinertes Anflugverfahren definiert, das auf dem in der Norm beschriebenen flugmechanischen Modell basiert. Dieses Verfahren kann optional zur Modellierung von Sonderfällen herangezogen werden.

### Ermittlung der operationellen Datensätze

Die operationellen Datensätze, d.h. die Verläufe von Höhe, Geschwindigkeit und Zusatzpegel, wurden für Abflüge mit dem Integrated Noise Model INM [21] auf der Basis von prozeduralen Profilen in mehreren Iterationsschritten ermittelt. Das INM wurde anstelle des Nachfolgemodells AEDT [22] verwendet, weil sich hier Modifikationen an den Basisdaten einfacher realisieren lassen. Die INM-Database

<sup>2</sup> Die AzB-Gruppen für militärische Flugzeuge werden in einem weiteren Forschungsvorhaben des Umweltbundesamtes aktualisiert.

wurde zwar in der Version 7.0d eingefroren, allerdings konnten aktuellere Daten aus der Aircraft Noise and Performance Database ANP [13] problemlos integriert werden.

Zunächst wurde jeder der neu definierten Luftfahrzeuggruppen ein Referenzflugzeug zugeordnet, das in die INM-Berechnungen einging. Sofern dieses Flugzeugmuster nicht in der INM-Database oder der ANP vorhanden war, musste ein geeignetes Substitutions-Flugzeug gewählt werden. So lag für den A340-300 kein Datensatz vor – hier mussten die Daten des A340-200 verwendet werden.

Bei der Modellierung der Propellerflugzeuggruppen mussten z.T. vollständig neue Datensätze für das INM definiert werden. Dies war insbesondere der Fall für die Dash-8-400, die sich hinsichtlich der Performance deutlich von der in INM/ANP beschriebenen Version -300 unterscheidet. Insbesondere wurde für die modernen Turboprop-Modelle ein von INM/Doc.29 abweichendes Modell für den Triebwerksschub angesetzt, da der dort verwendete Ansatz physikalisch nicht sinnvoll erschien.

Im ersten Iterationsschritt wurden charakteristische Abflugmassen definiert – zunächst 95% der Höchstabflugmasse. Für eine zusätzliche zweite Auslastung wurden 85% MTOM angenommen. Für diese Massen wurden dann prozedurale Profile für NADP2-Abflüge auf der Basis von in der INM-Database schon vorhandenen prozeduralen Profilen definiert und berechnet. Die aus dem INM generierten Flugbahnreports wurden dann als Fixpunktprofile ins AzB-Datenformat übertragen, wobei die vom INM generierten Informationen über den Triebwerksschub in Zusatzpegel überführt wurden. Der dabei verwendete Algorithmus fand Eingang in die DIN 45689-1.

Höhen- und Geschwindigkeitsverlauf eines Abflugprofils werden durch die Abflugmasse, die verwendete Schubeinstellung (maximaler oder reduzierter Schub) sowie das vorgegebene Energy-Sharing (d.h. die Verteilung des verfügbaren Triebwerksschubes auf Beschleunigung und Höhengewinn) bestimmt. Um zu beurteilen, ob die gewählten Parameter zu einem realitätsnahen Flugprofil führen, wurden die ermittelten Höhen- und Geschwindigkeitsprofile mit den durch das Programm RADARTRACK analysierten Flugverlaufsdaten verglichen.

Bei einer derartigen Vorgehensweise kann man mit ausreichender Erfahrung im Bereich von Flugleistungsrechnungen schnell identifizieren, welche Effekte durch Schub, Masse oder Energy-Sharing beeinflusst werden. Durch Variation dieser Parameter konnte dann eine Anpassung an die Höhen- und Geschwindigkeitsprofile aus den Radarauswertungen erfolgen. Dabei wurden für den Startschub der Maximalschub sowie zwei Reduktionsstufen von 10% bzw. 20% angesetzt. Für den Steigschub wurden zwei mögliche Werte angenommen, der maximale Steigschub sowie ein um 10% reduzierter Wert<sup>3</sup>. Bei den Massen wurden Variationen von 85-100% MTOM angesetzt. Beim Energy-Sharing wurde der Beschleunigungsanteil zwischen von 30-70% variiert.

Für die Landung konnten im Prinzip nur die Geschwindigkeiten an die Radardaten angepasst werden, da die Höhe über einen Bereich von 20-30 km durch den ILS-Gleitwinkel und die Zwischenanflughöhe bestimmt wird. Angepasst wurden hier primär die Aufsetzgeschwindigkeiten. Es zeigte sich, dass allerdings zusätzlich eine Geschwindigkeitsänderung längs des Zwischenanflugs und des Sinkflugsegments aus 10000 ft Höhe angenommen werden musste. Die Annahme einer konstanten Geschwindigkeit in diesen Bereichen deckte sich nicht mit der Auswertung des Programms RADARTRACK.

Diese Anpassung von Höhen- und Geschwindigkeitsprofilen ist bei einer AzB-Überarbeitung zum ersten Mal erfolgt, denn in den früheren Fortschreibungen standen noch keine geeigneten Radardaten zur Verfügung. Sie wurde so durchgeführt, dass für die meisten der untersuchten Flughäfen beide Profile tendenziell niedriger ausfallen als die Ergebnisse der Radarauswertung. Aber auch wenn diese Profile im Vergleich zur AzB-2008 deutlich realitätsnäher ausfallen, so bleibt zu berücksichtigen, dass sie für

---

<sup>3</sup> In der fliegerischen Praxis werden reduzierte Schubeinstellungen zwar über die Fan-Drehzahl N1 oder das Triebwerksdruckverhältnis EPR definiert. Die Annahmen von 10% bzw. 20% Reduktion im Schub decken sich aber mit Ergebnissen von Flugleistungsrechnungen für reduzierten Startschub mit der herstellereigenen Software von Airbus und Boeing.



die AzB-Gruppen jeweils auf alle in eine Gruppe fallenden Flugzeuge bezogen werden müssen. Sie sind daher nicht immer repräsentativ für alle Luftfahrzeugmuster in der entsprechenden Gruppe.

### Anpassung der akustischen Datensätze

Bei einer Überarbeitung der akustischen Datensätze bestehen verschiedene Anpassungsmöglichkeiten, nämlich über die Referenzspektren  $L_{W,n}$ , die Richtwirkungsfaktoren  $R_n$  oder den Zusatzpegel  $Z$ . Für die Referenzspektren wurde sich bei der Festlegung der Datensätze der AzB-2008 auf wenige Relativspektren beschränkt. Das begründete sich zum Teil mit dem Mangel an damals verfügbaren, unter kontrollierten Bedingungen gemessenen Spektren. Vor allem aber bestimmt für die relevanten Ausbreitungsentfernungen im Bereich von etwa 500 bis 3000 m nur ein vergleichsweise kleiner Frequenzbereich (in der Regel die Oktavbänder von 250, 500 und 1000 Hz) bei A-bewerteten Pegeln die Immission. Daher lag es nahe, für die Relativspektren der neu definierten Klassen diejenigen der übergeordneten Klasse der AzB-2008 zu übernehmen. Das bekräftigen auch die im Projekt MODAL durchgeführten Analysen von Immissionsspektren, die durch Fluglärmüberwachungsanlagen gewonnen und auf Emissionsspektren zurückgerechnet waren. Insbesondere konnten dort für Frequenzen oberhalb 2000 Hz kaum noch belastbaren Ergebnisse ermittelt werden – in der Regel wurde dort das Hintergrundgeräusch auf den Schallleistungspegel zurückgerechnet.

Ähnliches gilt für die Auswertungen der Richtcharakteristiken in MODAL. Auch hier waren die aus den Auswertungen resultierenden Unsicherheiten so groß, dass die Anpassung eines neuen Modells für die Richtwirkung keine Verbesserung gegenüber der AzB-2008 erwarten ließ. Insofern wurden die Standard-Richtungsfaktoren der AzB-2008 für Zivilflugzeuge ( $\{0,0,0\}$ ,  $\{0,-2,0\}$  und  $\{1,-1,1\}$ ) übernommen. Zusätzlich wurde allerdings noch ein schwacher Dipol  $\{0,-1,0\}$  eingeführt.

Zunächst wurden aus den MODAL-Daten alle Kombinationen von Luftfahrzeugklasse, Messstelle und MODAL-Routengruppe<sup>4</sup> identifiziert, die für eine Auswertung geeignet waren. Der seitliche Abstand zur Flugstrecke war auf 750 m für Anflüge und 1000 m für Abflüge begrenzt, und der Höhenwinkel zwischen Messstelle und Flugzeugposition musste mindestens 60° betragen. Durch diese Vorgaben sollte der Einfluss von Bodeneffekten auf die Schallausbreitung weitestgehend ausgeschlossen werden. Außerdem wurden Messstellen nicht mit einbezogen, die bei Abflügen weniger als 4000 m von der Landeschwelle und bei Abflügen weniger als 5000 m vom Startpunkt entfernt waren. Vorgaben an die Messungen waren eine Erfassungsrate von mindestens 50% und eine Mindestanzahl von 30 erfassten Flugbewegungen.

Für jede der so identifizierten Kombinationen von Luftfahrzeuggruppe, Routengruppe und Messstelle wurden dann auf Basis der neu definierten Klassendaten der A-bewertete Schalldruckexpositionspegel sowie der AS-bewertete Maximalschalldruckpegel ermittelt und mit den gemessenen Werten verglichen. Dieser Vergleich erfolgte messstellen-, jahres- und flughafenübergreifend.

- ▶ Im einfachsten Fall von systematischen (d.h. messstellenunabhängigen) Differenzen genügte eine Anpassung der akustischen Daten. Waren die Differenzen für Maximal- und Expositionspegel identisch, so genügte eine Anpassung der Oktavpegelspektren durch Addition der aus der Analyse resultierenden Pegeldifferenz. Ansonsten erfolgte noch eine Anpassung durch Wahl eines anderen Satzes von Richtungsfaktoren.
- ▶ Waren die ermittelten Pegeldifferenzen nicht systematisch, so mussten die Flugleistungsdaten angepasst werden. Da dies für Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe schon beim Vergleich mit den Radardaten erfolgt war, lief die Anpassung auf eine Korrektur der Zusatzpegel hinaus.

---

<sup>4</sup> In einer Routengruppe werden bei den MODAL-Auswertungen alle Flugstrecken zusammengefasst, für die eine Messstelle identische AzB-Streckenkoordinaten ( $\sigma, \rho$ ) hat. Dadurch erhält man gegenüber einer Zuordnung zu mehreren Flugstrecken eine umfangreichere Stichprobe.

Die Datensätze der AzB-2008 wurden also – wie auch bei den früheren Fortschreibungen – weiterhin immissionsbasiert festgelegt. Die Emissionspegel wurden durch eine Rückrechnung aus Messungen von Immissionswerte ermittelt, in die alle Unsicherheiten von Position, Geschwindigkeit, Ausbreitungsbedingungen und Emission eingehen. Daher ist die luftfahrzeugklassenspezifische Standardabweichung  $Q_G$  eigentlich immissionspezifisch und nicht – wie im Symbolverzeichnis der AzB-2008 ausgewiesen – emissionspezifisch.

Die Anpassungen erfolgten auf der Basis des energetisch gemittelten A-bewerteten Schalldruckexpositionspegels  $L_{pAE}$ , da die wesentliche Anwendung der AzB die Berechnung von Dauerschallpegeln ist. Wie bei jeder AzB-Fortschreibung wurde Wert auf eine konservative Anpassung gelegt, denn die AzB soll die Immissionen tendenziell (in der Größenordnung von etwa 1.0 dB) überschätzen.

### Vergleichsrechnungen mit der AzB-2008

Um die Unterschiede zwischen der neu vorgeschlagenen Gruppeneinteilung und der Einteilung nach AzB-2008 herauszuarbeiten, wurden für die neuen An- und Abflugklassen Konturen des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels  $L_{pAS,max}$  und des A-bewerteten Schalldruckexpositionspegels  $L_{pAE}$  berechnet und mit den entsprechenden Konturen der korrespondierenden Luftfahrzeugklassen der AzB-2008 verglichen. Unterstützend wurden Vergleiche zwischen Berechnungen mit beiden Gruppierungsschemata und den zur Verfügung stehenden Messdaten durchgeführt. Daraus konnten folgende allgemeine Aussagen abgeleitet werden:

- ▶ Mit zunehmendem Abstand von der Landeschwelle nehmen die Immissionspegel für die neuen Anflugklassen tendenziell weniger stark ab als für die Klassen der AzB-2008. Das ergibt sich aus der Einführung individueller Zusatzpegelverläufe anstelle der standardisierten Abnahme von 1 dB in der AzB-2008.
- ▶ Im Einflussbereich des Startrollvorganges wirkt sich aus, dass für die neuen Abflugklassen ein Zusatzpegel von 3 dB am Startpunkt angesetzt wurde.
- ▶ Im Nahbereich fallen beim Abflug aufgrund der früheren Schubrücknahme bei den neuen Klassen (bei 1000 ft anstelle von 1500 ft) deren Immissionswerte lokal vergleichsweise geringer aus.
- ▶ Mit zunehmendem Abstand vom Startrollpunkt nehmen die Immissionspegel für die neuen Klassen langsamer ab, da im Verlauf des Zusatzpegels berücksichtigt wird, dass in der Praxis der korrigierte Nettoschub mit der Höhe steigt.

Für die einzelnen Flugzeuggruppen ergab sich folgendes Bild (bezogen auf die Kenngröße  $L_{pAE}$ ):

- ▶ Die Gruppe P2.1 überschätzt die Messungen beim Abflug um mehr als 3 dB. Die Gruppe P2.2 unterschätzt beim Anflug um etwa 7 dB. Das begründet sich darin, dass bei der Erarbeitung der Datensätze der AzB-2008 die Antonov AN-12 in Deutschland kaum im Einsatz war. Die Unterteilung von P2.1 in zwei Massenkategorien ist im Hinblick auf eine Integration in die DIN 45684 sinnvoll.
- ▶ Dies trifft auch auf die Unterteilung der Gruppe S5.1 mit einer Massengrenze bei 20 t zu, u.a. aufgrund der Tatsache, dass sich die Landepegel beider Untergruppen um etwa 3 dB unterscheiden. Ansonsten fallen beim Start die Pegel beider neuen Gruppen höher aus als S5.1. Grund ist, dass bei der Definition von S5.1 im Jahr 1996 das Fluggerät über 20 t tendenziell leichter war. Flugzeuge unter 20 t gingen seinerzeit nicht mit in die Festlegung der Gruppe S5.1 ein – diese ist also nicht repräsentativ für diesen Massenbereich.
- ▶ Die Gruppe S5.2 ( $50 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 120 \text{ t}$ ) wurde in zwei Gewichtskategorien ( $50 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 70 \text{ t}$  sowie  $70 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 130 \text{ t}$ ) und zwei Nebenstromkategorien ( $_{N}$  bzw.  $_{N7}$ ) unterteilt. Diese ist auf Grund der geringeren Emissionswerte von Flugzeugmustern mit moderneren Triebwerken

mit Nebenstromverhältnissen über 7 notwendig. Die Übereinstimmung der Immissionswerte der Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 mit denen der Gruppe S5.2 liegt in der Größenordnung  $\pm 1$  dB.

- ▶ Die Gruppe S5.3 wurde in die Gruppe S3\_M100\_TU\_N2 überführt. Die Unterschiede in den Immissionswerte liegen in der Größenordnung von 1 dB.
- ▶ Für die Gruppe S6.1 lagen im Jahr 1996 nur Daten für die Muster A300, A310 und B767 vor. Im Flugbetrieb kamen später A330 und B777-200, dann die B777 mit GE90-1xx-Triebwerken und danach B787 und A350 dazu. Dadurch erhöhte sich der abgedeckte Massenbereich von 200 t auf 350 t und der Bereich der Triebwerkstechnologien auf drei Dekaden. Die Neueinteilung der Gruppe wird diesen Tatsachen gerecht. Die Gruppe S3\_M220\_T2 setzt sich dabei aus den bei der Festlegung von S6.1 zugrunde gelegten Flugzeugmustern zusammen, fällt beim Start aber um ca. 2 dB größer aus, weil in den 90er Jahren noch die leiseren Airbusse A300 und A310 die Zusammensetzung dominierten.
- ▶ Die Immissionswerte für die Gruppe S3\_M320\_T3\_N7 fallen etwa 1 dB höher aus als diejenigen der Gruppe S6.2, da bei deren Festlegung noch ein hoher Anteil der gegenüber der DC-10 leiseren Lockheed L-1011 einging. In den Auswertejahren bestand die Gruppe durchweg aus dem DC-10-Nachfolger MD-11. Die Il-76 wurde als Referenz in die Gruppe S3\_M220\_T4\_N7 eingliedert.
- ▶ Die Gruppe S6.3 bestand 1996 nur aus dem A340-200/-300. Sie wurde aufgrund der schlechten Performance flugzeugspezifisch ausgelegt. Die später entwickelten, schwereren und leistungsstärkeren Versionen A340-500/-600 hätten formal besser in die Gruppe S7 gepasst. Sie wurden daher zusammen mit der B747-8 in die aus S7 ausgekoppelte Gruppe S3\_M500\_T4\_NX eingeordnet. Die leichteren Varianten wurden in die Gruppe S3\_M320\_T4\_N7 eingeordnet. deren Immissionswerte fallen um ca. 1-2 dB höher aus als die der Gruppe S6.3, da im Gegensatz zu 1996 in den Jahren 2013/2014 fast nur die schwerere Variante A340-300 verkehrte.
- ▶ Die Gruppe S7 wurde in zwei Gruppen mit unterschiedlicher Triebwerkstechnologie aufgeteilt. Die Gruppe S3\_M500\_T4\_N7 bestand zu über 99% aus B747-400. Die Immissionswerte dieser Gruppe unterscheiden sich um weniger als 1 dB von denen der Gruppe S7. Die B747-8 wurde mit den schweren Varianten des A340 zur Gruppe S3\_M500\_T4\_NX zusammengefasst. Diese Gruppe ist beim Start 2-3 dB leiser und bei der Landung etwa 1 dB lauter als S7.
- ▶ Der in die Gruppe S3\_MXXX\_T4\_NX überführte A380 unterschätzt in der Gruppe S8 die Immissionswerte beim Abflug um ca. 4 dB, beim Anflug um etwa 1 dB. Das war zu erwarten, da seinerzeit die Daten für S8 von S7 ohne akustische Anpassung übernommen worden waren.

## Arbeitspaket 2 – Weiterentwicklung von Berechnungsverfahren

### Übergang zum Modell der bewegten Punktquelle

Die DIN 45689-1 beschreibt im Anhang einen anderen physikalischen Ansatz zur Berechnung von Fluggeräuschen, der nicht auf dem Teilstückverfahren, sondern auf dem Modell der in festen Zeitschritten bewegten Punktschallquelle beruht. Dieser Ansatz wird durch das DLR-Programmpaket AZBPLUS umgesetzt. Vergleichsberechnungen von Einzelflügen und Szenarien mit AZBPLUS und dem Programm SoundPLAN zeigten, dass man mit einem derartigen Modell eine gute Übereinstimmung mit einer Berechnung nach einem AzB-zertifizierten Rechenprogramm erhält, wenn man zwei Modifikationen am Basiskonzept des Zeitschrittverfahrens anbringt: (1) Es darf nicht mit Laufzeitberücksichtigung gerechnet werden, und (2) das Modell einer konstanten Beschleunigung  $dV/dt = \text{const.}$  muss durch das Modell  $dV/d\sigma = \text{const.}$  ersetzt werden. Ist dies gewährleistet, so ergeben sich für Einzelflüge nur noch lokal begrenzte Unterschiede, die in komplexen Flugbetriebsszenarien kaschiert werden.

## Modellierung von Flugkorridoren

Die AzB beschreibt die Flugkorridore durch eine Aufteilung in 15 Flugwege (Subtracks), dessen mittlerer die idealisierte Flugstrecke (Backbone-Track) darstellt. Diese vererbt Höhe, Geschwindigkeit und Zusatzpegel senkrecht zur lokalen Streckenrichtung (also über den Flugkorridor) auf die einzelnen Flugwege. Dadurch werden Flugprofile auf den Flugwegen je nach Verlauf der Flugstrecke gegenüber dem AzB-Profil gestaucht oder gedehnt. Das Konzept der Vererbung wurde 2008 historisch aus der AzB von 1975 übernommen, wo es aufgrund des andern Modellansatzes zur Berücksichtigung von Flugkorridoren notwendig war. Für ein Segmentierungsverfahren, wie dass der AzB-2008, ist diese Notwendigkeit nicht mehr gegeben. Daher sollte zukünftig auch zur Angleichung an den internationalen Standard bei der Berechnung von Fluglärm die Vererbung abgeschafft werden. Dies trifft auch auf die DIN 45689 zu.

## Einführung einer lateralen Richtcharakteristik

Sowohl die AzB-2008 als auch die DIN 45689 berücksichtigen keine laterale Richtwirkung. ECAC Doc.29 und damit auch INM/AEDT verwenden bei der Berechnung demgegenüber eine Korrektur für die laterale Richtwirkung nach SAE AIR 5662 [23], die als „Engine Installation Correction“ bezeichnet wird. Ein derartiger Richtwirkungszuschlag kann zwar problemlos auch im AzB/DIN-Formalismus implementiert werden; er führt allerdings in der Regel zu kleineren Lärmschutzbereichen bzw. akustisch belastete Flächen in der Umgebung von Flugplätzen. Unter Aspekten des Immissionsschutzes und der Zielsetzung der AzB ist abzuwägen, ob man eine solche Korrektur einführen sollte.

## Polynomverteilungen für typenspezifische Pegelstreuung

Bei der Ermittlung von Beurteilungskenngrößen, die auf Maximalschalldruckpegeln basieren, muss berücksichtigt werden, dass diese in der Regel streuen. Da gemessene Maximalschalldruckpegel-Häufigkeitsverteilungen für einzelne oder sinnvoll gruppierte Flugzeugtypen in der Regel Normalverteilungen ähneln, wurde in den 80er Jahren für Berechnung von NAT-Kriterien erstmals ein Modell normalverteilter Pegel entwickelt, das im Jahr 2008 dann auch seinen Eingang in die AzB-2008 fand. Erste Probleme mit diesem Modell traten auf, als Kriterien  $NAT = 0$  berechnet werden sollten. Aber auch bei der Ermittlung von Aufwachreaktionen sind normalverteilte Pegel bei der Umsetzung in Software nur vergleichsweise umständlich zu handhaben. Beide Anwendungsprobleme können gelöst werden, indem man als Verteilungsfunktion ein geeignetes Polynom verwendet, dessen Integral in einem Intervall  $[-a, +a]$  auf Eins normiert ist. Vergleichsberechnungen mit dem DLR-Programm AZBPLUS ergaben, dass Polynomverteilungen gegenüber einer Modellierung auf Basis einer Normalverteilung bei vergleichbaren Ergebnissen bei der Berechnung von Aufwachreaktionen nur etwa ein Drittel der Rechenzeit benötigen.

## Modellierung von Kurvenflügen

Da die AzB-2008 auf Fixpunkt-Profilen – die für Geradeausflüge ermittelt sind – basiert, werden flugmechanische Effekte, die durch das Einstellen eines Querneigungswinkels (Bank-Angle) hervorgerufen werden, nicht adäquat berücksichtigt. Die bei diesem Vorgang zur Kompensation der Zentrifugalkraft benötigte Energie steht nicht mehr zum Steigen oder Beschleunigen zur Verfügung, so dass Höhen- oder Geschwindigkeitsprofil flacher ausfallen als für einen Geradeausflug. Zur Quantifizierung dieses Effekts wurden Vergleichsrechnungen für einen Airbus A320-200 und eine Boeing B747-400 für eine Abflugstrecke mit zwei  $90^\circ$ -Kurven durchgeführt – einmal mit Berücksichtigung der Querneigung und einmal für Abbildung des Geradeausflug-Profiles auf die Flugstrecke. Die maximalen Unterschiede bei den Maximalpegeln lagen lokal eng begrenzt zwischen 0.5 und 1 dB, die Unterschiede im  $L_{pAE}$  fielen geringer aus.

Die Situation ändert sich allerdings, wenn man eine laterale Richtcharakteristik einführt. Hier kommt im Bereich von Kurven über das Einstellen einer Querneigung die Änderung des lateralen

Abstrahlwinkels gegenüber dem Immissionsort zum Tragen, so dass in größeren Gebieten im Einflussbereich von Kurven Pegelunterschiede von über 1 dB auftreten. Wenn also eine laterale Richtcharakteristik eingeführt wird, muss auf jeden Fall bei Kurven zusätzlich der Querneigungswinkel berechnet werden können. Das ist aber auch für die von der AzB-2008 verwendeten Fixpunkt-Profile möglich, denn hier kann jedem linearen Flugbahn-Teilstück über den aktuellen Kurvenradius und die Geschwindigkeit ein Querneigungswinkel zugeordnet werden.

### Simulationsansatz für prozedurale Profile

Das in ECAC Doc.29 beschriebene Verfahren zur Berechnung von prozeduralen Profilen basiert auf einer Mittelung der Flugleistungsparameter über ein Flugbahnsegment. Das ist für ein Segmentierungsverfahren sinnvoll, für ein Berechnungsverfahren auf Zeitschrittbasis allerdings kein naheliegender Ansatz. Hier ist ein ebenfalls auf Zeitschritten basierender Simulationsansatz angebracht. Ein Mittelungsansatz reicht für die in der Praxis auftretenden Aufgabenstellungen durchaus aus, der Simulationsansatz ist jedoch flexibler und daher prinzipiell vorzuziehen, denn er liefert sowohl die Stützstellen für ein segmentiertes Profil als auch den zeitlichen Bahnverlauf für ein Simulationsverfahren auf Zeitschrittbasis. Insofern wurde die Beschreibung eines entsprechenden, auf den Daten der ANP beruhenden Ansatzes auch in die DIN 45689 übernommen.

### Arbeitspaket 3 – Untersuchung von Szenarien

Primäre Zielsetzung der durchgeführten Szenarien-Vergleiche war es, die Auswirkungen der Änderung in den Datengrundlagen darzustellen. Daher wurden vereinfachend zwei Ab- und zwei Anflugstrecken für Westbetrieb auf einem Parallelbahnsystem definiert. In den Abflugstrecken war jeweils eine 90°-Kurve mit einem Radius von 4000 m enthalten, so dass die letzten Segmente der Abflugstrecken nach Süden bzw. Norden zeigten. Außerdem wurde ein Flugkorridor mit einer maximalen Aufweitung von 2000 m angesetzt. Insgesamt wurden fünf Szenarien (A bis E) untersucht, bei denen sich die Zusammensetzung des Verkehrs an typischen deutschen Flughäfen orientierte. Die Gesamtbewegungszahlen lagen zwischen 150000 und 500000 Bewegungen pro Jahr.

Sofern eine Luftfahrzeuggruppe beim Start in zwei Auslastungen geteilt war, wurden 10% auf die Klasse Start-A gelegt. Neue Luftfahrzeuggruppen innerhalb einer alten AzB-Gruppe, die sich nur durch die Teilkennung des Nebenstromverhältnisses „N7“ und „NX“ unterscheiden, wurden zu je 50% mit Bewegungen belegt. Diese Aufteilung war natürlich willkürlich, aber bedingt durch die Corona-Pandemie ist derzeit die zukünftige Entwicklung des zivilen Luftverkehrs ohnehin nicht einfach abzuschätzen.

Berechnet wurden in Anlehnung an das Fluglärngesetz jeweils energieäquivalente Dauerschalldruckpegel für den Tag und die Nacht mit den Werten  $L_{pAeq,Tag} = 55, 60, 65$  dB und  $L_{pAeq,Nacht} = 50, 55$  dB. Außerdem wurden die im Fluglärngesetz für die Nacht ausgewiesenen Häufigkeitskriterien  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  berechnet. Diese Konturen wurden grafisch dargestellt, wobei für die Dauerschallpegel die lokalen Pegeldifferenzen zwischen der Berechnung nach der neu vorgeschlagenen Einteilung und der Einteilung nach AzB-2008 farblich hinterlegt wurden.

Um die Auswirkungen der Änderungen in der Gruppeneinteilung in den Szenarien deutlich zu machen, wurden die Flugbewegungen so auf die beiden Bahnen verteilt, dass einzelne Luftfahrzeuggruppen auf den zugeordneten Strecken dominierten. Eine derartige Dominanz wird in der Praxis in der Regel nur im Bereich einzelner Flugstrecken der Fall sein. Ansonsten ist dort vielfach von einer homogeneren Verteilung der Starrflügelflugzeuge auf einzelne Flugstrecken auszugehen. Der verwendete Ansatz mindert zwar die Realitätsnähe der Szenarien, ermöglicht dafür aber eine transparentere Darstellung der aus dem Wechsel der Datengrundlagen resultierenden Effekte auf die Immissionswerte. Aus diesem Grunde wurden auch keine quantitativen Analysen auf der Basis von Konturflächen-Vergleichen durchgeführt.

**Szenario A (150000 Bewegungen, Schwerpunkt Gruppen P2.1 und S5.x)**

Dieses Szenario wurde durch leiseres Fluggerät der Gruppen P2.1, S5.1 und S5.2 definiert. Die Bewegungen der Gruppe S5.2 wurden dabei auf die Nordbahn gelegt. Da diese Gruppe zur Hälfte durch Gerät neuer Technologie besetzt war, kam es im Abflugbereich durchweg zu Minderungen im  $L_{pAeq,Tag}$ . Im Anflugbereich kam es für größere Entfernungen entsprechend dem generellen Trend zu Erhöhungen. Dies zeigte sich auch in den NAT-Konturen.

Die Beiträge der Gruppen P2.1 (10%) und S5.1 (5%) waren in Bezug auf die ausgewiesenen Konturen vernachlässigbar. Die Analyse der Pegeldifferenzen zeigte aber, dass die Beiträge im Bereich der Südabflüge tagsüber durch P2.1 dominiert wurden, wodurch es insgesamt zu Pegelminderungen kam. In der Nacht, für die nur Verkehr von S5.1 angesetzt war, kam in großen Entfernungen zu Pegelerhöhungen: Im Nahbereich kompensiert der 50%ige Anteil von Flugzeugen der Gruppe S3\_M050\_TU\_NX hier noch die gegenüber S5.1 lautere Gruppe S3\_M050\_TU\_N7. Dann kommt zunehmend der Trend zum Tragen, dass für die neuen Gruppen die Pegel mit zunehmendem Abstand vom Flughafen langsamer abnehmen.

**Szenario B (200000 Bewegungen, Schwerpunkt Gruppen S5.x)**

Bei diesem Szenario wurde der Anteil der Bewegungen von S5.1 von 5% auf 25% erhöht, so dass die Südabflüge tagsüber nicht mehr durch die Gruppe P2.1, sondern die Gruppe S5.1 dominiert wurden. Dadurch fielen die Minderungen im  $L_{pAeq,Tag}$  geringer aus als beim Szenario A. In der Nacht änderte sich hinsichtlich der Pegeldifferenzen gegenüber Szenario A nichts, Dauerschallpegelkonturen wurden natürlich größer und im Gegensatz zum Szenario A konnten sich NAT-Konturen um den Anfang der Südbahn ausbilden.

Auf der Nordbahn verminderte sich der Anteil von S5.2 gegenüber Szenario A von 85% auf 60%. Dazu kamen noch 5% Bewegungen der Gruppe S6.1 hinzu, von denen 35% auf S3\_M320\_T2\_NX entfielen. Daher blieb der  $L_{pAeq}$  bei den Nordabflügen gegenüber der alten Einteilung auch hier niedriger.

Die NAT-Konturen zeigten das gleiche Verhalten. Da sie im Anflugbereich aber weiter nach Osten reichten, kam hier der Trend geringerer Abnahme der Immissionswerte mit zunehmendem Abstand für die neuen Gruppen zum Tragen. Daher fielen die Konturen für die neuen Gruppen hier größer aus.

**Szenario C (200000 Bewegungen, Schwerpunkt Gruppen S5.x und S6.1)**

Propellerflugzeuge wurden hier – wie auch bei den Szenarien D und E – nicht mehr mitberücksichtigt, und die Gruppe S5.2 wurde auf die Südbahn gelegt. Entsprechend kam es in diesem Bereich zu geringeren Pegeln gegenüber der alten Gruppeneinteilung.

Die auf der Nordbahn verkehrende Gruppe S6.1 war zu 86% der Gruppe S3\_M220\_T2\_N7 zugeordnet, die gegenüber der Gruppe S6.1 beim Start um 2-3 dB lauter ausfällt. Da für die Nacht hier ein Gesamtverkehrsanteil von 30% angesetzt war, der wiederum zu etwa einem Drittel S6.1 zugeordnet war, vergrößerten sich die Konturen im Abflugbereich gegenüber der alten Gruppeneinteilung deutlich. Im Anflugbereich traten dagegen kaum Differenzen auf, weil die Gruppe S3\_M220\_T2\_N7 beim Anflug vergleichbare Immissionswerte zur Gruppe S6.1 aufweist.

Auch hier zeigen die NAT-Konturen die gleichen Tendenzen wie die der Dauerschallpegel.

**Szenario D (400000 Bewegungen, Schwerpunkt Gruppen S6.1, S6.3 und S8)**

Der Anteil der leichten Gruppen S5.x lag tagsüber bei 85% und nachts bei 75%. Im Bereich der Südabflüge zeigten sich hier entsprechend die gleichen Tendenzen wie beim Szenario C.

Auf der Nordbahn dominierten Airbus-Muster (S6.1, S6.3 und S8). Aus den Gruppen S6.1 und S6.3 fiel dabei etwa die Hälfte auf Modelle mit  $BPR > 7$ . Für den Tages-Dauerschallpegel lieferte die neue

Gruppeneinteilung im Bereich der Nordabflüge niedrigere Immissionswerte. Dies war stark bedingt durch die schlechte Modellierung des A380 durch die Gruppe S8.

Im Nachtverkehr fiel diese Gruppe heraus. Dadurch – und durch die Tatsache, dass die Gruppe S6.3 die schweren Varianten des A340 nicht korrekt beschreibt – kam es hier gegenüber der alten Einteilung zu Erhöhungen.

Im Anflugbereich reichten aufgrund der höheren Bewegungszahlen die Konturen tagsüber weiter nach Osten, wo sich aufgrund der unterschiedlich definierten Zusatzpegel für die neuen Gruppen höhere Immissionswerte ergaben. Nachts waren dabei die Differenzen hier aufgrund der problematischen Modellierung des A340 durch die AzB-2008 ausgeprägter.

#### **Szenario E (500000 Bewegungen, Schwerpunkt Gruppen S6.1 bis S8)**

Dieses Szenario diente insbesondere der Analyse der Effekte, die sich durch die Neudefinition von Gruppen für schweres Fluggerät mit BPR > 7 (B787, A350, A340-500/-600, B747-8 und A380) ergeben. Auf der Südbahn änderte sich an den Effekten gegenüber den Szenarien C und D daher praktisch nichts.

Der Tagesverkehr auf der Nordbahn setzte sich zu 40% aus 6.1 und zu je 20% aus S6.3, S7 und S8 zusammen. Hier ergaben sich im Wesentlichen niedrigere Immissionswerte. Die Effekte fielen aber nicht so deutlich aus wie im Szenario D, da der Anteil von S6.1 höher und außerdem die Gruppe S7 vertreten war.

Für die Nacht wurde eine andere Verkehrszusammensetzung des schweren Geräts angenommen. Auf der Nordbahn entfielen 50% auf die Gruppe S6.1, 10% auf die Gruppe S6.2 und 40% auf die Gruppe S6.3. Da die Aufteilung der Gruppen S6.1 und S6.3 identisch zum Szenario D war, fielen die Pegeldifferenzen ähnlich aus. Allerdings reichten die Konturen weiter nach Norden, also in Gebiete mit tendenziell höheren Pegeldifferenzen.

## Summary

### Background and objectives

The 1st Aviation Noise Protection Ordinance, published in 2008 [4], describes a method for calculating the necessary noise protection area in accordance with the Act on Protection against Aircraft Noise. This method consists of the "Instructions on the Acquisition of Data on Flight Operations, AzD" and the "Instructions on the Calculation of Noise Protection Areas, AzB". The data of the AzB-2008 on aircraft classes essentially correspond to the ones published in 1999 by the German Environment Agency (UBA) [5], supplemented by data on general aviation aircraft from DIN 45684 [6] (in its 2006 version).

The first version of the AzB was released in 1975 [7]. A revision of the database was published in 1984 [8]. The amended data published in 1999 were based on the results of an evaluation from 1992 to 1996. These first two revisions happened therefore approximately in 10-year intervals. However, at the time of the publication of the revised AzB calculation algorithm in 2008, the database has not been adjusted. Only one new aircraft group S8 to represent the A380 was introduced, which was merely a duplicate of the existing group S7 that significantly overestimated the emissions at departure. Nevertheless, at that time, the database was still suitable to describe air traffic for the purpose of noise protection area calculations since the noise significant aircraft were adequately modelled.

By the middle of the second decade of the new millennium, however, the situation had changed significantly. The development of turbofan engines with bypass ratios of 7-12 introduced significantly quieter aircraft into air traffic. Although these aircraft will probably not be widely distributed until the second third of the 21st century, the effects of the introduction of these modern types on noise immissions can no longer be neglected. A revision of the AzB database was therefore urgently needed. The present timing for this undertaking has been favorable since the current level of aircraft technology will be the practical reference for a minimum of the next 20-30 years.

By the end of 2020, the first part of the German standard series DIN 45689 "Acoustics – Determination of aircraft noise immission at airports" will be published. It is developed by the subcommittee "Flight Noise" of the standards committee "Acoustics, noise reduction and vibration technology in DIN/VDI (NALS)". It describes a calculation method that is essentially almost identical to the AzB-2008. Additionally, the annex to the standard offers alternative calculation methods as well as possibilities to generate flight performance data in accordance with the method defined in Appendix B of ECAC Doc.29 [1]. The second part of DIN 45689 is expected to be published in 2021 [9]. It deals with data provision and is hence the analogue to the AzD. This series of standards is suitable to serve as a successor to the AzD/AzB directives in the future and places therefore comparable requirements on the input data. This also applies to DIN 45684, since it contains data from the AzB-2008 aircraft groups P2.x and S5.1, in addition to the data for small propeller aircraft of the groups P1.x.

The research project described here was tasked to develop a database of civil aircraft, which provides a proper basis for modelling noise immissions generated by current and future civil aviation. It is meant to align with both the AzB-2008 as well as the DIN 45689 with its more detailed data structure.

The DIN 45684 standard provides a method to calculate aircraft noise emissions at airfields. This includes a database for general aviation propeller aircraft, which has been integrated into the AzB-2008. These data are up-to-date and do not require a revision. However, in the current version of 2013, the standard has also adopted some aircraft groups of the AzB-2008, meaning a change in the AzB-2008 data must necessarily lead to an adjustment of DIN 45684.

In a second work package, possible further developments in the field of calculation methods or possible additions to/optimizations of the calculation algorithm described in the AzB and DIN 45689 ought to be investigated.



Finally, the third work package was intended to focus on analyzing the impact of modified calculation methods and databases. First, the effect of changes in the AzB database on the calculation of noise protection areas under the Protection against Aircraft Noise Act needed to be examined. For this purpose, comparative calculations for generic air traffic scenarios based on air traffic characteristics of German airports had to be carried out.

In addition to this data-related analysis, it was also necessary to examine the extent to which the alternative calculation options described in the second work package or modifications to the calculation methods have an influence on the determination of noise immissions.

### **Data Pool**

The main basis for the work to be carried out has been a data pool collected during the LuFo MODAL project [10]. It includes measurement data for a total of 96 noise measuring stations of the aircraft noise monitoring systems for seven German airports (Berlin-Schönefeld, Berlin-Tegel, Düsseldorf, Frankfurt/Main, Hannover, Cologne/Bonn and Munich) as well as corresponding radar recordings of flight trajectory data. Extensive metadata was provided for this purpose, such as flight schedules, weather information, data on noise measuring stations (location, measuring thresholds, downtimes). Flight operations in 2013 and 2014 have been evaluated, providing a total of 2.9 million applicable flight movements of civil fixed-wing aircraft with maximum takeoff masses of more than 5.7 t.

The evaluation of these data was based on the program packages MODAL\_MP [11] and RADARTRACK, developed as part of the MODAL [12] project. These program packages have been continuously expanded and adapted to fit new requirements within the project described here.

Data for some state-of-the-art aircraft such as A220, A320neo, A350, B737MAX, and Embraer 195-E2 were not available in 2013 and 2014. For this reason, a follow-up survey was carried out in 2020, with data from 2018 and 2019 by participating airports. These data were supplemented by measurements from Leipzig-Halle Airport, which provided data on the Antonov An-12 and An-124 models and on the Iljushin Il-76. However, the amount of meta-information included in the data collected by this follow-up survey was limited to the necessary minimum for this evaluation due to cost and time. In particular, comprehensive radar data could not be provided.

In addition to these measurement data, other sources were used as well, including the Aircraft Noise and Performance Database ANP of Eurocontrol, the "Airport Planning Manuals" of Airbus, Boeing, Bombardier, and Embraer, the "Statistical Loads Data" of the Federal Aviation Administration FAA and the "Type Certification Data Sheets" of the European Union Aviation Safety Agency EASA [13] [14] [15] [16] [17] [18]. Supporting information was requested from Lufthansa, Austrian Airlines, and Condor, some of which was garnered through questioning pilots. [19]

### **Work Package 1 - Updating the database**

Defining databases for aircraft noise calculation programs has already been a focus in MODAL. In this respect, however, the focus was rather on the conception of comprehensive tools and workflows for data analysis. When revising an AzB database though, it is not only scientific aspects that are important, but also practical requirements such as validity over a longer period of time (the Protection against Aircraft Noise Act defines a forecast horizon of ten years), unambiguity concerning the allocation of aircraft in the context of traffic forecasts, and universal applicability to the relevant German airports.

### **Definition of aircraft groups**

The first step to revise the AzB database is always to set up a structure of aircraft groups, which are then appropriately divided into classes for arrivals and departures. Each of these classes is then assigned a data sheet, which provides the aircraft-specific data necessary for an immission calculation.

The original AzB divided the groups according to maximum takeoff mass and noise certification chapter according to ICAO Annex 16, Volume I [20]. In the first AzB revision of 1984, the number of engines was introduced as the third grouping parameter. In addition, a separate group S1(2) was introduced to represent the Boeing B737-200 with JT8D mixer engine operated by Lufthansa.<sup>5</sup> In the AzB-2008, the engine bypass ratio (BPR) was added as a fourth criterion. This was necessary due to the MD-8x series, an aircraft with retrofit engines with a BPR < 2, being introduced into service. Formerly, the MD-8x met the requirements of Chapter 3 of the ICAO Annex 16. However, it was much louder at takeoff than the modern B737 or A320 aircraft equipped with engines allowing for a BPR > 5. Therefore, the MD-8x was classified separately in group S5.3. In addition, a separate group S6.3 was defined for the A340 due to its weak engines and the resulting poor performance.

These four classification parameters have been adopted for a revised group classification. The introduction of the new ICAO certification level Chapter 4 as a criterion has been waived though. Experience has shown that many aircraft comply with the noise limits of this chapter. However, they are not newly certified for cost reasons but continue to operate as Chapter 3 aircraft. Therefore, Chapter 3 has been retained as the highest level of certification for the new grouping scheme. To make that work, three stages of the engine bypass ratio with limits between BPR ≤ 2 and BPR > 7 were introduced. The highest level represents state-of-the-art engines, which have been introduced into service after the turn of the millennium.

The newly proposed groups are designated as **Pc\_Mmmm\_Tt** for propeller aircraft and **Sc\_Mmmm\_Tt\_Nn** for jet aircraft. This results in definitions as follows

c	the approval stage (0,2,3),
mmm	the range of the maximum takeoff mass,
t	the number of engines (≤ 2, 3, ≥ 4, U) and
n	the identifier for the bypass ratio (2, 7, X, U).

"U" states that no subdividing is needed according to this criterion, and "X" indicates an open upward range of mass or BPR. The mass subdivision was of particular importance for the former group S6.1, which, in practice, currently covers a range of 150 to 350 t. In total, the eight groups S5.x to S8 were split into 19 new groups. In addition, group P2.1 was divided into two mass categories. Jet aircraft that do not meet the requirements of Chapter 3 have been reduced to four groups. For that, the data of groups S1.3, S2, S3.2 and S4 were used with slight adjustments.

The AzB groups for general aviation (P1.x), helicopters, and military aircraft have not been revised. Only an amendment to the group names based on, among other things, data processing requirements was proposed.

For DIN 45689, this subdivision has been refined. For this purpose, noise-significant aircraft families were extracted from the AzB groups. Each aircraft family consists of aircraft types. The families A32X and B737-NG have been defined within the group S3\_M130\_T2\_N7, including the types A319/A320/A321 and B737-700/-800/-900, respectively. Each aircraft family was then assigned a reference version (in the above case A320-211 and B737-800) for which a dataset was generated. Its flight performance parameters Z, V, and H are applied to all types of the family. A distinction is made possible through the acoustic data only, whose parameters to describe the sound spectrum and directional characteristic remain unchanged. The differentiation is made by means of constant "additional levels"  $\Delta L_{\text{Subst}}$ , which are defined separately for departure and arrivals. For non-noise-significant aircraft within an AzB group, the group's datasets shall be used.

<sup>5</sup> This engine was about 2 dB quieter than the conventional JT8D engine at takeoff.

## Definition of basic data formats

The basic data formats of the AzB-2008 have been modified only slightly:

- ▶ Instead of octave levels  $O_n$  for a reference distance  $s_{0n}$ , sound power levels  $L_{W,n}$ , as in DIN 45684 were introduced for the spectra. This results in adjustments of some formulas in the AzB.
- ▶ For arrival and departure datasets, the last segment endpoint of the flight profiles is at  $H = 3050$  m (approx. 10000 ft). At this altitude, a flight speed of 150 m/s (Indicated Airspeed of 250 kt) is set.
- ▶ As departure procedure, the NADP2 procedure of the International Civil Aviation Organization (ICAO) has been retained. However, the altitude for thrust cutback was reduced from 1500 ft to 1000 ft (305 m).
- ▶ A division into two takeoff masses for the departure was introduced for maximum takeoff masses of more than 70 t.
- ▶ The typical standard approach procedure “low-drag-low-power” has been retained. As an additional parameter, an open descent angle  $\gamma_{0D}$  to present the descent from 3050 m height to the intermediate approach segment was introduced. This makes it easier to model Continuous Descent Approaches.

For DIN 45689, additional departure datasets were provided for a steep takeoff of the type NADP1 with a thrust cutback at 1500 ft (460 m). In addition to the standard approach, a generalized approach method was defined, which is based on the flight-mechanical model described in the appendix of the standard. This method can be optionally used to model special cases.

## Determination of operational datasets

The operational datasets, i.e. the sequences of altitude, speed, and additional level, were determined for departures on the basis of procedural profiles in several iteration steps using the Integrated Noise Model INM [21]. INM was used instead of the successor model AEDT [22] because it is easier to implement modifications to the basic data. Although the INM database was suspended at version 7.0d, more up-to-date data from the Aircraft Noise and Performance Database ANP [13] could easily be integrated.

Initially, each of the newly defined aircraft groups was assigned a reference aircraft that had been included in the INM calculations. If this aircraft type was not present in the INM database or the ANP, a suitable substitution aircraft had to be selected. For example, there was no dataset for the A340-300 and data of the A340-200 had to be used.

In the modelling of the propeller aircraft groups, some completely new datasets had to be defined for the INM. This was especially the case for the Dash-8-400, which achieves a significantly different performance compared to the -300-version described in INM/ANP. In particular, a modified model for the engine thrust was implemented for the modern turboprop aircraft, as the approach used by INM/Doc.29 did not seem to make sense from a physical point of view.

As first iteration step, characteristic takeoff masses were defined – initially 95% of the maximum take-off mass. For an additional second load, 85% MTOM was assumed. Procedural profiles for NADP2 departures based on procedural profiles already available in the INM database were then defined and calculated for these takeoff masses. The flight path reports generated by the INM were then converted to the AzB data format as fixed-point profiles. Within this workflow, information about engine thrust generated by the INM was converted to additional levels. The corresponding algorithm was incorporated into DIN 45689-1 during the development of this standard.

Altitude and speed of a takeoff profile are determined by the takeoff mass, the thrust setting used (maximum or reduced thrust), and the given energy sharing (i.e. the distribution of available engine thrust towards acceleration and altitude gains). In order to assess whether the selected parameters deliver realistic profiles, these reference altitude and speed profiles were compared with the flight trajectory data analyzed by the RADARTRACK computer program.

Using such an approach, with sufficient experience in the field of flight performance calculations, it is possible to quickly identify which effects are influenced by thrust, mass, or energy sharing. By varying these parameters, it was possible to make an adjustment to the altitude and speed profiles from the radar analysis. The maximum thrust and two reduction stages of 10% and 20% respectively have been set for the takeoff thrust. Two possible values were assumed for the climb thrust, the maximum thrust and a value reduced by 10%<sup>6</sup>. For masses, variations from 85-100% MTOM have been set. For energy sharing, the thrust portion used for acceleration was being varied between 30-70%.

For approaches, only the speeds could be adjusted to the radar data since the altitude is determined along a range of 20-30 km by the ILS glide angle and the intermediate approach altitude. Adjustments have primarily been made to landing speeds. In contrast to the AzB-2008, however, it became clear that a speed change had to be assumed along the intermediate approach and the descent segment at 10000 ft altitude. The assumption of a constant speed in these sections of the flight path did not coincide with the evaluation by RADARTRACK.

Such an adjustment of height and speed profiles was first made in an AzB revision because no suitable radar data were available in earlier updates. It was done in a way that generally resulted in both profiles being lower than the results of the radar evaluation for most of the airports examined. However, even though these profiles are much closer to reality compared to the AzB-2008, one has to bear in mind that they have to be applied to all aircraft within a particular AzB group. They are therefore not always representative of all aircraft samples in this group.

### Adaptation of acoustic datasets

In the case of a revision of the acoustic datasets, there are various possibilities for adjustment, namely via the reference spectra  $L_{W,n}$ , the directivity factors  $R_n$ , or the additional level  $Z$ . For the reference spectra, it was decided to limit the datasets of the AzB-2008 to a few relative spectra. This was partly due to the lack of available spectra that have been measured under controlled conditions at that time. Above all, for the relevant propagation distances ranging from about 500 to 3000 m, only a relatively small frequency range (usually the octave bands of 250, 500 and 1000 Hz) determines the immission for A-weighted sound levels. Therefore, it was obvious to adopt the relative spectra of the corresponding AzB-2008 class for the newly defined classes. This has also been confirmed by the analyses carried out in the MODAL project, when immission spectra measured by aircraft noise monitoring systems were re-calculated to emission spectra. In particular, hardly any reliable results could be derived for the frequencies above 2000 Hz in MODAL – in most cases the background noise determined the sound power level.

The same applies to the evaluations of the directional characteristics in MODAL. Here, too, the resulting uncertainties stemming from the evaluations were so great that the adaptation of a new model for the directional characteristic did not provide any improvement compared to the AzB. In this respect, the standard directivity factors of the AzB-2008 for civil aircraft ( $\{0,0,0\}$ ,  $\{0,-2,0\}$  and  $\{1,-1,1\}$ ) were adopted. In addition a weak dipole  $\{0,-1,0\}$  was introduced.

<sup>6</sup> In aviation practice, reduced thrust settings are defined by the fan speed N1 or the engine pressure ratio EPR. However, the assumptions of 10% and 20% reduction in thrust coincide with results of flight performance calculations for reduced takeoff thrust with the manufacturer's own software from Airbus and Boeing.

Initially, all combinations with regard to aircraft class, noise monitor, and MODAL route group<sup>7</sup>, which were suitable for evaluation, were identified from the MODAL data. The lateral distance to the flight path was limited to 750 m for arrivals and 1000 m for departures, and the altitude angle between the monitoring station and the aircraft position had to be at least 60°. These requirements were meant to exclude the influence of ground effects on sound propagation the best way possible. In addition, measuring stations which were less than 4000 m from the landing threshold for approaches and less than 5000 m from the start of roll for departures were not included. Requirements for the measurement were set at a detection rate of at least 50% and a minimum of 30 recorded flight movements.

For each combination of aircraft group, route group, and noise measuring station identified in this manner, the A-weighted sound exposure level and the A-weighted maximum sound level were subsequently calculated on the basis of the newly defined class data and compared to the measured values. This comparison was made across all combinations of monitoring site, years, and airports.

- ▶ In the simplest case of systematic (i.e. monitor-independent) differences, it was sufficient to adjust the acoustic data. If the differences for maximum and exposure levels were identical, it was sufficient to adjust the octave level spectra by adding the level difference resulting from the analysis. Otherwise, another adjustment was made by choosing a different set of directivity factors.
- ▶ If the determined level differences were not systematic, the flight performance data had to be adjusted. Since this had already been done for altitude and speed courses when it was compared with the radar data, the adjustment ended up being a correction of the additional levels.

As with previous updates, the AzB datasets were therefore still defined in an immission-based way. The emission levels were determined by a re-calculation of immission level measurements, which include all uncertainties regarding position, speed, propagation conditions, and emission. Therefore, the aircraft class specific standard deviation  $Q_{\sigma}$  is actually immission-specific and not – as indicated in the symbol list of the AzB – emission-specific.

The adjustments were made on the basis of the energy-averaged A-weighted sound exposure level  $L_{AE}$ , since the main application of the AzB is the calculation of continuous sound levels. As with any AzB update, the emphasis was placed on a conservative adjustment because the AzB is supposed to generally overestimate the immissions in the order of about 1 dB.

### Comparative calculations with the AzB-2008

In order to identify the differences between the newly proposed group classification and the classification according to AzB-2008, contours of the A-weighted maximum sound pressure level  $L_{pAS,max}$  and the A-weighted sound pressure exposure level  $L_{pAE}$  were calculated for the new takeoff and arrival classes and compared with the contours of the corresponding aircraft classes of the AzB-2008. Supplementary comparisons of calculations were made with both grouping schemes and the available measurement data. The following general statements could be derived from this analysis:

- ▶ As the distance from the landing threshold increases, the immission values of the new approach classes tend to decrease at a lower rate than for the classes of the AzB-2008. This is a result of introducing individual additional level courses instead of assuming a standardized decrease of 1 dB in the AzB-2008.
- ▶ Setting an additional level of 3 dB at start of roll for the new departure classes leads to differences in the immissions values in areas influenced by the start roll process.

---

<sup>7</sup> In a route group, modal evaluations combine all flight tracks for which a noise monitor has identical AzB route coordinates ( $\sigma, \rho$ ) has. This gives a larger sample compared to an assignment to several flight routes.

- ▶ In the close-range area, the immission values at departure are comparatively lower locally for the new classes due to the earlier thrust cutback (at 1000 ft instead of 1500 ft).
- ▶ As the distance from the start of roll increases, the immission values for the new classes decrease more slowly since in the sequence of the additional level, it is taken into account that, in practice, the corrected net thrust increases with height.

For each of the aircraft groups, the following picture emerged (referring to  $L_{pAE}$ ):

- ▶ Group P2.1 overestimates departure noise measurements by more than 3 dB. The group P2.2 underestimates the approach noise by about 7 dB. This is due to the fact that the Antonov AN-12 was hardly used in Germany when the AzB-2008 datasets were developed. Dividing P2.1 into two mass categories makes sense considering an integration into DIN 45684.
- ▶ This also applies to the subdivision of group S5.1 with a mass limit of 20 t, partly due to the fact that the approach levels of both subgroups differ by about 3 dB. Apart from that, the departure levels of both new groups will be higher than those of S5.1 due to aircraft over 20 t trending less heavy when S5.1 was defined in 1996. Aircraft under 20 t were not included in the definition of group S5.1 at the time, which therefore renders it not representative for this mass range.
- ▶ The S5.2 group ( $50 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 120 \text{ t}$ ) was divided into two mass ranges ( $50 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 70 \text{ t}$  and  $70 \text{ t} < \text{MTOM} \leq 130 \text{ t}$ ) and two bypass ratio categories ( $_N$  and  $_N7$ ). This is necessary to account for lower emission values of aircraft types featuring more modern engines with bypass ratios above 7. The immission values of group S3\_M130\_T2\_N7 agree with those of group S5.2 with error margins of up to  $\pm 1$  dB.
- ▶ Group S5.3 was transferred to the group S3\_M100\_TU\_N2. The differences in immission values are in the order of 1 dB.
- ▶ For group S6.1, only data for the A300, A310 and B767 were available in 1996. Later, the A330 and B777-200, then the B777 with GE90-1xx engines, and thereafter the B787 and A350 were put into service. As a result, the documented mass range increased from 200 t to 350 t, and the range of engine technologies included three decades. The reclassification of the group accounts for these facts. The group S3\_M220\_T2 is composed of the same aircraft models used in the definition of S6.1, although about 2 dB louder at takeoff. This is a result of the quieter Airbuses A300 and A310 in the 1990s, which have been the dominant contributors to this group.
- ▶ The immission values for group S3\_M320\_T3\_N7 are about 1 dB higher than those of group S6.2 because at the time of determination, a high proportion of the Lockheed L-1011, which is quieter than the DC-10, was included. In the evaluation years, the group consisted entirely of the DC-10 successor, the MD-11. The Il-76 was outsourced to group S3\_M220\_T4\_N7 as a reference.
- ▶ In 1996, group S6.3 consisted of the A340-200/-300 in 1996. It was designed to be aircraft-specific due to poor performance. The subsequently developed heavier and more powerful versions A340-500/-600 would formally have fit better into the Group S7. They were therefore classified together with the B747-8 in the group S3\_M500\_T4\_NX, which was decoupled from S7. The lighter variants were placed in the group S3\_M320\_T4\_N7. Their immission values are about 1-2 dB higher than those of group S6.3 since, unlike in 1996, almost only the heavier variant A340-300 was in use in 2013/2014.
- ▶ Group S7 was divided into two groups representing different engine technology. The group S3\_M500\_T4\_N7 consisted of more than 99% of B747-400. The immission values of this group differ by less than 1 dB from those of group S7. The B747-8 was put together with the heavy

variants of the A340 to form group S3\_M500\_T4\_NX. This group is 2-3 dB quieter at departure and about 1 dB louder during approach than S7.

- ▶ The A380, which was transferred to the group S3\_MXXX\_T4\_NX, underestimated the immission values of group S8 by about 4 dB on departure, and by about 1 dB on approach. This was to be expected since the S8 data had been transferred from S7 without acoustic adjustment back then.

## Work package 2 - Further development of calculation methods

### Transition to the moving point source model

In the appendix, DIN 45689-1 describes a different physical approach to the calculation of aircraft noise, which is not based on the partial segment method but on the model of a point sound source moving in fixed time steps. This approach is implemented by the DLR program package AZBPLUS. Comparative calculations of single flights as well as scenarios using AZBPLUS and the SoundPLAN program showed that, with such a model, you get a good match with a calculation according to an AzB-certified computer program if you make two modifications to the basic concept of the time step method: (1) the propagation time of the sound waves must not be accounted for, and (2) the model of a constant acceleration  $dV/dt = \text{const.}$  must be replaced by the model  $V/d\sigma = \text{const.}$  If these modifications are guaranteed, there are only locally limited differences for individual flights, which will be concealed in complex air traffic scenarios.

### Modeling of flight corridors

The AzB describes the flight corridors by dividing them into 15 flight paths (subtracks), the middle of which represents the idealized flight track (backbone track). That one passes on flight profile parameters height, speed, and additional level perpendicular to the local route direction (i.e. via the flight corridor) to the individual flight paths. As a result, flight profiles on the flight paths are compressed or stretched compared to the AzB profile, depending on the course of the flight route. The concept of passing on was historically adopted in 2008 from the 1975 AzB, when a different modelling approach made it necessary to account for flight corridors. With a segmentation procedure like the AzB-2008, this is no longer necessary. For this reason, passing on parameters shall not be used anymore in the future to align with the international standard when calculating aircraft noise. This also applies to DIN 45689.

### Introduction of a lateral directional characteristic

Neither AzB-2008 nor DIN 45689 take any lateral directivity into account. In contrast, ECAC Doc.29 and thus also INM/AEDT use a correction for the lateral directivity within the calculation according to SAE AIR 5662 [23], which is called "Engine Installation Correction". Although such a directivity effect can easily be implemented into AzB/DIN formalism, it usually leads to smaller noise contours. With respect to immission control and the objective of the AzB, it is necessary to ponder whether such a correction should be introduced.

### Polynomial distributions for type-specific level scattering

When determining noise descriptors that are based on maximum sound pressure levels, it must be taken into account that these generally spread. Since measured maximum sound pressure level frequency distributions for individual or sensibly grouped aircraft types are usually similar to normal distributions, a model of normally distributed levels was developed for the first time in the 1980s to calculate NAT criteria, which was then included in the AzB-2008 in 2008. The first problems with this model arose when criteria  $\text{NAT} = 0$  were supposed to be calculated. Even when determining wake-up reactions though, normally distributed levels are relatively difficult to handle when implemented in

software. Both application problems can be solved by using a suitable polynomial as distribution function, the integral of which is normalized to 1 in an interval  $[-a, +a]$ . Comparative calculations with the DLR program AZBPLUS showed that polynomial distributions, measured against modeling on the basis of a normal distribution, provide comparable results while requiring only about a third of the computing time to calculate wake-up reactions.

### Modeling of turns

Since the AzB is based on fixed point profiles – which are calculated for straight flightpaths – flight-mechanical effects caused by setting a bank angle are not adequately taken into account. The energy required in this process to compensate for the centrifugal force is no longer available in order to climb or accelerate, resulting in a lower height than for a straight flightpath. To quantify this effect, comparative calculations were made for an Airbus A320-200 and a Boeing B747-400 simulating a departure track with two 90° turns – one considering the bank angle effects and one for mapping the straight profile on the flight track. The maximum differences in maximum sound levels were locally limited between 0.5 and 1 dB, and the differences in  $L_{pAE}$  were smaller.

However, the situation changes when a lateral directional characteristic is taken into account. Here, in the vicinity of turns, the change of the lateral radiation angle due to the setting of a bank angle shows an effect, leading to level differences of more than 1 dB in larger areas within the range of influence of turns. Therefore, if a lateral directional characteristic is introduced, the bank angle accounting for turns must also be calculated each time. This is also possible, however, for the fixed point profiles used by the AzB-2008 because the bank angle can be assigned to each linear trajectory segment via the local curve radius and the aircraft speed.

### Simulation approach for procedural profiles

The method described in ECAC Doc.29 for calculating procedural profiles is based on averaging the flight performance parameters along a flight path segment. This is useful for a segmentation method but not an obvious approach for a calculation method based on time steps. Rather a simulation approach based on time steps is more appropriate. An averaging approach is quite sufficient for the tasks occurring in practice, but the simulation approach is more flexible and therefore preferable in principle because it provides both the segment end points for a segmented profile and the temporal course for a simulation process on a time-step basis. In this respect, the description of a corresponding approach based on the data from the ANP has also been adopted in DIN 45689.

### Work Package 3 - Investigation of Scenarios

The primary objective of the scenario comparisons that have been carried out, was to show the effects of the change in the data basis. To simplify matters, two departure and two approach routes were therefore defined, operating westbound on a parallel runway system. Each departure route contained a 90° turn with a radius of 4000 m, resulting in the last segments of the departure routes pointing south and north. In addition, a flight corridor with a maximum width of 2000 m was assumed. A total of five scenarios (A to E) were examined, composed of traffic based on typical German airports. The total number of movements was between 150,000 and 500,000 movements per year.

If an aircraft group was divided into two loads at takeoff, 10% was allocated to the Departure-A class. New aircraft groups within an old AzB group, which differ only in the bypass ratio identifier "\_N7" and "\_NX", were each assigned 50% movements. This division was of course arbitrary, but due to the corona pandemic, the future development of civil air traffic is currently not easily estimated anyway.

According to the Act on Protection against Aircraft Noise, noise contours were calculated for daytime and nighttime with values of the energy-equivalent continuous sound pressure levels  $L_{pAeq,Day} = 55, 60, 65$  dB and  $L_{pAeq,Night} = 50, 55$  dB. In addition, the frequency criteria  $NAT_{68,Night} = 6$  and  $NAT_{72,Night} = 6$ , as



specified in the Act on Protection against Aircraft Noise, were calculated for the night. These contours were shown graphically, with the local level differences of the calculation between the newly proposed classification and the classification according to AzB-2008 being highlighted in color for the continuous sound level.

In order to make the effects of the group division changes clear in the scenarios, the flight movements were distributed across the two runways in such a way that individual aircraft groups dominated on the designated routes. In practice, such a dominance is usually only the case in the vicinity of individual flight routes. Generally, there is often a more homogeneous distribution of fixed-wing aircraft groups on individual routes. Although the applied approach reduces the realism of the scenarios, it enables a more transparent representation of the effects on the immission values resulting from the change of the data basis. For this reason, no quantitative analyses based on contour-area comparisons were carried out.

#### **Scenario A (150000 movements, focus on groups P2.1 and S5.x)**

This scenario was defined by the more quiet aircraft in groups P2.1, S5.1 and S5.2. The movements of group S5.2 were assigned to the north runway. Since half of this group was represented by new technology aircraft, there were consistently reductions in  $L_{pAeq,Day}$  around the area of departure. In the approach area, there were increases regarding longer distances from the runway, which was in line with the general trend. This was also evident in the NAT contours.

The contributions of groups P2.1 (10%) and S5.1 (5%) to the specified contours were negligible. However, the analysis of the level differences showed that the contributions in the area of the south departures were dominated by P2.1 during the day, which resulted in overall level reductions. During the night, for which only traffic from S5.1 was scheduled, level increases occurred at great distances from the runway system: In the close-range area, the 50% share of aircraft in group S3\_M050\_TU\_NX still compensates for the louder group S3\_M050\_TU\_N7 compared to S5.1. Afterwards, there is a trend regarding the new groups that shows the levels decreasing more slowly the greater the distance from the airport.

#### **Scenario B (200000 movements, focus on groups S5.x)**

In this scenario, the proportion of movements of S5.1 was increased from 5% to 25%, to ensure the southern departures during the day would no longer be dominated by group P2.1, but by group S5.1. As a result, the reductions in  $L_{pAeq,Day}$  were lower than in scenario A. During the night, nothing changed in terms of the level differences compared to scenario A, continuous sound level contours naturally became larger and, in contrast to scenario A, NAT contours could develop in the area around the onset of the southern runway.

Regarding the northern runway, the share of S5.2 decreased from 85% to 60% compared to scenario A. In addition, movements in the order of 5% of group S6.1 were added, of which 35% were S3\_M320\_T2\_NX. As a result, the  $L_{pAeq}$  for northern departures remained lower compared to the old classification.

The NAT contours showed the same behavior. However, as they continued to extend eastward in the approach area, the trend of less significant decreases in immission values due to increased distance for the new groups showed an effect. Therefore, the contours for the new groups were larger in this area.

#### **Scenario C (200000 movements, focus on groups S5.x and S6.1)**

In Scenario C, propeller aircraft were no longer taken into account here – as in scenarios D and E – and group S5.2 was assigned to the southern runway. Accordingly, the levels in this area were lower than for the old group classification.

The group S6.1 operating on the northern runway was 86% designated to group S3\_M220\_T2\_N7, which is 2-3 dB louder than group S6.1 at takeoff. Since a total traffic share of 30% was set for the night period, about one third of which was assigned to S6.1, the contours in the departure area increased significantly compared to the old group division. In the approach area, on the other hand, there were hardly any differences because group S3\_M220\_T2\_N7 shows immission values comparable to group S6.1 on approach.

Here, too, the NAT contours show the same tendencies as those of the continuous sound level.

#### **Scenario D (400000 movements, focus on groups S6.1, S6.3 and S8)**

The proportion of the light groups S5.x amounted to 85% during the day and 75% at night. In the area of southern departures, the same trends as in scenario C were noticeable here.

Airbus aircraft (S6.1, S6.3 and S8) dominated the northern runway. For groups S6.1 and S6.3, about half accounted for models with BPR > 7. For the continuous sound level during the day, the new group classification provided lower immission values in the area of northern departures. This was due to the poor modelling of the A380 by group S8.

In night traffic, this group was excluded. As a result – and due to the fact that group S6.3 does not correctly describe the heavy variants of the A340 – increases were detected compared to the old classification.

In the approach area, due to higher movement numbers, the contours during the day reached further to the east. Higher immission values for the new groups were noted here due to the difference in defining #. At night, the (here) observed differences were more pronounced due to the problematic modelling of the A340 by the AzB-2008.

#### **Scenario E (500000 movements, focus on groups S6.1 to S8)**

This scenario was meant in particular for analyzing the effects of redefining heavy aircraft groups with BPR > 7 (B787, A350, A340-500/-600, B747-8 and A380). Therefore, practically nothing changed compared to scenarios C and D on the southern runway.

The day traffic on the northern runway consisted of 40% of 6.1 and 20% each of S6.3, S7 and S8. This resulted generally in lower immission levels. However, the effects were not as clear as in scenario D, as the share of S6.1 was higher and group S7 was represented in the traffic as well.

At night, a different traffic composition of the heavy aircraft was assumed. On the northern runway, 50% was accounted for by group S6.1, 10% by group S6.2 and 40% by group S6.3. Since the subdivision of groups S6.1 and S6.3 was identical to scenario D, the level differences were similar. However, the contours were further north, i.e. to areas where higher level differences were to be expected.

## 1 Hintergrund

### 1.1 Problemdarstellung

Das Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm (FluLärmG) vom 31.10.2007 [24] sieht die Festsetzung von Lärmschutzbereichen an Verkehrsflughäfen, größeren Verkehrslandeplätzen und verschiedenen militärischen Flugplätzen vor. Es wird durch drei Rechtsverordnungen konkretisiert. Von diesen beschreibt die im Jahr 2008 veröffentlichte 1. Fluglärmschutzverordnung (1. FlugLSV) [4] das Verfahren zur Ermittlung des Lärmschutzbereichs. Die Verordnung verweist auf ein Regelwerk, das aus der „Anleitung zur Datenerfassung, AzD“ und der „Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen, AzB“ besteht [25]. Letztere wird im Folgenden als AzB-2008 bezeichnet.

Die in der AzB-2008 ausgewiesenen Datensätze entsprechen im Wesentlichen den im Jahr 1999 durch das Umweltbundesamt (UBA) veröffentlichten Luftfahrzeugklassen [5]. Diese basierten auf einer im Auftrag des UBA vom Max-Planck-Institut für Strömungsforschung im Jahr 1992 erarbeiteten Luftfahrzeuggruppeneinteilung [26], die im Nachgang im Rahmen einer von der Arbeitsgemeinschaft Deutscher Verkehrsflughäfen (ADV) initiierten adhoc-Arbeitsgruppe im Jahr 1996 vervollständigt wurde. Die Daten für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt wurden aus der im Jahr 2006 [6] veröffentlichten DIN 45684 in die AzB-2008 übernommen.

Die akustischen und flugbetrieblichen Daten der AzB-2008 können den Flugbetrieb in Deutschland derzeit nur noch bedingt abbilden. In den letzten Jahren sind zum Teil neue Luftfahrzeugmuster hinzugekommen und ältere Muster stillgelegt oder modernisiert worden. Darüber hinaus sind in dieser Zeit neue Flugverfahren entwickelt worden, die an verschiedenen deutschen Flughäfen eingeführt wurden. Um dieser Tatsache Rechnung zu tragen, ergibt sich die Notwendigkeit die AzB-Datenbasis zu überprüfen und fortzuentwickeln.

### 1.2 Zielsetzung

Derzeit erarbeitet der Unterausschuss „Fluggeräusche“ des DIN/VDI-Normenausschusses Akustik, Lärminderung und Schwingungstechnik (NALS) die zweiteilige Norm DIN 45689 "Akustik — Ermittlung von Fluggeräuschimmissionen an Flugplätzen". DIN 45689-1 [2] beschreibt ein Berechnungsverfahren, DIN 45689-2 [9] die zugehörige Datenerfassung. Diese Norm könnte zukünftig u.a. als Nachfolger der Regelwerke AzB-2008 und AzD dienen. Die in diesem Forschungsvorhaben zu aktualisierende Datenbasis ziviler Luftfahrzeuge soll gleichermaßen für die Berechnungsverfahren im Format und Detaillierungsgrad der AzB-2008 und der luftfahrzeugtypgenauen DIN 45689 verwendbar sein. In diesem Kontext ist zu prüfen, inwieweit Anpassungen oder Festlegungen erforderlich sind, um die DIN 45689 für die Berechnung von Lärmschutzbereichen nach dem FluLärmG zu verwenden.

Auf Grundlage der im Forschungsvorhaben weiterentwickelten Datenbasis und der untersuchten möglichen Modifikationen für das Fluglärm-Berechnungsverfahren soll untersucht werden, wie sich diese Änderungen auf die Festsetzung von Lärmschutzbereichen nach dem FluLärmG auswirken würden. Um diesbezügliche Aussagen treffen zu können, sind entsprechende Proberechnungen mit unterschiedlichen Fluglärm-Berechnungsverfahren (AzB-2008, DIN 45689) zu konzipieren, durchzuführen und auszuwerten. Dazu sind für Deutschland charakteristische Flugbetriebssituationen („Szenarien“) zu konzipieren.

Grundsätzlich soll die zu entwickelnde Datenbasis als eine vielseitig einsetzbare Grundlage zur Bewertung lokaler Lärminderungsmaßnahmen sowie politischer Strategien des Bundes im Bereich des Fluglärmschutzes dienen.

## 2 Vorgehensweise

### 2.1 Vorhabenstruktur und Datenpool

Das Vorhaben wird in drei Arbeitspaketen abgewickelt, die im Folgenden beschrieben werden. Als Grundlage für die Erstellung der Datengrundlage kann auf einen Pool von Immissions- und Radardaten aus dem LuFo-Projekt „Modelle und Daten zur Entwicklung von aktiven Schallschutzmaßnahmen im Luftverkehr (MODAL)“ [10] zurück gegriffen werden<sup>8</sup>. Diese Daten wurden für die Jahre 2013 und 2014 für die in Tabelle 1 ausgewiesenen Flughäfen erhoben.

Tabelle 1: Verkehrsflughäfen, für die im Rahmen des Projekts MODAL Daten erhoben wurden

Flughafen	CODE		Anzahl der Fluglärm-Messstellen
	IATA	ICAO	
Berlin-Schönefeld	SXF	EDDB	11
Berlin-Tegel	TXL	EDDT	7
Düsseldorf	DUS	EDDL	12
Frankfurt/Main	FRA	EDDF	25
Hannover	HAJ	EDDV	9
Köln/Bonn	CGN	EDDK	16
München	MUC	EDDM	16

Diese Liste umfasst die vier größten deutschen Verkehrsflughäfen (FRA, MUC, DUS und TXL). Der Flughafen Köln/Bonn ist für die Untersuchung insofern von Bedeutung, als er einen Flughafen mit hohem Nachtfluganteil und Frachtbetrieb darstellt. Auf den Flughäfen Hannover und Berlin-Schönefeld wird zwar nur vergleichsweise wenig Flugbetrieb abgewickelt, sie haben aber den Vorteil, dass die Messstellen aufgrund ihrer Lage gut für die Auswertung geeignet sind.

Die vorhandenen Daten umfassen ca. 2.9 Mio. auswertbare Flugbewegungen von Starrflügelflugzeugen mit einer Höchstabflugmasse (MTOM) von mehr als 5.7 Tonnen (im Wesentlichen Flugzeuge der Gruppen P2.1, P2.2 und S5.1 bis S8 nach AzB-2008).

In den Jahren 2013 und 2014 wurden für die Flugzeugmuster A380, B747-8 und B787 zwar schon Daten in ausreichendem Umfang erfasst, für die Muster A220 (vormals Bombardier C-Series), A320neo, A350 und die B737MAX-Versionen) lagen aber noch keine Daten vor. Aus diesem Grund wurden 2020 ergänzende Daten erhoben. Zusätzlich wurden für die Jahre 2018 bis Mai 2020 vom Flughafen Leipzig-Halle Daten zu den Lfz-Mustern Antonov An-12, An-124 und An-225 sowie Iljushin Il-76 bereitgestellt.

Der Detaillierungsgrad der neuen Daten war zwar nicht so hoch wie bei den MODAL-Daten, entsprach aber den notwendigen Anforderungen. Eine entsprechend umfangreiche Datenbereitstellung (inklusive Flugplänen, Radarspuren, Ausfallzeiten und METAR-Daten) hätte einen sehr hohen zeitlichen Aufwand (insbesondere auch für die Flughäfen) erfordert. Alternativ hätten die Daten über die Firma Topsonic bereitgestellt werden müssen. Das wäre aber auch mit zusätzlichem Zeitaufwand für die Definition der Schnittstellen sowie entsprechenden Kosten verbunden gewesen.

Hauptquelle für flugzeugspezifische Daten ist die „Aircraft Noise and Performance Database ANP“ von Eurocontrol [13], die auf der Datengrundlage des Integrated Noise Model INM [3] basiert. Zusätzlich wurde u.a. auf die „Airport Planning Manuals“ von Airbus [14], Boeing [15], Bombardier [16] und

<sup>8</sup> Diese sieben „MODAL-Flughäfen“ haben eingewilligt, dass die Daten zum Zweck des hier beschriebenen Vorhabens verwendet werden dürfen.

Embraer [17], die „Statistical Loads Data“ der Federal Aviation Administration FAA [18] sowie die „Type Certification Data Sheets“ der European Union Aviation Safety Agency EASA [19] zurückgegriffen. Zusätzlich wurden noch Daten von verschiedenen Airlines (Lufthansa, Austrian Airlines, Condor) abgefragt.

## 2.2 Arbeitspaket 1 – Fortschreibung der Datengrundlagen

Die im Arbeitspaket (AP 1) durchgeführten Untersuchungen werden auf der Basis des AzB-Formalismus durchgeführt. Insbesondere wird das in der AzB-2008 beschriebene akustische Modell (Referenzspektrum und Richtwirkungsfaktoren) verwendet. Das macht Sinn, da die DIN 45689 diesen Formalismus übernommen hat. Bei den Flugleistungsdaten wird das in der AzB-2008 verwendete Schema von Fixpunkt-Profilen verwendet, da die DIN 45689 solche auch als grundlegendes Element bereitstellen wird.

### AP 1.1 – Erstellung eines Gruppierungsschemas

Im ersten Unterarbeitspaket wird ein Gruppierungsschema für Luftfahrzeuge aufgebaut, das die derzeitigen Luftfahrzeuggruppen P2.1, P2.2 und S1.0 bis S8 der AzB-2008 ersetzt bzw. erweitert (siehe Abschnitt 3.2.1). Grundsätzlich verfeinert dieser Vorschlag das Gruppierungsschema der AzB-2008 und ergänzt es insbesondere durch Flugzeuge moderner Technologie mit Nebenstromverhältnissen  $BPR > 7$  (wie A220, A320neo, B737 MAX, A350, B787, B747-8 und A380).

Unterhalb dieses eindeutigen Schemas, in das prinzipiell jedes im realen Flugbetrieb vorhandene zivile Luftfahrzeug eingeordnet werden können muss, werden für die DIN 45689 Verfeinerungsstufen („Luftfahrzeugfamilien“) eingearbeitet, die sich u.a. an den von der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation ICAO definierten Typ-Bezeichnern („Aircraft Type Designator ATD“) orientieren.

### AP 1.2 – Definition von Basis-Datenformaten

Auf der Basis der im Rahmen von MODAL gewonnenen Daten und Erkenntnisse werden Formate für akustische Basis-Datensätze (Referenzspektren und Richtwirkungsfaktoren) in Anlehnung an das Format der bisherigen AzB-2008 definiert. Diese dienen als Grundlage für das Arbeitspaket 1.4, in dem eine endgültige Anpassung dieser Datensätze erfolgt.

Die flugbetrieblichen Datenformate werden – unter Verwendung der aerodynamischen Datensätze aus der „Aircraft Noise and Performance Database ANP“ [13] – so angepasst, dass sie auch für die Verwendung in der DIN 45689 geeignet sind. Die im Rahmen der ECAC Noise Modelling Task Group (AIRMOD) vom DLR durchgeführten Analysen legen nahe, dass bei diesen Daten noch Kontroll- und Erweiterungsbedarf besteht. Dies wird – soweit möglich – bei der Implementation der ANP-Daten berücksichtigt. Aktuell befasst sich eine Arbeitsgruppe von AIRMOD mit der Überarbeitung des im Anhang B von ECAC Doc.29, Vol.2 beschriebenen flugmechanischen Modells.

### AP 1.3 – Erstellung von Fixpunkt-Profilen

Für jede der im AP 1.1 definierten Luftfahrzeuggruppen bzw. -familien werden geeignete Fixpunktprofile für Start- und Landung definiert. Diese werden mit dem im Anhang B von ECAC Doc.29, Vol.2 beschriebenen flugmechanischen Modell ermittelt. Dazu wird das Integrated Noise Model in der Version 7 [21] herangezogen.

Für die Lfz-Familien der DIN 45689 werden dabei jeweils zwei lärm mindernde Abflugverfahren (NADP1 und NAPD2 nach ICAO Doc.8168 [27]) zugrunde gelegt. Für die übergeordneten AzB-Gruppen wird – wie in der AzB-2008 – jeweils nur ein Abflugverfahren festgelegt. Dieses orientiert sich an der von der Lufthansa verwendeten NADP2-Variante. Sofern notwendig, wird jeweils noch nach zwei Auslastungen unterschieden.

Für Landung wird für sowohl für die AzB-Gruppen als auch für die Lfz-Familien der DIN 45689 ein Standard-Anflugverfahren definiert, das sich an den in der Praxis verwendeten Verfahren „Low-Drag-Low-Power (LDLP)“ bzw. „Continuous Descent Approach (CDA)“ orientiert. Für die DIN 45689 wird zusätzlich ein verallgemeinertes Anflugverfahren beschrieben, das auf dem flugmechanischen Modell von ECAC Doc.29 beruht.

#### AP 1.4 – Anpassung der Basis-Datensätze

In einem ersten Schritt werden die im AP 1.3 definierten flugbetrieblichen Daten durch Vergleich mit ausgewerteten Radaraten aus dem Projekt MODAL so angepasst, dass sie die real beobachteten Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe gut wiedergeben.

Den maßgeblichen Schritt bei der Erarbeitung der finalen Datensätze stellt dann die Anpassung der akustischen Daten auf der Basis gemessener Immissionsdaten dar. Dabei wird wie folgt vorgegangen:

- ▶ Zunächst werden die für eine entsprechende Auswertung geeigneten Messstellen für jeden der untersuchten Flughäfen identifiziert.
- ▶ Für jede Kombination von Luftfahrzeuggruppe oder -familie und Flugstrecke werden die gemessenen Immissionswerte (AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel  $L_{pAS,max}$  und A-bewerteter Schalldruckexpositionspegel  $L_{pAE}$ ) gemittelt. Dabei wird die typenspezifische Standardabweichung  $Q_{\sigma}$  nach 7.5.2 der AzB-2008 aus den gemessenen Pegelverteilungen bestimmt.
- ▶ Anschließend erfolgt für jeden der untersuchten Messpunkte eine Immissionsberechnung, in der die neu definierten akustischen Daten und Fixpunkt-Profile zu Grunde gelegt werden.
- ▶ Sofern der Vergleich zwischen berechneten und gemessenen Immissionswerten lediglich eine systematische Abweichung zeigt, müssen die akustischen Datensätze lediglich entsprechend korrigiert werden. Bei nicht-systematischen Abweichungen erfolgt eine iterative Anpassung. Dazu werden die flugbetrieblichen Daten analysiert und ggf. korrigiert. Anschließend wird die Berechnung wiederholt und es erfolgt ein neuer Vergleich.

#### AP 1.5 – Gruppenspezifischer Vergleich mit der AzB-2008

Im letzten Unterarbeitspaket von AP 1 werden  $L_{pAS,max}$ - und  $L_{pAE}$ -Footprints für die in der AzB-2008 definierten Luftfahrzeugklassen berechnet und mit solchen der zugeordneten neuen Luftfahrzeugklassen verglichen. Das umfasst sowohl die grafische Darstellung von Konturen und lokalen Pegeldifferenzen als auch Analysen von Konturflächen.

## 2.3 Arbeitspaket 2 – Weiterentwicklung von Rechenverfahren

Streng genommen verbirgt sich hinter dem Begriff „Rechenverfahren“ die Umsetzung der physikalischen Gesetzmäßigkeiten (d.h. eines Quell- und Ausbreitungsmodells sowie eines Modells für die Ermittlung und Beschreibung von Flugbahnen) in einen auf einem Computer implementierbaren Rechenformalismus – also in Programmcode. Ein solches Modell definiert außerdem Format und Umfang der benötigten Eingabedaten.

Eine reine Fortschreibung von Eingabedaten – wie sie in AP 1 erfolgt – erfordert zunächst keine Änderung im Berechnungsalgorithmus und daher auch keine wesentliche Änderung der entsprechenden Software. Eine solche wird erst dann notwendig, wenn das Rechenverfahren weiterentwickelt wird oder die grundlegenden Algorithmen sich ändern.

Da die Untersuchungen zur Weiterentwicklung des Berechnungsverfahrens auch Eingriffe in den Programmcode erfordern, kann hier nicht mit kommerziellen Berechnungsprogrammen gearbeitet werden. Daher wird auf die beim DLR in Göttingen entwickelte Programmplattform für

Fluglärmrechnung AZBPLUS [28] zurückgegriffen. AZBPLUS arbeitet auf Zeitschritt-Basis und ist in der Lage, die in der AzB-2008 beschriebenen Quell- und Ausbreitungsmodelle zu emulieren.

### **AP 2.1 – Weiterentwicklung des akustischen Modells**

In AP 2.1 wird untersucht, inwieweit sich eine Modifikation des akustischen Modells auswirkt. Das betrifft die Art der Quellbeschreibung (z.B. Effekte einer lateralen Richtcharakteristik) und ggf. auch die Art des Modells und der noch zu berücksichtigenden akustischen Effekte selbst. Dazu würde auch ein möglicher Wechsel zum Modell der bewegten Punktschallquelle, wie er in der DIN 45689-1 im Anhang beschrieben wird, zählen. Ein weiterer Punkt ist die Verwendung alternativer Verteilungsfunktionen für die Modellierung der typenspezifischen Pegelstreuung  $Q_{\sigma}$ .

### **AP 2.2 – Weiterentwicklung des operationellen Modells**

In der DIN 45689-1 wird das in Doc.29 verwendete Modell zu Flugleistungsrechnungen lediglich im Anhang beschrieben. Eine zwingende Vorgabe für die Anwendung im Rahmen dieser Norm wird es zunächst nicht geben, weil die programmtechnische Umsetzung aufwendig ist und noch keine Testfälle zur Qualitätssicherung vorliegen.

Dass hinsichtlich des Modells Verbesserungs- und auch Vereinfachungspotenzial besteht, wurde seitens des DLR an die AIRMOD-Arbeitsgruppe im Rahmen der 26. Sitzung im März 2017 in Dübendorf (CH) kommuniziert. Die hier thematisierten Aspekte sollen im Rahmen von AP 2.2 untersucht werden. Soweit möglich, werden derartige Modifikationen mit der AIRMOD-Gruppe abgestimmt.

Weitere, in den operationellen Bereich fallende Modifikationen betreffen z.B. die Beschreibung der Flugstrecken. Darunter fallen z.B. die Modellierung von Korridoren (Vererbung der Flugleistungsparameter) oder die Modellierung von Kurvenflügen (Einfluss des Querneigungswinkels auf Performance und Immission).

## **2.4 Arbeitspaket 3 – Szenarien- und Einzelfalluntersuchungen**

In diesem Arbeitspaket werden folgende Rechenverfahren (im Sinne einer Kombination von Berechnungsmodell und Datengrundlage) auf eine Reihe von Szenarien bzw. Einzelfallbetrachtungen angewendet:

- (1) die AzB-2008 mit ursprünglicher Luftfahrzeuggruppeneinteilung,
- (2) die AzB-2008 mit neuer vorgeschlagener Luftfahrzeuggruppeneinteilung nach AP 1,
- (3) die DIN 45689 mit typenorientierter Einteilung nach AP 1 und
- (4) ein nach AP 2 erweitertes Berechnungsmodell.

Die Punkte (1) und (2) befassen sich mit Aspekten der Gruppierung im Hinblick auf Szenarien für die Berechnung von Lärmschutzbereichen: Durch den Vergleich der Ergebnisse von (1) und (2) kann der Übergang von der aktuellen zur neu vorgeschlagenen Luftfahrzeuggruppeneinteilung analysiert werden. Das wäre der Schwerpunkt der Untersuchungen in diesem Arbeitspaket.

Durch das Einbeziehen von Ergebnissen aus (3) können die Effekte einer weiteren Detaillierung der Gruppierung analysiert werden. In umfassendem Bezug auf Szenarien ist das im Rahmen eines umfangreich begrenzten Arbeitspaketes wenig sinnvoll. Hier ist die Analyse geeigneter Einzelfalluntersuchungen ein praktikablerer Ansatz.

Die Untersuchungen unter (4) zielen gegenüber den anderen Punkten auf Modifikationen am Rechenverfahren ab. Dabei wird immer von einer separaten Modellierung von Quelle und Ausbreitung ausgegangen. Vergleichende Berechnungen stellen hier im Prinzip eine stufenweise Analyse eines möglichen

Verbesserungspotenzials der AzB-2008 dar. Auch hier sind geeignet definierte Einzelfalluntersuchungen ein sinnvoller Ansatz.

### AP 3.1 – Definition und Berechnung der Szenarien

Für die in der Leistungsbeschreibung geforderten Vergleichsberechnungen sind fünf generische Flughäfen zu definieren, die charakteristisch für deutsche Flughäfen sind. Die Flugbetriebe (Verteilung der Luftfahrzeuggruppen auf Flugstrecken) werden dabei so ausgelegt, dass die mit einem Wechsel der Datengrundlage verbundenen Effekte möglichst gut analysiert werden können.

### AP 3.2 – Analyse der Auswirkungen

Die primäre Analyse ist der Vergleich zwischen den Verfahren (1) und (2), da dieser die Auswirkung der überarbeiteten Datengrundlage für die AzB-2008 dokumentiert.

Der Vergleich der Verfahren (2) und (3) zeigt auf, wie sich eine Verfeinerung der Gruppierungsstruktur auswirkt. Hier ist es sinnvoller, anstelle von umfassenden Berechnungen für Szenarien gezielte Einzeluntersuchungen durchzuführen, um die Sensitivität der Verfeinerung gegenüber verschiedenen Randbedingungen auszuloten.

Vergleiche von (2) oder (3) mit einem erweiterten Berechnungsmodell nach (4) liefern Anhaltspunkte dafür, ob die entsprechenden Verbesserungen sinnvoll für bestimmte Einsatzzwecke sind. Auch derartige Untersuchungen werden sinnvollerweise anhand gezielter Einzeluntersuchungen durchgeführt.

## 2.5 Implementation der neuen Lfz-Gruppen in die BUF-D

Im Jahr 2010 wurden unter der Bezeichnung CNOSSOS-EU (Common NOise ASSESSment MethOdS in EU) [29] harmonisierte Verfahren zur Berechnung von Umgebungslärm entwickelt, die zur Umsetzung der EU-Umgebungslärmrichtlinie aus dem Jahr 2002 [30] herangezogen werden sollten. Diese Verfahren wurden im Jahr 2015 dann als Richtlinie 2015/999 durch die Kommission veröffentlicht [31].

Im Rahmen der nationalen Umsetzung von CNOSSOS-EU wurden 2018 im Bundesanzeiger die in Deutschland zu verwendenden Berechnungsverfahren veröffentlicht [32]. Für Fluglärm ist das die „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen“ (BUF) sowie eine zugehörige Datengrundlage (BUF-D). In die BUF-D gingen zusätzlich zu den in CNOSSOS-EU veröffentlichten Daten der „Aircraft Noise and Performance Database ANP“ auch die Daten der AzB-2008 ein.

Als Ergänzung zum Forschungsauftrag „Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm“ sollen die in der BUF-D spezifizierten AzB-Daten durch die neu erarbeiteten Daten ersetzt werden. Diese Untersuchung ist separat und vollumfänglich im Anhangband 3 beschrieben.

## 3 Fortschreibung der Datengrundlagen

### 3.1 Grundlegende Konzepte zur Gruppierung

Bei der Berechnung von Fluglärm empfiehlt sich eine Zusammenfassung von ähnlichen Luftfahrzeugmustern, wenn z. B.

- ▶ keine ausreichenden Detailinformationen über den Flugzeugmix des zu untersuchenden Szenarios (vor allem bei prognostizierten Flugbetriebsfällen) vorliegen,
- ▶ akustische oder Flugleistungsdaten für einzelne Luftfahrzeugmuster nicht verfügbar sind oder
- ▶ Kosten und Aufwand minimiert werden sollen, wenn vergleichende Untersuchungen von vielen Szenarien oder grobe Abschätzungen vorgesehen sind.



Eine Gruppierung von Luftfahrzeugen kann auf der Basis von akustischen Ähnlichkeiten oder aber von ähnlichen Flugleistungen erfolgen. Um eindeutige Gruppierungsschemata zu erhalten, wird oft von folgenden Parametern ausgegangen:

- ▶ Triebwerksart (z. B. Turbojet, Turbofan, Turboprop oder Kolbenmotor)
- ▶ Nebenstromverhältnis BPR (z. B. hoch, mittel, niedrig)
- ▶ Triebwerksanzahl
- ▶ ICAO-Lärmzulassung
- ▶ Höchstabflugmasse MTOM
- ▶ Betriebsart (Start oder Landung)

Anstelle der Höchstabflugmasse kann auch nach Einsatzreichweite (Kurz-, Mittel- oder Langstrecke) und Sitzplatzkapazität gruppiert werden, da Verkehrsforscher bei der Erstellung von Flugbetriebsprognosen in der Regel diese Parameter verwenden. Allerdings ist eine eindeutige Definition einer Gruppe hierbei nicht immer ganz einfach und aus akustischer Sicht manchmal auch nicht sinnvoll.

Um bei der Erstellung einer Gruppeneinteilung die Anzahl der Gruppen möglichst gering zu halten, sollten die folgenden beiden Prinzipien beachtet werden (siehe ECAC Doc.29, Vol.1 [1]):

- ▶ *Akustische Äquivalenz*: Dieses Prinzip besagt, dass zwei Luftfahrzeugmuster akustisch gleichwertig sind, wenn die durch sie erzeugten Maximalschalldruckpegel und Einzelereignispegel am Boden über den größten Teil der Flugbahn vergleichbar sind – sie also vergleichbare Isolinnien (sog. „Noise Footprints“) für Maximalschalldruckpegel als auch Einzelereignispegel erzeugen. Akustisch äquivalente Luftfahrzeugmuster können gruppiert werden.<sup>9</sup>
- ▶ *Lärmsignifikanz*: In der Regel wird die Lärmsituation an einem Flugplatz nur durch vergleichsweise wenige Luftfahrzeuge bestimmt. Solche lärmsignifikanten Luftfahrzeuge müssen möglichst genau modelliert werden. Wenn hier keine akustischen Äquivalenzen bestehen, muss auf Gruppierung verzichtet werden. Bei der Modellierung nicht-lärmsignifikanter Luftfahrzeuge können demgegenüber weniger strenge Anforderungen an die Gruppierung gestellt werden, d.h. es kann auch gruppiert werden, wenn die Luftfahrzeuge nicht akustisch äquivalent sind. In der Regel orientiert man sich dann bei der Festlegung der gruppenspezifischen akustischen Daten an den lautereren Vertretern der Gruppe.

## 3.2 Erstellung eines Gruppierungsschemas für die AzB

### 3.2.1 Gruppierungsschema der AzB-2008

Luftfahrzeuge werden in der AzB-2008 einzelnen Luftfahrzeuggruppen zugeordnet. Diese Gruppenstruktur ist auf prognostizierte Flugbetriebe ausgelegt und daher relativ grob. Dies trägt vor allem den Anforderungen an eine belastbare Flugbetriebsprognose Rechnung – eine Anforderung, die auch an ein überarbeitetes Gruppierungsschema zu stellen ist.

Wesentlicher Vorteil der Struktur ist, dass sie alle am Luftverkehr teilnehmende Luftfahrzeuge abdeckt. Die Gruppierung der zivilen Verkehrsflugzeuge erfolgt in der AzB-2008 im Wesentlichen auf der Basis von vier Kriterien:

- ▶ Lärmzulassung nach ICAO-Annex 16, Band I [20] („Kapitel“ bzw. „Chapter“)

<sup>9</sup> Die akustische Äquivalenz zweier Luftfahrzeuge wird durch das Flugprofil und damit durch das verwendete Flugverfahren und die Luftfahrzeugmasse bestimmt. So wird ein Luftfahrzeug, das sowohl im Lang- als auch im Kurzstreckenbetrieb eingesetzt wird, je nach Einsatzart zu unterschiedlichen Luftfahrzeugmustern akustisch äquivalent sein. In diesem Fall ist bei der Gruppierung sehr sorgfältig vorzugehen.

- ▶ Höchstabflugmasse (MTOM)
- ▶ Anzahl der Triebwerke
- ▶ Art der Triebwerke (Propeller- oder Strahltriebwerk)
- ▶ Nebenstromverhältnis BPR

Tabelle 2 zeigt beispielhaft das Schema der AzB-2008 für Strahlflugzeuge mit Lärmzulassung nach Kapitel 3 oder 4 des ICAO Annex 16.

Tabelle 2: AzB-2008-Gruppen für Strahlflugzeuge mit Lärmzulassung nach Kapitel 3 oder 4

Höchstabflugmasse	Anzahl der Triebwerke		
	2	3	4
MTOM ≤ 50 t	<b>S5.1</b>		
50t < MTOM ≤ 120 t	Nebenstromverhältnis BPR > 3 → <b>S5.2</b> Nebenstromverhältnis BPR ≤ 3 → <b>S5.3</b>		
120t < MTOM ≤ 300 t	<b>S6.1</b>	A340 → <b>S6.3<sup>(2)</sup></b> Sonstige → <b>S6.2<sup>(1)</sup></b>	
300t < MTOM ≤ 500 t		<b>S7<sup>(1)</sup></b>	
MTOM > 500 t		_(3)	<b>S8<sup>(1)</sup></b>

- (1) Die Luftfahrzeuggruppen S6.2, S7 und S8 werden beim Start noch in zwei Auslastungsstufen unterteilt.
- (2) Flugzeugmuster vom Typ A340 wurden aufgrund der mit der schwachen Motorisierung verbundenen schlechten Steigleistung der ersten Modellreihe (A340-200) in eine separate Gruppe S6.3 eingeordnet.
- (3) Es gibt keine 3-motorigen Flugzeuge mit MTOM > 500 t

### 3.2.2 Aktualisiertes AzB-Gruppierungsschema

Der Vorschlag für eine Erweiterung des Gruppierungsformalismus der AzB-2008 schließt Propellerflugzeuge mit einer Höchstabflugmasse bis zu 5.7 t nicht mit ein. Die für diese Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt in der DIN 45684-1 [6] veröffentlichte Datengrundlage ist als aktuell anzusehen. Dies trifft auch für Hubschrauber zu: Entsprechende Luftfahrzeuggruppen wurden in der DIN neu definiert und dann in die AzB-2008 übernommen. Allerdings ist es sinnvoll, die Bezeichnungen für diese Luftfahrzeuggruppen zu modifizieren (siehe Abschnitt 3.2.8).

Für die vorgeschlagene Einteilung werden vergleichbare Einteilungsparameter wie bei der AzB-2008 verwendet:

- ▶ **P / S** für die Triebwerksart (Propeller- oder Strahltriebwerk)
- ▶ **c** für die Lärmzulassung nach ICAO-Annex 16, Band I („Kapitel“)
- ▶ **mmm** für den Bereich der Höchstabflugmasse MTOM
- ▶ **t** für die Anzahl der Triebwerke
- ▶ **n** für das Nebenstromverhältnis (nur für Strahlflugzeuge)

Daraus ergibt sich eine Kennung der Form **Sc\_Mmmm\_Tt\_Nn** für Strahlflugzeuge bzw. **Pc\_Mmmm\_Tt** für Flugzeuge mit Propellerantrieb. Tabelle 3 zeigt die resultierenden Teilkennungen für Triebwerksart, Lärmzulassung nach ICAO Annex 16 und Höchstabflugmasse.

Tabelle 3: Kennungsschema: Teilkennungen für Triebwerksart, Zulassung nach ICAO Annex 16 und Bereich der Höchstabflugmasse

Triebwerksart und Lärmzulassung nach Annex 16			Bereich der Höchstabflugmasse	
P0	Prop	nicht zertifiziert nach Kapitel 3, 4 oder 10	_MXXX	MTOM > 5.7 t
P3	Prop	mindestens zertifiziert nach Kapitel 3, 4 oder 10	_M015 _MXXX	5.7 t < MTOM ≤ 15 t MTOM > 15 t
S0	Jet	nicht zertifiziert <sup>(1)</sup>	_M100 _MXXX	MTOM ≤ 100 t MTOM > 100 t
S2	Jet	zertifiziert nach Kapitel 2 <sup>(2)</sup>	_M100 _MXXX	MTOM ≤ 100 t MTOM > 100 t
S3	Jet	mindestens zertifiziert nach Kapitel 3	_M020	MTOM ≤ 20 t
			_M050	20 t < MTOM ≤ 050 t
			_M070	50 t < MTOM ≤ 070 t
			_M100	MTOM ≤ 100 t
			_M130	70 t < MTOM ≤ 130 t
			_M220	130 t < MTOM ≤ 220 t
			_M320	220 t < MTOM ≤ 320 t
_M500	320 t < MTOM ≤ 500 t			
_MXXX	MTOM > 500 t			

(1) Entspricht der Definition der Gruppen S2 und S4 nach AzB-2008.

(2) Entspricht der Definition der Gruppen S1.x und S3.x nach AzB-2008.

Eine ursprünglich vorgesehene Einteilung nach expliziten Lärmzulassungskapiteln wie bei der AzB-2008 wurde verworfen. Sie kann insofern zu Problemen führen, als manche Luftfahrzeuge zwar de facto eine höhere Zulassungsstufe als Kapitel 3 erfüllen, aber (z. B. aus Kostengründen) formal nicht nach dieser zugelassen werden. Die Auswertung der MODAL-Messungen ergab ohnehin, dass eine Unterteilung nach Nebenstromverhältnis ein sinnvollerer Ansatz ist. Das ist naheliegend, da es sich um einen akustisch relevanten Parameter handelt. Die vorgeschlagenen Grenzen wurden so eingeteilt, dass innerhalb einer Gruppe akustisch vergleichbare Luftfahrzeuge vorliegen.

Die Massenbereiche wurden für die beiden Antriebsarten und auch die Zulassungskapitel unterschiedlich definiert. Dadurch konnten die in der AzB-2008 festgelegten Gruppen S2 und S4 für nicht-zertifizierte bzw. S1.x und S3.x für nach Kapitel 2 zertifizierte Flugzeuge so in das Schema eingepasst werden, dass ihre Datensätze weitestgehend unverändert übernommen werden konnten. Da der Anteil dieser Luftfahrzeuge am Luftverkehr in Deutschland sehr gering ist, wurden die Gruppen S1.x bzw. S3.x jeweils zusammengefasst und durch ihre lautesten Vertreter repräsentiert (S1.3 bzw. S3.2).

Die möglichen Kennungen für Triebwerksanzahl und Nebenstromverhältnis sind in Tabelle 4 dargestellt.

Tabelle 4: Kennungsschema: Teilkennungen für Triebwerksanzahl und Nebenstromverhältnis (nur bei Strahlflugzeugen)

Triebwerksanzahl t		Nebenstromverhältnis n	
_T2	t ≤ 2 t	_N2	n ≤ 2
_T3	t = 3	_N7	2 < n ≤ 7

Triebwerksanzahl t		Nebenstromverhältnis n	
_T4	t > 3	_NX	n > 7
_TU	keine Unterscheidung nach Triebwerksanzahl	_NU	keine Unterscheidung nach Nebenstromverhältnis

### 3.2.3 Übersicht über die vorgeschlagenen zivilen Luftfahrzeuggruppen

Tabelle 5 zeigt eine Übersicht über die vorgeschlagenen zivilen Luftfahrzeuggruppen. Diese Tabelle weist nicht alle möglichen Kombinationen der fünf Gruppierungsparameter aus. Hintergrund war die Zielsetzung, die Anzahl der Luftfahrzeuggruppen so gering wie möglich und so detailliert wie nötig zu gestalten.

Tabelle 5: Übersicht über die vorgeschlagenen zivilen Luftfahrzeuggruppen

Gruppe	Höchstabflugmasse	ATD des Referenztyps	ACFT-ID in ANP	Substitut aus ANP <sup>(1)</sup>
P0_MXXX_TU	MTOM > 5.7 t	AN12		C130
P3_M015_TU	5.7 t < MTOM ≤ 15 t	E120	EMB120P <sup>(2)</sup>	
P3_MXXX_TU	MTOM > 15 t	DH8D	DHC840 <sup>(2)</sup>	
S0_M100_TU_NU	MTOM ≤ 100 t	S2 <sup>(3)</sup>		
S0_MXXX_TU_NU	MTOM > 100 t	S4 <sup>(3)</sup>		
S2_M100_TU_NU	MTOM ≤ 100 t	S1.3 <sup>(3)</sup>		
S2_MXXX_TU_NU	MTOM > 100 t	S3.2 <sup>(3)</sup>		
S3_M020_TU_NU	MTOM ≤ 20 t	C56X	CNA560XL	
S3_M050_TU_N7	20 t < MTOM ≤ 50 t	CRJ9	CRJ9-LR	
S3_M050_TU_NX	20 t < MTOM ≤ 50 t	E270		EMB175
S3_M070_TU_N7	50 t < MTOM ≤ 70 t	E190	EMB195	
S3_M070_TU_NX	50 t < MTOM ≤ 70 t	BCS3		EMB195
S3_M100_TU_N2	MTOM ≤ 100 t	MD82	MD82	
S3_M130_T2_N7	70 t < MTOM ≤ 130 t	A320	A320-211	
S3_M130_T2_NX	70 t < MTOM ≤ 130 t	A20N		A320-211
S3_M220_T2_N7	130 t < MTOM ≤ 220 t	B763	767300	
S3_M220_T4_N7	130 t < MTOM ≤ 220 t	IL76		DC870
S3_M320_T2_N7	220 t < MTOM ≤ 320 t	A333	A330-343	
S3_M320_T2_NX	220 t < MTOM ≤ 320 t	B788	7878R	
S3_M320_T3_N7	220 t < MTOM ≤ 320 t	MD11	MD11GE	
S3_M320_T4_N7	220 t < MTOM ≤ 320 t	A343		A340-211
S3_M500_T2_NX	320 t < MTOM ≤ 500 t	B77W	7773ER	
S3_M500_T4_N7	320 t < MTOM ≤ 500 t	B744	747400	
S3_M500_T4_NX	320 t < MTOM ≤ 500 t	A346	A340-642	

Gruppe	Höchstabflugmasse	ATD des Referenztyps	ACFT-ID in ANP	Substitut aus ANP <sup>(1)</sup>
S3_MXXX_T4_N7	MTOM > 500 t	A225		747400
S3_MXXX_T4_NX	MTOM > 500 t	A388	A380-841	

- (1) Für Referenztypen (siehe Abschnitt 3.2.4) die nicht in der ANP-Datensatz enthalten sind, ist ein geeigneter Substitut für die Berechnung der Flugprofile angegeben (siehe Abschnitt 3.4).
- (2) Neu definierter ANP-Datensatz (siehe Abschnitt 3.5.8)
- (3) Luftfahrzeuggruppen nach AzB-2008. Für die Gruppe S3.2 wird beim Start die Auslastung B gewählt.

### 3.2.4 Festlegung von Referenztypen

Für jede der in Tabelle 5 definierten Luftfahrzeuggruppen wurde ein Referenztyp definiert, der dann zur Definition der An- und Abflugprofile (d.h. der in den Datenblättern der AzB ausgewiesenen Datensätze  $H$ ,  $V$  und  $Z$ ) herangezogen wurde<sup>10</sup>. Diese Profile wurden aus den in der ANP enthaltenen aerodynamischen Daten nach dem im Abschnitt 3.5 beschriebenen Verfahren ermittelt.

Zur Festlegung der Referenztypen wurden die in den Jahren 2013 und 2014 an den untersuchten Flughäfen absolvierten Flugbewegungen (siehe Tabellenteil des Anhangbandes 1) analysiert. Als Referenztyp einer Gruppe wurde in einem ersten Schritt derjenige mit der höchsten Flugbewegungsanzahl über alle sieben Flughäfen angesetzt. Dann wurde überprüft,

- ▶ ob dieser Typ auch an möglichst vielen der untersuchten Flughäfen verkehrte (also repräsentativ ist) und
- ▶ ob dieser Typ auch in den ANP vertreten ist (also ob Daten zur Profilberechnung vorliegen).

Sofern dies nicht der Fall war, wurde ggf. ein anderer Referenztyp gewählt oder ein geeigneter Substitut aus der ANP gewählt (siehe folgender Abschnitt). Details zur Wahl der Referenztypen finden sich bei der Beschreibung der einzelnen Luftfahrzeuggruppen im Folgenden Abschnitt 3.2.6.

Es muss an dieser Stelle betont werden, dass der Referenztyp einer Gruppe nicht den akustischen Datensatz (also Oktavspektren und Richtwirkungsfaktoren) liefert. Diese Daten ergeben sich vielmehr aus der akustischen Analyse der MODAL-Messdaten (siehe Abschnitt 3.4.1). Sie sind das Ergebnis eines Mittelungsprozesses, in den alle in die Gruppe fallenden Luftfahrzeugmuster mit einbezogen werden. Wie für die AzB-2008 gilt also auch hier:

- ▶ Der flugbetriebliche Datensatz ( $H$ ,  $V$  und  $Z$  als Funktion der Bogenlänge  $\sigma'$ ) einer Gruppe ist repräsentativ nur für den Referenztypen, aber nicht unbedingt für die anderen in die Gruppe fallenden Luftfahrzeuge.
- ▶ Die akustischen Daten (Oktavspektren  $L_{W,n}$  und Richtwirkungsfaktoren  $R_n$ ) sind Mittelwerte, die repräsentativ für die gesamte Gruppe sind. Außerdem wird jeweils die Standardabweichung  $Q_\sigma$  einer gruppenspezifischen Emissions-Normalverteilung angegeben.

Insofern muss man davon ausgehen, dass man mit den Daten einer AzB-Gruppe den ihr zu Grunde liegenden Referenztypen – im Gegensatz zu dem für die DIN 45689 vorgeschlagenen Gruppierungsansatz (siehe Abschnitt 3.3) – in der Regel nicht exakt modellieren kann.

<sup>10</sup> Ausnahmen bilden hier die vier Gruppen S0\_... und S2\_..., deren Daten direkt aus der AzB-2008 übernommen wurden.

### 3.2.5 ANP-Substitute als Referenztypen

Sofern ein Referenztyp nicht in der ANP-Database vorhanden war, wurde die Wahl eines geeigneten Substituten auf aerodynamische Ähnlichkeit abgestellt, insbesondere auf ein vergleichbares Verhältnis von verfügbarem Maximalschub zu Höchstabfluggewicht. Diese Vorgehensweise wird impliziert durch das dem Anhang B des ECAC Doc.29 zu Grunde liegende flugmechanische Massenpunktmodell [33]. Für dieses ergibt sich der Steig-/Sinkwinkel  $\gamma$  eines Flugbahnsegmentes als:

$$\sin \gamma = F_W - \frac{a}{g} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \quad \text{mit} \quad F_W = \frac{F}{m \cdot g} \quad (1)$$

Dabei ist  $F$  der Triebwerksschub,  $m$  die Luftfahrzeugmasse,  $a$  die Beschleunigung längs der Flugbahn,  $g$  die Gravitationsbeschleunigung,  $R$  die Gleitzahl und  $\varepsilon$  der eingestellte Querneigungswinkel.

Sofern das Verhältnis  $F_{W,\text{sub}}$  für einen ANP-Substituten vom Verhältnis  $F_{W,\text{ref}}$  für den Referenztyp abwich, wurde für die aerodynamischen Berechnungen eine fiktive Höchstabflugmasse

$$\text{MTOM}_{\text{sub}}^* = \text{MTOM}_{\text{sub}} \cdot \frac{F_{W,\text{sub}}}{F_{W,\text{ref}}} \quad (2)$$

aus der Höchstabflugmasse  $\text{MTOM}_{\text{sub}}$  des Substituten bestimmt. Diese Massen wichen in der Regel um nicht mehr als 10% von der realen Höchstabflugmasse des Substituten ab.

### 3.2.6 Erläuterungen zur Festlegung der einzelnen zivilen Gruppen

#### Propellerflugzeuge

Die im Rahmen von MODAL ausgewerteten zivilen Luftfahrzeuge mit Propellerantrieb fallen fast durchweg in die alte Luftfahrzeuggruppe P2.1. Diese wird im neuen Vorschlag in zwei Gruppen mit einer Massengrenze bei 15 t eingeteilt. Unterhalb dieser Grenze zeigt die Höchstabflugmassen-Häufigkeits-Verteilung zwei Maxima bei etwa 7 t und 11 t. Oberhalb von 15 t trägt die Dash-8-400 mit etwa 30 t zu 71% des Verkehrs bei. Danach folgt die ATR-72 mit etwa 22 t, die ca. 20% des Gesamtverkehrs ausmacht.

Eine Einteilung nach Triebwerksanzahl ist nicht notwendig, da der Großteil dieser Flugzeugmuster zweimotorig ist. Drei- oder viermotorige Muster (z. B. Ju-52) treten in so geringem Umfang auf, dass sich eine separate Gruppenbildung aufgrund der nicht vorhandenen Lärmsignifikanz erübrigt.

Als Referenztyp der Gruppe P3\_M015\_TU sollte die Do-328 gewählt werden, da sie etwa die Hälfte der Flugbewegungen ausmacht und auch in der ANP ausgewiesen ist. Allerdings zeigte sich im Laufe der Arbeiten, dass der ANP-Datensatz für diesen Typ keine belastbaren Ergebnisse bei der Modellierung von Flugprofilen lieferte. Daher wurde als Referenztyp die Embraer EMB-120 angesetzt, allerdings mit einem modifizierten Datensatz, dem die Kennung EMB120P zugeordnet wurde (siehe Abschnitt 3.5.8).

Für die Gruppe P3\_MXXX\_TU ist die DHC-8-400 als Referenztyp anzusetzen. Dieses Muster ist – ebenso wie die ATR-72 – nicht in der ANP vertreten. Als Substitut wird in ANP die DHC-8-300 empfohlen, die allerdings ein um 30% niedrigeres Verhältnis zwischen verfügbarem Schub und Höchstabflugmasse hat. Aus diesem Grunde wurde für die Modellierung der DHC-8-400 ein neuer INM-Datensatz mit der Kennung DHC840 erstellt. Dabei wurde auch auf Informationen zurückgegriffen, die von Austrian Airlines zur Verfügung gestellt wurden [34]. Im Gegensatz zu Änderungen in der Abflugmasse, die über die Programmoberfläche des INM realisiert werden können, war die Neudefinition relativ umfassend (siehe Abschnitt 3.5.8).

Zivile Propellerflugzeuge, die nicht den Anforderungen von mindestens Kapitel 3, 4 oder 10 genügen, verkehrten in den beiden Auswertejahren nur in einem geringen Umfang an den betrachteten Flughäfen, was eine akustische Auswertung erschwert. Daher wurde auf eine weitere Unterteilung verzichtet und lediglich eine umfassende Gruppe P0\_MXXX\_TU definiert. Als Referenztyp wurde die Antonov AN-12 definiert, da diese insbesondere in Leipzig im Frachtverkehr den lärmsignifikanten Vertreter dieser Gruppe stellt. Als Substitut wurde die in der ANP vorliegende Lockheed C-130H Hercules gewählt.

### **Strahlflugzeuge, die nicht mindestens nach Kapitel 3 zugelassen sind**

In diese Kategorie werden direkt die Datensätze der AzB-2008 übernommen. Als Unterteilung wird wie bei der AzB-2008 eine Massengrenze von 100 t angesetzt. Damit ergibt sich für die nicht-zertifizierten Flugzeuge eine direkte Übernahme der Gruppen S2 nach S0\_M100\_TU\_NU und S4 nach S0\_MXXX\_TU\_NU.

Bei den nach Kapitel 2 zugelassenen Flugzeugen kennt die AzB-2008 eine komplexere Einteilung. Der Bereich bis 100 t wird noch einmal bei 34 t unterteilt. Außerdem gibt es separate Gruppen für die B737 und die B727. Es wird vorgeschlagen, für die neue Gruppe S2\_M100\_TU\_NU die AzB-Gruppe S1.3 (B727) zu übernehmen, da die S1-Untergruppe die höchsten Emissionspegel aufweist.

Entsprechend wird für die S2\_MXXX\_TU\_NU die Gruppe S3.2 (viermotorige Flugzeuge) als konservative Abschätzung übernommen. Für den Abflug wird keine Unterteilung nach Masse angesetzt, es wird die höhere Auslastung B (mehr als 85% Höchstabflugmasse) angenommen.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge bis 20 t**

Die Massengrenze von 20 t orientiert sich an der DIN 45684-1 [6], bei der für nach Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge eine Obergrenze von 20 t angesetzt wird. Diese Flugzeuge sind mit Ausnahme der Falcon-50 durchweg zweimotorig. Eine weitere Unterteilung dieser Gruppe nach Triebwerksart und Nebenstromverhältnis war aus Aspekten der Lärmsignifikanz nicht notwendig, und es wurde der Name S3\_M020\_TU\_NU zugeordnet.

Die Cessna Citation CJ2 (ATD C25A) hat mit etwa 18% den höchsten Bewegungsanteil an dieser Gruppe, ist allerdings nicht in der ANP definiert. Als Referenztyp wurde daher die in der ANP definierte Cessna 560 XL (Citation Excel, ATD C56X) angesetzt, die mit etwa 16% zum Verkehr an den MODAL-Flughäfen beiträgt. Sie liegt mit einer Höchstabflugmasse von 9.1 t auch näher in der Mitte des Massenbereichs als die CJ2 mit 5.7 t.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 20 bis 50 t**

In den Bereich von 20 bis 50 Tonnen fallen die Regionaljets von Bombardier (CRJ-Serie, zweimotorig) und BAe/Avro (ARJ-Serie, viermotorig) sowie die dreimotorigen Falcon-Modelle -900 und -7X von Dassault. In der AzB-2008 fielen diese Luftfahrzeugmuster in die Gruppe S5.1, für die als Referenztyp die BAe146 (ARJ) zugrunde gelegt wurde. In der Vergangenheit wurde dies kritisiert, dass diese Wahl nicht mehr sachgerecht sei und die Gruppe unterteilt werden müsste. In der Tat tragen die Avro-Regionaljets in den Analysejahren mit weniger als 6% zu dieser Gruppe bei. Der Anteil der dreistrahligen Modelle beträgt etwa 1.5%. Damit macht eine ursprünglich geplante Unterteilung dieser Gruppe nach Triebwerksanzahl wenig Sinn. Als Referenztypen wurde für die Gruppe S3\_M050\_TU\_N7 der Bombardier Regionaljet CRJ-900 gewählt, der in der ANP definiert ist.

Im Jahr 2019 erfolgte der Erstflug der Embraer 175-E2. Dieses Flugzeug ist mit Triebwerken der PW1700-Baureihe mit Nebenstromverhältnis BPR = 9.1 ausgerüstet. Für dieses Muster wurde eine Gruppe S3\_M050\_TU\_NX eingerichtet. Als Referenzflugzeug wurde die Embraer 195 aus der ANP herangezogen. Da ausreichende Messwerte erst ab 2024 zu erwarten sind, wurde eine auf Basis der Messwerte für die Embraer 175/195 und die Embraer 195-E2 eine Differenzbetrachtung durchgeführt.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 50 bis 70 t**

Dieser Massenbereich muss nach Nebenstromverhältnis unterteilt werden, da mittlerweile auch Flugzeugmuster mit Motoren mit BPR über 7 am Verkehr teilnehmen (A220<sup>11</sup>, Embraer 19x-E2). In der Regel sind alle Flugzeugmuster in diesem Massenbereich zweimotorig, Ausnahme bildete in der MODAL-Auswertung lediglich die Yak-42 mit drei Triebwerken, von der allerdings nur 20 Bewegungen registriert wurden.

In der Gruppe S3\_M070\_TU\_N7 bestritt die Embraer 190/195 ca. 60% des Verkehrs. Als Referenzflugzeug wurde daher die Embraer 195 angesetzt, die in der ANP definiert ist. Für die Gruppe S3\_M070\_TU\_NX wurde der A220-300 (BCS3) als schwerere Variante der beiden A220-Versionen zu Grunde gelegt. Er wurde durch die Embraer 195 aus der ANP substituiert (siehe Tabelle 5).

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von bis 100 t mit BPR unter 2**

Diese Gruppe repräsentiert die alte Gruppe S5.3. Sie wird zu 99% durch die Baureihe MD-8x belegt. Davon fallen 95% auf die MD-82. Als Referenztyp für die Gruppe S3\_M100\_TU\_N2 wurde daher die MD-82 herangezogen, für die Daten in der ANP vorliegen.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 70 bis 130 t**

Auch diese Massenkategorie muss nach Nebenstromverhältnis unterteilt werden. Die in diesen Massenbereich fallenden Luftfahrzeugmuster sind durchweg zweimotorig. Für die Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 wird aufgrund der Bewegungszahlen der A320 als Referenzflugzeug angesetzt. Entsprechend wird der A320neo als Referenz für die Gruppe S3\_M130\_T2\_NX angesetzt.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 130 bis 220 t**

In diesen Massenbereich fallen zweimotorige Großraumflugzeuge der ersten Generation, insbesondere Varianten der B767. Diese haben durchweg Triebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis und waren in der AzB-2008 in die Gruppe S6.1 eingeordnet. Sie werden in die neue Gruppe S3\_M220\_T2\_N7 eingeordnet, wobei die B767-300 mit 54% Verkehrsanteil als Referenzflugzeug definiert ist.

Daneben treten noch in geringem Umfang 4-strahlige Flugzeugmuster (im Wesentlichen der Baureihe Il-76) auf. Diese werden in die Gruppe S3\_M220\_T4\_N7 eingeordnet. Für dieses Flugzeugmuster liegen in der ANP keine Daten vor, als Substitut mit ähnlichem Verhältnis von Schub zu Gewicht wird die DC-8-70 angesetzt.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 220 bis 320 t**

Hier sind zum einen die moderneren zweimotorigen Großraumflugzeuge der alten Gruppe S6.1 einzuordnen. Darunter fallen im Wesentlichen die Muster A330, B777, A350 und B787. Von diesen verfügen A330-200, A330-300 und A330 „Beluga“ sowie fast alle B777-Varianten über Triebwerke mit Nebenstromverhältnissen unter 7. Diese werden in die Gruppe S3\_M320\_T2\_N7 zusammengefasst, die zu 85% aus A330 besteht. Als Referenz wird hier der A330-300 angenommen, der zwar etwas weniger häufig als die 200er-Variante auftritt, aber in der ANP vorliegt.

Die geplanten neo-Varianten des A330, der Airbus A350, die leichteren B777-Modelle mit GE90-Triebwerken sowie die B787 weisen durchweg höhere Nebenstromverhältnisse auf. Sie werden in die Gruppe S3\_M320\_T2\_NX eingeordnet. Als Referenzflugzeug wird die B787-8 angesetzt, die in den Untersuchungsjahren den höchsten Bewegungsanteil in dieser Gruppe hatte und auch in der ANP definiert ist.

---

<sup>11</sup> Bis Juli 2018 Bombardier CSeries



Als dreimotoriges Flugzeug fällt in diesen Massenbereich im Wesentlichen die MD-11. Sie stellt das Referenzflugzeug der Gruppe S3\_M320\_T3\_N7 dar und ist auch in der ANP definiert.

Die viermotorigen Flugzeuge dieses Massenbereichs werden zu mehr als 99% vom A340-300 repräsentiert. Da diese Version des A340 nicht in der ANP definiert ist, wird für die Gruppe S3\_M320\_T4\_N7 als Referenzflugzeug die in der ANP vorhandene Version A340-200 verwendet.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 320 bis 500 t**

In diesen Massenbereich fallen die zweimotorigen, nach der Jahrtausendwende in Dienst gestellten Varianten der B777. Da diese durchweg mit GE90-Triebwerken ausgestattet sind, werden sie in einer Gruppe S3\_M500\_T2\_NX zusammengefasst. Referenzflugzeug ist die B777-300ER, die etwa 60% des Verkehrs in den Jahren 2013/2014 ausmachte.

Die B747-400 repräsentiert in der Gruppe S3\_M500\_T4\_N7 die viermotorigen Flugzeuge mit Nebenstromverhältnis von 2 bis 7 zu mehr als 99%, so dass die Einordnung der älteren B747-Versionen und der Antonov An-124 unproblematisch ist, da diese akustisch nicht signifikant sind. Darüber hinaus zeigten die Auswertungen der Messungen vom Flughafen Leipzig/Halle, dass beide Flugzeugmuster vergleichbare Immissionswerte aufweisen.

Flugzeuge mit höherem Nebenstromverhältnis wurden in den Auswertejahren zu zwei Dritteln durch die modernen A340-Varianten (-500,-600) sowie zu etwa einem Drittel durch die B747-8 abgedeckt. Als Referenzmuster der Gruppe S3\_M500\_T4\_NX wurde der Airbus A340-600 gewählt, der 65% aller Bewegungen in dieser Gruppe ausmachte.

### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge über 500 t**

In den Massenbereich von mehr als 500 t fallen der Airbus A380 sowie die Antonov 225. Ersterer bildet die Gruppe S3\_MXXX\_T4\_NX. Die 6-motorige Antonov, von der derzeit nur ein Exemplar im Betrieb ist, welches regelmäßig in Leipzig verkehrt, fällt formal in die Gruppe S3\_MXXX\_T4\_N7. Für diese Gruppen wird als Referenzflugzeug die B747-400 angesetzt, weil auf dieser Basis eine akustische Anpassung der wenigen am Flughafen Leipzig/Halle gemessenen Immissionsdaten möglich war. Für die Gruppe S3\_MXXX\_T4\_NX wurde der in der ANP vorliegende A380 mit Trent-Triebwerken als Referenz verwendet.

## **3.2.7 Unterteilung der Luftfahrzeuggruppen in Klassen**

Im Formalismus der AzB teilt sich eine Luftfahrzeuggruppe in Luftfahrzeugklassen auf, die sich hinsichtlich der Flugverfahren (Start/Landung) und beim Start teilweise auch in der Auslastung unterscheiden. Diese Konvention wurde im vorliegenden Vorschlag übernommen (siehe Abschnitt 3.4.2). Die Klassenbezeichnungen ergeben sich durch Anhängen der Kennungen „-S“, „-SA“, „SB“ bzw. „-L“. Eine Zuordnung der neuen Luftfahrzeuggruppen zu Luftfahrzeugklassen findet sich im Tabellenteil des Anhangbandes 1.

Für die DIN 45689 wurde dieses Schema noch durch eine Unterscheidung nach verschiedenen Flugverfahren erweitert (siehe Abschnitt 3.4.2).

## **3.2.8 Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt und des Militärs sowie Hubschrauber**

Die AzB-2008 umfasst neben den im vorliegenden Vorschlag definierten Luftfahrzeuggruppen noch Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt (Gruppen P 1.x), Hubschrauber (H x.x) und militärische Flugzeuge (P-MIL und S-MIL) sowie APU-Gruppen. Prinzipiell könnten die Bezeichnungen für diese Gruppen unverändert übernommen werden. Es ist aus Gründen einer besseren Übersichtlichkeit (insbesondere beim alphabetischen Sortieren in EDV-Anwendungen) aber sinnvoll, sie umzubenennen (siehe Tabelle 6).

Tabelle 6: Umbenennung der Luftfahrzeuggruppen der Allgemeinen Luftfahrt und des Militärs sowie der Hubschrauber- und APU-Gruppen der AzB

Luftfahrzeuggruppe	
nach AzB-2008	für überarbeitete AzB
P 1.0	A_P1.0
P 1.1	A_P1.1
P 1.2	A_P1.2
P 1.3	A_P1.3
P 1.4	A_P1.4
P-MIL 1	M_P1
P-MIL 2	M_P2
S-MIL 1	M_S1
S-MIL 2	M_S2
S-MIL 3	M_S3
S-MIL 4	M_S4
S-MIL 5	M_S5
S-MIL 6	M_S6
H 1.0	H_1.0
H 1.1	H_1.1
H 1.2	H_1.2
H 2.1	H_2.1
H 2.2	H_2.2
APU 1	APU_1
APU 1	APU_2

Für Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt wird der alten Bezeichnung die Kennung „A\_“ vorangestellt. Bei militärischen Luftfahrzeugen wird vor den alten Namen die Kennung „M\_“ gestellt und der Namensbestandteil „-MIL“ entfernt. Bei den Hubschraubern bleibt die Kennung „H“ erhalten. Außerdem werden die in den alten Namen verwendeten Leerzeichen entweder gestrichen oder durch einen Unterstrich ersetzt, da sie bei der elektronischen Datenverarbeitung immer wieder zu Problemen geführt haben. Die alten Klassenbezeichnungen „- S“ bzw. „- L“ gehen entsprechend in „-S“ und „-L“ über.

### 3.3 Erweiterung des Gruppierungsschemas für die DIN 45689

#### 3.3.1 Unterteilung der neuen AzB-Gruppen

Für manche Anwendungsbereiche, wie z. B. die Untersuchung vergangener Flugbetriebssituationen oder Szenarien zur Ausmusterung oder Umschichtung von Luftfahrzeugmustern, kann die für die Fortschreibung der AzB-2008 vorgeschlagene Einteilung fallweise nur begrenzt geeignet sein. Hier ist eine feinere Unterteilung notwendig.

Derartige Untersuchungen fallen in den Anwendungsbereich der neuen DIN 45689. Für diese wurde ein Gruppierungsschema konzipiert, das wie folgt aufgebaut ist (siehe Tabelle 7):

- ▶ Oberste Ebene ist die *Luftfahrzeuggruppe*, die den Gruppierungskriterien der überarbeiteten AzB-2008 entspricht.
- ▶ Diese Luftfahrzeuggruppe wird in einer erweiterten Ebene durch die lärmsignifikanten, in diese Gruppe fallenden *Luftfahrzeugfamilien* beschrieben. Alle nicht-lärmsignifikanten Luftfahrzeugfamilien werden zusammengefasst.
- ▶ In die dritte Ebene fallen verschiedene *Luftfahrzeugtypen* innerhalb der entsprechenden Familie. Eine Baureihe aus dieser Ebene wird als *Referenz-Luftfahrzeugversion* ausgewählt.

Tabelle 7: Unterteilung einer AzB-Luftfahrzeuggruppe für die DIN 45689

Luftfahrzeuggruppe	Erweiterung		
	Luftfahrzeug-Familie	Luftfahrzeugtypen	Referenz-Luftfahrzeugversion
<b>S3_M130_T2_N7</b> - mind. ICAO Kapitel 3 - MTOM 70 bis 130 t - $2 \leq \text{BPR} < 7$	A32X	A319 ... A321	A320
	B737_NG	B737_700 ... _900	B737_800
	Übrige Luftfahrzeuge aus der AzB-Gruppe (B757, Tu-204)		<b>S3_M130_T2_N7</b>

Analog zur Vorgehensweise bei der neuen AzB-Gruppierung wird die Referenzversion zur Definition des operationellen Datensatzes für alle Typen dieser Familie herangezogen (siehe Abschnitt 3.2.4). Bei der Erstellung der Gruppierung-Struktur muss daher so vorgegangen werden, dass alle Typen einer Luftfahrzeugfamilie vergleichbare aerodynamische Eigenschaften (also Flugprofile) haben.

Die für die DIN-Norm definierten Luftfahrzeugfamilien beschränken sich auf die lärmsignifikanten Luftfahrzeugmuster. Das ist sinnvoll und reduziert den Umfang der Datengrundlage. Allerdings muss es eine Regelung geben, wie mit Luftfahrzeugen umgegangen wird, für die keine Familie im Gruppierungsschema existiert (im dargestellten Beispiel wären das z.B. die Familien B757 und Tu-204). Solchen Luftfahrzeugen wird der Datensatz der übergeordneten AzB-Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 zugeordnet.

Im Gegensatz zur AzB-Gruppierung – bei der alle in die Gruppe fallenden Luftfahrzeuge auch den gleichen akustischen Datensatz haben – werden bei der DIN 45689 jedem Typ individuelle akustische Daten zugeordnet. Dabei wird angenommen, dass alle Typen eine identische Richtcharakteristik und ein identisches Relativspektrum haben. Diese werden von der übergeordneten AzB-Gruppe übernommen (siehe Abschnitt 3.4.1). Dadurch lässt sich der Unterschied durch feste, auf die Referenzversion bezogene Pegeldifferenzen  $\Delta L_{\text{Subst,An}}$  und  $\Delta L_{\text{Subst,Ab}}$  für An- und Abflug beschreiben (siehe Tabelle 8). Durch diese Pegelzuschläge kann unterschiedlichen Zusammensetzungen der Luftfahrzeugfamilie an verschiedenen Flugplätzen Rechnung getragen werden. Die Pegeldifferenzen sind im Anhangband 2 für die einzelnen Luftfahrzeugtypen zusammengestellt.

Tabelle 8: Beispiel für Substitutions-Pegeldifferenzen

Luftfahrzeugtyp	$\Delta L_{\text{Subst,Ab}}$ in dB	$\Delta L_{\text{Subst,An}}$ in dB
B737-700	-2.0	-1.0
B737-800 (Referenzversion)	0.0	0.0
B737-900	0.0	1.0

Eine Zusammenfassung der für die DIN 45689 vorgeschlagenen Einteilung zeigt die Tabelle 9. Hier ist eingetragen, wie die einzelnen AzB-Gruppen für diese Norm in Luftfahrzeugfamilien und -typen unterteilt werden.

In einigen Fällen (Propellerflugzeuge unter 15 t, nicht nach mindestens Kap.3 zugelassene Flugzeuge und die An-225) werden alle Daten der AzB-Gruppe direkt übernommen. In allen anderen Fällen werden die AzB-Gruppensdaten nur für diejenigen in die Gruppe fallenden Luftfahrzeugmuster übernommen, die der DIN 45689 nicht direkt zugeordnet werden können.

Anmerkung: Bei der Bezeichnung der Luftfahrzeugfamilien und -typen sowie der Referenzversionen werden anstelle von Bindestrichen („-“) Unterstriche („\_“) verwendet. Außerdem werden keine Leerzeichen verwendet. Das in der Praxis als „B737-800“ bezeichnete Flugzeugmuster geht also in „B737\_800“ über. Bindestriche dienen als Trennzeichen für die den Typen zugeordneten Klassen. Eine zugehörige Abflugklasse wäre dann z.B. „B737\_800-S2B“. Diese Art der Notation erleichtert die elektronische Verarbeitung der Daten.

Tabelle 9: Für die DIN 45689 definierte Luftfahrzeugfamilien und -typen

AzB-Gruppe	Luftfahrzeug-familie	Luftfahrzeug-Typen	Referenzversion	ANP ACFT-ID
P0_MXXX_TU <sup>(3)</sup> <sup>(4)</sup>				C130 <sup>(1)</sup>
P3_M015_TU <sup>(3)</sup> <sup>(4)</sup>				EMB120P <sup>(2)</sup>
P3_MXXX_TU	ATR <sup>(4)</sup> <sup>(6)</sup>	ATR	ATR_72	DHC830P <sup>(2)</sup>
	DHC8 <sup>(4)</sup>	DHC8	DHC8_400	DHC840 <sup>(2)</sup>
S0_M100_TU_NU <sup>(3)</sup>				S2 <sup>(3)</sup>
S0_MXXX_TU_NU <sup>(3)</sup>				S4 <sup>(3)</sup>
S2_M100_TU_NU <sup>(3)</sup>				S1.3 <sup>(3)</sup>
S2_MXXX_TU_NU <sup>(3)</sup>				S3.2 <sup>(3)</sup>
S3_M020_TU_NU	CITATION <sup>(4)</sup>	CITATION	CITATION_560XL	CNA560XL
	LEARJET <sup>(4)</sup>	LEARJET	LEARJET_35	LEAR35
S3_M050_TU_N7	CRJ	CRJ	CRJ_900	CRJ9-LR
	EMBRAER_17X	EMBRAER_17X	EMBRAER_175	EMB175
	FOKKER_JET	FOKKER_JET	FOKKER_100	F10065
S3_M050_TU_NX	EMBRAER_17XE2	EMBRAER_17XE2	EMBRAER_175E2	EMB175 <sup>(1)</sup>
S3_M070_TU_N7	B737_CLAS	B737_CLAS	B737_500	737500
	EMBRAER_19X	EMBRAER_19X	EMBRAER_195	EMB195
S3_M070_TU_NX	A220	A220	A220_300	EMB195 <sup>(1)</sup>
	EMBRAER_19XE2	EMBRAER_19XE2	EMBRAER_195E2	EMB195 <sup>(1)</sup>
S3_M100_TU_N2	MD_8X	MD_8X	MD_82	MD82
S3_M130_T2_N7	A32X	A319	A320	A320-211
		A320		
		A321		
	B737_NG	B737_700	B737_800	737-800
		B737_800		
	B737_900			
		A319NEO		

AzB-Gruppe	Luftfahrzeug-familie	Luftfahrzeug-Typen	Referenzversion	ANP ACFT-ID
S3_M130_T2_NX	A32XNEO	A320NEO	A320NEO	A320-211 <sup>(1)</sup>
		A321NEO		
	B737MAX	B737MAX_7	B737MAX_8	737-800 <sup>(6)</sup>
		B737MAX_8		
B737MAX_9				
S3_M220_T2_N7	A300	A300_600	A300-600	A300-622R
		B767	B767_200	B767_300
	B767_300			
	B767_400			
S3_M220_T4_N7 <sup>(3)</sup>				DC870 <sup>(1)</sup>
S3_M320_T2_N7	A330	A330_200	A330_300	A330-343
		A330_300		
	B777	B777_200	B777_200	777200
S3_M320_T3_N7	MD_11	MD_11	MD_11	MD11GE
S3_M320_T4_N7 <sup>(1)</sup>	A340	A340	A340_300	A340-211 <sup>(1)</sup>
S3_M320_T2_NX	A350	A350_900	A350_900	A350-941
		A350_1000		
	B787	B787_8	B787_8	7878R
		B787_9		
B787_10				
S3_M500_T2_NX	B777_NG	B777_200LR	B777_300ER	7773ER
B777_300ER				
S3_M500_T4_N7	B747_400	B747_400	B747_400	747400
S3_M500_T4_NX	A340_NG	A340_NG	A340_600	A340-642
	B747_8	B747_8	B747_8	7478
S3_MXXX_4_N7 <sup>(3) (4)</sup>				B747-400 <sup>(1)</sup>
S3_MXXX_4_NX <sup>(1)</sup>	A380	A380	A380	A380-841

- (1) Referenzversion nicht in ANP – es wird ein substituiertes Luftfahrzeugmuster bzw. eine Gruppe der AzB-2008 zu Grunde gelegt.
- (2) Für die Referenzversion wurde ein neuer ANP-Datensatz generiert.
- (3) Hier werden die Daten der AzB-Gruppe direkt übernommen. Es wird nicht nach Familien unterteilt
- (4) Für den Abflug sind nur NADP2-Profile definiert.
- (5) Für die ATR-72 liegt in der ANP-Version 2.3 mittlerweile ein Datensatz vor. Diese Version wurde allerdings erst nach der Erstellung der vorliegenden Datensätze veröffentlicht. Außerdem hätte dieser Datensatz wie die Datensätze für die Embraer 120 und die DHC-8-400 bezüglich des verwendeten Schubmodells korrigiert werden müssen (siehe Abschnitt 3.5.8.2).
- (6) Für die B737MAX liegt in der ANP zwar ein Datensatz vor. Allerdings standen für dieses Flugzeugmuster keine Radardaten zur Anpassung der Profile zur Verfügung. Da außerdem nur wenige gemessenen Immissionswerte zur Anpassung der Datensätze vorlagen, wurde ein Flugprofil für die B737-800 als Referenz definiert. Das entspricht der Vorgehensweise bei der Modellierung des A320neo auf der Basis des A320.

### 3.3.2 Erläuterungen zur Unterteilung in Luftfahrzeugfamilien

Die Unterteilung der neu definierten AzB-Gruppen für die DIN 45689 war ein Abwägungsprozess, der darauf abzielte, die Gesamtzahl von Luftfahrzeugfamilien möglichst gering zu halten und hauptsächlich die für deutsche Flughäfen lärmsignifikanten Gruppen detaillierter aufzuschlüsseln. Gerade bei kleineren Flugzeugen mit Höchstabflugmassen unter 50 Tonnen erfordert eine solche Strukturierung aufgrund der Familien- bzw. Versionsvielfalt (die außerdem nicht für alle Flughäfen vergleichbar ist) eine sorgfältige Vorgehensweise.

Zunächst wurden nur solche Luftfahrzeugmuster als Kandidaten für eine Luftfahrzeugfamilie in Erwägung gezogen, bei denen der Verkehrsanteil innerhalb der betrachteten AzB-Gruppe an den untersuchten Flughäfen mindestens 10% betrug. Danach wurden aus diesen Kandidaten diejenigen eliminiert, die für alle Flughäfen nicht lärmsignifikant waren.

#### Propellerflugzeuge

Zivile Propellerflugzeuge über 5.7 t, die nicht den Anforderungen von mindestens Kapitel 3, 4 oder 10 genügen, kommen in Deutschland kaum vor. Nichtsdestoweniger wird die Gruppe P0\_MXXX\_TU definiert, da insbesondere der Einsatz der Antonov-12 an manchen Flughäfen (vor allem Leipzig/Halle) zu Lärmbeschwerden führt.

Die Gruppe P3\_M015\_TU wurde an den untersuchten Flughäfen nahezu zur Hälfte durch die Do-328 abgedeckt. Lokal dominierten an einigen Flughäfen aber auch andere Muster (Embraer-120 in HAJ, Short-360 in FRA, Jetstream-32 in DUS). Da diese Gruppe durchweg nicht lärmsignifikant ist, wird von einer Unterteilung abgesehen.

In der Gruppe P3\_MXXX\_TU dominierte bei fünf der ausgewerteten Flughäfen die Dash 8-400 den Verkehr, bei zweien wurden ATR-42/72 am häufigsten eingesetzt. Daher werden diese beiden Luftfahrzeugbaureihen DHC-8 und ATR als Luftfahrzeugfamilien innerhalb der Gruppe definiert.

#### Strahlflugzeuge, die nicht mindestens nach Kapitel 3 zugelassen sind

Hier erfolgt aufgrund der geringen Häufigkeit keine Unterteilung. Es werden die Daten der in Tabelle 5 ausgewiesenen Gruppen der AzB-2008 verwendet.

#### Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge bis 20 t

Wie der Tabelle zur Verkehrszusammensetzung in den Jahren 2013/2014 im Anhang entnommen werden kann, umfasst die Gruppe S3\_M020\_TU\_NU nahezu 40 Luftfahrzeugmuster, von denen etwa die Hälfte auf Cessna Citation und Learjet fallen. Entsprechend werden diese beiden Bauserien als Lfz-Familien ausgewiesen. Bei der Citation wurde die Version 560XL (Excel) als Referenz verwendet, da sie nach der Version 525A (CitationJet 2) den höchsten Bewegungsanteil hatte, aber ca. 50% schwerer als diese ist. Bei den Learjets wurde die Version 35 verwendet, da sie etwa zur Hälfte zu den Learjet-Bewegungen beitrug. Wie die Cessna Excel ist auch der Learjet 35 in der ANP definiert.

#### Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 20 bis 50 t

Bei den 2-motorigen Mustern der Gruppe S3\_M050\_TU\_N7 werden drei Baureihen einer DIN-Familie zugeordnet: CRJ (Bombardier Regional Jet), Embraer 17x (E170 und E175) und Fokker-Jet (Fokker-70 und Fokker-100). Der Anteil drei- und viermotoriger Flugzeuge ist so gering, dass eine separate Ausweisung keinen Sinn macht.

Die Gruppe S3\_M050\_TU\_NX wird nicht unterteilt, da ihr einziger Vertreter der Embraer 175-E2 ist.

#### Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 50 bis 70 t

In der Gruppe S3\_M070\_TU\_N7 werden die Baureihen B737-Classic (Versionen -300 bis -500) sowie die Embraer 19x (190 und 195) als Lfz-Familien ausgewiesen. Eine Unterteilung in Versionen ist hier nicht notwendig. Eine separate Ausweisung des A318 war ebenfalls nicht notwendig, da er nur in Düsseldorf in größerem Umfang, aber nicht akustisch signifikantem Anteil eingesetzt wurde.

In die Gruppe S3\_M070\_TU\_NX fallen die Familien A220 sowie seit 2018 Embraer 19x-E2. Von einer weiteren Unterteilung in Luftfahrzeugtypen wurde hier abgesehen.

#### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von bis 100 t mit BPR unter 2**

Die Gruppe S3\_M100\_TU\_N2 wird nicht unterteilt, da sie in lärmsignifikantem Anteil nur durch die MD-82 belegt ist.

#### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 70 bis 130 t**

Die Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 wird durch die Baureihen A32x und B737-NG zu 98% belegt. Diese Typen werden noch in Lfz-Familien A319, A320 und A321 bzw. 737-700,-800,-900 unterteilt. Die B757 und Tu-204 treten innerhalb der Gruppe mittlerweile nicht mehr in lärmsignifikantem Umfang auf.

Diese Aufteilung wird für die modernen Varianten dieser Baureihen (A32Xneo bzw. B737 MAX) in der Gruppe S3\_M130\_T2\_NX analog übernommen.

#### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 130 bis 220 t**

Die 2-strahligen Vertreter (Gruppe S3\_M220\_T2\_N7) entfallen zu insgesamt 86% auf die die Lfz-Familie B767, die in die Versionen -200,-300,-400 unterteilt wird. Dazu kommen noch der Typ A300, der lokal signifikante Bewegungsanteile aufweist.

Die Gruppe S3\_M220\_T4\_N7 wird zu 99% von der Il-76 belegt. Sie wird daher nicht weiter unterteilt.

#### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 220 bis 320 t**

Die Gruppe S3\_M320\_T2\_N7 enthält die Familien A330 und B777, wobei beim Airbus noch die Typen -200 und -300 unterschieden werden.

In der Gruppe S3\_M320\_T2\_NX werden die Luftfahrzeugfamilien A350 und B787 definiert. Hier wird nach den Typen A350-900/-1000 bzw. B787-8/-9/-10 differenziert. Nicht für alle dieser Typen lagen ausreichende Messwerte vor, so dass einige Pegeldifferenzen  $\Delta L_{\text{Subst}}$  zunächst noch auf null gesetzt wurden. Trotzdem ist eine Unterteilung sinnvoll, da der Anteil dieser Luftfahrzeuggruppe am Flugverkehr in Zukunft zunehmen wird.

Dreistrahlige Flugzeuge in diesem Massenbereich werden fast durchweg durch die MD-11 repräsentiert, so dass eine Unterteilung nicht notwendig ist. Der Lockheed L-1011 wird nicht mehr in einem lärmsignifikanten Anteil betrieben.

Die Gruppe S3\_M320\_T4\_N7 wird nicht unterteilt, da der A340-300 in den Auswertejahren über 99% der Gruppe ausmachte.

#### **Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge von 320 bis 500 t**

Die zweistrahligen Vertreter dieser Gruppe werden durch die Familie B777-NG repräsentiert, die wiederum in die Typen -200LR und -300ER unterteilt wird.

In der Gruppe S3\_M500\_T4\_N7 wird nicht unterteilt, da in den Auswertejahren über 99% der Gruppe auf die B747-400 entfielen.

In die Gruppe S3\_M500\_T4\_NX fällt die Familie A340-NG, die zu über 95% von der Version -600 belegt wird, sowie die B747-8.

### Nach mindestens Kapitel 3 zugelassene Strahlflugzeuge über 500 t

Die beiden in diesen Massenbereich fallenden Gruppen S3\_MXXX\_T4\_N7 und S3\_MXXX\_T4\_NX enthalten jeweils nur ein Flugzeugmuster (An-225 bzw. A380). Sie werden nicht weiter unterteilt.

## 3.4 Definition von Basis-Datenformaten

### 3.4.1 Akustische Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008 und die DIN 45689

Das Format der akustischen Basisdaten lehnt sich an das der AzB-2008 an: Der akustische Datensatz orientiert sich an einem Oktavspektrum mit den Mittenfrequenzen von 63 bis 8000 Hz. Für jedes Oktavband  $n$  ist ein Schallleistungspegel  $L_{W,n}$  und ein 3-Tupel  $R_n$  zur Beschreibung der Richtwirkung definiert (siehe Tabelle 10 und Tabelle 11 im Anhang).

Der Unterschied zur AzB-2008 ist die Verwendung von Schallleistungspegeln anstelle von Oktav-Schallpegeln für eine bestimmte Referenzentfernung. Das ist in Einklang mit den beiden für die Berechnung von Fluglärm relevanten Normen DIN 45684 und DIN 45689. Für den Rechenformalismus der AzB würden sich damit folgende Änderungen ergeben:

- Gleichung (27) bekommt die Form

$$L'_{WE,n}(\sigma', V) = L_{W,n} + D_V(V) + Z(\sigma') \text{ dB} \quad (3)$$

- Gleichungen (46) und (51) zur Definition des Schallleistungspegel  $L_{W,n}$  entfallen und Gleichung (50) geht über in:

$$L_n = L_{W,n} + Z(\sigma') + D_{l,n} + D_s + D_{L,n} + D_{Z,n} + D_{\Omega} \text{ dB} \quad (4)$$

Die akustischen Auswertungen aus dem Projekt MODAL ergaben, dass die in der AzB-2008 verwendeten Relativspektren für die neuen Luftfahrzeuggruppen durchaus repräsentativ sind. In diesem Fall ergeben sich die spektralen Schallleistungspegel  $L_{W,n,neu}$  für eine neue AzB-Gruppe aus den Oktavpegelwerten  $O_n$  der zugehörigen Gruppe nach AzB-2008 als

$$L_{W,n,neu} = L_{W,n,2008} + \Delta L_{neu} \text{ dB} \quad (5)$$

mit:

$$L_{W,n,2008} = O_n - D_s(s_{0n}) - D_{L,n}(s_{0n}) - D_{\Omega,0} \text{ dB} \quad (6)$$

Dabei ist

- $D_s$  das Abstandsmaß nach 7.2.3 AzB-2008,
- $D_{L,n}$  das Luftabsorptionsmaß für das  $n$ -te Oktavband nach 7.2.4 AzB-2008,
- $D_{\Omega,0}$  das Raumwinkelmaß nach 7.5.1 AzB-2008 für Bezugsbedingungen ( $D_{\Omega,0} = 3 \text{ dB}$ ) und
- $s_{0n}$  die Bezugsentfernung, für die die Oktavpegelwerte  $O_n$  definiert sind.

Die frequenzunabhängige Korrektur  $\Delta L_{neu}$  ergibt sich aus der im Abschnitt 4.4 beschriebenen Datenanpassung.

Die MODAL-Ergebnisse deuten außerdem darauf hin, dass das in der AzB-2008 verwendete Modell zur Beschreibung der Richtwirkung weiterverwendet werden kann. Allerdings legten die Analysen beim Vergleich der Anflugmessungen mit den Berechnungen mit der AzB-2008 nahe, für einige Gruppen geänderte Parameter  $R_n$  zu verwenden (siehe Abschnitt 4.4).

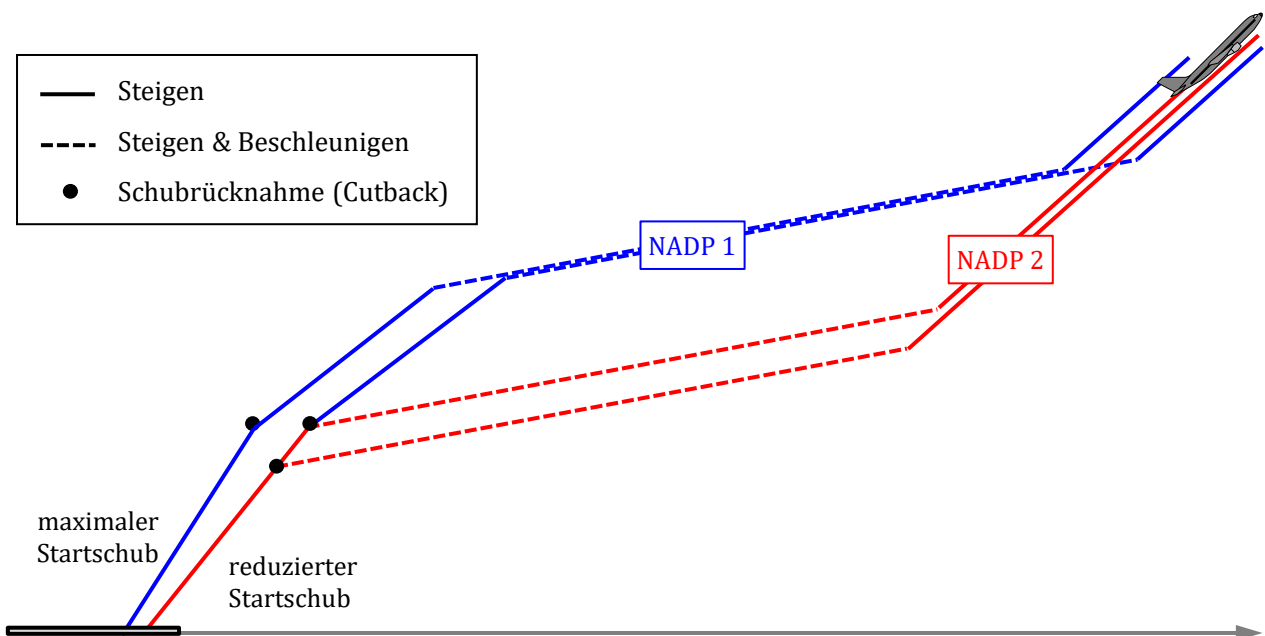


### 3.4.2 Operationelle Abflug-Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008

#### Zugrunde gelegtes Abflugverfahren

Der Umfang der operationellen Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008 entspricht im Wesentlichen demjenigen der AzB-2008. Das Format der Abflugdatensätze (siehe Tabelle 10) bleibt unverändert. Allerdings wird das Profil so definiert, dass das letzte Segment bei einer Höhe von 3050 m (10000 ft) endet. Diese Grenze definiert den Bereich des Luftraumes, in dem eine angezeigte Fluggeschwindigkeit IAS von 250 kt nicht überschritten werden sollte. Durch Vorgabe dieses Segmentendes wird gewährleistet, dass der Unterschied zwischen angezeigter Geschwindigkeit IAS und der Geschwindigkeit TAS gegenüber der umgebenden Luft bis zu einem ausreichenden Abstand vom Startpunkt berücksichtigt wird<sup>12</sup>.

Abbildung 1: Schematische Darstellung der im ICAO Doc. 8168 definierten „Noise Abatement Departure Procedures“ NADP 1 und NADP 2 (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Als charakteristische Abflugprozedur wird das 2012 von der Lufthansa eingeführte Flugverfahren verwendet. Bei diesem handelt es sich um eine Variante der im ICAO Doc. 8168 „Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations (PANS-OPS)“ [27] beschriebenen „Noise Abatement Departure Procedure NADP 2“ (siehe Abbildung 1).

- ▶ Bei diesem Verfahren wird zunächst mit maximalem oder reduziertem Startschub („Takeoff-Power“) bis zur „Cutback“-Höhe gestiegen.
- ▶ Dort wird der Schub auf Steigleistung („Climb-Power“) reduziert und es wird beschleunigt. Dabei werden die Klappen sukzessive eingefahren, sobald die dafür notwendigen Geschwindigkeiten erreicht sind. Die Beschleunigungsphase endet entweder bei der im Luftraum unter

<sup>12</sup> Die angezeigte Geschwindigkeit („Indicated Airspeed IAS“) wird über eine Messung des Staudrucks  $p_{\text{stau}} = \rho/2 \cdot V^2$  ermittelt. Da der Staudruckmesser auf Flughafenhöhe geeicht ist und die Luftdichte mit der Höhe abnimmt, nimmt bei konstanter angezeigter Geschwindigkeit IAS die Geschwindigkeit gegenüber der Luft („True Airspeed TAS“) mit der Höhe zu.

10000 ft maximal erlaubten angezeigten Geschwindigkeit von 250 kt oder aber der Geschwindigkeit, die zum vollständigen Einfahren der Klappen notwendig ist.

- Anschließend wird mit konstanter angezeigter Geschwindigkeit auf 10000 ft gestiegen.

Das Dokument PANS-OPS legt eine minimale Cutback-Höhe von 800 ft fest. In der Praxis werden Höhen bis zu 1500 ft verwendet. Die Lufthansa legte nach einem einjährigen Probetrieb im September 2014 die Cutback-Höhe deutschlandweit auf 1000 ft fest [35].

Tabelle 10: Beispiel für ein Datenblatt für den Abflug

n	(1) $L_{W,n}$ [dB]	(2) $R_n$
1	144.0	{1, -1, 1}
2	147.5	{1, -1, 1}
3	146.0	{1, -1, 1}
4	144.5	{1, -1, 1}
5	142.5	{1, -1, 1}
6	141.0	{1, -1, 1}
7	142.5	{1, -1, 1}
8	138.5	{1, -1, 1}

$\sigma'$ [m]	(4) $Z$ [dB]	(5) $V$ [m/s]	(6) $H$ [m]
(3) $P_F$ : Startpunkt	0	0	0
	1700	82	0
	3000	-	-
	3500	83	305
	4000	-	-
(7) $h_Q = 2.0$ m	14300	120	1200
(8) $Q_\sigma = 2.5$ dB	26400	144	2290
	34500	150	3050
$\sigma'$ [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s <sup>-1</sup> ]	$dH/d\sigma'$
> 34500	0	0	0.094

zugehörige APU-Klasse: APU\_1-S

### Festlegung charakteristischer Abflugmassen

In der AzB-2008 werden bei einigen Gruppen beim Start zwei unterschiedliche Auslastungsstufen („Start-A“ und „Start-B“) unterschieden. Entsprechend der in der AzB-2008 verwendeten Konvention

definiert die Stufe „Start-B“ die höhere Auslastung. Diese Unterscheidung wird bei der vorgeschlagenen Einteilung der Luftfahrzeuggruppen übernommen.

Eine Unterteilung nach Höchstabflugmassen macht nur dann Sinn, wenn die Flugzeuge einer bestimmten Gruppe deutlich unterschiedliche Destinationen bedienen. Das sind primär die langstreckentauglichen „Twin-Aisle“-Flugzeuge, die in die Gruppen mit Höchstabflugmassen über 130 t fallen. Aber auch im Massenbereich von 70 bis 130 t ist eine Unterteilung sinnvoll, da hier durchaus unterschiedliche Missionslängen auftreten. Beispiele sind Flugzeuge der A320-Baureihe, die sowohl im innerdeutschen Linienverkehr als auch im Charterbetrieb mit hoher Auslastung bis auf die Kanarischen Inseln eingesetzt werden.

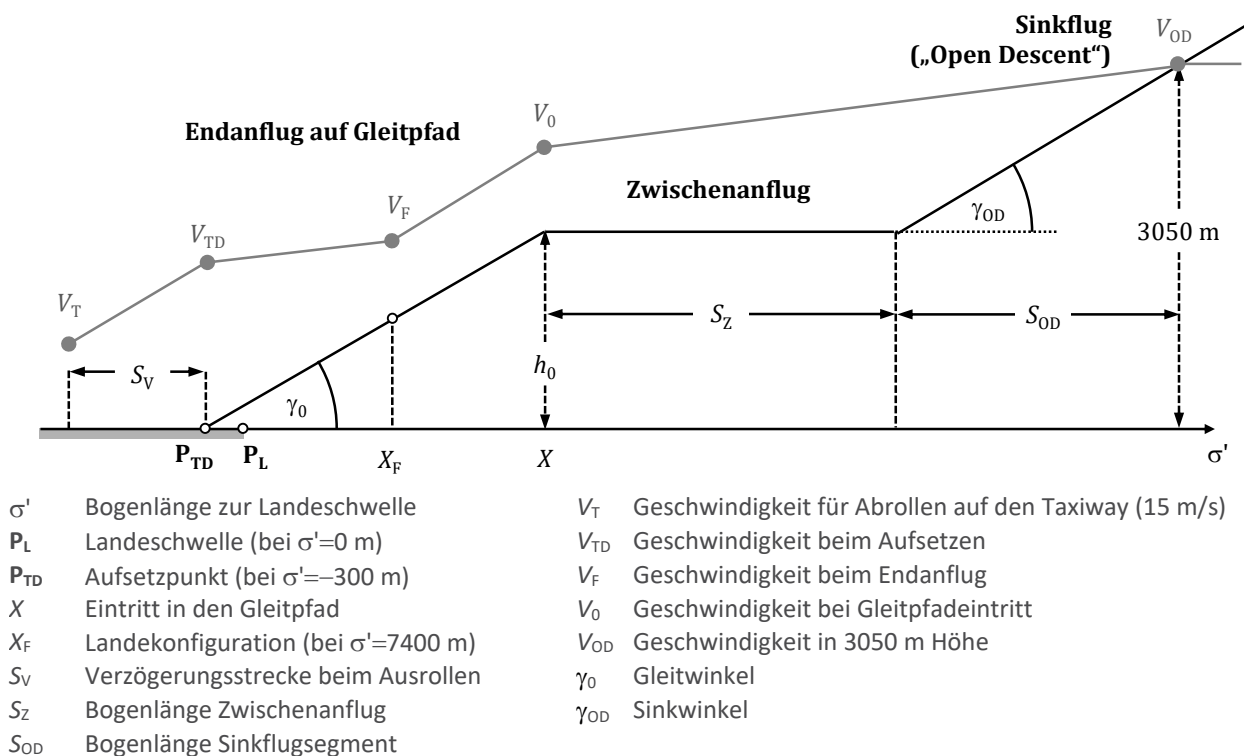
Ausgehend von diesen Annahmen wurden die Luftfahrzeuggruppen für Propellerflugzeuge sowie für Strahlflugzeuge bis zu einer Höchstabflugmasse von 70 t nicht unterteilt. Dies trifft auch auf Flugzeugmuster zu, die nur in sehr geringem Anteil am Luftverkehr teilnehmen (An-225, Il-76). Die für die Referenztypen zu Grunde gelegten Abflugmassen sind im Tabellenteil des Anhangbandes 1 zusammengestellt. Die Wahl dieser Abflugmassen ergab sich aus der Analyse der Radarprofile für Flughöhen und Fluggeschwindigkeiten. Dieser Auswahlprozess ist im Abschnitt 4.3 beschrieben.

### 3.4.3 Operationelle Anflug-Basisdaten für die überarbeitete AzB-2008

#### Beschreibung des Standard-Anflugverfahrens

Der Anflugdatensatz beschreibt wie die bei der AzB-2008 ein Anflugverfahren vom Typ „Low-Drag-Low-Power LDLP“. Bei diesem wird ein Horizontalflugsegment zur Verzögerung auf die zum Eintritt auf den Gleitpfad notwendige Geschwindigkeit genutzt.

Abbildung 2: Standard-Anflugverfahren für die überarbeitete AzB-2008. Diese Abbildung ersetzt Abbildung 1 in der AzD-2008 (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Gegenüber der AzB-2008 wird im Neuvorschlag zusätzlich ein Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$  auf die Zwischenanflughöhe  $h_0$  eingeführt (siehe Abbildung 2 und Tabelle 11). Dieser wird über das Datenerfassungssystem DES übergeben und kann durch die Auswertung von Flugverlaufdaten (Radaraufzeichnungen)

bestimmt werden. Sofern dies nicht möglich ist, wird er wie in der AzB-2008 gleich dem Gleitwinkel  $\gamma_0$  gesetzt. Die Einführung des Sinkwinkels bietet u.a. die Möglichkeit, eine Continuous Descent Approach (CDA) vereinfachend zu modellieren: Die Zwischenanfluglänge wird auf  $S_Z = 0$  gesetzt, und ein durchschnittlicher Sinkwinkel für CDAs wird aus den Radarauswertungen gewonnen.

Tabelle 11: Beispiel für ein Datenblatt für den Standard-Anflug

n	(1) $L_{W,n}$ [dB]	(2) $R_n$
1	126.0	{0, -1, 0}
2	134.0	{0, -1, 0}
3	132.5	{0, -1, 0}
4	133.5	{0, -1, 0}
5	132.0	{0, -1, 0}
6	130.5	{0, -1, 0}
7	135.5	{0, -1, 0}
8	127.5	{0, -1, 0}

	(3) $\sigma'$ [m]	(4) $Z$ [dB]	(5) $V$ [m/s]	(6) $H$ [m]
(3) $P_F$ : Landeschwelle	$-300 - S_V$	-10.0	15	0
	-400	5.0	65	0
(7) $h_Q = 2.0$ m	-300	0.0	70	0
(8) $Q_{\sigma} = 2.0$ dB	7400	0.0	72	-
(9) $S_V = 900$ m	$X$	3.0	98	$h_0$
(10) $Z_{PR} = 3.0$ dB	$X + S_Z$	3.0	-	$h_0$
	$X + S_Z + S_{OD}$	0.0	150	3050
	$\sigma'$ [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s <sup>-1</sup> ]	$dH/d\sigma'$
	$> X + S_Z + S_{OD}$	0	0	$\tan \gamma_{OD}$

zugehörige APU-Klasse: APU\_1-L

$$X = h_0 \cdot \cot \gamma_0 - 300$$

$$S_{OD} = (3050 - h_0) \cdot \cot \gamma_{OD}$$

Die Werte der Zwischenanflughöhe  $h_0$ , der Länge  $S_Z$  des Zwischenanflugsegmentes und der Winkel  $\gamma_0$  und  $\gamma_{OD}$  ergeben sich aus dem DES. Sofern dort für  $\gamma_{OD}$  kein Wert angegeben ist, wird  $\gamma_{OD} = \gamma_0$  gesetzt.

Beim Standardanflug wird davon ausgegangen, dass bei einer Flughöhe von 400 m das Fahrwerk ausgefahren, das Flugzeug voll konfiguriert und Landeschub eingestellt ist. Bei einem Landegleitwinkel von  $\gamma = 3^\circ$  entspricht das einer Bogenlänge von  $\sigma' = X_F = 7400$  m. Das letzte Segment des Anfluges endet

bei einer Höhe von 3050 m (ca. 10000 ft), also an der Luftraumgrenze, unterhalb derer eine angezeigte Geschwindigkeit von höchstens 250 kt vorgeschrieben ist.

Weiterhin muss festgelegt werden, wie der Geschwindigkeitsverlauf bis zum Erreichen der Landegeschwindigkeit aussieht. In der AzB-2008 wurde eine Geschwindigkeit von 98 m/s beim Anschneiden des Gleitpfades in der Höhe  $h_0$  angenommen. Das entspricht bei einer Zwischenanflughöhe von 4000 m einer angezeigten Geschwindigkeit von 180 kt. Für größere Entfernungen wurde diese Geschwindigkeit konstant gehalten. Dieser Wert wird übernommen, da er eine praktikable Näherung darstellt.

In der Praxis wird unterhalb von 10000 ft solange wie möglich mit 250 kt angezeigter Geschwindigkeit geflogen, d.h. es wird möglichst spät verzögert. Bei einem LDLP-Anflug, bei dem auf dem Zwischenanflugsegment verzögert wird, müsste (für Zwischenanflughöhen von 3000 bis 4000 ft) die wahre Geschwindigkeit  $V_{OD}$  von etwa 150 m/s in 3050 m Höhe bis auf etwa 135 m/s beim Erreichen des Horizontalflugteils sinken. Dann würde bis zum Erreichen des Gleitpfades auf einen Wert  $V_0$  von etwa 100 m/s verzögert.

Das Problem bei der Modellierung ist, dass für die Länge  $S_Z$  des Zwischenanflugsegmentes, die über das Datenerfassungssystem (DES) übergeben wird, kein Mindestwert vorgegeben ist. Bei der AzB-2008 war das unproblematisch, da in diesem Bereich die Geschwindigkeit konstant angesetzt wurde. Die Auswertung der Geschwindigkeitsprofile aus Radaraufzeichnungen zeigte allerdings, dass dieser konservative Ansatz nicht haltbar ist (siehe Abschnitt 4.3.2). Modelliert man jedoch eine Verzögerung längs des Zwischenanflugs, so können bei zu kurzen Zwischenanflugsegmenten unrealistische Verzögerungswerte, im schlimmsten Fall ( $S_Z=0$ ) Sprünge im Geschwindigkeitsverlauf auftreten. Aus diesem Grunde wird im neuen Standardanflugdatensatz die Geschwindigkeit zwischen dem Wert  $V_{OD}$  in 3050 m Höhe (entsprechend  $\sigma' = X + S_Z + S_{OD}$ ) und dem Wert  $V_0$  beim Eintritt in den Gleitpfad ( $\sigma' = X$ ) linear interpoliert. Das entspricht zwar nicht den in der Praxis geflogenen Verfahren, gibt aber die Ergebnisse der Auswertung von Radardaten gut wieder (siehe Abbildung 18).

### Charakteristische Parameter für das Standard-Anflugverfahren

Beim Standard-Anflugverfahren (siehe Abbildung 2 und Tabelle 11) müssen drei charakteristische Parameter ermittelt werden, nämlich Endanfluggeschwindigkeit  $V_F$ , die Verzögerungsstrecke  $S_V$  und der aus der Gleitzahl resultierende Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$ .

Die Endanfluggeschwindigkeit ergibt sich aus der Landegewicht  $W_L$  und dem in der ANP abgespeicherten Koeffizienten  $D$  als

$$V_F = D \cdot \sqrt{W_L} \quad [\text{kt}] . \quad (7)$$

Zur Bestimmung des Landegewichts werden 90% der Höchstlandemasse angesetzt. Für substituierte Flugzeuge wurde die Landemasse des Referenztyps und nicht die des Substituenten zu Grunde gelegt.

Der nach Gl.(7) ermittelte Wert der Endanfluggeschwindigkeit geht in die Festlegung der Anflugdatensätze allerdings nur als erster Iterationswert ein. Die endgültige Festlegung dieser Geschwindigkeit erfolgt aufgrund der Analyse der Radardaten (siehe Abschnitt 4.3.2).

Die in der AzB-2008 definierte Verzögerungsstrecke  $S_V$  wird in der Begrifflichkeit der Flugbetriebstechnik nicht verwendet. Dort setzt sich die Landestrecke aus der Aufsetzstrecke und der Landerollstrecke zusammen [36]. Erstere ist die Strecke von der Landeschwelle bis zum Abfangen und Aufsetzen, letztere ist die Strecke, die das Flugzeug rollend bis zum Stillstand zurücklegt.

Die Aufsetzstrecke wird in der AzB-2008 mit 300 m angesetzt (Verlängerung des Gleitwegs auf die Bahn bei einem Überfliegen der Landeschwelle in 50 ft bei 3° Gleitwinkel). In der Praxis ist sie aufgrund des Abfangvorganges größer. Nach [36] werden durchaus Aufsetzstrecken 500 m beobachtet.

Da am Ende der Verzögerungsstrecke  $S_V$  die Rollgeschwindigkeit nicht Null ist, ist  $S_V$  nur ein Teilabschnitt der Landerollstrecke. Geht man von einer Aufsetzgeschwindigkeit von 75 m/s und einer konstanten Verzögerung auf 15 m/s aus, so beträgt  $S_V$  etwa 65% der tatsächlichen Landerollstrecke.

Die Landerollstrecke hängt von Aufsetzgeschwindigkeit, Luftfahrzeugmasse, Art des Einsatzes von Radbremsen und Umkehrschub und Bahnzustand ab. In der ANP finden sich nur Angaben über die maximal notwendige Landestrecke  $S_{Land}$ . Korrigiert man diese in der ANP ausgewiesenen Landestrecken gemäß

$$S_V \approx \frac{V_F^2 - 15^2}{V_F^2} \cdot 0.9 \cdot (S_{Land} - 300) \quad [m] , \tag{8}$$

so erhält man eine konservative Abschätzung für die Verzögerungsstrecke. Der Faktor 0.9 in der Gleichung berücksichtigt, dass eine 90% Landemasse angesetzt wurde und die 300 m sind eine konservative Abschätzung für die Aufsetzstrecke. Vergleicht man diese Abschätzung mit den in der AzB-2008 für die Gruppen Px.x und Sx.x verwendeten Verzögerungsstrecken von 900 und 1200 m, so zeigt sich, dass diese schon belastbare Werte darstellen. Insofern wurden sie weitestgehend übernommen.

Eine Übersicht über diese charakteristischen Parameter für den Anflug findet sich im Tabellenteil des Anhangbandes 1. In der Tabelle sind auch die typenspezifischen Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$ , die sich aus der in der Gleitzahl  $R_{Clean}$  für eingefahrene Landeklappen wie in der DIN 45689 beschrieben, ergeben. Für die in der ANP eingestellten Gleitzahlen ergeben sich für kleine Strahl- und Propellerflugzeuge Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$  in der Größenordnung von 3-4°. Für moderne, aerodynamisch optimierte Großraumflugzeuge liegen die Sinkwinkel in der Größenordnung von 2.8-3.0°.

### 3.4.4 Operationelle Basisdaten der Referenzversionen für die DIN 45689

Im Gegensatz zum Neuvorschlag für die AzB-2008 werden in der DIN 45689 die operationellen Basisdaten deutlich feiner unterteilt (siehe Tabelle 12).

Tabelle 12: Operationelle Basisklassen für DIN 45689

DIN OP-Klasse	Auslastung	Flugverfahren
S1A	A	NADP 1, Cutback bei 460 m (1500 ft)
S1B	B	NADP 1, Cutback bei 460 m (1500 ft)
S2A	A	NADP 2, Cutback bei 305 m (1000 ft)
S2B	B	NADP 2, Cutback bei 305 m (1000 ft)
L1	90% MLM	Standardisiertes Anflugverfahren AzB-Vorschlag
L2	wählbar	Verallgemeinertes Anflugverfahren nach DIN 45689

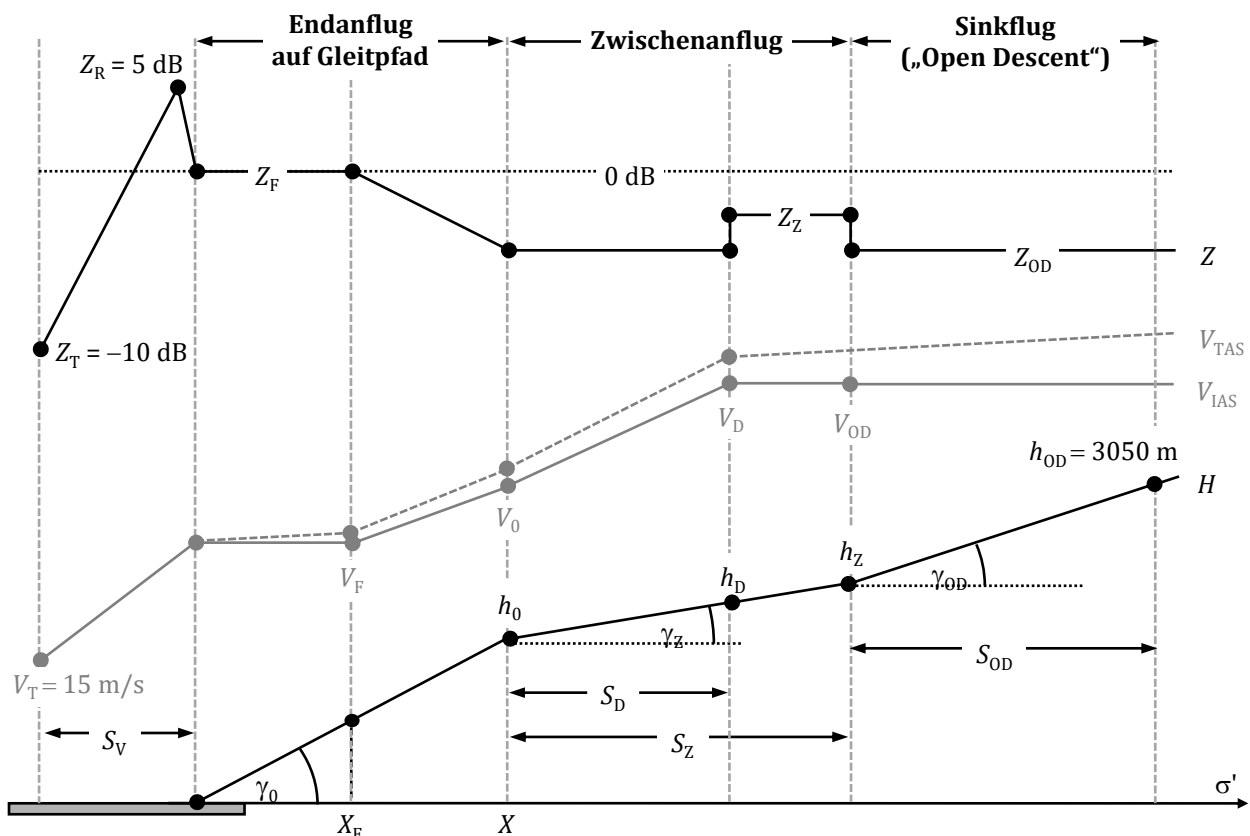
Wie im Überarbeitungsvorschlag für die AzB-2008 wird für einzelne Referenzversionen nach Auslastungen unterschieden. Allerdings wird jeweils noch ein zweites An- bzw. Abflugverfahren definiert. Die Flugverfahren vom Typ S2 und L1 entsprechen den im AzB-Überarbeitungsvorschlag definierten An- und Abflugverfahren. Das Abflugverfahren S1 ist ein vom Typ NADP 1 (siehe Abbildung 1), bei dem mit Startschub bis auf 1500 ft gestiegen wird. Dann wird mit maximalem Steigschub und unveränderter Klappenstellung bis auf 3000 ft bei konstanter angezeigter Geschwindigkeit weiter gestiegen (Steilstart-Verfahren). Ab 3000 ft beginnt die Beschleunigungsphase mit sukzessivem Fahren der Klappen und anschließend der Steigflug mit 250 kt auf 10000 ft Höhe.

Die operationellen Datensätze für die Abflugklassen und für die Standard-Anflugklasse sind im Anhangband 2 in Tabellenform zusammengestellt.

### 3.4.5 Verallgemeinertes Anflugverfahren

Das Anflugverfahren L2 ist ein verallgemeinertes Flugverfahren, das auf der Basis der im Anhang B des ECAC Doc.2 beschriebenen flugmechanischen Modells erarbeitet wurde. Dieses Modell erfordert deutlich mehr flugzeugspezifische Eingabeparameter, ist aber dafür in der Lage, sowohl einen „Continuous Descent Approach (CDA)“ als auch einen LDLP-Anflug mit einem horizontalen Zwischenanflugsegment zur Verzögerung zu modellieren. Abbildung 3 zeigt die schematische Struktur dieses Verfahrens. Eingetragen sind hier die Verläufe von Flughöhe  $H$ , Fluggeschwindigkeit  $V$  und Zusatzpegel  $Z$ .

Abbildung 3: Verallgemeinertes Anflugverfahren L2 nach DIN 45689 (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



- $\sigma'$ : Bogenlänge zur Landeschwelle
- $S$ : Länge
- $V$ : Geschwindigkeit
- $h$ : Höhe
- $S_V$ : Verzögerungsstrecke beim Ausrollen
- $Z$ : Zusatzpegel
- $Z_R$ : Zusatzpegel für Umkehrschub
- $V_{IAS}$ : angezeigte Geschwindigkeit
- $V_{TAS}$ : wahre Geschwindigkeit
- $\gamma$ : Winkel
- $\tau$ : Index für Abrollen auf den Taxiway
- $f$ : Index für Endanflug
- $d$ : Index für Verzögerung
- $o$ : Index bei Gleitpfeintritt
- $z$ : Index für Zwischenanflug
- $odd$ : Index für Sinkflug („Open Descent“)

Tabelle 13: Parameter für den verallgemeinerten L2-Anflug nach DIN 45689 im Datenblattformat

$\sigma'$ [m]	$Z$ [dB]	$V$ [m/s]	$H$ [m]
$-300 - S_V$	-10	15	0

-400	5	-	-
-300	0	$V_{F,TAS}^{(1)}$	0
$X_F$	0	$V_{F,TAS}^{(1)}$	610
$X$	$Z_{OD}$	$V_{0,TAS}^{(1)}$	$h_0$
$X + S_D - 500$	$Z_{OD}$	-	-
$X_0 + S_D$	$Z_z$	$V_{OD,TAS}^{(1)}$	$h_D$
$X + S_z - 500$	$Z_z$	$V_{OD,TAS}^{(1)}$	-
$X + S_z$	$Z_{OD}$	-	$h_z$
$X + S_z + S_{OD}$	$Z_{OD}$	$V_{OD,TAS}^{(1)}$	3050
$\sigma'$ [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s <sup>-1</sup> ]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z + S_{OD}$	0	0	$\tan \gamma_{OD}$

$C_z$	= 0.001 dB/N
$F_{OD}$	= 200 N
$M$	= 64500 kg
$R_C$	= 0.057558
$R_F$	= 0.101204
$S_V$	= 1500 m
$V_{0,IAS}$	= 98 m/s (190 kt)
$V_{F,IAS}$	= 77 m/s (150 kt)
$V_{OD,IAS}$	= 129 m/s (250 kt)

$h_D$	= $h_0 + S_D \cdot \tan \gamma_z$
$h_z$	= $h_0 + S_z \cdot \tan \gamma_z$
$S_0$	= $(h_z - 3050) \cdot \cot \gamma_0$
$X_F$	= $610 \cdot \cot \gamma_0 - 300$
$X$	= $h_0 \cdot \cot \gamma_0 - 300$

$F_F$	wird berechnet nach dem flugmechanischen Modell der DIN 45689
$Z_{OD}$	
$Z_z$	
$\gamma_{OD}$	

$h_0$	aus DES
$h_D$	
$S_z$	
$\gamma_0$	
$\gamma_z$	

$V_T$	= 15 m/s
$Z_T$	= -10 dB

(1) Die wahren Fluggeschwindigkeiten  $v_{TAS}$  werden aus den angezeigten Geschwindigkeiten  $v_{IAS}$  über eine Dichtekorrektur ermittelt, die sich aus der Flughöhe  $H$  ergibt.

Tabelle 13 zeigt die zur Ermittlung eines L2-Profiles notwendigen Parameter in eine Datenblatt-darstellung analog zur AzB. Sofern eine Aufgabenstellung es nicht anders erfordert, sollte als Luftfahrzeug-masse 90% der Höchstlandemasse (MLM) gewählt werden.

Das verallgemeinerte Anflugverfahren kann vor allem bei Einzelfluguntersuchungen – wie sie z. B. bei der Auslegung von lärm-mindernden Anflugverfahren erforderlich sind – herangezogen werden. Hier muss allerdings betont werden, dass derartige Untersuchungen in manchen Bereichen der Flugbahn nur begrenzte Aussagekraft haben, da das Emissionsmodell der DIN 45689-1 die Erzeugung von



Umströmungsgeräuschen nicht beinhaltet. Es besteht aber prinzipiell die Möglichkeit, auf der Basis der Ergebnisse von hochwertigen Simulationsverfahren die Zusatzpegel so zu modifizieren, dass sie den Einfluss von Umströmungsgeräuschen wiedergeben.

### 3.4.6 Modellierung von Platzrunden

Die Modellierung von Platzrunden erfolgt wie in der AzB-2008 unter 6.3.3 beschrieben. Die für die Berechnung benötigten Zusatzpegelwerte  $Z_{PR}$  sind in den Anflugdatenblättern ausgewiesen. Sie orientieren sich an den Werten in Tabelle 7 der AzB-2008. Diese ist daher als obsolet zu betrachten.

## 3.5 Erstellung von Fixpunkt-Profilen

### 3.5.1 Begriffsbestimmung

Bei der Berechnung von Fluglärm werden in der Praxis zwei Kategorien von Flugprofilen (d. h. operationellen Datensätzen) unterschieden:

- ▶ Ein „Fixpunkt-Profil“ ist ein standardisiertes Flugprofil, das einen operationellen Datensatz für feste Randbedingungen (Luftfahrzeugmasse, meteorologische Bedingungen, verwendetes Flugverfahren) beschreibt. Fixpunkt-Profile sind für einen Flug auf einer geradlinig verlaufenden Flugstrecke definiert und können im Prinzip nicht verändert werden<sup>13</sup>. Ein Fixpunkt-Profil besteht aus einer Abfolge von Segmenten, an deren Ende jeweils Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und ein Parameter für die Triebwerksleistung definiert sind. Diese Parameter sind als Funktion einer Bogenlängenkoordinate längs der Flugbahnprojektion in die Horizontalebene beschrieben, die sich in der Regel auf den Startpunkt bzw. die Landeschwelle bezieht.
- ▶ Ein „Prozedurales Profil“ besteht aus Segmenten, die sich aber aus einer Abfolge von Anweisungen ergeben, die eine Flugprozedur beschreiben, z.B.:
  - *Start mit maximalem Startschub und Klappenstellung 10°.*
  - *Steigen mit konstanter angezeigter Geschwindigkeit von 150 kt auf 1500 ft.*
  - *Reduzieren des Schubes auf maximalen Steigschub, Einstellen einer Steigrate von 1500 ft/Minute und Beschleunigen bis die Klappen eingefahren werden können.*
  - *Danach beschleunigen bis auf 250 kt angezeigter Geschwindigkeit bei einer Steigrate von 1000 ft/Minute.*
  - *Steigen auf 10000 ft mit 250 kt angezeigter Geschwindigkeit.*

Die sich aus einer derartigen Beschreibung ergebende Flugbahn kann Effekte der Luftfahrzeugmasse, der Flugstreckenführung sowie den Einfluss der Meteorologie berücksichtigen.

Prozedurale Profile müssen mit Hilfe eines flugmechanischen Modells berechnet werden, wie es im Anhang B des ECAC Doc.29 [1] beschrieben ist. Dafür wird eine Reihe von luftfahrzeugspezifischen Kenndaten, wie z. B. aerodynamische Beiwerte, benötigt. Die vom Doc.29 benötigten Daten sind in der „Aircraft Noise and Performance Database, ANP“ [13] eingestellt.

Fixpunkt-Profile stellen das Ergebnis einer prozeduralen Profilberechnung mit vorgegebenen Randbedingungen dar.

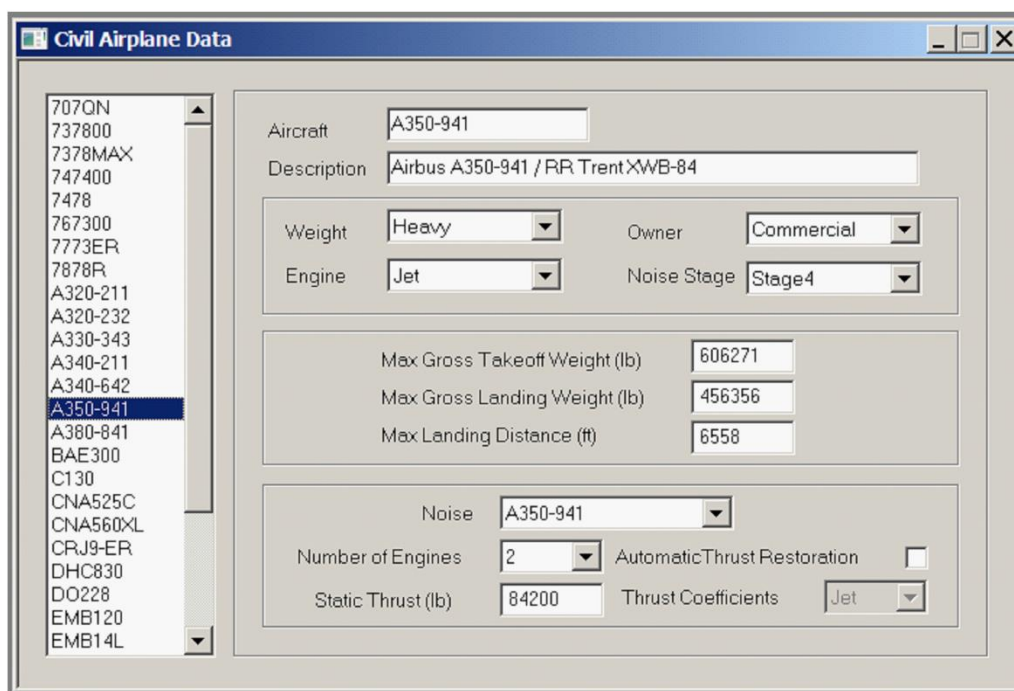
<sup>13</sup> Ausnahmen sind Vorgaben für Gleitwinkel und Zwischenanflughöhen bei Anflügen oder Horizontalflughöhen für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt im Sichtflugbetrieb

### 3.5.2 Randbedingungen, verfügbare Daten und Modelle

Sowohl in der AzB-2008 als auch in der DIN 45689 werden Fixpunkt-Profile verwendet. Die DIN 45689 stellt darüber hinaus eine Beschreibung zur Ermittlung von prozeduralen Profilen bereit. Die Festlegung der für diese Berechnung zu verwendenden Abflugverfahren und Abflugmassen ist in den vorangegangenen Abschnitten beschrieben worden. Für die meteorologischen Randbedingungen wird eine Normatmosphäre [37] mit 15°C Lufttemperatur ohne Wind angesetzt.

Das im Anhang B des ECAC Doc.29 spezifizierte Modell zur Flugbahnberechnung ist im Wesentlichen aus dem im „Integrated Noise Model INM“ [21] beschriebenen Modell übernommen worden (welches wiederum auf dem 1986 veröffentlichten SAE-Standard AIR 1845 [38] basiert). Im Rahmen der Erarbeitung von ECAC Doc.29 wurden die Daten der INM-Database dann in die ANP übernommen.

Abbildung 4: Implementation des A350 aus der ANP-Database ins INM 7.0 (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21] )



Mittlerweile ist das INM in das „Aviation Environmental Design AEDT“ [22] implementiert und seine Entwicklung wurde mit Version 7.0d eingestellt. Seitdem wird nur noch die Datengrundlage des AEDT und die ANP fortgeschrieben. Dies geschieht miteinander abgestimmt, wobei die Fortschreibungen der ANP in der Regel gegenüber denen des AEDT verzögert sind. Aufgrund dieses Sachstandes wäre es nahe liegend, zur Berechnung der für die überarbeitete AzB-2008 und die DIN 45689 benötigten Fixpunkt-Profile auf das AEDT zurückzugreifen. In der Praxis gestaltet sich die Arbeit mit diesem Programm aber als überaus unkomfortabel – insbesondere, wenn man neue prozedurale Profile definieren muss und nicht auf die in der Datenbasis eingestellten Profile zurückgreifen kann. Mit dem INM ist diese Aufgabe wesentlich effizienter durchzuführen. Wenn man – wie die Fluglärm- und Lärmarbeitsgruppe des DLR – langjährige Erfahrung mit dem INM hat und die internen Programm- und Dateistrukturen kennt, kann man umfangreiche Änderungen der Datengrundlage direkt an den hinterlegten dBase-Dateien vornehmen. Eine umständliche händische Eingabe über die grafische Benutzeroberfläche ist dann nicht notwendig.

Das flugmechanische Modell ist bei der Integration des INM ins AEDT nicht verändert worden. Allerdings entspricht die Datengrundlage des INM 7.0d der Version 2.1 der ANP. Diese liegt mittlerweile in

der Version 2.2 vor, in der die Flugzeugmuster A350-900 und B737-8 MAX implementiert sind. Allerdings ist es relativ einfach, neue Daten in das INM-Programm einzupflegen (siehe Abbildung 4).

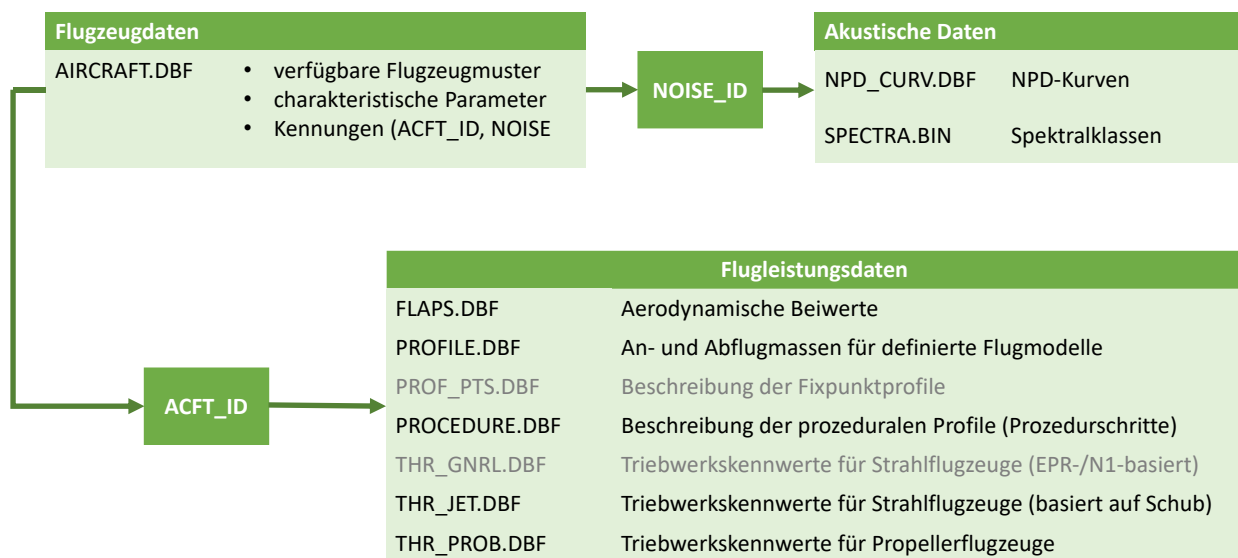
### 3.5.3 Verwendung des INM 7.0 zur Berechnung von Fixpunkt-Profilen für den Abflug

Die dem INM zugrunde liegenden Datenstrukturen sind fast durchweg in dBASE-Dateien vom Typ *.DBF* abgelegt. Diese können mit dem Tabellenkalkulationsprogramm *CALC* aus der LibreOffice-Suite [39] einfach bearbeitet werden.

Allerdings müssen diese Modifikationen an der richtigen Stelle durchgeführt werden, denn das INM hält zwei parallele Sätze von Daten vor:

- ▶ Die INM-Standarddaten liegen als *.DBF*-Dateien im Unterverzeichnis *\SYS\_DATA* des Programmverzeichnisses. Diese Dateien beinhalten u.a. Luftfahrzeugdaten, NPD-Daten, Fixpunktprofile und prozedurale Profile. Eine Änderung dieser Dateien macht allerdings wenig Sinn, denn das INM-Programm greift auf eine Binärdatei *ACDB70.BIN* zu, in der alle relevanten *.DBF*-Dateien in komprimierter Form zusammengefasst sind.
- ▶ Darüber hinaus kennt das INM noch benutzerdefinierte Daten. Diese sind jeweils einem durch den Benutzer aufgesetzten Rechenszenario („INM-Study“) zugeordnet. Sie liegen in einem Verzeichnis, das der Benutzer beim Anlegen des neuen Szenarios vorgibt. Diese Daten werden beim Starten dieses Szenarios zu den Standarddaten hinzugeladen. Sie haben die gleichen Namen wie die *.DBF*-Dateien im Programmverzeichnis, sind aber zunächst leer.

Abbildung 5: Die wichtigsten Dateien der INM-Database. Die grau dargestellten Dateien wurden für die Berechnung der prozeduralen Profile nicht benötigt. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Diese Dateien werden normalerweise über die grafische Oberfläche des INM angelegt und befüllt. Bei umfangreichen Änderungen ist es allerdings sinnvoll, die Dateien durch externe Programme wie Editoren und Tabellenkalkulationsprogramme zu modifizieren. Abbildung 5 zeigt schematisch die wichtigsten für einen INM-Berechnung notwendigen Dateien.

Die Basistabelle liegt in der Datei *AIRCRAFT.DBF*, in der die einzelnen in der Datenbasis vorliegenden Luftfahrzeuge (das INM kann auch Hubschrauber behandeln) beschrieben sind. Das umfasst neben Massen, Triebwerksanzahl, Lärmzulassung und anderen Parametern eine Reihe Schlüssel (IDs), über die die Tabellen miteinander verknüpft sind. Dabei stellt die *NOISE\_ID* die Verbindung zu den

akustischen Daten dar. Diese sind für den Zweck der Profilberechnung zwar nicht direkt notwendig, die NPD-Daten werden aber benötigt, um Werte für die Triebwerksleistung in Pegeldifferenzen (also Zusatzpegel) umzurechnen.

Der Schlüssel *ACFT\_ID* verbindet die Basistabelle *AIRCRAFT.DBF* mit den Tabellen *FLAPS.DBF*, *THR\_JET.DBF* und *THR\_PROP.DBF* die die Basisdaten für die flugmechanische Rechnung liefern. Sie stellen u.a. Schlüssel für die Klappenstellung und die Triebwerksleistung bereit, die dann in die Berechnung der prozeduralen Profile eingehen. Die Datei *PROFILES.DBF* stellt eine Liste aller definierten prozeduralen und Fixpunkt-Profilen bereit und ordnet diesen Missionslängen („Stages“) und Massen zu.

Abbildung 6: Auszug aus einem Flight Path Report des INM (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21])

```

acft_id      = A380-841
eng_type     = J (Jet,Turboprop,Piston)
stat_thrust  = 70000 (Pounds)
thrust_type  = L (P=Percent, L=Pounds, X=Other)
owner_cat    = C (Commercial,GenAviation,Military)
op_type      = D (A=appr,D=dep,T=touch&go,F=circuit,V=overflight,R=runup)
numb_ops     = 1.0000, 0.0000, 0.0000 (day,eve,ngt)
frst_a_nois  = 250
numb_a_nois  = 8
frst_p_nois  = 258
numb_p_nois  = 8
model_type   = I (Inm,Noisemap)
spect_nums   = 205, 105, 0 (approach,depart,afterburner)
flt_path     = D-27R-27R-AB-0-AZB-2
numb_segs    = 25
    
```

seg	start-x	start-y	start-z	unit-x	unit-y	unit-z	length	speed	d.spd	thrust	d.thr	op	flaps	bank	duration
0	0.0	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	118.4	0.0	19.4	64058.5	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
1	-118.4	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	355.3	19.4	19.4	62587.7	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
2	-473.7	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	592.2	38.7	19.4	61116.9	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
3	-1065.9	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	829.0	58.1	19.4	59646.1	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
4	-1895.0	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	1065.9	77.4	19.4	58175.2	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
5	-2960.9	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	1302.8	96.8	19.4	56704.4	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
6	-4263.7	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	1539.7	116.2	19.4	55233.6	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
7	-5803.3	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	1776.5	135.5	19.4	53762.8	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
8	-7579.9	0.0	0.0	-1.0000	0.0000	0.0000	2013.4	154.9	19.4	52292.0	-1470.8	D	-NONE-	0.0	7.2
9	-9593.3	0.0	0.0	-0.9953	0.0000	0.0965	585.2	174.3	0.1	50821.2	33.2	D	-NONE-	0.0	2.0
10	-10175.8	0.0	56.5	-0.9953	0.0000	0.0965	698.5	174.4	0.2	50854.4	39.6	D	-NONE-	0.0	2.4
11	-10871.0	0.0	123.9	-0.9953	0.0000	0.0965	830.6	174.6	0.2	50894.0	47.0	D	-NONE-	0.0	2.8
12	-11697.8	0.0	204.0	-0.9953	0.0000	0.0965	1047.7	174.8	0.3	50941.0	59.3	D	-NONE-	0.0	3.5
13	-12740.6	0.0	305.1	-0.9953	0.0000	0.0965	1406.4	175.0	0.4	51000.3	79.4	D	-NONE-	0.0	4.8
14	-14140.5	0.0	440.8	-0.9953	0.0000	0.0965	2086.0	175.4	0.5	51079.7	117.5	D	-NONE-	0.0	7.0
15	-16216.8	0.0	642.1	-0.9953	0.0000	0.0965	3709.6	175.9	0.9	51197.2	208.1	D	-NONE-	0.0	12.5
16	-19909.0	0.0	1000.0	-0.9990	0.0000	0.0447	1001.0	176.8	2.8	51405.3	-1557.8	D	-NONE-	0.0	3.3
17	-20909.0	0.0	1044.8	-0.9990	0.0000	0.0447	5749.3	179.7	15.5	49847.5	-440.4	D	-NONE-	0.0	18.2
18	-26652.5	0.0	1302.1	-0.9990	0.0000	0.0447	6224.8	195.2	15.5	49407.1	-440.4	D	-NONE-	0.0	18.2
19	-32871.1	0.0	1580.6	-0.9990	0.0000	0.0447	6700.3	210.7	15.5	48966.7	-440.4	D	-NONE-	0.0	18.2
20	-39564.7	0.0	1880.5	-0.9988	0.0000	0.0486	7432.1	226.2	17.4	48526.3	-388.0	D	-NONE-	0.0	18.7
21	-46988.0	0.0	2241.9	-0.9988	0.0000	0.0486	7982.1	243.6	17.4	48138.3	-388.0	D	-NONE-	0.0	18.7
22	-54960.7	0.0	2630.1	-0.9967	0.0000	0.0814	59822.0	260.9	20.0	47750.4	3910.3	D	-NONE-	0.0	130.8
23	-114584.1	0.0	7500.0	-0.9975	0.0000	0.0704	35507.1	280.9	11.1	51660.6	1453.0	D	-NONE-	0.0	73.4
24	-150003.1	0.0	10000.0	-0.9975	0.0000	0.0704	1.0	292.1	0.0	53113.7	0.0	D	-NONE-	0.0	0.0

Eine direkte Konversion von prozeduralen in Fixpunkt-Profilen ist im INM nicht vorgesehen. Allerdings kann man bei einem INM-Lauf einen sog. „Flight Path Report“ erstellen lassen. Dieser listet für jede in einem Szenario definierte Flugbahn (also jede Kombination von Flugstrecke, Luftfahrzeugtyp und Flugverfahren) eine Reihe von Informationen auf, die u. a. einen Segmentreport enthalten. Abbildung 6 zeigt einen Auszug aus einem solchen Report für den Abflug eines A380. Auskunft über die Art des Profils liefert die Zeile *flt\_path = D-27R-27R-AB-0-AZB-2*, die wie folgt interpretiert werden kann:

- D            Abflug (Departure)
- 27R         Name der zugeordneten Startbahn
- 27R-AB     verwendet Abflugstrecke (geradliniger Abflug nach Westen)
- 0            verwendeter Subtrack (0 heißt Korridormittellinie)
- AZB         Kennung für Flugverfahren (NADP2 für AzB)
- 2            Missionslänge („Stage“, definiert die Abflugmasse)

Hervorgehoben sind in dieser Tabelle diejenigen Punkte, an denen ein Profilssegment endet. Aus diesem Segmentreport kann dann mittels einer geeigneten Post-Processing-Software ein INM-Fixpunkt-Profil extrahiert werden, wie es in Tabelle 14 dargestellt ist.

Tabelle 14: Aus dem Flight Path Report extrahierte für ein Fixpunktprofil relevante Punkte

DISTANCE [ft]	ALTITUDE [ft]	SPEED [kt]	THR_SET [lbf/eng]	Beschreibung
0.0	0.0	0.0	64058.5	
9593.3	0.0	174.3	50821.2	Beschleunigen bis zum Abhebepunkt, Flaps 1+F
19909.0	1000.0	176.8	51405.3	Steigen mit Startschub auf 1000 ft, Flaps 1+F
39564.7	1880.5	226.2	48526.3	Beschleunigen auf 220 kt IAS, Flaps 1+F
54960.7	2630.1	260.9	47750.4	Beschleunigen auf 251 kt IAS, Flaps 1
114584.1	7500.0	280.9	51660.6	Steigen auf 7500 ft, Flaps 0
150003.1	10000.0	292.1	53113.7	Steigen auf 10000 ft, Flaps 0

Tabelle 15: Aus dem Flight-Path-Report erstelltes Profil im AzB-Datenblatt-Format

$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]
0	3	0	0
2900	0	90	0
5600	0	-	-
6100	-	91	310
6600	-0.5	-	-
12100	-0.5	116	570
16800	-1	134	800
34900	0.5	145	2290
45700	0.5	150	3050
$\sigma'$ [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s <sup>-1</sup> ]	$dH/d\sigma'$
>45700	0	0	0.071

Die Konvertierung dieses INM-Profiles in ein Profil im AzB-Format (siehe Tabelle 15) gestaltet sich dann relativ einfach: Zunächst werden der Abstand ab Startrollpunkt, die Flughöhe und die Geschwindigkeit ins metrische System umgerechnet. Anschließend werden, wie im Folgenden Abschnitt 3.5.5 beschrieben, die Schubwerte in Zusatzpegel konvertiert. Im letzten Schritt werden dann die in der AzB-2008 gebräuchlichen Transitionssegmente bei Schubänderungen implementiert (siehe Abschnitt 3.4.6).

### 3.5.4 Modellierung von reduziertem Startschub im INM

Die in der ANP und im INM definierten prozeduralen Abflug-Profilen basieren durchweg auf dem Einsatz von maximalem Startschub. In der Praxis wird in der Regel allerdings ein reduzierter Startschub („Derated/Flexible Takeoff Thrust“) eingesetzt. Es ist jedoch schwer, feste Regeln für Schubreduktion anzugeben. In der Praxis erfolgt die Schubeinstellung beim Start durch das Flight-Management-System auf der Basis verschiedener durch den Piloten eingegebener Parameter (wie Luftfahrzeugmasse, Startbahnlänge und -zustand, Temperatur). Dabei wird nicht der Triebwerksschub direkt eingestellt, sondern die prozentuale Fan-Drehzahl N1 bzw. das Triebwerksdruckverhältnis EPR.

Für die vorliegende Untersuchung wurden reduzierte Startschübe von 90% und 80% des Maximalschubs angesetzt. Beim Steigschub wurden neben dem maximalen Steigschub auch ein auf 90% reduzierter max. Steigschub angesetzt (siehe Abschnitt 4.3). Die praktische Implementierung von modifizierten Schubwerten im INM ist dann vergleichsweise einfach. Das Programm hat in den Tabellen *THR\_JET.DBF* und *THR\_PROP.DBF* die Koeffizienten zur Schubberechnung zwar nur für die zwei Zustände („MaxTakeoff“ und „MaxClimb“) umfänglich abgelegt, es sind aber Kennungen für reduzierten Startschub verfügbar, die aber nicht mit Daten hinterlegt sind. Zur Modellierung von reduziertem Startschub wurden die für „MaxTakeoff“ definierten Koeffizienten mit Werten von 0.9 und 0.8 multipliziert und unter neuen Kennungen in den Dateien *JET.DBF* und *THR\_PROP.DBF* abgespeichert. Entsprechend wurde bei der Modellierung von reduziertem Steigschub vorgegangen.

### 3.5.5 Umrechnung von Parametern für die Triebwerksleistung in Zusatzpegel

Die Umrechnung von Schubwerten in Zusatzpegel erfolgt anhand der in der ANP-Datenbank bzw. im INM abgespeicherten „Noise-Power-Distance (NPD)“ Daten. Aus diesen lassen sich Schallpegel für eine gegebene Triebwerksleistung mit denen für eine Referenztriebwerksleistung ermitteln. Für letztere wird für Starts der Wert am Abhebeplatz, für Landungen der Wert am Aufsetzpunkt definiert.

Ein Problem bildet hier die Tatsache, dass sich für unterschiedliche Entfernungen in der Regel unterschiedliche Pegeldifferenzen aus zwei NPD-Kurven ergeben – und das die Differenzen für NPD-Kurven des  $L_{AS,max}$  anders ausfallen als für NPD-Kurven des  $L_{pAE}$ . Hier wird nach folgenden Regeln vorgegangen, die auch in die DIN 45689-1 übernommen wurden:

- ▶ Für die Bestimmung der Zusatzpegel werden nur die NPD-Kurven des A-bewerteten Maximalschalldruckpegels verwendet. Das macht Sinn, da in die  $L_{pAE}$ -Kurven noch die Dauer und damit eine Integration über die Richtcharakteristik eingeht.
- ▶ Der Zusatzpegel wird durch arithmetische Mittelung der Pegeldifferenzen für vier der den NPD-Kurven zugeordneten Entfernungen bestimmt. Bei Start sind dies die Kurven für 1000, 2000, 4000 und 6300 ft, bei der Landung die Kurven für 630, 1000, 2000 und 4000 ft. Damit wird sich auf die für eine Fluglärmrechnung maßgeblichen Entfernungen bezogen.

### 3.5.6 Zusatzpegeländerungen beim Start

Längs eines Flugprofilsegmentes nehmen bei der AzB-2008 die Parameter  $Z$ ,  $V$  und  $H$  linear mit der Bogenlänge  $\sigma'$  zu. Damit sind prinzipiell Sprünge in diesen Größen längs des Profils nicht möglich. Das ist für Fluggeschwindigkeit und Höhe auch sinnvoll.

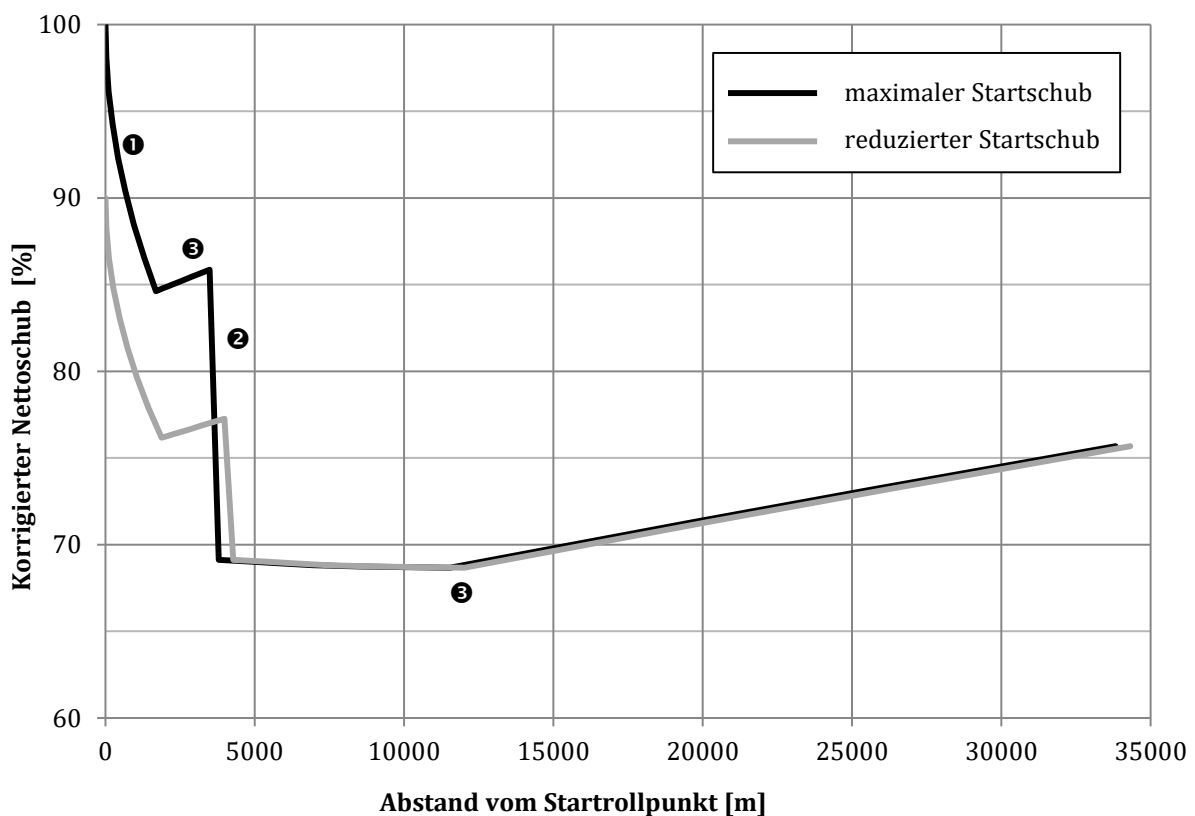
Beim Zusatzpegel ist dies allerdings anders, denn hier existieren zwei Mechanismen der Änderung, die in Abbildung 7 dargestellt sind:

- ▶ Das ist zum einen die vom Piloten (oder vom Flight Management System) initiierte Änderung von Start- auf Steigleistung (Phase ②). Diese erfolgt in der Regel in wenigen Sekunden. Die AzB-2008 modelliert einen solchen Übergang mit Hilfe von Transitionsegmenten, die bei

$\Delta\sigma' = -500$  m vor der Segmentgrenze beginnen, bei  $\Delta\sigma' = 500$  m dahinter enden. Längs dieser 1000 m ändert sich der Zusatzpegel linear.

- ▶ Daneben gibt es eine kontinuierliche Änderung des Zusatzpegels längs eines Segments aufgrund der Abhängigkeit des Triebwerksschubes von Geschwindigkeit, Luftdichte und Lufttemperatur. Dieser Effekt tritt bei einer fest eingestellten Triebwerksdrehzahl auf. Sehr deutlich fällt er bei den hohen Beschleunigungswerten auf der Startbahn (Phase ❶) aus. In den übrigen Flugphasen (❷) ist er nur schwach ausgeprägt. Da er kontinuierlich verläuft, müssen hier keine Übergangsegmente wie bei einer vom Piloten eingeleiteten Schubänderung eingefügt werden. In der AzB-2008 wurden diese Effekte nicht vollumfänglich berücksichtigt, bei der Überarbeitung der Luftfahrzeugklassen gehen sie weitestgehend mit ein. Nähere Erläuterungen dazu finden sich im Abschnitt 4.4.

Abbildung 7: Verlauf des korrigierten Nettoschubs beim Start eines A320-211 mit maximalem und auf 90% reduziertem Startschub (Quelle: eigene Darstellung, DLR, Berechnung mit INM 7.0)



- ❶: Beschleunigen mit maximalem bzw. reduziertem Startschub auf der Startbahn
- ❷: Schubrücknahme auf maximalen Steigschub („Cutback“)
- ❸: Schubänderungen aufgrund von Höhen- und Geschwindigkeitseinflüssen

Der zweite Effekt ist im Gegensatz zu einer vom Piloten eingeleiteten Schubänderung physikalischer Natur. Beim Beschleunigen auf der Startbahn kommt ein weiterer physikalischer Mechanismus hinzu. In dieser Phase verringert sich die Geschwindigkeitsdifferenz des Triebwerksstrahls gegenüber der umgebenden Luft. Dadurch geht die Produktion von Strahlärm zurück.

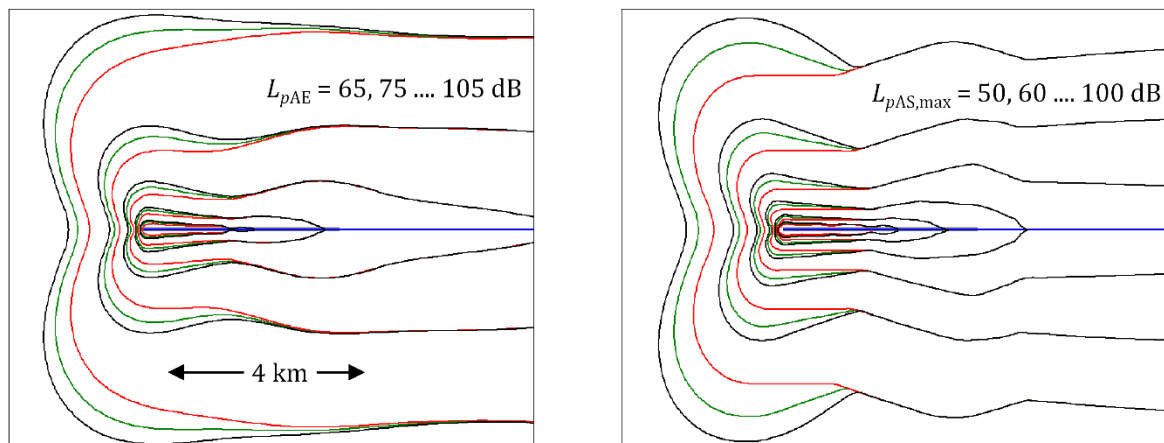
Wie in der AzB-2008 werden die Zusatzpegel beim Start auf die Triebwerksleistung am Abhebeplatz normiert – dort nimmt  $Z$  den Wert Null an. Abbildung 8 zeigt am Beispiel der Luftfahrzeuggruppe S5.2, wie sich eine Abnahme eines Zusatzpegels von 0, 3 bzw. 5.0 dB am Startrollpunkt bis auf den Wert Null am Abhebeplatz auf die Konturen des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels und des A-bewerteten Schalldruckexpositionspegels auswirkt.

Die in Abbildung 7 dargestellten Schubänderungen auf 85% des Maximalschubs längs der Startbahn und auf etwa 70% des Maximalschubs bei der Schubrücknahme decken sich mit Berechnungen mit dem von Airbus entwickelten Programmpaket WinPEP. Dass die Ergebnisse von Flugleistungsberechnungen auf Basis des INM mit denen der Herstellerprogramme von Airbus (WinPEP) und Boeing (BCOP) gut übereinstimmen, hatte sich schon im Rahmen des LuFo-Projektes MODAL herausgestellt [10].

Die mit der starken Abnahme des korrigierten Nettoschubs verbundene Änderung im Zusatzpegel  $Z$  fällt im Fall der B777-300ER – die mit dem derzeit leistungsstärksten Triebwerk (GE90-115B mit 519 kN Schub) ausgerüstet ist – sehr hoch aus. Hier geht der Zusatzpegel während der Beschleunigungsphase um etwa 10 dB zurück. Bei den anderen schweren 2-motorigen Mustern B767, A330 oder B787 liegen die Pegeländerungen im Bereich zwischen 3.5 und 5.0 dB. Hier muss allerdings berücksichtigt werden, dass in den NPD-Kurven z.T. extrapoliert werden musste, was in der Regel vermieden werden sollte. Außerdem erfolgen die Berechnungen auf der Annahme, dass am Startpunkt mit eingestelltem Startschub aus dem Stand beschleunigt wird. Das entspricht einem Hochfahren der Triebwerke im Stehen und anschließendem Lösen der Bremsen. Das ist in der Regel nicht der Fall.

Berechnungen mit dem DLR-Modell SIMUL legen nahe, den Zusatzpegel am Start auf maximal 3 dB zu limitieren. Dementsprechend wurde auch bei der Modellierung vorgegangen.

Abbildung 8: Einfluss einer Zusatzpegelabnahme beim Startvorgang am Beispiel der AzB-Gruppe S5.2 für Zusatzpegel am Startpunkt von 0 dB (rot), 3 dB (grün) und 5 dB (schwarz) (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



### 3.5.7 Zusatzpegeländerungen bei der Landung

Bei der Landung müssen bei der Modellierung des Zusatzpegels vereinfachende Annahmen getroffen werden, da hier neben dem den Triebwerksgeräuschen auch noch Umströmungsgeräusche eine Rolle spielt. Dieser kann jedoch nur mit hochwertigen Rechenmodellen berücksichtigt werden – die in der Regel aber nur Daten für einzelne Luftfahrzeugmuster enthalten, oft auch nicht umfassend validiert sind und dementsprechend eher qualitative Aussagen liefern.

Darüber hinaus kann eine vorgegebene Flugprozedur beim Anflug nicht so gut umgesetzt werden wie beim Abflug, da sich hier Einflüsse von Meteorologie und Flugsicherung deutlich stärker auswirken. Abbildung 9 zeigt dies am Beispiel einer Reihe von Anflügen eines 2-motorigen Großraumflugzeugs, für die aus dem Flugschreiber die Werte für Höhe, Fluggeschwindigkeit, Klappenstellung und (als Maß für die Triebwerksleistung) Rotordrehzahl  $N_1$  ausgelesen wurden.

Aus diesem Grunde wurde beim Standard-Anflugverfahren der AzB-2008 (siehe Abbildung 2) ein vereinfachter Ansatz gewählt: Bis das Flugzeug aufsetzt, gibt es nur einen Übergang im Zusatzpegel, der



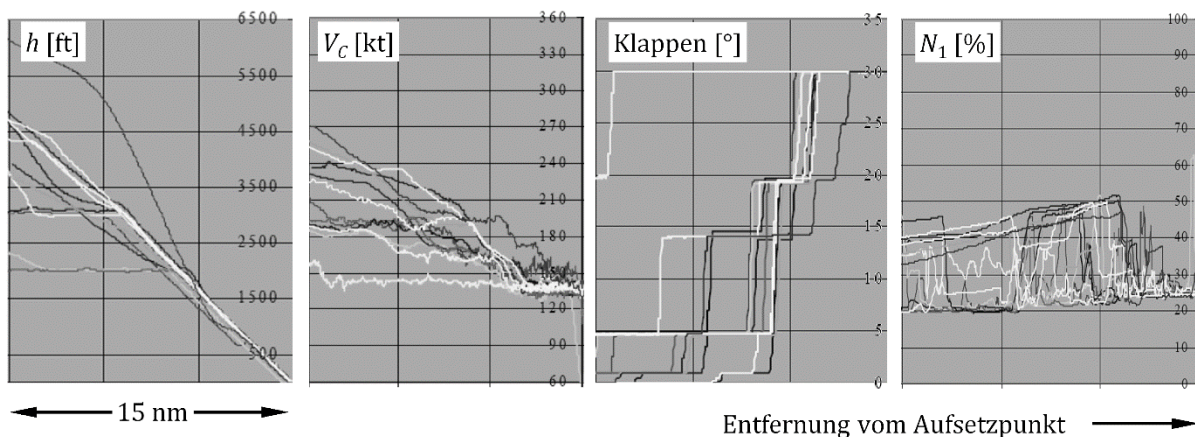
sich vom Beginn des Gleitpfades bei der Flughöhe  $h_0$  bis zu Flughöhe von etwa 400 m (7.7 km vor dem Aufsetzpunkt) erstreckt. Hier geht der Zusatzpegel von  $-1$  dB auf null über. Dadurch sollte das sukzessive Fahren der Klappen bis zur Endanflugkonfiguration modelliert werden. Auf dem Horizontalflugteil und im Sinkflug wird im Idealfall in weiten Bereichen im Leerlauf geflogen. Der Ansatz eines Zusatzpegels von  $-1$  dB war in diesem Bereich in Anbetracht der Variabilität der in Abbildung 9 dargestellten Situation im Mittel konservativ und dem Anwendungsbereich der AzB-2008 angepasst.

Beim vorgeschlagenen Standard-Anflugverfahren wurden die Zusatzpegelverläufe auf der Basis der akustischen Auswertung angepasst (siehe Abschnitt 4.4). Hier zeigte sich insbesondere, dass der bei der Erarbeitung der Datensätze der AzB-2008 gewählte Ansatz die reale Situation nicht mehr adäquat wiedergibt.

Bei dem für die DIN 45689 vorgeschlagenen verallgemeinerten Ansatz (siehe Abbildung 3 und Tabelle 13) ist die Situation zwangsläufig komplexer. Hier werden zwei Transitionsegmente angesetzt, die beide eine Länge von  $\Delta\sigma' = 500$  m haben. Das erste Segment befindet sich am Beginn des Zwischenanflugsegmentes. Hier steigt der Schub vom Leerlaufwert auf den Wert, der zum Halten der Geschwindigkeit auf dem Zwischenanflug notwendig ist. Hier steigt  $Z_{OD}$  auf den Wert  $Z_z$ . Die zweite Transition erfolgt, wenn beim Beginn des Verzögerungssegmentes der Schub wieder auf Leerlauf und der Zusatzpegel auf  $Z_{OD}$  sinkt. Auf dem Gleitpfad wird wie beim Standardanflugverfahren: Der Zusatzpegel steigt zwischen  $X$  und  $X_F$  auf den Endanflugwert. Eine Anpassung der Zusatzpegel auf der Basis einer Auswertung von Radardaten ist für diesen Fall nicht möglich, da diese nicht die notwendigen Informationen über Triebwerksleistung und Fahren der Klappen und des Fahrgestells liefern.

Anmerkung: Der verallgemeinerte Ansatz ist daher als ein Werkzeug zur Analyse von Einzelflügen und zur vereinfachten Auslegung von Anflugverfahren anzusehen.

Abbildung 9: Daten des Flight-Data-Recorders (FDR) für Anflüge eines 2-motorigen Großraumflugzeuges während der letzten 15 nautischen Meilen vor dem Aufsetzpunkt (Quelle: DLR [33])



### 3.5.8 Anmerkungen zu den flugbetrieblichen Datensätzen

#### 3.5.8.1 Generierung neuer ANP-Datensätze für die DHC-8-400

Die DHC-8-400 ist derzeit das in Deutschland am häufigsten eingesetzte zivile Propellerflugzeug im Massenbereich von über 15 t. Die ANP liefert nur Daten für die Version DHC-8-300, die aber um 35% leichter ist und eine um 55% niedrigere Triebwerksleistung hat. Insofern war eine einfache Substitution – wie sie in der ANP vorgeschlagen ist – nicht sinnvoll. Es wurde daher ein komplett neuer Datensatz erstellt. Dazu wurden Informationen von Austrian Airlines (AUA) herangezogen.

Zunächst wurden die Basisdaten definiert. Dies umfasste vor allem die Koeffizienten zur Bestimmung der Abhebe- und Aufsetzgeschwindigkeiten, die auf der Basis der AUA-Informationen ermittelt werden konnten. Die Startrollstrecken und die daraus resultierenden Performance-Koeffizienten konnten aus dem Airport Planning Manual von Bombardier abgeleitet werden

Im zweiten Schritt wurden die Parameter für eine prozedurale Beschreibung der Abflugprofile bestimmt. Hier wurden die Verfahrensbeschreibung sowie die Geschwindigkeiten zum Einfahren der Klappen von AUA bereitgestellt. Im letzten Schritt wurde mit dem INM für diesen neu definierten Typ eine Flugbahn-Segmenttabelle erzeugt, die dann wie im Abschnitt 3.5.3 beschrieben in einen AzB-Datensatz konvertiert wird.

### 3.5.8.2 Schubmodelle für moderne Turboprop-Flugzeuge

ECAC Doc.29 kennt zwei Ansätze zur Berechnung des korrigierten Netto-Triebwerksschubes  $F_n/\delta$ . Für Strahlflugzeuge berechnet er sich aus der angezeigten Geschwindigkeit  $V_I$ , der Flughöhe  $h$  und der Temperatur  $T$  und dem Dichteverhältnis  $\delta$  zur Dichte in Meereshöhe als:

$$F_n/\delta = E + F \cdot V_I + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T \quad [\text{lbf}] \quad (9)$$

Die Koeffizienten  $E$ ,  $F$ ,  $G_A$ ,  $G_B$  und  $H$  sind in der ANP für einzelne Leistungsstufen abgelegt. Für Propellerflugzeuge berechnet sich der korrigierte Nettoschub aus dem Propellerwirkungsgrad  $\eta$ , der Triebwerksleistung  $P_P$  und der wahren Fluggeschwindigkeit  $V_T$  als:

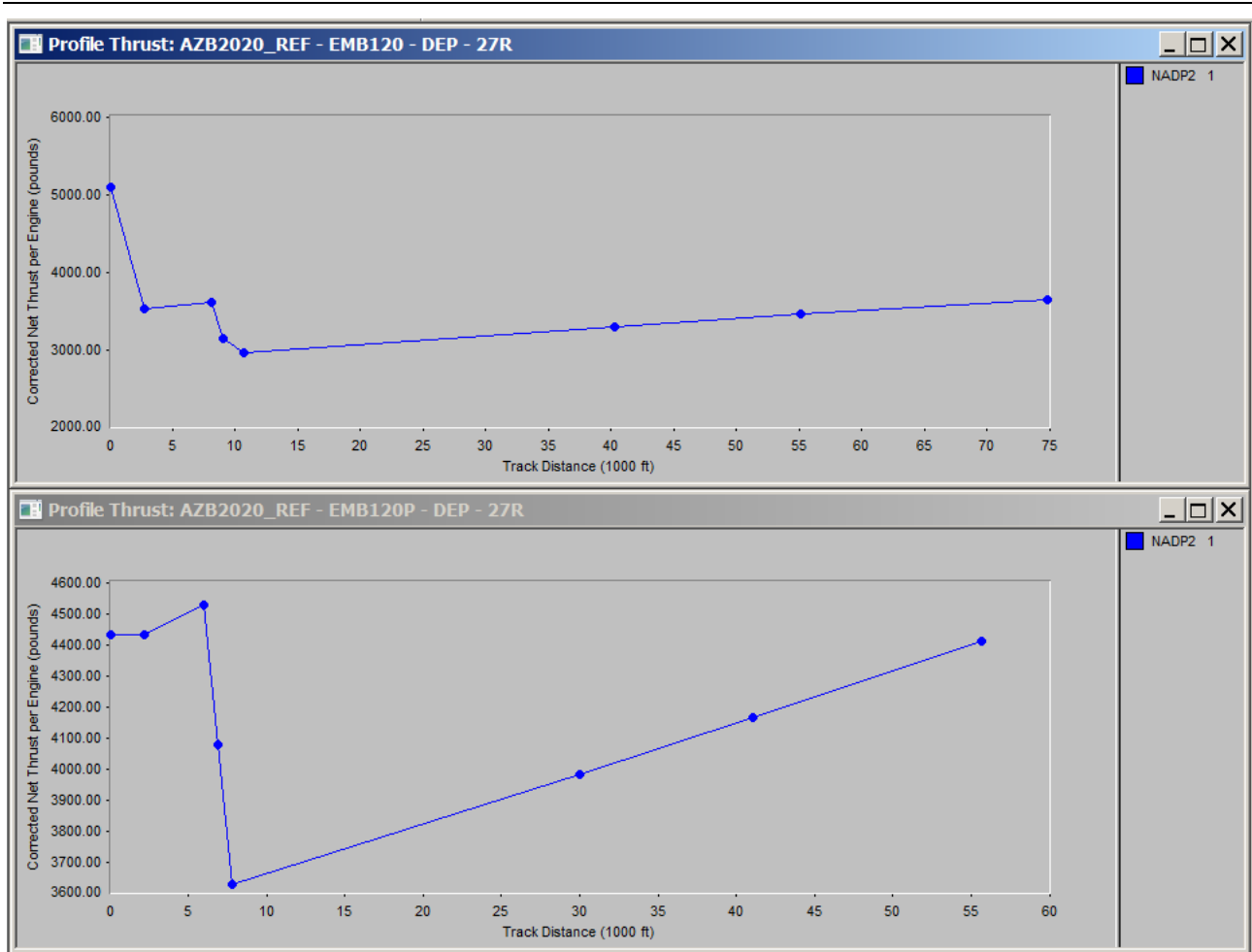
$$\frac{F_n}{\delta} = \frac{326 \cdot \eta \cdot P_P}{V_T \cdot \delta} \quad [\text{lbf}] \quad (10)$$

Für den Startrollvorgang wird die Geschwindigkeit am Abrollpunkt für das Jet-Modell Null gesetzt. Für das Propeller-Modell wird die Geschwindigkeit am Abhebe- und Aufsetzpunkt angesetzt. Der Schub bleibt hier während des Startrollvorgangs also konstant, während er für das Jet-Modell abnimmt (Abbildung 10). Unverständlichlicherweise wird in der ANP für eine Reihe von modernen Turboprop-Flugzeugen (u. a. auch EMB 120 und DHC-8-300) für den Schub das Jet-Modell verwendet. Ist dieser Ansatz für Flugleistungsberechnungen noch akzeptabel, so versagt er beim Mapping auf die NPD-Kurven, da für Propellerflugzeuge die Schallemission im Wesentlichen durch die Propellerdrehzahl bestimmt wird. Die bleibt aber während des Rollvorgangs nahezu konstant.

Das Jet-Modell würde für das in Abbildung 10 oben gezeigte Beispiel der EMB 120 während des Startvorganges eine Abnahme des A-bewerteten Emissionspegels von etwa 12 dB liefern. Dieser hohe Wert resultiert aber vor allem auf der Tatsache, dass die NPD-Kurven für die EMB 120 nur im einem Schubbereich von 2000-3800 lbf definiert sind und dass bei der Startphase hier bei einem starken Gradienten extrapoliert werden musste.

Aus diesem Grunde wurde für die Embraer EMB 120 eine modifizierte Version mit der Kennung EMB120P definiert, der ein Propeller-Schubmodell zu Grunde lag. Für die neu definierte DHC-8-400 wurde von vornherein ein solches angesetzt.

Abbildung 10: Schubverläufe für die EMB 120 auf der Basis von Jet-Koeffizienten (oben) und Propeller-Koeffizienten (unten). Das erste Segment repräsentiert den Startrollvorgang. (Quelle: Screenshot INM 7.0 [3], [21])



### 3.5.8.3 Vergleich mit Herstellerdaten

Die Luftfahrzeughersteller Airbus und Boeing stellen beim Kauf eines Flugzeuges in der Regel Computerprogramme zur Verfügung, mit denen Flugleistungsberechnungen durchgeführt werden. Das von Airbus entwickelte „Windows Performance Engineer’s Program WinPEP“ eignet sich sowohl für Flugleistungsrechnungen als auch für Lärmberechnungen. Das „Boeing Climbout Program BCOP“ beschränkt sich auf Performance-Berechnungen, liefert aber für Lärmberechnungen eine Schnittstelle zum INM.

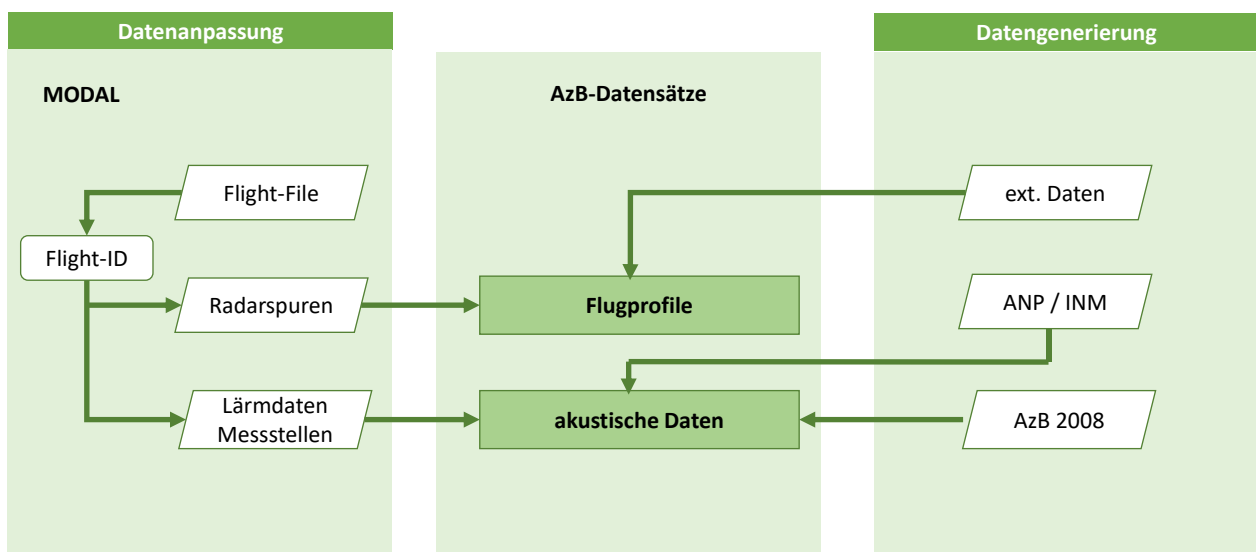
Die Deutsche Lufthansa (DLH) verfügt über beide Programme, wobei allerdings nur Daten für diejenigen Luftfahrzeugmuster verfügbar sind, die die Lufthansa betreibt. WinPEP und BCOP werden u.a. bei dem im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogrammes (LuFo) geförderten Vorhaben EffFlug [40] eingesetzt, an dem Lufthansa und DLR beteiligt sind. Zum Zeitpunkt der Abfassung dieses Berichts vorliegende Zwischenergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung zwischen den mit dem INM berechneten und den mit WinPEP/BCOP ermittelten Abflugprofilen. Das deckt sich mit den im Rahmen des Projekts MODAL gewonnenen Ergebnissen [10].

## 4 Anpassung der Basis-Datensätze

### 4.1 Beschreibung des Workflows

Abbildung 11 zeigt schematisch die Vorgehensweise bei der Anpassung der nach Abschnitt 3.4 erarbeiteten Basis-Datensätze für die neu vorgeschlagenen Luftfahrzeuggruppen. Grundlage bilden die für das LuFo-Projekt „Modelle und Daten zur Entwicklung von aktiven Schallschutzmaßnahmen im Luftverkehr (MODAL)“ [10] von sieben deutschen Flughäfen bereitgestellten Daten.

Abbildung 11: Schematische Vorgehensweise bei der Datenauswertung. Der Prozess der Datengenerierung ist im Abschnitt 3.4, die Datenanpassung auf der Basis der MODAL-Daten ist im Abschnitt 4.2 beschrieben. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Im rechten Teil der Abbildung sind die zur Generierung der Basis-Datensätze verwendeten Programme und Datenquellen gezeigt. In den Bereich „externe Daten“ fallen hier Herstellerdaten, Daten der EASA und der FAA sowie Daten der Airlines. Der linke Teil der Abbildung zeigt die aus dem Projekt MODAL verwendeten Daten. Näheres hierzu findet sich in den folgenden Abschnitten.

Datengenerierung und Datenanpassung sind ein iterativer Prozess: Auf der Basis der generierten AzB-Datensätze werden Immissionsberechnungen durchgeführt und mit den MODAL-Auswertungen verglichen. Dann werden die generierten Daten solange geeignet modifiziert, bis die beim Vergleich der ausgewerteten MODAL-Messdaten mit der Berechnung auftretenden Differenzen minimiert sind.

### 4.2 Auswertung der MODAL-Daten

#### 4.2.1 Erhobene Daten

Wie im Abschnitt 2.1 beschrieben, wurden im Rahmen von MODAL umfangreiche Radar- und Lärmdaten für sieben deutsche Verkehrsflughäfen (siehe Tabelle 1) erhoben. Zielsetzung war es u. a., Verfahren zur Auswertung zu entwickeln, die es ermöglichen, diese Daten so aufzubereiten, dass sie als Grundlage für Fluglärmberechnungsverfahren verwendet werden können.

Die Immissionsdaten stammen von den automatischen Fluglärmüberwachungsanlagen, die nach §19a des Luftverkehrsgesetzes an Flughäfen und Landeplätzen, die dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm unterliegen, einzurichten sind. Die technischen Anforderungen an derartige Systeme sowie die aus ihrem Betrieb zu veröffentlichenden Daten sind in der DIN 45643 [41] festgeschrieben.

Von jedem der beteiligten Flughäfen wurden für die Jahre 2013 und 2014 u. a. folgende Daten geliefert:

- ▶ Flugplandaten
- ▶ Radaraufzeichnungen von Flugwegen
- ▶ gemessene Maximal- und Einzelereignispegelwerte für alle Messstellen
- ▶ unterstützende Informationen zu Messstellen sowie meteorologischen Bedingungen

Neben diesen flughafenspezifischen Informationen wurden noch auf die Inhalte der Luftfahrzeug-Registrierungsdatenbank (RegEV) zugegriffen. Hier sind Informationen über jedes in Deutschland registrierte Flugzeug eingestellt. Ein Teil dieser Informationen (wie z.B. der Triebwerkstyp) waren in den lokalen Flugplandaten nicht enthalten.

Die Auswertung der Daten erfolgte mit den am DLR entwickelten Programmpaketen MODAL\_MP (Aufbereitung und Analyse der Verkehrsdaten und der Lärmmessdaten) [11] und RADARTRACK (Aufbereitung und Analyse der Radaraufzeichnungen) [12].

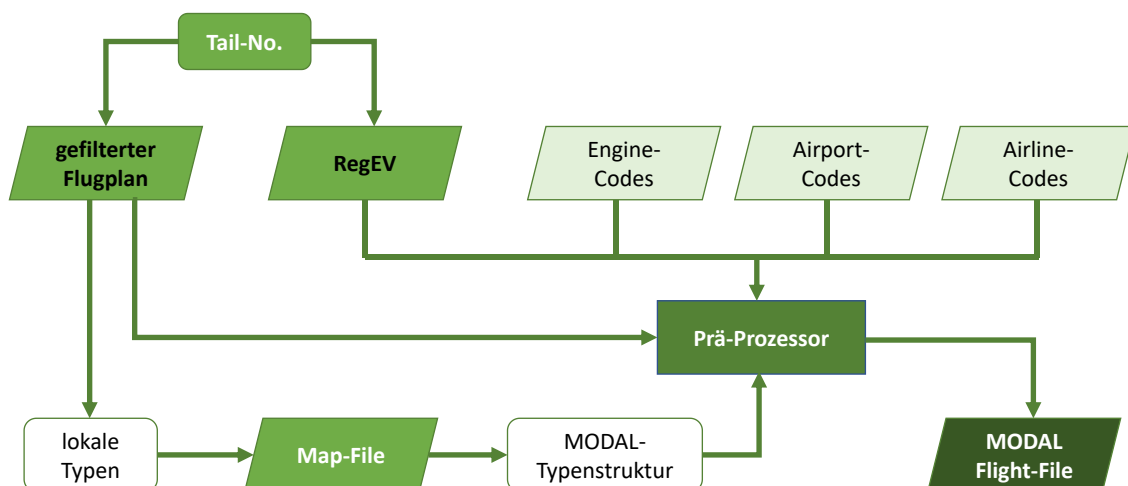
#### 4.2.2 Datennacherhebung

In den Jahren 2013 und 2014 lagen noch keine Daten für Flugzeuge modernster Bauart wie A220, A320neo, A350, B737MAX und Embraer 195-E2 vor. Aus diesem Grund erfolgte im Jahr 2020 eine Nacherhebung, in deren Rahmen von den beteiligten Flughäfen entsprechende Daten aus den Jahren 2018 und 2019 bereitgestellt wurden. Diese Daten wurden durch Messungen vom Flughafen Leipzig/Halle ergänzt, so dass auch Daten zu den Modellen Antonov An-12, An-124 und An-225 sowie Iljushin Il-76 vorlagen. Da Metadaten (Flugpläne, Wetterdaten etc.) und auch detaillierte Radardaten nicht vollumfänglich zur Verfügung standen, erfolgte die akustische Auswertung nicht über das Programm MODAL\_MP.

#### 4.2.3 Aufbereitung der Basis-Informationen

Die zentrale Steuerdatei bei der Auswertung der Daten ist das sog. „Flight-File“, das für jeden Flughafen die im Auswertejahr abgewickelten Bewegungen beschreibt. Es liefert für jede Flugbewegung die für die nachgeschalteten Auswertung mit MODAL\_MP und RADARTRACK notwendigen Informationen.

Abbildung 12: Vorgehensweise bei der Erstellung eines MODAL Flight-Files (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Diese Datei wird, wie in Abbildung 12 dargestellt, aus dem gefilterten Flugplan, Daten aus der RegEV und zusätzlichen Informationen (u. a. ICAO- bzw. IATA-Codes für Triebwerke, Flughäfen und Fluggesellschaften) erstellt. Die Filterung des Originalflugplans umfasst z.B. das Aussortieren von fehlerhaften Datensätzen sowie von Flügen der Allgemeinen Luftfahrt, von Militärflügen sowie von Hubschrauberbewegungen. Jeder Flugbewegung im Flight-File ist eine Kennung („Flight-ID“) zugeordnet, die für den Flughafen eindeutig ist. Die Zuordnung zur RegEV erfolgt über das Luftfahrzeugkennzeichen („Tail-Number“).

Ein wichtiger Schritt bei der Verarbeitung ist die Zuordnung der an den Flughäfen verwendeten internen Typenbezeichnung zu einer standardisierten MODAL-Typenstruktur. Dies erfolgt über Zuordnungslisten, die für jeden Flughafen in einer separaten Datei („Map-File“) abgelegt sind.

Der in Köln/Bonn verwendete lokale Typ „CL90“ für den Bombardier Regionaljet CRJ-900 wird z. B. wie folgt abgebildet:

- ▶ *AzB08-Gruppe*            S5.1
- ▶ *AzB20-Gruppe*            S3\_M050\_TU\_N7
- ▶ *DIN-Familie*                CRJ
- ▶ *MODAL-Version*            CRJ-900
- ▶ *ICAO-ATD*                 CRJ9

Die ersten vier Stufen stellen eine sukzessive Verfeinerung des MODAL-Typenschemas dar. Der ATD (Aircraft Type Designator) ist demgegenüber eine international standardisierte Kennung, die für jedes Luftfahrzeug verfügbar ist.

Die wichtigsten im Flight-File abgespeicherten Parameter sind

- ▶ Flight-ID und Tail-No. als Schlüsselvariable
- ▶ der lokale Typenname und dessen Zuordnung zur MODAL-Typenstruktur
- ▶ die Flugstreckenennung, die neben der Art der Operation (An- oder Abflug) auch Auskunft über die benutzte Start-/Landebahn und Flugstrecke gibt
- ▶ der Triebwerkstyp aus der RegEV und Hilfsdateien mit ICAO-Engine-Codes.
- ▶ An- bzw. Abflugzeit, Fluggesellschaft und IATA-Codes von Destination und Zwischenstopps aus RegEV und Hilfsdateien mit Airport- und Airline-Codes

#### 4.2.4 Aufbereitung der Messwerte von Fluglärm-Überwachungsanlagen

Tabelle 16 zeigt eine Übersicht über die untersuchten Messstellen an den sieben Flughäfen. Die Daten wurden für den Flughafen Frankfurt/Main von der Fraport AG und für die übrigen Flughäfen von der Topsonic Systemhaus GmbH zur Verfügung gestellt. Sie umfassten die Aufzeichnungen der Messstellen sowie die zugeordneten Radarspuren.

Tabelle 16: Übersicht über die untersuchten Messstellen für die Jahre 2013 und 2014

Flughafen	ausgewertete Flüge	Kombinationen aus Messstelle und Messschwelle	auswertbare Messungen
Berlin-Schönefeld	58530	13	294524
Berlin-Tegel	172184	9	506071
Düsseldorf	203760	24	625314

Flughafen	ausgewertete Flüge	Kombinationen aus Messstelle und Messschwelle	auswertbare Messungen
Frankfurt/Main	471675	29	1142194
Hannover	58903	9	103740
Köln/Bonn	111136	30	246894
München	375038	16	889328

Einige der Messstellen wurden zeitabhängig mit unterschiedlichen Messschwellen betrieben (z.T. regelmäßig in Form von abgesenkten Schwellen während der Nacht, z.T. aber auch bedingt durch technische Umstellungen innerhalb des Auswertjahres). Da die Messschwellen als Parameter in die akustische Auswertung eingehen [10], wurden die Rohdaten basierend auf Kombinationen von Messstelle und Messschwelle in separate Dateien aufgeteilt (siehe Tabelle 16). Diese Dateien enthalten u. a. folgende Informationen:

- ▶ Die Flight-ID zur Zuordnung eines Fluges aus dem Flight-File,
- ▶ die MODAL-Version (aus der alle anderen Elemente der MODAL-Typenstruktur abgeleitet werden können),
- ▶ zugehörige MODAL-Route und MODAL-Routengruppe,
- ▶ die A-bewerteten Maximal- und Schalldruckexpositionspegel und der Zeitpunkt der Messung,
- ▶ die Position des Flugzeugs und die atmosphärischen Bedingungen zum Zeitpunkt der Messung
- ▶ sowie zusätzliche Informationen zur Filterung (wie Airline, Destination, Triebwerkstyp).

MODAL-Routen sind die im Flight-File abgelegten Flugstreckenbezeichnungen, die sich aus der Operationskennung (Approach/Departure), der Bahnkennung und der Streckenbezeichnung zusammensetzen: Beispielsweise beschreibt die für Frankfurt definierte MODAL-Route D\_07R\_ANED Abflüge (D) von Startbahn 07R auf der Flugstrecke ANED. Für die Auswertung können solche Routen zu Gruppen zusammengefasst werden. Eine Gruppe umfasst alle Routen, die für die eine bestimmten Messstelle die identischen AzB-Streckenkoordinaten  $\sigma'$  (längs der Flugstrecke ab Startrollpunkt bzw. Landeschwelle gemessene Bogenlänge) und  $\rho$  (seitlicher Abstand zur Strecke) haben. Für die statistische Auswertung hat die Routengruppierung den Vorteil, dass mehr Messungen pro Messstelle eingehen.

Für jede Messstelle kann so eine Auswertung für eine Kombination der Typenparameter (AzB08- und AzB20-Gruppe, DIN-Familie, MODAL-Version, ATD) und Routenparameter (MODAL-Route, MODAL-Routengruppe) erfolgen. Von den zehn möglichen Auswertemodi ist die Kombination „AzB-Gruppe/MODAL-Routengruppe“ die größte. Der Modus „MODAL-Version/MODAL-Route“ gibt die detaillierteste Auswertung.

Für die Auswertung der akustischen Daten an einer Messstation muss neben der Anzahl der gemessenen Ereignisse N1 auch die der relevanten Ereignisse N2 bekannt sein. Die daraus resultierende Erfassungsrates wird benötigt, um die Effekte von unter die Messschwelle gefallen Geräuschen bei der statistischen Auswertung berücksichtigen zu können. Diese Größen werden für die zehn möglichen Kombinationen vorberechnet und in Hilfsdateien („Movement-Files“ und „Measurement-Files“) abgelegt. N1 ergibt sich durch Auszählung der entsprechenden Ereignisse im Noise-Event-File, N2 kann aus dem Flight-File ermittelt werden. Bei der Bestimmung von N2 werden auch die Ausfallzeiten der Messstellen berücksichtigt.

#### 4.2.5 Voranalyse der akustischen Messdaten mit MODAL\_MP

Die Voranalyse der Messstellendaten mit MODAL\_MP umfasst folgende Schritte [11], die jeweils für alle zehn Auswertemodi separat durchgeführt werden:

- ▶ *Analyse der Bewegungs- und Messstatistiken:* Diese Analyse liefert unter anderem Anhaltspunkte für Inkonsistenzen in den Daten.
- ▶ *Splitten der Messstellendateien:* In diesem Schritt werden die Basis-Dateien mit Lärmessdaten unter Berücksichtigung von vorgegebenen Auswerteparametern zerlegt und für die endgültige Messstellen-Auswertung abgespeichert. Auswerteparameter sind eine Mindest Erfassungsrate sowie eine Mindestanzahl von Messungen. Erstere wurde als Standardwert auf 50% gesetzt, um zu gewährleisten, dass das Korrekturverfahren für unvollständig gemessenen Verteilungen [10] belastbare Werte liefert. Als Mindestanzahl von Messungen wurde ein Standardwert von 30 angesetzt.
- ▶ *Basis-Lärmanalyse:* Diese umfasst die Ermittlung von Mittelwerten, Streuungen und Ranges von Maximalpegeln, Expositionspegeln und 10dB-down-time. Für die Pegelgrößen werden arithmetische und energetische Mittelwerte (Intensitätsmittel) berechnet. Außerdem werden korrigierte Mittelwerte und Streuungen auf der Basis des Modells normalverteilter Pegel [10] bestimmt.
- ▶ *Analyse der Maximalpegelverteilungen:* Im Rahmen dieser Analyse werden Maximalpegelverteilungen statistisch ausgewertet (Mittelwerte, Streuung, Perzentile). Unterstützend erfolgen in diesem Schritt auch Analysen der Flughöhenverteilung.

Abbildung 13: Ergebnis der Auswertung einer Maximalpegelverteilung von Abflügen von Flugzeugen eines Typs aus der Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 mit MODAL\_MP (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

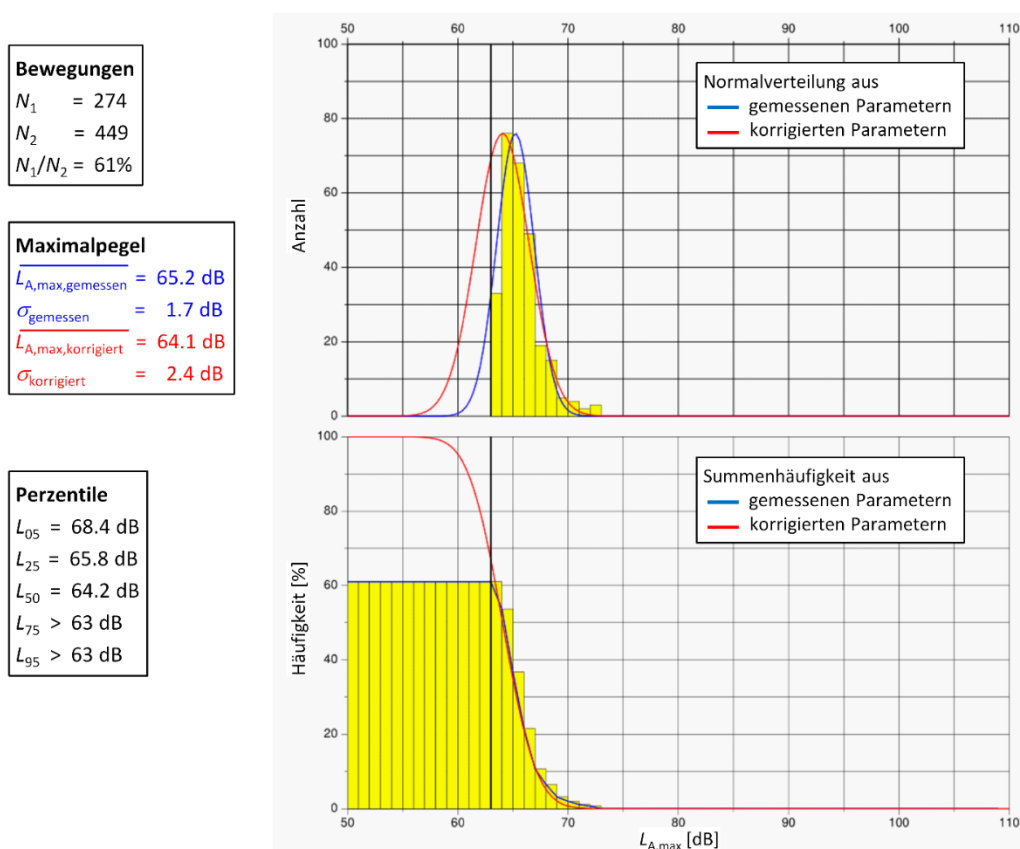




Abbildung 13 zeigt das Ergebnis einer Auswertung einer Maximalpegelverteilung für den Abflug von Flugzeugen eines Typs aus der Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 an einer Messstelle in größerem Abstand vom Flughafen. Im linken Teil des Bildes sind die Auswertegrößen zusammengestellt. Das obere Teildia-gramm zeigt die Pegelhäufigkeitsverteilung, das untere Teilbild die zugehörige Summenhäufigkeitsfunktion.

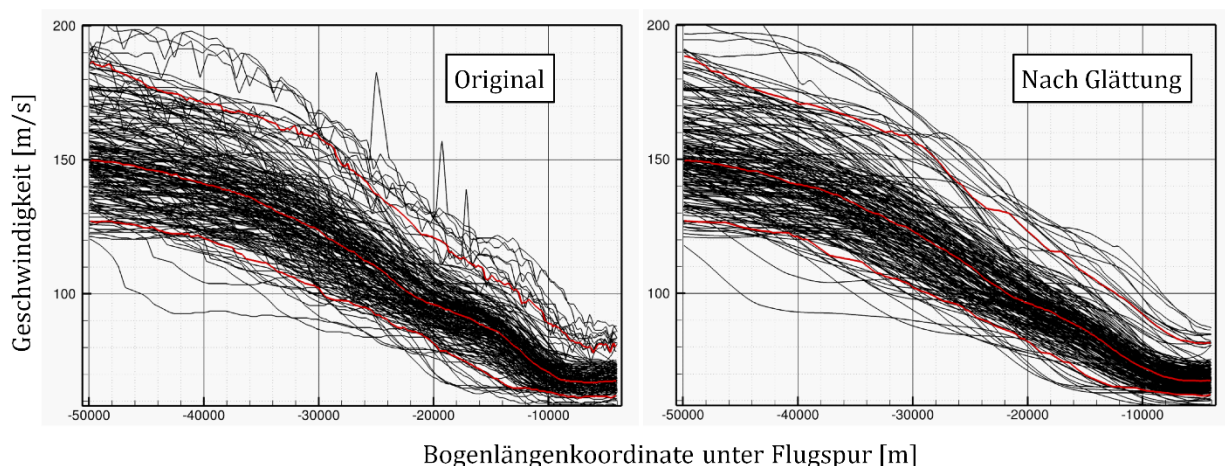
Die Messschwelle lag hier bei 63 dB, von 449 Vorbeiflügen während der Betriebszeit der Messstelle wurden 61% erfasst. Diese Geräusche liefern für die Maximalpegelverteilung einen arithmetischen Mittelwert von 65.2 dB und eine Standardabweichung von 1.7 dB. Die blauen Kurven in den Diagrammen zeigen jeweils die zugehörige Normalverteilung bzw. die sich daraus ergebende Summenhäufigkeit. Korrigiert man die gemessene Verteilung mittels des Modells normalverteilter Pegel auf alle 449 Geräusche, so erhöht sich die Standardabweichung auf 2.4 dB und der arithmetische Mittelwert geht auf 64.1 dB zurück. Die entsprechenden Verteilungsfunktionen sind rot eingetragen.

Die oben beschriebenen vier Schritte werden für jeden Flughafen und jedes Auswertejahr separat durchgeführt. Für jede der 70 Kombinationen von Airport und Auswertemodus fallen pro Auswertejahr etwa 2000 Dateien mit statistischen Analysen an, auf die für weitergehende Auswertungen zurückgegriffen werden kann (siehe Abschnitt 4.4).

#### 4.2.6 Aufbereitung der Radardaten

Die Radardaten wurden über die Firma Topsonic und die Fraport AG in Form von unkorrigierten Rohdaten bereitgestellt. Jede Bahntrajektorie besteht aus einer Punktfolge, der über die Flight-ID ein konkreter Flug aus dem Flight-File zugeordnet werden kann. An jedem Punkt ist eine Zeitkoordinate sowie geografische Länge und Breite, Flughöhe, Geschwindigkeit über Grund und Steig- bzw. Sinkrate zugeordnet (wobei die letzten beiden Größen redundante Informationen darstellen).

Abbildung 14: Glättung von Geschwindigkeitsverläufen mit RADARTRACK: Links Originaldaten, rechts nach Glättung mit gleitendem Mittelwert mit einer Mittelungslänge von 1250 m (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Diese Rohdaten werden mit dem Rechenprogramm RADARTRACK [12] konvertiert. Ziel dieser Aufbereitung ist die Bereitstellung von Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofilen  $V(\sigma)$  und  $H(\sigma)$  bzw.  $V(t)$  und  $H(t)$ , die dann als Basis für eine statistische Analyse herangezogen werden können. Dazu werden folgenden Arbeitsschritte durchgeführt:

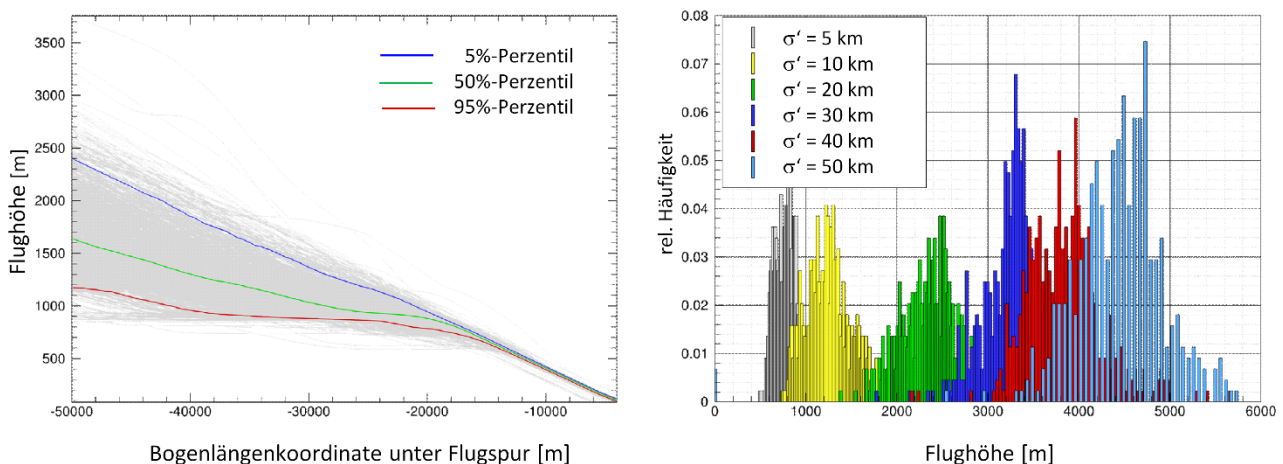
- ▶ Konversion in UTM-Koordinaten
- ▶ barometrische Höhenkorrektur für Punkte oberhalb der Transitionshöhe

- ▶ Korrektur behebbarer Datenfehler und Verwerfen von Datensätzen mit nicht behebbaren Datenfehlern und Erstellen einer Fehlerstatistik
- ▶ Rekonstruktion der Trajektorien im Nahbereich der Start-/Landebahn
- ▶ Glättung der Daten auf der Basis eines gleitenden Mittelwerts (siehe Abbildung 14)
- ▶ Neuberechnung der Trajektorie für feste Schritte  $\Delta\sigma' = 100$  m mit einer Begrenzung auf 500 Punkte

Die neu berechneten Trajektorien werden dann zusammen mit Metainformationen, die insbesondere eine schnellere Verarbeitung der Daten ermöglichen, sowie Statistiken zur Fehlerkorrektur als Basis für Voranalysen abgespeichert.

Anschließend werden die so aufbereiteten Trajektorien einer Reihe von statistischen Auswertungen unterzogen. Darunter fallen vor allem die Ermittlung von mittleren Höhen- und Geschwindigkeitsverläufen (und zugehörigen Perzentilen), die dann zum Vergleich mit den entsprechenden Verläufen für die Basisprofile herangezogen werden können (siehe Abbildung 15 links). Als unterstützende Informationen können die Höhen- bzw. Geschwindigkeitsverteilungen in Schnittebenen an bestimmten Positionen längs der Flugstrecke ausgewiesen werden (siehe Abbildung 15 rechts).

Abbildung 15: Auswertung von Flughöhenprofilen mit RADARTRACK: Perzentile von Flughöhenverläufen (links) und Höhenverteilung an verschiedenen Schnitten längs der Flugbahn (rechts) (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



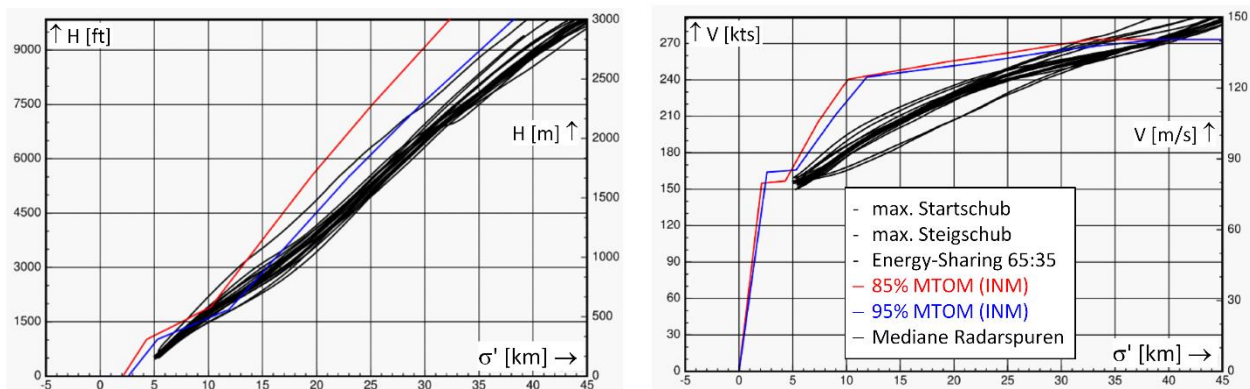
## 4.3 Auswahl der mit dem INM ermittelten Flugprofile

### 4.3.1 Vorgehensweise bei Abflugprofilen

Zur Festlegung der charakteristischen Flugprofile für die einzelnen Luftfahrzeuggruppen wurden mit dem INM prozedurale Profile berechnet. Die daraus resultierenden Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe wurden dann mit den aus den Radardatenanalysen für die sieben Flughäfen erhaltenen Höhen- und Geschwindigkeitsprofilen verglichen.

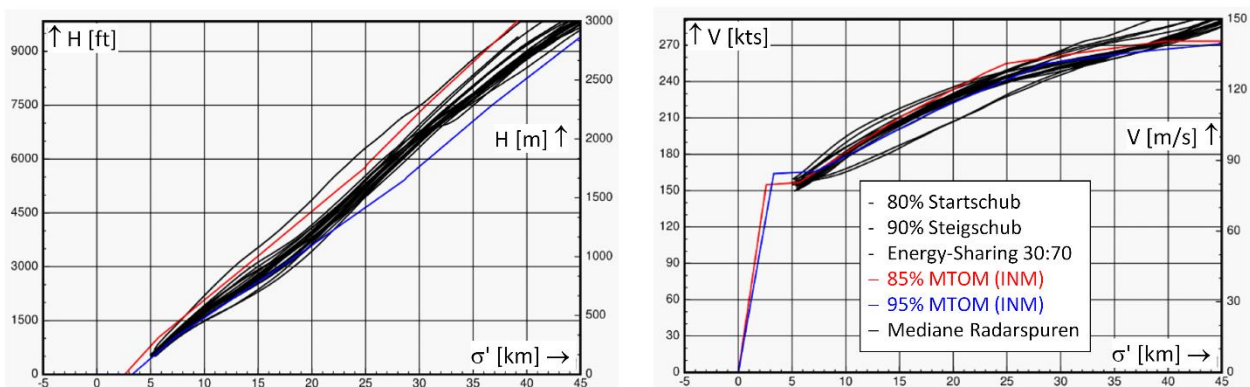
In der ersten Iterationsstufe wurden NADP2-Profile für maximalen Start- und Steig Schub ermittelt. Diese wurden dann mit den gemessenen Radarprofilen verglichen. Abbildung 16 zeigt einen solchen Vergleich der Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofile für Abflüge eines Twin-Aisle Großraumflugzeugs mit Radarprofilen für Höhe und Geschwindigkeit für zwei Abflugmassen. Jede Radarspur repräsentiert den Median der für eine bestimmte Routengruppe am untersuchten Flughafen analysierten Radaraufzeichnungen.

Abbildung 16: Vergleich von mit dem INM berechneten Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofilen für Abflüge eines Twin-Aisle Großraumflugzeugs mit Vollschub mit den Medianen für Höhe und Geschwindigkeit aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Der Vergleich der Geschwindigkeitsprofile zeigt, dass beim angesetzten Verfahren der im Beschleunigungssegment angesetzte Schubanteil von 65% des verfügbaren Schubes für die Beschleunigung zu hoch ist – im realen Betrieb bauen die Flugzeuge deutlich langsamer Geschwindigkeit auf. Daher wurde bei Beschleunigungssegmenten das „Energy-Sharing“ (d.h. die Aufteilung des verfügbaren Schubes auf Beschleunigung und Steigen) zwischen 30%:70% und 70%:30% variiert. Aus dem Vergleich der Höhenprofile kann gefolgert werden, dass auf jeden Fall reduzierter Startschub, möglicherweise auch reduzierter Steigschub verwendet wurde. Auf der Basis dieser Annahmen erfolgte eine Reihe von weiteren Iterationen zur Profildberechnung, bei denen Startschübe von 100%, 90% und 80% sowie Steigschübe von 90% und 80% angesetzt wurden.

Abbildung 17: Vergleich von mit dem INM berechneten Flughöhen- und Geschwindigkeitsprofilen für Abflüge eines Twin-Aisle Großraumflugzeugs mit reduziertem Schub mit den Medianen für Höhe und Geschwindigkeit aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Aus diesem Pool von Profilen wurden dann diejenigen ausgewählt, die am besten<sup>14</sup> zu den Radarauswertungen passten. So lieferte eine Nachberechnung für das in Abbildung 16 gezeigte

<sup>14</sup> „Am besten“ ist in diesem Fall ein qualitatives Kriterium, denn die Beurteilung erfordert Vorwissen. Der Vergleich erfolgte anhand von flughafenspezifischen Radarprofilen, die die Mediane für Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe auf geeignet zusammengefassten Flugroutengruppen darstellten. Zielsetzung war eine möglichst konservative Näherung (also tendenziell eher zu flach bzw. zu langsam). Prinzipiell wäre ein derartiger Abgleich nicht notwendig gewesen (er war bei den ersten beiden Überarbeitungen der AzB-Daten auch gar nicht möglich), da letztendlich eine akustische Anpassung auf der Basis von gemessenen Immissionspegeln erfolgt.

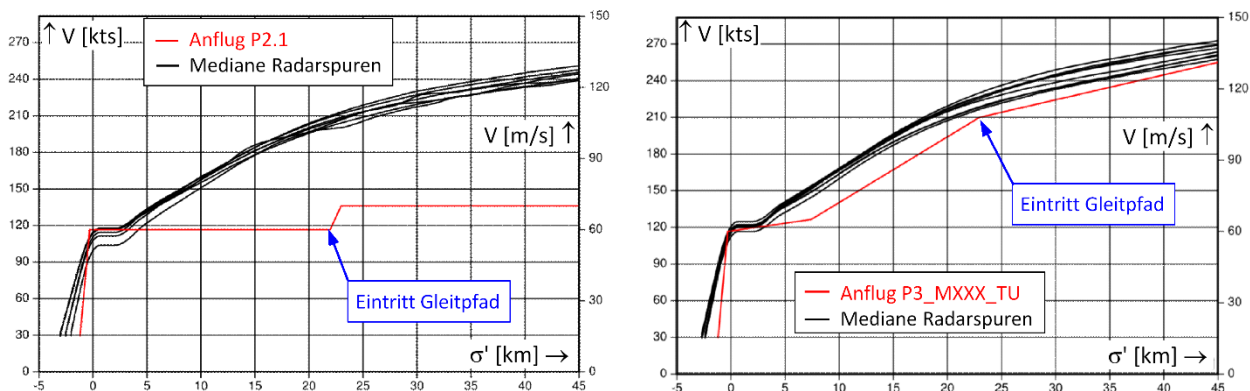
Luftfahrzeugmuster mit einem auf 80% reduzierten Startschub, einem auf 90% reduzierten Steigschub und einem Energy-Sharing von 30:70 eine deutlich verbesserte Anpassung (siehe Abbildung 17).

### 4.3.2 Vorgehensweise bei Anflugprofilen

Bei der Anpassung von Anflugprofilen geht es primär darum, die Verläufe der Fluggeschwindigkeit so korrekt wie möglich zu modellieren – das Höhenprofil ist durch den Gleitpfad in der Regel bis zu einem Abstand von etwa 20 km von der Landeschwelle vorgegeben. Bei den vorgeschlagenen neuen Strahlflugzeuggruppen konnten die Geschwindigkeitsprofile der korrespondierenden AzB-2008-Gruppen weitestgehend übernommen werden - es musste in einigen Fällen lediglich die Endanflug- und Aufsetzgeschwindigkeit angepasst werden.

Die Geschwindigkeitsprofile der Propellerflugzeugklassen der AzB-2008 (P2.1-L und P2.2-L) wiesen allerdings deutliche Unterschiede zu den tatsächlich geflogenen Geschwindigkeitsprofilen (siehe Abbildung 18 links) auf. Diese fielen für die Propellerflugzeuge ähnlich wie für die Strahlflugzeuge aus. Die Annahme der AzB-2008, dass Propellerflugzeuge 1000 m vor Eintritt in den Gleitpfad die Geschwindigkeit auf eine konstante Endanfluggeschwindigkeit reduzieren, ist daher nicht mehr haltbar.

Abbildung 18: Vergleich der Geschwindigkeitsprofile für Propellerflugzeuge mit MTOM > 15 t für die Gruppe P2.1 nach AzB-2008 und für die Gruppe P3\_MXXX\_TU mit den Geschwindigkeitsmedianen aus der Radarauswertung von MODAL-Routengruppen (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



## 4.4 Akustische Anpassung der Basisdatensätze

### 4.4.1 Workflow

Die Flugprofilaten für die neu vorgeschlagenen Datensätze wurden wie in Abschnitt 3.5 beschrieben erstellt und - wie im vorangegangenen Abschnitt dargestellt - angepasst bzw. ausgewählt. Die Oktav-Schalleistungspegel  $L_{W,n}$  (siehe Abschnitt 3.4) wurden für die neu definierten Luftfahrzeuggruppen zunächst aus den Oktavpegeln  $O_n$  der korrespondierenden Gruppe der AzB-2008 errechnet. Die Richtungsfaktoren wurden direkt übernommen. Auf diese Weise war für jede der neu definierten Gruppen ein Basis-Datensatz erstellt, der eine Berechnung der Immissionswerte für die Positionen derjenigen Messstellen ermöglichte, für die Messdaten aus dem Projekt MODAL vorlagen.

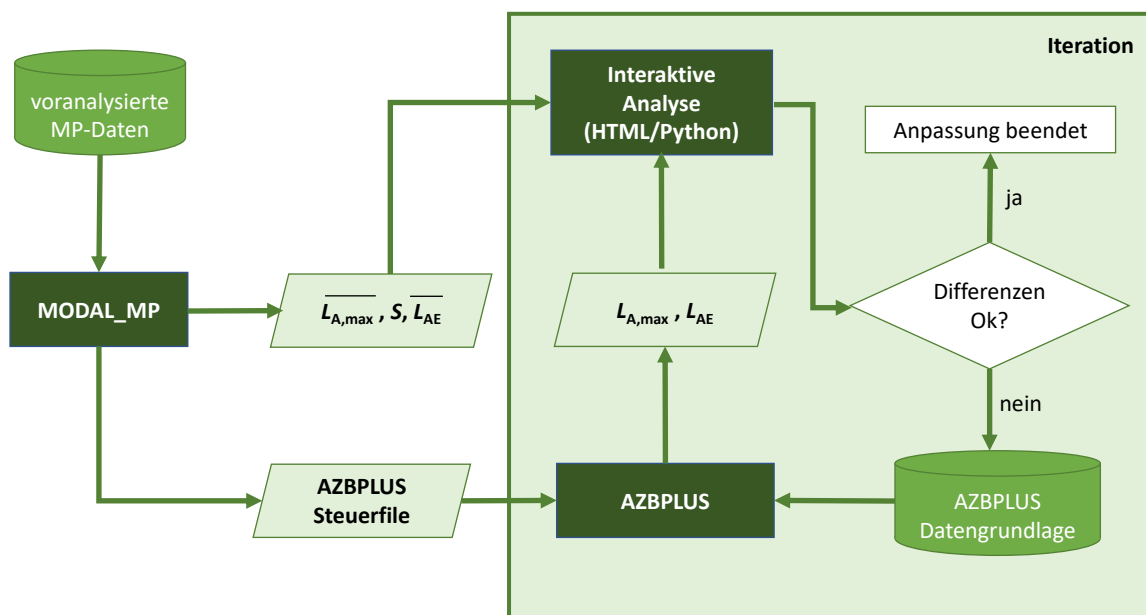
Dazu wurde ein weitestgehend automatisierter Workflow definiert, der aus den folgenden Schritten besteht (siehe Abbildung 19):

- ▶ Zunächst werden mit dem Programm MODAL\_MP für jede Kombination von AzB20-Klasse und Routengruppe alle Messstellen identifiziert, die für die in den untersuchten Jahren an den 7 Flughäfen mindestens 30 Messungen bei einer Erfassungsrate von 50% vorlagen.
- ▶ In einer Vor-Filterung werden dann diejenigen Messstellen ausgesondert, die
  - zu nah am Flughafen liegen (Mindestabstand  $\sigma'_{\min} = 4000$  m für Anflüge bzw. 5000 m für Abflüge),
  - zu weit seitlich der Flugstrecke liegen (Maximalabstand  $\rho_{\max} = 750$  m für Anflüge bzw. 1000 m für Abflüge) oder
  - bei denen der Höhenwinkel zur Flugbahn einen Wert  $\alpha_{\min} = 60^\circ$  unterschreitet.

Die erste Bedingung ist sinnvoll, da erfahrungsgemäß Vergleiche zwischen Messungen und Rechnungen in geringen Abständen vom Startpunkt bzw. von der Landeschwelle nur begrenzt belastbar sind. Zum einen ist bei geringen Flughöhen die Annahme einer Punktschallquelle nicht gewährleistet, zum anderen wirken sich geringe Unterschiede zwischen realen und berechneten Flughöhen bei kleinen Ausbreitungsentfernungen deutlich stärker auf die Unterschiede in den Immissionswerten aus. Durch die Beschränkung von seitlichem Abstand und Höhenwinkel soll gewährleistet sein, dass keine Bodeneffekte bei der Schallausbreitung auftreten (wie es in der DIN 45643 [41] beschrieben ist).

- ▶ Für jede dieser Kombinationen wird dann mit dem Programm MODAL\_MP
  - eine statistische Auswertung der gemessenen Maximal- und Schalldruckexpositionspegel durchgeführt, die die Berechnungen von Mittelwerten und Streuungen beinhaltet sowie
  - eine Steuerdatei für das Programm AZBPLUS erstellt, mit der für die untersuchte Klasse eine Immissionsberechnung mit den neuen Klassendaten für die Koordinaten  $(\sigma', \rho)$  der Messstelle durchgeführt werden kann.
- ▶ Anschließend erfolgt ein Lauf des Programms AZBPLUS, und die damit berechneten Maximal- und Schalldruckexpositionspegel werden zusammen mit den aus den Messungen abgeleiteten Werten über einen Python-Script in einer EXCEL-Tabelle zusammengefasst.

Abbildung 19: Workflow zum Anpassen der akustischen Basisdatensätze (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



#### 4.4.2 Iterative Anpassung von Rechen- und Messwerten

Bis zu diesem Punkt kann der Ablauf automatisiert werden. Für den nachgeschalteten Vergleich der Messwerte mit den Rechenergebnissen trifft das nicht zu, da die Beurteilung der ermittelten Pegeldifferenzen ohne Vorwissen nicht möglich ist. Aus diesem Grund wurde im Rahmen einer am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik betreuten Bachelorarbeit [42] das Analyse-Tool SPAV („Software-Paket zur Auswertung und Visualisierung von gemessenen und berechneten Fluglärmdatei“) erstellt, das den Anforderungen an diese spezielle interaktive Datenanalyse gerecht wird. SPAV liefert hierzu vier Formen von Differenzdarstellungen (arithmetische und energetischen Mittelung jeweils für Maximal- und Schalldruckexpositionspegel). Die Analyse ist ein iterativer Prozess, der so lange durchgeführt wird, bis die Anpassung zufriedenstellend ist (siehe rechte Seite von Abbildung 19).

Sofern die Differenzen zwischen den aus den Messungen gemittelten und den berechneten Pegelwerten zu hoch oder unsystematisch ausfallen, müssen die in der Datengrundlage eingestellten Werte geändert werden:

- ▶ Im einfachsten Fall von systematischen (d. h. messstellenunabhängigen) Differenzen genügt eine Anpassung der akustischen Daten:
  - Sind die systematischen Differenzen für Maximal- und Expositionspegel identisch, so genügt eine Anpassung der Oktavpegelspektren durch Addition der aus der Analyse resultierenden Pegeldifferenz.
  - Fallen die systematischen Differenzen für Expositions- und Maximalpegel bei gleicher Mittelungsart unterschiedlich aus, so ist ggf. zusätzlich noch eine Anpassung der Richtungsfaktoren notwendig. Hier wurde zusätzlich zu den Standard-Richtungsfaktoren ( $\{0,0,0\}$ ,  $\{0,-2,0\}$  und  $\{1,-1,1\}$ ) noch ein schwacher Dipol  $\{0,-1,0\}$  eingeführt, der bei einigen Luftfahrzeugklassen bessere Anpassungen lieferte als ein Monopol  $\{0,0,0\}$  oder ein starker Dipol  $\{0,-2,0\}$ .
- ▶ Sind die ermittelten Differenzen nicht systematisch, so modifiziert man die Flugleistungsdaten. Das läuft auf eine Korrektur der Zusatzpegel hinaus, da Höhen- und Geschwindigkeitsverläufe ja schon beim Vergleich mit den Radardaten angepasst wurden.

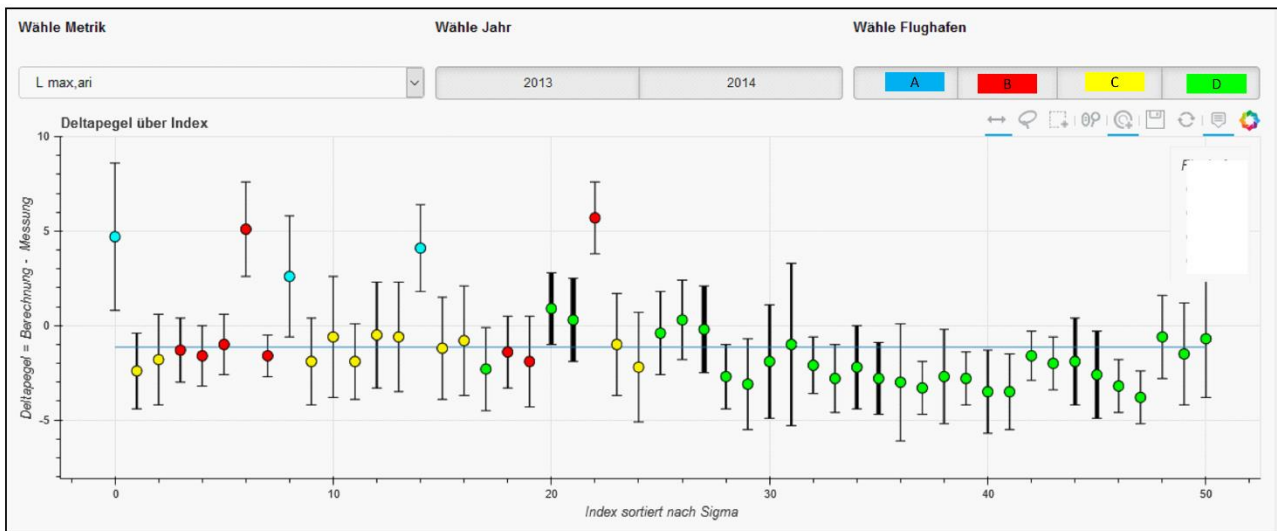
Mit dieser Art der Anpassung konterkariert man natürlich die Flugphysik, weil Höhen- und Geschwindigkeitsprofile von der Triebwerksleistung und damit vom Zusatzpegel abhängen. Es ist aber zu berücksichtigen, dass die realen Profile einer Luftfahrzeuggruppe in der Regel aus unterschiedlichen Typen, unterschiedlichen Flugverfahren und auch unterschiedlichen lokalen Randbedingungen (wie Höhen- und Geschwindigkeitsvorgaben durch die Flugsicherung, Anwendung von Intersection-Starts, Bahnlängen etc.) resultieren.

Letztendlich geht man also von einem Flugprofil für ein reales Flugzeug aus und modifiziert dieses soweit, dass das Resultat einem hybriden Modell entspricht, welches den gemessenen Immissionswerten an deutschen Flughäfen gerecht wird. Diese Vorgehensweise weicht von derjenigen bei der Ableitung der Daten für die AzB-2008 ab. Dort wurden explizite Referenzprofile verwendet (z.B. für die Gruppe S6.1 ein A300-600 mit 165 t MTOM). Allerdings standen seinerzeit noch nicht so detaillierte und umfangreiche Messdaten und keine Radardaten zur Verfügung.

Abbildung 20 zeigt einen Screenshot einer Anpassung von Messdaten mit der SPAV-Software. Die Messstellen sind sortiert nach der Bogenlänge  $\sigma'$ , die horizontale Achse ist aber nicht nach  $\sigma'$  skaliert. Das erhöht die Übersichtlichkeit und erleichtert die Anonymisierung der Daten für Veröffentlichungszwecke. Je dicker die Fehlerbalken für die einfache Standardabweichung gezeichnet sind, umso höher ist die Anzahl der Messungen, die in die Auswertung eingingen. Für jeden Punkt lassen sich detailliertere Informationen mit der Maus abrufen. Darüber hinaus kann man für jeden Punkt eine Maximalpegelauswertung wie in Abbildung 13 sowie eine Radarauswertungen für Höhe und Geschwindigkeit wie in Abbildung 17 abrufen. Mit diesen Möglichkeiten kann man die Eigenschaften von Ausreißern schnell und detailliert analysieren und sie ggf. aus dem Mittelungsprozess herausnehmen.

Eine derartige interaktive Datenanalyse, die durch Vorwissen (wie Lage der Messstelle, Besonderheiten der lokalen Flugbetriebssituation) gestützt wird, ist im Grunde die einzige Möglichkeit, eine sachgerechte Anpassung der Datensätze an die gemessenen Immissionswerte vorzunehmen. Eine statistische Analyse mit Hilfe multivariater Verfahren ist hier nicht angebracht, da grundlegende Parameter für die zu analysierenden An- und Abflüge entweder nicht verfügbar sind (wie z.B. Triebwerksleistung) oder nur sehr ungenau geschätzt werden können (wie z.B. Luftfahrzeugmasse aus der Missionslänge oder Art des verwendeten Flugverfahrens aus den Radarspuren).

Abbildung 20: Screenshot einer Auswertung mit SPAV. Aufgetragen ist das Ergebnis eines Iterationsschritts als Differenz im arithmetisch gemittelten AS-bewerteten Maximalschalldruckpegel zwischen Rechnung und Messung für Messstellen an vier Flughäfen. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Wie bei den ersten Überarbeitungen der AzB-Datensätze wurde bei der Anpassung konservativ vorgegangen, so dass die Immissionsdaten tendenziell überschätzt werden sollten. Dazu wurde wie folgt vorgegangen:

- ▶ Die Anpassung erfolgte primär auf der Basis der energetisch gemittelten Schalldruckexpositionspegeln, da diese die Grundlage für Dauerschallpegel bilden.
- ▶ Die für die Berechnung von NAT-Kriterien und Aufwachreaktionen benötigten arithmetisch gemittelten Maximalpegel fallen dadurch tendenziell zu hoch aus. Das könnte im Prinzip formal durch eine Korrektur auf der Basis der klassenspezifischen Standardabweichung  $Q_\sigma$  berücksichtigt werden, die für Normalverteilungen mit Mittelwert  $L_0$  und energetischem Mittelwert  $L_{0,energ}$  die Form

$$L_{0,energ} - L_0 = \frac{Q_\sigma^2 \cdot \ln 10}{20} \quad (11)$$

hat. Für typische Standardabweichungen von 2 bzw. 3 dB ergeben sich hieraus Korrekturwerte von 0.5 bzw. 1 dB. Das deckt sich tendenziell mit den in Tabelle 18 und Tabelle 19 ausgewiesenen Differenzen zwischen Messung und Rechnung. Im Rahmen eines konservativen Ansatzes bei der Immissionsberechnung sollte von einer derartigen Korrektur aber abgesehen werden.

- ▶ Bei der Anpassung wurde Wert daraufgelegt, dass die Messungen in größeren Abständen vom Flughafen (im Bereich von etwa 10 km) gut repräsentiert wurden. Dabei wurde so angepasst, dass die  $L_{pAE}$ -Werte um 0.5 bis 1.0 dB überschätzt wurden.

- Informationen über aktuelle Abflugmassen der Luftfahrzeuge waren in den MODAL-Daten nicht enthalten. Eine automatisierte Trennung der Messdaten nach Auslastung war Grundlage der vorhandenen Metadaten ebenfalls nicht möglich. Sofern für eine Gruppe beim Start zwei Auslastungsstufen definiert wurden, erfolgte die Anpassung daher an der höheren Auslastung B, da diese in der Regel die charakteristischere ist. Für die Auslastung A erfolgte dann eine Adaption der angepassten Werte für Oktavpegel, Richtungsfaktoren und Zusatzpegel.

## 4.5 Vergleiche zwischen neuen Lfz-Daten und Lfz-Daten der AzB-2008

### 4.5.1 Besonderheiten bei der akustischen Anpassung

Für einige der neu definierten Luftfahrzeuggruppen standen für eine Anpassung der Daten nicht genug gemessene Daten zur Verfügung. Hier musste auf Ähnlichkeitsbetrachtungen zurückgegriffen werden.

#### Gruppe S3\_M050\_TU\_NX

In diese Gruppe fällt zurzeit nur die Embraer 175-E2. Die für 2020 geplante Indienststellung dieses Luftfahrzeugmusters wird sich aufgrund der Corona-Pandemie bis ins Jahr 2023 verzögern. Für den flugbetrieblichen Datensatz dieser Gruppe wurde die Embraer 175 herangezogen. Eine akustische Anpassung erfolgte auf der Basis einer Differenzbetrachtung zwischen den Immissionswerten für die Embraer 195 und die Embraer 195-E2. Allerdings beschränkten sich die für Letztere vorhandenen Messungen auf weniger als 100 Flugbewegungen am Flughafen Berlin-Tegel. Die Auswertungen zeigen, dass die E2-Version beim Start um ca. 4 dB geringere und bei der Landung vergleichbare Emissionspegel als die konventionelle Embraer 190/195 aufweist. Entsprechend wurden für die 175-E2 zunächst akustischen Daten für die Embraer 175 angepasst und dann die Start-Emissionspegel um 4 dB abgesenkt.

#### Gruppe S3\_MXXX\_TU\_N7

In diese Gruppe fällt nur die 6-motorige Antonov 225, von der nur ein Exemplar in Betrieb ist. Für dieses Muster konnten nur eine geringe Anzahl von Messungen am Flughafen Leipzig/Halle ausgewertet werden. Hier wurde eine Vergleichsbetrachtung zur Gruppe S3\_M500\_T4\_N7 durchgeführt, in die am Flughafen Leipzig die Muster B747-400 und Antonov 124 fallen. Auf Basis dieses Vergleiches wurden die Daten dieser Gruppe übernommen, wobei die Oktavspektren für Start und Landung um jeweils 5 dB erhöht wurden.

### 4.5.2 Vergleich der klassenspezifischen Streuungen $Q_{\sigma}$

In der AzB-2008 wird für alle zivilen Luftfahrzeugklassen eine klassenspezifische Streuung  $Q_{\sigma}$  von 3 dB angesetzt. Dieser vereinheitlichte Wert wurde seinerzeit gewählt, weil die verfügbare Datengrundlage nicht ausreichte, um diese Streuung klassenspezifisch zu definieren.

Der Umfang der im Projekt MODAL bereitgestellten Daten war allerdings ausreichend, um die Werte für  $Q_{\sigma}$  klassenspezifisch festzulegen (siehe Abbildung 13). Tabelle 17 zeigt eine Übersicht über die aus einer entsprechenden Auswertung resultierenden Streuungen für die alten und die neuen Luftfahrzeugklassen. Die Werte repräsentieren einen arithmetischen Mittelwert über die an den unterschiedlichen Messstationen ausgewerteten Daten. Da diese einer gewissen Streuung unterliegen, sind die Werte für  $Q_{\sigma}$  auf 0.5 dB gerundet.



Tabelle 17: Vergleich der klassenspezifische Streuungen  $Q_{\sigma}$  zwischen den neuen Lfz-Klassen und den Lfz-Klassen der AzB-2008

neue Lfz-Gruppe	$Q_{\sigma}$ (Abflug) [dB]	$Q_{\sigma}$ (Anflug) [dB]	Lfz-Gruppe AzB-2008	$Q_{\sigma}$ (Abflug) [dB]	$Q_{\sigma}$ (Anflug) [dB]
P0_MXXX_TU	2.5	2.5	P2.2	2.5	2.5
P3_M015_TU	2.5	2.5	P2.1	3.5	2.5
P3_MXXX_TU	2.5	2.0	P2.1	3.5	2.7
S3_M020_TU_NU	3.5	3.0	S5.1	3.5	2.5
S3_M050_TU_N7	3.0	2.5	S5.1	3.5	2.5
S3_M070_TU_N7	2.0	2.0	S5.2	2.5	2.0
S3_M070_TU_NX	2.0	2.5	S5.2 <sup>(1)</sup>		
S3_M100_TU_N2	2.5	2.5	S5.3	2.5	2.5
S3_M130_T2_N7	2.5	2.0	S5.2	2.5	2.0
S3_M130_T2_NX	2.0	1.5	S5.2 <sup>(1)</sup>		
S3_M220_T2_N7	3.0	2.0	S6.1	3.0	2.5
S3_M220_T4_N7	3.5	3.5	S6.2	3.0	2.0
S3_M320_T2_N7	2.0	2.0	S6.1	3.0	2.5
S3_M320_T2_NX	1.5	2.0	S6.1	3.0	2.5
S3_M320_T3_N7	3.0	2.0	S6.2	3.0	2.0
S3_M320_T4_N7	2.0	1.5	S6.3	2.5	1.5
S3_M500_T2_NX	2.0	2.0	S6.1	3.0	2.5
S3_M500_T4_N7	2.5	2.0	S7	2.0	2.0
S3_M500_T4_NX	2.5	1.5	S6.3	2.5	1.5
S3_MXXX_T4_NX	2.0	1.5	S8	2.0	1.5

(1) In die Auswertung der Gruppe S5.2 gingen die neueren Luftfahrzeugmuster aus S3\_M070\_TU\_NX und S3\_M130\_TU\_NX nicht ein.

Tendenziell fallen die Streuungen für die neue Gruppierung geringer aus als die Streuungen für die derzeitigen AzB-Gruppen. Die höchsten Werte zeigen sich für die Strahlflugzeuge unter 50 t sowie die Gruppe S3\_M220\_T4\_N7, die durch die Il-76 repräsentiert wird. Bei den Flugzeugen unter 50 t erklärt sich die Streuung durch die hohe Anzahl unterschiedlicher Flugzeugmuster (insgesamt 65, von denen 39 unter 20 t lagen). Für die Il-76 lagen nur wenige Messungen vor.

#### 4.5.3 Vergleiche mit Messungen der Fluglärmüberwachungsanlagen

Bei jeder Überarbeitung wurden die Datensätze der AzB so ausgelegt, dass die damit durchgeführten Immissionsberechnungen die gemessene Belastung überschätzen. Damit sollten die Auswirkung eventueller Änderungen im Flugbetrieb (wie Zunahmen in den charakteristischen Abflugmassen, Einführung neuer Lfz-Varianten oder Änderung von Flugverfahren) abgefangen werden. Dieses Konzept ist insofern sinnvoll, als die AzB-2008 auf einen Prognosehorizont von zehn Jahren ausgelegt ist.

Zunächst wurde überprüft, ob die AzB-2008 dieser Anforderung noch gerecht wird. Dazu wurden die MODAL-Messdaten aus den Jahren 2013 und 2014 mit Berechnungen nach AzB-2008 verglichen und

lokale Pegeldifferenzen  $\Delta L_{RM} = L_{\text{berechnet}} - L_{\text{gemessen}}$  für alle Messstellen an den untersuchten Flughäfen gebildet. Diese wurden dann ungewichtet zu einem Wert  $\overline{\Delta L_{RM}}$  arithmetisch gemittelt (in Abbildung 20 ist dieser resultierende Mittelwert durch eine blaue Linie dargestellt). Anschließend wurde der entsprechende Vergleich für die neuen Luftfahrzeugklassen durchgeführt. Hier wurden auch die Messungen aus den Nacherhebungen integriert. Sofern für eine Gruppe zwei Auslastungsstufen definiert sind, wird nur die höhere in den Tabellen ausgewiesen, da die Anpassungen an die Messdaten für diese Auslastung erfolgten.

Die im Folgenden gezeigten Tabellen fassen die im Anhangband 1 enthaltenen Tabellen zum Vergleich zwischen Messung und Rechnung zusammen. Im Anhangband 1 sind zusätzlich noch die aus der Analyse resultierenden Standardabweichungen angegeben.

### Vergleich mit den Klassen der AzB-2008

Tabelle 18 zeigt die Ergebnisse des Vergleiches mit den Klassen der AzB-2008. Ausgewiesen sind die arithmetischen Mittelwerte  $\overline{\Delta L_{pAS,max, RM}}$  der Differenzen für den AS-bewerteten Maximalschalldruckpegel und  $\overline{\Delta L_{pAE, RM}}$  der Differenzen für den A-bewerteten Schalldruckexpositionspegel.

Tabelle 18: Arithmetisch gemittelte Pegeldifferenzen  $\overline{\Delta L_{RM}}$  zwischen Rechnung und Messung für die Lfz-Klassen der AzB-2008 für alle Messstellen in den Jahren 2013 und 2014

Lfz-Klasse Abflug	$\overline{\Delta L_{pAS,max, RM}}$ [dB]	$\overline{\Delta L_{pAE, RM}}$ [dB]	Lfz-Klasse Anflug	$\overline{\Delta L_{pAS,max, RM}}$ [dB]	$\overline{\Delta L_{pAE, RM}}$ [dB]
P2.1-S	4.7	3.3	P2.1 -L	2.7	1.1
P2.2-S	-0.7	-0.8	P2.2 -L	-7.2	-7.6
S5.1-S	2.2	0.3	S5.1 -L	0.1	1.3
S5.2-S	1.7	0.6	S5.2 -L	-0.2	0.5
S5.3-S	1.6	-0.2	S5.3 -L	-0.8	0.3
S6.1-S	-1.0	-2.2	S6.1 -L	-0.5	0.2
S6.2-SB	-0.7	-1.3	S6.2 -L	-0.5	0.3
S6.3-S	1.6	0.0	S6.3 -L	-2.1	-1.4
S7-SB	1.7	0.8	S7 -L	-0.7	0.3
S8-SB	4.8	3.7	S8 -L	0.9	1.2

Die Resultate zeigen, dass eine Überarbeitung der AzB-Daten aus dem Jahr 2008 notwendig ist. Das ist naheliegend, denn die Daten entsprechen im Wesentlichen denjenigen, die im Jahre 1999 durch das UBA auf Basis eines Vorschlags einer ADV-Arbeitsgruppe von 1996 veröffentlicht wurden [5]. Seitdem haben sich aber umfassende Änderungen im Luftverkehr ergeben.

Bis etwa 2015 konnte der Luftverkehr durch die AzB-2008 noch relativ belastbar modelliert werden, weil die dominierenden Luftfahrzeuggruppen S5.2 und S7 noch gut abgebildet wurden. Unzureichend ist die Beschreibung der Propellerflugzeuge und der Gruppe S8, die allerdings nur lokal (LEJ, FRA) lärmsignifikant sind. Die Abweichungen im  $L_{pAE}$  fallen bei der Gruppe S6.1 beim Start hoch aus, obwohl in diesen Jahren schon die B787 verkehrte. Dies ist ein Indiz dafür, dass die Gruppe sich deutlich anders zusammensetzt als in den 90ern und aufgeteilt werden muss. Bei der Landung fällt die Gruppe S6.3 aus dem Rahmen. Das erklärt sich durch die Einführung der schweren Varianten des A340, die aufgrund der höheren Masse beim Anflug deutlich lauter ausfallen als der Referenztyp A340-200.

### Vergleich mit den neuen Luftfahrzeugklassen

In die Auswertung für 2008 gingen die neuen, leiseren Baureihen A220, A320neo, B737-MAX und Embraer195-E2 (S5.2) sowie A350 (S6.1) nicht ein, da diese Daten aufgrund der späten Nacherhebung und des damit verbundenen geringen Umfangs an Metadaten nicht direkt in den im Projekt MODAL entwickelten Auswerteformalismus implementiert werden konnten. Diese Daten wurden aber in der entsprechenden Analyse für die neu vorgeschlagenen Luftfahrzeugklassen verwendet. Die Ergebnisse sind in Tabelle 19 zusammengestellt.

Die bei der Anpassung angestrebte Überschätzung der A-bewerteten Schalldruckexpositionspegel in der Größenordnung von 1 dB für größere Abstände vom Flughafen wurde im Wesentlichen erreicht. Sofern die in der Tabelle ausgewiesenen Differenzpegel geringer oder höher ausfallen, so ist dies der Tatsache geschuldet, dass die Höhe dieser Differenzen aufgrund der verschiedenen Kombinationen von Messstelle und Flughafen für unterschiedliche Abstände vom Flughafen variieren kann.

Tabelle 19: Arithmetisch gemittelte Pegeldifferenzen  $\Delta L_{RM}$  zwischen Rechnung und Messung für die neuen Lfz-Klassen für alle Messstellen in allen Untersuchungsjahren

Lfz-Klasse Abflug	$\Delta L_{pAS,max,RM}$ [dB]	$\Delta L_{pAE,RM}$ [dB]	Lfz-Klasse Anflug	$\Delta L_{pAS,max,RM}$ [dB]	$\Delta L_{pAE,RM}$ [dB]
P0_MXXX_TU-S	1.4	1.4	P0_MXXX_TU-L	0.6	0.5
P3_M015_TU-S	0.7	0.8	P3_M015_TU-L	0.6	0.9
P3_MXXX_TU-S	1.5	1.0	P3_MXXX_TU-L	1.6	1.0
S3_M020_TU_NU-S	1.1	0.8	S3_M020_TU_NU-L	0.9	0.7
S3_M050_TU_N7-S	1.8	0.5	S3_M050_TU_N7-L	1.2	0.7
S3_M070_TU_N7-S	1.1	0.8	S3_M070_TU_N7-L	0.6	0.7
S3_M070_TU_NX-S	1.2	0.8	S3_M070_TU_NX-L	0.5	0.9
S3_M100_TU_N2-S	1.7	0.7	S3_M100_TU_N2-L	0.9	0.4
S3_M130_T2_N7-SB	1.4	0.7	S3_M130_T2_N7-L	1.4	0.7
S3_M130_T2_NX-SB	1.3	1.1	S3_M130_T2_NX-L	0.9	0.5
S3_M220_T2_N7-SB	2.2	1.1	S3_M220_T2_N7-L	1.0	0.3
S3_M220_T4_N7-S	1.4	1.6	S3_M220_T4_N7-L	1.6	0.9
S3_M320_T2_N7-SB	1.6	0.5	S3_M320_T2_N7-L	1.1	0.5
S3_M320_T2_NX-SB	1.6	0.7	S3_M320_T2_NX-L	0.4	0.9
S3_M320_T3_N7-SB	1.2	0.4	S3_M320_T3_N7-L	0.7	1.4
S3_M320_T4_N7-SB	1.4	0.7	S3_M320_T4_N7-L	1.1	0.6
S3_M500_T2_NX-SB	1.6	0.5	S3_M500_T2_NX-L	0.6	0.9
S3_M500_T4_N7-SB	1.6	0.6	S3_M500_T4_N7-L	0.2	0.8
S3_M500_T4_NX-SB	2.7	1.5	S3_M500_T4_NX-L	0.3	1.2
S3_MXXX_T4_NX-SB	2.6	1.3	S3_MXXX_T4_NX-L	0.3	0.8

#### 4.5.4 Footprint-Berechnungen und kombinierte Pegeldifferenz-Darstellungen

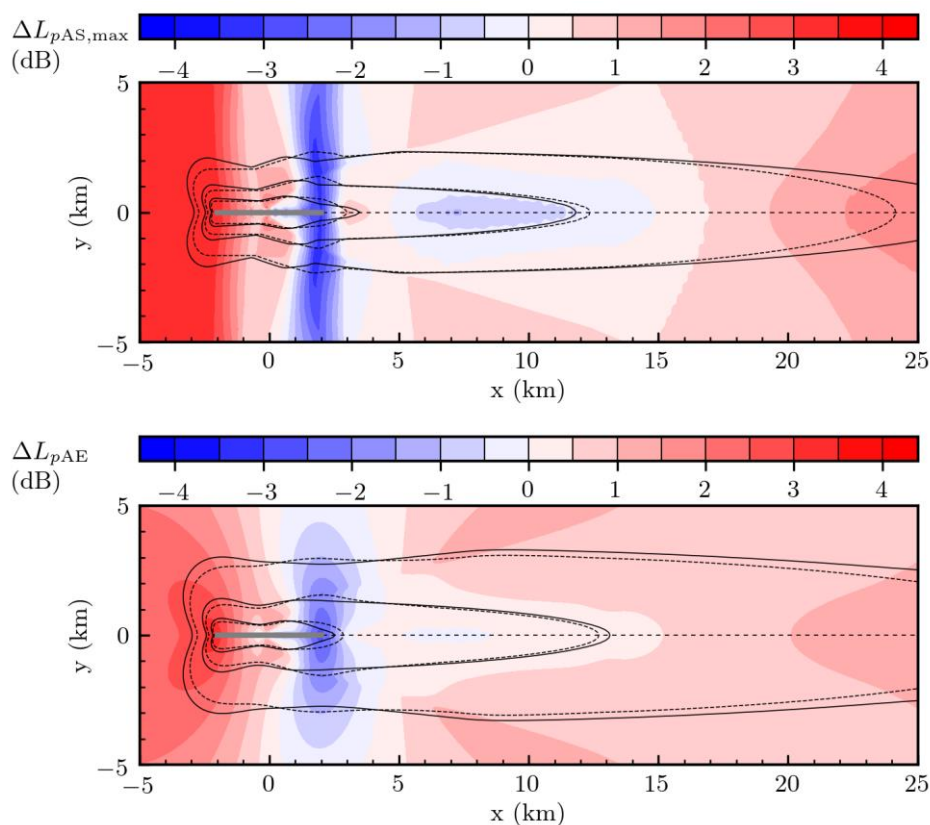
Nach Festlegung der neuen Luftfahrzeuggruppen erfolgten Vergleichsberechnungen zwischen den neuen und den alten Klassendaten auf der Basis von Footprints. Unter Footprint wird im Folgenden

ein Satz von Konturen des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels bzw. des A-bewerteten Schall-druckexpositionspegels für einen einzelnen An- oder Abflug verstanden.

Die Ergebnisse sind im Anhangband 1 in Form von kombinierten Pegeldifferenz-Darstellungen ange-geben. Abbildung 21 zeigt ein Beispiel für eine solche Darstellung.

Diese Darstellung einer Kombination aus Kontur- und Pegeldifferenz-Plot wird im vorliegenden Be-richt umfänglich bei Vergleichen verwendet, weil sie gewisse Vorteile hat: Grafische Vergleichsdarstel-lungen auf der Basis von Konturen reduzieren den Vergleich auf eine qualitative Aussage – allerdings mit Bezug auf eine absolute Angabe zur Immission („größer als 65 dB“ oder „zwischen 65 und 70 dB“). Flächige Pegeldifferenz-Darstellungen quantifizieren zwar eine lokale Differenz, sind aber nicht ein-fach zu interpretieren, weil ein Bezugswert fehlt („ist 3 dB größer als“). Der Betrachtende kann also nur schwer entscheiden, für welche Bereiche der Darstellung die Differenzen unter praktischen Aspek-ten (wie z. B. für die Auslegung von baulichen Schallschutzmaßnahmen) sinnvoll zu interpretieren sind. Die zusätzliche Ausweisung von Konturen liefert derartige Informationen und begrenzt in der Regel das Gebiet, in dem die Analyse von Differenzen durchgeführt werden sollte.

Abbildung 21: Footprint-Vergleich für die Klassen S5.2 (gestrichelt) und S3\_M130\_T7-SB (durchgezo-gen). Dargestellt sind Konturen  $L_{pAS,max} = 60, 70, 80$  dB und  $L_{pAE} = 70, 80, 90$  dB. Farbige hinterlegt sind die Pegeldifferenzen  $\Delta L = L_{neu} - L_{2008}$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



#### 4.5.5 Ergebnisse der Footprint-Vergleiche

Eine Übersicht über die von den Footprints umschlossenen Flächen sowie daraus resultierende Flä-chenvergleiche sind im Tabellenteil des Anhangbandes 1 ausgewiesen. Aus den in diesen Tabellen aus-gewiesenen Flächenverhältnissen  $\%F_{AE}$  für Konturen des A-bewerteten Schalldruckexpositionspegels kann man äquivalente Pegeldifferenzen  $\Delta L_{F,AE}$  ermitteln, die wie folgt definiert sind:

$$\%F_{AE} = 100 \cdot \frac{F_{\text{Kontur,Klasse neu}}}{F_{\text{Kontur,Klasse 2008}}} \quad \text{und} \quad \Delta L_{F,AE} = \frac{1}{\lg(1.2)} \cdot \lg \left( \frac{F_{\text{Kontur,Klasse neu}}}{F_{\text{Kontur,Klasse 2008}}} \right) \quad (12)$$

Diese äquivalenten Pegeldifferenzen basieren auf der für Dauerschallpegel bekannten Näherung, dass eine Pegeländerung von 1 dB einer Änderung der Konturfläche um etwa 20% entspricht [43]. Diese Werte werden dementsprechend nur für die  $L_{pAE}$ -Konturvergleiche ausgewiesen.

Tabelle 20 zeigt die Flächenverhältnisse  $\%F_{AE}$  sowie die äquivalenten Pegeldifferenzen  $\Delta L_{F,AE}$  für den Vergleich der Anflugklassen.

Tabelle 20: Vergleich der  $L_{pAE}$ -Footprints für die Anflugklassen der neuen Luftfahrzeugklassen mit den entsprechenden Klassen der AzB-2008. Eingetragen sind die Flächenverhältnisse  $\%F_{AE}$  sowie die zugehörigen äquivalenten Pegeldifferenzen  $\Delta L_{F,AE}$ .

Klasse neu	Klasse 2008	$\%F_{AE}$			$\Delta L_{F,AE}$ [dB]		
		80 dB	85 dB	90 dB	80 dB	85 dB	90 dB
P0_MXXX_TU-L	P2.2-L	-	669%	755%	-	10.4	11.1
P3_M015_TU-L	P2.1-L	40%	40%	39%	-5.0	-5.0	-5.2
P3_MXXX_TU-L	P2.1-L	102%	103%	123%	0.1	0.2	1.2
S3_M020_TU_NU-L	S5.1-L	43%	38%	30%	-4.6	-5.2	-6.7
S3_M050_TU_N7-L	S5.1-L	94%	80%	70%	-0.4	-1.2	-1.9
S3_M050_TU_NX-L	S5.1-L	78%	73%	68%	-1.3	-1.8	-2.1
S3_M070_TU_N7-L	S5.2-L	95%	88%	82%	-0.3	-0.7	-1.1
S3_M070_TU_NX-L	S5.2-L	73%	61%	56%	-1.7	-2.7	-3.2
S3_M100_TU_N2-L	S5.3-L	103%	82%	67%	0.2	-1.1	-2.2
S3_M130_T2_N7-L	S5.2-L	108%	86%	74%	0.4	-0.8	-1.6
S3_M130_T2_NX-L	S5.2-L	72%	58%	49%	-1.8	-3.0	-3.9
S3_M220_T2_N7-L	S6.1-L	98%	98%	95%	-0.1	-0.1	-0.3
S3_M220_T4_N7-L	S6.2-L	-	127%	114%	-	1.3	0.7
S3_M320_T2_N7-L	S6.1-L	128%	104%	96%	1.4	0.2	-0.2
S3_M320_T2_NX-L	S6.1-L	95%	71%	66%	-0.3	-1.9	-2.3
S3_M320_T3_N7-L	S6.2-L	118%	123%	127%	0.9	1.1	1.3
S3_M320_T4_N7-L	S6.3-L	131%	120%	120%	1.5	1.0	1.0
S3_M500_T2_NX-L	S6.1-L	123%	125%	127%	1.1	1.2	1.3
S3_M500_T4_N7-L	S7-L	-	121%	122%	-	1.1	1.1
S3_M500_T4_NX-L	S6.3-L	-	293%	314%	-	5.9	6.3
	S7-L	-	113%	108%	-	0.7	0.4
S3_MXXX_T4_N7-L	S8-L	-	-	343%	-	-	6.8
S3_MXXX_T4_NX-L	S8-L	-	85%	76%	-	-0.9	-1.5

Tabelle 21 zeigt beide Größen für die Abflugklassen. Bei der Interpretation ist zu beachten, dass es beim Abflug durch die Einführung eines positiven Zusatzpegels am Startpunkt in Bereichen, die durch den Startrollvorgang beeinflusst werden, tendenziell zu höheren Pegeln verglichen mit der AzB-2008 kommt. Kontrollrechnungen ergaben, dass sich für Konturen  $L_{pAE} = 80$  dB hierdurch Flächenzunahmen

in der Größenordnung von 3% ergaben. Für höhere  $L_{pAE}$ -Werte (also Konturen näher an der Startbahn) verstärkt sich dieser Effekt. Im direkten Startbahnbereich ( $L_{pAE} = 95$  dB) ergaben sich Konturvergrößerungen in der Größenordnung von 10-15%.

Tabelle 21: Vergleich der  $L_{pAE}$ -Footprints für die Abflugklassen der neuen Luftfahrzeuggruppen mit den entsprechenden Klassen der AzB-2008. Eingetragen sind die Flächenverhältnisse  $\%F_{AE}$  sowie die zugehörigen äquivalenten Pegeldifferenzen  $\Delta L_{F,AE}$ .

Klasse neu	Klasse 2008	$\%F_{AE}$			$\Delta L_{F,AE}$ [dB]		
		80 dB	85 dB	90 dB	80 dB	85 dB	90 dB
P0_MXXX_TU-S	P2.2-S	-	165%	77%	-	2.7	-1.4
P3_M015_TU-S	P2.1-S	27%	31%	31%	-7.1	-6.5	-6.4
P3_MXXX_TU-S	P2.1-S	50%	64%	92%	-3.9	-2.5	-0.4
S3_M020_TU_NU-S	S5.1-S	129%	129%	140%	1.4	1.4	1.8
S3_M050_TU_N7-S	S5.1-S	145%	165%	206%	2.1	2.7	4.0
S3_M050_TU_NX-S	S5.1-S	59%	65%	88%	-2.9	-2.4	-0.7
S3_M070_TU_N7-S	S5.2-S	96%	89%	82%	-0.2	-0.6	-1.1
S3_M070_TU_NX-S	S5.2-S	30%	29%	34%	-6.6	-6.8	-5.9
S3_M100_TU_N2-S	S5.3-S	-	129%	125%	-	1.4	1.2
S3_M130_T2_N7-SA	S5.2-S	91%	88%	83%	-0.5	-0.7	-1.0
S3_M130_T2_N7-SB	S5.2-S	106%	100%	96%	0.3	0.0	-0.2
S3_M130_T2_NX-SA	S5.2-S	47%	39%	44%	-4.2	-5.1	-4.5
S3_M130_T2_NX-SB	S5.2-S	53%	45%	51%	-3.5	-4.4	-3.6
S3_M220_T2_N7-SA	S6.1-S	148%	129%	128%	2.1	1.4	1.4
S3_M220_T2_N7-SB	S6.1-S	171%	149%	150%	3.0	2.2	2.2
S3_M220_T4_N7-S	S6.2-SB	-	115%	102%	-	0.8	0.1
S3_M320_T2_N7-SA	S6.1-S	168%	162%	147%	2.8	2.6	2.1
S3_M320_T2_N7-SB	S6.1-S	194%	188%	169%	3.6	3.4	2.9
S3_M320_T2_NX-SA	S6.1-S	67%	55%	58%	-2.2	-3.3	-3.0
S3_M320_T2_NX-SB	S6.1-S	79%	65%	70%	-1.3	-2.4	-2.0
S3_M320_T3_N7-SA	S6.2-SA	123%	112%	105%	1.1	0.6	0.3
S3_M320_T3_N7-SB	S6.2-SB	-	121%	114%	-	1.1	0.7
S3_M320_T4_N7-SA	S6.3-S	-	115%	112%	-	0.7	0.6
S3_M320_T4_N7-SB	S6.3-S	-	138%	135%	-	1.8	1.6
S3_M500_T2_NX-SA	S6.1-S	130%	111%	108%	1.5	0.6	0.4
S3_M500_T2_NX-SB	S6.1-S	156%	133%	129%	2.5	1.6	1.4
S3_M500_T4_N7-SA	S7-SA	-	111%	97%	-	0.6	-0.2
S3_M500_T4_N7-SB	S7-SB	-	-	91%	-	-	-0.5
S3_M500_T4_NX-SA	S6.3-S S7-SA	-	124% 72%	140% 64%	-	1.2 -1.8	1.9 -2.4

Klasse neu	Klasse 2008	%F <sub>AE</sub>			ΔL <sub>F,AE</sub> [dB]		
		80 dB	85 dB	90 dB	80 dB	85 dB	90 dB
S3_M500_T4_NX-SB	S6.3-S	-	147%	171%	-	2.1	2.9
	S7-SB	-	68%	63%	-	-2.1	-2.5
S3_MXXX_T4_N7-S	S8-SB	-	-	-	-	-	-
S3_MXXX_T4_NX-SA	S8-SA	-%	52%	42%	-	-3.5	-4.7
S3_MXXX_T4_NX-SB	S8-SB	-%	49%	41%	-	-3.9	-4.9

#### 4.5.6 Anmerkungen zu den Vergleichsrechnungen

##### Unterteilung der Propellerflugzeug-Gruppen

Die Überarbeitung der Propellerflugzeuge war notwendig, da die alten Daten nicht mehr belastbar waren: Die Gruppe P2.1 überschätzt beim Abflug um mehr als 3 dB, die Gruppe P2.2 unterschätzt insbesondere beim Anflug massiv. Das hängt damit zusammen, dass bei der Erarbeitung der Datensätze die Antonov AN-12 in Deutschland kaum im Einsatz war.

Durch die Unterteilung von P2.1 wurde die klassenspezifische Streuung beim Abflug um 1 dB gesenkt.

##### Unterteilung der Gruppe S5.1

Im Anwendungsbereich der AzB-2008 könnte von einer Unterteilung dieser Gruppe möglicherweise abgesehen werden, da sie in der Regel nicht lärmsignifikant ist. Die Einführung der Gruppe unter 20 t macht im Hinblick auf eine Übernahme in die DIN 45684 aber Sinn, da sich diese bei der Landung als deutlich leiser herausgestellt haben als die schwereren Muster in der Gruppe S5.1. Außerdem dürfte diese Gruppe im Anwendungsbereich der DIN 45684 dominieren.

Auch wenn die Embraer 175-E2 noch nicht im Dienst ist, ist die Einführung einer separaten Gruppe auf Grund der moderneren Triebwerke notwendig.

Auffällig ist, dass beide neuen Gruppen beim Start deutlich lauter ausfallen als die Gruppe S5.1. Als 1996 die Daten für diese Gruppe generiert wurden, standen vergleichsweise wenige Messungen zur Verfügung. Diese entfielen je zur Hälfte auf den leichten und leisen Regionaljet CRJ-100 mit einem MTOM von 24 t und den ARJ-85/100 mit über 40 t MTOM. In den Auswertejahren 2013/2014 lag der durchschnittliche Massenbereich für die Gruppe S3\_M050\_TU\_N7 in der Größenordnung von 40 t deutlich höher. Zivile Strahlflugzeuge unter 20 t wurden seinerzeit nicht mit ausgewertet, insofern ist ein sinnvoller Vergleich nicht angebracht.

##### Unterteilung der Gruppe S5.2

Diese Gruppe ist in zwei Massenkategorien und zwei Triebwerkskategorien unterteilt. Die Unterteilung nach Triebwerken ist auf Grund der geringeren Emissionswerte von Luftfahrzeugmustern mit moderneren Triebwerken mit Nebenstromverhältnissen über sieben auf jeden Fall notwendig. Eine Unterteilung nach Massen könnte man ggf. aufheben. In diesem Fall wären beim Start die leichteren Muster in die neu eingeführten Abflugklassen S3\_M130\_T2\_N7-SA bzw. S3\_M130\_T2\_NX-SA einzuordnen.

##### Überarbeitung der Gruppe S5.3

Eine ursprünglich vorgesehene Unterteilung in die Massenbereiche bis 130 t (MD-83) und bis 70 t macht hier aufgrund der niedrigen Bewegungszahlen der MD-83 wenig Sinn. Daher wurde eine

separate Massengrenze von 100 t (in Anlehnung an die von der AzB-2008 übernommenen Gruppen S0\_M100\_xxx und S2\_M100\_xxx) definiert.

Falls man die Massenunterteilung der Gruppe S5.2 aufheben würde, so sollte man die Nomenklatur ändern in S3\_M130\_TU\_N2.

### **Unterteilung der Gruppe S6.1**

Für die Gruppe S6.1 lagen zur Zeit der Erarbeitung der AzB-Datensätze im Jahr 1996 nur Daten für die Muster A300, A310 und B767 vor. Die Muster A330 und B777-200 wurden erst seit 1994 bzw. 1995 eingesetzt. Direkt nach der Jahrtausendwende wurden dann die schweren Varianten der B777 mit GE90-1xx-Triebwerken in Dienst gestellt. In der zweiten Dekade kamen dann die B787 und der A350 in die Gruppe hinzu, die nunmehr einen Massenbereich von 150 bis 350 Tonnen und Triebwerkstechnologien aus drei Dekaden abdeckte. Spätestens mit der Einführung der B787 und des A350 konnte nicht mehr von einer akustischen Äquivalenz innerhalb der Gruppe ausgegangen werden. Die Neueinteilung der Gruppen wird dieser Tatsache gerecht.

Auffallend ist, dass die Gruppe S3\_M220\_T2 beim Start um ca. 2 dB höhere Emissionspegel aufweist als die Gruppe S6.1, obwohl sie die gleichen Flugzeugmuster beinhaltet. Dies erklärt sich dadurch, dass bei der Festlegung der Daten die leiseren Airbus-Modelle den Verkehr und damit auch die Klassendaten bestimmten. In den Jahren 2013 und 2014 trug demgegenüber nach den Bewegungsstatistiken im Anhangband die deutlich schwerere B767 mit mehr als 80% zum Verkehr bei.

### **Unterteilung der Gruppe S6.2**

In diese Gruppe fiel in den Jahren 2013 und 2014 im Wesentlichen die MD-11. Von den 4-strahligen Typen wurde die Il-76 als Referenz in die Gruppe S3\_M220\_T4\_N7 ausgegliedert. Die Immissionswerte für die Gruppe S3\_M320\_T3\_N7 fallen etwa 1 dB höher aus als diejenigen der Gruppe S6.2. Das dürfte daran liegen, dass bei der Festlegung der Daten für die Gruppe S6.2 (die seinerzeit unter der Bezeichnung S6(3/4) firmierte) noch ein hoher Anteil der leiseren Lockheed L 1011 zum Verkehr beitrug.

### **Unterteilung der Gruppe S6.3**

Die Gruppe S6.3 wurde bei der Festlegung der AzB-Daten 1996 unter der Bezeichnung S8 aus der damaligen Gruppe S6(3/4) ausgegliedert, weil das Flugzeug aufgrund seiner schlechten Performance aus dem Rahmen fiel. Referenzversion war seinerzeit der A340-200, der als Langstreckenversion des etwa 10% schwereren A340-300 konzipiert war.

Die nach der Jahrtausendwende eingesetzte Next-Generation-Modelle A340-500/-600 waren deutlich schwerer und leistungsstärker: Die in Deutschland umfassend eingesetzte Version -600 ist um 43% schwerer als der A340-200 und besitzt Triebwerke mit einem Nebenstromverhältnis von 7.5, die einen um 79% höheren Triebwerksschub liefern. Daher wird eine separaten Gruppe S3\_M500\_T4\_NX geschaffen.

Die Immissionswerte für die Gruppe S3\_M320\_T4\_N7 fallen um ca. 1-2 dB höher aus als die der Gruppe S6.3. Das kann dadurch erklärt werden, dass in Jahren 2013 und 2014 nur der schwerere A340-300 verkehrte.

Ein Vergleich der Gruppe S3\_M500\_T4\_NX mit S6.3 macht wenig Sinn – der A340-600 ähnelt von Triebwerksart und Lärmsignatur der B747-8. Insofern ist in den obigen Tabellen und in den Abbildungen und Tabellen im Anhangband 1 die Gruppe S3\_M500\_T4\_NX auch mit der Gruppe S7 verglichen worden. Der Vergleich mit S6.3 zeigt, dass diese Gruppe insbesondere bei der Landung die schweren Varianten nicht adäquat beschreibt.



### Überarbeitung der Gruppe S7

Die B747-8 wurde aufgrund der moderneren Triebwerke in die Gruppe S3\_M500\_T4\_NX ausgekoppelt. Die Rest-Gruppe S3\_M500\_T4\_N7 wurde in den Jahren 2013 und 2014 zu über 99% durch die B747-400 belegt. Die Messwerte für die Antonov AN-124 ergaben keinen Anlass, dieses Luftfahrzeugmuster in eine andere Gruppe einzuordnen. Die für die Gruppe ermittelten Pegel wichen um weniger als 1 dB von denen für die Gruppe S7 ab.

### Überarbeitung der Gruppe S8

Da in der AzB-2008 für die Gruppe S8 die Daten der Gruppe S7 übernommen wurden, lagen die Überschätzungen beim Abflug in der Größenordnung von ca. 4 dB. Beim Anflug fielen sie mit 1 dB erwartungsgemäß geringer aus, da bei der Landung nicht nur die Triebwerksgeräusche dominieren. In der neu angepassten Gruppe liegen die Überschätzungen in der anvisierten Größenordnung von 1 dB.

### 4.5.7 Bewegungsäquivalente

Bezieht man – analog zu Gl. (12) – die Fläche einer  $L_{pAE}$ -Kontur einer bestimmten Luftfahrzeugklasse auf die Fläche der entsprechenden Kontur einer Referenzklasse, so kann man die daraus resultierende äquivalente Pegeldifferenz  $\Delta L_{F,AE}$  in einen Bewegungsmultiplikator  $N_{\text{äqu}}$  umrechnen:

$$\%F_{AE,ref} = 100 \cdot \frac{F_{\text{Kontur,Klasse}}}{F_{\text{Kontur,Refklasse}}} \quad \text{und} \quad N_{\text{äqu}} = 10^{\frac{\Delta L_{F,AE}}{10}} = \left( \frac{\%F_{AE,ref}}{100} \right)^{\frac{1}{10 \cdot \lg(1.2)}} \quad (13)$$

Dieses sog. „Bewegungsäquivalent“ besagt, dass eine Bewegung der betrachteten Luftfahrzeugklasse energieäquivalent zu  $N_{\text{äqu}}$  Bewegungen der Referenzklasse ist. In Anlehnung an das Projekt MODAL [10], bei der die Gruppe S5.2 als Referenz herangezogen wurde<sup>15</sup>, wurde für die in Tabelle 22 ausgewiesenen Bewegungsäquivalente die Gruppe S3\_M130\_T2\_N7 verwendet. Für den Abflug wurde dabei die Auslastung B angesetzt.

Bewegungsäquivalente können sehr hilfreich bei der Beurteilung von Flugbetriebsszenarien und der Erarbeitung von Maßnahmen des Aktiven Schallschutzes, aber auch bei der Entwicklung von Datengrundlagen sein. Dazu wurde das Konzept im Rahmen des Projekts MODAL verwendet. Allerdings konnten in MODAL die Bewegungsäquivalente nicht auf der Basis von Konturflächenvergleichen, sondern nur durch punktuelle Vergleichsberechnungen unter der Flugbahn ermittelt werden. Insofern weichen sie von den hier ausgewiesenen Werten teilweise ab. Der auf einem Flächenvergleich basierende Ansatz dürfte aber praxisnäher sein.

Tabelle 22: Übersicht über die Bewegungsäquivalente für die neu vorgeschlagenen Lfz-Klassen. Referenz sind die Klassen S3\_M130\_T2\_N7-SB und S3\_M130\_T2\_N7-L

Klasse Abflug	$N_{\text{äqu,Abflug}}$			Klasse Anflug	$N_{\text{äqu,Abflug}}$		
	80 dB	85 dB	90 dB		80 dB	85 dB	90 dB
P0_MXXX_TU-S	-	3.5	0.8	P0_MXXX_TU-L	-	6.4	7.3
P3_M015_TU-S	0.0	0.0	0.0	P3_M015_TU-L	0.2	0.2	0.2
P3_MXXX_TU-S	0.1	0.1	0.1	P3_MXXX_TU-L	0.5	0.6	0.7
S3_M020_TU_NU-S	-	-	-	S3_M020_TU_NU-L	-	11.7	20.9

<sup>15</sup> Hier wurde der Multiplikator als „Lärmäquivalent“ bezeichnet.

Klasse Abflug	$N_{\text{äqu,Abflug}}$			Klasse Anflug	$N_{\text{äqu,Abflug}}$		
	80 dB	85 dB	90 dB		80 dB	85 dB	90 dB
S3_M050_TU_N7-S	-	-	-	S3_M050_TU_N7-L	-	18.1	46.2
S3_M050_TU_NX-S	-	-	34.6	S3_M050_TU_NX-L	1.7	2.9	4.3
S3_M070_TU_N7-S	-	-	-	S3_M070_TU_N7-L	-	11.0	19.3
S3_M070_TU_NX-S	0.3	0.3	0.2	S3_M070_TU_NX-L	0.2	0.2	0.1
S3_M100_TU_N2-S	0.4	0.4	0.4	S3_M100_TU_N2-L	0.4	0.4	0.4
S3_M130_T2_N7-SA	0.1	0.1	0.1	S3_M130_T2_N7-L	1.0	1.0	1.0
S3_M130_T2_N7-SB	0.9	0.9	0.8				
S3_M130_T2_NX-SA	0.2	0.2	0.3	S3_M130_T2_NX-L	0.6	0.6	0.6
S3_M130_T2_NX-SB	-	6.6	6.8				
S3_M220_T2_N7-SA	0.8	0.8	0.8	S3_M220_T2_N7-L	1.6	2.3	2.7
S3_M220_T2_N7-SB	1.0	1.0	1.0				
S3_M220_T4_N7-S	0.4	0.3	0.4	S3_M220_T4_N7-L	-	5.9	6.8
S3_M320_T2_N7-SA	0.4	0.4	0.5	S3_M320_T2_N7-L	2.3	2.5	2.8
S3_M320_T2_N7-SB	2.0	1.9	1.8				
S3_M320_T2_NX-SA	2.4	2.3	2.2	S3_M320_T2_NX-L	1.5	1.5	1.5
S3_M320_T2_NX-SB	-	5.3	4.8				
S3_M320_T3_N7-SA	2.3	2.5	2.2	S3_M320_T3_N7-L	3.6	5.7	7.9
S3_M320_T3_N7-SB	2.8	3.1	2.6				
S3_M320_T4_N7-SA	0.7	0.6	0.7	S3_M320_T4_N7-L	1.6	1.9	2.2
S3_M320_T4_N7-SB	0.9	0.8	0.8				
S3_M500_T2_NX-SA	3.4	3.8	3.6	S3_M500_T2_NX-L	2.2	3.1	4.0
S3_M500_T2_NX-SB	-	5.6	5.5				
S3_M500_T4_N7-SA	-	4.6	3.7	S3_M500_T4_N7-L	-	6.3	8.8
S3_M500_T4_N7-SB	-	5.8	4.7				
S3_M500_T4_NX-SA	1.7	1.6	1.5	S3_M500_T4_NX-L	-	5.8	7.5
S3_M500_T4_NX-SB	2.1	2.0	1.9				
S3_MXXX_T4_N7-S	-	8.8	8.2	S3_MXXX_T4_N7-L	-	-	32.0
S3_MXXX_T4_NX-SA	-	-	9.9	S3_MXXX_T4_NX-L	-	4.0	4.8
S3_MXXX_T4_NX-SB	-	5.1	4.9				

#### 4.5.8 Generelle Trends aus den Vergleichen

Es gibt einige generelle Trends, die sich bei den gruppenspezifischen Vergleichen manifestieren:

- Im Bereich des Anfluges liefern die neuen Klassen für größere Entfernungen häufig höhere Immissionswerte. Das resultiert vor allem aus den geänderten Verläufen des Zusatzpegels, für die im Gegensatz zu der standardisierten Abnahme von 1 dB in der AzB-2008 in den meisten Fällen für größere Entfernungen positive Werte angesetzt wurden. Mit zunehmendem Abstand

von der Landeschwelle nehmen also die Immissionswerte für die neuen Klassen weniger stark ab als für die Klassen der AzB-2008.

- ▶ Direkt hinter dem Startpunkt wirkt sich aus, dass für die neuen Abflugklassen ein Zusatzpegel von 3 dB am Startpunkt angesetzt wurde.
- ▶ Im Nahbereich fallen beim Abflug aufgrund der früheren Schubrücknahme bei den neuen Klassen (bei 1000 anstelle von 1500 ft) deren Immissionswerte vergleichsweise geringer aus.
- ▶ Bei den neuen Abflug-Datensätzen nimmt der Zusatzpegel nach dem Cutback in der Regel zu, da in der Praxis der korrigierte Nettoschub mit der Höhe steigt. Bei den Datensätzen der AzB-2008 wurde dieser Effekt nicht berücksichtigt. Das führt mit zunehmendem Abstand vom Startrollpunkt die Immissionswerten für die neuen Klassen langsamer abnehmen.

Die neue Gruppeneinteilung ist also dadurch charakterisiert, dass mit zunehmendem Abstand vom Flughafen die Immissionswerte nicht so stark abfallen wie für die Gruppen der AzB-2008.

## 5 Weiterentwicklung von Rechenverfahren

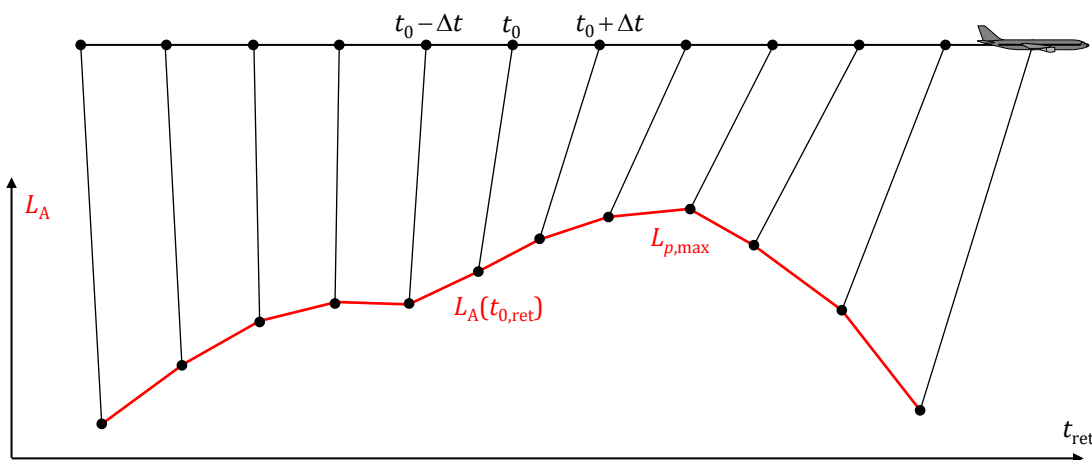
### 5.1 Weiterentwicklung des akustischen Modells

#### 5.1.1 Übergang zum Modell der bewegten Punktschallquelle

##### 5.1.1.1 Berechnungsprinzip

Beim Modell der bewegten Punktschallquelle wird die Flugbahn des Luftfahrzeugs in einzelne Punkte (Emissionspunkte) zerlegt, die in bestimmten Zeitintervallen  $\Delta t$  vom Luftfahrzeug passiert werden. Jeder Bahnpunkt stellt eine (gerichtete) Punktschallquelle mit bekannter Emissionscharakteristik dar. Mittels einer Ausbreitungsrechnung ergibt sich ein zeitlicher Schallpegelverlauf am Immissionspunkt, der im Idealfall einem gemessenen Verlauf entspricht.

Abbildung 22: Prinzip des Modells der bewegten Punktschallquelle (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Der Schalldruckpegel  $L_{p,n}$  im Oktavband  $n$  ergibt sich am Immissionspunkt zur retardierten Zeit  $t_{ret}$  aus dem spektralen Schalleistungspegel  $L_{W,n}$  zum Zeitpunkt  $t$  als:

$$L_{p,n}(s, t_{ret}) = L_{W,n}(t, \varphi, \vartheta) + \sum_i \Delta_{i,n}(s) \quad (14)$$

Die retardierte Zeit

$$t_{ret} = t + \frac{s}{c} \quad (15)$$

ergibt sich dabei aus Schallgeschwindigkeit  $c$  und der Ausbreitungsentfernung  $s$ . Die Korrekturen  $\Delta_{i,n}$  berücksichtigen dabei Ausbreitungseffekte. Die beiden Abstrahlwinkel  $\vartheta$  und  $\varphi$  ergeben sich aus der Geometrie zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort (siehe Abschnitt 5.1.2).

Aus den AS-bewerteten Schalldruckpegeln  $L_{pAS}$  zur retardierten Zeit ergibt sich dann der A-bewertete Maximalschalldruckpegel als

$$L_{pAS,max} = \max(L_{pAS}(t_{ret})) \quad (16)$$

Der A-bewertete Schalldruckexpositionspegel ergibt sich aus dem AS-bewerteten Pegelverlauf am Immissionsort dann als

$$L_{AE} = 10 \cdot \lg \left( \frac{1}{t_0} \sum_{i=2}^N (t_{ret,i} - t_{ret,i-1}) \cdot \frac{(10^{L_{pAS}(t_{ret,i})/10} + 10^{L_{pAS}(t_{ret,i-1})/10})}{2} \right) \quad (17)$$

mit einer Normierungszeit  $t_0 = 1$  s.

### 5.1.1.2 Programmpaket AZBPLUS

Eine Umsetzung des Modells der bewegten Punktschallquelle ist das am DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte Programmpaket AZBPLUS [28].

Abbildung 23: Workflow des Programmpaketes AZBPLUS (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

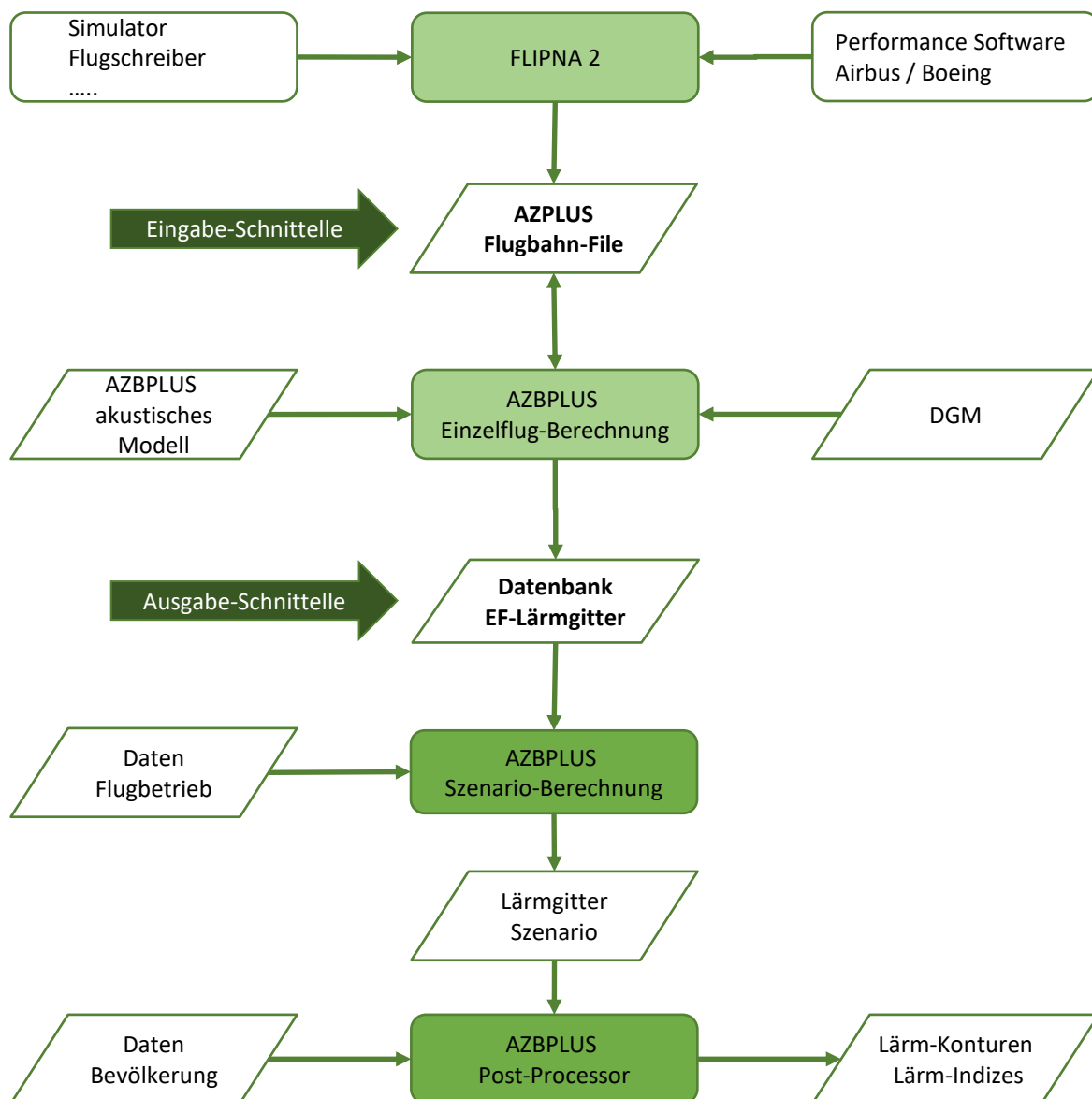


Abbildung 23 zeigt den Workflow, der diesem Paket zugrunde liegt. Er besteht aus drei Bereichen, dem Prä-Prozess (blau), dem Kernprozess (rot) und dem Post-Prozess (schwarz). Der Prä-Prozess erzeugt die Flughafen-Datei, die als standardisierte Eingabeschnittstelle für den Kernprozess fungiert. Die Erstellung dieser Datei erfolgt in der Regel durch das Programm FLIPNA2, sie kann aber auch unter gewissen Randbedingungen durch das Kernprogramm AZBPLUS selbst ermittelt werden. Mittels

FLIPNA2 können auch Flugbahndaten aus externen Quellen (z.B. aus den Herstellerprogrammen zur Flugleistungsrechnung oder aus Flugschreiber- bzw. Simulatordaten) in das standardisierte Dateiformat für die Flugbahn gebracht werden.

Das Kernmodul von AZBPLUS dient zur Ermittlung der „Basis-Immissionsgitter“. In diesen sind die Immissionswerte (Maximal- und Einzelereignispegel), die ein einzelner Flug auf einer bestimmten Flugstrecke am Boden erzeugt, abgespeichert. Für jeden mit AZBPLUS untersuchten Flughafen werden derartige Basisgitter in einer Datenbank verwaltet. Für die Berechnung dieser Gitter können unterschiedliche Emissions- und Ausbreitungsmodelle herangezogen bzw. kombiniert werden.

Abbildung 24: Überlagerung von Basis-Immissionsgittern. Dargestellt sind Maximalpegel-Basisgitter für eine An- (links) und Abflugstrecke (Mitte) sowie das Resultat einer Überlagerung von 72 Maximalpegelgittern zu einem Gitter (rechts), das Aufwachreaktionen beschreibt (siehe Abschnitt 5.1.4.4). (Quelle: eigene Darstellung, erzeugt aus grafischen Ergebnissen von NMPLLOT [44], DLR)



Die Basisgitter dienen dann als standardisierte Schnittstelle zu den Post-Prozessen. Der erste Schritt ist hierbei die Überlagerung (Superposition) von Basis-Gittern zu Gittern, die ein bestimmtes Szenario beschreiben (sog. „Supergrids“). Diese basieren auf einem bestimmten Flugbetrieb, bei dem auf unterschiedlichen Kombinationen von Flugstrecke und Luftfahrzeugmuster (die jeweils durch ein Basisgitter charakterisiert sind) zu verschiedenen Tageszeiten innerhalb eines Bezugszeitraumes eine bestimmte Anzahl von Flugbewegungen abgewickelt wird. Auf der Basis dieses Flugbetriebs werden dann die durch die Basisgitter beschriebenen Immissionen mit den Flugbewegungen gewichtet summiert. Jedes Supergrid beschreibt einen Lärmdeskriptor (also z.B.  $L_{eq}$ , NAT oder Aufwachreaktionen  $N_{AWR}$ ). Dieser Deskriptor bestimmt, wie die gewichtete Überlagerung vorzunehmen ist. Abbildung 24 zeigt beispielhaft zwei Maximalpegel-Basisgitter sowie das Resultat einer Überlagerung.

In einer nachgeschalteten Stufe werden dann die überlagerten Gitter ausgewertet. Das umfasst z.B. die Berechnung von Konturen, das Verschneiden mit Bevölkerungsdaten und die Visualisierung. Einen Teil dieser Funktionalität bietet das Programmpaket AZBPLUS selbst, z.T. wird aber auch auf externe Software (GIS-Systeme, Tabellenkalkulationen) zurückgegriffen.

### 5.1.1.3 Vergleich von AZBPLUS mit einem AzB-konformen Rechenverfahren

Das Paket AZBPLUS kann u.a. in einem AzB-Modus betrieben werden. Dann werden das Quell- sowie das Ausbreitungsmodell der AzB-2008 übernommen. Es entfällt natürlich das vergleichsweise komplizierte Segmentierungsverfahren der AzB. Modellbedingt sind allerdings gewisse Differenzen gegenüber den Ergebnissen einer strikt AzB-konformen Berechnung zu erwarten. Um diese Unterschiede zu quantifizieren, werden im Rahmen der Entwicklung von AZBPLUS regelmäßig Vergleichsberechnungen mit dem vom UBA zertifizierten Programmpaket SoundPLAN [45] durchgeführt. Im Folgenden

wird anhand einiger exemplarischer Einzelergebnisse gezeigt, wo sich modellbedingt maßgebliche Unterschiede zwischen beiden Verfahren ergeben und wie diese durch Anpassung von AZBPLUS minimiert werden können.

Den Vergleichen liegt ein Parallelbahnsystem (dessen Flugstreckengeometrie den folgenden Abbildungen entnommen werden kann) mit folgenden Betriebsparametern zu Grunde:

Bezugszeitraum:	365 Tage
Gesamtbewegungen:	500000
Betriebsrichtungsverteilung:	80% Westbetrieb
Nachtfluganteil:	10%
Bahnverteilung:	je 50% auf Nord- und Südbahn
Anteile der Lfz-Klassen:	8% S5.1, 50% S5.2, 2% S5.3, 15% S6.1, 5% S6.2, 10% S6.3, 10% S7

Berechnet wurden für dieses Szenario eine Reihe von Beurteilungspegeln und maximalpegelbasierten Kenngrößen. Für die im Folgenden gezeigten Vergleiche ist es ausreichend, auf den energieäquivalenten Dauerschalldruckpegel für den Tag  $L_{pAeq,Tag}$  und auf den höchsten auftretenden AS-bewerteten Maximalschalldruckpegel  $L_{pAS,max}$  zurückzugreifen. Die Resultate liegen in Form von Differenzdarstellungen vor, denen eine Auflösung von 0.3 dB zu Grunde liegt. Die Differenz ergibt sich dabei als  $\Delta L = L_{AZBPLUS} - L_{SoundPLAN}$ . Gebiete, in denen AZBPLUS höhere Werte liefert, sind rot eingefärbt. Zusätzlich sind zur Orientierung Konturen eingezeichnet. Soweit nicht anders beschrieben wurden die Ergebnisse in AZBPLUS bei abgeschalteter Zeitretardierung ermittelt. Die Berechnungen erfolgten ohne Berücksichtigung eines digitalen Geländemodells. Außerdem wurden beim Abflug keine Korridore angesetzt – die Effekte der unterschiedlichen Modellierung der seitlichen Flugbahnstreuung wurden separat untersucht (siehe Abschnitt 5.1.2).

Im Rahmen der Analyse wurden zunächst separat An- und Abflüge von Luftfahrzeugen der Gruppe S5.2 untersucht. Bei dieser Vorgehensweise sind modellbedingte Differenzen einfacher zu identifizieren und zu analysieren. Da hier nur eine Luftfahrzeugklasse betrachtet wird, unterscheidet sich der energieäquivalente Dauerschalldruckpegel für den Tag  $L_{pAeq,Tag}$  nur durch eine konstante Differenz vom A-bewerteten Schalldruckexpositionspegel  $L_{pAE}$ .

Abbildung 25: Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Anflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

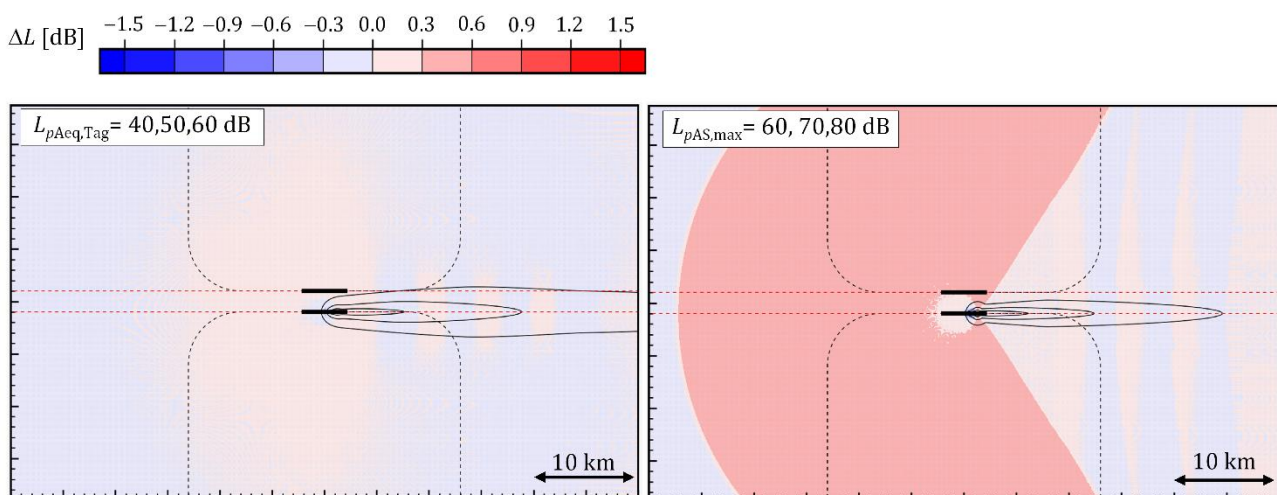
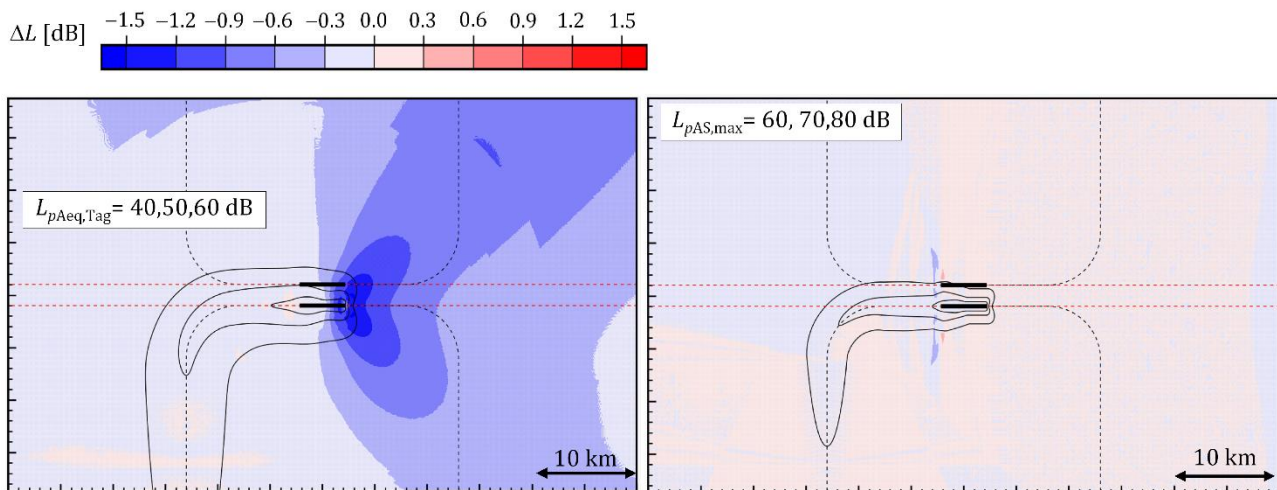


Abbildung 25 zeigt den Vergleich für die Anflüge. Die Abweichungen im Dauerschallpegel betragen hier (im Rahmen der gewählten Auflösung) weniger als  $\pm 0.3$  dB. Allerdings liefert die AzB-2008 für

den Maximalschalldruckpegel in einem klar begrenzten Bereich hinter dem Aufsetzpunkt etwas geringere Pegel als das Zeitschrittverfahren. Das ergibt sich aus dem unterschiedlichen Segmentierungskonzept: AZBPLUS legt die Emissionspunkte immer an Anfang bzw. Ende eines Bahnsegmentes, während die AzB-2008 die Ersatzschallquelle für ein Teilstück in den meisten Fällen in die Mitte des Teilstücks legt. Vereinfachend gesagt „erwischt“ man also bei der AzB-2008 nicht immer exakt das Maximum des Zusatzpegels bei der Schubumkehr. Die in Abbildung 25 rechts auftretende kreisbogenförmige Grenze im Osten ist ein typischer Indikator für unterschiedliche Abbruchkriterien für Berechnungen für große Ausbreitungsentfernungen. Im vorliegenden Fall war für die Soundplan-Berechnung eine Begrenzung der Berechnung auf 30 km eingestellt. Derartige kreisbogenförmige Grenzen finden sich auch in einigen anderen Darstellungen. Die Interpretation ist relativ komplex, da Effekte des Abbruchkriteriums sich mit anderen Effekten überlagern (s.w.u.).

Direkt hinter der Landebahn fallen die Maximalpegeldifferenzen in einem kleinen Bereich nicht ganz so hoch aus, weil hier noch Effekte der unterschiedlichen Beschleunigungsmodellierung durch die beiden Verfahren auswirken (s.w.u.). Die Grenze dieses Bereichs im Westen definiert den Übergangsbereich, in dem der Maximalpegel nicht mehr durch den Umkehrschub, sondern durch Emissionspunkte auf dem Gleitpfad hervorgerufen wird. Die Ausprägung der gewinkelten Sektorgrenzen ist ein Indiz dafür, dass hier auch die Bodendämpfung eine Rolle spielt.

Abbildung 26: Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Abflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Die Resultate für Abflüge sind in Abbildung 26 dargestellt. Beim Maximalpegel zeigen sich hier lokale Pegelunterschiede von weniger als 0.5 dB querab zum Bereich, in dem gleichzeitig die Schubrücknahme und der Beginn des Beschleunigungssegmentes erfolgt. Auch diese sind bedingt durch die unterschiedliche Segmentierungstechnik. Ansonsten liegen die Maximalpegeldifferenzen unter  $\pm 0.3$  dB.

Da sich beim Maximalpegel im Bereich hinter dem Startpunkt nur geringe Unterschiede zwischen beiden Verfahren ergeben, muss die Ursache für die im linken Teilbild auftretenden Differenzen im Dauerschallpegel die Geräuschkdauer sein. Das lässt sich wie folgt erklären:

In der AzB-2008 ergibt sich der Geräuschkdauerbeitrag über ein Flugbahnsegment (bzw. Teilstück) aus dem Geschwindigkeitsmaß

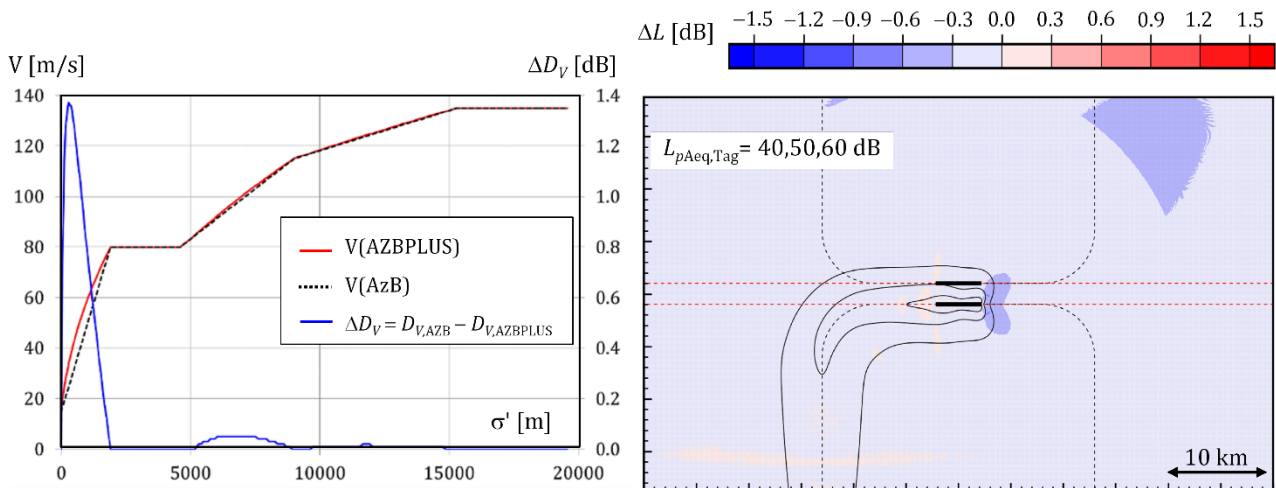
$$D_V = -10 \cdot \lg\left(\frac{V}{V_0}\right) \quad \text{mit } V_0 = 1 \text{ m/s.} \quad (18)$$

Trägt man nun – wie im linken Teilbild von Abbildung 27 dargestellt – für beide Modelle den Verlauf der Geschwindigkeit längs der Flugbahn auf und bildet dann die Differenz aus den daraus



resultierenden Geschwindigkeitsmaßen, so erklärt sich der Effekt. Ursache ist, dass das AZBPLUS-Verfahren von einer konstanten Bahnbeschleunigung  $a$  ausgeht, während in der AzB-2008 die Geschwindigkeit  $V$  längs eines Segments linear mit der Bogenlänge  $\sigma'$  bzw. der längs der Flugbahn zurückgelegten Entfernung  $s$  zunimmt (wodurch die Bahnbeschleunigung proportional zur Geschwindigkeit wird).

Abbildung 27: Links: Verlauf von Fluggeschwindigkeit  $V$  für den Abflug der Gruppe S5.2 nach AzB-2008 bzw. AZBPLUS und daraus resultierende Differenz  $\Delta D_V$  im Geschwindigkeitsmaß. Rechts: Vergleich zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für den  $L_{pAeq,Tag}$  für Abflüge unter Verwendung des AzB-Beschleunigungsmodells bei AZBPLUS. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Aus diesem Grunde wurde im Programm AZBPLUS ein Schalter implementiert, der das Beschleunigungsverhalten der AzB-2008 emuliert. Dadurch kann der Effekt weitestgehend kompensiert werden, wie das rechte Teilbild von Abbildung 27 zeigt. Es verbleiben noch lokal begrenzte Differenzen hinter dem Startpunkt, die sich durch die unterschiedliche Segmentierungstechnik ergeben. Auch dieses Gebiet fällt leicht asymmetrisch aus. Die Asymmetrie – die sich besonders deutlich in Abbildung 26 manifestiert – erklärt sich durch Effekte des oben beschriebenen Abbruchkriteriums.

Abbildung 28: Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für das untersuchte Gesamtszenario unter Verwendung des AzB-Beschleunigungsmodells bei AZBPLUS (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

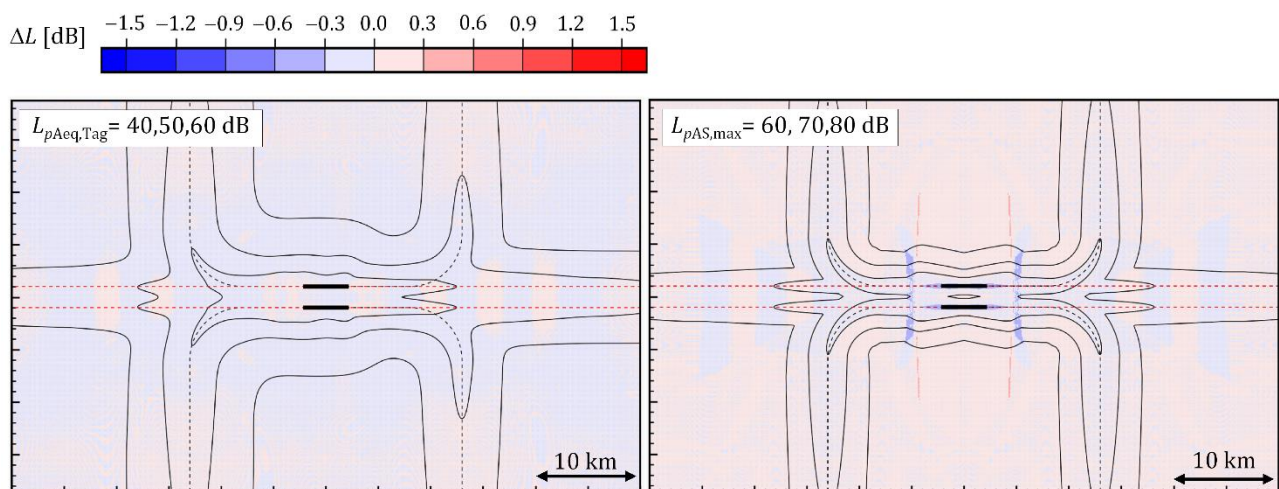


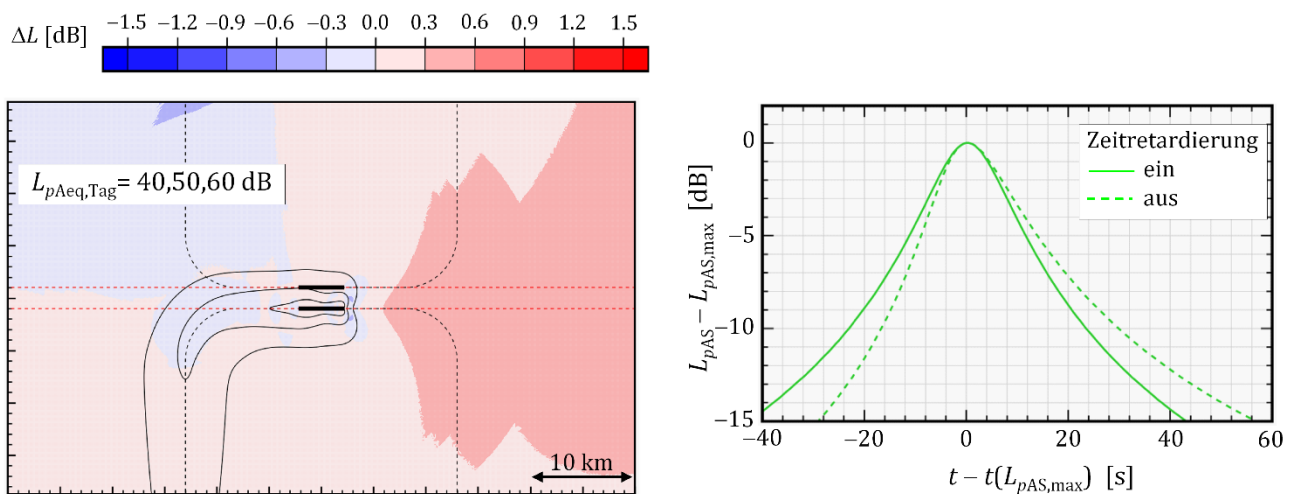
Abbildung 28 zeigt schließlich den Vergleich für das Gesamtszenario. Die Übereinstimmung beim Dauerschallpegel ist nach Einführung des AzB-Beschleunigungsmodells sehr gut. Beim Maximalpegel

bleiben Abweichungen aufgrund von Schubrücknahmen. Sie sind der Klasse S7-SB zuzuordnen, da diese die höchsten Maximalpegel im betrachteten Szenario erzeugt.

Alle Vergleichsberechnungen wurden mit AZBPLUS bei abgeschalteter Zeitretardierung durchgeführt. Allerdings wurde zunächst auch untersucht, wie sich die Retardierung auf die Expositions- bzw. Dauerschallpegel auswirkt. Abbildung 29 zeigt im rechten Teilbild vereinfachte Pegel-Zeit-Verläufe mit und ohne Zeitretardierung, die sich aus einem Horizontal-Überflug einer Monopolquelle in 1000 m Höhe ergeben. Die beiden Pegel-Zeit-Verläufe sind auf den Zeitpunkt des Maximalpegels bezogen. Der für einen Monopol auftretende symmetrische Verlauf des Pegels wird durch die Retardierung verzerrt: Bewegt sich die Quelle auf den Immissionsort zu, wird der Verlauf gestaucht, nach dem Überflug gedehnt.

Der linke Teil von Abbildung 29 zeigt am Beispiel von Abflügen der Gruppe S5.2 wie groß dieser Effekt im äquivalenten Dauerschallpegel für den Tag ausfällt. Er ist am ausgeprägtesten hinter dem Startpunkt, weil beim Startvorgang nur der abfallende Zweig des Pegel-Zeit-Verlaufs von Relevanz ist. Hier führt die Berücksichtigung der Signallaufzeit zwangsläufig zu höheren Expositionspegeln. Die Differenzen, die sich aus dem Effekt der Signallaufzeit ergeben sind allerdings gering und liegen im für Szenarien relevanten Bereich unter 0.3 dB.

Abbildung 29: Links: Einfluss der Zeitretardierung am Beispiel einer Berechnung des  $L_{pAeq,Tag}$  für Abflüge der Gruppe S5.2 mit AZBPLUS. Rechts: Aus dem Überflug einer Monopolquelle in 1000 m Höhe resultierende Schallpegelverläufe mit und ohne Retardierung. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Besteht keine Notwendigkeit, die Zeitretardierung zu berücksichtigen, so kann man bei der numerischen Integration anstelle der Trapezregel nach Gleichung (17) eine Stufenfunktion der Form

$$L_{AE} = 10 \cdot \lg \left( \frac{N \cdot \Delta t}{t_0} \sum_{i=2}^N 10^{L_A(t_i)/10} \right) \quad (19)$$

ansetzen. Dadurch reduziert sich die Anzahl der Rechenoperationen deutlich. Die dabei notwendige Voraussetzung einer konstanten Zeitschrittweite  $\Delta t$  (die für Gleichung (17) nicht notwendig ist) erfordert dann in der Regel aber, dass ein Zeitschritt sich auch über die Grenze eines Flugbahnsegmentes erstreckt. Das ist bei Schrittweiten von einer Sekunde aber unproblematisch.

#### 5.1.1.4 Anwendung von AZBPLUS im vorliegenden Forschungsvorhaben

Die Resultate des Vergleichs zwischen AZBPLUS und SoundPLAN legten es nahe, für die Berechnungen im Rahmen des hier beschriebenen Forschungsvorhabens durchweg das Programm AZBPLUS und nicht ein strikt AzB-kompatibles kommerzielles Rechenprogramm zu verwenden. Das begründet sich insbesondere durch die hohe Flexibilität von AZBPLUS und die Möglichkeit, den Programmcode ggf. entsprechend den geforderten Problemstellungen anzupassen. So können die im vorliegenden Kapitel behandelten möglichen Erweiterungen des AzB-Algorithmus mit kommerziellen Programmen nicht modelliert werden. Auch die Einführung neuer Parameter bei der Modellierung von Anflügen (separater Sinkwinkel  $\gamma_{OD}$ , Länge  $S_{OD}$  des Sinksegmentes) könnte nur mittels Workarounds umgesetzt werden. Bei den Vergleichen zwischen den alten und den neuen Lfz-Klassendaten im Kapitel 5.2.1 ist aber ohnehin primär eine Betrachtung von Pegeldifferenzen erforderlich.

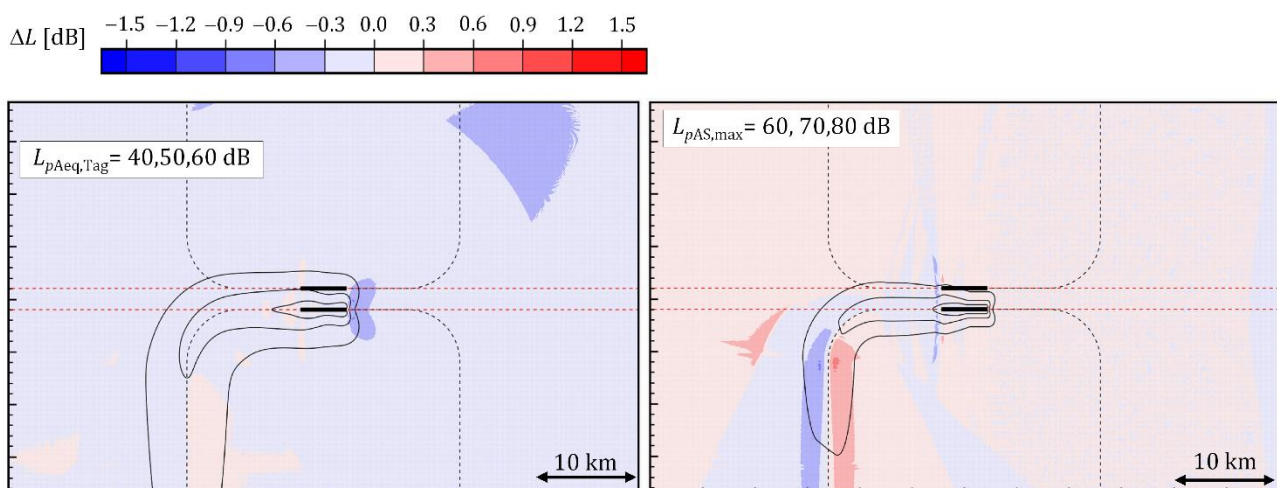
#### 5.1.2 Modellierung von Flugkorridoren

Das AzB-Verfahren modelliert die laterale Streuung von Flugbahnen durch Einführung von 15 sog. „Flugwegen“, von denen der mittlere die idealisierte Flugstrecke beschreibt. Das ECAC Doc.29 geht analog vor, hier wird der zentrale Flugweg als „Backbone-Track“, alle anderen als „Subtracks“ bezeichnet. Die Wahl der Anzahl der Flugwege überlässt Doc.29 dem Anwender. In beiden Modellen wird die Verteilung der Flugbewegungen auf die Flugwege an eine Normalverteilung angelehnt, die Belegungsanteile werden dabei explizit vorgegeben (im Doc.29 für 5, 7, 9, 11 und 13 Flugwege).

Untersuchungen des MPI für Strömungsforschung zur lateralen Flugbahnstreuung [46] ergaben, dass eine Aufteilung in 5-7 Flugwege für die Berechnung von zeitintegrierten Pegelmaßen ausreichend ist. Falls Maximalpegel ermittelt werden müssen, sollte eine Aufteilung in 9-11 Flugwege gewählt werden. Der der AzB zu Grunde liegende Ansatz ist also konservativ.

Die Wahl einer Quasi-Normalverteilung der Bewegungszahlen quer zum Korridor ist ein sinnvoller Ansatz und dem Anwendungszweck der AzB angepasst. Eine Gleichverteilung liefert kleinere  $L_{Aeq}$ -Konturen, wobei sich der Effekt erst in größeren Abständen und nur im Bereich der Konturspitzen deutlich manifestiert [47]. Im Bereich von Kurven treten zwar in der Praxis oft asymmetrische Verteilungen auf, die aber – sofern aufgrund von exponierter Wohnbebauung eine Notwendigkeit besteht – durch die Einführung von Stellvertreter-Strecken für unterschiedliche Luftfahrzeuggruppen simuliert werden können.

Abbildung 30: Resultate der Vergleichsrechnungen zwischen AZBPLUS und SoundPLAN für Abflüge der Gruppe S5.2 auf der Südbahn unter Annahme eines Flugkorridors (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Ein Berechnungskonzept, das in Anlehnung an die AzB von 1975 [7] in die AzB-2008 eingeführt wurde, ist die Vererbung von operationellen Parametern: Höhe, Geschwindigkeit und Zusatzpegel werden vom mittleren Flugweg senkrecht zum Korridor auf die seitlichen Flugwege übernommen. Je nach Verlauf der Strecke (also der Abfolge von geraden Segmenten und Kreisbögen) wird der Referenzflugweg aus den AzB-Datenblättern also bei Flugwegen im Innenbereich der Kurve gestaucht und bei solchen im Außenbereich gestreckt. Dadurch ergeben sich gegenüber einer unveränderten Projektion der Referenzflugbahn auf alle Flugwege (wie bei AZBPLUS) insbesondere im Bereich von Kurven Pegelunterschiede, die beim Maximalpegel lokal in der Größenordnung von mehr als 0.6 dB liegen können (siehe Abbildung 30).

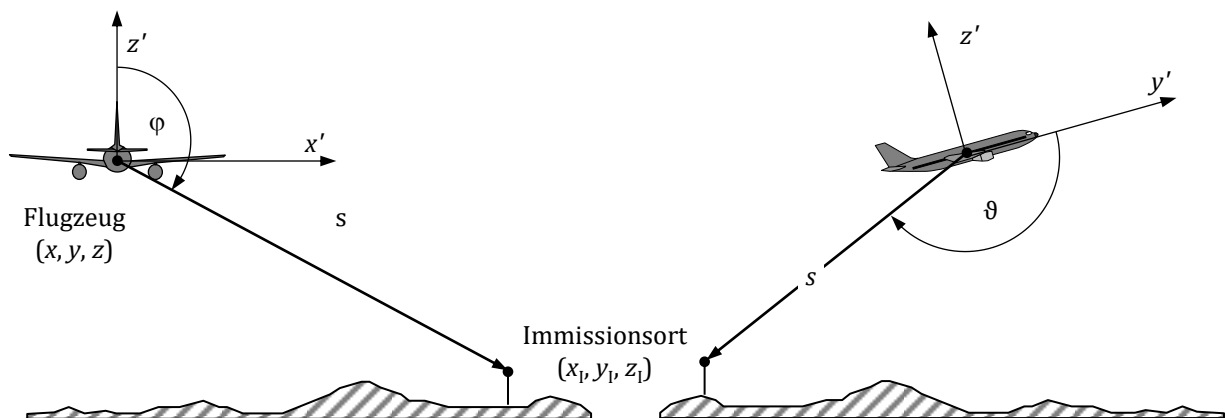
Das Konzept der Vererbung wurde 2008 historisch aus der AzB von 1975 übernommen, wo es aufgrund des anderen Modellansatzes zur Berücksichtigung von Flugkorridoren notwendig war. Für ein Segmentierungsverfahren wie die AzB-2008 ist diese Notwendigkeit nicht mehr gegeben. Auch wenn – wie die Vergleiche zwischen AZBPLUS und SoundPLAN zeigten – die resultierenden Effekte auf die Immission für Szenarien in der Regel vernachlässigt werden können und auch messtechnisch nicht überprüfbar sind, sollte das Konzept allein aufgrund der Angleichung an den internationalen Standard bei der Berechnung von Fluglärm abgeschafft werden. Dies trifft auch auf die DIN 45689 zu.

### 5.1.3 Beschreibung der lateralen Richtwirkung

Das in der AzB-2008 verwendete frequenzabhängige Richtwirkungsmaß  $D_{l,n}$  ist eine Funktion des longitudinalen Abstrahlwinkels  $\vartheta$  (siehe Abbildung 31). Eine Abhängigkeit vom lateralen Abstrahlwinkel  $\phi$  wird nicht berücksichtigt. Auch bei der DIN 45689 wurde aus Kompatibilitätsgründen zur AzB-2008 von der Einführung einer solchen Richtcharakteristik abgesehen.

Die Notwendigkeit einer lateralen Richtcharakteristik ist eng verknüpft mit der Modellierung von Kurvenflügen. Wenn hier der Querneigungswinkel („Bank-Angle“) berücksichtigt wird, sollte auch ein Modell über die laterale Abstrahlcharakteristik eingeführt werden. Darauf wird im Folgenden Abschnitt eingegangen.

Abbildung 31: Definition des longitudinalen Abstrahlwinkels  $\vartheta$  und des lateralen Abstrahlwinkels  $\phi$ .  $(x, y, z)$  ist das lokale Koordinatensystem,  $(x', y', z')$  das flugzeugfeste Koordinatensystem. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Eine verallgemeinerte laterale Richtwirkung definiert SAE AIR 5662 [23] in Form der „Engine Installation Correction  $\Delta I$ “ (siehe Abbildung 32). Diese wird durch eine vergleichsweise komplizierte (und nicht nachvollziehbare Gleichung) beschrieben:

$$\Delta_I(\varphi^*) = 10 \cdot \lg \left[ \frac{(a \cdot \cos^2 \varphi^* + \sin^2 \varphi^*)^b}{(c \cdot \sin^2 2\varphi^* + \cos^2 2\varphi^*)} \right] \quad (20)$$

Der Lateralwinkel  $\varphi^*$  ist dabei im Gegensatz zur Definition nach Abbildung 31 auf die Tragflügelebene bezogen. Die Konstanten a, b und c sind abhängig von der Art der Triebwerksmontage (Unterflügelmontage, Rumpfmontage oder Propellerflugzeug). Eine sehr gute Anpassung daran liefert eine Potenzreihe im Cosinus des lateralen Abstrahlwinkels, über die eine frequenzunabhängige Richtwirkungskorrektur

$$D_{lat}(\varphi) = \begin{cases} b_0 & \text{für } 0 \leq |\varphi| < \frac{\pi}{2} \\ b_0 + \sum_{i=1}^3 b_i (\cos \varphi)^i & \text{für } \frac{\pi}{2} \leq |\varphi| \leq \pi \end{cases} \text{ dB} \quad (21)$$

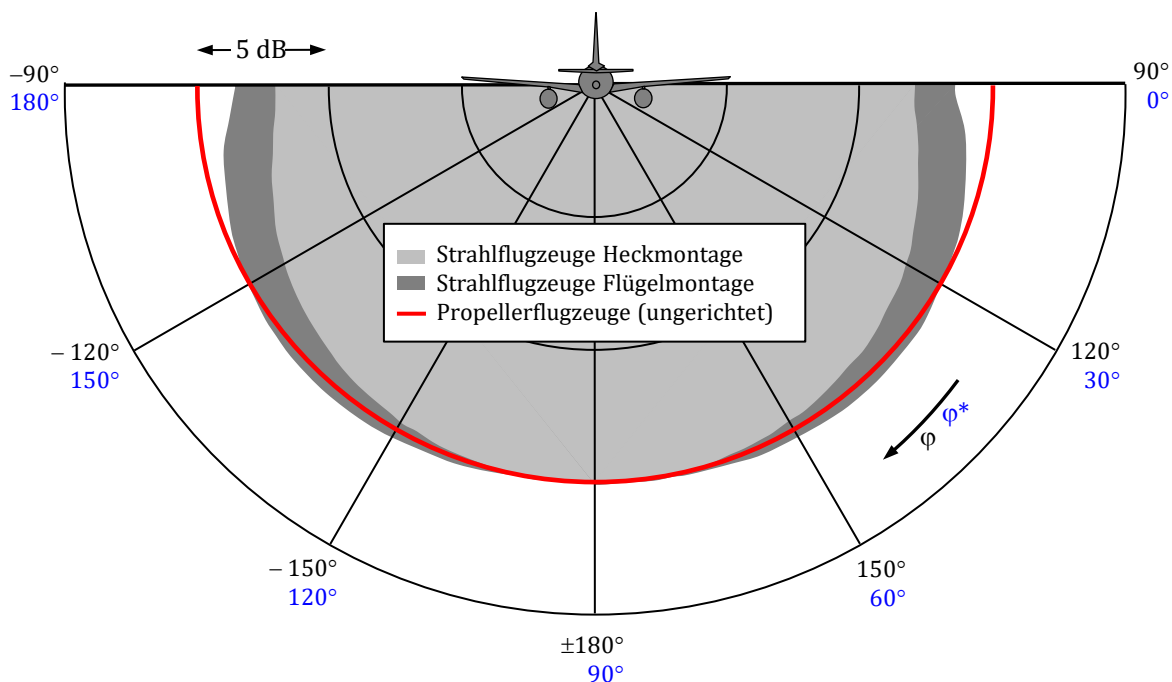
definiert werden kann. Der laterale Abstrahlwinkel ist dabei im Bereich  $-\pi \leq \varphi \leq \pi$  definiert. Die Koeffizienten  $b_0$  bis  $b_3$  sind in Tabelle 23 zusammengestellt:

Tabelle 23: Koeffizienten der lateralen Richtwirkungsfunktion  $D_{lat}$

Triebwerksart / -montage	$b_0$	$b_1$	$b_2$	$b_3$
Strahltriebwerke / Flügelmontage	-1.5	-3.2	1.2	2.9
Strahltriebwerke / Heckmontage	-3.0	-1.5	4.2	2.7
Propellertriebwerke	0.0	0.0	0.0	0.0

Beispielrechnungen zur lateralen Richtcharakteristik finden sich im Abschnitt zur 5.2.1 zur Modellierung von Kurvenflügen.

Abbildung 32: Engine Installation Correction  $\Delta_I$  nach SAE AIR 5662 (Quelle: eigene Darstellung nach ECAC Doc.29 [1], DLR)



### 5.1.4 Polynomverteilungen für typenspezifische Pegelstreuung

Bei der Ermittlung von Beurteilungsgrößen, die auf Maximalschalldruckpegeln basieren, muss berücksichtigt werden, dass eine Reihe von Bewegungen eines bestimmten Luftfahrzeugmusters auf einer definierten Flugstrecke keinen festen Wert des Maximalpegels an einem Immissionsort liefert, sondern in der Regel eine Häufigkeitsverteilung. Da gemessenen Maximalpegelverteilungen für einzelne oder sinnvoll gruppierte Luftfahrzeugtypen in der Regel Normalverteilungen ähneln, wurde in den 80er Jahren für die Berechnung von NAT-Kriterien erstmals ein Modell für normalverteilte Pegel entwickelt, das im Jahr 2008 dann auch seinen Eingang in die AzB fand. Erste Probleme mit diesem Modell traten auf, als Kriterien  $NAT = 0$  berechnet werden sollten. Aber auch bei der Ermittlung von Aufwachreaktionen (AWR) sind normalverteilte Pegel bei der Umsetzung in Software nur sehr umständlich zu handhaben: Hier muss auf klassierte Pegel zurückgegriffen werden, was aufwändig zu programmieren ist. Beide Anwendungsprobleme können gelöst werden, indem man als Verteilungsfunktion ein geeignetes Polynom verwendet, dessen Integral in einem Intervall  $[-a, +a]$  zu Eins wird.

#### 5.1.4.1 Normalverteilungen

Für eine Maximalpegelverteilung mit einer Standardabweichung  $\sigma$  und einem arithmetischen Mittelwert  $L_0$  ist die Verteilungsdichtefunktion der Normalverteilung definiert als:

$$f(L_{\max}, L_0, \sigma) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{L_{\max}-L_0}{\sigma}\right)^2} \quad (22)$$

Für einen Mittelwert von 0 und eine Standardabweichung von 1 ergibt sich hieraus die Verteilungsdichtefunktion der Standard-Normalverteilung:

$$f(L_{\max}, 0, 1) = \varphi(L_{\max}) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{1}{2}L_{\max}^2} \quad (23)$$

Die zugehörigen Verteilungsfunktionen ergeben sich als

$$F(L) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^L e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{L_{\max}-L_0}{\sigma}\right)^2} dL_{\max} \quad (24)$$

bzw.

$$\Phi(L) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^L e^{-\frac{L_{\max}^2}{2}} dL_{\max} \quad (25)$$

Mit der Substitution

$$x = \frac{L_{\max} - L_0}{\sigma} \quad (26)$$

bildet man die Normalverteilung auf die Standard-Normalverteilung ab:

$$F(L) = \Phi(x) = \frac{1}{2} \left( 1 + \operatorname{erf} \left( \frac{x}{\sqrt{2}} \right) \right) \Phi(L) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^L e^{-\frac{L_{\max}^2}{2}} dL_{\max} \quad (27)$$

Die Darstellung über die Fehlerfunktion

$$\operatorname{erf}(z) = \frac{1}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^z e^{-t^2} dt \quad (28)$$

ist sinnvoll, da es für diese Funktion zahlreiche Approximationen gibt [48] und erf in vielen Programmiersprachen (teils sogar als intrinsische Funktion) implementiert ist.

Da bei der Berechnung des Wertes  $NAT_{L_S}$  die Normalverteilung vom Schwellenwert  $L_S$  bis unendlich integriert werden muss, ergibt sich die Überschreitungshäufigkeit als:

$$NAT_{L_S} = 1 - \Phi(x_S) = \frac{1}{2} \left( 1 - \operatorname{erf} \left( \frac{x_S}{\sqrt{2}} \right) \right) \quad (29)$$

Dabei ergibt sich  $x_S$  aus (26) für den Schwellenwert  $L_S$ . Diese Substitution soll im Folgenden weiterverwendet werden, da man damit den Definitionsbereich mit der Standardabweichung, die als Eigenschaft von typenspezifischen Maximalpegelverteilungen in die Berechnung von Fluglärm eingeht, skaliert.

#### 5.1.4.2 Modifizierte Normalverteilungen

Die (Standard-)Normalverteilung ist im Intervall  $[-\infty, +\infty]$  definiert, Schallpegel haben in der Praxis aber immer eine endliche Obergrenze. Insofern kann die Anwendung von Normalverteilungen in Sonderfällen zu Problemen führen. So ist ein Wert  $NAT(L) = 0$  prinzipiell nicht berechenbar, denn dafür muss der Definitionsbereich der Verteilungsfunktion nach oben begrenzt sein. Dieses Problem lässt sich durch Verwendung einer modifizierten Standardnormalverteilung  $\Phi_a$  umgehen, die in einem endlichen Intervall  $[-a, +a]$  definiert und auf Eins normiert ist. An den Grenzen dieses Intervalls sollte die zugehörige Dichtefunktion  $\varphi_a$  verschwinden. Sie hat dann die Form

$$\varphi_a(x) = k_a \cdot (\varphi(x) - \Delta_a) \quad \text{mit} \quad \Delta_a = \varphi(a) \quad (30)$$

und die Verteilungsfunktion ergibt sich als

$$\Phi_a(x) = \int_{-a}^x \varphi_a(t) dt \quad (31)$$

Durch den Subtrahenden  $\Delta_a$  wird die Dichtefunktion der Standardnormalverteilung so verschoben, dass sie die x-Achse bei  $\pm a$  schneidet. Der Faktor  $k_a$  ist so zu wählen, dass gilt:

$$\Phi_a(a) = \int_{-a}^a \varphi_a(t) dt = 1 \quad (32)$$

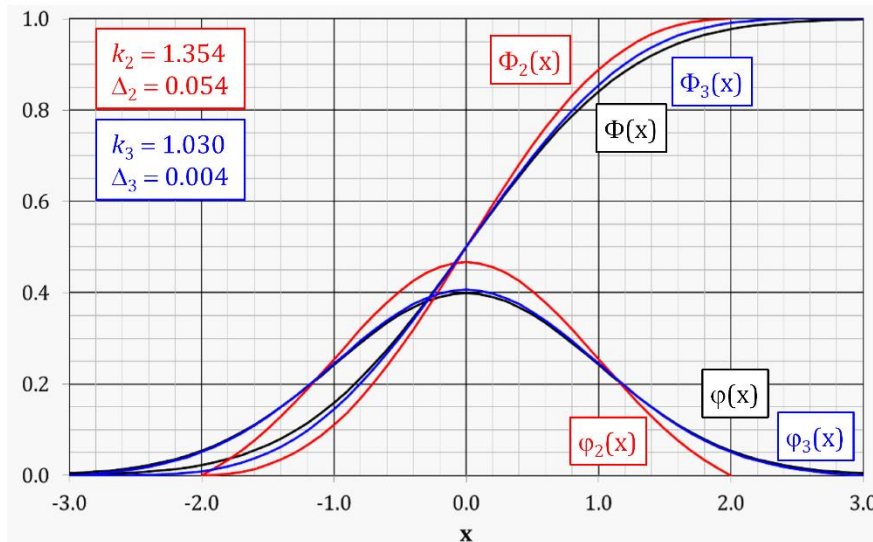
Das ist gegeben für

$$\frac{1}{k_a} = \int_{-a}^a \varphi(t) dt - 2a \cdot \Delta_a \quad (33)$$

Der erste Term beschreibt dabei die Fläche unter der Standardnormalverteilung im Intervall  $[-a, +a]$ , der Zweite die Fläche, die beim Verschieben der Dichtefunktion unter die Abszisse gefallen ist.

Abbildung 33 zeigt einen Vergleich der modifizierten Normalverteilungen  $\Phi_2$  und  $\Phi_3$  mit der Standardnormalverteilung  $\Phi$ . Für Fluglärm zeigen gemessene Maximalpegelverteilungen typischen Standardabweichungen von 1.5–3 dB. Die Intervalle  $[-2,+2]$  bzw.  $[-3,+3]$  liefern damit Gesamtbreiten der Verteilung von 6–12 dB bzw. 9–18 dB.

Abbildung 33: Dichtefunktion  $\varphi$  und Verteilungsfunktion  $\Phi$  für die Standard-Normalverteilung und die modifizierten Normalverteilungen  $\Phi_2$  und  $\Phi_3$  in den Intervallen  $[-2,+2]$  bzw.  $[-3,+3]$  (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



### 5.1.4.3 Polynom-Verteilungen

Bei der Verwendung einer modifizierten Standardnormalverteilung wird die Problematik der Berechnung von  $N_{AT} = 0$  behoben, denn es gibt immer einen höchsten Maximalpegelwert für eine berechnete Pegelverteilung. Ein Problem rechtechnischer Art bleibt allerdings bestehen. Es betrifft die Ermittlung der Anzahl  $N_{AWR}$  von fluglärminduzierten Aufwachreaktionen. Der Beitrag  $N_{A,i}$  ergibt sich für einen einzelnen Vorbeiflug durch Integration des Produktes aus der Wahrscheinlichkeitsdichte  $w_i$  der typenspezifischen Maximalpegelverteilung und der verwendeten Expositions-Wirkungs-Beziehung  $f_{AWR}$ .

$$N_{A,i} = \int_{L_{min}}^{\infty} w_i(L_{max}, L_{0,i}, \sigma_i) \cdot f_{AWR}(L_{max}) dL_{max} \quad (34)$$

Die untere Integrationsgrenze  $L_{min}$  ergibt sich dabei aus dem Pegelwert, bei dem die Funktion  $f_{AWR}$  (in der Regel ein Polynom 2. Grades) Null wird. Unter der Annahme, dass die Verteilungsdichte  $w_i$  eine Normalverteilung ist, lässt sich das Integral weder analytisch noch durch eine numerische Näherung lösen. Das macht die praktische Implementierung in ein Berechnungsprogramm aufwendig, denn für jede Flugbewegung muss am Immissionsort eine klassierte Pegelverteilung ermittelt werden. Das erfordert für jede Pegelklasse zwei Berechnungen der Standardnormalverteilung nach Gl. (27).

Verwendet man als Verteilungsdichtefunktion jedoch ein Polynom, so kann das Integral in Gl. (35) analytisch gelöst werden – ein Umweg über eine klassierte Verteilungsfunktion und die damit verbundene Abhängigkeit des Ergebnisses von der Klassenbreite entfällt.

Fordert man als Randbedingung wieder, dass das Polynom im Intervall  $[-a,+a]$  symmetrisch ist, an den Grenzen verschwindet und zu Eins integriert wird, so kommen nur gerade Exponenten  $m$  in Frage:



$$p_{2m,a}(x) = k_{2m,a} \cdot (a^2 - x^2)^m \tag{35}$$

Abbildung 34 zeigt ein Anpassungs-Polynom 4. Grades, das die modifizierte Normalverteilung im Intervall  $[-2,+2]$  gut wiedergibt. Es ergibt sich aus den Randbedingungen als:

$$p_{4,2}(x) = k_{4,2} \cdot (4 - x^2)^2 \quad \text{mit} \quad k_{4,2} = \frac{15}{512} \tag{36}$$

Abbildung 34: Dichtefunktionen und Verteilungsfunktionen für eine Polynom-Anpassung  $p_{4,2}$  und die modifizierte Standard-Normalverteilung im Intervall  $[-2,+2]$  (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

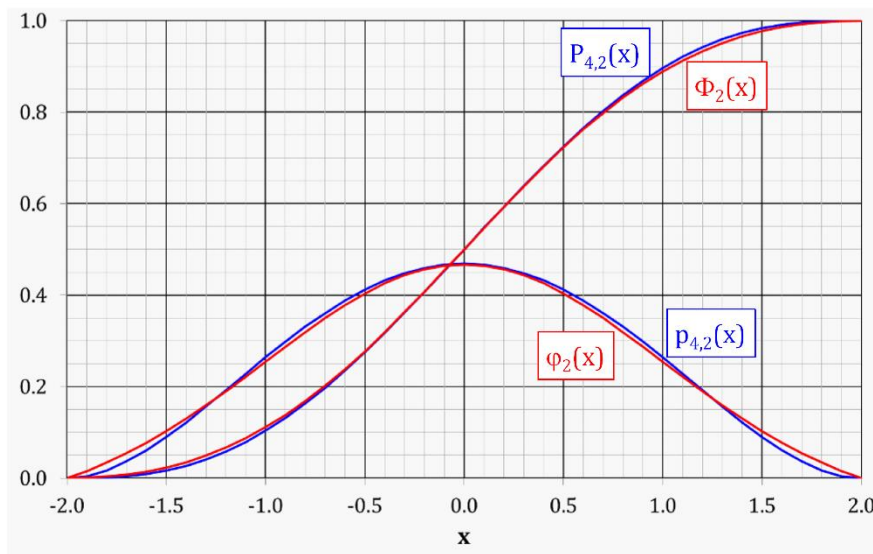
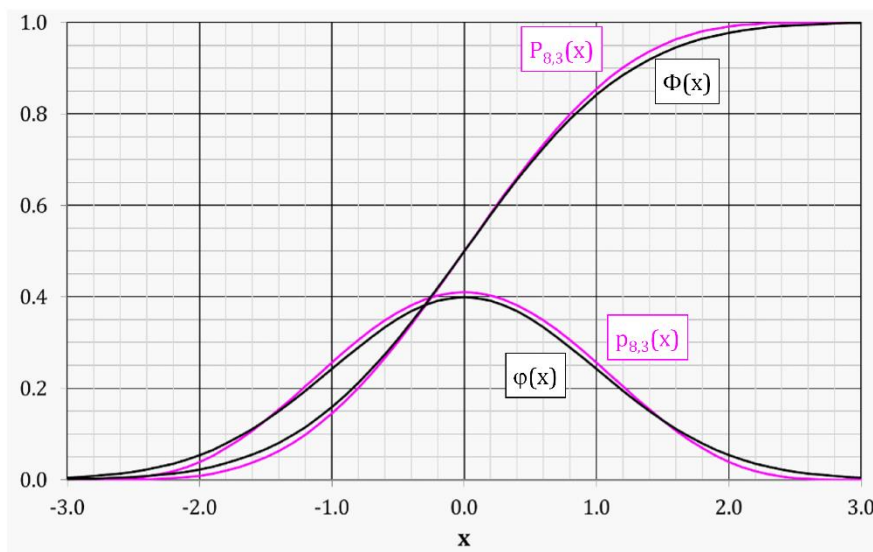


Abbildung 35: Dichtefunktionen und Verteilungsfunktionen für eine Polynom-Anpassung  $p_{8,3}$  und die modifizierte Standard-Normalverteilung im Intervall  $[-3,+3]$  (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Zur Anpassung an die Standardnormalverteilung im Intervall  $[-3,+3]$  sollte ein Anpassungs-Polynom 8. Grades verwendet werden (siehe Abbildung 35):

$$p_{8,3}(x) = k_{8,3} \cdot (9 - x^2)^4 \quad \text{mit} \quad k_{8,3} = \frac{35}{559872} \quad (37)$$

Mit der Verteilungsdichtefunktion  $p_{2m,a}$  würde sich für einen Einzelflug der Beitrag  $N_{i,L_S}$  zum NAT ergeben:

$$N_{i,L_S} = \begin{cases} = 1 & \text{für } x_{S,i} < -a \\ \int_{x_S}^a p_{2m,a}(x_i) dx_i & \text{für } -a \leq x_{S,i} \leq a \\ = 0 & \text{für } x_{S,i} > a \end{cases} \quad (38)$$

wobei das Integral ein Polynom vom Grad  $2m+1$  ist. Unter der Annahme, dass die Expositions-Wirkungsbeziehung  $f_{AWR}$  ein Polynom 2. Grades ist, geht Gl. (34) zur Berechnung von fluglärminduzierten Aufwachreaktionen für eine Polynomverteilung  $p_{2m,a}$  über in

$$N_{A,i} = \int_{x_{0,i}}^a \sum_{j=0}^{2m+2} q_{i,j} \cdot x_i^j dx_i \quad (39)$$

Da  $f_{AWR}$  nur für  $x_i > x_{\min,i} = x_i(L_{\min})$  definiert ist, gilt für die untere Integrationsgrenze  $x_{0,i} = \max(-a, x_{\min,i})$ . Auflösen des Integrals liefert dann

$$N_{A,i} = \sum_{j=1}^{2m+3} r_{i,j} \cdot a^j - \sum_{j=1}^{2m+3} r_{i,j} \cdot x_{0,i}^j \quad (40)$$

Die Koeffizienten  $q_{i,j}$  bzw.  $r_{i,j}$  ergeben sich aus den Polynomkoeffizienten von  $p_{m,a}(x)$  und  $f_{AWR}(x)$ . Die erste Summe in Gl. (40) hängt nur von der oberen Integrationsgrenze und den Koeffizienten von  $f_{AWR}$  ab, muss also nach Festlegen dieser Funktion nur einmal berechnet werden.

Die Koeffizienten der Funktion sind nach der Normierung abhängig von Mittelwert und Standardabweichung der aktuellen Verteilungsfunktion:

$$f_{AWR}(x_i) = b_{0,i} + b_{1,i} \cdot x_i + b_{2,i} \cdot x_i^2 \quad (41)$$

Sie ergeben sich nach (26) aus den Koeffizienten von

$$f_{AWR}(L_{\max}) = a_0 + a_1 \cdot L_{\max} + a_2 \cdot L_{\max}^2 \quad (42)$$

als:

$$\begin{aligned} b_0 &= a_0 + a_1 \cdot L_0 + a_2 \cdot L_0^2 \\ b_1 &= a_1 \cdot \sigma + a_2 \cdot \sigma \cdot L_0 \\ b_2 &= a_2 \cdot \sigma^2 \end{aligned} \quad (43)$$

#### 5.1.4.4 Testscenario und verwendetes Rechenmodell

Zur Ermittlung der Unterschiede, die sich bei Verwendung der verschiedenen Verteilungs-Ansätze bei der Berechnung von NAT- und AWR-Kriterien ergeben, wurde ein generischer Flugbetrieb auf einem Flughafen mit 1-Bahnssystem definiert. Dieser bestand aus zwei Anflugstrecken, die ohne Flugkorridor modelliert wurden, sowie vier Abflugstrecken, bei denen Korridore mit jeweils sieben Flugwegen (Backbone-Track sowie sechs Subtracks) modelliert wurden. Für den Verkehr wurden zehn Luftfahrzeugklassen für den Anflug und 13 Luftfahrzeugklassen für den Abflug zu Grunde gelegt. Damit ergaben sich 72 Kombinationen von Luftfahrzeugklassen und Flugstrecke. Die Anzahl der berechneten Flugwege war 384.

Zur Immissionsberechnung wurde AZBPLUS mit dem Quellmodell der AzB-2008 verwendet. Berechnet wurden Gitter mit einer Maschenweite von 100 m und  $501 \times 501 = 251001$  kt. Zu Grunde lag ein Flugbetrieb mit 15600 Flugbewegungen zwischen 6 und 22h in 180 Tagen. Zur Berechnung von NAT- bzw. AWR-Kriterien wurden die Beiträge  $N_{i,LS}$  bzw.  $N_{A,i}$  der einzelnen Gitter zunächst mit der Flugbewegungszahl auf der zugehörigen Strecke multipliziert und dann aufsummiert. Insgesamt gingen in dieses Gitter etwa 96 Millionen Berechnungen von Einzelbeiträgen zu NAT bzw.  $N_{AWR}$  ein. Bei den AWR-Berechnungen wurde die vom DLR entwickelte Expositions-Wirkungs-Beziehung aus dem Projekt „Leiser Flugverkehr“ verwendet [49].

#### 5.1.4.5 Ergebnisse

Tabelle 24 zeigt eine Zusammenfassung der Ergebnisse der NAT-Berechnungen. Ausgewiesen sind von den Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6,12,24$  umschlossenen Flächen sowie die Rechenzeiten, die für die Superposition der Basisgitter benötigt wurden. Die Berechnungen für die modifizierten Normalverteilungen und die Polynomverteilungen waren etwa 25% schneller als die Berechnungen für die Normalverteilung.

Tabelle 24: Ergebnisse der NAT-Berechnungen

Verteilung	Rechenzeit	Konturflächen		
		$NAT_{68, Nacht} = 6$	$NAT_{68, Nacht} = 12$	$NAT_{68, Nacht} = 24$
$\varphi$	12 s	304 km <sup>2</sup>	219 km <sup>2</sup>	148 km <sup>2</sup>
$\varphi_3$	9 s	300 km <sup>2</sup>	215 km <sup>2</sup>	146 km <sup>2</sup>
$p_{8,3}$	9 s	294 km <sup>2</sup>	211 km <sup>2</sup>	142 km <sup>2</sup>
$\varphi_2$	9 s	283 km <sup>2</sup>	205 km <sup>2</sup>	135 km <sup>2</sup>
$p_{4,2}$	9 s	280 km <sup>2</sup>	204 km <sup>2</sup>	134 km <sup>2</sup>

Die entsprechenden Ergebnisse der AWR-Berechnungen sind in Tabelle 25 zusammengestellt. ausgewertet. Die Rechenzeiten für die Polynomverteilungen sind bei gleicher Intervallbreite um mehr als 60% kleiner als bei den modifizierten Normalverteilungen. Die Polynomverteilungen liefern um bis zu 2% kleinere Flächen als entsprechenden modifizierten Normalverteilungen. Für die im Intervall  $[-2,2]$  definierten Verteilungen fallen die Flächen um bis zu 4% kleiner aus als für die Verteilungen im Intervall  $[-3,3]$ .

Tabelle 25: Ergebnisse der AWR-Berechnungen (für die Verteilungen  $\varphi$ ,  $\varphi_2$  und  $\varphi_3$  wurde eine Klassenbreite von 1 dB angesetzt)

Verteilung	Rechenzeit	Konturflächen		
		$N_{AWR} = 0.25$	$N_{AWR} = 0.5$	$N_{AWR} = 1.0$
$\varphi$	127 s	253 km <sup>2</sup>	175 km <sup>2</sup>	120 km <sup>2</sup>
$\varphi_3$	96 s	250 km <sup>2</sup>	173 km <sup>2</sup>	119 km <sup>2</sup>
$p_{8,3}$	38 s	243 km <sup>2</sup>	168 km <sup>2</sup>	117 km <sup>2</sup>
$\varphi_2$	77 s	235 km <sup>2</sup>	163 km <sup>2</sup>	115 km <sup>2</sup>
$p_{4,2}$	28 s	232 km <sup>2</sup>	161 km <sup>2</sup>	114 km <sup>2</sup>

Bei den drei Normalverteilungen wurde jeweils eine Klassenbreite von 1 dB bei der Berechnung angesetzt. Für die Normalverteilung  $\varphi$  wurde die Pegelhäufigkeitsverteilung im Intervall  $[-5,5]$

Gegenüber der Standard-Normalverteilung fallen im Intervall  $[-3,3]$  die Konturflächen für die modifizierte Normalverteilung etwa 1–2% kleiner aus, die Flächen für die Polynomverteilung gehen um etwa 3–4% zurück. Ermittelt man die Verteilungen nur im Intervall  $[-2,2]$ , so werden die Konturen sowohl für die modifizierte Normalverteilung als auch für die Polynomverteilung um etwa 4–9% kleiner gegenüber der Standard-Normalverteilung. Bei Verwendung normierter, symmetrischer Polynomverteilungen Intervall  $[-a,+a]$  können Aufwachreaktionen demgegenüber ohne Pegelklassierung ermittelt werden. Obwohl bei diesem Ansatz das Expositions-Wirkungs-Polynom zusätzlich vom typenspezifischen Maximalpegelmittelwert und der Standardabweichung  $Q_\sigma$  abhängt, reduziert sich die Rechenzeit gegenüber der Verwendung von Normalverteilungen deutlich.

Um vergleichbare Ergebnisse zur Verwendung der Standard-Normalverteilung zu erhalten, müssen die alternativen standardisierte Verteilungen im Intervall  $[-3,3]$  definiert sein. Andererseits ist die Vorgabe einer Normalverteilung letztendlich ein Modellansatz gewesen – die Vorgabe einer Polynomnäherung im Intervall  $[-2,2]$  ist vom Ansatz her gleichwertig. Diese Näherung einer Normalverteilung wird in der AzB ja auch bei der Modellierung der Verteilung von Flugbewegungen über einen Flugkorridor angesetzt.

Abbildung 36 zeigt die entsprechenden Konturen für die Normalverteilung und die beiden Polynomverteilungen<sup>16</sup>.

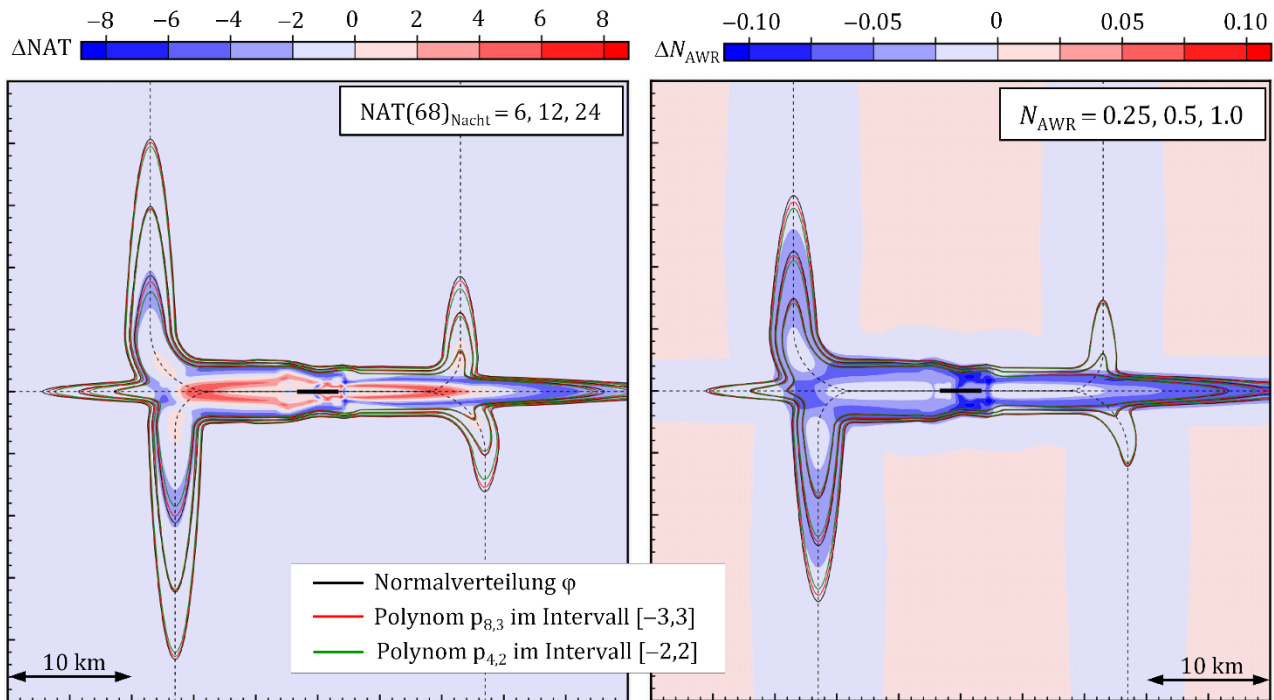
Die Einführung von modifizierten Standard-Normalverteilungen, die nur in einem vorgegebenen Intervall  $[-a,+a]$  definiert und dort auf Eins normiert sind, lösen zwar das Problem der Berechnung von  $NAT = 0$ , erfordern aber bei der Ermittlung von Aufwachreaktionen weiterhin das Arbeiten mit klassierten Pegeln (wenn auch mit reduziertem Berechnungsaufwand).

Bei Verwendung normierter, symmetrischer Polynomverteilungen Intervall  $[-a,+a]$  können Aufwachreaktionen demgegenüber ohne Pegelklassierung ermittelt werden. Obwohl bei diesem Ansatz das Expositions-Wirkungs-Polynom zusätzlich vom typenspezifischen Maximalpegelmittelwert und der Standardabweichung  $Q_\sigma$  abhängt, reduziert sich die Rechenzeit gegenüber der Verwendung von Normalverteilungen deutlich.

<sup>16</sup> Für NAT- und AWR-Kontur ist eine Differenz-Darstellung nur schwer zu interpretieren, weil die absoluten Häufigkeiten einen wesentlich höheren Wertebereich als Pegel haben. In der gezeigten NAT-Darstellung liegen die Häufigkeitswerte im Bereich der Startbahn oder direkt unter der Anfluggrundlinie in der Größenordnung von 900, so dass die gezeigten Differenzen hier relativ gering sind.

Um vergleichbare Ergebnisse zur Verwendung der Standard-Normalverteilung zu erhalten, müssen die alternativen standardisierte Verteilungen im Intervall  $[-3,3]$  definiert sein. Andererseits ist die Vorgabe einer Normalverteilung letztendlich ein Modellansatz gewesen – die Vorgabe einer Polynomnäherung im Intervall  $[-2,2]$  ist vom Ansatz her gleichwertig. Diese Näherung einer Normalverteilung wird in der AzB ja auch bei der Modellierung der Verteilung von Flugbewegungen über einen Flugkorridor angesetzt.

Abbildung 36: Vergleich von berechneten Konturen für  $NAT_{68}$  und Aufwachreaktion  $N_{AWR}$  für Normalverteilte Pegel  $\varphi$  und Polynomverteilungen  $p_{4,2}$  und  $p_{8,3}$ . Farblich hinterlegt sind die Differenzen  $\Delta N = N(\varphi) - N(p_{8,3})$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



## 5.2 Weiterentwicklung des operationellen Modells

### 5.2.1 Modellierung von Kurvenflügen

#### 5.2.1.1 Effekte auf den Flugbahnverlauf

Wenn ein Luftfahrzeug mit einer Geschwindigkeit  $V$  eine Kurve mit Radius  $R$  durchfliegt, unterliegt es der auswärts gerichteten Fliehkraft. Um diese zu kompensieren, wird ein Querneigungswinkel (Bank-Angle)

$$\varepsilon = \frac{V^2}{R \cdot g} \tag{44}$$

eingestellt. Dabei ist  $g$  die Gravitationsbeschleunigung. Für die Kompensation dieses „Lastvielfachen“ wird so ein Teil des Auftriebs benötigt. Die Kompensation des Lastvielfachen kann nach Gl.(1) und Gl.(44) durch eine Erhöhung des Triebwerksschubes um

$$\Delta F_\varepsilon = m \cdot g \cdot R \cdot (\cos \varepsilon^{-1} - 1) \tag{45}$$

erfolgen. In der Praxis wird aber in der Regel der Triebwerksschub konstant gehalten. In diesem Fall kann entweder der Steig-/Sinkwinkel um

$$\Delta \sin \gamma_\varepsilon = -R \cdot (\cos \varepsilon^{-1} - 1) \quad (46)$$

bzw. die Beschleunigung um

$$\Delta a_\varepsilon = -g \cdot R \cdot (\cos \varepsilon^{-1} - 1) \quad (47)$$

geändert werden. Da Verzögerungen zumindest beim Abflug vermieden werden, macht eine Reduktion der Beschleunigung nur in Beschleunigungsphasen Sinn<sup>17</sup>.

Bei Berechnungsverfahren, die wie die AzB-2008 auf Fixpunkt-Profilen aufsetzen, können die Auswirkungen des Kurvenflugs auf Flughöhe und Geschwindigkeit nicht modelliert werden. Hier wird immer ein Flugprofil für einen Geradeausflug auf einen gekrümmten Flugweg projiziert. Dabei kann man der Flugbahn über Gl.(44) einen Querneigungswinkel zuordnen, da Fluggeschwindigkeit und lokaler Krümmungsradius bekannt sind. Allerdings sind Korrekturen nach obigen Gleichungen ohne Kenntnis der Gleitzahl  $R$  nicht möglich. Außerdem wäre nur die (unrealistische) Variante der Schuberrhöhung einfach nachträglich zu implementieren, da sie den zeitlichen Bahnverlauf unverändert lässt.

Nichtsdestoweniger ist es von Interesse, wie hoch beim Kurvenflug die Unterschiede zwischen einer vollwertigen Flugbahnsimulation und einer vereinfachenden Projektion ausfallen, denn Änderungen in Höhe oder Geschwindigkeit wirken sich über die Ausbreitungsentfernung bzw. die Geräuschkdauer auf die Immission aus. Wird bei der Modellierung der Quelle eine laterale Richtcharakteristik verwendet, so beeinflusst der Querneigungswinkel zusätzlich über die geänderte Abstrahlrichtung die Immission (siehe Abschnitt 5.2.1.2).

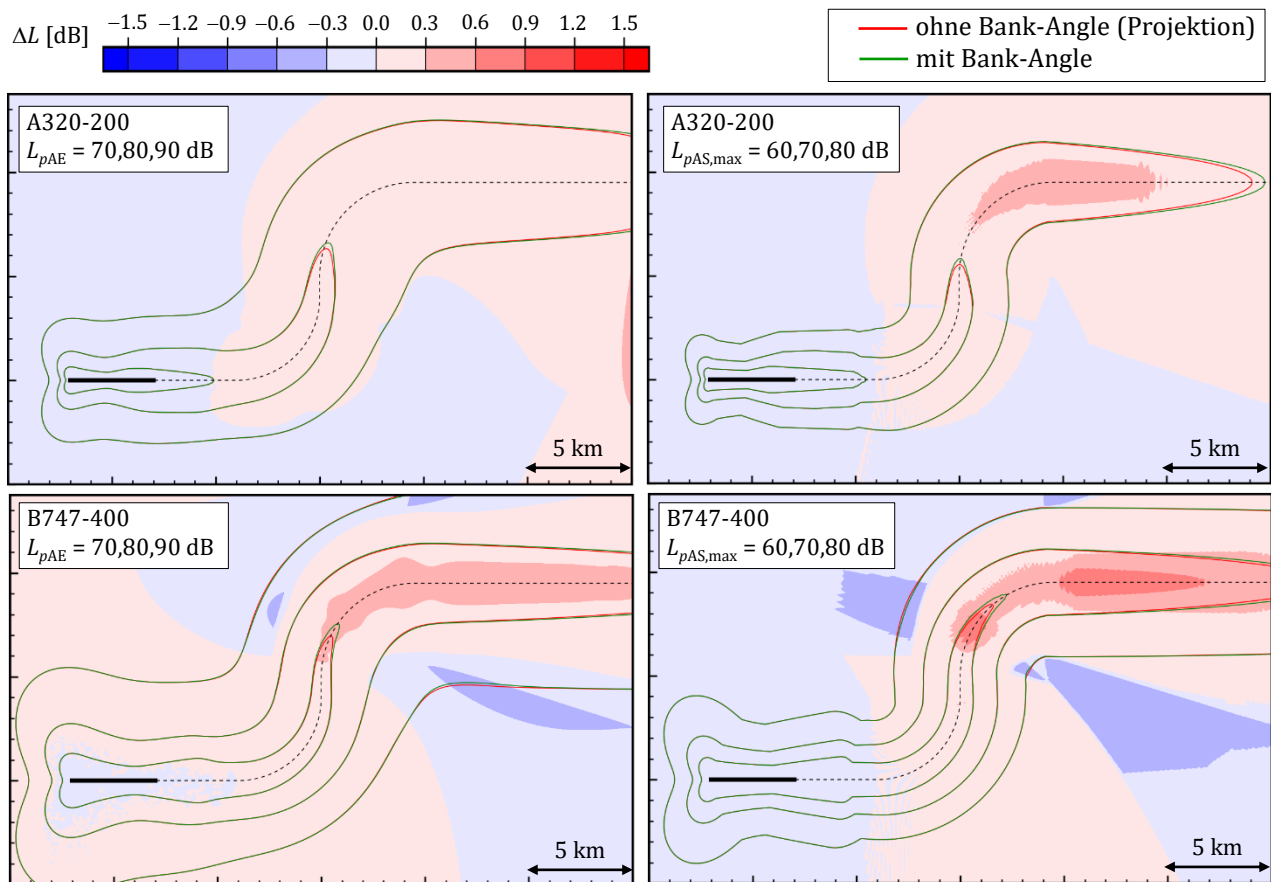
Im Folgenden sollen die aus diesen Mechanismen resultierenden akustischen Effekte quantifiziert werden. Dazu wurden Vergleichsberechnungen für eine Flugstrecke mit zwei 90°-Kurven mit 5 km Radius durchgeführt. Die erste Berechnung war eine exakte Modellierung mit Berücksichtigung der Effekte des Kurvenfluges. Bei der zweiten Berechnung wurde eine Bahn für einen Geradeausflug ermittelt und dann auf die Strecke projiziert. Für beide Varianten wurde dann eine Immissionsberechnung mit AZBPLUS ohne Berücksichtigung einer lateralen Richtwirkung durchgeführt. Berechnet wurden dabei die A-bewerteten Schalldruckexpositionspegel und Maximalpegel.

Abbildung 37 zeigt die Ergebnisse eines solchen Vergleiches für den Abflug eines Airbus A320-200 mit 67.5 t Abflugmasse sowie eine Boeing B747-400 mit 397 t Abflugmasse. Zusätzlich zu den ausgewiesenen Konturen wurden die Differenzen  $\Delta L = L_{\text{mit Bank}} - L_{\text{ohne Bank}}$  zwischen beiden Berechnungsarten farblich codiert.

Erwartungsgemäß liefert die exakte Berechnung mit Berücksichtigung der Querneigung unter der Flugbahn höhere Pegel. Für große seitliche Entfernungen kehrt sich der Effekt um, weil aufgrund der niedrigeren Flughöhe der Effekt der Bodendämpfung für die exakte Bahnberechnung früher zum Tragen kommt. Es ergeben sich beim Maximalpegel Unterschiede zwischen beiden Verfahren bis zu 0.6 dB für den A320-200 und bis zu 0.9 dB für die B747-400. Die Differenzen im Schalldruckexpositionspegel sind geringer, da hier der Einfluss der Geräuschkdauer hinzukommt. Das führt auch dazu, dass die Differenzkonturen im  $L_{pAE}$  glatter ausfallen.

<sup>17</sup> Beim Anflug ist das anders – hier muss verzögert werden.

Abbildung 37: Vergleichsrechnungen des  $L_{pAE}$  und  $L_{pAS,max}$  für Abflüge eines A320-200 mit 67.5 t TOM bzw. einer B747-400 mit 397 t MTOM mit und ohne Einfluss des Querneigungswinkels auf die Flugbahn. Farblich codiert sind die Differenzen  $\Delta L = L_{mit\ Bank} - L_{ohne\ Bank}$ . (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



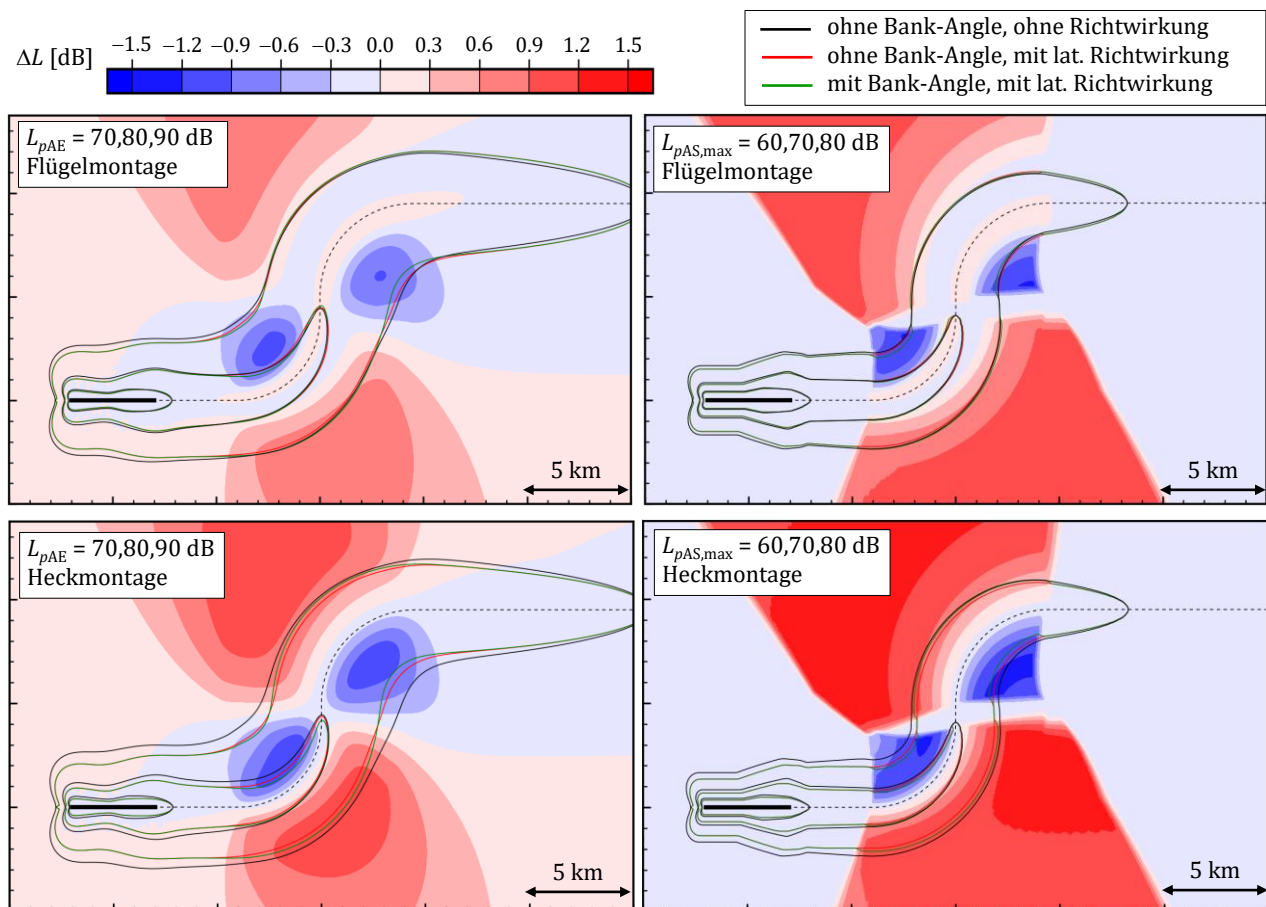
### 5.2.1.2 Effekte der lateralen Richtcharakteristik

Da man unabhängig von der Art des Flugprofils beim Kurvenflug immer einen Querneigungswinkel ermitteln kann besteht die Möglichkeit, eine laterale Richtcharakteristik zu berücksichtigen. Die im vorangegangenen Abschnitt beschriebenen Berechnungen wurden um diese Komponente ergänzt.

Als Referenzflugzeug wurde der Airbus A320 aus der vorangegangenen Analyse herangezogen. Dabei wurden drei unterschiedliche Varianten berechnet:

- ▶ Flugbahnmodellierung ohne Querneigungswinkel und ohne laterale Richtcharakteristik
- ▶ Flugbahnmodellierung ohne Querneigungswinkel und mit lateraler Richtcharakteristik
- ▶ Flugbahnmodellierung mit Querneigungswinkel und mit lateraler Richtcharakteristik

Abbildung 38: Vergleichsrechnungen des  $L_{pAE}$  und  $L_{pAS,max}$  für Abflüge eines A320 mit 67.5 t TOM für unterschiedliche Bahnmodellierungen und laterale Richtcharakteristiken. Farblich codiert sind die Differenzen  $\Delta L = L_{mit\ Bank} - L_{ohne\ Bank}$ , jeweils mit lateraler Richtcharakteristik. (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Für die Richtcharakteristik wurden die beiden im Abschnitt 5.1.3 beschriebenen Varianten für Flügel- bzw. Heckmontage der Triebwerke verwendet. Letzteres entspricht zwar nicht der Bauart des A320, aber in der Untersuchung ging es u.a. um die Quantifizierung der Einflüsse unterschiedlicher Richtwirkungsmodelle. Abbildung 38 zeigt die Resultate der Berechnungen. Analog zu Abbildung 37 sind Konturen des Maximalpegels und des Schalldruckexpositionspegels dargestellt. Farblich hinterlegt sind die Pegeldifferenzen  $\Delta L = L_{mit\ Bank} - L_{ohne\ Bank}$ , jeweils mit lateraler Richtcharakteristik.

Der Effekt der lateralen Richtcharakteristik ist zunächst unabhängig vom Querneigungswinkel und zeigt sich daher auch bei geradlinig verlaufenden Streckensegmenten. Der maximale Effekt tritt parallel zur Startbahn auf, da hier der laterale Abstrahlwinkel fast  $90^\circ$  erreicht. Mit der Berücksichtigung des Querneigungswinkels kommt es allerdings im Bereich von Kurven zu deutlich höheren Pegeländerungen. Dabei zeigen sich für die Heckmontage Pegelabsenkungen im Kurveninneren und Erhöhungen im Außenbereich, da das Maximum der Abstrahlung bei diesem Modell bei  $\varphi = 180^\circ$  (senkrecht nach unten) liegt. Für Flügelmontage liegt ein nur schwach ausgeprägtes Maximum bei  $\varphi = 140^\circ$ . Mit zunehmendem seitlichem Abstand kommt es im Innenbereich zunächst zu einem Pegelan- und dann zu einem Pegelabstieg. Der Effekt ist allerdings nur schwach ausgeprägt.

Generell fallen die Effekte der lateralen Richtcharakteristik für heckmontierte Triebwerke höher aus als für eine Triebwerksmontage unter den Tragflächen.



## 5.2.2 Simulationsansatz zur Bestimmung prozeduraler Profile

Das in Doc.29 beschriebene Verfahren zur Berechnung von prozeduralen Profilen basiert auf einer Mittelung der Flugleistungsparameter über ein Flugbahnsegment – was für ein Segmentierungsverfahren natürlich sinnvoll ist. Für ein Berechnungsverfahren auf Zeitschrittbasis ist das allerdings kein naheliegender Ansatz – hier sollte man einen Simulationsansatz wählen [50].

Abbildung 39: Berechnung prozeduraler Profile durch Mittelung über ein Segment (links) oder Simulation (rechts) (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

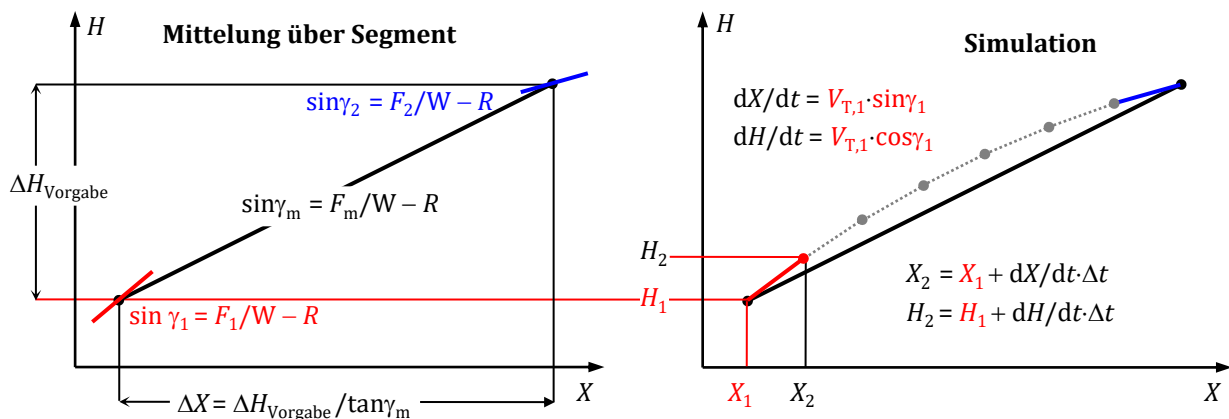


Abbildung 39 zeigt schematisch die Unterschiede beider Verfahren für ein Steigflugsegment. Hier soll aus einer Flughöhe  $H_1$  mit konstanter Geschwindigkeit  $V_1$  um eine Höhe  $\Delta H$  gestiegen werden. Die Setzung des Schubs erfolgt über eine Einstellung der Fan-Drehzahl oder des Triebwerksdruckverhältnisses EPR. Da bei fester Vorgabe dieser Werte der Schub mit der Höhe abnimmt, wird nach dem im Doc.29 beschriebenen analytischen Verfahren für das Segment ein mittlerer Schub  $F_m$  angesetzt. Nach (1) ergibt sich daraus ein mittlerer Steigwinkel  $\gamma_m$  und die über Grund zurückgelegte Strecke  $\Delta X$ .

Alternativ kann man das Profil auch über eine zeitliche Simulation mit fester Schrittweite  $\Delta t$  ermitteln. Ausgehend von  $H_1$  wird nach Gl.(1) ein Steigwinkel  $\gamma_1$  berechnet, aus dem sich dann über die Bahngeschwindigkeit  $V_{T,1}$  der nach der Zeit  $\Delta t$  erreichte nächste Bahnpunkt ergibt. Ausgehend von diese wird so lange iteriert, bis die vorgegebene Zielhöhe erreicht ist.

Die Simulation berücksichtigt die physikalischen Effekte adäquater als der Mittelungsansatz, allerdings ist Letzterer für die in der Praxis auftretenden Aufgabenstellungen durchaus ausreichend [10]. Da der Simulationsansatz jedoch flexibler ist, ist er prinzipiell vorzuziehen, denn er liefert sowohl die Stützstellen für ein segmentiertes Profil als auch den zeitlichen Bahnverlauf für ein Simulationsverfahren auf Zeitschrittbasis. Insofern wurde dieser Ansatz auch in die DIN 45689 übernommen. Insbesondere ergeben sich folgende Vereinfachungen:

- ▶ Nach Doc.29 wird bei der Berechnung eines Profilssegmentes angenommen, dass Schubhebel- und Klappenstellung längs des Segments nicht verändert werden. Wenn beim Übergang zwischen Segmenten eine Schubänderung auftritt, muss hier ein *Transitionssegment* eingeführt werden, längs dem sich der Schub ändert. Sowohl Höhen- als auch Geschwindigkeitsverlauf werden nicht geändert. Doc.29 gibt für ein solches Transitionssegment eine Länge von 1000 ft (gemessen längs der Flugspur) an. Auch die AzB-2008 kennt derartige Transitionssegmente.

Bei einem Zeitschrittverfahren ändert sich der Schub während eines Zeitschrittes – also in der Regel längs eines Segments von etwa 100 m Länge. Das ist zwar nicht realistisch, aber unproblematisch: Es führt lediglich zu einer schnellen Änderung im zeitlichen Pegelverlauf, aber verfahrensbedingt nicht zu Sprüngen in den Lärmkonturen. Hier müssen also keine Transitionssegmente eingeführt werden.

- ▶ Bei der Simulation wird an jedem Punkt nicht nur der Schub, sondern auch die Geschwindigkeit neu berechnet. Letzteres muss auch bei Steigsegmenten erfolgen, da längs des Segments nur die angezeigte Geschwindigkeit konstant gehalten wird. Im Doc.29 wird dieser Effekt durch die Einführung von (empirischen und nicht unbedingt nachvollziehbaren) Korrekturfaktoren berücksichtigt.

### 5.3 Zusammenfassung

Die in diesem Kapitel beschriebenen möglichen Weiterentwicklungen von Verfahren zur Berechnung von Fluglärm lassen sich in zwei Kategorien einteilen, nämlich solche, die prinzipiell in das von der AzB-2008 / DIN 45689 verwendete Rechenmodell implementieren lassen und solche, die eine grundlegend neue Modellstruktur erfordern.

Letzteres wäre der Übergang zum Modell der bewegten Punktschallquelle. Dieser ist einfacher handhabbar als ein Segmentierungsverfahren, kann flexibler physikalische Effekte wie Zeitretardierung oder die hier nicht diskutierte konvektive Verstärkung berücksichtigen und ist auch konzeptionell verständlicher. Allerdings ist die Modellierung von Abschirmung und Bebauung bei bodengebundenen Operationen in Anlehnung an ISO 9613-2 [51] nicht so einfach zu implementieren wie beim Teilstückverfahren. Andererseits wird davon in der AzB-2008 kein Gebrauch gemacht und die DIN 45689 entkoppelt die Berechnung von Bodenlärm.

Dies gilt auch für Verwendung prozeduraler Profile, wie sie in ECAC Doc.29 und DIN 45689-1 beschrieben sind. Ein derartiges Modell kann allerdings (z. B. in Form eines Präprozesses) zur Erstellung von AzB-kompatiblen Fixpunkt-Profilen verwendet werden. Für die Implementation in Software müssen hier allerdings auch entsprechende Testfälle definiert werden, was vergleichsweise aufwändig ist.

Eine realistischere Modellierung der Flugbahnen ohne das aktuell verwendete Prinzip der Vererbung der Flugleistungsdaten ist dagegen problemlos in die AzB-2008 zu integrieren.

Auch die Modellierung einer lateralen Richtwirkung kann unproblematisch in das AzB-Verfahren integriert werden. Das gilt ebenso für die Bestimmung eines Querneigungswinkels bei der Ermittlung der Flugbahn: Jedem Flugbahnsegment, das durch Segmentierung eines Kurvensegmentes erzeugt wird, kann man einen Radius zuordnen, aus dem sich dann zusammen mit der Geschwindigkeit längs des Segmentes ein Querneigungswinkel berechnen lässt. Die Effekte, die sich beim Kurvenflug auf die Flugbahn und damit auf die Immission am Boden ergeben, sind zwar gering, werden aber in Kombination mit einer lateralen Richtcharakteristik sehr ausgeprägt. Es ist allerdings anzumerken, dass die Berücksichtigung einer lateralen Richtcharakteristik in der Regel zu geringeren Immissionen führt. Bei der Auslegung von Flugstrecken, zu denen die AzB-2008 in den letzten Jahren trotz des im Grunde anderen Anwendungszweckes immer wieder benutzt wurde, macht die Implementation einer lateralen Richtwirkung aber durchaus Sinn.

Ein anderer Punkt, der Richtwirkungen betrifft, ist ihre Normierung. Das räumliche Integral über die Richtwirkung sollte Null ergeben. Nur sind die einem Luftfahrzeug zugeordneten Schalleistungspegel physikalisch sinnvoll zu interpretieren. Diese Maßnahme hat keinerlei Einfluss auf die Immissionsberechnung.

Die Einführung von in einem festen Intervall definierten normierten Pegelverteilungen ist ebenfalls unproblematisch zu implementieren. Solche Verteilungen verhindern das mit der „NAT=0“-Ermittlung verbundene Problem. Verwendet man anstelle von modifizierten Normalverteilungen hier Polynomverteilungen, so gestaltet sich die Berechnung von Aufwachreaktionen deutlich einfacher. In Anbetracht der Tatsache, dass schon bei der Modellierung der Flugbahnstreuung ein Polynomansatz zur Approximation einer Normalverteilung verwendet wurde, ist eine entsprechende Näherung bei der Modellierung der typenspezifischen Pegelstreuung nur konsequent.

Tabelle 26: Prioritätenliste für eine zukünftige Überarbeitung der AzB (A) bzw. DIN 45689 (D)

Maßnahme	Aufwand	Beurteilung	Priorität
keine Vererbung von Flugleistungsdaten auf Flugwege	gering	notwendig (A, D)	hoch
Integral über Richtwirkungsfunktion muss Null ergeben	mittel	sinnvoll (A, D)	mittel
Polynomverteilungen für Maximalschallpegel	gering	sinnvoll (A, D)	mittel
laterale Richtwirkung und Querneigungswinkel	gering	abzuwägen (A, D)	gering
Übergang zum Modell der bewegten Punktschallquelle	hoch	abzuwägen (D)	gering
Einführung prozeduraler Profile mit Testfällen	hoch	abzuwägen (D)	gering

Tabelle 26 zeigt eine Übersicht über die Notwendigkeit und Priorisierung derartiger Maßnahmen. Summa summarum führen die implementierbaren Modellverbesserungen mit Ausnahme der Berücksichtigung einer lateralen Richtwirkung nur zu geringen Änderungen in den Immissionswerten. Sie beheben Probleme, die zwar zu einer physikalisch exakteren Modellierung führen, aber für den eigentlichen Anwendungsbereich der AzB-2008 nicht relevant sind. Das ist letztendlich aber ein Zeichen dafür, dass das 2008 etablierte Rechenverfahren seinen durch das Fluglärmgesetz vorgegebenen Zweck zufriedenstellend erfüllt.

Für andere Anwendungszwecke, wie die zurzeit sehr prominente Entwicklung von Maßnahmen des aktiven Schallschutzes, können die vorgeschlagenen Modifikationen Sinn machen. Das wäre dann allerdings ein Anwendungsbereich der DIN 45689. Insofern ist die Entwicklung dieser Norm ein Fortschritt, weil sie flexibler ausgelegt ist als die AzB-2008, die in letzten Jahren oft außerhalb ihres dezierten Anwendungsbereiches benutzt wurde.

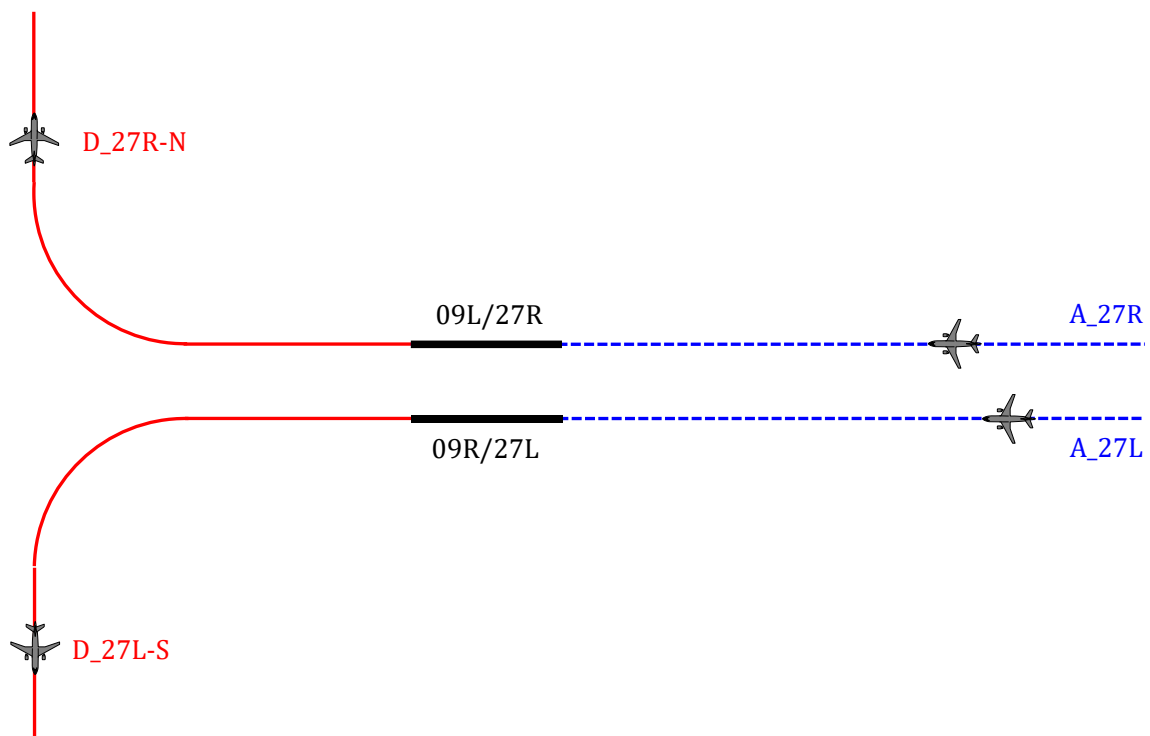
## 6 Untersuchung von Szenarien

### 6.1 Definition der Vergleichs-Szenarien mit der AzB-2008

Abbildung 40 zeigt die Geometrie des Bahnsystems, das für die Szenarien-Untersuchungen verwendet wird. Beide Bahnen haben eine Länge von 4000 m. Landeswellen und Startpunkte liegen an den Bahnenden. Die Bahnmittelpunkte liegen im lokalen Koordinatensystem bei (0, 1000) und (0,-1000) Metern.

Primäre Zielsetzung der Szenarien-Vergleiche ist es, die Auswirkungen der Änderung in den Daten Grundlagen darzustellen. Daher werden vereinfachend nur Flugstrecken für Westbetrieb definiert. Die Anflugstrecken haben jeweils eine Länge von 35 km. Die Abflugstrecken bestehen jeweils aus drei Segmenten. Das erste hat eine Länge von 10 km (bezogen auf den Startpunkt). Auf diesem Segment nimmt die Korridorbreite längs 6 km vom Bahnende bis zum Segmentende auf 500 m zu. Dann folgt eine 90°-Rechts- bzw. Linkskurve mit einem Radius von 4 km, längs der sich der Korridor auf 1000 m aufweitet. Das dritte Segment hat eine Länge von 30 km. Längs dieses Segments steigt die Korridorbreite auf 2000 m.

Abbildung 40: Geometrie des zu Grunde gelegten Bahnsystems (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



Eine Charakterisierung der für dieses Bahnsystem definierten Szenarien zeigt Tabelle 27.

Tabelle 27: Basisdefinition der Szenarien

Szenario	Bewegungen pro Jahr	Anteil Nacht	Verkehrszusammensetzung
A	150000	5%	Tag: 10% Prop / 5% S5.1 / 85% S5.2 Nacht: 5% S5.1 / 95% S5.2
B	200000	5%	Tag: 10% Prop / 25% S5.1 / 60% S5.2 / 5% S6.1 Nacht: 5% Prop / 25% S5.1 / 70% S5.2

Szenario	Bewegungen pro Jahr	Anteil Nacht	Verkehrszusammensetzung
C	200000	30%	Tag: 15% S5.1 / 75% S5.2 / 10% S6.1 Nacht: 10% S5.1 / 55% S5.2 / 35% S6.1
D	400000	5%	Tag: 15% S5.1 / 70% S5.2 / 5% S6.1 / 5% S6.3 / 5% S8 Nacht: 10% S5.1 / 65% S5.2 / 10% S6.1 / 15% S6.3
E	500000	7%	Tag: 5% S5.1 / 70% S5.2 / 10% S6.1 / 5% S6.3 / 5% S7 / 5% S8 Nacht: 50% S5.2 / 25% S6.1 / 5% S6.2 / 20% S6.3

Die Auswirkungen der Änderung in den Datengrundlagen beim Übergang von der AzB-2008 zur neu vorgeschlagenen Lfz-Einteilung betreffen bei diesen Szenarien vor allem folgende Ersetzungen bzw. Modifikationen:

- ▶ Bei Festlegung der Datengrundlage der Gruppe S5.1 war die BAe146 (jetzt ARJ) das dominierende Flugzeug. Diese Gruppe wird mittlerweile durch 2-motorige Muster (CRJ, Embraer 17x) bestimmt. Außerdem wurde diese Gruppe in zwei Massenkategorien unterteilt.
- ▶ Die Gruppe S5.2 wurde in zwei Massenkategorien unterteilt. Von primärer Bedeutung ist hier jedoch, dass in diesen Kategorien mit A220, A320neo und B737 MAX mittlerweile deutlich leisere Flugzeuge eingeführt wurden, die durch die AzB-2008 nicht adäquat berücksichtigt werden. Im Neuvorschlag erfolgte daher eine zusätzliche Aufteilung nach Nebenstromverhältnis.
- ▶ Die Gruppe S6.1 deckte ursprünglich den Massenbereich von etwa 150 bis 200 t ab. In der Praxis hat sich die Massengrenze mittlerweile auf etwa 350 t verschoben. Hier wäre schon aus systematischen Gründen eine Unterteilung sinnvoll. Hinzu kommt, dass Luftfahrzeugmuster der neuesten Triebwerksgenerationen hinzugekommen sind (A350, B787).
- ▶ Die Gruppe S6.3 umfasste bei ihrer Definition im Jahr 1996 nur die leichten, mit CFM56-Motoren ausgerüsteten leistungsschwachen Versionen A340-200/-300. Mittlerweile sind die Versionen -500/-600 mit stärkeren und modernen Triebwerken und um ca. 50% höheren Abflugmassen eingeführt. Diese hätte man sinnvoller Weise in die alte Gruppe S7 einordnen müssen.
- ▶ Allerdings beschreibt die Gruppe S7 die schweren A340-Versionen aufgrund ihrer modernen Triebwerke auch nicht adäquat – ebenso wenig wie die B747-8, die akustisch äquivalent zum A340-500/-600 ist. Aus diesem Grunde erfolgte eine Aufteilung von S7 bezüglich des Nebenstromverhältnisses.
- ▶ Die Gruppe S8 war als Kopie der Gruppe S7 von vornherein nicht sachgerecht definiert. Die Änderung der operationellen und akustischen Daten war daher dringend angeraten.

Um die Auswirkungen dieser Umschichtungen in den Szenarien deutlich zu machen, wurden die Flugbewegungen so auf die unterschiedlichen Bahnen verteilt, dass einzelne Luftfahrzeuggruppen auf gewissen Strecken dominieren. Damit werden die Effekte, die sich aus den Änderungen in der Datengrundlage ergeben, transparenter. Tabelle 28 zeigt eine Übersicht über die Verteilung der Flugbewegungen für die Gruppen nach AzB-2008 auf die beiden Bahnen.

Tabelle 28: Verteilung der Flugbewegungen auf die Start-/Landebahnen

Lfz-Gruppe AzB-2008	Szenario A	Szenario B	Szenario C	Szenario D	Szenario E
P2.1	Süd	Süd			
S5.1	Süd	Süd	Süd	Süd	Süd

Lfz-Gruppe AzB-2008	Szenario A	Szenario B	Szenario C	Szenario D	Szenario E
S5.2	Nord	Nord	Süd	Süd	Süd
S6.1		Nord	Nord	Nord	Nord
S6.2					Nord
S6.3				Nord	Nord
S7					Nord
S8				Nord	Nord

Die detaillierten Verteilungen der Flugbewegungen auf Luftfahrzeugklassen, Flugstrecken und Tageszeiten sind für die fünf Szenarien im Tabellenteil des Anhangbandes 1 zusammengestellt. Diese Verteilungen basieren auf folgenden Annahmen:

- ▶ Die Bewegungen einer Luftfahrzeuggruppe finden für Starts und Landungen in allen Szenarien immer auf nur einer Start- und Landebahn statt.
- ▶ Die Bewegungen der leichteren Luftfahrzeugmuster liegen auf der Südbahn und die Bewegungen der schwereren Luftfahrzeugmuster auf der Nordbahn. Für die Szenarien A und B wird hier bei einer Höchstabflugmasse von mehr als 50 t (ab S5.2) und für die Szenarien C, D und E bei einer Höchstabflugmasse von mehr als 120 t (ab S6.1) separiert.
- ▶ Bei einigen Luftfahrzeuggruppen sind für den Start die Auslastungsstufen A und B definiert. Für alle Szenarien ist bei diesen Gruppen der Anteil der Bewegungen für Auslastung A mit 10 % und der Anteil der Bewegungen für Auslastung B mit 90 % angesetzt.
- ▶ Die Luftfahrzeuggruppen P2.2 (An-12) und S5.3 (MD-8x) wurden nicht in die Szenarien mit einbezogen. Sie repräsentieren alte Technologien, die nahezu ausgemustert sind. Neue Gruppen musste hier aus Vollständigkeitsgründen definiert werden. Diese Gruppen sind in der Regel nur lokal relevant (z.B. LEJ). Das Gleiche gilt für die Il-76, die in der Aufteilung der Gruppe S6.2 für die Szenarien nicht berücksichtigt wurde.
- ▶ Die Verteilung der Flugbewegungen der Gruppen nach AzB-2008 auf die neu vorgeschlagenen Gruppen lehnt sich an reale Verteilungen verschiedenen deutschen Flughäfen aus den Auswertjahren 2013/2014 an.
- ▶ Die Aufteilung der Propellerflugzeuge der Gruppe P2.1 auf die neuen P3-Gruppen ist für alle Szenarien konstant – 20% entfallen auf den Massenbereich unter 20 Tonnen.
- ▶ Neue Luftfahrzeuggruppen, die sich nur durch die Teilkennung des Nebenstromverhältnisses „\_N7“ und „\_NX“ unterscheiden, würden in die gleiche Gruppe nach AzB-2008 fallen. Bei der Überführung von Bewegungen aus Luftfahrzeuggruppen der AzB-2008 in die neuen Gruppen werden in allen Szenarien solche verwandten Gruppen mit dem gleichen Bewegungsanteil belegt (50% zu 50%).

Diese Annahmen – insbesondere die Letzte – sind zu einem gewissen Grad willkürlich, im Hinblick auf die Zielsetzung des Szenarien-Vergleiches aber sinnvoll. Letztendlich geht es nicht um die Beurteilung der Auswirkungen realistischer Umschichtungs- bzw. Ausmusterungsszenarien. Dazu wäre eine belastbare Luftverkehrsprognose notwendig, die Ziel und Rahmen dieses Forschungsvorhabens sprengen würde.

## 6.2 Ergebnisse der Szenarien-Untersuchungen

### 6.2.1 Lärmkonturen

Für jedes Szenario wurden folgende Fluglärmkonturen<sup>18</sup> ermittelt:

- ▶ Konturen des äquivalenten Dauerschalldruckpegels für den Tag mit den Werten  $L_{pAeq,Tag} = 55, 60$  und  $65$  dB.
- ▶ Konturen des äquivalenten Dauerschalldruckpegels für die Nacht mit den Werten  $L_{pAeq,Nacht} = 50$  und  $55$  dB.
- ▶ Die Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$ .

Diese Konturen wurden jeweils für beide Luftfahrzeuggruppeneinteilungen ermittelt und grafisch dargestellt (siehe Abschnitt 6.3). Die lokalen Differenzen  $\Delta L_{pAeq} = L_{pAeq\text{ neu}} - L_{pAeq\text{ 2008}}$  sind dabei jeweils farblich als Hintergrund codiert. Bei den NAT-Konturen ist diese Kodierung auf Bereiche kleiner/größer reduziert, da flächige Differenzdarstellungen für Häufigkeitskriterien nur schwer umfassend zu interpretieren sind (siehe Bei Verwendung normierter, symmetrischer Polynomverteilungen Intervall  $[-a,+a]$  können Aufwachreaktionen demgegenüber ohne Pegelklassierung ermittelt werden. Obwohl bei diesem Ansatz das Expositions-Wirkungs-Polynom zusätzlich vom typenspezifischen Maximalpegelmittelwert und der Standardabweichung  $Q_\sigma$  abhängt, reduziert sich die Rechenzeit gegenüber der Verwendung von Normalverteilungen deutlich.

Um vergleichbare Ergebnisse zur Verwendung der Standard-Normalverteilung zu erhalten, müssen die alternativen standardisierte Verteilungen im Intervall  $[-3,3]$  definiert sein. Andererseits ist die Vorgabe einer Normalverteilung letztendlich ein Modellansatz gewesen – die Vorgabe einer Polynomnäherung im Intervall  $[-2,2]$  ist vom Ansatz her gleichwertig. Diese Näherung einer Normalverteilung wird in der AzB ja auch bei der Modellierung der Verteilung von Flugbewegungen über einen Flugkorridor angesetzt.

Abbildung 36 und die zugehörige Fußnote).

### 6.2.2 Diskussion der Ergebnisse für die einzelnen Szenarien

#### Szenario A

Dieses Szenario wird durch leichtes Fluggerät dominiert. Es gibt im Wesentlichen Effekte wieder, die die Aufteilung der Gruppe S5.2 sowie die Einflüsse von kleinen Strahlflugzeugen (S5.1) und Propellerflugzeugen (P2.1) betrifft.

Die Gruppe S5.2 hat hier 85% Verkehrsanteil. Innerhalb der Gruppe fallen davon 4% auf den Massenbereich unter 70 t. Unter der Annahme, dass die Gruppe S5.2 zur Hälfte durch Gerät neuer Technologie ersetzt wird, kommt es im Abflugbereich durchweg zu Minderungen im  $L_{pAeq}$ . Im Anflugbereich kommt es für größere Entfernungen entsprechend dem generellen Trend in den Zusatzpegelverläufen zu Erhöhungen. Dies zeigt sich auch in den NAT-Konturen.

Die Beiträge der Gruppen P2.1 (10%) und S5.1 (5%) sind in Bezug auf das Gesamtszenario vernachlässigbar - sie manifestieren sich nur minimal im Bereich der südlichen Start-/Landebahn. Interessant sind aber die Unterschiede, die sich in den Pegeldifferenzen längs des Südabfluges ausprägen: Hier sind die neuen Gruppen tagsüber leiser, nachts aber lauter. Da nachts keine Bewegungen von P2.1

<sup>18</sup> Die Wahl der Konturwerte erfolgte in Anlehnung an die im Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm unter §2 spezifizierten Werte für die Tages- bzw. Nacht-Schutzzonen an zivilen Flughäfen. Die Konturen wurden allerdings für einen Flugbetrieb eines Gesamtjahres und ohne Berücksichtigung der  $3\sigma$ -Regelung ermittelt.

angesetzt sind, muss dies so interpretiert werden, dass die Gruppe S5.1 im Mittel leiser ist als die daraus neu definierten Gruppen. Tagsüber wirkt sich hier aus, dass die Daten der AzB-2008 für die Klasse P2.1-S deutlich zu hoch angesetzt sind.

### Szenario B

Auch das Szenario B dient im Wesentlichen zur Analyse der Effekte bei der Umstrukturierung der Datengrundlage für die Gruppen S5.x. Hier trägt beim leichteren Gerät auf der Südbahn allerdings ein deutlich höherer Anteil der Gruppe S5.1 (25%) zum Verkehr bei. Davon fallen lediglich 12% auf Flugzeuge unter 20 Tonnen.

Der  $L_{pAeq}$  wird bei den Südabflügen daher von der Gruppe S5.1 dominiert. Da hier für die Hälfte Flugzeuge neuer Technologie angesetzt sind, kommt es zu einer Lärmreduktion gegenüber der Gruppe S5.1. Dies manifestiert sich auch im Anflugbereich. Lediglich im Bereich des Startpunktes liefert die neue Einteilung höherer Pegel. Das resultiert aus der Tatsache, dass für die neuen Gruppen am Startpunkt ein Zusatzpegel von 3 dB angesetzt wurde.

Auf der Nordbahn reduziert sich der Anteil von S5.2 gegenüber Szenario A auf 60% und es kommen noch 5% Bewegungen der Gruppe S6.1 hinzu. Von diesen fallen etwa 70% in den Massenbereich von 220 bis 320 Tonnen, der auch die Muster B787 und A350 beinhaltet. Insofern fällt die Gesamtbilanz im  $L_{pAeq}$  bei den Nordabflügen gegenüber der alten Einteilung positiv aus. Da nachts keine Starts der Gruppe S6.1 angesetzt sind, fällt der Effekt hier deutlicher aus.

Die NAT-Konturen zeigen das gleiche Verhalten. Da sie im nördlichen Anflugbereich aber weiter nach Osten reichen, kommt hier der Trend der geringeren Abnahme der Immissionswerte mit zunehmendem Abstand für die neuen Gruppen zum Tragen. Daher fallen die Konturen für die neuen Gruppen hier größer aus. Im Bereich des Südanfluges können sich aufgrund der höheren Bewegungszahlen im Szenario B auch NAT-Konturen im Bereich des Startpunktes ausbilden.

### Szenario C

Beim Übergang zum Szenario C bleibt die Gesamtbewegungszahl erhalten, allerdings steigt der Nachtfluganteil auf 30%. Am Verkehr nehmen die Gruppen S5.1, S5.2 und S6.1 teil. Die Bewegungen von S6.1 entfallen auf die Nordbahn.

Der Tagesverkehr setzt sich zu 10% aus S5.1, zu 75% aus S5.2 zu 10% aus S6.1 zusammen. Analog zu den Szenarien A und B kommt es daher auf der Südbahn zu niedrigeren Immissionswerten für die neuen Gruppen.

Die auf der Nordbahn verkehrende Gruppe S6.1 besteht zu 86% aus der Gruppe S3\_M220\_N7, also im Wesentlichen aus B767. Wie aus der Analyse der Footprints (Tabelle 21 und Abschnitt 4.5.6) hervorgeht, fallen die  $L_{pAE}$ -Werte dieser Gruppe beim Abflug im Nahbereich um etwa 2 dB, in größeren Entfernungen um etwa 3 dB höher aus als die der Gruppe S6.1. Dadurch fallen die Konturen bei den Nordabflügen entsprechend groß aus. Im Anflugbereich ist die Gruppe S3\_M220\_N7 allerdings vergleichbar laut wie Gruppe S6.1, so dass sich bei den Nordanflügen praktisch keine Unterschiede ergeben.

Auch hier zeigen die NAT-Konturen die gleichen Tendenzen wie die der Dauerschallpegel.

### Szenario D

Szenario D umfasst doppelt so viele Flugbewegungen wie das Szenario C. Der Anteil der leichten Gruppen S5.x liegt tagsüber bei 85% und nachts bei 75%. Im Bereich der Südabflüge zeigen sich hier entsprechend die gleichen Tendenzen wie im Szenario C.

Bei der Verteilung der schwereren Luftfahrzeugmuster treten die Gruppen S6.2 und S7 nicht auf – der Flugbetrieb ist hier durch Airbus-Muster dominiert. In den Gruppen S6.1 und S6.3 fällt etwa die Hälfte auf die Flugzeuggruppen mit modernen Triebwerken ( $_NX$ ). Im Tagesverkehr fallen auf der Nordbahn



auf die Gruppen S6.1, S6.3 und S8 jeweils ein Drittel der Bewegungen. Daraus ergeben sich beim Tages-Dauerschallpegel für die neue Gruppeneinteilung im Bereich der Nordabflüge geringfügig niedrigere Werte. Insbesondere wirkt sich hier aus, dass die AzB-2008 für die Gruppe S8 deutlich zu hohe Immissionswerte liefert.

Im Nachtverkehr fallen auf die Nordbahn 40% der Bewegungen auf die Gruppe S6.1 und 60% auf die Gruppe S6.3. Letztere ist gleichmäßig auf die Gruppen S3\_M320\_T4\_N7 und S3\_M500\_T4\_NX aufgeteilt. Insgesamt fallen die Immissionswerte für die neuen Gruppen tendenziell lauter aus (wenn auch nicht so ausgeprägt wie im Szenario C). Das liegt daran, dass hier der „S8-Bonus“ der neuen Gruppierung nicht zum Tragen kommt und dass die schweren Varianten des A340 durch die Gruppe S6.3 nicht adäquat beschrieben werden.

Im Anflugbereich reichen vor allem die NAT-Konturen soweit nach Osten, dass sich aufgrund der unterschiedlich definierten Zusatzpegel für die neuen Gruppen höhere Immissionswerte ergeben.

### Szenario E

Dieses Szenario dient insbesondere der Analyse der Effekte, die sich durch die Neudefinition von Gruppen für schweres Fluggerät mit Nebenstromverhältnissen über 7 ergeben. Dieses ist in der AzB-2008 in die Gruppen S6.1 (B787, A350), S6.3 (A340-500/-600), S7 (B747-8) und S8 einzuordnen.

Das auf der Südbahn verkehrende leichte Fluggerät macht tagsüber 75% und nachts 50% des Gesamtverkehrs aus. Hier ändert sich an den Effekten gegenüber den Szenarien C und D praktisch nichts.

Der Tagesverkehr auf der Nordbahn setzt sich zu 40% aus S6.1 und zu je 20% aus S6.3, S7 und S8 zusammen. Hier ergeben sich unter der Annahme, dass die Hälfte des Verkehrs auf Muster mit modernen Triebwerken entfällt, im Wesentlichen niedrigere Immissionswerte. Sie fallen allerdings nicht ganz so deutlich aus wie im Szenario D, da hier der Anteil von S6.1 höher und zusätzlich die Gruppe S7 vertreten ist. Da die Konturen eine größere Ausdehnung haben, kommt außerdem der Trend zum Tragen, dass die Abnahme der Immissionswerte für große Abstände vom Flughafen nicht so stark ausfällt. Das zeigt sich auch in den Anflugbereichen.

Für die Nacht wurde eine andere Verkehrszusammensetzung des schweren Geräts angenommen. Es entfallen 50% auf die Gruppe S6.1, 10% auf die Gruppe S6.2 und 40% auf die Gruppe S6.3. Da die Aufteilung der Gruppen S6.1 und S6.3 identisch zum Szenario D war, fallen die Pegeldifferenzen ähnlich aus. Allerdings reichen die Konturen weiter nach Norden, also in Gebiete mit tendenziell höheren Pegeldifferenzen.

Auch hier zeigen die NAT-Konturen ein ähnliches Verhalten wie die  $L_{pAeq}$ -Konturen.

### 6.2.3 Abschließende Bemerkungen

Die Untersuchungen der Vergleichsszenarien zwischen den neu eingeteilten Luftfahrzeuggruppen und denjenigen der AzB-2008 dienen im Wesentlichen dazu, Unterschiede herauszuarbeiten, die sich im Umfeld realitätsnaher Flugbetriebe unter ungünstigen Randbedingungen ergeben können. Das wird in der Realität in der Regel nur im Bereich einzelner Flugstrecken der Fall sein<sup>19</sup>. Ansonsten ist in der Praxis von einer homogeneren Verteilung der Starrflügelflugzeuge auf einzelne Flugstrecken auszugehen. Eine vergleichbare Aufteilung der An- und Abflugstrecken in Abhängigkeit von Größenkategorien kann aber z.B. bedingt durch unterschiedliche Bahnlängen durchaus notwendig sein.

<sup>19</sup> Allerdings führen gerade solche lokalen Eigenheiten – insbesondere, wenn einzelne Strecken von schwerem Fluggerät dominiert werden – in der Praxis oft zu Beschwerden und daraus resultierendem Handlungsbedarf.

Die gleichmäßige Aufteilung für Flugzeuge derjenigen Gruppen, für die die Triebwerkskategorien \_N7 und \_NX verfügbar sind, ist natürlich willkürlich. Die zukünftige Entwicklung im Luftverkehr ist bedingt durch die Corona-Pandemie aber derzeit ohnehin nicht einfach abzuschätzen. In diesem Zusammenhang sei auf das DLR-Projekt FluiD-21 [52] verwiesen, das bis zum Jahr 2022 läuft. Hier wird u.a. die zeitliche Entwicklung des Luftverkehrs in Deutschland bis zur Jahrhundertmitte auf der Basis von wissenschaftlich basierten Luftverkehrsprognosen untersucht. Im Rahmen dieses Projekts sollen die neu erarbeiteten Lfz-Gruppensdaten umfänglich im wissenschaftlichen Bereich eingesetzt werden.

### 6.3 Darstellungen der Lärmkonturen

Abbildung 41: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario A (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

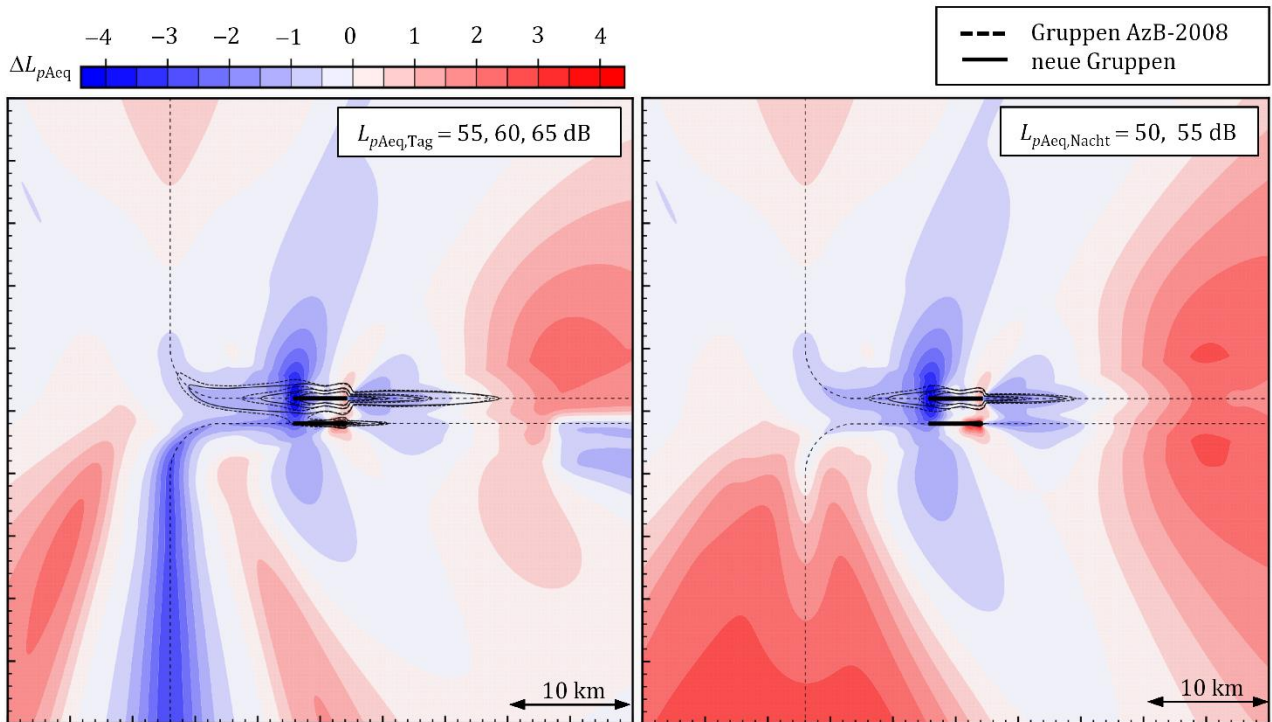


Abbildung 42: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario A (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

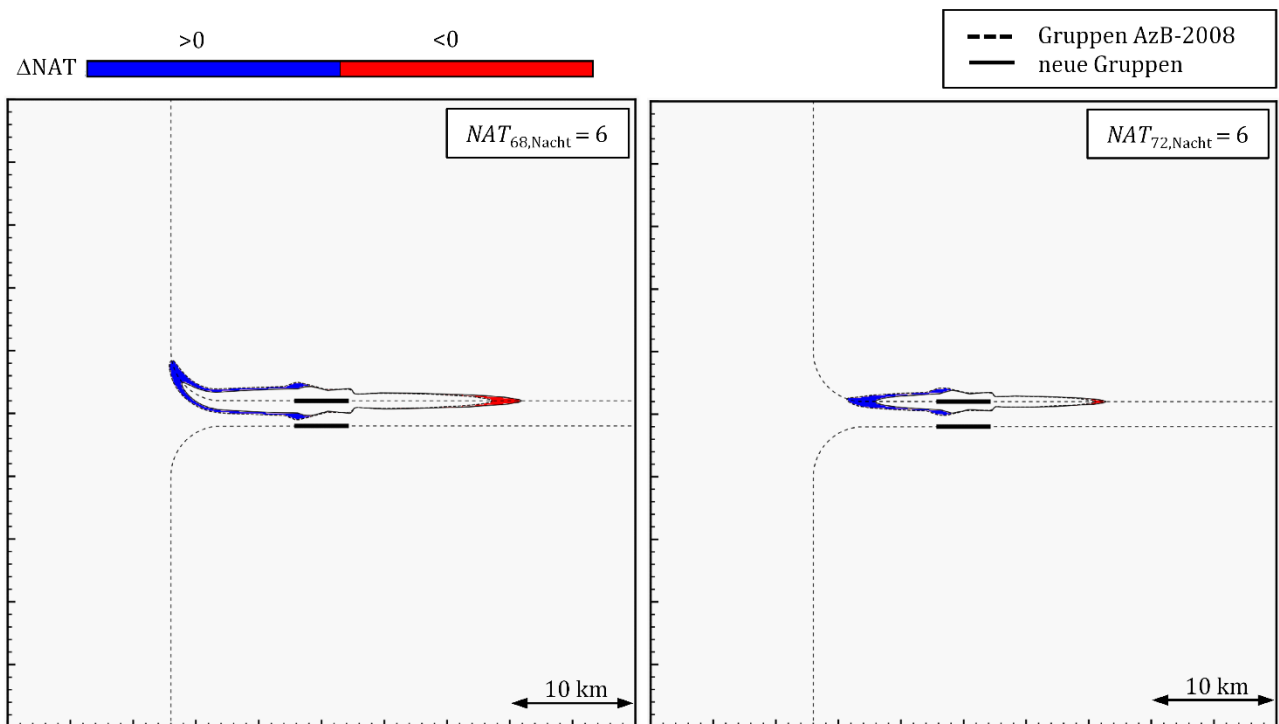


Abbildung 43: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario B (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

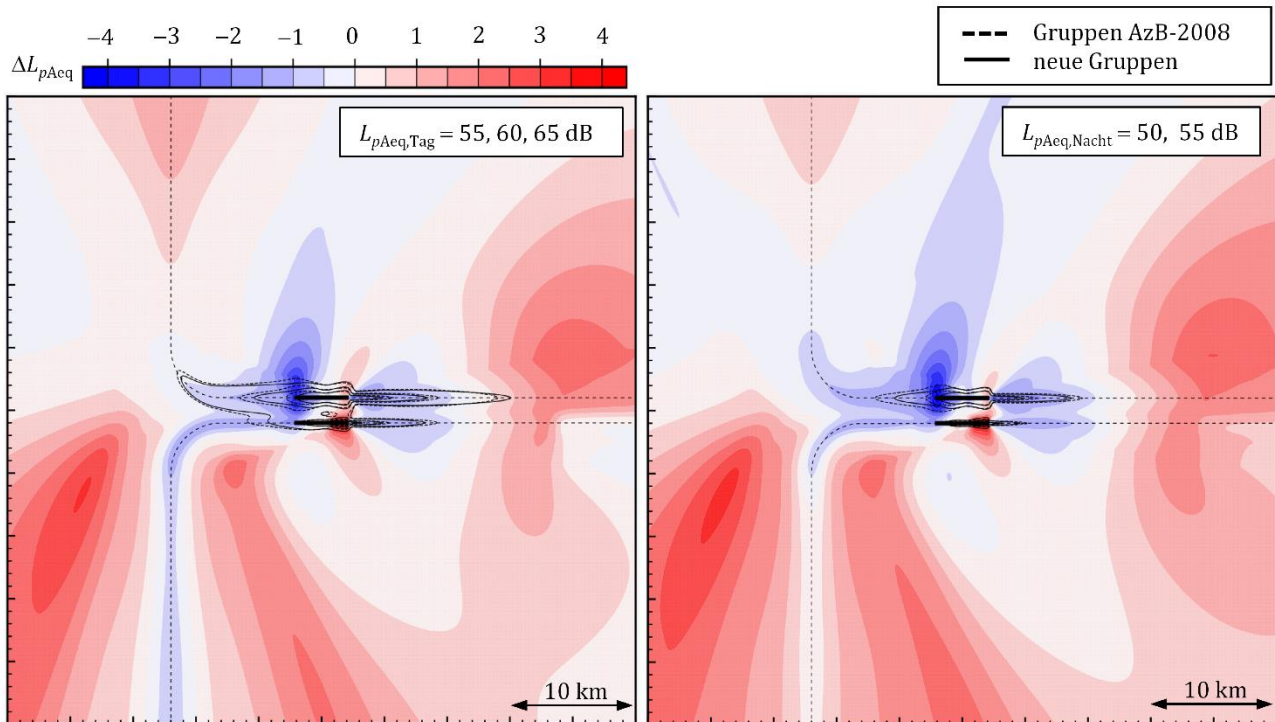


Abbildung 44: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario B (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

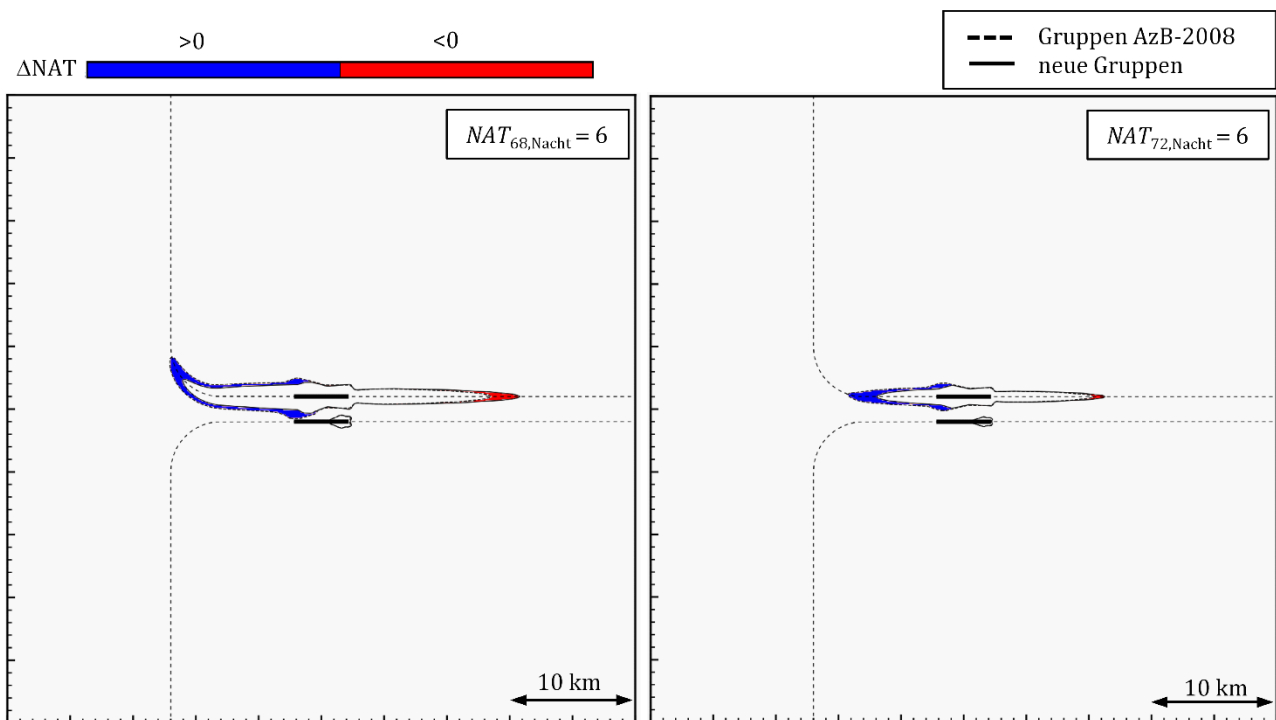


Abbildung 45: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario C (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

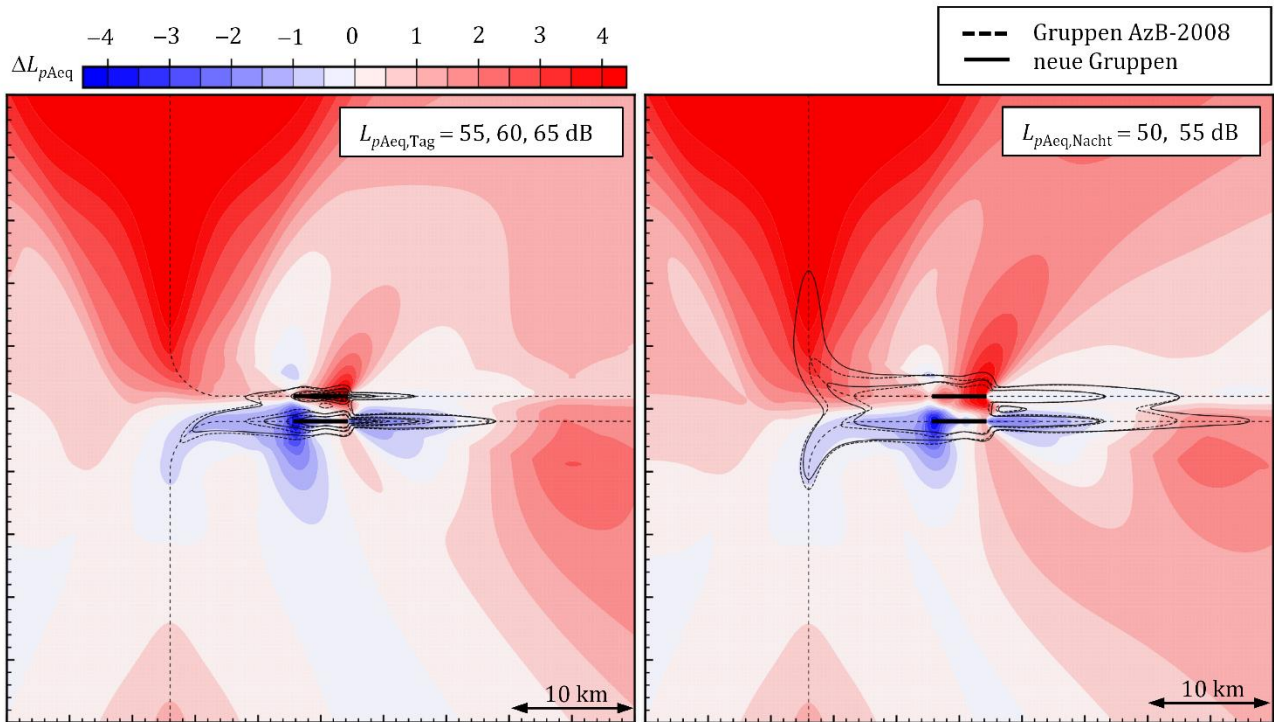


Abbildung 46: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario C (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

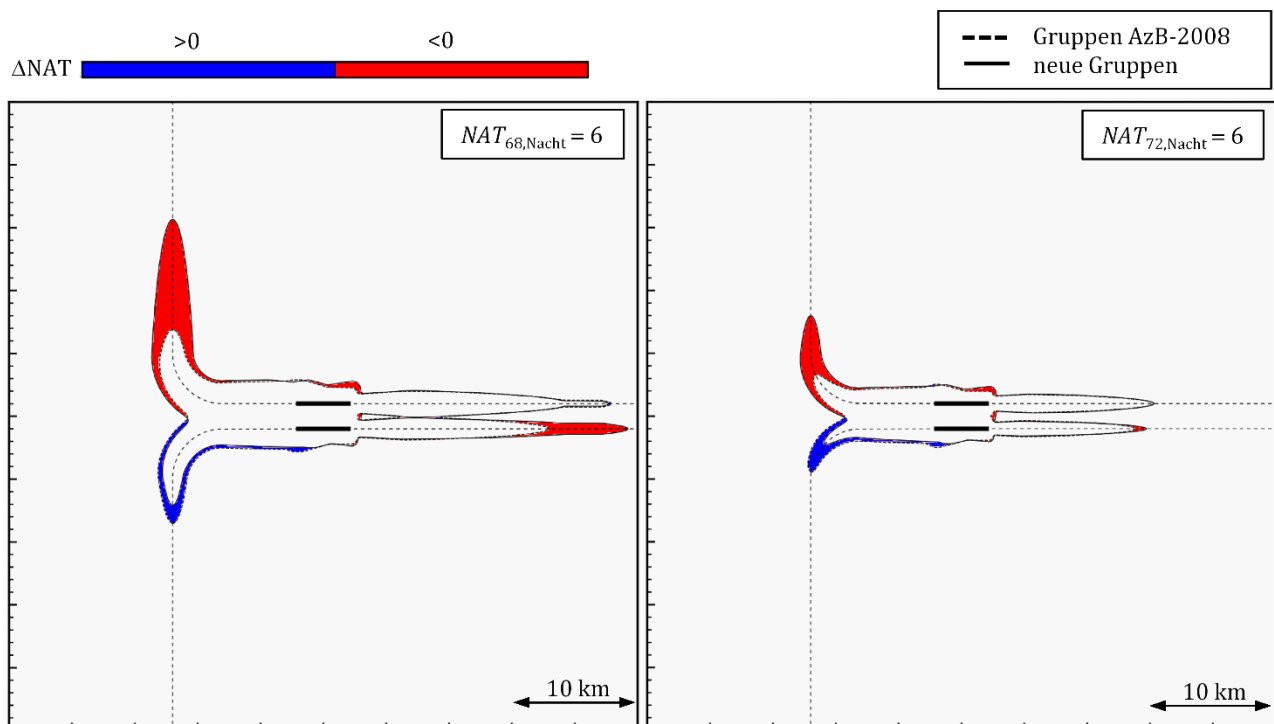


Abbildung 47: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario D (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

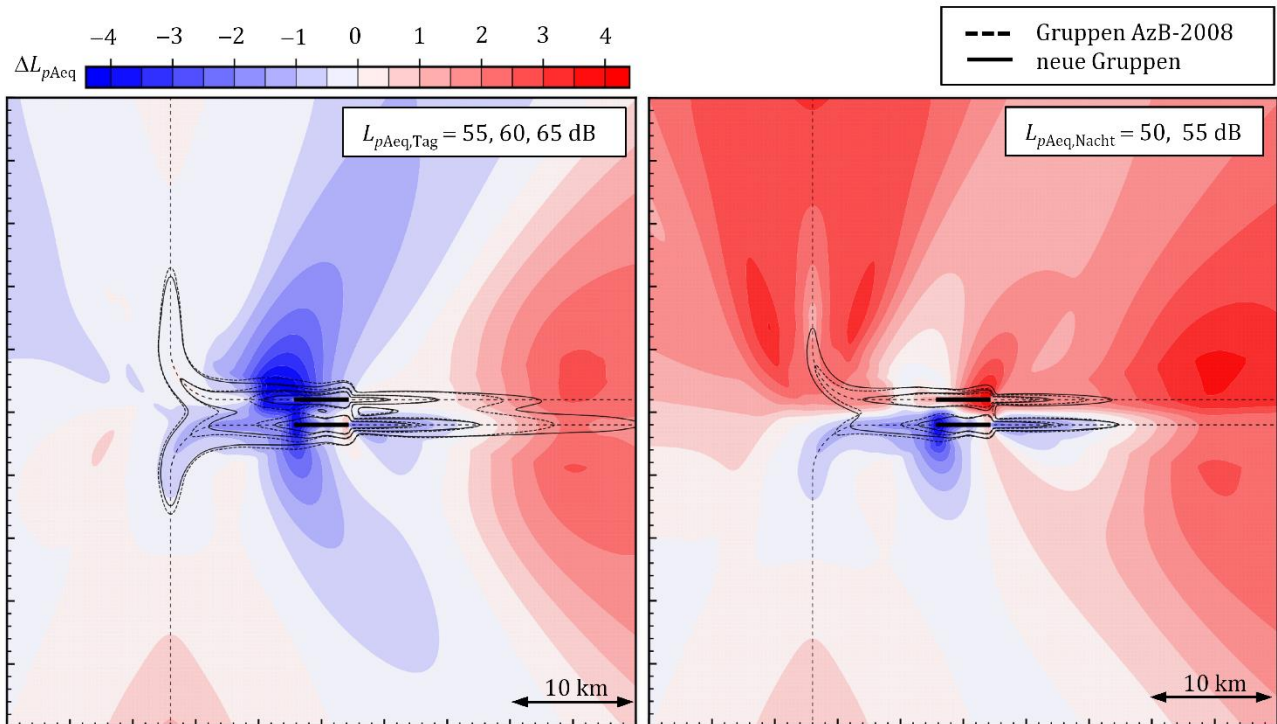


Abbildung 48: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario D (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

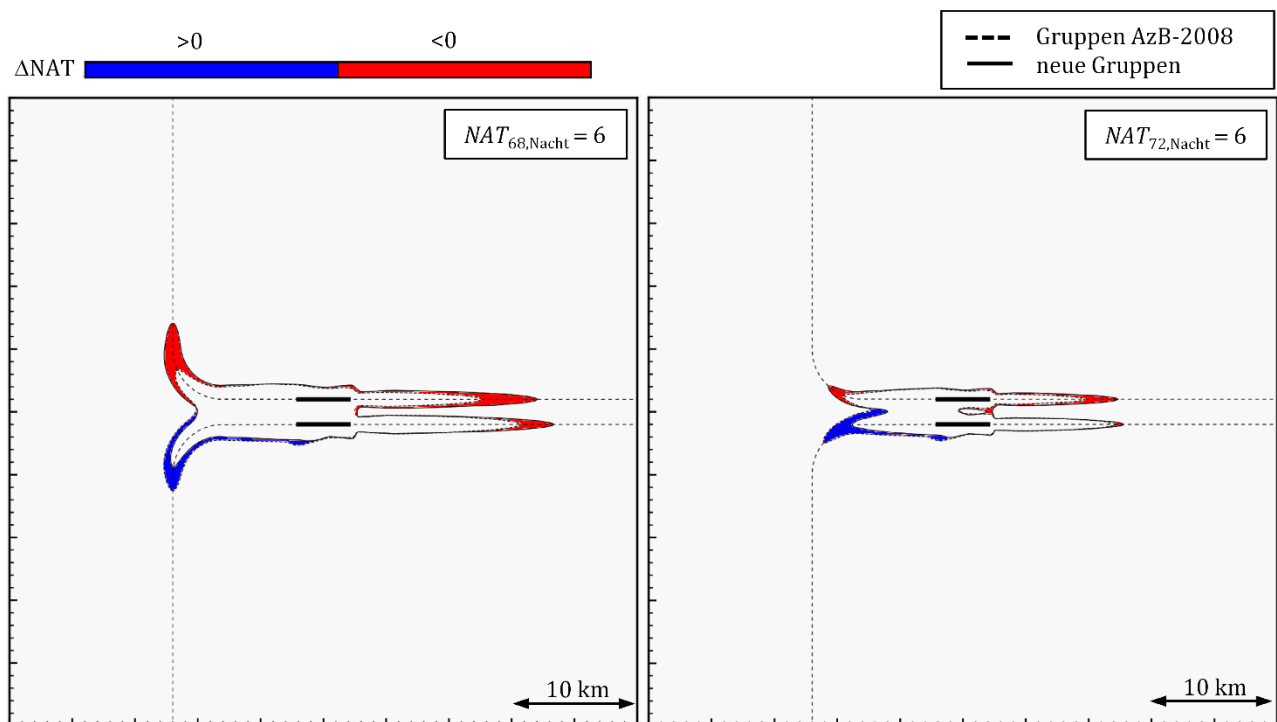


Abbildung 49: Vergleich der  $L_{pAeq}$ -Konturen nach Fluglärmgesetz für Szenario E (Quelle: eigene Darstellung, DLR)

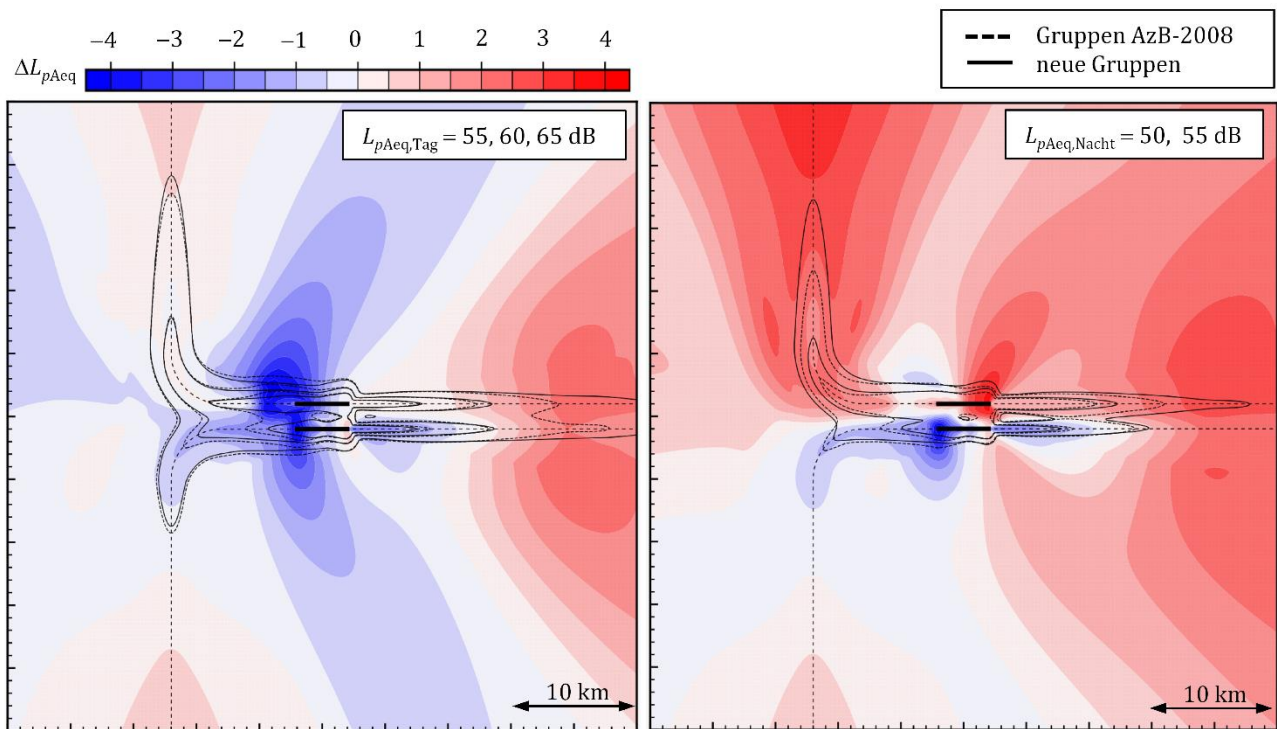
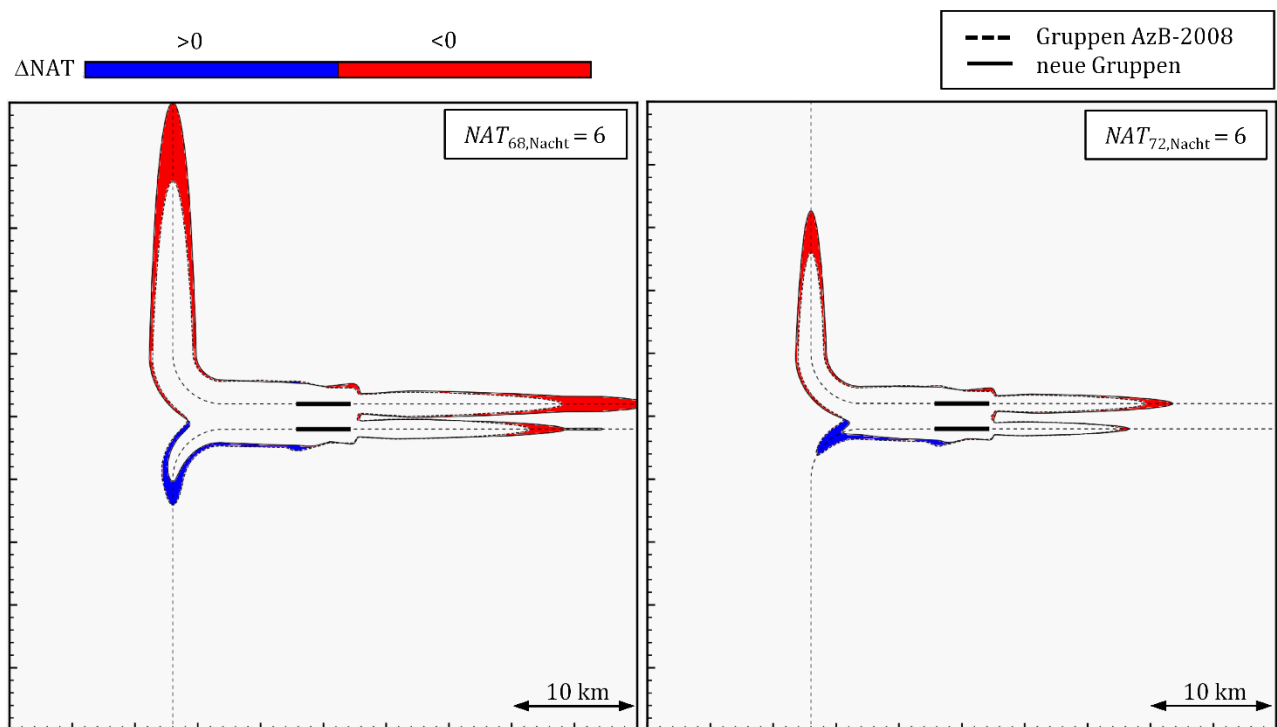


Abbildung 50: Vergleich der Konturen  $NAT_{68,Nacht} = 6$  und  $NAT_{72,Nacht} = 6$  für Szenario E (Quelle: eigene Darstellung, DLR)



## 7 Literaturverzeichnis

- [1] European Civil Aviation Conference (ECAC), „Methodology for Computing Noise Contours around Civil Airports. Volume 1: Applications Guide, Volume 2: Technical Guide, Volume 3: Part 1 - Reference cases and verification framework,“ 4, 2016.
- [2] Deutsches Institut für Normung (DIN), *Akustik - DIN 45689-1: Ermittlung von Fluggeräuschmissionen an Flugplätzen - Teil 1: Berechnungsverfahren*, 2020.
- [3] E. R. Boeker, E. Dinges, B. He, G. Fleming, C. J. Roof, P. J. Gerbi, A. S. Rapoza und J. Hemann, „Integrated Noise Model (INM) Version 7.0 Technical Manual,“ 2008.
- [4] Der Bundesminister für Umwelt Naturschutz und Reaktorsicherheit, *Erste Verordnung zur Durchführung des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm (Verordnung über die Datenerfassung und das Berechnungsverfahren für die Festsetzung von Lärmschutzbereichen - 1. FlugLSV) vom 27. Dezember 2008*, 2008.
- [5] Umweltbundesamt, *Entwurf der neuen zivilen AzB-Flugzeugklassen. UBA, I3.3-60112/5*, 1999.
- [6] Deutsches Institut für Normung (DIN), *Akustik - DIN 45684-1: Ermittlung von Fluggeräuschmissionen an Landeplätzen - Teil 1: Berechnungsverfahren*, 2013.
- [7] Der Bundesminister des Innern, *Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 30.3.1971.*, 1975.
- [8] Der Bundesminister des Innern, *Ergänzung der Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen - AzB - vom 27. Febr. 1975.*, Bonn, 20. Februar 1984.
- [9] Deutsches Institut für Normung (DIN), *DIN 45689-2: Akustik - Ermittlung von Fluggeräuschen an Flugplätzen - Teil 2: Auswertung und Generierung von ergänzenden Eingangsdaten für die Berechnung - Flugverlaufsdaten und Datenerfassungssystem*, 2021.
- [10] U. Isermann, R. König, M. Pott-Pollenske, R. Schmid und H. Siller, „Schlussbericht des Vorhabens Modelle und Daten zur Entwicklung von aktiven Schallschutzmaßnahmen im Luftverkehr (MODAL). Gefördert durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie.“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, 2015.
- [11] U. Isermann, „Dokumentation zum Programmpaket MODAL\_MP - Auswertung von Messdaten von Fluglärmüberwachungsstationen,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, 2019.
- [12] T. Raitor, „Dokumentation zum Programm RADARTRACK - Aufbereitung von Radardaten für die Fluglärmrechnung,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, 2019.
- [13] Eurocontrol Experimental Centre, „The Aircraft Noise and Performance (ANP) Database: An international data resource for aircraft noise modellers - v2.1,“ <https://www.aircraftnoisemodel.org/>, 2019.
- [14] Airbus, „Airport and Maintenance Planning,“ <https://www.airbus.com/aircraft/support-services/airport-operations-and-technical-data/aircraft-characteristics.html>, 2019.
- [15] Boeing, „Airplane Characteristics for Airport Planning,“ [https://www.boeing.com/commercial/airports/plan\\_manuals.page](https://www.boeing.com/commercial/airports/plan_manuals.page), 2019.
- [16] Bombardier, „Airport Emergency Publications,“ <https://eservices.aero.bombardier.com/wps/portal/eServices/Public/AirportEmergencyPublication/>, 2019.



- [17] Embraer, „Embraer Aircraft Information,“ <https://www.flyembraer.com/irj/portal/anonymous>.
- [18] Federal Aviation Administration (FAA), „Aircraft Statistical Loads Data,“ Google Search "FAA statistical loads data".
- [19] European Union Aviation Safety Agency (EASA), „Type Certification Data Sheets (TCDS),“ <https://www.easa.europa.eu/document-library/type-certificates>, 2019.
- [20] International Civil Aviation Organization (ICAO), „Environmental protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Vol. I, Aircraft noise,“ 8th ed., 2017.
- [21] H. He, E. Dinges, J. Hemann, D. Rickel, L. Mirsky, C. J. Roof, E. Boeker, P. J. Gerbi und D. A. Senzig, „Integrated Noise Model (INM) Version 7.0 User’s Guide,“ 2007.
- [22] Federal Aviation Administration (FAA), „Aviation Environmental Design Tool (AEDT) Technical Manual. Report DOT-VNTSC-FAA-17-08,“ 2017.
- [23] Society of Automotive Engineers (SAE), „SAE-AIR5662: Method for Predicting Lateral Attenuation of Aircraft Noise,“ 2006.
- [24] Der Bundesminister für Umwelt Naturschutz und Reaktorsicherheit, *Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm in der Fassung der Bekanntmachung vom 31. Oktober 2007 (BGBl. I, S.2550)*.
- [25] Der Bundesminister für Umwelt Naturschutz und Reaktorsicherheit, *Bekanntmachung der Anleitung zur Datenerfassung über den Flugbetrieb (AzD) und der Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB) vom 19. November 2008, BAnz. Nr. 195a vom 23. Dezember 2008*.
- [26] U. Isermann, K. Matschat und E.-A. Müller, „Fortschreibung der Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen - AzB (Lärmdaten für zivile Luftfahrzeuge),“ Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, im Auftrag des Umweltbundesamtes, Forschungsbericht 93-105 05 999, Göttingen, 1993.
- [27] International Civil Aviation Organization (ICAO), „Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations. Volume 1: Flight Procedures. ICAO Document 8168, 5th Edition,“ 2006.
- [28] U. Isermann, „Dokumentation zum Rechenprogramm AZBPLUS. Teil 1 - Benutzeranleitung. Teil 2 - Technisch-wissenschaftliche Grundlagen. Teil 3 - Hinweise zur Programmierung,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, 2019.
- [29] Directorate General Joint Research Centre (JRC) of the European Commission (JRC), „Draft JRC Reference Report on Common NOise ASSESSMENT MethODs in EU (CNOSSOS-EU) to be used by the EU Member States for strategic noise mapping after adoption as specified in the Directive 2002/49/EC,“ The Institute for Health and Consumer Protection (IHCP), Ispra (Italy), 2010.
- [30] Kommission der europäischen Gemeinschaften, *Richtlinie 2002/49/EG des europäischen Parlaments und des Rates vom 25. Juni 2002 über die Bewertung und Bekämpfung von Umgebungslärm*, 2002.
- [31] Kommission der europäischen Gemeinschaften, *Richtlinie (EU) 2015/996 der Kommission vom 19. Mai 2015 zur Festlegung gemeinsamer Lärmbewertungsmethoden gemäß der Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates*, 2015.
- [32] Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit, Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur, *Bekanntmachung der Berechnungsverfahren für den Umgebungslärm nach § 5 Absatz 1 der Verordnung über die Lärmkartierung (34. BImSchV), BAnz AT 28.12.2018 B7.*, Bonn, 2018.
- [33] U. Isermann, R. Schmid und I. Tontsch, „Umsetzung des ECAC Doc.29 in Hinblick auf deutsche Anforderungen,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, 2008.

- [34] J. Bachmaier, *E-Mail mit Informationen zur Dash-8-40 an U. Isermann*, 5. Februar 2019.
- [35] Lufthansa Passage Airlines, „Lufthansa führt verändertes Startverfahren deutschlandweit ein,“ *Lufthansa Nachricht*, Frankfurt, 10. September 2014.
- [36] G. Brüning, X. Hafer und S. Sachs, *Flugleistungen - Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte, Aufgaben und Lösungen*, 2. Auflage, 1986., Springer Verlag.
- [37] Deutsches Institut für Normung (DIN), „DIN-ISO 2533:1979-12(D): Normatmosphäre,“ 1979.
- [38] Society of Automotive Engineers (SAE), „SAE AIR 1845: Procedure for the Calculation of Airplane Noise in the Vicinity of Airports,“ 1986.
- [39] The Document Foundation, „LibreOffice Deutsch,“ <https://de.libreoffice.org/>.
- [40] Deutsche Luftansa AG & Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, *Effizienzsteigerung im Flugbetrieb (EffFlug). Vorhaben im Luftfahrtforschungsprogramm LuFo V-3*, 2019-2022.
- [41] Deutsches Institut für Normung (DIN), „DIN 45643: Messung und Beurteilung von Fluggeräuschen,“ 2011.
- [42] J. Ammermann, „Entwicklung eines modularen Softwarepakets zur Auswertung und Visualisierung von gemessenen und berechneten Fluglärmdateien,“ Bachelorarbeit im Studienfach Informationstechnik an der Dualen Hochschule Baden-Württemberg in Mannheim., Göttingen, 2019.
- [43] U. Isermann und R. Schmid, „Bewertung und Berechnung von Fluglärm,“ Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1999.
- [44] Wasmer Consulting, Gainesville, Fl., U.S.A., "<https://wasmerconsulting.com/nmplot.htm>", *NMPLOT 4.972*.
- [45] SoundPLAN GmbH, "<https://www.soundplan.eu/de/software/soundplannoise/>," Soundplan, 2020. [Online].
- [46] U. Isermann, „Calculation of aircraft noise contours taking into account the lateral flight track dispersion,“ in *Inter-Noise 90 Proceedings*, Gothenburg, Sweden, 1990, 1990.
- [47] U. Isermann, „Einfluss der physikalischen und flugbetrieblichen Bedingungen auf die Fluglärmimmission am Boden,“ MPI für Strömungsforschung, Bericht 11/1982, Göttingen, 1982.
- [48] M. Abramovitz und I. Stegun, *Handbook of Mathematical Functions*, New York: Dover Publications, 1970.
- [49] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), „Leiser Flugverkehr - zusammenfassender Projekt-Abschlussbericht,“ Göttingen, 2004.
- [50] U. Isermann, „Verwendung prozeduraler Flugprofile nach ECAC Doc.29 und CNOSSOS-EU bei Fluglärmrechnungen,“ in *Fortschritte der Akustik - DAGA 2018*, München, 2018.
- [51] International Organization for Standardization (ISO), „ISO 9613-2: Acoustics - Attenuation of sound during propagation outdoors. Part 2: General Method of Calculation,“ 1996.
- [52] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), *DLR-Projekt "Fluglärm in Deutschland im 21. Jahrhundert - Fluid-21"*, 2020-2022.