

# **CNOSSOS-AT**

Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm

entsprechend Kapitel 2.6 bis 2.8 gemäß Anhang II der Richtlinie 2002/49/EG

Wien, 15. Oktober 2021

## **Impressum**

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie, Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Autorinnen und Autoren:

Arbeitskreis CNOSSOS-AT, Vorsitz Mag. Johannes Deimel-Zelenka, BMK

Fachliche Begleitung: Baurat h.c. Dipl.-Ing. Andreas Neukirchen M.A.

Ingenieurkonsulent für Bauingenieurwesen

Gesamtumsetzung: Mag. Johannes Deimel-Zelenka (BMK, Abteilung IV/L1)

Wien, 2021. Stand: 15. Oktober 2021

### **Copyright und Haftung:**

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Es wird darauf verwiesen, dass alle Angaben in dieser Publikation trotz sorgfältiger Bearbeitung ohne Gewähr erfolgen und eine Haftung des Bundesministeriums und der Autorin/des Autors ausgeschlossen ist. Rechtausführungen stellen die unverbindliche Meinung der Autorin/des Autors dar und können der Rechtsprechung der unabhängigen Gerichte keinesfalls vorgreifen.

Rückmeldungen: Ihre Überlegungen zu vorliegender Publikation übermitteln Sie bitte an [umgebungslaerm-flug@bmk.gv.at](mailto:umgebungslaerm-flug@bmk.gv.at).

## **Vorwort**

Das vorliegende Dokument mit dem Titel „Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm entsprechend Kapitel 2.6 bis 2.8 gemäß Anhang II der Richtlinie 2002/49/EG, ausgegeben vom Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie am 15. Oktober 2021“ beschreibt die Vorgangsweise bei der österreichischen Umsetzung der Änderungen des Anhang II der EU-Richtlinie 2002/49/EG in Bezug auf gemeinsame Lärmbewertungsmethoden zur Anpassung an den wissenschaftlichen und technischen Fortschritt.

Die Richtlinie 2015/996/EU der Kommission vom 19. Mai 2015 zur Festlegung gemeinsamer Lärmbewertungsmethoden gemäß der EU-Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates vom 25. Juni 2002 über die Bewertung und Bekämpfung von Umgebungslärm legte mit der Änderung des Anhangs II der Umgebungslärmrichtlinie EU-weit einheitliche Lärmbewertungsmethoden für Straßen-, Schienen-, Fluglärm und Lärm von IPPC-Anlagen fest. Die neuen Bewertungsmethoden mussten erstmals ab dem 31.12.2018 von den Mitgliedstaaten angewendet werden. In Österreich erfolgte die Umsetzung für den Flugverkehr im Rahmen der Bundes-Umgebungslärmschutzverordnung unter Verweis auf die Veröffentlichung „Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm entsprechend Kapitel 2.6 bis 2.8 der Richtlinie (EU) 2015/996, ausgegeben vom Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie am 1. Februar 2019“.

Die Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm sind nun anzupassen, da die mit der Richtlinie (EU) 2015/996 zur Festlegung gemeinsamer Lärmbewertungsmethoden gemäß der Richtlinie 2002/49/EG, ABl. Nr. L 168 vom 01.07.2015 S.1, in der Fassung der Berichtigung, ABl. Nr. L 5 vom 10.01.2018 S.35, getroffenen Regelungen nunmehr durch die Richtlinie (EU) 2021/1226, ABl. Nr. L 269 vom 28.07.2021 S. 65, überarbeitet bzw. korrigiert worden sind.

Mit dem vorliegenden Dokument für die Berechnung von Fluglärm im zivilen Flugverkehr werden diese Anpassungen und Korrekturen für Österreich umgesetzt.

## Inhalt

<b>Vorwort</b> .....	<b>3</b>
<b>1 Allgemeine Bestimmungen</b> .....	<b>7</b>
1.1 Anwendungsbereich .....	7
1.2 Begriffe, Symbole und Umrechnung von Einheiten .....	7
1.3 Qualitätsrahmen .....	18
<b>2 Fluglärm</b> .....	<b>20</b>
2.1 Ziel und Anwendungsbereich dieses Dokuments.....	20
2.2 Überblick über das Dokument.....	21
2.3 Das Konzept der Segmentierung .....	22
2.4 Flugbahnen: Strecken und Profile .....	24
2.5 Lärm- und Leistungsangaben.....	25
2.6 Flughafen- und Flugbetrieb .....	25
2.7 Beschreibung der Flugbahn .....	29
2.8 Verhältnis zwischen Flugbahn und Luftfahrzeugkonfiguration.....	29
2.9 Quellen der Flugbahndaten .....	31
2.10 Koordinatensystem.....	32
2.11 Flugstrecken und Streckenstreuung durch Korridore .....	35
2.12 Flugprofile.....	38
2.13 Konstruktion von Flugbahnsegmenten .....	40
2.14 Lärmberechnung für ein Einzelereignis .....	52
2.15 Einzelereignismaß.....	52
2.16 Bestimmung von Maximal- und Schallexpositionspegeln anhand von NPD-Daten	
54	
2.17 Allgemeine Ausdrücke .....	58
2.18 Flugbahnsegmentparameter .....	60
2.19 Korrekturterme für Segmentereignispegel .....	63
2.20 Maximal- und Schallexpositionspegel der Flugbewegung eines Luftfahrzeugs der allgemeinen Luftfahrt.....	79
2.21 Methode zur Berechnung von Hubschrauberlärm.....	79
2.22 Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen, Rollverkehr und Hilfsenergieaggregaten .....	80
2.23 Berechnung kumulativer Pegel.....	80
2.24 Gewichtete äquivalente Schallpegel .....	81
2.25 Die gewichtete Zahl der Flüge (kumulativer Lärmpegel $L_{DEN}$ ) .....	82
2.26 Standardgitterberechnung .....	84

2.27	Verwendung gedrehter Gitter .....	85
2.28	Nachzeichnen von Konturen.....	85
<b>3</b>	<b>Zuweisung von Lärmpegeln und von Bewohnern zu Gebäuden .....</b>	<b>86</b>
<b>4</b>	<b>Tabellenverzeichnis .....</b>	<b>88</b>
<b>5</b>	<b>Abbildungsverzeichnis .....</b>	<b>89</b>
<b>A.</b>	<b>Anlage - Datenanforderungen.....</b>	<b>90</b>
A.1	Anleitung zur Datenerfassung an Flugplätzen.....	90
A.1.1	Anwendungsbereich .....	90
A.1.2	Erdorderliche Angaben .....	90
A.1.3	Luftfahrzeugbezeichnungen .....	91
A.1.4	Flugstreckenbeschreibung .....	97
A.1.5	Erläuterungen zum Ausfüllen der Datenblätter für Flugplätze .....	99
A.2	Anfertigung des Datenerfassungssystems.....	103
A.3	Qualitätssicherung der Datenerfassung .....	104
A.4	Datenblätter für Flugplätze .....	105
<b>B.</b>	<b>Anlage Flugleistungsberechnung .....</b>	<b>126</b>
B.1	Begriffe und Symbole .....	126
B.1.1	Begriffe.....	126
B.1.2	Symbole .....	127
B.2	Einführung.....	130
B.2.1	Flugbahnsynthese .....	130
B.2.2	Flugbahnanalyse .....	132
B.3	Triebwerksschub.....	132
B.3.1	Hinweise zum Arbeiten mit vermindertem Startschub.....	135
B.3.2	Reduzierter Steigschub .....	136
B.4	Vertikalprofile von Lufttemperatur, Luftdruck, Luftdichte und Windgeschwindigkeit	137
B.5	Kurvenflugeffekte .....	137
B.5.1	Näherungsverfahren .....	139
B.6	Startrollstrecke .....	139
B.7	Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit.....	141
B.8	Schubrücknahme (Übergangsegment) .....	143
B.8.1	Betrag der Schubreduzierung .....	143
B.8.2	Steigflugsegment mit konstanter Geschwindigkeit und Schubreduzierung .....	144
B.9	Beschleunigter Steigflug und Einfahren von Klappen .....	145
B.9.1	Beschleunigungssegment mit Schubreduzierung.....	147
B.10	Zusätzliche Steig- und Beschleunigungssegmente nach Einfahren der Klappen	148

B.11	Sinkflug und Verzögerung.....	148
B.12	Landeanflug .....	149
<b>C. Anlage Modellierung der seitlichen Streuung.....</b>		<b>151</b>
<b>D. Anlage Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen.....</b>		<b>153</b>
<b>E. Anlage Segmentkorrektur <math>\Delta F</math> .....</b>		<b>158</b>
E.1	Geometrie .....	158
E.2	Schätzung des Energieanteils .....	159
E.3	Widerspruchsfreiheit zwischen den Höchst- und den zeitintegrierten Werten – der skalierte Abstand.....	161
<b>F Anlage Tabellen für die Berechnungsmethode .....</b>		<b>164</b>
<b>Literaturverzeichnis .....</b>		<b>165</b>

# 1 Allgemeine Bestimmungen

## 1.1 Anwendungsbereich

Dieses Dokument ist anzuwenden bei der Berechnung von Fluglärm für die strategischen Lärmkarten nach der Verordnung des Bundesministers für Land- und Forstwirtschaft, Umwelt und Wasserwirtschaft über die Methoden und technischen Spezifikationen für die Erhebung des Umgebungslärms (Bundes-Umgebungslärmschutzverordnung – Bundes-LärmV, BGBl. II Nr. 144/2006) bzw. bei Berechnungen nach der Verordnung der Bundesministerin für Verkehr, Innovation und Technologie über Lärmimmissionsschutzmaßnahmen im Bereich des Luftverkehrs (Luftverkehr-Lärmimmissionsschutzverordnung – LuLärmIV, BGBl. II Nr. 364/2012).

## 1.2 Begriffe, Symbole und Umrechnung von Einheiten

Im Folgenden werden wichtige Begriffe mit der allgemeinen Bedeutung bestimmt, die ihnen in diesem Dokument zugeordnet wird. Die Zusammenstellung ist nicht vollständig; nur häufig verwendete Ausdrücke und Akronyme wurden aufgenommen. Andere werden an der Stelle beschrieben, an der sie erstmals erscheinen. Bei den (nach den Begriffen aufgelisteten) mathematischen Symbolen handelt es sich um die wichtigsten Symbole, die in den Gleichungen im Textteil verwendet werden. Andere Symbole, die sowohl im Text als auch in den Anhängen nur gelegentlich erscheinen, werden an Ort und Stelle definiert. Der Leser wird regelmäßig darauf hingewiesen, dass die Worte Schall und Lärm in diesem Dokument austauschbar sind. Zwar ist das Wort Lärm mit subjektiven Assoziationen belegt — Akustiker definieren es für gewöhnlich als „unerwünschten Schall“ —, doch im Bereich des Fluglärmschutzes wird es üblicherweise einfach im Sinne von Schall verwendet: durch Schallwellenbewegung übertragene Luftenergie. Das Symbol > kennzeichnet Querverweise zu anderen Begriffen in der Liste. Der Begriff Bahn, bzw. Bahnen ist gleichbedeutend mit dem Begriff Piste bzw. Pisten.

**AIP:** Luftfahrthandbuch (Aeronautical Information Publication). Für Österreich herausgegeben von der Austro Control GmbH.

**ANP-Datenbank:** Datenbank der Lärm- und Leistungsdaten der Luftfahrzeuge (Aircraft Noise and Performance Database), die von Eurocontrol gepflegt wird. Alle für die Lärmkartierung erforderlichen Daten der ANP-Datenbank stehen in Anlage F. Diese Anlage F kann durch neuere Daten des jeweiligen Letztstandes der ANP-Datenbank ergänzt werden.

**Äquivalenter Dauerschallpegel  $L_{peq}$ :** Zehnfacher dekadischer Logarithmus des Verhältnisses des über die Zeit  $T$  gemittelten Schalldruckquadrats zum Quadrat des Bezugsschalldrucks  $p_0$ .

**Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt)  $P_B$ :** Ursprung des Streckenkoordinatensystems  $s$

**Basispegel eines Schallereignisses:** Der aus den NPD-Tabellen ausgelesene Schall-expositionspegel oder Maximalpegel.

**Bewerteter Schalldruckpegel  $L_p$ :** Zehnfacher dekadischer Logarithmus des Verhältnisses des quadrierten Effektivwertes des Schalldrucks bei einer gegebenen Frequenz- und Zeitbewertung zum Quadrat des Bezugsschalldrucks  $p_0$ . Die Frequenzbewertung (z. B. A) wird als Index des Schalldruckpegels  $L_p$  angegeben, z. B.  $L_{pA}$ .

**Energieanteil  $F$ :** Verhältnis der von einem Segment ausgehenden empfangenen Schallenergie zu der von einer unendlichen Flugbahn ausgehenden empfangenen Energie.

**Flugbahn (Flugroute):** Die Trajektorie eines Luftfahrzeugs  $\vec{r}(s)$  im dreidimensionalen Raum, d.h. die Route eines Luftfahrzeuges im Luftraum.

**Flugbahnsegment:** Teil einer Flugbahn, der durch eine gerade Linie endlicher Länge dargestellt wird.

**Flugbewegung:** An- oder Abflug

**Fluglärmkontur:** Eine Linie eines konstanten Wertes eines Lärmindex um einen Flugplatz.

**Flugparameter:** Luftfahrzeugleistungseinstellung, -geschwindigkeit, -querneigung und -masse

**Flugprofil:** Verlauf der Flughöhe  $z$  entlang der Flugstrecke samt Änderungen der *Luftfahrzeugkonfiguration*, beschrieben durch eine Reihe von *Profilpunkten*.



**Flugstrecke:** Idealierte Beschreibung einer Flugroutenführung in der Horizontalebene.

Anmerkung: Es werden Abflugstrecken, Anflugstrecken und Platzrunden unterschieden. Eine Flugstrecke wird in den Datenblättern zur Erfassung der Flugstreckenbeschreibungen durch Streckenabschnitte (Geraden, Kreisbögen) beschrieben.

**Flugverfahren:** Die Abfolge von Arbeitsschritten, die pilotenseitig ausgeführt werden: ausgedrückt als Änderungen der Luftfahrzeugkonfiguration entlang der Flugstrecke.

**Flugweg:** Vertikalprojektion der Flugbahn auf die Grundebene.

**Geschwindigkeit über Grund:** Geschwindigkeit eines Luftfahrzeugs bezogen auf einen festen Punkt am Boden.

**Gewichteter äquivalenter Schallpegel  $L_{peq,W}$ :** Eine modifizierte Version des äquivalenten Dauerschallpegels  $L_{peq}$ , bei der der Schall, der zu unterschiedlichen Tageszeiten auftritt, unterschiedlich gewichtet wird (in der Regel für Tag, Abend und Nacht).

**Grundebene:** Horizontale Bodenoberfläche durch den Flugplatzbezugspunkt.

**Höhe  $z$ :** Höhe über Grund. Vertikale Entfernung zwischen Luftfahrzeug und Grundebene.

**Internationale Standardatmosphäre (ISA):** Definiert von der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation (ICAO). Definiert die Änderung von Lufttemperatur, -druck und -dichte in Abhängigkeit von der Höhe über Adria (Normalnull). Verwendet zur Normalisierung der Ergebnisse von Berechnungen zur Luftfahrzeugkonstruktion und Analyse von Testdaten.

**Korrigierter Nettoschub:** Bei einer gegebenen Leistungseinstellung (z. B.  $EPR$  „Engine Pressure Ratio“ oder  $N_1$ ) fällt der Nettoschub mit der Luftdichte und somit mit zunehmender Flughöhe; der korrigierte Nettoschub ist der Wert auf Meereshöhe.

**Kumulativer Lärmpegel:** Bezeichnet den zehnfachen dekadischen Logarithmus des Produkts von der logarithmischen Summe der von  $N_W$  Schallereignissen ausgehenden Schall-expositionspegel, die am jeweiligen Immissionsort während der Erhebungszeit  $T_E$  im Zeitintervall  $t_W$  auftreten und Gewichtungsfaktoren unterworfen werden.

**Landebahn:** Lande- bzw. Startbahn entspricht der Piste in der österr. Terminologie.

**Lärm:** Hörwahrnehmung, die zu Störungen, Belästigungen, Beeinträchtigungen oder Schäden führen kann.

**Lärm- und Leistungsdaten eines Luftfahrzeugs:** Daten, die die akustischen und leistungsbezogenen Werte verschiedener Luftfahrzeugmuster beschreiben, die für den Modellierungsprozess erforderlich sind. Dazu gehören die *Lärm-Leistung-Abstand-Daten (NPD-Daten)* und Angaben, die eine Berechnung des Triebwerkschubs in Abhängigkeit von der *Luftfahrzeugkonfiguration* ermöglichen. In der Regel werden diese Daten vom Luftfahrzeughersteller bereitgestellt, doch auch aus anderen Quellen gewonnen, wenn die erstgenannte Möglichkeit nicht besteht. Sind keine Daten verfügbar, werden zur Darstellung des betreffenden Luftfahrzeugs Daten eines lärmäquivalenten Luftfahrzeugs verwendet; dies wird als *Substitution* bezeichnet.

**Lärm-Leistung-Abstand-Daten (Noise-power-distance-data, NPD-Daten):** Maximal- oder Schallexpositionspiegel, tabellarisiert als Funktion der *Triebwerksleistungseinstellung* und des Abstands unter einem Luftfahrzeug im stationären Horizontalflug mit einer Bezugsgeschwindigkeit in einer Referenzatmosphäre. Mit den Daten wird dem Einfluss der Schalldämpfung aufgrund der Kugelwellenausbreitung (quadratisches Abstandsgesetz) und atmosphärischen Dämpfung Rechnung getragen. Der Abstand wird senkrecht zur Flugbahn des Luftfahrzeugs und zur Tragflächenachse bestimmt (d. h. vertikal unter dem Luftfahrzeug bei Flug ohne Schräglage). Die NPD-Daten sind Anlage F zu entnehmen.

**Lärmbezogener Leistungsparameter:** Parameter, der die Vortriebswirkung angibt, die ein Triebwerk erzeugt, mit dem eine Emission von Schallleistung in Verbindung gebracht werden kann; in der Regel definiert als *korrigierter Nettoschub*. Im gesamten Text verkürzt als „Leistung“ oder „Leistungseinstellung“ bezeichnet.

**Lärmindex:** Für den langfristigen oder kumulativen Schall ein Maß, das mit dessen Wirkung auf Menschen korreliert (d. h. als Indikator dafür angesehen wird); kann neben der Schallstärke zusätzliche Faktoren berücksichtigen (insbesondere die Tageszeit). Ein Beispiel ist der Tag-Abend-Nacht-Pegel  $L_{DEN}$ .

**Lärmsignifikanz:** Der von einem Flugbahnsegment ausgehende Lärmanteil ist „lärmsignifikant“, wenn er den Schallexpositionspiegel in nennenswertem Umfang beeinflusst.

**Lösen der Bremsen:** siehe *Start-of-Roll-Punkt*

**Luftfahrzeugbezugspunkt  $P_F$ :** Der Luftfahrzeugbezugspunkt  $P_F$  bildet den Ursprung des Streckenkoordinatensystems  $s'$ , auf das sich die Fixpunktprofile beziehen.  $P_F$  ist bei Abflügen der Startpunkt, bei Anflügen die Landeschwelle und bei Hubschraubern die Hubschrauberstart- und -landestelle.

**Luftfahrzeugkonfiguration:** Die Positionen von Vorflügel, Landeklappen und Fahrwerk.

**Maximaler Schalldruckpegel:** Der höchste während eines Ereignisses erreichte Schalldruckpegel.

**Nettoschub:** Die von einem Triebwerk auf die Luftfahrzeugzelle ausgeübte Schubkraft.

**Normalnull (NN):** Die Standardhöhenbezugsfläche, auf die sich die *ISA* bezieht.

**Pistenbezugspunkt (Bahnbezugspunkt)  $P_B$ :** Ursprung des Streckenkoordinatensystems  $s$

**Profilpunkt:** Anfangs- oder Endpunkt eines Flugbahnsegments

**Referenzatmosphäre:** Eine tabellarische Zusammenstellung von Schallabsorptionsraten zur Vereinheitlichung der NPD-Daten.

**Referenzdauer:** Ein nomineller Zeitabschnitt, der zur Vereinheitlichung von Messungen des Schallleistungspegels verwendet wird; die Referenzdauer beträgt eine Sekunde.

**Referenzgeschwindigkeit:** Geschwindigkeit über Grund eines Luftfahrzeugs, nach der *SEL-Daten* in den NPD-Tabellen normalisiert werden.

**Referenztag:** Bestimmte atmosphärische Bedingungen, nach denen die ANP-Daten vereinheitlicht werden.

**Schalldämpfung:** Die Abnahme der Schallintensität mit der Entfernung entlang eines Ausbreitungsweges. Bei Fluglärm sind die Ursachen die Ausbreitung von Kugelwellen, die Luftabsorption und die *seitliche Dämpfung*.

**Schalldruckpegel:** Zehnfacher dekadischer Logarithmus des Verhältnisses des effektiven Schalldrucks zum Bezugswert  $p_0$  jeweils im Quadrat. Empfangener Schall wird mit oder ohne „Frequenzbewertung“ gemessen.

**Schallexpositionspegel (SEL)  $L_{pAE}$ :** Zehnfacher dekadischer Logarithmus der Schallexposition  $E$  zur Bezugsschallexposition  $E_0$ . Dabei ist die Schallexposition  $E$  das Integral des zeitabhängigen Quadrates des frequenzbewerteten Schalldrucks über eine gegebene Dauer  $T$  oder über ein Ereignis und die Bezugsschallexposition  $E_0$  das Produkt aus dem Quadrat des Bezugsschalldrucks  $p_0$  und der Bezugsdauer von 1 s.

**Schallintensität:** Bezeichnet die Schalleistung, die je Flächeninhalt durch eine durchschallte Fläche tritt.

**Seitliche Dämpfung:** Zusätzliche, dem Vorhandensein der Bodenoberfläche direkt oder indirekt zurechenbare Dämpfung mit wachsendem Abstand. Erheblich bei niedrigen Höhenwinkeln des Luftfahrzeugs über der Grundebene.

**SEL:** Wird im Text als *Schallexpositionspegel*  $L_{pAE}$  bezeichnet.

Anmerkung: In den NPD-Tabellen wird SEL verwendet.

**Start-of-Roll-Punkt (SOR):** Der Punkt auf der Startbahn, an dem ein abfliegendes Luftfahrzeug startet. Auch bezeichnet als „Lösen der Bremsen“.

**Teilstrecken-/Gesamtentfernung:** Wegstrecke bis zum ersten Ziel eines abfliegenden Luftfahrzeugs; gilt als Kennziffer für die Luftfahrzeugmasse.

**Triebwerksleistungseinstellung:** Wert des *lärmbezogenen Leistungsparameters*, der zur Ermittlung der Schallemission aus den NPD-Daten verwendet wird.

**Verfahrensschritte:** Vorgabe für das Fliegen eines Profils – die Schritte umfassen auch Änderungen der Geschwindigkeit und/oder der Höhe z.

**Wahre Fluggeschwindigkeit (True Airspeed (TAS)):** Tatsächliche Geschwindigkeit eines Luftfahrzeugs bezogen auf die umgebende Luft (= Geschwindigkeit über Grund bei Windstille).

**Weicher Grund:** Eine akustisch „weiche“ und in der Regel grasbedeckte Bodenoberfläche, die die meisten Flugplätze umgibt. Akustisch harte, d. h. stark reflektierende Bodenoberflächen sind etwa Beton und Wasser. Die hier beschriebene Methodik für Lärmkonturen gilt für weiche Bodenverhältnisse.

Tabelle 1: Formelzeichen, Einheiten und Bedeutung

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$d_s$	m	Kürzester Abstand vom Immissionsort zu einem Flugbahnsegment (s= 1, 2, p - je Lage von Immissionsort zu Segment, Segmentanfang, -ende, -mitte)
$d_p$	m	Schrägabstand vom Immissionsort zu einer Flugbahn
$d_\lambda$	m	Skalierter Abstand
$f_n$	s <sup>-1</sup>	Nominelle Terzband-Mittenfrequenz
$F_n$	lbf, N, %	Tatsächlicher Nettoschub pro Triebwerk
$F_n/\delta$	lbf, N, %	Korrigierter Nettoschub je Triebwerk
$H$	ft bzw. m	Flughöhe über NN
$L_p(t)$	dB	Schalldruckpegel zum Zeitpunkt $t$
$L_{pA}(t)$	dB(A)	A-bewerteter Schalldruckpegel zum Zeitpunkt $t$
$L_{pAE}$	dB(A)	Schallexpositionspegel, A-bewertet (SEL)
$L_{pE}$	dB	unbewerteter Schallexpositionspegel
$L_{pAE\infty}$	dB(A)	Aus den NPD-Daten ermittelter Schallexpositionspegel (Basispegel)
$L_{peq}$	dB	Äquivalenter Dauerschallpegel
$L_{pAmax}$	dB(A)	größter aller $L_{pAmax,seg}$ -Werte während eines Ereignisses
$L_{pAmax,seg}$	dB(A)	Korrigierter NPD-Wert des von einem Segment erzeugten Maximalpegel
$L_{pAmax}(P_s, d_s)$	dB(A)	Unkorrigierter NPD-Wert des von einem Segment im Abstand $d_s$ erzeugten Maximalpegels (Basispegel)
$\ell$	m	Seitlicher Versatz
lg	–	Logarithmus zur Basis 10
$N$	–	Anzahl der Segmente oder Teilsegmente
$N_{Tr}$	d	Erhebungszeit für die Flugbewegungen in Tagen

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
NAT	–	„Number Above Treshold“, Anzahl der Ereignisse mit einem $LpA_{max}$ größer-gleich eines festgelegten Schwellenwertes
$p_A(t)$	Pa	A-bewerteter, momentaner Schalldruck
$p_0$	Pa	Bezugsschalldruck
$P$	lbf, %, sonstige	Leistungsparameter in NPD-Variablen $L(P, d)$
$P_{seg}$	lbf, %, sonstige	Für ein bestimmtes Segment maßgebender Leistungsparameter
$q$	m	Abstand vom Beginn eines Segments zum Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands
$R$	m	Kurvenradius
$S$	–	Standardabweichung
$s$	m	Streckenordinate (Entfernung zum Pistenbezugspunkt entlang der Flugstrecke), positiv orientiert in die vom Flugplatz wegführende Richtung
$s'$	m	Streckenordinate (Entfernung zum Luftfahrzeugbezugspunkt entlang der Flugstrecke), positiv orientiert in die vom Flugplatz wegführende Richtung
$s_{RWY}$	m	Länge der Start- und Landebahn, Pistenlänge
$t$	s	Zeit
$t_e$	s	Effektive Dauer eines Einzelschallereignisses
$t_0$	s	Referenzzeit für integrierten Schallpegel
$\tau$	s	Zeitkonstante, $\tau = 1s$
$v(\eta)$	–	Verteilungsfunktion
$V$	kn bzw. m/s	Geschwindigkeit über Grund
$V_{seg}$	kn bzw. m/s	Äquivalente Geschwindigkeit über Grund für ein bestimmtes Segment
$V_{ref}$	kn bzw. m/s	Referenzgeschwindigkeit über Grund, für die NPD-Daten definiert sind
$x, y, z$	ft bzw. m	Lokale Koordinaten

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$X_{ARP}, Y_{ARP}, Z_{ARP}$	m	Koordinaten des Flugplatzbezugspunktes (airport reference point)
$z$	ft bzw. m	Höhe des Luftfahrzeugs über Grundebene/Flugplatzbezugspunkt.
$h$	ft bzw. m	Höhe der äquivalenten, horizontalen Flugbahn des Luftfahrzeugs über Grundebene/Flugplatzbezugspunkt.
$\alpha$	–	Parameter für die Berechnung Segmentkorrektur $\Delta_F$
$\beta$	°	Höhenwinkel des Luftfahrzeugs zur Grundebene
$\varepsilon$	°	Luftfahrzeug-Querneigungswinkel (bank-angle)
$\gamma$	°	Steig-/Sinkflugwinkel
$\varphi$	°	Depressionswinkel (Parameter der seitlichen Richtwirkung)
$\lambda$	m	Gesamtlänge eines Segments
$\psi$	°	Winkel zwischen der Richtung der Flugbewegung und der Richtung zum Immissionsort
$\xi$	°	Steuerkurs des Luftfahrzeugs, gemessen im Uhrzeigersinn ausgehend von Magnetisch-Nord
$\eta$	–	Normierte Längenkoordinate
$\delta$	–	$\delta = p/p_0$ , Verhältnis des Umgebungsluftdrucks auf Immissionsorthöhe zum Standardluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25$ hPa (oder 1013,25 mb)
$\theta$	–	das Verhältnis der Jahresdurchschnittslufttemperatur auf Immissionsorthöhe zur Standardlufttemperatur auf Meereshöhe: $T_0 = 15,0$ °C
$\Lambda(\beta, \ell)$	dB	Luft-Boden-Dämpfung zur Seite
$\Lambda(\beta)$	dB	Luft-Boden-Dämpfung zur Seite bei großer Reichweite
$\Gamma(\ell)$	–	Abstandsfaktor bei der Dämpfung zur Seite

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$\Delta$	–	Änderung des Wertes einer Größe oder Korrektur (je nach Angabe im Text)
$\Delta_F$	dB	Segmentkorrektur $\Delta_F$
$\Delta_I$	dB	Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung
$\Delta_i$	–	Bewertung für $i$ -te Tageszeit
$\Delta_{SOR}$	dB	Korrektur am Start-of-Roll-Punkt
$\Delta_V$	dB	Dauerkorrektur (Geschwindigkeit)

Tabelle 2: Indizes und Bedeutung

Index	Bedeutung
1, 2	Tiefgestellte Indizes zur Kennzeichnung der Anfangs- und Endwerte eines Intervalls oder Segments
E	Exposition
i	Summationsindex für Luftfahrzeugmuster/-kategorie
j	Summationsindex für Flugstrecke/ Unterstrecken
k	Summationsindex für Segment
max	Höchstwert
ref	Bezugswert
seg	Spezifischer Wert für ein Segment
SOR	Bezogen auf Start-of-Roll-Punkt
TO	Start (Take-Off)



Tabelle 3: Umrechnung SI und imperiale Einheiten

Symbol	Einheit	Umrechnung
ft	Fuß	1 ft = 0,3048 m
nm	Nautische Meile	1 nm = 1,852 km
Kt	Knoten (nm/h)	1 kt = 1,852 km/h = 0,5144 m/s
Lb	Pfund	1 lb = 0,4535924 kg
° F	Grad Fahrenheit	°F = °C x 9/5 + 32

## 1.3 Qualitätsrahmen

### **Genauigkeit der Eingangswerte:**

Alle Eingangswerte, die den Emissionspegel einer Quelle beeinflussen, sind mit mindestens der Genauigkeit zu bestimmen, die einer Unsicherheit von  $\pm 2$  dB (A) im Emissionspegel der Quelle entspricht (wobei alle anderen Parameter unverändert bleiben).

### **Nutzung von Standardwerten:**

Bei der Anwendung des Verfahrens müssen die Eingangsdaten der tatsächlichen Nutzung entsprechen. Generell dürfen keine Standardeingangswerte oder -annahmen zugrunde gelegt werden. Insbesondere müssen aus Radardaten abgeleitete Flugstrecken verwendet werden, wann immer sie verfügbar und von ausreichender Qualität sind.

Standardeingangswerte und -annahmen werden akzeptiert, wenn beispielsweise anstelle von Radardaten abgeleiteter Flugbahnen modellierte Flugrouten zugrunde gelegt werden sollen, weil die Erhebung realer Daten mit unverhältnismäßig hohen Kosten verbunden wäre.

Dies ist ebenso bei Prognoseberechnungen der Fall, da hier keine Radardaten zur Verfügung stehen.

### **Qualität der für die Berechnungen verwendeten Software:**

Die für die Berechnung verwendeten Softwareprodukte müssen die normgerechte Abbildung dieser Vorschrift sicherstellen. Die Konformität der zur Durchführung der Berechnungen verwendeten Software mit den in diesem Dokument beschriebenen Verfahren muss der Behörde anhand von Testfällen nachgewiesen und von dieser bestätigt werden.<sup>1</sup>

Die Qualitätssicherung gilt ausschließlich für die Verwendung von Fixpunktprofilen. Werden Flugprofile durch Synthese (prozedurale Profile) erstellt, müssen bei der Berechnung Annahmen getroffen werden, die durch eine Qualitätssicherung bisher nicht abgedeckt sind.

In diesem Fall sind Begründungen und Nachweise zur Qualitätssicherung zu erbringen.

---

<sup>1</sup> Siehe dazu auch den Abschlussbericht des Projekts Qualitätssicherung: „Testaufgaben zu CNOSSOS-AT – Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm - für Fluglärmsszenarien zur qualitätsgesicherten Anwendung der Lärmbewertungsmethoden für den Bereich Fluglärm. Beschreibung der Testaufgaben“, sowie die Adaption der QSI-Datenschnittstelle: „QSI-Datenschnittstelle zur Qualitätssicherung von Software zur Fluglärmrechnung nach CNOSSOS-AT in Erweiterung der DIN 45687“. Beide Dokumente wurden im Oktober 2021 auf der Homepage des BMK veröffentlicht und sind kostenfrei abrufbar.

# 2 Fluglärm

## 2.1 Ziel und Anwendungsbereich dieses Dokuments

Mit der vorliegenden Berechnungsmethode für Fluglärm können die mit der Bundes-Umgebungslärmschutzverordnung verordneten Lärmindizes  $L_{DEN}$  (Tag-Abend-Nacht-Lärmindex), und  $L_{Night}$  (Nacht-Lärmindex) ermittelt werden. Ebenso sind die Lärmindizes der Luftverkehr-Lärmimmissionsschutzverordnung (LuLärmIV) nach vorliegender Berechnungsmethode unter Beachtung der unterschiedlichen Zeitabschnitte bestimmbar.

Fluglärmkonturen zeigen die Ausdehnung und den Umfang der Fluglärmwirkungen in der Umgebung von Flughäfen und Flugplätzen, wobei die Auswirkungen durch die Werte bestimmter Pegelgrößen ausgewiesen werden. Eine Kontur ist eine Linie, entlang der der Pegelwert konstant ist (Isolinie). Die Indexwerte  $L_{DEN}$ ,  $L_{Day}$ ,  $L_{Evening}$  und  $L_{Night}$  aggregieren sämtliche Fluglärmereignisse, die in der Erhebungszeit von einem Jahr auftreten.

Der Lärm an bodennahen Punkten aufgrund an- und abfliegender Luftfahrzeuge eines nahegelegenen Flugplatzes hängt von vielen Faktoren ab. Die wichtigsten davon sind Luftfahrzeug- und Triebwerksmuster, die Verfahren für Schub-, Landeklappen- und Geschwindigkeitssteuerung an Bord der jeweiligen Luftfahrzeuge, die Abstände zwischen den Immissionsorten und den verschiedenen Flugbahnen sowie Topografie und Wetter vor Ort. Im Flugplatzbetrieb sind im Allgemeinen verschiedene Luftfahrzeugmuster, verschiedene Flugverfahren sowie die verschiedensten Betriebsmassen vertreten.

Es wird ausführlich erläutert, wie Maximal- und Schallexpositionspiegel einzelner Luftfahrzeuge an einem Immissionsort jeweils für einen bestimmten Flug zu berechnen sind. Für die Ermittlung der oben erwähnten Lärmindizes ( $L_{DEN}$ ,  $L_{Day}$ ,  $L_{Evening}$  und  $L_{Night}$ ) werden die Schallexpositionspiegel sämtlicher Fluglärmereignisse an einem Immissionsort energetisch addiert. Wird der Lärmindex für alle Immissionsorte eines Rasters innerhalb des betreffenden Gebietes bestimmt, ergeben sich daraus die Fluglärmkonturen. Nicht lärmerehebliche Ereignisse (d. h. Ereignisse, die nicht wesentlich zum Gesamtwert beitragen) können ausgeschlossen werden, um größtmögliche Effizienz zu sichern.

Wenn lärmerezeugende Tätigkeiten im Zusammenhang mit dem Flugplatzbetrieb nicht wesentlich zur Gesamtexposition der Bevölkerung gegenüber Fluglärm und entsprechenden

Fluglärmkonturen beitragen, können sie ausgenommen werden. Ausgenommen werden diese jedenfalls für die Berechnungen der strategischen Lärmkartierung. Ebenso sind hiervon Einsatzflüge iSd § 145 LFG für die Fluglärmrechnung nicht zu berücksichtigen. Zu diesen Tätigkeiten gehören: Rollverkehr, Triebwerksprobeläufe sowie der Einsatz von Hilfstriebwerken (Auxiliary Power Units, APUs). Wenn die Auswirkungen nicht unerheblich sind, kann eine Bewertung der Quellen gemäß Kapitel 2.21 und 2.22 durchgeführt werden.

## 2.2 Überblick über das Dokument

Der Prozess der Lärmkonturengenerierung ist in Abbildung 1: Der Prozess der Lärmkonturengenerierung dargestellt. Fluglärmkonturen bei der Lärmkartierung dienen dem Zweck, die in der Beurteilungszeit aufgetretenen Fluglärmimmissionen orts aufgelöst darzustellen. Die Fluglärmkonturen werden aus Flugbetriebsaufzeichnungen generiert. Fluglärmkonturen für künftige Planungen beruhen notwendigerweise auf Prognosen des Verkehrs und der Flugwege sowie der Leistungs- und Lärmwerte künftiger Luftfahrzeuge.

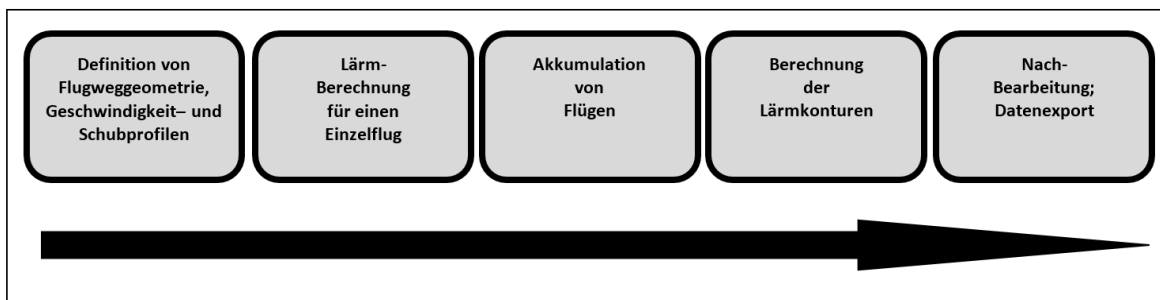


Abbildung 1: Der Prozess der Lärmkonturengenerierung

Jeder Anflug und jeder Abflug wird durch eine bestimmte Flugbahngeometrie und die Lärmemission des Luftfahrzeugs entlang dieser Bahn charakterisiert. Die Lärmemission hängt von den Eigenschaften des Luftfahrzeugs ab – hauptsächlich von der Triebwerksleistung. Für die Berechnung des Schallexpositionspegels wird die Flugbahn in Segmente unterteilt. In den Kapiteln 2.3 bis 2.6 werden die Elemente der Methodik vorgestellt, und es wird der Grundsatz der Segmentierung erläutert, auf dem sie beruht: Der Schallexpositionspegel ist eine Aggregation aller „lärmerheblichen“ Segmente der Flugbahn, die sich jeweils unabhängig voneinander berechnen lassen. Die Kapitel 2.3 bis 2.6 umreißen zudem die Anforderungen an die Eingabedaten für die Erstellung von Fluglärmkonturen. Detaillierte Spezifikationen für die benötigten Betriebsdaten sind in Anlage A aufgeführt.

Wie die Flugbahnsegmente aus vorbehandelten Eingabedaten berechnet werden, wird in den Kapiteln 2.7 bis 2.13 dargelegt. Dazu gehören Anwendungen der Flugleistungsanalyse, für die entsprechende Gleichungen in Anlage B aufgeführt sind. Die Flugbahnen weichen deutlich voneinander ab, d. h. Luftfahrzeuge auf einer Flugroute bewegen sich aufgrund der Wirkungen unterschiedlicher atmosphärischer Bedingungen, Luftfahrzeugmassen und Betriebsverfahren, Fluglotsenanweisungen usw. in einem breiteren Korridor. Dem wird Rechnung getragen, indem die einzelnen Flugbahnen statistisch beschrieben werden, und zwar als „Kernbahn“ (backbone-track, Mittellinie des Flugkorridors), die sich in Begleitung mehrerer Unterstrecken befindet. Auch dies wird in den Kapiteln 2.7 bis 2.13 unter Bezugnahme auf zusätzliche Informationen in Anlage C erläutert.

In den Kapiteln 2.14 bis 2.19 werden die Schritte aufgeführt, die bei der Berechnung des Maximal- und Schallexpositionspegels eines Einzelereignisses zu befolgen sind. Anlage D hat die Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen zum Gegenstand. Anlage E erläutert die akustische Dipolquelle, die im Modell zur Bestimmung der Schallabstrahlung von Flugbahnsegmenten finiter Länge verwendet wird.

Die Anwendung der in den Kapiteln 2.7 bis 2.19 beschriebenen Algorithmen erfordert neben den entsprechenden Flugbahnen geeignete Lärm- und Leistungsangaben für die betreffenden Luftfahrzeuge.

Den Kern der Berechnung bildet die Bestimmung des Schallexpositionspegels einer einzelnen Flugbewegung an einem Immissionsort. Sie ist für alle Flugbewegungen an jedem Punkt eines vorgeschriebenen Bereichs zu wiederholen, der sich über die erwartete Ausdehnung der Fluglärmkonturen erstreckt. An jedem Punkt werden die Schallexpositionspegel so aggregiert oder gemittelt, dass sich ein „kumulativer Pegel“ oder ein Lärmindexwert ergibt. Dieser Teil des Prozesses wird in den Kapiteln 2.20 und 2.23 bis 2.25 beschrieben.

In den Kapiteln 2.26 bis 2.28 werden die Optionen und Anforderungen für die Anpassung von Lärmkonturen an Felder von Lärmindexwerten zusammengefasst.

## **2.3 Das Konzept der Segmentierung**

Anlage F enthält für viele Luftfahrzeuge NPD-Basisbeziehungen (Noise-Power-Distance, Lärm-Leistung-Abstand). Darin werden für einen stationären Geradeausflug bei einer *Bezugsgeschwindigkeit* unter ausgewiesenen *atmosphärischen Bezugsbedingungen* sowie in

einer bestimmten Luftfahrzeugkonfiguration Maximalpegel als auch Schallexpositionspegel direkt unterhalb des Luftfahrzeugs<sup>2</sup> als Funktion des Abstands aufgeführt. Zu Lärmberechnungszwecken wird die Antriebsleistung durch einen *lärmbezogenen Leistungsparameter* dargestellt; im Allgemeinen wird hierfür der *korrigierte Nettoschub* verwendet. Die der Datenbank entnommenen Basispegel werden korrigiert, um erstens Unterschiede zwischen Real- und Referenzbedingungen der Atmosphäre und der Luftfahrzeuggeschwindigkeit (bei Schallexpositionspegeln) und zweitens Unterschiede zwischen nach unten und seitwärts abgestrahltem Lärm zu berücksichtigen. Der letztgenannte Unterschied geht auf *die laterale Richtcharakteristik* (Triebwerksanbringungseffekte) und die *seitliche Dämpfung* zurück. Die auf diese Weise korrigierten Pegel gelten jedoch weiterhin nur für den Gesamtschallpegel des Luftfahrzeugs im stationären Horizontalflug.

Segmentierung ist der Prozess, mit dem das empfohlene Lärmkonturenmodell die NPD- und Lateraldaten für die unendliche, gerade Flugbahn so anpasst, dass das einen Empfänger von einer nicht gleichförmigen Flugbahn erreichende Geräusch berechnet wird, d. h. einer Flugbahn, entlang derer die Flugkonfiguration des Luftfahrzeugs variiert. Zum Zwecke der Berechnung des Ereignisschallpegels einer Flugbewegung wird die Flugbahn durch eine Reihe zusammenhängender geradliniger Segmente dargestellt, die sich jeweils als endlicher Teil einer unendlichen Bahn betrachten lassen, für die ein NPD und die lateralen Korrekturen bekannt sind. Der Maximalpegel des Ereignisses  $L_{pAmax}$  entspricht dem größten Wert der Maximalsegmentpegel  $L_{pAmax,seg}$ . Die Berechnung des zeitintegrierten Pegels des gesamten Schallereignisses erfolgt durch logarithmische Addition der Schallexpositionssegmentpegel  $L_{pAE,seg}$  der Segmente, die einen wesentlichen Beitrag zum Gesamtschallereignis leisten.

Der Anteil, den ein endliches Segment zum Schallexpositionspegel beiträgt, wird empirisch abgeschätzt. Der *Energieanteil*  $F$  – der als Anteil am gesamten unendlichen Flugbahnschall ausgedrückte Segmentschall – berücksichtigt die longitudinale Richtcharakteristik vom Fluglärm und die „Sicht“ vom Immissionsort auf das Segment.

---

<sup>2</sup> Eigentlich unterhalb des Luftfahrzeugs senkrecht zur Tragflächenachse und Flugrichtung; angenommen als vertikal unterhalb des Luftfahrzeugs bei Nichtkurvenflug (d. h. Nichtschrägflug).

## 2.4 Flugbahnen: Strecken und Profile

Im Modellierungskontext ist eine *Flugbahn* (Trajektorie, Flugroute, Flugspur) die vollständige Beschreibung der Bewegung des Luftfahrzeugs in Raum und Zeit<sup>3</sup>. Zur Berechnung des erzeugten Lärms ist die Kenntnis der Flugbahn sowie des Triebwerksschubs oder einem anderen lärmbezogenen Leistungsparameter erforderlich. Der *Flugweg* ist die vertikale Projektion der Flugbahn auf eine Bodenfläche. In Kombination mit dem vertikalen *Flugprofil* ergibt sich daraus die dreidimensionale Flugbahn. Für die Berechnung der Schallexpositionspegel wird die Flugbahn jeder Flugbewegung durch eine Reihe von zusammenhängenden geraden Segmenten beschrieben. Jedes Segment muss durch die geometrischen Koordinaten seiner Endpunkte sowie die entsprechenden Geschwindigkeits- und Triebwerksleistungsparameter des Luftfahrzeugs definiert werden. Flugbahnen und Triebwerksleistung lassen sich auf verschiedene Weise bestimmen, vor allem mit

- a) der Synthese einer Reihe von Verfahrensschritten sowie
- b) der Analyse der gemessenen Flugprofilaten.

Für die *Synthese* der Flugbahn (a) bedarf es der Kenntnis der Flugstrecke und ihrer lateralen Streuung, der Luftfahrzeugmasse, der Geschwindigkeits-, Landeklappen- und Schubsteuerungsverfahren, der Flugplatzhöhe, des Windes und der Lufttemperatur. Gleichungen zur Berechnung des Flugprofils anhand der erforderlichen Antriebs- und aerodynamischen Parameter sind in Anlage B aufgeführt. Jede Gleichung enthält Koeffizienten und/oder Konstanten, die auf empirischen Daten für jedes spezifische Luftfahrzeugmuster basieren. Die Gleichungen der aerodynamischen Leistung in Anlage B erlauben die Prüfung einer sinnvollen Kombination von Luftfahrzeugbetriebsmasse und Flugverfahren, einschließlich Betrieb mit verschiedenen Bruttostartmassen.

Die *Analyse* der gemessenen Daten (b), z. B. von Flugdatenschreibern, Radar- oder sonstigen Flugverfolgungssystemen beinhaltet ein „Reverse Engineering“, d. h. eine Umkehr des Syntheseprozesses (a). Statt einer Schätzung des Luftfahrzeug- und Triebwerkszustands an den Enden der Flugsegmente durch Integration der Effekte der auf die Luftfahrzeugzelle wirkenden aerodynamischen und Schubkräfte, werden die Kräfte durch eine Ableitung der

---

<sup>3</sup> Die Zeit wird über die Fluggeschwindigkeit ausgewiesen.



Änderungen von Höhe und Geschwindigkeit der Zelle geschätzt. Verfahren für die Verarbeitung der Flugbahninformationen werden in Kapitel 2.12 beschrieben.

Bei einer Lärmmodellierungsanwendung könnte jeder Einzelflug theoretisch eigenständig dargestellt werden; dies würde eine genaue Berücksichtigung der räumlichen Streuung der Flugbahnen gewährleisten. Um jedoch die Datenaufbereitung und die Rechenzeit innerhalb vertretbarer Grenzen zu halten, werden Flugbahnstrebereiche durch eine Gruppe von seitlich versetzten „Unterstrecken“ dargestellt, neben der Flugstrecke sind vierzehn Unterstrecken zu definieren. Die vertikale Streuung wird bereits implizit durch die Auswirkungen unterschiedlicher Luftfahrzeugmassen auf die Höhenprofile berücksichtigt.

## 2.5 Lärm- und Leistungsangaben

Die in Anlage F aufgeführten Lärm- und Leistungsdaten decken die meisten vorhandenen Luftfahrzeugmuster ab. Muster und Varianten, für die derzeit keine Daten verzeichnet sind, werden durch Luftfahrzeuge, die ähnliche Fluglärmkonturen erzeugen, also lärmäquivalent sind, substituiert.

Die Anlage F enthält vorgegebene „Verfahrensschritte“, die den Aufbau von Flugprofilen für mindestens ein übliches lärmminderndes Abflugverfahren ermöglichen. Die Erstellung von Fixpunktprofilen für einzelne Luftfahrzeuge ist bei der Anwendung der Flugzeuggruppen grundsätzlich nicht erforderlich.

## 2.6 Flughafen- und Flugbetrieb

Für die Ermittlung der Fluglärmbelastung in der Umgebung von Flugplätzen sind insbesondere die im Folgenden aufgeführten Eingangsdaten relevant.

### 1. Allgemeine Flugplatzdaten

- Flugplatzbezugspunkt zur Ortsbestimmung des Flugplatzes in geeigneten Koordinaten,
- Höhe des Flugplatzbezugspunktes; dies ist die Höhe der Grundebene, auf der ohne topografische Korrekturen die Fluglärmkonturen bestimmt werden,

- Durchschnittliche meteorologische Parameter am oder nahe dem Flugplatzbezugspunkt (Temperatur, relative Luftfeuchtigkeit, mittlere Windgeschwindigkeit und -richtung).

## 2. Start-/Landebahndaten

Für jede Start-/Landebahn

- Bezeichnung der Start-/Landebahn,
- Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt, Mittelpunkt der Start-/Landebahn relativ zum Flugplatzbezugspunkt),
- Länge und Richtung der Start-/Landebahn,
- Lage des Start-of-Roll-Punkts und der Landeschwelle<sup>4</sup>.

## 3. Streckendaten

Flugstrecken werden durch eine Folge von Koordinaten in der Grundebene beschrieben. Durch statistische Analyse der Radardaten wird zur Darstellung der lateralen Streuung eine Flugstrecke (backbone track) mit vierzehn Unterstrecken, insgesamt 15 Teilkorridore ermittelt. Sind keine Radardaten verfügbar, werden die Flugstrecken in der Regel aus geeigneten Verfahrensinformationen aufgebaut, z. B. unter Verwendung von Standard-Instrumentenabflugverfahren aus Luftfahrthandbüchern ermittelt. Diese konventionelle Beschreibung enthält die folgenden Informationen:

- Bezeichnung der Start-/Landebahn, von der die Flugstrecke ausgeht,
- Beschreibung des Streckenausgangspunkts (Start-of-Roll-Punkt, Landebahnschwelle),
- Länge der Segmente (für Kurven, Radius und Richtungsänderung).

Diese Informationen sind das notwendige Minimum zur Bestimmung der Flugstrecke. Zusätzlich ist die laterale Streuung darzustellen, wobei die folgenden Informationen benötigt werden:

- Breite des Korridors (oder eine andere statistische Angabe zur Streuung) an jedem Segmentende,
- Verteilung der Flugbewegungen senkrecht zur Flugstrecke.

---

<sup>4</sup> Versetzte Landeswellen können durch die Festlegung zusätzlicher Start-/Landebahnen berücksichtigt werden.

#### 4. Luftverkehrsdaten

Luftverkehrsdaten sind

- der Zeitabschnitt, für den Flugbewegungen erfasst werden, sowie
- die Anzahl der Flugbewegungen (An- oder Abflüge, bzw. Platzrunden) jedes Luftfahrzeugmusters auf jeder Flugstrecke, untergliedert nach
  - Tageszeit für bestimmte Lärmindizes sowie
  - ggf. Betriebsmassen oder Teilstreckenlängen für die Abflüge und gegebenenfalls Betriebsverfahren

Lärmindizes, die sich auf einen bestimmten Tageszeitabschnitt beziehen, spiegeln Lärmereignisse als mittlere tägliche Werte zu bestimmten Tageszeiten (z. B. Tag, Abend und Nacht) wider (siehe Kapitel 2.23 bis 2.25).

#### 5. Topografische Daten

Die Änderungen der Geländehöhe werden durch die Verwendung eines digitalen Geländemodells berücksichtigt.

Anmerkung: Die Angaben für die Geländehöhen werden in der Regel als Satz von x-, y-, z-Koordinaten für ein rechteckiges Gitter mit bestimmter Maschenweite bereitgestellt. Dabei werden sich die Parameter des Höhengitters wahrscheinlich von den Parametern des für die Lärmberechnung genutzten Gitters unterscheiden. In diesem Fall können die geeigneten z-Koordinaten im letztgenannten Gitter mittels linearer Interpolation geschätzt werden.

#### 6. Bezugsbedingungen

Die internationalen Lärm- und Leistungsangaben für Luftfahrzeuge werden auf Standardbezugsbedingungen normalisiert, die für Flugplatzlärmstudien vielfach verwendet werden (siehe Anlage D).

##### i) Bezugsbedingungen für NPD-Daten

- Luftdruck: 1013,25 hPa (1013,25 mbar),
- Luftabsorption: Dämpfungsraten aufgeführt in Tabelle D-1,
- Niederschlag: keiner,
- Windgeschwindigkeit: weniger als 8 m/s (15 Knoten),
- Geschwindigkeit über Grund: 160 Knoten,

- Lokales Gelände: Flacher, weicher Grund ohne große Bauwerke oder andere reflektierende Objekte innerhalb mehrerer Kilometer Abstand von den Flugstrecken.

Anmerkung: Standardisierte Luftfahrzeugschallmessungen erfolgen 1,2 m über der Erdoberfläche. Dies braucht jedoch nicht besonders berücksichtigt werden, da für Modellierungszwecke angenommen werden kann, dass Maximal- und Schall exposurespegel gegenüber der Immissionsorthöhe relativ unempfindlich sind<sup>5</sup>.

NPD-Daten können auch bei abweichenden Bedingungen angewendet werden, wenn die mittleren bodennahen Bedingungen innerhalb des folgenden Rahmens liegen:

- Windgeschwindigkeit weniger als 8 m/s (15 Knoten).

Bei abweichenden atmosphärischen Bedingungen sind die NPD-Daten, wie in Anlage D beschrieben, neu zu berechnen.

#### ii) Bezugsbedingungen für Aerodynamik- und Triebwerksdaten

- Höhe der Start-/Landebahn: NN,
- Lufttemperatur: 15 °C,
- Bruttostartmasse: Definiert als Funktion der Teilstreckenlänge,
- Bruttolandemasse: 90 % der maximalen Gesamtbruttolandemasse,
- Schub liefernde Triebwerke: Alle.

Obgleich die Aerodynamik- und Triebwerksdaten in den Tabellen 7 bis 9 der Anlage F auf diesen Bedingungen basieren, können sie für andere Flugplatzbezugshöhen und andere mittlere Lufttemperaturen in EU-Staaten verwendet werden, ohne die

---

<sup>5</sup> Mitunter werden berechnete Pegel bei 4 m oder höher angefragt. Wie ein Vergleich der Messungen in 1,2 m und 10 m Höhe und eine theoretische Berechnung der Bodeneffekte zeigen, sind die Abweichungen des A-bewerteten Schall exposurespegels relativ unempfindlich gegenüber der Immissionsorthöhe. Die Abweichungen sind im Allgemeinen kleiner als 1 Dezibel, es sei denn, der maximale Schalleinfallswinkel ist kleiner als 10° und das A-bewertete Spektrum am Immissionsort hat sein Maximum im Bereich von 200 bis 500 Hz. Derartige Spektren mit vorwiegend niedrigen Frequenzen können z. B. in großen Entfernungen bei Triebwerken mit niedrigem Nebenstromverhältnis sowie bei Propellermotoren mit diskreten tieffrequenten Tönen auftreten.

Genauigkeit der berechneten Konturen des kumulativen mittleren Schallpegels wesentlich zu beeinträchtigen (siehe Anlage B).

Die Berechnung der Start- und Steigflugprofile unter Verwendung der in Anlage B beschriebenen Verfahren muss für die strategischen Lärmkarten auf der Bruttostartmasse basieren. Für die Berechnung außerhalb der strategischen Lärmkarten kann auch die geeignete operative Bruttostartmasse eingesetzt werden.

## **2.7 Beschreibung der Flugbahn**

Bei diesem Fluglärm-Berechnungsverfahren wird jede Flugbewegung durch ihre dreidimensionale Flugbahn und die dabei eingesetzte Triebwerksleistung und Geschwindigkeit beschrieben. Diese kann selbst Teil der Streuung einer Flugroute sein, die zur Modellierung des Korridors verwendet werden. Der Korridor, die Vertikalprofile und die Luftfahrzeugbetriebsparameter werden aus den eingegebenen Szenariodaten zusammen mit den Luftfahrzeugdaten aus Anlage F ermittelt.

Die NPD-Daten in der Anlage F definieren Lärm von Luftfahrzeugen, die sich auf idealisierten horizontalen Flugbahnen unendlicher Länge bei konstanter Geschwindigkeit und Triebwerksleistung bewegen. Zur Anpassung dieser Daten an auf Flugplätzen übliche Flugbahnen, die durch häufige Änderungen der Antriebsleistung und der Geschwindigkeit gekennzeichnet sind, wird jede Flugbahn in endliche geradlinige Segmente unterteilt, deren Beiträge zum auftretenden Lärm anschließend am Immissionsort addiert werden.

## **2.8 Verhältnis zwischen Flugbahn und Luftfahrzeugkonfiguration**

Die dreidimensionale Flugbahn einer Flugbewegung bestimmt die geometrischen Aspekte der Schallabstrahlung und -ausbreitung zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort. Die Flugbahn wird beeinflusst von pilotenseitig ausgelösten Schub-, Klappen- und Höhenänderungen zur Einhaltung von Flugrouten sowie von der Flugverkehrskontrolle vorgegebenen Höhen und Geschwindigkeiten entsprechend den Standardbetriebsverfahren des Luftfahrzeugalters. Auch die Luftfahrzeugmasse und atmosphärische Bedingungen beeinflussen die Flugbahn. Die Anweisungen und Handlungen unterteilen die Flugbahn in Streckenabschnitte, die Segmente bilden. In der horizontalen Ebene umfassen sie Geradeausflugab-

schnitte, angegeben als Distanz bis zum Beginn der nächsten Kurve, sowie Kurvenflüge, definiert durch Kurvenradius und Kursänderung. In der vertikalen Ebene werden die Segmente durch die vergangene Zeit und/oder die zurückgelegte Entfernung zur Erreichung erforderlicher Änderungen der Vortriebsgeschwindigkeit und/oder Höhe bei vorgegebenen Schubeinstellungen und Klappenstellungen bestimmt. Die entsprechenden vertikalen Koordinaten werden als *Profilpunkte* bezeichnet.

Sowohl der horizontale als auch der vertikale Verlauf der Flugbahn wird segmentiert. Der horizontale Verlauf der Flugbahn (d. h. ihre zweidimensionale Projektion auf die Erdoberfläche) ist der *Flugweg*, definiert durch die Anflug- oder Abflugstreckenführung. Der durch die Profilpunkte gegebene vertikale Verlauf und die dazugehörigen Flugparameter Geschwindigkeit, Querneigungswinkel und Schubeinstellung definieren insgesamt das *Flugprofil*, das vom *Flugverfahren* abhängt. Die Flugbahn wird durch Zusammenführen des 2-D-Flugprofils mit dem 2-D-Flugweg konstruiert, so dass sich eine Folge von 3-D-Flugbahnsegmenten ergibt.

Es sei daran erinnert, dass das Profil für eine bestimmte Reihe von Verfahrensschritten von der Flugstrecke abhängt, so ist z. B. die Steigrate bei gleichem Schub und gleicher Geschwindigkeit im Kurvenflug geringer als im Geradeausflug. Es ist wichtig, die für Kurvenflüge notwendigen Änderungen des Querneigungswinkels zu bestimmen, da sich dies in bedeutendem Maße auf die Richtwirkung der Schallemission auswirkt.

Der von einem Flugbahnsegment an einem Immissionsort ankommende Schall hängt von der Geometrie des Segments bezogen auf den Immissionsort und von der Luftfahrzeugkonfiguration ab. Diese stehen jedoch in Wechselwirkung – eine Änderung des einen Faktors bewirkt eine Änderung des anderen, und so muss sichergestellt werden, dass die Konfiguration des Luftfahrzeugs an allen Punkten der Flugbahn mit seiner Bewegung entlang der Bahn im Einklang steht.

In Anlage B finden sich die Gleichungen, mit denen die auf ein Luftfahrzeug wirkenden Kräfte und seine Bewegung in Beziehung gesetzt werden; außerdem wird darin erläutert, wie sie gelöst werden, um die Eigenschaften der Segmente, aus denen sich Flugbahnen zusammensetzen, zu bestimmen. Die verschiedenen Arten von Segmenten und die entsprechenden Abschnitte von Anlage B lauten:

- Abschnitt B.6 Startrollstrecke,
- Abschnitt B.7 Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit,
- Abschnitt B.8 Schubrücknahme (Übergangsegment),
- Abschnitt B.9 Beschleunigter Steigflug und Einfahren von Klappen,
- Abschnitt B.10 Zusätzliche Steig- und Beschleunigungssegmente nach Einfahren der Klappen,
- Abschnitt B.11 Sinkflug und Verzögerung, sowie
- Abschnitt B.12 Landeanflug.

Bei der Berücksichtigung der Flugstreckenstreuung haben Unterstrecken das gleiche Flugprofil und die gleichen Luftfahrzeugkonfigurationen wie die zugehörige Flugstrecke.

## 2.9 Quellen der Flugbahndaten

Zwar können Flugdatenschreiber qualitativ hochwertige Daten liefern, doch sind diese für Lärmmodellierungszwecke schwer zu beschaffen. *Radardaten* sind daher die wichtigste Informationsquelle für die Modellierung der Streuung tatsächlich geflogener Flugbahnen<sup>6</sup>. Nähere Einzelheiten sind in Anlage A dargestellt.

In vielen Fällen ist eine Modellierung von Flugbahnen anhand von Radardaten nicht möglich, weil die notwendigen Ressourcen nicht verfügbar sind oder es sich um ein zukünftiges Szenario handelt, für das keine relevanten Radardaten vorliegen. Sind keine Radardaten vorhanden oder ist deren Nutzung nicht sinnvoll, müssen die Flugbahnen auf der Basis von Betriebsleitlinien, z. B. Anweisungen für Flugzeugbesatzungen über Luftfahrthandbücher oder Betriebsanleitungen abgeschätzt werden, die hier als Verfahrensschritte bezeichnet werden. Hinweise zur Auslegung dieser Materialien sind auf Aufforderung der zuständigen Behörde von den Flugsicherungsorganisationen, Flugplatzhalter und Luftverkehrsunternehmen (Airlines) bereit zu stellen.

---

<sup>6</sup> Flugdatenschreiber speichern ausführliche Betriebsdaten. Diese sind jedoch nicht ohne weiteres zugänglich und in der Beschaffung teuer. Daher ist ihre Verwendung für Lärmmodellierungszwecke in der Regel auf besondere Projekte und Modellentwicklungsstudien beschränkt.

## 2.10 Koordinatensystem

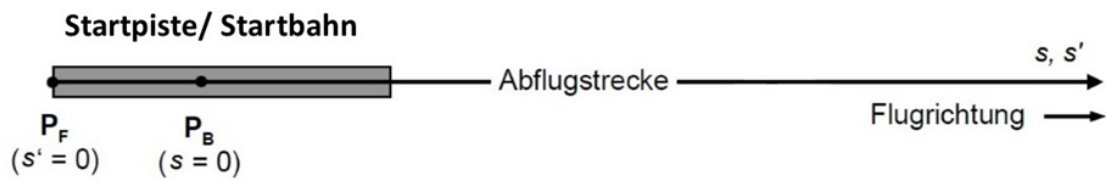
**Das an die Flugstrecke gebundene Koordinatensystem, Streckenkoordinatensystem  $s$  und  $s'$ :**

Längen auf den Flugstrecken werden durch die Streckenkoordinaten  $s$  und  $s'$  ausgedrückt. Die Koordinate  $s$  ist für jeden Flugweg (projizierte Flugstrecke) spezifisch und stellt die entlang der Strecke in die vom Flugplatz wegführende Richtung gemessene Entfernung zum Bahnbezugspunkt  $P_B$  (Pistenbezugspunkt) dar. Die Streckenkoordinate  $s'$  wird vom Luftfahrzeugbezugspunkt  $P_F$  aus (bei Abflugstrecken ab Start-of-Roll-Punkt, bei Anflugstrecken ab Landeschwelle) unabhängig von der Flugrichtung in der vom Flugplatz wegführenden Richtung positiv gezählt.

Somit wird  $s'$  negativ in Bereichen hinter dem Start-of-Roll-Punkt beim Abflug und nach Überquerung der Landeschwelle beim Anflug. Flugbetriebsparameter wie Höhe  $z$ , Geschwindigkeit und Schubeinstellung werden als Funktionen von  $s'$  ausgedrückt.



(a) Abflugstrecken / Draufsicht auf die Bezugsebene



(b) Anflugstrecken / Draufsicht auf die Bezugsebene



Abbildung 2: Streckenkoordinatensysteme  $s$  und  $s'$

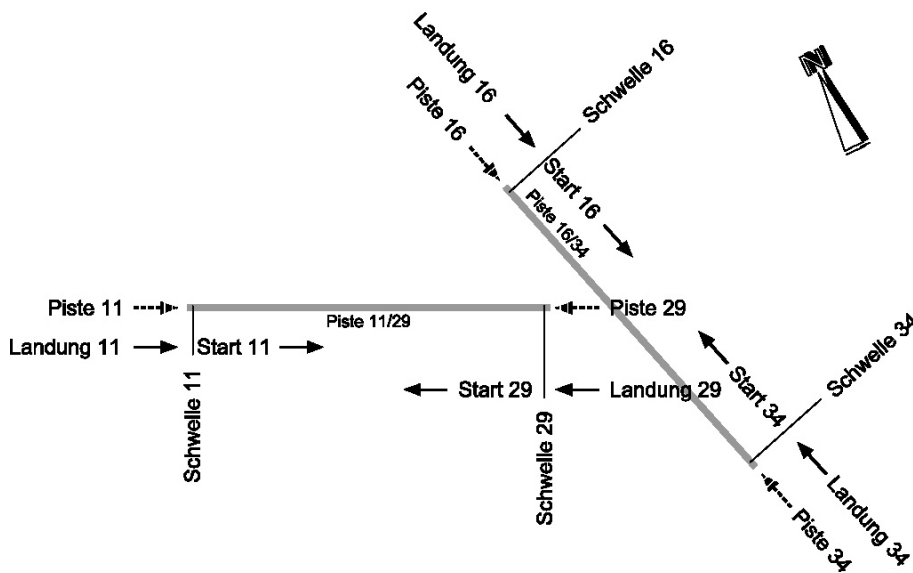


Abbildung 3: Beispiel Pistensystem Flughafen Wien

## Berücksichtigung der Topografie

Um die Topografie zu berücksichtigen, muss bei der Abschätzung der Ausbreitungsentfernung  $d$  die Flughöhenkoordinate  $z$  durch  $z^* = z - z_0$  ersetzt werden. Dabei ist  $z_0$  die  $z$ -Koordinate des Immissionsortes  $O$ . Hierzu wird ein Digitales Geländemodell (DGM) verwendet, wobei zumindest das Digitale Geländemodell des Bundesamtes für Eich- und Vermessungswesen (BEV) mit einer DGM-Rasterweite 50 m benutzt werden sollte. Sofern detaillierte geographische Daten vorliegen, können diese ergänzend zu diesem DGM verwendet werden. Die Geometrie zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort ist in Abbildung 4: Bodenerhöhung längs (links) und seitlich (rechts) des Flugweges (Kurs über Grund) dargestellt. Zur Definition von  $d$  und  $l$  siehe Kapitel 2.14 bis 2.19.<sup>7</sup>

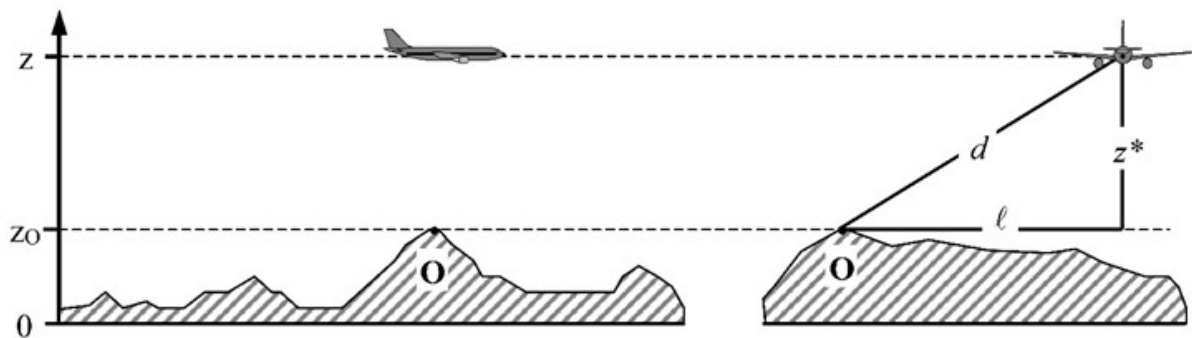


Abbildung 4: Bodenerhöhung längs (links) und seitlich (rechts) des Flugweges (Kurs über Grund)

Die Grundebene  $z = 0$  verläuft durch den Flugplatzbezugspunkt.  $O$  ist der Immissionsort.

---

<sup>7</sup> Bei unebenem Boden kann sich der Immissionsort oberhalb des Luftfahrzeugs befinden. In diesem Fall wird  $z^*$  und der entsprechende Höhenwinkel  $\beta$  gleich null gesetzt.

## 2.11 Flugstrecken und Streckensteuerung durch Korridore

### Flugstrecken:

Die Flugstrecke (backbone track) definiert das Zentrum des Korridors entlang derer sich ein Luftfahrzeug auf einer bestimmten Streckenführung bewegt. Für die Zwecke der Fluglärmmodellierung wird der Korridor durch die statistische Analyse von Radardaten festgelegt. Sind keine Radardaten verfügbar werden reglementierende Betriebsdaten herangezogen. veranschaulicht die Geometrie einer Flugstrecke mit Kurven und geraden Segmenten.

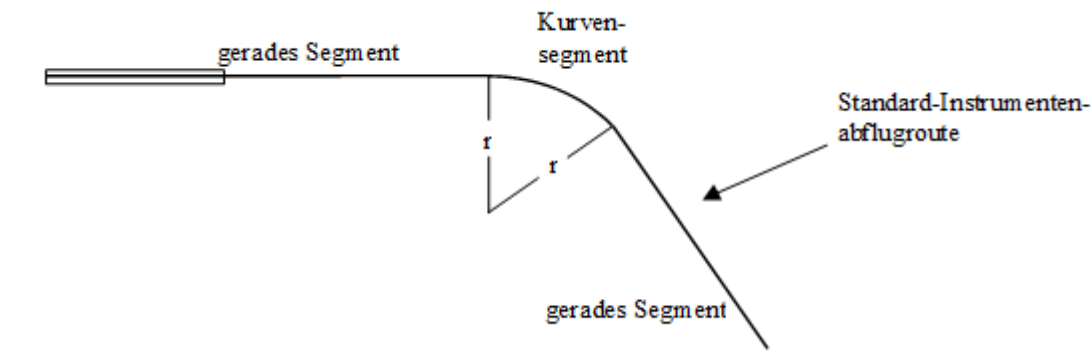


Abbildung 5: Geometrie der Flugstrecke mit Kurven und geraden Segmenten

### Seitliche Flugstreckensteuerung:

Die Flugstrecken werden im Datenerfassungssystem mit Korridorbreiten beschrieben, die die Abweichung der Luftfahrzeuge von der Flugstrecke angeben. Die Korridorbreiten sollten unter Verwendung eines Flugwegaufzeichnungssystems, z.B. FANOMOS (Flight Track and Noise Monitoring System) oder TOPSONIC als Schnittstellenformate, für die einzelnen Flugstrecken festgelegt werden, sofern dieses System am jeweiligen Flugplatz zur Verfügung steht. Andernfalls sind die Korridorbreiten aufgrund der örtlichen flugbetrieblichen Praxis zu schätzen. Dazu ist die Mitwirkung der örtlichen Flugsicherung und des örtlichen Flugplatzhalters bzw. des Luftverkehrsunternehmens bzw. der Luftfahrzeughalter erforderlich.

Sofern eine derartige Schätzung nicht möglich ist, ist eine Korridoraufweitung vom 0,2-fachen der längs der Flugstrecke zurückgelegten Bogenlänge bis auf einen Wert von 3 000 m anzusetzen.

Zur Berücksichtigung der seitlichen Abweichung der Flüge von der festgesetzten Flugstrecke wird jeder Flugstrecke ein Flugkorridor mit einer Korridorbreite  $b(s)$  zugeordnet. Die Korridorbreite  $b(s)$  wird als stückweise lineare Funktion von  $s$  festgesetzt und ist im Datenerfassungssystem angegeben. Die im Datenerfassungssystem durch eine Folge von Geraden und Kreisbögen beschriebene „Soll-Flugstrecke“ stellt die Mittellinie des Flugkorridors dar.

Die Verteilung der Flugbahnen im Flugkorridor der Flugstrecke wird durch die Verteilungsfunktion

$$v(\eta) = 30 \cdot \left(\frac{1}{4} - \eta^2\right)^2 \quad (2-1)$$

mit

$$\eta = \frac{\rho}{b(s)} \quad (2-2)$$

beschrieben. Dabei ist  $\rho$  die Längenkoordinate auf der Normalen zur Flugstrecke. Die normierte Längenkoordinate  $\eta$  nimmt innerhalb des Korridors Werte zwischen  $-1/2$  und  $+1/2$  an. Die Verteilung der Flugbewegungen über den Flugkorridor wird durch eine Aufteilung des Korridors in eine ungerade Anzahl von gleich breiten Teilkorridoren realisiert. Abbildung 6 zeigt dies am Beispiel einer Zerlegung in drei Teilkorridore.

Die Mittellinie eines Teilkorridors wird als Flugweg oder Unterstrecke bezeichnet. Die Flugwege und die zugehörigen Teilkorridore werden ausgehend von der Flugstrecke nach außen fortlaufend nummeriert: Die Flugstrecke als Korridormittellinie bekommt die laufende Nummer 1, die links zur Richtung der Flugstrecke liegenden Flugwege erhalten geradzahlige, die rechts davon liegenden Flugwege ungeradzahlige Nummern. Für die Fluglärmbe-rechnungen sind 15 Teilkorridore zu Grunde zu legen.

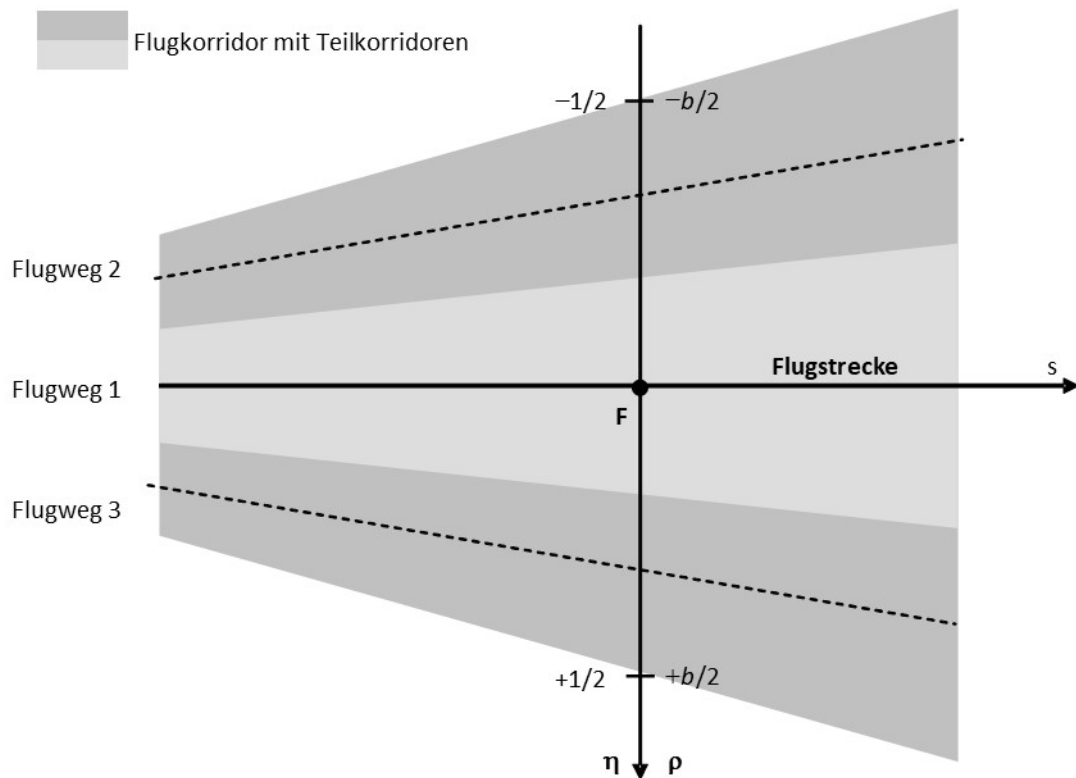


Abbildung 6: Beschreibung eines Flugkorridors durch Teilkorridore und Flugwege (beispielhaft für eine Zerlegung in drei Teilkorridore)

Der Anteil der Vorbeiflüge von Luftfahrzeugen auf einem Flugweg (also innerhalb eines Teilkorridors) an der Anzahl der auf der Flugstrecke verkehrenden Luftfahrzeuge ergibt sich durch Integration der Verteilungsfunktion  $v(\eta)$  über den Teilkorridor (sog. Unterstrecke). Tabelle 4 zeigt diese Anteile für die Zerlegung in 15 Unterstrecken.

Tabelle 4: Parameter für die Zerlegung eines Korridors in 15 Unterstrecken; Flugstrecke = Unterstrecke 1

Flugweg Nr.	$\eta$ -Koordinate des Flugwegs	Anteil an Flugbewegungen [%]
1	0,000	12,48
2 / 3	-/+ 0,067	12,02
4 / 5	-/+ 0,133	10,76
6 / 7	-/+ 0,200	8,80

Flugweg Nr.	$\eta$ -Koordinate des Flugwegs	Anteil an Flugbewegungen [%]
8 / 9	-/+ 0,267	6,39
10 / 11	-/+ 0,333	3,87
12 / 13	-/+ 0,400	1,65
14 / 15	-/+ 0,467	0,27

Die vertikale Streuung wird nicht als eigenständige Variable modelliert.

## 2.12 Flugprofile

Das Flugprofil ist eine Beschreibung der Bewegung des Luftfahrzeugs in der vertikalen Ebene über der Flugstrecke in Bezug auf Position, Geschwindigkeit, Querneigungswinkel und Triebwerksleistungseinstellung.

Grundsätzlich sind die in Anlage F aufgeführten Fixpunktprofile zu verwenden. Weichen lokale Bedingungen von den in Anlage F angegebenen Standardbedingungen ab, kann in begründeten Einzelfällen auf die Situation angepasste Fixpunktprofile berechnet werden. Dies ist dann der Fall, wenn durch die Auswertung von FANOMOS-Daten oder flugbetriebliche Simulationen festgestellt wird, dass ca. 75 % der Luftfahrzeuge einer Luftfahrzeuggruppe mit einem deutlich anderen Flugprofil als dem (Standard-) Profil dieser Gruppe betrieben werden. Situationsbedingte Fixpunktprofile können wie folgt berechnet werden.

Um einen hohen Genauigkeitsgrad zu erreichen, müssen die Profile den jeweiligen Flugbetriebszustand so exakt wie möglich widerspiegeln. Dazu bedarf es zuverlässiger Angaben über die atmosphärischen Bedingungen, die Luftfahrzeugmuster und -varianten sowie die Betriebsverfahren – die unterschiedlichen Schubeinstellungen und die Klappenstellung sowie den gefundenen Kompromiss zwischen Höhen- und Geschwindigkeitsänderung – alle über die betreffenden Zeitabschnitte entsprechend gemittelt.

Die Synthese von Flugprofilen anhand von „Verfahrensschritten“ aus Anlage F oder von Luftverkehrsunternehmen wird in Kapitel 2.13 und Anlage B beschrieben. Dieser Prozess ergibt sowohl die Flugbahngeometrie als auch die entsprechenden Geschwindigkeits- und Schubänderungen. Es wird angenommen, dass alle gleichartigen Luftfahrzeuge in einem

Korridor unabhängig davon, ob sie der Flugstrecke oder den verstreuten Unterstrecken zugewiesen sind, dem gleichen Streckenprofil folgen.

Anmerkungen: Neben Anlage F, die Standardinformationen zu den Verfahrensschritten liefert, sind die Luftverkehrsunternehmen bzw. Luftfahrzeughalter die beste Quelle für zuverlässige Informationen, das heißt zu den von ihnen verwendeten Verfahren und den typischen geflogenen Luftfahrzeugmassen. Die wertvollste Quelle für Einzelflüge stellt der Flugdatenschreiber dar, der sämtliche relevante Informationen liefert. Doch selbst wenn derartige Daten verfügbar sind, ist der Aufwand für ihre Aufbereitung enorm hoch. Im Sinne des notwendigen sparsamen Umgangs mit Ressourcen bei der Modellierung besteht daher die normale praktische Lösung darin, fundierte Annahmen zu mittleren Massen und Betriebsverfahren anzustellen.

Bei einer Übernahme von in Anlage F angegebenen Standard-Verfahrensschritten ist Vorsicht geboten. Es handelt sich dabei zwar um standardisierte Verfahren, denen vielfach gefolgt wird, die aber vom Betreiber in konkreten Fällen vielleicht nicht angewendet werden. Ein wichtiger Faktor ist die Festlegung des Start- und Steigschubs. Insbesondere ist es üblich, den Schub während des Abflugs (gegenüber Volllast) zurückzunehmen, um die Lebensdauer der Triebwerke zu verlängern. Anlage B vermittelt Hinweise zur Darstellung der typischen Praxis; daraus ergeben sich im Allgemeinen realistischere Konturen als bei Annahme von Vollschub. Ist die Startbahn jedoch kurz und/oder ist die durchschnittliche Lufttemperatur hoch, dürfte es realistischer sein, von Vollschub auszugehen.

Eine höhere Genauigkeit bei der Modellierung tatsächlicher Szenarien lässt sich erreichen, wenn die nominalen Informationen durch die Anwendung von Radardaten ergänzt oder ersetzt werden. Flugprofile lassen sich ähnlich wie die seitlichen Unterstrecken anhand von Radardaten bestimmen – allerdings erst nach einer Aufteilung des Verkehrs nach Luftfahrzeugmuster und -variante und mitunter nach Masse und Teilstreckenlänge (nicht jedoch nach Streuung) – so dass sich für jede Untergruppe ein mittleres Höhen- und Geschwindigkeitsprofil gegenüber der zurückgelegten Strecke ergibt. Beim anschließenden Zusammenfügen mit der Flugstrecke wird dieses Einheitsprofil dann in der Regel wieder sowohl der Flugstrecke als auch den Unterstrecken zugewiesen.

Ist die Luftfahrzeugmasse bekannt, kann die Geschwindigkeits- und Schubänderung über eine schrittweise Lösung der Bewegungsgleichungen berechnet werden. Eine vorherige Aufbereitung der Daten ist sinnvoll, um die Effekte von Radarfehlern zu minimieren, aufgrund derer Schätzungen der Beschleunigung unzuverlässig werden können. Der erste

Schritt besteht jeweils in einer Neudefinition des Profils durch Einpassung von geradlinigen Segmenten, die die jeweiligen Teilstrecken darstellen. Dabei wird jedes Segment entsprechend klassifiziert, d. h. als Startrollstecke, Steig- oder Sinkflug mit konstanter Geschwindigkeit, Schubrücknahme oder Beschleunigung/Verzögerung mit oder ohne Änderung der Klappenstellung. Zu den notwendigen Eingabedaten gehören zudem die Luftfahrzeugmasse sowie der atmosphärische Zustand.

Die Höhe der Fluglärmquelle eines Luftfahrzeugs beträgt mindestens 2,0 m über dem Flugplatz, d.h. für die Höhe  $z$  der Fixpunktprofile gilt:  $z = \max(z, 2)$ .

In Kapitel 2.11 wird darauf hingewiesen, dass die seitliche Streuung von Flugwegen, um die Flugstrecke herum besonders zu berücksichtigen ist. Die Radarinformationen sind dadurch gekennzeichnet, dass in der vertikalen Ebene ähnliche Streuungen der Flugbahnen auftreten. Es ist allerdings nicht üblich, die vertikale Streuung als eigenständige Variable zu modellieren. Sie entsteht hauptsächlich aufgrund unterschiedlicher Luftfahrzeugmasse und unterschiedlicher Betriebsverfahren, die bei der Aufbereitung der Verkehrseingabedaten berücksichtigt werden.

## 2.13 Konstruktion von Flugbahnsegmenten

Jede Flugbahn muss durch eine bestimmte Menge an Segmentkoordinaten (Knotenpunkten) und Flugparametern definiert werden. Die Reihenfolge der Berechnungsschritte ist wie folgt vorgegeben:

1. Als Ausgangspunkt werden die Koordinaten der Flugstrecken-Segmente aus der Streckengeometrie bestimmt.
2. Die in den Fixpunktprofilen vorgegebenen Fixpunktprofilsegmente, nummeriert mit dem Index „j“, werden in Teilstimente zerlegt. Die Anfangs- bzw. Endpunkte der Fixpunktprofilsegmente werden mit dem Index „j“ durchnummeriert. Bei der Verwendung von prozeduralen Profilen ist zu beachten, dass das Flugprofil für eine gegebene Menge von Verfahrensschritten von der Flugstrecke abhängig ist,.



beispielsweise ist die Steigrate des Luftfahrzeugs bei gleichem Schub und gleicher Geschwindigkeit in Kurven geringer als im Geradeausflug.)<sup>8</sup>

- i) Zunächst erfolgt eine Teilsegmentierung des Fixpunktprofils für Start und Landung aufgrund großer Geschwindigkeitsänderungen am Boden gemäß Gleichung (2-13)
  - ii) Anschließend erfolgt eine Teilsegmentierung des Anfangssteigflugs oder Endanflugs gemäß Gleichung (2-15) sowie eine Teilsegmentierung aufgrund großer Geschwindigkeitsänderungen in der Luft gemäß Gleichung (2-16) innerhalb des Profils.
3. Anschließend werden die Flugstrecken-Segmente mit dem teilsegmentierten Fixpunktprofil kombiniert .
  4. Abschließend werden diejenigen Flugbahnpunkte entfernt, die zu nahe beieinanderliegen.

Ist die Segmentierung abgeschlossen, wird die Flugbahn zwischen zwei resultierenden Knotenpunkten nur noch mit „Segment“ bezeichnet (ab Kapitel 2.14).

### Flugstrecke:

Eine Flugstrecke wird durch eine Reihe von  $(x, y)$ -Koordinaten in der Grundebene (z. B. anhand von Radarinformationen) oder durch eine Folge von Flugführungsanweisungen zur Beschreibung gerader Segmente und Kreisbögen (Kurven mit festgelegtem Radius  $r$  und Steuerkursänderung  $\Delta\xi$ ) definiert.

Kreisbögen werden durch eine Folge in Teilbögen eingepasster gerader Segmente dargestellt. In Anlage B.5 wird die Berechnung des Querneigungswinkels während einer stationären Vollkurve erläutert. Näherungsweise wird der Querneigungswinkel unverzögert angelegt, d. h. es gilt  $\Delta\xi_{trans} = 0$ . Der Bogen mit der Steuerkursänderung  $\Delta\xi - 2 \Delta\xi_{trans}$  wird in  $n_{sub}$  Teilbögen geteilt, und zwar nach der Gleichung:

$$n_{sub} = \text{int} \left( 1 + \frac{\Delta\xi - 2 \Delta\xi_{trans}}{10} \right) . \quad (2-3)$$

---

<sup>8</sup> Dazu sollte die Gesamtlänge der Flugstrecke stets größer sein als die Gesamtlänge des Flugprofils. Dies lässt sich gegebenenfalls erreichen, indem dem letzten Segment der Flugstrecke gerade Segmente geeigneter Länge hinzugefügt werden.

Dabei ist  $\text{int}(x)$  eine Funktion, die den ganzzahligen Teil von  $x$  ergibt. Die Steuerkursänderung  $\Delta\xi_{sub}$  jedes Teilbogens errechnet sich dann als

$$\Delta\xi_{sub} = \frac{\Delta\xi - 2 \Delta\xi_{trans}}{n_{sub}} , \quad (2-4)$$

wobei  $n_{sub}$  groß genug sein muss, damit  $\Delta\xi_{sub} \leq 10^\circ$ . Die Segmentierung eines Bogens wird in Abbildung 7 veranschaulicht<sup>9</sup>.

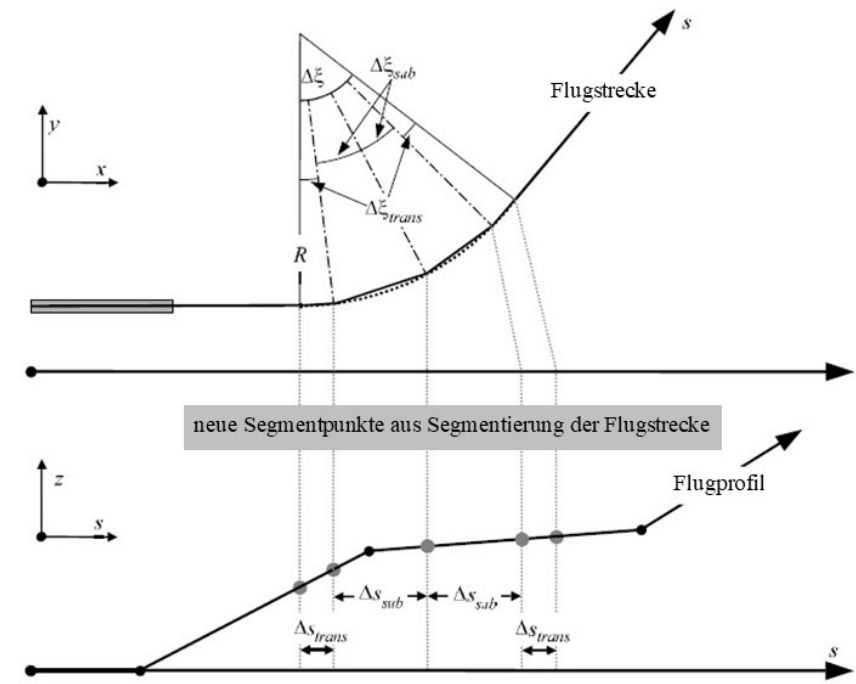


Abbildung 7: Konstruktion von Flugbahnsegmenten zur Teilung der Kurve in Segmente der Länge  $\Delta s$  (obere Ansicht in horizontaler Ebene, untere Ansicht in vertikaler Ebene)

<sup>9</sup> Auf diese einfache Weise definiert, ist die Gesamtlänge der segmentierten Bahn etwas kleiner als die der kreisförmigen Bahn. Der sich daraus ergebende Konturenfehler ist jedoch unerheblich, wenn die Winkelschritte unter  $30^\circ$  liegen.

## Flugprofile:

Auf die Verwendung des Apostrophs (') zur Kennzeichnung des luftfahrzeugbezogenen Koordinatensystems wird im Folgenden der Einfachheit halber verzichtet. Die Parameter zur Beschreibung jedes Flugprofilsegments am Beginn (Index 1) und am Ende (Index 2) des Segments lauten:

$s_1, s_2$	Entfernung entlang der Flugstrecke,
$z_1, z_2$	Flughöhe $z(s')$ – Flughöhe als Funktion der Bogenlänge $s'$ entlang der Flugstrecke),
$V_1, V_2$	Geschwindigkeit über Grund,
$P_1, P_2$	lärmbezogener Schubparameter (entspricht dem, für den die NPD-Kurven definiert sind)
$\varepsilon_1, \varepsilon_2$	Querneigungswinkel.

Die Indizes der Segmente werden wie die Entfernung entlang der Flugstrecke aus den Fixpunktprofilen unabhängig von der Flugrichtung in der vom Flugplatz wegführenden Richtung gezählt.

Anmerkung zur Verwendung prozeduraler Profile: Zum Aufbau eines Flugprofils aus einer Menge von Verfahrensschritten (Flugbahnsynthese) werden die Segmente aufeinanderfolgend so konstruiert, dass die erforderlichen Bedingungen an den Endpunkten erzielt werden. Dabei werden die Endpunktparameter jedes Segments zu den Anfangspunktparametern des nächsten Segments. Bei jeder Segmentberechnung sind die Parameter am Anfang bekannt; die erforderlichen Bedingungen am Ende werden vom Verfahrensschritt angegeben. Die Schritte selbst sind entweder durch die Standardschritte in Anlage F oder vom Benutzer festgelegt (z. B. anhand von Luftfahrzeughandbüchern). Bei den Endbedingungen handelt es sich gewöhnlich um Höhe und Geschwindigkeit, und beim Profilaufbau geht es um die Bestimmung der zurückgelegten Strecke unter Erreichung dieser Bedingungen. Die undefinierten Parameter werden über Flugleistungsberechnungen gemäß Anlage B bestimmt.

Verläuft die Flugstrecke geradeaus, so lassen sich die Profilpunkte und dazugehörigen Flugparameter unabhängig von der Flugstrecke bestimmen (Querneigungswinkel stets null). Allerdings verläuft die Flugstrecke selten geradeaus. Meist treten Kurven auf, die zur Erzielung bester Ergebnisse bei der Bestimmung des zweidimensionalen Flugprofils berücksichtigt

werden sollten, wenn notwendig durch Aufspaltung von Profilstrecken an Knotenpunkten der Flugstrecke zur Einfügung von Querneigungswinkeländerungen. In der Regel ist die Länge des nächsten Segments zu Beginn unbekannt und wird unter Annahme eines unveränderten Querneigungswinkels mit einem Vorläufigkeitswert berechnet. Wird dann festgestellt, dass sich das vorläufige Segment über einen oder mehrere Flugstrecken-Knotenpunkte erstreckt und der erste  $s$  ist, d. h.  $s_1 < s < s_2$ , wird das Segment bei  $s$  abgeschnitten, und die Parameter dort werden durch Interpolation errechnet (siehe unten). Diese werden zu den Endpunktparametern des aktuellen Segments und zu den Anfangspunktparametern eines neuen Segments, das weiterhin über die gleichen Zielbedingungen verfügt. Ist kein eingreifender Flugstrecken-Knotenpunkt vorhanden, wird das vorläufige Segment bestätigt.

Sollen die Effekte von Kurven auf das Flugprofil außer Acht gelassen werden, kommt die Geradeausfluglösung mit einem einzigen Segment zur Anwendung; Informationen zum Querneigungswinkel werden für die Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung,  $\Delta_I$  (Installationseffekt) festgehalten.

Eine dreidimensionale Flugbahn wird jeweils durch Zusammenfügen ihres zweidimensionalen Flugprofils und ihrer zweidimensionalen Flugstrecke generiert. Das Ergebnis ist eine Folge von Koordinatenpunkten  $(x, y, z)$ , die entweder einen Knotenpunkt der segmentierten Flugstrecke, einen Knotenpunkt des Flugprofils oder beides beschreiben. Dabei enthalten die Profilmuster Angaben über die Höhe  $z$ , die Geschwindigkeit über Grund  $V$ , den Querneigungswinkel  $\varepsilon$  und die Triebwerksleistung  $P$ . Für einen Streckenpunkt  $(x, y)$ , der zwischen den Endpunkten eines Flugprofilsegments liegt, werden die Flugparameter wie folgt interpoliert:

$$z = z_1 + f(z_2 - z_1), \quad (2-5)$$

$$V = \sqrt{V_1^2 + f(V_2^2 - V_1^2)}, \quad (2-6)$$

$$\varepsilon = \varepsilon_1 + f(\varepsilon_2 - \varepsilon_1), \quad (2-7)$$

$$P = \sqrt{P_1^2 + f(P_2^2 - P_1^2)}, \quad (2-8)$$

wobei

$$f = \frac{s - s_1}{s_2 - s_1}. \quad (2-9)$$

$z$  und  $\varepsilon$  ändern sich linear mit der Entfernung,  $V$  und  $P$  linear mit der Zeit (d. h. konstante Beschleunigung<sup>10</sup>).

Anmerkung: Beim Abgleich von Flugprofilsegmenten mit Radardaten (Flugbahnanalyse) werden alle Endpunktentfernungen, Höhen, Geschwindigkeiten und Querneigungswinkel direkt aus den Daten bestimmt; nur die Triebwerkseinstellungen müssen unter Anwendung der Leistungsrechnungen berechnet werden.

### **Teilsegmentierung der Startrollstrecke (Segmentierung des Startlaufes):**

Wenn das Luftfahrzeug beim Start zwischen dem Punkt, an dem die Bremsen gelöst werden (Brake Release Point, auch „Start-of-Roll-Punkt“, SOR genannt), und dem Abhebe- punkt beschleunigt, ändert sich die Geschwindigkeit erheblich über eine Strecke von 1500 bis 2500 m von null auf 80 bis 100 m/s.

Die Startrollstrecke wird daher in Teilsegmente mit veränderlicher Länge unterteilt, über die sich die Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs um ein spezifisches Inkrement  $\Delta V$  von höchstens 10 m/s ändert. Die Beschleunigung wird als konstant angenommen.

Dabei ist

$V_1$	die Anfangsgeschwindigkeit (ungleich Null, wenn Start aus dem Rollen erfolgt),
$V_2$	die Abhebegeschwindigkeit $V_{TO}$ , (take off)
$n_{TO}$	die Anzahl der Teilsegmente und
$s_{TO}$	die äquivalente Startstrecke (siehe Anlage B).

---

<sup>10</sup> Selbst wenn die Triebwerksleistungseinstellungen entlang eines Segments konstant bleiben, können sich Vortriebskraft und Beschleunigung aufgrund einer Luftdichteänderung mit zu- oder abnehmender Höhe verändern. Für die Zwecke der Lärmmodellierung sind diese Änderungen jedoch in der Regel unerheblich.

Für die äquivalente Startstrecke  $s_{TO}$ , die Anfangsgeschwindigkeit  $V_1$  und die Start- bzw. Endgeschwindigkeit  $V_2$  (take off) beträgt die Anzahl der Teilsegmente für die Startrollstrecke

$$n_{TO} = \text{int} \left( 1 + \frac{V_2 - V_1}{10} \right). \quad (2-10)$$

Somit ist die Geschwindigkeitsänderung entlang eines Teilsegments

$$\Delta V = \frac{V_2 - V_1}{n_{TO}} \quad (2-11)$$

und die Zeit  $\Delta t$  in jedem Teilsegment (unter Annahme einer konstanten Beschleunigung)

$$\Delta t = \frac{2s_{TO}}{(V_2 + V_1)n_{TO}}. \quad (2-12)$$

Die Länge  $s_{TO,k}$  von Segment  $k$  ( $1 \leq k \leq n_{TO}$ ) der Startrollstrecke ist also:

$$s_{TO,k} = \left( V_1 + \Delta V(k - 0,5) \right) \frac{2s_{TO}}{(V_2 + V_1)n_{TO}}. \quad (2-13)$$

**Beispiel:** Bei einer Startstrecke  $s_{TO} = 1\,600$  m,  $V_1 = 0$  m/s und  $V_2 = 75$  m/s ergeben sich  $n_{TO} = 8$  Teilsegmente mit Längen von 25 bis 375 Metern (siehe Abbildung 8 Teilsegmentierung einer Startrollstrecke; Beispiel für acht Teilsegmente)

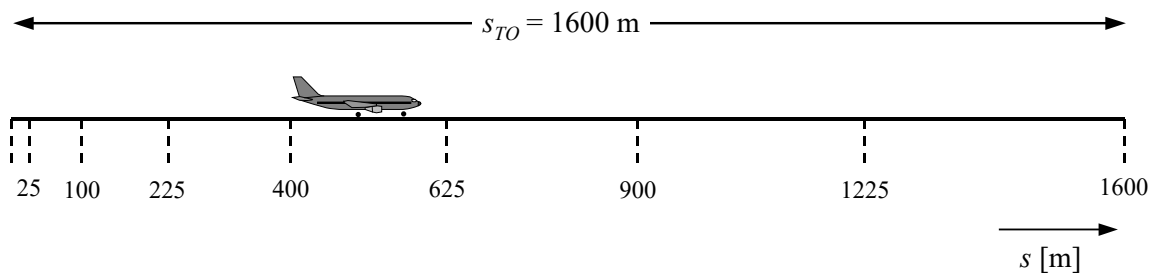


Abbildung 8 Teilsegmentierung einer Startrollstrecke; Beispiel für acht Teilsegmente

Analog zu den Geschwindigkeitsänderungen errechnen sich die Schubänderungen eines Luftfahrzeugs über jedes Teilsegment mit einem konstanten Inkrement  $\Delta P$  als

$$\Delta P = \frac{P_{TO} - P_{init}}{n_{TO}} . \quad (2-14)$$

Hierbei bezeichnen  $P_{TO}$  und  $P_{init}$  den jeweiligen Schub am Abhebepunkt bzw. am Start-of-Roll-Punkt. Mit der Verwendung dieser konstanten Schubänderung soll Konsistenz mit dem linearen Verhältnis zwischen Schub und Geschwindigkeit bei Strahlflugzeugen hergestellt werden (Gleichung (B-1)).

### **Teilesegmentierung der Anfangssteigflugsegmente und der Endanflugsegmente:**

Bei den Anfangssteigflugsegmenten und den Endanflugsegmenten ändert sich die Geometrie zwischen Segment und Immissionsort sehr rasch. Insbesondere bei Immissionsorten seitlich der Flugstrecke ändert sich der *Beta-Winkel* beim Steig- bzw. Landeflug schnell. Die Genauigkeit der Berechnung verbessert sich, wenn die Endanflug- bzw. Anfangssteigflugsegmente weiter zerlegt werden. Die Länge der einzelnen Teilesegmente (und folglich ihre Anzahl) richtet sich nach der festzusetzenden, maximalen Änderung der seitlichen Dämpfung. Für Luftfahrzeuge mit am Rumpf montierten Triebwerken lässt sich zeigen, dass sich die Änderung der seitlichen Dämpfung auf 1,5 dB je Teilesegment begrenzen lässt, wenn die Anfangssteigflug- und Endanflugsegmente unterhalb von 1289,6 m (4231 ft) auf Basis der folgenden Menge von Höhenwerten in Teilesegmente zerlegt werden:

$z' = \{18,9; 41,5; 68,3; 102,1; 147,5; 214,9; 334,9; 609,6; 1\ 289,6\}$  Meter bzw.

$z' = \{62; 136; 224; 335; 484; 705; 1\ 099; 2\ 000; 4\ 231\}$  Fuß (ft).

Anmerkung: Die obengenannten Zahlenwerte sind gerundet, ggf. müssen bei der Umrechnung von Fuß in Meter (und umgekehrt) die signifikanten Nachkommastellen berücksichtigt werden, um übereinstimmende Ergebnisse zu erreichen.

Für jedes ursprüngliche Segment unterhalb von 1289,6 m (4231 ft) wird unter Verwendung der obigen Höhen geprüft, ob es in Teilesegmente zu zerlegen ist. Dazu wird für jede Endpunkthöhe der ursprünglichen Steig- bzw. Landeselemente  $z_j$  die nächstgrößere Höhe  $z'_N$  aus der Menge der Höhenwerte bestimmt. Der Endpunkt eines Segments ist dabei der Punkt des Segments mit der größten Entfernung zum Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt) entlang des Kurses über Grund unabhängig von der Flugrichtung. Die Teilesegmenthöhen  $z_{ji}$  werden dann wie folgt berechnet:

$$z_{ji} = z_j \left( \frac{z'_i}{z'_N} \right) \quad (i = k \dots N) . \quad (2-15)$$

Dabei bezeichnet

$z_j$	die Endpunkthöhe des ursprünglichen Steig- bzw. Landesegments
$z'_i$	das i-te Element aus der Menge von Höhenwerten
$z'_N$	die nächstgrößere Höhe aus der Menge der Höhenwerte zur Höhe $z_j$
$k$	den Wert des Index $i$ , bei dem die errechnete Teilsegmenthöhe $z_{jk}$ erstmalig größer ist als die Endpunkthöhe des (beim Abflug in Flugrichtung und beim Anflug entgegen der Flugrichtung) vorhergehenden, ursprünglichen Segments $z_{j-1}$ ; d.h. $z_{j-1} < z_{jk}$

Dieses Verfahren führt dazu, dass die Änderung der seitlichen Dämpfung je Teilsegment annähernd konstant bleibt und genauere Konturen ergibt, ohne dass sehr kurze Segmente verwendet werden müssen.

Falls die ursprüngliche Endpunkthöhe eines Steigflugsegments bzw. die Startpunkthöhe eines Anflugsegments größer als 1289,6 m (4231 ft) ist, ist Gleichung (2-15) mit  $z_j = 1289,6$  m zu verwenden.

**Beispiel:** Liegt die Endpunkthöhe des j-ten Originalsegments bei  $z_j = 304,8$  m, dann ist aus der Menge der Höhenwerte  $214,9 < 304,8 < 334,9$  die zu  $z_j = 304,8$  m nächstgrößere Höhe  $z'_7 = 334,9$  m. Die Endpunkthöhen der Teilsegmente werden dann berechnet mit:

$$z_{ji} = 304,8 \cdot \left( \frac{z'_i}{334,9} \right) \quad (i = 1 \dots 7) .$$

Es ergibt sich also  $z_{j1} = 17,2$  m,  $z_{j2} = 37,8$  m usw. für den Fall, dass  $z_{j-1} < 17,2$  m.

Die Geschwindigkeits- und Triebwerksleistungswerte an den eingeschobenen Punkten werden unter Verwendung der Gleichungen (2-11) bzw. (2-13) interpoliert.



### Teilsegmentierung der Flugsegmente:

Neben der Teilsegmentierung der Startrollstrecke und des Anfangssteigflugs bzw. des Endanflugs können weitere Segmentierungsanpassungen notwendig sein. Dazu gehören

- die Beseitigung von Flugbahnpunkten, die zu nahe beieinanderliegen, und
- die Einfügung zusätzlicher Punkte, wenn Geschwindigkeitsänderungen entlang von Segmenten zu groß sind.

Wenn benachbarte Punkte weniger als 10 m voneinander entfernt liegen und die dazugehörigen Geschwindigkeits- und Schubwerte gleich sind, ist einer der Punkte zu entfernen. Bei Flugsegmenten mit erheblicher Geschwindigkeitsänderung entlang eines Segments erfolgt eine Unterteilung wie bei der Startrollstrecke, d. h. nach Gleichung (2-16)

$$n_{\text{seg}} = \text{int} \left( 1 + \frac{|V_{j+1} - V_j|}{10} \right) \quad (2-16)$$

wobei

$V_j$  die Geschwindigkeit am Anfangspunkt des Segments und  
 $V_{j+1}$  die Geschwindigkeit am Endpunkt des Segments.

Die entsprechenden Teilsegmentparameter werden in gleicher Weise wie bei der Startrollstrecke unter Verwendung der Gleichungen (2-11) bzw. (2-13) berechnet.

### Das Landerollen:

In den geltenden Fixpunktprofilen aus Anlage F ist die Schubumkehr bereits berücksichtigt. Diese Fixpunktprofile sind grundsätzlich zu verwenden. Weichen flugbetriebliche Parameter, wie in Anlage F beschrieben, von den Standardparametern ab, sollten der Flugbetriebs-situation entsprechende Profile berechnet werden.

Dabei ist beim Landerollen die Schubumkehr zu berücksichtigen, wenn diese genutzt wird.

Im Gegensatz zur Startrollstrecke, die aus den Luftfahrzeugleistungsparametern hergeleitet wird, ist die Landerollstrecke  $s_{\text{stop}}$  (d. h. die Strecke vom Aufsetzpunkt bis zu dem Punkt, an dem das Luftfahrzeug die Landebahn verlässt) nicht nur luftfahrzeugspezifisch. Sie hängt

darüber hinaus auch von der Lage der Rollbahnen, der Verkehrslage sowie von flugplatzspezifischen Regelungen bis hin zum Einsatz der Schubumkehr ab.

Der Einsatz der Schubumkehr ist kein Standardverfahren. Sie kommt nur zur Anwendung, wenn das notwendige Abbremsen nicht mithilfe der Radbremsen erreicht werden kann.

Physikalisch ist die Schubumkehr ein sehr komplexer Prozess, der sich grob vereinfachend modellieren lässt, indem der rasche Wechsel der Triebwerksleistung durch eine geeignete Segmentierung berücksichtigt wird.

Die folgenden vereinfachten Modellierungsannahmen sind anzuwenden, wenn keine detaillierten Informationen zur Verfügung stehen (siehe Abbildung 9).

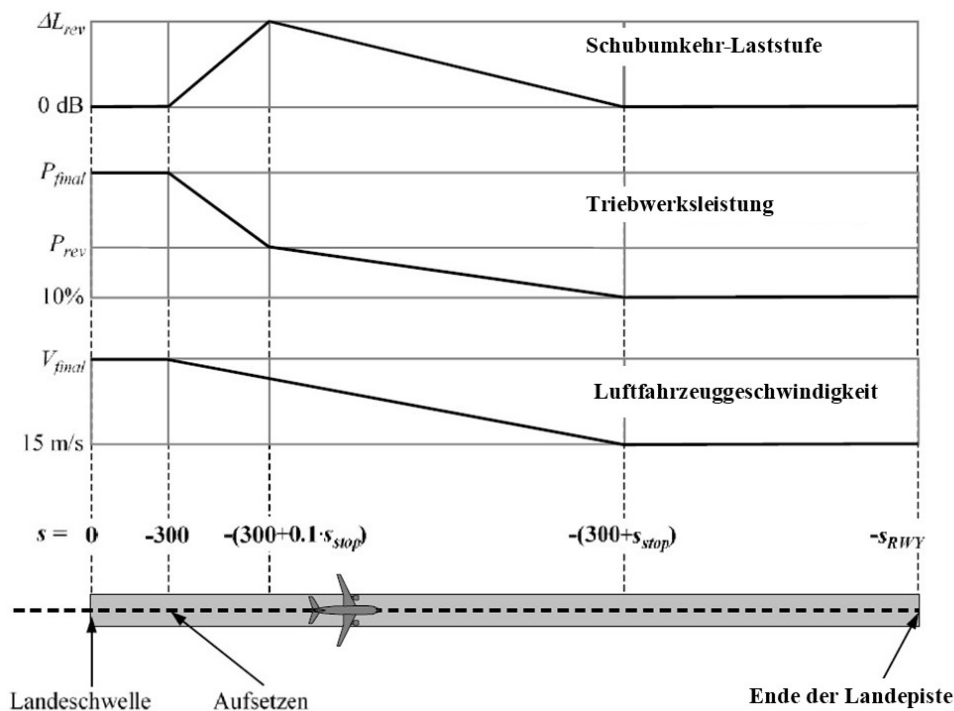


Abbildung 9: Die Grafik macht die prinzipiellen Abläufe beim Landerollen deutlich, sie dient nicht zur Berechnung der Teilsegmente beim Landerollen.

Das Luftfahrzeug setzt 300 m hinter der Landeschwelle (Koordinate  $s' = 0$  der Anflugstrecke) auf (siehe Abbildung 9). Anschließend wird das Luftfahrzeug über eine Landerollstrecke  $s_{stop}$  – luftfahrzeugspezifische Werte dafür enthält Anlage F – von der Endanfluggeschwindigkeit  $V_{final}$  auf 15 m/s abgebremst. Aufgrund der raschen Geschwindigkeitsänderungen

in diesem Segment wird es mithilfe der Gleichungen (2-10) bis (2-13) ebenso in Teilsegmente zerlegt wie beim Startrollen.

Anmerkung: Die Triebwerksleistung ändert sich von der Endanflugleistung beim Aufsetzen zur Schubumkehrleistung  $P_{rev}$  über eine Strecke  $0,1 \cdot s_{stop}$  und verringert sich dann über die restlichen 90 % der Ausrollstrecke auf 10 % der verfügbaren Volllast. Bis zum Ende der Landepiste (bei  $s = -s_{RWY}$ ) bleibt die Fluggeschwindigkeit konstant. Typischerweise ist die Schubumkehrleistung  $P_{rev}$  etwa 20 % der Volllasteinstellung. Dieser Wert ist anzusetzen, wenn keine Betriebsinformationen verfügbar sind. Bei einer bestimmten Leistungseinstellung erzeugt die Schubumkehr jedoch tendenziell mehr Lärm als der Vorwärtsschub, so dass auf den NPD-hergeleiteten Ereigniswert ein Inkrement  $\Delta L$  anzuwenden ist, das entlang  $0,1 \cdot s_{stop}$  von null auf einen Wert  $\Delta L_{rev}$  von 5 dB steigt und danach über die verbleibende Ausrollstrecke linear auf null sinkt.

### **Platzrunden:**

Platzrunden werden in Abflug-, Horizontalflug- und Anflugteil gegliedert. Die Streckenbeschreibung von Platzrunden ist zum einen geometrisch geschlossen und weist zum anderen eine Kursänderung von insgesamt 360 Grad auf.

- Der Abflugteil erstreckt sich vom Startpunkt bis zum Anfang des Horizontalflugteils. Der Horizontalflugteil beginnt mit dem Erreichen ( $s_{horz,beg}$ ) und endet mit dem Verlassen ( $s_{horz,end}$ ) der Horizontalflughöhe (im Allgemeinen: Flughöhe über dem Flugplatz) zur Landung. Der Anflugteil erstreckt sich vom Ende des Horizontalflugteils bis zur Landeschwelle oder bis zum Aufsetzpunkt.
- Für den Abflugteil gelten die Abflugdatensätze. Die Abflugdatensätze gelten bis zum Beginn des Horizontalflugteils.
- Auf dem Horizontalflugteil ( $s_{trans,end}$  bis  $s_{horz,end}$ ) gehen die Werte für Geschwindigkeit und Triebwerksleistung linear mit der Bogenlänge von den Werten der Abflugdatensätze auf diejenigen der Anflugdatensätze über.

Bei den Gruppen A\_P1.0 – A\_P1.4 und H\_1.0 – H\_2.2 und M\_P1 werden bei Platzrunden mit einer Höhe  $h_0$  von mehr als 305 m die Fixpunktprofile für Start und Landung nach folgendem Schema extrapoliert.

Alle Profilpunkte von Höhe 0 bis zum erstmaligen Erreichen der Höhe 305 m werden beibehalten. Der nächste Punkt des Fixpunktprofils ergibt sich aus der Geschwindigkeit und

dem Schub des letzten Profilpunkts (bei erstmaligem Erreichen der Höhe 305 m) sowie der Platzrundenhöhe  $h_0$  und  $s'_{horz} = s'(305m) + \frac{h_0-305m}{k} s'$ , wobei  $k$  der Gradient der Luftfahrzeugklasse aus Tabelle 5: Gradienten der Luftfahrzeugklassen ist.

Tabelle 5: Gradienten der Luftfahrzeugklassen

Luftfahrzeuggruppe	k (Start)	k (Landung)
A_P1.0	0,079	0,052
A_P1.1	0,079	0,052
A_P1.2	0,061	0,052
A_P1.3	0,105	0,052
A_P1.4	0,141	0,052
H_1.0	0,176	0,132
H_1.1	0,158	0,194
H_1.2	0,158	0,158
H_2.1	0,158	0,158
H_2.2	0,158	0,158
M_P1	0,141	0,052

## 2.14 Lärmberechnung für ein Einzelereignis

Den Kern des Modellierungsprozesses bildet die Berechnung des Schallexpositionspegels aus den in den Kapiteln 2.7 bis 2.13 beschriebenen Flugbahninformationen.

## 2.15 Einzelereignismaß

Der von einer Flugbewegung am Immissionsort empfangene Schall wird durch den Schall-expositionspegel (Einzelereignispegel) charakterisiert. In diesem Dokument werden nur A-bewertete Lärmindizes betrachtet. Die Kennzeichnung der Skala erfolgt in der Regel durch eine entsprechende Indexerweiterung, z. B.  $L_{pAE}$ ,  $L_{pAmax}$ .

Der A-bewertete Schallleistungspegel wird mit Hilfe der Schallleistung

$$E_A = \int_{t_1}^{t_2} p_A^2(t) dt \quad (2-17)$$

ausgedrückt als

$$L_{pAE} = 10 \lg \left( \frac{E_A}{E_0} \right). \quad (2-18)$$

$E_0$  bezeichnet die Bezugsschallleistung, welche durch das Produkt aus dem Quadrat des Bezugsschalldrucks und der Bezugsdauer von 1 s gegeben ist. Mit der Wahl des Integrationsintervalls  $[t_1, t_2]$  soll sichergestellt werden, dass nahezu der gesamte signifikante Schall im Ereignis erfasst ist. Die Integrationsgrenzen  $t_1$  und  $t_2$  werden so gewählt, dass der Schalldruckpegel  $L(t)$  im Zeitintervall  $[t_1, t_2]$  nicht mehr als 10 dB unterhalb von  $L_{pmax}$  liegt. Diese Spanne wird als „10-dB-down-time“ bezeichnet. Schallleistungspegel in den Tabellen der Anlage F sind 10-dB-down-time-Werte<sup>11</sup>.

In der Praxis wird der Schallleistungspegel in Annäherung an Gleichung (2-18) aus dem zeitabhängigen (zeitbewerteten) Schalldruckpegel  $L_{pA}(t)$  bestimmt:

$$L_{pA}(t) = 10 \lg \left( \frac{1}{\tau} \int_{-\infty}^t \frac{p_A^2(t')}{p_0^2} e^{\frac{t'-t}{\tau}} dt' \right). \quad (2-19)$$

Mit diesem ergibt sich der Schallleistungspegel  $L_{pAE}$  (SEL) zu:

$$L_{pAE} = 10 \lg \left( \frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{\frac{L_{pA}(t)}{10}} dt \right). \quad (2-20)$$

---

<sup>11</sup> Der  $L_{pAE}$  mit 10-dB-down-time kann bis zu 0,5 dB niedriger sein als der über eine längere Dauer bewertete  $L_{pAE}$ . Mit Ausnahme von schrägen Abständen, bei denen die Pegel hoch sind, lassen Fremdgeräusche längere Messintervalle als nicht praktikabel erscheinen, und Werte mit 10-dB-down-time sind die Norm. Da Studien zu den Wirkungen von Lärm (zur „Kalibrierung“ der Lärmkonturen) sich ebenfalls eher auf Werte mit 10-dB-down-time stützen, gelten die Tabellenangaben der Anlage F als angemessen.

Gleichung (2-20) kann zur Bestimmung von Schall-expositionspegeln verwendet werden, wenn der gesamte Zeitverlauf  $L_{pA}(t)$  bekannt ist.

Da eine Flugbahn und ihre Parameter aber durch diskrete Werte gegeben sind, erfolgt die Berechnung des Schall-expositionspegels durch Addition von Segmentwerten, deren jeweilige Segment-expositionspegel dem Beitrag eines einzelnen endlichen Segments der Flugbahn entsprechen:

$$L_{pAE} = 10 \lg\left(\sum 10^{L_{pAE,seg}/10}\right). \quad (2-21)$$

## 2.16 Bestimmung von Maximal- und Schall-expositionspegeln anhand von NPD-Daten

Die Hauptquelle für Fluglärm-daten ist die Anlage F, die Daten aus der internationalen Aircraft Noise and Performance Database (ANP-Datenbank) enthält. Darin sind die Basispegel  $L_{max}(P_s, d_s)$  und  $L_{E\infty}(P_s, d_p)$  als Funktionen des kürzesten Abstands vom Immissionsort zu einem Flugbahnsegment  $d_s$  für Luftfahrzeuggruppen sowie spezifische Luftfahrzeugmuster, -varianten, Luftfahrzeugkonfigurationen (Anflug, Abflug, Klappenstellungen) und Leistungseinstellungen  $P$  tabellarisch aufgeführt. Sie beziehen sich auf einen stationären Flug bei der Referenzgeschwindigkeit  $V_{ref}$  auf einer theoretisch unendlichen, geraden Flugbahn<sup>12</sup>.

Aus den Tabellen 10 oder 16 der Anlage F erhält man aus den Eingabewerten  $P_s$  und  $d_s$  die gesuchten Basispegel  $L_{max}(P_s, d_s)$  und/oder  $L_{E\infty}(P_s, d_p)$  (anwendbar auf eine unendliche Flugbahn).  $L_{max}(P_s, d_s)$  ist der NPD-Maximalpegel eines Segments in der kleinsten Entfernung  $d_s$  vom Segment zum Immissionsort. Der größte aller Segmentpegel  $L_{max}(P_s, d_s)$  ist unter Berücksichtigung des *Installationseffekts*  $\Delta_I(\varphi)$  und der *Seitlichen Dämpfung*  $\Lambda(\beta, \ell)$  auch der Maximalpegel  $L_{pAmax}$  des Ereignisses. Sollten in der NPD-Tabelle keine genauen

---

<sup>12</sup> Obwohl der Begriff einer unendlich langen Flugbahn für die Definition des Ereignis-Schall-expositionspegels  $L_{pAE}$  eine Rolle spielt, ist er weniger relevant im Falle des Ereignis-Maximalpegels  $L_{pAmax}$ , der vom abgestrahlten Lärm des Luftfahrzeugs an einer bestimmten Position oder nahe des kleinsten Vorbeiflugabstands bestimmt wird.

Werte für  $P_s$  und/oder  $d_s$  angegeben sein, sind die benötigten Werte zu interpolieren. Dabei kommt zwischen tabellarisierten Leistungseinstellungen eine lineare Interpolation und zwischen tabellarisierten Abständen eine logarithmische Interpolation zur Anwendung (siehe Abbildung 10).

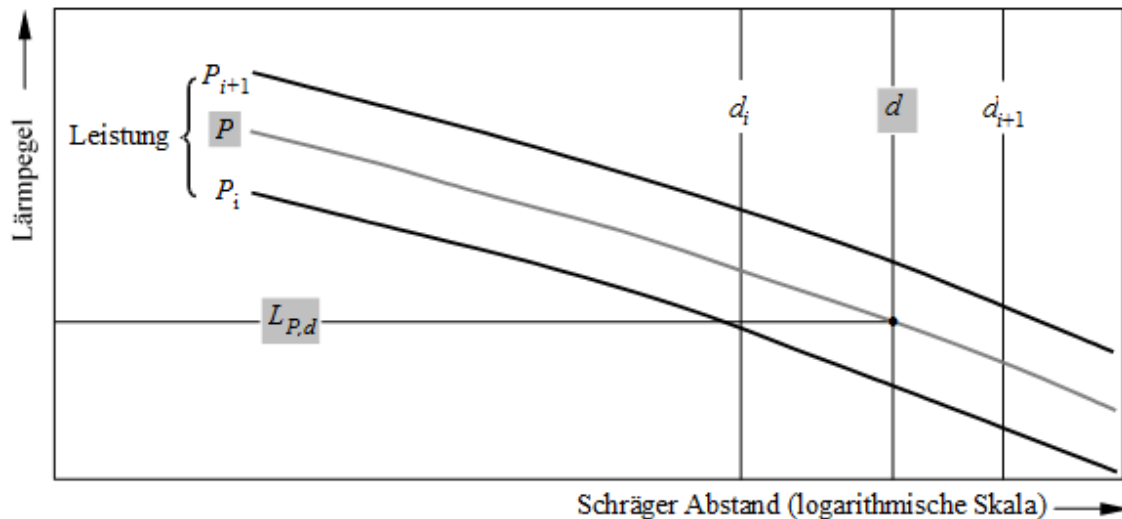


Abbildung 10: Interpolation bei Lärm-Leistung-Abstand-Kurven (NPD-Kurven), auf der Abszisse ist der Schrägabstand (logarithmische Skala) aufgetragen

Nachstehend wird jede Art von Lärmpegel (z. B. Maximal- oder Schallexpositionspegel) verallgemeinernd mit  $L(P)$  beschrieben. Wenn  $P_i$  und  $P_{i+1}$  Triebwerksleistungswerte sind, für die Lärmpegel zu Abstandsdaten tabellarisiert sind, errechnet sich der Lärmpegel  $L(P)$  in einem bestimmten Abstand für die mittlere Leistung  $P$  zwischen  $P_i$  und  $P_{i+1}$  wie folgt:

$$L(P) = L(P_i) + \frac{L(P_{i+1}) - L(P_i)}{P_{i+1} - P_i} (P - P_i) . \quad (2-22)$$

Wenn bei einer beliebigen Leistungseinstellung  $d_i$  und  $d_{i+1}$  Abstände sind, für die Lärmdaten tabellarisiert sind, errechnet sich der Lärmpegel  $L(d)$  für einen mittleren Abstand  $d$  zwischen  $d_i$  und  $d_{i+1}$  wie folgt:

$$L(d) = L(d_i) + \frac{L(d_{i+1}) - L(d_i)}{\lg(d_{i+1}) - \lg d_i} (\lg d - \lg d_i) . \quad (2-23)$$

Mit den Gleichungen (2-22) und (2-23) lässt sich ein Lärmpegel  $L(P, d)$  für eine beliebige Leistungseinstellung  $P$  und einen beliebigen Abstand  $d$  errechnen, der innerhalb des Rahmens der NPD-Tabellen liegt.

Für Abstände  $d$  außerhalb des NPD-Rahmens wird Gleichung (2-23) verwendet, um von den letzten beiden Werten zu extrapolieren, d. h. nach innen von  $L(d_1)$  und  $L(d_2)$  oder nach außen von  $L(d_{I-1})$  und  $L(d_I)$ . Dabei bezeichnet  $I$  die Gesamtzahl der NPD-Punkte. Somit ergibt sich:

- nach innen:

$$L(d) = L(d_2) + \frac{L(d_1) - L(d_2)}{\lg d_2 - \lg d_1} (\lg d_2 - \lg d), \quad (2-24)$$

- nach außen:

$$L(d) = L(d_{I-1}) - \frac{L(d_{I-1}) - L(d_I)}{\lg d_I - \lg d_{I-1}} (\lg d - \lg d_{I-1}). \quad (2-25)$$

Ergibt sich für  $d$  ein Wert  $< 30 \text{ m}$ , so wird  $d = 30 \text{ m}$  gesetzt.

### **Impedanzanpassung von Standard-NPD-Daten:**

Die in Anlage F angegebenen NPD-Daten sind auf spezifische atmosphärische Bedingungen normalisiert (Temperatur 25 C und Druck 1013,25 hPa). Vor Anwendung der oben beschriebenen Interpolations-/Extrapolationsmethode ist für diese Daten eine akustische Impedanzanpassung vorzunehmen.

Anmerkung: Die akustische Impedanz bezieht sich auf die Ausbreitung von Schallwellen in einem akustischen Medium und ist definiert als Produkt aus Luftdichte und Schallgeschwindigkeit. Bei einer in einem bestimmten Abstand von der Quelle empfangenen Schallintensität (Schalleistung je Flächeneinheit) hängt der damit zusammenhängende Schalldruck (zur Definition der Maße SEL und  $L_{pAmax}$ ) von der akustischen Impedanz der Luft am Messort ab. Er ist eine Funktion der Temperatur, des Luftdrucks und indirekt der Höhe. Daher müssen die Standard-NPD-Daten der Anlage F so angepasst werden, dass Temperatur und Druckbedingungen in ihren tatsächlichen Werten berücksichtigt werden, die sich im Allgemeinen von den normalisierten Bedingungen der Daten in Anlage F unterscheiden.



Die auf die Standard-NPD-Pegel anzuwendende Impedanzanpassung wird wie folgt ausgedrückt:

$$\Delta_{Impedance} = 10 \lg \left( \frac{\rho \cdot c}{409,81} \right) . \quad (2-26)$$

Dabei gilt Folgendes:

$\Delta_{Impedance}$	Impedanzanpassung zur Berücksichtigung der tatsächlichen atmosphärischen Bedingungen am Immissionsort (dB)
$\rho \cdot c$	Akustische Impedanz der Luft auf Flugplatzhöhe
409,81	Akustische Impedanz der Luft bezogen auf die atmosphärischen Referenzbedingungen der NPD-Daten ( $Z_0 = 409,81 \text{ Ns/m}^3$ )

Die Impedanz  $\rho \cdot c$  wird wie folgt berechnet:

$$\rho \cdot c = 416,86 \frac{\delta}{\sqrt{\theta}} . \quad (2-27)$$

Dabei gilt Folgendes:

$\delta$	$\delta = p/p_0$ , Verhältnis des Umgebungsluftdrucks auf Immissionsorthöhe zum Standardluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ (oder $1013,25 \text{ mb}$ )
$\theta$	$\theta = (T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ , Verhältnis der Jahresdurchschnittslufttemperatur auf Immissionsorthöhe zur Standardlufttemperatur auf Meereshöhe: $T_0 = 15^\circ\text{C}$

Anmerkung: Die akustische Impedanzanpassung beträgt in der Regel weniger als einige Zehntel dB. Es sei insbesondere darauf hingewiesen, dass unter den atmosphärischen Bedingungen ( $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$  und  $T = 10^\circ\text{C}$ ) die Impedanzanpassung ca. 0,11 dB (0,112 dB) beträgt. Bei einer signifikanten Abweichung der Temperatur und des Luftdrucks gegenüber den atmosphärischen Referenzbedingungen der NPD-Daten kann die Anpassung jedoch erheblicher sein.

## 2.17 Allgemeine Ausdrücke

### Segmentpegel $L_{pAmax,seg}$ und $L_{pAE,seg}$ :

Die Bestimmung der Segmentwerte erfolgt durch Anpassung der Basiswerte (unendliche Flugbahn) gemäß NPD-Daten. Der maximale Schalldruckpegel eines Flugbahnsegments  $L_{pAmax,seg}$  lässt sich im Allgemeinen ausdrücken als

$$L_{pAmax,seg} = L_{pAmax}(P_s, d_s) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) \quad (2-28)$$

und der Beitrag eines Flugbahnsegments zu  $L_{pAE}$  als

$$L_{pAE,seg} = L_{E\infty}(P_s, d_p) + \Delta_V + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta_F \quad (2-29)$$

Die „Korrekturterme“ in den Gleichungen (2-28) und (2-29), die in Kapitel 2.19 ausführlich beschrieben werden, berücksichtigen die folgenden Effekte:

- $\Delta_V$       *Dauer-Korrektur:* Die NPD-Daten beziehen sich auf eine Referenzfluggeschwindigkeit. Mit diesem Korrekturterm werden die Expositionspegel an Nichtreferenzgeschwindigkeiten angepasst. (Wird nicht auf  $L_{pAmax,seg}$  angewendet.)
- $\Delta_I(\varphi)$       *Installationseffekt:* beschreibt eine Änderung der lateralen Richtwirkung aufgrund einer von der Luftfahrzeugzelle, den Triebwerken und umgebenden Strömungsfeldern bewirkten Abschirmung, Brechung oder Reflexion.
- $\Lambda(\beta, \ell)$       *Seitliche Dämpfung:* signifikant für Schall, der sich in kleinen Winkeln zum Boden hin ausbreitet. Berücksichtigt die Wechselwirkung zwischen direkten und reflektierten Schallwellen (Bodeneffekt) sowie die Effekte (in erster Linie vom Boden verursachter) atmosphärischer Ungleichmäßigkeiten, die Schallwellen auf deren Weg zum Immissionsort seitlich der Flugbahn brechen.
- $\Delta_F$       *Segmentkorrektur (Noise Fraction):* berücksichtigt die endliche Länge des Segments gegenüber einer unendlich langen Flugbahn. Wird nur auf Expositionsmaße angewandt.

Ist das Segment Teil der Startrollstrecke oder der Landerollstrecke und befindet sich der Immissionsort hinter dem betreffenden Segment, so wird die insbesondere bei Strahltriebwerken ausgeprägte Richtcharakteristik, die hinter einem startbereiten Luftfahrzeug auftritt, durch die Richtcharakteristikkorrektur  $\Delta_{\text{SOR}}$  und die besondere Form der Segmentkorrektur  $\Delta'_F$  für den Schallexpositionspegel berücksichtigt:

$$L_{pA_{\text{max,seg}}} = L_{pA_{\text{max}}}(P_s, d_s) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta_{\text{SOR}}, \quad (2-30)$$

$$L_{pAE, \text{seg}} = L_{E\infty}(P_s, d_p) + \Delta_V + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta'_F + \Delta_{\text{SOR}}. \quad (2-31)$$

Dabei gilt Folgendes:

$\Delta'_F$                       Besondere Form der Segmentkorrektur

$\Delta_{\text{SOR}}$                 Richtcharakteristikkorrektur: zur Berücksichtigung der Richtcharakteristik von strahlgetriebenen Luftfahrzeugen und Turboprops hinter dem An- bzw. Abrollsegment.

Die spezifische Behandlung der An- und Abrollsegmente wird in Kapitel 2.19 beschrieben.

Der maximale Schalldruckpegel  $L_{pA_{\text{max}}}$  ist der größte Wert der einzelnen Segmentwerte  $L_{pA_{\text{max,seg}}}$  (siehe Gleichung 2-28 und 2-30):

$$L_{pA_{\text{max}}} = \max(L_{pA_{\text{max,seg}}}) \quad (2-32)$$

Dabei wird jeder Segmentwert anhand der Luftfahrzeug-NPD-Daten für die Leistung  $P$  und den Abstand  $d$  bestimmt.

Der Expositionspegel  $L_{pAE}$  wird als logarithmische Summe der Beiträge  $L_{pAE, \text{seg}}$  jedes lärmheblichen Segments seiner Flugbahn berechnet:

$$L_{pAE} = 10 \lg \left( \sum 10^{\frac{L_{pAE, \text{seg}}}{10}} \right) \quad (2-33)$$

Die Addition verläuft über alle Flugbahnsegmente.

Die nachfolgenden Kapitel befassen sich mit der Berechnung von Segmentschallpegeln.

## 2.18 Flugbahnsegmentparameter

Die Bestimmung der Leistung  $P_s$  und des Abstands  $d_s$ , für die die Basispegel  $L_{\max}(P_s, d_s)$  und  $L_{E\infty}(P_s, d_p)$  aus den NPD-Tabellen interpoliert werden, erfolgt anhand von geometrischen und betrieblichen Parametern, die das Segment definieren. Im Folgenden bezeichnet der Index „1“ den Startpunkt eines Segments und der Index „2“ den Endpunkt eines Segments. Daher weist die Flugrichtung von  $S_1$  nach  $S_2$ .

### Geometrische Parameter für NPD-Basispegel:

Die nächsten Abbildungen zeigen die Geometrien zwischen Quelle und Immissionsort, wenn sich der Immissionsort  $O$  hinter Abbildung 11, neben Abbildung 12 oder vor Abbildung 13 dem Segment  $S_1S_2$  befindet, wobei die Flugrichtung von  $S_1$  nach  $S_2$  weist. In diesen Abbildungen gilt Folgendes:

- $O$  ist der Immissionsort;
- $S_1, S_2$  sind der Startpunkt und der Endpunkt des Segments;
- $S_p$  ist der Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands rechtwinklig zum Immissionsort für das Segment oder dessen Verlängerung;
- $d_1, d_2$  sind die Abstände zwischen dem Startpunkt bzw. Endpunkt des Segments und dem Immissionsort;
- $d_s$  ist der kürzeste Abstand zwischen Immissionsort und Segment;
- $d_p$  ist der senkrechte Abstand zwischen Immissionsort und verlängertem Segment (*Schrägabstand*);
- $\lambda$  ist die Länge des Flugbahnsegments;
- $q$  ist der Abstand von  $S_1$  zu  $S_p$ ; (negativ, wenn sich der Immissionsort hinter dem Segment befindet).

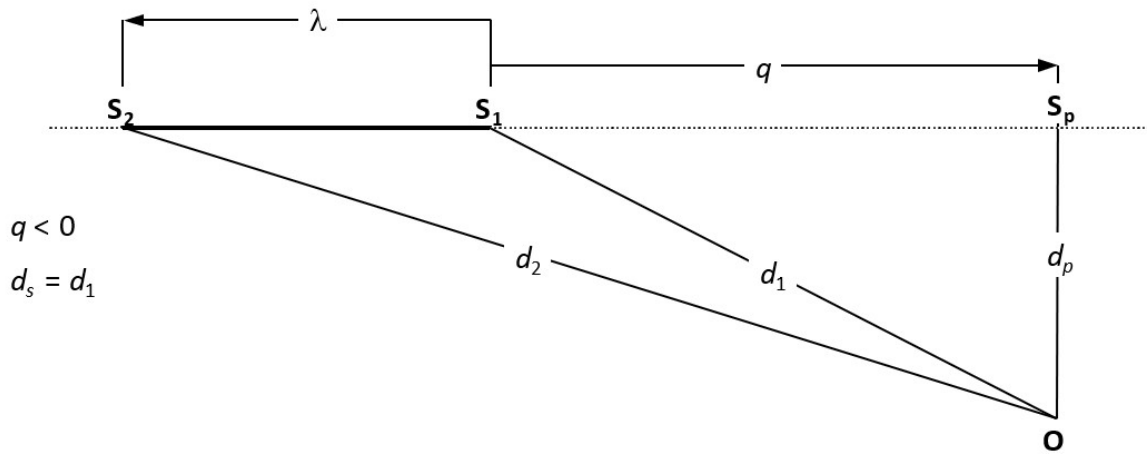


Abbildung 11: Flugbahnsegmentgeometrie bei hinter dem Segment befindlichem Immissionsort

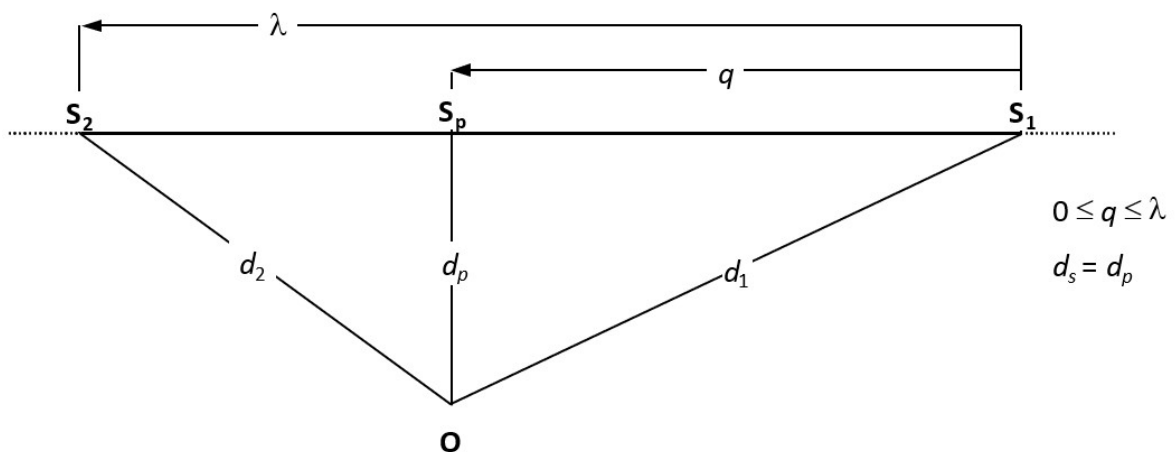


Abbildung 12: Flugbahnsegmentgeometrie bei neben dem Segment befindlichem Immissionsort

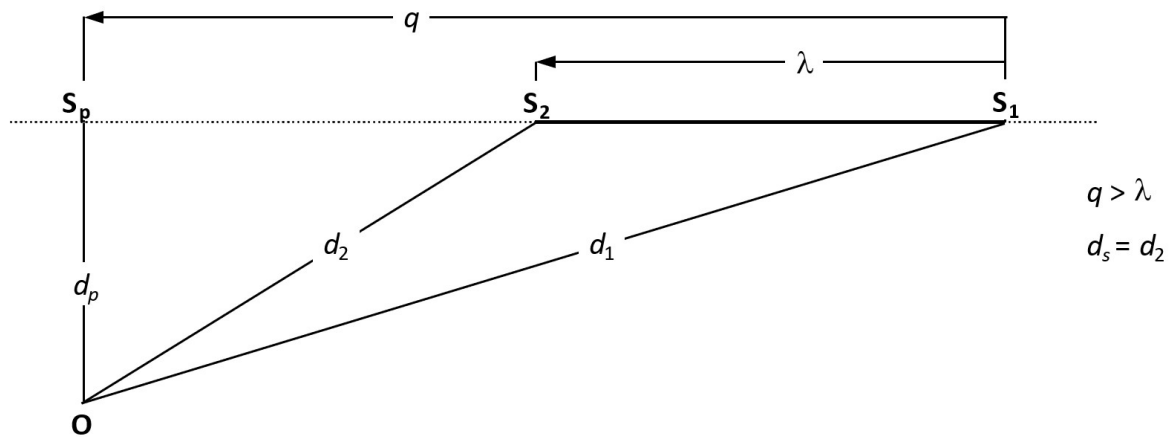


Abbildung 13: Flugbahnsegmentgeometrie bei neben dem Segment befindlichem Immissionsort

Das Flugbahnsegment ist durch eine dicke durchgehende Linie dargestellt. Die gepunktete Linie stellt die *Flugbahnverlängerung* dar, die sich in beiden Richtungen ins Unendliche erstreckt. Für den Basis-Expositionspegel  $L_{E\infty}$  ist der NPD-Abstandsparameter  $d_s$  für Segmente, bei denen sich das Luftfahrzeug in der Luft befindet, gegeben durch den Abstand  $d_p$  zwischen  $S_p$  und dem Immissionsort  $O$ , genannt *Schrägabstand*.

Bei Expositionspegelmaßen, bei denen sich die Immissionsorte hinter den Bodensegmenten während des Startrollens bzw. vor den Bodensegmenten während des Landerollens befinden, ist der NPD-Abstandsparameter  $d_s$ , der kürzeste Abstand zwischen Immissionsort und Segment.

Bei Maximalpegelmaßen ist der NPD-Abstandsparameter ebenfalls  $d_s$ .

### Segmentleistung $P$ :

Die tabellarisierten NPD-Daten beschreiben den Lärm eines Luftfahrzeugs im stationären Geradeausflug auf einer unendlichen Flugbahn, d. h. bei konstanter Triebwerksleistung  $P$ . Dementsprechend werden tatsächliche Flugbahnen, auf denen Geschwindigkeit und Richtung variieren, in eine Anzahl endlicher Segmente unterteilt. Diese sind jeweils als Teil einer einheitlichen unendlichen Flugbahn zu betrachten, für die die NPD-Daten gültig sind. Um Leistungsänderungen entlang eines Segments zu berücksichtigen, wird angenommen, dass

sie sich quadratisch mit zunehmendem Abstand von  $P_1$  am Anfang zu  $P_2$  am Ende des Segments ändern. Daher muss ein äquivalenter stationärer Segmentwert  $P$  definiert werden. Dieser wird als Wert an dem Punkt des Segments angenommen, der dem Immissionsort am nächsten liegt. Befindet sich der Immissionsort längs des Segments (Abbildung 12), errechnet sich der Wert durch Interpolation gemäß Gleichung (2-8) zwischen Anfangs- und Endwert, d. h.

$$P_p = \sqrt{P_1^2 + \frac{q}{\lambda}(P_2^2 - P_1^2)}. \quad (2-34)$$

Befindet sich der Immissionsort hinter oder vor dem Segment, ist der Wert derjenige am nächstgelegenen Endpunkt  $P_1$  oder  $P_2$ .

## 2.19 Korrekturterme für Segmentereignispegel

Die NPD-Daten definieren Maximal- und Schallexpositionspegel als Funktion des Abstands senkrecht unterhalb einer idealisierten stationären Geradeausflugbahn unendlicher Länge, auf der sich das Luftfahrzeug mit stationärer Leistung bei einer festen Referenzgeschwindigkeit bewegt<sup>13</sup>. Der anhand der NPD-Tabelle für eine spezifische Leistungseinstellung und einen bestimmten Schrägabstand interpolierte Maximal- bzw. Schallexpositionspegel wird somit als *Basispegel* beschrieben. Er gilt für eine unendliche Flugbahn und muss korrigiert werden (siehe Gleichungen (2-28) und (2-29)) zur Berücksichtigung:

1. der Nichtreferenzgeschwindigkeit,
2. der Installationseffekte (laterale Richtcharakteristik als Folge der Triebwerksanbringung),
3. der seitlichen Dämpfung,
4. der endlichen Segmentlänge und
5. der longitudinalen Richtcharakteristik hinter dem Beginn der Startrollstrecke.

---

<sup>13</sup> Gemäß NPD-Spezifikationen müssen die Daten auf Messungen des stationären *Geradeausflugs*, nicht notwendigerweise des waagerechten Flugs, basieren. Zur Schaffung der notwendigen Flugbedingungen kann die Testflugbahn zur Horizontalen geneigt werden. Wie jedoch zu sehen sein wird, führen geneigte Flugbahnen zu Berechnungsproblemen, so dass es bei Verwendung der Daten zur Modellierung sinnvoll ist, die Quellenbahnen als sowohl gerade als auch waagrecht zu visualisieren.

### Dauerkorrektur $\Delta_V$ (nur Expositionspegel $L_{pAE}$ ):

Um Abweichungen der jeweiligen Segmentgeschwindigkeit von der Flugreferenzgeschwindigkeit  $V_{ref}$ , auf die sich die NPD-Basisdaten beziehen, zu berücksichtigen, wird auf Expositionspegel die Dauerkorrektur<sup>14</sup> angewendet. Wie die Triebwerksleistung schwankt auch die Geschwindigkeit entlang des Segments von  $V_{T1}$  zu  $V_{T2}$  (hierbei ist die TAS (true air speed) den Fixpunktprofilen zu entnehmen).

Für Segmente, bei denen sich das Luftfahrzeug in der Luft befindet, ist  $V_{seg}$  die Geschwindigkeit am Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands  $S$ . Befindet sich der Immissionsort hinter oder vor dem Segment, ist es diejenige am nächstgelegenen Endpunkt  $V_{T1}$  oder  $V_{T2}$ .

Wenn sich der Immissionsort neben dem Segment befindet, wird zwischen den Segmentendpunktwerten unter Annahme einer quadratischen Zeitabhängigkeit interpoliert:

$$V_{seg} = \sqrt{V_{T1}^2 + \frac{q}{\lambda} (V_{T2}^2 - V_{T1}^2)} . \quad (2-35)$$

Für Segmente der Startrollstrecke oder der Landerollstrecke wird  $V_{seg}$  als Mittelwert der Segmentanfangs- und -endgeschwindigkeit angenommen, d. h.

$$V_{seg} = \frac{V_{T1} + V_{T2}}{2} \quad (2-36)$$

In beiden Fällen beträgt die additive Dauerkorrektur somit

$$\Delta_V = 10 \lg \left( \frac{V_{ref}}{V_{seg}} \right) . \quad (2-37)$$

---

<sup>14</sup> Die Korrektur heißt *Dauerkorrektur* (duration correction), weil sie die Wirkungen der *Geschwindigkeit* des Luftfahrzeugs auf die Dauer des Schallereignisses berücksichtigt. Dabei wird von der einfachen Annahme ausgegangen, dass bei sonst gleichen Bedingungen die Dauer, und somit die empfangene Schallenergie, umgekehrt proportional zur Quellgeschwindigkeit ist.



## Geometrie der Schallausbreitung:

Abbildung 14 zeigt beispielhaft für den Installationseffekt die Basisgeometrie in der Ebene senkrecht zur Flugbahn des Luftfahrzeugs. Die Grundlinie ist der Schnittpunkt zwischen der senkrechten Ebene und der Grundebene. Verläuft die Flugbahn waagrecht, ist die Grundlinie eine Seitenansicht der Grundebene. Das Luftfahrzeug ist im Winkel  $\varepsilon$ , in Flugrichtung gemessen entgegen dem Uhrzeigersinn, um seine Längsachse quergeneigt. Der Winkel  $\varepsilon$  ist somit bei Linkskurven (Rechte Tragfläche - Steuerbord in Flugrichtung gesehen weist nach oben) positiv und bei Rechtskurven (Linke Tragfläche - Backbord in Flugrichtung gesehen weist nach oben) negativ.

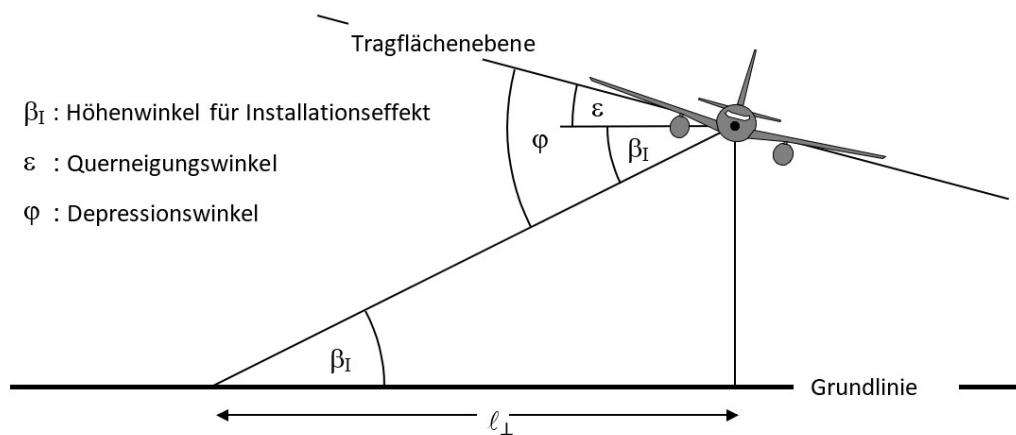


Abbildung 14: Winkel zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort in der Ebene senkrecht zur Flugbahn

Der Höhenwinkel  $\beta_I$  (zwischen 0 und 90°) ist gegeben als Winkel zwischen Schrägabstand  $d_p$ , dem kürzesten Abstand vom Immissionsort zum verlängerten Segment, und seitlichem Versatz  $\ell_{\perp}$ , dem senkrechten Abstand zwischen Immissionsort und der senkrecht auf die Grundebene projizierten Segmentverlängerung. Bei der Berechnung der seitlichen Dämpfung wird der Höhenwinkel  $\beta$  beim Schallpositionspegel auf die gleiche Weise ermittelt, allerdings in Bezug auf eine äquivalente, horizontale Flugbahn. Bei der seitlichen Dämpfung hinsichtlich des Maximalpegels ergibt sich  $\beta$  als Winkel zwischen  $d$ , dem kürzestem Abstand zwischen Immissionsort und einem Punkt des Segments und  $\ell^*$ , dem Abstand zwischen Immissionsort und der senkrechten Projektion dieses Punktes auf die Grundebene (bei Segmenten vor oder hinter dem Immissionsort) bzw.  $\ell_{\perp}$  (wenn sich das Segment neben dem Immissionsort befindet). Der seitliche Versatz ( wird also entweder aus  $\ell_{\perp}$  bzw. aus  $\ell^*$  bestimmt. Dies wird ausführlich erläutert in Kapitel 2.19.

Der *Depressionswinkel*  $\varphi$  zwischen der Tragflächenebene und dem Ausbreitungsweg bestimmt die Triebwerksanbringungseffekte. In Bezug auf die Konvention für den Querneigungswinkel ist  $\varphi = \beta_I \pm \varepsilon$  mit positivem Vorzeichen bei Immissionsorten Steuerbord (rechts) und negativem Vorzeichen bei Immissionsorten Backbord (links).

**Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung  $\Delta_I$ :**

Ein überfliegendes Luftfahrzeug ist eine vielschichtige Schallquelle. Dabei kommt zu dem Umstand, dass sich die Triebwerke und die Luftfahrzeugzelle als komplexe Ursprungsquellen erweisen, hinzu, dass auch die Zellenkonfiguration und insbesondere die Lage der Triebwerke die Schallabstrahlung beeinflussen. Dies führt zu einer uneinheitlichen Richtwirkung des seitlich um die Längsachse des Luftfahrzeugs abgestrahlten Schalls, was hier als *laterale Richtcharakteristik* bezeichnet wird.

Hinsichtlich der lateralen Richtcharakteristik bestehen zwischen Luftfahrzeugen mit am Rumpf montierten Triebwerken und solchen, bei denen die Triebwerke unter den Tragflächen angebracht sind, signifikante Unterschiede, die im folgenden Ausdruck berücksichtigt werden:

$$\Delta_I(\varphi) = 10 \lg \frac{(a \cos^2 \varphi + \sin^2 \varphi)^b}{c \sin^2 2\varphi + \cos^2 2\varphi} \quad (2-38)$$

Dabei gilt Folgendes:

$\Delta_I(\varphi)$  Korrektur in dB beim Depressionswinkel  $\varphi$  (Abbildung 14)

$$a = 0,00384, \quad b = 0,0621, \quad c = 0,8786, \quad \text{bei Triebwerken unterhalb der Tragflächen und} \quad (2-39)$$

$$a = 0,1225, \quad b = 0,3290, \quad c = 1, \quad \text{bei Triebwerken am Rumpf.} \quad (2-40)$$

Bei Propellerflugzeugen sind die Unterschiede der Richtwirkung vernachlässigbar, so dass gilt

$$\Delta_I(\varphi) = 0. \quad (2-41)$$

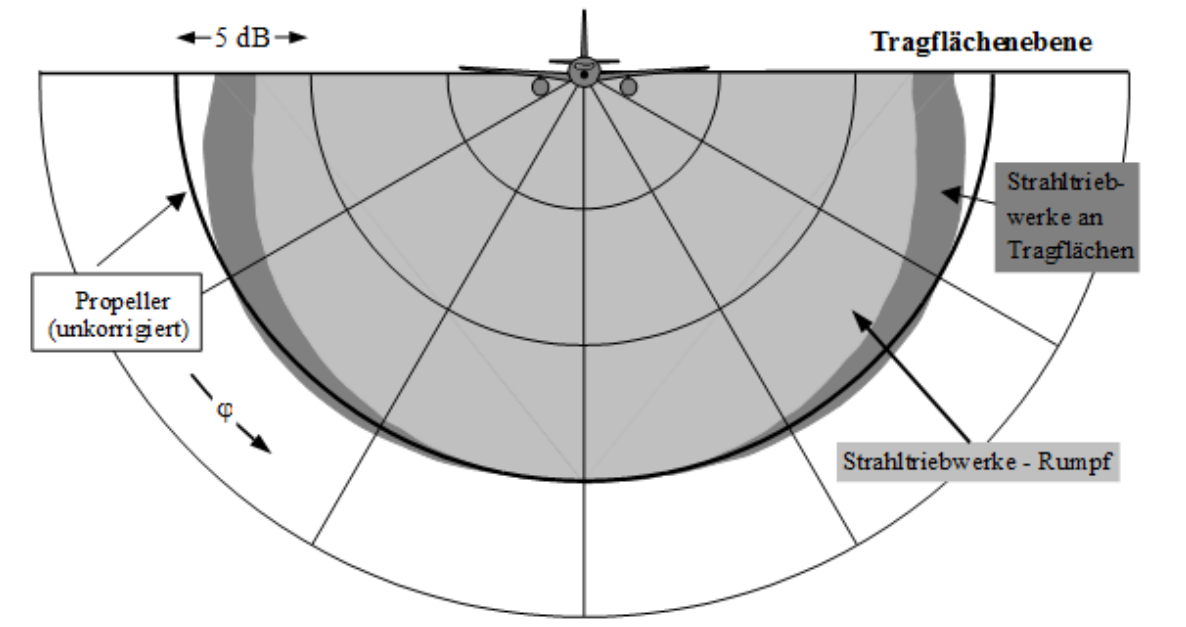


Abbildung 15: Laterale Richtcharakteristik von Installationseffekten

Abbildung 15 zeigt die Abweichung von  $\Delta_I(\varphi)$  um die Längsachse des Luftfahrzeugs für drei Triebwerksanbringungsarten. Bei negativem  $\varphi$  wird für alle Anbringungsarten  $\Delta_I(\varphi) = \Delta_I(0)$  verwendet.

Es wird angenommen, dass die Korrektur  $\Delta_I(\varphi)$  zweidimensional ist, d. h. sie ändert sich nicht mit dem Längsabstand zwischen Immissionsort und Luftfahrzeug. Somit wird der Höhenwinkel  $\beta_I$  für  $\Delta_I(\varphi)$  definiert als  $\beta_I = \arccos(\ell_{\perp}/d_p)$ .

### Seitliche Dämpfung $\Lambda(\beta, \ell)$ (unendliche Flugbahn):

Die tabellarisierten NPD-Maximal- und Schallexpositionspiegel beziehen sich auf einen stationären Horizontalflug und beruhen auf Messungen in 1,2 m Höhe über weichem, ebenem Grund unterhalb des Luftfahrzeugs.

Seitlich der Flugbahn ist der Abstandsparameter der Schrägabstand – die Länge der Senkrechten vom Immissionsort zur Flugbahn.

Anmerkung: An jeder seitlichen Position ist der Lärmpegel generell geringer als im gleichen Abstand unmittelbar unterhalb des Luftfahrzeugs. Neben der *lateralen Richtcharakteristik* oder den „Installationseffekten“, wie sie oben beschrieben wurden, ist dies auf eine übermäßige *seitliche Dämpfung* zurückzuführen. Diese bewirkt, dass der Schallpegel mit zunehmendem Abstand schneller sinkt als in den NPD-Kurven angegeben. Es wird die folgende Methodik zur Berechnung der seitlichen Dämpfung empfohlen. Sie ist beschränkt auf den Fall der Schallausbreitung über weichem ebenem Grund, was für die große Mehrheit von Zivilflugplätzen geeignet ist. Anpassungen an die Effekte einer harten Bodenoberfläche (oder, akustisch äquivalent, von Wasser) befinden sich noch in der Entwicklung.

Diese Methodik baut auf dem umfangreichen Bestand an Experimentaldaten zur Schallausbreitung von Luftfahrzeugen mit am Rumpf montierten Triebwerken im stationären horizontalen Geradeausflug auf. Unter der Annahme, dass im Horizontalflug die Luft-Boden-Dämpfung

1. vom in der vertikalen Ebene gemessenen Höhenwinkel  $\beta$  und
2. vom seitlichen Versatz von der Flugstrecke des Luftfahrzeugs  $\ell$  abhängt,

wurden die Daten analysiert, so dass sich eine empirische Funktion für die seitliche *Gesamtanpassung*  $\Lambda_T(\beta, \ell)$  (= seitlicher Ereignispegel minus Pegel im gleichen Abstand unterhalb des Luftfahrzeugs) ergibt. Da der Term  $\Lambda_T(\beta, \ell)$  sowohl die laterale Richtcharakteristik als auch die seitliche Dämpfung berücksichtigt, kann die seitliche Dämpfung durch Subtraktion extrahiert werden.

Bei Beschreibung der lateralen Richtcharakteristik durch Gleichung (2-38) mit den Rumpfmontagekoeffizienten und unter Ersetzung von  $\varphi$  durch  $\beta$  für Geradeausflug, wird die seitliche Dämpfung zu:

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Lambda_T(\beta, \ell) - \Lambda_I(\beta) . \quad (2-42)$$

Dabei erfolgt die Messung von  $\beta$  und  $\ell$  wie in Abbildung 14 dargestellt, in einer Ebene senkrecht zur unendlichen Flugbahn, die bei Horizontalflug ( $\beta = \beta_I$ ) auch vertikal ist.

Die seitliche Dämpfung  $\Lambda(\beta, \ell)$  lässt sich approximieren durch

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Gamma(\ell) \cdot \Lambda(\beta). \quad (2-43)$$

Dabei ist  $\Gamma(\ell)$  ein Abstandsfaktor, gegeben durch

$$\Gamma(\ell) = 1,089 \cdot [1 - \exp(-0,00274 \cdot \ell)] \quad \text{für } 0 \leq \ell \leq 914 \text{ m}, \quad (2-44)$$

$$\Gamma(\ell) = 1 \quad \text{für } \ell > 914 \text{ m}, \quad (2-45)$$

und  $\Lambda(\beta)$  die seitliche Luft-Boden-Dämpfung, gegeben durch

$$\Lambda(\beta) = 1,137 - 0,0229\beta + 9,72 \exp(-0,142\beta) \quad \text{für } 0^\circ \leq \beta \leq 50^\circ, \quad (2-46)$$

$$\Lambda(\beta) = 0 \quad \text{für } 50^\circ \leq \beta \leq 90^\circ. \quad (2-47)$$

Der Ausdruck für die seitliche Dämpfung  $\Lambda(\beta, \ell)$  in Gleichung (2-43) für sämtliche Luftfahrzeuge und ist in Abbildung 16 grafisch dargestellt.

Unter bestimmten Umständen (mit Gelände) kann  $\beta$  kleiner als null sein. In solchen Fällen wird  $\Lambda(\beta) = 10,857$  gesetzt.

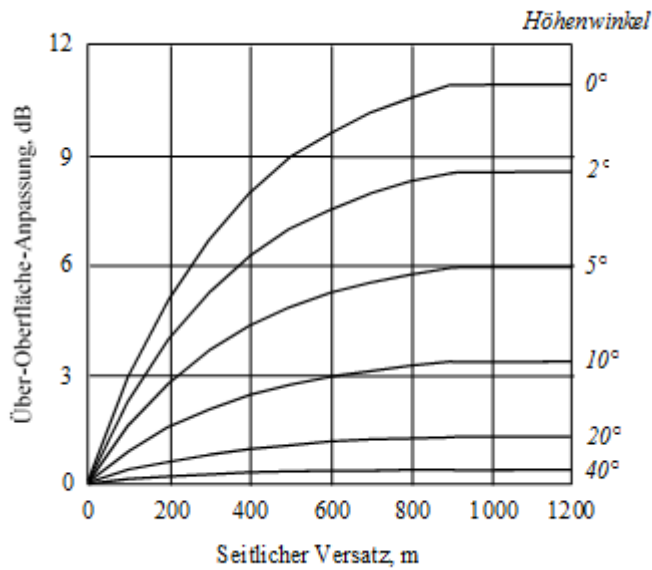


Abbildung 16: Änderung der seitlichen Dämpfung  $\Lambda(\beta, \ell)$  in Abhängigkeit von Höhenwinkel und Abstand

### Seitliche Dämpfung und Installationseffekt in endlich langen Segmenten:

Die Beschreibung der geometrischen Parameter für die seitliche Dämpfung und den Installationseffekt wird wegen der gemeinsam verwendeten Abbildungen zusammengefasst. Die Gleichungen (2-44) bis (2-47) beschreiben die seitliche Dämpfung  $\Lambda(\beta, \ell)$  des Schalls, der von einem Luftfahrzeug im stationären Flug auf einer unendlichen horizontalen Flugbahn am Immissionsort ankommt. Für nicht horizontal verlaufende Flugbahnsegmente muss die seitliche Dämpfung ausgehend von einer äquivalenten horizontalen Flugbahn berechnet werden. Die Bestimmung der seitlichen Dämpfung für endliche Segmente erfolgt bei Maximal- und Schallexpositionspegeln auf unterschiedliche Weise.

### Seitliche Dämpfung für Maximalpegel:

Der **Basis-Maximalpegel**  $L_{\max}(P_s, d_s)$  wird anhand von NPD-Daten als Funktion des Abstands  $d_s$  vom Immissionsort zum nächstgelegenen Punkt  $S_s$  mit  $s = 1; 2; p$  im Segment ermittelt.

Die **seitliche Dämpfung** von  $L_{pA\max}$  hängt für Immissionsorte neben dem Segment vom Bodenabstand  $\ell = \ell_{\perp} = OR$  und vom Höhenwinkel  $\beta = \arccos(\ell_{\perp}/d_p)$  ab. Die Parameter  $\ell$  und  $\beta$  sind in diesem Fall für Maximal- und Expositionspegel gleich. Für Segmente hinter

oder vor dem Immissionsort hängt  $L_{pAmax}$  vom Höhenwinkel  $\beta = \beta_s = \arcsin(z_s/d_s)$  desselben Punkts und vom Bodenabstand  $\ell = \ell^* = OC_s = \sqrt{d_s^2 - z_s^2}$  zu diesem Punkt ab. Somit werden nur die Koordinaten dieses Punkts benötigt. In Abbildung 18 sind  $\beta_1$  und  $d_1$  durch das Dreieck  $OC_1S_1$  in der vertikalen Ebene durch O und  $S_1$  dargestellt. Für den *Maximalpegel* ist  $\Lambda(\beta, \ell)$  durch die Gleichung (2-43) gegeben.

### Seitliche Dämpfung für Expositionspegel:

Der **Basis-Schallexpositionspegel**  $L_{E\infty}(P_s, d_p)$ , der für sämtliche Segmente anhand der NPD-Daten basierend auf dem Schrägabstand  $d_p$  bestimmt wird, bezieht sich auf einen unendlichen Flugweg. Der Schallexpositionspegel eines Segments  $L_{pAE,seg}$  ist daher um den Betrag der Segmentkorrektur  $\Delta_F$  (siehe dieses Kapitel 2.19) niedriger als der Basispegel. Diese Korrektur, eine Funktion der Geometrie der Dreiecke  $OS_1S_2$  in Abbildung 11 bis Abbildung 13, legt fest, welcher Anteil der bei O empfangenen Schallenergie der unendlichen Gesamtflugbahn vom Segment kommt. Die Segmentkorrektur  $\Delta_F$  ist unabhängig von der seitlichen Dämpfung.

Die **seitliche Dämpfung für Schallexpositionspegel** ist für die unendliche Flugbahn zu berechnen, d. h. als Funktion ihres seitlichen Versatzes  $\ell$  und der Höhe  $h$  der äquivalenten, horizontalen Flugbahn, nicht der des endlichen Segments. Beim Schallexpositionspegel ist der seitliche Versatz  $\ell = \ell_{\perp} = OR$  der senkrechte Abstand zwischen Immissionsort und der auf die Grundebene projizierten Segmentverlängerung. Die Höhe  $h$  der *äquivalenten, horizontalen Flugbahn* wird ausgehend von dem Punkt  $S_s$  des Segments ermittelt, der am nächsten zum Immissionsort O ist, d. h.  $h = z_s / \cos(\gamma)$ .  $h$  ist dabei die Länge von  $RS_s$ , der Senkrechten vom Flugweg zum Segment durch den jeweiligen Punkt  $S_s$ . Dies entspricht einer Drehung der tatsächlichen verlängerten Flugbahn mit Winkel  $\gamma$  um Punkt  $R$  (siehe Abbildung 17 und Abbildung 18). Der Höhenwinkel dieser äquivalenten horizontalen Flugbahn ist  $\beta = \arctan(h/\ell_{\perp})$ .

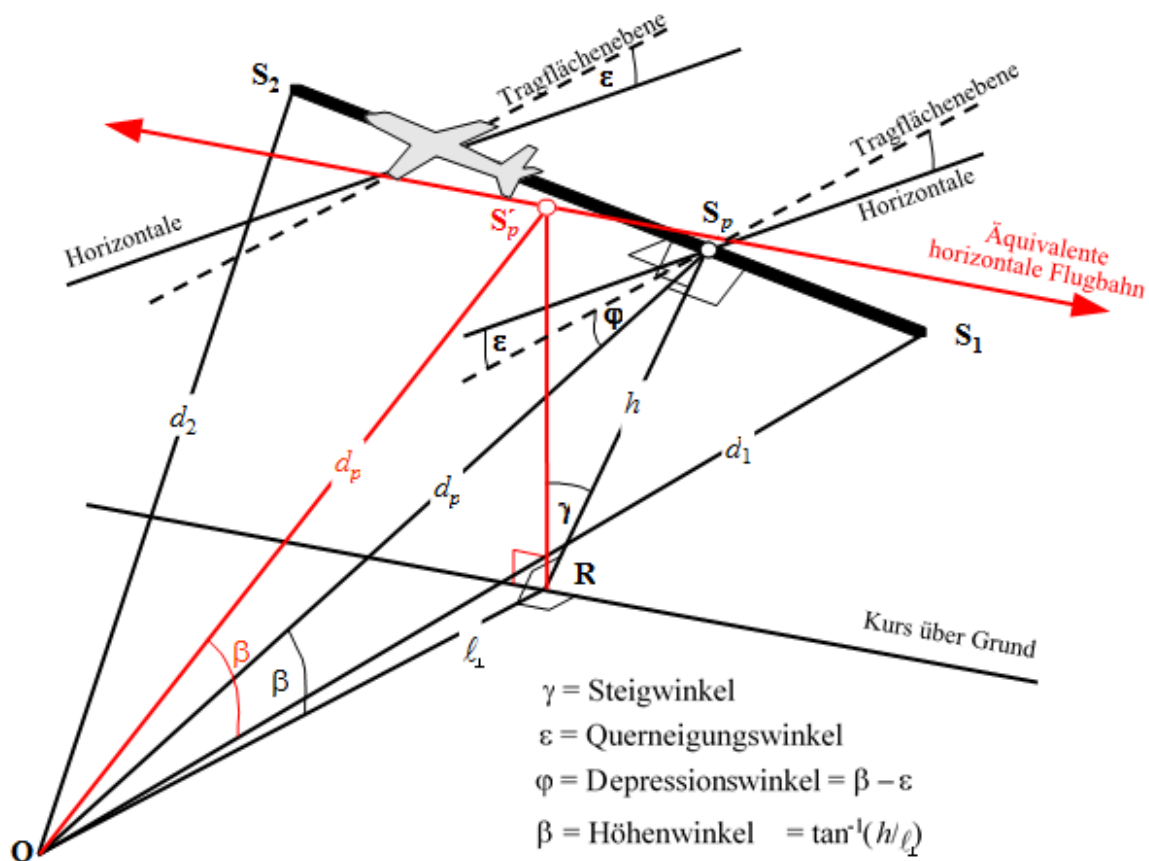


Abbildung 17: Immissionsort O neben dem Segment

Abbildung 17 veranschaulicht die Situation, bei der sich der Beobachter neben dem Abflugsegment  $S_1S_2$  befindet und das Luftfahrzeug im Winkel  $\gamma$  steigt. Der Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands des Luftfahrzeugs vom Immissionsort  $O$  ist  $S_p$  und wird definiert durch die senkrecht auf der Flugbahn stehende Strecke  $OS_p$  der Länge  $d_p$  (Schrägabstand). Die äquivalente, horizontale Flugbahn wird mit gleichem rechtwinkligen Schrägabstand  $d_p$  vom Immissionsort definiert und verläuft in der vertikalen Ebene die durch  $S_1S_2$  und  $R$  aufgespannt wird. Durch Drehung des Dreiecks  $ORS_p$  und der durch  $S_p$  verlaufenden Flugbahn um  $OR$  im Winkel  $\gamma$  ergibt sich das Dreieck  $ORS'_p$  (siehe Abbildung 17). Der seitliche Versatz  $\ell_{\perp}$  ist gegeben durch die Strecke  $OR$ . Das Dreieck  $OS_1S_2$  entspricht Abbildung 12, der Geometrie für die Berechnung der Segmentkorrektur  $\Delta_F$ .



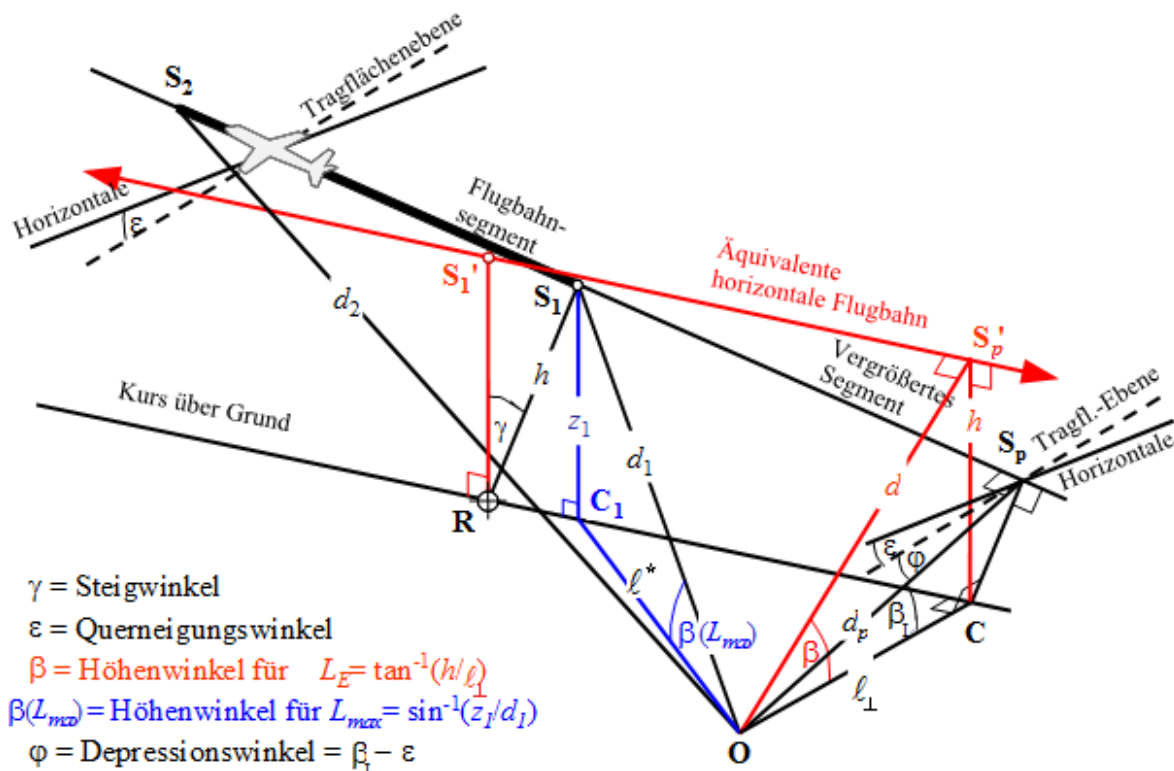


Abbildung 18: Immissionsort O hinter dem Segment

Abbildung 18 veranschaulicht die Situation eines Abflugs, in der der Immissionsort *O hinter dem Segment* liegt. Dieses Segment liegt gegenüber dem neben dem Immissionsort befindlichen Segment in größerer Entfernung zum Immissionsort; eine Senkrechte kann nur zum Punkt  $S_p$  auf der verlängerten Flugbahn gezogen werden. Das Dreieck  $OS_1S_2$  entspricht Abbildung 11, in der die Segmentkorrektur  $\Delta_F$  definiert wird. Bei der Berechnung der seitlichen Dämpfung für *Schallexpositionspegel* bei Segmenten vor oder hinter dem Immissionsort bleibt  $\ell = \ell_{\perp}$  der seitliche Versatz von der Segmentverlängerung ( $OC$ ) und  $\beta = \arctan(h/\ell_{\perp})$ . Die Höhe der äquivalenten, horizontalen Flugbahn ergibt sich aus der Höhe des Segmentpunkts, der am nächsten zum Immissionsort ist, d. h. aus  $S_1$  mit  $h = z_1 / \cos(\gamma)$  (der Länge von  $RS_1$ , der Senkrechten von der Flugstrecke zum Segment). Der kleinste Abstand der äquivalenten, horizontalen Flugbahn zum Immissionsort  $O$  liegt bei  $S'_p$ , Schrägabstand  $d$ , so dass das auf diese Weise in der vertikalen Ebene gebildete Dreieck  $OCS'_p$  den Höhenwinkel  $\beta = \arctan(h/\ell_{\perp})$  definiert. Liegt der Immissionsort vor dem Segment, ergibt sich die Höhe  $h$  aus  $S_2$ . (Der NPD-Abstandsparameter für die Situation in Abbildung 18 ist für Maximalpegel der kürzeste Abstand zum Segment, d. h.  $d_s = d_1$  und für

Expositionspegel der kürzeste Abstand  $d_p$  zwischen  $O$  und  $S_p$  auf der verlängerten Flugbahn, d. h. der anhand der NPD-Tabelle interpolierte Wert ist  $L_{E\infty}(P_1, d_p)$ .

Anmerkung: Es wird darauf hingewiesen, dass die Geometrie der Basisquelle (definiert durch  $d_1$ ,  $d_2$  und  $\varphi$ ) unberührt bleibt. Der sich vom Segment zum Immissionsort bewegendende Schall ist mit dem Schall identisch, der auftreten würde, wenn der gesamte Flug entlang dem unendlich verlängerten geneigten Segment mit der konstanten Geschwindigkeit  $V$  und der konstanten Leistung  $P_1$  erfolgen würde. Andererseits steht die seitliche Dämpfung des am Immissionsort vom Segment empfangenen Schalls nicht in Beziehung zu  $\beta_I$ , dem Höhenwinkel der verlängerten Flugbahn, sondern zu  $\beta$ , dem Höhenwinkel der äquivalenten Bahn.

Befindet sich der Immissionsort beim Abflug hinter den Bodensegmenten und beim Anflug vor den Bodensegmenten, wird der Wert von  $\beta$  für Segmente der Startrollstrecke oder Landerollstrecke der gleiche wie beim Maximalpegelmaß, d. h. für Positionen hinter den Startrollstreckensegmenten gilt:

$$\beta = \beta_1 = \arcsin\left(\frac{z_1}{d_1}\right) \quad \text{und} \quad \ell = \ell^* = OC_1 = \sqrt{d_1^2 - z_1^2}.$$

Und für Positionen vor den Landesegmenten gilt:

$$\beta = \beta_2 = \arcsin\left(\frac{z_2}{d_2}\right) \quad \text{und} \quad \ell = \ell^* = OC_2 = \sqrt{d_2^2 - z_2^2}.$$

Die Gründe für die Verwendung dieser besonderen Ausdrücke hängen damit zusammen, dass hinter den Startlaufsegmenten die Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt angewendet und vor den Landerollsegmenten eine halbkreisförmige Richtwirkung angenommen wird.

### **Installationseffekt:**

In Abbildung 17 ist das Luftfahrzeug gegen den Uhrzeigersinn und die Flugbahn im Winkel  $\varepsilon$  zur seitlichen Horizontalachse quergeneigt. Die laterale Richtcharakteristik (Installationseffekt) ist zweidimensional, daher wird der Depressionswinkel  $\varphi$  immer in der Ebene, die senkrecht zur Flugbahn steht, ermittelt. Somit wird der Depressionswinkel am Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands bestimmt, d. h.  $\varphi = \beta_I - \varepsilon$ , wobei  $\beta_I = \arccos(\ell_{\perp}/d_p)$  und

$\ell_{\perp}$  der seitliche Versatz, der senkrecht auf der Flugstrecke steht, ist.  $\beta_I$  ist in Abbildung 18 durch den Winkel  $S_pOC$  und in Abbildung 17 durch den Winkel  $S_pOR$  ( $\beta$ ) dargestellt.

**Segmentkorrektur  $\Delta_F$  (nur für Schall-expositionspegel  $L_{pAE}$ ):**

Der korrigierte Basis-Schall-expositionspegel bezieht sich auf ein Luftfahrzeug im stationären, horizontalen und unendlich langen Geradeausflug. Durch Anwendung der negativen Segmentkorrektur  $\Delta_F = 10 \lg(F)$ , wobei  $F$  der *Energieanteil* ist, erhält man den anteiligen Schall-expositionspegel, den das Luftfahrzeug beim Passieren eines endlich langen Segments abstrahlen würde.

Der Term für den Energieanteil berücksichtigt die ausgeprägte longitudinale Richtcharakteristik des Fluglärms und ist abhängig vom Winkel zwischen Flugrichtung und Luftfahrzeug-Immissionsort-Vektor. Der weiter unten angegebene Ausdruck für  $\Delta_F$  basiert auf einem 90-Grad-Dipol-Modell der vierten Potenz für die Schallabstrahlung. Dabei wird angenommen, dass die laterale Richtcharakteristik und seitliche Dämpfung keinen Einfluss haben. Die Herleitung dieser Segmentkorrektur wird in Anlage E beschrieben.

Der Energieanteil  $F$  ist eine Funktion des in Abbildung 11 bis Abbildung 13 definierten „Sichtdreiecks“  $OS_1S_2$ . Für die Segmentkorrektur  $\Delta_F$  ergibt sich somit Folgendes:

$$\Delta_F = 10 \cdot \lg \left[ \frac{1}{\pi} \left( \frac{\alpha_2}{1+\alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1+\alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \right] . \quad (2-48)$$

Dabei gilt:

$$\alpha_1 = -\frac{q}{d_{\lambda}} ,$$

$$\alpha_2 = -\frac{q-\lambda}{d_{\lambda}} ,$$

$$d_{\lambda} = d_0 \cdot 10^{[L_{pAE\infty}(P,d_p) - L_{pAmax}(P,d_p)]/10} ,$$

$$d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{ref} \cdot t_0 .$$

$d_{\lambda}$  wird als „skalierter Abstand“ bezeichnet (siehe Anlage E);  $V_{ref} = 160$  kt. Zu beachten ist, dass  $L_{pAmax}(P, d_p)$  der anhand der NPD-Daten ermittelte Maximalpegel für den senkrechten Abstand  $d_p$  und nicht der  $L_{pAmax}$  des Segments ist.

Für  $\Delta_F$  wird eine Untergrenze von  $-150$  dB gesetzt.

In dem besonderen Fall, dass sich die Immissionsorte (Beobachtungsorte) hinter einem beliebigen Startrollstreckensegment befinden, wird eine reduzierte Form des in Gleichung (2-48) ausgedrückten Lärmanteils verwendet, die dem spezifischen Fall von  $q = 0$  entspricht.

Dieser Fall wird als  $\Delta'_{F,d}$  bezeichnet und wie folgt berechnet:

$$\Delta'_{F,d} = 10 \cdot \lg \left[ \frac{1}{\pi} \left( \frac{\alpha_2}{1+\alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 \right) \right]. \quad (2-49a)$$

Dabei gilt:  $\alpha_2 = \lambda/d_\lambda$

In dem besonderen Fall, dass sich die Immissionsorte vor einem beliebigen Landerollstreckensegment befinden, wird eine reduzierte Form des in Gleichung (2-48) ausgedrückten Lärmanteils verwendet, die dem spezifischen Fall von  $q = \lambda$  entspricht und mit  $\Delta'_{F,a}$  bezeichnet wird. Die Berechnung erfolgt unter Verwendung von

$$\Delta'_{F,a} = 10 \cdot \lg \left[ \frac{1}{\pi} \left( \frac{\alpha_1}{1+\alpha_1^2} + \arctan \alpha_1 \right) \right]. \quad (2-49b)$$

Dabei gilt:  $\alpha_1 = -\lambda/d_\lambda$

Bei der Verwendung dieser Form wird implizit von einer halbkreisförmigen horizontalen Richtwirkung vor den Landerollsegmenten ausgegangen - ohne Anwendung der horizontalen Richtwirkungskorrektur wie im Fall bei Standorten hinter den Startlaufsegmenten (siehe nächsten Absatz über die Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt).

### **Richtwirkungsfunktion $\Delta_{\text{SOR}}$ :**

Das Geräusch von Strahlflugzeugen weist eine für Strahltriebwerkslärm typische keulenförmige Abstrahlcharakteristik im hinteren Bogen auf. Diese Charakteristik ist umso ausgeprägter, je höher die Strahlgeschwindigkeit und je niedriger die Fluggeschwindigkeit ist. Von besonderer Bedeutung ist dies für Immissionsorte hinter dem „Start of Roll“-Punkt, wo beide Bedingungen erfüllt sind. Näherungsweise wird diese Abstrahlcharakteristik für alle

Startrollstreckensegmente angesetzt und mit der Richtwirkungsfunktion  $\Delta_{\text{SOR}}$  berücksichtigt.

Abbildung 19 zeigt die entsprechenden geometrischen Verhältnisse. Der Azimutwinkel  $\psi$  zwischen der Längsachse des Luftfahrzeugs und dem Vektor zum Immissionsort ist definiert durch

$$\psi = \arccos\left(\frac{q}{d_s}\right) \quad (2-50)$$

Der relative Abstand  $q$  ist negativ (siehe Abbildung 11), so dass sich  $\psi$  zwischen  $90^\circ$  und  $180^\circ$  bewegt.

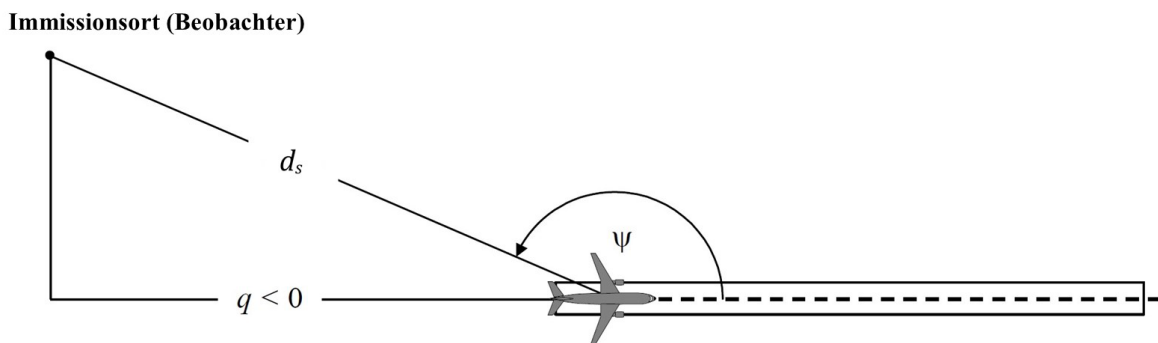


Abbildung 19: Geometrie Luftfahrzeug – Immissionsort am Boden zur Abschätzung der Richtwirkungskorrektur

Die Funktion  $\Delta_{\text{SOR}}$  stellt die Änderung des von der Startrollstrecke ausgehenden Gesamtlärms hinter dem Start-of-Roll-Punkt, gegenüber dem Gesamtlärm der Startrollstrecke seitlich des Start-of-Roll-Punkts im gleichen Abstand, dar:

$$L_{TGR}(d_s, \psi) = L_{TGR}(d_s, 90^\circ) + \Delta_{\text{SOR}}(d_s, \psi) \quad (2-51)$$

Dabei ist  $L_{TGR}(d_s, 90^\circ)$  der im Punktabstand  $d_s$ , seitlich des Start-of-Roll-Punkts erzeugte Startrollstrecken-Gesamtlärmpegel.  $\Delta_{\text{SOR}}$  wird als Anpassung des Lärmpegels eines einzelnen Flugbahnsegments eingeführt, siehe Gleichungen (2-30) und (2-31).

Der Normalisierungsabstand  $d_{\text{SOR},0}$ , beträgt 762 m (2500 ft).

Bei Abständen  $d_s$  von weniger als einem Normalisierungsabstand  $d_{SOR,0}$  von 762 m (2500 ft) ist die Richtwirkungsfunktion  $\Delta_{SOR}^0$  (in dB) am Start-of-Roll-Punkt für strahlgetriebene Flugzeuge mit Turbofantriebwerken nachstehend definiert.

Für  $90^\circ < \psi \leq 180^\circ$  gilt:

$$\Delta_{SOR}^0 = 2329.44 - (8.0573 \cdot \psi) + \left( 11.51 \cdot \exp\left(\frac{\pi \cdot \psi}{180}\right) \right) - \left( \frac{3.4601 \cdot \psi}{\ln\left(\frac{\pi \cdot \psi}{180}\right)} \right) - \left( \frac{17403338.3 \cdot \ln\left(\frac{\pi \cdot \psi}{180}\right)}{\psi^2} \right) \quad (2-52)$$

Die entfernungsunabhängige Richtwirkungsfunktion  $\Delta_{SOR}^0$  (in dB) ist für Luftfahrzeuge mit Turbojettriebwerken nachstehend gegeben.

Für  $90^\circ < \psi \leq 180^\circ$  gilt:

$$\Delta_{SOR}^0 = -34643.898 + \left( \frac{30722161.987}{\psi} \right) - \left( \frac{11491573930.510}{\psi^2} \right) + \left( \frac{2349285669062}{\psi^3} \right) - \left( \frac{283584441904272}{\psi^4} \right) + \left( \frac{20227150391251300}{\psi^5} \right) - \left( \frac{790084471305203000}{\psi^6} \right) + \left( \frac{13050687178273800000}{\psi^7} \right) \quad (2-53)$$

Ist der Abstand  $d_s$  größer als der Normalisierungsabstand  $d_{SOR,0}$ , wird die Richtwirkungsfunktion mit einem Korrekturfaktor multipliziert, um zu berücksichtigen, dass die Richtwirkung bei größeren Abständen zum Luftfahrzeug weniger ausgeprägt ist; d. h.:

$$\Delta_{SOR} = \Delta_{SOR}^0 \quad \text{wenn } d_s \leq d_{SOR,0}, \quad (2-54)$$

$$\Delta_{SOR} = \Delta_{SOR}^0 \frac{d_{SOR,0}}{d_s} \quad \text{wenn } d_s > d_{SOR,0}. \quad (2-55)$$

Die Funktion  $\Delta_{\text{SOR}}$  erfasst vor allem die ausgeprägte Richtwirkung des Anfangabschnitts der Startrollstrecke an Orten hinter dem Start-of-Roll-Punkt. Sie ist jedoch auch auf Orte hinter dem letzten Startrollstreckensegment anzuwenden, also nicht nur hinter dem Start-of-Roll-Punkt. Für einen Immissionsort seitlich der Startrollstrecke ergeben sich Beiträge zu  $\Delta_{\text{SOR}}$  aus allen Startrollstreckensegmenten für die  $90^\circ < \psi \leq 180^\circ$  (Positionen hinter Startrollstreckensegmenten); für Startrollstreckensegmente für die  $0^\circ \leq \psi \leq 90^\circ$ , ist  $\Delta_{\text{SOR}} = 0$ .  $\Delta_{\text{SOR}}$  ist daher nicht anzuwenden auf Orte, die sich auf Höhe oder vor dem letzten Startrollstreckensegment befinden (und grundsätzlich nicht auf Orte vor dem letzten Startrollstreckensegment).

Die Parameter  $d_s$  und  $\psi$  werden bezogen auf den Anfang jedes einzelnen Rollsegments berechnet.

Die Berechnung des Segmentwerts  $L_{\text{seg}}$  für einen Ort hinter einem bestimmten Startrollstreckensegment erfolgt zur Einhaltung der Formanforderungen der Funktion  $\Delta_{\text{SOR}}$ : Er wird für den seitlich des Startpunkts des Segments im gleichen Abstand  $d_s$  wie der eigentliche Punkt gelegenen Bezugspunkt berechnet und mit  $\Delta_{\text{SOR}}$  weiter angepasst, so dass sich der Segmentwert am eigentlichen Punkt ergibt.

## 2.20 Maximal- und Schallexpositionspegel der Flugbewegung eines Luftfahrzeugs der allgemeinen Luftfahrt

Die in Kapitel 2.19 beschriebene Methode ist auf Propellerflugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt anwendbar, wenn sie hinsichtlich der Triebwerksanbringungseffekte als Propellerflugzeuge behandelt werden.

Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt werden mit den entsprechenden Luftfahrzeuggruppen beschrieben, die in Anlage A definiert und in Anlage F aufgeführt sind.

## 2.21 Methode zur Berechnung von Hubschrauberlärm

Zur Berechnung von Hubschrauberlärm wird die gleiche Berechnungsmethode verwendet wie für Starrflügelflugzeuge. Dabei werden Hubschrauber wie Propellerflugzeuge behandelt und der mit Strahlflugzeugen verbundene Triebwerksanbringungseffekt nicht berücksichtigt. Datensätze für Hubschrauber sind in Anlage F aufgeführt.

## **2.22 Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen, Rollverkehr und Hilfsenergieaggregaten**

Soll Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen und Hilfstriebwerken (APUs) modelliert werden, erfolgt diese Modellierung gemäß dem Verfahren für „Industrie- und Gewerbelärm“ entsprechend § 4 Abs. 2 Ziffer 4 und 5 Bundes-LärmV. Für die Berechnung von strategischen Lärmkarten werden keine Triebwerksprobeläufe, keine Hilfstriebwerke, kein Rollverkehr und kein sonstiger Betrieb berücksichtigt.

Aus zusätzlichen Sicherheits- und Lärmschutzgründen können auf Flugplätzen – vor allem Flugplätze mit Wartungseinrichtungen, in denen häufig Triebwerksprüfungen stattfinden – Lärmschutzeinrichtungen für Triebwerksprobeläufe (z. B. offene oder geschlossene Lärmschutzhallen) vorhanden sein. Diese sollen, falls lärmtechnisch relevant, als Quelle von Industrielärm betrachtet und durch die Anwendung eines geeigneten Schallausbreitungsmodells berücksichtigt werden.

## **2.23 Berechnung kumulativer Pegel**

In den Kapiteln 2.14 bis 2.19 wird die Berechnung des Schallexpositionspiegels einer einzelnen Flugbewegung an einem einzelnen Immissionsort (Beobachtungsort) beschrieben. Die Berechnung der Gesamtschallexposition an diesem Ort erfolgt durch Akkumulierung der Schallexpositionspiegel aller Flugbewegungen, d. h. aller ankommenden und abgehenden Flüge sowie gegebenenfalls Triebwerksprobeläufe und Hilfstriebwerken, die den kumulativen Pegel beeinflussen. Für die Berechnung von strategischen Lärmkarten werden keine Triebwerksprobeläufe, keine Hilfstriebwerke, kein Rollverkehr und kein sonstiger Betrieb berücksichtigt.



## 2.24 Gewichtete äquivalente Schallpegel

Der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{peq,W}$  für einen bestimmten Zeitabschnitt  $W$  (Tag, Abend oder Nacht), berücksichtigt den Lärm, der von sämtlichen Flugbewegungen – und gegebenenfalls Triebwerksprobeläufen und Hilfstriebwerken – ausgeht und wird mit der folgenden Gleichung ausgedrückt:

$$L_{peq,W} = 10 \cdot \lg \left( \frac{g_W \cdot t_0}{T_E} \cdot \sum_i^{N_W} 10^{\frac{L_{AE,i}}{10}} \right). \text{ dB} \quad (3-56)$$

Die Addition erfolgt über sämtliche Lärmereignisse  $N_W$  für eine Erhebungszeit  $T_E = 365$  d während des Zeitintervalls  $t_W$  (je nach Zeitabschnitt 13 h, 8 h oder 3 h bzw. 16 h für Tag in LuLärmIV).

$t_0$	Bezugszeit $t_0 = 1$ s ;
$T_E$	Erhebungszeit in Sekunden: $365 \cdot 86400 = 31.536.000$ s
$L_{pAE,i}$	Schallexpositionspegel des $i$ -ten Lärmereignisses;
$g_W$	tageszeitabhängiger Gewichtungsfaktor, der berücksichtigt, dass je nach Zeitabschnitt $W$ (Tag, Abend und Nacht) nur über dessen prozentualen Anteil am gesamten Tag in der Erhebungszeit summiert wird. Daher gilt: $g_W = 1,8462$ (13 Std-Tag); $1,5$ (16-Std Tag); $8$ (Abend); $3$ (Nacht).

Anmerkung: Der 16 Stunden-Tag wird bei der LuLärmIV mit den Lärmereignissen  $N_W$  über 13 Stunden-Tag und 3 Stunden Abendzeit ermittelt, der 13 Stunden-Tag wird bei der Bundes-LärmV eingesetzt.

## 2.25 Die gewichtete Zahl der Flüge (kumulativer Lärmpegel $L_{DEN}$ )

Der kumulative Lärmpegel  $L_{DEN}$  wird durch Addition der Beiträge aller verschiedenen Muster oder Kategorien von Luftfahrzeugen auf den Flugstrecken in der Flugplatzumgebung bestimmt. Zur Beschreibung dieses Additionsprozesses werden die folgenden tiefgestellten Indizes eingeführt:

- i Index für Luftfahrzeugmuster oder -kategorie,
- j Index für Flugstrecke oder Unterstrecke,
- k Index für Flugstreckensegment.

Der Additionsprozess lässt sich durch Einführung einer „gewichteten Zahl der Flüge“ vereinfachen:

$$M_{ij} = (g_{Day} \cdot N_{ij,Day} + g_{Evening} \cdot N_{ij,Evening} + g_{Night} \cdot N_{ij,Night}) \quad (2-57)$$

Die Werte  $N_{ij}$  stellen die Zahl der Flüge des Luftfahrzeugmusters oder der Luftfahrzeugkategorie i auf der Strecke (oder Unterstrecke) j in den Zeitabschnitten Tag, Abend bzw. Nacht dar<sup>15</sup>.

Berücksichtigt man die Zuschläge nach § 3 der Bundes-Umgebungslärmschutzverordnung – Bundes-LärmV und die Zeitabschnitte Tag (06-19:00 Uhr), Abend (19:00-22:00 Uhr), Nacht (22:00-06:00 Uhr) so lauten die Gewichtungsfaktoren:

$$g_{Day} = 1$$

$$g_{Evening} = 10^{5/10}$$

$$g_{Night} = 10$$

---

<sup>15</sup> Je nach Definition des verwendeten Lärmindex können die Zeiträume von diesen dreien abweichen.

Anmerkung: Ein Zuschlag am Abend (Bewertung Abend) von  $\Delta_i = 5$  dB nach Verordnung bedeutet einen Gewichtungsfaktor  $g_i$  von

$$g_i = 10^{\Delta_i} = 10^{5/10} = 3,1623$$

Anhand der Gleichung (2-58) ist der kumulative Lärmpegel  $L_{\text{DEN}}$  an einem bestimmten Immissionsort

$$L_{\text{DEN}} = 10 \cdot \lg \left( \frac{t_0}{T_E} \cdot \sum_{i,j,k} M_{ij} \cdot 10^{L_{p\text{AE},ijk}/10} \right) \text{ dB} \quad (2-58)$$

$T_E$  ist die Erhebungszeit von einem Jahr ( $365 \cdot d = 86400 \cdot 365 = 31536000\text{s}$ ).  $L_{p\text{AE},ijk}$  ist der Schallleistungspegelbeitrag des Segments  $k$  von Strecke oder Unterstrecke  $j$  für den Flug eines Luftfahrzeugs der Kategorie  $i$ . Die Berechnung von  $L_{p\text{AE},ijk}$  wird in den Kapiteln 2.14 bis 2.19) beschrieben.

### Bestimmung von Maximalpegelhäufigkeiten:

Der Index „Number above threshold“. NAT definiert die Anzahl von Maximalpegelereignissen, die über einen bestimmten Schwellenpegel  $L_T$  liegen bzw. diesen erreichen.

$$\text{NAT}_{L_T}(x, y) = \frac{1}{N_{Tr}} \cdot \sum_{i,j,k} M_{ij} \cdot u(k) \cdot v(k) \quad (2-59)$$

Mit  $N_{Tr} = 365 d$  (Anmerkung: Normiert Erhebungszeitraum ein Jahr auf einen Tag, da  $N_{ij}$  in Gleichung (2-57) für den Wert  $M_{ij}$  Jahreswerte darstellen).

$$u(k) = \begin{cases} 0 \\ 1 \end{cases} \text{ wenn } L_{p\text{Amax},i,j,k} \begin{cases} \text{ist nicht} \\ \text{ist} \end{cases} \text{ das Maximalpegelereignis.} \quad (2-60)$$

mit

$$v(k) = \begin{cases} 0 \\ 1 \end{cases} \text{ wenn } \begin{cases} L_{p\text{Amax},i,j,k} < L_T \\ L_{p\text{Amax},i,j,k} \geq L_T \end{cases} \quad (2-61)$$

Hierbei gilt:

$t_0$	Bezugszeit $t_0 = 1$ s
$N_{Tr}$	Erhebungszeit eingesetzt mit Einheit d (Tage)
$NAT_{L_T}$	Anzahl von Fluglärmereignissen deren Maximalpegel über einen Schwellenpegel $L_T$ liegen bzw. diesen erreichen.
$L_T$	Schwellenpegel in dB(A)
$(x, y)$	Koordinaten des Immissionsortes

Anmerkung: In der Verordnung der Bundesministerin für Verkehr, Innovation und Technologie über Lärmimmissionsschutzmaßnahmen im Bereich des Luftverkehrs (Luftverkehr-Lärmimmissionsschutzverordnung – LuLärmIV) ist in der Nacht das Kriterium  $L_{Amax} = 6 \times 68$  dB(A) definiert. Damit definieren sich die Gewichte mit

$$g_{Day} = g_{Evening} = 0$$

$$g_{Night} = 1$$

und der Schwellenpegel für das Maximalpegelereignis mit  $L_T = 68$  dB(A). Für andere Zeitabschnitte und Schwellenpegel sind die Gewichte und Schwellenpegel  $L_T$  dementsprechend zu wählen.

## 2.26 Standardgitterberechnung

Die Berechnung der Immissionskenngrößen  $L_{DEN}$  und  $L_{Night}$  erfolgt an den Punkten eines rechtwinkligen Gitters. Die Maschenweite des Gitters soll mindestens 50 m betragen. Die Achsen des Rechengitters sind parallel zu den Rechts- und Hochachsen des verwendeten Koordinatensystems. Das Gitter ist so zu definieren, dass die Tausenderwerte des Koordinatensystems mit Gitterpunkten zusammenfallen.

Ausgehend von den für die Punkte des Rechengitters bestimmten Werten der Immissionskenngrößen werden Punkte mit  $L_{DEN} = \text{const.}$  und  $L_{Night} = \text{const.}$  bzw. andere Indexkenngrößen durch lineare Interpolation zwischen den horizontal und vertikal benachbarten Gitterpunkten ermittelt. Diese Punkte werden als Kurvenpunkte bezeichnet. Die Kurvenpunkte werden ohne Glättungsverfahren zu einer Isolinie verbunden. Die Isolinie schließt entweder eine Tag-Abend-Nacht-Zone oder eine Nacht-Zone ein.

Anmerkung: Wenn Lärmkonturen durch Interpolation zwischen Indexwerten an rechteckig angeordneten Gitterpunkten ermittelt werden, hängt ihre Genauigkeit von der Wahl der Gitterweite (Maschenweite)  $\Delta G$  ab, vor allem innerhalb von Zellen, in denen ein großes Gefälle bei der räumlichen Verteilung des Index zu einer engen Krümmung der Konturen führt. Durch eine engere Gitterweite lassen sich Interpolationsfehler reduzieren, doch erhöht sich damit die Zahl der Gitterpunkte, was die Berechnungszeit verlängert. Für eine Optimierung der Gitterweite müssen Modellierungsgenauigkeit und Laufzeit gegeneinander abgewogen werden.

## **2.27 Verwendung gedrehter Gitter**

Abschnitt 2.7.27 der EU-Richtlinie 2015/996 kommt nicht zur Anwendung.

## **2.28 Nachzeichnen von Konturen**

Abschnitt 2.7.28 der EU-Richtlinie 2015/996 kommt nicht zur Anwendung.

# 3 Zuweisung von Lärmpegeln und von Bewohnern zu Gebäuden

Nachstehende Vorgangsweise gilt für die Betroffenenauswertung im Rahmen der strategischen Lärmkarten.

Für die Bewertung der Lärmexposition der Bevölkerung sind nur Wohngebäude zu betrachten. Anderen nicht zu Wohnzwecken genutzten Gebäuden wie Schulen, Krankenhäuser, Bürogebäude oder Fabriken sind keine Personen zuzuweisen. Der Zuweisung von Bewohnern zu den Wohngebäuden sind die neuesten amtlichen Daten (Adress-GWR der Statistik Austria AGWR) zugrunde zu legen.

Die erforderlichen Melde- und Gebäudedaten werden von den österreichischen Behörden für die Auswertungen der strategischen Lärmkarten zur Verfügung gestellt.

## **Bestimmung der Anzahl der Bewohner eines Gebäudes**

Die Anzahl der Bewohner eines Wohngebäudes ist ein wichtiger Zwischenparameter für die Abschätzung der Lärmexposition.

Das Gebäude- und Wohnungsregister des statistischen Zentralamtes GWR führt den Bestand an Gebäuden und den darin befindlichen Nutzungseinheiten (Wohnungen). Für die Anzahl der Wohnungseinheiten wird die Nutzungsart „WO“ (Wohnung) und „WA“ (Wohnung/ Arbeitsstätte) herangezogen.

Die von den österreichischen Behörden zur Verfügung gestellten Datentabellen enthalten zu den Objekten (Gebäuden) die Anzahl der hauptgemeldeten Personen. Jeder Gebäudeadresse wird dabei durch eine Lage-Koordinate (Rechtswert, Hochwert im Koordinatensystem Bessel MGI) über die Gebäudeadressen beschrieben.

Für gemäß der EU-Richtlinie berechneten Fluglärm werden alle Bewohner eines Gebäudes mit dem nächstgelegenen Berechnungspunkt im Gitter assoziiert. Es erfolgt daher keine Berechnung von Gebäudefassadenpunkte. In der praktischen Anwendung erfolgt für die Aus-

wertung die Verschneidung der Lagepunkte der Gebäude bzw. Adressen mit den zugeordneten Feldern von Anzahl der Hauptgemeldeten, bzw. Wohneinheiten mit den entsprechenden Lärmzonen pro Gemeinde für  $L_{DEN}$  bzw.  $L_{Night}$  (Nacht).

# 4 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Formelzeichen, Einheiten und Bedeutung .....	13
Tabelle 2: Indizes und Bedeutung .....	16
Tabelle 3: Umrechnung SI und imperiale Einheiten.....	17
Tabelle 4: Parameter für die Zerlegung eines Korridors in 15 Unterstrecken; Flugstrecke = Unterstrecke 1.....	37
Tabelle 5: Gradienten der Luftfahrzeugklassen .....	52



# 5 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Der Prozess der Lärmkonturengenerierung .....	21
Abbildung 2: Streckenkoordinatensysteme $s$ und $s'$ .....	33
Abbildung 3: Beispiel Pistensystem Flughafen Wien .....	33
Abbildung 4: Bodenerhöhung längs (links) und seitlich (rechts) des Flugweges (Kurs über Grund).....	34
Abbildung 5: Geometrie der Flugstrecke mit Kurven und geraden Segmenten.....	35
Abbildung 6: Beschreibung eines Flugkorridors durch Teilkorridore und Flugwege (beispielhaft für eine Zerlegung in drei Teilkorridore).....	37
Abbildung 7: Konstruktion von Flugbahnsegmenten zur Teilung der Kurve in Segmente der Länge $\Delta s$ (obere Ansicht in horizontaler Ebene, untere Ansicht in vertikaler Ebene) .....	42
Abbildung 8 Teilsegmentierung einer Startrollstrecke; Beispiel für acht Teilsegmente .....	46
Abbildung 9: Die Grafik macht die prinzipiellen Abläufe beim Landerollen deutlich, sie dient nicht zur Berechnung der Teilsegmente beim Landerollen.....	50
Abbildung 10: Interpolation bei Lärm-Leistung-Abstand-Kurven (NPD-Kurven), auf der Abszisse ist der Schrägabstand (logarithmische Skala) aufgetragen .....	55
Abbildung 11: Flugbahnsegmentgeometrie bei hinter dem Segment befindlichem Immissionsort .....	61
Abbildung 12: Flugbahnsegmentgeometrie bei neben dem Segment befindlichem Immissionsort .....	61
Abbildung 13: Flugbahnsegmentgeometrie bei neben dem Segment befindlichem Immissionsort .....	62
Abbildung 14: Winkel zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort in der Ebene senkrecht zur Flugbahn .....	65
Abbildung 15: Laterale Richtcharakteristik von Installationseffekten .....	67
Abbildung 16: Änderung der seitlichen Dämpfung $\Lambda(\beta, \ell)$ in Abhängigkeit von Höhenwinkel und Abstand .....	70
Abbildung 17: Immissionsort $O$ neben dem Segment .....	72
Abbildung 18: Immissionsort $O$ hinter dem Segment.....	73
Abbildung 19: Geometrie Luftfahrzeug – Immissionsort am Boden zur Abschätzung der Richtwirkungskorrektur .....	77

# A. Anlage - Datenanforderungen

In Kapitel 2.6 des Haupttextes werden in allgemeinen Worten die Anforderungen an fall-spezifische Flughafen- und Flughafenbetriebsdaten beschrieben, die für die Berechnung von Lärmkonturen benötigt werden. Die folgenden nachgeordneten Anlagen orientieren sich am Datenerfassungssystem der Bundesrepublik Deutschland (AzDF) bzw. der bundes-deutschen Umsetzung der EU-Richtlinie 2015/996.

Die erforderlichen Daten der einzelnen Flugbewegungen der einzelnen Luftfahrzeuge in den geforderten Zeiträumen werden teilweise als Radardaten von der zuständigen Flugsiche-rungsorganisation zur Verfügung gestellt. Nach zu erfolgreicher Auswertung der Radardaten über die Schnittstellenformate z.B. FANOMOS oder TOPSONIC werden Daten für die Flug-lärberechnungen gewonnen. Die Flughafen- bzw. Flugplatz spezifischen Daten werden von den Flugplatzhaltern in Abstimmung mit der Flugsicherung vor Ort zur Verfügung ge-stellt.

Nachstehende Anlage gibt die Anforderung an die Datenerfassung an Flughäfen bzw. Flug-plätzen wieder. Sie ist anzuwenden, für alle jene Fälle, wo keine ausreichende Datenlage, wie oben, gegeben ist.

## A.1 Anleitung zur Datenerfassung an Flugplätzen

### A.1.1 Anwendungsbereich

Die Daten nach „Datenerfassungssystem (DES)“ werden anhand der vorliegenden „Anlei-tung zur Datenerfassung an Flugplätzen (AzDF)“ ermittelt. Auf der Grundlage der mit dem Datenerfassungssystem erhobenen Daten über Art und Umfang des Flugbetriebes erfolgt die Fluglärberechnung.

### A.1.2 Erdorderliche Angaben

Erforderliche Angaben zur Ermittlung der Lärmkarten beziehen sich auf das „Ist-Jahr“; das Ist-Jahr ist das vorausgegangene, bzw. zur Verfügung stehende Kalenderjahr (Dies kann

ein Jahr vor dem vorausgegangenen Kalenderjahr sein). Im Einzelnen sollten insbesondere folgende Angaben genutzt werden:

- Flugplatzdaten und die Flugbewegungsangaben.
- Eine topographische Karte im Maßstab 1: 50 000 oder geeigneten Maßstab mit den im Ist-Jahr benutzten Instrumentenflugstrecken. Darin sollen die Flugstrecken im Umkreis von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt dargestellt sein. Ausgangspunkt für die Flugstreckenbeschreibungen ist jeweils der Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt). Die Flugstrecken sollen bezeichnet und auf rechtweisend Nord bezogen sein. In der Darstellung sollten die verwendeten Navigationsanlagen und -verfahren eingetragen und Entfernungen in der Einheit Meter angegeben werden.
- In gleicher Weise ist für die Sichtflugstrecken zu verfahren, soweit hierüber Informationen verfügbar sind.
- Darüber hinaus sollten Plots eines Flugwegaufzeichnungssystems, z. B. FANOMOS (Flight Track and Noise Monitoring System) oder TOPSONIC, genutzt werden. Die Plots sollen typische Verkehrssituationen am Flugplatz zeigen und Rückschlüsse für die Festlegung der Korridorbreiten ermöglichen. Die Plots müssen getrennt jeweils die verschiedenen Start- und Landerichtungen des Flugplatzes sowie die Zeiten je nach Aufgabenstellung, 06.00 bis 22.00 Uhr (16-Stunden-Tag), 06.00 bis 19.00 Uhr (13-Stunden-Tag, 19.00 bis 22.00 Uhr (Abend) und 22.00 bis 06.00 Uhr (Nacht) erfassen. Dabei soll insbesondere der Verlauf der nicht in den Luftfahrtkarten veröffentlichten Instrumentenflugverfahren (z. B. Flugstrecken aufgrund von Radar Vectoring) berücksichtigt werden. Außerdem sollten Angaben zur Genauigkeit der Flugspuraufzeichnung angegeben werden. Ferner sollte berücksichtigt werden, falls bestimmte Luftfahrzeuge aufgrund ihrer Bordausrüstung bestimmte Flugstrecken regelmäßig genauer einhalten als andere Luftfahrzeuge oder an Abdrehpunkten früher oder später abkurven.

### **A.1.3 Luftfahrzeugbezeichnungen**

Für alle Luftfahrzeuge werden Luftfahrzeuggruppen bzw. -klassen verwendet. Die Luftfahrzeugklasse spezifiziert die Luftfahrzeuggruppe hinsichtlich des Starts oder der Landung und erhält eine entsprechende Erweiterung (Luftfahrzeuggruppe X, Luftfahrzeugklasse X-S bzw. X-L).

Die zu benutzenden Luftfahrzeuggruppen sind in Tabelle A.1 aufgeführt und in Tabelle 13 der Anlage F spezifiziert. Für einige der Start-Luftfahrzeugklassen sind zwei Abflugprofile (X-

SA bzw. X-SB) entsprechend einer geringeren (START-A) und einer höheren Auslastung (START-B) definiert. Sollten keine Informationen über die Auslastung vorliegen, ist das START-B-Flugprofil mit der höheren Auslastung zugrunde zu legen.

Grundsätzlich sind die Tabelle A.1 aufgeführten Luftfahrzeuggruppen für die Angabe der Flugbewegungen zu verwenden. Davon kann in begründeten Einzelfällen abgewichen werden. Dies ist dann der Fall, wenn durch die Auswertung von FANOMOS-Daten oder flugbetriebliche Simulationen festgestellt wird, dass ca. 75 % der Luftfahrzeuge einer Luftfahrzeuggruppe mit einem deutlich anderen Flugprofil als dem (Standard-) Profil dieser Gruppe betrieben werden. In diesem Fall kann die Modellierung des Flugbetriebs basierend auf Luftfahrzeugtypen unter Verwendung der jeweiligen prozeduralen Profile in den Tabellen 3 und 4 der Anlage F bzw. nach ANP-Database erfolgen.

Die Luftfahrzeuggruppen in Tabelle A-1 sind nach „TEXTE 93/2021, Ressortforschungsplan des Bundesministeriums für Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit, BRD, Forschungskennzahl“ 3717 54 101 0“, „Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm“ inklusive Anhänge definiert.

Die Luftfahrzeuggruppen haben die Kennungen **Pc\_Mmmm\_Tt** für Propellerflugzeuge und **Sc\_Mmmm\_Tt\_Nn** für Strahlflugzeuge. Dabei beschreibt

- c die Zulassungsstufe (0,2,3), mmm den Bereich der Höchstabflugmasse,
- t die Triebwerkszahl (2, 3, 4, U) und
- n 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 offenem Bereich von Masse oder BPR (bypass ratio) kennzeichnet.

Tabelle A-1: Definition der Luftfahrzeuggruppen

<b>Luftfahrzeuggruppen</b>	<b>Beschreibung</b>
<b>A_P1.0</b>	Ultraleichtflugzeuge
<b>A_P1.1</b>	Motorsegler
<b>A_P1.2</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (Maximum Take-Off Mass, MTOM) bis 2 t oder Motorsegler beim Segelflugschlepp
<b>A_P1.3</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 2 t
<b>A_P1.4</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 2 bis 5,7 t
<b>P0_MXXX_TU</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t, die nicht den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, Kapitel 4 oder Kapitel 10 entsprechen.
<b>P3_M015_TU</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t bis 15 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, Kapitel 4 oder Kapitel 10 entsprechen.
<b>P3_MXXX_TU</b>	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 15 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, Kapitel 4 oder Kapitel 10 entsprechen.
<b>S0_M100_TU_NU</b>	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 100 t, die nicht den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I entsprechen.
<b>S0_MXXX_TU_NU</b>	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 100 t, die nicht den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I entsprechen.
<b>S2_M100_TU_NU</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) bis 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 oder Kapitel 3 entsprechen und vor 1982 gebaut wurden.
<b>S2_MXXX_TU_NU</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 oder Kapitel 3 entsprechen und vor 1982 gebaut wurden.
<b>S3_M020_TU_NU</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) bis 20 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen.
<b>S3_M050_TU_N7</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 20 t bis 50 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.

Luftfahrzeuggruppen	Beschreibung
<b>S3_M050_TU_NX</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 20 t bis 50 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen.
<b>S3_M070_TU_N7</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 50 t bis 70 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.
<b>S3_M070_TU_NX</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 50 t bis 70 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen.
<b>S3_M100_TU_N2</b>	Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) bis 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis bis 2 verfügen.
<b>S3_M130_T2_N7</b>	Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 70 t bis 130 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen. SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt. SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>S3_M130_T2_NX</b>	Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 70 t bis 130 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen. SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt. SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>S3_M220_T2_N7</b>	Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 130 t bis 220 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen. SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt. SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>S3_M220_T4_N7</b>	Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 130 t bis 220 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.

Luftfahrzeuggruppen	Beschreibung
<b>S3_M320_T2_N7</b>	<p>Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 220 t bis 320 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p> <p>SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>
<b>S3_M320_T3_N7</b>	<p>Dreimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 220 t bis 320 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 70 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p> <p>SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 70 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>
<b>S3_M320_T4_N7</b>	<p>Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 220 t bis 320 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p> <p>SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>
<b>S3_M320_T2_NX</b>	<p>Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 220 t bis 320 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p> <p>SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>
<b>S3_M500_T2_NX</b>	<p>Zweimotorige Strahlflugzeuge mit Höchststartmasse (MTOM) über 320 t bis 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p> <p>SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>
<b>S3_M500_T4_N7</b>	<p>Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 320 t bis 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.</p> <p>SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.</p>

Luftfahrzeuggruppen	Beschreibung
	SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>S3_M500_T4_NX</b>	Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 320 t bis 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen. SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt. SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>S3_MXXX_T4_N7</b>	Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 2 bis 7 verfügen.
<b>S3_MXXX_T4_NX</b>	Strahlflugzeuge mit mindestens vier Motoren und Höchststartmasse (MTOM) über 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3 oder höher entsprechen und über Triebwerke mit Nebenstromverhältnis über 7 verfügen. SA Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse bis 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt. SB Starts mit Luftfahrzeugen dieser Luftfahrzeuggruppe, deren aktuelle Startmasse über 85 % der Höchststartmasse (MTOM) beträgt.
<b>M_P1</b>	militärische Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 5,7 t
<b>M_P2</b>	militärische Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t
<b>M_S1</b>	E-3 AWACS (Airborne Warning and Control System), E-8 Joint Stars, C-135F, KC-135, RC-135
<b>M_S2</b>	F-4 Phantom
<b>M_S3</b>	Tornado
<b>M_S4</b>	F-15, F-16
<b>M_S5</b>	A-10/OA-10 Thunderbolt II
<b>M_S6</b>	Eurofighter
<b>H_1.0</b>	zivile oder militärische Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 1,0 t.
<b>H_1.1</b>	zivile oder militärische Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 1,0 t bis 3,0 t.



Luftfahrzeuggruppen	Beschreibung
H_1.2	zivile oder militärische Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 3,0 t bis 5,0 t.
H_2.1	zivile oder militärische Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,0 t bis 10,0 t.
H_2.2	zivile oder militärische Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 10,0 t.

## A.1.4 Flugstreckenbeschreibung

### A.1.4.1 Erfassungsbereich

In das Datenerfassungssystem sind alle im Ist-Jahr benutzten Flugstrecken einzutragen, und zwar bis zu einem Radius von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt. Bei Sichtflugstrecken kann davon abgewichen werden, wenn sich bis zu dieser Entfernung keine verlässliche Streckenbeschreibung erstellen lässt. In diesem Fall sind die Sichtflugstrecken bis zu einem Radius von mindestens 15 000 m um den Flugplatzbezugspunkt zu beschreiben.

### A.1.4.2 Flugstreckenlänge

Längenangaben werden im Datenerfassungssystem in der Einheit „Meter (m)“ angegeben.

### A.1.4.3 Flugstreckenbezeichnungen

Die Bezeichnungen der Instrumentenflugstrecken können Instrumentenflugkarten **bzw. der Austrian Aeronautical Information Publication AIP (Luftfahrthandbuch Österreich)** entnommen werden. Für Sichtflugstrecken liegen häufig nur Sektorbezeichnungen vor. In diesem Fall ist im Datenerfassungssystem folgender Aufbau zu verwenden:

- Flugstreckenart,
- Bezeichnung des Meldepunkts,
- Start- oder Landerichtung (z. B.: Abflugstrecke, Echo, RWY 26).

Entsprechend ist bei Platzrunden zu verfahren.

Für die Sichtflugstrecken und Platzrundenverfahren ist die Abstimmung mit der örtlichen Flugsicherung falls erforderlich durchzuführen.

#### *A.1.4.4 Koordinatentransformation*

Flugstrecken können in einem Koordinatensystem angegeben werden, dem entweder das Ellipsoid und Datum WGS84 oder das Ellipsoid GRS80 und das Datum ETRS89 zugrunde liegt. Die Flugstrecken liegen üblicherweise in einem geographischen Koordinatensystem (WGS84-System) vor, während die Fluglärmkonturen in einem geodätischen Koordinatensystem (UTM (Universal Transverse Mercator) - System) oder Gauß-Krüger Bessel-MGI dargestellt werden. Es muss daher in der Regel eine Koordinatentransformation der Flugkurse von rechtweisend Nord (True North, TN) auf Gitter-Nord UTM (GN UTM) vorgenommen werden. Dabei müssen zunächst die Richtungen der Start- und Landebahn von TN auf GN UTM umgerechnet werden. Als Ergebnis erhält man die Meridiankonvergenz, d. h. den Winkel zwischen TN und GN.

Für die weiteren Schritte ist zwischen Instrumenten- und Sichtflugstrecken zu unterscheiden. Instrumentenflugstrecken sind durch Funknavigationsanlagen oder -verfahren festgelegte Flugstrecken, auf denen die Luftfahrzeuge nach Instrumentenflugregeln fliegen. Diese Flugstrecken sind in den einschlägigen Publikationen (z. B. „Luftfahrthandbuch Österreich/AIP“) veröffentlicht. Die in den Instrumentenflugkarten angegebenen Flugkurse werden bezogen auf rechtweisend Nord aufbereitet. Diese Kurse sind dann noch, um die Meridiankonvergenz zu korrigieren. Es muss daher bereits bei der Beschreibung der Flugstrecken eine Koordinatentransformation vorgenommen werden.

Anmerkung: Die Kursangaben für die Piloten (siehe AIP) sind bezogen auf magnetisch Nord angegeben. Für die Fluglärmrechnung sind diese Daten bezogen auf geographisch Nord aufzubereiten. Eine Methode ist dabei die Wegpunkte („Waypoints“ der AIP bzw. Flugsicherung) in das erforderliche Koordinatensystem zu transformieren und im Zielsystem die Flugstrecke zu konstruieren.

Hinsichtlich der Sichtflugstrecken gilt folgendes: Sichtflüge werden nach Sichtflugregeln durchgeführt und basieren auf dem Prinzip „sehen und gesehen werden“; d. h. der Luftfahrzeugführer kann sich im gesamten Luftraum frei bewegen, soweit dies nicht durch andere Bestimmungen eingeschränkt ist. Der Luftfahrzeugführer führt seinen Flug nach terrestrischer Navigation durch. Dabei erfolgt der Flug entlang markanter Punkte oder Linien auf der Erde (z. B. Eisenbahnstrecken). Aufgrund der örtlichen Gegebenheiten werden daher von den nach Sichtflugregeln fliegenden Luftfahrzeugführern bestimmte Flugwege verstärkt benutzt. Diese Sichtflugstrecken werden in eine topographische Karte eingetragen und im Datenerfassungssystem beschrieben.

#### *A.1.4.5 Abweichende Flugstrecken (Radarvectoring, Direct Routing)*

In der Praxis kommt es vor, dass Piloten von der Flugsicherung Anweisungen erhalten, die von standardisierten Verfahren abweichen (Radarvectoring, Direct Routings, ...). Diese Flugwege weichen somit von den veröffentlichten Flugstrecken ab.

Die sich aufgrund dieser Verfahren ergebenden Flugstrecken sind als Bereiche inkl. einer exemplarischen Belegung in das Datenerfassungssystem aufzunehmen, sofern sie über das Jahr gesehen routinemäßig vorkommen.

#### *A.1.4.6 Korridorbreiten*

Die Flugstrecken werden im Datenerfassungssystem mit Korridorbreiten beschrieben, die die Abweichung der Luftfahrzeuge von der Flugstrecke angeben. Die Korridorbreiten sollten unter Verwendung eines Flugwegaufzeichnungssystems, z. B. FANOMOS bzw. TOPSONIC, für die einzelnen Flugstrecken festgelegt werden, sofern dieses System am jeweiligen Flugplatz zur Verfügung steht. Andernfalls sind die Korridorbreiten aufgrund der örtlichen flugbetrieblichen Praxis zu schätzen. Sofern eine derartige Schätzung nicht möglich ist, ist eine Korridoraufweitung vom 0,2-fachen der längs der Flugstrecke zurückgelegten Bogenlänge bis auf einen Wert von 3 000 m anzusetzen.

### **A.1.5 Erläuterungen zum Ausfüllen der Datenblätter für Flugplätze**

Die nachstehenden Erläuterungen beziehen sich auf Anlage A4.

#### **Zu Abschnitt 0 „Allgemeines“**

**Nummer 0:** Das „Ist-Jahr“ ist das vorausgegangene, bzw. zur Verfügung stehende Kalenderjahr (Dies kann ein Jahr vor dem vorausgegangenen Kalenderjahr sein). Bei Berechnungen, die nicht der Erstellung strategischer Lärmkarten dienen, kann dies ein bestimmtes Bestandsjahr oder Prognosejahr sein zB. Nullplanfall (Nullszenario) zum Prognosezeitpunkt oder Vorhabensplanfall (Planszenario) zum Prognosezeitpunkt.

#### **Zu Abschnitt 2 „Flugplatzdaten“**

**Nummern 2.1 bis 2.3:** Die Daten sind dem Luftfahrthandbuch Österreich zu entnehmen, sofern keine genaueren Angaben vorliegen.

**Nummer 2.4:** Die Dateneinträge für die Zeilen 1, 3 und 4 sind dem Luftfahrthandbuch Österreich zu entnehmen, sofern keine genaueren Angaben vorliegen.

In Zeile 2 ist anzugeben, ob die Start- und Landebahn bereits vorhanden oder für welches Jahr ihre Inbetriebnahme geplant ist.

In Zeile 3 ist die rechtweisende Richtung der Start- und Landebahn in Dezimalgrad auf 1/1000 Grad genau anzugeben. Die Angaben sind sowohl bezogen auf geographisch Nord (WGS84) als auch bezogen auf Gitter-Nord (UTM-Abbildung, entsprechend der Lage des Flugplatzes in Zone 32 oder 33 (Mittelmeridian  $9^\circ$  oder  $15^\circ$ ), Ellipsoid GRS80, Datum ETRS89) zu machen. Die Angaben im UTM-System sind zentimetergenau im Datenerfassungssystem auszuweisen. Die Angaben können alternativ im System Gauß-Krüger Bessel-MGI (Militär-Geographisches Institut), Bezugsmeridiane M28, M31 und M34 erfolgen (siehe Bundes-LärmV).

In Zeile 7 ist für beide Startrichtungen die Entfernung des Startpunktes vom Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt) anzugeben. Dabei gehört der Wert, der in Zeile 7 vor dem Schrägstrich anzugeben ist, zu der Richtung, die in Zeile 1 vor dem Schrägstrich bezeichnet ist. Entsprechendes gilt für die Zeilen 8 und 9.

Liegt der Startpunkt – vom Bahnanfang in Startrichtung gesehen – hinter dem Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt), so hat der Wert ein negatives Vorzeichen.

Der zu einer Betriebsrichtung gehörende Startpunkt und die zu dieser Betriebsrichtung gehörende Landeschwelle befinden sich jeweils am gleichen Ende der Start- und Landebahn. Sofern eine Bahn über mehrere Startpunkte verfügt (Intersection-Starts), so ist für jeden Startpunkt eine separate Bahn zu definieren.

Für die Bestimmung der Flugplatz- und Bahnbezugspunkte (Pistenbezugspunkte) sind die geographischen Koordinaten auf 1/1000 Winkelsekunde genau anzugeben. Die Angaben im UTM-System sind zentimetergenau im Datenerfassungssystem auszuweisen.

### **Zu Abschnitt 3 „Flugbewegungsangaben“**

Die Daten über den Flugbetrieb umfassen alle Flugbewegungen, die vom Flugplatz ausgehen (Starts) und die zum Flugplatz führen (Landungen) sowie alle Platzrundenflüge am Flugplatz.

Eine Flugbewegung ist ein Start oder eine Landung. Es sind die Flugbewegungen von allen Luftfahrzeugen im Ist-Jahr zu erfassen. Hierfür sind grundsätzlich die in Tabelle 13 der Anlage F aufgeführten Luftfahrzeuggruppen zu verwenden.

Eine Zuordnung der ICAO-ATD (ATD ... aircraft type designator) der, am häufigsten verkehrenden Luftfahrzeuge zu den Luftfahrzeuggruppen findet sich in Tabelle 12 der Anlage F.

Ist ein Luftfahrzeug auch nicht in Tabelle 12 der Anlage F enthalten, weil es keine ICAO-ATD hat oder seine ICAO-ATD nicht in Tabelle 12 der Anlage F aufgeführt ist, wird kann das entsprechende Luftfahrzeug der ANP-Database in der jeweils aktuellen Ausgabe in Ergänzung zu Tabelle 12 verwendet werden.

Die Gesamtanzahl der Flugbewegungen sowie die Anzahl der Tag-, Abend- und Nachtflüge der einzelnen Luftfahrzeuggruppen sind in den Datenblättern anzugeben. Für die genannten Zeitabschnitte gelten folgende Definitionen:

- Tagflüge sind Flugbewegungen mit Luftfahrzeugen in der Zeit von 06.00 bis 19.00 Uhr;
- Abendflüge sind Flugbewegungen mit Luftfahrzeugen in der Zeit von 19.00 bis 22.00 Uhr;
- Nachtflüge sind Flugbewegungen mit Luftfahrzeugen in der Zeit von 22.00 bis 06.00 Uhr.

Im Hinblick auf die Beurteilungszeiten Tag, Abend und Nacht ist bei Abflügen der Zeitpunkt des Starts und bei Anflügen der Zeitpunkt der Landung maßgeblich. Platzrundenflüge werden der Nachtzeit (22.00 bis 06.00 Uhr) zugerechnet, sofern Start oder Landung in dieser Beurteilungszeit stattfinden.

Geht ein Landeanflug nach Bodenberührung unverzüglich in einen Start über (touch and go), so ist dies als eine Landung und ein Start zu zählen. Ebenso ist zu verfahren, falls ein ähnliches Flugmanöver ohne Bodenberührung durchgeführt wird. Gleichzeitig von mehreren militärischen Luftfahrzeugen ausgeführte Flugbewegungen (z. B. Mehrfachstarts) sind wie zeitlich getrennte Flugbewegungen zu zählen, sofern sie nicht als Einsatzflüge iSd § 145 LFG gelten im Rahmen der Erstellung der strategischen Lärmkarten.

## **Zu Abschnitt 4 „Flugbetrieb“**

Für jede Ab- oder Anflugstrecke sowie Platzrunde ist ein gesondertes Datenblatt auszufüllen.

**Nummer 4.1.1.4:** Die Beschreibung erfolgt abschnittsweise. Der Abschnitt Nr. 1 der Abflugstrecke beginnt am Bahnbezugspunkt (Pistenbezugspunkt). Die weiteren Abschnitte beginnen jeweils am Ende des vorhergehenden Abschnitts. Der letzte Abschnitt endet beim Verlassen des Kreises mit einem Radius von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt. Dabei sollte sichergestellt sein, dass die Flugstrecke mindestens 5 000 m über die größte Fluglärmkontur hinaus beschrieben ist.

Ein Abschnitt ist entweder durch eine Gerade (Spalte 2) oder durch einen Kreisbogen (Spalten 3 bis 5) darzustellen. In Spalte 3 ist bei Linkskurven der Buchstabe „L“, bei Rechtskurven der Buchstabe „R“ einzusetzen. Die Spalten 6 und 7 werden zur Berücksichtigung der Verteilung der Flugwege innerhalb eines Korridors verwendet. Die dargestellte Abflugstrecke gilt als Mittellinie des Korridors. Der Radius des Kreisbogens (Spalte 5) muss immer größer sein als die halbe Korridorbreite an den Abschnittsenden (Spalte 6 und 7). Falls dies nicht möglich sein sollte, muss die Strecke in mehrere Teilstrecken aufgeteilt werden, die diese Bedingung erfüllen.

**Nummer 4.2.1.5:** Die Anflugstrecken sind entgegen der Flugrichtung zu beschreiben. Die Erläuterungen zu Nummer 4.1.1.4 gelten entsprechend.

**Nummer 4.3.1.3:** Für jede Startrichtung sind jeweils gesonderte Datenblätter Nummern 4.3.1 und 4.3.2 auszufüllen.

**Nummer 4.3.1.5:** Die Platzrunden sind entgegen der Flugrichtung zu beschreiben. Die Erläuterungen zu Nummer 4.1.1.4 gelten entsprechend.

**Nummer 4.4.1.4:** Die rechtweisende Richtung des Abschnitts Nr. 1 stimmt mit dem Abflugkurs der Hubschrauber überein.

**Nummer 4.4.1.5:** Die Beschreibung erfolgt abschnittsweise. Der Abschnitt Nr. 1 der Abflugstrecke beginnt an der Hubschrauberstart- und -landestelle. Die weiteren Abschnitte beginnen jeweils am Ende des vorhergehenden Abschnitts. Der letzte Abschnitt endet beim Ver-

lassen des Kreises mit einem Radius von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt. Dabei sollte sichergestellt sein, dass die Flugstrecke mindestens 5 000 m über die größte Fluglärmkontur hinaus beschrieben ist.

Ein Abschnitt ist entweder durch eine Gerade (Spalte 2) oder durch einen Kreisbogen (Spalten 3 bis 5) darzustellen. In Spalte 3 ist bei Linkskurven der Buchstabe „L“, bei Rechtskurven der Buchstabe „R“ einzusetzen. Die Spalten 6 und 7 werden zur Berücksichtigung der Verteilung der Flugwege innerhalb eines Korridors verwendet. Die dargestellte Abflugstrecke gilt als Mittellinie des Korridors. Der Radius des Kreisbogens (Spalte 5) muss immer größer sein als die halbe Korridorbreite an den Abschnittsenden (Spalte 6 und 7). Falls dies nicht möglich sein sollte, muss die Strecke in mehrere Teilstrecken aufgeteilt werden, die diese Bedingung erfüllen.

**Nummer 4.5.1.4:** Die Anflugstrecken sind entgegen der Flugrichtung zu beschreiben. Die rechtweisende Richtung des Abschnitts Nr. 1 der Anflugstrecke ist deshalb die entgegengesetzte Richtung des tatsächlichen Landekurses der Hubschrauber.

**Nummer 4.6.1.5:** Die rechtweisende Richtung des Abschnitts Nr. 1 der Platzrunde ist die entgegengesetzte Richtung des tatsächlichen Landekurses der Hubschrauber.

**Nummer 4.6.1.6:** Die Platzrunden sind – beginnend auf der Start- und Landebahn – entgegen der Flugrichtung zu beschreiben. Die Erläuterungen zu Nummer 4.4.1.5 gelten entsprechend.

**Nummer 4.6.1.7:** Es ist die geringste Flughöhe im Horizontalflug anzugeben.

## A.2 Anfertigung des Datenerfassungssystems

Die Datenblätter für Flugplätze sind in folgender Reihenfolge anzuordnen:

- Nummer 1 Allgemeines
- Nummer 2 Flugplatzdaten
- Nummer 3 Flugbewegungsangaben
- Nummer 4 Flugbetrieb

Alle weiteren Datenblätter sind ihrer Nummerierung entsprechend anzuordnen.

## A.3 Qualitätssicherung der Datenerfassung

Bei der Erstellung des Datenerfassungssystems ist darauf zu achten, dass es vollständig und widerspruchsfrei ist. Es sollten insbesondere folgende Punkte berücksichtigt werden:

- Beschreibung aller Flugstrecken mit Korridorbreiten bis zu einem Radius von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt,
- Gewährleistung geschlossener Platzrundegeometrien,
- Vorlage einer Darstellung der Flugstrecken auf einer topographischen Karte im Maßstab 1 : 50 000 oder geeigneten Maßstab.

Zur Prüfung der im Datenerfassungssystem angegebenen Flugbewegungszahlen legt der Flugplatzhalter der zuständigen Behörde eine detaillierte Flugbewegungsstatistik in übersichtlicher Form vor. Die Statistik muss für die Zeitabschnitte Tag, Abend und Nacht mindestens folgende Angaben (absolute und prozentuale Zahlen) enthalten:

- Anteil der Luftfahrzeugklassen bzw. Luftfahrzeugtypen an den Gesamtflugbewegungen,
- Anteil der Luftfahrzeugklassen bzw. Luftfahrzeugtypen an den Flugbewegungen, differenziert nach Abflügen, Anflügen, Platzrunden, Hubschrauberstrecken
- Aufteilung der Flugbewegungen auf die Start- und Landerichtungen.
- Statt UTM-Koordinaten 32/33 (ETRS89) mit Zone 32N/33N, EPSG-Code 25832/25833 können die Koordinaten auch im System Gauß-Krüger Bessel-MGI (M28/M31/M34) EPSG 31251/ 31252/31253 erstellt werden. Der Text im Erfassungsblatt ist diesbezüglich an das verwendete Koordinatensystem anzupassen.
- Die Datenerfassung kann auch in einem digitalen Schnittstellenformat erfolgen, das jedenfalls die in den Erfassungsblättern dargestellten Daten enthalten muss.



## A.4 Datenblätter für Flugplätze

### 1. Allgemeines

1.1 Datum der DES-Erstellung

1.2 Ist-Jahr bei Prognosen das Prognosejahr

## 2. Flugplatzdaten

### 2.1 Flugplatz

Name

ICAO Flugplatzcode

### 2.2 Flugplatzbezugspunkt

Geographische Breite und Länge (WGS84)

N	E
---	---

UTM32/33 (ETRS89)

### 2.3 Flugplatzhöhe über Meeresspiegel (Adria) [m]

### 2.4 Start- und Landebahnen

		I	II	III	IV
1.	Bezeichnung	/	/	/	/
2.	Vorhanden/geplant für Jahr				
3.	<i>rechtweisende Richtung [°]</i>				
	geographisch Nord (WGS84)	/	/	/	/
	Gitter-Nord UTM32/33 (ETRS89)	/	/	/	/
4.	Gesamtlänge [m]				
5.	Koordinaten des Pistenbezugspunktes				
	geographische Koordinaten (WGS84)	N E	N E	N E	N E
	UTM-Koordinaten 32/33 (ETRS89)				
6.	Rechts- und Hochwertdifferenz des	$\Delta R =$	$\Delta R =$	$\Delta R =$	$\Delta R =$

		I	II	III	IV
	Pistenbezugspunktes vom Flugplatzbezugspunkt [m]	$\Delta H =$	$\Delta H =$	$\Delta H =$	$\Delta H =$
7.	Abstand des Startpunktes vom Pistenbezugspunkt [m]	/	/	/	/
8.	Abstand der Landeschwelle vom Pistenbezugspunkt [m]	/	/	/	/
9.	Abstand des Bahnanfangs vom Pistenbezugspunkt [m]	/	/	/	/
10.	Meridiankonvergenz				

### 3. Flugbewegungsangaben

#### 3.1 Gesamtzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen in dem Ist-Jahr/ Prognosejahr

Luftfahrzeuggruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
A_P1.0				
A_P1.1				
A_P1.2				
A_P1.3				
A_P1.4				
P0_MXXX_TU				
P3_M015_TU				
P3_MXXX_TU				
S0_M100_TU_NU				
S0_MXXX_TU_NU				
S2_M100_TU_NU				
S2_MXXX_TU_NU				
S3_M020_TU_NU				
S3_M050_TU_N7				
S3_M050_TU_NX				
S3_M070_TU_N7				
S3_M070_TU_NX				
S3_M100_TU_N2				
S3_M130_T2_N7				
S3_M130_T2_NX				
S3_M220_T2_N7				

Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
S3_M220_T4_N7				
S3_M320_T2_N7				
S3_M320_T2_NX				
S3_M320_T3_N7				
S3_M320_T4_N7				
S3_M500_T2_NX				
S3_M500_T4_N7				
S3_M500_T4_NX				
S3_MXXX_T4_N7				
S3_MXXX_T4_NX				
M_P1				
M_P2				
M_S1				
M_S2				
M_S3				
M_S4				
M_S5				
M_S6				
insgesamt				

### 3.2 Gesamtzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern in dem Ist-Jahr/ Prognosejahr

Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H_1.0				
H_1.1				
H_1.2				
H_2.1				
H_2.2				
insgesamt				

## 4. Flugbetrieb

### 4.1 Abflugstrecken mit Flugzeugen

#### 4.1.1 Streckenbeschreibung

4.1.1.1 Bezeichnung

4.1.1.2 Start- und Landebahn

4.1.1.3 Startrichtung

4.1.1.4 Beschreibung der Abflugstrecke (in Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang	Ende des Abschnitts [m]

#### 4.1.2 Flugbewegungsangaben

4.1.2.1 Bezeichnung

4.1.2.2 Start- und Landebahn

4.1.2.3 Startrichtung

#### 4.1.2.4 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeuggruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
A_P1.0				
A_P1.1				
A_P1.2				
A_P1.3				
A_P1.4				
P0_MXXX_TU				
P3_M015_TU				
P3_MXXX_TU				
S0_M100_TU_NU				
S0_MXXX_TU_NU				
S2_M100_TU_NU				
S2_MXXX_TU_NU				
S3_M020_TU_NU				
S3_M050_TU_N7				
S3_M050_TU_NX				
S3_M070_TU_N7				
S3_M070_TU_NX				



Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
S3_M100_TU_N2				
S3_M130_T2_N7				
S3_M130_T2_NX				
S3_M220_T2_N7				
S3_M220_T4_N7				
S3_M320_T2_N7				
S3_M320_T2_NX				
S3_M320_T3_N7				
S3_M320_T4_N7				
S3_M500_T2_NX				
S3_M500_T4_N7				
S3_M500_T4_NX				
S3_MXXX_T4_N7				
S3_MXXX_T4_NX				
M_P1				
M_P2				
M_S1				
M_S2				
M_S3				
M_S4				
M_S5				
M_S6				
insgesamt				

## 4.2 Anflugstrecken mit Flugzeugen

### 4.2.1 Streckenbeschreibung

4.2.1.1 Bezeichnung

4.2.1.2 Start- und Landebahn

4.2.1.3 Landerichtung

4.2.1.4 Beschreibung der Anflugstrecke (entgegen der Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang des Abschnitts [m]	Ende [m]

#### 4.2.2 Flugbewegungsangaben

4.2.2.1 Bezeichnung

4.2.2.2 Start- und Landebahn

4.2.2.3 Landerichtung

4.2.2.4 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeuggruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
A_P1.0				
A_P1.1				
A_P1.2				
A_P1.3				
A_P1.4				
P0_MXXX_TU				
P3_M015_TU				
P3_MXXX_TU				
S0_M100_TU_NU				
S0_MXXX_TU_NU				
S2_M100_TU_NU				
S2_MXXX_TU_NU				
S3_M020_TU_NU				
S3_M050_TU_N7				
S3_M050_TU_NX				
S3_M070_TU_N7				

S3_M070_TU_NX				
S3_M130_T2_N7				
S3_M130_T2_NX				
S3_M220_T2_N7				
S3_M220_T4_N7				
S3_M320_T2_N7				
S3_M320_T2_NX				
S3_M320_T3_N7				
S3_M320_T4_N7				
S3_M500_T2_NX				
S3_M500_T4_N7				
S3_M500_T4_NX				
S3_MXXX_T4_N7				
S3_MXXX_T4_NX				
M_P1				
M_P2				
M_S1				
M_S2				
M_S3				
M_S4				
M_S5				
M_S6				
insgesamt				

4.3 Platzrunden mit Flugzeugen

4.3.1 Streckenbeschreibung

4.3.1.1 Bezeichnung

4.3.1.2 Start- und Landebahn

4.3.1.3 Landerichtung

4.3.1.4 Beschreibung der Platzrunden (entgegen der Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang des Abschnitts [m]	Ende des Abschnitts [m]

4.3.1.5 Flughöhe über Platz im Gegenanflug [m]

### 4.3.2 Flugbewegungsangaben

#### 4.3.2.1 Bezeichnung

#### 4.3.2.2 Start- und Landebahn

#### 4.3.2.3 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeuggruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
A_P1.0				
A_P1.1				
A_P1.2				
A_P1.3				
A_P1.4				
P0_MXXX_TU				
P3_M015_TU				
P3_MXXX_TU				
S0_M100_TU_NU				
S0_MXXX_TU_NU				
S2_M100_TU_NU				
S2_MXXX_TU_NU				
S3_M020_TU_NU				
S3_M050_TU_N7				
S3_M050_TU_NX				
S3_M070_TU_N7				
S3_M070_TU_NX				
S3_M100_TU_N2 S3_M130_T2_N7				
S3_M130_T2_NX				

S3_M220_T2_N7				
S3_M220_T4_N7				
S3_M320_T2_N7				
S3_M320_T2_NX				
S3_M320_T3_N7				
S3_M320_T4_N7				
S3_M500_T2_NX				
S3_M500_T4_N7				
S3_M500_T4_NX				
S3_MXXX_T4_N7				
S3_MXXX_T4_NX				
M_P1				
M_P2				
M_S1				
M_S2				
M_S3				
M_S4				
M_S5				
M_S6				
insgesamt				

#### 4.4 Abflugstrecken mit Hubschraubern

##### 4.4.1 Streckenbeschreibung

4.4.1.1 Bezeichnung

4.4.1.2 Koordinaten der Hubschrauberstart- und -landestelle (UTM32/33 (ETRS89)):



4.4.1.3 Rechtweisende Richtung des Abschnitts

Nr. 1 der Abflugstrecke [°]

4.4.1.4 Beschreibung der Abflugstrecke (in Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang	Ende des Abschnitts [m]



#### 4.4.2 Flugbewegungsangaben

##### 4.4.2.1 Bezeichnung

##### 4.4.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H_1.0				
H_1.1				
H_1.2				
H_2.1				
H_2.2				
Insgesamt				

4.5 Anflugstrecken mit Hubschraubern

4.5.1 Streckenbeschreibung

4.5.1.1 Bezeichnung

4.5.1.2 Koordinaten der Hubschrauberstart- und -landestelle (UTM32/33 (ETRS89)):



4.5.1.3 Rechtweisende Richtung des Abschnitts  
Nr. 1 der Anflugstrecke [°]

4.5.1.4 Beschreibung der Anflugstrecke (in Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang	Ende des Abschnitts [m]

## 4.5.2 Flugbewegungsangaben

### 4.5.2.1 Bezeichnung

### 4.5.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H_1.0				
H_1.1				
H_1.2				
H_2.1				
H_2.2				
Insgesamt				

4.6 Platzrunden mit Hubschraubern

4.6.1 Streckenbeschreibung

4.6.1.1 Bezeichnung

4.6.1.2 Koordinaten der Hubschrauberstart- und -landestelle (UTM32/33 (ETRS89)):



4.6.1.3 Rechtweisende Richtung des Abschnitts  
Nr. 1 der Anflugstrecke [°]

4.6.1.4 Beschreibung der Platzrunde (entgegen der Flugrichtung)

1	2	3	4	5	6	7
Abschnitt Nr.	Gerade	Kurve			Korridorbreite am	
	Länge [m]	L/R	Kurs- änderung [°]	Radius [m]	Anfang	Ende des Abschnitts [m]

4.6.1.5 Flughöhe über Platz [m]

## 4.6.2 Flugbewegungsangaben

### 4.6.2.1 Bezeichnung

### 4.6.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist/ Prognosejahr			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 19.00 Uhr)	Abend (19.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H_1.0				
H_1.1				
H_1.2				
H_2.1				
H_2.2				
Insgesamt				

# B. Anlage Flugleistungsberechnung

Die in dieser Anlage B verwendeten Bezeichnungen und Symbole entsprechen dem herkömmlichen Sprachgebrauch im Bereich der Flugleistungsberechnung. Im Haupttext angegebene Größen haben hier die gleichen Symbole; einige wenige Größen werden abweichend verwendet und sind mit einem Sternchen (\*) versehen. Gelegentlich stehen US-Einheiten und SI-Einheiten nebeneinander; dies geschieht im Interesse der Konventionen, die den Anwendern verschiedener Disziplinen geläufig sind.

## B.1 Begriffe und Symbole

### B.1.1 Begriffe

**Break-Point:** „Knickpunkt“, siehe Flat-Rating

**Berichtigte Fluggeschwindigkeit (CAS):** Auch als kalibrierte Fluggeschwindigkeit bezeichnet. Die Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs bezogen auf die umgebende Luft entsprechend der Anzeige eines kalibrierten Bordinstruments. Die Eigengeschwindigkeit (wahre Fluggeschwindigkeit) ist normalerweise höher und kann bei bekannter Luftdichte anhand der korrigiert angezeigten Fluggeschwindigkeit berechnet werden.

**Korrigierter Nettoschub:** Der Nettoschub ist die Antriebskraft, die ein Triebwerk auf die Luftfahrzeugzelle ausübt. Bei einer gegebenen Einstellung der Leistung (EPR „Engine Pressure Ratio“ oder  $N_1$ ) nimmt diese Kraft bei wachsender Höhe mit der Luftdichte ab; der korrigierte Nettoschub ist der Schub auf Höhe des Meeresspiegels.

**Flat-Rating:** Bei bestimmten hohen Baugruppentemperaturen kommt es mit ansteigender Umgebungslufttemperatur zu einem Abfall des Triebwerksschubs – und umgekehrt. Das bedeutet, es besteht eine kritische Lufttemperatur, bei deren Überschreiten der *Nennschub* nicht mehr erreicht werden kann. Bei modernen Triebwerken wird dies als „Flat-Rated Temperature“ bezeichnet, da bei niedrigeren Lufttemperaturen der Schub im Interesse einer maximalen Nutzungsdauer automatisch auf Nennschub begrenzt wird. Der Schub fällt bei Temperaturen oberhalb dieser Grenztemperatur ohnehin ab. Diese Leistungsgrenze wird oft auch als „*Break-Point*“ oder „*Break-Temperatur*“ bezeichnet.

**Geschwindigkeit:** Betrag des Geschwindigkeitsvektors bezogen auf das Flugplatzkoordinatensystem.

**Nennschub:** Die Nutzungsdauer eines Luftfahrzeugtriebwerks hängt stark von den Betriebstemperaturen seiner Komponenten ab. Je höher die erzeugte Leistung bzw. der erzeugte Schub, desto höher die Temperaturen und desto kürzer die Lebensdauer. Um die Anforderungen an Leistung und Lebensdauer gleichermaßen zu berücksichtigen, haben leistungsangepasste („flat-rated“) Triebwerke spezielle *Nennwerte* (Schub-Ratings) für Abheben, Steigflug und Reiseflug, mit denen maximal zulässige Leistungswerte für den Normalbetrieb festgelegt sind.

**Schubeinstellungsparameter:** Der Luftfahrzeugführer kann keinen speziellen Triebwerkschub anwählen, sondern wählt stattdessen eine geeignete Einstellung für diesen Parameter, der im Cockpit angezeigt wird, üblicherweise das Triebwerksdruckverhältnis (EPR) oder die Drehzahl ( $N_1$ ) des Niederdruckverdichters oder Fans.

### B.1.2 Symbole

Kenngrößen sind dimensionslos, soweit nicht anders angegeben. Die Indizes 1 und 2 bezeichnen die am Anfang bzw. Ende eines Segments vorliegenden Bedingungen. Überstriche bezeichnen Segmentmittelwerte, d. h. den Durchschnitt von Start- und Endwerten.

Tabelle B-1: Formelzeichen, Einheiten und Bedeutung

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$a$	ft/s <sup>2</sup>	Mittlere Beschleunigung
$a_{\max}$	ft/s <sup>2</sup>	Maximal verfügbare Beschleunigung
$A, B, C, D$	kt/Vlb	Klappenbeiwerte
$B_8$	ft/lbf	Beiwert mit Eignung für eine spezielle Kombination von Luftfahrzeug/Klappenstellung für die ISA-Referenzbedingungen unter Einbeziehung von Gegenwind mit 8 kt
$E, F, G_A, G_B, H$	lb·s/ft, lb/ft, lb/ft <sup>2</sup> , lb/°C	Triebwerksschubbeiwerte
$F_n$	lbf	Nettoschub je Triebwerk

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$F_n/\delta$	lbf	Korrigierter Nettoschub je Triebwerk
$(F_n/\delta)_{high}$	lbf	korrigierter Nettoschub für hohe Temperaturen
$G$	–	Steiggradient
$G'$	–	Steiggradient bei Triebwerksausfall
$G_R$	–	Mittlerer Start-/Landepistengradient, positiv bei Steigung
$g$	ft/s <sup>2</sup>	Erdbeschleunigung
$h$	ft	Druckhöhe
ISA	–	Internationale Standardatmosphäre
$N^*$	–	Anzahl der Schub erzeugenden Triebwerke
$N_1$	%	Drehzahl der Welle von Niederdruckverdichter, Fan und Niederdruckturbine des Triebwerks
$\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$	%	korrigierte $N_1$ -Drehzahl
$k$	ft/(s·kt)	Konstante zur Konvertierung von Knoten in ft/s = 1,688 ft/(s·kt)
$K$	–	geschwindigkeitsabhängige Konstante, ist 1,01 bei $V_C \leq 200$ kt, sonst 0,95
$K_3, K_4$	–	Konstanten, abgeleitet aus Triebwerksdaten, die die $N_1$ -Drehzahl umfassen.
$P_p$	hp	Nettoantriebskraft für die gegebene Flugbedingung, z. B. maximale Startleistung oder maximale Steigleistung
$r$	ft	Kurvenradius
$R$	–	Gleitzahl $C_D/C_L$
$ROC$	ft/min	Segment-Steigrate
$s$	ft	Zurückgelegter Weg entlang der Flugstrecke
$S_{TO8}$	ft	Startstrecke bei Gegenwind von 8 kt
$S_{TOG}$	ft	Nach $w$ und $G_R$ korrigierte Startstrecke



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
$s_{TOW}$	ft	Startstrecke bei Gegenwind $w$
$T$	°C	Lufttemperatur
$T_B$	°C	Break-Point-Temperatur
$V$	kt	Geschwindigkeit über Grund
$V_C$	kt	Berichtigte Fluggeschwindigkeit
$V_T$	kt	Wahre Fluggeschwindigkeit
$W$	lb	Luftfahrzeugmasse
$w$	kt	Gegenwindgeschwindigkeit
$\Delta s$	ft	Auf die Flugstrecke projizierte Segmentlänge bei Windstille
$\Delta s_w$	ft	Gegenwindberichtigte bodenprojizierte Segmentlänge
$\delta$	–	$\delta = p/p_0$ , Verhältnis Außenluftdruck am Luftfahrzeug zum Normalluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25$ hPa (bzw. 1 013,25 mb)
$\delta_2$	–	Druckverhältnis in Höhe $h_2$
$\varepsilon$	Radiant	Querneigungswinkel
$\gamma$	Radiant	Steigwinkel/Sinkwinkel
$\eta$	–	Propellerwirkungsgrad
$\theta$	–	$\theta = (T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$ , Verhältnis Lufttemperatur in der Höhe zur Standardlufttemperatur auf Meereshöhe: $T_0 = 15,0$ °C
$\sigma^*$	–	$\sigma = \rho/\rho_0$ , Verhältnis Luftdichte in der Höhe zu Meereshöhe-Wert (Adria) (auch $\sigma = \delta/\theta$ )

## B.2 Einführung

### B.2.1 Flugbahnsynthese

In Anlage B.2.1 Flugbahnsynthese werden Empfehlungen für Verfahren zur Berechnung des Flugprofils eines Luftfahrzeugs anhand spezifischer aerodynamischer und triebwerksbezogener Parameter, der Luftfahrzeugmasse, der atmosphärischen Bedingungen, der Flugstrecke und des Betriebsverfahrens (Luftfahrzeugkonfiguration, Leistungseinstellung, Vorwärtsgeschwindigkeit, Vertikalgeschwindigkeit usw.) gegeben. Das Betriebsverfahren wird als Satz von *Verfahrensschritten* beschrieben, mit denen vorgeschrieben wird, wie das Profil zu fliegen ist.

Das Flugprofil für Start oder Anflug wird von einer Reihe geradliniger Segmente dargestellt, deren Endpunkte als *Profilpunkte* bezeichnet werden. Die Berechnung des Flugprofils erfolgt mit aerodynamischen und schubkraftbezogenen Gleichungen, die zahlreiche Koeffizienten und Konstanten enthalten, die für die spezielle Kombination von Luftfahrzeugzelle und Triebwerk bekannt sein müssen. Dieser Berechnungsprozess wird im Text als *Synthese* der Flugbahn bezeichnet.

Neben den Leistungsparametern des Luftfahrzeugs, die aus Anlage 5 bezogen werden können, sind für diese Gleichungen folgende Angaben erforderlich:

1. Luftfahrzeug-Bruttomasse,
2. Anzahl der Triebwerke,
3. Lufttemperatur,
4. Höhe der Start-/Landepiste über Adria und
5. Verfahrensschritte (ausgedrückt als Leistungseinstellungen, Klappenstellung, Fluggeschwindigkeit und – während der Beschleunigung – durchschnittliche Steig-/Sinkgeschwindigkeit) für jedes Segment während Start und Anflug. Jedes Segment wird dann eingeordnet als
  - Startrollstecke,
  - Abheben oder Landen,
  - Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit,
  - Leistungsdrosselung,
  - Steigen mit Beschleunigung mit oder ohne Klappeneinziehen,
  - Sinken mit oder ohne Abbremsung und/oder Klappenanstellung, oder
  - Endanflug.

Das Flugprofil wird Schritt für Schritt aufgebaut, wobei die Anfangsparameter eines jeden Segments identisch mit den Endparametern des vorhergehenden Segments sind.

Die aerodynamischen Leistungsparameter in der Anlage F sollen die tatsächliche Flugbahn eines Luftfahrzeugs für die angegebenen Referenzbedingungen mit ausreichender Genauigkeit darstellen (siehe Kapitel 2.6 im Haupttext). Die Eignung der aerodynamischen Parameter und Triebwerksbeiwerte für Lufttemperaturen bis 43 °C, Flugplatzhöhen bis 4 000 ft und über einen in der Anlage angegebenen Luftfahrzeugmassenbereich ist nachgewiesen. Die Gleichungen gestatten demnach die Berechnung von Flugbahnen für andere Bedingungen – d. h. Luftfahrzeugmasse, Windgeschwindigkeit, Lufttemperatur und Flughöhe (Luftdruck) außerhalb des Referenzbereichs – in der Regel mit ausreichender Genauigkeit für die Berechnung der Fluglärmkonturen in der Umgebung eines Flugplatzes.

Anlage B.5 Kurvenflugeffekte erläutert, wie die Kurvenflugeffekte beim Steigflug berücksichtigt werden. Damit lässt sich die Querneigung bei der Berechnung der seitlichen Richtwirkungseffekte (Effekte der Triebwerksanbringung) einbeziehen. Beim Kurvenflug werden abhängig von Kurvenradius und Fluggeschwindigkeit in der Regel auch die Steiggradienten reduziert. Die Kurvenflugeffekte im Landeanflug sind komplexer und werden nicht modelliert. Das ist jedoch bezüglich der Fluglärmkonturen vernachlässigbar.

In den Anlagen B.6 Startrollstrecke bis B.10 Zusätzliche Steig- und Beschleunigungssegmente nach Einfahren der Klappen wird die Methodik für die Erstellung von Abflugprofilen anhand von Beiwerten und Verfahrensschritten in Anlage F beschrieben.

Die Anlagen B.11 Sinkflug und Verzögerung und B.12 Landeanflug haben die verwendete Methodik für die Erstellung von Anflugprofilen anhand von Beiwerten und Verfahrensschritten in Anlage F zum Gegenstand.

Für die Berechnung des Nettoschubs von Strahltriebwerken bzw. Propellerantrieben sind separate Gleichungssätze vorgesehen. Sofern nicht anders angemerkt, gelten die Gleichungen für die aerodynamische Leistung eines Luftfahrzeugs für strahl- und propellergetriebene Luftfahrzeuge gleichermaßen.

Mathematische Symbole sind unter B.1.2 Symbole definiert. In allen Gleichungen müssen die Einheiten der Beiwerte, Koeffizienten und Konstanten mit den Einheiten der entsprechenden Parameter und Variablen übereinstimmen. Um Übereinstimmung mit der Anlage F

zu gewährleisten, wird in dieser Anlage B den im Bereich der Flugleistungsrechnung üblichen Konventionen gefolgt: Angabe der Strecken und Höhen in Fuß (ft), Geschwindigkeit in Knoten (kn), Masse in Pound (lb), Kraft in Pound-force (korrigierter Nettoschub für hohe Temperaturen) und so weiter – auch wenn bestimmte Maße (z. B. für die Atmosphäre) in SI-Einheiten ausgedrückt werden. Werden bei der Modellierung abweichende Einheiten verwendet, sollte sehr sorgfältig darauf geachtet werden, dass bei Übernahme der Gleichungen entsprechende Umrechnungsfaktoren zur Anwendung kommen.

### B.2.2 Flugbahnanalyse

In manchen Fluglärmrechnungsprogrammen werden die Flugbahninformationen nicht als Verfahrensschritte dargestellt, sondern als Positions- und Zeitkoordinaten, die gewöhnlich über die Analyse von Radardaten ermittelt werden. In diesem Fall werden die hier vorgestellten Gleichungen „umgekehrt“ verwendet, d. h. die Schubparameter der Triebwerke werden aus der Bewegung des Luftfahrzeugs abgeleitet und nicht umgekehrt. Nachdem die Flugbahndaten gemittelt und auf Segmentform reduziert worden sind und jedes Segment nach Steigen oder Sinken, Beschleunigen oder Abbremsen sowie Schub- und Klappenveränderungen eingeordnet ist, handelt es sich im Allgemeinen um einen sequentiellen Vorgang, anders als bei der Synthese, wo oftmals iterative Prozesse ablaufen.

## B.3 Triebwerksschub

Die von jedem Triebwerk erzeugte Antriebskraft ist eine der fünf Größen, die am Ende jedes einzelnen Flugbahnsegments festzulegen ist (neben Flughöhe über Grund, Geschwindigkeit, Leistungseinstellung und Querneigung). Der Nettoschub stellt diejenige Komponente des Bruttoschubs eines Triebwerks dar, die für den Antrieb zur Verfügung steht. Bei aerodynamischen und akustischen Berechnungen ist der Nettoschub auf Normalluftdruck auf Meereshöhe bezogen. Dies wird als *korrigierter Nettoschub*  $F_n/\delta$  bezeichnet.

Das ist entweder der Nettoschub, der verfügbar ist, wenn mit einem vorgegebenen Schub-Rating gearbeitet wird, oder der Nettoschub, der sich ergibt, wenn der *Schubeinstellungsparameter* auf einen bestimmten Wert gesetzt wird. Für ein Turbojet- oder Turbofantriebwerk, das mit einem spezifischen Schub-Rating arbeitet, ergibt sich der korrigierte Nettoschub aus der Gleichung

$$F_n/\delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T , \quad (\text{B-1})$$

wobei Folgendes gilt:

$F_n$	Nettoschub je Triebwerk in lbf,
$\delta$	Verhältnis von Außenluftdruck am Luftfahrzeug zum Normalluftdruck auf Meereshöhe, d. h. zu 1013,25 hPa (oder 1 013,25 mb),
$F_n/\delta$	korrigierter Nettoschub je Triebwerk in lbf,
$V_C$	berichtigte Fluggeschwindigkeit in kt,
$T$	Außenlufttemperatur, die das Luftfahrzeug umgibt in °C und
$E, F, G_A, G_B, H$	Schubkonstanten oder Schubbeiwerte für Temperaturen unterhalb $(E, F, G_A, G_B, H)_{low}$ oder oberhalb $(E, F, G_A, G_B, H)_{high}$ der Flat-Rating-Temperatur des Triebwerks bei verwendetem Schub-Rating (am aktuellen Segment der Flugbahn für Start/Steigflug bzw. Anflug) in lb·s/ft , lb/ft , lb/ft <sup>2</sup> , lb/°C ; Werte können aus Anlage F entnommen werden.

In Anlage F werden auch Daten bereitgestellt, die die Berechnung des Schubs in Abhängigkeit von einem Schubeinstellungsparameter ermöglichen. Dies wird von einigen Herstellern als Triebwerksdruckverhältnis *EPR (Engine Pressure Ratio)*, von anderen als „Low-Pressure Rotor Speed“ oder Drehzahl  $N_1$  bezeichnet. Wenn der Parameter das Druckverhältnis *EPR* ist, wird Gleichung (B-1) ersetzt durch

$$F_n/\delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_1 \cdot EPR + K_2 \cdot EPR^2 , \quad (B-2)$$

wobei  $K_1$  und  $K_2$  Koeffizienten aus der Anlage F, die den korrigierten Nettoschub und das Triebwerksdruckverhältnis im Bereich des für die vorgegebene Machzahl des Luftfahrzeugs interessierenden Triebwerksdruckverhältnisses verknüpfen.

Wenn die  $N_1$ -Drehzahl als Schubeinstellungsparameter verwendet wird, sieht die verallgemeinerte Schubgleichung wie folgt aus:

$$F_n/\delta = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_3 \frac{N_1}{\sqrt{\theta}} + K_4 \left( \frac{N_1}{\sqrt{\theta}} \right)^2 , \quad (B-3)$$

wobei Folgendes gilt:

- $N_1$  Drehzahl der Welle von Niederdruckverdichter, Fan und Niederdruckturbine des Triebwerks in %,  
 $\theta$  Verhältnis der absoluten Gesamttemperatur am Triebwerkseinlass zur absoluten Standardlufttemperatur auf Meereshöhe,  
 $\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$  korrigierte  $N_1$ -Drehzahl in %,  
 $K_3, K_4$  Konstanten, abgeleitet aus Triebwerksdaten, die die  $N_1$ -Drehzahl umfassen.

Nicht jeder Term in den Gleichungen (B-1), (B-2) und (B-3) ist in jedem Falle erheblich. So kann sich beispielsweise für Flat-Rated-Triebwerke der Temperatur-Term erübrigen, wenn die Lufttemperatur unterhalb des Break-Points (typischerweise 30 °C) liegt. Bei Triebwerken ohne Flat-Rating ist bei der Schubbemessung die Umgebungstemperatur zu berücksichtigen. Oberhalb der Flat-Rating-Temperatur des Triebwerks müssen für die Bestimmung des verfügbaren Schubs andere Koeffizienten ( $E, F, G_A, G_B$  und  $H$ )<sub>high</sub> verwendet werden. Die normale Vorgehensweise wäre dann, dass  $F_n/\delta$  mit Hilfe sowohl unterer als auch oberer Temperaturbeiwerte berechnet wird und der höhere Schubwert für Temperaturen *unter* der Flat-Rating-Temperatur und der kleinere berechnete Schubwert für Temperaturen *über* der Flat-Rating-Temperatur benutzt wird.

Soweit nur Schubbeiwerte für den unteren Temperaturbereich vorliegen, kann das folgende Verhältnis verwendet werden:

$$(F_n/\delta)_{\text{high}} = F \cdot V_C + (E + H \cdot T_B) \cdot \frac{1-0,006 \cdot T}{1-0,006 \cdot T_B}, \quad (\text{B-4})$$

wobei Folgendes gilt:

- $(F_n/\delta)_{\text{high}}$  korrigierter Nettoschub für hohe Temperaturen in lbf,  
 $T_B$  Break-Point-Temperatur (falls kein definitiver Wert vorhanden, ist ein Standardwert von 30 °C anzusetzen).

Anlage F enthält Werte für die Konstanten und Koeffizienten (Beiwerte) der Gleichungen (B-1) bis (B-4).

Für propellergetriebene Luftfahrzeuge sollte der korrigierte Nettoschub des jeweiligen Triebwerks aus Diagrammen abgelesen oder mit folgender Gleichung berechnet werden:

$$F_n/\delta = (326 \cdot \eta \cdot \frac{P_p}{V_T})/\delta, \quad (\text{B-5})$$

wobei Folgendes gilt:

- $\eta$  Propellerwirkungsgrad einer gegebenen Art der Propelleranbringung und in Abhängigkeit von Propellerdrehzahl und Fluggeschwindigkeit des Luftfahrzeugs,
- $V_T$  wahre Fluggeschwindigkeit in kt,
- $P_p$  Nettoantriebskraft für die gegebene Flugbedingung, z. B. maximale Startleistung oder maximale Steigleistung in hp.

Die Parameter in Gleichung (B-5) werden in der Anlage F für die Einstellungen des maximalen Startschubs und des maximalen Steigschubs bereitgestellt.

Die wahre Fluggeschwindigkeit  $V_T$  wird anhand der berichtigten Fluggeschwindigkeit  $V_C$  nachfolgender Beziehung schätzungsweise ermittelt:

$$V_T = \frac{V_C}{\sqrt{\sigma}}, \quad (\text{B-6})$$

wobei  $\sigma$  das Verhältnis der Luftdichte am Luftfahrzeug zum Wert auf Höhe über Adria ist.

### **B.3.1 Hinweise zum Arbeiten mit vermindertem Startschub**

Es kommt nicht selten vor, dass die Startmasse eines Luftfahrzeugs geringer ist als die zulässige Startmasse und/oder die verfügbare Startpistenlänge (Startbahnlänge) die für den maximalen Startschub erforderliche Mindestlänge überschreitet. In solchen Fällen hat es sich in der Praxis durchgesetzt, dass der Triebwerksschub im Interesse einer längeren Lebensdauer der Triebwerke und teilweise auch aus Lärmschutzgründen auf Werte unter Maximum reduziert wird. Der Triebwerksschub kann nur soweit herabgesetzt werden, wie dies die Sicherheit nicht gefährdet. Das von Luftverkehrsgesellschaften (Airlines) verwendete Berechnungsverfahren zur Bestimmung des Schubreduzierungs Betrags ist dementsprechend reguliert: das Verfahren ist komplex und berücksichtigt zahlreiche Faktoren wie Startmasse, Außenlufttemperatur, gemeldete Startpiste, Startpistenhöhe und Kriterien der Hindernisfreiheit. Deshalb variiert die Schubreduzierung von Flug zu Flug.

Da die Auswirkungen auf die Fluglärmkonturen im Startbereich erheblich sein können, sollten die Schubreduzierungen bei der Modellierung angemessen berücksichtigt werden. Die

Luftverkehrsunternehmen sind zur Mitwirkung bei der Ermittlung der dafür erforderlichen Daten verpflichtet.

Eine direkte Übernahme der betriebstechnischen Berechnungen in die Lärmmodellierung ist unpraktisch und wäre angesichts der üblichen Vereinfachungen und Näherungen, die zur Berechnung langfristiger durchschnittlicher Schallpegel vorgenommen werden, auch nicht zweckdienlich. Die folgenden Hinweise bieten eine praktikable Alternative.

Wie die Analyse der Daten von Flugdatenschreibern gezeigt hat, ist der Grad der Schubreduzierung stark an das Verhältnis der tatsächlichen Startmasse zur zulässigen Startmasse (MATOM) geknüpft, bis hin zu einem festen unteren Grenzwert<sup>16</sup>; d. h.

$$F_n/\delta = (F_n/\delta)_{\max} \frac{W}{W_{\text{MATOM}}}, \quad (\text{B-7})$$

wobei Folgendes gilt:

$(F_n/\delta)_{\max}$	maximaler Nennschub,
$W$	tatsächliche Bruttostartmasse und
$W_{\text{MATOM}}$	zulässige Startmasse.

Die zulässige Startmasse ist die Startmasse, die unter Einhaltung der Startstreckenlänge sowie Triebwerksausfall- und Hindernisanforderungen gefahrlos eingesetzt werden kann. Sie ist abhängig von verfügbarer Startpistenlänge, Flugplatzhöhe, Temperatur, Gegenwind und Klappenstellung. Diese Informationen können bei den Luftverkehrsgesellschaften (Airlines) eingeholt werden und dürften einfacher erhältlich sein als Angaben über tatsächliche Schubreduzierungen. Die zulässige Startmasse kann alternativ dazu mit Daten aus Flughandbüchern berechnet werden.

### B.3.2 Reduzierter Steigschub

Wenn Luftverkehrsgesellschaften mit reduziertem Startschub arbeiten, setzen sie oft, den Steigschub im Verhältnis zum Maximum herunter<sup>17</sup>. Damit wird Situationen vorgebeugt, in denen am Ende des mit Startschub vorgenommenen Anfangssteigflugs die Leistung erhöht

---

<sup>16</sup> Luftfahrtbehörden legen in der Regel eine untere Schubgrenze fest, oftmals 25 % unter dem Höchstwert.

<sup>17</sup> Reduzierte Schubwerte nach Anfangssteigflug mit Startleistung.



werden muss, statt, dass sie zurückgenommen wird. Hier lässt sich jedoch eine gemeinsame Basis schwieriger formulieren. Einige Luftverkehrsgesellschaften verwenden unterhalb des maximalen Steigschubs feste Stufen, die manchmal als Steigstufe 1 und Steigstufe 2 bezeichnet werden und den Steigschub typischerweise um 10 % bzw. 20 % gegenüber dem Maximum reduzieren. Es wird empfohlen, bei Verwendung eines reduzierten Startschubs auch die Steigschubwerte um 10 % zu reduzieren.

## **B.4 Vertikalprofile von Lufttemperatur, Luftdruck, Luftdichte und Windgeschwindigkeit**

Im Rahmen dieses Dokuments wird davon ausgegangen, dass die höhenabhängigen Temperatur-, Druck- und Dichteschwankungen entsprechend der internationalen Standardatmosphäre auf die Höhe über Adria (Normalnull) bezogen sind. Die nachstehend beschriebenen Methoden sind für Flugplatzhöhen bis zu 4 000 ft über Meereshöhe und für Lufttemperaturen bis zu 43 °C (109 °F) bestätigt.

Im Folgenden angegebene Flugleistungsgleichungen beruhen auf der allgemeinen Annahme, dass das Luftfahrzeug jederzeit direkt in einen (Standard-)Gegenwind von 8 kt hineinsteuert – unabhängig vom Kompasskurs. Es werden Methoden zur Anpassung der Ergebnisse an andere Gegenwindgeschwindigkeiten angeboten.

## **B.5 Kurvenflugeffekte**

In den restlichen Abschnitten dieser Anlage werden die methodischen Ansätze zur Berechnung der erforderlichen Eigenschaften der Segmente beschrieben, die die Profilpunkte  $s$ ,  $z$  verbinden und die zweidimensionale Flugbahn in der vertikalen Ebene über der Flugstrecke definieren. Die Reihenfolge der Segmente folgt der Bewegungsrichtung. Am Ende eines jeden Segments (bzw. am Anfang der Rollbewegung im Falle des ersten Segments einer Abflugsequenz), wo die Betriebsparameter und der nächste Verfahrensschritt festgelegt werden, müssen Steigwinkel und zurückgelegte Strecke bis zu dem Punkt, an dem die erforderliche Höhe und/oder Geschwindigkeit erreicht wird, berechnet werden.

Bei gerader Flugstrecke wird hierzu ein einzelnes Profilsegment verwendet, dessen Geometrie dann direkt (teilweise aber auch mit iterativem Anteil) bestimmt werden kann. Falls jedoch eine Kurve beginnt oder endet oder sich der Radius bzw. die Richtung der Kurve

ändert, bevor die geforderten Endbedingungen erreicht sind, wäre ein Einzelsegment unzureichend, da sich Auftrieb und Luftwiderstand des Luftfahrzeugs mit der Querneigung ändern. Zur Berücksichtigung der Kurveneffekte beim Steigflug sind für die Umsetzung des Verfahrensschrittes zusätzliche Profildsegmente erforderlich. Die Erzeugung der Flugstrecke ist im Kapitel 2.13 beschrieben. Dies geschieht unabhängig vom Flugprofil eines Luftfahrzeugs (wenn auch sichergestellt werden muss, dass keine unter normalen operativen Bedingungen nicht fliegbaren Kursänderungen definiert werden). Da aber Flugprofile (Höhe und Geschwindigkeit als Funktion der Position entlang der Flugstrecke) durch Kursänderungen beeinflusst werden, kann das Flugprofil nicht unabhängig von der Flugstrecke festgelegt werden.

Um in einem Kurvenflug die Geschwindigkeit zu halten, muss der aerodynamische Auftrieb des Flügels so erhöht werden, dass Fliehkraft und Gravitationskraft ausgeglichen sind. Das erhöht jedoch den Widerstand und demzufolge den erforderlichen Antriebsschub. Die Effekte des Kurvenflugs werden in Abhängigkeit vom Querneigungswinkel  $\varepsilon$  ausgedrückt, der für ein Luftfahrzeug, das im Horizontalflug mit konstanter Geschwindigkeit auf einer kreisförmigen Kurvenbahn fliegt, wie folgt gegeben ist:

$$\varepsilon = \arctan \frac{2,85 \cdot V^2}{r \cdot g} , \quad (\text{B-8})$$

wobei Folgendes gilt:

$V$  Geschwindigkeit über Grund in kt,

$r$  Kurvenradius in ft,

$g$  Erdbeschleunigung in ft/s<sup>2</sup>.

Für alle Kurven wird ein konstanter Radius angenommen, während Effekte zweiter Ordnung aus nichthorizontalen Flugbahnen außer Acht gelassen werden; die Querneigungswinkel beruhen ausschließlich auf dem Kurvenradius  $r$  der Flugstrecke.

Zur Umsetzung eines Verfahrensschrittes wird mit Hilfe des am Anfangspunkt bestehenden Querneigungswinkels  $\varepsilon$  – wie in Gleichung (B-8) für den Streckensegmentradius  $r$  definiert – ein vorläufiges Profildsegment berechnet. Falls die berechnete Länge des vorläufigen Segments weder den Anfangspunkt noch den Endpunkt einer Flugkurve kreuzt, wird das vorläufige Segment bestätigt und mit dem nächsten Schritt fortgefahren.

Falls aber das vorläufige Segment einen oder mehrere Start- oder Endpunkte von Kurven kreuzt (mit Änderung von  $\varepsilon$ )<sup>18</sup>, werden die Flugparameter am ersten entsprechenden Punkt per Interpolation ermittelt und gemeinsam mit dessen Koordinaten als Endpunktwerte abgespeichert und das Segment entsprechend abgeschnitten. Der zweite Teil des Verfahrensschritts beginnt dann am besagten Punkt – wobei vorläufig wieder davon ausgegangen wird, dass dieser Teilschritt mit den gleichen Endbedingungen, aber mit neuem Anfangspunkt und neuem Querneigungswinkel, in einem einzigen Segment abgeschlossen werden kann. Falls dieses zweite Segment auf eine weitere Änderung des Radius bzw. der Richtung der Kurve stößt, ist ein drittes Segment nötig – und so weiter bis zum Erreichen der Endbedingungen.

### **B.5.1 Näherungsverfahren**

Es ist offensichtlich, dass Berechnungen unter Berücksichtigung aller Effekte im Kurvenflug sehr komplex sind, da das Steigflugprofil jedes Luftfahrzeuges individuell für jede Flugstrecke berechnet werden muss. Änderungen im Vertikalprofil, die durch Kurswechsel verursacht werden, haben im Allgemeinen einen deutlich geringeren Einfluss auf die Fluglärmkonturen als die Änderungen der Querneigung, so dass der Einfluss von Kursänderungen vernachlässigt werden kann. Demgegenüber wird die Querneigung bei der Berechnung der seitlichen Dämpfung weiterhin berücksichtigt. Unter dieser Vereinfachung werden Profilpunkte eines Flugmanövers nur einmal berechnet, indem eine gerade Flugstrecke ( $\varepsilon = 0$ ) angenommen wird.

## **B.6 Startrollstrecke**

Der Startschub beschleunigt das Luftfahrzeug auf der Startpiste (Startbahn) bis zum Abheben. Die berichtigte Fluggeschwindigkeit wird dann für die gesamte Anfangsphase des Steigflugs als konstant angenommen. Es wird angenommen, dass das Fahrwerk, sofern es einziehbar ist, kurz nach dem Abheben eingezogen wird.

---

<sup>18</sup> Es werden Untersegmente eingefügt, um Kontursprünge an den Verbindungsstellen zwischen Geradeaus- und Kurvenflug infolge abrupter Änderungen des Querneigungswinkels zu vermeiden und lineare Querneigungswinkelübergänge über die ersten und letzten 5 Grad der Flugkurve zu ermöglichen. In den Flugleistungsrechnungen ist das nicht notwendig; der Querneigungswinkel ist immer durch Gleichung (B-8) gegeben.

Im Rahmen dieses Dokuments wird die tatsächliche Startrollstrecke annäherungsweise durch eine äquivalente Startstrecke (mit Standard-Gegenwind von 8 kt),  $s_{TO8}$  bestimmt. Diese ist gemäß Abbildung B- 1 definiert als die auf der Startbahn gelegene Entfernung ab dem Lösen der Bremsen bis zu dem Punkt, an dem eine geradlinige Verlängerung der mit eingezogenem Fahrwerk vollzogenen anfänglichen Steigflugbahn die Startbahn schneidet.

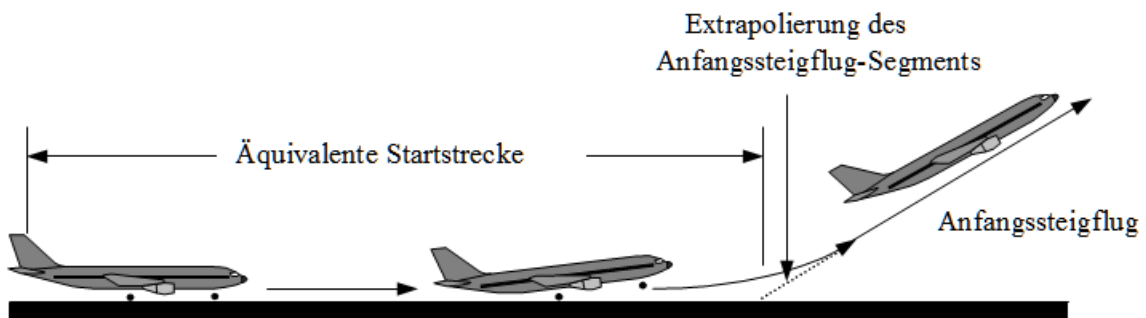


Abbildung B- 1: Äquivalente Startstrecke

Für eine waagerechte Startpiste (Startbahn) wird die äquivalente Startrollstrecke  $s_{TO8}$  in Fuß anhand der folgenden Gleichung berechnet:

$$s_{TO8} = \frac{B_8 \cdot \theta \cdot (W/\delta)^2}{N \cdot (F_n/\delta)}, \quad (B-9)$$

wobei Folgendes gilt:

- $B_8$  Beiwert mit Eignung für eine spezielle Kombination von Luftfahrzeug/Klappenstellung für die ISA-Referenzbedingungen unter Einbeziehung von Gegenwind mit 8 kt in ft/lbf,
- $W$  Luftfahrzeugbruttomasse bei Lösen der Bremsen in lbf,
- $N$  Anzahl Schub erzeugender Triebwerke.

Anmerkung: Da mit der Gleichung (B-9) der unterschiedliche Schub in Abhängigkeit von Fluggeschwindigkeit und Startpistenhöhe (Startbahnhöhe) berücksichtigt wird, hängt der Beiwert  $B_8$  für ein gegebenes Luftfahrzeug allein von der Klappenstellung ab.

Bei Gegenwind, der nicht der Standardgeschwindigkeit von 8 kt entspricht, wird die Startrollstrecke wie folgt korrigiert:

$$s_{TOw} = s_{TO8} \frac{(V_C - w)^2}{(V_C - 8)^2}, \quad (\text{B-10})$$

wobei Folgendes gilt:

$s_{TOw}$	Startrollstrecke korrigiert in Bezug auf Gegenwind $w$ , ft,
$V_C$	(in dieser Gleichung) berichtigte Geschwindigkeit bei Startrotation in kt,
$w$	Gegenwind in kt.

Die Startrollstrecke wird auch in Bezug auf den Startbahngradienten korrigiert:

$$s_{TOG} = s_{TOw} \frac{a}{a - g \cdot G_R}, \quad (\text{B-11})$$

wobei Folgendes gilt:

$s_{TOG}$	in Bezug auf Gegenwind und Startpistengradient korrigierte Startrollstrecke in ft,
$a$	mittlere Beschleunigung auf der Startbahn, gleich $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot s_{TOw})$ in ft/s <sup>2</sup> ,
$G_R$	Startpistengradient; positiv bei Steigung in Startrichtung.

## B.7 Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit

Dieser Segmenttyp wird durch die berichtigte Fluggeschwindigkeit des Luftfahrzeugs, die Klappeneinstellung und durch die Höhe und den Querneigungswinkel am Segmentende im Zusammenspiel mit der Gegenwindgeschwindigkeit (Standardwert 8 kt) definiert. Wie bei jedem Segment sind die Parameter am Segmentanfang, darunter der korrigierte Nettoschub, identisch mit den Parametern vom Ende des vorhergehenden Segments – es kommen keine Unstetigkeiten vor (außer bei Klappenwinkel und Querneigungswinkel, für die in diesen Berechnungen sprunghafte Änderungen zulässig sind). Die Nettoschubwerte des Segmentendes werden zuerst mit der zutreffenden Gleichung aus (B-1) bis (B-5) berechnet.

Der durchschnittliche geometrische Steigwinkel  $\gamma$  (siehe Abbildung B-1) ergibt sich dann durch

$$\gamma = \arcsin \left( K \left[ N \frac{\overline{F_n/\delta}}{\overline{W/\delta}} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \right), \quad (\text{B-12})$$

Dabei gilt:

die Überstriche bezeichnen Segmentmittelwerte (Durchschnitt aus Startpunkt- und Endpunktwerten – in der Regel Werte aus der Segmentmitte) und

- $K$  geschwindigkeitsabhängige Konstante, ist 1,01 bei  $V_C \leq 200$  kt oder sonst 0,95. Diese Konstante berücksichtigt die Auswirkungen auf den Steiggradienten bei 8 kt Gegenwind und die Beschleunigung bei einem Steigflug mit konstanter berichtigter Fluggeschwindigkeit,
- $R$  Verhältnis von Widerstandsbeiwert zu Auftriebsbeiwert des Luftfahrzeugs entsprechend der gegebenen Klappenstellung. Das Fahrwerk wird als eingefahren angenommen,
- $\varepsilon$  Querneigungswinkel, Radiant.

Der Steigwinkel wird um den Gegenwind  $w$  wie folgt korrigiert:

$$\gamma_w = \gamma \frac{V_C - 8}{V_C - w}, \quad (\text{B-13})$$

wobei  $\gamma_w$  der mittlere gegenwindbereinigte Steigwinkel ist.

Die Wegstrecke  $\Delta s$ , die das Luftfahrzeug über Grund zurücklegt, während es in einem Winkel von  $\gamma_w$  von der Höhe  $h_1$  zur nächsten Höhe  $h_2$  aufsteigt, ergibt sich durch

$$\Delta s = \frac{(h_2 - h_1)}{\tan \gamma_w}. \quad (\text{B-14})$$

In der Regel wird in zwei getrennten Phasen eines Abflugprofils mit konstanter Fluggeschwindigkeit geflogen. Die erste Phase, die zuweilen als *Anfangssteigflug* bezeichnet wird, beginnt unmittelbar nach dem Abheben, wo aus Gründen der Sicherheit die Fluggeschwindigkeit des Luftfahrzeugs mindestens der sicheren Steigfluggeschwindigkeit entsprechen muss. Dies ist eine vorgeschriebene Geschwindigkeit und muss bei Normalstart spätestens in einer Höhe von 35 ft über der Startbahn erreicht werden. Es ist jedoch allgemeine Praxis,

im Anfangssteigflug eine Geschwindigkeit zu fliegen, die etwas höher, und zwar 10-20 kt höher, als die sichere Steigfluggeschwindigkeit ist, was für einen tendenziell besseren Steiggradienten in dieser Anfangsphase sorgt. Die zweite Phase beginnt nach dem Einfahren der Klappen und der Anfangsbeschleunigung und wird als *Steigflug* bezeichnet.

Im *Anfangssteigflug* hängt die Fluggeschwindigkeit von der Stellung der Startklappen und von der Bruttomasse des Luftfahrzeugs ab. Die berichtigte Anfangssteiggeschwindigkeit  $V_{CTO}$  wird in erster Näherung wie folgt berechnet:

$$V_{CTO} = C \cdot \sqrt{W}, \quad (B-15)$$

wobei  $C$  ein Beiwert für die Klappeneinstellung ( $kn/\sqrt{lb}$ ) ist, der aus Anlage F ausgelesen wird.

Beim *Steigflug* nach erfolgter Beschleunigung ist die berichtigte Fluggeschwindigkeit ein vom Anwender eingegebener Parameter.

## B.8 Schubrücknahme (Übergangsegment)

Der Schub wird an einem bestimmten Punkt nach dem Start reduziert bzw. gedrosselt (*Cut-back*), um die Triebwerke zu schonen und oft auch um in bestimmten Gebieten den Lärmpegel zu reduzieren. Die Schubreduzierung erfolgt normalerweise entweder in einem mit konstanter Geschwindigkeit geflogenen Steigflugsegment (Anlage B.7 Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit) oder in einem Beschleunigungssegment (Anlage B.9 Beschleunigter Steigflug und Einfahren der Klappen). Da es sich um einen relativ kurzen Vorgang handelt, der in der Regel nur 3 bis 5 Sekunden dauert, wird die Schubrücknahme dadurch modelliert, dass dem Primärsegment ein „Übergangsegment“ angefügt wird. Dies erfolgt gewöhnlich für eine Bodendistanz von 1 000 ft (305 m).

### B.8.1 Betrag der Schubreduzierung

Im Normalbetrieb wird der Schub des Triebwerks auf die Einstellung für maximalen Steigschub abgesenkt. Anders als der Startschub kann der Steigschub beliebig lang gehalten werden, in der Praxis üblicherweise bis zum Erreichen der ersten Reiseflughöhe des Luftfahrzeugs. Der maximale Steigschub bestimmt sich aus Gleichung (B-1) mit Hilfe der vom Hersteller bereitgestellten maximalen Schubbeiwerte. Aus Gründen des Lärmschutzes kann

jedoch eine zusätzliche Schubreduzierung erforderlich werden, die auch als „Deep Cutback“ bezeichnet wird. Aus Sicherheitsgründen ist die maximale Schubreduzierung auf einen Betrag begrenzt, der sich aus der Flugleistung und der Triebwerkzahl bestimmt. Diese Untergrenze der Schubreduzierung wird manchmal auch als Engine-Out-Schubreduzierung bezeichnet:

$$(F_N/\delta)_{\text{engine.out}} = \frac{(W/\delta_2)}{(N-1)} \cdot \left[ \frac{\sin(\arctan(0,01 \cdot G'))}{K} + \frac{R}{\cos \varepsilon} \right], \quad (\text{B-16})$$

wobei Folgendes gilt:

$\delta_2$	Druckverhältnis in Höhe $h_2$ ,
$G'$	Steiggradient bei Triebwerksausfall in Prozent: 0 % für Luftfahrzeuge mit ATR-Schubautomatik, 1,2 % für Luftfahrzeuge mit 2 Triebwerken, 1,5 % für Luftfahrzeuge mit 3 Triebwerken, 1,7 % für Luftfahrzeuge mit 4 Triebwerken.

### **B.8.2 Steigflugsegment mit konstanter Geschwindigkeit und Schubreduzierung**

Der Gradient des Steigflugsegments wird mit Gleichung (B-12) berechnet, wobei der Schub entweder nach (B-1) mit Maximalsteigungsbeiwerten oder bei reduziertem Schub nach Gleichung (B-16) berechnet wird. Das Steigflugsegment wird anschließend in zwei Teilsegmente aufgeteilt, die den gleichen Steigwinkel aufweisen. Das ist in Abbildung B- 2 illustriert.



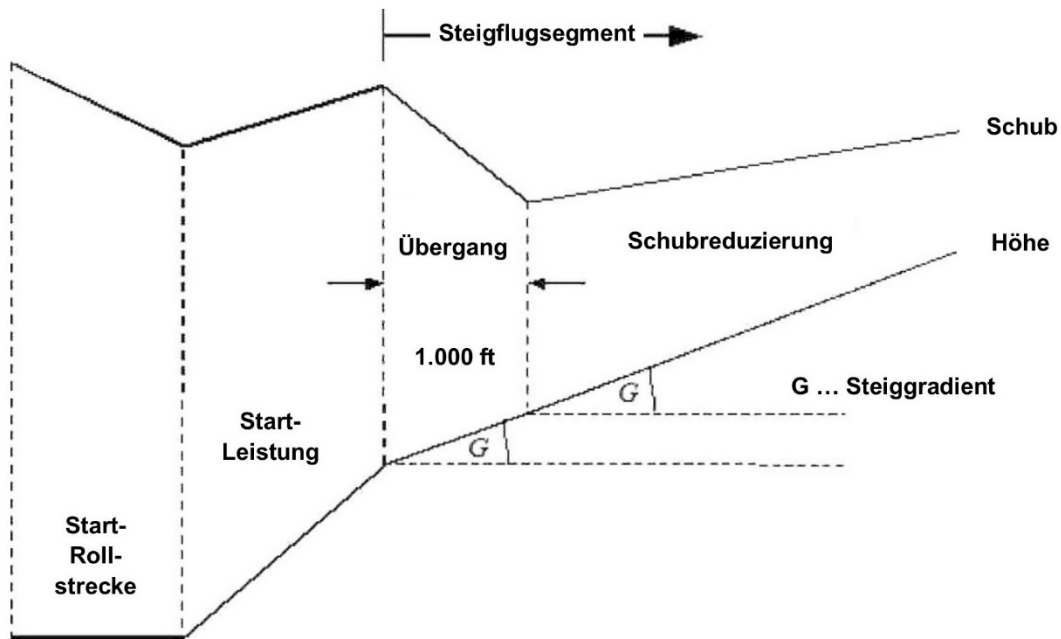


Abbildung B- 2: Steigflugsegment mit konstanter Geschwindigkeit und Schubreduzierung (Abbildung nicht maßstabsgetreu)

Dem ersten Teilsegment wird eine Strecke über Grund von 1 000 ft (305 m) zugewiesen, und der korrigierte Nettoschub am Ende der 1 000 ft wird auf den Wert der Schubreduzierung gesetzt. Wenn die ursprüngliche horizontale Entfernung kleiner als 2 000 ft ist, wird eine Hälfte des Segments für die Schubreduzierung verwendet. Der Endschub am zweiten Teilsegment wird auch auf den Wert der Schubreduzierung gesetzt. Damit wird das zweite Teilsegment mit konstantem Schub geflogen.

## B.9 Beschleunigter Steigflug und Einfahren von Klappen

An den Anfangssteigflug schließt sich gewöhnlich ein beschleunigter Steigflug und das Einfahren der Klappen an. Wie bei allen Flugsegmenten sind die Werte für Anfangshöhe  $h_1$ , wahre Fluggeschwindigkeit  $V_{T1}$  und Schub  $(F_n/\delta)_1$  identisch mit den Endwerten des vorherigen Segments. Die berichtigte Fluggeschwindigkeit  $V_{C2}$  und die mittlere Steigrate ROC am Endpunkt sind Anwendereingaben (Querneigungswinkel  $\varepsilon$  ist abhängig von Kurvengeschwindigkeit und Kurvenradius). Aufgrund der wechselseitigen Abhängigkeit müssen die Endwerte der Höhe  $h_2$ , der wahren Fluggeschwindigkeit  $V_{T2}(h)$  und des Schubs  $(F_n/\delta)_2(h)$

sowie die Segmentstreckenlänge  $s_{\text{seg}}$  durch Iteration berechnet werden. Die Endhöhe  $h_2$  wird eingangs geschätzt und anschließend mit den Gleichungen (B-17) und (B-18) wiederholt Neuberechnet, bis die Differenz zwischen aufeinanderfolgenden Schätzungen kleiner ist als eine entsprechend vorgegebene Toleranz, z. B. 1 ft. Eine praktikable Anfangsschätzung ist  $h_2 = h_1 + 250 \text{ ft}$ .

Die Ermittlung der Segmentstreckenlänge  $s_{\text{seg}}$  (zurückgelegte horizontale Entfernung) erfolgt durch folgende Gleichung:

$$s_{\text{seg}} = \frac{0,95 k^2 (V_{T2}^2 - V_{T1}^2)}{2 \cdot (a_{\text{max}} - G \cdot g)}, \quad (\text{B-17})$$

wobei Folgendes gilt:

- 0,95 Faktor zur Berücksichtigung des Einflusses des Gegenwinds von 8 kt beim Steigen mit 160 kt,
- k Konstante zur Konvertierung von Knoten in ft/s = 1,688 ft/s pro kt,
- $V_{T2}$  wahre Fluggeschwindigkeit am Segmentende in kt. Es gilt  $V_{T2} = V_{C2} / \sqrt{\sigma_2}$ , wobei  $\sigma_2$  das Luftdichteverhältnis in Endhöhe  $h_2$  ist,
- $a_{\text{max}}$  maximale Beschleunigung im Horizontalflug (ft/s<sup>2</sup>). Es gilt

$$a_{\text{max}} = g \left[ N \cdot \frac{\overline{F_n} / \delta}{\overline{W} / \delta} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right].$$

- G Steiggradient. Es gilt  $G \approx \text{ROC} / (60 \cdot k \cdot \overline{V_T})$ , wobei ROC die Steigrate in ft/min ist.

Mit Hilfe dieses Schätzwertes für  $s_{\text{seg}}$  wird daraufhin die Endhöhe  $h'_2$  nach folgender Gleichung neu bestimmt:

$$h'_2 = h_1 + \frac{s_{\text{seg}} \cdot G}{0,95}. \quad (\text{B-18})$$

Liegt der Fehler  $|h'_2 - h_2|$  außerhalb der vorgegebenen Toleranz, werden die Schritte zur iterativen Bestimmung der aktuellen Segment-Endwerte für die Höhe  $h_2$ , die wahre Fluggeschwindigkeit  $V_{T2}$  und den korrigierten Nettoschub je Triebwerk  $(F_n / \delta)_2$  mit den Gleichungen (B-17) und (B-18) wiederholt. Sobald der Fehler im Toleranzbereich liegt, wird der iterative Zyklus beendet und das Beschleunigungssegment bestimmt sich durch die letzten Segment-Endwerte.

Anmerkung: Falls während des Iterationsprozesses der Fall  $(a_{\max} - G \cdot g) < 0,02$  g eintritt, ist die Beschleunigung unter Umständen zu klein, um die gewünschte Geschwindigkeit  $V_{C2}$  in einer angemessenen Entfernung zu erreichen. In diesem Fall kann der Steiggradient auf

$$G = a_{\max}/g - 0,02$$

begrenzt und so die gewünschte Steigrate reduziert werden, um eine akzeptable Beschleunigung aufrechtzuerhalten. Falls  $G < 0,01$  ist, ist nicht genügend Schub vorhanden, um die angegebene Beschleunigung und Steiggeschwindigkeit zu erreichen. Die Berechnung sollte daraufhin beendet und die Verfahrensschritte geändert werden<sup>19</sup>.

Die Länge des Beschleunigungssegments  $\Delta s_w$  wird entsprechend dem Gegenwind  $w$  wie folgt korrigiert:

$$\Delta s_w = \Delta s \frac{V_T - w}{V_T - 8} . \quad (\text{B-19})$$

### **B.9.1 Beschleunigungssegment mit Schubreduzierung**

Die Einrechnung der Schubreduzierung erfolgt hier genauso wie bei einem Segment mit Konstantgeschwindigkeit, wozu die Umwandlung seines ersten Teils in ein Übergangsegment erfolgt. Der Schubreduzierungswert wird wie im Schubreduzierungsverfahren für Konstantgeschwindigkeit berechnet, und zwar nur nach Gleichung (B-1). Es ist anzumerken, dass es in der Regel nicht möglich ist, zu beschleunigen und den Steigflug durchzuführen, während die Schubeinstellung auf Engine-Out-Minimum steht. Dem Schubübergang wird eine Strecke über Grund von 305 m (1 000 ft) zugewiesen und der korrigierte Nettoschub am Ende der 1 000 ft auf den Wert der Schubreduzierung gesetzt. Die Geschwindigkeit für das Ende des Segments wird für eine Segmentlänge von 1 000 ft per Iteration bestimmt. Wenn die ursprüngliche horizontale Entfernung kleiner als 2 000 ft ist, wird eine Hälfte des Segments für die Schubänderung verwendet. Der Endschub am zweiten Teilsegment wird auch auf den Wert der Schubreduzierung gesetzt. Damit wird das zweite Teilsegment mit konstantem Schub geflogen.

---

<sup>19</sup> Das Computermodell sollte in beiden Fällen so programmiert werden, dass man über die Diskrepanz informiert wird.

## B.10 Zusätzliche Steig- und Beschleunigungssegmente nach Einfahren der Klappen

Enthält die Bahn, in der der Steigflug beginnt, zusätzliche Beschleunigungssegmente, so wird erneut mit den Gleichungen (B-12) bis (B-19) gearbeitet, um die Länge der Flugstrecke, den mittleren Steigwinkel und den jeweiligen Höhenzuwachs zu berechnen. Wie zuvor ist die abschließende Höhe des Segments mittels Iteration zu bestimmen.

## B.11 Sinkflug und Verzögerung

Beim Anflug sinkt das Luftfahrzeug und reduziert die Geschwindigkeit, um den Endanflug vorzubereiten, in dem es durch die Betätigung der Landeklappen und das Ausfahren des Fahrwerks konfiguriert wird. Flugmechanisch gibt es keine Änderungen gegenüber dem Abflug; der Hauptunterschied besteht darin, dass das Höhen- und Geschwindigkeitsprofil grundsätzlich bekannt ist und hier für jedes Segment der Triebwerksschub bestimmt werden muss. Die grundlegende Kräftebilanzgleichung lautet:

$$F_n/\delta = W \cdot \frac{R \cdot \cos \gamma + \sin \gamma + a/g}{N \delta} . \quad (\text{B-20})$$

Gleichung (B-20) kann auf zweierlei Art verwendet werden. Zuerst können die Fluggeschwindigkeiten am Anfang und am Ende eines Segments zusammen mit einem Sinkwinkel (oder einer horizontalen Segmentdistanz) sowie mit Anfangs- und Endhöhe des Segments bestimmt werden. In diesem Fall kann die Geschwindigkeitsreduzierung (Verzögerung) nach folgender Gleichung berechnet werden:

$$a = \frac{(V_2/\cos \gamma)^2 - (V_1/\cos \gamma)^2}{2 \cdot \Delta s / \cos \gamma} , \quad (\text{B-21})$$

wobei Folgendes gilt:

- $\Delta s$  ist die überflogene Flugstrecke;
- $V_1$  und  $V_2$  sind die Horizontalkomponenten der Geschwindigkeiten über Grund am Segmentanfang bzw. Segmentende.

$V_1$  und  $V_2$  werden nach folgender Gleichung berechnet:

$$V = \frac{V_C \cos \gamma}{\sqrt{\sigma}} - w . \quad (\text{B-22})$$

Die Gleichungen (B-20), (B-21) und (B-22) sind anwendbar, wenn die Verzögerung über eine bestimmte Strecke konstant bleibt. Stärkerer Gegenwind erfordert mehr Schub, um die Verzögerung konstant zu halten, während Rückenwind einen geringeren Schub zur Einhaltung konstanter Verzögerung erfordert.

In der Praxis erfolgen die meisten, wenn nicht alle Verzögerungen im Anflug mit Leerlaufschub. Für die Zweitanwendung der Gleichung (B-20) ist der Schub also als Leerlaufschub definiert. Die Gleichung wird iterativ gelöst, um 1) die Verzögerung und 2) die Höhe am Ende des Verzögerungssegments zu bestimmen. In diesem Fall kann der Verzögerungsweg je nach Gegenwind und Rückenwind sehr unterschiedlich sein und mitunter ist für vertretbare Ergebnisse eine Verminderung des Sinkwinkels notwendig.

Der Leerlaufschub wird folgendermaßen berechnet:

$$(F_n/\delta)_{idle} = E_{idle} + F_{idle} \cdot V_C + G_{A,idle} \cdot h + G_{B,idle} \cdot h^2 + H_{idle} \cdot T, \quad (B-23)$$

wobei  $E_{idle}$ ,  $F_{idle}$ ,  $G_{A,idle}$ ,  $G_{B,idle}$  und  $H_{idle}$  Leerlaufschub-Triebwerksbeiwerte sind, die in Anlage F stehen.

## B.12 Landeanflug

Die berichtigte Landeanfluggeschwindigkeit  $V_{CA}$  ist über eine Gleichung ähnlich (B-15) an die Bruttolandemasse geknüpft:

$$V_{CA} \approx D\sqrt{W}, \quad (B-24)$$

wobei der Beiwert  $D$  (kn/ $\sqrt{lb}$ ) der Landeklappenstellung entspricht.

Zur Berechnung des durchschnittlichen korrigierten Nettoschubs je Triebwerk während des Sinkflugs auf dem Anfluggleitweg bei 8 kt Gegenwind wird Gleichung (B-12) unter Verwendung von  $K = 1,03$  umgestellt:

$$\overline{F_n/\delta} = \frac{\overline{W/\delta}}{N} \left( R + \frac{\sin \gamma}{1,03} \right), \quad (B-25)$$

wobei Folgendes gilt:

- $W$  Landemasse,  
 $R$  Gleitzahl entsprechend der Klappenstellung bei ausgefahrenem Fahrwerk,  
 $\gamma$  Gleitwinkel, kann beim Landeanflug als konstant angenommen werden.  
Typische Werte für  $\gamma$  sind:  
 $\gamma = -3^\circ$  für strahlgetriebene oder mehrmotorige propellergetriebene Luftfahrzeuge,  
 $\gamma = -5^\circ$  für einmotorige propellergetriebene Luftfahrzeuge.

Bei Gegenwind mit anderen Windgeschwindigkeiten als 8 kt berechnet sich der durchschnittliche korrigierte Nettoschub nach

$$\left(\overline{F_n/\delta}\right)_w = \overline{F_n/\delta} + 1,03 \overline{W/\delta} \frac{(w-8) \sin \gamma}{N \cdot V_{CA}} . \quad (\text{B-26})$$

Die zurückgelegte horizontale Entfernung wird berechnet durch:

$$\Delta s = \frac{h_2 - h_1}{\tan \gamma} . \quad (\text{B-27})$$

$\Delta s$  ist positiv, weil  $h_1 > h_2$  und  $\gamma$  negativ ist.

# C. Anlage Modellierung der seitlichen Streuung

Bei fehlenden Radardaten wird die seitliche Streuung der Flugstrecke ausgehend von der Annahme modelliert, dass die Streuung der senkrecht zur Flugstrecke verlaufenden Unterstrecken einer Gaußschen Normalverteilung folgt.

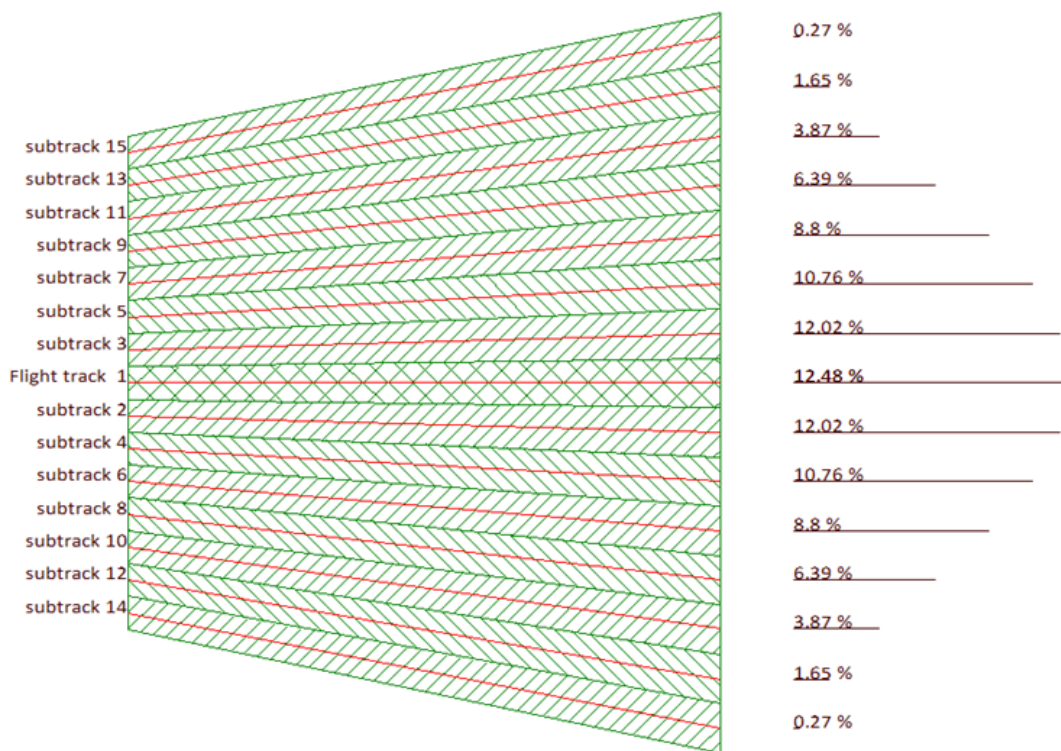


Abbildung C- 1: Unterteilung einer Flugstrecke in 15 Unterstrecken

Die Breite des Korridors beträgt das Fünffache der Standardabweichung der Streuung der Flugstrecke. Die laterale Flugbahnstreuung wird mit fünfzehn Unterstrecken modelliert, die sich in gleichmäßigen Abständen in den Grenzbereichen  $\pm 2,5 S$  des in Abbildung C- 1 dargestellten Korridors befinden.

Anmerkung zu Abbildung C- 1: Flight track 1 bezeichnet die Flugstrecke (backbone-track). Die übrigen Nummern bezeichnen die restlichen Unterstrecken (subtracks), dargestellt mit ihren Teilkorridoren.

Tabelle C-1: Position und Anteil Flugbewegungen auf Unterstrecken

Position und Anteil Flugbewegungen bei 15 Unterstrecken		
<b>Anzahl Unterstrecken:</b>	<b>15</b>	
<b>Teilkorridorbreite:</b>	<b>0,33 . S</b>	
<b>Unterstrecke Nr.</b>	<b>Position der Unterstrecken</b>	<b>Anteil Flugbewegungen</b>
14/15	$\pm 2,33 . S$	0,27%
12/13	$\pm 2,00 . S$	1,65%
10/11	$\pm 1,67 . S$	3,87%
8/9	$\pm 1,33 . S$	6,39%
6/7	$\pm 1,00 . S$	8,80%
4/5	$\pm 0,67 . S$	10,76%
2/3	$\pm 0,33 . S$	12,02%
<b>1 ... Kernstrecke</b>	<b><math>\pm 0,00 . S</math></b>	<b>12,48%</b>

Die Gesamtbreite des Korridors beträgt das Fünffache der Standardabweichung S.



# D. Anlage Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen

Die Schallpegelanteile der einzelnen Segmente der Flugbahn werden von den NPD-Daten abgeleitet, die in Anlage F abgelegt sind. Hierbei ist jedoch zu beachten, dass diese Daten mit Hilfe durchschnittlicher atmosphärischer Dämpfungsraten gemäß SAE-AIR-1845 normalisiert wurden.

Da die in Tabelle D-1 angegebenen Dämpfungsraten arithmetische Mittelwerte sind, kann der komplette Satz nicht auf eine einzelne Referenzatmosphäre (d. h. auf keine spezifischen Werte für Temperatur und relative Luftfeuchtigkeit) bezogen werden. Die Dämpfungsraten sind somit nur die Eigenschaften einer rein fiktiven Atmosphäre, die als „AIR-1845-Atmosphäre“ bezeichnet wird.

Tabelle D-1: Verwendete durchschnittliche atmosphärische Dämpfungsraten für die Normalisierung von NPD-Daten in Anlage F

Mittenfrequenz des Terzbandes $f_n$ [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n,ref}$ [dB/100m]
50	0,033
63	0,033
80	0,033
100	0,066
125	0,066
160	0,098
200	0,131
250	0,131
315	0,197
400	0,230

Mittenfrequenz des Terzbandes $f_n$ [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n,ref}$ [dB/100m]
500	0,295
630	0,361
800	0,459
1 000	0,590
1 250	0,754
1 600	0,983
2 000	1,311
2 500	1,705
3 150	2,295
4 000	3,115
5 000	3,607
6 300	5,246
8 000	7,213
10 000	9,836

Bei den Dämpfungsraten in Tabelle D-1 kann davon ausgegangen werden, dass sie hinsichtlich Temperatur und relativer Luftfeuchtigkeit über angemessene Bereiche hinweg gültig sind. Um jedoch den eventuellen Anpassungsbedarf zu prüfen, wurden mittlere Luftabsorptionsbeiwerte für die durchschnittliche Flugplatztemperatur  $T$  und die relative Luftfeuchtigkeit  $RH$  in Österreich berechnet. Die Dämpfungsraten für Standardbedingungen in Österreich sind in Tabelle D-2 aufgeführt.

Tabelle D-2: Berechnete Dämpfungsraten bezüglich den meteorologischen Referenzbedingungen in Österreich nach SAE-ARP-5534

Nominelle Mittenfrequenz des Terzbands $f_n$ [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n5534}(\vartheta = 10^\circ \text{ C}, RH = 75 \%)$ [dB/100m]
50	0,007
63	0,011
80	0,018
100	0,027
125	0,039
160	0,057
200	0,078
250	0,103
315	0,131
400	0,162
500	0,195
630	0,234
800	0,286
1 000	0,360
1 250	0,472
1 600	0,645
2 000	0,917
2 500	1,343
3 150	2,012
4 000	3,058
5 000	4,684
6 300	7,184
8 000	10,964
10 000	16,542

Die Neuberechnung der NPD-Daten erfolgt gemäß folgender Methodik.

Die ANP-Datenbank stellt für jede Leistungseinstellung die folgenden NPD-Daten bereit:

- maximaler Schallpegel versus Schrägabstand,  $L_{max}(d)$
- zeitintegrierter Pegel versus Abstand für Referenzfluggeschwindigkeit,  $L_E(d)$ , und
- ungewichtetes Referenz-Schallspektrum mit einem Schrägabstand von 304,8 m (1 000 ft),  $L_{n,ref}(d_{ref})$ , wobei  $n$  = Frequenzband (Bereich von 1 bis 24 für Terzbänder mit Mittenfrequenzen von 50 Hz bis 10 kHz).

Alle Daten sind entsprechend der AIR-1845-Atmosphäre normalisiert. Die Anpassung der NPD-Kurven an anwenderspezifische Bedingungen der Flugplatztemperatur  $T$  und relative Luftfeuchtigkeit  $RH$  erfolgt in drei Schritten:

1. Zuerst wird das Referenzspektrum berichtigt, indem die atmosphärische Dämpfung (average atmospheric attenuation) nach SAE AIR-1845  $\alpha_{n,ref}$  entfernt wird

$$L_n(d_{ref}) = L_{n,ref}(d_{ref}) + \alpha_{n,ref} \cdot d_{ref} \quad (D-1)$$

wobei  $L_n(d_{ref})$  das ungedämpfte Spektrum bei  $d_{ref} = 304,8 \text{ m}$  und  $\alpha_{n,ref}$  der Beiwert der Luftabsorption für Frequenzband  $n$  aus Tabelle D-1 ist in dB/m.

2. Danach wird das korrigierte Spektrum mit Hilfe von Dämpfungsraten für i) die SAE-AIR-1845-Atmosphäre und für ii) die anwenderspezifische Atmosphäre (anhand von SAE ARP-5534) an jeden der zehn Standard-Lärm-Leistungs-Abstände<sup>20</sup> (NPD-Daten)  $d_i$  angepasst.

- i) Für die Atmosphäre nach SAE-AIR-1845 gilt:

$$L_{n,ref}(d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i/d_{ref}) - \alpha_{n,ref} \cdot d_i \quad (D-2)$$

- ii) Für die Anwenderatmosphäre gilt:

$$L_{n,5534}(T, RH, d_i) = L_n(d_{ref}) - 20 \cdot \lg(d_i/d_{ref}) - \alpha_{n,5534}(T, RH) \cdot d_i \quad (D-3)$$

---

<sup>20</sup> Die NPD-Distanzen sind 200, 400, 630, 1000, 2000, 4000, 6300, 10000, 16000 and 25000 ft

Hierbei ist  $\alpha_{n,5534}$  der Beiwert der Luftabsorption für das Frequenzband  $n$  (ausgedrückt in dB/m), berechnet mit Hilfe von SAE ARP-5534 mit der Temperatur  $T$  und der relativen Luftfeuchtigkeit  $RH$ . Und der exakten Mittenfrequenz für die jeweiligen Terzbänder.

3. Bei jedem NPD-Abstand  $d_i$  erfolgt für beide Spektren jeweils eine A-Bewertung und Dezibel-Summierung zur Bestimmung der A-gewichteten Schallpegel  $L_{A,5534}$  und  $L_{A,ref}$ , die anschließend arithmetisch subtrahiert werden:

$$\begin{aligned} \Delta L(T, RH, d_i) &= L_{A,5534} - L_{A,ref} \\ &= 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{\frac{[L_{n,5534}(T,RH,d_i) - A_n]}{10}} \\ &\quad - 10 \cdot \lg \sum_{n=1}^{24} 10^{[L_{n,ref}(d_i) - A_n]/10} \end{aligned} \tag{D-4}$$

Das Inkrement  $\Delta L$  ist die Differenz zwischen den NPD-Werten in der anwenderspezifischen Atmosphäre und in der Referenzatmosphäre. Dies wird zum NPD-Datenwert der ANP-Datenbank hinzuaddiert, um die entsprechend angepassten NPD-Daten abzuleiten.

Die Ermittlung der A-Bewertung für das Frequenzband  $n$ ,  $A_n$  erfolgt nach ÖVE/ÖNORM EN 61672-1, Ausgabe 01.08.2015.

Bei der Anwendung von  $\Delta L$  zur Anpassung der NPD-Werte sowohl von  $L_{max}$  als auch  $L_e$  wird praktisch unterstellt, dass unterschiedliche atmosphärische Bedingungen ausschließlich das Referenzspektrum beeinflussen und keine Wirkung auf die Form des Pegel-Zeit-Verlaufs haben. Es kann davon ausgegangen werden, dass dies für typische Ausbreitungsbereiche und typische atmosphärische Bedingungen gültig ist.



$d$	Abstand des Immissionsortes zum Luftfahrzeug,
$d_p$	senkrechter Abstand zwischen dem Immissionsort und der Flugbahn (Schrägabstand),
$q$	Abstand $P$ zu $P_p$ ; $q = -V\tau$ ,
$V$	Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs,
$t$	Zeit, zu der sich das Luftfahrzeug an Punkt $P$ befindet,
$t_p$	Zeit, zu der sich das Luftfahrzeug am Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands $P_p$ befindet,
$\tau$	Flugzeit in Bezug auf Zeitpunkt am Punkt $P_p$ ; $\tau = t - t_p$ ,
$\psi$	Winkel zwischen Flugbahn und Luftfahrzeug-Immissionsort-Vektor.

Es ist zu beachten, dass die Flugzeit  $\tau$  in Bezug auf den Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands negativ ist, wenn sich das Luftfahrzeug vor dem Immissionsort befindet und in diesem Fall die relative Entfernung  $q$  bis zum Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands positiv wird. Hat das Luftfahrzeug den Immissionsort passiert, wird  $q$  negativ.

## E.2 Schätzung des Energieanteils

Das Grundkonzept des Energieanteils besteht darin, die am Immissionsort erzeugte Schallexposition  $E$  durch ein Flugbahnsegment  $P_1P_2$  auszudrücken, wobei  $P_1$  der Anfangspunkt und  $P_2$  der Endpunkt ist. Hierzu wird die Exposition  $E_\infty$  aus der gesamten unendlichen Vorbeiflugbahn mit dem Energieanteils-Faktor  $F$  multipliziert:

$$E = F \cdot E_\infty . \quad (\text{E-1})$$

Die Schallexposition  $E$  kann in Bezug auf das Zeitintegral des mittleren quadratischen (gewichteten) Schalldruckpegels ausgedrückt werden, d. h.

$$E = \text{const} \cdot \int p^2(\tau) d\tau . \quad (\text{E-2})$$

Daher muss zur Berechnung von  $E$  der mittlere quadratische Schalldruck in Abhängigkeit von den bekannten geometrischen und betrieblichen Parametern ausgedrückt werden. Das bedeutet für eine 90°-Dipolschallquelle:

$$p^2 = p_p^2 \cdot \frac{d_p^2}{d^2} \cdot \sin^2 \psi = p_p^2 \cdot \frac{d_p^4}{d^4} , \quad (\text{E-3})$$

wobei  $p^2$  und  $p_p^2$  die mittleren quadratischen Schalldrücke sind, die vom Luftfahrzeug beim Passieren der Punkte  $P$  und  $P_p$  erzeugt werden.

Der Term  $d_p^2/d^2$  in Gleichung (E-3) beschreibt nur den Mechanismus der bei einer Punktquelle üblichen kugelförmigen Abstrahlung, unendlichen Schallgeschwindigkeit und gleichförmigen, nichtdissipativen Atmosphäre. Alle anderen physikalischen Effekte – Richtcharakteristik der Schallquelle, endliche Schallgeschwindigkeit, Luftabsorption, Doppler-Effekt usw. – werden implizit im Term  $\sin^2 \psi$  erfasst. Dieser Term bewirkt die inverse Abnahme des mittleren quadratischen Schalldrucks als  $d^4$ ; daher der Ausdruck Schallquelle „vierter Potenz“.

Mit den Substitutionen

$$d^2 = d_p^2 + q^2 = d_p^2 + (V\tau)^2$$

und

$$\left(\frac{d}{d_p}\right)^2 = 1 + \left(\frac{V\tau}{d_p}\right)^2$$

kann der mittlere quadratische Schalldruck in Abhängigkeit von der Zeit ausgedrückt werden, wobei die Schallausbreitungszeit unberücksichtigt bleibt:

$$p^2 = p_p^2 \left(1 + \left(\frac{V\tau}{d_p}\right)^2\right)^{-2} . \quad (\text{E-4})$$

Wird dies in die Gleichung (E-2) eingesetzt und die Substitution durchgeführt

$$\alpha = \frac{V\tau}{d_p} , \quad (\text{E-5})$$

kann die Schallexposition am Immissionsort aus dem Vorbeiflug im Zeitintervall  $[\tau_1, \tau_2]$  ausgedrückt werden als

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \frac{d_p}{V} \cdot \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{1}{(1+\alpha^2)^2} d\alpha . \quad (\text{E-6})$$

Die Lösung dieses Integrals ist



$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \frac{1}{2} \left( \frac{\alpha_2}{1+\alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1+\alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right). \quad (\text{E-7})$$

Die Integration über das Intervall  $[-\infty, +\infty]$  (d. h. über die gesamte unendliche Flugbahn) ergibt den folgenden Ausdruck für die Gesamtexposition  $E_\infty$  :

$$E_\infty = \text{const} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}. \quad (\text{E-8})$$

Damit ergibt sich für den Energieanteil nach Gleichung (E-1):

$$F = \frac{1}{\pi} \left( \frac{\alpha_2}{1+\alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1+\alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right). \quad (\text{E-9})$$

### E.3 Widerspruchsfreiheit zwischen den Höchst- und den zeitintegrierten Werten – der skalierte Abstand

Eine Konsequenz aus der Verwendung des einfachen Dipolmodells bei der Bestimmung des Energieanteils ist die implizite Unterstellung einer spezifischen theoretischen Differenz  $\Delta L$  zwischen Maximalpegel  $L_{\text{max}}$  und Schallexpositionspiegel  $L_E$ . Wenn das Fluglärm-Berechnungsverfahren in sich widerspruchsfrei sein soll, muss diese Differenz gleich der Differenz der aus den NPD-Kurven bestimmten Werte sein. Ein Problem besteht darin, dass die NPD-Daten aus Fluglärmmessungen abgeleitet sind und nicht zwangsläufig mit der einfachen Theorie übereinstimmen. Deshalb muss die Theorie um ein flexibles Element erweitert werden. Da die Variablen  $\alpha_1$  und  $\alpha_2$  aber grundsätzlich über Geometrie und Fluggeschwindigkeit bestimmt werden, gibt es hier keinen zusätzlichen Freiraum. Eine Lösung bietet das Konzept eines *skalierten Abstands*  $d_\lambda$ , das nachfolgend beschrieben wird.

Der Schallexpositionspiegel  $L_{E,\infty}$ , der in Anlage F in tabellarischer Form in Abhängigkeit von  $d_p$  für eine Referenzgeschwindigkeit  $V_{\text{ref}}$  enthalten ist, kann ausgedrückt werden als

$$L_{E,\infty}(V_{\text{ref}}) = 10 \cdot \lg \frac{\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt}{p_0^2 \cdot t_{\text{ref}}}, \quad (\text{E-10})$$

wobei Folgendes gilt:

- $p_0$             Standard-Referenzdruck und
- $t_{\text{ref}}$         Referenzzeit für den Schallexpositionspiegel (SEL)  $t_{\text{ref}} = 1\text{s}$ .

Das ergibt für die tatsächliche Geschwindigkeit  $V$

$$L_{E,\infty}(V) = L_{E,\infty}(V_{\text{ref}}) + 10 \cdot \lg\left(\frac{V_{\text{ref}}}{V}\right). \quad (\text{E-11})$$

Dementsprechend lässt sich der maximale Schalldruckpegel  $L_{\text{max}}$  wie folgt ausdrücken:

$$L_{\text{max}} = 10 \cdot \lg\left[\frac{p_p^2}{p_0^2}\right]. \quad (\text{E-12})$$

Wird aus den Gleichungen (E-2) und (E-8) die Beziehung

$$\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V}$$

berücksichtigt, lässt sich für die Dipolschallquelle die Differenz  $\Delta L$  mit Hilfe der Gleichungen (E-8), (E-11) und (E-12) wie folgt darstellen:

$$\Delta L = L_{E,\infty} - L_{\text{max}} = 10 \cdot \lg\left[\frac{V}{V_{\text{ref}}} \cdot \left(\frac{\pi}{2} p_p^2 \frac{d_p}{V}\right) \cdot \frac{1}{p_0^2 \cdot t_{\text{ref}}}\right] - 10 \cdot \lg\left[\frac{p_p^2}{p_0^2}\right]. \quad (\text{E-13})$$

Diese kann nur dann dem aus den NPD-Daten ermittelten Wert von  $\Delta L$  entsprechen, wenn der zur Berechnung des Energieanteils verwendete Schrägabstand  $d_p$  durch einen skalierten Abstand  $d_\lambda$  ersetzt wird, der gegeben ist durch

$$d_\lambda = \frac{2}{\pi} \cdot V_{\text{ref}} \cdot t_{\text{ref}} \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{\text{max}})/10} \quad (\text{E-14})$$

oder

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{\text{max}})/10} \quad (\text{E-15})$$

mit

$$d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{\text{ref}} \cdot t_{\text{ref}} \cdot \quad (\text{E-16})$$

Bei Ersatz von  $d_p$  durch  $d_\lambda$  in Gleichung (E-5) und die Verwendung der Definition  $q = -V\tau$  aus Abbildung E-1 lassen sich die Parameter  $\alpha_1$  und  $\alpha_2$  in Gleichung (E-9) wie folgt schreiben (indem  $q = q_1$  an den Anfangspunkt und  $q - \lambda = q_2$  an den Endpunkt eines Flugbahn-längensegments  $\lambda$  gesetzt wird)

$$\alpha_1 = \frac{-q_1}{d_\lambda} \quad (\text{E-17})$$

und

$$\alpha_2 = \frac{-q_1 + \lambda}{d_\lambda} . \quad (\text{E-18})$$

Da der eigentliche Schrägabstand durch einen skalierten Abstand ersetzt werden muss, vereinfacht sich das 90-Grad-Dipolmodell der vierten Potenz. Andererseits erfährt das Modell durch die Verwendung von messwertbezogenen Daten eine In-Situ-Kalibrierung, so dass der Algorithmus zur Berechnung des Energieanteils als halbempirisch angesehen werden kann.

# F Anlage Tabellen für die Berechnungsmethode

Die Berechnungsmethode für den Umgebungslärm an Flugplätzen ist in diesem Dokument beschrieben. Ihre Datengrundlage, die eine Vielzahl von Luftfahrzeuggruppen umfasst, wird in dieser Anlage F dargestellt. Die Tabellen wurden der deutschen Umsetzung „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF)“, der Anlage 5 - BUFD-Tabellen entnommen. Diese Tabellen beruhen auf einer Forschungsarbeit TEXTE 93/2021 Abschlussbericht „Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm“ inklusive Anhänge, durchgeführt vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen im Auftrag des deutschen Umweltbundesamts (UBA), Dessau-Roßlau. Die Autoren bedanken sich an dieser Stelle für die angenehme Abstimmung der nationalen Umsetzung mit dem deutschen Umweltbundesamt (UBA), Dessau-Roßlau.

## Literaturverzeichnis

**Umweltbundesamt, Dessau-Roßlau, BRD:** TEXTE 93/2021 Abschlussbericht „Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm“ inklusive Anhänge.

Von: Dr. Blinstrub/Jason, Dr. Isermann/Ullrich, Dr. Raitor/Till, Dr. Schmid/Rainer, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen (Hg.): Umweltbundesamt, 2021.

**Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit und Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur, BRD:** Anlage 2, Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF), 2021 und Anlage 5, BUFD-Tabellen.

**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.

**DELEGIERTE RICHTLINIE (EU) 2021/1226 DER KOMMISSION**

vom 21. Dezember 2020 zur Änderung des Anhangs II der Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates hinsichtlich gemeinsamer Methoden zur Lärmbewertung zwecks Anpassung an den wissenschaftlichen und technischen Fortschritt.

**Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und  
Technologie**

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 (0) 800 21 53 59

[servicebuero@bmk.gv.at](mailto:servicebuero@bmk.gv.at)

[bmk.gv.at](https://www.bmk.gv.at)