



Anlage 2

Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF)

Inhaltsverzeichnis

1	Verwendete Begriffe und Symbole.....	4
1.1	Begriffe	4
1.2	Symbole	9
2	Qualitätsrahmen	13
2.1	Genauigkeit der Eingangswerte	13
2.2	Verwendung von Standardwerten.....	13
2.3	Qualität der für die Berechnungen verwendeten Software.....	13
3	Ziel und Anwendungsbereich.....	13
4	Überblick über das Berechnungsverfahren.....	14
5	Das Konzept der Segmentierung.....	16
6	Flugbahnen: Strecken und Profile	17
7	Lärm- und Leistungsangaben	18
8	Flugplatz- und Flugbetrieb	18
9	Beschreibung der Flugbahn	21
10	Verhältnis zwischen Flugbahn und Luftfahrzeugkonfiguration	21
11	Quelle der Flugbahndaten.....	23
12	Koordinatensysteme	23
12.1	Lokales Koordinatensystem	23
12.2	Streckenkoordinatensysteme s und s'	23
12.3	Berücksichtigung der Topografie	24
13	Projizierte Flugstrecken (Kurs über Grund)	25
13.1	Kernstrecken (backbone track).....	25
13.2	Flugbahnstreuung.....	25
14	Flugprofile	27
15	Konstruktion von Flugbahnsegmenten.....	29
15.1	Kurs über Grund	29
15.2	Flugprofil	30
15.3	Teilsegmentierung der Startrollstrecke	32
15.4	Teilsegmentierung der Anfangssteigflugsegmente und der Endanflugsegmente	34
15.5	Teilsegmentierung von Flugsegmenten.....	35
15.6	Das Landerollen	36
15.7	Modellierung des Landerollens	37



15.8 Platzrunde	38
16 Lärmberechnung für ein Einzelereignis.....	38
17 Einzelereignismaß.....	38
18 Bestimmung von Maximal- und Schallexpositionspegeln anhand von NPD-Daten.....	39
18.1 Impedanzanpassung von Standard-NPD-Daten.....	41
19 Allgemeine Ausdrücke.....	42
19.1 Segmentpegel.....	42
19.2 Ereignislärmpegel L_{pA} einer Flugbewegung	44
20 Flugbahnsegmentparameter	44
20.1 Geometrische Parameter für NPD-Basispegel	44
20.2 Segmentleistung P.....	46
21 Korrekturterme für Segmentpegel.....	47
21.1 Dauerkorrektur Δ_V (nur Expositionspegel L_{pAE})	47
21.2 Geometrie der Schallausbreitung	48
21.3 Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung Δ_I	49
21.4 Seitliche Dämpfung $\Lambda(\beta, \ell)$ (unendliche Flugbahn).....	50
21.5 Seitliche Dämpfung und Installationseffekt in endlich langen Segmenten.....	52
21.5.1 Seitliche Dämpfung für Maximalpegel	52
21.5.2 Seitliche Dämpfung für Expositionspegel.....	53
21.5.3 Installationseffekt.....	55
21.6 Segmentkorrektur Δ_F (nur für Schallexpositionspegel L_{pAE})	56
21.7 Spezifische Behandlung der Rollsegmente, einschließlich Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt Δ_{SOR}	57
21.7.1 Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt Δ_{SOR}	57
21.7.2 Behandlung von Immissionsorten, die sich hinter jedem Startrollstrecken- und Landerollsegment befinden.....	58
22 Maximal- und Schallexpositionspegel der Flugbewegung eines Luftfahrzeugs der Allgemeinen Luftfahrt.....	59
23 Methode zur Berechnung von Hubschrauberlärm	59
24 Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen, Rollverkehr und Hilfstriebwerken.....	59
25 Berechnung kumulativer Pegel.....	60
26 Äquivalenter Dauerschallpegel.....	60
27 Kumulativer Lärmpegel L_{DEN}	61
28 Standardgitterberechnung	61
28.1 Rechengitter	61
28.2 Berechnung der Kurvenpunkte	62
Anhang.....	63
A Datenanforderungen.....	63



A.1	Anleitung zur Datenerfassung an Flugplätzen (AzDF)	63
A.1.1	Anwendungsbereich.....	63
A.1.2	Erforderliche Angaben	63
A.1.3	Luftfahrzeugbezeichnungen.....	64
A.1.4	Flugstreckenbeschreibung.....	67
A.1.4.1	Erfassungsbereich.....	67
A.1.4.2	Flugstreckenlängen	67
A.1.4.3	Flugstreckenbezeichnungen.....	67
A.1.4.4	Koordinatentransformationen	67
A.1.4.5	Abweichende Flugstrecken (Radarvectoring, Direct Routing)	68
A.1.4.6	Korridorbreiten	68
A.1.5	Erläuterungen zum Ausfüllen der Datenblätter für Flugplätze.....	68
A.2	Anfertigung des Datenerfassungssystems.....	72
A.3	Qualitätssicherung der Datenerfassung	72
A.4	Datenblätter für Flugplätze.....	74
B	Flugleistungsberechnung.....	92
B.1	Begriffe und Symbole.....	92
B.1.1	Begriffe.....	92
B.1.2	Symbole	93
B.2	Einführung	95
B.2.1	Flugbahnsynthese.....	95
B.2.2	Flugbahnanalyse	97
B.3	Triebwerksschub.....	97
B.3.1	Hinweise zum Arbeiten mit vermindertem Startschub.....	100
B.3.2	Reduzierter Steigschub	101
B.4	Vertikalprofile von Lufttemperatur, Luftdruck, Luftdichte und Windgeschwindigkeit	102
B.5	Kurvenflugeffekte.....	102
B.5.1	Näherungsverfahren	103
B.6	Startrollstrecke	104
B.7	Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit.....	105
B.8	Schubrücknahme (Übergangsegment).....	107
B.8.1	Betrag der Schubreduzierung.....	107
B.8.2	Steigflugsegment mit konstanter Geschwindigkeit und Schubreduzierung..	108
B.9	Beschleunigter Steigflug und Einfahren der Klappen	108
B.9.1	Beschleunigungssegment mit Schubreduzierung.....	110
B.10	Zusätzliche Steig- und Beschleunigungssegmente nach Einfahren der Klappen	110
B.11	Sinkflug und Verzögerung	110
B.12	Landeanflug	112
C	Modellierung der seitlichen Streuung des Kurses über Grund	113
D	Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen	114
E	Segmentkorrektur Δ_F	117
E.1	Geometrie	117
E.2	Schätzung des Energieanteils.....	118
E.3	Widerspruchsfreiheit zwischen den Höchst- und den zeitintegrierten Werten – der skalierte Abstand.....	120



1 Verwendete Begriffe und Symbole

Im folgenden Abschnitt werden häufig verwendete Begriffe und Symbole erläutert. Die Begriffe „Schall“ und „Lärm“ werden im Text synonym verwendet werden.

1.1 Begriffe

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 der Datenbank für die Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF-D).

Äquivalenter Dauerschallpegel L_{peq}

Zehnfacher dekadischer Logarithmus des Verhältnisses des über die Zeit T gemittelten Schalldruckquadrats zum Quadrat des Bezugsschalldrucks p_0 .

Bahnbezugspunkt P_B

Ursprung des Streckenkoordinatensystems s

Basispegel eines Schallereignisses

Der aus den NPD-Tabellen ausgelesene Schallpositionspegel 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

Die Trajektorie eines Luftfahrzeugs $\vec{r}(s)$ im dreidimensionalen Raum

Flugbahnsegment

Teil einer Flugbahn, der durch eine gerade Linie endlicher Länge dargestellt wird

Flugbewegung

An- oder Abflug

Flughöhe H (Altitude)

Höhe über Normalnull

Fluglärmkontur

Eine Linie eines konstanten Wertes eines Lärmindex um einen Flugplatz.



Flugparameter

Luftfahrzeugleistungseinstellung, -geschwindigkeit, -querneigung und -masse

Flugprofil

Verlauf der Flughöhe z entlang des Kurses über Grund samt Änderungen der *Luftfahrzeugkonfiguration*, beschrieben durch eine Reihe von *Profilpunkten*.

Flugstrecke

Festgelegte oder üblicherweise benutzte Streckenführung, die von Luftfahrzeugen eingehalten werden soll.

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 in Abhängigkeit vom Abstand entlang des Kurses über Grund.

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, an dem die Konturen normalerweise berechnet werden.

Höhe z (Height)

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 Normalnull. Verwendet zur Normalisierung der Ergebnisse von Berechnungen zur Luftfahrzeugkonstruktion und Analyse von Testdaten.

Kernstrecke über Grund

Eine repräsentative oder nominelle Flugstrecke über Grund, die das Zentrum eines Korridors definiert.

Korrigierter Nettoschub

Bei einer gegebenen Leistungseinstellung (z. B. EPR 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 Schallleistungspegel, die am jeweiligen Immissionsort während der Erhebungszeit T_E im Zeitintervall t_W auftreten und dem Quotienten $\frac{g_W \cdot t_0}{T_E}$ der Zeitgewichtungsfaktoren g_W , t_0 und T_E (z. B. L_{Day} , L_{DEN}).

Kurs über Grund

Vertikalprojektion der Flugbahn auf die Grundebene.

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 Schallleistungspegel, 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 der BUF-D 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 Schall exposurespegel 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.

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 Schall exposurespegels 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 Schallleistung, 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.

1.2 Symbole

Tabelle 1: Formelzeichen, Einheiten und Bedeutung

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
d	m	Kürzester Abstand vom Immissionsort zu einem Flugbahnsegment
d_p	m	Schrägabstand vom Immissionsort zu einer Flugbahn
d_λ	m	Skalierter Abstand
F_n	lbf, N, %	Tatsächlicher Nettoschub pro Triebwerk
F_n/δ	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
$L_{pAmax}(P, d)$	dB(A)	Unkorrigierter NPD-Wert des von einem Segment erzeugten Maximalpegels (Basispegel)



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
ℓ	m	Seitlicher Versatz
lg	-	Logarithmus zur Basis 10
N	-	Anzahl der Segmente oder Teilsegmente
$p_A(t)$	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	Streckencoordinate (Entfernung zum Bahnbezugspunkt entlang des Kurses über Grund), positiv orientiert in die vom Flugplatz wegführende Richtung
s'	m	Streckencoordinate (Entfernung zum Luftfahrzeugbezugspunkt entlang des Kurses über Grund), positiv orientiert in die vom Flugplatz wegführende Richtung
s_{RWY}	m	Länge der Start- und Landebahn
t	s	Zeit
t_e	s	Effektive Dauer eines Einzelschallereignisses
t_0	s	Referenzzeit für integrierten Schallpegel
τ	s	Zeitkonstante, $\tau = 1\text{s}$
$v(\eta)$	-	Verteilungsfunktion



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
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
$X_{\text{ARP}}, Y_{\text{ARP}}, Z_{\text{ARP}}$	m	Position des Flugplatzbezugspunkts in geografischen Koordinaten
z	ft bzw. m	Höhe des Luftfahrzeugs über Grundebene/Flugplatzbezugspunkt
h	ft bzw. m	Höhe der äquivalenten, horizontalen Flugbahn des Luftfahrzeugs über Grundebene/Flugplatzbezugspunkt
α	–	Parameter für die Berechnung Segmentkorrektur Δ_F
β	°	Höhenwinkel des Luftfahrzeugs zur Grundebene
ε	°	Luftfahrzeug-Querneigungswinkel
γ	°	Steig-/Sinkflugwinkel
φ	°	Depressionswinkel (Parameter der seitlichen Richtwirkung)
λ	m	Gesamtlänge eines Segments
ψ	°	Winkel zwischen der Richtung der Flugbewegung und der Richtung zum Immissionsort
ξ	°	Steuerkurs des Luftfahrzeugs, gemessen im Uhrzeigersinn ausgehend von Magnetisch-Nord
η	–	Normierte Längenkoordinate



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
δ	-	$\delta = p/p_0$, Verhältnis des Umgebungsluftdrucks auf Immissionsorthöhe zum Standardluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25$ hPa (oder 1013,25 mb)
θ	-	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
Δ	-	Änderung des Wertes einer Größe oder Korrektur (je nach Angabe im Text)
Δ_F	dB	Segmentkorrektur Δ_F
Δ_I	dB	Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung
Δ_i	-	Bewertung für i -te Tageszeit
Δ_{SOR}	dB	Korrektur am Start-of-Roll-Punkt
Δ_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 Kurs/Teilkurs über Grund
k	Summationsindex für Segment
max	Höchstwert



Index	Bedeutung
ref	Bezugswert
seg	Spezifischer Wert für ein Segment
SOR	Bezogen auf Start-of-Roll-Punkt
TO	Start (Take-Off)

2 Qualitätsrahmen

2.1 Genauigkeit der Eingangswerte

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

2.2 Verwendung von Standardwerten

Die Eingangsdaten für die Berechnung entsprechen der tatsächlichen Nutzung. Der Kurs über Grund wird grundsätzlich aus Radardaten abgeleitet.

2.3 Qualität der für die Berechnungen verwendeten Software

Die für die Berechnung verwendeten Softwareprodukte müssen die normgerechte Abbildung dieser Vorschrift sicherstellen; dies kann erfolgen in Anlehnung an die DIN 45687:2006-05, Akustik – Software-Erzeugnisse zur Berechnung der Schallimmissionen im Freien – Qualitätsanforderungen und Prüfbestimmungen.

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.

3 Ziel und Anwendungsbereich

Mit der „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF)“ können die Lärmindizes L_{DEN} (Tag-Abend-Nacht-Lärmindex) und L_{Night} (Nacht-Lärmindex) der Verordnung über die Lärmkartierung (34. BImSchV) für den Flugverkehr berechnet werden, die für die Kartierung von Umgebungslärm nach § 47c des Bundes-Immissionsschutzgesetzes benötigt werden. Die Datengrundlage, die eine Vielzahl von Flugzeugen umfasst, ist in der „Datenbank für die Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF-D)“ dargestellt.

Die BUF gilt nicht für Schallberechnungen nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm (Fluglärmschutzgesetz).



Fluglärmkonturen zeigen die Ausdehnung und den Umfang der Fluglärmwirkungen in der Umgebung von Flugplätzen, wobei die Auswirkungen durch die Werte bestimmter Pegelgrößen ausgewiesen werden. Eine Kontur ist eine Linie, entlang der der Pegelwert konstant ist. 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 nahe gelegenen 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 Schallexpositionspegel 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 Schallexpositionspegel 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. 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 Abschnitt 24 durchgeführt werden.

4 Überblick über das Berechnungsverfahren

Der Prozess der Lärmkonturengenerierung ist in Abbildung 1 dargestellt. Fluglärmkonturen bei der Lärmkartierung dienen dem Zweck, die in der Beurteilungszeit aufgetretenen Fluglärmimmissionen ortsaufgelöst 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 Abschnitten 5 bis 8 werden die Elemente der Methodik vorgestellt, und es wird der Grundsatz der Segmentierung erläutert, auf dem sie beruht: Der Schallexpositionspegel ist eine Aggregation aller „lärmereheblichen“ Segmente der Flugbahn, die sich jeweils unabhängig voneinander berechnen lassen. Die Abschnitte 5 bis 8 umreißen zudem die Anforderungen an die Eingabedaten für die Erstellung von Fluglärmkonturen. Detaillierte Spezifikationen für die benötigten Betriebsdaten sind in Anhang A aufgeführt.

Wie die Flugbahnsegmente aus vorbehandelten Eingabedaten berechnet werden, wird in den Abschnitten 9 bis 15 dargelegt. Dazu gehören Anwendungen der Flugleistungsanalyse, für die entsprechende Gleichungen in Anhang 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“, die sich in Begleitung mehrerer Streubahnen befindet. Auch dies wird in den Abschnitten 9 bis 15 unter Bezugnahme auf zusätzliche Informationen in Anhang C erläutert.

In den Abschnitten 16 bis 21 werden die Schritte aufgeführt, die bei der Berechnung des Maximal- und Schallexpositionspegels eines Einzelereignisses zu befolgen sind. Anhang D hat die Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen zum Gegenstand. Anhang E erläutert die akustische Dipolquelle, die im Modell zur Bestimmung der Schallabstrahlung von Flugbahnsegmenten finiter Länge verwendet wird.

Die Anwendung der in den Abschnitten 9 bis 21 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 Abschnitten 25 bis 27 beschrieben.

In Abschnitt 28 werden die Optionen und Anforderungen für die Anpassung von Lärmkonturen an Felder von Lärmindexwerten zusammengefasst.

5 Das Konzept der Segmentierung

Die BUF-D enthält für viele Luftfahrzeuge NPD-Basisbeziehungen (Noise-Power-Distance). 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 Luftfahrzeugs¹ 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.

Um den Lärm zu berechnen, der auf einen Immissionsort von einer nicht gleichförmigen Flugbahn einwirkt, wird die Flugbahn durch eine Reihe zusammenhängender geradliniger Segmente dargestellt, die sich jeweils als endlicher Teil einer unendlichen Bahn betrachten lassen und für die NPD-Daten sowie 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.

¹ Eigentlich unterhalb des Luftfahrzeugs senkrecht zur Tragflächenachse und Flugrichtung; angenommen als vertikal unterhalb des Luftfahrzeugs bei Nichtkurvenflug (d. h. Nichtschrägflug).



6 Flugbahnen: Strecken und Profile

Im Modellierungskontext ist eine *Flugbahn* (Trajektorie) die vollständige Beschreibung der Bewegung des Luftfahrzeugs in Raum und Zeit². Zur Berechnung des erzeugten Lärms ist die Kenntnis der Flugbahn sowie des Triebwerksschubs oder einem anderen lärmbezogenen Leistungsparameter erforderlich. Der *Kurs über Grund* ist die vertikale Projektion der Flugbahn auf eine ebene Bodenfläche. In Kombination mit dem vertikalen *Flugprofil* ergibt sich daraus die dreidimensionale Flugbahn. Für die Berechnung der Schall-expositionspegel 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 des Kurses über Grund und seiner 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 Anhang B aufgeführt. Jede Gleichung enthält Koeffizienten und/oder Konstanten, die auf empirischen Daten für jedes spezifische Luftfahrzeugmuster basieren. Die Gleichungen der aerodynamischen Leistung in Anhang 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 Änderungen von Höhe und Geschwindigkeit der Zelle geschätzt. Verfahren für die Verarbeitung der Flugbahninformationen werden in Abschnitt 14 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 Flugbahnstreubereiche durch eine Gruppe von seitlich versetzten „Unterstrecken“ dargestellt, neben der Kernstrecke sind vierzehn Unterstrecken zu definieren. Die vertikale Streuung wird bereits implizit durch

² Die Zeit wird über die Fluggeschwindigkeit ausgewiesen.



die Auswirkungen unterschiedlicher Luftfahrzeugmassen auf die Höhenprofile berücksichtigt.

7 Lärm- und Leistungsangaben

Die BUF-D enthält Lärm- und Leistungsdaten für die meisten vorhandenen Luftfahrzeugmuster. Muster und Varianten, für die derzeit keine Daten verzeichnet sind, werden durch Luftfahrzeuge, die ähnliche Fluglärmkonturen erzeugen, also lärmäquivalent sind, substituiert.

Die BUF-D enthält zudem vorgegebene „Verfahrensschritte“, die den Aufbau von Flugprofilen für mindestens ein übliches lärminderndes Abflugverfahren ermöglichen. Neuere Datenbankeinträge erfassen zwei unterschiedliche lärmindernde Abflugverfahren.

8 Flugplatz- 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 (Mittelpunkt der Start-/Landebahn relativ zum Flugplatzbezugspunkt),
- Länge und Richtung der Start-/Landebahn,
- Lage des Start-of-Roll-Punkts und der Landeschwelle³.

3) Streckendaten

Projizierte Flugstrecken (Kurs über Grund) werden durch eine Folge von Koordinaten in der Grundebene beschrieben. Durch statistische Analyse der Radardaten

³ Versetzte Landeswellen können durch die Festlegung zusätzlicher Start-/Landebahnen berücksichtigt werden.



wird zur Darstellung der lateralen Streuung eine Kernstrecke (backbone track) mit vierzehn Unterstrecken ermittelt. Sind keine Radardaten verfügbar, werden die Kernstrecken 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 Kernstrecke. 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 Kernstrecke.

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 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 Abschnitte 25 bis 27).

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 Anhang D).

i) Bezugsbedingungen für NPD-Daten

- Luftdruck: 1013,25 hPa (1013,25 mbar),
- Luftabsorption: Dämpfungsdaten aufgeführt in Tabelle D.1,
- kein Niederschlag,
- 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 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 Schallexpositionsspiegel gegenüber der Immissionsorthöhe relativ unempfindlich sind⁴.

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

- Lufttemperatur weniger als 30 °C,
- Produkt aus Lufttemperatur (°C) und relativer Luftfeuchtigkeit (%) größer als 500,
- Windgeschwindigkeit weniger als 8 m/s (15 Knoten).

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.

⁴ 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 Schallexpositionsspiegels 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.



Obgleich die Aerodynamik- und Triebwerksdaten in den Tabellen 7 bis 9 der BUF-D auf diesen Bedingungen basieren, können sie für andere Flugplatzbezugshöhen und andere mittlere Lufttemperaturen in EU-Staaten verwendet werden, ohne die Genauigkeit der berechneten Konturen des kumulativen mittleren Schallpegels wesentlich zu beeinträchtigen (siehe Anhang B).

Die Berechnung der Start- und Steigflugprofile unter Verwendung der in Anhang B beschriebenen Verfahren muss auf der Bruttostartmasse basieren.

9 Beschreibung der Flugbahn

Bei diesem Fluglärmrechnungsverfahren 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 der BUF-D ermittelt. Die NPD-Daten in der BUF-D 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.

10 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 Luftfahrzeugbetreibers. 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 Geradeausflugabschnitte, 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 *Kurs über Grund*, definiert durch die Anflug- oder Abflugstreckenführung. Der durch die Profilmomente 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-Kurs über Grund konstruiert, so dass sich eine Folge von 3-D-Flugbahnsegmenten ergibt.

Es sei daran erinnert, dass das Profil für eine bestimmte Reihe von Verfahrensschritten vom Kurs über Grund 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 Anhang 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 Anhang B lauten:

- Startrollstrecke (Abschnitt B.6),
- Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit (Abschnitt B.7),
- Schubrücknahme (Abschnitt B.8),
- beschleunigender Steilflug und Einfahren der Klappen (Abschnitt B.9),
- beschleunigender Steilflug nach dem Einfahren der Klappen (Abschnitt B.10),
- Sinkflug und Verzögerung (Abschnitt B.11) sowie
- Endanflug (Abschnitt B.12).

Bei der Berücksichtigung der Flugstreckenstreuung haben Unterstrecken und Kernstrecke das gleiche Flugprofil und die gleichen Luftfahrzeugkonfigurationen.



11 Quelle 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.⁵ Nähere Einzelheiten sind in Anhang A dargestellt.

12 Koordinatensysteme

12.1 Lokales Koordinatensystem

Das lokale Koordinatensystem (x, y, z) ist kartesisch und hat seinen Ursprung $(0,0,0)$ am Flugplatzbezugspunkt $(X_{ARP}, Y_{ARP}, Z_{ARP})$, wobei Z_{ARP} die Flugplatzbezugshöhe ist und $z = 0$ die Grundebene (Horizontalebene) bezeichnet, auf der in der Regel Fluglärmkonturen berechnet werden. Alle Immissionsorte, das Berechnungsgitter und die Lärmkonturpunkte werden in lokalen Koordinaten ausgedrückt⁶.

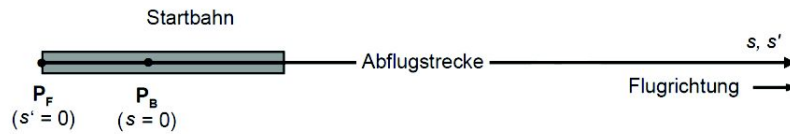
12.2 Streckenkoordinatensysteme s und s'

Längen auf den Flugstrecken werden durch die Streckenkoordinaten s und s' ausgedrückt. Die Koordinate s ist für jeden Kurs über Grund (projizierte Flugstrecke) spezifisch und stellt die entlang der Strecke in die vom Flugplatz wegführende Richtung gemessene Entfernung zum Bahnbezugspunkt P_B 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.

⁵ 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.

⁶ In der Regel verlaufen die Achsen der lokalen Koordinaten parallel zur Achse der Karte, auf der die Konturen gezeichnet werden. Zuweilen ist es jedoch sinnvoll, die x -Achse parallel zur Start- und Landebahn zu wählen, um ohne Heranziehung eines feinmaschigen Rechengitters symmetrische Konturen zu erhalten (siehe Abschnitt 28).

(a) Abflugstrecken / Draufsicht auf die Bezugsebene



(b) Anflugstrecken / Draufsicht auf die Bezugsebene

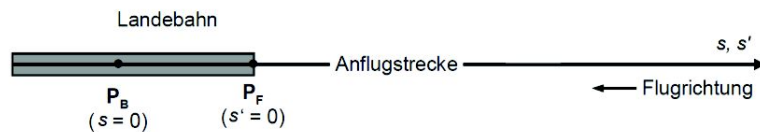


Abbildung 2: Streckenkoordinatensysteme s und s'

12.3 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 für Deutschland (DGM-D) mit einer Gitterweite von 50 m benutzt werden sollte. Sofern detaillierte geographische Daten vorliegen, können diese ergänzend zum DGM-D verwendet werden. Die Geometrie zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort ist in Abbildung 3 dargestellt. Zur Definition von d und l siehe Abschnitte 16 bis 21.⁷

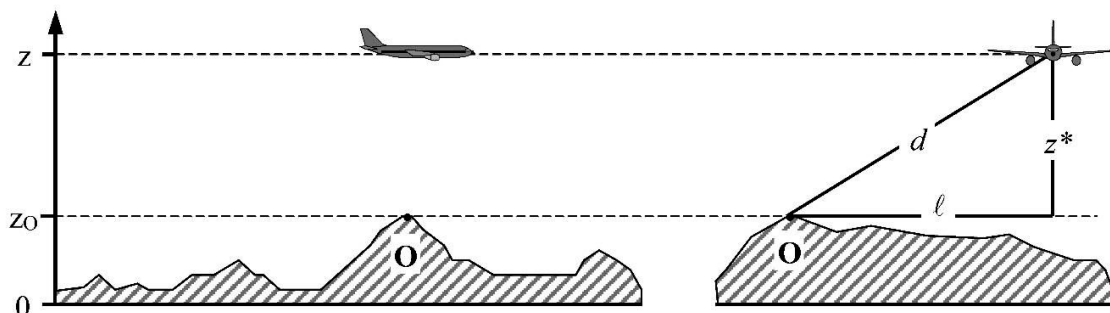


Abbildung 3: Bodenerhöhung längs (links) und seitlich (rechts) des Kurses über Grund. (Die Grundebene $z = 0$ verläuft durch den Flugplatzbezugspunkt. O ist der Immissionsort.)

⁷ Bei unebenem Boden kann sich der Immissionsort oberhalb des Luftfahrzeugs befinden. In diesem Fall wird z^* und der entsprechende Höhenwinkel β gleich null gesetzt.

13 Projizierte Flugstrecken (Kurs über Grund)

13.1 Kernstrecken (backbone track)

Die Kernstrecke (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. Abbildung 4 veranschaulicht die Geometrie einer Flugstrecke mit Kurven und geraden Segmenten.

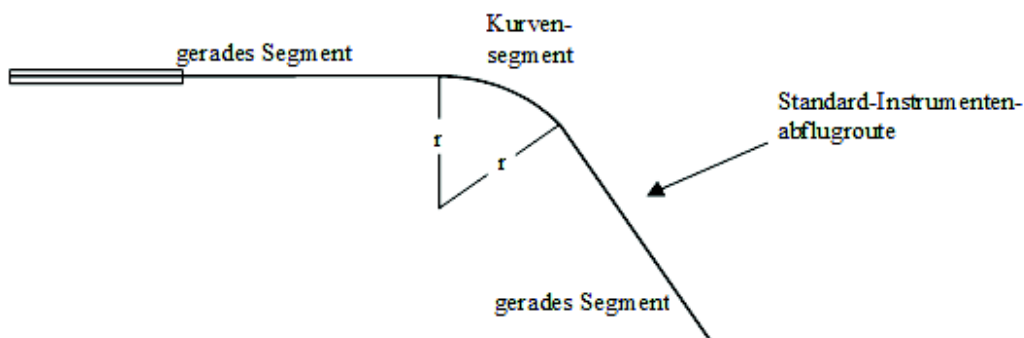


Abbildung 4: Geometrie der Flugstrecke mit Kurven und geraden Segmenten

13.2 Flugbahnsteuerung

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), 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.

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

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

mit:

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

beschrieben. Dabei ist ρ die Längenkoordinate auf der Normalen zur Flugstrecke. Die normierte Längenkoordinate η 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 5 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 Fluglärmrechnungen sind 15 Teilkorridore zu Grunde zu legen.

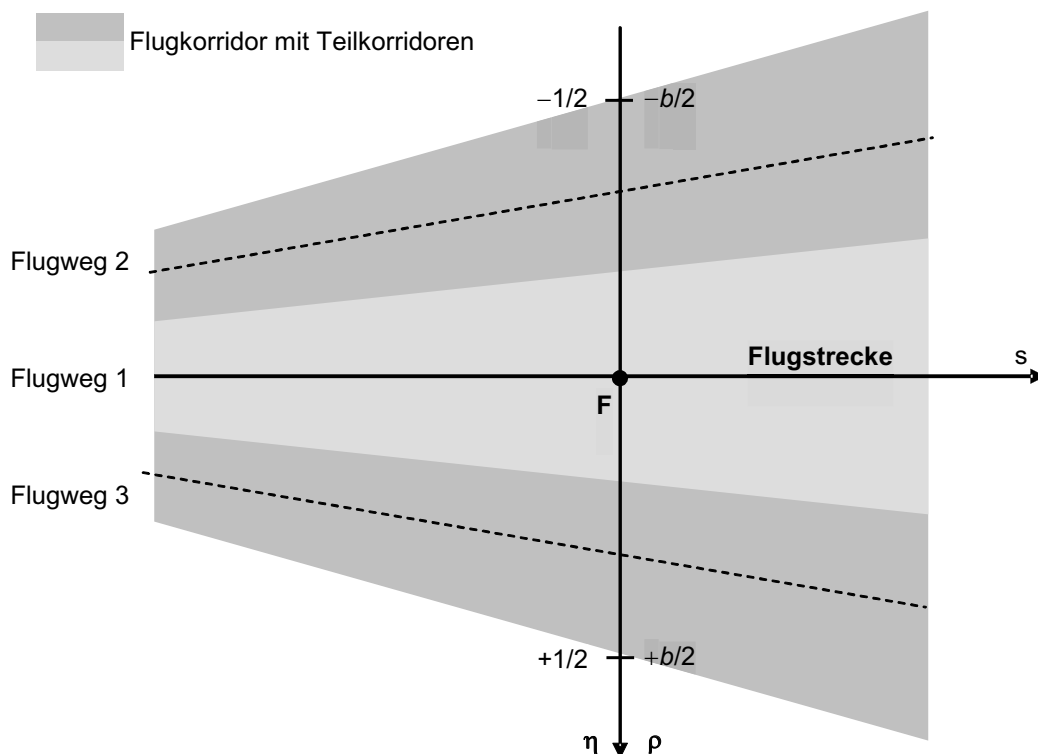


Abbildung 5: Beschreibung eines Flugkorridors durch Teilkorridore und Flugwege (beispielhaft für eine Zerlegung in drei Teilkorridore)

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 3 zeigt diese Anteile für die Zerlegung in 15 Unterstrecken.



Tabelle 3: Parameter für die Zerlegung eines Korridors in 15 Unterstrecken; Kernstrecke = Unterstrecke 1

Flugweg Nr.	η -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
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.

14 Flugprofile

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

Grundsätzlich sind die in der BUF-D aufgeführten Fixpunktprofile zu verwenden. Weichen lokale Bedingungen von den in der BUF-D angegebenen Standardbedingungen ab, sind auf die Situation angepasste Fixpunktprofile zu berechnen, wie im Folgenden erläutert wird.

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 Klappeneinstellung sowie den gefundenen Kompromiss zwischen Höhen- und Geschwindigkeitsänderung – alle über die betreffenden Zeitabschnitte entsprechend gemittelt.

Die Synthese von Flugprofilen anhand von „Verfahrensschritten“ aus der BUF-D oder von Luftfahrzeugbetreibern wird in Abschnitt 15 und Anhang 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 Kernstrecke oder den verstreuten Unterstrecken zugewiesen sind, dem gleichen Kernstreckenprofil folgen.

ANMERKUNGEN: Neben der BUF-D, die Standardinformationen zu den Verfahrensschritten liefert, sind die Luftfahrzeugbetreiber 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 der BUF-D 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. Anhang 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 Kernstrecken 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 über Grund ergibt. Beim anschließenden Zusammenfügen mit den Kursen über Grund wird dieses Einheitsprofil dann in der Regel wieder sowohl der Kernstrecke 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 Startrollstrecke, 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.

In Abschnitt 13 wird darauf hingewiesen, dass die seitliche Streuung von Flugstrecken um die nominale bzw. die Kernstrecke 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.



15 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 Kurs-über-Grund-Segmente aus der Streckengeometrie bestimmt.
- 2) Anschließend werden die Kurs-über-Grund-Segmente mit dem zugrundeliegenden Fixpunktprofil kombiniert. 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 vom Kurs über Grund abhängig ist. Beispielsweise ist die Steigrate des Luftfahrzeugs bei gleichem Schub und gleicher Geschwindigkeit in Kurven geringer als im Geradeausflug.)⁸
- 3) Korrektur von Abflug- bzw. Anflugsegmenten gemäß Gleichung (15)
- 4) Korrektur von Segmenten mit erheblichen Geschwindigkeitsänderungen gemäß Gleichung (16).

In Schritt 3 und 4 erfolgt eine Teilsegmentierung, bei der vorhandene Segmente aus Fixpunktprofil und Kurs über Grund in Teilsegmente zerlegt werden. Um diesen Prozess zu veranschaulichen, wird in Abschnitt 15 von Teilsegmenten gesprochen. Ist die Segmentierung abgeschlossen, wird die Flugbahn zwischen zwei resultierenden Knotenpunkten nur noch mit „Segment“ bezeichnet (ab Abschnitt 16).

15.1 Kurs über Grund

Ein Kurs über Grund 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.

Für die Segmentierungsmodellierung wird ein Bogen durch eine Folge in Teilbögen eingepasster gerader Segmente dargestellt. In Anhang 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:

⁸ Dazu sollte die Gesamtlänge des Kurses über Grund stets größer sein als die Gesamtlänge des Flugprofils. Dies lässt sich gegebenenfalls erreichen, indem dem letzten Segment des Kurses über Grund gerade Segmente geeigneter Länge hinzugefügt werden.

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

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

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

wobei n_{sub} groß genug sein muss, damit $\Delta\xi_{sub} \leq 10^\circ$. Die Segmentierung eines Bogens ohne die abschließenden Übergangsteilsegmente wird in Abbildung 6 veranschaulicht⁹.

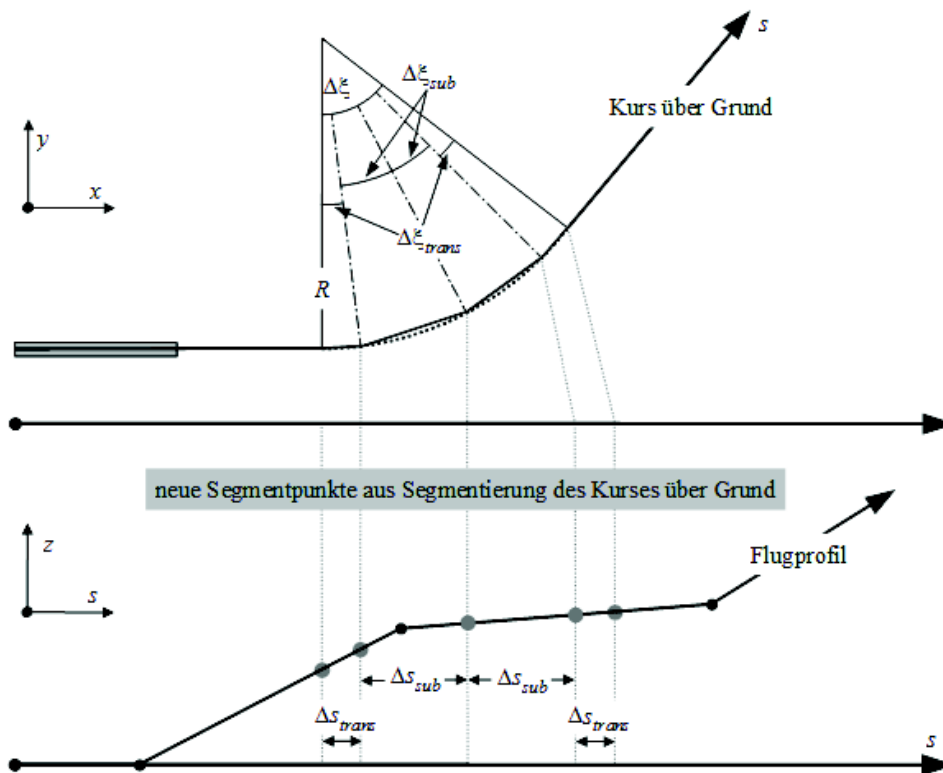


Abbildung 6: Konstruktion von Flugbahnsegmenten zur Teilung der Kurve in Segmente der Länge Δs (obere Ansicht in horizontaler Ebene, untere Ansicht in vertikaler Ebene)

15.2 Flugprofil

Auf die Verwendung des Apostrophs (') zur Kennzeichnung des luftfahrzeugbezogenen Koordinatensystems wird im Folgenden der Einfachheit halber verzichtet. Die Parameter

⁹ 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° liegen.



zur Beschreibung jedes Flugprofilsegments am Beginn (Index 1) und am Ende (Index 2) des Segments lauten:

s_1, s_2	Entfernung entlang des Kurses über Grund,
z_1, z_2	Flughöhe über Grund,
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 des Kurses über Grund 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 der BUF-D 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 Anhang B bestimmt.

Verläuft der Kurs über Grund geradeaus, so lassen sich die Profilpunkte und dazugehörigen Flugparameter unabhängig vom Kurs über Grund bestimmen (Querneigungswinkel stets null). Allerdings verläuft der Kurs über Grund 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 Profildsegmenten an Knotenpunkten des Kurses über Grund 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 Kurs-über-Grund-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 Zielendbedingungen verfügt. Ist kein eingreifender Kurs-über-Grund-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, Δ_I (Installationseffekt) festgehalten.



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

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

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

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

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

wobei

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

z und ε ändern sich linear mit der Entfernung, V und P linear mit der Zeit (d. h. konstante Beschleunigung¹⁰).

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

15.3 Teilsegmentierung der Startrollstrecke

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.

¹⁰ 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.



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

Dabei ist

- V_1 die Anfangsgeschwindigkeit,
 V_2 die Startgeschwindigkeit,
 n_{TO} die Anzahl der Teilsegmente und
 s_{TO} die äquivalente Startstrecke (siehe Anhang B).

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

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

Somit ist die Geschwindigkeitsänderung entlang eines Teilsegments

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

und die Zeit Δt in jedem Teilsegment (unter Annahme einer konstanten Beschleunigung)

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

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

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

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 7).

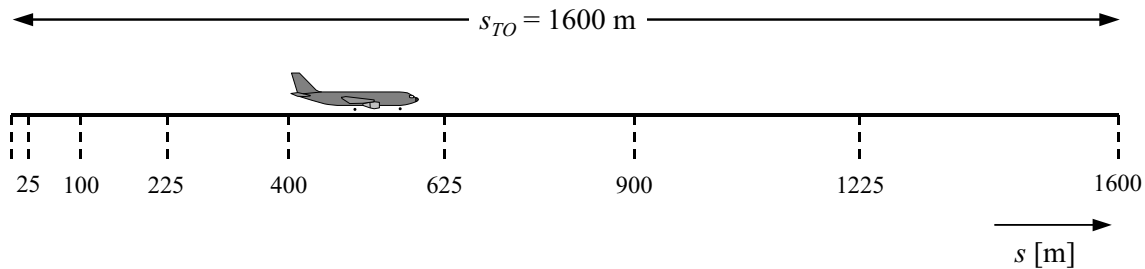


Abbildung 7: Teilsegmentierung einer Startrollstrecke; Beispiel für acht Teilsegmente

Analog zu den Geschwindigkeitsänderungen errechnen sich die Schubänderungen eines Luftfahrzeugs über jedes Teilsegment mit einem konstanten Inkrement ΔP als

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

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)).

15.4 Teilsegmentierung 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 Teilsegmente (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 Teilsegment begrenzen lässt, wenn die Anfangssteigflug- und Endanflugsegmente unterhalb von 1289,6 m (4231 ft) auf Basis der folgenden Menge von Höhenwerten in Teilsegmente 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.

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 Teilsegmente 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 entlang des Kurses über Grund unabhängig von der Flugrichtung. Die Teilsegmenthöhen z_{ji} werden dann wie folgt berechnet:

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

Dabei bezeichnet

z_j	die Endpunkthöhe des ursprünglichen Steig- bzw. Landeselements
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 (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 (6) beziehungsweise (8) interpoliert.

15.5 Teilsegmentierung von Flugsegmenten

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.

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

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 (11) bis (13) berechnet.

15.6 Das Landerollen

In den für Deutschland geltenden Fixpunktprofilen aus der BUF-D ist die Schubumkehr bereits berücksichtigt. Diese Fixpunktprofile sind grundsätzlich zu verwenden. Weichen flugbetriebliche Parameter, wie in der BUF-D beschrieben, von den Standardparametern ab, sollten der Flugbetriebssituation 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_{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 über den Einsatz des Umkehrschubs 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 der Schubumkehrlärm 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 8).

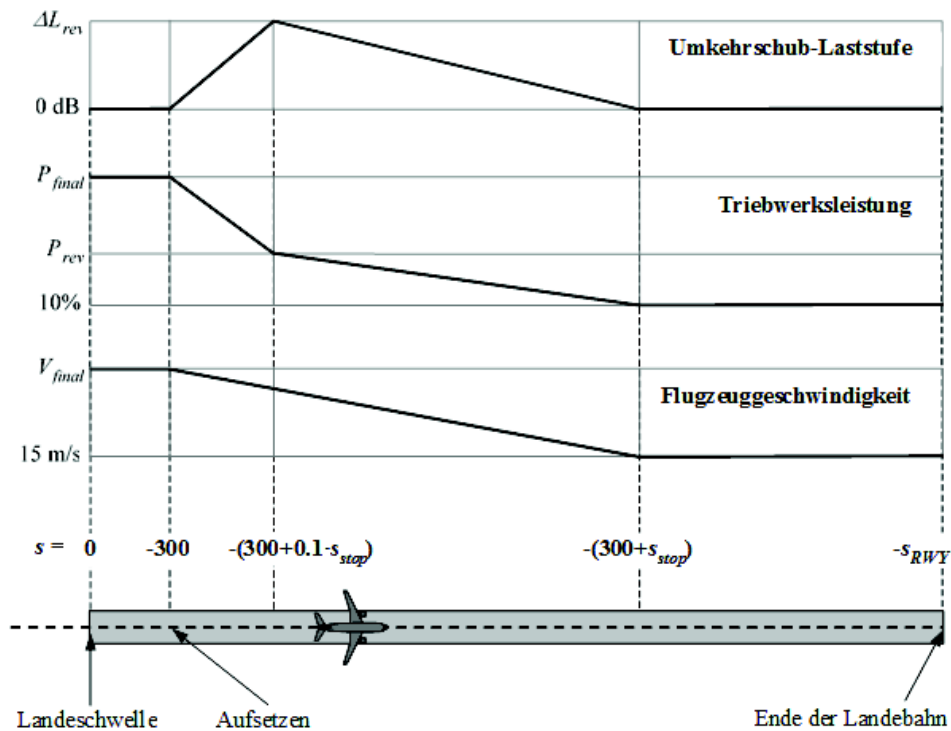


Abbildung 8: Die Grafik macht die prinzipiellen Abläufe deutlich, sie dient nicht zur Berechnung der Teilsegmente beim Landerollen.

15.7 Modellierung des Landerollens

Das Luftfahrzeug setzt 300 m hinter der Landeschwelle (Koordinate $s = 0$ im Anflugkurs über Grund) auf (siehe Abbildung 8). Anschließend wird das Luftfahrzeug über eine Landerollstrecke s_{stop} - luftfahrzeugspezifische Werte dafür enthält die BUF-D - von der Endanfluggeschwindigkeit V_{final} auf 15 m/s abgebremst. Aufgrund der raschen Geschwindigkeitsänderungen in diesem Segment wird es mithilfe der Gleichungen (10) bis (13) ebenso in Teilsegmente zerlegt wie beim Startrollen (oder bei Flugsegmenten mit betragsmäßig größeren Beschleunigungen).

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 Landebahn (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 ΔL anzuwenden ist, das entlang $0,1 \cdot s_{stop}$ von null auf einen Wert ΔL_{rev} von 5 dB steigt und danach über die verbleibende Ausrollstrecke linear auf null sinkt.



15.8 Platzrunde

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 ($s_{\text{horz,beg}}$) und endet mit dem Verlassen ($s_{\text{horz,end}}$) 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 ($s_{\text{horz,beg}}$ bis $s_{\text{horz,end}}$) gehen die Werte für Geschwindigkeit und Triebwerksleistung linear mit der Bogenlänge von den Werten der Abflugdatensätze auf diejenigen der Anflugdatensätze über.

16 Lärmberechnung für ein Einzelereignis

Den Kern des Modellierungsprozesses bildet die Berechnung des Schallexpositionspegels aus den in den Abschnitten 9 bis 15 beschriebenen Flugbahninformationen.

17 Einzelereignismaß

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

Der A-bewertete Schall-expositionspegel wird mit Hilfe der Schall-exposition

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

ausgedrückt als

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

E_0 bezeichnet die Bezugsschall-exposition, welche durch das Produkt aus dem Quadrat des Bezugsschall-drucks und der Bezugsdauer von 1 s gegeben ist. Mit der Wahl des Integrati-onsintervalls $[t_1, t_2]$ 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 $L_{p\max}$ liegt. Diese Spanne wird als „10-dB-down-time“ bezeichnet. Schallexpositionspiegel in den Tabellen der BUF-D sind 10-dB-down-time-Werte¹¹.

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

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

Mit diesem ergibt sich der Schallexpositionspiegel L_{pAE} zu:

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

Gleichung (20) kann zur Bestimmung von Schallexpositionspiegeln 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 Schallexpositionspiegels durch Addition von Segmentwerten, deren jeweilige Segmentexpositionspiegel dem Beitrag eines einzelnen endlichen Segments der Flugbahn entsprechen:

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

18 Bestimmung von Maximal- und Schallexpositionspiegeln anhand von NPD-Daten

Die Hauptquelle für Fluglärm Daten ist die BUF-D, die Daten aus der internationalen Aircraft Noise and Performance Database (ANP-Datenbank) enthält. Darin sind die Basispegel $L_{pA\max}(P, d)$ und $L_{pAE\infty}(P, d)$ als Funktionen des kürzesten Abstands vom Immissionsort zu einem Flughafensegment d für spezifische Luftfahrzeugmuster, -varianten, Luftfahrzeugkonfigurationen (Anflug, Abflug, Klappenstellungen) und Leistungseinstellungen

¹¹ Der L_E mit 10-dB-down-time kann bis zu 0,5 dB niedriger sein als der über eine längere Dauer bewertete L_E . 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 BUF-D als angemessen.

P tabellarisch aufgeführt. Sie beziehen sich auf einen stationären Flug bei der Referenzgeschwindigkeit V_{ref} auf einer theoretisch unendlichen, geraden Flugbahn¹².

Aus den Tabellen 10 oder 16 der BUF-D erhält man aus den Eingabewerten P und d die gesuchten Basispegel $L_{pA_{\text{max}}}(P, d)$ und/oder $L_{pAE_{\infty}}(P, d)$ (anwendbar auf eine unendliche Flugbahn). $L_{pA_{\text{max}}}(P, d)$ ist der NPD-Maximalpegel eines Segments in der kleinsten Entfernung d vom Segment zum Immissionsort. Der größte aller Segmentpegel $L_{pA_{\text{max}}}(P, d)$ ist unter Berücksichtigung des *Installationseffekts* $\Delta_I(\varphi)$ und der *Seitlichen Dämpfung* $\Lambda(\beta, \ell)$ auch der Maximalpegel $L_{pA_{\text{max}}}$ des Ereignisses. Sollten in der NPD-Tabelle keine genauen Werte für P und/oder d 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 9).

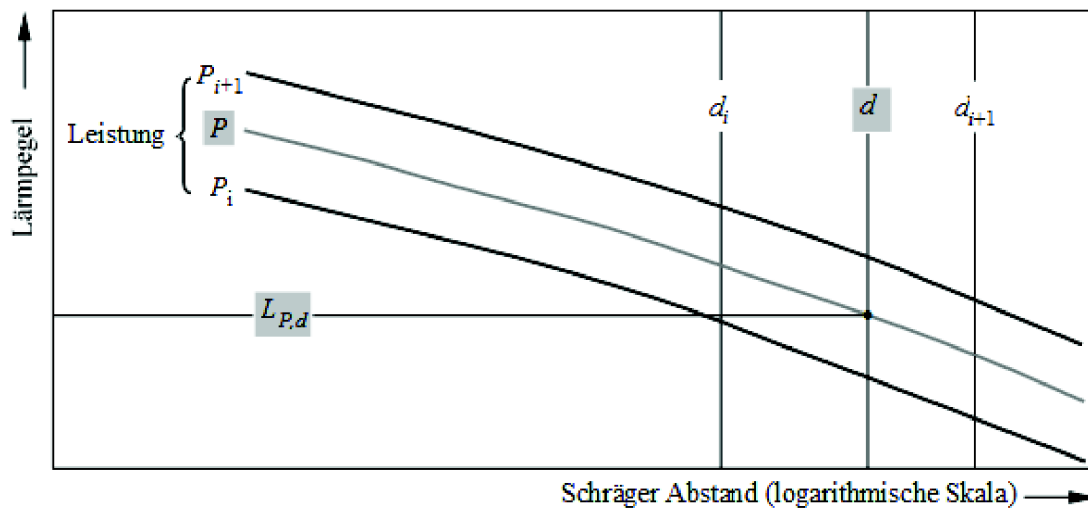


Abbildung 9: Interpolation bei Lärm-Leistung-Abstand-Kurven (NPD-Kurven), auf der Abszisse ist der Schrägabstand (logarithmische Skala) aufgetragen

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:

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

¹² Obwohl der Begriff einer unendlich langen Flugbahn für die Definition des Ereignis-Schallexpositionspegels L_{pAE} eine Rolle spielt, ist er weniger relevant im Falle des Ereignis-Maximalpegels $L_{pA_{\text{max}}}$, der vom abgestrahlten Lärm des Luftfahrzeugs an einer bestimmten Position oder nahe des kleinsten Vorbeiflugabstands bestimmt wird. Für die Modellierungszwecke wird der NPD-Abstandsparameter als Mindestabstand zwischen dem Immissionsort und dem Segment definiert.



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

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

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

Für Abstände d außerhalb des NPD-Rahmens wird Gleichung (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:

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

- nach außen:

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

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

18.1 Impedanzanpassung von Standard-NPD-Daten

Die in der BUF-D angegebenen NPD-Daten sind auf spezifische atmosphärische Bedingun-
gen normalisiert (Temperatur 25 °C und Druck 1013,25 hPa). Vor Anwendung der oben
beschriebenen Interpolations-/Extrapolationsmethode ist für diese Daten eine akusti-
sche 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 (Schallleistung
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 Tem-
peratur, des Luftdrucks und indirekt der Höhe. Daher müssen die Standard-NPD-Daten der BUF-
D so angepasst werden, dass Temperatur und Druckbedingungen in ihren tatsächlichen Werten
berücksichtigt werden, die sich im Allgemeinen von den normalisierten Bedingungen der Daten
in der BUF-D unterscheiden.

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



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

Dabei gilt Folgendes:

$\Delta_{\text{Impedance}}$	Impedanzanpassung zur Berücksichtigung der tatsächlichen atmosphärischen Bedingungen am Immissionsort (dB)
$\rho \cdot c$	Akustische Impedanz der Luft am Immissionsort
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:

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

Dabei gilt Folgendes:

δ	$\delta = p/p_0$, Verhältnis des Umgebungsluftdrucks auf Immissionsorthöhe zum Standardluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ (oder $1013,25 \text{ mb}$)
θ	$\theta = (T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$, Verhältnis der Jahresdurchschnittslufttemperatur auf Immissionsorthöhe zur Standardlufttemperatur auf Meereshöhe: $T_0 = 15,0 \text{ °C}$

ANMERKUNG: Die akustische Impedanzanpassung beträgt in der Regel weniger als einige Zehntel dB. Es sei insbesondere darauf hingewiesen, dass unter den atmosphärischen Standardbedingungen ($p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$ und $T_0 = 15,0 \text{ °C}$) die Impedanzanpassung weniger als 0,1 dB (0,074 dB) beträgt. Bei einer signifikanten Abweichung der Temperatur und des Luftdrucks gegenüber den atmosphärischen Referenzbedingungen der NPD-Daten kann die Anpassung jedoch erheblicher sein.

19 Allgemeine Ausdrücke

19.1 Segmentpegel

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

$$L_{pA_{\text{max,seg}}} = L_{pA_{\text{max}}}(P, d) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) \quad (28)$$

und der Beitrag eines Flugbahnsegments zu L_{pAE} als

$$L_{pAE, \text{seg}} = L_{pAE\infty}(P, d) + \Delta_V + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta_F. \quad (29)$$



Die „Korrekturterme“ in den Gleichungen (28) und (29), die in Abschnitt 21 ausführlich beschrieben werden, berücksichtigen die folgenden Effekte:

Δ_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.

Δ_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 ausgeprägte Richtcharakteristik von Strahltriebwerkslärm, die hinter einem startbereiten Luftfahrzeug auftritt, durch die Richtcharakteristikkorrektur Δ_{SOR} und die besondere Form der Segmentkorrektur Δ'_F für den Schall-expositionspegel berücksichtigt:

$$L_{pAmax,seg} = L_{pAmax}(P, d) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell) + \Delta_{SOR}, \quad (30)$$

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

Dabei gilt Folgendes:

Δ'_F *Besondere Form der Segmentkorrektur*

Δ_{SOR} *Richtcharakteristikkorrektur*: zur Berücksichtigung der ausgeprägten Richtcharakteristik von Strahltriebwerkslärm hinter dem An- bzw. Abrollsegment.

Die spezifische Behandlung der An- und Abrollsegmente wird in Abschnitt 21 beschrieben.

Die nachfolgenden Abschnitte beschreiben die Berechnung von Segmentschallpegeln.



19.2 Ereignislärmpegel L_{pA} einer Flugbewegung

Der Maximalpegel L_{pAmax} ist der größte der Segmentwerte $L_{pAmax,seg}$ (siehe Gleichungen (28) und (30)):

$$L_{pAmax} = \max(L_{pAmax,seg}). \quad (32)$$

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 $L_{pAE,seg}$ jedes lärm erheblichen Segments seiner Flugbahn berechnet:

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

Die Addition verläuft über alle Flugbahnsegmente.

20 Flugbahnsegmentparameter

Die Bestimmung der Leistung P und des Abstands d , für die die Basispegel $L_{pAmax}(P, d)$ und $L_{pAE\infty}(P, d)$ aus den NPD-Tabellen interpoliert werden, erfolgt anhand von geometrischen und betrieblichen Parametern, die das Segment definieren. Im Folgenden bezeichnet der Index „1“ immer den Startpunkt eines Segments und der Index „2“ den Endpunkt eines Segments. Die Indizes der Segmentpunkte werden wie die Entfernung über Grund beim Abflug in Flugrichtung und beim Anflug entgegen der Flugrichtung gezählt. Daher weist die Flugrichtung beim Abflug von S_1 nach S_2 und beim Anflug von S_2 nach S_1 .

20.1 Geometrische Parameter für NPD-Basispegel

Die nächsten Abbildungen zeigen die Geometrien zwischen Quelle und Immissionsort, wenn sich der Immissionsort O hinter (Abbildung 10), neben (Abbildung 11) oder vor (Abbildung 12) dem Segment S_1S_2 befindet, wobei die Flugrichtung von S_1 nach S_2 weist (Abflug). (Beim Anflug müssen die Indizes „1“ und „2“ in Abbildung 10, Abbildung 11 und Abbildung 12 vertauscht werden und der Abstandsvektor \vec{q} zeigt dann von S_p auf S_2 .) 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*);
- λ ist die Länge des Flugbahnsegments;
- q ist der Abstand von S_1 zu S_p (bzw. von S_p zu S_2 beim Anflug); negativ, wenn sich der Immissionsort hinter dem Segment befindet.

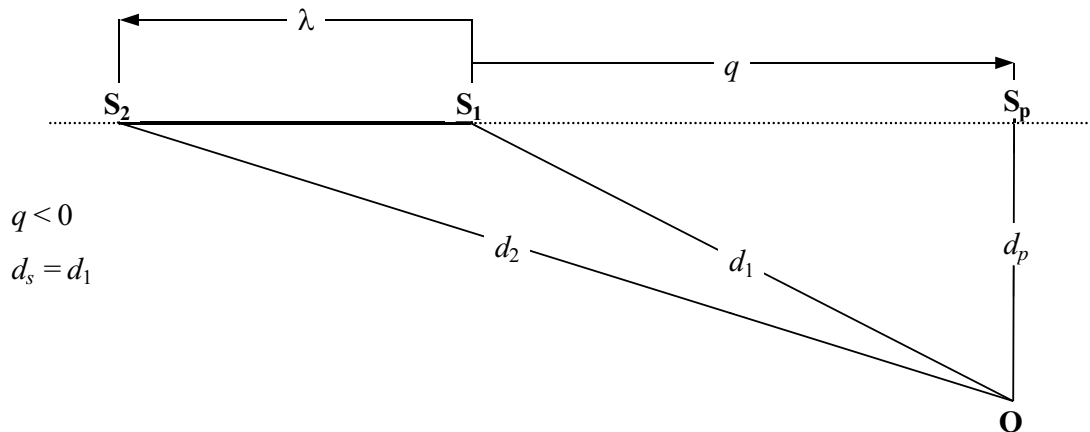


Abbildung 10: Flugbahnsegmentgeometrie bei hinter dem Segment befindlichem Immissionsort

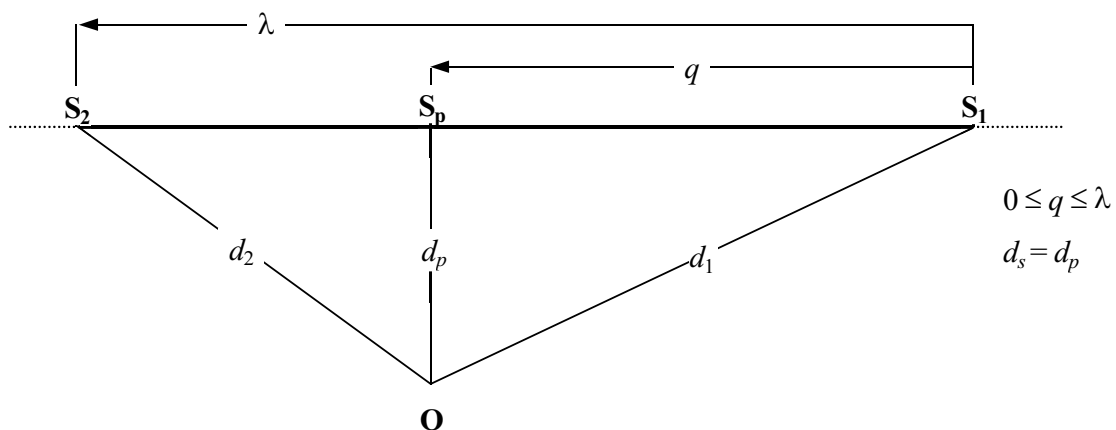


Abbildung 11: Flugbahnsegmentgeometrie bei neben dem Segment befindlichem Immissionsort

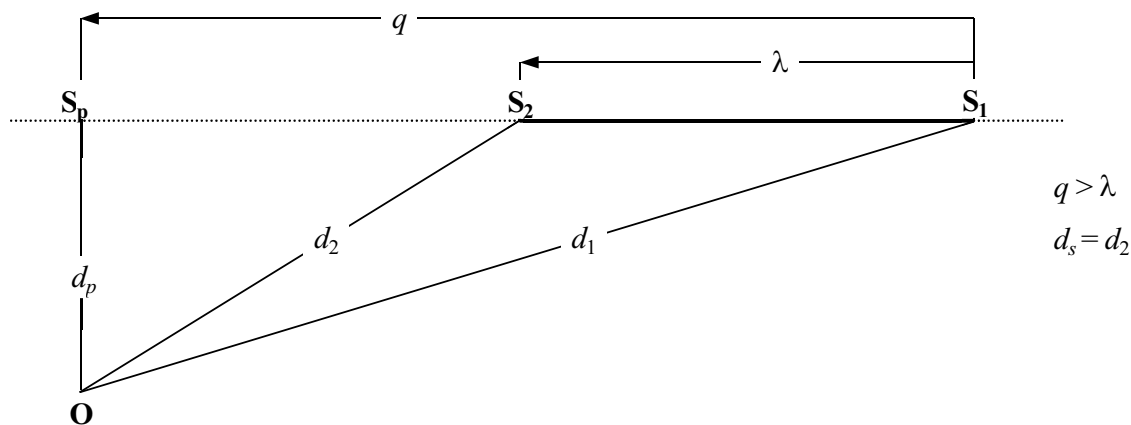


Abbildung 12: Flugbahnsegmentgeometrie bei vor dem Segment befindlichem Immissionsort

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 Expositionspegel L_{pAE} ist der NPD-Abstandsparameter d gegeben durch den Abstand d_p zwischen S_p und dem Immissionsort, genannt *Schrägabstand*.

Bei Expositionspegelmaßen, bei denen sich die Immissionsorte hinter den Bodensegmenten während des Startrollens bzw. vor den Bodensegmenten während des Landerollens befinden, wird jedoch der NPD-Abstandsparameter d zum Abstand d_1 , dem kürzesten Abstand zwischen Immissionsort und Segment.

Bei Maximalpegelmaßen ist der NPD-Abstandsparameter d gegeben durch d_s , den kürzesten Abstand zwischen Immissionsort und Segment.

20.2 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 linear 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 11), errechnet sich der Wert durch Interpolation gemäß Gleichung (8) zwischen Anfangs- und Endwert, d. h.

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



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

21 Korrekturterme für Segmentpegel

Die NPD-Daten definieren Maximal- und Schallexpositionspegel als Funktion des Abstands senkrecht unterhalb einer idealisierten stationären Geradeausflughahn unendlicher Länge, auf der sich das Luftfahrzeug mit stationärer Leistung bei einer festen Referenzgeschwindigkeit bewegt¹³. 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 (28) und (29)) zur Berücksichtigung:

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

21.1 Dauerkorrektur Δ_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 Dauerkorrektur¹⁴ angewendet. Wie die Triebwerksleistung schwankt auch die Geschwindigkeit entlang des Segments von V_{T1} zu V_{T2} (hierbei ist die TAS den Fixpunktprofilen zu entnehmen), so dass eine äquivalente Segmentgeschwindigkeit V_{seg} bestimmt werden muss.

Für Flugsegmente ist V_{seg} die Geschwindigkeit am Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands S . Befindet sich der Immissionsort hinter oder vor dem Segment, ist der Wert derjenige am nächstgelegenen Endpunkt V_{T1} oder V_{T2} .

¹³ Gemäß NPD-Spezifikationen müssen die Daten auf Messungen des stationären *Geradeausflugs*, nicht notwendigerweise des waagerechten Flugs, basieren. Zur Schaffung der notwendigen Flugbedingungen kann die Testflughahn 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.

¹⁴ Die Korrektur heißt *Dauerkorrektur*, 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.

Wenn sich der Immissionsort neben dem Segment befindet, wird zwischen den Segmentendpunktwerten wie folgt interpoliert:

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

Für Segmente der Start-/Landebahn (Teile der Startrollstrecke oder der Landerollstrecke) wird V_{seg} als Durchschnitt der Segmentanfangs- und -endgeschwindigkeit angenommen, d. h.

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

In beiden Fällen beträgt die additive Dauerkorrektur somit

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

21.2 Geometrie der Schallausbreitung

Abbildung 13 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 ε , gemessen entgegen dem Uhrzeigersinn, um seine Längsachse quergeneigt. Der Winkel ε ist somit bei Linkskurven positiv und bei Rechtskurven negativ.

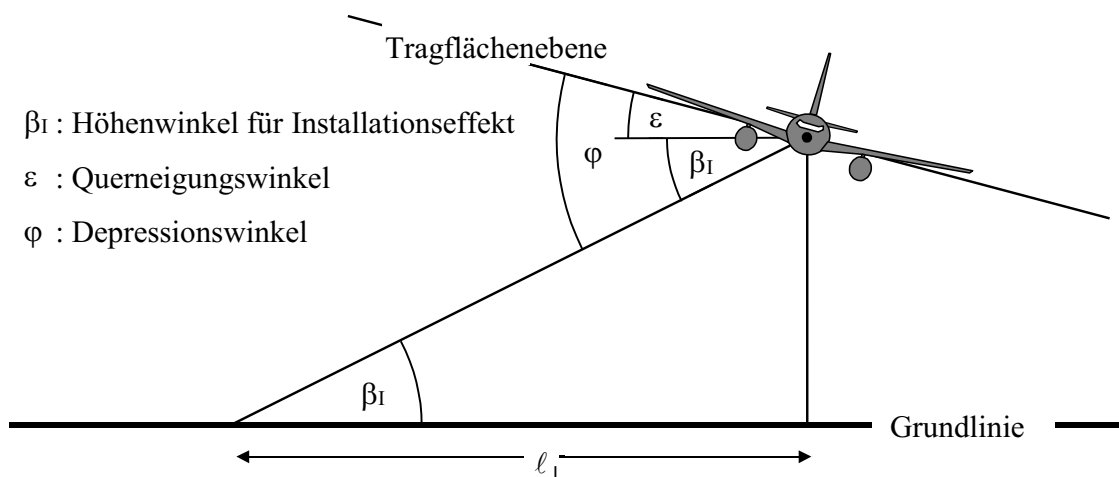


Abbildung 13: Winkel zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort in der Ebene senkrecht zur Flugbahn



Der *Höhenwinkel* β_I (zwischen 0 und 90°) ist gegeben als Winkel zwischen Schrägabstand d_p , dem kürzesten Abstand vom Immissionsort zum verlängerten Segment, und seitlichem Versatz ℓ_{\perp} , dem senkrechten Abstand zwischen Immissionsort und der senkrecht auf die Grundebene projizierten Segmentverlängerung. Bei der Berechnung der seitlichen Dämpfung wird der Höhenwinkel β beim Schallexpositionspegel auf die gleiche Weise ermittelt, allerdings in Bezug auf eine äquivalente, horizontale Flugbahn. Bei der seitlichen Dämpfung hinsichtlich des Maximalpegels ergibt sich β als Winkel zwischen d , dem kürzesten Abstand zwischen Immissionsort und einem Punkt des Segments und ℓ^* , dem Abstand zwischen Immissionsort und der senkrechten Projektion dieses Punktes auf die Grundebene (bei Segmenten vor oder hinter dem Immissionsort) bzw. ℓ_{\perp} (wenn sich das Segment neben dem Immissionsort befindet). Der seitliche Versatz ℓ wird also entweder aus ℓ_{\perp} bzw. aus ℓ^* bestimmt. Dies wird ausführlich erläutert in 21.5.

Der *Depressionswinkel* φ 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).

21.3 Korrektur aufgrund der Triebwerksanbringung Δ_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:

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

Dabei gilt Folgendes:

$\Delta_I(\varphi)$ Korrektur in dB beim Depressionswinkel φ (siehe Abbildung 13)

a, b, c bei Triebwerken unterhalb der Tragflächen:

$$a = 0,00384,$$

$$b = 0,0621,$$

$$c = 0,8786$$

bei Triebwerken am Rumpf:

$$a = 0,1225,$$

$$b = 0,3290,$$

$$c = 1$$

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

$$\Delta_I(\varphi) = 0. \quad (39)$$

Abbildung 14 zeigt die Abweichung von $\Delta_I(\varphi)$ um die Längsachse des Luftfahrzeugs für drei Triebwerksanbringungsarten. Bei negativem φ wird für alle Anbringungsarten $\Delta_I(\varphi) = \Delta_I(0)$ verwendet.

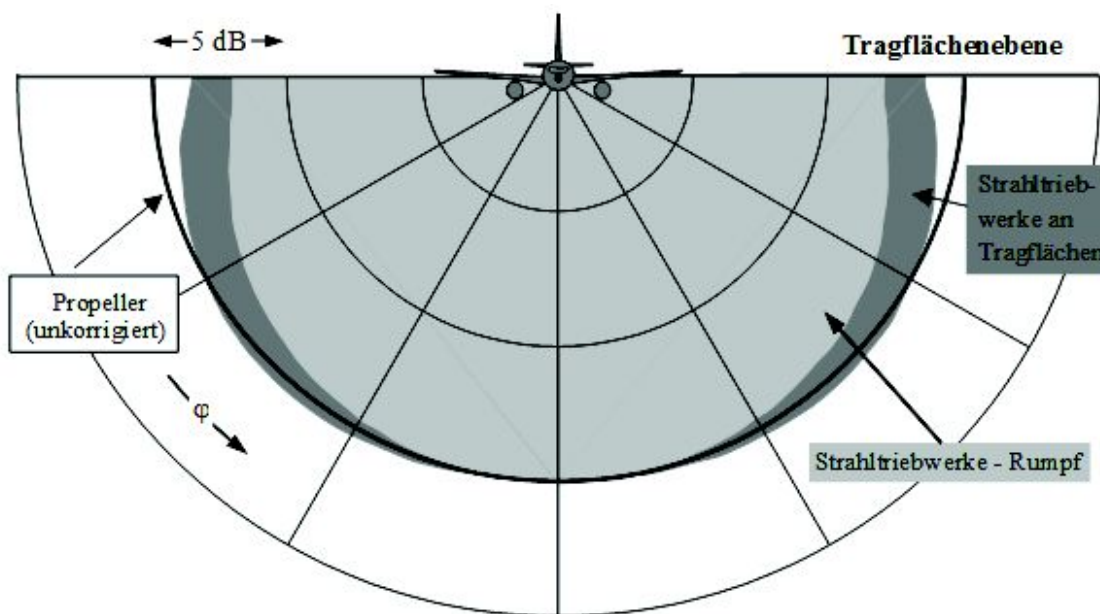


Abbildung 14: Laterale Richtcharakteristik von Installationseffekten

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 β_I für $\Delta_I(\varphi)$ definiert als $\beta_I = \arccos(\ell_{\perp}/d_p)$.

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

Die tabellarisierten NPD-Maximal- und Schallexpositionspegel 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 β und
- 2) vom seitlichen Versatz vom Kurs über Grund des Luftfahrzeugs ℓ 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 (38) mit den Rumpfmontagekoeffizienten und unter Ersetzung von φ durch β für Geradeausflug, wird die seitliche Dämpfung zu:

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Lambda_T(\beta, \ell) - \Lambda_I(\beta). \quad (40)$$

Dabei erfolgt die Messung von β und ℓ wie in Abbildung 13 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

$$\Lambda(\beta, \ell) = \Gamma(\ell) \cdot \Lambda(\beta). \quad (41)$$

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

$$\Gamma(\ell) = 1,089 [1 - \exp(-0,00274 \ell)] \quad \text{für } 0 \leq \ell \leq 914 \text{ m}, \quad (42)$$

$$\Gamma(\ell) = 1 \quad \text{für } \ell > 914 \text{ m}, \quad (43)$$

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

$$\Lambda(\beta) = 1,137 - 0,0229\beta + 9,72 \exp(-0,142\beta) \quad \text{für } 0^\circ \leq \beta \leq 50^\circ, \quad (44)$$

$$\Lambda(\beta) = 0 \quad \text{für } 50^\circ \leq \beta \leq 90^\circ. \quad (45)$$

Der Ausdruck für die seitliche Dämpfung $\Lambda(\beta, \ell)$ in Gleichung (41) gilt für sämtliche Flugzeuge und ist in Abbildung 15 grafisch dargestellt.

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

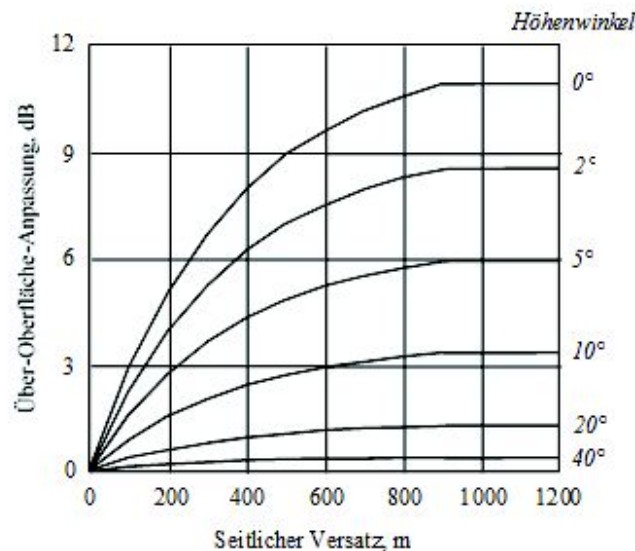


Abbildung 15: Änderung der seitlichen Dämpfung $\Lambda(\beta, \ell)$ in Abhängigkeit von Höhenwinkel und Abstand

21.5 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 (42) bis (45) 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.

21.5.1 Seitliche Dämpfung für Maximalpegel

Der **Segmentmaximalpegel** L_{pAmax} wird anhand von NPD-Daten als Funktion des Abstands d vom Immissionsort zum nächstgelegenen Punkt S_s mit $s = 1; 2; p$ im Segment ermittelt.

Für die Abmessungen des Segments sind keine Korrekturen erforderlich. Die **seitliche Dämpfung von L_{pAmax}** hängt für Immissionsorte neben dem Segment vom Bodenabstand $\ell = \ell_{\perp} = OR$ und vom Höhenwinkel $\beta = \arccos(\ell_{\perp}/d_p)$ ab. Die Parameter ℓ und β 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 17 sind β_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 (41) gegeben.



Bei L_{pAE} ist der Prozess jedoch komplizierter.

21.5.2 Seitliche Dämpfung für Expositionspegel

Der Basis-Schallexpositionspegel $L_{pAE}(P, d)$, der für sämtliche Segmente anhand der NPD-Daten bestimmt wird, bezieht sich auf einen unendlichen Flugweg. Der Schallexpositionspegel eines Segments $L_{pAE,seg}$ ist daher um den Betrag der Segmentkorrektur Δ_F niedriger als der Basispegel. Diese Korrektur, eine Funktion der Geometrie der Dreiecke OS_1S_2 in Abbildung 10 bis Abbildung 12, legt fest, welcher Anteil der bei O empfangenen Schallenergie der unendlichen Gesamtflugbahn vom Segment kommt. Die Segmentkorrektur Δ_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 ℓ und der Höhe h der äquivalenten, horizontalen Flugbahn, nicht der des endlichen Segments. Beim Schallexpositionspegel ist der seitliche Versatz $\ell = \ell_{\perp}$ 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 ist, d. h. $h = z_s / \cos(\gamma)$. h ist dabei die Länge von RS_s , der Senkrechten vom Kurs über Grund zum Segment durch den jeweiligen Punkt. Dies entspricht einer Drehung der tatsächlichen verlängerten Flugbahn mit Winkel γ um Punkt R (siehe Abbildung 16 und Abbildung 17). Der Höhenwinkel dieser äquivalenten horizontalen Flugbahn ist $\beta = \arctan(h/\ell_{\perp})$.

Abbildung 16 veranschaulicht ein Abflugsegment S_1S_2 – das Luftfahrzeug steigt im Winkel γ . Der Rest der „realen“ Flugbahn ist nicht dargestellt. Das Luftfahrzeug ist gegen den Uhrzeigersinn um die Flugbahn im Winkel ε zur seitlichen Horizontalachse quergeneigt. Der Depressionswinkel φ der Tragflächenebene, der den Installationseffekt Δ_I beeinflusst (Gleichung (40)), liegt in der Ebene senkrecht zur Flugbahn, in der ε definiert ist. Somit gilt $\varphi = \beta_I - \varepsilon$. Dabei ist $\beta_I = \arccos(\ell_{\perp}/d_p) = \beta = \arctan(h/\ell_{\perp})$. Die *äquivalente, horizontale Flugbahn* wird in der vertikalen Ebene durch S_1S_2 mit gleichem rechtwinkligen Schrägabstand d_p vom Immissionsort definiert. Durch Drehung des Dreiecks ORS_p und seiner angebotenen Flugbahn um OR im Winkel γ ergibt sich das Dreieck ORS'_p (siehe Abbildung 16). Der Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands des Luftfahrzeugs vom Immissionsort S_p wird durch die Senkrechte OS_p der Länge d_p definiert (Schrägabstand). Der seitliche Versatz ℓ_{\perp} ist gegeben durch die Strecke OR. Das Dreieck OS_1S_2 entspricht Abbildung 11, der Geometrie für die Berechnung der Segmentkorrektur Δ_F .

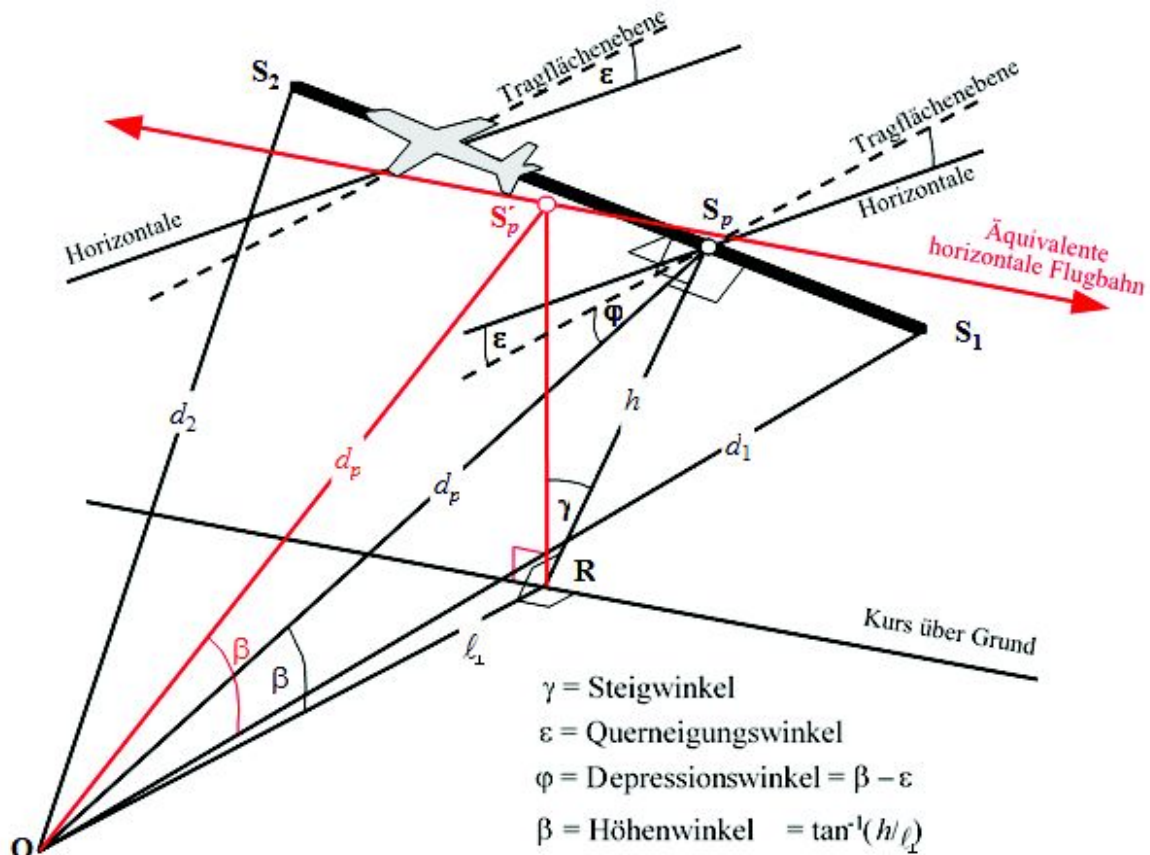


Abbildung 16: Immissionsort neben dem Segment

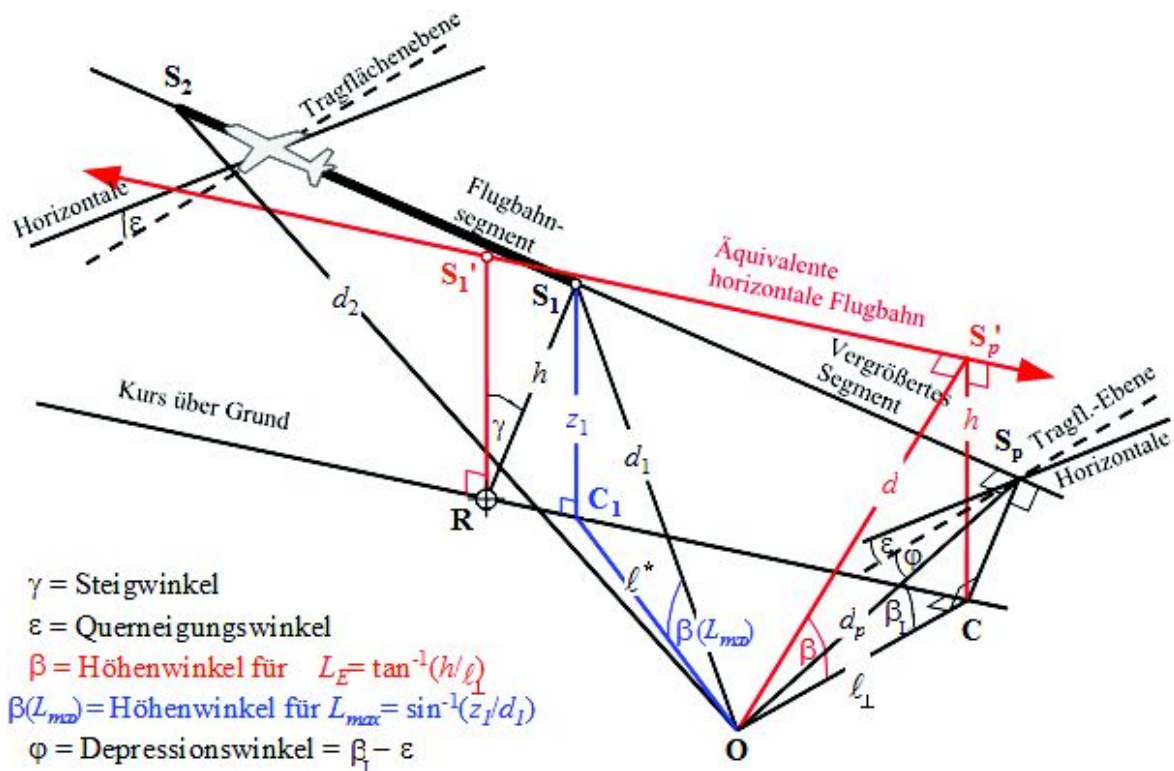


Abbildung 17: Immissionsort hinter dem Segment



Abbildung 17 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 10, in der die Segmentkorrektur Δ_F definiert wird. Bei der Berechnung der seitlichen Dämpfung für *Schall-expositionspegel* 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 vom Kurs über Grund 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 beim Abflug vor dem Segment, ergibt sich die Höhe h aus S_2 . Liegt der Immissionsort beim Anflug vor dem Segment, ergibt sich die Höhe h aus S_1 . Liegt der Immissionsort beim Anflug hinter dem Segment, ergibt sich die Höhe h aus S_2 . (Der NPD-Abstandsparameter für die Situation in Abbildung 17 ist für Maximalpegel der kürzeste Abstand zum Segment, d. h. $d = d_1$ 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 $L_{pAE\infty}(P_1, d_p)$.)

ANMERKUNG: Es wird darauf hingewiesen, dass die Geometrie der Basisquelle (definiert durch d_1 , d_2 und φ) unberührt bleibt. Der sich vom Segment zum Immissionsort bewegende 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 β_I , dem Höhenwinkel der verlängerten Flugbahn, sondern zu β , dem Höhenwinkel der äquivalenten Bahn.

Befindet sich der Immissionsort beim Abflug hinter den Bodensegmenten und beim Anflug vor den Bodensegmenten, wird der Wert von β der gleiche wie beim Maximalpegelmaß, d. h. für Positionen hinter den Startrollstreckensegmenten bzw. vor den Lande-rollsegmenten gilt:

$$\beta = \beta_1 = \arcsin\left(\frac{z_1}{d_1}\right) \quad \text{und} \quad \ell = \ell^* = OC_1 = \sqrt{d_1^2 - z_1^2}. \quad (46)$$

21.5.3 Installationseffekt

Die laterale Richtcharakteristik (Installationseffekt) ist zweidimensional, daher wird der Depressionswinkel φ 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 ℓ_{\perp} der seitliche Versatz, der senkrecht auf dem Kurs über Grund steht, ist. β_I ist in Abbildung 17 durch den Winkel S_pOC und in Abbildung 16 durch den Winkel SOR (β) dargestellt.

21.6 Segmentkorrektur Δ_F (nur für Schallexpositionspegel L_{pAE})

Der korrigierte Basis-Schallexpositionspegel 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 die Schallenergie, die 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 Δ_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 Anhang E beschrieben.

Der Energieanteil F ist eine Funktion des in Abbildung 10 bis Abbildung 12 definierten „Sichtdreiecks“. Für die Segmentkorrektur Δ_F ergibt sich somit Folgendes:

$$\Delta_F = 10 \lg \left[\frac{1}{\pi} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \right]. \quad (47)$$

Dabei gilt:

$$\alpha_1 = -\frac{q}{d_\lambda}, \quad (48)$$

$$\alpha_2 = -\frac{q - \lambda}{d_\lambda}, \quad (49)$$

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{\frac{[L_{pAE\infty}(P, d_p) - L_{pAmax}(P, d_p)]}{10}}, \quad (50)$$

$$d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{ref} \cdot t_0. \quad (51)$$

d_λ wird als „skalierter Abstand“ bezeichnet (siehe Anhang 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 Δ_F wird eine Untergrenze von -150 dB gesetzt.

In dem besonderen Fall, dass sich die Immissionsorte hinter jedem Startrollstreckensegment oder jedem Landerollstreckensegment befinden, wird eine reduzierte Form des in Gleichung (47) ausgedrückten Lärmanteils verwendet, die dem spezifischen Fall von $q = 0$ entspricht. Die Berechnung erfolgt unter Verwendung von

$$\Delta'_F = 10 \lg \left[\frac{1}{\pi} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 \right) \cdot 10^{\frac{\Delta_{SOR}}{10}} \right]. \quad (52)$$

Dabei gilt $\alpha_2 = \lambda/d_\lambda$. Δ_{SOR} ist die durch die Gleichungen (57) und (58) definierte Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt.

Die Gründe für die Verwendung dieser besonderen Form des Lärmanteils werden im nachfolgenden Abschnitt 21.7 im Rahmen der Anwendungsmethode für die Richtcharakteristik am Start-of-Roll-Punkt näher erläutert.

21.7 Spezifische Behandlung der Rollsegmente, einschließlich Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt Δ_{SOR}

Bei den Startroll- und Landerollsegmenten erfolgt eine spezifische Behandlung, die im Folgenden erläutert wird.

21.7.1 Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt Δ_{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 ist und je niedriger die Fluggeschwindigkeit liegt. Von besonderer Bedeutung ist dies für Immissionsorte hinter dem Start-of-Roll-Punkt, wo beide Bedingungen erfüllt sind. Dieser Effekt wird durch eine Richtwirkungsfunktion Δ_{SOR} berücksichtigt.

Abbildung 18 zeigt die entsprechenden geometrischen Verhältnisse. Der Azimutwinkel ψ zwischen der Längsachse des Luftfahrzeugs und dem Vektor zum Immissionsort ist definiert durch

$$\psi = \arccos\left(\frac{q}{d_{\text{SOR}}}\right). \quad (53)$$

Der relative Abstand q ist negativ (siehe Abbildung 10), so dass sich ψ zwischen 90° und 180° bewegt.

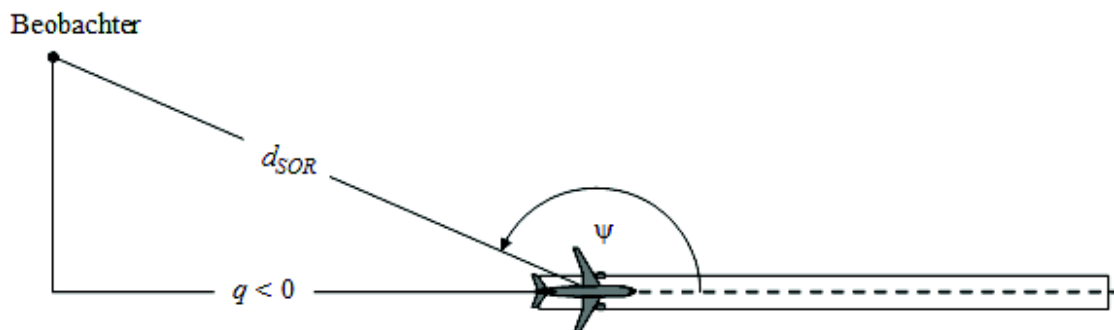


Abbildung 18: Geometrie Luftfahrzeug – Immissionsort am Boden zur Abschätzung der Richtwirkungskorrektur



Die Funktion Δ_{SOR} stellt die Differenz 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:

$$L_{TGR}(d_{\text{SOR}}, \psi) = L_{TGR}(d_{\text{SOR}}, 90^\circ) + \Delta_{\text{SOR}}(d_{\text{SOR}}, \psi) . \quad (54)$$

Dabei ist $L_{TGR}(d_{\text{SOR}}, 90^\circ)$ der von allen Startrollsegmenten im Punktabstand d_{SOR} seitlich des Start-of-Roll-Punkts erzeugte Startrollstrecken-Gesamtlärmpegel.

Bei Abständen d_{SOR} von weniger als einem Normalisierungsabstand $d_{\text{SOR},0} = 762 \text{ m}$ (2500 ft) ist die Richtwirkungsfunktion am Start-of-Roll-Punkt gegeben durch

$$\Delta_{\text{SOR}}^0 = 51,47 - 1,553 \psi + 0,015147 \psi^2 - 0,000047173 \psi^3$$

wenn $90^\circ \leq \psi < 148,4^\circ$, (55)

$$\Delta_{\text{SOR}}^0 = 339,18 - 2,5802 \psi - 0,0045545 \psi^2 + 0,000044193 \psi^3$$

wenn $148,4^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$. (56)

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

$$\Delta_{\text{SOR}} = \Delta_{\text{SOR}}^0 \quad \text{wenn } d_{\text{SOR}} \leq d_{\text{SOR},0} , \quad (57)$$

$$\Delta_{\text{SOR}} = \Delta_{\text{SOR}}^0 \frac{d_{\text{SOR},0}}{d_{\text{SOR}}} \quad \text{wenn } d_{\text{SOR}} > d_{\text{SOR},0} . \quad (58)$$

ANMERKUNG: Die Gleichungen (53) bis (58) gelten nicht für Propellerflugzeuge.

21.7.2 Behandlung von Immissionsorten, die sich hinter jedem Startrollstrecken- und Landerollsegment befinden

Die Funktion Δ_{SOR} erfasst vor allem die ausgeprägte Richtwirkung des Anfangsabschnitts der Startrollstrecke an Orten hinter dem Start-of-Roll-Punkt. Sie ist jedoch auf Positionen hinter *jedem* einzelnen Startrollstrecken- wie auch Landerollsegment anzuwenden also nicht nur hinter dem Start-of-Roll-Punkt.

Die Parameter d_s und ψ werden bezogen auf den Anfang jedes einzelnen Rollsegments berechnet.

Die Berechnung des Segmentwerts L_{seg} für einen Ort hinter einem bestimmten Startrollstrecken- oder Landerollsegment erfolgt zur Einhaltung der Formanforderungen der Funktion Δ_{SOR} : Er wird im Wesentlichen für den seitlich des Startpunkts des Segments



im gleichen Abstand d_S wie der eigentliche Punkt gelegenen Bezugspunkt berechnet und mit Δ_{SOR} weiter angepasst, so dass sich der Segmentwert am eigentlichen Punkt ergibt.

Das bedeutet, dass die verschiedenen Korrekturterme in den nachstehenden Gleichungen die geometrischen Parameter verwenden müssen, die diesem seitlich des Startpunkts gelegenen Bezugspunkt entsprechen:

$$L_{pA_{\text{max,seg}}} = L_{pA_{\text{max}}}(P, d = d_S) + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell = d_S) + \Delta_{\text{SOR}}, \quad (59)$$

$$L_{pAE, \text{seg}} = L_{pAE, \infty}(P, d = d_S) + \Delta_V + \Delta_I(\varphi) - \Lambda(\beta, \ell = d_S) + \Delta'_F + \Delta_{\text{SOR}}. \quad (60)$$

Dabei ist Δ'_F die in Gleichung (52) ausgedrückte reduzierte Form des Lärmanteils für den Fall $q = 0$. Es sei daran erinnert, dass d_λ unter Verwendung von d_S (und nicht von d_p) zu berechnen ist:

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{\frac{[L_{pAE, \infty}(P, d_S) - L_{pA_{\text{max}}}(P, d_S)]}{10}}. \quad (61)$$

22 Maximal- und Schallexpositionspegel der Flugbewegung eines Luftfahrzeugs der Allgemeinen Luftfahrt

Die in Abschnitt 21 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 Anhang A definiert und in der BUF-D aufgeführt sind.

23 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 der BUF-D aufgeführt.

24 Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen, Rollverkehr und Hilfstriebwerken

Soll Lärm im Zusammenhang mit Triebwerksprobeläufen und Hilfstriebwerken (APUs) modelliert werden, erfolgt diese Modellierung gemäß dem in der „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von bodennahen Quellen (Straßen, Schienenwege, Industrie und Gewerbe) (BUB)“ beschriebenen Verfahren für „Industrie- und Gewerbelärm“.



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 als Quelle von Industrielärm betrachtet und durch die Anwendung eines geeigneten Schallausbreitungsmodells berücksichtigt werden.

25 Berechnung kumulativer Pegel

In den Abschnitten 16 bis 21 wird die Berechnung des Schallexpositionspegels einer einzelnen Flugbewegung an einem einzelnen Immissionsort beschrieben. Die Berechnung der Gesamtschallexposition an diesem Ort erfolgt durch Akkumulierung der Schallexpositionspegel aller Flugbewegungen, d. h. aller ankommenden und abgehenden Flüge sowie gegebenenfalls Triebwerksprobeläufe und Hilfstriebwerken, die den kumulativen Pegel beeinflussen.

26 Äquivalenter Dauerschallpegel

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:

$$L_{peq,W} = 10 \cdot \lg \left(\frac{g_W \cdot t_0}{T_E} \cdot \sum_i^{N_W} 10^{\frac{L_{AE,i}}{10}} \right) \text{ dB.} \quad (62)$$

Die Addition erfolgt über sämtliche Lärmereignisse N_W für eine Erhebungszeit $T_E = 365$ d während des Zeitintervalls t_W (je nach Zeitabschnitt 12 h, 8 h oder 4 h).

Hierbei gilt:

t_0	Bezugszeit $t_0 = 1$ 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: $g_W = 2$ (Tag); 6 (Abend); 3 (Nacht).



27 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:

$$M_{ij} = (N_{ij,Day} + N_{ij,Evening} \cdot 10^{5/10} + N_{ij,Night} \cdot 10^{10/10}). \quad (63)$$

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 dar¹⁵. Die Faktoren $10^{5/10}$ bzw. $10^{10/10}$ stellen Zuschläge nach § 2 der Verordnung über die Lärmkartierung (34. BImSchV) dar, mit denen Flüge am Abend bzw. in der Nacht bewertet werden.

Anhand der Gleichung (64) ist der kumulative Lärmpegel L_{DEN} an einem bestimmten Immissionsort

$$L_{DEN} = 10 \cdot \lg \left(\frac{t_0}{T_E} \cdot \sum_{i,j,k} M_{ij} \cdot 10^{\frac{L_{pAE,ijk}}{10}} \right) \text{ dB} . \quad (64)$$

T_E ist die Erhebungszeit von einem Jahr. $L_{pAE,ijk}$ ist der Schallexpositionspegelbeitrag des Segments k von Strecke oder Unterstrecke j für den Flug eines Luftfahrzeugs der Kategorie i . Die Berechnung von $L_{pAE,ijk}$ wird in den Abschnitten 16 bis 21 beschrieben.

28 Standardgitterberechnung

28.1 Rechengitter

Die Berechnung der Immissionskenngrößen L_{DEN} und L_{Night} erfolgt an den Punkten eines rechtwinkligen Gitters. Die Maschenweite des Gitters beträgt generell 50 m. 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. Die Berechnung erfolgt in der Höhe $z = 0$ m über Grund.

¹⁵ Je nach Definition des verwendeten Lärmindex können die Zeiträume von diesen dreien abweichen.



28.2 Berechnung der Kurvenpunkte

Ausgehend von den für die Punkte des Rechengitters bestimmten Werten der Immissionskenngrößen werden Punkte mit $L_{\text{DEN}} = \text{const.}$ und $L_{\text{Night}} = \text{const.}$ 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) ΔG 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.



Anhang

A Datenanforderungen

A.1 Anleitung zur Datenerfassung an Flugplätzen (AzDF)

A.1.1 Anwendungsbereich

Das „Datenerfassungssystem (DES)“ dient der Beschaffung der Eingabedaten zur Ausarbeitung der Lärmkarten an Großflughäfen und in Ballungsräumen an sonstigen Flugplätzen für den zivilen Luftverkehr nach § 47c des Bundes-Immissionsschutzgesetzes sowie der Verordnung über die Lärmkartierung (34. BImSchV). Es enthält detaillierte Angaben über den Flugbetrieb des Flugplatzes und den Verlauf der Flugstrecken in der Flugplatzumgebung. Die Daten des Datenerfassungssystems werden anhand der vorliegenden „Anleitung zur Datenerfassung an Flugplätzen (AzDF)“ ermittelt. Auf der Grundlage der mit dem Datenerfassungssystem erhobenen Daten über Art und Umfang des Flugbetriebes erfolgt die Fluglärmrechnung.

A.1.2 Erforderliche Angaben

Erforderliche Angaben zur Ermittlung der Lärmkarten beziehen sich auf das „Ist-Jahr“; das Ist-Jahr ist das vorausgegangene Kalenderjahr. Im Einzelnen sollten insbesondere folgende Angaben genutzt werden:

- Flugplatzdaten und die Flugbewegungsangaben.
- Eine topographische Karte im Maßstab 1 : 50 000 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. Die Flugstrecken sollen bezeichnet und auf rechtweisend Nord bezogen sein. In der Darstellung sollen 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), 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 06.00 bis 22.00 Uhr (Tag und 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 Luftfahr-



zeuge 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). Dabei werden zwei Arten unterschieden, und zwar

- Luftfahrzeuggruppen bzw. -klassen der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation ICAO („Aircraft Type Designators (ATD)“) und
- Luftfahrzeuggruppen bzw. -klassen gemäß Tabelle A.1.

Die zu benutzenden Luftfahrzeuggruppen der ICAO sind in Tabelle 12 der BUF-D aufgeführt und im ICAO Dokument 8643 „Aircraft Type Designators“ erläutert. Die Luftfahrzeuggruppen in Tabelle A.1 sind in Anlehnung an die Anleitung zur Berechnung von Lärm-schutzbereichen (AzB) nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm definiert. Grundsätzlich sind für die Angabe der Flugbewegungen die Luftfahrzeuggruppen aus Tabelle 12 der BUF-D zu verwenden. Sofern ein Luftfahrzeug keine ICAO-ATD besitzt oder seine ICAO-ATD nicht in Tabelle 12 der BUF-D aufgeführt ist, wird für dieses Luftfahrzeug die entsprechende Luftfahrzeuggruppe gemäß Tabelle A.1 verwendet.

Tabelle A.1: Definition der Luftfahrzeuggruppen für Luftfahrzeuge ohne ICAO-ATD

Luftfahrzeuggruppen	Definition
P 1.0	Ultraleichtflugzeuge
P 1.1	Motorsegler
P 1.2	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (Maximum Take-Off Mass, MTOM) bis 2 t oder Motorsegler beim Segelflugzeugschlepp
P 1.3	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 2 t
P 1.4	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) von 2 t bis 5,7 t
P 2.1	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt ¹⁶ , Band I, Kapitel 3, 4, 10 oder 14 entsprechen.
P 2.2	Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t, die nicht der Luftfahrzeuggruppe P 2.1 zugeordnet werden können.

¹⁶ Abkommen vom 7. Dezember 1944 über die Internationale Zivilluftfahrt (BGBl. 1956 II S. 411)



Luftfahrzeuggruppen	Definition
S 1.0	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 34 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 entsprechen.
S 1.1	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 34 t bis 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 entsprechen (ohne die Luftfahrzeugmuster Boeing 737 und Boeing 727).
S 1.2	Luftfahrzeuge des Luftfahrzeugmusters Boeing 737, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 entsprechen.
S 1.3	Luftfahrzeuge des Luftfahrzeugmusters Boeing 727, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 entsprechen.
S 2	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 100 t, die nicht den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I entsprechen.
S 3.1	Strahlflugzeuge mit zwei oder drei Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 oder 3 entsprechen und vor 1982 gebaut wurden.
S 3.2	Strahlflugzeuge mit vier Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 100 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 2 oder 3 entsprechen und vor 1982 gebaut wurden.
S 4	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 100 t, die nicht den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I entsprechen.
S 5.1	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 50 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
S 5.2	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 50 t bis 120 t und einem Triebwerks-Nebenstromverhältnis größer als 3, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
S 5.3	Strahlflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 50 t bis 120 t und einem Triebwerks-Nebenstromverhältnis bis 3, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder Kapitel 14 entsprechen.



Luftfahrzeuggruppen	Definition
S 6.1	Strahlflugzeuge mit zwei Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 120 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
S 6.2	Strahlflugzeuge mit drei oder vier Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 120 t bis 300 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
S 7	Strahlflugzeuge mit drei oder vier Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 300 t bis 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
S 8	Strahlflugzeuge mit mindestens vier Triebwerken und einer Höchststartmasse (MTOM) über 500 t, die den Anforderungen des Anhangs 16 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, Band I, Kapitel 3, 4 oder 14 entsprechen.
P-MIL 1	Militärische Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 5,7 t
P-MIL 2	Militärische Propellerflugzeuge mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,7 t
S-MIL 1	E-3 AWACS (Airborne Warning and Control System), E-8 Joint Stars, C-135F, KC-135, RC-135, C-5A/B Galaxy
S-MIL 2	F-4 Phantom, F-22 Raptor
S-MIL 3	Tornado
S-MIL 4	F-15, F-16
S-MIL 5	A-10/OA-10 Thunderbolt II
S-MIL 6	Eurofighter
H 1.0	Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) bis 1,0 t
H 1.1	Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 1,0 t bis 3,0 t
H 1.2	Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 3,0 t bis 5,0 t
H 2.1	Hubschrauber mit einer Höchststartmasse (MTOM) über 5,0 t bis 10,0 t
H 2.2	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 Flugstreckenlängen

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

A.1.4.3 Flugstreckenbezeichnungen

Die Bezeichnungen der Instrumentenflugstrecken können Instrumentenflugkarten entnommen werden. Für Sichtflugstrecken liegen häufig keine Bezeichnungen 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.

A.1.4.4 Koordinatentransformationen

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) 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 Deutschland“) 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.

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 flugbetrieblichen Praxis kommt es vor, dass der Luftfahrzeugführer von der Flugsicherung bestimmte Kursanweisungen über Sprechfunk erhält („Radarvectoring“). Diese Flugwege weichen somit von den in den Luftfahrtkarten veröffentlichten Flugstrecken ab. Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, dass der Flugsicherungslotse dem Luftfahrzeugführer die Genehmigung erteilt, auf dem kürzesten Weg zum nächsten Navigationspunkt zu fliegen („Direct Routing“). Die sich aufgrund dieser Flugsicherungsverfahren ergebenden Flugstrecken sind in das Datenerfassungssystem aufzunehmen, sofern sie im Ist-Jahr häufig genutzt wurden.

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, 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

Zu Abschnitt 1 „Allgemeines“

Nummer 1.2:

Das „Ist-Jahr“ ist das vorausgegangene Kalenderjahr.

Zu Abschnitt 2 „Flugplatzdaten“

Nummern 2.1 bis 2.3:



Die Daten sind dem Luftfahrthandbuch Deutschland zu entnehmen, sofern keine genaueren Angaben vorliegen.

Nummer 2.4:

Die Dateneinträge für die Zeilen 1, 3 und 4 sind dem Luftfahrthandbuch Deutschland 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° oder 15°), Ellipsoid GRS80, Datum ETRS89) zu machen. Die Angaben im UTM-System sind zentimetergenau im Datenerfassungssystem auszuweisen.

In Zeile 7 ist für beide Startrichtungen die Entfernung des Startpunktes vom Bahnbezugspunkt 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, 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 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 12 der BUF-D aufgeführten Luftfahrzeuggruppen der ICAO zu verwenden. Ist ein Luftfahrzeug nicht in Tabelle 12 der BUF-D enthalten, weil es keine ICAO-ATD hat oder seine ICAO-ATD nicht in Tabelle 12 der BUF-D aufgeführt ist, wird für dieses eine entsprechende Luftfahrzeuggruppe aus Tabelle A.1 verwendet.



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 18.00 Uhr;
- Abendflüge sind Flugbewegungen mit Luftfahrzeugen in der Zeit von 18.00 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.

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. 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 muss 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 4.1.1.5:

Bei VFR-Flügen ist die geringste Flughöhe im Horizontalflug anzugeben. Beim Flugzeugschlepp ist die Flughöhe beim Ausklinken (h_{Schlepp}) des Segelflugzeugs einzutragen.



Nummer 4.2.1.4:

Es ist der durch das Instrumenten-Landesystem (ILS), das Gleitwinkelbefeuerungssystem (z. B. Precision Approach Path Indicator, PAPI) oder ein anderes Landesystem festgelegte Gleitwinkel anzugeben. Sind diese Einrichtungen nicht vorhanden, so ist ein Gleitwinkel von $3,0^\circ$ einzusetzen.

Nummer 4.2.1.5:

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

Nummer 4.2.1.7:

Bei VFR-Flügen ist die geringste Flughöhe im Horizontalflug anzugeben.

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 4.4.1.3:

Der Steigwinkel der Hubschrauber ist nur dann in das Datenerfassungssystem einzutragen, wenn darüber fundierte Informationen vorliegen.

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 Verlassen des Kreises mit einem Radius von mindestens 25 000 m um den Flugplatzbezugspunkt. Dabei muss 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 4.5.1.3:



Der Gleitwinkel der Hubschrauber ist nur dann in das Datenerfassungssystem einzutragen, wenn darüber fundierte Informationen vorliegen.

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 4.5.1.5:

Die Erläuterungen zu Nummer 4.4.1.5 gelten entsprechend.

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.

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 an den Gesamtflugbewegungen,
- Anteil der Luftfahrzeugklassen an den Flugbewegungen, differenziert nach Abflügen, Anflügen, Platzrunden, Hubschrauberstrecken
- Aufteilung der Flugbewegungen auf die Start- und Landerichtungen.



A.4 Datenblätter für Flugplätze

1 Allgemeines

1.1 Datum der DES-Erstellung

1.2 Ist-Jahr



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 NN [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.	<i>Koordinaten des Bahnbezugspunktes</i>				
	geographische Koordinaten (WGS84)	N E	N E	N E	N E
	UTM-Koordinaten 32/33 (ETRS89)				
6.	Rechts- und Hochwertdifferenz des Bahnbezugspunktes vom Flugplatzbezugspunkt [m]	$\Delta R =$ $\Delta H =$	$\Delta R =$ $\Delta H =$	$\Delta R =$ $\Delta H =$	$\Delta R =$ $\Delta H =$
7.	Abstand des Startpunktes vom Bahnbezugspunkt [m]	/	/	/	/
8.	Abstand der Landeschwelle vom Bahnbezugspunkt [m]	/	/	/	/
9.	Abstand des Bahnanfangs vom Bahnbezugspunkt [m]	/	/	/	/
10.	Meridiankonvergenz				



3 Flugbewegungsangaben

3.1 Gesamtzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen in dem Ist-Jahr

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
ATD				
P 1.0				
P 1.1				
P 1.2				
P 1.3				
P 1.4				
P 2.1				
P 2.2				
S 1.0				
S 1.1				
S 1.2				
S 1.3				
S 2				
S 3.1				
S 3.2				
S 4				
S 5.1				
S 5.2				
S 5.3				
S 6.1				
S 6.2				
S 7				
S 8				
P-MIL 1				
P-MIL 2				
S-MIL 1				
S-MIL 2				
S-MIL 3				
S-MIL 4				
S-MIL 5				
S-MIL 6				
insgesamt				



3.2 Gesamtzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern in dem Ist-Jahr

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern			
	Tag (06.00 - 18.00 Uhr)	Abend (18.00 - 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 des Abschnitts [m]	Ende des Abschnitts [m]

4.1.1.5 Flughöhe über Platz [m] (nur für VFR-Flüge) oder beim Flugzeugschlepp die Flughöhe beim Ausklinken [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

Luftfahrzeug- klassen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
ATD-S				
P 1.0-S				
P 1.1-S				
P 1.2-S				
P 1.3-S				
P 1.4-S				
P 2.1-S				
P 2.2-S				
S 1.0-S				
S 1.1-S				
S 1.2-S				
S 1.3-S				
S 2-S				
S 3.1-S				
S 3.2-S				
S 4-S				
S 5.1-S				
S 5.2-S				
S 5.3-S				
S 6.1-S				
S 6.2-S				
S 7-S				
S 8-S				
P-MIL 1-S				
P-MIL 2-S				
S-MIL 1-S				
S-MIL 2-S				
S-MIL 3-S				



Luftfahrzeug- klassen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
S-MIL 4-S				
S-MIL 5-S				
S-MIL 6-S				
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 Gleitwinkel [°]

4.2.1.5 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 des Abschnitts [m]

4.2.1.6 Zwischenanflughöhe über Platz [m] (nur für IFR-Flüge)

4.2.1.7 Flughöhe über Platz [m] (nur für VFR-Flüge)



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

Luftfahrzeug- klassen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
ATD-L				
P 1.0-L				
P 1.1-L				
P 1.2-L				
P 1.3-L				
P 1.4-L				
P 2.1-L				
P 2.2-L				
S 1.0-L				
S 1.1-L				
S 1.2-L				
S 1.3-L				
S 2-L				
S 3.1-L				
S 3.2-L				
S 4-L				
S 5.1-L				
S 5.2-L				
S 5.3-L				
S 6.1-L				
S 6.2-L				
S 7-L				
S 8-L				
P-MIL 1-L				
P-MIL 2-L				
S-MIL 1-L				
S-MIL 2-L				
S-MIL 3-L				



Luftfahrzeug- klassen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
S-MIL 4-L				
S-MIL 5-L				
S-MIL 6-L				
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 Startrichtung

4.3.1.4 Gleitwinkel [°]

4.3.1.5 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 des Abschnitts [m]	Ende des Abschnitts [m]

4.3.1.6 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

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Flugzeugen			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
ATD				
P 1.0				
P 1.1				
P 1.2				
P 1.3				
P 1.4				
P 2.1				
P 2.2				
S 1.0				
S 1.1				
S 1.2				
S 1.3				
S 2				
S 3.1				
S 3.2				
S 4				
S 5.1				
S 5.2				
S 5.3				
S 6.1				
S 6.2				
S 7				
S 8				
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 Steigwinkel [°]

4.4.1.4 Rechtweisende Richtung des Abschnitts Nr. 1 der Abflugstrecke [°]

4.4.1.5 Beschreibung der Abflugstrecke (in Flugrichtung)

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

4.4.1.6 Flughöhe über Platz [m]



4.4.2 Flugbewegungsangaben

4.4.2.1 Bezeichnung

4.4.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H 1.0-S				
H 1.1-S				
H 1.2-S				
H 2.1-S				
H 2.2-S				
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 Gleitwinkel [°]

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

4.5.1.5 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	Ende des Abschnitts [m]

4.5.1.6 Flughöhe über Platz [m]



4.5.2 Flugbewegungsangaben

4.5.2.1 Bezeichnung

4.5.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 22.00 Uhr)	Nacht (22.00 – 06.00 Uhr)	gesamt
H 1.0-L				
H 1.1-L				
H 1.2-L				
H 2.1-L				
H 2.2-L				
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 Steigwinkel [°]

4.6.1.4 Gleitwinkel [°]

4.6.1.5 Rechtweisende Richtung des Abschnitts Nr. 1 der Platzrunde [°]

4.6.1.6 Beschreibung der Platzrunde (entgegen der Flugrichtung)

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

4.6.1.7 Flughöhe über Platz [m]



4.6.2 Flugbewegungsangaben

4.6.2.1 Bezeichnung

4.6.2.2 Flugbewegungszahlen

Luftfahrzeug- gruppen	Ist			
	Anzahl der Flugbewegungen mit Hubschraubern			
	Tag (06.00 – 18.00 Uhr)	Abend (18.00 – 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 Flugleistungsberechnung

B.1 Begriffe und Symbole

Die in diesem Anhang verwendeten Bezeichnungen und Symbole entsprechen dem herkömmlichen Sprachgebrauch im Bereich der Flugleistungsberechnung. Im Haupttext angegebene Größen haben hier die gleichen Symbole; einige wenige Größe 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.1.1 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 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 Triebwerksschub 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. Überstrieche bezeichnen Segmentmittelwerte, d. h. den Durchschnitt von Start- und Endwerten.

Tabelle B.1: Formelzeichen, Einheiten und Bedeutung

Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
a	ft/s ²	Mittlere Beschleunigung
a_{\max}	ft/s ²	Maximal verfügbare Beschleunigung
A, B, C, D	kn/ $\sqrt{\text{lb}}$	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 kn
E, F, G_A, G_B, H	lb·s/ft, lb/ft, lb/ft ² , lb/°C	Triebwerksschubbeiwerte
F_n	lbf	Nettoschub je Triebwerk
F_n/δ	lbf	Korrigierter Nettoschub je Triebwerk
$(F_n/\delta)_{\text{high}}$	lbf	korrigierter Nettoschub für hohe Temperaturen
G	–	Steiggradient
G'	–	Steiggradient bei Triebwerksausfall
G_R	–	Mittlerer Start-/Landebahngradient, positiv bei Steigung
g	ft/s ²	Erdbeschleunigung



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
h	ft	Druckhöhe
ISA	–	Internationale Standardatmosphäre
N^*	–	Anzahl der Schub erzeugenden Triebwerke
N_1	%	Drehzahl der Welle von Niederdruckverdichter, Fan und Niederdruckturbinen des Triebwerks
$\frac{N_1}{\sqrt{\theta}}$	%	korrigierte N_1 -Drehzahl
k	ft/(s·kn)	Konstante zur Konvertierung von Knoten in ft/s = 1,688 ft/(s·kn)
K	–	geschwindigkeitsabhängige Konstante, ist 1,01 bei $V_C \leq 200$ kn, 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 auf dem Kurs über Grund
s_{T08}	ft	Startstrecke bei Gegenwind von 8 kn
s_{TOG}	ft	Nach w und G_R korrigierte Startstrecke
s_{TOW}	ft	Startstrecke bei Gegenwind w
T	°C	Lufttemperatur
T_B	°C	Break-Point-Temperatur
V	kn	Geschwindigkeit über Grund
V_C	kn	Berichtigte Fluggeschwindigkeit



Formelzeichen	Einheit	Bedeutung
V_T	kn	Wahre Fluggeschwindigkeit
W	lb	Luftfahrzeugmasse
w	kn	Gegenwindgeschwindigkeit
Δs	ft	Auf den Kurs über Grund projizierte Segmentlänge bei Windstille
Δs_w	ft	Gegenwindberichtigte bodenprojizierte Segmentlänge
δ	-	$\delta = p/p_0$, Verhältnis Außenluftdruck am Luftfahrzeug zum Normalluftdruck auf Meereshöhe: $p_0 = 1013,25$ hPa (bzw. 1 013,25 mb)
δ_2	-	Druckverhältnis in Höhe h_2
ε	Radiant	Querneigungswinkel
γ	Radiant	Steigwinkel/Sinkwinkel
η	-	Propellerwirkungsgrad
θ	-	$\theta = (T + 273,15)/(T_0 + 273,15)$, Verhältnis Lufttemperatur in der Höhe zur Standardlufttemperatur auf Meereshöhe: $T_0 = 15,0$ °C
σ^*	-	$\sigma = \rho/\rho_0$, Verhältnis Luftdichte in der Höhe zu NN-Wert (auch $\sigma = \delta/\theta$)

B.2 Einführung

B.2.1 Flugbahnsynthese

In Anhang B werden Empfehlungen für Verfahren zur Berechnung des Flugprofils eines Luftfahrzeugs anhand spezifischer aerodynamischer und triebwerksbezogener Parameter, der Luftfahrzeugmasse, der atmosphärischen Bedingungen, des Kurses über Grund 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 der BUF-D bezogen werden können, sind für diese Gleichungen folgende Angaben erforderlich:

- 1) Luftfahrzeug-Bruttomasse,
- 2) Anzahl der Triebwerke,
- 3) Lufttemperatur,
- 4) Höhe der Start-/Landebahn über NN 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 BUF-D sollen die tatsächliche Flugbahn eines Luftfahrzeugs für die angegebenen Referenzbedingungen mit ausreichender Genauigkeit darstellen (siehe Abschnitt 8). Die Eignung der aerodynamischen Parameter und Triebwerksbeiwerte für Lufttemperaturen bis 43 °C, Flugplatzhöhen bis 4 000 ft und über einen in der BUF-D 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.

Abschnitt B.5 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 Abschnitten B.6 bis B.10 wird die Methodik für die Erstellung von Abflugprofilen anhand von Beiwerten und Verfahrensschritten in der BUF-D beschrieben.

Die Abschnitte B.11 und B.12 haben die verwendete Methodik für die Erstellung von Anflugprofilen anhand von Beiwerten und Verfahrensschritten in der BUF-D 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 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 BUF-D zu gewährleisten, wird in diesem Anhang 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/δ 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

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

wobei Folgendes gilt:

F_n	Nettoschub je Triebwerk in lbf,
δ	Verhältnis von Außenluftdruck am Luftfahrzeug zum Normalluftdruck auf Meereshöhe, d. h. zu 1013,25 hPa (oder 1 013,25 mb),
F_n/δ	korrigierter Nettoschub je Triebwerk in lbf,
V_C	berichtigte Fluggeschwindigkeit in kn,
T	Außenlufttemperatur, die das Luftfahrzeug umgibt in °C und
E, F, G_A, G_B, H	Schubkonstanten oder Schubbeiwerte für Temperaturen unterhalb $(E, F, G_A, G_B, H)_{\text{low}}$ oder oberhalb $(E, F, G_A, G_B, H)_{\text{high}}$ 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 ² , lb/°C; Werte können aus der BUF-D entnommen werden.

In der BUF-D 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

$$\frac{F_n}{\delta} = E + F \cdot V_C + G_A \cdot h + G_B \cdot h^2 + H \cdot T + K_1 \cdot EPR + K_2 \cdot EPR^2, \quad (\text{B. 2})$$

wobei K_1 und K_2 Koeffizienten aus der BUF-D, 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:



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

wobei Folgendes gilt:

N_1	Drehzahl der Welle von Niederdruckverdichter, Fan und Niederdruckturbine des Triebwerks in %,
θ	Verhältnis der absoluten Gesamttemperatur am Triebwerkseingang 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 Schubmessung 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)_{high} verwendet werden. Die normale Vorgehensweise wäre dann, dass F_n/δ 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:

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

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).

Die BUF-D 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:



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

wobei Folgendes gilt:

η	Propellerwirkungsgrad einer gegebenen Art der Propelleranbringung und in Abhängigkeit von Propellerdrehzahl und Fluggeschwindigkeit des Luftfahrzeugs,
V_T	wahre Fluggeschwindigkeit in kn,
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 BUF-D für die Einstellungen des maximalen Startschubs und des maximalen Steigschubs bereitgestellt.

Die wahre Fluggeschwindigkeit V_T wird anhand der berichtigten Fluggeschwindigkeit V_C nach folgender Beziehung schätzungsweise ermittelt:

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

wobei σ das Verhältnis der Luftdichte am Luftfahrzeug zum Wert auf Höhe über NN 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 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 verwendete Berechnungsverfahren zur Bestimmung des Schubreduzierungs Betrags ist dementsprechend reguliert: das Verfahren ist komplex und berücksichtigt zahlreiche Faktoren wie Startmasse, Außenlufttemperatur, gemeldete Startbahnstrecken, Startbahnhöhe 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. Daher sollten Luftverkehrsgesellschaften hierzu befragt werden.

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 Grenzwert¹⁷; d. h.

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

wobei Folgendes gilt:

$(F_n/\delta)_{\max}$	maximaler Nennschub,
W	tatsächliche Bruttostartmasse und
W_{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 Startbahnlänge, Flugplatzhöhe, Temperatur, Gegenwind und Klappenstellung. Diese Informationen können bei den Luftverkehrsgesellschaften 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 herunter¹⁸. Damit wird Situationen vorgebeugt, in denen am Ende des mit Startschub vorgenommenen Anfangssteigflugs die Leistung erhöht 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.

¹⁷ Luftfahrtbehörden legen in der Regel eine untere Schubgrenze fest, oftmals 25 % unter dem Höchstwert.

¹⁸ Reduzierte Schubwerte nach Anfangssteigflug mit Startleistung.



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 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 kn hineinsteuert – unabhängig vom Kompasskurs. Es werden Methoden zur Anpassung der Ergebnisse an andere Gegenwindgeschwindigkeiten angeboten.

B.5 Kurvenflugeffekte

In den restlichen Abschnitten dieses Anhangs werden die methodischen Ansätze zur Berechnung der erforderlichen Eigenschaften der Segmente beschrieben, die die Profilmomente s , z verbinden und die zweidimensionale Flugbahn in der vertikalen Ebene über dem Kurs über Grund 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 Profissegment 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 Profissegmente erforderlich. Die Erzeugung des Kurses über Grund ist im Abschnitt 15 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 des Kurses) durch Kursänderungen beeinflusst werden, kann das Flugprofil nicht unabhängig vom Kurs über Grund 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 Antriebschub. Die Effekte des Kurvenflugs werden in Abhängigkeit vom Querneigungswinkel ε



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 kn,
r	Kurvenradius in ft,
g	Erdbeschleunigung in ft/s ² .

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 des Kurses über Grund.

Zur Umsetzung eines Verfahrensschritts wird mit Hilfe des am Anfangspunkt bestehenden Querneigungswinkels ε – wie in Gleichung (B. 8) für den Streckensegmentradius r definiert – ein vorläufiges Profilsegment 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 ε)¹⁹, werden die Flugparameter am ersten entsprechenden Punkt per Interpolation ermittelt und gemeinsam mit dessen Koordinaten als Endpunktswerte 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 jeden Kurs über Grund berechnet werden muss. Änderungen im Vertikalprofil, die durch Kurswechsel verursacht werden, haben im Allgemeinen einen deutlich geringeren Einfluss auf

¹⁹ 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.

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 ein gerader Kurs über Grund ($\varepsilon = 0$) angenommen wird.

B.6 Startrollstrecke

Der Startschub beschleunigt das Luftfahrzeug auf der Startbahn bis zum Abheben. Die berechnete 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.

Im Rahmen dieses Dokuments wird die tatsächliche Startrollstrecke annäherungsweise durch eine äquivalente Startstrecke (mit Standard-Gegenwind von 8 kn), 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.

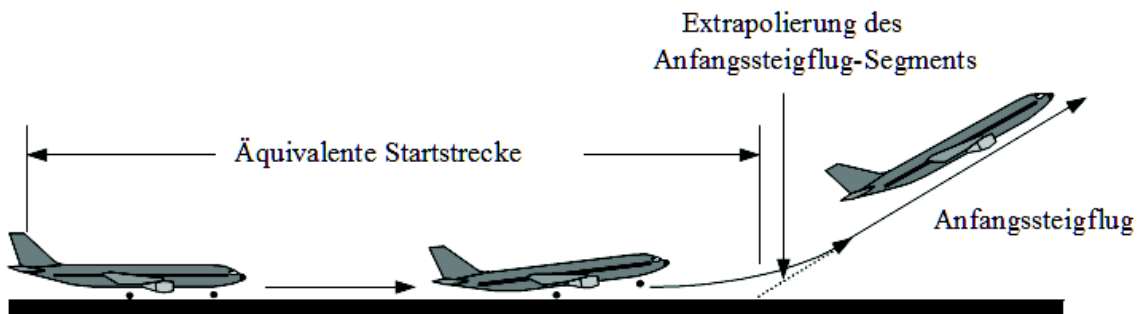


Abbildung B.1: Äquivalente Startstrecke

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

$$s_{TO8} = \frac{B_8 \cdot \theta \cdot \left(\frac{W}{\delta}\right)^2}{N \cdot \left(\frac{F_n}{\delta}\right)}, \quad (\text{B.9})$$

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 kn 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 Flugeschwindigkeit und 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 kn 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 kn,
- w Gegenwind in kn.

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 Startbahngradient korrigierte Startrollstrecke in ft,
- a mittlere Beschleunigung auf der Startbahn, gleich $(V_C \cdot \sqrt{\sigma})^2 / (2 \cdot s_{TOw})$ in ft/s²,
- G_R Startbahngradient; positiv bei Steigung in Startrichtung.

B.7 Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit

Dieser Segmenttyp wird durch die berichtigte Flugeschwindigkeit des Luftfahrzeugs, die Klappeneinstellung und durch die Höhe und den Querneigungswinkel am Segmentende im Zusammenspiel mit der Gegenwindgeschwindigkeit (Standardwert 8 kn) 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 γ (siehe Abbildung B.1) ergibt sich dann durch

$$\gamma = \arcsin \left(K \left[N \frac{\bar{F}_n}{\bar{W}} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \right), \quad (\text{B. 12})$$



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 $V_C \leq 200$ kn oder sonst 0,95. Diese Konstante berücksichtigt die Auswirkungen auf den Steiggradienten bei 8 kn Gegenwind und die Beschleunigung bei einem Steigflug mit konstanter berichtigter Flugeschwindigkeit,

R Verhältnis von Widerstandsbeiwert zu Auftriebsbeiwert des Luftfahrzeugs entsprechend der gegebenen Klappenstellung. Das Fahrwerk wird als eingefahren angenommen,

ε 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 γ_w der mittlere gegenwindbereinigte Steigwinkel ist.

Die Wegstrecke Δs , die das Luftfahrzeug über Grund zurücklegt, während es in einem Winkel von γ_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 Flugeschwindigkeit geflogen. Die erste Phase, die zuweilen als *Anfangssteigflug* bezeichnet wird, beginnt unmittelbar nach dem Abheben, wo aus Gründen der Sicherheit die Flugeschwindigkeit des Luftfahrzeugs mindestens der sicheren Steigflugeschwindigkeit 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 kn höher, als die sichere Steigflugeschwindigkeit 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 Flugeschwindigkeit von der Stellung der Startklappen und von der Bruttomasse des Luftfahrzeugs ab. Die berichtigte Anfangssteiggeschwindigkeit V_{CTO} wird in erster Näherung wie folgt berechnet:

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



wobei C ein Beiwert für die Klappeneinstellung ($\text{kn}/\sqrt{\text{lb}}$) ist, der aus der BUF-D 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 (*Cutback*), 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 (Abschnitt B.7) oder in einem Beschleunigungssegment (Abschnitt B.9). 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:

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

wobei Folgendes gilt:

δ_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 Gleichung (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.

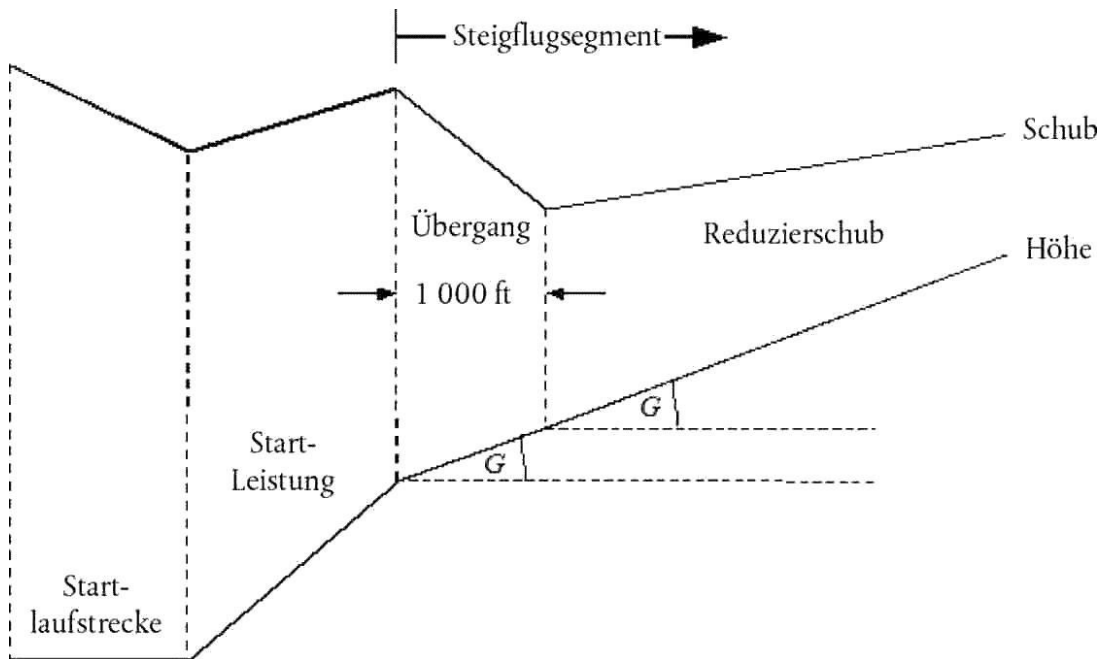


Abbildung B.2: Steigflugsegment mit konstanter Geschwindigkeit und Schubreduzierung (Abbildung nicht maßstabsgetreu)

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 der 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 ε 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_{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 $h_2 = h_1 + 250$ ft.

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

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

wobei Folgendes gilt:

- 0,95 Faktor zur Berücksichtigung des Einflusses des Gegenwinds von 8 kn beim Steigen mit 160 kn,
- k Konstante zur Konvertierung von Knoten in ft/s = 1,688 ft/s pro kn,
- V_{T2} wahre Fluggeschwindigkeit am Segmentende in kn. Es gilt $V_{T2} = V_{C2}/\sqrt{\sigma_2}$, wobei σ_2 das Luftdichteverhältnis in Endhöhe h_2 ist,
- a_{max} maximale Beschleunigung im Horizontalflug (ft/s²). Es gilt

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

- G Steiggradient. Es gilt $G \approx ROC/(60 kV_T)$, wobei ROC die Steigrate in ft/min ist.

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

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

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 $(a_{\text{max}} - G \cdot g) < 0,02$ 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 $G = a_{\text{max}}/g - 0,02$ begrenzt und so die gewünschte Steigrate reduziert werden, um eine akzeptable Beschleunigung zu erreichen.



gung 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 werden²⁰.

Die Länge des Beschleunigungssegments Δs_w wird entsprechend dem Gegenwind w wie folgt korrigiert:

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

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.

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 des Kurses über Grund, 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:

²⁰ Das Computermodell sollte in beiden Fällen so programmiert werden, dass man über die Diskrepanz informiert wird.



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

Gleichung (B. 20) kann auf zweierlei Art verwendet werden. Zuerst können die Flugeschwindigkeiten 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:

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

wobei Folgendes gilt:

Δs ist der überflogene Kurs über Grund;
 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:

$$\left(\frac{F_n}{\delta}\right)_{\text{idle}} = E_{\text{idle}} + F_{\text{idle}} \cdot V_C + G_{A,\text{idle}} \cdot h + G_{B,\text{idle}} \cdot h^2 + H_{\text{idle}} \cdot T , \quad (\text{B. 23})$$

wobei E_{idle} , F_{idle} , $G_{A,\text{idle}}$, $G_{B,\text{idle}}$ und H_{idle} Leerlaufschub-Triebwerksbeiwerte sind, die in der BUF-D stehen.



B.12 Landeanflug

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

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

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

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

$$\frac{\bar{F}_n}{\delta} = \frac{\bar{W}}{N} \left(R + \frac{\sin \gamma}{1,03} \right), \quad (\text{B. 25})$$

wobei Folgendes gilt:

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

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

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

Die zurückgelegte horizontale Entfernung wird berechnet durch:

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

Δs ist positiv, weil $h_1 > h_2$ und γ negativ ist.

C Modellierung der seitlichen Streuung des Kurses über Grund

Bei fehlenden Radardaten wird die seitliche Streuung des Kurses über Grund ausgehend von der Annahme modelliert, dass die Streuung der senkrecht zur Kernstrecke verlaufenden Unterstrecken einer Gaußschen Normalverteilung folgt.

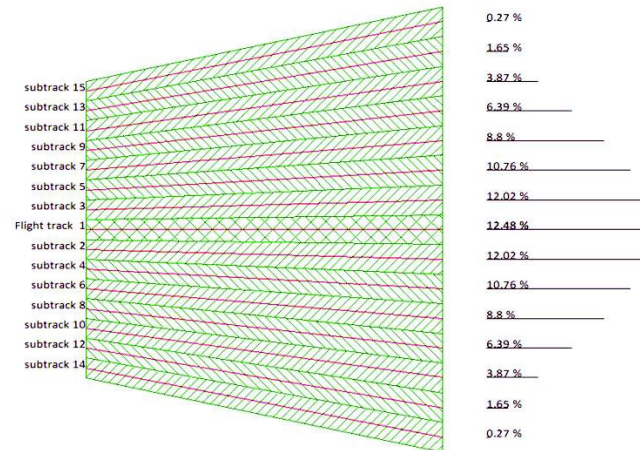


Abbildung C.1: Unterteilung eines Kurses über Grund in 15 Unterstrecken

Die Breite des Korridors beträgt das Fünffache der Standardabweichung der Streuung des Kurses über Grund. 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.



D Neuberechnung von NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen

Die Schallpegelanteile der einzelnen Segmente der Flugbahn werden von den NPD-Daten abgeleitet, die in der BUF-D abgelegt sind. Hierbei ist jedoch zu beachten, dass diese Daten mit Hilfe durchschnittlicher atmosphärischer Dämpfungsraten 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.

Tabelle D.1: Verwendete durchschnittliche atmosphärische Dämpfungsraten für die Normalisierung von NPD-Daten in der BUF-D

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
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



Mittenfrequenz des Terzbandes f_n [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n,\text{ref}}$ [dB/100m]
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 Deutschland berechnet. Die Dämpfungsraten für Standardbedingungen in Deutschland sind in Tabelle D.2 aufgeführt. Die Abweichung der Dämpfungsraten für Deutschland von denen in Tabelle D.1 sind hinreichend gering, so dass eine Neuberechnung der NPD-Daten für Nicht-Referenz-Bedingungen nicht erfolgt.

Tabelle D.2: Berechnete Dämpfungsraten bezüglich den meteorologischen Referenzbedingungen in Deutschland (Temperatur 10° Celsius, relative Luftfeuchtigkeit 70 %)

Mittenfrequenz des Terzbandes f_n [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n,866A}(\vartheta = 10^\circ \text{C}, RH = 70 \%)$ [dB/100m]
50	0,021
63	0,027
80	0,034
100	0,043
125	0,053
160	0,068
200	0,086
250	0,107
315	0,135
400	0,172
500	0,216
630	0,273



Mittenfrequenz des Terzbands f_n [Hz]	Dämpfungsrate $\alpha_{n,866A}(\vartheta = 10^\circ \text{C}, RH = 70 \%)$ [dB/100m]
800	0,349
1 000	0,439
1 250	0,573
1 600	0,788
2 000	1,059
2 500	1,469
3 150	2,093
4 000	3,051
5 000	3,697
6 300	5,259
8 000	7,630
10 000	11,156

E Segmentkorrektur Δ_F

Dieser Anhang enthält die Ableitung der Segmentkorrektur Δ_F und des damit verbundenen Energieanteilsalgorithmus gemäß Abschnitt 21.

E.1 Geometrie

Der Energieanteilsalgorithmus basiert auf der Schallabstrahlung einer 90-Grad-Dipol-schallquelle der vierten Potenz. Die Richtungseigenschaften ähneln den Schallverhältnissen von Strahlflugzeugen zumindest in dem Winkelbereich, der den Schallexpositionspiegel unter und seitlich der Flugbahn des Luftfahrzeugs am meisten beeinflusst.

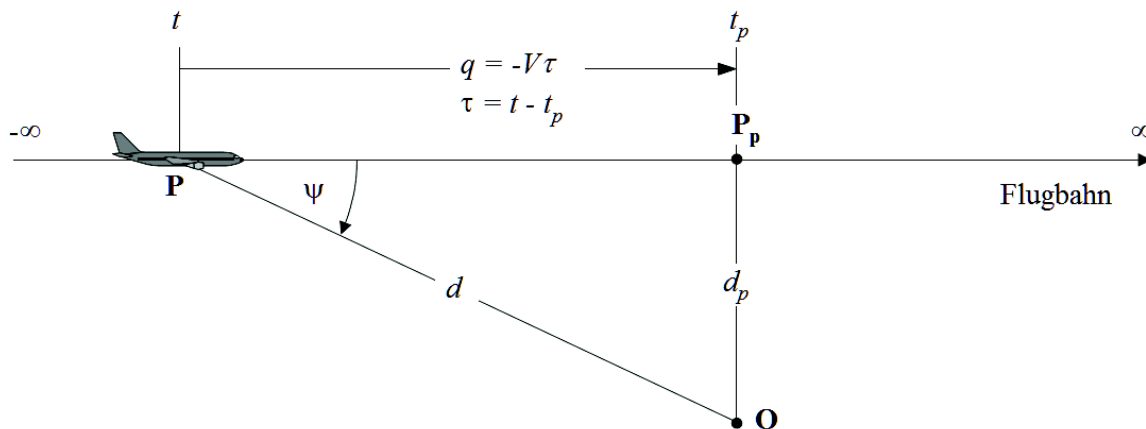


Abbildung E.1: Geometrie zwischen Flugbahn und Immissionsort O

Abbildung E.1 illustriert die Geometrie der Schallausbreitung zwischen der Flugbahn und dem Immissionsort O . Das Luftfahrzeug in P fliegt in stiller gleichförmiger Luft mit einer konstanten Geschwindigkeit auf einer geraden, horizontalen Flugbahn. Der Punkt des kleinsten Vorbeiflugabstands vom Immissionsort ist P_p . Die Parameter sind:

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,
τ	Flugzeit in Bezug auf Zeitpunkt am Punkt P_p ; $\tau = t - t_p$,
ψ	Winkel zwischen Flugbahn und Luftfahrzeug-Immissionsort-Vektor.



Es ist zu beachten, dass die Flugzeit τ 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_∞ 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

$$d^2 = d_p^2 + q^2 = d_p^2 + (V\tau)^2 \quad (\text{E. 4})$$

und



$$\left(\frac{d}{d_p}\right)^2 = 1 + \left(\frac{V\tau}{d_p}\right)^2 \quad (\text{E. 5})$$

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

$$p^2 = p_p^2 \left(1 + \left(\frac{V\tau}{d_p}\right)^2\right)^{-2} \quad (\text{E. 6})$$

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

$$\alpha = \frac{V\tau}{d_p}, \quad (\text{E. 7})$$

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

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \frac{1}{(1 + \alpha^2)^2} d\alpha \quad (\text{E. 8})$$

Die Lösung dieses Integrals ist

$$E = \text{const} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \cdot \frac{1}{2} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \quad (\text{E. 9})$$

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

$$E_\infty = \text{const} \cdot \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \quad (\text{E. 10})$$

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

$$F = \frac{1}{\pi} \left(\frac{\alpha_2}{1 + \alpha_2^2} + \arctan \alpha_2 - \frac{\alpha_1}{1 + \alpha_1^2} - \arctan \alpha_1 \right) \quad (\text{E. 11})$$



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 ΔL zwischen Maximalpegel L_{\max} und Schallexpositionspegel 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 Fluglärm-messungen abgeleitet sind und nicht zwangsläufig mit der einfachen Theorie übereinstimmen. Deshalb muss die Theorie um ein flexibles Element erweitert werden. Da die Variablen α_1 und α_2 aber grundsätzlich über Geometrie und Fluggeschwindigkeit bestimmt werden, gibt es hier keinen zusätzlichen Freiraum. Eine Lösung bietet das Konzept eines *skalierten Abstands* d_λ , das nachfolgend beschrieben wird.

Der Schallexpositionspegel $L_{E,\infty}$, der in der BUF-D in tabellarischer Form in Abhängigkeit von d_p für eine Referenzgeschwindigkeit V_{ref} enthalten ist, kann ausgedrückt werden als

$$L_{E,\infty}(V_{\text{ref}}) = 10 \cdot \lg \frac{\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt}{p_0^2 \cdot t_{\text{ref}}}, \quad (\text{E. 12})$$

wobei Folgendes gilt:

p_0 Standard-Referenzdruck und

t_{ref} Referenzzeit für den Schallexpositionspegel $t_{\text{ref}} = 1\text{ s}$.

Das ergibt für die tatsächliche Geschwindigkeit V

$$L_{E,\infty}(V) = L_{E,\infty}(V_{\text{ref}}) + 10 \cdot \lg \left(\frac{V_{\text{ref}}}{V} \right). \quad (\text{E. 13})$$

Dementsprechend lässt sich der maximale Schalldruckpegel L_{\max} wie folgt ausdrücken:

$$L_{\max} = 10 \cdot \lg \left[\frac{p_p^2}{p_0^2} \right]. \quad (\text{E. 14})$$

Wird aus den Gleichungen (E. 2) und (E. 10) die Beziehung

$$\int_{-\infty}^{\infty} p^2 \cdot dt = \frac{\pi}{2} \cdot p_p^2 \cdot \frac{d_p}{V} \quad (\text{E. 15})$$

berücksichtigt, lässt sich für die Dipolschallquelle die Differenz ΔL mit Hilfe der Gleichungen (E. 10), (E. 13) und (E. 14) wie folgt darstellen:



$$\Delta L = L_{E,\infty} - L_{\max} = 10 \cdot \lg \left[\frac{V}{V_{\text{ref}}} \cdot \left(\frac{\pi}{2} p_p^2 \frac{d_p}{V} \right) \cdot \frac{1}{p_0^2 \cdot t_{\text{ref}}} \right] - 10 \cdot \lg \left[\frac{p_p^2}{p_0^2} \right]. \quad (\text{E. 16})$$

Diese kann nur dann dem aus den NPD-Daten ermittelten Wert von ΔL entsprechen, wenn der zur Berechnung des Energieanteils verwendete Schrägabstand d_p durch einen *skalierten Abstand* d_λ ersetzt wird, der gegeben ist durch

$$d_\lambda = \frac{2}{\pi} \cdot V_{\text{ref}} \cdot t_{\text{ref}} \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{\max})/10} \quad (\text{E. 17})$$

oder

$$d_\lambda = d_0 \cdot 10^{(L_{E,\infty} - L_{\max})/10} \quad (\text{E. 18})$$

mit

$$d_0 = \frac{2}{\pi} \cdot V_{\text{ref}} \cdot t_{\text{ref}}. \quad (\text{E. 19})$$

Bei Ersatz von d_p durch d_λ in Gleichung (E. 7) und die Verwendung der Definition $q = -V\tau$ aus Abbildung E.1 lassen sich die Parameter α_1 und α_2 in Gleichung (E. 11) wie folgt schreiben (indem $q = q_1$ an den Anfangspunkt und $q - \lambda = q_2$ an den Endpunkt eines Flugbahnsegmentes λ gesetzt wird)

$$\alpha_1 = \frac{-q_1}{d_\lambda} \quad (\text{E. 20})$$

und

$$\alpha_2 = \frac{-q_1 + \lambda}{d_\lambda}. \quad (\text{E. 21})$$

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.