

**Umweltbundesamt
Arbeitsgruppe „Novellierung der AzB“**

Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB)

Mai 2007

Inhaltsverzeichnis

1 ANWENDUNGSBEREICH UND ZIELSETZUNG	3
2 BESCHREIBUNG DES BERECHNUNGSVERFAHRENS	4
3 ERMITTLUNG DER BEURTEILUNGSGRÖßEN.....	5
3.1 Verwendete Beurteilungsgrößen	5
3.2 Überlagerungsverfahren	7
3.3 Berechnung des Zuschlags für die Streuung der Nutzungsanteile der jeweiligen Betriebsrichtungen („Sigma-Regelung“)	7
3.4 Berechnung des Zuschlags für die Streuung der Nutzungsanteile der jeweiligen Betriebsrichtungen bei nicht vollständiger Datenlage	10
4 BEZUGSSYSTEM	12
4.1 Koordinatensystem	12
4.2 Streckenkoordinaten	12
5 LUFTFAHRZEUGKLASSEN	14
5.1 Klassifizierung.....	14
5.2 Fortschreibung der Luftfahrzeugklassen.....	16
5.3 Kenngrößen der Luftfahrzeugklassen.....	16
5.3.1 Oktavpegel O_n	17
5.3.2 Richtungsfaktor R_n	17
5.3.3 Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt P_F	17
5.3.4 Zusatzpegel $Z(\sigma')$	17
5.3.5 Fluggeschwindigkeit $V(\sigma')$	17
5.3.6 Flughöhe $H(\sigma')$	18
5.3.7 Quellhöhe h_Q	18
5.3.8 Standardabweichung Q_σ	18
5.3.9 Verzögerungsstrecke S_V	18
5.4 Daten der Luftfahrzeugklassen	18
6 FLUGSTRECKEN.....	19
6.1 Begriffsbestimmung	19
6.2 Kenngrößen der Flugstrecken	19
6.2.1 Flugstreckenbezugspunkt	19
6.2.2 Flugkorridorbreite $b(\sigma)$	19
6.2.3 Flughöhe $h(\sigma)$	21
6.3 Arten von Flugstrecken	21
6.3.1 Abflugstrecken	21
6.3.2 Anflugstrecken	22

6.3.3	Platzrunden	22
6.3.4	Flugmanöver an Luft/Boden-Schießplätzen	24
6.3.5	Hubschrauberstrecken	24
6.3.6	Rollwege	25
7	BERECHNUNG DER IMMISSIONSWERTE AN EINZELPUNKTEN.....	27
7.1	Modell der Linienschallquelle	27
7.1.1	Segmentierung der Flugbahn	27
7.1.2	Generierung von Teilstücken	29
7.1.3	Pegel der längenbezogenen Schallleistungsexposition.....	30
7.1.4	Schallleistungsexpositionspegel.....	31
7.2	Schallpegelminderung auf dem Ausbreitungsweg	31
7.2.1	Allgemeines.....	31
7.2.2	Richtwirkungsmaß.....	32
7.2.3	Abstandsmaß	32
7.2.4	Luftabsorptionsmaß.....	33
7.2.5	Bodendämpfungsmaß	33
7.2.6	Raumwinkelmaß.....	34
7.2.7	Geschwindigkeitsmaß	35
7.2.8	Berücksichtigung der Topografie.....	35
7.3	Berechnung des äquivalenten Dauerschallpegels	36
7.4	Berechnung von Häufigkeits-Maximalpegelkriterien	37
7.4.1	Berechnung des Maximalpegels für einen Einzelflug	37
7.4.2	Berechnung von Pegelhäufigkeitskriterien	38
8	ERMITTLUNG DER SCHUTZZONEN	40
8.1	Rechengitter	40
8.2	Berechnung der Kurvenpunkte	40
8.3	Besonderheiten im Kurvenverlauf.....	40
8.4	Berechnungsprotokoll	40
8.5	Kartographische Darstellung des Lärmschutzbereiches	41
8.5.1	Allgemeines.....	41
8.5.2	Kartengrundlage.....	41
8.5.3	Koordinaten.....	41
8.5.4	Datenübergabe	42
8.5.5	Darstellung des Lärmschutzbereiches	42
8.5.6	Protokoll zur kartographischen Darstellung.....	44
9	ÜBERPRÜFUNG DER SCHUTZZONEN DES LÄRMSCHUTZBEREICHS	46
10	ARCHIVIERUNG DER BERECHNUNGS- UND KARTOGRAPHIERUNGSUNTERLAGEN	47

11 LITERATUR.....	48
12 VERZEICHNIS DER ABKÜRZUNGEN UND FORMELZEICHEN	49
13 ABBILDUNGSVERZEICHNIS	55
14 TABELLENVERZEICHNIS	56
ANHANG – LUFTFAHRZEUGKLASSENDATEN	57

1 Anwendungsbereich und Zielsetzung

Die „Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB)“ legt gemäß dem „Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm“ vom 01.06.2007 (BGBl I. S. 986) [1] und der Ersten Verordnung zur Durchführung des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm vom .2007 (BGBl I. S.) [2] das Verfahren zur Berechnung der Lärmschutzbereiche fest. Die Berechnung erfolgt auf der Grundlage der mit dem „Datenerfassungssystem (DES)“ eingeholten Daten über Art und Umfang des voraussehbaren Flugbetriebs des Flugplatzes. Die AzB ist für folgende Flugplatzarten anzuwenden:

1. Verkehrsflughäfen mit Fluglinien- oder Pauschalflugreiseverkehr,
2. Verkehrslandeplätze mit Fluglinien- oder Pauschalflugreiseverkehr und mit einem Verkehrsaufkommen von über 25 000 Bewegungen pro Jahr; hiervon sind ausschließlich der Ausbildung dienende Bewegungen mit Leichtflugzeugen ausgenommen.
3. Militärische Flugplätze, die dem Betrieb von Flugzeugen mit Strahltriebwerken zu dienen bestimmt sind,
4. Militärische Flugplätze, die dem Betrieb von Flugzeugen mit einer höchstzulässigen Startmasse von mehr als 20 t zu dienen bestimmt sind, mit einem Verkehrsaufkommen von über 25 000 Bewegungen pro Jahr; hiervon sind ausschließlich der Ausbildung dienende Bewegungen mit Leichtflugzeugen ausgenommen.

Darüber hinaus sollen gemäß § 4, Abs. 8 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm auch für andere als die vorstehend genannten Flugplätze Lärmschutzbereiche festgesetzt werden, wenn es der Schutz der Allgemeinheit erfordert. Auch hierfür ist die AzB zu verwenden.

2 Beschreibung des Berechnungsverfahrens

Das Verfahren ermöglicht die Berechnung von äquivalenten Dauerschallpegeln für den Tag und für die Nacht sowie des Häufigkeits-Maximalpegelkriteriums in der Umgebung eines Flugplatzes. In die Berechnung des Lärmschutzbereichs gehen insbesondere die Geräuschemissionsdaten der Luftfahrzeuge, die Zahl der Flugbewegungen in den sechs verkehrsreichsten Monaten des Prognosejahres sowie die Verläufe der Ab- und Anflugstrecken und Platzrunden ein. Darüber hinaus werden die Flugstrecken der Hubschrauber und die Verläufe der Rollwege am Boden berücksichtigt.

Zur Berechnung der Lärmschutzbereiche wird ein Segmentierungsverfahren angewendet, das auf einer geeigneten Zerlegung der dreidimensionalen Flugbahn des Luftfahrzeugs in lineare Segmente basiert. Von jedem dieser Segmente trägt das Luftfahrzeug mit einem Beitrag E_i zur Schallexposition E an einem Immissionsort P bei. Das Segmentierungsverfahren ist in Abbildung 1 schematisch für den zweidimensionalen Fall dargestellt.

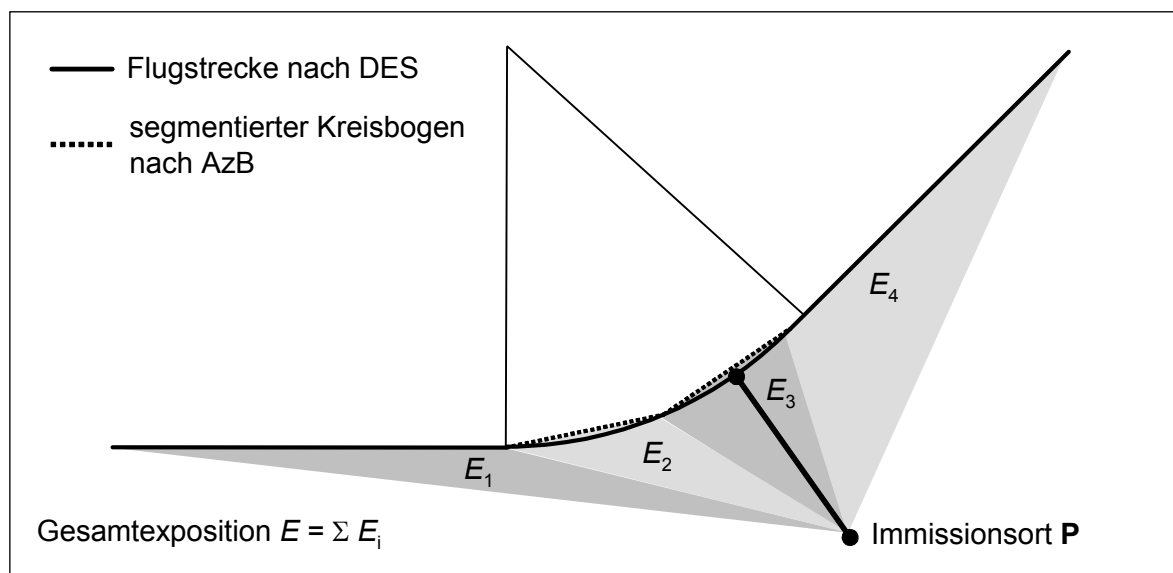


Abbildung 1: Prinzip der Segmentierung am Beispiel der Zerlegung eines kreisbogenförmigen Flugstreckensegments in zwei lineare Teilsegmente

3 Ermittlung der Beurteilungsgrößen

3.1 Verwendete Beurteilungsgrößen

Im Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm ist die getrennte Bestimmung von äquivalenten Dauerschallpegeln für den Tag und für die Nacht ($L_{pAeq,Tag}$ und $L_{pAeq,Nacht}$) vorgesehen. Die äquivalenten Dauerschallpegel werden für einen beliebigen Punkt in der Umgebung eines Flugplatzes (Immissionsort) aus dem Schallexpositionspegel L_{pAE} für jeden Vorbeiflug eines Luftfahrzeuges ermittelt. Dabei werden als Erhebungszeit die sechs verkehrsreichsten Monate des Prognosejahres (180 Tage) zu Grunde gelegt.

Die äquivalenten Dauerschallpegel für die Tages- und Nachtzeit ergeben sich aus einem unkorrigierten Wert (d. h. ohne Berücksichtigung der Flugbewegungsverteilung nach der Sigma-Regelung)

$$L_{pAeq,Tag}^* = 10 \cdot \lg \left[\frac{1,5 \cdot T_0}{T_E} \sum_{i=1}^{N_{Tag}} 10^{0,1 \cdot L_{pAE,i}} \right] \quad \text{dB} \quad (1)$$

$$L_{pAeq,Nacht}^* = 10 \cdot \lg \left[\frac{3 \cdot T_0}{T_E} \sum_{i=1}^{N_{Nacht}} 10^{0,1 \cdot L_{pAE,i}} \right] \quad \text{dB} \quad (2)$$

für das Prognosejahr jeweils durch Hinzufügen eines Zuschlags als

$$L_{pAeq,Tag} = L_{pAeq,Tag}^* + 3 \cdot K_{\sigma,Leq,Tag} \quad \text{dB} \quad (3)$$

$$L_{pAeq,Nacht} = L_{pAeq,Nacht}^* + 3 \cdot K_{\sigma,Leq,Nacht} \quad \text{dB} \quad (4)$$

mit:

$L_{pAeq,Tag}$	A-bewerteter korrigierter äquivalenter Dauerschallpegel für den Tag (6.00 bis 22.00 Uhr)
$L_{pAeq,Nacht}$	A-bewerteter korrigierter äquivalenter Dauerschallpegel für die Nacht (22.00 bis 6.00 Uhr)
$L_{pAeq,Tag}^*$	unkorrigierter Wert des äquivalenten Dauerschallpegels für den Tag (6.00 bis 22.00 Uhr)
$L_{pAeq,Nacht}^*$	unkorrigierter Wert des äquivalenten Dauerschallpegels für die Nacht (22.00 bis 6.00 Uhr)
T_E	Erhebungszeit in s ($T_E = 1,5552 \cdot 10^7$ s, d. h. 180 Tage)
T_0	Bezugszeit ($T_0 = 1$ s)
T_r	Beurteilungszeit. Die AzB verwendet die Beurteilungszeiten von 6.00 bis 22.00 Uhr (Tag) und 22.00 bis 6.00 Uhr (Nacht).
Σ	Summe über alle Flugbewegungen während der Erhebungszeit T_E
N_{Tag}	Flugbewegungen während der Beurteilungszeit T_r zwischen 6.00 und 22.00 Uhr
N_{Nacht}	Flugbewegungen während der Beurteilungszeit T_r zwischen 22.00 und 6.00 Uhr

i	hier: laufender Index des einzelnen Fluglärmergeignisses
$L_{pAE,i}$	A-bewerteter Schallexpositionspegel, ermittelt aus der Geräuschemission des Luftfahrzeuges unter Berücksichtigung des Abstandes zur Flugbahn und der Schallausbreitungsverhältnisse
$K_{\sigma,Leq,Tag}$	Zuschlag zur Berücksichtigung der zeitlich variierenden Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen (Sigma-Regelung) für die Tageszeit (s. Gl. 18)
$K_{\sigma,Leq,Nacht}$	Zuschlag zur Berücksichtigung der zeitlich variierenden Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen (Sigma-Regelung) für die Nachtzeit (s. Gl. 19)

Gemäß § 2 Abs. 2 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm werden zwei Tag-Schutzzonen und eine Nacht-Schutzzone in der Umgebung des Flugplatzes festgesetzt. Die Tag-Schutzzonen werden jeweils durch eine Kontur des äquivalenten Dauerschallpegels für die Tageszeit begrenzt. Die Nacht-Schutzzone beruht auf zwei Beurteilungskriterien und wird durch die Umhüllende einer Kontur des äquivalenten Dauerschallpegels und einer Häufigkeits-Maximalpegelkontur für die Nachtzeit begrenzt.

Das Häufigkeits-Maximalpegelkriterium ist im § 2 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm definiert. Dieses Kriterium basiert auf der Überschreitungshäufigkeit $NAT(L_{p,Schw})$ eines Schwellenwerts $L_{p,Schw}$ des AS-bewerteten Maximalpegels $L_{pAS,max}$:

$$(5) \quad NAT(L_{p,Schw}) = \sum_{i=1}^{N_{Nacht}} F(L_{pAS,max,i}) \quad \text{mit} \quad F(L_{pAS,max,i}) = \begin{cases} 1 & \text{für } L_{pAS,max,i} > L_{p,Schw} \\ 0 & \text{für } L_{pAS,max,i} \leq L_{p,Schw} \end{cases}$$

Dabei ist:

$L_{pAS,max,i}$	AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel der i -ten Flugbewegung in der Beurteilungszeit T_{Nacht}
N_{Nacht}	durchschnittliche Anzahl der innerhalb einer Nacht auftretenden Flugbewegungen

Das Kriterium $NAT(N_S^* \times L_{p,Schw})$ ist verletzt, wenn $NAT(L_{p,Schw})$ den Wert N_S^* überschreitet. Das Gebiet, in dem das Kriterium verletzt ist, wird durch die Kurve $NAT(L_{p,Schw}) = N_S^*$ begrenzt. Gemäß § 2 Abs. 2 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm ist $N_S^* = 6$.

Um die zeitlich variierende Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen bei der Berechnung zu berücksichtigen, wird anstelle der Überschreitungshäufigkeit N_S^* die Überschreitungshäufigkeit $N_S = N_S^* + 3 K_{\sigma,NAT}$ berechnet.

Nach dem Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm wird der Pegelschwellenwert $L_{p,Schw}$ auf Innenpegel bezogen, wobei von einem Pegelunterschied zwischen außen und innen von 15 dB („gekipptes Fenster“) auszugehen ist.

3.2 Überlagerungsverfahren

Das Gebiet, das von der Nacht-Schutzzone (NSz) eingeschlossen wird, bestimmt sich als die Umhüllende einer Kontur des äquivalenten Dauerschallpegels $L_{pAeq,Nacht}$ und einer Häufigkeits-Maximalpegelkontur $NAT(L_{p,Schw}) = N_S$. Aus den beiden Lärmkonturen wird die Nacht-Schutzzone als Hüllkurve nach folgendem Überlagerungsverfahren gebildet:

$$NSz := L_{pAeq,Nacht} \cup NAT(L_{p,Schw} = N_S) \quad (6)$$

3.3 Berechnung des Zuschlags für die Streuung der Nutzungsanteile der jeweiligen Betriebsrichtungen („Sigma-Regelung“)

Im Idealfall kann eine Start- und Landebahn in zwei Betriebsrichtungen genutzt werden. Da in jeder Betriebsrichtung sowohl Starts als auch Landungen möglich sind, kann man einer Bahn maximal vier bahnbezogene Betriebsrichtungen zuordnen. In der Praxis kann die Anzahl der bahnbezogenen Betriebsrichtungen bedingt durch Betriebsbeschränkungen oder Nutzungskonzepte auch kleiner sein.

Wie in Abbildung 2 beispielhaft dargestellt, kann von der Start- und Landebahn 09/27 in Ost-Richtung (90°) oder in West-Richtung (270°) gestartet oder in diesen Richtungen gelandet werden. Es ergeben sich somit die vier ausgewiesenen bahnbezogenen Betriebsrichtungen Start 09, Landung 09, Start 27 und Landung 27.

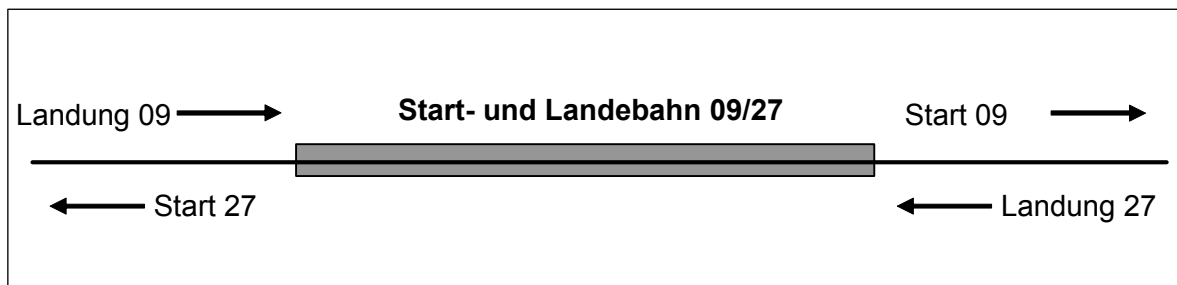


Abbildung 2: Beispiel für bahnbezogene Betriebsrichtungen

Die Verteilung der Flugbewegungen auf die verschiedenen bahnbezogenen Betriebsrichtungen hängt neben möglichen Flugbetriebsbeschränkungen vor allem von der Windrichtung ab. Daher variiert die Verteilung der Flugbewegungen auf die bahnbezogenen Betriebsrichtungen.

Bezogen auf die Ermittlung von Lärmkonturen für ein prognostiziertes Bezugsjahr heißt dies, dass man zwar für das Prognosejahr ein langjähriges Mittel der Bahnnutzungsverteilung zu Grunde legen kann, dass die auf dieser Basis ermittelte Lärmbelastung aber jährlichen Schwankungen unterliegt. Es werden deshalb auf der Grundlage einer statistischen Auswertung der langjährigen Verteilung der bahnbezogenen Betriebsrichtungen während der Beurteilungszeiten Tag und Nacht für jeden Immissionsort Zuschläge $K_{\sigma,Leq,Tag}$ und $K_{\sigma,Leq,Nacht}$ zum äquivalenten Dauerschallpegel und $K_{\sigma,NAT}$ zur Überschreitungshäufigkeit ermittelt.

Dazu wird zunächst für einen Zeitraum von zehn Jahren die Verteilung der Flugbewegungen auf die verschiedenen bahnbezogenen Betriebsrichtungen innerhalb der Tages- und Nachtzeit bestimmt. Dabei werden die Nutzungsanteile über 12 Monate

des jeweiligen Kalenderjahres gemittelt. Der Bewegungsanteil $\alpha_{i,j,Tr}$ für die Bahnnutzungsrichtung i im Jahr j ergibt sich als

$$\alpha_{i,j,Tr} = \frac{N_{i,j,Tr}}{N_{j,Tr}} \quad \text{mit} \quad \sum_{i=1}^{BB} \alpha_{i,j,Tr} = 1 \quad (7)$$

mit:

- $\alpha_{i,j,Tr}$ Bahnnutzungsanteil der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Jahr j während der Beurteilungszeit T_r
- $N_{i,j,Tr}$ Anzahl der Flugbewegungen in der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Jahr j während der Beurteilungszeit T_r
- $N_{j,Tr}$ Gesamtzahl der Flugbewegungen im Jahr j während der Beurteilungszeit T_r
- BB Anzahl der bahnbezogenen Betriebsrichtungen

Hierzu ist die in

Tabelle 1 beispielhaft für den Tag dargestellte Matrix zu verwenden. Entsprechend ist für die Nachtperiode zu verfahren.

Bewegungsanteil für die bahnbezogene Betriebsrichtung; hier: tags von 06.00 bis 22.00 Uhr							
Jahr	1	2	3	4	...	BB	Summe
<i>Beispiel</i>	<i>S 09</i>	<i>L 09</i>	<i>S 27</i>	<i>L 27</i>	
1	$\alpha_{1,1}$	$\alpha_{2,1}$	$\alpha_{3,1}$	$\alpha_{4,1}$...	$\alpha_{BB,1}$	1
2	$\alpha_{1,2}$	$\alpha_{2,2}$	$\alpha_{3,2}$	$\alpha_{4,2}$...	$\alpha_{BB,2}$	1
3	$\alpha_{1,3}$	$\alpha_{2,3}$	$\alpha_{3,3}$	$\alpha_{4,3}$...	$\alpha_{BB,3}$	1
4	$\alpha_{1,4}$	$\alpha_{2,4}$	$\alpha_{3,4}$	$\alpha_{4,4}$...	$\alpha_{BB,4}$	1
5	$\alpha_{1,5}$	$\alpha_{2,5}$	$\alpha_{3,5}$	$\alpha_{4,5}$...	$\alpha_{BB,5}$	1
6	$\alpha_{1,6}$	$\alpha_{2,6}$	$\alpha_{3,6}$	$\alpha_{4,6}$...	$\alpha_{BB,6}$	1
7	$\alpha_{1,7}$	$\alpha_{2,7}$	$\alpha_{3,7}$	$\alpha_{4,7}$...	$\alpha_{BB,7}$	1
8	$\alpha_{1,8}$	$\alpha_{2,8}$	$\alpha_{3,8}$	$\alpha_{4,8}$...	$\alpha_{BB,8}$	1
9	$\alpha_{1,9}$	$\alpha_{2,9}$	$\alpha_{3,9}$	$\alpha_{4,9}$...	$\alpha_{BB,9}$	1
10	$\alpha_{1,10}$	$\alpha_{2,10}$	$\alpha_{3,10}$	$\alpha_{4,10}$...	$\alpha_{BB,10}$	1

Tabelle 1: Matrix zur Auswertung der 10-jährigen Verteilung der bahnbezogenen Betriebsrichtungen (Beispiel für die Tagesperiode)

Für das Prognosejahr werden die Bahnnutzungsanteile γ_i wie folgt bestimmt:

$$\gamma_{i,Tr} = \frac{N_{i,P,Tr}}{N_{P,Tr}} \quad \text{mit} \quad \sum_{i=1}^{BB} \gamma_{i,Tr} = 1 \quad (8)$$

mit:

$\gamma_{i,Tr}$	Bahnnutzungsanteil der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
$N_{P,Tr}$	Gesamtzahl der Flugbewegungen im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
$N_{i,P,Tr}$	Anzahl der Flugbewegungen in der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
BB	Anzahl der bahnbezogenen Betriebsrichtungen

Die Werte für $\alpha_{i,j,Tr}$ sind aus Abschnitt 3 im DES zu entnehmen.

Zur Ermittlung der Zuschläge $K_{\sigma,Leq,Tag}$, $K_{\sigma,Leq,Nacht}$ und $K_{\sigma,NAT}$ wird zunächst das Prognosejahr betrachtet. Jede bahnbezogene Betriebsrichtung i liefert an einem Punkt $\mathbf{P}(x,y,H_P)$ des Rechengitters in der Beurteilungszeit T_r einen Immissionsbeitrag $L_{pAeq,Tr,i}(x,y,H_P)$ bzw. einen Anteil $NAT_i(L_{p,Schw};x,y,H_P)$. Diese Beiträge werden wie folgt zu den unkorrigierten äquivalenten Dauerschallpegeln bzw. zur unkorrigierten Überschreitungshäufigkeit des Maximalpegels $L_{p,Schw}$ summiert:

$$L_{pAeq,Tag}^*(x,y,H_P) = 10 \cdot \lg \left[\sum_{i=1}^{BB} 10^{0,1L_{pAeq,Tag,i}(x,y,H_P)} \right] \quad \text{dB} \quad (9)$$

$$L_{pAeq,Nacht}^*(x,y,H_P) = 10 \cdot \lg \left[\sum_{i=1}^{BB} 10^{0,1L_{pAeq,Nacht,i}(x,y,H_P)} \right] \quad \text{dB} \quad (10)$$

$$NAT^*(L_{p,Schw};x,y,H_P) = \sum_{i=1}^{BB} NAT_i(L_{p,Schw};x,y,H_P) \quad (11)$$

Anschließend werden für jedes Jahr j an jedem Punkt des Rechengitters die gewichteten Immissionsanteile $L_{pAeq,Tag,i}(x,y,H_P)$, $L_{pAeq,Nacht,i}(x,y,H_P)$ und $NAT_i(L_{p,Schw};x,y,H_P)$ zum unkorrigierten äquivalenten Dauerschallpegel für die Tages- und Nachtzeit wie folgt summiert:

$$L_{pAeq,Tag,j}(x,y,H_P) = 10 \cdot \lg \left[\sum_{i=1}^{BB} \frac{\alpha_{i,j,Tag}}{\gamma_{i,Tag}} 10^{0,1L_{pAeq,Tag,i}(x,y,H_P)} \right] \quad \text{dB} \quad (12)$$

$$L_{pAeq,Nacht,j}(x,y,H_P) = 10 \cdot \lg \left[\sum_{i=1}^{BB} \frac{\alpha_{i,j,Nacht}}{\gamma_{i,Nacht}} 10^{0,1L_{pAeq,Nacht,i}(x,y,H_P)} \right] \quad \text{dB} \quad (13)$$

$$NAT_j(L_{p,Schw};x,y,H_P) = \sum_{i=1}^{BB} \frac{\alpha_{i,j,Nacht}}{\gamma_{i,Nacht}} NAT_i(L_{p,Schw};x,y,H_P) \quad (14)$$

Durch die Gewichtung mit dem Ausdruck $\alpha_{i,j} / \gamma_i$ wird die Verteilung der bahnbezogenen Betriebsrichtungen für das Jahr i auf das Prognosejahr unter Einhaltung der Gesamtbewegungszahl abgebildet.

Aus diesen Werten werden die Mittelwerte

$$\overline{L_{pAeq,Tag}}(x, y, H_P) = \frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} L_{pAeq,Tag,j}(x, y, H_P) \quad \text{dB} \quad (15)$$

$$\overline{L_{pAeq,Nacht}}(x, y, H_P) = \frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} L_{pAeq,Nacht,j}(x, y, H_P) \quad \text{dB} \quad (16)$$

$$\overline{\text{NAT}}(L_{p,Schw}; x, y, H_P) = \frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} \text{NAT}_j(L_{p,Schw}; x, y, H_P) \quad (17)$$

und die Standardabweichungen

$$K_{\sigma,Leq,Tag}(x, y, H_P) = \sqrt{\frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} [L_{pAeq,Tag,j}(x, y, H_P) - \overline{L_{pAeq,Tag}}(x, y, H_P)]^2} \quad \text{dB} \quad (18)$$

$$K_{\sigma,Leq,Nacht}(x, y, H_P) = \sqrt{\frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} [L_{pAeq,Nacht,j}(x, y, H_P) - \overline{L_{pAeq,Nacht}}(x, y, H_P)]^2} \quad \text{dB} \quad (19)$$

$$K_{\sigma,NAT}(x, y, H_P) = \sqrt{\frac{1}{10} \sum_{j=1}^{10} [\text{NAT}_j(L_{p,Schw}; x, y, H_P) - \overline{\text{NAT}}(L_{p,Schw}; x, y, H_P)]^2} \quad (20)$$

bestimmt. Aus diesen Standardabweichungen ergeben sich die Zuschläge zu den unkorrigierten äquivalenten Dauerschallpegeln L_{pAeq}^* bzw. zur unkorrigierten Überschreitungshäufigkeit N_S^* .

Anmerkung 1:

Für Hubschrauberstrecken können keine bahnbezogenen Betriebsrichtungen ausgewiesen werden. In die Berechnungen der Standardabweichung gehen deshalb die Flugbewegungen mit Hubschraubern ungewichtet ein.

Anmerkung 2:

Eine Platzrunde wird im DES als eine Flugbewegung definiert. In die statistische Auswertung geht sie als ein Start ein.

3.4 Berechnung des Zuschlags für die Streuung der Nutzungsanteile der jeweiligen Betriebsrichtungen bei nicht vollständiger Datenlage

Die Berechnung der Standardabweichung soll grundsätzlich auf der Basis einer Analyse der tatsächlichen Bahnnutzungsverteilung der letzten zehn Jahre erfolgen. Sofern für diesen Zeitraum keine vollständigen Angaben vorliegen, ist die Analyse mindestens für sechs Jahre durchzuführen. In diesem Fall sind die Mittelwerte bzw. Standardabweichungen in Gleichungen (15) bis (20) nicht mit dem Wert 10, sondern der Anzahl n der in die Analyse eingehenden Jahre zu bilden. Die hieraus berechne-

ten Standardabweichungen $K_{\sigma}(n)$ sind dann mit einem Korrekturfaktor ε zu multiplizieren, der sich aus Tabelle 2 ergibt:

$$K_{\sigma}(10 \text{ Jahre}) = \varepsilon \cdot K_{\sigma}(n \text{ Jahre}) \quad (21)$$

<i>n</i>	ε
6 Jahre	1,07
7 Jahre	1,05
8 Jahre	1,03
9 Jahre	1,02

Tabelle 2: Korrekturfaktor ε für die Standardabweichung

Sofern nur statistischen Daten über die langjährige Bahnnutzungsverteilung für weniger als sechs Jahre vorliegen, entscheidet die zuständige Behörde über die Art der Bestimmung der Zuschläge zur Berücksichtigung der zeitlich variierenden Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen.

Im Fall der Anlegung eines Flugplatzes oder des Neubaus einzelner Bahnen können keine entsprechenden statistischen Daten herangezogen werden. Hier sind diese Werte auf der Grundlage von Daten über die örtliche Windrichtungsverteilungen oder auf der Basis von Daten vergleichbarer Flugplätze abzuschätzen.

4 Bezugssystem

4.1 Koordinatensystem

Die gemäß DES erfassten Bahnbezugspunkte und Bahnrichtungen beziehen sich auf folgendes Koordinatensystem: UTM-Abbildung, entsprechend Lage des Flugplatzes in Zone 32 bzw. 33 (Mittelmeridian 9° bzw. 15°), Ellipsoid GRS80, Datum ETRS89.

4.2 Streckenkoordinaten

Längen auf den Flugstrecken werden durch die Bogenlängen σ und σ' (Streckenkoordinaten) ausgedrückt.

Die Bogenlänge σ wird bei Flugstrecken, die von einer Start- und Landebahn ausgehen, vom Bahnbezugspunkt \mathbf{P}_B , bei Flugmanövern an Luft/Boden-Schießplätzen vom Anfangspunkt des Flugmanövers und bei Hubschrauberstrecken von der Hubschrauberstart- und -landestelle aus gezählt. Die Bogenlänge σ wird unabhängig von der Flugrichtung in der vom Flugplatz wegführenden Richtung positiv gezählt. σ dient zur Beschreibung streckenspezifischer Kenngrößen.

Die Bogenlänge σ' wird vom Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt \mathbf{P}_F aus unabhängig von der Flugrichtung in der vom Flugplatz wegführenden Richtung positiv gezählt. σ' dient zur Beschreibung luftfahrzeugklassenspezifischer Kenngrößen. Zwischen den Bogenlängen σ und σ' besteht die Transformationsgleichung $\sigma' = \sigma - \sigma_0$.

σ_0 ist der Wert der Bogenlänge σ am Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt \mathbf{P}_F . Bei Flugstrecken, die von einer Start- und Landebahn ausgehen, ergeben sich die Zahlenwerte für σ_0 aus dem DES. Bei Hubschrauberstrecken ist $\sigma_0 = 0$.

Die Lage eines Punktes \mathbf{P} in der Bezugsebene wird in Streckenkoordinaten durch ein Koordinatenpaar (σ, ρ) bzw. (σ', ρ) definiert. Die ρ -Koordinatenachse steht senkrecht auf der Flugstrecke, wobei die ρ -Koordinate in Richtung zunehmender Bogenlänge gesehen nach rechts positiv gezählt wird. Abbildung 3 stellt das Streckenkoordinatensystem für eine Ab- und eine Anflugstrecke schematisch dar.

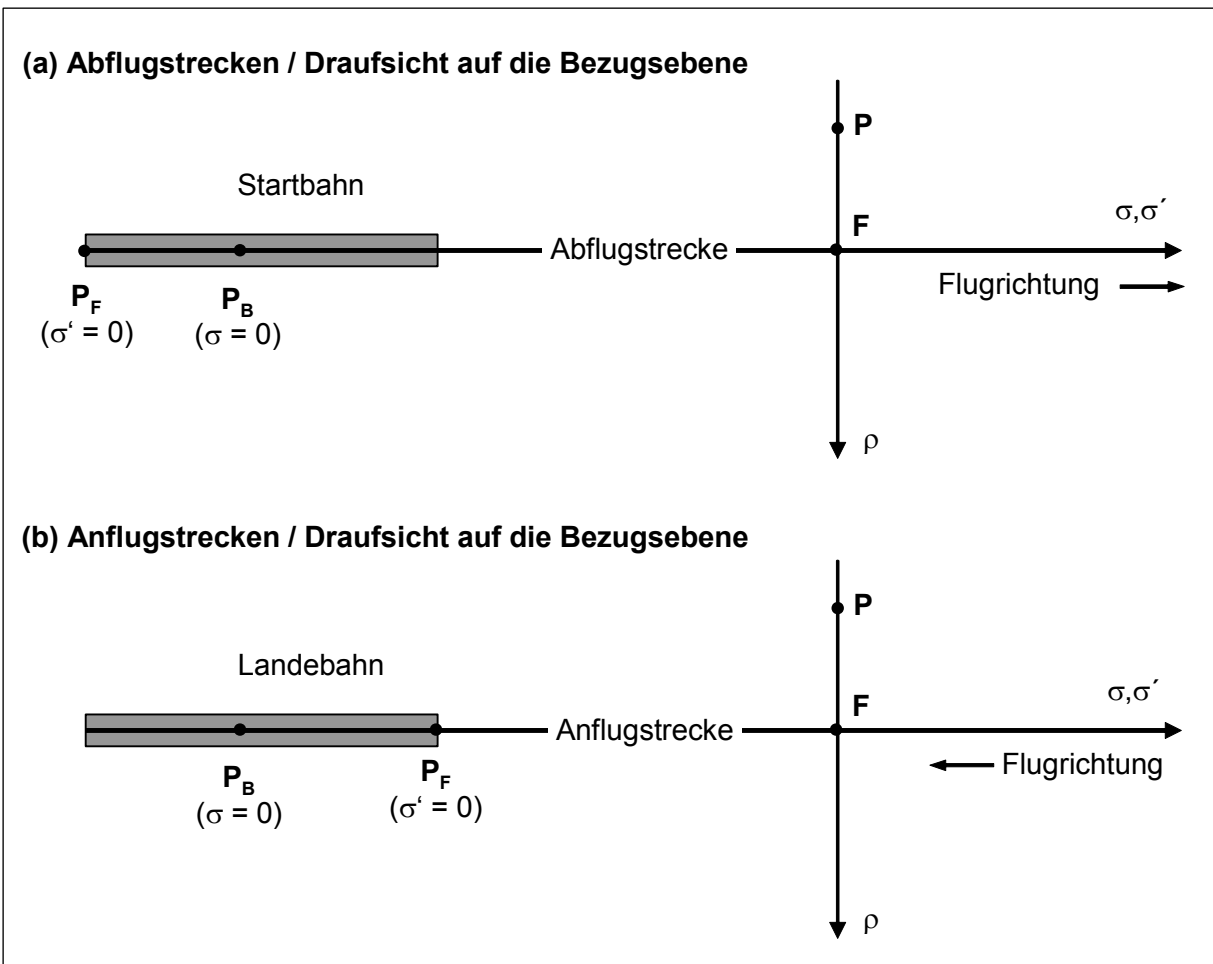


Abbildung 3: Verwendetes Streckenkoordinatensystem

5 Luftfahrzeugklassen

5.1 Klassifizierung

Für die Berechnung wird von standardisierten Luftfahrzeuggruppen ausgegangen, denen jeweils mindestens ein Datensatz (Luftfahrzeugklasse) für Start (S) oder Landung (L) zugeordnet ist (Tabelle 3). Eine Luftfahrzeugklasse besitzt einheitliche akustische und flugbetriebliche Eigenschaften für Start bzw. Landung.

Die Daten für die Luftfahrzeugklassen werden - soweit möglich - flugplatzunabhängig festgesetzt.

Luftfahrzeuggruppe	Betriebsbedingung	Luftfahrzeugklasse
P 1.0	Abflug	P 1.0 – S
P 1.0	Anflug	P 1.0 – L
P 1.1	Abflug	P 1.1 – S
P 1.1	Anflug	P 1.1 – L
P 1.2	Abflug	P 1.2 – S
P 1.2	Anflug	P 1.2 – L
P 1.3	Abflug	P 1.3 – S
P 1.3	Anflug	P 1.3 – L
P 1.4	Abflug	P 1.4 – S
P 1.4	Anflug	P 1.4 – L
P 2.1	Abflug	P 2.1 – S
P 2.1	Anflug	P 2.1 – L
P 2.2	Abflug	P 2.2 – S
P 2.2	Anflug	P 2.2 – L
S 1.0	Abflug	S 1.0 – S
S 1.0	Anflug	S 1.0 – L
S 1.1	Abflug	S 1.1 – S
S 1.1	Anflug	S 1.1 – L
S 1.2	Abflug	S 1.2 – S
S 1.2	Anflug	S 1.2 – L
S 1.3	Abflug	S 1.3 – S
S 1.3	Anflug	S 1.3 – L
S 2	Abflug	S 2 – S
S 2	Anflug	S 2 – L
S 3.1	Abflug, Auslastung a	S 3.1 a) – S
S 3.1	Abflug, Auslastung b	S 3.1 b) – S
S 3.1	Anflug	S 3.1 a/b) – L
S 3.2	Abflug, Auslastung a	S 3.2 a) – S
S 3.2	Abflug, Auslastung b	S 3.2 b) – S
S 3.2	Anflug	S 3.2 a/b) – L
S 4	Abflug	S 4 – S

Luftfahrzeuggruppe	Betriebsbedingung	Luftfahrzeugklasse
S 4	Anflug	S 4 – L
S 5.1	Abflug	S 5.1 – S
S 5.1	Anflug	S 5.1 – L
S 5.2	Abflug	S 5.2 – S
S 5.2	Anflug	S 5.2 – L
S 5.3	Abflug	S 5.3 – S
S 5.3	Anflug	S 5.3 – L
S 6.1	Abflug	S 6.1 – S
S 6.1	Anflug	S 6.1 – L
S 6.2	Abflug, Auslastung a	S 6.2 a) – S
S 6.2	Abflug, Auslastung b	S 6.2 b) – S
S 6.2	Anflug	S 6.2 a/b) – L
S 6.3	Abflug	S 6.3 – S
S 6.3	Anflug	S 6.3 – L
S 7	Abflug, Auslastung a	S 7 a) – S
S 7	Abflug, Auslastung b	S 7 b) – S
S 7	Anflug	S 7 a/b) – L
S 8	Abflug, Auslastung a	S 8 a) – S
S 8	Abflug, Auslastung b	S 8 b) – S
S 8	Anflug	S 8 a/b) – L
P-MIL 1	Abflug	P-MIL 1 – S
P-MIL 1	Anflug	P-MIL 1 – L
P-MIL 2	Abflug	P-MIL 2 – S
P-MIL 2	Anflug	P-MIL 2 – L
S-MIL 1	Abflug	S-MIL 1 – S
S-MIL 1	Anflug	S-MIL 1 – L
S-MIL 2	Abflug	S-MIL 2 – S
S-MIL 2	Anflug	S-MIL 2 – L
S-MIL 3	Abflug	S-MIL 3 – S
S-MIL 3	Anflug	S-MIL 3 – L
S-MIL 4	Abflug	S-MIL 4 – S
S-MIL 4	Anflug	S-MIL 4 – L
S-MIL 5	Abflug	S-MIL 5 – S
S-MIL 5	Anflug	S-MIL 5 – L
S-MIL 6	Abflug	S-MIL 6 – S
S-MIL 6	Anflug	S-MIL 6 – L
H 1.0	Abflug	H 1.0 – S
H 1.0	Anflug	H 1.0 – L
H 1.1	Abflug	H 1.1 – S
H 1.1	Anflug	H 1.1 – L
H 1.2	Abflug	H 1.2 – S

Luftfahrzeuggruppe	Betriebsbedingung	Luftfahrzeugklasse
H 1.2	Anflug	H 1.2 – L
H 2.1	Abflug	H 2.1 – S
H 2.1	Anflug	H 2.1 – L
H 2.2	Abflug	H 2.2 – S
H 2.2	Anflug	H 2.2 – L

Tabelle 3: Zuordnung von Luftfahrzeuggruppen zu Luftfahrzeugklassen

5.2 Fortschreibung der Luftfahrzeugklassen

Die Luftfahrzeugklassen werden vom Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit regelmäßig überprüft. Die Überprüfung sollte durchgeführt werden, wenn

- (a) die letzte Überprüfung zehn Jahre zurück liegt, oder
- (b) besondere fachliche Erkenntnisse oder Entwicklungen im Luftverkehr (z. B. die Einführung neuer Luftfahrzeugmuster in größerem Umfang) eine Überarbeitung der Luftfahrzeugklassen erforderlich erscheinen lassen.

Soweit es sich als notwendig erweist, werden vom Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit im Einvernehmen mit dem Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung sowie dem Bundesministerium der Verteidigung die bestehenden Luftfahrzeugklassen modifiziert oder ergänzt.

Für Luftfahrzeugmuster, die in der AzB nicht erfasst sind, kann das Bundesministerium für Umwelt, Naturschutz und Reaktorsicherheit weitere Luftfahrzeugklassen und Luftfahrzeugklassendaten im Bundesanzeiger veröffentlichen. Gleiches gilt für die Anpassung der Luftfahrzeugklassendaten an den technischen Fortschritt oder an neue Erkenntnisse. Die Veröffentlichung erfolgt für zivil genutzte Luftfahrzeugmuster im Einvernehmen mit dem Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung und für militärisch genutzte Luftfahrzeugmuster im Einvernehmen mit dem Bundesministerium der Verteidigung.

5.3 Kenngrößen der Luftfahrzeugklassen

Für jede Luftfahrzeugklasse ist ein Satz von akustischen und flugbetrieblichen Kenngrößen definiert, die bei der Berechnung verwendet werden (Tabelle 4). Die Kenngrößen der Luftfahrzeugklassen sind - zusammengefasst zu standardisierten Datensätzen - auf Datenblättern dargestellt (s. Anhang).

Kenngröße	Formelzeichen	Datensatz Nr.
Oktavpegel für die Bezugsentfernung $S = S_{O_n}$	O_n	(1)
Richtungsfaktor	$R_n\{a_1, a_2, a_3\}$	(2)
Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt	P_F	(3)
Zusatzpegel	$Z(\sigma')$	(4)

Kenngröße	Formelzeichen	Datensatz Nr.
Fluggeschwindigkeit	$V(\sigma')$	(5)
Flughöhe über der Bezugsebene	$H(\sigma')$	(6)
Quellhöhe	h_Q	(7)
Standardabweichung	Q_σ	(8)
Verzögerungsstrecke (nur bei Anflug)	S_V	(9)

Tabelle 4: Übersicht über die Kenngrößen der Luftfahrzeugklassen und die zugehörigen Datensätze

5.3.1 Oktavpegel O_n

Das Schallspektrum der einzelnen Luftfahrzeugklassen wird durch die Oktavpegel O_n bei einer Bezugsentfernung s_{O_n} beschrieben. Der Index n bezeichnet die Oktavmittelfrequenzen (Tabelle 5).

n	1	2	3	4	5	6	7	8
Oktavmittelfrequenz [Hz]	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000

Tabelle 5: Oktavmittelfrequenzen

5.3.2 Richtungsfaktor R_n

Der Richtungsfaktor R_n beschreibt in vereinfachender Weise die zweidimensionale Richtcharakteristik der Schallabstrahlung des Luftfahrzeugs. Er ist ein Tripel von ganzen Zahlen $\{a_1, a_2, a_3\}$. Diese Zahlen stellen die Koeffizienten einer Reihenentwicklung im Kosinus des Abstrahlwinkels dar (s. Abschnitt 7.2.2).

5.3.3 Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt P_F

Der Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt P_F bildet den Ursprung des Streckenkoordinatensystems σ' . P_F ist bei Abflügen der Startpunkt, bei Anflügen die Landeschwelle oder der Landepunkt und bei Hubschraubern die Hubschrauberstart- und -landestelle.

5.3.4 Zusatzpegel $Z(\sigma')$

Der Zusatzpegel Z dient zur Modellierung von Änderungen in der Triebwerksleistung während des Fluges, um Änderungen in der Emissionscharakteristik bei der Berechnung zu berücksichtigen.

5.3.5 Fluggeschwindigkeit $V(\sigma')$

Die Fluggeschwindigkeit V ist der Betrag des Geschwindigkeitsvektors am aktuellen, durch die Streckenkoordinate σ' beschriebenen Flugbahnpunkt. Der Geschwindig-

keitsvektor weist in Richtung der aktuellen Flugbahn. Die Fluggeschwindigkeit wird zur Berechnung des Pegels der längenbezogenen Schalleistungsexposition $L_{WE,n}$ benötigt (s. Abschnitt 7.1.3).

5.3.6 Flughöhe $H(\sigma')$

$H(\sigma')$ ist die Flughöhe über der Bezugsebene. Die Bezugsebene wird durch die Höhenkoordinate des Flugplatzbezugspunktes H_B bestimmt. Durch die stückweise lineare Funktion $H(\sigma')$ wird der vertikale Verlauf der Flugbahn als eine Folge von Flugprofilsegmenten beschrieben.

Die Flughöhe $H(\sigma')$ lässt sich bei Anflügen, bei Platzrunden und bei Flügen an militärischen Flugplätzen nicht für alle Luftfahrzeugklassen flugplatzunabhängig oder – bei demselben Flugplatz – flugstreckenunabhängig festsetzen.

5.3.7 Quellhöhe h_Q

Das Luftfahrzeug wird als Punktschallquelle angenommen. Die Quellhöhe h_Q ist der Abstand von der Landebahn bis zur Triebwerksmitte, wenn sich das Luftfahrzeug am Boden befindet. Da in einer Luftfahrzeuggruppe die Triebwerke in unterschiedlicher Höhe an den Luftfahrzeugen angebracht sind, wird eine durchschnittliche Höhe verwendet.

5.3.8 Standardabweichung Q_σ

Bei den aus den Datenblättern abzuleitenden AS-bewerteten Maximalschalldruckpegeln der jeweiligen Luftfahrzeugklasse handelt es sich um Klassenmittelwerte. Die Streuung der Pegel wird durch die Standardabweichung Q_σ beschrieben.

5.3.9 Verzögerungsstrecke S_V

Die Verzögerungsstrecke S_V ist diejenige Strecke, die das Luftfahrzeug nach dem Aufsetzen benötigt, um auf die für ein Verlassen der Landebahn über die Abrollbahn geeignete Rollgeschwindigkeit zu verzögern.

5.4 Daten der Luftfahrzeugklassen

Durch die Datensätze (4), (5) und (6) werden der Zusatzpegel Z , die Fluggeschwindigkeit V und die Flughöhe H als stückweise lineare Funktion der Bogenlänge σ' erklärt. Die Zahlenwerte in der Spalte σ' definieren die Knickstellen dieser Funktionen. Die Werte, welche die Funktionen an einer Knickstelle annehmen, sind in der betreffenden Zeile angegeben. Ein Strich in einer solchen Zeile bedeutet, dass diese Stelle für die betreffenden Funktionen nicht Knickstelle ist. Zwischen zwei benachbarten Knickstellen haben die Funktionen einen konstanten Anstieg. Für Werte der Bogenlänge σ' , die kleiner sind als der in der ersten Zeile stehende Wert für σ' , sind die Funktionen konstant und haben die in der ersten Zeile stehenden Werte. Für Werte der Bogenlänge σ' , die größer sind als der letzte Zahlenwert in der Spalte σ' , sind die Anstiege der drei Funktionen in der letzten Zeile der Tabelle des Datenblatts angegeben.

Die Datenblätter der Luftfahrzeugklassen sind im Anhang der AzB zusammengestellt.

6 Flugstrecken

6.1 Begriffsbestimmung

Flugstrecken im Sinne der AzB sind Abflugstrecken, Anflugstrecken, Platzrunden, Hubschrauberstrecken und Rollwege sowie Flugmanöver an Luft/Boden-Schießplätzen.

Die Flugstrecken sind im DES beschrieben und setzen sich aus einzelnen Abschnitten zusammen. Ein Abschnitt einer Flugstrecke besteht entweder aus einem Geradenstück oder aus einem Kreisbogen.

Für die Berechnung wird davon ausgegangen, dass die Flugstrecken in der Bezugsebene verlaufen.

6.2 Kenngrößen der Flugstrecken

6.2.1 Flugstreckenbezugspunkt

Als Bezugspunkt der Flugstrecke gilt:

- bei Abflugstrecken der Startpunkt,
- bei Anflugstrecken der Beginn des zugehörigen Abrollwegs (Abrollpunkt),
- bei Platzrunden der Startpunkt,
- bei Hubschrauberstrecken die Hubschrauberstart- und -landestelle,
- bei Rollwegen der Startpunkt bzw. der Abrollpunkt,
- bei Flugmanövern an Luft/Boden-Schießplätzen der Anfangspunkt des Flugmanövers.

6.2.2 Flugkorridorbreite $b(\sigma)$

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

Die Verteilung der Flugbahnen – projiziert auf die Bezugsebene – im Flugkorridor der Flugstrecke wird durch die Verteilungsfunktion

$$v(\eta) = 30 \cdot \left(\frac{1}{4} - \eta^2 \right)^2 \quad \text{mit:} \quad \eta = \frac{\rho}{b(\sigma)} \quad (22)$$

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 4 zeigt dies am Beispiel einer Zerlegung in drei Teilkorridore.

Die Mittellinie eines Teilkorridors wird als Flugweg 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 gradzahlige, die rechts davon liegenden Flugwege ungradzahlige Nummern.

Bei Berechnungen gemäß der AzB sind 15 Teilkorridore zu Grunde zu legen.

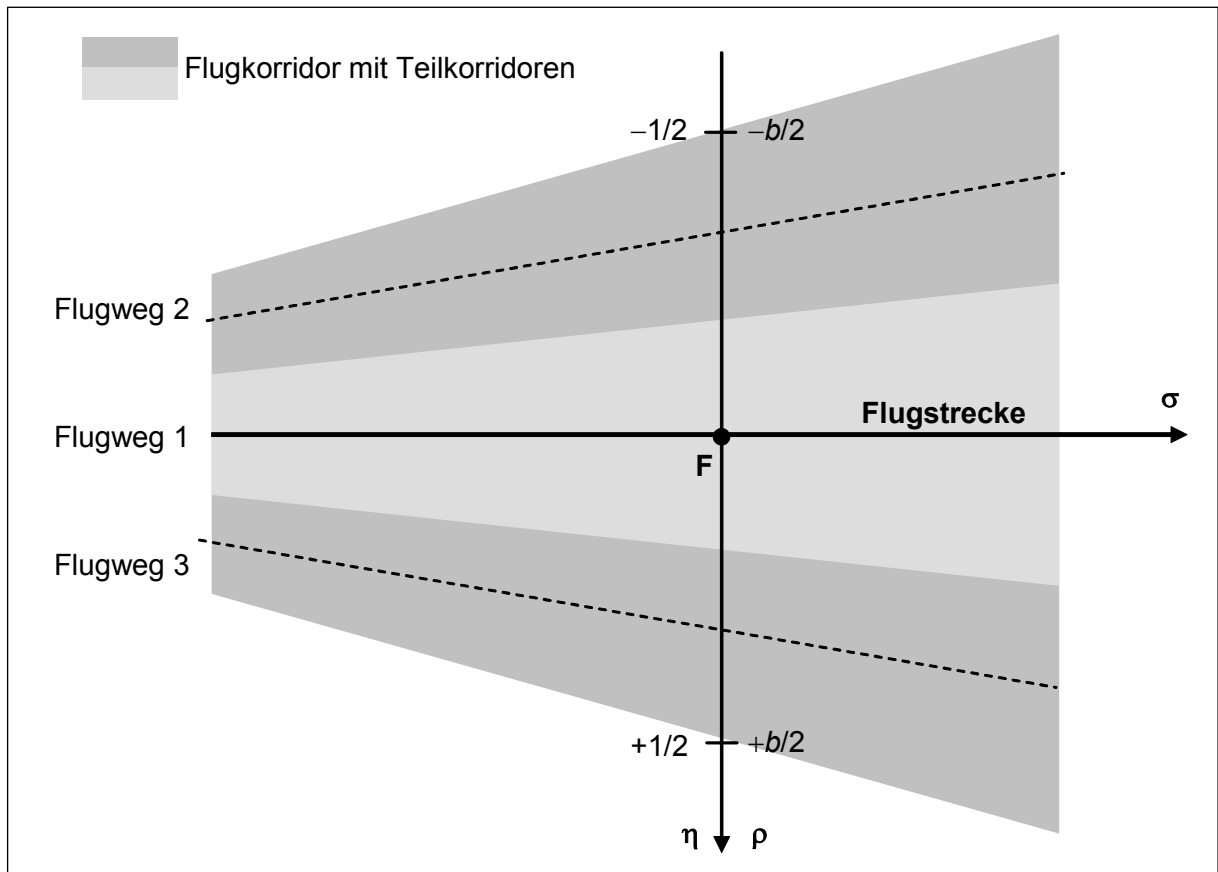


Abbildung 4: Beschreibung eines Flugkorridors durch Teilkorridore und Flugwege (beispielhaft für eine Zerlegung in drei Teilkorridore)

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. Tabelle 6 zeigt diese Anteile für die vorgeschriebene Zerlegung in 15 Teilkorridore.

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

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

Tabelle 6: Parameter für die Zerlegung eines Flugkorridors in 15 Teilkorridore

Jedem Flugweg sind aufgrund der unterschiedlichen Flugleistungsdaten der zu berücksichtigenden Luftfahrzeugklassen in der Regel mehrere Flugbahnen zugeordnet, die sich voneinander durch unterschiedliche Zusatzpegel Z , Fluggeschwindigkeiten V und Flughöhen H unterscheiden. Diese Werte werden punktweise den einzelnen Flugwegen zugeordnet.

Zur Festlegung dieser Eigenschaften ist die Bogenlänge der Flugstrecke an der Position des Normalenfußpunktes F maßgeblich, d. h. längs der Koordinate ρ werden die Flugleistungsdaten einer jeden Luftfahrzeuggruppe als konstant angenommen:

$$\begin{aligned}
 Z(\sigma', \rho) &= \text{const.} = Z(\sigma', \rho = 0) \\
 V(\sigma', \rho) &= \text{const.} = V(\sigma', \rho = 0) \\
 H(\sigma', \rho) &= \text{const.} = H(\sigma', \rho = 0)
 \end{aligned}
 \tag{23}$$

Im Gegensatz zur Flugstrecke besitzen die zugeordneten Flugwege kein eigenes Streckenkoordinatensystem (σ, ρ) bzw. (σ', ρ) .

6.2.3 Flughöhe $h(\sigma)$

Bei Anflügen, bei Platzrunden und bei Flugstrecken an militärischen Flugplätzen ist die Flughöhe im Allgemeinen streckenabhängig. Die Flughöhe $h(\sigma)$ ist im DES angegeben und hat Priorität gegenüber den Angaben des Datensatzes (6) in den Datenblättern der Luftfahrzeugklassen. Zwischen den Knickpunkten des Höhenprofils ist der Höhenverlauf linear.

Zwischen der Flughöhe $H(\sigma')$ und der Flughöhe $h(\sigma)$ besteht die Beziehung

$$h(\sigma) = H(\sigma') = H(\sigma - \sigma_0)
 \tag{24}$$

6.3 Arten von Flugstrecken

6.3.1 Abflugstrecken

Der Verlauf der Abflugstrecken ist im DES beschrieben. Die Flugkorridorbreite $b(\sigma)$ ergibt sich als stückweise lineare Funktion aus dem DES. Sie beginnt am Abhebe- punkt, der luftfahrzeugklassenspezifisch festgelegt ist.

6.3.2 Anflugstrecken

Anflugstrecken werden im DES entgegen der Anflugrichtung beschrieben. Bei Anflugstrecken wird $b(\sigma) = 0$ gesetzt, soweit nicht im DES Korridorbreiten angegeben sind.

Zur Berücksichtigung der Lärmemission der Luftfahrzeuge beim Rollen am Boden (d. h. auf den Flugbetriebsflächen) ist ein nahtloser Übergang bei der Modellierung des fliegenden Verkehrs und des Rollverkehrs notwendig. Das bedeutet, dass einer (realen) Anflugstrecke im Sinne des Luftfahrthandbuchs mehrere (modellierte) Anflugstrecken im Sinne der AzB zugeordnet werden müssen. Diese unterscheiden sich nur durch die Lage des Abrollpunktes.

Bei der Zuordnung von Flugbewegungen zu den Anflugstrecken ist darauf zu achten, dass die Differenz zwischen dem im Datenblatt einer Luftfahrzeugklasse ausgewiesenen Aufsetzpunkt und dem Abrollpunkt nicht kleiner ist als die im Datenblatt angegebene Verzögerungsstrecke S_V (Abbildung 5).

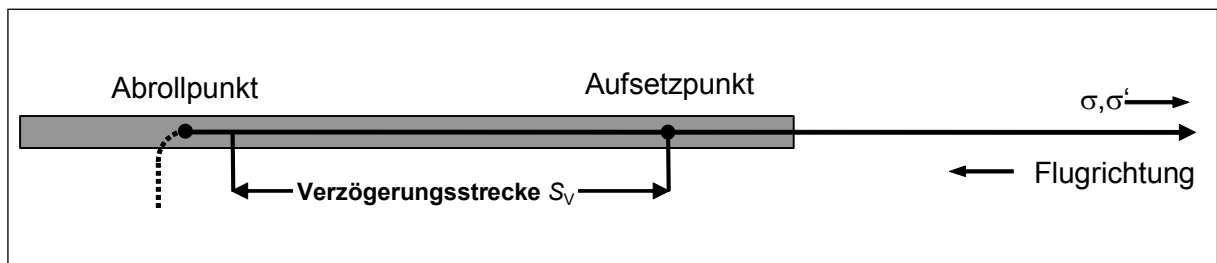


Abbildung 5: Zusammenhang zwischen Aufsetzpunkt, Abrollpunkt und Verzögerungsstrecke

6.3.3 Platzrunden

Platzrunden werden in Abflug-, Horizontalflug- und Anflugteil gegliedert. Für den Abflug- und den Anflugteil gelten grundsätzlich die Luftfahrzeugklassendaten der AzB. Dabei wird für die Luftfahrzeuggruppen S 3.1, S 3.2, S 6.2, S 7 und S 8 die Auslastung a zugrunde gelegt. Für den Horizontalflugteil werden die Oktavpegel und Richtungsfaktoren des Anfluges in Verbindung mit einem Zusatzpegel Z (Tabelle 7) verwendet.

Luftfahrzeuggruppe	Zusatzpegel Z [dB]
P 1.0	6
P 1.1	4
P 1.2	2
P 1.3	2
P 1.4	2
P 2.1	5
P 2.2	5

Luftfahrzeuggruppe	Zusatzpegel Z [dB]
S 1.0	5
S 1.1	5
S 1.2	5
S 1.3	5
S 2	5
S 3.1	3
S 3.2	3
S 4	3
S 5.1	3
S 5.2	3
S 5.3	3
S 6.1	3
S 6.2	3
S 6.3	3
S 8	3
P-MIL 1	2
P-MIL 2	5
S-MIL 1	3
S-MIL 2	6
S-MIL 3	6
S-MIL 4	6
S-MIL 5	6
S-MIL 6	6
H 1.0	0
H 1.1	0
H 1.2	0
H 2.1	0
H 2.2	0

Tabelle 7: Zusatzpegel Z für den Horizontalflugteil bei Platzrunden

Im Einzelnen gilt Folgendes:

- Der Abflugteil erstreckt sich vom Startpunkt bis zum Anfang des Horizontalflugteils. Der Horizontalflugteil beginnt mit Erreichen und endet mit dem Verlassen der Flughöhe über Platz zur Landung. Der Anflugteil erstreckt sich vom Ende des Horizontalflugteils bis zur Landeschwelle bzw. bis zum Landepunkt; ihm liegt der im DES angegebene Gleitwinkel zugrunde.

- Für den Abflugteil gelten die Daten $V(\sigma')$ und $H(\sigma')$ der Abflugdatensätze. Die Daten O_n , R_n und $Z(\sigma')$ der Abflugdatensätze gelten bis zu dem Punkt, der – in Flugrichtung gesehen – 500 m vor dem Beginn des Horizontalflugteils liegt.
- Während des Horizontalflugs werden die Werte der Daten $V(\sigma')$ und $H(\sigma')$ vom Ende des Abflugteils beibehalten.
- Von dem Punkt an, der – in Flugrichtung gesehen – 500 m hinter dem Beginn des Horizontalflugteils liegt, gelten die Daten O_n und R_n der Anflug-Datensätze sowie die Werte der Tabelle 7 für den Zusatzpegel Z.
- Von dem Punkt 500 m vor bis zum Punkt 500 m hinter dem Beginn des Horizontalflugteils gehen die Werte von $Z(\sigma')$ der Abflugdatensätze linear in die Werte der Tabelle 7 über. Außerdem wird zwischen diesen Punkten der stetige Übergang der Datensätze O_n und R_n hergestellt.
- Für den Anflugteil gelten die Daten O_n , R_n und $H(\sigma')$ der Anflugdatensätze.

Bei der Berechnung gelten

- a) bei den Luftfahrzeuggruppen P 1.0, P 1.1, P 1.2, P 1.3, P 1.4, P 2.1, P 2.2, P-MIL 1 und P-MIL 2 von dem Punkt 1000 m hinter dem Ende des Horizontalfluges ab,
- b) bei den übrigen zivilen Luftfahrzeuggruppen (mit Ausnahme der Luftfahrzeuggruppen H 1.0 bis H 2.2) von dem Punkt 7400 m vor der Landeschwelle ab

bis zum Ende der Landebahn die Daten $V(\sigma')$ und $Z(\sigma')$ der Anflugdatensätze.

Im Übergangsabschnitt zwischen dem Ende des Horizontalflugteils und den unter a) und b) angegebenen Punkten gehen für die Daten $V(\sigma')$ und $Z(\sigma')$ die Werte des Horizontalflugteils linear in die Werte der Anflugdatensätze über.

Bei der Berechnung der Lärmschutzbereiche an militärischen Flugplätzen gelten von dem Punkt an, der – in Flugrichtung gesehen – 500 m hinter dem Beginn des Anflugteils liegt, die Daten $V(\sigma')$ und $H(\sigma')$ der Anflugdatensätze.

Von dem Punkt 500 m vor bis zum Punkt 500 m hinter dem Beginn des Anflugteils gehen für die Daten von $V(\sigma')$ und $Z(\sigma')$ die Werte des Horizontalflugteils linear in die Werte der Anflugdatensätze über.

6.3.4 Flugmanöver an Luft/Boden-Schießplätzen

Die Ausführungen im Abschnitt 6.3.3 gelten entsprechend für Flugmanöver an Luft/Boden-Schießplätzen. Dabei sind die im DES angegebenen Werte für die Flugeschwindigkeit V und den Zusatzpegel Z.

6.3.5 Hubschrauberstrecken

Hubschrauberstrecken sind Abflugstrecken, Anflugstrecken und Platzrunden von Hubschraubern (Luftfahrzeuggruppen H 1.0 bis H 2.2). Der Verlauf der Hubschrauberstrecken ergibt sich aus dem DES. In die Beschreibung der Ab- oder Anflugstrecken geht ggf. auch der Verlauf des Rollschwebens von Hubschraubern auf den Flugbetriebsflächen des Flugplatzes (hover-taxiing) ein.

6.3.6 Rollwege

Der Rollverkehr am Boden (d. h. auf den Flugbetriebsflächen) erfolgt für Flugzeuge in der Praxis

- (a) von der Abstellposition zum Startpunkt bzw.
- (b) vom Abrollpunkt zur Abstellposition.

Im Gegensatz dazu werden in der AzB alle Rollwege von Flugzeugen jeweils ausgehend vom Startpunkt bzw. Abrollpunkt beschrieben (Abbildung 6), da dort der Ursprung des Streckenkoordinatensystems σ liegt.

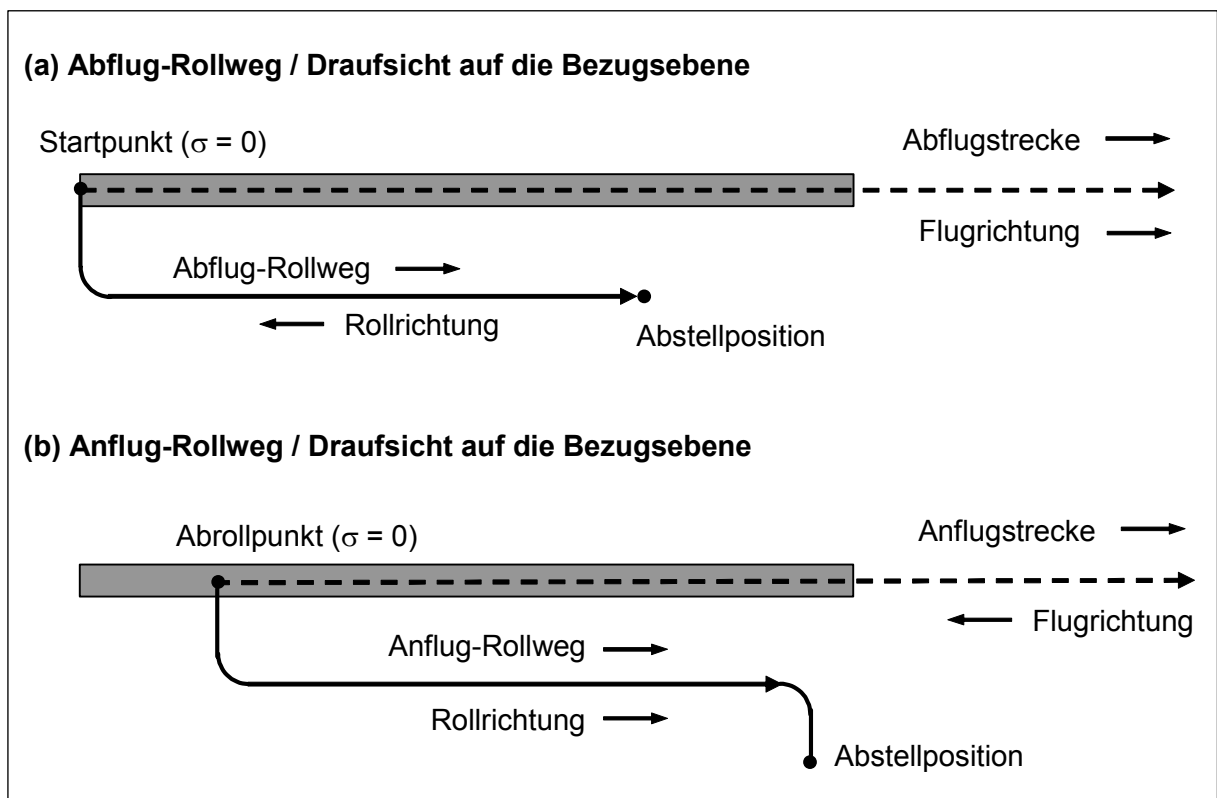


Abbildung 6: Streckenkoordinaten von Abflug- und Anflug-Rollwegen

Sowohl bei Zuroll- als auch bei Abrollvorgängen werden für die jeweiligen Luftfahrzeuggruppen die Oktavpegel O_n und Richtungsfaktoren R_n der Anflugdatensätze verwendet. Die Werte für den Zusatzpegel Z und die Geschwindigkeit V bleiben längs des Rollwegs konstant. Sie entsprechen denjenigen Werten, die in den Anflugdatenblättern nach Durchlaufen der Verzögerungsstrecke ausgewiesen sind (Tabelle 8). Die Flughöhe H ist Null gesetzt.

Luftfahrzeuggruppe	Z [dB]	V [m/s]
P 1.0	-10	10

Luftfahrzeuggruppe	Z [dB]	V [m/s]
P 1.1	-10	10
P 1.2	-10	10
P 1.3	-10	10
P 1.4	-10	15
P 2.1	-10	15
P 2.2	-10	15
S 1.0	-10	15
S 1.1	-10	15
S 1.2	-10	15
S 1.3	-10	15
S 2	-10	15
S 3.1	-10	15
S 3.2	-10	15
S 4	-10	15
S 5.1	-10	15
S 5.2	-10	15
S 5.3	-10	15
S 6.1	-10	15
S 6.2	-10	15
S 6.3	-10	15
S 8	-10	15
P-MIL 1	-10	15
P-MIL 2	-10	15
S-MIL 1	-10	15
S-MIL 2	-10	15
S-MIL 3	-10	15
S-MIL 4	-10	15
S-MIL 5	-10	15
S-MIL 6	-10	15

Tabelle 8: Zusatzpegel Z und Geschwindigkeit V für Rollvorgänge mit Flugzeugen

7 Berechnung der Immissionswerte an Einzelpunkten

7.1 Modell der Linienschallquelle

Das der AzB zu Grunde liegende Modell geht von der Annahme einer bewegten Punktschallquelle aus, für die an jedem Punkt der Bahn die Schallleistung, die Geschwindigkeit sowie die Abstrahlcharakteristik bekannt sind. Die bewegte Punktschallquelle wird hier durch eine Linienschallquelle nachgebildet, die für die Berechnung der benötigten Immissionskenngrößen verwendet wird. Die einzelnen sich bewegenden Schallquellen repräsentieren die Luftfahrzeugklassen der AzB.

Zur Ermittlung der äquivalenten Dauerschallpegel sowie des Häufigkeits-Maximalpegelkriteriums an einem Immissionsort müssen die Beiträge aller im DES angegebenen Luftfahrzeugklassen in Form des Schallleistungsexpositionspegels L_{pAE} und des Maximalschalldruckpegels $L_{pAS,max}$ bestimmt werden.

7.1.1 Segmentierung der Flugbahn

Um das Modell der Linienschallquelle anwenden zu können, ist es zunächst notwendig, die dreidimensionale Flugbahn des betrachteten Luftfahrzeugs in geeigneter Form in eine Reihe von geradlinigen Segmenten zu zerlegen. Wie dies zu geschehen hat, ist in Abbildung 7 schematisch dargestellt.

Die dreidimensionale Flugbahn wird durch ihren Verlauf in der Bezugsebene sowie durch ein vertikales Flughöhenprofil (repräsentiert durch den Datensatz $H(\sigma')$) beschrieben. Diese Flugbahn wird in drei Schritten zerlegt:

1. Der erste Schritt der Segmentierung ist die Zerlegung der Flugstrecke bzw. des Flugweges. Bei der Berechnung werden alle im DES beschriebenen Flugstrecken berücksichtigt. Jede dieser Flugstrecken ist durch eine Folge von Abschnitten (Geraden, Kreisbögen) dargestellt. Kreisbögen mit der Richtungsänderung ζ werden in n_1 Segmente mit konstanter Richtungsänderung $\Delta\zeta$ unterteilt:

$$\Delta\zeta = \zeta / n_1 \quad \text{mit} \quad n_1 = \zeta / 15^\circ$$

Bei der Division wird n_1 ganzzahlig aufgerundet. Falls die aus dieser Unterteilung resultierende Bogenlänge des Segments größer als 100 m ist, wird in n_2 Segmente nach

$$\Delta\zeta = \zeta / n_2 \quad \text{mit} \quad n_2 = \frac{\zeta \cdot \pi \cdot R}{100 \text{ m} \cdot 180^\circ}$$

unterteilt. Auch n_2 wird bei der Division ganzzahlig aufgerundet. Auf der Grundlage dieser Zerlegung wird der Kreisbogen durch eine Folge von Sekanten beschrieben. Dadurch ergibt sich der gesamte Flugstreckenverlauf als eine Folge von geradlinigen Streckenteilabschnitten (Abbildung 7).

2. Die den jeweiligen Luftfahrzeugklassen zugeordneten Vertikalprofile stellen ebenfalls eine Folge von linearen Teilstücken dar, die als Profilstücke bezeichnet werden. Art und Länge der Profilstücke ergeben sich aus den Datenblättern der Luftfahrzeugklassen (s. Anhang). Im zweiten Schritt wird nun die segmentierte Flugstrecke mit dem Flugprofil verschnitten. Daraus resultiert eine Folge von Flugbahnsegmenten, die als Grundlage der Berechnung dienen.
3. Im dritten Schritt werden aus den Bahnsegmenten durch Belegung mit luftfahrzeugklassenspezifischen Emissionen Bahnsegmente generiert. Dazu wird die Pegeldifferenz δ der längenbezogenen Schallleistungsexposition L_{WAE}' (Abschnitt

7.1.3) zwischen Anfang und Ende des Bahnsegmentes gebildet und ganzzahlig aufgerundet (δ_z). Anschließend erfolgt eine Unterteilung in δ_z gleich lange Bahnteilsegmente, so dass die Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition L_{WAE} aufeinander folgender Bahnteilsegmente sich in keinem Fall um mehr als 1 dB unterscheiden. Die Bahnteilsegmente gehen dann als Schallquellen in die Berechnung ein.

Bei Vorhandensein eines Flugkorridors werden der Flugstrecke in Abhängigkeit von der Korridorbreite äquidistant verlaufende Flugwege zugeordnet (Abbildung 4). Für Kreisbögen mit nicht konstanter Korridorbreite entsprechen die zugeordneten Flugwegabschnitte daher Teilbögen einer archimedischen Spirale. Die durch Zerlegung des Flugwegabschnittes erzeugten Flugwegsegmente ergeben sich hierfür aus den Schnittpunkten der durch den Kreismittelpunkt und die Enden der Streckenabschnitte des Flugweges 1 gehenden Geraden mit den jeweiligen spiralförmigen Flugwegabschnitten. Die Flugwege liegen damit ebenfalls in segmentierter Form vor (Schritt 1). Die Werte der Kenngrößen $Z(\sigma')$, $V(\sigma')$ und $H(\sigma')$ an den Segmentenden der Flugwege werden von den zugehörigen Segmentenden der Flugstrecke (Flugweg 1) übernommen. Die weitere Segmentierung erfolgt wie in den Schritten 2 und 3 beschrieben.

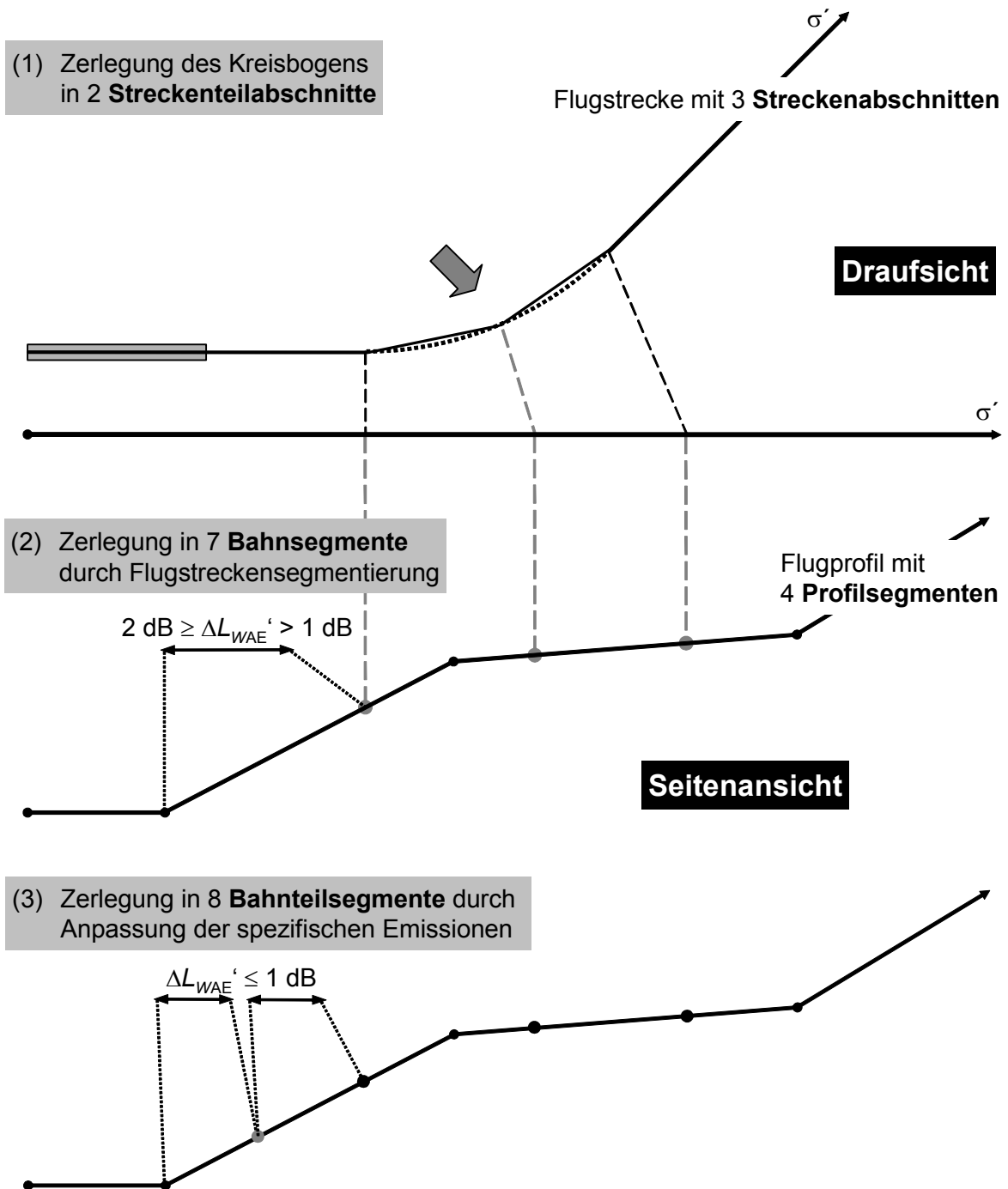


Abbildung 7: Prinzip des Segmentierungsverfahrens: σ' ist die Bogenlänge der Flugstrecke, $\Delta L_{WAE}'$ ist Differenz des längenbezogenen Schalleistungsexpositionspegels zwischen zwei Bahnteilsegmenten

7.1.2 Generierung von Teilstücken

Jedes Bahnteilsegment kann durch eine Punktschallquelle in seinem Mittelpunkt ersetzt werden, wenn seine größte Längenausdehnung l höchstens das 0,5-fache des Abstandes s zwischen Immissionsort und Mittelpunkt der Schallquelle beträgt. Ist diese Bedingung verletzt, so ist das Bahnteilsegment in

$$n_3 = 2 \cdot \frac{l}{s} \quad (25)$$

gleich lange Teilstücke zu unterteilen (Abbildung 8). Dabei wird n_3 ganzzahlig aufgerundet.

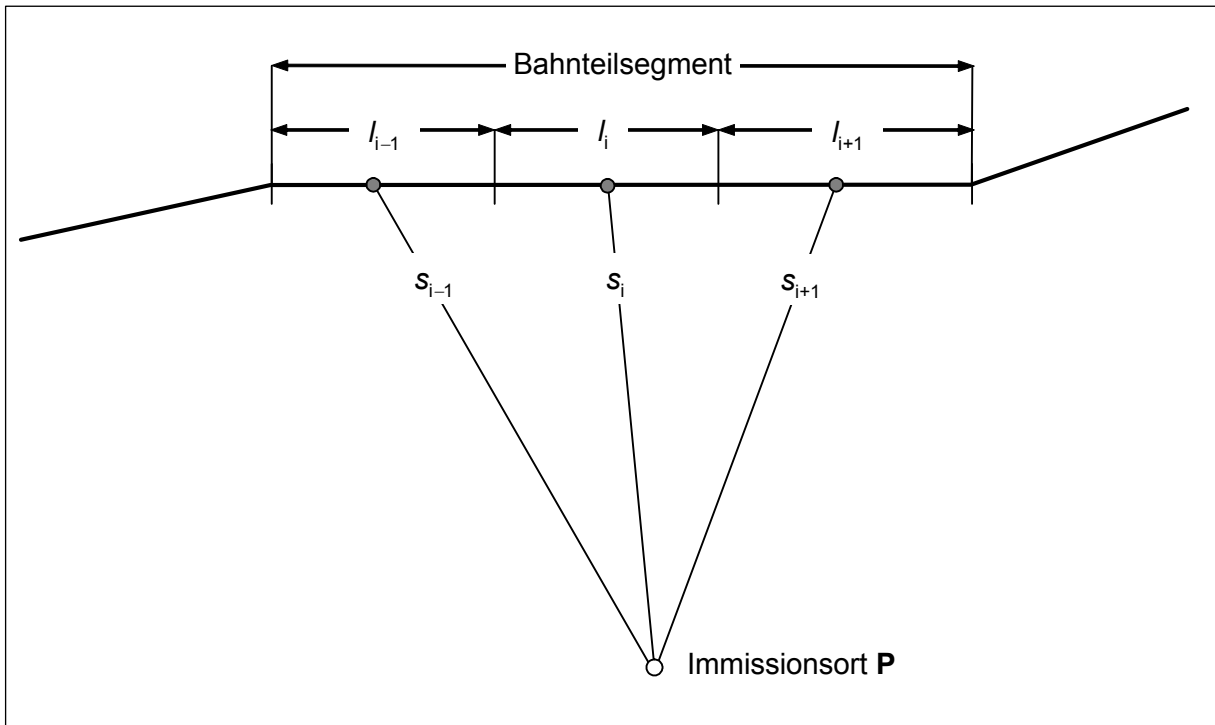


Abbildung 8: Unterteilung eines Bahnteilsegments in drei Teilstücke der Länge l_i , s_i ist der Abstand vom Teilstückmittelpunkt (Lage der Punktschallquelle) zum Immissionsort **P** [2]

7.1.3 Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition

Der Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition L_{WE}' für die jeweilige Luftfahrzeugklasse für das n -te Oktavband wird nach folgender Gleichung berechnet:

$$L_{WE,n}'(\sigma', V, s_{On}) = O_n - D_s(s_{On}) - D_{L,n}(s_{On}) - D_{\Omega,0} + D_V(V) + Z(\sigma') \quad \text{dB} \quad (26)$$

mit:

- O_n Oktavschalldruckpegel für die Bezugsentfernung s_{On} (Tabelle 5)
- n laufende Oktavbandnummer (Tabelle 5)
- D_s Abstandsmaß
- $D_{L,n}$ Luftabsorptionsmaß für das n -te Oktavband
- $D_{\Omega,0}$ Raumwinkelmaß für Bezugsbedingungen ($D_{\Omega,0} = 3$ dB)
- D_V Geschwindigkeitsmaß
- Z Zusatzpegel als Funktion der relativen Bogenlänge σ' (Tabelle 5)

$$L_{WAE}' = 10 \lg \left(\sum_{n=1}^8 10^{0,1(L_{WE,n}' + A_n)} \right) \quad \text{dB} \quad (27)$$

mit:

- n laufende Oktavbandnummer (Tabelle 5)
- $L_{WE,n}'$ Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition für das n-te Oktavband
- A_n Frequenzkorrektur für die A-Bewertung für das n-te Oktavband (Tabelle 9).

7.1.4 Schalleistungsexpositionspegel

Die Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition $L_{WE,n}'$ und L_{WAE}' nach Gln. (26) und (27) sind auf eine Bezugslänge von 1 m normiert. Die durch die Zerlegung in Flugbahnteilsegmente und die daran anschließende Bildung von Teilstücken (s. Abschnitt 7.1.2) erzeugten Linienquellen haben in der Regel aber eine davon abweichende Länge. Einem solchen Teilstück i kann man entsprechend einen Schalleistungsexpositionspegel $L_{WE,n,i}$ und $L_{WAE,i}$ zuordnen:

$$L_{WE,n,i} = L_{WE,n,i}' + 10 \cdot \lg\left(\frac{l_i}{l_0}\right) \text{ dB} \quad (28)$$

$$L_{WAE,i} = L_{WAE,i}' + 10 \cdot \lg\left(\frac{l_i}{l_0}\right) \text{ dB} \quad (29)$$

mit:

- $L_{WE,n,i}'$ Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition des i-ten Teilstückes für das n-te Oktavband
- $L_{WAE,i}'$ A-bewerteter Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition des i-ten Teilstückes
- l_i Länge des i-ten Teilstückes
- l_0 Bezugslänge ($l_0 = 1 \text{ m}$)
- i hier: Nummer des Teilstückes des Flugweges

7.2 Schallpegelminderung auf dem Ausbreitungsweg

7.2.1 Allgemeines

Der Schalldruckexpositionspegel L_{pAE} an einem Immissionsort ergibt sich als:

$$L_{pAE} = 10 \lg\left(\sum_{n=1}^8 10^{0,1(L_{pE,n} + A_n)}\right) \text{ dB} \quad (30)$$

mit:

$$L_{pE,n} = L_{WE,n} + D_{I,n} + D_s + D_{L,n} + D_{Z,n} + D_{\Omega} \text{ dB} \quad (31)$$

wobei:

- n laufende Oktavbandnummer (Tabelle 5)
- A_n Frequenzkorrektur für die A-Bewertung für das n-te Oktavband (Tabelle 9)

$L_{WE,n}$	Schallleistungs-expositionspegel des Luftfahrzeuges für das n-te Oktavband nach Gl. (28)
$D_{I,n}$	Richtwirkungsmaß für das n-te Oktavband
D_s	Abstandsmaß
$D_{L,n}$	Luftabsorptionsmaß für das n-te Oktavband
$D_{Z,n}$	Bodendämpfungsmaß für das n-te Oktavband
D_{Ω}	Raumwinkelmaß

Für die Berücksichtigung der Schallpegelminderung auf dem Ausbreitungsweg muss das Höhenprofil des Geländes (Topografie) beachtet werden. Die Einbeziehung der Topografie wird in Abschnitt 7.2.8 beschrieben.

7.2.2 Richtwirkungsmaß

Das Richtwirkungsmaß $D_{I,n}$ beschreibt die durch Quelleneigenschaften bedingte unterschiedliche Abstrahlung in verschiedene Richtungen. Es berechnet sich aus den Richtungsfaktoren $R_n\{a_1, a_2, a_3\}$ als Funktion des Winkels θ zwischen der Luftfahrzeuglängsachse (Flugrichtung) und dem Ausbreitungsvektor zum Immissionsort (Abbildung 9) nach:

$$D_{I,n}(\theta) = D_{I,n}^*(\theta) - \max(D_{I,n}^*(\theta)) \quad \text{dB} \quad (32)$$

mit:

$$D_{I,n}^*(\theta) = 3 \cdot [a_1 \cdot \cos(\theta) + a_2 \cdot \cos(2\theta) + a_3 \cdot \cos(3\theta)] \text{dB} \quad (33)$$

Beim Richtwirkungsmaß wird von Rotationssymmetrie um die Luftfahrzeuglängsachse ausgegangen.

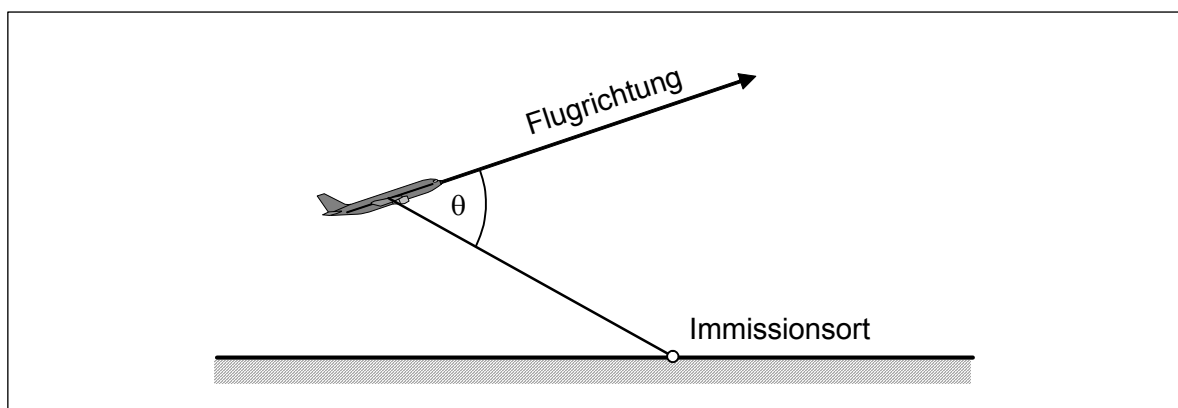


Abbildung 9: Geometrie zur Bestimmung des Richtwirkungsmaßes

7.2.3 Abstandsmaß

Das Abstandsmaß D_s beschreibt die geometrische Dämpfung bei der Ausbreitung von Kugelwellen. Es ergibt sich als:

$$D_s(s) = -10 \cdot \lg(4\pi s^2/s_0^2) \quad \text{dB} \quad (34)$$

mit:

s Entfernung zwischen Schallquelle und Immissionsort [m]

s_0 Bezugsentfernung ($s_0 = 1$ m)

7.2.4 Luftabsorptionsmaß

Das Luftabsorptionsmaß $D_{L,n}$ beschreibt die Schallabsorption aufgrund von Dissipation und molekularer Dämpfung auf dem Ausbreitungsweg. Es ergibt sich als:

$$D_{L,n} = -d_n \cdot \frac{s}{s_0} \quad \text{dB} \quad (35)$$

mit:

d_n Absorptionskoeffizient für das n-te Oktavband (Tabelle 9)

s Entfernung zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort [m]

s_0 Bezugsentfernung ($s_0 = 1$ m)

7.2.5 Bodendämpfungsmaß

Das Bodendämpfungsmaß D_Z beschreibt Dämpfungseffekte, die bei bodennaher Schallausbreitung auftreten. Es ergibt sich als:

$$D_{Z,n}(s, \alpha) = -D_{Z,0,n}(s) \cdot \Delta(\alpha) \quad \text{dB} \quad (36)$$

mit:

$D_{Z,0,n}$ Zusatzdämpfung für das n-te Oktavband als Funktion der Entfernung für einen Höhenwinkel $\alpha = 0^\circ$ zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort nach Gl. (37)

$\Delta(\alpha)$ Funktion zur Berücksichtigung der Abhängigkeit vom Höhenwinkel α nach Gl. (38)

α Höhenwinkel nach Abbildung 10

Der entfernungsabhängige Teil $D_{Z,0,n}$ ergibt sich als:

$$D_{Z,0,n} = \frac{G_n \cdot s/s_1}{\sqrt{1 + (s/s_1)^2}} \quad \text{dB} \quad (37)$$

mit:

G_n frequenzabhängige asymptotische Pegelminderung bei Boden-Boden-Schallausbreitung nach Tabelle 9

s Entfernung zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort **P** [m]

s_1 Normierungsentfernung ($s_1 = 700$ m)

Die winkelabhängige Funktion $\Delta(\alpha)$ ist definiert als

$$\Delta(\alpha) = \begin{cases} 1 - \sin \alpha / \sin 15^\circ & \text{für } 0 < \alpha < 15^\circ \\ 0 & \text{für } \alpha \leq 0^\circ \text{ oder } \alpha \geq 15^\circ \end{cases} \quad (38)$$

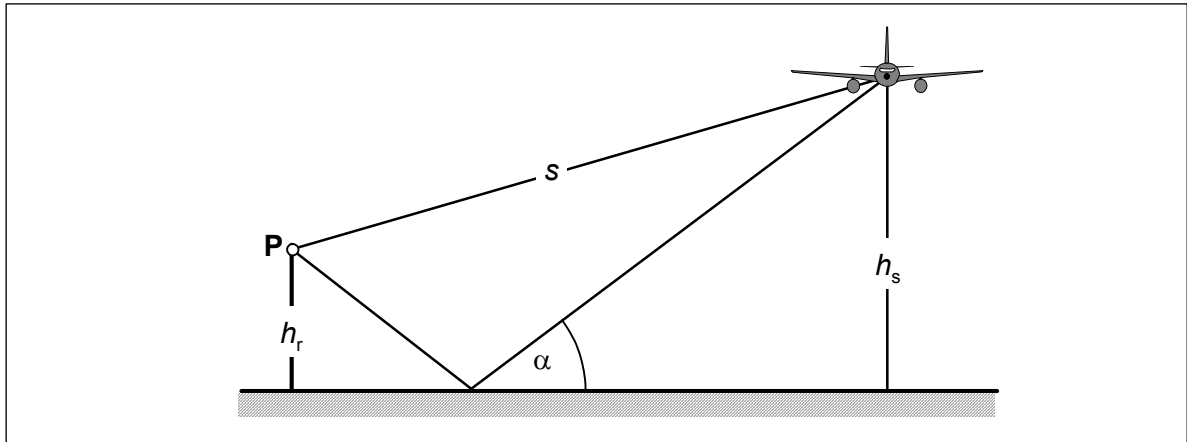


Abbildung 10: Geometrie zur Bestimmung des Bodendämpfungsmaßes

n	Oktavmittenfrequenz [Hz]	d_n [dB]	G_n [dB]	A_n [dB]
1	63	$0,33 \cdot 10^{-3}$	5	- 26,2
2	125	$0,66 \cdot 10^{-3}$	7,5	- 16,1
3	250	$1,3 \cdot 10^{-3}$	10	- 8,6
4	500	$2,3 \cdot 10^{-3}$	9	- 3,2
5	1000	$4,9 \cdot 10^{-3}$	8	0
6	2000	$10,2 \cdot 10^{-3}$	7	1,2
7	4000	$25,6 \cdot 10^{-3}$	6	1
8	8000	$43,0 \cdot 10^{-3}$	5	- 1,1

Tabelle 9: Zahlenwerte für die Absorptionskoeffizienten d_n , die asymptotischen Pegelminderungen G_n und die Konstanten A_n für die A-Bewertung der Oktavpegel

7.2.6 Raumwinkelmaß

Das Raumwinkelmaß D_Ω beschreibt den Einfluss der Bodenreflexion auf den Schallpegel.

$$D_\Omega = 10 \cdot \lg \left(1 + \frac{s^2}{s^2 + 4h_s h_r} \right) \text{ dB} \quad (39)$$

mit:

h_s Höhe der Schallquelle Q über Boden [m]

h_r Höhe des Empfängers P über Boden [m]

Im Regelfall, d. h. bei großem Abstand s bzw. großer Quellhöhe h_s im Vergleich zur Empfängerhöhe h_r , gilt $D_\Omega = 3$ dB.

7.2.7 Geschwindigkeitsmaß

Das Geschwindigkeitsmaß D_V beschreibt den Zu- bzw. Abschlag für die Abweichung der teilsegmentbezogenen Fluggeschwindigkeit von der Bezugsgeschwindigkeit V_0 .

$$D_V = -10 \cdot \lg\left(\frac{V(\sigma')}{V_0}\right) \text{ dB} \quad (40)$$

mit:

V mittlere Geschwindigkeit der Schallquelle innerhalb des Bahnteilsegmentes der Flugbahn

V_0 Bezugsgeschwindigkeit ($V_0 = 1$ m/s)

7.2.8 Berücksichtigung der Topografie

Zur Berücksichtigung der Topografie wird ein Digitales Geländemodell (DGM) verwendet, wobei zumindest das Digitale Geländemodell für Deutschland (DGM-D) benutzt werden sollte. Sofern detaillierte geographische Daten vorliegen, können diese ergänzend zum DGM-D verwendet werden.

Beim Digitalen Geländemodell lässt sich jedem Immissionsort **P** eine Höhenkoordinate H_P zuordnen, die sich wie folgt ergibt:

$$H_P = H_{\text{DGM}}(\mathbf{P}) + h_r \quad (41)$$

mit:

$H_{\text{DGM}}(\mathbf{P})$ Höhenkoordinate des Punktes **P** im Digitalen Geländemodell [m]

h_r Höhe des Empfängers P über Boden [m].

Die Höhenkoordinate der Schallquelle **Q** ergibt sich als

$$H_Q = H_{\text{DGM}}(\mathbf{Q}) + h_s = H_B + H(\sigma') + h_Q \quad (42)$$

mit:

$H_{\text{DGM}}(\mathbf{Q})$ Höhenkoordinate der Schallquelle **Q** im Digitalen Geländemodell [m]

H_Q Höhe der Schallquelle Q über Boden [m]

H_B Höhenkoordinate des Flugplatzbezugspunkts (ARP) im Digitalen Geländemodell [m]

$H(\sigma')$ Flughöhe über der Bezugsebene als Funktion der Bogenlänge [m]

h_Q Höhe der Schallquelle über dem Boden, wenn sich das Luftfahrzeug am Boden befindet (Quellhöhe) [m]

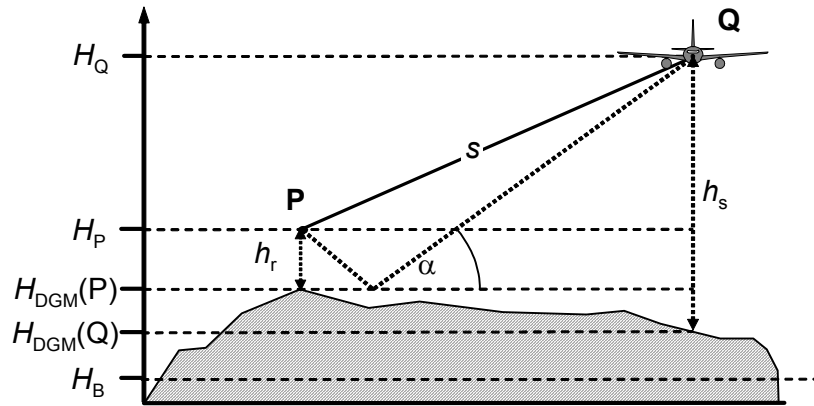


Abbildung 11: Geometrie zur Berücksichtigung der Topografie

In die Ausbreitungsrechnung geht bei Berücksichtigung der Topografie die Höhenkoordinate des Immissionsortes sowohl in die Ermittlung der Ausbreitungsentfernung s als auch des Höhenwinkels α ein. Negative Werte des Höhenwinkels werden dabei nicht berücksichtigt; hier wird α Null gesetzt.

Die geometrischen Beziehungen sind in Abbildung 11 dargestellt. Die Flughöhe $H(\sigma')$ bezieht sich auf die Bezugsebene. Die Bezugsebene ist durch den Flugplatzbezugspunkt (Airport Reference Point, ARP) festgelegt, der die Höhenkoordinate H_B hat.

7.3 Berechnung des äquivalenten Dauerschallpegels

Der äquivalente Dauerschallpegel L_{pAeq} , bezogen auf die Beurteilungszeit T_r , an einem Immissionsort ergibt sich durch einen dreifachen Summationsprozess:

1. Summation über alle N_{Ts} Teilstücke eines Flugwegs
2. Summation über alle N_{Fw} Flugwege
3. Summation über alle N_{Lk} Luftfahrzeugklassen

$$L_{pAeq,Tr} = 10 \cdot \lg \left(g_r \cdot \frac{T_0}{T_E} \sum_{k=1}^{N_{Lk}} \sum_{l=1}^{N_{Fw}} \sum_{m=1}^{N_{Ts}} n_{Tr,k,l} \cdot 10^{L_{pAE,k,l,m}(S_{k,l,m})/10} \right) \text{ dB} \quad (43)$$

mit:

$L_{pAeq,Tr}$	äquivalenter Dauerschallpegel zur Beurteilungszeit T_r
T_E	Erhebungszeit ($T_E = 1,5552 \cdot 10^7$ s, d. h. 180 Tage)
T_0	Bezugszeit ($T_0 = 1$ s)
g_r	Gewichtsfaktor zur Umrechnung der Erhebungszeit auf die Beurteilungszeit (1,5 für tags und 3 für nachts)
$L_{pAE,k,l,m}$	der von einer Bewegung der Luftfahrzeuggruppe k auf dem Teilstück m des Flugweges l am Immissionsort hervorgerufene Schallexpositionspiegel

$n_{Tr,k,l}$	Anzahl der Flugbewegungen der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l während der Beurteilungszeit T_r innerhalb der Erhebungszeit T_E
$s_{k,l,m}$	Entfernung des Luftfahrzeugs der Klasse k auf dem Teilstück m des Flugwegs l vom Immissionsort
$k = 1, \dots, N_{Lk}$	laufender Index über die Luftfahrzeugklassen
$l = 1, \dots, N_{Fw}$	laufender Index über die Flugwege
$m = 1, \dots, N_{Ts}$	laufender Index der Teilstücke auf einem Flugweg

7.4 Berechnung von Häufigkeits-Maximalpegelkriterien

7.4.1 Berechnung des Maximalpegels für einen Einzelflug

Der maximale AS-bewertete Schalldruckpegel $L_{pAS,max}$ an einem Immissionsort im Abstand s von einer Schallquelle ergibt sich analog zu Gl. (30) und (31) als:

$$L_{pAS,max} = 10 \lg \left(\sum_{n=1}^8 10^{0,1(L_n + A_n)} \right) \text{ dB} \quad (44)$$

mit

$$L_n = L_{W,n} + D_{I,n} + D_s + D_{L,n} + D_{Z,n} + D_{\Omega} \text{ dB} \quad (45)$$

und

$$L_{W,n} = O_n - D_s(s_{On}) - D_{L,n}(s_{On}) - D_{\Omega,0} + Z(\sigma') \text{ dB}$$

wobei:

n	laufende Oktavbandnummer (<u>Tabelle 5</u>)
A_n	Frequenzkorrektur für die A-Bewertung für das n -te Oktavband
$L_{W,n}$	Schallleistungspegel des Luftfahrzeuges für das n -te Oktavband
O_n	Oktavschalldruckpegel für die Bezugsentfernung s_{On} (<u>Tabelle 5</u>)
$D_{\Omega,0}$	Raumwinkelmaß für Bezugsbedingungen ($D_{\Omega,0} = 3 \text{ dB}$)
Z	Zusatzpegel als Funktion der relativen Bogenlänge σ' (<u>Tabelle 5</u>)
$D_{I,n}$	Richtwirkungsmaß für das n -te Oktavband
D_s	Abstandsmaß
$D_{L,n}$	Luftabsorptionsmaß für das n -te Oktavband
$D_{Z,n}$	Bodendämpfungsmaß für das n -te Oktavband
D_{Ω}	Raumwinkelmaß

Bei der Berechnung stellt ein Teilstück eines Flugwegs jeweils die Schallquelle dar. Der von einem Vorbeiflug auf einem Flugweg am Immissionsort erzeugte AS-bewertete Maximalschalldruckpegel $L_{pAS,max}$ ergibt sich dann als Maximum über alle Teilstücke des betrachteten Flugwegs:

$$L_{pAS,max,k,l} = \max(L_{pAS,k,l,m}) \text{ dB} \quad (46)$$

mit:

$L_{pAS,max,k,l}$ größter am Immissionsort durch eine Bewegung der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l hervorgerufener AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel

$L_{pAS,k,l,m}$ am Immissionsort durch eine Bewegung der Luftfahrzeugklasse k auf dem Teilstück m des Flugwegs l hervorgerufener AS-bewerteter Schalldruckpegel

7.4.2 Berechnung von Pegelhäufigkeitskriterien

Die Anzahl $NAT(L_{p,Schw})$ der Überschreitungen eines Schwellenwerts $L_{p,Schw}$ des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels $L_{pAS,max}$ an einem gegebenen Immissionsort ergibt sich aus der Summation der Flugbewegungen über alle Luftfahrzeugklassen und Flugwege bei gleichzeitiger Gewichtung mit der Funktion F :

$$NAT(L_{p,Schw}) = \sum_{l=1}^{N_{FW}} \sum_{k=1}^{N_{Lk}} n_{Tr,k,l} \cdot F(L_{pAS,max,k,l}) \quad (47)$$

mit:

$$F(L_{pAS,max,k,l}) = \begin{cases} 1 & \text{für } L_{pAS,max,k,l} > L_{p,Schw} \\ 0 & \text{für } L_{pAS,max,k,l} \leq L_{p,Schw} \end{cases} \quad (48)$$

Mit:

$L_{pAS,max,k,l}$ größter am Immissionsort durch eine Bewegung der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l hervorgerufener AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel

$L_{p,Schw}$ durch das Pegelhäufigkeitskriterium vorgegebener Schwellenwert des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels

$n_{Tr,k,l}$ Anzahl der Flugbewegungen der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l während der Beurteilungszeit T_r innerhalb der Erhebungszeit T_E

$F(L_{pAS,max,k,l})$ die zur Beschreibung des Pegelhäufigkeitskriteriums notwendige Gewichtungsfunktion

$k = 1, \dots, N_{Lk}$ laufender Index über die Luftfahrzeugklassen

$l = 1, \dots, N_{FW}$ laufender Index über die Flugwege

Dieser Ansatz impliziert, dass Vorbeiflüge einer Luftfahrzeugklasse im Abstand s immer den gleichen Maximalpegelwert $L_{pAS,max}$ am Immissionsort erzeugen. In der Praxis beobachtet man aber Pegelverteilungen, die – für eine feste Kombination von Flugzeugtyp und Flugweg – nahezu einer Normalverteilung entsprechen:

$$w(L_{pAS,max}, \bar{L}_{pAS,max}, Q_\sigma) = \frac{1}{\sqrt{2\pi} \cdot Q_\sigma} \cdot \exp \left[-\frac{1}{2} \left(\frac{L_{pAS,max} - \bar{L}_{pAS,max}}{Q_\sigma} \right)^2 \right] \quad (49)$$

mit:

$L_{pAS,max}$ AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel

$\bar{L}_{pAS,max}$ Mittelwert des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels
 Q_σ Standardabweichung

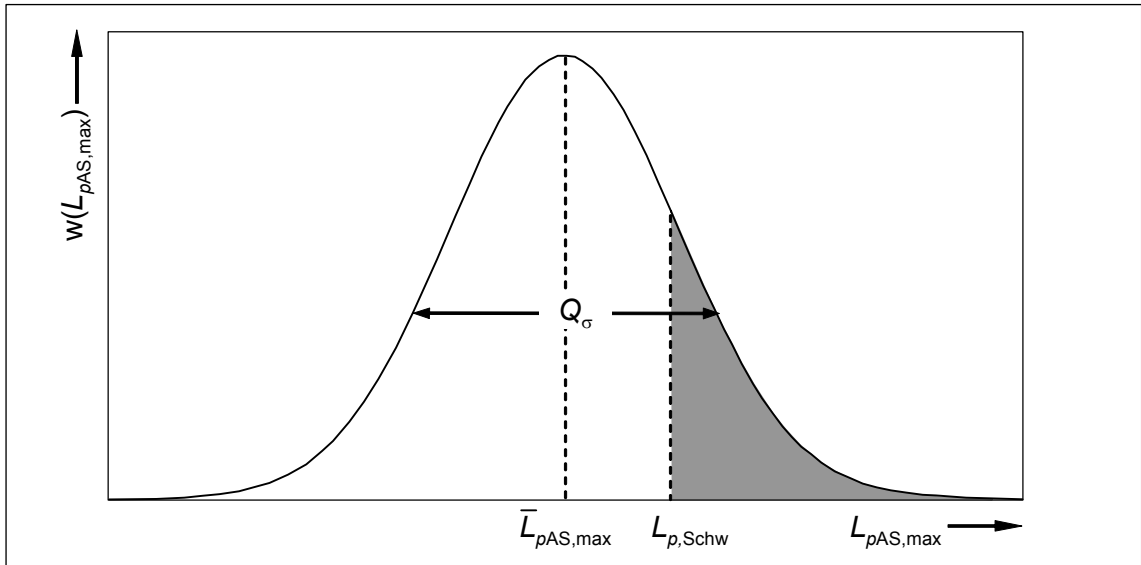


Abbildung 12: Normalverteilung von AS-bewerteten Maximalschalldruckpegeln mit dem Mittelwert $\bar{L}_{pAS,max}$ und der Standardabweichung Q_σ . $L_{p,Schw}$ ist der Schwellenwert, der einem Häufigkeits-Maximalpegelkriterium zu Grunde liegt.

Um dieser Tatsache Rechnung zu tragen, ersetzt man in Gl. (47) die Stufenfunktion F nach Gl. (48) durch eine Normalverteilung mit der luftfahrzeugklassenspezifischen Standardabweichung $Q_{\sigma,k}$ und integriert über den Teil der Verteilung, der oberhalb des im Häufigkeits-Maximalpegelkriterium spezifizierten Schwellenwerts liegt.

$$\text{NAT}(L_{p,Schw}) = \sum_{l=1}^{N_{FW}} \sum_{k=1}^{N_{LK}} n_{Tr,k,l} \cdot \int_{L_{p,Schw}}^{\infty} w(L_{pAS,max}, L_{pAS,max,k,l}, Q_{\sigma,k}) dL_{pAS,max} \quad (50)$$

8 Ermittlung der Schutzzonen

8.1 Rechengitter

Die Berechnung der Immissionskenngrößen $L_{pAeq,Tag}$, $L_{pAeq,Nacht}$ und $NAT(L_{p,Schw})$ erfolgt an den Punkten eines rechtwinkligen Gitters. Die Maschenweite des Gitters beträgt 50 m. Die Achsen des Rechengitters sind parallel zu den Rechts- und Hochachsen des verwendeten Koordinatensystems (s. Abschnitt 4.1) zu orientieren. Das Gitter ist so zu definieren, dass die Tausenderwerte des Koordinatensystems mit Gitterpunkten zusammenfallen. Die Berechnung erfolgt in der Höhe $h_r = 4$ m über Grund.

8.2 Berechnung der Kurvenpunkte

Ausgehend von den für die Punkte des Rechengitters bestimmten Werten der Immissionskenngrößen werden Punkte mit $L_{pAeq,Tag} = \text{const.}$, $L_{pAeq, Nacht} = \text{const.}$ und $NAT(L_{p,Schw}) = \text{const.}$ 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 ist entweder eine der beiden Tag-Schutzzonen oder geht in die Verschneidung zur Nacht-Schutzzone (s. Abschnitt 3.2) ein.

8.3 Besonderheiten im Kurvenverlauf

Bei der Berechnung der Isolinie können Besonderheiten (z. B. Enklaven und Exklaven) auftreten. Unter Enklave wird ein von der Isolinie eingeschlossenes Gebiet verstanden, für das ein äquivalenter Dauerschallpegel bzw. eine Überschreitungshäufigkeit berechnet wurde, die kleiner als der Wert der zugehörigen Isolinie ist. Exklaven sind dagegen vergleichbare Gebiete außerhalb einer Isolinie. Enklaven und Exklaven können vor allem bei der Ermittlung der Nacht-Schutzzone auftreten, da hier zwei verschiedene Isolinien überlagert werden, oder bei bestimmten Geländeformationen.

Beim Auftreten von Enklaven und Exklaven im Kurvenverlauf wird wie folgt verfahren:

1. Enklaven, deren Flächeninhalt nicht mehr als 1000 m^2 beträgt, werden bei der Berechnung in die sie umgebende Isolinie einbezogen. Exklaven, deren Flächeninhalt nicht mehr als 1000 m^2 beträgt, werden nicht berücksichtigt.
2. Enklaven und Exklaven, deren Flächeninhalt mehr als 1000 m^2 beträgt, werden als separate Isolinie behandelt.

Bei anderen Besonderheiten im Kurvenverlauf entscheidet die zuständige Behörde, welche Maßnahmen getroffen werden.

8.4 Berechnungsprotokoll

Über die Ermittlung der Kurvenpunkte wird ein Berechnungsprotokoll angefertigt, das mindestens folgende Angaben enthält:

1. Bezeichnung des Flugplatzes einschließlich des ICAO-Flugplatzcodes
2. Eingabedaten

- a) Daten des Datenerfassungssystems DES (Darstellung entsprechend DES)
 - b) Daten der verwendeten Luftfahrzeugklassen
3. Ausgabedaten
- a) Für jeden berechneten Kurvenpunkt die Rechts- und Hochwertkoordinaten sowie die Höhenkoordinate aus dem Digitalen Geländemodell, gerundet auf Meter
 - b) Darstellung der Flugstrecken (Plotterbild) zusammen mit den berechneten Schutzzonen des Lärmschutzbereichs im Maßstab 1 : 50 000.
4. Kontrolldaten
- An zehn ausgewählten Einzelpunkten in der Flugplatzumgebung die äquivalenten Dauerschallpegel für den Tag ($L_{pAeq,Tag}$) und für die Nacht ($L_{pAeq,Nacht}$) sowie die Überschreitungshäufigkeit $NAT(L_{p,Schw})$ für die Nacht. Sofern sich die Notwendigkeit einer weitergehenden Überprüfung ergibt, ist für jeden der Einzelpunkte in Abstimmung mit der zuständigen Behörde eine detaillierte Immissionsanalyse vorzulegen.
- 5. Besonderheiten im Kurvenverlauf und getroffene Maßnahmen
 - 6. Datum des Abschlusses der Arbeiten
 - 7. Stelle, die die Kurvenpunkte ermittelt hat
 - 8. Name und Unterschrift des Verantwortlichen.

Die Berechnungsergebnisse sind in digitaler Form vorzulegen.

8.5 Kartographische Darstellung des Lärmschutzbereiches

8.5.1 Allgemeines

Für die kartographische Darstellung des Lärmschutzbereiches sollten die im Folgenden beschriebenen Empfehlungen beachtet werden.

8.5.2 Kartengrundlage

Die kartographische Darstellung der Schutzzonen des Lärmschutzbereiches erfolgt in amtlichen georeferenzierten digitalen Karten der Maßstäbe 1 : 5 000 und 1 : 50 000. Das farbige Kartenbild muss mindestens Grundriss, Schrift und Gewässer enthalten, die Karte 1 : 5 000 außerdem aktualisierte Grundstücks- und Flurstücksgrenzen an den Grenzen der Schutzzonen.

Die Karten sind in digitaler Form als GeoTIFF zu erstellen. Die Rasterauflösung der Karten beträgt mindestens 200 Pixel je Zentimeter.

8.5.3 Koordinaten

Die kartographische Darstellung der Schutzzonen des Lärmschutzbereiches erfolgt als Begrenzungskurve oder ggf. flächenhaft gemäß UTM-Abbildung, entsprechend

der Lage des Flugplatzes in Zone 32 bzw. 33 (Mittelmeridian 9° bzw. 15°), Ellipsoid GRS80, Datum ETRS89.

8.5.4 Datenübergabe

Die Punkte der Begrenzungskurven der Schutzzonen werden in der in Abschnitt 8.5.3 festgelegten Georeferenzierung auf einem nur einmal beschreibbaren EDV-Datenträger (z. B. CD-R) im GML-Austauschformat auf der Grundlage fester XML-Schemadateien abgelegt. Dabei bedeuten:

GML - Geography Markup Language

XML - eXtensible Markup Language

8.5.5 Darstellung des Lärmschutzbereiches

Die Begrenzungskurven der Schutzzonen des Lärmschutzbereichs werden mit Strichbreite 1,0 mm außerhalb der jeweiligen Schutzzone gezeichnet. Die Flächen der Tag-Schutzonen erhalten zusätzlich eine farbige Flächenfüllung, die Nacht-Schutzzone eine Schraffur.

Im farbigen Kartenbild bleiben Grundriss, Grundstücks- und Flurstücksgrenzen in Originalfarbton, der restliche Karteninhalt ist mit einer Transparenz von 60 % darzustellen.

Eine Beschriftung der Schutzzonen in der Karte erfolgt nicht, diese Erklärung liefert die zugehörige Legende.

In den Übersichtskarten des Maßstabes 1 : 50 000 wird zur Orientierung an jedem 10. Punkt der Begrenzungskurven der Schutzzonen parallel zur Richtung der Zeilen der Legende die Nummer dieses Kurvenpunktes an die jeweilige Begrenzungskurve in der Schriftart „Arial“ mit Schrifthöhe 2,0 mm angeschrieben. Die Kartengrundlage ist an dieser Stelle freizustellen. Eine Markierung des Kurvenpunktes selbst erfolgt nicht.

In den Karten des Maßstabes 1 : 5 000 wird mindestens die Nummer des ersten und des letzten Kurvenpunktes der Kurvenabschnitte, die auf dem jeweiligen Kartenblatt dargestellt werden, in der oben angegebenen Form angeschrieben. Die Ausrichtung der Nummern der Kurvenpunkte geschieht hier parallel zum südlichen Kartenrand.

Es werden nach den gleichen Darstellungsregeln Karten mit folgendem Inhalt erstellt:

Karte (1): Übersichtskarte Lärmschutzbereich

- Tag-Schutzzone 1
- Tag-Schutzzone 2
- Nacht-Schutzzone

Karte (2): Übersichtskarte Tag-Schutzonen

- Tag-Schutzzone 1
- Tag-Schutzzone 2

Karte (3): Übersichtskarte Nacht-Schutzzone

- Nacht-Schutzzone, mit
- der Isolinie $L_{pAeq,Nacht} = \text{const.}$ und
- der Isolinie $NAT(L_{p,Schw}) = \text{const.}$

Zur Erstattung von Aufwendungen für bauliche Schallschutzmaßnahmen gemäß § 9 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm

Karte (4): Tag-Schutzzone 1

- Tag-Schutzzone 1 mit Isolinien in 1 dB-Schritten

Karte (5): Nacht-Schutzzone, mit

- Isolinien $L_{pAeq,Nacht} = \text{const.}$ in 1 dB-Schritten und
- der Isolinie $NAT(L_{p,Schw}) = \text{const.}$

Zur Bemessung des baulichen Schallschutzes nach der Verordnung über bauliche Schallschutzanforderungen (Schallschutzverordnung - SchallschutzV)

Karte (6): Tag-Schutzzone, mit

- Tag-Schutzzone 1 mit Isolinien in 1 dB-Schritten
- Tag-Schutzzone 2 mit Isolinien in 1 dB-Schritten

Für die Nacht-Schutzzone wird Karte (5) verwendet.

„Differenzkarten“ zum Vergleich ALT/NEU der Schutzzone des Lärmschutzbereichs (§ 4 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm)

Für eine Überprüfung bzw. Neufestsetzung des Lärmschutzbereichs nach § 4 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm sind Differenzkarten zum Vergleich der festgesetzten mit den neu berechneten Schutzzone des Lärmschutzbereichs anzufertigen. Die festgesetzten Schutzzone werden entsprechend Karte (1) dargestellt. Die neu berechneten Schutzzone werden nur als Begrenzungskurve eingetragen.

Karte (7): Differenzkarte Tag

- Tag-Schutzzone 1 ALT/Tag-Schutzzone 1 NEU
- Tag-Schutzzone 2 ALT/Tag-Schutzzone 2 NEU

Karte (8): Differenzkarte Nacht

- Nacht-Schutzzone ALT/Nacht-Schutzzone NEU

Für die farbliche Darstellung der Lärmkonturen sind die in Tabelle 10 angegebenen RGB-Farbwerte (Beschreibung eines Farbtons anhand seiner Anteile der Farben Rot, Grün und Blau) zu verwenden.

Begrenzungskurven	Rot-Anteil	Grün-Anteil	Blau-Anteil
Tag-Schutzzone 1	168	000	000
Tag-Schutzzone 2	000	105	000
Nacht-Schutzzone	132	000	168
Tag-Schutzzone 1 NEU	255	000	000
Tag-Schutzzone 2 NEU	000	255	000
Nacht-Schutzzone NEU	255	000	255
Isolinie $L_{pAeq} = \text{const.}$	100	000	000
Isolinie $NAT(L_{p,Schw}) = \text{const.}$	000	014	214
Flächenfüllung			
Tag-Schutzzone 1	252	117	000
Tag-Schutzzone 2	163	252	115
Nacht-Schutzzone	132	000	168
Schraffur: Winkel 45°; Offset 0,0; Abstand 1,0; Breite 0,3 mm			
Tag-Schutzzone 1 NEU	entfällt		
Tag-Schutzzone 2 NEU	entfällt		
Nacht-Schutzzone NEU	entfällt		
Gebiet $L_{pAeq} > \text{const.}$	210	210	190
Gebiet $NAT(L_{p,Schw}) > \text{const.}$	000	160	185
Isolinien			
Breite 0,3 mm	000	000	000

Tabelle 10: RGB-Werte für die farbliche Darstellung der Schutzzonen des Lärmschutzbereichs

8.5.6 Protokoll zur kartographischen Darstellung

Über die kartographische Darstellung der Lärmschutzbereiche in Karten 1 : 5 000 wird ein Protokoll angefertigt. Es enthält mindestens folgende Angaben:

1. Bezeichnung des Flugplatzes einschließlich des ICAO-Flugplatzcodes
2. Verwendete Grunddaten: analog / digital mit Datum der Aktualisierung
3. Herstellungsmethode digitaler Daten: scannen / digitalisieren
4. Datum des Abschlusses der Arbeiten
5. Stelle, die den Lärmschutzbereich kartographisch dargestellt hat
6. Name und Unterschrift des Verantwortlichen.

Alle zu erstellenden Protokolle sind zur Archivierung auf einem nur einmal beschreibbaren EDV-Datenträger (z. B. CD-R) im Standardaufzeichnungsformat ISO 9660 abzuspeichern.

9 Überprüfung der Schutzzonen des Lärmschutzbereichs

Zur Prüfung der Frage, ob nach § 4 des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm eine Neufestsetzung des Lärmschutzbereichs notwendig ist, sind die Werte des äquivalenten Dauerschallpegels an den Kurvenpunkten der bestehenden Tag-Schutzzone 1 und der Nacht-Schutzzone wie folgt zu vergleichen:

1. Die Kurvenpunkte \mathbf{P}_i der Tag-Schutzzone 1 ergeben sich aus der Interpolation nach Abschnitt 8.2. Diese Punkte werden als eine Liste von Koordinatenpaaren (x_i, y_i, H_P) im verwendeten Koordinatensystem nach 8.5.3. dargestellt. An diesen Punkten nimmt der $L_{pAeq,Tag}(alt)$ die für die Tag-Schutzzone 1 spezifizierten Werte an.
2. Bei der Überprüfung wird für jeden Punkt \mathbf{P}_i der Tag-Schutzzone 1 basierend auf dem geänderten DES ein äquivalenter Dauerschallpegel $L_{pAeq,Tag}(neu)$ ermittelt. Der bestehende Lärmschutzbereich ist neu festzusetzen, wenn gilt

$$\exists \mathbf{P}_i \text{ mit } |L_{pAeq,Tag}(neu) - L_{pAeq,Tag}(alt)| \geq 2,0 \text{ dB.} \quad (51)$$

3. Entsprechend ist bei der Überprüfung der Nacht-Schutzzone vorzugehen. Kriterium ist hier ein Vergleich des $L_{pAeq,Nacht}$. Der bestehende Lärmschutzbereich ist neu festzusetzen, wenn gilt

$$\exists \mathbf{P}_i \text{ mit } |L_{pAeq,Nacht}(neu) - L_{pAeq,Nacht}(alt)| \geq 2,0 \text{ dB.} \quad (52)$$

Ist eine Neuberechnung der Nacht-Schutzzone notwendig, so umfasst diese eine Neuberechnung der Konturen $L_{pAeq,Nacht}$ und $NAT(L_{p,Schw}) = N_S$ und deren Überlagerung.

10 Archivierung der Berechnungs- und Kartographierungsunterlagen

Die für die Ermittlung des Lärmschutzbereichs verwendeten wesentlichen Unterlagen sollten archiviert werden, um später einen Vergleich zwischen dem bestehenden und dem neufestzusetzenden Lärmschutzbereich zu ermöglichen. Im Einzelnen sollten folgende Unterlagen aufbewahrt werden:

- das „Datenerfassungssystem (DES)“ mit zugehörigen Unterlagen,
- das Berechnungsprotokoll und
- die Unterlagen zur kartographischen Darstellung des Lärmschutzbereichs.

11 Literatur

- [1] Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm vom 01.06.2007 (BGBl. I S. 986)
- [2] Erste Verordnung zur Durchführung des Gesetzes zum Schutz gegen Fluglärm (Verordnung über die Datenerfassung und das Berechnungsverfahren für die Festsetzung von Lärmschutzbereichen – 1. FlugLSV) vom 05.2007 (BGBl. I S.)
- [3] DIN 45684–1: Akustik – Ermittlung von Fluggeräuschimmissionen an Landeplätzen – Teil 1: Berechnungsverfahren, September 2006
- [4] European Civil Aviation Conference: Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, ECAC.CEAC Doc. 29, 3rd edition, 07/12/2005, Neuilly-sur-Seine Cédex, France

12 Verzeichnis der Abkürzungen und Formelzeichen

Maßeinheiten sind in Klammern am Anfang der Erläuterungen angegeben.

ρ	[m]	Längenkoordinate auf der Normalen zu einer Flugstrecke an der Stelle σ
α	[°]	Höhenwinkel zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort P
η		Dimensionslose Lagekoordinate senkrecht zur Flugstrecke
σ	[m]	Bogenlänge auf einer Flugstrecke
θ	[°]	Winkel zwischen der Luftfahrzeuglängsachse (Flugrichtung) und dem Ausbreitungsvektor zum Immissionsort
ε		Korrekturfaktor für die Standardabweichung
σ'	[m]	Bogenlänge, die vom Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt P_F an gezählt wird.
$\alpha_{i,j,Tr}$		Bahnnutzungsanteil der bahnbezogenen Betriebsrichtung <i>i</i> im Jahr <i>j</i> während der Beurteilungszeit T_r
σ_o	[m]	Bogenlänge des Luftfahrzeugklassen-Bezugspunktes P_F
σ_{Hover}	[m]	Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES
δ		Pegeldifferenz der längenbezogenen Schalleistungsexposition L_{WAE}' zwischen Anfang und Ende des Bahnsegmentes
$\Delta(\alpha)$		Funktion zur Berücksichtigung der Abhängigkeit vom Höhenwinkel α bei der Berechnung des Bodendämpfungsmaßes
$\gamma_{i,Tr}$		Bahnnutzungsanteil der bahnbezogenen Betriebsrichtung <i>i</i> im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
A_n	[dB]	Konstante für die A-Bewertung der Oktavpegel für das <i>n</i> -te Oktavband
ARP		Flugplatzbezugspunkt (Airport Reference Point)
AzB		Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen
$b(\sigma)$	[m]	Flugkorridorbreite als Funktion der Bogenlänge σ
BB		Anzahl der bahnbezogenen Betriebsrichtungen
BKG		Bundesamt für Kartographie und Geodäsie
D_Ω	[dB]	Raumwinkelmaß
$D_{\Omega,0}$	[dB]	Raumwinkelmaß für Bezugsbedingungen ($D_{\Omega,0} = 3$ dB)

DES		Datenerfassungssystem
DGM		Digitales Geländemodell
DGM-D		Digitales Geländemodell für Deutschland
$D_{I,n}$	[dB]	Richtwirkungsmaß für das n-te Oktavband
$D_{L,n}$	[dB]	Luftabsorptionsmaß für das n-te Oktavband
d_n	[dB/m]	Absorptionskoeffizient für das n-te Oktavband
D_s	[dB]	Abstandsmaß
D_v	[dB]	Geschwindigkeitsmaß
$D_{Z,0,n}$	[dB]	Zusatzdämpfung für das n-te Oktavband als Funktion der Entfernung für einen Höhenwinkel $\alpha = 0^\circ$ zwischen Luftfahrzeug und Immissionsort
$D_{Z,n}$	[dB]	Bodendämpfungsmaß für das n-te Oktavband
ETRS89		European Terrestrial Reference System des Jahres 1989
F		Normalenfußpunkt
$F(L_{pAS,max,k,l})$		zur Beschreibung des Pegelhäufigkeitskriteriums notwendige Gewichtungsfunktion
GML		Geography Markup Language
G_n	[dB]	frequenzabhängige asymptotische Pegelminderung bei Boden-Boden-Schallausbreitung
g_r		Gewichtsfaktor zur Umrechnung der Erhebungszeit auf die Beurteilungszeit (1,5 für tags und 3 für nachts)
GRS80		Geodetic Reference System 1980
$h(\sigma)$	[m]	Flughöhe von Luftfahrzeugen der Luftfahrzeugklasse k über Bezugsebene als Funktion der Bogenlänge σ
$H(\sigma')$	[m]	Flughöhe über der Bezugsebene als Funktion der Bogenlänge σ'
H_B	[m]	Höhenkoordinate des Flugplatzbezugspunkts (ARP) im Digitalen Geländemodell
H_P	[m]	Höhenkoordinate des Empfängers P über Boden
H_Q	[m]	Höhenkoordinate der Schallquelle Q über Boden
$H_{DGM}(P)$	[m]	Höhenkoordinate des Empfängers P im Digitalen Geländemodell
$H_{DGM}(Q)$	[m]	Höhenkoordinate der Schallquelle Q im Digitalen Geländemodell

h_o	[m]	Flughöhe im Horizontalflug
h_Q	[m]	Höhe der Schallquelle Q über dem Boden, wenn sich das Luftfahrzeug am Boden befindet (Quellhöhe).
h_r	[m]	Höhe des Empfängers P über Boden
h_s	[m]	Höhe der Schallquelle Q über Boden
ICAO		International Civil Aviation Organization
$K_{\sigma,Leq,Nacht}$		Zuschlag zur Berücksichtigung der zeitlich variierenden Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen (Sigma-Regelung) für die Nachtzeit
$K_{\sigma,Leq,Tag}$		Zuschlag zur Berücksichtigung der zeitlich variierenden Nutzung der einzelnen Bahnrichtungen (Sigma-Regelung) für die Tageszeit
$L_{pAeq,Nacht}^*$	[dB]	unkorrigierter Wert des äquivalenten Dauerschallpegels für die Nacht entsprechend Gl. (2)
$L_{pAeq,Tag}^*$	[dB]	unkorrigierter Wert des äquivalenten Dauerschallpegels für den Tag entsprechend Gl. (1)
l_0	[m]	Bezugslänge ($l_0 = 1$ m)
l_i	[m]	Länge des i-ten Teilstückes
$L_{p,Schw}$	[dB]	durch das Pegelhäufigkeitskriterium vorgegebener Schwellenwert des A-bewerteten Maximalschalldruckpegels
L_{pAE}	[dB]	AS-bewerteter Schallexpositionspegel
$L_{pAE,k,l,m}$		der von einer Bewegung der Luftfahrzeuggruppe k auf dem Teilstück m des Flugweges l am Immissionsort hervorgerufene Schallexpositionspegel
$L_{pAS,k,l,m}$	[dB]	am Immissionsort durch eine Bewegung der Luftfahrzeugklasse k auf dem Teilstück m des Flugweges l hervorgerufener AS-bewerteter Schalldruckpegel
$L_{pAS,max}$	[dB]	AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel
$\bar{L}_{pAS,max}$	[dB]	Mittelwert des AS-bewerteten Maximalschalldruckpegels
$L_{pAS,max,k,l}$	[dB]	größter am Immissionsort durch eine Bewegung der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l hervorgerufener AS-bewerteter Maximalschalldruckpegel
$L_{pAeq,Nacht}$	[dB]	äquivalenter Dauerschallpegel für die Nacht (22.00 bis 6.00 Uhr) gemäß Anlage zu § 3 Fluglärmsgesetz
$L_{pAeq,Tag}$	[dB]	äquivalenter Dauerschallpegel für den Tag (6.00 bis 22.00 Uhr) gemäß Anlage zu § 3 Fluglärmsgesetz

$L_{pAeq,Tr}$	[dB]	äquivalenter Dauerschallpegel zur Beurteilungszeit T_r
$L_{W,n}$	[dB]	Schalleistungspegel des Luftfahrzeuges für das n-te Oktavband
$L_{WAE,i}'$	[dB]	A-bewerteter Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition des i-ten Teilstückes
$L_{WE,n,i}'$	[dB]	Pegel der längenbezogenen Schalleistungsexposition des i-ten Teilstückes für das n-te Oktavband
n		Index zur Bezeichnung der Oktavmittenfrequenzen
$NAT(L_{p,Schw})$		Überschreitungshäufigkeit eines Schwellenwerts $L_{p,Schw}$ des AS-bewerteten Maximalpegels
$N_{i,j,Tr}$		Anzahl der Flugbewegungen in der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Jahr j während der Beurteilungszeit T_r
$N_{i,P,Tr}$		Anzahl der Flugbewegungen in der bahnbezogenen Betriebsrichtung i im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
$N_{j,Tr}$		Gesamtzahl der Flugbewegungen im Jahr j während der Beurteilungszeit T_r
N_{Nacht}		Flugbewegungen während der Beurteilungszeit T_r zwischen 22.00 und 6.00 Uhr
$N_{P,Tr}$		Gesamtzahl der Flugbewegungen im Prognosejahr während der Beurteilungszeit T_r
N_S		Überschreitungshäufigkeit
N_S^*		unkorrigierter Wert der Überschreitungshäufigkeit
NSz		Nacht-Schutzzone
NSz_{Leq}		Kontur des äquivalenten Dauerschallpegels der Nacht-Schutzzone
NSz_{NAT}		Häufigkeits-Maximalpegelkontur der Nacht-Schutzzone
N_{Tag}		Flugbewegungen während der Beurteilungszeit T_r zwischen 6.00 und 22.00 Uhr
$n_{Tr,k,l}$		Anzahl der Flugbewegungen der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l während der Beurteilungszeit T_r innerhalb der Erhebungszeit T_E
$n_{Tr,k,l}$		Anzahl der Flugbewegungen der Luftfahrzeugklasse k auf dem Flugweg l während der Beurteilungszeit T_r innerhalb der Erhebungszeit T_E
O_n	[dB]	Oktavpegel für die Bezugsentfernung s_{on}
P		Immissionsort

P_B		Bahnbezugspunkt
P_F		Luftfahrzeugklassen-Bezugspunkt
P_S		Startpunkt
Q_σ	[dB]	luftfahrzeugklassenspezifische Standardabweichung der Emissionsdaten
R_n		Richtungsfaktor für die Oktave n
s	[m]	Entfernung eines Luftfahrzeugs vom Immissionsort P
s_0	[m]	Bezugsentfernung ($s_0 = 1$ m)
s_1	[m]	Normierungsentfernung zur Berechnung des entfernungsabhängigen Teils des Bodendämpfungsmaßes ($s_1 = 700$ m)
$s_{k,l,m}$	[m]	Entfernung des Luftfahrzeugs der Klasse k auf dem Teilstück m des Flugwegs l vom Immissionsort
s_{On}	[m]	Bezugsentfernung für den Oktavpegel O_n
S_V	[m]	Verzögerungsstrecke (nur bei Anflug)
S_z	[m]	Länge des Zwischenanflugsegmentes
T_0	[s]	Bezugszeit ($T_0 = 1$ s)
T_E	[s]	Erhebungszeit ($T_E = 1,5552 \cdot 10^7$ s, d. h. 180 Tage)
T_r	[s]	Beurteilungszeit. Die AzB verwendet die Beurteilungszeiten von 6.00 bis 22.00 Uhr (Tag) und 22.00 bis 6.00 Uhr (Nacht).
TSz		Tag-Schutzzone
UTM		Universal Transverse Mercator
V	[m/s]	die Geschwindigkeit der Schallquelle innerhalb des Bahnteilsegmentes der Flugbahn
V	[m/s]	mittlere Geschwindigkeit der Schallquelle innerhalb des Bahnteilsegmentes der Flugbahn
$v(\eta)$		Verteilungsfunktion der Projektionen der Flugbahnen im Flugkorridor
$V(\sigma')$	[m/s]	Fluggeschwindigkeit als Funktion der relativen Bogenlänge σ'
V_0	[m/s]	Bezugsgeschwindigkeit ($V_0 = 1$ m/s)
w	[°]	Gleitwinkel
WGS84		World Geodetic System 1984

X	[m]	Relative Bogenlänge der Stelle, an der eine bestimmte Flughöhe erreicht wird.
XML		eXtensible Markup Language
Z	[dB]	Zusatzpegel für den Horizontalflugteil bei Platzrunden bzw. Rollvorgängen
$Z(\sigma')$	[dB]	Zusatzpegel zur Berücksichtigung von Änderungen der Schallabstrahlung durch Änderungen des Flugzustandes als Funktion der relativen Bogenlänge σ'
i		Allgemeiner laufender Index in verschiedenen Gleichungen
j		Allgemeiner laufender Index in verschiedenen Gleichungen
$k = 1, \dots, N_{Lk}$		Laufender Index über die Luftfahrzeugklasse
$l = 1, \dots, N_{Fw}$		Laufender Index über die Flugwege
$m = 1, \dots, N_{Ts}$		Laufender Index der Teilstücke auf einem Flugweg

13 Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Prinzip der Segmentierung am Beispiel der Zerlegung eines kreisbogenförmigen Flugstreckensegments in zwei lineare Teilsegmente.....	4
Abbildung 2:	Beispiel für bahnbezogene Betriebsrichtungen	7
Abbildung 3:	Verwendetes Streckenkoordinatensystem	13
Abbildung 4:	Beschreibung eines Flugkorridors durch Teilkorridore und Flugwege (beispielhaft für eine Zerlegung in drei Teilkorridore).....	20
Abbildung 5:	Zusammenhang zwischen Aufsetzpunkt, Abrollpunkt und Verzögerungsstrecke	22
Abbildung 6:	Streckenkoordinaten von Abflug- und Anflug-Rollwegen	25
Abbildung 7:	Prinzip des Segmentierungsverfahrens: σ' ist die Bogenlänge der Flugstrecke, $\Delta L_{WAE}'$ ist Differenz des längenbezogenen Schalleistungsexpositionspegels zwischen zwei Bahnteilsegmenten	29
Abbildung 8:	Unterteilung eines Bahnteilsegments in drei Teilstücke der Länge l_i , s_i ist der Abstand vom Teilstückmittelpunkt (Lage der Punktschallquelle) zum Immissionsort P [2]	30
Abbildung 9:	Geometrie zur Bestimmung des Richtwirkungsmaßes.....	32
Abbildung 10:	Geometrie zur Bestimmung des Bodendämpfungsmaßes.....	34
Abbildung 11:	Geometrie zur Berücksichtigung der Topografie	36
Abbildung 12:	Normalverteilung von AS-bewerteten Maximalschalldruckpegeln mit dem Mittelwert $\bar{L}_{pAS,max}$ und der Standardabweichung Q_σ . $L_{p,Schw}$ ist der Schwellenwert, der einem Häufigkeits-Maximalpegelkriterium zu Grunde liegt.	39

14 Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Matrix zur Auswertung der 10-jährigen Verteilung der bahnbezogenen Betriebsrichtungen (Beispiel für die Tagesperiode)	8
Tabelle 2:	Korrekturfaktor ε für die Standardabweichung	11
Tabelle 3:	Zuordnung von Luftfahrzeuggruppen zu Luftfahrzeugklassen	16
Tabelle 4:	Übersicht über die Kenngrößen der Luftfahrzeugklassen und die zugehörigen Datensätze	17
Tabelle 5:	Oktavmittenfrequenzen	17
Tabelle 6:	Parameter für die Zerlegung eines Flugkorridors in 15 Teilkorridore	21
Tabelle 7:	Zusatzpegel Z für den Horizontalflugteil bei Platzrunden	23
Tabelle 8:	Zusatzpegel Z und Geschwindigkeit V für Rollvorgänge mit Flugzeugen	26
Tabelle 9:	Zahlenwerte für die Absorptionskoeffizienten d_n , die asymptotischen Pegelminderungen G_n und die Konstanten A_n für die A-Bewertung der Oktavpegel	34
Tabelle 10:	RGB-Werte für die farbliche Darstellung der Schutzzonen des Lärmschutzbereichs	44

Anhang – Luftfahrzeugklassendaten

Luftfahrzeugklasse P 1.0 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	71,5	{0,-2,0}
2	68,5	{0,-2,0}
3	64,0	{0,-2,0}
4	58,0	{0,-2,0}
5	53,0	{0,-2,0}
6	47,0	{0,-2,0}
7	40,0	{0,-2,0}
8	32,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	10	0
100	0	32	0
X	0	32	h_0
X + 1000	-4	35	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X + 1000	0	0	0

(7) $h_a = 0,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0}{0,079} + 100$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.0 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	61,5	{0,-2,0}
2	58,5	{0,-2,0}
3	54,0	{0,-2,0}
4	48,0	{0,-2,0}
5	43,0	{0,-2,0}
6	37,0	{0,-2,0}
7	30,0	{0,-2,0}
8	22,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-50 - S_V	-10	10	0
-50	0	26	0
$X - 1000$	0	26	-
X	6	35	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

(7) $h_Q = 0,8 \text{ m}$

(8) $Q_{\sigma} = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 150 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 50$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.1 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	76,5	{0,-2,0}
2	73,5	{0,-2,0}
3	69,0	{0,-2,0}
4	63,0	{0,-2,0}
5	58,0	{0,-2,0}
6	52,0	{0,-2,0}
7	45,0	{0,-2,0}
8	37,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	10	0
200	0	34	0
X	0	34	h_0
X + 1000	-6	38	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X + 1000	0	0	0

(7) $h_Q = 0,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0}{0,079} + 200$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.1 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	66,5	{0,-2,0}
2	63,5	{0,-2,0}
3	59,0	{0,-2,0}
4	53,0	{0,-2,0}
5	48,0	{0,-2,0}
6	42,0	{0,-2,0}
7	35,0	{0,-2,0}
8	27,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-150 - S_V	-10	10	0
-150	0	26	0
$X - 1000$	0	26	-
X	4	38	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

- (7) $h_Q = 0,8 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 150 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 150$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.2 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,5	{0,-2,0}
2	76,5	{0,-2,0}
3	72,0	{0,-2,0}
4	68,0	{0,-2,0}
5	63,0	{0,-2,0}
6	57,0	{0,-2,0}
7	50,0	{0,-2,0}
8	42,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	10	0
400	0	32	0
X	0	32	h_{Schlepp}
X + 1000	-8	34	h_{Schlepp}
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X + 1000	0	0	0

(7) $h_Q = 1,2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_{\text{Schlepp}}}{0,061} + 400$$

Der Wert für die Flughöhe h_{Schlepp} ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.2 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	67,5	{0,-2,0}
2	66,5	{0,-2,0}
3	62,0	{0,-2,0}
4	58,0	{0,-2,0}
5	53,0	{0,-2,0}
6	47,0	{0,-2,0}
7	40,0	{0,-2,0}
8	32,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-150 - S_V	-10	10	0
-150	0	31	0
$X - 1000$	0	31	-
X	2	40	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

- (7) $h_Q = 1,2 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 300 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 150$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.3 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	79,5	{0,-2,0}
2	78,5	{0,-2,0}
3	74,0	{0,-2,0}
4	70,0	{0,-2,0}
5	65,0	{0,-2,0}
6	59,0	{0,-2,0}
7	52,0	{0,-2,0}
8	44,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	10	0
250	0	36	0
X	0	36	h_0
$X + 1000$	-8	43	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 1,2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0}{0,105} + 250$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.3 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	69,5	{0,-2,0}
2	68,5	{0,-2,0}
3	64,0	{0,-2,0}
4	60,0	{0,-2,0}
5	55,0	{0,-2,0}
6	49,0	{0,-2,0}
7	42,0	{0,-2,0}
8	34,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-150 - S_V	-10	10	0
-150	0	31	0
$X - 1000$	0	31	-
X	2	43	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

- (7) $h_Q = 1,2 \text{ m}$
- (8) $Q_{\sigma} = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 300 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 150$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.4 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	84,5	{0,-2,0}
2	83,0	{0,-2,0}
3	81,0	{0,-2,0}
4	78,5	{0,-2,0}
5	73,5	{0,-2,0}
6	67,5	{0,-2,0}
7	60,5	{0,-2,0}
8	52,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
550	0	68	0
X	0	68	h_0
$X + 1000$	-5	75	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0}{0,141} + 550$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 1.4 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,5	{0,-2,0}
2	76,0	{0,-2,0}
3	74,0	{0,-2,0}
4	71,5	{0,-2,0}
5	66,5	{0,-2,0}
6	60,5	{0,-2,0}
7	53,5	{0,-2,0}
8	45,5	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-300	0	51	0
$X - 1000$	0	51	-
X	2	75	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 400 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 2.1 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	87,0	{0,-2,0}
2	85,5	{0,-2,0}
3	81,5	{0,-2,0}
4	77,0	{0,-2,0}
5	73,5	{0,-2,0}
6	69,5	{0,-2,0}
7	69,5	{0,-2,0}
8	64,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
900	0	70	0
3800	0	70	-
4300	-	70	310
4800	-2	70	340
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 4800	0	0	0,06

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 2.1 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,5	{0,-2,0}
2	72,0	{0,-2,0}
3	73,5	{0,-2,0}
4	74,5	{0,-2,0}
5	71,0	{0,-2,0}
6	69,5	{0,-2,0}
7	71,5	{0,-2,0}
8	60,5	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-300	0	60	0
$X - 1000$	0	60	-
X	5	70	h_0
$X + S_Z$	5	70	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_Z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Zwischenanflughöhe S_Z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 2.2 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	94,5	{0,-2,0}
2	93,0	{0,-2,0}
3	89,0	{0,-2,0}
4	84,5	{0,-2,0}
5	81,0	{0,-2,0}
6	77,0	{0,-2,0}
7	77,0	{0,-2,0}
8	72,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
900	0	70	0
3800	0	70	-
4300	-	70	310
4800	-2	70	340
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 4800	0	0	0,06

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P 2.2 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,5	{0,-2,0}
2	72,0	{0,-2,0}
3	73,5	{0,-2,0}
4	74,5	{0,-2,0}
5	71,0	{0,-2,0}
6	69,5	{0,-2,0}
7	71,5	{0,-2,0}
8	60,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-300	0	60	0
$X - 1000$	0	60	-
X	5	70	h_0
$X + S_Z$	5	70	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_Z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_{\sigma} = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_Z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.0 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	82,0	{0,-2,0}
2	85,5	{0,-2,0}
3	83,5	{0,-2,0}
4	82,0	{0,-2,0}
5	79,0	{0,-2,0}
6	76,0	{0,-2,0}
7	73,0	{0,-2,0}
8	63,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1100	0	75	0
5100	0	75	-
5600	-	75	460
6100	-1	-	-
10400	-1	110	650
15000	-1	135	1000
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15000	0	0	0,126

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.0 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	68,0	{0,-2,0}
2	76,0	{0,-2,0}
3	74,0	{0,-2,0}
4	75,0	{0,-2,0}
5	72,5	{0,-2,0}
6	69,5	{0,-2,0}
7	70,0	{0,-2,0}
8	56,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	65	0
7400	0	65	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_0 = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.1 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	94,0	{0,-2,0}
2	100,5	{0,-2,0}
3	100,5	{0,-2,0}
4	98,5	{0,-2,0}
5	95,5	{0,-2,0}
6	91,5	{0,-2,0}
7	87,5	{0,-2,0}
8	72,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
1300	0	80	0
3600	0	80	-
4100	-	80	460
4600	-3	80	-
7800	-3	80	920
18800	-3	135	1283
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 18800	0	0	0,033

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.1 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	76,0	{0,-2,0}
2	78,5	{0,-2,0}
3	80,0	{0,-2,0}
4	78,0	{0,-2,0}
5	75,5	{0,-2,0}
6	77,0	{0,-2,0}
7	77,5	{0,-2,0}
8	65,0	{0,-2,0}

$s_{On} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	62	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-2	82	-
X	-2	98	h_0
$X + S_z$	-2	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	tan w

- (7) $h_0 = 2,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

**Luftfahrzeugklasse S 1.2 – S
Datenblatt**

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	94,0	{0,-2,0}
2	100,5	{0,-2,0}
3	100,5	{0,-2,0}
4	98,5	{0,-2,0}
5	95,5	{0,-2,0}
6	91,5	{0,-2,0}
7	87,5	{0,-2,0}
8	72,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
1400	0	80	0
3100	0	80	-
3600	-	80	460
4100	-3	80	-
6700	-3	80	920
12300	-3	135	1120
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 12300	0	0	0,13

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.2 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	75,5	{0,-2,0}
2	78,0	{0,-2,0}
3	79,5	{0,-2,0}
4	77,5	{0,-2,0}
5	75,0	{0,-2,0}
6	76,5	{0,-2,0}
7	77,0	{0,-2,0}
8	64,5	{0,-2,0}

$s_{On} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	65	0
7400	0	67	-
8400	-2	67	-
9300	-2	67	-
X	-2	98	h_0
$X + S_z$	-2	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	tan w

- (7) $h_0 = 2,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.3 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	96,0	{0,-2,0}
2	102,5	{0,-2,0}
3	102,5	{0,-2,0}
4	100,5	{0,-2,0}
5	97,5	{0,-2,0}
6	93,5	{0,-2,0}
7	89,5	{0,-2,0}
8	74,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
1900	0	80	0
4400	0	80	-
4900	-	80	460
5400	-3	80	-
9600	-3	80	920
13000	-3	110	990
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 13000	0	0	0,12

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 1.3 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,0	{0,-2,0}
2	79,5	{0,-2,0}
3	81,0	{0,-2,0}
4	79,0	{0,-2,0}
5	76,5	{0,-2,0}
6	78,0	{0,-2,0}
7	78,5	{0,-2,0}
8	66,0	{0,-2,0}

$s_{On} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	65	0
7400	0	67	-
8400	-2	67	-
9300	-2	67	-
X	-2	98	h_0
$X + S_Z$	-2	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_Z$	0	0	tan w

- (7) $h_0 = 2,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_Z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 2 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	95,5	{0,-2,0}
2	102,0	{0,-2,0}
3	102,0	{0,-2,0}
4	100,0	{0,-2,0}
5	97,0	{0,-2,0}
6	93,0	{0,-2,0}
7	89,0	{0,-2,0}
8	73,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
1300	0	80	0
3600	0	80	-
4100	-	80	460
4600	-3	80	-
7800	-3	80	920
18800	-3	135	1283
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 18800	0	0	0,033

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 2 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	81,0	{0,-2,0}
2	83,5	{0,-2,0}
3	85,0	{0,-2,0}
4	83,0	{0,-2,0}
5	80,5	{0,-2,0}
6	82,0	{0,-2,0}
7	82,5	{0,-2,0}
8	70,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-2	82	-
X	-2	98	h_0
$X + S_z$	-2	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

- (7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.1 a) – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	93,0	{0,-2,0}
2	94,0	{0,-2,0}
3	94,0	{0,-2,0}
4	92,0	{0,-2,0}
5	92,0	{0,-2,0}
6	91,0	{0,-2,0}
7	86,0	{0,-2,0}
8	73,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1800	0	80	0
4300	0	80	-
4800	-	80	460
5300	-3	80	-
9000	-3	80	920
20000	-3	135	1470
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 20000	0	0	0,05

(7) $h_Q = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.1 b) – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	93,0	{0,-2,0}
2	94,0	{0,-2,0}
3	94,0	{0,-2,0}
4	92,0	{0,-2,0}
5	92,0	{0,-2,0}
6	91,0	{0,-2,0}
7	86,0	{0,-2,0}
8	73,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
3200	0	90	0
7300	0	90	-
7800	-	90	460
8300	-3	90	-
15600	-3	90	920
24600	-3	135	1190
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 24600	0	0	0,03

(7) $h_a = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.1 a/b) – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	83,0	{0,-2,0}
2	85,0	{0,-2,0}
3	82,0	{0,-2,0}
4	82,5	{0,-2,0}
5	83,0	{0,-2,0}
6	78,5	{0,-2,0}
7	80,5	{0,-2,0}
8	68,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	62	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-2,5	82	-
X	-2,5	98	h_0
$X + S_z$	-2,5	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	tan w

(7) $h_a = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.2 a) – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	96,0	{0,-2,0}
2	97,0	{0,-2,0}
3	97,0	{0,-2,0}
4	95,0	{0,-2,0}
5	95,0	{0,-2,0}
6	94,0	{0,-2,0}
7	89,0	{0,-2,0}
8	76,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1900	0	80	0
4700	0	80	-
5200	-	80	460
5700	-3	80	-
10100	-3	80	920
21100	-3	135	1525
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 21100	0	0	0,055

(7) $h_Q = 1,3 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.2 b) – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	96,0	{0,-2,0}
2	97,0	{0,-2,0}
3	97,0	{0,-2,0}
4	95,0	{0,-2,0}
5	95,0	{0,-2,0}
6	94,0	{0,-2,0}
7	89,0	{0,-2,0}
8	76,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
3300	0	90	0
7700	0	90	-
8200	-	90	460
8700	-3	90	-
17100	-3	90	920
26100	-3	135	1190
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 26100	0	0	0,03

(7) $h_Q = 1,3 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 3.2 a/b) – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	83,0	{0,-2,0}
2	85,0	{0,-2,0}
3	82,0	{0,-2,0}
4	82,5	{0,-2,0}
5	83,0	{0,-2,0}
6	78,5	{0,-2,0}
7	80,5	{0,-2,0}
8	68,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	62	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-2,5	82	-
X	-2,5	98	h_0
$X + S_z$	-2,5	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_a = 1,3 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 4 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	98,0	{0,-2,0}
2	106,0	{0,-2,0}
3	102,0	{0,-2,0}
4	100,0	{0,-2,0}
5	97,0	{0,-2,0}
6	93,5	{0,-2,0}
7	96,0	{0,-2,0}
8	83,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
1700	0	80	0
4700	0	80	-
5200	-	80	460
5700	-1,5	80	-
10400	-1,5	80	920
21400	-1,5	135	1250
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 21400	0	0	0,03

(7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 4 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	81,5	{0,-2,0}
2	85,5	{0,-2,0}
3	82,5	{0,-2,0}
4	82,5	{0,-2,0}
5	82,0	{0,-2,0}
6	91,5	{0,-2,0}
7	89,0	{0,-2,0}
8	77,0	{0,-2,0}

$s_{On} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	62	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-3,5	82	-
X	-3,5	98	h_0
$X + S_z$	-3,5	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	tan w

- (7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.1 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	78,0	{1,-1,1}
2	81,5	{1,-1,1}
3	79,5	{1,-1,1}
4	78,0	{1,-1,1}
5	75,0	{1,-1,1}
6	72,0	{1,-1,1}
7	69,0	{1,-1,1}
8	59,5	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1100	0	75	0
5100	0	75	-
5600	-	75	460
6100	-1	-	-
10400	-1	110	650
15000	-1	135	1000
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15000	0	0	0,126

(7) $h_Q = 2,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.1 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	65,0	{0,0,0}
2	73,0	{0,0,0}
3	71,0	{0,0,0}
4	72,0	{0,0,0}
5	69,5	{0,0,0}
6	66,5	{0,0,0}
7	67,0	{0,0,0}
8	53,5	{0,0,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	65	0
7400	0	65	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	tan w

- (7) $h_0 = 2,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.2 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	86,0	{1,-1,1}
2	89,5	{1,-1,1}
3	87,5	{1,-1,1}
4	86,0	{1,-1,1}
5	83,0	{1,-1,1}
6	80,0	{1,-1,1}
7	77,0	{1,-1,1}
8	67,5	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1900	0	80	0
4100	0	80	-
4600	-	80	460
5100	-3	-	-
9000	-3	115	690
15300	-3	135	1200
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15300	0	0	0,113

(7) $h_Q = 1,4 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.2 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	68,0	{0,0,0}
2	76,0	{0,0,0}
3	74,0	{0,0,0}
4	75,0	{0,0,0}
5	72,5	{0,0,0}
6	69,5	{0,0,0}
7	70,0	{0,0,0}
8	56,5	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	60	0
-300	0	65	0
7400	0	75	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

- (7) $h_Q = 1,4 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.3 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	89,0	{1,-1,1}
2	93,0	{1,-1,1}
3	93,5	{1,-1,1}
4	92,0	{1,-1,1}
5	89,0	{1,-1,1}
6	85,5	{1,-1,1}
7	78,5	{1,-1,1}
8	70,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
2000	0	85	0
4400	0	85	-
4900	-	85	460
5400	-2	-	-
8100	-2	115	610
11600	-2	135	830
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 11600	0	0	0,117

(7) $h_Q = 3,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 5.3 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	72,5	{0,0,0}
2	76,5	{0,0,0}
3	77,0	{0,0,0}
4	75,5	{0,0,0}
5	72,5	{0,0,0}
6	69,0	{0,0,0}
7	62,0	{0,0,0}
8	53,5	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	63	0
-300	0	68	0
7400	0	72	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 3,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.1 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	87,5	{1,-1,1}
2	91,0	{1,-1,1}
3	89,0	{1,-1,1}
4	87,5	{1,-1,1}
5	84,5	{1,-1,1}
6	81,5	{1,-1,1}
7	78,5	{1,-1,1}
8	69,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1900	0	90	0
4100	0	90	-
4600	-	90	460
5100	-2,5	-	-
8300	-2,5	120	670
12000	-2,5	135	1030
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 12000	0	0	0,135

(7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.1 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	70,5	{0,0,0}
2	78,5	{0,0,0}
3	76,5	{0,0,0}
4	77,5	{0,0,0}
5	75,0	{0,0,0}
6	72,0	{0,0,0}
7	72,5	{0,0,0}
8	59,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	65	0
-300	0	70	0
7400	0	75	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.2 a) – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	92,0	{1,-1,1}
2	95,5	{1,-1,1}
3	93,5	{1,-1,1}
4	92,0	{1,-1,1}
5	89,0	{1,-1,1}
6	86,0	{1,-1,1}
7	83,0	{1,-1,1}
8	73,5	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1500	0	85	0
3400	0	85	-
3900	-	85	460
4400	-3	-	-
6500	-3	110	650
11000	-3	135	1050
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 11000	0	0	0,145

(7) $h_Q = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.2 b) – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	92,0	{1,-1,1}
2	95,5	{1,-1,1}
3	93,5	{1,-1,1}
4	92,0	{1,-1,1}
5	89,0	{1,-1,1}
6	86,0	{1,-1,1}
7	83,0	{1,-1,1}
8	73,5	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
2100	0	90	0
5000	0	90	-
5500	-	90	460
6500	-3	-	-
9600	-3	120	720
15900	-3	140	1200
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15900	0	0	0,107

(7) $h_Q = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.2 a/b) – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	73,0	{0,0,0}
2	81,0	{0,0,0}
3	79,0	{0,0,0}
4	80,0	{0,0,0}
5	77,5	{0,0,0}
6	74,5	{0,0,0}
7	75,0	{0,0,0}
8	61,5	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	68	0
-300	0	73	0
7400	0	77	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 9 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.3 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	88,0	{1,-1,1}
2	91,5	{1,-1,1}
3	89,5	{1,-1,1}
4	88,0	{1,-1,1}
5	85,0	{1,-1,1}
6	82,0	{1,-1,1}
7	79,0	{1,-1,1}
8	69,5	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
2800	0	90	0
7200	0	90	-
7700	-	90	460
8200	-2	-	-
18700	-2	140	700
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 18700	0	0	0,075

(7) $h_a = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 6.3 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	69,0	{0,0,0}
2	77,0	{0,0,0}
3	75,0	{0,0,0}
4	76,0	{0,0,0}
5	73,5	{0,0,0}
6	70,5	{0,0,0}
7	71,0	{0,0,0}
8	57,5	{0,0,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	68	0
-300	0	73	0
7400	0	77	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

- (7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$
- (8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$
- (9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 7 a) – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	95,5	{1,-1,1}
2	99,0	{1,-1,1}
3	97,0	{1,-1,1}
4	95,5	{1,-1,1}
5	92,5	{1,-1,1}
6	89,5	{1,-1,1}
7	86,5	{1,-1,1}
8	77,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1800	0	90	0
4700	0	90	-
5200	-	90	460
5700	-4,5	-	-
15300	-4,5	140	1080
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15300	0	0	0,102

(7) $h_a = 2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 7 b) – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	95,5	{1,-1,1}
2	99,0	{1,-1,1}
3	97,0	{1,-1,1}
4	95,5	{1,-1,1}
5	92,5	{1,-1,1}
6	89,5	{1,-1,1}
7	86,5	{1,-1,1}
8	77,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
2600	0	100	0
6600	0	100	-
7100	-	100	460
7600	-4,5	-	-
21300	-4,5	150	1140
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 21300	0	0	0,084

(7) $h_Q = 2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 7 a/b) – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	73,5	{0,0,0}
2	81,5	{0,0,0}
3	79,5	{0,0,0}
4	80,5	{0,0,0}
5	78,0	{0,0,0}
6	75,0	{0,0,0}
7	75,5	{0,0,0}
8	62,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 300$ m

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	68	0
-300	0	73	0
7400	0	77	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 2$ m

(8) $Q_\sigma = 3$ dB

(9) $S_V = 900$ m

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S 8 a) – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	95,5	{1,-1,1}
2	99,0	{1,-1,1}
3	97,0	{1,-1,1}
4	95,5	{1,-1,1}
5	92,5	{1,-1,1}
6	89,5	{1,-1,1}
7	86,5	{1,-1,1}
8	77,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1800	0	90	0
4700	0	90	-
5200	-	90	460
5700	-4,5	-	-
15300	-4,5	140	1080
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 15300	0	0	0,102

(7) $h_Q = 8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Anmerkung: Die Luftfahrzeugklasse S 8 a) – S enthält wegen zurzeit noch fehlender Angaben für den Airbus A380 hilfsweise die akustischen und flugbetrieblichen Daten der Luftfahrzeugklasse S 7 a) – S. Die Daten werden später durch die Daten des Airbus A380 ersetzt.

Luftfahrzeugklasse S 8 b) – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	95,5	{1,-1,1}
2	99,0	{1,-1,1}
3	97,0	{1,-1,1}
4	95,5	{1,-1,1}
5	92,5	{1,-1,1}
6	89,5	{1,-1,1}
7	86,5	{1,-1,1}
8	77,0	{1,-1,1}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
2600	0	100	0
6600	0	100	-
7100	-	100	460
7600	-4,5	-	-
21300	-4,5	150	1140
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 21300	0	0	0,084

(7) $h_Q = 8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Anmerkung: Die Luftfahrzeugklasse S 8 b) – S enthält wegen zurzeit noch fehlender Angaben für den Airbus A380 hilfsweise die akustischen und flugbetrieblichen Daten der Luftfahrzeugklasse S 7 b) – S. Die Daten werden später durch die Daten des Airbus A380 ersetzt.

Luftfahrzeugklasse S 8 a/b) – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	73,5	{0,0,0}
2	81,5	{0,0,0}
3	79,5	{0,0,0}
4	80,5	{0,0,0}
5	78,0	{0,0,0}
6	75,0	{0,0,0}
7	75,5	{0,0,0}
8	62,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	68	0
-300	0	73	0
7400	0	77	-
X	-1	108	h_0
$X + S_z$	-1	108	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Anmerkung: Die Luftfahrzeugklasse S 8 a/b) – L enthält wegen zurzeit noch fehlender Angaben für den Airbus A380 hilfsweise die akustischen und flugbetrieblichen Daten der Luftfahrzeugklasse S 7 a/b) – L. Die Daten werden später durch die Daten des Airbus A380 ersetzt.

Hubschrauberklasse H 1.0 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,0	{1,-1,1}
2	73,0	{1,-1,1}
3	76,0	{1,-1,1}
4	76,0	{1,-1,1}
5	71,0	{1,-1,1}
6	65,0	{1,-1,1}
7	57,0	{1,-1,1}
8	55,0	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
1	0	3	1
$\sigma_{\text{Hover}}+2$	0	3	2
$\sigma_{\text{Hover}}+10$	0	5	5
$\sigma_{\text{Hover}}+90$	0	21	15
X	0	31	h_0
X + 1000	0	33	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X + 1000	0	0	0

(7) $h_0 = 2,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 15}{\tan \alpha} + 90 + \sigma_{\text{Hover}}$$

α Steigwinkel von 10° , sofern kein Steigwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Steigwinkel α und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 1.0 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,0	{1,-1,1}
2	73,0	{1,-1,1}
3	76,0	{1,-1,1}
4	76,0	{1,-1,1}
5	71,0	{1,-1,1}
6	65,0	{1,-1,1}
7	57,0	{1,-1,1}
8	55,0	{1,-1,1}

$$s_{O_n} = 150 \text{ m}$$

(3) P_F : Hubschrauberstart- und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
$\sigma_{Hover} + 1$	0	3	1
$\sigma_{Hover} + 10$	0	5	-
$\sigma_{Hover} + 90$	0	21	-
X	0	31	h_0
$X + 1000$	0	33	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 2,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 1}{\tan w} + \sigma_{Hover}$$

w Gleitwinkel von 7,5°, sofern kein Gleitwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Gleitwinkel w und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 1.1 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	82,2	{1,-1,1}
2	78,2	{1,-1,1}
3	81,2	{1,-1,1}
4	81,2	{1,-1,1}
5	76,2	{1,-1,1}
6	70,2	{1,-1,1}
7	62,2	{1,-1,1}
8	60,2	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart- und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
1	0	3	1
$\sigma_{\text{Hover}}+2$	0	3	2
$\sigma_{\text{Hover}}+10$	0	5	5
$\sigma_{\text{Hover}}+90$	0	21	15
X	0	33	h_0
$X + 1000$	0	36	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 15}{\tan \alpha} + 90 + \sigma_{\text{Hover}}$$

α Steigwinkel von 9° , sofern kein Steigwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Steigwinkel α und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 1.1 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	82,2	{1,-1,1}
2	78,2	{1,-1,1}
3	81,2	{1,-1,1}
4	81,2	{1,-1,1}
5	76,2	{1,-1,1}
6	70,2	{1,-1,1}
7	62,2	{1,-1,1}
8	60,2	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
$\sigma_{Hover} + 1$	0	3	1
$\sigma_{Hover} + 10$	0	5	-
$\sigma_{Hover} + 90$	0	21	-
X	0	33	h_0
$X + 1000$	0	36	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,2 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 1}{\tan w} + \sigma_{Hover}$$

w Gleitwinkel von 11° , sofern kein Gleitwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Gleitwinkel w und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 1.2 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	84,8	{1,-1,1}
2	80,8	{1,-1,1}
3	83,8	{1,-1,1}
4	83,8	{1,-1,1}
5	78,8	{1,-1,1}
6	72,8	{1,-1,1}
7	64,8	{1,-1,1}
8	62,8	{1,-1,1}

$$s_{O_n} = 150 \text{ m}$$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
1	0	3	1
$\sigma_{\text{Hover}}+2$	0	3	2
$\sigma_{\text{Hover}}+10$	0	5	5
$\sigma_{\text{Hover}}+90$	0	21	15
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,4 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 15}{\tan \alpha} + 90 + \sigma_{\text{Hover}}$$

α Steigwinkel von 9° , sofern kein Steigwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Steigwinkel α und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 1.2 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	84,8	{1,-1,1}
2	80,8	{1,-1,1}
3	83,8	{1,-1,1}
4	83,8	{1,-1,1}
5	78,8	{1,-1,1}
6	72,8	{1,-1,1}
7	64,8	{1,-1,1}
8	62,8	{1,-1,1}

$$s_{O_n} = 150 \text{ m}$$

(3) P_F : Hubschrauberstart- und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
$\sigma_{Hover} + 1$	0	3	1
$\sigma_{Hover} + 10$	0	5	-
$\sigma_{Hover} + 90$	0	21	-
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,4 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 1}{\tan w} + \sigma_{Hover}$$

w Gleitwinkel von 9°, sofern kein Gleitwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Gleitwinkel w und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 2.1 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	87,0	{1,-1,1}
2	83,0	{1,-1,1}
3	86,0	{1,-1,1}
4	86,0	{1,-1,1}
5	81,0	{1,-1,1}
6	75,0	{1,-1,1}
7	67,0	{1,-1,1}
8	65,0	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
1	0	3	1
$\sigma_{\text{Hover}}+2$	0	3	2
$\sigma_{\text{Hover}}+10$	0	5	5
$\sigma_{\text{Hover}}+90$	0	21	15
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 15}{\tan \alpha} + 90 + \sigma_{\text{Hover}}$$

α Steigwinkel von 9° , sofern kein Steigwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Steigwinkel α und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 2.1 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	87,0	{1,-1,1}
2	83,0	{1,-1,1}
3	86,0	{1,-1,1}
4	86,0	{1,-1,1}
5	81,0	{1,-1,1}
6	75,0	{1,-1,1}
7	67,0	{1,-1,1}
8	65,0	{1,-1,1}

$$s_{O_n} = 150 \text{ m}$$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
$\sigma_{Hover} + 1$	0	3	1
$\sigma_{Hover} + 10$	0	5	-
$\sigma_{Hover} + 90$	0	21	-
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 3,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 1}{\tan w} + \sigma_{Hover}$$

w Gleitwinkel von 9°, sofern kein Gleitwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Gleitwinkel w und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 2.2 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	90,0	{1,-1,1}
2	86,0	{1,-1,1}
3	89,0	{1,-1,1}
4	89,0	{1,-1,1}
5	84,0	{1,-1,1}
6	78,0	{1,-1,1}
7	70,0	{1,-1,1}
8	68,0	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
σ_{Hover}	0	2	0
$\sigma_{\text{Hover}} + 1$	0	3	1
$\sigma_{\text{Hover}} + 10$	0	5	5
$\sigma_{\text{Hover}} + 90$	0	21	15
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 5,3 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 15}{\tan \alpha} + 90 + \sigma_{\text{Hover}}$$

α Steigwinkel von 9° , sofern kein Steigwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Steigwinkel α und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Hubschrauberklasse H 2.2 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	90,0	{1,-1,1}
2	86,0	{1,-1,1}
3	89,0	{1,-1,1}
4	89,0	{1,-1,1}
5	84,0	{1,-1,1}
6	78,0	{1,-1,1}
7	70,0	{1,-1,1}
8	68,0	{1,-1,1}

$s_{O_n} = 150 \text{ m}$

(3) P_F : Hubschrauberstart-
und -landestelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	2	0
σ_{Hover}	0	2	0
$\sigma_{\text{Hover}} + 1$	0	3	1
10	0	5	-
90	0	21	-
X	0	36	h_0
$X + 1000$	0	39	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + 1000$	0	0	0

(7) $h_Q = 5,3 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0 - 1}{\tan w}$$

w Gleitwinkel von 9° , sofern kein Gleitwinkel im DES angegeben ist.

σ_{Hover} Bogenlänge des Hovering-Segments nach DES

Die Werte für die Flughöhe h_0 und den ggf. den Gleitwinkel w und das Hovering-Segment ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P-MIL 1 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	84,5	{0,-2,0}
2	83,0	{0,-2,0}
3	81,0	{0,-2,0}
4	78,5	{0,-2,0}
5	73,5	{0,-2,0}
6	67,5	{0,-2,0}
7	60,5	{0,-2,0}
8	52,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
550	0	68	0
X	0	68	h_0
X + 1000	-5	75	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X+1000	0	0	0

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

$$X = \frac{h_0}{0,141} + 550$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P-MIL 1 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	77,5	{0,-2,0}
2	76,0	{0,-2,0}
3	74,0	{0,-2,0}
4	71,5	{0,-2,0}
5	66,5	{0,-2,0}
6	60,5	{0,-2,0}
7	53,5	{0,-2,0}
8	45,5	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-300	0	51	0
$X - 1000$	0	51	-
X	2	75	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> X	0	0	0

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 400 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Der Wert für die Flughöhe h_0 ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P-MIL 2 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	108,0	{0,-2,0}
2	101,0	{0,-2,0}
3	90,5	{0,-2,0}
4	88,5	{0,-2,0}
5	92,5	{0,-2,0}
6	92,5	{0,-2,0}
7	95,0	{0,-2,0}
8	86,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 100 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
900	0	70	0
3800	0	70	-
4300	-	70	310
4800	-2	70	340
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 4800	0	0	0,06

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse P-MIL 2 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	99,0	{0,-2,0}
2	92,0	{0,-2,0}
3	81,5	{0,-2,0}
4	79,5	{0,-2,0}
5	83,5	{0,-2,0}
6	83,5	{0,-2,0}
7	86,0	{0,-2,0}
8	77,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 100 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-300	0	60	0
$X - 1000$	0	60	-
X_1	-5	70	h_0
$X + S_Z$	-5	70	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_Z$	0	0	tan w

(7) $h_Q = 2,1 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_Z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 1 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	98,0	{0,-2,0}
2	106,0	{0,-2,0}
3	102,0	{0,-2,0}
4	100,0	{0,-2,0}
5	97,0	{0,-2,0}
6	93,5	{0,-2,0}
7	96,0	{0,-2,0}
8	83,0	{0,-2,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	3	15	0
2700	0	90	0
7600	0	90	-
8100	-	90	460
8600	-1,5	90	-
17100	-1,5	90	920
28100	-1,5	145	1250
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 28100	0	0	0,03

(7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 1 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	81,5	{0,-2,0}
2	85,5	{0,-2,0}
3	82,5	{0,-2,0}
4	82,5	{0,-2,0}
5	82,0	{0,-2,0}
6	91,5	{0,-2,0}
7	89,0	{0,-2,0}
8	77,0	{0,-2,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landeschwelle

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
-300 - S_V	-10	15	0
-400	5	62	0
-300	0	67	0
7400	0	67	-
8400	-3,5	82	-
X_1	-3,5	98	h_0
$X + S_z$	-3,5	98	h_0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s-1]	$dH/d\sigma'$
$> X + S_z$	0	0	$\tan w$

(7) $h_Q = 1,5 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 900 \text{ m}$

$$X = \frac{h_0}{\tan w} - 300$$

Die Werte für die Flughöhe h_0 , die Länge des Zwischenanflugsegmentes S_z und den Gleitwinkel w ergeben sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 2 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	99,0	{0,0,0}
2	107,0	{0,0,0}
3	115,0	{0,0,0}
4	115,0	{0,0,0}
5	112,0	{0,0,0}
6	111,0	{0,0,0}
7	101,0	{0,0,0}
8	94,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 200 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1150	0	90	0
4850	0	155	814
5850	-6	180	1034
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 5850	0	0	0,22

(7) $h_Q = 1,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 2 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	81,0	{0,0,0}
2	89,0	{0,0,0}
3	97,0	{0,0,0}
4	97,0	{0,0,0}
5	94,0	{0,0,0}
6	93,0	{0,0,0}
7	83,0	{0,0,0}
8	76,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 200 \text{ m}$

(3) P_F : Landepunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0 - S_V 0	-10 0	15 72	0 0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 0	0	0	tan w

(7) $h_Q = 1,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 1200 \text{ m}$

Der Wert für den Gleitwinkel w ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 3 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	94,0	{0,0,0}
2	110,0	{0,0,0}
3	111,0	{0,0,0}
4	109,0	{0,0,0}
5	106,0	{0,0,0}
6	102,0	{0,0,0}
7	96,0	{0,0,0}
8	89,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	4,5	15	0
1200	0	80	0
2300	0	-	-
2800	-	120	-
3300	-6	-	-
4700	-6	160	305
8200	-6	215	610
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 8200	0	0	0,20

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 3 – L
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	75,0	{0,0,0}
2	90,0	{0,0,0}
3	94,0	{0,0,0}
4	92,0	{0,0,0}
5	88,0	{0,0,0}
6	82,0	{0,0,0}
7	73,0	{0,0,0}
8	58,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landepunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0 - S_V	-10	15	0
-400	5	67	0
0	0	72	0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 0	0	0	tan w

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 1200 \text{ m}$

Der Wert für den Gleitwinkel w ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 4 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	89,5	{0,0,0}
2	102,5	{0,0,0}
3	106,5	{0,0,0}
4	106,0	{0,0,0}
5	103,0	{0,0,0}
6	98,0	{0,0,0}
7	91,5	{0,0,0}
8	79,5	{0,0,0}

$s_{0n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1400	0	80	0
8500	0	-	-
9000	-	180	150
9500	-6	-	-
13000	-6	200	300
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 13000	0	0	0,15

(7) $h_a = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 4 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	75,5	{0,0,0}
2	88,0	{0,0,0}
3	91,0	{0,0,0}
4	89,5	{0,0,0}
5	87,5	{0,0,0}
6	81,0	{0,0,0}
7	75,5	{0,0,0}
8	64,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 300 \text{ m}$

(3) P_F : Landepunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0 - S_V 0	-10 0	15 72	0 0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 0	0	0	tan w

(7) $h_Q = 1,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 1200 \text{ m}$

Der Wert für den Gleitwinkel w ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „H“ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 5 – S
Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	105,0	{0,0,0}
2	98,0	{0,0,0}
3	87,5	{0,0,0}
4	85,5	{0,0,0}
5	89,5	{0,0,0}
6	89,5	{0,0,0}
7	92,0	{0,0,0}
8	83,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 100 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1450	0	60	0
2450	0	72	74
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 2450	0	0	0,074

(7) $h_Q = 2,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 5 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	96,0	{0,0,0}
2	89,0	{0,0,0}
3	78,5	{0,0,0}
4	76,5	{0,0,0}
5	80,5	{0,0,0}
6	80,5	{0,0,0}
7	83,0	{0,0,0}
8	74,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 100 \text{ m}$

(3) P_F : Landepunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0 - S_V 0	-10 0	15 62	0 0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 0	0	0	tan w

(7) $h_Q = 2,6 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 1200 \text{ m}$

Der Wert für den Gleitwinkel w ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 6 – S

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	99,0	{0,0,0}
2	107,0	{0,0,0}
3	115,0	{0,0,0}
4	115,0	{0,0,0}
5	112,0	{0,0,0}
6	111,0	{0,0,0}
7	101,0	{0,0,0}
8	94,0	{0,0,0}

$s_{0n} = 200 \text{ m}$

(3) P_F : Startpunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0	0	15	0
1150	0	90	0
4850	0	155	814
5850	-6	180	1034
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 5850	0	0	0,22

(7) $h_Q = 1,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Anmerkung: Die Luftfahrzeugklasse S-MIL 6 – S enthält wegen zurzeit noch fehlender Angaben für den Eurofighter hilfsweise die akustischen und flugbetrieblichen Daten der Luftfahrzeugklasse S-MIL 2 – S. Die Daten werden zu einem späteren Zeitpunkt durch die Daten des Eurofighter ersetzt.

Luftfahrzeugklasse S-MIL 6 – L

Datenblatt

n	(1) O_n [dB]	(2) R_n
1	81,0	{0,0,0}
2	89,0	{0,0,0}
3	97,0	{0,0,0}
4	97,0	{0,0,0}
5	94,0	{0,0,0}
6	93,0	{0,0,0}
7	83,0	{0,0,0}
8	76,0	{0,0,0}

$s_{O_n} = 200 \text{ m}$

(3) P_F : Landepunkt

σ' [m]	(4) Z [dB]	(5) V [m/s]	(6) H [m]
0 - S_V 0	-10 0	15 72	0 0
σ' [m]	$dZ/d\sigma'$ [dB/m]	$dV/d\sigma'$ [s ⁻¹]	$dH/d\sigma'$
> 0	0	0	tan w

(7) $h_Q = 1,8 \text{ m}$

(8) $Q_\sigma = 3 \text{ dB}$

(9) $S_V = 1200 \text{ m}$

Der Wert für den Gleitwinkel w ergibt sich aus dem DES. Die Angaben in der Spalte „ H “ gelten nur für den Fall, dass im DES keine Abschnittshöhenangaben enthalten sind.

Anmerkung: Die Luftfahrzeugklasse S-MIL 6 – L enthält wegen zurzeit noch fehlender Angaben für den Eurofighter hilfsweise die akustischen und flugbetrieblichen Daten der Luftfahrzeugklasse S-MIL 2 – L. Die Daten werden später durch die Daten des Eurofighter ersetzt.