

LÄRMMINDERUNG IM LANDEANFLUG DURCH ANPASSUNG DES HÖHEN- UND GESCHWINDIGKEITSPROFILS

T. Bauer, R. König
DLR, Institut für Flugsystemtechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Übersicht

Die steigende Anzahl von Flugbewegungen kompensiert hinsichtlich der Belastung durch Fluglärm zunehmend die Fortschritte bei der Verringerung des Quellenlärms am einzelnen Flugzeug (insbesondere die Einführung leiserer Triebwerke), so dass lärmreduzierte Anflugverfahren als Maßnahmen des aktiven Schallschutzes in Flughafennähe von großer Bedeutung sind. Wegen des Kostendrucks auf die Airlines gibt es wenig Spielraum, diese Prozeduren zwar leiser, aber dafür zeit- und treibstoffaufwendiger zu gestalten oder derart, dass neue Ausrüstungskomponenten zu ihrer Umsetzung erforderlich werden.

Entsprechende Flugverfahren, welche nicht nur mit den ICAO-Regeln konform sind, sondern auch möglichst mit dem heutigen Leistungsumfang von Flight Management System und Autopilot fliegbar sind, wurden in den vergangenen fünfzehn Jahren im DLR entwickelt und in Simulator- bzw. Flugversuchen erprobt. Der Artikel gibt eine Übersicht über diese Verfahren und ihre Vor- und Nachteile, wobei auch Ergebnisse und Praxiserfahrungen bereits eingeführter Verfahren vorgestellt werden. Dabei wird speziell auf die Gleitpfadanhebung am Flughafen Frankfurt/Main eingegangen.

Die Erfahrungen haben gezeigt, dass lärmarme Anflugtrajektorien zur Entfaltung ihres Potentials – teilweise sogar zur Vermeidung kontraproduktiver Effekte – flugzeugspezifischer werden müssen, indem sie auf individuelle Flugleistungen und Bordsysteme zugeschnitten werden. Darüber hinaus sind eine größere Flexibilität zur Anpassung an Flughafen und Wetter erforderlich sowie eine erhöhte Präzision bei der Umsetzung der berechneten Manöver. Ein Pilotenassistenzsystem, das dies gewährleisten soll, wird vorgestellt.

FORMELZEICHEN

A	Auftriebskraft
C_A	Auftriebsbeiwert
C_W	Widerstandsbeiwert
E	Energie
F	Triebwerksschub
G	Gewichtskraft
H	(geopotentielle) Höhe
H_E	Energiehöhe
L	Schall(druck)pegel
N_I	Fan-Drehzahl des Triebwerks
V	Fluggeschwindigkeit
\dot{V}	Beschleunigung in Flugrichtung
V_{IAS}	angezeigte Fluggeschwindigkeit
m	Masse
g	Erdbeschleunigung
p	(statischer) Druck
r	Entfernung; Radius
t	Zeit
γ	(Flug)bahnneigungswinkel

INDIZES

E	Energie
ges	gesamt
max	maximum
0	Bezugswert

MASSEINHEITEN

ft	Fuß (0.3048 m)
kt, kts	Knoten (knots), 1 nm/h
nm	nautische Meile (1852 m)
to	(metrische) Tonne (1000 kg)

ABKÜRZUNGEN

ACDA	Advanced Continuous Descent Approach
AG	Aktiengesellschaft
ATTAS	Advanced Technologies Testing Aircraft System [Forschungsflugzeug VFW614 des DLR]
ATM	Air Traffic Management
AVES	Air Vehicle Simulator
AzB	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen an zivilen und militärischen Flugplätzen
CAS	Calibrated Airspeed (kalibrierte Fluggeschwindigkeit)
CAT	Kategorie [des Instrumentenlandesystems]
CDA	Continuous Descent Approach
CDO	Continuous Descent Operation
dB	Dezibel
DFS	Deutsche Flugsicherung
DIN	Deutsches Institut für Normung
DIST	distance (Entfernung)
DLH	Deutsche Lufthansa AG
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
EEG	Elektroenzephalogramm
EFB	Electronic Flight Bag
EKG	Elektrokardiogramm
EOG	Elektrookulogramm
EMPA	Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt
FAA	[U.S.] Federal Aviation Administration

FCS	Flight Control System
FFR	Forum Flughafen und Region
FLULA	Flug-Laermprogramm [der EMPA]
FMS	Flight Management System
GBAS	Ground-Based Augmentation System
GD	Gear Down
IAA	intermediate approach altitude (Zwischenanflughöhe)
IAS	Indicated Airspeed (angezeigte Flugeschwindigkeit)
ICAO	International Civil Aviation Organisation
ILS	Instrumentenlandesystem
INM	Integrated Noise Model
L	links, left
LAnAb	Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren
LCDA	Continuous Decent Approach with Late Gear Extension
LDLP	Low Drag Low Power [approach]
LNAS	Low Noise Augmentation System
MP	Messpunkt
MSL	Mean Sea Level (mittlerer Meeresspiegel)
NAP	Noise Abatement Procedure
NAPSim	Noise Abatement Procedure Simulation (Simulationsprogramm des DLR-Instituts für Flugsystemtechnik)
NASA	[U.S.] National Aeronautics and Space Administration
ND	Navigation Display
NM	nautische Meile
OLDP	Optimized Low Drag Low Power [approach]
OLDLP	Optimized Low Drag Low Power [approach] with late gear extension
PANS OPS	Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations
POD	Point of Descent
R	rechts, right
RWY	Runway (hier: Landebahn)
SCDA	Segmented Continuous Descent Approach
SEG	Segment
SESAR	Single European Sky ATM Research
SIMUL	Fluglärmrechnungsprogramm des DLR-Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik Göttingen
SLDLP	Steep Low Drag Low Power [approach]
SOP	Standard Operating Procedure
TLX	Task Load Index [Maßzahl für Arbeitsbeanspruchung]
UNH	Umwelt- und Nachbarschaftshaus [Kelsterbach]
U.S.	United States [of America]
VFW	Vereinigte Flugtechnische Werke
VSD	Vertical Situation Display

1. EINFÜHRUNG

Die Belastung durch Lärm, hauptsächlich durch Verkehrslärm, stellt ein bedeutendes gesundheitliches und gesellschaftliches Problem dar. In der Umgebung der großen Flughäfen ist dabei vor allem der Fluglärm die störendste Komponente. Den Wünschen nach Kapazitätserhöhungen der Flughäfen zur Bewältigung des stetig steigenden Personen- und Frachtverkehrs steht eine zunehmende Intoleranz der Bevölkerung gegenüber Neubau von Start- und Landebahnen (z.B. Nordwestbahn Frankfurt, dritte Bahn München) oder Ausweitung der Betriebszeiten entgegen.

Abhilfe ist grundsätzlich durch Maßnahmen des aktiven (leisere Flugzeuge; lärmreduzierte Verfahren) oder passiven Schallschutzes (Flugverbote; Schalldämmung der Gebäude) [1] realisierbar. Eine stetig zunehmende Anzahl von Flugbewegungen kompensiert jedoch weitgehend die Fortschritte bei der Verringerung des Quellenlärms (insbesondere die Einführung leiserer Triebwerke) [2]. Forderungen der Flughafenrainer nach einem Verbot von Nachtflügen sowie der Umsetzung lärmärmerer, aber möglicherweise zeit- und treibstoffaufwendigerer Prozeduren kollidieren mit dem permanenten, letztlich vom Kunden selbst verursachten Kostendruck auf die Airlines.

Wegen der langen Investitionszyklen – heutige Verkehrsflugzeuge sind für Dienstzeiten von bis zu 30 Jahren ausgelegt – erscheint die Veränderung von Verfahren grundsätzlich leichter umsetzbar als der Ersatz lauter Flugzeugmuster: Der Wunsch nach rascher Entwicklung von verbesserten, lärmgünstigeren Anflugverfahren resultiert u.a. aus den hohen Aufwänden für die Zulassung von Hard- und Softwarekomponenten für Luftfahrtanwendungen: dies gilt sowohl bord- als auch bodenseitig und bedeutet, dass technische Verbesserungen erst in vielen Jahren bis wenigen Jahrzehnten voll wirksam werden können.

Diese Randbedingung erfordert Flugverfahren, welche nicht nur mit den regulatorischen Anforderungen konform sind, sondern auch mit dem heutigen Ausrüstungsstand auskommen. Dies erlegt der Verfahrensentwicklung wegen des eingeschränkten Leistungsumfanges von Flight Management System und Autopilot erhebliche Beschränkungen auf. Hier kann möglicherweise die derzeit verbreitete erfolgende Nachrüstung der Verkehrsflugzeuge mit dem Electronic Flight Bag (EFB) neue Möglichkeiten eröffnen.

Die vorliegende Arbeit stellt die Problemstellung sowie die Randbedingungen beim Anflug eines typischen Verkehrsflugzeugs auf einen typischen Verkehrsflughafen vor und erläutert zum Verständnis der Schallentstehung und –ausbreitung die wichtigsten akustischen Grundlagen (Kapitel 2). Einer zusammenfassenden Darstellung der flugbetrieblichen, flugmechanischen und regulatorischen Randbedingungen und Wechselwirkungen bei der Gestaltung von Anflugprofilen folgt eine Übersicht etablierter und neuartiger Anflugverfahren (Kapitel 3). Mit der Beschreibung von in Simulator- bzw. Flugversuch erprobten Verfahren (Kapitel 4, 5) fasst der Artikel Arbeiten und Ergebnisse zusammen, die in den vergangenen fünfzehn Jahren in verschiedenen Projekten unter Beteiligung des Institut für Flugsystemtechnik des DLR erzielt wurden. Schließlich wird ein Ausblick auf ein neuartiges Pilotenassistenzsystem zur Unterstützung lärmärmerer Anflüge gegeben (Kapitel 6).

2. GRUNDLAGEN FÜR LÄRMREDUZIERTE LANDEANFLÜGE

2.1. Prinzipieller Ablauf eines Landeanflugs

Der Landeanflug zeichnet sich dadurch aus, dass unter Einhaltung eines stabilen und sicheren Flugzustandes die Schwelle der Landebahn mit einer vom Fluggewicht und vom Wind abhängigen Landegeschwindigkeit erreicht werden muss. Ausgehend vom Reiseflug bedeutet das, dass sowohl die potentielle als auch die kinetische Energie abzubauen sind. Der Abbau der potentiellen Energie erfolgt in der Regel in Höhenstufen und zuletzt auf einer Bahn mit einer vorgegebenen festen Neigung. Für den Abbau der kinetischen Energie bis zum Erreichen einer hinreichend niedrigen Aufsetzgeschwindigkeit werden Hochauftriebshilfen (Vorflügel, Hinterkantenklappen) schrittweise sowie das Fahrwerk ausgefahren; dies wird als *Konfigurieren* bezeichnet.

Als Standardanflug hat sich der sog. *Low Drag Low Power* (LDLP)-Anflug, auch als „Frankfurter Verfahren“ bezeichnet, etabliert (BILD 1). Weniger Schub durch weniger Widerstand wird durch ein spätes Ausfahren der Fahrwerke und Hochauftriebshilfen erreicht und führt bereits zu einer Lärminderung gegenüber dem sog. ILS-Anflug, bei dem bereits vor dem Gleitpfeinflug mit dem Fahrwerksausfahren begonnen wird.

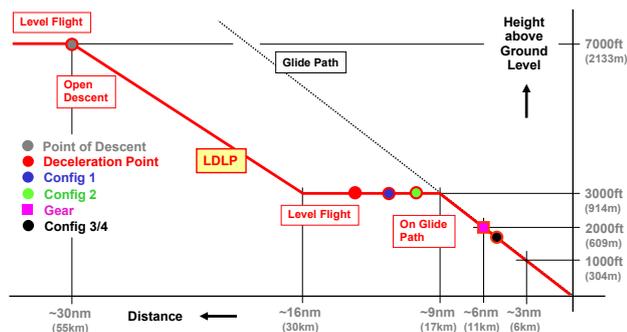


BILD 1: Höhenprofil und Konfigurationspunkte („Config“) eines LDLP-Anflugs für ein Airbus-Flugzeug

Im BILD 1 sind beispielhaft das Höhenprofil und die Konfigurationspunkte eines LDLP-Anflugs für ein Airbus-Flugzeug dargestellt. Ausgehend von einem Horizontalflug in 7000 ft MSL und einer Fluggeschwindigkeit von 250 kt wird der Sinkflug durch ein Zurücknehmen des Schubes in den Leerlauf eingeleitet (*Point of Descent*, POD). Im Leerlauf verbleibend gleitet das Flugzeug mit konstant gehaltener angezeigter Fluggeschwindigkeit von 250 kt (*Open Descent*) bis auf eine Zwischenanflughöhe von hier 3000 ft MSL. Beim Übergang in den Horizontalflug (*Level Flight*) muss der Schub erhöht werden, damit keine Verzögerung einsetzt. Verzögert wird durch erneute Rücknahme des Schubes erst, wenn bis zum Einflug in den Gleitpfad Fluggeschwindigkeit auf ein bestimmtes Maß abgebaut werden muss (*Deceleration Point*). Ab einer bestimmten Geschwindigkeit besteht dann zur Erhaltung des Auftriebs die Notwendigkeit, Hochauftriebshilfen zum Einsatz zu bringen. Über die Klappenstufen 1 und 2 (*Config 1, 2*) wird so die Anflugkonfiguration hergestellt. Üblicherweise wird mit ca. 190 kt in den Gleitpfad eingeflogen und anschließend auf einer nunmehr geneigten Bahn weiter, allerdings in geringerem Ausmaß, verzögert. Nach Erreichen des 2000 ft-Höhenpunktes über der Landebahnschwelle werden das Fahrwerk ausgefahren (Gear) und danach die Landekonfiguration (Klappenstellungen bzw. Konfigura-

tionsstufen 3 und 4) eingenommen. Eine Schuberrhöhung bei Erreichen der Landegeschwindigkeit (ca. 130 kt) vermeidet eine weitere Verzögerung. In 1000 ft Höhe über der Landebahnschwelle (*Stabilisierungshöhe*) müssen Flugbahn, Fluggeschwindigkeit, Schub und Konfiguration für die Landung eingestellt und stabil sein. Andernfalls ist ein Fehlanflug einzuleiten.

Während sich das in BILD 1 dargestellte Höhenprofil in der Realität gut widerspiegelt, kommt es bei der Geschwindigkeit über Grund zu großen Streuungen (BILD 2). Diese begründen sich in unterschiedlichen Anfluggewichten und Windgeschwindigkeiten, aber auch in Geschwindigkeitsvorgaben seitens der Flugsicherung, der Notwendigkeit die veröffentlichte Ankunftszeit einzuhalten und einem individuellem Pilotenverhalten.

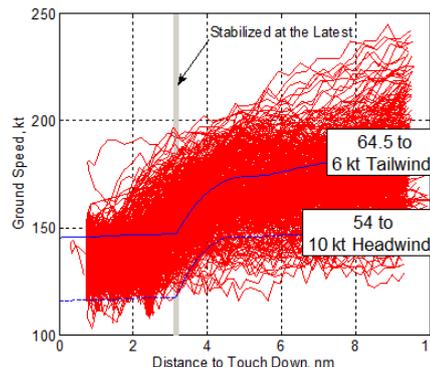


BILD 2. Geschwindigkeiten über Grund aus Radardaten (A320, RWY 25R, Flughafen Frankfurt/Main, 33 Tage, Herbst 2012)

2.2. Flugmechanische Zusammenhänge

Der Landeanflug wird von zwei Grundgleichungen der Flugmechanik bestimmt. Die Auftriebsgleichung besagt für kleine Bahnwinkel, dass der Auftrieb näherungsweise gleich dem Gewicht ist:

$$(1) \quad A \approx G$$

Die Widerstandsgleichung liefert damit den vereinfachten Zusammenhang zwischen der Leistung des Flugzeugs und dessen Schub-zu-Gewichts-Verhältnis und Gleitzahl:

$$(2) \quad \frac{\dot{V}}{g} + \sin \gamma = \frac{F}{G} - \frac{C_W}{C_A}$$

Mit Gleichung (2) lassen sich u.a. Zusammenhänge, die für einen steilen Landeanflug relevant sind, beschreiben:

- Ein minimaler Bahnwinkel im stationären Flug ergibt sich aus einem minimalen Schub (Leerlauf) und einem maximalen Widerstand (Fahrwerk, Landeklappen und Spoiler ausgefahren). Heutige Verkehrsflugzeuge erreichen ohne Spoilereinsatz minimale Bahnneigungswinkel von ca. -6° .
- Das Verzögerungsvermögen verringert sich mit abnehmendem Bahnwinkel, so dass für einen bestimmten Geschwindigkeitsabbau eine längere Flugstrecke benötigt wird. Wird das Flugzeug auf einen zu steilen Bahnwinkel gezwungen, dann beschleunigt es, was im Landeanflug nicht sinnvoll ist. Heutige Verkehrsflugzeuge können bei -3° Anflugwinkel in Reiseflugkonfiguration teilweise nicht mehr verzögern.

2.3. Randbedingungen

Die Durchführung eines Landeanflugs unterliegt einer Vielzahl von einzuhaltenden Randbedingungen, auf die im Folgenden näher eingegangen werden soll.

In den Flugphasen Anflug und Landung treten 59% aller Unfälle von kommerziellen Strahlverkehrsflugzeugen auf [3]. Dabei werden 67% aller Totalverluste auf die Cockpitbesatzung als primäre Fehlerquelle zurückgeführt [4]. Eine geringe Fehlertoleranz durch den im Vergleich zum Reiseflug geringen Abstand zum Boden, eine hohe Verkehrsdichte im Flughafennahbereich und eine Annäherung an die sicheren Betriebsgrenzen des Flugzeugs führen zu einer hohen Arbeitsbelastung der Cockpitbesatzungen.

Die Einhaltung sicherer Betriebszustände wird gewährleistet durch maximale und minimale Fluggeschwindigkeiten, maximale Sinkgeschwindigkeiten und minimale Flughöhen. So werden in den Standard Operating Procedures (SOPs) der Fluggesellschaften höhenabhängige maximale Sinkraten festgelegt, die eine zu schnelle Annäherung an den Boden verhindern sollen. Unterhalb von 1000 ft über der Landebahn stellt die maximale Sinkrate von 1000 ft/min einen üblichen Wert dar. Gleichzeitig ist der 1000 ft Höhenpunkt auch die Stabilisierungshöhe, von der bei maximaler Sinkrate mindestens eine Minute Flugzeit bis zur Landung verbleibt.

Internationale Regularien werden in den „Procedures for Air Navigaton Services – Aircraft Operations“ der internationalen Zivilluftfahrtorganisation ICAO (PANS-OPS) [5] festgelegt. Das betrifft u.a. die Randbedingungen zur Auslegung und Durchführung von lärmreduzierten Anflugverfahren. So unterliegen speziell für eine Minderung der Lärmexposition am Boden ausgelegte Verfahren vor der Übernahme in den operationellen Betrieb einer Sicherheitsanalyse. Auch darf, wenn nur aus Lärmschutzgründen steiler (bis an den Boden) angefliegen wird, der Bahnwinkel minimal -3.5° betragen.

Neben der Sicherheit ist auch die Wirtschaftlichkeit eines Verfahrens für seine operationelle Umsetzung von Bedeutung. Ein leisere Prozedur mit höherem Treibstoffverbrauch wird sich in der Regel nicht durchsetzen können. Daneben gilt es auch die Flugdauer zu berücksichtigen: Zusätzlich zu den zeitbezogenen Betriebskosten des Luftfahrzeugs kann eine Verlängerung der Flugdauer die Umlaufplanung des Flugzeugs und die zeitlimitierten Einsätze der Besatzungen ungünstig beeinflussen. Flughafenseitig besteht die Gefahr, dass eine Reduzierung der durchschnittlichen Anfluggeschwindigkeit zu einem Kapazitätsverlust führt.

Dass ein Verfahren grundsätzlich sicher, regulatorisch unbedenklich und wirtschaftlich ohne negative Auswirkungen ist, besagt noch nicht, dass es im Sinne einer Lärmreduktion auch fliegbar ist. So ist es möglich, dass eine durch das Verfahren erhöhte Pilotenbelastung dazu führt, dass nicht präzise genug geflogen werden kann und damit die erwartete Lärmreduktion ausbleibt. Gleichzeitig kann sich eine erhöhte Pilotenbelastung auch negativ auf die Sicherheit auswirken.

2.4. Akustische Grundlagen

Die für den Lärm relevante physikalische Kenngröße ist der Schalldruck $p(t)$. Aus dem Schalldruck wird der Schallpegel L abgeleitet, der gemäß DIN 1320 wie folgt definiert ist [6]:

$$(3) \quad L = 10 \lg \frac{\tilde{p}^2}{p_0^2} \text{ dB} = 20 \lg \frac{\tilde{p}}{p_0} \text{ dB}$$

Der Bezugsschalldruck $p_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Pa entspricht in etwa der Hörschwelle bei Sinustönen von 1000 Hz. Die individuell sehr unterschiedliche Schmerzschwelle liegt bei etwa 200 Pa und bedeutet einem Schallpegel von 140 dB. Eine Halbierung des Schalldruckes vermindert den Schallpegel um 6 dB. Eine Addition zweier gleicher Schallpegel führt zu einer Erhöhung von ca. 3 dB.

Die Ausbreitung (Transmission) von Schall unterliegt drei grundlegenden Dämpfungsmechanismen. Als geometrische Dämpfung bezeichnet man die Verteilung der Schallenergie einer Punktquelle auf einer Kugeloberfläche. Den Zusammenhang zwischen Schallpegeln L und den Entfernungen r_i zweier Aufpunkte erhält man aus Gleichung (4):

$$(4) \quad L(r_1) - L(r_2) = 10 \cdot \lg \left(\frac{r_2}{r_1} \right)^2 \text{ dB}$$

Mit jeder Abstandsverdoppelung von der Quelle nimmt der Schallpegel um 6 dB ab. Hinzu kommen Verluste durch die sog. atmosphärische Dämpfung, die durch Anregung von Molekülschwingungen entsteht. Sie ist abhängig von Temperatur und Luftfeuchte und steigt mit steigender Frequenz deutlich an. Weiterhin entsteht durch Interferenz des Direktschalls mit den am Boden reflektierten Schallstrahlen eine weitere Pegelminderung, die als Bodendämpfung bezeichnet wird.

2.5. Fluglärm

Die Einwirkung (Immission) von Schall am Boden wird bestimmt durch die Abstrahlung (Emission) am Flugzeug und die Ausbreitung in der Atmosphäre (Transmission) (BILD 3). Maßnahmen des passiven Schallschutzes zielen u.a. auf eine Verringerung der Immission durch Schalldämmung von Gebäuden, Maßnahmen des aktiven Schallschutzes dagegen auf eine Verringerung der Emission, d.h. lärmtechnische Verbesserungen am Flugzeug. Veränderte Anflugverfahren wirken sich im Wesentlichen auf die Schalltransmission aus und werden auch als aktive Maßnahmen eingestuft.

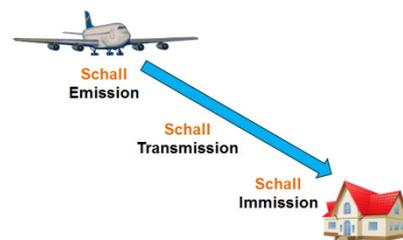


BILD 3. Schallausbreitung: von der Schallemission über die Schalltransmission zur Schallimmission

Die Schallemission des Flugzeugs wird durch die Triebwerke und die Umströmung der Zelle (aerodynamischer Lärm) verursacht (BILD 4). Zum Triebwerkslärm tragen Fan, Turbine und die turbulente Mischung des Heißgasstrahls mit der Umgebungsluft bei. Er ist schub- und drehzahlabhängig. Der Umströmungslärm wird hauptsächlich von den Hochauftriebshilfen (Vorflügel / Hinterkantenklappen) und den Fahrwerken verursacht. Er skaliert näherungsweise mit der 5. Potenz der Fluggeschwindigkeit [7].

Ganz unterschiedliche Betriebszustände im Landeanflug lassen sowohl den aerodynamischen Lärm als auch den Triebwerkslärm dominant sein. So überwiegt im verzögerten Flug mit bereits ausgefahrenen Vorflügeln der Umströmungslärm, während im stabilisierten Endanflug, obwohl das Fahrwerk ausgefahren ist, der Triebwerkslärm den wesentlichen Beitrag zum Gesamtlärm liefert.



BILD 4. Haupt-Schallquellen am Flugzeug [8]

Entgegen der intuitiven Vorstellung ist ein höher fliegendes Flugzeug am Boden nicht überall leiser, s. BILD 5. Direkt unterhalb der Flugbahn (Position 1) und in mäßigem Seitenabstand (Position 2) bedingt der größere Abstand auch einen niedrigeren Schallpegel. Seitlich zur Flugbahn nehmen jedoch das Verhältnis der unterschiedlichen Entfernungen und damit die Unterschiede in der geometrischen Dämpfung ab und die Bodendämpfung für das tiefer fliegende Flugzeug zu, so dass es ab einem bestimmten Seitenabstand leiser wirkt (Position 3).

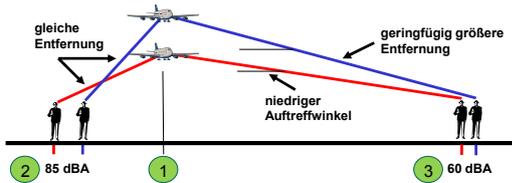


BILD 5. Auswirkungen des Bodeneffektes (nach [9])

3. LÄRMREDUZIERTE ANFLUGVERFAHREN

Unter lärmreduzierten Anflugverfahren wird hier eine Veränderung des standardmäßigen Höhen- und Geschwindigkeitsprofils im Landeanflug mit dem Ziel einer Minderung der Schalleinwirkung am Boden verstanden. Diese Veränderungen können nur durch eine Anpassung von Konfiguration und Betriebszustand des Flugzeugs erreicht werden. Es besteht damit die Gefahr, dass sich der Quellenlärm erhöht und dadurch erwartete Lärm-minderungen geringer ausfallen als erwartet, oder sogar ganz ausbleiben.

Für eine Auslegung und Umsetzung ist es sinnvoll Simulationsrechnungen durchzuführen, die Vergleiche ermöglichen und den Erhalt notwendiger Randbedingungen sicherstellen.

BILD 6 beinhaltet die Ergebnisse der Simulation eines standardmäßigen LDLP Anflugs (vgl. Kapitel 2.1). Neben der flugmechanischen Simulation von Flugbahn, Fluggeschwindigkeit, Triebwerksschub und aerodynamischem Flugzustand wird auch die Schallentwicklung der einzelnen Quellen sowie deren Überlagerung und Ausbreitung simuliert. Die flugmechanischen Rechnungen wurden dabei, wie auch im Folgenden (BILD 7 bis BILD 9), mit dem Programmpaket NAPSIm [10][11] durchgeführt, die der akustischen Effekte mit SIMUL [12].

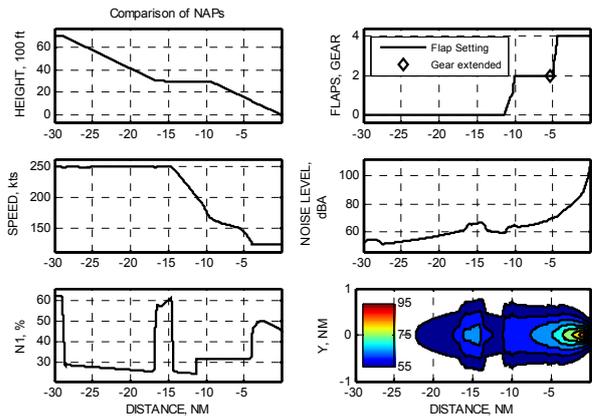


BILD 6. Simulierter LDLP-Anflug [13]

Der dargestellte Maximalschallpegel direkt unterhalb der Flugbahn (noise level) zeigt die erwartete Zunahme bei Annäherung an den Aufsetzpunkt. Weiterhin kommen die Schuberrhöhung bei Erreichen der Zwischenanflughöhe und der erhöhte Umströmungslärm durch das Ausfahren der ersten beiden Konfigurationsstufen vor Einflug in den Gleitpfad deutlich zum Ausdruck.

Der Optimierungsansatz für lärmreduzierte Anflugverfahren geht im Grundsatz dahin, das Schubniveau möglichst über den gesamten Anflug zu senken, die Konfigurationsänderungen so spät wie möglich durchzuführen und die Bahn anzuheben [4]. Leider kann jedoch die Schallentstehung an den verschiedenen Hauptschallquellen nicht unabhängig voneinander beeinflusst werden. Steilere und damit höhere Flugbahnen erfordern einen hohen Widerstand, der nur durch Ausfahren von Hochauftriebshilfen, Fahrwerk und Spoilern erreichbar ist, was mehr Quellenlärm bedeutet. Zu berücksichtigen ist auch, dass höhere Flugbahnen seitlich mehr Lärm entstehen lassen, wie in Kapitel 2.5 erläutert.

3.1. Flugstrecke auf der Zwischenanflughöhe

Die Gestaltung der Zwischenanflughöhe nach Länge und Höhe stellt eine Maßnahme dar, die vor dem Gleitpfeinflug Wirkung zeigt. Bei einer optimalen Länge der Flugstrecke auf der Zwischenanflughöhe (Optimized Low Drag Low Power, OLDLP) wird der gesamte Anflug mit Leerlaufschub durchgeführt (BILD 7).

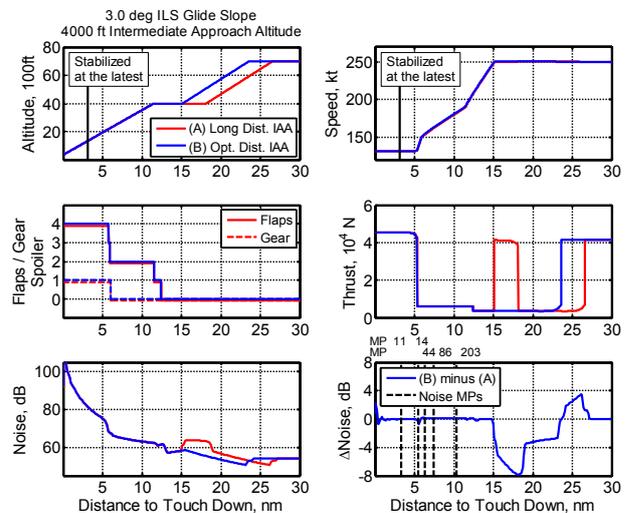


BILD 7. Optimale Zwischenanflughöhe (OLDLP) [14]

Die Flugbahn im anfänglichen Sinkflug verschiebt sich zur Landebahn hin, und die Überflughöhen vergrößern sich in einer Entfernung von 15 bis 26 nm vor der Landebahn um bis zu 1000 ft. Das Geschwindigkeitsprofil verändert sich nicht. Die Minderung des Maximalschallpegels beträgt bis zu 8 dB infolge von Abstandsvergrößerung und Leerlaufschub anstelle eines für einen stationären Horizontalflug notwendigen Schubes. Vor Übergang in den anfänglichen Sinkflug ergibt sich gegenüber der Referenz allerdings eine Erhöhung des Maximalschallpegels um ca. 4 dB, da das Flugzeug länger im Horizontalflug verbleibt und damit die Schallreduktion infolge Schubreduktion ausbleibt. Treibstoffverbrauch und Flugzeit verringern sich nur geringfügig.

Eine Umsetzung des OLDP in die Praxis gestaltet sich schwierig. Die Flugzeuge werden durch die Flugsicherung in der Regel über sog. *Trombonen* aus dem Gegenanflug auf die Anfluggrundlinie geführt. Dies geschieht aus Gründen der Verkehrsflusssteuerung und Abstandswahrung zum vorausfliegenden Flugzeug in ganz unterschiedlichen Entfernungen zur Landebahn. Auch wenn der Pilot dieses Eindrehen auf die Anfluggrundlinie selbst gestaltet, fehlen ihm hinreichend genaue Informationen über Wind und Fluggewicht, um einen optimalen Eindrehpunkt einzunehmen. Das heutige FMS kann für diese Aufgabe die notwendige Unterstützung nur eingeschränkt erbringen.

3.2. Anheben der Zwischenanflughöhe

Die Zwischenanflughöhe definiert sich in Höhengritten von 500 ft MSL, ausgehend von mindestens 3000 ft Höhe über der Landebahn. Ein Flughafen in z.B. 400 ft MSL hätte demzufolge mindestens eine Zwischenanflughöhe von 3500 ft MSL.

Zur Lärmreduktion gibt es häufig Bestrebungen die Zwischenanflughöhe anzuheben. In BILD 8 sind die Auswirkungen einer derartigen Anhebung von z.B. 4000 ft (rot) auf 5000 ft (blau) dargestellt. Aus dem Sinkflug kommend wird die 5000 ft-Zwischenanflughöhe früher erreicht als die 4000 ft-Höhe. Es wird Schub gesetzt, um weiterhin 250 kt Fluggeschwindigkeit zu halten, was zu einer Schallpegelanhebung um 4 dB im Vergleich zum Anflug mit 4000 ft Zwischenanflughöhe führt. Der um 1000 ft vergrößerte Abstand wirkt sich anschließend in einer Abminderung des Maximalschallpegels um ca. 4 dB aus. Geht man davon aus, dass beim Einflug in den Gleitpfad aus 5000 ft die gleiche Geschwindigkeit vorliegen soll wie beim Einflug in den Gleitpfad aus 4000 ft, ist es notwendig, die Geschwindigkeit ortsbezogen „früher“ zu reduzieren. Die dazu erforderliche Schubzurücknahme mindert den Lärm um weitere 4 dB, so dass also insgesamt ca. 8 dB Minderung vorliegen. Das frühere Einnehmen der Landeklappenstufen 1 und 2 bei der höher liegenden Zwischenanflughöhe gleicht diese 8 dB nahezu vollständig aus. Nach Gleitpfadeinflug zeigt sich sogar eine Schallpegelerhöhung, obwohl das Flugzeug höher ist, da hier die Landeklappen bereits ausgefahren sind. Nach Passieren des 4000 ft-Höhenpunktes hat das Flugzeug, das aus 5000 ft Zwischenanflughöhe kommt, eine Geschwindigkeitsdifferenz von ca. -20 kt. Dies reduziert den Schallpegel um ca. 2 dB. Der frühere Geschwindigkeitsabbau hat aber auch zur Folge, dass das Flugzeug früher die Landegeschwindigkeit erreicht und durch eine Schuberhöhung stabilisiert werden muss, was mit mehr Lärm verbunden ist. Es ergeben sich also drei Bereiche mit weniger Lärm und drei Bereiche mit mehr, wobei die Bereiche mit weniger Lärm ausgeprägter sind.

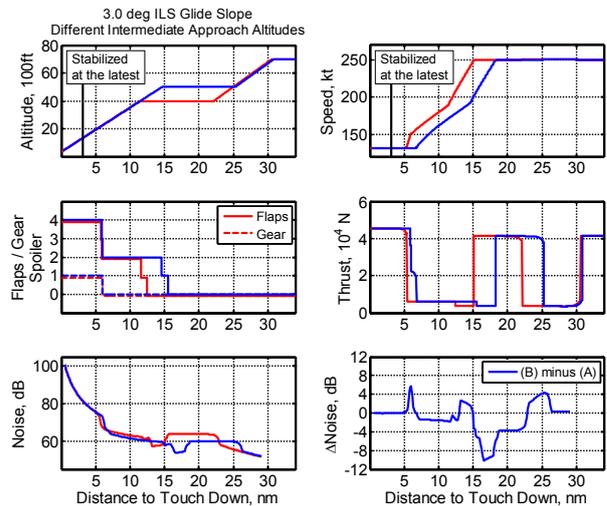


BILD 8. Anheben der Zwischenanflughöhe [14]

Ein Anheben der Zwischenanflughöhe führt demnach zu deutlich mehr Auswirkungen auf den Fluglärm, als durch die reine Abstandsvergrößerung erwartet wurde. Treibstoffverbrauch (+2.3%) und Flugzeit (+3.7%) erhöhen sich bei 5000 ft Zwischenanflughöhe und dem eingenommenen Geschwindigkeitsverlauf. Grund dafür ist im Wesentlichen die vorzeitige Reduktion der Fluggeschwindigkeit.

3.3. Steilerer Endanflug

Fluglärmgegner fordern oftmals, bei Abflug und Anflug steiler zu fliegen, um den Abstand des Flugzeugs zum Boden zu vergrößern und somit den Lärm zu verringern. Dabei berufen sie sich gerne auf den Flughafen London City, der mit einem Bahnwinkel von 5.5° angefliegen wird. Verwechselt wird hierbei allerdings, dass dies nicht aus Lärmschutzgründen erfolgt, sondern um Hindernisfreiheit zu gewährleisten. Die ICAO erlaubt aus Lärmschutzgründen nur eine maximale Anhebung auf 3.5 unter der Voraussetzung einer Sicherheitsstudie und des Nachweises, dass eine Lärmreduktion eintritt [5].

Ein Einflug in einen 3.0°-Gleitpfad mit ca. 190 kt und Landeklappen auf Stufe 2 (Airbus Kurz- / Mittelstreckenflugzeug) lässt in der Regel anschließend eine ausreichende weitere Verzögerung zu, ohne dass dafür die Spoiler eingesetzt oder das Fahrwerk ausgefahren werden müssen. Dagegen ist bei Anflügen mit 3.5° das Verzögerungsvermögen im Bahnneigungsflug bereits soweit reduziert, dass entweder noch im Horizontalflug das Flugzeug weiter zu verzögern ist, oder noch im Horizontalflug die Landeklappen auf Stufe 3 ausgefahren werden müssen, oder beides.

Das BILD 9 zeigt einen simulierten 3.5° Anflug (Steep Low Drag Low Power, SLDLP) mit gleichem Stabilisierungspunkt wie beim 3.0° Anflug. Um dies zu erreichen ist es erforderlich, die horizontale Verzögerungsdistanz um 1.3 nm zu vergrößern. Höhere Flugbahn und geringere Fluggeschwindigkeit führen zu einer Lärmreduktion von 3.9 – 2.5 dB. Der Treibstoffverbrauch nimmt hauptsächlich aufgrund des niedrigeren Schubes nach Erreichen des Stabilisierungspunktes leicht ab (-3.4%), während die Flugzeit durch die geringere Fluggeschwindigkeit nach Gleitpfadeinflug geringfügig zunimmt (+1.9%).

Es ist wenig wahrscheinlich, dass beim Anflug auf einer 3.5°-Bahn der Pilot in der Lage ist, den gleichen Stabilisierungspunkt zu erfiegen wie auf der 3.0°-Anflugbahn.

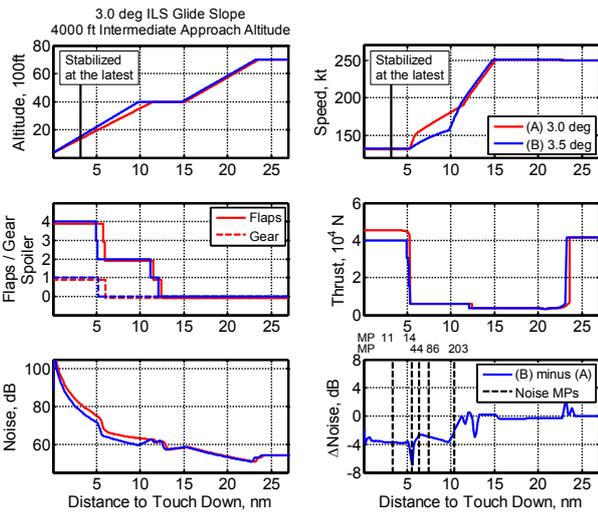


BILD 9. Steilerer Anflug mit 3.5° (SLDLP) bei gleichem Stabilisierungspunkt wie ein 3.0° Anflug [14]

Dazu fehlen ihm notwendige Informationen, die nur ein passendes Unterstützungssystem liefern könnte. Er wird aber anstreben, möglichst das gleiche Geschwindigkeitsprofil zu erfliegen und demzufolge zwar nicht so früh wie im BILD 8 dargestellt, doch immer noch früher als bei einem 3.0° Anflug, die Fluggeschwindigkeit zu reduzieren. Damit ist der Anflug vergleichsweise schneller und die Schallpegelreduktion nach Gleitpfadeinflug nimmt nur noch Werte von 2.1 – 1.7 dB an.

Es stellt sich nun die Frage, welcher Gleitfadwinkel ohne Änderung des Betriebsablaufs (Klappensetzen, Geschwindigkeitsreduktion) bei gleichzeitig erfassbarer Lärmreduktion noch geflogen werden kann. Eine 3.2°-Bahn erfüllt diese Anforderungen, auch wenn sich die Lärmreduktion auf 1.2 – 0.6 dB vermindert [14].

3.4. Geschwindigkeitsvorgaben

Zur Verkehrsflusssteuerung, zur Einhaltung von Sicherheitsabständen (Vermeidung von Wirbelschleppeneinflüssen) und aus Kapazitätsgründen werden seitens der Flugsicherung Geschwindigkeitsvorgaben gemacht. Bei einer Zwischenanflughöhe von 4000 ft werden im Allgemeinen mindestens 210 – 220 kt bis 1.5 nm vor dem Erreichen des Gleitpfades vorgegeben. Bei 5000 ft Zwischenanflughöhe gilt diese Geschwindigkeitsvorgabe meist bis 2 nm vor dem 4000 ft-Höhenpunkt. Weiterhin ist es üblich, 160 kt bis 4 nm vor der Landebahn einzuhalten (BILD 10).

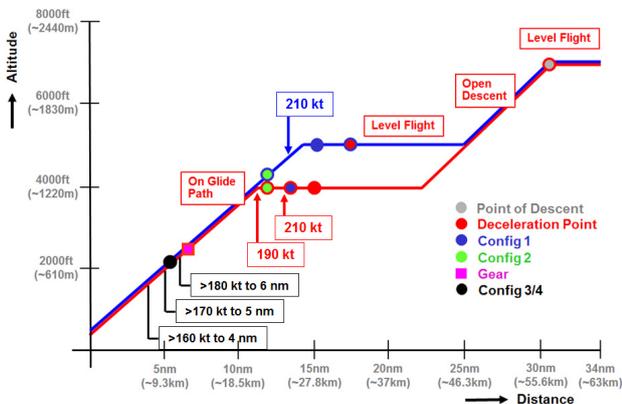


BILD 10. Typische Geschwindigkeitsvorgaben durch die Flugsicherung im Anflug [14]

Grundsätzlich ist davon auszugehen, dass sich Geschwindigkeitsvorgaben negativ auf den Fluglärm auswirken. Bei einem Gleitpfadeinflug mit 210 kt in Klappenstufe 1 ist eine weitere Verzögerung nur durch Spoilereinsatz, verbunden mit zusätzlichem Lärm, möglich. Konstante Geschwindigkeiten auf dem Gleitpfad bedingen erhöhten Schub und erhöhen damit ebenfalls den Lärmpegel.

3.5. Kontinuierlicher Sinkflug

Eine weitere Möglichkeit, durch Vergrößerung der Überflughöhe die Schallpegel-Immission zu verringern, ist ein kontinuierlicher Sinkflug (Continuous Descent Approach, CDA / Continuous Descent Operation, CDO). Dabei entfallen die sonst üblichen Höhenstufen vor dem Gleitpfadeinflug, also auch die Zwischenanflughöhe. Beim CDA werden potentielle und kinetische Energie gleichzeitig abgebaut. Die Verzögerung auf einer geneigten Bahn nimmt eine längere Zeit in Anspruch und muss deshalb früher eingeleitet werden. Das wiederum führt dazu, dass die ersten beiden Konfigurationsstufen bei einem größeren Abstand zum Gleitpfadeinflug eingenommen werden. Der damit verbundene Lärmanstieg wird aber durch die größere Flughöhe kompensiert [15]. Der CDA mindert die niedrigen Lärmpegel. Gegenüber einem OLDP hat er nicht unbedingt einen geringeren Treibstoffverbrauch, da sich durch eine niedrigere Durchschnittsgeschwindigkeit die Flugzeit erhöht.

3.6. Maximale Anhebung des Höhenprofils

Eine maximale Anhebung des Höhenprofils wird erreicht durch einen möglichst langen Flug auf der Ausgangsflughöhe mit einem anschließend möglichst steilen Abstieg und Einflug in den Gleitpfad von oben (Advanced CDA, ACDA). Dazu muss noch im Horizontalflug voll konfiguriert, das Fahrwerk ausgefahren und die Landegeschwindigkeit eingenommen werden. Das Verfahren führt zu einer deutlichen Lärminderung der mittleren und niedrigen Pegel. Kurz vor Einflug in den Gleitpfad ist die Lärmreduktion durch die größere Höhe jedoch geringer als die Lärmerhöhung durch das ausgefahrne Fahrwerk und die Landeklappen, es wird daher lauter. Außerdem erhöhen sich die Flugzeit und damit verbunden der Treibstoffverbrauch deutlich.

3.7. Segmentierter Anflug

Ein segmentierter Anflug soll die Vorteile der bislang beschriebenen Anflüge weitestgehend erhalten und die Nachteile weitestgehend vermeiden. Er setzt sich im Wesentlichen aus einem CDA bzw. CDO und einem ACDA zusammen (BILD 11), wobei im Gegensatz zu den bisherigen Verfahren hier mehrere Freiheitsgrade in der Auslegung bestehen [16].

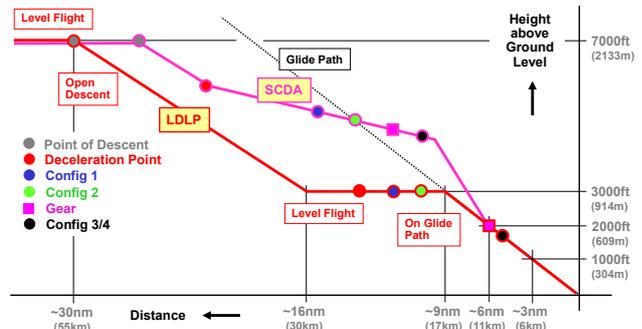


BILD 11. Höhenprofil und Konfigurationszeitpunkte eines Segmented Continuous Descent Approach (SCDA)

Das Verfahren zeichnet sich durch eine Schubminimierung während des gesamten Anfluges sowie durch eine im Vergleich zum Referenzverfahren höher liegende Bahn aus. Das Sinkflugsegment beginnt mit Triebwerken im Leerlauf und zunächst konstanter Geschwindigkeit. Ab dem Verzögerungspunkt wird der Bahnwinkel vergrößert, um auf einem Shared Energy Segment eine Geschwindigkeitsabnahme zu realisieren, die Anflugkonfiguration (Klappenstufen 1 und 2) herzustellen und später das Fahrwerk auszufahren. Mit der Einnahme der Landekonfiguration ist ausreichender Widerstand vorhanden, um den Übergang in einen Steilanflug zu ermöglichen, der von oben auf den Gleitpfad trifft. In einer sicheren Höhe, hier 2000 ft über Grund, muss der Steilanflug beendet und der Standard- (3°-)Gleitpfad angeschnitten und eingenommen werden, um den verbleibenden Teil des Anfluges konventionell bis zum Aufsetzen zu fliegen.

Mit dem letzten Segmentübergang wird das Problem des SLDLP mit der Anhebung des Endanflugsegments vgl. Kapitel 3.3, teilweise umgangen. Für die geodätische Bahnführung im steileren Anfangssegment müsste zwar entweder ein zweiter Gleitpfadsender aufgestellt oder eine Vertikalführung beispielsweise über GBAS ermöglicht werden. Grundsätzlich aber ist es technisch machbar und regulatorisch zulässig, in diesem Höhenbereich noch mit bordseitig geregelter Bahnwinkel (*Selected Flight Path Angle*) zu fliegen.

Zur praktischen Ausgestaltung des Verfahrens ist es notwendig, Flugleistungsparameter wie z.B. die Bahnwinkel sowie die Parameter der Anfluggeometrie, wie die Lage des POD und aller Segmentwechsel, individuell als Funktion von Einflussgrößen wie Flugzeuggewicht, Wind und Temperatur zu berechnen. Mangels entsprechender Fähigkeiten heutiger Flugführungssysteme müssen diese Parameter durch externe Vorausberechnung bestimmt und die resultierenden Handlungsanweisungen von den Piloten manuell umgesetzt werden [16][17].

3.8. Vergleich verschiedener Anflugverfahren

Unter den Randbedingungen von Sicherheit, Wirtschaftlichkeit und Kapazitätsauswirkung sind in zahlreichen Projekten der letzten zehn bis fünfzehn Jahre die vorgestellten Verfahrensansätze untersucht worden. Sie beruhen im Wesentlichen auf einer Abwandlung zweier (teilweise) etablierter Anflugverfahren, des Low Drag Low Power (LDLP) Anflugs oder des Continuous Descent Approaches (CDA), vgl. BILD 12.

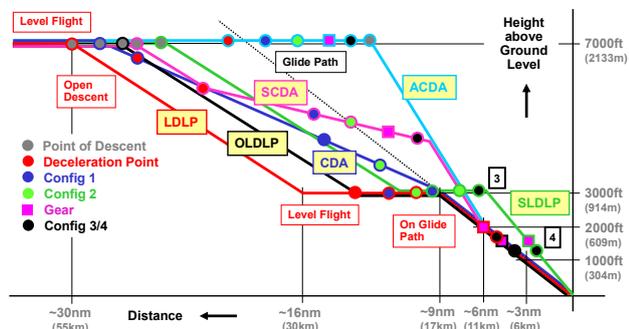


BILD 12. Übersicht über Höhenprofile und Konfigurationszeitpunkte verschiedener lärmreduzierter Anflugverfahren

Zusammenfassend ist zu diesen Untersuchungen zu sagen [15]:

- Der LDLP beinhaltet weiteres Potential zur Lärmreduktion, wie das Einhalten eines optimalen „Point of Descent“ und ein späteres Ausfahren der Fahrwerke (OLDLP).
- Herkömmliche CDA-Verfahren verzichten auf die Zwischenanflughöhe und verringern die Fluggeschwindigkeit bereits im Sinkflug. Die größere Flughöhe vor Erreichen des Gleitpfades führt zu Lärmreduktionen bei niedrigen Ausgangspegeln.
- Erweiterte CDA-Verfahren, wie SCDLP und ACDA, erreichen den Gleitpfad auf einer steilen Bahn in einer niedrigeren Höhe von oben, wodurch sowohl eine größere, als auch eine örtlich weiter ausgedehnte Lärmreduktion möglich wird.
- Steile Anflugverfahren bis an den Boden, wie der SLDLP, mindern sowohl durch größere Überflughöhen als auch durch den geringeren Stabilisierungsschub die höheren Lärmpegel in Flughafennähe.
- Alle beschriebenen Verfahren können in ihren Eckpunkten so ausgelegt werden, dass Sicherheitsrandbedingungen nicht verletzt werden.
- Im Vergleich zum LDLP verringern sich bei seinen Varianten OLDLP und SLDLP Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch, beim CDA nimmt der Zeitbedarf durch den früheren Abbau der Geschwindigkeit jedoch zu, während der Treibstoffverbrauch nahezu gleich bleibt.
- Der ACDA beinhaltet zwar die größte Lärmreduktion, zeigt jedoch eine deutliche Zunahme von Zeitbedarf und Treibstoffverbrauch.
- Der SCDLP stellt den besten Kompromiss zwischen einer Verringerung der Umweltbelastung durch Fluglärm und dem Erhalt von Wirtschaftlichkeit dar.
- Eine Umsetzung des SCDLP kann ohne eine Veränderung des Gleitpfadwinkels erfolgen.

4. VERFAHRENSERPROBUNGEN IN FULL-FLIGHT-SIMULATOREN UND IM FLUG

Im vorangegangenen Kapitel wurde beschrieben, wie ausgehend von Anforderungen an Lärmreduzierung und operationeller Machbarkeit ein Verfahrensentwurf über die Vorgabe relevanter Parameter (Geschwindigkeits- und Höhenprofile, Konfigurationspunkte) erstellt wird, für den zunächst Leistungsrechnungen und darauf aufbauende Schnellzeitsimulationen vorgenommen werden. Die damit verbundenen (numerischen) Lärmauswertungen fließen in Designkorrekturen des Anflugverfahrens ein, das so bis zum Erreichen der Anforderungen in der Rechnersimulation iteriert wird. Als Ergebnis erhält man die Handlungsabläufe für die Piloten, die im nächsten Schritt in der Full Flight Simulation getestet und bewertet werden, z.B. im Hinblick auf Fliegbarkeit, Arbeitsbelastung und Sicherheit, (Kapitel 4.1). Die dabei gewonnenen Erkenntnisse gehen wiederum in eine Verbesserung der Verfahrensauslegung ein. Die anschließende Erprobung von lärmreduzierten Anflugverfahren im Flug kann als vorletzte Entwicklungsstufe angesehen werden; die letzte stellt dann die testweise Einbindung in den operationellen Flugbetrieb dar.

Das DLR hat in Zusammenarbeit mit anderen Partnern in der Vergangenheit in verschiedenen Projekten derartige Flugerprobungen durchgeführt. Zu erwähnen sind in den letzten 15 Jahren Flugversuche mit dem Forschungsflugzeug VFW 614 „ATTAS“ im Projekt „Leiser Flugverkehr“ [17] und sehr umfangreiche Tests am Flughafen Schwerin-Parchim mit einem Airbus A319 und einer Boeing B747-400 der Deutschen Lufthansa [18], s. Kapitel 4.2.

4.1. Full-Flight-Simulation mit A320 und A330

Das Projekt „Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren“ (LAnAb) in den Jahren 2003 bis 2007 [19] hatte u.a. die Abschätzung des Lärminderungspotentials und der Fliegbarkeit von leiseren Anflugverfahren [13] zum Gegenstand. Die Untersuchungen zur Fliegbarkeit und Pilotenbelastung erfolgten in den Full-Flight-Simulatoren Airbus A320 der Deutschen Lufthansa in Frankfurt und Airbus A330 des Zentrums für Flugsimulation Berlin in 22 Sitzungen unter Beteiligung von 44 Berufspiloten. Um den Randbedingungen nach einem Langstreckenflug möglichst nahe zu kommen, wurden die Simulatoranflüge nachts zwischen 23 Uhr und 3 Uhr durchgeführt. Nach einem Standard-LDLP-Anflug erfolgten 3 SCDA-Anflüge, wobei Pilot und Co-Pilot abwechselnd als Flugzeugführer fungierten. Aufgezeichnet wurden sowohl technische als auch physiologische Daten, wie Elektroenzephalogramm (EEG), Elektrokulogramm (EOG), Elektrokardiogramm (EKG), Blutdruck und Kortisol-Konzentration. Weitere Daten wie Ermüdung, Arbeitsbelastung und Akzeptanz wurden mittels einer Befragung erfasst. Die Lärmbelastung am Boden konnte für die A320 mit dem Programm SIMUL berechnet werden; für die A330 wurde hierfür die FAA-Software *Integrated Noise Model* (INM) verwendet.

Obwohl keine erschwerenden Randbedingungen wie Wind, starke Turbulenz und weiterer Luftverkehr vorhanden waren, kam es zu deutlichen Ablagen von der Soll-Flugbahn (BILD 13). Der Hauptgrund dafür war das Nichteinhalten der vorgesehenen Segmentübergänge, insbesondere des PODs. Für das Erreichen der gewünschten Lärminderung ist ein präzises Einhalten der vorgesehenen Bahn und Geschwindigkeit notwendig. Bei derart komplexen Anflugverfahren wie dem SCDA kann der Pilot das ohne zusätzliche Unterstützung nur schwer leisten (siehe Kapitel 6). Berechnungen des Fluglärms für einen exakt geflogenen SCDA zeigen eine deutliche Lärminderung über einen weiten Bereich [13].

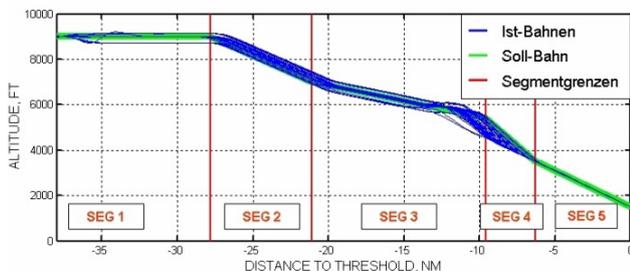


BILD 13. Flugbahnverläufe A320-Simulatorversuche [16]

Während der Simulator-Tests nahm die Müdigkeit der Piloten ständig zu, wobei eine Korrelation mit der Art des Anflugverfahrens nicht festgestellt werden konnte. Gemessen am NASA Taskload Index (TLX) ergab sich nur eine geringfügig erhöhte Pilotenbelastung durch den SCDA. Allerdings bewerteten die Piloten, obwohl es keinerlei sicherheitsrelevante Ereignisse gab, den SCDA als weniger sicher als den LDLP. Selbstverständlich betrachtete der *pilot flying* seine Arbeitsbelastung höher als der *pilot not flying*. Erwartungsgemäß reduzierte der Trainingseffekt, der sich im Verlauf der Simulator-Sitzung einstellte, die Arbeitsbelastung. Bei den Ergebnissen der medizinischen Tests waren keine signifikanten Unterschiede zwischen Puls, Blutdruck und Kortisol-Konzentration bei den unterschiedlichen Anflugverfahren erkennbar [16].

4.2. Flugerprobung mit einem A319 der DLH

Für die LAnAb-Flugversuche wurden die vier Anflugverfahren LDLP, LCDA (CDA mit spätestmöglichem Ausfahren des Fahrwerks), SLDLP und SCDA ausgewählt und jeweils zweimal durchgeführt. Im Flug beeinflussen Wind und Fluggewicht die Flugbahn, so dass kritische Parameter, wie zum Beispiel der Point of Descent, angepasst werden müssen. Um sicherzustellen, dass eine vorgesehene Bahn auch eingehalten wird, wurden dazu der Wind von Flug zu Flug beobachtet und dem Piloten entsprechende windabhängige Korrekturtabellen des POD zur Verfügung gestellt [18].

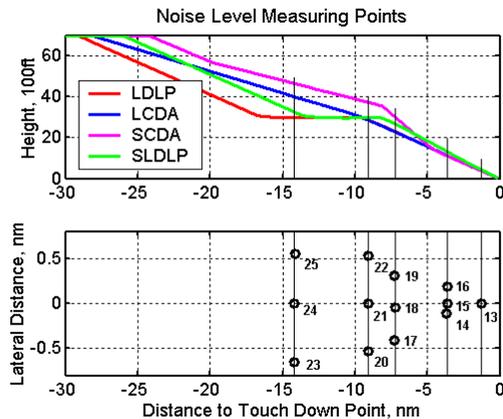


BILD 14. Flughöhenprofile und Lage der Lärmessstellen

Das BILD 14 zeigt die Höhenprofile der vier Anflugverfahren und die dreizehn am Boden positionierten Lärmessstellen. Die aus zwei Messungen pro Verfahren gemittelten Maximalschallpegel sind in BILD 15 aufgetragen. In den Versuchen wurde eine hohe Bahnverfolgungsgenauigkeit erreicht, so dass die Werte für dasselbe Verfahren nur geringe Abweichungen aufweisen. Trotz der kleinen Datenbasis lässt sich daher feststellen, dass die Abminderungen die erwarteten Werte erreichen. Weiterhin wird deutlich, dass sich beim SCDA insgesamt die größten Reduktionen ergeben.

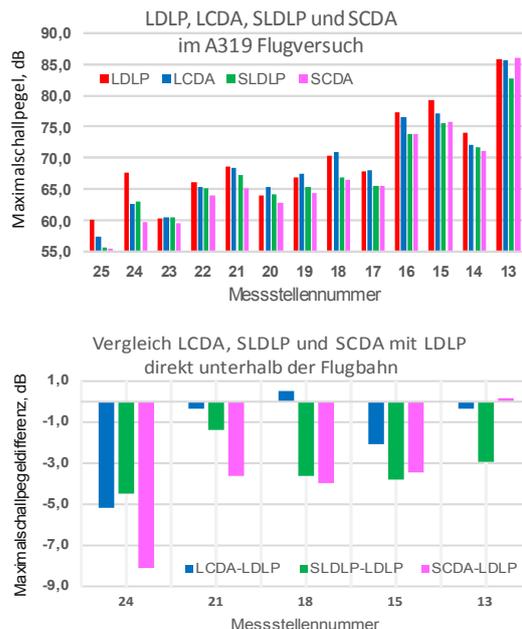


BILD 15. Gemittelte Maximalschallpegel (Daten aus [20])

5. UMSETZUNGSBEISPIEL: STEILERE ANFLÜGE MIT 3.2° AM FLUGHAFEN FRANKFURT/MAIN

Für den Flughafen Frankfurt haben Maßnahmen zum aktiven Schallschutz seit jeher eine besondere Bedeutung. So wurde zum Beispiel bereits Mitte der 1970er Jahre das sogenannte Frankfurter Anflugverfahren (Low Drag / Low Power-Verfahren, Kapitel 2.1) in Zusammenarbeit mit der Deutschen Lufthansa (DLH) entwickelt, das sich mittlerweile international als Standardanflugverfahren etabliert hat. Im Rahmen der Kapazitätserweiterung des Flughafens um die neue Landebahn im Nordwesten hat sich die Fraport AG im Ausbaugenehmigungsverfahren verpflichtet, die damit verbundenen Belastungen von Mensch und Umwelt so gering wie möglich zu halten. Dazu hat das Expertengremium „Aktiver Schallschutz“ im Rahmen des Forums Flughafen und Region (FFR) verschiedene Vorschläge in einem ersten Maßnahmenpaket zusammengefasst und im Juni 2010 der Öffentlichkeit vorgestellt. Einer dieser Vorschläge wurde in enger Zusammenarbeit mit dem DLR entwickelt und beinhaltet das Anheben des Gleitpfades der Nordwest-Landebahn auf 3.2° für Anflüge unter CAT 1-Bedingungen, vgl. Kapitel 3.3.

Für eine Zulassung von Anflügen mit mehr als 3.0° aus Lärmschutzgründen müssen eine Sicherheitsbetrachtung und der Nachweis einer tatsächlichen Lärminderung erbracht werden. In den Jahren 2009–2011 wurde daher im Airbus A330 Full-Flight-Simulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin unter Beteiligung vollständiger Berufspiloten-Crews ein weites Spektrum von steileren Anflügen unter Variation von äußeren Randbedingungen untersucht.

Die Pilotenbefragung zur Sicherheit, Arbeitsbelastung, Trainingsaufwand und operationeller Einsetzbarkeit zeigte keine signifikanten Nachteile oder Einschränkungen für (Gegenwind-)Anflüge mit einem Anflugwinkel von 3.2° auf. Jedoch nahmen nach den Pilotenaussagen die allgemeinen Anforderungen während des Anfluges bei 3.2° gegenüber 3.0° bei gleicher Endanflugklappenstellung leicht zu, was auch für die Kontrolle der Geschwindigkeit galt [21].

Die Auswertungen der Simulatorstudie zeigten insgesamt, dass bei einem 3.2°-Anflugwinkel unter Gegenwind keine Sicherheitsprobleme auftraten und dass keine Änderungen im betrieblichen Ablauf des Anfluges notwendig (und seitens der Piloten auch nicht durchgeführt) wurden. Von einem Betrieb mit Rückenwind oder einer weiteren Anhebung des Gleitpfadwinkels auf 3.5° sollte jedoch Abstand genommen werden, da die Gefahr der Notwendigkeit eines Durchstarts wegen zu hoher Sinkgeschwindigkeiten zu groß wurde.

Die Übertragbarkeit grundsätzlicher Ergebnisse der Simulatorstudie auf andere Flugzeugmuster und andere Luftverkehrsgesellschaften wurde durch durchgeführte Befragungen, Einsicht in die Flugbetriebshandbücher und Flugleistungsrechnungen sichergestellt [21]. Aufbauend auf diesen Erkenntnissen wurde dann am Flughafen Frankfurt ein 3.2°-Probetrieb für ein Jahr durchgeführt, um die Ergebnisse der Schallpegelmessungen mit 3.0°-Anflügen aus dem Vorjahreszeitraum zu vergleichen.

In den Anflugbereichen der Nordwest-Landebahn wurden vom Flughafen Frankfurt (Fraport) und dem Umwelt- und Nachbarschaftshaus Kelsterbach (UNH) an insgesamt 8

Orten Schallpegelmessungen durchgeführt, s. BILD 16. Neben diesen Messungen lagen zur Auswertung Radardaten und von der DFS erstellte Zuordnungen zu den unterschiedlichen Anflugwinkeln vor (während des 3.2° Probetriebes gab es auch 3.0°-Anflüge).

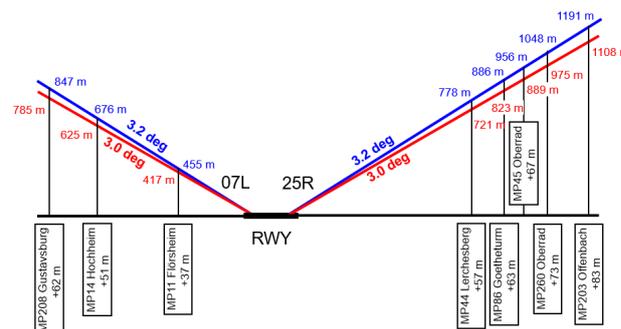


BILD 16. Messstationen und Überflughöhen am Flughafen Frankfurt/Main für die Nordwest-Landebahn

Der Umfang der ausgewerteten Daten ist bezogen auf die jeweilige Messstelle sehr unterschiedlich, u.a. da sie zu verschiedenen Zeitpunkten eingerichtet wurden. Die mit Abstand wenigsten Messungen fanden bei Gustavsburg (MP208) mit 1096 statt, die meisten Messungen bei Lerchesberg (MP44) mit 77437. Insgesamt wurden fast eine halbe Million Messungen ausgewertet.

Das Ergebnis der statistischen Auswertung des Maximalschallpegels für alle Flugzeuge ist dem BILD 17 zu entnehmen. Die Mittelwerte liegen für alle Messstellen über 65 dB und steigen bei Flörsheim (MP11) bis auf ca. 75 dB an. Die Standardabweichungen sind mit ca. 2.5 dB sehr hoch. Die Mittelwertsdifferenzen zwischen 3.2° und 3.0° Anflugwinkel ergeben sich zu -0.3 dB bis -1.2 dB. Einen Vergleich zwischen gemessener und aus größeren Überflughöhen erwarteter Lärminderung liefert das BILD 18. Da sog. Cockpitdaten, die den Flugzustand beschreiben, fehlen, lassen sich die Unterschiede nur sehr schwer erklären. Die größere Lärminderung bei Lerchesberg (MP44) ist wahrscheinlich damit verbunden, dass hier bei 3.2° später das Fahrwerk ausgefahren wird. Die kleinere bei Oberrad (MP45) ergibt sich dadurch, dass die Daten erst nach Erreichen eines Schwellwertes aufgenommen worden sind. Die Messstellen Oberrad (MP260) und Offenbach (MP203) liegen im Bereich des Übergangs von der Zwischenanflughöhe auf den Gleitpfad. Hier spielen evtl. höhere Geschwindigkeiten und der Einsatz von Spoilern eine Rolle, da mit Anheben des Gleitpfades auch aus Lärmschutzgründen die Zwischenanflughöhe von 4000 ft auf 5000 ft angehoben wurde.

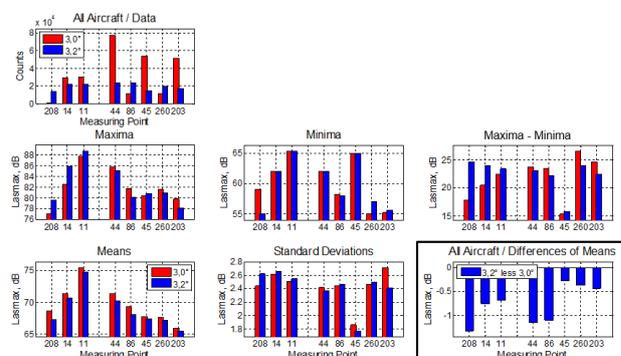


BILD 17. Statistische Daten für den 3.2°-Probetrieb und den Referenzzeitraum mit 3.0°-Anflügen

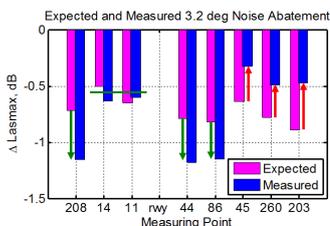


BILD 18. Vergleich gemessener und erwarteter Lärminderung

Stellt sich eine Häufigkeitsverteilung als annähernd normal- bzw. gaußverteilt dar, dann erkennt man in der Verschiebung nach links die Verringerung des Mittelwertes und damit eine Lärmreduktion (BILD 19 links). Aber auch bei näherungsweise gleichbleibendem Mittelwert kann von einer Lärmreduktion gesprochen werden, wenn die Häufigkeit der hohen Pegelwerte abnimmt und dafür die Häufigkeit der mittleren zunimmt (BILD 19 rechts).

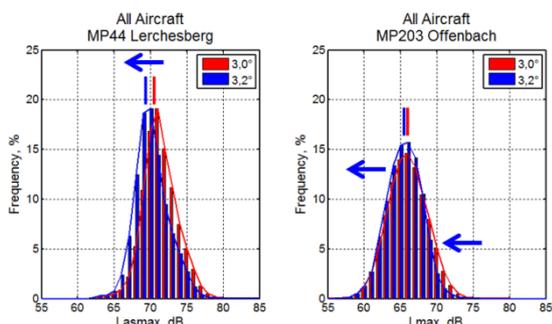


BILD 19. Vergleich der Häufigkeitsverteilungen verschiedener Messstellen

6. AUSBLICK: PRÄZISERES FLIEGEN MIT EINEM ENERGIEDISPLAY

Die vorgestellten Messdaten haben gezeigt, dass die theoretisch möglichen Lärmreduktionspotentiale in praxi nicht immer erreicht werden. Eine Ursache liegt darin, dass die Verfahren das präzise Abfliegen von vertikalen Anflugprofilen auch und gerade bei unterschiedlichen Randbedingungen (Wind und Fluggewicht, Flugsicherungs vorgaben) erfordern, was im realen Flugbetrieb ein großes Problem darstellt. Dabei sind sowohl die Vorgabe von korrekten Geschwindigkeitssollwerten als auch das Ausfahren von Landeklappen und Fahrwerk zu den richtigen Zeitpunkten kritische Faktoren zur Lärmreduzierung: der Einsatz von Störklappen, unnötiger Triebwerksschub sowie verfrühte Konfigurationsänderungen gegenüber dem Optimalprofil sind die Kernursachen für erhöhten Lärm [22]. Teilweise ist die Sensitivität der optimierten Verfahren gegenüber Änderungen so groß, dass sie bei Nichteinhaltung der optimalen Handlungsabläufe mindestens punktuell lauter sind als ein sauber geflogenes Standardverfahren [15][22]. Die Abweichungen von den Optimalverfahren liegen wesentlich darin begründet, dass den Piloten mangels Unterstützung durch heutige Flight Management Systeme Informationen über die Durchführbarkeit des Verfahrens unter den aktuellen Randbedingungen fehlen. Sie sind so auf Erfahrungswerte und Schätzungen angewiesen sind, ob der Anflug sicher und stabil abgeschlossen werden kann.

Zur Verbesserung dieser Situation wurde das Assistenzsystem LNAS (*Low Noise Augmentation System*) entwickelt [23][24]. Es setzt auf das sogenannte Vertical Situation Display (VSD) auf, das als Ergänzung zum

Navigationsdisplay (ND) den vertikalen Flugplan, also die Höhe über der Distanz zum Aufsetzpunkt, abbildet und in den meisten Implementierungen auch die aktuelle Flughöhe sowie Geländeinformationen darstellt. Diese Anzeige ist mittlerweile als Stand der Technik anzusehen [25]. Eine exakte Planung für das Setzen von Hochauftriebshilfen, Fahrwerk und neuen Geschwindigkeitssollwerten wird unterstützt, indem das VSD um die Darstellung von Triggerpunkten für Konfigurations- und Fahrtänderungen entlang des Flugwegs ergänzt wird.

Zur Beurteilung dieser Informationen in der aktuellen Situation (Flugzeugmasse, Windverhältnisse, Flugsicherungs vorgaben), insbesondere der Aussicht auf das Gelingen einer rechtzeitigen Stabilisierung des Anfluges, ist die zusätzliche Darstellung des aktuellen Geschwindigkeitsfehlers und seines erwarteten Verlaufs erforderlich. Diese Größen können über ein geeignetes Simulationsmodell gewonnen werden. BILD 20 zeigt schematisch einen typischen Verlauf der Geschwindigkeitssollwerte (rot) und die zugehörigen Istwerte (grün) für einen Anflug. Im unteren Bildteil ist die Differenz dieser beiden Größen und damit der zeitliche Verlauf des Geschwindigkeitsfehlers (in blau) aufgetragen. Für einen lärmarmen Anflug ist es Voraussetzung, dass der benötigte Geschwindigkeitsabbau bis zum nächsten Konfigurationspunkt unter den aktuellen Randbedingungen ohne Spoilereinsatz vonstatten gehen kann.

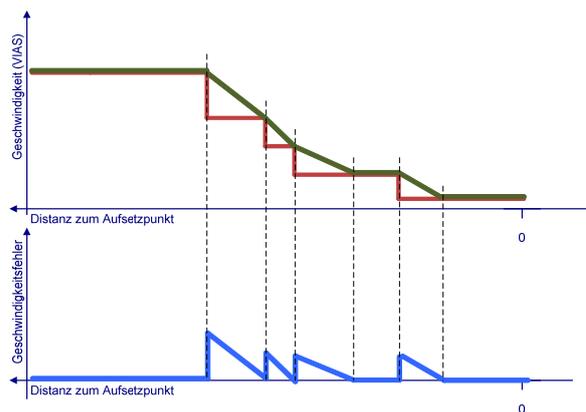


BILD 20. Geschwindigkeitsfehler beim Anflugverfahren (schematisch) (nach [24])

Um eine gemeinsame Darstellung des Höhenprofils und des Geschwindigkeitsfehlers in ein und derselben Anzeige trotz der unterschiedlichen Einheiten zu ermöglichen, wird hier der Weg über die Energiehöhe H_E gewählt. Zu diesem Zweck wird die Summe aus kinetischer und potentieller Energie gebildet und durch die Gewichtskraft dividiert, siehe Gl. (5). Anschaulich ist die Energiehöhe jene Höhe, die man erreicht, wenn man die aktuelle kinetische Energie komplett und verlustfrei in Höhe im Schwerfeld der Erde umwandelt.

$$(5) \quad H_E = \frac{E_{ges}}{mg} = \frac{mgH + \frac{1}{2}mV^2}{mg} = H + \frac{V^2}{2g}$$

In BILD 21 ist eine Detailaufnahme eines Prototyps einer derartigen Anzeige wiedergegeben, die am DLR entwickelt und im AVES-Flugsimulator am Simulationsmodell eines A320 getestet wurde. Hier ist die Differenz zwischen tatsächlicher und der sich aus Sollflughöhe und –geschwindigkeit ergebenden Energiehöhe als (magentafarbene) Fläche über der Sollflughöhe (grüne Linie) aufgetragen.

Zusätzlich sind die Konfigurationspunkte (C_i : Klappenstufe i , GD: Ausfahren des Fahrwerks) und die Stabilisierungshöhe dargestellt. Der Pilot ist so in der Lage, den Energieabbau im Anflug langfristig zu planen und zu überwachen. Bei einer zeitlich verzögerten Eingabebehandlung durch den Piloten oder einer Änderung der Sollvorgaben oder des Windes passt sich das Bild der neuen Situation in Echtzeit an.

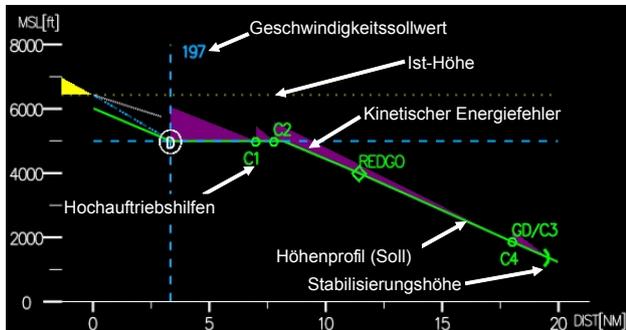


BILD 21. Anzeige des Low Noise Augmentation Systems (LNAS) (nach [22])

Die Nutzung des Assistenzsystems, das über eine Implementierung auf dem Electronic Flight Bag (EFB) und damit mit relativ geringem Zeit- und Kostenaufwand eingeführt werden könnte, führte im Simulatorversuch mit AVES zu [23]

- einer deutlichen Steigerung der Präzision in allen Bahndaten
- einer vollständigen Vermeidung der lärmintensiven Störklappen
- einer mittleren Treibstoffersparnis von 7.4% pro Anflug
- einem stabilen Anflug
- einer Reduzierung der mittleren Arbeitsbelastung gemäß NASA-TLX um 36%
- einer mittleren Reduzierung der Lärmkonturflächen-größe von 2%¹.

Eine weitergehende Erprobung des LNAS-Konzeptes im Flugversuch unter operationellen Randbedingungen ist parallel zur Drucklegung dieser Arbeit geplant.

7. ZUSAMMENFASSUNG

Die Auslegung lärmarmen Flugverfahren ist ein komplexer Prozess, weil selbst unter Idealbedingungen (Windstille, keine Einschränkungen durch anderen Verkehr oder Flugsicherheitsvorgaben) beachtet werden muss, dass die Schallentstehung an den verschiedenen Hauptschallquellen des Flugzeugs nicht unabhängig voneinander beeinflusst werden kann. Auch wenn der aerodynamische Lärm grundsätzlich in hohem Maße mit der Fluggeschwindigkeit skaliert, ist ein langsamer fliegender Flugzeug wegen der dazu notwendigen Konfigurationsänderungen, die mit erhöhtem Widerstand einhergehen, nicht zwingend leiser. Höher zu fliegen bei ansonsten unveränderten Parametern sorgt offensichtlich für geringeren Lärmeintrag unmittelbar unterhalb der Bahn, ab einem bestimmten Seitenabstand aber steigt die Lärmbelastung wegen der dort geringeren Bodendämpfung. Zusätzlich ist bei einer Bahnanhebung zu bedenken, dass

¹ ohne Berücksichtigung des Einflusses der Störklappen. Da bei Verwendung des Systems auf deren Einsatz vollständig verzichtet werden konnte, ist die angegebene Abschätzung der Lärmreduzierung aber ein konservativer Wert.

beim Anflug zum selben Aufsetzpunkt das weitere Flugprofil anders gestaltet werden und nicht zwingend leiser sein muss.

Der flugzeugspezifischen Gestaltung der Anflugprofile kommt also eine hohe Bedeutung zu; sie setzt eine präzise Berechnung bzw. Simulation der Flugbahn voraus, um die die Lärmemission bestimmenden Betriebszustände mit der nötigen Detaillierung zu ermitteln. Erforderlich hierfür sind eine Reihe schwer zugänglicher proprietärer Informationen (Aerodynamikmodell der unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen; Triebwerksmodell mit Maximal- und reduziertem Schub, Leerlaufschub und entsprechenden Treibstoffverbräuchen) und eine Modellierung von dynamischen Effekten (Zeiten für das Ausfahren von Klappen und Fahrwerk, vereinfachte Nachbildung des Bahn- und Geschwindigkeitsreglers). Bei Vorhandensein der Daten können die notwendigen Berechnungen z.B. mit dem Programmpaket NAPSim des DLR-Instituts für Flugsystemtechnik vorgenommen werden.

Bei der Bahnauslegung müssen zahlreiche Randbedingungen beachtet werden, wie Leistungsgrenzen und zulässige Betriebsbereiche des Flugzeugmusters, die Handhabbarkeit der Arbeitsbelastung durch die Piloten oder die von der ICAO gesetzten regulatorischen Randbedingungen, die der Sicherheit und Leichtigkeit des Flugverkehrs Priorität einräumen vor Umwelt- und speziell Lärmaspekten. Eine Änderung dieser Vorgaben muss im internationalen Konsens erreicht werden und ist daher bestenfalls als langfristige Option denkbar. Kurz- und mittelfristig umsetzbare Verfahren müssen also ICAO-konform sein.

Um die Lärmreduzierung einer neuen Anflugprozedur zu beurteilen, reichen lange etablierte Verfahren zur Berechnung der Lärmbelastung in Flughafenumgebungen (AzB, FLULA, INM) in ihrer Pauschalität bei weitem nicht aus, um notwendige Effekte richtig wiederzugeben [1]; vielmehr ist eine Berechnung des Quellenlärms und seiner Überlagerung zum Gesamtlärm notwendig. Hierfür kann z.B. das Fluglärmrechnungsprogramm SIMUL des DLR-Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik eingesetzt werden, dessen Datenbasis bislang die Flugzeugmuster A319/A320 und B747 umfasst.

Bei alledem ist zu beachten, dass unwirtschaftliche Verfahren keine Chance auf praktische Umsetzung haben. Eine signifikante Erhöhung der Flugzeit oder des Treibstoffverbrauchs sind als K.O.-Kriterien zu werten; eine reduzierte Vorhersagbarkeit des Anfluges oder eine erhebliche Abweichung von den Geschwindigkeitsprofilen anderer Flüge und die damit einhergehende Kapazitätseinschränkung am Flughafen werden dagegen in verkehrsarmen Zeiten – speziell der besonders lärmsensitiven Nachtzeit – i.d.R. toleriert.

Um die optimale Lärmreduzierung zu erreichen, ist eine hohe Genauigkeit des geflogenen Verfahrens nötig. Dazu zählen die Anpassung des Verfahrens an das Fluggewicht und an die herrschenden Wind- und Wetterverhältnisse sowie das Ändern der Konfiguration zu den sich daraus ergebenden genauen Zeitpunkten. Heutige Flugführungssysteme (FMS, FCS) sind jedoch dazu nicht in der Lage, so dass beispielsweise ein unter Lärm- und wirtschaftlichen Aspekten empfehlenswerter Segmented Continuous Descent Approach nicht automatisch geflogen werden kann [15]. Schon bei Standardverfahren ist die Arbeitsbelastung der Piloten in der Anflugphase sehr

hoch, während sich ihre Ermüdung insbesondere nach Langstreckenflügen bemerkbar macht. Zusätzliche Aufmerksamkeits- oder Handlungsressourcen können also nicht abgefordert werden; vielmehr ist eine Unterstützung durch verbesserte Systeme dringend geboten.

Der tatsächliche Flugbetrieb unterliegt bei allen genannten Wind- und Wettereinflüssen darüber hinaus der Notwendigkeit, den Aufsetzpunkt aus Kapazitätsgründen möglichst zeitgenau zu erreichen. Dazu werden von der Flugsicherung Kurs- und Geschwindigkeitsvorgaben gemacht. Wenn auch z.B. im Rahmen von SESAR (2020) untersucht wird, wie diese bodenseitigen Vorgaben die bordseitig berechneten Trajektorien einbeziehen können, ist mit einer Umsetzung dieser Funktionalitäten mittelfristig nicht zu rechnen. Um zu verhindern, dass durch Flugsicherungsvorgaben erzwungene Bahn- und Fahrtabweichungen gegenüber dem Idealprofil den erwarteten Lärmvorteil wieder zunichte machen [15], sind also weitere Maßnahmen erforderlich.

Ein vielversprechender Ansatz besteht in einem Konzept für ein bordseitiges Assistenzsystem, das die Piloten beim Management des Energiehaushalts unterstützt und so eine präzisere Durchführung des Landeanflugs ermöglicht. Hierbei handelt es sich um eine Anzeige der sogenannten Energiehöhe, die potentielle und kinetische Energie über dem Vertikalprofil des Flugweges aufsummiert. Unter Berücksichtigung der (meist vorgegebenen) Punkte zur Geschwindigkeitsreduktion werden optimale Zeitpunkte für das Ausfahren der Klappenstufen und des Fahrwerks errechnet. Die Piloten bekommen mit dem System jederzeit Auskunft über den Energiefehler während des gesamten Anfluges, also den notwendigen Geschwindigkeits- und Höhenabbau. Auswirkungen durch Änderungen der Windverhältnisse oder neue Anweisungen der Flugsicherung werden sofort visualisiert. Sofern die ständig aktualisierte Prognose einen ausreichenden Energieabbau bis zur Stabilisierungshöhe voraussagt, kann auf den vorsorglichen, lärmintensiven Einsatz von Störklappen verzichtet werden.

Dieses energiebasierte Vertikaldisplay hat in Simulatorversuchen seine Tauglichkeit nachweisen können [24] und wird derzeit unter operationellen Bedingungen erprobt. Es erscheint auch als eine unverzichtbare Komponente zur Umsetzung lärmarmen Anflugtrajektorien. Diese müssen zur Entfaltung ihres Potentials, teilweise sogar zur Vermeidung kontraproduktiver Effekte,

- flugzeugspezifischer (durch Anpassung an individuelle Flugleistungen und Bordsysteme),
- flexibler (durch Anpassung an Flughafen und Wetter) und
- präziser (durch neue Autopiloten- und FMS-Funktionen, Mensch-Maschine-Schnittstellen)

werden [22]. Die stärkere Individualisierung des Vertikal- und Geschwindigkeitsprofils kann aber auch als Chance gesehen werden, die Lärmverteilung entlang der Anflugbahn nach flughafenspezifischen Gesichtspunkten zu optimieren. Die Maßnahmen entfalten dabei mittelfristig ihre Wirkung: Für die Verfahrensentwicklung und den Nachweis ausreichender Sicherheit sind, sofern die Konzepte sich im Rahmen der ICAO-Vorgaben bewegen, etwa fünf bis zehn Jahre anzusetzen [2].

LITERATUR

- [1] König, R.: *Lärmarme An- und Abflugverfahren und ihre ökologischen und ökonomischen Auswirkungen*. Fachkolloquium Fluglärm, Sächsisches Landesamt für Umwelt, Landwirtschaft und Geologie, Dresden, 12. Oktober 2010.
- [2] Kloepper, M.; Griefahn, B.; Kaniowski, A. M.; Klepper, G.; Lingner, S.; Steinebach, G.; Weyer, H. B.; Wysk, P.: *Leben mit Lärm? Risikobeurteilung und Regulation des Umgebungslärms im Verkehrsbereich*, Heidelberg, 2006.
- [3] Boeing Commercial Airplanes: *Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents, Worldwide Operations, 1959-2002 – Airplane Safety*. Seattle, Mai 2002
- [4] König, R.; Stump, R.: *Lärmarme Flugverfahren*. Kapitel 6 im Bericht [17], 2004.
- [5] International Civil Aviation Organization (ICAO): *Procedures for Air Navigation Services – Aircraft Operations (PANS-OPS). Volume 1: Flight Procedures*. ICAO Doc 8168, 5th Edition, Montréal, 2006.
- [6] N.N.: *Akustische Wellen und Felder*. Deutsche Gesellschaft für Akustik, DEGA-Empfehlung 101, 2006.
- [7] Dobrzynski, W. et al.: *Entwicklung von Quellmodellen für den Umströmungslärm von Verkehrsflugzeugen durch Auswertung von Windkanal-Messdaten und Überflugmessungen an einem Airbus A319*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, IB 124-2006/005, 2006.
- [8] Bauer, T.: *Lärmreduzierte Anflugprofile – Verfahren und Umsetzungspotentiale*. DLR-Institutsbericht, DLR-IB 2015/30, Braunschweig, 2016.
- [9] König, R.; Kreth, S.: *Zum Einfluß steiler An- und Abflugverfahren auf den Fluglärm und den Treibstoffverbrauch*. DGLR Workshop "Umweltfreundliches Fliegen", Braunschweig, 16.-17. Juni 2010.
- [10] Kreth, S.: *Projekt LEISA Abschlussbericht*. DLR-Interner Bericht. DLR-IB 111-2011/24, Braunschweig, 2011.
- [11] Kreitz, T.; Kreth, S.; König, R.: *Erweiterung des Programmpaketes NAPS im um das Flugzeugmuster B747-400*. DLR-Interner Bericht, DLR-IB 111-2010/20, Braunschweig, 2010.
- [12] Isermann, U.: *Berechnungen der Fluglärmimmission in der Umgebung von Verkehrsflughäfen mit Hilfe eines Simulationsverfahrens*. Dissertation, Universität Göttingen, 1988.
- [13] Macke, O. und König, R.: *Lärminderungspotential und Fliegbarkeit von steilen Anflügen*. Forschungsverbund Leiser Verkehr, Projekt 1600 Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb), Einzelaufgabe 1631, DLR-Institut für Flugsystemtechnik, Braunschweig, Juli 2007.
- [14] König, R.; Kreth, S.: *Untersuchungen zum Einfluss des Fluggeschwindigkeitsprofils auf Fluglärm, Treibstoffverbrauch und Flugzeit im Endanflug*. DLR-Institutsbericht, DLR-IB 111-2014/49, Braunschweig, 2014.

- [15] König, R.; Kuenz, A.: *Umsetzung von Flugverfahren: Flight Management – Flight Control Systeme*. Abschlussbericht des AP 3a des DLR-Projektes Leiser Flugverkehr II, Braunschweig, 2007.
- [16] Elmenhorst, E. M.; Heider, J.; Huemer, R.G.; Jans, W.; König, R.; Lehmann, O.; Maaß, H.; Nowack, S.; Neb, H.; Plath, G.; Samel, A.; Saueressig, G.; Schubert, E.; Soll, H.; Vejvoda, M.: *Untersuchung der Fliegbarkeit von lärmoptimierten Anflugverfahren durch den Piloten*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., DLR-Forschungsbericht 2005-19, 2005.
- [17] Isermann, U.; Samel, A.; Michel, U.; Dobrzynski, W.; König, R.; Stump, R.; Warlitzer, V.; Heimann, D.: *Leiser Flugverkehr – Zusammenfassender Projekt-Abschlussbericht*. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Göttingen, Juni 2004.
- [18] Dobrzynski, W.; Pott-Pollenske, M.; Buchholz, H.; Isermann, U.; König, R.; Heimann, D.; Jans, W.; Brandes, K.-H.; Scheid, U.; Saueressig, G.; Köhler, I.: *Messkampagne zur Verifizierung lärmoptimierter Flugverfahren*. Abschlussbericht zu Projekt 1600 Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb), Einzelaufgabe 1640, DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, 2007.
- [19] Neise, W. (Hrsg.): *Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb), Zusammenfassender Schlussbericht*. Forschungsverbund Leiser Verkehr, Projekt 1600, Berlin, 2007.
- [20] König, R.; Macke, O.: *Evaluation of Simulator and Flight Tested Noise Abatement Approach Procedures*. ICAS 2008 (26th International Congress of the Aeronautical Sciences), Anchorage, AK (USA), 14. - 19. September 2008.
- [21] König, R.: *Abschlussbericht zur flugbetrieblichen Bewertung von ILS-Stellanflugverfahren (3.2°, CAT I) am Flughafen Frankfurt / Main*. DLR-Interner Bericht DLR-IB 111-2010/24, 2010.
- [22] König, R.; Abdelmoula, F.; Bauer, T.; Oppermann, S.: *Lärmoptimierte Anflugprofile aus flugbetrieblicher Sicht – Theoretische Verfahren und ihre Umsetzung in der Praxis*. Fachausschuss Fluglärm des DLR, Workshop, Northeim 8.-10.09.2015.
- [23] Oppermann, S.: *Energiebasiertes Pilotenunterstützungskonzept für das präzise Einhalten von vertikalen Anflugprofilen*. DLR-Forschungsbericht DLR-FB-2014-42, Braunschweig, 2015.
- [24] Kreth, S.; Oppermann, S.: *An- und Abflugprozeduren*. Abschlussbericht AP 4.1 des Projekts flexiGuide, DLR-Institutsbericht DLR-IB 111-2015/03, Braunschweig, 2015.
- [25] Immisch, Th.: *Entwicklung und Validierung eines Pilotenassistenzsystems für das Konfigurationsmanagement eines modernen Verkehrsflugzeuges*. DLR-Institutsbericht, DLR-IB 111-2010/34, Braunschweig, 2010.