

EINFLUSS LÄRMARMER AN- UND ABFLUGVERFAHREN AUF NO_x- UND CO₂-EMISSIONEN IM FLUGHAFENNAHBEREICH

H. Hemmer, M. Schaefer, T. Otten
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Antriebstechnik
Linder Höhe, 51147 Köln, Germany

1. ÜBERSICHT

Das Erreichen der ACARE Vision 2020, die eine Halbierung des CO₂-Eintrages in die Atmosphäre, eine Reduzierung der NO_x-Emissionen um 80% sowie eine Halbierung des Außenlärms vorsieht, stellt eine wichtige Herausforderung für die Luftfahrtindustrie dar. Einen entscheidenden Anteil an der geforderten Reduktion der Emissionen wird der Antrieb haben.

Um den Treibstoffverbrauch und die Lärmemissionen von Fluggasturbinen zu reduzieren, ist das Nebenstromverhältnis in der Vergangenheit kontinuierlich erhöht worden. Mittelfristig wird sich dieser Trend fortsetzen. Dazu wird auch die Einführung neuer Konzepte wie Triebwerke mit Getriebefan oder gegenläufigem Fan beitragen.

Die Reduktion des Außenlärms eines Flugzeuges hängt von Maßnahmen an Triebwerk und Flugzeugzelle, aber auch von lärmarmen An- und Abflugverfahren ab. Veränderte Flugprofile während des Starts und der Landung können den wahrgenommenen Fluglärm direkt reduzieren. Konstruktive Maßnahmen zur Lärmreduzierung dagegen können erst mittel- bis langfristig flächendeckend zur Lärmreduzierung beitragen, da entsprechende Technologien und Konzepte erst in einigen Jahrzehnten die weltweite Luftflotte vollständig durchdrungen haben werden. In diesem Zusammenhang ist die Wechselwirkung zwischen gasförmigen Emissionen und Lärmreduzierung bei unterschiedlichen lärmarmen An- und Abflugverfahren von besonderem Interesse. Außer CO₂-Emissionen, die proportional zum Treibstoffverbrauch sind, stehen hier NO_x-Emissionen im Fokus. Neben ihrem Einfluss auf die Chemie der Atmosphäre sind diese durch ihren negativen Einfluss auf die lokale Luftqualität und damit verbundene Gesundheitsaspekte von besonderer Bedeutung im Flughafennahbereich.

In dieser Studie soll der Einfluss unterschiedlicher lärmarmen An- und Abflugverfahren auf bodennahe Schadstoff-Emissionen von Flugtriebwerken untersucht werden. Die vorliegende Arbeit ergänzt damit die Erkenntnisse aus dem Verbundprojekt Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb) [10] um Untersuchungen zu CO₂- und NO_x-Emissionen. Hierzu wird zunächst ein Überblick über entsprechende Flugverfahren wie z.B. Varianten des Continuous Descent Approach (CDA) und von Steilabflügen gegeben und ihr Einfluss auf die Lärmemissionen präsentiert. Anschließend werden aktuelle und zukünftige Triebwerksarchitekturen vorgestellt, die bei der Untersuchung berücksichtigt werden. Hierbei handelt es sich neben herkömmlichen Fluggasturbinen und evolutionär weiterentwickelten Varianten auch um neue Ultra High Bypass (UHB) Konfigurationen. Diese werden zum Beispiel durch den

Einsatz von Getriebefans ermöglicht. Die CO₂- und NO_x-Emissionen dieser Triebwerke im Flughafennahbereich werden mit Hilfe eines Flugleistungsprogramms berechnet. Dieses Programm kann detaillierte Flugbahnen für unterschiedliche An- und Abflugverfahren simulieren und ist an ein thermodynamisches Triebwerkssyntheseprogramm gekoppelt, um die Verbrauchs- und Emissionscharakteristik bei unterschiedlichen Flugzuständen zu berücksichtigen.

2. ABKÜRZUNGEN

ACARE	Advisory Council for Aeronautics Research in Europe
ATA	Air Transport Association of America
BPR	Nebenstromverhältnis / Bypass Ratio
CDA	Continuous Descent Approach
ICAO	International Civil Aviation Organization
ILS	Instrumentenlandesystem
ISA	International Standard Atmosphere
LCDA	Continuous Descent Approach with Late gear extension
LDLP	Low Drag Low Power
Ma	Machzahl
MODATA	Modified ATA Abflugverfahren
MoNA	Modern Noise Abatement
OEW	Operational Empty Weight
SCDA	Segmented Continuous Descent Approach
SFC	Specific Fuel Consumption
SLDLP	Steep Low Drag Low Power
SLS	Sea Level Static
TET	Turbine Entry Temperature
TOGA	Take Off and Go Around
UHB	Ultra High Bypass

3. LÄRMARME AN- UND ABFLUGVERFAHREN

Ein Ansatz zur Reduzierung von wahrgenommenem Fluglärm in der Nähe von Flughäfen ist die Einführung von lärmarmen An- und Abflugverfahren. Überfluglärm setzt sich im Wesentlichen aus Triebwerkslärm sowie aus Umströmungsgeräuschen des Landeklappensystems und des Fahrwerkes zusammen. Die bestimmenden Faktoren für den am Boden wahrgenommenen Lärmpegel sind daher die Triebwerksleistungseinstellung, die Klappen- und Fahrwerkskonfiguration und die Überflughöhe.

Bei Anflügen können die Lärmimmissionen am Boden positiv durch eine größere Flughöhe, zum Beispiel durch einen geringfügig steileren Gleitpfad, durch späteres Ausfahren der Flügelvorder- und -hinterkantenklappen sowie des Fahrwerkes und durch die Reduzierung von Flugphasen mit geringem Sinkwinkel beeinflusst werden. Eine Lärmreduzierung während des Abfluges kann nicht so

einfach erzielt werden wie im Fall der Anflüge, da reduzierte Triebwerksleistung und größere Flughöhen widersprüchliche Ziele sind. Hierbei wird die Optimierung des einen Parameters immer zu Lasten des anderen gehen.

Im Rahmen des Verbundprojektes „Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren“ (LAnAb) [10] wurde eine Reihe lärmarmen An- und Abflugverfahren hinsichtlich ihrer Effekte auf die Lärmbelastung im Flughafenumfeld und hinsichtlich ihrer Fliegbarkeit untersucht. Diese Verfahren, die als Grundlage dieser Studie dienen, sollen im folgenden Abschnitt kurz vorgestellt werden.

3.1. Anflugverfahren

Die Trajektorien mit den zugehörigen Konfigurationen (Klappen, Fahrwerk) und Geschwindigkeiten aller hier betrachteten Anflugverfahren sind in Abbildung 3.1 gezeigt.

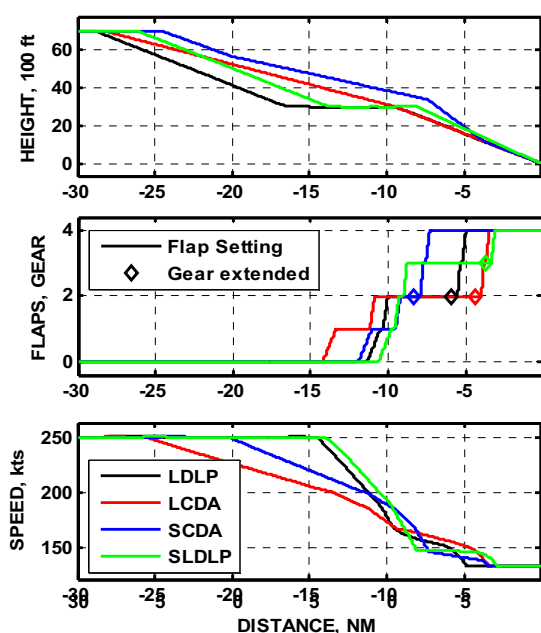


Abbildung 3.1: Verfahren LDLP, LCDA, SLDLP und SCDA (aus LAnAb) [10]

Ein weit verbreitetes Anflugverfahren ist das Low Drag Low Power (LDLP) Verfahren, das sich durch ein spätes Ausfahren des Fahrwerkes und damit verbunden niedrigen Widerstand bzw. Triebwerksschub von älteren Standardverfahren unterscheidet. Es soll in dieser Studie wie auch schon bei LAnAb als Referenzanflugverfahren genutzt werden. Nach einem freien Sinkflug mit 250 Knoten folgt bei diesem Verfahren in einer Zwischenanflughöhe von 3000 Fuß (procedure altitude) eine Horizontalflugphase. In dieser Phase wird das Flugzeug verzögert und entsprechend der Fluggeschwindigkeit durch schrittweises Ausfahren der Klappen konfiguriert. Nach dem Anschneiden des Gleitstrahls vom Instrumentenlandesystem (ILS) und dem damit beginnenden Sinkflug wird das Flugzeug weiter verzögert, wobei die Triebwerke im Leerlauf betrieben werden. Das Fahrwerk wird bei 2000 Fuß ausgefahren. Im weiteren Verlauf des Anfluges werden die Klappen voll ausgefahren. Obwohl durch die Einführung dieses Verfahrens der Überfluglärm in der Umgebung von Verkehrsflughäfen bereits gesenkt werden konnte, besteht

weiterhin ein Potential zur Lärmreduzierung durch Nutzung alternativer Anflugverfahren.

Neben dem beschriebenen LDLP-Anflug wurde in LAnAb auch eine Variante dieses Verfahrens untersucht, welche durch einen steileren Gleitpfad im letzten Anflugsegment gekennzeichnet ist. Dieses Verfahren wird im Folgenden als Steep Low Drag Low Power (SLDLP) bezeichnet. Hierbei wurde eine Neigung des Endanfluggleitpfades von 3,5 Grad im Gegensatz zum Standardwert von 3 Grad angenommen. Diese Veränderung hat wiederum zwei positive Effekte auf den Überfluglärm im Bereich der letzten 10 NM bis zum Aufsetzpunkt. Zum einen vergrößert sich hierdurch die Flughöhe und zum anderen verringert sich der nötige Schub. Bei steileren Gleitpfaden im Endanflug ist generell zu bedenken, dass es sicherheitsrelevante Einschränkungen gibt, bedingt durch die Arbeitsbelastung und Reaktionsgeschwindigkeit der Piloten sowie die individuellen flugmechanischen Grenzen jedes Flugzeuges. Hierzu zählen z.B. maximal zulässige Sinkgeschwindigkeiten oder geforderte Stabilisierungshöhen im Endanflug. Auch ist anzumerken, dass existierende ILS-Anlagen zurzeit typischerweise einen Anfluggleitwinkel von drei Grad vorgeben.

Im Gegensatz zum SLDLP/LDLP-Anflug verzichten andere Anflugverfahren gänzlich auf Horizontalflugphasen. Sie sind gekennzeichnet durch einen kontinuierlichen Sinkflug und werden deshalb auch als Continuous Descent Approach (CDA) bezeichnet. Das Flugzeug wird in Flugphasen mit moderaten Sinkwinkeln verzögert, d.h. Flughöhe und -geschwindigkeit werden simultan abgebaut (shared energy system). Im Vergleich zum SLDLP/LDLP-Anflug ergibt sich dadurch bis zum Anschneiden des ILS-Gleitpfades in 3000 Fuß eine höhere Flugbahn mit entsprechenden Vorteilen hinsichtlich des am Boden wahrgenommenen Fluglärms. Eine weitere Lärmreduzierung in geringen Höhen folgt aus dem reduzierten Triebwerksschub, der zum Einhalten eines moderaten Sinkwinkels im Vergleich zum Horizontalflug nötig ist. Im Fall eines CDA wird das Flugzeug zu einem deutlich früheren Zeitpunkt von der anfänglichen Anfluggeschwindigkeit (250 Knoten) verzögert, da im Bahnneigungsflug geringere Verzögerungen möglich sind als in einem horizontalen Segment. In LAnAb wurden zwei Varianten des CDA untersucht. Zum einen ist dies ein CDA, bei dem das Fahrwerk besonders spät ausgefahren wird. Dieser Anflug wird im Folgenden als LCDA bezeichnet. Hierbei wird das Fahrwerk bei 1500 Fuß (im Vergleich zu 2000 Fuß beim LDLP-Approach) ausgefahren. Der zweite untersuchte CDA ist ein segmentierter CDA (SCDA). Hierbei erfolgt der Anflug an den ILS-Gleitpfad des Endanfluges nicht wie bei den anderen vorgestellten Verfahren von unten, d.h. mit einem Bahnwinkel unter drei Grad, sondern von oben mit einem deutlich größeren Bahnwinkel. Dadurch ergibt sich ein Anflug, dessen Trajektorie in allen Segmenten über der des LCDA liegt und der somit Vorteile hinsichtlich der Lärmimmission am Boden hat.

Das Potential zur Reduktion von Fluglärm im Flughafenumfeld durch optimierte An- und Abflugverfahren liegt in der Größenordnung von drei bis sechs Dezibel. Die Bereiche im direkten Umfeld (innerhalb eines Zehnkilometer-Radius) profitieren dabei nach den Ergebnissen von LAnAb etwas weniger als die Peripherie. Bild 3.2 zeigt, dass im Vergleich zum LDLP-Verfahren alle unter-

suchten Verfahren kleinere durch die Pegelkonturen eingeschlossene Flächen aufweisen. Als besonders lärmarm in großen Bereichen des vom Anflug beschallten Gebietes hat sich das SCDA-Verfahren erwiesen. Die grundsätzliche Fliegbarkeit des SCDA-Verfahrens - trotz des hohen Bahnwinkels vor dem Anschneiden des ILS-Gleitpfades - wurde in LAnAb nachgewiesen [10].

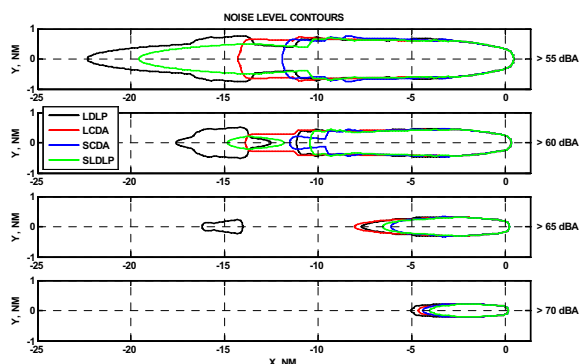


Abbildung 3.2: Konturen konstanten Schalldruckpegels für LDLP-, LCDA-, SLDLP- und SCDA-Verfahren (aus LAnAb) [10]

3.2. Abflugverfahren

Die Trajektorien mit den zugehörigen Konfigurationen (Klappen, Fahrwerk) und Geschwindigkeiten aller hier betrachteten Abflugverfahren sind in Abbildung 3.3 gezeigt.

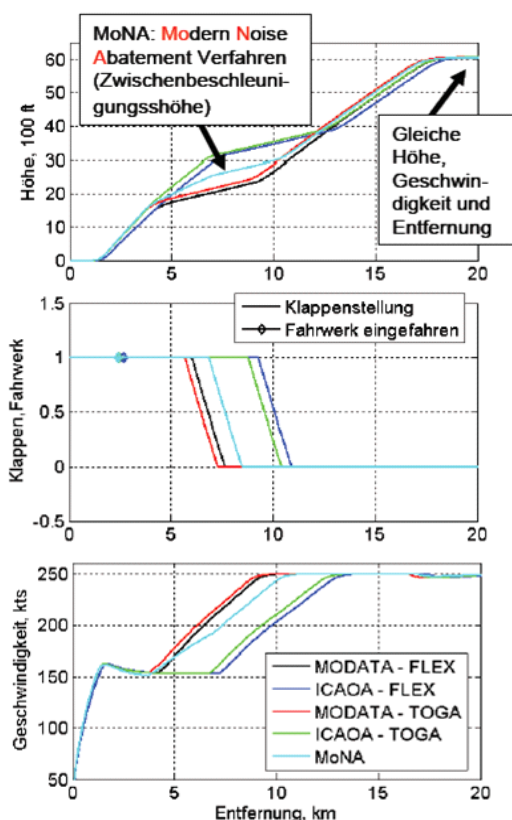


Abbildung 3.3: Abflugverfahren MODATA-FLEX, ICAOA-FLEX, MODATA-TOGA, ICAOA-TOGA und MoNA (aus LAnAb) [9]

Alle Abflugverfahren sind durch einen Steigflug mit konstanter Geschwindigkeit nach dem Abheben mit vollem (TOGA: Take Off/Go Around) oder reduziertem Startschub (FLEX) gekennzeichnet. Nach dem Erreichen einer vom jeweiligen Verfahren abhängigen Höhe wird der Schub reduziert (Cutback). Im folgenden Flugsegment wird entweder ein beschleunigter oder unbeschleunigter Steigflug bei entsprechend größerem Bahnwinkel durchgeführt. Im unbeschleunigten Fall wird zu einem späteren Zeitpunkt auf eine Geschwindigkeit von 250 Knoten beschleunigt. Das Fahrwerk wird bei allen Verfahren nach Stabilisierung des Anfangssteigfluges eingefahren. Die Hochauftriebshilfen werden beim Durchschreiten der entsprechenden Minimalgeschwindigkeit eingefahren.

Das modifizierte ATA-Verfahren (MODATA) mit einer Cutback-Höhe von 1500 Fuß ist eine Weiterentwicklung des ATA-Verfahrens (Cutback-Höhe von 1000 Fuß). Nach der Schubreduktion wird hierbei das Flugzeug bei gleichzeitigem Einfahren der Klappen auf 250 Knoten für den abschließenden Steigflug (final climb) beschleunigt.

Das ICAOA-Verfahren ist durch einen unbeschleunigten Steigflug nach Erreichen der Cutback-Höhe charakterisiert. Erst bei Erreichen von 3000 Fuß beginnt die Beschleunigung analog zum MODATA-Verfahren. Da bei diesem Verfahren die zu Verfügung stehende Energie unter 3000 Fuß vollständig in Höhe umgesetzt wird spricht man auch von einem Steilstartverfahren.

Ein weiteres Verfahren, das in LAnAb untersucht wurde, wird als MoNA-Verfahren (Modern Noise Abatement) bezeichnet. Man kann dieses Verfahren als eine Mischung aus dem MODATA und dem ICAOA ansehen, da hierbei nach der Schubrücknahme in 1500 Fuß steiler gestiegen wird als im Fall des MODATA, jedoch vergleichsweise weniger stark beschleunigt wird. Die Trajektorie dieses Verfahrens fügt sich folglich im Höhenband von 1500 bis etwa 4000 Fuß zwischen der des MODATA und des ICAOA ein.

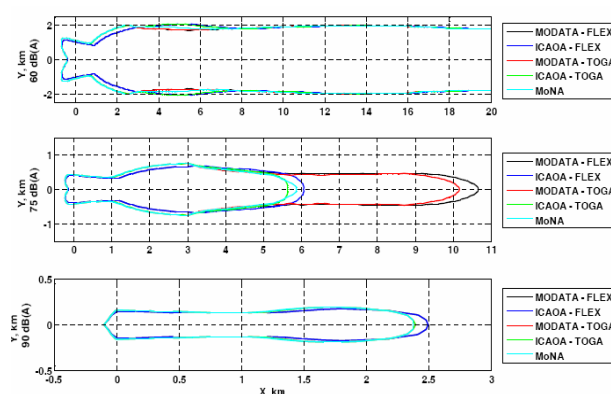


Abbildung 3.4: Konturen konstanten Schalldruckpegels für MODATA-FLEX-, ICAOA-FLEX-, MODATA-TOGA-, ICAOA-TOGA- und MoNA-Verfahren (aus LAnAb) [10]

Eine allgemeine Bewertung der Verfahren in Bezug auf Lärm (Abbildung 3.4) ist nur schwer möglich, da hierzu eine Gewichtung der von den Maximalpegelkonturen eingeschlossenen Flächen nötig ist [LAnAb]. So bietet zum Beispiel das MODATA-Flex im Vergleich zu den anderen betrachteten Verfahren ein Potential zur Reduktion der Flächen niedriger Pegel, wohingegen die untersuchten

Steilstartverfahren (ICAOA) Reduktionspotential bei den durch Konturen hoher Lärmpegel eingeschlossenen Flächen bieten. Diese Tatsache ist physikalisch dadurch zu begründen, dass die Energiemenge, die benötigt wird um eine bestimmte Geschwindigkeit und Flughöhe zu erreichen, kaum vom Abflugverfahren beeinflusst wird. Folglich ist der erzeugte Lärm in erster Näherung proportional zu dieser eingesetzten Energiemenge. Lediglich eine räumliche Umverteilung der Lärmemissionen ist in gewissem Umfang möglich [10].

4. TECHNOLOGIEANNAHMEN UND VERWENDETE METHODEN

4.1. Triebwerk- und Flugleistungsrechnung

Zur Untersuchung der CO₂- und NO_x-Emissionen verschiedener An- und Abflugverfahren ist eine Flugleistungssimulation in Kombination mit einem geeigneten Triebwerksmodell erforderlich. Die Flugleistungsrechnung wurde mittels der DLR-Software VarMission [13] durchgeführt. Diese ist in der Lage, beliebige An- und Abflugverfahren sowie vollständige Flugmissionen zu simulieren und die zugehörigen Treibstoffverbräuche und Schadstoffemissionen zu ermitteln. Für die vorliegende Studie greift VarMission auf detaillierte Widerstandspolaren zurück, welche für verschiedene Konfigurationen (Klappenstellungen) des Referenzflugzeugs von Airbus bereitgestellt wurden.

Als Triebwerksmodell kommt die aktuelle Version der DLR-Software VarCycle zum Einsatz [2], welche an das Flugleistungsmodul gekoppelt ist. Bei VarCycle handelt es sich um ein Leistungssyntheseprogramm zur thermodynamischen Modellierung von Flugtriebwerken. Die Emissionsmengenermittlung für NO_x wird innerhalb der Triebwerkssimulation mittels der DLR Fuel-Flow-Korrelation durchgeführt [2].

Um die Komplexität der Triebwerk- und Flugleistungsrechnung überschaubar zu halten, wurden eine Reihe vereinfachender Annahmen getroffen. Hierzu zählen insbesondere:

- Betrachtung des Luftfahrzeugs als Punktmasse.
- Annahme von Windstille und atmosphärischer Standardbedingungen gemäß ISA.
- Vereinfachte Modellierung von maximalem Startschub (TOGA) und maximalem Dauerschub über eine konstante Turbineneintrittstemperatur (TET).

Ergänzend zur Modellierung der betrachteten An- und Abflugverfahren (vgl. Kapitel 5) wurden Missionsrechnungen für typische Mittelstreckenmissionen (vgl. Abschnitt 4.4) durchgeführt. Die jeweils simulierten Luftfahrzeuge und Triebwerke werden in den folgenden Abschnitten näher erläutert.

4.2. Referenzflugzeug und -Triebwerk

Als Referenz-Luftfahrzeug für die vorliegende Studie wurde ein generisches Passagierflugzeug simuliert, welches von seinen charakteristischen Massen und Flugleistungen

einem modernen Single Aisle Luftfahrzeug in der Größenordnung des Airbus A319 nachempfunden ist. Als Referenztriebwerk wurde ein dem CFM56-5 ähnliches generisches Triebwerk modelliert, welches im Zusammenspiel mit dem Flugzeugmodell realitätsnahe Flugleistungen ermöglicht. Dadurch wurde eine weitgehende Konsistenz zu den in LANAb veröffentlichten Ergebnissen gewahrt und eine wechselseitige Übertragbarkeit der Ergebnisse sichergestellt¹. Sowohl Referenzflugzeug als auch -triebwerk stellen in ihrer Kombination eine geeignete Vergleichsgrundlage dar, da sie in der entsprechenden Flugzeugklasse den Stand der Technik repräsentieren.

4.3. Neue Triebwerkskonzepte

4.3.1. Untersuchte Triebwerkskonzepte

Um den Einfluss neuer Triebwerkstechnologien auf die Schadstoffemissionen bei unterschiedlichen An- und Abflugverfahren zu untersuchen, wurden neben dem Referenztriebwerk zwei weitere Triebwerkstypen betrachtet und als VarCycle-Modelle ausgelegt. Zum einen wurde ein Turbofantriebwerk untersucht, welches sich durch eine Verbesserung der Komponentenwirkungsgrade und durch ein gesteigertes Bypassverhältnis vom Referenztriebwerk unterscheidet. Es steht stellvertretend für mögliche Weiterentwicklungen im Bereich herkömmlicher Turbofantriebe, welche voraussichtlich mit der nächsten Triebwerksgeneration realisiert werden. Das simulierte Triebwerk lehnt sich dabei an eine Variante des E3E-Entwurfs [7] an. Dieser Entwurf entstammt einer Konzeptanalyse von Rolls-Royce Deutschland.

Neben dem E3E-Triebwerk, welches eine evolutionäre Weiterentwicklung bestehender Turbofantriebe darstellt, wurde ein weiterreichender Ansatz in Form eines Ultrahochbypasstriebwerks betrachtet. Derartige Triebwerkskonfigurationen mit extrem hohen Nebenstromverhältnissen (über zehn) versprechen ein deutliches Einsparpotential hinsichtlich Lärm und Kraftstoffverbrauch, wobei sie mit heutigen Technologien nur schwierig zu realisieren sind. Sie verlangen deshalb nach neuen Konzepten wie beispielsweise der Integration eines Getriebefans. Ein derartiger Entwurf, bei dem Fan und Niederdruckturbinen nicht direkt sondern durch ein Getriebe miteinander gekoppelt werden, wurde für die vorliegende Studie als VarCycle-Modell untersucht. Das Konzept wurde bereits in der Vergangenheit eingehend beschrieben [6; 12]. Es beinhaltet einen gegenüber der in dieser Studie betrachteten Variante des E3E-Triebwerks nochmals fortgeschrittenen Technologielevel, der für die nächste oder übernächste Triebwerksgeneration erwartet werden kann.

Beide Antriebsvarianten wurden anhand des Schubbedarfs des Referenzflugzeuges dimensioniert. Dabei wurden die durch die Zertifizierungsbehörden vorgegebenen Schubanforderungen berücksichtigt, die sich aus den geforderten Steiggradienten nach einem Triebwerksausfall in den verschiedenen Start- und Steigflugphasen ergeben. Bei der Simulation dieser Flugzustände wurde sowohl der durch den Schleppbetrieb (Windmilling) des ausgefallenen Triebwerks erzeugte Zusatzwiderstand als auch der

¹ Flugversuche der LANAb-Studie wurden mit einem Airbus A319 durchgeführt, einige Modellrechnungen aus LANAb beziehen sich auf einen Airbus A320 [10].

Trimmwiderstand durch zusätzlichen Ausschlag der Steuerflächen berücksichtigt (vgl. [1]). Eine weitere Schubanforderung ergibt sich aus der Steigleistungsforderung in großen Höhen. Hierbei wurde in dieser Studie eine Reststeigfähigkeit von 0,5 m/s nach Erreichen einer Reiseflughöhe von 35000 Fuß bei einer Reiseflugmachzahl von 0,82 angenommen. Je nach Triebwerkskonzept sind die Schubanforderungen durch einzuhaltende Steiggradienten bei Triebwerksausfall in der Startphase oder die beschriebenen Anforderungen unter Reiseflugbedingungen dimensionierend.

Eine Prognose der Möglichkeiten künftiger Brennkammern hinsichtlich einer Senkung des Emissionsindex für NO_x gilt als schwierig und ist nicht Gegenstand der vorliegenden Untersuchung (siehe hierzu [11]). Bei der Modellierung der vorgestellten Triebwerkskonzepte wurde in allen Fällen herkömmliche Brennkammertechnologie nach gegenwärtigem Stand der Technik angenommen. Bei den im Folgenden präsentierten Berechnungen von NO_x-Emissionen künftiger Triebwerke spiegeln sich somit die Effekte des erhöhten Gesamtdruckverhältnisses in Form erhöhter Verbrennungsdrücke und -temperaturen sowie des reduzierten Treibstoffverbrauchs wider, nicht aber die Möglichkeiten weiterentwickelter oder alternativer Brennkammertechnologien. Durch die Einführung derartiger Verfahren könnte der NO_x-Ausstoß der untersuchten Triebwerke reduziert werden.

4.3.2. Integration von Flugzeugmodell und neuen Triebwerken

Die vorstehend erläuterten Triebwerksmodelle wurden mit dem Modell des Referenzflugzeugs gekoppelt. Die zu erwartenden Auswirkungen unterschiedlicher Triebwerke auf das Leergewicht (OEW) und die Widerstandscharakteristik des Luftfahrzeugs wurden vereinfacht berücksichtigt. Detaillierte Analysen möglicher Integrationsprobleme z. B. hinsichtlich der Bodenfreiheit bei Luftfahrzeugen konventioneller Konfiguration und Triebwerken mit großem Fandurchmesser wurden im Rahmen dieser Studie nicht durchgeführt.

Zur Gewichtsabschätzung des Gesamtflugzeugs ist eine Gewichtsabschätzung der Antriebskonzepte erforderlich. Das Gewicht der untersuchten Triebwerke wurde mit einem einfachen Korrelationsverfahren abgeschätzt. Die Korrelation beruht auf der näherungsweise linearen Abhängigkeit von Startschub und Gewicht existierender zweistufiger Triebwerke. Dieses Verfahren ist unter der zusätzlichen Annahme, dass sich das Zusatzgewicht des Getriebes durch die Gewichtseinsparung bei Niederdruckturbinen und -wellen kompensieren lässt, auch in erster Näherung auf Getriebetriebwerke anwendbar.

Zur Abschätzung der Widerstandsänderung des Referenzflugzeugs durch alternative Triebwerke wurde zunächst der Triebwerksdurchmesser ermittelt. Der Durchmesser des Fans lässt sich durch die Annahme einer realitätsnahen mittleren Faneintrittsmachzahl und eines geeigneten Nabenverhältnisses in Kombination mit den thermodynamischen Triebwerksparametern ermitteln. Aus dem Fandurchmesser kann ein Triebwerkswiderstand ermittelt werden. Hierzu wurde in erster Näherung ein konstanter Widerstandsbeiwert einer Triebwerksgondel angenommen, der in Kombination mit dem jeweiligen Fandurch-

messer direkt zu einem Triebwerkswiderstand führt. Dieser kann schließlich durch eine Anpassung des Nullwiderstandes am Referenz-Flugzeug berücksichtigt werden [14].

4.4. Vergleich der Triebwerkskonzepte

Die thermodynamischen Eckdaten der in dieser Studie betrachteten Triebwerke sind in Tabelle 4.1 zusammengefasst. Der hohe Standschub des UHB13-Triebwerks auf Meereshöhe lässt sich durch die Schubanforderungen im Reiseflug erklären, die für alle hier betrachteten Antriebe annähernd gleich sind. Triebwerke mit niedrigem Fandruck- und hohem Bypassverhältnis zeigen einen deutlich stärkeren Schubabfall mit der Flughöhe und der Flugmachzahl, sodass bei ähnlichem Reiseflugschub ein erhöhter Standschub am Boden nötig wird. Im Gegensatz zu den übrigen analysierten Triebwerken sind beim UHB13 die Schubanforderungen im Reiseflug maßgeblich für die Dimensionierung.

Werte für SLS	Triebwerksmodelle		
	Ref	E3E	UHB13
Fandruckverhältnis [-]	1,5	1,55	1,3
Gesamtdruckverhältnis [-]	25,3	31,6	45
Bypassverhältnis [-]	5,9	8,2	16,9
Schub [kN]	104,8	104,5	146,2
Massenstrom [kg/s]	383,6	322,4	643,2
SFC [g/kN s]	9,3	9,0	6,1

Tabelle 4.1: Thermodynamische Daten der Triebwerksmodelle

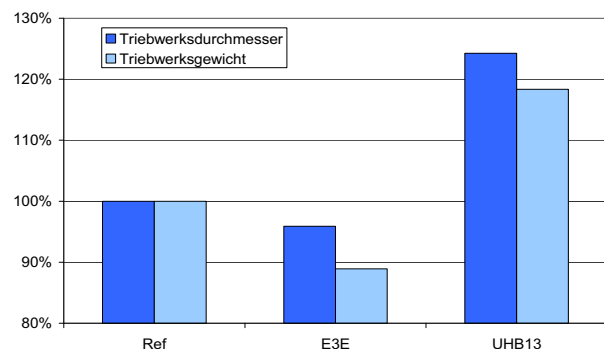


Abbildung 4.1: Triebwerksgröße und -gewicht

In Abbildung 4.1 sind Triebwerksdurchmesser und -gewichte relativ zu den Werten des Referenztriebwerks (CFM56-5) gezeigt. Das UHB13-Konzept hat aufgrund des großen Massenstromes einen großen Durchmesser und ein entsprechend hohes Gewicht. Das E3E-Konzept ist wegen seines höheren Fandruckverhältnisses und seines verbesserten Kerntriebwerks etwas kleiner und leichter als das Referenztriebwerk.

Einen Vergleich der untersuchten Triebwerkskonzepte hinsichtlich des Brennstoffverbrauchs und der Emissionen auf einer Flugmission ermöglichen die im Folgenden präsentierten Simulationen. Hierzu wird eine Beispielflugmission

betrachtet, bei der eine Nutzlast von 12t über 2500 km transportiert wird. Dabei wird ein Umwegfaktor von 3% auf die Großkreisentfernung (aufgrund der Luftraumstruktur und des Air Traffic Managements) angenommen.

Als Abflugverfahren kommt das MODATA-Verfahren bei vollem Startschub zum Einsatz, während im Anflug ein LDLP Approach geflogen wird. Als Reiseflughöhe wurde Flugfläche 370 gewählt. Bewegungen am Boden werden vereinfacht unter Annahme von Idle-Schub beider Triebwerke durchgeführt, wobei 1 min für Triebwerksstart, 10 min für das Taxi-Out und 5 min für das Taxi-In angenommen wurden. In Anlehnung an übliche Airline-Praxis werden typische Reservekraftstoffanteile für Contingency (5% des Tripfuels), Flug zum Ausweichflughafen in 200NM Entfernung sowie 30min Warteschleifen angenommen [3]. Die Ergebnisse dieser Missionsanalysen sind in Tabelle 4.2 und Abbildung 4.2 zusammengefasst.

Mittelstreckenmission über 2500km mit 12t Nutzlast	Luftfahrzeug-Triebwerk-Kombination*		
	Ref	E3E	UHB
Leergewicht (OEW) [kg]	40600	40100	41430
Payload [kg]	12000	12000	12000
Blockfuel [kg] (inkl. Reserve)	10600	10030	8310
Taxi Weight [kg]	63200	62130	61740
Treibstoffverbrauch auf Mission inkl. Taxi [kg]	7720	7300	6060
* Referenzflugzeug mit unterschiedlichen Triebwerkmodellen & angepasstem Leergewicht u. Widerstand			

Tabelle 4.2: Ergebnisse einer Missionsanalyse

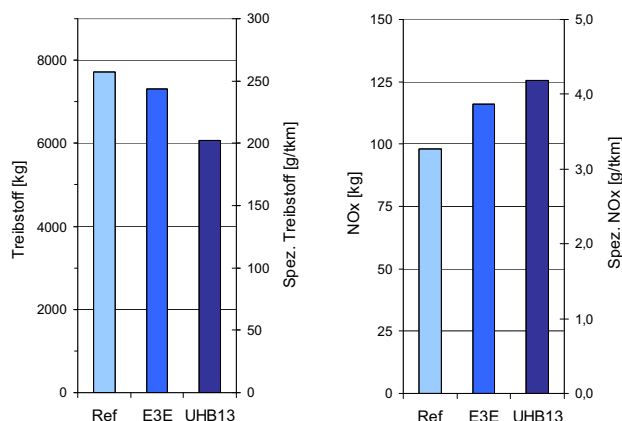


Abbildung 4.2: Treibstoffverbrauch und NO_x-Emissionen auf 2500km Mission mit 12t Nutzlast

Wie aus Abbildung 4.2 ersichtlich ist durch den Einsatz des E3E-Konzepts eine Verbesserung des spezifischen Treibstoffverbrauchs auf der untersuchten Mittelstreckenmission von 258 auf 243 Gramm pro Tonnenkilometer zu erwarten (bzw. von 3,2 auf 3,0 Liter je 100 Passagierkilometer bei Annahme eines Passagiergewichts von 100kg inkl. Gepäck). Der Einsatz des UHB-Triebwerks senkt diesen Wert auf 202 Gramm pro Tonnenkilometer

(2,5 Liter pro 100 Passagierkilometer). Aufgrund des höheren Gesamtdruckverhältnisses bei den neuen Triebwerksmodellen steigt der Ausstoß von NO_x unter Annahme konventioneller Brennkammertechnologie nach aktuellem Stand der Technik (vgl. Abschnitt 4.3.1) dagegen an.

Sowohl die spezifischen Emissionen als auch die relativen Anteile der An- und Abflugverfahren an Treibstoffverbrauch und NO_x-Emissionen einer Gesamtmission sind von der Länge der Flugstrecke abhängig. Auf der untersuchten Beispielmmission machen die An- und Abflugverfahren – je nach Triebwerk – etwa 5-7% des Missionskraftstoffverbrauchs aus, wobei auf den Abflug alleine etwa 3-5% entfallen. In gleicher Weise entfallen 8-10% der NO_x-Emissionen auf An- und Abflug, wobei das Abflugverfahren für 7-8% dieser Emissionen verantwortlich ist. Auf einer Kurzstreckenmission sind die entsprechenden Beiträge deutlich höher².

5. EMISSIONEN IM AN- UND ABFLUG

5.1. Anflugverfahren

5.1.1. Vorgehen und Abgrenzung

Im Rahmen der vorliegenden Studie wurden die Schadstoffemissionen der betrachteten An- und Abflugverfahren unabhängig von einer realen Mission, d.h. in simulierten Platzrunden bei einem Abfluggewicht von 61 Tonnen untersucht.

Als Beginn des Anflugs wurde der Punkt im Flugprofil gewählt, bei dem das sinkende Luftfahrzeug eine Höhe von 7000ft durchquert. Der Anflug endet auf der Landebahn des Zielflughafens nach Abschluss des Bremsvorgangs. Alle untersuchten Luftfahrzeug-Triebwerk-Kombinationen fliegen für ein gegebenes Verfahren die gleichen Flugbahn- und Geschwindigkeitsprofile ab (vgl. Abbildung 3.1), wobei unter Berücksichtigung der Klappenstellungen der benötigte Schub sowie weiterhin die zugehörigen Emissionen berechnet werden. Auf eine Nutzung der Schubumkehr beim Abbremsvorgang auf der Landebahn wurde verzichtet. Es ergeben sich die in den Abschnitten 5.1.2 und 5.1.3 diskutierten Emissionsmengen.

In den folgenden Ergebnisdarstellungen werden jeweils die Emissionsmengen gezeigt, welche (A) unter 3000 Fuß und (B) zwischen 3000 und 7000 Fuß ausgestoßen werden. Die Summierung der Emissionsmengen bis 3000 Fuß ist an die gängige Definition der atmosphärischen Grenzschicht nach ICAO angelehnt. Die Höhengrenze bei 7000 Fuß wurde eingeführt, um einerseits eine bessere Vergleichbarkeit der Flugzustände in unterschiedlichen Verfahren zu erreichen und um andererseits die Konsistenz zu Ergebnissen aus LAnAb [10] weitgehend zu wahren. Anders als in LAnAb wurde in dieser Studie auf eine zusätzliche horizontale Begrenzung des Bilanzierungsgebietes (30 NM vor dem Aufsetzpunkt) und damit auf einen gleichen energetischen Zustand aller betrachteten Verfahren zu Beginn des Anfluges verzichtet. Eine solche Abgrenzung würde je nach Verfahren unterschiedlich lange hori-

² Auf einer simulierten 500km Mission liegt der Anteil der An- und Abflugverfahren am gesamten Kraftstoffverbrauch bei 18-21%. Der entsprechende Anteil der NO_x-Emissionen beträgt 21-23%.

zontalen Flugsegmente vor dem Einleiten des eigentlichen Anflugs erfordern (vgl. Abbildung 3.1), was einerseits zu unrealistischen Flugprofilen und andererseits hinsichtlich der Betrachtung bodennaher Umwelteffekte zu einer Verschiebung der Ergebnisse führt.

Es werden in dieser Studie sowohl bodennahe NO_x- als auch CO₂-Emissionen betrachtet. Stickoxide sind aufgrund ihres Einflusses auf die lokale Luftqualität und damit verbundene Gesundheitsaspekte von besonderer Bedeutung im Flughafennahbereich. CO₂-Emissionen sind direkt proportional zum Treibstoffverbrauch und aufgrund ihrer Treibhauswirkung vor allem global von Interesse. Hierbei ist streng genommen eine Betrachtung des gesamten Kohlendioxidausstoßes während einer Mission nötig, da Effekte durch den CO₂-Eintrag weitgehend unabhängig von der Höhe sind. Aufgrund der ähnlichen Flugzustände an den Höhengrenzen der untersuchten An- und Abflüge lassen sich die im Flughafennahbereich gewonnenen Erkenntnisse auf die Mission übertragen. Die absoluten Unterschiede im Treibstoffverbrauch zwischen den betrachteten Verfahren werden auf einer realen Mission durch unterschiedliche Flugzeuggewichte im Reiseflug noch geringfügig verstärkt und stellen deshalb in der hier gezeigten Form einen Mindestwert für Verbesserungen auf der Gesamtmission dar. Somit bieten die bis zu den betrachteten Grenzhöhen ausgestoßenen CO₂-Mengen eine brauchbare Vergleichsgrundlage der untersuchten An- und Abflugverfahren.

5.1.2. CO₂-Emissionen

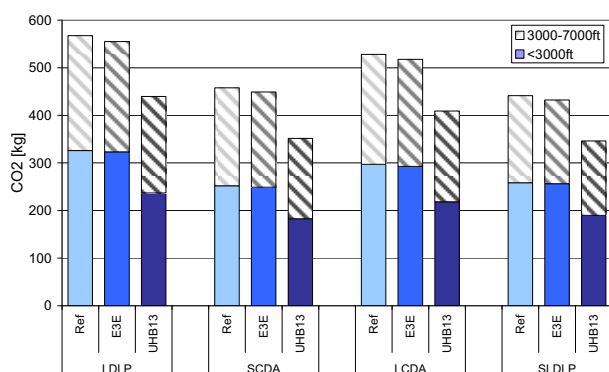


Abbildung 5.1: CO₂-Ausstoß bei unterschiedlichen Anflugverfahren

Im Vergleich zum Referenzverfahren (LDLP) bieten die lärmarmen Anflugverfahren hinsichtlich des CO₂-Ausstoßes Vorteile (vgl. Abbildung 5.1). Besonders groß ist das Einsparpotential bei der Variante des LDLP mit steilerem Endanflug (SLDLP) (ca. 22% weniger CO₂ unter 7000 Fuß im Vergleich zum Referenzverfahren). Zu Bedenken ist dabei, dass der relative Anteil des Anflugs am Treibstoffverbrauch und damit an den CO₂-Emissionen einer Gesamtmission gering ist (vgl. Abschnitt 4.4).

Die relativen CO₂-Einsparpotentiale der verschiedenen Anflugverfahren im Vergleich zum LDLP-Anflug sind weitgehend unabhängig von den Antriebskonzepten (Abweichungen von maximal zwei Prozentpunkten). Das UHB13-Triebwerk zeigt bei allen betrachteten Anflugverfahren den geringsten Verbrauch (ca. 22% weniger CO₂ unter 7000 Fuß im Vergleich zum Referenztriebwerk). Diese Tatsache

lässt sich mit dem konzeptbedingt deutlich gesteigerten Vortriebswirkungsgrad und den verbesserten Komponentenwirkungsgraden erklären. Das E3E-Triebwerk zeigt nur leichte Verbesserungen im Bereich des Treibstoffverbrauchs im Vergleich zum Referenztriebwerk. Die jeweils unter 3000 und 7000 Fuß erzeugten Emissionsmengen zeigen weder beim Vergleich der unterschiedlichen Anflugverfahren noch beim Vergleich der betrachteten Triebwerkskonzepte grundlegende Trendunterschiede.

Zusammenfassend lässt sich hinsichtlich der CO₂-Emissionen sagen, dass besonders die Anflugverfahren mit steilen Segmenten (SCDA und SLDLP) deutliche Vorteile im Bereich des Treibstoffverbrauchs gegenüber den Verfahren mit weniger steilen Gleitflugsegmenten aufweisen. Diese Verfahren sind gleichzeitig auch diejenigen, die aus akustischer Sicht die größten Potentiale zur Lärmsparung im Bereich hoher Pegel gezeigt haben. Diese Tendenzen sind physikalisch durch den geringeren Schubbedarf und den damit verbundenen geringeren Triebwerksleistungseinstellungen zu begründen. Die steile Variante des Referenzanfluges (SLDLP) ist trotz des Horizontalflysegmentes mit geringeren CO₂-Emissionen verbunden, da das Schubniveau im letzten Endanflugsegment aufgrund des steileren Sinkwinkels (3,5 anstatt 3 Grad) deutlich reduziert ist. Ein weiterer Grund für die relativ geringen CO₂-Emissionsmengen der beiden Steilanflugverfahren liegt in dem späteren Unterschreiten der Höhengrenze von 7000 Fuß und der dadurch leicht verkürzten Flugstrecke bis zum Aufsetzpunkt.

5.1.3. NO_x-Emissionen

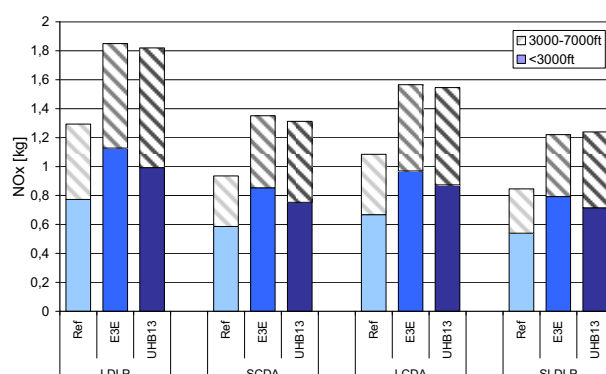


Abbildung 5.2: NO_x-Ausstoß bei unterschiedlichen Anflugverfahren

Das Referenztriebwerk zeigt bei allen betrachteten Anflugverfahren die geringsten NO_x-Emissionen sowohl unter 3000 als auch unter 7000 Fuß. Das ist mit den niedrigeren Verbrennungstemperaturen und -drücken im Vergleich zu den weiterentwickelten Konzepten zu erklären. Es ist zu erwarten, dass durch die Einführung neuartiger Verbrennungstechnologien in den fortschrittlichen Triebwerkskonzepten die absoluten NO_x-Werte stark abgesenkt werden [11].

Die unter 7000 Fuß vom E3E- und UHB13-Triebwerk erzeugten Mengen an Stickoxiden unterscheiden sich kaum, da der niedrigere Treibstoffverbrauch des UHB13 aufgrund der Annahme konventioneller Brennkammertechnologie durch einen deutlich höheren Emissionsindex für NO_x ausgeglichen wird.

Vergleicht man die unterschiedlichen Anflugverfahren untereinander, so ergibt sich ein ähnlicher Trend wie schon bei den CO₂-Emissionen. Alle lärmarmen Verfahren weisen im Vergleich zum LDLP-Verfahren niedrigere NO_x-Emissionen auf, wobei die größten relativen Unterschiede beim SLDLP auftreten (je nach Antriebskonzept zwischen 32% und 34% weniger NO_x unter 7000 Fuß im Vergleich zum Referenzverfahren).

5.2. Abflugverfahren

5.2.1. Vorgehen und Abgrenzung

Der Abflug beginnt bei Stillstand des Flugzeugs auf der Startbahn. Für diese Studie wurde das Erreichen einer Flughöhe von 6000ft über Grund als Ende des Abflugverfahrens definiert. Es ergeben sich die in den Abschnitten 5.2.2 und 5.2.3 diskutierten Emissionsmengen.

Anders als bei den Anflügen unterscheiden sich die Abflugprofile verschiedener Luftfahrzeug-Triebwerk-Kombinationen deutlich voneinander – je nach zur Verfügung stehendem Start- und Steigschub. So absolviert beispielsweise das Luftfahrzeug mit UHB13-Triebwerk aufgrund seines höheren Schubes in geringen Flughöhen den Abflug deutlich schneller als die beiden übrigen Luftfahrzeug-Triebwerk-Kombinationen.

Ähnlich wie bei den Anflügen werden im Folgenden jeweils die Emissionsmengen betrachtet, welche (A) unter 3000 Fuß und (B) zwischen 3000 und 6000 Fuß ausgestoßen werden. Die Höhengrenze bei 6000 Fuß für die Abflüge wurde eingeführt, um einerseits eine bessere Vergleichbarkeit der Flugzustände in unterschiedlichen Verfahren zu erreichen und um andererseits die Konsistenz zu Ergebnissen aus LAnAb [10] weitgehend zu wahren. Auch im Fall der Abflüge ist in dieser Studie auf die vollkommene energetische Angleichung der Abflugverfahren (gleiche Geschwindigkeiten und gleicher Ort zum Ende des Abfluges) und damit auf die Modellierung horizontaler Flugphasen bei Erreichen von 6000 Fuß verzichtet worden (vgl. Abschnitt 5.1.1). Es ist zu beachten, dass sich in einer Höhe von 3000 Fuß Geschwindigkeiten und horizontale Abstände zur Landebahn bei den unterschiedlichen Verfahren noch deutlich voneinander unterscheiden. Diese Unterschiede reduzieren sich bei der Einführung einer größeren Grenzhöhe für die Summierung der Emissionen, sodass die Vergleichbarkeit der Ergebnisse gewährleistet wird.

5.2.2. CO₂-Emissionen

Bei unterschiedlichen Abflugverfahren ergeben sich für eine Antriebsvariante nur kleine Unterschiede hinsichtlich der emittierten Emissionsmengen. Ähnlich wie schon bei den Lärmemissionen lässt sich durch das jeweilige Verfahren zwar in einem gewissen Maß die Verteilung der CO₂-Emissionen beeinflussen, nicht aber die gesamte Menge.

Der bereits im letzten Absatz beschriebene Effekt, dass sich durch verschiedene Abflugverfahren eine Umverteilung der Emissionsmengen innerhalb gewisser Grenzen, allerdings keine nennenswerte Reduktion erreichen lässt, spiegelt sich in Abbildung 5.3 wider.

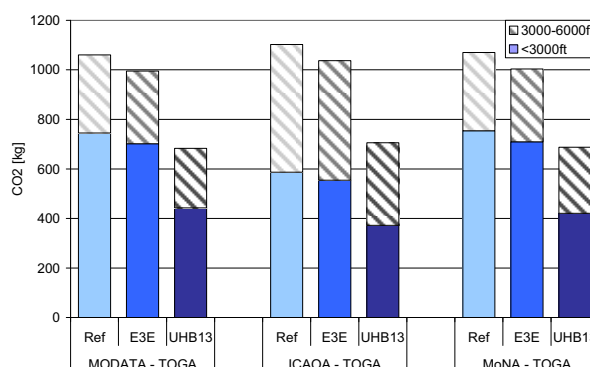


Abbildung 5.3: CO₂-Ausstoß bei unterschiedlichen Abflugverfahren

Bei dem Vergleich der unterschiedlichen Luftfahrzeug-Triebwerk-Kombinationen ist eine deutliche CO₂-Einsparung für die neuen Triebwerkskonzepte zu erkennen. Das UHB13-Triebwerk emittiert bis 6000ft ungefähr 36% weniger CO₂ als das Referenztriebwerk. Diese Reduktion ist von der Art des Abflugverfahrens weitgehend unabhängig. Das E3E-Konzept liegt knapp 6% unter den Werten des Referenztriebwerks.

Die unterschiedlichen Abflugverfahren variieren in ihrem CO₂ Ausstoß in Bodennähe. Unterhalb von 3000ft werden durch das MoNA- und das MODATA-Verfahren die größten Mengen CO₂ ausgestoßen. Durch den ICAOA-Abflug lässt sich die Menge unterhalb von 3000ft um 21% beim Referenztriebwerk bzw. 16% beim UHB13 im Vergleich zum MODATA verringern. Dieser Effekt lässt sich durch die Tatsache erklären, dass es sich beim ICAOA-Verfahren um ein Steilabflugverfahren handelt, das unterhalb von 3000 Fuß im Vergleich zu den anderen Abflügen keine Beschleunigungsphase vorsieht. Aus diesem Grund werden 3000 Fuß deutlich früher erreicht (in ca. 7 Kilometern Abstand zur Startbahn beim ICAOA-Verfahren im Vergleich zu ca. 10 Kilometer beim MODATA-Verfahren).

Die Summation der CO₂-Mengen bis 6000ft liefert deutlich unterschiedliche Ergebnisse. Nun produziert das ICAOA Verfahren die größte Menge CO₂, MODATA und MoNA liegen 3% (UHB13) bis 4% (Referenztriebwerk) darunter. Als Begründung hierfür ist anzuführen, dass beim ICAOA-Verfahren die Beschleunigungsphase später als bei den anderen betrachteten Verfahren erfolgt und insgesamt länger in einer widerstandsreichen Konfiguration geflogen werden muss.

5.2.3. NO_x-Emissionen

Hinsichtlich ihres NO_x-Ausstoßes verhalten sich die verschiedenen Abflugverfahren sehr ähnlich zu den oben vorgestellten CO₂-Emissionen. Unterhalb von 3000 Fuß ist das ICAOA-Verfahren besonders günstig, hier werden gegenüber MODATA 20% (Referenztriebwerk) weniger Stickoxide ausgeschieden. Bei dem UHB13-Triebwerk reduziert sich dieser Vorteil auf 15%. Unterhalb von 6000ft drehen sich die Effekte um, hier bietet das MODATA-Verfahren zusammen mit dem MoNA-Abflug den geringsten Ausstoß an NO_x. Ein ICAOA-Abflug produziert ca. 3% mehr NO_x. Ursache ist wiederum die je nach Verfahren in unterschiedlichen Höhenbändern stattfindende Beschleunigungsphase (vgl. Abschnitt 5.2.2).

Die weiterentwickelten Triebwerkskonzepte zeigen sowohl unter 3000 als auch unter 6000 Fuß aufgrund der konzeptbedingt gesteigerten Verbrennungstemperaturen und -drücke höhere Stickoxidemissionen als das Referenztriebwerk, wobei das E3E-Konzept in diesen Höhenbereichen die größten Mengen an NO_x produziert (ca. 21% über den Werten des Referenztriebwerks unabhängig von der Bezugshöhe und dem Abflugverfahren). Beim UHB13 wird dagegen die durch die noch höheren Spitzendrücke und -temperaturen weiter gesteigerte NO_x-Bildung kompensiert durch den niedrigeren Brennstoffverbrauch. Bei einer Interpretation unserer Modellergebnisse für neue Triebwerke ist wiederum zu bedenken, dass konventionelle Brennkammertechnologie nach gegenwärtigem Stand der Technik angenommen wurde (vgl. Abschnitt 4.4).

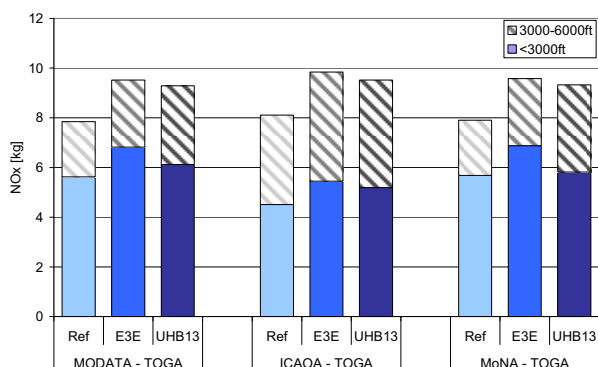


Abbildung 5.4: NO_x-Ausstoß bei unterschiedlichen Abflugverfahren

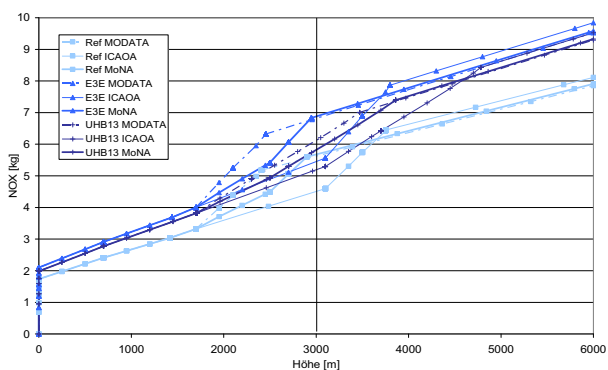


Abbildung 5.5: NO_x-Emissionen über der Flughöhe

Abbildung 5.5 zeigt die über der Höhe aufgetragenen summierten NO_x-Emissionen. Im Höhenband zwischen 1500 und 4000 Fuß unterscheiden sich die Abflugverfahren hinsichtlich ihrer Flugprofile und Geschwindigkeiten am deutlichsten, was sich in den Emissionsverläufen widerspiegelt. Oberhalb von 4000 Fuß haben sich die Unterschiede für ein gegebenes Triebwerk weitgehend ausgeglichen und die Massen der bis dahin ausgestoßenen Emissionen liegen für alle betrachteten Verfahren dicht beieinander. Diese relativ gute Übereinstimmung der NO_x-Emissionen ist durch die konstanten Triebwerksleistungseinstellungen (Startschub bis zur Cutback-Höhe gefolgt von konstantem Steigschub) bei allen betrachteten Verfahren zu begründen. Die verbleibenden Unterschiede ergeben sich hauptsächlich durch die unterschiedlichen Klappenstellungen und den damit verbundenen unterschiedlichen Widerstand und bleiben im weiteren Verlauf des Steigfluges annähernd konstant.

5.2.4. Vergleich von TOGA- und FLEX-Abflügen

Ein Vergleich der Abflüge mit maximalem (TOGA) und reduziertem Startschub (FLEX) zeigt die Auswirkungen des Startschubs auf die Emissionen. In Abbildung 5.6 ist diese Abhängigkeit exemplarisch anhand der Ergebnisse für das ICAOA-Verfahren unter 3000 Fuß im Fall des Referenztriebwerkes gezeigt. Hierbei wird deutlich, dass der Abflug mit FLEX-Schub ca. 2% mehr CO₂, allerdings ca. 5% weniger NO_x-Emissionen produziert. Der Mehrverbrauch an Treibstoff (CO₂) lässt sich durch die flachere Flugbahn und die damit verbundene größere zurückgelegte Flugstrecke bis zum Erreichen der 3000 Fuß über Grund erklären. Die Reduktion der NO_x-Emissionen kann durch die gesenkten Verbrennungstemperaturen und -drücke in Kombination mit nichtlinearen Effekten bei der Stickoxidproduktion begründet werden. Die beschriebenen Effekte treten in gleicher Art und Weise beim MODATA-Verfahren auf und lassen sich qualitativ auch bei einer Summierung der Emissionen bis 6000 Fuß nachweisen.

Der Einsatz von reduziertem Startschub eröffnet damit das Potential zur Reduzierung des bodennahen Stickoxidausstoßes, bedeutet allerdings gleichzeitig eine Zunahme des im betrachteten Höhenband verbrauchten Treibstoffes.

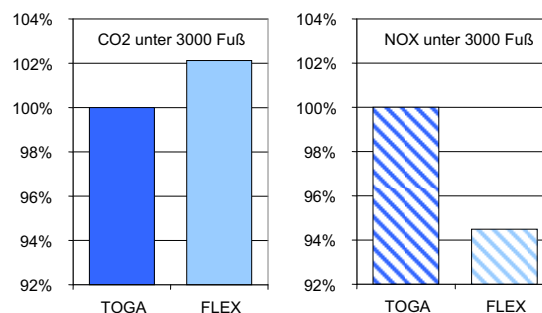


Abbildung 5.6: CO₂- und NO_x-Ausstoß des Referenztriebwerkes bei einem ICAOA-Abflug mit TOGA- und FLEX-Schub

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In der vorliegenden Studie wurde ein Vergleich unterschiedlicher lärmarmen An- und Abflugverfahren auf Basis detaillierter Modellrechnungen durchgeführt. Dabei wurden aktuelle aber auch mögliche zukünftige Triebwerkskonzepte in Kombination mit einem Flugzeugmodell heutiger Technologie hinsichtlich ihres Emissionsverhaltens untersucht.

Der Vergleich der betrachteten Anflugverfahren zeigt, dass die lärmarmen Anflugverfahren ein Potential zur Reduzierung von CO₂- und NO_x-Emissionen in Bodennähe bieten. Besonders Verfahren mit steilen Anflugsegmenten – und damit geringem Schubbedarf – haben sich als emissionsarm herausgestellt. Diese Zusammenhänge ergeben sich aus der Tatsache, dass für einen lärmarmen Anflug ähnliche Bedingungen hinsichtlich der Flugbahn, Triebwerksleistungseinstellung und Konfiguration erfüllt sein müssen wie für einen emissionsarmen Anflug. Als besonders günstig hinsichtlich der bodennahen Emissionen haben sich die steile Variante des LDLP-Anfluges (SLDLP) und die segmentierte Variante des CDA-Anfluges (SCDA) herausge-

stellt. Einschränkung in Bezug auf die kurzfristige Realisierbarkeit dieser Verfahren sei angemerkt, dass steile ILS-gestützte Anflüge anlagenseitig zurzeit nicht flächendeckend möglich sind und auch ein Mischbetrieb nicht realisierbar erscheint.

Im Fall der Abflugverfahren kann kein eindeutiger Zusammenhang zwischen Lärm- und Emissionseinsparung festgestellt werden. Anders als bei den Anflügen widersprechen sich bei Abflügen die Anforderungen an Bahnführung und Triebwerksleistung für lärmreduzierten und emissionsarmen Steigflug. Es kann allerdings je nach Verfahren eine räumliche Umverteilung der Emissionen vorgenommen werden, d.h. der NO_x-Ausstoß kann im Höhenband zwischen 1500 und 4000 Fuß in bestimmten Grenzen variiert werden. Das ICAOA-Verfahren, als ein Beispiel für ein Steilstartverfahren, bietet die Möglichkeit, die Emissionen unter 3000 Fuß im Vergleich zum Referenzverfahren (MODATA) zu reduzieren. Es führt allerdings bei einer anderen Wahl der Grenzhöhe für die Emissionsmengensummierung (6000 Fuß) zu höheren CO₂- und NO_x-Emissionen als das MODATA-Verfahren.

Die Untersuchung von Abflügen mit reduziertem Startschub hat gezeigt, dass sich im Vergleich zu Abflügen mit vollem Startschub eine Verringerung der bodennahen NO_x-Emissionen erreichen lässt. Der Treibstoffverbrauch unter den betrachteten Grenzhöhen erhöht sich im Fall der schubreduzierten Abflüge geringfügig. Auch führen Abflüge mit reduziertem Startschub nach LAnAb [10] nicht generell zu einer Verminderung der Lärmimmissionen (vgl. die Konturflächen des A-bewerteten Maximalschallpegels 75 dB(A) in Abbildung 3.4).

Die Ergebnisse für den Treibstoffverbrauch im Flughafenbereich lassen sich qualitativ auf die vollständige Flugmission übertragen. Die absoluten Einsparungen verstärken sich leicht durch geringere Reiseflugverbräuche aufgrund niedrigerer Flugzeuggewichte. Relativ zu den Missionsverbräuchen sind die Einsparpotentiale durch veränderte An- und Abflugverfahren gering (ca. 0.5-2% je nach Missionslänge). Zu bemerken ist jedoch, dass diese Einsparungen ohne aufwändige Technologieänderungen zu erreichen sind und dadurch auf die bestehende Flugzeugflotte angewendet werden können.

Die drei untersuchten Triebwerkskonzepte zeigen bezogen auf die unterschiedlichen An- und Abflugverfahren qualitativ ähnliche Emissionscharakteristiken. Das betrachtete UHB-Konzept zeigt im Vergleich zum Referenztriebwerk ein deutliches Einsparpotential beim Treibstoff und damit bei den CO₂-Emissionen. Aufgrund der erhöhten Verbrennungstemperaturen und -drücke erhöhen sich die NO_x-Emissionen der beiden betrachteten neuen Triebwerkskonzepte im Vergleich zum Referenztriebwerk. Es sei darauf hingewiesen, dass in dieser Studie bei allen modellierten Triebwerksvarianten herkömmliche Brennkammertechnologie angenommen wurde und deshalb keine Effekte durch neue Verbrennungskonzepte gezeigt werden.

In einer früheren Studie [8] wurden ähnlich wie in dieser Arbeit anhand eines Modells einer Boeing 727 mit JT8D-Triebwerken bodennahe Emissionen bei verschiedenen An- und Abflugverfahren beschrieben. Die Ergebnisse konnten nun in der hier vorgestellten Untersuchung hinsichtlich Ihrer qualitativen Gültigkeit für neuere Flugzeug-

Triebwerks-Kombinationen bestätigt werden.

Kein direkter Bestandteil dieser Studie war die Beschreibung des Effektes von Hochbypasstriebwerken mit deutlichem Schubüberschuss in der Startphase auf die Lärmemissionen. Sowohl der konzeptbedingte Lärmvorteil (niedrige Strahlgeschwindigkeit und geringes Fandruckverhältnis) als auch die operationellen Möglichkeiten (steilere Abflüge) lassen ein deutliches Potential für Lärmeinsparung vermuten.

7. LITERATUR

- [1] Aircraft Design: Synthesis and Analysis, V1.2, September 2006, Desktop Aeronautics, Stanford, CA adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html
- [2] Deidewig, F., Ermittlung der Schadstoffemissionen im im Unter- und Überschallflug, Institut für Antriebstechnik, DLR Forschungsbericht 98-10, ISSN 1434-8454, 1998
- [3] Eysers, C. J., Norman, P., Middel, J., Plohr, M., Michot, S., Atkinson, K., Christeou, R. A., AERO2k Global Aviation Emissions Inventories for 2002 and 2025, QinetiQ Ltd, December 2004
- [4] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, Issue 15C, www.caa.co.uk; 2008
- [5] Grieb, H., Projektierung von Turboflugtriebwerken, Birkenhäuser-Verlag Base, ISBN 3-7643-6023-2, 2004
- [6] Hemmer, H., Otten, T., Plohr, M., Lecht, M., Döpelheuer, A., Influence of the Bypass Ratio on Low Altitude NO_x Emissions, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 10.-13.09.2007, CEAS, 2007
- [7] Hötzel, J., Konzeptuntersuchung – Engine 3E Kerntriebwerk – Abschlussbericht zum Vorhaben 20T9901A, 01.09.1998-31.12.1999, E-TR427/00 (FR) ISS01, 29.03.2001
- [8] Jungblut, D., Simulation verschiedener An- und Abflugverfahren zur Ermittlung der Schadstoffemissionen von Flugzeugen, Diplomarbeit, RWTH-Aachen, Institut für Luft- und Raumfahrt, 2005
- [9] König, R., LAnAb EA 1635: Lärmarme Abflugverfahren, Präsentation zur Abschlussveranstaltung, Köln, 04/2008
- [10] Neise, W., Lärmoptimierte An- und Abflugverfahren (LAnAb), Zusammenfassender Schlussbericht, Berlin, 10/2007
- [11] Otten, T., Plohr, M., von der Bank, R., Gegenüberstellung des Emissionsverbesserungspotentials von Brennkammertechnologien und anderen Weiterentwicklungen am Lufttransportsystem, DGLR-Kongress, Braunschweig, 06.-09. November 2006, DGLR, 2006
- [12] Plohr, M., Lecht, M., Otten, T., Döpelheuer, A., Hemmer, H., Aero-Engine Technology to cope with ACARE Goals, 25th Congress of the Aeronautical Sciences, Berlin, 03.-08.09.2006, ICAS, 2006
- [13] Schaefer, M., Grimme, W., The Variability of Air Transport's Specific Emissions and Implications for Airline Strategies, First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 10.-13.09.2007, CEAS, 2007
- [14] Svensson, F., Potential of Reducing the Environmental Impact of Civil Subsonic Aviation by Using Liquid Hydrogen, FOI-R-1636-SE, Stockholm, 2005