

Entwurf und Bewertung einer lärmarmen Kurzstreckenkonfiguration im Vorentwurf

Erkenntnisse aus dem DLR-Projekt KonTeKst

M.D. Krengel · L. Bertsch · K. Dahlmann · Y. Günther ·
B. Gerlinger · F. Linke · F. Wolters · M. Vieweg ·
W.-R. Krüger · J. Blinstrub

Markus Dino Krengel
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik, Braunschweig
E-Mail: markus.krengel@dlr.de

Lothar Bertsch
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik, Göttingen
E-Mail: lothar.bertsch@dlr.de

Katrin Dahlmann
DLR e.V., Institut für Physik der Atmosphäre,
Oberpfaffenhofen

Yves Günther
DLR e.V., Institut für Flugführung, Braunschweig

Berit Gerlinger
DLR e.V., Institut für Systemarchitekturen in der
Luftfahrt, Hamburg

Florian Linke
DLR e.V., Lufttransportsysteme, Hamburg

Florian Wolters
DLR e.V., Projektträger Luftfahrtforschung und
-technologie, Bonn

Maximilian Vieweg
DLR e.V., Institut für Antriebstechnik, Köln

Wolf-Reiner Krüger
DLR e.V., Institut für Aeroelastik, Göttingen

Zusammenfassung In dem DLR-Projekt *KonTeKst – Konfigurationen und Technologien für Kurzstreckenflugzeuge* wurden Ideen für emissions- und lärmarme Kurzstreckenflugzeuge entwickelt und analysiert. Ziel des ersten Hauptarbeitspakets war die Entwicklung und Bewertung einer potenziell lärmarmen Flugzeugkonfiguration im Vergleich zu einem Referenzflugzeug sowie die Bewertung der Konfiguration hinsichtlich Leistung und Lärm. Dazu wurden zwei Derivative der aus Lärmperspektive vielversprechenden Flugzeugkonfiguration entwickelt und im Anschluss unter den Aspekten Leistungsfähigkeit, Emissionen und Immission von Schall bewertet. Auch der Boarding-Prozess und die Klimawirkung wurden betrachtet. Die wesentlichen Aspekte dieser Arbeiten werden in diesem Konferenzbeitrag vorgestellt. Bei vergleichbarer flugphysikalischer Stabilität der Entwürfe, im Rahmen der erforderlichen Vereinfachungen im Flugzeugentwurf und mit vergleichbarem Technologiestand 2030 lassen sich die zusätzlichen Treibstoffkosten auf der

Jason Blinstrub
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik, Göttingen

extremen Kurzstrecke den akustischen Vorteilen gegenüberstellen. Für die Bewertung der akustischen Eigenschaften wurde hier ein über mehrere Immissionsorte arithmetisch gemittelter Pegelwert verwendet. Eine Reduktion der Lärmimmission kann mit einer Verkleinerung der 65 dB SEL Isokonurfäche des Referenzflugzeugs um 26.8 % (Start) bzw. 10.1 % (Landung) veranschaulicht werden. Dieser Wert ergibt sich für das Derivat mit konventionellem Rumpf. Die Reduktion geht mit einer Erhöhung des Treibstoffverbrauchs auf der Referenzmission um 4.4 % einher. Eine Verkleinerung der 65 dB Isokonurfäche um 35.0 % (Start) bzw. 10.0 % (Landung) kann durch weitere konfigurative Änderungen (Derivat mit breitem Rumpf) erreicht werden, führt jedoch zu einer Erhöhung des Verbrauchs um 8.6 %.

Schlüsselwörter Flugzeugentwurf · Lärmvorhersage · Lärmarme Konzepte · Noise Shielding · Emissionsrechnung · Turnaround-Prozesse

Nomenclature

<i>SEL</i>	Sound Exposure Level, [dB]
<i>bn</i>	Breite des Bottleneck, [m]
<i>d</i>	Anzahl der Türen, [-]

Konfigurationen

KTX18-021:

Referenzkonfiguration

KTX19-121:

Zwischenkonfiguration

KTX19-221:

Konfiguration mit breitem Rumpf

Subscript

L Auftriebsbezogen (Lift)

1 Einleitung

Im Rahmen der DLR-Leitkonzepte befasste sich das Leitkonzept 1 zwischen 2015 und

2019 mit der Entwicklung lärmarmen Konfigurationen für den Kurzstreckenbetrieb [19]. Der Fokus lag dabei auf der Betrachtung von Flugzeugen mit mindestens 70 Sitzen und einer Reichweite von 500 bzw. 1000 NM. Das lärmarme Fliegen ist ein wesentlicher Schlüssel zur Akzeptanz des Flugbetriebs in der Nähe bewohnter Regionen. Aus diesem Grund war der Ansatz im Projekt KonTeKst die Entwicklung, Optimierung und Bewertung von Konfigurationen unter den Aspekten des lärmarmen Fliegens sowie der Entwicklung dafür relevanter Technologien. Das Projekt insgesamt erstreckte sich über die Jahre 2016 bis 2019. Die Arbeiten, die in diesem Konferenzbeitrag beschrieben sind, folgen dem Projektziel *Entwicklung und Bewertung von Konfigurationen für das lärmarme Kurzstreckenflugzeug* (Inhalt des ersten Hauptarbeitspakets). Zwei Flugzeugkonfigurationen wurden entwickelt und anschließend miteinander verglichen; eine konventionelle Flugzeugkonfiguration mit einer evolutionären Entwicklung auf den prognostizierten Technologiestand 2030, sowie eine unkonventionelle Konfiguration mit dem Ziel der konfigurativen Lärmreduktion. Ergebnisse sind Bewertungen der ausgewählten Konfigurationen unter den Aspekten Leistungsfähigkeit, Emissionen und Lärmimmission. Erweitert wurden die Untersuchungen zu Studien bezüglich der Bodenprozesse während eines Turnarounds. Zudem wurden die beiden Entwürfe hinsichtlich ihrer Klimawirkung untersucht, um sicherzustellen, dass sich die lärmarme Konfiguration nicht zu negativ auf das Klima auswirkt. Die Untersuchungen der Bodenprozesse, gehörten formal zum Hauptarbeitspaket 4, werden hier jedoch zusammen mit den Ergebnisse aus HAP 1 dargestellt, weil ein Zusammenhang besteht. Der Entwurfsraum wurde durch die Vorgaben an die Entwürfe vordefiniert und durch im Projekt direkt verfügbare Software zur Simulation weiter eingeschränkt. Insbesondere die kurze Reichweite und Reisemachzahl, sowie das geforderte Dienstleistungsdatum im Jahr 2030 für die Entwürfe hatte entscheidenden

Einfluss auf die Grenzen des Entwurfsraums. Dabei wurden (hybrid-)elektrische Antriebsformen zugunsten klassischer Strahltriebwerke in der Anfangsphase des Projektes verworfen. Diese neuartigen Antriebskonzepte werden in anderen, zu späteren Zeitpunkten gestarteten DLR-Forschungsprojekten detailliert analysiert.

2 Methodik

Nachfolgend werden die verwendeten Methoden beschrieben. Der Beschreibung des Vorgehens beim Gesamtentwurf folgt die der Lärmbewertung. Diese zwei Punkte haben einen sehr engen Zusammenhang, weil sie durch entsprechende Rückkopplungen im Prozess verbunden sind. Das bedeutet: die Lärmbewertung hat Einfluss auf den Entwurf. Im Vergleich zur anderen veröffentlichten Arbeiten des DLR [4,5] standen im Projekt jedoch nicht die Methoden zur Verfügung, um eine automatische Lärmbewertung direkt in den Entwurfsprozess zu integrieren. Im Projekt KonTeKst werden daher Erkenntnisse einer Lärmsimulation manuell in den Entwurfsprozess zurückgespiegelt. So können die Entwürfe, im Rahmen der Möglichkeiten, an die Ergebnisse der Lärmsimulation angepasst werden. Die Klimaanalyse und Betrachtung der Bodenprozesse hingegen, die anschließend beschrieben werden, sind nachgelagerte Untersuchungen nachdem Lärmbewertung und Entwurf bereits abgeschlossen waren und hatten daher keinen Einfluss mehr auf den Entwurf der Flugzeugkonzepte.

2.1 Methodik des Flugzeugentwurfs

Als Startpunkt der Entwurfsarbeiten wurden zwei Workshops durchgeführt, mit dem Ziel die Technologieannahmen der Entwürfe für das Dienst Eintrittsjahr 2030 zusammen mit möglichen lärmindernden Maßnahmen zu definieren. Des Weiteren sollte eine Begrenzung des Entwurfsraums für die zu entwickelnden

Konfigurationen auf einen realistischen Bereich in Anbetracht des Dienst Eintrittsjahres angenommen werden. Die getroffenen Technologieannahmen sind in Kapitel 3.1 gelistet. Auf Basis der Ergebnisse der Workshops wurden mehrere Entwurfsskizzen angefertigt um potentielle, realistische Entwurfsoptionen aufzuzeigen. Hierbei sei anzumerken, dass es sich zu diesem Zeitpunkt lediglich um Prinzipskizzen handelte, die durch das Einfließen von Erfahrung entstanden sind, nicht um flugphysikalische Entwürfe. Insgesamt entstanden so 11 Designvorschläge. Diese wurden systematisch bewertet. Hierzu wurden die einzelnen Designvorschläge hinsichtlich der folgenden Bewertungskriterien bewertet:

- Effizienz (bezogen auf den Kerosinverbrauch)
- Die Komplexität des Entwurfs insgesamt
- Die Missionsflexibilität
- Der Passagierkomfort
- Die Abschattung des Triebwerks nach vorne/unten
- Die Abschattung des Triebwerks nach hinten/unten
- Die Lärmemission der einzelnen Komponenten
- Die Lärmemission aufgrund der Wechselwirkung (Konfigurationslärm)
- Die strukturelle Stabilität und die Schwierigkeiten bei der Umsetzung
- Die zu erwartende flugdynamische Stabilität des Entwurfs

Den Bewertungskriterien konnten Punkte von +2 (positiv) bis -2 (negativ) zugeordnet werden. Neben der Bewertung wurde außerdem die Möglichkeit einer Realisierung bis 2030 kritisch hinterfragt. Ferner wurde eingeschätzt, ob sich die Entwürfe im Projektrahmen überhaupt methodisch bzw. modellbezogen abbilden lassen. Aufbauend auf diesen drei Punkten wurden die einzelnen Entwürfe dann mittels einer Bewertungsmatrix, bei der die jeweiligen Parameter gewichtet eine Gesamteinschätzung jedes Entwurfs ermöglichen, bewertet. Am En-

de stand eine Entwurfsidee, die sowohl von der Realisierbarkeit innerhalb des Projektrahmens als auch von der erwarteten Lärmminde rung her die vielversprechendste war. Die zugrunde liegende Skizze, die in Abbildung 1 dargestellt ist, diente als Startpunkt für die im Folgenden aufgeführten Entwurfsarbeiten.

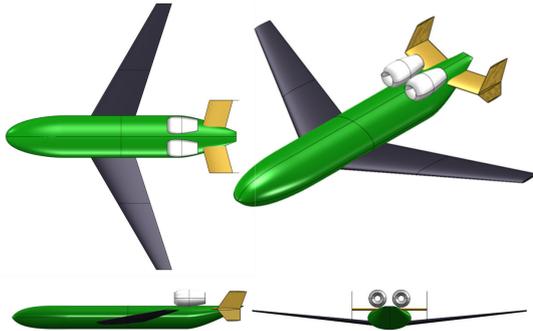


Abb. 1: Entwurfsskizze der ausgewählten Konfiguration

Der eigentliche flugphysikalische Entwurf der neuen Flugzeugkonfigurationen wurde mit dem Werkzeug MICADO der RWTH Aachen [23] durchgeführt. Die Referenzgeometrie wurde ebenfalls mit MICADO berechnet. Insgesamt war vor allem die Schnittstellenanbindung zwischen Entwurf und Lärmbewertung eine Herausforderung. Die Entwürfe wurden unter anderem aus diesem Grund in mehreren Iterationen angepasst. Um im Entwurf grundsätzlich einschätzen zu können, wie sich die Lärmabschattung verhält, wurde jeweils eine Rechnung eines Betriebspunktes und einer ungerichteten Punktquelle mit Hilfe eines internen Tools basierend auf der *Fast Multipole Methodik* [21] durchgeführt. So konnte grundsätzlich und qualitativ ermittelt werden, ob Abschattung des Triebwerkslärms realisiert werden kann. In der ersten Iteration wurden so drei Entwürfe zur weiteren Bewertung finalisiert. Durch die Triebwerke oberhalb des Rumpfes mussten entsprechende Annahmen über die Installationseffekte getroffen werden. Diese beruhten auf vorangegangenen Unter-

suchungen mit RANS- basierten Verfahren (Reynolds-averaged Navier-Stokes equations). Insbesondere die Untersuchungen von Haar und Brezillon [15] spielten dabei eine Rolle, da in KonTeKst keine eigene RANS- basierte Optimierung stattfand. Weiterhin musste der breite Rumpf in seiner Wirkung auf den Vorentwurf etwas besser abgeschätzt werden. Insbesondere der Einfluss auf den Nickmomentenhaushalt war entscheidend, um Entwürfe mit ähnlichem Stabilitätsmaß miteinander zu vergleichen. Neben einfachen, abschätzenden Untersuchungen mit dem DLR Strömungslöser TAU [28] wurde auch mittels des Tragflächenverfahrens LiftingLine [16] des DLR der Rumpfeinfluss des breiteren Rumpfes auf den Vorentwurf besser abgeschätzt. Die übliche Methodik des Vorentwurfs, das Triebwerk in bestimmten Grenzen nachauszulegen (so genanntes *Rubber Sizing*), hat sich als ungeeignet für die eine anschließende akustische Bewertung herausgestellt. Durch die Technologieannahmen für das Jahr 2030 hatten die Entwürfe einen geringeren Schubbedarf als der, für den das Triebwerk ausgelegt war. Für die Akustik relevante Geometrie- und Leistungsparameter eines Triebwerks können nicht vereinfacht linear skaliert werden, sondern müssen mit Skalierung des Triebwerks explizit überprüft und neu angepasst werden. Daher wurde ein anderer Ansatz gewählt: anstelle von Skalierungsfaktoren wurde das Triebwerkskennfeld unskaliert benutzt, jedoch mit der Vereinbarung einer Kappungsgrenze für den gewünschten (niedrigeren) Maximalschub und die entsprechende Drehzahl berücksichtigt, sogenanntes *De-Rating*. Dadurch bleiben die akustisch relevanten Parameter, z.B. Abstand von Rotoren zu Statoren konstant. Für den Entwurf bedeutet das De-Rating, dass das Triebwerk nicht mehr optimal auf den Entwurf angepasst ist. Tendenziell nimmt demnach die Gesamtmasse zu und der Treibstoffverbrauch vergrößert sich. Da die Begrenzung des Kennfeldes in der Größenordnung von 10 % lag, kann man davon ausgehen, dass diese Lösung angemessen und nicht unrealistisch ist. Die

MICADO Entwurfsarbeiten konnten dabei direkt auf die gelieferten Informationen zu Triebwerksleistung und Masse aufsetzen, um einen Gesamtentwurf zu ermöglichen. Neben den Leistungsdaten des flugphysikalischen Entwurfs konnten so die Geometrie als Oberflächennetz und die Details des Triebwerks zur Lärmanalyse bereitgestellt werden. In Abbildung 2 sind entsprechend exemplarisch ein Oberflächennetz im STL-Format (übliches Dateiformat für Oberflächen basierend auf Dreiecken) der Referenz dargestellt (links) und eine schematische Darstellung des verwendeten Triebwerks. Details zum Triebwerksentwurf folgen im nachfolgenden Unterkapitel 2.2.

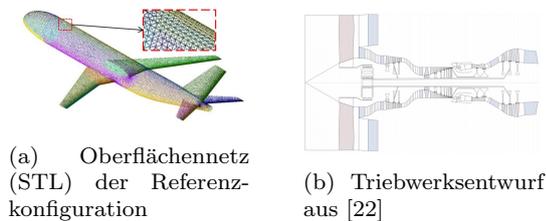


Abb. 2: Exemplarische Darstellungen zur Methodik

2.2 Methodik des Triebwerkentwurfs

Für den Antrieb der untersuchten Flugzeugkonfigurationen wurde eine Nachauslegung des Pratt & Whitney 1100G Triebwerks durchgeführt. Dieses Triebwerk kommt an der A320neo Flugzeugfamilie seit 2016 kommerziell zum Einsatz und bietet mit Hilfe eines Übersetzungsgetriebes die Möglichkeit, den Fan und die Niederdruckturbinen (LPT) auf unterschiedlichen Drehzahlen und damit individuell optimaler betreiben zu können. Der Auslegungsprozess des thermodynamischen und konzeptionellen Triebwerksmodells wurde mit der virtuellen Triebwerksplattform Gas Turbine Laboratory (GTlab) [3,22] durchgeführt. Dieses Framework basiert auf dem

Ansatz eines zentralen Datenmodells. Einzelne Tools und Rechenwerkzeuge können mit Hilfe standardisierter Schnittstellen in das Datenmodell eingebunden werden. GTlab-Performance ist dabei das Tool, welches zur Bestimmung des thermodynamischen Kreislaufs zuständig ist. Nachfolgende Abbildung 3 zeigt den konzeptionellen Aufbau und Abbildung 4 das thermodynamische Kreisprozessmodell des Triebwerks. Mit Hilfe von Daten

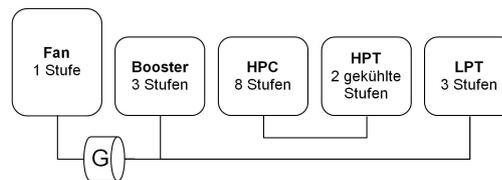


Abb. 3: Konzeptioneller Aufbau der Triebwerksarchitektur des PW1100G

aus frei verfügbarer Literatur [9,18] wurde der konzeptionelle Aufbau (s. Abbildung 3) des Triebwerks initial in ein thermodynamisches Kreislaufmodell (s. Abbildung 4) überführt. Das Teillastverhalten der Turbokomponenten wird über Kennfelder abgebildet. Für die detaillierte Auslegung sind charakteristische und dimensionierende Betriebspunkte auf der Mission erforderlich (siehe Tabelle 1). Der Maximum-Take-Off (MTO) Punkt basiert auf [9] und stellt den Betriebspunkt mit dem maximal verfügbaren Schub dar. Der IDLE Betriebspunkt beträgt nach ICAO [9] 7 % vom MTO-Schub und ist ein bedeutsamer Betriebsbereich für die Brennkammerauslegung. Die restlichen Punkte werden anhand einer Missionsrechnung des Flugzeugs abgeschätzt. Im Reiseflug-Betriebspunkt (CR) wird das Flugzeug über einen Großteil der Mission betrieben. An diesem Punkt wird sichergestellt, dass die Arbeitslinie einen niedrigen spezifischen Brennstoffverbrauch aufweist, um so die Realität sinnvoll abzubilden. Der Top-Of-Climb (TOC) Punkt stellt den Betriebsbereich mit den höchsten reduzierten Drehzahlen dar.

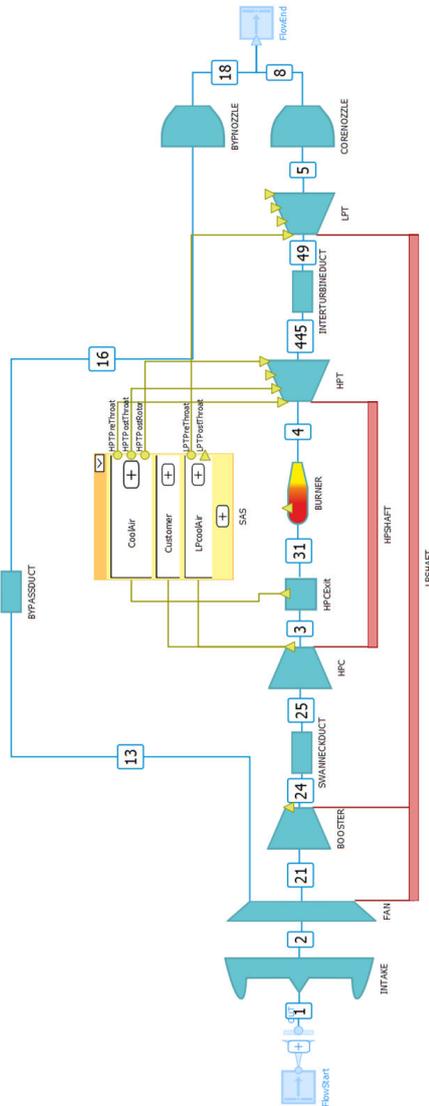


Abb. 4: Thermodynamisches Kreisprozessmodell der Triebwerksnachauslegung des PW1100G in GTlab-Performance

Hierbei wird sichergestellt, dass sich der Betriebspunkt noch im sinnvollen Bereich der Turbokomponentenkennfelder befindet. Die Wirkungsgrade im Auslegungspunkt MTO wurden mit Hilfe von Korrelationen nach [14] abgeschätzt. Auf dieser statistischen Basis

Parameter	Einheit	CR	MTO	TOC	IDLE
ALT	m	10 668	0	10 668	0
XM	-	0.78	0	0.78	0
Schub	kN	22.8	147.3	27.6	10.3
DTISA	K	0	+15	+10	0

Tabelle 1: Charakteristische Betriebspunkte des Triebwerks

wurden die Wirkungsgrade entsprechend extrapoliert und in das GTlab-Performance Modell überführt. Gleiches wurde für die erforderliche Kühlluftmenge durchgeführt. Das Triebwerk hat separate Düsen für den Kern und den Bypass und das Druckverhältnis des Fans wurde so eingestellt, dass nach [11] ein ideales Geschwindigkeitsverhältnis der Düsen über den Transmissionswirkungsgrad im Auslegungspunkt bereitgestellt wird. Der Abgleich der Triebwerksnachauslegung mit ICAO Daten [18] zeigte eine gute Übereinstimmung von Brennstoffmassenstrom, Nebenstromverhältnis (BPR) und Gesamtdruckverhältnis (OPR) über einen weiten Schubbereich. In Tabelle 2 ist eine Auswahl an Ergebnissen (TIT = Turbine Inlet Temperature) dargestellt. Ne-

Parameter	Einheit	CR
TIT	K	1545
OPR	-	38.6
BPR	-	12.5

Tabelle 2: Charakteristische Betriebspunkte

ben den thermodynamischen Leistungsdaten wurde das Triebwerk konzeptionell entworfen um dimensionierende Größen und Abmaße zu modellieren. Für die akustische Untersuchung zusätzlich benötigte Geometriedaten wurden abgeschätzt. Der Fan-Durchmesser ist in den Zertifizierungsdaten angegeben und fungierte als Referenzwert, um die Machzahl an dieser Station einzustellen. Die Triebwerksdaten wurden anschließend direkt zur Lärmbewertung herangezogen, wie z.B. auch bereits in früheren Anwendungen [4].

2.3 Methodik der Lärmbewertung und Kopplung an den Vorentwurf

Mit den Daten aus Triebwerk- und Flugzeugentwurf beginnt die Lärmbewertung. Für die Lärmsimulation erforderliche Daten über das Hochauftriebssystem wurden mit vereinfachten Annahmen abgeschätzt, um die beschreibenden Flugbahnen berechnen zu können. Diese Annahmen basieren auf bekannten Daten einer heutigen A320-Konfiguration. Für die Berechnung der Flugbahn kam das DLR Werkzeug FlipNA zum Einsatz [6]. Für jeden Entwurf konnte so eine detaillierte Analyse von Start- und Landeflugbahnen durchgeführt werden, um schließlich eine lärmarme Bahn für jeden Entwurf zu berechnen. Die anschließende Lärmprognose mit dem DLR Werkzeug PANAM [5] wurde durchgeführt, um gängige Lärmmetriken entlang der simulierten Flugbahnen berechnen und eine abschließende Bewertung vornehmen zu können. Die Lärmimmission wird insbesondere von der Abschattung des Triebwerksschalls beeinflusst und wird hier gesondert untersucht. In jedem Punkt einer Flugbahn kann so die Schallwirkung in jede Richtung ermittelt werden. Exemplarisch ist eine solche Sphäre zur Darstellung solcher Untersuchungen in Abbildung 5 gezeigt.

Nach der Berechnung der richtungsbezogenen

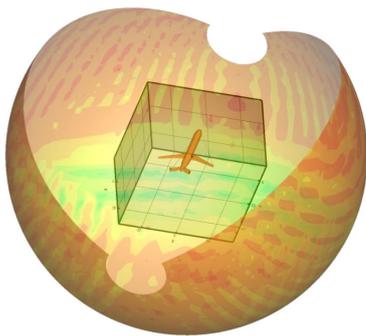


Abb. 5: Exemplarische Sphäre zur Betrachtung der Abschattungswirkung des Triebwerkslärms in verschiedene Raumrichtungen

nen Abschattungswirkung, insbesondere des Triebwerkslärms, folgt die oben genannte Berechnung der Flugbahn. Daraus resultiert eine vollständigen Beschreibung der Lärmimmission entlang von Start- und Landung. Für die Untersuchungen im Projekt KonTeKst wurde ein arithmetisches Mittel der berechneten Pegel entlang der Flugbahn verteilter Immissionswerte (Beobachter) sowie der Isokonturflächen des SEL (*Sound Exposure Level*) ausgewählt. Basierend auf den ausgewählten Metriken wurden die initialen Entwürfe aus dem Flugzeugentwurf einer akustischen Bewertung unterzogen. Dabei wurden Verbesserungsvorschläge zur Triebwerksintegration erarbeitet, die anschließend in einer weiteren Iteration des Flugzeugentwurfsprozesses entsprechend angepasst wurden. Die Lärmimmission konnte durch diese einmalige Entwurfsiteration noch einmal deutlich reduziert werden. Es ist jedoch davon auszugehen, dass durch eine direkt und vollständig in den Vorentwurf eingekoppelte Lärmsimulation noch deutlich verbesserte und lärmärmere Flugzeugkonfigurationen identifiziert werden können. Insbesondere hat die Änderung der Triebwerksposition Einfluss auf Schwerpunkt und durch den Interaktionswiderstand zwischen Triebwerk und Rumpf auch Einfluss auf die Leistungsdaten. Insgesamt ändert sich dadurch die Geometrie des Flügels, der seine Grundfläche ändert. Ferner wird der Momentenhaushalt beeinflusst, was direkte Auswirkungen auf die Höhenleitwerksfläche hat. Dies erfordert eigentlich im Idealfall eine direkte automatische Einkopplung der Akustik im Entwurfsprozess. Abbildung 6 zeigt den hier verwendeten Ablauf nochmals schematisch, um die Abhängigkeiten zu verdeutlichen. Im Kapitel 3 werden lediglich Ergebnisse der finalen Konfigurationen (nach Iteration) vorgestellt.

2.4 Methodik der Klimabewertung

Die Bestimmung der Emissionsverteilungen wurde mit dem Global Air Traffic Emission

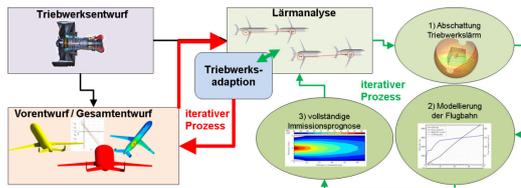


Abb. 6: Übersicht über den Gesamtprozess und die Methoden

Distribution Laboratory (GRIDLAB) [20] durchgeführt. Kernelement dabei ist der Trajektorienrechner (Trajectory Calculation Module, TCM [20]), welcher unter Nutzung der bereitgestellten Flugleistungsdaten (Massen, Geometrie, aerodynamische und Triebwerkskennfelder) auf Basis von Missionsvorgaben die Flugbewegungen im Raum durch Lösen vereinfachter Flugbewegungsgleichungen bestimmt. Der Einfluss der jeweiligen Technologie ist im Gesamtentwurf und entsprechend in den Flugleistungsdaten insofern enthalten, als die Veränderungen der Flugzeugmasse, der aerodynamischen Beiwerte oder auch der Triebwerksleistungen z.B. durch Leistungsentnahmen des Triebwerks abgebildet sind. Ein wichtiger Aspekt für die Emissionsermittlung ist dabei, dass das Triebwerkskennfeld bereits den mit einem jeweiligen Triebwerkszustand eingehenden Emissionsindex für Stickoxid $EINO_x$ beinhaltet, sodass bei der Trajektorienberechnung an jedem Punkt des Fluges die freigesetzten Emissionen bestimmt werden können. Die Emissionsmengen berechnen sich dabei wie folgt: Für die CO_2 -, H_2O - und SO_2 -Emissionen wird jeweils angenommen, dass diese proportional zum Kraftstoffverbrauch entstehen. Die NO_x -Emissionen sind leistungsabhängig, so dass der variable $EINO_x$ mit dem Kraftstoffmassenstrom zu multiplizieren ist, um die NO_x -Emissionsflüsse zu erhalten. Für die Inventarisierung und Weitergabe an das Klima-Response-Modell AirClim werden die profil-basierten Emissionen in GRIDLAB abschließend noch mit einem Gridding-Algorithmus gerastert, wobei mit einer Auflösung von horizontal $1^\circ \times 1^\circ$ und

vertikal 1000-2000 ft gearbeitet wurde. Für die Berechnung der Klimawirkung der Flugzeugtechnologien wurde AirClim [8] verwendet. AirClim ist ein Klima-Response-Modell das Flugzeugemissionen mit vorberechneten atmosphärischen Daten linear kombiniert. Grundlage für AirClim sind vorberechnete atmosphärische Daten aus Simulationen mit einem komplexen Klima-Chemie-Modell. Dazu wurden für verschiedene Höhen- und Breitenbereiche Klima-Chemie-Simulationen mit normierten NO_x - und H_2O -Emissionen in der jeweiligen Region durchgeführt. Die daraus resultierenden Änderungen der Spurenstoffkonzentrationen und des Strahlungsantriebes (RF) für jede Region dienen als Input für AirClim. Die Emissionen in bestimmten Höhen und Breiten werden dann mit dem vorberechneten atmosphärischen Response linear kombiniert und daraus ein globaler Strahlungsantrieb berechnet. Der zeitliche Verlauf des Strahlungsantriebes wird dann entsprechend des zeitlichen Emissionsverlaufs und der Lebenszeit der einzelnen Spezies berechnet. Daraus wird der zeitliche Verlauf der Temperaturänderung berechnet. Neben CO_2 , dem bekanntesten Treibhausgas, werden auch Wasserdampf (H_2O), die Wirkung von Stickoxiden (NO_x) auf Ozon (O_3) und Methan (CH_4) sowie die Wirkung von Kondensstreifen-Zirren berücksichtigt.

Die Bewertung der Einführung eines lärmarmen Kurzstreckenflugzeuges wurde auf globaler Ebene durchgeführt. Dazu wurden Daten aus dem DLR-Projekt WeCare [13] zur zeitlichen Entwicklung der globalen Strecken- und Flottenstruktur herangezogen und für 2035 alle Flüge von Flugzeugen mit 101 bis 150 Sitzen und alle Flüge kürzer der maximalen Reichweite von 1000 NM gefiltert. Für die verschiedenen Flugzeugkonfigurationen wurden jeweils zwei verschiedene Höhenannahmen untersucht. Einmal ein kraftstoffoptimierter Betrieb, bei dem diejenige Flughöhe angestrebt wird, auf der bei ausreichender Leistungsreserve die maximale spezifische Reichweite realisiert werden kann. Zum an-

deren eine konstante Flughöhe auf FL350, um zu unterscheiden, ob die Änderung der Klimawirkung durch die Technologie oder das dadurch geänderte Flugprofil verursacht wird. Abbildung 7 zeigt weitere Annahmen. Als Klimametrik wurde der *Average Temperature Response* mit einem Zeithorizont von 100 Jahren (ATR100) verwendet.

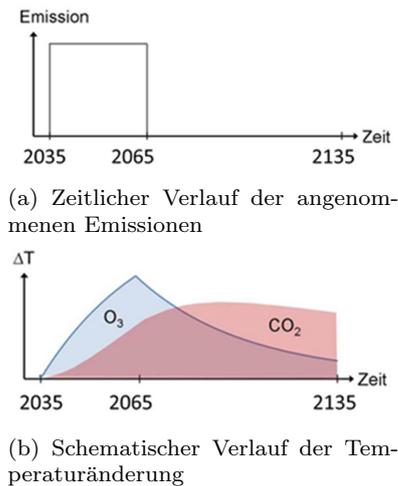


Abb. 7: Weitere Annahmen zur Klimabewertung über den veränderten Zeithorizont

perature Response mit einem Zeithorizont von 100 Jahren (ATR100) verwendet. Das ATR100 entspricht der mittleren Änderung der globalen bodennahen Temperatur über einen Zeitraum von 100 Jahren. Als zeitlicher Verlauf der Emissionen wurde ein Technologieansatz verwendet. Dabei wird die Wirkung eines Flugzeuges über deren Lebenszeit untersucht. In diesem Projekt wurde eine konstante Emission des Flugzeuges von 2035 bis 2065 angenommen (Abbildung 7a). Die Klimawirkung dieser Emission wurde über die Jahre 2035 bis 2134 berechnet (Abbildung 7b). Ein Grund dafür, dass die Klimawirkung deutlich länger berücksichtigt wird, als die Emissionen stattfinden, ist die lange Lebenszeit der CO₂-Emissionen. Die Wirkung der Nicht-CO₂-Effekte, wie die Wirkung der NO_x-Emissionen auf O₃, tritt relativ schnell ein, sinkt nach dem Ende der Emission aber auch

relativ schnell wieder ab. Die Wirkung der CO₂-Emissionen ist hingegen zunächst gering und fällt durch die Akkumulation aufgrund der langen Lebenszeit nur sehr langsam ab. Beschrieben wird, der Einfluss auf die Temperaturänderung der nächsten 100 Jahre, wenn anstelle eines Referenzflugzeuges ein neues Flugzeug über dessen Lebenszeit emittiert.

2.5 Methodik der Bewertung von Bodenprozessen

In diesem Kapitel werden die Methoden und allgemeinen Voruntersuchungen zu Bodenprozessen dargestellt. Aus einer IST-Analyse lassen sich Schlüsse ziehen, welche Teilprozesse den größten möglichen Zeitgewinn versprechen und diese Erkenntnisse lassen sich, zumindest qualitativ, auch auf ein potentiell neues und lärmarmes Luftfahrzeug (LFZ) übertragen. Neben einer detaillierten Analyse des Airbus A320-Referenzmodells wurden auch die Spezifikationen und Verfahren verschiedener Fluggesellschaften und anderer gängiger Flugzeugmodelle zum Vergleich herangezogen. Eine Darstellung des *Full Servicing Turn Round Time Chart* von Airbus [1] in Abbildung 8 zeigt, neben dem IST-Zustand die Punkte mit dem größten Einsparpotential auf. Um die Zeit am Boden zu minimieren und

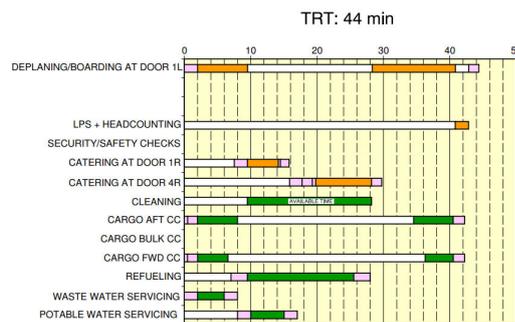


Abb. 8: Full Servicing Turn Round Time Chart einer A320 [1]

eine größtmögliche Anzahl an Einsätzen zu

realisieren, bietet die Optimierung der kabineninternen Vorgänge am ehesten Raum für eine Zeiteinsparung, da sie den Großteil der Bodenzeiten ausmachen. Die Untersuchung unterschiedlicher Flugzeugmuster zeigt, dass insbesondere die Verteilung der Sitzplätze auf eine schmale Bestuhlung und kurze Wege zum Ausgang zu einem schnellen Passagieraus-tausch führen. Die Geometrie des Rumpfes hat folglich einen entscheidenden Einfluss auf die Prozesse innerhalb des Flugzeuges. Insbesondere die Zeitdauer des Boarding und De-Boarding Prozesses sind davon abhängig. Es ist leicht nachzuvollziehen, dass bei einem sehr langen Rumpf mit nur einem Gang die Zeit für das Einsteigen durch eine Tür länger ist als die Zeit für das Einsteigen in ein Zwei-Gang-Flugzeug. Weitere Sub-Prozesse wie die Gepäckaufbewahrung wirken sich zusätzlich auf die Dauer des Prozesses aus.

2.5.1 Analyse von Boardingverfahren mithilfe eines Boardingmodells

In mehreren Untersuchungen mithilfe eines Boardingmodells wurden verschiedene Boardingverfahren auf ihren Einfluss auf die Dauer des Boardings/De-Boardings untersucht. Hierfür wurde ein mikroskopischer Ansatz zur Modellierung des Passagierverhaltens gewählt, bei dem die Passagierbewegung als ein eindimensionaler, stochastischer und zeit-/raumdiskreter Übergangsprozess definiert wird. Das Modell wurde auch genutzt, um die Side-Slip-Seat-Technologie zu prüfen. Hierbei handelt es sich um einen Sitz, dessen Breite variierbar ist. Damit ist die Gangbreite veränderlich. Die Boardingzeit könnte so um bis zu 20 % beschleunigt werden.

2.5.2 Analyse von infrastrukturellen Bottlenecks beim Boarding/ De-Boarding

Mithilfe eines weiteren Modells (AnyLogic) wurde eine eigene Prozesslogik implementiert, durch die man beliebig viele Prozesse, auch hierarchisch, kombinieren und leicht parametrisieren kann. In dem Modell wurde der

komplette Turnaround abgebildet und sich auf strukturelle Variationen beim Boarding/De-Boarding konzentriert. Da das Gate die Schnittstelle zwischen der Luft- und Landseite darstellt, d.h. der Zustrom der Passagiere zur Kabine der Landseite zugeschrieben wird und das Boarding in der Kabine der Luftseite, wurden beide Seiten miteinander gekoppelt und im Modell abgebildet. Für den Boarding/De-Boarding-Prozess wurde angenommen, dass die Parameter bn (Breite des Bottlenecks) und d (die Anzahl der Türen) variabel gestaltet werden können. Ermittelt man nun die Turnaroundzeiten bei der Nutzung von einer bzw. zwei Türen und bei unterschiedlichen Breiten der Engstelle, zeigen die Ergebnisse und Verteilungskurven, dass jede Verbreiterung der Engstelle erwartungsgemäß eine Verbesserung der Gesamtzeit ergibt. Besonders ist dies bei der Nutzung einer Tür und einem Gang der Fall. Eine Reduktion der Gesamtzeit um über 4 Minuten ist aber nur der Fall, wenn der Gang deutlich breiter als heute ist. Aber auch bereits eine Verbreiterung der Engstelle um 10 cm ermöglicht eine Zeiteinsparung von etwa 2 Minuten. Als Ergebnis der Variation der Breite des Ganges und der Nutzung von einer, respektive zwei Türen lässt sich festhalten, dass die größte Zeitersparnis (knapp 9 min ggü. Boardingprozess beim A320) durch die leichte Verbreiterung der Engstelle *Gang* (von 50 cm auf 80 cm) sowie ein konsequentes Nutzen beider Türen zum Einsteigen erzielen lässt.

3 Ergebnisse

Nachfolgend werden wesentliche Ergebnisse und insbesondere die Kennzahlen der finalen Entwürfe dargestellt. Nach den Randbedingungen für alle Entwürfe, wird erst das Referenzflugzeug und dann die finalen, lärmarmen Entwürfe gezeigt. Anschließend folgen die Ergebnisse aus der Bewertung des Lärms, der Klimawirkung und der Bodenprozesse.

3.1 Top-Level Aircraft Requirements und Technologieannahmen

Der Entwurf bzw. die Randbedingungen aus dem Projekt waren ähnlich einer A320, allerdings mit geändertem Designpunkt. Insbesondere ist der Wert der Entwurfsreichweite mit 1000 NM deutlich kleiner als der einer tatsächlichen A320. Die grundsätzlichen Anforderungen an die Referenz und die lärmarmen Konfigurationen sind über die Top-Level Aircraft Requirements (TLARs) definiert. Diese ergeben sich direkt aus dem Projektplan. Tabelle 3 gibt einen kurzen Überblick über die wichtigsten Größen. Eine Übersicht über

Parameter	Einheit	Wert
Entwurfsreichweite	NM	1 000
Entwurfsnutzlast	kg (PAX)	13 608 (150)
(Initiale) Reiseflugmachzahl	-	0.78
(Initiale) Reiseflughöhe	m	10 000
Benötigte Startstrecke	m	< 2 000
Benötigte Landstrecke	m	< 2 000
Spannweitenlimit (Flügel)	m	< 36
Triebwerkstyp	-	Getriebefan (GTF)

Tabelle 3: Top-Level Aircraft Requirements (Überblick)

die ausgewählten Technologien sowie deren Auswirkungen auf den Entwurf zeigt Tabelle 4. Diese Technologien sind darüber hinaus in den Entwurfswerkzeugen als Annahmen abbildbar und können zumeist über so genannte *Einflussfaktoren* integriert werden. Die in der Tabelle 4 aufgeführten Einflussfaktoren sind entweder der IATA Technologiedatenbank [17] entnommen oder mit Experten der entsprechenden DLR-Fachabteilungen ausführlich abgestimmt worden. Sie sind demzufolge in jedem der nachfolgend dargestellten Entwürfe enthalten. Das gilt sowohl für die Referenz in Kapitel 3.2, als auch für die eigentlichen lärmärmeren Konfigurationen im Kapitel 3.3. Diese Annahmen in Verbindung mit der gegenüber einer A320 reduzierten Entwurfsreichweite führen zu einem erheblich leichteren Flugzeug und damit auch zu einem erheblich kleineren Flügel. In der Folge wird

Komponent	Technologie	Auswirkung
Flügel	Verbundmaterialien	Masse: -15 %
	Manöver- und Böenlastabminderung	Masse Box: -15 %
Rumpf	Verbundmaterialien	Masse: -15 %
Seiten-/Höhenleitwerk	Verbundmaterialien	Masse: -15 %
	Aktive Leitwerke	Leitwerksfläche: - 5 %
Höhenleitwerk	Aktive Leitwerke	Leitwerksfläche: - 10 %
Fahrwerk	Titannatrix- Verbundstoffe	Masse: - 15 %
Systeme	More Electrical Aircraft (MEA)	MTOW: -1 %

Tabelle 4: Einflussfaktoren der einzelnen Technologien

die Referenz sehr effizient in den Werten der physikalischen Flugleistungsparameter.

3.2 Referenzkonfigurationen

Innerhalb dieses Projektes wurde als Referenz ein A320-ähnlichen Flugzeug mit Turbofantriebwerk entworfen. Das Kabinenlayout für die Referenzkonfiguration entspricht einem typischen Layout für eine Tube-Wing-Konfiguration. Im Frachtraum sind LD3-45 Standardcontainer vorgesehen. Das Sitzlayout ist mit einer kleinen Business-Klasse mit 3 x 4 Sitzen mit einer 2-2er Bestuhlung ausgelegt. Die Economy- Klasse besteht aus 23 x 6 Sitzen in einer 3-3er Bestuhlung. Damit ergeben sich insgesamt die geforderten 150 Sitzplätze. Die Küchen und Toiletten sind wie üblich angeordnet und die Anordnung der Notausgänge entspricht den Vorschriften zur Zertifizierung. Abbildung 9 zeigt das erstellte Kabinenlayout für die Referenzkonfiguration. Wie beschrie-

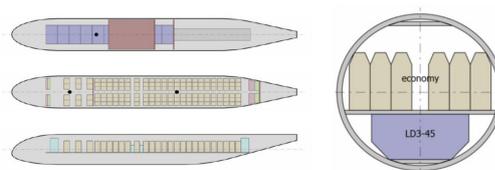


Abb. 9: Kabinenlayout für den Rumpf der Referenzkonfiguration mit insgesamt 150 Sitzplätzen in 2 Klassen mit MICADO [23]

ben, gab es zunächst einen Entwurf, bei dem das Triebwerk für den Vorentwurf nachentworfen und im Schubbedarf leicht angepasst

wurde. Die Konfiguration (*KTX-17-021 sized Engine REF*, KTX ist dabei ein Abkürzung für KonTeKst) ist entsprechend performanter als die Version, in der der Triebwerksentwurf eines PW 1100 G Turbofantriebwerks genutzt und ein Abregeln des Triebwerks simuliert wurde (*De-Rating*). In der Folge ist das Schubgewichtsverhältnis bei Startbedingungen etwas erhöht und die Masse des Triebwerks aufgrund der unskalierten Abmessungen ist ebenfalls leicht erhöht. Dieser zweite Referenzentwurf (*KTX18-021 REF (De-Rated)*) ist die eigentliche Referenz (REF) für alle nachfolgenden lärmärmeren Kontext-Entwürfe. Nachfolgende Abbildung 10 zeigt zunächst die Entwurfsmission der Referenzkonfiguration. Dabei ist die

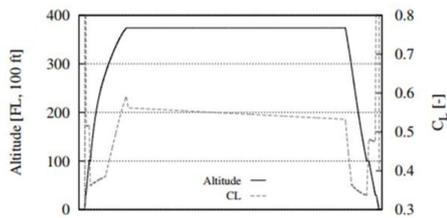


Abb. 10: Entwurfsmission der Referenzkonfiguration (simulierte Bahn für 1000 NM)

tatsächliche Flughöhe ein Parameter, der nur durch die Mindesthöhe der TLARs begrenzt ist. Das Flugzeug fliegt, wenn möglich auf einer Höhe, bei der sich eine optimale Gleitzahl und damit ein optimaler Auftriebskoeffizient C_L einstellen. Damit fliegt das Flugzeug so effizient wie möglich. Dieser Punkt resultiert aus den in Abbildung 11 gezeigten aerodynamischen Werten. Es ist darin ersichtlich, dass sich im Reiseflug bei einer Machzahl von 0,78 im optimalen Gleitflug ein Auftriebskoeffizient von etwa 0,55 ergibt. Dargestellt sind die Polaren für das vollständige Flugzeug in *Clean*-Konfiguration, also ohne ausgefahrenes Hochauftriebssystem. Die Werte sind für den getrimmten Zustand berechnet. Nachfolgende Abbildung 12 zeigt die Referenzkonfiguration geometrisch. Gezeigt sind die Neutralpunkte von Höhenleitwerk, Seitenleitwerk und

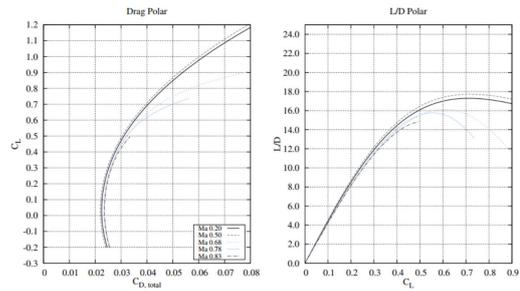


Abb. 11: Aerodynamische Polaren der Referenzkonfiguration

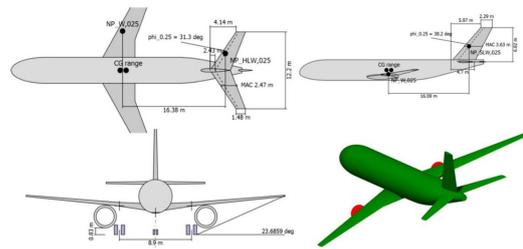


Abb. 12: Referenzkonfiguration in der 3-Seiten und in einer gerenderten, isometrischen Ansicht

Flügel sowie der zulässige Schwerpunktbereich. Die Triebwerke sind erwartungsgemäß recht groß im Durchmesser und führen deshalb zu einem längeren Fahrwerk um die nötige *Ground-Clearance* einzuhalten. Die wesentlichen Daten zur Referenzkonfiguration sind in Tabelle 5 gezeigt. Dabei ist in der linken Spalte die Version, deren Triebwerk skaliert wurde, und auf der rechten Seite die eigentliche Referenz dargestellt. Der Fokus in dieser Tabelle liegt insbesondere auf dem Vergleich der beiden Konfigurationen und konzentriert sich deswegen auf die Werte, in denen sich die Änderungen aufgrund des unskalierten Triebwerks am deutlichsten zeigen. Insbesondere betrifft das den Einfluss des stärkeren Triebwerks, der sich vor allem beim Schubgewichtsverhältnis, aber auch bei den höheren Massen von den Pylonen und der Antriebseinheit auswirkt. Positiv wirken sich die höhere Gesamtmasse auf die Gleitzahl und

Bezeichnung	Einheit	KTX17-021	KTX18-021
KEY AIRCRAFT Parameter			
Schub-Gewichtsverhältnis	-	0.337	0.413
MTOW	t	53.6	55.4
OEW	t	33.9	35.2
LEITWERKE			
SLW Referenzfläche	m ²	22.5	23.9
SLW Spannweite	m	6.6	6.8
MASSENBREAKDOWN			
Flügel	kg	3 878	4 027
VTP	kg	315	338
Pylons	kg	882	995
Antrieb	kg	6 530	7 449
AERODYNAMIK			
L/D max	-	15.4	15.8
Gesamtwiderstand	-	0.0365	0.0352
ENTWURFSMISSION			
Block Fuel	kg	4 439	4 722

Tabelle 5: Wichtigste Parameter zum Vergleich der alten mit der neuen und tatsächlich verwendeten Referenzkonfiguration

die größere Flügelfläche auf den Gesamtwiderstandsbeiwert aus. Der Treibstoffverbrauch steigt für die Referenz im Vergleich zu einer mit skaliertem und damit besser angepasstem Triebwerk um 6.4 %. Diese Referenzkonfiguration (KTX18-021) wurde auch einer Lärmsimulation unterzogen. Die fehlenden Daten zur Langsamflugaerodynamik wurden mit internen Daten aus vorherigen PrADO-Untersuchungen [5] ergänzt. Die so ermittelten Flugbahnen wurden anschließend direkt in die Lärmberechnung mit PANAM eingespielt und eine abschließende Bewertung konnte vorgenommen werden.

3.3 Lärmarme Entwürfe

Wie bereits in Kapitel 2 erläutert, wurde als realisierbare, lärmarme Konfiguration ein Tiefdecker mit einem breiteren Rumpf ausgewählt. So soll eine Abschattung des Triebwerkslärms nach unten ermöglicht werden, da die Triebwerke anstelle des Flügels oberhalb des Rumpfes positioniert werden. Gleichzeitig wird ein U- Leitwerk vorgesehen um die Abschattung deutlich zu verbessern. Aus den beschriebenen Untersuchungen von Haar und Brezillon [15] ergibt sich jedoch, dass es bezüglich des Widerstands und damit des Treibstoffverbrauchs deutlich günstiger

ist, die Triebwerke eher seitlicher am Rumpf zu positionieren. Das wurde beim Entwurf ebenfalls berücksichtigt, da zwischen diesen beiden Polen ein geeigneter Kompromiss gefunden werden muss. Ein breiter Rumpf war von der ursprünglichen Idee her zur Abschattung gedacht. Wenn die Triebwerke allerdings eher seitlich mit größerem Abstand positioniert werden müssten, könnten diese Abschattungseffekte weniger stark ausgeprägt sein. Der breite Rumpf bietet zwar noch weitere Vorteile, wie z.B. ein schnelleres Ein- und Aussteigen der Passagiere insgesamt, es gibt jedoch deutlich größere Unsicherheiten im Vorentwurf, insbesondere bei der Bewertung des Rumpfes und seiner Masse. Um den Trend in dieser Richtung aufzuzeigen und gleichzeitig zu ermitteln, ob ein breiter Rumpf überhaupt Sinn macht, wurde eine zweite, lärmarme Konfiguration als Derivat betrachtet. Dabei gleicht der Rumpf dem des Referenzflugzeugs, die Topologie jedoch der Konfiguration mit breitem Rumpf. Dies betrifft insbesondere die Triebwerksposition am Rumpf und das Leitwerk. Die Konfigurationen sind entsprechend benannt, wobei die 2019er Versionen mit dem Kürzel KTX19 die finalen Iterationen sind, die hier mit der Referenz verglichen werden. **KTX19-121 INT** ist dabei die Version mit dem klassischen Rumpf. INT steht dabei für *intermediate* also eine Zwischenkonfiguration was den Grad der Konventionalität angeht zwischen Referenz und der anderen Konfiguration. Diese, mit einem breiten Rumpf, einem so genannten *Double-Bouble – Rumpf*, wird nachfolgend mit **KTX19-221 DB** bezeichnet.

Ein flugphysikalischer Vergleich (z.B. Treibstoffverbrauch) von Konfigurationen mit deutlich unterschiedlichem Stabilitätsmaß vergleicht nicht Gleiches mit Gleichem, da nicht sicher zu sagen ist, ob die Unterschiede nicht lediglich auf das Stabilitätsmaß zurückzuführen sind. Erhöht man die flugdynamische Stabilität eines Entwurfs deutlich, verschlechtern sich die Leistungsdaten. Das ist aber nicht auf die Topologie der Konfiguration

zurückzuführen, deren Einfluss hier untersucht wird. Ein vergleichbares Stabilitätsmaß wird hauptsächlich durch eine Anpassung der Längsposition des Flügels erreicht. Da dadurch die Leitwerke entsprechend in ihrer Referenzfläche zunehmen, um die statische Stabilität und Steuerbarkeit zu gewährleisten, werden die Entwürfe im Treibstoffverbrauch bei dieser Anpassung ineffizienter. Das ist ein Grund, warum die höheren Treibstoffkosten für die Lärminderung so deutlich ausfallen. Durch Vernachlässigung der Stabilitätsrandbedingung kann das lärmarme Flugzeug effizienter entworfen werden. Dann ist ein Vergleich allerdings nicht so aussagekräftig. Die Abschätzung ist daher eher konservativ, was den Unsicherheiten im Vorwurf entgegenkommt. Abbildung 13 zeigt die Auftriebs-Nickmomentenpolare für die Randbereichsmachzahlen 0.2 und 0.8. Durch

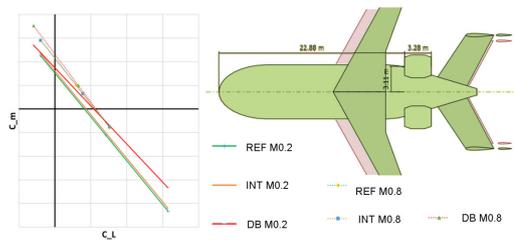


Abb. 13: Auftrieb-Nickmomentenpolare für alle 3-Konfigurationen nach Anpassung der Stabilität (Steigung) und die Auswirkungen am Beispiel der DB-Konfiguration (rechts)

die genannten Anpassungen, die auch in der Abbildung 13 rechts gezeigt sind, können die Stabilitäten der einzelnen Entwürfe bezüglich der Flugdynamik angepasst werden. Die Abbildung zeigt die Auswertungen der Polaren. Die Steigungen sind proportional zum flugdynamischen Stabilitätsmaß.

3.3.1 Konfiguration mit breitem Rumpf

Für den breiten Rumpf ergibt sich aus der Randbedingung der zu transportierenden

Passagiere ein anderes Layout, das in Abbildung 14 dargestellt ist. Aufgrund der

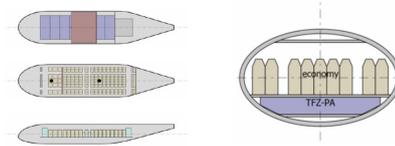


Abb. 14: Layout für die Kabine des breiten Rumpfes mit MICADO [23]

Notwendigkeit zweier Gänge ergibt sich hier eine leicht andere Aufteilung zwischen den Klassen. Die Business-Klasse ist mit 3 x 5 Sitzen in einer 1-3-1 Bestuhlung vorhanden. Die Economy-Klasse ist mit einer 2-5-2 Bestuhlung und damit 9 Sitzen in 15 Reihen ausgestattet. Das ergibt vergleichbare 135 Sitze in der Economy und damit insgesamt die geforderten 150 Sitze. Da die üblichen Normcontainer nicht mehr gut in den verbreiterten Frachtraum hinein passen, wurden spezielle Paletten verwendet, die mit *TFZ-PA* bezeichnet sind.

Da sich bei der Optimierung der Triebwerksposition aus Lärmgesichtspunkten gezeigt hat, dass näher zusammen liegende Triebwerke deutlich besser sind, wurden die Entwürfe wieder angepasst und entsprechend obiger Beschreibung aus der Literatur und vorheriger Untersuchungen zusätzliche Interferenzwiderstände geschätzt und aufgeschlagen. Der finale Entwurf der Konfiguration mit breitem Rumpf **KTK19 221 DB** ist in Abbildung 15 gezeigt. Es ist deutlich zu sehen, dass die Triebwerke zusammen und über den Flügel gewandert sind. So wird die Abschattungswirkung deutlich verbessert. Die Lärmoptimierung geht dann jedoch mit weiteren Kosten bezüglich der Treibstoffeffizienz einher, sodass die *Kosten* bezogen auf den Treibstoffverbrauch für die Lärminderung am Boden immer größer werden. Das Verschieben der Triebwerke nach vorne ist jedoch für das nötige flugmechanische Stabilitätsmaß positiv, weil dadurch der Flügel weiter vorne liegen kann.

In der Folge führt das wiederum zu kleineren Leitwerken. Somit gibt es bei der Optimierung zwei gegenläufige Trends, die sich auf die Leistung der Konfiguration auswirken. Diese gefundene Triebwerksposition deckt

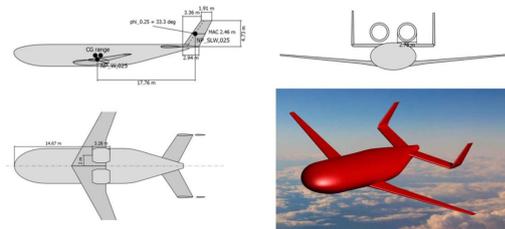


Abb. 15: Konfiguration KTX19-221 DB, 3-Seitenansicht und gerenderte, isometrische Darstellung nach Optimierung der Triebwerksposition

sich auch mit früheren Studien [5]. Tabelle 6 gibt einen Überblick über die wesentlichen Daten der optimierten Konfiguration mit breitem Rumpf zur finalen Referenzkonfiguration. Zu erkennen ist, dass das Flugzeug durch die Triebwerke am Rumpf, aber insbesondere durch den breiten Rumpf und den dadurch resultierenden kürzeren Hebelarm des Höhenleitwerks, deutlich schwerer und aerodynamisch ineffizienter wird. Der kürzere Hebelarm führt zu einem größeren Höhenleitwerk. Auch die Ausgestaltung als U-Leitwerk trägt zu einem höheren Gewicht des Leitwerks bei. Insbesondere ist jedoch zu erkennen, dass die Kosten bezüglich des Treibstoffverbrauchs für den lärmarmen Entwurf mit 8.6 % mehr Block Fuel auf der Entwurfsmission relativ hoch sind.

3.3.2 Zwischenkonfiguration mit normalem Rumpf

Um zu ermitteln wie viel Einfluss der Rumpf an diesen Kosten hat, wurde die Zwischenkonfiguration **KTX19-121 INT**, wie bereits beschrieben entworfen und in genau den gleichen Schritten iteriert, wie die Konfiguration

Bezeichnung	Einheit	KTX18-021	KTX19-221
KEY AIRCRAFT Parameter			
Schub-Gewichtsverhältnis	-	0.413	0.448
MTOW	t	55.4	58.2
OEW	t	35.2	37.4
MLW	t	48.9	50.9
Wing Loading	kg/m ²	530.5	530.5
Maximale Nutzlast	kg	15 000	15 000
Spannweite	m	31.9	32.7
LEITWERKE			
SLW Referenzfläche	m ²	23.9	2 x 22.9
SLW Spannweite	m	6.8	4.73
MASSENBREAKDOWN			
Strukturgewicht (insgesamt)	kg	15 404	16 938
Rumpf	kg	8 037	9 153
Flügel	kg	4 027	4 156
VTP	kg	338	324
HTP	kg	517	673
Pylons	kg	995	1 069
Antrieb	kg	7 449	8 017
Fahrwerk	kg	1 490	1 564
Systeme	kg	4 516	4 233
Furnishings	kg	3 773	3 982
Operator Items	kg	4 082	4 196
AERODYNAMIK			
Mean Aerodynamic Chord	m	3.8	3.9
Reynolds- Zahl	-	23.2x10 ⁶	23.7x10 ⁶
L/D max	-	15.8	14.7
Gesamtwiderstand	-	0.0352	0.0382
ENTWURFSMISSION & GESCHWINDIGKEITEN			
Block Fuel	kg	4 722	5 127
Approach Speed	KCAS	≤ 138	≤ 138

Tabelle 6: Vergleich der optimierten Konfiguration mit breitem Rumpf und der finalen Referenzkonfiguration

mit breitem Rumpf. Der Rumpf und das Layout der Bestuhlung sind identisch zur Referenzkonfiguration (Abbildung 9). Abbildung 16 zeigt die grundsätzliche Topologie in einer 3-Seiten Ansicht. Auch hier ist zu

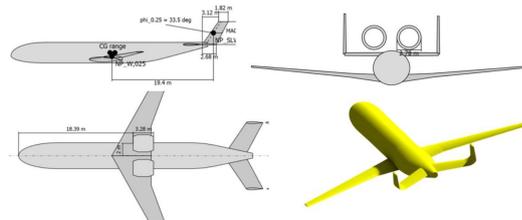


Abb. 16: Zwischenkonfiguration KTX19-121 INT in der 3-Seitenansicht mit gerenderte, isometrischer Ansicht

erkennen, dass die Triebwerke im Rahmen der Optimierung ihrer Position näher zusammen und zueinander gerückt sind. Für den Entwurf bedeutete dies, dass auch hier entsprechend

wieder der zusätzliche Interferenzwiderstand geschätzt und nachkorrigiert werden musste und wurde.

Tabelle 7 gibt einen grundsätzlichen Überblick über die wichtigsten Parameter des finalen Entwurfes der Zwischenkonfiguration bezogen auf die finale Referenz.

Bezeichnung	Einheit	KTX18-021	KTX19-121
KEY AIRCRAFT Parameter			
Schub-Gewichtsverhältnis	-	0.413	0.421
MTOW	t	55.4	55.8
OEW	t	35.2	35.3
MLW	t	48.9	49.2
Wing Loading	kg/m ²	530.5	530.5
Maximale Nutzlast	kg	15 000	15 000
Spannweite	m	31.9	32.0
LEITWERKE			
SLW Referenzfläche	m ²	23.9	2 x 19.8
SLW Spannweite	m	6.8	4.4
MASSENBREAKDOWN			
Strukturgewicht (insgesamt)	kg	15 404	15 711
Rumpf	kg	8 037	8 151
Flügel	kg	4 027	4 187
VTP	kg	338	275
HTP	kg	517	588
Pylons	kg	995	1 009
Antrieb	kg	7 449	7 534
Fahrwerk	kg	1 490	1 501
Systeme	kg	4 516	4 197
Furnishings	kg	3 773	3 813
Operator Items	kg	4 082	4 083
AERODYNAMIK			
Mean Aerodynamic Chord	m	3.8	3.8
Reynolds- Zahl	-	23.2x10 ⁶	23.2x10 ⁶
L/D max	-	15.8	15.1
Gesamtwiderstand	-	0.0352	0.0370
ENTWURFSMISSION & GESCHWINDIGKEITEN			
Block Fuel	kg	4 722	4 930
Approach Speed	KCAS	≤ 138	≤ 138

Tabelle 7: Übersicht über die wesentlichen Parameter im Vergleich der optimierten Zwischenkonfiguration KTX19-121 INT bezogen auf die finale Referenzkonfiguration

Deutlich zu erkennen ist, dass die Konfiguration sich in weiten Teilen sehr ähnlich wie die Referenzkonfiguration verhält. Bedingt durch das U-Leitwerk und die nah zusammen liegenden Triebwerke erhöht sich allerdings der Gesamtwiderstand. Das führt insgesamt auf der Entwurfsmission zu einem Treibstoffmeherverbrauch von 4.4 % gegenüber der Referenz. Dieser Wert kann als Kosten für den Lärmabschattungseffekt bezeichnet werden. Quantitativ ist er in etwa halb so groß wie bei der Konfiguration mit breitem Rumpf. Ob die Kosten (Treibstoffverbrauch) sich gegenüber dem Nutzen (Lärminderung) lohnen, wurde

nicht untersucht. Die entsprechenden quantitativen Ergebnisse zur Lärminderung werden im nächsten Unterkapitel 3.4 näher dargestellt.

3.4 Lärmbewertung

Für die abschließende Bewertung der KonTeKst-Entwürfe wurde der *Sound Exposure Level (SEL)* verwendet. Um einen vergleichbaren Einzahlwert zu erhalten, wurde dieser über mehrere Immissionsorte hinweg arithmetisch gemittelt. Hierfür wurden für Start und Landung jeweils 25 Immissionsorte berücksichtigt, die 500 m seitlich der Flugspur verteilt waren. Das arithmetische Mittel, ein Skalarwert, kann direkt für eine vergleichende Bewertung herangezogen werden. Zur Bestimmung möglichst lärmarmen An- und Abflugbahnen wurden die Flugbahnen entsprechend Tabelle 8 variiert. Nach Auswertung der möglichen Flugbah-

Situation	Parameter	Bereich
Start	N1 nach Cutback	80 - 100 %
	Cutback-Höhe	800 - 1 200 ft
	Steigwinkel nach Cutback	2 - 8 °
Landung	Erster Sinkwinkel	0 bis -2.5 °
	Zweiter Sinkwinkel	0 bis -2.5 °

Tabelle 8: Variationen der An- und Abflugbahnen (Übersicht)

nen für jeden Entwurf konnten diese einer lärmarmen Bahn zugeordnet werden. Für die Anflugverfahren konnte für alle Entwürfe (große Ähnlichkeit der angenommenen Aerodynamik) ein optimales Setting von 0° Sinkwinkel für das erste Segment und -2° Sinkflug im zweiten Segment ermittelt werden. Abbildung 17 zeigt für jede Kombination von Flugbahn und Entwurf den entsprechenden mittleren SEL, d.h. jeder Punkt entspricht genau dem mittleren SEL einer einzelnen Flugbahn. Die lärmarme Anflugbahn ist ebenfalls für alle Entwürfe gleich. Abbildung 18 zeigt die Verläufe von Höhe, Geschwindigkeit,

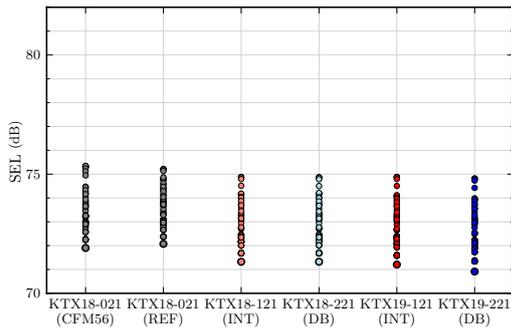


Abb. 17: Arithmetisch gemittelter SEL für jede Kombination aus Anflugbahn und Flugzeugentwurf

Klappen/Fahrwerk und Schub entlang der identifizierten, lärmarmen Anflüge. Die Lärm-

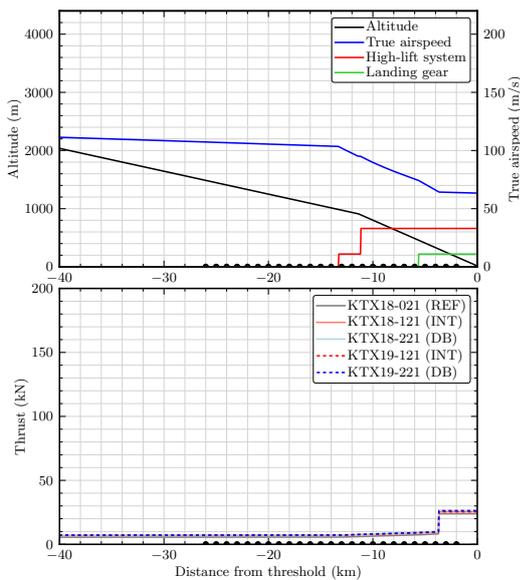
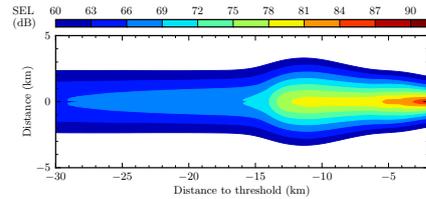
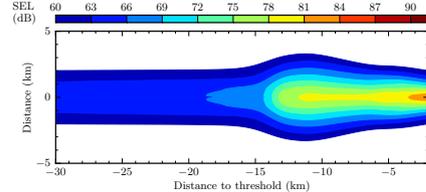


Abb. 18: Trajektorien für lärmarme Anflüge

immission am Boden wird somit gegenüber der Referenz reduziert. Für einen besseren Vergleich der lärmarmen Konfiguration mit breitem Rumpf mit dem Referenzentwurf ist die Lärmimmission in Abbildung 19 dargestellt. Die Auswertungen der Startverfahren für jeden Entwurf sind in Abbildung 20 darge-



(a) finale Referenzkonfiguration



(b) finale Konfiguration mit breitem Rumpf (KTX19-221)

Abb. 19: Lärmimmissionen (SEL) für den Landeanflug

stellt, wobei hier die Reduktion gegenüber der Referenz deutlicher ausfällt. Für die jeweils

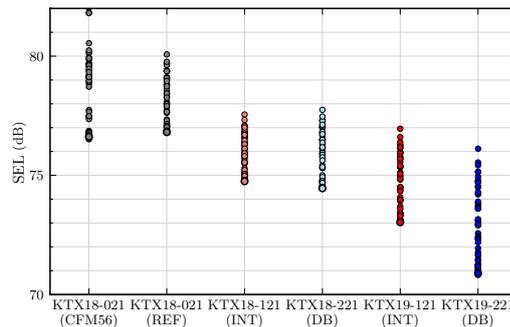


Abb. 20: Arithmetisch gemittelter SEL für jede Kombination aus Anflugbahn und Flugzeugentwurf

lärmarme Bahn ergab sich folgende Auswahl: kein Cutback und 5° Steigwinkel ab 1200 ft Höhe. Die resultierenden Flugbahnen sind in Abbildung 21 dargestellt. Zum besseren Vergleich der Auswirkungen der Triebwerkschallabschattung sind in Abbildung 22 die SEL-Lärmimmissionen dargestellt. Es ist eine deutliche Lärmreduktion sichtbar. Es kann also insgesamt festgehalten werden, dass durch

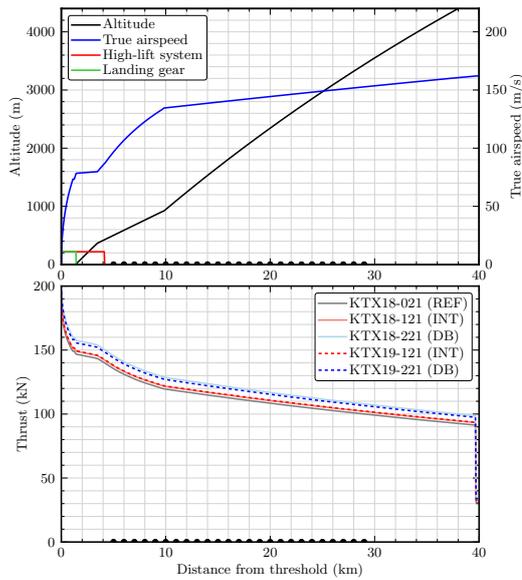
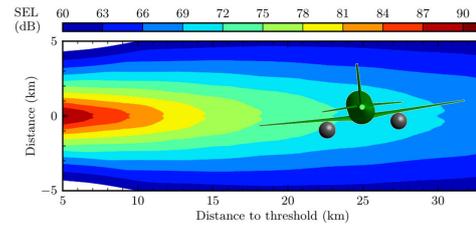


Abb. 21: Lärmarme Abflugbahnen der untersuchten Entwürfe

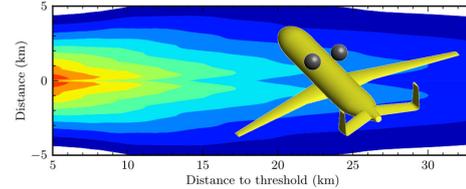
die neuen Flugzeugarchitekturen ein erhebliches Potential zur Lärmabschattung besteht. Eine geeignete Quantifizierung der Ergebnisse der Lärmbewertung ist durch die Auswertung der Größe der Isokonturflächen in km^2 beziehungsweise relativ als Reduktion gegenüber der Referenz möglich. Tabelle 9 gibt einen Überblick über die entsprechenden Werte im Landefall und Tabelle 10 einen Überblick über die Werte beim Start.

Kontur	KTX18-021	KTX19-121	KTX19-221
Absolute Werte in km^2			
60 dBA	103.70	100.08	98.45
65 dBA	58.69	52.75	52.82
70 dBA	17.27	16.70	16.62
75 dBA	9.03	8.66	8.49
80 dBA	1.70	1.43	1.48
Relative Reduktion in %			
60 dBA	-	-3.5 %	-5.1 %
65 dBA	-	-10.1 %	-10.0 %
70 dBA	-	-3.3 %	-3.8 %
75 dBA	-	-4.1 %	-5.9 %
80 dBA	-	-15.8 %	-13.2 %

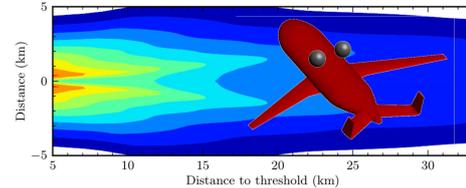
Tabelle 9: Auswertung der SEL-Konturflächen im Landefall



(a) finale Referenzkonfiguration



(b) Zwischenkonfiguration mit normalem Rumpf (KTX19-121)



(c) finale Konfiguration mit breitem Rumpf (KTX19-221)

Abb. 22: Lärmimmissionen (SEL) für den Startfall

Besonders relevant und daher in den Tabellen auch hervorgehoben ist die Isokonturfläche bezüglich 65 dBA. Es ergibt sich für diesen Wert eine Reduktion der Konturfläche für den Startfall und die Zwischenkonfiguration mit normalem Rumpf von $133.14 km^2$ auf $97.52 km^2$ (-26.8 %). Der Landefall ergibt für die Zwischenkonfiguration demgegenüber lediglich eine Reduktion von $58.69 km^2$ auf $52.75 km^2$ (-10.1 %). Für die Konfiguration mit breitem Rumpf ergibt sich entsprechend eine Reduktion von $133.14 km^2$ auf $86.50 km^2$ (-35.0 %) beim Start und eine Reduktion der Isokonturfläche für 65 dBA von $58.69 km^2$ auf $52.82 km^2$ (-10.0 %) im Landefall. Dass der Startfall ein höheres Reduktionspotential aufweist ist logisch nachvollziehbar. Im wesentlichen wird hier die Triebwerksposition nach Abschattungswirkung des Triebwerksschalls

Kontur	KTX18-021	KTX19-121	KTX19-221
Absolute Werte in km^2			
60 dBA	195.86	188.13	186.55
65 dBA	133.14	97.52	86.50
70 dBA	63.08	42.88	38.48
75 dBA	28.83	20.24	17.50
80 dBA	13.39	8.77	7.51
Relative Reduktion in %			
60 dBA	-	-3.9 %	-4.8 %
65 dBA	-	-26.8 %	-35.0 %
70 dBA	-	-32.0 %	-39.0 %
75 dBA	-	-29.8 %	-39.3 %
80 dBA	-	-34.5 %	-43.9 %

Tabelle 10: Auswertung der SEL-Konturflächen im Startfall

verbessert. Daher ergibt sich ein größeres Potential in dem Fall, bei dem der Triebwerkslärm den Zellenlärm deutlich dominiert: beim Start.

3.5 Klimabewertung

Die A320- ähnliche Referenzkonfiguration wurde hier mit der lärmarmen Konfiguration mit schmalen Rumpf verglichen. Dadurch lässt sich zeigen, wie sich die höhere Emission bei optimaler Höhe auf die Klimawirkung bei weltweitem Einsatz durchschlägt. Der Treibstoffverbrauch der Referenzkonfiguration für eine Flughöhe auf *FL350* liegt bei etwa 38.1 Mt Kerosin und verursacht eine NO_x -Emission von etwa 0.6 Mt bei einer geflogenen Strecke von etwa 16 Milliarden Kilometern. Im Vergleich dazu zeigt die INT-Konfiguration eine Erhöhung des Treibstoffverbrauchs von 1.1 % und der NO_x -Emissionen von 1.4 %. Da das Fluglevel auf *FL350* festgelegt ist, finden die Hauptemissionen bei etwa 240 hPa statt. Für die REF Konfiguration, mit der Annahme der Flughöhe von *FL350*, ist die CO_2 Emission für etwa 32 % der Gesamtklimawirkung verantwortlich, die Emission von NO_x für etwa 22 %, die Kondensstreifen-Zirren (CiC) für etwa 44 % und die H_2O Emission für nur für etwa 2 % (Tabelle 11). Im Vergleich zur REF Konfiguration erhöht sich die Klimawirkung

der INT Konfiguration um etwa 0.7 %. Die Wirkung der einzelnen Spezies ändert sich überwiegend entsprechend der Emissionen (1.1 % für CO_2 und H_2O und 1.4 % für NO_x). Die Wirkung der Kondensstreifen-Zirren bleibt jedoch unverändert, da diese neben der Höhe vor allem von den geflogenen Kilometern abhängt, die nicht verändert werden. Dies führt zu der etwas geringeren Gesamtzunahme der Klimawirkung von 0.7 % im Vergleich zur Emissionszunahme von 1.1 bzw. 1.4 %. Weshalb sich eine Zunahme des Treibstoffver-

ATR100, FL350	Anteil an Gesamt	Beitrag zur Änderung der Gesamtklimawirkung	Relative Änderung der Klimawirkung der einzelnen Komponenten
	REF	INT	INT
CO_2	32.2 %	0.3 %	1.1 %
H_2O	1.7 %	0.0 %	1.1 %
NO_x	21.9 %	0.3 %	1.4 %
CiC	44.2 %	0.0 %	0.0 %
Total	100.0 %	0.7 %	0.7 %

Tabelle 11: Ergebnisse der Klimabewertung für die optimale Höhe

brauchs und damit der Emissionen von dem Entwurf durch die Modelle von rund 4 % auf etwa 1.5 % reduzieren, konnte im Rahmen dieses Projektes nicht geklärt werden. In jedem Fall bleibt jedoch festzuhalten, dass die Klimawirkung prozentual geringer zunimmt als die Emissionszunahme. Die Ergebnisse der optimalen Flughöhe unterscheiden sich nur gering von denen der konstanten Höhe. Die Emissionen der INT-Konfiguration nehmen um 1.2 bzw. 1.6 % zu. Die Flughöhe ist etwas geringer, wodurch der Anteil der CiC, der sehr stark von der Höhe abhängt, nur noch 28 % anstatt 42 % beträgt. Insgesamt würde die Einführung der INT-Konfiguration anstelle der REF-Konfiguration eine Erhöhung der Klimawirkung von etwa 1.0 % verursachen. Dies gilt für eine nach dem erzeugen des weltweiten Kataster errechnete Emissionszunahme von etwa 1.6 %.

3.6 Bodenprozesse

Die Boarding- Prozesse würden im Falle einer Konfiguration mit 2 Gängen bei guter Planung des Ablaufes profitieren. Zwei Punkte werden nachfolgend erläutert. Zum einen die Integration der Konfiguration mit breitem Rumpf in den Luftverkehr und Erkenntnisse darüber, welche Auswirkungen derartige Änderungen der Anzahl der Abfertigungen auf einen Flughafen mit endlichen Ressourcen hat.

3.6.1 Flugbetriebliche Integration des neuen LFZ an einem Flughafen

Aus den DOC (Direct Operating Costs) lässt sich ermitteln, welches Marktpotential sich durch das neue LFZ (Konfiguration mit breitem Rumpf) womöglich in der Zukunft ergibt. Für das Referenzflugzeug lagen diese Daten vor und es wird davon ausgegangen, dass sich diese nicht wesentlich für die lärmarmen Konfigurationen unterscheiden. Durch die dadurch möglichen Abschätzungen ergab sich, dass etwa 27 % mehr Flugverkehr mit diesem Flugzeugtyp vorstellbar ist. Der Vergleich von aktueller Eckwertstruktur mit einer für das Jahr 2030 prognostizierten Verkehrsnachfrage zeigt, dass mit dem bestehenden Bahnsystem an dem untersuchten Flughafen in dem aktuell genutzten Betriebsmodus keine effiziente und zeitnahe Verkehrsabwicklung in den Morgen- und Abendspitzen eines Tages zu erwarten ist. Dies gilt bereits für den Fall der Substitution von bestehendem A320-Verkehr für nur eine bestehende stündliche Verbindung zu einem anderen Flughafen in einem zukünftigen Szenario.

3.6.2 Sensitivitätsanalyse zur Feststellung des Optimierungspotentials von Abfertigungsprozessen

Weiterhin wurde untersucht, welchen Einfluss viele gleichzeitige Abfertigungen an einem Flughafen mit endlichen Ressourcen haben

können. Für eine hohe Produktivität der Flotte ist eine hohe Beförderungskapazität an Fracht oder Passagieren in der Luft nötig. Die Abfertigungszeiten müssen minimiert werden. Besonders relevant ist das für Kurzstreckenflüge mit dem geringen Aufenthaltsverhältnis Luft zu Boden. Für eine Simulation der Bodenabfertigungsprozesse eines exemplarischen Kurzstreckenflugzeugtyps wurden die Verfahren am Flughafen modelliert und die Charakteristika der beteiligten Prozesse und deren Abhängigkeiten in einer ereignisdiskreten Simulationsumgebung implementiert. Die Lösungen der 2452 Simulationsläufe mit Verkehrsszenarien verschiedener Dichte wurden mittels Sensitivitätsanalyse analysiert. Um die Konsequenzen von Änderungen des Ressourcenpools auf den Turnaround-Prozess zu untersuchen, wurde eine globale Abwandlung der Sensitivitätsanalyse basierend auf der Monte-Carlo-Methode mit wiederholten Stichproben angewendet. Das verwendete Szenario basierte auf realen Daten eines internationalen Flughafens, nach Filterung von 164 Starts- und Landungen von Kurzstreckenflugzeugen mit 104 geteilten Abfertigungen. Dieses Szenario wurde ferner noch 2- und $3\frac{1}{2}$ -fach komprimiert. Damit standen 3 Anwendungsfälle mit verschiedenen Verkehrsdichten für die Analyse zur Auswahl. Die Auswertung zeigte, dass im Allgemeinen eine starke Korrelation zwischen der durch die einzelnen Verkehrsszenarien induzierten Nachfrage und der genutzten Menge an Bodenabfertigungsressourcen besteht. Die Ergebnisse der Simulation weisen aber auch darauf hin, dass die benötigte Anzahl von Ressourcen nicht mit dem gleichen Faktor wie die Nachfrage steigt.

3.6.3 Weiterführende Informationen zu den Analysen der Bodenprozesse

Zum Aufbau und zur Anwendung der beschriebenen Prozesse haben verschiedene studentische Arbeiten beigetragen. Details zu den Prozessen wurden darüber hinaus bereits während

der Projektlaufzeit veröffentlicht. Nachfolgend folgt eine kurze Übersicht.

- Analyse der Bestandteile und Zusammenhänge des Flugzeugturnarounds am Referenzmuster Airbus A320 [12]
- Optimierungspotenzial des A320 Turnarounds [24]
- Herausarbeitung von Optimierungspotentialen bei der Koordination und Kooperation von am Turnaround-Prozess beteiligten Akteuren [2]
- Aircraft Boarding – Data, Validation, Analysis [25]
- Faster Aircraft Boarding Enabled by Infrastructural Changes [26]
- Fast Aircraft Turnaround Enabled by Reliable Passenger Boarding [27]
- Untersuchungen zum variablen Management von Bodenabfertigungsprozessen für die operative Flugzeugrotationsplanung [10]
- Sensitivity Analysis to Determine the Optimization Potential of Airport Turnaround Processes for Short-Haul Aircrafts [7]

4 Projektbewertung und Ausblick

In dem hier beschriebenen Teil des DLR-Projekts KonTeKst lag der Fokus hauptsächlich auf dem konfigurativen Entwurf einer lärmarmen Konfiguration mit einem nächstmöglichen Diensteantritt zwischen 2030 und 2035. Unter den gegebenen Randbedingungen konnte nicht auf bestehende Prozessketten zur Auslegung lärmarmen Flugzeuge aufgesetzt werden, sondern eine semi-automatische Prozesskette wurde aufgebaut. Dabei wurde die Entwurfssoftware MICADO der RWTH Aachen mit den DLR Werkzeugen zur Triebwerks- (GTLab), Flugbahn- (FlipNA) und Lärmsimulation (PANAM) verbunden. Diese neue Prozesskette wurde auf Flugzeugkonzepte angewendet, die in speziellen Workshops durch

eingeladene DLR Experten skizziert wurden. Es konnte gezeigt werden, dass bereits mit wenigen Iterationen zwischen Flugzeugentwurf und Lärmbewertung deutliche Verbesserungen der akustischen Eigenschaften eines Flugzeugentwurfs ermöglicht werden können. Für die KonTeKst-Entwürfe konnten abschließend erhebliche Reduktionen der Pegel bzw. Isokonturflächen im Vergleich zur gewählten Referenz aufgezeigt werden. Es soll an dieser Stelle noch einmal darauf hingewiesen werden, dass die projizierte Referenz mit ihren abweichenden TLARs zu einer A320NEO-Konfiguration bereits deutlich effektiver ist als diese. Betrachtet man modellhaft eine gesamte weltweite Flottenbewegung, scheint die Zunahme der Klimawirkung geringer als der Verbrauch auf der Entwurfsmission. Durch die mögliche Umsetzung mit breitem Rumpf ergeben sich Potentiale in der Luftbewegungszahl an einem Flughafen. Insgesamt sind die Ergebnisse ein Indiz, dass derartige konfigurative Überlegungen in einem fluglärmgetriebenen Zukunftsszenario potentiell vorteilhaft sind. Im KonTeKst-Projekt insgesamt gab es einen Teil, der sich mit lärmarmen Technologien und Detailanalysen beschäftigt hat. Aufgrund des Projektaufbaus konnten die Erkenntnisse in diesem Projekt jedoch nicht in die Konfiguration einfließen und umgekehrt. Eine abschließende Integration der neuen Technologien und eine Bewertung ist für einen späteren Zeitpunkt angedacht. In ein direkt nachfolgendes Projekt im DLR mit dem Namen **SIAM** sollen die Erkenntnisse aus dem Projekt KonTeKst einfließen.

Danksagung Wir möchten uns bei Prof. Jan Delfs bedanken, der seine Erfahrung im Bereich konfigurative Lärminderung in den Workshops eingebracht hat.

Literatur

1. Airbus, *A320 AIRCRAFT CHARACTERISTICS AIRPORT AND MAINTENANCE PLANNING*, 2020

2. Bauer, Benedikt Damian, *Bachelorarbeit zum Thema: Herausarbeitung von Optimierungspotentialen bei der Koordinierung und Kooperation von am Turnaround-Prozess beteiligten Akteuren*, Hochschule Bremen, 2017
3. Becker, R.-G., et al. *Development of a gas turbine performance code and its application to preliminary engine design*. 2011.
4. Bertsch, L.; Wolters, F.; Heinze, W.; Pott-Pollenske, M.; Blinstrub, J. *System Noise Assessment of a Tube-and-Wing Aircraft with Geared Turbofan Engines*. AIAA Journal of Aircraft, DOI: 10.2514/1.C034935, 2019, 56, pages 1577–1596
5. Bertsch, L., *Noise Prediction Within Conceptual Aircraft Design* Tech. Rep. DLR-FB- 2013-20, DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Göttingen, 2013
6. Blinstrub, J., *Immission-Based Noise Reduction within Conceptual Aircraft Design* Tech. Rep. DLR-FB-2019-12, DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Göttingen, 2019.
7. Christoffels, Lothar und Gluchshenko, Olga *Sensitivity Analysis to Determine the Optimization Potential of Airport Turnaround Processes for Short-Haul Aircrafts*. DLRK 2017 Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 5. - 7. September 2017, München, Germany
8. Dahlmann K., Grewe V., Frömming, C. und Burkhardt, U., *Can we reliably assess climate mitigation options for air traffic scenarios despite large uncertainties in atmospheric processes?* Transp. Res. Part D: Transport and Environment 46, 40–55, 2016
9. EASA TCDS No.: IM.E.093 Issue 02, *TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET for PW1100G-JM Series*, 2015
10. Gartzke, O., *Masterarbeit zum Thema: Untersuchungen zum variablen Management von Bodenabfertigungsprozessen für die operative Flugzeugrotationsplanung*, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2018
11. Guha, A., *Optimum Fan Pressure Ratio for Bypass Engines with Separate or Mixed Exhaust Streams*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, 2001, pp. 1117–1122. doi:10.2514/2.5852.
12. Götz, Tom Domenic, *Studienarbeit zum Thema: Analyse der Bestandteile und Zusammenhänge des Flugzeugturnarounds am Referenzmuster Airbus A320*, Ostfalia Hochschule für angewandte Wissenschaften, 2017
13. Grewe, V.; Dahlmann, K.; Flink, J. et al. *Mitigating the Climate Impact from Aviation: Achievements and Results of the DLR WeCare Project*. Aerospace 2017, 4, 34
14. Grieb, H., *Projektierung von Flugtriebwerken*, 2004
15. Haar, D.; Brezillon, J. *Engine integration based on multi-disciplinary optimisation technique*. CEAS Aeronautical Journal, 2012, 3. Jg., Nr. 1, S. 17-24.
16. Horstmann, K.H. *Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen* DFVLR-FB 87-51, 1987
17. IATA, DLR; TECH, Georgia. *IATA Technology Roadmap*. Technical report, IATA, 2013.
18. ICAO Aircraft Engine Emissions Databank (v. 23), *ENGINE IDENTIFICATION: PW1127G-JM*, 2016
19. Krüger, W., *Ergebnisse des Vorlaufprojekts Leitkonzept Kurzstreckenflugzeug, LK 1* DLR IB 232-2015 J 03, DLR Institut für Aeroelastik, Göttingen, 2015
20. Linke, F. *Ökologische Analyse operationeller Lufttransportkonzepte*, Dissertation, DLR-Forschungsbericht DLR-FB-2016-10, 2016
21. Lummer, M. *Calculation of Acoustic Shielding at Full-Scale Aircraft Configurations*. In: 16th CEAS-ASC Workshop, 2nd Scientific Workshop of X-Noise. 2012.
22. Reitenbach, S., Becker, R., Hollmann, C., Wolters, F., Vieweg, M., Schmeink, J., Otten, T., and Siggel, M., *Collaborative Aircraft Engine Preliminary Design using a Virtual Engine Platform, Part A: Architecture and Methodology*, AIAA SciTech Forum, 2020
23. Risse, K., Anton, E., Lammering, T., K, F., and Hoernschemeyer, R., *An Integrated Environment for Preliminary Aircraft Design and Optimization*, 8th AIAA Multidisciplinary Design Optimization Specialist Conference, 2012. doi:10.2514/2012-1675.
24. Schrader, Markus, *Masterarbeit zum Thema: Optimierungspotenzial des A320 Turnarounds*, Fachhochschule Aachen, 2017
25. Schultz, Michael, *Aircraft Boarding – Data, Validation, Analysis*, USA/Europe ATM R&D Seminar, Seattle 2017
26. Schultz, Michael, *Faster Aircraft Boarding Enabled by Infrastructural Changes*, Proceedings of the 2017 Winter Simulation Conference, 2017
27. Schultz, Michael, *Fast Aircraft Turnaround Enabled by Reliable Passenger Boarding*, Aerospace, Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI), 2018
28. Schwarmborn, D.; Gerhold, T.; Kessler, R. *DLR-TAU-Code - an overview*. 1999.