

GRUNDLAGEN ZUR VERFÜGBARKEITSANALYSE REGIONALER LUFTRANSPORTSYSTEME BEI REALEN WITTERUNGS- UND BETRIEBSBEDINGUNGEN

L. Wortmann*, J. Rösing†, M. Çakır†, E. Stumpf*

* Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme, RWTH Aachen University, Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

† Verkehrswissenschaftliches Institut, RWTH Aachen University, Mies-van-der-Rohe-Straße 1, 52074 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Für die Erweiterung des regionalen Kurzstreckenverkehrs wird seit Jahren an der Entwicklung von On-Demand-Lufttaxikonzepten geforscht. Während bisherige Arbeiten hauptsächlich auf die Entwicklung der Flugzeugentwürfe abzielten, werden in dieser Arbeit die Vorbereitungen zur Bestimmung der Verfügbarkeit regionaler Lufttransportsysteme bei realen Witterungs- und Betriebsbedingungen in Abhängigkeit des Flugzeugs und der Flugplatzinfrastruktur aufgezeigt. Dazu zählen der Entwurf eines hybrid-elektrischen Lufttaxi als Flächenflugzeug nach EASA CS-23 Richtlinien, die Definition und Entwicklung einer umweltschonenden Flugtrajektorie, die Bestimmung der luftseitigen Kapazität an ausgewählten Flugplätzen sowie die Modellierung der Lärmemissionen von hybrid-elektrischen Kleinflugzeugen während des An- und Abflugs. Diese unter idealen Witterungsbedingungen erzeugten Ergebnisse dienen als Grundlage für nachfolgende Studien zur Verfügbarkeit unter Berücksichtigung von realen Witterungsbedingungen. Bei dem Vergleich von seriell-hybriden und parallel-hybriden Antriebssträngen zeigt sich, dass für diesen Anwendungsfall ein Lufttaxi mit seriell-hybridem Antriebsstrang am geeignetsten ist. Bei der Entwicklung der umweltschonenden Flugtrajektorie stellt sich heraus, dass eine Reduzierung der Reisefluggeschwindigkeit im gesamten Reichweitenbereich zwischen 100 km und 500 km zu einer Reduktion der Emissionen beiträgt. Eine Reduktion der Reiseflughöhe führt bei Flugrouten im unteren Reichweitenbereich und vor allem bei reduzierter Reisefluggeschwindigkeit zu einer Reduktion der Emissionen. Zur Ermittlung der betriebsbedingten Verfügbarkeit an Flugplätzen wird die technische Kapazität eines realen Flugplatzes beispielhaft untersucht und gezeigt, dass die Anzahl der verfügbaren Abfertigungspositionen auf dem Vorfeld einen infrastrukturellen Engpass darstellen kann. Die notwendige Ladedauer der Antriebsakkumulatoren verursacht den limitierenden Faktor, dessen Einfluss durch die Erhöhung verfügbarer Ladepunkte auf dem Vorfeld verbessert werden kann. Die Lärmbetrachtung des Referenzzustandes zeigt, dass im Falle der technischen Kapazität des betrachteten Flugplatzes keine Einschränkungen während des Betriebs in den Tageslichtstunden zu erwarten sind.

Keywords

Verfügbarkeit, Regionales Lufttransportsystem, Kleinflugzeug, Flugplatzkapazität, Lärmemissionen

1. EINLEITUNG

Ein stetig steigender individueller Mobilitätsbedarf führt zu einer hohen prognostizierten Nachfrage für On-Demand-Lufttaxiflüge. Im Jahr 2020 hat Roland Berger [18] für das Jahr 2050 den weltweiten Bedarf mit 160 000 Lufttaxis mit einer Auslastung von jeweils 117 000 Flugkilometern pro Jahr abgeschätzt. Der Erfolg dieser meist nach Sichtflugregeln (VFR) im unteren Luftraum betriebenen Lufttaxikonzepte hängt jedoch maßgeblich von der Verfügbarkeit dieses Lufttransportsystems ab. Demnach ist die Kenntnis der realen Verfügbarkeit für eine realistische technische und wirtschaftliche Bewertung essentiell. Innerhalb des Forschungsprojekts VENTUS wird daher die Verfügbarkeit eines solchen Lufttrans-

portsystems in Deutschland in Abhängigkeit von realen Witterungsbedingungen, dem eingesetzten Flugzeug und der Flugplatzinfrastruktur analysiert. Dafür werden in dieser Arbeit die Vorbereitungen zur Bestimmung der Verfügbarkeit aufgezeigt. Dazu gehören der Entwurf eines hybrid-elektrischen Lufttaxi-Konzeptflugzeugs, die Definition von Referenzflugplätzen und -flugrouten, die Entwicklung einer möglichst umweltschonenden Flugtrajektorie für den interurbanen Kurzstreckenverkehr, die Bestimmung der luftseitigen Kapazität an den ausgewählten Flugplätzen sowie die Modellierung der Lärmemissionen von hybrid-elektrischen Kleinflugzeugen während des An- und Abflugs. Diese bei idealen Betriebsbedingungen bestimmten Grundlagen dienen als

Ausgangspunkt für die später im Forschungsprojekt VENTUS folgende Bestimmung der Verfügbarkeit bei realen Betriebsbedingungen.

2. LUFTTAXI-KONZEPTFLUGZEUG

Für die Analyse der Verfügbarkeit und vor allem zur Bestimmung der flugzeugspezifischen Einflussfaktoren auf die Verfügbarkeit wird ein Konzeptflugzeug benötigt. Die Entwicklung des Konzeptflugzeugs wird in diesem Abschnitt erläutert. Dazu wird zunächst die Methodik zum Vorentwurf von Kleinflugzeugen erklärt und vor allem auf die Konzeptionierung von hybrid-elektrischen Antriebssträngen eingegangen. Anschließend werden die im Rahmen dieser Arbeit gestellten Anforderungen an das Konzeptflugzeug aufgezeigt und abschließend werden die Ergebnisse des Entwurfsprozesses präsentiert. Durch die Verwendung von hybrid-elektrischen Antriebssträngen in Kleinflugzeug sollen die CO₂-Emissionen und die damit verbundene Klimawirkung mittelfristig minimiert werden. Dabei sollen diese Antriebsstränge als Brückentechnologie zu voll-elektrischen Antriebssträngen fungieren, um schnellstmöglich klimaneutral zu werden.

2.1. Methodik

Für den Entwurf des Konzeptflugzeugs wird die am Institut für Luft- und Raumfahrtsysteme (ILR) entwickelte Flugzeugvorentwurfssoftware *Multidisciplinary Integrated Conceptual Aircraft Design and Optimization* (MICADO) für Kleinflugzeuge verwendet [22, 26, 27]. Der Entwurfsprozess in MICADO ist in Bild 1 dargestellt. Der erste Schritt, das *Initial Sizing*, dient dazu, die Flächenbelastung (W/S) und das Verhältnis von Antriebsleistung zu maximaler Abflugmasse (P/W) in Abhängigkeit der Top Level Aircraft Requirements (TLAR) zu bestimmen. Danach werden im zweiten Schritt, dem *Aircraft Component Sizing*, die einzelnen Komponenten des Flugzeugs entsprechend der TLAR und Designspezifikationen ausgelegt. Im dritten Schritt werden in der *Aircraft Performance Analysis* die aerodynamischen Beiwerte des Flugzeugs berechnet und die Masse des Flugzeugs mit Bezug auf die zuvor durchgeführte Auslegung der Komponenten abgeschätzt. Anhand der gewonnenen Daten findet eine Berechnung der Flugleistung durch Simulation der Design Mission statt. Die Komponentenauslegung und die Leistungsberechnung werden iterativ wiederholt, bis die vordefinierten Konvergenzkriterien unter einem benutzerdefinierten Schwellenwert für die prozentuale Änderung dieser Parameter zwischen zwei aufeinanderfolgenden Iterationen liegen. Zu den Konvergenzkriterien gehören die maximale Startmasse, die Betriebsleermasse, der Blocktreibstoff und ggf. Blockenergieverbrauch sowie die Position des Schwerpunkts entlang der Flugzeuglängsachse. Abschließend kann nach Konvergenz eine detail-

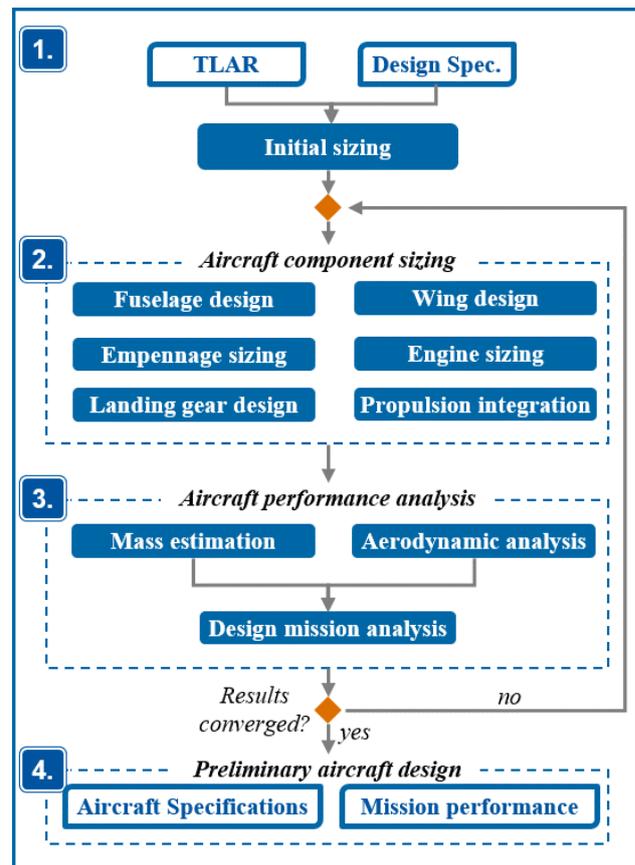


BILD 1. Entwurfsprozess in MICADO [28]

lierte Missionsstudie im Studienmodus durchgeführt werden.

In MICADO kann bei dem Entwurf des Antriebsstrangs zwischen einem konventionellen Antriebsstrang, einem parallel-hybriden bzw. seriell-hybriden Antriebsstrang sowie einem voll-elektrischen Antriebsstrang ausgewählt werden. Aufgrund der in der vorhersehbaren Zukunft noch zu geringen Energiedichte von Akkumulatoren wird auf die Untersuchung voll-elektrisch angetriebener Flugzeuge verzichtet.

Bei dem konventionellen Antriebsstrang wird die Vortriebseinheit (Propeller oder Mantelfan) über ein Getriebe von einem konventionellen Verbrennungsmotor angetrieben. Bei parallel-hybriden Antriebssträngen wird die benötigte Wellenleistung von einem Elektromotor und einem Verbrennungsmotor bereitgestellt. Dabei wird angenommen, dass die beiden Motoren die Vortriebseinheit über eine gemeinsame Welle antreiben. Über den Hybridisierungsgrad H_P wird in diesem Fall die Aufteilung der mechanischen Leistung zwischen Elektromotor und Verbrennungsmotor definiert. Die elektrische Leistung für den Elektromotor wird durch einen Akkumulator bereitgestellt. Durch den Entwerfer kann festgelegt werden, in welchen Flugphasen der Elektromotor einen Beitrag leistet. Für diese Arbeit wird angenommen, dass bei einem parallel-hybriden Antriebsstrang während des Starts und allen Steigphasen die gesamte Leistung des Elektromotors im Dauerbetrieb bereitgestellt wird und dass während des Reiseflugs und der Sink-

phasen lediglich der Verbrennungsmotor verwendet wird. Bei einem seriell-hybriden Antriebsstrang wird die Vortriebseinheit von einem Elektromotor angetrieben. Die dafür benötigte elektrische Energie wird zum einen durch einen Akkumulator und zum anderen durch einen Range Extender, der aus einem Verbrennungsmotor und einem Generator besteht, bereitgestellt. Über den Hybridisierungsgrad H_S wird in diesem Fall das Verhältnis der Energie aus dem Akkumulator und der vom Range Extender bereitgestellten Energie festgelegt. Dabei wird der Range Extender so dimensioniert, dass dieser bei einer konstanten Leistung betrieben wird und dass Lastspitzen durch den Akkumulator ausgeglichen werden. Für detaillierte Informationen zu der Entwicklung, Struktur und dem Entwurfsprozess von MICADO für Kleinflugzeuge wird auf [22, 27] verwiesen.

Für den Vergleich der Entwürfe mit hybriden und konventionellen Antriebssträngen wird sowohl der Verbrauch von Treibstoff als auch die benötigte elektrische Energie berücksichtigt, indem die Massen von sog. CO_2 -äquivalenten Emissionen ($\text{CO}_2\text{-eq}$) berechnet werden. Diese können nach Gleichung 1 in Abhängigkeit der in MICADO berechneten Block-Treibstoffmasse m_f und der elektrischen Block-Energie E_e sowie der Emissionsfaktoren für die Erzeugung, Bereitstellung und Nutzung berechnet werden. Bei der Nutzung von elektrischer Energie werden lokal keine Emissionen erzeugt.

$$(1) \quad m_{\text{CO}_2\text{-eq}} = m_f \cdot (f_{f,b} + f_{f,p}) + E_e \cdot f_{e,p}$$

Bei der vollständigen Verbrennung von Flugbenzin (AvGas 100 LL) werden $f_{f,b} = 3.170 \text{ kg}_{\text{CO}_2\text{-eq}}/\text{kg}_{\text{AvGas}}$ freigesetzt [4]. Bei der Herstellung und Bereitstellung von Flugbenzin werden laut einer Studie von Bouvart et al. [3] heizwertspezifische CO_2 -äquivalente Emissionen in Höhe von $14.900 \text{ kg}_{\text{CO}_2}/\text{TJ}$ erzeugt. Unter Berücksichtigung des Heizwertes von AvGas von 43.730 MJ/kg [1] ergibt sich der Emissionsfaktor zu $f_{f,p} = 0.652 \text{ kg}_{\text{CO}_2\text{-eq}}/\text{kg}_{\text{AvGas}}$. Nach dem Global Energy and CO_2 Status Report von 2018 [20] entstehen bei der Stromproduktion im globalen Durchschnitt $f_{e,p} = 0.475 \text{ kg}_{\text{CO}_2\text{-eq}}/\text{kWh}$.

2.2. Anforderungen und Design Mission

In diesem Abschnitt werden die Anforderungen an das Konzeptflugzeug, die Vorgehensweise zur Auswahl des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs und die Design Mission erläutert. Bei der Auswahl eines geeigneten hybrid-elektrischen Antriebsstrangs für das Konzeptflugzeug werden in Hinblick auf die generelle Konfiguration und die Struktur nahezu gleiche Flugzeuge verwendet. Das Ziel bei der Auswahl des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs ist eine Reduktion der CO_2 -Emissionen im Vergleich zu einem Flugzeug mit konventionellem Antriebsstrang.

Grundlage für die weiteren Untersuchungen ist ein bestehender Nachentwurf des einmotorigen

Propellerflugzeugs Cirrus SR22T [6, 7]. Dieses Referenzflugzeug wird zunächst auf die in Tabelle 1 angegebenen Anforderungen skaliert. Dabei werden die Flächenbelastung und das Leistungsverhältnis konstant gehalten. Die maximale Abflugmasse (MTOM) wird auf 2000 kg begrenzt, damit eine Zulassung in der Echo-Klasse möglich ist. Dadurch wird die Nutzung von Flugplätzen, die maximal für den Betrieb von Echo-Klasse-Flugzeugen zugelassen sind, ermöglicht. Für den Vergleich der unterschiedlichen Antriebsstränge werden basierend auf diesem angepassten Referenzflugzeug Konzeptflugzeuge mit seriell-hybridem und parallel-hybridem Antriebsstrang erstellt. Dabei wird für die Akkumulatoren die optimistische Annahme getroffen, dass zukünftig die gravimetrische Energiedichte auf Pack-Level $\rho_{\text{Egrav}} = 400 \text{ Wh/kg}$ und die volumetrische Energiedichte $\rho_{\text{Evol}} = 600 \text{ Wh/L}$ beträgt.

TAB 1. Anforderungen an das Konzeptflugzeug

Parameter	Anforderung
Reichweite (inkl. 45 Min. Holding)	$\geq 550 \text{ km}$
Passagieranzahl (inkl. 1 Pilot)	4
Reisegeschwindigkeit	$\geq 240 \text{ km/h}$
Max. Abflugmasse (MTOM)	$\leq 2000 \text{ kg}$
Start- und Landestrecke	$\leq 700 \text{ m}$
Flächenbelastung	121.3 kg/m^2
Leistungsgewichtsverhältnis	0.1439 kW/kg

Zudem wird vorgegeben, dass es sich um Flüge im unteren Luftraum nach VFR handelt und dass keine Druckkabine vorhanden ist. Für die Auswahl des Konzeptflugzeugs wird die Flugleistung der Flugzeuge jeweils auf der Designmission und mehreren Studienmissionen evaluiert. Die Designmission besteht aus einem Reisesegment und einem Holding-Segment. Das Reisesegment besteht aus einer Flugstrecke von 550 km. Die Reiseflughöhe beträgt 10 000 ft und die Reisegeschwindigkeit beträgt 240 km/h. Die Dauer des Holding-Segments beträgt 45 Minuten und wird bei 55 % der maximalen Motorleistung in einer Flughöhe von 1500 ft absolviert. Bei den Studienmissionen zur Auswahl des Konzeptflugzeugs werden alle Parameter bis auf die Reichweite konstant gehalten.

2.3. Ergebnisse

Für die Auswahl des Konzeptflugzeugs werden zunächst auf der Designmission Entwürfe mit seriellem und parallel-hybridem Antriebsstrang mit Hybridisierungsgraden (seriell: bezogen auf die Energie; parallel: bezogen auf die Leistung) zwischen 10 % und 45 % erstellt. In Bild 2 ist die Reduktion der CO_2 -Emissionen im Vergleich zum konventionellen Antriebsstrang in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrads dargestellt. Bei einem seriell-hybriden Antriebsstrang liegt bei einem Hybridisierungsgrad bis zu 10 % eine Reduktion der CO_2 -Emissionen im

Vergleich zum konventionellen Antriebsstrang vor. Das Optimum liegt bei einem Hybridisierungsgrad von 7%.

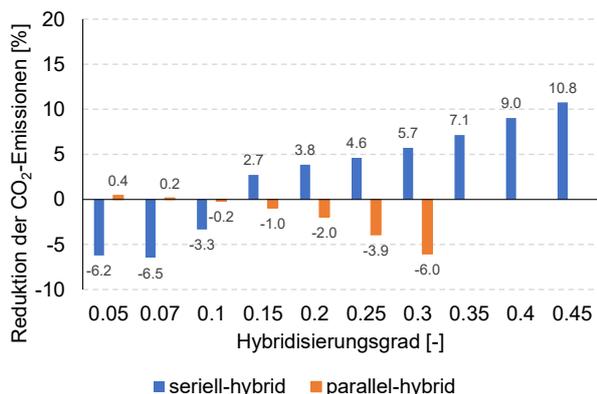


BILD 2. Reduktion der CO₂-Emissionen im Vergleich zum konventionellen Antriebsstrang in Abhängigkeit des Hybridisierungsgrads

Bei Hybridisierungsgraden größer 10% steigen die CO₂-Emissionen im Vergleich zur konventionellen Referenz, da eine höhere, benötigte Kapazität der Akkumulatoren zu einem Anstieg des MTOM und somit zu einem höheren Energiebedarf führen. Bei einem parallel-hybriden Antriebsstrang ist die Reduktion der CO₂-Emissionen bei einem Hybridisierungsgrad von 30% mit 6.05% am größten. Bei Hybridisierungsgraden größer 30% liegt kein valider Entwurf vor, da die Geschwindigkeitsanforderungen im Holding-Segment bei einer Leistungseinstellung von 55% nicht eingehalten werden können und ein Vergleich mit den konventionellen und seriell-hybriden Entwürfen nicht sinnvoll ist.

In Bild 3 ist die Reduktion der CO₂-Emissionen der hybrid-elektrisch angetriebenen Flugzeuge im Vergleich zum angepassten, konventionellen angetriebenen Referenzflugzeug in Abhängigkeit der Reichweite aufgezeigt. Dabei ist zu beachten, dass die jeweiligen Steigraten im Gegensatz zur Designmission, bei der mit maximal möglicher Steigrate operiert wird, im Studienmodus angeglichen sind. Durch eine Reduktion der Steigrate bei den Flugzeugen mit seriell-hybridem Antriebsstrang wird dadurch die Reduktion der Emissionen bei einer Reichweite von 550 km von -3.34% auf -6.18% erhöht.

Sowohl bei dem parallel-hybriden als auch dem seriell-hybriden Antriebsstrang steigt der Betrag der Reduktion der CO₂-Emissionen mit abnehmender Reichweite an. Dies ist damit zu begründen, dass bei geringerer Reichweite der Anteil der Steigphasen an der Gesamtmission größer ist. Während der Steigphase ist sowohl bei den parallel-hybriden als auch bei den seriell-hybriden Antriebssträngen der Abruf der Akkumulatorenergie am stärksten. Zusätzlich wird deutlich, dass die Reduktion der Emissionen bei dem seriell-hybriden Antriebsstrang stets größer ist als die Reduktion bei dem parallel-hybriden Antriebsstrang und dass die Differenz zwischen

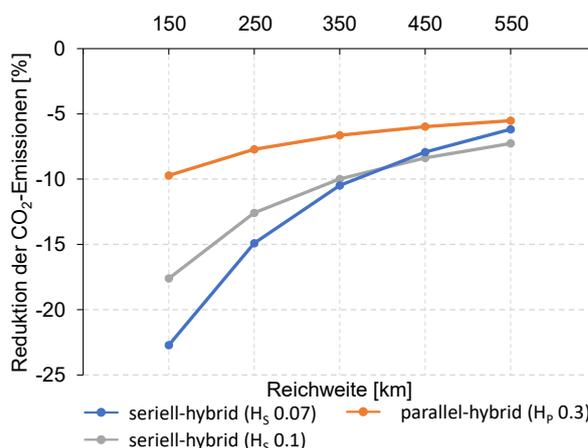


BILD 3. Reduktion der CO₂-Emissionen im Vergleich zum konventionellen Antriebsstrang in Abhängigkeit der Reichweite

seriellem- und parallel-hybridem Antriebsstrang mit geringerer Reichweite zunimmt. Dies ist damit zu begründen, dass bei seriell-hybriden Antriebssträngen mit sinkender Reichweite ein größerer Anteil der Akkumulatorenergie, die stets 10% der Gesamtenergie bei einem Flug über eine Reichweite von 550 km entspricht, für den Reiseflug genutzt werden kann. Insgesamt wird unter den genannten Rahmenbedingungen ein Lufttaxi mit seriell-hybridem Antriebsstrang und einem Hybridisierungsgrad von 10% als Konzeptflugzeug ausgewählt. In Tabelle 2 sind die Kenndaten des Konzeptflugzeugs aufgezeigt.

TAB 2. Kenndaten des Konzeptflugzeugs

Parameter	Wert
MTOM [kg]	1364
OEM [kg]	921
Flügelspannweite [m]	10.1
Flügelfläche [m ²]	11.2
Beste Gleitzahl im Reiseflug [-]	15.1
Hybridisierungsgrad (Energie) [%]	10
Nennleistung E-Motor [kW]	196.2

3. REFERENZFLUGROUTEN UND TRAJEKTORIEN

Die Verfügbarkeit des Lufttransportsystems wird anhand definierter Referenzflugrouten bestimmt. Um eine repräsentative Aussage über die Verfügbarkeit zu erhalten, wird bei der Auswahl der Referenzflugrouten neben einer ausreichenden Passagiernachfrage eine deutschlandweite Abdeckung angestrebt. Dabei werden verschiedene Einflüsse auf das Regionalklima durch unterschiedliche, regionale Topographien abgebildet. Zusätzlich werden verschiedene Streckenlängen einbezogen, sodass auf

den Flugrouten verschiedene und unterschiedlich viele Regionen abgedeckt werden. Die Obergrenze für die Flugstrecke wird durch die maximale Reichweite (Orthodrome) des Lufttaxi von 550 km bestimmt. Als Untergrenze wird eine Reichweite von 100 km festgesetzt, da bei kürzeren Flugstrecken bodengebunde Transportmittel, wie motorisierter Individualverkehr oder Zug, zeiteffizienter sind [29]. Aus insgesamt 442 Flugplätzen und mehreren tausend potentiellen Flugrouten werden basierend auf der Passagiernachfrage nach der Verkehrsverflechtungsprognose 2030 [21], die in Bild 4 dargestellten, zehn Flugrouten zwischen elf Flugplätzen ausgewählt.

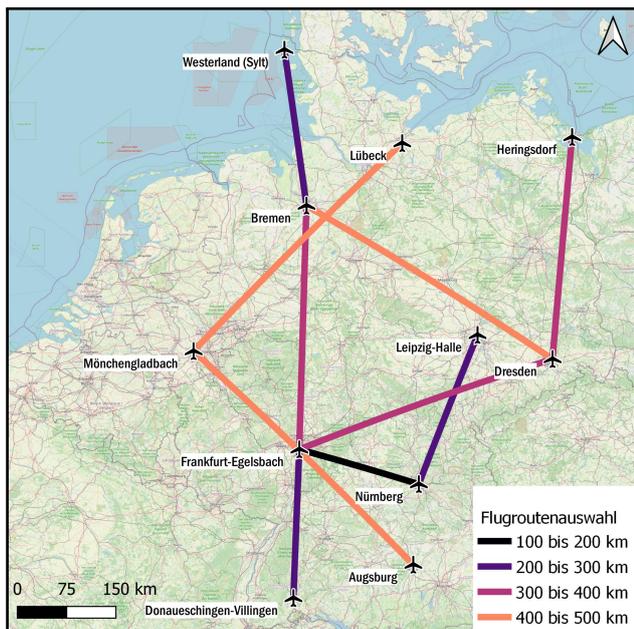


BILD 4. Flugroutenauswahl. Eigene Darstellung auf Kartengrundlage von OpenStreetMap

Bei den betrachteten Flugrouten handelt es sich bisher um Verbindungen entlang einer Orthodrome. Für eine reale Bewertung der Leistungseigenschaften des Lufttaxi müssen die Luftraumstruktur sowie die An- und Abflugrouten berücksichtigt werden. Daher werden in Abschnitt 3.1 die Trajektorien in horizontaler Richtung (Horizontaltrajektorien) entlang der Enroute-Strecke analysiert. Zusätzlich zu den Luftraumbeschränkungen werden Flüge unter VFR-Bedingungen durch die Witterungsbedingungen auf unterschiedlichen Trajektorien in vertikaler Richtung (Vertikaltrajektorien) durchgeführt. Um die Leistungsveränderung durch die äußeren Bedingungen quantifizieren zu können, wird als Referenz eine ökologisch effiziente Vertikaltrajektorie benötigt. Hierbei sind Einflüsse auf die Reisezeit und den Passagierkomfort zu berücksichtigen. Die Vertikaltrajektorie wird in Abschnitt 3.2 entwickelt.

3.1. Horizontaltrajektorien

Unter der Annahme, dass die hier analysierten Lufttaxi-Flüge unter VFR-Bedingungen im unteren Luftraum stattfinden, kann unter Berücksichtigung

der Luftraumstruktur und Verkehrslage an hochfrequentierten Flugplätzen nicht zu jedem Zeitpunkt ein unkonditionierter, direkter Durchflug durch die jeweiligen kontrollierten Lufträume erwartet werden. Ein Umfliegen der Lufträume kann nötig sein. Daher werden als konservative Abschätzung die kontrollierten Lufträume entlang der Enroute-Trajektorie (zwischen den Pflichtmeldepunkten (PMP)) umflogen. Dies gilt nicht für Transponder Mandatory Zones (TMZ). Dabei wird ein horizontaler Abstand von einer nautischen Meile (nmi) zu jedem Luftraum eingehalten, um einen Sicherheitsabstand zum Flugverkehr in den Lufträumen zu gewährleisten. Für die An- und Abflugtrajektorien von und bis zu den PMP werden die in der AIP VFR [25] definierten An- und Abflugrouten oder die Standard Platzrunde verwendet. Bei Vergleich zwischen Orthodrome und realer Horizontaltrajektorie ergibt sich für die Enroute-Strecke zwischen den PMP ein Enroute-Umwegfaktor von durchschnittlich $U_{VFR,Enroute} = 1.041$. Unter Berücksichtigung der An- und Abflugtrajektorien ergibt sich der Umwegfaktor für die gesamte Horizontaltrajektorie im Durchschnitt zu $U_{VFR,Gesamt} = 1.090$. Im Vergleich dazu beträgt der Umwegfaktor bei kommerziellen Flügen nach Instrumentenflugregeln (IFR) laut Gollnick [17] $U_{IFR,Gesamt} = 1.06$.

3.2. Vertikaltrajektorien

Zur Bestimmung einer möglichst umweltschonenden Vertikaltrajektorie wird in einer Parameterstudie der Einfluss verschiedener Steig-, Reise- und Sinkflugparameter auf die CO₂-Emissionen untersucht. Es wird zunächst angenommen, dass keine Luftraumbeschränkungen und Einflüsse durch meteorologische Parameter vorliegen. Zu dem wird die Topografie entlang der Trajektorie vernachlässigt. Die Berechnungen erfolgen bei ISA-Standardatmosphärenbedingungen. Für die Parameterstudie wird die Trajektorie in sechs Segmente unterteilt (vgl. Tabelle 3).

TAB 3. Parameter und Wertebereich der Parameterstudie

Segment	Parameter	Wertebereich
1. Start/ Abflug		konstant
2. Beschleunigung	v_{climb}	170 - 200 km/h
3. Steigflug	ROC	500 - 1250 ft/min
4. Reiseflug	h_{cruise}	3 500 - 9 500 ft
	v_{cruise}	200 - 240 km/h
5. Sinkflug	γ	-1 ° - (-3) °
6. Anflug/ Landung		konstant

Zunächst erfolgt ein standardisierter Startvorgang und ein standardisiertes Abflugverfahren bis auf einen Flughöhe von 2 000 ft. Diese Prozedur ist für alle Simulationen während der Studie identisch. Danach folgt zunächst ein kurzes Beschleunigungssegment bei dem das Lufttaxi bei einer Steigrate

(ROC) von 500 ft/min auf die Steigfluggeschwindigkeit (v_{climb}) beschleunigt wird. Die Steigfluggeschwindigkeit, die als Calibrated Airspeed (CAS) angegeben wird, variiert zwischen 170 km/h und 200 km/h. Im Anschluss folgt das Steigflugsegment. Hier steigt das Lufttaxi mit einer konstanten Steigfluggeschwindigkeit auf die Reiseflughöhe h_{cruise} . Dabei variiert die Steigrate zwischen 500 ft/min und 1250 ft/min. Im anschließenden Reiseflugsegment befindet sich das Lufttaxi auf einer konstanten Reiseflughöhe, die zwischen 3500 ft und 9500 ft variiert. Die Reisefluggeschwindigkeit, angegeben als True Airspeed (TAS), variiert zwischen 200 km/h und 240 km/h. Während des Sinkflugsegments sinkt das Lufttaxi von der Reiseflughöhe auf eine Flughöhe von 3000 ft und die Geschwindigkeit wird auf das 1.85-fache der Überziehgeschwindigkeit des Lufttaxis reduziert. In diesem Segment variiert der Gleitwinkel γ im Rahmen der Parameterstudie im Bereich zwischen -1° und -3° . Abschließend folgen ein Anflug-, ein 45-minütiges Holding- und das Landesegment. Diese sind für jede Simulation identisch.

Bei der Analyse des Steigflugsegments stellt sich heraus, dass die geringste untersuchte Steigrate (500 ft/min) unabhängig von der Steigfluggeschwindigkeit, Reiseflughöhe und der Reisefluggeschwindigkeit zu den geringsten Emissionen führt. Die durchschnittliche Reduktion der Emissionen bei Reduzierung der Steigrate von 1250 ft/min auf 500 ft/min beträgt 2.11%. Bei dem Einfluss der Steigfluggeschwindigkeit ist zu erkennen, dass bei einer Steigrate von 500 ft/min die Steigfluggeschwindigkeit von 200 km/h zu erhöhten Emissionen führt. Die in dieser Arbeit nicht dargestellten Differenzen der Emissionen bei Variation der Steigfluggeschwindigkeit zwischen 170 km/h und 185 km/h sind hingegen mit maximal 0.33% gering. Im Gegensatz dazu führt eine hohe Steigrate und eine hohe Steigfluggeschwindigkeit zu einer geringeren Reisezeit. Allerdings tritt ab einer Steigrate größer 500 ft/min eine Beeinträchtigung des Passagierkomforts in Flugzeugen ohne Druckkabine auf. Für die Referenztrajektorie wird demnach eine Steigrate von 500 ft/min sowie aufgrund des Reisezeitvorteils eine Steigfluggeschwindigkeit von 185 km/h ausgewählt.

Während des Reiseflugs führt eine Reduzierung der Reisefluggeschwindigkeit zu geringeren Emissionen bei allen untersuchten Reichweiten.

Bei dem Einfluss der Reiseflughöhe liegt eine Abhängigkeit von der Reichweite und der Reisefluggeschwindigkeit vor. So ist, wie in Bild 5 dargestellt, bei einer Reichweite von 500 km die maximale Flughöhe von 9500 ft bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 220 km/h und 240 km/h von Vorteil, da bei dieser Flughöhe die größtmögliche Gleitzahl im Reiseflug erzielt wird. Bei weiterer Reduzierung der Reisefluggeschwindigkeit auf 200 km/h sinkt die optimale Reiseflughöhe auf 8000 ft. Es ist zu ergänzen, dass die Abweichungen der Emissionen zwischen 7500 ft und 9500 ft mit maximal 0.09% gering sind. Bei einer Reichweite von 100 km (vgl. Bild 6) ist zunächst zu

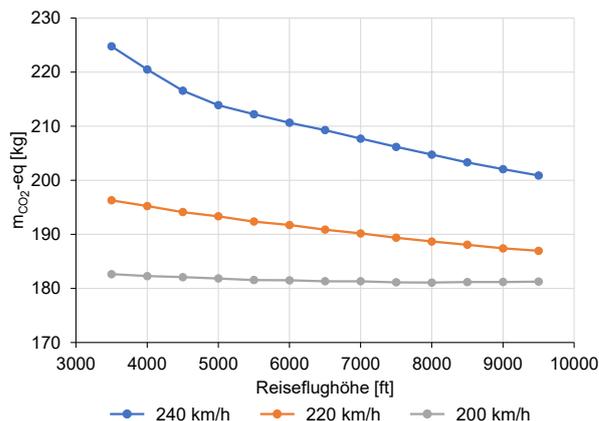


BILD 5. CO₂ äquivalent Emissionen in Abhängigkeit der Reiseflughöhe- und Geschwindigkeit [R = 500 km, ROC = 500 ft/min, $v_{climb} = 185$ km/h, $\gamma = -3^\circ$]

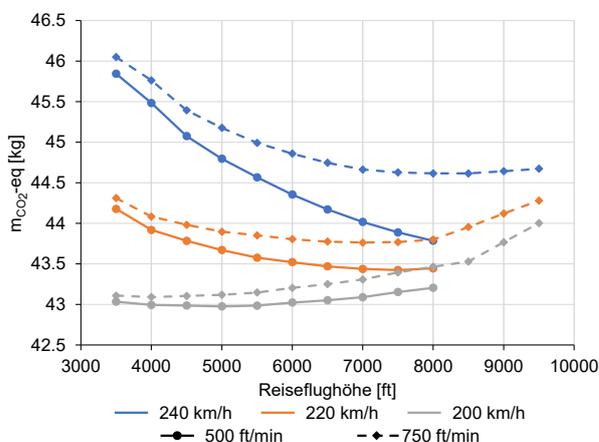


BILD 6. CO₂ äquivalent Emissionen in Abhängigkeit der Reiseflughöhe sowie der Reiseflug- und Steiggeschwindigkeit [R = 100 km, ROC = 500 ft/min, $v_{climb} = 185$ km/h, $\gamma = -3^\circ$]

beachten, dass bei einem Gleitwinkel von -3° und einer Steigrate von 500 ft/min keine Reiseflughöhen oberhalb von 8000 ft erreicht werden können. Bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 240 km/h ist im Hinblick auf die Emissionen weiterhin die in diesem Fall größtmögliche Reiseflughöhe von 8000 ft optimal und eine Erhöhung der erreichbaren Reiseflughöhe durch eine größere Steigrate führt nicht zu einer zusätzlichen Reduktion der Emissionen. Im Gegensatz dazu sinkt die optimale Reiseflughöhe bei reduzierter Reisefluggeschwindigkeit ab. So liegt die optimale Reiseflughöhe bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 220 km/h bei 7500 ft und bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 200 km/h bei 5000 ft. Die Abhängigkeit der in Hinblick auf die Emissionen optimalen Reiseflughöhe von der Reichweite und der Reisefluggeschwindigkeit ist in Tabelle 4 dargestellt. Die Reduzierung der optimalen Reiseflughöhe bei reduzierter Reichweite und Reisefluggeschwindigkeit ist damit zu begründen, dass bei geringerer Reichwei-

te der Anteil des Steigsegments, mit erhöhter Motorleistung, am gesamten Flug größer ist. Der Nachteil durch den höheren Energieverbrauch während des Steigsegments kann durch die verbesserte Gleitzahl in größerer Flughöhe während des Reiseflugs nicht ausgeglichen werden. Dieser Effekt wird dadurch verstärkt, dass bei einer reduzierten Reisefluggeschwindigkeit schon in einer geringen Flughöhe eine größere Gleitzahl erreicht wird.

TAB 4. Optimale Reiseflughöhe in Abhängigkeit der Reichweite und der Reisefluggeschwindigkeit

opt. h_{cruise} [ft]		Reisefluggeschwindigkeit [km/h]		
		200	220	240
Reichweite [km]	100	5 000	7 500	8 000
	200	6 000	9 000	9 500
	300	6 000	9 500	9 500
	400	8 000	9 500	9 500
	500	8 000	9 500	9 500

In Hinblick auf eine möglichst kurze Reisezeit ist eine hohe Reisefluggeschwindigkeit sowie eine geringe Reiseflughöhe von Vorteil. Eine Reduzierung der Reisefluggeschwindigkeit führt zwar zu einer Reduktion der Emissionen, jedoch steht ein Lufttaxi als Lufttransportsystem vor allem im Reichweitenbereich unter 500km in starker Konkurrenz zu anderen Verkehrsmitteln. Bei den hier betrachteten Referenzflugrouten führt eine Reduzierung der Reisefluggeschwindigkeit auf unter 240 km/h dazu, dass auf einzelnen Routen der Reisezeitvorteil des Lufttaxis gegenüber anderen Verkehrsmitteln wie dem Zug, dem motorisiertem Individualverkehr oder einem CS-25 Linienflug nicht mehr gegeben ist. Zudem ist laut Kreimeier [22] bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 250 km/h das größte Marktpotential für On-Demand-Lufttaxiverbindungen zu erwarten. Aus diesem Grund wird für die Referenztrajektorie und die weitere Analyse eine Reisefluggeschwindigkeit von 240 km/h ausgewählt. Bei festgesetzter Reisefluggeschwindigkeit ergibt sich für die optimale Reiseflughöhe der in Tabelle 5 dargestellte Zusammenhang in Abhängigkeit der Reichweite und der Halbkreisflugregel [11]. Hierbei ist zu beachten, dass bei einer Reiseflughöhe ab 8 000 ft Beeinträchtigungen des Passagierkomforts durch den reduzierten Sauerstoffgehalt der Kabinenluft auftreten können.

TAB 5. Reiseflughöhe in Abhängigkeit der Reichweite und der Halbkreisflugregel bei einer Reisefluggeschwindigkeit von 240 km/h

Reichweite km	Track	
	360°-179°	180° - 359°
100 - 150	7 500	6 500
Ab 151	9 500	8 500

Bei der Analyse des Sinkflugsegments stellt sich heraus, dass bei einer Reisefluggeschwindigkeit von

240 km/h und bei Reichweiten ab 200 km stets der betragsmäßig kleinste Gleitwinkel von -1° zu den geringsten Emissionen führt. Bei einer Reichweite von 100 km kann durch Verwendung eines betragsmäßig größeren Gleitwinkels von -3° eine größere Reiseflughöhe erreicht und dadurch die Emissionen gesenkt werden, obwohl das Sinkflugsegment mit reduzierter Motorleistung kürzer ist. Für die Referenztrajektorie wird bis zu einer Reichweite von 150 km ein Gleitwinkel von -3° und ab einer Reichweite größer 150 km ein Gleitwinkel von -1° ausgewählt. Hierbei ist zu beachten, dass bei einem Sinkflug ab einer Sinkrate von 350 ft/min Beeinträchtigungen des Passagierkomforts auftreten können. Dies entspricht in diesem Fall einem Gleitwinkel von -1.7° . Bei Anwendung der zuvor entwickelten Referenztrajektorie entlang der Orthodrome zwischen dem Start- und Zielflugplatz auf die realen Referenzrouten müssen die Luftraumbeschränkungen und die Topographie an jedem Punkt entlang der Horizontaltrajektorie berücksichtigt werden. Dabei wird die maximale Flughöhe durch die Untergrenze der Lufträume und die minimale Flughöhe durch die Mindestflughöhe über dicht besiedeltem Gebiet von 1 000 ft über Grund nach den Standardised European Rules of the Air (SERA) [11] begrenzt. Somit ergibt sich für jede Flugroute neben der angepassten Referenztrajektorie eine Trajektorie entlang der maximalen Flughöhe und entlang der minimalen Flughöhe.

Für das Anwendungsbeispiel der Flugroute zwischen Augsburg und Mönchengladbach erhöht sich der Emissionsausstoß bei Vergleich der auf die Flugroute angepassten Referenztrajektorie zu der Referenztrajektorie entlang der Orthodrome zwischen Start- und Zielflugplatz durch die Berücksichtigung der vertikalen und horizontalen Luftraumbeschränkungen sowie durch die vorgegebenen An- und Abflugrouten um 13.3 % und die Reisezeit steigt um 12.83 %. Zudem führt die Verwendung der Trajektorie entlang der minimalen Flughöhe im Vergleich zur angepassten Referenztrajektorie auf selber Flugroute zu einer Erhöhung der CO₂-Emissionen um 9.84 % und zu einer Reduktion der Reisezeit um 2.17 %.

4. LUFTSEITIGE KAPAZITÄT

Im Rahmen dieser Untersuchung steht der luftgestützte On-Demand-Verkehr im Fokus. Dafür müssen an den Flugplätzen jederzeit die notwendigen infrastrukturellen und betrieblichen Kapazitäten bereitgestellt werden können. Dies kann nur gewährleistet werden, wenn dauerhaft eine entsprechende Kapazität am Flugplatz verfügbar ist und Wartezeiten während der Abfertigung des Flugzeugs gering gehalten werden können. Um zu untersuchen, inwiefern dies an Flugplätzen aktuell umsetzbar ist, wird eine auf den On-Demand-Verkehr angepasste Kapazitätsanalyse für einen beispielhaften Flugplatz durchgeführt. Dabei wird zunächst die theoretische Kapazität analytisch ermittelt. Dieses Vorgehen wird im Folgenden dargestellt. Im weiteren Projektverlauf

werden zusätzlich innerhalb einer Simulation mögliche Engpässe identifiziert. Die Kapazitätsanalyse wird im weiteren Verlauf des Forschungsprojekts als Grundlage für die Verfügbarkeitsanalyse der Infrastruktur genutzt, die mit realen Wetterdaten verschnitten werden.

4.1. Clustering - Auswahl der zu untersuchenden Flugplätze

Zur Auswahl der Anwendungsfälle für die Kapazitätsanalyse wird für die gewählten Referenzflugplätze (vgl. Kapitel 3) eine Clusteringanalyse durchgeführt. Dadurch werden die Flugplätze auf Grundlage ihrer kapazitiven Eigenschaften in inhaltlich sinnvolle Gruppen unterteilt. Dazu wird zunächst eine Auswahl an Parametern für die Analyse getroffen. Um die Komplexität der Kapazitätsanalyse zu reduzieren, werden wenige aussagekräftige Parameter gewählt. Diese sind in Tabelle 6 gemeinsam mit ihren Ausprägungen an den Referenzflugplätzen dargestellt. Der Parameter Anzahl SLBahnen gibt die am Flugplatz betriebsbereiten, befestigten Start-/ Landebahnen (SLB) an. Bahnen, die nur in eine Richtung betrieben werden können, werden als 0.5 Bahnen (s. EDDW) gezählt. Die durchschnittliche stündliche VFR Kapazität ergibt sich nach [14] abhängig von der Bahnkonfiguration. Es wird der jeweils mittlere angegebene Wert gewählt. Die IFR An- und Abflüge geben die kumulierten Verkehrszahlen der Jahre 2016 bis 2020 an (EDTD: Abschätzung nach [31], weitere Flugplätze: [9]), um eine Einschätzung über die Menge des bestehenden IFR-Verkehrs an den Flugplätzen zu erhalten. Dieser hat Vorrang gegenüber Flügen nach VFR, sodass er eine Einschränkung für den geplanten On-Demand-Verkehr darstellt und deshalb in der Betrachtung berücksichtigt wird.

TAB 6. Merkmalsausprägung der Clusteringparameter

Flugplatz ICAO Code	Anzahl SLBahnen	∅ VFR Kapazität	IFR An-/ Abflüge 2016 - 2020
EDMA	1.0	63	34 733
EDDW	1.5	85	139 476
EDTD	1.0	63	32 157
EDDC	1.0	63	95 890
EDFE	1.0	63	0
EDAH	1.0	63	4 252
EDDP	2.0	126	339 841
EDHL	1.0	63	12 231
EDLN	1.0	63	31 143
EDDN	1.0	63	226 340
EDXW	2.0	77	28 094

Im weiteren Verlauf der Analyse werde die Daten mit der Z-Standardisierung normiert und in einheitliche Werte überführt. Für das Clustering wird der k-Means Algorithmus gewählt, mit dem hier auf Grundlage

der quadrierten Euklidischen Distanz Cluster gebildet werden [30]. Mit Hilfe der Software MATLAB werden 1 000 Wiederholungen des Algorithmus von zufällig gewählten Startpunkten aus durchgeführt, um die Clusterkombination mit der minimalen kumulierten Distanz zu identifizieren. Für die Clusteranzahl werden zwei Cluster vorgegeben, um den anschließenden Arbeitsaufwand in der Kapazitätsanalyse einzugrenzen. Das Ergebnis ist in BILD 7 dargestellt und lässt sich in ein Ein-Bahn-System-Cluster und ein Mehr-Bahnen-System-Cluster unterscheiden. Bei der Verifizierung der Ergebnisse durch die Analyse von Silhouetten Plots zeigt sich, dass eine Veränderung der Clusteranzahl auf drei Cluster eine Verbesserung des Silhouettenkoeffizienten verursachen würde. Aufgrund der festgelegten Clusterzahl wird dies jedoch in diesem Fall nicht berücksichtigt.

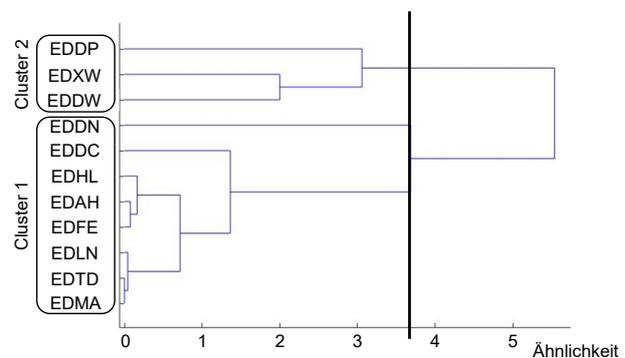


BILD 7. Dendrogramm Flugplatz Clusteranalyse (2er-Lösung)

4.2. Durchführung der Kapazitätsanalyse

Im Rahmen des Forschungsvorhabens VENTUS wird aus jedem Cluster für denjenigen Flugplatz, der die größte Ähnlichkeit zum Clustermittelpunkt aufweist, eine analytische Kapazitätsanalyse durchgeführt. Die Analyse wird nachfolgend beispielhaft für den Repräsentanten der Flugplätze aus dem Cluster der Ein-Bahn-Systeme dargestellt. Es handelt sich dabei um den Flugplatz Augsburg (vgl. Bild 8). Dieser Verkehrslandeplatz befindet sich ca. 3.5 nmi nordöstlich der Innenstadt von Augsburg auf einer Höhe von 1 515 ft über N.N. Für den Flugbetrieb steht eine asphaltierte Start- und Landebahn (RWY 07/25) in den Dimensionen 1594 x 30 m zur Verfügung. Zusätzlich zum VFR-Verkehr bietet der Flugplatz Augsburg die Möglichkeit des Flugbetriebes unter IFR. In der Analyse der luftseitigen Kapazität werden drei Teilkapazitäten für den Flugplatz Augsburg ermittelt:

- Kapazität der Start- und Landebahn
- Kapazität des Vorfelds
- Kapazität der Zu- und Abrollwege

Der kleinste dieser Werte bestimmt die luftseitige Gesamtkapazität des Flugplatzes. Im Rahmen dieser Betrachtung wird von einer leeren Infrastruktur

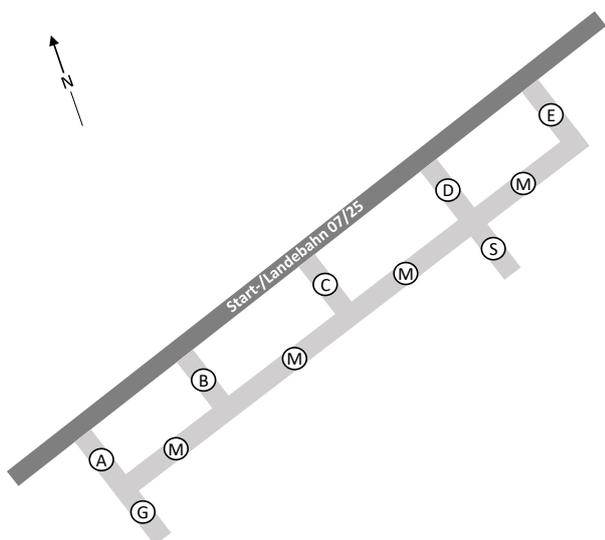


BILD 8. Schematische Darstellung der Start-/Landebahn sowie des Rollwegsystems am Flughafen Augsburg (nicht maßstabsgetreu)

ausgegangen, die ausschließlich mit den in Kapitel 2 entworfenen Flugzeugen gefüllt wird, um die technische Kapazität des Systems für diesen Referenzfall zu ermitteln. Diese gibt die durchschnittliche maximal erreichbare Flugbewegungsanzahl auf einem Flughafen in einem festgelegten Zeitintervall unter optimalen Bedingungen an [2].

4.2.1. Kapazität der Start- und Landebahn

Für die Kapazität der Start-/ Landebahn in einem Ein-Bahn-System, wie es am Flughafen Augsburg gegeben ist, werden sowohl An- als auch Abflüge betrachtet. Die Kapazität wird unter der Annahme von VFR-Bedingungen ermittelt. Dazu wird zunächst die Bahnbelegungszeit der anfliegenden Flugzeuge ermittelt. Wird von einem Anflug in Richtung 07 und einem Aufsetzen des Flugzeugs wenige Meter hinter der Schwelle ausgegangen, so beträgt die Rollstrecke bis zum Verlassen der Start-/ Landebahn ca. 350 m. Die ersten 209 m werden zum Abbremsen des Flugzeugs mit einer spezifischen Verzögerungszeit von ca. 13 s benötigt. Das Flugzeug rollt nach dem Abbremsen mit einer angenommenen durchschnittlichen Geschwindigkeit von 15 kn in Richtung des Vorfelds. Bei verbleibenden 141 m bis zum Abrollweg führt dies zu einer Zeit von 19 s. Auf die kumulierte Zeit von 32 s wird ein Sicherheitsfaktor von 10 % addiert. Dies führt zu einer erwarteten Bahnbelegungszeit von etwa 35 s für ankommende Flugzeuge. Für abfliegende Flugzeuge wird ebenfalls die Bahnbelegungszeit ermittelt. Das betrachtete Flugzeug benötigt eine Strecke von etwa 256 m und eine Zeit von 13 s um abzuheben. Weitere 150 m Bodendistanz werden benötigt, um auf eine Höhe von 15 m zu steigen. Diese muss erreicht sein, damit die Start-/ Landebahn für die nächste Flugbewegung freigegeben ist. Das Flugzeug benötigt für diesen Vorgang etwa 5 s. Hinzu kommt die Zeit von etwa

10 s, die für die ca. 70 m des Aufrollens auf die Bahn benötigt wird, sowie ein Sicherheitsfaktor von 10 %. Bei der angenommenen Rollgeschwindigkeit von durchschnittlich 15 kn führt dies zu insgesamt 31 s Bahnbelegungszeit für abfliegende Flugzeuge. Um die größtmögliche Anzahl von Flugbewegungen pro Stunde zu berechnen, muss nach [16] von der gleichen Anzahl An- wie Abflügen ausgegangen werden. Auf Grundlage dessen folgt auf jeden Anflug der Abflug eines Flugzeugs. Die ermittelten Bahnbelegungszeiten (ankommende Flugzeuge: 35 s, abfliegende Flugzeuge: 31 s, Σ 66 s) führen nach

$$(2) \quad \Delta T_{ij} = \frac{\delta_{ij}}{v_j}$$

mit $\Delta T_{ij} = 66$ s als zeitlichem Abstand zwischen zwei anfliegenden Flugzeugen zu einem Staffelnabstand δ_{ij} von 1.28 nmi [10]. Für die betrachteten Flugzeuge wird von einer durchschnittlichen Geschwindigkeit v_j von 70 kn im finalen Endanflug (ca. 2 nmi) ausgegangen. Gemäß

$$(3) \quad C_a = \frac{1}{E(\Delta T_{ij})}$$

mit C_a als Anflugkapazität und $E(\Delta T_{ij}) = 66$ s als Erwartungswert des zeitlichen Abstands zwischen zwei anfliegenden Flugzeugen ergibt sich eine Kapazität des Start-/Landebahnsystems für an- und abfliegende Flugzeuge von jeweils 54 Flugzeugen pro Stunde. Die Gesamtkapazität ergibt sich zu 108 Flugbewegungen pro Stunde.

4.2.2. Kapazität des Vorfelds

Die Kapazität des Vorfelds wird im Wesentlichen von der Anzahl der zur Verfügung stehenden Abfertigungspositionen und der Dauer des Turnaroundprozesses limitiert. In Augsburg stehen insgesamt acht Stellplätze für das betrachtete Flugzeug mit einer Spannweite unter 15 m zur Verfügung. Die Dauer des Turnaroundprozesses wird durch die zeitliche Verkettung der notwendigen technischen sowie betrieblichen Prozesse am Flugzeug beeinflusst. In BILD 9 werden die entsprechenden Annahmen für das betrachtete Lufttaxi gezeigt. Gegenüber einem konventionellen Flugzeug entfallen verschiedene Vorgänge wie z. B. die Reinigung der Toiletten sowie das Beladen der Fracht. Es zeigt sich, dass die Dauer des Turnarounds maßgeblich durch die Dauer des Ladevorgangs der Akkumulatoren bestimmt wird. Es wird angenommen, dass an jeder Vorfeldposition eine Ladesäule zur Verfügung steht. Der Ladevorgang dauert bei der Ladeleistung einer Schnellladesäule von 50 kW ca. 22 min. Sollten Ladesäulen mit lediglich 22 kW Ladeleistung eingesetzt werden, so erhöht sich die erwartete Ladezeit auf 50 min und die Kapazität des Vorfelds wird deutlich verringert.

Alle weiteren Abfertigungsarbeiten am Flugzeug können parallel zum Ladevorgang stattfinden, sodass dieser den kritischen Pfad des Prozesses (orange eingefärbt) darstellt.

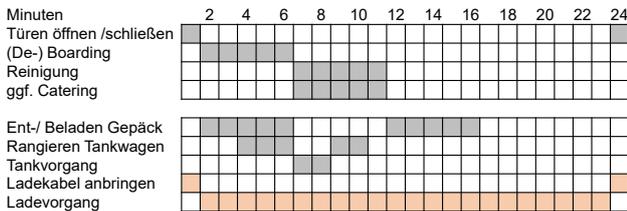


BILD 9. Abschätzung der Turnaroundzeiten für das verwendete Lufttaxi

Aus den genannten Werten wird mit Hilfe der folgenden Formel [24]

$$(4) \quad \mu_k \cdot N_k \geq E(T_g) \cdot C_g$$

mit $\mu_k = 100\%$ als Anteil der Zeit, in der Vorfeldpositionen vom Typ k von Luftfahrzeug vom Typ i genutzt werden können [%], $N_k = 8$ als verfügbare Anzahl an Standplätzen vom Typ k , die von Luftfahrzeug i genutzt werden können, $E(T_g) = 24 \text{ min} = 0.4 \text{ h}$ als nachgefragte Standplatzbelegungszeit von Luftfahrzeug i für Vorfeldpositionen k in [h] und C_g als Kapazität der Typ k -Standplätze in [Luftfahrzeug/h] die Vorfeldkapazität zu 20 Flugzeuge pro Stunde ermittelt. Der längere Ladevorgang mit einer Ladesäule mit 22 kW Ladeleistung würde zu einer reduzierten Vorfeldkapazität von 9 Flugzeugen pro Stunde führen.

4.2.3. Kapazität der Zu- und Abrollwege

Um die am Flugplatz ankommenden Flugzeuge möglichst schnell von der Start-/ Landebahn abrollen zu lassen und abfliegende Flugzeuge möglichst schnell auf die Start-/ Landebahn zu bringen, muss die Konfiguration sowie die Kapazität der Zu- und Abrollwege auf die Start-/ Landebahn und den erwarteten Verkehr angepasst sein. Ankommende Flugzeuge sind durch die Staffelung im Endanflug bereits zeitlich so versetzt, dass eine parallele Nutzung der Abrollwege nicht vorkommt und kein Engpass entsteht [23]. Das zügige Abrollen der gelandeten Flugzeuge ist relevant für die Minimierung der Bahnbelegungszeit. Am Flugplatz Augsburg ist dies durch insgesamt fünf Abrollwege im Abstand von 290 m – 330 m gegeben. Je nach Aufsetzpunkt und Bremsweg kann der nächstgelegene Abrollweg gewählt werden. Dies unterscheidet sich von der Annahme in Kapitel 4.2.1, dass alle Flugzeuge direkt hinter der Schwelle aufsetzen, da bei der Analyse der technischen Kapazität jeweils die kapazitätsoptimalen Annahmen gewählt werden. Die wartenden abfliegenden Flugzeuge müssen so positioniert sein, dass sie den jeweils für das ankommende Flugzeug kürzesten Abrollweg nicht blockieren. Der mittlere der fünf Rollwege ist dabei für das General Aviation Vorfeld optimal gelegen. Seine Nutzung für entweder ankommende oder

abfliegende Flugzeuge kann ein Entgegenkommen von auf dem parallel zur Start-/ Landebahn verlaufenden Rollweg M (vgl. Bild 8) verhindern. Falls eine Warteschlange für abfliegende Flugzeuge entsteht, muss gewährleistet sein, dass diese das Rollen auf den übrigen Rollwegen sowie auf dem Vorfeld nicht behindert [23]. Im Normalbetrieb verlassen die Flugzeuge den Flugplatz erst nach der Abfertigung auf dem Vorfeld. Die auf 20 Flugzeuge pro Stunde limitierte Vorfeldkapazität (vgl. Kapitel 4.2.2) führt zu einer durchschnittlichen Zeit von 80 s bis 95 s zwischen den Starts und den Landungen der Flugzeuge. Die sowohl von ankommenden als auch von abfliegenden Flugzeugen genutzten Abschnitte des Rollwegs M zwischen den Rollwegen B und C sowie den Rollwegen C und D (vgl. Bild 8) können bei einer angenommenen Rollgeschwindigkeit von 15 km innerhalb von 46 s geräumt werden, sodass dort kein Engpass oder Stauung erwartet wird.

4.3. Ergebnisse der Kapazitätsanalyse

Die analytische Kapazitätsanalyse zeigt, dass die Kapazität des Vorfelds mit 20 Flugzeugen pro Stunde gegenüber der Kapazität des Start-/ Landebahnsystems mit sowohl 54 an- als auch abfliegenden Flugzeugen pro Stunde und der Kapazität der Rollwege den limitierenden Faktor darstellt. Die Kapazität des Gesamtsystems ergibt sich dementsprechend zu 40 Flugbewegungen auf der Start-/ Landebahn und 20 abgefertigten Flugzeugen pro Stunde unter der Annahme, dass an jeder der Abfertigungspositionen Schnellladesäulen installiert sind, die parallel betrieben werden können. Durch die Einrichtung weiterer Abstellpositionen mit entsprechender Ladeinfrastruktur kann die Kapazität des Gesamtsystems bei Bedarf erhöht werden. Im Weiteren ist zu prüfen, inwiefern die berechnete technische Kapazität durch die Einbindung des bestehenden IFR-Verkehrs reduziert wird. 2020 wurden am Flugplatz Augsburg 6 846 IFR-Flugbewegungen erfasst [9]. Aufgrund dieser geringen Anzahl an IFR-Flugbewegungen ist davon auszugehen, dass sich die technische Kapazität für den On-Demand-Verkehr lediglich um wenige Flugbewegungen pro Stunde reduziert. Der bestehende VFR-Verkehr wird aufgrund fehlender Daten vernachlässigt. Die Einbindung des IFR-Verkehrs, die Überprüfung der statistischen Analyse sowie die Untersuchung eines weiteren Flugplatzes aus dem Mehr-Bahn-System-Cluster wird im Verlauf des Forschungsprojektes durch eine softwaregestützte Simulation mit dem Programm CAST Aircraft durchgeführt.

5. LÄRMMODELLIERUNG

Durch den Flugbetrieb des seriell-hybriden Lufttaxi werden veränderte Umweltbelastungen in den Flugplatznahbereichen erwartet. Fluglärm ist hierbei stets ein Konfliktpunkt für Nutzende des Transportdienstes und Anwohnende der Flugplätze. Ein

steigender Lärmpegel in Flugplatznähe kann für die flächendeckende Durchsetzung des Lufttaxibetriebs in Deutschland problematisch sein und seine Verfügbarkeit entsprechend einschränken.

Im Rahmen dieser Betrachtung werden zunächst die gültigen, nationalen und lokalen Rahmenbedingungen hinsichtlich des Fluglärms betrachtet. Anschließend erfolgt eine Lärmsimulation für den Flugplatz Augsburg als Repräsentant der Flugplätze mit Ein-Bahn-Systemen (vgl. Kapitel 4.2). Die Simulation wird anhand der konventionell angetriebenen Cirrus SR22T (Referenzflugzeug) durchgeführt. Dadurch wird eine Lärmbelastung bei Anflügen mit konventionellen, propellerbetriebenen Kleinflugzeugen des heutigen Standes als Referenz definiert. Zuletzt werden die zu erwartenden Lärmveränderungen bei Verwendung des seriell-hybrid betriebenen Lufttaxi und die daraus resultierenden lärmbedingten Kapazitätseinschränkungen erörtert.

5.1. Nationale und lokale Fluglärm-Rahmenbedingungen

In der Bundesrepublik Deutschland stellt das Luftverkehrsgesetz (LuftVG) die zentrale Rechtsgrundlage im Luftverkehr dar. Sowohl das entwickelte Lufttaxi (vgl. Kapitel 2) als auch der angestrebte Flugbetrieb (vgl. Kapitel 3) sind nach §1 Abs. 1 und §1a Abs. 1 LuftVG definiert. Somit sind die Vorschriften des LuftVG und zur Durchführung erlassenen Rechtsverordnungen beim Betrieb anzuwenden. §29b Abs. 1 LuftVG regelt für Flugplatzunternehmer, Luftfahrzeughalter und -führer die Verpflichtung zur Verhinderung von vermeidbaren Geräuschen im Flugbetrieb sowie die Beschränkung der Ausbreitung von unvermeidbaren Geräuschen auf ein Mindestmaß. Ziel ist hierbei der Schutz der Bevölkerung vor Gefahren, Nachteilen und Belästigungen bedingt durch Fluglärm.

Die Landeplatz-Lärmschutz-Verordnung (Landeplatz-LärmschutzV) regelt für Flugplätze mit mehr als 15 000 Flugbewegungen im Jahr (Flugzeuge, Motorsegler, Drehflügler) einen erweiterten Lärmschutz für die Bevölkerung. Starts und Landungen von propellerbetriebenen Flugzeugen und Motorseglern bis 9 000 kg Startmasse sind in den Morgen- und Mittagsstunden nur für wenige Ausnahmen möglich. Die Landeplatz-LärmschutzV ist gültig für den Flugplatz Augsburg.

Das FluLärmG beschreibt die Notwendigkeit von baulichen Nutzungsbeschränkungen und der Anwendung von Schallschutzmaßnahmen für Verkehrsflughäfen oder Verkehrslandeplätzen (> 25 000 Flugbewegungen) mit Fluglinien- oder Pauschalreiseverkehr. Nach §4 Abs.1 FluLärmG sind Lärmschutzbereiche für den Tag und die Nacht festgelegt. Während für Tag-Schutzzonen Grenzwerte für den äquivalente Dauerschallpegel ($L_{A,eq}$) definiert sind, sind für Nacht-Schutzzonen zusätzliche Grenzwerte für den fluglärmbedingten Maximalpegel ($L_{A,max}$) definiert (§2 Abs.2 FluLärmG). Bei wesentlicher, bau-

licher Flugplatzenerweiterung sind die Grenzwerte der Schallpegel deutlich strikter definiert. Innerhalb der Lärmschutzbereiche sind Aufwendungen für bauliche Schallschutzmaßnahmen und Entschädigungen für die Beeinträchtigung des Außenwohnbereichs zu erstatten (§9 FluLärmG).

Zusätzlich zu den nationalen Gesetzen, Ordnungen und Verordnungen können Flugplätze eigene, lokale Bestimmungen im Sinne des Umweltschutzes einführen. Lokale Bestimmungen sind in den Luftfahrthandbüchern (AIP VFR/IFR) für den jeweiligen Flugplatz definiert. Der Flugplatz Augsburg hat betriebliche Bestimmungen im Sinne des Lärmschutzes im AIP VFR und IFR definiert. Die Sichtflugkarte im AIP VFR beinhaltet folgendes: „Platzrunden westlich des Lechs und Überflüge von Wohngebieten sind möglichst zu vermeiden“ [8]. Weitergehend sind im AIP IFR im Unterpunkt AD 2.20 „Local aerodrome regulation“ [9] zahlreiche Betriebsbeschränkungen definiert. Platzrundenflüge, Hubschrauberschulungen, Kunstflüge, Probe- und Standläufe sowie Nachtflüge sind nur zu eingeschränkten Betriebszeiten erlaubt.

5.2. Lärmemissionen des Referenzflugzeugs

Bei Lärmabschätzungen innerhalb der Entwurfssoftware MICADO wurde festgestellt, dass das seriell-hybride Lufttaxi ähnliche Lärmemissionen wie konventionelle, propellerbetriebene Kleinflugzeuge vorweist. Zur Betrachtung der Lärmemissionen am Flugplatz Augsburg wurde deshalb die Cirrus SR22T als Referenzflugzeug ausgewählt. Ziel der Lärmsimulation des Referenzflugzeuges ist die Abbildung des aktuellen Stands der Technik mit konventionellen Antrieben, um eine erste Lärmeinschätzung des geplanten Lufttaxibetriebs zu ermöglichen.

Zur Lärmsimulation wird die Software Aviation Environmental Design Tool (AEDT) verwendet [15]. AEDT enthält spezifische Lärm- und Leistungsangaben (ANP) für eine Reihe von Flugzeugen und zusätzlich Daten für das Referenzflugzeug (COM-SEP). Die in AEDT enthaltenen Standardflugprofile und Noise-Power-Distance (NPD) Tabellen bilden in Kombination die Grundlage für die Lärmsimulation (vgl. Anhang A).

Die Auswertung der Lärmemissionen erfolgt anhand von zwei Lärmmetriken und mehreren Simulationsszenarien am Flugplatz Augsburg. Mit der Einführung des Lufttaxibetriebs ist am Flugplatz Augsburg zukünftig ein höheres Verkehrsaufkommen zu erwarten, wodurch die im FluLärmG (vgl. Kapitel 5.1) beschriebenen Anwendungen von Schallschutzmaßnahmen relevant werden. Hierbei sind die Lärmmetriken $L_{A,eq}$ und $L_{A,max}$ zu untersuchen.

Ziel bei der Definition der Simulationsszenarien ist es, eine erste Aussage zu den erwartbaren Umweltbelastungen im Flugplatznahbereich bei technischer Maximalkapazität mit konventionellen Flugzeugen geben zu können. In Bild 10 ist eine Übersicht zu den durchgeführten Lärmsimulationen und deren Inhalte gezeigt.



BILD 10. Übersicht zu den durchgeführten Lärmsimulationen für den Referenzflugplatz Augsburg

Zunächst erfolgen in den Simulationen I und II Auswertungen zum Maximalpegel des Lärmereignisses $L_{A,max}$, um die Lärmbelastung in der Flugplatzumgebung zu ermitteln.

Die betrachteten Flugrouten orientieren sich an den in der AIP VFR Sichtflugkarte vorgegebenen Routen. Fehlende Routenpunkte werden anhand der Standard-Platzrunde vervollständigt. Start- und Endpunkt sind die jeweilige Start-/Landebahnschwelle und der Pflichtmeldepunkt. Des Weiteren werden für die Lärmsimulationen die für VFR An- und Abflüge angegebene Höhengrenze von 3000 ft über N.N. berücksichtigt. Die festdefinierten Standardflugprofile werden dementsprechend angepasst. Für das Flugwetter während der Simulationen wird der 10-Jahresdurchschnitt (2011-2020) des Flugplatz Augsburg angenommen (vgl. Anhang A). In den Bildern 11 und 12 sind die definierten Flugrouten sowie die in den Lärmsimulationen ermittelten $L_{A,max}$ Lärmteppiche dargestellt.

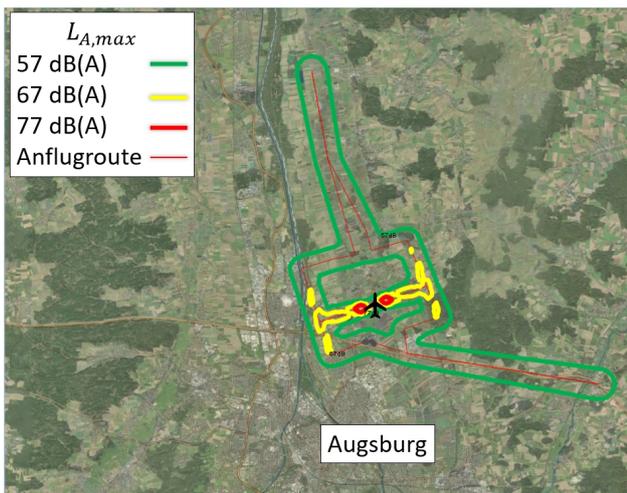


BILD 11. Simulation I: $L_{A,max}$ -Lärmkonturen der Cirrus SR22T, Anflugrouten des Flugplatz Augsburg [15]

Grundsätzlich erfolgen Landeanflüge mit niedrigeren Schubeinstellungen verglichen zu Abflugverfahren. In Bild 11 ist zu erkennen, dass aus diesen Gründen

der durch die Anflugrouten entstehende Lärmteppich generell deutlich kleiner ausfällt als bei den Abflugrouten in Bild 12. Insbesondere für die Lärmbereiche ab einem $L_{A,max}$ -Wert von 67 dB(A) zeigt sich ein größerer Unterschied.

Unabhängig von der gewählten Flugroute werden Lärmkonturen mit einem $L_{A,max}$ -Wert von min. 67 dB(A) erst ab einer Flughöhe von ca. 620 ft über dem Flugplatz erreicht. Dies entspricht einer Bodendistanz von ca. 2 nmi bis zur Landung. Lärmkonturen mit $L_{A,max}$ -Werten von min. 77 dB(A) werden erst mit dem Überflug der Landebahn erreicht.

In Bild 12 ist zu sehen, dass sich die 67 dB(A) $L_{A,max}$ Lärmkonturen bis zu einer Entfernung von ca. 4.05 nmi nach Beginn des Startvorgangs ausbreiten. Die Flughöhe beträgt an diesem Punkt ca. 1300 ft über dem Flugplatz. Die Lärmkonturen zu den $L_{A,max}$ -Werten größer als 77 dB(A) befinden sich in unmittelbarer Flugplatznähe bis zu ca. 1.41 nmi nach Beginn des Startvorgangs und bei einer Flughöhe von ca. 700 ft über dem Flugplatz.

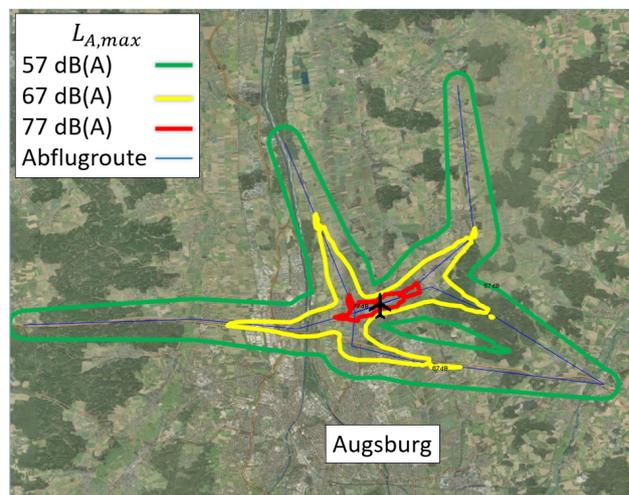


BILD 12. Simulation II: $L_{A,max}$ -Lärmkonturen der Cirrus SR22T, Abflugrouten des Flugplatz Augsburg [15]

Im FluLärmG §2, Abs. 1 werden für die Nacht-schutzzone Grenzwerte hinsichtlich der Anzahl der $L_{A,max}$ -Lärmereignisse definiert. Der Grenzwert beträgt sechs Lärmereignisse mit einem Maximalpegel $L_{A,max}$ von min. 57 dB(A). An- und Abflugrouten erzeugen bei Überflug zwischen der SLB und dem PMP stets Lärmkonturen mit $L_{A,max}$ -Werten von 57 dB(A). Abhängig von der Flughöhe haben die Konturen eine Breite von min. 0.75 nmi (vgl. Bilder 11 und 12).

In den Simulationen III und IV erfolgen Auswertungen des $L_{A,eq}$, um die Belastung der direkten Flugplatzumgebung über einen längeren Zeitraum zu ermitteln. Die höchstmögliche, zu erwartende Lärmbelastung wird anhand der Referenzbetrachtung mit einer Maximalauslastung des Flugplatzes je Betriebsrichtung (Simulation III: RWY 07, Simulation IV: RWY 25) bestimmt. Es werden somit zwei weitere Simulationsszenarien untersucht, wobei die aus

Kapitel 4.3 ermittelte, technische Gesamtkapazität von 40 Flugbewegungen pro Stunde (je 20 An- und Abflüge) in den Szenarien verwendet werden. Die Betriebsrichtungen werden während der Simulation ohne Betriebsrichtungswechsel genutzt. Für die Definition der Simulationsszenarien ist zu beachten, dass für die Betriebsrichtung RWY 25 mehr Flugrouten als für RWY 07 zur Verfügung stehen. Um trotz der unterschiedlichen Anzahl der Flugrouten je Betriebsrichtung eine gleichmäßige Verteilung der Flugrouten sicherzustellen, wird eine Referenzdauer t_{ref} von 90 min festgelegt. Diese Referenzdauer ermöglicht die Definition einer Nutzungsreihenfolge für jedes Simulationsszenario, mit gleichmäßiger Auslastung der jeweiligen, verfügbaren Flugrouten. Folgende Tabelle enthält eine Übersicht zu den verwendeten Flugrouten je Simulationsszenario:

TAB 7. $L_{A,eq}$ -Simulationen: Übersicht zu den verwendeten Flugrouten

Verwendete Flugrouten	Simulation III $L_{A,eq}$: RWY 07	Simulation IV $L_{A,eq}$: RWY 25
Anflug	15x November 15x Sierra 1	15x November 1 15x Sierra 1
Abflug	15x Oscar 1 15x Sierra 1	10x Lima 10x Whiskey 10x Sierra

Die Referenzdauer hat die Verwendung einer angepassten, zeitgemittelten Konstante zur Berechnung des $L_{A,eq}$ zur Folge [13]:

$$(5) \quad t_{av} [dB(A)] = 10 \cdot \log_{10}(T_{ref} [s]) = 37.32 \text{ dB(A)}$$

Für die Auswertungen der Simulationen III und IV werden die im FluLärmG §2, Abs. 1 beschriebenen $L_{A,eq}$ -Lärmgrenzen der Tag- und Nacht-Schutzzonen verwendet. Die Lärmsimulationen erfolgen unter der Annahme, dass die Flugplatzauslegung im Sinne des FluLärmG „bestehend“ ist und keine infrastrukturellen Anpassungen erfolgen. In den Bildern 13 und 14 werden die entsprechenden, vereinfachten Tag-Schutzzone 1 $L_{A,eq}$ 65 dB(A) (rot), Tag-Schutzzone 2 $L_{A,eq}$ 60 dB(A) (gelb) und Nacht-Schutzzone $L_{A,eq}$ 55dB(A) (grün) dargestellt. Die berechneten Schutzzonen der Simulationen III und IV entsprechen nicht der „Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB)“. Die Zonen werden nach ECAC Doc.29 [13] berechnet, um eine erste Betrachtung des zu erwartenden Lärms und der möglichen Umweltauswirkungen zu geben.

In Bildern 13 und 14 ist zu erkennen, dass sich die Ausbreitung der Schutzzonen entlang der jeweiligen Flugrouten ähneln. Grundsätzlich zeigt sich, dass die Lärmkonturen nur vereinzelt kleinere Wohngebiete enthalten, da der Flugplatznahbereich nur gering besiedelt ist.

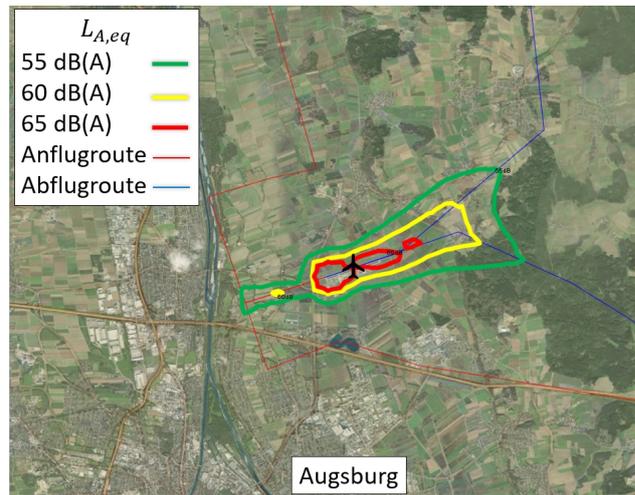


BILD 13. Simulation III: $L_{A,eq}$ -Lärmkonturen der Cirrus SR22T, Betriebsrichtung RWY 07 des Flugplatz Augsburg [15]

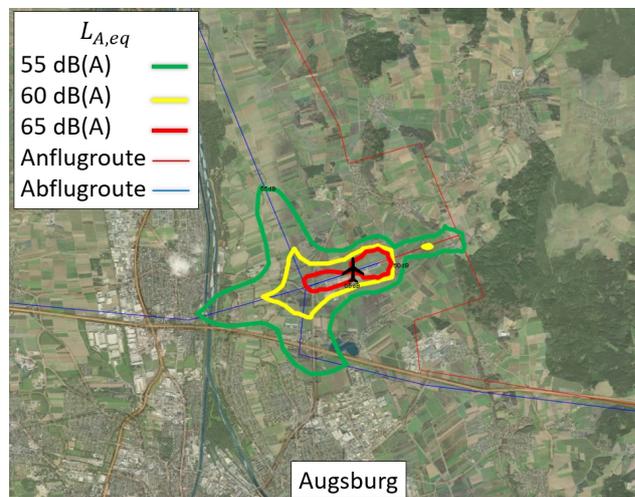


BILD 14. Simulation IV: $L_{A,eq}$ -Lärmkonturen der Cirrus SR22T, Betriebsrichtung RWY 25 des Flugplatz Augsburg [15]

Die Tag-Schutzzone 1 befindet sich in beiden Simulationsszenarien III und IV fast ausschließlich auf dem Flugplatzgelände. Die Tag-Schutzzone 2 befindet sich in den Anflugrichtungen bis ca. 0.5 nmi vor der SLB. Des Weiteren führt die Tag-Schutzzone 2 in Abflugrichtung bis ca. 1.65 nmi nach Beginn des Startvorgangs entlang der Flugroute.

Im Rahmen des Forschungsprojektes wird ein Flugbetrieb ausschließlich bei VFR-Bedingungen in den Tagesstunden durchgeführt. In den Bildern 13 und 14 ist zu erkennen, dass sich die Nacht-Schutzzone bis zu 1 nmi in der Anflugrichtung und ca. 2.4 nmi in Abflugrichtung der jeweiligen Flugroute erstreckt.

Im Vergleich der absoluten Größe der Schutzzonen beider Betriebsrichtungen ist ersichtlich, dass sich insbesondere in den Tag-Schutzzone 2 und der Nacht-Schutzzone ein Unterschied zeigt (vgl. Tabelle 8). Die größere Nacht-Schutzzone der Simulation IV ist auf die höhere Anzahl der Abflugrouten in Betriebsrichtung RWY 25 zurückzuführen. Die

TAB 8. Absolute Größe der Schutzzonen nach FluLärmG am Flugplatz Augsburg

Schutzzonen nach FluLärmG	Simulation III $L_{A,eq}$: RWY 07	Simulation IV $L_{A,eq}$: RWY 25
Tag-Schutzzone 1	0.73 km ²	0.73 km ²
Tag-Schutzzone 2	2.88 km ²	2.21 km ²
Nacht-Schutzzone	7.57 km ²	8.15 km ²

Betriebsrichtung RWY 07 weist, aufgrund des Abflugroutendesigns, eine größere Tag-Schutzzone 2 vor. Nach dem Start von RWY 07 verlaufen beide Abflugrouten zunächst mit geringen Kursabweichungen in östlicher Richtung. Hierdurch wird ein größerer Dauerschallpegel für den überflogenen Bereich erzeugt.

5.3. Lärmemissionen hybrid-elektrisches Lufttaxi

Die Literaturrecherche zu Lärmemissionen von Flugzeugen mit (hybrid-) elektrischen Antrieben zeigt, dass Lärmemissionsdaten von dominierenden Komponentenlärmquellen (Propeller & Elektromotor, sowie Motor & Getriebe) verfügbar sein müssen, um Rückschlüsse zum Gesamtlärm des Flugzeugmodells zu ermöglichen. Das seriell-hybrid betriebene Lufttaxi ist ein Vorentwurf, wofür zu diesem Zeitpunkt keine hinreichende Datengrundlage bezüglich der erforderlichen Komponentenlärmquellen zur Verfügung steht. Somit ist eine realitätsnahe Lärmsimulation des Flugbetriebs mit dem seriell-hybrid betriebenen Lufttaxi aktuell nicht zielführend.

Aufgrund der aktuellen Regularien ist das seriell-hybrid betriebene Lufttaxi ebenfalls in die Lärmkategorie des Kapitel 10 nach ICAO-Anhang 16 zu klassifizieren (propellerbetriebene Flugzeuge mit MTOM bis 8168 kg, [19]).

Aktuell ist das Flugzeugmodell Velis Electro des Herstellers Pipistrel das einzige vollelektrische, propellerbetriebene Kleinflugzeug auf dem Markt, welches eine europäische Musterzulassung vorweist. Pipistrel stellt außerdem das vergleichbare, aber konventionell betriebene Schwestermodell her. In der Musterzulassung weist das Velis Electro Modell mit 60 dB(A) $L_{A,max}$ einen Zertifizierungswert vor, welcher 10 dB(A) geringer ist als der des Velis Club Modells [12]. Dies stellt ein Beispiel für die potenzielle Lärmreduktion bei Umstieg auf den (voll-) elektrischen Antrieb bei propellerbetriebenen Kleinflugzeugen dar.

Riboldi et. al. [5] betrachten die Lärmemissionen des konventionell betriebenen Kleinflugzeug Pipistrel Panthera. Zusätzlich erfolgte eine vergleichende Untersuchung dieses Flugzeugmodells mit konventionellem und seriell-hybridem Antrieb, wobei eine

Kombination von Abschätzmethodiken verwendet wird, um die mögliche Veränderung des Fluglärms zu betrachten [5]. Hierbei ist zu bemerken, dass die konventionelle Pipistrel Panthera ähnliche technische Daten zur Cirrus SR22T und des Konzeptflugzeugs (vgl. Tabelle 2) vorweist, u.a. ein MTOM von 1315 kg. Die Betrachtung der Komponentenlärmquellen des hybrid-elektrischen Antriebsstrangs (Propeller & Elektromotor, sowie Motor & Getriebe) ergibt, dass ein geringeres Lärmniveau als bei den konventionellen Pendants vorherrscht. Mögliche Lärmeinsparungspotentiale werden auf einer festdefinierten Platzrunde ausgewertet. Im Optimalfall erfolgt die Nutzung des elektrischen Antriebs für alle Flugphasen außer des Gegenanflugs, da insbesondere die Start- und Endanflugphase die größten Lärminderungspotentiale aufweisen. Über die gesamte Platzrunde wird eine Verringerung des Lärmniveaus von ca. 3 dB(A) SEL (Sound Exposure Level, L_E) ermittelt. Bei der Betrachtung der Lärmkonturen am Boden wird zusätzlich eine deutliche Verringerung der Konturflächen für hohe SEL-Werte ab 85 dB(A) festgestellt.

5.4. Ergebnisse der Lärmmodellierung

Die Untersuchung der aktuellen nationalen und lokalen Rahmenbedingungen hinsichtlich des Fluglärms in der Referenzumgebung des Flugplatz Augsburg zeigt, dass insbesondere das FluLärmG für den zukünftigen Lufttaxiverkehr genauer zu betrachten ist.

Diese Arbeit fokussiert sich auf die Betrachtung eines reinen Lufttaxibetriebs während der Tageslichtstunden am Flugplatz. Unter den aktuellen Rahmenbedingungen am Standort Augsburg wurden zwei Lärmsimulationsszenarien mit der in Kapitel 4 ermittelten technischen Kapazität durchgeführt. Dieses Maximalszenario des Verkehrsaufkommens entspricht einem Flugbetrieb mit konstanten 40 Flugbewegungen/ Stunde und stellt damit eine deutliche Steigerung der derzeitigen tatsächlichen Verkehrszahlen am Flugplatz Augsburg dar.

Die Abschätzung der Lärmcharakteristiken für seriell-hybrid betriebene Lufttaxis gestaltet sich bisher schwierig, da diese sich noch in der Entwicklung befinden und kaum Daten zu den entstehenden Lärmemissionen zur Verfügung stehen. Zu dem im Projekt entworfenen Konzeptflugzeug ist aktuell kein vergleichbares Flugzeugmodell zugelassen, weshalb für die durchgeführten Lärmsimulationen ein konventionelles Referenzflugzeug (Cirrus SR22T) verwendet wurde.

Die Lärmsimulationen ergaben, dass die Tag-Schutzzonen nach FluLärmG nur vereinzelt kleinere Wohngebiete enthalten. Diese Schutzzonen erstrecken sich über eine Fläche von bis zu 2.88 km² im Flugplatznahbereich, welcher kaum besiedelt ist. Ein Nachtflugbetrieb ist nicht Bestandteil des betrachteten Lufttaxikonzpts. Die Auswertung der

Lärmsimulationen ergab jedoch, dass insbesondere der Nachtflugbetrieb als deutlich kritischer zu betrachten ist. In den Simulationsszenarien I und II ist ersichtlich, dass der bei Überflug erzeugte Maximalpegel ($L_{A,max}$) eines Einzelflugereignisses stets eine signifikante Bodenfläche einschließt, die den nach FluLärmG relevanten Grenzwert von 57 dB(A) überschreitet. Aus diesen Gründen ist die Betrachtung der Nacht-Schutzzone der limitierende Faktor, falls ein Nachtflugbetrieb mit Lufttaxis angestrebt ist.

Bei der Betrachtung eines Lufttaxibetriebs in den Tageslichtstunden sind unter den aktuellen Rahmenbedingungen keine Einschränkungen aufgrund des Fluglärms zu erwarten. Unabhängig hiervon ist die Reaktion der Anwohner auf eine deutliche Erhöhung des Verkehrsaufkommens und der miteingehenden Lärmbelastung schwer einzuschätzen.

Am Flugplatz Augsburg bestehen grundsätzlich Potentiale zur operativen Optimierung der Lärmbelastung der bewohnten Nachbarschaft. Die Optimierung kann durch eine Nutzungsanpassung der verfügbaren Flugrouten und durch geringfügige Anpassungen der Flugroutenführungen durchgeführt werden. Hierfür ist die Betrachtung von weiteren Simulationsszenarien notwendig, da die hier ausgewerteten Simulationsszenarien III und IV die technische Kapazität je Betriebsrichtung mit einer gleichmäßigen Nutzungsverteilung betrachten.

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dieser Arbeit wurden die Vorbereitungen zur Bestimmung der Verfügbarkeit von Lufttaxis aufgezeigt. Dabei stellte sich heraus, dass ein Lufttaxi mit seriell-hybridem Antriebsstrang für diesen Anwendungsfall im Vergleich zu einem Lufttaxi mit parallel-hybridem Antriebsstrang aufgrund der größeren Emissionsreduktion geeigneter ist. Bei der Entwicklung der Referenztrajektorien ist festzuhalten, dass die Berücksichtigung der Luftraumstrukturen und der An- und Abflugverfahren zu einer signifikanten Vergrößerung der Routenlänge sowie zu einer Erhöhung der Emissionen führen. Des Weiteren hängt die optimale Reiseflughöhe von der Reichweite und der Reisegeschwindigkeit ab.

Bei der Analyse der luftseitigen, technischen Flugplatzkapazität zeigt sich, dass im untersuchten Beispiel des Flugplatzes Augsburg die Vorfeldkapazität maßgebend ist und durch die Ladedauer der Akkumulatoren des Lufttaxis limitiert wird.

Die Lärmsimulationen zeigen, dass keine Betriebs Einschränkungen des Lufttaxiverkehrs in den Tageslichtstunden zu erwarten sind. Die Tag-Schutzzonen am Flugplatz Augsburg befinden sich im Flugplatznahbereich, welcher kaum besiedelt ist. Falls ein Nachtflugbetrieb mit Lufttaxis angestrebt ist, wird eine kritische Betrachtung der Nacht-Schutzzonen notwendig. Zukünftige Daten zur Lärmcharakteristik des seriell-hybriden Lufttaxis können realitätsnähere Lärmsimulationen ermöglichen.

Im weiteren Verlauf des Forschungsprojekts VENTUS wird auf Basis dieser Ergebnisse ein Verfügbarkeitsatlas erstellt und die reale Verfügbarkeit wird als weitere Einflussgröße in den Flugzeugvorentwurf integriert.

Kontaktadresse:

lutz.wortmann@ilr.rwth-aachen.de

Literatur

- [1] Air BP Ltd: Handbook of Products, 2000
- [2] Böck, P.: Einfluss neuartiger Flugzeugkonzepte auf die Flughafenkapazität. Technische Universität München, Dissertation, 2013
- [3] Bouvart, F., Saint-Antonin, V., Gruson, J.F.: "Well-To-Tank" carbon Impact of Fossil Fuels: ADEME report, 2013
- [4] Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL: Schadstoffemissionen von Flugzeug-Kolbenmotoren: Zusammenfassender Bericht, 2003
- [5] Carlo E.D. Riboldi, Lorenzo Trainelli, Luca Mariani, Alberto Rolando, Francesco Salucci: Predicting the effect of electric and hybrid-electric aviation on acoustic pollution. In: Noise Mapping 2020 (1), 2020
- [6] Cirrus Design Corporation: Flight Operations Manual: Company Pilot Edition Cirrus Perspective Avionics SR20, SR22, SR22T, 2013
- [7] Cirrus Design Corporation: Pilots' operating handbook and FAA approved airplane flight manual for the Cirrus SR22T, 2013
- [8] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH: Luftfahrtshandbuch Deutschland (VFR): Augsburg Sichtflugkarte: EDMA 2, 2018
- [9] DFS Deutsche Flugsicherung GmbH: Luftverkehr in Deutschland: Mobilitätsbericht 2020, 2020
- [10] Di Mascio, P., Rappoli, G., Moretti, L.: Analytical Method for Calculating Sustainable Airport Capacity. In: Sustainability (12), 2020
- [11] European Aviation Safety Agency: Easy Access Rules for Standardised European Rules of the Air: SERA, 2021
- [12] European Aviation Safety Agency: Type-Certificate Data Sheet for Noise: No. EASA.IM.A.007 for SR20, SR22, SR22T, 2022
- [13] European Civil Aviation Conference: ECAC.CEAC Doc 29: Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports: Volume 1: Applications Guide, 2016

- [14] Federal Aviation Administration: 150/5060-5 - Airport Capacity And Delay, 1983
- [15] Federal Aviation Administration: Aviation Environmental Design Tool, 2021
- [16] Gilbo, E.P.: Airport capacity: representation, estimation, optimization. In: IEEE Transactions on Control Systems Technology **1**(3), 1993
- [17] Gollnick, V.: Untersuchungen zur Bewertung der Transporteffizienz verschiedener Verkehrsmittel. Dissertation, Technische Universität München, 2004
- [18] Hader, M., Baur, S., Kopera, S., Schönberg, Hasenberg, J.P.: Urban Air Mobility: USD 90 billion of potential: How to capture a share of the passenger drone market, Roland Berger GmbH, 2020
- [19] International Civil Aviation Organization: Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection: Volume I - Aircraft Noise, 2017
- [20] Internationale Energieagentur: Global Energy & CO2 Status Report, 2018
- [21] Intraplan Consult GmbH, BVU Beratergruppe Verkehr+Umwelt GmbH: Verkehrsverflechtungsprognose 2030, 2018
- [22] Kreimeier, M.: Bewertung von On-Demand Luftverkehrskonzepten unter Einsatz elektrisch angetriebener Kleinflugzeuge. Dissertation, RWTH Aachen University , 2018
- [23] Mensen, H.: Planung, Anlage und Betrieb von Flugplätzen, 2., neu bearb. Aufl. edn. VDI. Springer Vieweg, Berlin and Heidelberg, 2013
- [24] Mirkovic, B., Tomic, V.: Airport apron capacity: estimation, representation, and flexibility. In: Journal of Advanced Transportation (2), 2014
- [25] R. Eisenschmidt GmbH: AIP VFR, 2021
- [26] Risse, K., Eckhard, A., Lammering, T., Franz, K., Hoernschemeyer, R.: An Integrated Environment for Preliminary Aircraft Design and Optimization. In: 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference: SciTech 2012, 2012
- [27] Strathoff, P., Savic, H.A., Stumpf, E.: Performance Comparison of Conventional, Hybrid-Electric, and All-Electric Powertrains for Small Aircraft. In: AIAA Aviation 2020 Forum, 2020
- [28] Strathoff, P., Stumpf, E.: Design Space Exploration for Small Aircraft with Hybrid-Electric Powertrains and Distributed Electric Propulsion. In: 67. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2018
- [29] Sun, X., Wandelt, S., Stumpf, E.: Competitiveness of on-demand air taxis regarding door-to-door travel time: A race through Europe. In: Transportation reserach Part E (119), 2018
- [30] Wiedenbeck, M., Züll, C.: Klassifikation mit Clusteranalyse: Grundlegende Techniken hierarchischer und K-means-Verfahren, *ZUMA How-to-Reihe*, vol. 10. Zentrum für Umfragen Methoden und Analysen, Mannheim, 2001
- [31] Wolter, P.: Flugplatz Donaueschingen-Villingen – EDTD, Fliegermagazin, 2013 (zuletzt geprüft am 01.09.2022). URL <https://www.fliegermagazin.de/flugplaetze/flugplatz-donaueschingen-villingen-edtd/>

A. ANHANG LÄRMMODELLIERUNG

A.1. Noise-Power Distance Tabelle

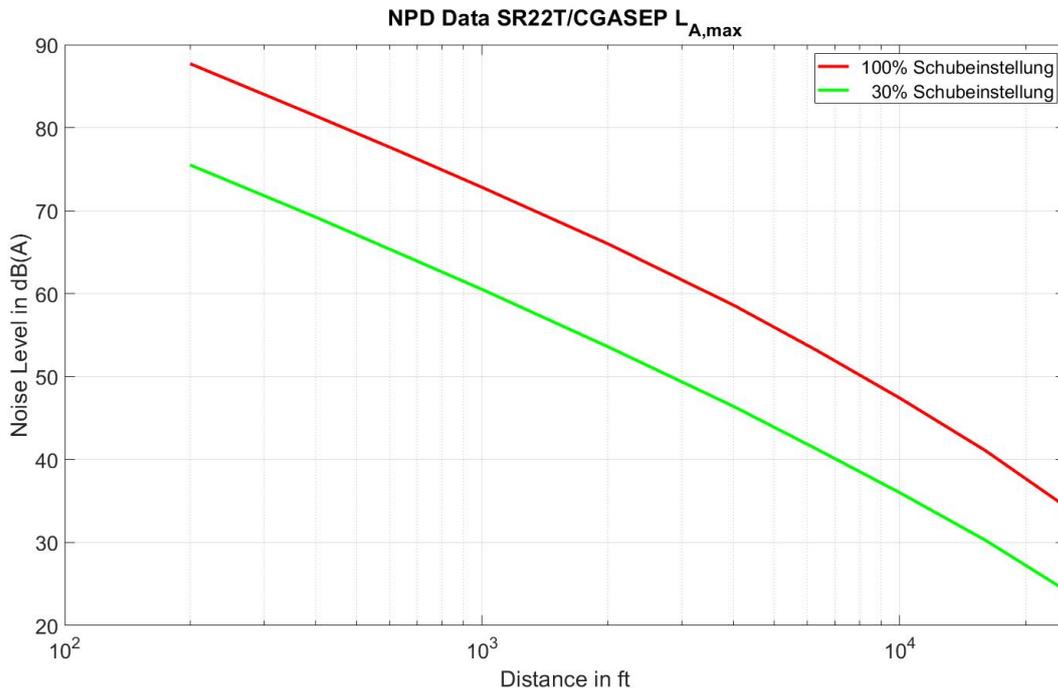


BILD 15. Noise-Power Distance Tabelle des Referenzflugzeugs Cirrus SR22T, Lärmmetrik L_{A,max} [15]

A.2. Standardabflugprofil

TAB 9. Standardabflugprofil Cirrus SR22T [15]

Step No.	Step Type	Flap ID	Thrust Level	Altitude AFE (ft)	Calibrated A Airspeed(kts)	Climb Rate (ft/min)
1	Takeoff	UP	MaxTakeoff		59	
2	Accelerate	UP	MaxTakeoff		75	387
3	Climb	UP	MaxTakeoff	1 000		
4	Accelerate	UP	MaxTakeoff		85	387
5	Climb	ZERO	MaxClimb	3 000		
6	Climb	ZERO	MaxClimb	5 500		
7	Climb	ZERO	MaxClimb	7 500		
8	Climb	ZERO	MaxClimb	10 000		

A.3. Standardanflugprofil

TAB 10. Standardanflugprofil Cirrus SR22T [15]

Step No.	Step Type	Flap ID	Thrust Level Static Thrust (%)	Altitude AFE (ft)	Calibrated Airspeed (kts)	Distance (ft)	Angle (°)
1	Descend	ZERO	unknown	6 000	110		3
2	Descend	UP	unknown	3 000	68.8		3
3	Descend	D-40	unknown	1 500	58.8		3
4	Descend	D-40	unknown	1 000	58.8		3
5	Land	D-40	unknown			46.8	
6	Decelerate		ReversedThrust (29.3%)		55.8	421.2	
7	Decelerate		NormalThrust (10%)		30	0	

A.4. Wetterbedingung am Flugplatz Augsburg

TAB 11. 10-Jahresdurchschnittswerte Wetter am Flugplatz Augsburg [15]

Metrik	Wert
Temperatur	46.63°F
Druck auf N.N. Niveau	1017.94 mbar
Relative Luftfeuchte	82.92 %
Taupunkt	41.69°F
Windgeschwindigkeit	6.57 kts