

# LÄRMMODELLIERUNG EINES CARGO-EVTOL-UAVS MITTELS SYSTEMIDENTIFIKATION AUS FLUGLÄRMMESSDATEN IN HORIZONTAL- UND SCHEBEFLUG ZUM ZWECK DER INTEGRATION IN EIN GEOINFORMATIONSSYSTEM

M. Schmähl, Technische Universität München, Garching, D-85748  
C. Rieger, Technische Universität München, Garching, D-85748  
S. Speck, Technische Universität München, Garching, D-85748  
M. Hornung, Technische Universität München, Garching, D-85748

## Zusammenfassung

Diese Veröffentlichung zeigt die semi-empirische Lärmmodellierung eines eVTOL (electric powered vertical take-off and landing) UAVs (unmanned aerial vehicle) mittels Systemidentifikation aus Fluglärmessdaten. Ziel ist es Lärmmodelle mittels eines kompakten analytischen Ansatzes für Horizontal- und Schwebeflug zu erstellen, die somit für die Integration in ein Geoinformationssystem geeignet sind. Hierfür wurden Fluglärm-messungen durchgeführt und ausgewertet. Ein bestehender Lärmmodellansatz wurde auf das untersuchte eVTOL UAV angepasst und die Lärmmodelle wurden mit Hilfe der Ausgangsfehlermethode (AFM) aus den Messdaten erstellt. Die resultierenden Modelle wurden durch Vergleich mit der Fachliteratur auf Plausibilität überprüft. Das Horizontalflugmodell wurde einer Korrelationsanalyse unterzogen und meteorologische Einflüsse wurden betrachtet. Um die Voraussetzung für eine Erhöhung der Genauigkeit zukünftiger Lärmmodellierungen zu schaffen, wurde eine Optimierung der Messmikrofonpositionierung und der Flugbahn durchgeführt.

## 1. MOTIVATION DER LÄRMMODELLIERUNG

Die Nutzung von Luftfahrzeugen hat stets ein gewisses Maß an Lärmemissionen zur Folge. Um diesen Lärmeinfluss zu quantifizieren und damit in Raumordnungs- und Planungsprozessen berücksichtigen zu können, werden Lärmmodelle eingesetzt. Für die Untersuchung von Lärmauswirkungen durch Verkehrsflugzeuge existiert bereits eine Anzahl an etablierten Lärmmodellen, wie beispielsweise das Aviation Environmental Design Tool (AEDT).

Urban Air Mobility (UAM) stellt Politik und Verwaltung vor neue Herausforderungen in der Raumplanung, da sie, neben dem Straßenverkehr, zu zusätzlichen Verkehrslärmemissionen im städtischen Bereich führt. Aus diesem Grund sind Fluglärmmodelle notwendig, die den Lärmeinfluss von UAM Flugbewegungen abbilden.

Im Projekt „Raumbezogene Modellierung zur Lärmreduktion elektrischer Senkrechtstarter“ (RAUMOLEs) wurde durch den Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme (LLS) der Technischen Universität München (TUM) ein Lärmmodell des Cargo-eVTOL UAVs „Manta Ray“ des Projektpartners Phoenix-Wings GmbH erstellt. Auftraggeber war das Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur im Rahmen einer mFund-Förderung. Ziel war u.a. das Lärmmodell in ein Geoinformationssystem (GIS) der Prof. Schaller UmweltConsult GmbH zu integrieren und den Lärmeinfluss des eVTOL Betriebs im städtischen Bereich zu zeigen.

## 2. MODELLANSATZ

Aus dem Anwendungszweck ergibt sich die Anforderung eines kompakten analytischen Modellansatzes. Um die

Lärmemission in jedem Flugzustand vorhersagen zu können, müssen die UAV-Zustandswerte als Modellparameter in einen solchen Ansatz eingehen.

Aus diesen Gründen eignet sich ein semi-empirisches Lärmmodell, das mit Systemidentifikation aus Fluglärm-messdaten bestimmt wird, wie in [1] vorgeschlagen. Es handelt sich um ein punktförmiges Emissionsmodell, das den emittierten Schall in Abhängigkeit von Manövern vorhersagen kann.

### 2.1. Semi-empirisches Lärmmodell durch Systemidentifikation aus Fluglärmessdaten

Der Lärmmodellansatz nach [1] charakterisiert sich durch Postulieren einer analytischen Gleichung mit der Struktur der Formel für Schalldruckpegeladdition:

$$(1) L_i(d, \bar{\varphi}, \vartheta, \vec{z}, \vec{p}) = 10 \cdot \log_{10} \left( 10^{(L_{\text{Direktivität}} + L_{\text{Schub}} + L_{\text{Ausbreitung}})^{1/10}} + 10^{(L_{\text{Hintergrund}})^{1/10}} \right)$$

Das Ergebnis von (1) entspricht dem Schalldruckpegel  $L_i$ , der an einer Beobachterposition  $i$  in Abhängigkeit von der Distanz zwischen Beobachter und UAV  $d$ , Azimut  $\bar{\varphi}$  und Polarwinkel  $\vartheta$  der UAV-Schallemission, UAV-Zustandswerten  $\vec{z}$  und dem zu identifizierenden, freien Parametervektor  $\vec{p}$  abgestrahlt wird (BILD 1). Für die einzelnen Pegelbeiträge gilt:

$$\begin{aligned} L_{\text{Direktivität}} &= f(\bar{\varphi}, \vartheta, \vec{p}) \\ L_{\text{Schub}} &= f(\vec{z}, \vec{p}) \\ L_{\text{Ausbreitung}} &= f(d, \vec{p}) \end{aligned}$$

$$L_{\text{Hintergrund}} = f(\vec{p})$$

Der Schalldruckpegel des UAVs  $L_{UAV}$  ergibt sich aus drei Beiträgen:

$$L_{UAV} = L_{\text{Direktivität}} + L_{\text{Schub}} + L_{\text{Ausbreitung}}$$

Die Verknüpfung von Formeln physikalischer Zusammenhänge der Schallentstehung und –ausbreitung mit UAV-Zustandswerten und freien, durch Systemidentifikation zu bestimmenden Parametern, entspricht dabei dem Grey Box Ansatz.

Weiter schlägt [1] die Lösung mittels Ausgangsfehlermethode (AFM) unter Zuhilfenahme eines Maximum-Likelihood-Schätzverfahrens (MLE) vor, welches sich durch Robustheit gegen normalverteiltes Messrauschen auszeichnet.

Um Kompaktheit und Effizienz des Modells zu bewahren, erfolgen seine Schallvorhersagen unter folgenden Einschränkungen:

- Meteorologische Einflüsse auf die Schallausbreitung werden vernachlässigt.
- Freifeldschall wird vorhergesagt, Reflexion und Streuung von Schall werden vernachlässigt.
- Der Dopplereffekt wird in der Schallausbreitung nicht berücksichtigt.
- Die Laufzeit von Schallsignalen zwischen UAV und Beobachter wird vernachlässigt.

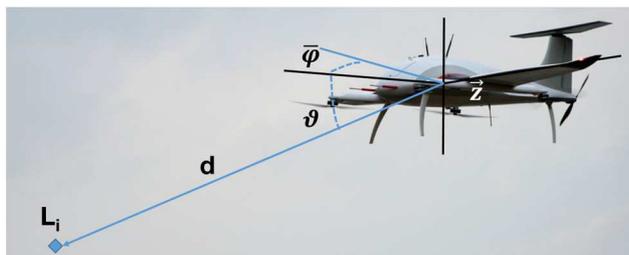


BILD 1: schematische Darstellung, Abbildung aus [2] entnommen und bearbeitet

## 2.2. Mathematische Grundlagen von AFM und MLE

Grundlagen zu AFM und MLE sind in [3] zusammengestellt. Die AFM bestimmt den Parametervektor  $\vec{p}$  so, dass das Residuum zwischen Lärmessdaten an Mikrofonposition  $i$  und der Lärmmodellvorhersage  $L_i$  minimal wird und heißt deshalb auch „response curve fitting“.

Die MLE schätzt den Parametervektor so, dass eine verschwindende Lärmmodellabweichung

$$L_{i, \text{Modell}}(\vec{p}, t) - L_{i, \text{Messdaten}}(t) = 0$$

für alle Zeitpunkte  $t$  die größte Wahrscheinlichkeit aufweist. Dabei hat der MLE folgende günstige Eigenschaften eines Schätzers: Er ist asymptotisch biasfrei, konsistent, normalverteilt und effizient.

Für statistisch unabhängige Fluglärmessdaten ist deshalb zu erwarten, dass die Schätzung von  $\vec{p}$  mit steigender Zahl an Messdaten gegen den wahren Wert konvergiert [3, S. 83]. Dies setzt voraus, dass das Messrauschen statistisch unabhängig ist [3, S. 84]. Zudem müssen die Eingangsdaten, im Fall des Lärmmodells  $d$ ,  $\bar{\varphi}$ ,  $\vartheta$  und  $\vec{z}$ , ausreichend und adäquat verteilt und statistisch unabhängig sein, um das ganze Spektrum des Systemverhaltens hinsichtlich

der Schallentstehung anzuregen [3, S. 83f.].

Vor diesem Hintergrund sind zwei Anforderungen an ein postuliertes Modell zu stellen: Es muss im Idealfall alle in den Messdaten auftretenden physikalischen Effekte abbilden, damit kein Prozessrauschen auftritt [3, S. 124]. Zudem sind die Parameter in ihrer Art und Anzahl so zu wählen, dass sie linear unabhängig sind und das Modell ausreichend bestimmen [3, S. 377]. Die statistische Genauigkeit, mit der das Modell die Messdaten abbildet, kann mit der Parameterfehlerkovarianzmatrix bestimmt werden [3, S. 111]. Deren Diagonaleinträge entsprechen der Genauigkeit der Parameterschätzungen und die Nebeneinträge geben das Maß der linearen Abhängigkeit der Parameterschätzungen untereinander an.

## 3. LÄRMMESSDATENERFASSUNG

Um möglichst zuverlässige Schätzungen des MLE zu erreichen, ist schon beim Erfassen der Daten auf deren Qualität zu achten. Um dies zu gewährleisten, wurde auf ein am Lehrstuhl im Projekt DemUEB Phase 3 entwickeltes Lärm-Messsystem zurückgegriffen. Die Lärmimmissionen wurden an drei Messstationen jeweils durch kapazitive Messmikrofone vom Typ Microtech Gefell MK221/MV203 aufgenommen und durch eine Soundkarte digitalisiert. Parallel wurde über jeweils einen GPS-Empfänger die Position des Mikrofons festgestellt und die GPS-genaue Uhrzeit aufgezeichnet. Hierdurch ist eine exakte zeitliche und örtliche Zuweisung der gemessenen Lärmimmissionen möglich. Das Messmikrofon befand sich direkt auf einer Stahl-Messplatte, um nicht kontrollierte Reflexionen auszuschließen (BILD 2). Der Freifeldschall wurde entsprechend [4] berechnet. Das Messmikrofon wurde vor den Messungen mithilfe eines Schalldruckkalibrators „01dB Cal1“ (Klasse 1) kalibriert. Dabei wurde darauf geachtet, dass die Komponenten bereits ausreichend aufgewärmt waren und daher messsystembedingte Temperatureinflüsse minimiert wurden. Eine regelmäßige Nachkalibrierung zwischen den Messungen konnte keine nennenswerten Abweichungen feststellen.

Bei ersten Messflügen konnte die Positionierung der Messstationen manuell verbessert werden, um möglichst viele relevante Flugzustände zu erfassen.

Zusätzlich wurden an einer Station die Umweltparameter Lufttemperatur, -feuchte, sowie Windrichtung und –stärke aufgezeichnet.

Gemeinsam mit dem Projektpartner konnten in mehreren Messkampagnen zwei eVTOL UAVs in verschiedenen Größen, Konfigurationen sowie mit unterschiedlichen Modifikationen untersucht werden. BILD 3 zeigt das Manta Ray UAV dessen Lärmmodellierung Gegenstand dieser Veröffentlichung ist.

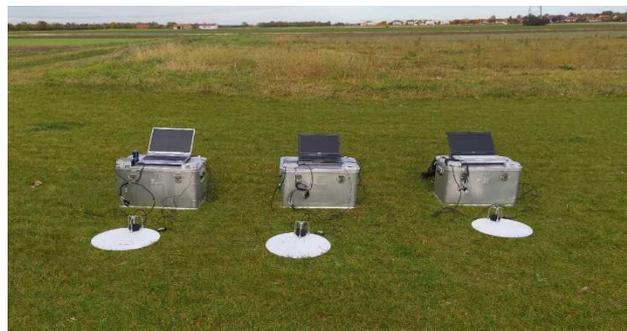


BILD 2: Alle drei Messstationen. im Bild ohne die Meteorologie-Messeinrichtung



BILD 3: Phoenix Wings eVTOL UAV „Manta Ray“ [5]

Die Messwerterfassung für unterschiedliche Emissionswinkel des eVTOL UAVs ist im Horizontalflug durch das Vorbeifliegen an den Messstationen automatisch gegeben. Für eine erhöhte Anzahl an Messpunkten wurde der Vorbeiflug in verschiedenen Entfernungen, Flughöhen und Flugrichtungen durchgeführt.

Im Schwebeflug wurde dies durch ein Schweben an verschiedenen Positionen angenähert. Ein langsames Gieren auf der Stelle ermöglicht die Erfassung aller Azimutwinkel an dieser Position. Findet ein Halten der Position statt, so wird das im Folgenden als ‚Schwebeflug‘ bezeichnet. Bei Steigen oder Sinken wird die Bezeichnung ‚Vertikalflug‘ verwendet.

Die Aufbereitung der Lärmessdaten für die Lärmmodellbestimmung durch Systemidentifikation umfasst die Schritte Synchronisation mit Flugdaten, Terzbandzerlegung, Dopplerkorrektur und A-Gewichtung der Lärmdata, Berechnung des dopplerkorrigierten und A-gewichteten Gesamtpegels, sowie Rückrechnung des Zeitvektors von Mikrofonschallimmissionszeiten auf UAV-Emissionszeiten. Insgesamt wurden zwei Flüge des Manta Ray für die Lärmmodellierung verwendet. BILD 4 zeigt das Wasserfalldiagramm des zweiten Flugs. Während des Horizontalflugs sind die Blattfolgefrequenz bei ca. 160 Hz und ihre Harmonischen als parallelversetzte Linien zu erkennen, der Schall hat hauptsächlich tonalen Charakter. Während Senkrechtstart und -landung sind diese Linien ebenfalls zu erkennen, der Lärm ist hier insgesamt breitbandiger. In der Mitte des Messflugs fand ein Düsenflugzeugstart in der Nähe statt, der deutlich zu erkennen ist.

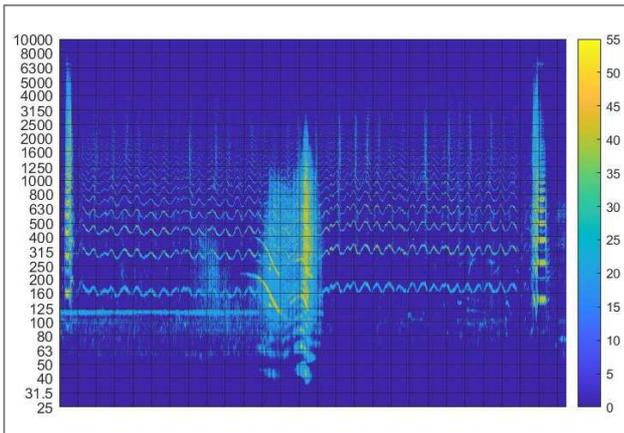


BILD 4: Wasserfalldiagramm

## 4. MODELLIERUNG

### 4.1. Modellansatzbestimmung

Der erste Schritt der Modellbestimmung ist Formel (1) auf das vorliegende UAV anzupassen.  $L_{Schub}$  stützt sich auf

den logarithmischen Zusammenhang zwischen Wellenleistung des Propellers und Schalldruckpegel [6, S. 32], [1, S. 3].  $L_{Direktivität}$  wird dagegen maßgeblich von Installations-effekten beeinflusst. Der Term wurde deshalb als Polynom formuliert, das mit einer minimalen Zahl an Parametereinträgen die Charakteristik der Direktivität des modellierten UAVs abbildet (Formel 3). Für diese ist das Abfallen des Pegels hin zu sinkenden Polarwinkelwerten, sowie das Vorhandensein eines Pegelmaximums für einen Azimutwert charakteristisch, siehe BILD 5.

Die Formulierung von Formel (1) wurde angepasst, sodass sie hinsichtlich der Mathematik der AFM eine günstigere Gestalt erhält:

$$(2) L_i(d, \bar{\varphi}, \vartheta, \vec{z}, \vec{p}) = 10 \cdot \log_{10} \left( 10^{(L_{Direkt.+Schub} + L_{Ausbreitung})/10} + 10^{(L_{Hintergrund})/10} \right)$$

Die Vereinigung des Direktivitäts- und des Schubpegelterms verhindert, dass einer der Terme durch die Ausgangsfehlermethode zu Null gesetzt wird. Die einzelnen Terme des Modellansatzes lauten:

$$(3) L_{Direkt.+Schub}(\bar{\varphi}, \vartheta, P_{el}, \vec{p}) = p_1 \cdot \log(P_{el}) \cdot \left( 1 + p_2 \cdot \sin(\bar{\varphi} - p_3) \cdot \left( \vartheta + \frac{\pi}{2} \right) \cdot (1 + p_4 \cdot \sin(\vartheta - p_5)) \right)$$

$$(4) L_{Ausbreitung}(d, \vec{p}) = -p_6 \cdot 20 \cdot \log \left( \frac{|r_i^{NED}|}{40 \text{ m}} \right)$$

$$(5) L_{Hintergrund}(\vec{p}) = p_7$$

$\vec{z}$  reduziert sich zum skalaren Wert  $P_{el}$ . Dieser entspricht der entdimensionierten elektrischen Gesamtsystemleistung des UAVs, die von der Leistungsaufnahme der Propeller dominiert wird. Eine Parameterfehlerkovarianzanalyse zeigte, dass eine weitere Erhöhung der Parameterzahl im Term  $L_{Direkt.+Schub}$  zu wachsenden linearen Abhängigkeiten zwischen den Parametern führt und deshalb im Sinne der Modellgüte ungünstig ist.

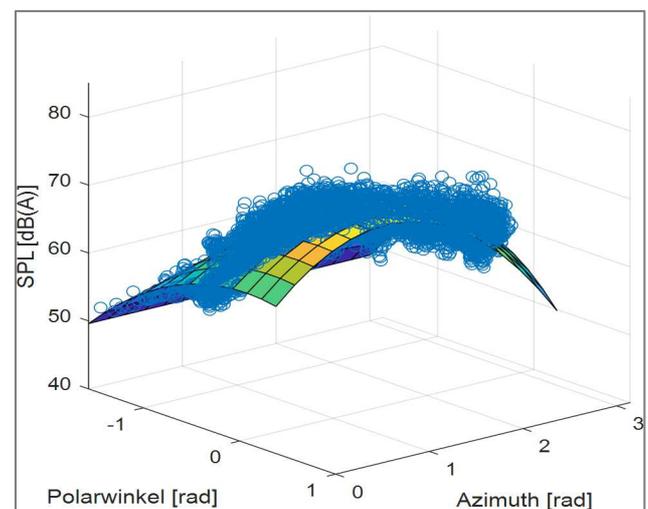


BILD 5: Blau Punkte: auf 30 m bezogene Lärmesspunkte der

## 4.2. Ergebnisbetrachtung

Der Modellansatz wurde sowohl auf den Horizontalflug, als auch auf den steigenden und den sinkenden Vertikalflug angewandt. Da der Großteil der Flugzeit auf den Horizontalflug entfällt, liegt für diesen eine ausreichende Datenbasis für die Parameterbestimmung durch die AFM vor. Die Vertikalflugmodelle stützen sich im Wesentlichen auf die vom Autopiloten geflogenen Senkrechtstarts- und landungen zu Anfang und Ende jedes Flugs. Da diese Daten den Emissionswinkelraum nicht ausreichend abdecken, mussten sie durch Ausschnitte von Daten manuell geflogener Vertikal- und Schwebeflüge ergänzt werden. In den manuellen Flügen traten hohe Drehzahlvariationen auf. Beispielsweise war es im Schwebeflug häufig nötig, bei einer Windböe gegenzusteuern, um die Position zu halten, was zu diesen Drehzahlvariationen führte. Aufgrund dieser hohen Drehzahlvariationen waren die manuellen Daten im Gesamten nicht für die Modellierung verwendbar.

Die Parameterwerte der drei Fluglärmmodelle sind in nachfolgender Tabelle dargestellt. Die Stärke des Hintergrundrauschens wird übereinstimmend zu 40 dB(A) geschätzt. Der Wert ist somit konsistent und stimmt mit der Beobachtung in den Lärmmessdaten überein.

Parameter	Horizontalflug	Steigflug	Sinkflug
$p_1$	13.409	16.726	12.722
$p_2$	0.176	0.090	0.146
$p_3$	-0.280	0.137	0.085
$p_4$	-0.365	-0.151	-0.513
$p_5$	1.049	0.293	0.411
$p_6$	0.939	1.000	0.800
$p_7$	40.393	40.162	40.278

TAB 1: Parameterwerte der Fluglärmmodelle

BILD 6 zeigt, dass das Horizontalflugmodell den Trend der Lärmessdaten wiedergibt. Es treten regelmäßig Abweichungen bis zu einer Größenordnung von 5 dB auf.

BILD 7 zeigt den flächenhaften Schalldruckpegelverlauf über den gesamten Schallemissionswinkelbereich und repräsentiert damit die Direktivität der UAV-Schallemission. Es zeigt sich eine hohe Übereinstimmung mit der Direktivität, wie sie aus den Lärmessdaten in BILD 5 ersichtlich ist. Theoriegemäß ist der Schalldruckpegel, den ein ungestört angeströmter Propeller abstrahlt, in Achsrichtung vernachlässigbar klein und erreicht sein Maximum unter einem Winkel von 120° zur Propellerachse [6, S. 6], wobei Rotationssymmetrie herrscht.

$p_3$  weist einen negativen Wert auf. Eingesetzt in Formel (3) wird klar, dass die Schallabstrahlung unter einem Winkel von 74° zur Propellerachse maximal ist. Dieses Ergebnis widerspricht der Theorie für eine ungestörte Propelleranströmung, steht aber in Übereinstimmung mit [7]. Dort wird gezeigt, wie die durch einen Pylon gestörte Anströmung eines Pusher-Propellers bei mittlerer Schubstellung erst ab Abstrahlwinkeln kleiner 90° zur Propellerachse zu signifikanten Schalldruckpegelsteigerungen im Vergleich zum ungestörten Aufbau führt. Diese Beobachtung plausibilisiert das Horizontalflugmodell und legt nahe, dass Interaktionslärm aus einer gestörten Propelleranströmung ursächlich für die um 16° in Flugrichtung zeigenden Schalldruckpegelmaxima ist.

Der mit Polarwinkelwerten von 0 bis  $-\pi/2$  fallende Schalldruckpegel steht ebenfalls mit der theoriegemäß zur Propellerachse rotationssymmetrischen Schallabstrahlung im Widerspruch. Jedoch zeigt die aeroakustische Studie einer Pusher-Propeller Konfiguration in [8], dass Störungen der Propelleranströmung, wie sie auch beim Manta Ray vorliegen, zu einer deutlichen Abweichung von dieser Rotationssymmetrie führen können.

Im Vergleich zum Horizontalflug geben die Vertikalflugmodelle den Trend der Lärmessdaten ungenauer wieder. BILD 8 zeigt den Senkrechtstart bis zu dem Bereich, ab dem die Drehzahl des Pusher-Propellers mit einsetzender Transition nicht mehr vernachlässigbar ist. Es treten teils länger andauernde Abweichungen von 3-10 dB auf, das Maximum bei 7 s wird nicht abgebildet.

BILD 9 lässt erkennen, dass im steigenden Vertikalflug keine ausgeprägte Richtungsabhängigkeit vorliegt. Die zuvor erwähnte theoretische Schallabstrahlung mit seiner starken Richtungsabhängigkeit hat Gültigkeit für konventionelle Propeller unter moderaten Blattspitzenmachzahlen und Fluggeschwindigkeiten [6, S. 6]. Unter diesen Betriebsbedingungen wird vor allem tonaler Schall erzeugt. Im Vertikal- und Schwebeflug verliert dieses Modell an Gültigkeit, da nun auftretende Effekte, wie Blatt-Wirbel-Interaktion, zu zusätzlichem, breitbandigem Lärm führen [9].

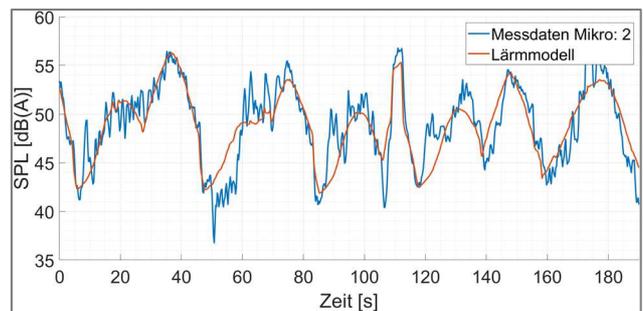


BILD 6: Lärmessdaten vs. Lärmmodell (Horizontalflugmodell)

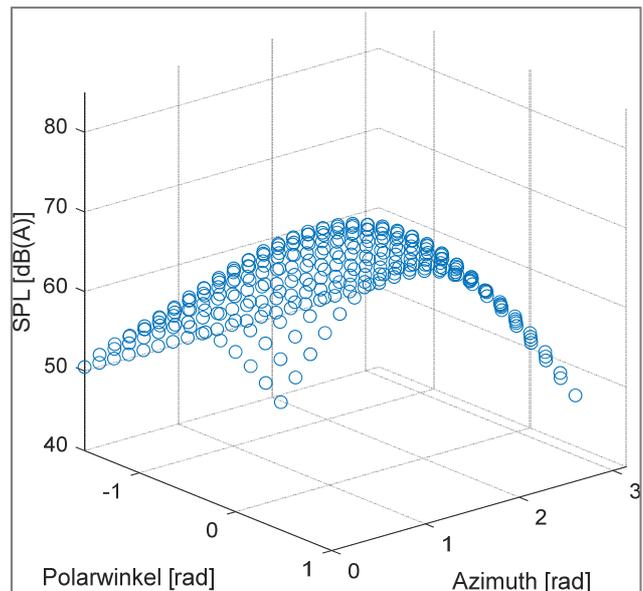


BILD 7: Schalldruckpegelverteilung bei Referenzdistanz von 30 m und endimensionierter Gesamtsystemleistung von 1.1 (Horizontalflugmodell)

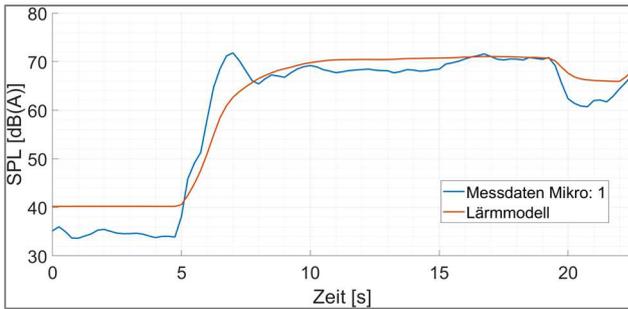


BILD 8: Lärmessdaten vs. Lärmmodell (Steigflugmodell)

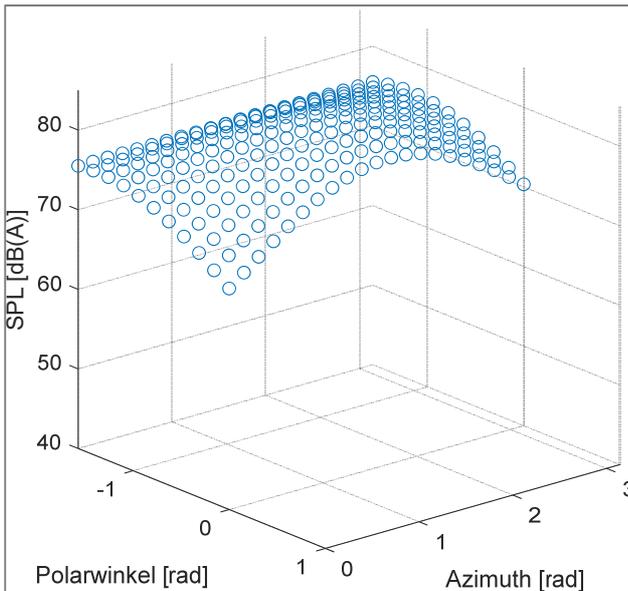


BILD 9: Schalldruckpegelverteilung bei Referenzdistanz von 30 m und entdimensionierter Gesamtsystemleistung von 6.5 (Steigflugmodell)

## 5. FEHLERANALYSE

### 5.1. Potentielle Fehlerquellen

Einerseits können hohe Abweichungen des Lärmmodells in den Fluglärmessdaten begründet sein. Wenn Messrauschen, Störungen oder die Messdaten an sich nicht statistisch unabhängig sind, gelten die in Kapitel 2.2. aufgeführten Eigenschaften des Schätzers nicht. Dann kann beispielsweise nicht von Biasfreiheit ausgegangen werden, was einen falschen Schätzwert zur Folge haben kann. Gleiches gilt für die hinreichende und adäquate Verteilung der Steuergrößen in den Messdaten. Dabei sind im Sinne des Lärmmodells Distanz  $d$ , Azimut  $\varphi$  und Polarwinkel  $\vartheta$  der UAV-Schallemission und  $P_{el}$  mit Steuergrößen gemeint. Es wurden in der Modellierung nur die Lärmessdatenabschnitte verwendet, die frei von Fremdlärmereignissen sind.

Weitere Gründe für hohe Abweichungen finden sich im Modellansatz und dessen Parametrierung. Falls physikalische Effekte in den Messdaten vom Modellansatz nicht abgebildet werden können, führt das zu Prozessrauschen. Ebenso kann eine über- oder unterbestimmte Parametrierung Grund hierfür sein.

### 5.2. Vertikalflugmodelle

Ursächlich für die großen Abweichungen der Vertikalflugmodelle ist im Wesentlichen das Prozessrauschen. Die Komplexität der Schallabstrahlung im Vertikal- und Schwebeflug ist durch die Überlagerung der vier Propeller und die großen Drehzahlvariationen hoch. Mit versetzter Phase drehende Propeller können beispielsweise zu Schallinterferenzmustern führen, weshalb ein nicht von Drehzahlen und Phasen abhängiger Direktivitätsterm im Modellansatz notwendigerweise zu Prozessrauschen führen muss. Die Methode des iterativen Postulierens von Modellansätzen, Bestimmen der Modellparameter mit der AFM und Bewerten der Güte des Modells führte bei der bestehenden Datengrundlage zu keiner Genauigkeitssteigerung der Vertikalflugmodelle mehr. Deshalb ist eine grundsätzliche Untersuchung anzustreben, welche Effekte die Schallabstrahlung im Vertikal- und Schwebeflug eines eVTOL UAVs dominieren und welche Anforderungen sich daraus an einen Modellansatz ableiten.

### 5.3. Horizontalflugmodell

Das Horizontalflugmodell folgt den Lärmessdaten insgesamt in deutlich höherem Maße als die Vertikalflugmodelle. Die bestehenden Abweichungen wurden analysiert und sind im Folgenden dargestellt.

#### 5.3.1. Analyse eines exemplarischen Flugabschnitts

Die vom Horizontalflug beschriebene Flugbahn entspricht einem wiederkehrenden Schleifenmuster. Um Flugbahnabschnitte mit signifikanten Lärmmodellabweichungen zu identifizieren, wird ein solcher exemplarisch betrachtet (BILD 10). Die gemessene Windstärke des Südostwinds beträgt im Mittel 13.0 km/h und die entdimensionierte Gesamtsystemleistung liegt während des Großteils des Flugs über 1.3. Das UAV fliegt am Anfang des Abschnitts in östlicher Richtung von den Mikrofonen weg. Der Rollwinkelverlauf (BILD 12) zeigt, dass das UAV während  $t = 5 - 27$  s und  $t = 46 - 63$  s im Kurvenflug ist. Der Schalldruckpegelverlauf (BILD 11) zeigt, dass die Lärmmodellresiduen im Geradeausflug deutlich kleiner sind als im Kurvenflug. So kommt es in der zweiten Kurve zu einer 8 Sekunden andauernden Abweichung von über 5 dB. Aus der versetzten Flugbahn und der abfallenden Gesamtsystemleistung (BILD 13) bei dennoch steigender Geschwindigkeit (BILD 14) ist zu erkennen, dass das UAV während der zweiten Kurve vom Wind abgetrieben wurde. Ein Vergleich der Lärmmodellabweichungen mit dem identischen Flugbahnabschnitt bei einer Windgeschwindigkeit von 7.6 km/h zeigt jedoch keinen Winddrift und dennoch steigen die Lärmmodellresiduen in vergleichbarer Weise im Kurvenflug. Folglich ist nicht der Wind die Ursache für die Lärmmodellabweichung im Kurvenflug in BILD 11. Das Lärmmodell folgt insgesamt dem Trend der Messdaten auch im Kurvenflug, kann dabei jedoch den im Vergleich zum Geradeausflug höheren Pegelfluktuationen nicht folgen.

Im Kurvenflug ist eine nicht-axiale, sowie durch Ruderauslässe vom Geradeausflug abweichende Störung der Propelleranströmung anzunehmen. In Verbindung mit den höheren Pegelfluktuationen legen diese Gründe die Entstehung von gesteigertem Interaktionslärm im Kurvenflug nahe. Da der Lärmmodellansatz diesen zusätzlichen Lärm nicht berücksichtigt, ist die resultierende Modellabweichung im Sinne der Systemidentifikation als Prozessrauschen zu interpretieren.

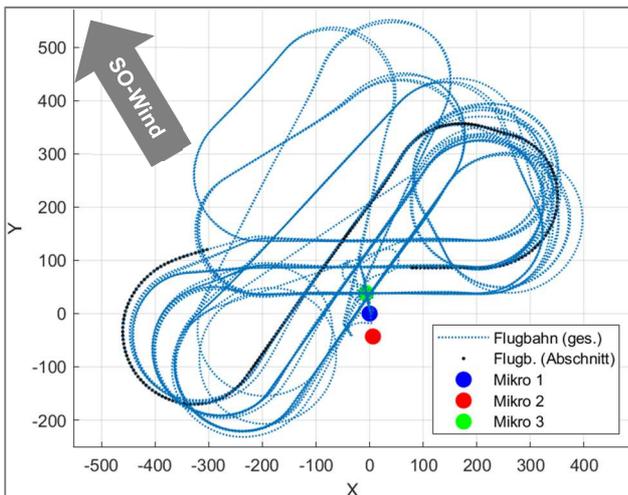


BILD 10: gesamte Flugbahn (blau), analysierter Abschnitt (schwarz) und Mikropositionen (ENU-Koordinaten)

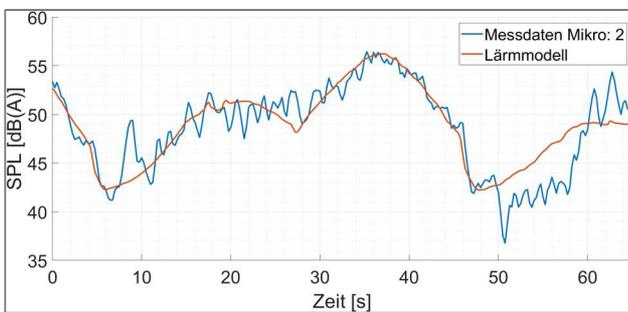


BILD 11: SPL-Verlauf

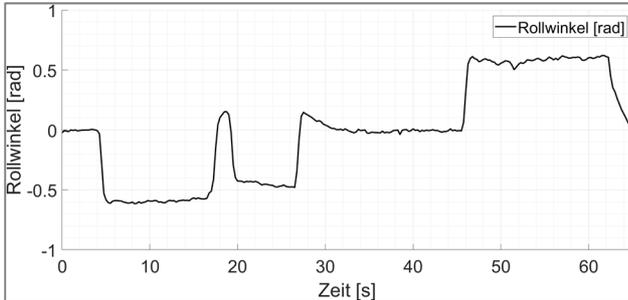


BILD 12: Rollwinkel

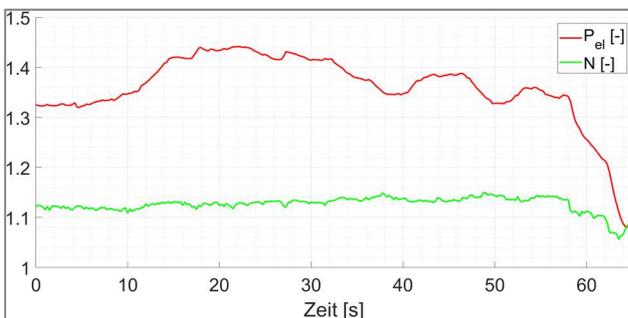


BILD 13: Gesamtsystemleistung und Drehzahl (entdimensioniert)

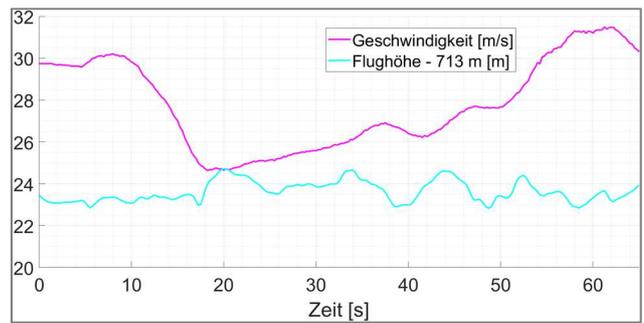


BILD 14: Geschwindigkeit über Grund und Flughöhe

### 5.3.2. Korrelationsanalyse

Nachdem zwei Kurvenflüge als Bereiche mit hohen Lärmmodellabweichungen identifiziert wurden, stellt sich die Frage, inwiefern systematische Zusammenhänge zwischen Lärmmessdaten, Lärmmodellabweichungen, UAV-Zustandswerten, Distanz und Lärmemissionswinkeln bestehen.

Zur Klärung wurde eine Korrelationsanalyse der Messdaten durchgeführt, die der Lärmmodellierung zugrunde liegen.

Der Vektor der statistischen Variablen  $\vec{X}$  enthält die acht Komponenten Geschwindigkeit, Drehzahl, Gesamtsystemleistung, Rollwinkel, Distanz UAV/Mikrofon, Polarwinkel und Azimut der Schallemission und die Lärmmodellabweichung. Die Korrelationsmatrix

$$(6) \text{Corr}(\vec{X}) = \frac{\text{Cov}(X_i, X_j)}{\sqrt{\text{Var}(X_i) \cdot \text{Var}(X_j)}}$$

mit der Stichprobenkovarianz

$$(7) \text{Cov}(X_i, X_j) = \frac{1}{N_t} \cdot \sum_{t=1}^{N_t} (X_i(t) - \bar{X}_i) \cdot (X_j(t) - \bar{X}_j)$$

und der Stichprobenvarianz

$$(8) \text{Var}(X_i) = \frac{1}{N_t} \cdot \sum_{t=1}^{N_t} (X_i(t) - \bar{X}_i)^2$$

berechnet sich aus der Zahl der diskreten Datenwerte  $N_t$ . Die Nebeneinträge  $\text{Corr}(X_i, X_j)$  mit  $i \neq j$  nehmen Werte zwischen -1 und 1 an. Bei Werten von -1 und 1 besteht ein negativer bzw. positiver linearer Zusammenhang zwischen den betrachteten statistischen Variablen, beim Wert 0 besteht kein Zusammenhang. Das Ergebnis ist in BILD 15 dargestellt. Die Korrelationsmatrix zeigt den naheliegenden Zusammenhang zwischen Geschwindigkeit, Drehzahl und Gesamtsystemleistung auf.

Des Weiteren existiert eine starke Korrelation zwischen Rollwinkel, Distanz und Polarwinkel der Emission, die sich durch den Umstand erklärt, dass die Mikrofone in der Mitte der Flugbahn angeordnet sind. Im Kurvenflug ist das UAV im Mittel 400 m von den Mikrofonen entfernt, wobei der Rollwinkel den Polarwinkel der Lärmemission unmittelbar beeinflusst. In Übereinstimmung mit Kapitel 5.3.1. korrelieren diese drei Größen schwach mit der Lärmmodellabweichung und belegen damit statistisch, dass diese im Kurvenflug steigt.

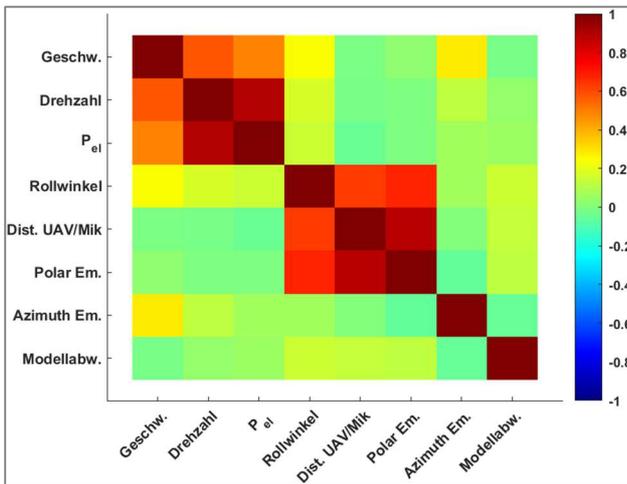


BILD 15: Korrelationsmatrix

Da Distanz und Polarwinkel der Lärmemission in das Lärmmodell eingehen, folgt, dass die Fluglärmessdaten nicht statistisch unabhängig sind. Da dies eine Voraussetzung der MLE ist, ist deshalb von einem Genauigkeitsverlust in der Lärmmodellierung auszugehen.

Die statistische Abhängigkeit der Messdaten reduziert die Zahl der linear unabhängigen Parameter, welche der MLE in einem Lärmmodell bestimmen kann. Diese Limitierung des Modellansatzes in der Fähigkeit das tatsächliche Systemverhalten wiederzugeben begünstigt notwendigerweise Prozessrauschen.

### 5.3.3. Atmosphärische Dämpfung

Meteorologische Einflüsse können die Lärmessdaten beeinflussen. Um den Einfluss durch Wind minimal zu halten wurden Messungen nur an windarmen Tagen durchgeführt. Windgeschwindigkeiten von maximal 10 km/h wurden angestrebt.

Durch molekulare Absorption kommt es bei der Schallausbreitung in Luft zu einer Pegelabnahme, die von Lauflänge, Frequenz und Luftfeuchtigkeit abhängt. Diese wird im Folgenden als atmosphärische Dämpfung bezeichnet. Der frequenzabhängige Dämpfungswert wird nach [10, S. 197f] für die meteorologischen Bedingungen des zweiten Flugs berechnet (BILD 16). Für die Blattfolgefrequenz von 160 Hz und deren erste Harmonische liegt der Einfluss bei Abständen von 400 m deutlich unter 1 dB. Für höhere Harmonische und breitbandiges Rauschen dagegen gewinnt atmosphärische Dämpfung an Bedeutung.

Mit dieser Kurve wurden die Lärmessdaten des zweiten Flugs korrigiert und ein Lärmmodell wurde bestimmt, siehe BILD 17. Im Vergleich zum Lärmmodell basierend auf nicht korrigierten Lärmdaten ist keine signifikante Änderung der Modellvorhersage festzustellen. Zwischen 50 – 60 s sinkt die Modellabweichung um Werte von 1- 2 dB. Um in zukünftigen Modellierungen Prozessrauschen durch atmosphärische Dämpfung auszuschließen, sollte eine Korrektur der Lärmessdaten, ins besonders bei Lauflängen von mehreren 100 m, in Betracht gezogen werden.

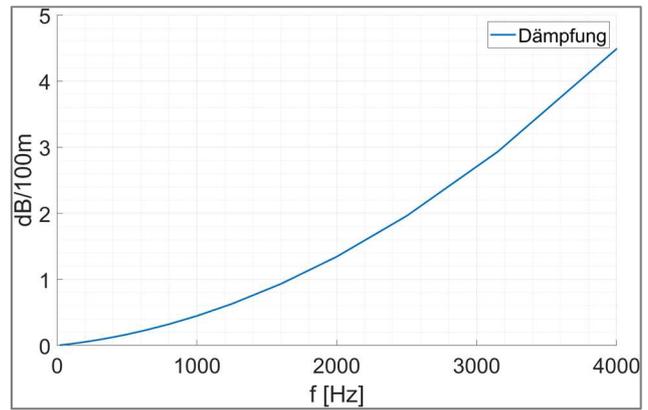


BILD 16:atmosphärische Dämpfung pro 100 m Lauflänge bei 11°C und 45 % rel. Luftfeuchtigkeit

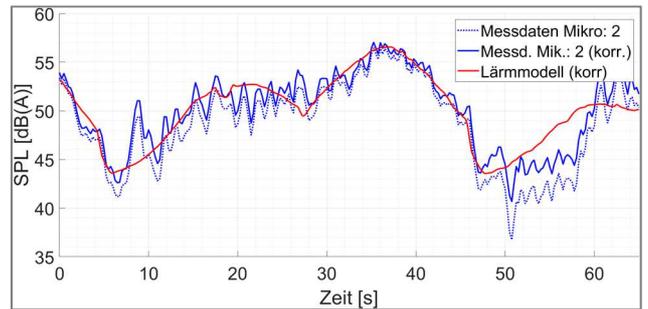


BILD 17: SPL-Verlauf von nicht korrigierten und korrigierten Messdaten und Lärmmodell (aus korrigierten Daten)

## 6. OPTIMIERUNG

Vor dem Hintergrund der Abhängigkeit von Distanz und polarem Emissionswinkel in den Fluglärmessdaten stellt sich die Frage nach der optimalen Mikrofonpositionierung und Flugbahngestaltung für zukünftige Fluglärmessungen.

In der Optimierungsstudie wurde der vom Betrag her maximal auftretende Korrelationskoeffizient  $Corr(X_i, X_j)$  zwischen den Größen Gesamtsystemleistung, Emissionswinkel, Distanz und Rollwinkel minimiert. Die Minimierung von Korrelationen wird als Maximierung der statistischen Unabhängigkeit der resultierenden Messdaten interpretiert. Deshalb schafft die Minimierung der Korrelationen die mathematischen Voraussetzungen für eine genaue Parameterschätzung des MLE (Kapitel 2.2) und kann als Maximierung der erzielbaren Modellgüte verstanden werden. Der Rollwinkel ist im Moment kein Bestandteil des Lärmmodells, spielt aber in zukünftigen Modellen aufgrund seiner Bedeutung im Kurvenflug eine Rolle und wurde deshalb in die Optimierung miteinbezogen.

Die sechs Optimierungsvariablen (OV) entfallen auf die Mikrofonverschiebungen. Jedes Mikrofon kann in zwei Raumrichtungen bis zu einem Maximalwert in positive oder negative Richtung verschoben werden. Die Flugbahn besteht aus drei Wiederholungen eines Horizontalflugschleifenmusters, deren Höhen entsprechen den letzten drei OV. Die Optimierung wird mit einem genetischen Algorithmus durchgeführt.

Die Basislösung entspricht einer festen Flughöhe von 60 m und der Mikrofonpositionierung, die bei der Manta Ray Vermessung im RAUMOLES Projekt verwendet wurde. Der maximale Korrelationskoeffizient ist 0.89, was mit dem Wert des Horizontalfluglärmmodells des RAUMOLES Projekts

übereinstimmt, siehe BILD 15.

Das BILD 18 zeigt die Optimierungsergebnisse in Abhängigkeit der maximalen Mikrofonverschiebung. In der ersten Studie wurde die Flughöhe bei 60 m festgehalten, in den folgenden Studien wurden Höhen von 50 – 150 m bzw. von 35 – 200 m erlaubt. Bei jedem Optimierungsergebnis ist mindestens ein Mikrofon am OV-Rand positioniert und die drei Flughöhen-OV sind stets auf die maximal- und minimal möglichen Werte verteilt. Der Zielfunktionswert sinkt sowohl mit zunehmender Mikrofonverschiebung, als auch mit zunehmender Spreizung der Flughöhen.

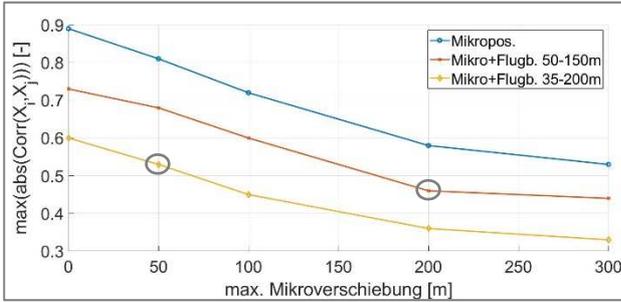


BILD 18: Ergebnis der Optimierungsstudie

Der Vergleich der in BILD 18 markierten Optimierungsergebnisse zeigt, dass die Korrelation zwischen Rollwinkel und Distanz mit zunehmender maximaler Mikrofonverschiebung verschwindet, da diese nicht mehr im Zentrum der Flugbahn liegen (BILD 19 bis BILD 22).

Die Ergebnisse verdeutlichen, dass bei zukünftigen Fluglärmmessungen eine hohe statistische Unabhängigkeit der Messdaten in erster Linie durch eine hohe Spreizung der Flughöhen im Horizontalflug realisiert werden sollte. Hohe Mikrofonverschiebungen sind kritisch zu betrachten. Zum einen bringen große Verschiebungen messpraktische Nachteile mit sich. Zum anderen ist durch das Signal-Rausch-Verhältnis die maximale Distanz zwischen UAV und Mikrofon, abhängig von der Höhe des UAV-spezifischen Lärms und des Hintergrundrauschens, limitiert. Aus diesem Grund sollten Messanordnungen für künftige Modellierungen unter Einbeziehung einer Distanz-Restriktion optimiert werden, die sich aus Signal-Rausch-Verhältnis und messpraktischen Anforderungen ergibt.

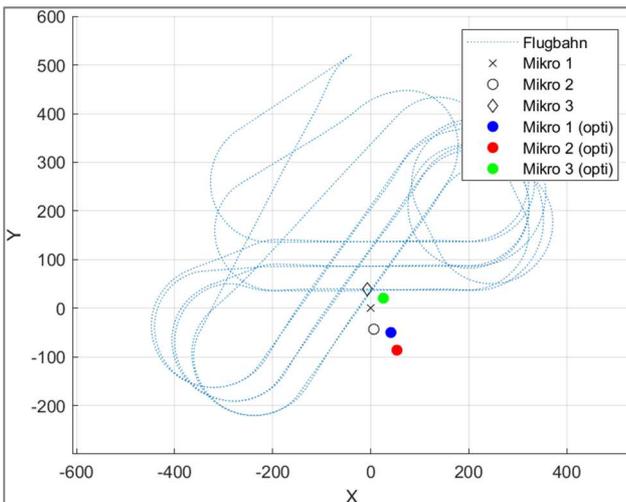


BILD 19: max. Mikrofonverschiebung 50 m, Flughöhe 35-200 m

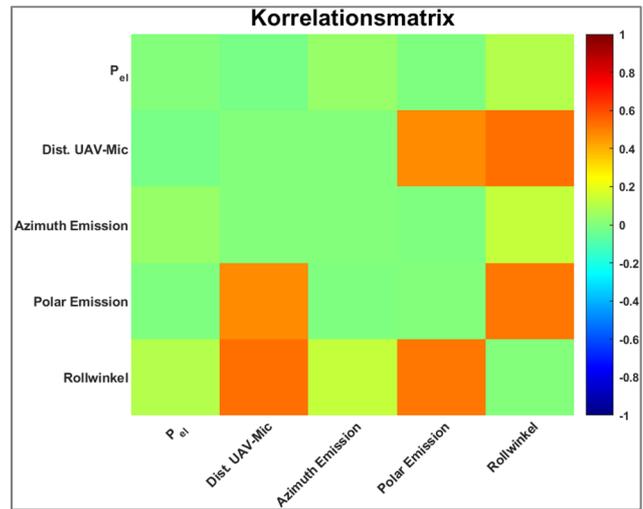


BILD 20: max. Mikrofonverschiebung 50 m, Flughöhe 35-200 m

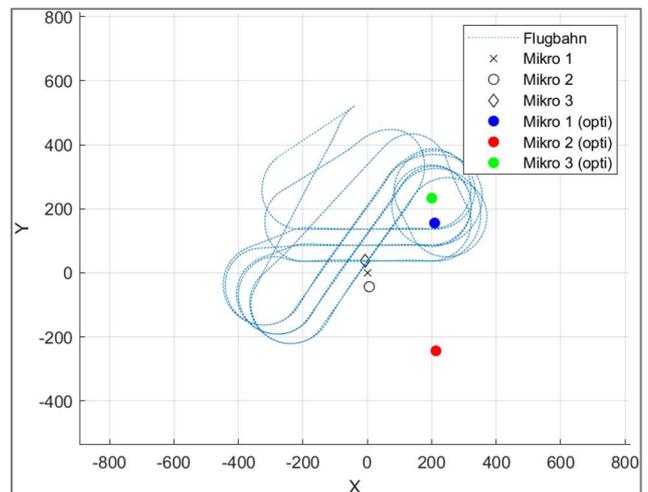


BILD 21: max. Mikrofonverschiebung 200 m, Flughöhe 50-150 m

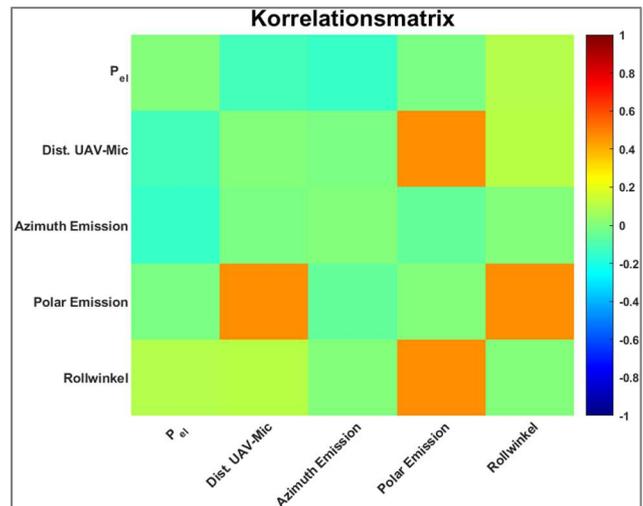


BILD 22: max. Mikrofonverschiebung 200 m, Flughöhe 50-150 m

## 7. ZUSAMMENFASSUNG

Es wurden mit Hilfe eines Maximum-Likelihood-Schätzers (MLE) semi-empirische Lärmmodelle für den Horizontalflug, sowie für den steigenden und sinkenden Vertikalflug

eines eVTOL UAVs bestimmt. Durch Verwendung eines kompakten analytischen Ansatzes sind diese Modelle für die Integration in ein Geoinformationssystem geeignet.

Das Horizontalflugmodell zeigt eine deutliche Richtungsabhängigkeit der Schallabstrahlung und ist in der Lage, dem Trend der Lärmessdaten zu folgen. Eine Korrelationsanalyse belegt, dass die Abweichungen hauptsächlich im Kurvenflug auftreten. Sie sind durch Interaktionslärm erklärbar. Die Vertikalflugmodelle zeigen eine geringer ausgeprägte Richtungsabhängigkeit in der Schallabstrahlung. Der Trend der Lärmessdaten wird durch diese Modelle in geringem Maße wiedergegeben als bei den Horizontalflugmodellen. Als Grund ist die komplexere Physik der Schallentstehung durch mehrere Propeller zu nennen.

Statistische Unabhängigkeit in den Steuergrößen der Messdaten ist eine Voraussetzung für die Anwendung eines MLE. Um diese für zukünftige Modellierungen sicherzustellen wurde eine Optimierung von Mikrofonpositionen und Flughöhen der Flugbahnabschnitten durchgeführt. Ziel war die maximal auftretende Kovarianz in den Steuergrößen zu minimieren. Es zeigte sich, dass bereits das Fliegen auf verschiedenen Höhen ohne Änderung der Mikrofonpositionen die maximal auftretende Kovarianz in den Messdaten deutlich reduziert.

## 8. AUSBLICK

Durch die Schaffung von hinsichtlich statistischer Unabhängigkeit der Lärmessung optimaler Mikrofonpositionen und Flugbahnen sind zukünftig höherdimensionale und somit genauere semi-empirische, durch Systemidentifikation gewonnene Fluglärmmodellierungen zu erwarten.

Des Weiteren ist die Durchführung von numerischen Akustikberechnungen mit einem hybriden Computational Fluid Dynamics (CFD)/Ffowcs-William Hawkins(FW-H)-Ansatz geplant. Aeroakustische Quellen werden dabei durch hochaufgelöste 3D Navier-Stokes CFD aufgelöst. Aus ihnen wird mit einer FW-H Formulierung von Lighthills Akustischer Analogie [11] der Schalldruck im akustischen Fernfeld berechnet. Dieses Verfahren verspricht die Schallentstehung und -ausbreitung im Vertikal- und Schwebeflug zu klären, um geeignete Lärmmodelle entwickeln zu können.

## DANKSAGUNG

Die Autoren danken dem Bundesministerium für Verkehr und digitale Infrastruktur (BMVI) für die Förderung der Forschungsarbeiten des RAUMOLEs Projekts (Raumbezogene Modellierung zur Lärmreduktion elektrischer Senkrechtstarter) im Rahmen einer mFund-Förderung.

## Literaturverzeichnis

- [1] S. Speck, J. Wilberg und M. Hornung, „An Approach for Aeroacoustic Footprint-Modeling of Low Altitude Platforms by Means of Time Domain System Identification,“ in *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Los Angeles, CA, 2013.
- [2] M. Schwarzbach, „Raumbezogene Modellierung zur Lärmreduktion elektrischer Senkrechtstarter; Acronym: RauMoLeS : Sachbericht/Schlussbericht zum F&E Verbundvorhaben : Vorhabensbeschreibung des Partners Phoenix-Wings GmbH : Vorhabenslaufzeit: 01.06.2019-31.12.2019,“ Phoenix-Wings GmbH, München, 2020.
- [3] R. Jategaonkar, *Flight Vehicle System Identification*, Reston, VA: AIAA, 2006.
- [4] M. Pott-Pollenske, W. Dobrzynski und H. Buchholz, „Airframe Noise Characteristics from Flyover Measurements and Predictions,“ in *12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Cambridge, Massachusetts, 2006.
- [5] P.-W. GmbH, „<https://phoenix-wings.de/>,“ [Online]. Available: [https://phoenix-wings.de/wp-content/uploads/2020/04/mr\\_port\\_bg.jpg](https://phoenix-wings.de/wp-content/uploads/2020/04/mr_port_bg.jpg). [Zugriff am 25.08.2020].
- [6] J. E. Marte und D. W. Kurtz, „A Review of Aerodynamic Noise From Propellers, Rotors, and Lift Fans,“ NASA, Washington, D.C., 1970.
- [7] T. Sinnige, K. Lynch, D. Ragni, G. Eitelberg und L. Veldhuis, „Aerodynamic and Aeroacoustic Effects of Pylon Training Edge Blowing on Pusher Propeller Installation,“ in *Proceedings of the 21st AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, Reston, 2015.
- [8] J. Yin, A. Stuermer und M. Aversano, „Coupled uRANS and FW-H Analysis of Installed Pusher Propeller Aircraft Configurations,“ in *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, Miami, Florida, 2009.
- [9] M. Botre, K. S. Brentner, J. F. Horn und D. Wachspress, „Validation of Helicopter Noise Prediction System with Flight Data,“ in *Vertical Flight Society 75th Annual Forum & Technology Displa*, Philadelphia, 2019.
- [10] G. Müller und M. Möser, *Taschenbuch der Technischen Akustik*, Berlin: Springer, 2012.
- [11] F. Farassat, „Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat,“ Langley Research Center, Hampton, Virginia, 2007.