

Texte

22/2022

# Flugverlaufsdaten als Grundlage für Fluglärm- berechnungen

Abschlussbericht



TEXTE 22/2022

Ressortforschungsplan des Bundesministerium für  
Umwelt, Naturschutz und nukleare Sicherheit

Forschungskennzahl 3718 54 103 0  
FB000760

# **Flugverlaufsdaten als Grundlage für Flug- lärmrechnungen**

Abschlussbericht

von

Markus Vogel, Christoph Thiel

Gesellschaft für Luftverkehrsforschung mbH,  
Dresden

Hartmut Fricke, Martin Lindner

Professur Technologie und Logistik des Luftverkehrs,  
Institut für Luftfahrt und Logistik,  
TU Dresden

Im Auftrag des Umweltbundesamtes

## Impressum

### Herausgeber

Umweltbundesamt  
Wörlitzer Platz 1  
06844 Dessau-Roßlau  
Tel: +49 340-2103-0  
Fax: +49 340-2103-2285  
[info@umweltbundesamt.de](mailto:info@umweltbundesamt.de)  
Internet: [www.umweltbundesamt.de](http://www.umweltbundesamt.de)

[f/umweltbundesamt.de](https://www.facebook.com/umweltbundesamt.de)

[t/umweltbundesamt](https://twitter.com/umweltbundesamt)

### Durchführung der Studie:

Gesellschaft für Luftverkehrsforschung mbH  
Hermann-Prell-Straße 8  
01324 Dresden  
Technische Universität Dresden  
Professur für Technologie und Logistik des Luftverkehrs  
01062 Dresden

### Abschlussdatum:

Dezember 2021

### Redaktion:

Fachgebiet I 2.3 „Lärminderung im Verkehr“  
Roman Thierbach

Publikationen als pdf:

<http://www.umweltbundesamt.de/publikationen>

ISSN 1862-4804

Dessau-Roßlau, März 2022

Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt bei den Autorinnen und Autoren.

### **Kurzbeschreibung: Flugverlaufsdaten als Grundlage für Fluglärmrechnungen**

Die Konzept- und Machbarkeitsstudie „Flugverlaufsdaten als Grundlage von Fluglärmrechnungen“ untersucht, ob und in welchem Umfang sich reale Flugverlaufsdaten einsetzen lassen, um bestehende Fluglärmrechnungsverfahren in ihrer Abbildungsgenauigkeit zu verbessern. Ausgehend vom Stand der Literatur wird untersucht, welche Daten sich hierfür grundsätzlich eignen (Radar, ADS-B, MLAT, WAM), welche jeweiligen Fehler zu berücksichtigen sind und wie diese minimiert werden können (Filterung, Glättung, Datenfusion), um dem Studienziel bestmöglich gerecht zu werden. Sodann wird eine Methode entwickelt, die die bis dato unberücksichtigte Luftfahrzeugmasse und den gesetzten Schub aus den Bewegungsdaten zu schätzen erlaubt, um diese lärmsensitiven Parameter ergänzend einbeziehen zu können. Hierzu werden verfügbare Flugleistungsmodelle auf deren Tauglichkeit eingehend analysiert.

Als Nachweis der Machbarkeit und sodann Ergebnisqualität wird der Fluglärm in fünf verschiedenen Varianten für zwei deutsche Verkehrsflughäfen und das verkehrsreichste Halbjahr des Jahres 2019 exemplarisch errechnet und einem konventionell nach AzB gerechneten Ergebnis (Variante 0) gegenübergestellt: Ausgehend vom realen lateralen Flugverlauf (Variante 1) wird die Flughöhe ergänzt (Variante 2), sodann die Geschwindigkeit (Variante 3) und zuletzt der Schub (Variante 4) hinzugenommen. Die jeweils errechneten Lärmkarten werden als jeweilige Pegeldifferenzen gegenüber Variante 0 ausgewiesen und diskutiert. Abschließend wird für die komplexeste Variante 4 eine Testaufgabe erstellt und dokumentiert.

### **Abstract: Aircraft Noise Calculation based on Flight Data**

The feasibility study "Aircraft Noise Calculations based on Flight Data" investigates the potential of historical flight data to improve the accuracy of aircraft noise calculation methods. Suitable sources of flight data (radar, ADS-B, MLAT, WAM), their characteristic error and methods of error correction and improvement of data quality (filtering, smoothing, data fusion) are researched, implemented, and tested. Then, methods for aircraft mass estimation and thrust calculation are developed. Available aircraft performance models are assessed regarding suitability, level of detail and licensing requirements.

As a proof of concept, and to demonstrate the quality of results, noise calculations are performed in five different variants for two major German airports and the busiest half-year of 2019. The results are compared between the variants which use an increasing amount of flight data: The baseline variant 0 uses geometric routes and fixed-point flight profiles (AzB being the currently prescribed method for noise calculations in Germany). Starting from the real lateral flight path (Variant 1: XY), the height above ground is added (Variant 2: XY, H), then the velocity (Variant 3: XY, H, V) and finally the thrust (Variant 4: XY, H, V, P). The last variant switches to ECAC Doc. 29 for the calculations, utilizing its noise-power-distance lookup tables.

The results are discussed using absolute noise maps and differential noise maps comparing a dedicated couple of variants, each and the comparison to the baseline Variant 0. Finally, a reference dataset for the validation of future implementations of the most complex Variant 4 is created (a so-called 'test task').

## Inhaltsverzeichnis

Inhaltsverzeichnis .....	6
Abbildungsverzeichnis .....	10
Tabellenverzeichnis .....	13
Abkürzungsverzeichnis .....	14
Zusammenfassung .....	17
Summary .....	27
1 Motivation und Zielstellung .....	37
1.1 Motivation .....	37
1.2 Ziele des Vorhabens .....	37
2 Darstellung und Bewertung des aktuellen Kenntnisstandes .....	39
2.1 Überblick .....	39
2.2 Art und Umfang verfügbarer Flugverlaufsdaten .....	40
2.2.1 Radardaten .....	40
2.2.2 ADS-B .....	43
2.2.3 MLAT .....	45
2.2.4 WAM .....	46
2.2.5 FDR-Daten .....	46
2.3 Anwendung von Flugverlaufsdaten in Lärmrechnungsverfahren .....	47
2.3.1 FLULA2 (EMPA) .....	47
2.3.2 ANCON (CAA) .....	49
2.3.3 INM (FAA) .....	50
2.3.4 AEDT (FAA) .....	50
2.3.5 ENHANCE (EUROCONTROL) .....	52
2.3.6 STAPES (EUROCONTROL) .....	52
2.3.7 CNOSSOS-EU .....	53
2.3.8 ECAC Doc. 29 .....	53
2.3.9 AzB .....	54
2.4 Methoden zur Aufbereitung und Glättung von Radarrohdaten .....	55
2.4.1 Überblick .....	55
2.4.2 Ausreißertests .....	56
2.4.3 Generische Glättungsfiler .....	56
2.4.4 Modellbasierte Bewegungsrekonstruktion .....	58
2.4.5 Fusion von Überwachungsdaten .....	62

2.4.6	Hinweise auf weiterführende Informationen.....	65
2.5	Methoden zur Bestimmung von Masse und Schub aus Flugverlaufsdaten.....	65
2.5.1	Überblick.....	65
2.5.2	Flugleistungsberechnung unter Berücksichtigung von Verfahrensvorgaben.....	66
2.5.3	Anwendung stochastischer Schätzverfahren.....	67
2.6	Bewertung der in Deutschland verwendeten Fluglärmrechnungsverfahren.....	69
3	Ermittlung vollständiger Flugspuren durch Kombination von Überwachungssystemen.....	71
3.1	Überblick.....	71
3.2	Zusammenstellung des Testdatensatzes.....	71
3.3	Fehlerbetrachtung der Überwachungssysteme.....	73
3.3.1	Festlegung von Metriken für die Bewertung der Sensorfehler.....	73
3.3.2	Qualitative Analyse der Sensorfehler.....	74
3.3.3	Quantitative Analyse der Sensorfehler.....	79
3.4	Entwicklung geometrischer Glättungsmethoden.....	85
3.4.1	Theorie der Spline-Glättung.....	85
3.4.2	Implementierung in Software.....	86
3.4.3	B-Spline-Glättung mit variabler Parametrierung.....	86
3.5	Entwicklung modellgestützter Glättungsmethoden.....	88
3.5.1	Theorie des <i>Kálmán</i> -Filters und der Bewegungsmodelle.....	88
3.5.2	Implementierung in Software und Parametrierung des Filterverhaltens.....	92
3.5.3	Mehrmodell-Filter (MMAE und IMM).....	94
3.5.4	<i>Kálmán</i> -Glättung (RTS).....	96
3.5.5	Mehrmodell-Glättung.....	98
3.5.6	Punktverdichtung, Überbrückung von Erfassungslücken.....	99
3.6	Fehlerbetrachtung vorverarbeiteter Flugspuren.....	101
3.6.1	Qualitative Fehleranalyse.....	101
3.6.2	Quantitative Fehleranalyse.....	105
4	Bestimmung von aktueller Luftfahrzeugmasse und Triebwerksschub aus Flugverlaufsdaten... ..	108
4.1	Überblick.....	108
4.2	Bestimmung des Schubs (Flugmechanik).....	109
4.2.1	Kräftegleichgewicht im Steigflug.....	109
4.2.2	Abgleich mit EUROCONTROL BADA: Leistungsbilanz im Steigflug.....	110
4.2.3	Abgleich mit ECAC Doc. 29: Berechnung des Steigwinkels.....	111
4.2.4	Berücksichtigung wesentlicher meteorologischer Faktoren.....	112

4.2.5	Aufbereiteter Rechenweg zur Schubbestimmung.....	114
4.3	Bestimmung des Widerstands (Aerodynamik) .....	116
4.3.1	Grundlegende Theorie .....	116
4.3.2	ECAC Doc. 29 und Aircraft Noise and Performance Database (ANP-DB) .....	117
4.3.3	EUROCONTROL BADA3 .....	119
4.3.4	EUROCONTROL BADA4 .....	121
4.3.5	Technische und lizenzrechtliche Grenzen der Flugleistungsmodelle .....	123
4.4	Bestimmung der Luftfahrzeugmasse (Schätzverfahren).....	125
4.4.1	Problemstellung und Lösungsansätze.....	125
4.4.2	Abgleich der Abhebe- und Anfluggeschwindigkeit mit Handbuchdaten.....	126
4.4.3	Abgleich mit flugmechanisch berechneten Betriebsgrenzen .....	128
4.4.4	Zusammenführung mehrerer Schätzungen (Bayes-Inferenz).....	129
4.4.5	Bewegungsverfolgung kurzer Zeitspannen mit sehr vielen Massehypothesen .....	130
4.5	Exemplarische Berechnungsergebnisse.....	133
4.5.1	Bestmögliche Datenqualität in Form bordseitig erhobener Daten .....	133
4.5.2	Einfluss geschätzter Klappenstellungen.....	135
4.5.3	Einfluss von Wetterdaten auf den Luftwiderstand.....	135
4.5.4	Einfluss eines abweichenden aerodynamischen Modells (Doc. 29 / ANP-DB).....	135
4.5.5	Endergebnis inklusive Masseschätzung.....	136
4.5.6	Einfluss der Masseschätzung auf den Fluglärm .....	139
4.6	Fazit zur Bestimmung von Luftfahrzeugmasse und Triebwerksschub.....	141
5	Qualitätssicherung.....	142
5.1	Überblick .....	142
5.2	Erstellung der Berechnungsdatensätze .....	143
5.2.1	Auswahl der Beispielflughäfen .....	143
5.2.2	Datenauswahl und -sammlung .....	143
5.2.3	Metadaten-Konsolidierung .....	144
5.2.4	Fusion und Glättung der Flugverlaufsdaten .....	144
5.2.5	Flugleistungsberechnung .....	145
5.2.6	Durchführung.....	146
5.3	Fluglärmberechnung .....	149
5.3.1	Methodik.....	149
5.3.2	Genutzte Softwaremodule und vorgenommene Modifikationen .....	151
5.3.3	Parametrierung der Berechnungen .....	152

5.3.4	Rechenzeitbedarf und Komplexität der Berechnungen .....	152
5.3.5	Vergleich von Vertikalprofilen .....	154
5.3.6	Überblick über die Ergebnisse .....	155
5.3.7	Berechnungsergebnisse Szenario Frankfurt/Main .....	157
5.3.8	Berechnungsergebnisse Szenario Leipzig/Halle.....	162
5.4	Testaufgabe für die Berechnung nach Doc. 29 .....	165
5.5	Würdigung und Ausblick .....	166
6	Quellenverzeichnis .....	167
A	Anhang .....	174
A.1	Details FANOMOS-Datenformat .....	174
A.2	Berechnungsergebnisse BUF-Testflugplatz.....	176

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Integration von Radardaten in der Fluglärmrechnung, FLULA2-Methode .....	18
Abbildung 2:	Prinzip von Selbstortung und kooperierender Systeme zur Überwachung .....	19
Abbildung 3:	Fehleranalyse der Rohdaten von ADS-B und FANOMOS.....	20
Abbildung 4:	Beispiele für Glättungsalgorithmen: B-Spline und Kálmán-Filter.....	21
Abbildung 5:	Vergleich der Schubrechnungen mit verschiedenen Flugleistungsmodellen ....	22
Abbildung 6:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 1 (XY) .....	24
Abbildung 7:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 2 (XY, H) .....	24
Abbildung 8:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 3 (XY, H, V).....	25
Abbildung 9:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 4 (XY, H, V, P).....	26
Figure 10:	Radar data as a part of aircraft noise calculations, FLULA2-method .....	28
Figure 11:	Principle of self-localization and cooperative surveillance systems .....	29
Figure 12:	Error analysis of raw ADS-B und FANOMOS data.....	30
Figure 13:	Examples of smoothing algorithms: B-spline und Kálmán-filtering .....	30
Figure 14:	Comparison of thrust calculation results with different aircraft performance models .....	31
Figure 15:	Noise calculation result for Frankfurt, Variant 1 (XY).....	33
Figure 16:	Noise calculation result for Frankfurt, Variant 2 (XY, H) .....	34
Figure 17:	Noise calculation result for Frankfurt, Variant 3 (XY, H, V) .....	35
Figure 18:	Noise calculation result for Frankfurt, Variant 4 (XY, H, V, P) .....	35
Abbildung 19:	Funktionsweise Mode-S .....	41
Abbildung 20:	Funktionsweise ADS-B.....	44
Abbildung 21:	Gegenüberstellung der Parameter ADS-B versus Radar .....	45
Abbildung 22:	Aircraft Data Recorder – generelle Funktionsweise.....	47
Abbildung 23:	Integration von Radardaten in FLULA2 .....	48
Abbildung 24:	Fortlaufender Validierungsprozess ANCON .....	50
Abbildung 25:	Glättung durch Ausgleichsrechnung mit Modell eines Kreisbogens.....	57
Abbildung 26:	Glättung durch Ausgleichsrechnung mit Modell eines kubischen Splines.....	58
Abbildung 27:	Grundlegende Struktur von Kálmán- und <i>Interacting-Multiple-Model</i> -Filtern .....	61
Abbildung 28:	Exemplarisches Verhalten verschiedener Kálmán-/IMM-Filter .....	62
Abbildung 29:	Dezentrale Datenfusion oder „ <i>track mixing</i> “ .....	64
Abbildung 30:	Exemplarische Ergebnisse der Masseschätzung .....	68
Abbildung 31:	FDR-Flugverläufe des verwendeten Testdatensatzes .....	72
Abbildung 32:	Zerlegung der Ortsablage in die räumlichen Fehlerbestandteile .....	74
Abbildung 33:	Vergleich von Positionsdaten aus FANOMOS-System zu bordseitiger Ermittlung	75
Abbildung 34:	Vergleich von Höhe und Geschwindigkeit aus FANOMOS-System zu bordseitiger Messung .....	76
Abbildung 35:	Vergleich von ADS-B-Positionsdaten zu bordseitiger Messung .....	77
Abbildung 36:	Vergleich von Höhe und Geschwindigkeit, ADS-B-Daten zu bordseitiger Bestimmung.....	77
Abbildung 37:	Erfassungslücke von ADS-B-Daten (Quelle OSN).....	78
Abbildung 38:	Beispielhafter Verlauf des XTE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie .....	79

Abbildung 39:	Beispielhafter Verlauf des VTE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie .....	81
Abbildung 40:	Beispielhafter Verlauf des ATE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie .....	82
Abbildung 41:	Beispielhafter Verlauf des GSE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie .....	83
Abbildung 42:	Aggregierte Ergebnisse der Fehleranalyse aller Fehlermetriken FANOMOS vs. ADS-B .....	84
Abbildung 43:	Einfluss des Polynom-Grades auf die B-Spline-Glättung.....	87
Abbildung 44:	Einfluss des Wichtungsfaktors für einzelne Punkte einer B-Spline-Glättung.....	87
Abbildung 45:	Vergleich von Bewegungsmodellen unter variabler Prozesskovarianz.....	93
Abbildung 46:	Vergleich von Bewegungsmodellen, Reaktion auf verrauschte Messdaten.....	94
Abbildung 47:	Modellumschaltung und konsolidierte Schätzung eines einfachen MMAE-Filters	95
Abbildung 48:	Modellumschaltung und konsolidierte Schätzung eines IMM-Filters.....	96
Abbildung 49:	Nachträgliche Glättung nach Methode von Rauch, Tung und Striebel (RTS).....	97
Abbildung 50:	Kombination der Konzepte von IMM-Filter und RTS-Glättungsfilter.....	98
Abbildung 51:	Geschwindigkeitsdrift bei der Überbrückung längerer Erfassungslücken.....	99
Abbildung 52:	Verbesserung der Überbrückung durch Hinzunahme weniger (hier: 2) Stützstellen .....	100
Abbildung 53:	Unwirksame Glättung der Geschwindigkeiten in FANOMOS.....	101
Abbildung 54:	Gute Rekonstruktion der Fluggeschwindigkeit durch Glättung von ADS-B- Positionen.....	102
Abbildung 55:	Überschwingen der Geschwindigkeit bei verminderter Prozesskovarianz.....	102
Abbildung 56:	ADS-B- / FANOMOS-Vergleich mit ungünstig gewählten Glättungsparametern.	103
Abbildung 57:	Vergleich einer geglätteten ADS-B-Flugspur mit verschiedenen Positions-Rohdaten .....	104
Abbildung 58:	Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien – XTE.....	105
Abbildung 59:	Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - VTE.....	106
Abbildung 60:	Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - ATE.....	106
Abbildung 61:	Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - GSE.....	107
Abbildung 62:	Koordinatensysteme und Kräftegleichgewicht im Steigflug.....	109
Abbildung 63:	Definition der Gleitzahl als wichtiges Maß der aerodynamischen Güte.....	111
Abbildung 64:	Diagramm zur vektoriellen Addition von TAS + WS = GS.....	113
Abbildung 65:	Luftfahrzeug-Polardiagramm.....	117
Abbildung 66:	Maximale Betriebsgeschwindigkeiten je Klappenstellung gemäß ANP-Datenbank .....	118
Abbildung 67:	Exemplarische Luftfahrzeugpolaren aus EUROCONTROL BADA3.....	119
Abbildung 68:	Exemplarische Luftfahrzeugpolare „clean“ aus EUROCONTROL BADA4.....	122
Abbildung 69:	Exemplarische Luftfahrzeugpolaren „non-clean“ aus EUROCONTROL BADA4....	122
Abbildung 70:	Abhängigkeit der Anfluggeschwindigkeit von der Landemasse.....	127
Abbildung 71:	Validierung von geschwindigkeitsbasierten Masseschätzverfahren.....	129
Abbildung 72:	Validierung von geschwindigkeitsbasierten Masseschätzverfahren.....	130
Abbildung 73:	Algorithmus des SIR-Partikelfilters.....	131

Abbildung 74:	Exemplarisches Ergebnis einer Masseschätzung mittels Partikelfilter .....	132
Abbildung 75:	Referenz-Schubberechnung mit höchstmöglicher Datenqualität.....	134
Abbildung 76:	Schätzung der Klappenstellung gemäß <i>Custom Flap Schedule</i> in BADA4 .....	134
Abbildung 77:	Austausch des Flugleistungsmodells gegen ECAC Doc. 29 / ANP-Datenbank.....	136
Abbildung 78:	Einfluss der Masseschätzung (Abweichung: ca. 10 t zu wenig).....	137
Abbildung 79:	Gesamtergebnis als Kombination aller Maßnahmen, BADA4 .....	137
Abbildung 80:	Gesamtergebnis als Kombination aller Maßnahmen, ECAC Doc. 29 .....	138
Abbildung 81:	ermittelte Fixpunktprofile für die Sensitivitätsanalyse .....	140
Abbildung 82:	$L_{eq}$ Lärmdifferenzkontouren zwischen dem Masseszenario 1 und 2.....	140
Abbildung 83:	Lärmdifferenz in Abhängigkeit der Abflugmasse .....	141
Abbildung 84:	Stückzahlen im Datensatz Frankfurt / EDDF.....	148
Abbildung 85:	Stückzahlen im Datensatz Leipzig / EDDP .....	148
Abbildung 86:	Prinzip des Segmentierungsverfahrens nach AzB 2008 .....	149
Abbildung 87:	Gegenüberstellung der Komplexität, Routen vs. Flugspuren.....	153
Abbildung 88:	Gegenüberstellung des lateralen Flugwegs, Routen vs. Flugspuren.....	154
Abbildung 89:	Gegenüberstellung des Vertikalprofils, Datenblatt vs. Flugspuren (Abflüge) .....	155
Abbildung 90:	Gegenüberstellung der Route, Datenblatt vs. Flugspuren (Anflüge) .....	155
Abbildung 91:	Überblick über die Berechnungsergebnisse und Differenzabbildungen .....	156
Abbildung 92:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 0 (AzB/DES).....	157
Abbildung 93:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 1 (XY) .....	158
Abbildung 94:	Vergleich der 55-dB-Isolinien, Variante 0 (AzB/DES) gegenüber Variante 1 (XY) .....	159
Abbildung 95:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 2 (XY, H) .....	159
Abbildung 96:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 3 (XY, H, V) .....	160
Abbildung 97:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 4 (XY, H, V, P) .....	161
Abbildung 98:	Rekonstruktion des Abflugverfahrens aus Daten der Variante 4 (XY, H, V, P) .....	161
Abbildung 99:	Lärmdifferenzkarten der vier Varianten zur konventionellen Lärmrechnung .	162
Abbildung 100:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 1 (XY) .....	163
Abbildung 101:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 2 (XY, H) .....	163
Abbildung 102:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 3 (XY, H, V) .....	164
Abbildung 103:	Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 4 (XY, H, V, P) .....	164
Abbildung 104:	Pseudo-Radarspuren als Grundlage für eine der BUF entlehnten Testaufgabe ..	165
Abbildung 105:	FANOMOS-Daten – Flugplaninformationen .....	174
Abbildung 106:	FANOMOS-Daten – Positionsinformationen .....	175

## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Aufstellung der Vergleiche zwischen Berechnungsvarianten .....	23
Table 2:	Listing of comparisons between calculation variants .....	33
Tabelle 3:	Zentrale statistische Parameter Beispielflug – XTE .....	80
Tabelle 4:	Zentrale statistische Parameter Beispielflug – VTE.....	81
Tabelle 5:	Zentrale statistische Parameter Beispielflug – ATE.....	82
Tabelle 6:	Zentrale statistische Parameter – GSE .....	83
Tabelle 7:	Aggregierte statistische Kennwerte aller Fehlermetriken FANOMOS vs. ADS-B ...	84
Tabelle 8:	Auszug aus der ANP-Datenbank: Tabelle Aerodynamic_Coefficients.....	118
Tabelle 9:	Masseszenarien der Sensitivitätsanalyse .....	139
Tabelle 10:	Berechnungsergebnis Testaufgabe, $L_D/dB(A)$ .....	176
Tabelle 11:	Berechnungsergebnis Testaufgabe, $SEL/dB(A)$ .....	177

## Abkürzungsverzeichnis

<b>ADS-B</b>	Automatic Dependent Surveillance - Broadcast
<b>ADS-R</b>	Automatic Dependent Surveillance - Rebroadcast
<b>AEDT</b>	Aviation Environmental Design Tool
<b>AEE</b>	Office of Environment and Energy
<b>ANP</b>	Actual Navigation Performance
<b>ASCII</b>	American Standard Code for Information Interchange
<b>ATE</b>	Along Track Error
<b>AzB</b>	Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen
<b>AzD</b>	Anleitung zum Datenerfassungssystem
<b>BADA</b>	Base of Aircraft Data
<b>CNEL</b>	Community Noise Equivalent Level
<b>CS-ACNS</b>	Certification Specifications for Airborne Communications Navigation and Surveillance
<b>CA</b>	Constant Acceleration
<b>CT</b>	Coordinated Turn, Constant Turn Rate
<b>CV</b>	Constant Velocity
<b>CVR</b>	Cockpit Voice Recorder
<b>DB</b>	Datenbank
<b>DFDR</b>	Digital Flight Data Recorder
<b>DFS</b>	Deutsche Flugsicherung GmbH
<b>EAFR</b>	Enhanced Airborne Flight Recorder
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency (Europäische Agentur für Flugsicherheit)
<b>ECAC</b>	European Civil Aviation Conference
<b>EEC</b>	EUROCONTROL Experimental Centre
<b>EHS</b>	Enhanced Surveillance
<b>EKF</b>	Extended-Kálmán-Filter
<b>ELS</b>	Elementary Surveillance
<b>EMPA</b>	Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt
<b>ENHANCE</b>	European Harmonised Aircraft Noise-Contour Modelling Environment
<b>ERCD</b>	Environmental Research and Consultary Department
<b>FANOMOS</b>	Flight Track and Aircraft Noise Monitoring System
<b>FDAU</b>	Flight Data Acquisition Unit
<b>FDM</b>	Flight Data Monitoring
<b>FDR</b>	Flight Data Recorder
<b>FLIP</b>	Flight Performance
<b>FMS</b>	Flight Management System (Rechnerumgebung an Bord eines LFZ für Flugsteuerung und -navigation)
<b>GAT</b>	General Air Traffic

<b>GBM</b>	Gradient Boosting Method
<b>GNSS</b>	Global Navigation Satellite System
<b>GPR</b>	Gaussian Process Regression
<b>GPS</b>	Global Positioning System
<b>GSE</b>	Ground Speed Error
<b>IAS</b>	Indicated Airspeed (gemessene Geschwindigkeit relativ zur umgebenden Luftmasse)
<b>ICAO</b>	International Civil Aviation Organization
<b>IFR</b>	Instrument Flight Rules (Instrumentenflugregeln)
<b>IMM</b>	Interacting Multiple Model Filter
<b>INM</b>	Integrated Noise Model
<b>IR-OPS</b>	European Union – Implementing Rules, Aircraft Operations
<b>JPDA-F</b>	Joint Probabilistic Data Association Filter
<b>LAeq</b>	Äquivalenter Dauerschallpegel
<b>LAm<sub>ax</sub></b>	Maximalpegel
<b>LDEN</b>	Tag-Abend-Nacht-Lärmindex über 24 Stunden
<b>LE</b>	Single Event Sound Exposure Level
<b>Leq</b>	Äquivalenter Dauerschallpegel
<b>LFZ</b>	Luftfahrzeug
<b>MAP</b>	Maximum a posteriori Estimation
<b>MHT</b>	Multi-Hypothesis Tracker
<b>MLAT</b>	Multilateration
<b>MLE</b>	Maximum Likelihood Estimation
<b>NHN</b>	Normalhöhenull
<b>NNI</b>	Noise and Number Index
<b>NPD</b>	Noise-Power-Distance
<b>NTK</b>	Noise and Track Keeping System
<b>PCR</b>	Principal Component Regression
<b>PDA-F</b>	Probabilistic Data Association Filter
<b>QAR</b>	Quick Access Recorder
<b>RMSE</b>	Root Mean Square Error
<b>RR</b>	Ridge Regression
<b>SEL</b>	Sound Exposure Level
<b>SMC</b>	Sequenzielle Monte-Carlo-Methode
<b>SPI</b>	Special Position Indicator
<b>SSFDR</b>	Solid State Flight Data Recorder
<b>SSR</b>	Secondary Surveillance Radar
<b>STAPES</b>	SysTem for AirPort noise Exposure Studies
<b>TDOA</b>	Time Difference of Arrival

<b>TWS</b>	Track While Scan
<b>UKF</b>	Unscented-Kálmán-Filter
<b>UTM</b>	Universal Transverse Mercator (Koordinatensystem)
<b>VTE</b>	Vertical Track Error
<b>WAM</b>	Wide Area Multilateration
<b>XTE</b>	Cross Track Error

## Zusammenfassung

### ÜBERBLICK

Die Konzept- und Machbarkeitsstudie „Flugverlaufsdaten als Grundlage von Fluglärmrechnungen“ untersucht, ob und in welchem Umfang sich reale Flugverlaufsdaten einsetzen lassen, um bestehende Fluglärmrechnungsverfahren in ihrer Abbildungsgenauigkeit zu verbessern. Ausgehend vom Stand der Literatur wird untersucht, welche Daten sich hierfür grundsätzlich eignen (Radar, ADS-B, MLAT, WAM), welche jeweiligen Fehler zu berücksichtigen sind und wie diese minimiert werden können (Filterung, Glättung, Datenfusion), um dem Studienziel bestmöglich gerecht zu werden. Sodann wird eine Methode entwickelt, die die bis dato unberücksichtigte Luftfahrzeugmasse und den gesetzten Schub aus den Bewegungsdaten zu schätzen erlaubt, um diese lärmsensitiven Parameter ergänzend einbeziehen zu können. Hierzu werden verfügbare Flugleistungsmodelle auf deren Tauglichkeit eingehend analysiert.

Als Nachweis der Machbarkeit und sodann Ergebnisqualität wird der Fluglärm in fünf verschiedenen Varianten für zwei deutsche Verkehrsflughäfen und das verkehrsreichste Halbjahr des Jahres 2019 exemplarisch errechnet und einem konventionell nach AzB gerechneten Ergebnis (Variante 0) gegenübergestellt: Ausgehend vom realen lateralen Flugverlauf (Variante 1) wird die Flughöhe ergänzt (Variante 2), sodann die Geschwindigkeit (Variante 3) und zuletzt der Schub (Variante 4) hinzugenommen. Die jeweils errechneten Lärmkarten werden als jeweilige Pegeldifferenzen gegenüber Variante 0 ausgewiesen und diskutiert. Abschließend wird für die komplexeste Variante 4 eine Testaufgabe erstellt und dokumentiert.

### MOTIVATION UND ZIELSETZUNG

In Deutschland sind Fluglärmrechnungen für zwei Anwendungsfälle reglementiert: Für die Festsetzung von Lärmschutzbereichen gilt das Fluglärmgesetz nebst Anleitung zur Datenerfassung und Berechnung (FlugLärmG [1], AzD [2], AzB [3]). Für die Lärminderungsplanung nach Teil sechs Bundesimmissionsschutzgesetz findet die „einheitliche Lärmbewertung“ Anwendung, welche den Luftverkehr gemäß Dokument 29 (Doc. 29) der Europäischen Zivilluftfahrtkonferenz (ECAC) und deren nationale Umsetzung „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm an Flugplätzen“ berücksichtigt (BImSchG [4], CNOSSOS-EU [5], ECAC Doc. 29 [6], BUF [7]). Für die vorliegende Studie ist dabei bedeutsam, dass die Konstruktion der eingehenden Flugspur, die sog. Segmentierung des Flugverlaufs, unterschiedlich erfolgt und die AzB ein Emissions-/ Immissionsmodell umfasst, Doc. 29/ BUF hingegen mit fixen Tabellenwerten arbeitet (*Noise-Power-Distance*, NPD).

Beide in Deutschland anwendbaren Verfahren, AzB und BUF, modellieren die Flugspuren an- und abfliegender Luftfahrzeuge als geometrisch definierte Routen mit spezifischen Höhen-, Geschwindigkeits- und gegebenenfalls Schubprofilen (nur BUF). In der AzB werden diese Profile je Luftfahrzeugklasse ermittelt. Nach BUF erfolgt die Modellierung spezifisch je Luftfahrzeugtyp. In beiden Fällen kommen sogenannte Fixpunktprofile zur Anwendung, welche ein *normiertes* Flugverhalten in allen Dimensionen unterstellen.

Tatsächlich ist das Flugverhalten für jeden Flug *individuell*. Wesentliche Faktoren dafür sind

- ▶ die durch die Auslastung des Fluges und die Menge des dafür erforderlichen Treibstoffs nach AIR-OPS variable Luftfahrzeugmasse. Diese beeinflusst das Beschleunigungs-, Steig-/Sink- sowie Kurvenflugverhalten.
- ▶ die vorherrschenden Wetterbedingungen. Wind und Temperatur beeinflussen die Atmosphäre und so die Aerodynamik des Fluges, wodurch sich die Flugwege ändern.

- ▶ Verfahrensvorgaben der Fluggesellschaften und Entscheidungen der Flugbesatzung: Es existieren reglementierte Gestaltungsspielräume bei Start- und Landeverfahren, zum Beispiel die Anpassung des Startschubs und der Klappen-/ Vorflügelstellung und damit die Flugeschwindigkeit betreffend.
- ▶ Anweisungen der Flugsicherung: Zur Wahrung der Sicherheit (Separation der Luftfahrzeuge) werden häufig Geschwindigkeiten und Flughöhen abschnittsweise beschränkt oder bestimmte Flugrichtungen (sog. Vectoring) oder -routen angewiesen.

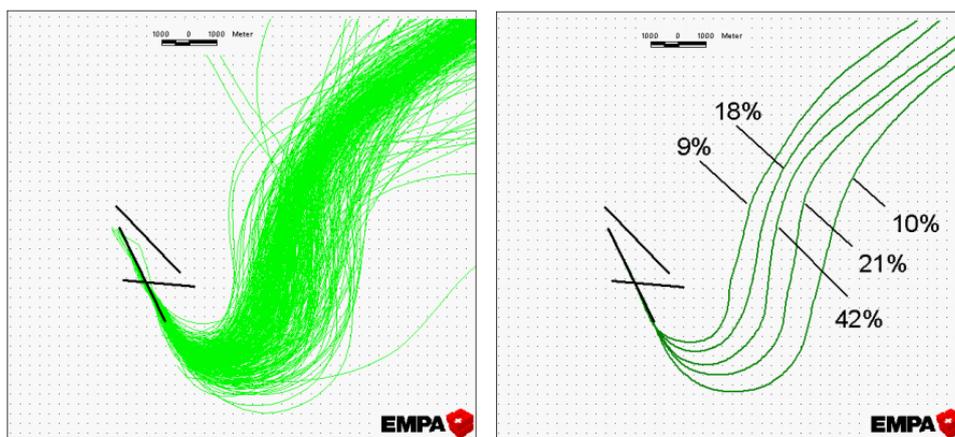
### STAND DER TECHNIK

Mit der besseren Verfügbarkeit von Flugverlaufsdaten und der gestiegenen Rechenleistung ist die Intention der Nutzung von Flugverlaufsdaten im Rahmen der Fluglärmrechnung nicht neu.

Das Schweizer Fluglärmrechnungsverfahren FLULA2 basiert auf einer großen akustischen Quellendatenbank, die auf Messungen am realen Flugbetrieb beruht. Hier können pro An- und Abflugroute eine zufallsgenerierte Auswahl von Radarspuren auf eine Karte projiziert und verkehrsdichteabhängig drei bis sieben als repräsentativ eingestufte Flugspuren digitalisiert werden. Anhand der realen Radarzeichnungen wird eine Verteilung der Flugbewegungen auf die einzelnen Flugspuren mittels Gewichtungsfaktoren vorgenommen, siehe Abbildung 1. Auf ähnliche Art wird für jeden Flugzeugtyp das mittlere Steigprofil berechnet.

#### Abbildung 1: Integration von Radardaten in der Fluglärmrechnung, FLULA2-Methode

Grundlage ist eine Selektion geeigneter Radardaten, siehe linker Teil der Abbildung. Aus dieser Stichprobe werden teilautomatisiert wenige repräsentative Flugspuren extrahiert, welche die Verteilung der Flugbewegungen in der Fläche beschreiben, siehe rechter Teil der Abbildung. Die ermittelten Gewichtungsfaktoren entsprechen den statistischen Quantilen.



Quelle: EMPA [8]

Im Berechnungsverfahren ANCON des Vereinigten Königreichs werden Flugzeugposition und Flugeschwindigkeit über Grund mittels Radars erhoben und im *Noise and Track Keeping System*, NTK, verarbeitet. Die Lärmrechnung folgt nach ECAC Doc. 29 und beinhaltet damit auch eine Schubberechnung, offensichtlich basierend auf hinterlegten Szenarien zu Masse und Wetterbedingungen. Eine Validierung gegenüber bordseitig erhobenen Bewegungsdaten (Emissionsquellen) und Mikrofonpegeln an Messstationen (Immissionen) wird regelmäßig durchgeführt.

Die in den USA eingesetzten Modelle INM und neuerlich AEDT verwenden Flugverlaufsdaten, um Korridorbreiten und Kurvenradien repräsentativer Flugspuren zu bestimmen. AEDT nutzt das

Flugleistungsmodell BADA der europäischen Flugsicherungsorganisation EUROCONTROL zur Bestimmung lärmrelevanter Faktoren, vermutlich auch des Schubs und nachfolgend des Kraftstoffverbrauchs, da auch Emissionen berechnet werden.

Seitens EUROCONTROL wurde mit ENHANCE ein offenes System zur Erforschung von radarbasierten Fluglärmrechnungen geschaffen. Die Berechnung folgt ebenfalls ECAC Doc. 29. Derzeit werden Methoden zur Aufbereitung von Flugverlaufsdaten und zur Bestimmung des Schubs aus Bewegungsdaten untersucht. Die Kalibrierung und Validierung der Modelle erfolgt mittels bordseitig erhobenen Flugverlaufs- und -eigenschaftsdaten.

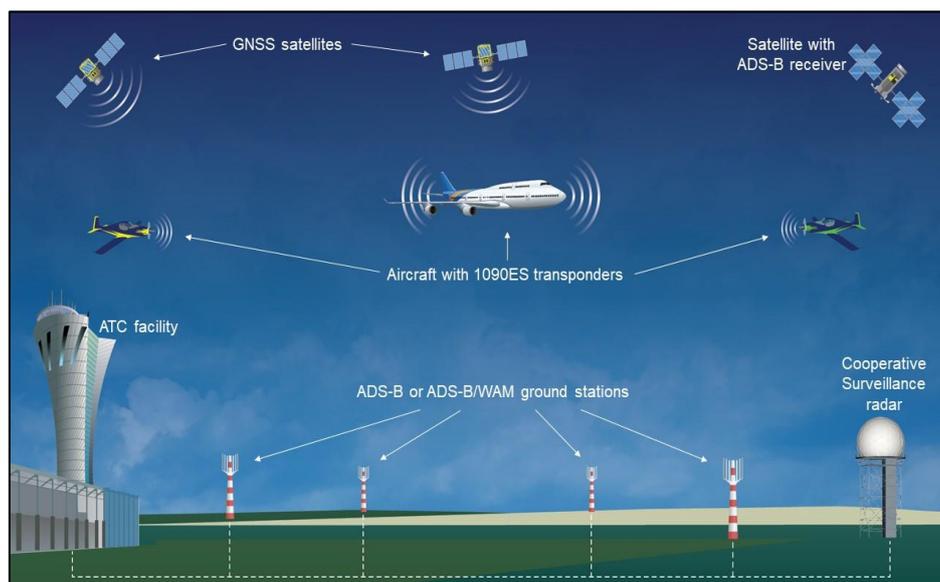
Die in Deutschland anzuwendenden Methoden BUF und AzB sind nicht direkt für die Verarbeitung von Flugverlaufsdaten vorgesehen.

### QUELLSYSTEME FÜR FLUGVERLAUFSDATEN

Kriterien für die Auswahl von Flugverlaufsdaten sind Datenverfügbarkeit und Genauigkeit. Diesbezüglich erscheinen per VHF-Funk seitens der Luftfahrzeuge ausgestrahlte Informationen gemäß ICAO Standard *Automatic Dependent Surveillance Broadcast* (ADS-B) gut geeignet, da diese aufgrund mittlerweile hoher Empfangsantennendichte über weite geografische Bereiche empfangen werden können. Die Genauigkeit entspricht jener, die mit Sekundärradarsystemen (SSR) der Flugsicherung für die Überwachung des Luftverkehrs bisher erreicht wird, allerdings gar mit höherer Aktualisierungsrate von bis zu 1 Hz und höherer geometrischer Präzision. Mittels Multilateration kann die Genauigkeit zudem noch lokal und in Bodennähe (MLAT) oder auch auf weite Entfernungen (WAM) gesteigert werden. Sogenannte SSR-Mode-S-Daten sind insofern ebenfalls geeignet, wenn auch weniger genau und zeitlich geringer aufgelöst (0,25 Hz), dafür aber bereits durch die Flugsicherungsunternehmen zentral aufbereitet (siehe Abbildung 2).

### Abbildung 2: Prinzip von Selbstortung und kooperierender Systeme zur Überwachung

Die Selbstortung der Luftfahrzeuge erfolgt mittels globalem Satellitennavigationssystem (GNSS, bekanntester Vertreter: GPS). Die Luftfahrzeugposition wird mittels Sekundärradar (SSR, runde Kuppel, Radom mit rotierender Parabolantenne darin) periodisch abgefragt. Zusätzlich strahlen die Luftfahrzeuge ihre Position periodisch ab (ADS-B). Dieses Signal kann überall empfangen werden: von weiteren Luftfahrzeugen, terrestrischen Antennen und auch Satelliten. Werden mehrere Empfänger zeitlich hoch präzise synchronisiert, können die Positionsdaten per Laufzeitanalyse noch verbessert werden (WAM).



Quelle: ICAO, « Overview of ADS-B Out », United States / FAA @ ADS-B out Technical On-Line Workshop for the NAM/CAR Regions (ADS-B/OUT/W), siehe <https://www.icao.int/NACC/Pages/meetings-2021-adsb.aspx>

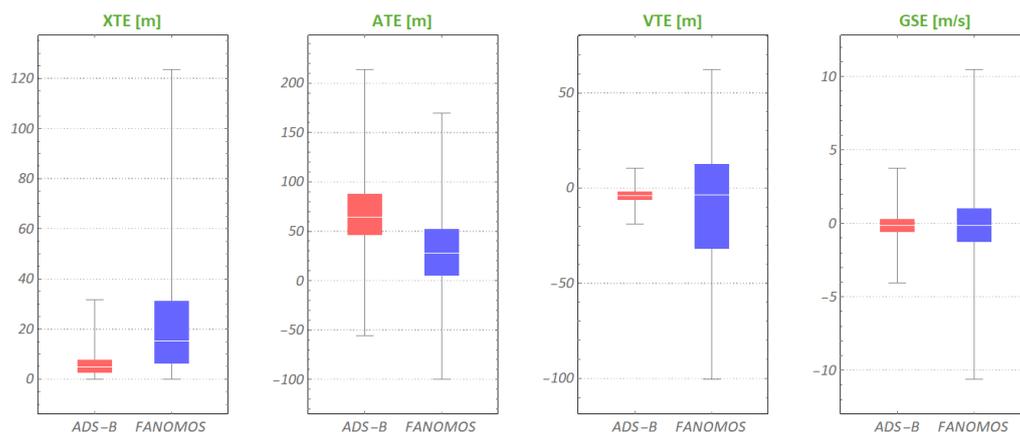
Die Fachliteratur ordnet die Genauigkeit der genannten Systeme wie folgt ein: Radarsysteme ca. 100 m, Satellitennavigation ca. 10 m, ADS-B zwischen diesen Werten je nach Empfangsweg liegend. Letztlich sind weitere an Bord der Luftfahrzeuge aufgezeichnete Daten zu nennen, die sich allerdings aufgrund von Proprietät (Eigentum der Luftfahrzeugführer) allenfalls für Validierungszwecke eignen: Diese umfassen Bewegungs-, Triebwerks- und Umweltparameter.

### AUFBEREITUNG VON FLUGVERLAUFSDATEN

Für die Studie stehen Flugverlaufsdaten aus ADS-B und aufbereitete SSR-Mode-S-Daten aus dem *Flight Track and Noise Monitoring System* (FANOMOS) der DFS Deutschen Flugsicherung sowie in begrenztem Umfang o.g. proprietäre bordseitige Daten zur Verfügung. Letztere werden wie oben erläutert als Referenz genutzt, um den Fehler der gemessenen Positionen in Bezug auf den Flugweg zu beurteilen (quer/längs/vertikal zum Flugweg & Geschwindigkeit, in Anlehnung an ICAO RNP als *cross/along/vertical track error & ground speed error* bezeichnet, kurz: XTE, ATE, VTE, GSE), siehe Abbildung 3. Demnach sind ADS-B-Daten insgesamt präziser, jedoch mit Fehlern bezüglich der Zeiten belegt, welche sich geometrisch in einem Fehler längs zur Flugbahn niederschlagen.

**Abbildung 3: Fehleranalyse der Rohdaten von ADS-B und FANOMOS**

Die Box-Plots zeigen die Verteilung (Median, 25% Quantile) des räumlichen Fehlers bezogen auf den nach bordseitig aufgezeichneten, als exakt unterstellten Daten ermittelten Flugweg entlang der drei Raumachsen und in Bezug auf die Geschwindigkeit. Die Daten sind bereits von Ausreißern bereinigt.

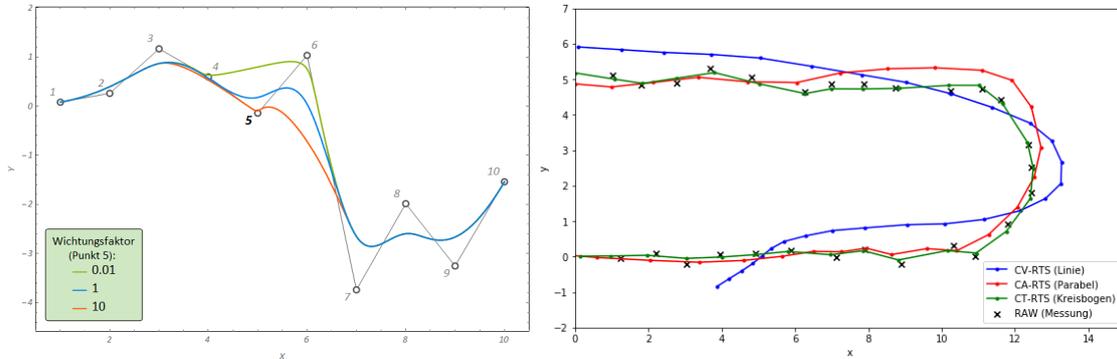


Quelle: © GfL mbH 2020

Zur Verbesserung der Datenqualität werden geometrische Glättungsalgorithmen und modellbasierte BewegungsfILTER untersucht und erprobt. Noch vor der Glättung werden fehlerhafte Daten auf Basis statistischer Eigenschaften (Ausreißertests) oder Stetigkeitsbedingungen (Sprungfreiheit, Glattheit, plausible Geschwindigkeiten und Beschleunigungen) erkannt und ausgesondert. Diese Ansätze lassen sich zu geometrischen Glättungsverfahren weiterentwickeln (Konstruktion von zeitlich und räumlich stetigen Trajektorien durch Stützstellen), die aus der Verkehrswegeplanung und Robotik gut bekannt sind (kubische Splines, Bézier-Splines, Cornu-Spirale). Die Anwendung eines B-Splines (Polynom dritten Grades) auf verrauschte Messdaten ist in Abbildung 4 links dargestellt.

**Abbildung 4: Beispiele für Glättungsalgorithmen: B-Spline und Kálmán-Filter**

Die geometrische B-Spline-Glättung im linken Teil verwendet Polynome dritten Grades und Gewichtungsfaktoren für die Steuerung der Approximationsgüte an jedem Punkt. Für Punkt 5 (fett markiert) wurde dieser Faktor variiert. Die Kálmán-Filterung im rechten Teil verfügt über ein Modell der physikalischen Bewegungsvorgänge, welches die Approximationsgüte maßgeblich beeinflusst. Gezeigt ist das Verhalten der Bewegungsmodelle „konstante Geschwindigkeit“ (CV), „konstante Beschleunigung“ (CA) und „koordinierte Kurve“ (CT).



Quelle: © GfL mbH 2020

Die Kálmán-Filterung ist Bestandteil fast aller modernen Tracking-Anwendungen, von Fußgängeravigation bis Raketenflug. Dementsprechend viele hoch entwickelte Methoden gibt es, von denen im Rahmen der vorliegenden Studie die Konzepte verschiedener Bewegungsmodelle (CV, CA, CT, siehe Abbildung 4 rechts), die Mehrmodell-Filterung (IMM), die rekursive Glättung in zwei Durchgängen (RTS) und schließlich nichtlineare Filtermodelle (EKF, UKF) erfolgreich erprobt werden.

Es zeigt sich, dass die Spline-Glättung wesentlich einfacher anwendbar ist, aber stets geometrisch exakte Ergebnisse inklusive in Grenzfällen auch unmöglichen Flugmanövern liefert. Die Kálmán-Filterung hingegen ist nur dann exakt, wenn der Rahmen der physikalisch modellierten Bewegung eingehalten wird. Dadurch ist diese Methode bei stark verrauschten Daten im Vorteil. Das physikalische Bewegungsmodell nebst expliziter Bestimmung der Beschleunigungen und sehr guter Parametrierbarkeit machen die Kálmán-Filterung zur präferierten Methode für die vorliegende Fragestellung, auch wenn die Präzision etwas geringer ist.

Aus den Analysen ergeben sich Hinweise, dass die FANOMOS-Daten das Produkt einer Kálmán-Filterung sind, welche auf hohe Glattheit und geringe Ortsfehler parametrisiert ist. Vor allem im Kurvenflug sind charakteristische Artefakte in der Beschleunigung zu verzeichnen, welche für eine hoch präzise Bestimmung des Schubs hinderlich wirken.

**BERECHNUNG DES SCHUBS**

Eine genaue Kenntnis der Beschleunigung ist erforderlich, um den Schub hinreichend präzise ermitteln zu können: Der erforderliche Schub errechnet sich gemäß Formel (1) als Überwindung des Luftwiderstands korrigiert um wegspezifische Änderungen der potenziellen und kinetischen Energie.

$$T = D + \frac{mg_0}{v_{TAS}} \cdot \dot{h}_{geo} + \frac{mv_{GS}}{v_{TAS}} \cdot \dot{v}_{GS} \tag{1}$$

Dabei werden  $\dot{h}$ , die georeferenzierte Vertikalgeschwindigkeit, und  $\dot{v}$ , die ebenfalls georeferenzierte Fluggeschwindigkeit, den aufbereiteten Flugverlaufsdaten entnommen und über Bezugnahme auf die wahre Eigengeschwindigkeit des Luftfahrzeuges  $v_{TAS}$  in flugzeugfeste Bezugsgrößen analog zu Schub  $T$  und Widerstand  $D$  überführt. Offensichtlich wird weiterhin die

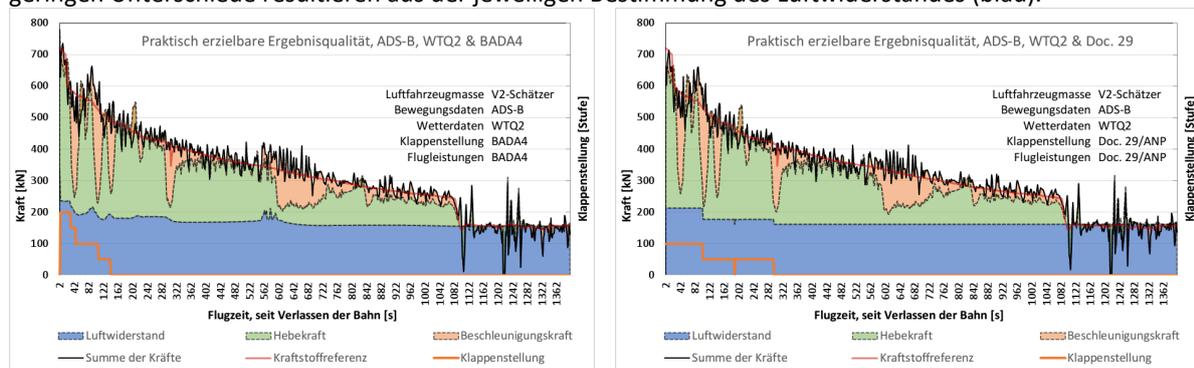
Luftfahrzeugmasse  $m$  und ggf. (bereichsweise in den Daten direkt enthalten) der Windvektor zur Bestimmung von  $v_{TAS}$  benötigt.

Das für Lärmrechnungen vorgesehene Flugleistungsmodell gemäß ECAC Doc. 29, Annex B ist mit Tabellendaten der *Aircraft Noise and Performance* Datenbank (ANP) hinterlegt und findet sich mit geringfügigen Modifikationen auch in der BUF wieder. Mit dem Flugleistungsmodell BADA4 bietet die EUROCONTROL eine detailliertere Modellierung an, welche unter projektbezogen gewährter Lizenz für Vergleiche der Schubrechnung ergänzend herangezogen werden konnte.

Die Ergebnisse (siehe Abbildung 5) zeigen auf, dass die Ermittlung des Luftwiderstandes gegenüber anderen Störfaktoren wie einer geringen Kenntnis der jeweiligen Klappenstellung und Luftfahrzeugmasse, dem Rauschen der Bewegungsdaten und dem Modellfehler der Wetterdaten nachgeordnet für die erreichbare Genauigkeit ist. Insofern ist die Verwendung der ANP-DB unproblematisch.

**Abbildung 5: Vergleich der Schubrechnungen mit verschiedenen Flugleistungsmodellen**

Die farbigen Flächen zeigen die Anteile Luftwiderstand und Änderung der potenziellen (Hebekraft) und kinetischen Energie (Beschleunigung) am Schub (dicke schwarze Linie). Links Nutzung von BADA4, rechts ANP-DB. Die geringen Unterschiede resultieren aus der jeweiligen Bestimmung des Luftwiderstandes (blau).



Quelle: © GfL mbh 2020, unter Nutzung von BADA4 © 2019 *The European Organisation for the Safety of Air Navigation* (EUROCONTROL). All rights reserved und unter Nutzung von Kennwerten der ANP-Datenbank © EUROCONTROL - ANP 2020

### SCHÄTZUNG DER LUFTFAHRZEUGMASSE

Die Luftfahrzeugmasse ist öffentlich nicht bekannt und deshalb zu schätzen. Der dynamische Auftrieb wächst quadratisch mit der relativen Geschwindigkeit zum Auftriebskörper ( $v_{TAS}$ ) und muss der Gewichtskraft beim Abheben und im Wesentlichen auch beim Aufsetzen entsprechen. Der Zusammenhang zwischen Abhebe-/ Landegeschwindigkeit und Masse lässt sich so zu  $v_{TAS} = K \cdot \sqrt{m}$  verallgemeinern. Zum Faktor  $K$  sind alle Flugleistungsmodelle aussagekräftig. Alternativ können zur Bestimmung Flughandbücher genutzt werden.

Allerdings haben alle auf der relativen Geschwindigkeit beruhenden Schätzverfahren den Nachteil, dass die Messgröße dem Wind und der fliegerischen Ausführung unterworfen ist. Handlungsspielräume in der Klappen-/ Vorflügelstellung und situativ angeratene Zuschläge von bis zu 20 Knoten bleiben ebenfalls im Verborgenen. Deshalb sind, selbst mit statistisch fehlerminimierender Anpassung des Schätzparameters  $K$ , lediglich ca. 5 % Genauigkeit erreichbar.

Weitere Untersuchungen zeigen, dass mittels Bayes'scher Inferenz aus zwei Schätzwerten eine ca. 1,5-fache Steigerung der Genauigkeit auf rund 3 % möglich ist. Werden dabei Start- und Landeschätzung kombiniert, muss der verbrauchte Kraftstoff bekannt sein. Die in der Literatur

präsentierten Methoden der Partikelfilterung und Gaußprozessregression zur Schätzung der Luftfahrzeugmasse führen nur in Einzelfällen zu besseren Ergebnissen

Für ein Großraumflugzeug wurde die Fehlersensitivität im Steigflug ermittelt. Sie liegt bei 0,5 dB Pegeländerung je 10 t Masseabweichung, oder 3 % maximaler Startmasse. Da die Masseschätzung ebenfalls bis ca. 3 % genau arbeitet, ist von einer schätzbedingten Unsicherheit von 0,5 dB bis zu maximal 1 dB im Lärmpegel auszugehen. Es sind allerdings operationelle Tendenzen zu erkennen, dass die Masse künftig im Rahmen der Flugplanung bekanntgegeben wird.

### FLUGLÄRMBERECHNUNG IN VIER VARIANTEN

Um alle Varianten mit vergleichbaren Ergebnissen berechnen zu können, wird die Datenaufbereitung gekapselt vorab durchgeführt. Für das Szenario Frankfurt/Main ergibt sich ein Abdeckungsgrad von rund 85 % des tatsächlichen Verkehrsgeschehens, begründet in der Verfügbarkeit der ADS-B-Daten. Für das Szenario Leipzig/Halle ist ADS-B nicht nutzbar und es wurde vollständig auf SSR Mode S FANOMOS-Daten abgestellt, wodurch ein Abdeckungsgrad von fast 95%, jedoch mit höheren Schwankungen im Schub aufgrund vermehrter Glättungsartefakte, vor allem im Kurvenflug, erzielt wird.

Für die durch die Firma Wölfel mit IMMI vorgenommenen Lärmberechnungen wurde durch Wölfel ein Importmodul für aufbereitete Flugbewegungsdaten implementiert. Hierbei werden Stützstellen vor allem in den Geradeaussegmenten gezielt ausgedünnt. Es wird im Weiteren eine den Vorgaben der AzB analoge dreistufige Segmentierung der Flugspur vorgenommen, bei der Berechnungsvariante ausgewählte Parameter aus den Fixpunktprofilen (Zusatzpegel, Geschwindigkeit, Flughöhe) den horizontalen Spurdaten zugeordnet werden. Dem besonderen Problem unvollständiger Flugspuren in Bodennähe (begrenzte Empfangbarkeit) wird mit Extrapolation begegnet.

### ERGEBNISSE DER FLUGLÄRMBERECHNUNGEN

Zunächst sei festgehalten, dass sämtliche Berechnungen grundsätzlich mit handelsüblicher Rechenteknik in vertretbarem Aufwand durchgeführt werden konnten.

Die Ergebnisse sind über beide Szenarien (Frankfurt/Main und Leipzig/Halle) und alle vier jeweiligen Varianten vielschichtig. Um die Interpretation kompakt zu halten, werden im Folgenden die betrieblichen Randbedingungen des Szenarios Frankfurt/Main mit jeweils reinem Start- bzw. Landeverkehr (Startbahn West / Landebahn Nordwest, sogenannter *Single Mode*) ausgenutzt und nur diesbezügliche Auswertungen gezeigt (die vollständigen Ergebnisse sind Kapitel 5.3 zu entnehmen). Die Auswertungen sind wie folgt aufgebaut:

**Tabelle 1: Aufstellung der Vergleiche zwischen Berechnungsvarianten**

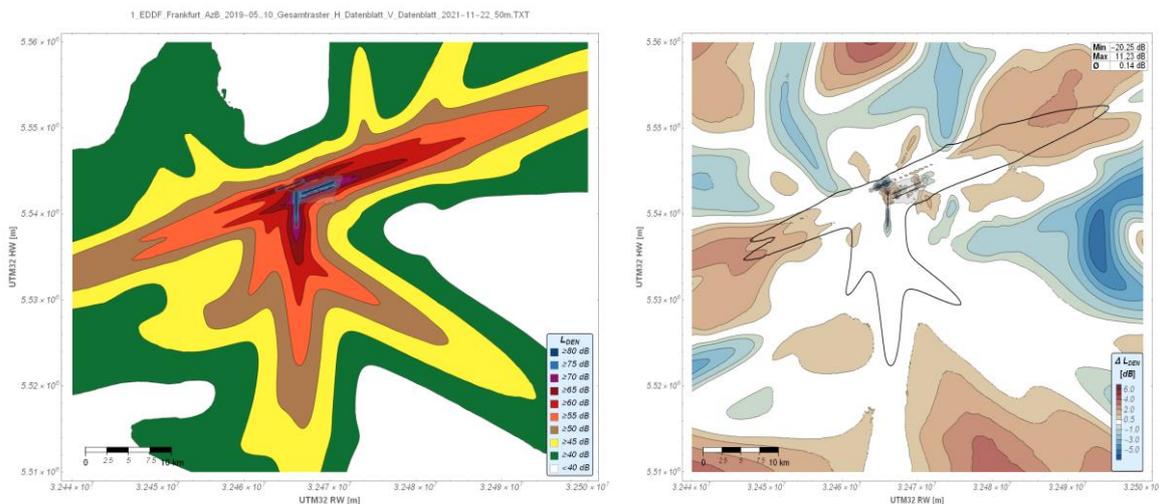
Referenz	Vergleich	Erkennbare Trends
Variante 0 (AzB/DES) Baseline-Variante	Variante 1 (XY) Positionsdaten	Geringe Unterschiede Landungen +, Starts o
Variante 1 (XY) Positionsdaten	Variante 2 (XY, H) zusätzlich Flughöhe	Starke Erhöhung Landungen -, Starts ++
Variante 2 (XY, H) Position & Höhe	Variante 3 (XY, H, V) zusätzlich Geschwindigkeit	Marginale Minderung Landungen -, Starts -
Variante 3 (XY, H, V) alle Messdaten	Variante 4 (XY, H, V, P) zusätzlich Schub	Gemischte Effekte Landungen ++, Starts o

Hierdurch wird eine inkrementelle Auswertung der jeweiligen Effekte erreicht.

Abbildung 6 zeigt moderate Pegeländerungen zu höheren Werten für Variante 1 gegenüber Variante 0, überwiegend im flughafenfernen Bereich. Allein die Lärmänderungen im Eindrehbereich auf den Endanflug fallen in den Bereich über 55 dB. Diese Beobachtungen sind gut damit erklärbar, dass den Routen in Flughafennähe sehr genau gefolgt wird, wie Datenanalysen auch bestätigen.

**Abbildung 6: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 1 (XY)**

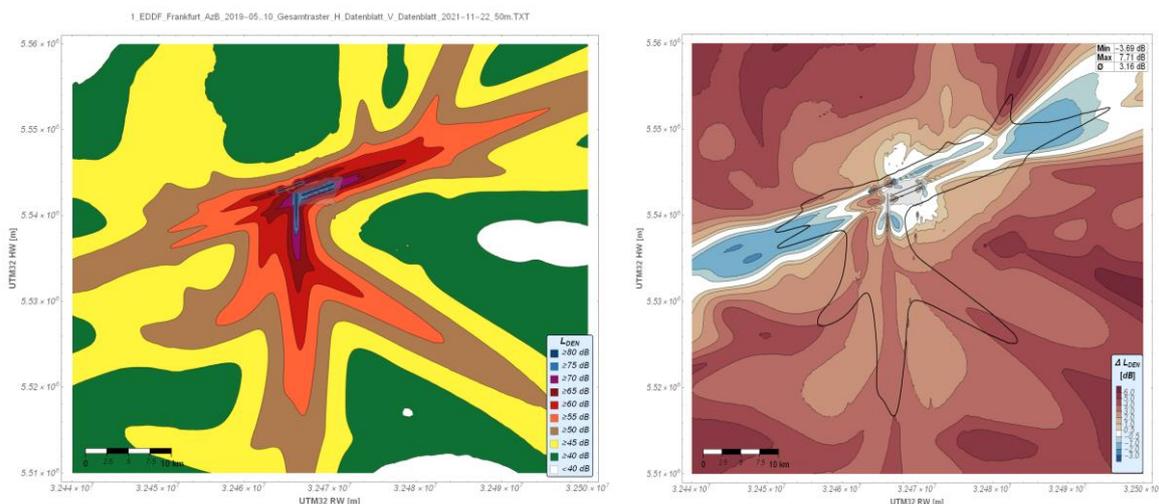
Variante 1 ersetzt die Routeninformationen durch Positionsdaten (XY) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 0 (Berechnung nach Vorgaben der AzB 2008, nach DES) überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

**Abbildung 7: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 2 (XY, H)**

Variante 2 nutzt neben den Positionsdaten (XY) nun auch die Flughöhe (H) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 1 (XY) überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur zu sehen.



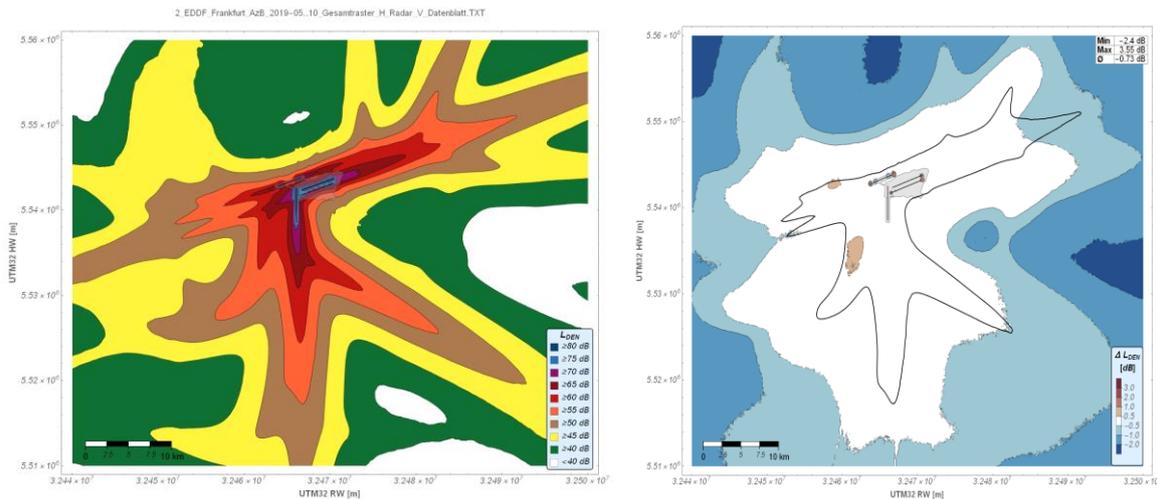
Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Abbildung 7 zeigt neuerlich Pegeländerungen im Bereich des Eindrehens auf den Endanflug, hier jedoch hin zu geringeren Werten, für Variante 2 gegenüber Variante 1, aber eine Mehrbelastung im Bereich der Abflugrouten, sowohl flughafennah als auch -fern und damit auch im Bereich über 55 dB. Diese Änderungen sind nur mit abweichenden Flughöhen zwischen Fixpunktprofilen und Realdaten zu erklären. Die Flugspuren müssen im vorliegenden Szenario Frankfurt/Main im Mittel tiefer liegen als die Vertikalprofile der AzB angeben.

Wird mit Variante 3 die Geschwindigkeit aus den Flugspurdaten gegenüber Variante 2 ergänzend berücksichtigt, vermindern sich die Pegel um insgesamt durchschnittlich weniger als 1 dB und ausschließlich flughafenfern, wie Abbildung 8 zeigt. Im Bereich über 55 dB sind die Änderungen absolut vernachlässigbar. Diese geringen Unterschiede folgen direkt dem Verhalten der geänderten Eingangsdaten: Die Fluggeschwindigkeiten sind im Flughafennahbereich von Frankfurt/Main auf 220 Knoten begrenzt, sodass erst flughafenfern weiter beschleunigt werden darf.

**Abbildung 8: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 3 (XY, H, V)**

Variante 3 nutzt neben den 3D-Positionsdaten (XY, H) nun auch die Fluggeschwindigkeit (V) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 2 (XY, H) überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur zu sehen.

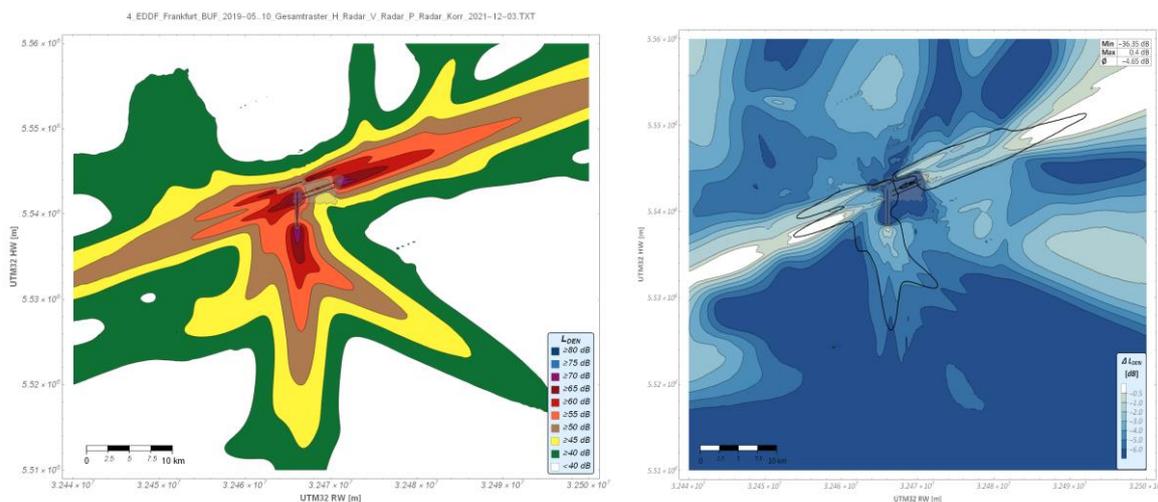


Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Mit Variante 4 folgt der Übergang zu der Berechnung nach BUF/ECAC-Doc.-29-Vorgaben in Bezug auf die Bestimmung des Schubs respektive der Triebwerksleistung. Abbildung 9 weist eine deutliche und flächendeckende Entlastung im flughafenfernen Bereich auf. Lediglich im Bereich Zwischen- und Endanflüge ist die Lärmbelastung unverändert. Landungen werden also bereichsweise ähnlich, Starts grundsätzlich geringer bewertet. Diese Änderungen sind auf zwei mögliche Ursachen zurückzuführen: Abweichungen zwischen dem kinetisch ermittelten Schub (Variante 4) und dem Zusatzpegel des Fixpunktprofils (Variante 3), sowie Unterschiede in der Schallausbreitung nach NPD-Tabelle (Variante 4) und Ausbreitungsberechnung (Variante 3).

### Abbildung 9: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 4 (XY, H, V, P)

Variante 4 nutzt alle verfügbaren Daten aus dem Flugverlauf inklusive Schub (P) und umfasst eine Lärmrechnung gemäß BUF. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 3 (XY, H, V) überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

### FAZIT UND AUSBLICK

Die Ergebnisse sind vielversprechend und legen nahe, dass Lärmrechnungen auf Basis von Flugverlaufsdaten modellseitig und rechentechnisch gut handhabbar sind. Es werden plausible Ergebnisse erzielt, die zum Teil aber Fragen aufwerfen. Interessant im Sinne der Anwendung sind einerseits der Automatisierungsgedanke und andererseits das noch genauer nachzuweisende bessere Abbildungsvermögen gegenüber der Realität.

Durch die Verwendung von Flugverlaufsdaten entfallen manuelle und gegebenenfalls fehleranfällige Modellierungsschritte und der Automatisierungsgrad steigt. Selbst bei gleichbleibenden Ergebnissen, wie für Variante 1 gezeigt, wird dies als Mehrwert eingestuft. Durch das Zugrundelegen realer Flugverläufe sollte zudem der Lärm präziser abgebildet werden, da gezeigt werden konnte, dass die Flüge gegenüber den Fixpunktprofilen teils stark streuen und auch systematische Abweichungen aufweisen.

Die Ergebnisse erfahren tatsächlich mit jeder hinzugenommenen Bewegungsgröße eine Veränderung, wie für die Varianten 2 bis 4 gezeigt wird. Mit der letzten Variante 4 wird zudem nachgewiesen, dass der für die Lärmemission maßgebliche Schub gut bestimmt und in ein Ergebnis überführt werden kann, welches mit seinen interessanten, flugphasenspezifischen Abweichungen vom bisherigen Stand drängende Fragen für die weitere Forschung aufwirft.

Die für die Machbarkeitsstudie fokussierten Rahmenbedingungen mit der Vielzahl an Flugbewegungen und Flugrouten erschweren jedoch genaue Betrachtungen von Ursache/ Wirkung-Relationen. Weitere Studien sollten den Einfluss der Berechnungsmethoden auf Basis von Einzelflügen im Detail untersuchen. Weiterhin ist der Sprung zwischen Variante 3 und 4 beachtlich, methodisch durch die gleichzeitige Aufnahme des Schubs in die Eingangsdaten und die Umstellung der Methode der Lärmrechnung begründet. Ein Zwischenszenario, welches den Schub auf den AzB-Zusatzpegel abbildet, könnte hier eine Kontinuität zu den vorherigen Varianten herstellen und so wertvolle Einblicke bieten.

Schließlich wären Validierungsstudien gegenüber real gemessenen Lärmpegeln erforderlich, um neben der Machbarkeit auch die Korrektheit der Methode nachzuweisen.

## Summary

### OVERVIEW

The feasibility study "Aircraft Noise Calculations based on Flight Data" investigates the potential of historical flight data to improve the accuracy of aircraft noise calculation methods. Suitable sources of flight data (radar, ADS-B, MLAT, WAM), their characteristic error and methods of error correction and improvement of data quality (filtering, smoothing, data fusion) are researched, implemented, and tested. Then, methods for aircraft mass estimation and thrust calculation are developed. Available aircraft performance models are assessed regarding suitability, level of detail and licensing requirements.

As a proof of concept, and to demonstrate the quality of results, noise calculations are performed in five different variants for two major German airports and the busiest half-year of 2019. The results are compared between the variants which use an increasing amount of flight data: The baseline variant 0 uses geometric routes and fixed-point flight profiles (AzB being the currently prescribed method for noise calculations in Germany). Starting from the real lateral flight path (Variant 1: XY), the height above ground is added (Variant 2: XY, H), then the velocity (Variant 3: XY, H, V) and finally the thrust (Variant 4: XY, H, V, P). The last variant switches to ECAC Doc. 29 for the calculations, utilizing its noise-power-distance lookup tables.

The results are discussed using absolute noise maps and differential maps showing the evolution between the variants and the comparison to the baseline Variant 0. Finally, a reference dataset for the validation of future implementations of the most complex Variant 4 is created (a so-called 'test task').

### MOTIVATION AND AIMS OF THE PROJECT

German laws regulate two use cases of aircraft noise calculations: noise protection zones are defined following the 'aircraft noise act' which is accompanied by guidance material covering the data acquisition and the calculation algorithms (FlugLärmG [1], AzD [2], AzB [3]). For strategic noise mapping, Germany follows the EU common noise assessments method with ECAC Doc. 29 covering the air traffic sector and respective national implementations (BImSchG [4], CNOSSO-EU [5], ECAC Doc. 29 [6], BUF [7]). For the presented study, it is relevant to note that the segmentation of the flight track is performed differently and that the AzB algorithms include an emission/ Immission model, whereas Doc. 29 offers noise-power-distance (NPD) lookup tables instead.

Both methods model flight tracks as geometrically defined routes overlaid with fixed-point profiles for the lateral and vertical dimension, the velocity and thrust (Doc. 29 only). AzB supplies fixed-point profiles per aircraft category (subsuming aircraft types with similar performance). Doc. 29 models directly based on aircraft types. The important point is, that both methods assume *standardized* behavior, whereas in reality, there is a multiplicity of reasons for *individually* different behavior:

- ▶ Aircraft mass affecting acceleration, climb behavior and turn radii
- ▶ Weather conditions that directly (e.g., wind offset) and indirectly (e.g., temperature via flight performance) affect flight paths
- ▶ Company procedures and situation-based decision-making by flight crews, e.g., flexible thrust setting for departures and specific flap setting schedule for departure and approach

- ▶ Air traffic control advisories, e.g., vectors and level capping when building an approach sequence

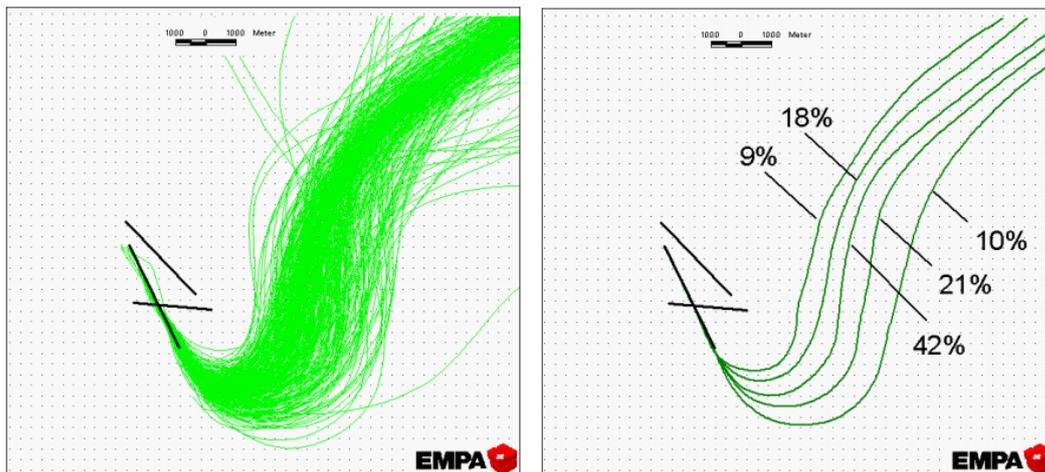
### STATE OF THE ART

With the improved availability of flight data and computing resources, flight data utilization for aircraft noise calculation is not new.

The Swiss noise calculation method FLULA2 is based on a large acoustics database, which is based on measurements of real flight operations. As part of the method, a random sample of radar tracks may be mapped for each approach and departure route and, depending on traffic density, three to seven flights can be selected as representative substitutes for the sample. The distribution of tracks is modeled by the weights, which represent certain quantiles, compare Figure 10. The process also works in the vertical dimension for approach and departure profiles.

**Figure 10: Radar data as a part of aircraft noise calculations, FLULA2-method**

Starting from a sample of suitable radar data, see left part of the figure, only some representative flight tracks are extracted semi-automatically, which describe the distribution of flight movements in the area, see right part of the figure. The determined weight factors correspond to the statistical quantiles.



source: EMPA [8]

In the UK, radar tracks are being collected and processed by the Noise and Track Keeping System, NTK, for subsequent noise calculation according to the ANCON method, which follows ECAC Doc. 29 and thus also includes a thrust calculation, obviously based on stored scenarios for mass and weather conditions. A validation against on-board motion data (emission levels) and microphone levels at measuring stations is performed on a regular basis.

The US models INM and its successor AEDT use flight data to determine corridor widths and turn radii of representative flight tracks. AEDT uses EUROCONTROL's BADA performance model to determine noise-relevant factors, presumably also thrust and subsequently fuel consumption, since emissions are also calculated.

EUROCONTROL itself has created ENHANCE, an open system for the research of radar-based aircraft noise calculations. The calculations follow ECAC Doc. 29. Currently, methods for processing flight data and for the determination of thrust from motion data are investigated. Calibration and validation of the models is performed using flight data recorder (FDR) data.

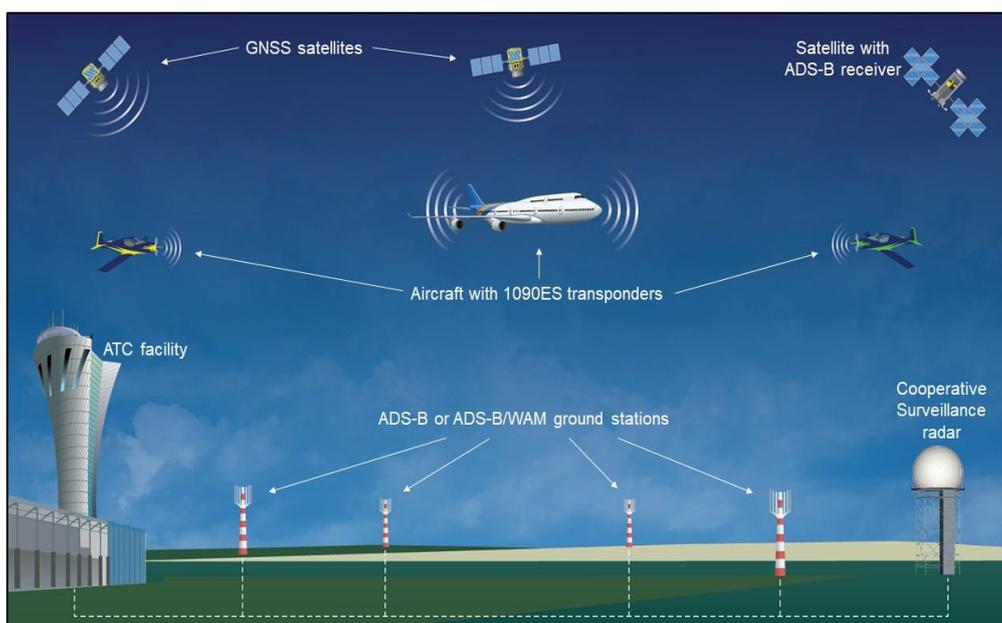
The prescribed methods for noise calculations in Germany, BUF and AzB, do not foresee any processing of flight data.

## SOURCES OF FLIGHT DATA

Flight data sources are selected based on availability and accuracy. In this respect, information transmitted by aircraft via VHF radio in accordance with the ICAO standard *Automatic Dependent Surveillance, Broadcast* (ADS-B) appears to be well suited, since it can be received over wide geographical areas. The accuracy exceeds secondary surveillance radar systems (SSR), which have been used to date by air traffic control; albeit with an increased update rate of up to 1 Hz. By means of so-called multilateration, the accuracy can also be increased on-ground (MLAT) or at long distances (WAM). So-called SSR mode S data are also suitable in this respect, even if they are less precise and have less temporal resolution (0.25 Hz), as they are already centrally processed by the air navigation service providers (see Figure 11).

**Figure 11: Principle of self-localization and cooperative surveillance systems**

Aircraft self-locate by means of a global navigation satellite system (GNSS, well-known representative: GPS). The aircraft position is interrogated periodically by secondary radar (SSR, radome with rotating parabolic antenna inside). In addition, aircraft periodically autonomously send their position (ADS-B). This signal can be received anywhere in range: by aircraft, terrestrial antennas and satellites. If several receivers are synchronized with high temporal precision, the localization can be enhanced by multilateration (WAM).



source: ICAO, « Overview of ADS-B Out », United States / FAA @ ADS-B out Technical On-Line Workshop for the NAM/CAR Regions (ADS-B/OUT/W), URL: <https://www.icao.int/NACC/Pages/meetings-2021-adsb.aspx>

The literature lists the accuracy as follows: radar systems approx. 100 m, satellite navigation approx. 10 m, and ADS-B in-between depending on the reception path. Finally, there are onboard measurements for flight data (FDR data), which are highly suitable for validation purposes due to the many kinematic, engine and environmental parameters, but proprietary in nature.

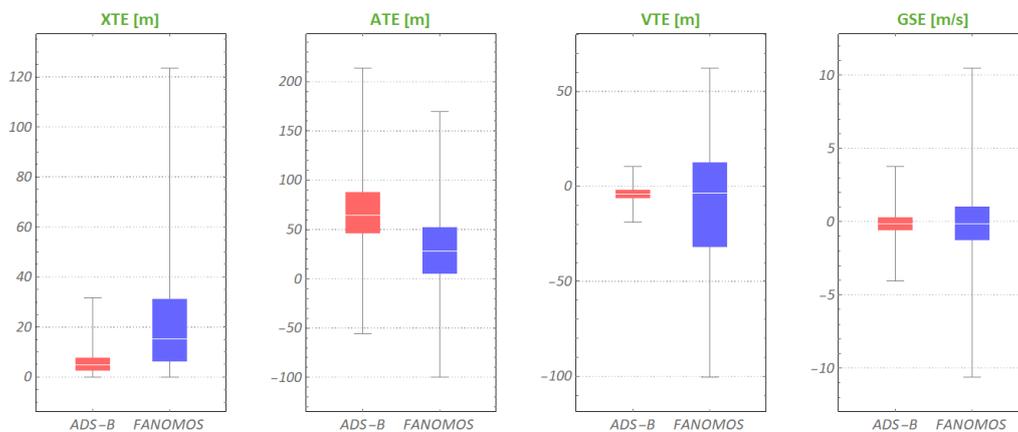
## PREPARATION OF FLIGHT DATA

For the study, ADS-B and preprocessed SSR mode S data from the *Flight Track and Noise Monitoring System* (FANOMOS) of DFS *Deutsche Flugsicherung* as well as limited FDR data are available. The latter are used as a reference, as explained above, to assess the error of the measured positions with respect to the flight path following conceptually ICAO RNP (cross/along/vertical track error & ground speed error, abbreviated as: XTE, ATE, VTE, GSE), see Figure 12. The analyses reveal that ADS-B data are more precise overall, but are subject to timing errors, which geometrically convert into along-track errors.

To improve data quality, geometric smoothing algorithms and model-based motion filters are investigated and tested. First off, erroneous data is eliminated by statistical properties (outlier tests) or continuity conditions (smoothness, plausible velocities, and accelerations). These approaches can be further developed into geometric smoothing methods (construction of temporally and spatially continuous trajectories by support points), which are well known from traffic route planning and motion planning in robotics (cubic splines, Bézier splines, Cornu spiral). The application of a B-spline (third degree polynomial) to noisy measurements is shown in the left part of Figure 13.

**Figure 12: Error analysis of raw ADS-B und FANOMOS data**

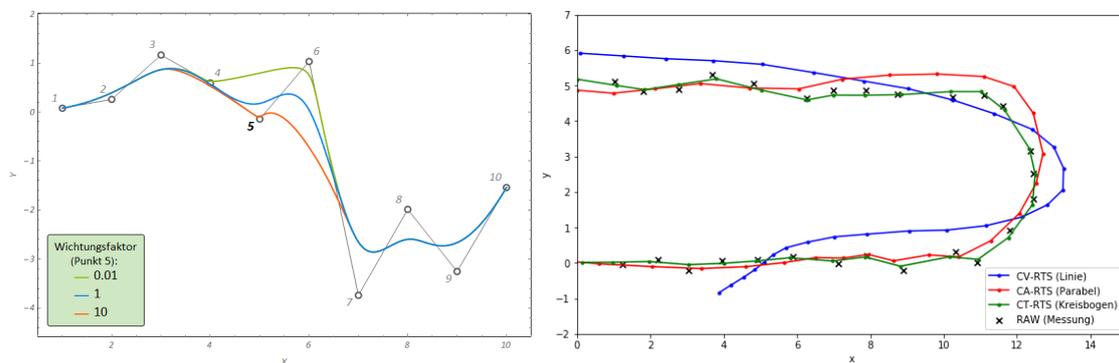
The boxplots show the distribution (median and 25% quantiles) of the position error in relation to the flight path along the three spatial axes and in relation to the speed, determined in reference to FDR data, which was assumed to be exact. The data has been cleaned from outliers.



source: © GfL mbH 2020

**Figure 13: Examples of smoothing algorithms: B-spline und Kálmán-filtering**

The geometric B-spline smoothing in the left part uses third degree polynomials and weighting factors to control the approximation quality at each point. For point 5 (marked in bold), this factor was varied. The Kálmán filtering in the right part has a model of the physical motion processes, which significantly influences the approximation quality. Shown is the behavior of the motion models "constant velocity" (CV), "constant acceleration" (CA) and "coordinated turn" (CT).



source: © GfL mbH 2020

Kálmán filtering is part of almost all modern tracking applications, from pedestrian navigation to rocket flight. Accordingly, many sophisticated methods exist, of which the concepts of different motion models (CV, CA, CT, see right part of Figure 13), interacting multiple model filters (IMM),

recursive smoothing in two passes (RTS) and nonlinear filtering models (EKF, UKF) are successfully tested in the present study.

Spline smoothing is overall easier to use because of its ready-to-use implementations, but it always yields geometrically exact results including, in borderline cases, impossible flight maneuvers. Kálmán filtering, on the other hand, is only accurate when the motion model can follow the maneuver. Thus, this method has an advantage for very noisy data. The explicit determination of the accelerations and the understandable tuning parameters make Kálmán filtering the preferred method for the present problem, even if the precision is somewhat lower.

The analyses also reveal that FANOMOS data is already the product of some Kálmán filtering, parameterized for smoothness and low position error. Especially for turns in flights, there are characteristic artifacts in the acceleration, which hamper the precision of the thrust calculation.

### CALCULATION OF THRUST

Precise knowledge of the acceleration is required to determine the thrust with sufficient precision: The required thrust is calculated according to formula (2) as excess force over the air resistance and changes in location specific potential and kinetic energy in either way.

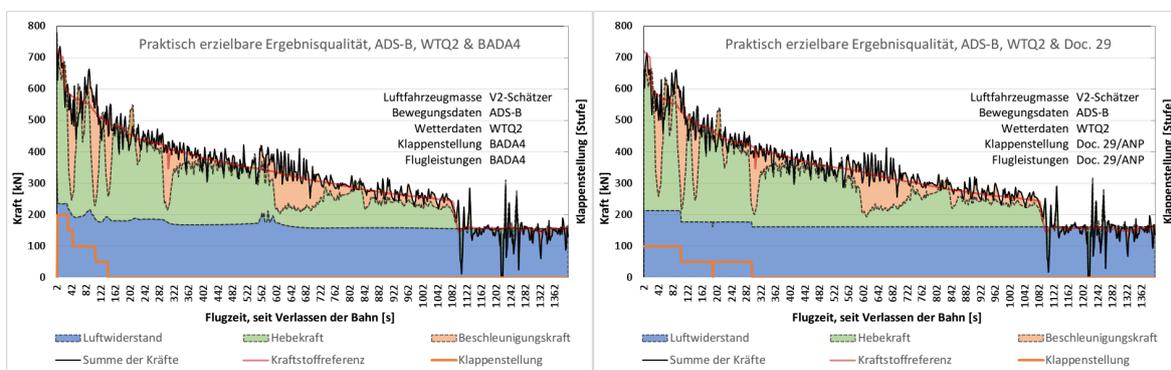
$$T = D + \frac{mg_0}{v_{TAS}} \cdot \dot{h}_{geo} + \frac{mv_{GS}}{v_{TAS}} \cdot \dot{v}_{GS} \quad (2)$$

Here,  $\dot{h}$ , the georeferenced vertical speed, and  $\dot{v}$ , the ground speed, are taken from the preprocessed flight data, which is also georeferenced. Obviously, the aircraft mass  $m$  as well as the wind vector is required for the determination of  $v_{TAS}$ .

The flight performance model intended for noise calculations consists of the calculation formulae in ECAC Doc. 29, Annex B and the performance data tables in the *Aircraft Noise and Performance Database* (ANP-DB). With the aircraft performance model BADA4, EUROCONTROL offers a much more detailed model: BADA4 was used for comparisons of the thrust calculations under a project-related license acquired specifically for this study. The results (see Figure 14) indicate that the determination of the drag is secondary for the achievable accuracy, compared to other disturbing factors such as the only roughly determined flap setting and aircraft mass, the noisy motion data and the model error of the weather data. In this respect, the ANP-DB is judged to be an adequate means of determining drag.

**Figure 14: Comparison of thrust calculation results with different aircraft performance models**

The colored areas show the shares of drag, change in specific potential energy (lifting force), and kinetic energy (acceleration force) that counteract the thrust (thick black line). Left side: based on BADA4, right side: based on Doc. 29 / ANP-DB. The drag is the only component affected by this (blue).



source: © GfL mbh 2020, created using BADA4 © 2019 *The European Organisation for the Safety of Air Navigation* (EUROCONTROL). All rights reserved and created using values from the ANP-Database © EUROCONTROL - ANP 2020

## ESTIMATION OF AIRCRAFT MASS

The aircraft mass is not publicly known and must therefore be estimated. The dynamic lift grows quadratically with the relative velocity to the lifting body ( $v_{TAS}$ ) and must correspond to the weight force at lift-off and touchdown. The relationship between lift-off/landing speed and mass can thus be generalized to  $v_{TAS} = K \cdot \sqrt{m}$ . All flight performance models offer values for the factor K. Alternatively, flight manuals can be consulted.

However, all speed-based estimation methods have the same disadvantage of being subject to the wind and the discretion of the flight crews deciding on the flap setting and potential increases of the operating speed of up to 20 knots to compensate for safety risks (e.g., manual thrust, wind shear, etc.). These factors remain hidden, limiting the achievable accuracy to approx. 5 %, even with error-minimizing adjustment of the estimation parameter K.

Further investigations show that Bayesian inference from two estimated values can increase the accuracy by a factor of approx. 1.5 to around 3 %. If start and landing estimates are to be combined, the fuel use in between must be known. The methods of particle filtering and Gaussian Process Regression for estimating the aircraft mass only rarely yield to improved results.

The error sensitivity in climb was determined for a widebody aircraft. It values at 0.5 dB change in noise per 10 t of mass deviation, or 3 % of the maximum takeoff mass, respectively. Since the mass estimation is also accurate up to about 3 %, an estimation-related uncertainty of at least 0.5 dB up to a maximum of ca. 1 dB must be expected. However, there are current developments towards enclosing the aircraft mass in the context of flight planning in the future.

## CALCULATION OF AIRCRAFT NOISE IN FOUR VARIANTS

To be able to calculate all variants with comparable results, the compilation of the datasets is carried out in encapsulated form in advance. For the Frankfurt/Main scenario, about 85 % of the actual traffic is covered, with losses mostly due to missing ADS-B data. For the Leipzig/Halle scenario, ADS-B is not usable at all and SSR Mode-S FANOMOS data was used, resulting in a coverage of almost 95%, but with higher fluctuations in thrust due to the known smoothing artifacts, especially during turn maneuvers.

The noise calculations were performed by *Wölfel*, the provider of the noise calculation software IMMI. *Wölfel* implemented a custom import module for preprocessed flight data. In this process, the measurements are thinned out during straight-ahead stationary flight. In addition, a three-stage segmentation of the flight track is carried out. Analogous to the specifications of the AzB, selected parameters from the fixed-point profiles (additional sound level, speed, flight altitude) are assigned to the horizontal track data for each calculation variant. Incomplete flight tracks are extrapolated when necessary.

## DISCUSSION OF RESULTS

First, it should be noted that all calculations could be successfully carried out with commercial off-the-shelf hardware in reasonable timeframe.

The achieved results across the two airports and all four respective variants are rather complex. For a compact discussion of results, the scenario Frankfurt/Main with single-mode takeoff and landing runway configuration consisting of “Startbahn West” and “Landebahn Nordwest” is used for the explanations, because the traffic patterns are easier to follow. The complete results can be found in chapter 5.3. The evaluations are structured as follows:

**Table 2: Listing of comparisons between calculation variants**

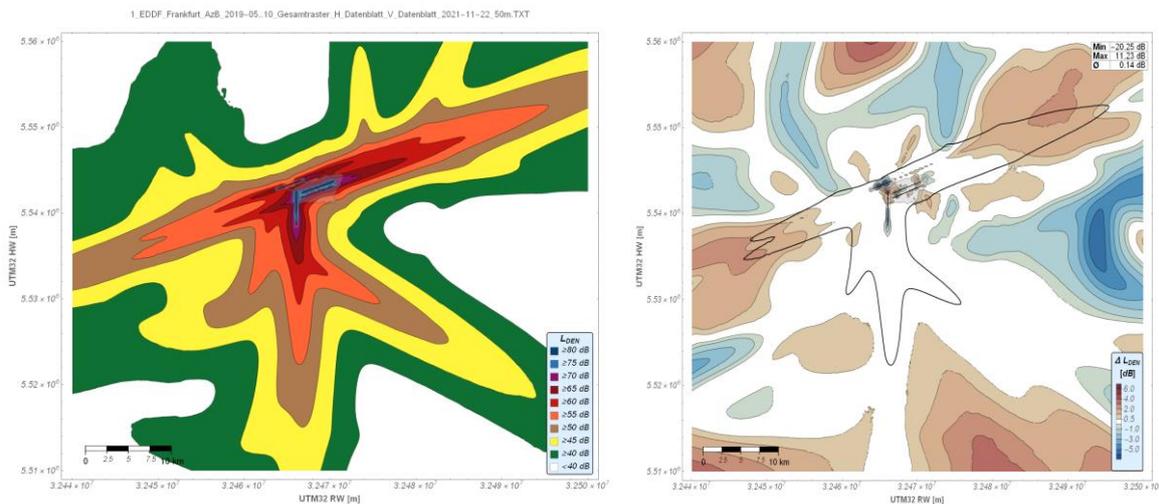
Reference	In-focus	Visible trends
Variant 0 (AzB / DES) baseline	Variant 1 (XY) position data	Small changes ARR +, DEP o
Variant 1 (XY) position data	Variant 2 (XY, H) additionally, height	Strong increase ARR -, DEP ++
Variant 2 (XY, H) position & height	Variant 3 (XY, H, V) additionally, velocity	Marginal decline ARR -, DEP -
Variant 3 (XY, H, V) complete trajectory	Variant 4 (XY, H, V, P) additionally, thrust	Mixed effects ARR ++, DEP o

This allows for an incremental assessment of the effects.

Figure 15 indicates moderate changes towards slightly higher values going from Variant 0 to Variant 1 by substituting route descriptions with measured position data. Increases occur mainly farther away from the airport. Only the changes in the turn-to-final (approach) area occur within the legally relevant area with sound levels above 55 dB. These observations are well explainable by the fact that in the vicinity of the airport, routes are followed very closely and without exemptions, as data analyses confirm.

**Figure 15: Noise calculation result for Frankfurt, Variant 1 (XY)**

Variant 1 substitutes geometric route descriptions with position data (XY) from the flight data. The left side maps the absolute value of  $L_{DEN}$ . The right side shows the difference to Variant 0 (calculation according to AzB 2008, with DES data model), overlaid with the boundaries of the 55 dB contour.

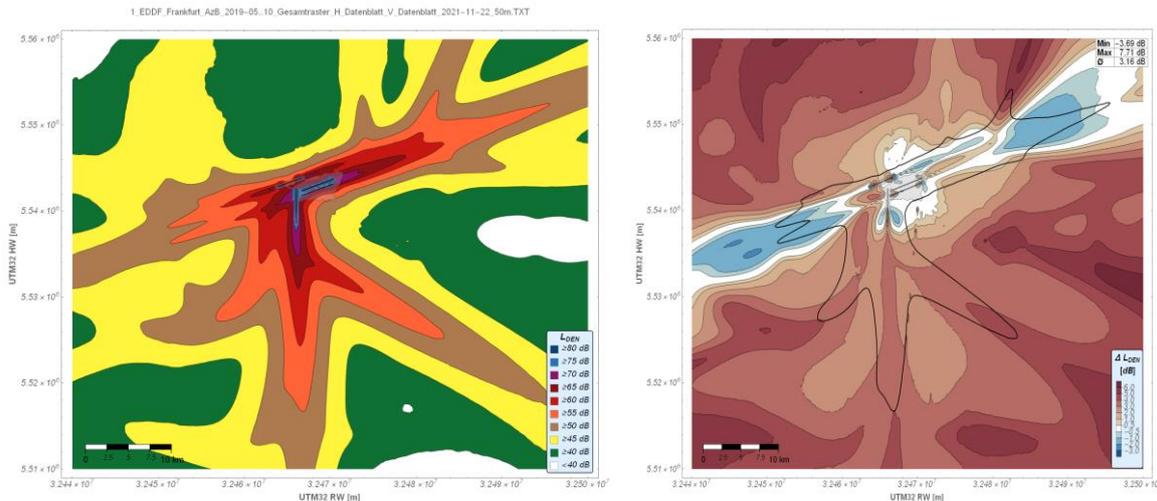


source: © GfL mbh 2021, noise calculation: Wölfel using IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Figure 16 now shows slight decreases in the turn-to-final area when going from Variant 1 to Variant 2, thus including the height above ground level. At the same time, an increase along the departure routes, both near and far from the airport arise. This also falls into the above-55-dB region. These effects must be explained by deviating flight altitudes between fixed-point profiles and real data. In the present Frankfurt/Main scenario, some flight tracks are in fact lower than the vertical profiles of the AzB indicate.

**Figure 16: Noise calculation result for Frankfurt, Variant 2 (XY, H)**

Variant 2 now uses the height (H) in addition to the position data (XY) from the flight data. The left side maps the absolute value of  $L_{DEN}$ . The right side shows the difference to Variant 1 (XY), overlaid with the boundaries of the 55 dB contour.



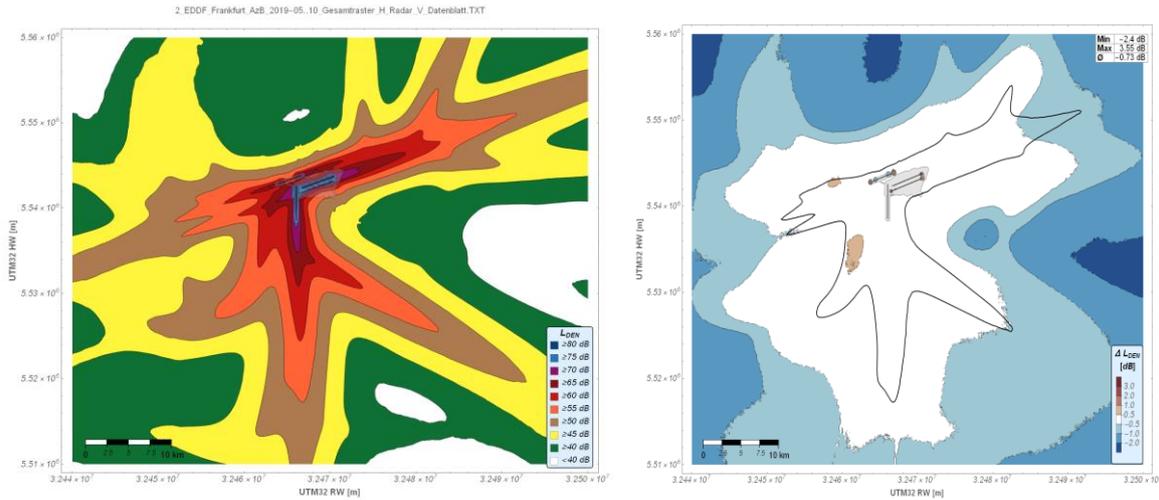
source: © GfL mbh 2021, noise calculation: Wölfel using IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

When the velocity from the flight data is considered in Variant 3, the levels are ever so slightly reduced by an average of less than 1 dB overall and exclusively away from the airport, as can be seen in Figure 17. In the legally relevant range above 55 dB, the changes are without doubt negligible. These small differences directly follow the behavior of the changed input data: Airspeeds are limited to 220 knots in the vicinity of Frankfurt/Main airport, so that further acceleration is only permitted above flight level 100, which is passed at some distance from the airport.

With Variant 4, the calculation method is exchanged and now performed according to ECAC Doc. 29, now including the calculated thrust. Figure 18 shows that the noise level is generally reduced, especially in the departure areas. Only the intermediate and final approach areas appear unaffected by this trend, leading to the conclusion that approaches are rated similarly as in Variant 3 while departures are rated lower. There are two possible explanations for these effects: First, the thrust calculation which factors in thrust requirements during level flight and the thrust profile during departure (initial climb with TOGA or flex thrust and cut-back to max continuous thrust). Second, the different noise calculation method itself, which is known to deliver different results than AzB, which was in use in Variant 3.

**Figure 17: Noise calculation result for Frankfurt, Variant 3 (XY, H, V)**

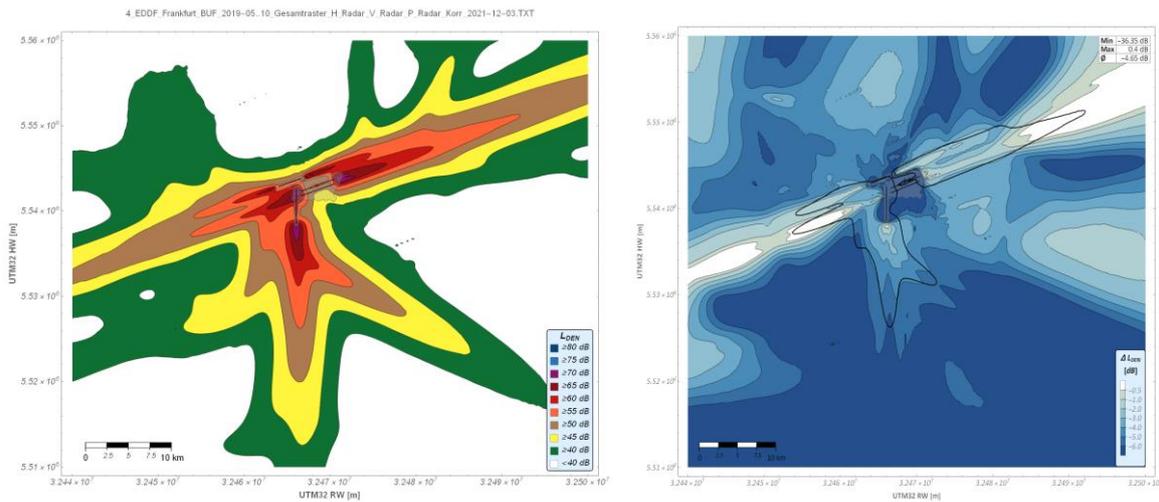
Variant 2 now uses the velocity (V) in addition to the 3D position data (XY, H) from the flight data. The left side maps the absolute value of  $L_{DEN}$ . The right side shows the difference to Variant 2 (XY, H), overlaid with the boundaries of the 55 dB contour.



source: © GfL mbh 2021, noise calculation: Wölfel using IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

**Figure 18: Noise calculation result for Frankfurt, Variant 4 (XY, H, V, P)**

Variant 4 now uses the entire flight dataset including calculated thrust (P) and calculates noise according to ECAC Doc. 29 instead of AzB. The left side maps the absolute value of  $L_{DEN}$ . The right side shows the difference to Variant 3 (XY, H, V), overlaid with the boundaries of the 55 dB contour.



source: © GfL mbh 2021, noise calculation: Wölfel using IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

## CONCLUSION AND OUTLOOK

The results are promising and suggest that noise calculations based on flight data are feasible in terms of scientific modelling and technical computation. Plausible results are obtained, but some of them do raise questions. Interesting in the sense of the application are the automation idea on the one hand and on the other hand the suspected higher fidelity compared to reality, which at the time remains to be proven.

The use of flight data eliminates manual and possibly error-prone modeling activities and thus increases the degree of automation. Even with equivalent results to the status quo, as

represented by Variant 1, this is already a significant added value. However, the real noise levels should also be better represented when real trajectories are being processed. This is plausible since it has been shown that the flights scatter around the fixed-point profiles and also exhibit systematic deviations.

As expected, the results in fact undergo a change when more flight data is added to the calculation, as shown for Variant 2 to 4. With the last Variant 4 it is demonstrated that the thrust, with is without doubt responsible for the level of noise emissions, can be determined, and processed. The result shows unexpected levels of deviations from the status quo, which are best described as specific to phase of flight, route and/or aircraft type. This raises urgent questions about the validity of either AzB or Doc. 29, demanding for further research.

However, the initial design of this feasibility study, with the large number of flight movements and routes, make it difficult to make precise observations of cause/effect relationships. Further studies should examine in detail the influence of the calculation methods based on individual flights. Furthermore, the jump between Variant 3 and 4 is a very large one, since the method of noise calculation is changed along with the addition of the thrust to the input data. An intermediate scenario, which maps thrust to the AzB additional level (“Zusatzpegel”), could establish continuity with the previous variants and thus provide valuable insight.

Finally, validation studies comparing calculation results with microphone real-world noise measurements would be required to demonstrate that the method is not only feasible but also correct.

# 1 Motivation und Zielstellung

## 1.1 Motivation

Die Fluglärmrechnung dient der *Bezifferung* des Fluglärms mit Bezug auf die wohnende, arbeitende bzw. sich aus anderen Gründen aufhaltende Bevölkerung am Boden, umspannt also den ganzen Prozess von der Lärmentstehung am Luftfahrzeug bis zur Einstrahlung am Boden (Gebiet der Luftfahrzeugtechnik, technischen Akustik). Die *Beurteilung* der Lärmeinwirkung sowie die Grenzwertfestsetzung berücksichtigen den Menschen in Form der Effekte der Wahrnehmung, Belästigung und Schädigung durch Lärm (Gebiet der Psychoakustik, Medizin). Als Teilschritte der interdisziplinären Betrachtung sind zu nennen:

- ▶ Charakterisierung der Emission am Ausgangsort Luftfahrzeug<sup>1</sup>
- ▶ Modellhafte Berechnung der Übertragung durch das Medium Luft<sup>2</sup>
- ▶ Charakterisierung der Immission am Einstrahlungsort<sup>3</sup>
- ▶ Modellhafte Bewertung der menschlichen Wahrnehmung und Belästigung<sup>4</sup>

In Deutschland sind Fluglärmrechnungen in zwei Fällen reglementiert: Für die Festsetzung von Lärmschutzbereichen gilt das Fluglärmgesetz (FlugLärmG [1]) nebst „Anleitungen zur Datenerfassung“ und „Berechnung“ AzD und AzB standardisiert [2], [3]. Für die Lärminderungsplanung nach Teil sechs Bundesimmissionsschutzgesetzes (BImSchG) findet die EU-Methodik zur „einheitlichen Lärmbewertung“ (CNOSSOS-EU [5]) Anwendung. Letztere setzt mit der „Berechnungsmethode für den Umgebungslärm an Flugplätzen (BUF)“ [7] die Vorschriften aus Dokument 29 der Europäischen Zivilluftfahrtkonferenz ECAC um.

In beiden Fällen machen die Regelwerke verbindliche Vorgaben für die oben genannte Schritte der Fluglärmrechnung (und teils auch -Bewertung). Sie enthalten jedoch auch, meist praktischen Gründen geschuldet, wesentliche Vereinfachungen. So wird in beiden Fällen der Ort der Lärmemission statistisch anhand Flugrouten/-verfahren und repräsentativem Verkehrsaufkommen, nach AzB zum Beispiel den sechs verkehrsreichsten Monaten des Jahres, verortet.

Mit vorliegendem Forschungsprojekt soll nun erforscht werden, ob die Betrachtung konkreter, individueller Luftfahrzeuge als Quelle von Fluglärm der bisherigen Betrachtung anhand vorab festgelegter und mit statistischer Verkehrsnachfrage und Steigprofilen belegter Korridore in der Ergebnisqualität überlegen und sowohl objektiv als auch praktikabel durchführbar ist.

Hiermit würde eine wesentliche Vereinfachung der Berechnung aufgelöst und durch detailliertere Berechnungsmethoden auf Basis verfügbarer Überwachungsdaten<sup>5</sup> ersetzt werden. Eine Steigerung der Ergebnisqualität darf demnach plausibel erwartet werden.

## 1.2 Ziele des Vorhabens

Ziel des Vorhabens ist die Methodenentwicklung zur Nutzung von Flugverlaufsdaten bei der Fluglärmrechnung nach ECAC Doc. 29 [6], [9] nebst Qualitätssicherung. Hierbei sollen durch

<sup>1</sup> z.B. Schalldruck über Frequenzgang, Richtung der Abstrahlung im Raum, etc.

<sup>2</sup> z.B. Betrachtung der Ausbreitung und spektralen Dämpfung über die Länge des Übertragungswegs

<sup>3</sup> z.B. Frequenzgang des Schallpegels

<sup>4</sup> z.B. psycho-akustische Frequenzbewertung [dB(A)] und Kurve der psychologischen Belästigung

<sup>5</sup> z.B. Radardaten der Deutschen Flugsicherung (DFS), ADS-B-Daten aus Sensornetzwerken (FR24), A-SMGCS der Flughäfen

die Nutzung von Flugverlaufsdaten, die relevanten operationellen Einflüsse auf den Emissionsort vollständiger und zudem automatisiert erfasst werden, z.B.:

- ▶ Einflüsse der Flugsicherung wie Routen, Fluggeschwindigkeiten, Steig- und Sinkraten, operative, individuell angewiesene Weganpassungen (DIRECT-TO / VECTORING, etc.).
- ▶ Einflüsse der Luftfahrzeugbetreiber wie Schubreduktion im Startlauf im Rahmen des gesetzlich Zulässigen (IR-OPS), spezifische Steigflugverfahren
- ▶ Indirekt auch Einflüsse des Wetters (Wind, Temperatur, Sichtverhältnisse) auf Vertikalprofile und Staffelungsabstände in Bodennähe, etc.

Gemäß ECAC Doc. 29 werden die ersten beiden Hauptschritte der Fluglärmrechnung, nämlich Bestimmung der Emission und Übertragung zum Immissionsort, mittels sogenannter *Noise-Power-Distance* (NPD) Relationen vorgenommen. Diese liegen in der EUROCONTROL *Aircraft Noise and Performance* Datenbank<sup>6</sup> (ANP) tabelliert vor. Sie enthalten je Luftfahrzeugbaumuster den Frequenzgang des Schalldrucks am (konkreten) Triebwerk (Komponente: *Noise*) und einen zur Skalierung anzusetzenden Immissionsschalldruck in Abhängigkeit des Triebwerksschubes (Komponente: *Power*) und der Entfernung (Komponente: *Distance*).

Zur Bestimmung des Emissionsortes und der für die Berechnung maßgeblichen Triebwerksleistung ist eine genaue Kenntnis des Flugverlaufs erforderlich. Nach eingehender Literaturrecherche (vgl. Kapitel 2) wird daher zunächst eine Methodik zur „möglichst korrekten“ Aufbereitung und Zusammenführung von Überwachungsdaten mehrerer Quellen erforscht und erprobt. Die möglichst genaue Rekonstruktion im Vergleich zur realen Luftfahrzeugbewegung stellt hierbei das übergeordnete Ziel dar.

Die nun in bestmöglicher Rekonstruktion vorliegende georeferenzierte Bewegung des Luftfahrzeuges (sogenannte vierdimensionale Trajektorie, 4DT) wird sodann einer neu entwickelten Berechnung zugeführt, welche den erforderlichen Schub bzw. erforderliche Leistung (Komponente: *Power*) ermittelt. Über Bilanz aus den Änderungen der kinetischen und potenziellen Energie und aerodynamischen Verlusten bei der Transition zwischen den Punkten der 4DT kann die benötigte Vortriebskraft (Schub) bestimmt werden. Es sind jedoch nahezu alle Größen der Energiebilanz von der Luftfahrzeugmasse abhängig, sodass dieser eine Schlüsselrolle bei der erforderlichen Schubermittlung zukommt. Da die Masse bis dato ausschließlich dem Luftfahrzeugbetreiber verlässlich bekannt ist und aus berechtigten wirtschaftlichen Überlegungen heraus nicht offengelegt wird, ergibt sich als wesentliches Ziel die Methodenentwicklung zur Bestimmung der Luftfahrzeugmasse auf Basis von zugänglichen Daten, also vorliegenden Flugplan- und Radardaten.

Zwecks Qualitätssicherung werden die entwickelten Modelle schließlich zur beispielhaft angewendet. Hierbei werden die Auswirkungen der Verwendung von Flugverlaufsdaten und des entwickelten Schub-/Masse-Modells auf Fluglärmrechnungen gemäß aktuell geltenden Vorschriften (AzBs, ECAC Doc. 29, ggf. DIN 45689) beispielhaft untersucht. Um die jeweiligen Einflüsse der verschiedenen Teilinformationen (Ort, Höhe, Geschwindigkeit, Schub) auf das Ergebnis zu illustrieren, werden sukzessive die spezifischen Elemente der Fixpunktprofile durch Flugverlaufsdaten bzw. hierauf basierenden Schubwerten substituiert. Zur Sicherstellung der späteren Qualitätssicherung werden abschließend eine Testaufgabe erstellt und die Referenzergebnisse dokumentiert.

---

<sup>6</sup> URL: <https://www.aircraftnoisemodel.org/>

## 2 Darstellung und Bewertung des aktuellen Kenntnisstandes

### 2.1 Überblick

Im ersten Teil des Kapitels (2.2) wird der aktuelle Kenntnisstand hinsichtlich der Art, der Verfügbarkeit sowie der Präzision von Flugverlaufsdaten detailliert aufbereitet. Als Überwachungs- oder Aufzeichnungssysteme werden behandelt: Radar, ADS-B (*Automatic Dependent Surveillance – Broadcast*) mit den messtechnischen Erweiterungen MLAT (*Multilateration*) und WAM (*Wide Area Multilateration*) sowie bordseitig erhobene Daten (FDR, *Flight Data Recorder* bzw. FDM, *Flight Data Monitoring*).

In Kapitel 2.3 werden die in Europa und Nordamerika etablierten Berechnungsverfahren für Fluglärm mit Fokus auf die Verwendung von Flugverlaufsdaten umfassend betrachtet, welche derzeit noch stark divergiert. Betrachtet werden: AzB (Deutschland), FLULA2 (Schweiz), ANCON (UK), AEDT (USA), ECAC Doc. 29 (EU) sowie – randständig – die EUROCONTROL-Studien ENHANCE und STAPES.

Nachfolgend wird im Rahmen von Kapitel 2.4 erläutert, welche Methoden der Datenaufbereitung von Flugverlaufsdaten bestehen. Dies betrifft Methoden zur Aufbereitung und Glättung von Rohdaten aus den Überwachungs- / Erfassungssystemen und die Zusammenführung von Messungen zum Zweck der Vervollständigung und Genauigkeitssteigerung. Neben geometrischen Ansätzen (Kreisbogen, Splines) werden die im Multi-Radar / Multi-Sensor Tracking üblichen modellbasierten Filter betrachtet und gewürdigt.

In Kapitel 2.5 werden sodann Methoden zur Bestimmung von Masse und Schub aus Flugverlaufsdaten gesichtet. Es existiert hierzu kein standardisierter Methodenpool, sodass der Sachverhalt anhand wissenschaftlicher Veröffentlichungen, vor allem im Bereich rekursive Bayes'sche Schätzer sowie Regressionsmodelle und *Big Data* / Machine Learning-Techniken untersucht wird.

Kapitel 2.6 fasst die Erkenntnisse zusammen und gibt eine Empfehlung für eine erweiterte, Flugverlaufsdaten nutzende Fluglärmrechnungsmethodik. Die Darlegungen zeichnen zunächst eine grobe Skizze, welche in der weiteren Projektbearbeitung verfeinert wird. Die Methodewahl kann dabei nicht allein aus der Literatur hergeleitet werden, da die geforderten Genauigkeiten an das Ergebnis (Lärmpegel) und die im Modell präsenten Zusammenhänge (Sensitivitäten) indirekt die Genauigkeitsanforderungen an Eingangsdaten und Berechnungen definieren.

## 2.2 Art und Umfang verfügbarer Flugverlaufsdaten

### 2.2.1 Radardaten

#### 2.2.1.1 Primär-/Sekundärradar

Grundsätzlich dienen Radaranlagen dazu, die für die Standortbestimmung eines Luftfahrzeuges erforderlichen Informationen mittels Bestimmung der Relativposition (Azimut, Elevation und Entfernung) eines Zieles zur ortenden Station zu ermitteln. Technisch werden dazu von einer Bodenstation elektromagnetische Wellen ausgesendet, die vom zu ortenden Objekt, aber auch ungewollt ggf. von Hindernissen reflektiert und von der aussendenden Station wieder empfangen werden. Es wird zwischen Primär- und Sekundärradaranlagen unterschieden. Primärradaranlagen differenzieren nicht zwischen *kooperativen* (auf eingehende Signale spezifisch reagierend) und *nicht-kooperativen* (reine Signalreflektion) Objekten. Sekundärradaranlagen (*Secondary Surveillance Radar, SSR*) fokussieren ausschließlich auf kooperative Objekte, in dem auf das Abfragesignal spezifische Antwortdaten erwartet werden. So ist es mit dieser „Datalink“ Technik möglich, quasi beliebig komplexe, luftfahrzeugspezifische Informationen auszutauschen, die allerdings durch ICAO, EUROCAE und weiteren internationalen Einrichtungen standardisiert sind. SSR wird mit unterschiedlichen Modi betrieben, Mode A/C (veraltet, aber noch stark vertreten auf der Welt) und Mode-S (aktueller Standard) für die zivile Luftfahrt. Mode-A/C-Transponder geben die Identifikation (Mode-A) und die Höhe (Mode-C) an. Mode-S ist eine Erweiterung der Modi A/C, der zusätzlich eine selektive Abfrage der Ziele durch die Verwendung einer eindeutigen Adresse, die auf 24 Bit (vormals 12 Bit im Mode A) kodiert ist, enthält [10].

In Europa wird die SSR Mode-S *Elementary Surveillance* (ELS) nunmehr fortschreitend durch Mode-S *Enhanced Surveillance* (EHS) ersetzt<sup>7</sup>, die Menge der standardisierten, auszutauschenden Daten zwischen Bord und Boden damit deutlich erweitert. Für Luftfahrzeuge, die mit Mode-S EHS ausgestattet sind, sind folgende wesentliche Daten verfügbar:

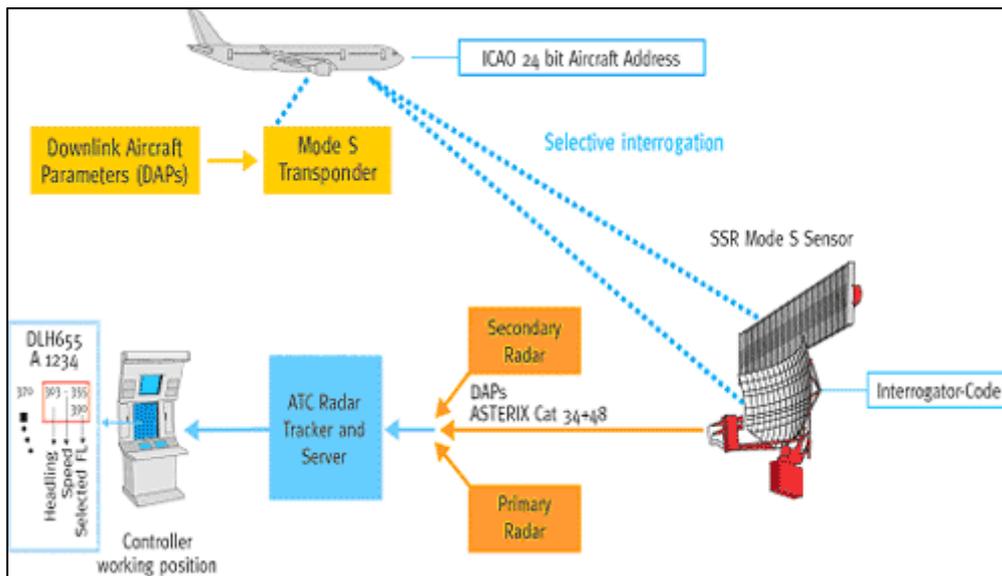
- ▶ Eindeutige, fest im Gerät codierte LFZ-Kennung (24-Bit Adresse)
- ▶ Höhenmeldungen mit erhöhter, nun 25ft vertikaler Auflösung (abhängig vom Ausstattungsgrad des LFZ)
- ▶ Flugstatus (in der Luft/am Boden)
- ▶ *Selected Altitude* – die Flugfläche, die bordseitig aktuell gewählt ist
- ▶ *Ground Speed* (Geschwindigkeit über Grund)
- ▶ *Magnetic Heading* (Missweisender Steuerkurs)
- ▶ *Indicated airspeed* (angezeigte Geschwindigkeit ggü. ruhender Luft) bzw. *Mach Number* (Machzahl)
- ▶ Steig-/Sinkrate (Vertikalgeschwindigkeit)

Die nachfolgende Abbildung 19 zeigt die Funktionsweise von Mode-S.

---

<sup>7</sup> Siehe hierzu: [https://www.skybrary.aero/index.php/Mode\\_S](https://www.skybrary.aero/index.php/Mode_S)

**Abbildung 19: Funktionsweise Mode-S**



Quelle: Eurocontrol online, <https://www.eurocontrol.int/articles/mode-s-technical-overview>

Die technischen Eigenschaften von Mode-S Sekundärradardaten lassen sich wie folgt spezifizieren [11]:

- ▶ Erfassen von Positionsinformationen über Funkerkennung,
- ▶ Erfassungsrate ist bestimmt durch die Antennenrotation (4-12 s)
- ▶ Genauigkeit der Messung: longitudinal ca. 30m, azimuthal  $< 0,06^\circ$
- ▶ Nur Zielerkennungsinformationen, keine Informationen zur Flugphase.

Die Verfügbarkeit von Mode-S-Transpondern an Bord von LFZ ist eine wesentliche Voraussetzung für neue Überwachungstechnologien wie Wide Area Multilateration (WAM) und ADS-B (vgl. Kapitel 2.2.2 und 2.2.3). Dies wird durch die Nutzung der Funktion Mode-S „extended squitter“ ermöglicht. Radardaten werden im von EUROCONTROL spezifizierten ASTERIX (*All Purpose Structured Eurocontrol Surveillance Information Exchange*) Format übermittelt. Derartige Radardaten sind nicht frei verfügbar.

### 2.2.1.2 FANOMOS-Daten

Reine Radardaten (auch Radarrohdaten) wie in vorangegangenem Abschnitt beschrieben, weisen eine Reihe von Nachteilen auf, wie nachfolgend beispielhaft dargestellt [12]:

- ▶ Datenungenauigkeiten auf Grund von:
  - Reflexion und Beugung der Radarstrahlen an Gebäuden,
  - Vorhandensein von Ausreißern in den Datenpunkten (Falschziele),
  - Lücken innerhalb einzelner Radarspuren, z. B. aufgrund temporär nicht erfasster Flugziele,
- ▶ Begrenzte Aktualisierungsrate (niemals höher als die jeweilige Antennenumlauzeit)

Um diesen Nachteilen zu begegnen und Radardaten der Öffentlichkeit zugänglich zu machen, wurde in Deutschland in Zusammenarbeit mit dem niederländischen NLR das Flugspuraufzeichnungssystem FANOMOS (*Flight Track and Aircraft Noise Monitoring System*) eingeführt. Dieses umfasst von der DFS aufbereitete (zusammengesetzte und Spline-interpolierte) Flugplan- und Radardaten von Flügen zu bzw. von deutschen Flughäfen im ASCII-Format [13]. Hierbei werden die o.g. Radarrohdaten computergestützt weiterverarbeitet. Die so generierte Flugspur ist zu meist aus den Daten mehrerer Radaranlagen (sog. *Multi Radar Tracking*) zusammengesetzt und mit Hilfe von Ausreißertests und Glättungsalgorithmen (B-Spline Glättung) nachbearbeitet.

Standardmäßig werden die Flugspuren aus technischen Gründen (Qualitätsanforderungen) ab bzw. bis zu einer Höhe von ca. 50-100 m über Grund verworfen. Somit sind sie im Regelfall nicht bis zum Boden hin verfügbar. Diese prozessierten Radardaten werden schließlich mit Flugplandaten korreliert. In den FANOMOS-Daten sind somit u.a. folgende wesentliche Parameter enthalten:

► Flugplaninformationen:

- Identifikationsnummer der einzelnen Spur,
- LFZ-Typ,
- Art der Flugbewegung (Start, Landung, Überflug),
- Start- und/oder Zielort, etc...

► Flugspurinformationen:

- Laterale Positionskordinaten (in Form von UTM-Koordinaten),
- Vertikale Position (Höhe über NHN).

Eine vollständige Auflistung aller via FANOMOS bereitgestellten Parameter befindet sich in Anhang A.1.

### 2.2.1.3 Genauigkeit von FANOMOS-Daten

Hinsichtlich der Datengenauigkeit lässt sich feststellen, dass die Datenaufzeichnung mittels Radars und deren Weiterverarbeitung zu FANOMOS-Daten generell Fehlern unterworfen ist, welche jedoch auf Grund weitestgehend unbekannter Details zu den angewandten Methoden der Datenaufbereitung nicht näher quantifizierbar sind. Die DFS gibt jedoch in der Horizontalen einen maximalen Fehler von +/- 200m im Geradeausflug +/- 400 m im Kurvenflug bzw. +/- 100 ft in der Vertikalen an [13].

Die Nutzung von FANOMOS-Daten erfolgte dennoch auch für Anwendungen mit hohen Genauigkeitsanforderungen, wie z.B. flugbetriebliche Risikoanalysen (bspw.[14–16]), da die FANOMOS-Daten zumindest in geraden Flugabschnitten eine vermutlich höhere Genauigkeit aufweisen, als durch die DFS konservativ angegeben [17], [18]. Zudem wurden auch Analysen zur Validierung der Genauigkeiten der Radardaten in Bezug zu den Erkenntnissen der sog. „*FLIP-Flight Performance using Frankfurt ILS*“ Studie der DFS durchgeführt [19]. Die Validierung zeigte Vergleichbarkeit hinsichtlich der tatsächlich erreichten Navigationsgenauigkeiten und belegt somit die hinreichende Güte der Radardaten [15].

FANOMOS-Daten sind, in Abhängigkeit des Datenumfangs, grundsätzlich frei verfügbar.

### 2.2.2 ADS-B

ADS-B ist ein Überwachungssystem der sog. nächsten Generation, das herkömmliche Sekundärradarsysteme (SSR) ersetzen bzw. ergänzen kann. ADS-B ist eine Überwachungstechnik, die es basierend auf den heutigen SSR Mode-S Bordsystemen (sog. Transponder) – um ein Zusatzmodul erweitert – erlaubt, Identifikation, Position und weitere Informationen entlang von EHS (siehe oben) aus den Bordsystemen (Avionik) automatisiert abzustrahlen. Dieses Signal (ADS-B Out) kann zu Überwachungszwecken am Boden oder an Bord anderer Luftfahrzeuge im quasiopischen Empfangsbereich erfasst werden (bis zu 150 NM bei günstiger Topologie). ADS-B ist demnach analog zu SSR eine rein kooperative Überwachungstechnologie, die jedoch – und dies ist der Aspekt der sog. nächsten Generation – ohne die sehr teuren SSR Bodenanlagen auskommen kann: Relativ einfache Empfänger für den Empfang von Radiowellen im 1 GHz Bereich genügen. Radarüberwachung dagegen ist eine Form der kooperativen unabhängigen Überwachung [20]. Die minimal erforderliche Infrastruktur für ADS-B ist eine Einzelantenne, für MLAT/WAM ein synchronisiertes Netzwerk von mehreren Vor-Ort-Modulen. WAM-Systemempfänger verfügen in der Regel über eine ADS-B-Funktionalität.

ADS-B wird derzeit in Nordamerika, Europa und anderen Regionen weltweit, einschließlich der Region Asien/Pazifik, implementiert oder ist bereits verfügbar. In Europa gilt die Verordnung 1207/2011 [20] und nachfolgend die Verordnungen 1028/2014 [21] und 2017/386 [22]. Nach EU-Recht müssen alle Luftfahrzeuge, die nach Instrumentenflugregeln (IFR)/General Air Traffic (GAT) in Europa operieren, die elementaren Mode-S (ELS) Anforderungen erfüllen, während Luftfahrzeuge mit einer maximalen Startmasse von mehr als 5.700 kg oder einer maximalen Reisefluggeschwindigkeit (True Air Speed, TAS) von mehr als 250 kt bis zum 7. Juni 2020 sowohl dem erweiterten Mode-S (EHS) als auch den ADS-B-Anforderungen entsprechen müssen. Der Nutzen von ADS-B ist demnach abhängig vom Ausrüstungsgrad der Luftfahrzeuge.

ADS-B besteht aus drei verschiedenen Kategorien: ADS-B Out, ADS-B In und ADS-Rebroadcast (ADS-R). ADS-B Out baut auf früheren Überwachungstechnologien auf. Im Gegensatz zu den heutigen Transpondern antworten diese nicht auf Anfragen, sondern senden blind in regelmäßigen Abständen. Dies wird dann von Satelliten, Bodenstationen- und anderen Luftraumnutzern empfangen. Die Funktionsweise von ADS-B ist in Abbildung 20 dargestellt.

ADS-B-Meldungen sind nicht verschlüsselt und somit ist eine Manipulation nicht auszuschließen [23]. Als mögliche Szenarien gemäß [23] wären das Simulieren eines Luftfahrzeuges (ghost aircraft) sowie die Manipulation der Position technisch umsetzbar. Diese Manipulationen ließen sich nur schwer identifizieren.

ADS-B-Systeme (Extended Squitter) nutzen die aktuelle SSR Mode-S (ELS und EHS) Frequenz von 1090 MHz eben aus empfängerseitigen Kompatibilitätsgründen, die zudem auch für Multilateration genutzt wird, sodass eine hohe Kanalbelastung festzustellen ist [24]. Eine bereits heute regelmäßig stattfindende Überlastung dieser Kanäle in hochfrequentierten Lufträumen führt allerdings zu verringerter Zielentdeckung bis hin zum Verlust der Zielüberwachung [23].

Die zu übertragenen ADS-B-Daten sind in den entsprechenden Normen und Zertifizierungsdokumenten definiert (z.B. EASA CS-ACNS [25] für ADS-B Out). Folgende wesentliche Parameter sind in den Daten enthalten:

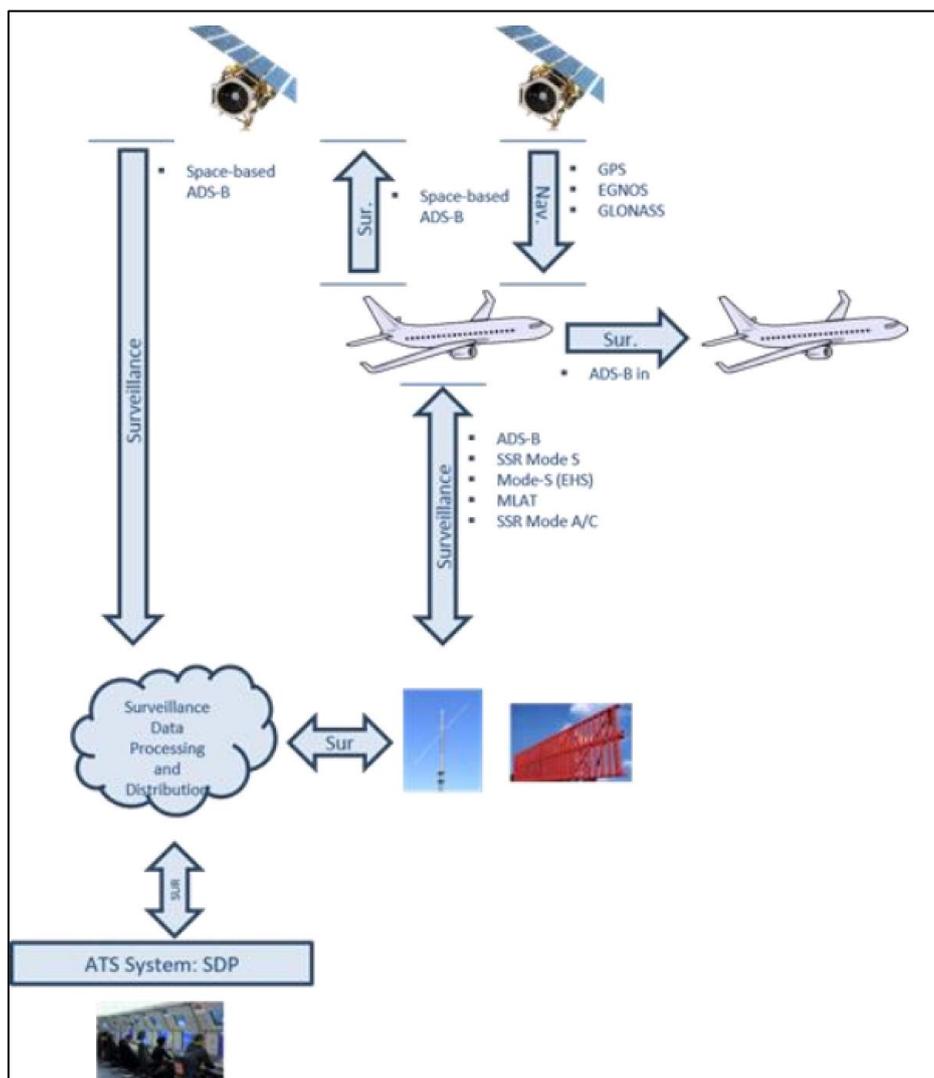
- ▶ Horizontale Position des Luftfahrzeugs (Breitengrad/Längengrad)
- ▶ Barometrische Flughöhe
- ▶ Qualitätskennzahlen

- ▶ LFZ-Kennung (24-Bit Adresse)
- ▶ Modus A-Code (bei CS ACNS für ADS-B Out)
- ▶ Notfallstatus
- ▶ SPI (Special Position Indicator), wenn gewählt

Die technischen Parameter lassen sich wie folgt spezifizieren [11]:

- ▶ Positionsinformationen aktiv über GNSS
- ▶ Berichtszeitraum: 0,2s - 1,5s
- ▶ Telegrammrates von 6,2 Hz
- ▶ Genauigkeit der Messung: horizontal 10m, vertikal 25 ft
- ▶ Informationen über Kurvenflug, Steigprofil etc.

**Abbildung 20: Funktionsweise ADS-B**



Quelle: DFS [23]

Nachfolgende Abbildung 21 zeigt auszugsweise eine Gegenüberstellung der Parameter ADS-B versus Radar gemäß [26], die Aussagen zur Genauigkeit dieser Systeme enthalten, siehe auch [27], [28].

**Abbildung 21: Gegenüberstellung der Parameter ADS-B versus Radar**

Parameter	Radar		ADS-B	
	Terminal	En Route	Terminal	En Route
Update Rate	4.8 sec	12 sec	3 sec (95%)	6 sec (95%)
Update Timing	Radar scan		Asynchronous	
Positional Accuracy	0.1-0.2 nm (600-1200') (1 $\sigma$ )	0.3-1.0 nm (1800-6000') (1 $\sigma$ )	35-100' (95%) NAC <sub>p</sub> = 9 100-300' (95%) NAC <sub>p</sub> = 8 300-600' (95%) NAC <sub>p</sub> = 7	
Positional Bias	± 1800' @ 60 nm	± 8000' @ 250 nm	None	
Velocity Accuracy	Depends on tracker	Depends on tracker	6 – 20 kts (95%) NAC <sub>v</sub> = 1	
Heading Accuracy	Depends on tracker	Depends on tracker	≤ 5 deg @ 250 kts ≤ 2 deg @ 600 kts	

Quelle: MIT [26]

Weitere Studien zeigen, dass ADS-B eine Positionsgenauigkeit von 33 m erreicht [29]. Es beinhaltet Fehler aus dem *Global Navigation Satellite System* (GNSS), da die Positionsinformationen des Luftfahrzeugs insbesondere bei Ersatz des konventionellen Radars vollständig auf der Grundlage von GNSS erfolgen.

ADS-B-Daten werden über ein offenes und bekanntes Nachrichtenprotokoll übertragen und sind somit grundsätzlich verfügbar.

### 2.2.3 MLAT

Multilateration (MLAT) ist eine Technologie, die zur Navigation- als auch zur Überwachung eingesetzt wird. Das Grundprinzip von MLAT ist die Messung der Zeitdifferenz des empfangenen Signals, Time Difference of Arrival (TDOA), an vier oder mehr Empfängern (für die dreidimensionale Navigation). Einer der Empfänger wird als Referenz verwendet, und die restlichen zumindest drei werden zur Berechnung der Position des Objektes genutzt. Multilateration erfordert keine zusätzliche Avionikausrüstung, da sie Antworten von Mode A, C und S Transpondern sowie militärischen IFF und ADS-B-Transpondern nutzt. MLAT-Techniken wurden vom Militär entwickelt und für die Flughafenüberwachung eingesetzt. Aktuelle Systeme wie das Global Positioning System (GPS) und Wide Area Multilateration (WAM) verwenden ebenfalls Multilaterationsprinzipien.

Multilateration weist eine hohe Aktualisierungsrate auf. Bei MLAT-Systemen kann die Aktualisierungsrate bis zu 10 Hz betragen [30]. Die ermittelten Positionsdaten weisen eine hohe Genauigkeit von bis zu wenigen Metern auf, in der Regel sind diese Daten bereits vorverarbeitet.

Die Genauigkeit der Multilateration wird durch unterschiedliche Aspekte bedingt, im Wesentlichen:

- ▶ Antennen- oder Sensorgeometrie der Sender und Empfänger
- ▶ Zeitgenauigkeit des Empfängersystems
- ▶ Phasensynchronisation des Sendesignals mit dem Empfangssignal
- ▶ Ungenauigkeiten an den Standorten der Sender oder Empfänger bei Verwendung als bekannte Station

MLAT Daten sind in der Regel nicht frei verfügbar und lassen zudem ggf. datenschutzrelevante Analysen zu, die dadurch eine freie Verfügbarkeit auch im Kontext von Fluglärmanalysen nicht garantieren.

#### **2.2.4 WAM**

Das Grundkonzept der Wide-Area-Multilateration (WAM) ist das gleiche wie beim MLAT, jedoch abseits von Flughäfen, somit auch für Streckenflug sowie den An- und Abflugbereich [29]. In WAM sind Stationen weiter voneinander entfernt, in Abständen von bis zu 100 km. Armenien bspw. hat sich für WAM als Ersatz für seine bestehenden SSR Anlagen entschieden, weil Kosten- und Leistungsanalysen klare Vorteile für WAM ergeben haben [29].

Der Positionsfehler von WAM wird mit 50 m in einer Entfernung von 192 km zum Flughafen angegeben [29]. WAM-Systeme haben typischerweise Aktualisierungsraten von 1 Hz bis zu 4 Hz. Aufgrund der omnidirektionalen Empfangseigenschaften der Antennen hat der Flugmodus Einfluss auf die Positionsbestimmung. Aufgrund der Antennenanordnung an Luftfahrzeugen ist für WAM-Systeme festzustellen, dass ein Kurvenflug eine deutlich reduzierte Positionsgenauigkeit im Vergleich zu einem geraden Segment aufweist [30].

ADS-B und WAM gelten als Schlüsseltechnologien für die Umsetzung des einheitlichen europäischen Luftraums (Single European Sky, SES).

#### **2.2.5 FDR-Daten**

Der Flugdatenschreiber (Flight Data Recorder, FDR) ist ein im Luftfahrzeug verbautes Gerät, das flugbetrieblich relevante Parameter, je nach Technologie einige wenige bis mehrere hundert, kontinuierlich aufzeichnet.

Um die Datenwiederherstellung für die Bedürfnisse der Fluggesellschaften zu erleichtern (z.B. bei der Durchführung von Flight Data Monitoring (FDM)), wurden Quick Access Recorder (QAR) Systeme entwickelt. Jedes System oder jeder Sensor aus dem Luftfahrzeug sendet grundsätzlich Daten an die Flight Data Acquisition Unit (FDAU), die diese Signale in komprimierte Daten umwandelt, die an den FDR und QAR gesendet werden (vgl. Abbildung 22).

Der QAR zeichnet, soweit verfügbar, eine Kopie der FDR-Daten auf, jedoch auf einem leicht zugänglichen Medium. QAR-Daten werden regelmäßig heruntergeladen, im Regelfall auf einer geeigneten Station oder Wartungsbasis. Die Daten werden dann entsprechend der Gesetzeslage gesichert.

Gemäß den Bestimmungen des ICAO Annex 6 - Operation of Aircraft, Vol. I [31] und Vol. III [32] muss ein Typ I FDR die Parameter aufzeichnen, die erforderlich sind, um den Flugweg, die Geschwindigkeit, die Triebwerksleistung, die Konfiguration und operative Daten des Luftfahrzeugs

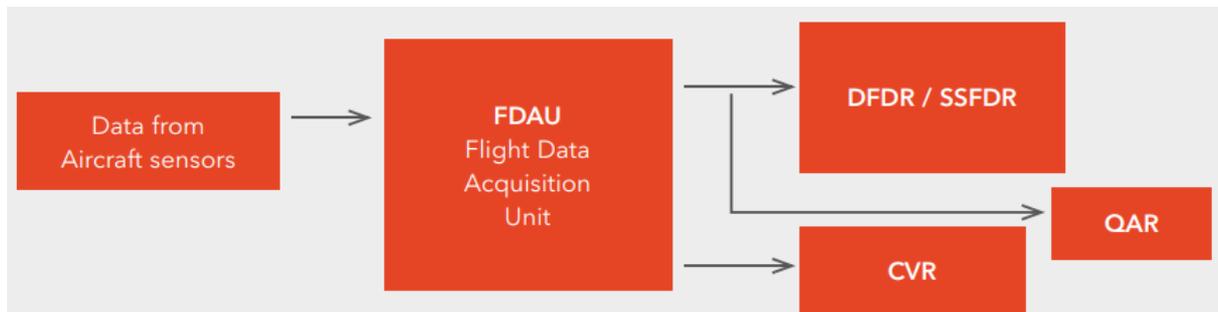
exakt zu bestimmen. Die FDRs der Typen II und IIA müssen zudem zusätzlich aerodynamische Parameter aufzeichnen. Die Aufzeichnungsfrequenzen differieren dabei je nach Parameter zwischen 8 Hz, d.h. eine Aufzeichnung alle achtel Sekunde und 0,25 Hz (eine Aufzeichnung alle 4 Sekunden). Die Genauigkeit der Daten wird maßgeblich durch die Sensoren bestimmt, diese sind jedoch als hochgenau zu bewerten.

Bei den neuesten Luftfahrzeugmustern (bspw. Boeing 787) kommen Enhanced Airborne Flight Recorder (EAFRs) zum Einsatz. Diese können ca. 2.000 Parameter über 50 Stunden aufzeichnen im Vergleich zu 88 Parametern über 25 Stunden beim aktuellen Standard.

An die Freigabe/Veröffentlichung der Daten werden hohe Anforderungen gestellt, da hier personalisierte Daten wie Fluggesellschaft, Flug, Datum oder Daten zur Flugbesatzung enthalten sind, die im Sinne des Datenschutzes vertraulich und schützenswert sind. Dementsprechend sind diese Daten nicht frei verfügbar, da enge gesetzliche Regelungen zur Freigabe derartiger Daten existieren.

### Abbildung 22: Aircraft Data Recorder – generelle Funktionsweise

DFDR bezeichnet den Digital Flight Data Recorder, SSFDR den Solid State Flight Data Recorder und CVR den Cockpit Voice Recorder.



Quelle: ATR /EASA<sup>8</sup>

## 2.3 Anwendung von Flugverlaufsdaten in Lärmberechnungsverfahren

Grundsätzlich existieren unterschiedliche Ansätze für analytische, teils tabellengestützte als auch simulationsgestützte Lärmberechnungsverfahren. Die gegenwärtig weltweit fast ausschließlich eingesetzten analytischen Verfahren basieren stets auf einer Reihe von vereinfachenden Annahmen bei der Beschreibung des LFZ als Schallquelle und der Modellierung der Schallausbreitung. Nachfolgend werden die relevanten Fluglärmrechnungsverfahren vorgestellt und die Verwendung von Flugverlaufsdaten im Kontext dieser Verfahren erläutert.

### 2.3.1 FLULA2 (EMPA)

Im Berechnungsverfahren FLULA2 der EMPA (Abteilung Akustik und Lärmbekämpfung) wird die Schallabstrahlung durch ein mathematisches Modell beschrieben, welches den A-bewerteten Schallpegel als Funktion der Entfernung und des Winkels relativ zur Flugrichtung beschreibt. Das Modell ist rotationssymmetrisch bezüglich der Flugachse und wird mit Hilfe von 32 Koeffizienten mittels einer mathematischen Funktion definiert [33]. Die Koeffizienten werden auf der Grundlage von akustischen Messungen bestimmt [33].

Die richtungsabhängige Schallabstrahlung, die Luftabsorption und die Abstandsdämpfung liefern über ein mathematisches Modell eine Reihe von Momentanpegeln. Daraus lässt sich der Schallpegelverlauf eines jeden Fluges rekonstruieren [8]. Aus dem zeitlichen Verlauf des

<sup>8</sup> Siehe [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/16T0153\\_ATR\\_FDM\\_2016.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/16T0153_ATR_FDM_2016.pdf)

Schallpegels können alle für die Beurteilung des Fluglärms erforderlichen Werte wie Maximalpegel und sog. Ereignispegel berechnet werden. Durch die Addition der Einzelereignisse ergibt sich die Gesamtbelastung beispielsweise als *Noise and Number Index* (NNI), Äquivalenter Dauerschallpegel ( $L_{eq}$ ) oder Beurteilungspegel ( $L_r$ ) [8].

In FLULA2 sind Zusatzfunktionen integriert, welche Radarformate lesen und auswerten können. Die Radardaten werden dabei mit Hilfe einer Spline-Interpolation geglättet und zum Startpunkt auf der Bahn extrapoliert. Für jeden Flug wird das Geschwindigkeitsprofil ermittelt und daraus die variablen Bahnpunktabstände bestimmt, welche zur Berechnung der diskreten Flugbahnpositionen dienen [8].

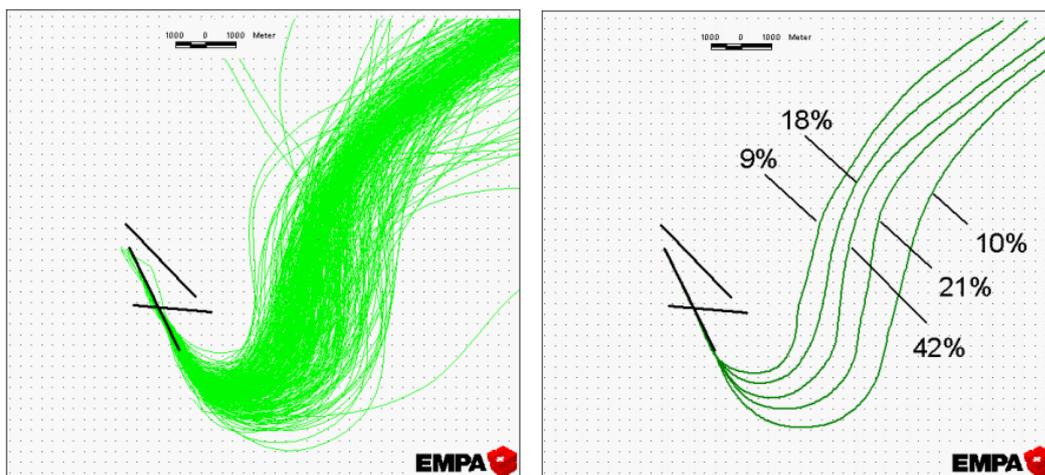
Im Regelfall werden die Flugbahnen aus mittleren Steigprofilen und idealisierten Flugspuren berechnet. Bei Verfügbarkeit von Radardaten, können Flugspuren nach einem halbautomatischen Verfahren erzeugt werden: Für jede An- und Abflugroute wird demnach eine zufallsgenerierte Auswahl von Radarspuren auf eine Karte projiziert. Nachfolgend werden abhängig von der Verkehrsdichte drei bis sieben Flugspuren digitalisiert. Anhand der realen Radaraufzeichnungen wird eine Verteilung der Flugbewegungen auf die einzelnen digitalisierten Spuren in Form von Gewichtungsfaktoren berechnet (vgl. Abbildung 23) [8]. Dies erfolgt über die Gesamtheit der Radardaten, eine Unterscheidung der Luftfahrzeugmuster ist nicht vorgesehen. Für den Kurvenflug kann dies zu Fehlern in der Berechnung führen.

Mittlere Steigflugprofile werden bei Verfügbarkeit von Radardaten auch aus diesen Daten ermittelt. Aus der Gesamtheit vorliegender Steigprofile wird mit einem "B-spline least square fit" für jeden Flugzeugtyp das mittlere Steigprofil berechnet [8]. Falls keine Radardaten verfügbar sind, wird auf amtliche Publikationen der Hersteller zurückgegriffen.

Auf Basis von Radardaten wurden zudem weiterführende Analysen durchgeführt. Gemäß [34] wurden Änderungen in der Fluggeometrie, die auf Basis von Radardaten ermittelt wurden, in Bezug auf die Genauigkeit der Berechnungsergebnisse bestimmt. Hier konnten im Vergleich zum bisher angewandten Verfahren der zufallsgenerierten Auswahl von Radarspuren keine signifikanten Änderungen festgestellt werden, jedoch wird empfohlen aufgrund des geringeren Mehraufwandes grundsätzlich vollständige Datensätze zu nutzen.

**Abbildung 23: Integration von Radardaten in FLULA2**

Links: genutzte Radardaten, Rechts: auf Basis der Radardaten ermittelte idealisierte Spuren mit der Verteilung der Flugbewegungen (Gewichtungsfaktoren)



Quelle: EMPA [8]

### 2.3.2 ANCON (CAA)

Das *Environmental Research and Consultancy Department* (ERCD) der *Civil Aviation Authority* (CAA) hat das Berechnungsverfahren ANCON (aktuell Version 2) entwickelt. Ähnlichkeiten zwischen dem Integrated Noise Model (INM) (vgl. Kapitel 2.3.3) der FAA und ANCON sind festzustellen, da beide auf Basis der Regularien gemäß SAE, ECAC und ICAO entwickelt wurden. Beide können als deterministische Modelle eingestuft werden, bei denen die Geräuschquelle mit der Trajektorie korreliert.

ANCON berechnet die  $L_{eq}$  an jedem Rasterpunkt, indem es die verursachten *Sound Exposure Level* (SEL) aller am Rasterpunkt passierenden Luftfahrzeuge summiert. Um den SEL zu berechnen, sind folgende Daten erforderlich [35]:

- ▶ Flugzeugposition – in 3D Koordinaten
- ▶ Flugzeuggeschwindigkeit – bezogen auf den Gitterpunkt
- ▶ Triebwerksleistung/Schub.

Die Flugzeugposition und die Relativgeschwindigkeit werden aus den Radardaten im *Noise and Track Keeping System* (NTK) ermittelt. Im NTK werden die Radardaten der Flugsicherungsanlagen mit Fluginformationen wie Rufzeichen, Flugzeugtyp und Ziel kombiniert. Aus diesen Daten werdenusterspezifisch mittlere Flugprofile erstellt. Das NTK-System erfasst auch Daten von stationären und mobilen Lärmmessstationen und kombiniert diese mit den Flugprofilen und Rufzeicheninformationen. Dadurch kann die Lärmdatenbank des Modells regelmäßig aktualisiert werden [35]. ERCD legt großen Wert auf den Abgleich von Lärmmessungen mit berechneten Werten aus ANCON. Für diesen Abgleich werden Radardaten, Wetterdaten (Wind, Temperatur und Luftfeuchtigkeit) genutzt. Die gemessenen Daten werden mit den von der Industrie vorgegebenen originären NPD Daten abgeglichen und ggf. Anpassungen vorgenommen [36].

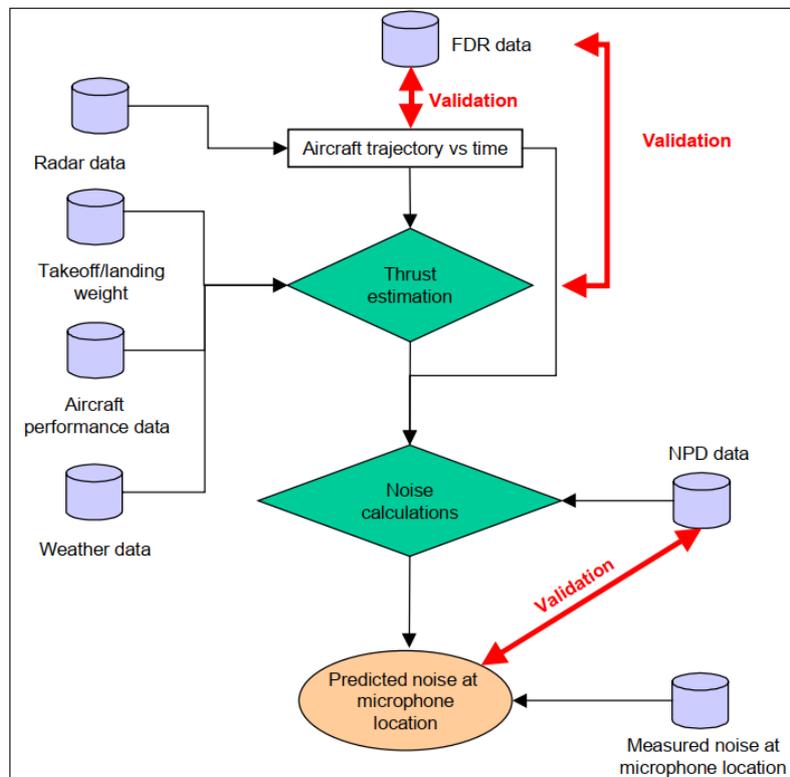
Aufgrund der Verarbeitungsgeschwindigkeit wird nicht jede einzelne Flugbewegung separat berechnet. Die Flugbewegungen werden Typenklassen zugeordnet. Besonders lärmintensive Luftfahrzeuge, wie bspw. B747-400, oder häufig operierende Luftfahrzeuge werden jedoch separat berechnet. Für jede Typenklasse werden nun mittlere Höhen- und Geschwindigkeitsprofile aus den Radardaten ermittelt und in lineare Segmente unterteilt. Die Streuung um diese Flugbahnen wird hierbei berücksichtigt, ggf. werden zusätzliche Flugbahnen vorgesehen. Der Verkehrsverteilung auf die Routen wird auch aus Radardaten ermittelt.

An jedem Rasterpunkt wird im Ergebnis der logarithmische Mittelwert des äquivalenten Dauerschallpegels  $L_{eq}$  für einen 16-Stunden-Zeitraum berechnet. Die Lärmkonturen werden schließlich entsprechend der gewählten Rasterweite erstellt.

Der Validierungsprozess des Verfahrens ist in nachfolgender Abbildung 24 auch unter Nutzung weiterer Flugverlaufsdaten dargestellt [37]:

### Abbildung 24: Fortlaufender Validierungsprozess ANCON

Im Modellierungsprozess werden verschiedene Parameter geschätzt, demnach können sich Fehler auch addieren. Dementsprechend ist die Validierung jeder einzelnen Modellkomponente erforderlich, um Abweichungen zwischen dem berechneten und dem gemessenen Geräuschpegel zu minimieren.



Quelle: CAA [37]

#### 2.3.3 INM (FAA)

Das *Integrated Noise Model* (INM) ist ein Rechenmodell der FAA, mit dem Fluglärmanalysen in der Nähe von Flughäfen durchgeführt werden. Es wurde auf Grundlage des SAE AIR 1845-Standards [38] entwickelt, der NPD Daten verwendet, um die Lärmbelastung für bestimmte Betriebsarten, Schubeinstellungen, akustische Richtwirkung und andere Umgebungsfaktoren zu ermitteln. Das INM kann entweder Lärmkonturen für einen Bereich (Lärmkontouren) oder Lärmpegel für einzelne Immissionsorte expositionsbasiert, maximalpegelabhängig oder zeitabhängig ausweisen. Hierbei wurden allerdings vielfältige Vereinfachungen getroffen, um der verfügbaren Rechenleistung der frühen 1980er-Jahre gerecht zu werden [39]. Länder, in denen INM zur Anwendung kommt, sind u.a. die USA, Australien, Belgien, Spanien und in abgewandelter Form auch Dänemark und Finnland.

#### 2.3.4 AEDT (FAA)

Seit Mai 2015 wird das INM gemäß FAA durch das *Aviation Environmental Design Tool* (AEDT) ersetzt [40–42]. Die Standardmetrik für Lärmrechnungen ist der jährliche mittlere Tag-Nacht Schallpegel (DNL oder  $L_{dn}$ ). Der Community Noise Equivalent Level (CNEL) ist ebenfalls verfügbar.

Im AEDT sind zudem folgende zusätzliche Daten integriert [43]:

- Wetterdaten: Für Lärmrechnungen in Flughafennähe werden flughafenspezifische Durchschnittswetterbedingungen genutzt (inkl. Atmosphärenabsorption in Verbindung mit NPD).

Die Verwendung nicht standardisierter Wetterdaten erfordert eine Genehmigung seitens des *Office of Environment and Energy* (AEE).

- ▶ **Routengeometrie:** Die Abbildung von Flugrouten erfolgt über die Integration nomineller Flugrouten (SIDs und STARS) mit einer Gauss Verteilung als modellierte Streuung. Grundsätzlich erfolgt eine Bündelung der Flugbewegungen auf dieser Route. Es wird darauf hingewiesen, dass die Methodik der gebündelten Routen, die spezifische Verkehrssituation als auch die Berücksichtigung der unterschiedlichen Luftfahrzeugmuster gewährleisten muss. In AEDT wurde die Anzahl der verfügbaren prozeduralen Segmente (Steigflug, Sinkflug, etc.) deutlich erhöht, um eine bessere Anpassung an spezifische Luftfahrzeugparameter und somit eine höhere Genauigkeit in den Ergebnissen zu erhalten. Für jedes Routensegment sind folgende luftfahrzeugspezifische Daten verfügbar bzw. zu bestimmen:
  - Positionsdaten
  - Triebwerksleistung/Schub
  - Luftfahrzeugkonfiguration (Rollwinkel, Klappenstellung etc.)
  - Geschwindigkeit
- ▶ **Profildaten:** Werte für Höhe, Geschwindigkeit und Schub wurden bereits im INM über Fixpunktprofile in Abhängigkeit der zurückgelegten Strecke oder über standardisierte Start- und Anflugprofile (prozedurale Profile) je Luftfahrzeugmuster ermittelt. Alle Versionen von INM gehen davon aus, dass startende Luftfahrzeuge mit maximalem Startschub starten und die vorgeschriebenen Verfahren in Bezug auf Schub- und Klappenstellungen einhalten. Analysen an britischen Flughäfen haben jedoch gezeigt, dass nahezu alle Fluggesellschaften lediglich *minimum safe take off* Schub nutzen, um die Lebensdauer der Triebwerke zu erhöhen, sodass hier eine Abweichung im Vergleich zu den Standard Profilen in AEDT gegeben ist [36]. Für den Anflug geht AEDT davon aus, dass mit einem konstanten Winkel vom 3 ° beginnend ab 6.000 ft mit kontinuierlicher Reduktion der Geschwindigkeit geflogen wird. In der Realität werden jedoch häufig horizontale Zwischenanflugsegmente vorgesehen, sodass die realen Lärmemissionen bedingt durch die Zwischenanflugsegmente höher ausfallen als durch AEDT berechnet [36].
- ▶ **Luftfahrzeugcharakteristik:** AEDT führt zu einer verbesserten Abbildung der seitlichen Lärmausbreitung auch in Bezug zur Triebwerksanordnung (Rumpf vs. Tragfläche, analog zu INM 7.0). AEDT nutzt Flugzeugleistungsdaten von EUROCONTROL Base of Aircraft Data (BADA) hauptsächlich zur Modellierung der Flugleistung oberhalb von 10.000ft [41].
- ▶ AEDT hat Metriken implementiert, die eine Bewertung des Fluglärms ggü. dem Umgebungslärm ermöglichen [43]

In Bezug auf Nutzung von Flugverlaufsdaten ist festzustellen, dass INM diese Daten (Radardaten) im Rahmen der Berechnung von Kurvenradien als zusätzliche Quellen vorsieht, eine automatisierte Implementierung und Verarbeitung von Flugverlaufsdaten aktuell nicht implementiert ist. Auch in AEDT ist dies nicht umfänglich gegeben.

### 2.3.5 ENHANCE (EUROCONTROL)

Das *EUROCONTROL Experimental Centre* (EEC) hat das *European Harmonised Aircraft Noise-Contour Modelling Environment* (ENHANCE) entwickelt. ENHANCE setzt auf eine offene Architektur, dass die einfache Integration eines bestehenden Lärmmodells (*Noise Engine*) unterstützt. ENHANCE nutzt Simulator- und Radar- und meteorologische Daten sowie Datenbanken, die von EUROCONTROL und ihren Vertragspartnern zur Verfügung gestellt werden, einschließlich Flugprofilen, um realistischere Lärmkonturkartierungen zu erstellen [44].

Mittels ENHANCE wurden Studien durchgeführt, um die Qualität bestehender Lärmberechnungsverfahren zu analysieren. Hierzu wurden verschiedene Kampagnen zur Datenerhebung in Manchester (UK), Madrid (Spanien) und Amsterdam-Schiphol (Niederlande) durchgeführt [45]. Diese Daten bestanden aus Radar- und FDR-Daten und Fluglärm-Messdaten aus dem operativen Betrieb. Die Radar- und FDR-Daten wurden mittels *MultiRadar Trajectory Reconstitution facility* (MURATEX) zu 4-D-Trajektorien geglättet. Der Ansatz bestand nun in der [45]:

- ▶ Implementierung von vollständigen 4D-Trajektorien aus Radar- oder Simulationsdaten
- ▶ Berechnung des Schubes aus den 4D-Trajektorien
- ▶ Implementierung von zusätzlichen Performance-Daten der Airbus-LFZ-Muster

Zur Validierung des Schubmodells wurden FDR-Daten herangezogen. Die Ergebnisse zeigen, dass Unterschiede im ermittelten Schub, insbesondere nach einer Schubreduktion festzustellen waren, hier jedoch weiterer Forschungsbedarf gegeben ist. Die berechneten Lärmwerte auf Basis der implementierten 4D-Trajektorien wurden dann mit gemessenen Lärmwerten am Boden abgeglichen. Im Ergebnis wurde festgestellt, dass die NPD-Daten zu aktualisieren und zu erweitern sind, um die Qualität der Fluglärmrechnungen weiter zu erhöhen.

### 2.3.6 STAPES (EUROCONTROL)

EUROCONTROL hat STAPES (*the SysTem for AirPort noise Exposure Studies*) entwickelt, ein Multi-Airport-Lärmmodellierungssystem, das insbesondere der Auswertung von Lärmbetroffenheit dienen soll. Die Entwicklung wurde im Auftrag der Europäischen Kommission mit technischer Unterstützung der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) und der CAA durchgeführt. STAPES ist gemäß [44] vollständig konform mit ECAC Doc. 29 3rd Edition [9] als auch ICAO Document 9911 [46].

STAPES enthält aktuelle Informationen über 44 europäische Flughäfen. STAPES und die zugehörige Flughafendatenbank sind gemeinsames Eigentum von EUROCONTROL, der Europäischen Kommission und der EASA. Es wird auf Servern betrieben, die bei EUROCONTROL gehostet werden und nur für die oben genannten Organisationen zugänglich sind [44].

Folgende Funktionalitäten sind integriert:

- ▶ Berechnung von Lärmkonturen für expositions-basierte Metriken, einschließlich  $L_{DEN}$ ,  $L_{DAY}$ ,  $L_{EVE}$ ,  $L_{NIGHT}$  und DNL
- ▶ Ermittlung der Anzahl betroffener Personen je Kontur auf Basis der GIS-Software ArcView®. Die Bevölkerungsinformationen entstammen der Datenbank der Europäischen Umweltagentur (EEA)

### 2.3.7 CNOSSOS-EU

Die sog. *Common Noise Assessment Methods* stellen europaweit einheitliche Methoden für die Beurteilung des Umgebungslärms für die Verkehrsträger Straße, Schiene und Flug sowie der Industrie dar<sup>9</sup> und sind per Richtlinie (EU) 2015/996 [47] mit Änderungen vom 10. Januar 2018 [48] standardisiert. Der für den Luftverkehr relevante Teil findet sich in ECAC Doc. 29 [6]; die Anwendung für die Lärmkartierung wurde nun auch für Deutschland rechtsverbindlich geregelt (siehe Bundesanzeiger, BAnz AT 28.12.2018 B7 [7]). In den Anlagen zu ECAC Doc. 29 werden Berechnungsvorschriften zu Flugleistungen und Schallausbreitung spezifiziert. Kennwerte der Berechnung sind der *Aircraft Noise and Performance* Datenbank der EUROCONTROL zu entnehmen.

### 2.3.8 ECAC Doc. 29

ECAC Doc. 29 [6] ist die Standardmethode zur Berechnung von Lärmkonturen um zivile Flughäfen in Europa. In den Anlagen zu ECAC Doc. 29 werden Berechnungsvorschriften zu Flugleistungen und Schallausbreitung spezifiziert. Kennwerte der Berechnung sind der *Aircraft Noise and Performance* Datenbank der EUROCONTROL zu entnehmen. Auf Basis von ECAC Doc. 29 lassen sich der Spitzen- ( $L_{PEAK}$ ) und Einzelereignispegel ( $L_{E, Single Event Sound Exposure Level, SEL}$ ) berechnen, der äquivalente Dauerschallpegel ( $L_{eq, Equivalent Sound Level}$ ) sowie der Tag-Abend-Nacht-Lärmindeks ( $L_{DEN, Day-Evening-Night Level}$ ) lassen sich hieraus errechnen.

Das Verfahren ECAC Doc. 29 3<sup>rd</sup> Edition lässt sich wie folgt beschreiben [49]:

- ▶ Ausgangspunkt ist ein prozedurales Flugprofil
  - Beschreibung, beispielsweise eines Startverfahrens, in Abfolgen von Vorgängen
- ▶ Errechnung von Fixpunkt-Profilen nach Doc. 29 Anhang B
  - Flugleistungen des konkreten Baumusters (z.B. A320 vs. B737) laut ANP-Datenbank
  - Annahme einer Schubeinstellung (in der Praxis häufig gemindert, da ökonomischer)
  - Annahme einer Luftfahrzeugmasse (in der Praxis nicht offengelegt)
- ▶ Zuordnung der vertikalen Fixpunkt-Profile auf laterale Flugrouten
- ▶ Segmentierung anhand relevanter Punkte im prozeduralen, vertikalen oder lateralen Teil
  - Übergänge Geradeaus- in den Kurvenflug und umgekehrt
  - Änderung der Geschwindigkeit und des vertikalen Flugverhaltens
  - Änderung der Schubeinstellung und damit der Geräuschemissionen
  - Notwendige Stützstellen zur Abbildung der Manöver im Zeitverlauf (Kurven und beschleunigte Segmente entsprechend häufiger als Geraden)
- ▶ Lärmberechnung für das Einzelflugereignis

---

<sup>9</sup> Zitiert aus: [https://www.bast.de/BAST\\_2017/DE/Verkehrstechnik/Fachthemen/cnossos.html](https://www.bast.de/BAST_2017/DE/Verkehrstechnik/Fachthemen/cnossos.html)

- Emissionswerte mit sog. Spektralklassen in Abhängigkeit der Schubleistung (Anteile *Noise* und *Power* in den tabellierten NPD-Kurven)
  - Gerichtete Abstrahlcharakteristik: semiempirisches Dipol-Modell
  - Schalldämpfung durch Ausbreitung und Dämpfung (Anteil *Distance* in NPD)
- ▶ Generierung der Lärmkonturen durch Überlagerung der Einzelflugereignisse
- Entsprechend der hinterlegten Verkehrszahlen

ECAC Doc. 29 ist nicht direkt für die vollständige Verarbeitung von Flugverlaufsdaten vorgesehen [50].

### 2.3.9 AzB

In Deutschland gilt für Ermittlung der sog. Lärmschutzbereiche das FluLärmG. Das hierfür zugrunde liegende Bewertungskriterium ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{Aeq}$  sowie für die Nachtschutzzonen zusätzlich der Maximalpegel  $L_{Amax}$ . Die Anleitung zur Datenerfassung über den Flugbetrieb (AzD) regelt als verbindliche Vorschrift Art und Umfang notwendiger Eingangsdaten. Die Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB, [3], [51]) legt das konkrete Verfahren und sämtliche Details zur Berechnung der Lärmschutzbereiche auf Basis der im Datenerfassungssystem (DES) nach AzD erfassten Eingangsdaten fest.

Zur Vereinfachung der Erfassung und der Prognose von Verkehrszahlen wurden im Rahmen der AzB Luftfahrzeugklassen definiert, welche die Vielzahl der heute existenten Luftfahrzeug-Baumuster anhand vergleichbaren Lärmemissionseigenschaften zusammenfassen (akustische Äquivalenz). Für jede Lärmklasse existiert nun jeweils mindestens ein Datensatz für Starts und Landungen in Form eines sog. Fixpunktprofils, in denen einheitliche akustische sowie flugmechanische Eigenschaften definiert sind. Die Eigenschaften der jeweiligen Lärmklassen enthalten nachstehende Kenngrößen:

- ▶ Oktavpegel für die Bezugsentfernung ( $O_n$  in [dB]) und Richtungsfaktor,
- ▶ Zusatzpegel ( $Z(\sigma')$  in [dB]),
- ▶ Fluggeschwindigkeit ( $V(\sigma')$  in [m/s]),
- ▶ Flughöhe über Abhebe-/Aufsetzpunkt ( $H(\sigma')$  in [m]),
- ▶ Quellhöhe ( $h_Q$  in [m]),
- ▶ Standardabweichung ( $Q_\sigma$  in [dB]) und
- ▶ für Anflüge: Verzögerungsstrecke ( $SV$  [m]).

Bestandteil der Lärmbelastungsermittlung ist die Segmentierung. Im Rahmen der Segmentierung werden die dreidimensionalen Flugbahnen der LFZ (repräsentiert durch den lateralen Verlauf in der Bezugsebene und dem innerhalb der LFZ-Gruppen festgelegten vertikalen Flugprofil) in lineare Segmente mit geeigneter Länge zerlegt. Die Beschreibung des lateralen Flugwegs erfolgt demnach als Folge von Geraden und Kurven, während das Vertikalprofil durch eine Zuordnung zwischen zurückgelegtem Flugweg und Fluggeschwindigkeit, erreichter Flughöhe und gegebenenfalls Zusatzpegel beschrieben wird. Damit ist die Bewegung in 4D (Bewegung im Raum über den Verlauf der Zeit) eindeutig beschrieben.

Weiterhin erfolgt eine explizite Berücksichtigung der spezifischen Streuungen um An- und Abflugrouten in Form von sog. Korridorbreiten. Die Festlegung dieser Korridorbreiten ist nach AzB unter Verwendung von FANOMOS-Daten vorzunehmen, sofern für die jeweilige Flugstrecke entsprechende Daten vorliegen. Im Falle nicht vorhandener Daten sind die Korridorbreiten unter Berücksichtigung der lokalen flugbetrieblichen Randbedingungen zu schätzen bzw. ist optional eine Korridoraufweitung vom 0,2-fachen der zurückgelegten Wegstrecke bis auf einen Maximalwert von 3.000 m anzuwenden.

Für eine Berechnung nach AzB ist die Verwendung von Flugverlaufsdaten einzig für die Ermittlung des Korridors vorgesehen. Die AzB ist demnach nicht direkt für die vollständige Verarbeitung von Flugverlaufsdaten vorgesehen [50].

## 2.4 Methoden zur Aufbereitung und Glättung von Radarrohdaten

### 2.4.1 Überblick

Ziel der untersuchten und im weiteren Verlauf dargelegten Methoden ist es, Flugbewegungen möglichst realitätsgetreu aus den Punktdaten der Überwachungssysteme zu rekonstruieren. Dabei sind die Punktdaten das Resultat einer zeitdiskreten und fehlerbehafteten Messung der tatsächlich kontinuierlich in Zeit und Raum verlaufenden Flugbewegung.

Somit sind im Rahmen der Bewegungsverfolgung (beziehungsweise Spurbildung – *tracking*) zwei Grundaufgaben zu leisten:

1. Rekonstruktion der Bewegung als Umkehrung der Abtastung („Interpolation“)
2. Fehlerminimierung, optional unter Beachtung der Systemdynamik („Glättung“)

Die Verfolgung von Radarzielen ist wissenschaftlich gut erforscht, da sich die Frage nach dem Auseinanderhalten und fortwährenden Beobachten von Zielen bereits mit den ersten Radaranlagen stellte. Aus der Anwendung heraus (zivil wie militärisch) ist dabei eine gewisse Echtzeitfähigkeit erforderlich, welche bis heute durch die verfügbaren technischen und analytischen Mittel der Signalverarbeitung begrenzt wird. So ist auch im für die zivile Flugsicherung relevanten Betriebsmodus *Track While Scan* (TWS) eine Zurückstellung der Genauigkeitsanforderungen zugunsten der schnellen Reaktionsfähigkeit (Manövererkennung) festzustellen.

Der alternativ gebräuchliche Begriff der Spurbildung ist für die Anwendung in dieser Studie sicherlich zutreffender als der der Zielverfolgung. Im Sinne einer nachträglichen Vermessung ohne Echtzeitanforderung ist auch ein wesentlich höherer Verarbeitungsaufwand akzeptabel, wenn dadurch die Genauigkeit gesteigert werden kann und auch soll. Die tatsächlichen Genauigkeitsanforderungen, welche sich aus der Anwendung zur Fluglärmrechnung herleiten, werden im weiteren Verlauf noch herausgearbeitet (siehe Kapitel 4).

Aus der Fachliteratur ist abzuleiten, dass sich die auf Reaktionsfähigkeit hin optimierten Algorithmen auch auf bestmögliche Genauigkeit hin parametrieren lassen. Hierbei setzt jedoch die zugrundeliegende stochastische Theorie enge Grenzen. Eine verbesserte Fehlerkompensation ist beispielsweise nicht *per se* mit zusätzlicher Rechenleistung zu erlangen, sondern kann eines verbesserten Prozessmodells (hier: Flugmechanik und Radarerfassung) bedürfen.

Fortschritte in der Informationstechnik ermöglichten zuletzt die Zusammenführung von Daten aus mehreren Überwachungssystemen, wodurch einerseits der Erfassungsbereich „nahtlos“ vergrößert und andererseits auch die Genauigkeit gesteigert werden kann, da effektiv eine Reduktion der – für den Messfehler relevanten – mittleren Zielentfernung von der nächst gelegenen Radaranlage stattfindet. Rege erforscht wird die weitere Genauigkeitssteigerung mittels stochastischer Verarbeitung von Simultanerfassungen mehrerer Überwachungssysteme (*Multi-Radar* /

*Multi-Sensor Tracking; Data / Sensor Fusion*). Hierfür werden sowohl bekannte Tracking-Verfahren abgewandelt oder innovative Ansätze getestet.

## 2.4.2 Ausreißertests

### 2.4.2.1 Herangehensweise und typische Methoden

Bei wissenschaftlichen Messungen und Analysen sind Ausreißertests ein probates Mittel zur Datenaufbereitung. Durch Eliminierung stark von der Stichprobe abweichender Messwerte erfolgt eine Varianzreduktion. Im Hintergrund steht die Annahme, dass Ausreißer keine durch Fehler verfälschte oder verrauschten (Fehler als stochastischer Prozess), sondern durch externe Umstände (Fehler als singuläre Störung oder Fehlfunktion) vollständig unbrauchbare Messwerte darstellen. Da die Liste der bekannten Ausreißertests lang ist und die Anwendbarkeit auf das Problem der Radardaten-Aufbereitung nicht gesichert ist, werden im nachfolgenden Unterkapitel in der Literatur dokumentierte, problemspezifische Anwendungen zusammengetragen.

### 2.4.2.2 Ausgewählte Resultate der Literaturanalyse

- ▶ Grubbs-Ausreißertest (iteratives Entfernen von Ausreißern unter Berücksichtigung eines festzulegenden Signifikanzniveaus) [52] angewandt in bspw. [17], [18]
- ▶ Standardisierte Extremabweichungen (Überschreitung der x-fachen Standardabweichung) [53] angewandt in bspw. [54]
- ▶ Clustering-Verfahren (Bildung von neuen Clustern abseits des Hauptclusters) in [55]
- ▶ Stetigkeit der Beschleunigung (Schub, parametrische Kontinuität) in [56], [57]
- ▶ Stetigkeit der Kurvenkrümmung (Lastvielfaches, grafische Kontinuität) in [58]

## 2.4.3 Generische Glättungsfilter

### 2.4.3.1 Herangehensweise und typische Methoden

In der Messdatenverarbeitung sind Glättungsfilter ein erprobtes Mittel zur Aufbereitung fehlerbehafteter Rohdaten. Die Theorie hierzu entstammt sowohl der Stochastik (Fehlerminimierung) als auch der Signalverarbeitung (Tiefpassfilterung). Demensprechend werden in der Literatur inhaltlich artverwandte Ansätze teils sehr unterschiedlich dargestellt<sup>10</sup>.

Die grundsätzliche Herangehensweise der Glättung besteht im Einbringen eines trägen Filterverhaltens, welches das träge (niederfrequente und damit plausible) Verhalten eines Luftfahrzeugs vom unmöglich agilen (hochfrequenten) Messrauschen trennt. Die Bezeichnung „generisch“ wurde gewählt, weil die gewählten Filtermethoden kein Modell der plausiblen Flugeigenschaften, wie minimale Kurvenradien oder maximal mögliche Manöverlasten enthalten, sondern diese lediglich mittels gewisser, abstrakter Filterparameter (zum Beispiel Grenzfrequenz des Tiefpasses) abbilden.

Ausgleichsrechnungen mit vorab festgelegten geometrischen Formen kommen gänzlich ohne Parameter aus. Wohl bekannt sind Splines, welche je nach Ordnung lineare oder polynomiale Formen annehmen können. Durch die Wahl der geometrischen Form und Parametrierung können die Grenzen der Manövrierfähigkeit eines Luftfahrzeuges in engen Grenzen nachgezeichnet

---

<sup>10</sup> Der gleitende Mittelwert ist im stochastischen Sinn eine Ausgleichsrechnung, welche den mittleren Fehler (Residuum) zu minimieren sucht und aus Sicht der Signalverarbeitung ein einfaches Tiefpassfilter (per z-Transformation aus der Definition herleitbar).

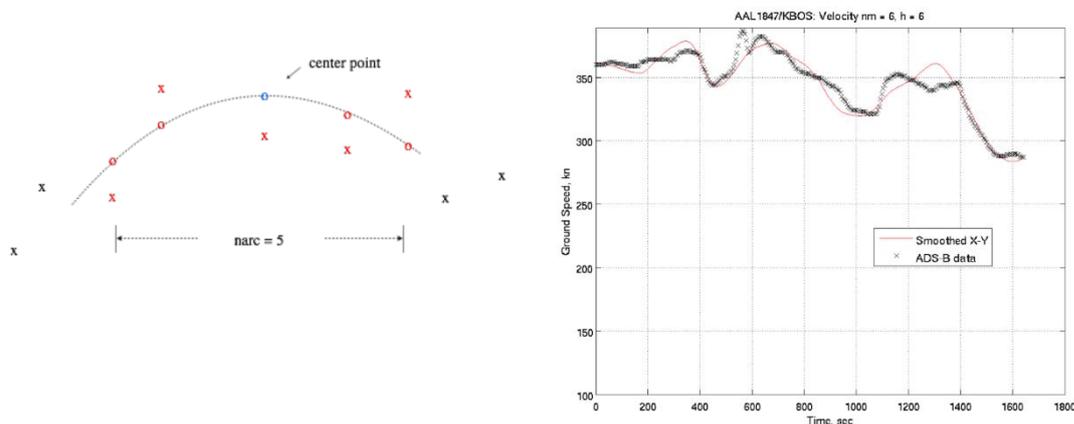
werden: Typisch sind beispielsweise Forderungen nach „ruck- und stoßfreien“ Trajektorien mit begrenzten Krümmungen (vergleiche: stetige Differenzierbarkeit). Beispielhafte Formen zur Erzielung dieser Eigenschaften sind: Linien und Kreisbogensegmente (*arc*), Polynomzug (*spline*) sowie die verschiedenen Übergangsbögen aus der Trassierung<sup>11</sup>, wie die Klothoide (*Euler / Cornu spiral*), jeweils unter Festlegung von Grenzen für die Krümmung.

### 2.4.3.2 Ausgewählte Resultate der Literaturanalyse

Im einem NASA Bericht [54] wird ein MATLAB-Programm zur Glättung von Radardaten mittels *moving-arc least-square fit* beschrieben. Hierbei erfolgt sowohl eine Trend-Extrapolation als auch eine Entfernung von Ausreißern, wobei als besonderer Vorteil die Verzögerungsfreiheit (Abwesenheit zeitlicher Verschiebung) betont wird. Die Ergebnisse sind, in Anbetracht der vergleichsweise einfachen Methodik, von hoher Qualität, wie nachstehende Abbildung 25 im rechten Teil zeigt.

**Abbildung 25: Glättung durch Ausgleichsrechnung mit Modell eines Kreisbogens**

Illustration des Vorgehens (links: Fenster von 5 Messungen „x“ und geglätteten Werten „o“) sowie typischer Resultate (rechts: Gegenüberstellung der ermittelten Fluggeschwindigkeit auf Basis geglätteter Radardaten „X-Y“ und bordseitig erhobener Navigationsdaten „ADS-B“)



Quelle: NASA [54]

Splines verschiedener Ordnung und deren Eigenschaften bei der Glättung von Radardaten werden in [55], [57–61] diskutiert. Dabei erfolgt typischerweise eine Gegenüberstellung mit modellbasierten Methoden (nächstes Unterkapitel), welche auf Kosten einer wesentlich höheren Modellkomplexität auch bessere Ergebnisse erzielen. So berichtet die EUROCONTROL in [59] über Forschungen zur Genauigkeitssteigerung von Multisensor-Trackern. Als Vergleichsgröße mit einem mittleren Fehler von jenseits 100 m werden kubische Spline-Interpolation (MATLAB Funktion *csaps*) herangezogen. Dieselben Autoren berichteten in [60] über einen stochastischen Ansatz zur Minimierung des Residuums und der Rauheit eines B-Splines, mit vergleichbaren Resultaten. Ein gleichwertiges Verfahren wird in [61] beschrieben, allerdings mit simulativ erzeugten und damit nur relativ zu wertenden Ergebnissen.

In [57] kombiniert die MITRE Corporation die Glättung durch Ausgleichsrechnung mit einem gleitenden Zeitfenster (analog zu [54], nun jedoch mit kubischem Spline statt Kreisbogen, siehe Abbildung 26). Die einführende Benennung der Fehlerquellen der Überwachung ist wertvoll. Die Ergebnisse sind jedoch strikt in Relation zum künstlich in die Simulation eingespielten Fehler zu würdigen. Festgehalten werden kann, dass der eingespielte Fehler zu sehr großen Teilen

<sup>11</sup> Abermals werden, je nach Fachrichtung, artverwandte Ansätze sehr unterschiedlich hergeleitet (vergleiche: kubischer Spline der Computergrafik und Blossbogen der Bahntrassierung).

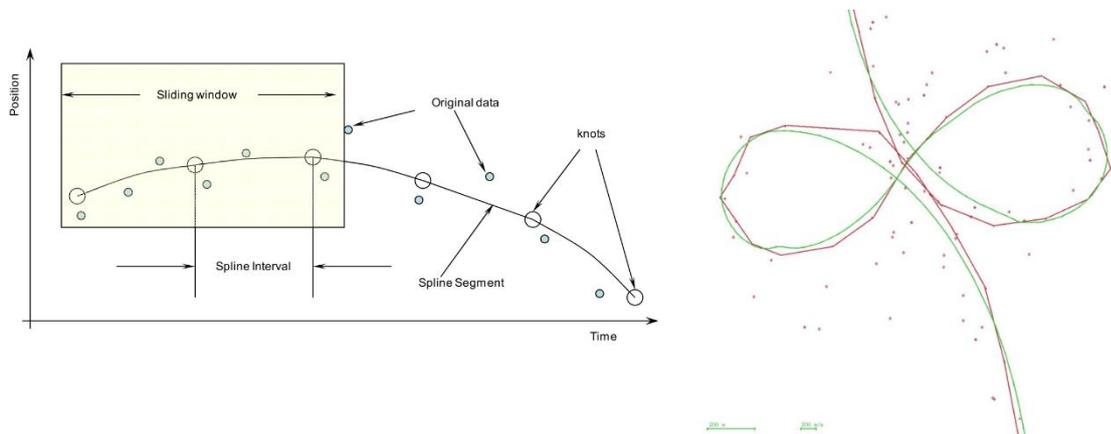
kompensiert werden konnte. Das größer als 30 m normal verteilte Messrauschen in der Entfernung wurde auf lediglich 1,5 m konstanten Versatz und 0,5 m normal verteiltes Rauschen reduziert.

In [55] beschreibt ein CASSIDIAN-Ingenieur ein adaptives Glättungsverfahren, welches zunächst Linien- und Kreisbogensegmente (per Kalman-Filterung, also einem modellbasierten Verfahren) platziert, diverse Ausreißertests durchführt und anschließend Übergangsstellen mittels Bézier-Splines zu glätten versucht (iteratives *trial & error* Verfahren). In den Auswertungen wird auf korrekte Reproduktion besonders enger, „agiler“ Manöver geachtet, wie Abbildung 26 beispielhaft zeigt. Insgesamt wird eine Genauigkeit von im Mittel 60 m erzielt, wobei zu würdigen ist, dass auf das militärische Überwachungssystem GIADS zurückgegriffen wurde.

Weiterführende Darlegungen zu den Krümmungs- und Stetigkeitseigenschaften von Bézier-Splines finden sich in der ENAC-Veröffentlichung [58], in welcher die Betrachtungen aus der Computergrafik über das Lastvielfache mit denen der Flugmechanik in Einklang gebracht werden.

**Abbildung 26: Glättung durch Ausgleichsrechnung mit Modell eines kubischen Splines**

Illustration des Vorgehens (links: Fenster von 6 Messungen „o“ und geglätteten Werten „O“) sowie typischer Resultate (rechts: Gegenüberstellung der Rohdaten – Punkte – mit Zwischenergebnis – rot – und finalem Spline – grün).



Quelle: MITRE [57]; CASSIDIAN [55]

**2.4.4 Modellbasierte Bewegungsrekonstruktion**

**2.4.4.1 Herangehensweise und typische Methoden**

Ausgangspunkt für die modellbasierten und damit mathematisch geschlossenen Problembearbeitungen sind die Entwicklungen der digitalen Signalverarbeitung und der Regelungstechnik im beginnenden Computer- und Weltraumzeitalter. Methodisch spielte der Übergang vom Frequenz- / Spektralbereich zum sogenannten Zustandsraum eine wesentliche Rolle [62], da sich die zugrunde liegende Mathematik damit stark vereinfachte. Die Anwendung des hiermit erarbeiteten Kálmán-Filters (KF) bei den ersten Mond-Missionen stellte den Durchbruch der Methode dar. Weitere Anwendungen und Entwicklungen, unter anderem im Radar-Tracking und der Luftfahrzeug-Navigation, folgten im Verlauf der Zeit. Ein solider Überblick über historische bis moderne Anwendungen findet sich in [62], der heutige Stand der Technik und aktuelle Innovationen werden in [63] dargestellt.

Beim reinen Radar-Tracking sind ausschließlich die Positionsdaten mess- oder „beobachtbar“, während die Orientierung des Luftfahrzeuges im Raum sowie alle Geschwindigkeiten und Beschleunigungen (in den relevanten Raum- und Drehachsen) „verborgene“ Systemzustände

darstellen (*observable vs. hidden state*, vergleiche: *state observer, hidden Markov model*, HMM). Diese lassen sich nicht direkt messen, wohl aber aus Messungen herleiten, da sie in physikalischen Zusammenhängen zu diesen stehen. Grundeigenschaft der modellbasierten Methoden ist es, dass diese Zusammenhänge nun explizit berücksichtigt werden.

In der Regel erfolgt dies in Form von Differenzial- oder Differenzengleichungen, wobei der letztgenannte zeitdiskrete Fall der Typische ist. Weiterhin ist es erforderlich, auch die Störungen (Messrauschen, Unsicherheiten im Modell, etc.) explizit zu beschreiben. Dies erfolgt in Form von Varianzen beziehungsweise von Kovarianz-Matrizen (mehrdimensionaler Fall).

In stark verkürzter Form lässt sich die Arbeitsweise des Kálmán-Filters wie folgt beschreiben:

- ▶ Im ersten Hauptschritt wird die zeitliche Fortentwicklung des Systemzustands gemäß vorliegender Zustandsschätzung und Systemdynamik-Matrix<sup>12</sup> vorhergesagt (*predict*). Ebenfalls erfolgt eine Aktualisierung der Schätz-Kovarianz, welche sich aus den bereits vorliegenden Werten sowie den Unsicherheiten durch ungenaue Beschreibung beziehungsweise Störung der Systemdynamik zusammensetzt.
- ▶ Beim Start des Filters ist die Zustandsschätzung zu initialisieren. Dies kann in vollständiger Unkenntnis mit Hilfe unkritischer Werte erfolgen, welche mittelwertig im plausiblen Bereich platziert und mit weiten, den Bereich voll ausfüllenden Streubreiten versehen werden.
- ▶ Im zweiten Hauptschritt erfolgt die Korrektur des geschätzten Zustands, um der nächsten Messung zu entsprechen (*correct*). Hierzu wird als Hilfsgröße zunächst die Schätzabweichung indirekt als Ablage des Zustandsvektors (*innovation*) bestimmt und sodann unter Berücksichtigung der Messunsicherheit die Kálmán-Matrix (*gain*) bestimmt. Diese dient abschließend zur Aktualisierung der Schätz-Kovarianz.
- ▶ In der nun folgenden Rekursion über die Zeit wird die Schätzung konvergieren. Kálmán-Filter minimieren beweisbar die Summe der Fehlerquadrate und gelten deshalb als „optimale“ Filter.

Auf die komplizierte Herleitung der Gleichungen wird auch in der Fachliteratur in der Regel verzichtet. Üblich ist hingegen die Angabe der Parametrierung in Form der Matrizen für Systemdynamik, Prozessstörung und Messunsicherheit. Verständlich aufbereitete Anleitungen zur Filterparametrierung finden sich<sup>13</sup> in den aktuell stark nachgefragten und zudem interdisziplinär ausgerichteten Bereichen Robotik / Computer Vision / Autonomes Fahren.

Limitierend wirkt, dass Kálmán-Filter auf lineare Systeme und normal verteilte Zufallsgrößen beschränkt sind. Nicht normal verteilte Größen lassen sich zwar mit Hilfe der Methodik lösen, jedoch ist das Verhalten dann nicht mehr garantiert fehlerminimal.

Nichtlineare Probleme hingegen lassen sich nicht bearbeiten. In den Ingenieurwissenschaften wird in einem solchen Fall das Problem am gegenwärtigen Arbeitspunkt linearisiert (oder eine Reihenentwicklung vorgenommen). Dies ist Grundgedanke beim Extended-Kálmán-Filter. EKF bedienen sich der mathematisch einfach formulierten, jedoch rechentechnisch anspruchsvollen partiellen Ableitung (Jacobi-Matrix). Durch die Linearisierung darf nun auch die Initialisierung des Filters nicht mehr „grob falsch“ sein, da sonst ein divergierendes Verhalten droht. Die vom

---

<sup>12</sup> Hinzu kommen die Stellgrößen, wenn diese beobachtbar sind. Bei der Radarüberwachung ist nicht der Fall.

<sup>13</sup> Siehe z.B. Kai Arras, Cyrill Stachniss, Maren Bennewitz, Wolfram Burgard: „Robotics 2 – Target Tracking“ unter <http://ais.informatik.uni-freiburg.de/teaching/ws11/robotics2/pdfs/rob2-19-tracking.pdf>

KF bekannten Optimalitätseigenschaften gehen ebenfalls verloren. Dennoch lassen sich EKF so parametrieren, dass sie praktisch stabil konvergieren. Als technisch bestgeeignetste Variante stellen EKF den Standard in fast allen aktuellen Radaranwendungen dar (damit offenbar trotz Nachteilen für lebenskritische Anwendungen geeignet und zulassungsfähig).

Als modernere Alternative zu EKF existiert mit dem Unscented-Kálmán-Filter (UKF) ein abgewandeltes Verfahren, welches, statt das Gleichungssystem zu linearisieren, die Verteilungen nichtlinear transformiert und dabei auch approximiert<sup>14</sup>. Vorteile des erst um 1995 entwickelten Verfahrens werden in reduziertem Rechenaufwand (gegenüber der Bestimmung der Jacobi-Matrix) und numerisch stabilerem Verhalten gesehen. Beweisbare Optimalität besteht hingegen nicht. Somit ist die Wahl zwischen EKF und UKF fallabhängig. Eine Kombination der Methoden, z.B. UKF-Vorhersage mit EKF-Korrektur, ist aufgrund der engen (mathematischen) Verwandtschaft möglich und auch nicht unüblich.

Da die Glättung stets mit einer gewissen Reaktionsträgheit einhergeht, haben sich für Flugsicherungsanwendungen hybride statistische Modelle mit (quasi-) kontinuierlichen Bewegungsschätzern und diskreter Umschaltung des Modells inzwischen fest etabliert. Hauptvertreter sind Interacting Multiple Model Filter (IMM) und Multi-Hypothesis Tracker (MHT). Ein Überblick wird von [64], [65] vermittelt. Die Genauere Darstellung erfolgt anhand konkreter Literaturbeispiele im folgenden Unterkapitel.

#### 2.4.4.2 Ausgewählte Resultate der Literaturanalyse

Nach Stand der Literatur dürfen IMM-Filter [66], [67] als die wesentliche Methode der modernen Radardatenverarbeitung gelten. Eine Verwendung ist in [10], [29], [59–61], [68–70] dokumentiert. Werden in der aktuellen Forschung noch „einfache“ Kálmán-Filter eingesetzt, dann stets in Kombination mit weiteren Mitteln der Glättung, siehe [55], [71–73].

Die Herleitung mehrerer EKF als Teilmodelle für verschiedene Bewegungszustände und die Zusammenführung zu einem IMM-Tracker wird gut nachvollziehbar in [67], [70] beschrieben. Hierbei werden nachfolgend aufgelistete Luftfahrzeugmanöver diskret modelliert (namensgebend: *multiple model*), indem die Bewegungsgleichungen der newtonschen Mechanik aufgestellt, in Matrixschreibweise gebracht und nun direkt als Systemdynamikmatrix des Kálmán-Filters verwendet werden (Model Filter 1..N in Abbildung 27 rechts).

- ▶ Geradesauflug mit konstanter Geschwindigkeit (*constant velocity*, CV). Die Kálmán-Vorhersage lautet: „Der gegenwärtige Ort entspricht dem letzten bekannten, versetzt um den geschätzten und konstanten Bewegungsvektor. Die Bewegung berechnet sich somit aus der Flugrichtung mal Bahngeschwindigkeit mal vergangener Zeit“.
- ▶ Geradeausflug mit konstanter Beschleunigung (*constant acceleration*, CA). Der Bewegungsvektor ist nun über die Beschleunigung veränderlich, sodass die Berechnung der Bewegung erweitert wird um: „...plus halbe Beschleunigung multipliziert mit dem Quadrat der Zeit“.
- ▶ Koordinierte Kurve / Verfahrenskurve (*coordinated turn*, CT). Der Bewegungsvektor wird fortwährend gedreht. Hierzu erfolgt die Besetzung der Matrix mit den trigonometrischen Funktionen gemäß Rotationsmatrix.

In [67] erfolgt diese Modellierung in der zweidimensionalen Ebene, wodurch vergleichsweise übersichtliche und einfach zu interpretierende Matrizen entstehen. Der Kurvenflug ist fast

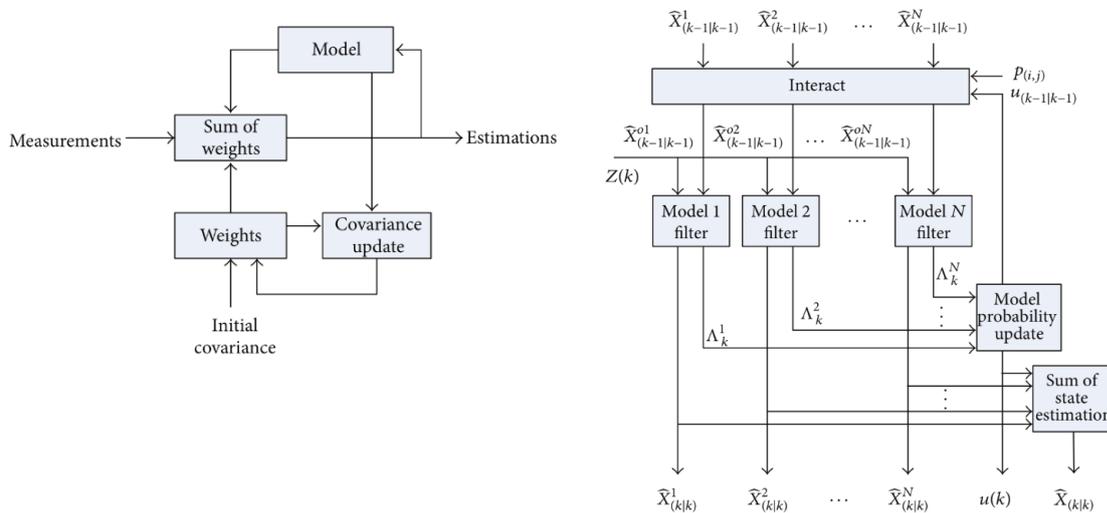
<sup>14</sup> Erklärung siehe Cyrill Stachniss: „Robot Mapping – Unscented Kalman Filter“ unter <http://ais.informatik.uni-freiburg.de/teaching/ws13/mapping/pdf/slam06-ukf-4.pdf>

immer nichtlinear (Ausnahme: konstante und bekannte Winkelgeschwindigkeit), sodass EKF oder UKF Verwendung finden. Durch abweichende Bezugssysteme (z.B. Radaranlagen besser beschreibende Polarkoordinaten) oder Berücksichtigung un stetiger Bewegungszustände verkompliziert sich der Sachverhalt weiter. Herleitungen fast aller Standardmodelle, auch des dreidimensionalen beschleunigten Kurvenflugs in einer geneigten Manöerebene, finden sich in [74].

Die Bestimmung der nun unterschiedlichen Modellwahrscheinlichkeiten (*model probability*) und die Umschaltung der Modelle (*model interaction / switching / mixing*) wird mittels Markov-Kette modelliert. Die Parametrierung der Zustandsübergangsmatrix ist demnach bedeutsam, und es ist in der Literatur auch üblich, diese zu dokumentieren, siehe zum Beispiel [29], [59], [67], [70]. In [30] wird berichtet, dass zu hohe Messfrequenzen Probleme mit der Modellumschaltung verursachen können, da die Zustandsänderungen zu graduell werden.

**Abbildung 27: Grundlegende Struktur von Kálmán- und Interacting-Multiple-Model-Filtern**

Grundstruktur eines Kálmán-Filters (KF: Vorhersage im oberen und Korrektur im unteren Pfad; linke Seite) und eines *Interacting-Multiple-Model-Filtern* (IMM: mehrere Kálmán-Filter mittig; Vorhersage im vertikalen Pfad; Korrektur per Wahrscheinlichkeits-Update und Modell-Interaktion als Rekursion / Schleife; rechte Seite)

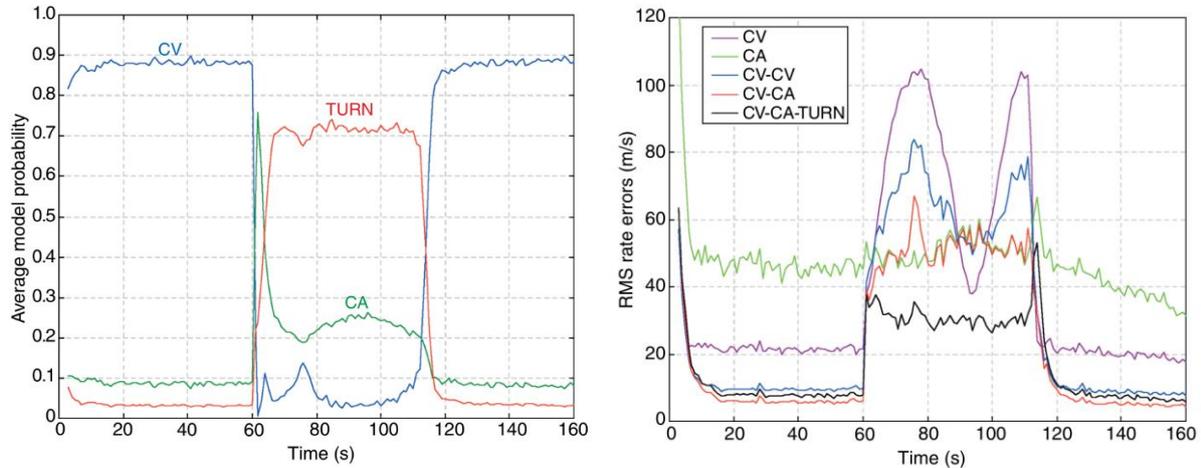


Quelle: Dalian Maritime University [61]

In den Studien, welche Spline-Interpolationen mit modellbasierten Filtern vergleichen [59–61], führten die komplexeren Filter stets zu den besseren Ergebnissen. Dies betrifft zum einen die subjektiv eingeschätzte Plausibilität der Geometrie (kein / geringeres Verkürzen von engen Kurven und Schleifen), zum anderen den objektiven Positionsfehler gegenüber den originären Real- oder Simulationsdaten. Bei genauer Betrachtung rechtfertigen die objektiven absoluten Unterschiede nicht immer das subjektiv eindeutig formulierte Fazit. In [60] bestehen beispielsweise große Unterschiede zwischen simulierten und realen Szenarien. Objektiv den „einfachen“ Kálmán-Filtern überlegen zeigen sich IMM-Filter, siehe [61], [67], [70].

**Abbildung 28: Exemplarisches Verhalten verschiedener Kálmán-/IMM-Filter**

Wahrscheinlichkeiten für die Teilmodelle (links) und Residuen (RMS-Geschwindigkeitsfehler, rechts) während des Manövers 0 s—CV—60 s—TURN—110 s—CV. Die Modelle CV und CA realisieren „einfache“ Kálmán-Filter, alle anderen IMM-Filter. Offensichtlich hilft das Teilmodell CA, obwohl nicht im Manöver präsent, Ablagen vom exakt kreisförmig modellierten Kurvenflug zu erklären (hypothetisch: Übergangsbögen, Wind).



Quelle: JHU/APL [70]

### Fazit: Wahl des Ansatzes zur Glättung gemessener Flugverlaufsdaten

Zusammenfassend ist festzuhalten, dass die Vorteile der modellbasierten Herangehensweise erst mit IMM-Filtern voll ausgeschöpft werden. Der Vorteil kann sich in realen Szenarien unter der Wirkung unbekannter oder unzutreffend modellierter Fehler (*process & measurement error*) jedoch schnell relativieren. Die geometrischen Modelle hingegen vermögen zwar die Punktdaten besser wiederzugeben, jedoch können „unmöglich agile“ Flugmanöver nicht ausgeschlossen werden.

Insofern ist sorgfältig zwischen Genauigkeit und Plausibilität abzuwägen. Die betrifft insbesondere die – für die Schubrechnung in hoher Qualität benötigte – Geschwindigkeit zu. Obwohl wesentlich komplexer, ist die IMM-Filterung hier klar im Vorteil, da physikalisch korrekte Flugverläufe garantiert werden.

## 2.4.5 Fusion von Überwachungsdaten

### 2.4.5.1 Herangehensweise und typische Methoden

Die Fusion von Flugbewegungsdaten aus mehreren Überwachungssystemen ist eng mit der Aufbereitung der Daten eines einzelnen Systems verbunden, zumindest wenn Kálmán-Filter in Verwendung sind. Es können nämlich auch die Messungen zweier Systeme in ein Filter gespeist werden. Dementsprechend werden die sogenannten Multiradar-Tracker auch seit einiger Zeit erforscht. Gemäß [10] können die Verfahren anhand der Stufe und Qualität der Zusammenführung klassifiziert und in die technische Entwicklung eingeordnet werden:

- Die Zusammenführung von Punktdaten vor Anwendung des Tracking-Filters (zentrale Datenfusion, *multiple plot*) ist technisch einfacher und deshalb früher in die Zeit einzuordnen als die Zusammenführung bereits gebildeter Spuren (dezentrale Datenfusion, *multiple track*).

- ▶ Die Umschaltung zwischen den Systemen ist technisch einfacher und früher in die Zeit einzuordnen als die gewichtete Mittelung (effektiv: Kálmán- oder IMM-Filterung).
- ▶ Eine zentrale Datenfusion, welche mittels geeigneter statistischer Methoden die Qualität jeder einzelnen Messung bewertet und berücksichtigt, ist Gegenstand der aktuellen Forschung. Die meisten Veröffentlichungen präsentieren derlei innovative Filter-Arrangements.

Das Vorgehen bei der Datenfusion ist grob betrachtet jeweils ähnlich, wobei die Unterschiede in den verwendeten Filtern und Modellen sowie deren Parametrierungen zu suchen sind.

Zuerst werden die Punktdaten aller Systeme in eine gemeinsame Basis gebracht. Dies beinhaltet eine Koordinatentransformation und gegebenenfalls auch eine Verschiebung oder Skalierung der Erfassungszeit. Gleichzeitig werden Verzerrungen im Ort (*bias*) und in der Zeit (*latency, jitter*) entfernt und Ausreißertests angewendet. Die Korrekturgrößen werden in der Regel durch stochastische Schätzer (nachgelagert) bestimmt.

Im nächsten Schritt erfolgt die Erkennung zusammengehöriger Punktdaten, trivialerweise durch bereits vorliegende Zielidentifikation, oft jedoch durch Auswertung der räumlichen und zeitlichen Nähe der Plots zueinander (3D-Tore, Lösung eines Optimierungsproblem). Das Problem wird im Radar-Tracking als *plot to track association* bezeichnet. Es wurde in den voran gegangenen Kapiteln der Übersichtlichkeit halber ausgelassen. Im Rahmen der Datenfusion verkompliziert sich der Sachverhalt etwas, aber nicht dramatisch. Dementsprechend werden bereits bekannte Methoden angewendet: (*joint*) *probabilistic data association filter* (PDA, JPDA auch -F), Kuhn-Munkres-Algorithmus [69], *multiple hypothesis tracker* (MHT) und so weiter.

Anschließend erfolgt die tatsächliche Datenfusion nebst Spurbildung. Die dezentralen Ansätze überwiegen hierbei, da hierbei eine sensorspezifische online-Schätzung der Messfehler, das heißt Versatz (*bias*) und Rauschen (*covariance*), erschlossen wird. In jüngeren Publikationen werden zudem oft dezentrale und zentrale Aspekte kombiniert.

Infolge der deshalb sehr hohen Komplexität und des durch die Veröffentlichungsplattformen begrenzten Seitenumfangs bedarf es oft signifikanten Hintergrundwissens, den sehr knappen Darlegungen zu folgen. Teils werden lediglich Modelltyp und Ansatz zur Parametrierung benannt. Da jedoch die verwendeten Filter zum Standardrepertoire moderner Computernumerik-Pakete gehören, ist die Reproduktion offensichtlich möglich.

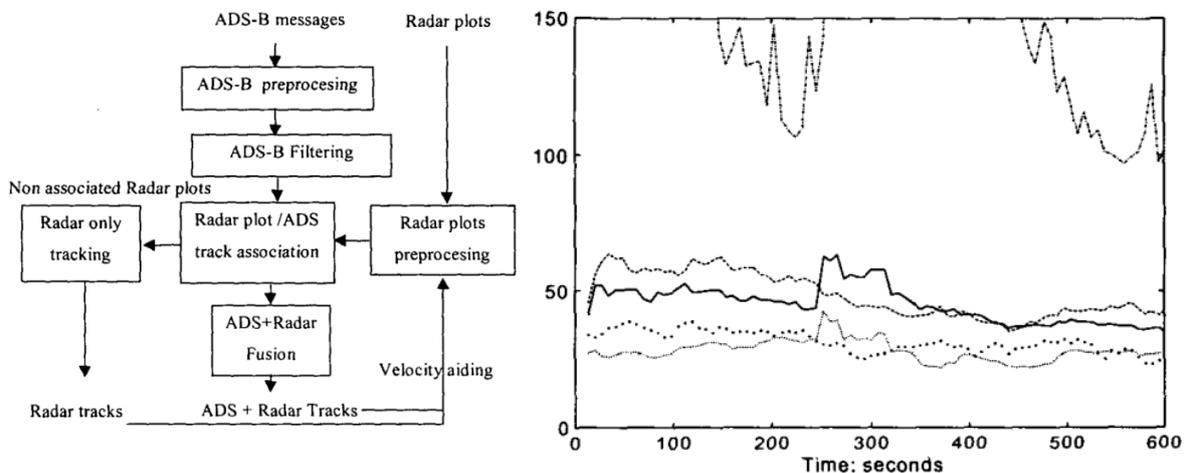
#### 2.4.5.2 Ausgewählte Resultate der Literaturanalyse

In der zentralen Datenfusion ist es möglich, alle Daten „blind“, das heißt unter Vernachlässigung der Quelle und Fehlereigenschaften zu fusionieren, zum Beispiel nach Herangehensweise der *covariance intersection* mittels IMM-Filter, wie in [71] praktiziert. Hiermit kann bereits ein Ergebnis erzielt werden, welches im Wesentlichen dem besten Sensor entspricht, aber dessen Genauigkeit nicht übertrifft.

Von einer dezentralen Datenfusion mit schätzender Fehlerkorrektur wird in [69] berichtet. Hierbei werden ADS-B-Daten als Referenz genutzt. Mittels EKF wird aus ADS-B die Bewegung rekonstruiert. Geschwindigkeit und Kursrichtung werden zur Unterstützung in den Radar-EKF gespeist. Anschließend werden die Spuren gemittelt und die Fehlerschätzung (ebenfalls EKF) aktualisiert. Im Resultat werden im Flughafennahbereich Genauigkeiten von deutlich unter 50 m, bestenfalls unter Nutzung von Mode-S Geschwindigkeitsangaben stabil um 30 m erzielt, siehe nachstehende Abbildung 29.

**Abbildung 29: Dezentrale Datenfusion oder „track mixing“**

Systemarchitektur / Datenflussdiagramm (links) und längs gemessene Ablagen von der Realposition (in Metern, rechts). Die Strich-Punkt-Linie mit mehr als 100 m Fehler am oberen Bildrand verkörpert reine Radarmessungen, während im Bereich 50 m und weniger Fehler verschiedene Ausprägungen des Konzepts evaluiert werden.



Quelle: UPM [69]

Auf ein ähnliches System hinarbeitend, beschäftigt sich [26] mit der Modellierung der spezifischen Fehler von Radar und ADS-B sowie Methoden, diese zu kompensieren. Dies betrifft insbesondere die Synchronisierung in der Zeit, da ADS-B-Reports systembedingt asynchron und verzögert empfangen werden können. Der Bericht schließt mit einer theoretischen Herleitung der erzielbaren Genauigkeiten, jedoch ohne experimentellen Nachweis. Einen solcher Nachweis wird simulativ von anderen Autoren in [68] erbracht.

In den recht jungen Veröffentlichungen [29], [73] werden hybride Konzepte der Datenfusion präsentiert, in beiden Fällen auch unter Nutzung hoch präziser MLAT Daten. Bemerkenswert ist, dass in allen dokumentierten Fällen das Resultat der Datenfusion einen geringeren Fehler aufweist, als die jeweiligen einzelnen Sensordaten für sich genommen. Als Endergebnis weist [29] aus, dass die Genauigkeit der ADS-B-Daten von rund 30 m mittlerem Fehler auf rund 23 m gesteigert werden konnte, und zwar mittels hybrider Datenfusion (kaskadierende IMM-Filter) auf Basis von WAM Daten einer Genauigkeit von lediglich knapp 50 m.

### 2.4.5.3 Berücksichtigung von Randbedingungen

Im Rahmen der Analysen kann es erforderlich sein, die komplexe und selbsttätig arbeitende Datenfusion teilweise einzugrenzen, um praktischen Randbedingungen gerecht zu werden. Beispiele hierfür sind:

- ▶ Sicherstellung, dass die Trajektorie auf einer Start-/Landebahn beginnt und endet
- ▶ Erzwingen der Sensor-Umschaltung, zum Beispiel ab einer bestimmten Entfernung
- ▶ Dynamische Einflussnahme auf den Zielkonflikt zwischen Glattheit und Genauigkeit

Dies kann trivialerweise durch Nachbearbeitung der generierten Flugspuren erfolgen. Günstiger, weil die bereits bestehenden Möglichkeiten voll nutzend, ist eine Berücksichtigung im Rahmen der Datenfusion selbst. Die Berichte in der Literatur lassen den Schluss zu, dass mittels

Manipulation der Filter-Matrizen (Verstärkung und Fehler-Kovarianz) das Verhalten gezielt und weitläufig beeinflusst werden kann.

#### **Fazit: Flugspur-Vervollständigung durch Kombination von Überwachungssystemen**

Die gleitende Umschaltung zwischen verschiedenen Überwachungssystemen zur Vervollständigung ist gut erforscht. Mit Hilfe standardisierter, in Software-Paketen enthaltener Filterimplementierungen sollte eine Sensorfusion mit Restfehler des jeweils besten Systems realisierbar sein.

Eine weitere Fehlerreduktion bedingt kaskadierende Filterarrangements mit Rückkopplung von Fehlerschätzungen zur Entzerrung und Zeitsynchronisation. Es ist fraglich, ob die Fluglärmmanwendung derartige Genauigkeiten erfordert und somit den erheblichen Aufwand rechtfertigt.

### **2.4.6 Hinweise auf weiterführende Informationen**

Im Unterkapitel 2.4 wurden die Methoden zur Aufbereitung von Flugverlaufsdaten aus Messungen verschiedener Überwachungssysteme beleuchtet. Es erfolgte eine das Feld eher überschaubare Darstellung der relevantesten Methoden des heutigen Multi-Radar-Trackings im Anwendungsbereich der zivilen Flugsicherung. Stichworte zur Recherche weiterführender Informationen zu diesen Methoden wurden im Text geliefert.

Informationen zur aktuellen Forschung finden sich unter den Stichworten Multi-Sensor-Multi-Target Tracking und Sequenzielle Monte-Carlo Methode. Da darüber hinaus denkbar ist, dass die Radarüberwachung durch Weitbereichs-Multilateration von ADS-B-Signalen mit entsprechend innovativer Signalverarbeitung abgelöst wird, sind auch ADS-B und WAM wichtige Stichworte. Zur Erforschung der Vorteile und der praktische Tauglichkeit dieser Methoden, insbesondere die Einsatzfähigkeit für lebenskritische Anwendungen, wird rege publiziert, siehe zum Beispiel [28], [30], [75], [76].

Ergänzend dürften relevante Erkenntnisse aus militärischen Radaranwendungen teils auch öffentlich dokumentiert sein. In der Literaturrecherche nicht gezielt in diese Richtung gearbeitet, sie aber auch nicht gänzlich ausgeklammert, da die relevanten Forschungsreinrichtungen und Radarsystemanbieter meist beide Märkte bedienen.

## **2.5 Methoden zur Bestimmung von Masse und Schub aus Flugverlaufsdaten**

### **2.5.1 Überblick**

Die Flugleistungsberechnung erlaubt die Bestimmung der Schubkraft und damit der für die Lärmemission relevanten Triebwerksleistung durch Verrechnung der gemessenen Luftfahrzeugbewegung. Es gelten die naturwissenschaftlichen Grundsätze der Energieerhaltung und Kräftegleichgewichte. Zur Schubbestimmung per Bilanzierung ist somit die Kenntnis der aerodynamischen Eigenschaften und der Luftfahrzeugmasse erforderlich. Beides sind geschützte Daten der Luftfahrzeughersteller (aerodynamische Güte) und der Luftfahrzeugbetreiber (geschäftliche Strategie zum vertikalen Flugprofil, Auslastung der Flüge).

Die aerodynamischen Eigenschaften eines Luftfahrzeugmusters können, für die Belange der Lärmrechnung sicherlich ausreichend präzise, modellhaft angenommen werden, wobei sogar für die überwältigende Mehrheit der gebräuchlichen Luftfahrzeugbaumuster tabellierte Werte für verschiedenen Konfigurationen existieren (EUROCONTROL *base of aircraft data* – BADA und *aircraft noise and performance* – ANP Datenbanken). Insofern sind diesbezüglich keine gravierenden Hürden zu erkennen.

Anders verhält es sich für die Luftfahrzeugmasse, welche sich aus Betriebsleermasse und Zuladung zuzüglicher teils gesetzlich vorgeschriebenen, teils operativ entschiedenen Kraftstoffmengen zusammensetzt. Nahezu alle Größen der Energiebilanz sind von der Luftfahrzeugmasse abhängig, sodass dieser eine Schlüsselrolle bei der erforderlichen Schubermittlung zukommt:

- ▶ Potentielle Energie mit linearer Massenabhängigkeit per  $E_{\text{pot}} = m \cdot g \cdot h$
- ▶ Kinetische Energie mit linearer Massenabhängigkeit per  $E_{\text{kin}} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot v^2$
- ▶ Widerstandskraft mit quadratischer Massenabhängigkeit per induziertem Widerstand (Hierbei stehen Gewichtskraft und Auftrieb im Kräftegleichgewicht)
- ▶ Trägheitsmomente um alle Achsen

Da die Masse bis dato ausschließlich dem Luftfahrzeugbetreiber verlässlich bekannt ist und aus berechtigten wirtschaftlichen Überlegungen heraus nicht offengelegt wird, werden Methoden zur Schätzung der Luftfahrzeugmasse auf Basis öffentlich verfügbarer Daten, unter anderem Flugverlaufsdaten benötigt. Dabei lassen sich zwei Ansätze unterscheiden, nämlich erstens die Nachrechnung der Flugleistungen unter Berücksichtigung der Verfahrensvorgaben sowie zweitens die Anwendung stochastischer Schätzverfahren.

### 2.5.2 Flugleistungsberechnung unter Berücksichtigung von Verfahrensvorgaben

Die Thematik ist aus diversen Anwendungen, sei es die Rekonstruktion von Flugunfällen, die Flugsimulation oder die Optimierung von Flugtrajektorien, gut erforscht und bekannt. So wird zur Ableitung der Masse aus Flugleistungsrechnungen entsprechend wenig und dann eher anwendungsbezogen publiziert, auch weil sich die Methodik direkt aus Lehr- und Flughandbüchern ableitet, siehe zum Beispiel [77]. Im Sinne der Literaturanalyse ist auf diese Fachliteratur zu verweisen.

Auf Anwendungsseite stehen folgende Ansätze, die Masse mit Hilfe von Verfahrensgrenzen und Flugleistungsberechnungen zu erschließen:

- ▶ Flugplanerische Massenkalkulation anhand des Flugziels (Leermasse + erwartete Zuladung + erforderlicher Kraftstoff nach IR-OPS). Die Unsicherheiten sind groß, da die Zuladung und etwaige Kraftstoffreserven nur dem Luftfahrzeugbetreiber bekannt sein können.
- ▶ Massenkorelation zur Abhebe- beziehungsweise Anfluggeschwindigkeit mittels Flughandbüchern. Durch Berücksichtigung von operationellen Zu- und Abschlägen für Luftdichte, Wind, nasse Piste, etc. kann die Schätzung unter Zuhilfenahme von Wetterdaten noch verfeinert werden.
- ▶ Beurteilung des Startlaufs (Strecke, Beschleunigungsverhalten) mittels Kräftebilanzierung entlang der Startlaufstrecke (Take Off Run). Abweichungen von Flughandbuchdaten zeigen sodann Anpassungsbedarf in der Luftfahrzeugmasse an. Die Unschärfe ist jedoch groß, da der Schub nicht bekannt ist.
- ▶ Bestimmung der Energiebilanz und Abgleich mit den druck- bzw. temperaturbedingten Grenzen (*pressure / temperature limit*) der Triebwerksleistung. Verletzungen dieser Betriebsgrenzen zeigen Anpassungsbedarf in der Luftfahrzeugmasse an.

- ▶ Erkennung von Höhenänderungen im Reiseflug. Unter der Annahme, dass ein Wechsel der Reiseflughöhe immer dann nachgefragt wird, wenn die Masse durch Kraftstoffverbrauch soweit gesunken ist, dass ein Aufsteigen opportun ist, lässt sich die Masse bestimmen.

### 2.5.3 Anwendung stochastischer Schätzverfahren

Die Anwendung stochastischer Schätzverfahren zur Bestimmung der Luftfahrzeugmasse ist Gegenstand der aktuellen Forschung. Die Recherche nach Veröffentlichungen wird jedoch durch zahlreiche Publikationen aus der Luftfahrzeugkonstruktion erschwert, welche das Ziel verfolgen die Betriebsleermasse in der Designphase zu schätzen und mit Blick auf eine optimierte Transportleistung zu reduzieren. Hinzu kommt, dass nur wenige Forschungsgruppen auf diesem Gebiet tätig sind. Die Kreise waren von Beginn an bekannt und haben sich in der Literaturanalyse nicht erweitert. Insofern hat sich zwar die Zahl der bekannten Veröffentlichungen, jedoch ohne wesentlichen Erkenntnisgewinn erhöht. Zu nennen sind:

- ▶ Arbeiten an der TU Delft, teils in Zusammenarbeit mit dem niederländischen Luft- und Raumfahrtforschungszentrum NLR, siehe [78–80]
- ▶ Arbeiten an der französischen Ecole de l’Aviation Civile ENAC in Toulouse, siehe [56], [81–86]
- ▶ Arbeiten des Massachusetts Institute of Technology (MIT), siehe [87], [88]
- ▶ Arbeiten der Hong Kong City University und der Jiaotong-Universität Shanghai [89]

Die Mehrheit der Veröffentlichungen begründet die Massenschätzung auf Radar oder ADS-B-Daten, während sich [77], [88], [89] auf FDR/QAR-Daten stützen.

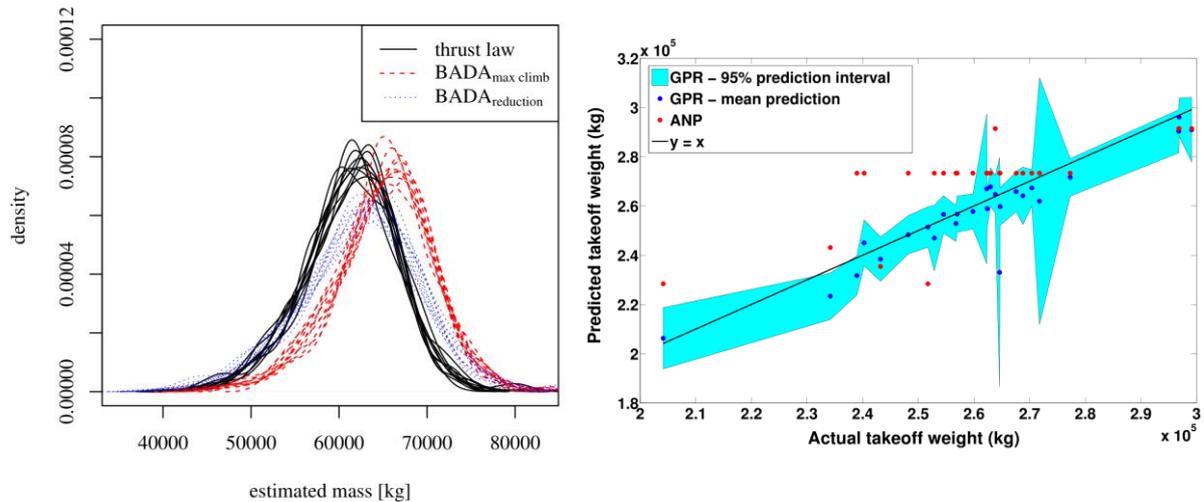
Die geringe Zahl an Quellen und die Veröffentlichungszeiten ab 2013 lassen erahnen, dass die Forschung hierzu noch jung ist und sicherlich noch nicht die optimale Lösung gefunden wurde. Zwar geben die Autoren geringe Restfehler von ca. 2-5% in der bestimmten Masse an, jedoch ist unklar, ob mit realen oder simulierten Daten verglichen wurde. Weiterhin enthalten fast alle Publikationen auch grobe Vereinfachungen, zum Beispiel bezüglich der Triebwerksleistung (konstant über die Zeit und unklare Bestimmung der tatsächlich nicht trivial zu berechnenden reduzierten Schubeinstellung).

Im Detail präsentiert die Gruppe der ENAC in [56] eine mit BADA eng verwandte Flugleistungsberechnung zur Vorhersage der *energy rate* (etwa: inverses Leistungsgewicht). Hierbei wird eine konstante Schubeinstellung unterstellt und die Verteilung der zum Ausgleich der Energiebilanz errechneten „äquivalenten Masse“ als Ergebnis präsentiert. Es handelt sich demnach (noch) um eine deterministische Flugleistungsberechnung, mit statistischen Ansätzen.

Der als adaptiv bezeichnete Ansatz wird in [83], [85] um eine Ausgleichsrechnung ergänzt, welche jedoch schlechter abschneidet als der bestehende Ansatz. Die genauen Implementierungsdetails der Fehlerquadrat-Methode bleiben jedoch verborgen, sodass die Gründe nicht genau nachvollzogen werden können. In [84] wird das Schema um eine Analyse historischer Daten zur Kalibrierung ergänzt. Die Modellanpassung an die Daten erfolgt nach dem Verfahren nach *Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno* (BFGS), also einem Optimierungsverfahren. Die Steigerung der Genauigkeit wird nachgewiesen, jedoch in einer schlecht vergleichbaren Form (Effekt auf die Trajektorien-Optimierung).

**Abbildung 30: Exemplarische Ergebnisse der Masseschätzung**

Geschätzte Verteilung (links) und Streudiagramm Vorhersage gegenüber Realität (rechts)



Quelle: ENAC [84] und MIT [87]

In [86] werden weitere Methoden aus dem Bereich *machine learning* hinzugefügt und gegeneinander verglichen (neurale Netze, genetische Algorithmen, Intervallregression). Die Fortschritte sind moderat, aber nachweisbar. Die Anwendung der Trajektorien-Optimierung wird weiter vertieft, sodass die Rolle der Masseschätzung nicht mehr klar erkennbar ist. Eine Rück-Fokussierung auf die Masse findet in [81], [82] statt. Als neue Methoden werden *gradient boosting* (GBM), *ridge regression* (RR) und *principal component regression* (PCR) eingeführt. Ergebnisseitig scheint GBM eine deutliche Genauigkeitssteigerung zu bewirken.

Ebenfalls aus historischen Daten lernend wird in [87] vorgegangen. In der MIT Publikation erfolgt die Modellanpassung mit *Gaussian process regression* (GPR). Obwohl ein wesentlicher Fortschritt gegenüber Rechnung nach ECAC Doc. 29 und Werten aus der ANP-Datenbank glaubhaft erkennbar ist, bleibt der Restfehler ungleich verteilt und keinesfalls stabil unter 5%. Damit ist die Methodik zwar als elegant, weil einfach parametrierbar, jedoch zu ungenau zu werten.

Ausgangspunkt der Forschungen in Delft ist [80] mit einer BADA-ähnlichen Modellierung der Flugleistungen. Die Bestimmung der Masse erfolgt über das Kräftegleichgewicht beim Abheben. Ein erster rekursiver Schätzer, welcher die Kopplung von Schub, Widerstand und Beschleunigung ausnutzt, senkt die Streuung des Schätzwertes, verschiebt aber auch den Mittelwert. Da ein Vergleich mit der Realmasse (*ground truth*) nicht stattfindet, ist eine Wertung schwierig.

Die weitere Formalisierung des rekursiven Ansatzes zu einem Bayes'schen Schätzer und die Diskussion um verschiedene Herangehensweisen (MAP vs. MLE) wird in [79] präsentiert, jedoch ohne praktische Anwendung. Diese erfolgt in [90]. Per Vergleich mit realen Luftfahrzeugmassen wird ein mittlerer Fehler von 4,3% Luftfahrzeugmasse ausgewiesen.

Die weitere Formalisierung und auch Entwicklung des Bayes'schen Schätzers zu einem SIR Partikelfilter (SMC Methode, vergleiche Kapitel 2.4.4) erfolgt in [78], mit dem Hinzutreten eines Mitentwicklers des IMM Filters [66] als Co-Autor. Es ist bemerkenswert, dass die zur Radardatenverarbeitung hilfreiche Theorie stochastischer Schätzungen nun auch auf das Problem der unbekannt Luftfahrzeugmassen erfolgreich angewendet wird. Ergebnisseitig scheint sich auch eine Steigerung der Genauigkeit auf ca. 3% Fehler in der Masse einzustellen.

Bei der Interpretation dieser Ergebnisse ist stets zu bedenken, dass der linear gemittelte Fehler eine unzureichende Metrik darstellt. Vielmehr ist die Streuung der Schätzungen zu evaluieren.

Dies geschieht in den präsentierten Veröffentlichungen nicht konsequent und vergleichbar genug, um an dieser Stelle eine tiefergehende Würdigung vornehmen zu können. Von einer grundsätzlichen Anwendbarkeit der präsentierten Methoden ist jedoch auszugehen.

#### **Fazit: Schätzung der unbekanntes Luftfahrzeugmasse**

Die Bestimmung der für den Fluglärm ursächlichen Schubleistung erscheint nicht problematisch, da auf bekannte und erprobte Flugleistungsberechnungen und Datenbank-Werte bezüglich der aerodynamischen Güte zurückgegriffen werden kann. Die unbekanntes Luftfahrzeugmasse stellt jedoch ein ernstzunehmendes Problem dar, weil so viele Berechnungsschritte von dieser abhängen und somit eine starke Fehlerpropagation erwartet werden muss.

Die Literatur liefert zur Bestimmung der Masse aus Flugbewegungsdaten deterministische und stochastische Verfahren. Nach Stand der Forschung erscheinen hoch entwickelte stochastische Verfahren notwendig zu sein, um eine verlässliche und (auch für die Lärmrechnung) hinreichend genaue Masseschätzung zu erhalten. Interessanterweise können Methoden und Erkenntnisse der Radardatenverarbeitung auch auf dieses Problem angewendet werden.

## **2.6 Bewertung der in Deutschland verwendeten Fluglärmrechnungsverfahren**

Im Rahmen des Kapitels 2.3 wurden die in Europa und Nordamerika etablierten Berechnungsverfahren für Fluglärm, hier AzB (Deutschland), FLULA2 (Schweiz), ANCON (UK), INM (USA), A-EDT (USA), ECAC Doc. 29 (EU) sowie die EUROCONTROL-Studien ENHANCE und STAPES, insbesondere mit Fokus auf die Verwendung von Flugverlaufsdaten, analysiert. Im Ergebnis ist festzustellen, dass die Nutzung von Flugverlaufsdaten in der Fluglärmrechnung bis auf das Modell ANCON in UK und in Ansätzen bei FLULA2 in der Schweiz nicht standardisiert und automatisiert umgesetzt ist. Jedoch zeigen die Analysen auch, dass der standardisierte Einsatz von Flugverlaufsdaten zu einer Erhöhung der Genauigkeit führen kann [33].

Im Rahmen der Analysen zu Art und Umfang verfügbarer Flugverlaufsdaten (vgl. Kapitel 2.2) zeigt sich, dass vornehmlich Radardaten und ADS-B-Daten aufgrund ihrer weitestgehend freien Verfügbarkeit für die Anwendung in Fluglärmrechnungen geeignet sind.

Für Deutschland zeigen Analysen gemäß [50], dass die Anwendung von Radardaten in Fluglärmrechnungsverfahren sowohl mittels AzB als auch ECAC Doc. 29 möglich ist. In den Analysen nach [50] wurden kubische Spline Funktionen zur Glättung in den Kurvensegmenten angewandt. Die Geschwindigkeit als auch das Flugprofil inkl. Nettoschub wurden ebenfalls aus Radardaten abgeleitet. Im Ergebnis dieser Studie zeigt sich, dass die AzB besser geeignet scheint, Radardaten zu implementieren. Die Berechnungsverfahren führen gemäß [50] zu vergleichbaren Ergebnissen, im Abgleich mit den in der Studie verwandten Lärmrechnungen zeigt die AzB auch bessere Übereinstimmung. Es wird empfohlen, eine Normierung des Radardatenformats anzustreben. In Bezug auf ECAC Doc. 29 werden Ergänzungen angeregt, hier die Erweiterung der Luftfahrzeugemissionsbibliotheken auf größere Entfernungen, eine Methodik zur Auswahl der Profile und Angaben über die Streuung der Emissionspegel, um eine durchgehende Anwendung von Radardaten zu ermöglichen. Aktuell existieren in Deutschland keine standardisierten Methoden zur Ableitung von vertikalen Flugprofilen aus Radardaten, die in Fluglärmrechnungsverfahren anwendbar wären. Es sind demnach Modelle für die Bestimmung der Triebwerksleistung, der Luftfahrzeugkonfiguration und der Luftfahrzeugmasse aus Radardaten in Kombination mit Flugleistungsdatenbanken für die Anwendung in Deutschland zu entwickeln.

In Bezug auf die in Deutschland verwendeten Fluglärmrechnungsverfahren, hier vornehmlich AzB und ECAC Doc. 29, ist festzustellen [91]:

- ▶ Beide Fluglärmrechnungsverfahren verfügen über einen Segmentierungsalgorithmus (AzB zusätzlich immissionsbezogen).
- ▶ Die AzB weist feste Profile (Fixpunktprofile), d.h. einen Schallemissionsparameter (hier der Zusatzpegel) sowie Flughöhe und Geschwindigkeit als Funktion der Entfernung zum Bezugspunkt auf, demnach ist die Flexibilität in Bezug auf eine einzelflugbasierte Bewertung, wie hier avisiert, eingeschränkt.
- ▶ ECAC Doc. 29 weist prozedurale Profile auf, aus denen die Schallimmission sowie Flughöhe und Geschwindigkeit unter Berücksichtigung der Luftfahrzeugmasse und der Meteorologie entsprechend des prozeduralen Verfahrens (Steigen, Beschleunigen, Sinken etc.) erst berechnet werden, hinreichende Flexibilität in Bezug die avisierte Einzelflugbewertung scheint demnach gegeben.
- ▶ Die AzB deckt zusätzlich die militärische und allgemeine Luftfahrt, Helikopter als auch Bodenbewegungen mit ab und ist damit diesbezüglich sehr umfangreich.

Beiden Verfahren ist eine grundsätzliche Erweiterungsfähigkeit zu attestieren. Hinsichtlich der in diesem Projekt relevanten Anwendung von Flugverlaufsdaten wird ECAC Doc. 29 insbesondere in Bezug auf die Flugbahnmodellierung jedoch eine flexiblere Erweiterungsfähigkeit bescheinigt. ECAC Doc. 29 bietet aufgrund der Struktur des Berechnungsverfahrens zudem die Möglichkeit vergleichender Analysen (Bewertung von An- und Abflugverfahren etc.) [50].

## 3 Ermittlung vollständiger Flugspuren durch Kombination von Überwachungssystemen

### 3.1 Überblick

Ziel der nachfolgenden Untersuchungen ist die Methodenentwicklung und -erprobung für die Vorverarbeitung von Flugverlaufsdaten unterschiedlicher Quellen, um hieraus eine möglichst präzise 4D-Trajektorie zu generieren. Diese Trajektorie muss eine Reihe von spezifischen Anforderungen erfüllen, da hieraus in den weiteren Untersuchungsschritten (siehe Kapitel 4) der an den Triebwerken anliegende Schub zu jedem Zeitpunkt mit Hilfe mathematisch/statistischer Methoden geschätzt werden soll. Da die hierfür relevanten Beschleunigungen später in teils zweiter Ableitung aus den 4D-Trajektorien ermittelbar sind, ergeben sich dementsprechend hohe Anforderungen an die Genauigkeit und die Stetigkeit.

Innerhalb des folgenden Kapitels werden daher die Untersuchungen zur Genauigkeit (Kapitel 3.3), Glättung und Datenfusion (Kapitel 3.4 bis 3.6) der bereits in Kapitel 2.2 beschriebenen Flugverlaufsdaten dargelegt. Hinsichtlich der Datenglättung werden gemäß den Erkenntnissen der Literaturanalyse (vgl. Kapitel 2.4) geometrische, das heißt Spline-Algorithmen, und modellbasierte Glättungsmethoden, das heißt Kálmán-Filter, erprobt. Vorbereitend wird ein Testdatensatz bestehend aus exemplarischen Flugverlaufsdaten verschiedener Quellen beschafft und konsolidiert (vgl. nachfolgendes Kapitel 3.2).

### 3.2 Zusammenstellung des Testdatensatzes

Für die Studie wird auf einen Testdatensatz bestehend aus insgesamt 77 Flugverläufen zurückgegriffen. Die bordseitig aufgezeichneten Daten des Flugdatenschreibers (*flight data recorder*, FDR, beziehungsweise *quick access recorder*, QAR) dienen als Referenzdaten, da die höchste verfügbare Genauigkeit erwartet wird. Die enthaltenen Positions- und Geschwindigkeitsdaten sind identisch mit jenen, die zur Steuerung des Luftfahrzeugs tatsächlich verwendet wurden (Anzeige im Cockpit, Nutzung durch Flugsteuercomputer).

Die Art und damit auch die Qualität der Positions- und damit Flugverlaufsbestimmung ist zwar vom jeweiligen LFZ-Typ und auch vom LFZ-Alter abhängig, erfolgt jedoch bei einer Vielzahl der heutzutage operierenden LFZ im kommerziellen Linienflugbetrieb auf Basis von hochgenauen Multisensorerfassungen. Hierbei werden die Daten verschiedener bordgestützter Ortungssysteme, wie z.B. die satellitengestützte (GNSS / GPS), inertielle (IRS) und/oder bodengebundene (VOR/DME, DME/DME) Ortung verwendet und rechnergestützt weiterverarbeitet.

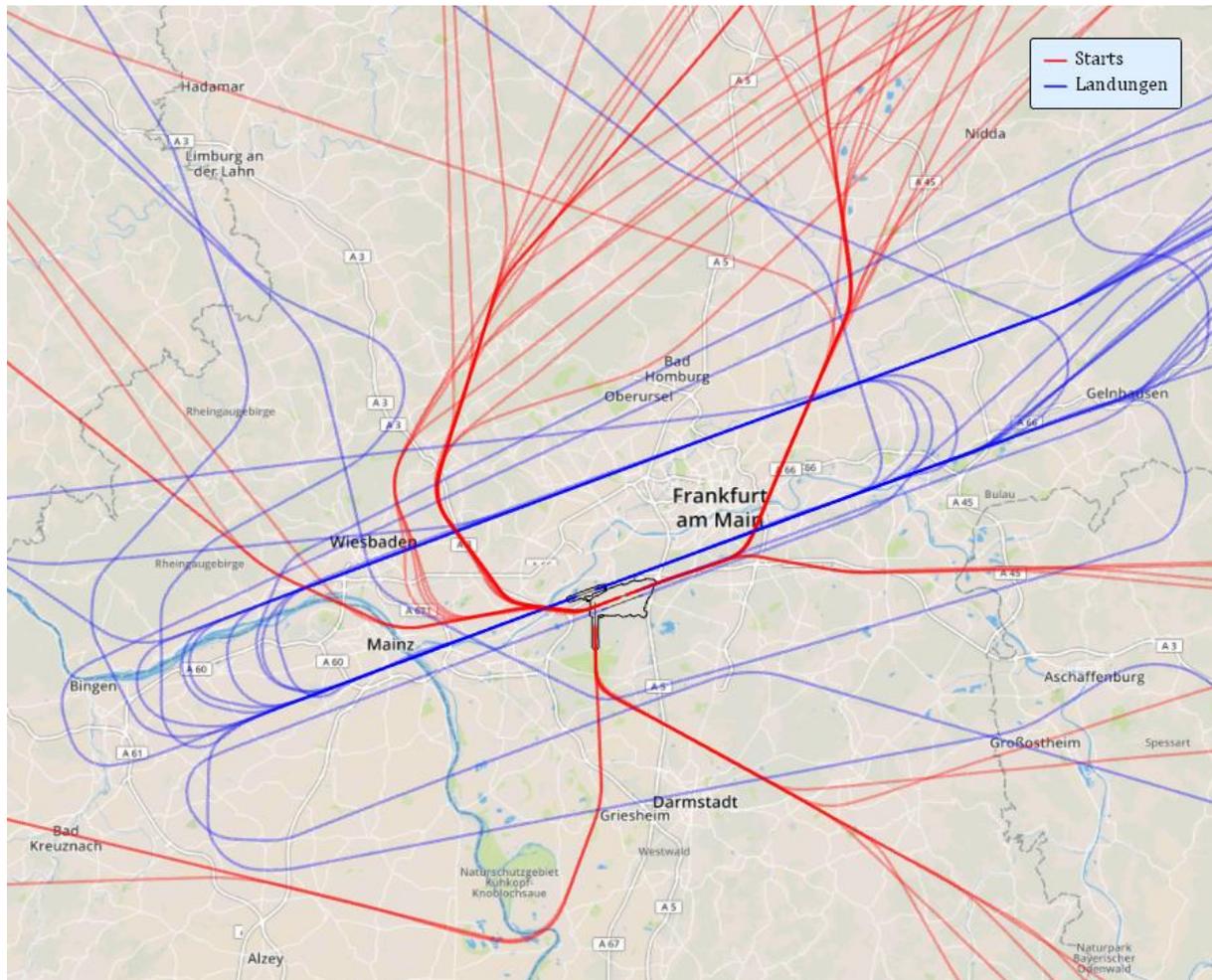
Nachfolgende Untersuchungen zu Ortungsfehlern der Flugverlaufsdaten, die im Rahmen einer Fluglärmrechnung verwendet werden sollen, werden stets in Bezug zu diesen Referenzdaten ermittelt und entsprechend relativ hierzu bewertet. Dies gewährleistet eine quantitative Betrachtung der im Folgenden kurz als „Fehler“ bezeichneten Ablagen der jeweiligen Ortungssysteme FANOMOS und ADS-B von der FDR-Referenz.

Der zur Verfügung stehende Datensatz umfasst 49 Abflüge und 28 Anflüge eines einzelnen LFZ-Musters am Flughafen Frankfurt/Main aus August und September 2016. Die Aufzeichnungsrate beträgt 1 Hz. Die Flugspurdaten umfassen dabei jeweils den vollständigen Flugverlauf vom Start bis Landung. Da jedoch für den vorliegenden Untersuchungsgegenstand lediglich der Flughafenbereich in Frankfurt im Fokus steht, wurden die Daten geographisch auf eine

Maximalentfernung von 30 NM zum Flughafenbezugspunkt beschnitten<sup>15</sup>. Dies vereinfacht zudem die Datenhaltung und -verarbeitung. Abbildung 31 zeigt diese 77 Referenzflüge (Abflüge rot, Anflüge blau; 30 NM Radius außerhalb des Bildrandes).

Passend zu diesen Referenzdaten wurden die jeweiligen Flugverläufe durch die aufgezeichneten Daten des FANOMOS-Systems der DFS und terrestrisch empfangener ADS-B-Daten (aufgezeichnet und zur Verfügung gestellt durch *Open Sky Network, OSN*) beschafft. Für den Download historischer Daten von OSN kam die Bibliothek *Traffic-Viz*<sup>16</sup> zum Einsatz. Alle Auswertungen zur erzielten Genauigkeit wurden mittels Wolfram *Mathematica*<sup>17</sup> durchgeführt.

**Abbildung 31: FDR-Flugverläufe des verwendeten Testdatensatzes**



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

<sup>15</sup> Diese Entfernung orientiert sich auch dem seitens des Eurocontrol Performance Review Committee für Europa eingeführten ASMA (Arrival Spacing and Metering Area) Wertes von 40 NM.

<sup>16</sup> Siehe <https://opensky-network.org/data/impala>, <https://github.com/xoolive/traffic> und <https://traffic-viz.github.io/>

<sup>17</sup> Siehe <https://www.wolfram.com/mathematica/>

### 3.3 Fehlerbetrachtung der Überwachungssysteme

Die Flugverlaufsdaten wurden zunächst in Form der heruntergeladenen Rohdaten mit den als Referenz geltenden FDR-Daten verglichen. Im Rahmen einer einzelflugbasierten, qualitativen Betrachtung wurden die aus der Theorie bekannten Fehlermechanismen genauer untersucht und mit Blick auf frühzeitige Standardisierung in rechentechnisch nutzbare Metriken der Fehlerbetrachtung überführt. Die abschließende quantitative Fehlerbetrachtung besteht nun in der Erhebung der definierten Metriken für den gesamten Testdatensatz und den üblichen Methoden der beschreibenden Statistik (zum Beispiel *Box-Whisker-Plot* über den *Root Mean Square Error* – RMSE).

#### 3.3.1 Festlegung von Metriken für die Bewertung der Sensorfehler

Grundsätzlich ist bekannt, dass ADS-B wie auch FANOMOS-Daten spezifische Signalfehler beinhalten, die in unterschiedlichen Größenordnungen liegen und so einen teils signifikanten Einfluss auf die Qualität der Berechnungsergebnisse haben können. Nennenswert sind der räumliche Fehler, der zeitliche Fehler sowie der Fehler der Fluggeschwindigkeit. Aus früheren Analysen und der Literatur ist zudem bekannt, dass sich die Fehlerquantifizierung am sinnvollsten an diskreten, nach objektiven Kriterien festgelegten Messpunkten der FDR-Referenztrajektorie durchführen lässt. Zur Bemessung des Fehlers wurden daher folgende Metriken (in Anlehnung an die Notation gemäß ICAO RNP [92]) festgelegt:

- ▶ Räumlicher Fehler in den drei Raumrichtungen:
  - Quer zum Flugpfad – *Cross Track Error* (XTE)
  - Vertikal zum Flugpfad – *Vertical Track Error* (VTE)
  - Entlang des Flugpfades – *Along Track Error* (ATE) (Abbildung des Zeitfehlers)
- ▶ Fehler der übertragenen Geschwindigkeit über Grund (*Ground Speed Error* – GSE)

Die o.g. Fehler bestimmen sich über einfache Subtraktion des Istwertes (hier Punkt der zu bewertenden ADS-B- bzw. FANOMOS-Trajektorie) vom Sollwert (hier FDR-Referenzpunkt) an jedem Aufzeichnungspunkt der FDR-Trajektorie. Die Sollwerte werden dabei zwischen zwei Aufzeichnungspunkten linear interpoliert.

$$XTE / VTE / ATE / GSE = x_{FDR,i} - x_{OSN/FANOMOS} \quad (3)$$

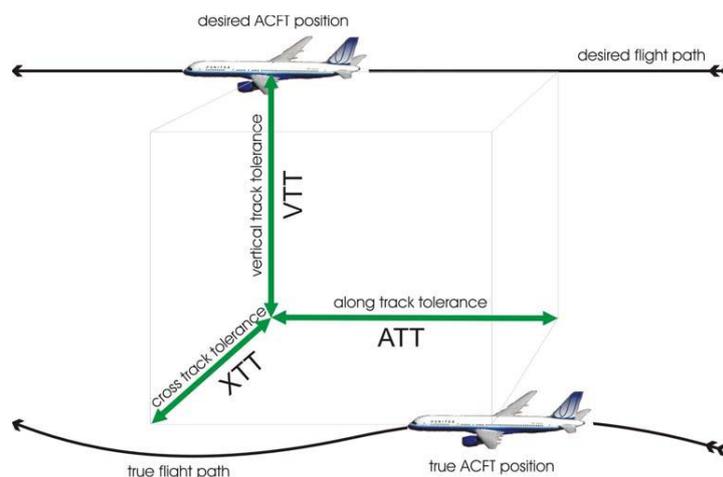
Mit:

$x_{FDR,i}$  Wert der FDR Referenz (bspw. Flughöhe) am Aufzeichnungspunkt  $i$

$x_{OSN/FANOMOS}$  Linear interpolierter Wert der OSN bzw. FANOMOS-Flugspur

Die nachfolgende Abbildung 32 verdeutlicht die Zerlegung des räumlichen Fehlers nochmals grafisch: Die Vermessung erfolgt rechnerisch durch Vektorprojektion in Schnittebenen, welche orthogonal entlang der FDR-Referenzflugbahn fixiert sind.

**Abbildung 32: Zerlegung der Ortsablage in die räumlichen Fehlerbestandteile**



Quelle: [93]

### 3.3.2 Qualitative Analyse der Sensorfehler

Im Rahmen der qualitativen Fehleranalysen sollen zunächst durch exemplarische, visuelle Vergleiche der jeweiligen Flugverlaufsdaten erste qualitative Einschätzungen zur Datengenauigkeit vorgenommen werden.

#### 3.3.2.1 FANOMOS

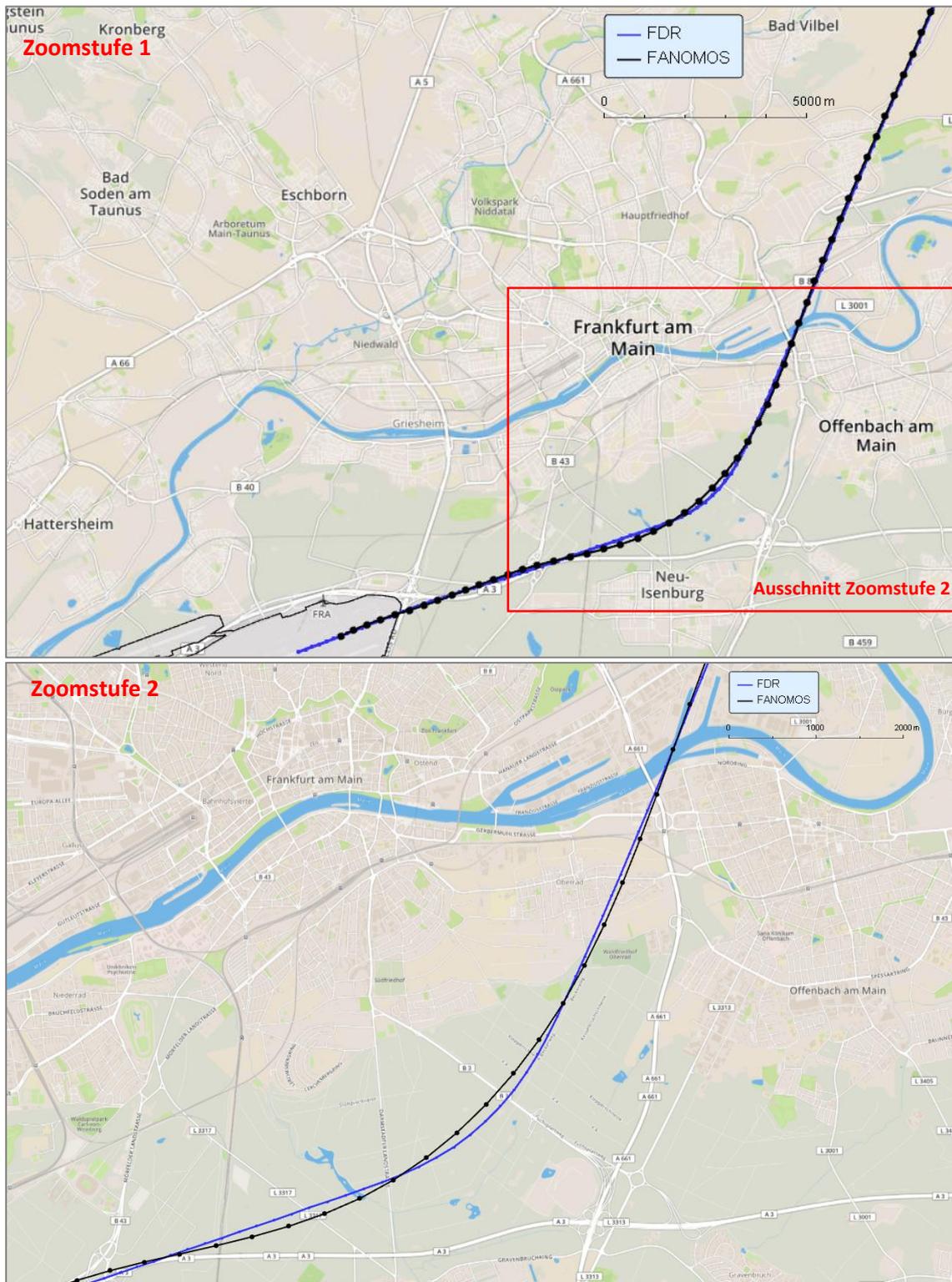
Bei FANOMOS-Daten handelt es sich um Radardaten der DFS, die aufbereitete Flugplan- und Radardaten von Flügen zu bzw. von deutschen Flughäfen umfassen [13]. Hierbei werden Radarrohdaten computergestützt weiterverarbeitet. Die so generierte Flugspur ist quasi durchgängig aus den Daten mehrerer Radaranlagen (sog. *Multi Radar Tracking*) zusammengesetzt und mit Hilfe von Ausreißertests und Glättungsalgorithmen nachbearbeitet.

Im Rahmen der qualitativen Fehleranalysen wurden die Flugverläufe der FANOMOS-Daten mit denen der FDR-Referenzdaten überlagert. Hierbei war festzustellen, dass auf geraden Segmenten einer Flugspur die FANOMOS-Datenaufzeichnung der FDR-Referenz sehr gut folgt und somit visuell nahezu keine Unterschiede zwischen beiden Flugspuren erkennbar waren. In Kurven zeigte sich erwartungsgemäß ein abweichendes Bild, hier sind bereichsweise Abweichungen bereits in diesen visuellen, qualitativen Analysen erkennbar.

Die nachfolgende Abbildung 33 zeigt eine solche Überlagerung von FDR-Flugspur (blau) und zugehöriger FANOMOS-Datenaufzeichnung (schwarz) exemplarisch für eine Flugspur in zwei unterschiedlichen Zoomstufen. Bei dem hier dargestellten Flugverlauf handelt es sich um einen Start am Flughafen Frankfurt/Main von der Piste 07C mit anschließender Kurve nach Norden. Vor, während und nach der dargestellten Kurve sind Abweichungen zwischen FDR- und FANOMOS-Flugverlauf deutlich erkennbar. Zudem scheint sich ein langwelliges Schwingverhalten um die tatsächliche FDR-Position im Verlauf der Kurve zu ergeben.

### Abbildung 33: Vergleich von Positionsdaten aus FANOMOS-System zu bordseitiger Ermittlung

Verlauf der geographischen Position, unterlegt mit Kartendaten, in zwei verschiedenen Zoomstufen.



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

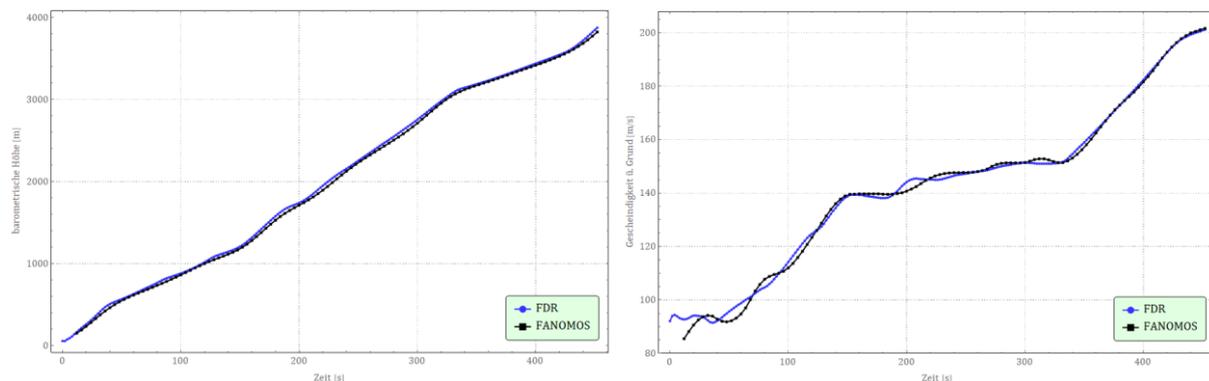
Weiterführend wurde der vertikale Verlauf der Flugspur (barometrische Höhe) analysiert. Auch hier zeigte sich stets ein hoher Übereinstimmungsgrad, wobei jedoch die FANOMOS-Flugspur tendenziell etwas unterhalb der FDR-Referenz zu liegen scheint (siehe Abbildung 34 links).

Weiterführend wurden die ebenfalls in den FANOMOS-Daten enthaltenen Geschwindigkeitsangaben analysiert. Diese ist als *Ground Speed*, also Geschwindigkeit über Grund angegeben und zeigt trotz insgesamt hoher Korrelation eine leichte, langwellige Schwingung.

Die nachfolgende Abbildung 34 zeigt diesen exemplarischen Vergleich für die barometrische Höhe und die Geschwindigkeit über Grund verglichen mit der FDR-Referenz (identischer Flug wie in Abbildung 33).

**Abbildung 34: Vergleich von Höhe und Geschwindigkeit aus FANOMOS-System zu bordseitiger Messung**

Barometrische Flughöhe (links) und Geschwindigkeit über Grund (rechts)



Quelle: © GfL mbH 2020

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass sich ein insgesamt hoher Übereinstimmungsgrad zwischen FDR-Referenz und FANOMOS-Daten zeigt, wobei jedoch in Kurvensegmenten sowie bei der aufgezeichneten Fluggeschwindigkeit langwellige Schwingungen erkennbar sind.

### 3.3.2.2 ADS-B

ADS-B-Daten werden bordautonom ermittelt, via Mode S Transponder standardisiert versandt und (für hiesige Auswertung) terrestrisch empfangen. Die hierbei übermittelten Positions- und Geschwindigkeitsdaten basieren folglich auf der bordseitigen Eigenortung der Luftfahrzeuge.

Analog zu den FANOMOS-Daten werden die ADS-B-Daten zunächst einer qualitativen Fehleranalyse bestehend aus Horizontal-, Vertikal- und Geschwindigkeitsfehler zugeführt. Die Abbildung 35 zeigt den Vergleich der Positionsdaten, erneut mittels identischem Beispielflug wie im vorangegangenen Kapitel 3.3.2.1. Die Zoomstufe entspricht dabei der Zoomstufe 2 aus Abbildung 33 unten.

Wie in Abbildung 35 zu sehen, zeigt sich im Vergleich eine wesentlich höhere Übereinstimmung des Kurvenmanövers der ADS-B datenbasierten Flugspur mit der FDR-Referenz als bei der FANOMOS datenbasierten Flugspur des gleichen Fluges. Unterschiede im Flugverlauf sind selbst in dieser Zoomstufe visuell kaum noch zu erkennen. Lediglich ganz am Ausgang der Kurve scheint eine Divergenz zwischen der blauen FDR und der roten ADS-B-Flugspur aufzutreten. Langwellige Schwingungen sind nicht erkennbar.

Ähnliches gilt für das Vertikal- und Geschwindigkeitsprofil: Auch hier scheinen die ADS-B-Daten eine zunächst höhere Genauigkeit ggü. der FDR-Referenz aufzuweisen, als dies bei den FANOMOS-Daten der Fall ist. Langwellige Schwingungen, wie sie noch bei den FANOMOS-Daten deutlich erkennbar waren, sind hier ebenfalls nicht festzustellen. Allerdings zeigt sich

bereichsweise ein leichter Versatz des Geschwindigkeitsprofils ggü. der FDR-Referenz (zeitversetzte Geschwindigkeitsänderung) und ein hochfrequentes Messrauschen mit allerdings geringer Amplitude.

**Abbildung 35: Vergleich von ADS-B-Positionsdaten zu bordseitiger Messung**

Verlauf der geographischen Position, unterlegt mit Kartendaten, bereits in erhöhter Zoomstufe.

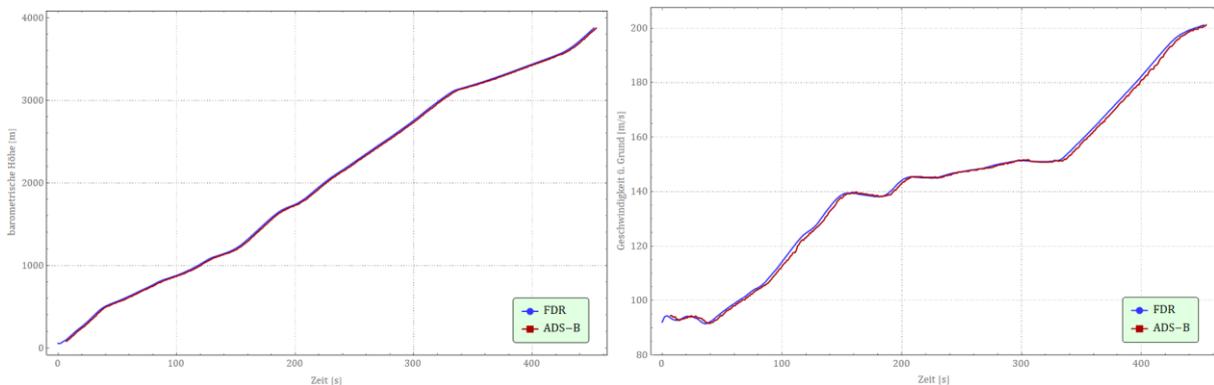


Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

**Abbildung 36: Vergleich von Höhe und Geschwindigkeit, ADS-B-Daten zu bordseitiger Bestimmung**

Barometrische Flughöhe (links) und Geschwindigkeit über Grund (rechts)

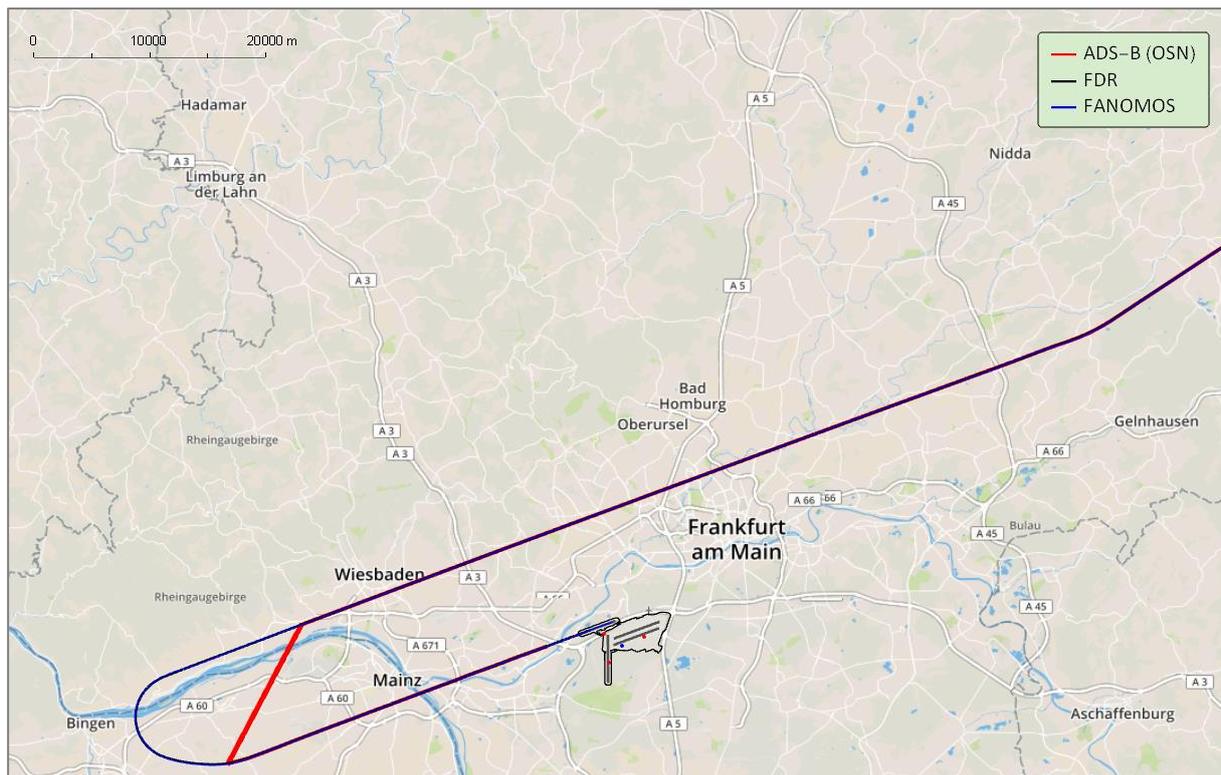


Quelle: © GfL mbH 2020

Abbildung 36 zeigt den exemplarischen Vergleich der abermals identischen Flugbewegung wie zuvor nun hinsichtlich der barometrischen Höhe (links) und der Geschwindigkeit über Grund (rechts):

Insgesamt kann somit postuliert werden, dass nach initialer, qualitativer Analyse die ADS-B-Daten eine leicht höhere Genauigkeit als die FANOMOS-Daten aufweisen. Allerdings zeigten sich hier bei einigen Flügen größere Erfassungslücken, die so bei den FANOMOS basierten Flugverläufen nicht auftreten. Die nachfolgende Abbildung 37 zeigt eine beispielhafte Erkennungslücke:

**Abbildung 37: Erfassungslücke von ADS-B-Daten (Quelle OSN)**



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

Erfassungslücken können, wie in Abbildung 37 exemplarisch gezeigt, zeitlich mehr als eine Minute betragen oder auch nur wenige Sekunden lang sein und sind wahrscheinlich auf die im Jahr 2016 noch nicht flächendeckende ADS-B-Abdeckung (Empfangsstationen am Boden) des *Open Sky Network* zurückzuführen. Es ist davon auszugehen, dass bereits heutzutage die Abdeckung wesentlich besser ist und solche Erfassungslücken tendenzieller seltener und in geringerer Dauer auftreten.

Unbenommen sind diese Erfassungslücken (im statistischen Sinne als Ausreißer zu werten) in der Methodenentwicklung für die Glättungsalgorithmen explizit zu adressieren und zu werten (vgl. auch diesbezügliche Ausführungen in Kapitel 3.5.6). Eine unvollständige Erfassung eines Fluges ist daher insbesondere in Kurvensegmenten kritisch, da in diesem Falle wesentliche Kenngrößen (Kurvenradien, Geschwindigkeiten, etc.) für die anzuwendenden Glättungsalgorithmen nicht bekannt sind.

### 3.3.3 Quantitative Analyse der Sensorfehler

Im Rahmen der quantitativen Fehleranalysen werden die Sensorfehler der beiden angeführten Ortungsverfahren entlang der in Kapitel 3.3.1 vorgestellten Fehlermetriken untersucht. Hierbei wird die jeweilige Fehlermetrik für jeden der zu untersuchenden Flüge kontinuierlich entlang der gesamten Flugweglänge (bis maximal 30 NM Entfernung zum Flughafen Frankfurt/Main) bestimmt. Die Ergebnisse werden zunächst entlang eines exemplarischen Fluges (exemplarischer Flug wie in Kapitel 3.3.2) je Fehlermetrik bestimmt und diskutiert (Kapitel 3.3.3.1 bis 3.3.3.4). Im Anschluss hieran werden die Ergebnisse der Fehlerbetrachtungen aggregiert über alle untersuchten Flüge ausgewiesen (Kapitel 3.3.3.5).

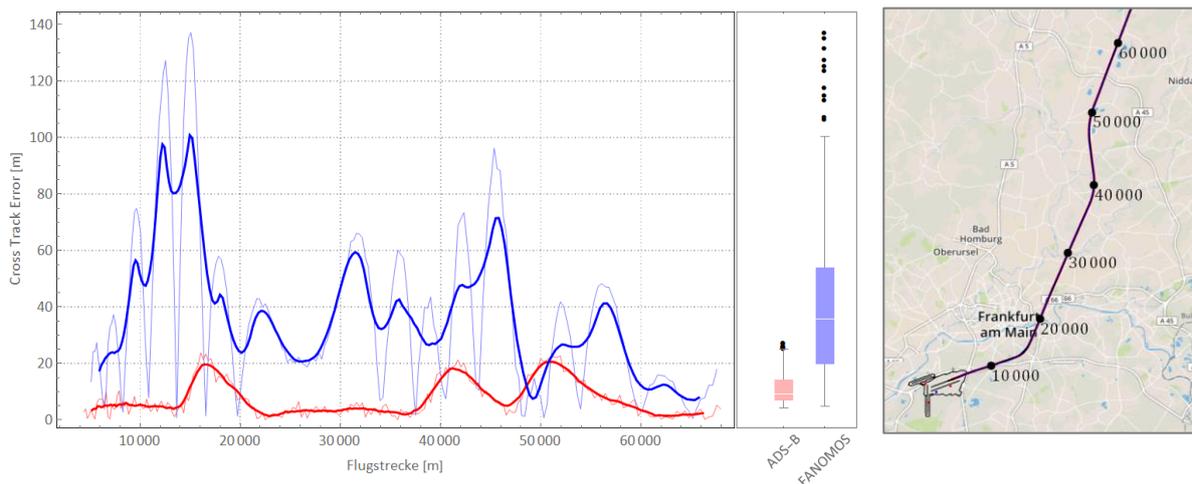
#### 3.3.3.1 Cross Track Error

Der Cross Track Error (XTE) ist für den Beispielflug in Kapitel 3.3.2 in nachfolgender Abbildung 38 in Bezug auf FANOMOS- (blau) und ADS-B-Daten (rot) dargestellt<sup>18</sup>:

#### Abbildung 38: Beispielhafter Verlauf des XTE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie

links: Verlauf des XTE (Bezug FDR) entlang des Flugwegs – FANOMOS-Daten (blau) und ADS-B-Daten (rot) und Darstellung der Streuung der Einzelwerte in Form von Box-Whisker-Plots (50 % aller Datenpunkte innerhalb der Box)

rechts: horizontaler Flugweg mit Entfernungsmarken



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

Aus Abbildung 38 lassen sich im Ergebnis der XTE-Analyse für den gewählten Beispielflug folgende wesentliche Erkenntnisse ableiten:

- ▶ Die FANOMOS-Daten weisen einen signifikant größeren XTE als die ADS-B-Daten über fast den gesamten untersuchten Flugabschnitt auf.
- ▶ Der ADS-B-Fehler liegt mit Ausnahme der Kurvenabschnitte, welche als deutliche Peaks erkennbar sind, stets unterhalb von 10 m.

<sup>18</sup> Die dünnen Linien zeigen jeweils die eigentlichen Messwerte. Die darüber gelegten dickeren Linien bilden jeweils den gleitenden Mittelwert der Messreihe ab. Dies gewährleistet eine vereinfachte Interpretation der Messreihe, sowie eine präzisere Ableitung von Trendaussagen.

- ▶ Die FANOMOS-Daten zeigen ein eher langwelliges Schwingverhalten mit hoher Amplitude, die ADS-B-Daten eher ein kurzwelliges Messrauschen (dünne, rote Linie).

Für den gesamten Flugabschnitt wurden schließlich folgende statistische Kenngrößen ermittelt:

- ▶ Mittelwert  $\mu$

$$\mu = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i \quad (4)$$

- ▶ Standardabweichung  $\sigma$

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (x_i - \mu)^2} \quad (5)$$

- ▶ Wurzel der mittleren Fehlerquadratsumme (engl. *Root Mean Square Error* – RMSE):

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^2} \quad (6)$$

Mit:

- $N$  Stichprobenumfang, hier Anzahl der Datenpunkte je Flugspur
- $x_i$  Messwert  $i$ , hier Wert der jeweiligen Fehlermetrik (XTE, VTE, ATE, GSE) am Datenpunkt  $i$

Die nachfolgende Tabelle 3 zeigt diese statistischen Kenngrößen des XTE für den oben dargestellten beispielhaften Flug:

**Tabelle 3: Zentrale statistische Parameter Beispielflug – XTE**

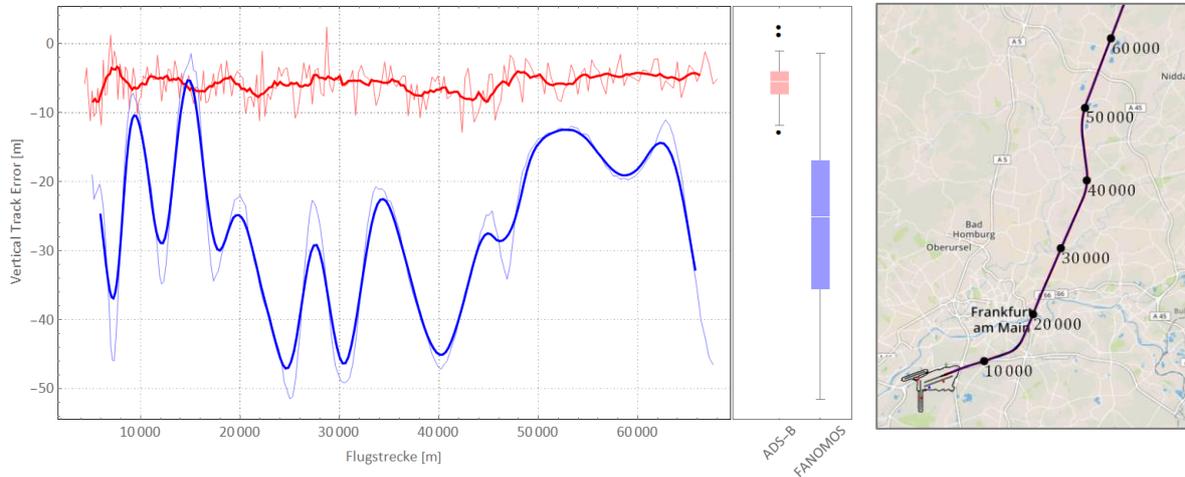
Datenquelle	N	$\mu/m$	$\sigma/m$	RMSE/m	Min/m	Max/m
■ ADS-B	224	7,17	6,21	9,48	0,00	23,74
■ FANOMOS	219	37,68	29,30	47,69	0,39	137,21

Die statistischen Kenngrößen belegen nochmals die bereits vorstehend getroffenen Kernaussagen: Die ADS-B-Daten sind hinsichtlich ihres XTE konsistent über alle statistischen Kenngrößen den FANOMOS-Daten überlegen. Zudem zeigt sich die hohe Präzision der ADS-B-Daten in Bezug auf die laterale Positionstreuung. Im Mittel weicht ein ADS-B-Messpunkt seitlich nur ca. 7 m von der tatsächlichen LFZ-Trajektorie ab. An keiner Stelle der untersuchten Trajektorie lagen die lateralen Abweichungen bei mehr als 24 m.

### 3.3.3.2 Vertical Track Error

Der *Vertical Track Error* (VTE) ist für den Beispielflug in nachfolgender Abbildung 39 analog zu Abbildung 38 für FANOMOS- und ADS-B-Daten dargestellt:

**Abbildung 39: Beispielhafter Verlauf des VTE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie**



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

Aus Abbildung 39 lassen sich im Ergebnis der VTE-Analyse für den vorliegenden Beispielflug folgende wesentliche Erkenntnisse ableiten:

- ▶ Die VTE-Werte für beide Datensätze liegen ggü. der Referenztrajektorie fast ausschließlich im negativen Bereich, d.h. die Flughöhe ist nahezu durchgängig zu gering ausgewiesen.
- ▶ Die FANOMOS-Daten weisen auch für den VTE einen signifikant größeren Fehler als die ADS-B-Daten über fast den gesamten untersuchten Flugabschnitt auf.
- ▶ Erneut zeigt sich ein eher langwelliges Schwingverhalten mit hoher Amplitude in den FANOMOS-Daten, die ADS-B-Daten hingegen zeigen ein kurzwelliges Messrauschen.

Die ermittelten statistischen Kenngrößen für den VTE sind in nachfolgender Tabelle 4 dargestellt:

**Tabelle 4: Zentrale statistische Parameter Beispielflug – VTE**

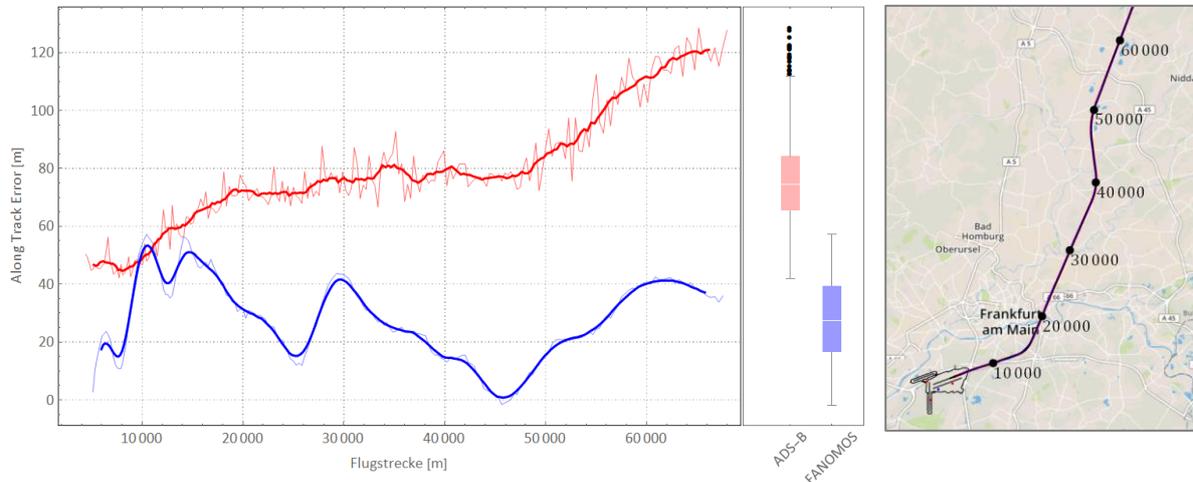
Datenquelle	N	$\mu/m$	$\sigma/m$	RMSE/m	Min/m	Max/m
■ ADS-B	224	-5,72	2,49	6,24	-12,83	2,42
■ FANOMOS	219	-26,75	12,27	29,42	-51,46	-1,42

Auch hier zeigt sich die höhere Präzision der ADS-B-Daten gegenüber den FANOMOS-Daten. Für die ADS-B-Daten liegt der VTE konstant unter 10 m mit einem Mittelwert von ca. 5m. Der VTE für die FANOMOS-Daten liegt hingegen für alle Kenngrößen bei ca. dem fünffachen Wert der jeweiligen ADS-B-Kenngröße.

### 3.3.3.3 Along Track Error

Der *Along Track Error* (ATE) ist für den Beispielflug in nachfolgender Abbildung 40 für FANOMOS- und ADS-B-Daten dargestellt:

**Abbildung 40: Beispielhafter Verlauf des ATE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie**



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

Aus Abbildung 40 lassen sich im Ergebnis der ATE-Analyse für den vorliegenden Beispielflug folgende wesentliche Erkenntnisse ableiten:

- ▶ Entgegen den Erkenntnissen hinsichtlich des XTE und des VTE ist der ATE der ADS-B-Daten größer als jener der FANOMOS-Daten, die damit eine bessere Synchronisation aufweisen.
- ▶ Der ATE der ADS-B-Daten zeigt einen kontinuierlichen Anstieg, bei den FANOMOS-Daten ist dies, trotz ansteigender Fluggeschwindigkeit, nicht der Fall.
- ▶ Erneut zeigt sich ein kurzweiliges Messrauschen für die ADS-B-Daten.

Die ermittelten statistischen Kenngrößen für den ATE sind in nachfolgender Tabelle 5 dargestellt:

**Tabelle 5: Zentrale statistische Parameter Beispielflug – ATE**

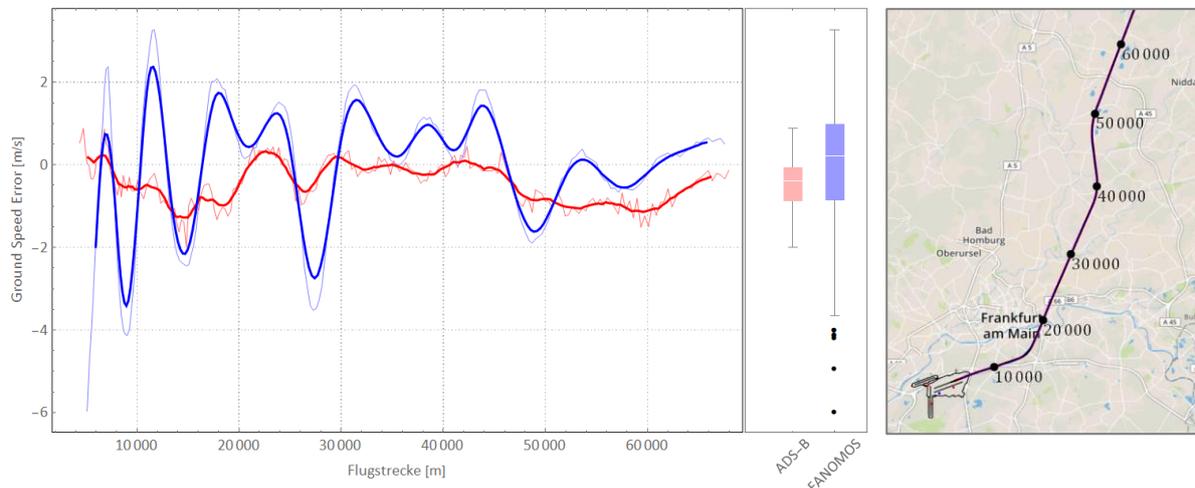
Datenquelle	N	$\mu/m$	$\sigma/m$	RMSE/m	Min/m	Max/m
■ ADS-B	224	76,23	20,59	78,95	42,11	128,62
■ FANOMOS	219	28,06	14,18	31,43	-1,64	57,30

Wie schon ausgeführt, sind die FANOMOS-Daten hinsichtlich des ATE durchgehend den ADS-B-Daten überlegen. Da der ATE neben der Fluggeschwindigkeit im Wesentlichen von der Präzision des Zeitstempels eines Aufzeichnungspunktes abhängig ist, weisen die ADS-B-Daten eine schlechtere Synchronisation auf. Der Zeitfehler ist allerdings absolut dennoch auf niedrigem Niveau: Bei Fluggeschwindigkeiten im Abflug von ca. 100 bis 150 m/s und vorliegendem ATE von im Mittel ca. 76 m liegt der Fehler des ADS-B-Zeitstempels stets unter einer Sekunde.

### 3.3.3.4 Ground Speed Error

Der *Ground Speed Error* (GSE) ist für den Beispielflug in nachfolgender Abbildung 41 für FANOMOS- und ADS-B-Daten dargestellt. Die ermittelten statistischen Kenngrößen für den GSE sind in Tabelle 6 gezeigt.

**Abbildung 41: Beispielhafter Verlauf des GSE für ADS-B und FANOMOS ggü. Referenztrajektorie**



Quelle: © GfL mbH 2020

Kartenhintergrund: erstellt mit Wolfram Language: [www.wolfram.com](http://www.wolfram.com), Quelle: Mapbox, OpenStreetMap

**Tabelle 6: Zentrale statistische Parameter – GSE**

Datenquelle	N	$\mu$ /m/s	$\sigma$ /m/s	RMSE/m/s	Min/m/s	Max/m/s
■ ADS-B	224	-0,42	0,53	0,68	-1,99	0,88
■ FANOMOS	219	-0,07	1,64	1,63	-5,96	3,27

Aus Abbildung 41 und Tabelle 6 lassen sich im Ergebnis der GSE-Analyse für den vorliegenden Beispielflug folgende wesentliche Erkenntnisse ableiten:

- ▶ Der GSE ist für beide Datensätze insgesamt gering: bei ADS-B-Daten im Mittel weniger als 0,5 m/s, bei FANOMOS-Daten weniger als 0,1 m/s.
- ▶ Der GSE für den FANOMOS-Datensatz streut hingegen stärker.
- ▶ Erneut zeigt sich ein langwelliges Schwingverhalten mit hoher Amplitude in den FANOMOS-Daten, die ADS-B-Daten hingegen zeigen ein kurzwelliges Messrauschen.

### 3.3.3.5 Aggregierte Ergebnisse/Zusammenfassung

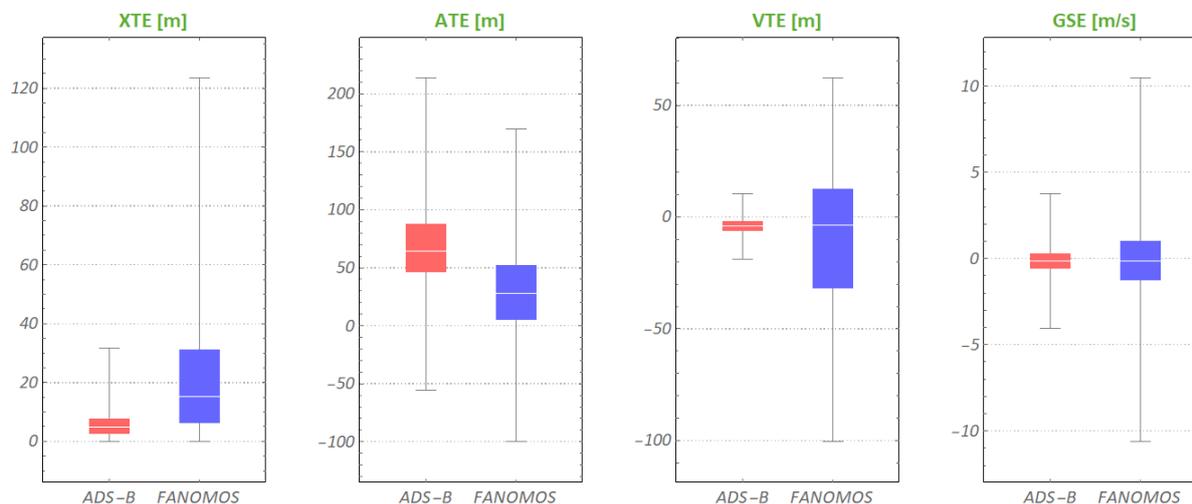
Die vorangegangenen Abschnitte haben gezeigt, dass für den Beispielflug die Fehler der ADS-B-Daten zumeist geringer als jene der FANOMOS-Daten ausfallen. Eine Ausnahme bildet der ATE, wo sich der Trend umkehrt. Inwieweit diese Erkenntnisse generalisierbar sind, wird nun durch aggregierte Auswertung aller zur Verfügung stehenden 77 Datensätze (Trajektorien aus FDR, FANOMOS, ADS-B) ermittelt.

Hierzu wurden analog die Fehlermetriken XTE, VTE, ATE und GSE für alle Trajektorien sowohl für die FANOMOS- als auch ADS-B-Datensätze in Relation zur FDR-Referenz ermittelt. Die Daten

wurden anschließend mittels Grubbs-Ausreißertest [52] bereinigt, da andererseits ADS-B-Datensätze mit großen Erkennungslücken (vgl. Abbildung 37) das Bild zu stark verzerren würden. Die nachfolgende Abbildung 42 zeigt die Fehlermetriken aller 77 Trajektorien als *Box-Whisker-Plots*:

**Abbildung 42: Aggregierte Ergebnisse der Fehleranalyse aller Fehlermetriken FANOMOS vs. ADS-B**

Die Daten sind ausreißerbereinigt.



Quelle: © GfL mbH 2020

Die nachfolgende Tabelle 7 zeigt ergänzend die statistischen Kennwerte für alle Fehlermetriken über die 77 Trajektorien:

**Tabelle 7: Aggregierte statistische Kennwerte aller Fehlermetriken FANOMOS vs. ADS-B**

Art	Datenquelle	N	$\mu/m$	$\sigma/m$	RMSE/m	Min/m	Max/m
XTE	■ ADS-B	22.198	6,15	5,40	8,18	0,00	31,66
	■ FANOMOS	23.210	22,23	21,47	30,90	0,00	123,50
ATE	■ ADS-B	22.488	69,41	30,57	75,85	-55,80	213,66
	■ FANOMOS	23.291	29,80	35,65	46,47	-99,67	169,54
VTE	■ ADS-B	22.448	-4,23	3,10	5,24	-18,80	10,41
	■ FANOMOS	23.292	-9,47	25,40	27,11	-100,40	62,22
GSE	■ ADS-B	22.616	$-0,14 \cdot s^{-1}$	$0,83 \cdot s^{-1}$	$0,84 \cdot s^{-1}$	$-4,04 \cdot s^{-1}$	$3,78 \cdot s^{-1}$
	■ FANOMOS	23.250	$-0,07 \cdot s^{-1}$	$2,23 \cdot s^{-1}$	$2,23 \cdot s^{-1}$	$-10,61 \cdot s^{-1}$	$10,46 \cdot s^{-1}$

Abbildung 42 und Tabelle 7 belegen die bereits im Rahmen der exemplarischen Einzelfluganalyse gewonnen Erkenntnisse hinsichtlich der Genauigkeiten der Eingangsdaten: Die ADS-B-Daten zeigen in jeder der untersuchten Fehlermetriken eine höhere Genauigkeit als die FANOMOS-Daten, mit Ausnahme des ATE. Hier zeigen auch die aggregierten Ergebnisse über alle untersuchten Flüge einen leicht geringeren ATE bei den FANOMOS-Daten.

### Fazit: Fehlerbetrachtung der Überwachungssysteme

Die Fehleranalysen haben für beide Überwachungssysteme ADS-B und FANOMOS eine insgesamt sehr hohe Genauigkeit nachgewiesen. Lateral und vertikal zum Flugpfad lag die Abweichung bei ADS-B bezogen auf die Wurzel der mittleren Fehlerquadratsumme (RMSE) bei unter 10 m, bei FANOMOS etwas höher bei bis zu 30 m. Die longitudinale Genauigkeit liegt erwartungsgemäß etwas darunter, mit RMSE von ungefähr 45 m für FANOMOS und ca. 75 m für ADS-B. Der Fehler in der übermittelten Geschwindigkeit liegt bei den ADS-B-Daten im Mittel stets unter 1 m/s, bei den FANOMOS-Daten bei ca. 2 m/s.

Es kann davon ausgegangen werden, dass das langwellige Schwingen der FANOMOS-Daten ein Artefakt der Vorverarbeitung der Radarrohdaten darstellt, vermutlich infolge ungünstig parametrierter Glättungsalgorithmen.

Eine definitive Auswahl der zu nutzenden Datenquelle(n) für eine Fluglärmrechnung wird an dieser Stelle noch nicht getroffen, da die Vorverarbeitung noch deutlich fehlerkompensierend wirken kann.

## 3.4 Entwicklung geometrischer Glättungsmethoden

### 3.4.1 Theorie der Spline-Glättung

*Splines* sind zusammengesetzte, aber kontinuierlich verlaufende Kurven, welche vorgegebene Stütz- oder Steuerpunkte hinreichend genau und glatt miteinander verbinden. Die Glattheit wird in der Regel in Form von Stetigkeitseigenschaften der zusammengesetzten Funktionen formuliert. Die Konstruktion von ebenen *Splines* und das Interpolationsproblem sind deshalb sehr eng miteinander verwandt: Ein Spline 0. Ordnung erlaubt Sprungstellen, resultiert also in einer Treppenfunktion, welche der Methode der *Nearest-Neighbor*-Interpolation gleichkommt. In 1. Ordnung sind Knickstellen erlaubt und man erhält die lineare Interpolation, und so weiter. Neben der Interpolation können Splines auch zur Glättung eingesetzt werden, wobei die Steuerpunkte dann verfehlt werden dürfen.

Insgesamt unterscheidet man je nach Art und Verteilung der Stützstellen [94–96]:

- ▶ Interpolierende Splines, welche durch die Stützstellen verlaufen (müssen) und approximierende Splines, welche diese verfehlen (dürfen)
- ▶ Uniforme Splines mit gleichmäßig (in einem Raster) verteilten Stützstellen und non-uniforme Splines mit beliebig angeordneten Stützstellen
- ▶ Natürliche Splines, welche an den Stützstellen keine Krümmung aufweisen, also in der zweiten Ableitung gleich Null sind.

... und nach Art und Form der zugrunde gelegten mathematischen Funktion:

- ▶ Kubische, das heißt Polynom dritter Ordnung (abweichende Potenzen sind möglich) [96]
- ▶ Basis- (oder kurz: B-), das heißt unter Nutzung von Basisfunktionen [96],[94], Sonderfall *polyharmonischer Spline*, mit *radial basis function*, RBF [97],
- ▶ Bézier (nach dem Entwickler), das heißt unter Nutzung von Bernstein-Polynomen [95] und

- ▶ Weitere: z.B. Hermite Interpolation, Birkhoff Interpolation (ebenfalls Bezeichnung der Entwickler) [94].

Mischungen und Kombinationen der Begriffe sind üblich und typisch, wie zum Beispiel bei den sogenannten NURBS (*non-uniform rational B-splines*) [98], welche in der modernen Computergrafik allgegenwärtig sind. Mehrdimensionale Varianten (in der Fläche, im Raum) lassen sich schematisch aus dem eindimensionalen Fall herleiten. Typische Vertreter für Flächen im Raum sind die auf der polyharmonischen Variante beruhenden *thin plate splines* (TPS, „verbeultes Blech“) [99]. Entscheidend ist jedoch nicht die formale Struktur der Spline-Funktion sondern der Algorithmus zur Anpassung an die vorgegebenen Stützstellen.

Mit Blick auf die Anwendung ist festzuhalten, dass Stetigkeit in 2. Ordnung (kontinuierlich verlaufende Längs- und Radialbeschleunigungen) gefordert werden darf, also mindestens kubische Splines zum Einsatz kommen sollten. Weiterhin ist festzuhalten, dass es sich, verrauschte Messungen vorausgesetzt, mehr um ein Glättungsproblem als ein Interpolationsproblem handelt, also approximierende Splines eingesetzt werden sollten. Uniforme und natürliche Splines können insofern ausgeschlossen werden.

Da in aktuellen Softwarepaketen zum wissenschaftlichen Rechnen eine sehr große Auswahl von Spline-Typen und Fitting-Algorithmen bereitsteht, wird an dieser Stelle auf eine weitere, mathematische Detaillierung verzichtet.

### 3.4.2 Implementierung in Software

Die Spline-Glättung und alle Auswertungen zur erzielten Genauigkeit wurden mittels Wolfram *Mathematica*<sup>19</sup> vorgenommen. *Mathematica* ist eine weitverbreitete mathematisch-naturwissenschaftliche Programmiersprache, die insbesondere durch das integrierte Computeralgebrasystem häufig im wissenschaftlichen Kontext eingesetzt wird.

*Mathematica* bietet eine Vielzahl bereits implementierter Funktionen zur Datenglättung, -interpolation oder -extrapolation. Hinsichtlich der Datenglättungsfunktionen im Allgemeinen und der Spline-Glättung im Speziellen stehen wiederum eine Vielzahl an vorimplementierten Funktionen zur Verfügung. Für die Spline-Glättung stehen verschiedene der in Kapitel 3.4.1 aufgeführten Spline-Algorithmen zur Verfügung. Als wesentlich wird hierbei die implementierte Funktion *BSplineFunction* erachtet, die mit Hilfe mehrerer Modellparameter eine individuelle Anpassung der B-Spline-Glättung ermöglicht (u.a. auch Modellierung von *NURBS*-Splines). Die Parametrierung dieser B-Spline-Glättung wird im nachfolgenden Kapitel erläutert.

### 3.4.3 B-Spline-Glättung mit variabler Parametrierung

Das Verhalten einer B-Spline-Glättung wird im Wesentlichen durch die folgenden Faktoren beeinflusst:

- ▶ Maximaler Grad des Splines (bspw. quadratisch, kubisch, Polynome höheren Grades)
- ▶ Wichtungsfaktoren einzelner oder mehrerer Messpunkte der Messreihe

Zudem lassen sich die Knotenvektoren individuell anpassen und – da B-Splines durch *Mathematica* in Form von parametrischen Funktionen erstellt werden – auch festlegen, ob der Spline geschlossen sein soll oder nicht. Dabei ist die Dimension der zu glättenden Messreihe unerheblich.

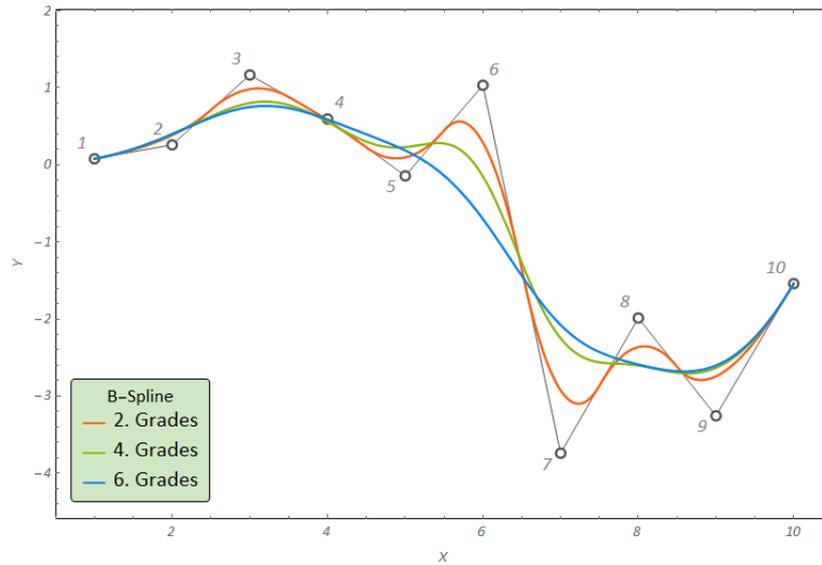
---

<sup>19</sup> Siehe <https://www.wolfram.com/mathematica/>

Je höher nun der Grad der B-Spline-Glättung eingestellt wird, desto weniger Gewicht erhalten die Messwerte, womit die Ablagen von der Referenz höher werden. Die nachfolgende Abbildung 43 zeigt dieses Verhalten einer B-Spline-Glättung mit variablen, maximalen Polynomgraden, exemplarisch anhand einer zufällig erstellten, zweidimensionalen Messreihe mit insgesamt 10 Messpunkten.

**Abbildung 43: Einfluss des Polynom-Grades auf die B-Spline-Glättung**

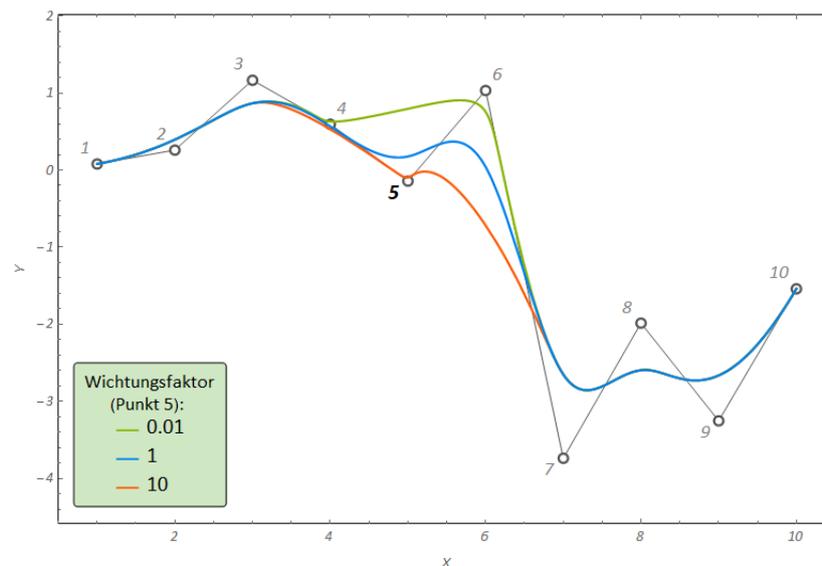
B-Spline mit Polynomen unterschiedlichen Grades, siehe Legende.



Quelle: © GfL mbH 2020

**Abbildung 44: Einfluss des Wichtungsfaktors für einzelne Punkte einer B-Spline-Glättung**

B-Spline mit Polynomen dritten Grades, für den Punkt 5 wurde abweichend ein 10-fach höherer bzw. 10-fach niedrigerer Wichtungsfaktor als für alle andere Punkte angesetzt.



Quelle: © GfL mbH 2020

Wie in Abbildung 43 deutlich zu sehen, wird mit höherem Polynomgrad die Approximationsgüte (Abstand der B-Spline zu den Messpunkten) zwar geringer, dafür nimmt jedoch die Glättung der Kurve deutlich zu. Zudem ist die Glättung abhängig vom Rauschen der Messwerte. Bei stark

verrauschten Messwerten ist folglich ein höherer B-Spline-Grad für eine Messwertglättung erforderlich als bei geringerem Rauschen. Der Grad des B-Splines lässt sich allerdings nur global für alle Messwerte festlegen. Um den Grad der Glättung innerhalb der Daten dennoch variabel zu gestalten, kann die Wichtung der jeweiligen Messpunkte individuell angepasst werden. Dies wird in der darauffolgenden Abbildung 44 gezeigt.

Eine derartige Messwertwichtung ist bei ggf. erforderlicher Datenfusion von Flugverlaufsdaten aus mehreren Quellen interessant. So könnte bspw. beim Auffüllen von Erfassungslücken in den ADS-B-Daten mit Daten anderer Quellen (z.B. FANOMOS) die Spline-Glättung kontinuierlich über den gesamten fusionierten Flugpfad erfolgen, jedoch die Kalibrierung in Form von abweichenden Wichtungsfaktoren je Datenquelle spezifisch vorgenommen werden. Dies würde eine Kalibrierung in Abhängigkeit der Datenquelle ermöglichen, ohne dass hieraus Unstetigkeitsstellen entlang des fusionierten und geglätteten Flugpfades entstehen würden. Auch kann innerhalb einer Datenquelle der Grad der Glättung angepasst werden, wenn bei veränderlichen Randbedingungen unterschiedlichen Datenqualitäten erwartet werden (z.B. Flugphasen in Bodennähe).

#### Fazit: Geometrische Glättungsmethoden

Die B-Spline-Glättung ist ein weit verbreiteter Glättungsalgorithmus mit hoher Flexibilität, den Glättungsgrad betreffend, der zudem situativ (bspw. flugphasenabhängig oder in Abhängigkeit der Datenquelle bei fusionierten Tracks) über die geeignete Wahl der Wichtungsfaktoren parametrisiert werden kann. Die breite Anwendung gewährleistet zudem eine einfache Implementierung, da entsprechende Funktionen für eine Vielzahl von Programmiersprachen verfügbar sind.

### 3.5 Entwicklung modellgestützter Glättungsmethoden

#### 3.5.1 Theorie des *Kálmán*-Filters und der Bewegungsmodelle

Bezugnehmend auf den Stand der Technik modellbasierter Filtermethoden (siehe Kapitel 2.4.4) wurden zunächst klassische Bewegungsfiler (*Tracker*) hauptsächlich entlang der Publikationen [70], [100], parametrisiert und getestet. Der Übersichtlichkeit halber werden die folgenden Darlegungen auf die Ebene (2D) reduziert. Auch zeigte sich später, dass das vertikale Flugverhalten mittels eines separaten und vereinfachten Ansatzes ergänzt werden kann.

Der Systemzustand besteht in einem Ort im dreidimensionalen Raum nebst Vektor der Geschwindigkeit und der Beschleunigung. Die Orientierung des Luftfahrzeugs im Raum, also Nicken, Rollen, und Gieren, leitet sich implizit aus dem Bewegungsvektor ab (Kräftegleichgewicht im Kurvenflug, etc.). In der auf 2D reduzierten Form ergibt sich der Zustandsvektor aus Position (Koordinaten  $x$  und  $y$ , zum Beispiel den metrischen Rechts- und Hochwerten des Gauss-Krüger oder dem UTM Koordinatensystem entsprechend), Geschwindigkeit und Beschleunigung (erste und zweite Ableitung der jeweiligen Koordinaten):

$$\bar{x} = [x, \dot{x}, \ddot{x}, y, \dot{y}, \ddot{y}]^T \quad (7)$$

Die Anordnung der Variablen ist zunächst beliebig. In der Literatur ist es jedoch üblich, den Zustandsvektor senkrecht und nach Raumachsen getrennt zu belegen, da auf diese Art übersichtliche Filtermatrizen entstehen, welche auch Analogien zwischen den Raumachsen offensichtlich machen.

Sinn und Zweck der Beobachterstruktur des *Kálmán*-Filters ist es, aus einer *unvollständigen Messung* des Systemzustands den vollständigen Zustand zu rekonstruieren. Diese Diskrepanz wird durch die sogenannte Messmatrix  $H$  definiert, welche den (vollständigen) Systemzustand  $\bar{x}$  in eine (reduzierte) Messung  $\bar{z}$  überführt. Im Falle der betrachteten Flugüberwachungssysteme

(Radar und Artverwandte) ist ausschließlich die Luftfahrzeugposition beobachtbar. Geschwindigkeiten<sup>20</sup>, Orientierungen und Beschleunigungen sind sogenannte *verborgene Zustandsgrößen*.

$$\bar{z} = H\bar{x} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot [x, \dot{x}, \ddot{x}, y, \dot{y}, \ddot{y}]^T = [x, y]^T \quad (8)$$

Wie bereits in Kapitel 2.4.4 vorgestellt, besteht die Herangehensweise bei der Kálmán-Filterung in der abwechselnden Vorhersage (*predict*) und Korrektur (*update*) des Systemzustands unter Berücksichtigung der Verteilungen (Kovarianzen). Wir konzentrieren uns zunächst auf den mittelwertigen Systemzustand. Die Gleichung zur Vorhersage lautet:

$$\bar{x}_{k|k-1} = F_{k-1}\bar{x}_{k-1} + B_{k-1}\bar{u}_{k-1} \quad (9)$$

Der Zustand im aktuellen Zeitschritt (Index  $k$ ) ergibt sich aus Anwendung der Systemdynamikmatrix  $F$  (oft auch  $A$ ) auf den vorherigen Zustand plus Störungs- oder Steuerdynamikmatrix  $B$  mal Vektor der Störungen oder Steuergrößen  $\bar{u}$ . Im zweiten Term finden sich deterministische Störungen oder bekannte Eingaben an das System. Beispiele sind die Berücksichtigung der Gravitationskonstante auf die Vertikaldynamik (von Raketen etc., hier nicht anwendbar, da aerodynamisch kompensiert), die Korrektur um eine bekannte Windkomponente (hier anwendbar, aber zunächst unbekannt), oder bekannte Steuereingaben an das System (in der Radarüberwachung typischerweise unbekannt). Ist keine dieser Variablen bekannt, wie hier vorläufig zutreffend, entfallen  $B$  und  $\bar{u}$  gänzlich, das heißt sie werden mit Null belegt oder schlicht weggelassen.

Die Systemdynamikmatrix  $F$  beschreibt modellhaft das ungestörte Systemverhalten. Gemäß [70] wurden drei Bewegungsmodelle, die „gleichförmige, geradlinige Bewegung“ (*constant velocity, CV*), die „gleichmäßig beschleunigte Bewegung“ (*constant acceleration, CA*) und zuletzt die „Verfahrenskurve mit konstanter Winkelgeschwindigkeit“ (*coordinated / constant rate turn, CT*), im Folgenden einheitlich für den 2D-Fall gezeigt, implementiert und getestet. Die Winkelgeschwindigkeit der Verfahrenskurve beträgt „ein Halbkreis pro Minute“ oder  $\omega = \pi/60 \text{ s} = 3^\circ\text{s}^{-1}$ .

$$F_{CV} = \begin{bmatrix} 1 & d & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{mit } d = \Delta t \quad (10)$$

$$F_{CA} = \begin{bmatrix} 1 & d & e & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & d & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & d & e \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & d \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad \text{mit } \begin{matrix} d = \Delta t \\ e = \Delta t^2/2 \end{matrix} \quad (11)$$

$$F_{CT} = \begin{bmatrix} 1 & g & h & 0 & 0 & 0 \\ 0 & i & g & 0 & 0 & 0 \\ 0 & j & i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & g & h \\ 0 & 0 & 0 & 0 & i & g \\ 0 & 0 & 0 & 0 & j & i \end{bmatrix} \quad \text{mit } \begin{matrix} g = \omega^{-1} \sin(\omega\Delta t) \\ h = \omega^{-2}(1 - \cos(\omega\Delta t)) \\ i = \cos(\omega\Delta t) \\ j = -\omega \sin(\omega\Delta t) \end{matrix} \quad (12)$$

<sup>20</sup> Ausnahme: ADS-B out extended squitter (1090ES) „airborne velocity“ Telegramm (über Grund und gegenüber Luft möglich)

Der zweite Schritt der Kálmán-Filterung, die Korrektur der aus Gleichung (9) vorliegenden Schätzung  $\bar{x}_{k|k-1}$ , erfolgt mit dem Eintreffen eines neuen Messwerts  $\bar{z}_k$  gemäß nachstehender Gleichung (13):

$$\bar{x}_k = \bar{x}_{k|k-1} + K_k(\bar{z}_k - H_k\bar{x}_{k|k-1}) \quad (13)$$

Kern dieser Berechnung ist die Bestimmung des Neuheitswerts (sogenannte Innovation, der Term in Klammern), als Differenz zwischen Messung  $\bar{z}_k$  und Vorhersage, welche sich per Produkt aus Messmatrix  $H_k$  und geschätztem Zustand  $\bar{x}_{k|k-1}$  ergibt. Die Kálmán-Verstärkung  $K_k$  wird aus den bisher nicht betrachteten Verteilungsmaßen errechnet und übernimmt auch die Rücktransformation in den Zustandsraum.

Die Schritte „Vorhersage“ und „Korrektur“ dienen dazu, die Verteilungsmaße (Kovarianzen) erneut zu betrachten. Diese Matrizen beziffern in der Diagonale die Unwägbarkeiten der einzelnen Größen (isoliert jede für sich) und abseits der Diagonale eventuelle Korrelationen zwischen den Größen. Die wesentlichen Eingangsgrößen sind das Prozessrauschen  $Q$  und das Sensor- oder Messrauschen  $R$ . Die interne Fehlerkovarianz  $P$ , die Residualkovarianz  $S$  und die Kálmán-Verstärkung  $K$  ergeben sich infolge der Berechnungen. Sie können initialisiert werden, konvergieren aber auch schnell vom Startwert der Identitätsmatrix ausgehend.

Die Verteilungsmaße betreffend, kommt zur Vorhersage des Systemzustands nach Gleichung (9) noch die Vorhersage der dabei ansteigenden Unsicherheit gemäß nachstehender Gleichung (14).

$$P_{k|k-1} = F_{k-1}P_{k-1}F_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (14)$$

Die Größe  $P_{k|k-1}$  bezeichnet die *à priori* Fehlerkovarianz zu Beginn des aktuellen Zyklus. Die Matrix  $P_{k-1}$  ist die *a-posteriori* Fehlerkovarianz aus der letzten Korrektur. Das Matrixprodukt  $FPF^T$  folgt aus dem allgemeine Fehlerfortpflanzungsgesetz (*error propagation law*) in Anwendung auf die Kovarianzmatrix, also  $Cov(Ax) = A Cov(x) A^T$ , und Notation, dass  $P_{k|k-1} = Cov(\bar{x}_{k|k-1})$ .

Zuletzt verbleibt das sogenannte Regelstrecken- oder Prozessrauschen  $Q_{k-1}$ , welches in der Literatur oft wenig praxistauglich umrissen wird. Didaktisch ausgerichtete Werke<sup>21</sup> beschreiben  $Q$  als Unsicherheit der Modellierung (Prozessunsicherheit) gegenüber „externen“ Umweltfaktoren und Steuergrößen. Als Kovarianzmatrix beschreibt die Prozessunsicherheit die plausiblen Veränderungen der Zustandsgrößen über den Zeitraum  $\Delta t$ .

Die Vorhersage der Unsicherheit nach Gleichung (14) lässt sich demnach kurz und allgemeinverständlich formulieren<sup>22</sup>: Die bestehende Unsicherheit wird durch Anwendung der Systemdynamik in die Zukunft projiziert und um die Unsicherheiten externer Einflüsse erweitert. Die Filterleistung ist damit maßgeblich von der eingestellten Prozessunsicherheit  $Q$  abhängig. Sie wurde in Anlehnung an [70] für die drei Bewegungsmodelle wie folgt parametrisiert:

<sup>21</sup> Siehe z.B. Kai Arras, Cyrill Stachniss, Maren Bennewitz, Wolfram Burgard: „Robotics 2 – Target Tracking“ unter <http://ais.informatik.uni-freiburg.de/teaching/ws11/robotics2/pdfs/rob2-19-tracking.pdf> oder Paul Balzer: „Das Kalman Filter einfach erklärt, Teil 2“ unter <https://www.cbccity.de/das-kalman-filter-einfach-erklart-teil-2>

<sup>22</sup> Siehe Tim Babb: „How a Kalman filter works, in pictures“ unter <https://www.bzarg.com/p/how-a-kalman-filter-works-in-pictures/>

$$Q_{CV} = \begin{matrix} f & e & 0 & 0 & 0 & 0 \\ e & d & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & f & e & 0 \\ \left[ \begin{matrix} 0 & 0 & 0 & e & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{matrix} \right] \end{matrix} \quad \text{mit} \quad \begin{matrix} d = \Delta t \\ e = \Delta t^2/2 \\ f = \Delta t^3/3 \end{matrix} \quad (15)$$

$$Q_{CA} = \begin{matrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & d & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & d & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \left[ \begin{matrix} 0 & 0 & 0 & 0 & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & d \end{matrix} \right] \end{matrix} \quad \text{mit} \quad d = \Delta t \quad (16)$$

$$Q_{CT} = Q_{CA} \quad (17)$$

Neben der Richtigstellung des Schätzwertes nach Gleichung (13) ist im Rahmen der Kálmán-Korrektur ein etwas komplexerer Abgleich der Kovarianzen gemäß den Gleichungen (15) bis (17) vonnöten.

$$S_k = H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k \quad (18)$$

$$K_k = P_{k|k-1} H_k S_k^{-1} \quad (19)$$

$$P_k = P_{k|k-1} - K_k H_k P_{k|k-1} \quad (20)$$

Bei der Berechnung der Hilfsgröße *Residualkovarianz* nach Gleichung (18) wird die Schätzunsicherheit  $P_{k|k-1}$  aus Gleichung (14) mittels Messmatrix  $H$  in den Raum der Messgrößen transformiert (erneut mittels Fehlerfortpflanzungsgesetz; nun mit Ergebnis einer 2x2 Kovarianzmatrix) und um das Messrauschen  $R$  (ebenfalls 2x2 Kovarianzmatrix) erweitert.

Das Messrauschen beschreibt in Analogie zum Prozessrauschen den plausiblen Sensorfehler und stellt die zweite hoch sensitive Stellschraube zur Festlegung der Filtereigenschaften dar. In den folgenden Anwendungen wurde angenommen, dass der Messfehler in beiden Raumachsen gleich groß ist und dass weiter keine Korrelation vorliegt. Damit ist das Messrauschen eine Diagonalmatrix (Sensorvarianz mal Identitätsmatrix; tatsächlich weichen die mit typischem Azimut- und Entfernungsfehler polar ausgerichteten Radarsysteme von dieser Annahme ab).

Für das Verständnis der Formeln (19) und (20) ist es enorm hilfreich, den Vorgang als „Datenfusion“ von Vorhersage und Messung zu begreifen. Durch Heranmultiplizieren eines  $H$  am Beginn ( $\tilde{K} = HK$ ) offenbart sich die Kálmán-Verstärkung als Ratio von (in den Raum der Messgrößen transformierten) Zustandsschätzung zur Residualkovarianz, kurz und unter Vernachlässigung der Indizes:

$$\tilde{K} = \frac{HPH^T}{S} = \frac{HPH^T}{HPH^T + R} = \frac{Cov(\text{Schätzung})}{Cov(\text{Schätzung}) + Cov(\text{Messung})} \quad (21)$$

Die Formeln der Kálmán-Korrektur (13) und (20) lassen sich durch Einsetzen in das folgende Schema und anschließendes Eliminieren des zusätzlich eingeführten  $H$  am Beginn jeden Terms gewinnen. Damit lassen sich Kálmán-Korrektur und das Zusammenfallen gaußverteilter

Zufallsvektoren<sup>23</sup> formelmäßig in Übereinstimmung bringen. Die eingängige Erklärung entstammt einer überaus verständnisfördernden Internetquelle<sup>24</sup>, welche den Ansatz in [101] verortet.

$$\text{Vorhersage:} \quad (\mu_0, \Sigma_0) = (H_k \bar{x}_{k|k-1}, H_k P_{k|k-1} H_k^T) \quad (22)$$

$$\text{Messung:} \quad (\mu_1, \Sigma_1) = (\bar{z}_k, R_k)$$

$$\text{Konstante:} \quad \tilde{K} = \Sigma_0 (\Sigma_0 + \Sigma_1)^{-1} \quad (\text{Kálmán-Verstärkung})$$

$$\text{Mittelwert-Fusion:} \quad \mu_{gesamt} = \mu_0 + \tilde{K} \mu_1 \quad (\text{Mit } K \text{ gewichteter Mittelwert})$$

$$\text{Kovarianzen-Fusion:} \quad \Sigma_{gesamt} = \Sigma_0 - \tilde{K} \Sigma_0 \quad (\text{Mit } K \text{ gewichtete Kovarianz})$$

An dieser Stelle ist die grundsätzliche Filterung basierend auf Bewegungsmodellen vollständig eingeführt. Im Folgenden werden verschiedene Anwendungen (MMAE-Filterbank, IMM-Filter, RTS-Glätter) vor- und praktische Überlegungen angestellt.

### 3.5.2 Implementierung in Software und Parametrierung des Filterverhaltens

Die modellbasierten Filter wurden in der Sprache *Python* unter Verwendung der Verteilungsplattform *Anaconda* und der interaktiven Laufzeitplattform *Jupyter Notebook*<sup>25</sup> unter Zuhilfenahme der Bibliotheken *FilterPy*<sup>26</sup> sowie *pyKalman*<sup>27</sup> implementiert und getestet. Per Abhängigkeit kamen die Bibliotheken *NumPy* und *SciPy* (Matrixrechnung nebst computernumerischen Lösungsverfahren) sowie *Matplotlib*<sup>28</sup> (Grafiken) zum Einsatz. Dieser Werkzeugsatz ist in der Wissenschaft häufig genutzt.

Das Filterverhalten wird von folgenden Faktoren beeinflusst:

- ▶ Bewegungsmodell (Differenzialgleichungen in Systemdynamikmatrix  $F$ )
- ▶ Prozesskovarianzen (Unsicherheit des Bewegungsmodells; Modellfehler  $Q$ )
- ▶ Messkovarianzen (Unsicherheit der Messwerte; Sensorfehler  $R$ )

Nachfolgende Abbildung 45 zeigt exemplarisch das simulierte Verhalten der bekannten Standard-Bewegungsfilter *Constant Velocity* (CV), *Constant Acceleration* (CA) und *Constant Turn Rate* (CT) nach [70] unter veränderlichen Verhältnissen zwischen Prozess- und Messkovarianz. Werden nur sehr geringe Prozesskovarianzen eingestellt (oben links), ist das Gewicht der Systemdynamik (Kálmán-Vorhersage) groß im Vergleich zum Gewicht der Messwerte (Kálmán-Korrektur) – die Bewegungsmodelle zeigen ihr jeweiliges „Eigenverhalten“ (*geradlinige* gleichförmige Bewegung, *parabelförmige* konstant beschleunigte Bewegung, *kreisförmige* oder zumindest runde Bewegung des Kurvenflugs mit konstanter Winkelgeschwindigkeit).

<sup>23</sup> Vgl.: Formeln zur Fusion mehrdimensionaler Gaußprozesse unter <https://de.wikipedia.org/wiki/Gau%C3%9F-Prozess#Fusion>

<sup>24</sup> Abbildungen und Formeln 9 bis 19 in: Tim Babb: „How a Kalman filter works, in pictures“ unter <https://www.bzarg.com/p/how-a-kalman-filter-works-in-pictures/>

unter Verweis auf: Ramsay Faragher: „Understanding the Basis of the Kalman Filter Via a Simple and Intuitive Derivation“

<sup>25</sup> Siehe <https://www.python.org/>, <https://www.anaconda.com/>, und <https://jupyter.org/>

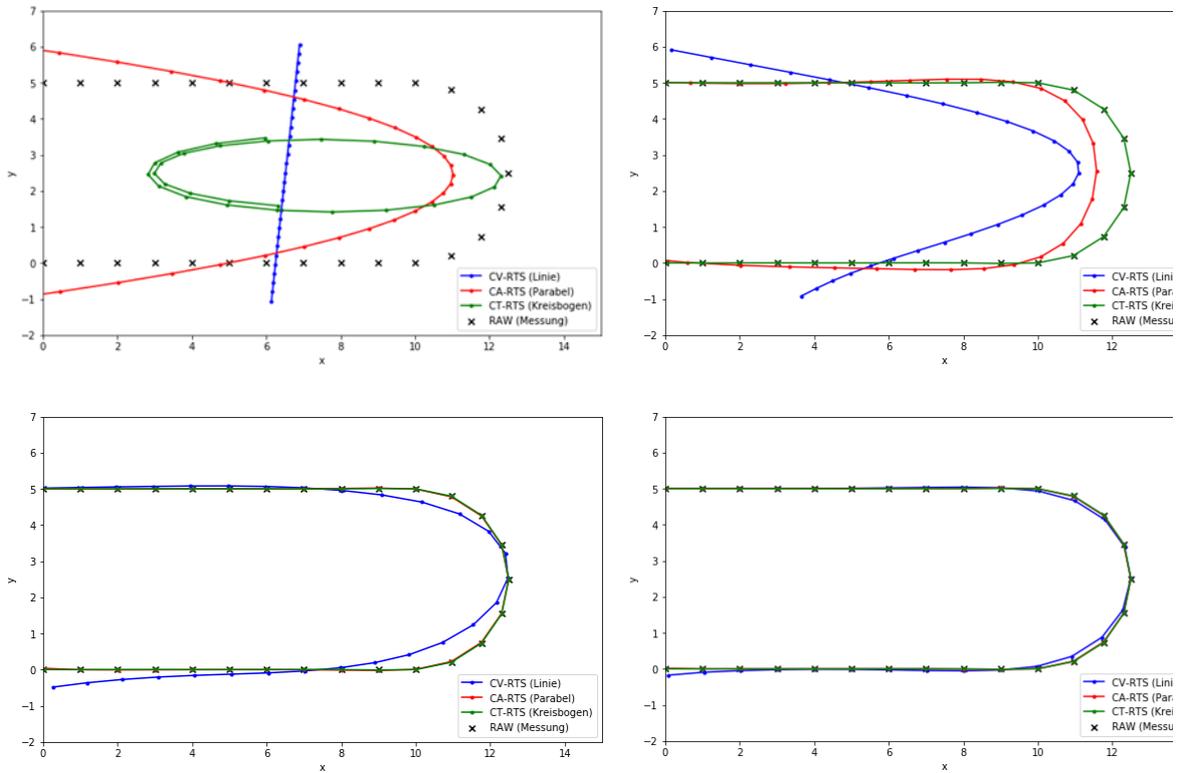
<sup>26</sup> Siehe <https://github.com/r1abbe/filterpy> und <https://filterpy.readthedocs.io/en/latest/>; insbesondere das dort selbst verlegte eBook „Kalman and Bayesian Filters in Python“ (Roger R Labbe Jr., August 29, 2018)

<sup>27</sup> Siehe <https://github.com/pykalman/pykalman> und <https://pykalman.github.io/>

<sup>28</sup> Siehe <https://numpy.org/>, <https://www.scipy.org/> und <https://matplotlib.org/>

**Abbildung 45: Vergleich von Bewegungsmodellen unter variabler Prozesskovarianz**

Simuliertes Verhalten verschiedener Bewegungsmodelle („Filterkerne“) bei steigender Prozesskovarianz  $Q = [0.0001 \ 0.1 \ 3 \ 4] \cdot 10^{-3} \cdot I_6$  und konstanter Messkovarianz  $R = 10^{-3} \cdot I_6$ .



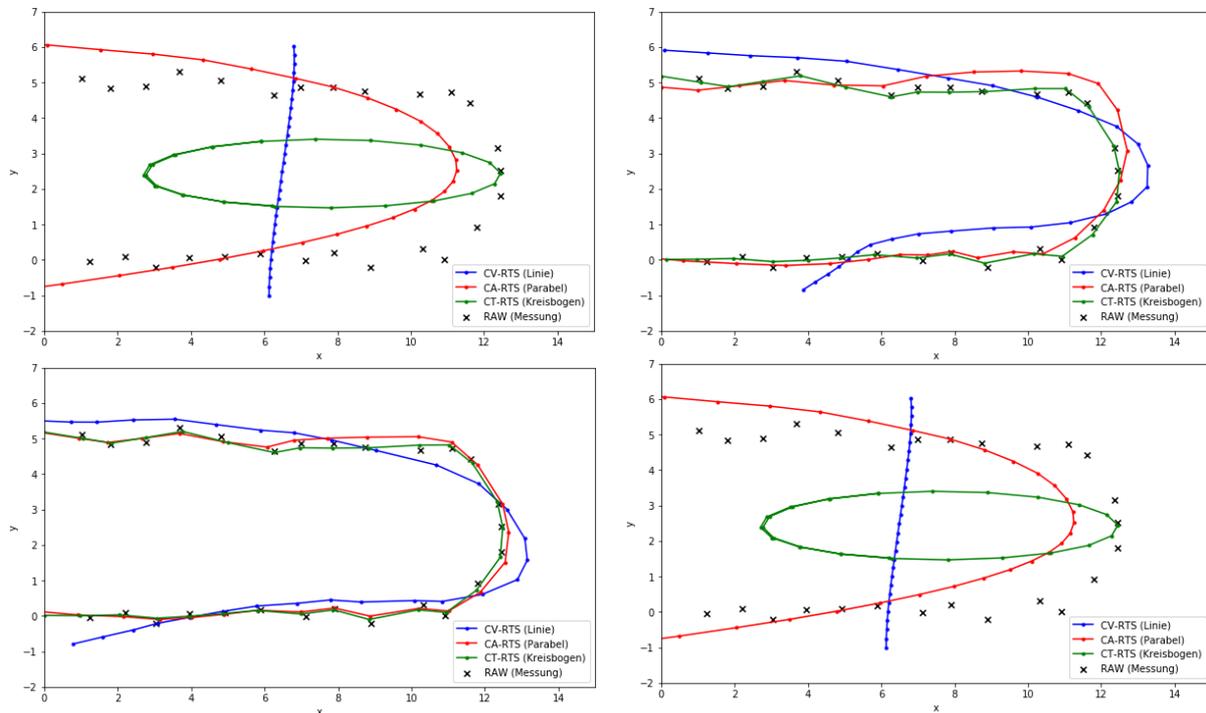
Quelle: © GfL mbH 2020

Je höher die Prozesskovarianzen eingestellt werden, desto mehr Gewicht erhalten die Messwerte, womit die Ablagen von der Referenz geringer werden und auch die Unterschiede zwischen den Bewegungsmodellen immer mehr verblässen (beinahe identisches Verhalten unten rechts).

Jedoch nimmt mit zunehmender Wichtung zugunsten der Messwerte auch die Auswirkung von Messfehlern zu, wie Abbildung 46 anhand weißen Rauschens zeigt. Nun zeigt sich auch eine deutliche Abweichung der Bewegungsmodelle bei der Abbildung der Kurve inklusive des Übergangs zurück in den Geradeausflug. Definitionsgemäß ist das CT-Modell hier im Vorteil, während das CV-Modell die Messfehler im Geradeaus-Segment am besten zu unterdrücken vermag.

**Abbildung 46: Vergleich von Bewegungsmodellen, Reaktion auf verrauschte Messdaten**

Variation der Prozesskovarianz wie in Abbildung 45, jedoch erweitert um ein moderates Rauschen in der simulierten Messdatenerfassung.



Quelle: © GfL mbH 2020

### 3.5.3 Mehrmodell-Filter (MMAE und IMM)

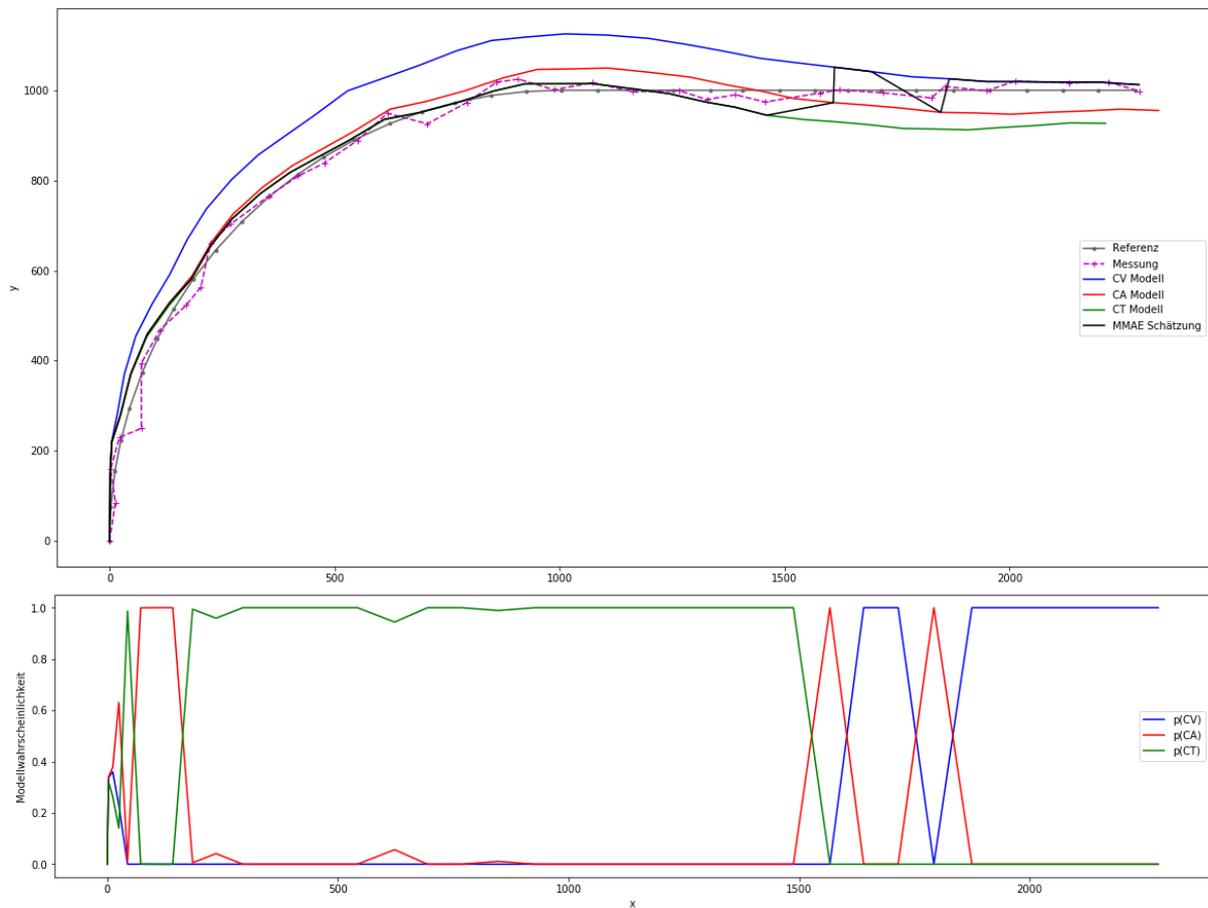
Der naheliegende Lösungsansatz zur besseren Rauschunterdrückung bei gleichzeitig hoher Güte gegenüber der Realbewegung besteht in der Umschaltung der Bewegungsmodelle entsprechend des wahrscheinlichsten Manövers. Hierzu bedient man sich der Residualkovarianz  $S$  des Kálmán-Filters, aus der ein skalares Maß der Übereinstimmung (*mode of flight likelihood*) bestimmt werden kann. Mittels gewichteten Mittels können darüber hinaus auch „harte“ Umschaltvorgänge überblendet werden. Dies ist das Konzept des adaptiven Mehrmodell-Schätzers (*multiple model adaptive estimator*, MMAE).

Zur weiteren Verbesserung können die Einzelfilter noch auf die konsolidierte Schätzung synchronisiert werden. Da dennoch in Übergangsphasen ein schnelles hin- und herschalten oft störend sein kann, besteht eine weitere Verbesserung in der Einführung eines inneren Zustands für das aktuell vorherrschende Bewegungsmodell und somit zur Nutzung eines Markov-Prozesses zur Abbildung der Manöverabfolgen. Dies ist das Konzept des interagierenden Mehrmodell-Schätzers beziehungsweise -Filters (*interacting multiple model*, IMM).

Nachstehende Abbildung 47 zeigt das Verhalten der Einzelbewegungsfilter und der konsolidierten Schätzung eines MMAE-Filters. Es ist deutlich zu erkennen, dass keine Synchronisation der Bewegungsmodelle stattfindet. So zeigt sich, dass das CV-Filter den Kurveneintritt (unten) deutlich zu spät abbildet und erst lang nach Kurvenaustritt ( $x = 1000$ ) wieder nah an die Referenz kommt, dann aber eine gute Fehlerkompensation aufweist. CA und CT reagieren deutlich schneller auf das Kurvenmanöver, bleiben jedoch nach Ende der Kurve noch länger in der Krümmung und weichen dadurch nach innen hin ab, weil dies, den Messdaten nach, noch plausibel ist. Das bereits als störend benannte transiente Hin- und Herschalten findet weit nach Kurvenaustritt ( $x = 1500..1800$ ) statt und ist auch in den Modellwahrscheinlichkeiten gut zu erkennen.

**Abbildung 47: Modellumschaltung und konsolidierte Schätzung eines einfachen MMAE-Filters**

Exemplarisches, simuliertes Filterverhalten eines MMAE-Filters mit den üblichen CV, CA und CT Bewegungsfiltern auf Basis von im Ort und der Zeit verrauschen Messdaten.

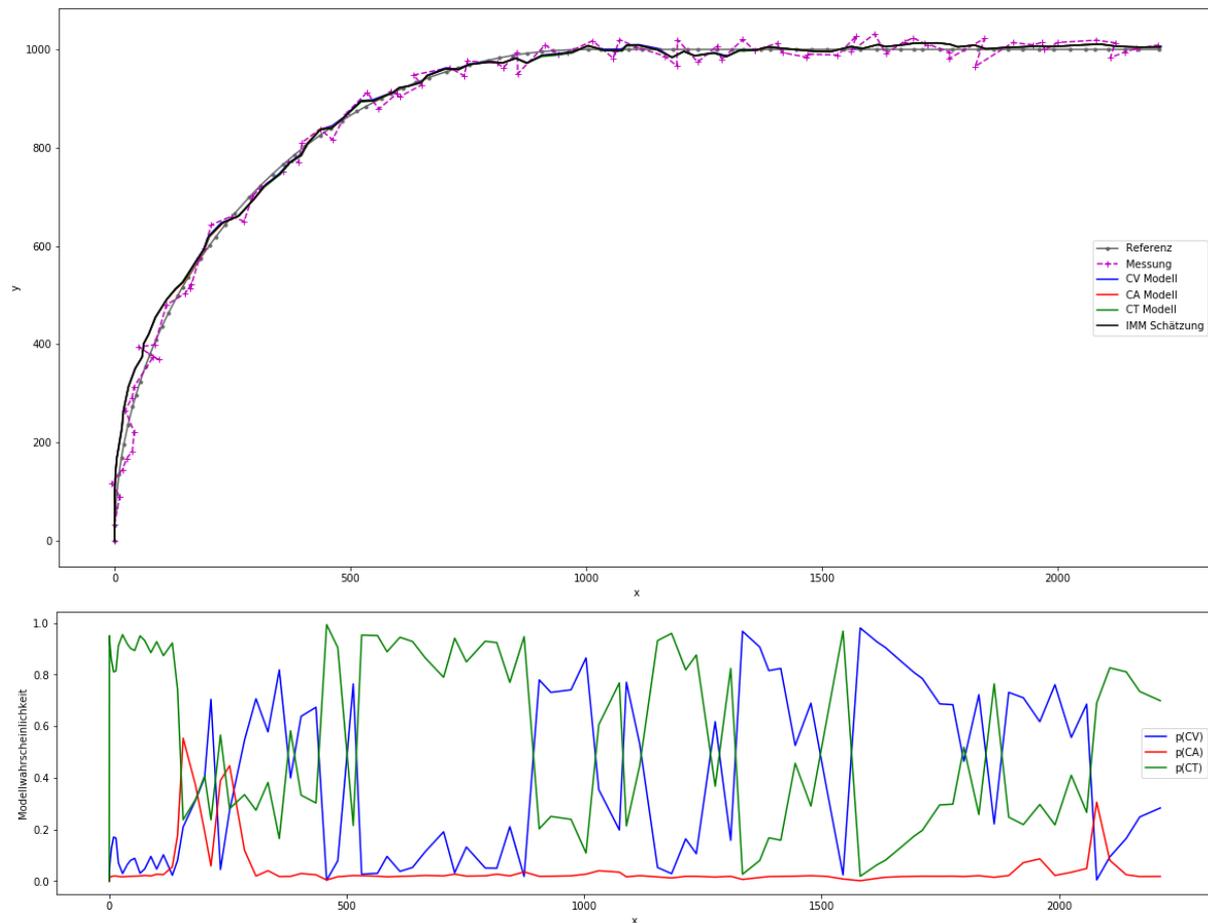


Quelle: © GfL mbH 2020

Im direkten Vergleich, zeigt das etwas komplexere, in den Übergangswahrscheinlichkeiten der Markov-Kette exakt nach Quelle [70] konfigurierte IMM-Filter eine insgesamt deutlich bessere Güte gegenüber der Referenz, mit deutlich weniger Verschleppen des Kurveneintritts und -ausgangs. Das Verhalten der Bewegungsmodelle ist aufgrund der fortwährenden Synchronisation nun verschleiert, aber die Filterwahrscheinlichkeiten zeigen an, dass im Rahmen der Konsolidierung oft mehrere Schätzungen „gemischt“ werden.

**Abbildung 48: Modellumschaltung und konsolidierte Schätzung eines IMM-Filters**

Exemplarisches, simuliertes Filterverhalten eines IMM-Filters mit sonstigen Rahmenbedingungen wie in Abbildung 47.



Quelle: © GfL mbH 2020

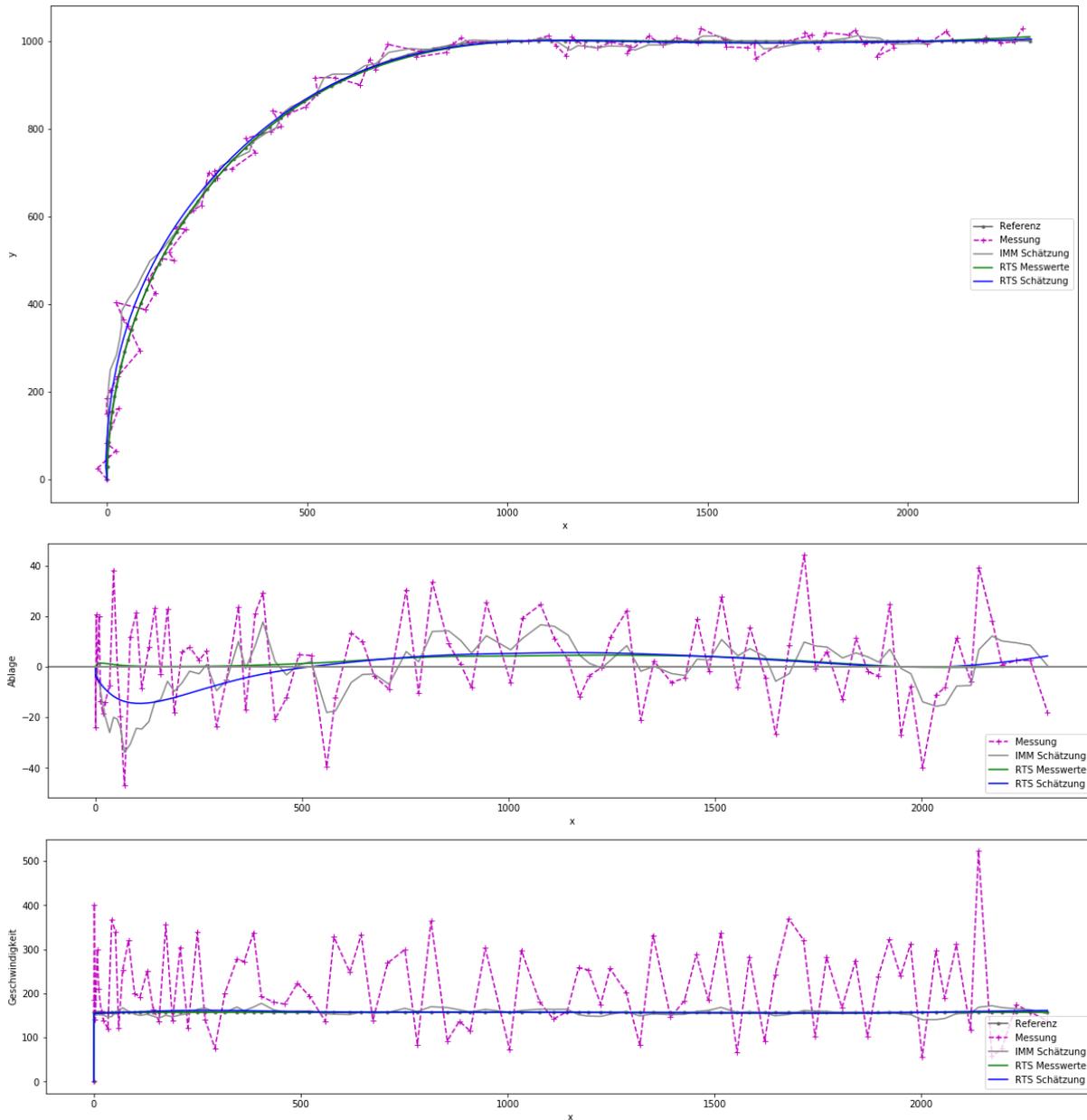
### 3.5.4 Kálmán-Glättung (RTS)

In Kapitel 2.4 wurde herausgearbeitet, dass in der klassischen Radaranwendung die Echtzeitfähigkeit eine große Rolle spielt und dass, wenn diese aufgegeben werden kann, gänzlich andere Methoden und Algorithmen angewendet werden dürfen. Die bis zu diesem Punkt verwendeten Kálmán-Filter fallen unter die Kategorie der echtzeitfähigen Radar-Tracker. Das Glättungsproblem ist anders gelagert, da in der Retrospektion die vollständige Zeitreihe bereits vorliegt.

Die nicht echtzeitfähige, sogenannte „optimale Glättung“ (*optimal smoothing*) – wir konzentrieren uns auf die Glättung nach Rauch, Tung und Striebel (RTS) – arbeitet im rekursiven Abstieg und Aufstieg, also in zwei Durchgängen. Im ersten, vorwärts gerichteten Durchgang kommt das bekannte Kálmán-Filter zum Einsatz, dessen Zustandsschätzungen und Schätzkovarianzen  $P$  gespeichert werden. Im zweiten, rückwärts gerichteten Durchgang werden die Schätzungen durch Anwendung der Systemdynamikmatrix auf die Schätzkovarianzen erneut gefiltert („nachbearbeitet“). Die Glättung wirkt dabei auf alle Zustandsgrößen unter Aufrechterhaltung der nach Systemdynamik definierten Zusammenhänge. Damit bleibt die physikalische Konsistenz erhalten. Der Glättungseffekt ist bei den *verborgenen Zustandsgrößen*, vergleiche Kapitel 2.4.4.2, besonders stark ausgeprägt. Deshalb wird nachfolgend besonderes Augenmerk auf die Geschwindigkeit gelegt, welche, der späteren Anwendung „Bestimmung der Schubkraft“ folgend, besonders genau und vor allem störungsfrei und glatt sein soll.

**Abbildung 49: Nachträgliche Glättung nach Methode von Rauch, Tung und Striebel (RTS)**

Nachträgliche Glättung des simuliertes Filterverhaltens (IMM-Schätzung) gemäß Abbildung 48: Glättung der Messwerte (RT- Messwerte) versus IMM-Filterung (RTS-Schätzung).



Quelle: © GfL mbH 2020

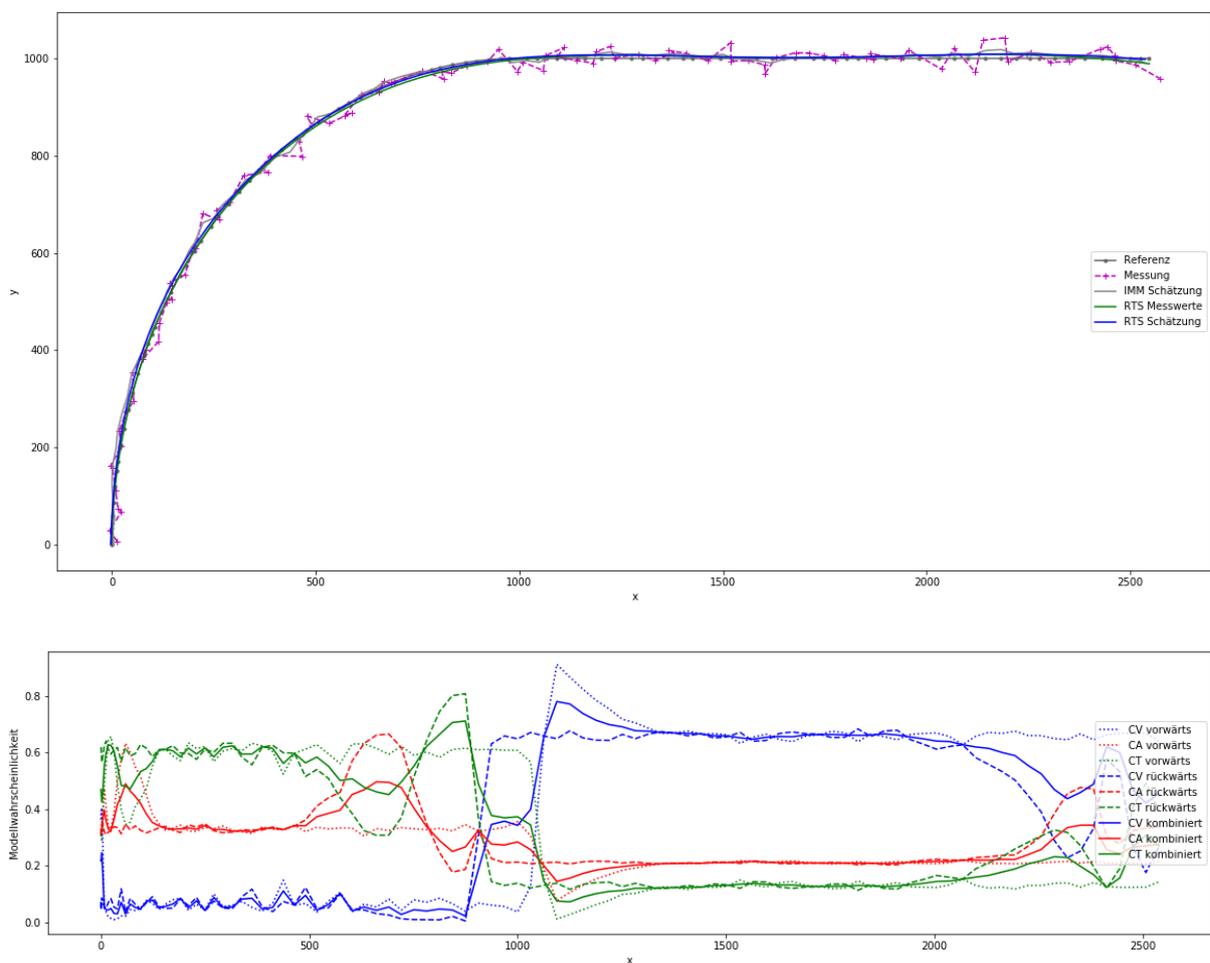
Die Glättungsleistung ist nach Abbildung 49 im Vergleich zur einfachen Filterung in der Tat überragend; auch in der Geschwindigkeit stellt sich ein deutlicher Effekt ein (konstante Referenzgeschwindigkeit im unteren Teil der Grafik). Im mittleren Teil ist anhand des Ortsfehlers jedoch erkennbar (und über viele Fälle konsistent zu beobachten), dass die Glättung der bereits IMM-gefilterten Daten zu *schlechteren* Ergebnissen führt als die direkte Glättung basierend auf den Messwerten. Die doppelte Kálmán-Filterung wirkt offensichtlich ergebnisverfälschend: Durch träge Modellschaltung des IMM-Filters an Kurveneintritt und -ausgang falsch aufgenommene Tendenzen lassen sich mittels RTS-Glättung nicht mehr gänzlich kompensieren.

### 3.5.5 Mehrmodell-Glättung

Es erfolgte nun die Untersuchung, ob sich IMM und RTS sinnvoller kombinieren lassen. Die aktuelle Fachliteratur zeigt, dass dazu rege geforscht wird [54], [55], [60], [102–104]. Es werden verschiedene Ansätze mit jeweiligen Vor- und Nachteilen diskutiert, jedoch hat sich noch keine optimale oder allseitig anerkannte Methode etabliert. Inhaltlich besteht die Herausforderung, dass keine Regel zur „optimalen“ Umkehrung der Modellumschaltung existiert, sodass der Möglichkeitsraum entweder vollständig oder heuristisch bearbeitet werden muss (siehe *mode-matched smoother* in [104], *model based reconstruction* in [102]). Es häufen sich jedoch die Berichte [103–106], dass sich zumindest die Trägheit der IMM-Modellumschaltung mittels zweier gegenläufiger IMM-Filter und arithmetischer Mittelung der Modellwahrscheinlichkeiten sehr gut kompensieren ließe.

**Abbildung 50: Kombination der Konzepte von IMM-Filter und RTS-Glättungsfilter**

Durch Verwendung zweier gegenläufiger IMM-Filter erzeugte Bewegungsschätzung mit Wahrscheinlichkeiten.



Quelle: © GfL mbH 2020

Das verbundene Formelwerk wurde nachvollzogen und auf Grundlage der IMM-Filterklasse aus der Bibliothek *FilterPy* implementiert. Tatsächlich lassen sich die Zeitverzögerungen bei der Modellumschaltung deutlich reduzieren: In Abbildung 50 zeigen die Modellwahrscheinlichkeiten (unten, Kurvenaustritt bei  $x = 1000$ ) sowohl im Vorlauf als auch im Rücklauf eine Verzögerung, welche im Mittel zum gewünschten Verhalten führt. Die Veränderungen der gefilterten Bewegungsdaten sind jedoch sehr gering, sodass nach RTS-Glättung kaum eine objektive Verbesserung festgestellt werden kann.

### 3.5.6 Punktverdichtung, Überbrückung von Erfassungslücken

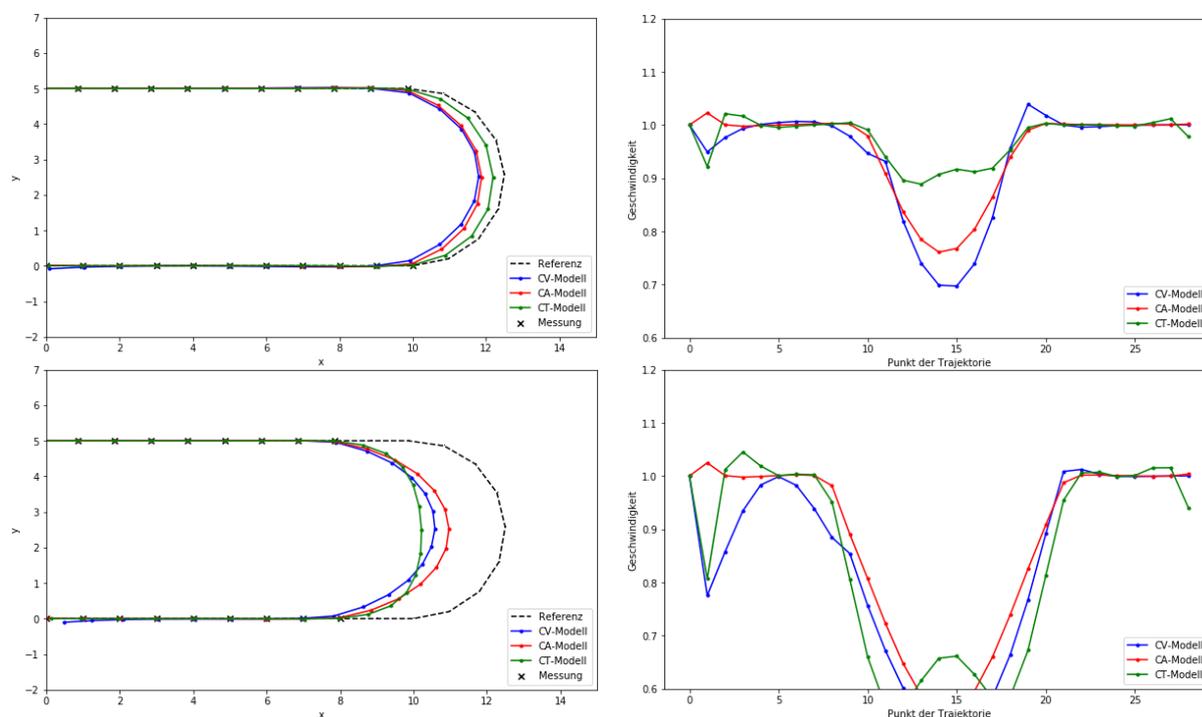
Eine Punktverdichtung findet bereits in der praktischen Radaranwendung regulär statt: während des Rundlaufs der Radarantenne wird das echtzeitfähige Kálmán-Filter mit kleinen Zeitinkrementen ausschließlich in der Vorhersage betrieben, um die Luftfahrzeugbewegung zu extrapolieren. Mit jedem vollständigen Antennenumschlag wird *ein* Radarecho gewonnen, mit welchem sodann die Kálmán-Korrektur vorgenommen wird. Damit sind praktisch alle der Flugsicherung zur Verfügung stehenden Flugbewegungsdaten eigentlich Kálmán-Prognosen.

Die Interpolation zwischen Messungen kann auch im Rahmen der nachträglichen Glättung nach Kapitel 3.5.4 nach gleichem Schema vorgenommen werden. So ist es dann problemlos möglich, die Dichte der Stützstellen generell zu erhöhen (in der Signalverarbeitung als *up-sampling* bezeichnet) und auch größere Erfassungslücken zu überbrücken (klassisches Interpolationsproblem), wobei mit steigender Dauer ohne Stützstellen eine möglicherweise problematische Drift der Bewegungfilter immer wahrscheinlicher wird.

Nachstehende Abbildung 51 illustriert diesen Sachverhalt anhand der Draufsicht auf die Trajektorie sowie der Geschwindigkeit. Wird das Kurvensegment mehr und mehr aus der Messung entfernt und damit Teil der Interpolationsaufgabe, so ergänzen die Filter ihre jeweilig charakteristischen Bewegungsmuster, jedoch stets *auf dem kürzest-möglichen Weg*. Zur Aufrechterhaltung der physikalischen Konsistenz reduziert sich im Gegenzug die Geschwindigkeit.

**Abbildung 51: Geschwindigkeitsdrift bei der Überbrückung längerer Erfassungslücken**

Abfall der Geschwindigkeit bei der Interpolation des gesamten Kurvenmanövers (oben), fehlerhaft verkürzte Rekonstruktion des Flugwegs bei weiterer Vergrößerung der Erfassungslücke (unten).



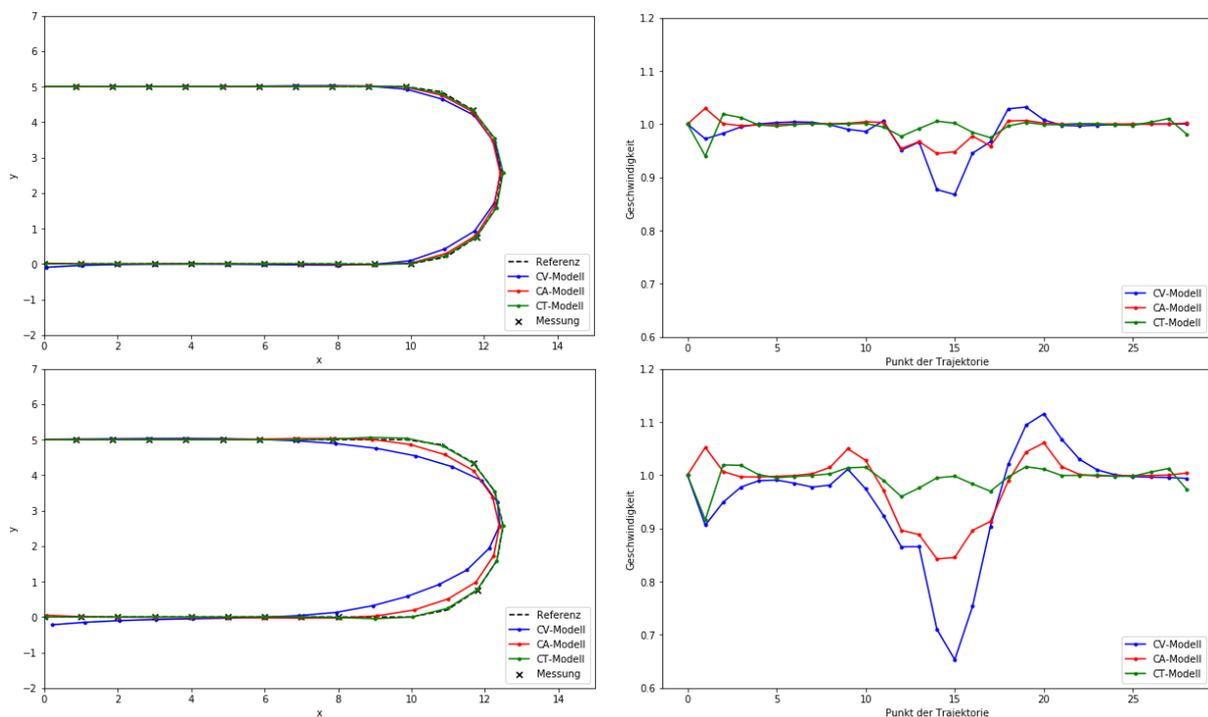
Quelle: © GfL mbH 2020

Eine mögliche Lösung zur Verbesserung des Verhaltens liegt in der modellseitigen Beschränkung von Geschwindigkeitsänderungen, wenn diese vor und nach der zu brückenden Lücke angemessen gleich ist. Dies setzt jedoch voraus, dass die implizite Annahme eines stationären Zustands auch gerechtfertigt ist, was bei längeren Erfassungslücken ebenfalls fraglich ist.

Gleichermaßen ist die Wahl des Bewegungsfilters von großer Bedeutung: Im Beispiel leistet das CT-Modell, weil richtig ausgewählt, die besten Dienste. Konzeptionell ist es denkbar, die Modellwahrscheinlichkeiten des IMM-Filters zur Auswahl des Bewegungsmodells heranzuziehen und anhand der Bewegungszustände an den Rändern der Lücke passend zu parametrieren. Alternativ könnten auch künstliche Stützstellen berechnet oder aus anderen Datenquellen hinzugefügt werden. Der Ansatz wird in Abbildung 52 illustriert: werden lediglich zwei Messpunkte aus dem sonst nicht erfassten Kurvenflug erhalten, bessert sich das Verhalten auch bezüglich der Geschwindigkeit drastisch.

**Abbildung 52: Verbesserung der Überbrückung durch Hinzunahme weniger (hier: 2) Stützstellen**

Eine deutlich reduzierte Ortsablage und eine weitaus höhere Güte gegenüber der (in der Referenz konstanten) Geschwindigkeit ist generell zu erkennen. Das am meisten zutreffende CT-Modell ergänzt die Lücke sehr gut.



Quelle: © GfL mbH 2020

Sicherlich müssen zur massenhaften Datenverarbeitung weitere, schützende Kriterien implementiert werden, anhand derer nicht ausreichend determinierte Flugmanöver detektiert und die Flugspuren ausgesondert werden, da sonst die Gefahr „geratener“ Ergänzungen mit übermäßig großen Ablagen von der realen Luftfahrzeugposition und Triebwerksleistung bestünde. Zu nennen sind: Dauer der Erfassungslücke in Sekunden, Kursdivergenz und Differenz von Höhe und Geschwindigkeit an den Rändern, sowie etwaiger Wechsel des ermittelten Bewegungsmodells.

**Fazit: Modellbasierte Glättungsmethoden**

Bereits die simulierten Testfälle zeigen auf, dass per Glättung nach *Rauch*, *Tung* und *Striebel* weit bessere Ergebnisse erzielt werden können als mittels *Kálmán*- oder IMM-Filterung, insbesondere die hoch sensitiven Geschwindigkeiten und Beschleunigungen betreffend. Eine Kombination der Ansätze ist möglich, liefert aber abgesehen von der Manövererkennung eine nur unwesentliche Präzisionssteigerung. Die Überbrückung von Erfassungslücken mittels Datenfusion auf Basis der RTS-Glättung gelang – zumindest simuliert – mit vielversprechenden Resultaten.

## 3.6 Fehlerbetrachtung vorverarbeiteter Flugspuren

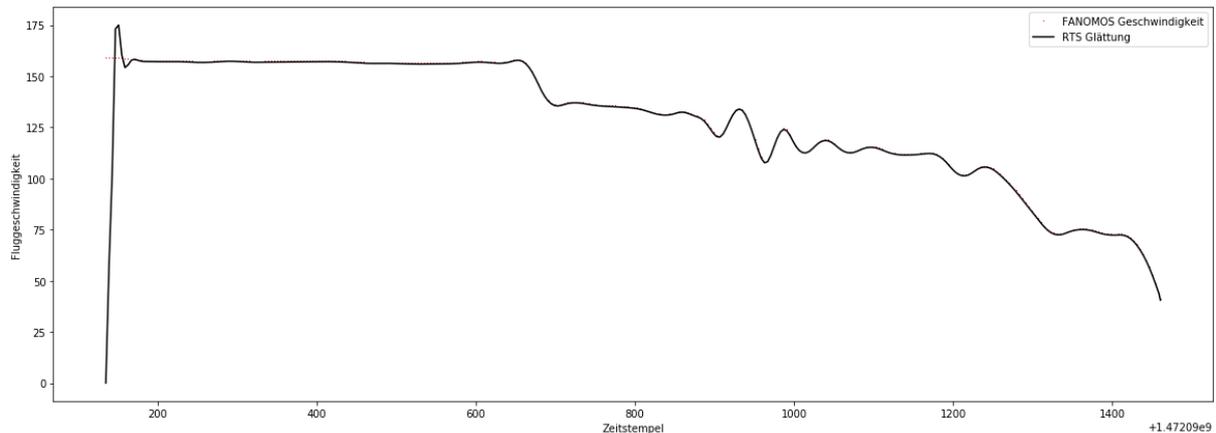
### 3.6.1 Qualitative Fehleranalyse

#### 3.6.1.1 Differenziell aus FANOMOS-Positionsdaten gewonnene Geschwindigkeiten

Bei der RTS-Glättung von Flugbewegungsdaten aus dem FANOMOS-System fällt auf, dass sich sowohl in den Positionsdaten als auch in den Geschwindigkeiten im Bereich „normaler“ Glättungsparameter nahezu keine Veränderungen ergeben. Ganz offensichtlich sind diese Daten bereits das Resultat einer recht glatt parametrisierten Glättung nach ähnlicher oder gar identischer Methodik. Abbildung 53 zeigt dies exemplarisch anhand der Geschwindigkeiten, da die Unterschiede der Positionsdaten, wie in Kapitel 3.3.2 bereits festgestellt wurde, optisch kaum erkennbar wären. Die rote Punktlinie der Messungen verbirgt sich vollständig hinter der schwarzen, geglätteten Linie mit Ausnahme eines Überschingers des von Null startenden Glättungsfilters am Beginn der Messreihe.

#### Abbildung 53: Unwirksame Glättung der Geschwindigkeiten in FANOMOS

Die extrem hohe Glattheit der FANOMOS-Messung (nahezu unsichtbar in rot) bewirkt Deckungsgleichheit mit dem geglätteten Ergebnis. Erst mit der Wahl extrem geringen Prozessrausches stellt sich eine Abweichung ein.



Quelle: © GfL mbH 2020

#### 3.6.1.2 Differenziell aus ADS-B-Positionsdaten gewonnene Geschwindigkeiten

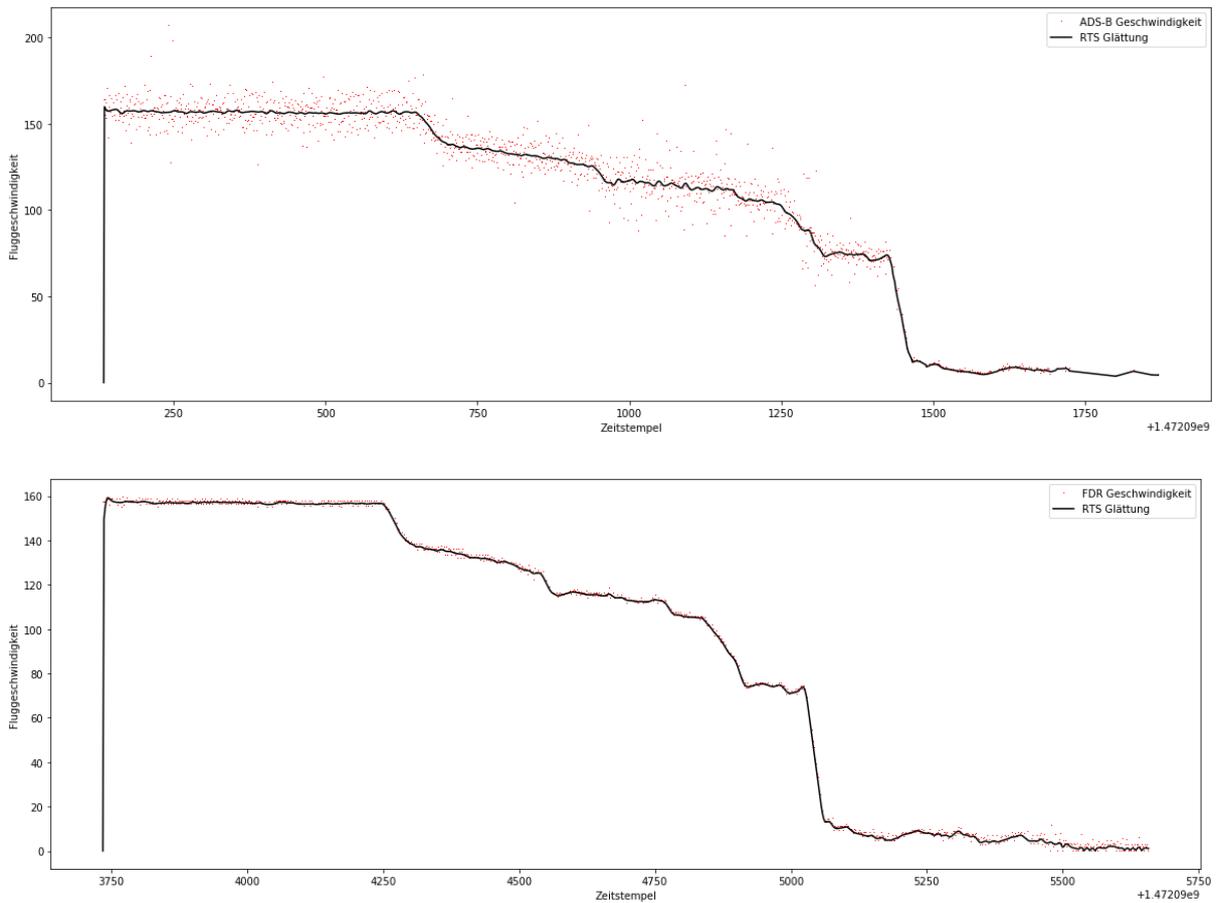
Im Kontrast zu FANOMOS ist die Veränderung durch Anwendung der Glättungsmethoden bei ADS-B von merklichem Effekt, wie nachstehende Abbildung 54 im oberen Teil aufzeigt. Im unteren Teil ist zum Vergleich die bordseitig erfasste Geschwindigkeit gegenübergestellt. Abgesehen von einem längeren Segment des Rollens am Boden sind die Verläufe qualitativ gesehen gleich.

Allenfalls sind geringfügige Unterschiede im „Restrauschen“ erkennbar: Das Prozessrauschen wurde manuell so eingestellt, dass sich ein maximal ähnliches Ergebnis ergibt. Dabei bleibt das Prozessrauschen relativ groß, der Glättungseffekt noch moderat. Mit steigender Glattheit neigt die Geschwindigkeit jedoch mehr und mehr zum Überschwingen.

Dieser Effekt wird in der darauffolgenden Abbildung 55 qualitativ (und deshalb ohne korrekte Legende) illustriert. Im Farbverlauf von Blau über Gelb und Grün nach Rot zeigt sich eine immer betontere Glättung, welche von zunehmend flachen Flanken und stärkerem Überschwingen begleitet werden. Durch gezielt gewählte, eigentlich schon ungünstige Parametrierung lässt sich das FANOMOS-Verhalten gut aus ADS-B-Messungen reproduzieren (siehe letzte Abbildung 56: ADS-B oben, FANOMOS repliziert aus Abbildung 53 unten).

**Abbildung 54: Gute Rekonstruktion der Fluggeschwindigkeit durch Glättung von ADS-B-Positionen**

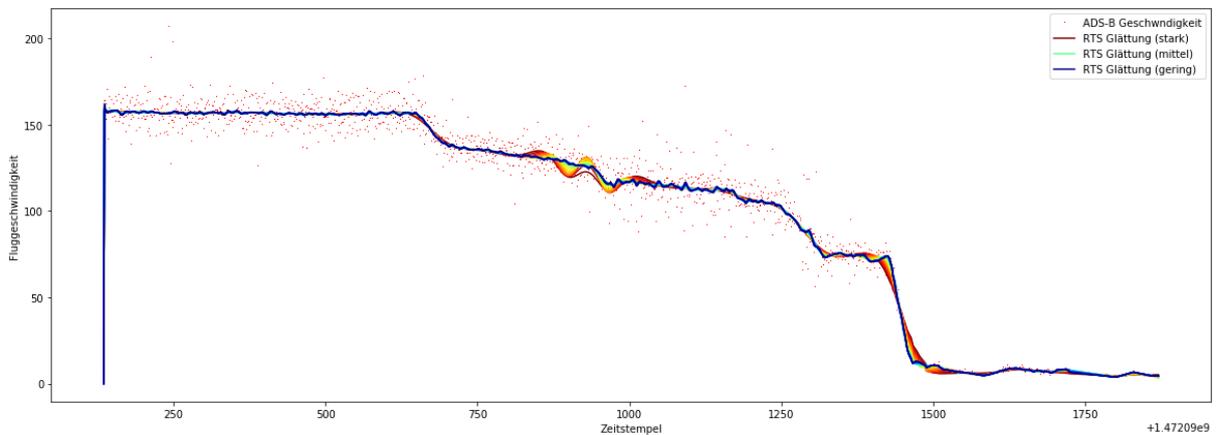
Durch RTS-Glättung (oben: schwarze Linie) von tatsächlich recht stark verrauschten ADS-B-Positionsdaten (rote Punkte) kann die bordseitig gemessene Fluggeschwindigkeit über Grund (unten) sehr gut rekonstruiert werden.



Quelle: © GfL mbH 2020

**Abbildung 55: Überschwingen der Geschwindigkeit bei verminderter Prozesskovarianz**

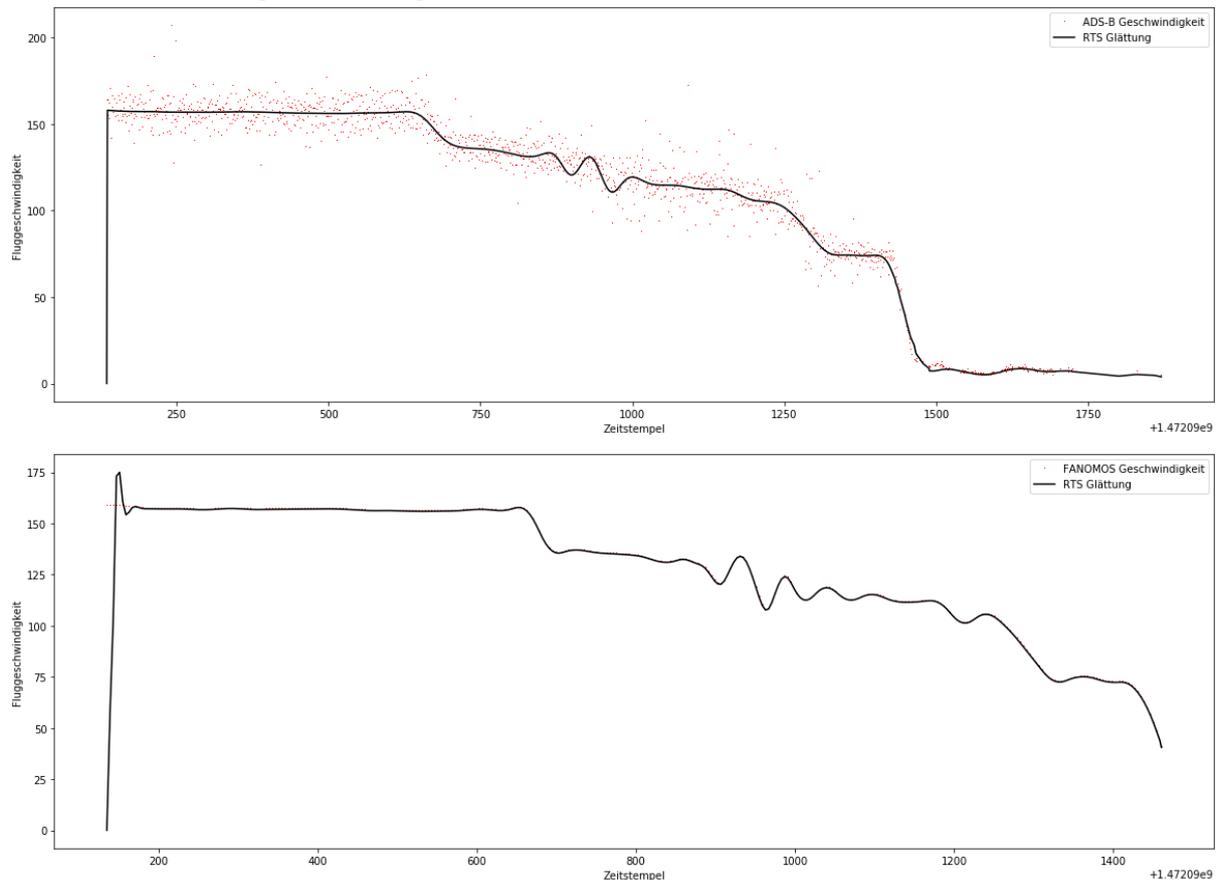
Kritisches Überschwingen der Geschwindigkeitsschätzung infolge immer geringerer Prozesskovarianz (blau: große Prozessvarianz, geringe Glättung – rot: geringe Prozesskovarianz, starke Glättung mit flachen Flanken und grenzstabilem Filterverhalten).



Quelle: © GfL mbH 2020

**Abbildung 56: ADS-B- / FANOMOS-Vergleich mit ungünstig gewählten Glättungsparametern**

Durch RTS-Glättung (oben: schwarz) aus ADS-B-Positionen (rot) gewonnene Geschwindigkeitsschätzung im direkten Vergleich zum FANOMOS-Äquivalent (unten). Die Verläufe sind qualitativ sehr ähnlich, abgesehen von der fehlenden Erfassung des Bodensegments in FANOMOS.



Quelle: © GfL mbH 2020

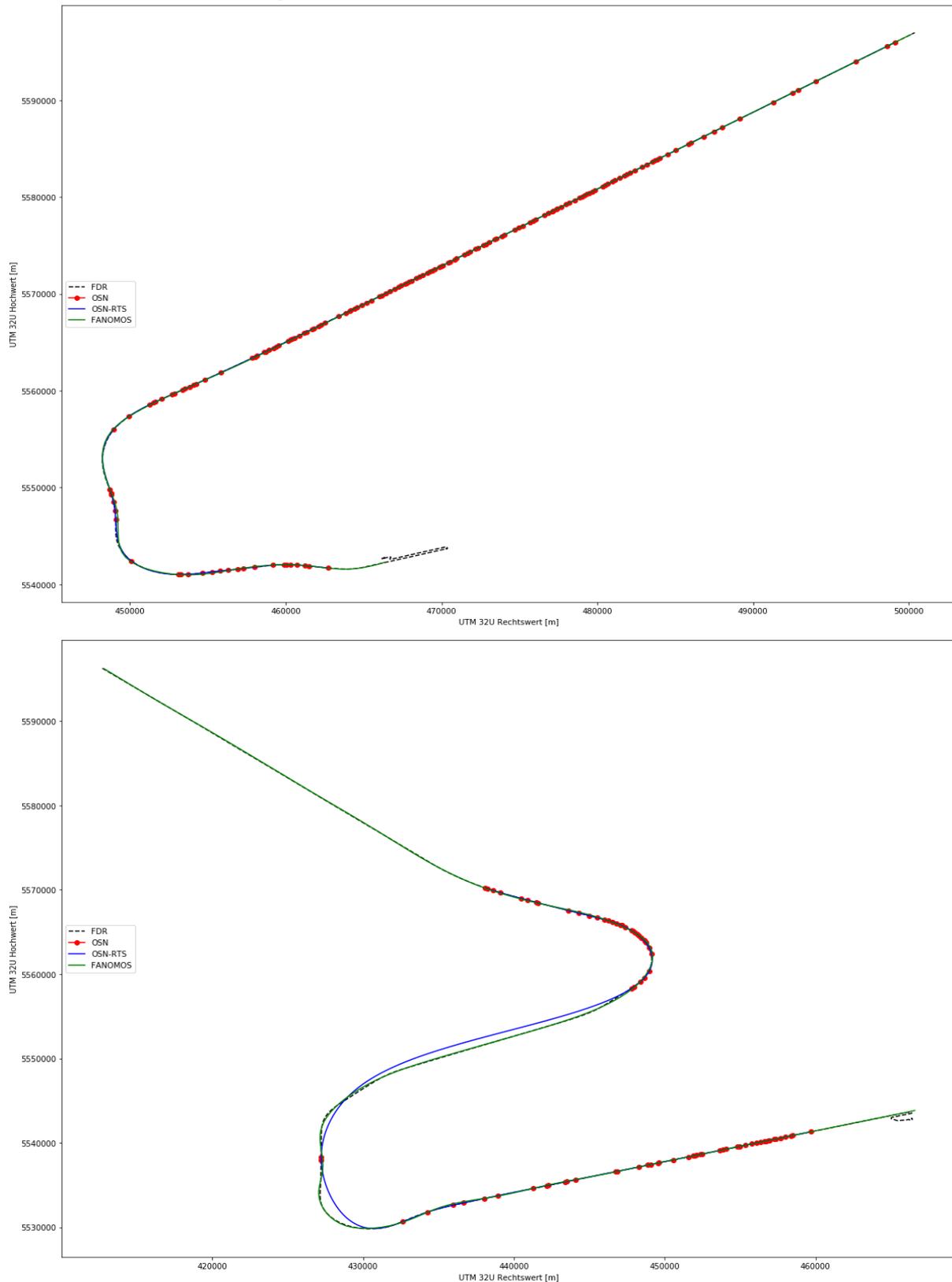
### 3.6.1.3 Geglättete ADS-B-Positionsdaten im Vergleich zu Rohdaten anderer Systeme

Wie genannt, sind die Unterschiede zwischen den Überwachungssystemen eher marginal, so dass auch in Abbildung 57 auf der Folgeseite keine Unterschiede erkennbar sind. Es ist jedoch ersichtlich, dass ADS-B-Daten auch größere zeitliche Unterbrechungen beinhalten können, welche vermutlich durch Paketkollisionen im hoch ausgelasteten Übertragungskanal und die übliche beschränkte Reichweite der terrestrischen Empfänger im 1GHz Band erklärbar sind. Die gezeigten Flugspuren stellen diesbezüglich eher ungünstige Vertreter dar, sind jedoch in dieser Ausprägung auch keine Seltenheit.

Die gewählten Beispiele illustrieren nun auch deutlich, dass die geringe Punktdichte nicht per se problematisch ist, da Glättung und Interpolation mit der FDR-Referenz gut in Einklang stehende Resultate zu erzeugen vermögen, wie im oberen Beispiel zu erkennen ist. Das untere Beispiel zeigt jedoch auch, dass recht große Lücken mit nicht eindeutig definierten Zustandsänderungen zwar schlüssig und deshalb nicht „grob falsch“, aber eben auch nicht „korrekt“ geschlossen werden müssen. Weitere Stützstellen oder Kriterien für die Aussonderung solcher Flugspuren (vergleiche Überlegungen in 3.5.6) sind demnach geboten.

**Abbildung 57: Vergleich einer geglätteten ADS-B-Flugspur mit verschiedenen Positions-Rohdaten**

Die simultanen Erfassungen der verschiedenen Überwachungssysteme liegen optisch so nahe beieinander, dass Unterschiede kaum erkennbar sind. Erfassungslücken können jedoch je nach ausgelassener Information ein Problem darstellen, wie der Vergleich (oben / unten) illustriert.



Quelle: © GfL mbH 2020

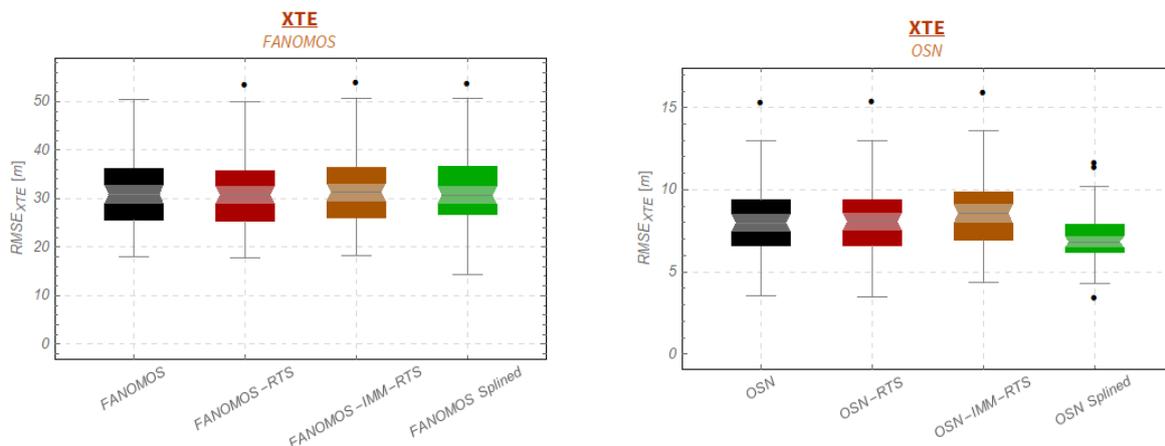
### 3.6.2 Quantitative Fehleranalyse

Abschließend wurden die geometrischen und modellbasierten Filter an allen 77 Referenztrajektorien der FANOMOS-Daten und der ADS-B-Daten getestet. Im Detail wurden folgende Glättungsalgorithmen angewandt:

- ▶ Modellbasierte Glättungsalgorithmen:
  - Kálmán-RTS-Glättung
  - Kálmán-IMM-RTS-Glättung
- ▶ Geometrische Glättungsalgorithmen:
  - Spline-Glättung mittels B-Spline-Glättungsverfahren

Auf Basis der nun geglätteten Trajektorien wurden erneut die statistischen Kennwerte der Fehlermetriken XTE, VTE, ATE und GSE ermittelt. Hierbei wurden jene Flüge nicht berücksichtigt, welche in den ADS-B-Daten größere Erfassungslücken aufweisen. Die nachfolgende Abbildung 58 zeigt den XTE (Box-Whisker des RMSE) im Vergleich zu den unterschiedlichen Glättungsalgorithmen und gegenüber den jeweils ungeglätteten Daten. Im linken Diagramm sind die Vergleiche bezüglich der FANOMOS-Daten dargestellt, im rechten bezüglich der ADS-B-Daten.

**Abbildung 58: Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien – XTE**

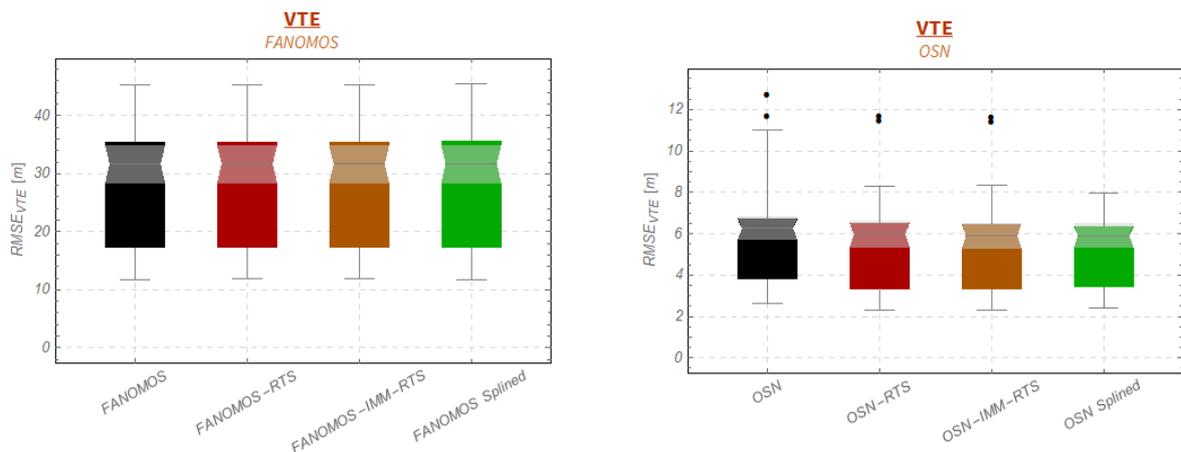


Quelle: © GfL mbH 2020

Wie in Abbildung 58 zu sehen, ist hinsichtlich der FANOMOS-Daten bei keinem der untersuchten Glättungsalgorithmen eine Verringerung des XTE gegeben, weder im Mittel, noch in der Bandbreite der RMSE. Hinsichtlich der ADS-B-Daten ist jedoch zumindest für die B-Spline-Glättung eine signifikante Verringerung des XTE festzustellen. Unterschiede zwischen den beiden verschiedenen Kálmán-Glättungsalgorithmen (RTS bzw. IMM-RTS) sind kaum gegeben.

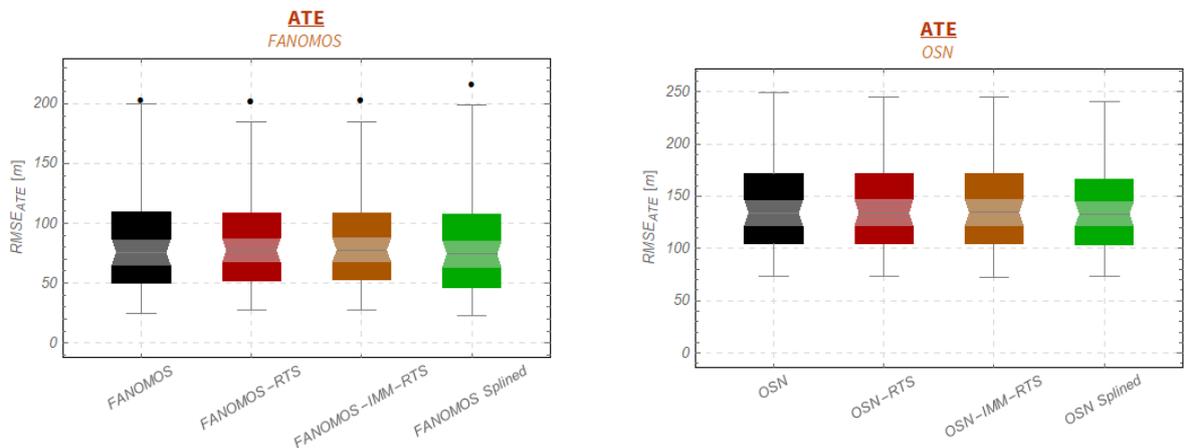
Die nachfolgenden Abbildung 59 und Abbildung 60 zeigen den VTE, respektive den ATE für alle untersuchten Glättungsalgorithmen:

Abbildung 59: Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - VTE



Quelle: © GfL mbH 2020

Abbildung 60: Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - ATE

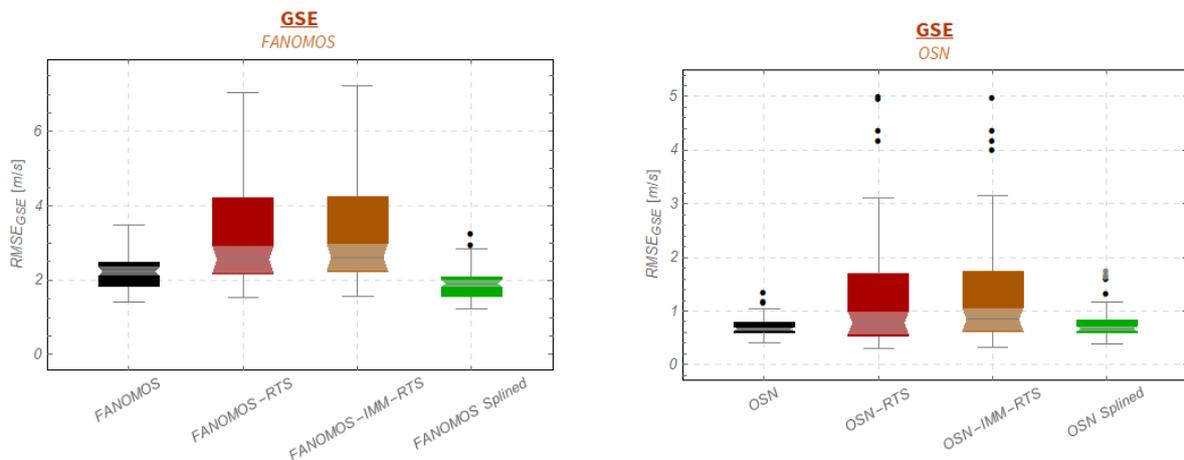


Quelle: © GfL mbH 2020

Auch hier ist erneut festzustellen, dass hinsichtlich der FANOMOS-Daten keine Verbesserung der Fehlermetriken (hier VTE bzw. ATE) durch Glättung der Daten zu erreichen ist. Bei den ADS-B-Daten ist sowohl durch Kálmán-Glättung, als auch durch B-Spline-Glättung eine Verringerung des VTE möglich, hinsichtlich des ATE jedoch nicht. Unterschiede zwischen den beiden verschiedenen Kálmán-Glättungsalgorithmen (RTS bzw. IMM-RTS) sind erneut nicht feststellbar.

Die nachfolgende Abbildung 61 zeigt abschließend den GSE für alle untersuchten Glättungsalgorithmen. Hinsichtlich des GSE zeigen sich abweichende Erkenntnisse: Während mittels B-Spline-Glättung bei den FANOMOS-Daten eine leichte Verringerung des GSE erreichbar ist, ist dies bei den ADS-B-Daten nicht der Fall – hier bleibt der GSE auf nahezu konstantem geringem Niveau. Durch die Kálmán-Glättung ist hingegen eine Verschlechterung des GSE sowohl bei den FANOMOS-Daten, als auch bei den ADS-B-Daten gegeben. Dies liegt darin begründet, dass der Kálmán-Glättungsalgorithmus nicht die jeweils übermittelten Geschwindigkeiten verwendet, sondern die aus den Positionsdaten differenziell bestimmten. Unterschiede zwischen den beiden verschiedenen Kálmán-Glättungsalgorithmen sind auch hier nicht feststellbar.

Abbildung 61: Ergebnisse der Datenglättung für alle Referenztrajektorien - GSE



Quelle: © GfL mbH 2020

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass kein klar zu bevorzugender Glättungsalgorithmus zu erkennen ist. Vielmehr sind aufgrund der bereits hohen Genauigkeit der Überwachungssysteme keine signifikanten Verringerungen in den festgelegten Fehlermetriken gegeben. Eine abschließende Auswahl des Glättungsalgorithmus sollte demnach anhand des Untersuchungsfalles – der zu berechnenden Schubwerte aus den (geglätteten) Flugverlaufsdaten – erfolgen.

### Fazit: Fehlerbetrachtung vorverarbeiteter Flugspuren

Im Ergebnis der in Kapitel 3 durchgeführten Analysen zeigte sich zunächst eine insgesamt hohe Genauigkeit der beiden Überwachungssysteme FANOMOS und ADS-B gegenüber der gewählten FDR-Referenz mit leichten Vorteilen bei den ADS-B-Daten, die eine nochmals leicht höhere Genauigkeit als die FANOMOS-Daten aufweisen. Jedoch sind bei ADS-B-Daten, zumindest in vorliegendem Testdatensatz, bereichsweise große Erkennungslücken aufgetreten, die so bei den FANOMOS-Daten nicht zu finden sind.

Hinsichtlich der Glättungsfiler lässt sich zum jetzigen Stand keine eindeutige Präferenz ausmachen. Alle untersuchten Glättungsalgorithmen sind grundsätzlich geeignet, um Flugverlaufsdaten zu glätten. Allenfalls lassen sich leichte Vorteile für die B-Spline-Glättung ausmachen, da dieser, im Gegensatz zu den Kálmán-Filtern, einfache Glättungsalgorithmus zu guten und bereichsweise sogar besseren Glättungsergebnissen führt als das aufwändigere Kálmán-Filter.

Hinsichtlich der Datenfusion lassen sich folgende Kernerkenntnisse zusammenfassen: Aufgrund der hohen festgestellten Genauigkeiten der ADS-B-Daten würde eine generelle Datenfusion mit den FANOMOS-Daten eher zu einer Verschlechterung der Datengenauigkeit führen, weshalb hiervon abgesehen werden sollte. Allerdings sollte eine Datenfusion dann erfolgen, wenn größere Erkennungslücken innerhalb der ADS-B-Daten identifiziert werden. An diesen Stellen wäre ein entsprechender Abschnitt der FANOMOS-Daten in den ADS-B-Flugverlauf einzufügen. Die Übergänge zwischen den unterschiedlichen Datenquellen können mit B-Splines oder per Kálmán-Filter geglättet werden.

## 4 Bestimmung von aktueller Luftfahrzeugmasse und Triebwerksschub aus Flugverlaufsdaten

### 4.1 Überblick

Mit den nun in einheitlich hoher Qualität vorliegenden Flugbewegungsdaten ist eine Fluglärm-berechnung für ein AzB-angelehntes Berechnungsverfahren bereits möglich. Für Berechnungen nach Doc. 29 wird jedoch noch der Schub benötigt, da dieser stellvertretend für die Triebwerksleistung mit in die Lärmrechnung eingeht. Mittels Zusatzpegel kann die Berechnung nach AzB ebenfalls derart erweitert werden.

Die Bestimmung des Schubes, also der der Schubkraft, erfolgt flugmechanisch anhand des Kräftegleichgewichtes im Steig- beziehungsweise Sinkflug. Im Basisfall des stationären Geradeausflugs stehen sich in der vertikalen Achse der *Auftrieb* und die *Gewichtskraft* ausgleichend gegenüber. In der horizontalen Achse stehen sich *Schub* und *Luftwiderstand* ebenfalls ausgleichend gegenüber. Im beschleunigten Geradeausflug kommt die *Beschleunigungskraft* hinzu. Beim Flug mit Höhenveränderung kommt dazu noch die hierfür benötigte *Hebekraft*. Dabei sind geodätisch und aerodynamisch referenzierte Größen sauber zu differenzieren, wobei verschiedene Vereinfachungen zulässig und üblich sind. Eine detaillierte Betrachtung erfolgt in Kapitel 4.2.

Das Konzept zur Schubbestimmung besteht nun darin, aus den vorliegenden Flugbewegungsdaten den Flugbahnwinkel, die Fluggeschwindigkeit sowie die Längsbeschleunigung zu ermitteln und gemäß flugmechanischer Theorie das genannte Kräftegleichgewicht aufzulösen, sodass die Schubkraft als alleinige verbleibende Unbekannte determiniert wird:

- ▶ Die Auftriebskraft, ist gleich der Gewichtskraft mal Kosinus des Flugbahnwinkels
- ▶ Die Hebekraft, ist gleich Gewichtskraft mal Sinus des Flugbahnwinkels
- ▶ Die Beschleunigungskraft, ist gleich Masse mal Längsbeschleunigung
- ▶ Die Luftwiderstandskraft, ist gleich Summe aus parasitärem und induziertem Anteil

Die Bestimmung des Luftwiderstands erfolgt mit Hilfe eines ausgewählten Flugleistungsmodells. Zentraler Modellbestandteil ist der Zusammenhang zwischen Auftrieb und Luftwiderstand, welcher grafisch in Form der Luftfahrzeugpolare (Lilienthal-Polare) festgehalten wird. Der parabelförmigen Kurve liegt die Zusammensetzung aus *parasitärem* Formwiderstand und *Auftriebs-induziertem* Widerstand zugrunde. Details hierzu finden sich in Kapitel 4.3.

Die den Flugbewegungsdaten entnommenen Messgrößen sind die *Fluggeschwindigkeit* über Grund und sowie die *Vertikalgeschwindigkeit*. Der Flugbahnwinkel und die Längsbeschleunigung sind damit berechenbar (Arcus Sinus beziehungsweise Differenziation). Durch Messunschärfe, Glättung und Differenziation unterliegt besonders die Längsbeschleunigung teils starken Schwingungen (siehe auch Kapitel 3), die diesbezüglich noch Verbesserungspotential aufzeigen.

Zusätzlich wird noch die *Luftfahrzeugmasse* für die Berechnung der Gewichtskraft benötigt, welche in alle der bisher genannten Kräfte mit eingeht und dementsprechend bedeutsam ist. Da sie als wirtschaftlich sensible Kenngröße seitens der Betreiber nicht offengelegt wird, muss diese für die Ergebnisqualität sehr wichtige Größe geschätzt werden, wie in Kapitel 4.4 dargelegt wird.

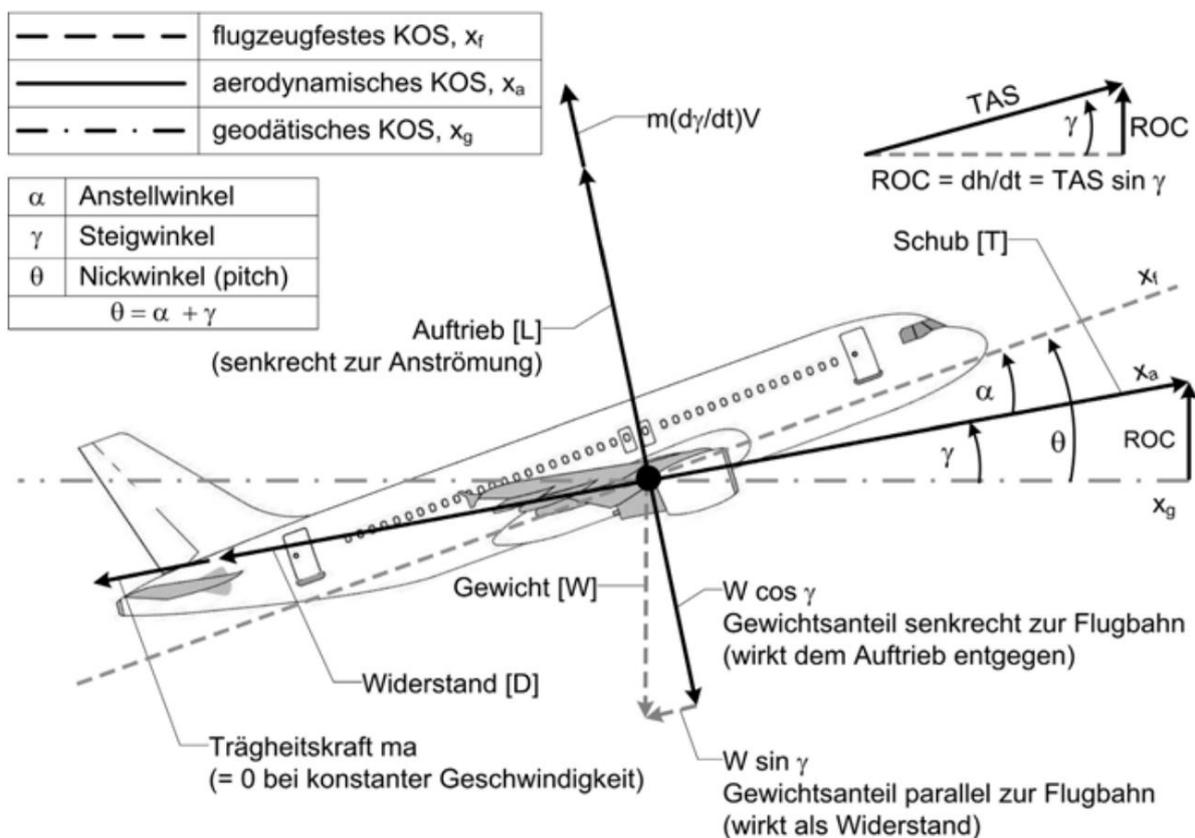
## 4.2 Bestimmung des Schubs (Flugmechanik)

### 4.2.1 Kräftegleichgewicht im Steigflug

Nachstehende Abbildung 62 zeigt gemäß Lehrbuch [107] das einfühend beschriebene Kräftegleichgewicht im Steigflug, welches den Geradeausflug (Flugbahnwinkel und ggf. Beschleunigung gleich Null) und Sinkflug (Flugbahnwinkel negativ) mit einschließt. Im oberen rechten Teil findet sich die Definition des Flugbahnwinkels, wobei TAS die tatsächliche Fluggeschwindigkeit gegenüber Luft (*true airspeed*) und ROC die Steigrate (*rate of climb*) bezeichnet. Es ist bei genauerer Betrachtung offensichtlich, dass zunächst *Windstille* angenommen wird.

**Abbildung 62: Koordinatensysteme und Kräftegleichgewicht im Steigflug**

Das abgebildete Kräftegleichgewicht zeigt ein relativ vollständiges Bild inklusive später oft vernachlässigter Terme, zum Beispiel Anstell- und Nickwinkel, Trägheit in der flugbahnfesten Vertikalen (Fliehkraft). Die Formelzeichen sind in der vorliegenden Form sehr verbreitet, u. a. auch in Doc. 29 und BADA.



Quelle: Scheiderer, „Angewandte Flugleistung“ [107]

Der Anstellwinkel  $\alpha$  und der Flugbahnwinkel  $\gamma$  sind praktisch relativ klein, sodass nach [107] die nachstehende ingenieurmäßige Vereinfachung anwendbar ist.

$$\sin \gamma \approx \tan \gamma \approx \gamma_{rad} \quad \text{sowie} \quad \cos \alpha = \cos \gamma = 1 \quad (23)$$

Als Genauigkeitsgrenze dieser Vereinfachung haben sich im Ingenieurwesen  $7^\circ$  etabliert. Dies ist für den Anstellwinkel weitestgehend erfüllt, für den Flugbahnwinkel insbesondere im initialen Steigflug nur noch „gerade so“ haltbar. Insofern wird der Flugbahnwinkel meist berücksichtigt und der Anstellwinkel eher vernachlässigt. So wirkt in Abbildung 62 die Schubkraft flugbahnparallel, wo eigentlich der Einbau- und Anstellwinkel zu berücksichtigen wäre.

Die einzelnen Kräfte lassen sich nun vertikal und in Längsrichtung bilanzieren. Für die Schubkraft ist die Längsrichtung relevant. Jedoch ist der längs gerichtete Luftwiderstand über den induzierten Widerstand stark (nach Stand der Forschung mindestens quadratisch) vom vertikal wirkenden Auftrieb abhängig, sodass beide Kräftebilanzen berechnet werden müssen.

Die senkrechte Kräftebilanz lautet [107]:

$$\sum F_z: L - W \cos \gamma + \left(-mV \frac{d\gamma}{dt}\right) = 0 \quad (24)$$

Dabei ist L der Auftrieb (*lift*), W die Gewichtskraft (*weight*) und der dritte Term der vertikale Trägheitsanteil, das heißt die Fliehkraft. Von der Gewichtskraft ist lediglich der „Gewichtsanteil senkrecht zur Flugbahn“ (vergleiche Abbildung 62) zu berücksichtigen. Sowohl in ECAC Doc. 29 als auch EUROCONTROL BADA vernachlässigen beide genannten Details, womit sich die vertikale Kräftebilanz zu „Auftrieb gleich Gewichtskraft“ vereinfacht:

$$\cos \gamma = 1, \quad \frac{d\gamma}{dt} = 0 \xrightarrow{\text{ergibt}} L = W \quad (25)$$

Die längs zur Flugbahn orientierte Kräftebilanz lautet [107]:

$$\sum F_x: T - D - W \sin \gamma - ma = 0 \quad (26)$$

Oft wird die Beschleunigung (a) als Null angenommen (stationärer Flugzustand). Die weiteren Terme sind signifikant und dürfen nicht entfallen. Allerdings lässt sich der Sinus des Flugbahnwinkels als Verhältnis der Höhenänderung zur Fluggeschwindigkeit ausdrücken.

#### 4.2.2 Abgleich mit EUROCONTROL BADA: Leistungsbilanz im Steigflug

Im Flugleistungsmodell BADA bedient man sich einer Energie- bzw. Leistungsbilanz, welche sich durch Umformung wie folgt aus dem Kräftegleichgewicht gewinnen lässt. Gemäß Definition des Flugbahnwinkels lässt sich formulieren:

$$\sin \gamma = \frac{ROC}{TAS} = \frac{dh}{dt} v_{TAS}^{-1} \quad (27)$$

(Diese Form erklärt die einfürend genannte Hebekraft dahingehend, dass es sich um den zur Überwindung der Höhenänderung erforderlichen Schub an der geneigten Ebene handelt.) Die Beschleunigung lässt sich per Differenzial aus der Geschwindigkeit ermitteln:

$$a = \frac{dv_{TAS}}{dt} \quad (28)$$

Entsprechend umformuliert und um die TAS erweitert, ergibt sich aus der Kräftebilanz aus Gleichung (24) die Leistungsbilanz gemäß EUROCONTROL BADA3 [108].

$$T - D - W \frac{dh}{dt} v_{TAS}^{-1} - m \frac{dv_{TAS}}{dt} = 0 \quad (29)$$

$$(T - D)v_{TAS} - mg_0 \frac{dh}{dt} - mv_{TAS} \frac{dv_{TAS}}{dt} = 0 \quad (30)$$

$$(Th - D) \cdot v_{TAS} = mg_0 \frac{dh}{dt} + m v_{TAS} \frac{dv_{TAS}}{dt} \quad (31)$$

Gleichung (31) wird als BADA *Total Energy Model* (TEM) bezeichnet. Es ergibt sich die Aussage, dass die Schubleistung gleich der Summe aus aerodynamischer Verlustleistung, sowie Beschleunigungs- und Hebeleistung ist. Der Übergang vom Kräftegleichgewicht zur Leistungsbilanz erfolgt mit der Erweiterung um die Fluggeschwindigkeit ( $P = F \cdot v$ ). Demnach lassen sich die Terme auch aus einem Ansatz der Energieänderung je Zeiteinheit herleiten. Für die Beschleunigungsleistung ergibt sich nachfolgende Gleichung, deren Endergebnis äquivalent zum letzten Term des TEM, siehe Gleichung (31), ist:

$$P_{kin} = \frac{dE_{kin}}{dt} = \frac{d}{dt} \left( \frac{m}{2} \cdot v^2 \right) = \frac{m}{2} \cdot \frac{dv^2}{dt} = \frac{m}{2} \cdot 2v \cdot \frac{dv}{dt} = mv \frac{dv}{dt} \quad (32)$$

Für die Hebeleistung ergibt sich ebenfalls mit äquivalentem Ergebnis:

$$P_{pot} = \frac{dE_{pot}}{dt} = \frac{d}{dt} (mg_o h) = mg_o \frac{dh}{dt} \quad (33)$$

#### 4.2.3 Abgleich mit ECAC Doc. 29: Berechnung des Steigwinkels

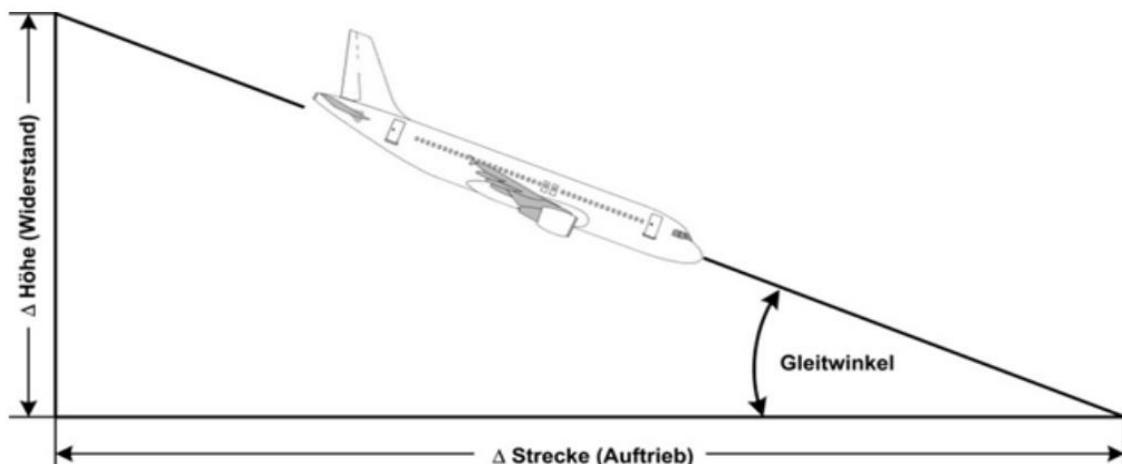
ECAC Doc. 29 macht in Volume 2 Annex B umfangreiche Vorschriften zur Profilberechnung und formuliert damit ebenfalls ein Flugleistungsmodell. Mittels Herleitung wird gezeigt, dass auch diese Berechnungen mit dem gezeigten Kräftegleichgewicht in Einklang stehen. Zunächst wird [107] folgend, Gleichung (26) nach dem Sinus des Steigwinkels umgestellt. Wörtlich berechnet sich der Steigwinkel aus Schubüberschuss ( $T-D$ ) je Gewicht ( $W$ ), wobei die Beschleunigungskraft praktisch meist vernachlässigt wird (stationärer Steigflug mit konstanter CAS).

$$\sin \gamma = \frac{T - D - ma}{W} \quad (34)$$

Somit entfällt der letzte Term ( $m \cdot a$ ) aus dem Zähler des Bruchs. Nun wird, vorgehend auf Kapitel 4.3, zur Ermittlung des Widerstands die Gleitzahl als Quotient zwischen Vorwärtsbewegung und Höhenverlust, gleichbedeutend mit dem Quotienten aus Luftwiderstand und Auftrieb gemäß nachfolgender Gleichung (35), eingeführt, siehe auch Abbildung 63.

$$\varepsilon = \tan \gamma = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} \quad (35)$$

Abbildung 63: Definition der Gleitzahl als wichtiges Maß der aerodynamischen Güte



Quelle: Scheiderer, „Angewandte Flugleistung“ [107]

Wird Gleichung (35) nach dem Widerstand (D) umgestellt und der Auftrieb (L) gemäß Gleichung (25) mit dem Gewicht (W) gleichgesetzt, so lässt sich Gleichung (34) entsprechend umformulieren:

$$D = \varepsilon L = \varepsilon W, \quad a = 0 \quad (36)$$

$$\sin \gamma = \frac{T - \varepsilon W}{W} = \frac{T}{W} - \varepsilon \quad (37)$$

$$\gamma = \arcsin \left( \frac{T}{W} - \varepsilon \right) \quad (38)$$

Wörtlich interpretiert, berechnet sich der Steigwinkel im nicht beschleunigten, windstillen Fall gemäß Schub- zu Gewichts-Verhältnis (T/W) gemindert um die Gleitzahl ( $\varepsilon$ ). Dies kann mit zwei aneinander gesetzten rechtwinkligen Dreiecken visualisiert werden. Diese Form ist von der Struktur her weitestgehend identisch mit der in der ECAC Doc. 29 verwendeten Gleichung (B-12), hier nachfolgend als (39) aufgeführt:

$$\gamma = \arcsin \left( K \cdot \left[ N \cdot \frac{F_n / \delta}{W / \delta} - \frac{R}{\cos \varepsilon} \right] \right) \quad (39)$$

Die Unterschiede liegen in

- ▶ zusätzlich eingebrachten Korrekturfaktoren (Windkorrektur K, Druckkorrektur  $\delta$ ),
- ▶ der Zerlegung des gesamten Schubes auf die Anzahl der Triebwerke ( $T = N \cdot F_n$ ),
- ▶ der Berücksichtigung des Roll- oder Hängewinkels (*bank angle*, hier  $\varepsilon$ ), und
- ▶ dem folglich ebenfalls abweichenden Formelzeichens für die Gleitzahl (*range*, R).

Somit ist auch die Berechnung nach ECAC Doc. 29 Vol. 2, Annex B im Rahmen der flugmechanischen Herleitung erklärt und als rechnerisch kompatibel einzustufen. Es gibt jedoch beachtenswerte Besonderheiten:

- ▶ Annahme von stets 8 Knoten Gegenwindkomponente, unabhängig von der Flugrichtung
- ▶ Abweichende Formelzeichen, aeronautische (angloamerikanische) Maßeinheiten
- ▶ Teils überschlägig ermittelte Anpassungsfaktoren für Betriebs- und Umweltfaktoren

Dies ist bei der Implementierung Doc. 29 konformer Berechnungen rigide zu beachten. Eine möglichst exakte Lösung und eine konforme Berechnung sind nicht das Gleiche.

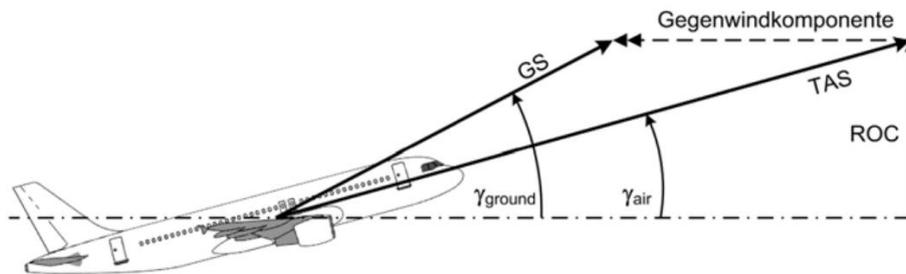
#### 4.2.4 Berücksichtigung wesentlicher meteorologischer Faktoren

Der Wind ist flugmechanisch stets zu berücksichtigen, da dieser insbesondere in Relation zur An- und Abfluggeschwindigkeit relevant werden kann. Dies gilt für den zeitlichen Verlauf der Flugbewegung, den sich ergebenden Flugbahnwinkel sowie insbesondere die für diese Studie angedachte Schätzung der Luftfahrzeugmasse anhand von charakteristischen Betriebsgeschwindigkeiten. Hier stellten 10 Knoten Abweichung durch Pauschalisierung des Windes eine beachtliche Fehlerquelle dar.

Der Windfehler ist auch praktisch relevant, da die Überwachungssysteme stets boden- oder geodätisch referenzierte Messdaten liefern (GPS global, Radar in Relation zum Antennenstandort). Somit sind alle erfassten Geschwindigkeiten über Grund referenziert (*ground speed*, GS,  $V_{GS}$ ).

Auftrieb  $L$  und Widerstand  $D$  sind hingegen von der „wahren“ Eigengeschwindigkeit des Luftfahrzeuges ggü. der ruhenden Luft abhängig (*true air speed*, TAS,  $v_{TAS}$ ). Beide Größen sind über den Wind (*wind speed*, WS,  $v_{WS}$ ) gekoppelt, wie nachstehende Abbildung 64 im Vertikalschnitt als sog. Vektoriell Winddreieck zeigt.

**Abbildung 64: Diagramm zur vektoriellen Addition von  $TAS + WS = GS$**



Quelle: Scheiderer, „Angewandte Flugleistung“ [107]

Mittels Winddaten lässt sich somit die TAS aus der GS oder umgekehrt bestimmen. Für die Flugleistungsberechnung ist die richtige Verwendung von TAS und GS zu diskutieren, denn sowohl BADA als auch Doc. 29 enthalten diesbezügliche Vereinfachungen:

Dies betrifft den Auftrieb und den Luftwiderstand und damit die Ermittlung des aerodynamischen Flugbahnwinkels gegenüber dem geodätischen Horizont im aerodynamischen Koordinatensystem nach DIN 9300. Wird der Anstellwinkel, wie bereits eingeführt, vernachlässigt ist damit auch die Richtung der Schubkraft und die Aufteilung der Gewichtskraft (anteilig getragen durch Auftrieb und Schub) definiert. Die kinetische Energie bezieht sich nach DIN 9300 auf das erdfeste, geografische Koordinatensystem und infolge auf die GS. Insofern ist die Verwendung der TAS in BADA TEM nur bei Windstille formal korrekt. Zur Erklärung: Wenn sich beispielsweise in einer Windscherung die Anströmung stark erhöht, steigt die TAS abrupt, während die GS zunächst gleichbleibt. Allenfalls über längere Zeit wird der erhöhte Luftwiderstand die die hohe Massenträgheit des Luftfahrzeugs „überwinden“ und eine Abbremsung erwirken.

Eine zweite Eigenschaft der Luftfahrt ist – zum Zwecke der sicheren vertikalen Separation der Luftfahrzeuge untereinander – die Bezugnahme auf die sog. Druckhöhe (*pressure altitude*,  $h_p$ ). Die Navigation erfolgt insofern stets unter eindeutiger Festlegung eines Referenzdruckes (oberhalb der Übergangshöhe (in Deutschland 5.000 ft.) bzw. der Übergangshöhe der Standarddruck  $p_0 = 1013,25 \text{ hPa}$  [109] gegenüber dem der aktuell gemessene Druck im Luftfahrzeug in eine Flughöhe umgerechnet (nicht gemessen) wird. Unterhalb von Übergangshöhe /-fläche wird der lokale Flugplatzdruck, umgerechnet auf einen Druck in MSL unter Bezugnahme eines normierten Höhendruckverlaufs nach Gleichung (40) angewandt (sog.  $p_{QNH}$ , QNH). Die Druckhöhe wird unabhängig davon stets unkorrigiert, das heißt unter Bezug auf Standarddruck per Transponder (Sekundärradar Mode C, S) und ADS-B Out übermittelt.

Die geodätische Flughöhe  $h$  über Meeressniveau ergibt sich somit aus der Druckhöhe stets aus der jeweiligen Wetterdrucklage (Hoch-/ Tiefdruck) und damit – gekoppelt über die ideale Gasgleichung – von der ambienten Temperatur ab. Eine genaue Berechnung ist insofern von hochwertigen, gut aufgelösten Wetterdaten abhängig. Eine Korrektur gemäß umgestellter barometrischer Höhenformel nach ISA ist jedoch gesichert möglich, siehe Gleichung (40):

$$h = h_0 + \frac{T_0}{\gamma} \left( \frac{p_s}{p_{QNH}} \right)^{\gamma/\gamma_0} \quad (40)$$

Die Formelzeichen entsprechen denen nach ISA. Die Referenzhöhe  $h_0$  entspricht in der hier anzuwendenden untersten Atmosphärenschicht dem Meeresniveau, also Null Meter. Die Referenztemperatur  $T_0$  ist 288.15 K und  $\gamma$  bezeichnet hier den Gradienten der Abkühlung mit steigender Höhe von  $6,5 \text{ K} / 1000 \text{ m} = 0.0065 \text{ K/m}$ . Dieser Wert ließe sich durch Angaben zur Höhengschichtung noch genauer rekonstruieren.  $R$  ist die spezifische Gaskonstante der Luft und beträgt  $287,05287 \text{ J}/(\text{kgK})$ .

Die Gravitationskonstante  $g_0$  bezieht sich auf mittlere geographische Breiten und Meeresniveau. Anpassungen entsprechend dem abgeplatteten Ellipsoid und für die mit der Höhe sinkende Gravitation (Bestimmung des Geopotentials  $H$ ) sind möglich, dürften jedoch in Anbetracht der vorliegenden Datenqualität und Untersuchungsfragen zu sehr ins Detail führen.

Mittels nach Formel (40) vorgenommener Korrektur lässt sich aus dem nach ISA-Bedingungen vorherrschenden Druck  $p_s$  und einem aus meteorologischen Daten zu entnehmenden  $p_{QNH}$  die geodätische Höhe  $h$  rekonstruieren. Dabei steigt der Fehler mit der Höhe, wobei der eng gesteckte Untersuchungsraum einen lediglich geringen Fehler erwarten lässt. Die Rekonstruktion der geodätischen Höhe ist für die Bestimmung der Hebeleistung sowie für die korrekte Anfluggeometrie mit Bezug auf die Landebahn bedeutsam.

#### 4.2.5 Aufbereiteter Rechenweg zur Schubbestimmung

Die Bestimmung der Höhe des Schubes ist, eine bekannte Luftfahrzeuggesamtmasse vorausgesetzt, damit verbunden, aus den Flugbewegungsdaten die notwendigen Größen zur Bestimmung der mechanischen Leistungen zu extrahieren und diese zu berechnen. Anschließend ist mittels Flugleistungsmodell der Luftwiderstand zu bestimmen. Der Schub ist dann direkt nach Gleichung (42), beruhend auf (30) und erweitert um die Erkenntnisse aus dem voran gegangenen Kapitel 4.2.4 berechenbar:

$$T = D + \frac{P_{pot}}{v_{TAS}} + \frac{P_{kin}}{v_{TAS}} \quad (41)$$

$$T = D + \frac{mg_0}{v_{TAS}} \cdot \frac{dh_{geo}}{dt} + \frac{mv_{GS}}{v_{TAS}} \cdot \frac{dv_{GS}}{dt} \quad (42)$$

$$[N] = [N] + \left[ \frac{kg \ m \ s}{s^2 \ m} \cdot \frac{m}{s} \right] + \left[ \frac{kg \ m \ s}{m \ s} \cdot \frac{m}{s^2} \right] = [N] \quad (43)$$

Durch Nebenbedingungen oder Vereinfachungen ist der Ansatz auch auf den Reiseflug (kontante Höhe) und das Rollen am Boden (Auftrieb näherungsweise Null, dafür Einbeziehung der Rollreibung der Reifen) übertragbar. Der Startlauf kann prinzipiell ebenfalls abgedeckt werden, erfordert jedoch Anpassungen für den mit zunehmender Rollgeschwindigkeit dann nicht mehr vernachlässigbaren Auftrieb. Dieser liegt in dieser Phase zwischen Null und der Gewichtskraft (Abhebezeitpunkt) und wirkt sich auf den induzierten Luftwiderstand (steigt) sowie die Rollreibung (sinkt) entsprechend aus.

Die Abfolge der Berechnungen gliedert sich wie folgt:

- ▶ Bestimmung der Beschleunigungsleistung als zeitliche Ableitung der kinetischen Energie. Diese lautet in diskreter Zeit (Index  $i$ ) unter Zugrundelegung einer konstanten oder für den Zeitschritt mittelwertig gültigen Masse  $m$ :

$$P_{kin} = \frac{\Delta E_{kin}}{\Delta t} = \frac{E_{kin,i-1} - E_{kin,i}}{t_{i-1} - t_i} = \frac{m}{2} \cdot \frac{v_{GS,i}^2 - v_{GS,i-1}^2}{t_i - t_{i-1}} \quad (44)$$

- Berechnung der Hebeleistung als zeitliche Ableitung der potentiellen Energie, ebenfalls in zeitdiskreter Form:

$$P_{pot} = \frac{\Delta E_{pot}}{\Delta t} = mg_o \frac{\Delta h}{\Delta t} = mg_o \frac{(h_i - h_{i-1})}{(t_i - t_{i-1})} \quad (45)$$

- Berechnung der Auftriebskraft nach Gleichung (25), Berechnung des Auftriebsbeiwerts, Überführung in Widerstandsbeiwert und Berechnung der Widerstandskraft (D), gemäß baumusterspezifischen Flugleistungsmodells, siehe nachfolgendes Kapitel 4.3
- Bestimmung des Schubs gemäß flugbahnparalleler Kräftebilanz, das heißt Gleichung (41)

#### Fazit: Flugmechanische Bestimmung des Schubs

Mittels Lehrbuchwissen der Flugmechanik und einfachen Herleitungen konnte gezeigt werden, dass gebräuchliche Vorschriften zur Flugleistungsberechnung miteinander kompatibel sind. Dies betrifft EUROCONTROL BADA3 (proprietär, aber öffentlich dokumentiert), BADA4 (proprietär und nur unter Lizenz einsehbar) sowie ECAC Doc. 29, Volume 2, Annex B (öffentlich dokumentiert und bei Online-Anmeldung auch frei verfügbar). Unterschiede in Annahmen und vorgenommene Vereinfachungen wurden herausgearbeitet.

Der abschließend präsentierte Rechenweg ist klar definiert, bedarf jedoch der Kenntnis einer Vielzahl von Eingangsgrößen, die erst noch erlangt werden müssen:

Den Flugbewegungsdaten werden die Druckhöhe ( $h_p$ ) und die Fluggeschwindigkeit gegenüber Grund ( $v_{GS}$ ) entnommen. Die geodätisch referenzierte Vertikalgeschwindigkeit ( $dh/dt$ ) und die Fluggeschwindigkeit gegenüber Luft ( $v_{TAS}$ ) werden errechnet. Hierzu sind die Windgeschwindigkeit ( $v_{WS}$ ) und der Normaldruck ( $p_{QNH}$ ) erforderlich. Diese müssen meteorologischen Datensätzen entnommen werden. Zur Errechnung der mechanischen Leistungen, also Heben und Beschleunigen, ist die Masse des Luftfahrzeugs ( $m$ ) erforderlich. Zur Errechnung des Luftwiderstands werden aerodynamischen Eigenschaften des Fluggeräts, das heißt Lilienthal-Polare, Referenzflügelfläche, etc., benötigt.

Die folgenden Kapitel widmen sich der notwendigen Datenbeschaffung und -aufbereitung.

## 4.3 Bestimmung des Widerstands (Aerodynamik)

### 4.3.1 Grundlegende Theorie

In maximaler Verdichtung lässt sich die Ingenieurskunst des Flugzeugentwurfs als „erzeuge den maximalen Auftrieb bei minimalem Luftwiderstand“ zusammenfassen. In konventionellen Designs erzeugen die Flügel mit Hilfe entsprechend gestalteten aerodynamischen Profilen Auftrieb, während Rumpf, Triebwerke und Steuerflächen aerodynamisch gesehen einen Ballast darstellen, welcher „schädlichen“ Luftwiderstand erzeugt. Insofern gilt es, die Tragkraft der Flügel zu maximieren und die Luftwiderstände der restlichen Konstruktion zu minimieren.

Landläufig bekannt ist der Luftwiderstandsbeiwert. Er beschreibt den Formwiderstand (Quader- vs. Tropfenform) und ist im deutschen Sprachraum als  $c_w$  bekannt. Die Berechnung der Widerstandskraft erfolgt anhand dieses dimensionslosen Koeffizienten und der Stirnfläche.

In der englisch geprägten Aeronautik / Flugmechanik heißt der Kennwert  $c_D$  (*drag coefficient*), und statt der Stirnfläche wird die Referenzflügelfläche des Luftfahrzeugs angesetzt, wenn auch im Folgenden immer das gesamte Luftfahrzeug inklusive des „aerodynamischen Ballasts“ gemeint ist. Der Luftwiderstand, das heißt die durch die Dynamik (Bewegung) in der Luft erzeugte Widerstandskraft hängt vom dynamischen Druck ( $q$ ) an der Stirn- oder Referenzflügelfläche ( $S$ ) sowie dem Widerstandsbeiwert ab:

$$D = q \cdot S \cdot c_D \quad (46)$$

Derselbe Zusammenhang gilt äquivalent für den Auftrieb. Der Beiwert heißt dementsprechend Auftriebsbeiwert ( $c_L$ , *lift coefficient*) und es wird klar, warum die – Auftrieb erzeugende – Referenzflügelfläche zur Bemessung herangezogen wird.

$$L = q \cdot S \cdot c_L \quad (47)$$

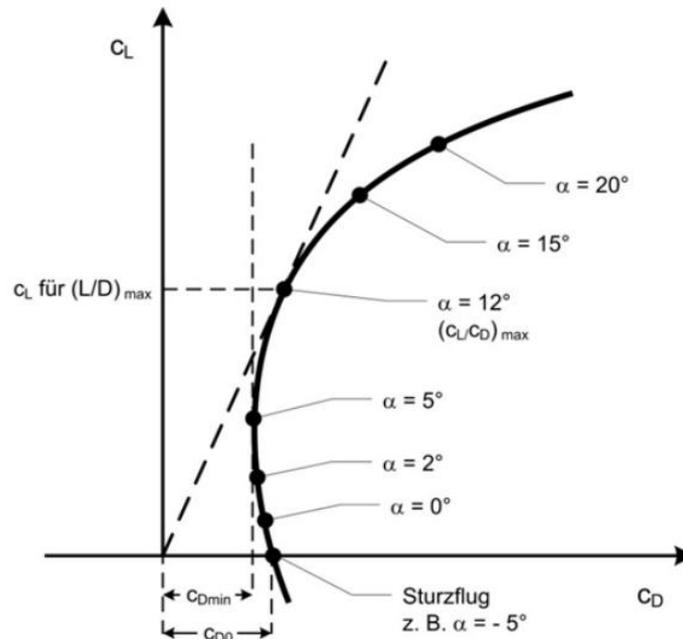
Wie bereits in Kapitel 4.2.2 vorgreifend eingeführt, setzt die Gleitzahl Widerstand und Auftrieb ins Verhältnis und bemisst damit den ingenieurmäßigen „Erfolg“ des Unterfangens, die aerodynamische Güte. Durch die gleiche Struktur der Formeln (46) und (47) kürzen sich der dynamische Druck ( $q$ ) und die Referenzflügelfläche ( $S$ ). Damit gibt die Gleitzahl gleichermaßen das Kräfteverhältnis zwischen Luftwiderstand und Auftrieb als auch das Verhältnis der beiden Beiwerte wieder, wie bereits in Gleichung (35) angegeben.

Dieses Verhältnis ist im Betrieb keinesfalls konstant, sondern vor allem vom Anstellwinkel ( $\alpha$ ) abhängig. Ein höherer Anstellwinkel bedeutet mehr Auftrieb bei (noch) mehr Luftwiderstand, wobei die Ablenkung der Luftströmung um den angestellten Flügel herum nach unten ursächlich ist. Bei immer weiterer Erhöhung des Anstellwinkels über den Punkt des maximalen Auftriebs hinaus wird sich die Luftströmung vom Flügelprofil ablösen (gefährlicher Zustand des Strömungsabrisses, *stall*). Auf dem anderen Ende der Skala steht der Flug mit stark negativem Anstellwinkel, welcher gemäß nachstehender Abbildung 65 im „Sturzflug“, also ohne Auftrieb (nach unten oder schwerelose Parabelflugbahn) auftritt.

Den Versatz von  $c_{Dmin}$  und  $c_{D0}$  zunächst außer Acht lassend, besteht die zweite wesentliche Aussage von Abbildung 65 in dem mittels angelegter Tangente konstruierten Punkt des besten Gleitens, gekennzeichnet durch  $(L/D)_{max}$ . Geben Hersteller oder Konstrukteure eine Gleitzahl an, so bezieht sich diese auf dieses Optimum. Flugbetrieblich ist der ganze (sichere und durch die bordseitige Avionik geschützte) Bereich möglich und es obliegt der Flugbesatzung, den Flug effizient zu gestalten. Dabei lässt sich die Gleitzahl eines jeden Betriebspunktes als „Polstrahl“, also Verbindung des Koordinatenursprungs mit dem betreffenden Betriebspunkt, ablesen, daher der Name „Polare“.

**Abbildung 65: Luftfahrzeug-Polardiagramm**

Die Darstellung folgt dem Original von Otto Lilienthal: Der Auftrieb wird auf der vertikalen Achse aufgetragen, wenn auch die flugmechanische Berechnung den Widerstand in Abhängigkeit des Auftriebs bestimmt und somit eigentlich umgekehrte Achsen erfordert. („Auftrieb nach oben“ illustriert den Sachverhalt besser).



Quelle: Scheiderer, „Angewandte Flugleistung“ [107]

In gängiger Lesart wird der minimal mögliche Widerstand als *parasitärer* Formwiderstand beschrieben, während das Wachstum mit steigendem Anstellwinkel als vom Auftrieb *induzierter* Widerstand bezeichnet wird. In der technischen Fachliteratur wird der Verlauf des Polardiagramms üblicherweise als Parabel beschreiben, womit der induzierte Widerstand quadratisch mit dem Auftrieb wächst:

$$c_D = c_{Dmin} + k \cdot c_L^2 \quad (48)$$

Durch Hochauftriebshilfen (Vorflügel und Landeklappen) ist das Flügelprofil zudem variabel. Auch kann der dynamische Druck ( $q$ ) für nicht kompressible Strömungen und kompressible Strömungen bestimmt werden. Diese Faktoren bilden die Spannweite der möglichen aerodynamischen Modellierung. Praktisch ist es von hoher Bedeutung, die Konfiguration der Hochauftriebshilfen sowie der Fahrwerke bestmöglich zu rekonstruieren, da diese in den Flugbewegungsdaten *nicht* enthalten sind.

#### 4.3.2 ECAC Doc. 29 und Aircraft Noise and Performance Database (ANP-DB)

In der Flugleistungsberechnung nach ECAC Doc. 29 Volume 2 Annex B erfolgt die Abbildung der Aerodynamik alleinig über die Gleitzahl (abweichendes Formelzeichen  $R$ , siehe auch Erklärungen zur Herleitung in Kapitel 4.2.3). Damit wird die in Abbildung 65 gezeigte Luftfahrzeugpolare lediglich durch einen betrieblich relevanten Polstrahl (diagonal vom Koordinatenursprung zu einem Betriebspunkt verlaufende Line) repräsentiert, dessen Anstieg eben der Gleitzahl  $R$  entspricht.

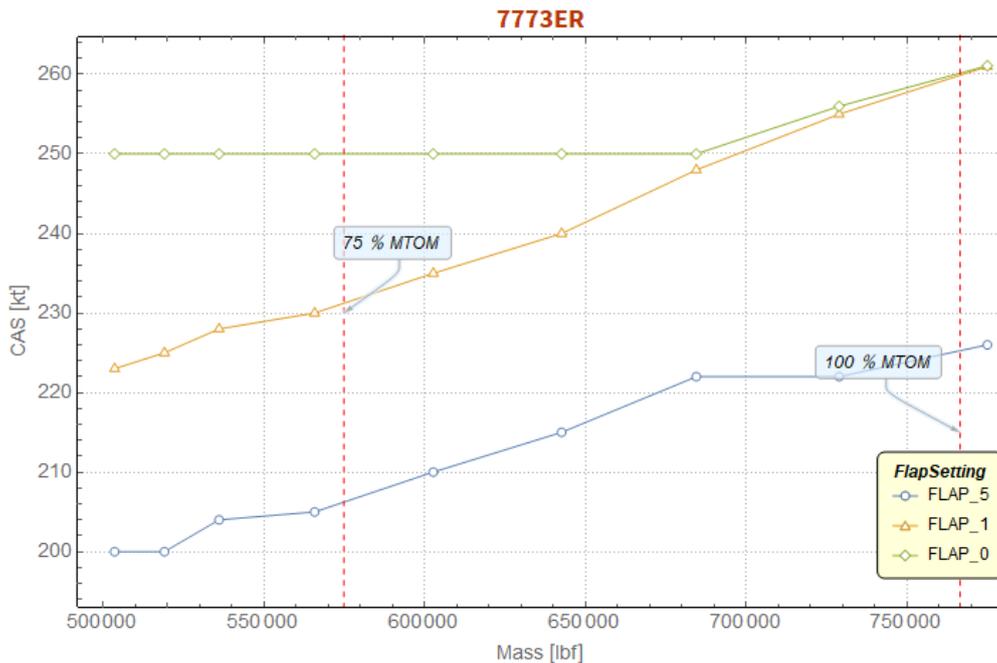
Die Angabe findet sich in der Tabelle `Aerodynamic_Coefficients`, siehe beispielhaft nachstehende Tabelle 8. Die Parameter  $B$ ,  $C$  und  $D$  dienen der Berechnung von Verfahrensgeschwindigkeiten und sind lediglich der Vollständigkeit halber enthalten. Es ist ablesbar, dass je ein Eintrag

je Luftfahrzeugbaumuster (hier: Boeing 777-300ER), Flugphase (*approach* oder *departure*) und je Klappenstellung (hier: *Flaps* 0, 1, 5, 20, 30 – die Ziffern bezeichnen den Klappenwinkel in Grad) gemacht wird. Über die Flugphase sind betrieblich typische Anstellwinkel ( $\alpha$ ) implizit enthalten. Es werden generell eingefahrene Fahrwerke angenommen. Für einige Muster (Airbus) existieren jedoch Angaben, in denen die `Flap_ID` um den Fahrwerksstatus erweitert worden sind (*up* oder *down*).

**Tabelle 8: Auszug aus der ANP-Datenbank: Tabelle Aerodynamic\_Coefficients**

ACFT_ID	Op Type	Flap_ID	B	C	D	R
7773ER	A	F_20			0.22534	0.10497
7773ER	A	F_30			0.20949	0.13491
7773ER	D	FLAP_0				0.050171
7773ER	D	FLAP_1				0.054934
7773ER	D	FLAP_5	0.00271	0.24		0.0661

**Abbildung 66: Maximale Betriebsgeschwindigkeiten je Klappenstellung gemäß ANP-Datenbank**



Quelle: Daten gemäß ANP-Datenbank, Abbildung © GfL mbH 2020

ber die Gleitzahl ist der Widerstand direkt aus dem Auftrieb berechenbar. Der Umweg über die Beiwerte, nach Gleichungen (46) und folgende entfällt. Als Herausforderung verbleibt die Zuordnung der Klappenstellung zum Flugverlauf, da diese Information nicht in den Bewegungsdaten enthalten ist.

Hierzu hält die ANP-Datenbank exemplarische Flugprofile vor (Tabellen `Default_Approach` & `Departure_Procedural_Steps`). Diese enthalten Anhaltspunkte zum sogenannten `Flap Schedule`, über die `Stage Length` sind die Angaben wie technisch auch zu erwarten mit der Masse variabel. Abbildung 66 zeigt beispielhaft für das Baumuster Boeing 777-300ER

und den Abflug die jeweils oberen Betriebsgeschwindigkeiten, bei denen die Auftriebshilfen jeweils eine Stufe weiter eingefahren werden.

Die Verrechnung der Flugverlaufsdaten nach Doc. 29 ist in folgenden Schritten auszuführen:

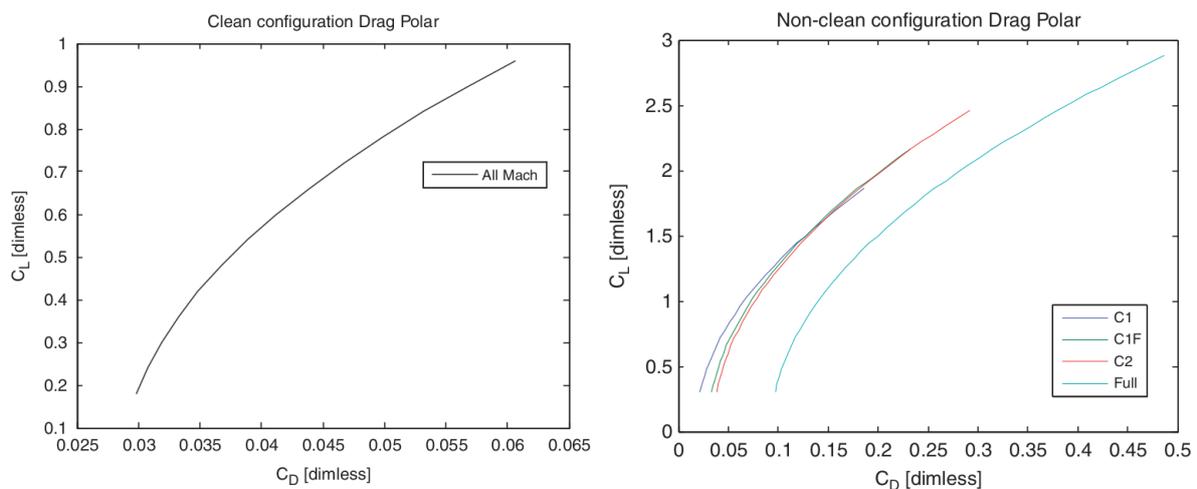
- ▶ Bestimme aus den Bewegungsdaten die TAS
- ▶ Berechne mittels Luftdruck (Bewegungsdaten) und -dichte (Meteorologie, ISA) die CAS
- ▶ Bestimme die charakteristische Klappenstellung gemäß ANP-Standardprofil
- ▶ Verrechne mittels Gleitzahl R die Auftriebskraft (L) zur Luftwiderstandskraft (D)

### 4.3.3 EUROCONTROL BADA3

In BADA3 werden die Luftfahrzeugpolaren dem gängigen Wissenstand nach als parasitären Formwiderstand und einen auftriebsinduzierten Widerstand modelliert, welcher in quadratischer Ordnung vom Auftrieb abhängt, siehe Gleichung (48) und nachstehende Abbildung 67. Je Luftfahrzeugbaumuster und Konfiguration wird somit der Verlauf der Polare mittels zweier Parameter beschrieben ( $C_{D0}$  ist der den parasitären Widerstand abbildende Verschiebungsparameter und  $C_{D1}$  ist der den induzierten Widerstand abbildende Skalierungsparameter). Gleichung (48) lautet also nach BADA3:

$$c_D = c_{D0} + c_{D1} \cdot c_L^2 \quad (49)$$

**Abbildung 67: Exemplarische Luftfahrzeugpolaren aus EUROCONTROL BADA3**



Quelle: EUROCONTROL, *BADA an Advanced Aircraft Performance Model* [110]

Man sieht in Abbildung 67, dass die Gleitzahl mit dem Betriebspunkt auf der Kurve variiert und die Kurve zudem von der Klappenstellung abhängt. Werden die Fahrwerke ausgefahren, kommt ein Aufschlag zu  $C_{D0}$  zur Abbildung der Widerstandserhöhung hinzu.

Das Vorgehen zur Berechnung des Widerstands besteht nun in der Auflösung des vertikalen Kräftegleichgewichts nach dem Auftriebsbeiwert  $c_L$ . Mit entsprechend der Luftfahrzeugkonfiguration gewählten Parametern kann dann nach Gleichung (47) der Widerstandsbeiwert  $C_D$  bestimmt und mit dessen Hilfe der Luftwiderstand (die Bremskraft der Luft) bestimmt werden. Zur Bestimmung der beitragenden Kräfte dienen die bereits eingeführten Gleichungen (46) und (47).

Die Bestimmung des aerodynamisch relevanten dynamischen Drucks ( $q$ ) wird in BADA3 für den Fall der nicht kompressiblen Luftströmung vorgenommen. Somit wird die Dichte gemäß ISA

hydrostatisch gemäß idealer Gasgleichung bestimmt, ist also von der Fluggeschwindigkeit unabhängig. Deshalb findet sich in Abbildung 67 links in der Legende der Hinweis, dass der Verlauf für alle Machzahlen gilt.

Für die Berechnung der aerodynamischen Kräfte gilt somit:

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \quad (50)$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \cdot S \cdot c_L \quad (51)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \cdot S \cdot c_D \quad (52)$$

Die vertikale Kräftebilanz lautet mit Berücksichtigung des Rollwinkels  $\phi$ :

$$\frac{W}{\cos \phi} = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \cdot S \cdot c_L \quad (53)$$

Oder im Detail

$$\frac{mg_0}{\cos \phi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \cdot S \cdot c_L \quad (54)$$

Durch Zusammenfassung ergibt sich die Formel zur Berechnung des Auftriebsbeiwerts:

$$c_L = \frac{2 \cdot m \cdot g_0}{\cos \phi \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \cdot S} \quad (55)$$

Sodann sind die Gleichungen (48) und (52) anzuwenden. Hierzu ist die Konfiguration des Luftfahrzeugs zu bestimmen. In BADA3 wird dies wie folgt gelöst: Einheitlich über alle Luftfahrzeugbaumuster erfolgt die Angabe jeweils einer Konfiguration für die Flugphasen, welche anhand einer Maximalhöhe über Grund ( $H_{\max}$ , *configuration altitude threshold*) wie folgt festgesetzt werden: *Take-Off* bis 400 ft. (TO), *Initial Climb* bis 2.000 ft. (IC), *Approach* ab 8.000 ft. (AP) und *Landing* unterhalb von 3.000 ft. (LD). Trifft keines der Kriterien zu, ist vom Reiseflug, *Cruise* (CR) auszugehen. Mittels zweier Mindestgeschwindigkeiten ( $v_{\min, \text{Cruise}}$  und  $v_{\min, \text{Approach}}$ , Angabe im Rahmen der Sektion *flight envelope*, als CAS) erfolgt eine Detaillierung für den Landeanflug.

Bezüglich der Fahrwerke existiert keine typische Höhe. Anhand gängiger Verfahrensregulierung ist ein Einfahren nach dem Start bei ca. 35 ft. über Grund (*airborne*) und ein Ausfahren zur Landung bei ca. 1.200 ft. über Grund nach den Vorgaben für einen *stabilized approach* nach ICAO zu erwarten.

Das Vorgehen zur Verrechnung der Flugverlaufsdaten mittels BADA3 lautet zusammengefasst:

- ▶ Bestimme aus den Bewegungsdaten die TAS und die Druckhöhe
- ▶ Berechne mittels meteorologischer Daten die CAS und die geometrische Flughöhe
- ▶ Bestimme die Klappenstellung gemäß Flugphase, zugehöriger Maximalhöhe sowie vorgegebener Minimalgeschwindigkeit (*minimum safe / stall speeds*)
- ▶ Berechne mittels vertikalem Kräftegleichgewicht den Auftriebsbeiwert
- ▶ Berechne mittels Polare den Widerstandsbeiwert
- ▶ Berechne die Widerstandskraft der inkompressiblen Luftströmung

#### 4.3.4 EUROCONTROL BADA4

Mit BADA4 stellt die EUROCONTROL eine aktuelle Modellierung mit hohem Genauigkeitsanspruch zur Verfügung. Als relevante Verbesserungen gegenüber BADA3 sind zu nennen:

- ▶ Berücksichtigung kompressibler Strömungen in der Aerodynamik
- ▶ Vollständige Abbildung aller technisch vorhandenen aerodynamischen Konfigurationen
- ▶ Wesentlich höher entwickeltes Triebwerksmodell

Sogenannte Kompressibilitätseffekte werden sowohl in den Berechnungsformeln (Auftrieb, Widerstand, etc.) als auch im Verlauf der Luftfahrzeugpolare während des Reiseflugs berücksichtigt. Die Kompressibilität der Luft wirkt sich bei höheren Machzahlen ab ca. 0,5 merklich aus und spielt ab der luftfahrzeugspezifischen, transsonischen Widerstandserhöhung bei der charakteristischen Machzahl (*drag divergence Mach number*,  $0.7 < M_{DD}$ ) dann eine beachtenswerte Rolle. Somit ist die Kompressibilität fast ausschließlich für den Reiseflug mit „sauberer“ Konfiguration (*clean configuration*) relevant.

Formelmäßig wirkt die Kompressibilität über den dynamischen Druck, welcher unter Annahme eines idealen Gases hergeleitet und sodann in die Formel für den Auftrieb (nachfolgend abgebildet) und Widerstand (analog dazu) eingesetzt werden kann. Der aerodynamische Druck ist nicht mit dem Total- oder Stagnationsdruck gleichzusetzen. Die Berücksichtigung der Kompressibilität erfolgt über die Machzahl, dem Verhältnis von Fluggeschwindigkeit zur Schallgeschwindigkeit. Die Schallgeschwindigkeit ist die Wurzel aus adiabatischem Faktor (auch: Isentropen-Exponent,  $\kappa$ ) mal Gaskonstante (R) mal lokaler Temperatur (t). Ähnliche Kompressibilitätsterme treten im weiteren Rechenweg von BADA4 immer wieder auf.

$$q = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{TAS}^2 \quad \text{und} \quad \rho = \frac{p_S}{R \cdot t} \quad \text{und} \quad M^2 = \frac{v_{TAS}^2}{\kappa \cdot R \cdot t} \quad (56)$$

$$q = \frac{1}{2} \cdot \frac{p_S}{R \cdot t} \cdot M^2 \cdot \kappa \cdot R \cdot t = \frac{1}{2} \cdot p_S \cdot \kappa \cdot M^2 \quad (57)$$

$$L = q \cdot S \cdot C_L = \frac{1}{2} \cdot p_S \cdot \kappa \cdot M^2 \cdot S \cdot C_L \quad (58)$$

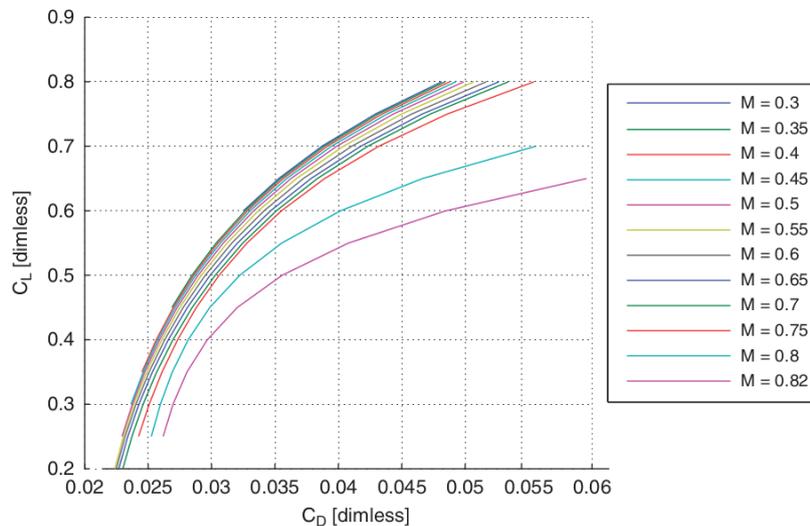
Die aerodynamisch „saubere“ Luftfahrzeugpolare ist ebenfalls von der Machzahl abhängig. In BADA4 wird die bekannte Form aus (48) um einen Term 6. Ordnung erweitert, wie nachstehende Formel gemäß [111] zeigt.

$$C_D = a(M) + b(M) \cdot C_L^2 + c(M) \cdot C_L^6 \quad (59)$$

Die Parameter (a, b und c) bestimmen sich mittels länglicher Formeln in Abhängigkeit der Machzahl. Die genaue Formulierung ist proprietär und kann deshalb nicht gezeigt werden. Es sei jedoch angemerkt, dass die Anwendung der Prandtl-Glauert-Ackeret'schen Regel zur Kompressibilitätskorrektur darin erkennbar ist. Abbildung 68 zeigt gemäß [110] beispielhaft eine Polare aus BADA4. Durch die mit steigenden Machzahlen wirksamer werdende Kompressibilität sinkt die aerodynamische Effizienz. Dabei verschiebt sich die Polare nach rechts und nach unten und wird in den Bereich höherer Widerstände, also auch nach rechts, gestreckt. Bei sehr hohen Machzahlen kommen infolge transsonischer Effekte (Wellenwiderstand infolge lokaler Überschallbedingungen bei der Umströmung) weitere Verluste hinzu.

**Abbildung 68: Exemplarische Luftfahrzeugpolare „clean“ aus EUROCONTROL BADA4**

Trotz unveränderter aerodynamischer Eigenschaften des Luftfahrzeugs erfolgt eine Veränderung der Polaren mit steigender Fluggeschwindigkeit. Diese Veränderung ist erst schleichend (kompressible Effekte) und nahe der Betriebsgrenzen des Luftfahrzeugs dann gravierend (transsonische Effekte).

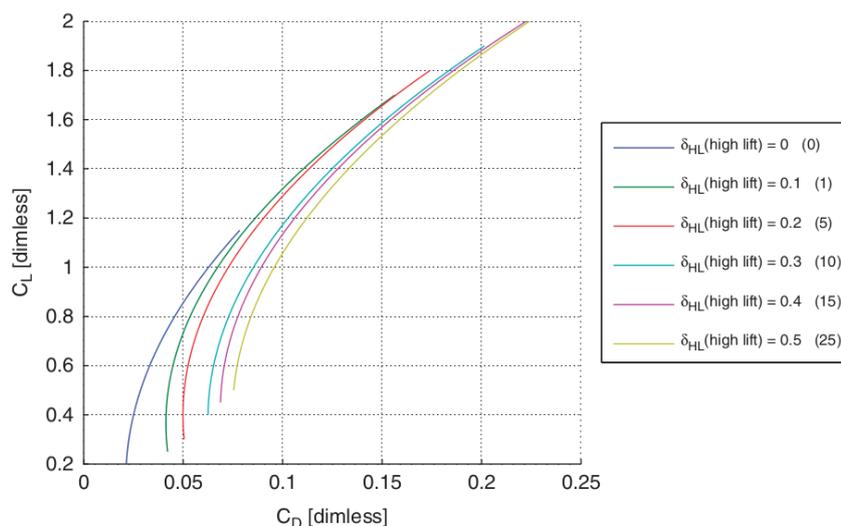


Quelle: EUROCONTROL, *BADA an Advanced Aircraft Performance Model* [110]

Mit gesetzten Auftriebshilfen und/oder ausgefahrenem Fahrwerk wird im BADA4-Modell auf die übliche Näherung 2. Ordnung zurückgegriffen, da die Kompressibilität bei den niedrigen Fluggeschwindigkeiten kaum eine Rolle spielt ( $M < 0.3$ ). Dies zeigt sich in nachfolgender Abbildung 69 am Machzahl-unabhängigen Verlauf. Die Hochauftriebshilfen krümmen das Flügelprofil (nicht die Polare) stärker und steigern die effektive Fläche. Damit reduziert sich die Strömungsabrissgeschwindigkeit, wodurch die Bereiche des höchsten Auftriebs für den sicheren Flugbetrieb erschlossen werden. Die aerodynamische Effizienz wird jedoch insgesamt gemindert.

**Abbildung 69: Exemplarische Luftfahrzeugpolaren „non-clean“ aus EUROCONTROL BADA4**

Durch gezielt veränderte aerodynamische Eigenschaften (Hochauftriebshilfen: Vorflügel und Landeklappen) wird die Polare nach oben und rechts, also in Richtung mehr Auftrieb und Widerstand, verschoben.



Quelle: EUROCONTROL, *BADA an Advanced Aircraft Performance Model* [110]

Wie auch in BADA3 hängt die Wahl der Berechnungsparameter von der aerodynamischen Konfiguration des Luftfahrzeugs ab. Hierzu bietet BADA4 vorgefertigte Kriterien an, welche BADA3 ähneln. Darüber hinaus ist vorgesehen, dass eine betreiberabhängige Modellierung vorgenommen wird, da firmeninterne Regelungen zum Einsatz von Landeklappen etc. durchaus üblich sind.

#### 4.3.5 Technische und lizenzrechtliche Grenzen der Flugleistungsmodelle

Die vorgestellten Flugleistungsmodelle Doc. 29/ANP-DB, BADA3 und BADA4 wurden für verschiedene Anwendungsfälle gestaltet und haben demgemäß unterschiedliche Abdeckungsgrade (zum Beispiel in Bezug auf Flugphasen, Luftfahrzeugbaumuster), Detailgrade (zum Beispiel durch Vernachlässigung irrelevanter Größen, etc.) und folglich auch Genauigkeitsansprüche. Dies gilt es bei der jeweiligen Anwendung im vorliegenden Kontext abzuwägen; weiterhin sind Lizenzbedingungen zu beachten.

Das ECAC Doc. 29 umfasst die in der EU-weit festgeschriebene Methodik zur Fluglärmrechnung im Rahmen der Kartierung von Umgebungslärm (*noise mapping*). Als Teil der übergeordneten Methode CNOSSOS-EU deckt diese Berechnungsvorschrift den Fluglärm ab, wobei entsprechende Modelle für die anderen Verkehrsträger und auch die Industrie in anderen Quellen niedergelegt sind. Durch die bereits abgeschlossene Standardisierung und den damit erfolgten Übergang in geltendes Recht [7] ist ECAC Doc. 29 öffentlich und frei zugänglich.

Die zur Berechnung nach Doc. 29 erforderlichen Kennwerte finden sich in der Aircraft Noise and Performance Database (ANP-DB), welche abgesehen von einer Registrierung auf der Webseite<sup>29</sup> und Zustimmung zu den Nutzungsbedingungen ohne individuelle Lizenzierung benutzt werden kann. Ergänzend bietet die EASA weitere Datensätze für einige neuere Luftfahrzeugbaumuster (B767-300ER, A320-neo, A321-neo and B777-300ER) unter einer individuell vergebenen Lizenz an, welche im Gegensatz zur ANP-DB auch die Geheimhaltung der Datensätze vorschreibt<sup>30</sup>. Da die Lärmkartierung zulassungsrechtliche Implikationen hat, sind die Luftfahrzeughersteller angehalten, diese Kennwerte beizusteuern. Hierdurch sind nahezu alle relevanten Baumuster mit Kennwerten in höchster Datenqualität hinterlegt. Doc. 29 und die begleitende ANP-DB gelten im Bereich der Schubbestimmung als sehr genau, obwohl die verwendeten Modelle und Formeln im Vergleich zu BADA teils vereinfacht sind.

BADA3 wurde seitens EUROCONTROL entwickelt, um das Verkehrsgeschehen in Lufträumen im Rahmen des Fluglotsentrainings zu simulieren. In Echtzeitstudien erproben zudem menschliche Akteure (Lotsen und sogenannte Pseudopiloten) neue Verfahren oder geänderte Luftraumstrukturen. In Schnellzeitsimulationen werden ähnliche Fragestellungen rein computertechnisch untersucht. Das Verhalten der virtuellen Luftfahrzeuge realitätsnah abzubilden ist der ursprüngliche Zweck von BADA3. Hieraus leiten sich mittlere Ansprüche an Genauigkeit und Vollständigkeit hinsichtlich energetischer und aerodynamischer Ursache-Wirkungsaspekte ab.

Das Modell ist gegenüber Doc. 29 und ANP-DB höher detailliert (zum Beispiel in Bezug auf die Auftriebspolare) und breiter aufgestellt, da operationelle Betriebsgrenzen und der Kraftstoffverbrauch errechnet werden können. Es beruht auf umfangreichen, seit den 1990iger Jahren vorangetriebenen Modellierungstätigkeiten. Demnach ist BADA3 gegenüber der ANP-DB zwar umfassender, nicht aber *per se* genauer, denn alle Parameter wurden einzeln auf Basis von Flughandbüchern und Flugleistungs-Softwarepaketen der Hersteller bestimmt [110]. So wird zum Beispiel in [112] über die Parametrierung der Schubrechnung mittels Regressionsanalysen von Steiggeschwindigkeiten berichtet. Aufgrund der hohen Qualität der Referenzdaten kommt der

---

<sup>29</sup> Siehe <https://www.aircraftnoisemodel.org/user/new/agreement>

<sup>30</sup> Siehe [https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/easa\\_anp\\_database\\_terms\\_and\\_conditions\\_template.pdf](https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/easa_anp_database_terms_and_conditions_template.pdf)

Prozess zu sehr genauen Ergebnissen. Jedoch variieren die Arten und Qualitäten der Referenzdaten beträchtlich zwischen den verschiedenen Baumustern [110]. BADA3 wurde mit Priorität für Anwendungen im Streckenflug kalibriert und ist deshalb im Flughafennahbereich weniger präzise (z. B. durch vereinfachte Berücksichtigung von sekundären Auftriebshilfen).

Für Fluglärmrechnungen ist BADA3 deshalb ungeeignet und auch nicht freigegeben. Eine Lizenz ist für jeden Nutzungsfall bei EUROCONTROL individuell einzuholen (je Softwarepaket, welches BADA3 nutzt bzw. je Projekt, welches bearbeitet wird).

Mit BADA4 wird versucht, die Gruppe der in der EU gebräuchlichsten Luftfahrzeugmuster detaillierter und realistischer zu modellieren, um neben streckenflugorientierten Luftraumsimulationen weitere Anwendungsfälle wie Vorhersage von Flugtrajektorien sowie artverwandte wissenschaftlich-technische Studien zu ermöglichen. BADA4 ist gegenüber BADA3 eine neuere Version, allerdings noch mit geringerer Abdeckung an Luftfahrzeugen, dafür aber höherem Genauigkeitsanspruch. Die Modelle sind, wie dargelegt, komplexer und basieren zu größeren Teilen auf Herstellerdaten. Vergleiche mit offiziellen *Performance Tools* belegen die Genauigkeit von BADA4 [110], [113].

BADA4 unterliegt wie BADA3 einer Lizenzpflicht. Durch den hohen Detailgrad und den Anteil an enthaltenen Herstellerinformationen unterliegt auch die Anleitung („*User Manual for BADA4*“, EEC Technical Report No. 12/11/22-58 [114]) dem Lizenzrecht und damit der Vertraulichkeit. Die gilt gleichermaßen für die Tabellendaten. Die Lizenz wird analog zu BADA3 stets projektgebunden geprüft und gegebenenfalls gewährt.

Allerdings betreffen die meisten Innovationen in BADA4 Bereiche, die für diese Studie minder relevant sind wie z.B. die Modellierung von Kompressibilitätseffekten bei hoher Fluggeschwindigkeit. Für die Fluglärmrechnung im Flughafennahbereich liegt hingegen eine Geschwindigkeitsbegrenzung auf maximal 250 KIAS vor, womit die kompressiblen aerodynamischen Effekte keine nennenswerte Rolle spielen.

Allerdings erscheint BADA4 gegenüber Doc. 29 / ANP-DB besser geeignet, die Flugleistungsbeurteilung entlang einer real gemessenen Trajektorie auch realitätsnah zu bewerten und den Schub zu bestimmen. Lärmstudien mit BADA sind darüber hinaus eine absolute Seltenheit (das AEDT Software Tool der FAA integriert einen reduzierten Datensatz aus BADA, siehe Kapitel 2.3.4). Vergleichende Studien zwischen ANP-DB und anderen Flugleistungsmodellen sind in der Literatur nicht bekannt. Deshalb wurde durch GfL für diese Untersuchung eine BADA4-Lizenz beantragt, die bewilligt wurde.

Hierbei zeigte sich, dass BADA4 für Fluglärmrechnungen generell nicht bereitgestellt wird, da Doc. 29 und die ANP-DB als Standardlösungen existieren und weil vergleichende Analysen zwischen am Markt konkurrierenden Luftfahrzeugen ermöglicht würden, diese aber nicht erwünscht sind. Nach längerer Verhandlung wurde die Nutzung von BADA4, eingeschränkt auf wenige ausgewählte Baumuster, und begrenzt auf Validierungsrechnungen abseits von Fluglärm, gewährt. Damit besteht die einzigartige Möglichkeit, die Qualität von Doc. 29-basierten Berechnungen mit BADA4-basierten Rechnungen zu vergleichen, siehe Kapitel 4.5.

Alle bisherigen Darlegungen zu BADA folgten dem öffentlich verfügbaren BADA3-Handbuch und veröffentlichter Fachliteratur zu BADA4, teil vom BADA-Entwicklerteam selbst, unter anderem Abbildung 67. Nachfolgend wird BADA4 für Berechnungen benutzt, ohne vertrauliche Informationen offenzulegen. Alle Lärmrechnungen werden strikt nach den Vorgaben von AzB und Doc. 29 vorgenommen, werden also ohne Verwendung von BADA durchgeführt.

Die Darstellungen zu BADA4 wurden mit Bezug auf vertrauliche Informationen mit dem Lizenzgeber abgestimmt.

### Fazit: Berechnung des Luftwiderstands

Mit den Modellen des ECAC Doc. 29 nebst ANP-Datenbank sowie BADA3 und BADA4 existieren etablierte, jedoch im Detailgrad sehr unterschiedliche Ansätze zur Bestimmung des Luftwiderstands in Abhängigkeit des aerodynamisch erzeugten Auftriebs. Zur genaueren Unterscheidung wurde einführend die Theorie der Luftfahrzeugpolare erläutert.

Der erste Unterscheidungsaspekt ist die Bestimmung der aerodynamischen Konfiguration aus den Bewegungsdaten. Alle genannten Flugleistungsmodelle bestimmen diese anhand der kalibrierten Fluggeschwindigkeit gegenüber Luft (CAS), wobei in BADA weitere Bedingungen bezüglich der Flughöhe über Grund gelten. Während in der ANP-Datenbank und BADA3 lediglich zwei Konfigurationen neben der aerodynamisch „sauberen“ verfügbar sind, deckt BADA 4 alle technisch gegebenen Konfigurationen ab. Die Fahrwerke fehlen in der ANP-Datenbank gänzlich und sind hingegen in BADA3 und -4 enthalten.

Der zweite Aspekt ist die im Polardiagramm festgehaltene Abhängigkeit des Luftwiderstands vom Auftrieb. In der ANP-Datenbank wird diese Abhängigkeit zu einer einzigen Gleitzahl je Konfiguration vereinfacht. In BADA3 wird funktional erweitert eine Parabel genutzt, die die Gleitzahlen für beliebige Betriebspunkte zu bestimmen gestattet. In BADA4 erfolgt die Erweiterung um kompressible und transsonische Strömungseffekte, welche zwar für hohe Machzahlen im Reiseflug bedeutsam werden können, im Flughafennahbereich aber sicher nicht relevant sind.

Es ist zu bedenken, dass steigende Detaillierung nicht nur gegebenenfalls erhöhte Genauigkeit bedeutet, sondern auch mehr erforderliche Berechnungskennwerte nach sich zieht. Die wenigen Kennwerte der ANP-DB sind von den Luftfahrzeugherstellern hinterlegt und gelten als sehr genau. BADA3 ist komplexer und wurde von ebenfalls von den Luftfahrzeugherstellern herausgegeben. Im Resultat ist die Datenqualität uneinheitlich. BADA4 ist dabei nochmals komplexer im Aufbau.

Unterschiede bestehen auch in den Lizenzbedingungen. Die ANP-Datenbank ist frei verfügbar, abgesehen einer notwendigen Registrierung beim Online-Portal. BADA3 und BADA4 werden projektbezogen lizenziert und der Prüfprozess schließt die Luftfahrzeughersteller mit ein. BADA wird für Fluglärmstudien grundsätzlich seitens der Lizenzgeber als nicht geeignet deklariert. Es konnte dennoch eine BADA4 Lizenz für Validierungszwecke im Rahmen dieser Studie durch die Autoren erlangt werden.

## 4.4 Bestimmung der Luftfahrzeugmasse (Schätzverfahren)

### 4.4.1 Problemstellung und Lösungsansätze

In die flugmechanische Berechnung (siehe Kapitel 4.2.1) geht die bisher noch unbekannte Luftfahrzeugmasse mehrfach ein. Dies ist insofern problematisch, als sich der Schub als Summe der drei Größen Luftwiderstand (Formwiderstand plus auftriebsinduzierten Widerstand), Beschleunigung und Höhenänderung zusammensetzt.

Die Luftfahrzeugmasse setzt sich aus der Betriebsleermasse, plus Masse der Betriebsstoffe und der Besatzung plus Masse der Passagiere und der Zuladung zusammen. Sie wird aufgrund offensichtlicher wirtschaftlicher Interessen der Luftfahrzeugbetreiber nicht offengelegt und muss infolge approximiert werden: Deshalb wurde ein Verfahren entworfen, das die Luftfahrzeugmasse auf Basis vorliegender Bewegungsdaten und gegebenenfalls weiterer öffentlich zugänglicher Daten zu schätzen gestattet. Keines der vorgestellten Flugleistungsmodelle verfügt derzeit über eine derartige Methode zur Massebestimmung.

Deshalb besteht nun Bedarf für ein Verfahren, die Luftfahrzeugmasse auf Basis der vorliegenden Bewegungsdaten und gegebenenfalls weiteren öffentlich zugänglichen Daten zu bestimmen oder behelfsweise zu schätzen. Ein solches Verfahren soll im Rahmen dieses Kapitels erarbeitet werden, da keines der vorgestellten Flugleistungsmodelle eine vorgefertigte Methode zur Massebestimmung beinhaltet. (Die Masse ist immer eine Eingangsgröße oder Gegenstand einer Annahme).

Einen ersten Anhaltspunkt bieten die Betriebsleermasse (*operating empty mass*, OEM) und maximale Start- und Landemasse (*maximum takeoff / landing mass*, MTOM / MLM), welche sich der öffentlich zugänglichen Musterzulassung (*EASA Type Certificate Datasheet*) entnehmen lassen. Besonders im Linienbetrieb sind wiederkehrend gleiche Auslastungen üblich. Anhand der Massegrenzen lassen sich Expertenaussagen wie „Start mit 85 % MTOM“ in quantifizierte Massen überführen. In Kenntnis der Flugmission sind gegebenenfalls genauere Aussagen möglich, indem flugplanerische Prozesse nachvollzogen werden. Jedoch bleibt dabei die tatsächliche Nutzlast stets unbekannt und mit ihr der erforderliche Kraftstoff.

Insofern ist der Bestimmung der Masse auf Basis der vorliegenden betrieblichen Daten klar den Vorzug zu geben, da hiermit notwendige Anhaltspunkte erschlossen und Unsicherheiten, zum Beispiel der operativen Einsatzplanung, als Störfaktor ausgeschlossen werden. Folgende Ansätze wurden gemäß Stand der Wissenschaft und Technik, siehe auch Kapitel 2.5, als relevant identifiziert und sollen im Weiteren näher beleuchtet werden:

- ▶ Interpretation der Abhebe- und Anfluggeschwindigkeit (CAS) gegenüber Tabellenangaben in den Flughandbüchern („Handbuchmethode“)
- ▶ Berechnung der Betriebsgrenzen anhand eines Flugleistungsmodells (aerodynamische Geschwindigkeiten, begrenzte Triebwerksleistung)
- ▶ Bewegungsverfolgung kurzer Zeitspannen mit sehr vielen Massehypothesen (Simultane Monte-Carlo Methode oder Partikelfilter, SMC, PF)

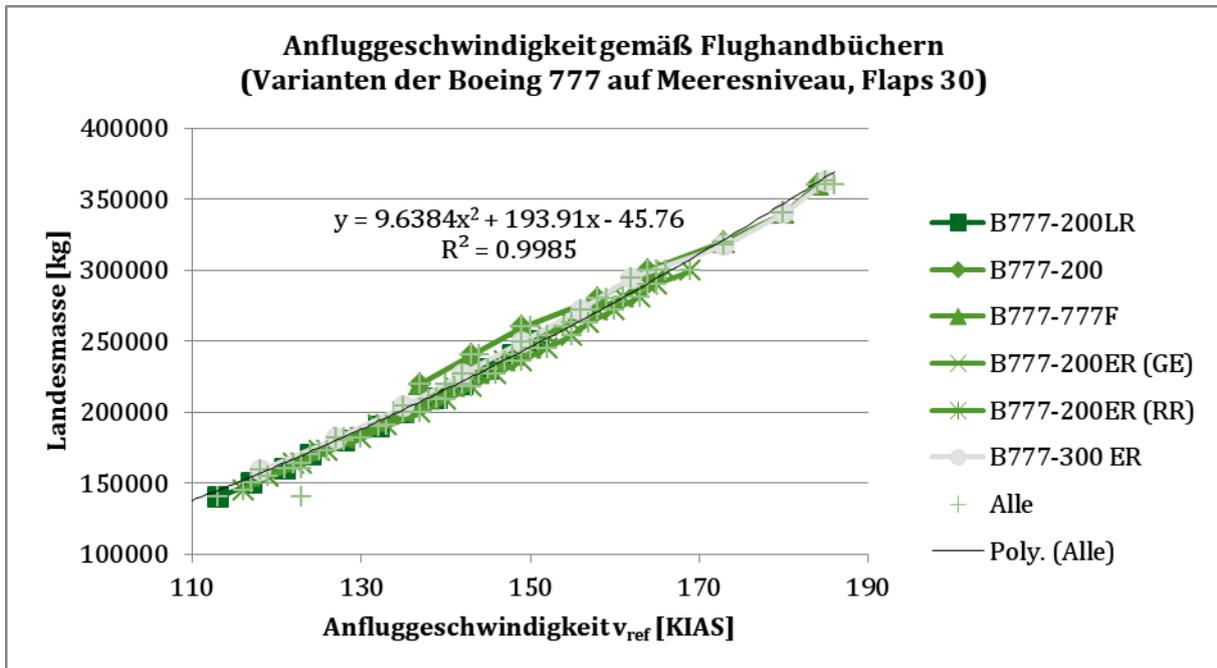
#### 4.4.2 Abgleich der Abhebe- und Anfluggeschwindigkeit mit Handbuchdaten

Der Ansatz, die reale Flugbewegung auf charakteristische Geschwindigkeiten hin zu vermessen und diese mit Handbuchdaten abzugleichen, eignet sich, weil diese Geschwindigkeiten über den Auftrieb an die Masse gekoppelt sind. Dies ist dem Sachverhalt des Strömungsabrisses beim Überschreiten des kritischen Anstellwinkels geschuldet, siehe Kapitel 4.3 und weiterführend in der Fachliteratur. Werden die Angaben aus dem Flughandbuch in ein Diagramm aufgetragen, siehe Abbildung 70, so ergibt sich eine saubere Proportionalität zwischen der Betriebsmasse und der einzuhaltenden Anfluggeschwindigkeit. Es wurde bewusst ein Polynom zweiten Grades als Approximationsfunktion gewählt, da nach der Theorie ein quadratischer Zusammenhang bestehen sollte, vergleiche Gleichung (54), also  $m \sim v^2$ .

Werden die verschiedenen Varianten des Luftfahrzeugtyps aufgetragen, folgen diese in der Gesamtheit eben jener Parabelform. Jedoch sind im Detail geringe Unterschiede zu erkennen: Bei einer Anfluggeschwindigkeit von 150 KIAS ist bei der B777-200ER eine Masse von knapp 245 Tonnen zu erwarten, während bei der B777-F von 260 Tonnen auszugehen ist (Differenz: 15 t oder ca. 5 % MLM). Da diese Abweichungen nicht unbedeutend sind, muss je konkretem Baumuster getrennt parametrisiert werden. Am Rande bemerkt sind die Unterschiede bei langfristig produzierten Baureihen am größten. Die Varianten 300 und Frachter der Baureihe B777 wurden beispielsweise gegenüber den Vorgängern 200(LR) mit einer größeren Flügelfläche ausgestattet und vermögen so bei der gleichen Geschwindigkeit deutlich höhere Massen zu tragen.

**Abbildung 70: Abhängigkeit der Anfluggeschwindigkeit von der Landemasse**

Da mindestens ein Auftrieb größer der Gewichtskraft erforderlich ist, ist die im Handbuch veröffentlichte sichere Mindestgeschwindigkeit stark von der Masse abhängig. Somit kann aus der Anfluggeschwindigkeit die Masse bestimmt werden.



Quelle: Daten © Boeing 2002, Abbildung © GfL mbH 2020

Die Genauigkeit der Geschwindigkeitsmessung und auch die nicht beliebig präzise fliegerische Einhaltung der geplanten Geschwindigkeit durch die Flugbesatzung verfälschen die Masseschätzung. Weitere Quellen für Geschwindigkeitsfehler sind: die Windgeschwindigkeit, da GS gemessen und IAS oder CAS gebraucht werden, sowie etwaige Anpassungen der Anfluggeschwindigkeit zur Verbesserung der Steuerbarkeit des Luftfahrzeugs in Reaktion auf gewisse meteorologische Faktoren – zum Beispiel heiße Temperaturen, Höhenlage, böige Winde. Ohne Zuhilfenahme weiter Daten bleiben diese Änderungen verborgen und verfälschen die TAS. Der geschwindigkeitsabhängige Schätzfehler bestimmt sich über den Anstieg der Schätzparabel. Abgelesen ergeben sich je 10 Knoten Geschwindigkeitsfehler ca. 20 Tonnen Masseänderung (6% MLM).

Bei der Klappenstellung verhält es sich ähnlich: Es existiert ein gewisser Handlungsspielraum zwischen Effizienz und Sicherheit. Letztlich entscheidet die Flugbesatzung anhand der vorherrschenden Bedingungen, volle Landeklappen für einen langsamen Anflug zu setzen oder effizienter und leiser mit einer reduzierten Klappenstellung anzufliegen, wenn das möglich ist. Die Auftriebsveränderung durch eine von den Annahmen abweichende Klappenstellung hat im betrachteten Beispiel einen Fehler von je ca. 20 Tonnen (6 % MLM) zwischen Flaps 30, 25 und 20 zur Folge.

Diese Überlegungen gelten prinzipiell für alle Methoden zur geschwindigkeitsabhängigen Bestimmung der Luftfahrzeugmasse.

#### 4.4.3 Abgleich mit flugmechanisch berechneten Betriebsgrenzen

Die Handbuchmethode lässt sich mit Hilfe der vorgestellten Flugleistungsmodelle zum Teil automatisieren, da die baumusterspezifischen Tabellen äquivalente Informationen enthalten. Es wird im Folgenden versucht, für jedes Modell einen Ansatz zu benennen, um das Prinzip zu illustrieren. Durch Nutzung der tabellierten Werte wird die Masseschätzung gegenüber der vorgestellten Handbuchmethode weniger aufwändig und unter Umständen auch genauer.

Doc. 29/ANP-DB: Die Abhebegeschwindigkeit (*calibrated take-off speed*,  $v_{CTO}$ ) lässt sich gemäß des in Tabelle 8 enthaltenen Parameters C berechnen [6]. Analog dazu steht der Parameter D für die Anfluggeschwindigkeit (*calibrated approach speed*,  $v_{CA}$ ). Nach W umgestellt, ist die Masse gemäß ANP-Datenbank determiniert. Die Formel entspricht der im vorherigen Kapitel aus dem Auftrieb hergeleiteten Proportionalität  $m \sim v^2$ . Ein äquivalenter Zusammenhang ist für die Landegeschwindigkeit festgehalten.

$$V_{CTO} = C\sqrt{W} \quad (60)$$

BADA3: Die sichere Abhebegeschwindigkeit errechnet sich nach Gleichung (61) aus der Strömungsabrissgeschwindigkeit, welche für die Referenzmasse in den Datentabellen hinterlegt ist. Sie muss lediglich nach Gleichung (62) auf die aktuelle Masse umgerechnet werden. Umgestellt und ineinander eingesetzt ergibt sich Gleichung (63). Auch diese Formel wird der Proportionalität  $m \sim v^2$  gerecht. Da die zulässige Minimalgeschwindigkeit aus Sicherheitsüberlegungen der Flugbesatzung heraus in der Regel überschritten wird, sollte ein Zuschlag berücksichtigt werden. Die Landemasse bestimmt sich analog.

$$V_{min} = C_{Vmin,TO} \cdot V_{stall} \quad (61)$$

$$V_{stall} = V_{stall,ref} \cdot \sqrt{m/m_{ref}} \quad (62)$$

$$V_{min} = \left( \frac{C_{Vmin,TO} \cdot V_{stall,ref}}{\sqrt{m_{ref}}} \right) \cdot \sqrt{m} \quad (63)$$

BADA4: Der maximale Auftriebsbeiwert  $C_{L,max}$ , welcher kurz vor dem Strömungsabriss erreicht wird, ist direkt in den Tabellen enthalten. Zur Bestimmung der Masse muss noch der Auftrieb nach Formel (58) mit der Gewichtskraft gleichgesetzt werden. Damit wäre die Masse gemäß BADA4 ebenfalls determiniert, wobei erneut ein Zuschlag gemacht werden sollte, um aus Sicherheitsgründen durchschnittlich höhere Fluggeschwindigkeiten zu berücksichtigen.

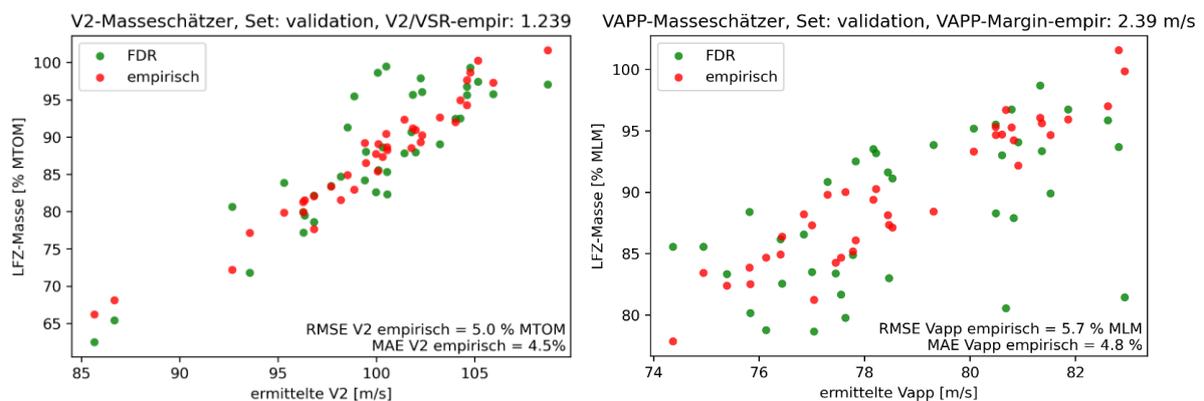
$$m_{max} = \frac{1}{2g_0} \cdot \frac{\rho_S \cdot S \cdot C_{L,max}}{\kappa \cdot R \cdot t} \cdot v_{TAS}^2 \quad (64)$$

Da beide BADA-Varianten die minimale Betriebsgeschwindigkeit bemessen, ist eine Sicherheitsmarge zur tatsächlichen Strömungsabrissgeschwindigkeit bereits enthalten. Jedoch wird das operationelle Minimum aus Sicherheitsüberlegungen heraus in der Regel nochmals überschritten. Die Kalibrierung dieser Marge wurde in der unterstützend zur vorliegenden Studie durchgeführten Diplomarbeit „Methodenentwicklung zur Bestimmung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse mittels Flugleistungsberechnungen“ [115] erforscht: Gemäß Zulassungsbestimmungen (EASA CS.25) soll die Abhebegeschwindigkeit um mindestens einen Faktor von 1,13 bis 1,30 über der  $V_{S,1G}$  liegen. Airbus macht als Luftfahrzeughersteller typspezifische Angaben zum sicheren und ökonomischen Betrieb mit 1,35 für die kleineren Modelle A300, A310 und die A320-Familie und dann 1,40 und 1,50 für die größeren Modelle A330 und A340 [115].

In der Diplomarbeit wurde die Schätzmethode mittels dieses Sicherheitsfaktors genauer kalibriert. Bereits erste Versuche führten zu vielversprechenden Ergebnissen mit einem relativen Fehler unter 5 %. Nun war der Prozess von bordseitig erfassten Daten auf die Flugverlaufsdaten zu transferieren und dabei eine Reduktion des Schätzfehlers möglichst zu erreichen. Durch Unzulänglichkeiten des ADS-B-Empfangs im bodennahen Bereich war dies stark erschwert. Die Schätzleistung anderer bekannter Methoden im Bereich von 3,3 bis 6 % relativem Schätzfehler wurde mit 4,5 % und 4,8 % nicht unterboten [115], siehe Abbildung 71. Der Fehler bezeichnet zum Vergleich mit den Angaben in der Literatur nicht RMSE sondern MAE oder MAPE. Die Referenzgröße ist die aus den Validierungsdaten bekannte Realmasse des Luftfahrzeugs.

**Abbildung 71: Validierung von geschwindigkeitsbasierten Masseschätzverfahren**

Streudiagramm der Masseschätzungen (rot) gegenüber der aus FDR-Daten bekannten Realmasse (grün) über der Abhebe- beziehungsweise Anfluggeschwindigkeit.



Quelle: Diplomarbeit M. Stadie „Methodenentwicklung zur Bestimmung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse mittels Flugleistungsrechnungen“ [115], TU Dresden 2021

Es wurde weiterhin untersucht [115], ob im Steigflug der von den Umgebungsbedingungen abhängige Maximalschub berechnet und per Kräftebilanzüberschreitungen erkannt werden können. Eine Überschreitung des maximal möglichen Schubs würde darauf hindeuten, dass die Luftfahrzeugmasse zu hoch angesetzt wurde. Dieses Konzept erzeugt allerdings einen mittleren Fehler von über 16 %.

Für den Sinkflug wurde der umgekehrte Fall implementiert [115]: Eine Unterschreitung des Leerlauf-Restschubs deutet darauf hin, dass die Luftfahrzeugmasse unterschätzt wird. Hier zeigte sich, dass der Schub im Sinkflug sehr volatil ist, sodass eine gesicherte Bestimmung nicht möglich ist. Das Konzept musste verworfen werden.

**4.4.4 Zusammenführung mehrerer Schätzungen (Bayes-Inferenz)**

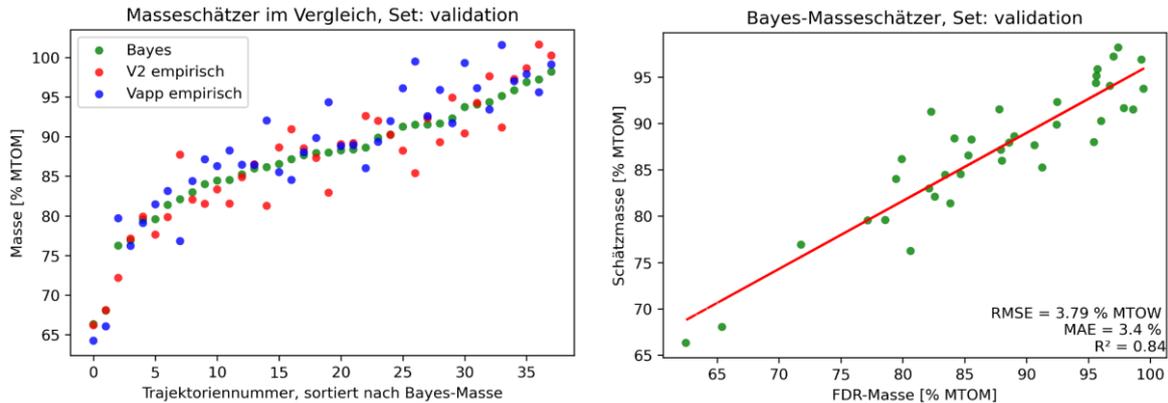
Angeregt durch [90] wurde in [115] auch die Entwicklung einer Methodik zur Konsolidierung der verschiedenen Einzelschätzungen entwickelt. Der zwischen Start und Landung verbrauchte Kraftstoff wurde als bekannt vorausgesetzt und behelfsweise dem Validierungsdatensatz entnommen. Mit der verbrauchten Kraftstoffmasse kann die geschätzte Landemasse in eine Startmasse verrechnet werden. Die beiden Schätzungen sind dann vergleichbar. Mittels Bayes-Inferenz analog zu [90] wird eine gemeinsame Schätzung erstellt, welche am besten (am wahrscheinlichsten) mit beiden Einzelschätzungen kompatibel ist.

Es zeigte sich, dass die mittels Bayes-Inferenz kombinierten Einzelschätzungen in der Tat zu einer genaueren Gesamtschätzung führt. Der mittlere relative Fehler liegt hier bei nur 3,4 %. Eine weitere Steigerung wäre möglich, wenn die für die Bayes-Inferenz notwendigen Streuwerte aus den Schätzungen hervorgingen. Der deterministischen Natur der

geschwindigkeitsbasierten Schätzung nach fehlten diese und wurden deshalb als gleichwertig angenommen.

**Abbildung 72: Validierung von geschwindigkeitsbasierten Masseschätzverfahren**

Streudiagramm der Masseschätzungen aus Start (rot), Landung (rückgerechnet, blau) und einer mittels Bayes-Inferenz gewonnenen Gesamtschätzung (grün). Links ist zu erkennen, dass die Gesamtschätzung immer mittig im Bereich zwischen den beiden Einzelschätzungen liegt. Rechts ist die Streuung um die Regressionsgerade dargestellt. Der Regressionskoeffizient liegt bei  $R^2=0,84$



Quelle: Diplomarbeit M. Stadie „Methodenentwicklung zur Bestimmung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse mittels Flugleistungsberechnungen“ [115], TU Dresden 2021

**4.4.5 Bewegungsverfolgung kurzer Zeitspannen mit sehr vielen Massehypothesen**

Als Erweiterung der nichtlinearen EKF und UKF wurden ca. ab der Jahrtausendwende simulationsbasierte Methoden mit gänzlich numerischer Approximation der Prozess- und Messdynamik immer erfolgreicher und dadurch bedeutsam. Die Simulationsmodelle können mathematisch beliebig komplex, und Zufallsgrößen beliebig verteilt sein. Eine gute Einführung zu den unter dem Namen der Sequenziellen Monte-Carlo Methode (SMC) zusammengefassten Techniken findet sich in [63], konkrete Algorithmen sogenannter Partikelfilter werden in [116] spezifiziert. Die Grundidee der SMC-Methoden besteht darin, eine große Zahl zunächst zufälliger Zustandsschätzungen zu simulieren (analog Kálmán-Vorhersage) und anschließend anhand ihres Fehlers gegenüber der Messung zu bewerten (analog Kálmán-Korrektur). Anschließend werden die am wenigsten plausibelsten Partikel eliminiert und dafür neue, plausiblere Partikel generiert (*resampling*).

In [117] zeigten J. Sun et al., dass sich die Methodik auch für die Masseschätzung von abfliegenden Luftfahrzeugen einsetzen lässt. Grundgedanke ist, dass im Schritt der Vorhersage eine Flugleistungsberechnung mit der für das Partikel angenommener Masse vorgenommen wird. Anhand des geometrischen Abstands zwischen vorhergesagter und via ADS-B dann gemeldeter Position werden die Partikel gewichtet und sodann der Resampling-Algorithmus angewandt. Im Idealfall konzentrieren sich die Partikel am Ende des Laufs auf die tatsächliche Masse.

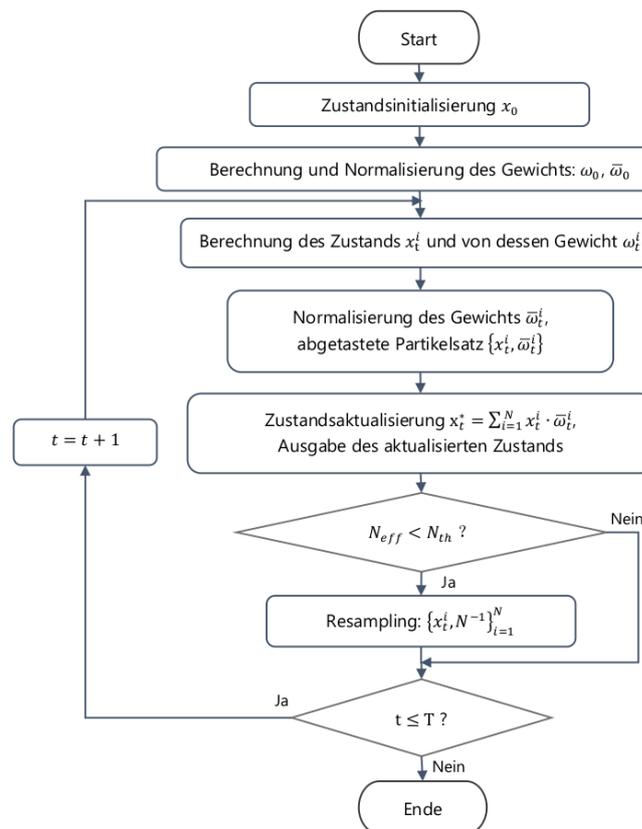
Folgende vereinfachende Annahmen werden in [117] getroffen: Die SchubEinstellung sowie die Masse gelten als konstant, da die ersten ca. 30 Sekunden nach dem Abheben untersucht werden und in diesem Zeitraum kaum Änderungen zu erwarten sind. Des Weiteren – und dies ist eine bedeutende Einschränkung – wird der Schub nach BADA3, Formel (3.8-1) als Masse-korreliert betrachtet (hier: für den Abflug von strahlgetriebenen Luftfahrzeugen aufbereitet) [108]:

$$T_{reduced} = T_{rated} \cdot 0,75 \cdot \frac{m_{MTOM} - m_{TOM}}{m_{MTOM} - m_{OEM}} \tag{65}$$

Somit entfällt mit der Schubeinstellung eine Schätzgröße und die Partikel haben lediglich eine Eigenschaft, nämlich die Masse. Die Kopplung des Schubs an die Masse wird vorgenommen, um die heute sehr weit verbreitete Praxis eines kalkuliert reduzierten Startschubs zu berücksichtigen.

Die Methodik wurde in Form einer die Studie begleitende Masterarbeit [118] eingehender untersucht. Die Python-Software für die Analysen ist unter freier Lizenz verfügbar<sup>31</sup>. Der Ablauf ist in der nachstehenden Abbildung 73 gezeigt. Zuerst wurden die Leistungskennzahlen auf das in der Analyse verwendete Baumuster angepasst. Hierfür wurden ausschließlich öffentlich verfügbare Werte aus ANP-DB und wissenschaftlichen Publikationen genutzt.

**Abbildung 73: Algorithmus des SIR-Partikelfilters**



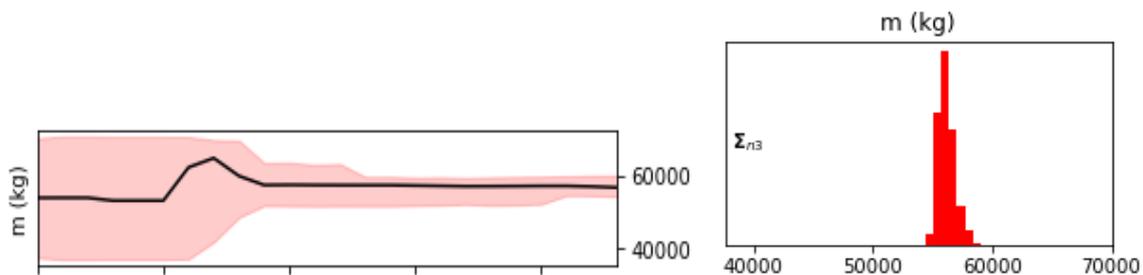
Quelle: Masterarbeit R. Su „Methodenentwicklung zur stochastischen Schätzung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse aus öffentlich verfügbaren Betriebsdaten“ [118], TU Dresden, 2021

Erste Untersuchungen zeigten gemäß Abbildung 74, dass die gewünschte Konzentration der Partikel auf einen stabilen Schätzwert tatsächlich stattfindet: Der linke Teil zeigt die Verteilung über den Verlauf der Beobachtung, der rechte die Partikelverteilung am Ende des Prozesses.

Allerdings wurde im weiteren Verlauf der Analysen festgestellt, dass abhängig von der Qualität der Flugverlaufsdaten und vor allem den enthaltenen Manövern die Schätzung nicht immer günstig konvergiert. Vor allem, wenn Abflüge direkt nach dem Start in eine Kurve eintreten, stellen sich besonders breit verteilte Schätzungen mit unzutreffendem Mittelwert ein. Daraufhin wurden verschiedene Parameter variiert und auch die Anzahl der Partikel auf eine Million erhöht, was aber keinen Erfolg brachte. Werden die Fehlschätzungen als Ausreißer aussortiert, liegt der mittlere absolute Schätzfehler bei rund 6 % [118].

<sup>31</sup> Python Programmierung bereitgestellt von J. Sun unter [AGPL 3.0 Lizenz](https://github.com/junzis/acsmc) siehe: <https://github.com/junzis/acsmc>

**Abbildung 74: Exemplarisches Ergebnis einer Masseschätzung mittels Partikelfilter**



Quelle: Masterarbeit R. Su „Methodenentwicklung zur stochastischen Schätzung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse aus öffentlich verfügbaren Betriebsdaten“ [118], TU Dresden, 2021

Wird die Methodik auf die Landung angewendet, zeigen sich flugphasenabhängig unterschiedliche Ergebnisqualitäten mit der höchsten Genauigkeit im Endanflug. Hier beträgt der Schätzfehler 8 %, wobei lediglich die Hälfte der Flugspuren korrekt verarbeitet werden konnte. Damit erscheint die vorgelegte Methode zur Partikelfilterung noch nicht universell genug anwendbar zu sein, zumal die mit der Masse gekoppelte Schubeinstellung zudem eine wesentliche, praktisch nicht immer haltbare Vereinfachung verkörpert.

#### Fazit: Schätzung der Luftfahrzeugmasse

Die in der Literaturanalyse identifizierten Methoden zur Schätzung der Luftfahrzeugmasse konnten prototypisch implementiert und erprobt werden. Die Korrelation mit Handbuchdaten ist zweifellos arbeitsintensiv, generiert aber verwertbare Ergebnisse. Der Aufwand lässt sich minimieren, indem die minimalen Fluggeschwindigkeiten mittels Flugleistungsmodell errechnet werden und der praktisch genutzte Sicherheitsfaktor eingestellt wird. Dabei wird allerdings nur Aufwand gespart und nach Stand der Erkenntnisse keine gesteigerte Genauigkeit erzielt.

Dies liegt daran, dass sich beide Methoden allein auf die gemessene Fluggeschwindigkeit verlassen. Ist diese durch Entscheidungen der Flugbesatzung, meteorologische Einflüsse, Mess- und Glättungsverfahren oder andere nicht zu berücksichtigende Faktoren gegenüber der Verfahrensvorgabe verfälscht, so leidet die Qualität der Masseschätzung in einem empfindlichen Maß. Exemplarisch wurde gezeigt, dass bereits 10 Knoten Abweichung einen Schätzfehler von 5 % der Luftfahrzeugmasse nach sich ziehen.

Mittels Bayes-Inferenz können mehrere Schätzungen wahrscheinlichkeitsmaximierend zusammengelegt werden. Die Methode ist nachweislich geeignet, eine Steigerung der Genauigkeit herbeizuführen. Jedoch ist die Kenntnis des zwischen den Schätzungen verbrauchten Kraftstoffs erforderlich, da sich die Luftfahrzeugmasse um diesen Betrag verändert. Das kann, insbesondere für flughafenlokale Betrachtungen ein Hindernisgrund sein, da nun gegebenenfalls der gesamte Flugverlauf bis zum Flugziel berücksichtigt werden muss.

Die Sequenzielle Monte-Carlo-Methode, auch Partikelfilter genannt, erscheint vielversprechend, konnte aber nicht mit besseren Ergebnissen überzeugen. Es gab gute Treffer, aber auch Ereignisse, in denen sich keine günstige Konvergenz einstellte. Kurvenflüge scheinen die Konvergenz stark zu vermindern. Im Verlauf der Analysen wurde auch deutlich, dass die Methode nach [78] auf zahlreichen Annahmen und Parametern fußt, die eventuell noch passend zum Datensatz einzustellen sind.

## 4.5 Exemplarische Berechnungsergebnisse

### 4.5.1 Bestmögliche Datenqualität in Form bordseitig erhobener Daten

Als Basisszenario wird die Berechnung des Schubs vorgenommen, in der zum Zwecke der Validierung die qualitativ hochwertigsten Daten herangezogen werden. Dies sind die bordseitig erhobenen Daten (FDR). Sie enthalten neben dem Flugverlauf auch die Luftfahrzeugmasse, die aerodynamische Konfiguration (Landeklappen, Fahrwerke) und relevante Wetterinformationen (Windkomponente, Temperatur, Druck).

Als einzige externe Komponente ist ein Flugleistungsmodell zur Bestimmung des Schubs einzubinden, da er messtechnisch nicht erfasst wird<sup>32</sup>. Ausschließlich an in diesem Kapitel wird BADA4 nun eingesetzt, um den Schub zu errechnen. Dies geschieht einerseits auf direktem Wege (mittels *total energy model*, TEM) und den Darlegungen in Kapitel 4.1, also Bestimmung der mechanischen und aerodynamischen Kräfte, Auflösung des Kräftegleichgewichts, und so weiter. Zum Vergleich wird eine zweite Berechnung vorgenommen, in welcher der gemessene Kraftstoffdurchfluss gemäß FDR-Daten durch den rechnerischen Verbrauch nach BADA4 (mittels *turbofan model*, TFM) geteilt wird, wodurch der Schub ein zweites Mal, auf dem thermodynamischen Weg, bestimmt wird.

Die Ergebnisse zeigt die hoch verdichtete Abbildung 75. Die farbig und flächig ausgeführten Kräfte (Luftwiderstand, Heben, Beschleunigung) sind übereinander „gestapelt“ dargestellt. Die zu errechnende Schubkraft bildet die Hüllkurve und ist mit einer dickeren schwarzen Linie gekennzeichnet. Diese ist direkt vergleichbar mit der aus dem Kraftstoffdurchfluss berechneten Schubkraft, welche mit einer dicken ziegelroten Linie gekennzeichnet ist. Alle Kräfte beziehen sich auf die linke Achse und sind in der Einheit Kilonewton (kN) angegeben.

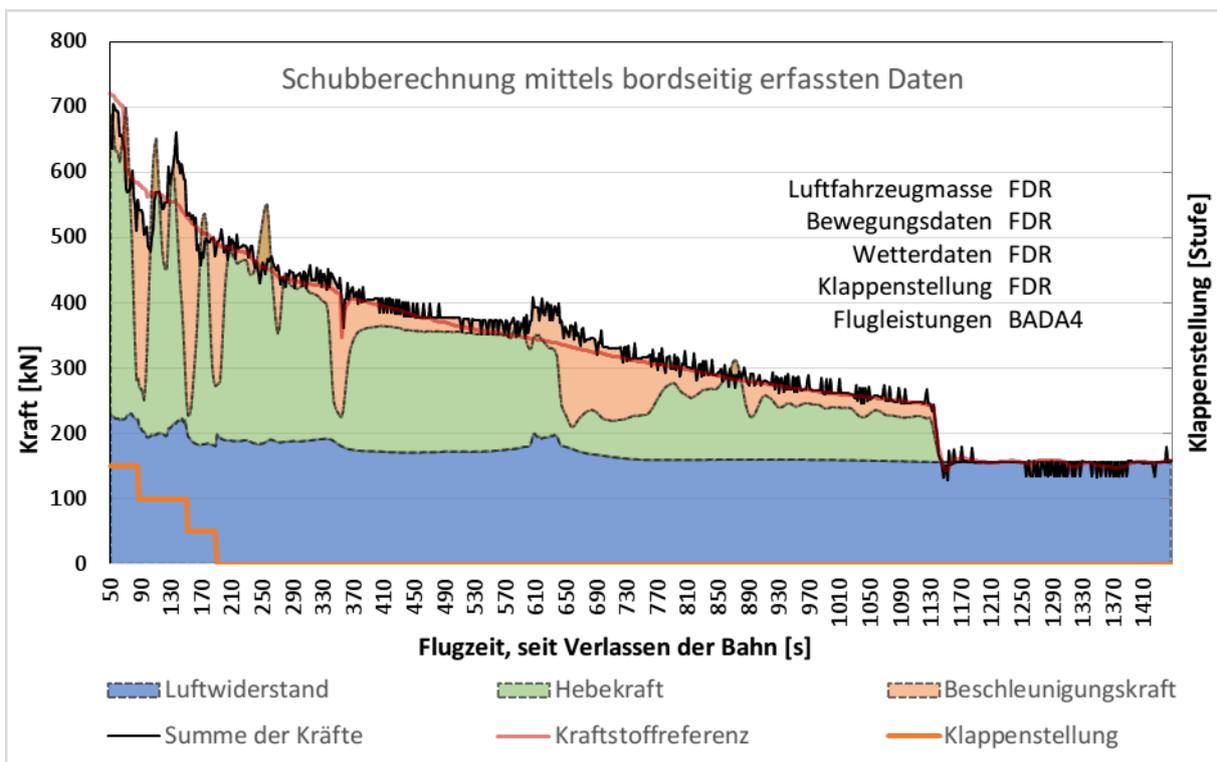
Die aerodynamische Konfiguration beeinflusst den Luftwiderstand. Deshalb ist sie in der Grafik angegeben. Der Graph befindet sich im unteren Bereich (über dem Luftwiderstand) und ist von oranger Farbe. Da die Klappenstellung in den Stufen (0°, 1°, 5°, 15°) variiert, wurde eine Nummerierung der Stufen für die Abbildung herangezogen (0, 1, 2, 3).

Zum Inhalt der Abbildung: Gezeigt wird ein Abflug ab Überflug Pistenschwelle bis zum Erreichen der Reiseflughöhe. Der Bezug erfolgt über die Flugzeit, welche somit nicht bei 0 s (Beginn des Startlaufs) einsetzt. Der Steigflug wird bei ca. 1.150 s (knapp 20 min) beendet. Dementsprechend wird in der Abbildung mehr gezeigt, als in die späteren Berechnungen eingehen wird, da bei einer geografischen Ausdehnung des Untersuchungsraums von ca. 30 NM nur die ersten 7–10 min (Achsenbeschriftung: 450–650 s) relevant sind. Die Abbildung wurde zwecks flugbetrieblicher Interpretierbarkeit bewusst weiträumiger gestaltet. Die Fehlerbetrachtung sollte sich jedoch auf die linke Hälfte der Abbildung konzentrieren.

Gut zu erkennen ist links unten der Bereich ausgefahrener Hochauftriebshilfen. Ein schrittweises Zurückfahren in drei kurzen Beschleunigungsphasen ist in etwa zu den Zeitpunkten 80, 150 und 180 s zu erkennen. Da die Triebwerke stets einen etwa gleichbleibenden Schub generieren, reduziert sich in den Beschleunigungsphasen die Steigleistung. Andersherum betrachtet: die beiden Kräfte ergänzen sich stets genau zur Schubkraft. Nur in den ersten zwei Minuten ist der Verlauf des ermittelten Schubs sehr unruhig und, verglichen mit dem aus dem Kraftstoffdurchfluss berechneten Schub, vermutlich auch relativ stark fehlerbehaftet. Hier ist die Bewegung sehr unstet.

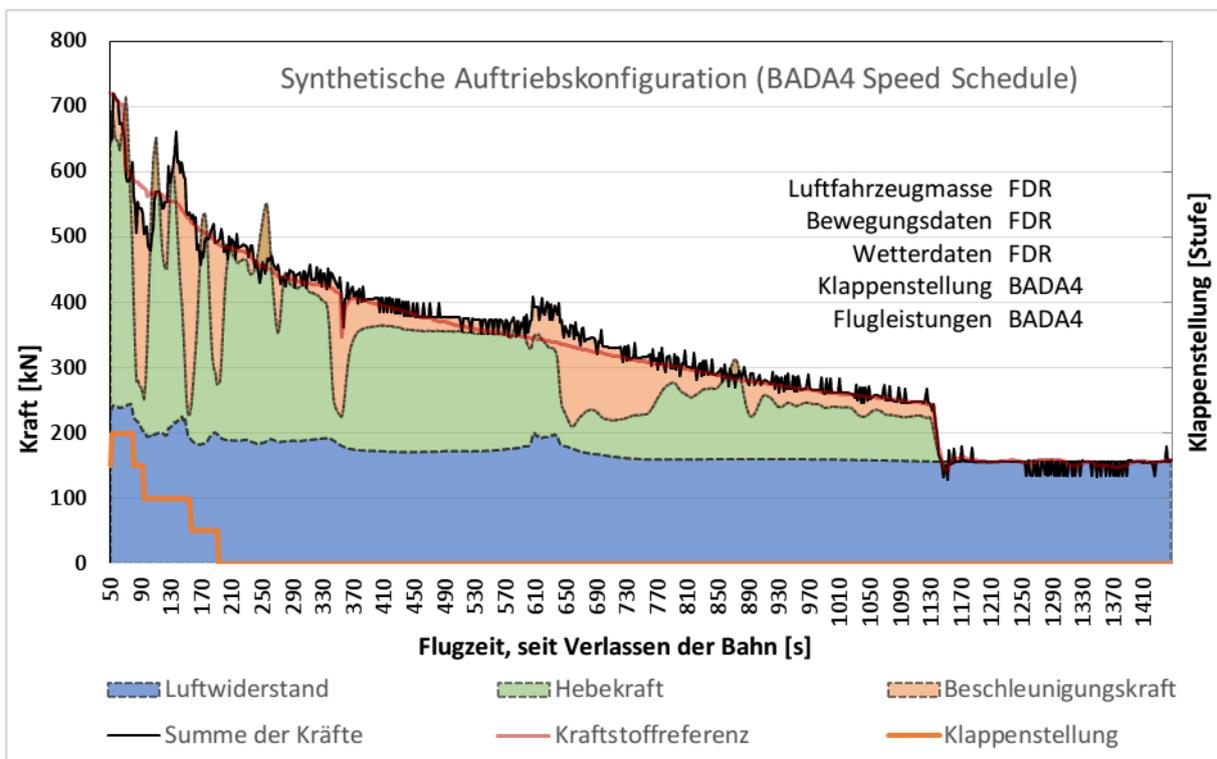
<sup>32</sup> Das DLR hat um 2019 ein Experiment mit Dehnmessstreifen an einem sogenannten „*Thrust Link*“ durchgeführt. Dies ist die einzige bekannte direkte Messung des Schubs im realen Flugbetrieb eines großen Verkehrsflugzeugs.

**Abbildung 75: Referenz-Schubberechnung mit höchstmöglicher Datenqualität**



Quelle: © GfL mbh 2020, unter Nutzung von BADA4 © 2019 The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL). All rights reserved.

**Abbildung 76: Schätzung der Klappenstellung gemäß Custom Flap Schedule in BADA4**



Quelle: © GfL mbh 2020, unter Nutzung von BADA4 © 2019 The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL). All rights reserved.

#### 4.5.2 Einfluss geschätzter Klappenstellungen

Es wird nun schrittweise untersucht, wie sich die Datenqualität verändert, wenn bordseitig erfasste und damit in der produktiven Anwendung nicht verfügbare Größen gegen öffentlich verfügbare Daten oder geschätzte Größen ausgetauscht werden. An erster Stelle steht hier die Klappenstellung, welche in einem optimierten Schema aus Fluggeschwindigkeit und –Höhe geschätzt wurde. BADA4 bietet diese Möglichkeit, um betreiberspezifische Verfahren abzubilden.

Die Ergebnisse finden sich in Abbildung 76 (vorherige Seite). Es ist zu erkennen, dass die Ergebnisse bezüglich der Klappenstellung (orange, links unten) sehr nahe beieinander liegen. Als einziger nennenswerter Unterschied erfolgt in der Schätzung nun der Start mit *Flaps* 20 (Stufe 4) statt 15 (Stufe 3). Der Einsatz der hohen Klappenstellung währt für 30 s. In diesem Zeitraum wird der errechnete Schub der Referenz gemäß Kraftstoffdurchfluss sogar besser gerecht. Die Ablagen von der Referenz sind in der Summe als sehr gering zu beschreiben.

#### 4.5.3 Einfluss von Wetterdaten auf den Luftwiderstand

Als Wetterdaten wurde ein Flugwetter-Datensatz des DWD, beruhend auf Wettermodellrechnungen (COSMO-DE, der Datensatz heißt WTQ2) untersucht sowie vergleichend mit Normbedingungen nach ICAO Standard Atmosphäre (ISA) gerechnet. Die Ergebnisse (ohne Abbildung) zeigen, dass der Wettereinfluss für die Schubberechnung für den ausgewählten Beispielflug ohne größere Bedeutung zu sein scheint. Andere Analysen zeigen jedoch auf, dass eine Verallgemeinerung keineswegs angeraten ist, zumal besonders die Masseschätzung auf eine exakte Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft angewiesen ist, wie bereits ausgeführt wurde.

#### 4.5.4 Einfluss eines abweichenden aerodynamischen Modells (Doc. 29 / ANP-DB)

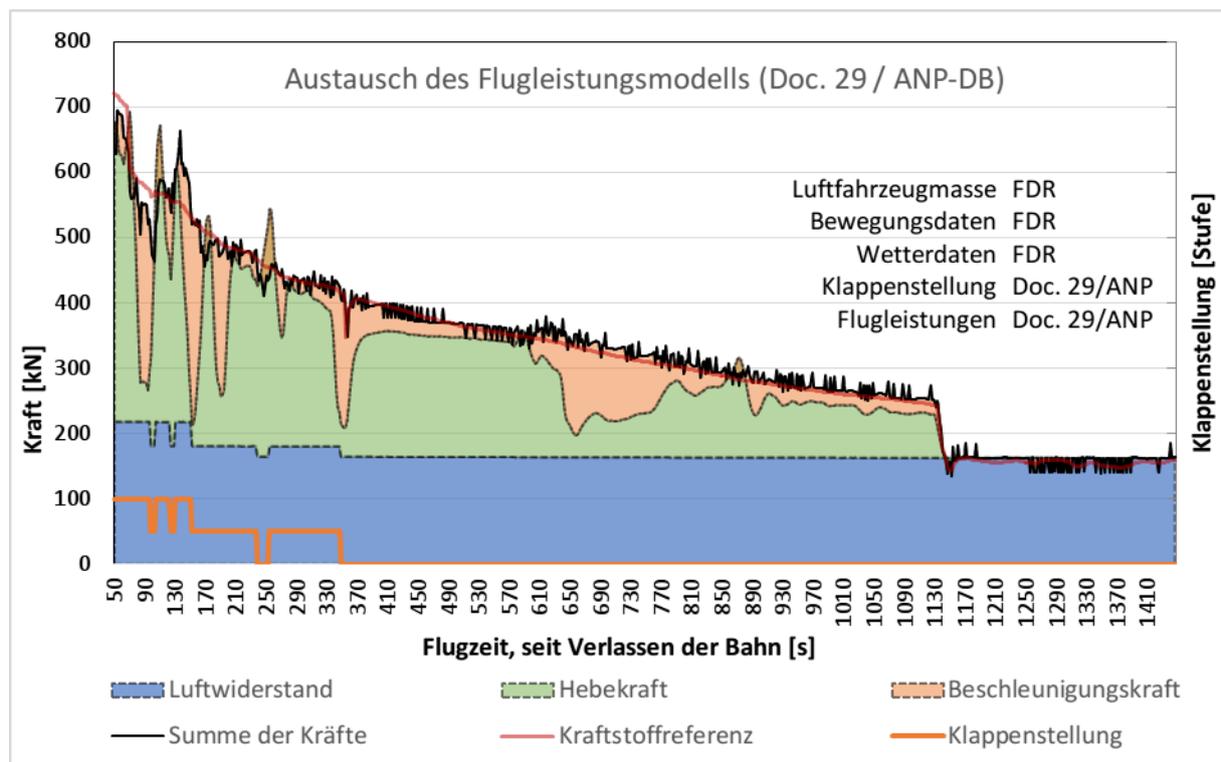
Im nächsten Schritt wird das Flugleistungsmodell, und damit sowohl die Schätzung der Klappenstellung als auch die konfigurationsabhängige Berechnung des Luftwiderstands, ausgetauscht. Wurde bisher BADA4 benutzt, wird nun nach Doc. 29 mit Werten aus der ANP-Datenbank gerechnet.

Bei der Berechnung nach ECAC Doc. 29, siehe Abbildung 77, fallen zwei wesentliche Unterschiede auf. Erstens werden die Hochauftriebshilfen in geringerer Stufe gesetzt und dafür in einer längeren Zeitdauer genutzt. Dies hat als Ursache, dass der Einsatz der Hochauftriebshilfen allein aus der Fluggeschwindigkeit geschätzt wird und diese recht hoch angesetzt scheint. Da diese in der Anfangsphase zudem stark schwankt, schwanken auch die Klappenstellungen. Dieses „Flattern“ könnte noch algorithmisch unterdrückt werden. Insgesamt erfolgt der Klappeneinsatz deutlich länger als bordseitig gemessen wurde.

Im Luftwiderstand zeigt sich die Verkürzung des Polardiagramms auf den Arbeitspunkt der Gleitzahl anhand der nun konstanten Verläufe je Klappenstellung. Als wichtiger Nebeneffekt fällt die Erhebung des Luftwiderstands bei der Flugzeit 600–640 s in BADA4 auf, die sich in der Berechnung nach Doc. 29 nicht wiederfindet. Hier findet ein Kurvenmanöver statt. Bei BADA4 wird der Hänge-/Rollwinkel in der Auftriebsermittlung berücksichtigt, in Doc. 29 jedoch nicht.

Bezeichnenderweise findet sich die Schuberhöhung nicht im Kraftstoffverbrauch wieder. Somit ist fraglich, ob der Luftwiderstand im Kurvenflug derart stark ansteigt, denn die Ergebnisse nach Doc. 29 scheinen der Referenzlinie besser zu folgen. Insgesamt ist die Güte des berechneten Schubs nach Doc. 29, unter Beachtung der vielen Vereinfachungen, als überzeugend zu bezeichnen.

Abbildung 77: Austausch des Flugleistungsmodells gegen ECAC Doc. 29 / ANP-Datenbank



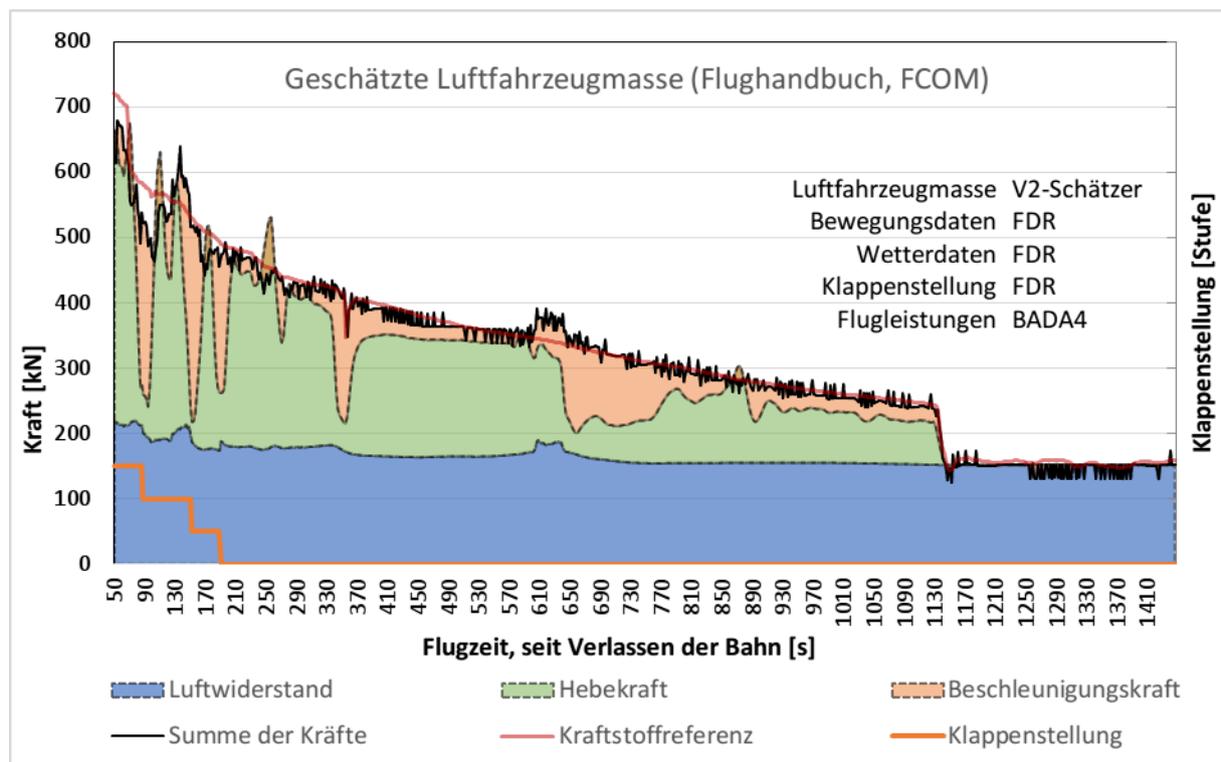
Quelle: © GfL mbh 2020, Berechnung gemäß ECAC Doc. 29 unter Nutzung von Kennwerten der ANP-Datenbank © EURO-CONTROL - ANP 2020

#### 4.5.5 Endergebnis inklusive Masseschätzung

Als nächstes wurde exemplarisch untersucht, welchen Einfluss die Masseschätzung innehat. Dazu wurde die Abflugmasse anhand der Abhebegeschwindigkeit nach Handbuchmethode geschätzt. Im Beispiel wird die reelle Masse um ca. 10 t unterschätzt. Das Ergebnis der Schubrechnung wird in der nachstehenden Abbildung 78 gezeigt. Wie zu erwarten, weicht auch der Schub nach unten ab, und zwar besonders im anfänglichen, besonders steilen Steigvorgang. Nach dem Übergang in den Reiseflug kann der Einfluss als äußerst gering bezeichnet werden. Insgesamt erscheint ein Schätzfehler von ~10 t noch nicht problematisch. Eine nähere Untersuchung des Sachverhalts erfolgt mit einer Sensitivitätsanalyse in Kapitel 4.5.6.

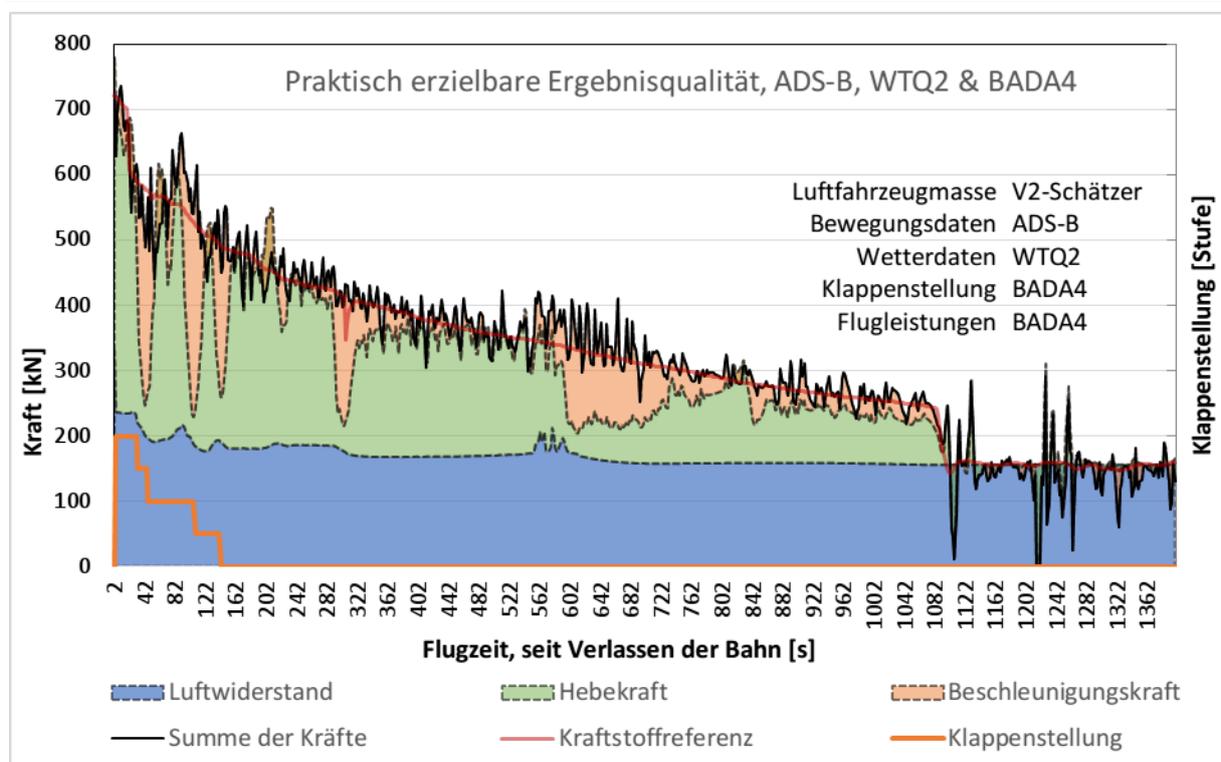
Im finalen Schritt wurden alle gezeigten Variationen zusammengenommen und die Flugverlaufsdaten gegen geglättete ADS-B-Daten ersetzt. Die Berechnung fußt damit vollständig auf öffentlich oder unter Lizenz verfügbaren Daten und Modellen. Die erfreulich hohe Ergebnisqualität zeigt sich in Abbildung 79 ff.

**Abbildung 78: Einfluss der Masseschätzung (Abweichung: ca. 10 t zu wenig)**



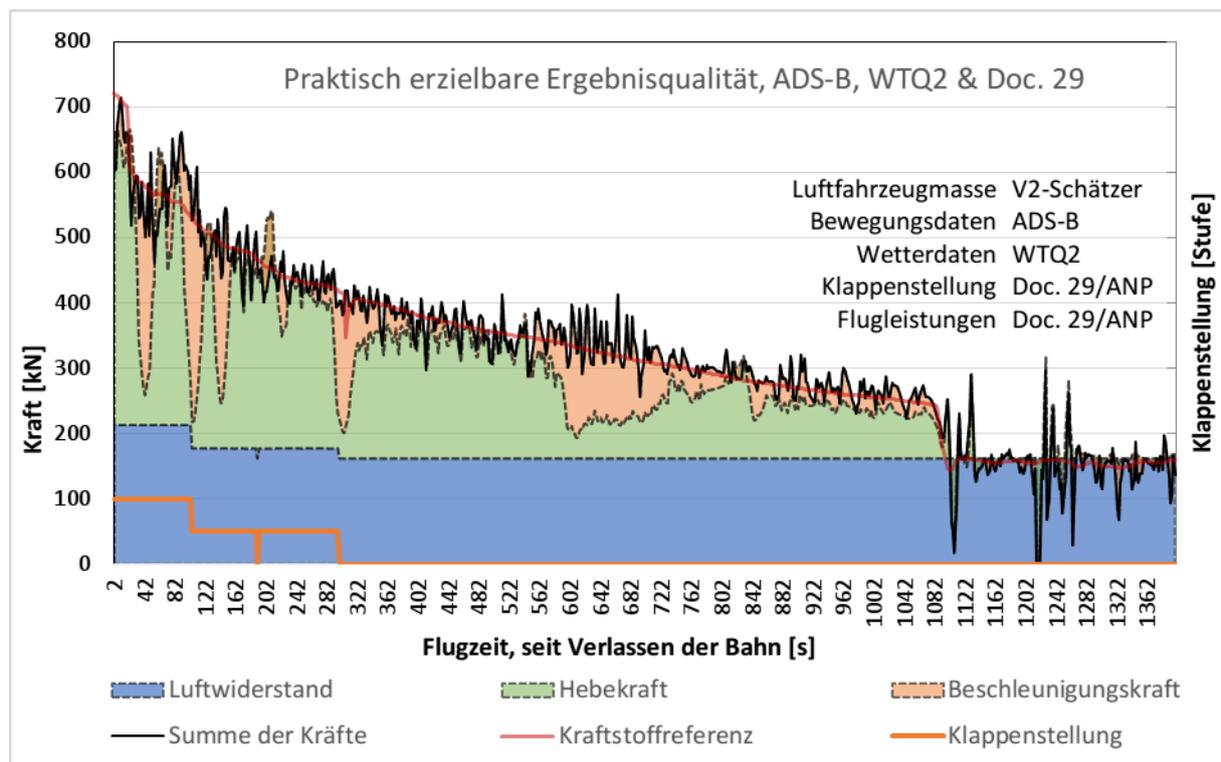
Quelle: © GfL mbh 2020, unter Nutzung von BADA3 © 2019 The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL). All rights reserved.

**Abbildung 79: Gesamtergebnis als Kombination aller Maßnahmen, BADA4**



Quelle: © GfL mbh 2020, unter Nutzung von BADA4 © 2019 The European Organisation for the Safety of Air Navigation (EUROCONTROL). All rights reserved.

Abbildung 80: Gesamtergebnis als Kombination aller Maßnahmen, ECAC Doc. 29



Quelle: © GfL mbh 2020, Berechnung gemäß ECAC Doc. 29 unter Nutzung von Kennwerten der ANP-Datenbank © EURO-CONTROL - ANP 2020

### Fazit: Schubberechnung auf Basis öffentlich zugänglicher Daten

Anhand eines Beispielflugs wurde gezeigt, wie die erwiesenen hochgenauen aber teils schwierig zu erlangenden Borddaten schrittweise gegen öffentlich zugängliche Daten und Modelle ausgetauscht werden können und welche Fehler dabei zu erwarten sind.

Mittels Kombination aller Schritte wurde zudem gezeigt, dass sich die einzelnen Effekte nicht nennenswert gegenseitig beeinflussen und im Resultat ein tolerabler Gesamtfehler erwartet werden darf. Die Flugverlaufsdaten könnten jedoch noch besser geglättet werden, da diese noch zu stark rauschen.

Die Hauptfehlerquellen für den Triebwerksschub sind die Masseschätzung und die Schätzung der aerodynamischen Konfiguration. Eine vom Stand in BADA4 abweichende Konfiguration, ein sogenannter *Custom Flap Schedule*, wurde eingebracht. Die unterschiedlichen Modelle der Luftfahrzeugpolare selbst wirken überraschend wenig auf die ermittelten Schübe. Bei den Wetterdaten, insbesondere der Windkomponente, ist das Urteil deshalb nicht uneindeutig. Wird das Wetter zugunsten von Normbedingungen vernachlässigt, wie es auch in Doc. 29 gehandhabt wird, bleibt der Fehler im Schub überschaubar. Jedoch reagieren die verwendeten Schätzverfahren für die Masse und aerodynamische Konfiguration sehr sensibel, sodass der Wind unbedingt berücksichtigt werden sollte.

Eine Loslösung von den geschwindigkeitsbasierten Schätzverfahren wurde mit gemischten Ergebnissen untersucht. Es gibt tragfähige Ansätze, aber eine maßgebliche Steigerung der Genauigkeit ist nicht zu erwarten. Deshalb wird die Sensitivität des Lärmergebnisses auf den Fehler der Luftfahrzeugmasse hier nachfolgend exemplarisch untersucht.

#### 4.5.6 Einfluss der Masseschätzung auf den Fluglärm

Die Masseschätzung gemäß Kapitel 4.4 ist grundsätzlich fehlerbehaftet. Die *erforderliche* Präzision der Masseschätzung hängt hier direkt von der erforderlichen Präzision der Fluglärmrechnung ab.

Methodisch wurden im Rahmen einer Sensitivitätsanalyse Flugprofile eines LFZ-Musters im Abflug mit unterschiedlichen Abflugmassen gemäß ECAC Doc. 29 bestimmt. Die so ermittelten Fixpunktprofile (bestehend aus Vertikalprofil und Schub an den jeweiligen Fixpunkten) wurden anschließend der Fluglärmrechnung zugeführt und die jeweiligen Differenzpegel zwischen den unterschiedlichen Masseszenarien bestimmt. Die diesbezüglichen Untersuchungen wurden exemplarisch für die B777-300ER (347,8 t MTOM) im Abflugverfahren nach NADP 2 mit 1500 ft. *cutback-altitude* durchgeführt. Insgesamt wurden sechs Masseszenarien der Sensitivitätsanalyse zugeführt. Hierzu wurde die Abflugmasse ausgehend vom MTOM in 5 %-Schritten (dies entspricht ca. 17 t je Schritt) reduziert, wie in nachfolgender Tabelle 9 dargestellt:

**Tabelle 9: Masseszenarien der Sensitivitätsanalyse**

Masse Szenario	Abflugmasse	
	[t]	prozentual
1 (Baseline)	347,8	100%
2	330,41	95%
3	313,02	90%
4	295,63	85%
5	278,24	80%
6	260,85	75%

Die nachfolgende Abbildung 81 zeigt die entsprechend obiger Ausführungen bestimmten Fixpunktprofile nach AzB für die sechs Masseszenarien. Es ist zu sehen, dass sich mit abnehmender Abflugmasse erwartungskonform höhere Steiggradienten und in Folge geringere Zusatzpegel ergeben. Diese Profile wurden in die Fluglärmrechnungssoftware IMMI der Firma Wölfel implementiert. Als Anwendungsfall wurde eine generische gerade Abflugroute am Flughafen Frankfurt/Main implementiert und mit 10.000 virtuellen Flugbewegungen belegt. Die Fluglärmrechnung erfolgte für den  $L_{eq}$  und den  $L_{max}$ .  $L_{SEL}$  ist daraus errechenbar, solange nur ein Luftfahrzeugtyp im Szenario in bekannter Anzahl auf einer Route operiert. Die darauffolgende Abbildung 82 zeigt beispielhaft die Lärmdifferenzkonturen zwischen dem Masseszenario 1 und 2 (100% vs. 95% MTOM), bei der vor allem eine Reduktion des Lärms direkt unter der Flugbahn zu verzeichnen ist.

Abbildung 81: ermittelte Fixpunktprofile für die Sensitivitätsanalyse

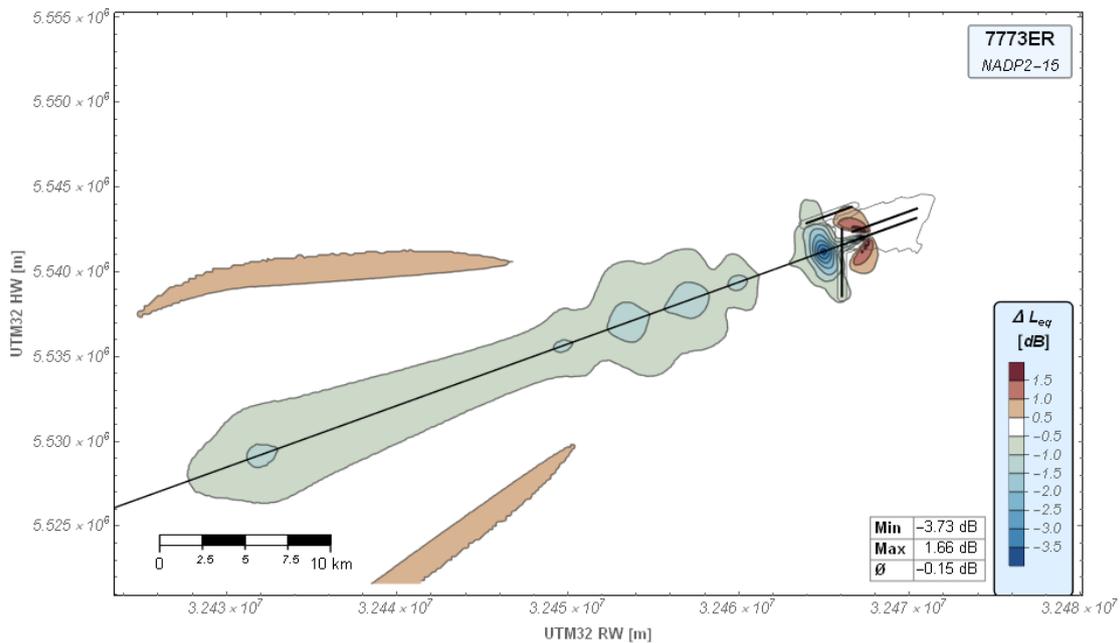
100% MTOM				95% MTOM				90% MTOM			
$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]	$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]	$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]
0	0	0	0	0	0	0	0	0	-4	0	0
3040	0	103	0	2730	0	101	0	2710	-4	98	0
5510	0,5	106	-	4970	0,5	103	-	5140	-3,5	101	-
6010	-	106	457	5470	-	103	457	5640	-	101	457
6510	-6,5	-	-	5970	-6,5	-	-	6140	-7	-	-
11780	-6,5	130	743	10310	-6,5	126	723	9690	-7	122	703
15060	-6,5	142	907	13180	-7	138	882	12200	-7	134	857
22850	-7,5	165	1277	21450	-7,5	165	1310	20770	-8	166	1341
$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$	$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$	$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$
> 22850	0	0	0,067	> 21450	0	0	0,073	> 20770	0	0	0,079

85% MTOM				80% MTOM				75% MTOM			
$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]	$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]	$\sigma'$ [m]	Z [dB]	V [m/s]	H [m]
0	-5	0	0	0	-6,5	0	0	0	-7,5	0	0
2550	-5	96	0	2390	-6,5	93	0	2230	-7,5	91	0
4950	-5	98	-	4770	-6,5	96	-	4590	-7,5	93	-
5450	-	98	457	5270	-	96	457	5090	-	93	457
5950	-7	-	-	5770	-7	-	-	5590	-8	-	-
8830	-7	119	685	8080	-7	115	667	7610	-8	111	650
11030	-7,5	130	833	9990	-7,5	127	810	9410	-8,5	123	788
19740	-8	166	1372	18720	-8,5	166	1403	18740	-9,5	166	1430
$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$	$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$	$\sigma'$ [m]	dZ/d $\sigma'$ [dB/m]	dV/d $\sigma'$ [1/s]	dH/d $\sigma'$
> 19740	0	0	0,086	> 18720	0	0	0,095	> 18740	0	0	0,095

Quelle: © GfL mbh 2020

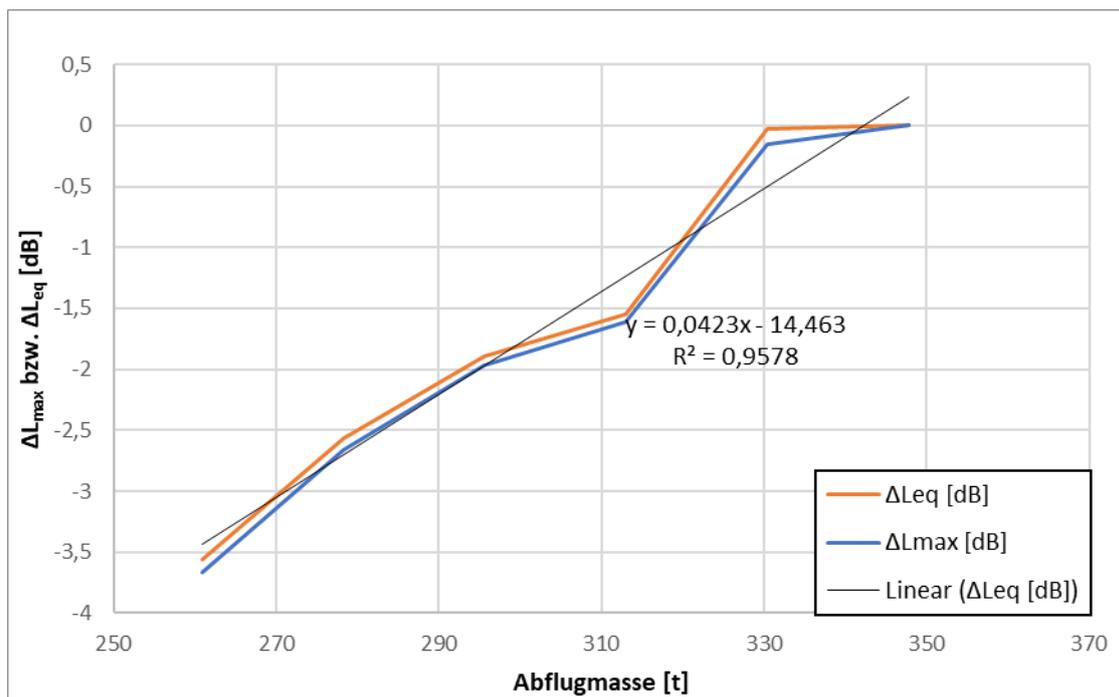
Abbildung 82:  $L_{eq}$  Lärmdifferenzkontouren zwischen dem Masseszenario 1 und 2



Quelle: © GfL mbh 2020

Analog zu Abbildung 82 wurden alle Lärmdifferenzen jeweiligen Masseszenarios zum Szenario 1 (Baseline) bestimmt. Die Summe aller Lärmdifferenzen über den gesamten Untersuchungsraum wurde schließlich als Vergleichsmetrik festgelegt. Die nachfolgende Abbildung 83 zeigt die kumulierte Lärmdifferenz zum Baseline Szenario aufgetragen über die Abflugmasse des jeweiligen Masseszenarios:

**Abbildung 83: Lärmdifferenz in Abhängigkeit der Abflugmasse**



Quelle: © GfL mbh 2020

Wie in Abbildung 83 zu sehen, ergibt sich ein abnehmender Trend des kumulierten Fluglärms mit abnehmender Abflugmasse.  $L_{max}$  und  $L_{eq}$  zeigen dabei nahezu identische Verläufe. Die Gradienten für beide Fluglärmmetriken betragen dabei jeweils ca. 0,043 dB je Tonne Abflugmasse. Ist also eine Präzision der Fluglärmrechnung auf Basis von Flugverlaufsdaten von nicht mehr als +/- 0,5 dB avisiert, darf der Fehler in der Masseschätzung für eine B777-300ER nicht mehr als ca. 11 t oder entsprechend ca. 3% des MTOM betragen.

#### 4.6 Fazit zur Bestimmung von Luftfahrzeugmasse und Triebwerksschub

Mittels flugmechanischer Herleitung entlang des Kräftegleichgewichts im Steig- und Sinkflug konnte gezeigt werden, dass die Flugleistungsmodelle BADA und Doc. 29 den gleichen formalen Rahmen haben, sich aber im Detailgrad unterscheiden, so zum Beispiel der Luftfahrzeugpolare als Grundlage der Leistungsmodellierung. Anhand der vorgestellten Berechnungsergebnisse bestätigte sich jedoch eindrucksvoll, dass mehr Detail nicht automatisch mehr Genauigkeit bedeutet. Die ANP-Datenbank enthält von den Luftfahrzeugherstellern beigetragene Daten, mit Hilfe derer der Schub sehr treffsicher bestimmt werden kann. Für den untersuchten Zweck sind Doc. 29 und ANP-Datenbank vollumfänglich geeignet.

Aus dem Erfordernis heraus, die Luftfahrzeugmasse und die aerodynamische Konfiguration schätzend zu bestimmen, ergibt sich das größte Fehlerpotenzial. Die Flugverlaufsdaten enthalten diese Informationen nicht und die Betreiber machen sie nicht öffentlich. Dabei wirken Fehler in der Masse über den gesamten (Steig-) Flug. Fehler in der Klappenstellung machen besonders in den hohen Stufen, also im boden- und flughafennahen Bereich einen großen Unterschied.

Diesbezüglich ist der frei verfügbare moderne Lärmstandard, ECAC Doc. 29 und die begleitende Datenbank ANP, nur spärlich mit Informationen besetzt. Eventuell können die öffentlich dokumentierten Ansätze aus BADA3 genutzt werden, um eine Verbesserung herbeizuführen.

## 5 Qualitätssicherung

### 5.1 Überblick

Gegenstand des Kapitels ist es, in Form exemplarischer Fluglärmrechnungen einen Nachweis der praktischen Tauglichkeit der entwickelten Methodik zu erbringen. Dies wird anhand der Verkehrsflughäfen Frankfurt/Main und Leipzig/Halle und der sechs verkehrsreichsten Monate des Jahres 2019 getätigt. Dabei werden verschiedene Varianten durchgerechnet, zuerst nach AzB 2008 und dann mit erweiterten Verfahren, welche schrittweise mehr und mehr Datenpunkte aus den Flugverlaufsdaten nutzen:

- ▶ Variante 0 / Baseline: Berechnung nach AzB mit Datenerfassungssystem (DES). Hierbei folgen alle Flugbewegungen geometrisch definierten Routen. Das vertikale Flugverhalten und die Geschwindigkeit werden den Datenblättern der AzB-Luftfahrzeugklasse entnommen.
- ▶ Variante 1: Ersetzung der geometrisch definierten Flugroute durch die gemessene Position gemäß Flugverlaufsdaten (Ortskoordinate, Kürzel: XY). Vertikal- und Geschwindigkeitsprofil werden unverändert den AzB-Datenblättern entnommen.
- ▶ Variante 2: Ersetzung der Flughöhe gemäß Datenblatt durch die gemessene Flughöhe aus dem Flugverlaufsdatensatz (Vertikalkoordinate, Kürzel: H). Das Geschwindigkeitsprofil wird gemäß Datenblatt verrechnet.
- ▶ Variante 3: Ersetzung der Fluggeschwindigkeit gemäß Datenblatt durch die gemessene Fluggeschwindigkeit (Geschwindigkeit, Kürzel: V). Die Datenblätter werden nun nicht mehr für geometrische Belange, sondern lediglich bezüglich akustischer Fragen ausgewertet.
- ▶ Variante 4: Ersetzung der Berechnungsvorschrift AzB durch Doc. 29 und Aufnahme des errechneten Schubs in die Eingangsdaten (Schubleistung, Kürzel: P). Die Berechnung folgt nun den *Noise-Power-Distance*-Relationen, welche in der ANP-DB vermerkt sind.

Zuerst werden die notwendigen Daten zusammengetragen und aufbereitet. Dabei werden auch die Bewegungsdaten gefiltert beziehungsweise interpoliert und geglättet, sowie Höhe, Geschwindigkeit, Masse und Schub unter Berücksichtigung meteorologischer Faktoren berechnet. Für die Berechnung nach AzB werden die Flugroute und die Luftfahrzeugklasse bestimmt. Für die Berechnung nach Doc. 29 wird das Luftfahrzeugmuster den Tabelleneinträgen der ANP-Datenbank zugeordnet. Ausschließlich in allen Belangen einwandfreie Flugbewegungen wurden in den Berechnungsdatensatz übernommen, damit alle Ergebnisse ohne Umrechnungen miteinander verglichen werden können. Das reale Verkehrsgeschehen wird also unvollständig, aber in gesichert hoher Qualität und zu repräsentativen Anteilen abgebildet.

Anschließend erfolgt die Fluglärmrechnung in den genannten Varianten. Diese Arbeit wurde durch die Firma Wölfel, Anbieter der Fluglärmrechnungs-Software IMMI, vorgenommen. Durch die Anpassung bereits qualitätsgesicherter und zertifizierter Berechnungsmodule für AzB und Doc. 29 / BUF an die Varianten werden Möglichkeit für die Entstehung von (Implementierungs-) Fehlern auf ein Minimum reduziert. Die Ergebnisse werden in Form des Mittelungspegels  $L_{DEN}$  kartiert und auch mittels Differenzabbildungen grafisch verglichen.

Für eine qualitätsgesicherte Anwendung der Fluglärmrechnung auf Basis von Flugverlaufsdaten wird abschließend eine Testaufgabe für Variante 4 erstellt, welche die gemessenen Parameter XY, H, V und P exemplarischer Flugverläufe mit einbezieht.

## 5.2 Erstellung der Berechnungsdatensätze

### 5.2.1 Auswahl der Beispielflughäfen

Es wurden der Verkehrsflughafen Frankfurt/Main (EDDF) als größter und verkehrsreichster deutscher Flughafen sowie der Flughafen Leipzig/Halle (EDDP) als großes Frachthub mit starkem Flugverkehr zu den Tagesrandzeiten ausgewählt. Die beiden Flughäfen unterscheiden sich damit, auch die Luftraumstruktur weicht deutlich voneinander ab. Interessant an Leipzig ist zudem das 2015–2019 in Betrieb befindliche *Point-Merge*-Anflugverfahren.

Als Jahr wurde das Jahr 2019, also noch ohne pandemiebedingten Rückgang der Verkehrszahlen, ausgewählt. 2019 ist für beide Flughäfen auch das verkehrsreichste Jahr der letzten fünf Jahre und damit wahrscheinlich auch „aller Zeiten“ gewesen. Die verkehrsreichsten 6 Monate sind in beiden Fällen die Monate Mai bis Oktober. Wird dies auf Kalendertage genau überprüft, ergibt sich ein nur um wenige Tage verschobener Zeitraum. Das wurde zugunsten der üblichen, auf ganzen Kalendermonaten beruhenden Definitionen vernachlässigt.

### 5.2.2 Datenauswahl und -sammlung

Als belastbarste Datenquelle, vor allem in Bezug auf Vollständigkeit der erfassten Flugbewegungen, gelten die Daten der Flugsicherungsorganisationen, denen gegenüber Meldepflichten bestehen. Gemäß bestehender Vereinbarung mit der Deutschen Flugsicherung, DFS, wurden Flugbewegungsdaten im FANOMOS-Format für diese Studie bereitgestellt. Diese enthalten, siehe Kapitel 2, bereits fusionierte und geglättete Bewegungsdaten aus Multi-Radar-Überwachung und sind mit Flugplaninformationen, unter anderem der Kennung (Rufzeichen, Registrierung und ICAO-24-bit-Adresse), dem Luftfahrzeugbaumuster und der genutzten Flugroute, angereichert.

Aufgrund der sehr starken Glättung der im Vergleich zu GNSS/GPS recht unpräzisen Radardaten beinhalten die Bewegungsdaten teils starke Schwankungen in der Flugbahn (RMSE: 30 m) und vor allem in der Geschwindigkeit (RMSE: 2 m/s). Es wurde bereits gezeigt, dass zweckmäßig gefilterte ADS-B-Daten deutlich präziser sind (RMSE: 10 m und 1 m/s). Demnach wurden für beide Flughäfen ADS-B-Daten von *Open Sky Network*, OSN, heruntergeladen.

In den Bewegungsdaten, sowohl FANOMOS als auch ADS-B, wird der Bodenverkehr nicht sauber abgebildet. Dies hat die Ursache im bodennah gestörten Signalempfang. Deshalb wurden MLAT-Daten nachgefragt. Diese sind jedoch aus Datenschutzgründen bereits nach kurzer Zeit durch die Betreiber der Überwachungssysteme, also den Flughäfen, zu löschen und deshalb nicht für einen Zeitraum von sechs zusammenhängenden Monaten verfügbar, insbesondere nicht, wenn es sich um einen bereits um Jahre zurückliegenden Zeitraum handelt. Eine gezielte Datensammlung mit bereits in der Erfassung technisch realisierter Anonymisierung wäre eine Möglichkeit, dieses Problem zu lösen. Derartiges konnte im Rahmen dieser Studie leider nicht realisiert werden.

Wegen der Verzeichnung der Höhe als barometrische Höhe oder Druckhöhe besteht der Bedarf für die Luftdruck-Kompensation. Die Korrektur der Geschwindigkeiten um die Windkomponente ist angeraten. Deshalb wurden Wetterdaten vom Deutschen Wetterdienst, DWD, angefragt. Die DFS bezieht regulär Flugwetter vom DWD und eine Freigabe zur projektbezogenen Weitergabe konnte allseitig geklärt und erteilt werden. Die Daten liegen im 0,25° geografischer Länge und Breite und 1 h in der Zeit sowie in ca. 15 Höhenschichten aufgelösten Rasterdatenformat vor. Dadurch ist eine Interpolation in Ort und Zeit möglich, was gegenüber den öffentlich zur Verfügung stehenden, halbstündlich aktualisierten Bodenwetterberichten des Flughafens (METAR) einen deutlichen Mehrwert darstellt.

### 5.2.3 Metadaten-Konsolidierung

Alle für die verschiedenen Berechnungsvarianten notwendigen Metadaten werden vorab zugeordnet. Nur in allen Belangen einwandfreie Datensätze wurden in den Berechnungsdatsatz aufgenommen, um eine einheitliche Qualität und eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse untereinander zu sichern.

Folgender Bedarf an widerspruchsfreien Metadaten besteht:

- ▶ Identifikation: FANOMOS-ID  $\Leftrightarrow$  Flugnummer  $\Leftrightarrow$  Registrierung  $\Leftrightarrow$  ICAO-24-bit-Adresse
- ▶ Luftfahrzeug: ICAO-Code FANOMOS  $\Leftrightarrow$  ICAO-Code ANP-DB  $\Leftrightarrow$  AzB-Klasse  $\Leftrightarrow$  ETAS-Typ

- ▶ Flugroute: FANOMOS-Route & Runway  $\Leftrightarrow$  DES-Route (enthält auch Runway)

Bei der Zusammenführung der Datensätze aus FANOMOS und ADS-B bilden die in FANOMOS enthaltenen Flugplandaten die Basisinformation. Es werden ausschließlich diejenigen Flugverlaufsdaten akzeptiert, bei denen die tatsächlich genutzte Start-/Landebahn (SLB) und der Zeitpunkt von Start- / Landung mit den Planungsdaten übereinstimmt. Hintergrund ist die Erkenntnis, dass nicht planmäßig erfolgte Flüge sehr häufig auch weitere, für die Berechnung kritische aber nicht klar ersichtliche Inkonsistenzen, zum Beispiel des eingesetzten Luftfahrzeugs, aufweisen. Die tatsächlich genutzte SLB wird geometrisch via Kursrichtung und Annäherung an die jeweils überflogene Schwelle geprüft. Während der Zusammenführung der Positionsdaten werden weitere geometrische Prüfungen durchgeführt, siehe nächstes Unterkapitel.

### 5.2.4 Fusion und Glättung der Flugverlaufsdaten

Die Glättung erfolgt mittels Kálmán-Filter, welches auf die nichtlineare Form des *Unscented Kálmán Filter* (UKF), erweitert wurde, um die Genauigkeit nochmals zu steigern und zudem eine Neuordnung der Stützstellen in der Zeit zu ermöglichen (*Resampling*). Somit können auch die per ADS-B asynchron übermittelten Positions- und Geschwindigkeitsdaten verarbeitet werden. Der UKF-Filterkern wird nicht mehr als lineares Gleichungssystem in Matrixschreibweise, sondern mittels nichtlinearer Differenzialgleichungen definiert. Die Variable  $dt$  ist der Zeitfortschritt, welcher den Abständen der ADS-B-Telegramme folgt. Die Bewegung der Punktmasse folgt einer Kursrichtung  $\bar{\psi}$  und einer Geschwindigkeit  $\bar{v}$ . Hieraus entstehen Sinus und Kosinus als nichtlineare Terme. Die Spurführung entlang der Kursrichtung ist verantwortlich für die enorme Steigerung die Glättungsleistung des Filters.

$$\bar{v} = v_{-1} + dt/2 \cdot \dot{v}_{-1} \quad (66)$$

$$\bar{\psi} = \psi_{-1} + dt/2 \cdot \dot{\psi}_{-1} \quad (67)$$

$$x = x_{-1} + dt \cdot \bar{v} \cdot \cos(\bar{\psi}) \quad (68)$$

$$y = y_{-1} + dt \cdot \bar{v} \cdot \sin(\bar{\psi}) \quad (69)$$

$$h = h_{-1} + dt \cdot \dot{h}_{-1} \quad (70)$$

$$\psi = \psi_{-1} + dt \cdot \dot{\psi}_{-1} \quad (71)$$

$$v = v_{-1} + dt \cdot \dot{v}_{-1} \quad (72)$$

$$\dot{v} = \dot{v}_{-1} \quad \dot{\psi} = \dot{\psi}_{-1} \quad \dot{h} = \dot{h}_{-1} \quad (73)$$

Die Variablen  $\bar{v}$  und  $\bar{\psi}$  bezeichnen die im Zeitschritt mittelwertig anliegende, also „effektive“ Geschwindigkeit beziehungsweise Kursrichtung. Sie werden zuerst als Hilfsgrößen per Dreiecksintegral bestimmt (66), (67). Die Position, also UTM-Rechtswert  $x$  und UTM-Hochwert  $y$ , bestimmt sich aus der vorherigen Position plus Anteil des 2D-Bewegungsvektors (68), (69). Die Flughöhe ändert sich davon unabhängig mit der Vertikalgeschwindigkeit (70). Die Kursrichtung selbst ändert sich auf ähnliche Weise infolge der Rotationsrate (71), die Geschwindigkeit infolge der Beschleunigung (72). Beschleunigung, Rotationsrate und Vertikalgeschwindigkeit werden unverändert übernommen (73), was bei richtiger Parametrierung der Mess- und Prozesskovarianz wie gewünscht zu einem „trägen“ Filterverhalten mit Glättungseigenschaften führt.

Die Vorgehensweise bei der Fusion der Positionsdaten ist wie folgt: für jede ADS-B-Spur, wird die passende FANOMOS-Spur gesucht, indem die Identifizierung des Luftfahrzeugs sowie der Zeitpunkt von Start bzw. Landung verglichen werden. Sodann wird über den Flugverlauf im Minutentakt die räumliche Nähe der Positionsdaten geprüft. Ist dies erfolgreich, gelten die Spuren als zusammengehörig.

Lücken in ADS-B (>30s) werden mit wenigen FANOMOS-Punkten ( $T=12s$ ) gefüllt. Dies betrifft auch die Lücke zwischen Ende der ADS-B-Spur und SLB insofern FANOMOS hier noch Daten hat. Die Bewegungsdaten werden dann der UKF-Glättung zugeführt. Hierbei werden die zeitlich irregulären Messpunkte des ADS-B/FANOMOS-Gemischs durch regelmäßige, UTC-synchronisierte Abtastungen ersetzt. Dabei wird, der Filterlogik entsprechend, gemäß Bewegungsgleichungen interpoliert. Die resultierenden Daten zeichnen sich durch eine wesentlich höhere Genauigkeit, vor allem in der Geschwindigkeit und der Flughöhe aus. Der Genauigkeitsvorteil entsteht aber auch aus der Selbstortung per Satellitennavigationssystem gegenüber der ungenaueren Radarerfassung. Die Algorithmen dürften, für sich genommen, denen von FANOMOS entsprechen.

### 5.2.5 Flugleistungsberechnung

Die Bestimmung von Masse und Schub wird, so wie in Kapitel 4 dargelegt, mit Hilfe der Software Enhanced Trajectory Analysis System ETAS 3.0 vorgenommen. ETAS ist ein von der GfL entwickeltes Analysesystem für Flugverlaufsdaten, welches bei der DFS dazu eingesetzt wird, täglich den Kraftstoffverbrauch und die CO<sub>2</sub>-Emissionen aller überwachten Flugbewegungen zu bestimmen. Die Bestimmung von Masse und Schub ist Teil dieser Berechnung. Allerdings kann die DFS bei ihren Rechnungen auf eine Lizenzvereinbarung für BADA4 zurückgreifen und hat zudem mit den FANOMOS-Flugbewegungs- und den WTQ2-Wetterdaten alle zur Berechnung notwendigen Daten hausintern vorliegen.

Zur Verwendung in dieser Studie wurden ebenfalls FANOMOS/ADS-B-Flugverlaufsdaten und WTQ2-Wetterdaten beschafft und verwendet. Das ist zu hinterfragen, aber die Daten sind nicht nur geeignet, sondern auch grundsätzlich beschaffbar. Letzteres ist wichtig für die Praxistauglichkeit, denn alle berechtigten Interessenträger sollten Zugriff auf die notwendigen Daten erlangen können.

Bei den Flugleistungsmodellen und -kennzahlen ist genau die problematisch: Die BADA-Daten sind proprietär und der Lizenzprozess kann langwierig sein. Zudem ist BADA nicht für Lärmanwendungen vorgesehen und auch nicht uneingeschränkt geeignet, siehe Kapitel 4.6. Die ANP-DB hingegen ist öffentlich verfügbar, für Fluglärmmanwendungen vorgesehen und ebenso geeignet. Die Verwendung der ANP-DB ist also vorzuziehen, zumal diese im Bereich der Schubbestimmung auch sehr treffsicher ist, wie im direkten Vergleich zu BADA gezeigt werden konnte.

Die aus der ANP-DB (Version 2.3) entnommenen Werte umfassen (Tabelle in Klammern):

Obergrenzen für Start-/Landemasse (Aircraft),

Anzahl der Triebwerke und maximaler Schub je Triebwerk (Aircraft),

typische Höhen und Geschwindigkeiten für Veränderungen der Klappenstellung (Default\_Approach/Departure\_Procedural\_Steps),

Aerodynamische Güte je Klappenstellung (Aerodynamic\_Coefficients).

Die Flugleistungsberechnung ist damit vollständig für alle in der ANP-DB hinterlegten Luftfahrzeugtypen definiert. Eine Liste von Äquivalenzen (Aircraft\_Substitutions, Version 2.2) weitet die Berechnung auf weitere, ähnliche Luftfahrzeugtypen aus. Für die Bestimmung der Luftfahrzeugmasse werden gemäß Darlegung in Kapitel 4.4.2 die Abhebe- und Landegeschwindigkeit ( $v_2$ ,  $v_{APP}$ ) genutzt, um aus diesen gemäß Handbuchmethode die Masse abzuleiten. Dabei wird eine ideale Umsetzung durch die Flugbesatzung unterstellt. Die Handbuchdaten sind als Tabellenwerte in ETAS hinterlegt.

Alternative Methoden zur Massebestimmung waren zuvor untersucht worden. Methoden aus der Disziplin des maschinellen Lernens (*machine learning*, ML) sind kaum standardisierbar. Alle geschwindigkeitsbasierten Methoden unterliegen den gleichen Nachteilen und Limitierungen. Allein die Bayes-Inferenz auf Basis mehrerer Schätzungen verspricht bessere Ergebnisse. Dagegen spricht jedoch der Bedarf, den verbrauchten Streckenkraftstoff zu kennen, was eine lückenlose Verfolgung und Kraftstoffberechnung des gesamten Flugwegs erforderlich macht. Dies dürfte den Rahmen der flughafenlokalen Lärmrechnung etwas zu weit dehnen.

### 5.2.6 Durchführung

Die Zusammenstellung des Berechnungsdatensatzes wird nun der Reihenfolge nach kurz betrachtet und zahlenmäßig ausgewertet.

Am Anfang stehen die realen Flugbewegungen am Flughafen, welcher unter anderem auch Sichtflüge (VFR) ohne vorher aufgegebenen Flugplan beinhalten. Die Verkehrszahlen der Flugsicherung stützen sich jedoch auf geplante Flüge nach Instrumentenflugregeln (IFR). Diese werden hier als Grundlage herangezogen, da an den Großflughäfen kein nennenswerter VFR-Verkehr stattfindet, weshalb selbst die offiziellen Verkehrszahlen den kommerziellen Luftverkehr benennen<sup>33</sup>. Am Flughafen Frankfurt/Main wurden in den verkehrsreichsten 6 Monaten des Jahres 2019 insgesamt 278.177 und am Flughafen Leipzig/Halle 39.921 Flugbewegungen laut EUROCONTROL Performance Review Council (PRC, via ANS Performance Website, siehe auch Abbildung 84 auf Seite 148) abgewickelt.

Im Fluglärm-Monitoring-System FANOMOS werden diese Flüge fast ausnahmslos erfasst. Im Maximum fehlen in Frankfurt/Main ca. 200 Flüge innerhalb eines Monats. Der Verlust ist als vernachlässigbar einzustufen. Im nächsten Schritt, der Fusion mit den ADS-B-Daten, gehen deutlich mehr Daten verloren. Da die Algorithmen für die Studie gestaltet wurden, können die Ursachen genau benannt werden (Reihenfolge absteigend):

- ▶ Keine oder nur wenige Positionsdaten empfangen (kein ADS-B *Out* oder Empfangsstörung)
- ▶ Kein FANOMOS-Äquivalent (anderes Luftfahrzeug eingesetzt, DFS-Informationen veraltet)

---

<sup>33</sup> <https://www.fraport.com/de/investoren/verkehrszahlen.html>

- Ungenügende Datenqualität (nicht-korrigierbare Sprünge, Lücken, Artefakte in den Daten)

Es ergeben sich Verluste von rund 6000 Flugbewegungen je Monat für das Szenario Frankfurt/Main, oder 12–14 %. Diese Zahl war zunächst wesentlich größer, konnte aber durch algorithmische Verbesserungen schrittweise reduziert werden. Dem Verlust an Flugbewegungen in diesem Schritt steht die deutlich gesteigerte Qualität der Bewegungsdaten gegenüber.

Die Zusammenführung und Glättung der Flugverlaufsdaten für den Datensatz Szenario Frankfurt/Main erfordert auf einem Laptop (Intel® Core™ i7-2640M, 8 GB RAM, SSD) eine Laufzeit von ca. 2 Wochen, wobei die Hardware nicht aktuell ist und lediglich in Python / Jupyter Notebook prototypisch implementierte Software zum Einsatz kam. Die genutzten Bibliotheken (Datenhaltung mit *Pandas*, UTM-Koordinatentransformation mit *pyProj* und Unscented Kálmán-Filterung mit *FilterPy*) nutzten allerdings 100 % der verfügbaren Prozessorleistung.

Für das Szenario Leipzig/Halle zeigte sich ein deutlich höherer Anteil an nicht verwertbaren ADS-B-Flugspuren. Die Ursache war eine häufige Fehleinschätzung der SLB infolge eines frühen Verlusts des terrestrischen Empfangs der ADS-B-Signale. Es zeigte sich, dass der ADS-B-Empfang oft in über 1000 m Höhe und 10 km Abstand von der SLB endete. Die Ursache liegt auch in dem im Jahr 2019 noch nicht weiter vorangeschrittenen Ausbau des Empfängernetzwerks von *Open Sky Network*. Da die Situation nicht korrigierbar ist, wurde für den Datensatz Szenario Leipzig/Halle auf die Anreicherung mit ADS-B-Daten verzichtet. Somit gehen alle Flugspuren in standardgemäßer FANOMOS-Datenqualität in die Flugleistungsberechnung ein.

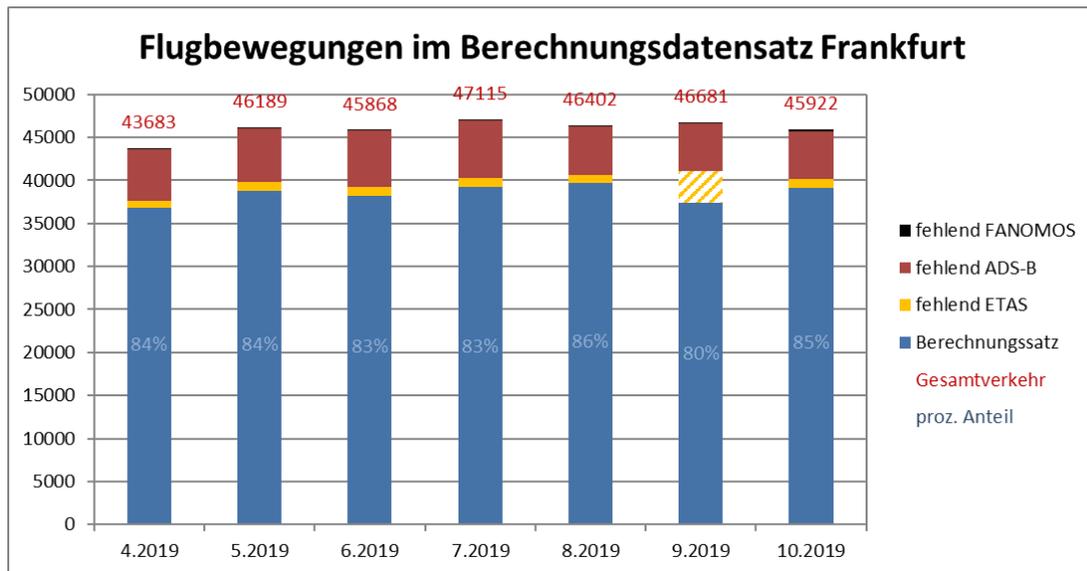
Der nächste und letzte Schritt ist die Flugleistungsberechnung mit ETAS, in welcher auch die Wetterdaten verwertet werden. Im September 2019 fehlen für 2 Kalendertage die Wetterdaten. Diese konnten auch nicht nachträglich beschafft werden. Es wurde beschlossen, die betroffenen Flugbewegungen der Einheitlichkeit halber auszusondern, statt zum Beispiel ISA-Bedingungen zu unterstellen (theoretisch:  $2/30 = 6,66\%$ , tatsächlich: 6 % Anteil des Monats). Weitere Gründe für den Verlust von Flugspuren sind (absteigend in der Häufigkeit genannt):

- Invalide Eingangsdaten (Sondertatbestand Leipzig, in Frankfurt Teil der ADS-B-Stufe)
- Ungültige Masseschätzung (zulässige Betriebsgrenzen des Luftfahrzeugs werden verletzt)
- Ungünstige Datenqualität (Überschreitung anderer Betriebsgrenzen des Luftfahrzeugs)

Die ETAS-Rechnung des Frankfurt-Datensatzes benötigt auf der genannten Rechentechnik lediglich ca. 7 h. Hiervon entfällt ein wesentlicher Teil auf das Laden der Wetterdaten (200 MB je Stundenraster) und ein geringer Teil auf die hier nicht benötigte Berechnung von Kraftstoff und Emissionen. Beim Leipzig-Datensatz liegt die Rechenzeit knapp unter einer Stunde. Die höhere Verlustrate in Leipzig begründet sich darin, dass Datensätze mangelhafter Qualität erst durch ETAS und nicht in der vorgelagerten ADS-B-Datenfusion ausgesondert werden. Insgesamt erreicht der Datensatz Frankfurt einen Abdeckungsgrad von im Mittel 84 % des tatsächlichen Verkehrsgeschehens. Das erscheint wenig, aber dagegen spricht eine hohe Qualität und Konsistenz zwischen den gerechneten Varianten. In Leipzig werden bei reduzierter Qualität im Mittel 93 % des historischen Verkehrsgeschehens abgedeckt. Mit der Möglichkeit einer Korrektur durch Hochrechnung der Ergebnisse können beide Datensätze als repräsentative Stichproben gewertet werden.

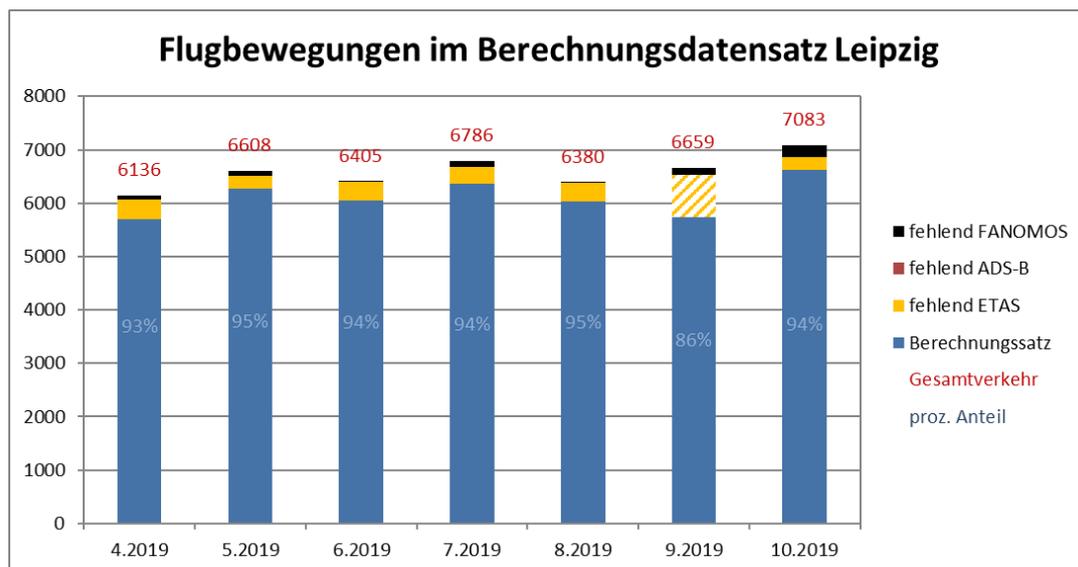
Die nachfolgenden „gestapelten“ Balkendiagramme in Abbildung 84 und Abbildung 85 zeigen den Verlauf der Stückzahlen im Prozess der Datenverarbeitung grafisch. Im Monat September 2019 ist der höhere Verlust in ETAS infolge fehlender Wetterdaten schraffiert hervorgehoben.

Abbildung 84: Stückzahlen im Datensatz Frankfurt / EDDF



Quelle: © GfL mbh 2021, Gesamtzahlen gemäß ANS Performance Dashboard<sup>34</sup> des Flughafens

Abbildung 85: Stückzahlen im Datensatz Leipzig / EDDP



Quelle: © GfL mbh 2021, Gesamtzahlen gemäß ANS Performance Dashboard<sup>35</sup> des Flughafens

<sup>34</sup> <https://ansperformance.eu/dashboard/stakeholder/airport/db/eddf#traffic>

<sup>35</sup> <https://ansperformance.eu/dashboard/stakeholder/airport/db/eddp#traffic>

## 5.3 Fluglärmrechnung

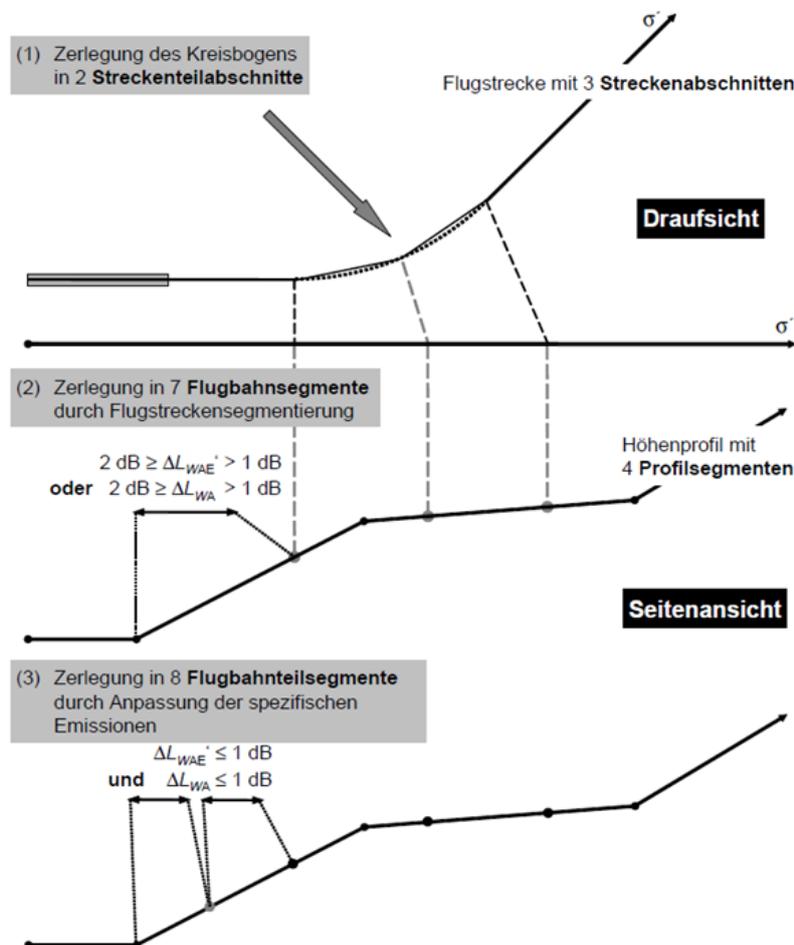
### 5.3.1 Methodik

Derzeit gibt es kein verbindliches Regelwerk, das Immissionsberechnungen auf Basis realer Flugverläufe, bis dato abgebildet mittels Radarspuren, beschreibt. Für die kurz vor Veröffentlichung stehende DIN 45689-2 war ursprünglich geplant, die Vorgehensweise zur Segmentierung und zur Ausbreitungsberechnung zu beschreiben. Dieses Vorhaben wurde aber wieder aufgegeben, da noch ungenügend Erkenntnisse dazu vorliegen. Dies bedeutet für alle Programme, die Radarspur-basierte Berechnungen durchführen, dass die Umsetzung nur „nach bestem Wissen und Gewissen“ erfolgen kann. Eine Qualitätssicherung analog zu den Regelwerken (Testflugplatz) ist erst noch zu erarbeiten.

Die prinzipielle Vorgehensweise bei der Erstellung von Linienquellen aus den Radarspuren – die sog. Segmentierung – erfolgt in mehreren Schritten, die der Vorgehensweise der AzB 2008 und der BUF entlehnt sind. Die AzB 2008 gibt im dortigen Kapitel 7.1.1 die einzelnen Segmentierungsschritte an, die in Abbildung 86 visualisiert sind.

**Abbildung 86: Prinzip des Segmentierungsverfahrens nach AzB 2008**

Prinzip des Segmentierungsverfahrens:  $\sigma'$  ist die Bogenlänge der Flugstrecke,  $\Delta L_{WAE}'$  ist die Differenz des längenbezogenen Schalleistungsexpositionspegels,  $\Delta L_{WA}$  diejenige des A-bewerteten Schalleistungspiegels zwischen zwei Flugbahnteilsegmenten [3]



Quelle: AzB 2008 [3]

Im 1. Schritt (Abbildung 86, oberer Teil) wird konventionell die DES-Routenbeschreibung in ein Polygon überführt, wobei Kurvenflüge, beschrieben durch Kursänderung und Kurvenradius, durch Sekanten so ersetzt werden, dass einzelne Sekanten Kreisbogenstücke mit max. 10° Kursänderung ersetzen.

Die Streckenbeschreibung von Flugstrecken beginnt immer am Bahnbezugspunkt (meist die geometrische Mitte der Start- und Landebahn) und weist – auch bei Landungen – vom Flugplatz weg. Da Startvorgänge aber am Startpunkt und damit hinter dem Bahnbezugspunkt beginnen, werden die Polygone bei Starts zurück bis zum Startpunkt erweitert. Der 1. Knoten ist identisch mit dem Startpunkt. Die Geometrie von Lande-Polygonen muss ebenfalls so modifiziert werden, dass diese am Ende der Verzögerungsstrecke enden und hierbei die Position des Bahnbezugspunktes durch die Position des Endes der Verzögerungsstrecke ersetzt wird. Im Gegensatz zum Startpunkt hängt das Ende der Verzögerungsstrecke von der jeweiligen Luftfahrzeugklasse ab. Deshalb erfolgt die Modifikation dieses Knotens erst im 2. Schritt.

Im 2. Schritt (Abbildung 86, mittlerer Teil) erfolgt eine Verschmelzung des gerade berechneten Geometrie-Polygons mit den Fixpunktprofilen der in der betreffenden Flugstrecke enthaltenen Luftfahrzeugklassen. Für jede Luftfahrzeugklasse erfolgt eine getrennte Segmentierung.

Wichtig dabei ist, dass das jeweilige Fixpunktprofil über die darin enthaltenen linearen Positionsangaben  $\sigma'$  mit dem Geometrie-Polygon synchronisiert werden. Bei Startvorgängen besitzt der 1. Knoten des Geometrie-Polygons den Wert  $\sigma' = 0$  und entspricht damit dem 1. Stützpunkt des Fixpunktprofils. Die  $\sigma'$ -Werte der übrigen Knoten des Geometrie-Polygons können dadurch leicht ermittelt werden. Bei Landungen muss zunächst über die Entfernung zwischen Bahnbezugspunkt und Landeschwelle (für letztere gilt:  $\sigma' = 0$ ) die Position des Endes der Verzögerungsstrecke ermittelt werden. Dieser Punkt ersetzt dann den 1. Knoten des Lande-Polygons (dieser lag ja zuvor an der Position des Bahnbezugspunkts).

Nach dem synchronen Verschmelzen von Geometrie-Polygon und Fixpunktprofil müssen die fehlenden Parameter ersetzt werden:

- ▶ Die aus dem Fixpunktprofil stammenden Knoten erhalten durch Interpolation aus dem Geometrie-Polygon horizontale Koordinaten.
- ▶ Für die Geometrie-Knoten werden Zusatzpegel, Geschwindigkeit und Höhe aus den Knoten des Fixpunktprofils interpoliert.
- ▶ Für den extrapolierten Teil des Fixpunktprofils werden die fehlenden Parameter der Geometrie-Knoten über die differenzielle Beschreibung der Parameter ermittelt.

Anhand des Oktavpegels aus dem Datenblatt sowie der Knoten-abhängigen Zusatzpegel und Geschwindigkeiten werden unter Berücksichtigung der in der DES modellierten Flugzahlen (Tag, Abend und Nacht) für jeden Polygonknoten  $L_W$  und  $L_W'$  bestimmt.

Im 3. Schritt (Abbildung 86, unterer Teil) wird für jeden Polygonabschnitt untersucht, ob sich  $L_W$  oder  $L_W'$  an den benachbarten Knoten um mehr als 1 dB unterscheiden. Ist dies der Fall, muss der betreffende Polygonabschnitt weiter – und teilweise mehrfach – unterteilt werden, bis beide Kriterien erfüllt sind. Die daraus resultierenden Polygonstücke werden Segmente genannt und stellen rechenfertige Linienquellen dar.

Falls die Flugstrecken mit Korridoren modelliert wurden, schließt sich ein 4. Schritt an, in dem unter Auswertung der jeweiligen in der DES angegebenen Korridorbreite zu den bereits

erzeugten Segmenten links und rechts jeweils 7 Parallelschichten erzeugt werden. Dabei ist darauf zu achten, dass die Flugzahlen gemäß Vorgaben der AzB auf alle Parallelschichten verteilt werden.

Die Segmentierung nach BUF orientiert sich sehr eng am AzB-Verfahren. Dabei gehen aber anstelle der Zusatzpegel jetzt Schubwerte der Fixpunktprofile in die Segmentierung ein. Außerdem gibt es kein Emissionsmodell, sodass Oktavpegel in der BUF nicht existieren. Der obige 3. Schritt wird so modifiziert, dass im Wesentlichen Geschwindigkeiten darauf untersucht werden, ob sie bei benachbarten Knoten um nicht mehr als 10 m/s voneinander abweichen. Der ggf. abschließende 4. Schritt verläuft wieder analog zur AzB 2008.

Die Segmentierung von Radarspuren lehnt sich möglichst eng an das Verfahren der AzB 2008 bzw. BUF an.

Der 1. Schritt entfällt im Wesentlichen, da die Daten bereits als Polygone vorliegen. Jedoch muss die Geometrie der Radarspuren noch ausgedünnt werden. Die Stützpunkte von Radarspuren haben eine typische Äquidistanz von  $\sim 4$  s. Dies rührt aus der Rotationsperiode der Radarantennen, mit deren Hilfe die Flüge erfasst und aufgezeichnet werden. Dadurch sind die Radarspuren aus schalltechnischer Sicht weit überbestimmt. Die Ausdünnung erfolgt so, dass keine signifikanten Ortsfehler der Polygonverläufe erfolgen.

Der 2. Schritt erfolgt analog zur AzB 2008 bzw. zur BUF. Dabei bedingen die Varianten 1-4 Anpassungen:

- ▶ Variante 1 (Höhen und Geschwindigkeiten werden dem Fixpunktprofil entnommen) entspricht in der Vertikalen genau der Vorgehensweise der AzB 2008.
- ▶ In Variante 2 werden die Geschwindigkeiten dem Fixpunktprofil entnommen, die Höhen der Radarspur. Hier werden die Höhen im Fixpunktprofil ignoriert (Ausnahme: Stützpunkte auf der Landebahn) und an dessen Stützpunkten Höhen aus dem Höhenverlauf der Radarspur interpoliert.
- ▶ In Variante 3 entstammen Höhen und Geschwindigkeiten der Radarspur, sodass aus dem Fixpunktprofil ausschließlich die Zusatzpegel übernommen werden.
- ▶ In Variante 4 wird kein Fixpunktprofil verwendet, da hier die Radarspur selbst ein Pseudo-Fixpunktprofil darstellt. Dem Datenblatt werden demzufolge nur NPD-Tabelle, Terzspektrum sowie die Angabe, ob die Luftfahrzeugklasse ein Strahlflugzeug ist, entnommen

Der 3. Schritt erfolgt wieder analog zur AzB 2008 bzw. zur BUF. Auch der 4. Schritt entfällt, da jede Flugbewegung durch eine Radarspur abgedeckt wird und somit keine Flugkorridore zu berücksichtigen sind. Wo erforderlich, wird die Korridorbreite auf Null gesetzt.

### 5.3.2 Genutzte Softwaremodule und vorgenommene Modifikationen

Zur Berechnung wurde die Software IMMI mit vom Umweltbundesamt überprüften Modulen für AzB 2008 und Doc. 29 4<sup>th</sup> Edition sowie ein nicht offiziell überprüftes, aber gut getestetes und vielfach erfolgreich eingesetztes Radarspuren-Modul verwendet. Wie dargelegt, waren Anpassungen vor allem am Radarspuren-Modul notwendig: die Erweiterung besteht in zusätzlicher Flexibilität hinsichtlich der Wahl der Parameterquellen (aus Radarspuren selbst oder via Wegstrecke aus den Datenblättern).

Zum Projektbeginn war die Doc. 29 3<sup>rd</sup> Edition die Grundlage für die deutsche Umsetzung BUF. Hierfür hatte IMMI die Berechnungen des Testflugplatzes 2018 erfolgreich absolviert. In

Reaktion auf die verbindliche Einführung der Doc. 29, 4<sup>th</sup> Edition als das zu verwendende Regelwerk für die strategische Lärmkartierung (CNOSSOS-EU) gab es 2020 eine Revision für die deutsche BUF. Im Frühjahr 2021 absolvierte IMMI auch die Berechnung dieses Testflugplatzes erfolgreich. Im Bereich der Berechnungen können Doc. 29 4<sup>th</sup> Edition und BUF als synonym verstanden werden.

Die IMMI-Umsetzung des Regelwerks AzB 2008 erfüllt die Testaufgaben bereits seit 2009. Eine Studie zur Aktualisierung der AzB ist kürzlich in der Schriftenreihe „TEXTE“ des Umweltbundesamts erschienen [119], fand aber noch keinen Eingang in das Regelwerk.

### 5.3.3 Parametrierung der Berechnungen

Die Untersuchungsgebiete wurden dem Projekt „Lärmbelastungsmodell Deutschland“ (Auftraggeber: Umweltbundesamt) entnommen.

Um Rechenzeit zu sparen, wurde mit einem Rechenraster von 250 m gerechnet und das Ergebnisraster von 50 m nachträglich interpoliert. Wegen des geringen Gradienten der Immissionspegel außerhalb der jeweiligen Flughäfen ist diese Vorgehensweise mit einem sehr geringen (nicht signifikanten) Fehler verbunden, während die Rechenzeit um den Faktor 25 verkürzt wird.

Durch Voruntersuchungen konnte ebenfalls gezeigt werden, dass durch die Beschränkung der Reichweite der Linienquellen auf 12.000 m kein signifikanter Fehler auftritt. Abweichungen zu den Berechnungen mit unendlicher Reichweite traten nur an einzelnen Rasterpunkten auf und betragen hier maximal 0,2 - 0,3 dB(A). Die Standardabweichung betrug für die Größen  $L_D$ ,  $L_E$ ,  $L_N$ ,  $L_{DEN}$  nie mehr als 0,02 dB.

Bei den Berechnungen wurde darauf geachtet, dass die Flugzahlen in allen Varianten auf den gleichen Untersuchungszeitraum (verkehrsreichste und damit im Mittel auch lauteste 6 Monate, Zeitraum Mai bis Oktober 2019) bezogen waren. Ein Skalierungsfehler kann somit ausgeschlossen werden.

Bei der Segmentierung von Abflügen in der AzB-Berechnung kann bei Radarspuren für die Luftfahrzeuggruppen S 3.1, S 3.2, S 6.2, S 7 und S 8) nicht unterschieden werden, ob eine Auslastung des Typs a) oder b) vorliegt. Es wurde entschieden, uniform die Auslastung a) zu nutzen, da diese die dominante Auslastung an Flughäfen wie Frankfurt ist.

Die Ergebnisgrößen  $L_{DEN}$  und  $L_N$  und deren Berechnung werden in Anlehnung an die Regelwerke AzB 2008 und BUF verwendet. Dabei wird die nationale Vorgabe in Deutschland für Tag (06-18 Uhr), Abend (18-22 Uhr) und Nacht (22-06 Uhr) angewendet. Zur Berechnung von  $L_{DEN}$  sind die Tagpegel und Abendpegel getrennt zu ermitteln. Bei der zeitgewichteten Überlagerung sind der Abendpegel mit 5 dB und der Nachtpegel mit 10 dB zu beaufschlagen.

### 5.3.4 Rechenzeitbedarf und Komplexität der Berechnungen

Die 6 verkehrsreichsten Monate des Jahres 2019 am Frankfurter Flughafen (Mai bis Oktober) beinhalteten insgesamt 232.535 Flüge mit jeweils durchschnittlich ~200 Knoten. Für jede Radarspur und jede Rechenvariante wurden Linienquellen mit jeweils ~70 Knoten generiert.

Das Rechengebiet umfasste eine Fläche von 10.874 km<sup>2</sup>. Bei einer Rasterschrittweite von 250 m erfolgte die Immissionsberechnung für jeweils ~174.000 Rasterpunkte.

Infolge des hohen Datenumfanges nach Segmentierung und der zu erwartenden Rechenzeit wurde beschlossen, für jede der 4 Rechenvarianten (3x AzB, 1x BUF) die Datensätze monatlich

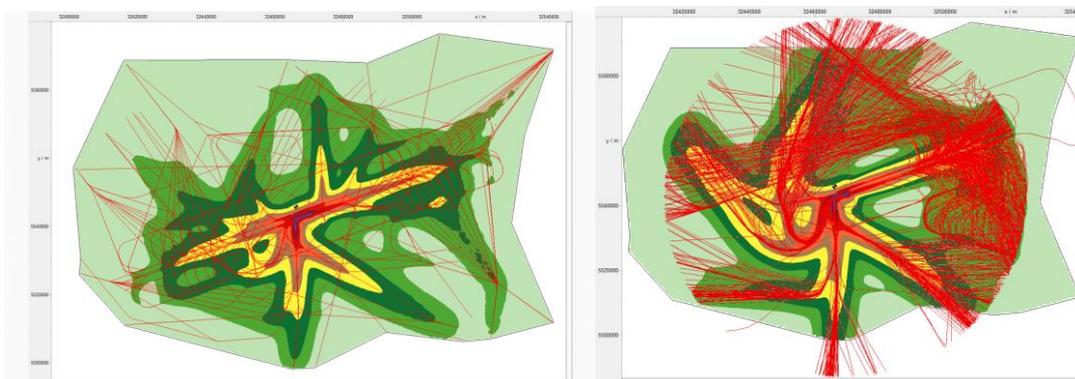
zu organisieren, sodass insgesamt 24 Rechenläufe erforderlich waren. Die Berechnungen erfolgten sequenziell auf 4 vernetzten Rechnern (mit jeweils 12 Kernen), die speziell und ausschließlich für große Rechenläufe bereitstehen. Damit konnte die gesamte Rechendauer kurzgehalten werden. Pro Rechenlauf betrug die Rechenzeit ~38 Stunden für AzB und ~10 Stunden für BUF.

Der Flughafen Leipzig weist deutlich geringere Flugzahlen auf als der Flughafen Frankfurt (etwa ein Sechstel von Frankfurt). Daher konnten die Aufzeichnungen aller 6 Monate in einem Datensatz und jede Variante in jeweils einem Lauf gerechnet werden. Das Untersuchungsgebiet hatte eine Fläche von ~4300 km<sup>2</sup>. Die Rechenzeit für jeden Lauf betrug ~15 Stunden (AzB) bzw. ~4 Stunden (BUF).

Ein effizientes Vorgehen ist notwendig, da die Datenmengen und Rechenzeiten bei der Verarbeitung von Flugverlaufsdaten im Vergleich zu Berechnungen gemäß Datenerfassungssystemen (DES) sehr viel höher sind. Per DES modellierte Flugstrecken enthalten sämtliche Flüge einer Luftfahrzeugklasse während des Erhebungszeitraums, zusammengefasst innerhalb einer Route. Eine einzelne Radarspur beschreibt dagegen immer genau einen Flug. Dies bedeutet: Wird eine per DES modellierte Flugstrecke einer bestimmten Luftfahrzeuggruppe beispielsweise 10.000-mal während des Erhebungszeitraums befliegen, so erfolgt die Segmentierung genau einmal bzw. 15-mal (bei Berücksichtigung von Flugkorridoren). Dagegen müssen bei der Radarspur alle 10.000 Trajektorien individuell segmentiert werden. In Abbildung 87 wird der Sachverhalt grafisch verdeutlicht.

#### Abbildung 87: Gegenüberstellung der Komplexität, Routen vs. Flugspuren

In einer Berechnung gemäß AzB/DES werden die Flugwege mit immer denselben Routen repräsentiert (links ein Halbjahr). Bei der Berechnung mit Flugspuren ist jeder einzelne Flug individuell zu betrachten (rechts, ein Kalendertag).

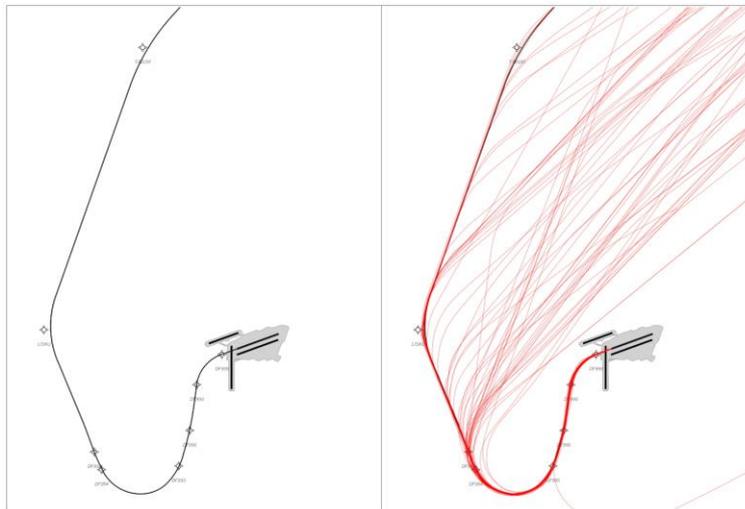


Quelle: © Wölfel 2021

Wird zur besseren Sichtbarkeit eine Flugroute mit dem Verkehr eines Kalendertages isoliert, bildet sich das in Abbildung 88 gezeigte Bild heraus. Wissend, dass es sich um eine Abflugroute handelt, erkennt man deutlich, dass die Luftfahrzeuge der Route anfangs ausnahmslos und sehr präzise folgen und sich erst nach einer gewissen Zeit / einem Streckenfortschritt / nach Überschreiten einer Mindestflughöhe ausfächern, wenn in Abstimmungen mit der Flugsicherung die Route verlassen und ein weiter entfernt liegendes Ziel angesteuert werden darf.

### Abbildung 88: Gegenüberstellung des lateralen Flugwegs, Routen vs. Flugspuren

In einer Berechnung gemäß AzB/DES werden die Flugwege mit immer denselben Routen repräsentiert (links). Bei der Berechnung mit Flugspuren ist jeder einzelne Flug individuell zu betrachten (rechts, ein Kalendertag).



Quelle: © GfL mbH 2021

#### 5.3.5 Vergleich von Vertikalprofilen

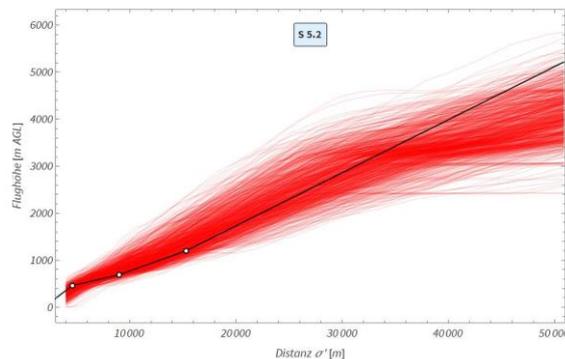
Auch im Vertikalprofil besteht ein deutlicher Unterschied zwischen Datenblatt und Radarspuren, siehe nachfolgende Abbildung 89, welche dieselben Flüge wie Abbildung 88 beinhaltet. Es ist zu erkennen, dass fast alle Flugbewegungen (rot) bis Flugfläche 100 (3048 m) tatsächlich *höher* fliegen, als es die Profildaten (schwarz) angeben. Oberhalb davon darf dann beschleunigt werden, deshalb flachen die Profile ab. Dieser Vorgang ist in den Datenblättern nicht hinterlegt.

Zum Vergleich soll nun noch eine Anflugroute betrachtet werden, denn das Verhalten ist ähnlich, aber nicht identisch, wie Abbildung 90 zeigt. Bei den Anflügen besteht der Bedarf, unter Einhaltung aller Mindestabstände und unter Berücksichtigung der Fluggeschwindigkeiten und Wirbelschleppenategorie, etc. eine sicher funktionierende Anflugsequenz einzustellen. Das ist ein sicherheitskritischer Vorgang, welcher von der Flugsicherung entlang der dafür zweckmäßig gestalteten Routenstruktur geführt wird.

Da sich Luftfahrzeuge nicht beliebig verlangsamen lassen, kommt es notgedrungen zu flugwegverlängernden Manövern entlang des sogenannten *Radar Vectoring Patterns*. Historisch gewachsen, schickt man die Luftfahrzeuge „hin und her“. Das bedeutet, dass die Luftfahrzeuge eine S-Kurve so lange ausfliegen, bis die Abstände zum Vorgänger und Nachfolger ausreichen. Vertikal gesehen, wird auf diesen Transitionen währenddessen eine festgesetzte Zwischenanflughöhe eingehalten. Das zeigen auch die Vertikalprofile im rechten Teil von Abbildung 90. Interessant und entscheidend ist, dass die realen Flugbewegungen in dieser Phase deutlich *tief*er liegen als im Profil nach Datenblatt angenommen wird. Der Endanflug hingegen wird sowohl lateral als auch vertikal wieder sehr genau eingehalten, sodass sich Datenblatt und Radarspuren kaum voneinander unterscheiden.

### Abbildung 89: Gegenüberstellung des Vertikalprofils, Datenblatt vs. Flugspuren (Abflüge)

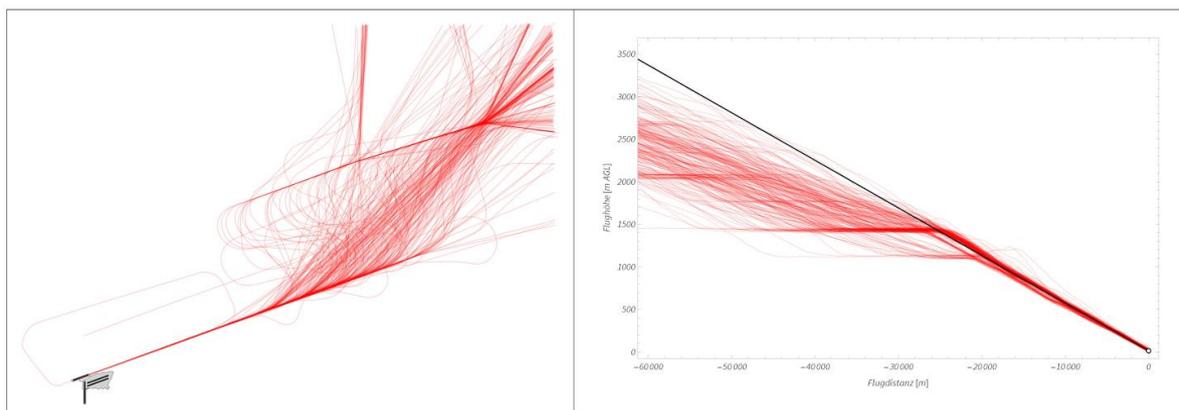
In einer Berechnung gemäß AzB/DES wird für alle Flüge derselben Luftfahrzeuggruppe ein Vertikalprofil angesetzt (schwarz). Bei der Berechnung mit Flugspuren ist jeder einzelne Flug individuell zu betrachten (rot, ein Kalendertag).



Quelle: © GfL mbH 2021

### Abbildung 90: Gegenüberstellung der Route, Datenblatt vs. Flugspuren (Anflüge)

Laterale Flugwege und Vertikalprofile (rot) im Vergleich zu Profildaten (schwarz) von Landeanflügen eines Kalendertags



Quelle: © GfL mbH 2021

Mit diesen Informationen ist es nun gut vorstellbar, dass sich die Ergebnisse der Fluglärmberechnung, je nachdem welche Datenquelle genutzt wird, unterscheiden werden. Lateral ist anzunehmen, dass Anflüge auf dem Endanflug (ca. 20 km) und Abflüge bis zum Punkt der Auffächerung (routenabhängig, jedoch kaum unter 15 km) sehr genau den definierten Flugwegen folgen werden. Weiter außerhalb dürfte sich das Verhalten mit Einbeziehung der realen Positionsdaten deutlich ändern. Vertikal gesehen, sollten Anflüge unter Berücksichtigung der Radardaten bis ca. 20 km vor der Landebahn tiefer fliegen und demnach lauter beurteilt werden als nach Profildaten. Abflüge sollten bis ca. 30 km von der Startbahn entfernt gleich oder nur geringfügig höher als gemäß Profildaten fliegen und danach deutlich tiefer und damit merklich lauter beurteilt werden. Es ist jedoch zu beachten, dass diese Trendaussagen auf Einzelbeobachtungen fußen.

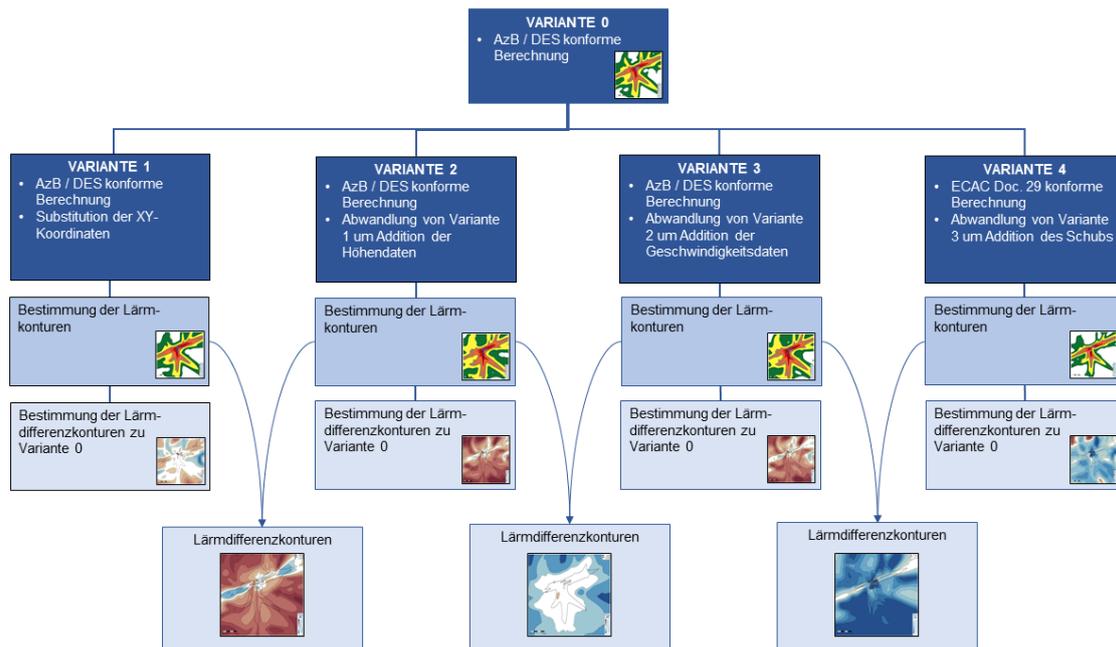
#### 5.3.6 Überblick über die Ergebnisse

Nachstehende Abbildung 91 verschafft einen Überblick über die gerechneten Varianten und die erzielten Ergebnisse. Gemäß Arbeitsauftrag werden alle Varianten in Relation mit der

Berechnung nach AzB und DES, das ist Variante 0: „Baseline“, betrachtet. Danach folgen die Varianten 1 bis 4 mit folgendem Inhalt:

- ▶ Variante 1: Radarpositionsdaten XY, sonst gemäß Datenblättern (XY)
- ▶ Variante 2: Radarhöhe H hinzu, sonst gemäß Datenblättern (XY, H)
- ▶ Variante 3: Radargeschwindigkeit V hinzu, Datenblatt nur noch für Lärm (XY, H, V)
- ▶ Variante 4: Berechnungsvorschrift BUF, errechnete Schubleistung hinzu (XY, H, V, P)

**Abbildung 91: Überblick über die Berechnungsergebnisse und Differenzabbildungen**



Quelle: © GfL mbH 2021

Der errechnete Fluglärm wird als  $L_{DEN}$  in Kartenabbildungen visualisiert. Die Pegel sind in 5-dB(A)-Schritten gruppiert und gemäß DIN 18005 farblich in Grün-, Gelb-, Braun- und Rottönen kodiert.

Gemäß AzB wären Tages- und Nachtpegel getrennt auszuweisen und den Grenzwerten von 55 dB (Tag) beziehungsweise 50 dB (Nacht) gegenüberzustellen. Allerdings kann die Anzahl der nachfolgend gezeigten Grafiken ohne wesentliche Nachteile für das Verständnis halbiert werden, wenn Tag- und Nachtpegel gemäß EU-Umgebungslärmrichtlinie nach Formel (74) zum Tagesmittlungspegel  $L_{DEN}$  verrechnet werden, wobei die Nachtpegel mit 10 dB und die Abendpegel mit 5 dB zusätzlich beaufschlagt werden, um Einheitlichkeit gegenüber den an der Störung/ Belästigung der Menschen ausgerichteten Grenzwerten zu erzielen. Insofern sind die Ergebnisdarstellungen nicht AzB-konform aber durchaus formal legitimiert.

$$L_{DEN} = 10 \cdot \log_{10} \left( \frac{1}{24} \cdot \left( 12 \cdot 10^{\frac{L_{Day}}{10}} + 4 \cdot 10^{\frac{L_{Evening}+5}{10}} + 8 \cdot 10^{\frac{L_{Night}+10}{10}} \right) \right) \quad (74)$$

Die Tageszeiten folgen dem gesetzlichen Rahmen in Deutschland, das heißt Tag von 06:00 bis 18:00 Uhr, sonst Abend bis 22:00 Uhr, sonst Nacht von Ende des Abends bis Beginn des Tages, von 22:00 bis 06:00 Uhr.

Um die subtileren Veränderungen zwischen den Varianten sinnvoll zu visualisieren, muss deutlich feiner als 5 dB aufgelöst werden. Hierzu werden Lärmdifferenzkarten in 0,5-dB-Abstufung beigefügt, welche in den Farbtönen rot eine Erhöhung des Pegels anzeigen und mit blauen Tönen eine Verringerung. Es sei an dieser Stelle auch auf die Rechenregeln mit Logarithmen erinnert, welche in der Pseudo-Einheit Dezibel beinhaltet sind. Eine Differenz logarithmischer Pegel ergibt als linear interpretiertes Ergebnis eine Division, resultiert also in Wachstumsfaktoren.

### 5.3.7 Berechnungsergebnisse Szenario Frankfurt/Main

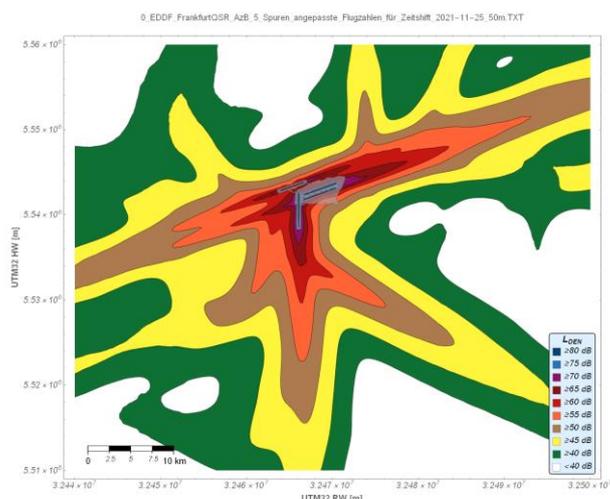
Die Ergebnisse sind, wie anhand der gewählten Varianten und es Untersuchungszeitraums zu erwarten, vielschichtig und hoch interessant, aber nicht immer intuitiv erklärbar. Am Beispiel Frankfurt erleichtert sich die Interpretation durch das Betriebskonzept: Die nordwestliche Landebahn 08L/26R wird ausschließlich für Landungen benutzt und auf der Startbahn 18 erfolgen ausschließlich Starts. Somit kann zumindest bei diesen Pisten direkt von Starts und Landungen gesprochen werden.

Das erste Rechenergebnis ist die konventionelle Lärmberechnung nach AzB 2008, oder Variante 0 im Kontext dieser Studie, bei der ein DES als zusätzliche Datenquelle zu den aus den Flugverlaufsdaten extrahierten Flugbewegungszahlen auf den jeweiligen Routen zugrunde gelegt wurde. In dieser werden die Routen geometrisch beschrieben und mit den gemäß Luftfahrzeugklassen gruppierten Verkehrszahlen in den Tageszeiten Tag, Abend, und Nacht belegt.

Das Ergebnis wurde mit den rechtlich verbindlichen Schutzzonen verglichen und liegt in den Grenzen der Genauigkeit, vor allem der für die Schutzzonen ursächlichen Prognosen, im plausiblen Bereich. Die Kurvenverläufe werden in Abbildung 92 gezeigt.

#### Abbildung 92: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 0 (AzB/DES)

Diese Variante verkörpert die konventionelle Fluglärmrechnung nach AzB 2008. Es ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Im gesetzlichen Rahmen wird dieser „Mischpegel“ nicht verwendet, aber um die Darstellungen kompakt zu halten, werden die Tag-, Abend-, und Nachtpegel als  $L_{DEN}$  zusammengefasst.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmberechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

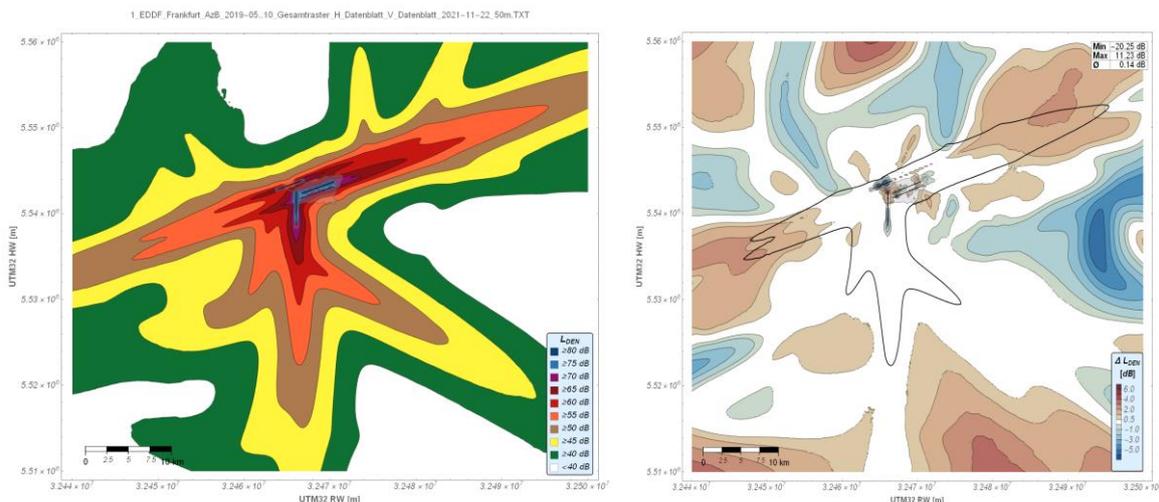
Variante 1 nutzt Positionsdaten (XY) aus den Flugverläufen, wo die konventionell berechnete Variante 0 geometrisch festgeschriebene Routen unterstellt hat. Etwaige Unterschiede in den Ergebnissen sollten demnach ausschließlich in diesen Positionsdaten zu suchen sein.

Im Ergebnis, siehe Abbildung 93, zeigen sich moderate Pegelabweichungen, hauptsächlich im flughafenfernen Bereich, wo die Flugbewegungen nicht mehr exakt den publizierten Routen folgen oder sich bereits gänzlich davon entfernen. Dabei kommt es im Bereich der Anflüge zu einer Lärmerhöhung im Bereich des Eindrehens auf den Endanflug. Diese Mehrbelastung liegt auch im rechtlich relevanten Bereich über 55 dB. Hier ist ein operativ häufigeres frühes Eindrehen auf den Endanflug im Vergleich zur DES-Modellierung als ursächlich auszumachen, wodurch die Luftfahrzeuge, ja unterstellt den Fixpunktprofilen folgend, diesen Bereich in wesentlich geringeren Flughöhen passieren. Währenddessen erfährt die verlängerte Grundlinie eine geringe Entlastung, wie an den Einkerbungen der rot gekennzeichneten Lärmgrenzen zu erkennen ist.

Im Bereich der Abflugrouten ist flughafenfern eine unbedeutende Lärmentlastung erkennbar, die weit außerhalb der 55-dB-Zone, von bereits geringstem Grundpegel ausgehend, stattfindet.

**Abbildung 93: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 1 (XY)**

Diese Variante ersetzt die Routeninformationen durch Positionsdaten (XY) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 0 (Berechnung nach Vorgaben der AzB 2008, nach DES), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.



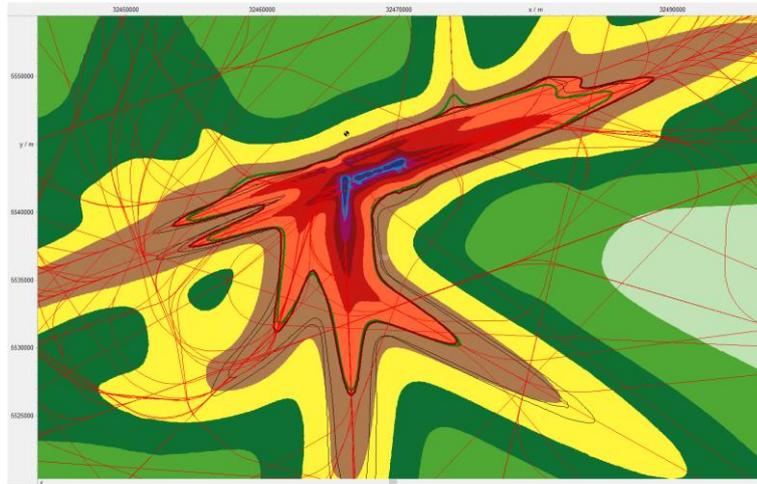
Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Nachstehende Abbildung 94 zeigt einen Vergleich der 55-dB-Konturen zwischen den Varianten 0 und 1. Zu den geringen Unterschieden im Verlauf ist festzustellen:

- ▶ Die Anflugwinkel werden gemäß Fixpunktprofil in Variante 1 generell mit 3,0° angesetzt, während das DES in Variante 0 zum Teil korrekt 3,2° ansetzt. Hierdurch sind die Landungen fälschlich lauter.
- ▶ Die Flugzahlen für das DES wurden aus den Radardaten mit geringem Verlust von <math>< 0,1\text{ \%}</math> rekonstruiert. Der resultierende Fehler wurde nicht näher untersucht da die Zahl so klein ist.
- ▶ Sogenannte *Intersection Takeoffs* werden in Variante 0 mit einer Verschiebung der Fixpunktprofile, in Variante 1 jedoch nicht berücksichtigt.

**Abbildung 94: Vergleich der 55-dB-Isolinien, Variante 0 (AzB/DES) gegenüber Variante 1 (XY)**

Der Vergleich der 55-dB-Konturen zwischen den Varianten offenbart sehr geringe Unterschiede. Die braun gezeichnete Linie passt zum Rest des Bildes und gehört Variante 1 an. Die grüne Linie ist die Vergleichslinie aus Variante 0. Sie verläuft in fast allen Bereichen geringfügig näher zum Flughafen hin.

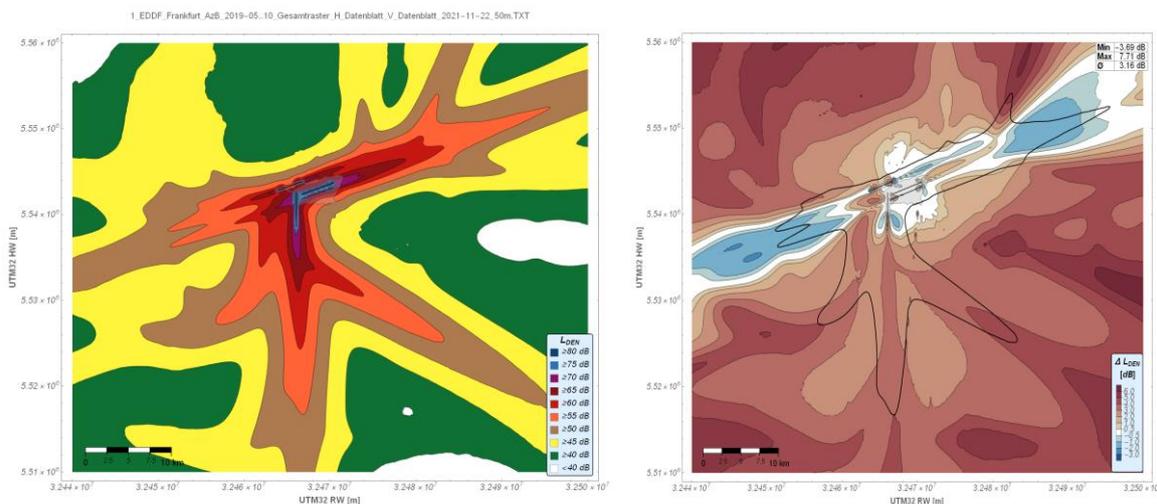


Quelle: © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Variante 2 erweitert die Berechnung um die Flughöhe (XY, H). Die Ergebnisse, zeigen eine überraschend gravierende Mehrbelastung von im Mittel +3 dB. In einer isolierten Zone des eher flughafenfernen Bereichs des Eindrehens auf den Endanflug gibt es eine mindere Entlastung von bis zu -1 dB. Im flughafenfernen Bereich zeigt sich nun, dass die Fixpunktprofile der Abflüge das Beschleunigungssegment oberhalb von FL100 nicht enthalten. Der Modellierungsfehler bezüglich des Anflugwinkels auf der Landebahn Nordwest in Variante 1 spielt in Variante 2 keine Rolle mehr und so kommt es zu einer deutlich sichtbaren Entlastung im Endanflug.

**Abbildung 95: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 2 (XY, H)**

Diese Variante nutzt neben den Positionsdaten (XY) nun auch die Flughöhe (H) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 1 (XY), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.

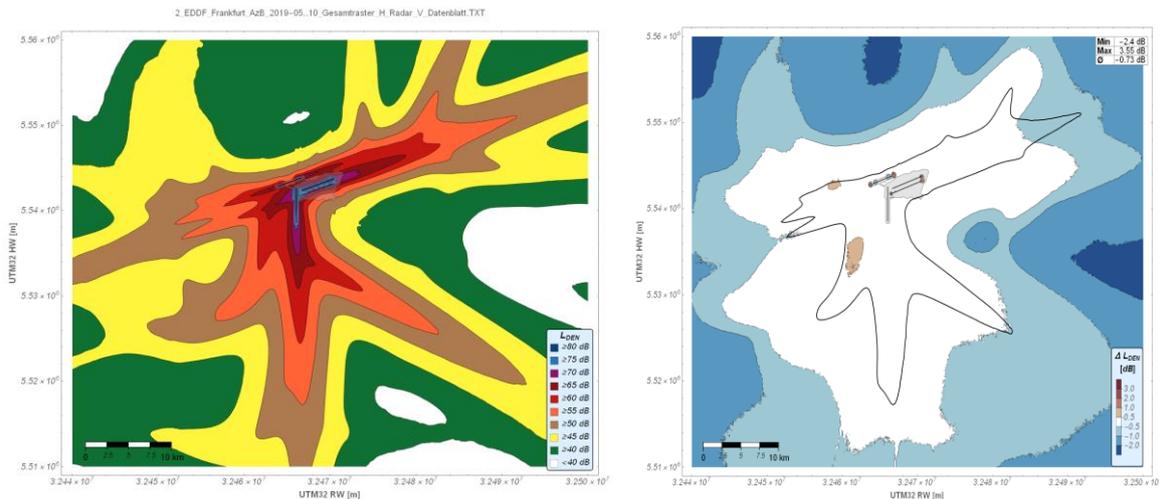


Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Wird mit Variante 3 noch die Geschwindigkeit hinzugenommen (XY, H, V), so sind die Änderungen äußerst geringwertig und wirken ausschließlich flughafenfern auf ohnehin geringe Pegel, wie Abbildung 96 zeigt. Im relevanten Bereich über 55 dB sind die Änderungen absolut vernachlässigbar.

### Abbildung 96: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 3 (XY, H, V)

Diese Variante nutzt neben den 3D-Positionsdaten (XY, H) nun auch die Fluggeschwindigkeit (V) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 2 (XY, H), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

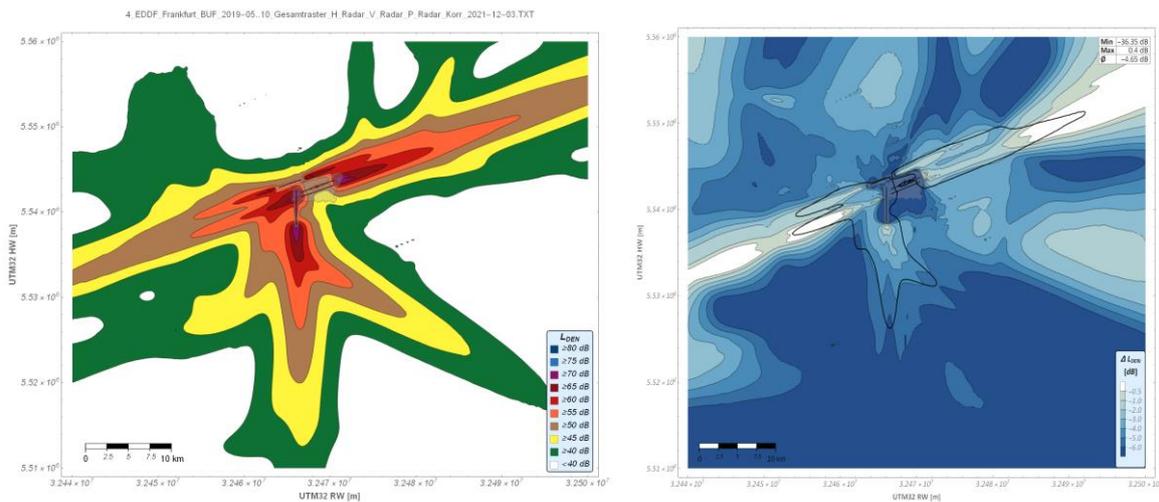
Mit Variante 4 folgt der Übergang auf die Berechnung nach Vorgaben der BUF unter Berücksichtigung der durch den Schub repräsentierten Triebwerksleistung (XY, H, V, P). Die Ergebnisse in Abbildung 97 verdeutlichen:

- ▶ eine scheinbare Verringerung des Lärmpegels auf dem Flughafengelände, welche jedoch ein Artefakt darstellt, da die Flugspuren mangels Referenzdaten nicht wie bei den AzB-angelehnten Berechnungen bis auf die Start-/Landebahn verlängert werden konnten
- ▶ eine deutlich ausgeprägte Entlastung im Bereich der Abflugrouten, welche sich flughafenfern eher flächendeckend präsentiert. Dies könnte Rückschlüsse auf ein gewähltes lärmmindernendes Startverfahren zulassen, siehe Abbildung 98
- ▶ eine gleichbleibende Lärmbelastung im Bereich der Anfluggrundlinien und deren Verlängerung, offensichtlich aufgrund des Bedarfs für Schub während des Horizontalflugs auf der Zwischenanflughöhe

Die Unterschiede im ermittelten Lärmpegel sind demnach gegenüber der AzB für Starts und Landungen verschieden. Ob die Abweichung nun durch den errechneten Schub oder durch andere Abweichungen, zum Beispiel durch den weiterhin aus den Fixpunktprofilen entnommenen Zusatzpegel in Variante 3, verursacht wird, kann nicht mit Gewissheit bestimmt werden. Insofern animiert das Ergebnis zu weiteren Untersuchungen.

**Abbildung 97: Ergebnis der Fluglärmrechnung Frankfurt, Variante 4 (XY, H, V, P)**

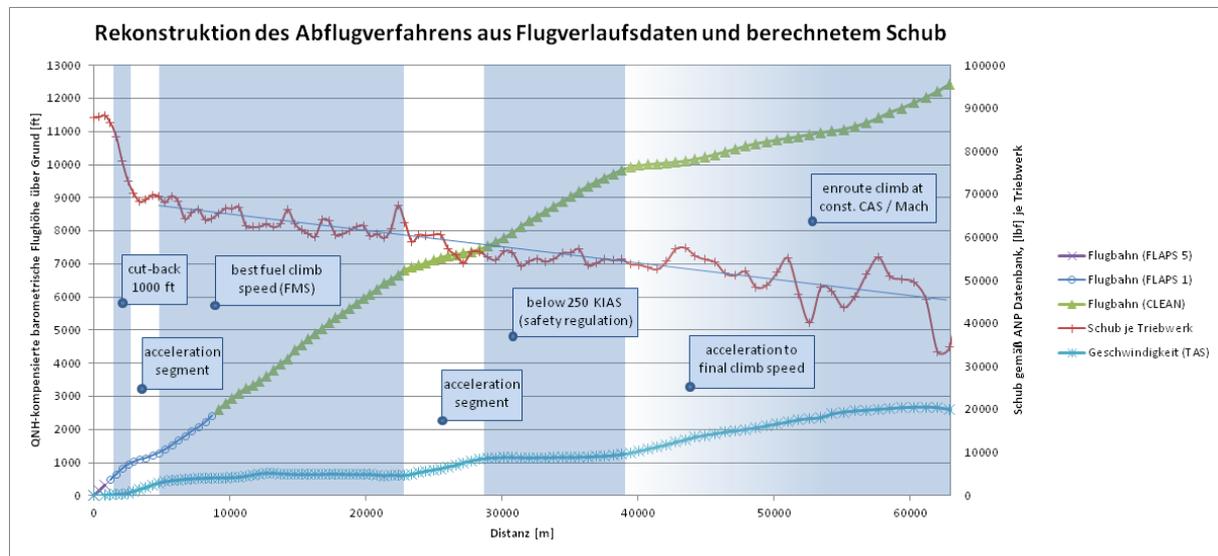
Diese Variante nutzt alle verfügbaren Daten aus dem Flugverlauf inklusive Schub (P) und führt die Lärmrechnung gemäß BUF aus. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 3 (XY, H, V) überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

**Abbildung 98: Rekonstruktion des Abflugverfahrens aus Daten der Variante 4 (XY, H, V, P)**

Der für diese Variante verfügbare Flugverlauf inklusive Schub ermöglicht die feingranulare Bestimmung der Priorisierung von Steigen und Beschleunigen im Verlauf des Steigflugs. Somit lassen sich genutzte Startverfahren grob ablesen. Man beachte die geringe Schwankung des ermittelten Schubs im Vergleich zu vorherigen Abbildungen.

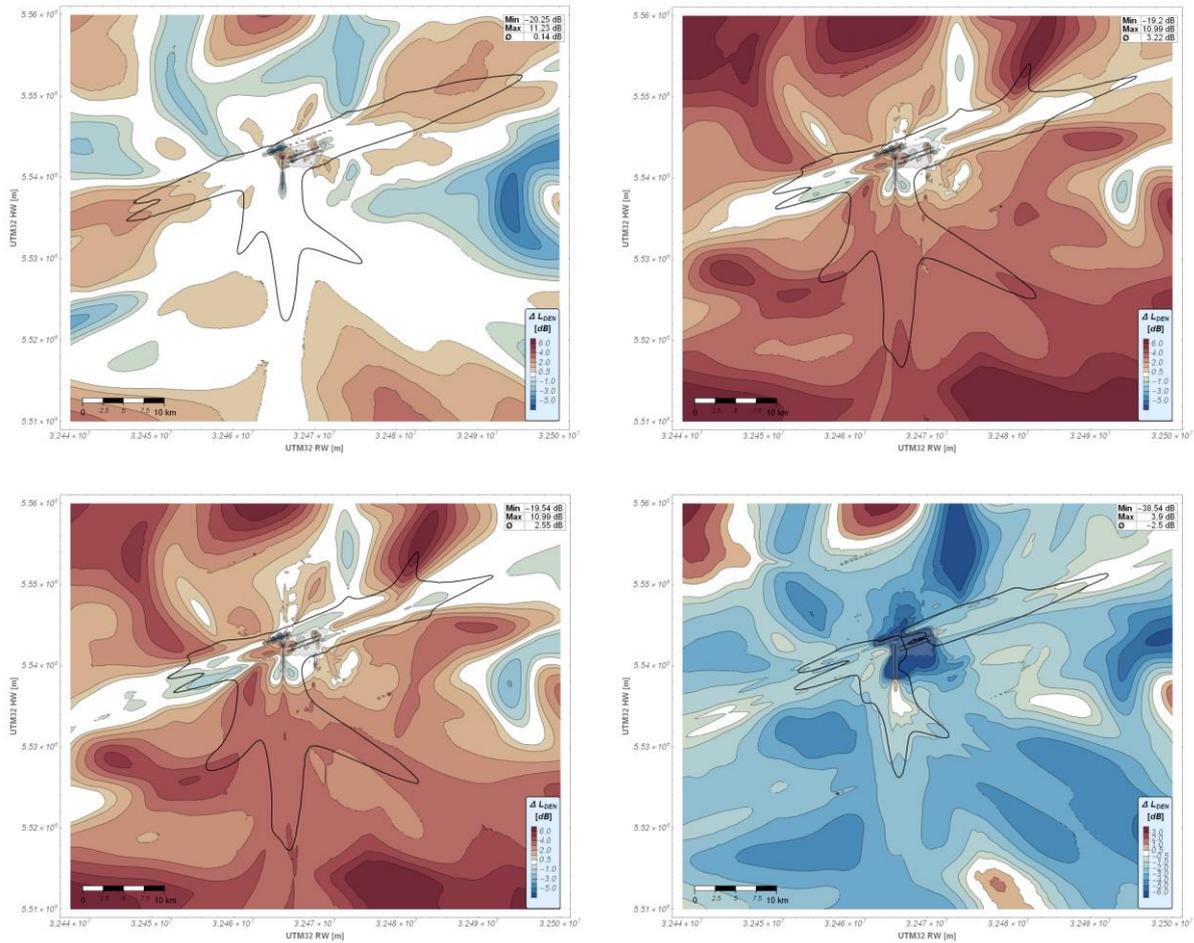


Quelle: © GfL mbh 2021

Nachfolgend werden zum Abschluss der Betrachtung noch die Veränderungen aller Varianten 1 bis 4 gegenüber dem Referenzszenario 0 gezeigt, siehe Abbildung 99. Die Lärmdifferenzkarten verschaffen einen Überblick darüber, dass mit Variante 2 eine maßgebliche Verschlechterung stattfindet, welche in den Varianten 3 und 4 wieder abgeschwächt wird. Insofern ist Variante 1 in den Grenzen der noch bestehenden Fehler als möglicherweise gleichwertig zur konventionellen Herangehensweise bezeichnet werden.

**Abbildung 99: Lärmdifferenzkarten der vier Varianten zur konventionellen Lärmberechnung**

Die Abbildungen zeigen die Pegeldifferenzen der Varianten 1 bis 4 (in Leserichtung angeordnet: 1-2, 3-4) in Bezug auf die Referenzvariante 0. Gemäß der geringen Veränderung untereinander erscheinen die Varianten 2 und 3 beinahe identisch.



Quelle: © GfL mbh 2021

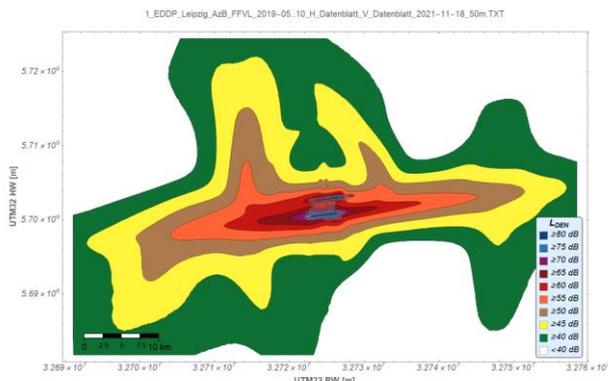
**5.3.8 Berechnungsergebnisse Szenario Leipzig/Halle**

Die Ergebnisdarstellungen für Leipzig sind ähnlich organisiert wie die für Frankfurt. Aufgrund teils fehlender Flugroutenidentifikation in FANOMOS und durch die mehrfachen Verfahrensänderungen gab es Probleme, ein DES aus den zur Verfügung stehenden Daten zu rekonstruieren. Deshalb konnte keine Referenzvariante 0 errechnet werden. Somit werden die Varianten 1 bis 4 mit jeweils dazwischenstehender Differenzkarte analog zu Abbildung 93 bis Abbildung 97 gezeigt. Variante 1, die ebenso wie in Frankfurt die in den Flugverlaufsdaten enthaltenen Positionen nutzt, bildet mit Abbildung 100 den Ausgangspunkt der Analysen.

Durch Hinzunahme der Höheninformation ergibt sich wie auch in Frankfurt eine starke Mehrbelastung im Bereich der Abflurouten. Auf den Grundlinien, und damit der Lage der Endanflüge ist lediglich eine geringe Mehrbelastung zu verzeichnen, während in Frankfurt sogar eine Verringerung festzustellen war. Offensichtlich besteht in Leipzig keine Diskrepanz der modellierten Anflugwinkel im gesamten Verlauf der Fixpunktprofile. Ob der höhere Anteil an Frachtflugverkehr für dieses normativere Verhalten verantwortlich ist, müsste genauer untersucht werden. Die Ergebnisse von Variante 2 werden in Abbildung 101 dargestellt.

### Abbildung 100: Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 1 (XY)

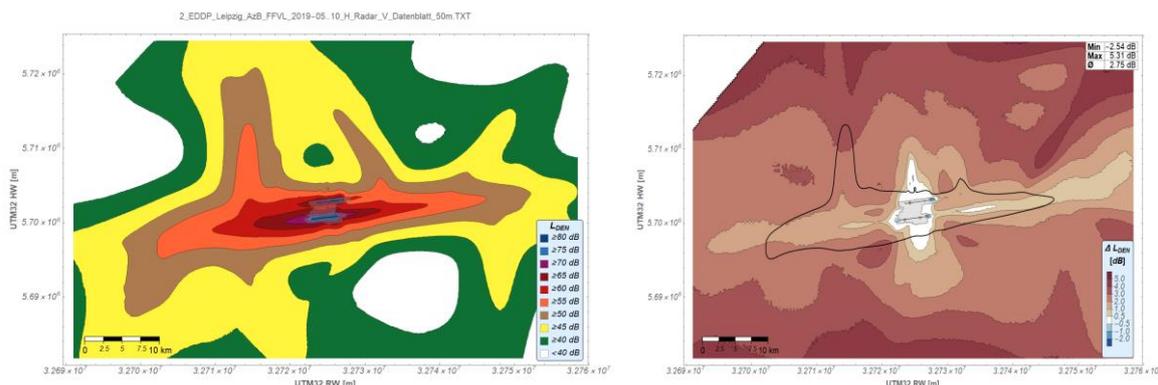
Diese Variante ersetzt die Routeninformationen durch Positionsdaten (XY) aus dem Flugverlauf. Es ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Für Leipzig ist dies der Ausgangspunkt der Analysen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

### Abbildung 101: Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 2 (XY, H)

Diese Variante nutzt neben den Positionsdaten (XY) nun auch die Flughöhe (H) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 1 (XY), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.



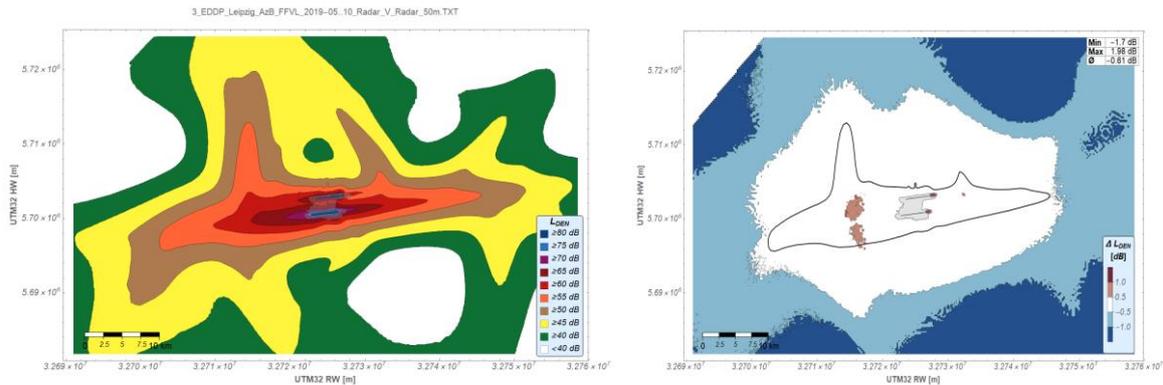
Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Variante 3 ist wie in Frankfurt durch eine geringwertigen Lärmentlastung im flughafenfernen Bereich gekennzeichnet. Der diesbezügliche Trend ist eindeutig: Die Fixpunktprofile gehen von einer zu geringen Beschleunigung der Abflüge aus. Das deckt sich mit den fehlenden Beschleunigungssegmenten in den Profildaten, siehe Abbildung 89 auf Seite 155.

Variante 4, mit Berechnung nach BUF inklusive Auswertung des Schubs, zeichnet eine generelle Lärmentlastung aus, wobei sich mehrere stärker von Lärm betroffene Zonen deutlich abzeichnen. Die für FANOMOS als typisch identifizierten Artefakte in der Geschwindigkeit könnten eine Erklärung dafür sein, aber dies belastbar zu benennen, bedarf weiterführender Analysen auf Basis von Einzeldatensätzen. Prinzipiell ist es im Falle von Leipzig gemäß der geringeren Verkehrsmengen und dem Anteil von Frachtflugverkehr ebenfalls denkbar, dass sich einzelne Verfahren oder gar Flugereignisse für den scheinbar irregulären Verlauf verantwortlich zeigen.

### Abbildung 102: Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 3 (XY, H, V)

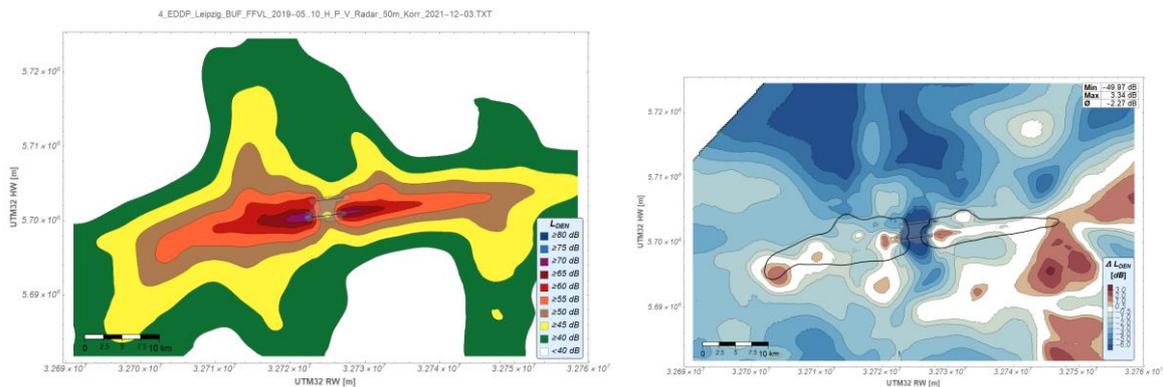
Diese Variante nutzt neben den 3D-Positionsdaten (XY, H) nun auch die Fluggeschwindigkeit (V) aus dem Flugverlauf. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 2 (XY, H), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

### Abbildung 103: Ergebnis der Fluglärmrechnung Leipzig, Variante 4 (XY, H, V, P)

Diese Variante nutzt alle verfügbaren Daten aus dem Flugverlauf inklusive Schub (P) und führt die Lärmrechnung gemäß BUF aus. Links ist der äquivalente Dauerschallpegel  $L_{DEN}$  als Absolutwert aufgetragen. Rechts ist die Differenz zu Variante 3 (XY, H, V), überlagert mit den Grenzen der 55-dB-Kontur, zu sehen.



Quelle: © GfL mbh 2021, Lärmrechnung: Wölfel mit IMMI © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

## 5.4 Testaufgabe für die Berechnung nach Doc. 29

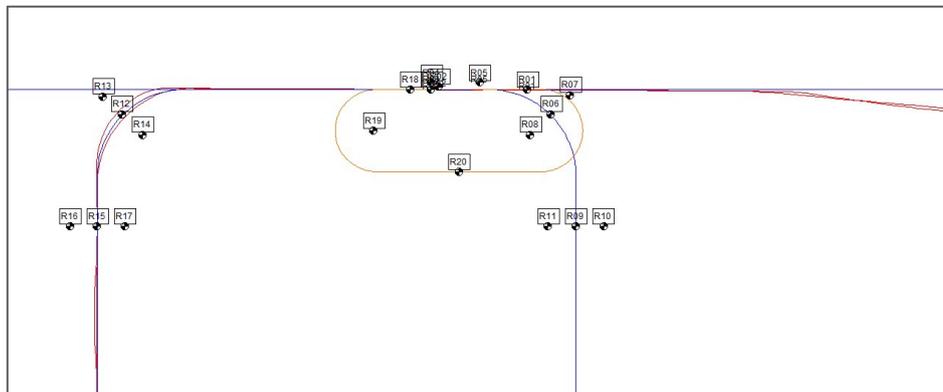
Für die zu erstellende Testaufgabe wurde entschieden, dass diese sich auf die Berechnung nach BUF mit rechnerisch ermitteltem Schub fokussieren sollte. Die anderen Varianten stellen Abwandlungen bereits standardisierter Berechnungsverfahren dar und bedürfen dieser Qualitätssicherung nicht. Damit ist der BUF-Testflugplatz die ausgewählte Infrastruktur.

Es wurde weiterhin entschieden, dass nun künstlich auf Basis von Flugbewegungsdaten sogenannte Pseudo-Radarspuren erstellt werden sollten. In Analogie zum realen Sachverhalt soll jeder Flug einzeln in Form zeitlich regelmäßiger Positionsupdates erfasst werden. Im Resultat sollte sich kein geometrisch exakter Flugverlauf ergeben. In Bezug auf die Anzahl der Flugbewegungen wurde ein sogenanntes Minimalbeispiel angestrebt, welches alle notwendigen Rechenschritte beinhaltet, ohne jedoch einen Anspruch auf Vollständigkeit in Bezug auf reale Verkehrszahlen zu erheben.

Infolge dieser Überlegungen wurde der BUF-Testflugplatz als Basis ausgewählt und für je eine An- und Abflugroute jeweils zwei Pseudotrajektorien aus Realdaten abgeleitet. Die Zahl zwei wurde gewählt, da damit die minimal mögliche Komplexität bedient wird, wenn alle Teilschritte der Berechnung, so auch die Überlagerung, vorgenommen werden sollen. Die aufbereiteten Flugspuren sind in nachstehender Abbildung 104 rot eingefärbt. Zum Vergleich sind die geometrisch definierten Routen des Testflugplatzes in blau zu sehen.

### Abbildung 104: Pseudo-Radarspuren als Grundlage für eine der BUF entlehnten Testaufgabe

Reale Flugverlaufsdaten werden rotiert und künstlich gekrümmt, um den Geometrien des BUF-Testflugplatzes zu genügen. Auf Grundlage dieser Trajektorien kann eine Segmentierung gemäß Verfahrensvorgaben von BUF vorgenommen und bei Vorhandensein eines bereits überprüften Berechnungsmoduls auch die Testaufgabe absolviert werden. Die beschrifteten Punkte kennzeichnen die vereinbarten Immissionsorte.



Quelle: © Wölfel Engineering GmbH + Co. KG 2021

Bei der Transformation der Flugspur wurde der jeweilige Endpunkt zur Fixierung der Lage herangezogen. Gemäß Bahnlänge am Testflugplatz waren folgende Verschiebungen der jeweils in den Koordinaten (0,0) endenden Trajektorien notwendig und zwar 1812,25 m für Starts und -300,00 m für Landungen.

Mit so transformierten Flugspuren wurden individuelle Ausbreitungsberechnungen an allen 20 Immissionspunkten des BUF-Testflugplatzes nach BUF durchgeführt. Für jede Flugspur wurde ein Flugereignis zugrunde gelegt. Die Kennzeichnungszeit ist (wie bei BUF üblich) ein Jahr. Die Flüge wurden jeweils dem Tag (6-18 Uhr) zugewiesen.

In der begleitend zum Bericht übergebenen Excel-Tabelle wurde individuell für jede Radarspur und für jeden Immissionspunkt zunächst der SEL ausgewiesen. Daraus wurde dann der Tag-Pegel LD berechnet und individuell sowie in Summe ausgewiesen. Die Positionen der 20 Immissionsorte sind in der Excel-Tabelle ebenfalls dokumentiert, siehe Anhang A.2.

Die Ausbreitungsberechnung selbst war bereits im Überprüfungsverfahren des BUF-Testflugplatzes qualitätsgesichert worden.

## 5.5 Würdigung und Ausblick

Im Rahmen der Konzeptstudie konnte somit gezeigt werden, dass Fluglärmrechnungen unter Nutzung von Flugverlaufsdaten möglich sind und sich als nützlich erweisen könnten, da Fluglärmstudien vereinfacht und objektiviert werden. Mögliche Datenquellen sind SSR und ADS-B, wobei ADS-B mittlerweile sehr gut verfügbar ist und demnächst auch in der operativen Flugsicherung Anwendung finden könnte.

Die Glättung und Verbesserung der Datenqualität mit Kálmán-Filterung führte zu guten Ergebnissen, da sich die bestimmte Beschleunigung sehr gut für die Bestimmung des Schubs eignet. Neben qualitativ hochwertigen Bewegungsdaten sind ebenfalls gute Wetterdaten erforderlich, vor allem wegen der noch immer unsicheren Windkomponente. Auch die Masseschätzung ist lösbar, aber eine hohe Genauigkeit ist und bleibt eine wissenschaftliche Herausforderung

Sind die Eingangsdaten einmal fixiert, kann die Berechnung in vertretbarem Aufwand durchgeführt werden. Die Ergebnisse sind vielversprechend und legen nahe, dass Lärmrechnungen auf Basis von Flugverlaufsdaten modellseitig gut handhabbar sind. Es werden plausible Ergebnisse erzielt, die zum Teil aber Fragen aufwerfen. Interessant im Sinne der Anwendung sind einerseits der Automatisierungsgedanke und andererseits das noch genauer nachzuweisende bessere Abbildungsvermögen gegenüber der Realität.

Durch die Verwendung von Flugverlaufsdaten entfallen manuelle und gegebenenfalls fehleranfälliger Modellierungsschritte und der Automatisierungsgrad steigt. Selbst bei gleichbleibenden Ergebnissen, wie für Variante 1 gezeigt, ist das für sich genommen ein Mehrwert. Durch die Abbildung realer Verläufe dürfte aber auch die Realität besser abgebildet werden, da gezeigt werden konnte, dass die Flüge gegenüber den Fixpunktprofilen teils stark streuen und auch systematische Abweichungen aufweisen.

Die Ergebnisse erfahren tatsächlich mit jeder hinzugenommenen Bewegungsgröße eine Veränderung, wie für die Varianten 2 bis 4 gezeigt wird. Mit der letzten Variante 4 wird zudem nachgewiesen, dass der für die Lärmemission maßgebliche Schub gut bestimmt und in ein Ergebnis überführt werden kann, welches mit seinen interessanten, flugphasenspezifischen Abweichungen vom bisherigen Stand drängende Fragen für die weitere Forschung aufwirft.

Die für die Machbarkeitsstudie fokussierten Rahmenbedingungen mit der Vielzahl an Flugbewegungen und Flugrouten erschweren jedoch genaue Betrachtungen von Ursache-/Wirkungs-Relationen. Weitere Studien sollten den Einfluss der Berechnungsmethoden auf Basis von Einzelflügen im Detail untersuchen. Weiterhin ist der Sprung zwischen Variante 3 und 4 ein sehr großer, da gleichzeitig mit der Aufnahme des Schubs in die Eingangsdaten auch die Methode der Lärmrechnung umgestellt wird. Eine Zwischenvariante, welche den Schub auf den AzB-Zusatzpegel abbildet, könnte hier eine bessere Kontinuität herstellen und so wertvolle Einblicke bieten.

Schließlich wären dann Validierungsstudien gegenüber real gemessenen Lärmpegeln erforderlich, um neben der Machbarkeit auch die Korrektheit der Methode nachzuweisen.

## 6 Quellenverzeichnis

- [1] BUNDESMINISTERIUM DER JUSTIZ UND FÜR VERBRAUCHERSCHUTZ: Gesetz zum Schutz gegen Fluglärm in der Fassung der Bekanntmachung vom 31. Oktober 2007. vol. 2550 : BMJV, 2007
- [2] UMWELTBUNDESAMT: Anleitung zur Datenerfassung über den Flugbetrieb (AzD) : Umweltbundesamt, 2007. — Zugriff: 30.11.2018 10:30Uhr
- [3] UMWELTBUNDESAMT: Anleitung zur Berechnung von Lärmschutzbereichen (AzB) : Umweltbundesamt, 2007. — Zugriff: 30.11.2018 10:30Uhr
- [4] BUNDESMINISTERIUM DER JUSTIZ UND FÜR VERBRAUCHERSCHUTZ: Gesetz zum Schutz vor schädlichen Umwelteinwirkungen durch Luftverunreinigungen, Geräusche, Erschütterungen und ähnliche Vorgänge (Bundes-Immissionsschutzgesetz - BImSchG). Berlin : BMJV, 2013
- [5] KEPHALOPOULOS, STYLIANOS ; PAVIOTTI, MARCO ; ANFOSSO-LÉDÉE, FABIENNE: *Common noise assessment methods in Europe (CNOSSOS-EU)* : Publications Office of the European Union, 2012
- [6] EUROPEAN CIVIL AVIATION CONFERENCE: Doc. 29. In: *Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, 4th Edition* (2016), Nr. 4
- [7] BUNDESMINISTERIUM DER JUSTIZ UND FÜR VERBRAUCHERSCHUTZ: Berechnungsmethode für den Umgebungslärm von Flugplätzen (BUF) : BMJV, 2018
- [8] THOMANN, G. ; BÜTIKOFER, R. ; KREBS, W.: *FLULA2 - Ein Verfahren zur Berechnung und Darstellung der Fluglärmbelastung, Version 4* : EMPA, Abteilung Akustik und Lärmbekämpfung, 2010
- [9] EUROPEAN CIVIL AVIATION CONFERENCE: Doc. 29. In: *Report on Standard Method of Computing Noise Contours around Civil Airports, 3rd Edition* (2005), Nr. 3
- [10] BAUD, OLIVIER ; GOMORD, PIERRE ; HONORÉ, NICOLAS ; LOICOSTORERO ; TAUPIN, OLIVIER ; TUBERY, PHILIPPE: Multi sensor data fusion architectures for Air Traffic Control applications. In: *Sensor and Data Fusion* : InTech, 2009
- [11] YONG, TANG ; HONGGANG, WU ; ZHILI, XU ; ZHONGTAO, HUANG: ADS-B and SSR data fusion and application. In: *2012 IEEE International Conference on Computer Science and Automation Engineering (CSAE)*. vol. 2 : IEEE, 2012, pp. 255–258
- [12] WEGGEMANS, JE ; WEERT, JFHW VAN: *A Generic Platform for building Air Traffic Environmental Internet Services* ( Nr. NLR-TP-2007-696) : National Aerospace Laboratory NLR, 2007
- [13] ROTHE-OSWALD, THOMAS: FANOMOS-ASCII-Datei mit Radar- und Flugplandaten (2011)
- [14] GESELLSCHAFT FÜR LUFTVERKEHRSFORSCHUNG MBH: *Bewertung des flugbetrieblichen Risikos aufgrund von Durchdringungen der Hindernisbegrenzungs- und -erfassungsflächen am Flughafen Nürnberg*. Dresden : Gesellschaft für Luftverkehrsforschung mbH, 2017
- [15] GESELLSCHAFT FÜR LUFTVERKEHRSFORSCHUNG MBH: *Safety Assessment für nicht ICAO-kompatible Rollhalteorte im An- und Abflugsektor der Start- und Landebahnen 25L/07R und 25C/07C am Verkehrsflughafen Frankfurt / Main*. Dresden : Gesellschaft für Luftverkehrsforschung mbH, 2014
- [16] GESELLSCHAFT FÜR LUFTVERKEHRSFORSCHUNG MBH: *Aeronautical Study zur flugbetrieblichen Verträglichkeit des geplanten Vorfeldtowers am Terminal 3 des Flughafens Frankfurt Main*. Dresden : Gesellschaft für Luftverkehrsforschung mbH, 2012
- [17] THIEL, CHRISTOPH ; FRICKE, HARTMUT: Collision Risk On Final Approach—a Radar Data Based Evaluation Method To Assess Safety. In: *Proceedings of the International Conference on Research in Air Transportation (ICRAT)*. Budapest, Hungary, 2010
- [18] THIEL, CHRISTOPH ; SEIß, CHRISTIAN ; VOGEL, MARKUS ; FRICKE, HARTMUT: Safety Monitoring Of New Implemented Approach Procedures By Means Of Radar Data Analysis. In:

- Proceedings of the International Conference on Research in Air Transportation (ICRAT).*  
San Francisco, CA, USA, 2012
- [19] FRAUENKRON, H ; BIEGHOLDT, J ; MAIß, M ; PALANIS, P ; SMITH, E: *FLIP-Flight Performance using Frankfurt ILS* ( Nr. V2.0). Offenbach : Deutsche Flugsicherung GmbH (DFS), 2001
- [20] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Durchführungsverordnung (EU) Nr. 1207/2011 der Kommission vom 22. November 2011 zur Festlegung der Anforderungen an die Leistung und die Interoperabilität der Überwachung im einheitlichen europäischen Luftraum : EU, 2011
- [21] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Durchführungsverordnung (EU) Nr. 1028/2014 der Kommission vom 26. September 2014 zur Änderung der Durchführungsverordnung (EU) Nr. 1207/2011 zur Festlegung der Anforderungen an die Leistung und die Interoperabilität der Überwachung im einheitlichen europäischen Luftraum : EU, 2014
- [22] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Durchführungsverordnung (EU) 2017/386 der Kommission vom 6. März 2017 zur Änderung der Durchführungsverordnung (EU) Nr. 1207/2011 der Kommission zur Festlegung der Anforderungen an die Leistung und die Interoperabilität der Überwachung im einheitlichen europäischen Luftraum : EU, 2017
- [23] LÜTTEL, MICHAEL: ADS-B (AutomaticDependent Surveillance –Broadcast) in der DFS. In: *Innovation im Fokus Informationen zu Forschung, Entwicklung und Validierung* vol. 02 (2017), pp. 17–22
- [24] LIEDTKE, ALINE ; KONOPKA, DR. JENS: Häufigkeit von Simultaneous Transmissions im Flugfunk. In: *Innovation im Fokus Informationen zu Forschung, Entwicklung und Validierung* vol. 01 (2018), pp. 13–22
- [25] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Decision 2013/031/R of the Executive Director of the Agency of 17 December 2013 adopting Certification Specifications for Airborne Communications Navigation and Surveillance (CS ACNS) : EU, 2013
- [26] CAMPBELL, STEVEN D ; GRAPPEL, ROBERT D ; FLAVIN, JAMES M: Multi-sensor processing for aircraft surveillance in mixed radar/ADS-B environments. In: *2008 Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications-Enhanced Surveillance of Aircraft and Vehicles* : IEEE, 2008, pp. 1–6
- [27] STANZEL, STEFAN: Validierung: ADS-B Datenuntersuchungsprototyp (2010)
- [28] VERBRAAK, T ; ELLERBROEK, J ; SUN, J ; HOEKSTRA, J: Large-Scale ADS-B Data and Signal Quality Analysis. In: *12th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar (ATM2017)*, 2017
- [29] CHO, TAEHWAN ; LEE, CHANGHO ; CHOI, SANGBANG: Multi-sensor fusion with interacting multiple model filter for improved aircraft position accuracy. In: *Sensors* vol. 13, Multidisciplinary Digital Publishing Institute (2013), Nr. 4, pp. 4122–4137
- [30] POURVOYEUR, KLAUS ; MATHIAS, ADOLF ; HEIDGER, RALF: Investigation of measurement characteristics of MLAT/WAM and ADS-B. In: *2011 Tyrrhenian International Workshop on Digital Communications-Enhanced Surveillance of Aircraft and Vehicles* : IEEE, 2011, pp. 203–206
- [31] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Operation of Aircraft – Part I – International Commercial Air Transport – Aeroplanes. Montreal, Canada : ICAO Annex 6, 2016
- [32] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Operation of Aircraft – Part III – International Operations – Helicopters. Montreal, Canada : ICAO Annex 6, 2016
- [33] THOMANN, G. ; BÜTIKOFER, R. ; KREBS, W.: *FLULA2 - Ein Verfahren zur Berechnung und Darstellung der Fluglärmbelastung* : EMPA, Abteilung Akustik und Lärmbekämpfung, 2001. — Zugriff: 14.11.18 09:30 Uhr
- [34] SCHÄFFER, BEAT ; BÜTIKOFER, RUDOLF ; PLÜSS, STEFAN ; THOMANN, GEORG: Aircraft noise: accounting for changes in air traffic with time of day. In: *The Journal of the Acoustical Society of America* vol. 129, ASA (2011), Nr. 1, pp. 185–199

- [35] RHODES, DP ; OLLERHEAD, JB: Aircraft noise model validation. In: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. vol. 2001, 2001, pp. 2556–2561
- [36] JOPSON, IAN ; RHODES, DR DARREN ; HAVELOCK, PETER: Aircraft Noise Model Validation - How Accurate Do We Need To Be? In: *Institute of Acoustics conference Action on Environmental Noise*. vol. 13 : UK Department of Transport, 2018. — Zugriff: 27.11.18 13:30Uhr
- [37] RHODES, DP ; OLLERHEAD, JB: Aircraft noise model validation. In: *INTER-NOISE and NOISE-CON Congress and Conference Proceedings*. vol. 2001 : UK Civil Aviation Authority, 2001. — Zugriff: 22.11.18 11:30Uhr, pp. 2556–2561
- [38] SOCIETY OF AUTOMOTIVE ENGINEERS: Procedure for the Calculation of Airplane Noise in the Vicinity of Airports, SAE-AIR 1845 : SAE, 1986
- [39] FORSYTH, DAVID W ; GULDING, JOHN ; DiPARDO, JOSEPH: *Review of Integrated Noise Model (INM) equations and processes* ( Nr. NASA/CR-2003-212414). Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681-2199 : NASA, 2003
- [40] DiPARDO, JOSEPH: AEDT Status and Development Plan (2019)
- [41] EIJK, ARIE VAN DER: Aviation Noise Modeling in Australia Transition from INM 7.0d to AEDT (2018)
- [42] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Aviation Environmental Design Tool (AEDT) – Supplemental*. Washington, DC, USA : Federal Aviation Administration (FAA), 2018
- [43] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: *Guidance on Using the Aviation Environmental Design Tool (AEDT) to Conduct Environmental Modeling for FAA Actions Subject to NEPA*. Washington, DC, USA : Federal Aviation Administration (FAA), 2017
- [44] LUBRANI, PETER ; JELINEK, FRANK ; CAVADINI, LAURENT: *Required Enhancements Of Existing Assessment Noise Models To Validate SESAR Operational Improvements Steps* ( Nr. D2.4.4-03). Brussels, Belgium : INECO for EUROCONTROL EEC, 2009
- [45] HULLAH, PETER ; CAVADINI, LAURENT: Aircraft noise modelling validation through the use of full 4-D flight trajectories including thrust calculation. In: *Proceedings of 4th FAA/Eurocontrol R&D Conference* : EUROCONTROL, 2001. — Zugriff: 27.11.18 13:30Uhr
- [46] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Doc. 9911. In: *Recommended Method for Computing Noise Contours Around Airports* (2008)
- [47] EUROPÄISCHE KOMMISSION: RICHTLINIE (EU) 2015/996 DER KOMMISSION vom 19. Mai 2015 zur Festlegung gemeinsamer Lärmbewertungsmethoden gemäß der Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates : EU, 2015
- [48] EUROPÄISCHE KOMMISSION: Berichtigung der Richtlinie (EU) 2015/996 der Kommission vom 19. Mai 2015 zur Festlegung gemeinsamer Lärmbewertungsmethoden gemäß der Richtlinie 2002/49/EG des Europäischen Parlaments und des Rates : EU, 2018
- [49] ISERMANN, DR. RER. NAT. ULLRICH: DIN 45689 - warum und wie könnte sie aussehen? (2010)
- [50] VOGELANG, BERTHOLD M. ; SCHAAL, JOCHEN ; VERIC, SVENJA: AzB vs. Doc 29 - Oder wer kann die Gunst der Radarspuren gewinnen? In: *41. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA 2015)*, 2015, pp. 163–166
- [51] ISERMANN, DR. RER. NAT. ULLRICH ; SCHMID, DIPL.-PHYS. RAINER: *Berechnung und Bewertung von Fluglärm* ( Nr. FE-Nr. L-2/96-50144/96). Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt Institut für Strömungsmechanik Abteilung Messverfahren und Strömungsanalyse Bunsenstraße 10 D-73073 Göttingen : Institut für Strömungsmechanik, 1999. — Zugriff: 30.11.2018 09:00Uhr
- [52] GRUBBS, FRANK E.: Procedures for Detecting Outlying Observations in Samples. In: *Technometrics* 11 vol. Nr. 1 (1969), pp. 1–21
- [53] HEDDERICH, J. ; SACHS, L.: *Angewandte Statistik, Methodensammlung mit R* : Springer Verlag Berlin/Heidelberg, 2012

- [54] BACH, RALPH E ; PAIELLI, RUSSELL A: *A user guide for smoothing air traffic radar data* ( Nr. NASA/TM—2014–216520) : NASA Ames Research Center, 2014
- [55] KONLE, WOLFGANG: Track data smoothing for air traffic simulation. In: *GI-Jahrestagung*, 2011, p. 499
- [56] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; DURAND, NICOLAS: Energy rate prediction using an equivalent thrust setting profile. In: *ICRAT 2012, 5th International Conference on Research in Air Transportation*, 2012, p. pp-xxxx
- [57] GIOVINO, JEFFREY D: Idealized truth data for system modeling and testing. In: *2008 Integrated Communications, Navigation and Surveillance Conference* : IEEE, 2008, pp. 1–10
- [58] NUÑEZ, HECTOR ESCAMILLA ; MORA-CAMINO, FELIX ANTONIO CLAUDIO: Generation of Optimal Smooth Trajectories using Bezier Curves for Transport Aircraft. In: *SITRAER 2017, 16th Brazilian Air Transport Research Society Symposium: "Opportunities and Challenges for the Growth of Air Transport"*, 2017
- [59] GARCIA, JESÚS ; BESADA, JUAN A ; SOTO, ANDRÉS ; MIGUEL, GONZALO DE: Opportunity trajectory reconstruction techniques for evaluation of ATC systems. In: *International Journal of Microwave and Wireless Technologies* vol. 1, Cambridge University Press (2009), Nr. 3, pp. 231–238
- [60] GARCIA, JESÚS ; MOLINA, JOSÉ M ; BESADA, JUAN A ; MIGUEL, GONZALO DE: Model-based trajectory reconstruction using IMM smoothing and motion pattern identification. In: *2007 10th International Conference on Information Fusion* : IEEE, 2007, pp. 1–8
- [61] LIU, YUNFENG ; SUO, JIDONG ; KARIMI, HAMID REZA ; LIU, XIAOMING: A filtering algorithm for maneuvering target tracking based on smoothing spline fitting. In: *Abstract and Applied Analysis*. vol. 2014 : Hindawi, 2014. — Zugriff 09.01.19 15:20Uhr
- [62] GREWAL, MOHINDER S ; ANDREWS, ANGUS P: Applications of Kalman filtering in aerospace 1960 to the present [historical perspectives]. In: *IEEE Control Systems Magazine* vol. 30, IEEE (2010), Nr. 3, pp. 69–78
- [63] RISTIC, BRANKO ; ARULAMPALAM, SANJEEV ; GORDON, NEIL: *Beyond the Kalman filter: Particle filters for tracking applications* : Artech house, 2003
- [64] MAZOR, EFIM ; AVERBUCH, AMIR ; BAR-SHALOM, YAAKOV ; DAYAN, JOSHUA: Interacting Multiple Model Methods In Target Tracking: A Survey. In: *IEEE Transactions On Aerospace And Electronic Systems* vol. 34, IEEE (1998), Nr. 1, pp. 103–123
- [65] PULFORD, GRAHAM W: A Survey of Manoeuvring Target Tracking Methods. In: *arXiv preprint arXiv:1503.07828* (2015)
- [66] BLOM, HENK AP ; BAR-SHALOM, YAAKOV: The Interacting Multiple Model Algorithm For Systems With Markovian Switching Coefficients. In: *IEEE transactions on Automatic Control* vol. 33, IEEE (1988), Nr. 8, pp. 780–783
- [67] LI, XIAO-RONG ; BAR-SHALOM, YAAKOV: Design of an interacting multiple model algorithm for air traffic control tracking. In: *IEEE Transactions on Control Systems Technology* vol. 1, IEEE (1993), Nr. 3, pp. 186–194
- [68] BAUD, OLIVIER ; HONORE, NICOLAS ; TAUPIN, OLIVIER: Radar/ADS-B data fusion architecture for experimentation purpose. In: *2006 9th International Conference on Information Fusion* : IEEE, 2006, pp. 1–6
- [69] BESADA, JUAN A ; GARCIA, JESUS ; DE MIGUEL, G ; JIMENEZ, FJ ; GAVIN, G ; CASAR, JR: Data fusion algorithms based on radar and ADS measurements for ATC application. In: *Record of the IEEE 2000 International Radar Conference [Cat. No. 00CH37037]* : IEEE, 2000, pp. 98–103
- [70] GENOVESE, ANTHONY F: The Interacting Multiple Model Algorithm for Accurate State Estimation of Maneuvering Targets. In: *Johns Hopkins APL technical digest* vol. 22, Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (2001), Nr. 4, pp. 614–623. — Zugriff 09.01.19 15:50Uhr

- [71] DA SILVA, JULIO LR ; BRANCALION, JOSE FB ; FERNANDES, DAVID: Data fusion techniques applied to scenarios including ADS-B and radar sensors for air traffic control. In: *2009 12th International Conference on Information Fusion* : IEEE, 2009, pp. 1481–1488
- [72] KARLGAARD, CHRISTOPHER D ; TARTABINI, PAUL V ; BLANCHARD, ROBERT C ; KIRSCH, MICHAEL ; TONIOLO, MATTHEW D: Hyper-X post-flight trajectory reconstruction. In: *Journal of Spacecraft and Rockets* vol. 43 (2006), Nr. 1, pp. 105–115
- [73] LU, YU ; HUANG, RONGSHUN ; XU, ZILI: Multi-sensor Data Fusion Based on ADS-B and MLAT in Approach. In: *Applied Mechanics & Materials* vol. 602 (2014), pp. 2491–2494
- [74] LI, X RONG ; JILKOV, VESSELIN P: Survey of maneuvering target tracking. Part I. Dynamic models. In: *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems* vol. 39, IEEE (2003), Nr. 4, pp. 1333–1364
- [75] KAUNE, REGINA ; STEFFES, CHRISTIAN ; RAU, SVEN ; KONLE, WOLFGANG ; PAGEL, JUERGEN: Wide area multilateration using ADS-B transponder signals. In: *2012 15th International Conference on Information Fusion* : IEEE, 2012, pp. 727–734
- [76] KOVELL, BRANDON ; MELLISH, BENJAMIN ; NEWMAN, THOMAS ; KAJOPAIYE, OLUSOLA: *Comparative analysis of ADS-B verification techniques*. vol. 4. Boulder, Colorado, USA : The University of Colorado, Boulder, 2012
- [77] ISHCHENKO, SERGIY: Aircraft take-off mass estimation in aviation incident investigation process. In: *Proceedings of the National Aviation University*, 2014, pp. 92–99
- [78] SUN, JUNZI ; BLOM, HA ; ELLERBROEK, JOOST ; HOEKSTRA, JACCO M: Aircraft mass and thrust estimation using recursive bayesian method. In: *8th International Conference on Research in Air Transportation*, 2018
- [79] SUN, JUNZI ; ELLERBROEK, JOOST ; HOEKSTRA, JACCO: Bayesian inference of aircraft initial mass. In: *Proceedings of the 12th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar* : FAA/EUROCONTROL, 2017
- [80] SUN, JUNZI ; ELLERBROEK, JOOST ; HOEKSTRA, JACCO: Modeling and inferring aircraft takeoff mass from runway ADS-B data. In: *7th International Conference on Research in Air Transportation*, 2016
- [81] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; DURAND, NICOLAS: Machine learning applied to airspeed prediction during climb. In: *ATM seminar 2015, 11th USA/EUROPE Air Traffic Management R&D Seminar*, 2015
- [82] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; DURAND, NICOLAS: Machine learning and mass estimation methods for ground-based aircraft climb prediction. In: *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems* vol. 16, IEEE (2015), Nr. 6, pp. 3138–3149
- [83] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; DURAND, NICOLAS: Ground-based estimation of aircraft mass, adaptive vs. least squares method. In: *Proceedings of USA/Europe ATM R&D Seminar 2013*, 2013
- [84] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; DURAND, NICOLAS: Learning the aircraft mass and thrust to improve the ground-based trajectory prediction of climbing flights. In: *Transportation Research Part C: Emerging Technologies* vol. 36, Elsevier (2013), pp. 45–60
- [85] ALLIGIER, RICHARD ; GIANAZZA, DAVID ; HAMED, MOHAMMAD GHASEMI ; DURAND, NICOLAS: Comparison of two ground-based mass estimation methods on real data. In: *ICRAT 2014, 6th International Conference on Research in Air Transportation*, 2014, p. pp-xxxx
- [86] ALLIGIER, RICHARD ; HAMED, MOHAMMAD GHASEMI ; GIANAZZA, DAVID ; SERRURIER, MATHIEU: Ground-based prediction of aircraft climb: point-mass model vs regression methods. In: *Complex World 2011, 1st Annual Complex World Conference*, 2011, p. pp-xxxx
- [87] CHATI, YASHOVARDHAN S ; BALAKRISHNAN, HAMSA: Statistical modeling of aircraft takeoff weight. In: *Proceedings of the USA/Europe ATM R&D Seminar 2017*, 2017

- [88] CHATI, YASHOVARDHAN S ; BALAKRISHNAN, HANSA: Aircraft engine performance study using flight data recorder archives. In: *2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, 2013, p. 4414
- [89] HE, FANG ; LI, LISHUAI ; ZHAO, WEIZUN ; XIAO, GANG: Aircraft Mass Estimation using Quick Access Recorder Data. In: *Proceedings of 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*, 2018, pp. 1–5
- [90] SUN, JUNZI ; ELLERBROEK, JOOST ; HOEKSTRA, JACCO M: Aircraft initial mass estimation using Bayesian inference method. In: *Transportation Research Part C: Emerging Technologies* vol. 90, Elsevier (2018), pp. 59–73
- [91] ISERMANN, DR. RER. NAT. ULLRICH: Die AzB von 2008 im Vergleich mit ECAC Doc.29 3rd Edition (2009)
- [92] (ICAO), INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: *Manual on Required Navigation Performance (RNP)*. 2nd Ed., 1999
- [93] THIEL, CHRISTOPH: *Untersuchung der Navigationsgenauigkeiten von Luftfahrzeugen im Flughafennahbereich - Modellierung und Implementierung dreidimensionaler Verteilungsfunktionen unter Berücksichtigung der Navigationsinfrastruktur an großen Verkehrsflughäfen*. Berlin, TU Berlin, 2009
- [94] B.D. BOJANOV, A.A. SAHAKIAN H.A. HAKOPIAN: *Spline Functions and Multivariate Interpolations* : Springer Verlag, 1993
- [95] BARTELS, RICHARD H. ; BEATTY, JOHN C. ; BARSKY, BRIAN A.: *An Introduction to Splines for Use in Computer Graphics & Geometric Modeling*. San Francisco, CA, USA : Morgan Kaufmann Publishers Inc., 1987 — ISBN 0934613273
- [96] BOOR, CARL DE: *A Practical Guide to Splines, Applied Mathematical Sciences* : Springer, 1978 — ISBN 978-1-4612-6333-3
- [97] SCHABACK, ROBERT: A practical guide to radial basis functions. In: *Electronic Resource* vol. 11 (2007), pp. 1–12
- [98] PIEGL, L. ; TILLER, W: *The NURBS Book*. 2nd ed. New York : Springer-Verlag, 1997
- [99] BOOKSTEIN, FRED L.: Principal Warps: Thin-Plate Splines and the Decomposition of Deformations. In: *IEEE Trans. Pattern Anal. Mach. Intell.* vol. 11 (1989), Nr. 6, pp. 567–585
- [100] HARTIKAINEN, JOUNI ; SOLIN, ARNO ; SÄRKKÄ, SIMO: Optimal filtering with Kalman filters and smoothers a manual for the MATLAB toolbox EKF/UKF version 1.3, Citeseer (2011)
- [101] FARAGHER, RAMSEY: Understanding the basis of the kalman filter via a simple and intuitive derivation [lecture notes]. In: *IEEE Signal processing magazine* vol. 29, IEEE (2012), Nr. 5, pp. 128–132
- [102] GARCIA, JESÚS ; BESADA, JUAN A ; MOLINA, JOSÉ M ; MIGUEL, GONZALO DE: Model-based trajectory reconstruction with IMM smoothing and segmentation. In: *Information Fusion* vol. 22, Elsevier (2015), pp. 127–140
- [103] LOPEZ, RÉMY ; DANÈS, PATRICK: Exploiting Rauch-Tung-Striebel formulae for IMM-based smoothing of Markovian switching systems. In: *2012 IEEE international conference on acoustics, speech and signal processing (ICASSP)* : IEEE, 2012, pp. 3953–3956
- [104] NADARAJAH, NANDAKUMARAN ; SIVAGNANAM, SUTHARSAN ; THARMARASA, R. ; LANG, TOM ; MCDONALD, MIKE ; KIRUBARAJAN, THIA: Interacting multiple model forward filtering and backward smoothing for maneuvering target tracking. In: *Proc SPIE* vol. 7445 (2009)
- [105] HELMICK, RONALD E ; BLAIR, W DALE ; HOFFMAN, SCOTT A: Fixed-interval smoothing for Markovian switching systems. In: *IEEE Transactions on Information Theory* vol. 41, IEEE (1995), Nr. 6, pp. 1845–1855
- [106] HELMICK, RONALD E ; BLAIR, W DALE ; HOFFMAN, SCOTT A: Interacting multiple-model approach to fixed-interval smoothing. In: *Proceedings of 32nd IEEE Conference on Decision and Control* : IEEE, 1993, pp. 3052–3057

- [107] SCHEIDERER, JOACHIM: *Angewandte Flugleistung: eine Einführung in die operationelle Flugleistung vom Start bis zur Landung* : Springer Science & Business Media, 2008
- [108] EUROCONTROL: *User manual for the base of aircraft data (BADA) revision 3.11* ( Nr. 13/04/16-01). Brétigny-sur-Orge CEDEX : EUROCONTROL, 2013
- [109] ORGANIZATION, INTERNATIONAL CIVIL AVIATION: *Manual of the ICAO Standard Atmosphere: extended to 80 kilometres (262 500 feet)*. vol. 7488 : International Civil Aviation Organization, 1993
- [110] NUIC, ANGELA ; POLES, DAMIR ; MOUILLET, VINCENT: BADA: An advanced aircraft performance model for present and future ATM systems. In: *International journal of adaptive control and signal processing* vol. 24, Wiley Online Library (2010), Nr. 10, pp. 850–866
- [111] HOEKSTRA, J: Aircraft performance models for ATM Research. In: *Tutorials at the 7th International Congress on Research in Air Transportation (ICRAT), Philadelphia, PA, 2016*
- [112] NUIC, ANGELA ; POINSOT, CHANTAL ; IAGARU, MIHAI-GEORGE ; GALLO, EDUARDO ; NAVARRO, FRANCISCO A ; QUEREJETA, CARLOS: Advanced aircraft performance modeling for ATM: Enhancements to the BADA model. In: *24th Digital Avionics System Conference : AIAA/IEEE Washington, DC, 2005*, pp. 1–14
- [113] DALMAU CODINA, RAMON ; PRATS MENÉNDEZ, XAVIER ; RAMONJOAN ESCOBAR, ALEX ; SOLEY, SANTIAGO: Estimating fuel consumption from radar tracks: a validation exercise using FDR and radar tracks from descent trajectories. In: *CEAS Aeronautical Journal*, Springer (2020)
- [114] EUROCONTROL: *User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Family 4*. EEC Technical Scientific Report No. 12/11/22-58, European Organisation for the Safety of Air Navigation Brussels (2014)
- [115] STADIE, MARCEL: *Methodenentwicklung zur Bestimmung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse mittels Flugleistungsberechnungen*. Dresden, TU Dresden, 2021
- [116] ARULAMPALAM, M SANJEEV ; MASKELL, SIMON ; GORDON, NEIL ; CLAPP, TIM: A tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking. In: *IEEE Transactions on signal processing* vol. 50, Ieee (2002), Nr. 2, pp. 174–188
- [117] SUN, JUNZI ; BLOM, HENK AP ; ELLERBROEK, JOOST ; HOEKSTRA, JACCO M: Particle filter for aircraft mass estimation and uncertainty modeling. In: *Transportation Research Part C: Emerging Technologies* vol. 105, Elsevier (2019), pp. 145–162
- [118] SU, RUISI: *Methodenentwicklung zur stochastischen Schätzung der tatsächlichen Luftfahrzeugmasse aus öffentlich verfügbaren Betriebsdaten*. Dresden, TU Dresden, 2021
- [119] DR. JASON BLINSTRUB, DR. RAINER SCHMID DR. ULLRICH ISERMANN DR. TILL RAITOR: *Überprüfung und Verbesserung der Berechnungsverfahren beim Fluglärm* ( Nr. 92/2021). Göttingen : Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2021

## A Anhang

### A.1 Details FANOMOS-Datenformat

Die von der DFS erzeugten Flugverlaufsdaten im FANOMOS-Format enthalten hinsichtlich der Flugplaninformationen die in nachfolgender Abbildung 105 dargestellten Daten.

**Abbildung 105: FANOMOS-Daten – Flugplaninformationen**

Datenfeld	Beschreibung	Format bzw. Werte
flight-id	Flug-ID Zahl, die FANOMOS intern einem Flug zuordnet, um dessen Flugplan- und Radardaten zu korrelieren	dezimale Zahl im Intervall: {1...999999}
Date	Datum Tag des Fluges, bezogen auf Start- oder Landeereignis	Datum im Format YYYY-MM-DD (Jahr 4-stellig, Monat 2-stellig, Tag 2-stellig; getrennt durch „-“)
ata/atd	ATA bzw. ATD Actual Time of Arrival (ATA) bzw. Actual Time of Departure (ATD) des Fluges, der den Zeitpunkt der Landung bzw. des Startes bestimmt	Uhrzeit im Format hh:mm:ss (2-stellige Ausgabe von Stunde, Minute, Sekunde; getrennt durch „:“)
origin	Start-Airport Abflughafen des Fluges im ICAO-Format	Alphabetische Zeichen (4-stellig)
destin	Ziel-Airport Ankunftsflughafen des Fluges im ICAO-Format	Alphabetische Zeichen (4-stellig)
runway	Runway Bezeichnung der Lande- bzw. Startbahn, die ein Flug an einem Airport zum Landen oder Starten nutzt	Alphanumerische Zeichen (3-stellig)
callsign	Callsign Rufzeichen des Fluges	Alphanumerische Zeichen (bis zu 9-stellig)
ac-type	Aircraft-Typ Aircraft-Typ des Flugzeuges	Alphanumerische Zeichen (bis zu 6-stellig)
flighttype	Flugtyp Anflug bzw. Abflug	Arrival oder Departure
numberOfTracks	Number of Tracks Anzahl der zu einem Flug gehörenden Tracks (Block von Radar-Plots)	dezimale Zahl im Intervall: {1...999999}
track-id	Track-ID Nummer des zu einem Flug gehörenden Tracks (Block von Radar-Plots)	dezimale Zahl im Intervall: {1...999999}
startdate	Start-Datum Datum des Tages, an dem die Radardatenaufzeichnung des Fluges beginnt	Datum im Format YYYY-MM-DD (Jahr 4-stellig, Monat 2-stellig, Tag 2-stellig; getrennt durch „-“)
starttime	Start-Zeit Uhrzeit zu Beginn der Radardatenaufzeichnung eines Fluges in UTC	Uhrzeit im Format hh:mm:ss (2-stellige Ausgabe von Stunde, Minute, Sekunde; getrennt durch „:“)
enddate	Ende-Datum Datum des Tages, an dem die Radardatenaufzeichnung des Fluges endet	Datum im Format YYYY-MM-DD (Jahr 4-stellig, Monat 2-stellig, Tag 2-stellig; getrennt durch „-“)
endtime	Ende-Zeit Uhrzeit zum Ende der Radardatenaufzeichnung eines Fluges in UTC	Uhrzeit im Format hh:mm:ss (2-stellige Ausgabe von Stunde, Minute, Sekunde; getrennt durch „:“)
numberOfEntries	Plotanzahl Anzahl der Radar-Plots für einen Flug mit der ID-Nummer <flight-id> und Track-ID <track-id>	dezimale Zahl im Intervall: {1...999999}

Quelle: DFS [13]

Die Positionsdaten eines FANOMOS-Datensatzes enthalten die in nachfolgender Abbildung 106 dargestellten Informationen.

**Abbildung 106: FANOMOS-Daten – Positionsinformationen**

Datenfeld	Beschreibung	Format bzw. Werte
t (sec)	Flugzeit <i>Dauer der Aufzeichnung in Sekunden (Offset Time) vom Beginn bis zum Ende der Radardaten-aufzeichnung des Fluges</i>	dezimale Zahl mit einer Nachkommastelle im Intervall: {1...999999}.[0-9]
X (m)	x-Koordinate <i>UTM-Koordinate (nördliche Hemisphäre) „East“ in Meter, Meridianstreifen 32 (9 Grad E) mit Summanden -32000000 (FANOMOS-Format)</i>	dezimale, 6-stellige Zahl mit einer Nachkommastelle im Format [0-9]...[0-9].[0-9]
Y (m)	y-Koordinate <i>UTM-Koordinate (nördliche Hemisphäre) „North“ in Meter, Meridianstreifen 32 (9 Grad E) mit Summanden -5000000 (FANOMOS-Format)</i>	dezimale, 6-stellige Zahl mit einer Nachkommastelle im Format [0-9]...[0-9].[0-9]
Z (m)	z-Koordinate <i>Angabe der Höhe (MSL) in Meter</i>	dezimale Zahl mit einer Nachkommastelle im Intervall: {1...999999}.[0-9]
GS (m/s)	Groundspeed <i>Geschwindigkeit in Meter pro Sekunde</i>	dezimale Zahl mit einer Nachkommastelle im Intervall: {1...999999}.[0-9]
DS (m)	Distance <i>zurückgelegte Distanz in Meter</i>	dezimale Zahl mit einer Nachkommastelle im Intervall: {1...999999}.[0-9]
.	<numberOfEntries>-Anzahl der Zeilen vom Typ: "t (sec) , X (m) , Y (m) , Z (m) , GS (m/s) , DS (m) "	s.o.

Quelle: DFS [13]

## A.2 Berechnungsergebnisse BUF-Testflugplatz

**Tabelle 10: Berechnungsergebnis Testaufgabe,  $L_D$ /dB(A)**

Immissionsort (Lage x/m; y/m)	Anflug 1	Anflug 2	Abflug 1	Abflug 2	Summe
R01 (6500,00; 0,00)	-29.709	-29.602	10.913	18.509	19.206
R02 (0,01; 200,00)	10.825	10.361	-10.683	-10.576	13.642
R03 (-500,00; 0,00)	24.568	22.748	-13.061	-12.546	26.764
R04 (-500,00; 500,00)	2.818	2.663	-13.593	-11.932	5.874
R05 (3000,00; 500,00)	-21.921	-21.893	12.28	16.358	17.792
R06 (8200,00; -1800,00)	-34.39	-34.203	-2.541	6.118	6.673
R07 (9600,00; -400,00)	-34.508	-34.492	5.98	12.082	13.035
R08 (6700,00; -3300,00)	-34.133	-33.982	-11.265	-2.302	-1.778
R09 (10000,00; -10000,00)	-45.573	-45.307	-28.676	-19.208	-18.725
R10 (12000,00; -10000,00)	-47.264	-46.956	-28.131	-18.664	-18.188
R11 (8000,00; -10000,00)	-43.726	-43.503	-29.171	-19.87	-19.355
R12 (-23000,00; -1800,00)	0.66	2.052	-43.486	-36.791	4.422
R13 (-24400,00; -500,00)	-7.998	-3.967	-42.605	-36.214	-2.518
R14 (-21500,00; -3300,00)	-5.118	-6.583	-44.243	-36.939	-2.776
R15 (-24800,00; -10000,00)	1.172	0.233	-50.907	-41.722	3.738
R16 (-26800,00; -10000,00)	-6.41	-7.044	-51.852	-42.625	-3.705
R17 (-22800,00; -10000,00)	-6.486	-7.295	-49.907	-40.768	-3.861
R18 (-2000,00; 0,00)	17.639	17.31	-18.161	-16.294	20.49
R19 (-4700,00; -3000,00)	-13.765	-13.716	-28.324	-22.602	-10.386
R20 (1500,00; -6000,00)	-30.395	-30.355	-23.812	-16.813	-15.715

**Tabelle 11: Berechnungsergebnis Testaufgabe, SEL/dB(A)**

Immissionsort (Lage x/m; y/m)	Anflug 1	Anflug 2	Abflug 1	Abflug 2	Summe
R01 (6500,00; 0,00)	42.27	42.38	82.89	90.49	-
R02 (0,01; 200,00)	82.8	82.34	61.29	61.4	-
R03 (-500,00; 0,00)	96.55	94.73	58.92	59.43	-
R04 (-500,00; 500,00)	74.8	74.64	58.38	60.05	-
R05 (3000,00; 500,00)	50.06	50.08	84.26	88.34	-
R06 (8200,00; -1800,00)	37.59	37.77	69.44	78.1	-
R07 (9600,00; -400,00)	37.47	37.49	77.96	84.06	-
R08 (6700,00; -3300,00)	37.84	38	60.71	69.68	-
R09 (10000,00; -10000,00)	26.4	26.67	43.3	52.77	-
R10 (12000,00; -10000,00)	24.71	25.02	43.85	53.31	-
R11 (8000,00; -10000,00)	28.25	28.48	42.81	52.11	-
R12 (-23000,00; -1800,00)	72.64	74.03	28.49	35.19	-
R13 (-24400,00; -500,00)	63.98	68.01	29.37	35.76	-
R14 (-21500,00; -3300,00)	66.86	65.4	27.73	35.04	-
R15 (-24800,00; -10000,00)	73.15	72.21	21.07	30.26	-
R16 (-26800,00; -10000,00)	65.57	64.93	20.13	29.35	-
R17 (-22800,00; -10000,00)	65.49	64.68	22.07	31.21	-
R18 (-2000,00; 0,00)	89.62	89.29	53.82	55.68	-
R19 (-4700,00; -3000,00)	58.21	58.26	43.65	49.38	-
R20 (1500,00; -6000,00)	41.58	41.62	48.17	55.17	-