

Empa
Überlandstrasse 129
CH-8600 Dübendorf
T +41 58 765 11 11
F +41 58 765 11 22
www.empa.ch



Bundesamt für Umwelt BAFU
Abteilung Lärm und NIS
CH-3003 Bern

Fluglärm Support

Validierung neuer Grundlagendaten, der Faltung von
Flugbahnen sowie Berechnung des SANC-TE Heliports

Berichts-Nr.: 5214.022142

Auftraggeber: Bundesamt für Umwelt BAFU, Kornel Köstli

Anzahl Seiten: 35

Beilagen: -

Verfasser:
C. Zellmann
J. M. Wunderli
O. Schwab
S. Schalcher

Status: genehmigter Bericht

Dübendorf, 29. Januar 2020

Der Verfasser:

Dr. C. Zellmann

Abteilung Akustik / Lärminderung

Der Abteilungsleiter:

Dr. J. M. Wunderli

Inhalt

1. Auftrag und Überblick	3
2. Aktualisierte Flugprofile und Emissionsmodelle	4
2.1. Flugmechanische Phasen und Emissionsphasen	4
2.2. Emissionsmodelle der SANC-DB	5
3. Test Profileditor und Faltung	7
4. Mittlerer Maximalpegel	11
5. Berechnungsergebnisse SANC-TE Heliport	12
6. Validierung Grundlagendaten sonAIR / sonARMS	15
7. Fazit	17
8. Verzeichnisse	18
8.1. Literatur	18
8.2. Abbildungsverzeichnis	18
8.3. Tabellenverzeichnis	19
8.4. Digitaler Datensatz	19
9. Anhang	20
9.1. Pfade und Skripte	20
9.2. Profildefinitionen Referenztypen	21
9.3. Vergleiche der Kenndaten mit SANC-DB	29
9.4. Faltungskonfigurationsdatei	31
9.5. SANC-TE Berechnung	34

1. Auftrag und Überblick

Die Empa, Abteilung Akustik/Lärminderung wurde vom Bundesamt für Umwelt beauftragt, die Implementation neuer Funktionalitäten des Fluglärmmodells sonAIR fachlich zu unterstützen und zu testen. Zu den neuen Funktionen gehören ein Profileditor, die Berechnung des mittleren Maximalpegels für reine Heliports nach Leitfaden Fluglärm [1] und eine Funktion für den Export von aktuellen Grundlagendaten. Die Implementation der neuen Funktionalitäten im Dienstleistungstool hat hierbei die n-Sphere AG über einen separaten Auftrag durchgeführt.

Der neue Profileditor ermöglicht zukünftig die Erstellung von prozeduralen Flugprofilen für verschiedene Flugzeugtypen der SANC-DB. Die Profile können aus einem Set von vordefinierten flugmechanischen Phasen zusammengestellt werden, für die unterschiedliche Flugparameter (z.B. die Steiggeschwindigkeit oder Höhe) angepasst werden können. Zusätzlich erlaubt der Profileditor die Definition von sogenannten Taxi-Profilen für Helikopter, die vom Parkplatz zum Abhebeplatz schweben oder umgekehrt. Die Empa testete den Profileditor bzgl. Benutzerfreundlichkeit und Funktionalität und führte einen intensiven Test des angepassten Faltungsalgorithmus durch.

Als Testberechnung wurde das SANC-TE Heliport Szenario S02 mit und ohne Streuspuren berechnet und in einem zusätzlichen Bericht als Schritt-für-Schritt Anleitung dokumentiert. Die Berechnungsergebnisse werden im vorliegenden Bericht dokumentiert und interpretiert.

Die n-Sphere AG bereitete Grundlagendaten für die gesamte Schweiz mit einem 60 km breiten Buffer über die angrenzenden Länder auf. Zu den Grundlagendaten gehören das Gelände (DTM) und die Bodenbedeckung basierend auf sonX-Bodentypen in verschiedenen Gitterauflösungen [8]. Zusätzlich können die Gebäudedaten aus [6] exportiert werden. Die Empa testete die Default-Einstellungen für den Export und die Kompatibilität der Daten in den Programmen sonARMS und sonAIR.

2. Aktualisierte Flugprofile und Emissionsmodelle

Mit der Implementation des neuen Profileditors wurde die Möglichkeit geschaffen, Flüge prozedural, in Form von flugmechanischen Phasen zu definieren. Da für Helikopter neue Emissionsphasen für das Schweben am Boden hinzugefügt wurden, mussten auch Anpassungen an den Emissionsmodellen vorgenommen werden.

Durch die Implementation des prozeduralen Profileditors werden zudem die mit der Methodik in [2] erzeugten Punktprofile für die Referenztypen hinfällig. Das BAZL hat hierzu für 14 Referenztypen Profilangaben für Start und Landung mit neuen Höhenübergängen bzw. Phasenwechseln definiert (siehe Anhang 9.2). Anhand dieser Definitionen können Standard-Profile für die Referenztypen zukünftig im Profileditor erstellt werden.

2.1. Flugmechanische Phasen und Emissionsphasen

Mit dem Profileditor gibt es zukünftig zwei Arten von Flugphasen: Wie bisher gibt es für SANC-DB Typen die Emissionsphasen aus Tabelle 1, die – sofern im Datensatz definiert – eindeutig mit Emissionsdaten aus dem SANC-DB Datensatz verknüpft sind. Um zukünftig Taxi-Vorgänge von Helikoptern in sonAIR berechnen zu können, wurden in Absprache mit dem BAZL die fünf neuen Emissionsphasen 80-82 und 90-91 in Tabelle 1 ergänzt. Sie sind abgeleitet aus den bestehenden Emissionsphasen *Final Approach (60)* oder *Takeoff standard power (10)*.

Zusätzlich wurden flugmechanische Phasen (Tabelle 2) eingeführt, die das physikalische Verhalten der verschiedenen Abschnitte eines prozeduralen Profils beschreiben. Sie sind unabhängig von der Emissionsphase, was dem Anwender eine höhere Flexibilität bei der Erstellung von Profilen ermöglicht.

Der Profileditor schränkt bei der Erstellung von prozeduralen Profilen die verfügbaren Emissionsphasen je nach Luftfahrzeugart so ein, dass sich zu diesen bei der Simulation immer einen Emissionsdatensatz finden lässt. Die flugmechanischen Phasen sind unabhängig vom Luftfahrzeugtyp immer auswählbar und schränken die Gestaltung des Profils damit nicht ein.

Tabelle 1: Emissionsphasen der SANC-DB

Emissionsphase	Bezeichnung	Abgeleitete Emissionsphasen
10	Takeoff standard power	
11	Takeoff flex power	
12	Takeoff full power	
19	Takeoff with afterburner	
20	Initial climb standard power	
21	Initial climb flex power	
22	Initial climb full power	
29	Initial climb with afterburner	
30	Cont. climb standard power	
31	Cont. climb flex power	
32	Cont. climb full power	
40	Cruise	
60	Final approach	
70	Landing	
80	Ground taxi	Final approach – 10 dB
81	Air taxi IGE (inside ground effect)	Takeoff standard power – 3 dB
82	Air taxi OGE (outside ground effect)	Takeoff standard power – 0 dB
90	Warmup	Takeoff standard power – 6 dB
91	Cooldown	Takeoff standard power – 6 dB

Tabelle 2: Flugmechanische Phasen zur Erstellung von prozeduralen Profilen

ID	Bezeichnung	Beschreibung
10	Engine ground run	Aufwärmen oder Abkühlen bei Helikoptern
19	Lift off/Touch down for air taxi	Übergangsphase von der Parkposition zum Schweben bis zum Abhebepunkt oder umgekehrt
20	Taxi	Ground oder Air Taxi, die Quelhöhe über Boden wird festgelegt
30	Rolling on runway	Rollstrecke auf der Piste
40	Climb	Reines Steigen ohne Beschleunigung
41	Accelerate at const. rate	Beschleunigung und Höhenänderung bei konst. Steiggeschwindigkeit
42	Accelerate at const. angle	Beschleunigung und Höhenänderung bei konst. Bahnwinkel
50	Descent	Reines Sinken ohne Beschleunigung
60	Horizontal flight	Horizontales Flugsegment mit Beschleunigung, z.B. Cruise oder Downwind bei einer Volte
70	Vertical flight	Vertikales Steigen oder Sinken für Multikopter
80	Hover	Schweben in der Luft (Multikopter/Helikopter)

2.2. Emissionsmodelle der SANC-DB

Aufbauend auf der Methodik aus [2] wurden aus der SANC-DB zwei Datensätze erzeugt. Beide Datensätze werden dem Auftraggeber BAFU mit dem Bericht digital geliefert (Übersicht aller Daten in Kapitel 8.4). Ein Datensatz besteht dabei aus einer Excel-Liste aller Typen für den automatischen Import in sonAIR und den komprimierten Lookup-Tabellen.

- SANC-DB Referenztypen: 14 Emissionsmodelle, die für die Berechnung von Kleinflugplätzen verwendet werden können (Tabelle 3). Die Referenztypen basieren auf der SANC-DB vom 19.06.2018.
- SANC-TE Quelldatensatz: 13 Emissionsmodelle aus dem SANC-TE Datensatz V2.0 vom 09.04.2014 [5] zur Berechnung der SANC-TE Szenarien Airport und Airfield (Tabelle 4).

Seit der Erarbeitung der Methodik in [2] wurden jedoch folgende Veränderungen vorgenommen: Der Algorithmus zur Optimierung der generischen Richtwirkungsfunktion wurde angepasst, um die Werte des SANC-DB Datensatz möglichst genau reproduzieren zu können. In [2] wurde argumentiert, dass die Matlab-Funktion *patternsearch* die bessere Wahl sei, da dieser Algorithmus zu reproduzierbaren Ergebnissen führt. Allerdings kam es bei der Simulation eines geradlinigen Überflugs für manche Emissionsphasen einiger Flugzeugtypen zu Abweichungen des L_{AE} von -0.3 dB bis $+1$ dB.

Um diese Abweichungen vom SANC-DB Datensatz zu vermeiden, wurde neu die Matlab-Funktion *particle-swarm* verwendet. Durch die zufällige Anfangspopulation bestimmt der Algorithmus unterschiedliche lokale Optima. Um ein möglichst konsistentes Ergebnisse zu erzielen, wurde die generische Richtwirkungsfunktion jeder Flugphase eines Flugzeugtyps fünfmal optimiert und das beste Resultat (kleinste Kennzahl der Zielfunktion) verwendet. Durch die neue Methodik konnten die Abweichungen des L_{AE} auf ± 0.1 dB reduziert werden (s. Tabelle 6 im Anhang 9.3). Da beide Datensätze aus Tabelle 2 und Tabelle 3 fixiert wurden und keinen Aktualisierungen der SANC-DB unterliegen, entfällt der Anspruch nach einem reproduzierbaren Algorithmus.

Zusätzlich wurden alle Helikopter beider Datensätze und ein Gyrocopter um die zusätzlichen Emissionsphasen aus Tabelle 1 ergänzt. Hierzu wurden die abgeleiteten Flugphasen dupliziert und um die angegebenen Pegeldifferenz reduziert. Prinzipiell könnten mit der in diesem Bericht vorgestellten Methode auch weitere

ausgesuchte Flugzeugtypen aus der aktuellen SANC-DB als Emissionsmodell in sonAIR importiert werden. Eine Übersicht der verwendeten Pfade und Skripte ist im Anhang 9.1 gegeben.

Tabelle 3: SANC-DB Referenztypen mit ihren ursprünglichen Flugzeugtypen und deren SANC-DB ID, Herkunft der Emissionsdaten und verfügbare Emissionsphasen für die Simulation

ID	Referenztyp	Flugzeugtyp	SANC-DB ID	Herkunft	Emissionsphasen
1	Single engine, fixed pitch propeller	Cessna 172 N	1896	BAZL	10,20,30,40,60,70
2	Single engine, variable pitch propeller	Diamond Aircraft DA 40 D	1686	BAZL	10,20,30,40,60,70
3	Twin engine, variable pitch propeller	Diamond Aircraft DA 42	1684	BAZL	10,20,30,40,60,70
4	Turboprop, single engine with 895 kW	Pilatus PC-12/47E	1999	BAZL	10,20,30,40,60,70
5	Turboprop, twin engine each 469 kW	Piper PA-31T	2049	BAZL	10,20,30,40,60,70
6	Helicopter, single engine, turbine	Eurocopter AS350B3	10150	BAZL	10,20,40,60,70,80-82,90-91
7	Helicopter, single engine, piston	Robinson Helicopter Co. R 22 Beta II	10120	BAZL	10,20,40,60,70,80-82,90-91
8	Helicopter, twin engine, turbine	Agusta A109SP	10179	BAZL	10,20,40,60,70,80-82,90-91
9	Motor glider	Diamond Aircraft HK 36TTC	1236	BAZL	10,20,30,40,60,70
10	Gyrocopter	MAGNI GYRO M16 Tandem Trainer	2243	BAZL	10,20,30,40,60,70,80-82,90-91
11	Business Jet I	Cessna Citation II	20043	FLULA2	10,20,30,60,70
12	Business Jet II	Learjet 25	20064	FLULA2	10,20,30,60,70
13	Business Jet III	Learjet 35	20065	FLULA2	10,20,30,60,70
14	Large turboprop, twin engine each 3096 kW	Saab 2000 SB20	20087	FLULA2	10,20,30,60,70

Tabelle 4: SANC-TE Quellendatensatz mit ihren ursprünglichen Flugzeugtypen und deren SANC-DB ID, Herkunft der Emissionsdaten und verfügbare Emissionsphasen für die Simulation

SANC-TE Typ	Flugzeugtyp	SANC-DB ID	Herkunft	Emissionsphasen
A109	Agusta A109K2	20001	FLULA2	10,20,40,60,70, 80-82,90-91
A320	Airbus A320	20005	FLULA2	11,12,21,22,31,32,60,70
AT43	ATR42 (all series)	20015	FLULA2	10,20,30,60,70
B744	Boeing 747-400	20025	FLULA2	11,12,21,22,31,32,60,70
B763	Boeing 767-300	20029	FLULA2	11,12,21,22,31,32,60,70
C172	Cessna Aircraft Company 172 R	1254	BAZL	10,20,30,40,60,70
C340	Cessna Aircraft Company 340	340	BAZL	10,20,30,40,60,70
C550	Cessna 550 Citation II	20043	FLULA2	10,20,40,60,70
F18	McDonnell Douglas F/A-18 Hornet	20056	FLULA2	10,19,20,30,60,70
F70	Fokker 70	20060	FLULA2	11,12,21,22,31,32,60,70
MCR1	Experimental Dyn-Aero MCR-01 Club	1617	BAZL	10,20,30,60,70
MD81	McDonnell Douglas MD-80/81/82	20069	FLULA2	11,12,21,22,31,32,60,70
R44	Robinson Helicopter Co. R 44	10052	BAZL	10,20,40,60,70, 80-82,90-91

3. Test Profeditor und Faltung

Die Tests des Profeditors umfassten die Benutzerfreundlichkeit, Funktionalität und einen Vergleich der Faltungsergebnisse mit den Tools aus FLULA2. Folgende Anpassungen wurden während des Projekts bei der Faltung in sonAIR vorgenommen:

- Generell basiert die Faltung neu auf der Zeit anstatt auf der abgerollten Distanz.
- Die Faltung wurde um die neuen flugmechanischen Phasen erweitert.
- Die Faltung wurde um Taxi-Phasen mit relativer Höhe zum Gelände ergänzt.
- Bei zu kurzem Profil wird die Höhe extrapoliert (letzte Steigung wird linear extrapoliert), andere Werte wie Geschwindigkeit werden konstant gehalten.
- Die Spuren werden bei Starts auf die Piste gezwungen und nicht geglättet solange sie die flugmechanische Phase "Rolling on Runway" besitzen oder bei importierten Punktprofilen die Höhe unterhalb der Höhe von 5 m ist.
- Der Rollwinkel wird mit einem Gauss-Filter über 10 s geglättet.

Die Faltung wurde mit insgesamt fünf verschiedenen Flugzeugtypen (Kleinluftfahrzeuge und Helikopter), 22 individuellen Flugprofilen und 235 Flugspuren getestet. Im Voraus wurden die Profile um die Quellhöhe des jeweiligen Flugzeugtyps ergänzt, da sonAIR diese Angabe (>0 m) verlangt. Die aus der Faltung 1050 resultierenden Flugbahnen wurden visuell analysiert und mit den Resultaten der bisherigen Faltung in FLULA2 verglichen. Die Berechnungszeit der 1050 Flugbahnen betrug etwa 100 Minuten, d.h. im Durchschnitt benötigt das Programm pro Flugbahn rund 6 s (auf einem Intel i7-9700 CPU mit 3 GHz).

Von den 1050 Flugbahnen kam es insgesamt zu 32 Warnungen bei der Faltung mit sonAIR: 20 Flugbahnen kollidierten mit dem Gelände und wurden damit richtigerweise als nicht valide eingestuft. Hier wurde bewusst ein zu flaches Profil verwendet, um einen solchen Fall zu generieren. Zudem kam es in 12 Fällen zu Warnungen aufgrund von Abweichungen grösser 30 m von der ursprünglichen Flugspur. Diese Fälle wurden genauer betrachtet und betraf ausschliesslich Flugspuren mit sehr engen Kurvenradien, besonders bei Streuspuren im inneren der Kurve der Mittelspur. In solchen Fällen müssen die Flugbahnen mit modifizierten Glättungsparametern wiederholt werden oder die Glättung für diese Flugbahnen abgestellt werden um bessere Resultate zu erhalten.

Die beiden Faltungsprogramme ergeben wie exemplarisch für zwei unterschiedliche Flugbahnen in Abbildung 2 und Abbildung 3 abgebildet ähnlich gute Resultate. Der hauptsächliche Unterschied besteht in den Einstellungen der Glättungsparameter bzw. ob die Flugbahn 2D oder 3D geglättet wird. Für den Vergleich wurde die Faltung in sonAIR jeweils ohne Glättung und mit Glättung in 3D ausgeführt.

In Abbildung 2 mit dem Helikopter EC635 ist gut zu sehen, dass sowohl die Spuren mit und ohne Glättung gut übereinstimmen. Das Höhenprofil ist in beiden Fällen leicht erhöht, was allerdings ein reines Darstellungsproblem ist, da die Flugbahnen aus FLULA2 nach der Faltung noch nicht mit dem Gelände verschnitten wurden, sondern noch bei einer Höhe von 0 m beginnen. Die Quellhöhe und die Anpassung der Rollstrecke an das Gelände erfolgen in FLULA2 erst bei der Simulation (siehe Abbildung 1). In sonAIR hingegen wird die korrekte Quellhöhe auf der Piste bereits im Profil verlangt (0 m sind nicht erlaubt) und das Profil bereits auf Geländehöhe angehoben. Für den Vergleich wurden die Flugbahnen aus FLULA2 in diesem Bericht auf die Pistenhöhe angehoben, was zu dem erwähnten Offset im Höhenprofil führen kann.

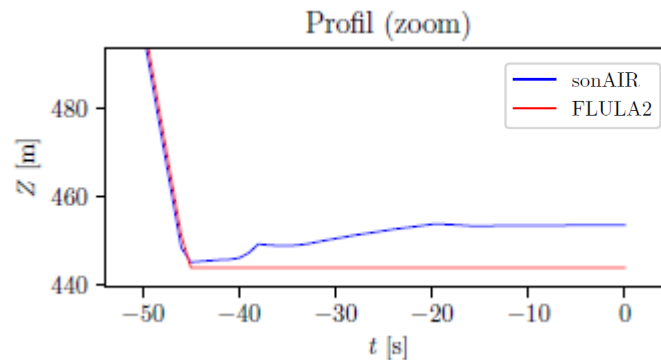


Abbildung 1: Nahansicht des Rollsegments auf der Piste: Bei FLULA2 wird die Flugbahn erst bei der Simulation auf das Gelände der Piste angepasst.

Das Höhenprofil der Abbildung 2 stimmt daher ohne Glättung gut mit FLULA2 überein; die Profile weichen jedoch im Bereich der Einleitung des Horizontalflugs voneinander ab. Dies wird beim Vergleich der Steiggeschwindigkeit nochmals deutlicher, wo die Glättung zu Unterschieden beider Methoden führt. Allerdings ist auch die Glättung der Höhe in sonAIR nur optional und kann entweder durch Änderung der Parameter (Anhang 9.4) weniger stark eingestellt werden oder bei Bedarf deaktiviert werden.

Die Geschwindigkeitsverläufe stimmen in beiden Fällen sehr gut überein. Bei der Querneigung fällt auf, dass diese ohne Glättung der Flugbahn in sonAIR um etwa 4° im Vergleich zu FLULA2 unterschätzt wird, während sie mit Glättung gut übereinstimmen. Das Beispiel in Abbildung 3 für eine Flugbahn des C550 ergibt ein sehr ähnliches Bild, wobei der Höhenverlauf auch mit Glättung besser übereinstimmt. Durch die Glättung des Rollwinkels mit einem Gaussfilter ist der Verlauf generell robuster gegenüber kleinen Schwankungen, welche in FLULA2 recht stark schwanken kann (Abbildung 3). Die dreidimensionale Trajektorien sind jedoch für die Simulationsergebnisse hauptsächlich von Bedeutung und diese stimmen sehr gut mit den Flugbahnen aus FLULA2 überein.

Zusätzlich zu den Tests mit importierten Punktprofilen wurden prozedurale Profile für Start, Landung und Taxi erstellt und erfolgreich gefaltet.

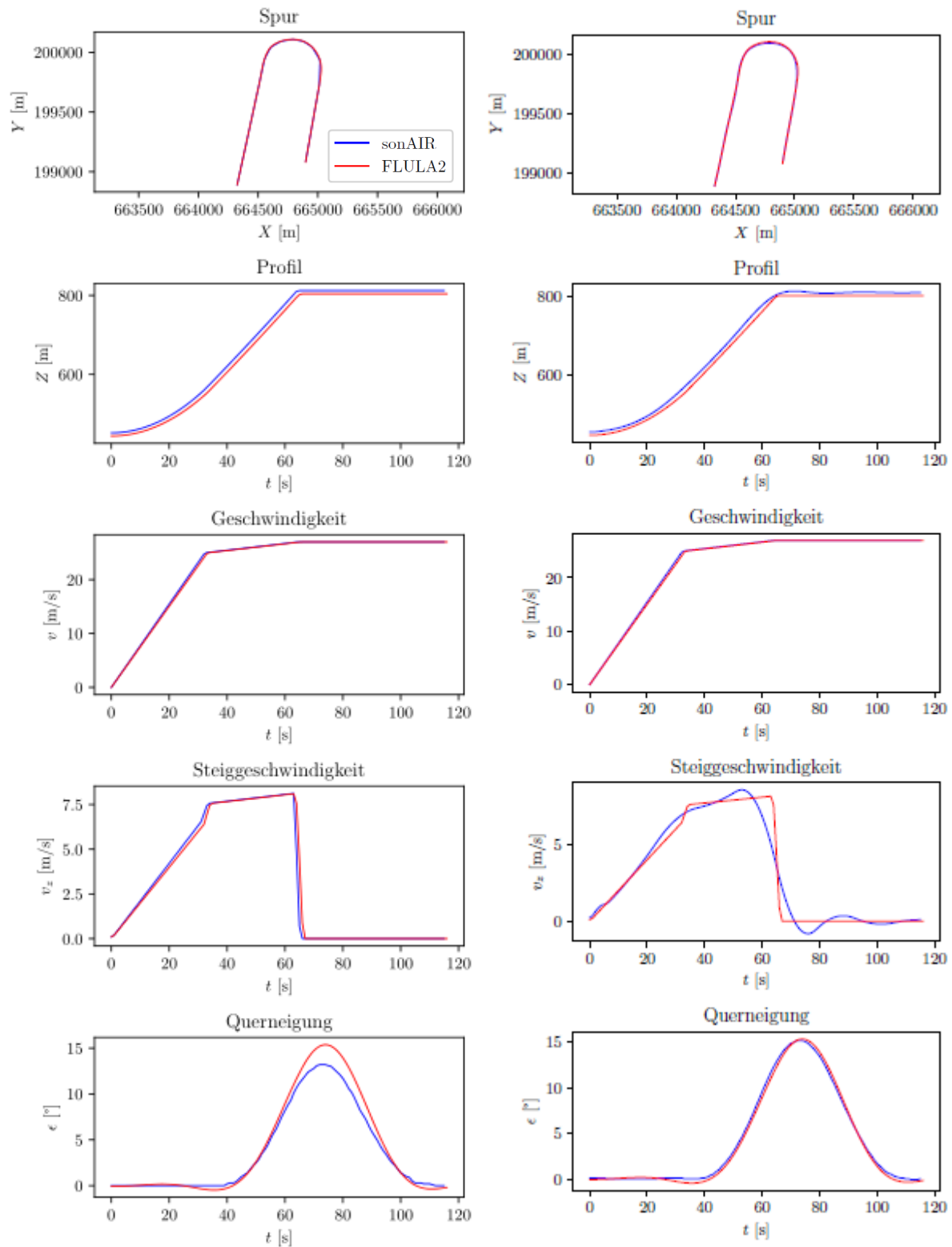


Abbildung 2: Vergleich des EC635 mit der Faltung aus FLULA2. Linke Spalte: ohne Glättung, rechte Spalte: mit Glättung.

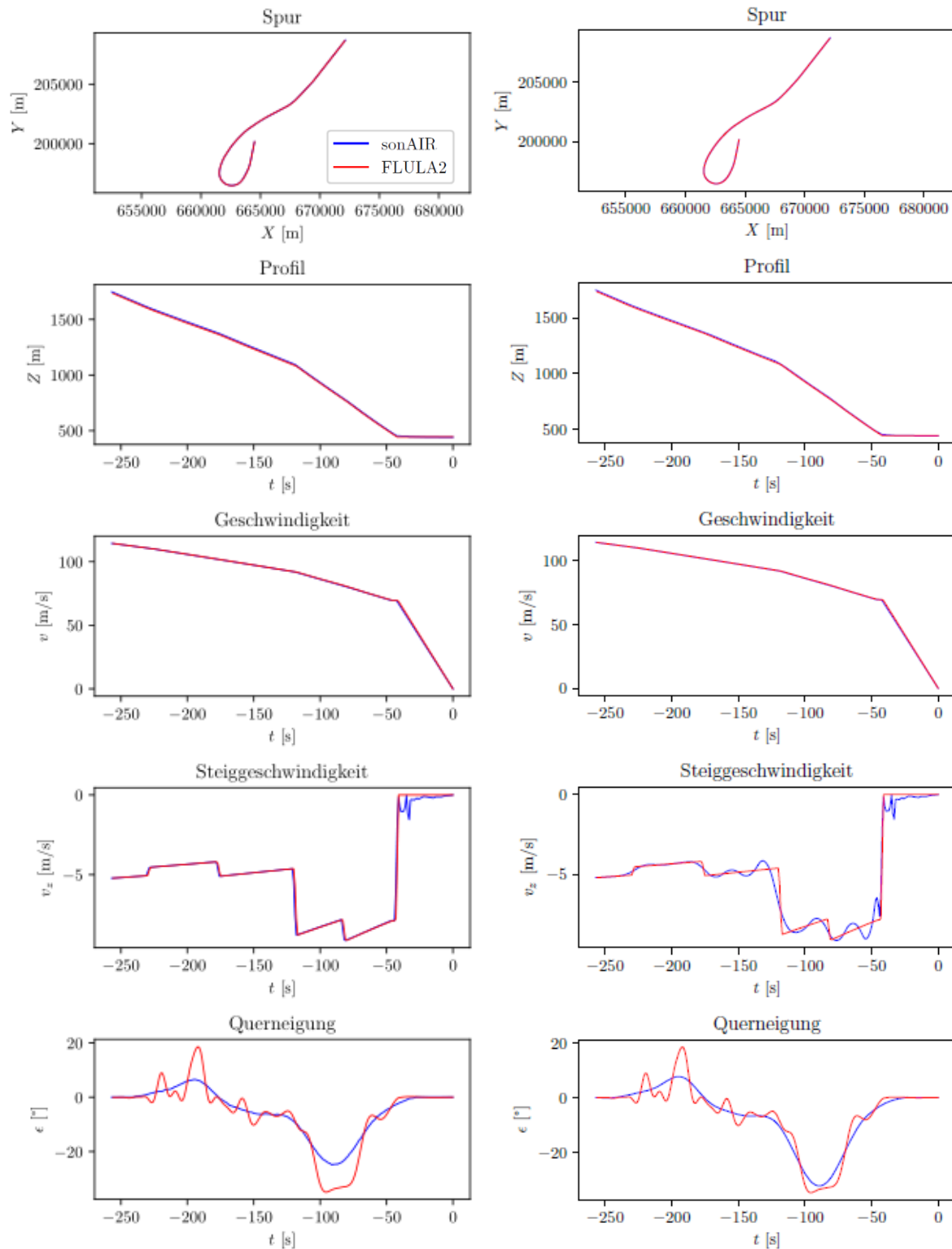


Abbildung 3: Vergleich des C550 mit der Faltung aus FLULA2. Linke Spalte: ohne Glättung, rechte Spalte: mit Glättung.

4. Mittlerer Maximalpegel

Die n-Sphere AG erweiterte die Szenarienberechnung mit sonAIR um die für reine Heliports (Flugplätze mit ausschliesslich Helikopterbetrieb) vorgeschriebenen Metriken. Dies umfasst den energetisch mittleren Maximalpegel einer repräsentativen Anzahl Über- oder Vorbeiflüge (nach [1]). Technisch wird die repräsentative Anzahl an Über- oder Vorbeiflügen mittels einer Verteilungsfunktion mit einem Erwartungswert von 65 dB und Standardabweichung 2 dB berechnet.

Als Basis werden hierzu Footprints des mittleren energetischen Maximalpegels für N gewichtete Streuspuren auf der Route k für jeden Helikopter j berechnet.

$$\bar{L}_{max,jk} = 10 \cdot \lg \left[\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N w_{off,i} \cdot 10^{\frac{L_{max,ijk}}{10}} \right] \text{ mit } \sum w_{off,i} = 1$$

Anschliessend werden bei der Szenarienberechnung bzw. Superposition alle Footprints mit der Verteilfunktion $f_{VF}(\bar{L}_{max,jk})$ und der Anzahl Bewegungen N_{jk} gewichtet und als Raster abgelegt.

$$\bar{L}_{max} = 10 \times \lg \left(\frac{1}{\sum_k \sum_j f_{VF}(\bar{L}_{max,jk}) \times N_{jk}} \sum_k \sum_j f_{FV}(\bar{L}_{max,jk}) \times N_{jk} 10^{0.1 \times \bar{L}_{max,jk}} \right),$$

Der Gewichtungsfaktor wird gemäss [7] unterhalb Erwartungswert-11 dB auf 0 gesetzt, so dass bei einem Schwellwert von 65 dB der niedrigste Maximalpegel bei 54 dB liegt. Für Benutzer mit einer Basislizenz ist der Erwartungswert nach Leitfaden Fluglärm auf 65 dB fixiert. Nutzer mit höheren Lizenzrechten können den Erwartungswert individuell setzen und damit auch das SANC-TE Heliport Szenario mit einem Erwartungswert von 68 dB berechnen.

Die Szenarienberechnung wurde auch auf die Korrektheit des berechneten mittleren Maximalpegels bzgl. Substitutionstypen überprüft. Mit dem Konzept des Pegelabschlags für Starts und Landungen bei Substitutionstypen wird der \bar{L}_{max} korrekt berechnet, da die Verteilungsfunktion $f_{VF}(\bar{L}_{max,jk})$ auf die modifizierten Footprints zugreift. Aufgrund der obigen Rechenvorschrift ist es für den Anwender jedoch nicht mehr zulässig, selbstständig Substitutionen anhand von energieäquivalenten Bewegungen in der Bewegungsstatistik zu verwenden, da diese erst nach Anwendung der Verteilungsfunktion den Footprint gewichten. Die Verwendung eines energetisch mittleren Emissionsmodells, welches mit der Summe aller zugeordneten Bewegungen gewichtet wird, wäre wiederum legitim.

Kommt es in grosser Entfernung des Heliports zu einer Zunahme des Lärms (sogenannte Lärminseln, nicht durch das Gelände verursacht), soll nach Leitfaden Fluglärm die Umhüllende der verschiedenen Routen $\bar{L}_{max,k}$ gebildet werden. Diese Umhüllende wird bei der Berechnung des mittleren Maximalpegels ebenfalls berechnet und als Raster abgelegt. Der L_{rk} wird wie bisher zusätzlich wie für Kleinluftfahrzeuge berechnet.

Der Ablauf der Berechnung des SANC-TE Heliports ist in einem zusätzlichen Dokument [3] mit einer Schritt-für-Schritt Anleitung dokumentiert. Der SANC-TE Testrahmen umfasst folgende Szenarien für reinen Helikopterbetrieb auf dem Flugplatz (Airfield AF): AF P000 S02 ohne Streuspuren und AF P001 S02 mit Streuspuren. Die benötigten Grundlagendaten (Gelände, Profile, Spuren etc.) sowie die resultierende Belastung werden dem Auftraggeber digital zur Verfügung gestellt (Übersicht aller Daten in Kapitel 8.4).

Das Gelände enthält eine idealisierte Gebirgskette im Norden und einen Hügel im Süden (Grautöne im Hintergrund von Abbildung 4. Die Bodenbedeckung ist als Grasland definiert, mit Ausnahme eines quadratischen Sees im Südwesten.

In Abbildung 5 ist das AF P000 S02 ohne Streuspuren und in Abbildung 6 das Szenario AF P001 S02 mit Streuspuren dargestellt und mit dem Referenzrahmen verglichen. Beide Abbildungen zeigen den energiegemittelten Maximalpegel mit einem Schwellwert von 68 dB(A) (die SANC-TE Vorgabe ist unterschiedlich zum Schwellwert des Leitfadens Fluglärm, vgl. Kapitel 4). In weissen Bereichen liegen die Pegeldifferenzen innerhalb ± 0.5 dB im Vergleich zum Referenzrahmen oder gesamthaft unterhalb 57 dB. Ab diesem Wert wurde der Maximalpegel mit Schwellwert von 68 dB(A) wie in [7] vollständig ausgeblendet.

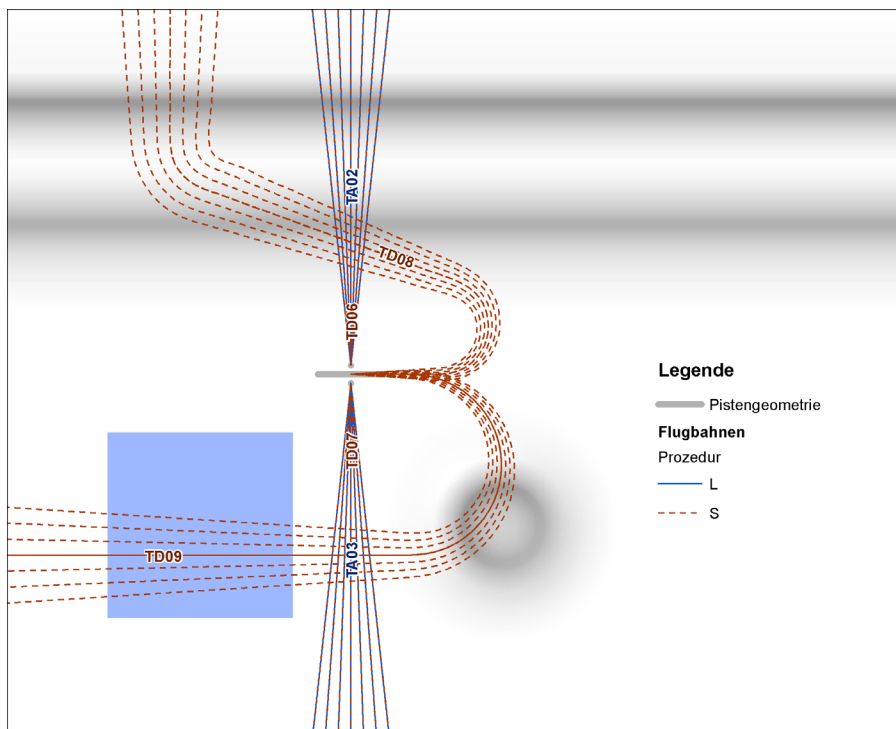


Abbildung 4: Inputdaten des SANC-TE Szenarios AF P001 S02 mit Streuspuren. Das Gelände ist mit leichtem Grautönen als Schummerungseffekt hinterlegt.

Die Unterschiede zwischen den Ergebnissen mit sonAIR und dem Referenzrahmen sind für beide Szenarien sehr ähnlich. Im Süden und Südwesten liegen die Ergebnisse im Bereich der zulässigen Toleranz von ± 0.5 dB. In anderen Bereichen, vorwiegend seitlich des Verlaufs der Flugbahnen, wird der Referenzrahmen jedoch um bis zu -3 dB unterschätzt als auch um bis zu +6 dB überschätzt. Zwei bekannte Effekte sorgen für diese Differenzen. Zum einen die Lateral Attenuation des Referenzmodells, welche bei flachen Einfallswinkeln eine starke Dämpfung des Schall bewirkt (westlich der Piste 27).

Der zweite Effekt ist der Unterschied in der Berücksichtigung des Geländes. Während sonAIR mit dem Ansatz von Maekawa resp. Pierce [4] Hinderniswirkung berechnet, wird im Referenzmodell ein empirischer Ansatz verwendet. Zusätzlich hat durch die geänderten Einfallswinkel durch das Gelände auch der Effekt der Lateral Attenuation einen Einfluss. Daher kommt es im Bereich des Hügels (südöstlich) und im Bereich des Bergzugs (nördlich) zu Pegeldifferenzen von ungefähr -3 bis +3.5 dB.

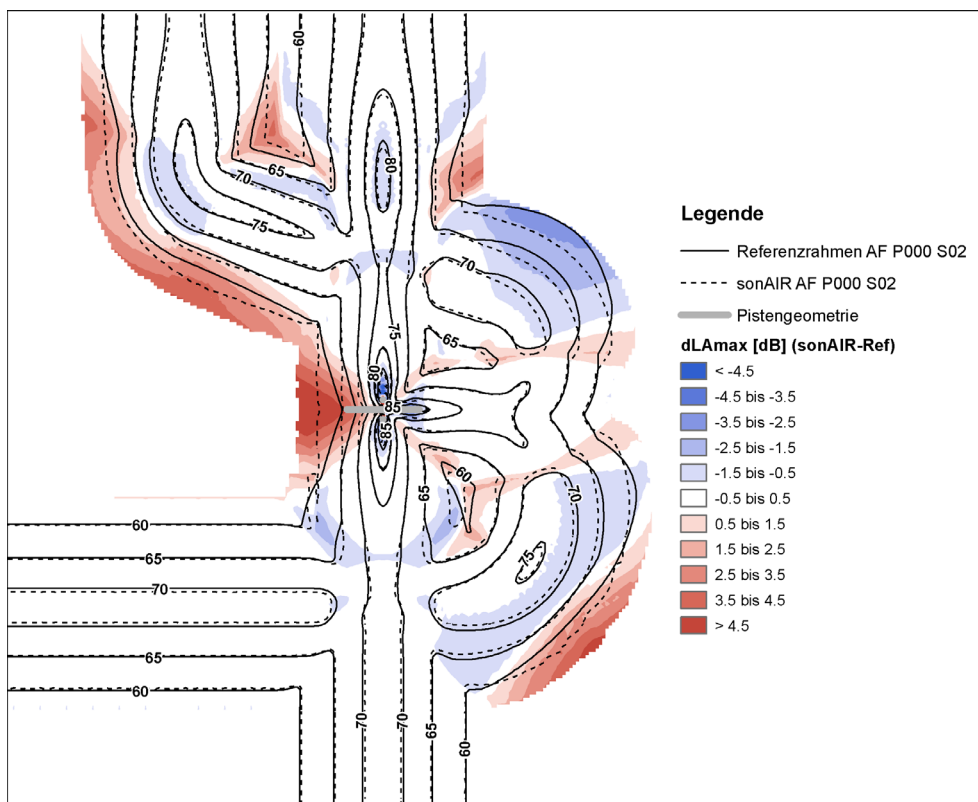


Abbildung 5 SANC-TE Szenario AF P000 S02 ohne Streuspuren

In Pistennähe innerhalb der 80-dB(A)-Kontur werden die Pegel teils deutlich unterschätzt. Die Pegeldifferenzen schwanken hierbei jedoch stark von Rasterpunkt zu Rasterpunkt. Im Anhang auf Abbildung 7 ist eine Detailansicht des Maximalpegels für das Szenario mit Streuspuren dargestellt. In Startrichtung 09 auf der Piste treten z.B. zwischen dem ersten Empfangsgitterpunkt und dem darauf folgenden eine Differenz von -27 dB, zum nächsten Empfangsgitterpunkt unter den Flugbahnen wieder ein Anstieg von +8 dB auf.

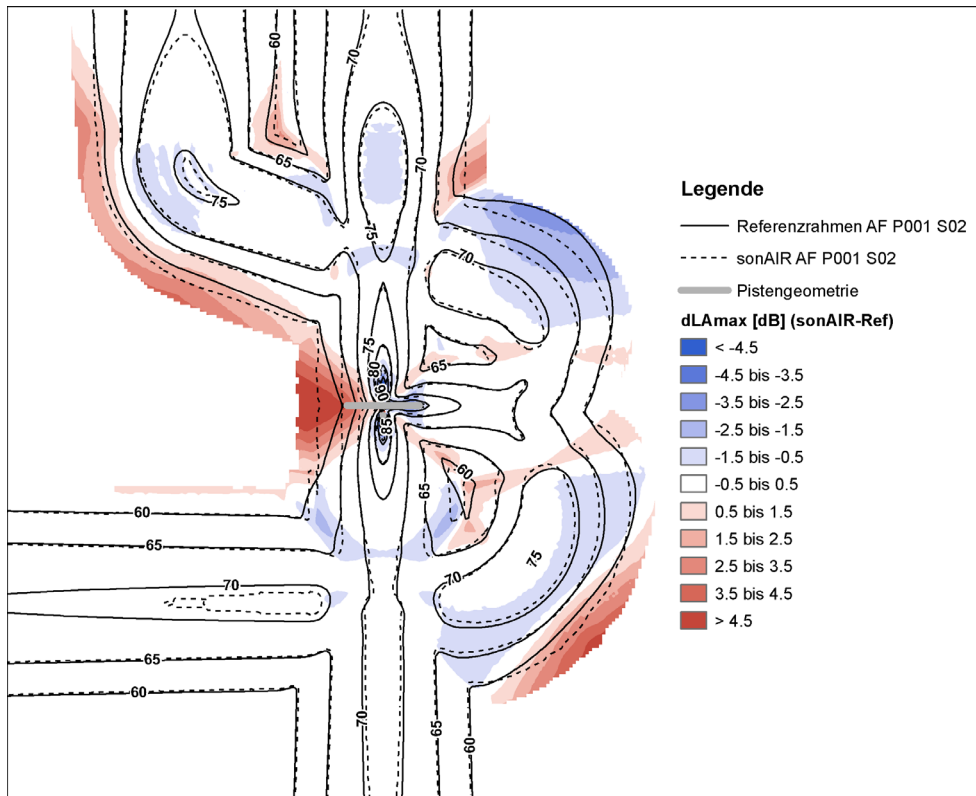


Abbildung 6: SANC-TE Szenario AF P001 S02 mit Streuspuren

Hauptursache für diesen Effekt ist in diesem Fall die horizontale Auflösung des Luftraumgitters mit 100 m und das sehr symmetrische AIRFIELD Szenario der SANC-TE. Durch das Luftraumgitterkonzept kommt bei bodennahen Quellen die Problematik auf, dass die Auflösung des Luftraumgitters (100 m) nicht mit der des Empfangspunktgitters (50 m) kompatibel ist. Aufgrund der grossen Entfernungen jedes zweiten Empfangspunktes zu einem nächstliegenden Luftraumpunkt, resultieren für jeden zweiten Empfangspunkt mit bodennahen Quellen zu hohe Dämpfungen. Abbildung 8 im Anhang verdeutlicht, dass diese Problematik durch eine einzelne Flugbahn ohne Streuspuren nochmals verstärkt wird im Vergleich zum Footprint derselben Route mit Streuspuren in Abbildung 9. Die Auswirkungen beschränken sich jedoch auf einen Bereich bis die Quelle etwa 50 m Höhe erreicht hat (in diesem Beispiel entspricht dies einer Distanz von 300 m) und erstreckt sich seitlich nur über die ersten 100 m.

Ein Lösungsansatz wäre eine starke Verfeinerung der Auflösung des Luftraumgitters, was aber nicht zielführend ist, da das Luftraumgitter konzeptionell darauf ausgelegt wurde, die Berechnungszeit zu minimieren. Der zusätzliche Rechenaufwand würde sich auch aufgrund des zu geringen Nutzens nicht rechtfertigen, da die Auswirkungen nur auf dem Flugplatzgelände relevant sind.

Mit der einfachen Regel, dass die kleinste horizontale Auflösung des Luftraumgitters der Auflösung des Empfangspunktgitters entsprechen muss, könnten die oben erkannten Rechenartefakte jedoch verhindert werden. Mit dieser Regel wird sichergestellt, dass jeder Empfangspunkt ein Luftraumgitter mit Gitterpunkten im kürzesten Abstand aufweist. Für Kleinflugplätze mit einem Empfangspunktgitterauflösung von 50 m wird daher ein Luftraumgitter empfohlen, dass als kleinste horizontale Auflösung 50 m aufweist. Für Flughäfen mit einem Empfangspunktgitterauflösung von 150 m entspräche dies für die kleinste Auflösung des Luftraumgitters von 150 m. Eine grössere als auch eine kleinere Auflösung gilt zu vermeiden. Zudem sollte das Luftraumgitter immer unterhalb der geringsten Quellhöhe der Flugbahnpunkte beginnen.

6. Validierung Grundlagendaten sonAIR / sonARMS

Die n-Sphere AG bereitete für die gesamte Schweiz und einem Buffer von 60 km der angrenzenden Länder Grundlagendaten mit dem Referenzsystem CH1903+ LV95 LN02 auf. Als Basis für das Gelände (DTM) wurde für die Schweiz und Liechtenstein swissALTI3D aus dem Jahr 2018 mit einer Auflösung von 2 m verwendet. Für die angrenzenden Länder wurde auf das Copernicus EU-DEM mit einer Auflösung von 25 m zurück gegriffen (Stand 2016). Für Bodenbedeckung wurde für die Schweiz und Liechtenstein swissTLM3D von 2019 verwendet und für Nachbarstaaten der CORINE Land Cover Datensatz von 2018. Beide Datensätze wurden zusammengeführt und zu einem Raster mit sonX-Bodentypen umgewandelt (Details siehe [8]). Zusätzlich können die Gebäudedaten exportiert werden. Sie basieren auf swissBUILDINGS3D 2.0 und wurden für sonX in vertikal ausgerichtete Wände mit Bodenabschluss umgewandelt [6].

Mittels des neuen Formulars unter «Lärm → Datenaufbereitung → Grundlagendaten → Inputdaten für Berechnungen mit sonX importieren» kann der Export definiert und gestartet werden. Um das Formular verwenden zu können, muss sich der Benutzer mit der vorbereiteten File-GDB verbinden, in der die Grundlagendaten (Gelände, Bodenbedeckung) mit folgenden Auflösungen für die gesamte Schweiz und einem Buffer über die Nachbarstaaten aufbereitet wurden: 2 m, 5 m, 10 m, 25 m, 50 m, 100 m. Zusätzlich ist der Gebäudedatensatz [6] hinterlegt und eine Vektor 25 Hintergrundkarte.

Je nach Lärmart werden dem Benutzer verschiedene Exportheinstellungen vorgeschlagen, zur Vereinfachung hier ohne Bufferwerte aufgelistet:

- Schiessplätze:
 - DTM 1: 5 m,
 - Bodenbedeckung: 5 m,
 - mit Gebäuden und Hintergrundkarte
- Flughäfen:
 - DTM 1: 25 m, DTM 2: 100 m
 - Bodenbedeckung 1: 25m, Bodenbedeckung 2: 100 m
 - keine Gebäude/ Hintergrundkarte
- Flugplätze:
 - DTM 1: 5 m, DTM 2: 25 m
 - Bodenbedeckung 1: 5 m, Bodenbedeckung 2: 25 m
 - keine Gebäude/ Hintergrundkarte

Für die Berechnung von Landesflughäfen empfiehlt die Empa die Verwendung einer Auflösung von 25 m für DTM 1/Bodenbedeckung 1 und einer Auflösung von 100 m für DTM 2/Bodenbedeckung 2. Begründet ist die höhere Auflösung damit, dass bei einem Empfangspunktgitter von 150 m eine feinere Auflösung der Grundlagendaten die Rechenzeit unnötig erhöht.

Beim Export für sonAIR gibt der Nutzer ein Rechengebiet für den Ausschnitt des DTM 1/Bodenbedeckung 1 und ein Einflussgebiet für den Ausschnitt des DTM 2/Bodenbedeckung 2. Die Raster werden dabei mit der Endung .asc exportiert. Hierzu werden die Koordinaten eines Rechtecks angegeben oder eine zuvor angelegte Arbeitsfläche verwendet. Als Resultat werden die ASCII-Raster in das Ausgabeverzeichnis exportiert, welche in einem weiteren Schritt in der Projektdatenbank über die Projekteinstellungen importiert werden kann.

Beim Export für Schiessplätze werden die Raster mit der Endung .txt, Gebäude im sonX-Format und eine Hintergrundkarte exportiert. Das Bodenbedeckungsraster wird zusätzlich in ein Polygon umgewandelt.

Folgende Tests und Validierungen wurden durchgeführt:

- Gebäudedatensätze wurden in einem Texteditor analysiert sowie in sonARMS importiert und visuell mit Datensätzen früherer Exporte verglichen.
- Bodenbedeckungsdatsätze wurden in sonARMS importiert und visuell mit Datensätzen früherer Exporte verglichen. Zusätzlich wurden die bei der Berechnung mit sonARMS erzeugten Rasterdaten in einem binären DAT-Format in ArcGIS zurück importiert und dort kontrolliert.
- Bodenbedeckungsdatsätze und DTM-Datensätze wurden in sonAIR importiert und für der Export für die Ausbreitungsberechnung getestet

Die Tests der Gebäudedatensätze haben folgende Resultate ergeben:

- Es zeigte sich, dass der neue Datensatz einen erhöhten Detaillierungsgrad aufweist, mit einer entsprechend höheren Anzahl an Objekten.
- Die Aufbereitung sieht generell stimmig aus und ist konsistent mit früheren Versionen.
- Am Beispiel von existierenden Hofeinfahrten wurden festgestellt, dass die neu eingeführte Möglichkeit, Wände ohne Bodenanschluss zu definieren, nicht genutzt wird. Gemäss Aussage von n-Sphere bieten die Originaldaten der Swisstopo diese Information noch nicht an.
- Die Analyse der Dateien mit einem Texteditor hat gezeigt, dass die Verknüpfung zusammenhängender Objekte über das neu eingeführte Schlüsselwort NEXT korrekt implementiert wurde.
- Sämtliche Gebäude war in der Testversion die Oberflächeneigenschaft schallhart zugeordnet gewesen. Im Rahmen der Validierung von sonARMS im Jahr 2019 war jedoch empfohlen worden, Gebäude generell als leicht absorbierend zu definieren. n-Sphere wurde auf diesen Umstand hingewiesen und hat in der Folge die Spezifikation angepasst.

Die Tests der Bodenbedeckungsraster haben folgende Resultate ergeben:

- Es wurde festgestellt, dass die Umwandlung des Bodenbedeckungsraster in ein Polygon auch für Fluglärmrechnungen aktiviert ist. Da diese Datei für Fluglärmrechnungen nicht benötigt wird, wurde empfohlen, den Export zu deaktivieren.
- Die DAT-Files von sonARMS zeigen die Bodenbedeckung in aufbereiteter Form, so wie die Information von den Ausbreitungsalgorithmen verarbeitet wird. Der Vergleich der in ArcGIS zurück importierten DAT-Files hat gezeigt, dass die Rasterungsmethodik, welche in sonARMS verwendet wird mit der durch n-Sphere implementierten Methode übereinstimmt und deckungsgleiche Raster resultieren.
- Die sonARMS Benutzeroberfläche ist im Gegensatz zu den Rechenkernen von sonARMS und sonAIR weiterhin auf Bodenbedeckungsdaten als Polygone angewiesen. n-Sphere exportiert für diesen Zweck die im GIS generierten Raster im originalen Generate Format, wobei zusammenhängende Strukturen zu einzelnen Objekten zusammengefasst werden. Die Darstellung in der sonARMS Benutzeroberfläche sieht zwar teilweise etwas unruhiger aus als früher, bietet aber den Vorteil, dass die Zuordnung der späteren Umsetzung im Rechenkern entspricht.
- Die sonARMS Benutzeroberfläche legt beim Import die als Polygone definierte Bodenbedeckung auf das Raster ab. Damit kleinere Flächen nicht durch sie umfassende grössere Strukturen überdeckt werden, ist die Reihenfolge entscheidend. Bei den Tests wurde allerdings festgestellt, dass die Polygone nicht der Grösse nach geordnet abgespeichert werden und dass in der Folge teilweise kleinere Flächen im finalen Raster der DAT-Files fehlen. n-Sphere wurde informiert und hat das Fehlverhalten korrigiert.

7. Fazit

Die Erweiterungen des Fluglärmprogramms sonAIR wurden im Rahmen des Projekts überprüft und dokumentiert. Mit der qualitativen Kontrolle konnten die neuen Formulare und Funktionen an einigen Stellen verbessert und Fehler behoben werden. Zusätzlich wurden in Zusammenarbeit von BAZL und Empa die Emissionsmodelle aus der SANC-DB überarbeitet und Standardwerte für prozedurale Profile erarbeitet. Anwender von sonAIR können daher mit dem neuen Profileditor zukünftig mit wenig Aufwand Flugprofile anhand von Flugphasen erstellen und modifizieren. Für Helikopter können zusätzlich rollende oder schwebende Taxifahrten vom Abstellplatz zum Abhebepunkt modelliert werden.

Die Faltung wurde zudem von Grund auf überarbeitet und basiert nun anstatt auf abgerollter Distanz auf der Zeit. Somit lassen sich z.B. auch Aufwärm- und Abkühlphase im Stand modellieren. Neben der Möglichkeit, eine Faltung auf der Basis von importierten Punktprofilen durchzuführen, können neu auch flugmechanischen Phasen des Profileditors verarbeitet werden. Mit ihnen kann das physikalische Verhalten des Flugzeugs auf der Flugbahn besser definiert werden, weshalb die Verwendung von prozeduralen Profilen empfohlen wird, sofern keine realen Profildaten vorhanden sind.

Die Szenarienerstellung wurde um die Berechnung des energetisch mittleren Maximalpegels mit Schwellwert und einer Umhüllenden pro Route ergänzt, sodass zukünftig der Betrieb reiner Heliports mit allen im Leitfadens Fluglärm geforderten Metriken berechnet werden kann. Als Testszenario wurde das SANC-TE Heliport Szenario S02 berechnet und in einer separaten Schritt-für-Schritt-Anleitung dokumentiert.

Die Ergebnisse des SANC-TE Heliport Szenarios waren zeigten grösstenteils Übereinstimmung mit dem Referenzrahmen, mit drei Ausnahmen: Bei Schalleinfall unter kleinen Winkeln führt die semiempirische Korrektur der Lateral Attenuation des Referenzrahmens zu einer deutlichen Reduktion des Lärmpegels um bis zu 6 dB gegenüber der Berechnung in sonAIR. Weiterhin kommt es durch eine unterschiedliche Modellierung der Hinderniswirkung zu einer Unterschieden von bis +3.5 dB. Zudem wurden entlang der Piste grosse Pegelsprünge ausgemacht, welche vermutlich auf die Parametersetzung des Luftraumgitters in Bodennähe zurück zu führen sind und noch weiter untersucht werden müssen.

8. Verzeichnisse

8.1. Literatur

- [1] BAFU, BAZL, and GS-VBS, 2016. *Leitfaden zur Fluglärmernmittlung. Vorgaben für die Lärmermittlung. Umwelt-Vollzug Nr. 1625*. Bundesamt für Umwelt (BAFU), Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), Generalsekretariat des Eidg. Departementes für Verteidigung, Bevölkerungsschutz und Sport VBS (GS VBS), Bern, <http://www.bafu.admin.ch/bafu/de/home/themen/laerm/publikationen-studien/publikationen/leitfaden-fluglaerm.html>.
- [2] Empa, 2016. *Integration sonAIR in sonBASE Phase 2 - Einbindung von Kleinluftfahrzeugen in sonAIR und Integration der SANC-DB*. Berichts-Nr.: 5214010391. Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik / Lärminderung, 46, Dübendorf, Switzerland.
- [3] Empa, 2019. *Anleitung zur Berechnung des SANC-TE Heliport Szenarios mit sonAIR*. Empa, Zürich.
- [4] Empa, 2019. *Dokumentation des sonX Ausbreitungsmodells. Programmversion: sonRAIL V6.0.0 bzw. sonARMS V5.0.0 bzw. sonAIR V3.0.0 (vom 21. März 2019)*. Bericht Nr. 5211.00687.100.14. Empa, Abteilung Akustik / Lärminderung, 149, Dübendorf.
- [5] Empa and L. Consulting, 2014. *SANC-TE, Swiss Aircraft Noise Test Environment, Technische Dokumentation*. Eidgenössische Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (Empa), Abteilung Akustik / Lärminderung, Dübendorf.
- [6] Köpfli, M., 2017. *3D-Gebäude mit sonX: Aufbereitung von 3D-Gebäudedaten und Schnittstelle für Lärmberechnungen mit sonX*. Version 0.4, n-Sphere AG, Zürich.
- [7] Schäffer, B. and S. Plüss, 2014. *SANC-TE-Berechnungen des mittleren Maximalpegels von Heliports mit FLULA2, Programmversion 004: Beschreibung des Rechenverfahrens*. Berichts-Nr.: 5214.003438 - 1.
- [8] Zellmann, C., 2019. *Grundlagendaten für sonX: Bereitstellung von Grundlagendaten für die Ausbreitungsberechnung mit sonX*. Version 1.1, n-Sphere AG, Zürich.

8.2. Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1:	Nahansicht des Rollsegments auf der Piste: Bei FLULA2 wird die Flugbahn erst bei der Simulation auf das Gelände der Piste angepasst.....	8
Abbildung 2:	Vergleich des EC635 mit der Faltung aus FLULA2. Linke Spalte: ohne Glättung, rechte Spalte: mit Glättung.....	9
Abbildung 3:	Vergleich des C550 mit der Faltung aus FLULA2. Linke Spalte: ohne Glättung, rechte Spalte: mit Glättung.....	10
Abbildung 4:	Inputdaten des SANC-TE Szenarios AF P001 S02 mit Streuspuren. Das Gelände ist mit leichtem Grautönen als Schummerungseffekt hinterlegt.....	12
Abbildung 5:	SANC-TE Szenario AF P000 S02 ohne Streuspuren	13
Abbildung 6:	SANC-TE Szenario AF P001 S02 mit Streuspuren.....	14
Abbildung 7:	SANC-TE Szenario AF P001 S02 mit Streuspuren in Pistennähe mit Rechenartefakten zu Beginn der Flugspuren.	34

8.3. Tabellenverzeichnis

Tabelle 1:	Emissionsphasen der SANC-DB	4
Tabelle 2:	Flugmechanische Phasen zur Erstellung von prozeduralen Profilen.....	5
Tabelle 3:	SANC-DB Referenztypen mit ihren ursprünglichen Flugzeugtypen und deren SANC-DB ID, Herkunft der Emissionsdaten und verfügbare Emissionsphasen für die Simulation	6
Tabelle 4:	SANC-TE Quellendatensatz mit ihren ursprünglichen Flugzeugtypen und deren SANC-DB ID, Herkunft der Emissionsdaten und verfügbare Emissionsphasen für die Simulation	6
Tabelle 5:	Übersicht der hauptsächlichen Leistungsparameter aus der SANC-DB	21
Tabelle 6:	Abweichungen der Kenndaten bei 304.8 m zwischen neu erstellten Emissionsmodellen in sonAIR mit der SANC-DB (Differenzen: sonAIR – SANC-DB).	29
Tabelle 7:	Bewegungsstatistik beider Szenarien	34

8.4. Digitaler Datensatz

Mit dem Bericht werden folgende digitale Daten bereit gestellt:

- SANC-DB und SANC-TE Emissionsmodelle
 - Import_SANC-DB_Referencetypes.xlsx inkl. 14 Emissionsmodellen als Zipdateien
 - Import_SANC-TE_Types.xlsx inkl. 13 Emissionsmodellen als Zipdateien
 - Import_SubstitutionTypes_Example.xlsx als Beispiel für den Import von Substitutionstypen
- SANC-TE Inputdaten
 - Gelände, Bodenbedeckung, Spuren, Profile, Faltungslisten und Bewegungslisten für die Szenarien AFP000S02 und AFP001S02
- SANC-TE Resultate
 - Ergebnisse als Raster: AFP000S02_sonAIR.tif, AFP001S02_sonAIR.tif
 - Konturen als Shapefiles: AFP000S02_sonAIR.shp, AFP001S02_sonAIR.shp
 - Differenzen zum Referenzrahmen:
AFP000S02_dLamax_sonAIR-Ref.tif, AFP001S02_dLamax_sonAIR-Ref.tif

9. Anhang

9.1. Pfade und Skripte

Hauptverzeichnis der Matlab-Skripte:

K:\sonAIR\Modul B - Quellenvermessung\Auswertung\Matlab\SANC-DB

SANC-DB-Datenbank im Matlab-Format:

Für die Emissionsmodelle des SANC-TE Datensatzes wurde der originale SANC-TE V2.0 Quelldatensatz verwendet. Das originale ASCII-File und die binären Matlab-Dateien aus *sancdblesen.m* liegen unter:

K:\sonAIR\Modul B - Quellenvermessung\Auswertung\Matlab\SANC-DB\SANC-TE_SOURCEDATA

Weitere Emissionsmodelle könnten aus der SANC-DB erstellt werden:

K:\sonAIR\Modul B - Quellenvermessung\Auswertung\Matlab\SANC-DB\SANC_DB_20180619

Der Ordner enthält zum Berichtszeitpunkt die eingelesene SANC-DB „SANC_DB_20180619.txt“ vom 19.06.2018.

Referenztypen:

<i>SancDB_to_sonAIR_Referenztypen.m</i>	→ 2D Emissionsmodelle aus SANC-DB erstellen
<i>SancDB_to_sonAIR_Referenztypen_3D.m</i>	→ 3D Emissionsmodelle aus SANC-DB erstellen
<i>SancDB_to_sonAIR_Referenztypen_Heliphasen.m</i>	→ auf Basis der erstellten Modelle zusätzlich abgeleitete Emissionsphasen für Helikopter ergänzen

SANC-TE Typen:

<i>SancDB_to_sonAIR_SANC-TE.m</i>	→ 2D Emissionsmodelle aus SANC-DB erstellen
<i>SancDB_to_sonAIR_SANC-TE_3D.m</i>	→ 3D Emissionsmodelle aus SANC-DB erstellen
<i>SancDB_to_sonAIR_SANC-TE_Heliphasen.m</i>	→ auf Basis der erstellten Modelle zusätzlich abgeleitete Emissionsphasen für Helikopter ergänzen

Die Emissionsmodelle werden nach *K:\sonAIR\Modul A - Emissionsmodell\Export* im ASCII Format exportiert. Für den Import nach sonAIR müssen sie noch in eine FileGDB geschrieben und gezippt werden.

Konvertierung zu FileGDB

Hierzu wurde folgendes Python-Skript verwendet:

K:\sonAIR\Modul A - Emissionsmodell\Emissionsmodelle_ZIP\DB_SANCDB_Loop_3D_2D.py

9.2. Profildefinitionen Referenztypen

Für folgende Referenztypen wurden Profile für Start und Landung erstellt. Bei der Eingabe der Profile im Profileditor wird je nach flugmechanischer Phase entweder die Steigrate (Initial und Cont. RC) bzw. die Sinkrate oder eine Distanz verwendet sowie immer eine Höhe und eine Geschwindigkeit angegeben. Weitere Parameter berechnet der Profileditor automatisch. Der Abhebepunkt in den Profilen wurde von der Empa nachträglich eingefügt, sodass die Flugzeuge die Startdistanz exakt bei 15 m Höhe erreichen, was per Definition dem Ende der Startstrecke entspricht.

Tabelle 5: Übersicht der hauptsächlichen Leistungsparameter aus der SANC-DB

Referenztyp	Start- distanz	V	Initial RC	Cont. RC	Quell- höhe	Lande- distanz	Sink- rate
1_Single_engine_fixed_pitch_propeller	439	37.6	3.9	3.1	1.2	351.2	2.7
2_Single_engine_variable_pitch_propeller	635	35	3.3	2.6	1.2	508	2.3
3_Twin_engine_variable_pitch_propeller	691	42.2	5.4	4.3	1.2	552.8	3.8
4_Turboprop_single_engine_with_895kW	813	66.9	9.7	7.8	1.6	650.4	6.8
5_Turboprop_twin_engine_each_469kW	610	64.3	13.8	11	1.6	488	9.7
6_Helicopter_single_engine_turbine	15	28.3	8.8	-	3.2	15	8.8
7_Helicopter_single_engine_piston	15	27.3	4.7	-	2.6	15	2.9
8_Helicopter_twin_engine_turbine	15	38.5	9.6	-	3.4	15	9.6
9_Motor_glider	274	30.6	5.4	4.3	0.8	219.2	3.8
10_Gyrocopter	213	29.1	5.8	4.7	1.2	170.4	4.1
11_Business_Jet_I	1196.6	77.3	13.4	11.9	2	2523.7	3.8
12_Business_Jet_II	1424.4	92.7	17	14.4	2	2381.6	4.0
13_Business_Jet_III	1424.4	92.7	17	14.4	2	2381.6	4.0
14_Large_turboprop_twin_engine_each_3096kW	1273.5	69.4	12.3	9	4	2620.5	3.9

9.2.1. 1_Single_engine_fixed_pitch_propeller

Profilname 1_Single_engine_fixed_pitch_propeller_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	306.7	1.2	37.6	0.0
Climb	Takeoff standard power	439.0	15.0	37.6	
Climb	Initial climb standard power		149.0	37.6	3.9
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		150.0	41.4	3.1
Climb	Cont. climb standard power		1499.0	41.4	3.1
Accelerate const. rate	Cruise		1500.0	48.9	3.1
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	48.9	0.0

Profilname 1_Single_engine_fixed_pitch_propeller_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	351.2	1.2	33.8	0.0
Descent	Landing		299.0	33.8	2.7
Accelerate const. rate	Final approach		300.0	41.4	2.7
Descent	Final approach		999.0	41.4	2.7
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	48.9	2.7
Descent	Cruise		1500.0	48.9	2.7
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	48.9	0.0

9.2.2. 2_Single_engine_variable_pitch_propeller

Profilname 2_Single_engine_variable_pitch_propeller_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	489.3	1.2	35.0	0.0
Climb	Takeoff standard power	635.0	15.0	35.0	
Climb	Initial climb standard power		149.0	35.0	2.6
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		150.0	38.5	2.6
Climb	Cont. climb standard power		1499.0	38.5	2.6
Accelerate const. rate	Cruise		1500.0	45.5	0.0
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	45.5	0.0

Profilname 2_Single_engine_variable_pitch_propeller_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	508.0	1.2	31.5	0.0
Descent	Landing		299.0	31.5	2.3
Accelerate const. rate	Final approach		300.0	38.5	2.3
Descent	Final approach		999.0	38.5	2.3
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	45.5	2.3
Descent	Cruise		1500.0	45.5	2.3
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	45.5	0.0

9.2.3. 3_Twin_engine_variable_pitch_propeller

Profilname 3_Twin_engine_variable_pitch_propeller_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	584.0	1.2	42.2	0.0
Climb	Takeoff standard power	691.0	15.0	42.2	
Climb	Initial climb standard power		149.0	42.2	5.4
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		150.0	46.4	4.3
Climb	Cont. climb standard power		1499.0	46.4	4.3
Accelerate const. rate	Cruise		1500.0	54.9	4.3
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	54.9	0.0

Profilname 3_Twin_engine_variable_pitch_propeller_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	552.8	1.2	38.0	0.0
Descent	Landing		299.0	38.0	3.8
Accelerate const. rate	Final approach		300.0	46.4	3.8
Descent	Final approach		999.0	46.4	3.8
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	54.9	3.8
Descent	Cruise		1500.0	54.9	3.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	54.9	0.0

9.2.4. 4_Turboprop_single_engine_with_895kW

Profilname 4_Turboprop_single_engine_with_895kW_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.6	0.0	0.0
RollingOnRunway	Takeoff standard power	721.5	1.6	66.9	0.0
Climb	Takeoff standard power	813.0	15.0	66.9	
Climb	Initial climb standard power		299.0	66.9	9.7
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	73.6	7.8
Climb	Cont. climb standard power		2499.0	73.6	7.8
Accelerate const. rate	Cruise		2500.0	87.0	7.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	2500.0	87.0	0.0

Profilname 4_Turboprop_single_engine_with_895kW_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.6	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	650.4	1.6	60.2	0.0
Descent	Landing		499.0	60.2	6.8
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	73.6	6.8
Descent	Final approach		999.0	73.6	6.8
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	87.0	6.8
Descent	Cruise		2500.0	87.0	6.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	2500.0	87.0	0.0

9.2.5. 5_Turboprop_twin_engine_each_469kW

Profilname 5_Turboprop_twin_engine_each_469kW_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.6	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	549.0	1.6	64.3	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	610.0	15.0	64.3	
Climb	Initial climb standard power		299.0	64.3	13.8
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	70.7	11.0
Climb	Cont. climb standard power		2499.0	70.7	11.0
Accelerate const. rate	Cruise		2500.0	83.6	11.0
Horizontal flight	Cruise	70000.0	2500.0	83.6	0.0

Profilname 5_Turboprop_twin_engine_each_469kW_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.6	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	488.0	1.6	57.9	0.0
Descent	Landing		499.0	57.9	9.7
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	70.7	9.7
Descent	Final approach		999.0	70.7	9.7
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	83.6	9.7
Descent	Cruise		2500.0	83.6	9.7
Horizontal flight	Cruise	70000.0	2500.0	83.6	0.0

9.2.6. 6_Helicopter_single_engine_turbine

Profilname 6_Helicopter_single_engine_turbine_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	3.2	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Takeoff standard power	15.0	8.1	28.3	
Climb	Initial climb standard power		499.0	28.3	8.8
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	42.5	8.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	42.5	0.0

Profilname 6_Helicopter_single_engine_turbine_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	3.2	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Landing	15.0	8.1	28.3	
Descent	Final Approach		499.0	28.3	8.8
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	42.5	8.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	42.5	0.0

9.2.7. 7_Helicopter_single_engine_piston

Profilname 7_Helicopter_single_engine_piston_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	2.6	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Takeoff standard power	15.0	5.2	27.3	
Climb	Initial climb standard power		499.0	27.3	4.7
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	41.0	4.7
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	41.0	0.0

Profilname 7_Helicopter_single_engine_piston_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	2.6	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Landing	15.0	4.2	27.3	
Descent	Final Approach		499.0	27.3	2.9
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	41.0	2.9
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	41.0	0.0

9.2.8. 8_Helicopter_twin_engine_turbine

Profilname 8_Helicopter_twin_engine_turbine_D
Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	3.4	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Takeoff standard power	15.0	7.3	38.5	
Climb	Initial climb standard power		499.0	38.5	9.6
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	57.8	9.6
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	57.8	0.0

Profilname 8_Helicopter_twin_engine_turbine_A
Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	3.4	0.0	0.0
Accelerate const. rate	Landing	15.0	7.3	38.5	
Descent	Final Approach		499.0	38.5	9.6
Accelerate const. rate	Cruise		500.0	57.8	9.6
Horizontal flight	Cruise	70000.0	500.0	57.8	0.0

9.2.9. 9_Motor_glider

Profilname 9_Motor_glider_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	0.8	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	194.8	0.8	30.6	0.0
Climb	Takeoff standard power	274.0	15.0	30.6	
Climb	Initial climb standard power		149.0	30.6	5.4
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		150.0	33.7	4.3
Climb	Cont. climb standard power		1499.0	33.7	4.3
Accelerate const. rate	Cruise		1500.0	39.8	4.3
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	39.8	0.0

Profilname 9_Motor_glider_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	0.8	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	219.2	0.8	27.5	0.0
Descent	Landing		299.0	27.5	3.8
Accelerate const. rate	Final approach		300.0	33.7	3.8
Descent	Final approach		999.0	33.7	3.8
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	39.8	3.8
Descent	Cruise		1500.0	39.8	3.8
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	39.8	0.0

9.2.10. 10_Gyrocopter

Profilname 10_Gyrocopter_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	145.1	1.2	29.1	0.0
Climb	Takeoff standard power	213.0	15.0	29.1	
Climb	Initial climb standard power		149.0	29.1	5.8
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		150.0	32.0	4.7
Climb	Cont. climb standard power		1499.0	32.0	4.7
Accelerate const. rate	Cruise		1500.0	37.8	4.7
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	37.8	0.0

Profilname 10_Gyrocopter_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	1.2	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	170.4	1.2	26.2	0.0
Descent	Landing		299.0	26.2	4.1
Accelerate const. rate	Final approach		300.0	32.0	4.1
Descent	Final approach		999.0	32.0	4.1
Accelerate const. rate	Cruise		1000.0	37.8	4.1
Descent	Cruise		1500.0	37.8	4.1
Horizontal flight	Cruise	70000.0	1500.0	37.8	0.0

9.2.11. 11_Business_Jet_I

Profilname 11_Business_Jet_I_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	1122.7	2.0	77.3	0.0
Climb	Takeoff standard power	1196.6	15.0	77.3	
Accelerate const. rate	Initial climb standard power		16.0	85.7	13.4
Climb	Initial climb standard power		299.0	85.7	13.4
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	119.7	11.9
Climb	Cont. climb standard power		2500.0	119.7	11.9
Horizontal flight	Cont. climb standard power	70000.0	2500.0	119.7	0.0

Profilname 11_Business_Jet_I_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	2523.7	2.0	62.2	0.0
Descent	Landing		499.0	62.2	3.8
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	73.0	3.8
Descent	Final approach		999.0	73.0	3.8
Accelerate const. rate	Final approach		1000.0	119.7	3.8
Descent	Final approach		2500.0	119.7	3.8
Horizontal flight	Final approach	70000.0	2500.0	119.7	0.0

9.2.12. 12_Business_Jet_II_D

Profilname 12_Business_Jet_II_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	1354.7	2.0	92.7	0.0
Climb	Takeoff standard power	1424.4	15.0	92.7	
Accelerate const. rate	Initial climb standard power		16.0	101.0	17.0
Climb	Initial climb standard power		299.0	101.0	17.0
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	133.7	14.4
Climb	Cont. climb standard power		2500.0	133.7	14.4
Horizontal flight	Cont. climb standard power	70000.0	2500.0	133.7	0.0

Profilname 12_Business_Jet_II_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	2381.6	2.0	65.5	0.0
Descent	Landing		499.0	65.5	4.0
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	75.8	4.0
Descent	Final approach		999.0	75.8	4.0
Accelerate const. rate	Final approach		1000.0	133.7	4.0
Descent	Final approach	70115.1	2500.0	133.7	4.0

9.2.13. 13_Business_Jet_III_D

Profilname 13_Business_Jet_III_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	1360.4	2.0	92.7	0.0
Climb	Takeoff standard power	1424.4	15.0	92.7	
Accelerate const. rate	Initial climb standard power		16.0	101.0	17.0
Climb	Initial climb standard power		299.0	101.0	17.0
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	133.7	14.4
Climb	Cont. climb standard power		2500.0	133.7	14.4
Horizontal flight	Cont. climb standard power	70000.0	2500.0	133.7	0.0

Profilname 13_Business_Jet_III_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	2.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	2381.6	2.0	65.5	0.0
Descent	Landing		499.0	65.5	4.0
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	75.8	4.0
Descent	Final approach		999.0	75.8	4.0
Accelerate const. rate	Final approach		1000.0	133.7	4.0
Descent	Final approach	70115.1	2500.0	133.7	4.0

9.2.14. 14_Large_turboprop_twin_engine_each_3096kW

Profilname 14_Large_turboprop_twin_engine_each_3096kW_D
 Prozedur Start

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Takeoff standard power	0.0	4.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Takeoff standard power	1218.3	4.0	69.4	0.0
Climb	Takeoff standard power	1273.5	15.0	69.4	
Accelerate const. rate	Initial climb standard power		16.0	76.3	12.3
Climb	Initial climb standard power		299.0	76.3	12.3
Accelerate const. rate	Cont. climb standard power		300.0	115.9	9.0
Climb	Cont. climb standard power		2500.0	115.9	9.0
Horizontal flight	Cont. climb standard power	70000.0	2500.0	115.9	0.0

Profilname 14_Large_turboprop_twin_engine_each_3096kW_A
 Prozedur Landung

Flugmechanische Phase	Emissionsphase	Distanz	z	v	vz
Rolling on runway	Landing	0.0	4.0	0.0	0.0
Rolling on runway	Landing	2620.5	4.0	63.9	0.0
Descent	Landing		499.0	63.9	3.9
Accelerate const. rate	Final approach		500.0	75.3	3.9
Descent	Final approach		999.0	75.3	3.9
Accelerate const. rate	Final approach		1000.0	115.9	3.9
Descent	Final approach		2500.0	115.9	3.9
Horizontal flight	Final approach	70000.0	2500.0	115.9	0.0

9.3. Vergleiche der Kenndaten mit SANC-DB

Tabelle 6: Abweichungen der Kenndaten bei 304.8 m zwischen neu erstellten Emissionsmodellen in sonAIR mit der SANC-DB (Differenzen: sonAIR – SANC-DB).

Type	OP	dL_{AE}	dL_{Amax}	$d\eta$	$d\theta$	d
A109	10	-0.03	-0.01	0.00	8.37	0.23
A109	20	-0.03	-0.01	0.00	8.37	0.23
A109	40	-0.03	-0.05	0.00	-0.37	0.02
A109	60	-0.02	-0.01	0.03	0.91	0.10
A109	70	-0.02	-0.01	0.00	0.91	0.03
A320	11	-0.02	-0.01	0.00	-1.84	0.04
A320	12	-0.02	-0.02	-0.03	-1.84	0.11
A320	21	-0.02	-0.01	-0.03	-1.84	0.11
A320	22	-0.02	-0.02	-0.03	-1.84	0.12
A320	31	-0.02	-0.01	-0.03	-1.84	0.11
A320	32	-0.02	-0.02	-0.03	-1.84	0.11
A320	60	-0.03	-0.02	-0.03	-1.84	0.11
A320	70	-0.03	-0.02	-0.03	-1.84	0.11
AT43	10	0.03	0.01	0.00	0.91	0.04
AT43	20	0.03	0.01	0.00	0.91	0.04
AT43	30	0.03	0.01	0.00	0.91	0.04
AT43	60	0.00	0.00	0.00	0.09	0.00
AT43	70	0.00	0.00	0.00	0.09	0.00
B744	11	-0.01	-0.01	0.00	-0.31	0.01
B744	12	-0.02	-0.02	0.00	0.69	0.02
B744	21	-0.01	-0.01	0.00	-0.31	0.01
B744	22	-0.02	-0.02	0.00	0.69	0.02
B744	31	-0.01	-0.01	0.00	-0.31	0.01
B744	32	-0.02	-0.02	0.00	0.69	0.02
B744	60	-0.01	-0.01	0.00	-0.84	0.02
B744	70	-0.01	-0.01	0.00	-0.84	0.02
B763	11	-0.01	-0.01	0.00	-7.84	0.15
B763	12	-0.02	-0.02	0.00	-1.80	0.04
B763	21	-0.01	-0.01	0.00	-7.84	0.15
B763	22	-0.02	-0.02	-0.04	-1.80	0.14
B763	31	-0.01	-0.01	0.00	-7.84	0.15
B763	32	-0.02	-0.02	0.00	-1.80	0.04
B763	60	0.00	-0.01	0.00	-8.84	0.17
B763	70	0.00	-0.01	0.00	-8.84	0.17
C172	10	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C172	20	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C172	30	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C172	40	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C172	60	0.06	0.00	0.04	1.55	0.19
C172	70	0.07	0.00	0.04	1.55	0.20

Type	OP	dL_{AE}	dL_{Amax}	$d\eta$	$d\theta$	d
C340	10	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C340	20	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C340	30	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C340	40	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
C340	60	0.07	0.01	-0.04	-1.55	0.20
C340	70	0.07	0.01	0.04	1.55	0.19
C550	10	-0.04	-0.05	0.00	0.05	0.01
C550	20	-0.04	-0.05	0.00	0.05	0.01
C550	30	-0.04	-0.05	0.00	0.05	0.01
C550	60	-0.02	-0.01	0.00	-0.84	0.02
C550	70	-0.02	-0.01	0.00	-0.84	0.02
F18	10	-0.03	-0.02	-0.02	-33.37	0.58
F18	19	-0.03	-0.02	-0.03	-27.84	0.53
F18	20	-0.03	-0.02	0.00	-31.84	0.51
F18	30	-0.03	-0.02	0.00	-31.84	0.51
F18	60	-0.04	-0.05	0.00	-0.16	0.02
F18	70	-0.04	-0.05	0.00	-0.16	0.02
F70	10	-0.04	-0.04	-0.03	-7.81	0.24
F70	20	-0.04	-0.04	-0.03	-7.81	0.24
F70	30	-0.04	-0.03	0.00	-9.30	0.18
F70	60	-0.02	-0.01	0.00	-0.37	0.02
F70	70	-0.02	-0.01	0.00	-0.37	0.02
MCR1	10	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
MCR1	20	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
MCR1	30	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
MCR1	40	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
MCR1	60	0.07	0.01	0.04	1.55	0.19
MCR1	70	0.07	0.01	0.04	1.55	0.19
MD81	11	-0.04	-0.05	0.00	-0.05	0.01
MD81	12	-0.04	-0.04	0.00	0.54	0.02
MD81	21	-0.04	-0.05	0.00	-0.05	0.01
MD81	22	-0.04	-0.04	0.00	0.54	0.02
MD81	31	-0.04	-0.05	0.00	-0.05	0.01
MD81	32	-0.04	-0.04	0.00	0.54	0.02
MD81	60	-0.02	-0.02	0.00	-11.31	0.22
MD81	70	-0.02	-0.02	0.00	-11.31	0.22
R44	10	-0.02	0.00	0.00	0.00	0.01
R44	20	-0.02	0.00	0.00	0.00	0.01
R44	40	-0.02	0.00	0.00	0.00	0.01
R44	60	-0.03	0.00	0.00	0.00	0.02
R44	70	-0.03	0.00	0.00	0.00	0.02

9.4. Faltungskonfigurationsdatei

```
BEGIN
// -----
// Zeit-Intervall pro Flugbahn-Punkt.
// In Sekunden.
// -----
TimeInterval: 1

// -----
// Konstante Beschleunigung auf der Piste (nur bei Flugzeugen)
// Ja = 1 / Nein = 0
// -----
ConstantAccelerationOnRunway: 1
// -----

// Solange das Flugzeug maximal diese relative Höhe aufweist, liegt Bodenkontakt vor.
// Dieser Parameter wird nur dann berücksichtigt, sofern beim Profil keine flugmechanischen Phasen
// definiert sind.
// In Metern.
// -----
ZRelMaxWhileOnRunway: 5

////////////////////////////////////
// BSpline - Least Squares - Parameter //
////////////////////////////////////
// -----
// Anzahl Grade des B-Spline-Polynoms
// -----
BSpline_Degree: 3
// -----

// Distanz zwischen zwei folgenden Sample Points.
// SamplePointDistance sollte nicht höher sein als die Hälfte der ControlPointDistance
// In Sekunden.
// -----
BSpline_SamplePointDistance: 4
// -----

// Distanz zwischen zwei folgenden Control Points.
// Eine grosse Distanz sieht 'smooth' aus, kann aber zu grossen Abweichungen zwischen BSpline und
// Flugsur führen
// Eine kleine Distanz hingegen führt dazu, dass das BSpline überoptimiert wird: Das berechnete
// BSpline macht dann viele kleine & unnötige Kurven. Das ist
// besonders ärgerlich für den BankAngle!
// In Sekunden.
// -----
BSpline_ControlPointDistance: 12
// -----

// Definiert, wie die Z-Werte bei den Flugbahnen berechnet werden:
// Sollen sie direkt anhand dem Profil bestimmt werden oder sollen sie - wie die X/Y-Werte - anhand
// BSplines interpoliert werden?
// Dabei wird unterschieden danach, ob es sich um Luftfahrzeuge handelt, welche senkrecht in die
// Luft steigen können oder nicht.
// Notiz: Auch wenn eingestellt ist, dass auch die Z-Werte in 3d interpoliert werden, werden auf dem
// Runway/Helipad die nicht-interpolierten Z-Werte gesetzt.
// Dadurch liegen keine Flugbahnpunkte beim Runway/Helipad unterhalb des Bodens oder unnatür-
// lich weit in der Luft.
// Um einen harten Übergang der Z-Werte beim Runway/Helipad und interpolierten Z-
// Werten zu vermeiden, wird ein linearer Übergang zwischen Roll- und Flug-Phase durchgeführt
// (sh. BSpline_TransitionIntervalRunwayToInterpolatedSpline) .
// -----
BSpline_VerticalTakeOffs_InterpolateIn3d: 1 // Falls 1: Bei den Faltungen von Droh-
nen, Helikoptern, etc. werden X/Y/Z anhand BSplines interpoliert //
Falls 0: Bei den Faltungen von Drohnen, Helikoptern, etc. werden nur X/Y anhand BSplines interpo-
liert, die

                Z-Werte werden ohne Anpassungen aus dem Profil übernommen
BSpline_NonVerticalTakeOffs_InterpolateIn3d: 1 // Falls 1: Bei den Faltungen von Flugzeugen
werden X/Y/Z anhand BSplines interpoliert //
Falls 0: Bei den Faltungen von Flugzeugen werden nur X/Y anhand BSplines interpoliert, die

                Z-Werte werden ohne Anpassungen aus dem Profil übernommen
// -----
```

```
// Wenn alle X/Y-Flugbahn-Punkte via BSplines interpoliert werden, gibt es häufig auf dem Runway ein
Schlingern der Flugbahn
// Um das zu Umgehen, kann eingestellt werden, dass die X/Y-Koordinaten der Flugbahn auf die Piste
'geklebt' werden, während es noch nicht in der Luft ist.
// Dabei wird unterschieden danach, ob es sich um Luftfahrzeuge handelt, welche senkrecht in die
Luft steigen können oder nicht.
// Notiz: Um einen harten Übergang der X/Y-Werte beim Runway und interpolierten X/Y-Werten zu ver-
meiden, wird ein linearer Übergang zwischen Roll- und Flug-Phase durchgeführt
// (sh. BSpline_TransitionIntervalRunwayToInterpolatedSpline) .
// -----
BSpline_VerticalTakeOffs_StickXYOnRunway: 1 // Falls 1: Bei den Faltungen von Droh-
nen, Helikoptern, etc. werden während der Rollphase die X/Y-Koordinaten der Flugbahnpunkte auf den
Helipad geklebt //
Falls 0: Bei den Faltungen von Drohnen, Helikoptern, etc. werden auch während der Rollphase die
interpolierten X/Y-Koordinaten verwendet
BSpline_NonVerticalTakeOffs_StickXYOnRunway:1 // Falls 1: Bei den Faltungen von Flugzeugen
werden während der Rollphase die X/Y-Koordinaten der Flugbahnpunkte auf den Runway geklebt //
Falls 0: Bei den Faltungen von Flugzeugen werden auch während der Rollphase die interpolierten X/Y-
Koordinaten verwendet
// -----
// Um einen harten Übergang der X/Y/Z-Werte beim Runway und interpolierten X/Y/Z-Werten zu vermei-
den, wird bei gefalteten Flügen nach Verlassen
// (resp. vor dem Erreichen) des Runways während mehrerer Sekunden ein sanfter, linearer Übergang
durchgeführt. Dadurch gibt es keine plötzlichen
// "Sprünge" der Flugbahnpunkte in Runway-Nähe
// -----
BSpline_TransitionIntervalRunwayToInterpolatedSpline: 5 // Übergangszeit in Sekunden
// -----

// Der Querwinkel (Bankangle) wird jeweils pro Flugbahnpunkt anhand des vorherigen und des nächsten
Flugbahnpunktes ermittelt. Insbesondere (aber nicht nur)
// wenn die Glättung deaktiviert wird, entstehen dadurch teilweise unschöne 'Peaks' beim Querwinkel.
Ein Postprocessing anhand einer Glättung mittels
// Gauss-Filters führt zu schöneren und auch sinnvolleren Querwinkeln.
// -----
BSpline_SmoothBankAngleSigma:10 // Standard-Abweichung des Gauss-Glättungs-Filter in Sekunden.
// Wenn 0: Es findet keine Glät-
tung statt.
// -----

//////////
// Barometrie-Einstellungen //
//////////
// -----
// Die relevanten Parameter werden hier aufgelistet, um die Schallgeschwindigkeit [in m/s] und auch
die Luftdichte in [kg/m^3] zu berechnen

Barometry_OverwriteExistingRhoValues: 0 // Falls 1: Überschreibt jegliche aus Profilen
stammende Luftdichten bei der Faltung // Falls 0: Nur
fehlende Luftdichten werden gesetzt

Barometry_OverwriteExistingMachValues: 0 // Falls 1: Überschreibt jegliche aus Profilen
stammende Mach-Geschwindigkeiten bei der Faltung // Falls 0: Nur
fehlende Mach-Geschwindigkeiten werden gesetzt

Barometry_Constant_TemperatureGradientPerLevel: -0.0065 // [Kelvin / m]
Barometry_Constant_ReferenceDensityOnSealevel: 1.225 // [kg/m^3]
Barometry_Constant_ReferenceTemperature: 288.15 // [Kelvin]
Barometry_Constant_SpecificGasConstant: 287.058 // [J / (kg * Kelvin)]

//////////
// Validations - Parameter //
//////////
// -----
// Sofern beim Runway keine Breite angegeben ist: Wenn das Flugzeug auf dem Runway weiter als diese
Distanz vom Runway entfernt ist, wirf einen Fehler
// In Metern.
// -----
Validation_DefaultRunwayWidth: 40
```



```
// -----
// Wirf einen Fehler, wenn beim Abhebeupunkt das Flugzeug nicht tangential genug ist zum Runway
// In Grad (°)
// -----
Validation_MaxAllowedAngleToRunwayAtShrinkPoint:    6.5

// -----
// Wirf einen Fehler, wenn das via BSpline kreierte Polyline eine ganz andere Länge aufweist als das
// originale Flugspur-Polyline
// Angegeben als prozentualer Längenunterschied (%)
// -----
Validation_MaxPercentualLengthDifference:    8

// Schaut beim Profilpunkt mit der mit der kleinsten abgerollten Distanz, ob die abgerollte Distanz
// innerhalb einer bestimmten Distanz zu 0m liegt.
// Wenn der erste Profilpunkt z.B. bei 1km liegt ist das zu weit weg und das Flugprofil ist nicht
// synchron genug zur Spur.
// In Metern.
Validation_MaxAllowedLowestProfileDisXY:    200

// -----
// Wirf einen Fehler, wenn ein Punkt des via BSpline kreierte Polyline mehr als die angegebene
// Distanz vom originalen Flugspur-Polyline entfernt ist
// In Metern
// -----
Validation_MaxPolylineDistance:    200

// Versuche anhand des folgenden Parameters die Güte des via BSpline erstellten Polyline zu schät-
// zen:
// 1. Vergleiche das originale Polyline mit dem via BSpline kreierte
// 2. Berechne für jeden Punkt des kreierte Polyline die Distanz zum Punkt auf dem originalen
// Polyline.
// 3. Berechne von diesen Werten die Standardabweichung.
// 4. Falls die Standardabweichung zu hoch ist, wirf einen Fehler.
// Vorteil: Anhand eines einzelnen Parameters kann geschätzt werden, ob das generierte Polyline im
// Schnitt zu stark entfernt ist vom originalen Polyline
// Falls das Polyline weit entfernt ist, bedeutet das, dass die gewählte BSpli-
// ne_ControlPointDistance wohl zu hoch ist
// In Metern.
Validation_MaxDistanceDeviationStdDev:    30

// Versuche anhand des folgenden Parameters die Güte des via BSpline erstellten Polyline zu schät-
// zen:
// 1. Vergleiche das originale Polyline mit dem via BSpline kreierte
// 2. Berechne für jeden Punkt des kreierte Polyline die Distanz zum Punkt auf dem originalen
// Polyline.
// 3. Berechne für alle Distanzen die erste Ableitung davon.
// 4. Berechne von diesen Werten die Standardabweichung.
// 5. Falls die Standardabweichung zu hoch ist, wirf einen Fehler.
// Vorteil: Anhand eines einzelnen Parameters kann geschätzt werden, ob das generierte Polyline
// gegenüber des originalen Polyline zu stark hin und her
// schwankt
// Falls es zu stark schwankt, bedeutet das, dass die gewählte BSpline_ControlPointDistance wohl zu
// tief ist
// In Metern.
Validation_MaxDistance1stDeviationStdDev:    1.0

// Wirf einen Fehler, wenn der BankAngle an einem beliebigen Punkt bei der Flugbahn grösser ist als
// der angegebene Wert
// Eine Verletzung dieser Regel deutet darauf hin, dass die Kurven zu eng sind.
// In Grad
Validation_MaxBankAngle:    70

END
```

9.5. SANC-TE Berechnung

Tabelle 7: Bewegungsstatistik beider Szenarien

AF P000 S02			AF P001 S02		
Gridfile	A109K	R44	Gridfile	A109K	R44
AF010A08	0.6667	0	AF011A08	0.6667	0
AF010A09	0	0.1667	AF011A09	0	0.1667
AF010A10	0.3333	0	AF011A10	0.3333	0
AF010A11	0	0.3333	AF011A11	0	0.3333
AF010D24	0.4167	0	AF011D24	0.4167	0
AF010D25	0	0.0417	AF011D25	0	0.0417
AF010D26	0.4167	0	AF011D26	0.4167	0
AF010D27	0	0.0417	AF011D27	0	0.0417
AF010D28	0.0833	0	AF011D28	0.0833	0
AF010D29	0	0.2083	AF011D29	0	0.2083
AF010D30	0.0833	0	AF011D30	0.0833	0
AF010D31	0	0.2083	AF011D31	0	0.2083

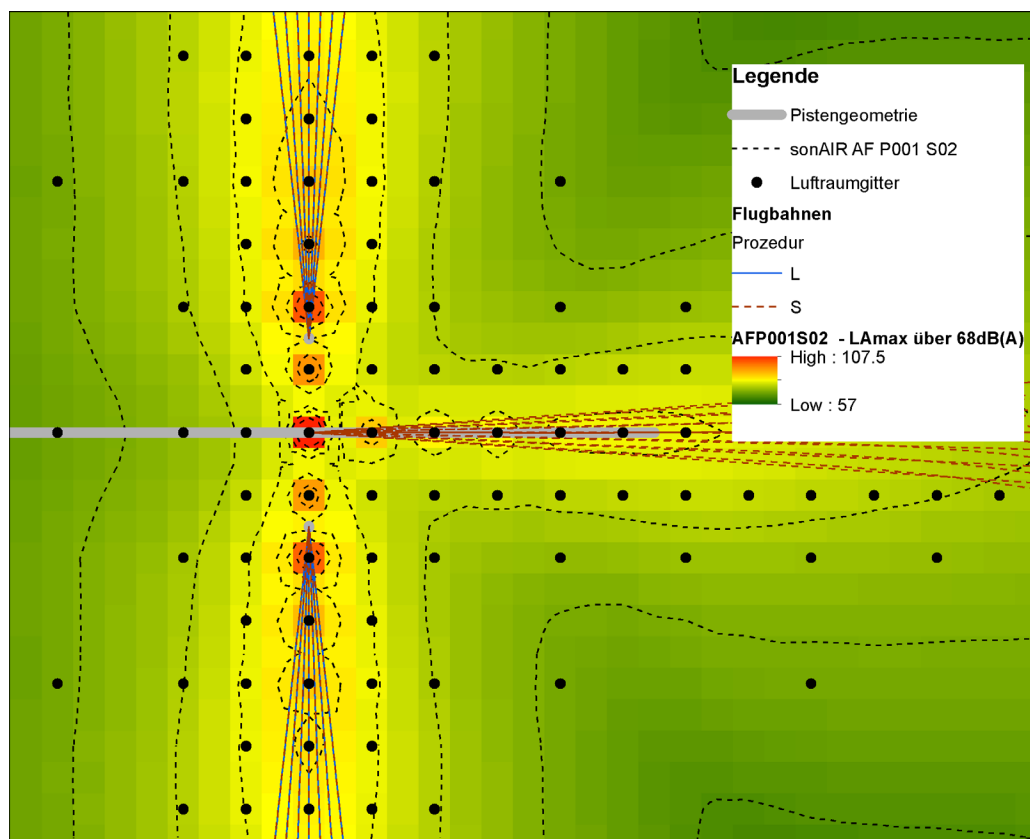


Abbildung 7: SANC-TE Szenario AF P001 S02 mit Streuspuren in Pistennähe mit Rechenartefakten zu Beginn der Flugspuren.

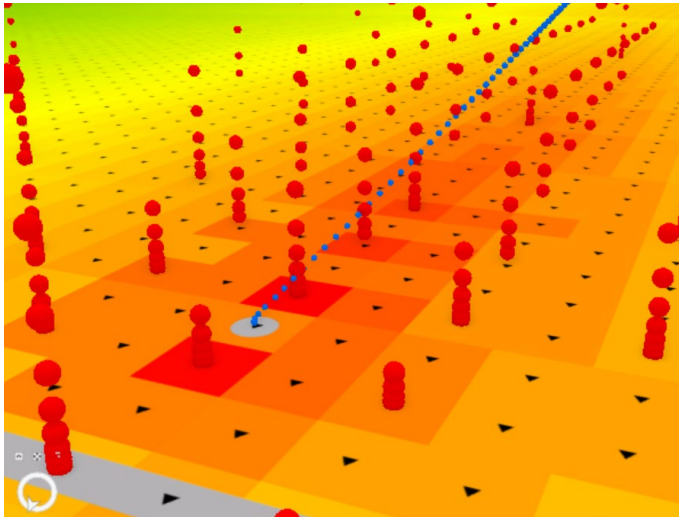


Abbildung 8: SANC-TE Footprint AF010D26 ohne Streuspuren in Pistennähe mit Rechenartefakten zu Beginn der Flugbahnpunkte

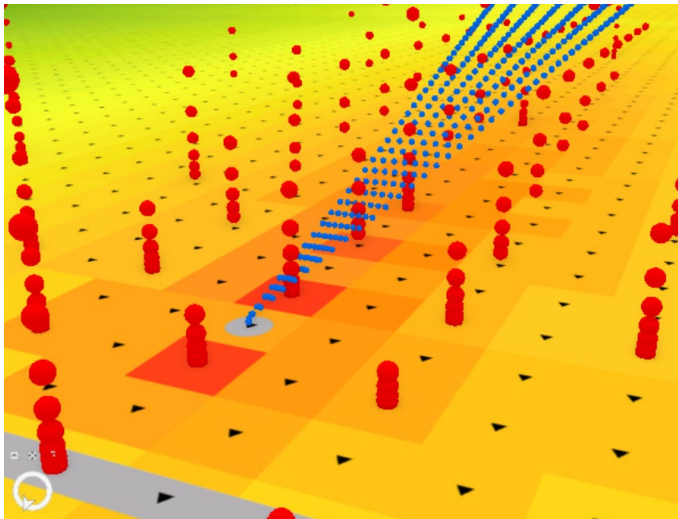


Abbildung 9: SANC-TE Footprint AF011D26 mit Streuspuren in Pistennähe mit Rechenartefakten zu Beginn der Flugbahnpunkte