

Sensitivitätsanalyse für die numerische Vorhersage von Kabinenlärm in Flugzeugen

Christian Hesse¹, Ray Dewald², Pia Allebrodt¹, René Winter², Jörn Biedermann¹

¹ Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt, DLR e. V., 21129 Hamburg, Deutschland, Email: Christian.Hesse@dlr.de

² Institut für Aeroelastik, 37073 Göttingen, Deutschland, Email: Ray.Dewald@dlr.de

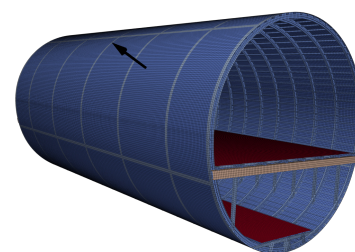
Einleitung

Die Klimaziele des "European Green Deal" erfordern die Entwicklung umweltfreundlicher Flugzeugantriebe und nachhaltiger Brennstoffe. Dies rückt die Betrachtung sehr effizienter Propellerantriebe in den Fokus des Flugzeuggesamtentwurfs. Allerdings stellen diese aufgrund ihres Lärms, insbesondere im tiefen Frequenzbereich, eine große Herausforderung für die Kabinenakustik dar. Eine frühzeitige Vorhersage des Innenlärms erfordert detaillierte Kenntnisse über die Flugzeugstruktur und Kabine. Im Flugzeugvorentwurf fehlen jedoch oft ausreichende Informationen für eine genaue vibro-akustische Modellierung. Das wissensbasierte Werkzeug Fuselage Geometry Assembler (FUGA) [1] wurde entwickelt, um Vorentwurfsdaten mit Informationen für die numerische Detailanalyse anzureichern. In diesem Artikel wird eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt, um festzustellen, welche Details bei der vibro-akustischen Simulation berücksichtigt werden müssen. Die Möglichkeit, zusätzliche Anbauteile automatisch zu generieren, wird dabei geprüft. Insbesondere werden die Auswirkungen der verwendeten Elemente auf die Vorhersagequalität untersucht, ebenso wie die Auswirkungen auf die Berechnungszeiten. Die Sensitivitätsstudie schließt mit einem Vergleich der numerischen Modelle und Experimentaldaten am Beispiel des Acoustic Flight-Lab [2]. Auf diese Weise validierte Simulationsmodelle ermöglichen die Ableitung von Modellierungsvorschriften für zuverlässige Vorhersagen und insbesondere die Auslegung von Lärmschutzmaßnahmen in der Kabine.

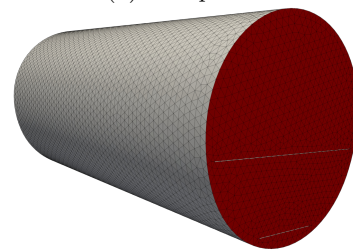
Wissensbasierte Modellerstellung

Die in diesem Beitrag verwendeten FE-Modelle werden mit der wissensbasierten Entwurfsmethode FUGA erstellt, welche die Generierung von Lärmprognosemodellen auf Gesamtflugzeugebene ermöglicht [3]. Das zu Grunde liegende Strukturmodell vom Acoustic Flight-Lab liegt in Form des COMMON AIRCRAFT CONFIGURATION SCHEMA (CPACS) [4] vor. Beispielhafte FE-Modelle sind in Abb.1 für die Struktur und das akustische Fluid abgebildet. Die Rumpfstruktur wird dabei von einer Punktkraft in normaler Richtung an einer Schnittstelle von einem Spant und Stringer angeregt, welche mit einem schwarzen Pfeil markiert ist. Alle Strukturbauteile (Hautfelder, Versteifungselemente, Bodenstrukturen- und Paneele) werden automatisiert und individuell mit Schalenelementen vernetzt und durch Befestigungselemente (bspw. in Nastran **CFAST**) miteinander verbunden, welche die Vernietung abbilden. Dabei kann der Nietabstand für jede Kontaktgruppe individuell variiert werden. Für die Vernetzung der Strukturen können Schalenelemente mit

linearen bzw. quadratischen Ansatzfunktionen (bspw. in Nastran **CQUAD4** bzw. **CQUAD8**) verwendet werden. Rumpfhaut und Bodenpaneele sind mit dem akustischen Fluid über eine nicht-knotenkonforme Fluid-Struktur-Interaktion gekoppelt. Beim akustischen Fluid sind weiterhin die rot markierten offenen Enden mit Absorberelementen (bspw. in Nastran **CAABSF**) versehen.



(a) Rumpfstruktur



(b) Fluidmodell

Abbildung 1: FE-Modell von Rumpfstruktur (a) sowie akustischem Fluid (b) des Acoustic Flight-Lab

Da die FE-Modelle solver-agnostisch erzeugt werden, ist ein Export in diverse Software-Formate möglich. Zu den üblichen Anwendungsgebieten gehören aktuell neben Nastran [5] auch Ansys [6, 7]. Letzteres wird für die Anbindung für Kabinenbauteile sowie die Kavitäten des Passagier- und Frachtbereichs sowie der Isolierung genutzt. Da in Ansys kein äquivalentes Befestigungselement zum **CFAST**-Element existiert, wird die Modellierung gemäß der in Abb.2 dargestellten Fläche-Knoten-Kontaktformulierung inklusive Federelement **Combi250** substituiert.

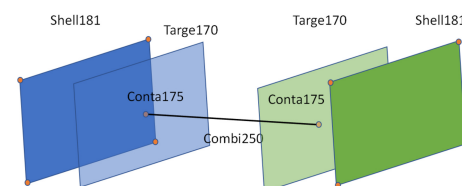


Abbildung 2: Modellierung von Befestigungselement in Ansys als Kontaktelemente mit Federelement

Zur Sicherstellung der Konsistenz zwischen Nastran- und Ansys-Modell wird eine strukturelle Modalanalyse durchgeführt und eine Korrelation mit dem MAC-Kriterium (*Modal assurance criterion*) [8] gemäß

$$\text{MAC}_{k,l} = \frac{|\{\phi_k\}^T \{\phi_l\}|^2}{\{\phi_k\}^T \{\phi_k\} \cdot \{\phi_l\}^T \{\phi_l\}} \quad (1)$$

berechnet. Die Ergebnisse sind in Abb. 3 dargestellt. Die ersten 30 Eigenformen zeigen eine Übereinstimmung von nahezu 1, was für eine sehr hohe Konsistenz der beiden Modelle spricht. Eine äquivalente Übereinstimmung hat sich durch die Modellierung der Kontakte mit Hilfe von Starrkörperelementen vom Typ **RBE3** in Ansys gezeigt. Die Nastran-Modelle werden in den nachfolgenden Untersuchungen verwendet.

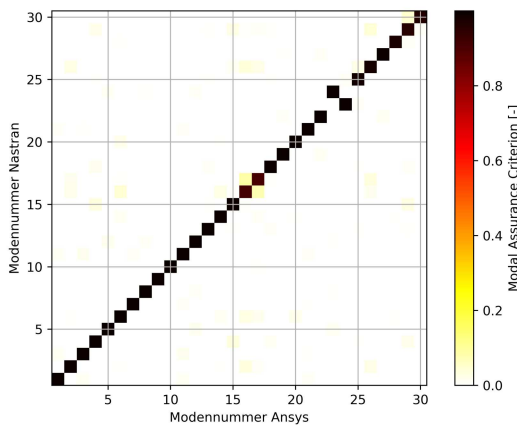


Abbildung 3: MAC-Auswertung der Eigenvektoren $\{\phi\}$ der Rumpfstruktur zwischen Ansys- und Nastran-Modellen

Sensitivitätsanalyse

In diesem Abschnitt wird ein Abgleich zwischen den Experimentaldaten aus dem Acoustic Flight-Lab und den numerischen Daten aus den generierten FE-Modellen durchgeführt, um Parametersensitivitäten auf die Güte der Modellabbildung zu untersuchen. Die Details des Messaufbaus können WINTER ET AL. [9] entnommen werden. Dabei wurde die Rumpfstruktur unter einer Shakeranregung mit ca. 11400 Beschleunigungssensoren vermessen und der Innenraum mit ca. 640 Mikrofonen. Ziel ist es hierbei nicht, die Messungen im Sinne einer Modelloptimierung des FE-Modells komplett zu reproduzieren. Vielmehr sollen Sensitivitäten hinsichtlich der unterschiedlichen Modellparameter untersucht und aufgezeigt werden.

Die Modellkorrelation erfolgt dabei sowohl schmalbandig mit Hilfe des FDAC-Kriteriums (*Frequency domain assurance criterion*) [8] zu

$$\text{FDAC} = \frac{|\{\hat{u}_k\}^H \{\hat{u}_l\}|^2}{\{\hat{u}_k\}^H \{\hat{u}_k\} \cdot \{\hat{u}_l\}^H \{\hat{u}_l\}}, \quad (2)$$

sowie statistisch mittels ECC (*Energy correlation criterion*) [10] zu

$$\text{ECC} = \frac{|\{E_{kin}^{exp}\}_n^T \{E_{kin}^{num}\}_n|^2}{\{E_{kin}^{exp}\}_n^T \{E_{kin}^{exp}\}_n \cdot \{E_{kin}^{num}\}_n^T \{E_{kin}^{num}\}_n}. \quad (3)$$

Für die Berechnung des FDAC-Kriteriums wird eine harmonische Analyse im Frequenzbereich zwischen 12 und 200 Hz mit einer Auflösung von 2 Hz durchgeführt, die normalen Betriebsschwingformen auf das Messgitter interpoliert und dann mit Hilfe von Gl. 2 berechnet. Das Ergebnis der Frequenzbereichskorrelation ist für das initiale Modell nach Abb. 1 in Abb. 4 dargestellt. Bei diesem initialen Modell sind die Stringer und Spante gemäß der CPACS-Definition einzeln extrudiert und vernetzt und dementsprechend lediglich über die Rumpfhaut miteinander gekoppelt. Darin ist eine gute Korrelation der Simulationsergebnisse mit den Messung bis ca. 60 Hz erkennbar. Oberhalb davon bewegen sich die Korrelationswerte abseits der Hauptdiagonalen mit einer insgesamt geringeren Steifigkeit im Simulationsmodell.

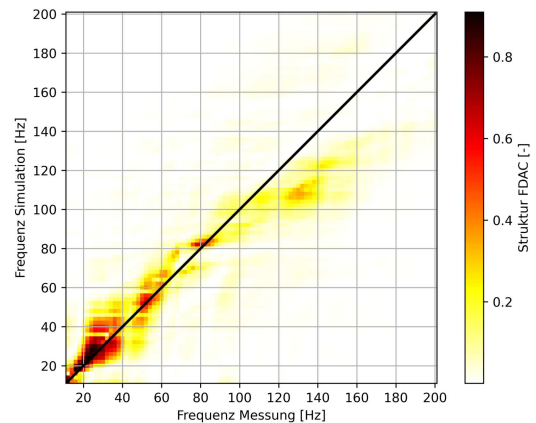


Abbildung 4: Frequenzbereichskorrelation der strukturellen Betriebsschwingformen $\{\hat{u}\}$ im initialen Modell

Für die Berechnung des ECC werden die harmonischen Frequenzantworten im Bereich zwischen 90 und 450 Hz mit 2 Hz Auflösung berechnet. Die resultierenden normalen Strukturschnellen werden hierbei in 100 gleichgroße Subsysteme räumlich aufgeteilt. Für jedes dieser Subsysteme wird anschließend die kinetische Gesamtenergie E_{kin} in Terzbändern berechnet. Die resultierende statistische Verteilung der Energien $\{E_{kin}^{num}\}$ wird mit den experimentellen Daten entsprechend Gl. 3 abgeglichen. Das Ergebnis der Energiekorrelation ist in Abb. 5 dargestellt. Dabei zeigt sich eine gute Korrelation von über 80% im gesamten untersuchten Frequenzbereich bei der Verwendung von Elementen mit linearen Ansatzfunktionen.

Für die Betrachtung von quadratischen Elementen wurde die anvisierte Elementkantenlänge im Vernetzungsprozess verdoppelt. In der Energiekorrelation zeigt sich lediglich in der 125 Hz Terz eine verbesserte Abbildung der Messergebnisse. Ansonsten bildet das Simulationsmodell mit quadratischen Elementen die Messungen weniger gut ab als das Modell mit linearen Elementen. Ein mögliche Erklärung dafür ist, dass in Nastran bei der Verwendung von quadratischen Fluidelementen Probleme an der Interaktionsfläche auftreten. Hier resultiert unter Anwendung der *Body-in-white*-Kopplungsmethode auch im tief-frequenten Bereich keine kontinuierliche Druckverteilung. Hierzu wird eine anschließende Untersuchung in weiteren

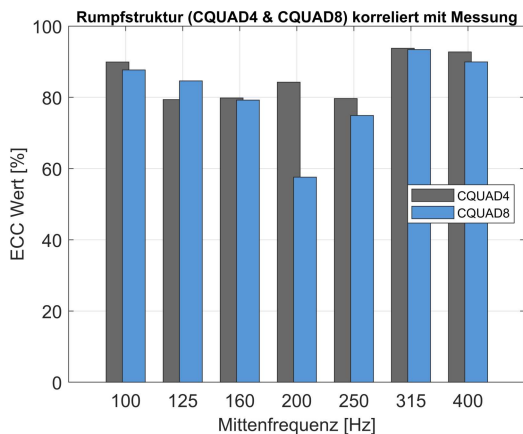


Abbildung 5: Energiekorrelation der strukturellen Energieverteilung im Modell mit linearen und quadratischen Elementen

Tabelle 1: Vergleich der Freiheitsgrade und Lösungszeiten für die Modelle auf CPU vom Typ Intel[®] Xeon[®] Gold 5120 CPU @ 2.20GHz, 4 Kerne

	Linear	Quadratisch
Freiheitsgrade [-]	2.036.002	1.910.306
Matrixeinträge $\neq 0$ [-]	53.537.629	73.736.451
Lösungszeit/Frequenz [s]	228	289

FE-Solvern folgen. Die Lösungszeiten von linearem und quadratischem Modell sind in Tab. 1 miteinander verglichen, wobei sich ein höherer numerischer Aufwand im quadratischen Modell zeigt.

Bei der Stringer-Spant-Bauweise sind an den Verbindungsstellen die Versteifungselemente zusätzlich über sogenannte Cleats miteinander verbunden. Derartige Strukturen sind in der aktuellen CPACS-Definition der Rumpfstruktur [11] noch nicht berücksichtigt. Diese können mit FUGA gemäß Abb. 6 (a) modelliert und mit zusätzlichen Befestigungselementen an den Spanten bzw. Stringern angebunden werden.

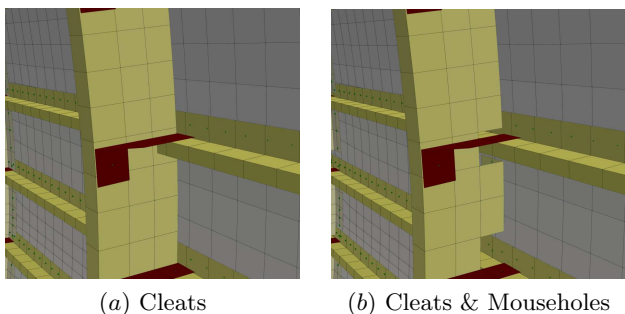


Abbildung 6: Modellierung der Stringer-Spant-Verbindung über Cleats

Die Frequenzbereichskorrelation mit diesen hinzukommenden Anbauteilen zeigt Abb. 7. Dabei ist auch im höheren Frequenzbereich eine Verschiebung der FDAC-Werte in Richtung der Hauptdiagonale erkennbar was durch die erhöhte Steifigkeit des Gesamtmodells erklärt werden kann.

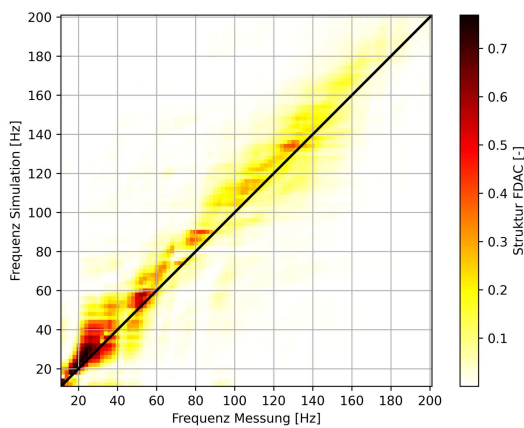


Abbildung 7: Frequenzbereichskorrelation der strukturellen Betriebsschwingformen unter Berücksichtigung der Cleats

Tendenziell ist die Steifigkeit des Simulationsmodells sogar höher als in der Laborstruktur. Eine zusätzliche Reduktion der Steifigkeit im Simulationsmodell kann durch Berücksichtigung der Stringerdurchführung durch die Spante (*Mouseholes*) erreicht werden, welche in FUGA sowohl mittels Boolescher Operationen als auch durch Elementverschnitte gemäß Abb. 6 (b) realisiert werden können. Die entsprechende Frequenzbereichskorrelation zeigt Abb. 8, welche nun eine eindeutige Ausprägung auf der Hauptdiagonalen aufweist.

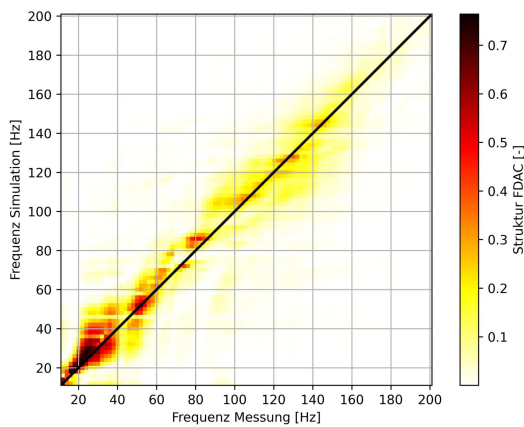


Abbildung 8: Frequenzbereichskorrelation der strukturellen Betriebsschwingformen unter Berücksichtigung von Cleats und Mouseholes

Die Energiekorrelation für das Strukturmodell ohne und mit Berücksichtigung der Cleats ist in Abb. 9 gegenüber gestellt. Dabei ist zu erkennen, dass abgesehen von der 100 Hz und 200 Hz Terz die Korrelation durchweg in allen Frequenzen erhöht wird. Diese Erhöhungen resultieren aus der verbesserten Energieverteilung entlang der Subsysteme in longitudinaler Stringerrichtung, welche durch die steifere Anbindung der Stringer an die Spante resultieren.

Als besonders sensitiv hat sich zudem die schmalbandige Modellgüte auf die Steifigkeit der Verbindungselemente **CFAST** herausgestellt. Diese Sensitivität wurde von DEWALD [12] bereits auf die Eigen-

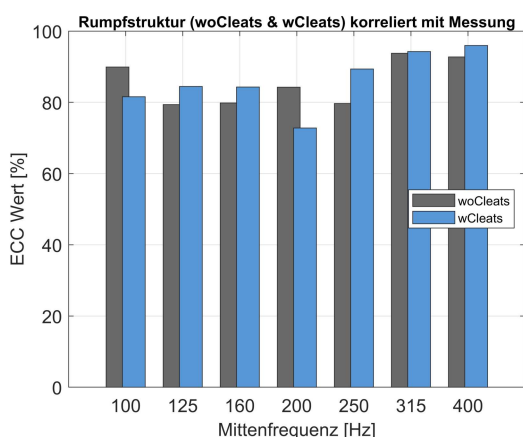


Abbildung 9: Energiekorrelation der strukturellen Betriebschwingformen ohne bzw. mit Berücksichtigung der Cleats

formen der Rumpfstruktur dokumentiert und für eine entsprechende Modelloptimierung des Simulationsmodells im tiefen Frequenzbereich genutzt. In der vorliegenden Untersuchung hat sich darüber hinaus gezeigt, dass die (möglicherweise frequenzabhängige) Steifigkeit sowie Baugruppen-spezifische Steifigkeitsparameter für eine zusätzliche Verbesserung der Modelle im mittleren Frequenzbereich genutzt werden können.

Zusammenfassung und Ausblick

Die vorliegende Arbeit untersucht die Sensitivitäten von Modellparametern auf die Prognosegüte von Simulationsmodellen durch den Abgleich mit Messwerten an einer realen Rumpfstruktur. Dabei zeigt sich die Notwendigkeit, zusätzliche Cleats und Mouseholes in der Modellierung zu berücksichtigen, um die globale Steifigkeit abzubilden. Darüber hinaus konnte eine hohe Sensitivität der Modelle auf die Steifigkeiten sowie die Verteilung der Nietverbindungen festgestellt werden. Da die Korrelation der Druckfreiheitsgrade bereits im initialen Modell deutlich höher war als in der Struktur und insgesamt weniger Schwankungen zu beobachten waren, wurde auf eine genauere Diskussion verzichtet. Die resultierende Erkenntnisse können nun auf die Generierung von Prognosemodellen auf Gesamtflugzeugebene [13] angewendet werden.

Darüber hinaus wirkt sich die Verwendung von Elementen mit quadratischen Ansatzfunktionen bei vergleichbarer Anzahl an Freiheitsgraden negativ auf die Lösungszeiten in Nastran aus. Auch die Modellgüte schneidet im Vergleich mit den Messdaten sowohl in Struktur- als auch in Akustikdomäne schlechter ab als die linearen Äquivalente. Hier werden in Zukunft analoge Vergleiche in Ansys bzw. im Forschungscode ELPASO [14] durchgeführt.

Literatur

[1] J.-N. Walther, C. Hesse, J. Biedermann, B. Nagel: *Extensible aircraft fuselage model generation for a multidisciplinary, multi-fidelity context*, 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), 2022.

[2] M. Wandel, C. Thomas, M. Teschner: *Acoustic Flight-*

Lab - Eine einzigartige Integrationsplattform zur Optimierung vibro-akustischer Maßnahmen an Flugzeugen, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[3] C. Hesse, J.-N. Walther, P. Allebrodt, M. Wandel, S. Algermissen, R. Dewald: *Wissensbasierte Modellgenerierung für die Vorhersage von Kabinenlärm im Kontext des Flugzeugvorentwurfs*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[4] M. Alder, E. Moerland, J. Jepsen, B. Nagel: *Recent Advances in Establishing a Common Language for Aircraft Design with CPACS*, Aerospace Europe Conference 2020.

[5] R. Dewald, T. Klimmek, S. Algermissen, C. Hesse, R. Winter: *Angepasste Modellierungsvorschriften für vibroakustische Untersuchungen von Flugzeugrümpfen*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[6] S. Algermissen, C. Hesse, R. Dewald: *Automatisierte Modellerstellung zur Berechnung von Innenlärm in Flugzeugen*, 49. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2023.

[7] A. Kokott, S. Algermissen, C. Hesse: *Flugzeuginnenlärm: von der Kabine bis zur Auralisation*, 50. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2024.

[8] R. J. Allemang: *The modal assurance criterion—twenty years of use and abuse*, Sound and Vibration, 37(8), S. 14-23, 2003.

[9] R. Winter, J. Biedermann, M. Norambuena: *High-Resolution Vibration Measurement and Analysis of the Flight-LAB Aircraft Fuselage Demonstrator*, INTER-NOISE 2018 - 47th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering: Impact of Noise Control Engineering, 2018.

[10] J. Biedermann, R. Winter, M. Wandel, M. Böswald: *Energy based correlation criteria in the mid-frequency range*. Journal of Sound and Vibration 400, 457-480, 2017.

[11] J. Scherer, D. Kohlgrüber: *Fuselage structures within the CPACS data format*, Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal Emerald Group Publishing Limited, 2016.

[12] R. Dewald: *Aufbau und Validierung eines parametrischen Finite Elemente Modells einer Flugzeugstruktur für vibroakustische Untersuchungen*, Masterarbeit, Leibniz Universität Hannover, 2022.

[13] C. Hesse, P. Allebrodt, M. Teschner, J. Biedermann: *Knowledge-based model generation for aircraft cabin noise prediction from pre-design data*, PRE-PRINT (Version 1) available at Research Square [https://doi.org/10.21203/rs.3.rs-4020507/v1], 2024.

[14] H. K. Sreekumar, C. Blech, S. C. Langer, *Large-scale vibroacoustic simulations using parallel direct solvers for high-performance clusters*, 47. Jahrestagung für Akustik (DAGA), 2021.