

Dissertation

Untersuchung von lokal und nichtlokal reagierenden akustischen Dämpfern (Linern) für Triebwerke

vorgelegt von

Dipl.-Ing. Stefan Busse-Gerstengarbe
geb. in Zerbst/Anhalt

von der Fakultät V - Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften
- Dr.-Ing. -

genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch
Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Frank Thiele
Gutachter: Prof. Dr. rer. nat. Lars Enghardt
Gutachter: Dr.-Ing. Friedrich Bake

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 15. Dezember 2014

Berlin 2015
D 83

Kurzfassung

Diese Arbeit dokumentiert eine experimentelle Parameterstudie zu passiven Schallabsorbern für Flugzeugtriebwerke (Liner).

Methodisch stützt sie sich auf Versuche an Absorbern in einem Strömungskanal mit Mikrofonen. Damit werden mittels Schallfeldzerlegung die akustischen Streufaktoren Reflexion, Transmission und Dissipation bestimmt. Darüber hinaus wird das Modell LINUS vorgestellt, das die Berechnung der Impedanz des Liners auf Basis der Transmission erlaubt.

Zudem werden die Eigenschaften sowie die Genauigkeit der Kanäle DUCT-S und DUCT-R dokumentiert.

Der erste Teil der Liner-Studie zeigt Daten von lokal reagierenden Linern ohne Zellverbindungen. Im zweiten Teil der Studie stehen nichtlokal reagierende Testobjekte mit Zellverbindungen im Fokus. Für praxisrelevante lokal reagierende Triebwerksliner werden diverse Einflussgrößen (Geometrie, Linerlänge, Strömung etc.) herausgearbeitet. Der Referenzliner HR-S2 erlaubt zudem einen Prüfstands- und Methodenvergleich mit der NASA und weist so eine hohe Übereinstimmung der Impedanzdaten nach.

Der zweite Teil der Studie beleuchtet die Verbindungen zwischen Resonatorzellen, bspw. durch Drainageschlitze, und deren Auswirkung auf die Dämpfung. Dazu wird die Reichweite der Zellinteraktion bestimmt. Vermeintlich lokal reagierende Testobjekte erweisen sich dabei als schwach nichtlokal reagierend. Zusätzliche generische Prinzipexperimente lassen die Analyse kleinerer Zellverbände zu. Anhand dieser Daten wird ein empirisches Modell abgeleitet, das die Kopplung zwischen Abstimmfrequenz und Zusatzdämpfung abhängig von der Percentage Open Area (POA) der Zellwand berücksichtigt. Dies ist ein wichtiger Befund, weil damit durch die Zellverbindung die Dämpfung weiterer Frequenzen möglich ist, was die Gesamtdämpfung des Liners verbessert.

Abstract

In this thesis an experimental parameter study of passive acoustic absorbers - liners - for aero-engine application is presented.

The methodology is based on tests with absorbers utilising an acoustic duct test rig which is equipped with microphones. Thereby, the acoustic scattering coefficients reflection, transmission and dissipation are determined. Furthermore the model LINUS is introduced which calculates the liners impedance based on the transmission coefficient.

Besides the properties and accuracy of the test rigs DUCT-S and DUCT-R are presented. The parameter study consists of a part dealing with locally reacting liners without cell interaction and another part focussing on non-locally reacting with cell interaction. Samples of currently applied locally reacting liners are tested according to different aspects like geometry, liner length, flow etc. The reference test object HR-S2 allows a comparison of test rigs and methods with the ones used by NASA proving a high similarity of the impedance data.

Part two of the study is focussed on the cell interaction and resulting effects on the acoustic damping which occurs for drainage slots in liners. This is achieved by calculating the range of the cell interaction. Thereby, for some test objects supposed to be locally reacting a weak interaction was identified. Additional generic test objects are used to analyse small cell combinations with interconnections. Based on the measured data an empirical model is derived involving the coupling of frequencies. An important result is that the frequency of an additional damping maximum is shifted for different percent open areas (POA) of the interconnected cell walls. This effect is essential to improve and tune the overall damping of the liner.

Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter an der TU Berlin in Zusammenarbeit mit der Abteilung Triebwerksakustik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR). Während dieser Zeit haben viele zum Entstehen der Arbeit beigetragen.

Besonderer Dank gilt Dr.-Ing. Friedrich Bake und Prof. Dr. rer. nat. Lars Enghardt, die als Betreuer und Mentoren nicht nur fachlich, sondern auch hinsichtlich der Projektabwicklung meinen Horizont erweiterten. Ebenso möchte ich Prof. Dr.-Ing. Frank Thiele danken, der als Leiter der CFD'CAA-Gruppe und unablässiger Unterstützer die zugrundeliegenden Projekte ermöglichte. Herrn Prof. Dr.-Ing. Dieter Peitsch danke ich für die Bereitschaft, den Vorsitz des Promotionsausschusses zu übernehmen. Daneben haben Prof. Dr.-Ing. Ingo Röhle und Prof. Dr.-Ing. Ulf Michel vor allem zu Beginn wichtige Impulse für die Arbeiten gegeben, für die ich mich gern bedanken möchte.

Jederzeit konnte ich mich auch auf fachlichen Rat und eine hervorragende Arbeitsatmosphäre in der "Brennkammerakustikgruppe" bzw. dem späteren Linerkompetenzteam verlassen. Ganz herzlichen Dank an Nancy Kings, Anita Schulz, Claus Lahiri, André Fischer und Karsten Knobloch. Dies gilt im gleichen Maße natürlich auch für die weiteren Arbeitsgruppen der DLR-Abteilung sowie die Kollegen der CFD-Gruppe. Es war eine sehr schöne Zeit mit Euch - vielen Dank, merci, grazie, dziękuję, tack und thanks an alle Kollegen.

Many thanks to Paul Murray, Piergiorgio Ferrante and Antonio Scofano (at that time at Alenia Aermacchi) for the supply of the first test objects and helpful advices. Special thanks to Mike Jones, Brian Howerton and the whole team at the NASA Langley Research Center for the warm welcome and the unique opportunity to test the reference liner HR-S2. Dank gilt auch Dr. Ulrich Müller von der MeLicon GmbH sowie Claus Kückens und Lutz Blohm von der PFW Aerospace AG für die nichtlokal reagierenden Testobjekte.

Ganz besonders danken möchte ich den (damaligen) Studenten Benjamin Bock, Fritz Bohl, Lisa Kosanke, Mirko Spitalny, Tiago Werner und vor allem Steffen Nitsch und Anita Schulz. Sie unterstützten die Arbeit durch Aufbau der Prüfstände, unzählige Messungen und Programmierung von Auswertungstools.

Projekte und vor allem Experimente funktionieren nur, wenn auf vielen Ebenen die Voraussetzungen dafür geschaffen werden. So waren in den verschiedenen Projektphasen Balbir Kaur, Brig Pilger, Gabriele Gründig, Anke Heymann, Alexandra Schulte, Roswitha Koskinas und Lilli Lindemann immer eine unermessliche Unterstützung, um die administrativen Hürden zu meistern. Nur mit Horst Mettchen, Andrea Haase-Manick, Manfred Ziehe, Willi Postel, Axel Bendiks und Thorsten Dessin in der Metallwerkstatt waren Großprojekte wie der Prüfstandsbau des DUCT-R oder die Testobjekte HR-S2 und SLC überhaupt möglich. Bei den letzteren haben auch Dr.-Ing. Wolfram Hage und Dr.-Ing. René Grüneberger maßgeblich unterstützt. Lech Modrzejewski und Konrad

Krawczyk sorgten für funktionierende Mikrofone, Messanlagen und Motoren, während Niko Seifert, Angela Pätzold, Martin Franke und Lars Oergel die Mess- und Bürorechner immer lauffähig hielten. Ihnen allen gilt mein außerordentlicher Dank.

Letztendlich sind Ermutigung und Unterstützung durch die Familie die wohl wichtigsten Bedingungen für das Gelingen einer großen Aufgabe. Diese bekam ich immer ganz selbstverständlich von meinen Eltern Doris und Ehrhardt Busse, meiner Schwester Susan Busse und meiner Schwiegermutter Eleonore Gerstengarbe. Aber vor allem meine Frau Viviana und meine Kinder Christoph und Sophie zeigten mir häufig, dass man komplizierte Dinge auch einfach beschreiben kann und dass ein kleines Team Großes vollbringen kann. Euch allen einen ganz lieben Dank dafür.

Berlin, Juni 2015
Stefan Busse-Gerstengarbe

Inhaltsverzeichnis

Symbolverzeichnis	v
1 Einleitung	1
2 Grundlagen und Stand der Forschung	7
2.1 Unterscheidung und Besonderheiten von Schalldämpfern bzw. Linern in Triebwerken	8
2.1.1 Unterscheidung hinsichtlich der allgemeinen Funktionsweise	8
2.1.2 Unterscheidung hinsichtlich der Freiheitsgrade (vorrangig Helmholtzresonatoren)	9
2.1.3 Weitere konstruktive Unterscheidungsmerkmale	10
2.1.4 Spezialfall - Liner für Flugtriebwerke	10
2.1.5 Äußere Einflussfaktoren	10
2.2 Literatur zu Schalldämpfern/Linern in der Triebwerksanwendung	11
2.3 Literatur zu Drainageschlitzten und Zellinteraktion in Linern	13
2.4 Literatur zu Dämpferkenngrößen, Messmethodik und Impedanzbestimmung	15
2.4.1 Schallabsorbierende Wände und Ersatzsysteme für Helmholtzresonatoren sowie Impedanzdefinition	15
2.4.2 Vergleich der gängigen Messverfahren	16
2.4.3 Übersicht zu Impedanzbestimmungsmethoden (<i>engl.</i> Impedance Eduction Methods)	17
2.5 Zwischenfazit zum Stand der Forschung	20
3 Theorie der Schallausbreitung und -dämpfung in Strömungskanälen	21
3.1 Schallfelderlegung im Strömungskanal zur Bestimmung von Streufaktoren eingebauter Dämpfer	21
3.2 Herleitung weiterführender Kenngrößen zur Charakterisierung von Dämpfern . . .	24
3.2.1 Integrative Dissipation	24

3.2.2	Zellinteraktionsgrad (<i>engl.</i> Level of Cell Interaction, LOCI) und effektive Kommunikationsreichweite (<i>engl.</i> Effective Communication Range, ECR)	24
3.3	Halbnumerische Impedanzbestimmung (<i>engl.</i> Impedance Eduction) LINUS mit akustischen Streufaktoren	25
3.4	Zwischenfazit zur Theorie	27
4	Experimentelles Vorgehen	29
4.1	Messverfahren	29
4.1.1	Absolut- und Relativkalibrierung der Mikrofone	30
4.1.2	Messablauf	30
4.1.3	Messdatenauswertung	31
4.2	Strömungsakustischer Prüfstand DUCT aCOUSTIC Test Rig - Square cross section (DUCT-S)	32
4.2.1	Genauigkeit und Fehlergrößen	33
4.2.2	Charakteristik des Strömungsrauschens im DUCT-S	35
4.2.3	Strömungsprofile des DUCT-S	36
4.3	Strömungsakustischer Prüfstand DUCT aCOUSTIC Test Rig - Rectangular cross section (DUCT-R)	39
4.3.1	Genauigkeit und Fehlergrößen	40
4.3.2	Strömungsprofile des DUCT-R	41
4.4	Zwischenfazit zum experimentellen Vorgehen	43
5	Parameterstudien zu lokal und nichtlokal reagierenden Strukturen	45
5.1	Lokal reagierende Liner	47
5.1.1	Testobjekte AA-S1, AA-S2 und AA-S3 (Fa. Alenia Aermacchi S.p.A.)	47
5.1.1.1	Testbedingungen für AA-S1, AA-S2 und AA-S3	47
5.1.1.2	Einfluss der Bauform der Liner auf die Streufaktoren	47
5.1.1.3	Einfluss der Überströmung auf die Streufaktoren	48
5.1.1.4	Einfluss der Testobjektlänge L/D auf die Streufaktoren	51
5.1.2	Referenztestobjekte HR-S1/HR-S2 (HelmholtzResonatoren, Eigenbauten)	54
5.1.2.1	Testbedingungen für HR-S1 (DUCT-S)	55
5.1.2.2	Streufaktoren der HR-S1 Grundkonfiguration (A) und bei reduzierter Länge (B)	55
5.1.2.3	Testbedingungen für HR-S2 (DUCT-R)	58
5.1.2.4	Streufaktoren von HR-S2 unter Strömungseinfluss und bei nichtlinearer Anregung (DUCT-R)	58
5.1.2.5	Impedanzwerte von HR-S2, Vergleich DUCT-R zu GFIT Daten	60
5.1.3	Zwischenfazit zu lokal reagierenden Linern	65
5.2	(Quasi-)Lokal und nichtlokal reagierende Liner	66

5.2.1	Industriell gefertigte Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7 (Fa. MeliCon GmbH/PFW Aerospace AG)	66
5.2.1.1	Testbedingungen für PF-Liner (DUCT-S)	66
5.2.1.2	Konfigurationen (quasi-)lokal (PF-S7) und nichtlokal reagierender Dämpfer (PF-S6), Freie Zellkommunikation	66
5.2.1.3	Bestimmung der Zellwandporosität POA_W	67
5.2.1.4	Dämpfungswirkung/Dissipation von PF-S1, PF-S6b und PF-S7a	67
5.2.1.5	Impedanzen für PF-S6c und PF-S7c	70
5.2.1.6	Erzwungene Zellinteraktion durch abzweigende Resonatorzellen/folded cavities - Bestimmung von LOCI und ECR für PF-S6b und PF-S7a	71
5.2.2	Zwischenfazit zu industriell gefertigten quasilokal und nichtlokal reagierenden Linern	76
5.3	Prinzipexperimente zu Zellverbindungen und nichtlokal reagierendem Verhalten	77
5.3.1	Weiterführende Literaturstudie zu Zellinteraktion und Drainageschlitz bei Linern	77
5.3.2	Ausgangsversuch mit Plane Liner Module (PLM)	81
5.3.2.1	Aufbau des Messobjektes PLM	81
5.3.2.2	PLM Konfigurationen und Testbedingungen (DUCT-S)	81
5.3.3	Messergebnisse der PLM-Basiskonfigurationen	82
5.3.3.1	Streufaktoren der PLM-Basiskonfigurationen, ohne Strömung	82
5.3.3.2	Streufaktoren der PLM-Basiskonfigurationen, mit Strömung	84
5.3.3.3	PLM mit erzwungener Zellinteraktion/Folded Cavity Konfigurationen (FC), ohne und mit Strömung	87
5.3.3.4	PLM - Erkenntnisse anhand der Streufaktoren	89
5.3.4	Auslegung des Prinzipexperimentes Scaled Liner Cavity (SLC)	89
5.3.4.1	Ähnlichkeitsbetrachtungen	89
5.3.4.2	Aufbau des Messobjektes SLC1	90
5.3.4.3	SLC1 Konfigurationen und Testbedingungen (DUCT-S)	91
5.3.5	Messergebnisse SLC1 Basiskonfigurationen	93
5.3.5.1	Streufaktoren von SLC1, Kammerausrichtung längs, ohne und mit Strömung	93
5.3.5.2	Dissipation von SLC1, im Vergleich bei Kammerausrichtung längs und quer, ohne und mit Strömung	95
5.3.5.3	SLC1 - Erkenntnisse anhand der Streufaktoren	96
5.3.6	Gegenüberstellung der Basiskonfigurationen von PLM und SLC1	99
5.3.7	Weiterführende Studien mit SLC1	100
5.3.7.1	Trennblechdicke/Halslänge t_W ohne und mit Strömung	100
5.3.7.2	SLC1 mit drei Kammern und zwei Trennblechen	104

5.3.7.3	Erweiterte POA_W -Studie	105
5.3.8	Dämpfungsregime abgeleitet aus den Messdaten von PLM und SLC1 . . .	105
5.3.9	Empirische Modellbildung anhand der Messergebnisse	112
5.3.10	Zwischenfazit zu den Prinzipexperimenten PLM und SLC sowie zur Modellbildung	114
6	Zusammenfassung und Schlussfolgerungen	115
7	Ausblick	121
	Anhang	123
A	Zusätzliches Material zu Mess- und Auswertungsverfahren	125
A.1	Bestimmung der POA_W der nichtlokal reagierenden Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7	125
A.2	Analytische Werte der Axialresonanzen für PLM und SLC1	126
B	Ergänzende Daten und Messwerte	127
B.1	Messkonfigurationen	127
B.2	Streifaktoren der Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7	129
B.3	Streifaktoren SLC1 Quereinbau - Machzahleinfluss	130
	Literatur	131

Symbolverzeichnis

Lateinische Symbole

a	Formfaktor der parabelförmigen Anpassungskurven
A_L	Lochfläche
B	Kanalbreite
C	Koeffizient der Differentialgleichung
c	Schallgeschwindigkeit
c_D	discharge coefficient, Halskorrekturfaktor
D	Kanalhöhe
d_S	Schlitzbreite bzw. Verbindungslochdurchmesser
f	Frequenz
$f_{R,H}$	Helmholtzresonanzfrequenz
$f_{R,L}$	$\lambda/4$ -Resonanzfrequenz
$f_{0,1}$	Frequenzposition des ersten Dissipationsmaximums/Abstimmfrequenz
$f_{0,2}$	Frequenzposition des Zusatzmaximums
f_{max}	obere Frequenz
f_{min}	untere Frequenz
i	imaginäre Einheit
K	komplexe normierte axiale Wellenzahl im Linerabschnitt
k_x	komplexe axiale Wellenzahl
$k_{x,L}$	komplexe axiale Wellenzahl im Linerabschnitt
L	aktive Linerlänge
l_H	Halslänge
l_Z	Zelltiefe
l_A	Länge der Grundkonfiguration eines Messobjektes
l_{red}	reduzierte Länge
m_f	Massenreaktanz der Deckschicht (EHR Modell [139])
n_W	Anzahl der Trennwände
P	auf den Maximalwert normierter Schalldruck
p	(komplexer) Schalldruck
R	Resistanz, Realteil der komplexen Impedanz
$R^\pm(f)$	Reflexion, als Energiegröße
$r^\pm(f)$	Reflexion, als Amplitudenverhältnis
r_L	Lochradius
R_f	Resistanz der Deckschicht (EHR Modell [139])
$T^\pm(f)$	Transmission, als Energiegröße
$t^\pm(f)$	Transmission, als Amplitudenverhältnis

t_W	Wandstärke/Trennblechdicke
T_l	Reaktanzkoeffizient der Zelle (EHR Modell [139])
U	(mittlere) Strömungsgeschwindigkeit
u_{max}	maximale Strömungsgeschwindigkeit (im Strömungsprofil des Kanals)
$V(Y)$	auf den Maximalwert normierte Schwankungskomponente der Schallschnelle
V_Z	Zellvolumen
x	axiale Komponente (mit/gegen Strömungsrichtung, parallel zum Liner)
Y	auf Kanalhöhe normierte y-Komponente
y	vertikale Komponente (senkrecht zu Strömungsrichtung und Liner)
Z	auf Kanalbreite normierte z-Komponente
z	horizontale Komponente (senkrecht zur Strömungsrichtung aber quer zum Liner)

Exponenten

+	mit der Strömung bzw. stromab
-	gegen die Strömung bzw. stromauf
$\hat{()}$	komplexe Größe
o	Oberseite
u	Unterseite

Griechische Symbole

β	Reaktanzkoeffizient der Zelle (EHR Modell [139])
$\Delta^\pm(f)$	Dissipation, als Energiegröße
δ_1	Verdrängungsdicke
δ_2	Impulsverlustdicke
δ_{99}	Grenzschichtdicke/99%-Dicke
Δ_I	Integrative Dissipation
$\Delta_{norm}(f)$	normierte Dissipation
λ	Wellenlänge
ω	Kreisfrequenz
ϕ	Phase
ε	Reaktanzkoeffizient der Zelle (EHR Modell [139])
$\varepsilon(f)$	frequenzabhängiger Fehler des Prüfstandes
ζ	komplexe Impedanz, normiert mit dem Wellenwiderstand ρc
E	aufintegrierter Fehler des Prüfstandes
X	Reaktanz, Imaginärteil der komplexen Impedanz
Z	komplexe Impedanz eines Schallabsorbers

Ähnlichkeitskennzahlen

Ma	(nominelle) Machzahl
\overline{Ma}	mittlere Machzahl
Re_D	Reynoldszahl, bezogen auf die Kanalhöhe D
Sr	Strouhalzahl

Abkürzungen

AA	Alenia Aermacchi (Testobjektbezeichnung)
ANC	active noise control, aktive Lärminderung
APU	Auxiliary Power Unit, Hilfsgasturbine
AzB	Anleitung zur Berechnung von Fluglärm
BPF	blade-passing-frequency, Blattpassierfrequenz
C...	Configuration, Konfiguration
CAA	Computational Aero-Acoustics
CHE	Convected Helmholtz Equation, konvektive Helmholtzgleichung
DDOF	double degree of freedom, (Liner) mit zwei Freiheitsgraden
DFG	Deutsche Forschungsgemeinschaft

DNS	Direkte Numerische Simulation
DUCT-C	DUct aCoustic Test Rig- Circular cross section
DUCT-R	DUct aCoustic Test Rig- Rectangular cross section
DUCT-S	DUct aCoustic Test Rig- Square cross section
E	Experimente
ECR	Effective Communication Range, Effektive Kommunikationsreichweite
EHR	Extended-Helmholtz-Resonator-Modell [139]
FC	Folded Cavity, abzweigende/geklappte Resonatorzelle
FEM	Finite Elemente Methode
FOD	Foreign Object Damage, Beschädigung durch Fremdkörper
GIT	Grazing Incidence Tube
GTF	Geared Turbofan, Getriebefan
HR	Helmholtz-Resonator (Testobjektbezeichnung)
IL	Insertion Loss, Einfügedämpfung
k.A.	keine Angabe verfügbar
L	längs (Schlitzausrichtung)
LaRC	NASA Langley Research Center
LCD	Large Cavity with Drainage slot, große Kammer mit Drainageschlitz [169]
LDA	Laser-Doppler-Anemometrie
LIMiT	Liner Impedance Modeling in the Time domain with flow, Liner Impedanzmodellierung im Zeitbereich mit Strömung
LINUS	Liner Impedance Non-Uniform flow Solving algorithm
LOCI	Level of Cell Interaction, Zellinteraktionsgrad
N	Numerische Simulation
NIT	Normal Incidence Tube
PF	PFW Aerospace AG (Testobjektbezeichnung)
PLM	Plane Liner Module [69]
POA _F	Percentage Open Area der Deckschicht (facesheet)
POA _W	Percentage Open Area der Zellwand
Q	quer (Schlitzausrichtung)
QTD	Quiet Technology Demonstrator [65]
RAA	reflexionsarmer Abschluss
S	schräg (Schlitzausrichtung)
SDOF	single degree of freedom, (Liner) mit einem Freiheitsgrad
SLC	Scaled Liner Cavity [28]
SM	Silent Metal [130]
SNR	signal to noise ratio, Signal-Rausch Verhältnis
SPL	Sound Pressure Level, Schalldruckpegel
TC...	Transverse Configuration, Quer-Konfiguration (SLC)
TRL	Technology Readiness Level, Technologielevel/Einsetzbarkeit [104]
TTM	Two-Thickness Method [78]
UNLIMITED	UNiversal Liner Impedance Modeling based on Improved Tests and EDuction methods, Universelle Dämpferimpedanz-Modellierung auf Grundlage von verbesserten Testmethoden und Berechnungsverfahren
VSI	Virtual Scarfed Inlet [16]

»Ich weiß, ich weiß, die meisten Leute in den großen Städten hassen den Verkehr und den Smog, aber das Schlimmste ist der Lärm, glauben Sie mir. Der hört nie auf, nicht einmal spätabends oder frühmorgens, immer lärmt irgendwo etwas: ein Bus, ein Auto, ein landendes Flugzeug, [...]«

aus „Schöner Schein“ von Donna Leon [100]

Wie das Zitat verdeutlicht, tritt Lärm in vielen Bereichen des Alltags als störende Größe auf und kann in seiner Gesamtheit als *Community noise* beschrieben werden. Im städtischen Raum kann dies in Einzellärmereignisse beispielsweise Baulärm eines Presslufthammers und dauerhaft vorhandene Lärmereignisse zum Beispiel Verkehrslärm unterteilt werden. Letzterer lässt sich wiederum in die Lärmanteile verschiedener Verkehrsträger aufteilen, deren Gewichtung vom Vorhandensein des Verkehrsträgers, der geographischen Lage und nicht zuletzt von der Infrastruktur abhängt. Also Lärm verursacht von Straßen-, Schienen-, Schiffsverkehr (bspw. im Bereich großer Häfen) und - für diese Arbeit von besonderem Interesse - Luftverkehrslärm.

Dieser Lärm zeichnet sich dadurch aus, dass sich die Wirkung des Lärms eines Flugzeugs meist über ein sehr großes Gebiet erstrecken kann und bei hochfrequentierten Flughäfen mit geringen Nachtflugbeschränkungen eine Dauerbelastung vorliegt [12]. Der Tatsache, dass durch die steigenden Passagieraufkommen auch die Flugbewegungen zunehmen und somit die Anzahl der Lärmereignisse, wird seit einigen Jahren auf politischer und wirtschaftlicher Ebene Rechnung getragen. Dazu zählen stringente Genehmigungsverfahren von Flughafenneu- und -erweiterungsbauten unter Berücksichtigung von vorhergesagten Lärmentwicklungen. Diese Vorhersage erfolgt zum Beispiel auf Basis der Anleitung zur Berechnung von Fluglärm (AzB) [76]. Ein weiteres Instrument zur Lärminderung ist die Einführung und systematische Steigerung von Lärmabgaben an Flughäfen für laute Flugzeuge.

Um einem weiteren Anstieg des Lärms entgegenzutreten, genügt es deshalb schon lange nicht mehr, durch bauliche Schallschutzmaßnahmen in der Nähe von Flughäfen den Schall „auszusperren“. Vielmehr müssen die technischen Herausforderungen gemeistert werden, indem aktiv Lärminderung an der Quelle, also dem Flugzeug, betrieben wird [114]. Dies gestaltet sich durch die Komplexität des Systems Flugzeug äußerst schwierig, weil bei den verschiedenen Flugzuständen Start, Reiseflug und Landung auch unterschiedliche Quellen die Lärmabstrahlung und -charakteristik dominieren. An dieser Stelle darf auch der Passagier selbst nicht vergessen werden. Er wird während des Fluges permanent beschallt. Durch die Verwendung von Leichtbaustrukturen verringert sich zudem die massebedingte Dämpfung, welche nur sehr aufwändig mit Auskleidungsmaterial in der Zelle ausge-

glichen werden kann. Deshalb besteht auch hier zur Verbesserung des Komforts ein großer Bedarf der Schalldämpfung insbesondere bei den Triebwerken.

Auch wenn im Landeanflug teilweise der Umströmungslärm dominiert, erzeugen die Triebwerke bei den bestehenden Flugzeugkonzepten nach wie vor den Hauptteil des Lärms. Eine Vielzahl von rotierenden Teilen, Verbrennung des Treibstoffs und Beschleunigung von kalten und heißen Luftmassen erzeugen dabei unterschiedliche Quellmechanismen [149]. Der breitbandige und energiereiche Strahlärm konnte in den letzten Jahrzehnten durch sukzessive Steigerung des Nebenstromverhältnisses (*engl.* bypass ratio) und damit einhergehender Verringerung der Strahlgeschwindigkeit stark gesenkt werden. Dies rückt die ebenso starken tonalen Quellen wie beispielsweise den Fan und damit die Blattfolgefrequenz (*engl.* blade-passing-frequency, BPF) in den Vordergrund. Obgleich es bei der Dämpfung dieser Quellen in den letzten Jahren diverse Ansätze zur aktiven Kontrolle (*engl.* active noise control, ANC) z.B. durch überlagerte, auslöschende Schallfelder [103] oder Einblasung [99, 119] gibt, sind diese Systeme noch nicht serienreif. Deshalb wird der Großteil der akustischen Dämpfung derzeit noch durch passive Dämpfungselemente erreicht. Diese finden im Triebwerk als Auskleidung (*engl.* lining/liner) in den Strömungskanälen von Einlauf (*engl.* inlet), Nebenstromkanal (*engl.* bypass) inkl. Schubumkehrer, im Bereich des Düsenkonus (*engl.* core nozzle) unter heißen Bedingungen (*engl.* hot stream liner) und sogar in der Brennkammer Anwendung.

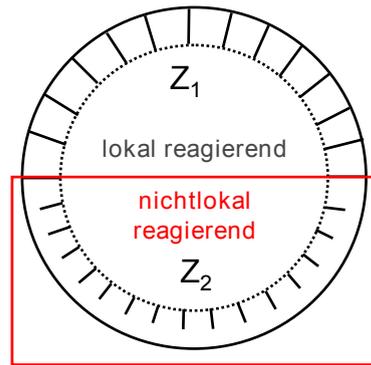
Während die Brennkammer lediglich ein perforiertes Lochblech darstellt, handelt es sich bei den vorher genannten Dämpfern um sog. Helmholtzresonatoren. Wie später noch detailliert beschrieben wird, vereint dieser Linertyp einige Dämpfungsmechanismen und ist deshalb besonders leistungsstark. Das ist einer der wesentlichen Vorteile des passiven Schalldämpfungskonzeptes, neben dem Aspekt der Ausfallsicherheit, die im Flugzeugbau gefordert und von passiven Systemen per Definition erreicht wird. Über die Anforderungen hinaus, die an Liner in der Triebwerksanwendung gestellt werden, ist es von außerordentlicher Bedeutung, die Überströmung und damit einhergehende Änderungen der akustischen Eigenschaften im Designprozess zu berücksichtigen.

Die Wechselwirkung von Schalldämpfung und Strömung ist derzeit noch nicht hinreichend verstanden, so dass ein hoher Bedarf besteht, die resultierenden Effekte messtechnisch zu bestimmen und modellhaft zu beschreiben. Dies geschieht in diversen nationalen und internationalen Forschungsprojekten mit unterschiedlichen Ausrichtungen. Die vorliegende Arbeit stellt dabei die Ergebnisse aus den von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) geförderten Projekten LIMiT und UNLIMITED vor, die zum Wissensgewinn in diesem Gebiet beitragen. Dazu werden Messdaten herangezogen, um verschiedenartige Liner für die Triebwerksanwendung zu analysieren.

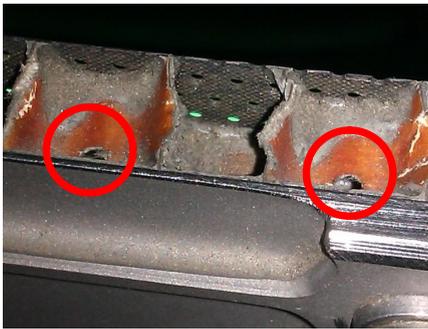
Ihr Hauptaugenmerk richtet die Arbeit dann auf das Thema nichtlokal reagierender Strukturen. Dies sind Liner, deren Resonatorzellen nicht abgeschlossen sondern z.B. durch Drainageschlitze miteinander verbunden sind und dadurch Zellinteraktion ermöglichen. Dieser Aspekt spielt dann auch bei der Unterscheidung zwischen lokal und nichtlokal reagierenden Linern eine praktische Rolle. Erstere zeichnen sich dadurch aus, dass die Impedanz an einem Oberflächenpunkt nur von der dort vorherrschenden Schallschnelle und dem dortigen Schalldruck abhängt. Im Gegensatz dazu sind nichtlokal reagierende Dämpfer dadurch gekennzeichnet, dass Schalldruck und -schnelle von jedem Oberflächenpunkt Einfluss auf die lokale Impedanz des betrachteten Oberflächenpunktes haben können [42]. Ausgehend von den Erfahrungen mit lokal reagierenden Linern werden Prinzipexperimente von skalierten Linerzellen vorgestellt, die den Einfluss von Drainageschlitzen herausarbeiten (Abb. 1.1). Dabei wird gezeigt, dass sich das Dämpfungsverhalten zwar ändert, aber durchaus zum Vorteil der angestrebten Dämpfung beeinflusst werden kann.



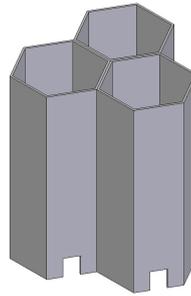
(a) Vorderansicht eines Triebwerkes.



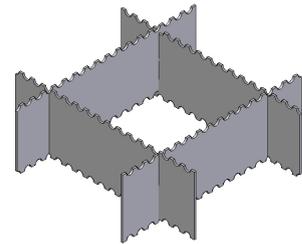
(b) Schematischer Querschnitt des Triebwerkes im Bereich des Liners mit Drainageschlitzten (nach [41]).



(c) Blick von unten auf die Honigwabenstruktur (Honeycomb cells) eines gängigen Helmholtzresonatorliners mit Drainageschlitzten (rot gekennzeichnet).



(d) Schema der Honigwabenstruktur mit Drainageschlitzten.



(e) Innere Struktur der Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7.

Abbildung 1.1: Drainageschlitzte und Zellverbindungen verursachen nichtlokale Strukturen (übernommen aus [25]).

Mit dieser Arbeit sollen im Folgenden diese Fragen beantwortet werden:

1. **Wie funktionieren akustische Dämpfer/Liner in Triebwerken und was sind wichtige Einflussgrößen auf das Dämpferverhalten?**
2. **Wie können die akustischen Eigenschaften der Liner messtechnisch genau untersucht werden?**
3. **Wie unterscheiden sich lokal und nichtlokal reagierende Liner?**
4. **Wie können die Erkenntnisse aus Frage 1 bis 3 zur Verbesserung der Schalldämpfung von Triebwerklinern genutzt werden?**

Die Beantwortung erfolgt dabei schrittweise in den Kapiteln und wird abschließend zusammengefasst. Dies verdeutlicht auch das Schema zum Aufbau der Arbeit in Abb. 1.2.

Eine kurze Einschätzung soll an dieser Stelle verdeutlichen, welches Potential durch den Einsatz verbesserter Liner genutzt werden kann.

Das Beispiel Getriebefan (*engl.* Geared Turbofan, GTF [107]) zeigt, dass durch Änderungen in der Hauptkonstruktion des Triebwerkes die Anforderungen an die Schalldämpfer grundlegend verändert werden können. In diesem Fall sorgt das Getriebe an der Hauptwelle dafür, dass der Fan mit deutlich geringerer Drehzahl betrieben werden kann. Dies verringert den Blattspitzenlärm erheblich, verschiebt die BPF allerdings in die unteren Frequenzbereiche. Hier sind konventionelle Liner aufgrund der geringen Bauhöhen bisher nicht so effektiv. Möglicherweise kann durch gezielte Einbindung der Zellinteraktion ein vorhandener Liner an diese Anforderung angepasst werden. Die dadurch mögliche Gesamtreduktion des Lärms von Flugzeugen resultiert nicht zuletzt in einer Kostenreduktion durch weniger Schallschutzbaumaßnahmen, reduzierte Landegebühren usw.

Aber auch auf anderen Gebieten, die nicht allein Triebwerke oder Flugzeuge betreffen, finden die breitbandig abgestimmten Liner Anwendung. So sollen sie bei stationären Gasturbinen Verbrennungsinstabilitäten eindämmen oder Lärm in Klimaanlage (auch von Flugzeugen) unterdrücken.

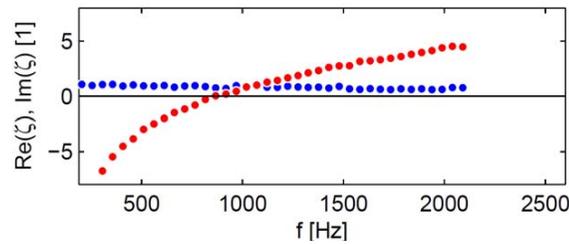
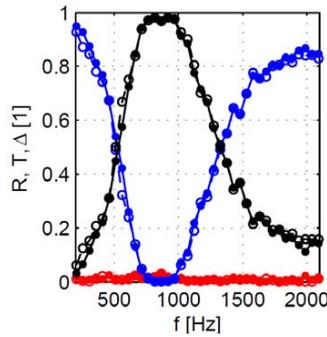
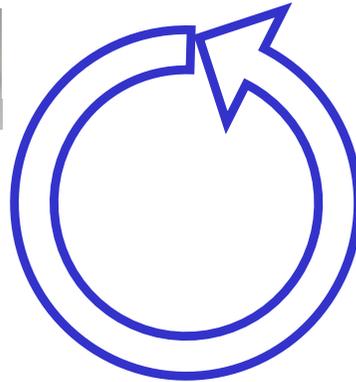
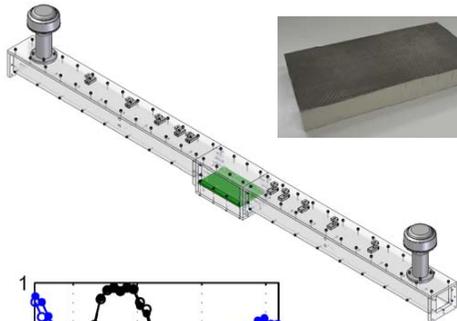
Im folgenden Kapitel wird auf die verschiedenen Einsatzbereiche der Liner noch genauer eingegangen. Dazu wird ein detaillierter Einblick in Aufbau und Wirkungsweise sowie den Stand der Forschung gegeben.

Frage 1

Wie funktionieren akustische Dämpfer/Liner in Triebwerken und was sind wichtige Einflussgrößen auf das Dämpferverhalten?

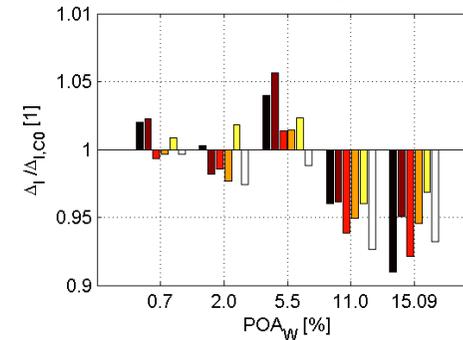
Frage 2

Wie können die akustischen Eigenschaften der Liner messtechnisch genau untersucht werden?



Frage 4

Wie können die Erkenntnisse aus Frage 1 bis 3 zur Verbesserung der Schalldämpfung genutzt werden?



Frage 3

Wie unterscheiden sich lokal und nichtlokal reagierende Liner?

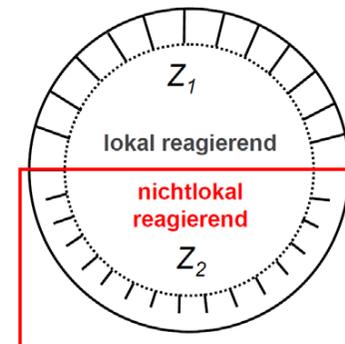


Abbildung 1.2: Schema zum Aufbau der Arbeit und Darstellung der Fragen, die im Rahmen der Arbeit beantwortet werden.

Grundlagen und Stand der Forschung

Der Nutzen von Schalldämpfern oder Linern war schon in der frühen Antike im Bereich der Raumakustik von Amphitheatern bekannt. Hier verwendete man zur Verbesserung des Höreindrucks die sog. „Vasen des Vitruv“ wie beispielhaft von Költzsch [87] beschrieben. Dies waren in den Stein eingebrachte vasenartige Hohlräume mit Hals, die man heute unter dem Begriff Helmholtz-Resonatoren kennt [105, 140].

Anschließend bestimmte über die Jahrhunderte hinweg die Verwendung der Helmholtzresonatoren im Bereich der Raumakustik die Nutzung. Mit Großanlagen, wie Kraftwerksschornsteinen und Lüftungskanälen kamen später Anwendungsbereiche für Schalldämpfer in den Fokus, bei denen auch der Einfluss der Überströmung einer akustischen Auskleidung eine Rolle spielte. Die Anforderungen nach Schalldämpfung in Strömungskanälen fanden schließlich, einhergehend mit der Sensibilisierung gegenüber Lärm, einen Höhepunkt mit der Weiterentwicklung von Flugzeugtriebwerken. Anfangs kamen in den 1950er und 1960er Jahren Turbostrahltriebwerke ohne wesentlichen Bypass und mit einem vom Pegel her dominierenden Strahl völlig ohne Schalldämpfer aus, da der Strahl außerhalb des Triebwerks lag. Dies änderte sich mit Steigerung des Bypassverhältnisses. Liner als Auskleidung von Einlauf- und Bypasskanal rückten mit Absenkung des Strahlpegels durch die Bypassabschirmung mehr und mehr in den Vordergrund, da nun vermehrt die Blattpassierfrequenzen von Fan und Verdichter gedämpft werden mussten. Helmholtzresonatoren wurden in der Folge an jedem freien Platz innerhalb des Triebwerks verbaut.

Allerdings geschah damals und erfolgt bis heute ihre Auslegung und Anpassung an den Einsatzbereich meist auf empirischem Wege. Nach wie vor ist kein geschlossener analytischer Ansatz verfügbar, um die Überströmung, welche bei Triebwerken zusätzlich hochkomplex ist, zu berücksichtigen. Es besteht allerdings ein großer Bedarf an Auslegungstools, wie Weiss [163] in seiner Arbeit unterstreicht. Neuerdings rückt durch Entwicklungen wie den Getriebefan zudem der Bedarf an Dämpfung von tieferen Frequenzen in den Vordergrund.

Zusammenfassend ist festzustellen, dass es in den zurückliegenden Jahrzehnten große Forschungsanstrengungen gab, um die vielschichtigen, mitunter gekoppelten, Problemstellungen zu lösen. Diese sind die Beschreibung, Vermessung, Modellbildung und in jüngster Zeit auch numerische Simulation von Schalldämpfern vornehmlich in der Anwendung im Flugtriebwerk.

Dieses Kapitel gibt eine Einführung in den geometrischen Aufbau und die generelle Funktionsweise von Linern, die im Triebwerksbau aktuell eingesetzt werden. Danach folgt eine Literaturübersicht, die schlaglichtartig den Stand der Forschung für die vorliegende Arbeit beleuchtet. Dabei werden Arbeiten zu Linern im Allgemeinen, zur Zellinteraktion im Speziellen sowie zur Messmethodik und Impedanzbestimmung zusammengetragen.

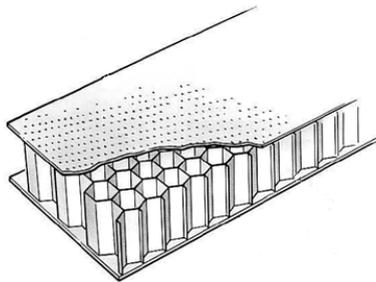
2.1 Unterscheidung und Besonderheiten von Schalldämpfern bzw. Linern in Triebwerken

In Triebwerken kommen eine ganze Reihe unterschiedlicher Liner zum Einsatz, die unterschiedliche Anforderungen erfüllen müssen [149]. Sie können allgemein aufgrund ihrer unterschiedlichen Form und Funktionsweise unterschieden werden. Die nachfolgenden Abschnitte geben dazu eine Übersicht und arbeiten schließlich die Besonderheiten von Triebwerkslinern heraus.

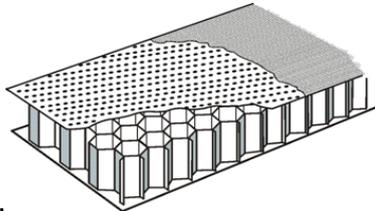
2.1.1 Unterscheidung hinsichtlich der allgemeinen Funktionsweise

Betrachtet man die allgemeine akustische Wirkungsweise, lassen sich Liner nach Smith [149] wie folgt unterscheiden:

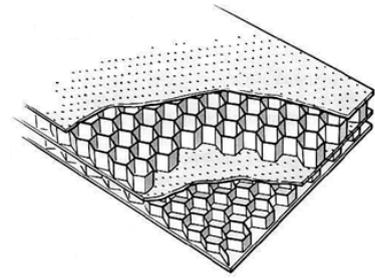
- **Dissipativ wirkende Liner**, bei denen Dämpfungsmechanismen wie Reibung in den Löchern von Perforaten, Schäumen und Geweben sowie Wirbel-Schall-Energie-Umwandlung an durchströmten Perforaten dominieren.
- **Reaktiv wirkend**, d.h. **Reflexionsschalldämpfer** und Dämpfer, die die Interferenz von Schallwellen zur Auslöschung (meist geometrisch) nutzen. Beispielsweise tritt bei Helmholtzresonatoren auch die $\lambda/4$ -Resonanz auf, während bei Herschel-Quincke-Linern durch ein abzweigendes Kanalstück Schallwellen wieder einkoppeln und durch entsprechende Lauflängen destruktiv interferieren können.
- **Hybride** aus den vorgenannten bspw. **konventionelle Helmholtzresonatoren** (Abb. 2.1a) als Kombination aus Feder-Masse-Schwinger und $\lambda/4$ -Resonatoren.
- **Lineare Liner** (Abb. 2.1b mit Gazedeckschicht, *engl.* linear liner with wire mesh/gauze) Eine erweiterte Bauform zu den vorgenannten Typen bildet dieser Linertyp. Er basiert grundsätzlich auf dem Helmholtzresonator, wobei dessen Lochblech entweder mit einer Gewebestruktur überdeckt (wahlweise mikrometerdünne Fäden oder Streckmetallgewebe) oder diese zwischen Zellstruktur und perforierter Deckplatte eingebracht ist [128]. Im Gegensatz zu diesem Liner sind konventionelle Helmholtzresonatorliner in Bezug auf Strömung und/oder hohe Anregungsamplituden als nichtlinear anzusehen, da bspw. ihre Resistanz mit zunehmender Überströmungsmachzahl ansteigt [81]. Lineare Liner sind für diese Art Beeinflussung jedoch relativ unempfindlich, wie auch in den Messdaten in Kap. 5.1 dieser Arbeit ersichtlich wird.
- **Herschel-Quincke-Liner** Obwohl sich dieser vorrangig reaktiv wirkende Liner konzeptionell stark von den bisher betrachteten Helmholtz-Linertypen unterscheidet, soll er hier in seiner Funktionsweise vorgestellt werden. Er macht sich durch die verschiedenen Lauflängen die damit einhergehenden verschobenen Phasenlagen zu nutze, die dann auftreten, wenn das inzidente Schallfeld durch einen Hauptkanal geleitet wird und dabei zusätzlich ein U-förmig angeschlossenes abgestimmtes Rohr - den Nebenkanal - passiert [36, 150]. Durch destruktive Interferenz wird dann eine Minderung des Schallpegels des inzidenten Schallfeldes erreicht. Bisher haben sich diese Liner im Triebwerksbau nicht durchgesetzt, da sie sehr komplex und zu schwer sind sowie zuviel Bauraum verbrauchen.



(a) Beispiel für einen Helmholtzresonator-Liner, Single degree of freedom, SDOF, mit Lochblech als Deckschicht (aus [149]).



(b) Beispiel für einen linearen Liner. Wie Abb. 2.1a mit zusätzlicher Gaze-/Wire mesh-Deckschicht über dem Perforat (nach [149])



(c) Beispiel für einen double degree of freedom (2DOF) Liner, mit Lochblech als Deckschicht und einer Zwischenschicht/Septum (aus [149]).

Abbildung 2.1: Verschiedene Linertypen, die in gängigen Flugzeugtriebwerken verwendet und in dieser Arbeit untersucht werden.

2.1.2 Unterscheidung hinsichtlich der Freiheitsgrade (vorrangig Helmholtzresonatoren)

Wenn bei Schalldämpfern vom Freiheitsgrad (*engl.* degree of freedom) gesprochen wird, ist die Anzahl der angenommenen Feder-Masse-Schwinger gemeint, die miteinander verkettet sind. Diese werden durch übereinanderliegende Zell- und Lochblechlagen erzeugt.

- Helmholtz-Resonator Liner **mit einem Freiheitsgrad** (*engl.* single degree of freedom, SDOF) Dieser Liner besteht im Wesentlichen aus einem Feld von gleichen Resonatoren bzw. einzelnen ungekoppelten Feder-Masse-Schwingern. Praktisch wird dies durch nebeneinander angeordnete Zellen und eine darüber aufgebraachte perforierte Platte erreicht (Abb. 2.1a). Dies bildet also eine einzige Lage. Die Dämpfungscharakteristik dieses Liners ist sehr schmalbandig ausgeprägt, da die meist identische Geometrie der einzelnen Resonatoren auch nur eine Resonanzfrequenz bzw. einen schmalbandigen Frequenzbereich zulässt.
- Helmholtz-Resonator Liner **mit zwei oder mehreren Freiheitsgraden** (*engl.* double degree of freedom, DDOF/2DOF, Abb. 2.1c) Anders verhält es sich bei zwei oder mehreren üblicherweise übereinander angeordneten Resonatoren. Diese sind durch unterschiedliche Zellgrößen und eine, als sogenanntes Septum bezeichnete, innen liegende Trennschicht (Lochplatte/Gaze etc.) auf zwei oder mehrere Resonanzfrequenzen abgestimmt. Die Resonatoren sind dabei gekoppelt und die Anzahl der Lagen bestimmt den Freiheitsgrad.

Die Abstimmung auf besondere Frequenzen oder breitbandige Anteile des Spektrums hat den Grund, dass die Triebwerkskomponenten bei unterschiedlichen Flug- und Lastzuständen auch sehr unterschiedliche Frequenzen abstrahlen. Diese gilt es zu dämpfen, da auch die Lärmzertifizierung die drei Lastzustände *takeoff*, *sideline* und *approach* berücksichtigt [149]. Nicht zuletzt ist für den Passagierkomfort im Flugzeug eine Dämpfung des Triebwerksschalls (Kabinenlärm) über einen großen Frequenzbereich von großer Bedeutung.

2.1.3 Weitere konstruktive Unterscheidungsmerkmale

Neben den vorgenannten Merkmalen lassen sich auch grundsätzliche Unterschiede in der Geometrie bzw. Konstruktion finden. So gibt es neben den klassischen Helmholtzresonatoren mit gerader Kammer auch solche, die abgewinkelt sind und im Englischen als *folded cavity* [152] oder *bended resonator* [73, 74] bezeichnet werden. Diese besondere Bauform wird in einem der Folgekapitel berücksichtigt.

Für den sog. *casing liner* direkt über den Fanschaufeln werden derzeit Metallschäume erforscht [155], obwohl diese wegen fehlender Drainage problematisch sein können.

2.1.4 Spezialfall - Liner für Flugtriebwerke

Schalldämpfer oder Liner für Flugtriebwerke stellen aus den vorgenannten Gruppen einen Spezialfall dar. Sie sind vorrangig als dissipativ arbeitende Helmholtzresonatoren konzipiert (Abb. 2.1). Dabei zeichnen sie sich meist durch eine kleine Halsmasse und ein relativ dazu gesehen großes Zellvolumen aus. Dies liegt im dünnen Deckblech mit relativ kleinen Löchern ($d < 1$ mm) begründet, bei Kammerdurchmessern von 8 bis 10 mm und mit Höhen zwischen 10 und 40 mm. Aufgrund der Fertigungsprozesse kann es vorkommen, dass eine Zelle mehrere Löcher hat oder dass die Stege der Honigwabenstrukturen Löcher überdecken und unwirksam machen. Dies sorgt für eine gewisse Streuung der Maximaldämpfung um die Auslegungsfrequenz (Gl. 2.1).

Die heute gängigen Liner sind darüber hinaus durch einen Gazeüberzug häufig als linearer Liner ausgeführt. Die bereits erwähnten und später noch ausführlich behandelten Drainageschlitze erzeugen zudem nichtlokal reagierende Linerabschnitte und damit teilweise Durchströmung sowie akustisch gekoppelte Systeme.

2.1.5 Äußere Einflussfaktoren

Auf Schalldämpfer bzw. Liner wirken in Triebwerken diverse Einflussfaktoren ein, die bei herkömmlichen Anwendungen bspw. in Lüftungskanälen eher untypisch sind:

- Vor allem ist hier die hohe Überströmungsgeschwindigkeit zu nennen. Diese erreicht im Einlauf je nach Flugzustand Machzahlen von 0.3 bis 0.5 und im Bypass 0.6 bis 0.7. Damit einher gehen Beugungseffekte durch Grenzschichten [37, 48] sowie unterschiedliche Bedingungen des statischen Drucks in den einzelnen Triebwerksbereichen.
- Ein zweiter wichtiger Punkt sind die hohen Anregungsamplituden, die für Einzelfrequenzen und breitbandig durch die zu dämpfenden Schallquellen wie Fan und Verdichter emittiert werden. Mit Spitzenpegeln von über 160 dB wird dabei meist die Grenze zur linearen Schallausbreitung und -dämpfung überschritten. Zudem gibt es Wechselwirkungen zwischen diesen Effekten und der Überströmung.
- Nicht zuletzt sind Liner den Umwelteinflüssen ausgesetzt und müssen bspw. Feuchtigkeit bzw. Flüssigkeiten abführen, um die Struktur nicht zu beeinträchtigen. Zudem werden sie im Betrieb verschmutzt oder aufgrund von Beschädigungen (*engl.* foreign object damage, FOD) sind Reparaturen notwendig. Beides sorgt dafür, dass Teilflächen des Liners den Schall nicht mehr dämpfen können oder sogar zusätzlich streuen [113].

Diesen Faktoren muss bei Tests im Prüfstand Rechnung getragen werden, wie es in einem der Folgekapitel näher beschrieben wird.

2.2 Literatur zu Schalldämpfern/Linern in der Triebwerksanwendung

Dem gerade für Triebwerkslinern wichtigen Einfluss von **Strömung und Grenzschicht** auf Schalldämpfer widmen sich 1965 bereits Tack u. Lambert [156], später Doak u. Vaidya [38], wobei sie verschiedene Absorbenttypen in Modellkanälen untersuchen. Insbesondere Armstrong [4], Eversman [49], Kraft et al. [91], Kooi u. Sarin [90], Murray et al. [111, 112], Salikuddin et al. [142] und vorrangig Jones et al. [78, 79, 81–83] untersuchten dabei systematisch auch Linern, die in Triebwerken eingesetzt werden sollen. Die Berücksichtigung der Strömung ist insofern von großer Bedeutung als dass durch die Bewegung der Luftteilchen auch der Schall eine andere Ausbreitung als bei ruhendem Medium erfährt. Weiterhin wirkt sich die Grenzschichtausbildung nach Enghardt et al. [48] und Delfs [37] nachweislich auf die Beugung (*engl.* refraction) der Schallwellen aus. Während beispielsweise im Einlauf des Triebwerkes eine Ablenkung der Ausbreitungsrichtung durch die Grenzschicht vom Linern weg dessen dämpfende Wirkung eher reduziert, wird im Bypass durch die Ablenkung infolge Grenzschicht hin zum Linern eine verbesserte Dämpfung erzielt [37]. Den damit einhergehenden theoretischen Betrachtungen des Eigenwertproblems und den mathematischen Spezialfällen widmen sich Campos u. Oliveira [31] in ihrer Arbeit. Eine zusätzliche Erhöhung der Lochblechresistanz durch Ein- und Ausströmung in den bzw. aus dem Linern findet sich bei den Experimenten von Sun et al. [153].

Aufgrund des geringen Bauraums und der unterschiedlichen Kanalgeometrien mit Nabenkörper im Bypass und ohne im Einlauf spielen Aspekte von **Linernlänge bzw. Länge- Durchmesser Verhältnis (L/D)** eine ebenso wichtige Rolle auf das Ausmaß der erreichten Dämpfung. Dies beleuchtet Cremer [34] ohne Strömung. Auch Lansing u. Zorumski [97], Kraft et al. [91], Smith [149] sowie Murray et al. [111] und Bräunling [18] ziehen dieses Maß mit Bezug auf die Ausbreitungsrichtung zur Übertragung von Versuchen mit Kanälen auf die Triebwerksanwendung heran. Weiterhin wird der Effekt der Energiestreuung in Moden an Vorder- und Hinterkante des Linerns also bei Veränderung des Rohres von schallhart zu ausgekleidet (und umgekehrt) beispielweise von Kraft et al. [91] und Gerhold et al. [59, 60, 61] untersucht.

Für ältere, derzeit aber noch verbaute Linern sind zudem die sog. **Linern-Splices** von Interesse. Damit sind Blechstöße (vorrangig in Form von Längsstreifen) im Einlauf gemeint, die durch die Segmentierung des Einlauf- oder Nebenstromkanals für die bessere Montage desselben entstehen. Durch die schallharte Ausprägung dieser Streifen wird ebenfalls eine Streuung der propagierenden Moden erzeugt, welches eine Veränderung des zu dämpfenden Schallfeldes ergibt [43, 157]. Darüberhinaus ist es möglich, dass nichtausbreitungsfähige Moden zur Ausbreitung angeregt werden, wie Bassetti et al. [8] zeigt. Bei neueren Einlaufgeometrien wird deshalb ein *spliceless-design* [33], also ohne Blechstöße angestrebt, um diese Streuungseffekte auszuschließen.

Neben diesen eher globalen Parametern der ausgekleideten Linernfläche können die größten Effekte durch die **Geometrie des Resonators** selbst herbeigeführt werden. Die der Strömung am nächsten liegende **Deckschicht** kann dabei als Lochblech, mit und ohne Gazeüberzug oder sogar als Mikroperforat [3, 166] ausgeführt sein. Die Auswirkungen der Grenzschicht und nichtlineare Anregung auf die Halsmassen einzelner Resonatoren zeigt Cummings [35], während Schimmelpfennig et al. [145] in seinen Ausführungen zusätzlich dazu die Zell- und Halsgröße stark variiert.

Untersuchungen zur **Lochform und -größe** finden sich in den Arbeiten von Gaeta u. Ahuja [55] oder Gallman u. Kunze [57]. Letzterer analysiert dabei sowohl die offene Fläche (*engl.* Percentage Open Area, POA) und Lochdurchmesser als auch die Machzahl. Bei Bräunling [18] werden 5% Porosität als üblicher Wert für in Dienst stehende Triebwerke angegeben. 2D Untersuchungen an rechteckigen Schlitzen, aber auch rechteckigen Löchern wurden von Tam et al. [158] sowohl experimentell als auch numerisch untersucht. Hier konnte u.a. die Beeinflussung der Resistanz und die Wirbelablösung (*engl.* Vortexshedding) durch hohe Pegel numerisch visualisiert werden.

Aurégan et al. [6] untersucht in seiner Arbeit schließlich die durch den Liner verursachten **Oberflächenrauigkeiten** und deren Auswirkungen auf die Schallausbreitung bei Überströmung.

Bei den theoretischen Untersuchungen und Simulationen von Oppeneer et al. [125] wird der Einfluss der **Temperatur** und Strömung im Dämpfer einer Hilfsgasturbine (*engl.* Auxiliary Power Unit, APU) diskutiert. Sowohl numerisch als auch experimentell, allerdings ohne Strömung, analysieren Nodé-Langlois et al. [123] das Schallfeld in segmentierten Dämpfern für APU sowie gefüllten Dämpfern für Flugzeugklimaanlagen. Dabei wurden Moden in den Kavitäten des Dämpfers auf numerischem Wege identifiziert sowie die Auswirkung verschiedener Füllmaterialien modelliert. Das sog. Limp-Model lieferte dabei die beste Übereinstimmung mit Messdaten.

Das Dämpfungsverhalten von Linern mit **mehreren Lagen bzw. Freiheitsgraden** (degrees of freedom, bspw. 2DOF) wird von Zandbergen [171] betrachtet. Eaton [40] konnte mittels Simulationen über Finiten Elemente Methode (FEM) feststellen, dass die Fehlplatzierung (*engl.* Misalignment) der einzelnen Zell-/Honeycomblagen gegenüber den Lochblechen überraschenderweise kaum Einfluss hat. Das Verhalten bleibt nahezu lokal reagierend. Einige Messdaten für Liner mit mehreren Freiheitsgraden finden sich auch in der vorliegenden Arbeit Kap. 5.1 sowie Referenz [30].

Größtenteils theoretischer Natur sind Überlegungen mithilfe des sog. **Virtual Scarfed Inlet (VSI)** die Abstrahlcharakteristik des Triebwerkes so zu beeinflussen, dass die Schallausbreitung nach unten, also zum Boden, stark verringert wird. Die Arbeiten von Broszat et al. [16, 17] sowie Redmann u. Pongratz [134] zeigen jedoch auch einige Validierungsergebnisse. Bei der letztgenannten Arbeit handelt es sich um einen Linertyp der Firma PFW, der in einem der nachfolgenden Kapitel (Kap. 5.2) näher beleuchtet wird.

Mittels einer **Raytracingmethode** untersucht Rice [135] analytisch die Dämpfungswirkung von Linern in rechteckigen wie zylindrischen Kanälen. Durch den Ausbreitungswinkel und angenommene Wandberührungen der Modenfront wird deren Dämpfung bewerkstelligt. Moreau et al. [109] bringen diesen Vorschlag ebenfalls mit sehr guten Vorhersagen zur Anwendung. Ein Nachteil ist, dass die ebene Welle aufgrund des Ausbreitungswinkels von 0° hier nicht berücksichtigt werden kann.

Neben den klassischen Bauformen gibt es auch **Liner aus Metallschäumen**. Sie spielen aber aufgrund der Drainageproblematik im Triebwerksbau derzeit eine vernachlässigbare Rolle, was sich aber möglicherweise ändern könnte [155].

Daten zu **Großversuchen** mit Linern, vorrangig für den Einlauf, sind eher selten, aber beispielsweise bei Herkes et al. [65] und Yu et al. [167] zu finden. Die erste Arbeit dokumentiert die Signalerfassung von Überflughtests und Mikrofonaufnahmen an und in der Kabine einer zweistrahligen Maschine mit den Triebwerken des Quiet Technology Demonstrator 2 (QTD2). In der zweiten Arbeit werden Ergebnisse von Vergleichsmessungen mit spliceless Linerdesign und Liplinern gezeigt, die die Vorteile dieser innovativen Techniken zeigen. Bei der Arbeit von Gaeta et al. [56] wurden für zwei Liner umfangreiche Studien am NASA Normal Incidence Tube (NIT) und Grazing Incidence Tube (GIT) durchgeführt. Der anschließende stationäre Versuch am Gesamttriebwerk zeigte die Möglichkeiten, aber auch Grenzen der Mikrofonmessungen auf. In allen Fällen wurde dabei die in-situ Messmethode verwendet. Sutliff u. Jones [155] gingen bei der Analyse von Metall-Schaum-Linern ebenso vor. Die Arbeiten von Nark et al. [117] sowie Nark u. Jones [118] zeigen die Entwicklung eines Modells (CDUCT-LaRC) und parallel Versuche an einem Demonstrator zuerst ohne [117] und schließlich mit Linern und dessen Breitband-Optimierung [118]. Panek [126] widmet sich in seiner Arbeit mit numerischen Testfällen u.a. der Wirkung von Linern im Bypass-Kanal von Triebwerken. Dabei betrachtet er auch schalldämpfende Bifurkationen/Kanaleinbauten und stellt deren Vorteile gegenüber gängigen schallharten Varianten heraus.

Gantie u. Clewley [58] zeigen Messdaten eines Lipliners im $1/3$ skalierten Großversuch nebst Simulationsergebnissen. Einen der wenigen Flugversuche, bei dem die Schalldämpfer direkt untersucht wurden, dokumentierten Zandbergen et al. [172]. Hier wurde neben der Modenanalyse

per in-situ-Methode auch die Impedanz in verschiedenen Flugzuständen ermittelt. Dabei wurden Veränderungen der Resistanz für unterschiedliche Anströmbedingungen beobachtet.



(a) Beispiel für einen Triebwerkseinlauf mit älterem Liner mit Splices.



(b) Beispiel für einen aktuellen Triebwerkseinlauf mit Liner ohne Splices. (Foto: L. Panek)

Abbildung 2.2: Entwicklung von Linern für Triebwerke.

2.3 Literatur zu Drainageschlitzten und Zellinteraktion in Linern

Bei der Betrachtung der vorhergehenden Literaturübersicht ist festzustellen, dass ein für den Einsatzbereich Triebwerk wesentlicher Themenkomplex nämlich der Einfluss von **Drainageschlitzten** und damit einhergehender **Zellinteraktion** (inklusive Lochdurchströmung in Resonatoren) bisher ausgespart ist. Den wenigen vorhandenen Arbeiten zu diesem Bereich soll aber aufgrund der Ausrichtung der vorliegenden Arbeit besondere Beachtung geschenkt werden. Um die Entwicklung zu dokumentieren, sind sie chronologisch geordnet angegeben:

Bereits bei Zandbergen [169] finden sich Ansätze in Form von Experimenten mit geschlitzten Zellen dazu. Er zeigt in seiner Arbeit vor allem den Einfluss von Längs- und Querschlitzten, vorrangig für große Resonatorzellen. Die Abmaße und kastenförmige Geometrie sind aber teilweise durchaus vergleichbar mit den hier untersuchten nichtlokal reagierenden Messobjekten in Kapitel 5.2. Die Arbeit von Sawdy u. Beckemeyer [144] unterbreitet Vorschläge zum gezielten Design von Dämpferrohren für tiefe Frequenzen unter Einbeziehung nichtlokal reagierender Strukturen.

Eaton [41] untersucht Längs- und Querschlitzte für verschiedene hexagonale und rechteckige Resonatorzellen. Durch ein FEM-Modell visualisiert er auch die Impedanzgrößen entlang des Zellquerschnitts, wobei große Änderungen bei Resistanz und Reaktanz infolge der Schlitzte beobachtet werden. Grundsätzlich geht dies mit einer Verschiebung der Maximaldämpfung (hier Insertion Loss, IL) hin zu leicht höheren Frequenzen einher. Dies gilt für Testobjekte nur mit Längsschlitzten und solche mit Längs- und Querschlitzten noch deutlicher. Eine eher unkonventionelle Bauform eines Spiral-Liners schlagen Sijsma u. van der Wal [147] vor und untersuchen die dadurch verursachten Zellaustausch- und Wellenleitungseffekte.

In den zusammengehörigen Papern von Parrott u. Jones [127] sowie Jones u. Parrott [78] werden poröse Wände zuerst als horizontal eingebaute Septa in einem senkrecht beschallten Aufbau (Normal Incidence Tube, NIT) untersucht, welche dadurch eine kaskadenartige NDOF-Struktur erzeugen. Ziel war es, dies später auf einen konventionellen Absorber mit senkrechten porösen Zellwänden zu übertragen. Mittels der Two-Thickness Method (TTM) wurden die so gewonnenen Daten mit Parametern eines äquivalenten sog. *bulk absorber* Modells in Verbindung gebracht. Abhängig von

der Anzahl der Lagen aus Septa und Zwischenräumen, Septa-Porosität und der Anregungspegel konnten sowohl gute als auch schwache Übereinstimmungen zwischen prognostizierter und gemessener Impedanz und Dämpfung gefunden werden. Resistanz und Reaktanz zeigten Verschiebungen der Resonanzfrequenz und Unterschiede in den erreichten Werten.

Murray et al. [111] analysieren sowohl experimentell als auch numerisch die Auswirkungen von Längs- und Querschlitzen auf Testobjekte (*engl.* sample) gängiger Bauform. Sie konnten ebenfalls Frequenzverschiebungen von Resonanz und Antiresonanz der Impedanz zeigen. Bei Sun et al. [154] wird eine nichtlokal reagierende Dämpferstruktur untersucht, die als einzelne große Resonator-kammer mit darüberliegendem Lochblech ausgeführt ist. Die Kammer agiert dabei vorrangig als Reservoir für Luft, die durch die Löcher ausströmt, bspw. zu Kühlungs-zwecken in eine Brennkammer. Einen ähnlichen Aufbau hat das Testobjekt 1C bei Heuwinkel [66]. Auf Basis dieser Messungen wurden auch Impedanzbestimmungen von Richter [136] [137] durchgeführt. Es sei angemerkt, dass dies eine Art Grenzfall für eine nichtlokal reagierende Struktur (großer Resonator mit vielen Hälsen) darstellt und infolgedessen auch die Grenzen der Impedanzbestimmungsmethode aufzeigte [136]. Auch die Experimente zur *extended reaction* von Allam u. Åbom [3] beziehen sich auf einen großen Rohrschalldämpfer.

Im Beitrag von Zlavog et al. [174] werden zwei APU-Dämpferdesigns - konisch zulaufendes und gestuftes Außenrohr - per FEM simuliert und die resultierende Dämpfung mit Testdaten verglichen. Auftretende Diskrepanzen zur Messung wurden durch Berücksichtigung von *noise leakage effects* also Zellaustauscheffekten eliminiert. Der gestufte Dämpfer erwies sich zudem als leistungsfähiger im tieffrequenten Bereich. Költzsch [86] machte bei Untersuchungen an einem Abgasschalldämpfer, der mit absorbierendem Material gefüllt und durch belochte Bleche segmentiert war, die Entdeckung, dass bei völligem Verlust des Füllmaterials trotzdem ein Dämpfungseffekt erreichbar war. Er führte dies auf die Wechselwirkung zwischen Schallwelle und Wirbel wie von Bechert et al. [11] sowie Howe [72] untersucht zurück.

Konle et al. [89] vergleichen in ihrem Beitrag die Ergebnisse von Mikrofonmessungen an der gegenüberliegenden Seite eines nichtlokal reagierenden Linersamples¹ mit den Dichte- bzw. Druckschwankungsmessungen eines Laser-Vibrometers. Diese erfassten sie entlang mehrerer Ebenen parallel zur Lineroberfläche. Je nach Anregungsfrequenz und -pegel konnten sie so einen Pegelabfall über der Linerlänge visualisieren.

Das Konzept (mikro-)perforierter bzw. poröser Resonator-Zellwände und die damit verbundene Dämpfungserhöhung wird von Kraft u. Syed in einem Patent berücksichtigt [129]. Nähere Untersuchungen dazu machten Hillereau et al. [71], indem sie (per Laser) perforierte Trennbleche in ein Gehäuse einbrachten und deren Auswirkung betrachteten. Die Parameter waren neben der Porosität auch die Ausrichtung abgedeckter Zellwandflächen und die Kombination mit unterschiedlichen Messobjektdeckschichten. Dabei wurde für Fälle ohne Strömung grundsätzlich herausgearbeitet, dass in Abhängigkeit von der Porosität zusätzliche Frequenzen besser gedämpft werden, aber die Dämpfung der Abstimmfrequenz einbricht. Weiterhin sei die Arbeit von Yu u. Chien [165] genannt. Hier wird ein Hotstreamliner, ausgeführt als sog. *folded cavity* (*engl.* für „umgeklappte“ Helmholtz-Resonator-kammer), zur Dämpfung von Verbrennungslärm hinter der Turbine konzipiert. Mit einer Deckschichtperforation von 25% (POA_F) und einer äquivalenten Kammertiefe von 254 mm werden Frequenzen von 400 Hz besonders gut gedämpft. Dabei sorgen zusätzliche perforierte Zwischenwände (30-40% POA_W) für eine Unterteilung des Dämpferraumes bzw. Erzeugung eines Mehrkammerliners (DDOF). Weitere Untersuchungen und Modellierungsansätze zu *folded cavities* bzw. hier *skewed/bended resonators* (*engl.* für „schräge oder gebogene Resonatoren“) finden sich auch bei Howerton u. Parrott [74] und Sugimoto et al. [152]. Einfach umgeklappte, L- oder U-förmige Zellen weisen keine signifikante Änderung der Dämpfung und Impedanz auf, aber sparen vertikalen Bauraum ein [74]. Allerdings verändern die Position und Eigenschaften von Septa

¹ siehe die hier diskutierten Ergebnisse von PF-S1 in Kap.5

in der Kammer bspw. das Dämpfungsverhalten im hochfrequenten Bereich positiv [152]². Zhao [173] untersucht in seiner Arbeit experimentell und numerisch die Eigenschaften zweier durch eine runde Membran parallel gekoppelter zylindrischer Helmholtzresonator-kammern, die über ebenfalls zylindrische Hälse an einen rechteckigen Strömungskanal angeschlossen sind. Er konnte herausarbeiten, dass bei steigender Membransteifigkeit das Maximum der Einfügedämpfung (Transmission Loss, TL) ansteigt. Die Veränderung der Membranmasse hatte hingegen keine Auswirkungen. In einigen Fällen wird die Zellinteraktion oder die Dämpfung durch poröse/geschlitzte Zellwände gezielt erzwungen, indem das Deckblech verschlossen wird oder ohnehin als feste Wand vorgesehen ist und so separate Kammern bildet [25, 63, 144, 152, 165].

2.4 Literatur zu Dämpferkenngrößen, Messmethodik und Impedanzbestimmung

Diese Arbeit ist zum großen Teil experimentell ausgerichtet bzw. bedient sich experimentell bestimmter Messgrößen zur Charakterisierung von Schalldämpfern. Im Folgenden werden deshalb charakteristische Frequenzen und die Impedanz als Kenngrößen definiert. Anschließend werden die heute gängigen Verfahren zusammengestellt, was später eine Einordnung der für die Arbeit verwendeten Methoden erlaubt.

2.4.1 Schallabsorbierende Wände und Ersatzsysteme für Helmholtzresonatoren sowie Impedanzdefinition

Mit elektroakustischen Analogien [34, 105] oder mechanischen Ersatzsystemen [42, 140] wird häufig versucht das Verhalten von Schalldämpfern auf einfache physikalische Zusammenhänge zu reduzieren. Dadurch ist es möglich die vielfach überlagert auftretenden Mechanismen der Dämpfung, bspw. Wandreibung, Kompression, Expansion, Interferenz usw. beim Helmholtzresonator zu trennen und separat zu betrachten. Häufig wird dabei nur eine einzige ideale Resonatorzelle mit darüberliegendem Loch berücksichtigt (Abb. 2.3).

Die gängigen Berechnungsformeln für in dieser Arbeit betrachtete Helmholtzresonatoren leiten sich dann aus den folgenden mechanischen Analogien ab:

- dem Feder-Masse-Schwinger, wobei dessen charakteristische Frequenz meist synonym als Helmholtzresonanz [22] bezeichnet wird und
- der $\lambda/4$ -Resonanz.

Diese beiden charakteristischen Frequenzen ($f_{R,H}$ und $f_{R,L}$) werden nach den folgenden Abschätzungsformeln berechnet [50, 54, 85, 92]:

$$f_{R,H} = \frac{c}{2 \cdot \pi} \sqrt{\frac{A_L}{V_Z \cdot (l_H + \pi r_L/2)}} \quad (2.1)$$

In dieser Gleichung ist c die Schallgeschwindigkeit, V_Z das Volumen einer Zelle hinter einem Loch in der Deckplatte und l_H die Dicke der selben und damit die Halslänge des Resonators. Der

²Wenn in der Literatur von nichtlokal reagierenden Strukturen gesprochen wird, muss berücksichtigt werden, dass dies häufig auch synonym für durchströmte (*engl.* bias flow) Liner oder Schalldämpfer mit großen Kammern hinter dem Deckblech verwendet wird [77, 144, 154]. Auch mit Schäumen (o.ä.) gefüllte Dämpfer werden häufig so bezeichnet [123, 151].

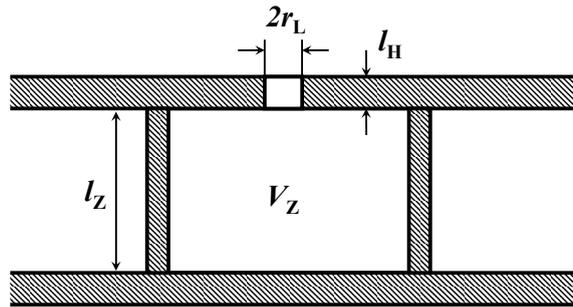


Abbildung 2.3: Skizze eines Helmholtzresonators mit Geometrieparametern der Zelle und des Deckblechs (SDOF-Liner).

angehängte Term mit dem Lochradius r_L stellt die Halskorrektur dar [105].

$$f_{R,L} = \frac{c}{4 \cdot l_Z} \quad (2.2)$$

Hier ist l_Z die Zelltiefe. Eine ausführliche Beschreibung dieser Analogien und daraus abgeleiteter Modelle findet sich auch bei Ehrenfried [42] und Richter [136]. Darüberhinaus gibt es gerade für Helmholtzresonatoren je nach Einsatzzweck eine Vielzahl geometrieabhängiger Berechnungsvorschriften für Korrekturen, bspw. die sog. Hals- bzw. Endkorrektur [105] oder den sog. *discharge coefficient* bei perforierten Platten c_D [168]. Kooi u. Sarin [90] schlagen in ihrem Beitrag sogar vor, die effektive Halslänge als Summe aus Halsdicke und dem Lochdurchmesser zu bilden.

Die **Impedanz ist ein Maß der akustischen Eigenschaften** einer beliebigen (Rohr- oder Kanal-) Wand, insbesondere im Hinblick auf Schallabsorption und -reflexion [42]. Da sie meist komplexwertig auftritt, unterscheidet man zwischen dem **Realteil, der Resistanz R** und dem **Imaginärteil, der Reaktanz X** .

$$Z = R + iX \quad (2.3)$$

In dieser Arbeit wird bspw. für das gesamte Messobjekt eine **integrale Impedanz** angegeben. Genaugenommen gilt aber für jeden diskreten (Dämpfer-)Wandabschnitt eine **lokale Impedanz**³, die aber in den meisten Fällen nicht direkt bestimmbar oder messbar ist. Im Frequenzgang von Real- und Imaginärteil der Impedanz gibt es zwei besondere Frequenzen, die charakteristisch für jeden Schalldämpfer sind: Die **Resonanz- und die Antiresonanzfrequenz(en)**. Als Resonanzfrequenz wird analog zu der Definition von Mechel [105] die Frequenz bezeichnet, bei der der Dämpfer Schall am besten dämpft. Im Allgemeinen ist dies beim Nulldurchgang der Reaktanz und dem Minimum der Resistanz der Fall. In der Praxis ist diese Frequenz jedoch nicht genau identisch mit der Helmholtzresonanz. Die Antiresonanz wiederum ist die Frequenz der schwächsten Dämpfung, im Extremfall verhält sich der Liner dann wie eine schallharte Wand. Dies trifft auf die theoretischen Polstellen von Resistanz ($R(f) \rightarrow \infty$) und Reaktanz zu. Bei realen Dämpfern sind dies Maxima der Funktionen mit endlichen, obgleich sehr großen Werten.

2.4.2 Vergleich der gängigen Messverfahren

Die vorhandenen Messverfahren zur Bestimmung der akustischen Kenngröße Impedanz können in direkte und indirekte Methoden unterschieden werden. **Direktes Verfahren** bedeutet an dieser Stelle, dass die Impedanz (oder Admittanz) aus Messgrößen bspw. Druck und Schnelle per Funktionszusammenhang definiert ist: Das klassische **Verfahren ohne Strömung** bedient sich der

³In älteren Arbeiten [9, 49] wird häufig auf die **Admittanz** verwiesen. Sie ist das Reziproke der Impedanz.

Messung im Kundschen Rohr und ist in der Norm DIN EN ISO 10534-2 [124] genormt. Das Rohr wird senkrecht auf den zu testenden Absorber gestellt. Dieser wird dann durch einen Lautsprecher am anderen Ende des Rohres beschallt. Zwei (oder mehr) wandbündig eingebaute Mikrofone tasten dann das Stehwellenfeld im Rohr für einzelne Anregungsfrequenzen ab [111, 112]. Für die Liner im Triebwerksbereich sind allerdings **Verfahren mit Strömung** erforderlich. Ursprünglich wurden dazu in speziellen Strömungskanälen Mikrofonsonden direkt über dem Liner traversiert und so die Admittanz ermittelt [9]. Alternativ werden Mikrofone in der Deckschicht und am Boden der Resonatorzelle wandbündig eingebracht, um so den Schalldruck an der Wand sowie die Ausbreitung durch die Zelle direkt zu bestimmen. Diese Methode wird als **in-situ measurement** bezeichnet und vielfach angewandt [56, 90, 170].

In jüngerer Zeit werden zunehmend auch optische Methoden verwendet, um die Schallschnelle und den Schalldruck direkt in der Nähe der dampfenden Wand zu bestimmen. Dies zeigen bspw. Aurégan et al. [5] für reine $\lambda/4$ -Resonatoren. Bei Simon et al. [148] ist neben der Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) auch wieder von nichtlokal reagierenden Strukturen die Rede, wobei dabei Perforate mit dahinterliegenden Faserfüllungen gemeint sind. Die gleiche Technik verwendet Piot et al. in Zusammenarbeit mit Heuwinkel et al. [69] für das später gezeigte Messobjekt Plane Liner Module (PLM) sowie für SDOF-Liner [132]. Fischer et al. [53] sowie Heuwinkel et al. [69] wenden Acoustic-PIV (A-PIV) und Konle et al. [89] die Laservibrometrie an. Damit visualisieren sie Schalldruck und Schallschnelle, um einen Bezug zur Oberflächenimpedanz herzustellen. Dabei verwendeten sie einige in dieser Arbeit gezeigte Liner (HR-S1 [53], PLM [69] und PF-S1 [89]).

Die **Indirekten Verfahren** benötigen weitere Zwischenschritte, um die Impedanz eines Testobjektes zu bestimmen. Dabei werden erst messbare Zwischengrößen, beispielsweise **akustische Streufaktoren (Reflexion, Transmission und Dissipation)** bzw. Transfermatrizen oder Schalldruckverteilungen im schallharten Bereich eines Strömungskanals ermittelt (siehe Kap. 3.1). Mittels diverser nachgeschalteter Ansätze auf Basis von Modellen wird dann die Impedanz bestimmt. Oft geschieht dies über Optimierungsschleifen durch die die experimentell bestimmten Zwischengrößen an (halb)numerisch berechnete Größen angepasst werden. Diese Verfahren werden unter dem Begriff **Impedance Eduction** zusammengefasst. Aufgrund der Vielzahl der Verfahren werden diese im Folgeabschnitt vorgestellt.

2.4.3 Übersicht zu Impedanzbestimmungsmethoden (*engl. Impedance Eduction Methods*)

Es existieren für die Impedanzbestimmung analytische Ansätze, halbnumerische und empirische Modelle sowie inverse Methoden und Transfermatrix-Methoden. Sie sind im Folgenden gruppiert und dann jeweils chronologisch zusammengestellt:

Zu den **analytischen Ansätzen** zählt die Arbeit von Cremer [34]. Er leitet mithilfe graphischer Karten für den Fall ohne Strömung einen Zusammenhang zwischen Wandwiderstand und Dämpfungsmaß eines Absorberkanalstückes her. Mit der Kettenbruchzerlegung entwickelt Mechel [105] (auch Geyer [62] und Hübelt et al. [64]) eine Näherungslösung der Grundmode im Kanal mit Schalldämpfer und stellt für eine Vielzahl von Absorbern Berechnungsergebnisse der Impedanzen vor. Namba u. Fukushima [116] berechnen mit ihrem analytischen Modell die ungleichmäßige Verteilung von Admittanzen bzw. Impedanzen in einem unendlichen Kanal. Dabei liefern die Einzelabsorberabschnitte mit gleicher Impedanz diskrete Dämpfungsmaxima.

Grundlage von **halbnumerischen bzw. empirischen Ansätzen** ist meist die Pridmore-Brown-Gleichung [133]. Mit dem nach ihm benannten analytischen Ansatz vereinfachte Pridmore-Brown die Wellengleichung mit Strömungseinfluss für den rechteckigen bedämpften Kanal. Mungur u. Gladwell [110] greifen diesen Ansatz auf und führen ein zusätzliches 2D-Kanalmodell ein, dessen Wände unendlich ausgedehnt sind. Für diese Annahme berechnen sie mittels eines Runge-Kutta-

Verfahrens die Druck- und Schnelleprofile des Kanalsegments. Damit können sie den Absorptionskoeffizient bestimmen. Das Kap. 3.3 zeigt, wie in Kenntnis dieser Größen auch noch die Impedanz abgeleitet werden kann.

Armstrong [4] verwendet in seinen Untersuchungen den Ansatz zur Lösung der konvektiven Helmholtzgleichung (*engl.* Convected Helmholtz Equation, CHE), der für den Fall ohne Strömung mit der Lösung von Cremer [34] übereinstimmt. Zudem stellt er zwei empirische Impedanzmodelle für verschiedene Deckschichten (Perforat sowie Polyimide) vor, bei denen der Strömungswiderstand aus Raylometermessungen ermittelt wird. Kooi u. Sarin [90] stellen in ihrer Arbeit die Ergebnisse diverser empirischer Vorhersagemodelle dar. Dabei ist ihr Fokus deutlich auf der (Deckschicht-)Resistanz und Einflussgrößen wie Durchmesser-Dickenverhältnis der Deckschichtperforation sowie der turbulenten Grenzschicht. Gleiches gilt für die Arbeit von Murray et al. [112], die für ihre Berechnungen hauptsächlich die Percentage Open Area (POA) des Testobjektes in ein Modell einfließen lassen. Diese Daten vergleichen sie mit in-situ Messergebnissen aus einem Strömungskanal und finden sehr gute Übereinstimmungen. Das NASA Liner Physics Team verwendete ebenfalls eine ganze Reihe empirischer Modelle und später dann auch Berechnungsmodelle auf Basis der Pridmore-Brown-Gleichung (PBS) oder der konvektiven Helmholtzgleichung (CHE) [78, 79, 81–83, 159–161]. Brambley [14] stellt in seiner Arbeit eine große Zahl numerischer Impedanzbestimmungsmethoden (sowohl für den Zeit- als auch den Frequenzbereich) vor. Er geht dabei auf deren Schwachstellen hinsichtlich hydrodynamischer Instabilitäten und die Notwendigkeit von Filtern bei Überströmung ein. Auf Basis dieser Erkenntnisse leitet er ein empirisches Modell für die Impedanzrandbedingung ab, das nichtlokal reagierende Liner einschließt und den Instabilitäten mit einem Biegesteifigkeitsterm begegnet. Eine rein empirische Herleitung der Impedanz zeigt auch Yu et al. [168], dabei werden sowohl normale Perforate als auch Mikroperforate gesondert berücksichtigt.

Die **inversen Methoden** bzw. **Transfermatrixmethoden** bilden meist eine Schnittmenge zwischen halbnumerischen und vollnumerischen Methoden, da sie gemessene Streufaktoren oder Druckwerte mit der Impedanz in Zusammenhang bringen. Die folgenden Arbeiten fallen in diese Gruppe:

Gallman u. Kunze [57] erfassen über ein traversiertes Mikrofon die Schalldrücke im Kanal. Mithilfe einer empirischen Startimpedanz aus einer Datenbank berechnen sie die passenden Modenamplituden (*engl.* Mode Matching) am Testobjektbeginn und -ende für bis zu sieben Modenordnungen. Schließlich wird die Linerimpedanz bestimmt. Einen ähnlichen Ansatz verfolgen Aurégan et al. [5]. Allerdings verwenden sie abwechselnde Anregungen stromauf und stromab sowie diskrete Mikrofonorte vor und hinter dem Liner. Damit werden Transfermatrizen der Streufaktoren mit und gegen die Strömung ermittelt. Die Linerimpedanz wird iterativ durch Vergleich mit berechneten Transfermatrizen von dazugehörigen Startimpedanzen (bzw. Admittanzen) bestimmt. Dabei wird die Kostenfunktion durch die Abweichung der Transfermatrizen definiert und minimiert. Vom Konzept her nahezu identisch ist die Methode von Elnady u. Bodén [44]. Auch hier kommt Mode Matching und die iterative Lösung zum Einsatz. Zudem wurde das Modell mit Referenzdaten vom NASA GIT validiert und nachgewiesen, dass eine gewisse Anzahl an verwendeten Moden notwendig ist [45]. Santana et al. [143] bestimmen die Impedanz ebenfalls anhand von Transfermatrizen. Dabei berücksichtigen sie zusätzlich die Impedanzsprünge an Linervorder- und -hinterkante mit separaten Transitionsmatrizen. Der Vergleich mit Referenzdaten von Busse et al. [22] zeigt Übereinstimmungen aber auch Diskrepanzen bei hohen Frequenzen. In diese Aufzählung reihen sich Gerhold et al. [61] ein, denn auch sie erfassen die modale Struktur in einem Strömungskanal. In diesem Fall steht aber die definierte Anregung und Erfassung der zu dämpfenden Moden bzw. ihrer Wellenzahlen im Vordergrund. Die Impedanz der Linerfläche soll erst bei zukünftigen Arbeiten als Zielgröße einfließen, zwischenzeitlich wurden die Auswirkungen der Kanalkrümmung untersucht [59].

Schließlich gibt es eine ganze Reihe (**vollnumerischer Methoden**), wobei an dieser Stelle Computational Aero-Acoustics (CAA)-Methoden gemeint sind, die Strömungskanäle mit Absorbern oder Linern komplett virtuell nachstellen. Der Bereich des Absorbers wird üblicherweise über eine Wand- bzw. Impedanzrandbedingung definiert. Dieser Randbedingung ist dann ein Modell

hinterlegt, das den Absorber beschreibt. Ein häufig verwendetes Modell für die hier untersuchten Helmholtzresonatoren ist das Extended-Helmholtz-Resonator-Modell (EHR) nach Rienstra [139]. Abgeleitet aus den Definitionen in Gl. (2.1) und (2.2) werden dazu fünf Modellparameter (R_f, m, β, T_l und ε) für den Helmholtzresonator eingeführt. Richter [136] implementierte im Rahmen seiner Arbeit diese Impedanzrandbedingung im Zeitbereich. Da in der numerischen Simulation des Strömungskanals eine Kopplung zwischen strömendem Medium und schallabsorbierender stationärer Wand hergestellt werden muss, realisierte er dies mittels der Randbedingung nach Ingard [75] und Myers [115]. Das Strömungsprofil ist als Blockprofil idealisiert. Dies ist zusammen mit der Ingard-Myers-Randbedingung eine häufige Annahme für Kanäle mit Linern.

Das Schallfeld im Kanal wurde dann mit dem CAA-Code berechnet. Bei der numerischen Simulation werden ebene Wellen mittels einer Schallquell-Randbedingung ausgesandt und die Schalldrücke an definierten Positionen des simulierten Kanals bestimmt. Aus diesen Schalldrücken lassen sich entsprechend die Streufaktoren für jede einzelne Frequenz berechnen (siehe Kap. 3.1). Dadurch ergeben sich Vergleichsgrößen für die Zielfunktion einer Optimierung, die die Abweichung zu experimentell bestimmten Streufaktoren wiedergeben. Durch sukzessive Änderung der EHR-Parameter wird dann iterativ der Parametersatz bestimmt, für den die Streufaktoren die geringste Abweichung aufweisen. Dieser definiert dann die Wandimpedanz [21, 30, 136, 138].

Neben dieser Methode gibt es prinzipiell ähnliche Ansätze, die entweder auf etwas anderen numerischen Verfahren beruhen oder andere Optimierungsverfahren oder Ziel- bzw. Kostenfunktionen verwenden. So implementierten Bassetti et al. [8] die EHR-Modellierung auf ähnliche Weise.

Beide Implementierungen wurden teilweise mit Datensätzen von Streufaktoren dieser Arbeit verifiziert und gegen Impedanzdatensätze anderer Arbeiten validiert [8, 21, 30]. Eine detaillierte Erklärung der beschriebenen Verfahren sowie weiterer CAA-Methoden kann ausführlich bei Richter [136] oder Panek [126] nachgelesen werden. An dieser Stelle soll aufgrund der experimentellen Ausrichtung der Arbeit nur kurz auf die folgenden verwiesen werden:

Beispielsweise nutzten Watson et al. [162] ein anderes numerisches Verfahren und Impedanzmodell. Bei dieser quasi-3D Finite Elemente Methode (Q3DFEM) wird aber eine ähnliche Definition für die Kostenfunktion verwendet, allerdings mit Druckwerten und nicht Streufaktoren als Input.

Li et al. [101] beschreiben die Linerimpedanz als Kombination aus einem Feder-Masse-Dämpfer mit zusätzlichen Termen komplexer rationaler Funktionen, den sog. Polen. Wobei diese jeweils als Paar aus komplexen und konjugiert komplexen Brüchen bestehen. Dies wird als Improved Multipole Broadband Modell bezeichnet und erlaubt das beliebige Anpassen der Impedanz. Andererseits geht dadurch jeder geometrische oder physikalische Bezug zunächst verloren. Abdel Hay et al. [2] betteten dieses Modell in die Impedanzbestimmung für komplexe nichtlokal reagierende Liner ein und fanden Vorteile in der Anpassungsgenauigkeit an experimentelle Streufaktoren gegenüber dem EHR-Modell.

Ergänzend sei noch zu erwähnen, dass bei allen genannten numerischen Modellen die reale Zellgeometrie der Resonatoren nicht aufgelöst bzw. simuliert wird. Diese Art der numerischen Analyse bleibt der **Direkten Numerischen Simulation** (DNS) vorbehalten. Hierzu gibt es derzeit z.B. Arbeiten von Li u. Sun [102] und Tam et al. [158], diese beschränken sich aber meist auf einen oder wenige Resonatoren. Mit fortschreitender Leistungssteigerung der Rechner sind hier aber aufwändigere Simulationen zu erwarten. Die damit gewonnen Informationen über den Absorberabschnitt könnten dann in die Formulierung von neuen Modellen bzw. Randbedingungen einfließen.

2.5 Zwischenfazit zum Stand der Forschung

Die Übersicht zeigt, dass es eine Vielzahl Arbeiten über Liner und Schalldämpfer sowie eine Reihe von Untersuchungsmethoden gibt. Dabei lassen sich folgende Punkte zusammenfassen:

- Ein typischer Schalldämpfer für ein Triebwerk ist ein Feld von Helmholtzresonatoren, die aus einem perforierten Deckblech, einer oder mehreren Lagen von Honigwabenstrukturen sowie einer festen Rückplatte bestehen. Mehrere Lagen aus Honigwaben oder anderen Materialien für die Zelle sowie zusätzliche Trennlagen oder Septa erzeugen Liner mit mehreren Freiheitsgraden. Geometrische Parameter wie die Lochgröße oder Porosität des Deckbleches oder Zelltiefe und -volumen beeinflussen das Dämpfungsverhalten. Akustische Dämpfer aus Helmholtzresonatoren haben deshalb charakteristische Frequenzen, bei denen die Dämpfung maximal wird. Zusätzliche Überzüge aus Gaze oder Metallgewebe machen Liner breitbandiger bzw. unempfindlich gegen Überströmung.
- Grundsätzlich verändert die Strömung bzw. Grenzschicht das Dämpfungsverhalten und muss berücksichtigt werden. Welche physikalischen Prozesse bei den vielen verschiedenen Parameterkonfigurationen dabei dominant sind, kann meist nur lückenhaft beschrieben werden oder ist noch nicht verstanden.
- Für den sicheren Betrieb des Triebwerks sind Drainageschlitze in den Resonatorzellwänden erforderlich, allerdings verursachen sie Zellinteraktion und dadurch nichtlokal reagierendes Verhalten. Der klassische Helmholtzresonator wird allerdings üblicherweise als lokal reagierend angesehen und Einflüsse durch die Zellinteraktion bleiben unberücksichtigt. Zu diesem Themenbereich ist die Anzahl an Arbeiten sehr überschaubar, obwohl eine Verbesserung oder Beeinflussung der Dämpfungseigenschaften teilweise nachgewiesen werden konnte.
- Es existiert keine geschlossene analytische Lösung für die Impedanzbestimmung von überströmten Linern. Eine Anzahl an Methoden hat Mikrofonmessungen an Strömungskanälen als Grundlage. Die Daten werden über Transfermatrixverfahren in Streufaktoren umgerechnet oder die Druckdaten werden direkt in aufwändigen numerischen Verfahren zur Impedanzbestimmung verwendet. Zum Auffinden der Impedanz eines Testobjektes werden dann meist Optimierungsverfahren eingesetzt. Deren Kostenfunktionen werden mit den Druckwerten oder Streufaktoren aus Experiment und Simulation aufgestellt und die geringste Abweichung durch Iteration bestimmt. Neben diesen rechenzeitintensiven Bestimmungsvarianten gibt es auch noch empirische Modelle, die meist Geometrieparameter aber auch empirische Korrekturgrößen beinhalten. Je nach Komplexität des Modells passen die Ergebnisse zu den aufwändigen Rechnungen der Numerik und sind deutlich schneller.
- Die Streufaktoren liefern ein anschauliches Ergebnis der Dämpfung als Funktion der Frequenz. Die Impedanz als Wandeigenschaft eignet sich hingegen gut zur numerischen Berechnung der Schallausbreitung in einem absorbierend ausgekleideten Kanal.
- Es gibt kaum vergleichende Messungen zwischen Prüfständen bzw. Referenztestobjekten, die in mehreren Prüfständen und mit mehreren Methoden untersucht wurden.

Im folgenden Theoriekapitel werden die Verfahren und die Kenngrößen beschrieben, die in dieser Arbeit zur Charakterisierung von Linern genutzt werden. Es handelt sich dabei um die Streufaktorbestimmung und ein halbnumerisches Impedanzmodell.

Theorie der Schallausbreitung und -dämpfung in Strömungskanälen

Das folgende Theoriekapitel gliedert sich in einen Teil, in dem die Schallausbreitung und -dämpfung in Strömungskanälen behandelt wird. Im zweiten und dritten Teil werden aus den damit definierten Streufaktoren weitere Kenngrößen zur Charakterisierung von Dämpfern abgeleitet.

3.1 Schallfeldzerlegung im Strömungskanal zur Bestimmung von Streufaktoren eingebauter Dämpfer

Die vorangegangene Beschreibung der Schalldämpfer und Liner behandelt diese nur als Einzelsystem. Weitaus komplexer wird das Verhalten der Dämpfer, wenn sie in einem Strömungskanal verbaut sind. Hier verändern sie die Ausbreitung des Schallfeldes je nach Geometrie- und Beschallungsbedingungen. Das Triebwerk an sich ist ein derartiger Strömungskanal, der mehrere Ausprägungen dieser Randbedingungen aufweist. So stellt der Einlauf einen großen meist axialsymmetrischen Kanal mit moderater Überströmung ($Ma = 0.3$) aus einer Richtung und Beschallung von Fan und Verdichter stromaufwärts dar. Anders verhält es sich im Bypasskanal: Hier breitet sich der Schall vom Fan nach Interaktion mit dem Stator in Richtung der Strömung (stromabwärts) bei relativ hohen Machzahlen in einem schmalen (Ring-)Kanal aus. In beiden Fällen sind in diesen Kanälen Liner verbaut, sodass auch beide Fälle erfasst werden müssen.

Man bedient sich bei der Vermessung von Linern für den Triebwerksbereich deshalb einfacher Strömungskanäle, die sowohl diese Strömungs- als auch Beschallungsbedingungen reproduzieren können. Dieses Prinzip unterliegt dann aber einigen wichtigen Einschränkungen:

1. Analytisch geschlossen lös- oder beschreibbar ist nur die **Schallausbreitung in den schallharten Bereichen eines geraden Kanals** [106], also jene ohne Liner.
2. Reale Kanäle sind endlich in ihrer Ausdehnung und erzeugen je nach Frequenz starke **Endreflexionen** am Ein- und Austritt des Kanals.
3. Strömungen bilden in Kanälen **Grenzschichten** aus, die den Schall zusätzlich **beugen oder streuen**.
4. Über das Material der Kanalwände und das Fluid selbst gibt es **Energietransportvorgänge** [95, 96].

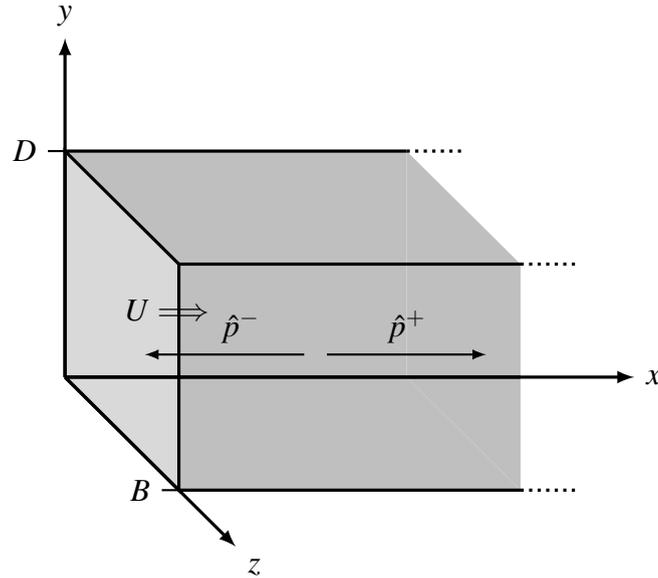


Abbildung 3.1: Koordinatensystem des Strömungskanals mit Ausbreitungskonvention der Schallwellen, „+“ definiert stromablaufende und „-“ stromauflaufende Wellen (aus Nitsch [120]).

Diese Einschränkungen werden folgendermaßen modellhaft abgebildet:

Der Kanal wird wie in Abb. 3.2 auf die schallharten Bereiche reduziert, während das Messobjekt in der Mitte (grau) lediglich durch eine Energie *absorbierende* Ebene/Inhomogenität repräsentiert wird, die keine axiale Ausdehnung hat. Anfang und Ende des Messobjektes werden deshalb üblicherweise mit $x = 0$ deklariert.

Auch die Enden des Kanals sind im Übrigen Inhomogenitäten. Dieser generische Kanal wird nun beschallt und es bildet sich ein Schallfeld aus. Wird dies bei Strömung sowohl stromauf als auch stromab durchgeführt, erhält man die in Abb. 3.2 schematisch dargestellte Situation nach Heuwinkel [66] bzw. Lahiri [95]. Mithilfe dieser eindimensionalen Bilanz lassen sich aus den Amplitudenverhältnissen für die jeweilige Laufrichtung Transmissionskoeffizienten t^\pm und Reflexionskoeffizienten r^\pm , also **Streufaktoren** einführen [66, 95].

$$\hat{p}_{1a}^- = r^+ \hat{p}_{1a}^+ + t^- \hat{p}_{2a}^- \quad (3.1)$$

$$\hat{p}_{1b}^- = r^+ \hat{p}_{1b}^+ + t^- \hat{p}_{2b}^- \quad (3.2)$$

$$\hat{p}_{2a}^+ = r^- \hat{p}_{2a}^- + t^+ \hat{p}_{1a}^+ \quad (3.3)$$

$$\hat{p}_{2b}^+ = r^- \hat{p}_{2b}^- + t^+ \hat{p}_{1b}^+ \quad (3.4)$$

In diesem Fall ist stromabwärts mit + und stromaufwärts mit – deklariert. Wichtig ist für diese Herangehensweise, dass die Schallfelder in beiden Anregungsfällen linear unabhängig voneinander sind. Dadurch fallen die Endreflexionen im Gleichungssystem weg. Für jeden axialen Punkt x im schallharten Bereich des Kanals können die komplexen Amplituden dann über einen harmonischen Ansatz bestimmt werden:

$$\hat{p}_{1a}(x) = \hat{p}_{1a}^+ e^{-ik_1^+ x} + \hat{p}_{1a}^- e^{ik_1^- x} \quad (3.5)$$

$$\hat{p}_{2a}(x) = \hat{p}_{2a}^+ e^{-ik_2^+ x} + \hat{p}_{2a}^- e^{ik_2^- x} \quad (3.6)$$

$$\hat{p}_{1b}(x) = \hat{p}_{1b}^+ e^{-ik_1^+ x} + \hat{p}_{1b}^- e^{ik_1^- x} \quad (3.7)$$

$$\hat{p}_{2b}(x) = \hat{p}_{2b}^+ e^{-ik_2^+ x} + \hat{p}_{2b}^- e^{ik_2^- x} \quad (3.8)$$

Darin ist k^\pm die **Wellenzahl** der Schallwelle. Mit dieser können auch zusätzliche Dämpfungsterme für Grenzschicht- und Wärmeleitungsverluste berücksichtigt werden. Die Schallwelle selbst wird

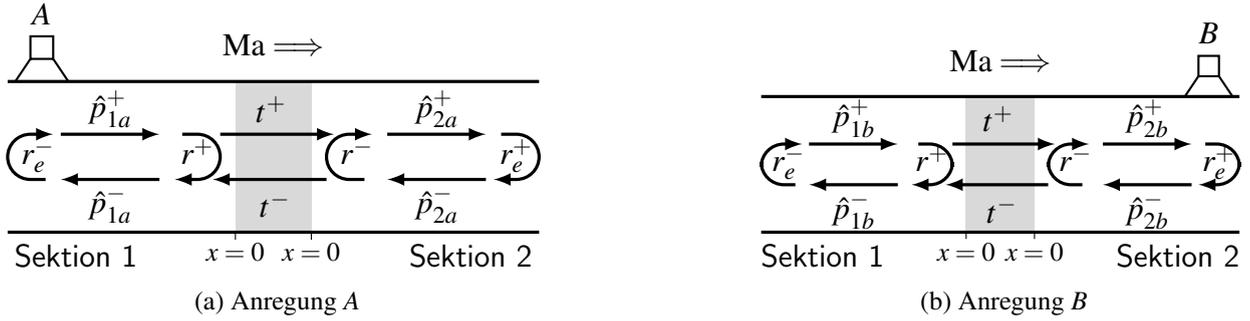


Abbildung 3.2: Schematische Darstellung der Schallfeldausprägung im Kanal bei der Anregung durch Lautsprecher A (links) und B (rechts), der Bereich des Liners ist grau markiert (nach Heuwinkelel [66]).

in einen hin- (+) und rücklaufenden Teil (–) zerlegt. Die komplexen Amplituden können dann aus Mikrofonsignalen an diskreten Orten bestimmt werden und per Anpassungsrechnung wird die Modellgleichung gelöst.

Durch Umstellen des nun vollständig bestimmten Gleichungssystems (Gl. (3.1)-(3.4)) erhält man die Streufaktoren des Messobjektes Reflexion r und Transmission t für die jeweilige Ausbreitungsrichtung am Übergang schallharter Kanal zu Liner (und umgekehrt) bei Position $x = 0$:

$$r^+ = \frac{\hat{p}_{1a}^- \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{1b}^- \hat{p}_{2a}^-}{\hat{p}_{1a}^+ \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{1b}^+ \hat{p}_{2a}^-}, \quad t^+ = \frac{\hat{p}_{2a}^+ \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{2b}^+ \hat{p}_{2a}^-}{\hat{p}_{1a}^+ \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{1b}^+ \hat{p}_{2a}^-} \quad (3.9)$$

und

$$r^- = \frac{\hat{p}_{2b}^+ \hat{p}_{1a}^+ - \hat{p}_{1b}^- \hat{p}_{2a}^-}{\hat{p}_{1a}^+ \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{1b}^+ \hat{p}_{2a}^-}, \quad t^- = \frac{\hat{p}_{1a}^+ \hat{p}_{1b}^- - \hat{p}_{1b}^+ \hat{p}_{1a}^-}{\hat{p}_{1a}^+ \hat{p}_{2b}^- - \hat{p}_{1b}^+ \hat{p}_{2a}^-} \quad (3.10)$$

Mit den Größen Reflexion und Transmission lässt sich die Ausbreitung der Schallwellen im Kanal mit schalldämpfendem Messobjekt erklären. Die Schalldämpfung selbst wird dadurch aber noch nicht beschrieben. Hierzu ist eine Energiebilanz notwendig, die ausgehend von der Definition von Blokhintsev [13] durch Ronneberger [141] vorgeschlagen wurde:

$$\Delta^\pm(f) = 1 - \left(\frac{(1 \mp \overline{Ma})^2}{(1 \pm \overline{Ma})^2} |r^\pm(f)|^2 + |t^\pm(f)|^2 \right). \quad (3.11)$$

Darin ist $\Delta^\pm(f)$ die Dissipation¹ und bezeichnet den Teil der akustischen Energie, der dem Schallfeld im Strömungskanal durch das Messobjekt entzogen bzw. in thermische Energie umgewandelt wird. Sie ist frequenzabhängig, d.h. die Streufaktoren müssen für jede einzelne Frequenz bestimmt werden. Durch die mittlere Machzahl \overline{Ma} wird zusätzlich der konvektive Energietransport berücksichtigt.

Ohne Kanaldurchströmung, also mit $\overline{Ma} = 0$, reduziert sich die Bilanz auf den folgenden Zusammenhang:

$$\begin{aligned} \Delta^\pm(f) &= 1 - (|r^\pm(f)|^2 + |t^\pm(f)|^2) \\ &= 1 - (R^\pm(f) + T^\pm(f)). \end{aligned} \quad (3.12)$$

Wobei die Betragsquadrate der Amplitudenverhältnisse r^\pm und t^\pm die jeweilige Energiegröße R^\pm und T^\pm definieren. Letztere werden in dieser Arbeit zum Vergleich der Testobjekte verwendet.

¹Die Dissipation wird teilweise auch synonym als Einfügedämpfung benannt.

3.2 Herleitung weiterführender Kenngrößen zur Charakterisierung von Dämpfern

Die Betrachtung der gesamten Frequenzantwort der Streufaktoren und deren Vergleich untereinander ist gelegentlich recht unübersichtlich. Eine Darstellung mit Einzahlwerten, die das Dämpfungsverhalten eines Testobjektes verdeutlichen, ist deshalb wünschenswert.

3.2.1 Integrative Dissipation

Die Reduktion der Dissipation auf einen Einzahlwert führt zur Einführung der integrativen Dissipation. Sie ist mithilfe von Gl. (3.11) als Integral über den betrachteten Frequenzbereich definiert [25]:

$$\Delta_I^\pm = \int_{f_{min}}^{f_{max}} \Delta^\pm(f) df \quad (3.13)$$

3.2.2 Zellinteraktionsgrad (*engl.* Level of Cell Interaction, LOCI) und effektive Kommunikationsreichweite (*engl.* Effective Communication Range, ECR)

Insbesondere nichtlokal reagierende Linerstrukturen bedürfen der zusätzlichen Beschreibung des Zellinteraktionsverhaltens und eines effektiven Wirkradius der beteiligten Zellen. Dafür wird die Definition der integrativen Dissipation Gl. (3.13) erweitert und das Level of Cell Interaction mit Gl. (3.14) eingeführt [25]:

$$\text{LOCI} = \frac{1}{(f_{max} - f_{min})} \int_{f_{min}}^{f_{max}} \Delta_{norm}(f) df, \text{ mit } \text{LOCI} \begin{cases} \leq 1, & \text{keine Zellinteraktion} \\ > 1, & \text{Zellinteraktion vorhanden} \end{cases} \quad (3.14)$$

Die normierte Dissipation $\Delta_{norm}(f)$ wird als Quotient der Dissipationen von Konfigurationen mit abgedeckten Zellen und der Ausgangskonfiguration ohne Abdeckung gebildet (siehe auch Abschnitt 5.2.1.6). Durch Festlegung des Frequenzbereiches f_{min} bis f_{max} lassen sich zudem frequenzabhängige Effekte näher untersuchen. Aufgetragen wird das LOCI über der reduzierten Linerlänge l_{red} , die sich aus dem Quotienten der aktiven Linerlänge der untersuchten Konfiguration L zu der Länge der Ausgangskonfiguration L_A berechnet:

$$l_{red} = \frac{L}{L_A} \quad (3.15)$$

Daraus lässt sich eine Berechnungsvorschrift für die effektive Kommunikationsreichweite (*engl.* Effective Communication Range, ECR) ableiten:

$$\text{ECR} = 1 - l_{red}(\max(\text{LOCI})), \text{ wenn } \text{LOCI} > 1 \quad (3.16)$$

Diese gibt die normierte Länge des Linerobjektes an, die effektiv durch Zellinteraktion an der Dämpfung beteiligt ist, obwohl die Deckschicht dieser Zellen verschlossen ist. Ein konkretes Anwendungsbeispiel ist in Abschnitt 5.2.1.6 gezeigt.

3.3 Halbnumerische Impedanzbestimmung (*engl.* Impedance Eduction) LINUS mit akustischen Streufaktoren

Mit den in Kap. 3.1 vorgestellten Auswertungsmethoden lassen sich erste Rückschlüsse auf das Dämpfungsverhalten und die Leistungsfähigkeit des untersuchten Absorbers ziehen. Auch Reflexion und Transmissionsverhalten sind so beschreibbar. Da das Messobjekt an sich in diese Art der Auswertung aber nicht einfließt, fehlt der Einblick in die eigentliche physikalische Beschreibung der Dämpfungsvorgänge bzw. Wandeigenschaften. Dies geschieht mithilfe der komplexwertigen Impedanz, die bereits in Kap. 2.4 vorgestellt wurde.

Bei der hier verwendeten Impedanzbestimmungsmethode handelt es sich um ein einfaches und schnelles Verfahren, um die Impedanz von Linern in Rechteckkanälen aus experimentell bestimmten Wellenzahlen und Strömungsprofilen zu berechnen. Der Definition aus Kap. 2.4.2 folgend ist es deshalb eine indirekte Bestimmung der Impedanz.

Eine ausführliche Herleitung der zugrundeliegenden Theorie findet sich bei Schulz [146] und soll deshalb an dieser Stelle nur zusammenfassend vorgestellt werden:²

Vorab sei darauf verwiesen, dass der Ansatz von lokal reagierenden Oberflächen ausgeht, weshalb genau genommen Liner mit Zellinteraktion nicht in den Gültigkeitsbereich des Modells fallen. Der Ansatz basiert auf einer früheren Studie von Enghardt et al. [48]. Damit wurde der Einfluss der Strömungsprofile auf die Wellenausbreitung in runden Kanälen allerdings mit schallharten Wänden untersucht. Für rechteckige Kanäle kann die Formulierung, wie bei Schulz [146] gezeigt, übernommen und erweitert werden. Dann ist es möglich einseitig mit Linern ausgekleidete Bereiche des Kanals zu berücksichtigen. Für diese Bereiche kann dann die Impedanz der ausgekleideten Wand, die zusätzlich von einer beliebigen Scherströmung überstrichen wird, numerisch bestimmt werden.

Für den Bereich des Messobjektes, der bisher ohne Ausdehnung betrachtet wurde (grau markiert in Abb. 3.2)), wird zunächst ein in x -Richtung unendlicher Kanalabschnitt angenommen. Dies schließt Übergangseffekte vom Liner zur schallharten Wand (bzw. umgekehrt) aus. Eine Wand des Kanals ist als akustischer Absorber bzw. Liner ausgeführt, während die gegenüberliegende Wand wie auch die Seitenwände schallhart sind (Abb. 3.3). Zuerst wird für dieses Modell die konvektive Wellengleichung in ein System von gewöhnlichen Differentialgleichungen zweiter Ordnung überführt [110, 133]. Dazu wird ein Separationsansatz verfolgt. Man erhält die Zusammenhänge für den auf den Maximalwert normierten Schalldruck P für die jeweilige Raumrichtung, normal (Y) und quer (Z) zur Lineroberfläche:

$$\frac{d^2 P_Z}{dZ^2} + \frac{2K}{1 - \text{Ma}K} \frac{\partial \text{Ma}}{\partial Z} \frac{dP_Z}{dZ} - B^2 C P_Z = 0 \quad (3.17)$$

$$\frac{d^2 P_Y}{dY^2} + \frac{2K}{1 - \text{Ma}K} \frac{\partial \text{Ma}}{\partial Y} \frac{dP_Y}{dY} + D^2 (k_0^2 ((1 - \text{Ma}K)^2 - K^2) + C) P_Y = 0 \quad (3.18)$$

Hier ist K die normierte axiale Wellenzahl (komplex), definiert als $K = k_{x,L}/k_0$, Ma ist die Machzahl, B die Kanalbreite und D die Kanalhöhe³ für die Normierung $Y = y/D$. C ist ein Koeffizient und ergibt die spätere Lösungsbedingung. Die komplexe Wellenzahl $k_{x,L}$ für den Linerabschnitt wird aus dem Transmissionsfaktor t und der aktiven Linerlänge L folgendermaßen bestimmt:

$$\Re\{k_{x,L}\} = \frac{-\arctan\left(\frac{\Im\{t\}}{\Re\{t\}}\right)}{L} \quad \text{und} \quad \Im\{k_{x,L}\} = \frac{\ln(|t|)}{L} \quad (3.19)$$

²siehe auch die Ausführungen bei den Literaturstellen [26, 47]

³Der Buchstabe D wird hier aus Konsistenzgründen verwendet, üblicher ist H .

Sie gilt in dieser Form nur für rein dissipativ wirkende Liner, da Reflexionen nicht berücksichtigt werden. Mit der zusätzlichen Annahme, dass Inhomogenitäten des Schallfeldes und der schallabsorbierenden Auskleidung entlang der z -Achse vernachlässigt werden können, reduziert sich das Modell auf einen zweidimensionalen Kanal, wie ihn schon Mungur u. Gladwell [110] vorschlugen. Die z -Abhängigkeit des Schallfeldes entfällt und es gilt $P_z = \text{konst.}$ Dadurch ist der Schalldruck nur noch von der y -Koordinate abhängig: $P = P_y$. Da zusätzlich auch Strömungsprofile berücksichtigt werden können, genügt hier ebenfalls die zweidimensionale Form: $\text{Ma} = \text{Ma}(y)$. Dies wird in das Gleichungssystem Gl. (3.17) und (3.18) eingesetzt und ergibt die Lösungsbedingung $C = 0$. Man erhält die sog. Pridmore-Brown-Gleichung [81, 133]:

$$\frac{d^2 P}{dY^2} + \frac{2K}{1 - \text{Ma}K} \frac{d\text{Ma}}{dY} \frac{dP}{dY} + D^2 k_0^2 ((1 - \text{Ma}K)^2 - K^2) P = 0 \quad (3.20)$$

Die vorher genannten Randbedingungen ergeben für die schallharte Wand gegenüber des Liners ein Anfangswertproblem, das mit Abb. 3.3 illustriert wird:

$$P(0) = 1 \quad \text{und} \quad \left. \frac{dP}{dY} \right|_{Y=0} = V(0) = 0 \quad (3.21)$$

Dieses Anfangswertproblem für den Druck bzw. dessen Gradienten kann mittels Runge-Kutta-Integration (vierter Ordnung), beginnend an der schallharten Wand bei $Y = 0$ gelöst werden. Der Integrationsweg ist entlang der Kanalhöhe und endet an der absorbierenden Wand $Y = 1$. Neben den eigentlichen Druckwerten $P(Y)$ wird zusätzlich die erste Ableitung des Druckes $\frac{dP}{dY}$ an jedem Ortspunkt bestimmt. Letztere entspricht dem Schwankungsanteil der Schallschnelle⁴ und ist ebenso wie der Druck normiert und dimensionslos [51].

Die Zielgröße am Ort $Y = 1$ ist jedoch nicht nur der komplexwertige Druck $P(1)$ bzw. dessen Ableitung [110] sondern auch die komplexwertige Impedanz $Z(1)$ der schallabsorbierenden Wand. Mithilfe der Ingard-Myers-Randbedingung [75, 115] kann nach Jones et al. [81] schließlich die auf den Wellenwiderstand ρc normierte Impedanz ζ ermittelt werden:

$$\zeta = \frac{Z(1)}{\rho c} = -ik_0 D (1 - \text{Ma}(1)K)^2 \cdot \left. \frac{dP}{dY} \right|_{Y=1} \frac{P(1)}{P(1)} \quad (3.22)$$

Der implementierte Algorithmus wird mit **Liner Impedance Non-Uniform flow Solving algorithm** - kurz LINUS - bezeichnet. In den Arbeiten von Schulz [146] und Enghardt et al. [47] sind weitere Tests mit Vergleichsdaten zur Validierung gezeigt, die die Leistungsfähigkeit der Methode unterstreichen. Zudem widmet sich Kap. 5.1.2 einer zweiten Validierungsstufe durch die Untersuchung eines Referenztestobjektes. Hierbei werden Vergleiche zur Impedanzbestimmung mit der Single Mode Method (SMM) der NASA angestellt, da dieses Testobjekt auch im NASA-Prüfstand GFIT vermessen wurde. Die SMM-Methode ist vom Konzept der Wellenzahl- und Impedanzbestimmung recht ähnlich. Allerdings werden bei der Wellenzahlbestimmung statt des Transmissionskoeffizienten gemessene Schalldruck- und Phasenanstiege bzw. Abfallkurven aus den Messungen am GFIT verwendet:

$$\Re \left\{ k_{x,L}^{\text{SMM}} \right\} = \left. \frac{d\phi}{dx} \right|_{\text{GFIT}} \quad \text{und} \quad \Im \left\{ k_{x,L}^{\text{SMM}} \right\} = \frac{i}{20 \log_{10}(e)} \left. \frac{d\text{SPL}(x)}{dx} \right|_{\text{GFIT}} \quad (3.23)$$

Dabei finden auch nur solche Phasen- und Pegeldata (ϕ und SPL) Anwendung, die sich in einem gewissen Vertrauensbereich über dem Liner befinden. Dieser wiederum klammert Bereiche hinter der Linervorderkante und vor der Linerhinterkante aus, um Effekte am Übergang Dämpfer/schallharte Wand zu eliminieren. Die ausführliche Herleitung dieser Methode und der direkte Vergleich zu weiteren Ergebnissen, (voll)numerischer Methoden der NASA (beispielsweise der Convected Helmholtz Equation, CHE) kann zudem bei Jones et al. [80, 84] nachgelesen werden.

⁴Der Schwankungsanteil wird hier ohne Strichmarkierung deklariert.

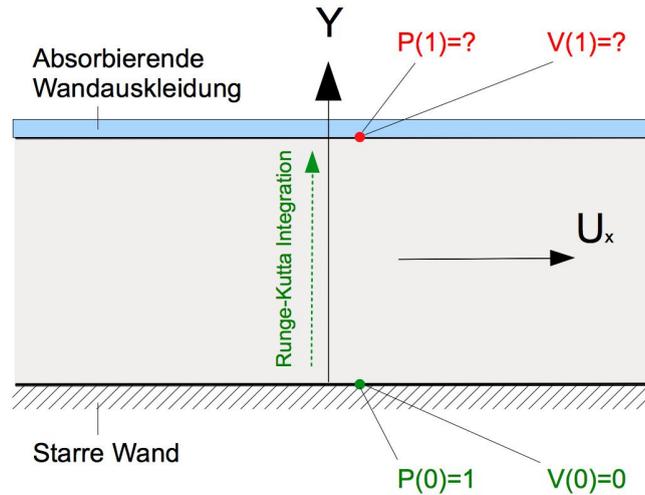


Abbildung 3.3: Schema des Kanalmodells und dessen Randbedingungen für die Runge-Kutta-Integration zur Impedanzbestimmung mit LINUS (aus Schulz [146]).

3.4 Zwischenfazit zur Theorie

Die wesentlichen Punkte des vorangegangenen Kapitels lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Zur Bestimmung der akustischen Dämpfung bzw. der Frequenzantwort von Testobjekten bietet sich das Verfahren mit Streufaktoren an. Damit können sowohl Reflexion und Transmission, aber auch die Dissipation des Testobjektes bestimmt werden.
- Ausgehend von den Streufaktoren können weitere Kenngrößen berechnet (integrative Dissipation) oder besondere Eigenschaften wie Zellinteraktion/Nichtlokalität (ECR/LOCI) berücksichtigt werden.
- Außerdem ist damit die Anwendung von Impedanzbestimmungsverfahren im Zeit- oder Frequenzbereich möglich. Für die hier vorgestellten Testobjekte wird das halbnumerische Frequenzbereichsverfahren LINUS verwendet. Dieses ist bis auf die Wellenzahlbestimmung ähnlich zur NASA-Methode Single Mode Method, mit der später Vergleiche angestellt werden.

Im folgenden Kapitel werden die Schritte und messtechnischen Einrichtungen erläutert, bei denen die beschriebenen Verfahren zum Einsatz kommen.

Experimentelles Vorgehen

In diesem Kapitel wird zunächst der Prüfstand DUCT-S (**D**Uct **A**Coustic **T**est Rig - **S**quare **C**ross **S**ection) [21, 23, 25] des DLR Berlin ausführlich vorgestellt. Dazu werden seine Eigenschaften im Betrieb, wie Messgenauigkeit und wesentliche strömungsmechanische und strömungsakustische Parameter (Grenzschicht, Strömungsrauschen etc.) beleuchtet. Abschließend wird der Prüfstand DUCT-R (**R**ectangular **C**ross **S**ection) beschrieben, der 2012 in Betrieb ging und eine stark verbesserte Weiterentwicklung des DUCT-S darstellt [27].

4.1 Messverfahren

Das Mess- und Auswertungsverfahren der Mikrofonmessungen zur Bestimmung der energetischen Streufaktoren Reflexion, Transmission und der Dissipation basiert, wie schon im Kap. 3.1 dargestellt, im Wesentlichen auf der von Heuwinkel [66] respektive Lahiri [95] beschriebenen Methode.¹ Diese geht ihrerseits auf Arbeiten von Ronneberger [141], Brandes [15] und Enghardt [46] zurück und nutzt die dort vorgestellten Ansätze. Für die rechteckige Konfiguration des Strömungskanals DUCT-S wurden in der Arbeit von Nitsch [120] zusätzliche Änderungen und Verbesserungen umgesetzt, um sowohl die prüfstandsspezifischen Gegebenheiten zu berücksichtigen als auch die Genauigkeit der Streufaktorbestimmung zu erhöhen bzw. Fehlereinflüsse zu senken.

Das prinzipielle Vorgehen lässt sich folgendermaßen zusammenfassen:

1. Die Anregung eines Schallfeldes erfolgt zuerst stromauf des Testobjektes mittels eines Lautsprechers,
2. danach wird mittels eines weiteren Lautsprechers ein zweites - zum erstgenannten maximal unabhängiges - Schallfeld stromab des Messobjektes erzeugt.
3. Durch die anschließende Schallfeldzerlegung ist es möglich die in beiden Messungen gleichermaßen vorhandenen Endreflexionen r_e^\pm , wie von Enghardt [46] vorgeschlagen, zu eliminieren und
4. gleichzeitig die Streufaktoren des Messobjektes zu bestimmen.

Dem Messobjekt und den Enden des Kanals ist gemein, dass es Inhomogenitäten sind, an denen Schallwellen reflektiert werden oder hindurchlaufen bzw. transmittieren.

¹Auch wenn dort axialsymmetrische Kanäle untersucht werden, gilt die Theorie für ebene Wellen gleichermaßen für eckige Kanäle.

4.1.1 Absolut- und Relativkalibrierung der Mikrofone

Zu Beginn einer jeden Messreihe wurden die Mikrofone einer Einpunkt-Absolutkalibrierung unterzogen. Dazu wurde mit einem Brüel & Kjør Pistonphon vom Typ 4228 die geeichte Frequenz 251.2 Hz mit einem Schalldruckpegel von nominal 124 dB angeregt und durch das darin befindliche und mit Schutzgitter versehene Mikrofon erfasst. Die eigentliche Bestimmung der Sensitivität erfolgt dann mittels des Kalibrierprogrammes über die Steuersoftware *NVGate* der OROS-Datenerfassungsanlage. Diese Kalibrierwerte werden in der sog. Transducerdatenbank des Messrechners hinterlegt und direkt auf die Signaldaten angewandt.

Im nächsten Schritt werden für die Relativkalibrierung die Mikrofone einer Sektion auf je einer axialen Position auf dem Umfang des Kanals verteilt (Position 2 und 9, Abb. 4.1). Dadurch wird erreicht, dass bei Anregung ebener Wellen alle Mikrofone dieser Sektion die Schallwelle mit gleicher Amplituden- und Phasenlage detektieren sollten. Die Anregung wird sowohl für Lautsprecher A als auch B durchgeführt, wobei dazwischen das vorher festgelegte Referenzmikrofon (meist 1.2) in den Ring der zweiten Sektion umgebaut wird. Die Signale der jeweiligen Mikrofone werden mit der des Referenzmikrofones ins Verhältnis gesetzt und somit Korrekturwerte für Amplitude und Phase der einzelnen Mikrofone bestimmt. Bei der Kalibrierauswertung werden diese Korrekturwerte für jede Anregungsfrequenz in einer Datei abgelegt und zusätzlich noch mittels Anpassungsrechnung mit einer Funktion erster (oder höherer) Ordnung approximiert. Üblicherweise werden dann bei der späteren Messauswertung die komplexen Schalldruckamplituden (Kap. 3.1) mit den approximierten Werten korrigiert.

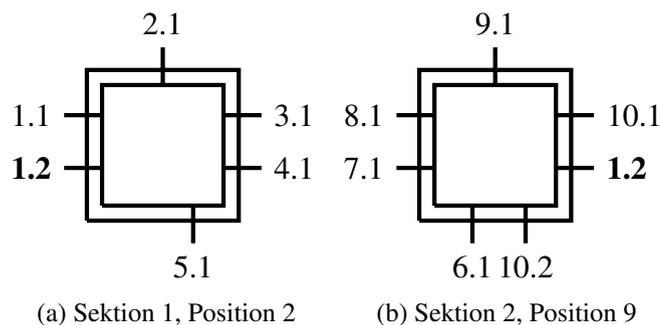


Abbildung 4.1: Schematische Darstellung der Mikrofonpositionen über den Kanalquerschnitt des DUCT-S während der Relativkalibrierung mit Blickrichtung in Strömungsrichtung. An Position 1.2 befindet sich das Referenzmikrofon (aus Nitsch [120]).

4.1.2 Messablauf

Während einer Messung werden von der Messanlage OROS OR36 jeweils die Mikrofon-signale und auch die unverstärkten Anregungssignale zeitsynchron aufgezeichnet. Dabei wird eine Messzeit von 60 s verwendet (vorher 10 s)[120]. Der Frequenzbereich der Messungen wird derzeit durch zwei Parameter begrenzt. Dies ist zum einen die untere Grenzfrequenz der Lautsprecher (160 Hz), die mit 204 Hz in einem gewissen Abstand gemieden wird. Sowie zum anderen die cut-on Frequenz der Strömungskanäle, die bei ca. 2140 Hz liegt und sich mit steigender Machzahl verringert. Für diesen Frequenzbereich werden 39 Frequenzen in 51 Hz Schritten während einer Messreihe angeregt. Um die Beeinflussung von Grundfrequenzen und Höherharmonischen zu eliminieren, sind die Frequenzen ihrerseits auf fünf Signalpakete aufgeteilt (Tab. 4.1). Dies sind dann Multitöne, also alle Frequenzen eines Paketes werden gleichzeitig abgespielt. Dazu wurden sie zuvor über die Agilent-Software *IntuiLink Waveform Editor* zusammengestellt und als „wav“-Dateien abgespeichert.

Tabelle 4.1: Verteilung der Anregungsfrequenzen auf die Multiton-Signalpakete (aus Nitsch [120]).

Signalpaket	1	2	3	4	5
	204	408	816	1428	1836
	255	510	918	1479	1887
	306	612	1020	1530	1938
enthaltene	357	714	1122	1581	1989
Frequenzen [Hz]	459	765	1224	1632	2040
	561	969	1275	1683	2091
	663	1071	1326	1734	2142
	867	1173	1377	1785	

Bevor diese Art der Anregung implementiert wurde, musste jeder Ton einzeln (*engl.* *singletone*) angeregt werden. Für diesen Fall wurden die Startfrequenz und die Frequenzschritte etwas anders gewählt: Beginnend mit 210 Hz und in 50 Hz-Schritten fortlaufend, wird sichergestellt, dass es keine Vielfachen der Netzfrequenz sind. Diese Frequenzwerte sind in Tab. 4.2 niedergelegt.²

Tabelle 4.2: Anregungsfrequenzen bei Einzeltonanregung.

Signal	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Frequenz [Hz]	210	260	310	360	410	460	510	560	610	660
Signal	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
Frequenz [Hz]	710	760	810	860	910	960	1010	1060	1110	1160
Signal	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Frequenz [Hz]	1210	1260	1310	1360	1410	1460	1510	1560	1610	1660
Signal	31	32	33	34	35	36	37	38	39	
Frequenz [Hz]	1710	1760	1810	1860	1910	1960	2010	2060	2110	

Jeder Multiton (bzw. vorher Einzelton) wird dann nacheinander erst stromauf des Testobjektes mit Lautsprecher A und dann stromab mit Lautsprecher B angeregt. Währenddessen wird mittels eines J-Type Thermoelementes und eines Multiplexers noch die Temperatur im Kanal an einer Wandposition ermittelt, um später die Schallgeschwindigkeit zu bestimmen.

Da zwischen den einzelnen Messreihen immer auch Verbesserungen hinsichtlich Instrumentierung und Verfahrensweise im Messablauf umgesetzt wurden, ist bei den einzelnen Messobjekten jeweils ein kurzer Abschnitt zur jeweiligen Messkonfiguration zu finden.

4.1.3 Messdatenauswertung

Die so erfassten Signale und Temperaturinformationen werden anschließend numerisch verarbeitet. Dafür steht die hausintern als Matlabcode entwickelte Software *DuctAcoustics* zur Verfügung. Die Mikrofon- und Lautsprecherzeitsignale werden dabei nach der Drei-Mikrofon-Methode (*engl.* *three microphone method*) von Chung [32] so korreliert, dass das durch Strömung überlagerte Rauschen aus den Signalen wieder teilweise eliminiert wird. In der Nähe der Lautsprecher ist mit nichtausbreitungsfähigen höheren Moden (*engl.* *evanescent modes*) zu rechnen, deshalb werden für diese Positionen die Signale der Mikrofone aus Boden- und Deckelplatte zusätzlich gemittelt, um diese Anteile zu eliminieren [66, 95]. Die Amplituden- und Phaseninformation an jeder

²Die einzigen Datensätze dieser Arbeit, bei denen die Einzeltonanregung verwendet wurde, sind die Messungen mit den Aermacchi-Testobjekten (AA-S1, -S2 und -S3) in Kap. 5.1.1. Für alle anderen Messungen kam die Multitonanregung zum Einsatz.

Mikrofonposition einer Sektion wird dann über eine Optimierungsrechnung an das Modellgleichungssystem (Gl. (3.5)-(3.8)) angepasst, bis der Anpassungsfehler minimal ist. Durch eine hohe Anzahl von Mikrofonorten (>2) pro Sektion wird diese Rechnung entsprechend genau. Die Lösung des Gleichungssystems bzw. Auflösung nach den Streufaktoren ermöglicht dann die Berechnung und grafische Darstellung der entsprechenden Werte. Für sämtliche hier gezeigten Diagramme werden dabei die Energiegrößen von Reflexion R , Transmission T und resultierender Dissipation Δ aufgetragen. Insbesondere das komplexwertige Amplitudenverhältnis der Transmission t kann später noch zur Impedanzbestimmung weiterverwendet werden, wie in Kap. 3.3 bereits ausführlich beschrieben wurde.

Nach dieser grundsätzlichen Beschreibung der praktischen Messungen wird im Folgeabschnitt auf die speziellen Eigenschaften der dafür verwendeten Strömungskanäle eingegangen.

4.2 Strömungsakustischer Prüfstand DUCT aCOUSTIC Test Rig - Square cross section (DUCT-S)

Der Prüfstand besteht aus drei auswechselbaren Kanalkonfigurationen bzw. Messstrecken, eine mit kreisrundem (DUCT-C), eine mit quadratischem (DUCT-S, Abb. 4.2) und eine weitere mit rechteckigem Querschnitt (DUCT-R, Abb. 4.7). Sie werden jeweils durch Übergangsstücke mit reflexionsarmen Abschlüssen (RAA) nach ISO 5136 (2003) an den Enden versehen, um Endreflexionen zu verringern³.

Ein außerhalb des Labores gelegener Radialventilator (Typ DCAS-467-2T-10, 7000 Pa) liefert über ein Rohrsystem die Hauptluftversorgung.⁴ Dieser wird über einen Frequenzumrichter (Danfoss VLT 6011) angesteuert, wobei das Steuersignal vom Messrechner (AMD Athlon 64 CPU 3500+, 2,21 GHz, 1 GB RAM) mittels Schnittstelle (ADAM 4561, USB/RS485) übermittelt wird. Ein zusätzlicher Sekundärluftstrom für die Durchströmung perforierter Liner kann über die Hausdruckluftanlage (5 bar) hergestellt werden. Für die akustische Untersuchung zylinderförmiger Testobjekte mit Überströmung und/oder Einblasung kann der Kanal mit kreisförmigem Querschnitt verwendet werden. Eine ausführliche Beschreibung der dafür verwendeten Kanalkonfiguration DUCT-C (Circular cross section) findet sich bei Heuwinkel [66] [68] bzw. Lahiri [95].

Für die Untersuchung perforierter Platten, Schindeln und insbesondere Proben von Helmholtz-Resonator-Linern wird die Messstrecke mit quadratischem Querschnitt DUCT-S herangezogen (Abb. 4.2). Diese kann ebenfalls mit einer Haupt- und/oder Querströmung betrieben werden. Aufgrund des Querschnitts von 80 mm \times 80 mm erreicht die vom Radialventilator gelieferte Hauptströmung eine Machzahl von bis zu $Ma = 0.286$ in der Mitte der Messstrecke (*engl.* centerline) am Messobjekthalter. Daraus ergibt sich eine auf die Kanalhöhe bezogene Reynoldszahl von $Re_D = 4.5 \cdot 10^5$ also vollturbulente Bedingungen. Somit sind durchaus realistische Strömungsbedingungen, bspw. die eines Triebwerkeinlaufes ($Ma = 0.3 \dots 0.5$) abbildbar.

Zum ursprünglichen Zweck der optischen Untersuchung des Strömungsfeldes wurde diese Messstrecke aus transparentem Acrylglas mit einer Wandstärke von 10 mm hergestellt. Der Messkanal teilt sich zudem in drei verschiedene Module auf, die durch Flansche miteinander verbunden sind. Zwei ein Meter lange Mikrofonsektionen schließen sich symmetrisch stromauf und stromab an den sog. Messobjekthalter an.

Die Testobjekte, mit einer maximalen Länge von 220 mm, können in den Messobjekthalter als Bodenplatte dieses Kanalabschnitts eingebracht werden. Für akustische Messungen ist dieser Kanal

³Für optische Messungen (PIV/APIV) wurde und wird teilweise ein Aufbau ohne oder nur mit stromauf liegendem RAA verwendet. Dieser RAA verändert das Schall- und Strömungsfeld und ggf. die Messgenauigkeit [120].

⁴Im Rahmen von Umbauarbeiten innerhalb des Labors im Jahr 2011 wurde die Zuleitung und der Abstand zum Radialventilator verändert.

mit fünf axialen Mikrofonpositionen auf den Deckplatten der beiden Kanalabschnitte versehen. Diese sind exponentiell verteilt, d.h. zum Messobjekthalter hin dichter angeordnet. Weiterhin gibt es einen Ring von fünf zusätzlichen Mikrofonpositionen, die mittig an jedem Kanalsegment (975 mm Länge) platziert sind.

Eine zusätzliche Anzahl von zehn gleichmäßig verteilten Mikrofonen kann auf der Deckelplatte des Messobjekthalters angeordnet werden, um im Nahfeld des Testobjektes und insbesondere an den Übergängen von schallharter zu schalldämpfender Wand (Liner) zu messen. Am Ende beider Segmente ist ein Lautsprecher vom Typ Monacor KU-516 mittels eines Horns an die Deckelplatte angeschlossen.

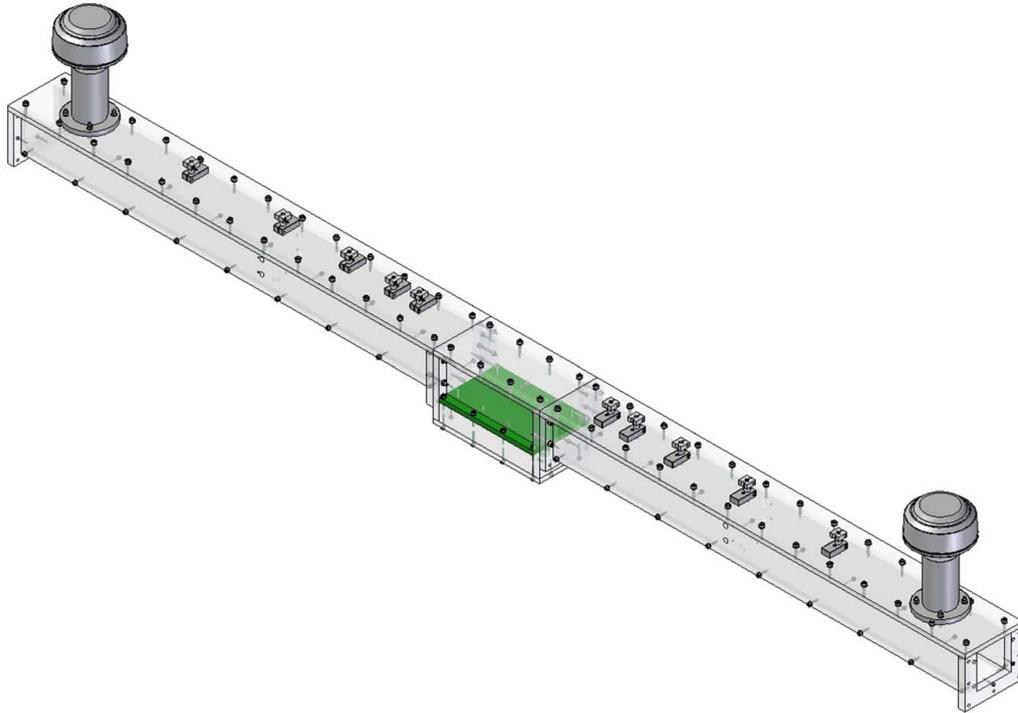


Abbildung 4.2: 3D-Ansicht der Messstrecke mit quadratischem Querschnitt (DUCT-S) für ebene Messobjekte. Das Messobjekt ist in dieser Ansicht grün eingefärbt. An der Oberseite sind Lautsprecher und Mikrofone zu erkennen.

4.2.1 Genauigkeit und Fehlergrößen

In verschiedenen Ausbaustufen des Kanals wurde eine sukzessive Verbesserung der Messgenauigkeit erreicht (Tab. 4.4). In einem ersten Schritt konnte beispielsweise durch Gazeinserts in den Lautsprecherzugangsbohrungen eine stark durch die Strömung angeregte Hohlraumresonanz unterdrückt werden [19].

Anschließend wurden strömungsinduzierte Schwingungen vermindert, indem die Übergangsstücke zu den reflexionsarmen Abschlüssen mit Bitumenmatten ummantelt wurden.

Um die Genauigkeit besser abzuschätzen, wurden Null-Messungen oder Tests komplett ohne Messobjekthalter durchgeführt. Bei einer Null-Messung ersetzt eine ebene schallharte Platte aus Acrylglas oder wahlweise Aluminium den Liner im Messobjekthalter. Für diesen Aufbau sollte dann der Zusammenhang gelten: $\Delta^\pm(f) = 0$. Bei Null-Messungen für den Fall ohne Strömung gilt zusätzlich: $\Delta^+(f) = \Delta^-(f)$. Nach Heuwinkel et al. [67] kann dann durch Mittelung der Dissipation (stromauf mit stromab) eine frequenzabhängige Fehlerdefinition eingeführt werden:

$$\varepsilon(f) = \frac{1}{2} \sqrt{(\Delta^+(f))^2 + (\Delta^-(f))^2} \quad (4.1)$$

Die frequenzabhängige Fehlergröße $\varepsilon(f)$ kann schließlich zu einem Fehlerwert E aufintegriert werden:

$$E = \frac{1}{(f_{max} - f_{min})} \int_{f_{min}}^{f_{max}} \varepsilon(f) df \quad (4.2)$$

Als f_{max} wurde die letzte Anregungsfrequenz vor der cut-on Frequenz gewählt, da nur die ebene Wellenausbreitung betrachtet wird. Mithilfe dieser Fehlerdefinitionen wurden eine ganze Reihe von Konfigurationen überprüft und bewertet [120]. Zur wesentlichen Erhöhung der Genauigkeit trugen folgende Verfahren bei:

Die Methode zur Relativkalibrierung der Mikrofone (Kap. 4.1.1) und die Berücksichtigung der akustischen Grenzschicht [20, 66, 95]. Die teilweise starken Kanaleigenschwingungen wurden zunächst durch Schwingungsknoten mittels einfacher Klemmkonstruktionen unterdrückt. Schließlich ersetzte eine flächenhafte Beschwerung nach Vorschlag von Nitsch [120] diese Übergangslösung komplett.

Der Gesamtfehler E des DUCT-S konnte mit den genannten Maßnahmen im Mittel auf 3.1% verringert werden. Allerdings gibt es eine Frequenzabhängigkeit (Abb. 4.3): Für Frequenzen unter 1020 Hz liegt der Fehler bei 1.3% und darüber bei 4.6%. Werden die Fehlerkurven auf konkrete Messdaten angewendet, erhält man die in Abb. 4.4 beispielhaft gezeigten Ergebnisse mit Fehlerbalken.

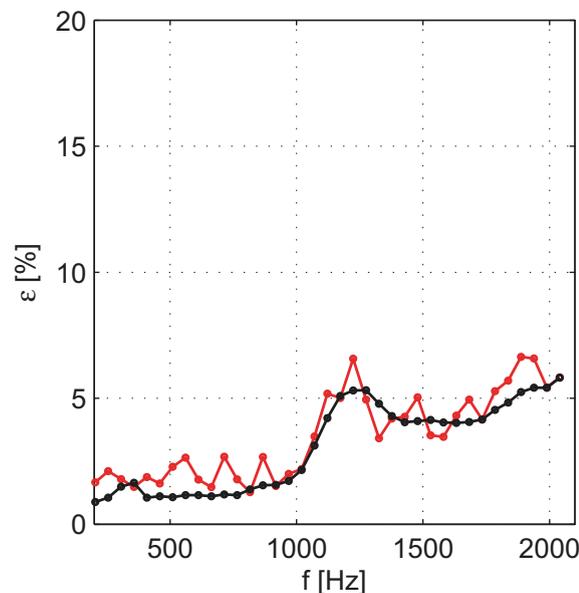


Abbildung 4.3: Erreichte Genauigkeit des DUCT-S Prüfstandes, dargestellt mit $\varepsilon(f)$ aus Gl. (4.1). Schwarz - $Ma = 0$ und rot - $Ma = 0.1$.

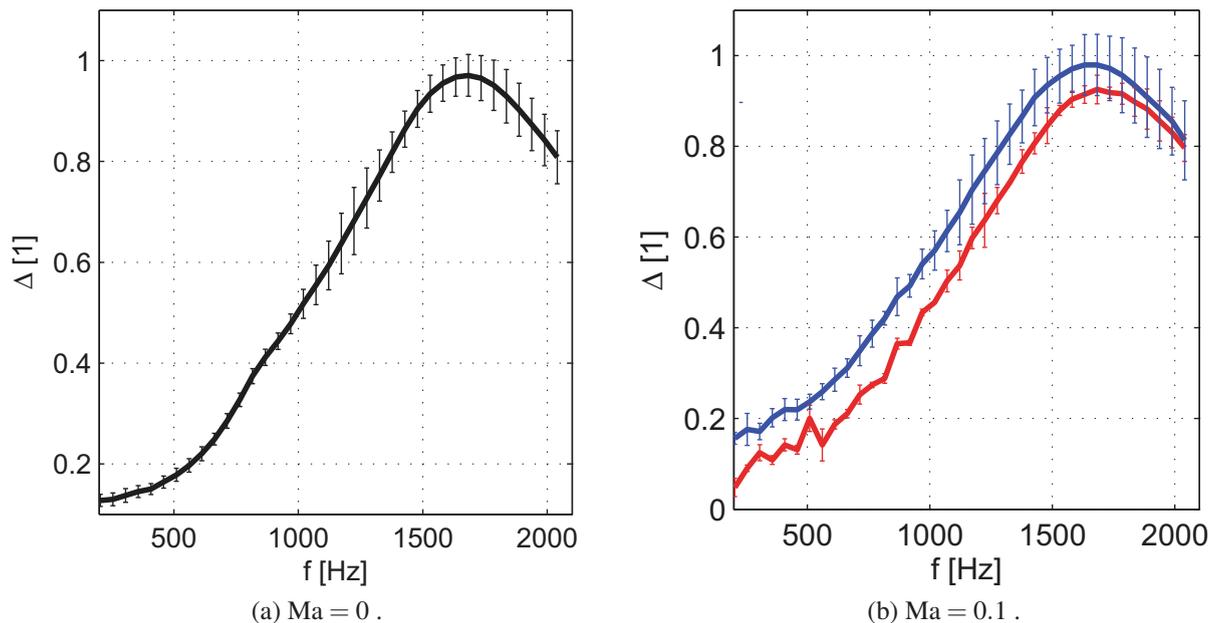


Abbildung 4.4: Dissipationskurven des Testobjektes PF-S1, gemessen im DUCT-S (Kap. 5.2.1), ohne und mit Strömung von $Ma = 0.1$ (rot - stromab/ Δ^+ , blau - stromauf/ Δ^-). Jeweils gezeigt mit den resultierenden Genauigkeitsbereichen als Fehlerbalken (aus Nitsch [121]).

4.2.2 Charakteristik des Strömungsrauschens im DUCT-S

Für akustische Versuche in einem Strömungskanal sind dessen Charakteristika für verschiedene Strömungszustände von Interesse. Dadurch kann beispielsweise das Signal zu Rauschverhältnis (*engl.* signal to noise ratio, SNR) für die Anregung bestimmt werden. Diese sollte ausreichend groß sein, um die Signale vom Strömungsrauschen trennen zu können. Mit dem Fall ohne Strömung (und ohne Anregung) wird zusätzlich noch der „Hintergrundlärm“ (*engl.* background noise) vermessen. Also solcher Schall, der durch Laborgeräte (Computerlüfter, Lampen etc.) emittiert wird und durch Körperschallübertragung bzw. durch Kanalöffnungen zur Mikrofonmembran gelangt.

Für diese Versuche wurden sieben Mikrofone stromauf ($x = -435$ mm) des Testobjektes (hier Nullmessobjekt) am Umfang des Kanals wandbündig eingebracht. Die Messungen wurden ohne Lautsprecheranregung durchgeführt und über die Mikrofone respektive über den Umfang des Kanals gemittelt. Die so gewonnenen Frequenzspektren sind in Abb. 4.5 dargestellt. Die schwarze Kurve des Hintergrundlärms zeigt einige buckelartige Überhöhungen und Peaks, die mit den Laborgeräten in Verbindung gebracht werden können. Mit einer Überströmung von $Ma = 0.1$ (rote Kurve) steigen die Schalldruckwerte auf 70 bis 80 dB an, während bei $Ma = 0.2$ (blaue Kurve) Pegel um 90 dB erreicht werden. Die Kurven sind für hohe Machzahlen eher glatt, da die stochastischen turbulenten Störungen das Signal dominieren. Allerdings ist bei 1 kHz ein breitbandiger Ton zu sehen, der von den überströmten Lautsprecherhörnern und der dadurch erzeugten Resonanz herrührt. Dieser Ton konnte durch Einbringen eines Metallgewebes unterdrückt werden. Anhand dieser Messwerte wurde entschieden, den Kanal mit Pegeln für die einzelnen Anregungstöne (bei Einzel- oder Multitonanregung) um 105/110 dB zu beschallen. Dies stellt eine ausreichende SNR oder Dynamik von bis zu 20 dB sicher.

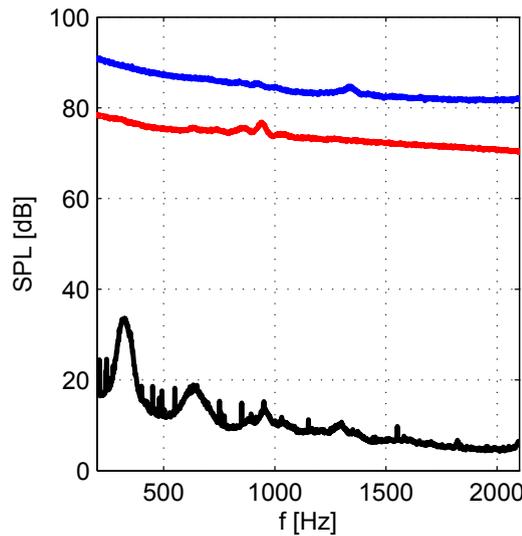


Abbildung 4.5: Strömungsrauschen des DUCT-S: Aus zehn Einzelmessungen gemittelte Schallspektrumspektren der Umfangsmikrofone stromauf des Testobjekthalters (ohne Lautsprecheranregung). Gezeigt werden zwei Machzahlen (rot - $Ma = 0.1$ und blau - $Ma = 0.2$) sowie der Fall ohne Überströmung (schwarz).

4.2.3 Strömungsprofile des DUCT-S

Ein Schwerpunkt der nachfolgend vorgestellten Untersuchungen liegt auf der Bestimmung des Einflusses der Überströmung auf die Dämpfungseigenschaften der Liner. Deshalb ist die Form des Strömungsprofils ausgesprochen wichtig. Die Profile ermöglichen die Abschätzung der verschiedenen Grenzschichtgrößen, bspw. 99%-Dicke, Impulsverlustdicke oder Verdrängungsdicke [111, 112] und erlauben zusätzlich die Berechnung der mittleren Strömungsmachzahl \overline{Ma} . Dazu wurden Messungen mit einer Prandtl-Sonde ($\varnothing 3$ mm) an verschiedenen diskreten axialen Positionen des Kanals durchgeführt. Dabei wurde die Sonde vertikal (y-Richtung) entlang der Kanalmitte ($z = 40$ mm) traversiert. Von besonderem Interesse ist das Profil, das direkt vor dem Liner entsteht (stromauf, hier Mikrofonpos. 5.1).

Die Messwerte an dieser Stelle sind für die Machzahlen $Ma = 0.1$ und 0.2 in Abb. 4.6 als Kreise aufgetragen. Zusätzlich wurde durch die Punkte eine spline-Kurve (rot) gelegt und somit zwischen den Werten interpoliert (*engl.* cubic-spline interpolation). Dies erleichtert die Bestimmung der Grenzschichtgrößen [10, 164]. Die Grenzschichtdicke wird hier als 99%-Dicke, der maximal erreichbaren Geschwindigkeit ($\delta_{99} = 0.99 u_{max}$) angegeben. Die Verdrängungsdicke δ_1 und die Impulsverlustdicke δ_2 findet man z.B. bei Nitsche [122] mit der Randbedingung eines Kanals wie folgt:

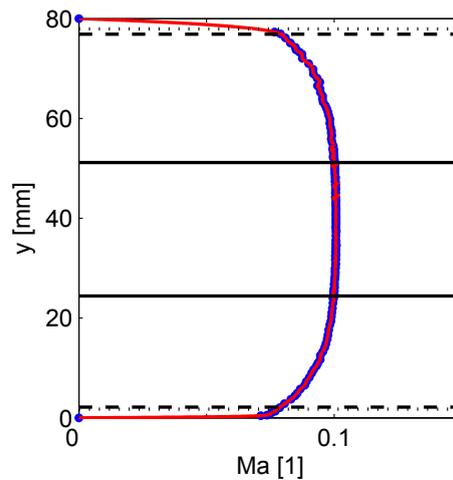
$$\delta_1 = \int_0^{\delta_{99}} \left(1 - \frac{u(y)}{u_{max}} \right) dy, \quad (4.3)$$

$$\delta_2 = \int_0^{\delta_{99}} \frac{u(y)}{u_{max}} \left(1 - \frac{u(y)}{u_{max}} \right) dy. \quad (4.4)$$

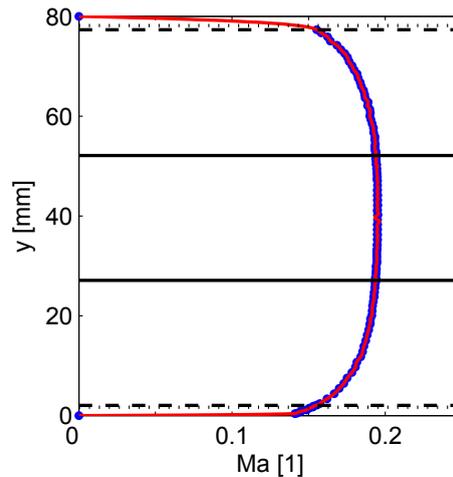
Da es sich um eine Kanalströmung handelt und die Profile nicht symmetrisch sind, ergeben sich für die obere (o) und untere Kanalwand (u) unterschiedliche Grenzschichtwerte. Die Lage der Grenzschicht relativ zur jeweiligen Wand ist in Abb. 4.6 mittels horizontaler Linien gekennzeichnet und zusätzlich in Tab. 4.3 zusammengestellt.

Tabelle 4.3: Nominelle und mittlere Machzahlen (Ma und \overline{Ma}) sowie Grenzschichtgrößen des DUCT-S aus den experimentell bestimmten Strömungsprofilen (Abb. 4.6) stromauf des Liners, u - Unterseite des Profils mit Liner ($y = 0$), o - Oberseite des Profils ($y = 80$ mm).

Ma [1]	\overline{Ma} [1]	δ_{99}^u [mm]	δ_{99}^o [mm]	δ_1^u [mm]	δ_1^o [mm]	δ_2^u [mm]	δ_2^o [mm]
0.1	0.0938	24.4	28.9	2.1	3.1	1.7	2.1
0.2	0.1828	27.1	27.9	2.0	2.7	1.7	1.9



(a) $Ma = 0.1$ bzw. $\overline{Ma} = 0.0938$.



(b) $Ma = 0.2$ bzw. $\overline{Ma} = 0.1831$.

Abbildung 4.6: Mittels Prandtlrohr gemessene vertikale Strömungsprofile (y -Komponente) des DUCT-S an der Position stromauf vor dem Messobjekthalter (Mikrofonpos. 5.1) für verschiedene nominelle bzw. mittlere Machzahlen (Ma/\overline{Ma}). Blaue Symbole - Messpunkte, rote Kurve - kubische Spline-Interpolation, durchgezogene Linien - Grenzschichtdicke δ_{99} , Strichlinie - Verdrängungsdicke δ_1 und Punktlinie - Impulsverlustdicke δ_2 .

Tabelle 4.4: Chronologie der Verbesserungen zur Erhöhung der Messgenauigkeit des DUCT-S.

Jahr	Verbesserung/Veränderung	Vorteil
2006	Relativkalibrierung der Mikrofone [20, 66]	Anpassungsfehler sinkt
2007	Gazeinsatz für Lautsprecherhorn/-anschluss	Hohlraumresonanz unterdrückt
2007	Bitumenmatten und Einspannungen am Kanal (zusätzliche Schwingungsknoten)	Schwingungsunterdrückung
2008	Multitonanregung statt Singletonanregung	deutlich kürzere Messdauer bei gleichen SPL
2009	G.R.A.S.-Mikrofone 40BP mit Vorverstärker 26AC ersetzen B&K Mikrofone	langzeitstabile Mikrofonempfindlichkeiten
2009	Messautomatisierung (Software MASAP) und Lautsprecher-Umshalter [108]	Fehleranfälligkeit und Messdauer reduziert
2010	flächenhafte Beschwerung (statt Einspannung) Nitsch [120]	Schwingungsunterdrückung
2011	Umsetzung des Radialventilators (Hauptluftversorgung)	leicht höhere Machzahl
2011	KME SPA 240 E Leistungsverstärker ersetzen Dynacord L300	Phasenverschiebung zwischen Kanälen geringer

4.3 Strömungsakustischer Prüfstand DUCT aCoustic Test Rig - Rectangular cross section (DUCT-R)

Als Weiterentwicklung ähneln sich Aufbau und Konzept des Prüfstandes DUCT-R im Vergleich zum DUCT-S sehr stark (Abb. 4.7). Ein wesentlicher Unterschied besteht im Material des Strömungskanals. Der gesamte Aufbau ist aus 10 mm starken Aluminiumplatten gefertigt, um Eigenschwingungen und Körperschallausbreitung zu verhindern.

Zudem birgt der geänderte Querschnitt des Kanals mit den Abmessungen 60 mm × 80 mm in Höhe und Breite wichtige Vorteile: Zum Einen sind die höheren Moden für die jeweilige Raumrichtung bei unterschiedlichen Frequenzen cut-on und somit eine bessere Trennung möglich. Zum Anderen können durch die kürzere Seitenwand auch schmalere Testobjekte eingebaut werden. Dieser Umstand ermöglichte den direkten Vergleich mit einem ähnlichen Prüfstand der NASA - dem GFIT [27, 80, 84]. Schließlich sorgt der etwas engere Querschnitt für eine leicht erhöhte Strömungszahl um $Ma = 0.3$. Dazu muss (bei allen Machzahlen) stromabwärts der Messsektion ein Diffusor installiert werden, der einen Druckrückgewinn erzeugt (in Abb. 4.7 nicht dargestellt).

Auch dieser Prüfstand besteht aus Mikrofon- und Lautsprechersektionen stromauf und stromab der eigentlichen Messsektion. Während beim DUCT-S die relativ kurzen Mikrofonsektionen nur über einen Lautsprecheranschluss in der Deckelplatte verfügen, ist dies beim DUCT-R modularer aufgebaut. An ein separates Lautsprechermodul von 500 mm Länge kann an jeder Kanalwand ein Lautsprecher mittels Horn angeschlossen werden. Dies ermöglicht in Zukunft die gezielte Anregung höherer Moden oder die Beschallung verschiedener Messobjektpositionen (Boden/Deckel/Seitenwand).

Je zwei Mikrofonmodule von 530 mm Länge bilden im neuen Aufbau eine Einheit, mit der das Schallfeld stromauf und stromab des Messobjektes erfasst wird. Die Module sind so konzipiert, dass sie untereinander getauscht sowie um die x- als auch y-Achse gedreht werden können. In der Grundkonfiguration stellt der Prüfstand jedoch das bewährte Messkonzept des DUCT-S zur Verfügung. Dazu verteilen sich über den Kanal, einschließlich der Lautsprechermodule insgesamt 106 Mikrofonzugänge. Diese sind folgendermaßen angeordnet: An sechzehn axialen Positionen sind jeweils sechs Mikrofonzugänge auf dem Umfang verteilt. Sie erlauben die Analyse höherer Moden bis zur Ordnung (1,1). Sechs dieser Mikrofonringe bilden jeweils ein axiales Array, dessen Mikrofonabstände sich nach Vorschlag von Enghardt [46] in Richtung der Lautsprecher exponentiell vergrößern. Dadurch ist die Analyse über einen großen Frequenzbereich gewährleistet. Die Arrays sind vom Abstand so plaziert, dass sowohl der Einfluss nichtausbreitungsfähiger (höherer) Moden in der Nähe der Lautsprecher als auch in der Nähe der Liner-Vorder- oder Hinterkante unterdrückt wird [59–61, 91]. Aber auch in diesen Bereichen des Kanals gibt es jeweils zwei zusätzliche Mikrofonringe. Der dem Messobjekt nächste wurde beispielsweise für die Messungen in Abschnitt 5.1.2 mit einem Referenzmikrofon ausgestattet. Neben Mikrofonen können auch andere Sensoren in die Zugänge eingebracht werden. Meist wurde ein J-Type Thermoelement wandbündig eingebaut.

Die Messsektion bzw. der Messobjekthalter ist mit insgesamt 800 mm deutlich länger und wurde im Vergleich zum DUCT-S komplett umgestaltet. Jetzt stehen drei Kanalkonfigurationen zur Verfügung, die auch die vorhandenen Testobjekte (s. Kap. 5) aufnehmen können:

1. Liner HR-S2, rd. 560 mm (bis max. 620 mm) Länge und 63 mm Breite, Anbringung seitlich (in Abb. 4.7, grün eingefärbt).
2. Liner HR-S1/Scaled Liner Cavity (SLC), 220 mm Länge, Anbringung als Boden- oder Deckelplatte.
3. Liner PF-S1 bis S7, 220 mm Länge, Anbringung als Boden- oder Deckelplatte.

Im folgenden Kapitel 5 dieser Arbeit wird die erste Konfiguration verwendet. Die spezielle Bestückung des Prüfstandes für diese Versuche wird dort näher beschrieben.

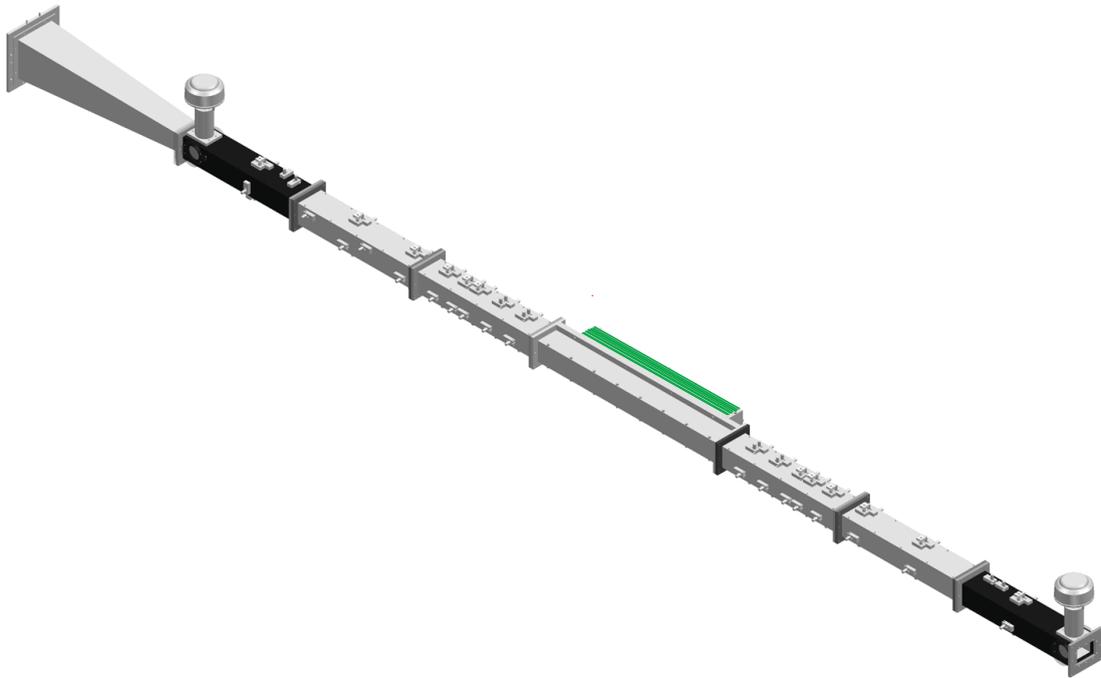


Abbildung 4.7: 3D-Ansicht des Prüfstandes DUCT-R. Das Testobjekt (HR-S2) ist als Seitenwand eingebracht und grün eingefärbt (Kanalkonfiguration 1).

4.3.1 Genauigkeit und Fehlergrößen

Analog zu der Fehleranalyse des DUCT-S (Abschnitt 4.2.1) wurde die Genauigkeit des DUCT-R mittels Null-Messung bestimmt. Bei den Berechnungen wurde ein hydraulischer Radius von 0.024 m verwendet, dieser liegt etwas über dem theoretischen Wert. Die Abb. 4.8 zeigt diese Fehlerkurven für verschiedene Machzahlen und auch im Vergleich zum DUCT-S (graue Kurve). Im Fall ohne Überströmung und bei Machzahl 0.1 (schwarze Kurve) zeigt sich vor allem eine deutliche Vergleichmäßigung des Fehlers über den gesamten Frequenzbereich. Unter 1 kHz liegen die Werte bei $Ma = 0$ im Mittel um 1.8%, während darüber niedrige 2.6% zu verzeichnen sind. Dies ergibt einen mittleren Gesamtfehler von 2.3%, sodass eine Verbesserung gegenüber dem DUCT-S um 25% erreicht wurde. Die leicht höheren Fehlerwerte unter 1 kHz hängen wahrscheinlich damit zusammen, dass dieser Aufbau nur mit einem reflexionsarmen Abschluss stromauf betrieben wurde. Die deutlich besseren Fehlerwerte über 1 kHz sind wiederum der höheren Schwingungsdämpfung durch den steiferen Kanal und das Material geschuldet. Bei weiteren Messungen wurde zudem gefunden, dass die Fehlerkurven unabhängig vom Anregungspegel sind, wenn diese im linearen Bereich (max. 130 dB) sind.

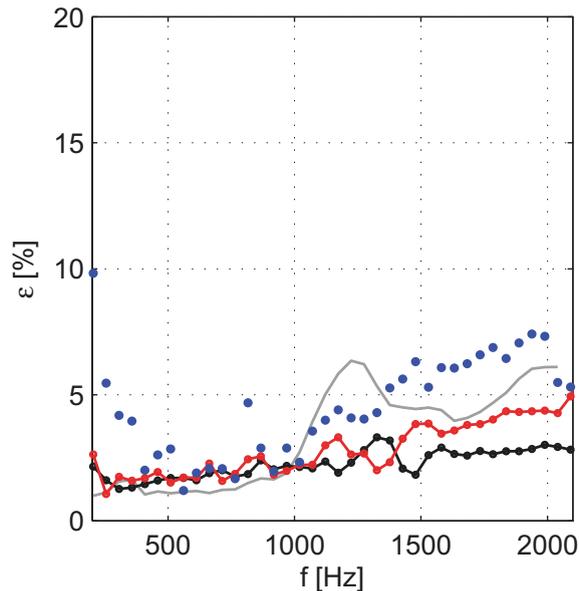


Abbildung 4.8: Erreichte Genauigkeit des DUCT-R Prüfstandes mit Nullmessobjekt, dargestellt mit $\varepsilon(f)$ aus Gl. (4.1) für verschiedene Machzahlen: Schwarz - $Ma = 0$, rot - $Ma = 0.1$ und blau - $Ma = 0.2$ sowie zum Vergleich in grau die Fehlerkurve des DUCT-S bei $Ma = 0$ (aus Abb. 4.3).

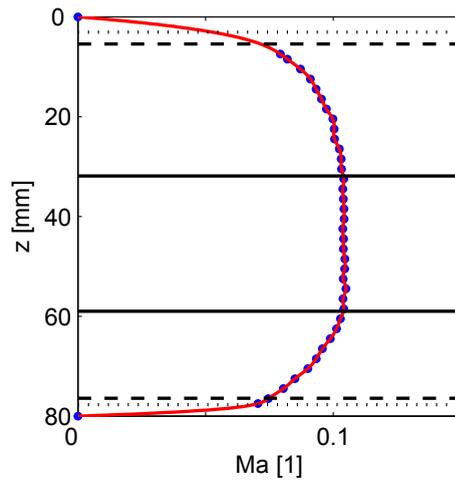
4.3.2 Strömungsprofile des DUCT-R

Auch diese Prüfstandskonfiguration wurde hinsichtlich ihrer Strömungsprofile vermessen.⁵ In diesem Fall waren die Profile in horizontaler Richtung (z -Komponente) vor dem seitlich montierten Liner stromauf von Interesse. Analog zu den Untersuchungen am DUCT-S (Kap. 4.2.3) wurden die Strömungsprofile (Abb. 4.9) und Grenzschichtdaten (Tab. 4.5) ermittelt. An dieser Stelle ist sowohl der Vergleich mit den Daten des DUCT-S aus dem vorangegangenen Abschnitt als auch mit den Angaben von Jones et al. [81] für den Prüfstand GFIT der NASA möglich:

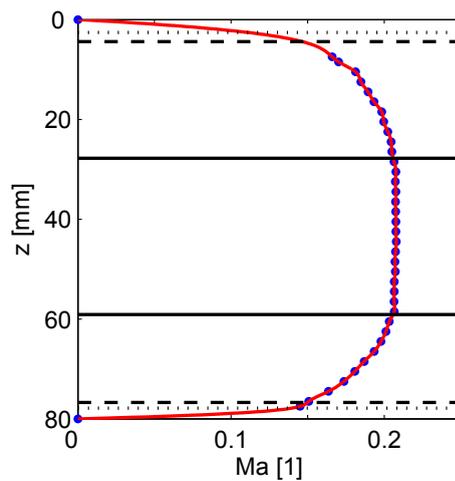
Gemessen an den Grenzschichtgrößen des DUCT-S sind die des DUCT-R für die horizontale Komponente mit 80 mm Kanaltiefe ähnlich. Die 99%-Dicke liegt bei allen Machzahlen zwischen 20 mm an der Profilverunterseite bzw. Linerseite und 32 mm an der Oberseite des Profils. Damit sind die Werte bis auf diejenigen der Unterseite nahezu identisch. Zwischen 30% und 50% höhere Werte erreichen die Verdrängungsdicke und auch die Impulsverlustdicke beim DUCT-R. Dies ist vor dem Hintergrund der absolut kleinen Zahlen, die in der gleichen Größenordnung liegen, jedoch nicht überzubewerten. Zudem dürften die Unterschiede der Werte der leichten Schiefe der DUCT-R Profile geschuldet sein. Diese Schiefe kommt vermutlich durch das stromauf liegende Übergangsstück und den flacheren Querschnitt von 60 mm sowie die deutlich größere Lauflänge der Strömung bis zur Messebene zustande (1000 mm beim DUCT-S und 1500 mm beim DUCT-R).

Der Vergleich zum GFIT [81] ist derzeit nur für den Fall $Ma = 0.3$ möglich. Mit 63 mm Höhe ist dieser Kanal auch etwas flacher als die Vergleichskonfiguration 1 des DUCT-R mit 80 mm. Allerdings hat der GFIT mit über 2.5 m eine deutlich größere Lauflänge bis zur Messposition. Nichtsdestotrotz liegt die Grenzschichtdicke im gleichen Bereich um 20 mm an der Profiloberseite bzw. Linerbereich und 27 mm für die Profilverunterseite. Abhängig von der Profilverposition (Ober-/Unterseite) liegen die Werte für die Verdrängungsdicke bei 2.4 mm (oben/Liner) bzw. 3.0 mm (unten) und damit leicht unter denen des DUCT-R mit 3.2 mm (Unterseite/Liner) und 4.7 mm (Profiloberseite). Gleiches gilt für die Impulsverlustdicke. Hier erreicht der GFIT 1.9 mm für die Linerseite und 2.3 mm an der gegenüberliegenden Wand. Dem gegenüber stehen 2.1 mm für die Linerseite und 2.5 mm an der schallharten Seite des DUCT-R.

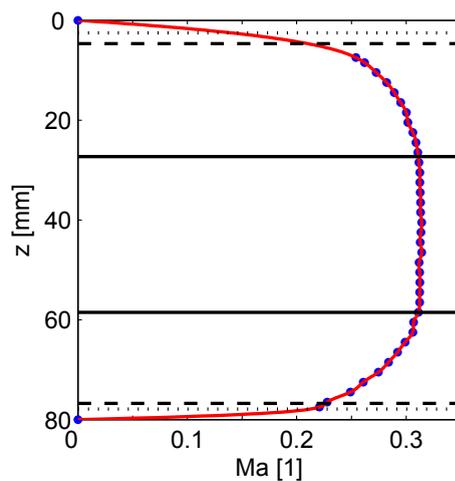
⁵Diese Ergebnisse wurden zum Teil in englischer Sprache bereits in der Publikation [27] diskutiert.



(a) $Ma = 0.1$ bzw. $\overline{Ma} = 0.0922$.



(b) $Ma = 0.2$ bzw. $\overline{Ma} = 0.1863$.



(c) $Ma = 0.3$ bzw. $\overline{Ma} = 0.2807$.

Abbildung 4.9: Mittels Prandtlrohr gemessene Strömungsprofile (horizontale Komponente z /Draufsicht) des DUCT-R an der Position stromauf vor dem Messobjekthalter (Pos. 12.4) für verschiedene nominelle bzw. mittlere Machzahlen (Ma/\overline{Ma}). Blaue Symbole - Messpunkte, rote Kurve - kubische Spline-Interpolation, durchgezogene Linien - Grenzschichtdicke δ_{99} , Strichlinie - Verdrängungsdicke δ_1 und Punktlinie - Impulsverlustdicke δ_2 . Achsenauftragung hier mit z nach Abb. 3.1, Liner bei $z = 0$ (Abb. aus Busse-Gerstengarbe et al. [27]).

Tabelle 4.5: Nominelle und mittlere Machzahlen (Ma und \overline{Ma}) sowie Grenzschichtgrößen des DUCT-R aus den experimentell bestimmten Strömungsprofilen (Abb. 4.9) stromauf des Liners. u-Unterseite des Profils mit Liner ($z = 0$), o-Oberseite des Profils ($y = 80$ mm).

Ma [1]	\overline{Ma} [1]	δ_{99}^u [mm]	δ_{99}^o [mm]	δ_1^u [mm]	δ_1^o [mm]	δ_2^u [mm]	δ_2^o [mm]
0.1	0.0922	21.0	31.9	3.6	5.4	2.3	3.1
0.2	0.1863	20.9	27.8	3.3	4.4	2.1	2.6
0.3	0.2807	21.5	27.3	3.2	4.7	2.1	2.5

4.4 Zwischenfazit zum experimentellen Vorgehen

- Die Mikrofonsignale für die Streufaktorbestimmung werden bei wechselseitiger Beschallung in einem Strömungskanal mittels Messanlage erfasst. Durch vorherige Einpunkt- und Relativkalibrierung haben die Messwerte sehr genaue Bezugswerte. Die Anregung wurde von Einzeltönen zu Multitönen weiterentwickelt, was schnellere Messungen ermöglicht.
- Der Strömungskanal DUCT-S stellt bisher die Standardmesseinrichtung dar, wobei durch eine Reihe von Verbesserungen sukzessive die Messgenauigkeit erhöht wurde. Eine Fehlerbetrachtung auf Basis von Null-Messungen beziffert diese im Mittel auf 3.1%. Das Strömungsrauschen wurde ebenfalls analysiert und störende Interaktionstöne konstruktiv eliminiert. Zudem wurden die Strömungsprofile des Kanals bestimmt, um Kenngrößen wie Grenzschichten und mittlere Machzahlen zu berechnen.
- Ausgehend von den Erfahrungen mit dem DUCT-S wurde ein neuer Prüfstand - der DUCT-R - entwickelt. Dabei wurde eine Vielzahl von Verbesserungen umgesetzt (Kanaldimensionen, -material, Mikrofonpositionen etc.), sodass durch Null-Messungen eine weitere Reduktion des gemittelten Fehlers auf 2.3% nachgewiesen werden konnte. Auch für diesen Prüfstand wurden Strömungsprofilmessungen durchgeführt. Zudem erlaubt der Prüfstand die Vermessung eines Referenztestobjektes, das auch in einem Prüfstand der NASA getestet wurde.

Im Folgekapitel werden beide Prüfstände benutzt, um diverse lokal und nichtlokal reagierende Testobjekte zu charakterisieren.

Parameterstudien zu lokal und nichtlokal reagierenden Strukturen

Dieses Kapitel beschreibt im Abschnitt 5.1 die Auswirkung der Einflussgrößen Geometrie bzw. Bauform und Überströmung auf lokal reagierende Liner (ohne Zellverbindung). Auf Basis dieser Daten wird im Abschnitt 5.2 ein Vergleich mit den Eigenschaften mutmaßlich nichtlokal reagierender Testobjekte (mit Zellverbindung) möglich. In Tab. 5.1 sind die wesentlichen Geometrieparameter dieser Objekte tabellarisch gegenübergestellt.

Für die nichtlokal reagierenden Strukturen wird im zweiten Teil der Studie in mehreren Schritten die Auswirkung der Zellinteraktion - sowohl frei als auch erzwungen - herausgestellt. Darauf aufbauend werden zwei Prinzipexperimente entwickelt, die die Zellinteraktion genauer beleuchten und Aufschluss über die damit verbundenen Dämpfungsmechanismen geben sollen.

Bei nahezu allen Testobjekten wird auch der Einfluss der aktiven Länge L/D untersucht. Die jeweiligen Konfigurationen sind in Tab. B.1 zusammengestellt.

Als wichtigste akustische Vergleichsgrößen werden in dieser Arbeit die Streufaktoren Transmission T , Reflexion R und Dissipation Δ aus Kap. 4.1.3 herangezogen. In allen folgenden Diagrammen, in denen diese Größen gemeinsam aufgetragen werden, kommt deshalb die in Abb. 5.1 dargestellte Legende zur Anwendung. Sie wird hier einmal gezeigt und der Übersichtlichkeit halber in den Diagrammen weggelassen.

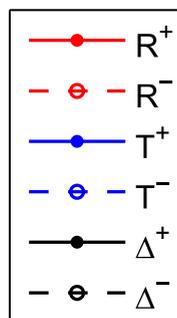


Abbildung 5.1: Legende für Diagramme der energetischen Streufaktoren Reflexion R , Transmission T und Dissipation Δ in den Folgekapiteln. Mit „+“ deklarierte Größen geben die Wellenausbreitung mit der Strömung bzw. stromab an und mit „-“ bezeichnete solche entgegen der Strömung bzw. stromauf.

Tabelle 5.1 : Übersicht über die Geometrieparameter der untersuchten Testobjekte (ohne Prinzipexperimente), die teilweise von Industriepartnern zur Verfügung gestellt wurden (Tabelle teilweise übernommen und ergänzt aus [21, 25, 30, 52]).

Testobjekt	AA-S1	AA-S2	AA-S3	HR-S1	HR-S2	PF-S1	PF-S6(a-c)	PF-S7(a-c)
Dämpfertyp:	SDOF ^a	SDOF (Linear)	DDOF ^b	SDOF	SDOF	SDOF (Linear)	SDOF (Linear)	SDOF (Linear)
lokal/nichtlokal reagierend:	lokal	lokal	lokal	lokal	lokal	nichtlokal	nichtlokal	(quasi-)lokal
Zellbreite/-durchmesser [mm]:	k.A.	k.A.	k.A.	6.9	6.9	20	20	20
Zelltiefe, l_z (obere Zelle DDOF) [mm]:	12.7	30.73	4.5	40	40	25	25	25
Gesamttiefe [mm]	12.7	30.73	25.4	40	40	25	25	25
Deckblech:	Perforat	Perforat	Perforat	Perforat	Perforat	Perforat	Perforat	Perforat
obere Deckschicht:	-	mit Gaze ^c	-	-	-	mit SM ^d	mit SM	mit SM
Lochausrichtung:	parallel	k.A.	versetzt	versetzt	versetzt	versetzt	versetzt	versetzt
Lochdurchmesser, $2r_L$ [mm]:	1.5	1.1	1.3	1.0	1.0	1.1	1.1	1.1
Halslänge des Loches, h_H [mm]:	1.0	1.0	1.0	1.0	1.0	0.4	0.4	0.4
Porosität Zellwand, POA_W [%]:	-	-	-	-	-	2.0	5.5	<1
Porosität Deckschicht, POA_F [%]:	4.3	k.A.	≈ 9.8	1.54	1.54	28.88	28.88	28.88
$\lambda/4$ -Resonanz, $f_{R,L}$ [Hz]:	6752	2790	19056 (oben)	2144	2144	3430	3430	3430
Helmholtzresonanz, $f_{R,H}$ [Hz]:	1670	623	2654 (oben)	936	936	5219	5219	5219

^aSingle degree of freedom

^bDouble degree of freedom

^cwire mesh

^dSilent Metal - mehrlagiger Streckmetallüberzug [130]

5.1 Lokal reagierende Liner

Beispielhaft sollen in diesem Abschnitt die Ergebnisse für verschiedene lokal reagierende Linertypen vorgestellt und verglichen werden¹. Obgleich sich die Bauformen und insbesondere Bauhöhen deutlich unterscheiden, lassen doch generelle Trends im Dämpfungsverhalten Rückschlüsse auf die dominierenden geometrischen Einflussgrößen und den Einfluss der Überströmung zu. Darüberhinaus wird die Länge der Testobjekte variiert, um Effekte wie die auf den Kanaldurchmesser bzw. auf die Kanalhöhe bezogene Linerlänge (L/D) zu berücksichtigen.

5.1.1 Testobjekte AA-S1, AA-S2 und AA-S3 (Fa. Alenia Aermacchi S.p.A.)

Das Messobjekt AA-S1 repräsentiert hier die ursprüngliche Bauform eines SDOF-Triebwerkliners (für Einlauf- und Nebenstromkanal). Er ist als Honigwaben-Struktur (*engl.* Honeycomb) mit aufgesetzter perforierter Deckschicht (hier ein Verbundwerkstoff) und geschlossener Rücken- bzw. Bodenplatte ausgeführt. Dieser Liner soll eine bestimmte Frequenz dämpfen (häufig die BPF). Im Gegensatz dazu sind die heutzutage verbreiteten Linings meist wie AA-S2 oder AA-S3 ausgeführt. Man zielt bereits im Design darauf ab, entweder durch Zusatz einer Gaze-Deckschicht den Strömungseinfluss zu verringern und einen breiteren Frequenzbereich abzudecken (AA-S2) oder mit Einbringen eines oder mehrerer Septa die Anzahl der Freiheitsgrade zu erhöhen und gezielt weitere Frequenzen zu dämpfen (AA-S3).

5.1.1.1 Testbedingungen für AA-S1, AA-S2 und AA-S3

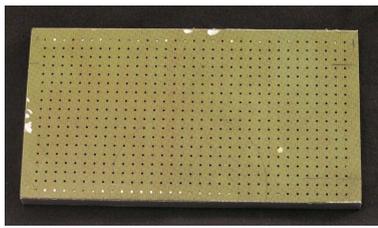
Die Messungen für diese Testobjekte fanden in einer frühen Ausbauphase des Kanals DUCT-S (Kap. 4.2) statt. Dabei wurde eine Einzeltonanregung (210-2110 Hz, 50 Hz-Schritte) über den Frequenzgenerator der Datenerfassungsanlage OROS OR36 realisiert. Die Signale wurden über einen Leistungsverstärker Dynacord L300 an beide Lautsprecher (Monacor KU-516) übertragen. Die erste Anregung erfolgte phasengleich und bei der zweiten Messung wurde das Signal von Lautsprecher B (stromab) um 180° phasengedreht. Diese Vorgehensweise garantierte ein zur ersten Messung linear unabhängiges Schallfeld.

In dieser Ausbaustufe kamen zehn (bzw. fünf pro Sektion) B&K 1/4-inch Kondensatormikrofone vom Typ B&K 4136 zum Einsatz. Ein OROS OR36 16 Kanal Datenerfassungssystem zeichnete sowohl die Mikrofonsignale als auch das unverstärkte Signal für die Lautsprecher (als Phasenreferenz) auf. Vor den Messungen erfolgte eine Absolutkalibrierung mit Pistophon und anschließend eine Relativkalibrierung bezüglich Amplitude und Phase [20, 67, 95] (siehe Kap. 4.1.1). Die Temperatur wurde mittels eines J-Type Thermoelements über eine Data Acquisition/Switch Unit HP 34970 A erfasst.

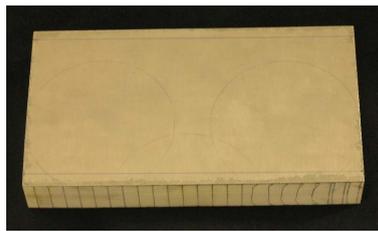
5.1.1.2 Einfluss der Bauform der Liner auf die Streufaktoren

Anhand der Abb. 5.3 wird für die einzelnen Machzahlen bereits deutlich, dass die Bauform eine ganz entscheidene Bedeutung für das Dämpfungsverhalten hat. Testobjekt AA-S1 ist bspw. sehr schmalbandig, d.h. die maximale Dämpfung bzw. Dissipation beschränkt sich auf einen engen Frequenzbereich (zwischen 1400 und 2100 Hz), ist dort aber besonders hoch. Die für den Liner abgeschätzte Helmholtzresonanz $f_{H,R}$ von 1670 Hz liegt nahezu auf dem Maximum der Dissipation. Dieses Verhalten wird für einen klassischen Helmholtzresonator-Liner mit einem Freiheitsgrad

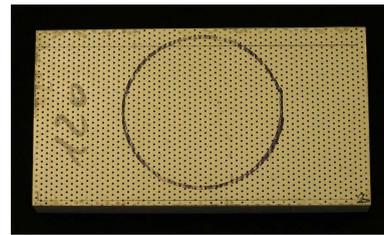
¹Diese Ergebnisse wurden zum großen Teil in englischer Sprache bereits in den Publikationen [21] und [30] diskutiert, werden hier aber aufgrund der guten Vergleichsmöglichkeiten mit anderen Testobjekten erneut wiedergegeben. Wobei Energie- statt Amplitudengrößen verwendet werden.



(a) AA-S1, perforierter Liner (SDOF), wie Abb. 2.1a.



(b) AA-S2, Linearer Liner mit Gaze (SDOF), wie Abb. 2.1b.



(c) AA-S3, zweilagiger perforierter Liner (DDOF) mit Septum, wie Abb. 2.1c.

Abbildung 5.2: Bilder der lokal reagierenden Testobjekte mit unterschiedlichen Bauformen.

und ohne weitere Deckschichten auch so erwartet. Haupttreiber scheint hier die Feder-Masse-Schwingung zu sein. Diese würde sich allerdings theoretisch noch schmalbandiger ausprägen, sodass davon auszugehen ist, dass viskositätsbasierte Dämpfungsmechanismen wie Reibung an den Lochwänden und Wirbelablösung an den Lochrändern hier zusätzliche Beiträge zur Dämpfung liefern.

Dem gegenüber stehen die Ergebnisse für das Testobjekt AA-S2 mit einer sehr breitbandigen Dämpfung im Bereich zwischen 600/800 Hz und 2100 Hz. Dieses Verhalten verhindert auch die Identifikation eines eindeutigen Maximums bei der abgeschätzten Helmholtzresonanzfrequenz von 623 Hz, obgleich diese im Bereich des generellen Anstiegs der Dämpfung liegt. Als Ursache für die Breitbandigkeit ist die zusätzliche Gazeschicht zu vermuten, die durch einen eher diffusen Schalldurchtritt starke Reibungsverluste erzeugt. Die bereits angemerkten viskositätsgebundenen Mechanismen gewinnen entsprechend an Bedeutung für die Schalldämpfung dieses Liners.

Der Liner AA-S3 liegt in seinem Dämpfungsverhalten geradezu zwischen den beiden vorgenannten Extremen bzw. vereint diese. Während die Maximaldämpfung im höherfrequenten Bereich (1.6 kHz) an die von AA-S1 nahezu heranreicht, ist doch ein recht breitbandiges Verhalten zu beobachten. Dies kann zum einen der im Vergleich zu AA-S1 höheren Deckschichtporosität geschuldet sein oder wird durch das zusätzliche Septum verursacht, das analog zu AA-S2 eine zusätzliche Reibung allerdings in der Kammer erzeugt. Die Trennung dieser möglichen Einflüsse von der eigentlichen Zielstellung einer zweiten Resonanz durch den zusätzlichen Freiheitsgrad kann leider nicht analysiert werden, da diese außerhalb des gemessenen Bereiches liegt.

Es kann deshalb bereits ein erster Schluss gezogen werden: Zusätzliche Deck- oder Durchtrittsschichten, wie bei AA-S2 und AA-S3, beeinflussen das Dämpfungsverhalten derart, dass eine breitbandigere Dämpfung gegenüber klassischen Helmholtzresonator-Linern (AA-S1) erzielt wird. Was bei der Analyse der Verläufe Abb. 5.3 zudem ersichtlich wird, ist das Verhalten aller drei Testobjekte als rein dissipative Liner. Dies zeigt sich in einer verringerten Transmission bei gleichzeitig ansteigender Dissipation, während die Reflexion bei allen Frequenzen abgesehen von der cut-on-Grenze nahezu konstant niedrig ist.

5.1.1.3 Einfluss der Überströmung auf die Streufaktoren

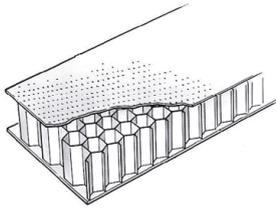
In Abb. 5.3 zeigt sich, dass durch die Bauform auch unterschiedliche Frequenzantworten bei Überströmung der Dämpfer erzielt werden. Grundsätzlich ist dabei eine Verringerung der Dämpfung stromabwärts (bezeichnet mit „+“) bei Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit feststellbar. Entgegen der Strömung (bezeichnet mit „-“) kehrt sich der Effekt um und es kommt zu einem Anstieg der erreichbaren Dämpfung bei höherer Machzahl. Dieser Effekt ist insofern von Interesse, als dass die Liner je nach Einbausituation im Einlauf sich gegen die Strömung ausbreitenden Schall oder

im Nebenstromkanal mit der Strömung propagierende Wellen dämpfen müssen [149]. Er wird so schon von Ko [88] bzw. vorhergehenden Arbeiten als Resultat der Streuung an der Grenz- bzw. Scherschicht beschrieben.

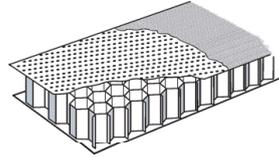
Bei Liner AA-S1 ist in Abb. 5.3j die Verschiebung des Dämpfungsmaximums hin zu höheren Frequenzen infolge steigender Machzahl stromabwärts sehr deutlich zu erkennen. Stromaufwärts tritt dies nur marginal auf. Allerdings wird der Liner für diese Ausbreitungsrichtung deutlich breitbandiger im Dämpfungsverhalten. Darüber hinaus ist erkennbar, dass für die Richtung stromauf bei der Dämpfung bei steigender Machzahl ein Sättigungsverhalten bzw. kein weiterer Anstieg bereits bei $Ma = 0.1$ zu verzeichnen ist.

Wie Abb. 5.3h zeigt, ist für Testobjekt AA-S2 aufgrund des Gazeüberzuges kaum eine Veränderung der Streufaktoren zu beobachten. Auch die bei AA-S1 beschriebenen Sättigungseffekte treten nicht auf. Stattdessen fallen die Kurven für die stromauf-Richtung bei höherer Machzahl nahezu konstant über den gesamten Frequenzbereich etwas niedriger aus. In stromab-Richtung ist der umgekehrte Effekt mit leichter Erhöhung zu beobachten.

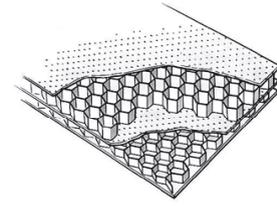
Für Liner AA-S3 wirkt sich die Strömung ebenfalls nur schwach aus (Abb. 5.3i). Jedoch ist hier wieder der bei AA-S1 beobachtete Sättigungseffekt (stromauf) zu sehen. In stromabwärtiger Richtung ist ein deutlicher Abfall im Dämpfungsverhalten durch die Strömung ab ca. 700 Hz zu erkennen.



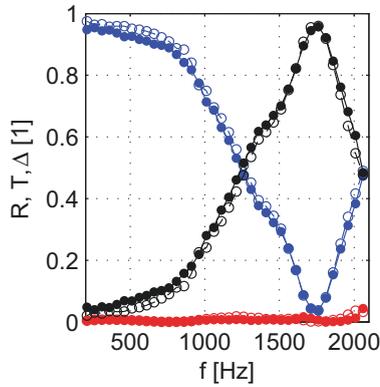
(a) Schema AA-S1.



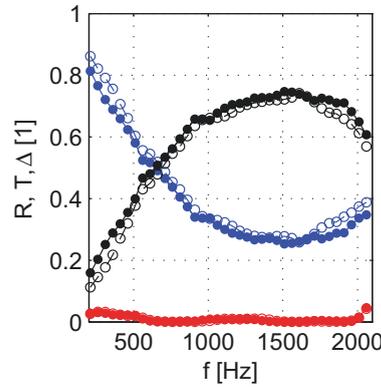
(b) Schema AA-S2.



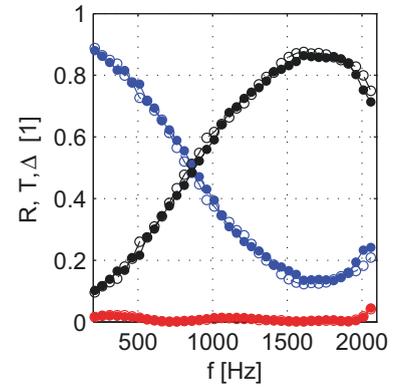
(c) Schema AA-S3.



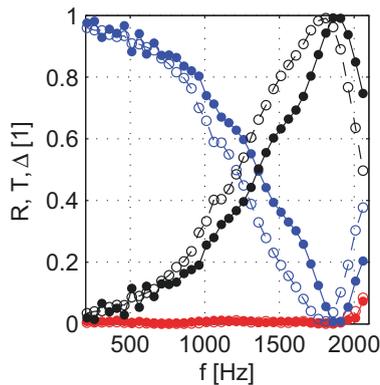
(d) AA-S1, $Ma = 0$.



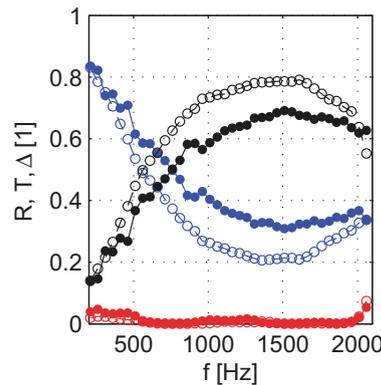
(e) AA-S2, $Ma = 0$.



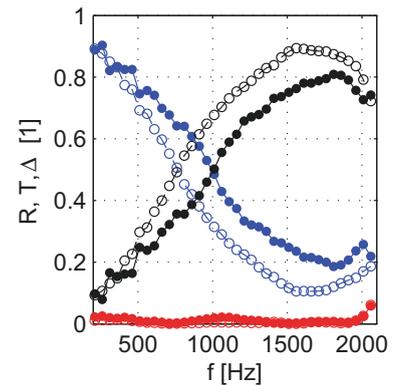
(f) AA-S3, $Ma = 0$.



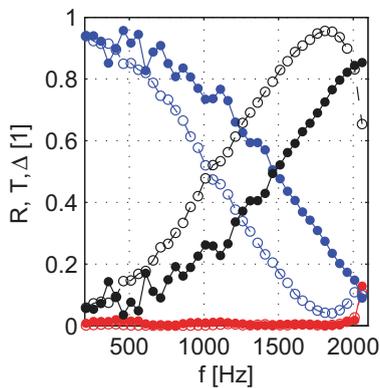
(g) AA-S1, $Ma = 0.1$.



(h) AA-S2, $Ma = 0.1$.



(i) AA-S3, $Ma = 0.1$.



(j) AA-S1, $Ma = 0.2$.

Abbildung 5.3: Vergleich der Streufaktoren der verschiedenen Linerbauformen (Spalten) für unterschiedliche nominelle Machzahlen (Zeilen) (Legende: Abb. 5.1, S. 45; Schemata aus bzw. angelehnt an Smith [149]).

5.1.1.4 Einfluss der Testobjektlänge L/D auf die Streufaktoren

Im nächsten Schritt wurden die aktiven Längen der Testobjekte um die Hälfte reduziert und die Konfiguration B der jeweiligen Liner erzeugt. Damit verändert sich auch das Längenverhältnis L/D für den untersuchten Liner (vgl. Tab. B.1).

Die Ergebnisse für die Streufaktoren der Konfigurationen A und B ohne Strömung sind in Abb. 5.4 dargestellt. Es zeigt sich, dass die Bauform des Liners entscheidend ist, ob und inwieweit dieser bei geringerer Baulänge in seiner Leistungsfähigkeit eingeschränkt wird.

Das Dissipationsmaximum bei 1.8 kHz bleibt bei Testobjekt AA-S1, dem einfachen Helmholtzresonator-Liner (Abb. 5.4a/5.4b) unverändert. Allerdings wird der Gesamtverlauf der Kurve um dieses Maximum deutlich schmalbandiger. Ein Grund dafür dürfte die Fertigungsgenauigkeit bzw. Ausrichtung der Honigwabenstruktur relativ zu den Löchern in der Deckschicht sein. Bei einer geringeren Anzahl von Helmholtzresonatoren im Testobjekt verringert sich auch die Streuung der Resonatorraumgröße, bspw. ein Loch über den Zellenwänden platziert tritt seltener auf. Als zweiter Grund wären viele Löcher (bzw. deren Luftmassen) über nur einem Zellvolumen zu nennen, die die Einzelresonatoren ebenfalls zu anderen Frequenzen „verstimmen“. Auffällig bleiben die lokal höheren Werte um 1.4 kHz die sich in allen Kurven von AA-S1 wiederfinden.

Der lineare Liner mit Gazeüberdeckung AA-S2 (Abb. 5.4c/5.4d) reagiert anders. Hier bricht die breitbandige Dämpfungskurve bei reduzierter Länge über den gesamten Frequenzbereich ein. Allerdings geschieht dies nicht für alle Frequenzen gleichermaßen, vielmehr erscheint es, als würden die Kurven um den Kreuzungspunkt 150/200 Hz zur Frequenzachse gedreht sein. Dies gilt insbesondere für das Nebenmaximum der Dissipation um 900 bzw. 1200 Hz.

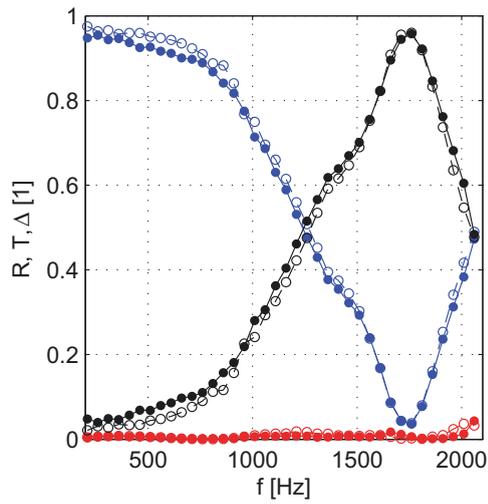
Der Liner mit zwei Freiheitsgraden AA-S3 verhält sich ähnlich wie der lineare Liner mit Einbußen der Dissipation über den gesamten Frequenzbereich (Abb. 5.4e/5.4f).

In allen drei Fällen verändert sich die Reflexion nur marginal und dies bei sehr kleinen Werten.

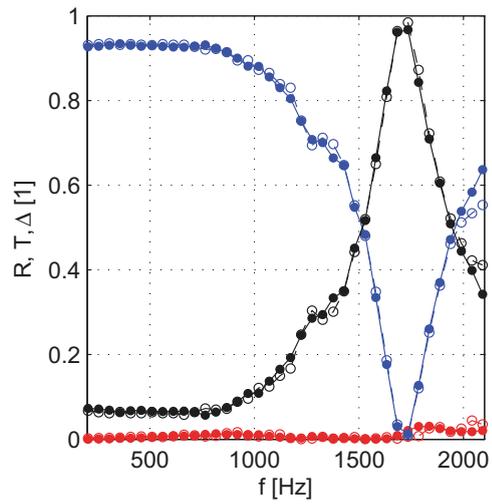
Bei Überströmung (Abb. 5.5) setzen sich die vorher beschriebenen Trends fort. In Strömungsrichtung (+) sinken die Dissipationswerte für die Konfiguration B des jeweiligen Testobjektes ab. In diesem Fall trifft dies auch für den einfachen Helmholtzresonator-Liner AA-S1 zu, der zudem sein Maximum um ca. 150 Hz zum Fall ohne Strömung verschiebt. Der dortige Frequenzbereich ab 1.7 kHz ist auch der einzige, für den eine etwas höhere Reflexion zu verzeichnen ist (Abb. 5.5b).

Stromaufwärts (–) zeigt sich für alle Testobjekte ein Anstieg der Dissipationswerte bzw. ein etwas breitbandigeres Verhalten. Im Frequenzbereich über 1 kHz tritt dies beim linearen Liner AA-S2 und dem 2DOF-Liner AA-S3 deutlich ausgeprägter auf als bei AA-S1, dem Helmholtzresonator-Liner. Unter 700 Hz nähern sich die Kurven wieder dem Fall ohne Strömung an.

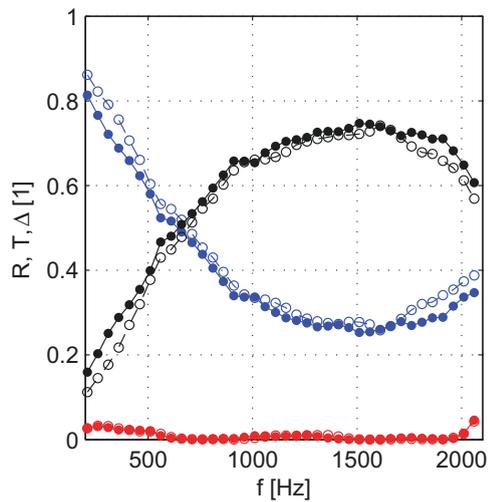
Die unterschiedlichen Auswirkungen der Testobjektlänge deuten darauf hin, dass eine gewisse Länge des Testobjektes unabdingbar ist, um die Dämpfungsleistung quantitativ verlässlich zu bestimmen.



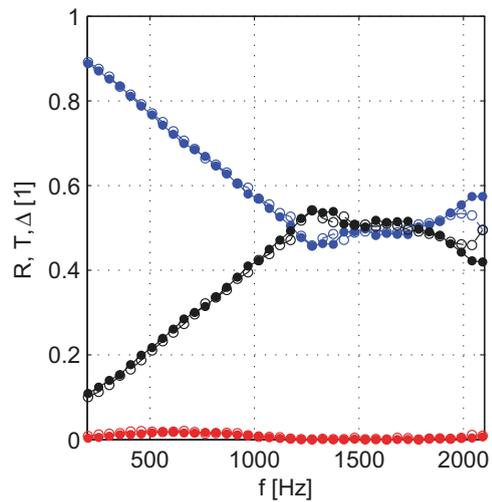
(a) AA-S1 A, $L/D = 2.750$.



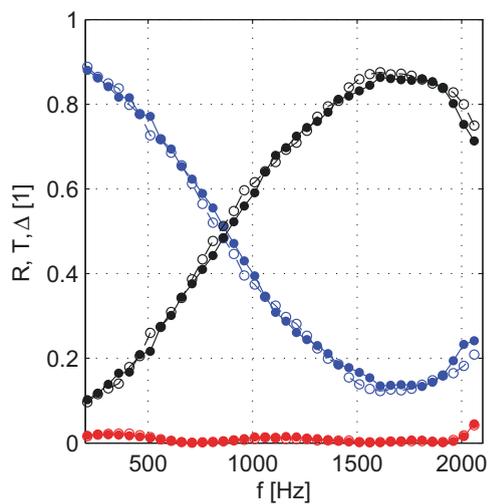
(b) AA-S1 B, $L/D = 1.375$.



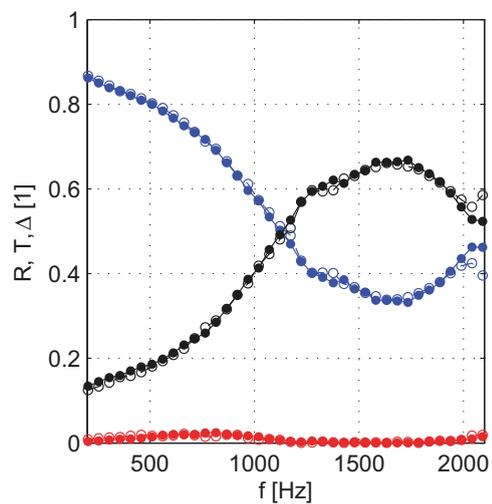
(c) AA-S2 A, $L/D = 2.750$.



(d) AA-S2 B, $L/D = 1.375$.

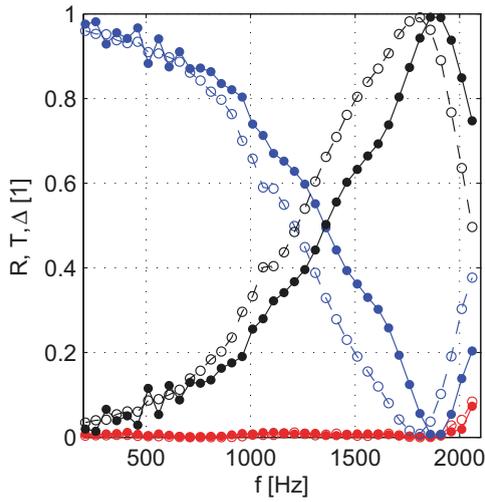


(e) AA-S3 A, $L/D = 2.75$.

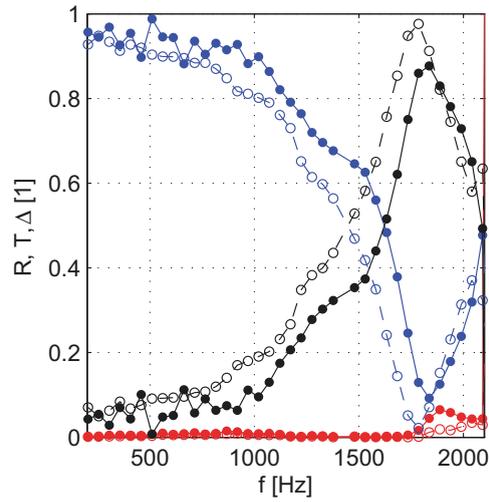


(f) AA-S3 B, $L/D = 1.375$.

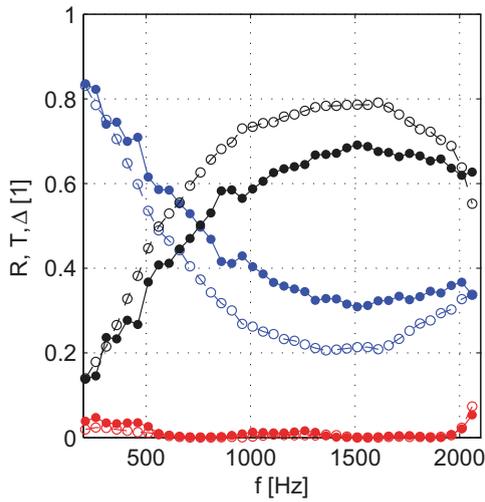
Abbildung 5.4: Längenvariation (L/D durch Längs- und Quereinbau) für die lokal reagierenden Messobjekte, bei $Ma = 0$ (Legende: Abb. 5.1, S. 45).



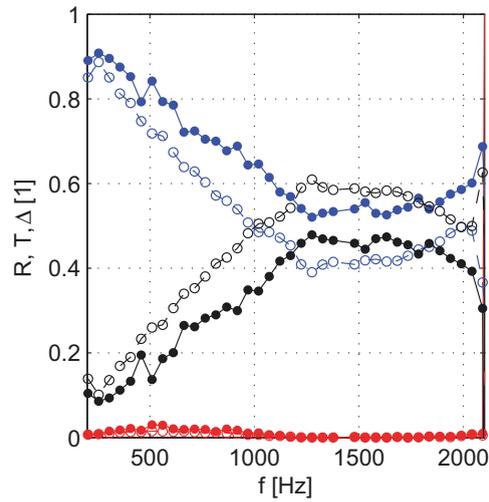
(a) AA-S1 A, $L/D = 2.750$.



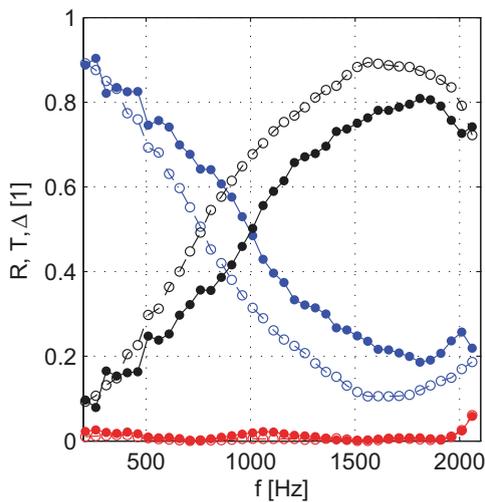
(b) AA-S1 B, $L/D = 1.375$.



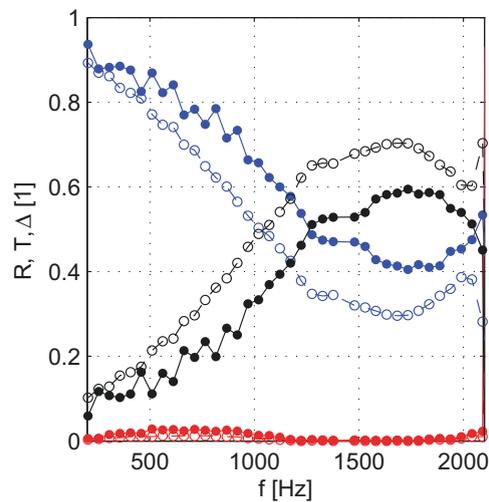
(c) AA-S2 A, $L/D = 2.750$.



(d) AA-S2 B, $L/D = 1.375$.



(e) AA-S3 A, $L/D = 2.75$.



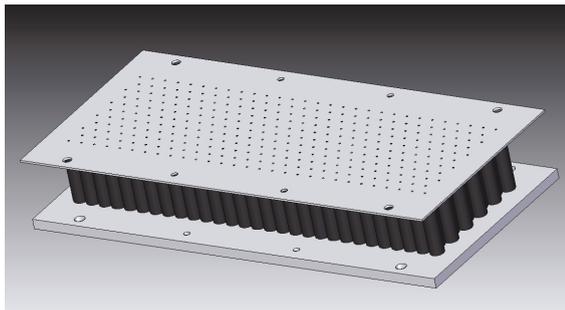
(f) AA-S3 B, $L/D = 1.375$.

Abbildung 5.5: Längenvariation (L/D durch Längs- und Quereinbau) für die lokal reagierenden Messobjekte, bei $Ma = 0.1$ (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

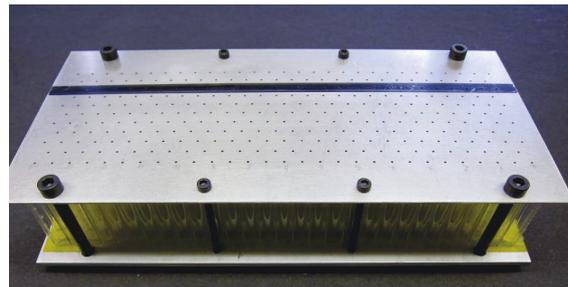
5.1.2 Referenztestobjekte HR-S1/HR-S2 (HelmholtzResonatoren, Eigenbauten)

Von Fischer et al. [52] wurde für spezielle optische Messtechnikanwendungen das Referenztestobjekt **HR-S1** konzipiert. Dabei handelt es sich um einen generischen Helmholtzresonatorliner (Abb. 5.6), der an das Design des Testobjektes AA-S1 angelehnt ist. Bei der Konzeption wurde darauf geachtet, dass die Helmholtzresonanz im Frequenzbereich um 1 kHz und deutlich unter der cut-on Frequenz des DUCT-S bzw. -R liegt. Gleichzeitig ist die $\lambda/4$ -Resonanz über der cut-on Grenze ausgelegt [47].

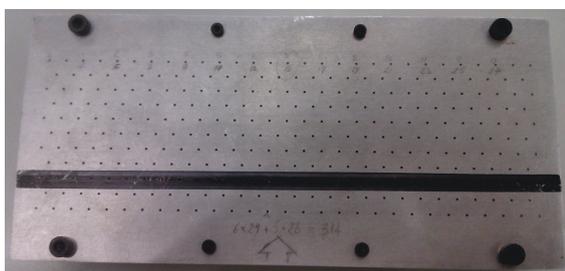
Das Testobjekt ist deshalb einlagig (SDOF) und besteht aus einem Kern von Polycarbonat-Röhrchen. Diese haben einen Durchmesser von 6.9 mm und eine Höhe von 40 mm. Die Deckschicht ist aus 1 mm starkem Aluminium gefertigt und mit Löchern von 1 mm Durchmesser versehen. Bei der Fertigung wurde darauf geachtet, dass die Löcher sauber sowie scharfkantig und gratfrei sind. Die Besonderheit gegenüber den Messobjekten AA-S1 bis S3 besteht in der präzisen Ausrichtung der Löcher relativ zu den Röhrchenachsen. Dies ergibt somit auch Mittenabstände von 7.18 mm in x- und 6.68 mm in y-Richtung. Die Deckplatte wurde so belocht, dass mit dem Polycarbonatkern die Gesamtlänge von 220 mm und die innere Kanalbreite von 80 mm effektiv ausgenutzt werden konnten. Dadurch wird eine Porosität von 1.5% für die Gesamtstruktur erreicht. Sowohl die Deckplatte als auch die feste Rückenplatte aus 2 mm Aluminium wurden mit dem Polycarbonatkern mittels Harz L und Härter L verklebt. Diese Herstellungsweise gewährleistet es, ein definiertes Cluster einzelner lokal reagierender Helmholtzresonatoren zu erstellen.



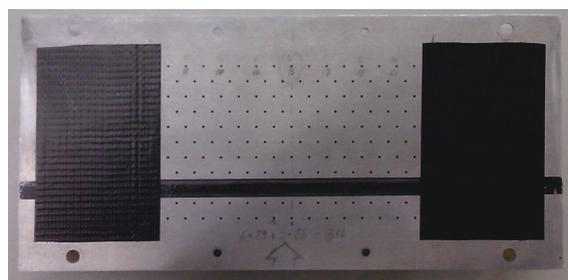
(a) 3D-Ansicht HR-S1.



(b) HR-S1 Schrägsicht der inneren Struktur.



(c) HR-S1 A, Draufsicht, $L/D = 2.519$.

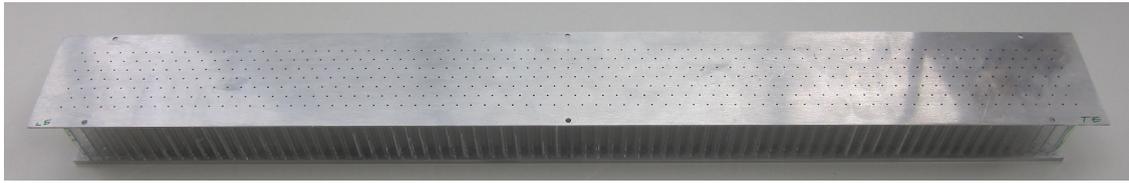


(d) HR-S1 B, Draufsicht, $L/D = 1.267$.

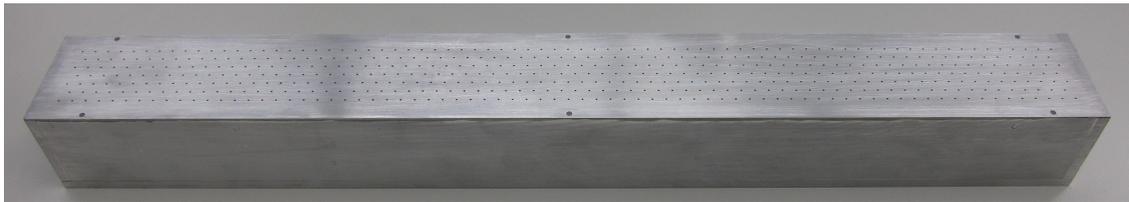
Abbildung 5.6: 3D-Ansicht und Bilder des lokal reagierenden Referenztestobjektes HR-S1, Konfiguration A und B mit Angabe der aktiven Länge (L/D).

Die Konstruktion des **HR-S2** ist nahezu vollständig von der des HR-S1 abgeleitet (Abb. 5.7). Allerdings wurde dieses Testobjekt dazu entwickelt, um zuerst im Grazing Flow Impedance Tube (GFIT) des NASA Langley Research Center und anschließend im DUCT-R des DLR Berlin getestet zu werden [27, 80, 84]. Aus diesem Grund wurde die gesamte Struktur aus Deckblech, Polycarbonatröhrchen und Rückenplatte in einen stabilen Rahmen aus verschraubten Aluminiumplatten eingelassen und bündig verklebt (Abb. 5.7b). Die geometrischen Gegebenheiten des Messobjekt-

halters im GFIT wirkten sich direkt auf die Abmessungen des Messobjektes aus. Es erreicht eine Gesamtlänge von 558.2 mm, ist mit 63.2 mm aber deutlich schmäler als der HR-S1.



(a) HR-S2, Schrägansicht der inneren Struktur ohne Rahmen.



(b) HR-S2, Schrägansicht mit Rahmen.

Abbildung 5.7: Bilder des lokal reagierenden Referenztestobjektes HR-S2 mit einer aktiven Länge von $L/D = 6.636$.

5.1.2.1 Testbedingungen für HR-S1 (DUCT-S)

Die Versuche für dieses Testobjekt fanden am DUCT-S statt, allerdings in der letzten Ausbaustufe, in die viele Verbesserungen eingeflossen sind. Als Messequipment wurden zwölf G.R.A.S Mikrofone (40BP-S1 Kapseln und 26AC Vorverstärker) sowie ein Agilent Frequenzgenerator 33220 A und ein KME SPA 240 E Leistungsverstärker verwendet. Die zwei zusätzlichen Mikrofone waren in der Nähe der Lautsprecher gegenüberliegend angeordnet, um per Mittelung nichtausbreitungsfähige Moden zu dämpfen. Mittels eines computergesteuerten Umschalters [108] wurden die Signale abwechselnd an den jeweiligen Lautsprecher übertragen. Im Gegensatz zu den Messungen in Abschnitt 5.1.1 waren dies Multitonsignale, die über den externen Frequenzgenerator eingespielt und vom OROS-System mit erfasst wurden. Es wurden 60 s bei einer Abtastfrequenz von 8192 Hz aufgenommen.

5.1.2.2 Streufaktoren der HR-S1 Grundkonfiguration (A) und bei reduzierter Länge (B)

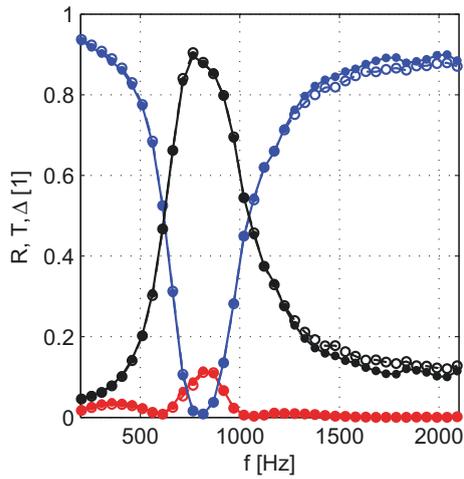
Die Ähnlichkeit dieses Testobjektes zu AA-S1 aus dem vorangegangenen Abschnitt zeigt sich bei Betrachtung der Streufaktoren in Abb. 5.8. Hier sind in der linken Spalte die Kurven für die Grundkonfiguration A und in der rechten Spalte die Verläufe der um die Hälfte reduzierten Länge (Konfiguration B) gezeigt. Von oben nach unten sind die Werte für die drei Machzahlen $Ma = 0, 0.1$ und 0.2 jeweils nebeneinander dargestellt.

Für den Fall ohne Strömung erscheint erwartungsgemäß ein relativ schmalbandiger Peak der Dissipation zwischen 600 und 1000 Hz, der einen Maximalwert von über 0.9 bei 816 Hz erreicht. Bei dieser Frequenz tritt zudem ein kleines Reflexionsmaximum auf, das durch den Maximalwert um 0.1 dafür sorgt, dass die Transmission in diesem Bereich nahe Null ist. Dies zeigt auch Fischer et al. [52] in seinen Untersuchungen. Bei ansteigender Strömungsgeschwindigkeit verschwindet dieses Reflexionsmaximum vollständig (Abb. 5.8c/5.8e), sodass ausschließlich die Dissipation von Bedeutung ist. Deren Verläufe sind im Vergleich zu denen des Testobjektes AA-S1 dann insofern unterschiedlich, als dass die erreichbaren Maximalwerte der Dissipation deutlich zurückgehen (-10% bis -50%) und keine Sättigung bei der Abstimmfrequenz eintritt. Zudem sind die Frequenzen

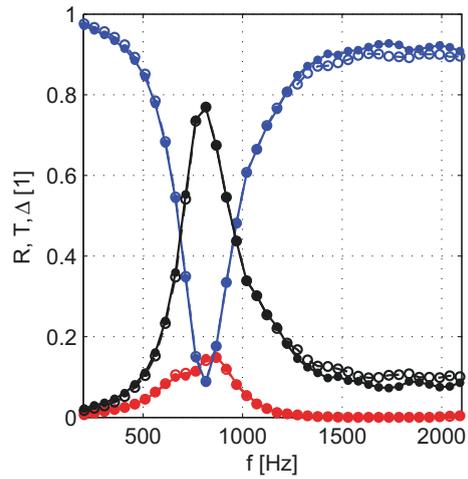
der Dissipationsmaxima im Vergleich zu AA-S1 deutlich stärker verschoben. Dies gilt besonders für die Ausbreitungsrichtung stromauf. Nichtsdestotrotz verbreitern sich die Dissipationspeaks mit ansteigender Machzahl auch hier. Bei $Ma = 0.2$ zeigt der HR-S1 Liner jedoch nahezu die breitbandigen Züge des linearen Liners AA-S2.

Wird die aktive Länge des Liners bei Konfiguration B um die Hälfte reduziert (Abb. 5.8b-5.8f), tritt für Dissipation und Transmission keine wesentliche Änderung der Charakteristik ein. Lediglich die Reflexion ist etwas breitbandiger für den Fall ohne Strömung. Allgemein sind die Dissipations- und Transmissionspektren etwas schmalbandiger und erreichen im Gegensatz zu den Versuchen mit AA-S1 A und B nicht die gleichen Maxima wie HR-S1 A. Hier zeigen sich deutliche Einbrüche je höher die Machzahl ist. Wie schon bei der Grundkonfiguration gilt dies auch für beide Ausbreitungsrichtungen (stromauf/stromab). Dieses Verhalten steht im Gegensatz zu AA-S1 und der dort gefundenen Sättigung.

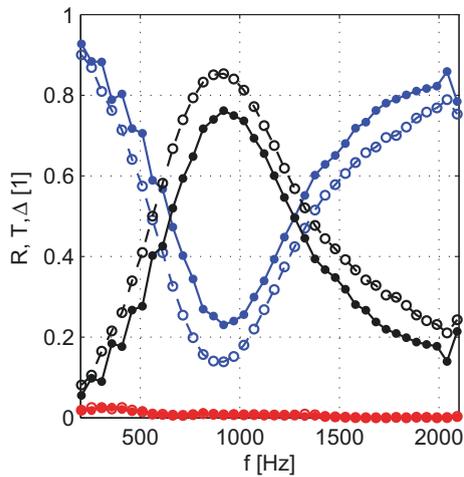
Weiterführende Ergebnisse zu HR-S1 Grundkonfiguration (A) mit einem starken Fokus auf optische Messtechniken und die numerische Analyse finden sich in den Arbeiten von Enghardt et al. [47] sowie Fischer et al. [52].



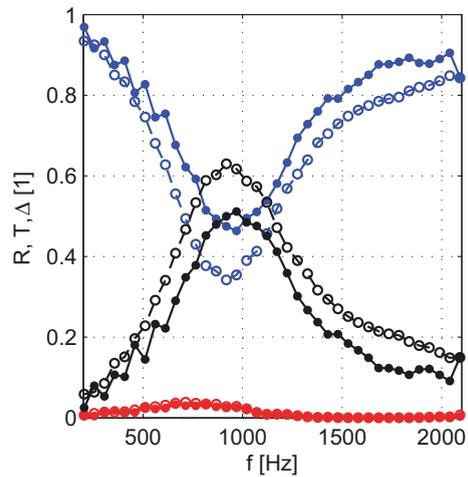
(a) HR-S1 A, $L/D = 2.519$, $Ma = 0$.



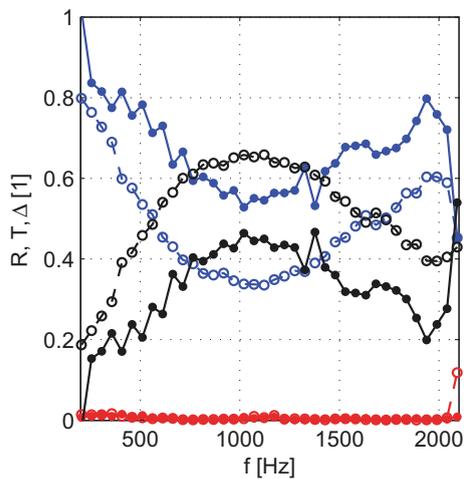
(b) HR-S1 B, $L/D = 1.267$, $Ma = 0$.



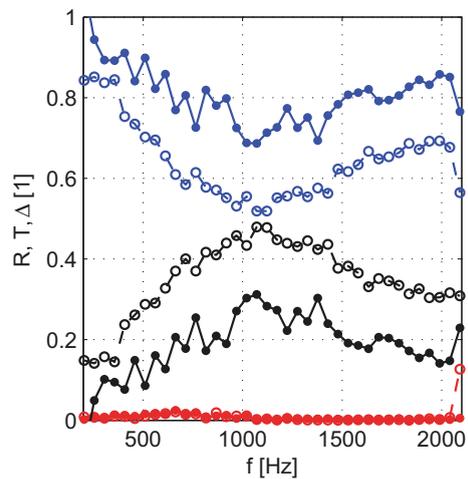
(c) HR-S1 A, $L/D = 2.519$, $Ma = 0.1$.



(d) HR-S1 B, $L/D = 1.267$, $Ma = 0.1$.



(e) HR-S1 A, $L/D = 2.519$, $Ma = 0.2$.



(f) HR-S1 B, $L/D = 1.267$, $Ma = 0.2$.

Abbildung 5.8: Vergleich der Streufaktoren des Testobjektes HR-S1 für zwei verschiedene aktive Längen L/D (Spalten) und bei unterschiedlichen nominellen Machzahlen Ma (Zeilen) (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.1.2.3 Testbedingungen für HR-S2 (DUCT-R)

Die Messungen mit diesem Testobjekt hatten mehrere Zielstellungen. In erster Linie sollte ein direkter Vergleich sowohl messtechnisch als auch methodisch mit einem sehr ähnlichen Kanal, dem Grazing Flow Impedance Tube (GFIT) der NASA, erbracht werden (siehe Kap. 4.3, [27, 80, 84]). Für die hier vorgestellten Untersuchungen steht aber zudem der Vergleich mit dem Messobjekt HR-S1 sowie der Einfluss der Messobjektlänge im Vordergrund.²

Die messtechnische Ausstattung der Versuche am DUCT-R ist ähnlich denen vom HR-S1 am DUCT-S. Auch hier wurde das Schallfeld mit zwölf axial angeordneten Mikrofonen (je fünf in den „Exponentialarrays“ und je ein Referenzmikrofon) erfasst. Dazu wurden wieder G.R.A.S 40BP-S1 Kapseln mit 26AC Vorverstärkern verwendet. Je ein Lautsprecher Monacor KU-516 war stromauf und stromab an den Deckelplatten des DUCT-R angeschlossen. Die Spitzenpegel der Anregungsfrequenzen wurden mithilfe der Referenzmikrofone für jede Sektion eingestellt, dass sie zu den Einzeltonpegeln am GFIT passten [80, 84]. Es wurden die nominellen Machzahlen $Ma = 0.0, 0.1, 0.2$ und 0.3 bei Pegeln von 110, 120 und 130dB getestet.

5.1.2.4 Streufaktoren von HR-S2 unter Strömungseinfluss und bei nichtlinearer Anregung (DUCT-R)

In Abb. 5.9 wird der Anregungspegel- und Strömungseinfluss auf die Streufaktoren in Form einer Matrix aufgezeigt. Die Spalten geben die Ergebnisse für die Anregungspegel wieder, während in den Zeilen sukzessive die Machzahl erhöht wird.

Für die Fälle ohne Strömung findet sich in Abb. 5.9a, 5.9b und 5.9c die geringste Transmission für die Frequenz um 850 Hz. Dies stimmt mit den Ergebnissen vom HR-S1 im vorhergehenden Abschnitt überein. Ähnlich ist zudem, dass bei 110dB um die Resonanzfrequenz auch ein kleiner Reflexionspeak auftritt ($<10\%$). Bei Überströmung und Pegeln über 110 dB verschwindet dieser Peak. Vermutlich ist die lokale Absenkung im Dissipationsmaximum bei diesem Fall unphysikalisch, da hinter dem Liner kaum oder gar kein Signal mehr ankommt. In diesem Frequenzbereich wird die gesamte Schallenergie dissipiert und die Transmission sinkt auf 0 ab. Die konkreten Folgen für die Impedanzauswertung werden im Folgeabschnitt beschrieben.

Wie erwartet treten auch für dieses Testobjekt, breitbandige Dissipations- und Transmissionsspektren bei ansteigender Machzahl auf (Abb. 5.9d-5.9l). Obgleich der Liner in seiner Grundstruktur dem AA-S1 Liner stark ähnelt (lokal reagierend, einfacher Helmholtzresonator-Liner), erfahren die Dissipationsmaxima für **beide** Ausbreitungsrichtungen Einbrüche (-25% stromab und -10% stromauf) bei erhöhter Strömungsmachzahl. Die Frequenzverschiebung der Maximaldissipation bei ansteigender Machzahl tritt allerdings wie erwartet auf.

Die Machzahl hat im Vergleich zur Pegelerhöhung einen deutlich größeren Einfluss auf die Streufaktorspektren. Trotzdem wird die Dissipation und Transmission für den Fall ohne Strömung bei Pegelerhöhung breitbandiger. Dies könnte darauf zurückzuführen sein, dass die Wirbelablösung an den Löchern als Dämpfungsmechanismus durch die Pegelerhöhung für andere Frequenzen verstärkt wird. Dann würden im Bereich um die Resonanzfrequenz höhere Amplituden bereits bei niedrigeren oder höheren Frequenzen das notwendige Limit überschreiten und die Dämpfung begünstigen [94]. Zudem ist eine linearisierende Wirkung der Strömung zu beobachten, die schon von Heuwinkel et al. [70] respektive Lahiri [95] für durch- und überströmte Liner beschrieben wurde. Das hat in diesem Fall zur Folge, dass die Streufaktoren bei höherem Pegel und höherer Machzahl sehr ähnlich sind.

²Im Vergleich zur ursprünglichen Publikation [27] wurden die Daten mittels LINUS neu ausgewertet (inkl. Temperaturkorrektur) und statt CHE-Daten SMM-Daten nach Jones et al. [80, 84] verwendet.

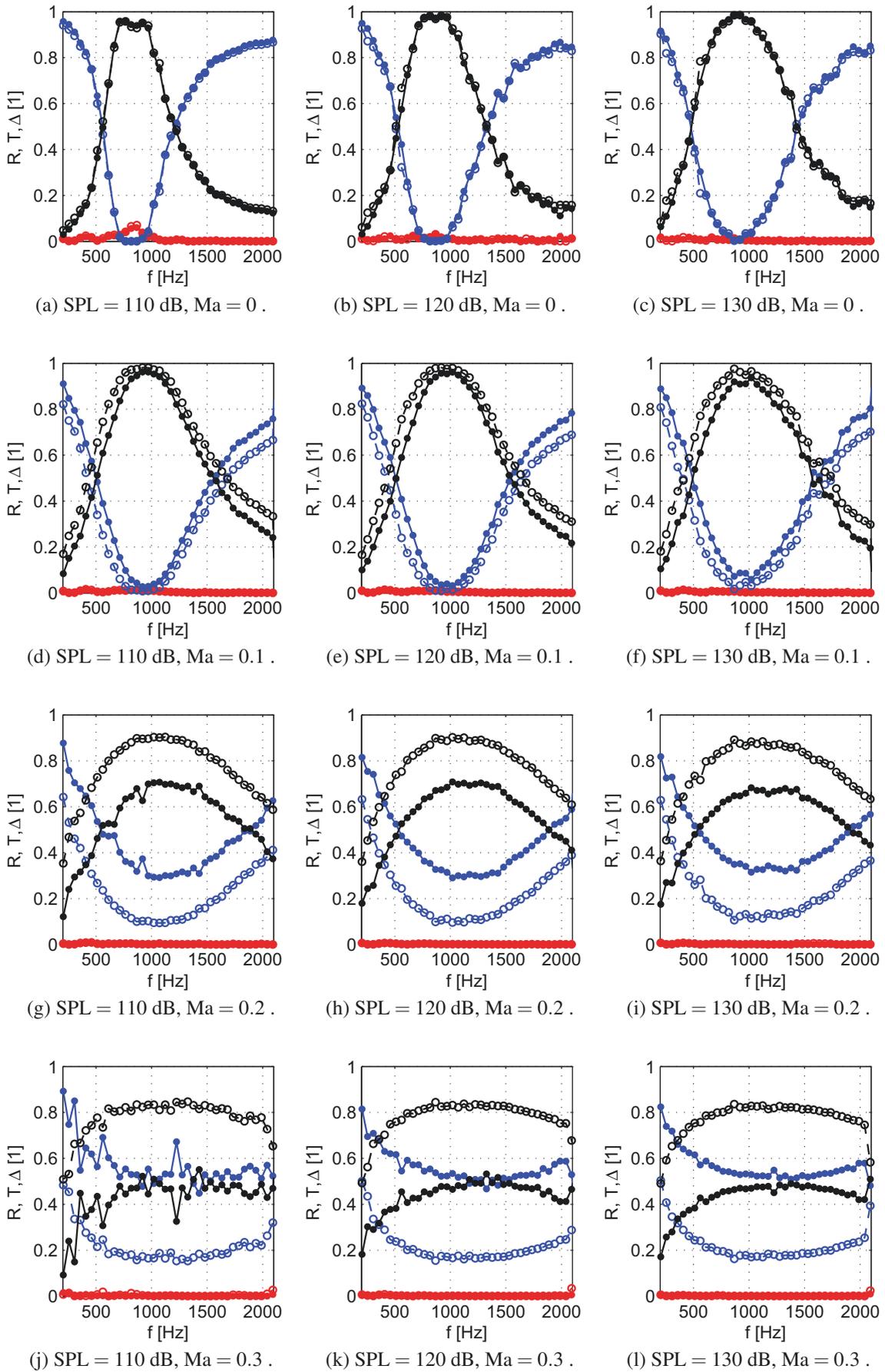


Abbildung 5.9: Vergleich der Streufaktoren von HR-S2 bei verschiedenen Spitzenpegeln (Spalten) und für unterschiedliche nominelle Machzahlen (Zeilen) (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.1.2.5 Impedanzwerte von HR-S2, Vergleich DUCT-R zu GFIT Daten

Die Transmissionswerte aus den DUCT-R Messungen werden dann zur Impedanzbestimmung mittels LINUS herangezogen. Zudem stehen Daten aus den Versuchen mit diesem Testobjekt am NASA GFIT zur Verfügung. Diese wurden auf zwei verschiedene Arten verwendet:

Zum einen wurden aus Abfallgeraden von Amplitude und Phase die Wellenzahlen und anschließend mittels LINUS die Impedanzen bestimmt. Zum anderen konnte mit Impedanzdaten aus der Single-Mode-Method (SMM [80, 84]) der NASA ein direkter Vergleich gezogen werden, da diese Methode der LINUS-Methode sehr ähnlich ist. Für alle Methoden wurde ein Blockprofil angenommen, das die mittlere Machzahl \bar{Ma} des Strömungsprofils repräsentiert.

In den Abb. 5.10 bis 5.12 sind für alle drei Methoden die normierten Resistanzen jeweils mit blauen Symbolen und die Reaktanzen mit roten Symbolen dargestellt. Aufgrund unterschiedlicher unterer Grenzfrequenzen der Lautsprecher und der unterschiedlichen Cut-on Grenze für höhere Moden des jeweiligen Prüfstandes unterscheiden sich auch die darstellbaren Definitionsbereiche der Frequenz. So symbolisieren geschlossene Kreise DUCT-R Daten, die mit der LINUS-Methode berechnet wurden. Geschlossene Quadrate und Rauten repräsentieren NASA GFIT-Daten, die mit der SMM-Methode ausgewertet wurden und offene Quadrate und Rauten zeigen NASA GFIT-Daten, die mit der LINUS-Methode analysiert wurden.

Bei 110dB Anregung (Abb. 5.10) zeigen die Daten für den Fall ohne Strömung eine Diskrepanz. Sowohl Resistanz als auch Reaktanz der DUCT-R/LINUS Daten weichen vor dem Nulldurchgang bzw. Erreichen der Resonanzfrequenz (830 Hz) auf unphysikalische Weise ab und stagnieren in ihren Werten. Dieser Effekt wird auf den oben angesprochenen Sachverhalt zurückgeführt: Durch die überaus starke Dämpfung bei der Resonanzfrequenz liegt keine Transmission mehr vor und die Mikrofone hinter dem Liner detektieren kein Signal der Anregung mehr. Dadurch wird eine unphysikalische Phasendrehung hervorgerufen, die sich negativ auf die Folgephasenwerte auswirkt. Denn in LINUS wird mittels *unwrap* der Phasenverlauf in der Auswertung geglättet. Die nachfolgende Impedanzbestimmung schlägt ab dieser Stelle fehl. Somit ist eine erste Grenze des Verfahrens offenbart, nämlich die Notwendigkeit einer genügend hohen Anregung bei sehr langen und gut dämpfenden Testobjekten.

Bei den folgenden Machzahlen tritt dieser Effekt nicht mehr auf, da durch den konvektiven Transport noch genügend Schallenergie das Objekt passiert. Vielmehr ist hier eine sehr gute Übereinstimmung über den gesamten Frequenzbereich zu beobachten (Abb. 5.10b und 5.10c). Die Reaktanz liegt in beiden Fällen nahezu übereinander. Die Kurven schneiden die Abszisse bei 950 Hz für $Ma = 0.1$ bzw. bei 1150 Hz für $Ma = 0.2$. Für $Ma = 0.1$ ist ab 1.5 kHz eine leichte Drift zwischen den Reaktanzen beider Prüfstände bzw. Methoden erkennbar. Diese ist auf eine deutliche Abhängigkeit hinsichtlich Temperatur bzw. Schallgeschwindigkeit für diesen Frequenzbereich zurückzuführen und kann bei ungenauer Bestimmung dieser Größe(n) noch deutlicher ausfallen. Vergleicht man die Resistanzverläufe zwischen Machzahl 0.1 und 0.2 fällt ein Abflachen des Verlaufes auf.

Im Gegensatz zur Reaktanz zeigt die Resistanz keine Unterschiede bei $Ma = 0.1$ aber bis zu 1% Abweichung bei $Ma = 0.2$. Die von LINUS berechneten Werte sind dabei höher im Vergleich zu denen der SMM-Methode. Weiterhin ist anzumerken, dass sich bei beiden Größen Resistanz und Reaktanz vor allem für $Ma = 0.2$ Strukturen des Transmissionsverlaufes auch im Impedanzverlauf wiederfinden (bspw. unstetiger Verlauf bei 650, 800 und 1800 Hz). Grundsätzlich fällt auf, dass es hinsichtlich der Ergebnisse der unterschiedlichen Methoden LINUS und SMM bei gleichen Eingangsdatensätzen eine bemerkenswerte Übereinstimmung gibt. Lediglich bei Mach 0.2 und Frequenzen über 2 kHz weichen die Werte der Resistanz etwas ab.

Für höhere Pegel von 120dB (Abb. 5.11) ergibt sich ein ähnliches Bild. Wieder gibt es sehr gute Übereinstimmungen bei der Reaktanz, obgleich für den Fall mit wenig Strömung ($Ma = 0.1$) bei Frequenzen über 1400 Hz wieder eine schwache Drift zwischen den Werten erkennbar ist. Für die Resistanz ergeben sich bei Strömungsmachzahl $Ma = 0.2$ auch wieder leicht höhere Werte für die

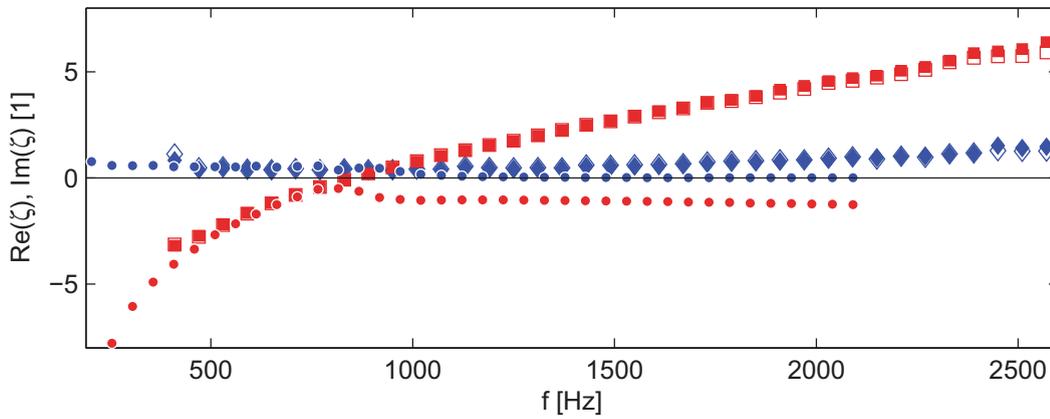
Daten von LINUS bzw. DUCT-R. Diesmal ist dieser Effekt jedoch nicht so ausgeprägt wie bei 110 dB, denn ansonsten stimmen auch diese Verläufe überein. Bei beiden Methoden ist wieder der Trend des Abflachens der Reaktanz und eine Erhöhung der Resistanz bei steigender Machzahl zu beobachten.

Diese grundsätzlichen Trends bei Resistanz und Reaktanz setzen sich auch bei Pegeln von 130dB fort (Abb. 5.12). Obgleich die DUCT-R/LINUS-Daten (Kreise) nicht vollständig glatt verlaufen, zeigt sich hier ein weiteres Phänomen: Die GFIT/SMM-Daten weisen für einige Frequenzen deutliche Ausreißer auf. Diese werden von Jones et al. [80, 84] als Verzerrung durch Höherharmonische beschrieben und auf die Anregungsart zurückgeführt.

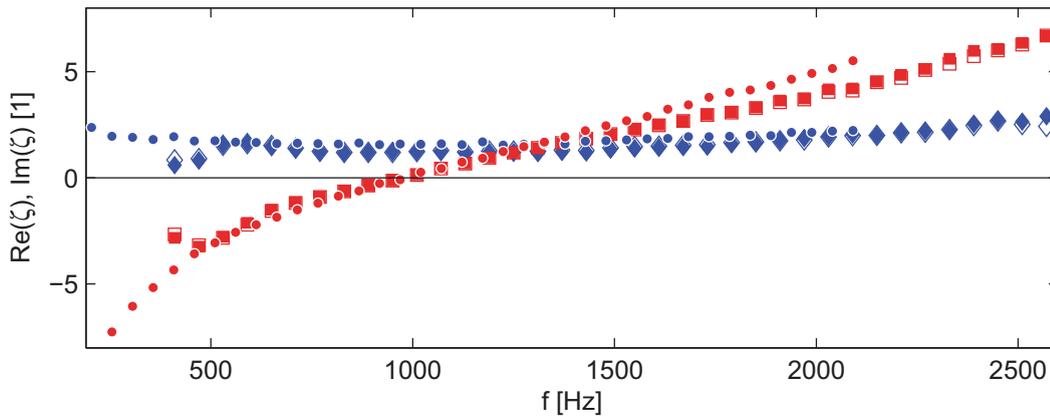
Die Erhöhung der Resistanzwerte bei hohen Machzahlen ist für die LINUS-Werte schwer interpretierbar. Grundsätzlich wird erwartet, dass sich das perforierte Deckblech bei hohen Machzahlen schallhärter verhält. Dieses Verhalten gilt aber für beide Prüfstände GFIT und DUCT-R und wird auch für GFIT-Daten unabhängig vom Anregungspegel so beobachtet. Aus welchem Grund dieser Effekt beim DUCT-R soviel deutlicher ausfällt ist deshalb unklar. Natürlich unterscheidet sich das absolute Strömungsfeld der Prüfstände aufgrund der unterschiedlichen Geometrie. Aber gerade für die Ähnlichkeitsgröße (mittlere) Machzahl wurde auf möglichst große Übereinstimmung bei den Versuchen geachtet. Dennoch könnten hier relevante Unterschiede in der Strömung maßgeblich sein, da vorwiegend die Impedanzwerte der hohen Machzahl $Ma = 0.2$ betroffen sind.

Es darf auch nicht außer Acht gelassen werden, dass durch die Verarbeitung der Streufaktoren in LINUS eine gewisse Art von Fehlerfortpflanzung erzeugt werden kann. So beeinflusst die Temperatur sowohl die Berechnung der Streufaktoren als auch die Berechnung der Impedanz an sich.

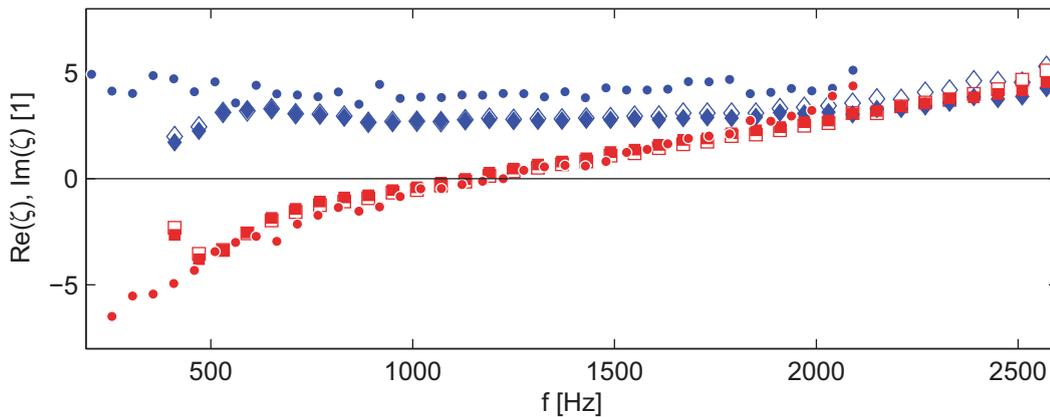
Abschließend ist festzustellen, dass die grundsätzlichen Übereinstimmungen eine gute Validierung liefern. Damit wird bewiesen, dass die Methoden der Messtechnik und Auswertung in der Lage sind belastbare Daten zu liefern. Dies gilt besonders für die LINUS-Methode, die bei gleichen Wellenzahl-Eingangsdaten im direkten Vergleich zur SMM-Methode nahezu identische Ergebnisse lieferte.



(a) SPL = 110 dB, $Ma = 0/\overline{Ma} = 0$.

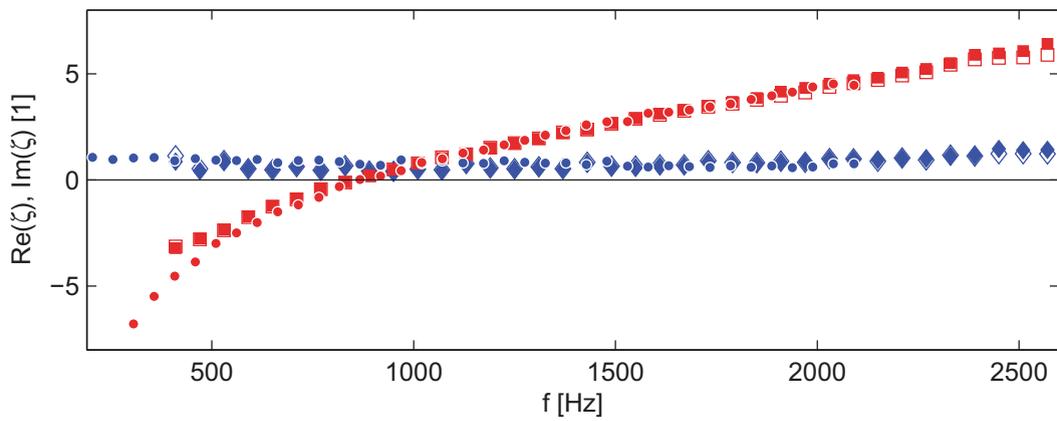


(b) SPL = 110 dB, $Ma = 0.1/\overline{Ma} = 0.0922$.

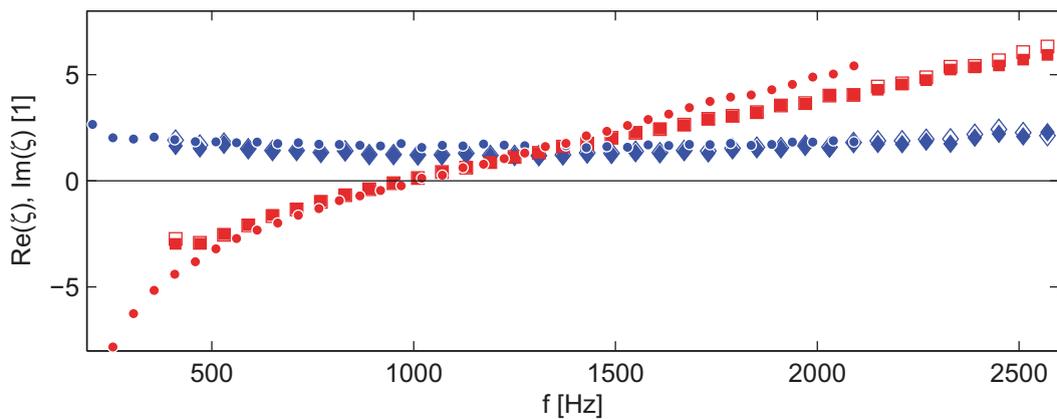


(c) SPL = 110 dB, $Ma = 0.2/\overline{Ma} = 0.1863$.

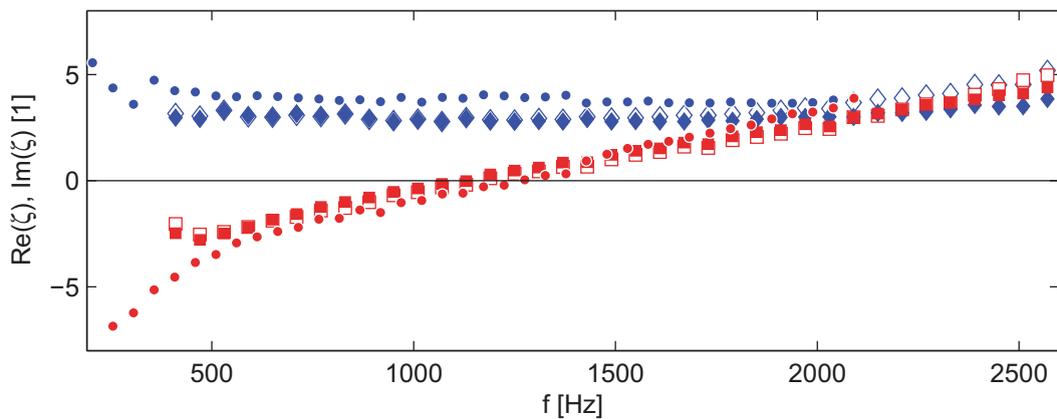
Abbildung 5.10: Vergleich der Impedanzdaten des Testobjektes HR-S2 für alle Machzahlen bei 110 dB SPL. Blaue Symbole zeigen die normierte Resistanz und rote Symbole die normierte Reaktanz. Geschlossene Kreise symbolisieren DUCT-R Daten, die mit der LINUS-Methode berechnet wurden. Geschlossene Quadrate und Rauten repräsentieren NASA GFIT-Daten, die mit der SMM-Methode [80, 84] ausgewertet wurden. Offene Quadrate und Rauten zeigen NASA GFIT-Daten, die mit der LINUS-Methode analysiert wurden.



(a) SPL = 120 dB, $Ma = 0/\overline{Ma} = 0$.

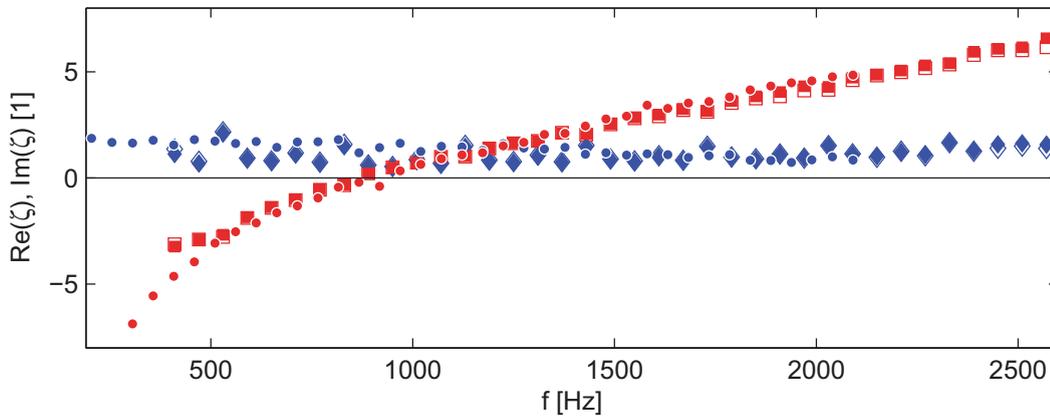


(b) SPL = 120 dB, $Ma = 0.1/\overline{Ma} = 0.0922$.

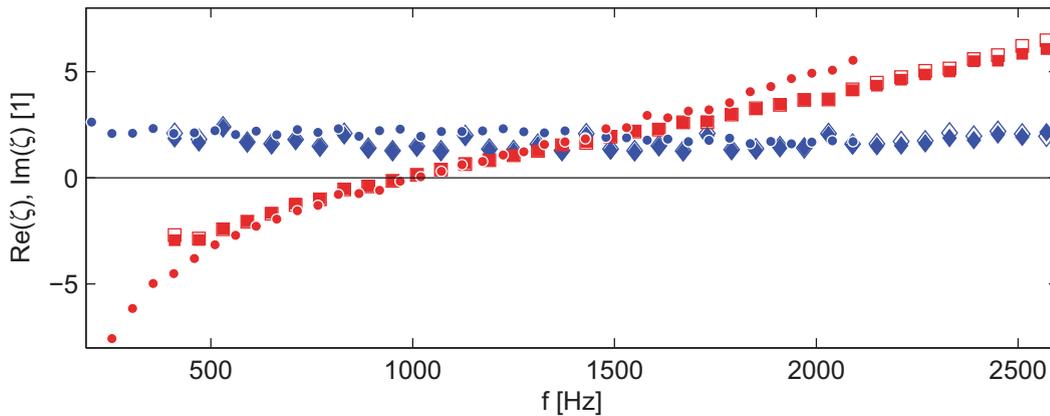


(c) SPL = 120 dB, $Ma = 0.2/\overline{Ma} = 0.1863$.

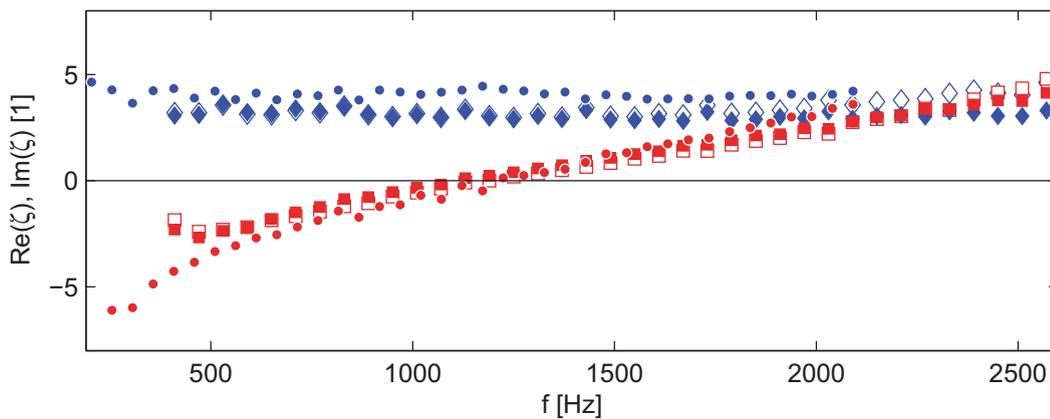
Abbildung 5.11: Vergleich der Impedanzdaten des Testobjektes HR-S2 für alle Machzahlen bei 120 dB SPL. Blaue Symbole zeigen die normierte Resistanz und rote Symbole die normierte Reaktanz. Geschlossene Kreise symbolisieren DUCT-R Daten, die mit der LINUS-Methode berechnet wurden. Geschlossene Quadrate und Rauten repräsentieren NASA GFIT-Daten, die mit der SMM-Methode [80, 84] ausgewertet wurden. Offene Quadrate und Rauten zeigen NASA GFIT-Daten, die mit der LINUS-Methode analysiert wurden.



(a) $\text{SPL} = 130$ dB, $\text{Ma} = 0/\overline{\text{Ma}} = 0$.



(b) $\text{SPL} = 130$ dB, $\text{Ma} = 0.1/\overline{\text{Ma}} = 0.0922$.



(c) $\text{SPL} = 130$ dB, $\text{Ma} = 0.2/\overline{\text{Ma}} = 0.1863$.

Abbildung 5.12: Vergleich der Impedanzdaten des Testobjektes HR-S2 für alle Machzahlen bei 130 dB SPL. Blaue Symbole zeigen die normierte Resistanz und rote Symbole die normierte Reaktanz. Geschlossene Kreise symbolisieren DUCT-R Daten, die mit der LINUS-Methode berechnet wurden. Geschlossene Quadrate und Rauten repräsentieren NASA GFIT-Daten, die mit der SMM-Methode [80, 84] ausgewertet wurden. Offene Quadrate und Rauten zeigen NASA GFIT-Daten, die mit der LINUS-Methode analysiert wurden.

5.1.3 Zwischenfazit zu lokal reagierenden Linern

Das vorangegangene Kapitel kann mit diesen Feststellungen zusammengefasst werden:

- Das Dämpfungsverhalten hängt folgendermaßen von der Geometrie bzw. Bauform des Liners ab: Einfache Helmholtzresonatoren (AA-S1, HR-S1/S2) erreichen eine schmalbandige, frequenzselektive Maximaldämpfung (bis 0% Transmission). Zusätzliche Lagen von Gaze auf dem Deckblech (AA-S2) oder Septa innerhalb des Liners (AA-S3) machen ihn breitbandiger zu Lasten der maximal erreichbaren Dissipation. Im Falle des Gazeüberzuges werden die Liner aber zusätzlich etwas unempfindlicher gegen Überströmung. Bei den einfachen Helmholtzresonatoren wirkt sich diese zwar so aus, dass der Liner breitbandiger wird, mitunter für beide Richtungen (HR-S1/S2) aber starke Einbrüche in der Maximaldämpfung zu verzeichnen sind. Dieses Verhalten unterstreicht die Notwendigkeit, für Liner in der Triebwerksanwendung Untersuchungen mit Strömung durchzuführen, um deren Leistungsfähigkeit abschätzen zu können.
- Die Überströmung wirkt sich auf vergleichsweise ähnliche Testobjekte wie AA-S1 und HR-S1/S2 unterschiedlich aus. Während der erstgenannte bei Machzahlerhöhung Frequenzverschiebungen und eine Peakverbreiterung für stromaufwärtige Schallausbreitung zeigt, werden HR-S1/S2 insgesamt breitbandiger. Hier spielen die Deckschichtporosität und damit verbundene Resistanzunterschiede offenbar eine wichtige Rolle.
- Zusätzliche Untersuchungen zur Baulänge bzw. des Verhältnisses L/D unterstreichen, dass eine gewisse Mindestlänge des Testobjektes notwendig ist, um repräsentative Aussagen über die Eigenschaften zu machen. So wirkte sich die Halbierung der Länge bei AA-S1 nur auf die Streubreite des Hauptmaximums aus, während der lineare Liner AA-S2 seine Gesamtdämpfung ändert.
- Mit dem Referenztestobjekt HR-S2 konnte zudem der Beweis erbracht werden, dass die Ergebnisse der verwendeten Methoden (Streufaktoren/LINUS) hinsichtlich Mess- und Berechnungsgenauigkeit mit etablierten Verfahren der NASA vergleichbar sind. Die einfache Impedanzbestimmungsmethode LINUS mit einer Rechenzeit von einigen Sekunden liefert ähnliche bis identische Werte wie die Single Mode Method (SMM) oder der komplexe Quasi 3D-FEM Code (CHE) der NASA [27].

Ausgehend von diesen Erfahrungswerten widmet sich die Arbeit im nächsten Abschnitt den nichtlokal reagierenden Strukturen und arbeitet deren Besonderheiten und Unterschiede heraus.

5.2 (Quasi-)Lokal und nichtlokal reagierende Liner

Im vorhergehenden Abschnitt ist die Definition der - hinsichtlich ihrer Impedanz - lokal reagierenden Oberfläche aufgrund der abgeschlossenen Zellen gerechtfertigt. Durch die Bauweise und die damit verbundenen Eigenschaften der nachfolgend beschriebenen Messobjekte stellt sich die Reaktion deutlich anders dar.

5.2.1 Industriell gefertigte Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7 (Fa. Meli-Con GmbH/PFW Aerospace AG)

Die Untersuchungsobjekte sind Linersegmente von 220 mm Länge und 110 mm Breite. Die Liner können wie AA-S2 als *lineare Liner* klassifiziert werden [149]. Dieser Typ soll vorrangig im Einlauf von Flugzeugtriebwerken zum Einsatz kommen, um dort insbesondere Schall von Fan und Verdichterstufen zu dämpfen. Dazu ist er folgendermaßen aufgebaut:

Die Innenstruktur besteht aus ineinander gesteckten Blechstreifen mit einer Stärke von ca. 0,4 mm. Der Abstand der Streifen untereinander beträgt 20 mm [131]. Die Deckschicht des Liners wird durch eine perforierte Platte mit darüber liegender feinporiger Streckmetalllage [130] gebildet und weist eine Dicke von ca. 1 mm auf. Die Löcher im Perforat haben einen Durchmesser von ca. 1 mm bei einem Mittenabstand von ca. 2 mm. Die Lochreihen sind jeweils versetzt zueinander angeordnet, so dass drei Löcher ein gleichseitiges Dreieck bilden. Die Bodenplatte des Messobjektes wird durch ein 0,5 mm starkes Blech gebildet.

Die Verbindung der gesamten Struktur erfolgt durch ein neuartiges Kontaktschweißverfahren, bei dem durch gleichmäßig verteilte Schweißnasen an den Ober- und Unterseiten der Blechstreifen während des Schweißvorganges Haftpunkte zu Deck- und Bodenplatte entstehen (vgl. Abb. 5.13b). Aufgrund dieses Herstellungsverfahrens ist der Liner **nichtlokal reagierend** (*engl.* non-locally reacting), d.h., die Wandimpedanz an einem Ort ist nicht nur von der Frequenz, sondern auch vom Schalldruck und der Schallschnelle an anderen Wandorten abhängig [42]. Diese Einschränkung kann für den Liner damit begründet werden, dass zwischen den einzelnen Haftpunkten Zwischenräume erhalten bleiben, die sowohl einen Fluidaustausch zwischen den jeweiligen Nachbarzellen als auch einen lokalen Luftschalldurchtritt ermöglichen.

5.2.1.1 Testbedingungen für PF-Liner (DUCT-S)

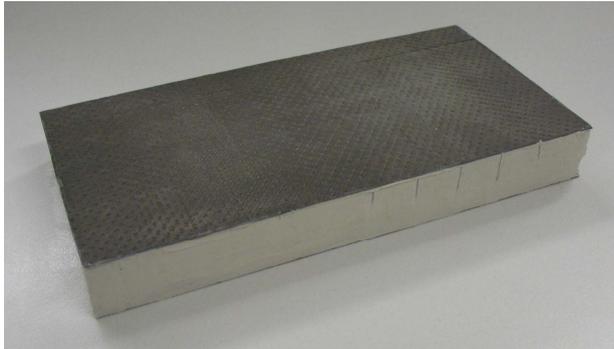
Um zu verhindern, dass während der Messungen durch den strömungsinduzierten Unterdruck im Versuchsstand Luft über die Zwischenräume zwischen den Haftpunkten eingesaugt wird, wurden die offenen Zellen am Umfang des Liners mittels Dichtmasse verschlossen (Abb. 5.13a). Dies reduziert allerdings die akustisch effektive Fläche des Messobjektes auf eine axiale Länge von 200 mm und 100 mm Breite. Durch die Montage im Kanal reduziert sich die Breite des Liners, die von Strömung und Schall beaufschlagt wird, nochmals auf 80 mm. Die überstehenden Flächen des Testobjektes wurden zusätzlich luftdicht abgeklebt. Eine akustische Wechselwirkung zwischen Nachbarzellen bleibt durch die Zwischenräume an den Schweißpunkten allerdings teilweise bestehen.

Die Versuche erfolgten analog zu der Instrumentierung beim HR-S1 mit zwölf G.R.A.S.-Mikrofonen bei Multitonbeschallung in der finalen Ausbaustufe des DUCT-S.

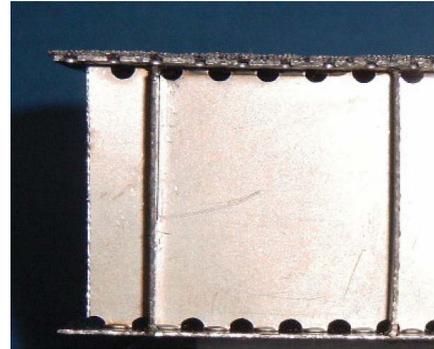
5.2.1.2 Konfigurationen (quasi-)lokal (PF-S7) und nichtlokal reagierender Dämpfer (PF-S6), Freie Zellkommunikation

Die Schlitze in den Zellwänden der Zellen eines Liners legen die Vermutung nahe, dass durch diese Effekte verursacht werden, die von der Definition lokal reagierender Liner abweichen. Des-

halb ist im ersten Schritt eine Gegenüberstellung notwendig, in der mit zwei ansonsten identischen Messobjekten der Einfluss der Schlitze herausgearbeitet wird. Dazu wurden Messreihen mit jeweils drei mutmaßlich lokal reagierenden Linern (PF-S7 a-c) und drei nichtlokal reagierenden Linern (PF-S6 a-c) durchgeführt. Durch nahezu komplette Abdichtung der inneren Zellen sollte dabei lokal reagierendes Verhalten bei der Liner-Charge PF-S7 hergestellt werden. Die relativ engen Steckschlitze der Zellstruktur wurden mit hochfestem Kleber verschlossen. Durch eine Veränderung der - für die Verschweißung nach wie vor erforderlichen - Schlitzegeometrie der Steckbleche bzw. Stringer konnte eine Minimierung der Schlitzgröße beim Schweißprozess erreicht werden.



(a) Gesamtansicht des Testobjektes PF-S1 mit abgedichteten seitlichen Zellen und Streckmetallüberzug als Deckschicht.



(b) Detailansicht des inneren Aufbaus des Samples PF-S1, deutlich sichtbar sind die Schweißpunkte sowie die Zwischenräume zu den Nachbarzellen (Bild aus [131]).

Abbildung 5.13: Bilder des mutmaßlich nichtlokal reagierenden Testobjektes PF-S1, das in seinem Grundaufbau identisch zu den Objekten PF-S6 und PF-S7 ist.

5.2.1.3 Bestimmung der Zellwandporosität POA_W

Vor dem zusätzlichen Abdichten der Seitenzellen wurde für alle Liner die Percentage Open Area (POA_W) also die offene Fläche der Zellwände bestimmt. Dies geschah mit Hilfe eines Scanners und anschließender Bildverarbeitung (Abb. A.1). Diese Bilder wurden mit *Matlab* weiterverarbeitet, um durch Auszählung weißer und schwarzer Pixel die POA zu bestimmen. Ein ähnliches Verfahren wird zur Bestimmung der Deckschichtporosität auch von Drevon [39] vorgeschlagen.

Das Resultat sind Werte im Bereich von 5.5% offener Fläche für die nichtlokal reagierenden Liner. Die als lokal reagierend angenommenen Liner erreichen immer noch Werte um 1% (Abb. 5.14). Deshalb werden diese Liner im Folgenden als **quasilokal** bezeichnet.

5.2.1.4 Dämpfungswirkung/Dissipation von PF-S1, PF-S6b und PF-S7a

Die Ergebnisse der Dämpfungs- bzw. Dissipationsbestimmung³ der Messreihe finden sich in Abb. 5.15 und 5.16. Die Beobachtungen und Erkenntnisse können wie folgt zusammengefasst werden:

Die Testobjekte einer Charge (quasilokal/nichtlokal) erwiesen sich im direkten Vergleich als äußerst homogen hinsichtlich der Frequenzantwort für die Dissipation. Dies spricht für einen Herstellungsprozess bzw. Fügevorgang der gleichmäßig gute Ergebnisse erzeugt und nur eine relativ geringe Streuung verursacht. Es sind aber deutliche und durch die Anzahl der Samples reproduzierbare Unterschiede im Dämpfungsverhalten auszumachen und somit ist der Beweis erbracht, dass

³Transmissions- und Reflexionsfaktoren sind im Anhang (Abb. B.1) gesondert aufgetragen

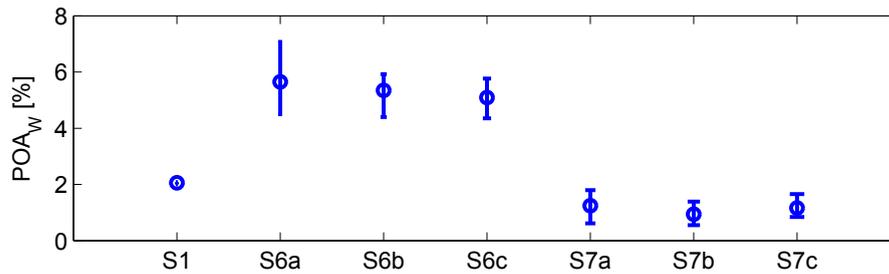


Abbildung 5.14: Im Bild sind die POA der Zellwände der verschiedenen PF-Liner dargestellt. Der Datenpunkt in der Mitte ist der Durchschnitt aus den zwölf Messungen (je drei pro Seite) für einen Liner. Oberer und unterer Datenpunkt zeigen die Streubreite eines Testobjektes.

hier Eigenschaftsunterschiede durch die Bauweise hervorgerufen werden. Der durch die Schlitze verursachte Effekt liegt deutlich außerhalb der Messobjektstreuung baugleicher Testobjekte (a-c). Die Abweichungen der Kurven erreichen im Mittel für den Frequenzbereich zwischen 1 kHz und 1.5 kHz Werte zwischen 15 und 18 %, wobei die Werte der Testobjekte mit sehr kleinen Schlitzen (also quasilokal reagierend) um diese Beträge höher liegen. Über 1.5 kHz kehrt sich dieser Trend um und die Werte liegen zwischen 5 bis 7 % unter denen der Testobjekte mit großen Schlitzen. Der Unterschied zwischen den Kurven stellt sich folgendermaßen dar: Das Frequenzmaximum verschiebt sich bei den Testobjekten mit sehr kleinen Schlitzen zu etwas tieferen Frequenzen (Tab. 5.2). Deren Frequenzantwort ist etwas breitbandiger ausgeprägt, was sich in einem gestauchten Verlauf der Kurven äußert. Dieses breitbandige Verhalten bei Testobjekten mit sehr kleinen Schlitzen war so nicht erwartet, da durch die großen Schlitze der anderen Testobjekte mit einer erhöhten inneren Dämpfung und damit breitbandigeren Frequenzantwort gerechnet wurde. Auffällig ist zudem, dass die Kurven von PF-S6 und PF-S1 erst ab Frequenzen oberhalb von 1.1 kHz voneinander abweichen. Der zusätzliche Vergleich der aufintegrierten Dissipation (Fläche unter den Kurven, Abb. 5.15) ergibt eine um 4% höhere Dämpfung für die Sample mit sehr kleinen Schlitzen (PF-S7 a-c, Tab. 5.2).

Zusätzliche Komplexität erreichen die Zusammenhänge, wenn zum Vergleich die Dissipationsdaten des zuerst untersuchten Testobjektes PF-S1 herangezogen werden (im Bild die grüne Kurve mit Dreieck-Markern). Die Charakteristik ähnelt denen der Testobjekte mit großen Schlitzen, insbesondere hinsichtlich der Frequenz maximaler Dämpfung ($f_{0,1} = 1683$ Hz, Tab. 5.2). Allerdings erreicht PF-S1 eine deutlich höhere Maximaldämpfung als die Testobjekte PF-S7 a-c, obwohl die Zellschlitze etwas kleiner sind und die offene Fläche POA_W mit 2% um die Hälfte geringer ist als die der Testobjekte PF-S6 a-c.

Im Fall von Überströmung (Abb. 5.16, $Ma = 0.1$) ändern sich die Kurvenverläufe in der erwarteten Weise (siehe Kap. 5.1/[23]), dass in stromab-Richtung die Dämpfung über den gesamten Bereich etwas abfällt, während stromauf ein Sättigungsverhalten bzw. keine äquivalent große Steigerung der Dämpfung zu beobachten ist. Diese Ergebnisse führen zum Schluss, dass die Dämpfung offenbar in nichtlinearer Weise von der Schlitzgröße und damit offenen Zellwandfläche POA_W abhängt. Allerdings ist dies nicht komplett belastbar, da weder zusätzliche Vergleichsobjekte für PF-S1 vorliegen noch sichergestellt werden kann, dass die Deckschicht von PF-S1 in Anzahl und Ausrichtung der *SilentMetal*-Lagen wirklich identisch zu PF-S6 a-c ist.

Aufgrund der geringen Streuung, wurden für nachfolgende Untersuchungen die Testobjekte PF-S6b und PF-S7a als jeweils repräsentativ für ihre Charge ausgewählt. Zudem verlaufen ihre Dissipationsverläufe über den gesamten Frequenzbereich relativ glatt und weisen an keiner Stelle Abweichungen auf, sie bilden somit ein gutes Mittel.

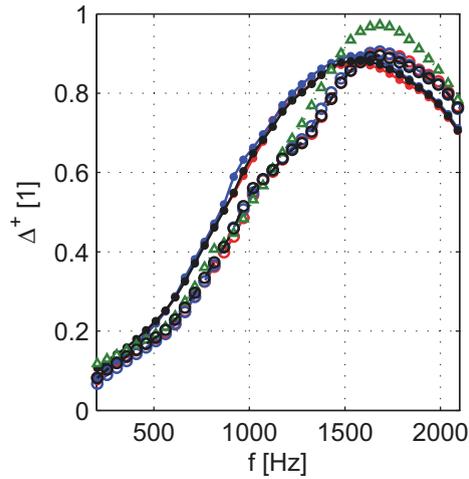


Abbildung 5.15: Vergleich der Dissipationskurven quasilokal reagierender Testobjekte PF-S7 (durchgezogene Kurven, geschlossene Kreise) mit nichtlokal reagierenden Proben PF-S6 (gestrichelte Kurven, offene Kreise) mit einer POA_W von 5.5%. Ergänzt sind Datenpunkte des Testobjektes PF-S1 (gepunktete Kurve, offene Dreiecke) mit einer POA von 2%. Jeweils bei $Ma = 0$.

Tabelle 5.2: Übersicht über Lage und Wert des Dissipationsmaximums Δ_{\max}^+ sowie integrative Dissipation Δ_I^+ der Testobjekte für den Frequenzbereich zwischen 204 und 2091 Hz (nach Abb. 5.15).

Testobjekt	POA_W [%]	$f_{0,1}$ [Hz]	Δ_{\max}^+ [1]	Δ_I^+ [1]
PF-S1	2.05	1683	0.9716	0.5873
PF-S6a	5.65	1683	0.8987	0.5517
PF-S6b	5.34	1683	0.9049	0.5532
PF-S6c	5.09	1683	0.8952	0.5535
PF-S7a	1.25	1581	0.8740	0.5906
PF-S7b	0.94	1581	0.8955	0.6035
PF-S7c	1.16	1581	0.8812	0.5964

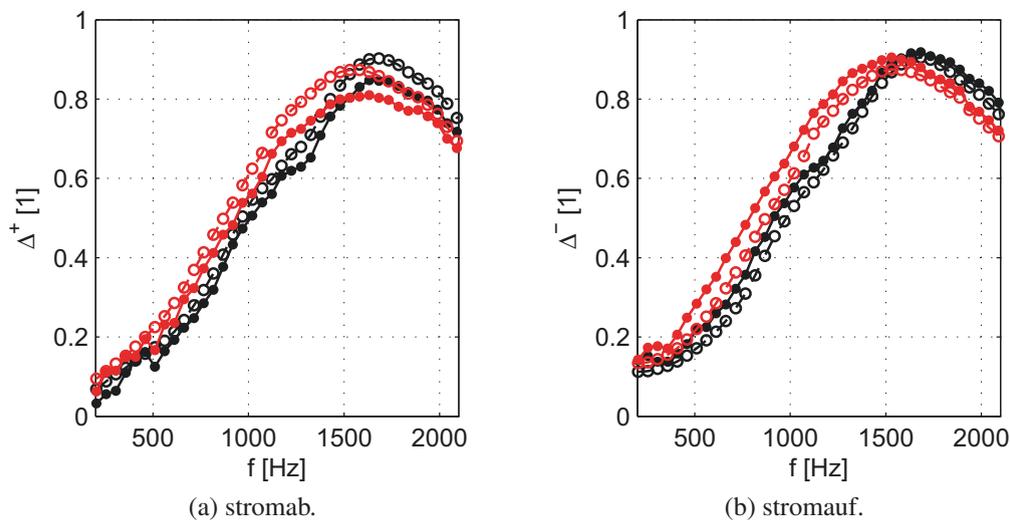


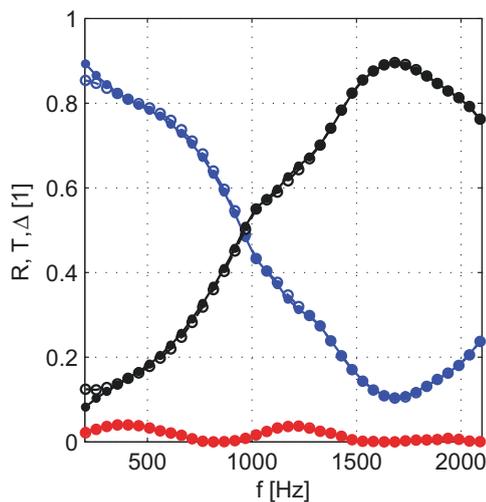
Abbildung 5.16: Einfluss der Strömung auf das Dämpfungsverhalten quasilokal (PF-S7, rote Kurven) und nichtlokal reagierender Liner (PF-S6, schwarze Kurven). Durchgezogene Kurven deklarieren Strömung, gestrichelte Kurven den Fall ohne Strömung.

5.2.1.5 Impedanzen für PF-S6c und PF-S7c

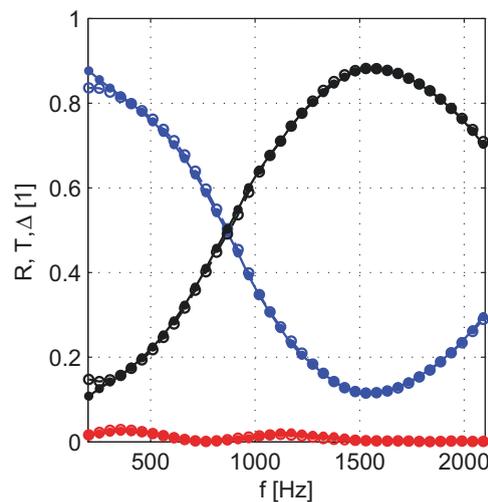
Die weitere Charakterisierung dieser Testobjekte kann mithilfe der Impedanz vorgenommen werden. Dazu wurden die in Abb. 5.17 gezeigten Verläufe mittels der LINUS-Auswertung bestimmt.

Die Impedanzen entsprechen an sich den Erwartungen an einen linearen Liner [30]. Es zeigen sich sehr hohe Resistenzen und sehr niedrige Reaktanzen für tiefe Frequenzen ($f < 400$ Hz, mit *Polstelle* für 0 Hz). Für Frequenzen über 400 Hz strebt die Resistanz gegen einen Wert von $1.2 \rho c$ für PF-S6c bzw. $1.3 \rho c$ für PF-S7c. Die Reaktanz hat für PF-S7c eine sichtbare Resonanzfrequenz bzw. Nulldurchgang um 2100 Hz, während selbige für PF-S6c nur per Extrapolation bestimmt werden könnte. In diesem Fall liegt sie bei ca. 2300 Hz.

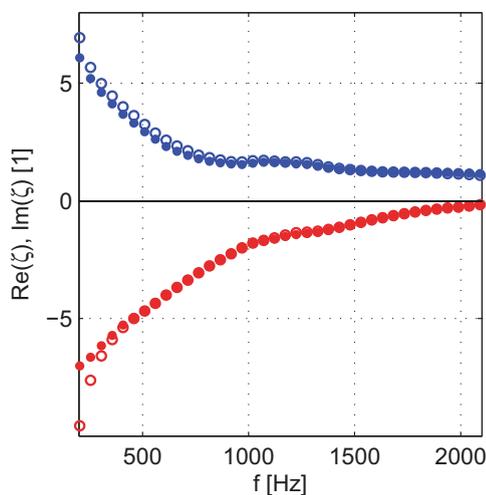
Auffällig beim Vergleich mit den Streufaktoren ist die leichte Erhöhung zwischen 1 und 1.4 kHz bei Testobject PF-S6c (nichtlokal reagierend). Diese findet sich sowohl bei Transmission und Dissipation als auch bei der Impedanz wieder. Zudem ist der Abfall- bzw. Anstiegsgradient der Real- und Imaginärteile der Impedanz beim nichtlokalen Sample PF-S6c geringer als für den quasilokal reagierenden Fall PF-S7c.



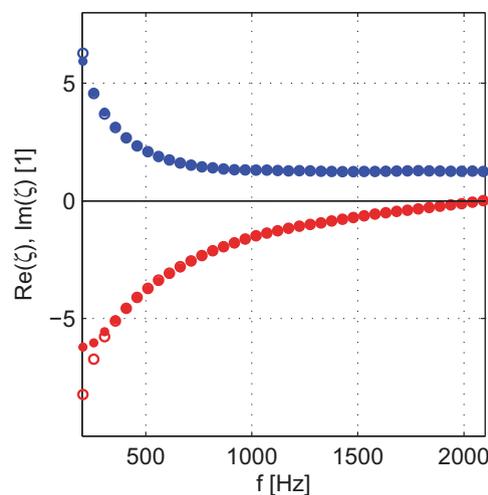
(a) Streufaktoren von PF-S6c, nichtlokal reagierend.



(b) Streufaktoren von PF-S7c, quasilokal reagierend.



(c) Impedanz von PF-S6c.



(d) Impedanz von PF-S7c.

Abbildung 5.17: Gegenüberstellung der Streufaktoren (Legende: Abb. 5.1, S. 45) und Impedanzen (blau - Resistanz und rot - Reaktanz) nichtlokal und quasilokal reagierender Testobjekte bei $Ma = 0$.

5.2.1.6 Erzwungene Zellinteraktion durch abzweigende Resonatorzellen/folded cavities - Bestimmung von LOCI und ECR für PF-S6b und PF-S7a

Die Ergebnisse der Untersuchungen in den vorangegangenen Abschnitten zeigen Unterschiede für das Dämpfungsverhalten quasilokal und nichtlokal reagierender Strukturen (Abb. 5.15). Damit wird bereits deutlich, dass sich die Zellinteraktion global auf die Dämpfung auswirkt. Auf den Anteil der einzelnen Resonatorzellen bzw. deren offener Wandflächen kann damit noch nicht geschlossen werden. Aus diesem Grund wurde die Zellinteraktion für das Testobjekt PF-S1 mittels Abklebung der Deckschicht erzwungen. Es zeigt sich, dass das Dissipationsmaximum einbricht und ein Zusatzmaximum in der Dissipation erscheint (Abb. 5.18). Die Verringerung des Hauptmaximums kann durch die Abnahme der aktiv dämpfenden Fläche erklärt werden. Normiert man die Werte der Ausgangskonfiguration mit der Wurzel des abgedeckten Flächenanteils, wird diese Kurve (grau) für das Hauptmaximum deckungsgleich mit den Werten der abgedeckten Konfiguration (rote Kurve).

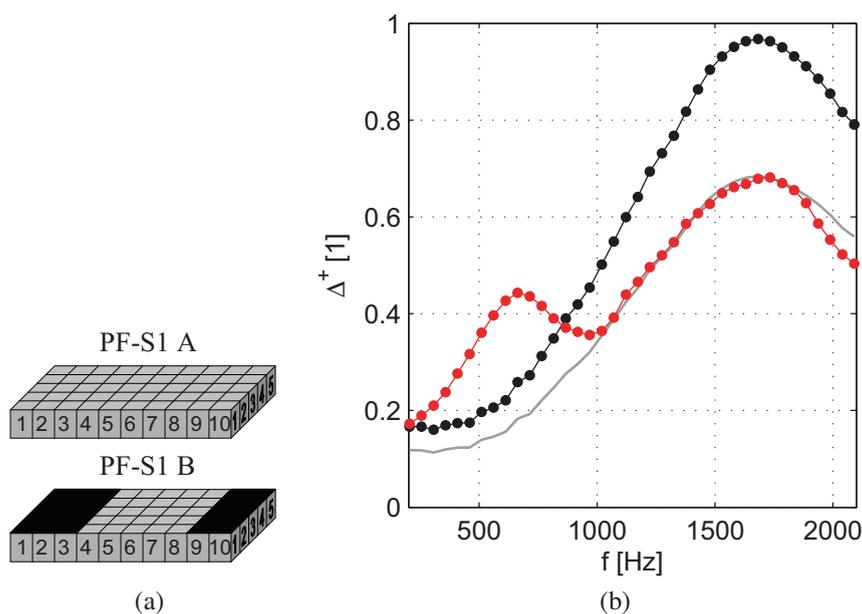


Abbildung 5.18: Dissipation bei freier Zellinteraktion von PF-S1 A (ohne Abklebung, schwarz) und erzwungener Zellinteraktion von PF-S1 B (mit Abklebung, rot). Die graue Kurve zeigt die mit $\sqrt{2}$ -normierten Werte von PF-S1 A.

Die Ausprägung und Lage des Zusatzmaximums kann jedoch nicht ohne Weiteres vorhergesagt werden. Es ist damit zu rechnen, dass der abgedeckte Teil des Liners einen tieffrequent abgestimmten Absorberabschnitt generiert [24, 25]. Um dieses Verhalten besser zu quantifizieren, wurden im nächsten Schritt Konfigurationen für die Testobjekte PF-S6b und PF-S7a vermessen, bei denen systematisch Zellreihen abgedeckt wurden (Abb. 5.19)⁴. Die Ergebnisse für die Streufaktoren sind in Abb. 5.21 und 5.22 dargestellt. Die reduzierte Länge des Deckblechs hat eine dadurch verminderte Dämpfungseigenschaft zur Folge, während die abgedeckten Resonatorvolumina Anteile für die verbleibenden offenen Resonatoren beisteuern. Durch Normierung der Dissipationswerte einer jeden Konfiguration mit denen der Ausgangskonfiguration (A) und anschließender Integration nach Gl. (3.14) erhält man das Maß für die Zellinteraktion - das *Level Of Cell Interaction*, LOCI. Diese Werte können wiederum über der reduzierten Länge l_{red} aufgetragen (Abb. 5.20) und darin

⁴In der ursprünglichen Publikation [25] wurden geometrisch unterschiedliche Testobjekte untersucht (Streckmetall sowie Drahtgewebe als Deckschicht), deren Abklebungsschema symmetrisch zur Linermittte verlief. Diese Unwägbarkeiten sind mit geometrisch gleichen Objekten und einseitiger Abklebung in dieser Studie ausgeräumt.

das Maximum der Kurven bestimmt werden. Mithilfe von Gl. (3.16) erhält man schließlich die effektive Interaktionsreichweite ECR. Sowohl die Kurven als auch die Berechnungen zeigen, dass für stromabwärtige Richtung nahezu alle Zellen (90% l_{red}) des nichtlokal reagierenden Samples PF-S6b an der Zusatzdämpfung beteiligt sind. Entgegen der Strömung sind dies nur 20 bis 30%. Der stetige Anstieg des Zellinteraktionsgrades für PF-S6b (stromabwärtige Richtung) in Abb. 5.20 offenbart zudem, dass die Abdeckung die Interaktion noch mehr erzwingt, verglichen mit dem Fall ohne Abdeckung.

Für den lokal reagierenden Fall (PF-S7a) beschränkt sich der Anteil der Interaktion auf ein bis zwei Zelllängen. Damit kann dieses Testobjekt zumindest als **quasilokal** reagierend definiert werden, da eine geringe aber vorhandene Interaktion nachgewiesen wird. Dies zeigt sich auch in den schwachen Zusatzmaxima im Dissipationsverlauf des Testobjektes in Abb. 5.21 und 5.22.

Diese Erkenntnisse mögen auf den ersten Blick akademischer Natur sein, da bereits eingangs festgestellt wurde, dass sich der Liner an sich in seiner Form bzw. Wirkungsweise ändert, wenn er teilweise verschlossen wird. Nichtsdestotrotz tritt diese Art der erzwungenen Interaktion praktisch immer dann auf, wenn Teile von nichtlokal reagierenden Linern durch zusätzliche Anbauten zwar Teil der Struktur aber abgedeckt sind (bspw. Temperatursonde im Einlauf, Struts im Bypass).

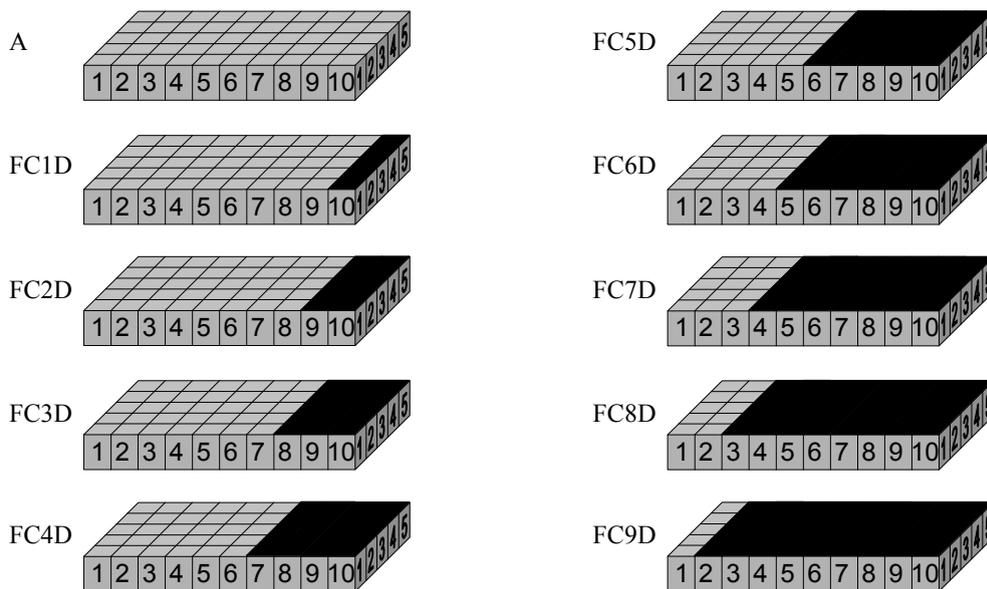


Abbildung 5.19: Übersicht über die untersuchten Konfigurationen von Folded-Cavities (FC) für PF-S6b und PF-S7a. Die abgedeckten Zellen (schwarz) sind stromabwärts ausgerichtet (D-downstream).

Tabelle 5.3: Übersicht über die unterschiedliche effektive Kommunikationsreichweite quasilokal und nichtlokal reagierender Liner (mit und ohne Strömung), aus den LOCI-Kurven in Abb. 5.20.

Testobjekt	Richtung	ECR(l_{red})	
		Ma = 0	Ma = 0.1
PF-S6b	+	0.9	0.9
	-	0.2	0.3
PF-S7a	+	0.2	0.2
	-	0.1	0.1

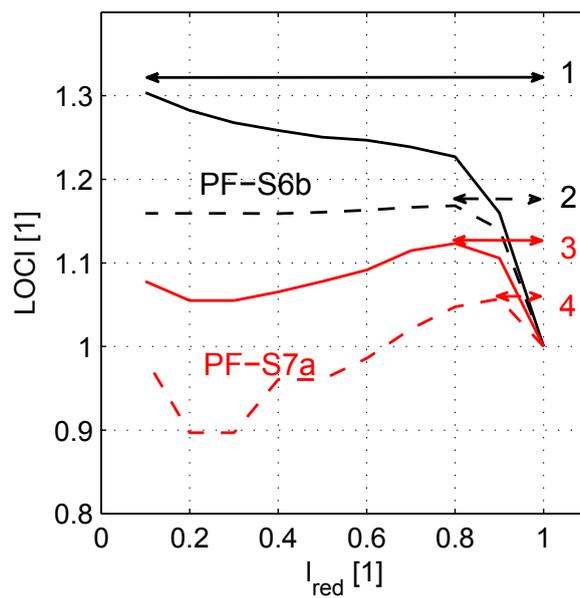


Abbildung 5.20: Zellinteraktionsgrad (LOCI) für das nichtlokal reagierende Testobjekt PF-S6b (schwarze Kurven) und das quasilokal reagierende Objekt PF-S7a (rote Kurven). Durchgezogene Linien stromabwärts (+), gestrichelte Linien stromaufwärts (-). Die Pfeile repräsentieren die Kommunikationsreichweite ECR: 1 (+) und 2 (-) für PF-S6b sowie 3 (+) und 4 (-) für PF-S7a.

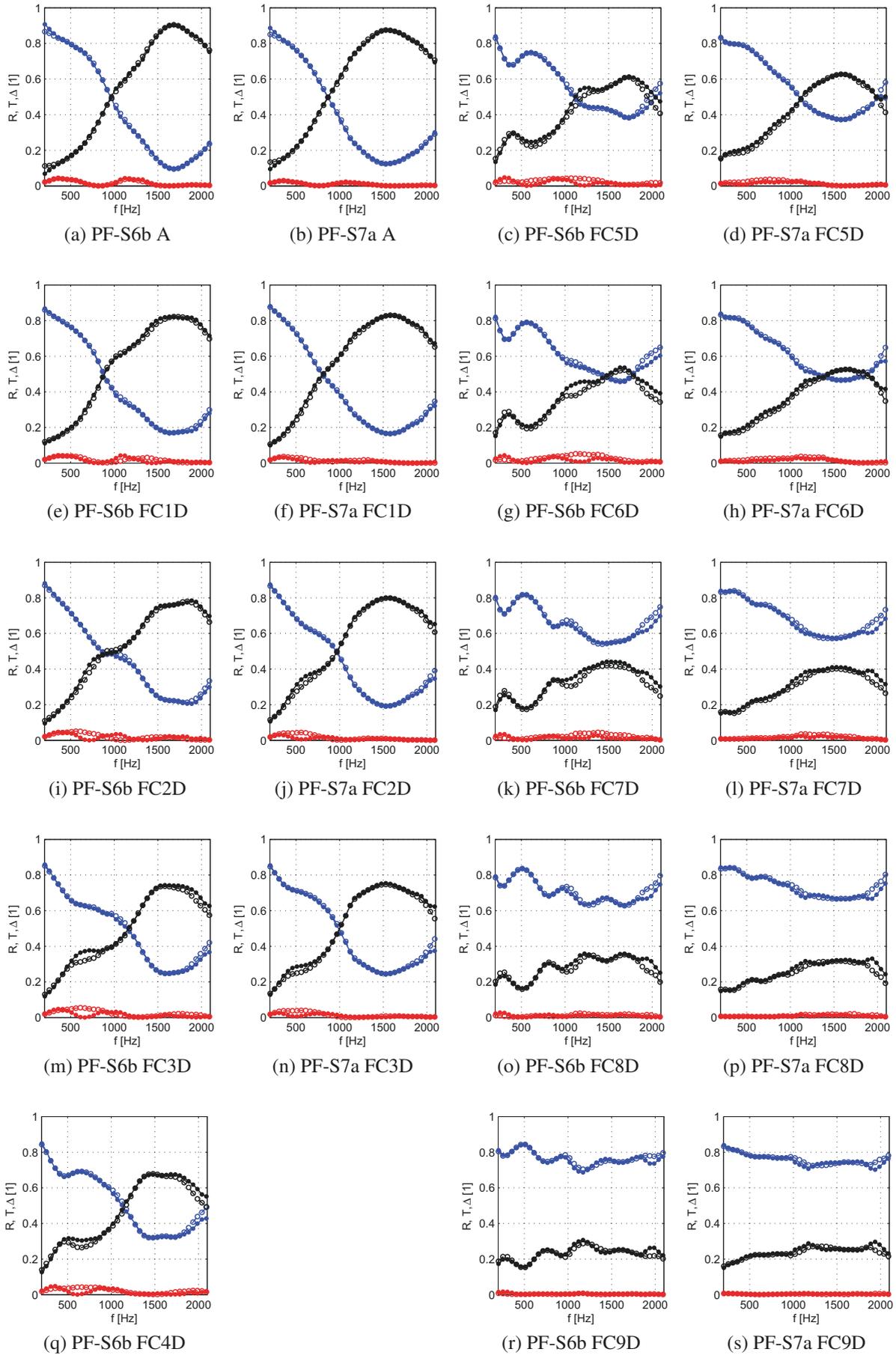


Abbildung 5.21: Streufaktoren der Folded Cavity Konfigurationen von PF-S6b/PF-S7a, ohne Strömung $Ma = 0$ (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

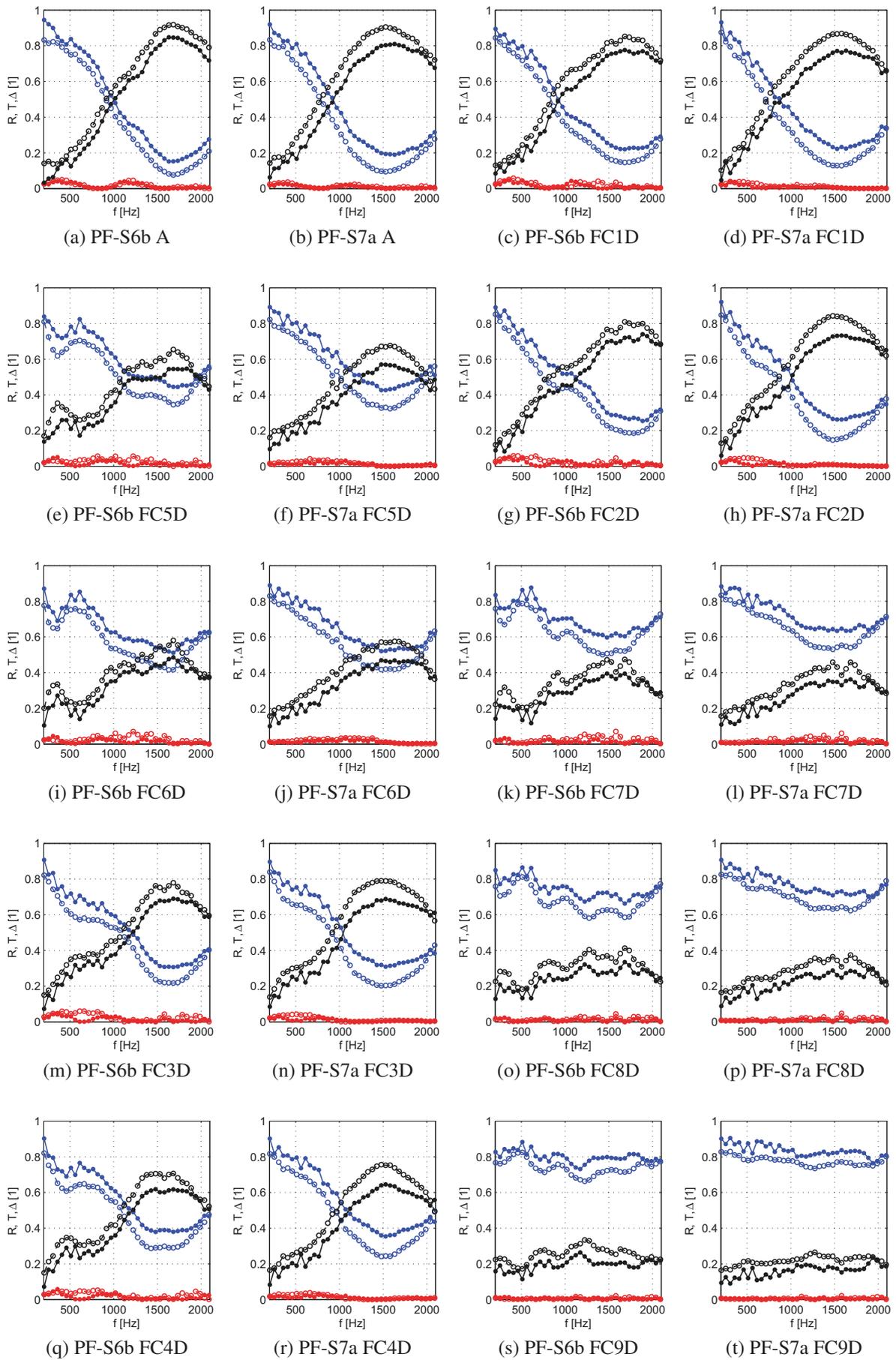


Abbildung 5.22: Streufaktoren der Folded Cavity Konfigurationen von PF-S6b/PF-S7a, mit Strömung $Ma = 0.1$ (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.2.2 Zwischenfazit zu industriell gefertigten quasilokal und nichtlokal reagierenden Linern

Die Erkenntnisse der vorhergehenden Abschnitte zu nichtlokal reagierenden Linern können wie folgt zusammengefasst werden:

- Baugleiche Testobjekte, die sich nur hinsichtlich der Zellverbindungen unterscheiden (quasilokal/nichtlokal reagierend), zeigen deutliche Unterschiede im Dämpfungsverhalten. Die erhöhte Dämpfung über den gesamten Frequenzbereich ist bei den quasilokal reagierenden Testobjekten (PF-S7) zu finden. Dieses Verhalten ändert sich auch bei Überströmung der Liner nicht wesentlich. Bei einem weiteren Testobjekt (PF-S1) mit kleineren Zellverbindungen, respektive geringerer offener Zellwandfläche POA_W als PF-S6, verbesserte sich das Dämpfungsverhalten jedoch wieder deutlich. Es gibt offenbar einen Zusammenhang zwischen der erreichbaren Gesamtdämpfung und offener Zellwandfläche.
- Die Impedanzen für die untersuchten Testobjekte zeigen ebenfalls unterschiedliche Charakteristika. Für das nichtlokal reagierende Testobjekt (PF-S6) gibt es bei generell höherem Resistanzverlauf zusätzlich Überhöhungen zwischen 1 und 1.4 kHz. Auch der Reaktanzverlauf zeigt die Überhöhung und eine deutlich höhere Resonanzfrequenz um 2.3 kHz. Dem gegenüber zeigt das lokal reagierende Testobjekt einen glatteren Verlauf der Resistanz und eine niedrigere Resonanzfrequenz (2.1 kHz). Die nichtlokalen Eigenschaften wirken sich offenbar nicht nur im Inneren der Zelle aus sondern haben auch eine Rückwirkung auf die Dämpfung durch die Deckschicht.
- Wird die Zellinteraktion bei den Samples durch abschnittsweise Abdeckung der Deckschicht erzwungen, erzeugt dies eine stärkere Dämpfung im niedrigen Frequenzbereich. Diese Verbesserung wird mit einer Verringerung der vorher erreichten Maximaldämpfung "erkauft". Mit diesen Experimenten wird zwar der Resonatortyp verändert, sie lassen aber Rückschlüsse auf die Reichweite oder Ausdehnung der Zellinteraktion bzw. inneren Dämpfung bei nichtlokal reagierenden Linern zu. So zeigt sich deutlich, dass beim nichtlokal reagierenden Testobjekt alle Kammern einbezogen werden, während für das lokal reagierende Testobjekt nur die ersten Kammerreihen einen Beitrag leisten. Vielmehr wird für die Testobjekte PF-S6 nachgewiesen, dass diese sich nur quasilokal verhalten. Es ist nämlich eine schwache Zellinteraktion vorhanden.

Die Ergebnisse unterstreichen die Notwendigkeit von Prinzipexperimenten, die mehr Aufschluss über die tatsächlichen physikalischen Effekte bringen können. Auf derartige Experimente wird im Folgekapitel eingegangen.

5.3 Prinzipexperimente zu Zellverbindungen und nichtlokal reagierendem Verhalten

Ausgehend von den bisherigen Erkenntnissen aus den Versuchen mit sowohl lokal als auch nichtlokal reagierenden Helmholtzresonator-Linern und unterstützt durch eine Literaturstudie zu den Auswirkungen von Zellverbindungen im Allgemeinen sowie Drainageschlitzten im Speziellen werden Prinzipexperimente entwickelt. Diese sollen verwendet werden, um die maßgeblichen Dämpfungsprozesse der Schlitzte bzw. Zellverbindung zu identifizieren, zu bewerten und zukünftig unmittelbar auszunutzen.⁵

5.3.1 Weiterführende Literaturstudie zu Zellinteraktion und Drainageschlitzten bei Linern

Um einen Überblick über die gängigen Geometrien von Linern mit Zellverbindungen wie Drainageschlitzten o.ä. zu erhalten, wird ein Teil der in Kapitel 2 aufgeführten Literatur hinsichtlich der wesentlichen Daten in Tab. 5.4 systematisch gegenübergestellt. Auf diese Weise lassen sich folgende wichtige Punkte festhalten:

- Die Definition *lokal reagierend* setzt nach Zandbergen [169] voraus, dass die untersuchte Wellenlänge das 3.5-fache der axialen Resonatorzellgröße (hier Durchmesser) nicht unterschreitet. Wird dieser Wert unterschritten verhalten sich auch abgeschlossene Zellen nichtlokal reagierend. Dies äußert sich in einer Phasenverschiebung über dem Zellquerschnitt.
- Die Arbeit von Eaton [41] zeigt zudem, dass die axiale Ausrichtung der Schlitzte eine Rolle spielt. So haben nur Längsschlitzte (in Ausbreitungsrichtung) eine geringere Wirkung als die Kombination aus Längs- und Querschlitzten. Murray et al. [111] beschränken sich hier fast ausschließlich auf Querschlitzte und nur einen Vergleich mit 30°-Schrägschlitzten (Config 6), finden dafür aber auch eine reduzierte Dämpfung und deren frequenzverschobenes Maximum. Die Größe der Schlitzte äußert sich zudem im veränderten Verlauf der Impedanz. Diese weist bei Anregungspegel um 130dB zusätzliche Minima in der Resistanz und Nulldurchgänge in der Reaktanz im Bereich um 900 Hz (5 mm Schlitz) und 1 kHz (2.5 mm Schlitz) auf. Dazu kommen Antiresonanzen bei 1.5 kHz (5 mm Schlitz) und 1.3 kHz (2.5 mm Schlitz). Bei erhöhten Pegeln (150dB) nähern sich die Kurven an, werden aber ungleichmäßiger im Frequenzverlauf.
- Die vertikale Schlitzposition hat einen vernachlässigbaren Einfluss auf die Resistanz. Allerdings tritt eine leichte Verschiebung der Resonanz um 50 Hz auf, wenn die Öffnung am Boden eingebracht wurde [63]. Dies wird durch Untersuchungen von Hillereau et al. [71] gestützt. Hier werden statt Schlitzten mikroperforierte Zellwände wechselnd horizontal oder vertikal verschlossen (Streifenmuster). Es zeigen sich aber kaum Unterschiede im Dämpfungsverhalten.
- Allen Arbeiten gemein ist, dass die Schlitzhöhen 5 mm meist nicht überschreiten, während die Schlitzbreite zwischen 2 und 4 mm liegt. Damit stellen sich je nach Zellgeometrie Porositäten einer Zellwand zwischen 1% und 15% ein [41, 63, 111, 169].
- Das Verhältnis zwischen Deckschichtporosität POA_F und durch Zellwandöffnungen erzeugte *innere* Porosität POA_W des Liners ist entscheidend. Geringe Deckschichtporosität erzeugt vergleichsweise starke Wirbelablösung in der Deckschicht. Zudem gibt es einen direkten

⁵Diese Ergebnisse wurden zum Teil in englischer Sprache bereits in den Publikationen [28] und [29] diskutiert.

Zusammenhang mit der Liner- bzw. Deckschicht-Resistanz. Ist sie gering, steigt nach Hafsteinsson et al. [63] die Resonanzfrequenz des Systems und umgekehrt. Deshalb sind in Tab. 5.4 ebenso die POA_F der Deckschicht des Liners aufgelistet, um sie in Beziehung mit der erreichten Dämpfung zu stellen. Die Arbeiten von Eaton [40, 41] weisen ebenso auf eine Einkopplung der Zellinteraktion durch die Deckschicht auf die akustischen Wellen hin.

Abschließend sind zum Vergleich die Konfigurationsdaten der Prinzipexperimente Plane Liner Module (PLM) und Scaled Liner Cavity (SLC) in Tab. 5.5 dargestellt. Diese Experimente werden im Folgenden näher vorgestellt.

Tabelle 5.4: Übersicht über Zell- und Drainageschlitzgrößen in der Literatur.

Literaturstelle (chronologisch)	Exp./ Num.	Deckschicht		Zelle Form	Breite/Durchm. d_l/x [mm]	Tiefe		Schlitz/ Loch Form	Position	Wandstärke t [mm]	Breite/ d_s [mm]	Höhe [mm]	Wand POA _w [%]	L/Q/S ^a		
		POA _f [%]	Grundfläche			y [mm]	z [mm]									
Zandbergen [169]	E	7.00	hexagonal	19.0	-	11.43	halbrund	unten	0.2	4.00	(4.00) ^b	12.00 ^c	L,Q			
				7.50	quadratisch	10.0	10.0	11.43	-	0.5	-	-	-	-		
Eaton [41]	N	-	quadratisch	10.0	10.0	10	rechteckig	unten	1.0	2.00	4.00	4.00	≈8.00 ^d	N		
				k.A.	quadratisch	12.5	12.5	30	rechteckig	unten	k.A.	4.00	5.00	5.00	≈5.00 ^d	L
				k.A.	hexagonal	16.5	-	≈25.4 ^d	rechteckig	unten	k.A.	2.00	4.00	4.00	≈3.00 ^d	L,Q,S 30°
				k.A.	hexagonal	8.3	-	≈25.4 ^d	rechteckig	unten	k.A.	2.00	4.00	4.00	≈7.00 ^d	L,Q,S 30°
				k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	6.70	(L)
Hillereau et al. [71]	E	k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	4.00	(L)		
				k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	2.70	(L)
				k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	2.00	(L)
				k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	1.30	(L)
				k.A.	rechteckig	6.4	38.1	25.4	mikroperforiert	verteilt	k.A.	-	-	-	-	-
Murray et al. [111]	E/N	k.A.	hexagonal	k.A.	k.A.	12.7	rechteckig	unten	k.A.	1.00	5.00	5.00	(k.A.)	Q		
				k.A.	hexagonal	k.A.	19.05	rechteckig	unten	k.A.	1.00	5.00	5.00	(k.A.)	Q	
				k.A.	hexagonal	k.A.	19.05	rechteckig	unten	k.A.	1.00	2.50	2.50	(k.A.)	Q	
				k.A.	hexagonal	k.A.	19.05	rechteckig	unten	k.A.	1.00	5.00	5.00	(k.A.)	S 30°	
Busse et al. [25]	E/N	k.A.	quadratisch	20.0	20	25	halbrund	unten & oben	0.4	k.A.	k.A.	k.A.	2.05	L,Q		
				k.A.	quadratisch	30.0	30	30	-	(-)	0.4	(-)	(-)	(-)	0.7	(-)
Hafsteinsson et al. [63]	E/(N)	2.34	rechteckig	3.5	7	7	quadratisch	mittig	0.3	1.64	1.64	5.50	L ^e			
				Validation Case												

^aSchlitzausrichtung relativ zur Schallausbreitungsrichtung: L=Längs; Q=Quer/Umfangsrichtung, N=Normal/Orthogonal; S=Schräg

^bLängloch

^cabgeschätzt mit einer Wand des Hexaeders

^dabgeschätzt

^eInzidente Schallwellenausbreitung normal zur Deckfläche, die Ausbreitung in der Resonator-kammer erfolgt jedoch längs.

Tabelle 5.5: Vergleichend zu Tab.5.4 sind die in dieser Arbeit untersuchten Prinzipexperimente (PLM/SLC) sowie deren Konfigurationen aufgelistet.

Literaturstelle (chronologisch)	Exp./ Num.	Deckschicht POAr [%]	Zelle Form Grundfläche	Breite/Durchm. d/x [mm]			Tiefe y [mm]	Höhe z [mm]	Schlitz/ Loch Form	Position	Wandstärke t [mm]	Breite/ds [mm]	Höhe [mm]	Wand	
				POAr	L/Q/S ^a										
Plane Liner Module (PLM)															
Heuwinkel et al. [69], Abb.8b															
PLM-C1		5,82	rechteckig	60,0	26,0	26,0	49,0	-	-	-	-	-	-	100	(L)
PLM-C2		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	-	-	-	0,8	-	-	0,00	-
PLM-C3		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	rund	mitig	unten	0,8	9,40	-	5,50	L
PLM-C4		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	quadratisch	unten	& oben	0,8	8,33	8,33	5,50	L
PLM-C5		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	quadratisch	unten		0,8	5,90	5,90	5,50	L
PLM-C6		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	quadratisch	unten		0,8	4,00	4,00	1,28	L
PLM-C2 FCID		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	-	-	-	0,8	-	-	0,00	-
PLM-C5 FCID		4,99	rechteckig	29,6	26,0	26,0	48,1	quadratisch	unten & oben		0,8	5,90	5,90	5,50	L
Scaled Liner Cavity (SLC)															
E															
SLC1-CX		28,88	rechteckig	80,0	40,0	40,0	50,0	-	-	-	-	-	-	100,00	(L)
SLC1-C0		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	-	-	-	0,8	-	-	0,00	-
SLC1-C1		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	11,85	-	5,50	L
SLC1-C2		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	unten		0,8	11,85	-	5,50	L
SLC1-C3		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	4,25	-	0,70	L
SLC1-C4		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		2,0	11,85	-	5,50	L
SLC1-C5		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		2,0	4,25	-	0,70	L
SLC1-C6		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	7,18	-	2,02	L
SLC1-C7		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	16,75	-	11,00	L
SLC1-C8		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		2,0	7,18	-	2,02	L
SLC1-C9		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		2,0	16,75	-	11,00	L
SLC1-C10		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	11,85	-	5,50	L
SLC1-C11		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	-	-	-	0,8	-	-	0,00	-
SLC1-C12		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	4,25	-	0,70	L
SLC1-C13		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	19,6	-	15,00	L
SLC1-C14		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		2,0	19,6	-	15,00	L
SLC1-TCX		28,88	rechteckig	40,0	80,0	80,0	50,0	-	-	-	-	-	-	100,00	(Q)
SLC1-TC0		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	-	-	-	0,8	-	-	0,00	-
SLC1-TC1		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	11,85	-	5,50	Q
SLC1-TC2		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	unten		0,8	11,85	-	5,50	Q
SLC1-TC3		28,88	quadratisch	40,0	40,0	40,0	50,0	rund	mitig		0,8	4,25	-	0,70	Q

^aSchlitzausrichtung relativ zur Schallausbreitungsrichtung: L=Längs; Q=Quer/Umfangsrichtung, N=Normal/Orthogonal; S=Schräg

5.3.2 Ausgangsversuch mit Plane Liner Module (PLM)

5.3.2.1 Aufbau des Messobjektes PLM

Das erste Prinzipexperiment verwendet den Grundkörper des Plane Liner Module (PLM) nach Heuwinkel et al. [69] (Abb. 5.23). Dieser Aufbau besteht aus einer länglichen Kammer mit auswechselbarer Deckschicht. In die Kammer wird ein auswechselbares Trennblech eingebracht, das zwei Kammern in Längsrichtung erzeugt. Für das Trennblech stehen verschiedene Konfigurationen zur Verfügung, die diverse Schlitzabmessungen repräsentieren (Abb. 5.24). Weiterhin ist es möglich sowohl freie bzw. nicht erzwungene wie auch erzwungene Zellinteraktion zu erzeugen. Dies geschieht bspw. wieder durch Zellabdeckung.

5.3.2.2 PLM Konfigurationen und Testbedingungen (DUCT-S)

Die geometrischen Abmessungen sind bei Unterteilung der Kammer in zwei Zellen den Zellgrößen des Testobjektes PF-S1 (s. Tab. 5.4) sehr ähnlich. Für PLM-C1 und -C2 wurden die „Extremfälle“ von 100% und 0% POA_W gewählt. Die Konfigurationen C3, C4 und C5 haben ein POA_W von 5.5%, die an die Werte von PF-S6 angelehnt ist (Abschnitt 5.2.1.3). Mit diesen Konfigurationen werden sowohl generische (C3) aber auch praxisrelevante Schlitze (C4/C5) untersucht. Die Konfiguration C5 berücksichtigt bspw. auch einen Schlitz an der Oberseite, wie er bei den PF-Testobjekten auftritt. Darüberhinaus sind die Zellgrößen des PLM von ähnlicher Dimension wie die der *Large Cavity with Drainage slot, LCD* nach Zandbergen [169]. Deshalb wurde die Konfiguration PLM-C6 mit der dort vorgeschlagenen Schlitzgröße zum Vergleich erstellt. Zudem sind die Schlitzabmessungen für die Konfiguration C6 in Höhe und Breite jeweils halb so groß wie bei PLM-Konfiguration C4, sodass eine zusätzliche Veränderung der POA_W von 1.28% zur Verfügung steht.

Auch diese Versuche wurden mit der finalen Ausbaustufe des DUCT-S durchgeführt, bei Instrumentierung mit zwölf G.R.A.S.-Mikrofonen sowie Multitonbeschallung.

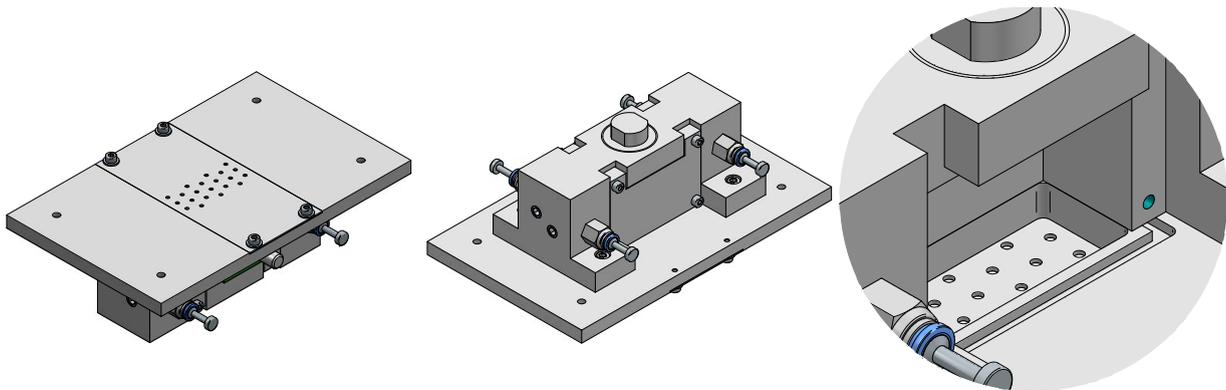


Abbildung 5.23: 3D-Ansicht des Plane Liner Module (PLM, [69]). Links ist die Oberseite des PLM mit Lochplatte sichtbar, die längs im Kanal (Abb. 4.2) verbaut war. In der Mitte ist die Unterseite des Messobjektes mit Kammervolumen gezeigt. Hier sind zudem verschlossene Druckluftanschlüsse (blau) zu sehen. Rechts ist eine Detailansicht der Kammer, ohne Seitenwand und sichtbarem perforierten Deckblech. In die Kammer wurden verschiedene Trennbleche mit Schlitzen eingebracht (Abb. 5.24).

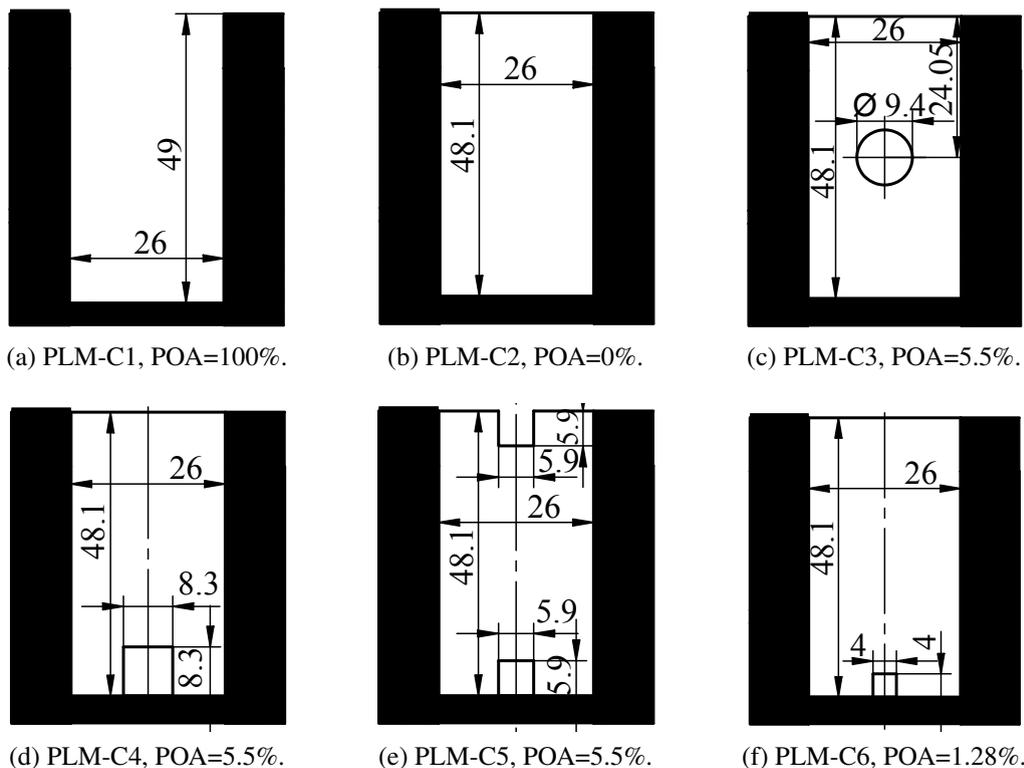


Abbildung 5.24: Schemata der Konfigurationen des Trennblechs für das Prinzipexperiment PLM (Querschnitt). Die Kammerwände sind geschwärzt dargestellt. Konfiguration PLM-C1 ist die einzige ohne Trennwand.

5.3.3 Messergebnisse der PLM-Basiskonfigurationen

5.3.3.1 Streufaktoren der PLM-Basiskonfigurationen, ohne Strömung

Nichtlokal reagierende Resonanzkammer ohne Zwischenwand $POA_W = 100\%$ (PLM-C1)/ Abdichtung der Anschlüsse für Partikelzuführung (Seeding)

In einem ersten Versuch wurde eine Reproduktion der Messungen von Heuwinkel et al. [69] durchgeführt. Da das PLM mit zusätzlichen Seedingbohrungen ausgestattet ist, wurde erwartet, dass derartige Anschlüsse zusätzliche (Resonanz-)Volumina bereitstellen. Diese können wiederum die Frequenzantwort verändern, wie Abb. 5.25b für den Fall nicht abgedichteter Seedingbohrungen zeigt. Zlavog et al. [174] thematisieren einen ähnlichen Sachverhalt als „Leakage Effekt“ (*engl.* leakage effect). Werden die Öffnungen verschlossen (Abb. 5.25c), verschwindet das zusätzliche Dissipationsmaximum bei 1683 Hz gänzlich. Auffällig ist, dass die Öffnungen dabei rein dissipativ wirken, da bei 1683 Hz nur sehr schwache Reflexionen auftreten. Für die folgenden Messungen wurden die Seedingbohrungen komplett verschlossen gehalten. Für die stark geminderte Transmission bei 867 Hz bzw. 969 Hz ist in beiden Fällen die Dissipation und, zu einem geringeren Anteil, die Reflexion bei der jeweiligen Frequenz verantwortlich. Dies unterscheidet den Dämpfer im Verhalten zu den rein dissipativ wirkenden Linersamples aus Abschnitt 5.1 und 5.2. Zudem ist die Grundkonfiguration entsprechend der Definition von Zandbergen [169] bereits nichtlokal reagierend, da die kleinste Wellenlänge mit 160 mm geringer ist als 3.5 multipliziert mit der axialen Länge der Resonatorzelle.

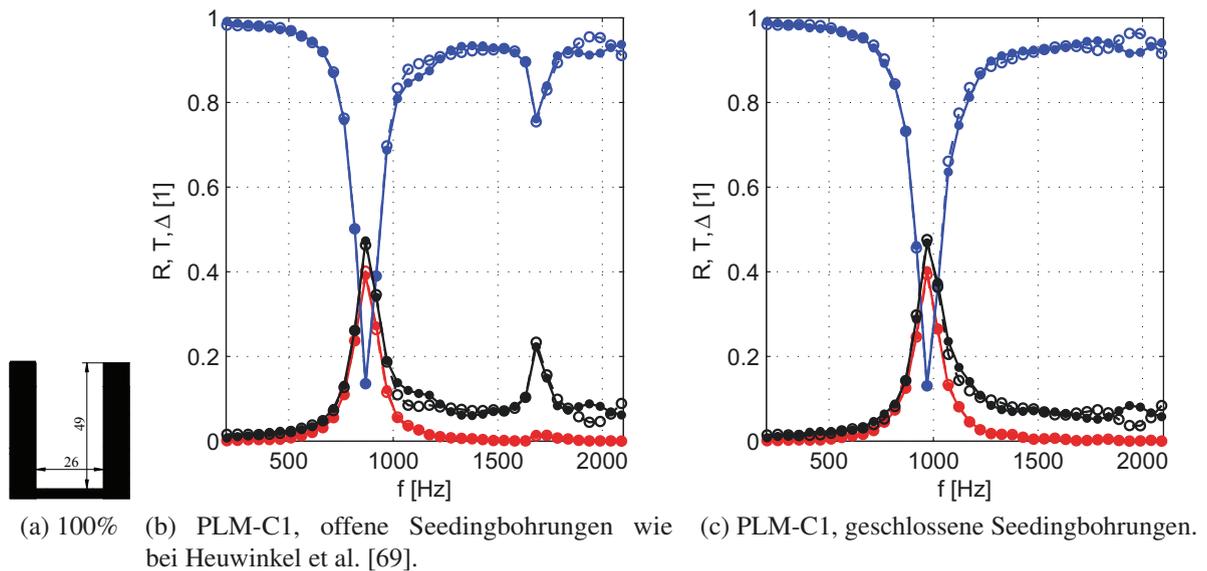


Abbildung 5.25: PLM Grundkonfiguration C1, bei $Ma = 0$ (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

Zwei Kammern mit Zwischenwand $POA_W = 0\%$ (PLM-C2)

Wird eine zusätzliche Trennwand in die (abgedichtete) Resonator-kammer eingebracht, erfährt die Transmission in Abb. 5.26e für die vorher bestimmte Hauptresonanz einen leicht höheren Wert. Dies ist der Tatsache geschuldet, dass die Reflexion etwas zurückgeht, während die Dissipation etwas breitbandiger wird (stromab zwei Maxima bei 918 Hz und 969 Hz⁶).

Zwei Kammern mit mittig belochter Zwischenwand $POA_W = 5.5\%$ (PLM-C3)

Ist die vorher beschriebene Wand mit einem Loch ($POA_W = 5.5\%$) versehen, verändert sich die Charakteristik (Abb. 5.26h). Während Transmission, Reflexion und Dissipation bei der Resonanz von 918 Hz nahezu konstant bleiben, erscheint ein zusätzliches Dämpfungsmaximum und eine Reduktion der Transmission bei 1581 Hz. Die Reflexion bleibt an dieser Stelle unverändert zu PLM-C2 und es stellt sich somit ein Dämpfungsgewinn ein.

Zwei Kammern mit Zwischenwand mit Schlitz am Boden $POA_W = 5.5\%$ (PLM-C4)

Bei der nächsten Konfiguration wird statt eines Loches ein etwas der Realität von Drainageöffnungen besser entsprechender quadratischer Schlitz (mit gleicher POA_W von 5.5%) eingebracht. Der Effekt ist trotzdem derselbe (Abb. 5.26k): ein zusätzliches Dämpfungsmaximum bei 1479 Hz. Dieser Peak ist geringfügig breitbandiger und liegt im Maximum mit $\Delta = 0.1997$ höher.

Zwei Kammern mit Zwischenwand mit Schlitz unten und oben $POA_W = 5.5\%$ (PLM-C5)

Diese Konfiguration berücksichtigt die Tatsache, dass bei den unter Abschnitt 5.2.1 gezeigten Testobjekten durch den Herstellungsprozess Schlitzte oben und unten in den zellbegrenzenden Stringerblechen sind. Die Schlitzgröße wurde so reduziert, sodass insgesamt nach wie vor eine POA_W von 5.5.% erreicht wird. Das Zusatzmaximum der Dissipation in Abb. 5.26n verschiebt sich in der Folge etwas zu 1530 bzw. 1581 Hz und fällt etwas ab ($\Delta = 0.1547$ und 0.1552).

Zwei Kammern mit Zwischenwand mit Schlitz unten $POA_W = 1.28\%$ (PLM-C6)

Die bereits angesprochene Ähnlichkeit zu den Testobjekten von Zandbergen [169] wird ausgenutzt und in diesem Fall ein Schlitz von 4 mm×4 mm am Boden eingebracht. Dies sind gerade die halben Kantenlängen des Schlitzes von PLM-C4. In diesem Fall ist die Frequenzverschiebung in

⁶Das genaue Maximum ist vermutlich zwischen diesen Frequenzen anzutreffen, wurde aber nicht aufgelöst.

Abb. 5.26q deutlicher. Das Zusatzmaximum liegt bei 1224 Hz bei erhöhter Dissipation von 0.2378. Die Verschiebung hin zur Resonanzfrequenz des Gesamtliners deutet darauf hin, dass hier zumindest ein ähnliches Dämpfungsverhalten wie für die Deckschicht erzeugt wird (obgleich keine Reflexion auftritt). Auf den Resonator bezogen bleibt noch offen, ob es sich um ein Phänomen der Masse im Loch oder die Auswirkung des zusätzlich angekoppelten Volumens der zweiten Zelle handelt.

In allen Fällen sind aber Axialresonanzen als Ursache für die Dissipationsmaxima auszuschließen, da die Frequenzen der Maxima deutlich von den berechneten Resonanzwerten in Tab. A.1 abweichen.

5.3.3.2 Streufaktoren der PLM-Basiskonfigurationen, mit Strömung

Die Strömung hat wie bei den vorher betrachteten Testobjekten (Kap. 5.1 sowie 5.2.1) einen elementaren Einfluss auf die Dämpfungscharakteristik. Dies zeigt die Abb. 5.26 für den PLM.

Die Reflexionen büßen ihren Beitrag bis auf eine geringfügige Anhebung im größeren Umfeld der Hauptresonanz nahezu komplett ein. Gleichzeitig werden die Verläufe von Dissipation und Transmission für beide Ausbreitungsrichtungen deutlich breitbandiger. Anders als bei den lokal reagierenden Samples ist für **beide** Strömungsrichtungen eine leichte Abnahme der Maximaldissipation zu beobachten (je nach Konfiguration 5 bis 10 Prozentpunkte). Die Strömung führt dabei zu einer generellen Frequenzverschiebung bei der ersten Resonanzfrequenz um ca. 100 Hz auf 1122 Hz. Eine Ausnahme bildet PLM-C3 mit 1071 Hz (Abb. 5.26i). Die Konfigurationen PLM-C3 bis C5 (Abb. 5.26i-5.26o) weisen diese Verschiebung auch bei den Zusatzmaxima auf. Bei Konfiguration C6 (Abb. 5.26r) verschmelzen die Maxima zu einem Peak mit deutlicher Schiefe. Dieser ist nur für stromaufwärtige Richtung bei 1326 Hz trennbar. Die Dämpfung für das Zusatzmaximum ist im Gegensatz zum Hauptmaximum wieder richtungsabhängig, in diesem Fall stromabwärts (+) niedriger und stromaufwärts (–) höher als der strömungsfreie Fall.

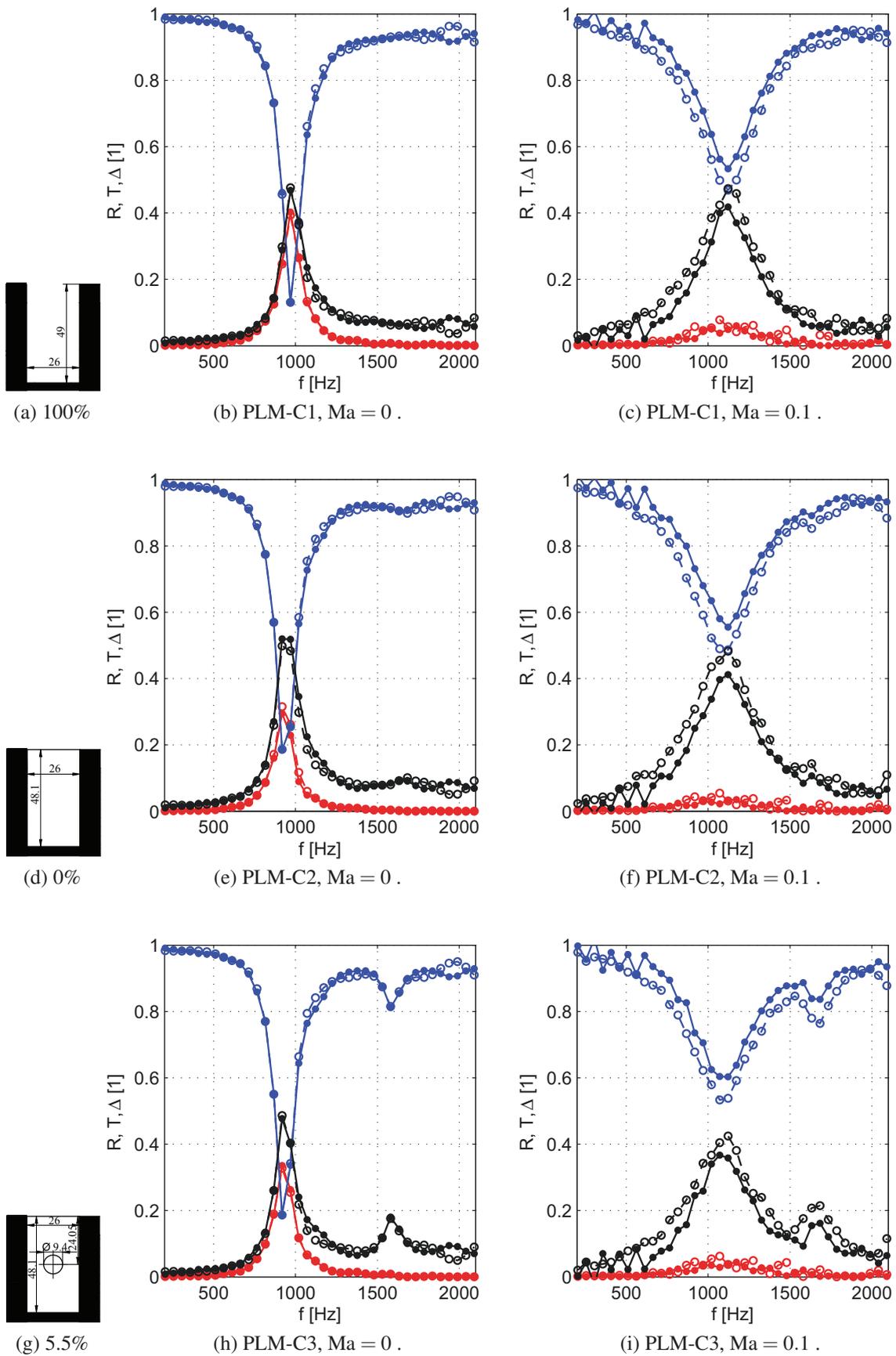


Abbildung 5.26: Variation der Schlitzposition und -größe sowie Überströmung beim Testobjekt PLM (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

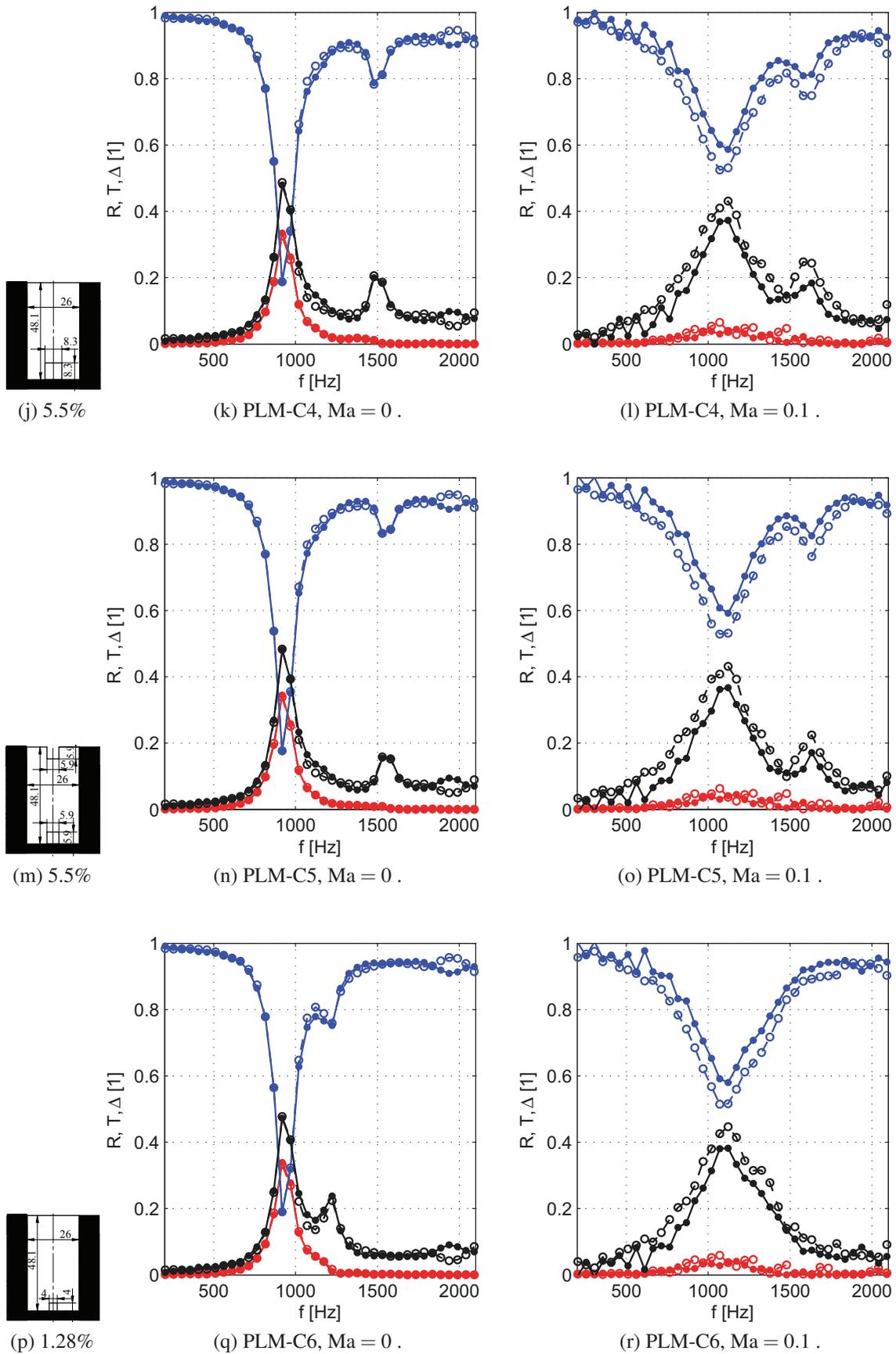


Abbildung 5.26: (Fortsetzung) Variation der Schlitzposition und -größe sowie Überströmung beim Testobjekt PLM (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.3.3.3 PLM mit erzwungener Zellinteraktion/Folded Cavity Konfigurationen (FC), ohne und mit Strömung

Analog zu den Versuchen aus Kapitel 5.2.1.2 wurde auch für das PLM bei zwei exemplarischen Konfigurationen die Zellinteraktion erzwungen. Sowohl bei PLM-C2 (Trennwand ohne Öffnung) als auch C5 (Trennwand mit Schlitz oben und unten, POA_W 5.5% wie PF-S6) wurde die Deckschicht der stromab liegenden Resonatorzelle verschlossen. Es entsteht damit jeweils die Konfiguration FC1D. Dies bedeutet Folded Cavity 1 Zelle Downstream verschlossen. Dabei handelt es sich um einen Abzweigschalldämpfer [54].

Die Resultate der Messungen sind in Abb. 5.27 gezeigt: Bei der Konfiguration PLM-C2 FC1D (Abb. 5.27e/5.27f) macht sich die geringere Wirklänge des Resonators im Vergleich zur Grundkonfiguration (Abb. 5.27b) bemerkbar, da die Transmission von 0.2 auf 0.5 ansteigt. Währenddessen fällt die Dissipation leicht schwächer aus (0.45 statt ≈ 0.55) und auch die Reflexion bricht von über 0.3 auf unter 0.1 ein. Der Dissipationspeak wird ebenfalls leicht schmalbandiger. Auch dies ist ein erwarteter Effekt der verringerten Wirklänge. Ebenso bleibt wie erwartet die Frequenz des (einzigen) Dissipationsmaximums konstant bei 969 Hz.

Für die Konfiguration PLM-C5 FC1D mit Zellinteraktion gibt es durch die Abdeckung der stromabwärtigen Zelle eine starke Frequenzverschiebung des Hauptmaximums von vorher 969 Hz auf 561 Hz (Halbierung). In diesem Fall bleibt die maximal erreichbare Dissipation allerdings konstant bei 0.5. Das leicht verschobene Zusatzmaximum (jetzt 1479 Hz vorher 1530/1581 Hz) der Grundkonfiguration erfährt durch die Folded Cavity Konfiguration sogar eine Steigerung von 0.15 auf 0.27. Dies wirkt sich entsprechend positiv auf eine für diese Frequenz reduzierte Transmission aus. Ein Effekt, der sich aber nicht im Hauptmaximum widerspiegelt, da hier ebenso wie bei PLM-C2 FC1D die Reflexion einbricht.

Betrachtet man zusätzlich den Einfluss der Überströmung, zeigen sich die bekannten Effekte der Peakverschiebung (bei C2 auf 1122 Hz und C5 auf 1530 Hz) sowie Peakverbreiterung der Dissipation. Die Verbreiterung gilt sowohl für den Hauptpeak als auch das Zusatzmaximum (so es vorhanden ist). Für alle Konfigurationen reduziert sich der Maximalwert der Dissipation je nach Ausbreitungsrichtung allerdings leicht (C2/C5) bis deutlich (C5 FC1D). Für den Fall PLM-C5 FC1D sind Haupt- und Zusatzmaxima sogar gleich groß. Bei diesen Konfigurationen ist gleichermaßen die Reflexion nahezu komplett auf 0 reduziert. Dies wirkt sich bei reduzierter Dissipation zusätzlich in einer erhöhten Transmission aus.

Abschließend kann vermerkt werden, dass es trotz ähnlicher Charakteristika zu den Folded Cavity Konfigurationen von PF-S6 auch Diskrepanzen gibt. So verhalten sich vor allem das Haupt- und Zusatzmaximum anders als bei den abgedeckten Linersamples. Dies verhindert an dieser Stelle eine direkte Übertragbarkeit der Ergebnisse. Trotzdem kann bereits resümiert werden, dass auch die erzwungene Zellinteraktion abhängig von der Abstimmfrequenz ist. Zudem scheinen in diesem Fall erneut mehrere Effekte überlagert zu sein, die Änderungen bei den Maxima herbeiführen.

Wie bei den Basiskonfigurationen sind Axialresonanzen nicht die Ursache für die Dissipationsmaxima, da auch hier die Frequenzen nicht mit denen in Tab. A.1 übereinstimmen.

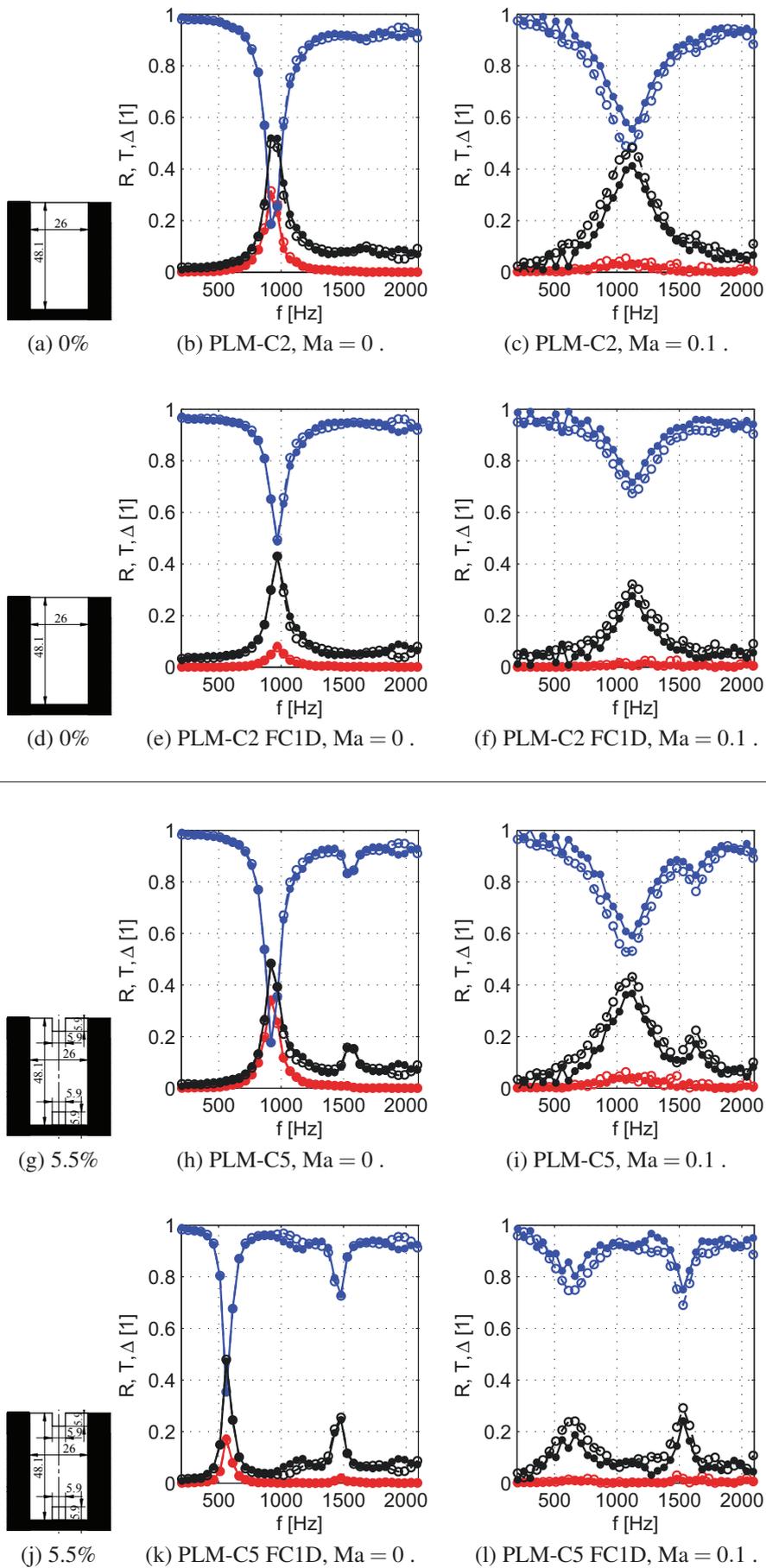


Abbildung 5.27: PLM, Folded Cavity Konfigurationen (FC1D, eine Zelle stromabwärts abgedeckt) im Vergleich zur jeweiligen Grundkonfiguration sowie bei Überströmung (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.3.3.4 PLM - Erkenntnisse anhand der Streufaktoren

Die Änderungen in der Dämpfungscharakteristik des PLM infolge verschiedener Trennblechkonfigurationen können wie folgt zusammengefasst werden:

- Die Loch- bzw. Schlitzgröße - respektive POA_W - hat einen wesentlichen Einfluss auf das Dämpfungsverhalten.
- Es scheint aber keine oder nur eine geringe Abhängigkeit von der Geometrie des Schlitzes/Loches vorhanden zu sein. Dabei ist die Wirbelgenerierung bzw. Vortexshedding nach Bechert et al. [11] eigentlich abhängig von der Lochgeometrie.
- Die Lage des Loches/Schlitzes in der Mitte oder am Boden der Zellwand scheint ebenfalls nur wenig Einfluss zu haben.
- Schlitzte unten **und** oben sind bei der hier untersuchten Konfiguration offenbar etwas nachteiliger als nur Schlitzte am Boden.
- Je kleiner der Schlitz bzw. die fluiddynamisch effektive POA_W , desto niedriger in der Frequenz liegt das Zusatzmaximum der dadurch erzeugten Dissipation.

Mit diesem Testobjekt konnten durch erste Untersuchungen mit Schlitzkonfigurationen schon wesentliche Trends aufgezeigt werden. Weitere Untersuchungen sind aufgrund der Einschränkungen durch die Geometrie des PLM aber nicht möglich. Aus diesem Grund wird im Folgeabschnitt die Auslegung eines deutlich modulareren und an industrierelevante Liner angelehntes Prinzipexperiment vorgestellt. Dieses Konzept greift die Trends auf, die mit dem PLM herausgearbeitet wurden.

5.3.4 Auslegung des Prinzipexperimentes Scaled Liner Cavity (SLC)

Im Vordergrund bei der Auslegung des SLC stand die geometrische Skalierung der Resonator-kammer der Testobjekte PF-S6 und S7 aus dem vorhergehenden Abschnitt. Aus diesem Grund wurden sämtliche Langenabmae verdoppelt.⁷

$$l_{SLC} = 2 \cdot l_{Original} \quad (5.1)$$

5.3.4.1 ahnlichkeitsbetrachtungen

Aus der Skalierung ergeben sich natürlich auch Änderungen für die resultierenden Frequenzen. Diese Auswirkung wird durch die ahnlichkeitskenngroe Strouhalzahl Sr berücksichtigt:

$$Sr = \frac{l_{Original} \cdot f_{Original}}{U_{Original}} \quad (5.2)$$

Bei konstanten (mittleren) Strömungsgeschwindigkeiten U ($U = U_{Original} = U_{SLC}$) und angenommener Strouhalähnlichkeit ($Sr = Sr_{Original} = Sr_{SLC}$) ergibt sich für die Frequenz im unskalierten Fall eine **Halbierung** der Frequenzen aus dem Modellversuch [37].

Eine wesentliche Vereinfachung aus geometrischer Sicht besteht in der Wahl des Lochmusters der

⁷Dazu sei angemerkt, dass bei der realen Zelle von PF-S6 bzw. S7 die Ausdehnung der Zellwände das Volumen bzw. die Längen in x- und y-Richtung leicht verringert, weil die Mittenabstande der Stringer von Interesse sind. Aus fertigungstechnischen Gründen und der besseren Handhabbarkeit wegen, wurden für das skalierte Modell aber die gerundeten Werte verwendet.

Deckschicht für SLC1 bei den Konfigurationen CX bis C3. Da die Untersuchung der Zellverbindung im Vordergrund stand, wurde die gleiche Perforation wie bei PF-S6 bzw. S7 gewählt. Damit wurde sichergestellt, dass die Bedingungen zum Eintreten der akustischen Wellen (Resistanz der Deckschicht) identisch zum nicht skalierten Messobjekt sind.⁸

5.3.4.2 Aufbau des Messobjektes SLC1

Aus den genannten Aspekten wurde ein Lastenheft für die Fertigung erstellt und folgendermaßen umgesetzt (Abb. 5.28 und 5.29): In zwei Winkelschienen sind U-förmige Segmente eingesetzt, zwischen denen Trennwände die belochten Stringerwände simulieren können. Das erste und das letzte Segment in der Schiene ist mit einem Wandsegment abgeschlossen. Die Winkelschienen werden von Trägerstücken gehalten, die ihrerseits mit einer 10 mm starken Trägerplatte verschraubt sind. Zur Arretierung der Segmente in x-Richtung sind zusätzlich jeweils drei Spannschrauben in den Trägerstücken verbaut. Auf der Oberseite ist das Deckblech der untersuchten Konfiguration wandbündig in die Trägerplatte eingelassen. Um eine Resonatorkombination herzustellen, ist die Trägerplatte mit einer breiten Ausparung versehen, durch die die Segmente gesteckt und gegen das Deckblech verspannt werden können. Alle Segmente und Trennbleche erzeugen im zusammengebauten Zustand jeweils eine umlaufende Nut auf der Oberseite, in die vor der Montage eine Dichtschnur eingebracht wird. Dadurch werden die Teile mit dem Deckblech gegen die Umgebung abgedichtet.

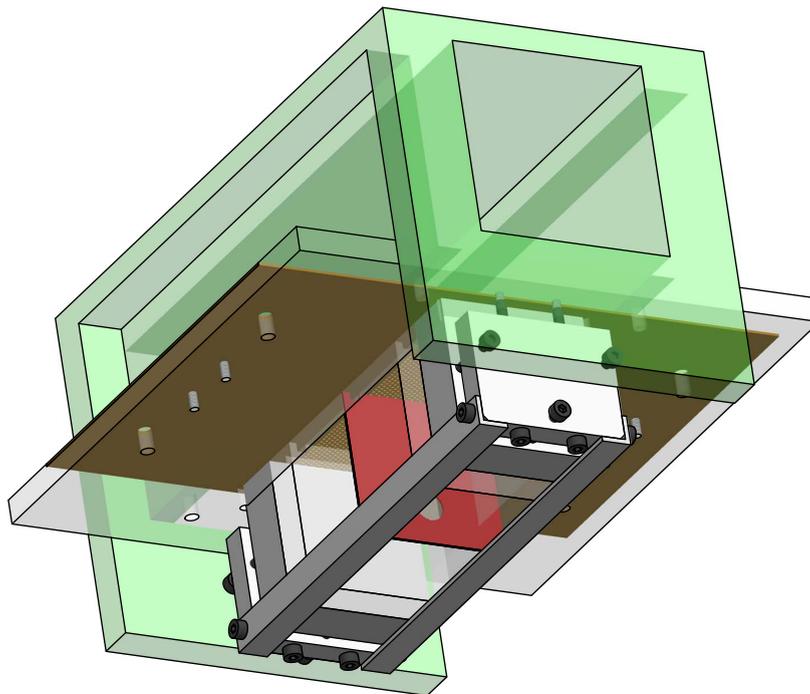
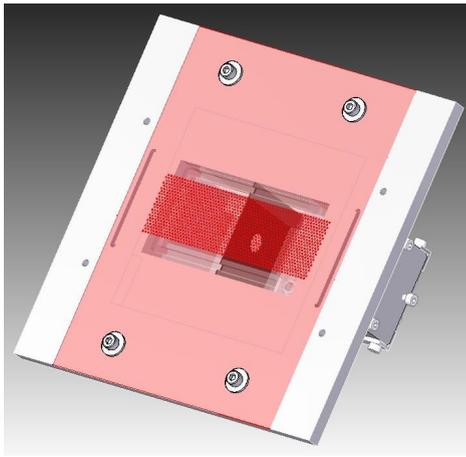
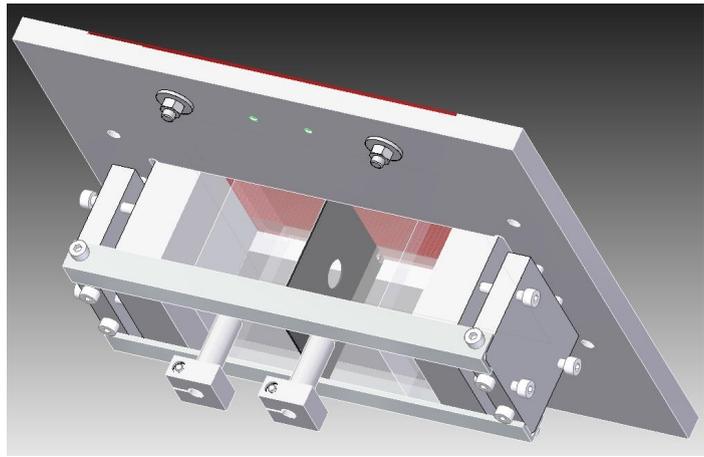


Abbildung 5.28: 3D-Ansicht und Foto der Scaled Liner Cavity (SLC). Hellgrün ist der Bereich der Messobjekthalterung mittig im Kanal DUCT-S (Abb. 4.2) und rot die Zwischenwand, die in verschiedenen Konfigurationen untersucht wurde.

⁸Dies erzeugt eine gewisse Diskrepanz mit der Strouhalähnlichkeit, da diese dann genau genommen „nur“ innerhalb des Kammerbereiches gegeben ist. Dies war jedoch so beabsichtigt.



(a) Ansicht der Oberseite des SLC mit perforiertem Deckblech (rot/transparent) und Trägerplatte.



(b) Ansicht der Unterseite des SLC mit Kammern aus Acrylglas (transparent) und Trennblech (dunkelgrau).

Abbildung 5.29: Detailansichten der Scaled Liner Cavity (SLC).

5.3.4.3 SLC1 Konfigurationen und Testbedingungen (DUCT-S)

Die Konfiguration C0 ist als lokal reagierende Struktur mit Trennblech ohne Loch bzw. $POA_W = 0\%$ die Grundkonfiguration. Demgegenüber steht CX komplett ohne Trennwand ($POA_W = 100\%$) als besondere Ausprägung einer vollständig nichtlokal reagierenden Version des SLC. Die Konfigurationen C1 und C2 haben die gleiche POA_W wie PF-S6 (5.5%). In diesem Fall ist diese aber in einem einzigen Loch zusammengeführt. Konfiguration C3 enthält in der Bohrung die gleiche Luftmasse wie eine Originalwand mit 0.4 mm Dicke und einer POA_W von 5.5%. Daraus resultiert dann eine sehr kleine POA_W von 0.7% für diese Konfiguration, welche der von PF-S7 sehr nahe kommt. Die Konfigurationen C4 and C5 haben den gleichen Lochdurchmesser wie C1 und C3, aber mehr als die doppelte Wandstärke von 2 mm. Damit sollten etwaige Massen- oder Halsreibungseffekte untersucht werden.

Nachdem mit den vorgenannten Konfigurationen schon wesentliche Trends der POA_W ersichtlich waren, kamen noch die Konfigurationen C6 mit 2%, C7 mit 11% und C13 mit 15% POA_W hinzu. Dazu gehören entsprechend wieder die gleichen Konfigurationen C8, C9 und C14 mit der Wandstärke 2 mm.

Schließlich wurden beispielhaft auch noch jeweils drei Kammern mit zwei Trennblechen aus der vorhandenen Konfigurationsauswahl vermessen. Es entspricht C10 der Dreikammerausführung von C1, C11 der von C0 und C12 der von C3.

Alle Versuche fanden analog zum PLM in der finalen Ausbaustufe des DUCT-S statt. Dabei wurden wieder zwölf G.R.A.S.-Mikrofone verwendet und mittels Multitonbeschallung das Schallfeld erzeugt.

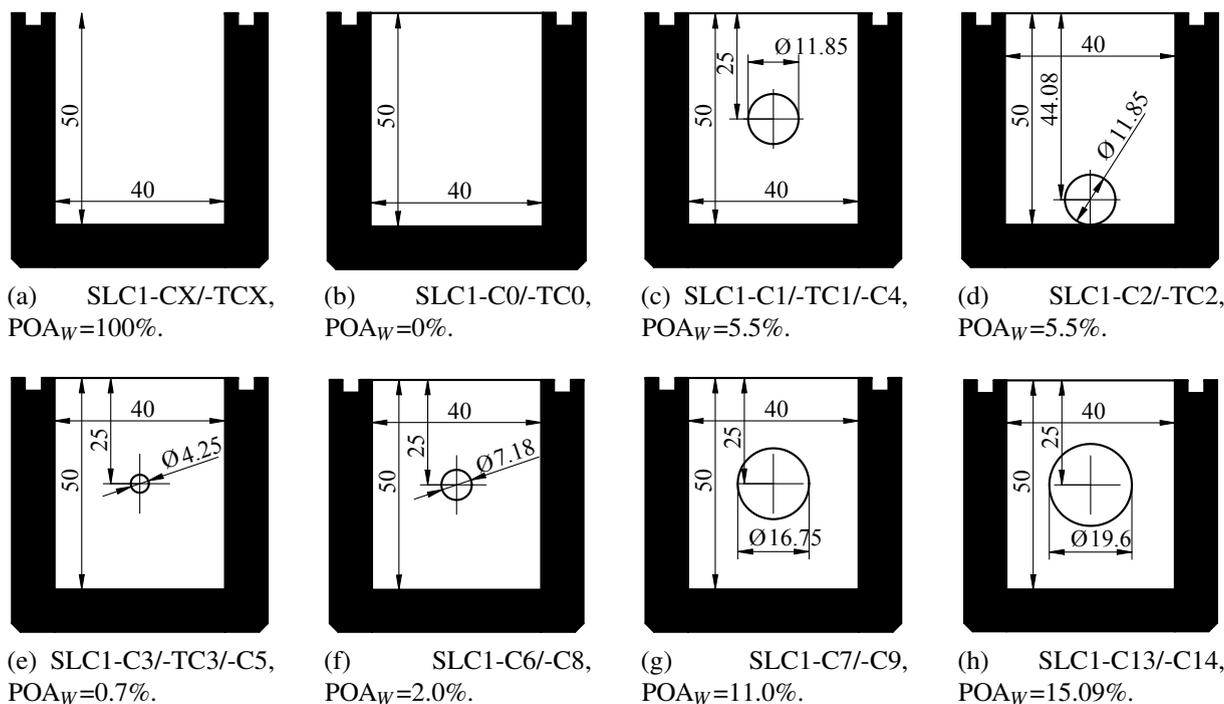


Abbildung 5.30: Schemata der Konfigurationen des Trennblechs für das Prinzipexperiment SLC1 (Querschnitt). C... bezeichnet den Längs- und TC... den Quereinbau. Die Kammerwände sind geschwärzt dargestellt. Die Konfigurationen SLC1-CX und -TX sind die einzigen ohne Trennwand.

Tabelle 5.6: Geometrieparameter der SLC-Konfigurationen (siehe auch Tab. 5.5), mit der Anzahl der Trennwände n_W , der Lochgröße d_S , der Wanddicke t_W , der offenen Wandfläche POA_W sowie des normierten Lochdurchmessers d_S/t_W .

Konfiguration	Lochposition	n_W	d_S [mm]	t_W [mm]	POA_W [%]	d_S/t_W
SLC1-CX	-	0	-	-	(100)	-
SLC1-C0	-	1	-	-	0.00	-
SLC1-C1	mittig	1	11.85	0.8	5.50	14.81
SLC1-C2	unten	1	11.85	0.8	5.50	14.81
SLC1-C3	mittig	1	4.25	0.8	0.70	5.31
SLC1-C4	mittig	1	11.85	2.0	5.50	5.93
SLC1-C5	mittig	1	4.25	2.0	0.70	2.13
SLC1-C6	mittig	1	7.18	0.8	2.02	8.98
SLC1-C7	mittig	1	16.75	0.8	11.00	20.94
SLC1-C8	mittig	1	7.18	2.0	2.00	3.59
SLC1-C9	mittig	1	16.75	2.0	11.00	8.38
SLC1-C10	mittig	2	11.85	0.8	5.50	14.81
SLC1-C11	-	2	-	0.8	0.00	-
SLC1-C12	mittig	2	4.25	0.8	0.70	5.31
SLC1-C13	mittig	1	19.6	0.8	15.00	24.50
SLC1-C14	mittig	1	19.6	2.0	15.09	9.80

5.3.5 Messergebnisse SLC1 Basiskonfigurationen

5.3.5.1 Streufaktoren von SLC1, Kammerausrichtung längs, ohne und mit Strömung

Die Abb. 5.31 zeigt eine Übersicht für die einzelnen Konfigurationen (vertikale Richtung) und die drei Machzahlen $Ma = 0$; 0.1 und 0.2 (horizontale Richtung).

Nichtlokal reagierende Resonanzkammer ohne Zwischenwand $POA_W = 100\%$ (SLC1-CX)

Analog zu den Versuchen mit PLM-C1 wurde auch beim SLC1 die Grundkonfiguration ohne Zwischenwand (CX) untersucht (Abb. 5.31b). Aufgrund des größeren Kammervolumens bei gleichzeitig mehr und kleineren Deckschichtlöchern ergibt sich eine etwas höhere Hauptresonanz bzw. Abstimmfrequenz von $f_0 = 1275$ Hz. Auch der treibende Mechanismus für diese Konfiguration ist eher bei der Reflexion ($R = 0.61 - 0.7$) als bei der Dissipation zu suchen. Dieses Verhalten unterscheidet sich von der vergleichbaren Konfiguration PLM-C1. Vermutlich ist beim SLC der Impedanzsprung durch die Kammer noch stärker, deren Abmessungen hinsichtlich der Länge (80 mm) mit der Kanalkantenlänge korrespondieren. Diese geometrische Länge begründet nach Zandbergen [169] und analog zu Konfiguration PLM-C0 auch per se nichtlokal reagierendes Verhalten.

Zwei Kammern mit Zwischenwand $POA_W = 0\%$ (SLC1-C0)

Wird auch bei diesem Messobjekt analog zu PLM-C2 eine Zwischenwand eingebracht, verändert sich die Charakteristik entsprechend (Abb. 5.31f). Sowohl die aktive Oberfläche als auch das Volumen der so entstehenden Resonatorzellen ist um die Hälfte gegenüber CX verringert. Laut Berechnungsformel Gl. (2.1) sollte sich deshalb an der Resonanzfrequenz nichts ändern. Für die Transmission bleibt es auch bei 1275 Hz mit einem Minimum, was etwas höher liegt als in der vorgenannten Konfiguration. Die Reflexion bricht jedoch sehr viel deutlicher vom erwähnten Einzelpeak auf ein Doppelmaximum bei 1173 Hz und 1326 Hz mit Werten um 0.2 ein. Dem gegenüber steht eine nun stark ausgeprägte, wenn auch etwas schmalbandigere Dissipation für die Resonanzfrequenz von 1275 Hz.

Zwei Kammern mit mittig belochter Zwischenwand $POA_W = 5.5\%$ (SLC1-C1)

Eine zusätzliche Zellverbindung ermöglicht auch bei diesem Messobjekt die Zellinteraktion und vermutlich weitere Dissipationseffekte. Die POA_W ist wieder identisch zu der von PF-S6 aus dem vorhergehenden Kapitel. Mit Blick auf die Transmission (Abb. 5.31j) stellt sich das durch die Ergebnisse von PLM-C3 erwartete Verhalten ein: Ein Hauptminimum bei der Abstimmfrequenz und ein Zusatzminimum, welches hier allerdings mit 1581 Hz recht nahe dem ersten liegt und auch deutlicher ausgeprägt ist. Auch die Mechanismen scheinen ähnlich denen beim Messobjekt PLM zu sein: Auch hier wird der Zusatzpeak bei der Transmission durch ein Maximum in der Dissipation hervorgerufen, mit einem geringeren aber vorhandenen Seitenmaximum bei der Reflexion. Deutlicher ist die Reflexion allerdings wieder bei der Abstimmfrequenz von 1275 Hz. Die Werte erreichen mit 0.6/0.68 wieder die der Ausgangskonfiguration CX, ebenso die Dissipation, die auf Niveaus um 0.39 bei 1275 Hz in positiver Richtung und 0.32 bei 1326 Hz in negativer Richtung absinkt.

Zwei Kammern mit Zwischenwand, Loch am Boden $POA_W = 5.5\%$ (SLC1-C2)

Im Gegensatz zu PLM-C4 wurde bei dieser Konfiguration die Öffnungsgeometrie beibehalten und das Loch mit der POA_W von 5.5% bündig mit dem Kammerboden eingebracht. Die Ähnlichkeit der Verläufe von (Abb. 5.31n und 5.31j) sind jedoch wieder sehr deutlich. Allerdings verschiebt sich auch hier das zweite Transmissionsminimum bzw. Dissipationsmaximum von 1581 Hz auf 1632 Hz⁹. Ansonsten bleiben die Verläufe insbesondere bei der Abstimmfrequenz nahezu unverändert. Die Lage der Belochung oder eines Drainageschlitzes relativ zur Zellwandmitte bestimmt offensichtlich eher das „Frequenz-Feintuning“ des dadurch erzeugten Zusatzmaximums.

⁹Zur Erinnerung: Der Frequenzschritt der Anregung beträgt eben diese Differenz von 51 Hz.

Zwei Kammern mit mittig belochter Zwischenwand $POA_W = 0.7\%$ (SLC1-C3)

Bei dieser Konfiguration wurde die Luftmasse in der Bohrung so gewählt, dass sie der von C1 und C2 aber in einem 0.4 mm starken Blech entspricht. Die resultierende POA_W reduziert sich für das 0.8 mm starke Trennblech entsprechend auf 0.7% (\approx PF-S7). Dies hat eine drastische Änderung im Dämpfungsverhalten zur Folge. Während die Reflexion um ca. 10% gegenüber SLC1-C1 und SLC1-C2 leicht reduziert wird aber von der Frequenzlage stabil bei 1275 Hz verharret, tritt in dieser Konfiguration nur noch **ein** Dissipationsmaximum bei 1377 Hz auf (für beide Schallausbreitungsrichtungen). Der Verlauf des Maximums ist wiederum zwischen 10 und 15% höher als die vorhergehenden Konfigurationen und erscheint durch Verschmelzen des schwächeren Hauptmaximums von 1326 Hz und den nun frequenzverschobenen Zusatzpeaks des Loches zu entstehen. Dies resultiert in einer bei 1275 und 1326 Hz auf nahezu Null abgesenkten Transmission.

Analog zu den Versuchen mit dem PLM-Messobjekt stimmen die Frequenzen der Dissipationsmaxima nicht mit den Axialresonanzen aus Tab. A.1 überein und scheiden somit als Dämpfungsmechanismus aus.

Strömungseinfluss auf alle Konfigurationen

Die bereits beschriebene Charakteristikänderung der Streufaktoren bei Überströmung des Messobjektes aus den vorangegangenen Untersuchungen des PLM setzt sich offensichtlich beim SLC fort: Die abschwächende Wirkung der Strömung auf den Reflexionsfaktor ist dabei wieder sehr stark ausgeprägt. Allerdings ist der Einfluss der Strömung auf die Reflexion je nach Konfiguration unterschiedlich.

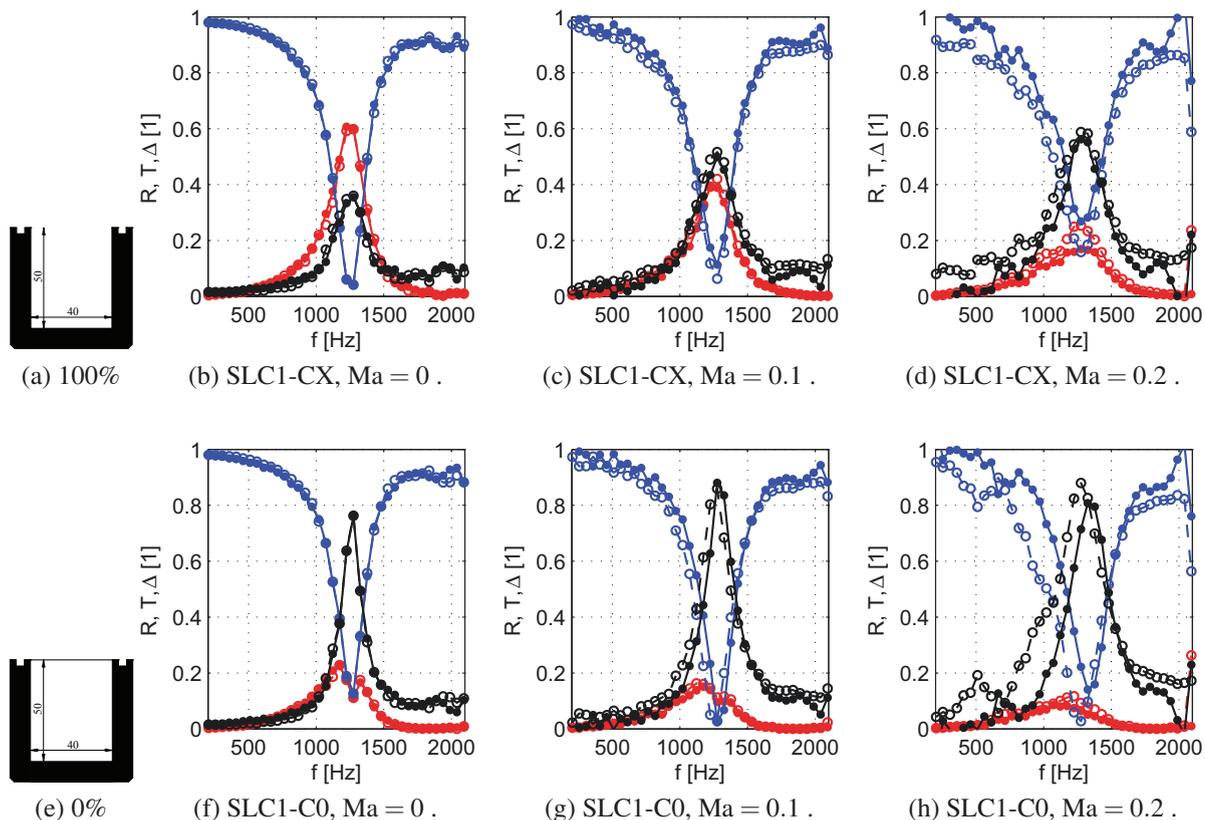


Abbildung 5.31: SLC1-Basiskonfigurationen: Variation der Lochposition und -größe (Zeilen) sowie Strömung (Spalten) (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

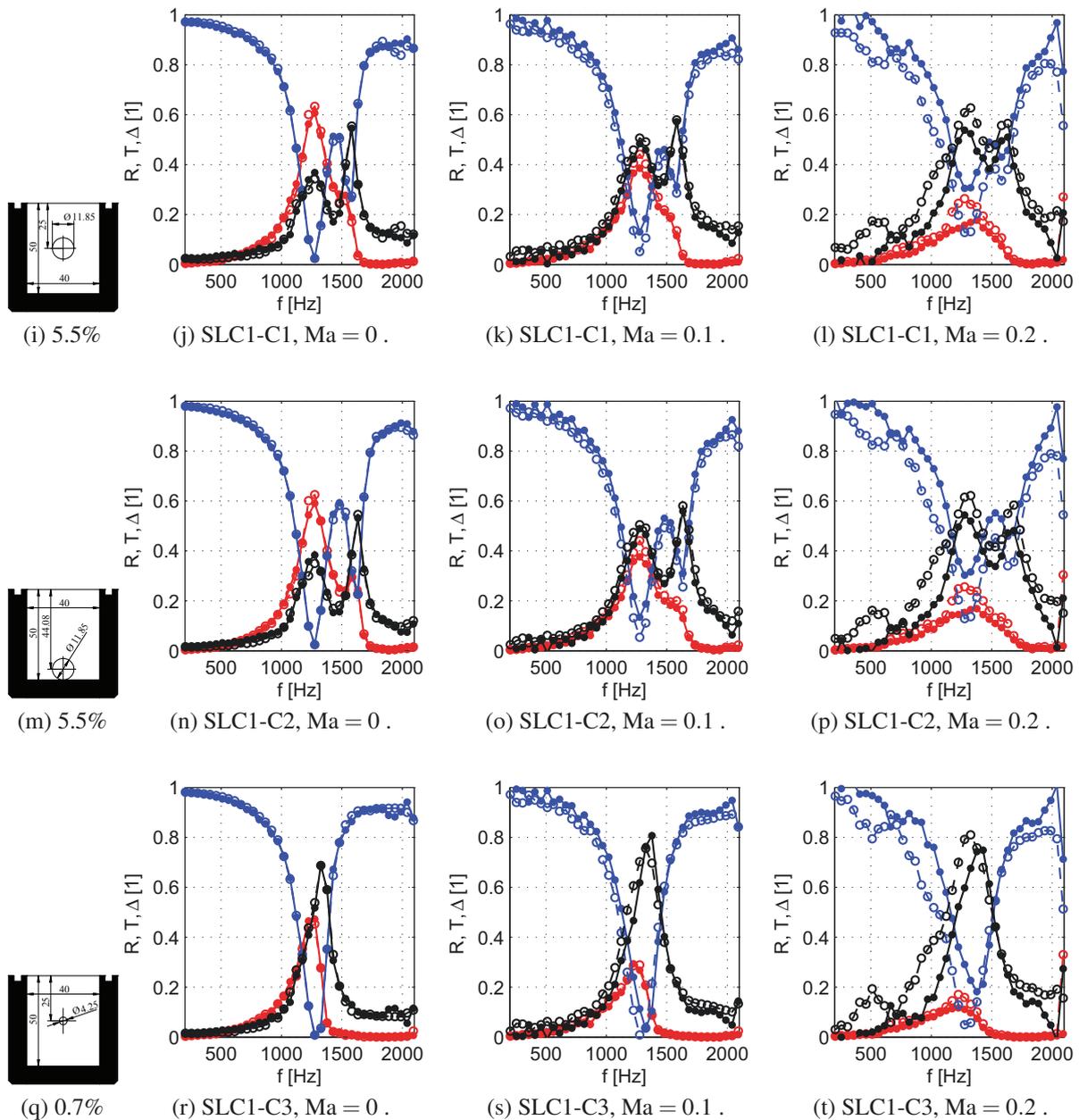


Abbildung 5.31: (Fortsetzung) SLC1-Basiskonfigurationen: Variation der Lochposition und -größe (Zeilen) sowie Strömung (Spalten) (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.3.5.2 Dissipation von SLC1, im Vergleich bei Kammerausrichtung längs und quer, ohne und mit Strömung

Neben einigen Konfigurationen in der Literatur (Tab. 5.4), die Untersuchungen an Zellschlitzen quer zur Schallausbreitung beschreiben, finden sich diese auch in den längs verlaufenden Zellenwänden des Messobjektvorbildes (PF-S1 oder S7). Aus diesem Grund bedürfen Zellwandöffnungen quer bzw. parallel zur Strömungsrichtung ebenfalls einer Untersuchung. Zu diesem Zweck wurden sämtliche Konfigurationen des SLC1 erneut in Querausrichtung vermessen. Beschallung und Strömungsbedingungen waren identisch zu den Versuchen mit Längsausrichtung. Signifikante Unterschiede bei dieser Konfiguration sind die sich über die gesamte innere Kanalbreite erstreckende Belochung und die Kammerbreite bzw. -tiefe.

Trotz dieses Unterschiedes zeigen sich in der Grundkonfiguration SLC1-CX/-TCX ohne Trennwand

in Abb. 5.32 die geringsten Unterschiede. Lediglich die Frequenzen der Maximaldämpfung sind etwa 100 Hz niedriger für die Querausrichtung. Ansonsten ist der Dämpfungsverlauf sehr ähnlich. Dies gilt auch für zusätzliche Überströmung, die sich längs und quer in einer breitbandigeren Dämpfung und höheren Maximaldämpfung bei ansteigender Machzahl äußert.

Die Unterschiede in den Schalldurchtritts- und Anströmbedingungen wirken sich erst bei Einbringen der Trennwand aus (SLC1-C0/-TC0). In diesem Fall bleiben die Werte der Maximaldämpfung für die Querausrichtung nahezu unverändert, während für die Längsausrichtung die in Absatz 5.3.5 beschriebenen Phänomene auftreten. Dieses Verhalten war auch so erwartet, da bei identischer Lauflänge nur eine ebene Schallwelle die Wand passiert und dadurch zu beiden Seiten der Trennwand auch immer die gleichen Schalldrücke auftreten, die sich gegenseitig nicht weiter beeinflussen. Die Trennwand stellt hier also weder ein Hindernis noch eine Möglichkeit zur Erzeugung zusätzlicher dissipativer Effekte (bspw. Wirbelablösung) dar. Allerdings relativieren sich die Abweichungen beim Maximum von ca. 1200 Hz für die Konfigurationen SLC1-TC1 und -TC2 auffällig. In diesem Fall dominiert der Zusatzpeak bei der Längsausrichtung (SLC1-C1/-C2) den Unterschied zwischen den Konfigurationen.

Die Konfiguration TC3 verursacht ebenfalls keine deutlichen Veränderungen in den Verläufen. Dies zeigt sich auch beim direkten Vergleich aller Quereinbaukonfigurationen in Abb. B.2. Welche erneut ausschließlich die Abhängigkeit von der Strömung dokumentieren.

An dieser Stelle muss erneut unterstrichen werden, dass dieses Verhalten ausschließlich bei Anregung mit ebenen Wellen zu erwarten ist. Jede Anregung mit höheren Moden im Kanal hat auch eine Unterteilung des Schallfeldes in Quermoden zur Folge, die für unterschiedliche Wechseldrücke in den Kammern sorgen würden. Dies hätte mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit eine Induktion der mit dem Loch verbundenen Dämpfungsvorgänge zur Folge, da diese Wechseldrücke denen in Längsrichtung bei Passieren einer ebenen Welle gleichen.

An dieser Stelle muss eingeschränkt werden, dass dieses Experiment keine Erkenntnisse über das Verhalten eines ganzen Feldes axial hintereinanderliegender aber quer verbundener Resonatoren liefert. Der Übergang harte Wand/Resonator - so die gängige Theorie von Schalldämpfern - verursacht an der Vorder- und Hinterkante die Streuung der Energie der ebenen Welle in nichtausbreitungsfähige höhere Moden und umgekehrt [59–61, 91]. Entsprechend wäre das Schallfeld über den querverbundenen Resonatoren per se modenbehaftet. Dadurch würden auch zusätzliche Dämpfungs- bzw. Zellinteraktionseffekte forciert.

5.3.5.3 SLC1 - Erkenntnisse anhand der Streufaktoren

Analog zu den Erkenntnissen aus den Versuchen mit dem PLM lässt sich der Einfluss der Zellinteraktion wie folgt zusammenfassen:

- Dass die Loch- bzw. Schlitzgröße - respektive POA_W - den wesentlichen Einfluss hat, wird bestätigt.
- Die Lage des Loches/Schlitzes in der Mitte oder am Boden der Zellwand hat auch hier nur geringen Einfluss auf die Lage des Zusatzmaximums (SLC1-C1/C2).
- Je kleiner der Schlitz bzw. die fluiddynamisch effektive POA_W ist, desto näher liegt das Zusatzmaximum der Dissipation bei der Abstimmfrequenz.

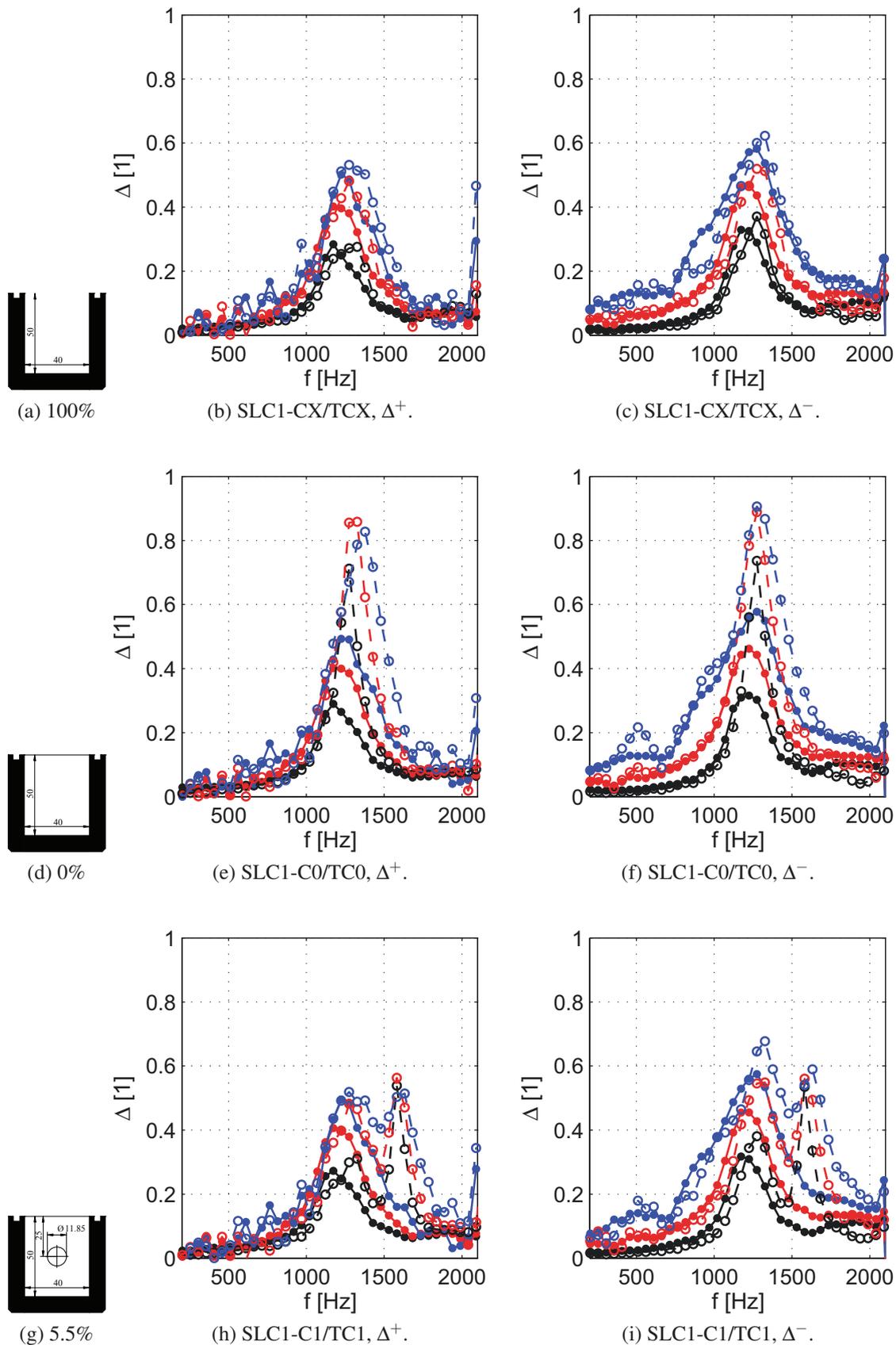


Abbildung 5.32: SLC1, Konfigurationsvergleich zwischen Längs- und Querausrichtung der Kamern. Gestrichelte Linie und offenes Symbol - längs, durchgezogene Linie und geschlossenes Symbol - quer. Schwarz - $Ma = 0$, rot - $Ma = 0.1$ und blau $Ma = 0.2$.

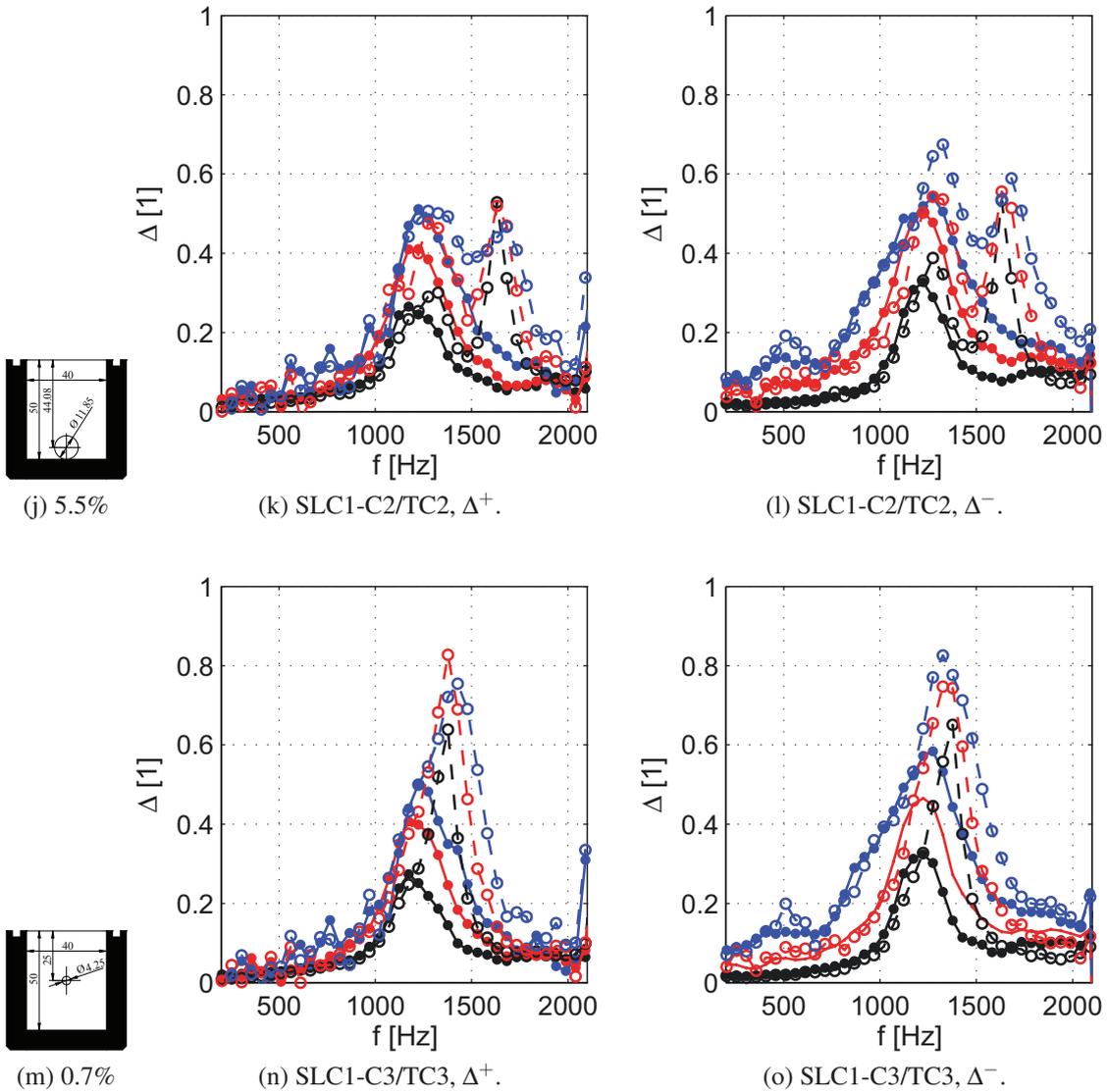


Abbildung 5.32: (Fortsetzung) SLC1, Konfigurationsvergleich zwischen Längs- und Querausrichtung der Kammern. Gestrichelte Linie und offenes Symbol - längs, durchgezogene Linie und geschlossenes Symbol - quer. Schwarz - $Ma = 0$, rot - $Ma = 0.1$ und blau $Ma = 0.2$.

5.3.6 Gegenüberstellung der Basiskonfigurationen von PLM und SLC1

Aus den vorangegangenen Betrachtungen lassen sich nun verschiedene Schlussfolgerungen ableiten. Dabei soll zunächst auf die Übereinstimmungen zwischen PLM und SLC eingegangen werden:

Beide Prinzipexperimente verhalten sich als Reflexionschalldämpfer bei Konfigurationen der Kammer ohne Wand (PLM-C1 und SLC1-CX). Wahrscheinlich resultiert dies aus der starken Diskontinuität bzw. dem Querschnittsprung der offenen Resonanzkammer. Allerdings sind diese Konfigurationen nach der Definition von Zandbergen [169] aufgrund der Kammerdimension per se nichtlokal reagierend.

Bei vorhandener Trennwand - mit und ohne Loch - hingegen überwiegen dissipative Prozesse, entweder durch das Deckblech oder die Zellverbindung. Letztere erzeugt in beiden Fällen je nach Größe der Zellverbindung bzw. POA_W ein Zusatzmaximum in der Dissipation. Bei ähnlichen Konfigurationen mit gleicher POA_W , bspw. PLM-C3 und SLC1-C1 mit 5.5%, sind die Frequenzen der Zusatzmaxima sogar **identisch** bei 1581 Hz anzutreffen. Wird an dieser Stelle dann unter Berücksichtigung der Strouhalähnlichkeit zurückskaliert, ergibt dies eine Frequenz um 790 Hz. Das zusätzlich erzeugte Dämpfungmaximum ist dabei relativ unabhängig von der Position der Bohrung oder des Schlitzes. Die Lage von Frequenz und Maximum verändert sich nur marginal (Feintuning). Viel entscheidender ist die Größe der Bohrung bzw. effektiven POA_W . Sie verschiebt die Frequenz der Dissipation von hohen Werten für große Bohrungsdurchmesser/ POA_W zu geringeren Werten bei kleiner POA_W mit entsprechendem Dämpfungsmaximum. Die Grenzfälle wären hier keine POA_W (SLC1-C0) bzw. die geschlossene Wand oder eine POA_W von 100% bzw. keine Trennwand (SLC1-CX).

Neben den aufgezählten Übereinstimmungen gibt es aber auch Unterschiede:

Beim PLM tritt das Zusatzmaximum beispielsweise im Vergleich zum Hauptpeak (um 900 Hz) im hohen Frequenzbereich auf, ist vom erreichten Dissipationsniveau aber niedriger als dieser. Gleichzeitig bleibt der niederfrequente Hauptpeak aber konstant in Frequenzlage und Maximum. Beim SLC hingegen kommt es zum Einbruch des Hauptmaximums bei gleichzeitig höherem Nebenmaximum für große Zellverbindungen bspw. POA_W 5.5%. Durch die unterschiedlichen Abstimmfrequenzen liegen Zusatzmaximum und Hauptpeak beim SLC zudem deutlich näher zusammen als beim PLM. Ein möglicher Erklärungsansatz dafür sind bei der grundsätzlichen Ähnlichkeit der Prinzipexperimente die unterschiedlichen beteiligten Kammervolumen und die absolute wie auch relative Trennwandfläche. So hat eine abgetrennte Kammer des PLM nur ca. 45% des Volumens einer SLC-Kammer. Gleichzeitig beträgt die Oberfläche der Trennwand sowie die absolute Lochfläche beim PLM nur rd. 63% der des SLC. Darüberhinaus sind die Deckschichten unterschiedlich belocht. Diese Faktoren verursachen möglicherweise - unterstützt durch die Wechselwirkung der Zellen - ein unterschiedliches Verhalten für die Abstimmfrequenz. Dabei wird die Lage des Zusatzmaximums jedoch nicht beeinträchtigt.

Für kleine POA_W um 1% wird beim SLC1 die hohe Gesamtschallreduktion dadurch erreicht, dass ein Doppelpeak von Reflexion und Dissipation auftritt.

Allgemein ist eine starke Charakteristikänderung bei Strömungsüberlagerung zu beobachten. So sinkt die Reflexion bei Überströmung ab, wobei dieser Effekt beim PLM deutlich stärker ausgeprägt ist. Hierfür werden bereits bei $Ma = 0.1$ nur noch Werte knapp über 0 erreicht, die fast eine Vernachlässigung derselben rechtfertigen. Beim SLC ist dieses Verhalten erst bei $Ma = 0.2$ erkennbar. Dies ist vermutlich, wie bereits erwähnt, auf die Unterschiede im reagierenden Zellvolumen oder auch auf unterschiedliche Deckschichtperforationen zurückzuführen, die im Falle des SLC eine Wechselwirkung mit der Strömung erleichtern [93]. Für die vergleichbaren Fälle ohne Trennwand (PLM-C1 & SLC1-CX) tritt dieser Effekt nämlich gleichermaßen auf, während bei vorhandener Trennwand (PLM-C2 und SLC1-C0) beim SLC schon eine geringere Reflexion vorliegt. Dieses Verhalten relativiert sich bei Einbringen belochter Trennbleche (SLC1-C1 bis C3). Bei diesen Konfigurationen schwächt sich das Reflexionsmaximum im Bereich der Abstimmfrequenz (erstes

Dissipationsmaximum) bei Erhöhung der Machzahl deutlich weniger ab.

Reflexionswerte um 0 wie beim PLM und Mach 0.1 können für den SLC selbst bei Mach 0.2 nicht erreicht werden. Analog zu den Untersuchungen bei lokal reagierenden Strukturen sind bei steigender Machzahl Peakverbreiterungen der Maximaldämpfung bzw. eine bessere Dämpfung über ein breiteres Frequenzband bei Auftreten von Überströmung zu beobachten. Dies ist vorrangig entgegen der Strömung (–) zu beobachten und besonders ausgeprägt beim Messobjekt PLM.

Wie bei Testobjekt HR-S1 ist der Anteil der Reflexionen ohne Strömung meist recht groß, verliert jedoch bei steigender Machzahl deutlich an Gewicht. Der Grund hierfür ist bisher noch nicht eindeutig zu benennen.

Axialresonanzen (im Messobjekt) korrespondieren nicht zu den gefundenen charakteristischen Frequenzen und wären bei kleinen Wandperforationen auch nicht zu erwarten. Allerdings ist die Messobjektlänge sehr kurz, sodass Vorder- und Hinterkante des perforierten Bereiches und damit die Positionen der Impedanzsprünge sehr nahe zusammen liegen. Es ist nicht ausgeschlossen, dass sich deren Auswirkung auf das Schallfeld überlagern oder dass sie sich gegenseitig in nichtlinearer Weise beeinflussen. Allerdings bedarf es einer Art Rückkopplung innerhalb der Kammer durch die Öffnung, da die Reflexion bei geschlossener Trennwand sehr gering ist. Die Strömung scheint hier dann eine linearisierende Wirkung zu haben, da sich für höhere Machzahlen die Reflexionsbeiträge verringern.

Tabelle 5.7: Gegenüberstellung gleicher bzw. ähnlicher Konfigurationen von PLM und SLC1

Konfiguration	PLM	SLC1
ohne Wand, $POA_W=100\%$	C1	CX
mit Wand, $POA_W=0\%$	C2	C0
Loch mittig, $POA_W=5.5\%$	C3	C1
Schlitz/Loch am Boden, $POA_W=5.5\%$	C4	C2

5.3.7 Weiterführende Studien mit SLC1

Ausgehend von den Grundkonfigurationen SLC1-CX bis SLC1-C3 wurden weitere mutmaßliche Einflussgrößen wie Trennblechdicke, Anzahl der Kammern und weitere POA_W -Konfigurationen untersucht.

5.3.7.1 Trennblechdicke/Halslänge t_W ohne und mit Strömung

Im ersten Schritt der weiterführenden Studie wurde die Luftmasse in den Trennblechen vergrößert, indem die Blechstärke von 0.8 mm auf 2.0 mm erhöht wurde. In Tab. 5.6 sind jeweils 2 Konfigurationen mit gleicher POA_W aber unterschiedlicher Trennblechdicke t gegenübergestellt und dafür wird das dimensionslose Verhältnis d/t gezeigt. Dazu sind in Abb. 5.33 diese Fälle für den Fall ohne Strömung direkt gegenübergestellt, während in Abb. 5.34 der Einfluss der Überströmung auf alle drei Streufaktoren der jeweiligen Konfiguration sichtbar wird. Änderungen in der Charakteristik der Streufaktoren, die durch die POA_W und die Blechdicke t_W hervorgerufen werden, zeigen sich bereits ohne Strömung.

Das Hauptmaximum von Reflexion und das Zusatzmaximum der Dissipation bei 1275 Hz bleiben zwischen C1 und C4 nahezu unverändert, während das Nebenmaximum der Dissipation um 51 Hz zu 1530 Hz verschoben wird. Gleichzeitig steigen im Bereich um 1.5 kHz die Reflexionen leicht an und die Transmission sinkt etwas ab. Ohne deutliche Veränderung bleibt bei C3 und C5 nur das Transmissionsminimum (1275/ 1326 Hz). Die Reflexion verringert sich um ca. 12-15 Prozentpunkte.

Demgegenüber steigt die Dissipation fast 10 Prozentpunkte, erfährt aber auch eine Frequenzverschiebung von 1377 zu 1326 Hz. Desweiteren ist im Fall C5 eine leichte Peakverbreiterung bei der Dissipation zu erkennen, somit verbessert sich auch die Gesamtdämpfung.

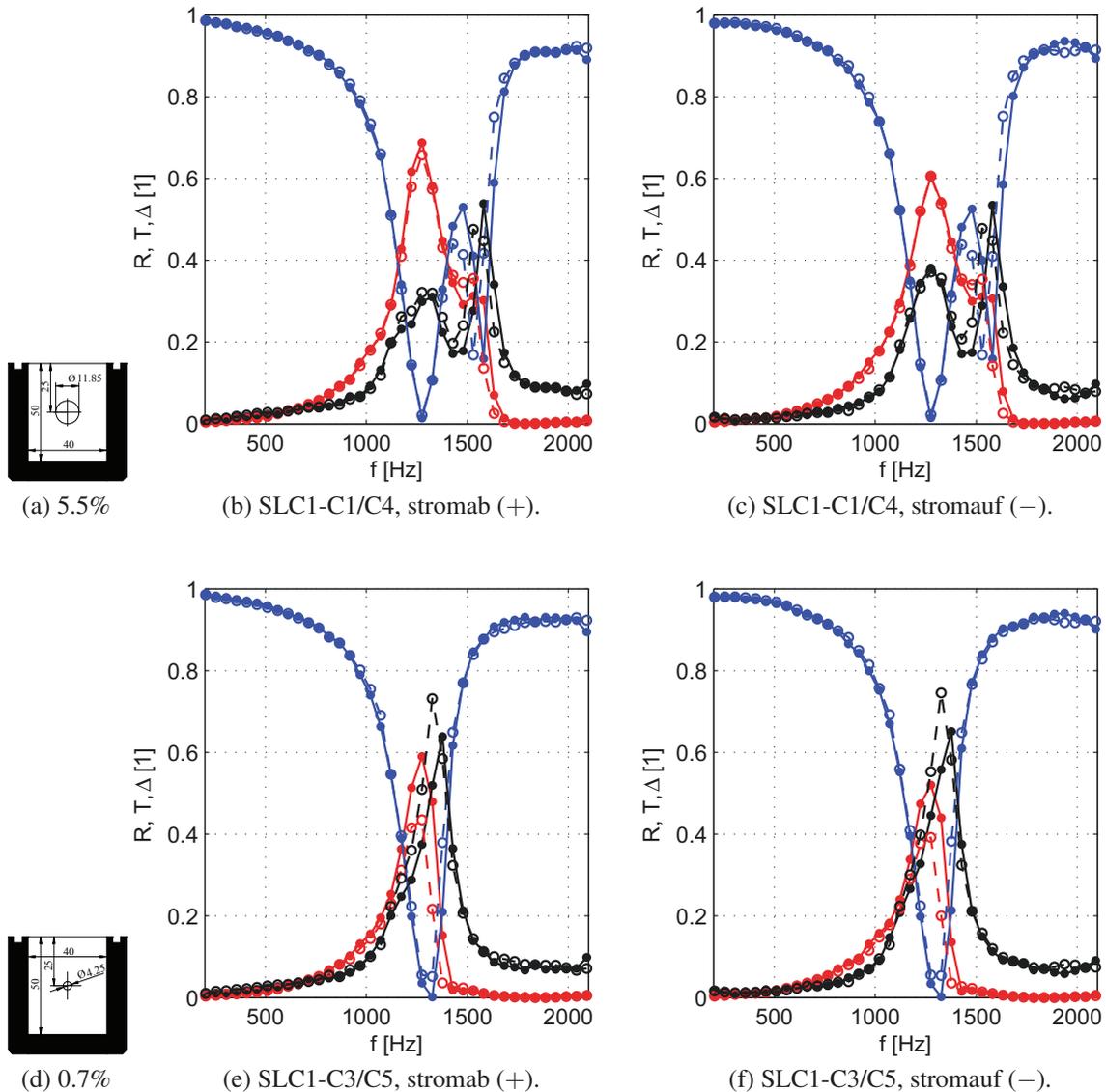


Abbildung 5.33: SLC1, weitere Konfigurationen: Variation der Trennblechdicke t_W (ohne Strömung), C1 und C3 mit 0.8 mm (durchgezogene Kurven) sowie C2 und C5 mit 2 mm (gestrichelte Kurven). Rot - Reflexion, blau - Transmission und schwarz - Dissipation.

Mit Strömung gibt es in erster Linie viele Übereinstimmungen bei den Paaren SLC1-C1/-C4 und -C3/-C5:

Konkret wirkt sich die Strömung bei beiden Konfigurationspaaren gerade wieder im Abfall der Reflexionswerte aus, die sich richtungsabhängig jeweils pro 0.1 Ma-Schritt halbieren (0.6; 0.3 und 0.15). Dieses Verhalten ist ähnlich bei den PLM-Untersuchungen (Abb. 5.26) zu beobachten und gilt auch für die anderen SLC1-Konfigurationen (längs ausgerichtet). Auch das Zusatzmaximum der Dissipation bzw. -minimum der Transmission bei 500 Hz tritt wieder für die stromaufwärtige Richtung bei Machzahl 0.2 auf. Auffällig ist die deutliche Übereinstimmung aller Streufaktoren für beide Richtungen bei C5 und $Ma=0$, was die Genauigkeit der Messung heraushebt. Bei ansteigender Strömungsgeschwindigkeit gibt es deutliche Peakverbreiterungen im Bereich 1 kHz in nahezu gleichem Ausmaß bei C1/C4 und C3/C5 sowie untereinander. Für $Ma = 0.2$ ist zudem eine

Frequenzverschiebung der Dissipationsmaxima zwischen stromab und stromauf zu beobachten.

Der Erklärungsansatz für das Dämpfungsverhalten ist hier vielschichtig: Es gibt durch den um den Faktor 2.5 breiteren Hals bei kleinem d/t theoretisch mehr Reibung an den Rändern und eine zusätzliche „träge“ Luftmasse bzw. ein Mehr an Volumen muss bewegt werden. Würde sich dies auf die Abstimmfrequenz/Helmholtzresonanz auswirken, wäre eine drastische Frequenzverschiebung die Folge [7]. Dies ist nicht der Fall, stattdessen verschiebt sich das Zusatzmaximum nur marginal. Es handelt sich somit nicht um eine gesonderte Helmholtzresonanz sondern einen Dämpfungsmechanismus, der lediglich an die Abstimmfrequenz gekoppelt ist [1, 27].

Die Verschiebung des Zusatzpeaks bei C1/C4 und des Hauptmaximums bei C3/C5 bestätigt in jedem Fall wieder den Einfluss der Zellverbindung und verdeutlicht einmal mehr, dass nicht ausschließlich die POA_W zur Modellierung herangezogen werden darf.

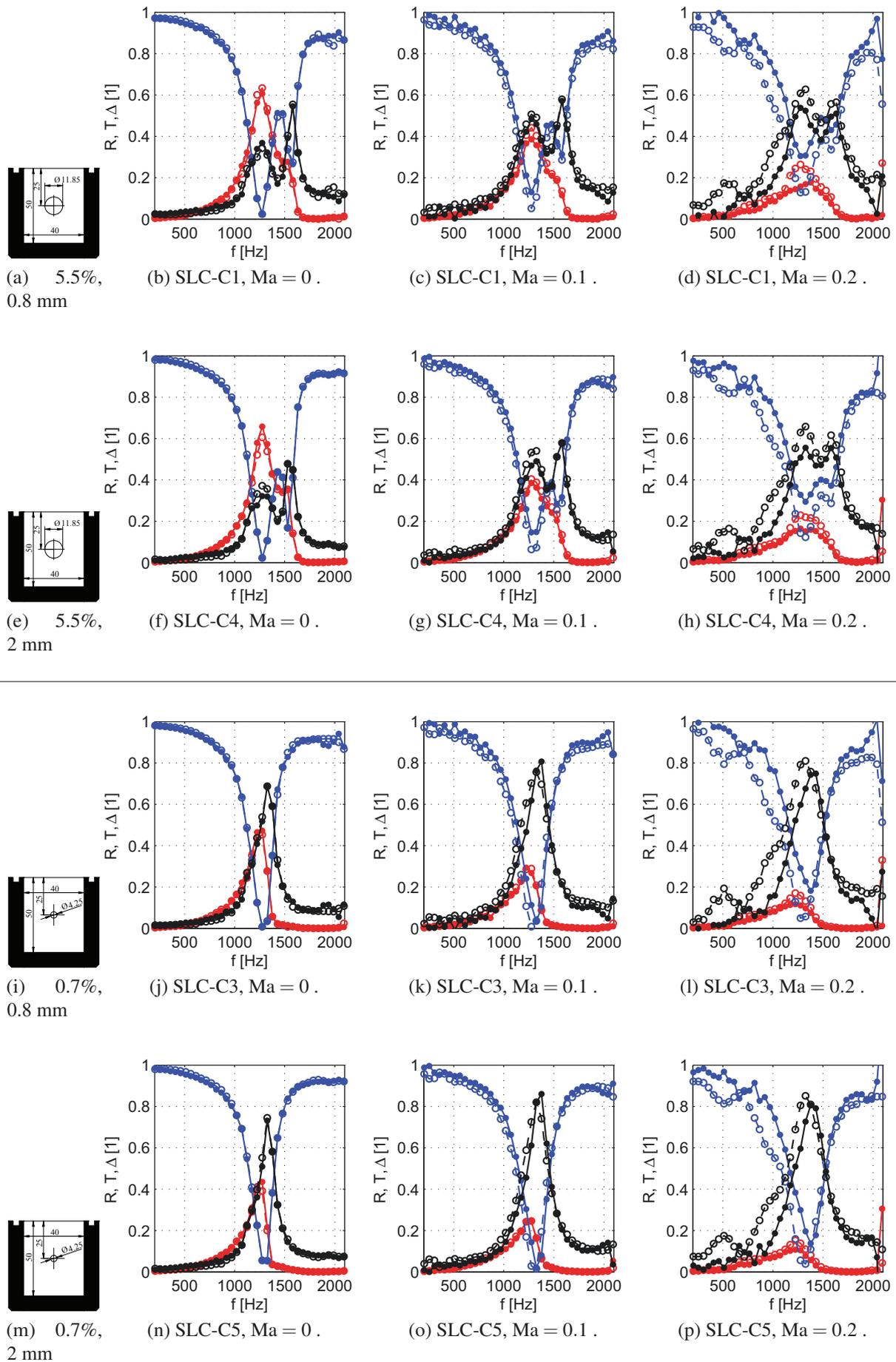


Abbildung 5.34: SLC1, weitere Konfigurationen: Variation der Trennblechdicke t_W (Zeilen) und Strömungsmachzahl (Spalten). C1 und C3 mit 0.8 mm (jeweils oben) sowie C2 und C5 mit 2 mm (jeweils unten), (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.3.7.2 SLC1 mit drei Kammern und zwei Trennblechen

Wie eingangs erwähnt sind die Möglichkeiten für den SLC1 sehr universal gehalten, sodass auch drei Kammern und zwei Trennbleche vermessen werden können. Dies wurde für die Konfigurationen C0, C1 und C3 durchgeführt. Dadurch ergibt sich erneut eine Charakteristikänderung, wie die Darstellung der Streufaktoren in Abb. 5.35 verdeutlicht. Es zeigt sich, dass für diese Konfigurationen die dissipativen Effekte den größten Beitrag leisten, während die Reflexionen schon ohne Strömung relativ gering ausfallen im Vergleich zum gleichen Setup mit zwei Kammern. In diesem Fall ist das Zusatzmaximum bei Erhöhung der POA_W auch immer im Maximalwert niedriger als das Hauptmaximum. Damit ist das Setup in seinem Verhalten dem PLM-Messobjekt ähnlicher.

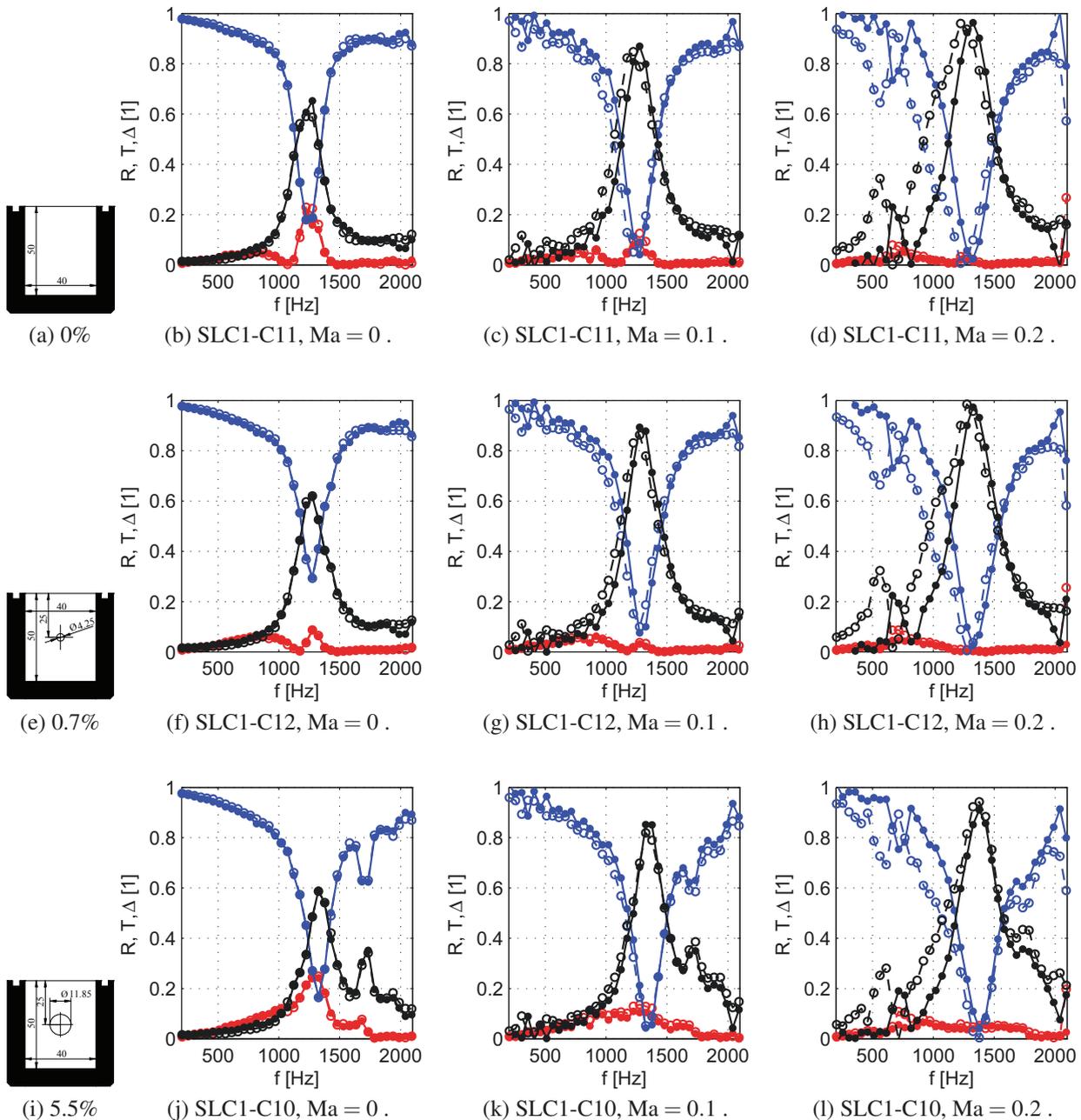


Abbildung 5.35: SLC1, weitere Konfigurationen: Drei Kammern und zwei Trennbleche mit jeweils zunehmender POA_W (Zeilen) und Variation der Strömungsmachzahl (Spalten), (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

5.3.7.3 Erweiterte POA_W-Studie

In den vorhergehenden Abschnitten wird deutlich, dass die POA_W der Zellwände wesentlich die Lage des Zusatzmaximums im Dissipationsspektrum bestimmt. Es kann die These formuliert werden, dass das Zusatzmaximum um so höher in seiner Frequenz liegt, je höher die POA der Zellwände ist. Daraufhin wurde eine systematische Parameterstudie zur POA_W durchgeführt, die diese These weiter untermauern soll. Die Konfigurationen und dazugehörigen Streufaktoren sind in Abb. 5.36 dargestellt. Zur besseren Unterscheidung zeigt die Abb. 5.37 nur die Dissipationswerte. Das Zusatzmaximum der Dissipation verschiebt sich ausgehend von dem Maximum der Abstimmfrequenz bei ansteigender POA_W zu höheren Frequenzen.

Interessant ist zudem das Verhalten der Reflexion in Abb. 5.36. Für POA_W über 5.5% löst sich vom Hauptpeak bei der Abstimmfrequenz hier ebenfalls ein Zusatzpeak und steigt in der Frequenz. Dieser ist jedoch deutlich kleiner als das Hauptmaximum. Bei ansteigender Machzahl wird dieser Peak insgesamt mit den Reflexionswerten wieder deutlich schwächer.

Weiterhin kann ein Zusatzmaximum in der Dissipation gefunden werden, wenn die Strömungsmachzahl 0.2 erreicht wird. Dieses Maximum tritt in vergleichbarer Ausprägung in allen Fällen im Bereich von 500-700 Hz auf. Es ist an dieser Stelle völlig unerwartet und kann mit den bisherigen Erkenntnissen nicht interpretiert werden.

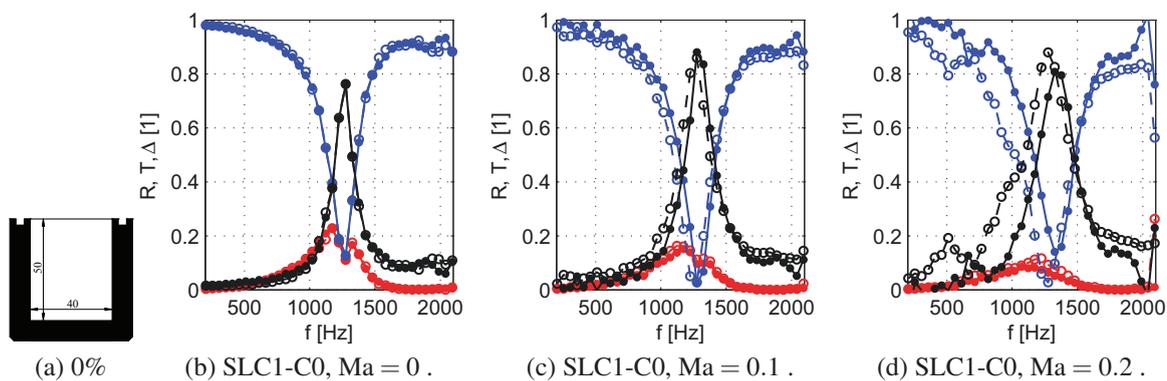
Darüber hinaus wurde für jeden Testfall die integrative Dissipation nach Gl. (3.13) bestimmt. Dabei wurde über den gesamten Frequenzbereich, jedoch ausschließlich der cut-on Frequenz integriert. In Abb. 5.38a sind diese Werte im Säulendiagramm als Funktion der POA_W aufgetragen. Sie bleiben trotz Anstieg der POA_W bei gleicher Strömungsbedingung nahezu konstant. Das heißt, die Netto-Dämpfungsleistung des Testobjektes ändert sich in absoluten Werten kaum. Um besser einschätzen zu können, ob sich durch die Bohrung/den Schlitz eine Änderung im Vergleich zur Konfiguration ohne Zellverbindung einstellt, werden alle Werte zusätzlich mit den Werten von SLC1-C0 normiert. Diese Normierung offenbart die relative Änderung und ist in Abb. 5.38b gezeigt. In diesem Diagramm zeigen sich zwischen 4 und 6% höhere Werte gegenüber der Ausgangskonfiguration ohne Loch für eine POA_W von 5.5% im Fall ohne Überströmung. Mit Strömung werden immer noch zwischen 2% und 3% höhere Werte erreicht. Bei höheren Porositätswerten bspw. 11% und 15% kommt es allerdings zu einer Verschlechterung bzw. einem Rückgang der Werte zwischen 5% und 8%. Dies bedeutet im Umkehrschluss, dass die Zellverbindung sich positiv auf die Dämpfung auswirken kann, wenn ein gewisses Optimum an offener Fläche nicht überschritten wird.

5.3.8 Dämpfungsregime abgeleitet aus den Messdaten von PLM und SLC1

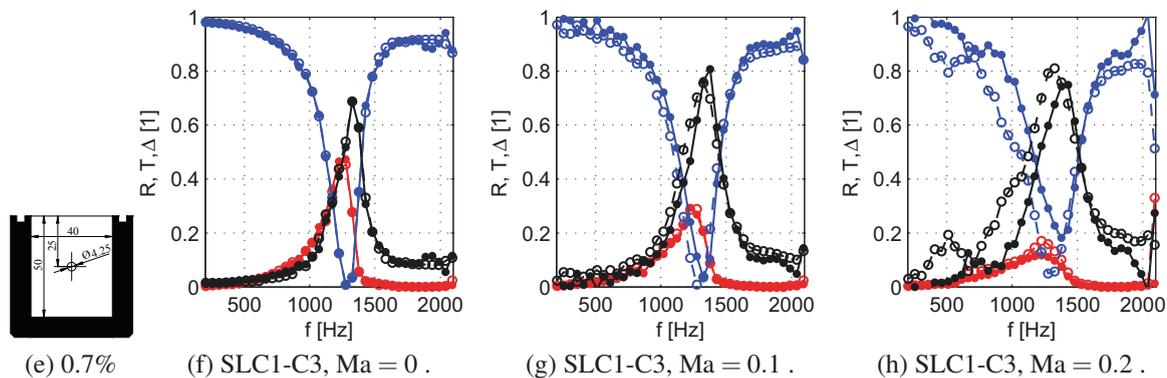
Die Klassifizierung der Lochgröße gegenüber der Perforationsgröße des Deckbleches, als im Verhältnis gesehen „groß zu klein“ und eine Unterscheidung der Resistanz-Charakteristik in linear und nichtlinear, findet sich bereits in den Arbeiten von Eaton [40, 41]. Die Klassifizierung könnte auf Basis der Erkenntnisse zur POA in die neuen Regime der Tabelle 5.8 aufgegliedert werden. Neben der phänomenologischen Beschreibung der gemessenen Streufaktoren bzw. deren zusätzlicher Maxima werden hier auch die möglichen treibenden Größen wie viskose Effekte, beteiligtes Resonatorvolumen und die Zellinteraktion an sich beurteilt. Die Unterteilung ist an dieser Stelle auch eher als These zu verstehen. Sie wird aber hinsichtlich der viskosen Effekte durch die Arbeit von Hafsteinsson et al. [63] gestützt, die auf numerischem Wege Wirbelablösung an den Lochkanten ähnlicher Resonatorräumen nachwies. Auch Fischer [51] visualisierte mittels laseroptischer Messtechnik derartige Strukturen.

Gerade nichtinvasive, optische Methoden eröffnen die Möglichkeit für das Testobjekt SLC1 die These hinsichtlich der Wirbelerzeugung, der Wechselwirkung mit eintreffendem Schall und der Volumenbeteiligung zu untermauern. Aus diesem Grund wird für die Zukunft empfohlen, derartige Untersuchungen durchzuführen, da sie nicht mehr Gegenstand dieser Arbeit sind.

Regime 1



Regime 2



Regime 3

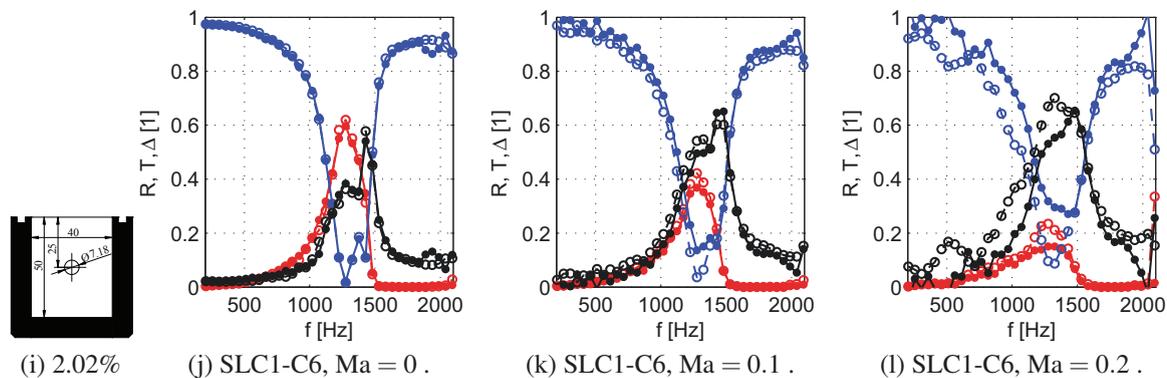


Abbildung 5.36: SLC1-Konfigurationen mit zunehmender POA_w (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

Regime 4

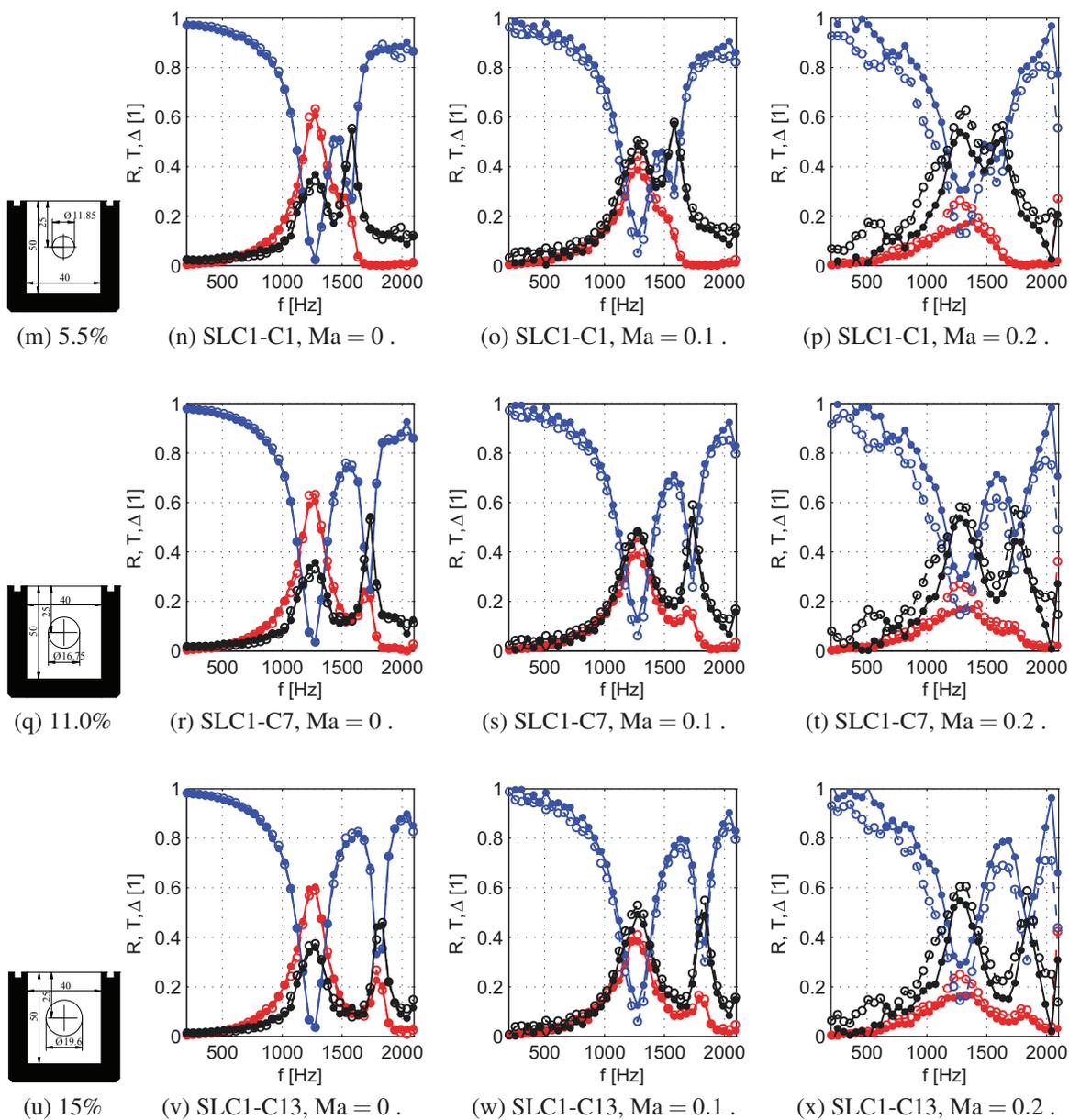
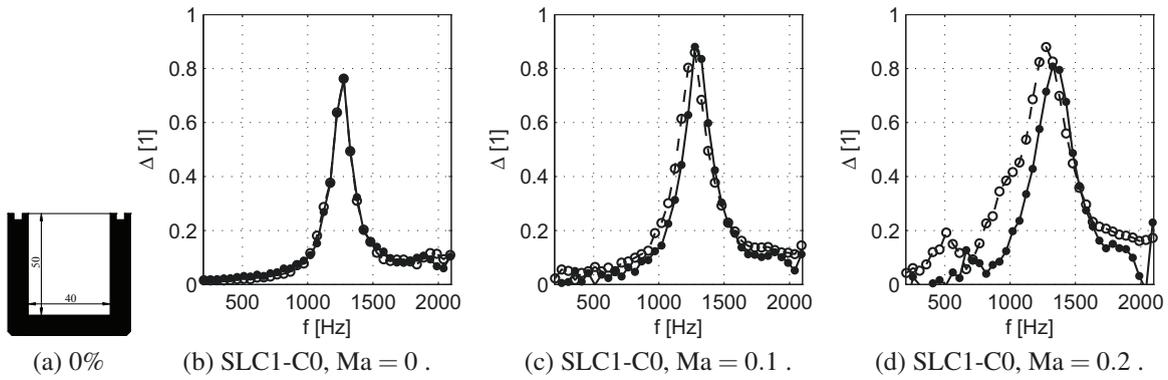
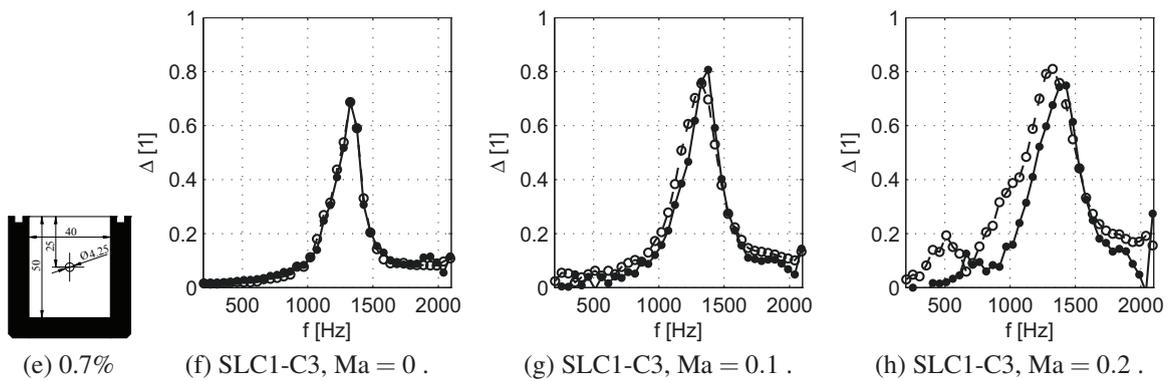


Abbildung 5.36: (Fortsetzung) SLC1-Konfigurationen mit zunehmender POA_W (Legende: Abb. 5.1, S. 45).

Regime 1



Regime 2



Regime 3

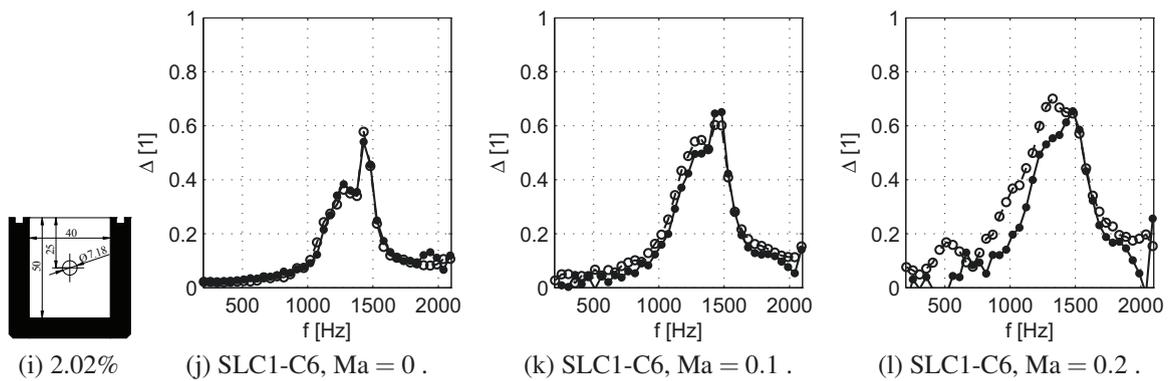


Abbildung 5.37: Verläufe der Dissipation von SLC1-Konfigurationen mit zunehmender POA_W (aus Abb. 5.36).

Regime 4

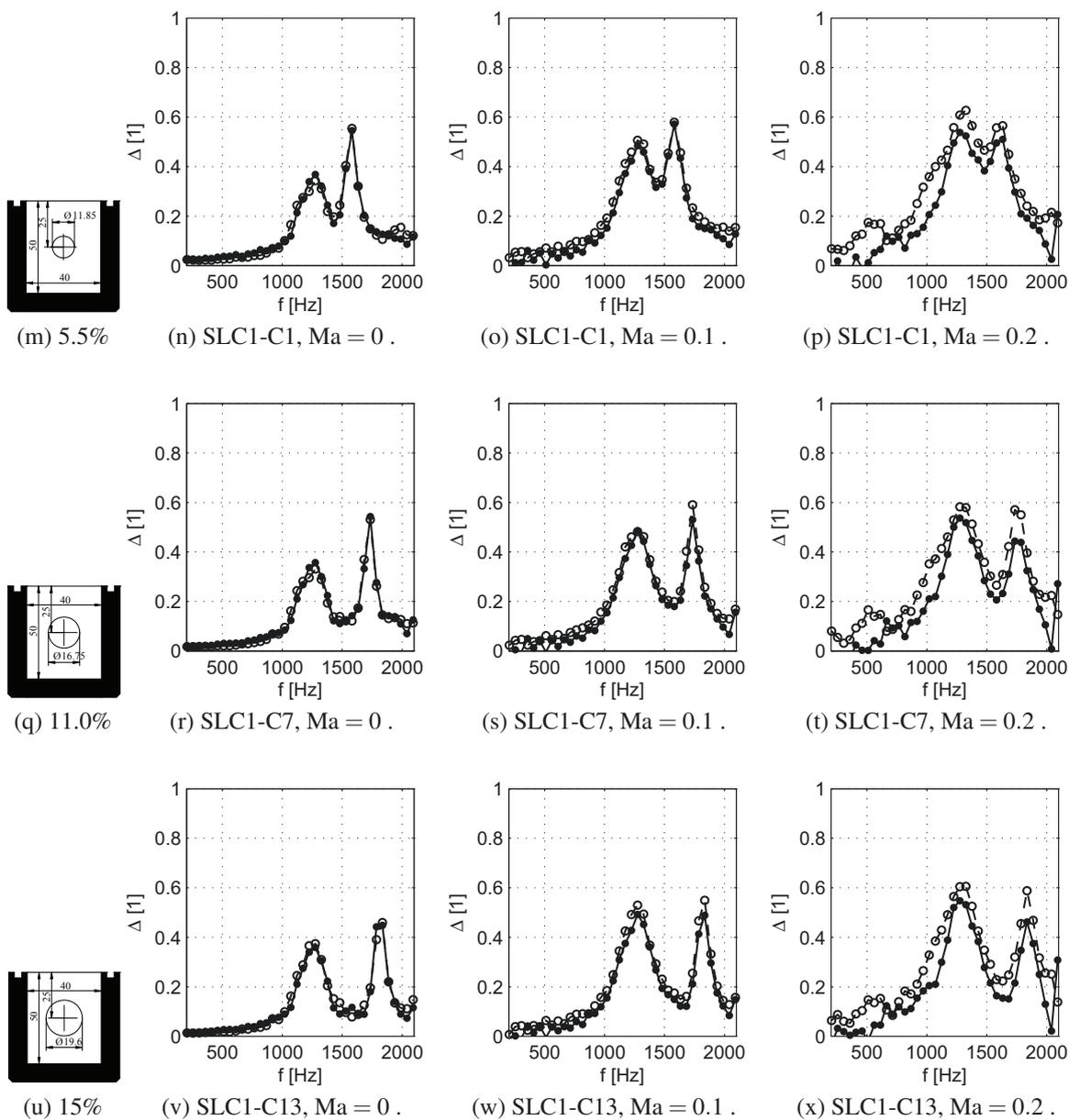
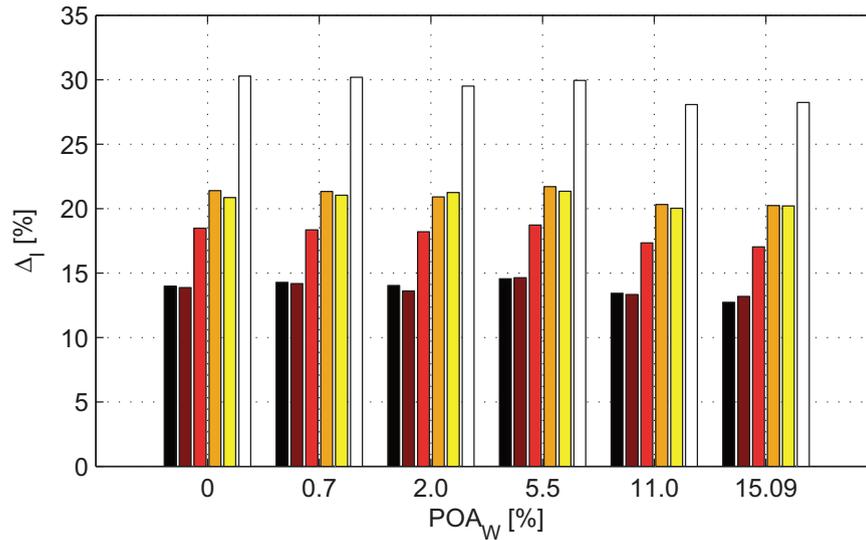


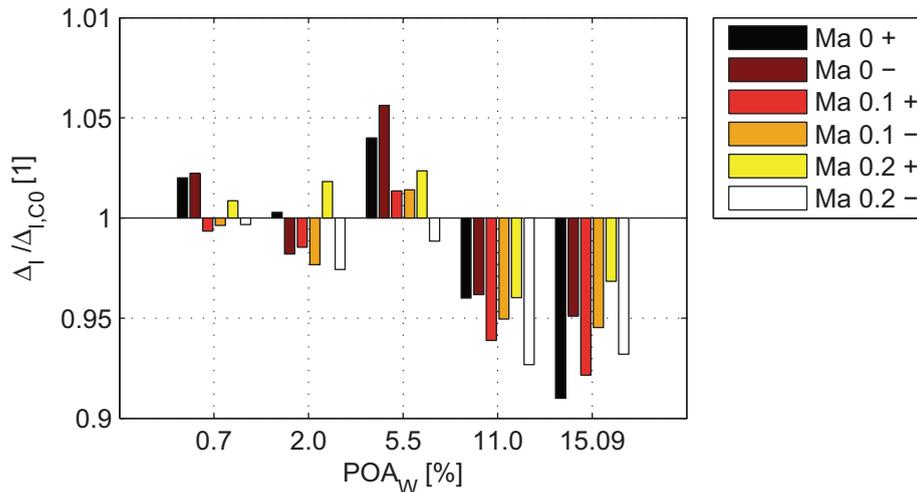
Abbildung 5.37: (Fortsetzung) Verläufe der Dissipation von SLC1-Konfigurationen mit zunehmender POA_W (aus Abb. 5.36).

Tabelle 5.8: Vorschlag separater Dämpfungsregime, Übersicht nach Eaton [40, 41] deutlich erweitert.

Regime	POA	Schlitzgröße	Phänomene	Viskose Effekte	Volumenbeteiligung	Interaktion	Klassifizierung
1	0%	keine Schlitze/ Löcher	kaum Reflexion ohne Strömung	keine	keine	keine Interaktion	lokal reagierend
2	0% < POA _W < 1%	kleine Schlitze/ Löcher	Reflexion bei der Abstimmfre- quenz	vermutlich (kleinskalige Wirbel je nach Anregung)	hoch sehr gering	geringe Interaktion	quasilokal reagie- rend (vgl. PF-S6)
3	1% < POA _W < 5%	mittelgroße Schlitze/Löcher	zusätzliches Dissipations- maximum löst sich	geringere Viskosi- tätseinflüsse aber evtl. größerska- lige Wirbel (vgl. Hafsteinsson et al. [63])	ansteigende Volu- menbeteiligung	Interaktion	nichtlokal reagie- rend
4	5% < POA _W ≈ POA _F	sehr große Schlitze/Löcher	zusätzliches Reflexionsma- ximum löst sich	schwache/vernach- lässigbare Viskosi- tätseinflüsse und Wirbelskalen vermutlich nicht mehr im wirksamen Bereich	vermutlich Volu- menbeteiligung treibender Effekt	starke Interaktion	stark nichtlokal rea- gierend



(a) Absolutwerte der integrativen Dissipation Δ_I .



(b) Mit SLC1-C0-Werten normierte Daten ($\Delta_I/\Delta_{I,C0}$).

Abbildung 5.38: Zusammenhang zwischen POA_W und integrativer Dissipation Δ_I des SLC1-Messobjektes für die Fälle in Abb. 5.36 ($t_W = 0.8$ mm und eine Trennwand). Für die jeweilige Machzahl ist stromabwärts mit einem „+“ und stromaufwärts mit einem „-“ bezeichnet (Abb. aus Busse-Gerstengarbe et al. [29]).

5.3.9 Empirische Modellbildung anhand der Messergebnisse

Im vorhergehenden Abschnitt konnte herausgearbeitet werden, dass das zusätzliche Dissipationsmaximum bei $f_{0,2}$ mit der Abstimmfrequenz $f_{0,1}$ gekoppelt ist. Eine modellhafte Beschreibung dieses Zusammenhanges ist deshalb wünschenswert. Aus diesem Grund werden die Daten weiter reduziert. Dafür wurden die Frequenzen der Maxima mit der Abstimmfrequenz normiert und über der POA_W der jeweiligen Konfiguration in Abb. 5.39a aufgetragen. In gleicher Weise wurden die normierten Frequenzen der Zusatzmaxima für den PLM aus Abschnitt 5.3.3 und der 3-Kammer-Konfigurationen (Abschnitt 5.3.7.2) in Abb. 5.39a eingetragen. Zusätzlich wurden noch Parabeln mit Koeffizienten (a) aus einer Anpassungsrechnung (Fit) eingetragen, die die Trends der Datenpunkte abbilden. Aufgrund der wenigen Datenpunkte ist ein Exponentialansatz zur Näherung möglich aber noch durch weitere Experimente zu belegen. So wird zunächst eine Beziehung hergestellt, die der folgenden Form gehorcht:

$$y = a \cdot \sqrt{x} + 1, \text{ mit } x \text{ und } y > 0 \quad \text{bzw.} \quad (5.3)$$

$$\frac{f_{0,2}}{f_{0,1}} = a \cdot \sqrt{POA_W} + 1. \quad (5.4)$$

Für diesen Zusammenhang bleibt der Formfaktor a als Unbekannte übrig. Da bereits Hillereau et al. [71] die (effektive) Percentage Open Area der Deckschicht POA_F als den ausschlaggebenden Parameter identifizierten, wird diese Größe ebenfalls zu Hilfe genommen. Da es aber offensichtlich Unterschiede zwischen den Kurven des SLC mit zwei und drei Kammern gibt, wird hier eine weitere Größe benötigt. Aus diesem Grund wird die POA_F auf die dimensionslose (aktive) Länge des Liners L/D bezogen.¹⁰ In Abb. 5.39b sind die Formfaktoren über die POA_F -Werte aufgetragen. Es wird in erster Näherung ein linearer Zusammenhang angenommen, der wie folgt definiert ist:

$$a \approx -8.0495 \cdot \frac{POA_F \cdot D}{L} + 3.3263. \quad (5.5)$$

Mit dieser einfachen Definition kann bei Kenntnis der Abstimmfrequenz, der aktiven Linerlänge und einer vorher festgelegten POA_W gezielt eine Frequenz zusätzlich gedämpft werden:

$$\frac{f_{0,2}}{f_{0,1}} = \left(-8.0495 \cdot \frac{POA_F \cdot D}{L} + 3.3263 \right) \cdot \sqrt{POA_W} + 1. \quad (5.6)$$

Die Gleichung sagt folgendes aus: Je mehr offene Deckfläche bei aktiver Länge zur Verfügung steht und/oder je größer die offene Zellwandfläche ist, desto höher in der Frequenz liegt das Zusatzmaximum relativ zur Abstimmfrequenz. Die Deckschichtporosität steuert also in gewisser Weise den Einfluss der Nichtlokalität auf das zu dämpfende Schallfeld. Die Zusatzdämpfung bei einer zweiten Frequenzposition ($f_{0,2}$) geschieht beim SLC zu Lasten der Maximaldämpfung der Abstimmfrequenz ($f_{0,1}$). Diese Beobachtung hatten Hillereau et al. [71] in ihren Experimenten ebenfalls gemacht.

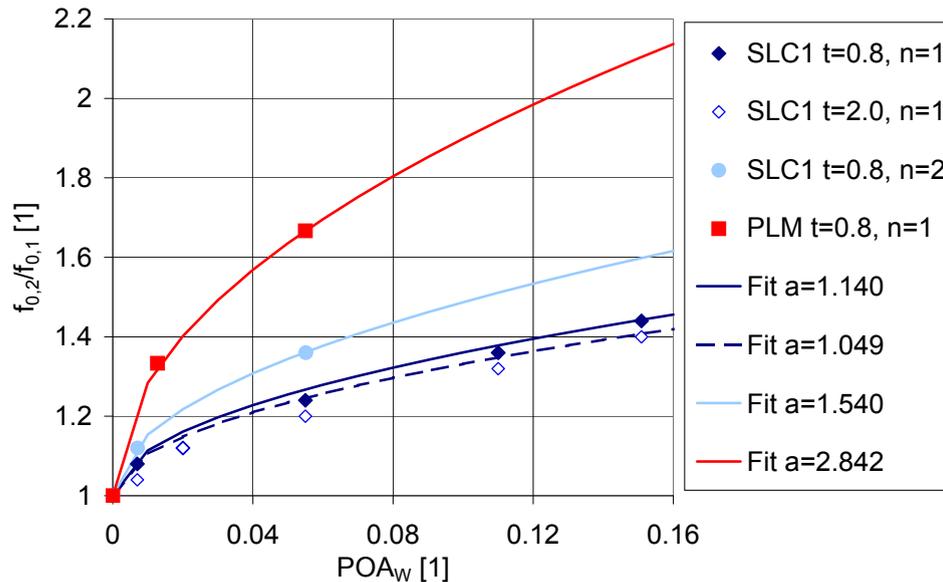
Zusammenfassend kann aber festgehalten werden, dass bei geschickter Auswahl der Porositäten und Kammergrößen bestimmte Frequenzbereiche zusätzlich zur eigentlichen Abstimmfrequenz eines Resonatorsystems gedämpft werden können. Das vorgestellte Modell (Gl. (5.6)) bildet dazu erste Zusammenhänge mit den untersuchten Größen. Da die Datenbasis noch überschaubar ist, wird empfohlen weitere Experimente durchzuführen. Damit könnten weitere Einflussgrößen gefunden und das Modell weiter angepasst werden. Gegebenenfalls muss dann auch die Annahme des linearen Zusammenhanges überdacht werden.

Will man diese Ergebnisse jedoch auf die nichtlokal reagierenden Testobjekte aus Abschnitt 5.2.1.4 übertragen, bleiben Unwägbarkeiten bestehen: Durch die Gazeüberzüge wird bei den PF-Testobjekten ohnehin eine breitbandige Dämpfung erzeugt, die die nichtlokalen Effekte vermutlich

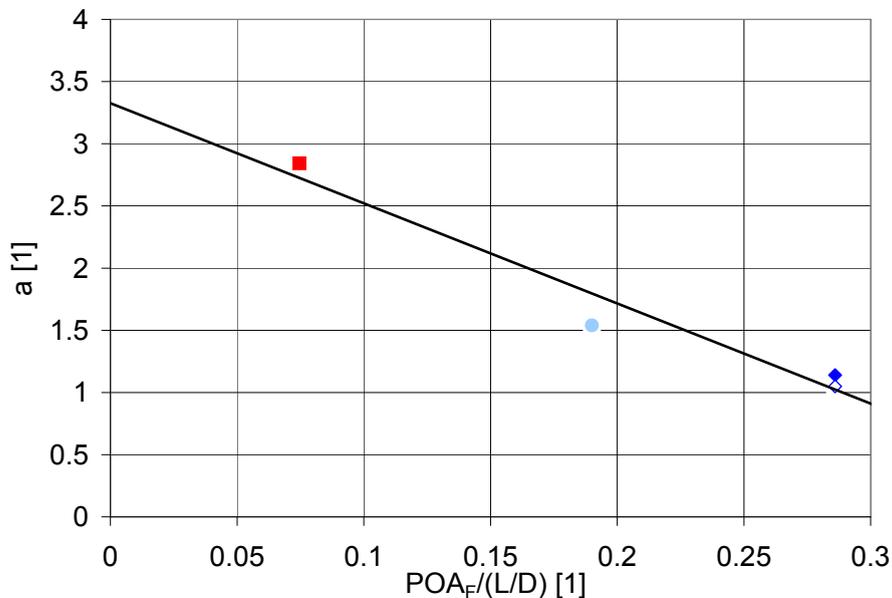
¹⁰Diese Korrektur fehlte in der ursprünglichen Publikation [28], weshalb sich die Formfaktoren unterscheiden.

maskiert. Darüberhinaus ist zu vermuten, dass die Steckschlitz der Stringer maßgeblich zur Erhöhung der effektiven POA_W beitragen und damit die Lage des Zusatzmaximums weiter verschieben.

Parallelen zeigen sich aber im leichten Einbruch der Gesamtdämpfung und in der Frequenzverschiebung des Hauptmaximums. Bei den PF-Testobjekten verschiebt sich die Maximalfrequenz beim nichtlokalen Sample auch um ca. 100 Hz zu größeren Werten. Dies ist vermutlich ein Ergebnis der Ausläufer des Zusatzmaximums, welches bei Frequenzen über 2 kHz liegt.



(a) Datenpunkte der normierten Frequenzen $f_{0,2}/f_{0,1}$ und deren parabolischer Approximation (Kurven, Gl. (5.3)) als Funktion der Wandporosität POA_W . Die Parameter sind die Wandstärke t in mm und die Anzahl der gekoppelten Zellen n .



(b) Datenpunkte für den Formfaktor a der Ausgleichskurven aus Abb. 5.39a als Funktion der dimensionslosen Größe aus Porosität und charakteristischen Längen. Als schwarze Linie ist das Ergebnis der linearen Anpassungsrechnung aus Gl. (5.5) eingefügt.

Abbildung 5.39: Zusammenhang zwischen POA_W und den mittels Abstimmfrequenz normierten Frequenzen der Zusatzmaxima $f_{0,2}/f_{0,1}$ von PLM und SLC1. Sowie daraus abgeleiteter Zusammenhang mit charakteristische Größen der Testobjekte (Abb. aus Busse-Gerstengarbe et al. [29]).

5.3.10 Zwischenfazit zu den Prinzipexperimenten PLM und SLC sowie zur Modellbildung

Aus den vorangegangenen Abschnitten kann folgendes Fazit gezogen werden:

- Die weitere Fokussierung auf einzelne, interagierende Resonatorzellen erbrachte zusätzliche Erkenntnisse zur Wirkung von Zellverbindungen: Die Porosität der Zellwand POA_W wird als die treibende Größe identifiziert, die zusätzliche Dämpfungs- aber teilweise auch Reflexionsmaxima verursacht. Diese können das Gesamtdämpfungsverhalten des Zellverbandes im Vergleich zum Fall ohne Porosität (geschlossene Zellwand) bis zu 6% verbessern. Dabei sollte ein Optimum, in diesem Fall um 5.5%, an offener Fläche nicht überschritten werden.
- Treibende Kraft der Zusatzdämpfung scheint die Interaktion von eintreffendem Schall und Wirbeln am Loch (oder Schlitz) in der Zellwand zu sein. Anhand der Auswirkung der Porosität wird eine Erweiterung und Detaillierung der Dämpfungsregime vorgeschlagen, die durch Eaton [40, 41] inspiriert sind.
- Mittels empirischer Modellbildung kann das Zusatzmaximum der Dämpfung ausgehend von der Abstimmfrequenz des Messobjektes vorhergesagt werden.

Zusammenfassung und Schlussfolgerungen

In den Teilkapiteln wurde jeweils schon ein Zwischenfazit gezogen. Meist wurden damit auch Folgeuntersuchungen motiviert. An dieser Stelle werden die so gewonnen Erkenntnisse zusammengetragen, um die eingangs formulierten Fragen zu beantworten:

1. Wie funktionieren akustische Dämpfer/Liner in Triebwerken und was sind wichtige Einflussgrößen auf das Dämpferverhalten?

Bereits aus der Literaturstudie wird deutlich, dass Liner im Triebwerkseinlauf oder -bypass meist Felder aus Helmholtzresonatoren sind. Im Vergleich zu Absorbern in der Bauakustik sind sie relativ klein (wenige Millimeter Zelldurchmesser), müssen aber bei niedrigem Gewicht äußerst robust gegenüber Umwelteinflüssen wie Strömung, Eisbildung und Beschädigung sein.

Abhängig von Zellgröße und Deckblechperforation weisen sie charakteristische Frequenzen auf, bei denen sie besonders gut (Helmholtz- und $\lambda/4$ -Resonanz) oder gar nicht dämpfen (Antiresonanz). Überzüge aus Gaze oder Metallgewebe bei linearen Linern verbessern im Allgemeinen das Dämpfungsverhalten auf ein breitbandiges Niveau. Je nach Dämpfertyp ist die Überströmung eine wesentliche Einflussgröße für die Triebwerksliner, da sie bei Schallausbreitung mit der Strömung die Dämpfung vermindert und gegen die Strömung teilweise breitbandigeres Sättigungsverhalten verursacht.

Dies untermauern die Untersuchungen dieser Arbeit. Dazu wurden für die Analyse sowohl industriell hergestellte Testobjekte (AA-S1, -S2 und -S3) als auch selbst gefertigte Referenzmessobjekte (HR-S1 und -S2) herangezogen. So konnte der Einfluss unterschiedlicher Geometrieparameter wie Anzahl der Freiheitsgrade und der Deckschicht herausgearbeitet werden. Während Dämpfer mit zwei Freiheitsgraden schon breitbandig dämpfen, verbreitert sich der abgedeckte Frequenzbereich bei Linern mit Gaze nochmals, allerdings zu Lasten der Maximal- bzw. Gesamtdämpfung.

Zudem wurde die aktive Länge der Testobjekte bzw. das Verhältnis von Länge zu Kanalhöhe variiert (L/D). Dabei zeigten einfache Helmholtzresonatoren das erwartete stabil hohe, aber schmalbandige Dämpfungsverhalten und nur eine schwache Längenabhängigkeit. Lineare Liner mit Gazeüberzug erreichten über einen breiten Frequenzbereich gute Dämpfungswerte. Diese sind jedoch stark abhängig von der aktiven Länge des Testobjektes, wobei längere Proben besser dämpften.

Als wichtigste Einflussgröße wird in der Arbeit ebenfalls die Überströmung des Testobjektes bzw. die (mittlere) Machzahl im Strömungskanal ermittelt. Diese wirkte sich je nach Testobjekt schwach bei den linearen Linern (AA-S2) und deutlich stärker bei den einfachen Helmholtzresonator-Linern AA-S1 und HR-S1/-S2 aus. Die Machzahlerhöhung bei dem industriell hergestellten Sample (AA-S1) erbrachte eine Frequenzverschiebung des Dissipationsmaximums stromab und eine Peakverbreiterung stromauf. Im Gegensatz dazu reagierte das lange Referenztestobjekt (HR-S2) unter ähnlichen Bedingungen mit starken Peakverbreiterungen in beide Ausbreitungsrichtungen. Dieses Verhalten wird auf die geringere Deckschicht-Porosität und damit höhere Resistanz des Referenztestobjektes zurückgeführt. Darüber hinaus sind die Anregungsbedingungen mit höheren Pegeln interessant, da

sie ebenfalls ein breitbandiges Verhalten des Liners nach sich ziehen.

Ein wichtige Erkenntnis ist, dass Drainageschlitze das Dämpfungsverhalten der Triebwerks-liner ganz wesentlich verändern. Sie verursachen ebenfalls einen breitbandigen Frequenzgang bei Testobjekten mit vielen Kammern bzw. Zusatzmaxima bei den Prinzipexperimenten mit weniger Kammern. Dieser Aspekt wird bei der Beantwortung von Frage 3 ausführlich diskutiert.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die geometrischen bzw. konstruktiven Parameter (Zelle, Porosität, Deckschichten, aktive Länge etc.) der Helmholtzresonatoren den konkreten Frequenzgang der Liner bestimmen. Hinzu kommt die Zellinteraktion bei Testobjekten mit poröser Zellwand. Je nach Porosität äußert sich dies in einem breitbandigeren Dämpfungsverhalten. Allen Objekten gemeinsam ist die starke Abhängigkeit von der (mittleren) Machzahl, die hier als wichtigste Einflussgröße identifiziert wurde und sogar den Einfluss des Anregungspegels übertrifft. Um diese Aussagen zu tätigen, war vorab jedoch die folgende Frage zu klären:

2. Wie können die akustischen Eigenschaften der Liner messtechnisch genau untersucht werden?

Für diese Frage liefert die Literatur viele Vorschläge. Für überströmte Triebwerks-liner werden die Messdaten üblicherweise mit Strömungskanälen gewonnen, die mit Mikrofonen und Lautsprechern instrumentiert sind. Die Schallfeldgrößen werden dabei vor und hinter oder über dem Testobjekt erfasst. Mit diesen Daten wird die Impedanz als akustische Wandeigenschaft über eine Reihe empirischer, halb- oder vollnumerischer Modelle und Methoden bestimmt. Meist werden dafür auch die Streufaktoren Reflexion und Transmission als Eingangsgrößen gewählt oder noch gesondert ausgewertet, um den charakteristischen Frequenzgang des Liners zu bestimmen.

Das Vorgehen in dieser Arbeit folgt dem vorgestellten Konzept mit Streufaktoren aus Strömungskanalmessungen mit ebenen Messobjekten sowie anschließender halbnumerischer Impedanzbestimmung im Frequenzbereich. Diese methodische Herangehensweise wurde kritisch beleuchtet, um auch Empfehlungen für Folgearbeiten zu geben:

Grundsätzlich ist ein Strömungskanal, dessen Eigenmasse und Steifigkeit Schwingungen unterdrückt, essentiell für die zuverlässige Bestimmung hochgenauer Mikrofon-signale. Mit dem verbesserten DUCT-S und seinem weiter optimierten Nachfolger DUCT-R stehen Prüfstände zur Verfügung, die diese Anforderungen erfüllen. Detaillösungen wie modularer Aufbau, optimierte Mikrofonabstände sowie eine vollautomatische Datenerfassung erlauben präzise und reproduzierbare Mikrofonmessungen. Die hohe Genauigkeit wird dabei über Null-Messungen bewiesen, die Fehler unter 3% belegen.

Es stellte sich bei den Untersuchungen heraus, dass die Charakterisierung von Absorbern mittels der Methode der Streufaktoren (R , T und Δ) sehr aussagekräftig ist. Zumeist sind die auftretenden Effekte einfacher interpretierbar. So lassen sich Bereiche maximaler Dämpfung bzw. geringer Schalltransmission sehr gut visualisieren. Zudem ist eine Unterscheidung der Wirkung des Liners stromaufwärts bzw. stromabwärts möglich, da dies die Wirksamkeit für den Einsatzbereich im Einlauf oder Bypass des Triebwerks quantifiziert.

Wie erwähnt wird üblicherweise die Impedanz zur Beschreibung von Schalldämpfern verwendet. Sie wird auch in dieser Arbeit zum Vergleich mit den NASA-Versuchen und zur qualitativen Unterscheidung von nicht- und quasilokal reagierenden Testobjekten (PF-S6 und PF-S7) eingesetzt. Allerdings ist diese Größe zur Charakterisierung des Liners meist zu abstrakt bzw. schwer zugänglich. Lediglich die Definition der Resonanz- und Antiresonanzfrequenzen ist einfach anwendbar. Teilweise ist die Kombination der Streufaktoren und der Impedanz hilfreich, um die Interpretation von Ergebnissen zu erleichtern.

Anhand der Referenzversuche mit HR-S1 und HR-S2 konnten die praktischen Grenzen der Mess- und Auswertungsmethodik aufgezeigt werden. Diese liegen im Bereich des Signal-Rausch-Abstandes, der überlagerten Strömungsmachzahl, den Kanaleigenschwingungen und im methodischen Ansatz selbst.

So zeigt sich, dass ein Testobjekt mit genügend hohen Anregungspegeln vermessen werden sollte, ohne jedoch nichtlineare Effekte der Schallausbreitung und -dämpfung zu provozieren. Dadurch wird sichergestellt, dass für Frequenzbereiche mit sehr geringem Transmissionsgrad auch noch genügend Schallenergie den Liner passieren kann und von den Mikrofonen detektiert wird. Bei einem langen Testobjekt ($L/D \approx 6$) sollte der Pegel nicht unter 110 dB sinken, bei Machzahlen über 0.2 nicht unter 120 dB. Andernfalls fließen in die Wellenzahlbestimmung im Programm LINUS Anteile des Mikrofonrauschens ein und verursachen unphysikalische Phasensprünge bei den entsprechenden Frequenzen. Daraus berechnete fehlerhafte Impedanzen würden sich auch auf nachfolgende Frequenzschritte auswirken.

Für nichtlokal reagierende Testobjekte gab es in der Literatur keine gesonderten Methoden, die deren Verhalten adressieren. Deshalb wurden im Rahmen der Arbeit neben den Streufaktoren weitere Kenngrößen wie die integrative Dissipation, der Zellinteraktionsgrad (LOCI) und die effektive Kommunikationsreichweite (ECR) eingeführt. Andernfalls wäre für komplexe Testobjekte mit Zellverbindungen (PF-Liner) kein Vergleich mit lokal reagierenden Testobjekten möglich. Denn nur so kann eine der Hauptfragen der Arbeit beantwortet werden:

3. Wie unterscheiden sich lokal und nichtlokal reagierende Liner?

Zu nichtlokal reagierenden Testobjekten ist die Anzahl der Literaturstellen sehr überschaubar. Dies motivierte auch die umfangreichen Untersuchungen dieser Arbeit. Im Wesentlichen bleibt festzuhalten, dass andere Arbeiten Frequenzverschiebungen bei den gemessenen Resonanz- und Antiresonanzfrequenzen der Impedanz nichtlokal reagierender Testobjekte beschreiben. Auch zusätzliche Dämpfungsmaxima werden teilweise erwähnt.

Generell wird die Impedanz für die Beschreibung nichtlokal reagierender Liner aber ungern herangezogen, weil die mathematische Beschreibung dieser Größe lokal reagierende Wandabschnitte (Resonatorzellen) voraussetzt. Nichtsdestotrotz hat nichtlokal reagierendes Verhalten eine große praktische Bedeutung, denn Drainageschlitze zur Entwässerung von Linern in Flugzeugtriebwerken verursachen gerade dieses Verhalten und damit eine Änderung der Dämpfungseigenschaften.

In der vorliegenden Arbeit offenbaren die industriell gefertigten Testobjekte PF-S1 und PF-S6 nichtlokal reagierendes Verhalten bzw. Effekte der Zellinteraktion. Ihr besonderer Fertigungsprozess hinterlässt Verbindungsschlitze in der Zellstruktur, durch die sich die Zellen gegenseitig beeinflussen. Damit sind Schalldruck und Schallschnelle an der Oberfläche des Liners ortsabhängig. Dies äußert sich in einem breitbandigeren Dämpfungsverhalten für das vermeintlich lokal reagierende Vergleichstestobjekt mit sehr kleinen Schlitzen. Im Gegensatz dazu zeigen die Testobjekte mit größeren Schlitzen etwas schmalbandigere Dämpfungswerte. Erwartet wurde genau das Gegenteil, da zusätzliche viskose Reibung in den Schlitzen auftreten sollte. Diese Diskrepanz wird bei späteren Versuchen aufgeklärt und eine gewisse Restkommunikation in der Kammerstruktur des Testobjektes nachgewiesen. Bei diesen Untersuchungen zeigte sich zudem, dass sich die vorher beschriebenen Streufaktormessungen besonders zur Analyse der Zellinteraktion eignen.

Weiterführende Untersuchungen mit den PF-Testobjekten brachten die Erkenntnis, dass die erzwungene Zellinteraktion durch teilweise Abdeckung der Deckschicht die nichtlokalen Effekte weiter verstärkt. Im Extremfall bildet sich ein andersartiger Linertyp, der als geklappter bzw. Abzweigesonator (*engl.* folded cavity) bezeichnet wird. Mit den geschlitzten Zellenwänden wird zudem die Anzahl der Freiheitsgrade des Systems erhöht, da diese wie poröse Septa oder Trennschichten wirken. Der Schalldämpfer verschiebt das Maximum der besten Dämpfung von hohen Frequenzen um 2 kHz zu tieferen im Bereich von 200 bis 800 Hz. Obwohl die Linersample in ihrer Funktionsweise stark verändert bzw. die Zellen zur Interaktion gezwungen werden, erlauben die Ergebnisse die Abschätzung der Reichweite der Zellinteraktion. Für nichtlokal reagierende Testobjekte sind nachweislich alle Kammern an der zellübergreifenden Dämpfung beteiligt.

Beim vermeintlich lokal reagierenden Vergleichstestobjekt (PF-S7) reicht die Interaktion über die ersten beiden Zellreihen (quer). Damit wurde zudem nachgewiesen, dass dieses Testobjekt nur quasilookal reagierend ist, da es sich nicht nur um eine Zellreihe handelt.

Diese eher globalen Aussagen für Testobjekte mit mehreren Zellen bzw. Resonatorarrays, aber auch der fehlende Rückschluss auf physikalische Effekte von Drainageschlitzen motivierten das Prinzipexperiment mit dem Plane Liner Module (PLM). Dabei wird eine Resonatorraumkammer mit verschiedenen Trennblechkonfigurationen jeweils in zwei Kammern unterteilt. Aus diesem Aufbau wurde schließlich das modularere Konzept der Scaled Liner Cavity (SLC) entwickelt, bei dem mehrere Kammer und Trennblechkonfigurationen möglich sind. Mit diesen generischen Testobjekten war eine grundlagenorientierte Untersuchung der physikalischen Effekte von Zellverbindungen möglich. Die Ergebnisse der umfangreichen Parameterstudie mit vielen Geometrievariationen wie Lochposition, Lochgröße und Lochform sowie der Überströmungsmachzahl deckt eine Vielzahl von Einflussgrößen ab. **Schließlich stellte sich die Percentage Open Area der Zellwand (POA_W) als dominierender Parameter heraus.** In Verbindung mit der Deckschichtporosität (bzw. POA_F) lässt sich die Frequenz eines zusätzlichen Dämpfungsmaximums einstellen, das aus der Zellverbindung resultiert. Treibender Effekt ist hier aber nicht die Auswirkung des neuen Resonatorsystems oder erhöhte Halsreibung. Diese Möglichkeiten wurden durch die Vermessung dickerer Zellwände ausgeschlossen. Ein dritter Mechanismus der Dämpfung von Helmholtzresonator-Linern dürfte hier dominant sein - die Wirbelablösung am Loch- bzw. Schlitzrand. Deshalb wurde die Klassifizierung in Abhängigkeit von der Wand-Porosität in Anlehnung an Eaton [41] um einige Regime ergänzt, die aus den Streufaktordaten abgeleitet wurden.

Aber auch die Länge des dämpfenden Bereichs spielt wie bei den lokal reagierenden Linern eine wichtige Rolle. So steigt der Dämpfungsanteil um die Abstimmfrequenz bei der längeren Drei-Kammer-Konfiguration des SLC1 im Vergleich zu den Zwei-Kammer-Systemen deutlich an. Der zusätzliche Beitrag der inneren Dämpfung durch die porösen Zellwände ist zwar noch vorhanden und wird auch breitbandiger, aber liegt jetzt vom Betrag nicht mehr auf gleicher Höhe, sondern unter dem der Abstimmfrequenz. Dieser Effekt dürfte sich für eine größere Anzahl von hintereinander geschalteten Kammern wie zum Beispiel beim Testobjekt PF-S1 oder PF-S6 noch verstärken bzw. überlagern. Dies erklärt auch die deutliche Breitbandigkeit des quasilokal reagierenden Liners PF-S7.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass lokal reagierende Liner mit Standard-Helmholtzresonatoren eher schmalbandige Peaks mit hohen maximalen Dämpfungswerten haben und gazeüberzogene lineare Liner breitbandig, aber mit geringeren Dämpfungswerten arbeiten. Dem gegenüber stehen nichtlokal reagierende Liner, die im kleinen Zellverband Zusatzmaxima aufweisen, wobei diese in größeren Zellverbänden bei optimaler Wandporosität zu einer vergleichsweise hohen breitbandigen Dämpfung verschmelzen. Diese Erkenntnisse und die modellhafte Beschreibung nichtlokal reagierender Liner können für den Designprozess neuer Liner aufgegriffen werden. Damit wird zum Teil die abschließende Frage beantwortet:

4. Wie können die Erkenntnisse aus Frage 1 bis 3 zur Verbesserung der Schalldämpfung von Triebwerkslinern genutzt werden?

Hierzu wurden die folgenden Verbesserungsvorschläge und Empfehlungen erarbeitet:

- a) Der große Einfluss der Strömungsmachzahl bekräftigt die Notwendigkeit von Liner-Tests mit Strömungskanälen. Damit wird gewährleistet, dass negative oder positive Auswirkungen identifiziert werden, die durch konstruktive Veränderungen oder Weiterentwicklungen von Linern auftreten. Somit ist der gezielte Einsatz der Liner im Einlauf oder Bypass von Triebwerken möglich. Langfristig sind dafür eine internationale Standardisierung der methodischen Vorgehensweise und weitere Referenzversuche nicht nur zu akademischen Testfällen notwendig.
- b) Die zweite Empfehlung geht dahin, die Triebwerksgondeln und damit die mit Linern ausgekleideten Bereiche länger zu gestalten. Dadurch ließe sich die nachgewiesene hohe Dämpfung bei größerer Lauflänge positiv nutzen. Dies steht allerdings im Widerspruch zum derzeitigen Trend, die Triebwerksverkleidung kürzer und damit leichter zu gestalten [18]. Hier muss ein

Kompromiss zwischen den Zielgrößen Lärminderung und effizientem Betrieb des Triebwerks gefunden werden.

- c) Als weiteres konstruktives Element wird die Verwendung von Gaze oder Metallgeweben empfohlen, wobei diese ohnehin bei neueren Triebwerken Stand der Technik sind. Teilweise werden bereits Mikroperforate eingesetzt. Bei allen Versuchen erwiesen sich die Gewebe als Garant für eine breitbandig hohe Dämpfung, die allerdings ebenso längenabhängig ist.
- d) **Zudem wird ausdrücklich empfohlen, das nichtlokal reagierende Verhalten von Linern mit Drainageschlitzten aktiv zu nutzen, beispielsweise durch Wahl einer Schlitzkonfiguration mit $POA_W = 5.5\%$.** Die dadurch erreichbare Verbesserung der Gesamtdämpfung wurde bei den Prinzipexperimenten mit bis zu 3% mit Strömung beziffert (6% ohne Strömung). Andererseits sind Bereiche über 11% POA_W zu meiden, da sonst eine Verschlechterung der Gesamtdämpfung eintritt (bis -7%).
- e) **Das vorgestellte Modell erlaubt auf Basis der Abstimmfrequenz eines lokal reagierenden Liners die gezielte Einstellung der erreichbaren Frequenz der Zusatzdämpfung.** Je nach Deckschichtporosität sowie dimensionsloser aktiver Länge liegt die Frequenz des Zusatzmaximums bei optimaler POA_W (5.5%) um den Faktor 1.2 bis 1.6 höher als die Abstimmfrequenz. Damit lassen sich neben einem dominanten Ton weitere tonale Anteile anderer Triebwerkskomponenten dämpfen.
- f) Für den in der Einleitung geschilderten Anwendungsfall des Getriebefans lässt sich die Zellinteraktion noch auf andere Weise einsetzen: Mittels *folded cavities* können die unteren Frequenzbereiche effektiv gedämpft werden. Dazu müssten Bereiche des Liners konstruktiv so gestaltet werden, dass die Deckschicht verschlossen ist, aber die Zellwände einen Austausch zulassen. Denkbar ist dies in der Nähe von Strukturelementen wie Pylons oder Struts sowie als Lipliner im Einlauf.

Einige dieser Vorschläge setzen voraus, dass die gefundenen Effekte und Erklärungsansätze noch im Großversuch validiert werden. Dies stellt allerdings einen großen Sprung im Technology Readiness Level (TRL), also der wirklichen Einsetzbarkeit der Technik, dar [104]. Vorab müssen jedoch noch einige Einflussgrößen und methodische Grundlagen geklärt werden. Diese werden im folgenden Ausblick zusammengestellt.

Die hier vorgestellten Untersuchungen haben schon wesentliche, praktisch relevante Aspekte zu den Einflussgrößen auf die Vermessung und Dämpfung von Linern herausgearbeitet. In den folgenden Bereichen besteht aber noch Forschungsbedarf.

Mit den ebenen Wellen wird beispielsweise ein starker Fokus auf die Anregung von Schallwellen gelegt, die immer ausbreitungsfähig sind und einen hohen Anteil an Energie tragen. In Triebwerken ist aufgrund des größeren Kanaldurchmessers aber ein komplexes Schallfeld aus höheren Moden mit radialer und azimuthaler Ausprägung anzutreffen. Diese modale Struktur dürfte sich gerade auf nichtlokal reagierende Liner auswirken, da dies wechselnde Druckfelder über den Resonatorzellen und damit vermutlich verstärkte Interaktionseffekte nach sich zieht. Allerdings sind die Laufängen höherer Moden länger, da sie die Dämpferoberfläche mit angestellten Wellenfronten passieren. Der Liner erscheint virtuell länger und dämpft dadurch vermutlich noch besser. Möglicherweise können durch gezielte Untersuchung dieser Effekte die optimale Linerlänge bestimmt werden und dadurch kompaktere und leichtere Linerstrukturen gefunden werden.

Ein weiterer praktisch relevanter Aspekt ist die Stärke der Anregung und damit die nichtlineare Schallausbreitung und -dämpfung. Die Ergebnisse für den Liner HR-S2 weisen in diese Richtung. Obgleich es ein generisches Testobjekt mit nichtlinearen Dämpfungseigenschaften ist, sind die Ergebnisse für weitere Messobjekte ein wichtiger Anhaltspunkt. So zeigte sich in einer Nebenstudie auch für den SLC-Liner eine Abhängigkeit in Form von deutlich breitbandigerer Dämpfung bei höheren Anregungspegeln.

Zudem wird empfohlen die Wirbel- oder Viskositätsmechanismen am Loch- bzw. Schlitzrand zu untersuchen. Hierfür bieten sich optische Messtechniken an. So konnte Fischer [51][52] entsprechende Untersuchungen am Liner HR-S1 durchführen und anhand synchronisierter PIV- Messungen mittels der Schnelle strahlförmige Strukturen (Jets) nachweisen.

Schließlich sind Versuche in größerem Maßstab, beispielsweise in axialsymmetrischen Ventilatorprüfständen oder im Großversuch mit realem Triebwerk, zu empfehlen. Nur so lassen sich die unvermeidlichen Skalierungseffekte und Einflüsse durch komplexe modale Strukturen identifizieren.

Zusätzliches Material zu Mess- und Auswertungsverfahren

A.1 Bestimmung der POA_w der nichtlokal reagierenden Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7

Beim Scannen wurden die Seitenflächen der Liner mit einem *HP Scanjet G3010* aufgenommen (Abb. A.1). Der Scanner wird mit dem Microsoft Assistent für Scanner und Kameras verwendet. Einstellungen: Graustufen, 600 DPI, Helligkeit 1000 und Kontrast -127.

Aus den Bildern der Seitenflächen wurden je drei repräsentative Zellen (unverzerrt, wenig Schatten) herausgeschnitten und mit dem Bildverarbeitungsprogramm *GIMP2* aufbereitet, so dass ein monochromes Bild entstand.

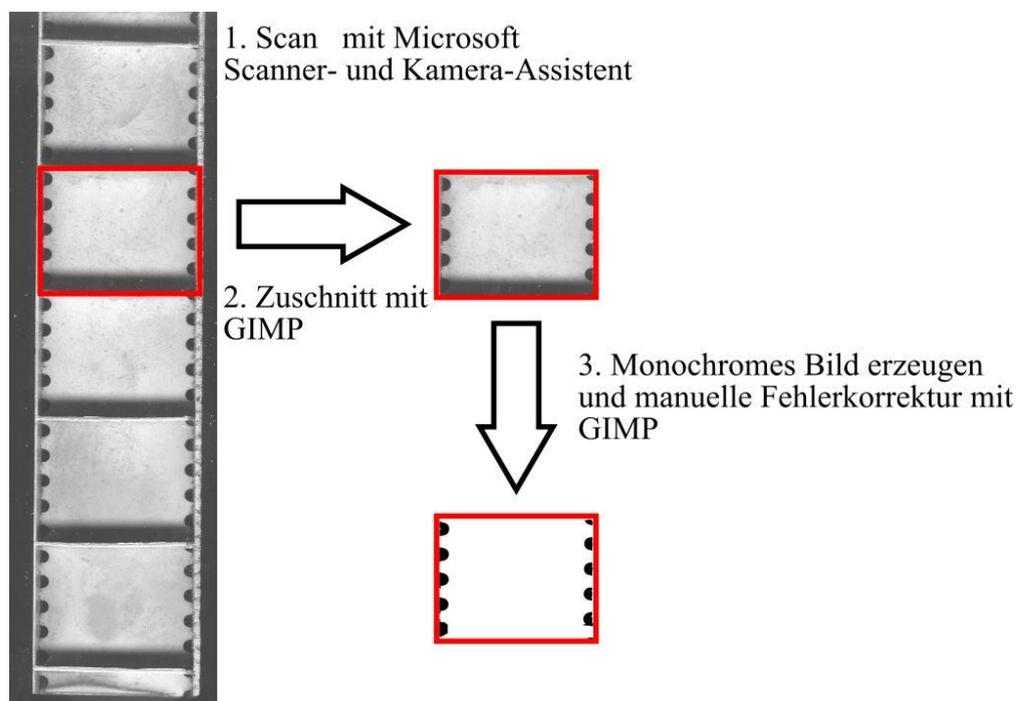


Abbildung A.1: Vorgehen bei der Aufbereitung der Bilder für die Bildanalyse am Beispiel von Liner PF-S6a.

A.2 Analytische Werte der Axialresonanzen für PLM und SLC1

Die analytisch bestimmten Frequenzen möglicher Axialresonanzen [93] für die Prinzipexperimente PLM und SLC sind in der Tab. A.1 aufgetragen. Es sind nur solche Frequenzen eingetragen, die die geometrischen Bedingungen des jeweiligen Resonanzfalles auch erfüllen, z.B. $\lambda/4$ in z-Richtung infolge perforierter Deckschicht. Damit ist die Analyse der Streufaktorspektren hinsichtlich dieser Frequenzen in Kap. 5 möglich.

Tabelle A.1: Berechnete Axialresonanzen der Testobjekte PLM und SLC aufgetragen nach der Raumrichtung.

Konfiguration	Axialresonanzen											
	f [Hz] für λ			f [Hz] für $\lambda/2$			f [Hz] für $\lambda/4$			f [Hz] für $3\lambda/4$		
	x	y	z	x	y	z	x	y	z	x	y	z
PLM-C1	5717	13192	-	2858	6596	-	-	-	1750	-	-	5250
PLM-C2	11588	13192	-	5794	6596	-	-	-	1783	-	-	5348
PLM-C3	-	13192	-	5794	6596	-	-	-	1783	-	-	5348
PLM-C4	-	13192	-	5794	6596	-	-	-	1783	-	-	5348
PLM-C5	-	13192	-	5794	6596	-	-	-	1783	-	-	5348
PLM-C6	-	13192	-	5794	6596	-	-	-	1783	-	-	5348
PLM-C2 FC1D	11588	13192	-	2858	6596	-	1429	-	1783	4288	-	5348
PLM-C5 FC1D	-	13192	-	1931	6596	-	966	-	1783	2897	-	5348
SLC1-CX	4288	8575	-	2144	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C0	8575	8575	-	4288	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C1	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C2	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C3	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C4	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C5	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C6	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C7	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C8	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C9	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C10	2821	8575	-	-	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C11	8575	8575	-	-	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C12	2821	8575	-	-	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C13	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145
SLC1-C14	-	8575	-	2133	4288	-	-	-	1715	-	-	5145

Ergänzende Daten und Messwerte

B.1 Messkonfigurationen

Tabelle B.1: Übersicht über die aktive Länge und deren Verhältnis zur Kanalhöhe bei der jeweiligen Messobjektkonfiguration. Zum Vergleich liegen laut Murray et al. [111] übliche Werte für den Einlauf eines Triebwerkes bei $L/D \approx 0.4 \dots 0.53$ und den Bypass bei $L/D \geq 3$. Lavieille et al. [98] geben für eine APU als Werte für den Einlauf $L/D = 5.4$ bzw. 1.4 (rechteckig, bezogen auf Höhe bzw. Breite) an. Zum Vergleich liegt der Abgasschalldämpfer bei $L/D = 2.6$.

Testobjekt	Konfiguration	aktive Länge L [m]	L/D [1]
AA-S1	A	0.2200	2.750
	B (quer)	0.1100	1.375
AA-S2	A	0.2200	2.750
	B (quer)	0.1100	1.375
AA-S3	A	0.2200	2.750
	B (quer)	0.1100	1.375
HR-S1	A	0.2015	2.519
	B	0.1014	1.267
HR-S2	A ¹	0.5308	6.636
PF-S1	A	0.2000	2.500
PF-S6	A	0.2000	2.500
	FC1D	0.1800	2.250
	FC2D	0.1600	2.000
	FC3D	0.1400	1.750
	FC4D	0.1200	1.500
	FC5D	0.1000	1.250
	FC6D	0.0800	1.000
	FC7D	0.0600	0.750
	FC8D	0.0400	0.500

¹Für Messungen im DUCT-R in y-Richtung.

Tabelle B.1: (Fortsetzung)

Testobjekt	Konfiguration	aktive Länge L [m]	L/D [1]
	FC9D	0.0200	0.250
PF-S7	A	0.2100	2.625
	FC1D	0.1800	2.250
	FC2D	0.1600	2.000
	FC3D	0.1400	1.750
	FC4D	0.1200	1.500
	FC5D	0.1000	1.250
	FC6D	0.0800	1.000
	FC7D	0.0600	0.750
	FC8D	0.0400	0.500
	FC9D	0.0200	0.250
PLM-	C1	0.0535	0.669
	C2	0.0535	0.669
	C3	0.0535	0.669
	C4	0.0535	0.669
	C5	0.0535	0.669
	C6	0.0535	0.669
	C2 FC1D	0.0268	0.334
	C5 FC1D	0.0268	0.334
SLC1-	CX	0.0800	1.000
	C0	0.0808	1.010
	C1	0.0808	1.010
	C2	0.0808	1.010
	C3	0.0808	1.010
	C4	0.0820	1.025
	C5	0.0820	1.025
	C6	0.0808	1.010
	C7	0.0808	1.010
	C8	0.0820	1.025
	C9	0.0820	1.025
	C10	0.1216	1.520
	C11	0.1216	1.520
	C12	0.1200	1.500
	C13	0.0820	1.025
	C14	0.0820	1.025
	TCX	0.0400	0.500
	TC0	0.0400	0.500
	TC1	0.0400	0.500
	TC2	0.0400	0.500
TC3	0.0400	0.500	

B.2 Streufaktoren der Testobjekte PF-S1, PF-S6 und PF-S7

Die Abb. B.1 zeigt alle Streufaktoren für die industriell gefertigten nichtlokal (PF-S6) und quasilokal (PF-S7) reagierenden Testobjekte. Die Reflexion ist für diese Art Dämpfer relativ niedrig. Für PF-S6 ist sie im Vergleich zu der von PF-S7 aber etwas erhöht.

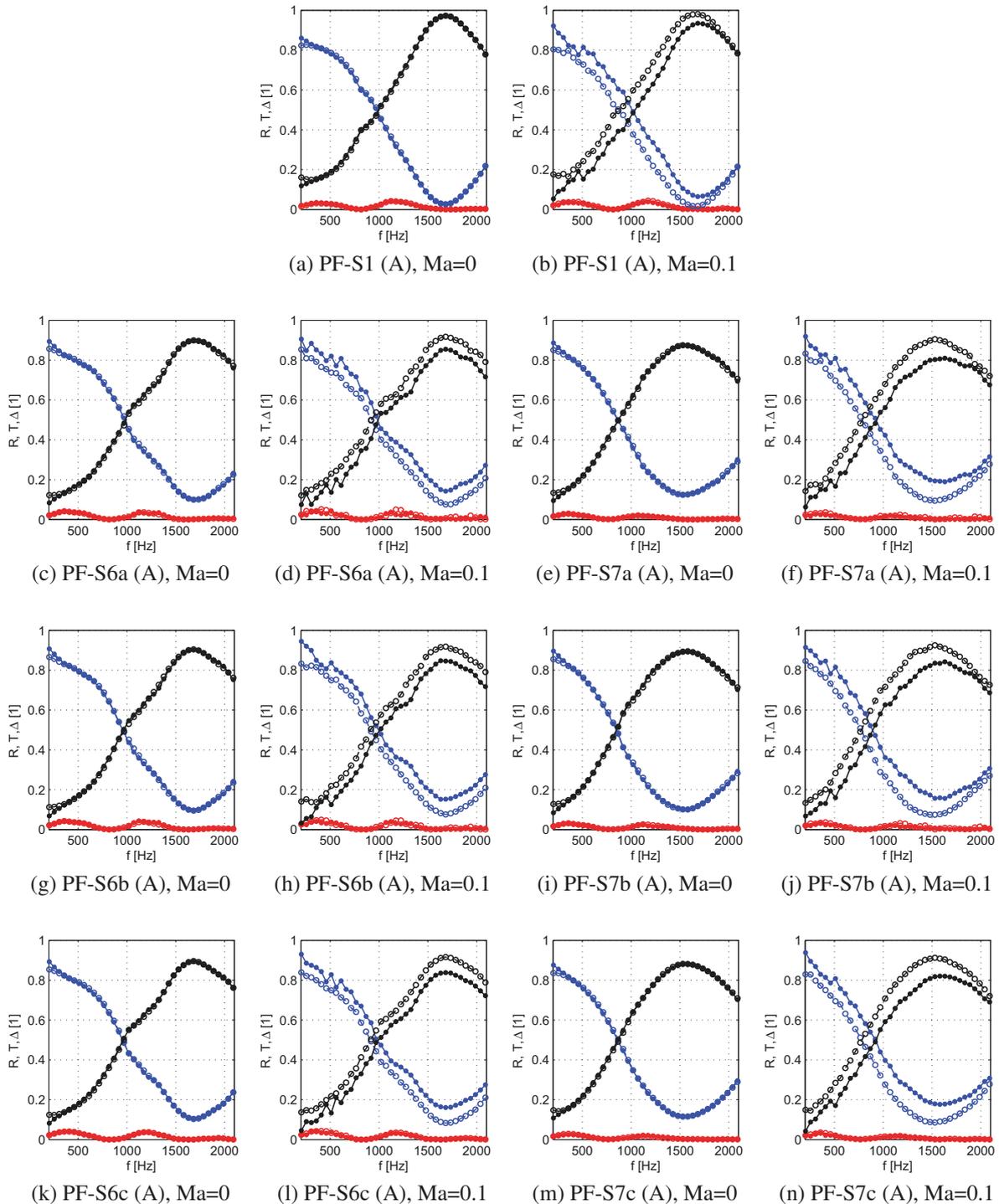


Abbildung B.1: Dämpfungsverhalten und Strömungseinfluss auf die Testobjekte PF-S1, PF-S6a-c und PF-S7a-c, Konfiguration A bezieht sich auf Testobjekte, die nicht abgeklebt wurden und die volle aktive Länge aufweisen.

B.3 Streufaktoren SLC1 Quereinbau - Machzahleinfluss

Als Ergänzung zu den Diagrammen in Abschnitt 5.3.5.2 sind in Abb. B.2 alle Konfigurationen des Quereinbaus von SLC1 für die drei Machzahlen (0; 0.1 und 0.2) dargestellt. Es wird deutlich, dass auch die Machzahl (siehe Linienart) keinen Einfluss bei diesem Setup hat, da die Kurven unterschiedlicher Konfigurationen (siehe Linienfarbe) bei der gleichen Machzahl übereinanderliegen. Die perforierten Trennbleche erzeugen bei Quereinbau für ebene Wellen und Überströmung keinen akustisch wirksamen Austausch.

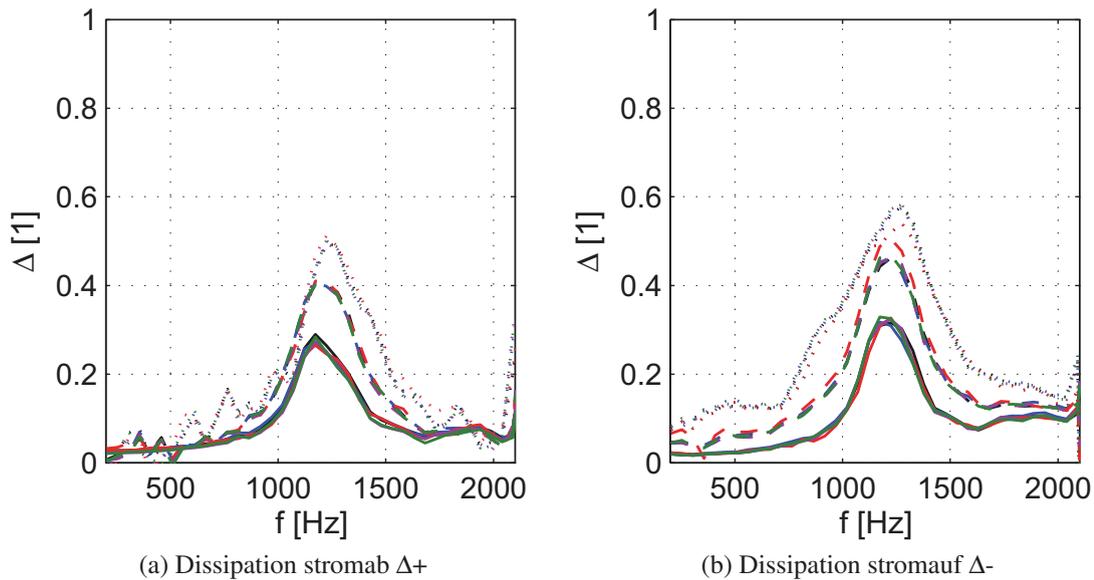


Abbildung B.2: SLC1, direkter Vergleich aller Konfigurationen SLC1-TC, Identifikation des konstanten Strömungseinflusses. Durchgezogene Linie - $Ma = 0$, gestrichelte Linie - $Ma = 0.1$ und gepunktete Linie - $Ma = 0.2$. Schwarz - TC0, blau - TC1, rot - TC2, lila - TC3 und grün - TCX.

- [1] ABDEL HAY, J. ; BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; RICHTER, C. ; THIELE, F. ; BLOHM, L. ; ENGHARDT, L.: A Comprehensive Study on Non-Locally Reacting Liners, Part2: Impedance Eduction and Liner Modeling. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (34th AIAA Aeroacoustics Conference). Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2074)
- [2] ABDEL HAY, J. ; BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; THIELE, F. ; LI, Xi. ; LI, X.: Impedance modelling and eduction for CAA using the improved multipole broadband model. In: Proceedings of the 19th International Congress on Sound and Vibration, ICSV19. Vilnius, Lithuania, 2012
- [3] ALLAM, S. ; ÅBOM, M.: Experimental characterization of acoustic liners with extended reaction. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5-7 Mai 2008 (AIAA 2008-3074)
- [4] ARMSTRONG, D. L.: Acoustic grazing flow impedance using waveguide principles / NASA. 1971 (CR-120848). – Contractor Report
- [5] AURÉGAN, Y. ; LEROUX, M. ; PAGNEUX, V.: Measurement of liner impedance with flow by an inverse method. In: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, UK, 10-12 Mai 2004 (AIAA 2004-2838)
- [6] AURÉGAN, Y. ; STAROBINSKI, R. ; PAGNEUX, V.: Influence of grazing flow and dissipation effects on the acoustic boundary conditions at a lined wall. In: Journal of Acoustical Society of America 109 (2001), Nr. 1, S. 59–64. – DOI 10.1121/1.1331678
- [7] BAKE, F.: persönliche Mitteilung 18.10.2011. 18.10. 2011
- [8] BASSETTI, A. ; GUERIN, S. ; BUSSE, S.: Validation of the CAA Solver PIANO with lined-wall boundary conditions. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 289–290. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [9] BAUER, A. B.: Impedance Theory and Measurements on Porous Acoustic Liners. In: AIAA Journal 14 (1977), Nr. 8, S. 720–728. – DOI 10.2514/3.58844
- [10] BAUERS, R. ; TAPKEN, U.: Separation of hydrodynamic perturbations in acoustic liner insertion loss measurements at a fan rig. In: Proceedings of 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 4-6 Juni 2012 (AIAA 2012-2277)

- [11] BECHERT, D. W. ; MICHEL, U. ; PFIZENMAIER, E.: Experiments on the transmission of sound through jets. In: AIAA Journal 16 (1978), September, Nr. 9, S. 873–874
- [12] BERLINER MORGENPOST: Fortschritt im Flugrouten-Streit. 19./20. Feb. 2011
- [13] BLOKHINTSEV, D.: Acoustics of a Nonhomogeneous Moving Medium (1946) / NACA. 1956. – Translation: NACA, Technical Memorandum 1399
- [14] BRAMBLEY, E.J.: Models for Acoustically-Lined Turbofan Ducts. In: 14th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5 - 7 Mai 2008 (AIAA 2008-2879)
- [15] BRANDES, M.: Optimierung eines Meßverfahrens zur Bestimmung von akustischen Parametern im durchströmten Rohr, Universität Göttingen, Diplomarbeit, 1992
- [16] BROSZAT, D. ; MAIER, R. ; PONGRATZ, R.: The Virtual Scarf Inlet. In: 13th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy, 2007 (AIAA 2007-3553)
- [17] BROSZAT, D. ; MAIER, R. ; PONGRATZ, R.: Detailed Analysis of the Virtual Scarf Inlet (VSI) Effect and Performance. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5 - 7 Mai 2008 (AIAA 2008-2980)
- [18] BRÄUNLING, W. J. G.: Flugzeugtriebwerke. 3. Ed. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 2009. – ISBN: 3-540-40589-5
- [19] BUSSE, S. ; ENGHARDT, L. ; TAPKEN, U.: Microphone forebody/nose cone measurements, investigating the influence of shape on the acoustic behaviour / DLR. Berlin, 2008 (DLR IB 92517-08/B2). – Interner Bericht
- [20] BUSSE, S. ; HEUWINKEL, C. ; ENGHARDT, L. ; RÖHLE, I.: Hochgenaue Bestimmung der akustischen Dämpfung von durchströmten Linern für Triebwerke. In: 33. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2007. Stuttgart, Germany, 19-22 März 2007
- [21] BUSSE, S. ; RICHTER, C. ; HEUWINKEL, C. ; ENGHARDT, L. ; RÖHLE, I. ; MICHEL, U. ; THIELE, F.: Vergleich experimenteller Daten und numerischer Berechnungen zur Analyse der Dämpfungseigenschaften überströmter Liner für Flugtriebwerke. In: 34. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2008. Dresden, Germany, 10-13 März 2008
- [22] BUSSE, S. ; RICHTER, C. ; HEUWINKEL, C. ; ENGHARDT, L. ; RÖHLE, I. ; MICHEL, U. ; THIELE, F. ; FERRANTE, P. ; SCOFANO, A.: Impedance Deduction Based on Insertion Loss Measurements of Liners under Grazing Flow Conditions. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5-7 Mai 2008 (AIAA 2008-3014)
- [23] BUSSE, S. ; RICHTER, C. ; KÜCKENS, C. ; MÜLLER, U. ; ENGHARDT, L. ; THIELE, F.: Experimental and Numerical Characterisation of a Non-Locally Reacting Liner. In: NAG/DAGA 2009 International Conference on Acoustics. Rotterdam, The Netherlands, 23-26 März 2009, S. 1254–1257
- [24] BUSSE, S. ; RICHTER, C. ; NITSCH, S. ; ENGHARDT, L. ; THIELE, F. ; KÜCKENS, C. ; SEFRIN, C. ; MÜLLER, U.: Untersuchung der Zellinteraktion der Resonatorhöhlen eines nichtlokal reagierenden Schalldämpfers. In: 36. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2010. Berlin, Germany, 15-18 März 2010

- [25] BUSSE, S. ; RICHTER, C. ; NITSCH, S. ; THIELE, F. ; BAKE, F. ; ENGHARDT, L. ; KÜCKENS, C. ; MÜLLER, U.: Acoustic investigation of a specially manufactured non-locally reacting liner for aircraft application. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (31st AIAA Aeroacoustics Conference). Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3830)
- [26] BUSSE, S. ; SCHULZ, A. ; ENGHARDT, L.: Impedanzbestimmung für Schallabsorber in rechteckigen Strömungskanälen. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 211–212. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [27] BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; BAKE, F. ; ENGHARDT, L. ; JONES, M.G.: Comparative Study of Impedance Education Methods, Part 1: DLR Tests and Methodology. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (34th AIAA Aeroacoustics Conference). Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2124)
- [28] BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; NITSCH, S. ; BAKE, F. ; ENGHARDT, L.: A Comprehensive Study on Non-Locally Reacting Liners, Part1: Experimental Investigation. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (34th AIAA Aeroacoustics Conference). Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2073)
- [29] BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; NITSCH, S. ; BAKE, F. ; ENGHARDT, L.: Study on a Generic Nonlocally Reacting Liner. In: AIAA Journal 53 (2015), Januar, Nr. 1, S. 123–131. – DOI 10.2514/1.J053021
- [30] BUSSE-GERSTENGARBE, S. ; RICHTER, C. ; LAHIRI, C. ; ENGHARDT, L. ; ROEHLE, I. ; THIELE, F. ; FERRANTE, P. ; SCOFANO, A.: Impedance Education Based on Microphone Measurements of Liners under Grazing Flow Conditions. In: AIAA Journal 50 (2012), April, Nr. 4, S. 867–879. – DOI 10.2514/1.57941
- [31] CAMPOS, L.M.B.C. ; OLIVEIRA, J.M.G.S.: On the acoustic modes in a duct containing a parabolic shear flow. In: Journal of Sound and Vibration 330 (2011), Nr. 6, 1166-1195. – DOI 10.1016/j.jsv.2010.09.021. – ISSN 0022–460X
- [32] CHUNG, J.Y.: Rejection of flow noise using a coherence function method. In: Journal of the Acoustical Society of America 62 (1977), Nr. 2, S. 388–395
- [33] COPIELLO, D. ; FERRANTE, P.: Multi-objective optimization of 'true' zero-splice liners for aero-engine intakes. In: 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, USA, 11 - 13 Mai 2009 (AIAA 2009-3107)
- [34] CREMER, L.: Theorie der Luftschall-Dämpfung im Rechteckkanal mit schluckender Wand und das sich dabei ergebende höchste Dämpfungsmass. In: Akustica (Akustische Beihefte) 3 (1953), Nr. 2, S. 249–263
- [35] CUMMINGS, A.: The response of a resonator under a turbulent boundary layer to a high amplitude non-harmonic sound field. In: Journal of Sound and Vibration 115 (1987), Nr. 2, 321 - 328. – DOI 10.1016/0022–460X(87)90475–5. – ISSN 0022–460X
- [36] DE LA RIVA, D. H. ; BURDISSO, R. ; NG, W.: Aft fan Noise Control Using Herschel/Quincke-Liner Systems. In: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Blacksburg, USA, 23-25 Mai 2005 (AIAA 2005-3071)
- [37] DELFS, J.: Grundlagen der Aeroakustik (Basics of Aeroacoustics). Lecture notes WS 2010/11 Technische Universität Braunschweig, Januar 2011
- [38] DOAK, P.E. ; VAIDYA, P.G.: Attenuation of plane wave and higher order mode sound propagation in lined ducts. In: Journal of Sound and Vibration 12(2) (1970), S. 201–224

- [39] DREVON, E.: Measurement Methods and Devices Applied to A380 Nacelle Double Degree-Of-Freedom Acoustic Liner Development. In: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, UK, 10-12 Mai 2004 (AIAA 2004-2907)
- [40] EATON, J. A.: The influence of intercellular misalignment in multilayer acoustic liners. In: 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Maastricht, The Netherlands, 28-30 Mai 2001 (AIAA 2001-2265)
- [41] EATON, J.A.: The Influence of Drainage Slots on Locally Reacting Acoustic Liners. In: 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Bellevue, USA, 10-12 Mai 1999 (AIAA 1999-1949)
- [42] EHRENFRIED, K.: Strömungsakustik. Berlin: Mensch und Buch Verlag AG, 2004. – ISBN 3-89820-699-8
- [43] ELNADY, T. ; BODÉN, H.: Hard Strips in Lined Ducts. In: 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference. Breckenridge, Colorado, 17-19 Juni 2002 (AIAA 2002-2444)
- [44] ELNADY, T. ; BODÉN, H.: An inverse analytical method for extracting liner impedance from pressure measurements. In: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, UK, 10-12 Mai 2004 (AIAA 2004-2836)
- [45] ELNADY, T. ; BODÉN, H. ; ELHADIDI, B.: Validation of an Inverse Semi-Analytical Technique to Educe Liner Impedance. In: AIAA Journal 47 (2009), Dezember, Nr. 12, S. 2836–2844. – DOI 10.2514/1.41647
- [46] ENGHARDT, L.: Bestimmung akustischer Streufaktoren im durchströmten Rohr - Optimierung von Mikrofonanordnung und Messprozedur, Universität Göttingen, Diplomarbeit, 1992
- [47] ENGHARDT, L. ; FISCHER, A. ; SCHULZ, A. ; BUSSE-GERSTENGARBE, S.: Determination of the impedance for lined ducts with grazing flow. In: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 4-6 Juni 2012 (AIAA 2012-2243)
- [48] ENGHARDT, L. ; TAPKEN, U. ; KORNOW, O. ; KENNEPOHL, F.: Acoustic Mode Decomposition of Compressor Noise under Consideration of Radial Flow Profiles. In: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Monterey, USA, 23-25 Mai 2005 (AIAA 2005-2833)
- [49] EVERSMAAN, W.: Representation of a 1/N power law boundary layer in the sheared flow acoustic transmission problem. In: Journal of Sound and Vibration 24(4) (1972), S. 459–469
- [50] FASOLD, W. ; VERES, E.: Schallschutz und Raumakustik in der Praxis. Verlag Bauwesen /Huss Medien, Berlin, 2003
- [51] FISCHER, A.: Die flächige Erfassung tonaler Schallschnellefelder mittels laseroptischer Messtechnik: Anwendung phasensynchronisierter Particle-Image-Velocimetry, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2014. – URN urn:nbn:de:kobv:83-opus4-60640
- [52] FISCHER, A. ; BAKE, F. ; BASSETTI, A.: The acoustic-particle velocity in the vicinity of a liner: a PIV-CAA comparison. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (34th AIAA Aeroacoustics Conference). Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2055)

- [53] FISCHER, A. ; BAKE, F. ; RÖHLE, I. ; ENGHARDT, L. ; BUSSE, S.: Acoustic Plane Wave Decomposition by Means of Synchronised PIV. In: 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, USA, 11-13 Mai 2009 (AIAA 2009-3299)
- [54] FUCHS, H. V.: Schallabsorber und Schalldämpfer. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 2007. – ISBN: 978-3-642-01413-0
- [55] GAETA, R. J. ; AHUJA, K. K.: Effect of orifice shape on acoustic impedance. In: 39th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, USA, 8-11 Januar 2001 (AIAA 2001-662)
- [56] GAETA, R.J. ; MENDOZA, J. M. ; JONES, M. G.: Implementation of In-Situ impedance techniques on a full scale aero-engine system. In: 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy, 21-23 Mai 2007 (AIAA 2007-3441)
- [57] GALLMAN, J. ; KUNZE, R.: Grazing Flow Acoustic Impedance Testing for the NASA AST Program. In: 8th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference. Breckenridge, USA, 17-19 Juni 2002 (AIAA 2002-2447)
- [58] GANTIE, F. ; CLEWLEY, M.: Evaluation of lip liner benefits. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5-7 Mai 2008 (AIAA 2008-2979)
- [59] GERHOLD, C. H. ; BROWN, M. C. ; JONES, M. G. ; NARK, D.: Configuration Effects on Acoustic Performance of a Duct Liner. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5-7 Mai 2008 (AIAA 2008-2977)
- [60] GERHOLD, C. H. ; BROWN, M. C. ; WATSON, W. R. ; JONES, M. G.: Investigation of Liner Characteristics in the NASA Langley Curved Duct Test Rig. In: 13th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy, 21-23 Mai 2007 (AIAA 2007-3532)
- [61] GERHOLD, C. H. ; CABELL, R. H. ; BROWN, M. C.: Development of an experimental rig for investigation of higher order modes in ducts. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2637)
- [62] GEYER, Thomas: Vorhersage der Einfügungsdämpfung von Schalldämpfern anhand gemessener Absorberkennwerte, Technische Universität Dresden, Diplomarbeit, Februar 2006
- [63] HAFSTEINSSON, H. ; BURAK, M. ; ERIKSSON, L.-E. ; BILLSON, M.: Experimental and Numerical Investigation of a Novel Acoustic Liner Concept. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3770)
- [64] HÜBELT, J. ; GEYER, T. ; GÖHLER, H.: Measuring characteristic values of a new metallic absorber to predict the transmission loss with a porous absorbing lining. In: 35th International Congress and Exposition on Noise Control Engineering. Honolulu, USA, 3-6 Dezember 2006
- [65] HERKES, W. H. ; OLSEN, R. F. ; UELLENBERG, S.: The quiet technology demonstrator program: flight validation of airplane noise-reduction concepts. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2720)

- [66] HEUWINKEL, C.: Experimentelle Untersuchung der akustischen Eigenschaften perforierter Liner, Technische Universität Berlin, Diplomarbeit, Oktober 2006
- [67] HEUWINKEL, C. ; ENGHARDT, L. ; RÖHLE, I.: Experimental Investigation of the Acoustic Damping of Perforated Liners with Bias Flow. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy, 21-23 Mai 2007 (AIAA 2007-3525)
- [68] HEUWINKEL, C. ; ENGHARDT, L. ; RÖHLE, I.: Untersuchung der akustischen Eigenschaften perforierter Liner. In: 33. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2007. Stuttgart, Germany, 19-22 März 2007
- [69] HEUWINKEL, C. ; FISCHER, A. ; ENGHARDT, L. ; BAKE, F. ; PIOT, E. ; MICHELI, F.: Characterization of a Perforated Liner by Acoustic and Optical Measurements. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (31st AIAA Aeroacoustics Conference). Stockholm, Sweden, 6-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3765)
- [70] HEUWINKEL, C. ; MÜHLBAUER, B. ; BUSSE, S. ; ENGHARDT, L. ; NOLL, B. ; AIGNER, M. ; RÖHLE, I.: Comparison of experimental and numerical results concerning the damping of perforated liners with bias flow. In: ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany, 2008 (GT2008-50585)
- [71] HILLEREAU, N. ; SYED, A.A. ; GUTMARK, E.J.: Measurements of the acoustic attenuation by single layer acoustic liners constructed with simulated porous honeycomb cores. In: Journal of Sound and Vibration 286 (2005), Nr. 1-2, 21 - 36. – DOI 10.1016/j.jsv.2004.09.029. – ISSN 0022-460X
- [72] HOWE, M. S.: On the Absorption of Sound by Turbulence and Other Hydrodynamic Flows. In: IMA Journal of Applied Mathematics 32 (1984), Nr. 1-3, 187-209. – DOI 10.1093/imamat/32.1-3.187
- [73] HOWERTON, B. ; JONES, M. ; BUCKLEY, J.: Development and Validation of an Interactive Liner Design and Impedance Modeling Tool. In: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 6-9 Juni 2012 (AIAA 2012-2197)
- [74] HOWERTON, B. ; PARROTT, T.: Validation of an Acoustic Impedance Prediction Model for Skewed Resonators. In: 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, USA, 11-13 Mai 2009 (AIAA 2009-3143)
- [75] INGARD, U.: Influence of fluid motion past a plane boundary on sound reflection, absorption, and transmission. In: Journal of Acoustical Society of America 31 (1959), Juli, Nr. 7, S. 1035-1036
- [76] ISERMANN, U.: Fluglärmrechnungsverfahren - von der AzB zum Werkzeug für den aktiven Schallschutz. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 39-50. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [77] JING, X. ; WANG, X. ; SUN, X.: Broadband Acoustic Liner Based on the Mechanism of Multiple Cavity Resonance. In: AIAA Journal 45 (2007), Oktober, Nr. 10, S. 2429-2437. – DOI 10.2514/1.29872
- [78] JONES, M. G. ; PARROTT, T. L.: Assessment of Bulk Absorber Properties for Multi-layer Perforates in Porous Honeycomb Liners. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2403)

- [79] JONES, M. G. ; PARROTT, T. L. ; WATSON, W. R.: Comparison of acoustic impedance education techniques for locally-reacting liners. In: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Hilton Head, USA, 12-14 Mai 2003 (AIAA 2003-3306)
- [80] JONES, M. G. ; WATSON, W. R. ; HOWERTON, B. M. ; BUSSE-GERSTENGARBE, S.: Effects of Mean Flow Assumption and Harmonic Distortion on Impedance Education Methods. In: AIAA Journal 53 (2015), Juni, Nr. 6, S. 1503–1514. – DOI <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.J053399>. – ISSN 0001–1452
- [81] JONES, M. G. ; WATSON, W. R. ; NARK, D. M.: Effects of Flow Profile on Educated Acoustic Liner Impedance. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3763)
- [82] JONES, M. G. ; WATSON, W. R. ; PARROTT, T. L.: Benchmark Data for Evaluation of Aeroacoustic Propagation Codes with Grazing Flow. In: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Monterey, USA, 23-25 Mai 2005 (AIAA 2005-2853)
- [83] JONES, M. G. ; WATSON, W. R. ; PARROTT, T. L. ; SMITH, C. D.: Design and evaluation of modifications to the NASA Langley flow impedance tube. In: 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Manchester, UK, 10-12 Mai 2004 (AIAA 2004-2837)
- [84] JONES, M.G. ; WATSON, W.R. ; HOWERTON, B.M. ; BUSSE-GERSTENGARBE, S.: Comparative Study of Impedance Education Methods, Part 2: NASA Tests and Methodology. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (34th AIAA Aeroacoustics Conference). Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2125)
- [85] KINSLER, L. ; FREY, A. ; COPPENS, A. ; SANDERS, J.: Fundamentals of acoustics. 4th. John Wiley & Sons, 2000
- [86] KÖLTZSCH, P.: persönliche Mitteilung 18.03./9.04.2010
- [87] KÖLTZSCH, P.: Von der Antike bis in das 20. Jahrhundert - ein Streifzug durch die Geschichte der Akustik. Deutsche Gesellschaft für Akustik e.V. (DEGA), 2010 (Schriftenreihe zur Geschichte der Akustik Heft 1). – ISBN: 978-3-9808659-7-5
- [88] KO, S.-H.: Sound Attenuation in Lined Rectangular Ducts with Flow and Its Application to the Reduction of Aircraft Engine Noise. In: The Journal of the Acoustical Society of America 50 (1971), Nr. 6A, 1418-1432. – DOI 10.1121/1.1912784
- [89] KONLE, H.J. ; PASCHEREIT, C. O. ; RÖHLE, I.: Laseroptische Messung des akustischen Dämpfungsverhaltens von Linern. In: 36. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2010. Berlin, Germany, 19-22 März 2010, S. 333–334
- [90] KOOL, J. W. ; SARIN, S. L.: An Experimental Study of the Acoustic Impedance of Helmholtz Resonator Arrays under a Turbulent Boundary Layer. In: 7th Aeroacoustics Conference. Palo Alto, USA, 5-7 Oktober 1981 (AIAA 1981-1998)
- [91] KRAFT, R.E. ; MOTSINGER, R.E. ; GAUDEN, W.H. ; LINK, J.F.: Analysis, design, and test of acoustic treatment in a laboratory inlet duct / NASA. 1979 (CR-3161 c.1). – Contractor Report
- [92] KURTZE, G.: Physik und Technik der Lärmbekämpfung. Braun, 1964
- [93] LAHIRI, C.: persönliche Mitteilung 14.09.2012

- [94] LAHIRI, C.: persönliche Mitteilung 4.09.2013
- [95] LAHIRI, C.: Acoustic performance of bias flow liners in gas turbine combustors, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2014. – URN urn:nbn:de:kobv:83–opus4–59486
- [96] LAHIRI, C. ; KNOBLOCH, K. ; BAKE, F. ; ENGHARDT, L.: Attenuation of sound in wide ducts with flow at elevated pressure and temperature. In: 19th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Berlin, Germany, 27-29 Mai 2013 (AIAA 2013-2072)
- [97] LANSING, D.L. ; ZORUMSKI, W.E.: Effects of Wall Admittance Changes on Duct Transmission and Radiation of Sound. In: Journal of Sound and Vibration 27 (1973), Nr. 1, S. 85–100
- [98] LAVIEILLE, M. ; BROWN, D. ; VIEUILLE, F.: Numerical Modeling and Experimental Validation of the Acoustic Efficiency of Treated Ducts on an Aircraft Auxiliary Power System. In: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, USA, 5-8 Juni 2011 (AIAA 2011-2810)
- [99] LEMKE, O. ; SCHULZ, J. ; NEISE, W. ; MÖSER, M.: Aktive Minderung des Drehklangs axialer Strömungsmaschinen durch Strömungsbeeinflussung. In: 31. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2005. Dresden, Germany, 19-22 März 2005
- [100] LEON, D.: Schöner Schein. Aus dem Amerikanischen von Werner Schmitz. 2010, 2012. Diogenes Verlag AG, Zürich.
- [101] LI, X. Y. ; LI, X. D. ; TAM, C. W. K.: Improved Multipole Broadband Time-Domain Impedance Boundary Condition. In: AIAA Journal 50 (2012), April, Nr. 4, 980–984. – ISSN 0001–1452
- [102] LI, X.D. ; SUN, X.T.: Direct Numerical Simulation of Micro-Flow Resonators in the Presence of Grazing Flow. Version: 2009. In: ZHUANG, F.G. (Hrsg.) ; LI, J.C. (Hrsg.): New Trends in Fluid Mechanics Research. Springer Berlin Heidelberg, 2009. – DOI 10.1007/978–3–540–75995–9–222. – ISBN 978–3–540–75994–2, 662-665
- [103] MAIER, R. ; ZILLMANN, J. ; ROURE, A. ; WINNINGER, M. ; ENGHARDT, L. ; TAPKEN, U. ; NEISE, W. ; ANTOINE, H. ; BOUTY, E.: Active control of fan tone noise from aircraft engines. In: 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (31st AIAA Aeroacoustics Conference). Maastricht, The Netherlands, 28-30 Mai 2001 (AIAA 2001-2220)
- [104] MANKINS, John C.: Technology Readiness Levels. 6 April 1995
- [105] MECHEL, F. P.: Schallabsorber, Band 2: Innere Schallfelder. Bd. 2. S. Hirzel Verlag, 1995
- [106] MICHEL, Ulf: Strömungsakustik / BTU Cottbus. 2006. – Vorlesungsskript
- [107] MOCK, Wolfgang: Metallische Werkstoffe sind heute weitgehend ausgereizt. In: VDI nachrichten (2011), 17 Juni, Nr. 24, S. 7
- [108] MODRZEJEWSKI, Lech: USB Switch: Dokumentation mit Bedienungsanleitung und Datenblättern. Mai/Juni 2009
- [109] MOREAU, A. ; GUERIN, S. ; BUSSE, S.: A method based on the ray structure of acoustic modes for predicting the liner performance in annular ducts with flow. In: NAG/DAGA 2009 International Conference on Acoustics. Rotterdam, The Netherlands, 23-26 März 2009, S. 1248–1251

- [110] MUNGUR, P. ; GLADWELL, G. M. L.: Acoustic wave propagation in a sheared fluid contained in a duct. In: Journal of Sound and Vibration 9 (1969), Nr. 1, 28 - 48. – DOI 10.1016/0022-460X(69)90260-0. – ISSN 0022-460X
- [111] MURRAY, P. ; FERRANTE, P. ; SCOFANO, A. ..: Influence of Aircraft Nacelle Acoustic Panel Drainage Slots on Duct Attenuation. In: 13th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy, 21-23 Mai 2007 (AIAA 2007-3548)
- [112] MURRAY, P. B. ; FERRANTE, P. ; SCOFANO, A.: Manufacturing Process and Boundary Layer Influences on Perforate Liner Impedance. In: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Monterey, USA, 23-25 Mai 2005 (AIAA 2005-2849)
- [113] MUSTAFI, P. ; ASTLEY, J. ; SUGIMOTO, R.: A computational study of the effects of liner damage on zero-splice turbofan intake liners. In: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 4-6 Juni 2012 (AIAA 2012-2152)
- [114] MYCK, T. ; VOGELSANG, B. M.: Geräuschemissionen von Luftfahrzeugen - Stand und Perspektiven. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 495-496. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [115] MYERS, M. K.: On the acoustic boundary condition in the presence of flow. In: Journal of Sound and Vibration 71 (1980), August, Nr. 8, S. 429-434
- [116] NAMBA, M. ; FUKUSHIGE, K.: Application of the equivalent surface source method to the acoustics of duct systems with non-uniform wall impedance. In: Journal of Sound and Vibration 73 (1980), Nr. 1, 125 - 146. – DOI 10.1016/0022-460X(80)90497-6. – ISSN 0022-460X
- [117] NARK, D. M. ; ENVIA, E. ; BURLEY, C. L.: On Acoustic Source Specification for Rotor-Stator Interaction Noise Prediction. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (31st AIAA Aeroacoustics Conference). Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3713)
- [118] NARK, D. M. ; JONES, M. G.: Broadband Liner Optimization for the Source Diagnostic Test Fan. In: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 4-6 Juni 2012 (AIAA 2012-2195)
- [119] NEISE, W. ; ENGHARDT, L.: Technology approach to aero engine noise reduction. In: Aerospace Science and Technology 7 (2003), Nr. 5, 352 - 363. – DOI 10.1016/S1270-9638(03)00027-0. – ISSN 1270-9638
- [120] NITSCH, S.: Verbesserung der Messgenauigkeit eines Strömungskanals zur Untersuchung akustisch dämpfender Oberflächen (Linern), Technische Universität Berlin, Bachelorarbeit, 2010
- [121] NITSCH, S.: Verbesserung der Messgenauigkeit eines Strömungskanals zur Untersuchung akustisch dämpfender Oberflächen (Linern) / DLR. 2011 (IB 92517/11-B1). – Interner Bericht
- [122] NITSCH, W.: Aerodynamik I. 1.3. 2003. – TU Berlin, Skript zur Vorlesung
- [123] NODÉ-LANGLOIS, T. ; SIJTSMA, P. ; MOAL, S. ; VIEUILLE, F.: Modeling Of Non-Locally Reacting Acoustic Treatments for Aircraft Ramp Noise Reduction. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (31st AIAA Aeroacoustics Conference). Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3769)

- [124] NORM DIN EN ISO 10534-2: Akustik - Bestimmung des Schallabsorptionsgrades und der Impedanz in Impedanzrohren - Teil 2: Verfahren mit Übertragungsfunktion. Ausg. 10.2001 Berlin: Beuth Verlag.
- [125] OPPENEER, M. ; LAZEROMS, W.M.J. ; RIENSTRA, S.W. ; MATTHEIJ, R.M.M. ; SIJTSMA, P.: Acoustic modes in a duct with slowly varying impedance and non-uniform mean flow and temperature. In: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, USA, 5-8 Juni 2011 (AIAA 2011-2871)
- [126] PANEK, L.: Simulation und Modellierung der tonalen Schallausbreitung in Nebenstromkanälen von Flugtriebwerken, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2011
- [127] PARROTT, T. L. ; JONES, M. G.: Cascaded Perforates as One-Dimensional, Bulk Absorbers. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 May 2006 (AIAA 2006-2402)
- [128] PATENT US 6,176,964 B1, PARENTE, C. A. & WEIZENECKER, C. J.: Method of fabricating an acoustic liner. Version: Januar 2001
- [129] PATENT US 6,182,787 B1, KRAFT, R.E. & SYED, A.A.: Rigid Sandwich Panel Acoustic Treatment. Version: Februar 2001
- [130] PFW AEROSPACE AG: Technical Information Sheet, SilentMetal 35HT. 2007
- [131] PFW AEROSPACE AG: Technical Information Sheet, SilentStructure. 2007
- [132] PIOT, E. ; PRIMUS, J. ; F., Simon: Liner impedance deduction technique based on velocity fields. In: 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference). Colorado Springs, USA, 4-6 Juni 2012 (AIAA 2012-2198)
- [133] PRIDMORE-BROWN, D. C.: Sound Propagation in a Fluid Flowing through an Attenuating Duct. In: The Journal of the Acoustical Society of America 30 (1958), Nr. 7, 393-406. – DOI 10.1121/1.1929943
- [134] REDMANN, D. ; PONGRATZ, R.: Veränderung der Richtcharakteristik abgestrahlter akustischer Moden am Triebwerkseinlauf mit Hilfe eines Virtual Scarfed Intake Liners. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 911–912. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [135] RICE, E.J.: Modal Propagation angles in duct with soft walls and their connection with suppressor performance. In: AIAA 5th Aeroacoustics Conference. Seattle, USA, 12-14 März 1979 (AIAA 1979-624)
- [136] RICHTER, C.: Liner impedance modeling in the time domain with flow, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2009. – ISBN 978-3-7983-2186-1 (print), 978-3-7983-2185-4 (online)
- [137] RICHTER, C. ; THIELE, F. ; HEUWINKEL, C. ; BUSSE, S. ; RÖHLE, I. ; ENGHARDT, L.: Impedance deduction from insertion loss measurement with flow. In: GAMM 2008, 79th Annual Meeting of the International Association of Applied Mathematics and Mechanics (published in PAMM). Bremen, Germany, 2008
- [138] RICHTER, C. ; THIELE, F. ; LI, X. D. ; ZHUANG, M.: Comparison of Time-Domain Impedance Boundary Conditions for Lined Duct Flows. In: AIAA Journal 45 (2007), Juni, Nr. 6, S. 1333–1345

- [139] RIENSTRA, S. W.: Impedance Models in Time Domain, Including the Extended Helmholtz Resonator Model. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2686)
- [140] RIENSTRA, S.W. ; HIRSCHBERG, A.: An Introduction to Acoustics. Eindhoven University of Technology press, 2008. – Report IWDE 92–06
- [141] RONNEBERGER, D.: Abschlussbericht zum DFG-Forschungsvorhaben „Akustische Reflexion und Transmission von Einbauten in durchströmten Kanälen“ im SPP „Geräuschenstehung - Geräuschkämpfung“ / Drittes Physikalisches Institut, Universität Göttingen. 1987 (Ro 369/11, 12, 14). – Forschungsbericht
- [142] SALIKUDDIN, M. ; KRAFT, R.E. ; SYED, A. A. ; VU, D.D. ; MUNGUR, P.: Acoustic characteristics of various treatment panel designs for HSCT ejector liner acoustic technology development program / NASA; General Electric Aircraft Engines. 2006 (CR-214399). – Contractor Report
- [143] SANTANA, L. D. ; DE ROECK, W. ; DESMET, W. ; FERRANTE, P.: Two-Port Indirect Acoustic Impedance education in presence of grazing flows. In: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, USA, 5 - 8 Juni 2011 (AIAA 2011-2868)
- [144] SAWDY, D. T. ; BECKEMEYER, R. J.: Bandwidth Attenuation with a Folded Cavity Liner in a Circular Flow Duct. In: AIAA Journal 18 (1980), Nr. 7, S. 766–773
- [145] SCHIMMELPFENNIG, S. ; BUSINGER, A. ; RUPITSCH, S.J. ; BRENNBERGER, M. ; LERCH, R.: Skalierung des Schalldruckpegels im Hohlraum eines zylindrischen Helmholtz-Resonators. In: 37. Deutsche Jahrestagung für Akustik (DAGA) 2011. Düsseldorf, Germany, 21-24 März 2011, S. 137–138. – ISBN: 978-3-939296-02-7
- [146] SCHULZ, A.: Einfluss des Strömungsprofils auf die Impedanzbestimmung von akustisch dämpfenden Wandauskleidungen, Technische Universität Berlin, Diplomarbeit, 16 Februar 2010
- [147] SIJTSMA, P. ; WAL, H.M.M. van d.: Modelling a spiralling type of non-locally reacting liner. In: 9th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit. Hilton Head, USA, 12-14 Mai 2003 (AIAA 2003-3308)
- [148] SIMON, F. ; PIOT, E. ; MICHELI, F.: Acoustic characterization of locally and non-locally reacting porous liners in flow with LDV measurements. In: Baltic-Nordic Acoustic Meeting (BNAM) 2010. Bergen, Norway, 10-12 Mai 2010
- [149] SMITH, M. J. T.: Aircraft noise. Cambridge University Press, 1989 (Cambridge aerospace series)
- [150] STEWART, G. W.: The Theory of the Herschel-Quincke Tube. In: Physical Review 31 (1928), April, 696–698. – DOI 10.1103/PhysRev.31.696
- [151] SUCCI, G.: A Method to Determine the Acoustical Properties of Locally and Nonlocally Reacting Duct Liners in Grazing Flow / NASA. 1982 (CR-165983). – Contractor Report
- [152] SUGIMOTO, R. ; ASTLEY, J. ; MURRAY, P.: Computational analysis of folded cavity liners for turbofan intakes. In: Internoise 2011. Osaka, Japan, 4-7 September 2011
- [153] SUN, X. ; JING, X. ; ZHANG, H. ; SHI, Y: Effect of grazing-bias flow interaction on acoustic impedance of perforated plates. In: Journal of Sound and Vibration 254 (2002), Nr. 3, 557 - 573. – DOI 10.1006/jsvi.2001.4110. – ISSN 0022–460X

- [154] SUN, X. ; WANG, X. ; DU, L. ; JING, X.: A new model for the prediction of turbofan noise with the effect of locally and non-locally reacting liners. In: Journal of Sound and Vibration 316 (2008), Nr. 1-5, 50 - 68. – DOI 10.1016/j.jsv.2008.02.053. – ISSN 0022–460X
- [155] SUTLIFF, D.L ; JONES, M.G.: Foam-Metal Liner Attenuation of Low-Speed Fan Noise. In: 14th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5 - 7 Mai 2008 (AIAA 2008-2879)
- [156] TACK, D. H. ; LAMBERT, R. F.: Influence of Shear Flow on Sound Attenuation in a Lined Duct. In: Journal of Acoustical Society of America 38 (1965), Oktober, Nr. 4, 655-666
- [157] TAM, C. K. ; JU, H. ; CHIEN, E. W.: Scattering of Acoustic Modes by Axial Liner Splices. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2459)
- [158] TAM, C. K. ; JU, H. ; JONES, M.G. ; WATSON, W.R. ; PARROTT, T.L.: A computational and experimental study of resonators in three dimensions. In: Journal of Sound and Vibration 329 (2010), Nr. 24, 5164 - 5193. – DOI 10.1016/j.jsv.2010.06.005. – ISSN 0022–460X
- [159] WATSON, W. ; JONES, M.G.: Explanation of Anomalous Behavior Observed in Impedance Education Techniques Using Measured Data. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3766)
- [160] WATSON, W. ; JONES, M.G.: Validation of a New Procedure for Impedance Education in Flow. In: 16th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Stockholm, Sweden, 7-9 Juni 2010 (AIAA 2010-3764)
- [161] WATSON, W. R. ; JONES, M. ; PARROTT, T.L.: Investigation of an Anomaly Observed in Impedance Education Techniques. In: 14th AIAA/ CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5 - 7 Mai 2008 (AIAA 2008-3013)
- [162] WATSON, W. R. ; JONES, M. G. ; PARROTT, T. L.: A quasi-3-D theory for impedance education in uniform grazing flow. In: 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference). Monterey, USA, 23-25 Mai 2005 (AIAA 2005-2848)
- [163] WEISS, M.: Ein Vorschlag zur Berücksichtigung der Schallemission bei der Betriebskostenbewertung im Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen und dessen Anwendung an einer neuartigen lärmarmen Konfiguration, Technische Universität Berlin, Dissertation, 2007
- [164] WÄSCHE, R.: Experimentelle Untersuchung zum Einfluss der turbulenten Grenzschicht auf Schallmessungen mit wandbündigen Mikrofonen in Strömungskanälen, Technische Universität Berlin, Bachelorarbeit, 2012
- [165] YU, J. ; CHIEN, E.: Folding cavity acoustic liner for combustion noise reduction. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2681)
- [166] YU, J. ; KWAN, H. W. ; CHIOU, S.: Microperforate plate acoustic property evaluation. In: 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, 1999 (AIAA 1999-1880)
- [167] YU, J. ; NESBITT, E. ; CHIEN, E. ; UELLENBERG, S. ; KWAN, H. ; PREMIO, J. ; RUIZ, M. ; CZECH, M.: Quiet Technology Demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation. In: 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (27th AIAA Aeroacoustics Conference). Cambridge, USA, 8-10 Mai 2006 (AIAA 2006-2458)

- [168] YU, J. ; RUIZ, M. ; KWAN, H.-W.: Validation of Goodrich Perforate Liner Impedance Model Using NASA Langley Test Data. In: 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Vancouver, Canada, 5-7 Mai 2008 (AIAA 2008-2930)
- [169] ZANDBERGEN, T.: Do Locally Reacting Acoustic Liners Always Behave as They Should? In: AIAA Journal 18 (1980), Nr. 4, S. 396–397
- [170] ZANDBERGEN, T.: On the practical use of a three-microphone technique for in-situ acoustic impedance measurements on double layer flow duct liners. In: 7th AIAA Aeroacoustics Conference. Palo Alto, USA, 5-7 Oktober 1981 (AIAA 1981-2000)
- [171] ZANDBERGEN, T.: Acoustic and Aerodynamic Characteristics of Perfolin, The Linear Perforated Plate Acoustic Liner. In: 11th Aeroacoustics Conference. Palo Alto, USA, 19 - 21 Oktober 1987 (AIAA 1987-2740)
- [172] ZANDBERGEN, T. ; LAAN, J.N. ; ZEEMANS, H.J. ; SARIN, S.L.: In-flight Acoustic Measurements in the Engine Intake of a Fokker F28 Aircraft. In: AIAA 8th Aeroacoustics Conference. Atlanta, USA, 11-13 April 1983 (AIAA 1983-0677)
- [173] ZHAO, D.: Transmission Loss Analysis of a Parallel-Coupled Helmholtz Resonator Network with a Green's Function Approach. In: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference). Portland, USA, 5-8 Juni 2011 (AIAA 2011-2851)
- [174] ZLAVOG, G. ; BREARD, C. ; DIAMOND, J.: Non-locally reacting liner modeling and validation. In: 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, USA, 11-13 Mai 2009 (AIAA 2009-3111)