
f_R	Resonanzfrequenz der rückgekoppelten aerodynamisch-akustischen Schwingung	Hz
$\underline{G}_{mm}(\omega)$	Kreuzspektralmatrix der Mikrofonsignale	
\underline{G}_{mm}^0	Modifizierte Kreuzspektralmatrix der Mikrofonsignale	
G_n	Auto-Leistungsdichtespektrum des Beamformerausgangs für den jeweiligen Fokuspunkt n	
G_{xx}	einseitiges (Auto-)Leistungsdichtespektrum	
G_{xy}	einseitiges Kreuzleistungsdichtespektrum	
h_p	Pitch-Koeffizient	
I	Schallintensität	W/m ²
i	allgemeiner Index	
j	allgemeiner Index	
j	imaginäre Einheit	
k	Konstante	
k	kinetische Turbulenzenergie bzw. allgemeiner Index	m ² /s ⁴ bzw. -
k_a	akustische Wellenzahl	m ⁻¹
k_p	strömungsakustischer Proportionalitätsfaktor	m ⁻¹
k_y	Yaw-Koeffizient	
L	charakteristische Länge bzw. Abmessung	m
L_{pn}	Schalldruckpegel des Beamformerausgangs für n-ten Fokuspunkt	dB
L_x	charakteristische Länge bzw. Abmessung in x-Richtung	m
L_y	charakteristische Länge bzw. Abmessung in y-Richtung	m
l	Länge, Abmessung – allgemein	m
l_0	Längenskale	m
l_l	Lauflänge	m
l_c	Korrelationslänge	m
l_{HD}	Länge des Heckdreikants	m
l_m	Länge der Mikrofonzeile	m
l_{Pl}	Länge der in den Untersuchungen verwendeten dünnen, ebenen Platte	m
l_{Pr}	Länge des in den Untersuchungen verwendeten aerodynamischen Profils NACA 0012	m
l_s	Sensorabstand	m
M	Mikrofonanzahl	
\dot{M}	Masseflussdichte, Massequellendichte	kg · m ⁻³ · s ⁻¹
Ma	Mach-Zahl	

m	Modenindex bei der rückgekoppelten aerodynamisch-akustischen Schwingung, allgemeiner Index	
n	allgemeiner Index	
P	Leistung – allgemein	W
P_{ak}	Schallleistung	W
$P_{ak,M}$	Schallleistung des Monopolstrahlers	W
$P_{ak,D}$	Schallleistung des Dipolstrahlers	W
$P_{ak,Q}$	Schallleistung des Quadrupolstrahlers	W
P_{HD}	Heizleistung des Hitzdrahts	W
p	Druck, allgemein	Pa
\tilde{p}_0	Referenzschalldruck für Pegelbildung (Effektivwert), $\tilde{p}_0 = 2 \cdot 10^{-5}$ Pa	Pa
p_a', p_a	akustische Druckschwankung (Schalldruck)	Pa
p_{ij}	Drucktensor	Pa
p_m	Schalldruck am m-ten Mikrofon („Mikrofonsignal“)	Pa
$p_{m,N}$	Schalldruck am m-ten Mikrofon, Nutzanteil	Pa
$p_{m,S}$	Schalldruck am m-ten Mikrofon, Störanteil	Pa
p_n	Schalldruck des Beamformerausgangs für Fokuspunkt n	Pa
Q_W	Wärmemenge	J
q	Schallfluss	m ² /s
r	Entfernung, Radius - allgemein	m
r_0	Abstand Arrayebene - Quellebene	m
r_i	bestimmte(r), durch Index i gekennzeichnete(r) Entfernung / Radius	m
r_{Lp}	Messabstand zur Bestimmung von Schalldruckspektren	m
r_{n0}	Abstand Fokuspunkt - Arraymittelpunkt	m
r_{nm}	Abstand Fokuspunkt – m-tes Mikrofon	m
r_{richt}	Messabstand zur Bestimmung der Richtcharakteristik des abge- strahlten Schalldrucks	m
r_{xx}	Autokorrelationsfunktion	
r_{xy}	Kreuzkorrelationsfunktion	
R_{HD}	Widerstand des Hitzdrahts	Ω
Re	Reynolds-Zahl	
Re _{krit}	kritische Reynolds-Zahl (Umschlag laminar – turbulent)	
s	Entropie	J/K

s	Oberfläche, Berandung	m^2
S_H	Hüllfläche	m^2
Sr	Strouhal-Zahl	
T	Periodendauer, allgemein	s
T_F	absolute Temperatur im Fluid	K
T_{HD}	Hitzdrahttemperatur	K
T_S	Temperatur in der Strömung	K
T_O	absolute Temperatur an der Oberfläche eines umströmten Körpers	K
T_R	Periodendauer der rückgekoppelten aerodynamisch-akustischen Schwingung	s
T_g	Periodendauer der Schwingung bei der Grenzfrequenz	s
t	Zeit, allgemein	s
t_l	Signallaufzeit allgemein	s
t_l^a	akustische Laufzeit	s
t_l^k	Laufzeit der Druckstörungen	s
t_n	n-ter diskreter Zeitpunkt	s
t_r	Relaxationszeit	s
t_v	Verzögerungszeit, Zeitpunkt bei der Auto- bzw. Kreuzkorrelation	s
V	Volumen, allgemein	m^3
U_B	Spannung der Widerstandsmessbrücke	V
U_{HD}	Spannung über dem Hitzdraht	V
\dot{V}	Volumenstrom	m^3/s
v	Strömungsgeschwindigkeit, allgemein	m/s
v_0	Anströmgeschwindigkeit allgemein, Ausströmgeschwindigkeit des Windkanals	m/s
v_a', v_a	akustische Geschwindigkeitsschwankung (Schallschnelle)	m/s
v_b	Binormalanteil der vom Hitzdraht gemessenen Geschwindigkeit	m/s
v_e	vom Hitzdraht gemessene Geschwindigkeit	m/s
v_k	Konvektionsgeschwindigkeit aerodynamischer Druckschwankungen	m/s
v_{LES}'	Schwankungsgrößen der großskaligen Wirbelstrukturen (LES)	m/s
v_n	Normalanteil der vom Hitzdraht gemessenen Geschwindigkeit	m/s
v_t', v_t	aerodynamische Geschwindigkeitsschwankung (turbulent)	m/s
v_{ta}	Tangentialanteil der vom Hitzdraht gemessenen Geschwindigkeit	m/s

v_x	x-Komponente des Vektors der Strömungsgeschwindigkeit	m/s
v_y	y-Komponente des Vektors der Strömungsgeschwindigkeit	m/s
v_z	z-Komponente des Vektors der Strömungsgeschwindigkeit	m/s
v_τ	Geschwindigkeit der Wandschubspannungen	m/s
\dot{w}	Energiequellichte	$\text{J} \cdot \text{m}^{-3} \cdot \text{s}^{-1}$
w_m	Wichtungsfaktor der Mikrofon-signale	
w_{mm}	Matrix der Wichtungsfaktoren	
$X(f)$	Fouriertransformierte des Zeitsignals $x(t)$	
x	Ort - allgemein, x-Komponente des Ortsvektors	m
$x(t)$	allgemeines zeitabhängiges Signal	
$Y(f)$	Fouriertransformierte des Zeitsignals $y(t)$	
y	y-Komponente des Ortsvektors	m
$y(t)$	allgemeines zeitabhängiges Signal, verschieden von $x(t)$	
z	z-Komponente des Ortsvektors	m

Griechische Buchstaben

α_T	Temperaturkoeffizient des Hitzdrahtes	1/K
Γ	Richtungsfaktor des Schalldrucks	
γ	Korrekturfaktor bei der rückgekoppelten aerodynamisch-akustischen Schwingung	
γ_{xy}^2	Kohärenz	
Δt_{nm}	Laufzeitkorrektur beim Beamforming für n-ten Fokuspunkt und m-tes Mikrofon	s
δ	Winkel	rad
ε	mittlere turbulente Dissipation	m^2/s^3
η	dynamische Zähigkeit/Viskosität	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
η_t	dynamische Wirbelviskosität	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
ϑ	Winkel	rad bzw. °
κ	Isentropen- bzw. Adiabatenexponent	
κ_k	Konstante	
λ	Volumenkompressionsfaktor	$\text{Pa} \cdot \text{s}$
λ_a	akustische Wellenlänge (Luftschallfeld)	m
λ_g	Wellenlänge bei der Grenzfrequenz	m
λ_w	Wellenlänge, allgemein	m
ν	kinematische Zähigkeit/Viskosität	m^2/s

ν_t	kinematische Wirbelviskosität	m^2/s
ξ	Abstand	m
ρ	Dichte	kg/m^3
ρ_0	Mittlere Dichte des ruhenden Mediums	kg/m^3
ρ_a', ρ_a	akustische Dichteschwankung	kg/m^3
τ_{ij}^L	Lighthillscher Spannungstensor	N/m^2
τ_{ij}^{LES}	Spannungstensor der kleinskaligen Wirbelstrukturen (LES)	N/m^2
τ_{ij}^R	Reynolds'scher Spannungstensor	N/m^2
τ_w	Wandschubspannung	N/m^2
Φ	Stromfunktion	m^2/s
φ	Winkel, Phasenwinkel	rad
φ_{xy}	Phasenwinkel des Kreuzspektrums	rad
ω	Kreisfrequenz, allgemein	s^{-1}
ω_d	charakteristische Frequenz der dissipativen Turbulenz	s^{-1}
ω^R	Vorticity, Wirbelstärke	s^{-1}

Mathematische Operatoren und Schreibweisen

x_i, x_j	räumliche Vektorkomponenten in Indexschreibweise mit $i, j = x, y, z$
δ_{ij}	Einheitstensor 2.Stufe (Kronecker-Symbol)
\bar{v}	zeitlicher Mittelwert von v
$\bar{\bar{v}}$	zeitlicher Mittelwert von v bei massebezogener Mittelung
v'	zeitliche Schwankungsgröße von v
v''	zeitliche Schwankungsgröße von v bei massebezogener Mittelung
\tilde{v}	Effektivwert der Schwankungsgröße von v
max	Maximum
Δ	Differenz, Abweichung
$\partial^n x / \partial t^n$	Bildung der n-ten partiellen Ableitung
\times	Vektorprodukt (Kreuzprodukt)
rot	Rotation
$\text{Re}\{ \}$	Realteil einer komplexen Zahl bzw. Funktion
$\text{Im}\{ \}$	Imaginärteil einer komplexen Zahl bzw. Funktion
A_{xy}^H	Hermiteische Matrix zu A_{xy}
lim	Grenzwert

Abkürzungen

AA	Aeroakustische Analogie(n)
APE	Acoustic Perturbation Equations
BEM	Boundary Element Method
CAA	Computational Aeroacoustics
CFD	Computational Fluid Dynamics
DLR AS	DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DNS	Direct Numerical Simulation
EPS	Euler Perturbation Simulation
FhG IIS	Fraunhofer Institut für Integrierte Schaltungen Dresden
HDA	Hitzdrahtanemometrie
HKB	Hauptkeulenbreite
IAS	Institut für Akustik und Sprachkommunikation
KKF	Kreuzkorrelationsfunktion
KFZ	Kraftfahrzeug
KS	Kreuz(leistungsdichte)spektrum
LBM	Lattice-Boltzmann-Methode
LDA	Laser-Doppler-Anemometry
LEE	Linearized Euler Equations
LES	Large Eddy Simulation
PIV	Particle Image Velocimetry
RANS	Reynolds averaged Navier-Stokes equations
SATIN	Statistical Approach to Turbulence Induced Noise
SFZ	Schienefahrzeug
SNGR	Stochastic Noise Generation and Radiation
SNR	Nutzsignal-Störsignal-Abstand (signal-to-noise-ratio)
TRANS	Transient RANS
URANS	Unsteady RANS

1 Einleitung

1.1 Einführung in das Thema

Verkehrslärm stellt eine erhebliche gesundheitliche Belastung für die Bevölkerung dar. Er ist eine der Schattenseiten, welche aus der Mobilität erwächst. Die Auswirkungen von Verkehrslärm können physiologischer oder psychologischer Natur sein und das Leben der Bevölkerung im entscheidenden Maße beeinflussen.

Aufgrund des steigenden Verkehrsaufkommens kommt der Bekämpfung von Verkehrslärm eine wichtige gesellschaftliche Rolle zu. Nach dem Verursacherprinzip der Umwelttechnik [Költzsch 2001/1] ergeben sich damit für den Verkehrsingenieur zwei wichtige Leitsätze: Die Reduktion des Lärms an der Schallquelle, d.h. an Fahrzeugen bzw. Flugzeugen und deren Teilstrukturen (primäre Lärminderung) sowie die Reduktion des Lärms im Entwurfsstadium, d.h. der akustisch optimale Entwurf.

Die Vermeidung von unerwünschtem Schall, also Lärm, wird damit zu einem wichtigen Faktor beim Fahrzeug- bzw. Flugzeugentwurf. Zum Einen senken unerwünschte oder als unangenehm empfundene Innengeräusche den Komfort für die Insassen und können die Kaufentscheidung des Kunden nachhaltig beeinflussen. Des Weiteren führen hohe Fahrzeug- bzw. Flugzeugaußengeräusche zu einer Belastung der Bevölkerung, insbesondere an stark frequentierten Straßen, Bahnstrecken und Flughäfen. Die Grenzwerte für solche Außengeräusche werden durch Lärmschutzaufgaben, Normen und Richtlinien geregelt, welche von den Herstellern erfüllt werden müssen.

Der aeroakustische Lärm bildet dabei eine wichtige Komponente des Verkehrslärms. Bei Flugzeugen ist er die ausschließliche Lärmquelle und bei Fahrzeugen dominiert er das Gesamtgeräusch bei hohen Fahrtgeschwindigkeiten. Die Reduktion dieses aeroakustischen Lärms schon im Entwurfsstadium besitzt also eine entscheidende Bedeutung für die Entwicklung zukünftiger Fahrzeuge und Flugzeuge. Ein in das Entwicklungsverfahren von Fahrzeugen und Flugzeugen integrierter aeroakustischer Entwurf erfordert natürlich die entsprechenden ingenieurtechnischen Handwerkszeuge, d.h. Rechen- oder Messmethoden. Im Folgenden wird die historische Entwicklung von Rechen- und Messmethoden in der Aeroakustik bis zum heutigen Stand dargelegt und die Motivation für diese Arbeit verdeutlicht.

1.2 Stand der Forschung

Die Anfänge „moderner“ aeroakustischer Untersuchungen reichen bis in die 1930er Jahre zurück. Auch die damaligen Untersuchungen waren zum großen Teil schon in steigenden Verkehrsaufkommen im Land- und Luftverkehr begründet. Insbesondere der Flugverkehr führte zu hohen, aeroakustisch begründeten Lärmpegeln. Dadurch wurde es notwendig, die grundlegenden aeroakustischen Schallentstehungsmechanismen zu untersuchen und das Wissen darüber in den Entwurf der Verkehrsmittel zu integrieren.

Theorie und analytische Berechnungen

Im Mittelpunkt der analytisch-theoretischen Untersuchungen zum Umströmungslärm stand in den 1930er Jahren das aeroakustische Phänomen des so genannten Rotorlärms. Die Arbeiten auf diesem Gebiet sind geprägt durch die starke Entwicklung des Flugwesens mit Propellermaschinen, ersten Hubschraubern sowie dem zunehmenden Einsatz von Strömungsmaschinen (Ventilatoren, Lüftern, Turbinen etc). Die wichtigsten Beiträge in dieser Zeit wurden von sowjetischen Forschern wie Gutin, Judin und Nepomnjascij geleistet [Költzsch 1974].

Anfang der 1950er Jahre gab es mit dem Aufkommen von Strahlflugzeugen eine neue wichtige Phase aeroakustischer Forschung. Diese brachte auch die Beschäftigung mit einem neuen aeroakustischen Phänomen, dem Strahlärm. In der damit verbundenen Forschung leistete Lighthill mit der Entwicklung einer aeroakustischen Analogie einen herausragenden Beitrag zur Theorie der Aeroakustik ([Lighthill 1952], [Lighthill 1954]). Diese Analogie ist von ihrer Konzeption her auch heute noch eines der wichtigsten Hilfsmittel für die Modellierung aeroakustischer Schallquellen. Die aeroakustische Analogie wurde von Lighthill anfangs nur für den reinen Freistrahllärm abgeleitet.

Es folgten Weiterentwicklungen dieser Theorie durch Curle [Curle 1955] und Ffowcs-Williams [Ff. Williams 1963], welche auch die Schallerzeugung durch andere aeroakustische Quellmechanismen wie umströmte Strukturen in diese aeroakustische Analogie integrierten. Weitere wichtige Beiträge zur Theorie der Aeroakustik aus dieser Zeit stammen u. a. von Ribner [Ribner 1959], welcher mit der Dilatationstheorie eine der Lighthillschen Betrachtung äquivalente Modellierung der inhomogenen Wellengleichung mit aerodynamischen Druckschwankungen (Pseudoschall) vornahm und von Powell [Powell 1964], welcher die Wirbellärmtheorie begründete, in der das Quellglied der aeroakustischen inhomogenen Wellengleichung in Abhängigkeit der Rotation des Geschwindigkeitsfeldes modelliert wird. Eine sehr gute Zusammenfassung und Klassifizierung dieses Zeitabschnitts aeroakustischer Forschung, verbunden mit der Anwendung auf die Problemkreise der Schallentstehung durch Strahlärm und Rotorärm findet sich in [Költzsch 1974].

Bei der Fortführung der theoretischen Überlegungen zur aeroakustischen Schallentstehung kam zu den beiden bis dato betrachteten Phänomenen der aeroakustischen Schallentstehung, Strahlärm und Rotorärm, noch das anfangs wenig beachtete Problemfeld des Umströmungslärms hinzu. Vor allem in der aeroakustischen theoretischen Literatur der letzten drei Jahrzehnte sind hierfür vielfältige Beispiele zu finden ([Howe 1978], [Amiet 1981], [Lilley 2001]).

Aeroakustische Messtechnik

Während sich in den Anfangsjahren der Aeroakustik die grundlegende Theorie noch in der Entwicklung befand und rechen-technische Entwurfsmittel für komplexere Geometrien und Umströmungen nicht zur Verfügung standen, wurden viele Untersuchungen zum Verständnis der aeroakustischen Schallentstehung und im Vorentwurf konkreter Verkehrsmittelentwicklungen messtechnisch durchgeführt. Das führte dazu, dass viele der wichtigsten aeroakustischen Messtechniken bereits in den 1970er Jahren begründet wurden. Auch einige der eher neu anmutenden Messtechniken wie Vermessungen von Wanddruckschwankungen ([Langheineken 1979], [Schewe 1979]), Korrelationsuntersuchungen ([Siddon 1973], [Költzsch 1977]) und Arraymesstechnik [Billingsley 1974] gehen auf diese Zeit zurück.

Allerdings hat in der Folgezeit erst der Fortschritt der Rechentechnik und die damit verbundenen deutlich erweiterten Möglichkeiten zur Auswertung der gemessenen Signale zu breiteren Einsatzmöglichkeiten einiger Messtechniken geführt ([Sarradj 2006/2], [Brooks 2006], [Hudy 2002]). Dadurch erklärt sich z.B. auch der regelrechte Boom von Mikrofonarrays in den letzten zehn Jahren. Mit neuen Materialien und Technologien eröffnen sich auch wieder neue Möglichkeiten für messtechnische aeroakustische Anwendungen, so z.B. die Verwendung von preiswerten Elektret- bzw. Siliziummikrofonen statt teuren Wanddrucksensoren oder herkömmlichen Kondensatormikrofonen für die Messung von Wanddruckschwankungen [Zeibig 2005] oder in Mikrofonarrays [Arnold 2002]. Damit wird es möglich, mit deutlich geringerem Mess- und Kostenaufwand wesentlich mehr Aussagen über die untersuchten Strömungs- und Schallfelder zu treffen.

Numerische Berechnungen

Die rasante Entwicklung der Rechentechnik führte letztendlich auch dazu, dass die Lösung vieler bis dahin analytisch ungelöster aeroakustischer Probleme nun mit numerischen Methoden in greifbare Nähe gerückt ist. Während numerische Simulationen bei rein aerodynamischen Untersuchungen bereits Stand der Technik sind (Computational Fluid Dynamics - CFD), zeigen sich bei aeroakustischen numerischen Untersuchungen (Computational Aeroacoustics - CAA) oft die Grenzen der Rechentechnik. Auch wenn es physikalisch sinnvoll ist, die wichtigsten Größen von Strömungsfeld und Schallfeld gleichzeitig zu berechnen (Direkte numerische Simulation - DNS), so führen solche Rechnungen aufgrund der deutlich unterschiedlichen Längen- und Energieskalen in Strömungsfeld und Schallfeld mit derzeit verfügbaren Rechnern zu erheblichen Rechenzeiten. Deshalb werden numerische aeroakustische Simulationen in der Regel als hybride Rechenverfahren durchgeführt, also mit getrennten Berechnungen für Strömungsfeld und Schallfeld ([Delfs 2004], [Ewert 2002], [Bauer 2002/1]). Im Prozess der Fahrzeugentwicklung haben numerische Simulationen bereits viele messtechnische aerodynamische und akustische Untersuchungen abgelöst, weil sie mit überschaubarem Material- und Personalaufwand schnell und flexibel durchgeführt werden können. Außerdem ist eine Variation des untersuchten Modells oder der physikalischen Parameter in der Computersimulation wesentlich einfacher und schneller umsetzbar.

Überprüfung von aeroakustischen Berechnungsergebnissen

Die Anwendbarkeit numerischer Simulationen setzt natürlich voraus, dass die numerische Berechnung korrekt erfolgt. Gerade im Bereich der numerischen Aeroakustik befinden sich viele Berechnungsverfahren noch im Entwicklungsstadium [Költzsch 2001/3], d.h. es ist eine ständige Überprüfung und Weiterentwicklung der Rechenverfahren notwendig. Zur Überprüfung der Rechenverfahren gibt es zwei verschiedene Möglichkeiten: Einerseits den Vergleich mit Messergebnissen und andererseits den Vergleich mit Rechenergebnissen, welche aus Rechnungen mit anderen Methoden, alternativen Rechenwegen etc. erhalten wurden.

Die Notwendigkeit zur Überprüfung numerischer aeroakustischer Simulationsverfahren und insbesondere der zugrunde liegenden physikalischen Modelle verdeutlicht der Umstand, dass aus den letzten Jahren zwar vielfältige Veröffentlichungen zu numerischen aeroakustischen Untersuchungen (u. a. [Bauer 2004], [Delfs 2001], [Ewert 2002], [Wilde 2004]) und zu aeroakustischen Messungen (u. a. [Brooks 2006], [Dobrzynski 2000]) existieren, aber nur wenige zusammenhängende Darstellungen, d.h. direkte Vergleiche zwischen Messungen und Rechnungen (u. a. [Guidati 2004], [Achilles 2005]). Es fehlen auch Richtlinien und Methoden für die Durchführung

solcher Vergleiche, d.h. für die gezielte Auswahl und den Abgleich von Modellen, Rechen- und Messbedingungen, Umgebungen etc. [Költzsch 2001/3]. Dieser Mangel an konkreten Vergleichen und auch an Methoden für einen exakten Vergleich bildet die Grundlage für das Entstehen dieser Arbeit.

Aufgrund der besonderen Gegebenheiten numerischer Simulationen sind z. T. andere Ansätze für die Vergleiche zwischen numerischen Simulationen und für angepasste Messungen notwendig, als bei analytischen Rechnungen. Numerische Simulationen sind in der Lage in bestimmten räumlichen Bereichen die Verteilung der Feldgrößen mit sehr hoher räumlicher Auflösung darzustellen. Dies stellt natürlich neue Herausforderungen an die Messtechnik, da zum Vergleich mit solchen Simulationsergebnissen auch Messdaten mit entsprechend hoher räumlicher Auflösung notwendig werden. Das bedeutet, Mikrofonarrays, Sensorarrays und Traversiereinrichtungen werden benötigt um die erforderlichen Vergleichsdaten zu messen.

Validierung und Verifizierung

Für die Überprüfung von Rechenverfahren werden in der Literatur oft die Begriffe Validierung und Verifizierung verwendet, und zwar mit unterschiedlichen Bedeutungen. Die einzige durch eine Norm belegte Definition in der Literatur kommt aus dem Bereich der Softwareentwicklung ([IEEE 1990], [Wiki Val 2007]). Nach dieser Definition soll die Validierung sicherstellen, dass das erstellte Berechnungsmodell die Realität richtig wiedergibt, während die Verifizierung bestätigen soll, dass die rechentechnische Umsetzung des Modells korrekt erfolgt ist.

Diese Begriffsdefinition lässt sich nicht ohne weiteres auf die Aeroakustik übertragen. In vielen Publikationen zur Aerodynamik und zur Aeroakustik, welche sich auf die Überprüfung von Berechnungsverfahren beziehen [u.a. Költzsch 2004/1], wird die Überprüfung durch den Vergleich von Mess- und Rechenaten als Validierung bezeichnet, während die Überprüfung durch den Vergleich der Rechenaten mit Berechnungsergebnissen eines anderen Berechnungsverfahrens als Verifizierung bezeichnet wird.

Streng genommen kann man auch diese Verwendung der Begriffe als pragmatische, anwendungsbezogene Interpretation der Begriffsdefinitionen nach ([IEEE 1990] verstehen: Die Validierung soll sicherstellen, dass das physikalisch-mathematische Modell für die numerische Simulation die physikalische Realität richtig widerspiegelt und die Verifizierung soll im Anschluss überprüfen, ob die mathematische und softwaretechnische Umsetzung des physikalischen Modells korrekt erfolgt ist (s. a.[Oertel 2003]). Die Validierung muss deshalb in den meisten Fällen durch Plausibilitätstest und durch den Vergleich mit Messergebnissen erfolgen, während die Verifizierung auch mit den Ergebnissen anderer Rechenmethoden am gleichen physikalischen Modell erfolgen kann.

Diese Arbeit widmet sich der Entwicklung von Messverfahren und der Durchführung von Messungen zur Überprüfung von numerischen Berechnungsverfahren der Aeroakustik. In diesem Kontext wird damit auch in dieser Arbeit für die Überprüfung von Berechnungsverfahren anhand von Messergebnissen der Begriff Validierung verwendet.

Aeroakustische Schallquellen an Verkehrsmitteln

Im Prozess der Verkehrsmittelentwicklung hat sich der Untersuchungsgegenstand im Bereich des aeroakustischen Entwurfs in den letzten Jahren deutlich gewandelt. Beim aeroakustischen Flugzeugentwurf standen anfangs die Reduktion des Strahlärms und des Rotorlärms der Triebwerke im Vordergrund, welche zu Beginn der Entwicklung der modernen Aeroakustik noch die dominierenden Schallquellen waren [Költzsch 1974]. Die umfangreichen aeroakustischen Untersuchungen in den 1960er und 1970er Jahren haben dazu geführt, dass diese Schallquellen mittlerweile deutlich reduziert wurden. Dadurch treten anderen Schallquellen in den Vordergrund, welche in den nächsten Jahren in der aeroakustischen Flugzeugentwicklung reduziert werden müssen. Dazu gehört der Umströmungslärm von exponierten Bauteilen am Flugzeug (z.B. Fahrwerk, Hochauftriebskonfiguration) ([Delfs 1999], [Dobrzynski 2000]), welcher im Landeanflug bereits das Gesamtgeräusch des Flugzeugs dominiert. Das Umströmungsgeräusch gehört schon heute zum Untersuchungsthema des aeroakustischen Flugzeugentwurfs und ist damit insbesondere Forschungsgegenstand der sich in der Entwicklung befindlichen numerischen Simulationen [Delfs 1999]. Folgerichtig sollten auch Messungen zur Validierung numerischer Simulationen das Problemfeld des Umströmungslärms umfassen.

Im Fahrzeugbau stellt sich die historische Entwicklung etwas anders dar. Die aeroakustische Schallentstehung an Fahrzeugen war zum Beginn der „modernen“ Aeroakustik in den 1950er Jahren noch kein Forschungsgegenstand, weshalb die meisten aeroakustischen Untersuchungen in dieser Zeit mit Bezug auf die Problematik des Fluglärms durchgeführt wurden. In der Fahrzeugtechnik (insb. Kfz-Technik) waren damals vor allem der Antriebslärm, d.h. der durch Motor, Antriebsstrang und Abgassystem erzeugte Lärm Gegenstand akustischer Optimierungen. Auch wenn die Komponente Auspufflärm streng genommen als aeroakustischer Lärm gewertet werden kann, so sind die dominanten Geräuschenstehungsmechanismen bei dieser Art von Schallerzeugung eher mechanischer Natur. Nach der Reduktion des Antriebslärms stellte vor allem das Rollgeräusch ([Hübelt 2005], [Kropp 2005]) mit seinen relativ komplexen mechanischen und strömungsmechanischen Mechanismen die dominante Schallquelle am Fahrzeug dar und war damit Gegenstand intensiver Forschungen zur Lärmreduktion. An Schienenfahrzeugen strahlt das Rollgeräusch aufgrund seiner rein mechanischen Geräuschenstehungsmechanismen eine wesentlich höhere Schallleistung ab als beim Kraftfahrzeug und stellt deshalb schon seit Jahrzehnten die dominante Schallquelle und den Forschungsschwerpunkt dar [Remington 1987].

Die jahrzehntelange Beschäftigung mit Antriebs- und Rollgeräuschen hat dazu geführt, dass bei diesen Geräuschquellen mittlerweile erhebliche Reduktionen der Lärmpegel erreicht werden konnten und damit andere, z.B. aeroakustische, Schallquellen in den Fokus der Forschungsaktivitäten gelangen. Außerdem können sowohl mit Kraftfahrzeugen als auch mit Schienenfahrzeugen heute dauerhaft Fahrtgeschwindigkeiten von weit über 200 km/h erzielt werden, bei denen aeroakustische Schallentstehungsmechanismen das Fahrzeuggesamtgeräusch dominieren können. Bei der Entwicklung der Fahrzeugaußenkontur wurden in den Anfangsjahren der Fahrzeugentwicklung vor allem aerodynamische Verbesserungen vorgenommen, aeroakustische Verbesserungen ergaben sich dabei oft als sekundäre Wirkung. Nachdem mit der Reduktion von Antriebs- und Rollgeräusch bzw. mit höheren Fahrgeschwindigkeiten zunehmend auch bei Fahrzeugen das aeroakustische Geräusch an Bedeutung gewinnt ([Dobrzynski 2003], [Wickern 2005]), zeigt sich seit etwa Mitte der 1990er Jahre im Fahrzeugbau der Trend zum gezielten aeroakustischen Entwurf, d.h. zur gezielten aeroakustischen Geräuschreduktion bereits im Entwurfsstadium. Neben dem oben schon erwähnten Spezialfall „Auspufflärm“ ist die dominierende

aeroakustische Schallquelle am Fahrzeug der Umströmungslärm, weshalb sich auch hier numerische Untersuchungen hauptsächlich auf dieses Problemfeld beschränken.

Aufgrund der gleichen Schallentstehungsmechanismen und der damit verbundenen gleichen Simulationsmethoden wird es möglich, eine gemeinsame Systematik für die Validierung numerischer aeroakustischer Simulationen an Fahrzeugen und Flugzeugen aufzustellen.

Umströmungslärm

Der Umströmungslärm selbst dominiert aufgrund der direkten Schallerzeugung und Schallausbreitung vor allem die Außengeräusche von Verkehrsmitteln. Über eine Schalltransmission in die Innenräume von Verkehrsmitteln kann er allerdings auch für Innengeräusche interessant werden. Allerdings spielt bei der Umströmung von Verkehrsmitteln für das Innengeräusch noch ein weitere Komponente eine Rolle: die Anregung der Festkörperstrukturen (Fahrzeugkarosserie, Flugzeugrumpf) zu Schwingungen durch aerodynamische Wechselladungen. Für die Innengeräusche von Verkehrsmitteln spielt also neben dem rein aeroakustischen Umströmungsgeräusch diese Fluid-Struktur-Kopplung eine wesentliche Rolle weshalb eine getrennte Betrachtung dieser beiden Schallentstehungsmechanismen nicht sinnvoll ist. Da in dieser Arbeit nur die rein aerodynamische Schallentstehung untersucht wird, erfolgt nur eine Betrachtung der Auswirkungen des Umströmungsgeräuschs auf das Außengeräusch. Wenn also in der Folge von (aeroakustischen) Fahrzeug- bzw. Flugzeuggeräuschen die Rede ist, dann ist – sofern nicht anders vermerkt – das jeweilige Außengeräusch gemeint.

1.3 Zielstellung der Arbeit

Ziel dieser Arbeit ist die Untersuchung von Messverfahren für die Validierung numerischer aeroakustischer Simulationen. Es geht dabei weniger um die Validierung eines bestimmten Rechenmodells bzw. Rechenverfahrens an einem konkreten Testfall, sondern vor allem um die Entwicklung und Darstellung von Methoden sowie Messverfahren zur Validierung numerischer Simulationen. Einen Untersuchungsschwerpunkt bilden Methoden und Verfahren zur Durchführung dieser Vergleiche, d.h.

- Entwicklung eines systematischen Konzepts für die Validierung numerischer aeroakustischer Simulationen und
- Erarbeitung geeigneter Untersuchungsmethoden für Validierungsmessungen anhand des Vergleichs mit Simulationen.

Ein weiterer wesentlicher Untersuchungsgegenstand dieser Arbeit ist die Entwicklung bzw. Weiterentwicklung von Messverfahren zur Erfassung von Vergleichsdaten für die Überprüfung numerischer Rechenverfahren. Dabei wird überprüft, welche physikalischen Größen für numerische Rechenverfahren relevant sind und in welchen zeitlichen bzw. räumlichen Auflösungen diese zur Verfügung stehen müssen. Besondere Schwerpunkte dabei sind

- Überprüfung der Anwendbarkeit bestehender Messverfahren für Validierungsmessungen,
- Weiterentwicklung bestehender Messverfahren zur Anwendung in Validierungsmessungen und
- Entwicklung von neuen Messverfahren und -prinzipien für Validierungsmessungen.

Im Rahmen dieser Betrachtungen zu Messverfahren wird auch auf die Messumgebung zur Durchführung dieser messtechnischen Untersuchungen eingegangen. Dabei werden Ansätze für geeignete Messumgebungen / Labore für aeroakustische Validierungsmessungen dargestellt.

Des Weiteren erfolgen auf Basis typischer aeroakustischer Schallentstehungsmechanismen Überlegungen zu geeigneten Modellen bzw. Referenzstrukturen für aeroakustische Validierungen, welche sich sowohl in einer numerischen Simulation als auch in messtechnischen Untersuchungen analysieren lassen.