
Zum aerodynamischen und aeroelastischen Verhalten des Axialverdichters an der Stallgrenze

Daniel Möller



TECHNISCHE
UNIVERSITÄT
DARMSTADT

Band 12 / 2019

Forschungsberichte aus dem Institut für
Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe

Herausgegeben von Prof. Dr.-Ing. H.-P. Schiffer

Zum aerodynamischen und aeroelastischen Verhalten des Axialverdichters an der Stallgrenze

Am Fachbereich Maschinenbau
an der Technischen Universität Darmstadt
zur
Erlangung des Grades eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

Dissertation

vorgelegt von

Daniel Möller, M.Sc.

aus Bad Salzungen

Berichterstatter : Prof. Dr.-Ing. H.-P. Schiffer
Mitberichterstatter : Prof. Dr. rer. nat. M. Schäfer
Tag der Einreichung : 11.04.2019
Tag der mündlichen Prüfung : 19.06.2019

München 2019
D17

Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen,
Luft- und Raumfahrtantriebe

Band 12

Daniel Möller

**Zum aerodynamischen und aeroelastischen Verhalten
des Axialverdichters an der Stallgrenze**

D 17 (Diss. TU Darmstadt)

Shaker Verlag
Düren 2019

Bibliografische Information der Deutschen Nationalbibliothek

Die Deutsche Nationalbibliothek verzeichnet diese Publikation in der Deutschen Nationalbibliografie; detaillierte bibliografische Daten sind im Internet über <http://dnb.d-nb.de> abrufbar.

Zugl.: Darmstadt, Techn. Univ., Diss., 2019

Copyright Shaker Verlag 2019

Alle Rechte, auch das des auszugsweisen Nachdruckes, der auszugsweisen oder vollständigen Wiedergabe, der Speicherung in Datenverarbeitungsanlagen und der Übersetzung, vorbehalten.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-6912-9

ISSN 2364-4761

Shaker Verlag GmbH • Am Langen Graben 15a • 52353 Düren

Telefon: 02421 / 99 0 11 - 0 • Telefax: 02421 / 99 0 11 - 9

Internet: www.shaker.de • E-Mail: info@shaker.de

Meiner Frau und meinen Eltern gewidmet

Vorwort des Herausgebers

Die Reihe Forschungsberichte aus dem Institut für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe gibt die Forschungs- und Entwicklungsfortschritte im Bereich der Turbomaschine an der Technischen Universität Darmstadt wieder. Aufgrund der starken Anwendungsorientierung in diesem Bereich der Forschung sind universitäre Fragestellungen Spiegelbild industrieller Entwicklungstrends.

Wechselnde politische, ökonomische und ökologische Rahmenbedingungen bestimmen hierbei aktuelle Entwicklungsschwerpunkte und bringen die Turbomaschine immer wieder an den Rand des technisch realisierbaren. Dadurch werden neue Erkenntnisse aus der Forschung nicht selten unmittelbar industriell umgesetzt.

In diesem Umfeld entstehen die industrie- und anwendungsnahen, wissenschaftlichen Arbeiten dieser Reihe. Sie beschreiben aktuelle Erkenntnisse aus experimentellen Untersuchungen und numerischen Simulationen, die am Fachgebiet für Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe an der Technischen Universität Darmstadt gewonnen werden konnten.

Heinz-Peter Schiffer

Darmstadt, 2015

Vorwort des Autors

Diese Dissertation entstand während meiner Tätigkeit am Fachgebiet Gasturbinen, Luft- und Raumfahrtantriebe der Technischen Universität Darmstadt. Mein besonderer Dank gilt daher Prof. Schiffer, welcher mir dazu die Möglichkeit gegeben hatte und mir bei fachlichen Fragen mit wertvollen Ratschlägen zur Seite stand. Bei Prof. Schäfer möchte ich mich herzlichst für die Übernahme des Korreferats und das Einbringen seiner Expertise zur numerischen Simulation bedanken.

Große Teile der Erkenntnisse konnte ich während der Arbeit an einem Forschungsprojekt mit Rolls-Royce Deutschland gewinnen. Den Mitarbeitern aus der Verdichteraerodynamik und -aeroelastik, insbesondere Bernd Becker, Thomas Giersch und Bernhard Mück, gilt daher mein großer Dank. Auch die hervorragende Zusammenarbeit mit dem Imperial College London möchte ich an dieser Stelle erwähnen und mich besonders bei Sina Stapelfeldt und Mehdi Vahdati bedanken.

Ein großer Dank geht auch an Barbara Löhr für die tatkräftige Unterstützung bei allen organisatorischen Fragen. Vielen Dank an Christoph Brandstetter, Daniel Franke, Felix Holzinger, Maximilian Jüngst und Sebastian Leichtfuß für den fachlichen Austausch und an Faramarz Bakhtiari, Jonathan Hilgert und Marius Schneider für die großartige Teamarbeit beim Betreiben unseres Rechenclusters am Fachgebiet. Ebenfalls möchte ich mich bei allen Kollegen am Fachgebiet für die tolle Atmosphäre und die Freude bei der täglichen Arbeit bedanken.

Meiner gesamten Familie gilt mein größter Dank. Ohne die fortwährende Unterstützung und das Verständnis durch meine Eltern und meine Frau wäre die Dissertation in dieser Form nicht möglich gewesen.

Daniel Möller

München, 2019

Kurzfassung

Der Verdichter spielt eine entscheidende Rolle bei der Entwicklung neuer Triebwerke. Aufgrund hoher aerodynamischer Belastung, starken Sekundärströmungen und hoher Schwingungsanfälligkeit steigt die Schwierigkeit Verdichter zu entwickeln, welche eine hohe aerodynamische Stabilität und niedrige Schaufelschwingungen aufweisen. Insbesondere für den Bereich nahe der Stallgrenze sind die wesentlichen aerodynamischen und aeroelastischen Effekte nicht ausreichend verstanden und Gegenstand aktueller Forschung.

Aus diesem Grund wird das aerodynamische und aeroelastische Verhalten eines triebwerksnahen Transonikverdichters in der vorliegenden Arbeit numerisch untersucht. Die Simulationen wurden für den Transonikverdichter der TU Darmstadt durchgeführt und zwei verschiedene, für die Triebwerksanwendung entwickelte, Strömungslöser wurden eingesetzt. Eine Validierung mittels Messdaten zeigt eine gute Übereinstimmung. Die Simulationen ermöglichen eine detaillierte Strömungsanalyse bei Stalleintritt und beim Auftreten von asynchronen Schaufelschwingungen (NSV) an Betriebspunkten nahe der Stallgrenze.

Beim Stalleintritt treten an der Rotorspitze Fluktuationen der Scherschicht zwischen der eintretenden Hauptströmung und einem, von der Spaltströmung verursachten, Blockagegebiet in der Passage auf. Durch die Scherschichtfluktuation bilden sich Wirbelstrukturen, sowie Hoch- und Tiefdruckgebiete, welche im Rotor-Relativsystem entgegen der Drehrichtung umlaufen. Die Scherschichtfluktuationen können ebenfalls bereits vor Stallbeginn, an aerodynamisch stabilen Betriebspunkten, auftreten. Die Struktur der Fluktuationen ist in diesem Fall sehr ähnlich zum Stalleintritt. Die umlaufenden Hoch- und Tiefdruckgebiete führen zu einer instationären Schaufelkraft, wodurch NSV im Rotor angeregt werden kann. Trotz des komplexen dreidimensionalen Strömungsfeldes an der Rotorspitze, können die Scherschichtfluktuationen bei Stalleintritt und NSV mit den grundlegenden, strömungsmechanischen Zusammenhängen zur Kelvin-Helmholtz-Instabilität erklärt werden.

Anhand von Parametervariationen wird in dieser Arbeit gezeigt, dass insbesondere die radiale Verteilung der aerodynamischen Belastung einen entscheidenden Einfluss auf die Art des Stalleintritts und das Auftreten von NSV vor Erreichen der Stallgrenze hat. Des Weiteren werden globale Tendenzen zur Geschwindigkeit und Anzahl der Fluktuationenzellen beim Auftreten von NSV beobachtet. Diese Erkenntnisse können in der Auslegung moderner Verdichterstufen Anwendung finden.

Abstract

The compressor plays a key role in the development of new jet engines. The development of aerodynamically stable compressors with low blade vibrations is a difficult task, due to high aerodynamic loading, strong secondary flows, and high susceptibility to blade vibrations. Especially close to the stall limit, the fundamental aerodynamic and aeroelastic effects are not fully understood and remain a focus of current research activities.

For that reason, the aerodynamic and aeroelastic behavior of an engine-like transonic compressor is investigated in this dissertation. The simulations were carried out for the transonic compressor at TU Darmstadt and two different flow solvers were used, which were developed for aero-engine applications. A validation with experimental data shows close agreement between simulation and measurement. The simulations enable a detailed flow analysis during stall inception and non-synchronous vibrations (NSV) at operating points close to the stall limit.

During stall inception, fluctuations of the shear layer between main flow and a blockage zone in the passage, caused by the tip clearance flow, occur in the rotor tip region. The shear layer fluctuations are responsible for the emergence of vortical structures, as well as high and low pressure areas, which propagate relative to the rotor against the direction of rotation. Also before stall inception, shear layer fluctuations can occur. In this case, the structure of the fluctuations is very similar to the fluctuations during stall inception. The high and low pressure areas cause an unsteady blade force when passing the rotor blades. This can cause NSV to occur. Even though the flow field is highly complex, the shear layer fluctuations during stall inception and NSV can be explained by the basic flow principles of the Kelvin-Helmholtz-Instability.

By means of parameter studies, this dissertation shows that especially the radial distribution of rotor aerodynamic loading has a decisive influence on the type of stall inception and the occurrence of NSV before stall. Furthermore, global tendencies for velocity and cell count of the fluctuations during NSV can be observed. These findings can be applied in the development of modern compressor stages.

Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	xiii
Tabellenverzeichnis	xv
Nomenklatur	xvii
1 Motivation für die Arbeit	1
1.1 Technische, ökonomische und ökologische Rahmenbedingungen . . .	1
1.2 Trends in der Verdichterentwicklung	3
1.3 Zielsetzung	8
2 Grundlagen	11
2.1 Funktionsweise eines Axialverdichters	11
2.1.1 Aufbau und Betriebsverhalten	11
2.1.2 Aerodynamische Gestaltung der Schaufeln	14
2.1.3 Sekundärströmungen	17
2.1.4 Zusammenbruch des aerodynamisch stabilen Betriebs	20
2.1.5 Gehäusestrukturierungen	24
2.2 Strukturmechanische Grundlagen	26
2.2.1 Dynamisches Verhalten des Verdichterrotors	26
2.2.2 Aeroelastik von Verdichterrotoren	32
2.2.3 Schwingungen in Verdichterschaufelreihen	33
2.3 Numerische Strömungssimulation	37
2.3.1 Methodik zur Strömungssimulation	37
2.3.2 Modellierung turbulenter Strömungen	40
2.3.3 Simulation aeroelastischer Vorgänge	42
3 Aufbau des numerischen Simulationsmodells	47
3.1 Untersuchte Verdichterkonfigurationen	47
3.2 Modalanalyse der Rotorschaufeln	51
3.3 Simulation des aerodynamischen und aeroelastischen Verhaltens . . .	53

4	Ergebnisse der durchgeführten Untersuchungen	63
4.1	Aerodynamisches Verhalten des Verdichters an der Stallgrenze	63
4.1.1	Strömungsvorgänge im Rotor	63
4.1.2	Übergang vom aerodynamisch stabilen zum instabilen Bereich	68
4.1.3	Strömungsfluktuationen an der Blattspitze beim Stalleintritt .	74
4.2	Einfluss von Parameteränderungen auf den Stalleintritt	80
4.2.1	Verhalten der schaufelreduzierten Vergleichskonfiguration . .	80
4.2.2	Verhalten im Teillastbereich	83
4.2.3	Einfluss der Rotorspaltweite	86
4.3	Entstehung asynchroner Schwingungen an der Stallgrenze	92
4.3.1	Auftreten von Strömungsfluktuationen im aerodynamisch sta- bilten Bereich	92
4.3.2	Anregung der Schaufelschwingung	96
4.3.3	Einsatz von Gehäusestrukturierungen	101
4.3.4	Einfluss weiterer Verdichterparameter	108
4.4	Interpretation des Stalleintritts und asynchroner Schwingungen nahe Stall	114
4.4.1	Analogie zur Kelvin-Helmholtz-Instabilität	114
4.4.2	Bedeutung für den Transonikverdichter	116
5	Schlussbemerkungen	123
5.1	Zusammenfassende Darstellung der Ergebnisse	123
5.2	Ausblick	125
	Literaturverzeichnis	127

Abbildungsverzeichnis

1.1	Entwicklung des weltweiten jährlichen Flugpassagieraufkommens, Daten aus [56]	1
1.2	Kerosinkostenanteil und Rohölpreis (Sorte Brent, Jahresmittelwerte), Daten aus [55]	1
1.3	CO ₂ -Konzentration in der Atmosphäre, Jahresmittelwerte der Messstation Mauna Loa, Daten aus [112]	3
1.4	Schubspezifischer Verbrauch (SFC) ziviler Triebwerke verschiedener Schubklassen, Daten aus [10]	3
1.5	Schnittansicht des Rolls-Royce Trent 500, nach [93]	4
1.6	Nebenstromverhältnis ziviler Triebwerke verschiedener Schubklassen, Daten aus [10]	6
1.7	Verdichterdruckverhältnis ziviler Triebwerke verschiedener Schubklassen, Daten aus [10]	6
1.8	Verschiedene Ausführungsformen der Schaufel-Scheibe-Kombination bei Verdichterroten, nach [90]	7
1.9	Forschungsgebiete in der Verdichterentwicklung	8
2.1	Hochdruckverdichter des Engine Alliance GP7200, nach [40]	11
2.2	Verdichterkennfeld	13
2.3	Schaufelschnitte und Geschwindigkeitsvektoren für eine transsonische Verdichterstufe mit Vorleitrad	14
2.4	Stoßsystem an der Blattspitze transsonischer Rotoren	15
2.5	Laminares und turbulentes Grenzschichtprofil, nach [115]	16
2.6	Stoß-Grenzschicht Interaktion im Verdichter	16
2.7	Sekundärströmungen im Schaufelkanal, nach [5]	18
2.8	Progressiver und abrupter Stalleintritt, nach [40, 83]	21
2.9	Spike und modale Störung im Verdichterrotor, nach [20]	22
2.10	Blattspitzenströmung bei Spike-Stallentstehung, aus [125]	23
2.11	Wirbel im Vorderkantenbereich beim Stalleintritt, aus [54]	23
2.12	Spitzeninjektion mit Rezirkulation, aus [41]	24
2.13	Umfangs- und Axialnuten im Gehäuse über dem Rotor, nach [79]	25
2.14	Gebräuchliche heutige und mögliche zukünftige Werkstoffe im Triebwerksbau, aus [10]	27

2.15	Haigh-Diagramm bei Zugmittelspannung	27
2.16	FEM-Modalanalyse für ein BLISK-Sektor Modell	29
2.17	Schwach gedämpfte, ungedämpfte und schwach angefachte Schwin- gung	30
2.18	Erste Eigenmode mit ND 2 und ND -2 bei einem BLISK-Verdichterrotor	31
2.19	Mögliche Ursachen für Schwingungen in Schaufelreihen, nach [36, 66]	34
2.20	Campbell-Diagramm für einen Verdichterrotor, nach [104]	34
2.21	Hybrides Rechengitter für eine Verdichterschaukel	38
2.22	Kontrollvolumen für die Finite-Volumen-Methode	38
2.23	Einteilung von Verfahren zur Simulation aeroelastischer Vorgänge . .	42
2.24	Zeitlicher Verlauf von modaler Auslenkung (rot) und modaler Kraft (grün) aus einer gekoppelten Simulation	45
3.1	Transonikverdichterprüfstand an der Technischen Universität Darmstadt	47
3.2	BLISK Rotor 5 des Transonikverdichters V1R5S3	49
3.3	SC03 FEM Sektormodell für den BLISK Rotor 5	51
3.4	Rotor 5 Eigenmoden mit SC03 und CalculiX	51
3.5	Aufbau des Rechengebiets zur Simulation der Verdichterkonfigurationen	54
3.6	Anpassung der Rotorgehäusegeometrie zur Simulation verschiedener Spalte und der rezirkulierenden Spitzeninjektion	55
3.7	Gitter im Rotorspitzenbereich für Berechnungen mit AU3D und TRACE	57
3.8	Berechneter und gemessener Verlauf von Totaldruckverhältnis und isentropen Wirkungsgrad für die nominale V1R5S3 Konfiguration bei Auslegungsdrehzahl	58
4.1	Aerodynamische Belastung und Verluste im Verdichter bei Annähe- rung an die Stallgrenze	64
4.2	Machzahlverlauf im Rotorspitzenbereich und statischer Schaufeldruck für letzten Kennfeldpunkt vor der Stallgrenze	65
4.3	Prinzipskizze zum aerodynamischen Verhalten des Rotors nahe Stall und berechnete axiale Machzahl am Rotorausritt	66
4.4	Definitionen zu Blockage und Spaltströmung	66
4.5	Blockage im Rotorspitzenbereich und Spaltströmung bei Annäherung an die Stallgrenze	67
4.6	Globales Verhalten der Kennfeldparameter, Blockage und Spaltströ- mung beim Stallvorgang	69
4.7	Statischer Druck am Rotorgehäuse aus Simulation des Stallvorgangs	70
4.8	Umlaufgeschwindigkeit der Stallzellen im Rotor-Relativsystem	71
4.9	Links: Mittelwert und Standardabweichung des Inzidenz an den ein- zelnen Rotorschaukeln; rechts: axialer Verlauf des Blockagemittelwerts	72

4.10	Stromlinien und Wanddruck an der Saugseite einer Rotorschaukel beim Stalleintritt	73
4.11	VK Umspülung und HK Rückströmung bei 90% Schaukelhöhe während dem Stalleintritt nach 5/3 Umdrehungen	74
4.12	Geschwindigkeitsvektoren, radiale Wirbelstärke, Blockage und statischer Druck bei 95% Kanalhöhe zu 4 verschiedenen Zeitpunkten . . .	75
4.13	Skizze zur Struktur einer Spike-Stallzelle im Transonikverdichter . .	77
4.14	Radialwirbeldetektion im Blattspitzenbereich anhand von PIV-Messungen [8]	77
4.15	Geschwindigkeitsvektoren und radiale Wirbelstärke bei 95% Kanalhöhe zu 4 verschiedenen Zeitpunkten	78
4.16	Dreidimensionale Struktur des Wirbels an der Vorderkante bei Stalleintritt nach ungefähr 8/3 Umdrehungen	79
4.17	Vergleich des aerodynamischen Verhaltens von R5 und R7	81
4.18	Geschwindigkeitsvektoren, radiale Wirbelstärke, Blockage und statischer Druck bei 95% Kanalhöhe für Rotor 7 an 2 verschiedenen Zeitpunkten	82
4.19	Stromlinien und Wanddruck an der Saugseite einer Rotorschaukel beim Stalleintritt für Rotor 7	83
4.20	Rotorcharakteristiken im Teillastbereich und Inzidenz nahe Stall . . .	84
4.21	Vorderkantenablösung bei 87.5% Schaukelhöhe für N80 IGV _{N80} nahe Stall	84
4.22	Stromlinien, Wanddruck und Vorderkantenwirbel bei Stalleintritt im Teillastbereich für N80 IGV _{N80}	85
4.23	Kennlinien und Diffusion nahe Stall bei Rotorspaltvariation	87
4.24	Räumliche Fourier-Analyse des Axialimpulses an der Rotorspitze im Stall	87
4.25	Unterschiedliches Stallverhalten bei Variation der Rotorspaltweite . .	88
4.26	Stromlinien und Wanddruck an der Saugseite einer Rotorschaukel beim Stalleintritt mit verkleinertem Spalt	89
4.27	Wanddruck bei Stalleintritt mit verkleinertem Spalt	90
4.28	Inzidenz der einzelnen Rotorschaukeln bei Stalleintritt mit verkleinertem Spalt	90
4.29	Radiale Wirbelstärke im Rotorspitzenbereich bei Stalleintritt mit verkleinertem Spalt	91
4.30	Stromlinien und Wanddruck an der Saugseite einer Rotorschaukel beim Stalleintritt mit vergrößertem Spalt	91
4.31	Spalteinfluss auf Anregung von NSV, Blockage und Verlustkoeffizient an der Rotorspitze	92

4.32 Stationäre Strömung für nominalen (I) und großen Spalt (II) bei Auftreten von NSV	93
4.33 Instationäre Strömung im Rotorspitzenbereich bei Auftreten von NSV im Punkt I für nominalen Spalt	94
4.34 Instationäre Strömung im Rotorspitzenbereich bei Auftreten von NSV im Punkt II für großen Spalt	96
4.35 Entstehung von M2 NSV in Simulation am Punkt I für nominalen Spalt	97
4.36 Vergleich M2 NSV aus AU3D Simulation, TRACE Simulation und Experiment	98
4.37 M2 ND8 Arbeitseintrag aus TRACE Simulation für letzten stabilen Kennfeldpunkt	98
4.38 Entstehung von M4 NSV in Simulation am Punkt II für großen Spalt	99
4.39 Charakteristiken für V1R5S3 mit und ohne Gehäusestrukturierung .	102
4.40 Blockage bei gleichem Eintrittsmassenstrom (nahe Stall für Nom.) .	102
4.41 Blockage bei Variation des rezirkulierten Massenstroms jeweils nahe Stall	103
4.42 Rotorcharakteristiken bei Variation des rezirkulierten Massenstroms .	103
4.43 Strömung im Rotorspitzenbereich für Nominal und TIM (200%) jeweils nahe Stall	104
4.44 Vergleich M2 Arbeitseintrag auf DS für Nom. und TI jeweils nahe Stall	105
4.45 Aerodynamische Dämpfung nahe Stall bei Spitzeninjektion und kleinem Rotorspalt	105
4.46 Einfluss von Spitzeninjektion und Spaltweitenänderung auf Spaltströmung, Blockage und Verluste	106
4.47 Stromlinien an Schaufelseugseite und Diffusion für TIM (200%), 2,3% und 0,4% Spalt jeweils nahe Stall	107
4.48 Drehzahleinfluss auf M2 NSV nahe Stall	109
4.49 Vordralleinfluss auf M2 NSV nahe Stall	109
4.50 Zellengeschwindigkeit bezogen auf relative Umfangsgeschwindigkeit in Abhängigkeit von Vordrall und Drehzahl	110
4.51 Einfluss der Rotorschaufelschaufelzahl auf NSV nahe Stall, instabilen ND und Zellengeschwindigkeit	111
4.52 Einfluss der M2-Eigenfrequenz auf aerodynamische Zellenanzahl und Zellengeschwindigkeit bei M2 NSV	112
4.53 Beispielhafte Strömung mit freier Scherschicht	114
4.54 KHI hinter einer Splitterplatte, aus [53]	114
4.55 Ähnlichkeit der beobachteten Scherschichtfluktuationen bei Stalleintritt und NSV zur KHI	115
4.56 Schematische Übersicht zum aerodynamischen und aeroelastischen Verhalten an der Stallgrenze	117

4.57 Bezogene Zellengeschwindigkeit bei NSV für alle simulierten Konfigurationen	119
4.58 Korrelation der NSV-Entstehung mit maximalen Inzidenz und Verlustkoeffizient an der Rotorspitze	121



Tabellenverzeichnis

3.1	Kennzahlen des Transonikverdichterprüfstands	49
3.2	Berechnete und gemessene Eigenfrequenzen von R5 und R7 in EO bei Auslegungsdrehzahl	53
3.3	Übersicht aller Stall- und NSV-Simulationen mit AU3D und TRACE	61
4.1	Ausbreitungsgeschwindigkeit und Frequenz der Fluktuationzellen für M2 NSV bei nominalem Spalt (Punkt I) und M4 NSV bei großem Spalt (Punkt II) aus AU3D Simulationen	100
4.2	Vergleich der Zellengeschwindigkeit mit ähnlichen Fällen von NSV aus der Literatur	119



Nomenklatur

Lateinische Zeichen

c	Absolutgeschwindigkeit
c_p	Spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck
D	Lieblein-Faktor/Diffusion
D	Lehrsches Dämpfungsmaß
$\underline{\underline{D}}$	Dämpfungsmatrix
$\tilde{\underline{\underline{D}}}$	Modale Dämpfungsmatrix
E	Elastizitätsmodul
E_{modal}	Modale Energie
f	Hertz
f_i	Volumenkraft
\mathbf{F}	Vektor der äußeren Kräfte
h	Höhe
h	Enthalpie
k	Steifigkeit
k	Reduzierte Frequenz
$\underline{\underline{K}}$	Steifigkeitsmatrix
$\tilde{\underline{\underline{K}}}$	Modale Steifigkeitsmatrix
\dot{m}	Massenstrom
$\underline{\underline{M}}$	Massenmatrix
$\tilde{\underline{\underline{M}}}$	Modale Massenmatrix
Ma	Machzahl
n	Drehzahl
N_b	Schaufelzahl
N_{aero}	Aerodynamische Zellenanzahl
p	Druck
P	Leistung
Pr_t	Turbulente Prandtlzahl
\mathbf{p}	Eigenvektor
$\underline{\underline{P}}$	Matrix der Eigenvektoren
r	Radius
R	Spezifische Gaskonstante
R_m	Zugfestigkeit

R_e	Streckgrenze
s	Entropie
s	Sehnenlänge
t	Gitterteilung
T	Temperatur
u	Umfangsgeschwindigkeit
u_i	Verschiebungen/Geschwindigkeiten
V	Geschwindigkeit
w	Relativgeschwindigkeit
W_{aero}	Aerodynamischer Arbeitseintrag

Griechische Zeichen

α	Winkel
α_i	Inzidenzwinkel
β	Erhaltungsgröße
δ	Scherschichtdicke
δ_{ij}	Kronecker-Delta
Δ	Verdrängungsdicke
ζ	Verlustkoeffizient
η	Dynamische Viskosität
η_t	Turbulente Viskosität
η_{is}	Isentroper Wirkungsgrad
Θ	Umfangsposition
λ	Wärmeleitkoeffizient
λ_{KHI}	Wellenlänge der Kelvin-Helmholtz-Instabilität
$\lambda_{\text{Lamé}}$	Erste Lamé-Konstante
Λ	Logarithmisches Dekrement
$\mu_{\text{Lamé}}$	Zweite Lamé-Konstante
μ_{MR}	Massenverhältnis
ν	Querkontraktionszahl
π	Druckverhältnis
ρ	Dichte
σ	Spannung
τ_w	Wandschubspannung
ϕ	Lieferzahl
ψ	Druckziffer
ω	Kreisfrequenz
ω_r	Radiale Wirbelstärke

Subskripte

<input type="checkbox"/> ₀	Ebene vor dem Vorleitrad
<input type="checkbox"/> ₁	Ebene vor dem Rotor
<input type="checkbox"/> ₂	Ebene hinter dem Rotor
<input type="checkbox"/> ₃	Ebene hinter dem Stator
<input type="checkbox"/> _{ax}	Axial
<input type="checkbox"/> _{Aus}	Verdichteraustritt
<input type="checkbox"/> _{Ein}	Verdichtereintritt
<input type="checkbox"/> _m	Mittelwert
<input type="checkbox"/> _{M1/2/4}	1./2./4. Eigenmode
<input type="checkbox"/> _{Mode}	Eigenmode
<input type="checkbox"/> _{red}	Reduziert
<input type="checkbox"/> _{rel}	Relativ
<input type="checkbox"/> _{rot}	Rotation
<input type="checkbox"/> _{RP}	Referenzpunkt
<input type="checkbox"/> _s	Statisch
<input type="checkbox"/> _{Sp}	Spalt
<input type="checkbox"/> _{Spitze}	Rotorspitze
<input type="checkbox"/> _t	Total

Abkürzungen

ACARE	Advisory Council for Aeronautic Research in Europe
BLISK	Bladed Disk
BLING	Bladed Ring
CFD	Computational Fluid Dynamics
CT	Casing Treatment
DS	Druckseite
EO	Engine Order
FEM	Finite Elemente Methode
FVM	Finite Volumen Methode
HK	Hinterkante
HDV	Hochdruckverdichter
IATA	International Air Transport Association
IBPA	Inter-Blade Phase Angle
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IGV	Inlet Guide Vane (Vorleitrad)
ISA	Internationale Standardatmosphäre
KHI	Kelvin-Helmholtz-Instabilität

MMC	Metall-Matrix-Compositwerkstoff
ND	Nodal Diameter (Knotendurchmesser)
NSV	Non-Synchronous Vibration
PIV	Particle Image Velocimetry
RANS	Reynolds-Average-Navier-Stokes
RI	Rotating Instability
SFC	Specific Fuel Consumption (Schubspezifischer Verbrauch)
SS	Saugseite
TI	Tip Injection (Spitzeninjektion)
TIM	Tip Injection Model (Modell. Spitzeninjektion)
UHC	Unburned Hydrocarbons (Unverbrannte Kohlenwasserstoffe)
V1R5S3	Vorleitrad 1 - Rotor 5 - Stator 3
V1R7S4	Vorleitrad 1 - Rotor 7 - Stator 4
VK	Vorderkante