

Transsonischer Gitterwindkanal (TGK)

Transsonischer Gitterwindkanal



Ölanstrichbild des Eckenbereiches zwischen Endwand und Profilsaugseite ($Ma = 0,7$)



Schlierenbild des Stoßsystems eines transsonischen Profilschnitts ($Ma = 1,25$)



Messgrößen

- statischer Druck auf dem Profil, im Nachlauf und an den Endwänden
- Pitotsonden
- 3-Loch und 5-Loch Nachlaufsonde
- 2-Loch Winkelsonden
- Grenzschicht Totaldruckkamm
- Temperatursonden
- Winkel und Geschwindigkeit (punktuell mit L2F System)
- Winkel- und Geschwindigkeitsverteilung in der S1 Ebene (mit PIV System)
- Strömungsvisualisierung durch Ölanstrichbilder
- Stoßvisualisierung durch Schlierenoptik
- Visualisierung des Grenzschichtzustandes durch Flüssigkristalle

Anlagenbeschreibung

Experimentelle Untersuchung der sub- und transsonischen Strömung durch ebene Verdichtergitter. Die wesentliche Aufgabe des Prüfstands ist die exakte Ermittlung von Verlusten, Gitterleistungsparametern sowie des Arbeitsbereichs von Verdichterprofilen. Auf Grund der sehr guten optischen und messtechnischen Zugänglichkeit können auch Sekundärströmungsphänomene detailliert untersucht werden. Das realistische Schaufelprofil kann in diesem Kanal durch die unabhängige Regelung der beiden wichtigsten aerodynamischen Ähnlichkeitsparameter Machzahl und Reynoldszahl im Modell exakt nachgebildet werden. Mit Hilfe optischer Methoden und sichtbar machen der Strömung können Detailanalysen der Strömung durchgeführt werden.

Charakteristische Parameter des Gitterkanals

- $Ma = 0,2 - 1,4$

- $Re = 100000 - 3000000$
- $Tu = 0,6 \% - 4 \%$
- Zuströmwinkel: $80^\circ - 160^\circ$

Anwendung

Aerodynamische Untersuchung von sub- und transsonischen Verdichtergittern zur

- Grundlegende Untersuchungen der Strömungsphänomene in der Verdichterbeschaufelung (z.B. Grenzschichtentwicklung auf den Schaufeln hinsichtlich Transition und Ablösung, aktive und passive Strömungsbeeinflussung, Stoß-Grenzschichtinteraktion)
- Validierung von 2D und 3D numerischen Simulationen mit sehr detaillierten Messdaten
- Entwicklung und Verifizierung von neuen Profildesignkonzepten
- Entwicklung und Beeinflussung der Randzonenströmung (Sekundärströmung, Eckenablösung) im Verdichtergitter. Untersuchung von nicht-rotationssymmetrischen Endwänden oder dreidimensionalen Profilverformen (z.B. sweep oder lean)

Literatur / Referenzen

- [1] Dorfner, C., Hergt, A., Nicke, E., Mönig, R.: Advanced Non-Axisymmetric Endwall Contouring for Axial Compressors by Generating an Aerodynamic Separator Part I: Principal Cascade Design and Compressor Application, ASME Journal of Turbomachinery, April 2011, Volume 133, Issue 2, 021026-1 – 021026-6
- [2] Hergt, A., Dorfner, C., Steinert, W., Nicke, E., Schreiber, H. A.: Advanced Non-Axisymmetric Endwall Contouring for Axial Compressors by Generating an Aerodynamic Separator Part II: Experimental and Numerical Cascade Investigation.



- ASME Journal of Turbomachinery, April 2011, Volume 133, Issue 2, 021027-1 – 021027-8
- [3] Hergt, A., Klinner, J., Steinert, W., Dorfner, C., Nicke, E.: Detailed Flow Analysis of a Compressor Cascade with a non-axisymmetric Endwall, 9th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics and Thermodynamics - ETC 9, Paper No. 95, Istanbul, Turkey, 2011
 - [4] Dorfner, C.: Entwicklung eines Verfahrens zur Konstruktion nicht-rotationssymmetrischer Seitenwandkonturen in axialen Verdichtern, Dissertation. Fakultät für Maschinenbau der Ruhr-Universität Bochum, 2009. ISSN 1434-8454. Auch DLR-FB-2009-05
 - [5] Sonoda, T., Schreiber, H. A.: Aerodynamic Characteristics of Supercritical Outlet Guide Vanes at Low Reynolds Number Conditions, Proceedings of the ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, Journal of Turbomachinery, Vol. 129, GT2006-90882. (2006)
 - [6] Schreiber, H. A., Steinert, W., Sonoda, T., Arima, T.: Advanced High-Turning Compressor Airfoils for Low Reynolds Number Condition - Part II: Experimental and Numerical Analysis. ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 126, October 2004, S. 482 – 492. (2004)
 - [7] Schreiber, H. A., Steinert, W., Küsters, B.: Effects of Reynolds Number and Free-Stream Turbulence on Boundary Layer Transition in a Compressor Cascade - 2000 Heat Transfer Committee Best Paper. ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 124, January 2002, S. 1 – 9. (2002)
 - [8] Weber, A., Schreiber, H. A., Fuchs, R., Steinert, W.: 3-D Transonic Flow in a Compressor Cascade With Shock-Induced Corner Stall. ASME Journal of Turbomachinery, Vo. 124, July 2002, S. 358 – 366. (2002)
 - [9] Köller, U., Mönig, R., Küsters, B., Schreiber, H.A.: Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines - Part I: Design and Optimization. ASME Journal of Turbomachinery, -, Vol. 122, (2000), S. 397-405
 - [10] Küsters, B., Schreiber, H.A., Köller, U., Mönig, R.: Development of Advanced Compressor Airfoils for Heavy-Duty Gas Turbines - Part II: Experimental and Theoretical Analysis. ASME Journal of Turbomachinery, -, Vol. 122, (2000), S. 406-415

Kontakt

- Alexander Silvio Hergt, DLR-Institut für Antriebstechnik, Tel: +49 2203 601 2217
- Jochen Krampe, Technologiemarketing, Tel: +49 2203 601 3665, Fax: +49 2203 695689
- Dr.-Ing. Alexander Born, Technologiemarketing, Tel: +49 30 67055 155, Fax: +49 30 67055 170
- Dr. Frank Holtmann, Technologiemarketing, Tel: +49 531 295 3420, Fax: +49 531 295 3422

Dieses Handout sowie Querverweise zu verwandten Messtechniken und Anlagen finden Sie unter: <http://messtec.dlr.de/link-251-de>.