

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Numerische Untersuchungen zur Dynamik axial umströmter Kreiszyinderschalen

Marko Alder

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, marko.alder@dlr.de

Ausgangssituation:

Im Rahmen der Entwicklung von Raumtransportsystemen und Raketen wurden in den USA experimentelle Studien zu axial umströmten Kreiszyinderschalen im Überschall durchgeführt, aus welchen hervorgeht, dass sich aeroelastische Instabilitäten isotroper Schalen mit einem Längen-zu-Radien-Verhältnis von 2 durch wandernde Wellen in axialer- und Umfangsrichtung charakterisieren lassen [1,2]. Während Experimente im Machzahlbereich von $2.5 < M_\infty < 3.5$ niedrigere Stabilitätsgrenzen als für $1.2 < M_\infty < 1.5$ aufwiesen, zeigten erstgenannte gutmütige Flattereigenschaften in Form von Grenzzyklusschwingungen, während letztgenannte kurz nach dem Überschreiten der Stabilitätsgrenze zu einem strukturellen Versagen der Testobjekte führten. Eine geplante Versuchseinrichtung zur Variation und Analyse turbulenter Wandgrenzschichten konnte daher keine verwertbaren Daten liefern. In theoretischen Studien wird indessen ein etwaiger stabilisierender Einfluss viskoser Strömungen auf aeroelastische Instabilitäten, welcher sich bei Panelflatterkonfigurationen ebener Platten als signifikant erweist [3,4], kontrovers diskutiert [5].

Ziel:

Auf Basis numerischer Studien sollen die dynamischen Eigenschaften axial umströmter Kreiszyinderschalen in reibungsfreier und viskoser Strömung analysiert werden. Hierbei ist zu untersuchen, inwieweit sich die experimentellen Beobachtungen numerisch reproduzieren lassen und welchen Einfluss eine turbulente Grenzschicht auf das strömungs-strukturgekoppelte System hat.

Lösungsweg:

Über einen partitionierten Lösungsansatz wird das aeroelastische System im Zeitbereich gelöst, wobei MSC Nastran SOL 400 zur Bestimmung der Strukturdeformationen und das DLR-Tau-Verfahren zur Bestimmung der aerodynamischen Lasten mittels numerischer Lösung der Reynolds-Gleichungen zum Einsatz kommt.

Ergebnis:

Die Untersuchung konzentrieren sich zunächst auf die Machzahlen $M_\infty = 1.2$ und $M_\infty = 2$. Zur Charakterisierung der aerodynamischen Dämpfungseigenschaften werden verschiedene Eigenschwingungsformen der Kreiszyinderschale angeregt und anschließend das logarithmische Dekrement der abklingenden Schwingungen ausgewertet. Hierbei zeigt sich, dass der Einfluss turbulenter Grenzschichten gering ist und im Gegensatz zum Flattern ebener Platten die aerodynamische Dämpfung sogar reduziert.

Anschließend wird durch eine Erhöhung des aerodynamischen Druckes die Systemantwort im Bereich der Stabilitätsgrenze analysiert. Dabei zeigen sich die in den Experimenten beobachteten wandernden Wellen in axialer Richtung (vgl. Abbildung 1), während erste Studien mit geometrisch nichtlinearen Struktureigenschaften darauf hindeuten, dass wandernde Wellen in Umfangsrichtung durch eine Biege-Dehn-Kopplungen initiiert

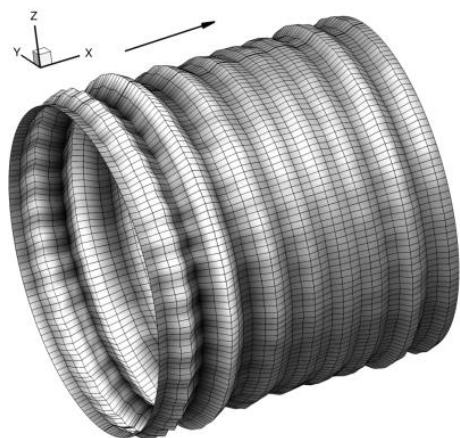


Abbildung 1: Instabilität in Form wandernder Wellen bei $M_\infty = 1.2$, $\lambda = 10^5$

werden. Abbildung 2 zeigt exemplarisch das Einsetzen dynamischer Instabilitäten einer reibungsfreien Konfiguration bei einer Erhöhung des dimensionslosen dynamischen Druckes λ in Form von Zeithistorien, Frequenzspektren und Phasenraumportraits ausgewählter generalisierter (modaler) Freiheitsgrade. Bei einem Vergleich mit reibungsbehafteten Konfigurationen zeigt sich, dass eine turbulente Grenzschicht die Anfachung dynamischer Instabilitäten signifikant reduziert [6].

Weiteres Vorgehen :

Die aktuelle Studie bietet einen Einblick in die komplexe Dynamik axial umströmter, elastischer Kreiszyinderschalen im supersonischen Geschwindigkeitsbereich unter Verwendung moderner CFD- und FEM-Lösungsverfahren. Dies motiviert zu vertiefenden Analysen über den Einfluss viskoser Strömungen auf die Systemdynamik in schallnahen Strömungen.

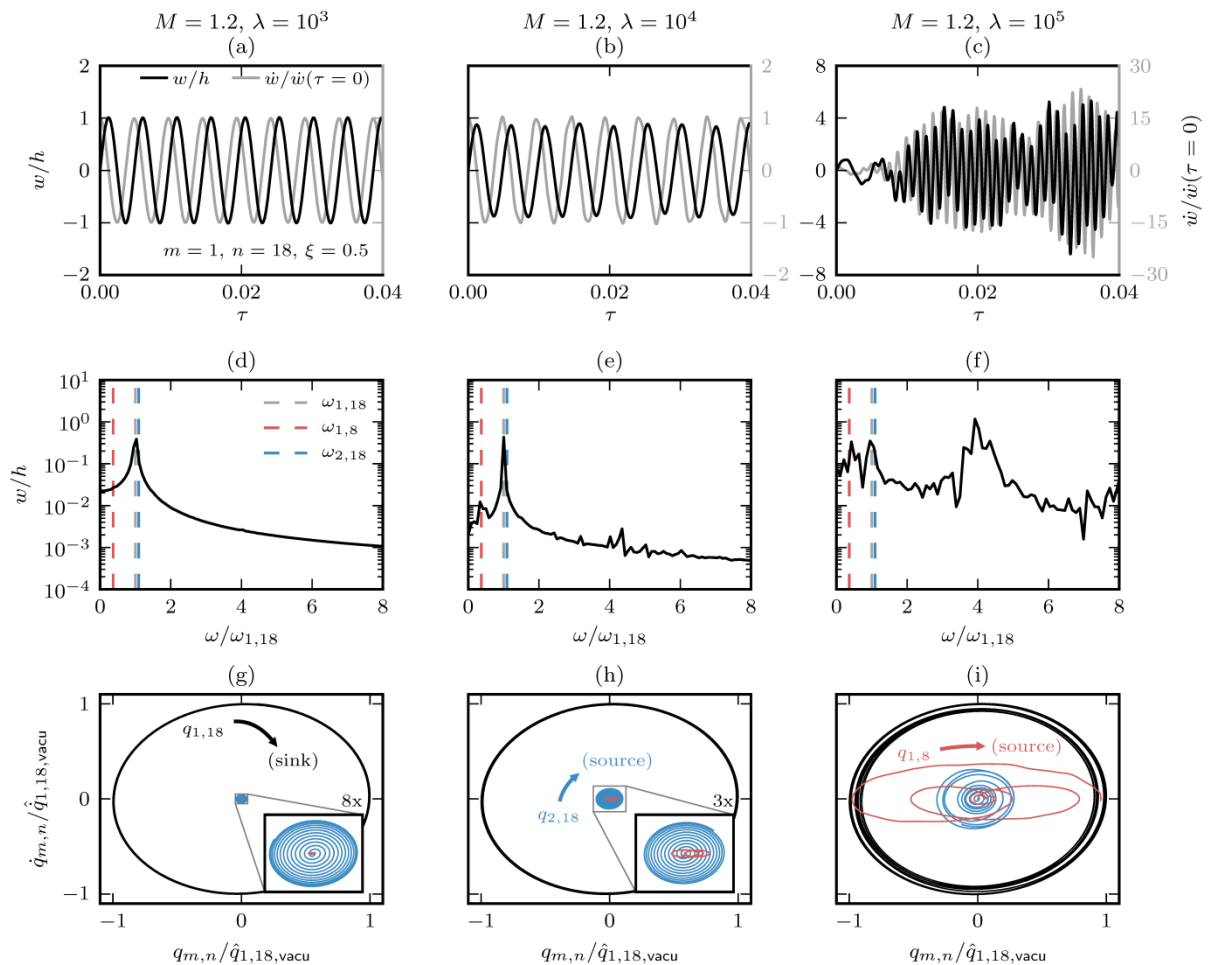


Abbildung 2: Analyse der Systemdynamik für $M_\infty = 1.2$, $\lambda = 10^5$

- [1] Stearman, R. O., "An Experimental Study on the Aeroelastic Stability of Thin Cylindrical Shells at the Lower Supersonic Mach Numbers", AFOSR 66-2828, 1966.
- [2] Horn, W., Barr, G., Carter, L., and Stearman, A. N., "Recent Contributions to Experiments on Cylindrical Shell Panel Flutter," AIAA Journal, Vol. 12, No. 11, 1974, pp. 1481-1490.
- [3] Alder, M., "Development and Validation of a Fluid-Structure Solver for Transonic Panel Flutter", AIAA Journal, Vol. 53, No. 12, 2015, pp. 3509-3521.
- [4] Alder, M., "Nonlinear Dynamics of Prestressed Panels in Low Supersonic Turbulent Flow", AIAA Journal, Vol. 54, No. 11, 2016, pp. 3632-3646.
- [5] Fung, Y. C., "Some Recent Contributions to Panel Flutter Research", AIAA Journal, Vol. 1, No. 4, 1963, pp. 898-909.
- [6] Alder, M., "Aeroelastic Stability of Cylindrical Shells in Supersonic Flow with Boundary Layer", 23rd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA AVIATION Forum, (AIAA 2017-3618)