

Towards Robust Design Concepts for Shell Structures of Space Launch Vehicles

Entwurfskonzepte zur zuverlässigen Auslegung von Schalenstrukturen in Trägerraketen

Von der Fakultät für Maschinenwesen der
Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen
zur Erlangung des akademischen Grades eines
Doktors der Ingenieurwissenschaften
genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Linus Friedrich

Berichter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Kai-Uwe Schröder
Dr.-Ing. habil. Martin Ruess, Senior Lecturer

Tag der mündlichen Prüfung: 21.06.2016

Aachener Berichte aus dem Leichtbau
herausgegeben von Univ.-Prof. Dr.-Ing. Kai-Uwe Schröder

Band 2/2016

Linus Friedrich

**Towards Robust Design Concepts for Shell
Structures of Space Launch Vehicles**

Shaker Verlag
Aachen 2016

Bibliographic information published by the Deutsche Nationalbibliothek

The Deutsche Nationalbibliothek lists this publication in the Deutsche Nationalbibliografie; detailed bibliographic data are available in the Internet at <http://dnb.d-nb.de>.

Zugl.: D 82 (Diss. RWTH Aachen University, 2016)

Copyright Shaker Verlag 2016

All rights reserved. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted, in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording or otherwise, without the prior permission of the publishers.

Printed in Germany.

ISBN 978-3-8440-4614-4

ISSN 2509-663X

Shaker Verlag GmbH • P.O. BOX 101818 • D-52018 Aachen

Phone: 0049/2407/9596-0 • Telefax: 0049/2407/9596-9

Internet: www.shaker.de • e-mail: info@shaker.de

Vorwort und Danksagung

Die vorliegende Arbeit entstand in den Jahren 2012 bis 2016 während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Strukturmechanik und Leichtbau der RWTH Aachen University. Die in dieser Arbeit vorgestellten Ergebnisse wurden größtenteils durch das europäische Projekt New Robust Design Guideline for Imperfection Sensitive Composite Launcher Structures (DESICOS) gefördert.

Mein besonderer Dank gilt meinem Doktorvater Univ.-Prof. Dr.-Ing. Kai-Uwe Schröder. Für die vielen neuen Impulse am Institut für Strukturmechanik und Leichtbau der RWTH Aachen University, die stetige Förderung, den gegebenen Freiraum für die Umsetzung meiner Ideen sowie das Ermöglichen meines Forschungsaufenthaltes an der Delft University of Technology möchte ich mich aufrichtig bedanken. Außerdem hat mir unsere Zusammenarbeit auch zu Themen, die nicht zur vorliegenden Arbeit beigetragen haben, viel Freude bereitet. Danke auch für diese Möglichkeit.

Des Weiteren möchte ich mich bei Dr.-Ing. habil. Martin Ruess, Senior Lecturer an der University of Glasgow, bedanken. Unsere Zusammenarbeit im Rahmen des DESICOS Projektes sowie während meines Forschungsaufenthaltes am Chair of Aerospace Structures and Computational Mechanics der Delft University of Technology und die stets ehrlich und äußerst konstruktiv vorgetragenen Rückmeldungen waren wichtige Impulse für das Verfassen und Verbessern der vorliegenden Arbeit.

Herrn Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf danke ich für die Übernahme des Prüfungsvorsitzes.

Den Kollegen aus dem DESICOS Projekt danke ich für die zahlreichen Diskussionen, den wissenschaftlichen Austausch sowie die Zusammenarbeit über die Projektlaufzeit.

Miranda Aldham-Breary danke ich für das Korrekturlesen der Arbeit.

Bei den zahlreichen Studenten deren Projekt-, Bachelor-, oder Masterarbeiten ich betreut habe, bedanke ich mich für ihren Einsatz und Engagement.

Meinen Kollegen und Freunden des Instituts für Strukturmechanik und Leichtbau sowie den ehemaligen wissenschaftlichen Mitarbeitern des Instituts für Leichtbau danke ich für ihre Unterstützung. Der Austausch und die Diskussionen unserer wissenschaftlichen und sicherlich auch manchmal weniger wissenschaftlichen Thesen waren höchst ergiebig und haben mir viel Freude bereitet.

Aachen, Juni 2016
Linus Friedrich

Kurzfassung

Die Strukturauslegung von Schalen, wie diese beispielsweise in Trägerraketen verwendet werden, ist Bestandteil der Forschung seit vielen Jahren. Auf Grund einer zunehmenden Kommerzialisierung der Raumfahrt steigt auch der Kostendruck, wodurch ambitionierte Preisziele für den Transport von Nutzlast in den Orbit resultieren. Durch konsequenten Leichtbau der primären Struktur von Trägerraketen kann die maximal zulässige Nutzlast erhöht werden, um die Kosten für den Nutzlasttransport zu verringern.

Schalenstrukturen von Trägerraketen können mit verschiedenen Strukturkonzepten realisiert werden. Dabei wird zwischen zwei Konzepten unterschieden. Neben imperfektionsempfindlichen Strukturen können Schalen als imperfektionstolerante Strukturen ausgeführt werden. Der Schwerpunkt bei der Strukturauslegung für diese beiden Konzepte unterscheidet sich maßgeblich und wird in der vorliegenden Arbeit untersucht, um einen effizienten und zuverlässigen Strukturentwurf zu ermöglichen.

Die Strukturauslegung imperfektionsempfindlicher Schalen wird in dieser Arbeit zunächst betrachtet und die Anwendbarkeit bestehender Methoden bewertet. Des Weiteren wird die Diskrepanz zwischen tatsächlichen Randbedingungen von in Trägerraketen eingebauten Schalen und idealisierten Randbedingungen von Schalen, die in einem Strukturlabor getestet werden, hervorgehoben. Bei der Strukturauslegung von Schalen in Faserverbundbauweise beeinflusst der Lagenaufbau der Schale die Beullast der perfekten Schalen, die Imperfektionsempfindlichkeit sowie das tatsächliche Imperfektionsmuster der Schale, sodass die Optimierung der Beullast einer Schale in Faserverbundbauweise eine sehr anspruchsvolle Aufgabe darstellt. In der vorliegenden Arbeit wird der Lagenaufbau von Laminat-Schalen, die vereinfachte Imperfektionen und Randbedingungen aufweisen, optimiert und mit ebenfalls optimierten Lagenaufbauten, die dem Stand der Technik zuzuordnen sind, verglichen. Die weitere Bewertung dieser Schalen zeigt, dass das Identifizieren von Lagenaufbauten zur Maximierung der Beullast realer Schalen von sehr vielen Einflussfaktoren beeinflusst wird, die in einer frühen Phase der Strukturauslegung nur bedingt vorliegen.

Für die Auslegung imperfektionstoleranter Schalen wird ein neuer Ansatz zur Auslegung der Spanten eingeführt. Außerdem wird die automatisierte Implementierung des Ansatzes vorgestellt und die Anwendbarkeit der Methode verifiziert. Die Ergebnisse zeigen, dass die Anwendbarkeit der neuen Methode vergleichbar ist mit der Anwendbarkeit etablierter Methoden und die mit der neuen Methode ausgelegten Spanten das weitere Ausschöpfen des Leichtbaupotentials erlauben. Die Anwendung der neuen Methode zur Auslegung von Spanten erlaubt folglich das robuste Auslegen von Schalen und damit das Ausschöpfen des Leichtbaupotentials von imperfektionstoleranten versteiften Schalenstrukturen.

Abstract

The structural design of shell structures in space launch vehicles has been the subject of research for many years. Recently, due to an increasing commercialization of the space launch market, cost pressures have increased resulting in ambitious price targets to launch pay loads into orbit. To decrease launching costs per mass of payload, the structural mass of a space launch vehicle's primary structure can be decreased and the potential to achieve lightweight space launch vehicle shell structures needs to be exploited.

Shell structures of space launch vehicles can be realized using different structural concepts. Two main concepts can be distinguished: one, imperfection sensitive and two, imperfection tolerant shell structures. The structural design of these structural shell concepts with fundamentally different focuses during the design process is evaluated in the present work with respect to achieving an efficient design process that gives a robust design.

The design methods of imperfection sensitive isotropic shell structures are assessed, then the applicability of existing methods is evaluated and the discrepancies between built-in and idealized boundary conditions are highlighted. From these investigations, it is concluded that in an early design phase several simplifications with regard to the imperfection pattern and boundary conditions need to be accepted. When designing laminated composite shell structures, the laminate stacking sequence will influence the buckling load of the perfect shell, its imperfection sensitivity and the imperfection pattern of the real shell. Laminate stacking sequences that maximize the buckling load of geometrically imperfect laminated composite shell structures are derived using efficient structural models. The performance of the resulting laminate stacking sequences is assessed further and it is concluded that the derivation of stacking sequences of composite shells is influenced by many factors that will not be known in full in early design phases.

A novel approach to size ring frame stiffeners of space launch vehicles is introduced, its automated implementation is presented and the method is verified. The results reveal that the applicability of the novel method to size ring frame stiffeners compares well to results obtained using established methods; but, the novel method generally results in lighter structures. This novel ring frame sizing approach completes the set of efficient methods that can be used to size ring frame stringer stiffened shells of space launch vehicle shell structures allowing the lightweight design potential of frame stringer stiffened, imperfection tolerant shell structures to be exploited further.

Contents

Nomenclature	xi
1 Introduction	1
1.1 Motivation	1
1.2 State of the art	4
1.2.1 Imperfection sensitive shell structures	4
1.2.2 Imperfection tolerant shell structures	8
1.3 Objectives and scope of the thesis	10
2 Theoretical Fundamentals	11
2.1 Snap-through, buckling and stress phenomena	11
2.2 Structural shell model	16
3 Structural design methodologies for imperfection sensitive shell structures	21
3.1 Empirical knock down factors	21
3.1.1 Comparison of existing knock down factors	21
3.1.2 About the origin of empirical knock down factors	23
3.2 Evaluation of existing methods for shells having warping restrained shell edges	25
3.2.1 Non-rotational-symmetric imperfections	26
3.2.2 Rotational-symmetric imperfections	29
3.2.3 Single perturbation load approach	32
3.2.4 Summary of results	37
3.3 Discrepancy between full-scale built-in and sub-scale experimental shells	38
3.4 Interaction between localized imperfections and warping of shell edges	43
3.4.1 Free to warp shell edges	45
3.4.2 Semi-warping restrained shell edges	55
3.4.3 Summary of results	59
3.5 On the development of novel empirical knock down factors	60
4 Structural design of imperfection sensitive anisotropic shell structures	63
4.1 About the imperfection sensitivity of composite shell structures	63
4.2 Verification of the structural model	65
4.2.1 Aspects of the verification finite element analyses	65
4.2.2 Study of benchmark structures	66
4.3 Influence of the laminate stacking sequence on the buckling behaviour	68
4.3.1 Discussion of results for a laminate with two angle plies	69

4.3.2	Discussion of results for laminates with three to five angle plies	73
4.4	Evaluation and assessment of results using geometrical imperfections	77
4.4.1	Global imperfections	77
4.4.2	Localized imperfections	82
4.5	Summary of results	84
5	Structural design of imperfection tolerant shell structures	87
5.1	Failure mechanisms and design process	87
5.2	Overview of existing methods to size ring frame stiffeners	89
5.2.1	Shanley's and Öry's method	89
5.2.2	Thielemann's methods	90
5.2.3	Wiedemann's method	91
5.2.4	Comparison and assessment of established approaches	91
5.3	Basic approach of a novel minimum stiffness criteria for ring frame stiffeners . .	93
5.4	Implementation of the novel approach	95
5.4.1	Determining minimum translational and rotational stiffness	95
5.4.2	Deriving suitable frame cross sections	100
5.5	Verification of the novel minimum stiffness criteria for ring frame stiffeners . .	103
5.5.1	Numerical model and evaluation of load displacement curve	103
5.5.2	Verification computations for open ring profile sections	105
5.5.3	Verification computations for a stiffened benchmark shell with closed ring frame profile sections	118
5.6	Summary of results	122
6	Summary, conclusions and outlook	125
	References	129