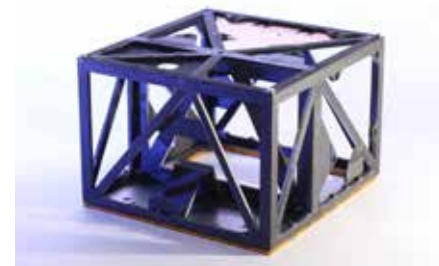


Wenn Satelliten schwitzen – kombinierter Struktur- und Thermalentwurf

When satellites are sweating – a semi-analytical design method for a coupled structural-thermal analysis

Kompositstruktur des MASCOT Asteroidenlanders

Composite structure of the MASCOT asteroid lander



Die Masse von kleineren Raumfahrzeugen lässt sich zugunsten der wissenschaftlichen Nutzlasten reduzieren, sobald die tragenden Bauteile die Funktionen des Thermalsystems mit übernehmen. Zudem verringert eine kombinierte Betrachtung auch das Risiko von komplizierten Nachbesserungen an der Struktur oder am Thermalsystem. Das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik entwickelt hierzu eine Entwurfsmethodik für die schnelle und korrekte Simulation von Faserverbundstrukturen. Eine besondere Rolle kommt dabei den Verbindungsstellen zwischen den einzelnen Bauteilen zu. Hier sind die Fasern, die im Wesentlichen für die Weiterleitung der mechanischen und thermischen Lasten verantwortlich sind, unterbrochen. Für eine möglichst gleichmäßige Temperaturverteilung im Raumfahrzeug ist dies kontraproduktiv: Es kommt zu einem Engpass für den Wärmefluss – das Raumfahrzeug kann nicht richtig „schwitzen“ und überhitzt.

Summary

It is possible to improve the robustness of small spacecraft's and lander's thermal control system by introducing an amended method for the coupled structural-thermal design analysis. This will allow a priori a (partial) implementation of the thermal control system into the primary structure and reduce the spacecraft's mass in favour of scientific payloads. In addition, the risk of required late changes on the structural or thermal subsystem is reduced. The key elements of the thought-out design method are the structural joints in primary fibre composite structures, transferring structural and thermal loads. Here, especially the out-of-plane heat fluxes play an important role. In a first step these are simulated on coupon level and with 3D-finite element (FE) models. From that, a semi-analytical design method is developed. Amongst other things, it includes the joint's geometry and effective thermal conductivity, main parameters to be considered in a later simplified FE model formulation based on 2D elements.

Gekoppelter Struktur- und Thermalentwurf

In Zusammenarbeit mit dem DLR-Institut für Raumfahrtsysteme entwickelt das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik ein Bewertungskonzept für den kombinierten Struktur- und Thermalentwurf von kleinen Satelliten und Landern. Am Beispiel des Asteroidenlanders MASCOT zeigte sich, dass für eine ca. 500 Gramm schwere Hauptstruktur ein ca. 250 Gramm schweres Thermalsystem erforderlich war. Eine Verbesserung dieses Verhältnisses erlaubt z. B. die Mitnahme weiterer Nutzlasten und soll durch die Kombination von Struktur- und Thermalvorentwurf erreicht werden. Eine der Herausforderungen dabei ist, dass die Berechnungsmodelle sowohl eine hohe Flexibilität für den Vergleich verschiedener Entwürfe, gleichzeitig aber auch einen hohen Grad an Genauigkeit aufweisen müssen.

Vorbereitung für einen Thermalvakuumtest zur Ermittlung von Temperaturverteilungen in verschiedenen single-lap joint Proberkörpern

Thermal-vacuum test preparations for the determination of the temperature distribution in various single-lap joint specimen

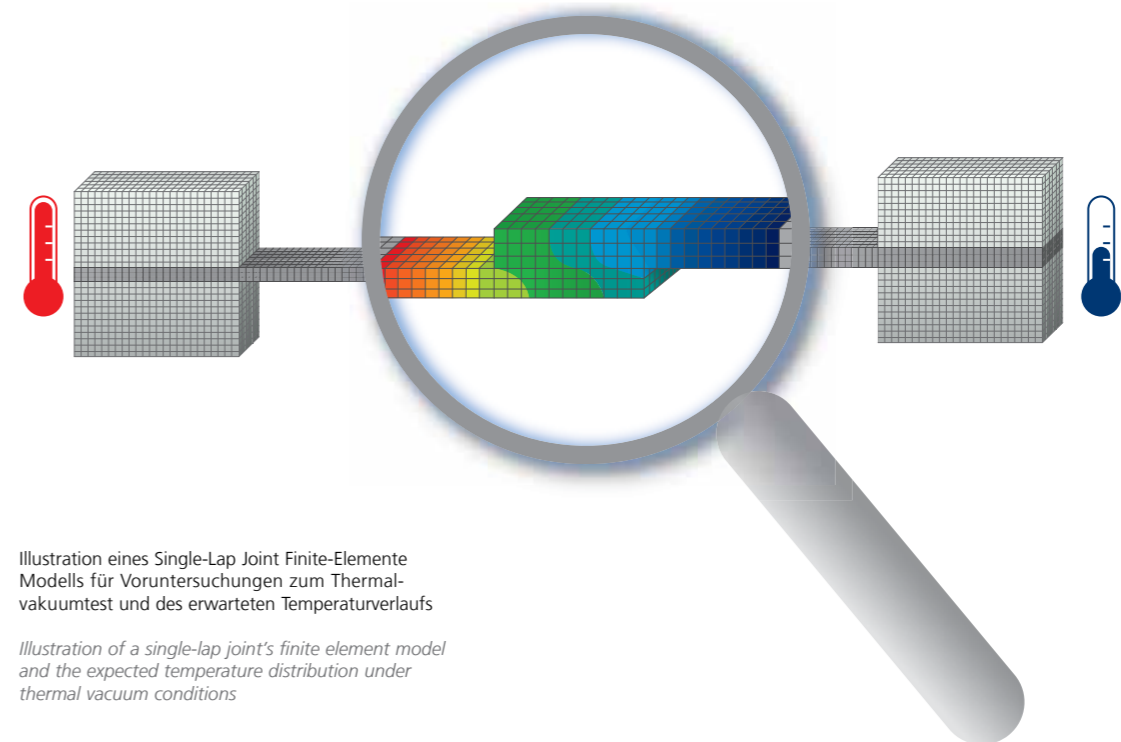
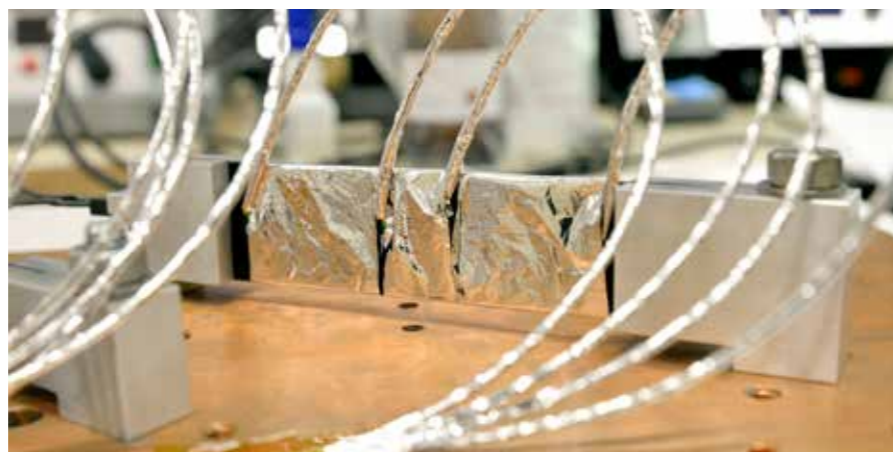


Illustration eines Single-Lap Joint Finite-Elemente Modells für Voruntersuchungen zum Thermalvakuumtest und des erwarteten Temperaturverlaufs

Illustration of a single-lap joint's finite element model and the expected temperature distribution under thermal vacuum conditions

Semianalytisches Bewertungskonzept

Dies ließe sich dann erreichen, wenn einfache, Finite-Elemente (FE)-Modelle, bestehend aus 2D-Elementen, auch eine 3D-Temperaturverteilung verlässlich abbilden könnten. Eine Schlüsselstelle in der Forschung sind die Verbindungsstellen zwischen den einzelnen Bauteilen. Unterschiedliche Geometrien und Ausführungen der Fügstellen wirken sich direkt auf die effektive Wärmeleitfähigkeit der Struktur aus und ermöglichen oder verhindern den Temperaturausgleich. Um die jeweiligen thermischen Effekte im 2D-Modell abzubilden, werden diese Schritt für Schritt experimentell nachgebildet und über eine analytische Formulierung der kombinierten Struktur-Thermalanalyse zugänglich gemacht.

Weitere Experimente beschäftigen sich mit der Ermittlung der Wärmeleitfähigkeit des Laminats senkrecht zur Faserebene, da sich diese nicht aus den in der Regel nicht bekannten Materialparametern ermitteln lässt. Hierzu verfügt das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik über ein breites Spektrum an Verfahren (vgl. von Monkiewitsch, *Wärmeleitfähigkeit schnell, einfach und effizient bestimmt*, Innovationsbericht 2017, S. 20 & Exner, *Partikelverstärkt ins All – Thermalmanagement von Satelliten*, Innovationsbericht 2017, S. 22). So lässt sich neben der Wärmeleitfähigkeit von Faser-Matrix-Verbunden auch die von Strukturklebstoffen und modifizierten Matrices mittels Transient-Hot-Bridge-Verfahren, Heat Flow Meter oder dynamischer Differenzkalorimetrie (DSC) messen.

Autor:
Dipl.-Ing. Michael Lange

