

# ENTWICKLUNG EINER THERMALSIMULATIONSUMGEBUNG ALS ERWEITERUNG DER MISSIONSANALYSESOFTWARE WIEMOD FÜR SATELLITEN

R. Eberwein, C. Raschke und S. Trippler  
Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH  
Albert-Einstein-Straße 12, 12489 Berlin, Germany  
E-Mail: r.eberwein@astrofein.com, Website: www.astrofein.com

## Zusammenfassung

Das Paper beschäftigt sich mit der Erweiterung einer computerunterstützten Simulationssoftware für Satelliten um eine Thermalsimulationsumgebung in A und B Phasen bei der Satellitenentwicklung. Bei der Simulationssoftware handelt es sich um eine auf Matlab/Simulink basierenden Modellbibliothek, die zur Entwicklung und Analyse virtueller Satelliten, in Bezug auf deren Umwelt, Dynamik und Algorithmen angewendet wird. In dem Paper werden die grundlegenden Anforderungen an eine Thermalsimulation für Satelliten dargestellt und erläutert. Darauf aufbauend wird ein numerischer Ansatz gezeigt, der es ermöglicht, Thermalmodelle zu entwickeln und explizit instationär zu simulieren. Um Thermalmodelle schnell und einfach entwickeln zu können, wurde ein Modellbildungsansatz entwickelt, der auf der Klassifizierung von Satellitenkomponenten und deren spezifischen Eigenschaften aufbaut. Die sich hieraus ergebende Thermalsimulationsumgebung baut auf Matlab auf und kann über eine Schnittstelle mit Matlab/Simulink-Simulationen interagieren. Die Bewertung der entstandenen Thermalsimulationsumgebung erfolgte unter anderem mit Orbitdaten des Satelliten TET-1.

## 1 Einleitung

Die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH (AFW) ist ein Produzent und Entwickler in der Luft- und Raumfahrtindustrie. Computerunterstützte Simulationstechnologien ermöglichen es bei der AFW die Produktentwicklungszeit kurz, die Kosten für Prototypen klein und die Güte der Analysen hoch zu halten. Zur Analyse von Satellitenmissionen findet die im Zuge eines Förderprojektes des Bundesministerium für Bildung und Forschung (Referenzcode 01|S08015A) entstandene Simulationsumgebung WieMod Anwendung. Bei dieser handelt es sich um eine erweiterbare Bibliothek von Teilmodellen zur Simulation der Weltraumumgebung, des Orbits, der Lagedynamik und eines Satelliten. Die Teilmodelle können miteinander interagieren, so dass ein dynamische geregeltes Satellitensystem nach Bild 1-1 entsteht.

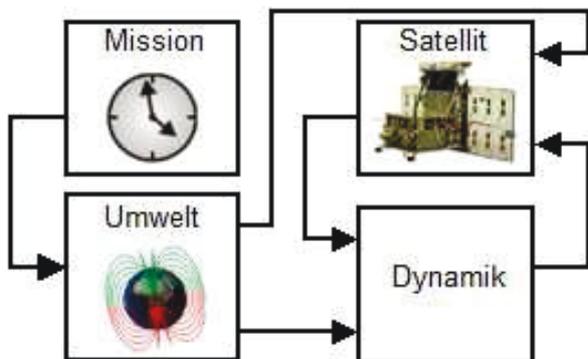


Bild 1-1 Satellitenmodell mit Mission, Umwelt, Satellit und Dynamik [GRO09]

In einer WieMod-Simulation wird anhand der Missionszeit eine Satelliten-Umwelt generiert. Diese beschreibt Größen wie z.B. die Position des Satelliten im Orbit oder das Magnetfeld der Erde an der Position. Diese Größen werden von Sensormodellen verarbeitet und anschließend zur Lagebestimmung genutzt. Anhand einer bekannten Lage kann der Satellit sich mittels Aktuatoren über die Dynamik auf eine Ziellage ausrichten. Alles in allem entsteht so ein virtueller Satellit in einer virtuellen Umwelt.

Ein weiteres Interessengebiet bei der Analyse eines Systems ist dessen Temperatur. Diese nimmt z.B. über die Temperaturabhängigkeiten der elektrischen Leistung von Komponenten einen Einfluß auf das elektrische Energiebudget des Satelliten. Aber auch die Missionsplanung ist betroffen, wie es Bild 1-2 anhand der sich verkürzenden Lebensdauer einer Batterie durch erhöhte Temperatur zeigt.

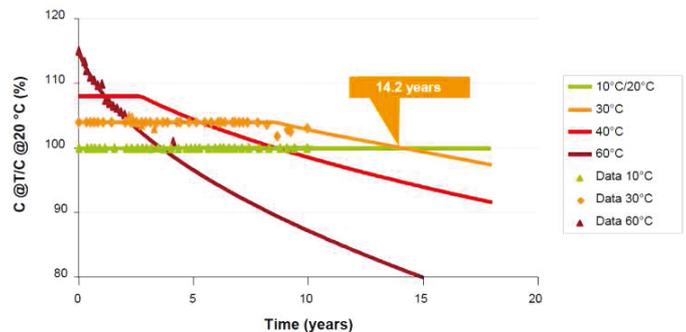


Bild 1-2 Kapazitätsänderung in Abhängigkeit von Zeit und Temperatur einer NiH<sub>2</sub> Batterie [SAF11]

Im Allgemeinen werden für die Berechnung des Thermalhaushalts separate Programme wie

ESARAD und ESATAN verwendet. Diese Programme verfügen ebenfalls über Umweltmodelle, bieten jedoch nicht die Möglichkeit die komplexe Interaktion der Komponenten abzudecken, wie es mit WieMod-Modellen möglich ist. Dieses Paper beschäftigt sich mit der Erweiterung von WieMod um eine Thermalsimulationsumgebung für A und B Phasen der Satellitenentwicklung.

## 2 Anforderungen an eine Thermalsimulationsumgebung für Satelliten

Die Grundlage eines jeden Thermalmodells ist Wärme ( $Q$ ), die in einen Körper eingebracht werden kann und damit dessen innere Energie ( $U$ ) ändert. Ein Körper zeichnet durch sein Material aus, welches eine spezifische Wärmekapazität ( $c$ ) hat. Diese stellt sein Vermögen dar, Wärme je Kelvin und Kilogramm zu speichern. Wärme kann durch Strahlung, Konduktion und Konvektion transportiert werden. Wärmestrahlung beschreibt den Wärmestrom, der von Körperoberflächen ausgeht. Jeder Körper strahlt nach dem Stefan-Boltzmann-Gesetz einen Wärmestrom in Abhängigkeit seiner Temperatur ( $T$ ), dem Emissionsgrad ( $\varepsilon$ ) seiner Oberfläche und seiner Oberflächengröße ( $A$ ) aus. Der Wärmestrom ergibt sich nach Gleichung (2-1), wobei  $\sigma$  die Stefan-Boltzmann Konstante darstellt.

$$\dot{Q} = A \cdot \varepsilon \cdot \sigma \cdot T^4 \quad (2-1)$$

Ebenso ist jede Oberfläche in Abhängigkeit ihres Absorptionsgrades ( $\alpha$ ) in der Lage, Wärmestrahlung zu absorbieren, so dass ein Wärmeaustausch zwischen Körpern durch Strahlung möglich ist. Der Wärmeaustausch zwischen aneinander grenzende Körper erfolgt mittels Wärmeleitung. Sie findet immer dann statt, wenn lokale Temperaturunterschiede bestehen und lässt sich nach Gleichung (2-2) berechnen. In der Gleichung ist  $\dot{q}$  der spezifische Wärmestrom und  $\lambda$  die Wärmeleitfähigkeit eines Materials.

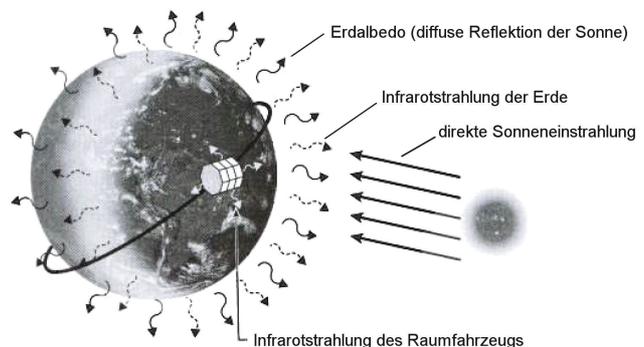
$$\dot{q} = -\lambda \cdot \text{grad}(T) \quad (2-2)$$

Der dritte Wärmetransportmechanismus ist die Konvektion, bei der ein Wärmestrom durch einen Massenstrom entsteht. Diese sind meist bei der Anwesenheit von Gasen vorzufinden, so z.B. in NiH<sub>2</sub> Batterien. Durch den geringen Einfluss der Konvektion auf einen Satelliten kann diese in der Betrachtung entfallen.

Hieraus wird deutlich, dass der Hauptmechanismus zur Regulation des Thermalhaushalts die Wärmestrahlung ist, deren Berechnung Oberflächenkenn-daten benötigt. Im inneren eines Satelliten erfolgt der Wärmetransport hauptsächlich über Wärmeleitung, der Anteil von Wärmestrahlung ist hier vernachlässigbar klein [Gil02]. Neben der Umwelt die

als Wärmequelle auf das System wirkt, verfügt der Satellit selbst über elektrische Komponenten, die thermische Energie in das System dissipieren. Der Wärmeeintrag dieser Komponenten muss in der Simulation berücksichtigt werden.

Aus den Grundlagen wird deutlich, dass eine Thermalsimulationsumgebung die Mechanismen Wärmestrahlung und Wärmeleitung beinhalten muss. Hinzu kommt ein geometrisches Modell, das die Lage aller Teilkörper zueinander beschreibt und auch deren Oberflächen in Größe und Ausrichtung. Das Wärmestrahlungsmodell muss Strahlung unterschiedlicher warmer Körper berücksichtigen. Zwei bedeutsame Strahlertypen sind die Sonne mit 5800 K und die Erde mit durchschnittlich 287 K [MES11]. In Bezug auf den Strahlertypen kann der Satellit der Erde ähnlich angesehen werden. Das sich hieraus ergebende Strahlersystem zeigt Bild 2-1.



**Bild 2-1 Strahlungsquellen die ein Raumfahrzeug beeinflussen [WER11]**

Die Grundlage für die Wärmeleitung bildet das geometrische Satellitenmodell. Dieses kennzeichnet die Wärmeleitwege zwischen Teilkörpern des Satelliten, aber auch Flächenkontakte, in denen Wärmeleitung nicht wie in homogenen Körpern betrachtet werden kann. Des Weiteren müssen Körper unterschiedlicher Materialien und isotrope als auch polytrope Materialeigenschaften unterstützt werden.

Der Detailgrad der Thermalsimulationsumgebung soll einer A und B Phase bei der Satellitenentwicklung entsprechen. Daher sollen Modelle schnell erweitert bzw. variiert werden können, um sie dann in Matlab/Simulink Modelle zu integrieren.

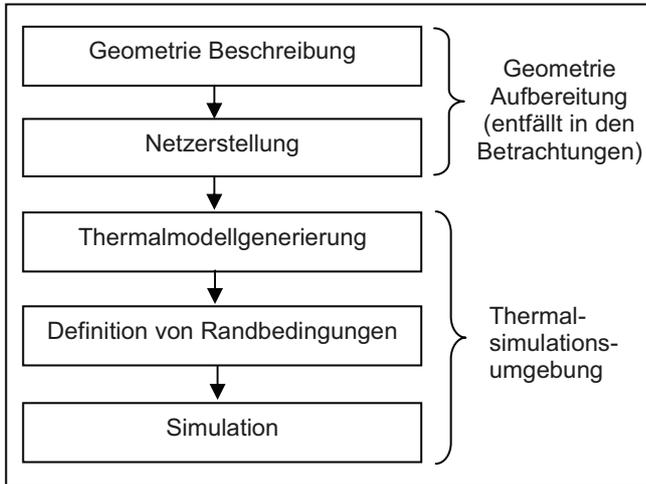
## 3 Numerischer Ansatz

Eine Thermalsimulation besteht aus einem Thermalmodell, welches das Thermalsystem beschreibt und einer zeitlichen Simulation, die die energetischen Zustände des Thermalmodells über die Zeit darlegt. Das Thermalmodell beinhaltet Geometriegrößen, Materialien, Kontaktbedingungen und die Zustandsgrößen zu Beginn einer Simulation.

Die Thermalsimulation nimmt das Thermalmodell zur Grundlage um Wärmetransportvorgänge zu bestimmen. Typische verfahren sind hierbei die Finite-Elemente-, Finite-Differenzen- oder die Finite-

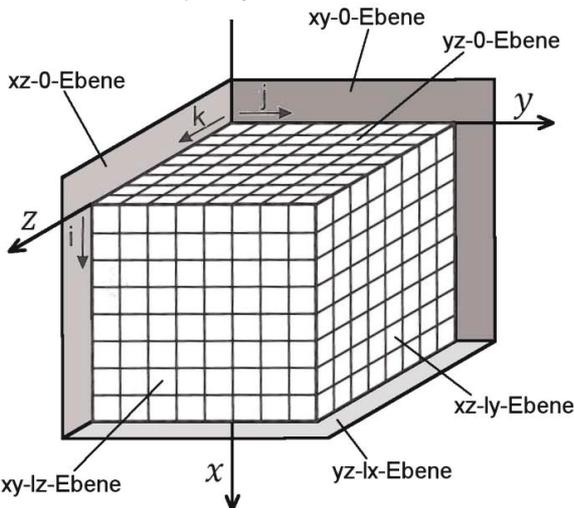
Volumen-Methode. Diesen Verfahren gleich ist, dass der zu simulierende Körper in Teilkörper diskretisiert wird, zwischen denen der Wärmetransport berechnet wird.

Typische Programme beinhalten noch zwei weitere Schritte für die externe Erstellung geometrischer Objekte und für die Übersetzung dieser in Objekte die für eine Thermalsimulation herangezogen werden können.



**Bild 3-1 Vom Modell zur Thermalsimulation**

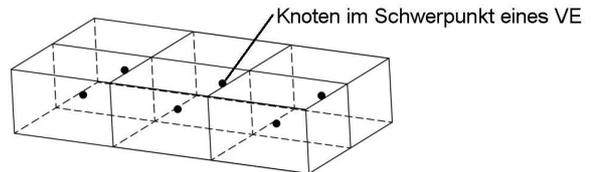
Bei dem hier dargestellten Ansatz werden Thermalmodelle direkt über geometrische Objekte aufgebaut, die dann mittels eines rechtwinkligen Gitters zu Volumen-Elementen (VE) diskretisiert werden, wie es Bild 1-1 zeigt. Hierdurch entsteht ein verkürzter Modellentwicklungsprozess. Dieses Verfahren ermöglicht eine gute Zuordnung von diskreten VE-Eigenschaften mit den Indizes  $i, j$  und  $k$  zum geometrischen  $xyz$ -System.



**Bild 3-2 Geometrie und VE-Knotenmodell**

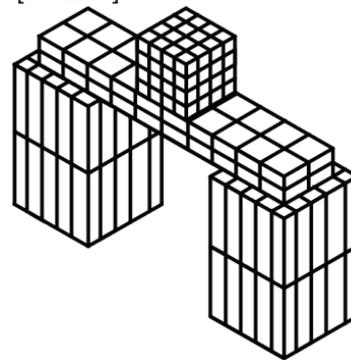
Auf die diskretisierten Teilvolumina kann die Finite-Volumen-Methode (FVM) für die Berechnung der transportierten Energie angewendet werden. Bei der FVM ist die Beschreibung von VE über ihre angrenzenden Flächen und die Lage des im VE liegenden Knotenpunktes wichtig. Der Knotenpunkt repräsentiert die Eigenschaften eines VE wie die Wärmeleit-

wege zu angrenzenden VE oder die Wärmeleitfähigkeiten zu diesen. Darüber hinaus stellt der Knoten die innere Energie zentriert für das gesamte VE dar. In weiterführender Literatur sind verschiedene Möglichkeiten für die Positionierung eines Knotens im VE gegeben. Aufgrund der schlanken zu beschreibenden Teilkörper eines Satelliten und der aus rechenzeitgründen möglichst groß zu haltenden Teilvolumina ist im Modell ein Knoten immer im Volumenschwerpunkt eines VE definiert, wie es Bild 3-3 zeigt.



**Bild 3-3 Volumen Element mit Knoten**

Zur geometrischen Beschreibung komplexer Körper oder von Mehrkörpersystemen werden blockstrukturierte Gitter eingesetzt. Hierbei handelt es sich um die Kombination von quaderförmigen geometrischen Objekten unterschiedlicher Gitterweiten, wie es Bild 3-4 zeigt [WAL09].

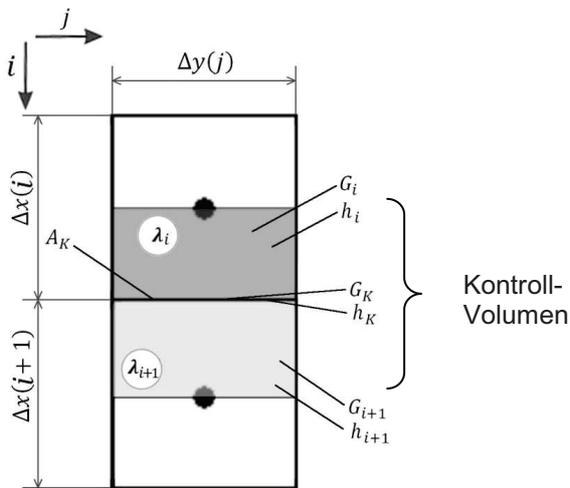


**Bild 3-4 Aufbau von Körpern mittels blockstrukturierter Gitter**

Dieses Verfahren ermöglicht es dem Benutzer, den Modellentwicklungsaufwand und den Rechenleistungsbedarf gegenüber einem allumfassenden geometrischen Objekt gering zu halten und erlaubt es den Modelldetailgrad beliebig zu variieren.

Jedes VE kennzeichnet sich durch ein Material mit einer Dichte, spezifischen Wärmekapazität und iso- oder polytropen Wärmeleitfähigkeiten aus. Zudem verfügt jedes VE über sechs mögliche strahlende Flächen mit individuellen Emissions- und Absorptionseigenschaften.

Die Wärmeleitfähigkeiten zwischen VE werden bei der Thermalmodellerstellung in Kontrollvolumen bestimmt, da sich diese in Abhängigkeit der Knotenabstände und der Einzelwärmeleitfähigkeiten ergeben. Ein Kontrollvolumen beschreibt den Bereich zwischen zwei VE. Auf gleiche Weise können auch Kontaktwiderstände zwischen Körpern berücksichtigt werden, wie es Bild 3-5 zeigt.



**Bild 3-5 Kontrollvolumen mit einer VE-Kontaktfläche**

Körperkontakte sind in Satelliten vielfach vorhanden und stellen ein thermales Problem dar, da sie aufgrund ihrer rauen Oberflächen nur sehr geringe Kontaktflächen aufweisen. Hierdurch verringert sich der Wärmeleitwert ( $G$ ) im Kontrollvolumen von Flächenkontakten gegenüber dem in Körpern, bei gleichen Materialien. Hohe Wärmeleitfähigkeiten in Kontaktflächen ergeben sich bei Pressverbunden wie sie z.B. durch Schraubenverbindungen entstehen. Die Fähigkeit einer Oberfläche, Wärme zu übertragen, wird über den Wärmeübertragungskoeffizienten ( $h$ ) dargestellt, wie er z.B. in [Gil02] für Schrauben näherungsweise dargelegt ist.

Neben den geometrischen und materiellen Daten beinhaltet jedes VE energetische Zustandsgrößen, die dessen Energie und Temperatur zu Beginn und während einer Simulation darstellen.

Die Thermalsimulation nutzt das Thermalmodell und eine explizite, instationäre Finite-Volumen-Methode, um die Veränderungen der Zustandsgrößen von VE über die Zeit zu bestimmen. Hierbei werden Energien berücksichtigt, die über Wärmeleitung ( $Q_L$ ), über Wärmestrahlung ( $Q_S$ ) und über Wärmequellen ( $Q_{Qu}$ ) in das System gelangen oder an die Umwelt abgegeben werden. Dabei werden alle möglichen Energieflüsse zwischen VE einzeln betrachtet und am Ende eines zeitlichen Iterationsschritts addiert, wie es Gleichung (3-1) zeigt.

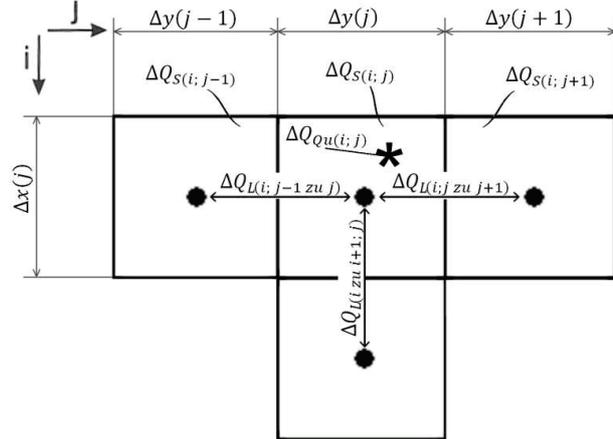
$$\partial Q = \sum_f^g \partial Q_{Qu} + \sum_f^g \partial Q_L + \sum_f^g \partial Q_S \quad (3-1)$$

Ein System mit Quellen und Senken zeigt Bild 3-6. Materialeigenschaften ändern sich mit der Temperatur. In Temperaturbereichen können sie jedoch oftmals als konstant angesehen werden, unter Vernachlässigung einer für viele Materialien kleinen Abweichung. Zu jeder Referenztemperatur kann eine Referenzenergie als Differenz zur Referenztemperatur bestimmt werden. Sind alle Wärme-flüsse für ein VE berechnet und addiert, so ergibt sich der neue energetische Referenzzustand ( $Q_{ref}^{n+1}(i;j;k)$ ) eines VE aus dessen Referenzenergie ( $Q_{ref}^n(i;j;k)$ ) des

vorhergehenden Zustands nach Gleichung (3-2) und den transportierten Energien. Im Thermalmodell beträgt die Standard Referenztemperatur 0 °C.

$$Q_{ref}^{n+1}(i;j;k) = Q_{ref}^n(i;j;k) + \sum_f^g \Delta Q_{Qu} + \sum_f^g \Delta Q_L + \sum_f^g \Delta Q_S \quad (3-2)$$

Zu beachten bei der expliziten, instationären FVM ist das Stabilitätskriterium, das eine Abhängigkeit zwischen VE-Größe, Materialeigenschaften und Schrittweite der Zeit schafft [POL09].



**Bild 3-6 Wärme-flüsse in einer Scheibe der Dicke  $\Delta z$  in der Zeit  $\Delta t$  für das Volumenelement  $(i; j; k)$**

## 4 Thermalmodellerstellung und Thermalsimulation

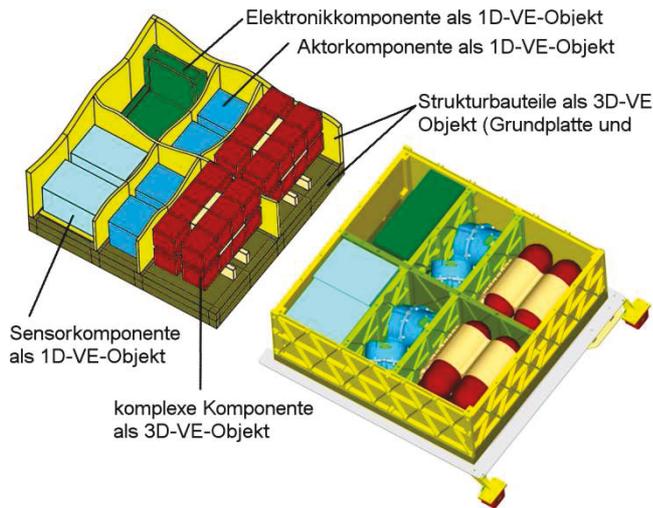
Die Thermalmodellerstellung orientiert sich an dem Aufbau des TET-1 Satelliten der AFW. Dieser wurde als repräsentativ für Satelliten angenommen. Der Satellit besteht zunächst aus einem Strukturbauteil, auf das weitere Strukturen oder Komponenten gefügt sind. Strukturbauteile werden dabei durch 3D-Volumen (3D-V)-Objekte, Fügstellen von Strukturen durch Brücken-Objekte und Komponenten durch 1D-Volumen-Elemente (1D-VE)-Objekte dargestellt. Jedes Objekt gehört einer entsprechenden Klasse an und ist für ihren Einsatzzweck optimiert.

Bei 3D-V-Objekten handelt es sich um eine beliebige Anzahl dreidimensional angeordneter VE, die zusammen einen Quader definierbarer Abmessungen bilden. Das Material jedes VE kann separat definiert werden, so dass aus 3D-V-Objekten auch komplexe Komponenten entwickelt werden können, die zudem als Wärmequelle definierbar sind.

Brücken-Objekte haben keine VE, sondern nutzen die VE der sich kontaktierenden 3D-V-Objekte.

1D-VE-Objekte bestehen aus einem VE und brauchen kein Brückenobjekt, um mit einem 3D-V-Objekt thermisch interagieren zu können. Sie dienen der schnellen Generierung und Platzierung von Komponenten die als thermische Quelle dienen. Darüber hinaus beinhalten sie Methoden zur Abschätzung der Materialeigenschaften einer Komponente, unter

Beachtung einer Komponenten-Klassifizierung. Die Kombination von Objekten der drei Klassen zeigt Bild 4-1 anhand des Dienstsegments des Satelliten TET-1 der AFW.



**Bild 4-1 Modell-Darstellungen des Dienstsegments von TET-1; links als Thermalmodell; rechts als CAD-Modell [DEC13]**

Für die Simulation verfügt jede Klasse über Methoden, die ebenfalls die Schnittstelle zu externen Daten wie Strahlungsquellen oder thermischen Leistungen von Komponenten bilden.

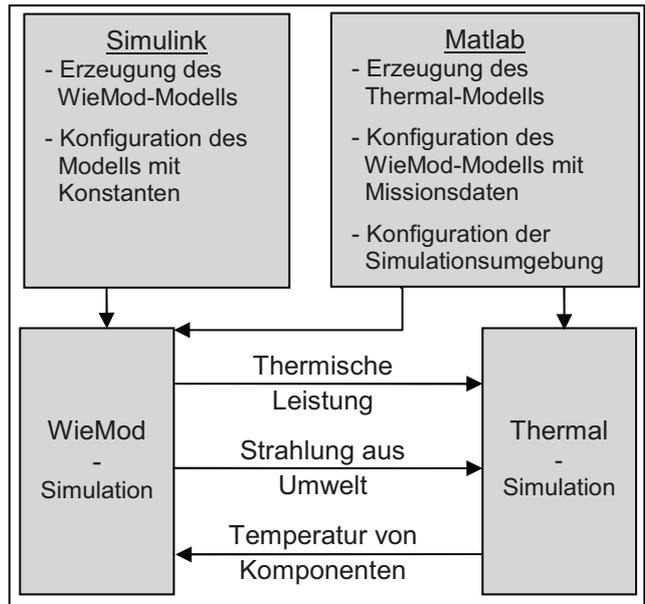
## 5 Datenschnittstelle zur Simulationsumgebung WieMod

Die Verwaltung der Thermalsimulations-Objekte ist in Matlab/Simulink parallel zu WieMod aufgrund der hohen Variabilität der Daten sehr aufwendig. Die Thermalsimulation wird daher in Matlab auf der Grundlage von Skripten durchgeführt. Eine gekoppelte Simulation zwischen Simulink und Matlab zeigt Bild 5-1.

Der Aufruf von Matlab-Skripten ist aus Simulink heraus über den „Assertion-Block“ möglich. Dieser kann über eine wiederholende Sequenz so angesteuert werden, dass die Thermalsimulation in definierten Zeitabständen ausgeführt wird währenddessen die Simulink-Simulation pausiert.

Über Datenschnittstellen ist es möglich, die auf den Satelliten wirkenden Strahlungsleistungen und die von den Satellitenkomponenten ausgehenden thermischen Leistungen an die Thermalsimulation zu exportieren. Auf der anderen Seite können Komponententemperaturen mittels Variablen über „Konstant-Blöcke“ in die WieMod-Simulation importiert werden.

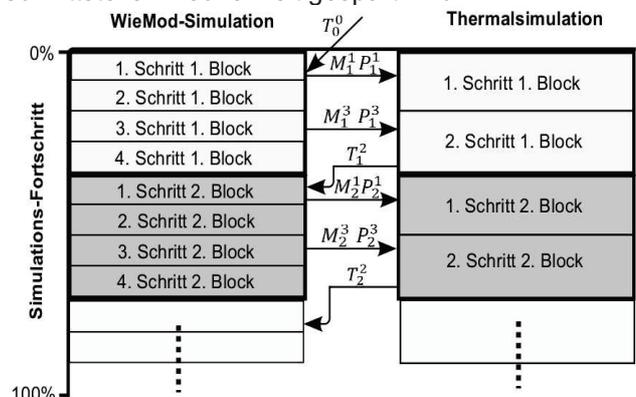
Je nach Komplexität eines Modells kann der Rechenleistungsbedarf sehr hoch sein. Im Allgemeinen sind thermische Vorgänge sehr langsam, so dass der Thermalsimulation zum einen eine größere Zeit-Iterationsschrittweite genügt als der WieMod-Simulation und zum anderen nicht zu jeder Simulationszeit ein Datenaustausch erforderlich ist.



**Bild 5-1 Aufbau einer gekoppelten Simulationsumgebung von Simulink und Matlab**

Hinsichtlich dieser Punkte ergeben sich drei Simulationsabläufe, die jeweils einen anderen Zweck verfolgen und sich an den Analysezweck richten. Die zeitaufwendigste Simulationsart ist die Kaskadensimulation, bei der auf jeden Iterationsschritt der WieMod-Simulation ein Iterationsschritt der Thermalsimulation folgt. Diese ist sinnvoll bei thermisch hoch dynamischen Systemen und Komponenten mit einer großen Temperaturabhängigkeit. Diese stellt das rechenintensivste Verfahren dar.

Eine Temperaturabhängigkeit der Komponenten ist nicht immer gegeben, so dass es zur Reduzierung der Rechenleistung sinnvoll sein kann, Temperaturen gar nicht nach Simulink zu importieren. In diesem Fall genügt eine serielle Simulation, bei der beide Simulationen nacheinander ablaufen. Diese hat den Vorteil, dass der Datenverwaltungsaufwand gering bleibt, unterschiedliche Iterationsschrittlängen anwendbar sind und durch den Wegfall von Datenschnittstellen Rechenzeit gespart wird.



**Bild 5-2 Simulationsablauf nach dem Konzept der blockweisen Unterteilung von Thermal- und WieMod-Simulation [DEC13]**

Einen mittleren Weg bietet das Konzept der blockweisen Unterteilung einer Gesamtsimulation nach Bild 5-2. Hierbei wird eine Simulation in Zeitblöcke aufgeteilt. Nach einer jeweiligen Teilsimulation erfolgt dann der Datenaustausch.

## 6 Thermalmodulbewertung

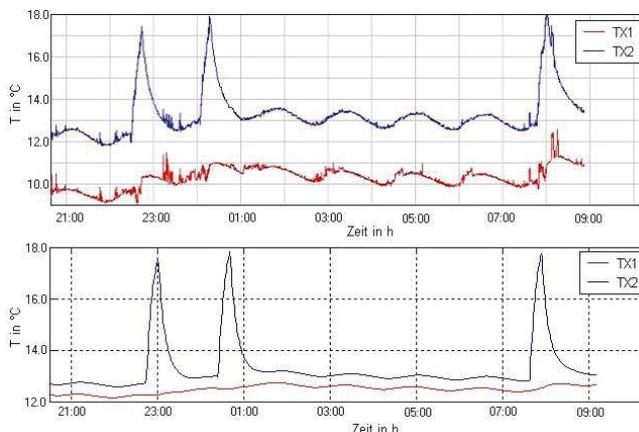
Eine Verifizierung des Solvers erfolgte instationär durch den Vergleich mit analytischen Daten. Hierfür wurde eine Umwelt mit statischen Randbedingungen herangezogen, in der sich während der Simulation ein thermisches Gleichgewicht entsprechend der analytischen Lösung einstellte.

Die Bewertung einer dynamischen Simulation erfolgte mittels Orbitdaten des Satelliten TET-1. Diesen können thermische Daten zahlreicher Sensoren und Einschaltzustände von Komponenten entnommen werden.

Für die gekoppelte Simulation stand eine WieMod-Simulation von TET-1 zur Verfügung. Zudem wurde ein Thermalmodell auf Grundlage aller entwickelten Klassen erstellt. Sondermodule zur vereinfachten Darstellung von Komponenten dienten in dem Modell der Nachbildung von:

- Integralbauteilen
- Sandwichbauteilen
- Schraubenverbindungen
- Elektronikkomponenten
- Sensoren und Aktuatoren

In der Simulation fliegt der Satellit am 21.03.2012 auf einer sonnensynchronen 12-Uhr-Bahn um die Erde. Hierbei wird er im nominellen Betrieb der Sonne nachgeführt. Innerhalb des Betriebs wechselt der Satellit mehrfach seine Lage, so dass er sich zur Erde richtet, um Telemetrie an eine Bodenstation zu senden. Die Datenübertragung bedarf eines Telemetriesenders, der eine relativ hohe elektrische und thermische Leistung aufweist. Der Telemetriesender ist kaltredundant auf TET-1 ausgelegt. Den Temperaturvergleich der simulierten und der realen Telemetriesender zeigt Bild 6-1.



**Bild 6-1 Vergleich von TET-1-Orbitdaten mit Simulationsdaten einer Thermal- und WieMod Simulation [DEC13]**

Weitere dynamische Daten stellten in der Simulation die Sonnen-, Erdalbedo- und Erdeigenstrahlung, sowie die thermischen Verluste der Batterie dar.

Der Vergleich zeigt, dass sich zwischen dem realen System und dem Modell ein annähernd gleiches thermisches Gleichgewicht einstellte. Im Durchschnitt betrug die Differenz 0,6 K. Die größte Temperaturabweichung zwischen einer realen und einer simulierten gleichen Komponente betrug 3,2 K. Bei der Betrachtung des Temperaturgradienten zwischen zwei realen und zwei simulierten Komponenten zeigte sich die größte Differenz mit 5,5 K, wobei sich zwischen diesen vier Fügestellen befanden.

Des Weiteren gibt der Vergleich in Bild 6-1 den dynamischen Temperaturverlauf in den Telemetriesendern sehr gut wieder. Der Einschaltzustand des Telemetriesenders TX2 kennzeichnet sich durch eine Temperaturerhöhung der Komponente um ca. 5 K. Sowohl bei TET-1 als auch in der Simulation hat dies eine temporäre Temperaturerhöhung des Gesamtsystems zur Folge. Die Temperatur senkt sich in den darauffolgenden Orbits langsam ab. Neben den Temperaturspitzen, die aus dem aktiven Telemetriesender resultieren unterliegt das reale System einer schwelenden thermischen Last, bei der jeweils eine Schwingung einen Orbit kennzeichnet. Hieraus lässt sich vermuten, dass sich die hier wirkende thermische Last auf die Sonne oder die Batterie zurückzuführen lässt. In der Simulation fand ein vereinfachtes Batteriemodell Anwendung, welches ebenfalls zu einem leichten Schwellen des simulierten Systems führte. Diese lag jedoch eine Größenordnung unterhalb der des realen Systems. Weiterführende Analysen des Modells zeigten, dass die Abweichungen auf:

- die geometrische Diskretisierung von VE,
- die abweichende Abschätzung der Wärmeleitfähigkeit von Werkstoffen und insbesondere Fügestellen,
- Abweichende Abschätzungen der Strahlungseigenschaften von Oberflächen,
- die Vernachlässigung von Strahlung zwischen Satellitenkomponenten mit großen Temperaturdifferenzen (ca.  $\Delta T > 20$  K)

zurückzuführen sind.

Das TET-1 Thermalmodell würde mit 414 Knoten einer C/D Phase entsprechen (Toleranz  $\pm 5$  K [MES11]). Dem entwickelten Thermalmodell gegenüber vereinfachte Modelle würden somit einer A und B Phase genügen. Mit den entwickelten Datenobjekten lassen sich bereits vereinfacht Komponenten abschätzen und generieren, so dass weitere Vereinfachungen an Strukturbauteilen vorgenommen werden könnten.

## 7 Ergebnisse

Die Astro- und Feinwerktechnik Adlershof GmbH verfügt mit der dargestellten Thermalsimulationsumgebung über eine Erweiterung der auf WieMod basierenden Modelldatenbank zur Simulation von Satelliten. Mit der Datenbank können virtuelle Satelliten unter Berücksichtigung ihrer Umwelt, Dynamik und der eingesetzten Lageregelungskonzepte und Algorithmen wirtschaftlich entwickelt und erprobt werden. Die Thermalsimulationsumgebung erweitert die Möglichkeiten der virtuellen Produktentwicklung bei der Berücksichtigung der Temperaturabhängigkeiten von Komponenten und in Hinsicht auf die Missionsplanung.

Die Modelldatenbank verfügt damit über die Möglichkeit in einem Softwarepaket Position, Lagedynamik, Power, Temperatur und Kontrollalgorithmen über ein Modell zu simulieren. Hierdurch werden Kosten und Zeit bei der Entwicklung gespart und die Wiederverwendung von Modellen ermöglicht eine hohe Qualität der Simulation.

## Quellen

- DEC13 Decker, A.; Eberwein R.; Nicolai, A.; Raschke, C.; "Model-Based System Engineering – Development Of Small Satellites, Satellite Subsystems and Components Using Dynamic Simulations"; Athen; Grace, 3 – 6 July 2013
- Gil02 Gilmore, d. G.; Spacecraft Thermal Control Handbook; Volume 1: Fundamental Technologies; The Aerospace Press; El Segundo, California; 2.A.; 2002
- GRO09 Großekathöfer, K.; Raschke C.; "Support of ACS Development and Test by Dynamic Simulation Models", Proceedings of the 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation; Berlin Germany; 4 - 8 April 2011
- MES11 Messerschmid, E.; Raumfahrtsysteme; Eine Einführung mit Übungen und Lösungen; 4. Auflage; Springer Verlag Heidelberg; 2011
- POL09 Polifke, W.; Wärmeübertragung; Grundlagen, analytische und numerische Methoden; 2. aktualisierte Auflage; Pearson Studium; München 2009
- SAF11 Saft Company; VSE16 for LEO small Geo; VSE16 cell presentation; issue 3; April 2011
- WER11 Wertz J. R.; Space Mission Engineering; the new SMAD; Microcosm Press; Hawthorne; 2011
- WAL09 Walter, H.; Simulation von Kraftwerken und wärmetechnischen Anlagen; Springer Wien; 2009