

SYSTEMAUSLEGUNG VON HEMP-TRIEBWERKEN FÜR HOCHGENAUE GEOSTATIONÄRE SATELLITENMISSIONEN

J. Levenhagen, M. Berger, D. Baldesi
EADS Astrium GmbH, Friedrichshafen, Deutschland

Zusammenfassung

Dieser Beitrag behandelt die Auslegung sowie die Performance-Verifikation eines HEMPT-basierten elektrischen Antriebssystems zur Orbitkorrektur und Radentladung geostationärer Satelliten. Es wird gezeigt, dass das Drallmanagement der Reaktionsräder mit den notwendigen Orbitmanövern kombiniert werden kann, ohne dabei die geforderte hohe Ausrichtgenauigkeit zu beeinträchtigen. Dabei liefert ein generisch angelegter zweistufiger Designprozess optimale Systemarchitekturen für eine angenommene Beispielmision.

1. EINFÜHRUNG

HEMP (High Efficient Multi-Stage Plasma)-Triebwerke basieren auf einer einfachen und robusten Technologie und ermöglichen einfache System-Schnittstellen. Zudem gewährleisten sie einen sicheren und zuverlässigen Betrieb und erlauben durch ihren weiten Schubbereich vielseitige Anwendungsmöglichkeiten ohne Um- bzw. Neuentwicklung. Sie stellen daher grundsätzlich eine sinnvolle Alternative zu den bereits am Markt etablierten elektrischen Antrieben dar.

Die bisherigen Erfahrungen zeigten jedoch, dass einem unmittelbaren Einsatz bei hochgenauen Satellitenmissionen die fehlende Untersystemdefinition HEMPT-basierter Antriebssysteme im Wege stand, die bis dato nur sehr vorläufig durchgeführt wurde. Das Ziel der vorliegenden Untersuchung bestand demnach in der Missions- und Systemdefinition eines elektrischen Antriebssystems auf HEMPT-Basis für Erdbeobachtungsmissionen und zielte speziell ab auf ein hocheffizientes Management des Dralles der Reaktionsräder bei gleichzeitig hoher, ungestörter Lagegenauigkeit und somit einer Erhöhung der operationellen Verfügbarkeit des Satelliten.

Als Beispielmision für diese Anwendung wurde eine geostationäre Erdbeobachtungsmission mit hohen Pointing-Anforderungen im Bogensekundenbereich angenommen und folgende Schritte durchgeführt:

- Entwicklung eines HEMPT-Performance-Modells für den Einsatz in der Lageregelungs- (AOCS) Analyse
- Aufbau einer geeigneten AOCS-Simulation sowie Entwicklung und Verifikation von Regelungsstrategien zur Ansteuerung der HEMP-Triebwerke
- Ableitung der Anforderungen für das elektrische Antriebssystem aus den Anforderungen an die Bahn- und Lageregelung sowie an die gesamte Plattform
- Untersuchung von HEMP-Antriebssystemalternativen unter Berücksichtigung der Betriebsmoden und daraus entstehender Systemkomplexität
- Auslegung des HEMP-Antriebssystems mit seinen Untersystemen und Abschätzung der zu erwartenden Systemleistungen

2. SYSTEMANFORDERUNGEN

Folgende wesentliche Eigenschaften der Beispielmision waren bei der gestellten Aufgabe zu berücksichtigen:

- Geostationärer Orbit
- Lebensdauer 10 Jahre
- Tägliche Orbitkorrekturen in Nord/Süd-Richtung und monatliche Orbitkorrekturen in Ost/West-Richtung
- 3-Achsen-Regelung mittels Reaktionsrädern (Annahme: 4 Räder mit jeweils 20 [Nms] Drallkapazität)
- Hohe Anforderungen an die Ausrichtgenauigkeit und -stabilität (Bogensekundenbereich)
- Quasi-permanente Verfügbarkeit (> 95%) unter Einhaltung der geforderten Ausrichtgenauigkeit
- Ein einziges Sonnenpaneel auf der Südseite (+Y) der nord/süd-gerichteten Körperachse

Das elektrische Antriebssystem sollte dabei insbesondere folgende Aufgaben erfüllen, die für die Systemverfügbarkeit kritisch sind:

- Durchführung der täglichen Orbit-Korrekturmanöver Nord/Süd bei
- gleichzeitiger Entladung der Reaktionsräder

Existierende chemische Antriebe sind dafür nur unzureichend geeignet, da sie bereits mit ihrem Minimum Impulse Bit (MIB) signifikante Störungen der Ausrichtgenauigkeit verursachen und ein signifikanter Anteil der Masse des Satelliten für Treibstoff zu allokalieren wäre.

Um für die Orbitmanöver eine hohe geometrische Schubeffizienz zu gewährleisten, sollten diese nicht länger als insgesamt 240 Minuten dauern.

Durch die Asymmetrie des Satellitenkörpers treten insbesondere hohe Störmomente durch den Strahlungsdruck der Sonne auf, die sich linear über die Zeit zu einem Gesamtdrall aufbauen. Dieser Drall wird von den Reaktionsrädern kompensiert und muss regelmäßig abgebaut werden. Bild 1 zeigt eine Skizze des angenommenen Satellitenkörpers und das zugehörige körperfeste Koordinatensystem.

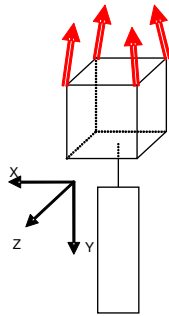


BILD 1. Skizze der zu Grunde gelegten Satellitenstruktur

Im Bild erkennbar sind auch die Schubrichtungen der gewählten HEMPT-Konfiguration mit vier nominalen Triebwerken. Offensichtlich sind sie leicht gegen die Nord/Süd (Y)-Achse angestellt, um ein Drehmoment um alle Körperachsen gewährleisten zu können, gleichzeitig jedoch den Gesamtschub in diese Richtung zu maximieren.

Bei der gewählten Konfiguration beträgt der akkumulierte Drall 14.2 Nms pro Tag, der sich spiralförmig zwischen der X- und der Z-Achse austauscht (Archimedische Spirale, Bild 2). Dieser Wert ist nur unwesentlich vom konkreten Datum abhängig.

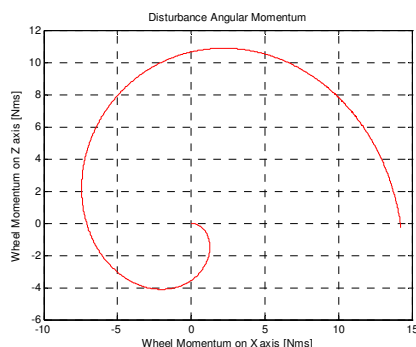


BILD 2. Akkumulation des Raddralls über 24 Stunden (in körperfesten Achsen)

Es ist notwendig zu erwähnen, dass die Notwendigkeit einer täglichen Entladung der Reaktionsräder prinzipiell unabhängig vom gewählten Radtyp zu sehen ist, da im Hinblick auf hohe Ausrichtstabilität auch bei größerer Drallkapazität (>20 [Nms]) des einzelnen Rades Mikrovibrationen bestmöglich unterdrückt werden sollen.

Darüber hinaus baut sich auch um die entkoppelte Y-Achse ein geringer Drall auf, der jedoch nicht design-treibend wirkt. Jedoch muss dies bei der Auslegung des HEMPT-Systems berücksichtigt werden.

3. EIGENSCHAFTEN DER HEMPT

Für die Analyse wurden die Eigenschaften der HEMP-Triebwerke 3050 der Firma Thales Electron Devices GmbH in Ulm (Deutschland) zu Grunde gelegt.

Das HEMP-Triebwerk 3050 wurde für einen nominalen Schub von 50mN entwickelt. Eine Regelung des Schubs innerhalb bestimmter Grenzen (mindestens +/-10%) ist möglich, entweder durch

- Variation des gasförmigen Treibstoff-Massenflusses unter Beibehaltung der Anodenspannung (Default: 800 [V]) oder durch
- Variation der Anodenspannung bei konstantem Massenfluss.

Ersteres erfordert eine geschlossene Regelung des Massenflusses inkl. eines regelbaren Ventils und eines Durchfluss-Sensors. Letzteres erfordert eine geschlossene Regelung der Spannung (innerhalb eines Bereichs von 400 bis 1200 [V]), basierend auf Anodenstrommessung über die Power Supply and Control Unit (PSCU).

Bild 3 zeigt den funktionalen Zusammenhang der vier fundamentalen Charakteristika, also Anodenspannung, Massenfluss (unabhängige Größen) sowie Schub und spezifischer Impuls (abhängige Größen) für den HEMPT 3050 auf. Vergleicht man beide Regelungsansätze, so lässt sich aussagen, dass eine Massenregelung zu einem höheren spezifischen Impuls, jedoch einer geringeren Schubniveau-Genauigkeit führt, da sich der Massenfluss weniger exakt regeln lässt als die Spannung.

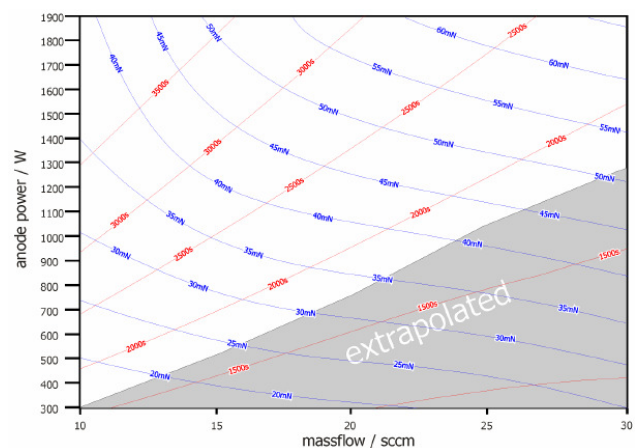


BILD 3. Zusammenhang zwischen Anodenspannung und Massenfluss mit Schub (in blau) bzw. spezifischem Impuls (in rot) (mit freundlicher Genehmigung der Firma Thales Electron Devices, Ulm)

Auch für den Anschaltvorgang der HEMPT existieren zwei verschiedene Konzepte, die zu sehr unterschiedlichen Zeitverläufen des produzierten Schubs führen (siehe Bild 4). Beim „weichen Anschalten“ wird zunächst die Anodenspannung angelegt und erst danach der Durchfluss geöffnet. Wegen der Strömungseigenschaften des Treibstoffes baut sich so nicht unmittelbar der zum Zünden der Triebwerke notwendige Partialdruck in der Triebwerksbrennkammer auf, sondern erreicht erst mit einiger Verzögerung den Zünd-Schwellwert. Selbst nach Zünden ist mit einem weiteren transienten Verhalten des Schubverlaufes zu rechnen, welches letztendlich in ein stabiles Schubniveau übergeht.

Dagegen erfolgt ein „hartes Anschalten“ dann, wenn zunächst der Massenfluss auf nominellen Wert gebracht und danach die Spannung angelegt wird. Für kurze Zeit

tritt ein Überspringen des Schubs auf, der jedoch innerhalb von wenigen Millisekunden wieder verschwindet.

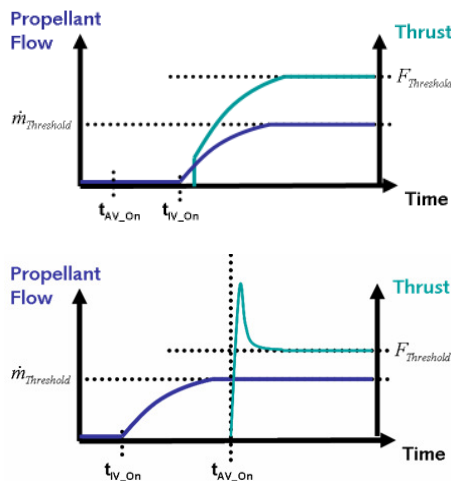


BILD 4. „Weiches“ (oben) und „hartes“ (unten) Anschalten der HEMPT

Beim Ausschalten der Triebwerke kann ähnlich unterschieden werden. Einen quasi-instantanen Schubabbau kann man durch Entzug der Anodenspannung erreichen, wohingegen der Schub sich bei abrupter Unterdrückung der Treibstoffzufuhr allmählich reduziert. Hierbei stellt die Treibstoff-Rohrleitung eine kapazitive Größe dar, die wie beim „weichen Einschalten“ die Zeitkonstante des Schubverhaltens beeinflusst.

Dieses unterschiedliche Verhalten ist offensichtlich dann von großer Bedeutung für die Satellitendynamik, wenn die Triebwerke gepulst betrieben werden sollen (beispielsweise für hochgenaue aktive Lageregelung über die Triebwerke). Bei kontinuierlichem Betrieb reduziert sich der Effekt auf den Start- und Endzeitpunkt und ist dazwischen vernachlässigbar.

Für die Genauigkeitshaltung der Lageregelung des Satelliten im vorliegenden Fall ist neben dem Schubniveau insbesondere auch dessen Stabilität sowie die seiner Ausrichtung maßgeblich. Folgende Genauigkeiten wurden für die HEMPT angenommen:

- Max. Schub-Offset < 0.4 [mN] bei nominalem Schub
- Max. Schubrauschen < 0.7 [mN] (1 σ) bei nominalem Schub
- Max. Fehler der Schubvektorrichtung < 1°

4. BAHN- UND LAGEREGELUNG (AOCS)

Das Zeitverhalten des HEMPT-Antriebssystems wurde in einem Performance-Modell unter Matlab/Simulink® umgesetzt und gemeinsam mit einer speziellen Regelung in eine existierende AOCS-Simulation integriert. Dazu wurde der Hauptregelkreis für die Lageregelung durch einen Parallelkreis mit Vorsteuerung (FF) für die Radentladung ergänzt, siehe Bild 5. Mit Hilfe dieser Umgebung konnten dann umfangreiche Analysen durchgeführt werden, die als Grundlage für die Spezifikation spezieller AOCS-Anforderungen dienten.

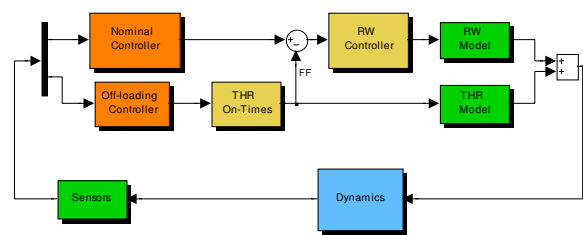


BILD 5. Simulink® Testumgebung

Als Grundlage wurde stets die in Bild 1 gezeigte Konfiguration gewählt, da sie neben einer getrennten Drallentladung aller drei körperfesten Achsen auch eine einfache Redundanz der Triebwerke im Fehlerfall bietet (jedoch keine Erhaltung der vollen Funktionalität). Jeweils zwei Triebwerke zusammen erlauben (in verschiedenen Kombinationen) die Erzeugung von Drehmomenten um eine Achse, ohne wesentliche Kreuzkopplungen auf die anderen Achsen zu verursachen. Der optimale Neigungswinkel gegen die negative Y-Achse der Triebwerke zur Erfüllung der Aufgaben wurde dabei zu 20° ermittelt.

Zusätzlich wurde von Anfang an ein kontinuierlicher Betrieb der Triebwerke angenommen, da ein gepulster Betrieb lediglich für eine hochgenaue 3-Achsen-Lageregelung ohne Reaktionsräder notwendig wäre, nicht jedoch für Orbitmanöver und Drallentladung. Dies bedeutet, dass alle Triebwerke einmal pro Tag für maximal 240 Minuten Schubleistung liefern; demnach sind für jedes Triebwerk mindestens 3650 Zyklen über die Lebensdauer gefordert.

Ergebnisse

Während der Analysen wurde schnell deutlich, dass ein Schub von 2*50 [mN] bei den vorhandenen effektiven Hebelparmen (ca. 0.9 [m]) der gewählten Konfiguration mit den Genauigkeitsanforderungen nicht verträglich ist. Um daher die Steady-State-Ausrichtgenauigkeit des Satelliten nicht zu beeinträchtigen, wurde ein Schema für den Differenzbetrieb aller Triebwerke entwickelt. Dafür werden jeweils zwei Triebwerke mit einem Schub von 45 [mN] und zwei mit 55 [mN] betrieben und es resultiert ein effektives maximales Drehmoment für die Radentladung von

$$(1) \quad 0.9\text{m} \cdot (2 \cdot |55 - 50| + 2 \cdot |45 - 50|) \text{mN} = 18\text{mNm}$$

bei effektiven Schub in Nord/Süd-Richtung von

$$(2) \quad \cos(20^\circ) \cdot [2 \cdot 55\text{mN} + 2 \cdot 45\text{mN}] = 188\text{mN}$$

für das gleichzeitig durchzuführende Nord/Süd-Orbitmanöver.

Eine Variation des nominalen Schublevels von 50 [mN] über die erwähnten 10% hinaus ist somit nicht operationell notwendig. Dies schließt auch den Fall eines begrenzt veränderlichen Massenschwerpunkts (innerhalb +/- 5cm in X- und Z-Richtung) über die Lebensdauer des Satelliten ein. Geringere Drehmomente können stets durch Variation innerhalb des Intervalls von [45;55] [mN] für die einzelnen Triebwerke erzeugt werden (siehe dazu auch Bild 7

unten).

Bild 6 demonstriert die quasi-deterministische Wiederholbarkeit des Entladungsvorgangs über einen längeren Zeitraum von zehn Orbits (zehn Tagen). Simulationen mit veränderten Anfangsbedingungen bzgl. Orbitposition und Gesamtdrall lieferten stets ähnliche Bilder und zeigten somit die Robustheit des Entladungsvorgangs auf.

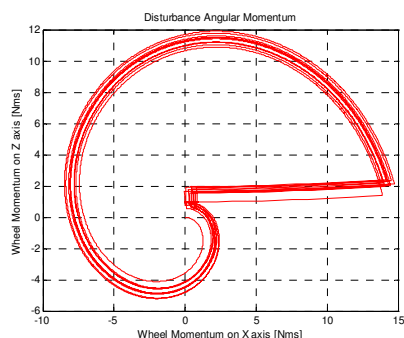


BILD 6. Wiederholbarkeit der Radentladung über zehn Orbits

Weiterhin wird deutlich, dass das Entladungsmanöver aus zwei getrennten einachsigen Manövern besteht. Wird ein vordefinierter oberer Schwellwert des Gesamtdralls (hier 15 [Nms]) überschritten, so wird zunächst entlang der Achse mit dem größeren Drall (hier X) bis zu einem unteren Schwellwert entladen (hier 2Nms) und anschließend der verbleibende Restdrall um die verbleibende Achse (Z) beseitigt. Der Zeitverlauf eines typischen Entladungsvorgangs ist in Bild 7 dargestellt. Am Ende des Gesamtmanövers beläuft sich der Gesamtdrall in Körperachsen auf weniger als 0.5 [Nms].

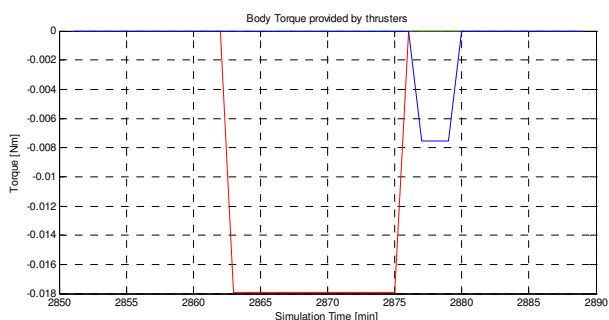


BILD 7. Zeitverlauf des aufgebrauchten Drehmoments (ideal, d.h. ohne Rauschen) während eines typischen Entladungsmanövers (rot = X, blau = Z), in [min].

Eine Hauptanforderung an das System bestand in der Aufrechterhaltung der Ausrichtgenauigkeit während des Triebwerkmanövers. Dies konnte mit Hilfe umfangreicher Simulationen nachgewiesen werden. Dabei wurden neben dem beschriebenen nominalen Fall auch Variationen wie stärkeres Rauschen, größere Schubvektorfehler und größere Schubdifferenz untersucht.

Bild 8 stellt ein repräsentatives Simulationsergebnis für den nominalen Fall mit einer Entladungsperiode zwischen $t=100$ und $t=320$ dar. Offensichtlich ist weder das An- bzw. Ausschalten der Triebwerke noch der permanente

Betrieb in den Daten sichtbar, was durch numerische Analyse bestätigt wird (Tabelle 1).

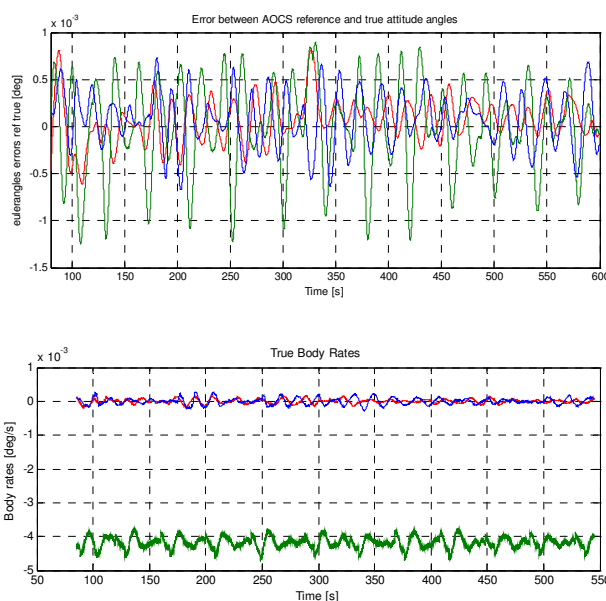


BILD 8. Zeitverlauf der Satellitenlage (oben) und Drehrate während (zwischen $t=100$ und $t=320$) und nach einer Radentladung

Achse	Während Manöver			Nach Manöver		
	X	Y	Z	X	Y	Z
Mittelw.	-0.37	-0.06	1.27	1.08	-0.05	1.23
Stand.-Abw.	4.00	8.18	4.75	3.40	7.50	4.53
RMS	4.27	8.19	4.91	3.72	7.51	4.70

TAB 1. Lagegenauigkeit während und nach der Radentladung (in μrad)

5. AUSLEGUNG DES HEMP-SYSTEMS

Die System-Auslegung wurde zweistufig durchgeführt. Zunächst wurde ein generischer Prozess für die Auslegung der Grob-Architektur (Struktur, Anzahl der Elemente, Redundanzen und Verschaltungen) von HEMPT-Systemen definiert und darauf aufbauend eine automatisierte Detailoptimierung für die einzelnen Elemente vorgenommen.

Bild 9 zeigt eine schematische Architektur des HEMPT-Antriebssystems mit seinen wesentlichen Elementen, allerdings unter Beschränkung auf ein einziges Triebwerk. Die Treibstoffversorgung wird über einen Tank für den gasförmigen Treibstoff und ein Druck- und Massenflussregelsystem (= Propellant Feed System plus Flow Control Unit) vorgenommen. Letzteres versorgt das Triebwerk und den dazugehörigen Neutralisator (=

Thruster Assembly) mit verschiedenen Treibstoffmassenflüssen. Die elektrische Versorgung wird mittels der PSCU sicher gestellt. Sie wird an das elektrische Bordnetz des Satelliten angeschlossen und versorgt die Triebwerksanode mit positiver Hochspannung, den Neutralisator und Ventile mit Sekundärspannung und liest Sensoren aus. Die elektrische Triebwerks-, aber auch die Massenflussregelung werden somit über die PSCU vorgenommen. Kommandiert wird die PSCU vom On-Board Computer in welchem sich die Funktionalität des Lageregelungssystems befindet.

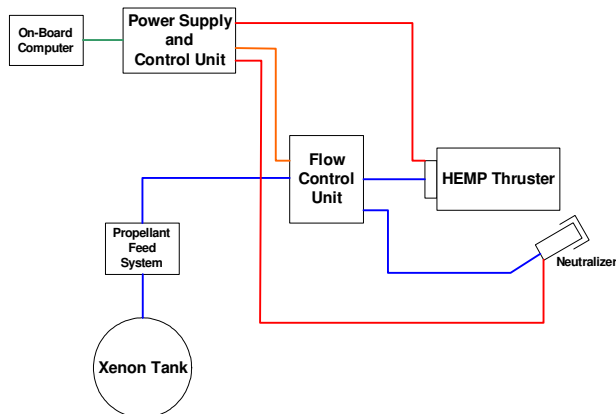


BILD 9. Allgemeine Architektur eines HEMPT-basierten Antriebssystems für ein Triebwerk

Wesentliche Kriterien für den Abwägungs- und Auswahlprozess der Grob-Architektur bestanden in der Systemkomplexität, der Symmetrie bezüglich möglicher Redundanzen (Flexibilität bei Umschaltvorgängen) sowie der Verlässlichkeit der Komponenten und praktischen Erfahrung (COTS Hardware). Bild 10 zeigt das schließlich ausgewählte Grobdesign mit zwei getrennten redundanten Zweigen ohne Kreuzschaltungen. Weitere Details dazu finden sich in [1].

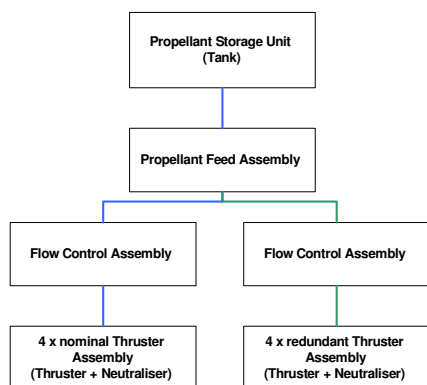


BILD 10. Grobarchitektur des ausgewählten HEMPT-Antriebssystems für die Beispielmmission

Die Detaillierung der Grobarchitektur wurde nun auf Elementenebene weitergeführt. Untersucht wurden sowohl Optionen, Elemente geeignet zusammen zu fassen (beispielsweise Propellant Feed System und Flow Control Unit) als auch die möglichen Ausprägungen der Elemente selbst (inkl. der PSCU). So stellt Bild 11 die verschiedenen Realisationen der Triebwerkseinheit (Thruster Assembly) dar, in Abhängigkeit vom gewählten Regelungs- und Redundanzkonzept. Diese Einheit besteht grundsätzlich

aus Isolationsventilen (oben), den regelbaren oder nicht regelbaren Durchflussventilen (FCV), den Fluss-Sensoren (FS), dem Triebwerk selbst und dem Neutraliser.

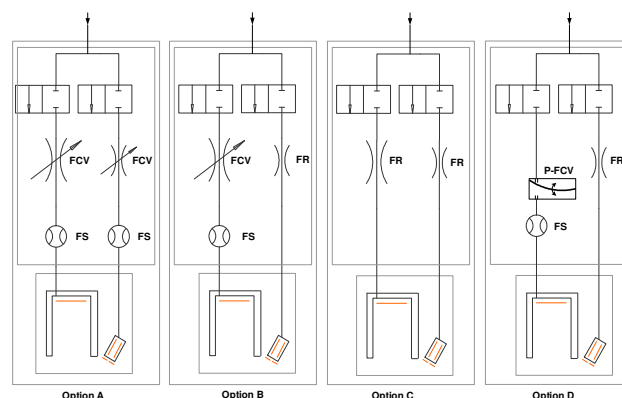


BILD 11. Vier mögliche Realisierungen der HEMP Triebwerkseinheit

Als Auswahl- und Entscheidungskriterien für die Detailarchitektur fungierten hier wieder die Flexibilität und Komplexität des Ansatzes sowie die Redundanz, darüber hinaus jedoch nun auch die Gesamtkosten, Gesamtmasse, Energiebedarf sowie Performance (wie Verzögerungen im Leitungssystem etc.). Nach geeigneter Quantifizierung aller Kriterien wurden mit Hilfe eines speziellen Optimierungsansatzes (siehe [2]) zwei für die Beispielmmission optimierte HEMPT-Systeme identifiziert, je eines massenfluss- und spannungsgeregelt. BILD 12 zeigt die optimale massenflussgeregelt Lösung auf. Diese zeichnet sich gegenüber der optimalen spannungsgeregelten Lösung insbesondere durch reduzierte Komplexität aus.

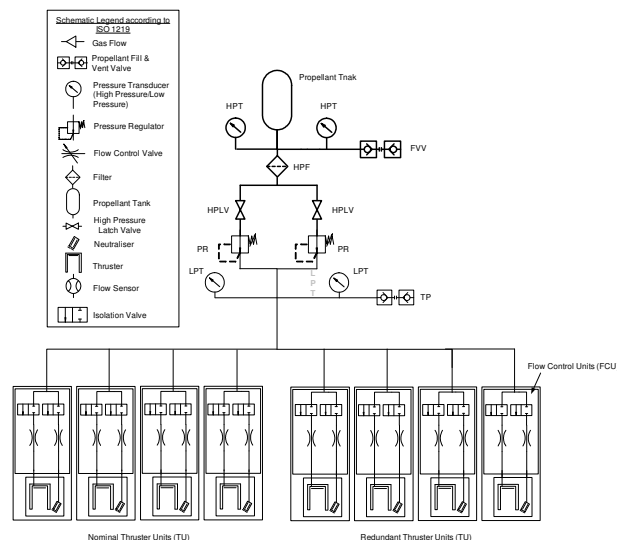


BILD 12. Architektur der optimalen massenflussgeregelt HEMPT-Lösung

6. ERGEBNISSE UND ZUSAMMENFASSUNG

Ausgehend von den Anforderungen an eine hochgenaue geostationäre Beispielmmission wurde eine optimale spannungs- sowie eine massenflussgeregelt HEMPT-Architektur abgeleitet. Ein spannungsgeregelter Ansatz liefert dabei höhere Schubgenauigkeit und niedrige Antwortzeiten, jedoch auch einen niedrigeren, mittleren

spezifischen Impuls. Eine massenflussgeregelter Lösung führt gerade zu komplementären Eigenschaften und kann die Gesamtsystemkomplexität stark reduzieren.

Technische Universität Braunschweig - R 0615 D, 2006

Durch Simulation konnte bestätigt werden, dass unter Verwendung von HEMP-Triebwerken das Drallmanagement von Reaktionsrädern im GEO mit den notwendigen Orbitmanövern kombiniert werden kann, ohne die Lagegenauigkeit signifikant zu beeinträchtigen. Für die Anwendung auf eine Beispielmmission konnten konsolidierte Anforderungen an ein HEMPT-System abgeleitet werden. Diese umfassen eine nominelle Konfiguration von 4 Triebwerken (plus 4 redundanten Triebwerken in unmittelbarer Nähe), einen nominellen Schub von 50 [mN], einen relativen Schub von 20 [mN] zur Radentladung, einen maximalen Schub-Rauschlevel von 0.7 [mN] (1σ) sowie einen maximalen Offset von 0.4 [mN] pro Triebwerk. Die HEMPT können ungepulst, also kontinuierlich betrieben werden.

Budgets für Masse, Energie und Kosten wurden für die verschiedenen Architekturvarianten abgeleitet. Der Energiebedarf beträgt für das als optimal identifizierte System ca. 7500 [W], könnte aber bei möglicher Absenkung des Schubniveaus auf 30 [mN] auf 4100 [W] reduziert werden.

7. SCHUSSBEMERKUNG UND DANK

Die erhaltenen Ergebnisse bieten praktikable Lösungen für wichtige Detailprobleme von hochgenauen geostationären Missionen, insbesondere die Entwicklung eines durchgängigen Konzepts zur Erhöhung der operationellen Verfügbarkeit des Satelliten, im Wesentlichen durch

- eine optimierte Strategie zur Kombination von Orbitmanövern und Radentladung sowie
- ein Konzept zur Radentladung ohne Beeinträchtigung der Ausrichtgenauigkeit.

Grundsätzlich lässt sich die eingesetzte generische Methodik auch auf die Systemauslegung von niedrig fliegenden Satelliten oder interplanetaren Sonden übertragen.

Das Vorhaben wurde vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) unter der Nummer 50 JR 0649 gefördert. Wir bedanken uns besonders bei Frau Jacqueline Morbach (DLR, Bonn) für die sehr konstruktive Betreuung. Ein Anschlussvorhaben ist derzeit in Bearbeitung.

Wir danken auch der Firma Thales Electron Devices, Ulm, für die freundliche und kollegiale Unterstützung während der durchgeführten Untersuchungen.

8. REFERENZEN

[1] Berger, M., Levenhagen, J., Baldesi, D.: Electric Propulsion System Design Basing on HEMP Technology for High Accuracy Geostationary Satellites, 50th International Astronautical Congress, Glasgow, 2008, zur Einreichung vorgemerkt

[2] Berger, M., Method for Preliminary Design and Selection of Satellite Propulsion Systems, Diplomarbeit