

# KLEINSATELLITENTECHNOLOGIEN ZUR BEANTWORTUNG WISSENSCHAFTLICHER FRAGEN IN DER EXTRATERRESTRIK

T. Neumann<sup>#</sup>, E. Borschinsky<sup>#</sup>, H. Kayal<sup>#</sup>, J. Männel<sup>#</sup>, C. Riegler<sup>#</sup>

<sup>#</sup>JMU Würzburg, Institut für Informatik VIII Raumfahrttechnik, Würzburg, Deutschland

## Zusammenfassung

Kleinsatelliten (etwa bis 54kg) werden in Zukunft tendenziell immer häufiger in der Extraterrestrik verwendet, um der Wissenschaft wichtige Daten zu liefern, aber auch um Technologiedemonstrationen durchzuführen. Im Rahmen der *SATEX* Untersuchung werden u.a. die eingesetzten Systeme solcher Kleinsatelliten (KS) im Raumsegment erfasst und mit dem allgemeinen Markt an verfügbarer Kleinsatellitentechnologie verglichen, dessen Analyseergebnisse in diesem Paper präsentiert werden. Zu jedem System wird zudem geschildert, dass verschiedenste Herausforderungen zu beachten sind. Man kann erkennen, dass durchaus bei einigen Subsystemen Defizite in Funktionen existierten und der Entwicklungsstand weiter voran gebracht werden muss. Dazu zählt außerhalb des Raumsegments auch der Ground Support durch das Deep Space Network (DSN), für den besonders nach der *Artemis-1* Mission Erweiterungsbedarf besteht.

## Keywords

Extraterrestrik; Kleinsatellitentechnologien

## 1. EINFÜHRUNG

In niedrigen Erdumlaufbahnen werden bis heute mit Kleinsatelliten (KS) – besonders im CubeSat-Format – viele wichtige Daten für terrestrische Forschung gewonnen. Der Wissenschaft werden damit vergleichsweise günstige und schnelle Möglichkeiten gegeben, vielfältige wissenschaftliche Untersuchungen durchführen zu können oder neue Technologien für zukünftige Einsätze zu demonstrieren. Ebenfalls ist ein relativ schneller Anstieg an gestarteten KS in der Extraterrestrik in den letzten Jahren zu beobachten [1], wobei allein die robotische Exploration über den Erdbit hinaus längst ein wichtiger Bestandteil der (planetaren) Wissenschaft ist. Allerdings setzt hier eine Durchführung solcher Missionen mit Hilfe von KS auf Grund der indizierten Anforderungen durch dessen Größe engere Rahmen aus funktionaler Sicht. Dies limitiert besonders die Auswahl von Bauteilen zur Realisierung solcher KS-Missionen oder hat gar Neuentwicklungen zur Folge. Ebenfalls sind die Startmöglichkeiten in den extraterrestrischen (extr.) Raum begrenzt. Heutzutage sind es meist Rideshare-Plätze (s. BILD 1), bei denen die KS auf Trägerraketen größerer Missionen mitgenommen werden, und somit dessen Flugbahnen daran gebunden sind. Eine bedeutende Rolle spielt dazu die *Artemis-1* Mission, auf dessen Orion Staging Adapter im November 2022 zehn CubeSats transportiert werden konnten [2].

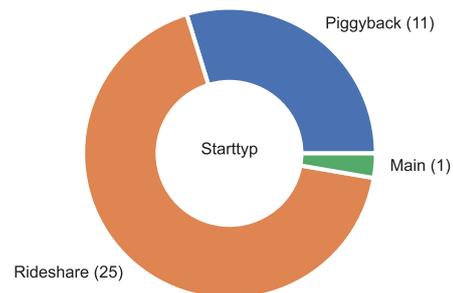


BILD 1: Verteilung der Starttypen der aufgezeichneten Cislunar / interplanetare Kleinsatelliten.

Im Rahmen der *SATEX* Untersuchung (FKZ 5000222) werden Analysen zu verfügbaren Baugruppen auf dem Markt angestellt. Im Kontrast dazu werden mit den Technologien betrachtet, die bisher in der Extraterrestrik auf KS eingesetzt wurden. Dieses Paper präsentiert die Ergebnisse dieser angestellten Untersuchungen auf einer Art, welche für einzelne Subsysteme bzw. Baugruppen den aktuellen Stand und die Herausforderungen bei der Realisierung in Cislunar / interplanetare (CL/IP) KS-Missionen aufzeigt und einen Blick in den aktuellen KS-Markt gewährt.

Ebenfalls werden mit der *SATEX* Untersuchung Fragestellungen ermittelt, die in Deutschland relevant sind. Dazu wurden Wissenschaftler in Deutschland

befragt und ihre aktuellen Beiträge & Tendenzen analysiert und ein themenbasiertes Stimmungsbild herausgearbeitet. Diese Arbeiten und ersten Ergebnisse werden in einem weiteren *DLRK* Beitrag ([3]) vorgestellt. Mit Hilfe des daraus resultierenden wissenschaftlichen Bedarfs werden darin ebenfalls Ideen für zukünftige Missionen von KS in der extr. Forschung vorgestellt. In der *SATEX* Untersuchung selbst werden darauffolgend zusammen mit den aus der Kleinsatellitentechnologie erarbeiteten Schlüsseltechnologien (ST) Empfehlungen für die deutschen Akteure abgeleitet.<sup>1</sup>

## 2. CL/IP KLEINSATELLITENTECHNOLOGIE

Es folgen Untersuchungsergebnisse und Analysen zu den Technologien von bisherigen (d.h. bereits geflogenen oder sich in-Entwicklung befindenden) CL/IP Kleinsatelliten. Dafür wird kurz in Abschnitt 2.1 die Datengrundlage dargestellt und mit statistischen Darstellungen ein erster Einblick gewährt. Es folgen in Abschnitt 2.2 die Analysen der nach einzelnen Systemtypen aufgeteilten Daten.

Für die hier behandelten Subsysteme bzw. Baugruppen wird in diesem Abschnitt hauptsächlich das Raumsegment betrachtet. Dies spiegelt die gleichwirkende Fokussierung in der Untersuchung wider, bei dem final auf Missionsideen abgezielt werden und welche mit technologischen Machbarkeitseinschätzungen einhergehen. Für weitere „externe“ Herausforderungen, u.a. im Zusammenhang mit dem Ground Segment, siehe Abschnitt 2.2.5.

Ebenfalls konzentriert sich dieser Abschnitt technologisch auf CL/IP KS Missionen, welches nur einen kleineren Teil der umfassenderen extr. KS-Missionen auslöst: Kleinsatelliten, dessen Missionsziele die Beobachtung von fernen Himmelskörpern sind (bspw. bei Astronomiemissionen), können größtenteils im Low Earth Orbit (LEO) betrieben werden. Hierfür gibt es allerdings weniger Einschränkungen durch die Operationsumgebung des Satelliten – sondern eher bspw. durch die benötigte Lageregelungsgenauigkeit, welches spezifisch aus den Anforderungen der Nutzlast hergeleitet wird.

Ein Kleinsatellit wird in diesem Paper als solcher mit einer Masse bis zu 54kg definiert, wobei diese Zahl als weiche Grenze zu verstehen ist. Mit dieser Massen-

definition wird der bisher größte bekannte CubeSat Standard von 27U unterstützt [4].

### 2.1. Datengrundlage

#### 2.1.1. CL/IP Kleinsatellitenmissionen

Für die Relevanz zu Extraterrestrik wurden besonders bereits gestartete bzw. sich in-Entwicklung befindliche CL/IP KS Missionen untersucht und die in ihrem Gesamtsystem verbauten bzw. vorgesehenen Subsysteme und Baugruppen verzeichnet. Zur Einordnung der Systemtypen und der Erfassung der genauen Parameter wurde der *NASA SST SoA Report*[5] zur Orientierung hinzugezogen, welches auch als Hauptquelle für den nachfolgenden Abschnitt 2.1.2 dient.

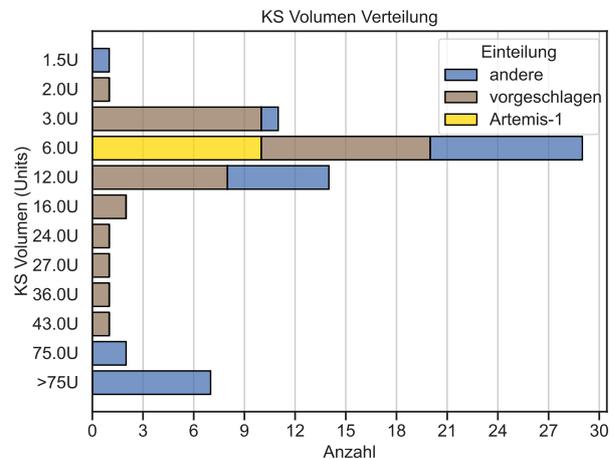


BILD 2: Dimensionsverteilung der aufgezeichneten CL/IP KS-Missionen in *Units*. Die Einteilung betrifft die Menge an Missionen, welche davon auf *Artemis-1* mitgestartet sind (gelb), welche bzgl. ihres Missionsstatus bisher nur als „vorgeschlagen“ gelten (braun), und die restlichen aufgezeichneten Missionen (blau).

Eine besonders wichtige Gruppe stellen diese KS-Missionen dar, die im Jahr 2022 mit *Artemis-1* gestartet sind, die einen großen Anteil der 6U Verteilung in BILD 2 ausmacht. Dies lag an der von der National Aeronautics and Space Administration (NASA) auferlegten Restriktion bzgl. des maximalen Volumens. Ein Großteil der vorgeschlagenen KS-Missionen liegen im 3 – 12U Bereich, wobei es sich hier um Daten hauptsächlich aus Studien handelt [6]. Es wird allerdings bereits bei nachträglich angelegten Befunden bzgl. der KS-Entwicklung darauf hingedeutet, dass eine Größe von 6U für extr. KS zu restriktiv für die Mission und Implementierung der

<sup>1</sup>Die Ergebnisse stehen noch aus und sind nicht Gegenstand der vorliegenden Beiträge.

Hardware ist und bspw. bereits für die Stag Ring Adapter der zukünftigen *Artemis* Missionen größere Slots vorgesehen sind [7, 8]. Darüber hinaus gibt es KS mit einem Volumen größer als 75 Units, wie bspw. *PROCYON* mit knapp über 200 Units. Bei diesen Größenordnungen ist man nichts mehr an das CubeSat Strukturformat gebunden, wobei sie sich dennoch im Rahmen der Massendefinition nach Abschnitt 2 bewegen und damit auch betrachtet werden.

Die *Artemis-1* CL/IP KS sind allerdings nicht die ersten, wie in BILD 3 zu erkennen. Mit der *Hayabusa-2* Mission sind erstmals KS als Rideshare mit auf der Japanischen *H-2A-202* Trägerrakete gestartet. Diese Missionen (*PROCYON*, *Shin'en 2* & *DESPATCH*) hatten Ziele unabhängig von *Hayabusa-2* selbst, konnten damit allerdings komplett oder einen Großteil der Zielflugbahn durch die Trägerstufe erreichen [9]. Wichtig zu nennen sind ebenfalls die beiden *MarCO* KS, die in 2018 gestartet wurden und erfolgreich während der Landung von *InSight* dessen Telemetriedaten zur Erde weitergeleitet haben [10]. Drei Jahre später wurde der *LICIACube* KS ebenfalls als Missionsunterstützung zusammen mit der *DART* Mission als Piggyback gestartet [11].

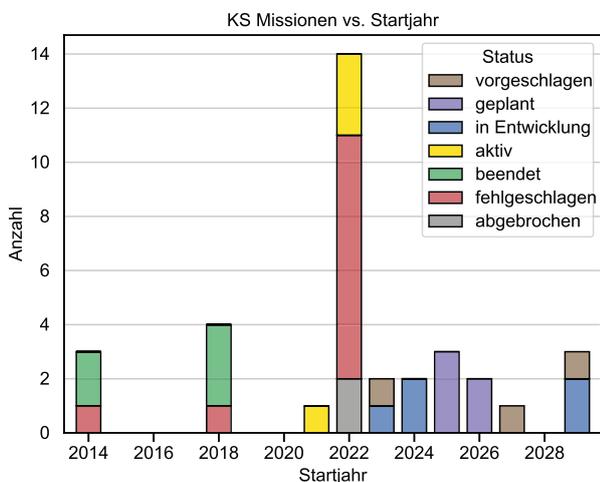


BILD 3: Verteilung der (geplanten) Starts von CL/IP Missionen nach Jahr, aufgeschlüsselt nach aktuellem Missionsstatus.<sup>2</sup>

Neben den tatsächlich auf *Artemis-1* gestarteten KS-Missionen wurde bspw. auch *CAPSTONE* gestartet. Diese Mission stellt eine Technologiedemonstration für Tests im Near-Rectilinear Halo Orbit (NRHO) dar, welche erstmals als dedizierte Hauptmission auf einem Microlauncher (*Electron* von *Rocket Lab, Inc.*)

<sup>2</sup>Missionen ohne Startjahrzuordnung sind nicht enthalten. Vorgeschlagene & geplante Missionen nicht vollständig.

gestartet wurde [12]. Über den heutigen Zeithorizont hinaus sind noch weitere solcher Missionen geplant. Bspw. werden die *CU-E3* und *Cislunar Explorers* weiterentwickelt, die ursprünglich eine Rideshare-Möglichkeit auf *Artemis-1* hatten, aber nicht rechtzeitig zur Integration geliefert werden konnten. Für diese CubeSats sind allerdings noch keine weiteren Startmöglichkeiten in Sicht [13, 14]. Weiterhin sind bspw. noch *Milani* & *Juventas* in Entwicklung, welche 2024 als Piggyback mit der *Hera* Mission mitfliegen werden [15]. Die *JANUS* CubeSats andererseits waren ursprünglich als Rideshare mit *Psyche* als Hauptmission geplant, mussten aber wegen der zu stark abweichenden Flugbahn für den neuen Oktober 2023 Startzeitraum von *Psyche* außen vor gelassen werden [16]. Mittlerweile wurde die CubeSat-Mission allerdings abgebrochen [17].

Die Subsysteme dieser und weiteren KS wurden genauer verzeichnet und folglich in Abschnitt 2.2 analysiert.

### 2.1.2. Kleinsatellitentechnik auf dem Markt

Zusammen mit den Subsystemen der CL/IP KS wird generell der KS-Markt mit untersucht. Dafür wird sich hauptsächlich auf den *NASA SST SoA Report*[5] bezogen, womit bereits eine umfangreiche Sammlung an Subsystemen und Baugruppen erstellt wurde. Insgesamt wurden etwa 79.21% der 534 erfassten Systemen darüber mit 45 unterschiedlichen kategorieabhängigen Parametern eingelesen oder eingetragen.

In allen Kategorien sind grundlegend die quantitativen Parameter Masse, Volumen und maximaler elektrischer Leistungsverbrauch vertreten. Das Volumen wird in Units angegeben, wie sie für den CubeSat Standard definiert ist (10x10x10cm), die entweder direkt aus solch einer Angabe entnommen oder aus Dimensionsangaben heraus berechnet worden sind. Ebenfalls werden Angaben über den Hersteller, der Progress toward Mission Infusion device classification (PMI) und ob die Baugruppe bzw. das Subsystem bereits ab der Entwicklung eines CL/IP KS eingesetzt wurde, festgehalten. Der PMI-Wert stammt entweder aus dem *NASA SST SoA Report*[5] oder wurde je nach Entwicklungs- bzw. Missionsstand von vorhandenen CL/IP Trägersatelliten entsprechend vergeben. Für einige Systeme wurde zudem hinterlegt, ob sie missionsspezifische Designs darstellen. Dies ist z.B. oft bei einer Technologieerprobung der Fall. Weitere

Kategorie-spezifische Parameter werden folgend in ihren Paragrafen aufgeschlüsselt.

## 2.2. Aktuelle Situation

Für die in diesem Abschnitt angestellten Analysen werden vier Kategorien Kommunikation, Antriebssysteme, Power und Attitude Determination and Control System (ADCS) vorgestellt, welche teilweise mehrere Subsysteme bzw. Baugruppen mit einschließen. In BILD 4 können die Mengen der im allgemeinen KS-Bereich erfassten Systeme eingesehen werden, aber auch diejenigen, die mit CL/IP KS-Missionen verknüpft sind.

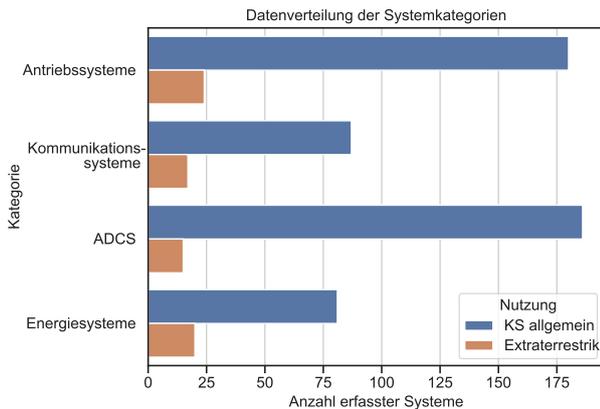


BILD 4: Menge der erfassten Systeme in den einzelnen Kategorien für KS allgemein, im Vergleich wie viele davon auf CL/IP KS bereits Verwendung fanden bzw. finden.

In den folgenden Systemkategorien wird jeweils aufgezeigt, was bereits auf KS im extr. Raum verbaut und geflogen wurde oder zumindest in einem sich in-Entwicklung befindlichen CL/IP KS vorgesehen ist. Folgend wird der gesamte KS-Markt bzgl. der Verfügbarkeit verschiedener Parameterverfügbarkeiten untersucht, d.h. auch in denen sich interessante Zusammenhänge abbilden lassen. Ebenfalls werden Herausforderungen oder „Lessons Learned“ aufgezeigt, die besonders aus Erfahrungswerten bisheriger Entwicklungen bzw. auch dem Betrieb von CL/IP KS hervorgegangen sind.

### 2.2.1. Kommunikation

Eine komplette Kommunikationskette beinhaltet u.a. die elektrische Signalverarbeitung inkl. Low Noise Amplifiers (LNAs), die digitale Datenverarbeitung wie bspw. zur De-/Kodierung und Antennen, aber auch das gesamte Gegenstück innerhalb des Bodensegments. Im Rahmen der SATEX-Untersuchung werden folgende **aktive** Baugruppen im Raumsegment er-

fasst, um Vergleiche bzgl. KS-Technologien anstellen zu können: analoge Konstruktionen, Software Defined Radios (SDRs), Transceiver, Transponder, Transmitter, Lasercom Terminals (d.h. optische Kommunikation), sonstige Konstruktionen.

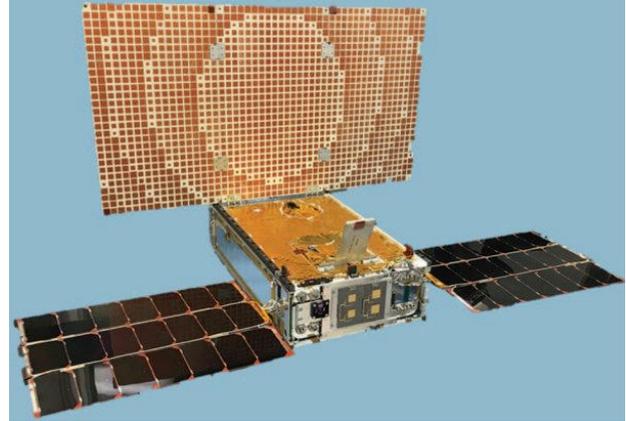


BILD 5: MarCO S/N 001 Reflect-Array Antenne, montiert am Flugmodell [18].

Antennen sind besonders wichtige **passive** Komponenten in der Kette auf dem Raumsegment. Hier wurde hauptsächlich auf Patch Antennen für CL/IP KS-Missionen gesetzt, da meist S- oder X-Band Einsatz fand. Dabei kommen immer wieder die Kombination mit Reflector-Arrays in den Missionskonzepten hervor, dessen Funktion bereits mit den MarCO KS (s. BILD 5) bewiesen wurde.

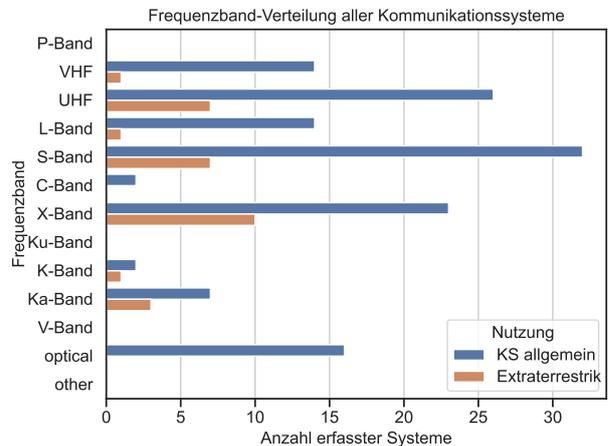


BILD 6: Übersicht der verwendbaren Frequenzbänder. Es werden pro Band gezählt, wie viele Systeme für CL/IP KS und im Allgemeinen diese verwenden (können).

**Einsatz auf bisherigen Missionen.** Bei der Verwendung eines Kommunikationssystems auf mehreren Missionen sticht einzig das *Iris V2/V2.1 Radio* von *Jet Propulsion Laboratory (JPL)* bzw. *Space Dynamics Laboratory (SDL)* heraus. Dieses sind oder wurden

bisher auf allein 17 verschiedenen CL/IP Missionen vorgesehen, die in der Untersuchung verzeichnet worden sind. Es war wichtiger Bestandteil der *MarCO-A/B* Mission[19], aber auch auf etwa der Hälfte der *Artemis-1* CubeSats (*NEA Scout*, *Lunar IceCube*, *BioSentinel*, *CuSP*, *LunaH-Map*)[2, 10] und auf *CAPSTONE*[20] wurde dieses System eingebaut. Ein Vorteil dieses Modells ist vor allem die Realisierung verschiedener Konfigurationsmöglichkeiten für mehrere Frequenzbänder. So kann es für UHF, S-, X- und Ka-Band ausgelegt werden. Die resultierende hohe Flight Heritage macht es zusätzlich besonders attraktiv. Eine Übersicht zur Verteilung der Systemanzahl für die Nutzung verschiedener Bänder *aller* vs. CL/IP aufgezeichneten System ist in BILD 6 zu finden.

Dem *Iris V2/V2.1* Modul inklusive wurden 17 aktive Kommunikationssysteme erfasst, die bereits auf CL/IP KS-Missionen eingesetzt worden sind oder bereits in der Planung dessen Nutzung mit einbezogen wurden. TAB. 1 listet zum Vergleich alle bisher verzeichneten Systeme auf, die auf CL/IP KS mehrmals Verwendung fanden bzw. finden werden.

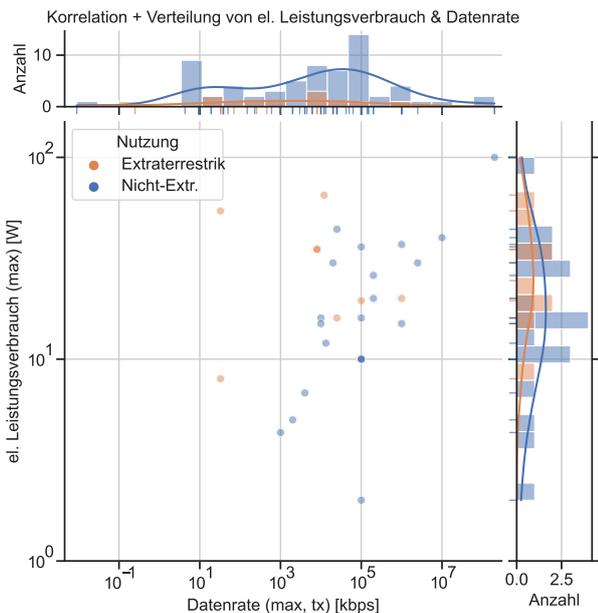


BILD 7: Korrelation zwischen der maximal erreichbaren Datenrate (TX) der Kommunikationssysteme und den angegebenen el. Leistungsverbrauch. Dunklere Farben weisen auf sich überlappende Datenpunkte hin. Die Histogramme weisen alle Kommunikationssysteme mit diesen *einzelnen* angegebenen Parametern – die Punktwolke nur diejenigen, bei denen Werte für *beide* Parameter vorhanden sind.

**Marktlage.** Am allgemeinen KS-Markt wurden gesamt (inkl. der in der Extraterrestrik eingesetzten oben) 87 Systeme verzeichnet. Davon sind 13.79% mit dem Deep Space Network (DSN) kompatibel – insbesondere durch die Implementierung und Unterstützung relevanter CCSDS-Protokolle. Davon befinden sich 9.2% in der PMI-Technologiestufe *F*.

Ebenfalls sind Eigenschaften wie die maximal erreichbare Datenrate und der elektrische Leistungsverbrauch wichtig. BILD 7 zeigt die Verteilungen, aber auch die Korrelation dieser beiden Parameter an. Nur 29 Datenpunkte sind im mittleren Grafikfenster zu sehen, für dessen beide Parameter Werte auch verzeichnet worden sind. Es ist erkennbar, dass bei den Systemen mit markierter CL/IP-Verwendung eine niedrigere Datenrate vorliegt, wobei eine höhere el. Verbrauch vorliegt. Der Grund sind dabei die höheren Distanzen, für die diese Systeme ausgelegt sind. Es müssen eine höhere Sendeleistung erbracht und robustere Kodierungsverfahren eingesetzt werden, die mit einem geringeren Informationsgehalt pro Zeiteinheit einhergehen.

**Herausforderungen.** Der Haupttreiber für Anforderungen an die Kommunikationsauslegung ist die Distanz zum Zeitpunkt dessen Betriebes. Je weiter weg der KS im extr. Raum sich von der Bodenstation auf der Erde befindet, desto höher ist der Free Space Path Loss und damit verbunden müssen die Link Budgets enger ausgelegt werden. Dies hat meist geringere Datenraten zur Folge, da aufwendige und Ressourcen-„hungrige“ Kommunikationssysteme für KS nicht einsetzbar sind. Auch geht der Trend auf höhere Frequenzen wie S-, X- oder Ka-Band des Trägersignales, was höhere Datenraten und kompaktere Antennen zur Folge hat. Als Extremposition ist dabei die Verwendung von optischen Lichtwellen als Trägermedium. Hier können die Datenraten um mehrere Größenordnungen erhöht werden. Eine Verwendung einer in-place Tracking mit Richtungskorrektur ist dabei nötig, da mit diesen Systemen sehr hohe Richtungsgenauigkeiten nötig sind. Ein gutes Beispiel ist dabei SelenIRIS[21], welches für die Verwendung im Cislunaren Raum vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) entwickelt wird.

Daneben muss besonders das ADCS insoweit ausgelegt werden, dass bei der unvermeidlichen Benutzung einer Richtantenne eine entsprechend hohe Lageregelungsgenauigkeit erreicht wird. Dies ist eine von dessen weiteren Herausforderungen, siehe dazu Ab-

schnitt 2.2.4. Ein weiterer Punkt ist die Kompatibilität zum Tracking und Ranging, damit der Kurs des KS vom Boden aus mitverfolgt und gemessen werden kann. Siehe dazu mehr in Abschnitt 2.2.5.

**2.2.2. Antriebe**

Die hier verzeichneten Subsysteme werden sowohl für Bahnmanöver als auch zur aktiven Lageregelung verwendet. Je nach grundlegender Technologie und Bauart des Systems kann es für beide oder nur eine dieser Betriebsmodi eingesetzt werden. Dies entscheidet auch darüber, ob Treibstofftanks benötigt werden und wie viel Gesamtimpuls erzeugt werden kann. Letzteres ist besonders für Orbitmanöver mit hohen  $\Delta V$ -Anforderungen wichtig.

Die Grundtechnologien der Antriebe selbst sind sehr vielfältig. Dazu zählen Kalt- bzw. Warmgassysteme, Chemische Systeme wie Mono- oder Bipropellant, aber auch Feststoffantriebe. Nicht zu vergessen sind die elektrischen Antriebe, wozu Elektrothermale, Electro Spray, Gridded-Ion (s. BILD 8), Hall-Effect, Pulsed Plasma, Vacuum Arc und Ambipolar-elektrische Antriebe zählen. Weiterhin wurden einige Wassersysteme, aber auch Bremssysteme wie bspw. Solarsegel, mit aufgezeichnet.



BILD 8: Testdurchführung des BIT-3 Antriebes von Busek Co. Inc. mit Xenon [22].

**Einsatz auf bisherigen Missionen.** Im Kontrast zu den anderen Kategorien ist ein hoher Anteil der CL/IP Systeme missionspezifisch (37.14%), da sie entweder den Missionsanforderungen nach angefertigt worden sind oder Teil einer Technologieerprobung für Antriebe bzw. Lageregelungen sind. Zum ersteren Fall zählen besonders Antriebe von *VACCO Industries*, welche Spezialanfertigungen für die Missionen *ArgoMoon*, *Marco-A/B*, *CuSP* und *NEA Scout* hergestellt haben [5]. Technologieerprobungen hingegen sind bspw. das *Cislunar Explorer Water Electrolysis*

*Propulsion System*, die *BioSentinel 3D-printed Thruster* oder das *AQUARIUS Water Resistojet Propulsion System* [23, 24, 25].

Dem gegenüber existieren kommerzielle Antriebssysteme, die auf mehreren CL/IP Missionen bereits eingesetzt wurden. TAB. 1 zeigt dazu die bisherigen & mehrmals genutzten Systeme. Trotz der hohen Variation verschiedener Antriebstypen ist der Entwicklungsstand innerhalb des vorhandenen Datensatzes recht fortgeschritten.

Es liegen 42 Systeme vor, die ausschließlich für Bahnmanöver ausgelegt sind, während 38 Systeme für die Lageregelung eingesetzt werden können. BILD 9 listet die sechs am häufigsten verwendeten Treibstoffe aufgeteilt für die Systeme mit Verwendung im extr. Raum als auch für den allgemeinen Markt (s. auch nächster Absatz) auf. Xenon ist hier an der Spitze, was auf die hohe Anzahl an entwickelten (bzw. sich in-Entwicklung befindlichen) el. Antriebssystemen besonders mit diesem Treibstoff zurückzuführen ist und sich somit auch auf die CL/IP KS-Missionen widerspiegelt.

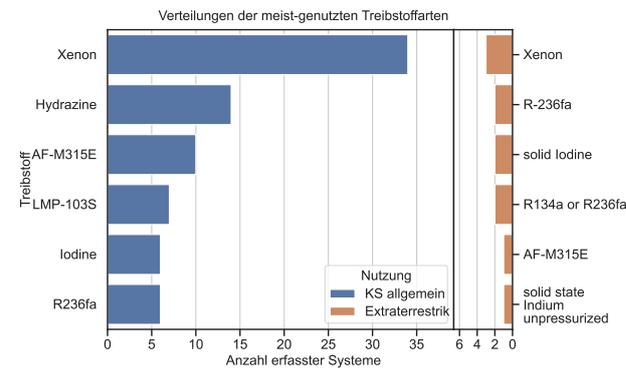


BILD 9: Die sechs meist-genutzten Treibstoffe der aufgezeichneten Antriebssysteme, jeweils im Allgemeinen (links) und für CL/IP KS (rechts) genutzte Systeme.

**Marktlage.** Allgemein für KS befinden sich viele Antriebe (75) in der Entwicklung (PMI *C & D*), aber ebenfalls 43 Antriebssysteme mit Tests in relevanten Umgebungen (PMI *E*) – in Stufe *F* hingegen bereits 61 Systeme. Unter den letzten beiden Stufen sind allerdings nur 21.15% in CL/IP KS-Missionen explizit vorgesehen oder verbaut worden.

In BILD 10 wird der höchstmögliche nominale Schub mit dem maximalen elektrischen Leitungsverbrauch gegenübergestellt. So ist ein nahezu lineares Verhältnis für die elektrischen Antriebe zu verzeichnen. Je

höher die maximal-mögliche Eingangsleistung, desto größer der daraus gewonnene Schub. Eine ähnliche Relation zwischen beiden Parametern ist bei den anderen Technologien nicht zu sehen, da dessen nominaler Schub grundsätzlich nicht proportional vom el. Leistungsverbrauch abhängt. Ungeachtet dessen ist zu sehen, dass stets ein höherer Schub für die anderen Technologien als für elektrische Antriebe erwartet werden kann.

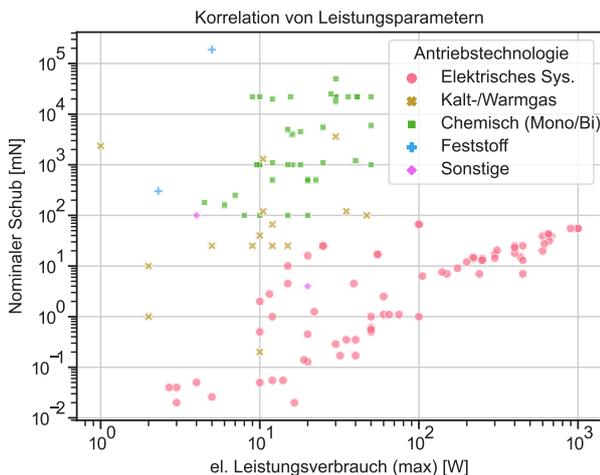


BILD 10: Korrelation zwischen dem elektrischen Leistungsverbrauch und des nominalen erzeugten Schubs der verzeichneten Antriebssysteme.

**Herausforderungen.** Vor allem für Manöver im extr. Raum werden meist hohes  $\Delta V$  benötigt. Dazu zählen der Transfer in einen stark unterschiedlichen Orbit als der KS ausgesetzt wurde (sogar auch das Erreichen von Earth Escape Flugbahn), aber auch die Einbringung in einen Orbit des Zielhimmelskörpers. Zwei Hürden spezifisch für CL/IP KS sind dabei zum einen die eingeschränkten Ressourcen im Margin wie Bauvolumen, Masse, welches vor allem die Menge an Treibstoff limitiert. Zum anderen ist besonders bei el. Antrieben die verfügbare elektrische Leistung am Satellitenbus begrenzend, da sie damit nur eine bestimmte Zeit bis zum Erschöpfen der Batterien oder nur auf einem limitierten Schublevel betrieben werden können. Damit kann oft nicht mit einem Mal der benötigte Gesamtimpuls abgerufen werden, und es muss über mehrere Brennzzyklen verteilt werden oder auch alternativ auf Low-Thrust Trajektorien zurückgegriffen werden.

Systeme, die für Lageregelungen ausgelegt sind, sind u.a. maßgebend für die maximale Missionsdauer, da hierfür der Treibstoff sehr limitiert ist und in Verbin-

dung mit Reaktionsrädern die Thrustersysteme auch für dessen Entsättigung eingesetzt werden müssen. Bei den LEO-KS können dafür meist Magnettorquer eingesetzt werden, was ein extern bestehendes Magnetfeld voraussetzt.

### 2.2.3. Power

In diesem Bereich bewegen sich mehrere Subsystemkomponenten, hauptsächlich:

1. Solar Paneele (Energieerzeugung)
2. Batterien (Energiespeicherung)
3. PMADs (Energieverteilung)

Für *Solar Paneele* ist es wichtig, wie viel Leistung sie für ihre vereinnahmten Ressourcen, d.h. Volumen und Masse, zur Verfügung stellen können. Dabei ist besonders bei CL/IP Missionen die Distanz zur Sonne mit zu beachten. Je nach Bauart können diese direkt an den Seiten der KS-Struktur angebracht oder ausgeklappt werden. Zu letzteren ist zusätzlich noch die Option für ein Solar Array Drive Mechanism (SADM) vorhanden, bei der Motoren die ausgeklappten Solar Paneele der Sonne nachführen, umso mehr Freiheitsgrade bei der Energieerzeugung während des Betriebes zu besitzen.

Bei *Batterien* ist vor allem die Energiedichte in  $\frac{Wh}{kg}$  oder  $\frac{Wh}{m^3}$  interessant, um Ressourcen zu sparen. Ebenfalls sind hier die Entladeraten interessant, damit bspw. Nutzlasten oder auch Antriebe mit hohem temporärem Energiebedarf mit entsprechender Leistung versorgt werden können.

Die *Power Management and Distributions (PMAD)* müssen für die Stromverteilung und Spannungsumsetzung auf den Satellitenbus(sen) eine gute Effizienz (%) aufweisen, da andernfalls zu viel Energie in Wärme verloren geht und den Thermalhaushalt stark beeinflusst. Gleiches wie bei der Entladerate der Batterien gilt hier auch für den maximalen Leistungsausgang der PMADs.

**Einsatz auf bisherigen Missionen.** Eine Übersicht zur mehrmaligen Verwendung der hier betrachteten Subsystemkomponenten auf CL/IP KS kann in TAB. 1 eingesehen werden.

Solar Paneele können bereits zusammen mit einem kompletten Bussystem (d.h. inkl. Struktur und Avionics) genutzt, wie es bei *CAPSTONE* und der *MK-II 12U CubeSat Plattform* (s. BILD 11) der Fall ist [26]. Andernfalls können dennoch vorgefertigte Arrays genutzt werden. Einen großen Marktanteil für CL/IP KS

besitzt *MMA Design LLC* mit dem *HaWK Solar Array* (112W BOL). Dieses Modul wurde auf den *MarCO-A/B* und *BioSentinel* KS verwendet, wird aber auch bspw. auf *LunarCube* vorgesehen [27, 28].

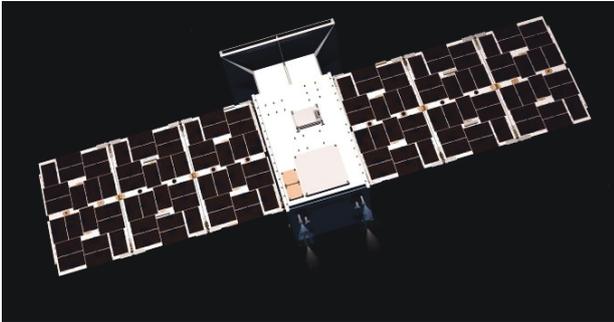


BILD 11: Bild des *MK-II Solar Arrays* auf *CAPSTONE* montiert [12].

Es zeichnet sich aus den verzeichneten Datenlage ab, dass nur 2 CL/IP KS verzeichnet wurden, die ein eigenes, d.h. missionsspezifisches, Batteriesystem entworfen haben. Dagegen wurde bspw. das *NanoPower BP8 Battery Pack* auf *Juventas*[29] als vorgefertigte und auch auf dem Markt erhältliche Plattform vorgesehen. Genauso wie bei den Solar Paneelen kann bei einer integrierten KS-Struktur das dazu verbaute bzw. vorgesehene Batteriepack verwendet werden. Ein Beispiel dafür ist die *HAWK Platform secondary Battery* der gleichnamigen *6U/12U* Plattform von *ArgoTec S.r.l.* [5]. Das gleiche gilt für mit PMADs, wobei hier eher selten Aussagen über das Modell gemacht werden.

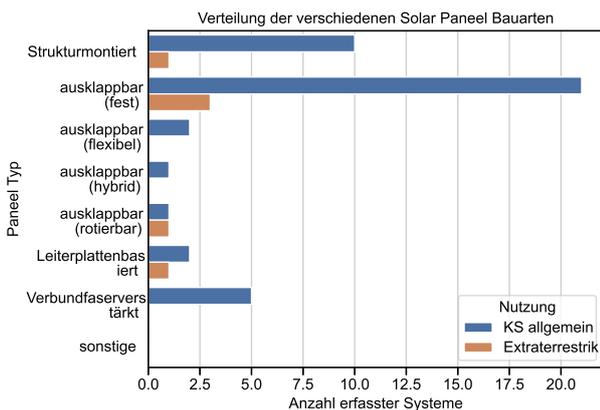


BILD 12: Übersicht zu den Bauarten der auf dem Markt und der auf CL/IP KS-Missionen eingesetzten Solar Paneelen.

**Marktlage.** Für Solar Paneele gibt es bereits einige vorgefertigte Komponenten, bei denen auch oft verschiedene „Größen“ von einem Hersteller angeboten werden. Beispiele sind hier von *DHV Technologies*

(2 – 68W), *EnduroSat* (2.4 – 19.2W) oder *MMA Design LLC* (36 – 112W) [5]. Die Angaben beziehen sich hier auf 1AU Entfernung & BOL („beginning of life“). Für allgemeine KS befindet sich ein Großteil (77.14%) bereits in PMI Stufe *F*, wovon allerdings nur 11.11% in der Extraterrestrik verwendet worden sind. Ebenfalls stehen verschiedene Montage und Betriebsweisen zur Verfügung, siehe BILD 12. Es ist zu erkennen, dass ausklappbare aber dann fixierte Paneele sowohl allgemein als auch für CL/IP KS bevorzugt werden.

Insgesamt 71.43% erfassten Batterieplattformen sind Lithium-Ion Zellen – einige (26.67%) davon mit Angabe des Typs 18650(B) in verschiedenen Seriell-Parallel Anordnungen für eine abgezielte Busspannung und gegebener Gesamtspeicherleistung. Lediglich die Angaben zweier Produkte spezifizieren ihre Speichertechnologie auf Lithium-Polymer bzw. Lithium-Ferrite.<sup>3</sup> Ebenfalls ist ein hoher Entwicklungsstand in diesem Bereich mit 15 sichtbar, wovon 53.33% auf CL/IP KS-Missionen genutzt sind.

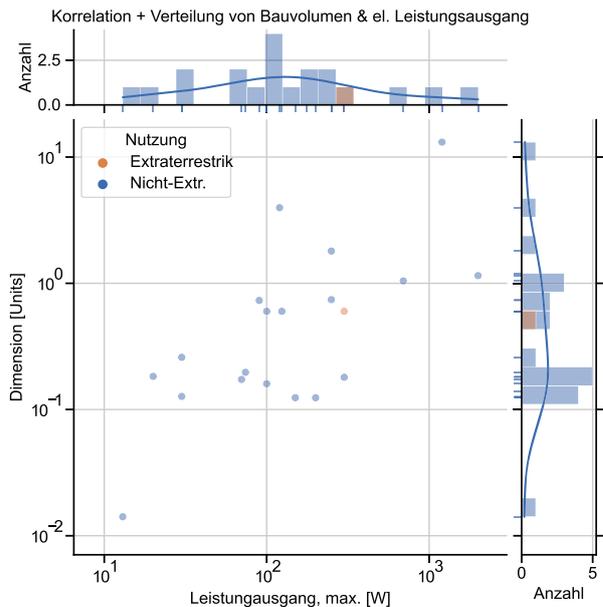


BILD 13: Korrelation zwischen dem Bauvolumen in Units der PMADs und den angegebenen maximalen el. Leistungsausgang. Dunklere Farben weisen auf sich überlappende Datenpunkte hin. Die Histogramme und die Punktwolke sind wie in BILD 7 dargestellt.

Für PMADs ist ebenfalls ein hoher PMI-Stufe *F* Anteil zu verzeichnen (72%). Wie in BILD 13 zu entnehmen,

<sup>3</sup>Zum restlichen Anteil der Batterieplattformen wurden keine Angaben zur Speichertechnologie gemacht.

gibt es einen groben Trend zwischen dem Bauvolumen (und auch der Masse) und der maximalen Leistung, die das PMAD zur Verfügung stellen kann. Die Effizienzen für 19 PMADs<sup>4</sup> liegen durchschnittlich bei  $91.37 \pm 6.25\%$ .

**Herausforderungen.** Ein wichtiger Fall ist die Energieerzeugung. Hier muss die Wahl zwischen orientierungsunabhängiger Erzeugung (d.h. durch Strukturmontierten Solar Paneelen auf allen Seiten) oder einer orientierungsspezifischer Paneelauslegung für eine erhöhte Leistungsproduktion. Letzteres geht stets mit einem „Sun-Pointing“ Modus als Fall-back einher, sollte sich der KS in einen Safemode versetzen. Auch bewirkt dies eine Limitation bzgl. Nutzlastblickwinkel und Ausrichtung von verstärkten Kommunikationsketten mit Hilfe von Richtantennen. Ein SADM für ausgeklappte Solarpaneele könnte hier Abhilfe schaffen, da dabei mit eigenständigen Sonnenrichtungssensoren die Paneele in Richtung Sonne gedreht werden können. Nachteil dabei sind die höhere Anzahl an beweglichen Teilen, die in der Raumfahrt immer so weit wie möglich zu vermeiden gilt.

Zusätzlich spielt bei CL/IP KS immer die Distanz zur Sonne eine Rolle. Bisher wurden noch keine KS zu den äußeren Planeten (d.h. ab Jupiter) geschickt, aber genau dieses Problem wird solche Missionen auch verhindern. Aber selbst Missionen zum Mond müssen hier stets die Orbits und damit verbundene Eklipszeiten mit in den Energie- und Thermalhaushalt mit einbeziehen.

Für Batterien wird es immer das Problem der Energiedichte geben, was besonders bei KS eine Rolle spielt. Trotz der kleinen Größe es Satelliten können Kommunikation und Nutzlasten mit hohen Leistungsverbrauch verwendet werden, was den Energiespeicher an die Grenzen bringt. Daneben ist immer der Thermalhaushalt ein wichtiger Faktor, da die Batterien bestenfalls bei ihren optimalen Temperaturbereichen betrieben werden sollten. Auf KS sind die Möglichkeiten zur Thermalkontrolle bisher allerdings begrenzt, siehe dazu auch Abschnitt 2.2.5.

#### 2.2.4. ADCS

Damit bspw. für die Kommunikation, die Nutzlast oder auch zur Energieerzeugung der KS richtig gedreht und eine bestimmte Orientierung gehalten werden kann, müssen zum einen die aktuelle Orientierung er-

mittelt, gegen den gewünschten Grad verglichen und die Differenz mittels Aktuatoren unter ständiger Beaufsichtigung ausgeglichen werden.

Es existieren unterschiedliche Möglichkeiten, um die Lage des Satelliten bestimmen zu können. So werden verschiedene, aber bekannte, Signalquellen verwendet, um die dazu relative gemessene Ausrichtung auf die Satellitenstruktur rechnerisch zu übertragen. Diese Signale sind zum einen Magnetfelder, die allerdings nur in der Nähe eines Himmelskörpers vorhanden sind und die Position im Feld selbst bekannt sein muss. Zum anderen sind dies Lichtsignale, bspw. die des umkreisenden Himmelskörpers oder von Sternen (inkl. der Sonne selbst). Je nach Art und Ausführung des Sensors können verschiedene angulare Bestimmungsgenauigkeiten erreicht werden. Daneben können mit Hilfe Inertialsensoren auch intern ohne äußere Signalquellen Drehraten und Beschleunigungen an der Satellitenstruktur gemessen werden.

Zur Regelung der Satellitenlage stehen ebenfalls verschiedene Systeme zur Verfügung, die je nach benötigtem Genauigkeitsgrad spezifische Anforderungen erfüllen müssen. So können Reaktionsräder zu einer genauen Lageregelung eingesetzt werden. Sie können in verschiedenen Größen angefertigt werden und besitzen verschiedene Leistungsparameter wie Impulskapazität und maximales Drehmoment. Bei einem Vorhandensein eines globalen Magnetfeldes gibt es die Möglichkeit Magnettorquer einzusetzen, um Drehmomente zu erzeugen. Hier ist das maximale Drehmoment proportional des eingeführten Stromes und die Anzahl an Drahtwicklungen. Ebenfalls werden (Kaltgas-)Thrustersysteme zur Steuerung der Lage benutzt, welche bereits in im Rahmen von Antriebssystemen in Abschnitt 2.2.2 betrachtet werden. Diese oder Magnettorquern werden oft in Verbund mit Reaktionsrädern verwendet, um diese desaturieren zu können.

Schlussendlich sind integrierte Systeme wie bspw. in BILD 14 zu sehen auf dem Markt vorhanden, die Sensoren, Aktuatoren oder beide Typen zusammen in ein System zusammenschließen und somit KS-Betreibern eine Komplettlösung als ADCS bietet.

<sup>4</sup>d.h. aus 25 Einträgen mit gemachten Angaben



BILD 14: Das XACT-15 integrierte ADCS, hergestellt von Blue Canyon Technologies Inc. [30]

**Einsatz auf bisherigen Missionen.** Integrierte ADCS wurden für 20 der erfassten CL/IP KS, besonders solche in Verbindung mit Artemis-1[31], verwendet. Dabei spielt die Serie von Blue Canyon Technologies bspw. mit dem XACT-15 (BILD 14) eine große Rolle. Die vereinzelt Mess- und Regelsysteme sind bzgl. ihrer Verwendung in der Extraterrestrik nicht so gut aufgestellt, wie in BILD 15 ersichtlich. Diese Systeme bestehen – soweit erfassbar – vor allem aus Modellen, die generell von Raumfahrtunternehmen erhältlich sind. Diese können demnach bei passenden Anforderungen für eigene Missionen erworben werden. Alle mehrmals eingesetzten bzw. vorgesehenen Systeme können in TAB. 1 eingesehen werden.

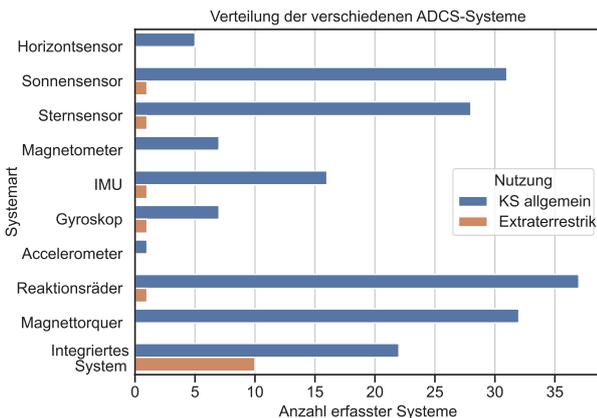


BILD 15: Übersicht der verfügbaren ADCS-Systeme für KS allgemein und ihrer Nutzung auf CL/IP KS-Missionen. Integrierte Systeme sind bislang für letztere besonders wichtig.

**Marktlage.** Wie BILD 15 zeigt, sind die vereinzelt Mess- und Regelsysteme in einer Großzahl gegenüber den integrierten Systemen in der allgemeinen

KS-Technik verfügbar. Ebenfalls ist der Reifegrad der auf dem Markt gesamten verfügbaren ADCS-Systeme sehr hoch: 71.51% befinden sich in der PMI-Stufe  $F$ , welche tlw. mit Flight Heritage verbunden sind.

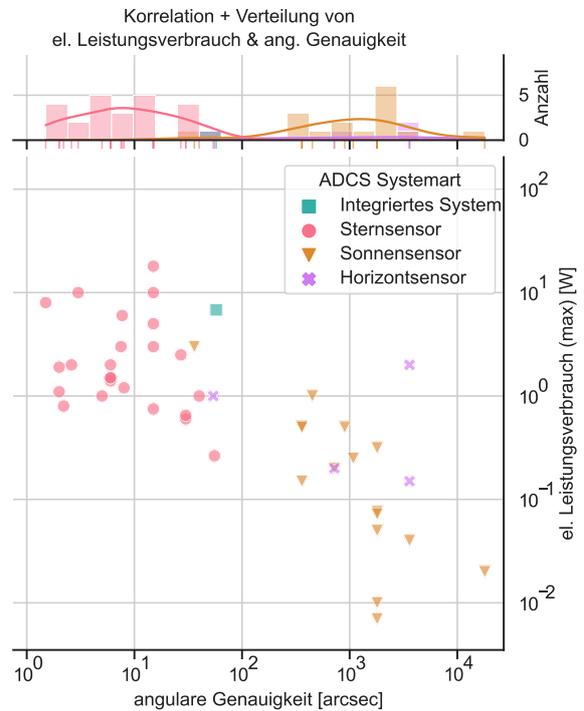


BILD 16: Unten: Korrelation zwischen ihrer angularen Genauigkeit und des el. Leistungsverbrauches. Gezeigt sind für diese beiden Diagramme jeweils nur die Datenpunkte, für dessen beide Parameter zur Korrelation vorhanden sind. Oben: Verteilung der angularen Genauigkeit über der gleichen Skala.

Für alle ADCS-Systeme zusammen wurden neben der Masse, dem el. Leistungsverbrauch und der Dimension ebenfalls die qualifizierte Strahlungstoleranz in krad, die Anzahl orthogonalen Achsen, in denen die Lage bestimmt oder geregelt werden kann, und angularer Genauigkeit. Letzteres dient zum Vergleich der Systeme untereinander, allerdings hängen die Größenordnungen stark vom genauen Systemtyp ab. BILD 16 zeigt den Zusammenhang der Verteilungen für diese angularer Genauigkeit mit dem maximalen el. Leistungsverbrauch für die einzelnen ADCS-Typen mit vorhandenen Angaben. Es ist ersichtlich, dass bspw. Sonnensensoren hier eine verbrauchsarme Lösung zur (grob) Lagebestimmung bieten. Für eine genauere Bestimmung der Lage haben die Systeme allerdings auch einen höheren elektrischen Leistungsverbrauch, wie es bei Sternsensoren der

Fall ist. Man muss hier allerdings bspw. auch beachten, dass letztere Sensoren nicht sehr robust zu einem sich drehenden Satelliten ist. Der Grund hierfür ist die Aufnahme der Sterne über Bildsensoren, welche somit diese „verschmiert“ werden würden und somit die Identifizierung stark beeinträchtigt.

**Herausforderungen.** Besonders aus der Sicht von Erdnahen KS (hauptsächlich LEO) sind „herkömmliche“ Verfahren wie die Nutzung von Magnetometer und -torquer nicht mehr anwendbar, da für dessen Funktion ein externes Magnetfeld vorhanden sein muss. Auch sind bspw. Horizontsensoren nur in der Nähe eines Himmelskörpers anwendbar. Diese Funktionen müssen alternative, u.a. für KS bisher nicht bzw. kaum verwendete, ADCS-Systeme bereitstellen. Zur Bestimmung der Position kann bspw. Pulsarnavigation, für die Orientierung hingegen Sternkameras, im CL/IP-Raum genutzt werden. Für ersteres sind allerdings keine flugfähigen Systeme für KS vorhanden. Für letztere hingegen schwanken in der Menge der vorhandenen Systeme für KS allgemein die Genauigkeitsangaben, aber es sind auch höhere Stromaufnahmen zu erwarten. Dabei ist es schwierig, die gewünschten Leistungsparametern zu erreichen, während das System auch klein bzw. leicht genug bleibt.

Gleiches gilt für die oft im LEO benutzten Global Navigation Satellite System (GNSS) Module. Für höhere Orbit, geschweige denn im extr. Raum, ist dies nicht möglich. Für den Cislunaren Raum wird allerdings bereits an der Positionsbestimmung anhand der Restsignale der GNSS-Satelliten geforscht und Tests durchgeführt [32].

Eine weitere Herausforderung stellen die Genauigkeitsanforderungen an die Lageregelung bspw. für die Kommunikation an. Je weiter der CL/IP KS von der Erde entfernt ist, desto genauer muss die Hauptkeule der Richtantennen ausgerichtet werden, um keine Verstärkungseinbußen zu erfahren. Die in Abschnitt 2.2.1 angesprochene Tendenz zu höheren Frequenzen der Kommunikationsstrecken wie bspw. X- oder Ka-Band verengt die Hauptkeule zusätzlich und macht damit ein genaueres ADCS notwendig.

### 2.2.5. Weitere Herausforderungen

Neben den oben genannten Subsystemen spielt besonders bei KS im CL/IP-Raum die Strukturgröße eine Rolle. Auf *Artemis-1* wurden auf Grund der Anforderungen ausschließlich CubeSat in  $6U$  Größe

akzeptiert. Auf vielen dieser Missionen kamen Probleme im Thermalhaushalt auf. Auf Grund des besonders dicht gepackten Innenlebens wird so tendenziell nur sehr schwer Wärme abgeführt. Zusätzlich ist die Abstrahlungsleistung über die Seitenflächen von  $6U$  CubeSats sehr begrenzt. Die daneben herrschende fehlende personelle Expertise im Thermalmanagement der CubeSats machte eine vorherige Analyse, wenn sie überhaupt durchgeführt wurde, nur begrenzt möglich. Für zukünftige CL/IP KS-Missionen werden daher CubeSat-Strukturen von mindestens  $12U$  vorgeschlagen, um so die Packdichte und Abstrahlungsleistung allein durch das Strukturformat zu verbessern [7].

Abseits des Raumsegments ist zur Bahnbestimmung der KS eine entsprechende Tracking- & Ranginginfrastruktur am Boden notwendig. Für Missionen generell in den extr. Raum werden hier meistens die Antennen des DSN verwendet. Diese haben allerdings nur begrenzte Kapazität. Für die meisten *Artemis-1* CubeSats wurden andere Lösungen zur Kommunikation und hinreichender Bahnbestimmung geplant. Allerdings wurden (vor allem) zu Such- und Rettungskampagnen auch die Bodenstationen des DSN genutzt, da die ursprünglichen Lösungen nicht auf Grund dessen Sende-/Empfangsleistung oder der Tracking- & der Rangingfähigkeiten ausreichte. Dies hatte eine starke Auslastung des DSN zur Folge, besonders weil nebenbei noch die eigentliche *Artemis-1* Mission durchgeführt wurde. Dabei wurden bereits neue Techniken zum „zeitgleichen“ Empfang mehrerer CubeSats angewendet. Studien mit dem Ziel zur Verbesserung solcher dynamischen Situationen werden durchgeführt [2].

## 3. ZUSAMMENFASSUNG & AUSBLICK

Als Teil der SATEX Untersuchung wurden Systeme und Baugruppen von CL/IP KS verzeichnet und in diesem Paper mit Hilfe von beispielhaften Nennungen und statistischen Angaben für ein Gesamtbild vorgestellt. Daneben wurde der allgemeine KS-Technologiemarkt ausgewertet und zusammen mit den vorher genannten Daten vergleichend analysiert. Um Schwierigkeiten besonders in der Extraterrestrik hervorzuheben, wurden für jede Systemklasse besondere Herausforderungen herausgearbeitet. Daneben wurden ebenfalls solche Herausforderungen für die mechanische Gesamtstruktur eines KS, aber auch über das Raumsegment hinaus, aufgezeigt.

Auf dem allgemeinen KS-Markt gibt es bereits viele verfügbare Systeme, die bereits die Entwicklungsstufe  $F'$  erreicht haben oder gar Flight Heritage besitzen. Allerdings sind nicht alle dafür für den Einsatz im extr. Raum ausgelegt und müssen teils Veränderungen unterzogen oder auch einfach neu verifiziert werden. In vielen Teilen werden auch auf komplette Neuentwicklungen gesetzt oder Systeme aus größeren CL/IP Missionen miniaturisiert. Solche Systeme werden dann auch oft als Technologiedemonstrator in KS eingesetzt und getestet. Die Herausforderungen werden durch die Kombination aus der Größe der KS mit den Umgebungsgegebenheiten (wie bspw. Entfernung oder fehlende externe Referenzpunkte) in der Extraterrestrik herbeigeführt und grenzen damit sehr schnell an die Limits, welche wiederum die Technologieentwicklung antreiben.

Die hier erarbeiteten Ergebnisse sind nur ein Teilziel der SATEX Untersuchung. Darauf aufbauend werden zusammen durch Zusammentragen von Erfahrungswerten aus bereits entwickelten und/oder durchgeführten CL/IP KS-Missionen Schlüsseltechnologien (ST) ermittelt. Folgend werden diese ST bewertet, inwieweit sie bereits vorhanden sind oder ob es weiterer Entwicklung bedarf. Ausstehend sind Untersuchungen zu der nationalen Lage in Hinblick der Technologieentwicklung und die Bewertung der Missionsideen, die bereits in dem weiteren DLRK Beitrag ([3]) behandelt werden.

In einer Erweiterung dieser Untersuchung steht die Ausarbeitung eines Teils der Missionsideen weiter zu Konzepten an, in denen der hier vorgestellte Bestand an Subsystemen & Baugruppen mit einfließen wird. Hier wird u.a. die Missionsarchitektur auf konzeptioneller Ebene noch einmal genauer evaluiert. Dabei stehen in der detaillierten Untersuchung verschiedene Aspekte im Vordergrund, die die Realisierbarkeit betreffen.

#### Kontaktadresse:

[tobias.neumann@uni-wuerzburg.de](mailto:tobias.neumann@uni-wuerzburg.de)

#### Literatur

- [1] E. Kulu, "Nanosats database - figures - total nanosatellites and cubesats launched," 2023. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/database>
- [2] S. M. Lichten, D. S. Abraham, H. Minervini, and C. Miyamoto, "NASA deep space network (DSN) experiences with artemis-1 cubesat mission support," in *Interplanetary Small Satell. Conf. 2023*, May 2023.
- [3] J. Männel, E. Borschinsky, H. Kayal, T. Neumann, and C. Riegler, "Trends und Forschungswünsche in der Extraterrestrik und Ideen für eine nationale Kleinsatellitenmission: Analyse einer Umfrage unter Wissenschaftlern in Deutschland im Rahmen des SATEX-Projekts," in *Deutscher Luft- Und Raumfahrtkongress 2023*, Stuttgart, Germany, 2023.
- [4] H. J. Kramer, "Cubesat concept - deployer standards for an enlarged cubesat family (payload specification for 6u, 12u and 27u configurations)," 2012. [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/other-space-activities/cubesat-deployer-standards>
- [5] B. Yost, S. Weston, et al., "Small Spacecraft Technology State-of-the-Art Report 2022," NASA Ames Research Center, Jan. 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa>
- [6] E. Turan, S. Speretta, and E. Gill, "Autonomous navigation for deep space small satellites: scientific and technological advances," *Acta Astronautica*, vol. 193, pp. 56–74, Jan. 6, 2022, doi: 10.1016/j.actaastro.2021.12.030.
- [7] A. P. Zucherman, P. Clark, B. Wallace, and J. DuBois, "Interplanetary cubesats: summary of the current thinking, approaches and lessons learned," in *Proc. ASU Deep Space Summit*, Apr. 25, 2022.
- [8] C. M. Russell Lane Courtney Ryals, and D. Hitt, "Nasa space launch system cubesats: first flight and future opportunities," in *37th Annu. Small Satell. Conf.*, Aug. 2023.
- [9] C. Bergin, "Japanese H-IIA kicks off Hayabusa 2's asteroid mission - NASASpaceFlight.com," 2014. [Online]. Available: <https://www.nasaspaceflight.com/2014/12/japanese-h-ii-a-rocket-hayabusa-2s-asteroid-mission>
- [10] B. K. Malphrus, A. Freeman, R. Staehle, A. T. Klesh, and R. Walker, "4 - interplanetary cubesat missions," in *Cubesat Handbook*, C. Cappelletti, S. Battistini, and B. K. Malphrus,

- Eds., Academic Press, pp. 85–121. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780128178843000047>
- [11] L. G. Casajus, I. Gai, et al., “Navigation of LICIA-Cube: challenges and lessons learned,” in *ISSC - Interplanetary Small Satell. Conf. 2023*, May 1, 2023.
- [12] E. Agasid, “Cislunar autonomous positioning system technology operations and navigation experiment (capstone) mission,” National Aeronautics and Space Administration, Apr. 2021.
- [13] “Four Artemis I CubeSats miss their ride,” Space Scout, 2021. [Online]. Available: <https://www.spacescout.info/2021/10/four-artemis-i-cubesats-miss-their-ride>
- [14] M. Peck, “Cislunar Explorers FA22 Recruitment Slides - Google Docs Website,” 2023. [Online]. Available: [https://docs.google.com/presentation/d/1z5jztYKW3Snyv6vq0kh8-0DTI\\_piH1br](https://docs.google.com/presentation/d/1z5jztYKW3Snyv6vq0kh8-0DTI_piH1br)
- [15] M. Cardi, P. Visconti, et al., “The hera milani cubesat mission,” in *4s Symp.*, May 2022.
- [16] E. Morton, “Janus mission removed from 2023 Psyche launch manifest – Janus – NASA blog,” 2022. [Online]. Available: <https://blogs.nasa.gov/janus/2022/11/18/janus-mission-removed-from-2023-psyche-launch-manifest/>
- [17] J. Foust, “NASA cancels Janus asteroid smallsat mission,” *Spacenews*, Jul. 2023. [Online]. Available: <https://spacenews.com/nasa-cancels-janus-asteroid-smallsat-mission>
- [18] R. E. Hodges, N. Chahat, D. J. Hoppe, and J. D. Vacchione, “A deployable high-gain antenna bound for mars: developing a new folded-panel reflectarray for the first cubesat mission to mars,” in *IEEE Antennas Propag. Mag.*, vol. 59, IEEE.
- [19] C. C. J. E. D. F. J. K. A. M. M.-M. J. S. D. S. T. W. B. Y. Andrew Klesh Brian Clement, “Marco: early operations of the first cubesats to mars,” *32nd Annu. Aiaa/usuconference Small Satellites*, 2018. [Online]. Available: <https://core.ac.uk/download/pdf/220135851.pdf>
- [20] M. R. Thompson, A. Forsman, et al., “Cislunar navigation technology demonstrations on the CAPSTONE mission,” in *Int. Tech. Meeting Inst. Navigation*, Jan. 2022, doi: 10.33012/2022.18208.
- [21] J. R. Nonay, C. Fuchs, D. Orsucci, C. Schmidt, and D. Gigenbach, “SelenIRIS: a moon-earth optical communication terminal for cubesats,” in *2022 IEEE Int. Conf. Space Opt. Syst. Appl. (Icsos)*, 2022, pp. 186–195, doi: 10.1109/IC-SOS53063.2022.9749725.
- [22] M. Tsay, J. Model, et al., “Integrated testing of iodine bit-3 rf ion propulsion system for 6u cubesat applications,” in *35th Int. Electric Propulsion Conf.*, USA, Oct. 2017.
- [23] K. P. Doyle, and M. A. Peck, “Water electrolysis propulsion as a case study in resource-based spacecraft architecture (february 2020),” *IEEE Aerosp. Electronic Syst. Mag.*, vol. 34, no. 9, pp. 4–19, Sep. 2019, doi: 10.1109/maes.2019.2923312.
- [24] G. L. Terry Stevenson, “Design and characterization of a 3d-printed attitude control thruster for an interplanetary 6u cubesat,” in *30th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*, 2016.
- [25] J. Asakawa, H. Koizumi, et al., “Fundamental ground experiment of a water resistojet propulsion system: aquarius installed on a 6u cubesat: equuleus,” in *Trans. JSASS Aerosp. Tech. Jpn.*, vol. 16, 2018, pp. 427–431, doi: 10.2322/tastj.16.427.
- [26] “Capstone press release v8,” Terran Orbital, 2022.
- [27] M. M. Kobayashi, M. Shihabi, and J. Taylor, “Article 18,” in *Mars Cube One Telecommun. Subsystemdesign*, 2021.
- [28] H. Sanchez, J. Chartres, et al., “BioSentinel: a 6u nanosatellite for deep space biological science,” in *13th Annu. Summer Cubesat Developers' Workshop*, Aug. 2016.
- [29] H. Goldberg, Ö. Karatekin, et al., “The juvenas cubesat in support of esa's hera mission to the asteroid didymos,” in *33rd Annu. AIAA/USU Conf. Small Satellites*, 2019.
- [30] Blue Canyon Technologies Inc., *Attitude Control Systems*.
- [31] “Blue Canyon Technologies Provides Component Systems Headed to the Moon Aboard Historic NASA Launch – Blue Canyon Tech,” 2023. [Online]. Available: <https://news-dot-blue-canyon-tech.appspot.com/2022/11/16/blue-canyon->

[technologies-provides-component-systems-headed-to-the-moon-aboard-historic-nasa-launch](#)

- [32] A. Delépaut, P. Giordano, et al., “Use of gnss for lunar missions and plans for lunar in-orbit development,” *Advances Space Res.*, vol. 66, no. 12, pp. 2739–2756, 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.05.018>. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0273117720303410>

## Anhang

#	Produktbezeichnung	Herstellername
	<b>Kommunikationssysteme</b>	
9	Iris V2 Radio	Space Dynamics Laboratory (SDL)
2	HAWK Platform transceiver	ArgoTec S.r.l.
2	PROCYON-based transceiver for EQUULEUS	Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)
1	(9x Systeme)	(verschiedene)
	<b>Antriebssysteme</b>	
2	Longjiang propulsion submodule	Beijing Institute of Control Engineering (BICE)
2	MarCO-A and -B Micro Propulsion System (MiPS)	VACCO Industries
2	BIT-3 RF Ion Thruster	Busek Co. Inc.
1	(17x Systeme)	(verschiedene)
	<b>Solar Paneele</b>	
3	HaWK	MMA Design LLC
2	MKII Deployable Solar Arrays	Tyvak International - Terran Orbital Corporation
1	(2x Systeme)	(verschiedene)
	<b>Batterieplattformen</b>	
3	Panasonic 3S2P Battery Pack (NCR18650B)	Panasonic Corporation
2	MarCO 3S4P Li-Ion Battery Pack (Typ 18650B)	AstroDev LLC
2	CAPSTONE S/C QTY 3-Pack Battery	Tyvak International - Terran Orbital Corporation
2	HAWK Platform secondary Battery	ArgoTec S.r.l.
1	(8x Systeme)	(verschiedene)
	<b>PMADs</b>	
2	Astrodev Electrical Power System	AstroDev LLC
1	(1x Systeme)	(verschiedene)
	<b>ADCS</b>	
8	XACT-15	Blue Canyon Technologies (BCT)
2	XACT-50	Blue Canyon Technologies (BCT)
1	(12x Systeme)	(verschiedene)

TAB. 1: Anzahl (#) an aufgezeichneten CL/IP KSn-Missionen, in denen die aufgelisteten Subsysteme bzw. Baugruppen der jeweiligen Kategorien mehr als 1x verwendet wurden oder mindestens im Entwicklungsstatus vorgesehen sind. Besonders Angaben zu PMADs wurden bei Missionspräsentationen selten gemacht.

## Abkürzungsverzeichnis

<b>ADCS</b>	Attitude Determination and Control System
<b>CL/IP</b>	Cislunar / interplanetar
<b>DLR</b>	Deutsches Zentrum für Luft- Raumfahrt
<b>DSN</b>	Deep Space Network
<b>extr.</b>	extraterrestrisch
<b>GNSS</b>	Global Navigation Satellite System
<b>KS</b>	Kleinsatellit
<b>LEO</b>	Low Earth Orbit
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration
<b>NRHO</b>	Near-Rectilinear Halo Orbit
<b>PMAD</b>	Power Management and Distribution
<b>PMI</b>	Progress toward Mission Infusion device classification
<b>SADM</b>	Solar Array Drive Mechanism
<b>ST</b>	Schlüsseltechnologie