



Astrone – Agile autonome Forschungsplattform mit hoher Oberflächenmobilität

Teilvorhaben: Astrone Projektleitung, System- und Regelentwicklung und Verifikation

DLR Verbundvorhaben	FKZ 50RA1843	Projekt Start:	01.01.2019
Verbund-Koordinator	Airbus Defence and Space GmbH	Projekt Dauer:	36 Monate

Dokument Titel	Schlussbericht
AP Nr.	0000
AP Leitung	Airbus
Frist Abgabedatum	30.06.2022
Berichtsdatum	27.06.2022
Berichtsversion	1
Autoren	

Das Astrone Konsortium besteht aus:

Airbus Defence and Space GmbH	Airbus
Astos Solutions GmbH	Astos
Institut für Automatisierungstechnik der Technischen Universität Dresden	IfA
Institut für Flugmechanik und Flugregelung der Universität Stuttgart	iFR

AIRBUS



IfA
LS-AT

iFR



Änderungsprotokoll

Version	Datum	Kapitel, Seite	Beschreibung der Änderungen
1	27.06.2022	Alle	Erste veröffentlichte Version des Schlussberichts
1.1	17.07.2025	Alle	Version für TIB Veröffentlichung



Inhaltsverzeichnis

1	Kurze Darstellung	4
1.1	Aufgabenstellung	4
1.2	Voraussetzungen	6
1.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	6
1.4	Wissenschaftlicher und technischer Stand	9
1.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	10
2	Eingehende Darstellung	11
2.1	Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse	11
2.1.1	Missionsszenario	11
2.1.2	GNC Architektur	12
2.1.3	Reglerentwicklung	14
2.1.4	Simulatorentwicklung	15
2.1.5	Verifikation vom GNC System	16
2.2	Zahlenmäßiger Nachweis	16
2.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	17
2.4	Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit des Ergebnisses	17
2.5	Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens während der Durchführung	17
2.6	Veröffentlichungen	17
3	Kurzfassung	18
3.1	Kurzfassung Deutsch	18
3.2	Kurzfassung Englisch	18

1 Kurze Darstellung

1.1 Aufgabenstellung

Im Verlauf der letzten Dekade hat die Erforschung von kleinen Körpern im Sonnensystem, wie Kometen und Asteroiden, durch Raumsonden immer größere Aufmerksamkeit erfahren (ESA's Rosetta & Philae, JAXA's Hayabusa-1/2, NASA's OSIRIS-REx).

Aus wissenschaftlicher Sicht beherbergen diese kleinen Objekte, Zeitkapseln gleich, detailliertes Wissen über die Ursprünge und die Entwicklung des Sonnensystems bzw. des Lebens. Ferner legen jüngste Beobachtungen die Existenz von reichhaltigen Bodenschätzen auf Asteroiden nahe, die zum Bau und zum Betanken von Raumfahrzeugen, oder aber in ökonomischer Art und Weise zur Gewinnung von seltenen Ressourcen genutzt werden könnten.

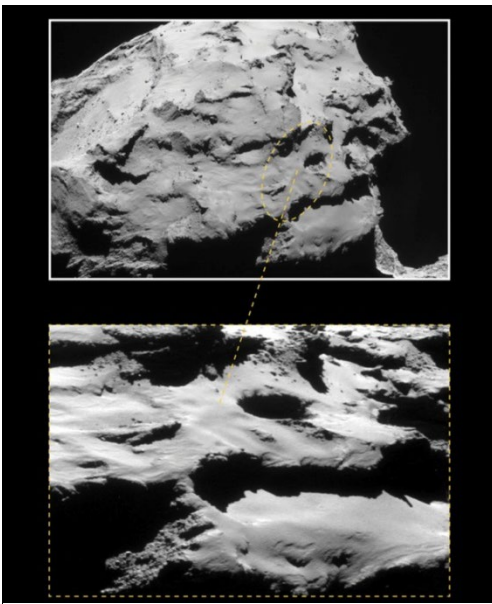


Abbildung 1: Oberfläche comet 67P/Churyumov- Gerasimenko.
 Credit: ESA/ROSETTA/NAVCAM

Die Oberflächen der äußerst gravitationsschwachen Kometen und Asteroiden sind extrem steinig und unregelmäßig so dass konventionelle Ansätze der Fortbewegung unsicher und ineffektiv werden: Räder verlieren Bodenhaftung und damit Traktion, Beine benötigen Ankerpunkte und hüpfende Verfahren sind sehr unpräzise in der Navigation bzw. sind durch eingeschränkte Reichweite limitiert. Abbildung 1 und Abbildung 2 zeigen charakteristische Ausschnitte der Oberfläche von Komet 67P/Churyumov-Gerasimenko.

Unsere hier vorgeschlagene Architektur basiert auf einem neuartigen Konzept eines schwebenden Raumfahrzeugs, welches als mobile Oberflächenplattform mit Fähigkeiten größtmöglicher Oberflächen-Erreichbarkeit und Flexibilität aufwartet. Das Fahrzeug ist in der Lage mittels Höhe- und Lage-kontrollierten Flugphasen jeden Punkt auf der Oberfläche zu erreichen, wobei die präzise und nahezu unlimitierte Reichweite durch ein elektrisches Mikro-Newton Reaktions-Kontroll-System (siehe Abbildung 3 und Abbildung 4) gewährleistet wird.

Dieses Konzept vermeidet die oben erwähnten Mobilitätseinschränkungen und bietet eine innovative Lösung für eine sichere Bewegung nahe der Oberfläche mit signifikanter Steigerung der wissenschaftlichen Ausbeute. Dies ermöglicht u.a. Forschungsmissionen zu kleinen Körpern im Sonnensystem bei denen in-situ Experimente an jedem charakteristischem Ort der Oberfläche ermöglicht werden.

Ein wesentlicher technologischer Baustein für alle Explorationsmissionen ist die Fähigkeit zum autonomen Betrieb eines Fahrzeugs. Hierzu gehören insbesondere die **Aufgaben** der Verfahren zur Bahn- bzw. Trajektorien-Planung in unbekannte oder unsicher bekannte (im Sinne der Genauigkeit) Umgebung.

Diese Verfahren beinhalten im Grunde alle funktionalen Elemente eines Guidance, Navigation and Control (GNC) Systems, traditionelle Funktionsbausteine wie z.B. Lageregelung und rudimentäre Navigation sind hierbei jedoch unkritisch. Darum stehen Aufgaben der Bewegungsplanung im Mittelpunkt. Solche Verfahren existieren bereits in vielen Varianten für terrestrische Anwendungen, die meisten sind jedoch für Raumfahrtanwendungen aufgrund der begrenzten Rechenleistung, die an Bord eines Raumfahrzeuges zur Verfügung steht, nicht geeignet.

Das **übergeordnete Ziel** dieser Zuwendung ist die Maximierung der Exploration auf einem kleinen Körper unseres Sonnensystems. Aufgrund der geringen Masse dieser Körper ist die Gravitation dort derart schwach, dass bei bodengebundenen Fahrzeugen bereits kleinste Störungen zum unbeabsichtigten Traktionsverlust und unkontrolliertem Abheben bzw. im ungünstigsten Fall zum Missionsverlust führen können.

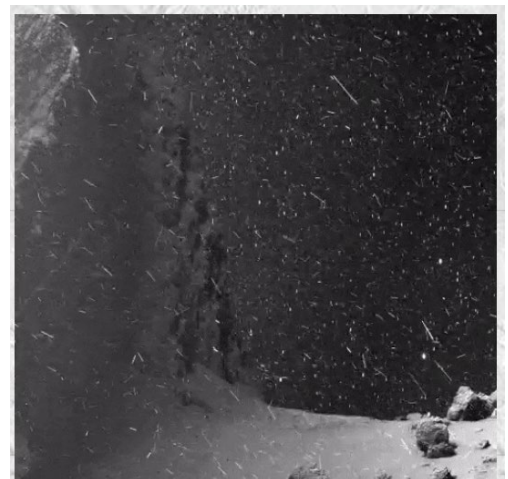


Abbildung 2: Oberfläche comet, Philae Bilder. Credit: ESA/landru79

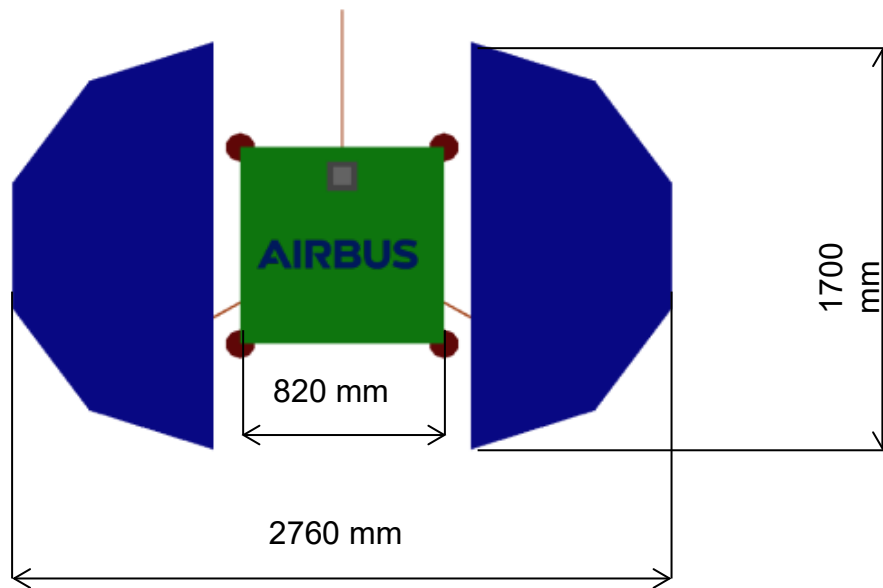


Abbildung 3: Konzeptskizze des Astrone Systemdesigns

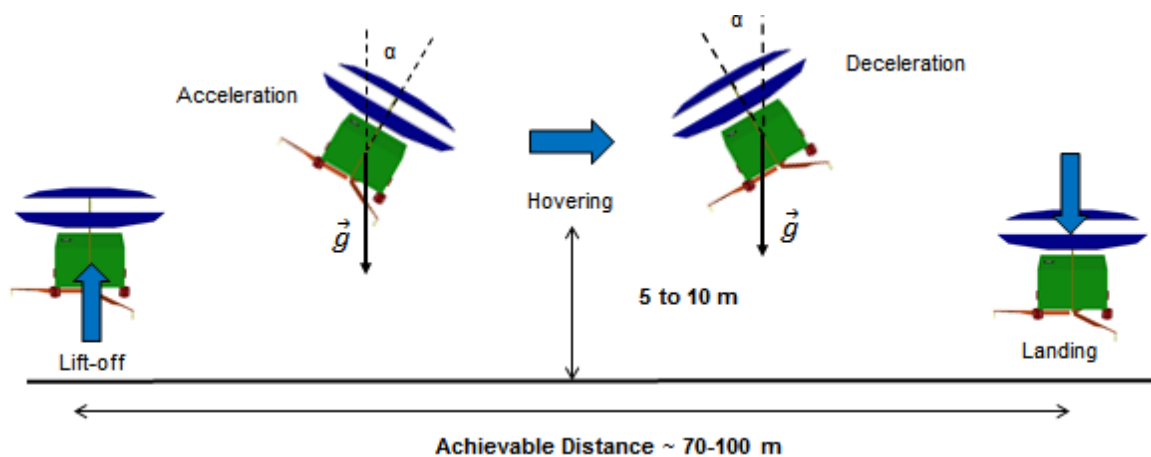


Abbildung 4: Prinzipdarstellung eines einzelnen Astrone Schwebemanövers

Ein auf Rädern bzw. auf Bodenkontakt beruhendes Verfahren ist daher ungeeignet. Geeignete Systemkonzepte für das Landefahrzeug müssen folglich die vollständige Kontrolle über alle Bewegungszustände und Missionsphasen hinweg gewährleisten. In Konsequenz hat dies folgende Eigenschaften hinsichtlich der Fortbewegungsart und Bewegungsplanung zur Folge:

- Die Gravitation ist extrem schwach und inhomogen. Das Verfahren muss diese Unsicherheit berücksichtigen und kontrollieren können.
- Die zur Verfügung stehende Energie ist somit ebenfalls unsicher. Darüber hinaus auch durch unterschiedliche Betriebsbedingungen des Energiemanagementsystems.
- Umgebungskarten stehen nur bruchstückhaft oder im Extremfall gar nicht zur Verfügung. Die Bewegungsplanung kann und darf daher nicht auf der Grundlage einer hochgenauen Datenbasis erfolgen.
- Es soll relativ zu einem Referenzpunkt („Bodenstation“ auf dem Himmelskörper) navigiert werden. Dabei muss stets eine sichere Notlandung beziehungsweise die Rückkehr zum Ausgangspunkt garantiert werden.
- Alle Algorithmen müssen auf einem Bordrechner implementierbar sein, der hinsichtlich entsprechender Raumfahrtanforderungen qualifiziert werden kann.
- Alle Bordalgorithmen müssen garantierte Rechenzeitgrenzen einhalten, um einen Absturz des Bordsystems an der Wurzel zu vermeiden.



Im Rahmen des vorangegangenen Fördervorhabens S3ARV, gefördert von der Raumfahrtagentur des DLR, wurden bereits Algorithmen entwickelt, die zum Teil die oben beschriebenen Forderungen erfüllen. Im Rahmen dieser Zuwendung wurden diese aufgegriffen und speziell auf die Randbedingungen eines Hover-Vehikels auf einem relativ kleinen Körper unseres Sonnensystems angepasst.

Die oben beschriebenen Forderungen sind in ähnlicher Weise auf andere Szenarien übertragbar. Hierzu gehören militärische wie vor allem auch humanitäre Szenarien in Katastrophengebieten oder zur flächendeckenden geografischen Beobachtung bzw. Vermessung / Kartierung von ökologisch relevanten und schwer zugänglichen Gebieten. Auch beim Einsatz von Drohnen im Bergbau finden solche Anforderungen Anwendung.

Die im Verbundvorhaben Astrone umgesetzte Zuwendung hatte als Gesamtziel die Entwicklung von Verfahren zur Bahn- bzw. Trajektorien-Planung und Navigation in unbekannte oder unsicher bekannte Umgebung. Dieses Verfahren beinhaltet im Grunde alle funktionalen Elemente eines GNC Systems, traditionelle Funktionsbausteine wie z.B. Positions- und Lageregelung sind hierbei jedoch unkritisch. Das Gesamtziel lässt sich herunterbrechen in vier Primärziele:

- **Entwicklung des Bewegungsplanungsverfahrens und Lenkung.** Es wurden Algorithmen zur Bewegungsplanung und autonomen Lenkung des Flugvehikels entwickelt und verifiziert. Die Aufgabe war hierbei, das Fluggerät so zu steuern, dass die Explorationsausbeute maximiert wird: Dabei wurden die speziellen Randbedingungen des hier vorliegenden Szenarios berücksichtigt. Diese sind: unsichere Umgebungskenntnis (Hindernisse), unsichere und variable Gravitation, limitierte Energie, garantierte Rückkehrfähigkeit.
- **Entwicklung des Navigationsverfahrens.** Es wurden Algorithmen zur Navigation entwickelt und verifiziert. Die Aufgabe war hierbei, dem Fluggerät die aktuellen Fahrzeugpose (6 DOF, Position und Lage) und einer aggregierten räumlichen Umgebungskarte zur Verfügung zu stellen. Die besonderen Herausforderungen bestanden in einer robusten Schätzung der Navigationslösung unter Einfluss von ungünstigen Beleuchtungsbedingungen bei gleichzeitig minimalem Hardware- und Softwareaufwand.
- **Echtzeitfähige Visualisierung und Rendering-Algorithmen.** Eine Kamera- und Lidarsimulation-Technik, die konfigurierbar und echtzeitfähig ist und gleichzeitig in der Lage ist, ein dynamisches Landeszenario unter Berücksichtigung einer nicht-idealen Optik, mit hochdetaillierten Oberflächenstrukturen und Interaktionen zwischen Triebwerksstrahlen und Oberfläche (z.B. aufgewirbelter Sand) darzustellen.
- **Verifizierung der Algorithmen.** Die oben genannten Algorithmen wurden auf einem Bordrechner verifiziert, der hinsichtlich entsprechender Raumfahrtanforderungen qualifiziert werden kann. Mittels zweier Testkampagnen auf dem MIL und PIL Teststand wurde die End-to-End Leistungsfähigkeit der entwickelten GNC Subsystem untersucht und bewertet.

1.2 Voraussetzungen

Die Zuwendung wurde im Rahmen des Verbundvorhabens Astrone umgesetzt wodurch gegenseitige Abhängigkeiten und Voraussetzungen entstanden sind. Der von Airbus und Astos gemeinsam bereitgestellte Simulator Teststand war Voraussetzung für die G-N-C Algorithmenentwicklung und Verifikation, die vom iFR, IfA und Airbus durchgeführt wurde. Jeder Verbundpartner zeichnete sich für einen separaten Funktionsumfang am Simulator-Teststand bzw. an den entwickelten GNC Algorithmen verantwortlich: das iFR für die Bewegungsplanung und Lenkung, das IfA für die Navigation, Airbus für die übergeordneten GNC Algorithmen, die Lageregelung, den Simulator-Teststand und Astos für den Kamera- und LIDAR-simulator.

Darüber hinaus wurde das Vorhaben durch Einbeziehung von Experten aus verschiedenen Fachbereichen bei den jeweiligen Verbundpartnern unterstützt. Dies erlaubte eine sehr kosteneffektive Umsetzung des Vorhabens, auch aufgrund umfangreicher früherer Erfahrungen der Verbundpartner in ihrem jeweiligen Verantwortungsbereich.

1.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

Für das Verbundvorhaben wurde ein gemeinsamer Arbeitsplan zwischen den Verbundpartnern und jeweiligen Zuwendungsempfängern vereinbart. Im Arbeitsplan wurden zwischen dem Kickoff und der Abschlusspräsentation zehn Fortschrittsstreifen zwischen den Verbundpartnern und dem Zuwendungsgeber



entsprechend nachstehender Tabelle 1 geplant und durchgeführt. Aufgrund den Pandemiebedingungen wurden die meisten Projektmeilensteine per Telefon- oder Videokonferenz durchgeführt und die konkrete Terminierung dieser Besprechungen und Treffen wurde im Verlaufe des Vorhabens angepasst. Ferner wurden regelmäßige Arbeitsmeetings als Telefon- bzw. Videokonferenzen durchgeführt, im späteren Projektverlauf auf ca. zweiwöchiger Basis. Darüber hinaus wurden bei Bedarf zusätzliche Telefon- bzw. Videokonferenzen für technische Diskussionen zwischen den Partnern organisiert. Die Abschlusspräsentation konnte aus Gründen überlappender Verfügbarkeit zum Jahreswechsel von Teammitgliedern und DLR Ansprechpartnern erst am 4. Februar 2022 durchgeführt werden.

Zu den aufgelisteten Meilensteinen und Reviews wurde die Bearbeitung der Arbeitspakete entsprechend nachfolgender Tabelle 1 fertig gestellt. Der zugehörige Zeitablaufplan (Gantt-Chart) ist auf der nächsten Seite dargestellt.

Tabelle 1: Projekt Meilensteine, Review & Progress Meetings sowie deren Datum der Fertigstellung

Meilenstein/Review/ Progress Meeting	Zweck	Ort	Datum	Fertigstellung von AP
Kickoff	Formal Project Start	Bonn	29. Januar 2019	-
MDR & SRR	Mission Definition Review & System Requirement Review	Telefonkonferenz	April 2019	AP1100
ADR	Architecture Design Review	Telefonkonferenz	September 2019	AP1200, AP2100, AP3100
PM1	Progress Meeting 1	Stuttgart	Januar 2020	-
MIL TFRR	MIL Test Facility Readiness Review.	Videokonferenz	Juli 2020	AP1300
TSM	Technical Status Meeting	Videokonferenz	November 2020	-
DMR	Design and MIL Review	Videokonferenz	Juni 2021	AP1400, AP2200, AP3200, AP4100, AP4200
PM2	Progress Meeting 2	Dresden	verzichtet	-
IfA PIL TFRR	IfA PIL Test Facility Readiness Review	Videokonferenz	Juli 2021	-
iFR PIL TFRR	iFR PIL Test Facility Readiness Review	Videokonferenz	Juli 2021	-
Airbus PIL TFRR	Airbus PIL Test Facility Readiness Review	Immenstaad	Oktober 2021	-
DPR	Design and PIL Review	Telefonkonferenz	4. Februar 2022	AP1500, AP2300, AP3300, AP4300
FP	Final Presentation	Videokonferenz	4. Februar 2022	-

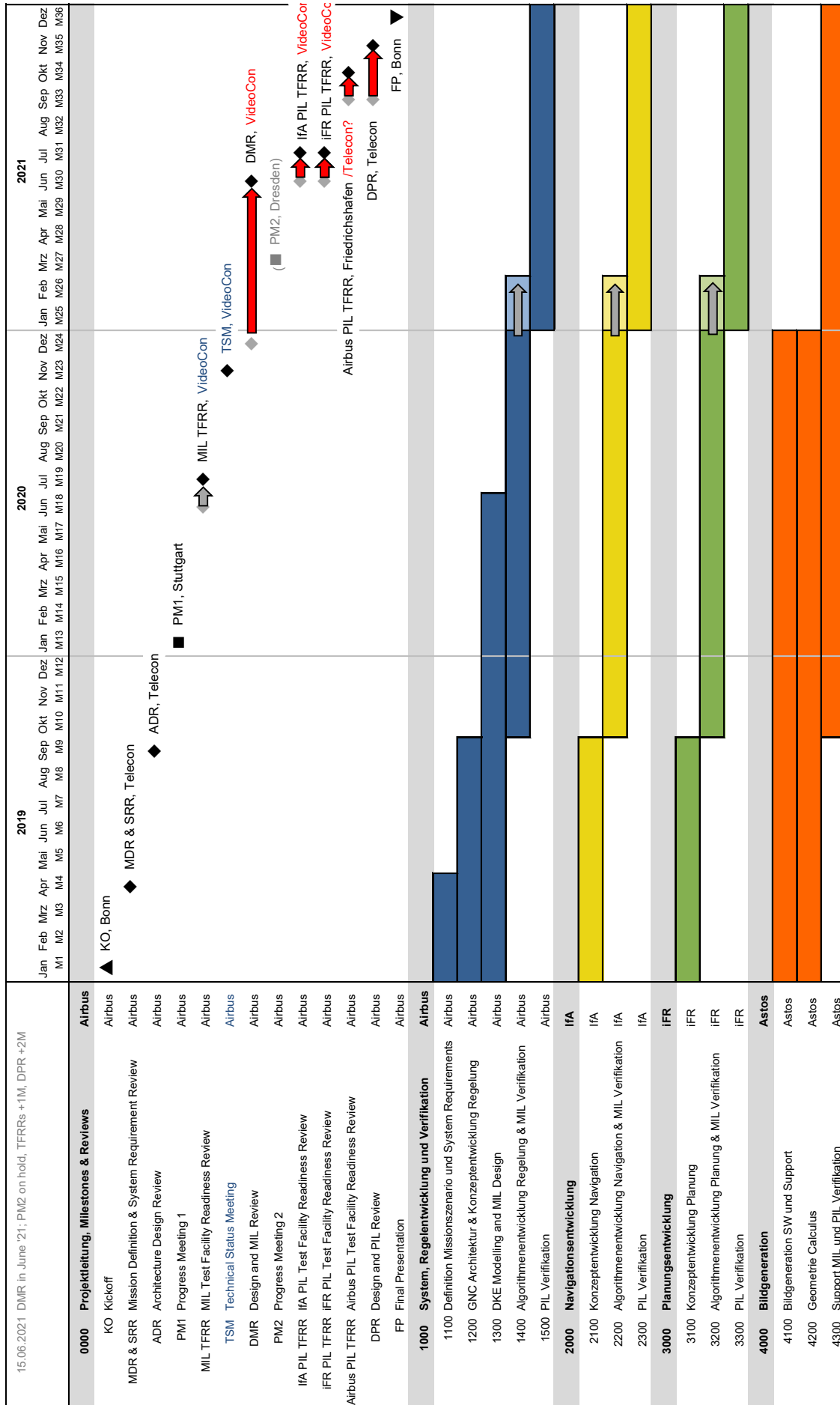


Abbildung 5: Zeitablaufplan



1.4 Wissenschaftlicher und technischer Stand

Die GNC Architektur basierend auf einem neuartigen Konzept eines schwebenden Raumfahrzeugs, das als mobile Oberflächenplattform mit Fähigkeiten größtmöglicher Oberflächen-Erreichbarkeit und Flexibilität aufwartet wurde vor dieser Zuwendung noch nicht entwickelt oder auf einer MIL & PIL Testumgebung validiert.

Bewegungsplanung und Lenkung

Bewegungsplanung und Lenkung für Flugvehikel ist derzeit ein aktives Feld in Forschung und Wissenschaft. Die meisten Verfahren, auch aktuelle Entwicklungen, beschränken sich auf Anwendungen wie beispielsweise Multikopter oder andere kleinen Fluggeräte in erdgebundenen Anwendungsszenarien. Damit fehlen die für die hier vorliegenden Szenarien im Weltraum wesentlichen Eigenschaften. Diese sind: Rechenbarkeit auf Bordrechnern mit begrenzter Leistung, unsichere Dynamik (in dem vorliegenden Fall gegeben durch unsichere Gravitationseffekte) sowie variable und unsichere Beschränkungen der an Bord verfügbaren Energie. Auch die Hindernisvermeidung selbst stellt zumindest für Fahrzeuge mit konstanter Geschwindigkeit eine nicht zu vernachlässigende Herausforderung dar, wenn man die beschränkte Rechenleistung und einen umfassenden Funktionsnachweis, wie es bei Raumfahrtmissionen gefordert ist, mit in Betracht zieht. Genau diese Lücken wurden in diesem Vorhaben erfolgreich adressiert.

Hinsichtlich der Berechnungsverfahren selbst kann grundsätzlich zwischen deterministischen und probabilistischen Verfahren unterschieden werden. Probabilistische Verfahren führen aus funktionaler Sicht oft zu sehr guten Ergebnissen, allerdings ist üblicherweise die Nachweisführung (hinsichtlich Funktion) und die garantierte Einhaltung der Rechenzeit problematisch. Auch bei klassischen Optimierungsverfahren kann die benötigte Rechenzeit schnell sehr groß werden. Auch hier gilt es, entsprechend effiziente Algorithmen für Raumfahrtszenarien zur Verfügung zu stellen.

Navigationsverfahren

Die Navigation stellt für die Bewegungsplanung in Echtzeit bestmögliche Schätzwerte der aktuellen Fahrzeugpose (6 DOF, Position und Lage) sowie eine aggregierte räumliche Umgebungskarte zur Verfügung. Im vorliegenden Kontext stehen Verfahren zur optischen Navigation zur Diskussion, d.h. die Perzeption beruht auf passiven bildgebenden Sensoren (Kameras, 2D- Bilddaten) oder aktiven optischen Sensoren (Laserscanner, 3D Punktwolken), als zusätzliche Perzeptionsquelle bieten sich Inertialsensoren an. Speziell durch die terresterische Robotik ist heute eine Vielzahl von Verfahren zur Bestimmung der Fahrzeugpose und von Karten verfügbar, wobei für das in diesem Projekt betrachtete Explorationszenario spezielle Einschränkungen gelten: (i) unstrukturierte outdoor Umgebung mit unbestimmten Umgebungsbedingungen, (ii) nichtkooperative Umgebung, (iii) 6 DOF Posenbestimmung und 3D Kartenerstellung, (iv) ruhende (Hovering) oder bewegte Sensoren.

Die Navigationsverfahren unter Nutzung bildgebender Sensoren basieren entweder auf Merkmalerkennung natürlicher Merkmale oder Bildbewegungsinformation (optischer Fluss). In beiden Fällen stellen flache Oberflächentexturen, ungünstige Beleuchtungsbedingungen und geometrische Verzerrungen (verschiedene Blickwinkel) eine große Herausforderung für die Robustheit dar. Für den optischen Fluss kann die Robustheit durch Ansätze der 2D-Flächenkorrelation gesteigert werden (am IfA entwickelt und erprobt), es bleiben jedoch Defizite bei geometrischen Verzerrungen und stationärer Fahrzeugpose.

Bei Nutzung von Laserscannern (LIDAR) nutzt man Verfahren zum Matching von 3D-Punktwolken (Scan Matching, ICP Iterative Closest Point). Den Vorteilen der weitgehenden Unabhängigkeit von Beleuchtungsbedingungen stehen Herausforderungen hinsichtlich räumlicher Auflösung der Punktwolken gegenüber.

In Abhängigkeit von den Perzeptionsverfahren werden zur Darstellung von Karten in unterschiedlicher Form passfähige abstrakte Repräsentationen der Umwelt genutzt, wie Merkmalskarten (feature maps), Rasterkarten (grid maps) und topologische Karten (topological maps). Aufgrund der im Regelfall geringen Landmarkendichte bieten merkmalsbasierte Karten keine ausreichende Kenntnis über Hindernisobjekte und ermöglichen damit keine gesicherte Bewegungsplanung. Als Kartenrepräsentationen eignen sich für das vorliegende Szenario speziell Digitale Höhenkarten (2.5D Digital Elevation Maps), Tiefenkarten (depth map) oder volle 3D volumetrische Karten.

Zum Erstellen der Karten der vorerst als unbekannt oder als unvollständig bekannt angenommenen Umgebungen sind eine Vielzahl von Verfahren des Simultaneous Localization and Mapping (SLAM) bekannt, die in der Regel auf probabilistischen Schätzalgorithmen beruhen.



Eine Schlüsselherausforderung für das der Zuwendung zugrundeliegende Explorationszenario ist die Interaktion zwischen Bewegungsplanung und Navigation, d.h. Berücksichtigung der aktuellen Güte der Navigationslösung für die Bewegungsplanung bzw. eine optimierende vorausschauende Bewegungsplanung um zusätzlich die Navigationsgüte (ausgedrückt durch eine geeignete Metrik) neben anderen Randbedingungen zu optimieren (SPLAM – Simultaneous Planning, Localization and Mapping). Im SPLAM-Kontext muss nicht notwendigerweise eine globale Karte erstellt und an Bord gespeichert werden. Vielmehr ist es in der Regel ausreichend, eine lokale Karte der augenblicklichen Umgebung zu halten (receding map). Die räumliche Abdeckung dieser lokalen Karte orientiert sich am Planungshorizont des Bewegungsplaners und ist somit in enger Abstimmung mit der Bewegungsplanung auszuwählen.

Ein Nachteil bisheriger Arbeiten ist die hohe Komplexität in Bezug auf Rechenzeit und Speicherbedarf, sowie die daraus resultierende mangelnde Skalierbarkeit. Viele Verfahren rastern den Aktions- und/oder Zustandsraum bzw. verwenden ein gerastertes Umgebungsmodell. Sie unterliegen damit starken Einschränkungen in der Dimensionalität und im Wertebereich (Ausdehnung je Dimension), um praktisch beherrschbar zu bleiben. Verfahren mit landmarkenbasierter Umgebungsmodellierung (Feature-Karten) dagegen sind für eine gesichert kollisionsfreie Bewegungsplanung ungeeignet, da sich Hindernisse nicht kompakt beschreiben lassen. Eine echtzeitfähige Umsetzbarkeit auf mobiler Hardware bleibt weitgehend offen.

Echtzeitfähige Visualisierung und Rendering-Algorithmen

Für die Bildgenerierung von Kamera- oder Lidarsensoren gibt es verschiedene Lösungen, welche zum Teil auch echtzeitfähig sind. So kann der seit mehreren Jahren kommerziell verfügbare Kamera- und Lidarsimulator von Astos Solutions für Rendezvous-Szenarien eingesetzt werden, ist aber bisher nicht für EDL-Szenarien geeignet, weil er die Oberfläche der Monde und Planeten nicht mit hinreichender Qualität darstellt. Andere Tools wie beispielsweise PANGU sind auf die Darstellung solcher Oberflächen hin optimiert, haben dabei aber Probleme mit der Bildgenerierung in Echtzeit. Wieder andere Simulatoren können hochgenau Bilder für ein spezifisches System und ein genau definiertes Szenario generieren, sind aber ebenfalls nicht echtzeitfähig. So generiert z.B. MOC2DIMES Bilder für die Navigationskamera des Abstiegsmoduls für den Mars Exploration Rover und verwendet dabei eine Kombination aus Fotos und Modellannahmen.

Eine Lösung, die konfigurierbar und echtzeitfähig ist und gleichzeitig in der Lage ist, ein dynamisches Landeszenario unter Berücksichtigung einer nicht-idealen Optik, mit hochdetaillierten Oberflächenstrukturen und Interaktionen zwischen Triebwerksstrahlen und Oberfläche (z.B. aufgewirbelter Sand) darzustellen, existierte vor der Zuwendung nicht.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Durch die Umsetzung der Zuwendung als Verbundvorhaben gab es ein hohes Maß an Kooperation und Zusammenarbeit mit den Verbundpartnern. Diese Abstimmungen und Informationsaustausch fand regelmäßig und in hoher Frequenz statt, anfangs auf ca. zweiwöchiger Basis und zum Ende des Projekts während der Testkampagnen teilweise sogar auf täglicher Basis.

Im Rahmen der Doktorarbeit von Maurice Martin fand regelmäßige wissenschaftliche Betreuung und Unterstützung durch Prof. Dr. Roger Förstner der Universität der Bundeswehr München (Institut für Raumfahrttechnik & Weltraumnutzung) statt.

2 Eingehende Darstellung

2.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

2.1.1 Missionsszenario

Um die Funktionalitäten und Leistung des Astrone-Konzepts zu demonstrieren, ist eine Referenzmission definiert worden. Das Szenario basiert auf der Kombination vom Kometen 103P/Hartley2 und 67P/Churyumov-Gerasimenko (67P/C-G). Der Komet 103P wird für die Orbitdaten verwendet, da er als wissenschaftlich interessanter Zielkörper gilt. Da für diesen Körper noch keine genauen Oberflächenmodelle und andere Charakteristiken existieren wird stattdessen 67P als Referenzkörper verwendet. Dieser Körper mit seiner stark irregulären Oberfläche stellt außerdem eine herausfordernde Umgebung für die Mission dar. Um eine noch genauere Oberfläche darstellen zu können wird der Kamerasimulator von Astos Solutions GmbH verwendet. Dieser kann künstliche Objekte, wie Steine, Rauschen, und Krater, auf der groben Oberfläche hinzufügen.

Zusätzlich zu der Zielkörperdefinition ist die Flugtrajektorie auf dem Körper definiert worden, die über den Gesamtzeitraum von rund fünf Monaten abgeflogen werden könnte. Eine Visualisierung des Flugplans ist in Abbildung 6 dargestellt. Die drei markierten Oberflächenregionen Hatmehit, Anuket, Atum wurden als Referenzszenario ausgewählt, um verschiedenartige Oberflächen- und Topologieeigenschaften abzudecken. Ferner wurden diese Referenzszenarien so definiert, dass sie charakteristische Beleuchtungseigenschaften repräsentieren, da jeweils zu den unterschiedlichen Epochen innerhalb der fünf Monaten passen.

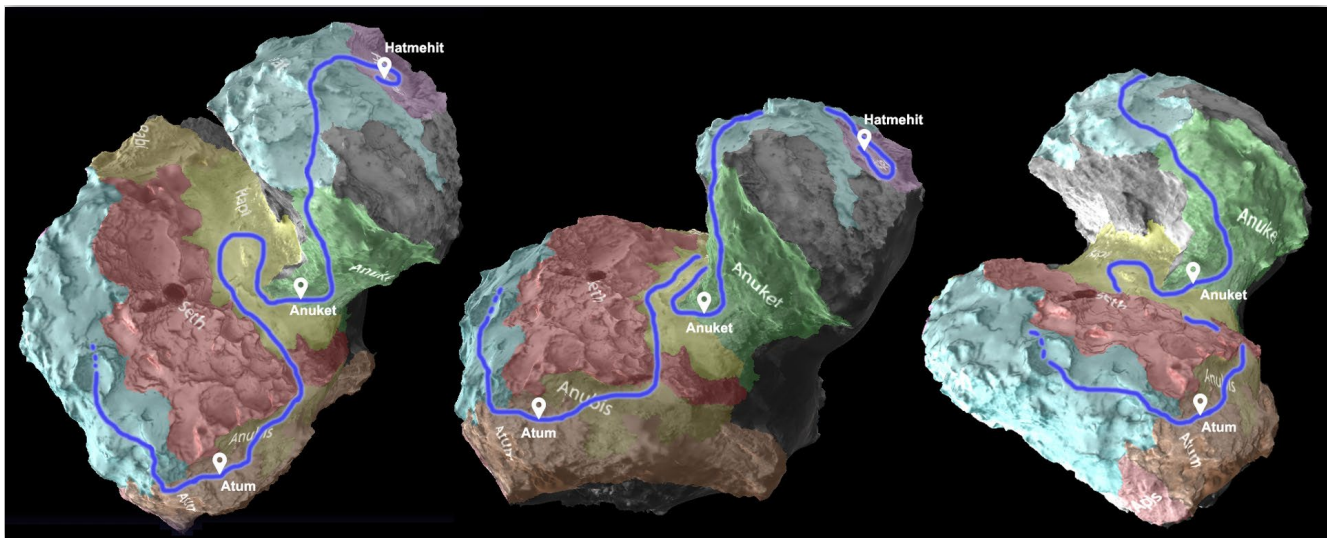


Abbildung 6: Missionsplanung um verschiedene Oberflächenregionen von 67P abzudecken. Bild basiert auf dem ESA Comet Viewer 67P.

Aus diesen drei Referenz-Missionszenarien wurden wie in Tabelle 1 dargestellt unterschiedliche Testszenarien hergeleitet, mit deren Hilfe die technischen Anforderungen an das System und damit die GNC Herausforderungen vollständig parametrisiert und getestet werden konnten.



Tabelle 2: Übersicht des Missionsverlauf mit den drei gewählten Oberflächenpunkten.

Referenzszenario / Kurzname	Referenzszenario 1 "Hatmehit"	Referenzszenario 2 "Anuket"	Referenzszenario 3 "Atum"
Definiert über	Begin of life (BOL) Konditionen	1,907AU	~2,5 Monate nach dem Perihel
Datum	03/07/2042	18/10/2042	03/12/2042
Reisedauer	3,5 Monate	1,5 Monate	
Distanz zur Erde	1,8 AU	1,965 AU	1,958 AU
Distanz zur Sonne	2,801 AU	1,907 AU	1,499 AU
Sonneneinstrahlung	176 W/m ²	380 W/m ²	615 W/m ²
Astrone Position auf 67P	Hatmehit Subregion a (Hm a)	Anuket (Ak)	Atum Subregion a (Am a)
Oberflächeneigenschaften	Sehr glatt, flach, staubbedeckt, einige Felsen, kleine Steigungen	Ziemlich uniform, meist glatt, kleinere Rauigkeit und Felsen	Sehr raue Oberfläche mit vielen Felsen und Klippen
Reisedistanz	~2,5km Via Ma'at	~2,5km Via Hapi, Seth & Anubis	

2.1.2 GNC Architektur

Die Architektur von dem Guidance, Navigation, and Control (GNC) Systems wurde anhand der Systemtreiber erstellt. Eine Übersicht zu den Treibern und deren Aufschlüsselung auf die Systementwurf und GNC Funktionalitäten ist in der Tabelle 2 gegeben.

Das resultierende Systemkonzept ist in Abbildung 7 dargestellt. Es besteht aus 1) Flash-LiDAR, 2) elektrischen Triebwerken, 3) Solarpanele, und 4) Landegestell. Das Flash-LiDAR gibt detaillierte Informationen über die geometrische Beschaffenheit der Oberfläche. Dies ermöglicht das autonome Planen der Oberflächentrajektorie und das bewerten von geeigneten Landeplätzen.

Die elektrischen Triebwerke erlauben eine hohe Erkundungsreichweite über die Missionsdauer dank seiner Effizienz gegeben über gasbetriebene Triebwerke. Durch das schwache Gravitationsfeld sind elektrische Triebwerke mit genügend Kraft verfügbar.

Für die Verwendung der Triebwerke ist viel elektrische Energie notwendig, sodass die Reichweite für einen Standortwechsel limitiert ist. Zwischen Standortwechseln wird die Batterie über Solarpanele aufgeladen.

Das Landegestell kann sich gegenüber dem Hauptkörper drehen. Zusammen mit rotier baren Solarpanelen kann so die Sonne für das Aufladen der Batterien auf der Oberfläche verfolgt werden (Nick- und Kippmechanismus).

Tabelle 3: Systemtreiberidentifikation und deren Aufschlüsselung auf dem Systementwurf und GNC Funktionalitäten.

Systemtreiber	Einfluss auf GNC	Systementwurf	GNC Funktionalitäten
Explorationsreichweite und Umgebung	Unterschiedliche Oberflächen- und Beleuchtungseigenschaften Treibstoffverbrauch Schwaches und variierendes Gravitationsfeld	Quadrocopter-basierender Entwurf Elektrische Triebwerke Landegestell	Robustheit Reichweitenschätzung
Autonomie	Keine absolute Positionsmessung Limitierte geometrische Karten Limitierte Batterieenergie	Flash-LiDAR IMU	Standortwechselplanung Karte mit Unsicherheiten Relative Positionsschätzung Entscheidungsfindung
Sicherheit und Zuverlässigkeit	Genaue Landeplatzerkennung	Flash-LiDAR	Trajektorienplanung

Systemtreiber	Einfluss auf GNC	Systementwurf	GNC Funktionalitäten
	Kollisionsvermeidung Back-Up Plan	IMU Redundanz	Trajektorienfolgung Landeplatzerkennung
Raumfahrtqualifizierter Computer	Limitierte Computerressourcen	Koprozessoren	Separation über Abstraten

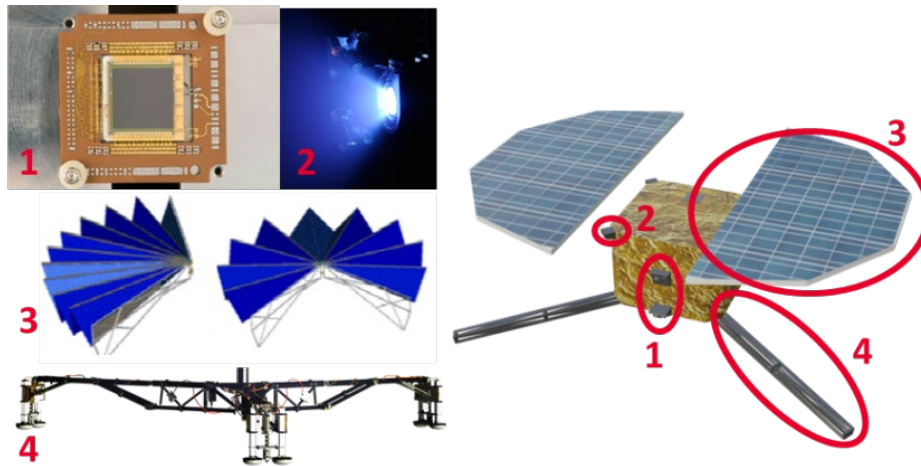


Abbildung 7: Bestandteile des Astrone Systems.

Aus den definierten Sensoren und Aktuatoren und Anforderungen vom Missionsszenario, ist die GNC Architektur hergeleitet worden. Einen Überblick ist in Abbildung 8 gegeben.

Die Hauptaufgaben der Navigation (in orange) ist den relativen Zustand des Raumfahrzeugs und die Oberflächenkarte zu schätzen. Relativ bezeichnet in diesem Fall der Zustand gegenüber der Oberfläche und nicht absolut gegenüber einem inertialen Koordinatensystem.

Der Zustand und die Karte bilden die Grundlage für die Trajektorienplanung und -generierung in der Planung (grün). Basierend auf der momentanen Position können Manöver zu Landeplätze geplant werden. Dies geschieht über Wegpunkte, die Zwischenziele der Trajektorie vollständig definieren. Die Planung schätzt außerdem den Energieaufwand für die Trajektorien und ob die Trajektorie und Landeplätze frei von Hindernissen, wie größere Steine ist. Der Ausgang der Planung sind die Referenzwerte für den Regler.

Der Regler (blau) überführt die Referenzwerte in Steuerkommands für die elektrischen Triebwerke. Wegen der Quadrocopter-ähnlichen Aktuatorarchitektur, ist der Regler in einem äußeren und inneren Regler aufgeteilt. Diese kontrollieren die Position und Lage des Raumfahrzeugs und sind über unterschiedliche Bandbreiten getrennt. Zwischen dem äußeren und inneren Regler wird die kommandierte Kraft des äußeren Reglers in ein Lagekommando übersetzt. Dies basiert auf der "Flachheit" des Systems und kann als dynamische Inversion verstanden werden.

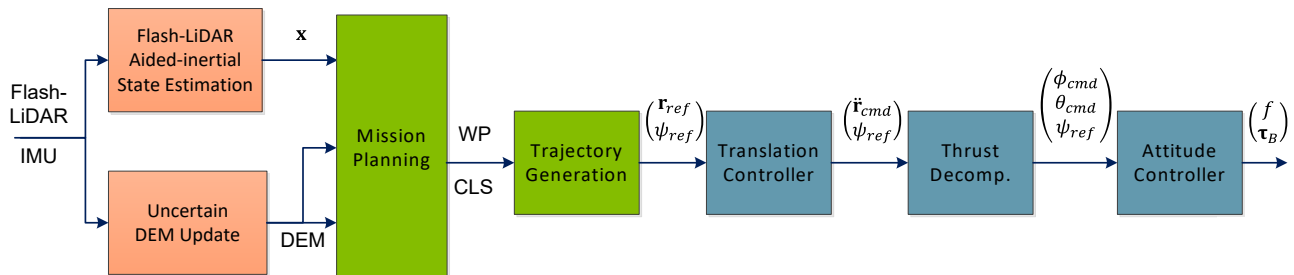


Abbildung 8: Vereinfachte Darstellung der GNC Architektur

2.1.3 Reglerentwicklung

Um einen Regler für die neuartige Oberflächenmobilität zu entwerfen, muss die Kinematik und Dynamik auf der Oberfläche hergeleitet werden. Da der Zielkörper rotiert, ist der Flug gegenüber der Oberfläche in einem Relativsystem geben. Das Koordinatensystem ist in Abbildung 9 (links) dargestellt.

Das körperfeste Koordinatensystem des Zielkörpers ist mit dem Index T angegeben. Es ist gegenüber einem inertialen Koordinatensystem I definiert. Ein beliebiger Oberflächenpunkt ist mit Index L angegeben. Dies kann der Startpunkt des Standortwechsels sein. Der Regler kontrolliert die relative Bewegung von dem körperfesten Koordinatensystem des Raumfahrzeugs (Index B) gegenüber L .

Durch die Einführung des Koordinatensystems L ist es möglich das Raumfahrzeug ähnlich einem Quadrocopter auf der Erde zu regeln. In diesem Koordinatensystem ist die effektive Gravitation als „unten“ definiert (in Richtung z-Achse). Um über der Oberfläche zu schweben, muss die Gravitationskraft mit den elektrischen Triebwerken kompensiert werden. Laterale Bewegungen werden über das kippen des Raumfahrzeuges gegenüber dem effektiven Gravitationsvektors induziert.

Dieses Prinzip wird in Form einer kaskadierten Regelung umgesetzt, die in Abbildung 9 (rechts) skizziert ist. Die Reglerarchitektur besteht aus äußeren und inneren Reglern. Die äußeren Regler setzen die kommandierte Position in Beschleunigungskommandos um. Diese werden in Lagekommandos für den inneren Lageregler transformiert. Das Referenzsignal r besteht aus den kommandierten Positionsvektor und dem Kurswinkel. Ausgänge des kaskadierten Reglers sind die Drehmomente und der Gesamtschub. Das Aktuatormodell $G_{act}(s)$ und die Regelstrecke $G(s)$ beinhalten die Unsicherheiten des Raumfahrzeugsystems und der Umgebung, z.B. das unsichere Gravitationsfeld. Die Regelstrecke wird über die Linearisierung der Kinematik- und Dynamikgleichungen gewonnen. Zusammen bilden die Regler, Aktuator, und Streckenmodell mit der Rückführung den geschlossenen Regelkreis, der für den Reglerentwurf verwendet wird.

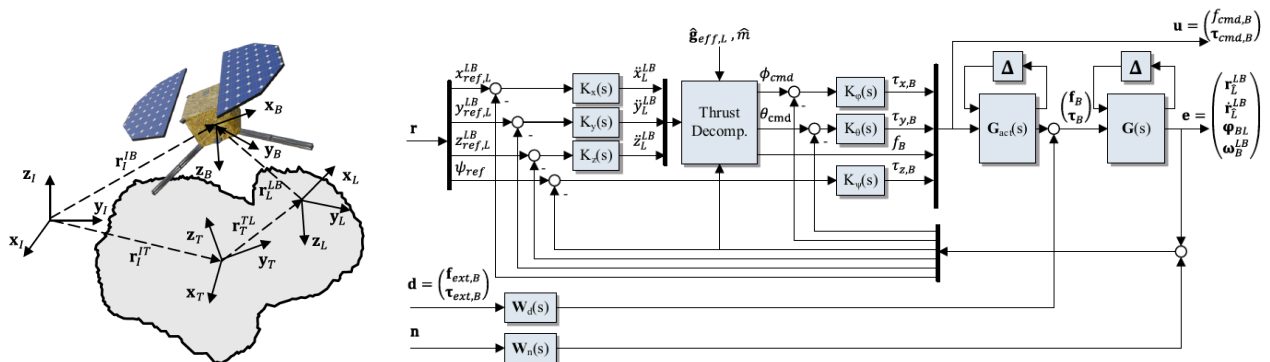


Abbildung 9: Relativsystem für die Oberflächenmobilität von Astrone (links) und kaskadierte Reglerarchitektur mit unsicheren Aktuatormodell und Regelstrecke (rechts).

Der Reglerentwurf erfolgt über ein neuartiges Verfahren dargestellt in Abbildung 10 (links), dass die Reglersynthese mit der Regelsystemanalyse verbindet. Im ersten Schritt wird für das Entwurfsmodell ein nominales Eingrößensystem für die Regelsynthese verwendet. Dieses vereinfachte Modell kann über Vereinfachungen von dem Mehrgrößensystem in Abbildung 9 (rechts) abgeleitet werden.

Im zweiten Schritt wird der geschlossene Regelkreis mit allen Unsicherheiten nach dem Modell in Abbildung 9 (rechts) gebildet (*Closed-Loop MIMO LFT*). Dabei wird der nominelle Regler vom ersten Schritt verwendet. Das Regelsystem wird anschließend auf Robustheit in Form von Stabilität- und Leistungsmetriken untersucht (*V&V Analysis*). Diese Analyse basiert auf die μ -Analyse von der robusten Regelungstheorie. Die erhaltenen Worst-Case Metriken werden mit gegebenen Anforderungen verglichen.

Falls die Anforderungen nicht erfüllt werden von dem Regler, wird im dritten Schritt eine Reglersynthese mit dem Mehrgrößensystem durchgeführt. Die Unsicherheitenkombination, die die Worst-Case Metriken induzieren, werden hierbei in der Reglersynthese verwendet. Dies erhöht die Robustheit des Regelsystems.

Der neue Regler wird wieder im Schritt 2 auf Stabilität und Leistung untersucht. Schritt 2 und 3 werden iteriert bis es keine Verbesserung mehr gibt oder alle Anforderungen erfüllt werden. Der gesamte Prozess läuft automatisiert über Matlabskripte.

Die resultierende nominale $K_{nom}(s)$ und robuste $K_{robs}(s)$ Regler wurden in Form von Monte Carlo Simulationen verglichen. Dabei wurde eine repräsentative Trajektorie für den Standortwechsel verwendet und die Unsicherheiten im Raumfahrzeugsystem und in der Umgebung zufällig gesampelt. Das Ergebnis in Abbildung 10 zeigt den Positionsfehler gegenüber der Trajektorie für den nominale Regler (Mitte) und den robusten Regler (rechts). Die beiden Regler verhalten sich ähnlich, wenn nominale Raumfahrzeug und Umgebungsparameter



verwendet werden (blaue Linie). Wenn Unsicherheiten eingeführt werden (graue Linien), zeigt der nominale Regler deutlich größere Positionsfehler als der robuste Regler. Die roten Linien zeigen die Trajektorie für die erhaltenen Worst-Case Unsicherheitskombinationen aus dem 2. Schritt (V&V Analyse). Diese finden einen größeren Positionsfehler als die zufälligen Monte Carlo Proben.

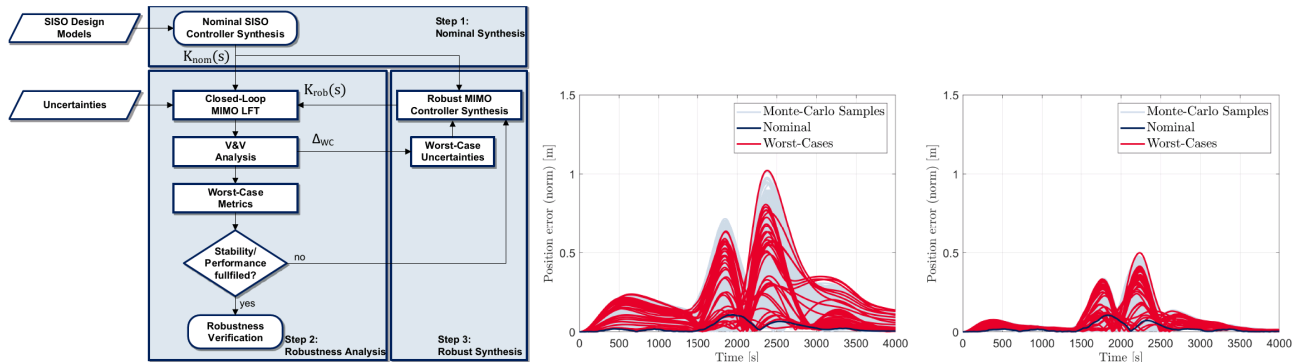


Abbildung 10: Reglerentwurfsverfahren mit Robustheitsnachweis über Regelsystemanalyse (links) und resultierende Monte Carlo Simulationen mit dem nominellen $K_{nom}(s)$ (Mitte) und robusten $K_{rob}(s)$ Reglern (rechts).

2.1.4 Simulatorentwicklung

Um das neuartige Raumfahrzeug zu verifizieren wurde eine detaillierte Simulationsumgebung entwickelt. Die Architektur ist in der Abbildung 11 illustriert. Die GNC Algorithmen sind auf dem On-Board Computer (OBC, in orange) strikt von der simulierten Welt (in blau) getrennt. Das einzige Interface zur Welt geschieht über Sensoren und Aktuatoren (in grün). Unsicherheiten werden über unterschiedliche Parametrisierungen für den OBC und der Welt simuliert. Der Simulator basiert auf Matlab/Simulink.

In der simulierten Welt befinden sich Umgebungsmodelle (u.a. Ephemeriden, Gravitationsfeld, Beleuchtungsumgebung) und Modelle für das Raumfahrzeug und Dynamik mit einem Berührungsmodell für die Oberfläche. Die Aktuatoren und Sensoren modellieren die Geräte vom Raumfahrzeug (siehe Abbildung 7). Das komplizierteste Modell ist der Kamerasimulator für den Flash-LiDAR, der von Astos Solutions GmbH bereitgestellt wird. Dieser läuft auf einem externen Linux Computer und ist mit TCP/IP mit Matlab/Simulink verbunden.

Der OBC spiegelt die GNC Architektur von 2.1.2 wider. Eine Besonderheit bilden die zwei Abtastraten innerhalb des OBCs. Flash-LiDAR Daten werden mit einer geringeren Abtastrate von 0.1 Hz bearbeitet. Dies beinhaltet das Prozessieren der Daten, Updaten der Karte, Trajektorienplanung, und Landeplatzerkennung. Diese Funktionalitäten geben dem System seine Autonomie, da es selbständig seine Trajektorie anhand von Sensordaten verändern kann. Der schnelle Regelkreis von 10 Hz sind die Basisfunktionen des GNC System mit der Zustandsschätzung, Trajektorienverfolgung, und Regelung.

Physikalisch sind die zwei Abtastraten über Koprozessoren realisiert. Dabei gibt es einen Hauptcomputer für die Basisfunktionalitäten und mindestens einen Koprozessor für die autonomen Funktionalitäten.

Die Einteilung für die Abtastraten führt zu dem Model-In-The-Loop (MIL) und Prozessor-In-The-Loop (PIL) Teststand. Die MIL basiert auf einer reinen Matlab/Simulink Modell nach der Architektur in Abbildung 11. Die PIL führt die langsameren autonomen Funktionen auf separaten Koprozessoren aus (siehe Abbildung 12). Die PIL Umgebung soll im Gegensatz zum MIL die Echtzeitfähigkeit der Funktionalitäten testen.

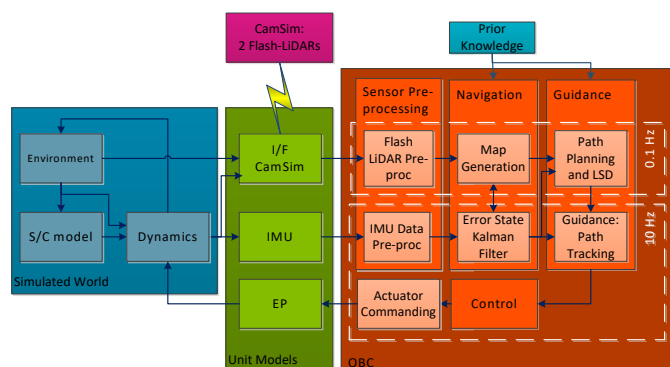


Abbildung 11: Simulatorarchitektur mit GNC Komponenten.

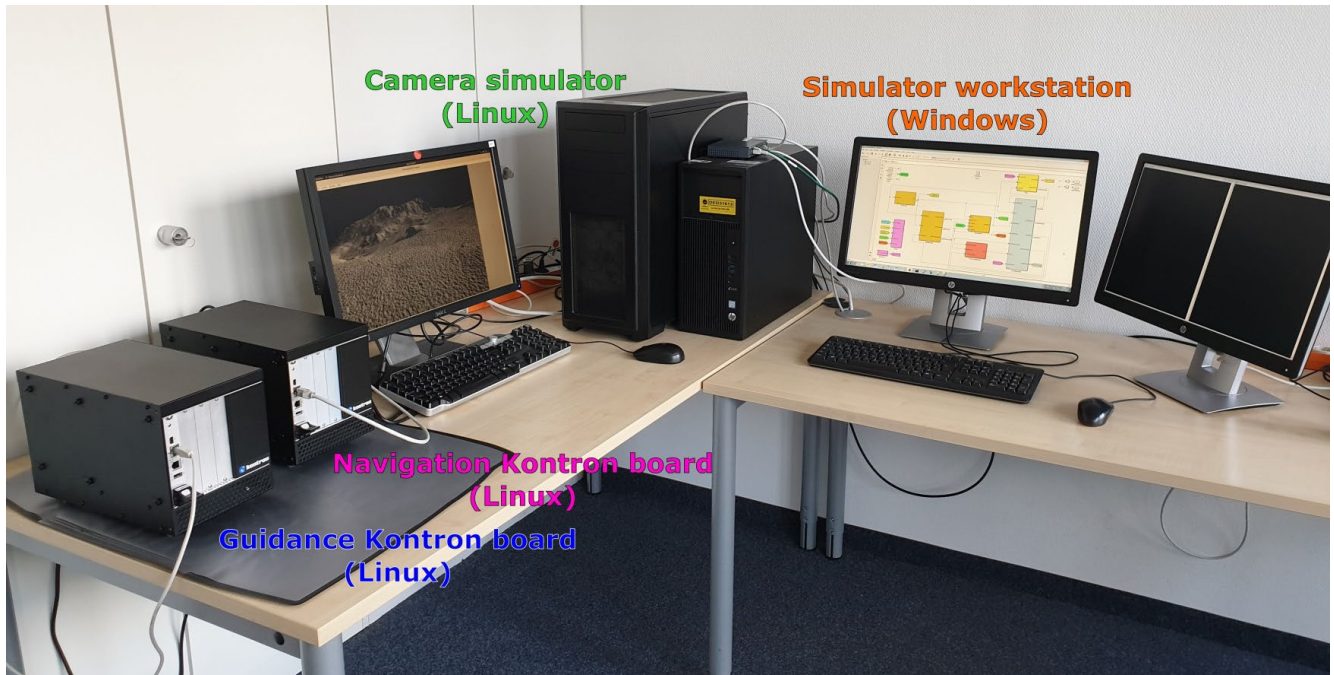


Abbildung 12: Teststand bei Airbus mit Koprozessoren, Kamerasimulator, und Matlab/Simulink Simulator.

2.1.5 Verifikation vom GNC System

Das GNC System wurde in zwei Ansätzen verifiziert. Der erste Ansatz basiert auf die analytischen Modelle für den Regelkreis von 2.1.3. Der zweite Ansatz basiert auf die MIL/PIL Simulatoren.

Für die Simulatoren wurden Testszenarien definiert, die die unterschiedlichen Eigenschaften auf dem Zielkörper darstellen sollen. Ein Beispiel ist in Abbildung 13 gezeigt, wo der erste Test SPT1 eine deutlich flachere Oberfläche aufweist als der zweite Test SPT7.

Um die Testszenarien zu parametrisieren, ist ein vorverarbeitendes Skript geschrieben worden. Dieses generiert anhand des Kamerasimulators eine Digitale Elevation Map (DEM), wie sie in Abbildung 13 dargestellt sind. Dies bildet die „wahre“ Umgebung ab. Für die GNC Algorithmen werden DEMs mit deutlich geringer Auflösung erstellt. Dies ermöglicht die Robustheit des GNC Systems gegenüber Annahmen über die Oberflächengenauigkeit zu testen.

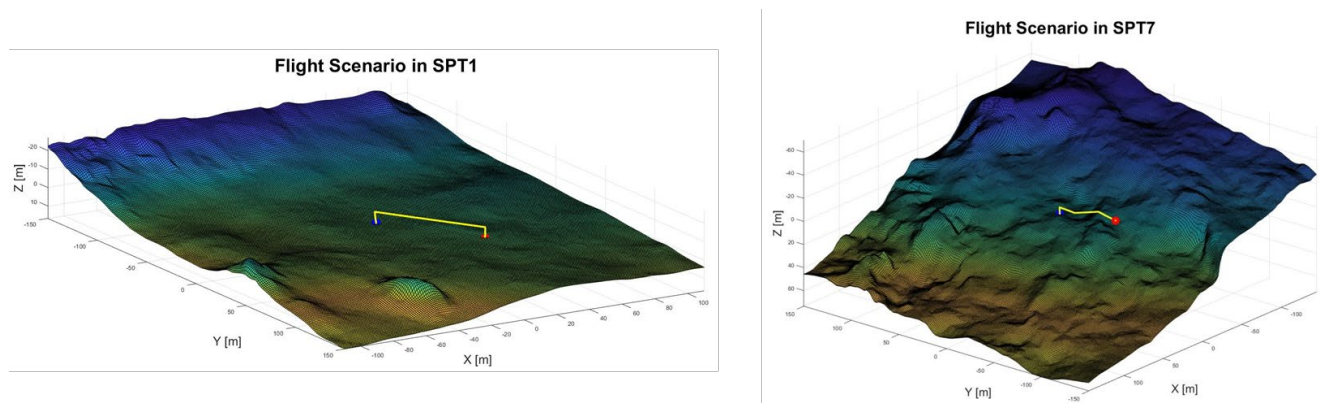


Abbildung 13: 3D Darstellung zweier Testszenarien mit unterschiedlicher Oberflächenbeschaffenheit.

2.2 Zahlenmäßiger Nachweis

Der zahlenmäßige Nachweis wurde separat übermittelt. Die bereitgestellten Mittel wurden entsprechend der jeweils durchgeführten Arbeiten eingesetzt (siehe dazu auch Kapitel 2.3 "Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit".)



2.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die beantragte Zuwendung diente dem Zweck der (Weiter-)Entwicklung von Algorithmen der System- und Lageregelung von Raumfahrzeugen sowie der Verifikation. Die bereitgestellten Mittel wurden entsprechend der jeweils durchgeführten Arbeiten eingesetzt. Ein Teil dieser Arbeiten konnte im Rahmen einer Doktorarbeit durchgeführt werden. Die Zuwendung war notwendig, da für diese Aktivitäten nur teilweise Eigenmittel des Unternehmens zur Verfügung standen.

Aus Sicht des Zuwendungsempfängers wurden alle wesentlichen Projektziele erreicht. Die geleistete Arbeit wird insofern als angemessen erachtet. Die im Projektantrag formulierten Meilensteine sind in Tabelle 1 inklusive dem jeweiligen Fertigstellungsdatum aufgelistet.

2.4 Voraussichtlicher Nutzen und Verwertbarkeit des Ergebnisses

Im Anschluss an dieses Vorhaben wurde unmittelbar das Anschlussvorhaben *Astrone KI* gestartet, welches direkt auf den *Astrone* Projektergebnissen aufbaut und diese weiter entwickelt. In diesem Zusammenhang wurde in 2021 die Projektskizze *Astrone KI* mit dem DLR diskutiert, ein entsprechendes Angebot mit den Projektpartnern iteriert und eingereicht. Das Angebot war erfolgreich und das Projekt wurde zum 1. Januar 2022 gestartet. Zum jetzigen Stand ist die initiale Konzeptphase bereits erfolgreich abgeschlossen.

Die Zuwendung war die direkte Voraussetzung für ein erfolgreiches Angebot eines Anschlussvorhabens.

2.5 Fortschritt auf dem Gebiet des Vorhabens während der Durchführung

Airbus sind keine relevanten Fortschritte bei anderen Stellen bekannt, die auf dem technisch konkreten Gebiet des Vorhabens (Agile autonome Forschungsplattform mit hoher Oberflächenmobilität: Teilvorhaben Astrone Projektleitung, System- und Regelentwicklung und Verifikation) während der Projektdurchführung bekannt gemacht wurden.

2.6 Veröffentlichungen

Im Rahmen des Projekts konnten Beiträge über Erkenntnisse auf verschiedenen nationalen und internationalen Konferenzen veröffentlicht werden. Folgende Beiträge wurden erbracht:

IEEE Aerospace Conference:

- Martin, Maurice, et al., "Robust Performance Analysis Using H_2 -norm for Quadcopter-based Mobility on Small Bodies." In *2021 IEEE Aerospace Conference*, 2021.

ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems:

- Martin, Maurice, et al., „Astrone – GNC for Enhanced Surface Mobility on Small Solar System Bodies" In *11th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems*, 2021.

ESA/CNES/DLR/NASA/ONERA Multi-Agency Workshop & Seminar Series:

- Martin, Maurice, "V&V Challenges for Future Space Guidance Navigation & Control (GNC) Systems": A Multi-Agency Workshop & Seminar Series, 2021.

AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics (in preparation 2022):

- Martin, Maurice, et al., "Systematic Robust Control Analysis for Spacecraft Relocations on Small Solar System Bodies", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2022.

PhD Thesis (in preparation 2022):

- Martin, Maurice, "Systematic Robust Control Analysis and Design for AOCS/GNC Applications"



3 Kurzfassung

3.1 Kurzfassung Deutsch

Dieser Bericht präsentiert einen Überblick über ein neuartiges Mobilitätskonzept für verbesserte Oberflächenmobilität auf kleinen Körpern in unserem Sonnensystem mit geringer Schwerkraft. Das entwickelte System- und GNC-Design wurde auf den Kometen 67P/CG zugeschnitten, der ein herausforderndes Missionsreferenzszenario in Bezug auf die Oberflächentopologie darstellt. Das vorgestellte Schwebekonzept ist jedoch nicht nur auf diesen Zielkörper beschränkt sondern könnte auf ähnliche Umgebungen mit geringer Schwerkraft wie Asteroiden angepasst werden. Das Konzept kann als Schlüsseltechnologie für anspruchsvolle zukünftige Kleinkörper-Missionen angesehen werden. Anstatt in-situ Messungen nur an wenigen Orten auf der Oberfläche zu erhalten, können die verschiedenen Oberflächeneigenschaften auf einem Asteroid oder Komet global charakterisiert werden. Im Gegenzug würde dies den wissenschaftlichen Ertrag dieser Art von Missionen erheblich steigern.

Die entwickelte Technologie ist ein erster Schritt zu Missionen mit gesteigerter Autonomie um Umfeld von Kleinkörpern im Sonnensystem. Jüngste Missionen mussten sich auf eine detaillierte Charakterisierung der Umgebung vor jeder Operation in unmittelbarer Nähe verlassen. Das Astrone-System jedoch ist aufgrund seiner Sensoren und autonomiefähigen GNC-Algorithmen zumindest teilweise weniger abhängig von Vorkenntnissen dieser Art.

3.2 Kurzfassung Englisch

This report provides an overview of a novel mobility concept for enhanced surface mobility on low-gravity SSSB environments. The developed system and GNC design has been tailored for the 67P/CG comet, representing a challenging mission reference scenario in terms surface topology. However, the hovering concept is not only limited to this target body and could be adjusted to similar low-gravity environments such as asteroids. The concept can be seen as an enabling technology for demanding future SSSB missions. Instead of obtaining in-situ measurements only at a few locations on the surface, the various surface characteristics on a SSSB can be characterised globally. In return, this would greatly increase the scientific return of these types of missions.

The developed technology is a first step to more autonomous close-proximity operations around SSSBs. Recent missions have relied on detailed characterisation of the environment prior to any close-proximity operation. The Astrone system is, at least partially, less dependent on prior knowledge, due to its sensors and autonomy-enabling GNC algorithms.