

Entwurf und experimentelle Untersuchungen einer Treibstofftransferschnittstelle für Raumfahrzeuge und ihre Anwendungsmöglichkeiten für das On-Orbit-Servicing

vorgelegt von Dipl.-Ing. Lars Dornburg

an der Fakultät V – Verkehrs- und Maschinensysteme der Technischen Universität Berlin

zur Erlangung des akademischen Grades Doktor der Ingenieurwissenschaften – Dr.-Ing. – genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss:

- Vorsitzender:Prof. Dr. ir Maarten Uijt de Haag, Technische Universität Berlin1. Gutachter:Prof. Dr.-Ing. Klaus Brieß, Technische Universität Berlin
- 2. Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Stefanos Fasoulas, Universität Stuttgart

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 06. Mai 2021

Berlin 2022

Für

Evelyn,

Peter, Anne und Nils

In tiefer Dankbarkeit für eure endlose Geduld und die fortwährende Rücksicht, die ihr während der Erstellung dieser Arbeit aufgebracht habt!

Kurzfassung

Die unbemannte Raumfahrt durchdringt, neben der wissenschaftlichen Anwendung, immer mehr das öffentliche Leben. Sei es zur Wettervorhersage, für die Navigation, die Telekommunikation oder zukünftig auch für die Internetkommunikation. Unabhängig vom technischen Zustand gibt es für jeden Satelliten einen die Lebensdauer einschränkenden Faktor: die Menge des vorhandenen Treibstoffes. In einer niedrigen Erdumlaufbahn (LEO) ist es die Fähigkeit einer Bahnabsenkung entgegenzuwirken, verursacht durch von der Restatmosphäre induzierte Reibungsverluste, die die Lebensdauer eines Satelliten beschränkt. Im mittleren und geostationären Orbit ist es die Fähigkeit zur Bahn- und Lageregelung. In beiden Fällen kommen treibstoffgestützte Antriebsysteme zum Einsatz. Ein erschöpfter Treibstoffvorrat führt unmittelbar zum Verlust der oben genannten Fähigkeiten und damit zur Beendigung der Satelliten, in Abhängigkeit von seinem allgemeinen technischen Zustand, beliebig verlängert werden.

Inhalt der vorliegenden Arbeit ist eine neuartige Treibstofftransferschnittstelle für die Betankung von Raumfahrzeugen im Weltall. Grundlage für die Entwicklung der neuartigen Treibstofftransferschnittstelle war eine ausführliche Recherche und Analyse zum Stand der Technik beim On-Orbit-Servicing im Allgemeinen und der Betankung von Raumfahrzeugen im Weltall im Besonderen. Durch experimentelle Untersuchungen an verschiedenen Labormodellen der Treibstofftransferschnittstelle und einer ausführlichen Analyse der hierbei gewonnen Ergebnisse konnte das Konzept eines androgynen Fluid Transfer Interface (FTI) erfolgreich verifiziert werden. Die hierbei durchgeführten Versuche umfassten, neben ausführlichen mechanischen Funktionstests, auch Druck- und Dichtigkeitstests mit flüssigen und gasförmigen Medien bis zu einem Maximaldruck von 100 bar.

Die Entwicklung des Fluid Transfer Interface erfolgte im Rahmen des Projektes iBOSS (<u>i</u>ntelligentes <u>B</u>aukastenkonzept für das On-<u>O</u>rbit-<u>S</u>atellite-<u>S</u>ervicing) am Fachgebiet Raumfahrttechnik der Technischen Universität Berlin. Inhalt von iBOSS war die Entwicklung eines neuartigen, im Weltall wartbaren, Satellitenkonzeptes. Kernidee war dabei die Zerlegung klassischer monolithischer Satelliten in Funktionsmodule. Diese würfelförmigen Funktionsmodule (z. B. Batteriemodul, Reaktionsradmodul, Tankmodul oder Antriebsmodul) sollten über lösbare Schnittstellen zur Daten-, Strom- und Treibstoffübertragung sowie zur Übertragung mechanischer und thermaler Lasten miteinander zu einem im Weltall zerlegbaren Satelliten verbunden werden. Bei einer Reparatur oder Modernisierung müssen dann lediglich die betroffenen Module im Satelliten (Client) von einem Wartungssatelliten (Servicer) gegen neue Module ausgetauscht werden. Hierzu wird das betroffene Modul durch Lösen der Schnittstellen mittels des Servicers von den anderen Modulen im Client getrennt und ein neues Modul an seiner statt eingefügt. Designtreiber für die neuartige Treibstofftransferschnittstelle sind die in dem Projekt iBOSS aufgestellten Randbedingungen.

Da die androgyne Verschlusskupplung des Fluid Transfer Interface eine neue Problemlösung für die wiederholbare Verbindung von fluidführenden Leitungen darstellt, wurde diese von der Technischen Universität Berlin erfolgreich zum Patent angemeldet.

Der zweite Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung von Konzepten für im Weltall wartbare Antriebssysteme als Teil eines modularen iBOSS-Satelliten. Hierzu wurden verschiedene Möglichkeiten zur Modularisierung von Satellitenantriebssystemen betrachtet. Auf Basis dessen wurden Anpassungen am Aufbau und Betrieb der Treibstoffverteilungssysteme für verschiedene Satellitenantriebssysteme ausgearbeitet und diskutiert. Unabhängig davon wurden auch Konzepte zum Einsatz des Fluid Transfer Interface beim Wiederbetanken klassischer Satelliten betrachtet. Hier lag der Schwerpunkt auf der Anwendung des Fluid Transfer Interface in bereits erprobten Systemen zum On-Orbit-Servicing und die damit verbundenen Anpassungen an Servicer und Client.

Das Projekt iBOSS (<u>i</u>ntelligentes <u>B</u>aukastenkonzept für das On-<u>O</u>rbit-<u>S</u>atelliten-<u>S</u>ervicing) wurde gefördert durch das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik (DLR) (FKZ iBOSS-1: 50RA1005; FKZ iBOSS-2: 50RA1200, FKZ iBOSS-3: 50RA1501).

Abstract

In addition to scientific applications, unmanned space flight is increasingly affect public life. Whether for weather forecasting, navigation, telecommunications or, in the future, also for Internet communication. Irrespective of the technical state of the satellite, there is one factor that limits its service life: the amount of fuel available. In a low earth orbit (LEO), it is the ability to counteract a lowering of the orbit caused by frictional losses induced by the residual atmosphere that limits the lifetime of a satellite. In medium and geostationary orbit, it is the ability to control orbit and attitude. In both cases, propellant-based propulsion systems are used. An exhausted fuel supply leads directly to the loss of the above mentioned capabilities and thus to the termination of the satellite mission. By replenishing fuel stocks in space, the life of a satellite can be extended at will, depending on its general technical condition.

The content of the present work is a novel fuel transfer interface for the refuelling of spacecraft in space. The basis for the development of the novel fuel transfer interface was a detailed research and analysis of the state of the art in on-orbit servicing in general and the refuelling of spacecraft in space in particular. The concept of an androgynous Fluid Transfer Interface (FTI) was successfully verified by experimental investigations on various laboratory models of the Fluid Transfer Interface and a detailed analysis of the results obtained. In addition to extensive mechanical function tests, the tests carried out here included pressure and leakage tests with liquid and gaseous media up to a maximum pressure of 100 bar.

The Fluid Transfer Interface was developed within the framework of the iBOSS project (intelligentes Baukastenkonzept für das On-Orbit-Satellite Servicing) at the Chair of Space Technology at Technische Universität Berlin. The content of iBOSS was the development of a novel satellite concept that can be maintained in space. The core idea was to break down classical monolithic satellites into functional modules. These cube-shaped functional modules (e.g. battery module, reaction wheel module, tank module or thruster module) were to be connected to each other via detachable interfaces for data, power and fuel transmission as well as for the transmission of mechanical and thermal loads to form a satellite that could be disassembled in space. In case of repair or modernisation, only the affected modules in the satellite (client) have to be exchanged by a maintenance satellite (servicer) for new modules. For this purpose, the affected module is separated from the other modules in the client by detaching the interfaces by means of the servicer and a new module is inserted in its place. Design drivers for the new Fluid Transfer Interface are the boundary conditions established in the iBOSS project.

Since the androgynous coupling of the Fluid Transfer Interface represents a new problem solution for the repeatable connection of fluid-carrying lines, a patent application was successfully filed by Technische Universität Berlin.

The second focus of the present work is the development of concepts for space maintainable propulsion systems as part of a modular iBOSS satellite. For this purpose, different possibilities for the modularisation of satellite propulsion systems were considered. On the basis of this adjustments to the design and operation of fuel distribution systems for different satellite propulsion systems were worked out and discussed. Independently of this, concepts for the use of the Fluid Transfer Interface for refuelling classic satellites were also considered. Here, the focus was on the application of the Fluid

Transfer Interface in already proven systems for on-orbit servicing and the associated adjustments to servicer and client.

The project iBOSS (intelligentes Baukastenkonzept für das On-Orbit-Satellite Servicing) was funded by the German Aerospace Center (DLR) (FKZ iBOSS-1: 50RA1005; FKZ iBOSS-2: 50RA1200, FKZ iBOSS-3: 50RA1501).

Inhaltsverzeichnis

Kurzfassungii			
Abstractiv			
1. Ein	leitun	g1	
2. Sta	and de	r Technik	
2.1	Miss	sionen zur Wartung von Raumfahrzeugen4	
2.2	Miss	sionen mit Wartung und Wiederbetankung des Antriebssystems	
2.3	Syst	eme zur Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Weltall9	
2.4	Fazit	t	
3. Da	s Fluid	Transfer Interface	
3.1	Anfo	orderungen	
3.1	.1	Allgemeine Anforderungen	
3.1	2	Spezifische Anforderungen	
3.1	3	Einfluss des Fluids	
3.2	Entv	vurf des Fluid Transfer Interface25	
3.2	2.1	Modell 1	
3.2	2.2	Modell 2	
3.3	Vari	ationen der Verschlusskupplung 40	
3.4	Fert	igung und Montage	
3.5	Pate	entierung	
4. Exp	perime	entelle Untersuchungen	
4.1	Mod	dell 1	
4.1	.1	Ziele	
4.1	.2	Versuchsaufbau	
4.1	.3	Versuchsablauf	
4.1	.4	Diskussion	
4.2	Mod	dell 2	
4.2	2.1	Ziele	
4.2	2.2	Versuchsaufbau	
4.2	2.3	Versuchsablauf	
4.2.4 Diskussion		Diskussion	
5. An	wendu	Ingsszenarien	
5.1 Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Weltraum			
5.2	Mod	dulare Treibstoffverteilungssysteme	

	5.2.1	Modularisierungsebenen	77
	5.2.2	Bauweisen	80
	5.2.3	Modularisierung des Treibstoffverteilungssystems in iBOSS	82
6.	Zusamme	enfassung und Ausblick1	.26
7.	Literaturverzeichnis		.29

Abbildungsverzeichnis

Abb. 1: Modularer Satellit nach dem iBOSS-Konzept 2
Abb. 2: HISat-Module [92]
Abb. 3: SSVP Kopplungsmechanismus an Progress [17]10
Abb. 4: SSVP Kopplungsmechanismus an Sojus [18]10
Abb. 5: SSVP Kopplungsmechanismus an ISS [19]10
Abb. 6: Treibstofftransferschnittstelle für Orbital Express [6] 11
Abb. 7: RRM Endeffektorwerkzeuge (oben von links: Safet Cap Tool, EVR Nozzle Tool, MLI/Wire
Cutter Tool, Multi-Function Tool; mitte: typischer Aufbau des Fill/Drain Valve, VIPIR; unten: Cryogen
Servicing Tool, VIPIR2, MFT2) [44] [45]
Abb. 8: RAFTI (links: Prototyp für Versuche auf der ISS, rechts: Detailbild der Kopplungspartner) [103]
[104]
Abb. 9: Endeffektor (links) und Kopplungspartner (rechts) von ASSIST [43]13
Abb. 10: Kopplungsvorgang von ASSIST [43]14
Abb. 11: Computeranimierte Darstellung von OSAM-1 [85]15
Abb. 12: Schnittstellenkonzept in iBOSS: zentral an der Modulwand die multifunktionale Schnittstelle,
das Fluid Transfer Interface (rot) in der Ecke 19
Abb. 13: Explosionszeichnung der Ventileinheit
Abb. 14: Funktionsprinzip der Ventileinheit
Abb. 15: Position der Dichtungen in der Ventileinheit
Abb. 16: Explosionszeichnung der Verschlusseinheit
Abb. 17: Erzeugung einer Zykloide [4]
Abb. 18: Fixierung der Ventileinheit in der Antriebshülse (gelb) mittels einer Verschlussmutter 29
Abb. 19: Ventileinheit (grau) mit Antriebshülse (gelb) und Verschlusshülse (grün)
Abb. 20: Schnittdarstellung der Verschlusseinheit
Abb. 21: Funktionsprinzip der Verschlusskupplung
Abb. 22: Verschlusskupplung mit Rändelung für manuellen Einsatz
Abb. 23: Dichtungen in der Verschlusshülse zum Abdichten der gekoppelten Schnittstellen
Abb. 24: CAD-Modell der Antriebseinheit
Abb. 25: Position der Kupplung zu Gehäuse, Antriebsrad und Montagering im Normalbetrieb 34
Abb. 26: Position der Kupplung zu Gehäuse, Antriebsrad und Montagering im Fail-Safe-Betrieb 34
Abb. 27: CAD-Darstellung des Fluid Transfer Interface Modell 1
Abb. 28: Fluid Transfer Interface Modell 1
Abb. 29: Vergleich der Ventileinheiten von Modell 1 (oben) und Modell 2 (unten)
Abb. 30: CAD-Darstellung des 2-Achs-Versatzausgleichs (links quer, rechts axial)

Abb. 31: Erweiterung des Versatzausgleichs von 2 auf 3 Freiheitsgraden	38
Abb. 32: Positionen für Startsicherungen	38
Abb. 33: CAD-Darstellung der Funktionsweise des Fail-Safe-Systems	39
Abb. 34: Variationen der Verschlusskupplung (oben: androgyn; Mitte: rein aktiv; unten: rein passiv))
	40
Abb. 35: Kombinationsmöglichkeiten der Varianten	41
Abb. 36: Fließschema des Versuchsaufbaus für Druck- und Dichtigkeitstests am FTI Modell 1	45
Abb. 37: Versuchsaufbau für FTI Modell 1	46
Abb. 38: Vereinfachtes Fließschema des Versuchsaufbaus	48
Abb. 39: Gekoppelte FTI Modell 1	49
Abb. 40: Zentrales Element von Modell 1 (unbeschichtet) und Modell 2 (schwarz)	51
Abb. 41: FTI Modell 2 auf mechanischen Teststand	52
Abb. 42: FGSE mit einzelnem Fluid Transfer Interface	53
Abb. 43: Vorbereitung statische Druck- und Dichtigkeitstests	54
Abb. 44: Fließschema des Flüssigkeitsteststands für FTI Modell 2	55
Abb. 45: CAD-Zeichnung des Flüssigkeitsteststands (Quelle: AIG)	55
Abb. 46: Flüssigkeitsteststand ohne FTI	56
Abb. 47: Flüssigkeitsteststand mit FTI (im Vordergrund unten)	56
Abb. 48: Kopplung der Schnittstellen bei seitlichem Versatz	57
Abb. 49: Versuchsaufbau für statische Druck- und Dichtigkeitstests	58
Abb. 50: Entlüftung des Fluidteststands nach dem Koppeln und Befüllen der FTI	59
Abb. 51: Manometer des FGSE für Druck- und Dichtigkeitstests	62
Abb. 52: Volumenstrom in Pulse/Zeit	63
Abb. 53: Temperaturentwicklung im Fluid in Abhängigkeit von der Zeit	63
Abb. 54: CAD-Querschnittsdarstellung der Dichtung [88]	64
Abb. 55: Schäden am Stützring im zentralen Adapter	65
Abb. 56: Abriebrückstände der Dichtungen an Verschlusshülse (links) und Ventilkappe (rechts)	65
Abb. 57: Teilmontierte Ventileinheit von Modell 1 (links) und Modell 2 (rechts)	66
Abb. 58: Unvollständige DLC-Beschichtung auf der Innenfläche der Verschlusshülse	67
Abb. 59: Vergleich des Schadensbilds von Gehäuse und Verschlusshülse nach Gewindefressen	67
Abb. 60: Mit Gleitlack beschichtete Antriebswelle (oben); unbeschichtete Antriebswelle (unten)	68
Abb. 61: Gehäuse der Ventileinheit (links) Detailansicht der Polygonkontur (rechts)	69
Abb. 62: Kopplungselemente der Treibstofftransferschnittstelle in Orbital Express (links: passiv;	
rechts: aktiv) [6]	70

Abb. 63: Kopplungsflächenansicht der Zielsatelliten von Orbital Express (links) [80] und MEV-1
(rechts) [81]
Abb. 64: Anordnung der Wiederbetankungsschnittstellen im Bereich des Startadapters
Abb. 65: Anpassung des ASTRO Treibstofftransfersystems an die Verwendung mit einer FTI (oben:
Originalsystem; unten modifiziertes System) [82] 73
Abb. 66: Fließschemata monopropellanter Antriebssysteme (li. o. STEREO; li. u. Coriolis; re. THEMIS)
[83]
Abb. 67: Fließschema des zur Wiederbetankung mit der FTI angepasstes monopropellantes
Antriebssystem von THEMIS (Quelle ursprüngliches Fließschema [83])
Abb. 68: Handgriffe und mechanische Verschlüsse am HST [20]78
Abb. 69: Steckverbinder einer PCU des HST [20]
Abb. 70: Austausch der Advanced Camera for Surveys [20]79
Abb. 71: Entfernung einer Leiterplatte in der Advanced Camera for Surveys [21] 80
Abb. 72: Hubble Space Telescope [22]
Abb. 73: Prinzipskizze eines auf Subsystemebene modularisiertem Kaltgasantriebsmodul in iBOSS-1
Abb. 74: allgemeines Fließschema eines Kaltgassystems (links); Fließschema des Kaltgassystems von
GRACE (rechts) [68]
Abb. 75: Fließschema des elektrischen Antriebssystems des Stentor Satelliten [69] 85
Abb. 76: Fließschema Tankmodul Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen
Abb. 77: Prinzipskizze FTI-Anordnung im Tankmodul
Abb. 78: Anpassung des Schubvektors an die Änderung des Massenschwerpunktes [66] 89
Abb. 79: Triebwerksmodul mit drei monopropellant Triebwerken von Aerojet Rocketdyne [83] 90
Abb. 80: Fließschema Kaltgasantriebsmodul91
Abb. 81: Anordnung der Antriebsmodule am Tankmodul
Abb. 82: Prinzip der redundanten Treibstoffversorgung in modularen Einstoffantriebssystemen 93
Abb. 83: Fließschema der redundanten Treibstoffversorgung in modularen Einstoffantriebssystemen
Abb. 84: Fließschema elektrisches Antriebsmodul
Abb. 85: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Startmodus
Abb. 86: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Dichtigkeitstest
Abb. 87: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Betriebsmodus
Abb. 88: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung 100
Abb. 89: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Entkoppeln/Koppeln
Abb. 90: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Betankung

Abb. 91: Fließschema und CAD-Modell von GPIM [76]	103
Abb. 92: Fließschema Tankmodul Einstoffantriebssysteme mit flüssigen Treibstoffen	104
Abb. 93: Fließschema des Antriebsmoduls eines monopropellantes Antriebssystem	105
Abb. 94: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Startmodus	106
Abb. 95: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Dichtigkeitstest	107
Abb. 96: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Betriebsmodus	108
Abb. 97: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung	109
Abb. 98: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entkoppeln/Koppeln	110
Abb. 99: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung des Treibstofftanks	111
Abb. 100: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Wiederbetankung mit Treibstoff und	ł
Druckgas	112
Abb. 101: Antriebssystem des ExoMars Trace Gas Orbiter [78] [79]	114
Abb. 102: Fließschema Tankmodul modulares Bipropellantantriebssystem	115
Abb. 103: Prinzipskizze Tankmodul des Zweistoffantriebssystems	116
Abb. 104: Prinzipskizze Antriebsmodul eines modularen Zweistoffantriebssystems	117
Abb. 105: Fließschema Antriebsmodul bipropellantes Antriebssystem	118
Abb. 106: Anordnung der Antriebsmodule am Tankmodul	119
Abb. 107: CAD-Schema bipropellanter Antriebsmodule am Tankmodul	120
Abb. 108: Fließschema Ausschnitt eines modularen bipropellanten Antriebssystems	121
Abb. 109: Fließschema Dichtigkeitstest der gekoppelten Antriebsmodule im modularen	
bipropellanten Antriebssystem	122
Abb. 110: Fließschema Entlüftung der gekoppelten Antriebsmodule im modularen bipropella	nten
Antriebssystem	124
Abb. 111: Fließschema Kaltgasantriebsmodul am Tankmodul eines monopropellanten	
Antriebssystems	125

Tabellenverzeichnis

Tab. 1: Eigenschaften flüssiger Einkomponententreibstoffe 22
Tab. 2: Eigenschaften gasförmige Einkomponententreibstoffe für Kaltgasantriebe [50]
Tab. 3: Eigenschaften gasförmiger Einkomponententreibstoffe für elektrische Antriebe [49] [59] [60]
Tab. 4: Auslegungsparameter des FTI Modell 1 34
Tab. 5: Stand des Patentverfahrens zur androgynen Verschlusskupplung
Tab. 6: FTI Druck- und Dichtigkeitstests 47
Tab. 7: Druck- und Dichtigkeitstests Ventileinheit FTI 2 mit Luft
Tab. 8: Druck- und Dichtigkeitstests Ventileinheit FTI 2 mit destilliertem Wasser
Tab. 9: Druck- und Dichtigkeitstests der gekoppelten FTI 1 und FTI 2 mit destilliertem Wasser 61

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Erklärung
ACS	Advanced Camera for Surveys
ADN	Ammoniumdinitramid
AIG	Aerospace Innovation GmbH
AM	Antriebsmodul
ASTRO	Autonomous Space Transport Robotic Operations
ATV	Automated Transfer Vehicle
CMG	Control Moment Gyroscope
COS	Cosmic Origins Spectrograph
COSTAR	Corrective Optics Space Telescope Axial Replacement
DLC	Diamond Like Carbon
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik
DM	Druckminderer
DOS	Dolgovremennaya Orbitalnaya Stanziya (Mir Basismodul)
DV	Drosselventil
ESA	European Space Agency
ETS	Engineering Test Satellite
EUVE	Extreme Ultraviolet Explorer
EVA	Extra Vehicular Activity
FGSE	Fluid Ground Support Equipment
FKZ	Förderkennzeichen
FLP	FOI Liquid Propellant
FM	Durchflussmesser
FOI	Totalförsvarets forskningsinstitut (schwed. Forschungsinst. f. Verteidg.)
FTI	Fluid Transfer Interface
GPIM	Green Propellant Infusion Mission
HAN	Hydroxylammoniumnitrat
HISat	Hyper-Integrated Satlet
HST	Hubble Space Telescope
iBOSS	intelligentes Baukastenkonzept für das On-Orbit-Satellite-Servcing
lsp	Spezifischer Impuls
ISS	International Space Station
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency
LEO	Low Earth Orbit
LMP	Liquid Monopropellant
MEOP	Maximum Expected Operating Pressure
MEV	Mission Extension Vehicle
MFT	Multi-Functional Tool
MLI	Multilayer Insulation
MMH	Monomethylhydrazin
MMS	Multimission Modular Spacecraft
MON	Mixed Oxides of Nitrogen
MPa	Megapascal
MV	Mehrwegeventil
NASA	National Aeronautics and Space Agency
NASDA	National Space Development Agency
NEXTSat	Next Generation Servicable Satellite
NOFBX	Nitrous Oxide Fuel Blend
ORU	Orbital Replacement Unit
OSAM	On-Orbit Servicing Assembly and Manufacturing Mission

PCU	Power Control Unit
PEEK	Polyetheretherketon
PFCU	Propellant Flow Control Unit
PPU	Power Processing Unit
PSCU	Power Supply and Control Unit
PTFE	Polytetrafluorethylen
RAFTI	Rapidly Attachable Fluid Transfer Interface
RCS	Reaction Control System
RIT	Radiofrequency Ion Thruster
RRM	Robotic Refueling Mission
RSU	Rate Sensor Unit
RV	Rückschlagventil
SM	Servicing Mission
SMD	Surface Mounted Device
SPIDER	Space Infrastructure Dexterous Robot
SSC	Swedish Space Corporation
SSVP	Sistema Stykovki i Vnutrennego Perekhoda (rus. Kopplungsadapter)
STIS	Space Telescope Imaging System
STS	Space Transportation System
TEAN	Triethanolammoniumnitrat
ТНТ	Through Hole Technology
TM	Tankmodul
TOPEX	Ocean Topography Experiment
UARS	Upper Atmosphere Research Satellite
UCS	Union of Concerned Scientists
UDMH	Unsymmetrisches Dimethylhydrazin
USA	United States of America
VIPIR	Visual Inspection Poseable Invertebrate Robot
VNR	Veröffentlichungsnummer
WFC	Wide Field Camera
WFPC	Wide Field Planetary Camera

1. Einleitung

Weltraumgestützte Telekommunikation, Wettervorhersage und Navigation beeinflussen das Leben eines jeden Einzelnen in unserer hochtechnisierten Gesellschaft. Satelliten für die Erdfernerkundung, astronomische Beobachtungen, Klimavorhersagen oder zur Überwachung des Zustandes von Flora und Fauna auf der Erde sind zudem wertvolle und unverzichtbare Instrumente für die Wissenschaft und Forschung weltweit. Die ESA weist für das Jahr 2016 eine Zahl von ca. 6600 Satelliten aus, die seit dem Sputnik-Start im Jahr 1957 ins Weltall verbracht wurden [26]. Von diesen befinden sich noch ca. 3600 im All, wobei 1100 davon noch aktiv sind [26]. Aktuell (Stand 31.03.2020) bewegen sich nach Angaben der UCS Satellite Database 2666 aktive Satelliten in verschiedenen Umlaufbahnen um die Erde [27]. Bis Ende 2020 werden allein für die Starlink-Konstellation von SpaceX, ein System für weltweites satellitengestütztes Internet, weitere 1200 Satelliten hinzukommen [99]. Damit ist etwa die Hälfte der noch im All befindlichen Satelliten inaktiv und gelten somit als Weltraumschrott. In vielen Fällen, insbesondere im geostationären Orbit, sind erschöpfte Treibstoffvorräte Hauptursache für die Beendigung des Missionsbetriebes. Dass schon allein drei US-Unternehmen für die nächsten zehn Jahre den Start von insgesamt 57.000 Satelliten planen [100], verdeutlicht die Notwendigkeit zur Entwicklung die Lebensdauer von Satelliten verlängernder Maßnahmen. Raumfahrtagenturen und -unternehmen weltweit forschen daher an Methoden zum On-Orbit-Satellite-Servicing, der Wartung von Satelliten im All, bzw. dem Deorbiting abgeschalteter Satelliten. Ein zentraler Teil dieser Bemühungen befasst sich mit der Wiederbetankung von Satelliten im All [1].

Aktuelle Satellitenmissionen sind ausschließlich für eine Betankung des Satelliten vor dem Start ausgelegt. Nach der Betankung wird das Betankungselement, der Fill-and-Drain-Plug, mehrfach verschlossen und gesichert. Für eine Betankung eines solchen Satelliten im Orbit müssen daher zunächst die einzelnen Sicherungen und Verschlüsse gelöst werden. Die NASA entwickelt und testet mit der Robotic Refueling Mission bereits Techniken zur Betankung herkömmlicher Satelliten [25]. Das Verfahren ist jedoch äußerst komplex und damit anfällig für Fehler. Ein Betankungssystem, das von vornherein für eine Betankung sowohl auf der Erde (manuell) als auch im Weltall (robotisch/autonom) ausgelegt ist, verringert das Fehlerrisiko bei einer Wiederbetankung im All dagegen deutlich.

Ein weiterer Aspekt des On-Orbit-Servicing ist die Reparatur oder der Austausch defekter oder veralteter Komponenten in unbemannten Satelliten, um einen Komplettausfall und damit das Missionsende zu verhindern. Mit wenigen Ausnahmen (siehe Kap. 2.1) sind Satelliten quasimonolithische Systeme. Die Reparatur oder der Austausch defekter bzw. veralteter Komponenten in diesen Satelliten ist im Weltall nicht möglich. Auf Grund dessen werden aktuell Ansätze entwickelt, um Satelliten im Weltall wartbar zu machen [92]. Das Projekt iBOSS (intelligentes **B**aukastenkonzept für das On-**O**rbit-**S**atellite-**S**ervicing) ist eines von ihnen [7][8][9][10][11][12][13][14]. Kern von iBOSS ist die Fraktionierung klassischer Satelliten auf Komponentenebene (z. B. Batterien oder Reaktionsräder). Die Komponenten werden einzeln (z. B. Reaktionsräder) oder in Funktionsgruppen (z. B. mehrere Batterien zur Energiespeicherung) zusammengefasst in Module untergebracht. Diese Module sind geometrisch einheitliche Strukturen (Würfel), die mit Schnittstellen zur mechanischen Kopplung bzw. zum Daten- und Energietransfer ausgestattet sind. Über diese Schnittstellen werden die einzelnen Module zu einem im Weltall zerlegbaren modularen Satelliten zusammengeschlossen (Abb. 1). Die Fraktionierung bezieht auch das komplette Antriebssystem eines Satelliten mit ein. Als Besonderheit gegenüber den anderen Modulen verfügen die Module des Antriebssystems zusätzlich über Schnittstellen zur Kopplung der Treibstoffleitungen zwischen den Modulen des Antriebssystems.



Abb. 1: Modularer Satellit nach dem iBOSS-Konzept.

Inhalt der vorliegenden Arbeit ist die Entwicklung und experimentelle Untersuchung eines innovativen Lösungsansatzes für ein Fluid Transfer Interface, das sowohl für die Erst- und Wiederbetankung klassisch-monolithischen Raumfahrzeuge als auch für modulare Antriebssysteme fraktionierter Raumfahrzeuge genutzt werden kann.

Ziel der Arbeit ist zum einen die Bestätigung des für das Fluid Transfer Interface gewählten Lösungsansatzes mittels ausführlicher experimenteller Untersuchungen an Labormodellen der FTI. Zum anderen sollen Lösungsansätze für im Weltall wartbare Antriebssysteme unter Nutzung des Fluid Transfer Interface aufgezeigt und analysiert werden.

Zum Beginn der Arbeit erfolgt ein kurzer Abriss zum Stand der Technik. Dabei wird zuerst die Wartung von unbemannten (und bemannten) Satelliten im Allgemeinen betrachtet und anschließend die Wartung und Reparatur des Antriebssystems im Besonderen. Hierbei wird sowohl auf Wartungsmissionen als auch auf etablierte sowie noch in der Entwicklung befindliche Technologien eingegangen. Abgeschlossen wird dieser Teil mit einer kurzen Analyse und Schlussfolgerung zu den Lösungsansätzen dieser Technologien.

Das nachfolgende Kapitel hat den Entwurf des Fluid Transfer Interface zum Inhalt. Im ersten Schritt wird auf die verschiedenen Randbedingungen eingegangen, die beim Entwurf zu berücksichtigen sind. Von besonderem Interesse sind dabei die Randbedingungen resultierend aus dem iBOSS-Konzept, die in Satelliten verwendeten Antriebssysteme und der zu transferierende Treibstoff. Bei letzterem werden neben etablierten auch noch in der Entwicklung befindliche Treibstoffe berücksichtigt, um das Fluid Transfer Interface sowohl in aktuellen als auch in zukünftigen Antriebssystemen einsetzen zu können.

Anschließend wird der Entwurf selbst vorgestellt, die Gründe für den gewählten Lösungsansatz aufgezeigt und welchen Vorteil das androgyne Fluid Transfer Interface gegenüber den anderen Lösungsansätzen für die Betankung von Satelliten im Orbit bietet. Hier wird separat auf die zwei Entwicklungsstufen Modell 1 und Modell 2 eingegangen. Abgeschlossen wird dieses Kapitel mit dem Stand zur Patentierung des androgynen Fluid Transfer Interface.

Im den sich anschließenden Kapitel zu den experimentellen Untersuchungen des Fluid Transfer Interface wird mittels Versuchen unter irdischen Umgebungsbedingungen an den Modellen 1 und 2 das Konzept der FTI verifiziert. Die Versuche umfassen neben allgemeinen mechanischen Funktionstests zusätzlich Druck- und Dichtigkeitstests sowie Fluidtransfertests. Zum Anfang wird der Versuchsaufbau und der Versuchsablauf besprochen. Anschließend werden die gewonnen Ergebnisse vorgestellt. Ebenso wie im Kapitel zum Entwurf der FTI wird zuerst das Modell 1 diskutiert und die aus den Versuchsergebnissen resultierenden Schlussfolgerungen, die zum Modell 2 führten, dargelegt. Anschließend werden die Versuche mit dem Modell 2 besprochen.

Im zweiten Teil der vorliegenden Arbeit werden die Anwendungsmöglichkeiten des Fluid Transfer Interface beim On-Orbit-Servicing aufgezeigt. Als erstes wird auf die Verwendung der FTI zur Betankung klassisch-monolithischer Satelliten und die hierfür notwendigen Änderungen in deren Treibstoffverteilungssystem eingegangen. Grundlage hierfür sind Treibstoffverteilungssysteme aktueller Satelliten (in Abhängigkeit von der Antriebsart) sowie bereits etablierte Technologien zum Andocken an Satelliten und zur Treibstoffförderung.

Es folgt die Betrachtung zur Verwendung der FTI in modularen Antriebssystemen. Diskussionsgrundlage hierfür ist eine Vorstellung verschiedener Ansätze zur Modularisierung eines Satelliten zwecks On-Orbit-Servicing im Allgemeinen und des Antriebssystems im Speziellen. Anschließend werden einzelne Lösungsansätze für das Treibstoffverteilungssystem modularisierter Antriebssysteme in Abhängigkeit von der Antriebsart in Form von Fließschemata vorgestellt. Die vorgestellten Lösungsansätze werden anhand der verschiedenen Betriebsmodi (z. B. Koppeln, Entkoppeln, Betanken) für einen modularen und im Weltall wartbaren Satelliten ausführlich diskutiert.

Denn Abschluss bildet eine Zusammenfassung der vorliegenden Arbeit und ein Ausblick über den weiteren Werdegang des Systems.

2. Stand der Technik

Im Folgenden wird ein kurzer Überblick über die Entwicklung und den aktuellen Stand der Technik in Bezug auf die Wiederbetankung und Wartung des Antriebssystems von Raumfahrzeugen im Weltall gegeben. Dabei wird in kurzen Abrissen separat auf die Wartung von Raumfahrzeugen im Allgemeinen sowie auf die Wartung des Antriebssystems und auf Systeme zur Wiederbetankung im Speziellen eingegangen.

2.1 Missionen zur Wartung von Raumfahrzeugen

Zunächst ein kurzer Überblick bisheriger Missionen zur Wartung von Raumfahrzeugen im Allgemeinen. Es werden ausschließlich Missionen betrachtet, bei denen direkter Kontakt zum Raumfahrzeug bestand.

SKYLAB [1]

Erste In-Orbit Reparatur eines (bemannten) Satelliten. Die Besatzung der Mission Skylab 2 (25.05.1973 – 22.06.1973) befestigte einen behelfsmäßigen Hitzeschutzschild, der den während des Starts von Skylab abgerissenen Hitzeschutzschild ersetzte und entfaltete bei einem Außenbordeinsatz ein, ebenfalls während des Starts von Skylab, verklemmtes Solarmodul. Während der Mission Skylab 3 (28.07.1973 – 25.09.1973) wurde bei einem Außenbordeinsatz über der behelfsmäßigen Sonnenschutzfolie eine dauerhafte Sonnenschutzfolie installiert. Am Ende der Mission Skylab 4 (16.11.1973 – 08.02.1974) wurde die Bahn von Skylab mittels Zündung der RCS Triebwerke des Apollo-Raumschiffs angehoben.

SALJUT 6 UND 7 [15]

Neben verschiedenen Wartungsarbeiten innerhalb der Stationen mussten auch verschiedene Außenbordeinsätze zur Aufrechterhaltung des Stationsbetriebes absolviert werden. Die hierbei ausgeführten Arbeiten reichten von Inspektionen der Station und der Kopplungsadapter, über die Entfernung einer defekten entfaltbaren Antenne eines Radioteleskopes (KRT-10) bis zur Montage zusätzlicher Solarmodule (Saljut 7). Zudem wurde durch die automatische Kopplung von Kosmos 1267 an Saljut 6 erstmals der modulare Aufbau einer Raumstation im Weltall erfolgreich erprobt und mit der Kopplung von Kosmos 1686 an Saljut 7 erstmals dauerhaft eine modular zusammengesetzte Raumstation betrieben.

Zudem musste die Langzeitbesatzung der Mission Saljut 7 EO-4 erstmals an eine unkooperative Station andocken. Ursache hierfür war der Ausfall eines Sensors zur automatischen Nachführung der Solarpaneele. Da gleichzeitig Probleme mit der Telemetrie auftraten, wurde der Ausfall des Sensors nicht von der Bodenkontrolle registriert. Dies führte zu einer vollständigen Entladung aller acht Batterien und damit zu einem vollständigen Kontrollverlust über die Station.

SOLAR MAXIMUM MISSION [1] [28]

Dieser Satellit zur Sonnenbeobachtung basierte auf dem Multimission Modular Spacecraft (MMS) Designkonzept. Hierbei wurde erstmals die Reparatur im Weltall von Anfang an beim Entwurf eines Satelliten berücksichtigt. Während der Shuttle-Mission STS-41-C im April 1984 wurde der Satellit eingefangen und in die Nutzlastbucht der Challenger verbracht. Dort wurden bei Außenbordeinsätzen von Astronauten fehlerhafte Komponenten des Lageregelungssystems des Satelliten ausgetauscht und dieser anschließend wieder in die Umlaufbahn entlassen.

Weitere Beispiele für das MMS-Konzept sind Landsat 4 und 5, der Upper Atmosphere Research Satellite (UARS), der Extreme Ultraviolet Explorer (EUVE) und das Ocean Topography Experiment (TOPEX/Poseidon). Obwohl auch bei diesen Satelliten teilweise gravierende Fehlfunktionen auftraten, wurden keine Shuttlemissionen zu ihrer Reparatur unternommen.

SYNCOM IV-3 (LEASAT-3) [29]

Bei diesem Kommunikationssatelliten der NASA, der während der Mission STS-51D ausgesetzt wurde, konnten die Antenne und das Triebwerk nicht in Betrieb genommen werden. Der Satellit wurde während der Mission STS-51I wieder eingefangen und der Fehler bei Außenbordarbeiten behoben.

INTELSAT 603 [30]

Nach einer fehlgeschlagenen Trennung von der zweiten Stufe der Trägerrakete verblieb der Kommunikationssatellit zunächst in einem niedrigen Erdorbit. Während der Shuttle-Mission STS-49 wurde der Satellit eingefangen und bei mehreren Außenbordeinsätzen der Fehler behoben. Anschließend konnte der Satellit mittels des Perigäumsmotors auf seine Zielposition verbracht werden.

PALAPA-B2 UND WESTAR-6 [1] [31]

Beide Satelliten wurden während der Shuttle-Mission STS-41B im Februar 1984 ins All verbracht. Aufgrund einer Fehlfunktion des Payload Assist Modules verblieben beide Satelliten in einer niedrigeren Umlaufbahn als geplant. Während der Mission STS-51A wurden beide Satelliten wieder eigefangen und zur Erde gebracht, wo sie repariert und im April 1990 als Palapa-B2P und AsiaSat-1 erneut gestartet wurden.

HUBBLE SPACE TELESCOPE (HST) [32] [33] [34] [35] [36] [37]

Das wohl bekannteste Beispiel für On-Orbit-Servicing von unbemannten Satelliten ist das Hubble Space Telescope. Am 24.04.1990 mit der Mission STS-31 gestartet, musste bereits im Dezember 1993 eine erste Reparaturmission (Servicing Mission SM1 während STS-61) durchgeführt werden, um einen Fertigungsfehler am Hauptspiegel mit Hilfe des Corrective Optics Space Telescope Axial Replacement (COSTAR) und der Wide Field Planetary Camera-II (WFPC-II) zu korrigieren. Bei dieser Mission wurden zudem neue Gyroskope, Photovoltaikflächen und Magnetometer eingesetzt.

Im Februar 1997 erfolgte im Rahmen von STS-82 die zweite Wartungsmission (SM2). Dabei wurden unter anderem das Goddard High Resolution Spectrometer und der Faint Object Spectrograph durch den Space Telescope Imaging Spectograph und das Near Infrared Camera and Multi-Object Spectrometer ersetzt. Weiterhin wurde ein Fine Guidance Sensor ersetzt, eine Reaktionsradbaugruppe ausgetauscht und eines der drei Bandspeichersysteme durch einen Solid State Recorder ersetzt.

Die dritte Servicing Mission wurde auf Grund des Ausfalls von vier der sechs Gyroskope und des daraus resultierenden Arbeitspensums auf zwei Missionen verteilt. SM-3A war eine reine Wartungs- und Reparaturmission und erfolgte während STS-103 im Dezember 1999. Dabei wurden alle sechs Gyroskope (je zwei Gyroskope sind in einer Rate Sensor Unit - RSU - zusammengefasst) ausgetauscht. Zudem wurde der Bordrechner durch ein leistungsfähigeres Modell ersetzt, ein veralteter Fine

Guidance Sensor erneuert, ein weiteres Bandspeichersystem durch einen Solid State Recorder ersetzt sowie ein S-Band Transmitter ausgetauscht. Der zweite Teil der Servicing Mission SM-3B erfolgte während der Shuttle-Mission STS-109 im März 2002. Hierbei wurden beide Solarflächen, ein Reaktionsrad und eine Power Control Unit erneuert. Zudem wurde die Faint Object Camera durch die Advanced Camera for Surveys ersetzt. Außerdem wurde ein Kühlsystem für das Near Infrared Camera and Multi-Object Spectrometer eingebaut.

Die (bisher) letzte Servicing Mission (SM-4) erfolgte im Mai 2009 im Rahmen von STS-125. Hierbei wurde das HST umfassend überholt und modernisiert. Die WFPC-II wurde durch die Wide Field Camera III (WFC-III) und COSTAR durch den Cosmic Origins Spectrograph (COS) ersetzt. Weiterhin wurden alle drei RSU und ein Fine Guidance Sensor ausgetauscht, neue Batterien eingesetzt, der Space Telescope Imaging Spectrograph (STIS) und die Advanced Camera for Surveys (ACS) repariert und die Science Instrument Control and Data Handling Unit ersetzt. Außerdem wurde ein Soft Capture Mechanism installiert, um Hubble nach Beendigung des operativen Betriebs mittels einer noch zu entwickelnden Rückholeinheit bei einem kontrollierten Wiedereintritt in der Erdatmosphäre verglühen zu lassen.

MIR [15]

Die Raumstation Mir, deren Basismodul (DOS-7) im Februar 1986 gestartete wurde, bestand in ihrer finalen Ausbaustufe aus sechs großen Hauptmodulen (DOS-7, Kwant, Kwant-2, Kristall, Spektr und Priroda), die separat gestartet und automatisch gekoppelt wurden. Während ihrer vierzehnjährigen Nutzungsdauer wurde eine Vielzahl von Reparaturen, Modernisierungen und Erweiterungen an der Station durchgeführt. So musste bereits beim Ankoppeln des ersten Erweiterungsmoduls (Kwant) während eines Außenbordeinsatzes ein Fremdkörper aus dem Andockstutzen von DOS-7 entfernt werden, der ein Koppeln beider Module verhinderte. Weitere Arbeiten umfassten u.a. die Installation zusätzlicher Solarpaneele, die Reparatur eines Röntgenteleskopes, einer Ausstiegsluke und von Sauerstoffgeneratoren, Austausch defekter Antennen, Austausch von Batterien und weiteren Komponenten des Energieversorgungssystems sowie Reparatur und Austausch von Momentenkreiseln (CMG). Bekanntheit erlangte die Kollision von Progress M-34 während des Umsetzens mit dem Spektr-Modul am 25.06.1997. Dabei wurde neben den Solarpaneelen die Außenhülle des Moduls beschädigt, was zu einem rapiden Druckverlust innerhalb der Station führte, infolgedessen Spektr vom Rest der Station getrennt bzw. isoliert wurde. Während die für die Stromversorgung von Mir unverzichtbaren Solarpaneele von Spektr wieder an das Energieversorgungssystem angeschlossen werden konnte, war eine Versiegelung der beschädigten Außenhülle in Spektr trotz mehrerer Versuche nicht mehr möglich. Spektr blieb daher bis zum endgültigen Missionsende von Mir versiegelt.

INTERNATIONALE RAUMSTATION (ISS) [38] [39] [40] [41]

Schon auf Grund ihrer Größe konnte die Internationale Raumstation ISS nur mittels On-Orbit Servicing erbaut werden. Es waren 42 Flüge (Stand 26.07.2019) allein für den Transport der größeren Module und Elemente notwendig. Für Bau, Reparatur, Wartung und Erweiterung/Modernisierung der Station wurden bisher 220 Außenbordeinsätze (Stand 15.10.2019) durchgeführt.

Die Hälfte ihrer Arbeitszeit verbringt die Besatzung mit der Aufrechterhaltung des Stationsbetriebs (inklusive EVA, Reparatur, Wartung, Modernisierung und Nachschubmanagement). Neben der Installation neuer Module und wissenschaftlicher Instrumente musste bei diversen

Außenbordeinsätzen auf Grund von Fehlfunktionen unter anderem beschädigte Solarpaneele und defekte Nachführeinheiten repariert, Kühlsystempumpen ersetzt und Lecks versiegelt werden.

ENGINEERING TEST SATELLITE VII [42]

Mit ETS-VII der japanischen Weltraumbehörde NASDA (seit 2003 Teil der JAXA) wurden 1997 erstmals autonome Rendezvous- und Kopplungsmanöver zwischen zwei unbemannten Satelliten demonstriert. Hierbei wurde erstmals ein Roboterarm auf einem unbemannten Satelliten verwendet. Neben Rendezvous und Kopplung gehörten Analysen zum Einfluss der Manipulatorarmbewegungen auf den Satelliten, Bewegung des "eingefangenen" Satelliten mittels des Roboterarms, Manipulation verschiedener Objekte (z. B. eine Orbital Replacement Unit - ORU), nachspuren von Konturen und Präzisionstests zu den Experimenten der zwei Jahre währenden Mission. Bei den Präzisionstests musste ein Pflock mit einem Durchmesser von 18 mm in Öffnungen mit einem Durchmesser von 18,4 mm bis 19 mm eingesetzt werden. Der Roboterarm wurde dabei von einem Operator in der Bodenstation bedient. Positionierungsfehler wurden mit Hilfe von Kraft- und Drehmomentsensoren am Roboterarm erkannt und korrigiert.

MISSION EXTENSION VEHICLE (MEV) [93]

Das Mission Extension Vehicle ist ein System von Northrop-Grumman aus den USA. Hierbei handelt es sich um einen vollwertigen Satellitenbus, dessen Nutzlast, ein Kopplungsmechanismus (entwickelt von Orbital ATK, seit 2018 selbst Teil von Northrop Grumman), eine Verbindung mit einem anderen geostationären Satelliten ermöglicht. MEV übernimmt anschließend die Bahn- und Lageregelung beider Satelliten. Dadurch kann die Lebensdauer eines Satelliten, der bis auf seine erschöpften Treibstoffreserven noch voll funktionstüchtig ist, signifikant gesteigert werden. Der Kopplungsmechanismus besteht aus einer Sonde, die in die Schubdüse des Apogäumsmotors des Clients gleitet und sich mit dieser verbindet. Abstandselemente, die auf den Launchadapter des Clients wirken, richten beide Satelliten zueinander aus und dienen als Auflager dieser Verbindung. Am 9. Oktober 2019 wurde MEV-1 an Bord einer Proton-Rakete gestartet. Das Ziel ist der Kommunikationssatellit Intelsat 901 (gestartet 2001). Vor der autonomen Kopplung von MEV-1 mit Intelsat wird der Servicer seinen Client umfliegen und dabei ausführlich inspizieren. MEV-1 wird fünf Jahre mit Intelsat 901 verbunden bleiben und diesen abschließend in einen Friedhofsorbit befördern. Im Anschluss daran kann MEV-1 für einen weiteren Client verwendet werden. Northrop-Grumman plant in Zusammenarbeit mit Orbit Fab (siehe RAFTI) die Entwicklung von Satelliten zur Betankung von anderen Satelliten im Weltall.

NOVAWURKS HISAT [92]

Die US-Firma NovaWurks aus Los Alamitos (Kalifornien) verfolgt beim Bau von Satelliten einen modularen Ansatz. Jedes dieser HISat (Hyper-Integrated Satlet) genannten Module (20x20x10 cm³) besitzt alle Funktionen, die auch ein herkömmlicher Satellit besitzt. Beim Zusammenschluss mehrerer Satlets zu einem Verband (modularer Satellitenbus), werden die Ressourcen (Strom, Datenverarbeitung, etc.) der einzelnen HISat-Module zusammengefasst und von allen Modulen gemeinsam genutzt. Jedes Modul verfügt an seinen Außenflächen über Schnittstellen zwecks Kopplung mit anderen Modulen. Die Schnittstellen auf den quadratischen Außenflächen sind zudem auf Drehgestellen angebracht. Hiermit können z. B. Solarpaneele nachgeführt werden. Über die Schnittstellen können auch weitere Komponenten wie z. B. Solarpaneele, Nutzlasten oder Strukturelemente an die HISat-Module gekoppelt werden. Die HISat-Module sind zwecks On-Orbit-

Servicing robotisch manipulierbar. Das HISat-Konzept wurde bereits bei mehreren Missionen erfolgreich im Weltall erprobt.



Abb. 2: HISat-Module [92]

2.2 Missionen mit Wartung und Wiederbetankung des Antriebssystems

SALJUT 6 (1977-1982) [15]

Saljut 6 wurde am 03.02.1978 erstmals durch Progress 1 mit Treibstoff versorgt. Dies war die erste Wiederbetankung eines Raumfahrzeuges im Weltall. Die Langzeitbesatzung der Mission Saljut 6 EO-3 führte erstmals Instandsetzungsmaßnahmen am Treibstoffverteilungssystem der Saljut 6 durch. Hierbei wurde mittels der aus einer Rotationsbewegung der Station resultierenden Zentrifugalkraft UDMH aus einem beschädigten Blasenspeicher befördert und der Blasenspeicher geschlossen. Dies war notwendig, da ein Riss in der Blase zu einer Vermischung des UDMH mit dem Druckgas Stickstoff geführt hat. Nach Abschluss der Prozedur wurde der Tank mehrmals mit Stickstoff gespült und entlüftet, um letzte Reste UDMH zu entfernen. Anschließend wurde der Tank vom Treibstoffverteilungssystem getrennt. Damit verfügte Saljut 6 nur noch über zwei intakte Treibstofftanks.

Während der Langzeitmission Saljut 6 EO-4 erfolgt erstmals die Befüllung der Trinkwassertanks von Saljut 6 durch eine Schlauchverbindung mit einem Progress-Frachter.

SALJUT 7 (1982-1991) [15]

Wiederbetankung der Station mit Treibstoff durch Progress sowie Bahnanhebung der Station ebenfalls durch Progress. Die Langzeitbesatzung der Mission Saljut 7 EO-3 reparierte bei insgesamt fünf Außenbordeinsätzen zwischen April und August 1984 das Treibstoffverteilungssystem des Hauptantriebssystems, indem es einen Bypass zur Umgehung einer gerissenen Oxidatorleitung legte. Trotz dieser Reparatur wurde das primäre Antriebssystem von Saljut 7 nicht mehr für eine Bahnanhebung der Station genutzt.

MIR (1986-2001) [15]

Mehrfache Wiederbetankung der Station mit Treibstoff durch Progress-Frachter. Während der Mission Sojus TM-15 wird eine VDU Triebwerkseinheit am SOFORA-Gittermast des Kwant-Moduls installiert. Die daraus resultierende Hebelwirkung hatte positive Effekte auf den Treibstoffverbrauch. Während der Mission Sojus TM-27 wird die VDU Triebwerkseinheit am SOFORA Gittermast ausgetauscht. Module auf TKS-Basis (z. B. Spektr, Sarja oder Nauka) verfügten über eigene Triebwerke zur Lagekontrolle.

ISS (1998-AKTUELL) [86] [87]

Die Antriebssysteme der International Space Station (ISS) befinden sich in den Modulen Sarja (Functional Cargo Block – FGB) und Swesda (Wohn- und Servicemodul). Die Wiederbetankung der Oxidator- und Brennstofftanks der ISS erfolgt aktuell ausschließlich über russische Progress-Frachter. Zwischen März 2008 und Februar 2015 wurden diese durch insgesamt fünf Automated Transfer Vehicle (ATV) der ESA bei der Versorgung der ISS mit Treibstoff unterstützt. Sowohl mit Progress als auch mit dem ATV kann die Bahn der ISS angehoben werden. Dies schont die Treibstoffreserven an Bord der Station. Mit den für 2021 geplanten Start des russischen Nauka-Moduls (Multipurpose Laboratory Module) verfügt die ISS dann über drei mit Antriebssystemen zur Bahn- und Lageregelung ausgestattete Module.

2.3 Systeme zur Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Weltall

Die erste Wiederbetankung eines (bemannten) Raumfahrzeugs in der Umlaufbahn erfolgte am 3. Februar 1978 im Rahmen der Versorgungmission von Progress 1 für Saljut 6 [15]. Bei allen vorherigen Raumstationen (Saljut 1-5, Skylab) war die Missionsdauer abhängig von den bereits beim Start mitgeführten Treibstoffreserven. Für die Kopplung von Progress mit Saljut bzw. Sojus mit Saljut wird das SSVP (Sistema Stykovki i Vnutrennego Perekhoda) Kopplungssystem verwendet. Beide Kopplungsseiten bestehen aus zwei Elementen. Einem bei beiden Kopplungsseiten identischen äußeren Ringsegment, dass die endgültige mechanische Verbindung erzeugt, sowie die Verbindungen zur Übertragung von Strom, Daten und Treibstoff herstellt. Und einem Zentralelement, das während des Kopplungsvorgangs die beiden Kopplungspartner zueinander ausrichtet. Das Zentralelement des aktiven Kopplungspartners (Raumschiff) verfügt über eine ausfahrbare Sonde mit einem halbkugelförmigen Kopf. Diese Sonde gleitet in einen kegelförmigen Trichter im Zentralelement des passiven Kopplungspartners (Raumstation) wodurch die Kopplungspartner entlang der Kopplungsachse zueinander ausgerichtet werden. Dieses Kopplungssystem stellt neben der mechanischen Verbindung und den Verbindungen zur Übertragung von Strom, Daten und Treibstoff auch einen atmosphärisch bedrückten Durchstieg (Ø 800mm) zwischen den Kopplungspartnern her. Das SSVP Kopplungssystem wurde auch bei den beiden Nachfolgern von Saljut 6, Saljut 7 und Mir verwendet. Es wurde im Laufe der Zeit immer weiter verbessert und wird auch heute noch auf der Internationalen Raumstation (ISS) eingesetzt. Abb. 3 zeigt Progress 55 beim Abkoppeln von der ISS im Juli 2014 [17]. Abb. 4 zeigt Sojus TMA-11M nach dem Abkoppeln von der ISS im Mai 2014. Die Positionen für die Verbindungen zur Treibstoffübertragung sind hier durch Abdeckplatten verschlossen. Abb. 5 zeigt den SSVP-Kopplungsstutzen des Pirs Moduls an der ISS.



Abb. 3: SSVP Kopplungsmechanismus an Progress [17]



Abb. 4: SSVP Kopplungsmechanismus an Sojus [18]



Abb. 5: SSVP Kopplungsmechanismus an ISS [19]

COMPTON GAMMA RAY OBSERVATORY (1991) [6] [16]

Das Compton Gamma Ray Observatory (gestartet 1991) war der erste unbemannte Satellit, der für eine Wiederbetankung im Orbit ausgelegt war. Kurz nach dem Start fiel der primäre Kreislauf des Antriebssystems aus und es musste auf den sekundären Kreislauf gewechselt werden. Als 1999 auch eins der Reaktionsräder ausfiel, wurde ein kontrollierter Wiedereintritt beschlossen. Eine Wiederbetankung des Satelliten wurde somit nie durchgeführt.

ORBITAL EXPRESS (2007) [1] [6]

Anfang März 2007 startete auf einer Atlas V die Orbital Express Mission der DARPA, bestehend aus dem Servicer-Satelliten ASTRO und dem Client-Satelliten NEXTSat. Ziel der Mission war der Machbarkeitsnachweis für autonomes On-Orbit-Satellite-Servicing. Dies umfasst Rendezvous, Koppeln, Treibstofftransfer und die Übergabe einer Orbital Replacement Unit. Im Rahmen dieser Mission wurde am 31. März 2007 erstmals ein unbemannter Satellit autonom im Weltall wiederbetankt. Die dabei eingesetzte Treibstofftransferschnittstelle besteht aus einem passiven (Abb. 6 links) und einem aktiven Kopplungselement (Abb. 6 rechts). Letzteres befand sich auf ASTRO und führte die Kopplung zur Verbindung der Treibstoffverteilungssysteme beider Satelliten aktiv durch. Die Kopplung der Treibstofftransferschnittstellen erfolgte nachdem, durch ein separates Interface, eine mechanische Verbindung zwischen den beiden Satelliten etabliert wurde.



Abb. 6: Treibstofftransferschnittstelle für Orbital Express [6]

ROBOTIC REFUELING MISSION (2012) [44] [45] [46] [47]

2012 folgte die Robotic Refueling Mission (RRM) der NASA, ein Außenbordexperiment auf der ISS zur Untersuchung von Technologien zur Wiederbetankung von Satelliten, die ursprünglich nicht für eine Wiederbetankung im Weltall ausgelegt wurden. Ziel der Experimente ist die Erprobung von Werkzeugen und Verfahren, um Satelliten über den Betankungsstutzen für die Bodenbetankung auch im Weltall betanken zu können. Mittels verschiedener Werkzeuge müssen hierfür Drähte durchtrennt, Abdeckungen entfernt, Verschlusskappen gelöst und Verbinder montiert werden. Phase 1 des Experiments (Start 2012) bestand aus vier Endeffektorwerkzeugen zum Durchtrennen von Drähten und Thermalschutzabdeckungen (MLI/Wire Cutter Tool), zum Lösen von Verschraubungen und Dichtungen (Multi-Function Tool), zum Entfernen von Schutzkappen (Safety Cap Tool) und zum Anbringen des Betankungsstutzens (EVR Nozzle Tool) und der Versuchsplattform. In Phase 2 (2015) wurden Vorarbeiten für Betankungstests mit kryogenen Flüssigkeiten durchgeführt. Zudem wurde der Visual Inspection Poseable Invertebrate Robot (VIPIR). Dieses Kamerasystem dient zur visuellen Inspektion von Leitungen, Öffnungen oder Hohlräumen mit einem Mindestquerschnitt von ca. 25 mm. Für Phase 3 (2019) wurden das Kamerasystem (VIPIR2) und das Multi-Function Tool (MFT2) überarbeitet und ein Crygon Servicing Tool für Betankungsversuche mit kryogenen Treibstoffen entwickelt. In dieser Phase werden Betankungen mit kryogenen Treibstoffen und Xenon erprobt. Abb. 7 zeigt die verschiedenen Endeffektorwerkzeuge der Robotic Refueling Mission. Die obere Reihe zeigt die Werkzeuge der Phase 1, die mittlere Reihe das für Phase 2 hinzugekommene Kamerasystem sowie den typischen Aufbau eines Fill-and-Drain-Valve und die untere Reihe zeigt schließlich die für Phase 3 hinzugekommenen Werkzeuge.



Abb. 7: RRM Endeffektorwerkzeuge (oben von links: Safet Cap Tool, EVR Nozzle Tool, MLI/Wire Cutter Tool, Multi-Function Tool; mitte: typischer Aufbau des Fill/Drain Valve, VIPIR; unten: Cryogen Servicing Tool, VIPIR2, MFT2) [44] [45]

RAPIDLY ATTACHABLE FLUID TRANSFER INTERFACE (RAFTI) [103] [104]

Das Rapidly Attachable Fluid Transfer Interface ist eine von der Firma Orbit Fab (San Francisco, USA) entwickelte Schnittstelle zur Wiederbetankung von Satelliten im Weltall. Das System besteht aus einem rein aktiven und einem rein passiven Teil. Während der passive Teil lediglich aus zwei fluidführenden Kopplungselementen und der notwendigen Struktur besteht, umfasst der aktive Teil neben den zwei fluidführenden Kopplungspartnern einen aus vier beweglichen Armen bestehenden Greifmechanismus und die dazugehörigen Aktuatoren. Die Kopplung und Entkopplung erfolgt somit ausschließlich über den rein aktiven Kopplungspartner. Eine Besonderheit bei diesem System ist die Anpassung an den CubeSAT-Standard. Während der aktive Kopplungspartner eine 0,5 U Abmessung aufweist, beträgt die Größe des passiven Kopplungspartners lediglich 0,25 U. Die Masse beider Kopplungspartner beträgt dabei zusammen weniger als ein Kilogramm. Der maximale Betriebsdruck beträgt 20,5 MPa. Die Schnittstelle kann für alle in Satelliten gängigen flüssigen und (nicht-kryogenen) gasförmigen Treibstoffe verwendet werden.

Seit Dezember 2018 werden an Bord der Internationalen Raumstation Komponentenerprobungen für ein Wiederbetankungssystem auf Basis von RAFTI durchgeführt.



Abb. 8: RAFTI (links: Prototyp für Versuche auf der ISS, rechts: Detailbild der Kopplungspartner) [103] [104]

HARMONISED SYSTEM STUDY ON INTERFACES AND STANDARDISATION OF FUEL TRANSFER (ASSIST) [43]

ASSIST ist ein System zur Betankung von geostationären Satelliten das, gefördert von der ESA, in Zusammenarbeit mehrerer europäischer Kooperationspartner entwickelt wird, darunter Thales Alenia Space aus Frankreich, MOOG aus Großbritannien, OHB System aus Deutschland und GMV aus Spanien. Ebenso wie bei RAFTI, ist bei diesem System das Docken, also die mechanische Kopplung und Ausrichtung zwischen Servicer und Client, sowie die Verbindungselemente für den Treibstofftransfer in einem aktiven Kopplungselement zusammengefasst, dass sich mit einem rein passiven Kopplungselement verbindet (Abb. 9). Ziel der ESA ist, mit diesem System einen internationalen Standard für die Wiederbetankung von geostationären Satelliten im Weltall zu etablieren.



Abb. 9: Endeffektor (links) und Kopplungspartner (rechts) von ASSIST [43]



Abb. 10: Kopplungsvorgang von ASSIST [43]

RESTORE-L/OSAM-1 [84] [85]

Restore-L; bzw. seit April 2020 aufgrund von Erweiterungen der Missionsziele OSAM-1 (On-Orbit Servicing, Assembly and Manufacturing Mission), ist eine Mission zur Wiederbetankung eines Satelliten, der nicht für eine Wiederbetankung ausgelegt ist. Restore-L ist damit die Umsetzung der Erkenntnisse aus der ISS-gestützten Robotic Refueling Mission (RRM) in einen Servicer Satelliten. Für OSAM-1 kommen als weitere Missionsziele Zusammenbau und Funktionstest einer Ka-Bandantenne aus vorgefertigten Teilen sowie die Fertigung eines Auslegers aus Leichtbaumaterialien hinzu. Hierfür wird dem ursprünglichen Manipulationskonzept von Restore-L, bestehend aus zwei Manipulatorarmen und den notwendigen Endeffektoren, der Space Infrastructure Dexterous Robot (SPIDER) und die Fertigungsvorrichtung für den Ausleger hinzugefügt. Damit werden die Restore-L Missionsziele (Rendezvous und Docking, Wiederbetankung und Wiederaussetzen) um das Missionsziel autonome/ferngelenkte Montage/Fertigung großer Kommunikationsantennen und Teleskope im Weltall erweitert (OSAM-1). Ziel ist die zukünftige Übernahme spezifischer astronautischer Außenbordeinsätze durch robotischer Systeme. Geplant ist der Start für 2023 in eine niedrige polare Erdumlaufbahn.



Abb. 11: Computeranimierte Darstellung von OSAM-1 [85]

2.4 Fazit

So unterschiedlich die Herangehensweisen bei den verschiedenen in 2.3 aufgeführten Betankungssystemen ist, liegt ihnen allen doch dieselbe Konstruktionsphilosophie zu Grunde:

Alle Treibstofftransferschnittstellen bestehen grundsätzlich aus einem passiven und einem aktiven Element!

Die Kopplungspartner der Treibstofftransferschnittstellen in Servicer und Client haben damit einen unterschiedlichen bzw. abweichenden Funktionsumfang. Dies hat zur Folge, dass beim Ausfall einer Funktion in einem der Kopplungspartner (insbesondere im aktiven Kopplungspartner) im Extremfall eine Kopplung und damit auch eine Wiederbetankung unmöglich ist. Während sich bei einem Fehler in der Treibstofftransferschnittstelle des Clients die Auswirkungen nur auf diesen beschränken, hat ein Fehler in der Treibstofftransferschnittstelle des Servicers Auswirkungen auf alle von ihm abhängigen Clients.

Haben jedoch beide Kopplungspartner den gleichen Funktionsumfang, kann beim Ausfall einer Funktion in einem Kopplungspartner der Gegenpart diesen Ausfall kompensieren. Somit ist eine Kopplung und damit auch eine Wiederbetankung trotz der Fehlfunktion weiterhin möglich. Ein Servicer mit einer fehlerbedingt in ihrer Funktionalität eingeschränkten Treibstofftransferschnittstelle, kann dann weiterhin die von ihn abhängigen Clients betanken.

Eine androgyne Bauweise, bei der beide Kopplungspartner absolut identisch sind, erfüllt diese Eigenschaft.

Eine androgyne Bauweise hat noch einen weiteren Vorteil. Die Fähigkeit zum aktiven Rendezvous- und Docking vorausgesetzt, kann ein Client unabhängig von einem Servicer an einen anderen Client andocken und einen Treibstofftransfer durchführen. Ein derartiges Manöver wäre z. B. beim Ausfall der Nutzlast in einem Satelliten denkbar (was das Ende der Mission zur Folge hat). Ist ein Satellit (Client) mit Ausnahme der Nutzlast noch voll funktionsfähig und verfügt zudem noch über ausreichend Treibstoffreserven, kann dieser ein Rendezvous- und Dockingmanöver mit einem anderen Satelliten (Client), der über die gleiche Treibstofftransferschnittstelle verfügt, absolvieren und ihn betanken. Anschließend kann der nun (fast) leere Satellit einen Friedhofsorbit ansteuern oder ein kontrolliertes Wiedereintrittsmanöver durchführen.

Auch in Bezug auf terrestrische Anwendungen ist eine androgyne Bauweise für fluidführende Verschlusskupplungen von Vorteil, da bei androgyner Bauweise eine Fehlpaarung konstruktionsbedingt ausgeschlossen ist. Beispiele hierfür sind die Kopplung der Druckluftbremsen in einem Zug zwischen Triebfahrzeug und Reisezugwagen oder die Kopplung hydraulischer Leitungen in Bau- und Landwirtschaftsmaschinen wie Bagger oder Traktor.

3. Das Fluid Transfer Interface

Die Entwicklung des Fluid Transfer Interface steht in direktem Zusammenhang mit dem Projekt iBOSS. Während jedes Modul eines iBOSS-Satelliten mechanisch mit anderen Modulen gekoppelt werden muss und mit anderen Modulen Strom, Daten und thermische Energie austauschen können muss, beschränkt sich die Notwendigkeit des Stofftransfers auf die Module des Antriebssystems bzw. auf spezifische Nutzlastmodule. In iBOSS wurde mechanische Kopplung, Strom- und Datentransfer sowie thermische Kopplung in einer multifunktionalen Schnittstelle zusammengefasst und für den Stofftransfer eine separate Schnittstelle entwickelt. Dadurch sollen Schnittstellenmasse, Komplexität und damit die Ausfallwahrscheinlichkeit reduziert werden.

3.1 Anforderungen

Bei der Entwicklung des Fluid Transfer Interface waren zwei Anforderungsprofile zu berücksichtigen. Zum einen die allgemeinen Anforderungen für raumfahrttaugliche Komponenten und zum anderen die spezifischen Anforderungen des iBOSS-Konzeptes.

3.1.1 Allgemeine Anforderungen

Die allgemeinen Anforderungen bei der Entwicklung des Fluid Transfer Interface beziehen sich auf die Weltraumtauglichkeit des Systems, Sicherheitsfaktoren bei der strukturellen Auslegung, die Werkstoffauswahl, die Oberflächenbehandlung und die Verwendung von Normteilen. Als Orientierung dienten hier u.a. die in der ECSS-E-ST-32-02C Rev.1 (15.11.2008) angegebenen Werte und Eigenschaften [106].

3.1.2 Spezifische Anforderungen

Die spezifischen Anforderungen an das Fluid Transfer Interface werden durch das iBOSS-Designkonzept und das Antriebskonzept bestimmt.

Kern des iBOSS-Designkonzeptes sind würfelförmige Module mit einer Außenkantenlänge von 40 cm. Bei größeren Komponenten, Funktionsgruppen oder ggf. Nutzlasten sind auch Module mit dem ganzzahligen Vielfachen dieser Basisgröße möglich. Durch multifunktionale Schnittstellen, die zentral auf den Seitenflächen dieser Bausteine angeordnet sind, werden die einzelnen Module zu einem im Weltall zerlegbaren Satelliten zusammengesetzt. Diese multifunktionalen Schnittstellen kreieren eine mechanische, thermische sowie strom- und datenübertragende Verbindung und verknüpfen damit die Funktionen der einzelnen Module zu einem voll funktionsfähigen Satelliten. Die Anzahl an multifunktionalen Schnittstellen in einem Modul ist abhängig von dessen Größe und den darin enthaltenen Komponenten. Jedes Modul verfügt jedoch über mindestens zwei multifunktionale Schnittstellen. Da ausschließlich Module mit fluidführenden Komponenten eine fluidübertragende Verbindung benötigen, wird diese Funktion nicht in der multifunktionalen Schnittstelle integriert, sondern hierfür eine separate Schnittstelle verwendet. Dadurch wird die Komplexität und Masse der multifunktionalen Schnittstelle auf die vier wesentlichen Funktionen reduziert. Die Würfelform der Module korreliert zudem mit der Forderung nach einer hohen Ausrichtungsvariabilität der einzelnen Module im Satelliten. Hierzu weist die multifunktionale Schnittstelle eine 90°-Variabilität entlang der Kopplungsachse auf. Somit gibt es pro Seite vier und bei einem Modul mit sechs multifunktionalen Schnittstellen 24 mögliche Kopplungsvarianten des Moduls. Weiterhin stellt iBOSS zwei wesentliche Anforderungen an die Schnittstellen zur Kopplung der Module:

- 1. Androgyne Bauweise, beide Kopplungspartner sind absolut identisch.
- 2. Bei Ausfall des aktiven (die Verbindung herstellenden) Kopplungspartners muss die Verbindung über den passiven Kopplungspartner gelöst werden können (Fail-Safe-System).

Aus der mechanischen Verbindung der iBOSS-Module untereinander, durch mittig an den Modulwänden positionierte Schnittstellen, resultiert für das Fluid Transfer Interface eine weitere Anforderung:

3. Ausgleich von Positionierungsfehlern.

Die Notwendigkeit eines Ausgleichs von Positionierungsfehlern entsteht aus den Allgemeintoleranzen sowie Form- und Lagetoleranzen bei Fertigung und Montage der Modulstrukturen und Schnittstellen. Diese Toleranzen führen dazu, dass bei gekoppelten Modulen die Fluid Transfer Interface minimal axial und radial versetzt zueinander gegenüberstehen. Dieser Versatz, führt wiederum bei gekoppelten Fluid Transfer Interfaces zu unbestimmten mechanischen Lasten, die auf die Modulstruktur und die multifunktionale Schnittstelle übertragen werden. Um die hieraus entstehenden Verspannungen zu vermeiden, muss der aus den Toleranzen resultierenden Versatz beim Koppeln ausgeglichen werden. Das Fluid Transfer Interface ist, im Gegensatz zur multifunktionalen Schnittstelle, nicht für die Aufnahme größerer äußerer mechanischen Lasten vorgesehen. Daher erfolgt die Kopplung der Treibstofftransferschnittstellen grundsätzlich erst nach Etablierung einer mechanischen Verbindung zwischen den Treibstofftransferschnittstelle. Beim Entkoppeln wird hingegen zuerst die Verbindung zwischen den Treibstofftransferschnittstellen gelöst und anschließend die Verbindung der multifunktionalen Schnittstellen. Diese Kopplungsreihenfolge bedingt, dass der Versatzausgleich durch das Fluid Transfer Interface erfolgt.

Die Manipulation der Module selbst hat ebenfalls Einfluss auf die Gestaltung des Fluid Transfer Interface. Grundsätzlich wird für die autonome Wartung eines iBOSS-Satelliten (Client) im Orbit ein Servicer mit einem oder mehreren Manipulatorarmen benötigt, mittels derer Module mit defekten oder veralteten Komponenten ausgebaut und durch neue ersetzt werden. Durch die Verwendung einer multifunktionalen Schnittstelle als Endeffektor ist es möglich, sowohl eine mechanische als auch strom- und datenübertragende Verbindung mit dem Modul zu erzeugen. Dies erlaubt beim Ausfall von Batterien oder Solarpaneelen sowohl eine Stromversorgung des Clients über den Servicer als auch einen Datentransfer zwischen Client und Servicer zwecks Auslesen von Telemetriedaten oder für Softwareupdates bei ausgefallener Verbindung zwischen Bodenstation und Client. Über die Datenschnittstelle im Endeffektor wird auch der Befehl zum Lösen der Verbindungen zu den benachbarten Modulen gegeben. Jede multifunktionale Schnittstelle verfügt hierfür über einen eigenen Motor und eine eigene Steuereinheit.

Im Gegensatz zur multifunktionalen Schnittstelle wird bei der FTI auf ein eigenes Antriebssystem sowie die hierfür benötigte Steuereinheit verzichtet. Dies hat zwei wesentliche Gründe:

- Da immer ein Manipulatorarm mit dem auszutauschenden Modul verbunden sein muss, kann die zum Koppeln und Entkoppeln der FTI benötigte Antriebsleistung durch den Servicer bzw. über den Endeffektor am Manipulatorarm aufgebracht werden.
- Zusätzliche Komponenten (Motor, Steuereinheit) und die notwendige Steuerungssoftware steigern Masse, Komplexität und Ausfallrisiko der FTI und damit des Moduls und des Gesamtsystems.

Die multifunktionale Schnittstelle hat einen Außendurchmesser von 220 mm. Entlang der Kantenhalbierenden verbleibt somit ein Platz von 90 mm für die Modulstruktur und zur Unterbringung des Fluid Transfer Interface. Eine Positionierung der FTI in den Ecken der Module bietet dagegen, zusätzlich zum größeren Platzangebot, eine bessere Einleitung der FTI-Masselasten in die Modulstruktur, da hier die Masselasten auf drei Seiten bzw. Kanten verteilt werden können (Abb. 12).



Abb. 12: Schnittstellenkonzept in iBOSS: zentral an der Modulwand die multifunktionale Schnittstelle, das Fluid Transfer Interface (rot) in der Ecke

Um Schäden durch unkontrollierte Bewegungen der FTI im Modul während des Starts der Trägerrakete zu vermeiden, muss die Bewegung des schnittstelleninternen Versatzausgleichs der FTI während des Starts blockiert werden. Diese Blockade muss, zwecks Wartung von Modulen des Antriebssystems durch den Servicer, nach dem Start gelöst werden können.

3.1.3 Einfluss des Fluids

Schließlich hat das durch das Fluid Transfer Interface zu leitende Fluid selbst erheblichen Einfluss auf dessen Entwicklung und Gestaltung. Dieser reicht von der Auswahl des Werkstoffes unter Berücksichtigung seiner chemischen Wechselwirkung mit dem Fluid über die Ausgestaltung von Passungen, Toleranzen und Dichtungen in Abhängigkeit von der Fluidtemperatur bis zur Dimensionierung und Oberflächenbehandlung der Bauteile in Abhängigkeit von Druck und Fließeigenschaften des Treibstoffes. Da für Satellitenmissionen grundsätzlich lagerfähige Treibstoffe verwendet werden [48], sind kryogene Treibstoffe nicht Inhalt der vorliegenden Arbeit.

Während die einschlägige Fachliteratur zwischen Kaltgas-, Einstoff-, Zweistoff- und elektrischen Antriebssystemen unterscheidet [48], wird in der vorliegenden Arbeit ausschließlich zwischen Ein- und Zweikomponententreibstoffen unterschieden. Die Unterteilung orientiert sich dabei an der Anzahl der den Triebwerken zur Schuberzeugung extern zugeführten Reaktionspartner. Diese Vorgehensweise ist für die vorliegende Arbeit dahingehend effektiver, als dass sich hierdurch der Einfluss des Treibstoffes

auf Entwurf und Komplexität sowohl des Fluid Transfer Interface als auch des Treibstofftransfersystems besser darstellen lässt.

3.1.3.1 Einkomponententreibstoffe

Als Einkomponententreibstoffe werden in der vorliegenden Arbeit sämtliche Treibstoffe zusammengefasst, bei denen den Triebwerken zur Schuberzeugung nur ein einzelner Reaktionspartner extern zugeführt wird. Hierzu zählen neben den Treibstoffen für Kaltgasantriebe und den klassischen Monopropell-Antrieben auch Treibstoffe für elektrische Antriebe [48].

Flüssige Einkomponententreibstoffe

Die flüssigen Einkomponententreibstoffe unterscheiden sich untereinander in erster Linie in ihren chemischen Eigenschaften, denen ihrer Verbrennungsprodukte und die damit verbundenen Auswirkungen auf das Antriebs- und Treibstoffverteilungssystem sowie (bezüglich evtl. Ablagerungen der Verbrennungsprodukte) dem Satelliten selbst.

HYDRAZIN (N₂H₄)

Hydrazin ist der am weitesten verbreitete Flüssigtreibstoff für Einstoffantriebssysteme bei Satelliten. Der Hauptvorteil ist seine Lagerfähigkeit. Zur Zersetzung des Hydrazins wird Iridium, eingebettet in einem Al₂O₃-Granulat als Trägermaterial, als Katalysator verwendet. Theoretisch ist ein spezifischer Impuls von 260 s möglich, praktisch werden maximal 230 s erreicht. Es hat eine Dichte von 1 g/cm³. Der Gefrierpunkt liegt bei 1,55 °C, der Siedepunkt bei 114 °C. Hydrazin ist zudem ein hochgiftiger Umweltschadstoff, was seine Handhabung extrem erschwert. Verbrennungsprodukte sind Ammoniak, Stickstoff und Wasserstoff. Hydrazin kommt in Verbindung mit MON auch bei Zweikomponententreibstoffen zum Einsatz. [48] [51]

Aufgrund der hohen Giftigkeit und Umweltschädlichkeit von Hydrazin wird an schwach- bzw. nichttoxischen Alternativen, den sogenannten "grünen" Treibstoffen, geforscht. Eine vorschnelle Festlegung auf Hydrazin, als dem für die Auslegung des Fluid Transfer Interface ausschlaggebenden Treibstoff, ist daher nicht zielführend.

So wurde das "grüne" LMP-103S und die hierfür entwickelten Antriebe bereits während der PRISMA-Mission erfolgreich getestet [51]. Im Folgenden werden daher einige dieser "grünen" Alternativen vorgestellt.

3.1.3.2 Vorgemischte Treibstoffe auf Basis von Distickstoffmonoxid (N₂O)

Vorgemischte Treibstoffe auf Basis von N₂O haben neben der niedrigen Toxizität noch weitere signifikante Vorteile. Bereits durch die exotherme Reaktion von reinem Distickstoffmonoxid (N₂O) ist theoretisch ein maximaler spezifischer Impuls von 205 s möglich. Durch die Beimischung von Kohlenwasserstoffen lassen sich im Vakuum spezifische Impulse von mehr als 300 s erreichen (theoretisch sind bis zu 345 s möglich). Solche Werte sind bisher den Zweistoffantriebssystemen vorbehalten [48]. Mögliche Kohlenwasserstoffzusätze sind Ethan (C₂H₅), Ethen (C₂H₄), Ethin (C₂H₂) und Gemische hiervon. Während bei Hydrazin und anderen hier aufgeführten flüssigen Einkomponententreibstoffen eine Fremdbedrückung zum Austreiben des Treibstoffes aus dem Tank benötigt wird, sind vorgemischte Treibstoffe auf Basis von N₂O auf Grund des hohen Dampfdruckes selbstbedrückend. Die Firma Firestar Technology aus Kalifornien, USA, forscht seit 2005 auf diesem Gebiet. Im Folgenden wird am Beispiel des Firestar Treibstoffes NOFBX (**N**itrous **O**xide **F**uel Blend) auf die Eigenschaften vorgemischter Treibstoffe auf Basis von N₂O eingegangen. Bei einer

Anfangsspeichertemperatur von -70 °C und einer Erhöhung der Tanktemperatur auf 35 °C steigt der Dampfdruck von ca. 60 psia (ca. 0,4 MPa) auf knapp 1000 psia (ca. 6,8 MPa). Der Gefrierpunkt von NOFBX liegt bei -77 °C. Die minimale Selbstzündungstemperatur liegt bei 400 °C. Für die Lagerung von NOFBX wird ein Temperaturbereich von -70 °C bis 60 °C angegeben. Es weist eine geringe mechanische Schockempfindlichkeit und stoßinduzierte Explosionsneigung auf. Zudem ist NOFBX an der Luft schnell flüchtig und gilt es als nicht giftig, es handelt sich jedoch um ein Stickgas. Es findet keine Aufnahme über die Haut statt. [56]

Das DLR Strategieprojekt "Future Fuels" beschäftigt sich ebenfalls mit N₂O basierten Treibstoffgemischen. Ziel des Projektes ist es, Lösungen für die hohen Verbrennungstemperaturen (> 2700 °C), die Gefahr von Flammenrückschlägen sowie zur Gemischzusammensetzung, Einspritzung und Zündung des Gemisches zu finden. [57] [58]

3.1.3.3 Treibstoffe auf Basis von Ammoniumdinitramid (ADN)

LMP-103S

LMP-103S wurde entwickelt von ECAPS, gegründet von der Swedish Space Corporation (SSC). Bei diesem Treibstoff handelt es sich um ein Gemisch aus ADN, Ammoniak und Methanol. Der praktisch erreichbare spezifische Impuls beträgt 235 s (theoretisch bis zu 255 s), es hat eine Dichte von 1,24 g/cm³. Der Schmelzpunkt von HPGP liegt bei -7 °C, der Siedepunkt bei 120 °C. Bei der Verbrennung von LMP-103S entsteht Wasser, Stickstoff, Wasserstoff, Kohlenmonoxid und Kohlendioxid. Es ist nur in geringem Maße giftig. Dieser sogenannte "grüne" Treibstoff und dafür entwickelte Antriebskomponenten wurden erfolgreich auf der PRISMA-Mission getestet. [51] [52]

FLP-106

Hierbei handelt es sich um ein Gemisch aus einem schwach flüchtigen Treibstoff, Wasser und ADN. Sein Schmelzpunkt liegt bei 0 °C. Der spezifische Impuls liegt bei 259 s. Es hat eine Dichte von 1,36 g/cm³. Ebenso wie LMP-103S ist es nur in geringem Maße giftig. [53]

3.1.3.4 Treibstoffe auf Basis von Hydroxylammoniumnitrat (HAN)

AF-M315E

Entwickelt von der US Air Force als "grüne" Alternative zu Hydrazin. Theoretisch ist ein spezifischer Impuls von 266 s möglich, praktisch konnten 250 s nachgewiesen werden. Seine Dichte beträgt 1,465 g/cm³. Ab 0 °C wird AF-M315E viskos, bei -22 °C wird es zu Glas. [54]

WEITERE HAN-TREIBSTOFFE

Die genauen Eigenschaften von HAN-basierten Treibstoffen sind abhängig von den beigemischten Lösungsmitteln (Tabelle 1.1). Allen gemein ist eine Dichte von 1,4 g/cm³ und die im Vergleich zu Hydrazin geringe Toxizität. LP1846 ist ein Gemisch aus HAN, Wasser und Triethanolammoniumnitrat (TEAN). SHP besteht aus HAN, Ammoniumnitrat, Wasser und Methanol. HAN/HN ist ein Gemisch aus HAN, TEAN, Wasser und Hydrazinnitrat. [55]

In Tab. 1 sind die Eigenschaften der verschiedenen flüssigen Einkomponententreibstoffe aufgeführt.
	N ₂ H ₄	NOFBX	LMP- 103S	FLP-106	AF M315E	LP1846	SHP	HAN/HN
lsp [s]	230	300	235	259	250	262	276	210
ρ [g/cm³]	1,01	1	1,24	1,36	1,465	1,4	1,4	1,4
T _{schmelz} [°C]	1,55	-77	-7	0	-22	-100	-30	-35
T _{siede} [°C]	114		120					
Toxizität	sehr hoch	gering	gering	gering	gering	gering	gering	gering
selbstbedrück.	Nein	Ja	Nein	Nein	Nein	Nein	Nein	nein

Tab. 1: Eigenschaften flüssiger Einkomponententreibstoffe

Bei nicht selbstbedrückenden flüssigen herkömmlichen und "grünen" Monopropellants (Hydrazin, Ammoniumdinitramide) liegt der Speicherdruck bei bis zu 3 MPa. Gasförmige Treibstoffe für Kaltgasund elektrische Antriebe erreichen hingegen Speicher- und damit Betankungsdrücke von bis zu 30 MPa. [48]

Gasförmige Einkomponententreibstoffe

Bei gasförmigen Einkomponententreibstoffen für Kaltgasantriebe hat die molekulare Masse entscheidenden Einfluss auf den (theoretisch) maximalen spezifischen Impuls. Auch wenn der spezifische Impuls von Wasserstoff und Helium deutlich höher ist, wird bei den meisten Kaltgasantrieben doch Stickstoff als Stützmasse verwendet. Grund hierfür ist die geringere Dichte von Wasserstoff und Helium. Der Vorteil des um das 4- bzw. 2,5-fache höheren spezifischen Impulses von Wasserstoff bzw. Helium wird durch die um das 14- bzw. 7-fache höhere Dichte von Stickstoff (bei einem Speicherdruck von 34,5 MPa) komplett aufgehoben (siehe Tab. 2). [50]

Treibstoff	Mol. Masse	Dichte* [kg/m³]	spezifischer Impuls [s]	volspez. Imp. [kg*s/m3]
Wasserstoff	2,0	28,4	284	8065,6
Helium	4,0	56,7	179	10.149,3
Methan	16,0	225,9	114	25.752,6
Stickstoff	28,0	395,7	76	30.073,2
Luft	28,9	408,5	74	30.229
Argon	39,9	565,5	57	32.233,5
Krypton	83,8	1187	50	59.350

Tab. 2: Eigenschaften gasförmige Einkomponententreibstoffe für Kaltgasantriebe [50]

Bei gasförmigen Einkomponententreibstoffen für elektrische Antriebe ist neben einer hohen molekularen Masse, guter Lagerfähigkeit und geringer Wechselwirkung der Ausstoßprodukte mit dem Satelliten vor allem eine niedrige Ionisierungsenergie ausschlaggebend [48]. In Tab. 3 sind die für elektrische Antriebe entscheidenden Eigenschaften verschiedener Gase aufgeführt. Xenon weist in Bezug auf molekulare Masse, Ionisierungsenergie und Dichte sehr gute Eigenschaften auf. Auf Grund seiner Seltenheit ist es jedoch sehr teuer, so dass die Verwendung alternativer Treibstoffe für elektrische Antriebe untersucht wird [49] [61]. Hierbei hat sich im wesentlichen Krypton hervorgetan, das (wenn auch ebenfalls selten) zwölfmal so häufig vorkommt wie Xenon. Die Kosten der verschiedenen Gase sind in [49] aufgeführt.

Treibstoff	Mol. Masse	1./2. Ionisierungsenergie [eV]	T _{krit.Punkt} [K]	P _{krit.Punkt} [MPa]	Pkrit.Punkt [kg/m³]	ρ241,3bar/273K [kg/m ³]	Φ Atmosphäre [%]
Xenon	131,3	12,13 / 20,97	290	5,84	1110	2740	0,000009
Krypton	83,8	14 / 24,36	209,4	5,502	919	1080	0,000114
Argon	39,9	15,76 / 27,63	150,86	4,898	537,7	440	0,934
Neon	20,2	21,56 / 40,96	44,4	2,756	484	190	0,001818
Helium	4,0	24,59 / 54,41	5,2	0,228	69,6	40	0,000524
Stickstoff	28,0	14,53 / 29,60	126,2	3,4	314	280	78,084

 Tab. 3: Eigenschaften gasförmiger Einkomponententreibstoffe für elektrische Antriebe [49] [59] [60]

3.1.3.5 Zweikomponententreibstoffe

Bei Zweikomponententreibstoffen für Satellitenantriebe werden Brennstoff und Oxidator getrennt gelagert und erst im Triebwerk zusammengeführt, wo sie hypergol zünden. Damit sind die Treibstoffverteilungssysteme für Zweikomponententreibstoffe deutlich komplexer als die von Einkomponententreibstoffen.

Wie bereits erwähnt, werden in der vorliegenden Arbeit keine kryogenen Treibstoffe betrachtet. In Bezug auf lagerfähige Zweikomponententreibstoffe verbleiben damit N₂O₄ (Distickstofftetroxid), MON-1 und MON-3 (**M**ixed **O**xides of **N**itrogen, N₂O₄ mit einer Beimischung von 1 bzw. 3 Gewichtsprozent Stickstoffoxid) als Oxidatoren und MMH (Monomethylhydrazin), UDMH (unsymmetrisches Dimethylhydrazin) und N₂H₄ als Brennstoffe. Bei der Treibstoffkombination N₂O₄/MMH beträgt das Mischungsverhältnis 1,65. Bei einer Dichte von 1,447 kg/dm³ für N₂O₄ und 0,876 kg/dm³ für MMH führt dieses Mischungsverhältnis zu identischen Tankgrößen für Brennstoff und Oxidator [48]. Auf die Auswirkungen dieses Sachverhalts wird in 5.2.3.5 nochmal gesondert eingegangen. Bei dieser Kombination von Brennstoff und Oxidator beträgt der spezifische Impuls 320 s [48].

Für die Übertragung bzw. Betankung von Zweikomponententreibstoffen ergeben sich zudem weitere Punkte, die zu beachten sind. Es muss sichergestellt werden, dass zu keinem Zeitpunkt Oxidator und Brennstoff in Berührung kommen bzw. sich vermischen können, da dies zu einer sofortigen unkontrollierten Verbrennung des Brennstoffes und damit zu einer Beschädigung bzw. Zerstörung des Raumfahrzeugs führen kann. Dies ist besonders kritisch beim Koppeln und Entkoppeln der Treibstofftransferschnittstelle, da hierbei kleinste Fluidverluste niemals gänzlich ausgeschlossen werden können.

Das bei nicht selbstbedrückenden Ein- und Zweikomponententreibstoffen benötigte Druckgas (zumeist Helium) zur Austreibung der Fluide aus den Tanks, muss in separaten Tanks mitgeführt werden. Dieses geht bei klassischen Satelliten für gewöhnlich nicht verloren, muss jedoch vor dem Start betankt werden. Bei modularen Satelliten und Antriebssystemen (z. B. iBOSS) oder allgemein bei der Wiederbetankung von Satelliten im Orbit, wird dieses Druckgas auch dazu genutzt, um die Betankungs-/Transferschnittstelle vor dem Entkoppeln zu spülen. Das Spülen soll ein unkontrolliertes Entweichen von Treibstoff und damit evtl. Schäden z. B. an optischen Sensoren oder Nutzlasten verhindern [6].

3.1.3.6 Fazit der Treibstoffbetrachtungen

Aus den obigen Ausführungen ist ersichtlich, dass eine Kompatibilität des Fluid Transfer Interface mit verschiedenen Treibstoffen dessen Anwendungspotential deutlich steigert. Ausschlaggebend für die Kompatibilität ist die Verwendung geeigneter Werkstoffe bei allen Teilen des Fluid Transfer Interface, die mit Treibstoff in Kontakt geraten.

Die Forschungsarbeiten zur Verwendung hocheffizienter vorgemischter Treibstoffe auf Basis von Distickstoffmonoxid (siehe 3.1.3.2) in Raumfahrtantrieben wirken sich sogar auf die Gestaltung des Fluid Transfer Interface aus. Grund hierfür ist, dass mit den vorgemischten Treibstoffen annähernd der gleiche spezifische Impuls wie bei lagerfähigen Zweikomponententreibstoffen erreicht werden kann. Damit fällt der ausschlaggebende Vorteil des höheren spezifischen Impulses der Zweikomponententreibstoffe, der auch die Inkaufnahme einer höheren Komplexität des Treibstoffverteilungssystems (und damit auch des Fluid Transfer Interface) gerechtfertigt hat, gegenüber den Einkomponententreibstoffen weg.

Das Fluid Transfer Interface wird daher für die Verwendung von flüssigen und gasförmigen Einkomponententreibstoffen ausgelegt.

3.2 Entwurf des Fluid Transfer Interface

Durch die Identifikation der Randbedingungen und Einflussfaktoren für eine Treibstofftransferschnittstelle, wurde die Grundlage für den Entwurf des Fluid Transfer Interface geschaffen.

Im Folgenden werden die Entwürfe der Labormodelle des androgynen Fluid Transfer Interface vorgestellt und die dabei verwendeten Problemlösungsstrategien zur Erfüllung der oben aufgeführten Randbedingungen näher erläutert.

3.2.1 Modell 1

Das Modell 1 des Fluid Transfer Interface wurde im Laufe des Projekts iBOSS-2 (November 2012 – Oktober 2015) entwickelt.

Das Fluid Transfer Interface wird in drei Funktionsuntergruppen unterteilt:

- 1. Ventileinheit
- 2. Verschlusseinheit
- 3. Antriebseinheit

Die Ventileinheit ist der fluidführende Teil der Schnittstelle. Die Verschlusseinheit stellt die eigentliche Verbindung zwischen zwei Treibstofftransferschnittstellen her. Die Antriebseinheit übernimmt die Anbindung der Schnittstelle an die Modulstruktur und überträgt die Antriebsleistung des Endeffektors am Manipulatorarm des Servicers auf die Schnittstelle. Zusammen bilden die Ventileinheit und die Verschlusseinheit die Verschlusskupplung. Verschlusskupplung und Antriebseinheit bilden das androgyne Fluid Transfer Interface.

3.2.1.1 Ventileinheit

Die Ventileinheit enthält ein selbsttätiges Kugelventil, das im ungekoppelten Zustand die fluidführenden Teile der FTI verschließt und einen zentralen Adapter, an dem mittels eines Einschraubfittings eine Leitung des Treibstoffverteilungssystems angeschlossen wird. Die Ventileinheit besteht aus sechs wesentlichen Teilen (siehe Abb. 13).





Die Ventilkugel ist eingebettet im zentralen Adapter und wird durch die Ventilkappe, die auf den zentralen Adapter aufgeschraubt ist, in ihrer Position gehalten. Die Ventilkugel ist an zwei gegenüberliegenden Stellen senkrecht zur Bohrung in der Kugel abgeflacht. In jeder dieser Flächen befindet sich, 45° zur Bohrungsachse geneigt, eine Nut. Das Verstellen der Ventilkugel, und damit das Öffnen und Schließen der fluidführenden Leitung, erfolgt durch den Stellring. Dieser wird über den zentralen Adapter geschoben und wirkt über zwei Streben, die durch zwei Aussparrungen im Gewinde zur Ventilkappe in letztere hineinragen auf die Ventilkugel. Am Ende der Streben befindet sich jeweils ein Stift, der auf die ihm gegenüberliegende Nut in der Ventilkugel wirkt. Zwischen dem Stellring und dem Gewinde des Adapters befindet sich die Wellenfeder.



Abb. 14: Funktionsprinzip der Ventileinheit

Wird nun der Stellring in axialer Richtung fest eingespannt und auf die Stirnfläche der Ventilkappe eine axiale Kraft in Richtung des Stellringes aufgebracht, bewegt sich die Ventileinheit in Richtung des Stellrings und die in die Ventilkappe hineingleitenden Streben versetzen die Ventilkugel mittels der Stifte in eine Drehbewegung. Die Drehachse der Ventilkugel verläuft orthogonal zur Bewegungsrichtung des Stellrings. Gleichzeitig wird die Feder zwischen Stellring und Adapter komprimiert und gespannt. Die Bewegung ist beendet, und das Kugelventil somit vollständig geöffnet, wenn die Ventilkappe den Stellring berührt. Wird die axiale Kraft von der Ventilkappe genommen, entspannt sich die Feder, drückt dabei die Ventilkugel in die Ausgangsposition zurück und schließt damit das Kugelventil wieder (Abb. 14).

In der Kugelkalotte des Adapters und in der Kugelkalotte der Ventilkappe befindet sich jeweils eine Dichtung. Diese verhindern sowohl im geöffneten als auch im geschlossenen Zustand das unkontrollierte Entweichen des durch die Schnittstelle transportierten Fluids (Abb. 15).



Abb. 15: Position der Dichtungen in der Ventileinheit

Zusammengefasst ergeben sich damit folgende Eigenschaften und Vorteile:

- Gleichbleibende Querschnittsinnenkontur der fluidführenden Teile über die gesamte Länge der Ventileinheit,
- druckkraftinduziertes Öffnen des Kugelventils,
- selbsttätiges federkraftinduziertes Schließen des Kugelventils.

Durch die gleichbleibende Querschnittsinnenkontur werden bei kugeldichtenden Ventilen gegenüber flachdichtenden oder kegeldichtenden Ventilen umlenkungsinduzierte Druckanstiege und Störungen im Strömungsverlauf beim Treibstofftransfer vermieden, was sich positiv auf die Anforderungen an das Treibstofffördersystem der betankenden Einheit auswirkt.

3.2.1.2 Verschlusseinheit

Wie bereits in 3.1.2 erwähnt, muss das Fluid Transfer Interface als androgyne Kopplungseinheit ausgeführt werden. Die Verschlusseinheit der FTI ist daher so konstruiert, dass beide Kopplungspartner die Verbindung herstellen können. Erst unmittelbar vor dem Kopplungsvorgang wird autonom durch den Servicer oder ggf. durch einen Operator in der Bodenstation entschieden, welcher Kopplungspartner die Verbindung aktiv herstellt.

Die Verschlusseinheit besteht aus sechs wesentlichen Elementen (siehe Abb. 16).



Abb. 16: Explosionszeichnung der Verschlusseinheit

Antriebsrad, Antriebshülse und Verschlusshülse bilden den eigentlichen Antriebsstrang zum Koppeln und Entkoppeln des Fluid Transfer Interface. Hierzu sind die Außenlauffläche der Antriebshülse und kongruent dazu die Innenlaufflächen von Antriebsrad und Verschlusshülse als komplexe Epizykloide ausgeführt [2]. Diese Kontur ermöglicht die Übertragung der Drehbewegung vom Antriebsrad über die Antriebshülse auf die Verschlusshülse bei gleichzeitiger axialer Verschiebbarkeit der Verschlusshülse auf der Antriebshülse und der Antriebshülse im Antriebsrad (ähnlich einer P4C-Profilkontur für Welle-Nabe-Verbindungen).

ERKLÄRUNG ZUR EPIZYKLOIDE

Eine Epizykloide wird erzeugt, in dem ein kleiner Kreis (Rollkreis) außen auf einem großen Kreis (Grundkreis) gleitfrei abrollt (Abb. 17). Rollt der Rollkreis innen auf dem Grundkreis ab, entsteht eine Hypozykloide. Betrachtet man einen festen Punkt (Erzeugungspunkt) zwischen dem Mittelpunkt und dem Rand des Rollkreises, bildet dieser bei einem Umlauf um den Grundkreis die Epizykloide. Der Abstand zwischen Erzeugungspunkt und Rollkreismittelpunkt wird als Exzentrizität der Zykloide bezeichnet. Eine komplexe Zykloide weist im Vergleich zu einer "normalen" Zykloide mehrere Exzentrizitäten auf. Diese zusätzlichen Exzentrizitäten werden erzeugt, indem weitere Rollkreise hinzugefügt werden, die an dem ersten (bzw. zweiten) Rollkreis gleitfrei abrollen [4]. Je nachdem, ob die Rollkreise außen, innen oder abwechselnd außen und innen abrollen, entsteht eine Epitrochoide, Hypotrochoide oder hybride Trochoide [4]. Die Verwendung von komplexen Zykloiden zur Ausgestaltung einer Welle-Nabe-Verbindung hat gegenüber einer P4C-Profilkontur bzw. einer Keilwellen- oder Evolventenzahnverbindung mehrere Vorteile. Durch Polygon- oder Unrunddrehen können komplexe Zykloiden mittlerweile kostengünstig, schnell und mit hoher Oberflächenqualität hergestellt werden [3]. Weiterhin lassen sich bei Welle-Nabe-Verbindungen auf Basis komplexer Zykloide die Profile durch Variation der Exzentrizitäten frei an die Belastungen und Fertigungseinschränkungen anpassen [2] [4].



Abb. 17: Erzeugung einer Zykloide [4]

In die Antriebshülse wird die Ventileinheit eingesetzt und der Stellring der Ventileinheit mittels einer Verschlussmutter axial in seiner Position in der Antriebshülse fixiert (Abb. 18).



Abb. 18: Fixierung der Ventileinheit in der Antriebshülse (gelb) mittels einer Verschlussmutter

Die Verschlusshülse kann sich nur zwischen einem Kranz in der Mitte der Antriebshülse und dem Kragen des Stellrings axial frei bewegen (Abb. 19).



Abb. 19: Ventileinheit (grau) mit Antriebshülse (gelb) und Verschlusshülse (grün)

Die komplette Baugruppe (siehe Abb. 19) wird in das Gehäuse eingesetzt. Hierzu verfügt das Gehäuse auf der Innenseite über ein Feingewinde. Das dazugehörige Außengewinde findet sich auf der Verschlusshülse. Im Anschluss wird das Antriebsrad auf die Antriebshülse geschoben und mittels einer Wellenfeder und einem Stützring gegen axiales Verschieben gegenüber dem Gehäuse gesichert. Der Stützring wird dabei durch einen Federspannring auf der Antriebshülse gegen die Wellenfeder abgestützt (Abb. 20).



Abb. 20: Schnittdarstellung der Verschlusseinheit

FUNKTIONSPRINZIP DER VERSCHLUSSKUPPLUNG

Die Antriebshülse überträgt die Drehbewegung des Antriebsrades auf die Verschlusshülse. Das Gewinde zwischen Verschlusshülse und Gehäuse wandelt die Drehbewegung in eine Linearbewegung der Verschlusshülse um. Diese Linearbewegung erfolgt solange ungestört, bis das hintere Ende der Verschlusshülse den Kragen des Stellrings erreicht. Das vordere Ende der Verschlusshülse überragt an dieser Stelle die Stirnfläche der Ventilkappe deutlich und befindet sich am vorderen Ende des Gehäuses. Bei weiterer Drehbewegung schraubt sich die Verschlusshülse aus dem eigenen Gehäuse heraus und in das Gehäuse des Kopplungspartners hinein und zieht dabei die eigene Ventileinheit und die Antriebshülse mit. Dabei wird die Wellenfeder zwischen Antriebsrad und Stützring komprimiert und gespannt. Im weiteren Verlauf der Bewegung schiebt sich die Verschlusshülse befinden sich zwei Dichtringe, die jeweils auf die Mantelflächen der beiden Ventilkappen wirken und somit das System noch vor dem Öffnen der Ventile nach außen abdichten (Abb. 23). Sobald sich die Stirnflächen der beiden Ventilkappen eine axiale Kraft aufgebracht, die beide Ventileinheiten öffnet und damit den Durchfluss des Fluids durch die gekoppelte Schnittstelle freigibt (Abb. 21).

Da sich die Verschlusshülse zwischen dem Mittelsteg auf der Antriebshülse und dem Kragen des Stellrings axial frei bewegen kann, dient die Wellenfeder zwischen Antriebsrad und Stützring dazu, die Antriebshülse mitsamt der Ventileinheit beim Entkoppeln kontrolliert zurück in die Ausgangsposition zu ziehen.



Abb. 21: Funktionsprinzip der Verschlusskupplung

Für das Antriebsrad sind verschiedene Ausführungen möglich. Im Projekt iBOSS wird die Verschlusskupplung über die Antriebseinheit betätigt. Hierzu ist das Antriebsrad als Schneckenrad ausgeführt. Über die zugehörige Schneckenwelle in der Antriebseinheit kann ein Servicer das Antriebsrad in Drehung versetzen und damit die Verschlusskupplung koppeln oder entkoppeln.

Anstatt mit einer Verzahnung kann das Antriebsrad jedoch auch mit einer Rändelung oder anderen Außenkonturen ausgeführt werden. Eine Rändelung findet z. B. Anwendung, wenn die Verschlusskupplung händisch und ohne Antriebseinheit, z. B. zur Verbindung von Hydraulikleitungen in Baumaschinen, verwendet werden soll (Abb. 22).



Abb. 22: Verschlusskupplung mit Rändelung für manuellen Einsatz

Die gekoppelten Schnittstellen werden durch zwei Dichtungen in der Verschlusshülse nach außen abgedichtet. Dabei wirkt jeweils eine Dichtung auf einen Ventilkopf (Abb. 23). Falls nötig, können zwei weitere Dichtungsnuten in die Verschlusshülse eingebracht werden, wobei die äußeren Dichtungen als Redundanz der inneren Dichtungen dienen.



Abb. 23: Dichtungen in der Verschlusshülse zum Abdichten der gekoppelten Schnittstellen

Die Vorteile einer Abdichtung der gekoppelten Schnittstellen an den Mantelflächen der Ventilkappen gegenüber einer Abdichtung an den Stirnflächen der Ventilkappen sind:

- Die Dichtungen sind nicht direkt der Sonneneinstrahlung ausgesetzt, was sich positiv auf die Lebensdauer der Dichtungen auswirkt.
- Die Dichtflächen sind nicht exponiert und können damit schwerer durch äußere Einflüsse beschädigt oder verschmutzt werden.

3.2.1.3 Antriebseinheit

Die Antriebseinheit erfüllt gleich mehrere Aufgaben. Sie überträgt die Antriebsleistung des Endeffektors am Servicer über die Schneckenwelle auf das Antriebsrad. Zudem stellt sie die mechanische Verbindung, mit integriertem Versatzausgleich in Kopplungsrichtung, zwischen Verschlusskupplung und Modulstruktur her. Schließlich enthält sie ein Fail-Safe-System, das bei einem Ausfall des aktiven Kopplungspartners ein Lösen der Verbindung durch den passiven Kopplungspartner ermöglicht.

Die Antriebseinheit von Modell 1 des Fluid Transfer Interface besteht aus:

- 1. zwei Verbindungsplatten
- 2. zwei Montageringen
- 3. zwei Aufhängungen
- 4. zwei Passstangen
- 5. Schneckenwelle
- 6. Kupplung
- 7. Kupplungsmitnehmer
- 8. vier Wellenfedern

Montageringe und Verbindungsplatten bilden den Tragrahmen der Antriebseinheit. Die beiden Aufhängungen der Antriebseinheit sind durch Passwellen direkt mit den Montageringen verbunden. Auf den Passwellen kann sich der Tragrahmen mitsamt der Verschlusskupplung axial frei bewegen (Versatzausgleich in Kopplungsrichtung). Wellenfedern zwischen Aufhängung und Montageringen zwingen den Tragrahmen mitsamt der Verschlusskupplung nach dem Entkoppeln zurück in die Neutralposition. Die Verbindungsplatten dienen zugleich als Lagerböcke für die Schneckenwelle. Gleitlagerbuchsen aus Iglidur-X [94], die in die dafür vorgesehenen Bohrungen in den Verbindungsplatten eingepresst wurden, gewährleisten dabei minimale Reibungsverluste.



Abb. 24: CAD-Modell der Antriebseinheit

Die Antriebseinheit für das Labormodell des Modell 1 ist sehr einfach aufgebaut und ermöglicht einen Versatzausgleich lediglich in Kopplungsrichtung. Zudem ist das Fail-Safe-System nur von Hand bedienbar. Beides ist jedoch ausreichend, um die grundsätzliche Machbarkeit der Antriebseinheit und des Fail-Safe-Systems nachzuweisen.

Wie bereits erwähnt, ist eine der wichtigsten Randbedingungen des iBOSS-Konzeptes die unbedingte Lösbarkeit aller Schnittstellen zwischen den einzelnen Modulen, auch wenn die aktiven Kopplungspartner dies nicht mehr bewerkstelligen können. Das Fail-Safe-System des Fluid Transfer Interface nutzt hierfür das Prinzip der Schraube-Mutter-Verbindung zwischen Verschlusshülse und Gehäuse in der Verschlusseinheit. Dabei ist es für das Lösen der Verbindung unerheblich, ob die Schraube (Verschlusshülse) oder die Mutter (Gehäuse) gedreht wird. Die Aufgabe des Fail-Safe-Systems ist es, die Antriebsleistung, die über die Schneckenwelle auf das Antriebsrad übertragen wird, von der Antriebshülse (und damit der Verschlusshülse) auf das Gehäuse umzuleiten. Im Normalbetrieb stellt die Kupplung – durch Welle-Nabe-Verbindungen zwischen Gehäuse und Kupplung sowie zwischen Kupplung und vorderem Montagering in Form komplexer Epizykloiden - eine drehsteife Verbindung zwischen dem Gehäuse und dem vorderen Montagering (und damit der Modulstruktur) her. Die Antriebsleistung des Endeffektors wird somit über Schneckenwelle und Antriebsrad ausschließlich auf die Verschlusshülse (Schraube) übertragen (Abb. 25). Für den Fail-Safe-Betrieb wird die Kupplung auf dem Gehäuse axial in Richtung des Antriebsrades verschoben, das ebenfalls über eine Polygonkontur in Form einer komplexen Epizykloide verfügt. Dadurch wird die drehsteife Verbindung zwischen Gehäuse und vorderem Montagering gelöst und gleichzeitig eine drehsteife Verbindung von Antriebsrad und Gehäuse erzeugt. Die gesamte Verschlusskupplung kann sich nun frei um ihre Längsachse in den Montageringen drehen. Die Antriebsleistung des Endeffektors wird somit direkt auf das Gehäuse (Mutter) bzw. die gesamte Verschlusskupplung übertragen (Abb. 26).



Abb. 25: Position der Kupplung zu Gehäuse, Antriebsrad und Montagering im Normalbetrieb



Abb. 26: Position der Kupplung zu Gehäuse, Antriebsrad und Montagering im Fail-Safe-Betrieb

Aus Massegründen werden die meisten Bauteile des Modell 1, inklusive aller fluidführenden Elemente, aus der hochfesten Aluminiumlegierung EN AW 7075 gefertigt. Schneckenwelle, Verschlussmutter, Führungsstifte und Passstangen bestehen aus ETG 100. Letzteres weist eine so hohe Festigkeit auf, dass es auch ohne thermische Nachbehandlung für Schneckenwellen oder Zahnräder verwendet werden kann [95]. Resultierend aus den allgemeinen und spezifischen Anforderungen, die der Entwicklung des Fluid Transfer Interface zugrunde liegen, ergeben sich für das Modell 1 die in Tab. 4 zusammengefassten Auslegungsparameter.

Tab. 4: Auslegungsparameter des FTI Modell 1

Eigenschaft	Betrag	Einheit
Masse	1280	g
Leitungsquerschnitt	4,8	mm
MEOP	200	bar
Dimension (LxBxH)	160x95x105	mm³
Freiheitsgrade	1	
Axiales Spiel	±3	mm
Getriebeübersetzung	22,5	
Kopplungsgewinde	M50x2	



Abb. 27: CAD-Darstellung des Fluid Transfer Interface Modell 1



Abb. 28: Fluid Transfer Interface Modell 1

3.2.2 Modell 2

Das Modell 2 des Fluid Transfer Interface ist eine Weiterentwicklung des Modell 1. Hierbei sind die Erfahrungen, die bei der Fertigung, Montage und den Versuchen mit dem Modell 1 gemacht wurden, eingeflossen. Seine Entwicklung war Teil des Projektes iBOSS-3 (November 2015 – Oktober 2018).

Auch das Modell 2 besteht aus den drei Untergruppen Ventileinheit, Verschlusseinheit (beide bilden zusammen die Verschlusskupplung) und Antriebseinheit.

3.2.2.1 Verschlusskupplung

Ventileinheit und Verschlusseinheit sind nahezu identisch mit dem Modell 1. Erfahrungen aus der Fertigung des Modell 1 führten lediglich zu fertigungsspezifischen Änderungen beim zentralen Adapter, der Verschlusshülse, dem Gehäuse und dem Antriebsrad.

So wurden die Durchgangsöffnungen für die Streben des Stellrings im Gewinde des zentralen Adapters durch Aussparungen ersetzt, die die Fertigung des zentralen Adapters deutlich vereinfachen und damit weniger anfällig für Fertigungsfehler machen. Zudem sind die Streben am Stellring des Modell 2 schmaler ausgeführt (Abb. 29).



Abb. 29: Vergleich der Ventileinheiten von Modell 1 (oben) und Modell 2 (unten)

Bei der Verschlusshülse und dem Gehäuse wurde das M50x2 Feingewinde durch ein Tr50x2 Trapezgewinde ersetzt. Der Kopplungsvorgang ist dadurch leichtgängiger und weniger anfällig für ein Festfressen des Gewindes. Allerdings wird dadurch auch die Selbsthemmung des Gewindes deutlich verringert. Die fehlende Selbsthemmung im Gewinde wird durch die hohe Selbsthemmung des Schneckengetriebes in der Antriebseinheit ausgeglichen. Diese Selbsthemmung im Schneckengetriebe verhindert ein unbeabsichtigtes Lösen der Schraubverbindung zwischen den Kopplungspartnern, z. B. durch Vibrationen oder Erschütterungen, durch Blockierung des Antriebsrades und damit der Verschlusshülse.

Das Antriebsrad wurde dahingehend überarbeitet, dass die Kupplung des Fail-Safe-Systems nun nicht mehr über eine komplexe Epizykloide am Antriebsrad eine drehsteife Verbindung zum Gehäuse erzeugt, sondern als Bolzenkupplung auf das Antriebsrad und den vorderen Montagering wirkt. Die drehsteife Verbindung zwischen Gehäuse und Kupplung erfolgt weiterhin über eine komplexe Epizykloide.

3.2.2.2 Antriebseinheit

Die Antriebseinheit wurde für das Modell 2 komplett überarbeitet. Die wesentlichen Änderungen sind:

- 1. Integrierter Versatzausgleich mit zwei Freiheitsgraden in einer einzelnen Kopplungseinheit (Abb. 30).
- Versatzausgleich mit drei Freiheitsgraden bei der Kopplung von zwei Kopplungseinheiten (Abb. 31).
- 3. Koaxiale Anordnung von Antriebsadapter und Fail-Safe-Adapter.
- 4. Sicherung des Fail-Safe-Antriebs an der Antriebseinheit zur Vermeidung eines unbeabsichtigten Wechsels zwischen Normalbetrieb und Fail-Safe-Betrieb.
- 5. Austausch der Epizykloidkupplung gegen eine Bolzenkupplung im Fail-Safe-System.
- 6. Vereinfachte Strukturanbindung.
- 7. Vier Positionen für Startsicherungen zur besseren Integration der Schnittstelle in die Satellitenstruktur.
- 8. Spiegelbildliche Montage möglich.



Abb. 30: CAD-Darstellung des 2-Achs-Versatzausgleichs (links quer, rechts axial)

Der integrierte Versatzausgleich mit zwei Freiheitsgraden ist in Form eines Kreuzschlittens ausgeführt (Abb. 30). Er ermöglicht quer zu Kopplungsrichtung einen Versatzausgleich von ±2 mm und in axialer Richtung von ±10 mm. Durch Kombination der Freiheitsgrade erhöht sich bei der Kopplung zweier FTI in einem modularen Satelliten auf Basis des iBOSS-Konzeptes die Anzahl der Freiheitgrade auf drei (Abb. 31). Einzige Voraussetzung hierbei ist, dass alle FTI des Treibstoffverteilungssystems eines Satelliten identisch sind, also keine spiegelbildlichen Variationen verwendet werden.



Abb. 31: Erweiterung des Versatzausgleichs von 2 auf 3 Freiheitsgraden

Zwei der vier möglichen Positionen für Startsicherungen wirken über den Kreuzschlitten auf die Antriebseinheit und blockieren dadurch beide Achsen des Versatzausgleichs (Position 1. In Abb. 32). Zwei weitere Positionen für Startsicherungen befinden sich in den Verbindungsplatten (Position 2. In Abb. 32). Genutzt wird bei den beiden letzten Positionen jeweils die Seite, auf der sich auch der Antriebsadapter befindet. Die Startsicherungen können als Pinpuller oder Sicherungsstifte ausgeführt werden. Die Startsicherungen in den Verbindungsplatten können durch den Servicer im selben Arbeitsgang entfernt werden, in dem die Schnittstellen gekoppelt bzw. entkoppelt werden.



Abb. 32: Positionen für Startsicherungen

Die Kupplung des Fail-Safe-Systems wird über einen Kupplungsmitnehmer, der in Aussparungen der Verbindungsplatten der Antriebseinheit läuft, entlang der Längsachse der Verschlusskupplung verschoben. Hierzu wird ein Stellhebel mit einem Ende am Kupplungsmitnehmer und mit dem anderen Ende am Fail-Safe-Antrieb befestigt. Dieser ist koaxial auf der Schneckenwelle befestigt. Die Drehachse des Stellhebels ist auf der Verbindungsplatte befestigt. Durch eine Drehung des Fail-Safe-Antriebs um 180° gegen den Uhrzeigersinn wird die Kupplung von der Normalbetrieb-Position in die Fail-Safe-Betrieb-Position geschoben (Abb. 33). Der Fail-Safe-Antrieb wird durch einen Federbolzen in seinen Endpositionen gesichert. Die Lauffläche zwischen Kupplung und Gehäuse hat wie im Modell 1 die Form einer komplexen Epizykloide. Die beiden Stirnseiten verfügen über jeweils acht gleichmäßig über den Umfang verteilte Bolzen. Im Normalbetrieb greifen die Bolzen auf der Vorderseite der Kupplung in zu ihnen kongruente Nuten im vorderen Montagering, wodurch das Gehäuse drehsteif mit der Antriebseinheit verbunden wird. Im Fail-Safe-Betrieb wird die drehsteife Bolzenverbindung zwischen Kupplung und vorderem Montagering gelöst und die Bolzen auf der Rückseite der Kupplung greifen in zu ihnen kongruente Nuten im Antriebsrad. Dadurch wird die Antriebsleistung des Endeffektors auf das Gehäuse übertragen und die Verschlusskupplung rotiert um ihre Längsachse.



Abb. 33: CAD-Darstellung der Funktionsweise des Fail-Safe-Systems

3.3 Variationen der Verschlusskupplung

Sowohl im Modell 1 als auch im Modell 2 ist die Verschlusskupplung als androgynes System ausgeführt. Geringfügige Variationen des Gehäuses der Verschlusskupplung erlauben aber auch die Ausgestaltung der Verschlusskupplung als klassisches Stecker-Buchse-Konzept. Bei der rein aktiven Verschlusskupplung ist das Gehäuse bis zur Stirnfläche der Verschlusshülse eingekürzt. Es ist daher nicht mehr möglich, dass sich die Verschlusshülse des Kopplungspartners in das Gehäuse der rein aktiven Verschlusskupplung einschraubt. Die rein passive Verschlusshülse ist äußerst kompakt. Sie besteht lediglich aus der Ventileinheit und dem Gehäuse. Die restlichen Teile der Verschlusseinheit fehlen. Wie in Abb. 34 zu sehen, ist die androgyne Verschlusskupplung (oben) im Vergleich zur rein aktiven (Mitte) und rein passiven Schnittstelle (unten) größer.



Abb. 34: Variationen der Verschlusskupplung (oben: androgyn; Mitte: rein aktiv; unten: rein passiv)

Während die androgyne Verschlusskupplung sowohl mit einer baugleichen, einer rein aktiven oder einer rein passive Verschlusskupplung kombiniert werden kann (siehe Abb. 35 Reihe 1. bis 3.), können die beiden anderen nur mit ihrem Gegenpart oder der androgynen Verschlusskupplung kombiniert werden (Abb. 35).

Der wesentliche Vorteil hierbei ist, dass Satelliten oder andere (z. B. erdgebundene) fluidführende Systeme, deren Bauraum nicht für eine androgyne Verschlusskupplung ausreicht, mit einer ihrer kompakteren Variationen ausgestattet werden können. In jedem Fall kann dann eine androgyne Verschlusskupplung als Kopplungspartner verwendet werden.



Abb. 35: Kombinationsmöglichkeiten der Varianten

3.4 Fertigung und Montage

Ein wesentlicher Aspekt bei der Entwicklung des Fluid Transfer Interface war eine einfache Fertigung und Montage der Bauteile, um Kosten und Zeitaufwand bei Fertigung und Montage der Treibstofftransferschnittstelle zu verringern.

So ist die Welle-Nabe-Verbindung zwischen Antriebsrad und Antriebshülse bzw. Antriebshülse und Verschlusshülse in Form einer komplexen Zykloiden mittels Polygon-/Unrunddrehen deutlich wirtschaftlicher herzustellen als eine herkömmliche Keilwellen- oder Evolventenzahnverbindung [97].

Sowohl beim Modell 1 als auch beim Modell 2 werden die beiden Modulgruppen der Verschlusskupplung, die Ventileinheit und die Verschlusseinheit, unabhängig voneinander montiert. Dies erleichtert die teilweise filigranen Arbeiten bei der Montage der Kugelventilmechanik und hier insbesondere das Einsetzen der Dichtungen und der Stellmechanik. Im Anschluss wird die Ventileinheit in die Verschlusseinheit integriert. Ein weiterer Vorteil dieser Bauweise ist, dass die fluidführende Ventileinheit schnell und einfach durch das Lösen der Verschlussmutter (Abb. 18) aus einer vollmontierten FTI ausgebaut und durch eine baugleiche Ventileinheit ersetzt werden kann. Dies ist zum Beispiel dann der Fall, wenn für die Ventileinheit ein anderer Werkstoff oder Leitungsquerschnitt gefordert ist. Wenn auch im Weltraum von geringer Relevanz, ist dies für irdische Anwendungen der Verschlusskupplung bzw. der FTI ein bedeutender Vorteil.

Die Antriebseinheit des Modell 1 besteht aus geradlinigen Plattenelementen, die auf Stoß miteinander verschraubt werden (Abb. 24). Dies hat Montagetoleranzen beim Zusammenbau der Antriebseinheit zur Folge. Da diese Montagetoleranzen Einfluss auf die Form- und Lagetoleranzen der Passungen zwischen Verschlusskupplung und Antriebseinheit haben, müssen beim Zusammenbau von Antriebseinheit und Verschlusskupplung beim Modell 1 permanent die Passungen überprüft und gegebenenfalls die Verbindung der Plattenelemente angeglichen werden. Zudem kann die Antriebseinheit des Modell 1 nicht unabhängig von der Verschlusskupplung montiert werden. Sie muss direkt an der vormontierten Verschlusskupplung zusammengebaut werden.

Beim Entwurf des Modell 2 wurde daher gegenüber dem Modell 1 auf einen vereinfachten und fehlervermeidenden Zusammenbau des Systems geachtet. So werden bei allen passungsrelevanten Bauteilen selbstzentrierende Verbindungen verwendet, wodurch die Form- und Lagetoleranzen der Passungen bei der Montage ohne zeitaufwendige Nacharbeiten eingehalten werden.

3.5 Patentierung

Da die androgyne Verschlusskupplung, das Kernstück des Fluid Transfer Interface, eine neue Problemlösung für die wiederholbare Verbindung von fluidführenden Leitungen darstellt, wurde das ihr zugrunde liegende Konzept von der Technischen Universität Berlin zum Patent angemeldet. Zum 30.11.2020 hat das Patentverfahren den in Tab. 5 zusammengefassten Stand erreicht [101] [102] [105]:

Land	AZ TUB	Anmeldenummer	Anmeldedatum	V.Nr.	Stand
BRD	15052DE00	102016213094.3	18.07.2016	DE 10 2016 213 094 A1	Prüfbescheid
Europa	15052WOEP	17742409.0	12.07.2017	EP 3 485 192 B1	Erteilt
USA	15052WOUS	16/317,866	12.07.2017	US 2020/0347977 A1	Angemeldet
China	15052WOCN	201780044735.6	12.07.2017	CN 109563954A	Angemeldet

Tab. 5: Stand des Patentverfahrens zur androgynen Verschlusskupplung

4. Experimentelle Untersuchungen

Das Konzept des Fluid Transfer Interface wurde mit Tests der mechanischen Funktionen sowie Druckund Dichtigkeitstests, sowohl mit Pressluft als auch mit destilliertem Wasser, verifiziert. Im Folgenden werden die verschiedenen Tests sowie die hierbei verwendeten Versuchsaufbauten vorgestellt und die Versuchsabläufe sowie die gewonnenen Ergebnisse ausführlich diskutiert. Zunächst werden die experimentellen Untersuchungen des Modell 1 diskutiert und anschließend die Versuche mit dem Model 2.

4.1 Modell 1

4.1.1 Ziele

Vorrangiges Ziel der experimentellen Untersuchungen am Modell 1 war die grundsätzliche Bestätigung des der vorliegenden Arbeit zugrundeliegenden Entwurfes einer androgynen Hochdruckverschlusskupplung. Hierfür wird das Labormodell neben mechanischen Funktionstests einem Druck- und Dichtigkeitstest unter Normalbedingungen unterzogen.

Von besonderem Interesse hierbei waren die Funktion des selbsttätigen Kugelkopfes, die Eignung des epitrochoiden Polygonprofils zur Übertragung des Kopplungsdrehmoments bei gleichzeitiger axialer Verschiebung, die androgyne Kopplungsmechanik und das Dichtungskonzept im Kugelkopf und der Verschlusshülse.

Die während der Versuche gewonnen Erkenntnisse, z.B. in Bezug auf die mechanische Funktion, flossen anschließend in einen verbesserten Entwurf im Modell 2 ein.

4.1.2 Versuchsaufbau

Ausschlaggebend beim Entwurf des Versuchsaufbaus waren die Druck- und Dichtigkeitstests des Fluid Transfer Interface. Ein weiteres Entwurfskriterium war die bidirektionale Durchleitung des Testmediums durch das gekoppelte Fluid Transfer Interface. Zur Veranschaulichung eines fraktionierten Treibstofftransfersystems wurde der Versuchsaufbau auf zwei Plattformen verteilt. Als Testmedium wurde destilliertes Wasser verwendet. Die Entwicklung des Versuchsaufbaus erfolgte in Zusammenarbeit mit der Aerospace Innovations GmbH (AIG). Plattform A basiert dabei auf einen Versuchsstand, den AIG für Versuche mit Resistojet-Antrieben verwendet. Plattform B wurde für die Druck- und Dichtigkeitsversuche des Fluid Transfer Interface komplett neu entwickelt.



Abb. 36: Fließschema des Versuchsaufbaus für Druck- und Dichtigkeitstests am FTI Modell 1

Abb. 36 zeigt ein Fließschema des Versuchsaufbaus. Links die das "Tankmodul" (TM) darstellende Plattform A, rechts die Plattform B zur Darstellung des "Antriebsmoduls" (AM). Beide Plattformen verfügen über Tanks zur Aufnahme des Testmediums. Dies ist dem Umstand geschuldet, dass zum einen der Transfer des Testmediums vom TM über das Fluid Transfer Interface in das AM dargestellt andererseits aber auch eine "Betankung" des TM durch das Fluid Transfer Interface gezeigt werden soll.

Plattform A umfasst einen Druckgastank und einen kolbengetriebenen Flüssigkeitstank, einen Druckminderer (DM), ein Drosselventil (DV) zur Regelung der Durchflussmenge, einen Durchflussmesser (FM), Mehrwegeventile (MV) zur Steuerung des Flüssigkeitsstroms, sowie Rückschlagventile (RV), Filter und Manometer sowie ein Fluid Transfer Interface. Plattform B umfasst ebenfalls einen Druckgastank und einen Flüssigkeitstank sowie ein Drosselventil, Mehrwegventile, Rückschlagventile, Filter und Manometer sowie ein Fluid Transfer Interface. Anders als in Plattform A fehlt hier jedoch der Druckminderer und der Durchflussmesser. Der Druckminderer zwischen Druckgastank und kolbengetriebenen Flüssigkeitstank erlaubt eine Anpassung des Förderdrucks für das Testmedium. Da ein Teil der Komponenten wie Filter, Durchflussmesser und Rückschlagventile funktionsbedingt ausschließlich monodirektional verwendet werden können, verfügen beide Plattformen über einen Hin- und Rücklaufkreis, die jeweils am Fluid Transfer Interface zusammenlaufen (siehe 4.1.3). Mittels der Mehrwegventile wird das Testmedium entweder durch den Hin- oder Rücklaufkreis geleitet.



Abb. 37: Versuchsaufbau für FTI Modell 1

Abb. 37 zeigt den Versuchsaufbau mit gekoppelten FTI Modell 1 (oben, über schwarze Druckschläuche mit der jeweiligen Plattform verbunden). Die kleine Plattform B links simuliert ein "Antriebsmodul", während die große Plattform A rechts das "Tankmodul" darstellt.

Zur Feststellung von Leckagen im Versuchsaufbau selbst wurden die beiden Plattformen über die Druckschläuche miteinander verbunden und bedrückt. Durch Absperren der einzelnen Bereiche mittels Mehrwegventil wurden mit Hilfe der in den einzelnen Bereichen verbauten Manometer Undichtigkeiten erkannt und vor den experimentellen Untersuchungen am Fluid Transfer Interface behoben. Somit können eventuelle Druckverluste während der Versuche eindeutig dem Fluid Transfer Interface zugeordnet werden.

4.1.3 Versuchsablauf

Die Versuche am Fluid Transfer Interface erfolgten in drei Schritten.

MECHANISCHE TESTS

Zunächst wurde das Fluid Transfer Interface mechanischen Funktionstests unterzogen. Hierzu gehören neben der Mechanik der Ventileinheit zum Öffnen und Schließen des Kugelventils, das Antriebssystem und die Kopplung und Entkopplung durch die aktive Schnittstelle sowie ein Wechsel von Normalbetrieb in den Fail-Safe-Betrieb und ein anschließendes Entkoppeln über die passive Schnittstelle.

Die nachfolgend beschriebenen Druck- und Dichtigkeits- sowie Fluidtransfertests wurden in den Räumlichkeiten der Aerospace Innovation GmbH und in Zusammenarbeit mit den dortigen Mitarbeitern durchgeführt.

STATISCHE DRUCK- UND DICHTIGKEITSTESTS

Es folgten die statische Druck- und Dichtigkeitstests zunächst im entkoppelten Zustand. Ziel dieser Tests war die Überprüfung der inneren Abdichtung und Druckfestigkeit der Ventileinheit in Abhängigkeit vom Druck. Hierzu wurde ein Fluid Transfer Interface mittels des Druckschlauchs mit Plattform A verbunden und durch Öffnen von MV_2 der Druck auf die Flüssigkeit in Tank A und damit auch auf das Fluid Transfer Interface langsam erhöht. Bei Erreichen des maximalen Testdrucks von 3 MPa wurde die Verbindung zu Tank A an MV_4 unterbrochen, so dass keine Flüssigkeit mehr in das Interface nachfließen konnte. Über das Manometer P₆ wurde nun der Druck innerhalb der Schnittstelle überwacht (Abb. 36). Ein Druckabfall deutet dann auf einen Fehler in der Abdichtung des Kugelventils hin. Nach zehn Minuten wurde der Druck in der Schnittstelle wieder auf Umgebungsdruck abgesenkt und der Vorgang mit der zweiten Schnittstelle wiederholt.

Nach erfolgreichem Abschluss der Untersuchungen am Ventilkopf beider Einheiten werden diese gekoppelt und für einen statischen Druck- und Dichtigkeitstest mittels der Druckschläuche mit beiden Plattformen verbunden (siehe Abb. 37). Anschließend wird über Plattform A der Druck in Tank A langsam bis zum maximalen Testdruck von 3 MPa erhöht und die bedrückten Schnittstellen durch Schließen von MV₄ und MV₅ vom übrigen Druckkreis getrennt. Mittels P₆ und P₁₂ wird nun der Druck in den gekoppelten Schnittstellen überwacht. Da die Abdichtung des Ventilkopfes bereits geprüft wurde, gibt dieser Versuch Aufschluss über Druckfestigkeit und Dichtigkeit der Dichtungen zwischen Verschlusshülse und Ventileinheit. Hierbei wurde der maximale Testdruck für 60 Minuten aufrecht gehalten (Tab. 6). Dieser Test wurde zweimal durchgeführt, wobei einmal FTI A aktiv und FTI B passiv und einmal FTI A passiv und FTI B aktiv war.

Schritt	Druck [MPa]	Zeit [min]	Status
1	0,8	5	✓
2	1,5	10	\checkmark
3	2,5	10	\checkmark
4	3	60	\checkmark

Tab. 6: FTI Druck- und Dichtigkeitstests

Anhand eines vereinfachten Fließschemas (Abb. 38), das nur die wesentlichen Komponenten des Versuchsaufbaus darstellt, werden im Folgenden die einzelnen Schritte der Versuche am Fluid Transfer Interface erläutert.



Abb. 38: Vereinfachtes Fließschema des Versuchsaufbaus

Schema a) in Abb. 38 zeigt den Versuchsaufbau im entkoppelten Zustand, wie er für die Druck- und Dichtigkeitstests der Ventilköpfe verwendet wird. Wie auch in Abb. 36 befindet sich links die Plattform A und rechts die Plattform B.

FLUIDTRANSFERTESTS

In der Anfangskonfiguration zu Beginn der Versuche ist Tank A maximal mit der Testflüssigkeit gefüllt und der Kolben eingefahren. In Tank B befindet sich keine Testflüssigkeit und der Kolben ist komplett ausgefahren. In Abb. 37 ist dies anhand des Messstabes im jeweiligen Flüssigkeitstank zu erkennen, der links auf Plattform B komplett ausgefahren und rechts auf Plattform A komplett eingefahren ist.

Durch das Koppeln der beiden Schnittstellen werden die fluidführenden Leitungen beider Plattformen miteinander verbunden. Anschließend wird das Testmedium bei konstantem Druck von Tank A nach Tank B transferiert (siehe Schema b) in Abb. 38). Hierzu wird mittels Pressluft aus Tank 1 ein zuvor am Druckminderer (DM₁) eingestellter gleichbleibender Druck auf den Kolben in Tank A ausgeübt. Die Testflüssigkeit strömt dann durch Leitung I auf Plattform A (in diesem Abschnitt befindet sich der Durchflussmesser FM_A), die gekoppelten Schnittstellen und die Leitungen II und III in den Tank B. Dabei ist die Verbindung zu Tank 2 auf Plattform B an MV₆ unterbrochen und das Auslassventil AV₃ geöffnet, wodurch die Druckgasseite von Tank B während des Fluidtransfers entlüftet und der Kolben durch das einströmende Fluid in seine hintere Anschlagsposition geschoben wird. Mittels der Manometer P₆ und P₁₂ wird der Eingangs- und Ausgangsdruck am gekoppelten Fluid Transfer Interface überwacht. Der Volumenstrom wird sowohl durch den Durchflussmesser als auch durch die zeitliche Bewegung des Messstabes in Tank A erfasst. Dieser Versuch entspricht in seinen Grundzügen dem Treibstofftransfer vom "Tankmodul" in das "Antriebsmodul" im Antriebssystem eines modularen iBOSS-Satelliten.

Ist der Transfer von A nach B abgeschlossen, wird das Testmedium von B zurück in Tank A transferiert. Hierzu wird mittels der MV₄ und MV₅ und des Rückschlagventils RV₄ (Abb. 36) der Fluidstrom über die Leitungen III und IV durch die gekoppelten Schnittstellen und über Leitung V zurück in Tank A geleitet (siehe Schema c) in Abb. 38). Hierzu wird die Verbindung von Tank 1 zu Tank A mittels des Ventils MV₂ unterbrochen und die Druckgasseite des kolbengetriebenen Flüssigkeitstanks A über das Auslassventil AV₁ (Abb. 36) entlüftet. Durch Öffnen von MV₆ wird mittels Pressluft aus Tank 2 Druck auf den Kolben in Tank B ausgeübt und das Testfluid aus Tank B in Tank A eingeleitet, wodurch der Kolben in Tank A wieder in seine hintere Anschlagsposition zurückgeführt wird. Dieser Versuch entspricht in seinen Grundzügen dem Wiederbetanken des "Tankmoduls" im iBOSS-Satelliten.

Die Versuche zum Fluidtransfer wurden mit verschiedenen Volumenstromraten wiederholt, um die Durchflussraten verschiedener Schubdüsen darzustellen. Die Volumenstromraten lagen dabei zwischen 2,6 ml/s und 11,8 ml/s, dies entspricht den Durchflussraten von Hydrazin-Triebwerken mit einem Schub zwischen 1 N und 20 N [23].



Abb. 39: Gekoppelte FTI Modell 1

Vor dem Entkoppeln wurden die Schnittstellen entlüftet, um ein unkontrolliertes Entweichen von Testflüssigkeit zu verhindern. Hierzu wurden über MV₄ und MV₅ die gekoppelten Schnittstellen von den Flüssigkeitskreisläufen auf Plattform A und B getrennt und mittels Druckluft die in den Schnittstellen verbliebene Testflüssigkeit herausgetrieben (siehe Schema d) in Abb. 38). Anschließend wurden beide Schnittstellen voneinander entkoppelt.

4.1.4 Diskussion

Das vornehmliche Ziel der experimentellen Untersuchungen, die Bestätigung des der vorliegenden Arbeit zugrunde liegenden Entwurfs einer androgynen Hochdruckverschlusskupplung, wurde erreicht.

Während der Montage des Fluid Transfer Interface und den sich anschließenden experimentellen Untersuchungen konnten Schwachpunkte im Entwurf der Schnittstelle, der Fertigung und dem Versuchsaufbau aufgedeckt werden, auf die im Folgenden genauer eingegangen wird.

ENTWURF

Das Gewinde zwischen Verschlusshülse und Schnittstellengehäuse ist als Befestigungsgewinde M50x2 ausgelegt. Das geringe Spiel und die funktionsbedingte Selbsthemmung des Gewindes führen zu einer erhöhten Reibung und damit Wärmeentwicklung und Schwergängigkeit während des Kopplungsvorganges. Zudem bestehen sowohl Schnittstellengehäuse als auch Verschlusshülse aus der Aluminiumlegierung EN AW 7075, was nach VDI 2230 bei Schraubverbindungen ohne Schmierung einen hohen Reibbeiwert im Gewinde ($\mu_G \ge 0,30$) zur Folge hat. Bei den mechanischen Funktionstests führte die verstärkte Reibung zu einem Festfressen des Gewindes. Um dem, bei den noch ausstehenden Untersuchungen, entgegenzuwirken, wurde das Gewinde im Modell 1 für die weiteren Versuche mit Fett geschmiert. Im Entwurf für das Modell 2 wird das Befestigungsgewinde M50x2 gegen ein Bewegungsgewinde Tr50x2 ausgetauscht. Zum einen ist die hohe Selbsthemmung eines Befestigungsgewindes für die Schnittstelle nicht erforderlich, da bereits die Selbsthemmung des Schneckenantriebs der Antriebseinheit das gesamte System gegen ein unbeabsichtigtes Lösen absichert. Des Weiteren verfügen Bewegungsgewinde funktionsbedingt über ein höheres Spiel. Um die ungünstige Reibpaarung Aluminium-Aluminium aufzulösen, werden zudem sämtliche Teile im Modell 2 mit DLC beschichtet. Hierdurch wird zum einen die Verschleißfestigkeit erhöht und zum anderen der Reibbeiwert deutlich reduziert ($\mu_G = 0,04$) [90].

Das Fail-Safe-System des Fluid Transfer Interface beruht auf einer Polygonkupplung, die axial verschiebbar auf dem Schnittstellengehäuse angebracht ist und im Normalbetrieb das Schnittstellengehäuse mittels einer Polygonverbindung drehsteif mit der vorderen Aufhängung verbindet. Im Fail-Safe-Betrieb wird durch axiales Verschieben diese Verbindung gelöst und dafür eine Polygonverbindung zwischen Gehäuse und Antriebsrad hergestellt. Im Laufe der experimentellen Untersuchungen hat sich die Polygonverbindung als wenig praktikabel erwiesen. Es ist eine genaue Ausrichtung der Polygonprofile von Gehäuse und Antriebsrad bzw. von Gehäuse und vorderer Aufhängung zueinander notwendig, um vom Normalbetrieb in den Fail-Safe-Betrieb und wieder zurück zu wechseln. Da sich das Antriebsrad beim Koppeln und Entkoppeln dreht, verändert sich damit auch die Ausrichtung der Polygonprofile zueinander. Bei einem Wechsel zwischen den beiden Betriebsmodi muss somit das Antriebsrad gedreht werden, bis die Polygonflächen zueinander ausgerichtet sind und die Kupplung in ihre Endposition rutscht. Um den Wechsel zwischen den beiden Betriebsmodi zu erleichtern, wird die Polygonkupplung im Modell 2 gegen eine Bolzenkupplung ausgetauscht (siehe 3.2.2.2). Zudem musste für einen Wechsel zwischen den beiden Betriebsmodi beim Modell 1 die Kupplung händisch verschoben werden. Dies ist bei einer automatisierten Bedienung des Fluid Transfer Interface nicht möglich. Daher muss die Mechanik des Fail-Safe-Systems dahingehend umgebaut werden, dass eine automatische Betätigung des Fail-Safe-Systems möglich ist.

FERTIGUNG

Das zentrale Element mit der Kugelkalotte und den Aussparungen für den Stellring und die Dichtung ist in Folge der geringen Dimensionen in Bezug auf die Fertigung das komplexeste Bauteil. Bei der Montage der Ventileinheit wurde deutlich, dass bereits kleinste Abweichungen und Oberflächenunebenheiten bei den schmalen Aussparungen ein freies axiales Gleiten des Stellrings auf dem Adapter erschweren und zu einem Verkanten des Stellrings führen. Durch aufwendige Nacharbeiten an den Aussparungen konnte die axiale Beweglichkeit des Stellrings beim Labormodell der Schnittstelle signifikant verbessert werden. Das Design des zentralen Adapters wird für das Modell 2 infolgedessen dahingehend überarbeitet, dass für die axiale Führung des Stellrings statt der geschlossenen schmalen Aussparungen offene Nuten verwendet werden. Diese sind leichter zu fertigen und gleichzeitig wird das fertigungsseitige Risiko von Oberflächenunebenheiten und Abweichungen von Form und Lage deutlich reduziert (Abb. 40).



Abb. 40: Zentrales Element von Modell 1 (unbeschichtet) und Modell 2 (schwarz)

VERSUCHSAUFBAU

Bei den Transfertests sollte der Fluidtransfer in einem modularen Antriebssystem gemäß dem iBOSS-Satellitenkonzept dargestellt werden. Daraus folgerte die Aufteilung des Versuchsaufbaus auf zwei Plattformen entsprechend einem Tankmodul und einem Antriebsmodul. Durch die hierbei verwendeten kolbengetriebenen Flüssigkeitstanks wurde jedoch die Transferdauer durch die gekoppelten Schnittstellen von der in den Tanks befindlichen Flüssigkeitsmenge bestimmt. Langzeittests mit hohen Volumenströmen waren somit nicht möglich. Weiterhin war der maximal mögliche Testdruck bei den experimentellen Untersuchungen durch den verwendeten Durchflussmesser auf 3 MPa begrenzt. Sehr hohe Drücke, wie sie bei der Betankung von Kaltgas- oder elektrischen Satellitenantrieben (30 MPa bzw. 15 MPa) auf das Betankungssystem wirken, konnten mit dem Versuchsaufbau daher nicht untersucht werden.

Für Langzeittests mit hohen Volumenströmen wird ein durch die gekoppelten Schnittstellen geschlossener Kreislauf benötigt, in dem das Fluid mittels einer Pumpe über einen frei wählbaren Zeitraum gefördert werden kann.

Bei Versuchen mit sehr hohen Drücken (≥3 MPa) muss entweder ein geeigneter Durchflussmesser verwendet oder gänzlich auf ein solches verzichtet werden.

4.2 Modell 2

4.2.1 Ziele

Vornehmliches Ziel der experimentellen Untersuchungen an der FTI Modell 2 war die Analyse und Beurteilung der Modifikationen, Verbesserungen und Neuentwicklungen resultierend aus den Erfahrungen mit dem Modell 1. Zusätzlich hierzu sollte der Prüfdruck signifikant gesteigert und neben flüssigen auch gasförmige Testmedien verwendet werden. Diese Tests fanden wie bei Modell 1 unter Normalbedingungen statt.

4.2.2 Versuchsaufbau

4.2.2.1 Mechanischer Teststand

Der mechanische Teststand dient zur Überprüfung sämtlicher mechanischen Funktionen am Fluid Transfer Interface und wird für Versuche am Flüssigkeits- und Gasteststand zur Ausrichtung und Kopplung der Schnittstellen.

Der mechanische Teststand besteht aus einer Grundplatte, einem Sockel und einem quer zur Kopplungsrichtung verschiebbaren Schlitten. Sockel und Schlitten werden fest mit der Grundplatte verschraubt. Die Grundplatte selbst verfügt über sechs Befestigungspunkte, um den mechanischen Teststand z. B. auf einem Schütteltisch zu befestigen.



Abb. 41: FTI Modell 2 auf mechanischen Teststand

Für die mechanischen Funktionstests wird jeweils eine FTI auf dem Sockel und auf dem Schlitten befestigt. Die Vorderseiten der Schnittstellen zeigen dabei zueinander. Um eine Kopplung der Schnittstellen mit einem Versatz quer zur Kopplungsrichtung darzustellen, wird der Schlitten mittels Stellschrauben verschoben.

4.2.2.2 Fuel Ground Support Equipment

Die statischen Druck- und Dichtigkeitstests am Fluid Transfer Interface werden mit dem Fuel Ground Support Equipment (FGSE) der Aerospace Innovation GmbH (AIG) durchgeführt. Hierbei handelt es sich



um eine Pressluftflasche mit angeschlossenem Druckregler, zwei Manometern, einem Drucksensor, Filter, einem Sperrventil und einem Entlüftungsventil (Abb. 42).

Abb. 42: FGSE mit einzelnem Fluid Transfer Interface

Beim statischen Druck- und Dichtigkeitstest des Fluid Transfer Interface kann sowohl Druckgas (z. B. Pressluft, Stickstoff, Helium) als auch destilliertes Wasser verwendet werden. Bei Letzterem ist darauf zu achten, dass die Flüssigkeit nicht in das FGSE gelangt. Hierzu wird der Druckschlauch, der das FGSE mit der FTI verbindet, von der FGSE getrennt und mittels einer Kanüle destilliertes Wasser in den Schlauch und die daran angeschlossene FTI gegeben (Abb. 43). Bei den anschließenden Versuchen ist darauf zu achten, dass das FGSE höher liegt als die FTI, um ein zurückfließen der Flüssigkeit zu verhindern.



Abb. 43: Vorbereitung statische Druck- und Dichtigkeitstests

4.2.2.3 Flüssigkeitsteststand

Mit dem Flüssigkeitsteststand werden Langzeitversuche zur Simulation von Betankungsvorgängen durchgeführt. Hierzu wird durch einen geschlossenen Kreislauf mittels einer Pumpe destilliertes Wasser gepumpt. Der in Zusammenarbeit mit der AIG entwickelte und von ihr gebaute Versuchsaufbau umfasst neben der Pumpe zum Fördern des Fluids, einen Flüssigkeitsspeicher, einen Druckgasspeicher (FGSE), Entlüftungs- und Sperrventile. Temperatur, Druck und Volumenstrom werden mittels digitaler Sensoren erfasst. Zusätzlich wird der Druck über Manometer direkt kontrolliert. Das Fluid Transfer Interface wird mittels Druckschläuchen in den Förderkreislauf integriert. Druck und Volumenstrom des Fluids im Kreislauf sind über den Druckgasspeicher und die Pumpe regelbar. Der Durchflussmesser ist (kostenbedingt) derselbe, der bereits im Versuchsaufbau für das Fluid Transfer Interface Modell 1 verwendet wurde. Damit ist der maximale Förderdruck auf 3 MPa begrenzt. Da der Speicherdruck nicht selbstbedrückender flüssiger Treibstoffe in unbemannten Raumfahrzeugen 2,5 MPa nicht übersteigt [48], ist ein maximaler Betriebsdruck von 3 MPa während der experimentellen Untersuchungen im gleichbleibende Einflüsse Flüssigkeitsteststand vollkommen ausreichend. Für der Komponentenanordnung auf die experimentellen Untersuchungen, auch nach einem Transport des Versuchsaufbaus, sind sämtliche Komponenten des Versuchsaufbaus, mit Ausnahme der FGSE und der Schnittstellen, auf einer Plattform fest installiert. Abb. 44 zeigt das Fließschema des Flüssigkeitsteststandes. Im Fließschema und im Versuchsaufbau durchströmt das Fluid den Teststand gegen den Uhrzeigersinn.



Abb. 44: Fließschema des Flüssigkeitsteststands für FTI Modell 2



Abb. 45: CAD-Zeichnung des Flüssigkeitsteststands (Quelle: AIG)



Abb. 46: Flüssigkeitsteststand ohne FTI



Abb. 47: Flüssigkeitsteststand mit FTI (im Vordergrund unten)

4.2.3 Versuchsablauf

Die experimentellen Untersuchungen beginnen wie beim Modell 1 mit den mechanischen Funktionstests am Fluid Transfer Interface. Hierzu werden zwei Schnittstellen mittels Schrauben über die Befestigungspunkte am Kreuzschlitten mit dem mechanischen Teststand verbunden.

Zunächst wurde an jeder Schnittstelle einzeln die Funktion der Bolzenkupplung zum Wechsel zwischen Normalbetrieb und Fail-Safe-Betrieb getestet. Hierzu wird das Stellrad (koaxial auf der Antriebswelle montiert) um 180° im Uhrzeigersinn gedreht. Der Stellhebel, der mit seinem unteren Ende fest mit der Antriebseinheit verbunden ist, wandelt die Drehbewegung in eine lineare Bewegung um und zieht die Bolzenkupplung aus der vorderen Endposition (Normalbetrieb) in die hintere Endposition (Fail-Safe-Betrieb). Für eine Rückkehr in den Normalbetrieb wird das Stellrad um 180° gegen den Uhrzeigersinn gedreht. Anschließend wurde die Funktion des Antriebs getestet. Im Normalbetrieb wird durch Drehen an der Antriebswelle im Uhrzeigersinn die Verschlusshülse ausgefahren und damit die Schnittstellen gekoppelt. Die Entkopplung erfolgt demnach durch Drehen der Antriebswelle gegen den Uhrzeigersinn. Hiernach wurde das Koppeln und Entkoppeln beider Schnittstellen im Normalbetrieb getestet. Der Schlitten auf dem mechanischen Teststand befindet sich dabei zunächst in der Mittelstellung. Anschließend wurde das Koppeln und Entkoppeln der Schnittstellen bei axialem Versatz der Schnittstellen untersucht. Hierzu wird der Schlitten mittels der Stellschrauben quer zur Kopplungsrichtung um 2 mm verschoben (Abb. 48).



Abb. 48: Kopplung der Schnittstellen bei seitlichem Versatz

Anschließend wurde die mechanische Funktion des Entkoppelns im Fail-Safe-Betrieb getestet. Dafür wird die Bolzenkupplung der passiven Schnittstelle mittels des Stellrades von der vorderen Endposition in die hintere Endposition verschoben.

Nach den mechanischen Funktionstests folgten die statischen Druck- und Dichtigkeitstests. Ebenso wie bei den Versuchen am Modell 1 wurden hier zunächst die Schnittstellen im entkoppelten Zustand getestet, um Aufschluss über die Abdichtung der Ventileinheit zu erhalten. Anschließend wurden die Schnittstellen gekoppelt, um die äußere Abdichtung zu untersuchen. Der maximale Testdruck betrug bei diesen Versuchen 10 MPa. Um bei einem Defekt der Schnittstellen Personen- oder Sachschäden
vorzubeugen, wurden diese Versuche in einem separaten leeren Kellerraum am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin durchgeführt. Dabei befindet sich das FGSE mit seinen Bedienelementen und Manometern außerhalb des Kellerraums, während sich die Schnittstellen innerhalb des Kellerraums befinden. FGSE und Schnittstellen sind über einen Druckschlauch miteinander verbunden (Abb. 49).



Abb. 49: Versuchsaufbau für statische Druck- und Dichtigkeitstests

Begonnen wurde mit den Druck- und Dichtigkeitstests mit gasförmigen Medien (Pressluft) bis 10 MPa. Wie bereits bei den Untersuchungen des Modell 1 wurden auch bei Modell 2 die Schnittstellen zunächst einzeln bedrückt, um die Abdichtung der Ventileinheit zu untersuchen. Anschließend wurden beide Schnittstellen miteinander gekoppelt und erneut bedrückt, um die Abdichtung zwischen Verschlusshülse und Ventileinheiten der gekoppelten Schnittstellen zu untersuchen. Anschließend wurden die Schnittstellen entkoppelt und für die Druck- und Dichtigkeitstests mit flüssigen Medien (destilliertes Wasser) vorbereitet. Hierzu wurden zunächst die Schnittstelle und der Druckschlauch zwischen Schnittstelle und FGSE mit destilliertem Wasser befüllt. Zum Entlüften wurde während des Füllvorgangs das Kugelventil durch Druckausübung gegen die Ventilkappe manuell geöffnet. Sobald Flüssigkeit austritt, wurde die Ventilkappe losgelassen und damit das Kugelventil geschlossen. Anschließend wurde der Druckschlauch mit der FGSE verbunden, wobei darauf zu achten war, dass die Armatur des FGSE stets über der Schnittstelle liegt, um einen Rückfluss der Flüssigkeit in die Armatur zu vermeiden. Durch Öffnen des Ventils an der Pressluftflasche strömt Luft in die Armatur und übt Druck auf die Flüssigkeit in der Schnittstelle aus. Der Druck in der Armatur bzw. in der Schnittstelle wurde über Manometer an der Armatur kontrolliert und manuell geregelt. Bei Erreichen des maximalen Testdrucks wurde das Ventil an der Pressluftflasche geschlossen und anschließend der Druck über einen Zeitraum von 30 min/60 min überwacht. Die Ursachen für einen Druckverlust sind dann in der Ventileinheit zu suchen. Nach Abschluss der Einzeltests wurden die Schnittstellen gekoppelt und zusammen mit dem Druckschlauch erneut mit der Testflüssigkeit befüllt. Anschließend wurde der Druckschlauch mit der Armatur am FGSE verbunden und das ganze System mittels Pressluft bedrückt und mittels der Manometer über einen Zeitraum von 30 min/60 min überwacht. Ursachen für einen Druckverlust sind dann in der Abdichtung zwischen Verschlusshülse und den Ventileinheiten der gekoppelten Schnittstellen zu suchen.

Nach Abschluss der statischen Druck- und Dichtigkeitstests folgen die Fluidtransfertests. Diese wurden wieder in den Räumlichkeiten der Aerospace Innovation GmbH und in Zusammenarbeit mit den dortigen Mitarbeitern durchgeführt.

Hierfür wurden zwei Schnittstellen (montiert auf dem mechanischen Teststand) mittels Druckschläuchen in den Flüssigkeitsteststand integriert. Um den Anteil an Luft im System zu reduzieren, wurden die gekoppelten Schnittstellen bereits vor der Integration mit destilliertem Wasser gefüllt. Zusätzlich wurde das gesamte System nach der Integration über MV₃ nochmals entlüftet (siehe Abb. 44 und Abb. 50). Hierzu wurde mittels Pressluft Druck auf den Flüssigkeitsspeicher ausgeübt und destilliertes Wasser in den Kreislauf gepresst. Sobald ausschließlich Wasser MV₃ verlässt, wurde das Ventil geschlossen. Das Fluid durchströmt auf Grund der Richtungsabhängigkeit von Pumpe und Durchflussmesser den Kreislauf ausschließlich gegen den Uhrzeigersinn (Abb. 44 und Abb. 46). Der Volumenstrom wurde dabei über die Energieversorgung der Pumpe (EP1 in Abb. 44) mit Wechselspannung geregelt. Der Druck im Flüssigkeitskreislauf wurde durch Pressluft aus dem FGSE erzeugt (MP₁ in Abb. 44). Der Fördervorgang wurde durch Starten der Pumpe in Gang gesetzt. Bevor die Versuche mit den Schnittstellen durchgeführt wurden, wurde der Versuchsaufbau (analog zur Vorgehensweise wie beim Modell 1) ohne Fluid Transfer Interface getestet. Mögliche Undichtigkeiten im Versuchsaufbau selbst wurden so identifiziert und behoben. Undichtigkeiten während der experimentellen Untersuchung mit den Schnittstellen konnten dann eindeutig dem Fluid Transfer Interface zugeordnet werden. Des Weiteren wurde in den Vorabtests der Volumenstrom in Abhängigkeit von der Energieversorgung der Pumpe ohne Schnittstellen ermittelt. Damit konnten bei den Versuchen mit dem Fluid Transfer Interface Ursachen für Abweichungen im Volumenstrom bei gleicher Energieversorgung der Pumpe der Schnittstelle zugeordnet werden.



Abb. 50: Entlüftung des Fluidteststands nach dem Koppeln und Befüllen der FTI

4.2.4 Diskussion

STATISCHE DRUCK- UND DICHTIGKEITSTESTS MIT GASFÖRMIGEM TESTMEDIUM

Sowohl im entkoppelten als auch im gekoppelten Zustand konnte, mittels der Druckprüfungen bis zum maximalen Prüfwert von 10 MPa, die strukturelle Auslegung des Fluid Transfer Interface erfolgreich bestätigt werden. Ausgelegt ist die Schnittstelle auf einen maximalen Betriebsdruck von 15 MPa mit einem Sicherheitsfaktor von 4. Eine Berstdruckprüfung mit einem Prüfdruck von 60 MPa zu Verifizierung war aus Kostengründen nicht vorgesehen.

Bei der Dichtigkeitsprüfung für die Ventileinheit der FTI 2 wurde der Druck in 1 MPa-Schritten erhöht und jeweils für 2 min (bis 3 MPa für 5 min) gehalten, um einen Druckverlust frühzeitig zu erkennen. Der maximale Prüfdruck für die Ventileinheit von FTI 2 betrug 10,2 MPa. Dieser Druck sollte schließlich für 60 min gehalten werden. Bis einschließlich 9,2 MPa konnte kein Druckabfall festgestellt werden. Erst während des 60 min Langzeittests bei 10,2 MPa wurde nach 30 min ein Druckverlust von 0,7 MPa und nach 60 min von 1,2 MPa registriert (Tab. 7). Dies entspricht einem Druckverlust von 0,1 MPa nach 5 min. Dass ein Druckverlust nicht bereits bei einem geringeren Druck erkannt wurde, ist den verwendeten Manometern geschuldet. Die Anzeigen der für das FGSE verwendeten Manometer sind in 2 MPa-Schritte unterteilt (Abb. 51). Ein Druckabfall von 0,1 MPa nach 5 min bzw. von ca. 0,04 MPa nach 2 min ist damit nicht eindeutig erkennbar.

Ursache für den Druckverlust ist die Oberflächenbeschaffenheit der Dichtflächen zwischen Ventilkugel, Ventilkappe und zentralem Adapter. Für den Nutengrund in Ventilkappe und zentralem Adapter wurde bei der Fertigung eine Oberflächengüte von R_z 0,4 (R_a 0,1) gefordert. Für die Außenflächen von Ventilkappe und Ventilkugel wurde eine Oberflächengüte von R_z 1 (R_a 0,35) gefordert. Nach Angaben des Dichtungsherstellers wird bei Luft als abzudichtendes Medium eine Oberflächengüte von R_a 0,2-04 im dynamischen und R_a 0,4-0,8 im statischen Anwendungsfall gefordert. Bei der Verwendung von Wasser als abzudichtendes Medium wird für dynamische Anwendungsfälle ebenfalls eine Oberflächengüte von R_a 0,2-04 gefordert, bei statischen Anwendungsfällen beträgt sie dagegen R_a 0,4-1,6 ([24] S.93). Die für die Fertigung geforderte Oberflächengüte aller Dichtflächen der Ventileinheit entspricht somit den vom Dichtungshersteller geforderten Oberflächengüten für Luft. Da bei der Wiederholung der Versuche mit Wasser kein Druckverlust verzeichnet werden konnte (Tab. 8), ist die Ursache damit in der Ausführung der Oberflächen zu suchen. Für die fertigungsbedingte tatsächliche Oberflächengüte ist daher ein Wert von 0,8<R_a<1,6 anzunehmen, was sowohl die Undichtigkeit bei Luft als auch die Dichtigkeit bei Wasser erklärt.

Versuch	Druck [MPa]	Dauer [min]	Bemerkung
1	1	5	kein Druckabfall messbar
2	2	5	kein Druckabfall messbar
3	3,1	5	kein Druckabfall messbar
4	4,2	2	kein Druckabfall messbar
5	5,2	2	kein Druckabfall messbar
6	6,1	2	kein Druckabfall messbar
7	7	2	kein Druckabfall messbar
8	8,2	2	kein Druckabfall messbar
9	9,2	2	kein Druckabfall messbar
10	10,2	30	Druckabfall auf 95 bar
11		60*	Druckabfall auf 90 bar

Tab. 7: Druck- und Dichtigkeitstests Ventileinheit FTI 2 mit Luft

Tab. 8: Druck- und Dichtigkeitstests Ventileinheit FTI 2 mit destilliertem Wasser

Versuch	Druck [MPa]	Dauer [min]	Bemerkung
1	2	1	kein Druckabfall messbar
2	3,6	1	kein Druckabfall messbar
3	5,8	1	kein Druckabfall messbar
4	7,8	1	kein Druckabfall messbar
5	10,6	50	kein Druckabfall messbar

Für den Nutengrund in der Verschlusshülse wurde die Oberflächengüte nicht separat angegeben, womit hier die bei der Fertigung der Bauteile allgemein vorgeschrieben Oberflächengüte von R_z 4 (R_a 1) galt. Aufgrund der Undichtigkeit innerhalb der Ventileinheit bei der Verwendung von Luft als Testmedium, konnte keine Aussage über die Dichtigkeit zwischen Verschlusshülse und Ventileinheit im gekoppelten Zustand bei der Verwendung von Luft als Testmedium getroffen werden. Die Oberflächengüte des Nutengrundes in der Verschlusshülse von R_a 1 lassen jedoch nach oben genannten Angaben des Dichtungsherstellers ein negatives Testergebnis erwarten.

Zukünftig sind daher bei der Herstellung sämtlicher Dichtflächen Oberflächengüten von Ra 0,1 zu fordern und die hierfür notwendigen Fertigungsprozesse (Schleifen und Polieren) festzulegen.

Versuche an den gekoppelten Schnittstellen mit destilliertem Wasser als Testmedium waren jedoch erfolgreich. Hier konnte bei einem maximalen Prüfdruck von 10,1 MPa nach 35min kein Druckabfall festgestellt werden.

Versuch	Druck [MPa]	Dauer [min]	Bemerkung
1	1,9	1	kein Druckabfall messbar
2	2,7	1	kein Druckabfall messbar
3	5,6	1	kein Druckabfall messbar
4	7,7	1	kein Druckabfall messbar
5	10,1	35	kein Druckabfall messbar

Tab. 9: Druck- und Dichtigkeitstests der gekoppelten FTI 1 und FTI 2 mit destilliertem Wasser



Abb. 51: Manometer des FGSE für Druck- und Dichtigkeitstests

FLUIDTRANSFERTESTS MIT DESTILLIERTEM WASSER

Mittels der experimentellen Untersuchungen zum Fluidtransfer durch die gekoppelten Schnittstellen sollten keine Aussagen zum Dichtigkeitsverhalten oder zur strukturellen Beschaffenheit des Fluid Transfer Interface getroffen werden, sondern ihr Einfluss auf den Volumenstrom. Hierzu wurden insgesamt drei Messreihen durchgeführt. Während der ersten Messreihe durchströmte das Fluid die gekoppelten Schnittstellen von FTI 1 nach FTI 2. Bei der zweiten und dritten Messreihe durchströmte das Fluid die gekoppelten Schnittstellen von FTI 2 nach FTI 1. In allen drei Fällen wurde die Verbindung beider Schnittstellen durch FTI 2 hergestellt. Vor den Versuchen mit gekoppelten Schnittstellen wurden Versuche ohne Schnittstellen durchgeführt, um die Pumpe mittels des Volumenstrommessers auf eine Förderleistung von 250 ml/min (destilliertes Wasser) zu kalibrieren. Die den Durchflusssensor durchströmende Fluidmenge wird von diesem durch Pulse dargestellt. Gemäß dem Datenblatt [96] entsprechen 7000 Pulse einer Durchflussmenge von 1000 ml. Diese Einstellung der Pumpe wurde auch bei den Versuchen mit eingebauten Fluid Transfer Interface beibehalten. Jede der drei Messreihen dauerte 30 Minuten. Entsprechend den Ergebnissen aus den Versuchen ohne Schnittstelle war damit ein Gesamtfördervolumen von 7500 ml zu erwarten.

Im Vergleich der drei Messreihen ist zu erkennen, dass die Durchflussrate von Messreihe 1 nach Messreihe 3 abnimmt (Abb. 52).



Abb. 52: Volumenstrom in Pulse/Zeit

Die Ursache hierfür liegt in der ungünstigen Kombination zweier Faktoren:

- 1. Nach Integration der FTI in den Teststand ist trotz ausführlicher Entlüftung Restluft in den Leitungen verblieben
- 2. Zwischen den Messreihen 1. und 3. erfolgte ein geringfügiger Temperaturanstieg im Fluid (Abb. 53)





Im Zusammenspiel mit der in den Leitungen verbliebenen Restluft führte der Temperaturanstieg zu einer Änderung der Viskosität im Wasser-Luft-Gemisch. Dies hatte zum einen Auswirkungen auf den Volumenstrom selbst als auch auf die Messgenauigkeit des Durchflussmessers, der für reines destilliertes Wasser kalibriert war.

Für weitere Versuche werden daher folgende Änderungen empfohlen:

- Mehrmaliges Entlüften des gesamten Versuchsaufbaus mit längeren Pausen zwischen den einzelnen Entlüftungsdurchläufen zum Trennen von Luft und Wasser.
- Verwenden eines Luftabscheiders im Versuchsaufbau.

DICHTUNGEN

Die in der Ventileinheit und der Verschlusshülse verwendeten Dichtungen sind Sonderanfertigungen der Firma Parker Hannifin und basieren auf deren FlexiSeal Produktreihe [88]. Das besondere hieran ist, dass innerhalb der Dichtung eine Metallfeder verbaut ist, die die Dichtung mit einer definierten Anpresskraft gegen die Dichtflächen presst und somit die Dichtwirkung verbessert (Abb. 54).



Abb. 54: CAD-Querschnittsdarstellung der Dichtung [88]

Die Dichtung selbst besteht aus PTFE, welches für Betriebstemperaturen zwischen -265 °C und 300 °C geeignet ist und darüber hinaus sehr gute Gleiteigenschaften aufweist [88]. Nachteil ist, dass das Material sehr weich ist, daher wurden die Dichtungen in der Ventileinheit mit Stützringen aus dem stabileren Kunststoff PEEK versehen, um eine Spaltextrusion der Dichtungen bei hohem Druck zu verhindern. Aufgrund der Bauform der Dichtungsnuten im zentralen Adapter und der Ventilkappe gestaltete sich der Einbau der Stützringe als sehr schwierig. Dabei können unbemerkt winzige Defekte am Stützring auftreten, die wiederum Schäden an Dichtungen selbst zur Folge haben und dann zu Undichtigkeiten führen (siehe Abb. 55). Für zukünftige Modelle muss daher die Nutengeometrie hinterschnittfrei ausgeführt werden, um die Installation des Stützrings zu vereinfachen.



Abb. 55: Schäden am Stützring im zentralen Adapter

Reines PTFE hat sich als zu weich erwiesen. Beim trockenen Koppeln und Entkoppeln waren Abriebrückstände der Dichtungen auf der Ventilkappe und in der Verschlusshülse zu finden (Abb. 56). Daher sollen für weitere Versuche Dichtungen verwendet werden, bei denen das PTFE durch Graphitbeimischung verstärkt wird [88].



Abb. 56: Abriebrückstände der Dichtungen an Verschlusshülse (links) und Ventilkappe (rechts)

FERTIGUNG UND MECHANISCHE FUNKTION

Da mit den Versuchen am Modell 1 das dieser Arbeit zugrunde liegende Konzept der androgynen Hochdruckverschlusskupplung bereits erfolgreich bestätigt wurde, lag der Schwerpunkt der experimentellen Untersuchungen bei der Analyse der gegenüber dem Modell 1 vorgenommenen Modifikationen am Modell 2.

- 1. Zusammenspiel von neu gestalteten zentralen Adapter und Stellring.
- 2. Funktionalität des überarbeiteten Bewegungsgewindes zwischen Verschlusshülse und Gehäuse.
- 3. Funktionalität der Bolzenkupplung.
- 4. Funktionalität der Montierung mit integriertem Zwei-Achsen-Toleranzausgleichs.
- 5. Funktionalität des koaxial zum Antrieb installierten Fail-Safe-Mechanismus.

Weiterhin sollten die Auswirkungen der gegenüber dem Modell 1 neu angewendeten Beschichtungen und Fertigungstoleranzen untersucht werden.

Resultierend aus den Erfahrungen bei der Montage und den damit verbundenen Nachbearbeitungen am Modell 1, wurden für die Fertigung von Modell 2 insbesondere die Form- und Lagetoleranzen verfeinert. Die Passgenauigkeit und der Zusammenbau des Modell 2 wurde damit signifikant verbessert.

Die überarbeiteten Aussparrungen am zentralen Adapter zur Aufnahme und Führung der zwei Streben des Stellrings lösten das Problem des Verkantens der Streben im Vorgängermodell vollständig. Da nunmehr die Führungsstifte nicht mehr nur durch eine kleine Öffnung im zentralen Adapter in die Streben des Stellrings eingeschraubt werden konnten, sondern die Streben frei zugänglich waren, konnte zudem die Montage der Ventileinheit deutlich vereinfacht werden (Abb. 57).



Abb. 57: Teilmontierte Ventileinheit von Modell 1 (links) und Modell 2 (rechts)

Durch die Umwandlung des M50x2 Feingewindes zwischen Gehäuse und Verschlusshülse in ein Tr50x2 Bewegungsgewinde konnte die Neigung des Gewindes zum Fressen deutlich reduziert werden. Eine weitere Verbesserung ist möglich, wenn das Innengewinde im Gehäuse statt durch ein spanabhebendes Verfahren wie Drehen mittels Gewindeformen erzeugt wird. Dadurch sind deutlich höhere Oberflächengüten im Gewinde erreichbar als bei spanabhebend erzeugten Gewinden [89], wodurch die Reibung im Gewinde weiter reduziert wird.

Durch die Beschichtung sämtlicher Aluminiumteile mit DLC konnten ihre Oberflächeneigenschaften in folgenden Punkten deutlich verbessert werden [90]:

- Verringern des Reibbeiwertes ($\mu_G = 0,04$).
- Erhöhte Kratzfestigkeit der behandelten Oberflächen.
- Schutz vor Korrosion und Kaltverschweißen.

Während bei Außenflächen eine vollständige Beschichtung mit Schichtdicken von 2,5 µm erzielt werden konnte, waren die DLC-Schichten auf Innenflächen deutlich dünner bzw. unvollständig (Abb. 58, erkennbar an den regenbogenartigen Reflektionen). Grund hierfür war, dass mit dem

Beschichtungswerkzeug nicht direkt in die Bauteile hineingefahren werden konnte und somit der Abstand zwischen Beschichtungswerkzeug und Oberfläche zu groß war, um eine vollständige Beschichtung zu gewährleisten.



Abb. 58: Unvollständige DLC-Beschichtung auf der Innenfläche der Verschlusshülse

Diese unvollständige Beschichtung führte bei den Versuchen zur mechanischen Funktionalität erneut zum Fressen der Gewinde zwischen Gehäuse und Verschlusshülse. Allerdings war im Vergleich zum Modell 1 die Fressneigung des Gewindes deutlich reduziert. Auffallend hierbei war, dass das vollständig beschichtete Außengewinde der Verschlusshülse nur geringfügige "Fress-"Spuren aufwies, wogegen am Innengewinde des Gehäuses ein eindeutiges Schadensbild erkennbar war (Abb. 59). Dies zeigt die Wirksamkeit einer vollständigen und 2,5 µm dicken DLC-Beschichtung zur Steigerung der Verschleiß- und Kratzfestigkeit der behandelten Oberflächen.



Abb. 59: Vergleich des Schadensbilds von Gehäuse und Verschlusshülse nach Gewindefressen

Wurde beim Modell 1 das Schneckengetriebe noch mittels Fett geschmiert, sollte beim Modell 2 das Schneckengetriebe eine reine Trockenschmierung aufweisen. Hierzu wurde das Antriebsrad mit DLC beschichtet. Die Antriebswelle aus ETG 100 wurde nicht beschichtet. Das Getriebe wurde damit, im Vergleich zum Modell 1, deutlich leichtgängiger. Ab dem Zeitpunkt, an dem die Verschlusshülse der aktiven Schnittstelle in das Gehäuse der passiven Schnittstelle eingeschraubt wird, waren jedoch deutliche Reibungsgeräusche hörbar. Grund hierfür sind die höheren Lasten im Gewinde, die dann auf das Schneckengetriebe wirken. Diese setzten sich zusammen aus der zunehmenden Vorspannkraft, die wiederum aus der komprimierten Feder zwischen Antriebsrad und Antriebshülse resultiert und den von außen auf das Gewinde wirkenden Querkräften, deren Ursache in einer nicht exakt koaxialen Ausrichtung beider Schnittstellen zueinander zu finden sind. Um die Reibung im Schneckengetriebe während der Versuche weiter zu reduzieren, wurde die Antriebswelle mit Gleitlack (OKS 521 MoS2 Gleitlack) beschichtet (Abb. 60). Hierdurch konnte die Reibung zwischen Antriebswelle und Antriebsrad weiter reduziert werden. In zukünftigen Modellen wird die Antriebswelle zur Verringerung des Reibbeiwertes ebenfalls mit DLC beschichtet.



Abb. 60: Mit Gleitlack beschichtete Antriebswelle (oben); unbeschichtete Antriebswelle (unten)

Während der mechanischen Funktionstests am überarbeiteten Fail-Safe-Mechanismus wurde ein, bis dahin unerkannter, fertigungsbedingter Mangel der Oberflächengüte im Bereich der Polygonkonturen sichtbar. Da bei den Versuchen am Modell 1 die Polygonkupplung direkt von Hand verschoben wurde, ist dieser Fehler bis dahin nicht aufgefallen. Ursache hierfür ist die Methode, mit der das Betriebssystem der Fertigungsmaschine die Polygonkonturen erfasst hat.

Bei der Erstellung der CAD-Entwürfe der Einzelteile des Fluid Transfer Interface mittels CATIA V5, wurde zur Erzeugung der Polygonkonturen eine Punktwolke (bestehend aus 200 Punkten) verwendet. Die Koordinaten der einzelnen Punkte wurden mittels der Gleichungen aus [2] in Microsoft Excel berechnet und mittels eines Makros in den CATIA-Entwurf eingelesen. Anschließend wurden die einzelnen Punkte durch Linien miteinander verbunden. Die so entstandenen Konturen bestanden somit aus 200 miteinander verbundenen geraden Linien. Für die Programmierung der CNC-Maschinen wurden auf den Fertigungszeichnungen die den Polygonkonturen zugrunde liegenden Gleichungen aufgeführt. Verwendet für die Programmierung der CNC-Maschinen wurden vom Fertiger jedoch die aus den Punktwolken erzeugten Konturen der zusammen mit den Fertigungszeichnungen

übermittelten CAD-Dateien. Das Ergebnis war somit nicht wie erwartet eine gleichmäßige Oberfläche, sondern eine ungleichmäßige Kontur bestehend aus 200 kleinen Einzelflächen (siehe Abb. 61). Dies begünstigte ein Verkanten der Bolzenkupplung auf dem Gehäuse, wenn diese mittels des Fail-Safe-Antriebs verschoben werden sollte. Für die Fertigung zukünftiger Schnittstellen wurden daher die aus 200 geraden Linien zusammengesetzte Polygonkonturen in den CAD-Dateien geglättet.



Abb. 61: Gehäuse der Ventileinheit (links) Detailansicht der Polygonkontur (rechts)

5. Anwendungsszenarien

Ursprünglich als Treibstofftransferschnittstelle für die Module des modularen Antriebssystems in iBOSS entwickelt, kann das Fluid Transfer Interface auch zur Betankung klassischer (monolithischer) Satelliten am Boden und im Weltall genutzt werden.

Beide Fälle sollen in diesem Kapitel anhand von Fließschemata diskutiert werden, wobei der Schwerpunkt der Betrachtungen klar auf die Anwendung des Fluid Transfer Interface in einem modularen Satelliten nach dem iBOSS-Konzept gelegt wird.

5.1 Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Weltraum

Im Folgenden soll nun auf die Betankung eines (minimal angepassten) klassischen Satelliten mittels des Fluid Transfer Interface unter Verwendung bereits erfolgreich im Weltall erprobter Technologien betrachtet werden. Ausgangspunkt der folgenden Betrachtung ist zum einen die Mission Orbital Express und zum anderen das Mission Extension Vehicle (MEV).

Gestartet im März 2007 war Orbital Express die erste Mission, mit der erfolgreich die robotische Wiederbetankung eines Satelliten in der Umlaufbahn demonstriert wurde [1]. Sie besteht aus den zwei Satelliten ASTRO (Autonomous Space Transport Robotic Operations) und NEXTSat (NEXT-generation servicable Satellite). ASTRO kam dabei die Aufgabe des betankenden Servicers zu, während NEXTSat den zu betankenden Client darstellte. Hierzu griff ASTRO zunächst mittels eines speziellen Greifmechanismus (Orbital Express Demonstration Manipulator System – OEDMS) das entsprechende Gegenstück an NEXTSat (Abb. 63 links) und richtete beide Satelliten zueinander aus. Anschließend Treibstoffverteilungssysteme wurden die von ASTRO und NEXTSat über eine Treibstofftransferschnittstelle miteinander verbunden. Diese bestanden aus einem passiven (auf NEXTSat, Abb. 63 links, ca. auf 07:00 Position) und aktiven (auf ASTRO) Element Abb. 62 [6]. Das Treibstofftransfersystem von Orbital Express diente hierbei der Erprobung von Technologien und Verfahren, die für die Wiederbetankung eines Satelliten mit monopropellantem Antriebssystem im Weltall benötigt werden.



Abb. 62: Kopplungselemente der Treibstofftransferschnittstelle in Orbital Express (links: passiv; rechts: aktiv) [6]

Das Mission Extension Vehicle (MEV) dockt an einen Zielsatelliten an, führt aber keine Betankung durch. Es übernimmt stattdessen die Bahn- und Lageregelung des Clients, dessen Treibstoffreserven erschöpft sind. Im Gegensatz zu Orbital Express interagiert das MEV (Servicer) dabei nicht mit einem speziell angepassten Zielsatelliten, sondern wird direkt mit einem nicht für das On-Orbit-Servicing

ausgelegten Satelliten (Intelsat 901) verbunden (Kopplungsdatum 25.020.2020) [81]. Des Weiteren benötigt der Client hier keinen speziell angepassten Greifpunkt. Stattdessen verfügt das MEV über einen Kopplungsmechanismus, der auf den Startadapter des Clients wirkt und mit Hilfe der konzentrisch dazu angebrachten Düse des Apogäumsmotors ausgerichtet wird (**Fehler! Verweisquelle k onnte nicht gefunden werden.** und Abb. 63 rechts).



Abb. 63: Kopplungsflächenansicht der Zielsatelliten von Orbital Express (links) [80] und MEV-1 (rechts) [81]

Während die androgyne Verschlusskupplung des Fluid Transfer Interface mit Blick auf ein breites Anwendungsspektrum konzipiert wurde und hierzu eine hohe Variabilität aufweist (siehe Abb. 22 und Abb. 34), ist die Antriebseinheit der FTI vollständig an die Randbedingungen des iBOSS-Konzeptes angepasst. Für eine Verwendung der FTI in einem klassischen Satelliten muss die Antriebseinheit somit entsprechend angepasst werden. Die folgenden Betrachtungen zur Verwendung der FTI in klassischen Satelliten berücksichtigen daher ausschließlich die Funktionen der iBOSS-Antriebseinheit (mechanische Anbindung an die Satellitenstruktur, Übertragung der Antriebsleistung auf die Verschlusskupplung, Versatzausgleich, Fail-Safe-System). Eine konstruktive Anpassung der iBOSS-Antriebseinheit an einen klassischen Satelliten ist nicht Inhalt der vorliegenden Arbeit.

Für die Betankung eines klassischen Satelliten unter Anwendung einer FTI müssen folgende Funktionen von Orbital Express und MEV vereint, an eine Verwendung der FTI angepasst und vom Zielsatelliten erfüllt werden:

- Ausstattung von Servicer und Client mit Fluid Transfer Interfaces.
- Adaption des Treibstoffverteilungs- und -transfersystems von ASTRO für das MEV.
- Positionierung der FTI im Client achsparallel zum Kopplungspunkt des MEV im Bereich des Startadapters (Abb. 64).

- Positionierung der FTI achsparallel zum Kopplungsmechanismus des MEV und koaxial zur FTI im Client.
- Integration einer Entlüftungseinheit für die FTI in das Treibstoffverteilungssystem im Client.
- Der Client muss vom MEV gegriffen und ausgerichtet werden können (Apogäumsmotor oder ein düsenähnliches Kontaktelement konzentrisch zum Startadapter).
- Die Antriebseinheit der FTI muss zum Koppeln und Entkoppeln mit einem Motor und einer Motorsteuereinheit ausgestattet werden.



Abb. 64: Anordnung der Wiederbetankungsschnittstellen im Bereich des Startadapters

SERVICER-SATELLIT

Für die Wiederbetankung eines Zielsatelliten mit einem monopropellanten Antriebssytem betreffen die funktionellen Änderungen am Betankungssystem von ASTRO zur Anwendung im MEV in erster Linie den Austausch der Orbital Express Treibstoffschnittstelle gegen das Fluid Transfer Interface. Auch in Bezug auf die Wiederbetankung eines Zielsatelliten mit elektrischem Antriebssystem kann das Betankungssystem von ASTRO leicht angepasst werden, da bei Orbital Express sowohl flüssige als auch gasförmige Medien transferiert wurden [6]. Abb. 65 zeigt oben das originale Fließschema des Treibstofftransfersystems von Orbital Express. Unten ist das modifizierte System zu sehen, bei dem die Orbital-Express-Treibstoffschnittstelle gegen das Fluid Transfer Interface ausgetauscht wurde (grün im Gaskreis, braun im Flüssigkeitskreis). Da mit diesem System erfolgreich der Treibstofftransfer von einem Servicer (ASTRO) zu einem Client (NEXTSat) demonstriert wurde [6], ist eine Übertragung dieses Systems auf einen Servicer für andere unbemannte Satelliten mit monopropellanten oder elektrischen Antrieben bzw. Kaltgasantrieben möglich.



Abb. 65: Anpassung des ASTRO Treibstofftransfersystems an die Verwendung mit einer FTI (oben: Originalsystem; unten modifiziertes System) [82]

Zur Wiederbetankung eines Zielsatelliten mit bipropellantem oder dualem Antriebssystem (z. B. bipropellant und elektrisch in SmallGEO [75]) sind dagegen derart umfassende Änderungen am Treibstofftransfersystem von ASTRO nötig, dass dies einer kompletten Neuentwicklung gleichkommt.

CLIENT

Während bei der Betrachtung zur Anwendung der FTI im Servicer auf verschiedene bereits erprobte Technologien aufgebaut werden kann, ist die Erfahrung in Bezug auf den unbemannten Zielsatelliten (Client) deutlich geringer. Neben NEXTSat, dem Kopplungspartner von ASTRO bei Orbital Express, reduziert sich die Erfahrung zur Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Weltall ausschließlich auf bemannte Raumfahrtsysteme (Salyut 6+7, Mir, ISS). Daher beschränken sich die folgenden Betrachtungen in Bezug auf die Modifikationen am unbemannten Zielsatelliten zwecks einer Wiederbetankung im Weltall in erster Linie auf die Fließschemata verschiedener Antriebssysteme von klassischen unbemannten Satelliten.

Abb. 66 zeigt die Fließschemata der monopropellanten Antriebssysteme verschiedener Satelliten. Auffällig hierbei ist, dass es unterschiedliche Herangehensweisen bei der Speicherung des Treibstoffs, des Druckgases und der Befüllung der Kreisläufe gibt. Der Treibstoff kann in einem oder in mehreren Tanks gespeichert werden (Abb. 66 links oben und links unten). Das Druckgas zum Austreiben des Treibstoffs kann direkt im Treibstofftank (z. B. Membranspeicher) oder in separaten Drucktanks mitgeführt werden (Abb. 66 rechts). Es können bei der Verwendung von pyrotechnisch zu öffnenden Sperrventilen mehrere Service-Ventile im Druckgas- oder Treibstoffverteilungssystem notwendig sein, um die Leitungen vor dem Start zu befüllen.



Abb. 66: Fließschemata monopropellanter Antriebssysteme (li. o. STEREO; li. u. Coriolis; re. THEMIS) [83]

Da der Austausch aller herkömmlichen Service-Ventile desselben Systems (Druckgas bzw. Treibstoff) gegen Fluid Transfer Interfaces die Komplexität und Masse des gesamten Antriebssystems unnötig

erhöhen würde, wird jeweils nur ein Service Ventil ausgetauscht. Für eine Wiederbetankung im Weltall ist dies ausreichend, da bei der Inbetriebnahme des Satelliten nach dem Start die pyrotechnischen Sperrventile geöffnet werden. Bei der Verwendung mehrerer Treibstofftanks (mit selbem Inhalt), die jeweils über ein separates Service-Ventil befüllt werden, gibt es zwei Möglichkeiten. Zum einen kann für jeden Tank eine eigene FTI verwendet werden und zum anderen können die Befüllleitungen der Tanks miteinander verbunden werden, wodurch nur eine FTI zum Befüllen der beiden (mehreren) Tanks benötigt wird. Gesteuerte Absperrventile in der Verbindungsleitung erlauben dabei ein kontrolliertes und wiederholbares Schließen und Öffnen dieser Verbindung. Der Vorteil der einzelnen FTI-Lösung liegt in der geringeren Komplexität des Betankungsvorgangs.



Abb. 67: Fließschema des zur Wiederbetankung mit der FTI angepasstes monopropellantes Antriebssystem von THEMIS (Quelle ursprüngliches Fließschema [83])

Abb. 67 zeigt nun ein, für die Wiederbetankung im Weltall angepasstes, monopropellantes Antriebssystem (am Beispiel des Satelliten THEMIS) unter Verwendung des Fluid Transfer Interface. Die Änderungen im Druckgasbereich sind hierbei grün und die im Treibstoffbereich braun hervorgehoben. Dabei wurde eines der Service Ventile im Druckgasbereich gegen eine FTI ersetzt. Zudem wurde dem pyrotechnischen Sperrventil ein gesteuertes Absperrventil vorgesetzt bzw. durch dieses ersetzt. Weiterhin können die Treibstofftanks vor dem Betanken über eine schubneutrale Entlüftungsdüse entspannt werden. Dies hat den Vorteil, dass beim Betanken mit Treibstoff nicht gegen einen mit zunehmendem Tankinhalt steigenden Tankdruck gearbeitet werden muss. Weiterhin sind die Treibstoffbefüllleitungen beider Tanks miteinander verbunden. Zwei gesteuerte Absperrventile erlauben dabei die gezielte Betankung einzelner Tanks. Um die FTI nach dem Betankungsvorgang und vor dem Entkoppeln zu entleeren, ist jede FTI über ein Drei-Wege-Ventil mit einer schubneutralen Entlüftungsdüse verbunden. Im Druckgassystem kann auf eine separate Entlüftungsdüse für die FTI verzichtet werden, wenn diese an die Entlüftungsdüse der Tanks angeschlossen wird. Zum Entlüften der FTI im Druckgasbereich wird lediglich das gesteuerte Absperrventil vor der Druckgas-FTI im Servicer geschlossen und das Drei-Wege-Ventil zur Entlüftungsdüse geöffnet. Nach dem Entlüften wird das Drei-Wege-Ventil geschlossen und die FTI entkoppelt. Im Treibstoffstrang befindet sich vor der FTI im Servicer ebenfalls ein Drei-Wege-Ventil, mit dem zwischen Druckgas- (zwecks Entleerung der FTI), Treibstoffdurchleitung und Sperren gewählt werden kann. Durch Wechseln des Drei-Wege-Ventils im Servicer in den Druckgasbereich und gleichzeitig im Client zur Entlüftungsdüse wird die Treibstoffzufuhr vom Servicer in den Client unterbrochen und die gekoppelte FTI mittels Druckgas aus dem Servicer über die Entlüftungsdüse im Client von darin verbliebenem Treibstoff befreit. Hierdurch wird verhindert, dass beim Entkoppeln der FTI unkontrolliert Treibstoff entweicht und evtl. Schäden am Satelliten verursacht. Die einzelnen Betriebsmodi des Kopplungs- und Betankungsszenarios entsprechen dabei weitestgehend den Schritten 2. sowie 4. – 7. in Betriebsmodi Einstoffantriebssysteme MIT Flüssigen Treibstoffen (siehe 5.2.3.2). Dabei ist das Tankmodul durch den Servicer zu ersetzen und das Antriebsmodul durch den Client.

Die Abweichungen bei an die Wiederbetankung mittels eines Fluid Transfer Interface angepassten bipropellanten, elektrischen oder Kaltgasantriebssystemen betreffen in erster Linie die Anzahl der FTI und die zu deren Entlüftung benötigten Komponenten (Drei-Wege-Ventil und schubneutrale Entlüftungsdüse). In Bezug auf elektrische Antriebe bzw. Kaltgasantriebe vereinfacht sich das System gegenüber monopropellanten Antrieben, da hier lediglich eine FTI im Client benötigt wird, um den Druckgastank (in Abhängigkeit vom Antriebssystem gefüllt mit Xe oder N₂) zu betanken. Der Aufbau entspricht dabei der Betankung des Druckgastanks mittels FTI im modifizierten THEMIS Antriebssystem.

Im Vergleich zu (nicht androgynen) Passiv-Aktiv-Systemen, wie z. B. in Orbital Express, ergeben sich mit dem androgynen Fluid Transfer Interface gleich mehrere Vorteile. Neben den bereits oben genannten Eigenschaften wie ein Entkoppeln auch von der passiven Seite aus ist der entscheidende Vorteil, dass ein Treibstofftransfer nicht nur in der Kombination Servicer (ASTRO aktiv)-Client (NEXTSat passiv) möglich ist. Aufgrund der androgynen Bauweise ist für die Betankung auch die Kombination Client-Client möglich. Somit kann ein voll funktionstüchtiger aber leerer Satellit bei einem ausgedienten aber vollbetankten Satelliten andocken und dessen Treibstoff transferieren. Hierfür ist lediglich ein externer Zugriff auf das Sperrventil im Fill and Drain Abschnitt des Treibstoffverteilungssystems des treibstoffgebenden Satelliten vorzusehen (siehe Abb. 67). Damit kann eine Lebensdauerverlängerung auch ohne Servicer erfolgen. Voraussetzung sind jedoch die hardware- und softwareseitigen Möglichkeiten für ein Rendezvous sowie ein Mechanismus zum Greifen des Satelliten. Bei der Verbindung gleichartiger Rendezvouspartner (Client-Client) ist z. B. eine androgyne Ausführung des MEV-Kopplungssystems notwendig.

5.2 Modulare Treibstoffverteilungssysteme

Wie in Kap. 3.1.3 aufgeführt, hat der Treibstoff selbst wesentlichen Einfluss auf die Ausgestaltung des Treibstoffverteilungssystems. Bei den folgenden Betrachtungen zu Treibstoffverteilungssystemen in modularen unbemannten Raumfahrzeugen wird daher zwischen drei Arten unterschieden:

- 1. Selbstbedrückte Einstoffsysteme
- 2. Fremdbedrückte Einstoffsysteme
- 3. Fremdbedrückte Zweistoffsysteme

Bevor jedoch detailliert auf die Modularisierung von Treibstoffverteilungssystemen im Speziellen eingegangen wird, wird zuerst ein kurzer Überblick über die verschiedenen Methoden zur Modularisierung eines unbemannten Raumfahrzeugs zwecks On-Orbit-Servicing im Allgemeinen gegeben.

5.2.1 Modularisierungsebenen

Die Wartungstiefe beim On-Orbit-Servicing eines unbemannten Raumfahrzeugs wird bestimmt von der Kleinteiligkeit der händelbaren Module, auch Modularisierungsebene genannt. Im Projekt iBOSS wurde zwischen den folgenden Modularisierungsebenen unterschieden:

- 1. Bauteilebene
- 2. Baugruppen- oder Komponentenebene
- 3. Funktionsebene
- 4. Subsystemebene

Die kleinteiligste Modularisierungsebene ist die Bauteilebene. Hierbei kann im Falle eines Versagens direkt das betroffene Bauteil (z. B. Mikroprozessor, Dichtung oder Linse) ausgetauscht werden. In Anbetracht der enormen Vielzahl von Bauteilen in einem Satelliten wird bei dieser Modularisierungsebene eine ebenso hohe Anzahl an Schnittstellen zur Übertragung der mechanischen und thermalen Lasten sowie zur Übertragung von Strom und Daten benötigt. Zudem ist es nicht möglich, einen einheitlichen Schnittstellentyp für die Verbindung der verschiedenen Bauteile zu verwenden. Ursache hierfür sind die extremen Schwankungen in Bezug auf Funktion, Dimensionen, Massen, Strombedarf, etc. zwischen den verschiedenen Bauteilen, die unterschiedliche Anforderungen an die Schnittstelle stellen. So wird bereits für elektronische Bauteile allein bei deren Montierung zwischen oberflächenmontierten (Surface Mounted Devices - SMD) und durchsteckmontierten (Through Hole Technology - THT) Bauteilen unterschieden [98]. Die Pins von Mikroprozessoren können wiederum an den seitlichen Kanten des Mikroprozessor-Gehäuses untergebracht sein oder an dessen Unterseite. Und schließlich folgt die Anzahl und Anordnung der Pins. Somit müssen bereits nur bei den in einem Satelliten verwendeten Mikroprozessoren entweder sämtliche Verbindungen in manipulierbare und wiederlösbare Schnittstellen umgewandelt werden oder der bei der Wartung eingesetzte Servicer muss in der Lage sein mittels diverser Manipulatorarme, Endeffektoren und Werkzeuge auf engem Raum komplexe Arbeitsschritte durchzuführen. Bereits aus diesem einfachen Beispiel ist die unverhältnismäßig hohe Komplexität bei einem auf Bauteilebene wartbaren Satelliten ersichtlich. Diese resultiert dabei nicht nur aus der Vielzahl an Schnittstellen, sondern auch aus der unabdingbaren Zugänglichkeit aller wartbaren Bauteile des Satelliten bei gleichzeitiger Berücksichtigung der missions- und aufgabenspezifischen Randbedingungen für Anordnung und Ausrichtung aller Bauteile im Satelliten. Vorteil dieser Modularisierungsebene ist, dass die Ersatzteilkosten äußerst gering sind, da lediglich das fehlerhafte Bauteil ausgetauscht werden muss. Jedoch ist hierbei auch zu berücksichtigen, dass die ökonomischen und ökologischen Gesamtkosten einer Wartungsmission für ein einzelnes defektes Bauteil in keinem vertretbaren Verhältnis zu einer redundanten Auslegung des betroffenen Bauteils stehen.

Bei einer Modularisierung auf Baugruppen- oder Komponentenebene werden ganze Reaktionsräder, Sternensensoren, Gyroskope oder Batterien in jeweils eigene Module untergebracht. Gegenüber der Bauteilebene reduziert sich die Anzahl notwendiger Schnittstellen(-typen) deutlich, wodurch die Komplexität des Systems als auch des Wartungsvorgangs verringert wird.

Noch weniger komplex ist eine Modularisierung auf Funktionsebene. Dabei werden Komponenten und Baugruppen, die der gleichen Funktion (z. B. Energiespeicherung, Datenspeicherung, optische Lageerfassung, etc.) zugeordnet werden, in einem Modul zusammengefasst. Das bedeutet, dass im Falle des Ausfalls einer Komponente oder einer Baugruppe das gesamte Modul ausgetauscht werden muss, wenn mit den verbliebenen funktionsfähigen Baugruppen bzw. Komponenten des Moduls der Ausfall nicht kompensiert werden kann. Die verringerte Komplexität liegt zum einen an der im Vergleich zur Komponentenebene geringeren Menge benötigter Schnittstellen und der Möglichkeit zur Vereinheitlichung der Schnittstellen. Jedoch ist im Vergleich zur Komponentenebene die Wartungstiefe geringer. Das Hubble Space Telescope (HST) ist ein Beispiel für eine Modularisierung auf Funktionsebene [37]. Bei allen fünf Wartungsmissionen am HST wurden sämtliche Arbeiten von Menschen durchgeführt. Somit wurden auch alle mechanischen, elektrischen und datenübertragenden Verbindungen von Menschenhand gelöst und anschließend wieder verbunden. Das gesamte Teleskop ist auf eine Wartung durch Menschen ausgelegt. Abb. 68 zeigt eine Nahaufnahme des Support Systems Module des HST mit Handgriffen und mechanischen Verschlüssen während der Wartungsmission SM3B. In Abb. 69 ist ein gelöster Steckverbinder einer PCU des HST bei derselben Mission zu sehen. Die Entfernung einer Leiterplatte der Advanced Camera for Surveys während der Wartungsmission SM4 ist in Abb. 71 zu sehen. In Abb. 72 sind deutlich die gelben Handläufe für die Astronauten am HST zu erkennen.



Abb. 68: Handgriffe und mechanische Verschlüsse am HST [20]



Abb. 69: Steckverbinder einer PCU des HST [20]



Abb. 70: Austausch der Advanced Camera for Surveys [20]



Abb. 71: Entfernung einer Leiterplatte in der Advanced Camera for Surveys [21]



Abb. 72: Hubble Space Telescope [22]

Bei einer Modularisierung auf Subsystemebene werden alle Komponenten und Bauteile eines Subsystems (z. B. Telemetrie und Telekommando, Bahn- und Lageregelung, etc.) in einem Modul zusammengefasst. Die erreichbare Wartungstiefe ist hier nochmals deutlich niedriger als bei einer Modularisierung auf Funktionsebene. Dies wiederum führt zu einer geringeren Komplexität des Gesamtsystems und der während der Wartung durchzuführenden Arbeitsabläufe.

Es ist nicht nur die Modularisierungsebene ausschlaggebend für die Entwicklung von im Weltall wartbaren Satelliten, sondern auch eine an das On-Orbit-Servicing angepasste Bauweise. Dies betrifft in erster Linie die lastaufnehmende Struktur von Raumfahrzeugen.

5.2.2 Bauweisen

In Abhängigkeit von der Modularisierungsebene hat die Bauweise des zu wartenden Raumfahrzeugs entscheidenden Einfluss auf das On-Orbit-Servicing. Hierbei werden zwei grundlegend verschiedene Ansätze verfolgt:

- Regalbauweise (HST)
- selbstragende Modulbauweise (NovaWurks, iBOSS)

Regalbauweise werden die verschiedenen Wartungseinheiten/Module in eine Bei der lastaufnehmende Tragstruktur eingeschoben, wogegen bei der selbsttragenden Modulbauweise die einzelnen Module mittels Schnittstellen zu einem Satelliten zusammengeschlossen werden. Während bei der Regalbauweise die Masselasten der einzelnen Module somit direkt in die Tragstruktur eingeleitet werden, werden bei der selbsttragenden Modulbauweise die Lasten über die mechanischen Schnittstellen auf mehrere Module verteilt. Sowohl die Struktur als auch die Schnittstellen der Module sind bei der selbsttragenden Modulbauweise daher höheren mechanischen Lasten als bei der Regalbauweise ausgesetzt. Aus der einheitlichen symmetrischen Bauweise der Module des iBOSS-Konzeptes bzw. des Konzeptes von NovaWurks ergeben sich für die selbsttragende Modulbauweise jedoch eine deutlich höhere Flexibilität in Bezug auf Anordnung und Ausrichtung der einzelnen Module im Satelliten. Mit diesen lassen sich lückenlose dreidimensionale Parkettierungen erzeugen. Bei der Regalbauweise hingegen werden Anordnung und Ausrichtung der Module durch das Regal selbst vorgegeben. Am Beispiel des Hubble Space Telescope wird der größte Vorteil der Regalbauweise sichtbar: die Wartungstiefe. Da bei Modulen der Regalbauweise zur Abschirmung der in ihnen enthaltenen Bauteile und Komponenten vor äußeren Einflüssen lediglich eine (bzw. bei der Verwendung von Klappen/Türen keine) Außenwand benötigt wird, kann mit ihnen eine hohe Wartungstiefe (Zugänglichkeit zu Komponenten und Bauteilen) erreicht werden. Dabei kann ein ganzes Modul oder eine einzelne Komponente des Moduls ausgetauscht werden (siehe hierzu Abb. 70 und Abb. 71). Dagegen erfordert die freie Anordnung und Ausrichtung der selbsttragenden Modulbauweise eine Abschirmung des gesamten Moduls gegen äußere Einflüsse, wodurch ein Zugriff auf die in ihm enthaltenen Komponenten und Bauteile beim On-Orbit-Servicing deutlich erschwert wird.

Wie bereits erwähnt, sind die Modulschnittstellen selbst ein einflussreicher Faktor beim On-Orbit-Servicing. Wesentliche Faktoren sind ihre Anzahl sowie ihre Positionierung im Modul, ihre Funktionsweise und Größe und schließlich die von ihnen zu bewältigenden Lasten.

Während die von den Schnittstellen zu bewältigenden Lasten (mechanisch, elektrisch, thermisch und Datentransfer) und damit die Größe wiederum von dem aus der Modularisierungsebene resultierenden Funktionsumfang der Module bestimmt wird, ist die Positionierung durch die Modulform und die Bauweise des wartbaren Satelliten bestimmt. Die Anzahl der Schnittstellen in einem Modul selbst hat sowohl Einfluss auf ihre Größe (Verteilung der Lasten von einer auf mehrere Schnittstellen) als auch auf ihre Anordnung im Modul. Hierbei ist zu berücksichtigen, dass mit zunehmender Schnittstellenzahl die Komplexität und das Fehlerrisiko sowohl des Raumfahrzeugs als auch des Wartungsvorganges zunehmen.

In Bezug auf die Funktionsweise wird zwischen zwei Grundtypen von Schnittstellen unterschieden.

- 1. Selbsttätige Schnittstellen.
- 2. Nichtselbsttätige Schnittstellen.

Selbsttätige Schnittstellen benötigen keine physische Interaktion mit einem Menschen oder Servicer zum Koppeln bzw. Entkoppeln. Nichtselbsttätige Schnittstellen werden mittels physischer Interaktion von einem Menschen oder einem Servicer miteinander verbunden bzw. getrennt. Offensichtlicher Vorteil einer selbsttätigen Schnittstelle ist, dass sie zum Koppeln bzw. Entkoppeln nicht für einen Menschen oder Servicer zugänglich sein muss. Der hohe Automatisierungsgrad einer selbsttätigen Schnittstelle stellt zugleich hohe Anforderungen an Passgenauigkeit, Ausfallsicherheit und Fehlertoleranz der Schnittstelle. Nichtselbsttätige Schnittstellen hingegen können deutlich kompakter, einfacher und damit robuster ausgeführt werden, da hier auf Motoren, Stellmechanismen, Sensoren und Steuerelektronik verzichtet werden kann (Manipulation durch einen Menschen) bzw. selbiges vom Servicer bereitgestellt wird. Für einen hohen Automatisierungsgrad bei der Wartung müssen Schnittstellen und der Wartungsumfang am Raumfahrzeug an die beschränkten Möglichkeiten des Servicers (Anzahl der Manipulatorarme, Freiheitsgrade der Manipulatorarme, Gestaltung der Endeffektoren) angepasst werden. In internationalen Studien und Projekten werden hierbei verschiedene Ansätze verfolgt.

- 1. Ein Ersatzbus verbindet sich mit dem Client und übernimmt die Aufgaben der fehlerhaften, defekten oder veralteten Bussysteme. Die Nutzlast des Clients wird dabei weiterhin vollständig genutzt (Bsp. Mission Extension Vehicle).
- 2. Die einzelnen Wartungseinheiten werden in oder an einer primären Tragstruktur untergebracht. Bei Bedarf werden die einzelnen Wartungseinheiten aus der Tragstruktur entfernt und ausgetauscht (Bsp. Hubble Space Telescope).
- 3. Der Client wird aus verschiedenen Modulen (Wartungseinheiten) aufgebaut, die bei Bedarf im Weltall mittels eines Servicers autonom ausgetauscht werden können. Die einzelnen Module werden dabei nicht in eine primäre Tragstruktur eingesetzt, sondern bilden einen selbstragenden Verbund (Bsp. HISats, iBOSS).

Aufgabe des Fluid Transfer Interface ist es, eine Verbindung der Treibstoffleitungen zwischen den verschiedenen Modulen (Wartungseinheiten) des Treibstoffverteilungssystems in iBOSS zu erzeugen. Im nächsten Kapitel soll daher näher auf die einzelnen Module des Treibstofftransfersystems in iBOSS eingegangen werden.

5.2.3 Modularisierung des Treibstoffverteilungssystems in iBOSS

Im Projekt iBOSS wurden zwei Modularisierungsansätze verfolgt. In iBOSS-1 wurde das Antriebssystem auf Subsystemebene modularisiert. Für iBOSS-2 und iBOSS-3 wurde das Antriebssystem in Funktionsgruppen unterteilt und jede Funktionsgruppe in einem eigenen Modul untergebracht. Diese Module verfügen neben den multifunktionalen Schnittstellen über Fluid Transfer Interfaces zur Übertragung des Treibstoffs zwischen den Modulen des Antriebssystems.

5.2.3.1 Modularisierung auf Subsystemebene

Bei einer Modularisierung auf Subsystemebene wird das komplette Antriebssystem in einem Modul zusammengefasst. Das Modul für ein elektrisches Antriebssystem beinhaltet dabei zusätzlich zu den fluidführenden Komponenten noch eine Power Supply and Control Unit zur Strom- und Spannungsversorgung des Triebwerks. Auf Grund der Größe einzelner Komponenten (z. B. Tank oder PSCU) wurde das Antriebsystem in iBOSS-1 in einem Mehrfachmodul untergebracht (Abb. 73 zeigt die Prinzipskizze eines Kaltgasantriebsmoduls im iBOSS-1).

Der Nachteil hierbei ist, dass bei einem nicht kompensierbaren Fehler oder Komplettausfall einer Komponente, z. B. eines Druckregelventils, das gesamte Antriebsmodul ausgetauscht werden muss. Dies geschieht unabhängig davon, ob der Tank noch voll bzw. die restlichen Komponenten voll funktionsfähig sind. Ein weiterer Nachteil ist die, in Abhängigkeit von der Modulgröße, geringe Treibstoffkapazität des Tanks. Dies führt dazu, dass die Module ggf. in kürzeren Intervallen ausgetauscht oder (z. B. mittels RRM-System, siehe Kap. 2.3) wiederbetankt werden müssen. Die Verwendung eines spezifischen Wiederbetankungssystems war in iBOSS-1 nicht vorgesehen.

Das Antriebssystem ist das einzige System in iBOSS-1, das auf Subsystemebene modularisiert wurde. Alle anderen Systeme wurden auf Funktions- bzw. Komponenteneben fraktioniert. Vorteil hierbei ist, dass auf eine separate Schnittstelle für den Treibstofftransfer verzichtet werden kann.



Abb. 73: Prinzipskizze eines auf Subsystemebene modularisiertem Kaltgasantriebsmodul in iBOSS-1

5.2.3.2 Modularisierung auf Funktionsebene

In iBOSS-2 und iBOSS-3 wurde das Konzept der Fraktionierung des Antriebssystems auf Funktionsebene verfolgt. Dabei wurde zwischen den drei Grundfunktionen Treibstoffspeicherung, Treibstofftransfer und Schuberzeugung unterschieden.

Tankmodul

Das Tankmodul erfüllt die Funktion der Treibstoffspeicherung. Die charakteristische Komponente dieses Moduls ist der Treibstofftank (bzw. die Tanks bei Zweikomponententreibstoffen). Zudem verfügt das Tankmodul über alle Komponenten, um den Treibstoff aus dem Tank und in die Antriebsmodule zu befördern (z. B. Druckgastanks zum Austreiben von flüssigen Treibstoffen). Der genaue Aufbau des Tankmoduls ist abhängig vom Antriebssystem bzw. den hierfür benötigten Treibstoffen (z. B. gasförmig oder flüssig).

Transfermodul

Gemäß dem iBOSS-Konzept soll in einem modularen Satelliten das Antriebsmodul direkt an das Tankmodul angeschlossen sein. Bei großen modularen im Orbit montierten Systemen ist dies ggf. nicht möglich. Das Transfermodul dient dann der Überbrückung größerer Abstände zwischen Tankmodul und Antriebsmodul. Da das Transfermodul neben den notwendigen Fluid Transfer Interfaces, Leitungen und Sperrventilen keine weiteren Komponenten des Treibstoffverteilungssystems enthält, verbleibt in dem Modul ausreichend Platz, um andere Subsystemkomponenten (z. B. ein Reaktionsrad oder Batterien) darin unterzubringen.

Antriebsmodul

Das Antriebsmodul erfüllt die Funktion der Schuberzeugung. Seine charakteristische Komponente ist das eigentliche Triebwerk (z. B. Kaltgasdüse oder elektrostatisches Triebwerk). Welche zusätzlichen Komponenten, neben den Triebwerken, im Antriebsmodul untergebracht sind, ist abhängig von der Art der Schuberzeugung (z. B. Druckgasentspannung beim Kaltgastriebwerk oder Ionisierung des Treibstoffes beim elektrostatischen Triebwerk).

Die Vorteile einer Modularisierung auf Funktionsebene sind, dass bei einem Ausfall einer einzelnen Komponente (z. B. ein Triebwerk) lediglich das betroffene Funktionsmodul ausgetauscht werden muss. Außerdem können bei einer Modernisierung des Satelliten (z. B. der Nutzlast) ggf. Modifikationen an einzelnen Funktionen des Antriebssystems (z. B. zur Steigerung des Schubes) durchgeführt werden, ohne das gesamte System austauschen zu müssen. Da alle Antriebsmodule zudem über ein großes Tankmodul versorgt werden, sind längere Intervalle zwischen den Wiederbetankungen möglich.

Die Fraktionierung des Antriebssystems machte auch die Entwicklung des Fluid Transfer Interface notwendig, um die treibstoffführenden Leitungen der einzelnen Module des Antriebssystems miteinander verbinden und wieder lösen zu können.

Im Folgenden wird nun genauer auf modulare Treibstoffverteilungssysteme und die Anwendung des Fluid Transfer Interface in ihnen eingegangen. Hierfür werden folgende Antriebssysteme betrachtet:

- 1. Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen (Kaltgas-/elektrostatische Antriebe).
- 2. Einstoffantriebssysteme mit fremdbedrückten flüssigen Treibstoffen (z. B. N₂H₄, LMP-103S).
- 3. Zweistoffantriebssysteme mit fremdbedrückten flüssigen Oxidator/Brennstoff (N₂O₄/MMH).

Da in Satelliten ausschließlich lagerfähige Treibstoffe Anwendung finden, sind kryogene Treibstoffe nicht Inhalt dieser Arbeit.

5.2.3.3 Modulare Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen

Kaltgassysteme sind die ältesten und einfachsten Antriebe für Satelliten [48]. Die drei wesentlichen Komponenten sind der Druckgastank, der (Hoch)Druckminderer und das Kaltgastriebwerk [48]. Das mit Speicherdruck (30 MPa) aus dem Tank strömende Kaltgas wird im Druckminderer auf den Betriebsdruck der Kaltgastriebwerke (z. B. 0,1 bis 0,5 MPa) entspannt [48]. Hinzu kommen Filter, Druck- und Temperatursensoren sowie Sperrventile (zudem bei klassischen Satelliten das Füll-/Ablass-Ventil), letztere verhindern eine Bedrückung des Treibstoffverteilungssystems während des Starts, sie werden erst nach dem Aussetzen des Satelliten geöffnet.

Grundsätzlich können Drucktanks, die für Stickstoff (Kaltgas) oder Helium (Bedrückung von Flüssigbrennstoffen/-oxidatoren) verwendet werden, auch für Xenon genutzt werden, da sowohl das Material des Liners als auch der Umwicklung und der Anschlüsse identisch sind [62]. Der einzige nennenswerte Unterschied besteht beim maximal zu erwartenden Betriebsdruck (MEOP), der bei Stickstoff und Helium (z. B. 31 MPA) höher ausfällt als bei Xenon (z. B. 18,7 MPa) und damit einhergehend eine höhere Wandstärke (und Leermasse) bei den Kaltgastanks [63]. Aus [68] und [69] ist ersichtlich, dass auf der Hochdruckseite, also vom Tank bis zum Druckregler, Kaltgasantriebe und elektrostatische Antriebe praktisch identisch sind.



Abb. 74: allgemeines Fließschema eines Kaltgassystems (links); Fließschema des Kaltgassystems von GRACE (rechts) [68]



Abb. 75: Fließschema des elektrischen Antriebssystems des Stentor Satelliten [69]

Abb. 74 links zeigt das allgemeine Fließschema eines Kaltgasantriebssystems. Zum Vergleich ist in Abb. 75 das Fließschema des elektrischen Antriebssystems des Stentor Satelliten dargestellt. Im direkten Vergleich von Pressure Vessel und Feed Module im Kaltgassystem mit dem Gas Module (rot umrahmt) im elektrischen Antriebssystem ist eine gleiche Abfolge von Drucktank, Fill-and-Drain-Valve, Sensoren, Absperrventilen und Druckreglern zu sehen. Nennenswerte Unterschiede bestehen lediglich in der Position von Filtern. Somit ist die Verwendung desselben Aufbaus des Tankmoduls für Kaltgasantriebe und elektrische Antriebe bei modularen wartbaren Satelliten im Allgemeinen und Satelliten nach dem iBOSS-Konzept im Speziellen naheliegend.



Abb. 76: Fließschema Tankmodul Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen

Das in Abb. 76 gezeigte Fließschema des Tankmoduls entspricht weitestgehend dem in Abb. 74 dargestelltem allgemeinen Fließschema. Einzige Ausnahmen bilden das Fluid Transfer Interface an Stelle des Fill-and-Drain-Valve im Hochdruckbereich und die Fluid Transfer Interfaces hinter dem

redundanten Druckminderer im Niederdruckbereich. Dabei ist jedem Fluid Transfer Interface ein geregeltes Absperrventil und ein Drucksensor vorgesetzt. Aufgabe des Absperrventils ist es, ein unkontrolliertes Entweichen von Treibstoff während des An- und Abkoppelvorgangs oder bei einer unvollständigen/fehlerhaften Kopplung zu verhindern. Während auf das Fluid Transfer Interface am vorherigen Fill-and-Drain-Port der volle Betankungsdruck wirkt, unterliegen die FTI hinter dem Druckminderer dem deutlich geringeren maximal zu erwartenden Betriebsdruck der Triebwerke in den Antriebsmodulen. Aufgrund der geringeren Belastung können die FTI im Niederdruckbereich somit kompakter und kleiner (kleinere Wandstärken bei gleichem Werkstoff) sowie ggf. kosteneffizienter (gleiche Wandstärken bei weniger festem Werkstoff) als die ansonsten baugleiche Fill-and-Drain-FTI ausgeführt werden. Da das Tankmodul aufgrund seiner Größe und Masse in iBOSS als Kernmodul konzipiert war, an dem alle anderen Module des Satelliten mittels der multifunktionalen Schnittstellen gekoppelt werden, ist an ihm auch der Startadapter zu Verbindung mit dem Trägersystem montiert. Die Seite, die durch den Startadapter belegt ist, kann nicht für die Anbindung anderer Module genutzt werden. Hier befindet sich auch das Fluid Transfer Interface zur Betankung des Satelliten. Dies hat gleich mehrere Vorteile:

- 1. Jederzeit freier Zugang zwecks Wiederbetankung im Weltall.
- 2. Der Startadapter ist auf Grund seiner strukturellen Beschaffenheit ein primärer Greifpunkt beim On-Orbit-Servicing.
- 3. Die Betankung über eine oder mehrere Schnittstellen hinter dem Druckregler (Niederdruckbereich) erfordert einen Bypass, inklusive Absperrventilen und Filtern, von den Schnittstellen zum Tank (Hochdruckbereich), wodurch das System komplexer und massereicher wird.

Wie in Abb. 76 zu sehen, verfügt das Tankmodul über zwei Druckminderer, die jeweils über ein vorund nachgesetztes steuerbares Absperrventil den Hochdruckbereich (dunkelgrün) vom Niederdruckbereich (hellgrün) trennen. Grund für diese Redundanz ist die Bedeutung des Tankmoduls als Kernmodul des modularen Satelliten. Würde bei einem System mit nur einem Druckminderer dieser ausfallen, müsste das ganze Kernmodul ausgetauscht werden. Dies bedeutet eine vollständige Entfernung aller angedockten Module vom defekten, und ihr Wiederanbau an einem neuen Tankmodul. Es ist offensichtlich, dass der logistische Aufwand für eine derartige Wartungsoperation im Weltall in krassem Wiederspruch zum Massen- und Komplexitätszuwachs einer redundanten Druckminderereinheit im Tankmodul steht. Fällt dagegen einer der beiden Druckminderer aus, wird dieser durch die Absperrventile vom Niederdrucksystem getrennt und der intakte Druckminderer übernimmt die Versorgung. Von der Druckminderereinheit verlaufen vier Leitungsstränge zu den Fluid Transfer Interfaces entlang der Hochkanten des Tankmoduls (Abb. 77). Aufgrund des identischen Aufbaus und für eine bessere Übersicht sind in Abb. 76 nur zwei dieser vier Leitungsstränge dargestellt. Am Beginn jedes Leitungsstranges befindet sich ein gesteuertes Absperrventil. Dieses hat zwei Funktionen. Einerseits werden dadurch nur die Leitungsstränge mit Treibstoff versorgt, die zu einem angekoppelten Antriebsmodul führen. Zum Zweiten wird beim Auftreten eines Fehlers (z. B. ein Leck) der betroffene Leitungsstrang geschlossen, während die anderen Leitungsstränge weiterhin funktionsfähig bleiben. Die FTI im Tankmodul sind versetzt zueinander angeordnet (Abb. 77). Auf diesen Aspekt wird an späterer Stelle im Text gesondert eingegangen. Es ist auch möglich, wie in Abb. 74 rechts gezeigt, das gesamte Treibstoffverteilungssystem (inklusive Tanks) redundant aufzubauen. Ein genauer Vergleich zwischen dem hier vorgestellten Tankmodulkonzept und einem vollredundantem Tankmodul in Bezug auf Komplexität, Masse und Wirtschaftlichkeit ist jedoch nicht Inhalt dieser Arbeit.

Anwendungsszenarien



Abb. 77: Prinzipskizze FTI-Anordnung im Tankmodul

Zusammengefasst ergeben sich damit folgende spezifische Funktionen des Treibstoffverteilungssystems im Tankmodul für Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen in modularen Satelliten gemäß dem iBOSS-Konzept:

- Zentrales Kernmodul, an dem alle anderen Module des modularen (iBOSS-)Satelliten gekoppelt werden.
- Aufnahme des Startadapters zur Verbindung mit dem Trägersystem
- Treibstoffspeicherung.
- Reduzierung des Fluiddrucks vom Speicherniveau im Tank auf das Betriebsniveau im Antriebsmodul.
- Betankung des Satelliten am Boden und im Orbit.

Im Gegensatz zum Tankmodul sind die Antriebsmodule von Kaltgas- und elektrischem Antrieb grundverschieden. Während das Antriebsmodul eines Kaltgasantriebes lediglich aus Sensoren, Absperrventilen, (ggf. einem weiteren Druckregler), Filtern, den Triebwerken und einer schubneutralen Entlüftungsdüse und der benötigten Steuerelektronik besteht, benötigt das Antriebsmodul für elektrische Antriebe zusätzlich eine Durchflusskontrolleinheit, eine Leistungselektronik zur Erzeugung und Steuerung der für die elektrostatischen Triebwerke benötigten Spannungen und Frequenzen sowie eine Nachführmechanik. Letztere dient der Anpassung des Schubvektors der Triebwerke an die Wanderung des Massenschwerpunktes im Satelliten im Laufe der Mission (verursacht durch den Treibstoffverbrauch) (Abb. 78) [66].



Abb. 78: Anpassung des Schubvektors an die Änderung des Massenschwerpunktes [66]

Um bereits mit einem einzelnen Antriebsmodul einen größtmöglichen Schubrichtungsbereich abzudecken, gibt es grundsätzlich zwei Möglichkeiten:

- 1. Eine große Variabilität bei der Ausrichtung des Antriebsmoduls am Tankmodul (und damit relativ zum Massenschwerpunkt des Satelliten).
- 2. Verwenden mehrerer Triebwerke unterschiedlicher Ausrichtung in einem Antriebsmodul.

Für den ersten Punkt ist eine Vielzahl von Kopplungsflächen mit Fluid Transfer Interface unterschiedlicher Ausrichtung im Antriebsmodul notwendig. Dabei ist zu berücksichtigen, dass jedes Fluid Transfer Interface zusätzlich ein steuerbares Absperrventil, das wiederum selbst mittels Steuerelektronik betätigt wird, Filter sowie Druck- und Temperatursensoren benötigt. Eine hohe Zahl an Schnittstellen bedeutet somit auch eine deutlich erhöhte Komplexität und Masse im Antriebsmodul.

Bei der Verwendung mehrerer, verschieden ausgerichteter Triebwerke in einem Antriebsmodul kann die Anzahl an Fluid Transfer Interfaces auf ein Minimum reduziert werden, da bei entsprechender Anzahl und Ausrichtung der Triebwerke zueinander bereits ein großer Schubrichtungsbereich abgedeckt wird. Für die Anordnung der Triebwerke in den würfelförmigen iBOSS-Antriebsmodulen gibt es dabei verschiedene Möglichkeiten. Zum einen kann auf jeder von drei orthogonal zueinanderstehenden und sich in den Ecken berührenden Seiten jeweils ein Triebwerk gesetzt werden und zum anderen können mehrere Triebwerke zu einem Cluster (Abb. 79) zusammengefasst und dieser außen auf einer Seite bzw. an einer Kante des Antriebsmoduls positioniert werden.



Abb. 79: Triebwerksmodul mit drei monopropellant Triebwerken von Aerojet Rocketdyne [83]

Anzahl, Anordnung und Ausrichtung der Triebwerke im Antriebsmodul orientieren sich bei vorgegebener Modulgröße letztlich an der Triebwerksgröße und den notwendigen vorgesetzten Versorgungssystemen. So können in einem iBOSS-Standardmodul mit einer Außenkantenlänge von 400 mm leicht mehrere Kaltgastriebwerke und die benötigte Infrastruktur untergebracht werden, aber elektrisches Triebwerk mit der dafür notwendigen nur ein Leistungselektronik, Durchflusskontrolleinheit und Nachführmechanik. Um dennoch mit einem einzelnen elektrischen Antriebsmodul einen größtmöglichen Schubrichtungsbereich abzudecken, muss nun entweder die Zahl der Kopplungsflächen mit Fluid Transfer Interfaces oder der Schwenkbereich der Nachführmechanik des Triebwerks vergrößert werden. Ersteres erhöht die Komplexität des Treibstoffverteilungssystems innerhalb des Moduls, letzteres die der Nachführmechanik. Der ausschlaggebende Vorteil ist, dass die Nachführmechanik die Schubrichtung des Triebwerks im laufenden Betrieb ändern kann. Dem gegenüber muss für eine Ausnutzung mehrerer Kopplungsflächen das Antriebsmodul deaktiviert, vom Tankmodul abgekoppelt und in der neuen Position wieder angekoppelt werden. Dabei wird für die Manipulation des Antriebsmoduls ein Servicer oder ein am Satelliten verbauter Manipulatorarm benötigt. Damit ergeben sich für die Antriebsmodule von Einstoffantriebssystemen mit gasförmigen Treibstoffen, zur Abdeckung eines größtmöglichen Schubrichtungsbereiches bei minimaler Komplexität des (Gesamt)Systems, folgende Triebwerkskonfigurationen

- 1. Clusteranordnung mehrerer Triebwerke in Kaltgasantriebssystemen.
- 2. Ein einzelnes Triebwerk auf einer Nachführmechanik mit großem Schwenkbereich bei elektrostatischen Antrieben.

Abb. 80 zeigt das Fließschema eines Kaltgasantriebsmoduls. Es beinhaltet mehrere in einem Cluster zusammengefasste Kaltgastriebwerke, gesteuerte Absperrventile, Drucksensoren, Filter, eine schubneutrale Entlüftungsdüse und einen Druckminderer. Die schubneutrale Entlüftungsdüse befindet sich am Ende der Treibstoffleitung, um das Antriebsmodul vor dem Entkoppeln restlos vom Treibstoff zu befreien. Sie verfügt über zwei identische, einander gegenüberstehende Auslassöffnungen. Beim Ausblasen von Treibstoff bzw. Druckgas werden somit zwei gleichgroße um 180° zueinander versetzte Schubkräfte erzeugt, die sich in ihrer Gesamtwirkung auf den Satelliten gegenseitig aufheben.



Abb. 80: Fließschema Kaltgasantriebsmodul

Die vier Kaltgastriebwerke sind in einem Cluster symmetrisch entlang der Kante des Antriebsmoduls angeordnet. Gleiches gilt auch, mit Ausnahme der elektrischen Antriebe (siehe unten), bei den anderen in dieser Arbeit beschriebenen modularen Antriebssystemen. Diese Triebwerksanordnung und die versetzte Anordnung der FTI im Tankmodul (siehe Abb. 77) ermöglichen mit einer einzigen FTI im Antriebsmodul eine kantensymmetrische Verteilung der Triebwerke in einem modularen Satelliten nach dem iBOSS-Konzept (Abb. 81 unten). Dabei kann, insofern die Schubleistung aller Triebwerke im Satelliten gleich sein soll, dieselbe Antriebsmodulkonfiguration für alle Antriebsmodule desselben Antriebssystems verwendet werden. Das Antriebsmodul muss lediglich um 180° entlang der Kopplungsachse gedreht werden (siehe Pfeil in Abb. 81). Der Vorteil dabei ist, dass die Antriebsmodule untereinander tauschbar sind. Dies ist besonders interessant bei großen Satellitenkonstellationen wie dem Starlink-Projekt [100], da hier irreparable Satelliten als Ersatzteilspender (bzw. in diesem Fall als Ersatzmodulspender) für andere Satelliten der Konstellation dienen können. Des Weiteren kommt hier auch der in Kap. 3.2.2.2 erwähnte Versatzausgleich des Fluid Transfer Interface in drei Freiheitsgraden zum Tragen (rote Umrandung in Abb. 81, vergleiche hierzu auch Abb. 31).



Abb. 81: Anordnung der Antriebsmodule am Tankmodul

Weitere FTI in Antriebsmodulen für Einstoffantriebssysteme (egal ob gasförmige oder flüssige Treibstoffe) ermöglichen über die Verbindung zu benachbarten Antriebs- oder Transfermodulen eine Redundanz der Treibstoffversorgung (Abb. 82). So kann beim Ausfall eines Leitungsstranges im Tankmodul, das an diesem Leitungsstrang angekoppelte Antriebsmodul über ein benachbartes Antriebsmodul direkt oder mittels eines Transfermoduls weiterhin mit Treibstoff versorgt werden. Abb. 83 zeigt, stellvertretend für alle modularen Einstoffantriebssysteme, Fließschemata einer redundanten Treibstoffversorgung eines modularen monopropellanten Antriebssystems, in dem die Antriebsmodule über mehrere FTI verfügen. In Abb. 83 oben ist die Versorgung der Antriebsmodule jeweils über eine eigene Verbindung zum Tankmodul dargestellt. Das mittlere Fließschema in Abb. 83 zeigt die Versorgung eines Antriebsmoduls über ein benachbartes Antriebsmodul bzw. über ein dazwischen geschaltetes Transfermodul (Abb. 83 unten).

Der Versatzausgleich in drei Freiheitsgraden sowie die Austauschbarkeit der Antriebsmodule untereinander bleibt auch bei Verwendung mehrerer FTI im Antriebsmodul erhalten.



Abb. 82: Prinzip der redundanten Treibstoffversorgung in modularen Einstoffantriebssystemen






Abb. 84: Fließschema elektrisches Antriebsmodul

Abb. 84 zeigt vereinfacht das Fließschema eines Antriebsmoduls für elektrostatische Antriebe. Der violette Kasten stellt die Power Processing Unit (PPU) dar. Die PPU erzeugt zum einen aus der Satellitenbusspannung (z. B. 50 V oder 100 V) die Versorgungsspannung für das elektrische Triebwerk (z. B. 300 V für das Fakel SPT-100B [71] oder bis zu 1250 V für das RIT 2X [70]). Zum anderen dient sie als Steuer- bzw. Kontrolleinheit für das elektrische Triebwerk und die Propellant Flow Control Unit (PFCU). Bei Radiofrequenz-Ionentriebwerken wie das RIT 2X wird zudem in der PPU der Gleichstrom des Satellitenbusses mittels Wechselrichter in den für das elektrostatische Triebwerk benötigten Wechselstrom umgewandelt [70]. Hall-Effekt Triebwerke wie das Fakel SPT-100B arbeiten dagegen mit Gleichstrom. Der grüne Kasten stellt die Propellant Flow Control Unit dar. Mit diesem wird Druckniveau und Volumenstrom des Treibstoffs (im betrachteten Fall Xenon) vom Treibstofftransfersystem an die Betriebsparameter des elektrischen Triebwerks angepasst und anschließend an das Triebwerk weitergeleitet. Zwischen Fluid Transfer Interface und PFCU befindet sich ein Verteilerknoten mit Absperrventil. Hierüber wird vor dem Entkoppeln des Antriebsmoduls vom Tankmodul die Treibstoffzufuhr zur PFCU unterbrochen und das Fluid Transfer Interface über die schubneutrale Entlüftungsdüse kontrolliert entleert. Der hellblau gestrichelte Kasten stellt, wie auch bei den anderen Antriebsmodulen, die Flächenbegrenzung eines Standard-iBOSS-Moduls mit einer Kantenlänge von 400x400x400 mm³ dar. Während PPU und PFCU innerhalb des Moduls untergebracht sind, wird ein einzelnes elektrisches Triebwerk (gelb) auf einer Nachführmechanik (grau, nicht maßstabsgetreu) außen am Modul befestigt. Die gezeigten Dimensionen für PPU, PFCU und Triebwerk entsprechen in dem dargestellten Maßstab der PPU von Airbus [74], der Xenon Flow Control Unit für ein einzelnes Triebwerk der Firma VACCO [72] [73] und dem SPT-100B der Firma Fakel [71]. Die PPU von Airbus wurde in der vorliegenden Arbeit als Referenz verwendet, da sie sehr kompakt ist und sowohl für Radiofrequenz-Ionentriebwerke als auch Hall-Effekt Triebwerke genutzt werden kann [74]. Sie dient damit als repräsentative PPU für die Anwendung eines breiten Triebwerksspektrums im elektrischen Antriebsmodul. Das SPT-100 wurde auf Grund seiner Verwendung im SmallGEO [75], einem Referenzsatellitenbus im iBOSS Projekt, ausgewählt. Andere elektrostatische oder elektromagnetische Triebwerke sind unter Berücksichtigung der iBOSS-Randbedingungen in Bezug auf Größe, Gewicht und elektrischer Leistungsaufnahme möglich. Da Triebwerk und Nachführmechanik außen am Modul angebracht sind, ist aus dem Fließschema in Abb. 84 ersichtlich, dass mit bereits existierenden Komponenten bzw. Baugruppen, trotz sehr hoher Packungsdichte innerhalb des Moduls, ein elektrisches Antriebsmodul auf Basis eines einfachen Standard-iBOSS-Moduls theoretisch möglich ist.

Die in [91] aufgeführte Nachführmechaniken lassen auf Basis ihrer Abmessungen eine Anbringung an eine Modulaußenwand mit einer Fläche von 400x400 mm² zu. Das elektrische Antriebsmodul ist damit das komplexeste und massereichste (allein die drei erwähnten Referenzsysteme haben eine Gesamtmasse von 22,5 kg) aller hier aufgeführten Antriebsmodule.

BETRIEBSMODI EINSTOFFANTRIEBSSYSTEME MIT GASFÖRMIGEN TREIBSTOFFEN

Es soll nun auf die einzelnen Betriebsmodi eines modularen Einstoffantriebssystems mit gasförmigen Treibstoffen genauer eingegangen werden. Dabei wird zwischen sechs verschiedenen Modi unterschieden:

- 1. Start
- 2. Dichtigkeitstest
- 3. Betrieb
- 4. Betankung
- 5. Entlüftung von FTI/Antriebsmodul
- 6. Koppeln/Entkoppeln der FTI

Diese sechs Modi werden im Folgenden exemplarisch anhand eines modularen elektrischen Antriebssystems, mit einem Tankmodul und einem Antriebsmodul erklärt. Der Aufbau des Treibstoffverteilungssystems und damit die Abfolge der Modi sind für Kaltgasantriebe und elektrostatische Antriebe identisch. Beide Systeme unterscheiden sich lediglich in Bezug auf die Art der Schuberzeugung.

Im Startmodus sind alle Absperrventile, sowohl im Tank- als auch im Antriebsmodul, geschlossen (in den Fließschemata grau dargestellt). Alle Treibstoffleitungen sind leer (Abb. 85). Der Startmodus des modularen Satellitenantriebssystems gleicht damit dem eines klassischen Satellitenantriebssystems.



Abb. 85: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Startmodus

Nach dem Aussetzen des Satelliten im All und im Rahmen der Inbetriebnahme folgt zunächst ein Dichtigkeitstest. Dabei werden die Absperrventile vor und hinter dem primären Druckminderer im Tankmodul geöffnet. Ebenso die Absperrventile der Leitungsstränge im Tankmodul, an denen ein Antriebsmodul gekoppelt ist. Im Antriebsmodul selbst bleibt das Absperrventil hinter der gekoppelten FTI weiterhin geschlossen (grau). Der Druckminderer entspannt dabei den unter Speicherdruck stehenden Treibstoff auf den maximal zu erwartende Betriebsdruck im Antriebsmodul. Anschließend wird das Absperrventil, welches der gekoppelten FTI im Tankmodul vorgeschaltet ist, geschlossen (grau). Der Druck in den nun abgeriegelten FTI wird durch die vorgesetzten Drucksensoren über einen vorgegebenen Zeitraum überprüft (Abb. 86).

Bei der Mission Orbital Express betrug dieser Zeitraum zehn Minuten [6], während bei den Dichtigkeitstests der FTI im Labor ein Zeitraum von einer Stunde gewählt wurde. Wird in diesem vorgegebenen Zeitraum kein Druckverlust registriert, der die garantierten Dichtigkeitswerte überschreitet, ist die Verbindung zwischen den beiden FTI sicher.



Abb. 86: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Dichtigkeitstest

Nach erfolgreich abgeschlossenem Dichtigkeitstest folgt der eigentliche Betriebsmodus (Abb. 87). Dazu werden die Absperrventile vor den gekoppelten FTI geöffnet und der Treibstoff gelangt zum Triebwerk. Der primäre Druckminderer im Tankmodul entspannt den unter Speicherdruck stehenden Treibstoff auf Betriebsdruckniveau. Optional kann in den Antriebsmodulen ein zusätzlicher Druckminderer verbaut werden (siehe Abb. 80), um in einzelnen Modulen den Druck gezielt weiter abzusenken. Ein Druckminderer (ggf. redundant) in jedem Leitungsstrang oder vor jeder FTI erhöht die Komplexität, Masse und Baukosten des Tankmoduls.



Abb. 87: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Betriebsmodus

Im Falle eines Defekts im Antriebsmodul oder für den Austausch eines veralteten Antriebsmoduls muss das betroffene Modul aus dem Satelliten entfernt werden. Hierzu müssen sämtliche Verbindungen des betroffenen Moduls zu benachbarten Modulen gelöst werden. Ist beim Entkoppeln noch Treibstoff in der FTI, würde dieser unkontrolliert entweichen und eine störende Schubkomponente erzeugen sowie Schäden an im Umfeld der FTI befindlichen Komponenten verursachen. Um dem vorzubeugen, werden die FTI vor dem Entkoppeln gezielt entleert. Hierzu wird zunächst das Absperrventil vor der FTI im Tankmodul geschlossen (grau). Anschließend wird das Absperrventil vor der schubneutralen Entlüftungsdüse geöffnet und der im Antriebsmodul und den noch gekoppelten FTI verbliebene Treibstoff kontrolliert abgelassen (Abb. 88). Im entfernten Modul verbleibender Treibstoff stellt ein Risiko dar (Leck, temperaturbedingte Ausdehnung, etc.). Im Kaltgasantriebsmodul befindet sich die Entlüftungsdüse daher am Ende des Leitungsstranges, um das Modul komplett vom Treibstoff zu befreien (Abb. 80).



Abb. 88: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung

Bei einem Antriebsmodul mit elektrostatischem Triebwerk befindet sich die Entlüftungsdüse im Leitungsstrang vor der PFCU. Hierdurch soll ein Entleeren der FTI auch bei defekter PFCU sichergestellt werden. Mit einem Bypass von den Treibstoffleitungen hinter der PFCU (zwischen PFCU und Triebwerk) zur Entlüftungsdüse kann ggf. auch dieser Bereich entleert werden.

Über die Entlüftungsdüse im Antriebsmodul kann nicht nur die FTI und das Antriebsmodul entleert werden, ggf. kann auch ein ganzer Leitungsstrang oder der gesamte Niederdruckbereich im Tankmodul vollständig entleert werden. Hierzu wird entweder anstatt des Absperrventils hinter der FTI das Absperrventil des Leitungsstranges oder das Absperrventil vor dem Druckminderer des Tankmoduls geschlossen.

Nach dem Entlüften ist sowohl die FTI als auch das Antriebsmodul komplett vom Treibstoff befreit und die Verbindung zwischen Antriebsmodul und Tankmodul kann gelöst werden (Abb. 89). In iBOSS wird zuerst die FTI und anschließend die multifunktionale Schnittstelle entkoppelt. Grund hierfür ist, das



Letztere die lastaufnehmende mechanische Verbindung zwischen den Modulen herstellt. Somit wird beim Koppeln auch erst die multifunktionale Schnittstelle und anschließend die FTI gekoppelt.

Abb. 89: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Entkoppeln/Koppeln

Wie bereits erwähnt, wird das Tankmodul über die Fill-and-Drain-FTI betankt. Hierzu wird zunächst das Absperrventil vor dem Druckminderer geschlossen. Anschließend wird die Fill-and-Drain-FTI mit der Servicer-FTI (Betankung im All) bzw. FGSE-FTI (Betankung am Boden) verbunden. Ist die Verbindung dicht, wird das Absperrventil hinter der Fill-and-Drain-FTI geöffnet und der Betankungsvorgang beginnt. Der Dichtigkeitstest entspricht dabei dem oben beschriebenen Verfahren. Nur dass hier der Servicer/FGSE den aktiven Part übernimmt. Das in Abb. 90 abgebildete Fließschema zeigt die Betankung des Tankmoduls mit leeren Leitungssträngen zu den FTI. Dies ist bei der Erstbetankung am Boden der Fall und wenn beim Entlüften des Antriebsmoduls auch der Niederdruckbereich im Tankmodul entleert wurde.



Abb. 90: Fließschema gasförmige Einstoffantriebssysteme - Betankung

5.2.3.4 Modulare Einstoffantriebssysteme mit flüssigen fremdbedrückten Treibstoffen

Herkömmliche Einstoffantriebssysteme mit flüssigen Treibstoffen (monopropellante Antriebssysteme) haben einen geringeren spezifischen Impuls als elektrostatische Antriebssysteme. Dafür kann mit ihnen eine höhere Schubkraft erzeugt werden. Im Vergleich zu Kaltgasantrieben ist sowohl Schubkraft als auch spezifischer Impuls höher. Wenn nicht die Fähigkeit zu schnellen Bahn- oder Lageänderungen ausschlaggebend ist, sondern eine dauerhafte Bahn- bzw. Lageerhaltung mit einer geringen hierfür notwendigen Schubkraft, sind elektrostatische Antriebe aufgrund ihres höheren spezifischen Impulses (also einer größeren Änderung des Impulses bei gleichgroßer ausgestoßener Masse) und dem daraus resultierenden geringeren Treibstoffbedarf den monopropellanten Antrieben gegenüber im Vorteil. Für schnelle Bahn- und Lageregelungsänderungen bei massereichen Satelliten sind die monopropellanten Antriebssysteme den Kaltgas- und elektrostatischen Antriebsystemen vorzuziehen [48]. Dies gilt insbesondere für die in Kap. 3.1.3.2 erwähnten vorgemischten Treibstoffe auf Basis von Distickstoffmonoxid.



Abb. 91: Fließschema und CAD-Modell von GPIM [76]

Abb. 91 zeigt, als Beispiel eines klassischen, nichtmodularen monopropellanten Antriebssystems, das Fließschema und CAD-Modell der Green Propellant Infusion Mission (GPIM) [76].

Konzept und Aufgaben von Tankmodul und Antriebsmodul sind bei Einstoffantriebssystemen mit flüssigen fremdbedrückten Treibstoffen die gleichen wie bei den modularen Kaltgas- und elektrischen Antriebssystemen. Auch die Positionen der FTI im Tankmodul sind identisch. Das Fließschema des Antriebsmoduls gleicht dem im Kaltgasmodul (vergleiche hierzu Abb. 93 und Abb. 80). Die Hauptunterschiede liegen im Treibstoffverteilungssystem des Tankmoduls. Das Tankmodul verfügt neben dem großen Tank für den flüssigen Treibstoff über kleine Druckgastanks. Dieses separate Druckgas hat drei Aufgaben:

- 1. Bedrückung des Treibstofftanks zum Austreiben des Treibstoffs aus dem Tank in die Antriebsmodule zu den Triebwerken.
- 2. Dichtungstest der gekoppelten FTI nach dem Koppeln und vor dem Durchleiten des Treibstoffs
- 3. Entleeren von FTI und Antriebsmodul vor dem Entkoppeln.

Während ersteres auch bei herkömmlichen monolithischen Satelliten mit fremdbedrückten flüssigen Treibstoffen ohne die Möglichkeit einer Betankung im All der Fall ist [48], ist der zweite Punkt einer im All manipulierbaren Schnittstelle des Treibstofftransfersystems geschuldet [6].

Grund hierfür ist, dass bei nichtkomprimierbaren Flüssigkeiten der Druck keinen eminenten Einfluss auf die Dichte hat. Während bei offener Entlüftungsdüse das zuvor bedrückte und komprimierte Gas vollständig entspannt (entsprechend dem Umgebungsdruck bzw. dem umgebenden Vakuum) und damit aus der Düse entweicht, bleibt die Dichte der Flüssigkeit konstant. Lediglich der Siedepunkt sinkt mit abnehmendem Druck. Um den verbliebenen flüssigen Treibstoff aus den gekoppelten FTI bzw. dem Antriebsmodul zu entfernen, muss dieser daher mittels Druckgas herausgetrieben werden.

Während bei herkömmlichen monopropellanten Antriebssystemen ein separater Druckgastank zur Bedrückung des Treibstofftanks nicht zwingend nötig ist (z. B. bei einem Membrantank siehe Abb. 91), muss daher beim modularen Antriebssystem Druckgas in separaten Tanks mitgeführt werden, um den flüssigen Treibstoff in den Leitungen über die schubneutrale Entlüftungsdüse aus der FTI auszublasen. Neben den Treibstoffleitungen führen daher auch Druckgasleitungen zu den Fluid Transfer Interfaces im Tankmodul. Direkt vor jeder FTI ist ein Drei-Wege-Ventil verbaut. Somit kann entweder Treibstoff oder Druckgas durch die FTI geleitet oder der Zustrom zur FTI komplett gesperrt werden. Zwischen Drei-Wege-Ventil und FTI befindet sich ein Drucksensor.



Abb. 92: Fließschema Tankmodul Einstoffantriebssysteme mit flüssigen Treibstoffen

Der Druckgasbereich im Tankmodul ähnelt in seinem Aufbau dem eines Einstoffantriebssystems mit gasförmigem Treibstoff. Jedoch gibt es hier zwei separate Niederdrucksysteme. Eines für die Bedrückung des Treibstofftanks und eines für die Dichtigkeitstests und zum Entleeren der FTI und der an das Tankmodul angeschlossenen Antriebsmodule. Somit kann die Entlüftung von FTI und Antriebsmodul unabhängig von der Tankbedrückung erfolgen. Grund hierfür ist, dass bei einer Fehlfunktion im Treibstoffverteilungssystem des Tankmoduls der Druck im Treibstofftank reduziert und die FTI und Antriebsmodule weiterhin entlüftet und entkoppelt werden können. Wie auch bei den gasförmigen Treibstoffen verfügt jedes Niederdrucksystem über zwei Druckminderer. Das Niederdrucksystem zur Entleerung der FTI ist identisch zu dem oben beschriebenen System. Beide Niederdruckbereiche des Tankmoduls können über eine Entlüftungsdüse entleert werden. Auch in diesem Tankmodul befinden sich die FTI zum Betanken der Druckgas- und Treibstofftanks sowie die Entlüftungsdüse auf der Seite des Startadapter. Wie in Abb. 92 dargestellt, ist das Tankmodul für Einstoffantriebssysteme mit flüssigen Treibstoffen somit deutlich komplexer als das für gasförmige Treibstoffe. Das Antriebsmodul eines modularen monopropellanten Antriebssystems ähnelt in seiner Zusammensetzung im Wesentlichem dem des Kaltgasantriebs. Nur dass die hierin verbauten Komponenten für monopropellante Antriebe ausgelegt sind (Abb. 93). Auch hier werden die Triebwerke zu einem Cluster zusammengefasst.



Abb. 93: Fließschema des Antriebsmoduls eines monopropellantes Antriebssystem

BETRIEBSMODI EINSTOFFANTRIEBSSYSTEME MIT FLÜSSIGEN TREIBSTOFFEN

Im Vergleich zu Einstoffantriebssystemen mit gasförmigen Treibstoffen, kommt bei flüssigen Treibstoffen die Entlüftung des Treibstofftanks hinzu:

- 1. Start
- 2. Dichtigkeitstest
- 3. Betrieb
- 4. Entlüftung des Treibstofftanks
- 5. Betankung mit Treibstoff/Druckgas
- 6. Entlüftung von FTI/Antriebsmodul
- 7. Koppeln/Entkoppeln der FTI

Während des Starts sind alle Absperrventile im Tank- und Antriebsmodul geschlossen. Somit ist auch der Treibstofftank unbedrückt (Abb. 94). Die Drei-Wege-Ventile vor den FTI im Tankmodul verschließen sowohl die Druckgasleitung als auch die Treibstoffleitung. Auch bei modularen



Einstoffantriebssystemen mit flüssigen Treibstoffen gleicht der Startmodus damit dem eines klassischen Satellitenantriebssystems.

Abb. 94: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Startmodus

Beim Dichtigkeitstest direkt nach dem Start, während der Inbetriebnahme des Satelliten, werden neben den Absperrventilen an den Drucktanks nur die entsprechenden Absperrventile des Entlüftungskreislaufs geöffnet. Der Treibstofftank bleibt weiter unbedrückt. Die Drei-Wege-Ventile, deren FTI mit einem Antriebsmodul verbunden sind, öffnen hierfür den Zustrom des Druckgases zu den FTI. weitere Ablauf des Dichtigkeitstests entspricht dem in modularen Der Einstoffantriebssystemen mit gasförmigen Treibstoffen (Abb. 95). Nach Abschluss des Dichtigkeitstests wird das Druckgas über die Entlüftungsdüse, die sich am Ende des Leitungsstranges im Antriebsmodul



befindet, abgelassen und das gesteuerte Absperrventil des Entlüftungsleitungsstranges im Tankmodul geschlossen.

Abb. 95: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Dichtigkeitstest

Für den Betriebsmodus wird zunächst das gesteuerte Absperrventil vor dem Druckminderer des Tankbedrückungskreislaufs geöffnet und der Treibstofftank bedrückt. Anschließend werden die Absperrventile der Leitungsstränge des Treibstoffverteilungssystems geöffnet, die zu einem Antriebsmodul führen. Das Drei-Wege-Ventil vor der FTI zum Antriebsmodul öffnet dabei die Treibstoffleitung zum Antriebsmodul und verschließt gleichzeitig die Druckgasleitung zum Entlüften der FTI. Das Absperrventil vor der Entlüftungsdüse am Ende der Treibstoffleitung im Antriebsmodul bleibt weiterhin verschlossen. Es werden auch Absperrventile hier nur die der



Treibstoffleitungsstränge im Tankmodul geöffnet, die zu einem angeschlossenem Antriebsmodul führen (Abb. 96).

Abb. 96: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Betriebsmodus

Vor dem Entkoppeln des Antriebsmoduls muss auch beim Einstoffantriebssystem mit flüssigen Treibstoffen die FTI und das Antriebsmodul entleert werden. Dies ist umso wichtiger, da im abgekoppelten Antriebsmodul verbleibender flüssiger Treibstoff ohne aktives Thermalkontrollsystem verdampfen oder gefrieren und damit Schäden im Antriebsmodul verursachen kann. Zum Entlüften wird mit dem Drei-Wege-Ventil die Treibstoffleitung verschlossen und die Entlüftungsleitung geöffnet. Gleichzeitig wird das Absperrventil vor der Entlüftungsdüse im Antriebsmodul geöffnet und der Treibstoff wird mittels dem Druckgas ausgeblasen. Ist an dem Leitungsstrang, an dem sich das betroffene Antriebsmodul befindet, kein weiteres Antriebsmodul angeschlossen, kann ggf. auch das Absperrventil am Anfang dieses Leitungsstranges im Tankmodul geschlossen werden, um ihn zu sichern. Im Fall eines plötzlichen Schadens, bliebe das übrige Treibstoffverteilungssystem unbehelligt. Da das Entlüftungsdruckgassystem im Tankmodul unabhängig von dem Tankbedrückungssystem arbeitet, kann der Gasdruck in ihm falls nötig variiert werden. Somit können die Antriebsmodule, die am Tankmodul verbleiben, weiterhin bei konstantem Druck mit Treibstoff versorgt werden, während das betroffene Antriebsmodul abgekoppelt wird.



Abb. 97: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung

Nach dem Entlüften wird das Drei-Wege-Ventil verschlossen und sperrt damit sowohl die Treibstoffals auch die Entlüftungsleitung. Der weitere Verlauf beim Entkoppeln des Antriebsmoduls entspricht dem bei modularen gasförmigen Einstoffantriebssystemen (Abb. 98). Beim erneuten Andocken eines Antriebsmoduls folgen nach dem Koppeln der Schnittstellen dieselben Verfahrensabläufe wie nach dem Start des modularen Satelliten.



Abb. 98: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entkoppeln/Koppeln

Vor dem Wiederbetanken des Tankmoduls mit Treibstoff, muss das Druckgas im Treibstofftank abgelassen werden. Ohne Ablassen des Druckgases, steigt beim Betanken der Druck im Treibstofftank. Somit muss vom Servicer mit zunehmendem Füllstand immer höherer Druck beim Betanken aufgebracht werden. Bei einem Entlüfteten des Treibstofftanks bleibt der Betankungsdruck dagegen während des gesamten Tankvorgangs konstant. Zum Entlüften des Treibstofftanks wird zunächst das Absperrventil hinter dem Druckminderer des Tankbedrückungssystems geschlossen. Die Absperrventile der Treibstoffleitungsstränge werden ebenfalls geschlossen. Anschließend wird das Absperrventil, das vom Tankbedrückungssystem zur Entlüftungsdüse im Bereich des Startadapters führt, geöffnet und das Druckgas aus dem Treibstofftank abgelassen (Abb. 99). Über dieselbe Entlüftungsdüse wird, falls nötig, auch das Druckgas des Entlüftungssystems im Tankmodul abgelassen.



Abb. 99: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Entlüftung des Treibstofftanks

Nach dem Entlüften des Tanks beginnt der eigentliche Betankungsvorgang. Die Absperrventile des Tankbedrückungssystems und der Treibstoffleitungsstränge bleiben weiterhin geschlossen. Nach dem Koppeln der Fill-and-Drain-FTI des Treibstoffsystems und dem anschließenden Dichtigkeitstest wird das Absperrventil hinter der Fill-and-Drain-FTI geöffnet und die Betankung beginnt (Abb. 100). Da durch die Dichtigkeitstests und die Entlüftung der FTI und der Tankmodule das Druckgassystem Gas



verliert, muss dieses ebenfalls wiederbetankt werden. Die Betankung des Druckgassystems erfolgt nach dem gleichen Verfahren wie bei modularen gasförmigen Einstoffantriebssystemen (Abb. 100).

Abb. 100: Fließschema flüssige Einstoffantriebssysteme - Wiederbetankung mit Treibstoff und Druckgas

5.2.3.5 Modulare Zweistoffantriebssysteme mit flüssigen fremdbedrückten Treibstoffen

Abschließend soll auf ein modulares Zweistoffantriebssystem mit flüssigen Treibstoffen eingegangen werden. Während bei Monopropellantantrieben der Treibstoff katalytisch verbrannt wird, werden bei Bipropellantantrieben Brennstoff (MMH) und Oxidator (MON) getrennt voneinander gelagert und separat dem Triebwerk zugeführt. Hier reagiert der Brennstoff hypergol mit dem Oxidator. Ein zusätzliches Zündsystem ist nicht erforderlich. Somit können mit diesen Triebwerken auch sehr kurze Pulszeiten realisiert werden. Der spezifische Impuls von Bipropellantantrieben ist mit 340 s signifikant höher als bei Monopropellant- (233 s) oder Kaltgasantrieben (74 s) jedoch um ein Vielfaches geringer als bei elektrischen Antrieben (>1000 s) [48]. Eine zukünftige Alternative für die vergleichsweise komplexen Zweistoffantriebssysteme bieten die in Kap. 3.1.3.2 diskutierten vorgemischten Treibstoffe auf Basis von Distickstoffmonoxid, die einen ähnlich hohen spezifischen Impuls aufweisen wie gängige lagerfähige Zweikomponententreibstoffe.

Abb. 101 zeigt das Antriebssystem des ExoMars Trace Gas Orbiter, der sich seit Oktober 2016 in einer Umlaufbahn um den Planeten Mars befindet. Primäre Aufgabe dieser Mission ist die Erforschung der Marsatmosphäre und hier insbesondere Spurengase wie Methan auf deren geologische oder biologische Ursache hin zu untersuchen [79].



Abb. 101: Antriebssystem des ExoMars Trace Gas Orbiter [78] [79]

Das Funktionsprinzip von Entlüftungssystem und Tankbedrückungssystem ist beim modularen Bipropellantantriebssystem dasselbe, wie beim modularen Monopropellantantriebssystem. Statt eines einzelnen Treibstofftanks beinhaltet das Tankmodul hier jeweils einen separaten Tank für Brennstoff und Oxidator. Das Tankbedrückungssystem muss somit zwei separate Tanks bedrücken. Wie in Abb. 101 zu sehen, werden auch bei klassischen Satelliten sowohl Brennstoff als auch Oxidator über denselben Druckminderer versorgt. Bei der Verwendung von MON und MMH haben, wie in Kap. 3.1.3.5 bereits beschrieben, die Tanks für Brennstoff und Oxidator die gleiche Größe.



Abb. 102: Fließschema Tankmodul modulares Bipropellantantriebssystem

Um Komplexität und Masse des Antriebssystems, und hier insbesondere des Tankmoduls, möglichst gering zu halten, wird die Anzahl der Schnittstellen auf das notwendige Minimum reduziert. Daher sind im Tankmodul des Bipropellantantriebssystems ebenso viele Fluid Transfer Interface verbaut wie in einem Monopropellantantriebssystem. Das bedeutet, dass jede Kopplungsfläche am Tankmodul jeweils nur über ein einzelnes Fluid Transfer Interface verfügt. Um die Antriebsmodule dennoch separat mit Brennstoff und Oxidator versorgen zu können, wird ein einfaches Merkmal bei der Triebwerksanordnung in geostationären Satelliten, dem Haupteinsatzgebiet für Satelliten mit bipropellantem Antriebssystem [48], genutzt. Die Triebwerke zur Bahn- und Lageregelung sind in den Ecken angeordnet (siehe Abb. 101 links oben), was einen geringen Treibstoffverbrauch zur Folge hat [77]. Abb. 103 zeigt die Prinzipskizze eines Tankmoduls für ein Zweistoffantriebssystem der Größe 2x2x4. Jede der vier großen Seitenflächen des Moduls bietet Platz für acht Standard-iBOSS-Module. Das Tankmodul verfügt über jeweils zwei separate Leitungsstränge für den Oxidator- und Brennstofftransfer, die zu den jeweils diagonal gegenüberliegenden Kanten des quaderförmigen Tankmoduls führen (Abb. 103 links). Das bedeutet, dass jeweils die diagonal gegenüberliegenden Kanten des Tankmoduls ausschließlich FTI für den Oxidatortransfer oder für den Brennstofftransfer beherbergen.



Abb. 103: Prinzipskizze Tankmodul des Zweistoffantriebssystems

Bezogen auf eine Seitenfläche des Tankmoduls folgt hieraus, dass sich auf einer Seite ausschließlich FTI für den Brennstofftransfer und auf der gegenüberliegenden Seite ausschließlich FTI für den Oxidatortransfer befinden (Abb. 103 rechts). Die Anordnung der FTI ist hierbei so gewählt, dass die Brennstoff-FTI und Oxidator-FTI in jeder Kontaktflächenebene versetzt zueinander angeordnet sind. Damit gleicht die Seitenfläche des Tankmoduls eines Zweistoffantriebssystems dem Tankmodul des Einstoffantriebssystems (vergleiche mit Abb. 77). Das Antriebsmodul eines Zweistoffantriebssystems enthält sowohl zwei Brennstoff-FTI als auch zwei Oxidator-FTI (Abb. 104). Dabei sind jeweils eine Brennstoff-FTI und eine Oxidator-FTI parallel übereinander angeordnet. Die somit entstanden FTI-Paare sind wiederum zwei orthogonal zueinanderstehenden Flächen des Antriebsmoduls zugeordnet. Oxidator-FTI und Brennstoff-FTI sind im Antriebsmodul übereinander angeordnet. Beide Brennstoff-FTI und beide Oxidator-FTI befinden sich dabei jeweils in derselben Ebene.



Abb. 104: Prinzipskizze Antriebsmodul eines modularen Zweistoffantriebssystems

Die symmetrische Anordnung der Triebwerke als Cluster entlang der Kante, die diagonal gegenüber der FTI-Flächen-Kante liegt, ermöglicht es, dasselbe Antriebsmodul an verschiedenen Stellen des Tankmoduls und damit des Satelliten anzukoppeln, wobei sich die Triebwerke stets an den Ecken bzw. Kanten des modularen Satelliten befinden (siehe hierzu auch Abb. 107). Die verbleibende Variable bei der Gestaltung des Antriebsmoduls ist damit der Schub der Triebwerke. Wie bei den Antriebsmodulen des Einstoffantriebssystems ist ein weiterer Vorteil dieser Bauweise, dass Antriebsmodule ggf. zwischen den Satelliten getauscht werden können. Ein endgültig ausgedienter (iBOSS-)Satellit kann damit als Ersatzantriebsmodulspender für andere modulare Satelliten verwendet werden.

Abb. 105 zeigt das Fließschema des Antriebsmoduls eines bipropellanten Antriebssystems. Zum besseren Verständnis sind hierin die FTI für Brennstoff- und Oxidatortransfer nicht wie in Abb. 104 übereinander, sondern nebeneinander dargestellt. Im Grunde genommen ähnelt das Fließschema dem des monoprollanten Antriebsmodul, mit der Ausnahme, dass jede Komponente (mit Ausnahme der Triebwerke) doppelt vorhanden ist.



Abb. 105: Fließschema Antriebsmodul bipropellantes Antriebssystem

Da, wie bereits beschrieben, in geostationären Satelliten die Triebwerke stets in den Ecken angeordnet sind, werden bei einem iBOSS-Satelliten zwei Antriebsmodule stets in einer Ebene nebeneinander angeordnet. Dadurch kann das Antriebsmodul, das mit dem Brennstoffstrang verbunden ist, das neben ihm liegende Antriebsmodul am Oxidatorstrang mit Brennstoff versorgen und umgekehrt (Abb. 106 und Abb. 107).



Abb. 106: Anordnung der Antriebsmodule am Tankmodul

In Abb. 108 ist das Fließschema eines modulares Treibstoffverteilungssystem für Zweistoffsysteme nach dem iBOSS-Konzept im Betriebsmodus zu sehen. Es zeigt zwei Antriebsmodule und einen Ausschnitt des Tankmoduls. Die beiden Antriebsmodule sind absolut baugleich. Es wurde lediglich das rechte Antriebsmodul gegenüber dem linken Modul um 90° im Uhrzeigersinn gedreht an das Tankmodul gekoppelt. In dem Fließschema ist der Oxidatorstrang dunkelblau dargestellt und der

Brennstoffkreislauf rot. Die gelben Elemente im Tankmodul gehören zum Entlüftungssystem. Wie zu erkennen, hat im linken Antriebsmodul ausschließlich die Oxidator-FTI eine Kopplung durchgeführt und ist mit dem Oxidatorstrang des Tankmoduls verbunden. Im rechten Antriebsmodul hingegen hat nur die Brennstoff-FTI eine Verbindung aufgebaut, mit den Brennstoffkreislauf des Tankmoduls. Die beiden Antriebsmodule sind untereinander sowohl im Brennstoffkreislauf als auch im Oxidatorstrang miteinander verbunden. Damit versorgt das linke Antriebsmodul das rechte Antriebsmodul mit Oxidator, während umgekehrt das rechte Antriebsmodul das linke Antriebsmodul mit Brennstoff versorgt (Abb. 107).



Abb. 107: CAD-Schema bipropellanter Antriebsmodule am Tankmodul

Der Weg, den Brennstoff und Oxidator in den Antriebsbausteinen nehmen, wird durch gesteuerte Absperrventile geregelt. Somit wird verhindert, dass die ungekoppelten Schnittstellen bedrückt werden. Muss nun eines der beiden verpaarten Antriebsmodule ausgetauscht werden, werden grundsätzlich beide Module komplett entlüftet. Die zeitliche Abfolge der Entlüftung von Brennstoffkreislauf und Oxidatorstrang wird dabei so gewählt, dass die über schubneutrale Düsen ausgetriebenen Flüssigkeiten nicht in Kontakt und damit in Reaktion zueinander treten können. Auch hier befinden sich die schubneutralen Düsen immer am Ende eines Kreislaufs, um sicherzustellen, dass nach dem Entlüften sowohl die zu entkoppelnden Schnittstellen als auch die Antriebsbausteine komplett entleert sind.



Abb. 108: Fließschema Ausschnitt eines modularen bipropellanten Antriebssystems

Mit der Ausnahme, dass im bipropellanten Antriebsmodul zwei Flüssigkeitstanks betankt, bedrückt und entlüftet werden müssen, sind die Abläufe der verschiedenen Modi im Tankmodul dieselben wie im Tankmodul des modularen monopropellanten Antriebssystems. Daher wird im Folgenden der Fokus auf die Abläufe in den miteinander verbundenen Antriebsmodulen gelegt. Abb. 108 zeigt das Fließschema der gekoppelten Antriebsmodule im Betriebsmodus (in Bezug auf Abb. 107 Ansicht von unten, von der Startadapterseite des Tankmoduls aus). Auf Grund der versetzten Anordnung der FTI für Brennstofftransfer gegenüber der FTI für Oxidatortransfer (siehe Abb. 103 und Abb. 106) ist das linke Antriebsmodul mit der Oxidatorseite des Tankmoduls verbunden, während das rechte Antriebsmodul mit der Brennstoffseite verbunden ist.

Da den beiden anderen, dem Tankmodul zugewandten, FTI statt einem Kopplungspartner die Wand des Tankmoduls gegenüber steht, können diese keine Verbindung eingehen. Die spezifische Bauweise der FTI verhindert dabei, dass bei einem irrtümlichen Kopplungsversuch sich die in den FTI befindlichen Kugelventile öffnen. Grund hierfür ist, dass die Verschlusshülse in diesem Fall schon die Tankmodulwand berührt, bevor sie Kontakt mit der Ventileinheit hat (siehe Abb. 21 rechts oben) und somit keine axiale Kraft auf die Stirnfläche der Ventilkappe wirkt. Zudem verhindern gesteuerte Absperrventile, dass Brennstoff bzw. Oxidator zu den ungekoppelten FTI fließen.

Zwischen den beiden Antriebsmodulen stehen sich die FTI des Brennstoffsystems und des Oxidatorsystems jeweils direkt gegenüber und können somit gekoppelt werden. Durch diese Verbindung fließt nun der Oxidator vom Tank über das linke Antriebsmodul in das rechte Antriebsmodul und Brennstoff vom Tank über das rechte Antriebsmodul in das linke Antriebsmodul. In Abb. 108 ist dabei zu erkennen, dass neben dem Transfer von Brennstoff bzw. Oxidator zwischen den Antriebsmodulen diese auch zu den jeweiligen Triebwerken in beiden Antriebsmodulen gelangen.







Abb. 109 zeigt das Fließschema des Dichtigkeitstests der gekoppelten Antriebsmodule. Die Bedrückung aller FTI-Verbindungen des Oxidatorsystems mit Helium erfolgt dabei von der Oxidator-FTI im Tankmodul aus, während das Brennstoffsystem der gekoppelten Antriebsmodule von Seiten der Brennstoff-FTI des Tankmoduls erfolgt. Beim Oxidatorsystem sind dabei im linken Antriebsmodul die Absperrventile beider FTI geöffnet. Somit kann das Helium sowohl in die gekoppelten FTI zwischen Tankmodul und Antriebsmodul als auch in die gekoppelten FTI zwischen den beiden Antriebsmodulen gelangen (Abb. 109 oben). Ist der Prüfdruck aufgebaut, werden alle Absperrventile und das Drei-Wege-Ventil im Tankmodul geschlossen (grau hinterlegt) und der Druck über einen festgelegten Zeitraum überwacht (siehe Dichtigkeitstest mittels Sensoren hierzu auch bei gasförmigen Einstoffantriebssystemen). Für den Dichtigkeitstest des Brennstoffsystems erfolgt das gleiche Verfahren von der Brennstoffseite des Tankmoduls aus (Abb. 109 unten). Der Druck im Entlüftungs-/Dichtigkeitssystem des Tankmoduls liegt dabei stets über den des Brennstoff- bzw. Oxidatorsystems. Hierdurch wird sichergestellt, dass die Verbindungen auch bei evtl. Druckspitzen (MEOP) dicht sind und außerdem wird verhindert, dass Brennstoff bzw. Oxidator in die Druckgasleitungen gelangen.

Nach erfolgreichen Dichtigkeitstests wird das Helium über die schubneutralen Düsen ausgestoßen. Hierzu bleiben die Drei-Wege-Ventile im Tankmodul geschlossen und die Absperrventile in den Antriebsmodulen werden geöffnet. Nach dem Ablassen des Heliums werden die Absperrventile vor den Entlüftungsventilen geschlossen und die Drei-Wege-Ventile öffnen die Verbindung zum Brennstoff- bzw. Oxidatorsystem im Tankmodul und verschließen gleichzeitig das jeweilige Entlüftungssystem.

Für das Entleeren der Oxidator- und Brennstoffstränge der gekoppelten FTI bzw. der Antriebsmodule wird mittels der Drei-Wege-Ventile im Tankmodul der Oxidator- bzw. Brennstofftransfer vom Tankmodul in die Antriebsmodule unterbrochen und stattdessen die Verbindung des Entlüftungssystems zu den Antriebsmodulen geöffnet. Anschließend werden die Absperrventile vor den Entlüftungsdüsen geöffnet und der Brennstoff bzw. Oxidator herausgepresst. Zum Bedrücken der Tanks, für die Dichtigkeitstests und zum Entlüften der FTI bzw. Antriebsmodule wird Helium verwendet, da das Edelgas nicht mit dem Brennstoff bzw. Oxidator reagiert. Wie im Fließschema in Abb. 110 dargestellt, erfolgt die Entlüftung des Oxidatorsystems (oben) und des Brennstoffsystems (unten) der gekoppelten Antriebsmodule sequenziell. Das bedeutet, dass Oxidator- und Brennstoff unmittelbar mit ausgestoßenem Oxidator in Kontakt gerät und spontan reagiert, was zu Schäden am Raumfahrzeug führen kann. Wie im Bild zu erkennen, wird durch die Positionierung der Entlüftungsdüsen an den Enden vom Oxidator- bzw. Brennstoffstrang sichergestellt, dass das Antriebsmodul vollständig entleert wird.





Abb. 110: Fließschema Entlüftung der gekoppelten Antriebsmodule im modularen bipropellanten Antriebssystem

Bei den modularen mono- und bipropellanten Antriebssystemen resultiert aus der Bauweise des Druckgassystems zur Tankbedrückung und Systementlüftung in Zusammenhang mit der für alle Antriebssysteme identischen Anordnung der FTI im Tankmodul ein besonderer Zusatzeffekt. Sowohl am mono- als auch bipropellanten Tankmodul können Kaltgasantriebsmodule montiert werden (Abb. 111). Dieser kleine Zusatznutzen ist z. B. dann von Vorteil, wenn das mono- bzw. bipropellante Antriebsmodul beschädigt ist und bis zum Eintreffen eines entsprechenden Ersatzmoduls zwingend eine schnelle Alternative gefunden werden muss. Eine weitere Anwendungsmöglichkeit ist das Deorbiting eines iBOSS-Satelliten, bei dem zum einen keine hochwertigen Module am Satelliten verbleiben sollen und zum anderen mit den Kaltgasantriebsmodulen und den verbleibenden Druckgasreserven (und vorher entleerten Treibstofftanks) das Deorbiting sicher durchgeführt werden kann. Die Drei-Wege-Ventile wirken dann in beiden Fällen wie die Absperrventile vor den FTI im Tankmodul der Einstoffantriebssysteme mit gasförmigen Treibstoffen. Bei diesem Behelfsantrieb werden dann die gleichen Betriebsmodi wie beim modularen Kaltgasantriebssystem angewendet.



Abb. 111: Fließschema Kaltgasantriebsmodul am Tankmodul eines monopropellanten Antriebssystems

6. Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde eine neuartige androgyne Treibstofftransferschnittstelle für die Betankung von Raumfahrzeugen und ihr Anwendungspotential für das On-Orbit-Servicing vorgestellt. Ursprünglich entwickelt für das Projekt iBOSS (<u>i</u>ntelligentes <u>B</u>aukastenkonzept für das On-<u>O</u>rbit-<u>S</u>atelliten-<u>S</u>ervicing), dient das Fluid Transfer Interface der Kopplung der verschiedenen Module eines Antriebssystems eines fraktionierten und im Orbit wartbaren Satelliten.

Hierzu wurde zunächst der weltweite Stand der Technik zur Wartbarkeit von Raumfahrzeugen im Allgemeinen und zu deren Wiederbetankung im Speziellen vorgestellt. Weiterhin wurde der gemeinsame Nachteil dieser Systeme zur Wiederbetankung von Satelliten im Weltall aufgezeigt. Mit dem androgynen Fluid Transfer Interface sollte eine Problemlösung für diesen Schwachpunkt entwickelt werden.

Das Fundament des Entwurfes bildeten die von dem Fluid Transfer Interface zu erfüllenden Randbedingungen. Hierbei wurden zwei Schwerpunkte ausführlicher betrachtet:

- 1. Die iBOSS-spezifischen Randbedingungen. Aus ihnen resultiert der von der FTI zu erfüllende Funktionsumfang und ihre Position bzw. Anordnung in den Modulen des Antriebssystems eines nach dem iBOSS-Konzept fraktionierten Satelliten.
- 2. Die treibstoffspezifischen Randbedingungen. Sie haben wesentlichen Einfluss auf die Auswahl der in der FTI verwendeten Materialien und deren Dimensionierung. Ausschlaggebend waren die verschiedenen Satellitenantriebssysteme. Berücksichtigt wurden sowohl aktuell eingesetzte als auch in der Entwicklung befindliche Treibstoffe. Letzteres ist für eine Anwendbarkeit der FTI in zukünftigen Antriebssystemen zwingend.

Anschließend wurden die Entwürfe der zwei Entwicklungsstufen des Fluid Transfer Interface vorgestellt und im Detail diskutiert. Das Hauptaugenmerk lag dabei auf der Darstellung und Analyse der konstruktiven Umsetzung der in den iBOSS-Randbedingungen geforderten Funktionen für das Fluid Transfer Interface. Die während der Vorbereitung und Durchführungen der experimentellen Untersuchungen an dem Modell 1 erkennbar gewordenen Schwächen des Entwurfes wurden bei der Entwicklung des Modell 2 behoben.

Wenn auch das Modell 1 die in den Randbedingungen geforderten Funktionalitäten teilweise nur in ihren Ansätzen erfüllte, wurden mit ihm bereits das Konzept einer neuartigen androgynen und wiederlösbaren Verschlusskupplung für den Transfer von Fluiden erfolgreich demonstriert. Mit dem Modell 2 wurde schließlich eine Lösung vorgestellt, die den gestellten Randbedingungen in weiten Teilen gerecht wurde.

Die Einhaltung der Randbedingungen durch die vorgestellten Konzepte des Fluid Transfer Interface wurde anhand umfassender Versuche mit Labormodellen für Drücke bis 10 MPa erfolgreich verifiziert. Diese experimentellen Untersuchungen unter irdischen Umgebungsbedingungen beinhalteten Versuche zur Verifikation der mechanischen Funktionen, Druck- und Dichtigkeitstests mit flüssigen (destilliertes Wasser) und gasförmigen (Pressluft) Medien sowie Fluidtransfertests zur Abbildung von Betankungsvorgängen und den Einfluss des Fluid Transfer Interface auf diese.

Die experimentellen Untersuchungen hatten dabei nicht den Nachweis der endgültigen Einsatztauglichkeit des Systems in einem Satelliten zum Ziel. Sie waren Teil des Entwicklungsprozesses und sollten mögliche Schwächen im Entwurf, bei den verwendeten Werkstoffe, bei der Fertigung und bei der Komponentenauswahl (insbesondere der Dichtungen) aufzeigen. Erkannte Schwächen wurden ausführlich analysiert und anschließend Lösungen erarbeitet, die in einer verbesserten Version des Fluid Transfer Interface umgesetzt wurden. Das Modell 2 stellt dabei nicht den Abschluss der Entwicklung des Fluid Transfer Interface dar. Auch hier wurde Verbesserungspotential erkannt und entsprechende Optimierungsstrategien für eine Weiterentwicklung des Fluid Transfer Interface zwecks Erreichung der Marktreife formuliert.

Neben den Ergebnissen der experimentellen Untersuchungen wurden hierfür auch die Erfahrungen bei Fertigung und Montage der Schnittstellen herangezogen. So konnte durch kleine Detailänderungen bei einzelnen Bauteilen (siehe Abb. 40 und Abb. 57) deren Fertigung deutlich vereinfacht und dadurch signifikante Verbesserungen bei der mechanischen Funktionalität und Zuverlässigkeit des Gesamtsystems erreicht werden. Die daraus resultierend verringerte Komplexität des Produktionsprozesses unterstreicht, zusammen mit der simplen und skalierbaren Mechanik, die Einfachheit des androgynen Fluid Transfer Interface.

Das Ergebnis war die Verifizierung des Konzeptes eines neuartigen androgynes Fluid Transfer Interface, mit dem die fluidführenden Leitungen eines Satellitenantriebssystems wiederlösbar verbunden werden können.

Zusätzlich wurden Variationen der Verschlusskupplung des Fluid Transfer Interface vorgestellt. Hierdurch erschließt sich für das Fluid Transfer Interface ein breites Anwendungsspektrum innerhalb und außerhalb der Raumfahrttechnik. So erlaubt die in Abb. 22 gezeigt Variante der Verschlusskupplung des Fluid Transfer Interface eine Verwendung als händisch zu bedienende Schnellkupplung z. B. in hydraulischen Anlagen oder Baumaschinen.

Da die Verschlusskupplung des Fluid Transfer Interface somit eine neue Problemlösung für die wiederholbare Verbindung von fluidführenden Leitungen darstellt, wurde sie national und international erfolgreich zum Patent angemeldet.

Als zweiter Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit wurden die Anwendungsmöglichkeiten des Fluid Transfer Interface beim On-Orbit-Servicing vorgestellt und diskutiert. Dazu wurde zwischen zwei grundlegenden Anwendungsszenarien unterschieden

- 1. Als Schnittstelle zwischen Servicer und Client zur Wiederbetankung von klassischen monolithischen Satelliten im Weltall.
- 2. Zur Verbindung der fluidführenden Module eines fraktionierten und im Weltall wartbaren Satelliten (z. B. zwecks Wiederbetankung, Reparatur, Modernisierung oder Rekonfiguration).

Die Betrachtungen zur Verwendung der FTI zwecks Betankung klassisch-monolithischer Satelliten erfolgten anhand von Fließschemata der Antriebssysteme existierender bzw. in der Entwicklung befindlicher Satelliten. Ziel war es, die notwendigen Änderungen im Antriebssystem eines klassischen Satelliten für eine Wiederbetankung mittels des Fluid Transfer Interface im Weltall darzustellen. Hierzu wurde sowohl die Client- als auch die Servicerseite betrachtet. Als Ausgangsbasis der Betrachtungen dienten Missionen, mit denen bereits erfolgreich einzelne Phasen des On-Orbit-Servicing im Weltall demonstriert wurden (Orbital Express und Mission Extension Vehicle).

Es folgte eine Analyse modularer und im Weltall wartbarer Satellitenantriebssysteme. Dazu wurden zunächst die verschiedenen Ansätze für die Fraktionierung eines Satelliten im Allgemeinen vorgestellt

und diskutiert. Das Hauptinteresse galt dabei der Modularisierungsebene (Subsystemebene, Funktionsebene, Komponentenebene und Bauteilebene), den resultierenden Auswirkungen auf die Modulschnittstellen und die damit einhergehende Komplexität des Wartungsvorgangs.

Anschließend wurden verschiedene Methoden für eine Adaption des Antriebssystems in einem modularen wartbaren Satelliten am Beispiel des iBOSS-Konzeptes vorgestellt und miteinander verglichen.

Infolgedessen wurden Konzepte zur Modularisierung der verschiedenen Typen von Satellitenantriebssystemen entwickelt und anhand von Fließschemata analysiert. Wesentlichen Einfluss hierauf hatte die Einbindung der FTI in und die aus der Fraktionierung resultierenden und von einem klassischen Satellitenantriebssystem abweichenden Betriebsmodi. Die Grundlage für letzteres war die Mission Orbital Express [82]. Das Ergebnis dieser Untersuchungen sind fundierte Lösungsansätze für fraktionierte Satellitenantriebssysteme, auf die bei der Entwicklung zukünftiger mittels On-Orbit-Servicing wartbarer Satelliten als Diskussionsgrundlage aufgebaut werden kann.

Im nächsten Schritt muss die Marktreife des Fluid Transfer Interface selbst erreicht werden. Dies beinhaltet neben der Umsetzung der für das Modell 2 angegebenen Optimierungsmaßnahmen auch die Durchführung ausführlicher Tests unter Einsatzbedingungen (z. B. Thermal-Vakuum-Tests, Schüttel- und Schocktests, Berstdruckprüfungen, etc.). Zweitens müssen die Komponenten klassischer Satellitenantriebs- bzw. Treibstoffverteilungssysteme auf ihre Anwendbarkeit in ihren modularen Gegenstücken hin untersucht bzw. dahingehend adaptiert oder komplett neu entwickelt werden. Die in der vorliegenden Arbeit präsentierten Lösungsvorschläge für modulare Satellitenantriebsysteme dienen dabei zur Formulierung der beim Entwicklungsprozess zu berücksichtigenden Randbedingungen.

Unabhängig von der Umsetzung der hier bsprochenen Konzepte zur Wiederbetankung modularer oder nicht-modularer Satelliten, soll die vorliegende Arbeit einen wertvollen Beitrag für die Entwicklung zukünftiger Betankungssysteme für Raumfahrzeuge liefern. Auf Grund der hohen Adaptivität des Fluid Transfer Interface muss sich dieser Beitrag jedoch nicht ausschließlich auf die Raumfahrt beschränken, sondern kann auch bei der Lösungsfindung in anderen Anwendungsgebieten der Fluidtransfertechnik wichtige Erkenntnisse liefern. Die weitreichenden und fortgeschrittenen Patentierungsmaßnahmen (Patente in Deutschland, Europa, den USA und China wurden zuerkannt bzw. befinden sich in der Veröffentlichungsphase) sollen diesen von der Technischen Universität Berlin geleisteten Beitrag zum On-Orbit-Servicing von Raumfahrzeugen im Allgemeinen und der Wiederbetankung von Raumfahrzeugen im Speziellen abbilden.

7. Literaturverzeichnis

- [1]. "On-Orbit Satellite Servicing Study Project Report"; National Aeronautics and Space Administration; Goddard Space Flight Center; October 2010
- [2]. Ziaei M. (2007): "Anpassungsfähige kontinuierliche Innen- und Außenkonturen für form- und reibschlüssige Verbindungen auf Basis der komplexen Zykloiden", In: VDI-Berichte Nr. 2004, S. 277-294
- [3]. J.G.WEISSER SÖHNE GmbH & Co.KG (2019): Online im Internet unter <u>https://www.weisser-web.com/technologiekompetenz/unrunddrehen.html</u> (10.05.2019)
- [4]. Selzer M., Ziaei M. (2016): "Zykloiden höherer Stufe Alternative für formschlüssige Welle-Nabe-Verbindungen Teil 1" In: antriebstechnik Nr. 10 Oktober 2016, S. 100-105
- [5]. Selzer M., Ziaei M. (2017): "Zykloiden höherer Stufe Alternative für formschlüssige Welle-Nabe-Verbindungen Teil 2" In: antriebstechnik Nr. 3 März 2017, S. 66-73
- [6]. Rotenberger S., SooHoo D., Abraham G. (2008): "Orbital Express fluid transfer demonstration system" In: Proc of SPIE Vol. 6958, 695808-1 695808-9
- [7]. Kortmann M., Rühl S., Weise J. et al. (2015): "Building Block-Based "BOSS" Approach: Fully Modular Systems with Standard Interface to Enhance Future Satellites", IAC-15.D3.1.3, 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 12-16 October 2015
- [8]. Riesselmann J., Wüstenberg P., Weise J. (2017): "Lightly Loaded Reusable Thermal Interface for Space Applications", IAC-17-C2.8.9, 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, 25-29 September 2017
- [9]. Kohfeldt A., Weise J. (2017): "Energy Transmission on a Modular Satellite", IAC-17-C3.3.8, 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, 25-29 September 2017
- [10]. Kortmann M., Meinert T., Dafnis A., Schroeder K.-U. (2017): "Multifunctional Interface for Modular Satellite Systems with Robotic Servicing Capabilities", IAC-17-D1.6.8, 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, 25-29 September 2017
- [11]. Riesselmann J. (2018): "Manufacturing of a lightly loaded reusable Thermal Interface for space applications", IAC-18-C2.8.8, 69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 1-5 October 2018
- [12]. Kohfeldt A. (2018): "Energy Distribution System on a modular satellite", IAC-18-C3.3.11, 69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 1-5 October 2018
- [13]. Kortmann M. (2018): "Design and Qualification of a Multifunctional Interface for Modular Satellite Systems", IAC-18-D1.2.12, 69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 1-5 October 2018
- [14]. Tham D. (2018): "A reconfigurable communication architecture for modular satellites", IAC-18-D3.3.6, 69th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, 1-5 October 2018
- [15]. Portree D.S.F. (1995): "Mir Hardware Heritage", NASA Reference Publication 1357, Johnson Space Center Reference Series, March 1995
- [16]. Dressler G., Joseph G., Behrens H., Asato D., Carlson R. (2001): "Compton Gamma Ray Observatory: Lessons Learned in Propulsion", AIAA 2001-3631, 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Salt Lake City, Utah, 8-11 July 2001
- [17]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://www.nasa.gov/content/progress-docking-</u> mechanism (23.05.2019)
- [18]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://www.nasa.gov/content/soyuz-tma-11m-just-after-separation-0</u> (24.05.2019)
- [19]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://images.nasa.gov/details-iss020e016484.html</u> (24.05.2019)
- [20]. NASA (2019): Online im Internet unter https://asd.gsfc.nasa.gov/archive/sm3b/gallery/images/mission5.html (03.06.2019)
- [21]. NASA (2019): online im Internet unter <u>https://asd.gsfc.nasa.gov/archive/hubble/missions/sm4.html</u> (04.06.2019)
- [22]. Space Telescope Science Institute (2019): Online im Internet unter <u>http://hubblesite.org/images/spacecraft</u> (04.06.2019)
- [23]. Ellerbrock, H. (2013): ",Space Propulsion Chemical Monopropellant Thruster Family 1N, 20N, 400N and Heritage Thruster", Airbus Defence and Space Systems Propulsion, Robert-Koch-Straße 1, 82024 Taufkirchen, Germany, 2013
- [24]. "PTFE Seal Design Guide"; Parker Hannifin Corporation, Advanced Products NV, Boom Belgium, May 2011
- [25]. McGuire J. (2012): "Robotic Refueling Mission: Paving the Way for In-Space Robotic Refueling and Repair", The Second International Workshop On On-Orbit Satellite Servicing, Goddard Space Flight Center, May 30th 2012
- [26]. (2016): "protecting space missions THE CHALLENGE OF SPACE DEBRIS", An ESA Communications Production, European Space Agency 2016
- [27]. UCS (Union of Concerned Scientists) (2020): "UCS Satellite Database", Online im Internet unter https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database (30.06.2020)
- [28]. Esper J. (2005): "Modular, Adaptive, Reconfigurable Systems: Technology for Sustainable, Reliable, Effective, and Affordable Space Exploration", Space Technology and Applications International Forum – Staif 2005, Albuquerque, New Mexico, USA, 13-17 February 2005
- [29]. "Space Shuttle Mission STS-511", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, August 1985; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [30]. "Space Shuttle Mission STS-49", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, May 1992; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [31]. "Space Shuttle Mission STS-51A", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, April 1985; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [32]. "Space Shuttle Mission STS-31", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, April 1990; abgerufen im Internet unter

<u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)

- [33]. "Space Shuttle Mission STS-61", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, December 1993; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [34]. "Space Shuttle Mission STS-82", National Aeronautics and Space Administration, Press Kit, February 1997; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [35]. "STS-103 Space Shuttle Presskit Refining the Hubble Space Telescope's View of the Univers", National Aeronautics and Space Administration, Updated November 24, 1999; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [36]. "STS-109 Rejuvenating the World's Greatest Observatory", National Aeronautics and Space Administration, Updated February 14, 2001; abgerufen im Internet unter <u>https://historycollection.jsc.nasa.gov/JSCHistoryPortal/history/shuttle_pk/all_pk.htm</u> (15.10.2019)
- [37]. "Hubble Space Telescope Servicing Mission 4 Media Reference Guide", National Aeronautics and Space Administration; abgerufen im Internet unter <u>https://asd.gsfc.nasa.gov/archive/hubble/missions/sm4.html</u> (15.10.2019)
- [38]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://www.nasa.gov/feature/facts-and-figures</u> (17.10.2019)
- [39]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://www.nasa.gov/mission_pages/station/spacewalks/</u> (17.10.2019)
- [40]. NASA (2019): Online im Internet unter <u>https://www.nasa.gov/mission_pages/station/structure/elements/space-station-assembly</u> (17.10.2019)
- [41]. National Aeronautics and Space Administration, Office of Inspector General (2014): "Extending the Operational Life of the International Space Station Until 2024", Office of Audits, Audit Report, Report No. IG-14-031, September 18, 2014
- [42]. Oda M. (2000): "Summary of NASDA's ETS-VII robot satellite mission", In: Journal of Robotics and Mechatronics Vol.12 No.4, S. 417-424, 2000
- [43]. Medina A., Solway N., Paraskevas I., Krenn R., Brito A., Vidal C., Aziz S., et al (2015): "Towards a standardized grasping and refuelling on-orbit servicing for geo spacecraft", IAC-15-D1.2.11, 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel, 2015
- [44]. Neumann M. (2019): "Robotic Refueling Mission 3 Enabling In-Space Servicing and Advancing Exploration Technologies", 2019 ISS R&D Conference, NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, August 1, 2019
- [45]. Cassidy J. (2017): "NASA Satellite Servicing", In-Space Inspection Workshop, NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, January 31, 2017

- [46]. McGuire J. (2012): "Robotic Refueling Mission: Paving the Way for In-Space Robotic Refueling and Repair", The Second International Workshop On On-Orbit Satellite Servicing, NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, May 30th, 2012
- [47]. Reed B. (2019): "Satellite Servicing, Assembly and Manufacturing Update: Restore-L and IRMA", NAC Technology, Innovation and Engineering Committee Meeting, NASA Goddard Space Flight Center, Maryland, USA, April 30, 2019
- [48]. Ley W., Wittmann K., Hallmann W. (2019): "Handbuch der Raumfahrttechnik", 5. Aktualisierte und erweiterte Auflage, Carl Hanser Verlag, München 2019
- [49]. Fazio N., Gabriel S. B., Golosnoy I. O. (2018): "Alternative Propellants for Gridded Ion Engines", SP2018_00102, Space Propulsion Conference 2018, Seville, Spain, 14-18 May 2018
- [50]. Sutton G. P., Biblarz O. (2010): "Rocket Propulsion Elements", 8th Edition, JOHN WILEY & SONS, INC., Hoboken, New Jersey, USA, 2010
- [51]. Dinardi A. (2012): "High Performance Green Propulsion (HPGP): A Flight-Proven Capability and Cost Game-Changer for Small and Secondary Satellites", 26th AIAA/USU Small Satellite Conference, Utah State University, Logan, Utah, USA, 13-16 August 2012
- [52]. Negri M. (2015): "Replacement of Hydrazine: Overview and First Result of the H2020 Project Rheform", 6th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Krakow, Poland, 29 June - 3 July 2015
- [53]. Larson A., Wingborg N. (2011): "Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (AND)", Advances in Spacecraft Technologies, Hall J. (Ed.), ISBN: 978-953-307-551-8, InTech, Available from: <u>http://www.intechopen.com/books/advances-in-spacecraft-technologies/green-</u> propellants-based-onammonium-dinitramide-adn
- [54]. Hawkins T. W., Brand A. J., McKay M. B., Tinnirello M. (2011): "REDUCED TOXICITY, HIGH PERFORMANCE MONOPROPELLANT AT THE U.S. AIR FORCE RESEARCH LABORATORY ", Green Propellant Workshop, Sweden, 12-15 Sep 2011
- [55]. Tanaka N., Matsuo T., Furukawa K., Nishida M., Suemori S., Yasutake A. (2011): "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control Systems", Mitsubishi Heavy Industries Technical Review Vol. 48 No. 4, December 2011
- [56]. Mungas G., Fisher D. J., Mungas C., Carryer B. (2015): "Nitrous Oxide Fuel Blend Monopropellants", Pub. No.: US 2009/0133788 A1, Pub. Date: May 28, 2009
- [57]. Ciezki H. K., Zhukov V., Werling L., Kirchberger C., Naumann C., Friess M., Riedel U. (2019): "Advanced Propellants for Space Propulsion – A Task within the DLR Interdisciplinary Project "Future Fuels"", 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid, Spain, 1 - 4 July 2019
- [58]. Werling L., Lauck F., Freudemann D., Weber N., Ciezki H., Schlechtriem S. (2017): "Experimental investigation of the ignition, flame propagation and flashback behaviour of a premixed green propellant consisting of N₂O and C₂H₄", 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Milan, Italy, 3 6 July 2017
- [59]. Micci M. M., Ketsdever A.D. (2000): "Micropropulsion for small spacecraft", Progress in Astronautics and Aeronautics Vol. 187, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000

- [60]. Parissenti G., Koch N., Pavarin D., Ahedo E., Katsonis K., Scortecci F., Pessana M. (2010): "NON CONVENTIONAL PROPELLANTS FOR ELECTRIC PROPULSION APPLICATIONS", Space Propulsion Conference 2010, San Sebastian, Spain, 3 - 6 May 2010
- [61]. Infed F., Rath M., et al. (2017): "Gridded Ion Engine Standardised Electric Propulsion Platforms", IEPC-2017-552, 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, 8 - 12 October 2017
- [62]. Tam W. H., Jackson A. C., Nishida E., Kasai Y., Tsujihata A., Kajiwara K. (2000): "Design and Manufacture of the ETS VIII Xenon Tank", AIAA-2000-3677, 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Huntsville, Alabama, USA, 16 - 19 July 2000
- [63]. MT Aerospace Spacecraft Propellant Tanks (2020): Online im Internet unter <u>https://www.mt-aerospace.de/downloadcenter.html</u> (03.03.2020)
- [64]. Naclerio S., Avezuela R., et al. (2010): "Development of a Propellant Supply Assembly for Small GEO", Space Propulsion Conference 2010, San Sebastian, Spain, 3 6 May 2010
- [65]. Corey R. L.,Pidgeon D. J. (2009): "Electric Propulsion at Space Systems/Loral", IEPC-2009-270, 31st International Electric Propulsion Conference, University of Michigan, USA, 20 - 24 September 2009
- [66]. Lorand A., Duchemin O., Cornu N. (2011): "Next Generation of Thruster Module Assembly (TMA-NG)", IEPC-2011-201, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11 - 15 September 2011
- [67]. Lyszyk M., Baubias P.-P., Naulin A., Pin R., Lecardonnel L. (2011): "XPS Plasma Propulsion System on AlphaBus", IEPC-2011-118, 32nd International Electric Propulsion Conference, Wiesbaden, Germany, 11 - 15 September 2011
- [68]. Usbeck T., Wohlfart J., Schelkle M. (2004): "A FLEXIBLE COLD GAS PROPULSION SYSTEM CONCEPT FOR DIFFERENT SPACE APPLICATIONS", Proceedings of the 4th International Spacecraft Propulsion Conference (ESA SP-555, October 2004), Cagliari, Sardinia, Italy, 2 - 4 June 2004
- [69]. Lyszyk M., Lecardonnel L. (2007): "Thales Alenia Space Experience on Plasma Propulsion" IEPC-2007-301, 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, 17 - 20 September 2007
- [70]. Porst J.-P., Soto A., Herty F., Scholze F., et al. (2017): "The RIT 2X propulsion system: current development status", IEPC-2017-505, 35th International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, USA, October 8-12, 2017
- [71]. "EDB Fakel Stationary Plasma Thrusters" (2020): online im Internet unter <u>https://fakel-</u> russia.com/images/gallery/produczia/%D0%A1%D0%9F%D0%94_%D0%B8%D0%BD%D0%B3%D0 %BB.pdf (22.04.20020)
- [72]. (2014): "VACCO SPACE Xenon Flow Control Module 09510000-01", Produktdatenblatt, July 2014, online im Internet unter https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/Flow Control Modules 0714.pdf (23.04.2020)
- [73]. (2014): "VACCO SPACE Smart Flow Control Module 13025000-01", Produktdatenblatt, July 2014, online im Internet unter <u>https://www.vacco.com/images/uploads/pdfs/Flow Control Modules 0714.pdf</u> (23.04.2020)
- [74]. Airbus Defence and Space (2018): "PPU for Electric Propulsion Power Processing Unit for gridded ion thrusters", Produktdatenblatt, 2018, online im Internet unter

<u>https://spaceequipment.airbusdefenceandspace.com/power/electric-propulsion-electronics/power-processing-unit/</u> (23.04.2020)

- [75]. De Tata M., Demaire A., Kutufa N., et al. (2013): "SGEO Electric Propulsion Development Status and Future Opportunities", IEPC-2013-144, 33rd International Electric Propulsion Conference, The George Washington University, USA, October 6-10, 2013
- [76]. Spores R. A., Masse R., Kimbrel S., McLean C. (2014): "GPIM AF-M315E Propulsion System", AIAA 2014-3482, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cleveland, Ohio, USA, July 28-30, 2014
- [77]. Feng J., Wang Z. (2020): "GEO Satellite Thruster Configuration and Optimization", Journal of Harbin Institute of Technology (New Series), Vol. 27, No. 1, 2020
- [78]. (2019): "ORBITAL PROPULSION EXPERIENCE AND CAPABILITIES", HERA Mission Industry Day, ESTEC, 04.02.2019
- [79]. Online im Internet unter <u>https://spaceflight101.com/exomars/trace-gas-orbiter/</u>(31.05.2020)
- [80]. Boeing Company (2007): "Orbital Express Program Summary and Flight Results", AIAA Space 2007 Conference and Exposition, Long Beach, CA, USA, 19-20 September, 2007
- [81]. Clark S. (2020): "Two commercial satellites link up in space for first time", February 26, 2020; Online im Internet unter <u>https://spaceflightnow.com/2020/02/26/two-commercial-satellites-link-up-in-space-for-first-time/</u> (11.06.2020)
- [82]. Dipprey N. F., Rotenberger S. J. (2003): "Orbital Express Propellant Resupply Servicing", 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, Huntsville, Alabama,USA, July 20-23, 2003
- [83]. Aerojet Rocketdyne (2020): "In-Space Propulsion Data Sheets", Redmond, Washington, USA, April 8, 2020; Online im Internet unter <u>https://www.rocket.com/sites/default/files/documents/In-</u> <u>Space%20Data%20Sheets%204.8.20.pdf</u> (16.06.2020)
- [84]. Reed B. B. (2016): "The Restore-L Servicing Mission", Presented to the NAC Technology, Innovation and Engineering Committee, March 29, 2016
- [85]. "OSAM-1, On-Orbit Servicing, Assembly and Manufacturing Mission"; Online im Internet unter <u>https://nexis.gsfc.nasa.gov/osam-1.html</u> (19.06.2020)
- [86]. NASA (2015): "REFERENCE GUIDE TO THE INTERNATIONAL SPACE STATION", Utilization Edition September 2015, National Aeronautics and Space Administration, Johnson Space Center, Huston, Texas, USA, September, 2015
- [87]. Online im Internet unter <u>https://space.skyrocket.de/doc_sdat/mlm.htm</u> (27.06.2020)
- [88]. Parker Hannifin Corporation (2011): "PTFE Seal Design Guide", Online im Internet unter <u>https://www.parker.com/literature/Packing/Packing%20-%20Literature/Catalog_PTFE-</u> <u>Seals_PDE3354-GB_1103.pdf</u> (29.06.2020)
- [89]. Schäfer M. (2004): "Analyse und Beschreibung des Innengewindefertigungsverfahrens Gewindefurchen auf Basis eines Modellversuchs", Dissertation im Fachbereich Maschinenbau der Universität Kassel, Kassel 28 Mai, 2004
- [90]. Online im Internet unter <u>https://www.pt-b.de/dlc/dlcpro.html</u> (29.06.2020)

- [91]. MOOG (2019): "Electric Propulsion Thruster Gimbal Assemblys (TGA)", MOOG Space and Defence Group 2019, Online im Internet unter <u>https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space Defense/spaceliterature/spacecra</u> ft_mechanisms/moog-electric-propulsion-thruster-gimbal-assemblies-datasheet.pdf (29.06.2020)
- [92]. Jaeger T., Mirczak W., Crandall B. (2016): "CELLULARIZED SATELLITES INITIAL EXPERIMENTS AND THE PATH FORWARD", 32nd Space Symposium, Colorado Springs, Colorado, USA, April 11-14, 2016
- [93]. Gough E. (2019): "Extending the life of geosynchronous satellites", Online im Internet unter https://phys.org/news/2019-10-life-geosynchronous-satellites.html (25.10.2019)
- [94]. Igus "Der Chemie- und Temperaturspezialist iglidur x", Online im Internet unter <u>https://www.igus.de/contentData/Products/Downloads/iglidur X DEde.pdf</u> (30.06.2020)
- [95]. STEELTEC GROUP (2016): "STEELTEC ETG 88/100" Online im Internet unter https://www.steeltec- group.ch/fileadmin/files/steeltec.ch/Daten/Broschueren/stg produktprosp ekt ETG88-100 DE 1-seitig web.pdf (30.06.2020)
- [96]. Datenblatt Durchflussmesser, Online im Internet unter <u>https://www.btflowmeter.com/fileadmin/PDF/Volumenzaehler/97478873-VZS-003-VA.pdf</u> (30.06.2020)
- [97]. Online im Internet unter <u>http://unrunddrehen.de/ictt/verfahren/index.html</u> (30.06.2020)
- [98]. HARWIN: "The difference between THT and SMT", Online im Internet unter <u>https://cdn.harwin.com/pdfs/Harwin Article The difference between THT and SMT.pdf</u> (30.06.2020)
- [99]. Gunter's Space Page (2020): "Orbital Launches of 2020", Online im Internet unter <u>https://space.skyrocket.de/doc_chr/lau2020.htm</u> (30.06.2020)
- [100]. Conn L. (2020): "Calls for Space Tracking Increase", SatMagazine, Worldwide Satellite Magazine, May 2020, Satnews Publishers, 800 Siesta Way, Sonoma, CA, 95476 USA
- [101]. Offenlegungsschrift des Deutschen Patent- und Markenamt vom 18.01.2018; Veröffentlichungsnummer DE 10 2016 213 094 A1; Bezeichnung: "Verschlusskupplung"; Anmelder: Technische Universität Berlin; Erfinder: Dornburg, L.; Anmeldetag: 18.07.2016
- [102]. Europäische Patentschrift des Europäischen Patentamt vom 24.06.2020; Veröffentlichungsnummer: EP 3 485 192 B1; Bezeichnung: "Verschlusskupplung"; Patentinhaber: Technische Universität Berlin; Erfinder: Dornburg, L.; Veröffentlichungstag und Bekanntmachung des Hinweises auf Patenterteilung: 24.06.2020, Patentblatt 2020/26
- [103]. Faber D. (2019): "The Orbit Fab Roadmap for On-Orbit Fuel Supply", Future In-Space Operations (FISO) Telecon Presentations, Februrary 6, 2019; Online im Internet unter <u>http://fiso.spiritastro.net/telecon/Faber 2-6-19/Faber 2-6-19.pdf</u> (30.06.2020)
- [104]. Orbit Fab (2020): Rapidly Attachable Fluid Transfer Interface Fact Sheet; Online im Internet unter <u>https://www.orbitfab.space/products</u> (30.06.2020)
- [105]. Patent Application Publication 05.11.2020; Pub. No.: US 2020/0347977 A1; LOCKING COUPLING; Applicant: Technische Universität Berlin; Inventor: Dornburg, L.; Pub. Date: Nov. 5, 2020
- [106]. (2008): "Space engineering Structural design and verification of pressurized hardware"; ECSS-E-ST-32-02C Rev.1, EUROPEAN COOPERATION FOR SPACE STANDARDIZATION, ECSS Secretariat, ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, 15 November 2008