

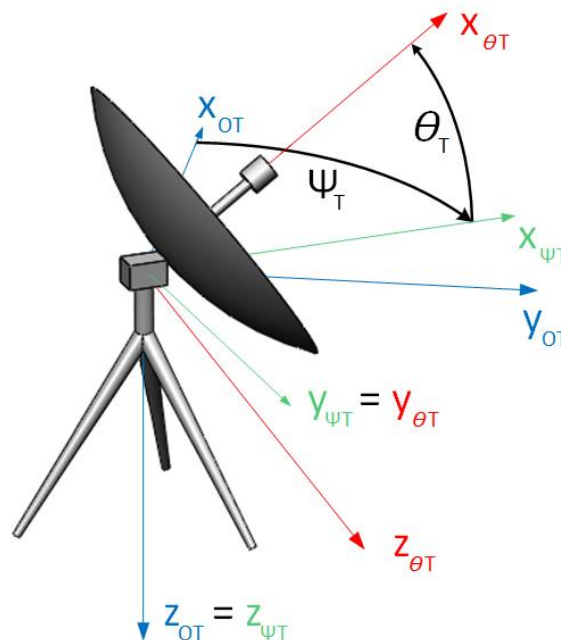
Semesterarbeit

Entwicklung und Konstruktion einer transportablen Nachführvorrichtung als Bestandteil einer mobilen Bodenstation für Raketenstarts und Drohnenflüge

LRT-SA 2015/13

Autor:

Andreas Bernhard Lindner



Betreuer:

Dipl.-Ing. Martin Dziura
Lehrstuhl für Raumfahrttechnik / Institute of Astronautics
Technische Universität München

Entwicklung und Konstruktion einer transportablen
Nachführvorrichtung als Bestandteil einer mobilen Bodenstation für
Raketenstarts und Drohnenflüge
Andreas Bernhard Lindner



Zusammenfassung

Das Ziel und Thema dieser Semesterarbeit ist die Konzeption eines automatisierten Systems („Tracker“) zur Nachführung direkter Antennen, welche bei relativ zur Sendeleistung gesehen hohen Übertragungsdistanzen zwischen Bodenstation und einem Flugkörper erforderlich sind.

Angestoßen wurde die Entwicklung eines solchen Systems im Rahmen der Teilnahme der Wissenschaftlichen Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt (WARR) am vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ausgeschriebenem Studentischen Experimental-Raketenprogramm (STERN). Zudem wurde Interesse an einer Integration in den Systemkomplex Demonstrator UAV-Bewaffnung (DUB) des Lehrstuhls für Luftfahrtsysteme (LLS) an der TU-München bekundet. Der Tracker soll damit in der Lage sein, sowohl eine Experimentalrakete mit einer Gipfelhöhe von über 15 km-, als auch ein UAV außerhalb der Sichtweite zu verfolgen.

Das für die Konzeption und den anschließenden CAD-Entwurf des Systems erstellte Lastenheft setzt sich aus den Anforderungen seitens des STERN- und DUB-Projekts zusammen, sowie weiteren generischen Randbedingungen. Eine zentrale Rolle spielt dabei die erforderliche Dynamik der Aktuatoren, welche mittels eines MATLAB-Berechnungsmodells bestimmt wird und das unter anderem den Einfluss von aerodynamischen Kräften aus der Windanströmung beinhaltet. Der Systementwurf geschieht anschließend in mehreren Schritten, die das System immer genauer definieren.

Am Ende der Arbeit steht der Hardwareentwurf, von dem ausgehend die Beschaffung der Subsystemkomponenten und Halbzeuge zur Fertigung erfolgen kann. Darüber hinaus wird der Berechnungsweg der Trackinglösung hergeleitet und anhand eines Simulink Modells verifiziert, womit nach Abschluss der Arbeit die softwareseitige Implementierung gestartet werden kann.

Abstract

The aim and topic of this semesters' thesis is the conception of a system ("tracker") that automatically aims directive antennas, which are required for long-distance data links between a ground station and an aircraft or missile.

The development has been proposed during the Scientific Work Group for Rocketry and Spaceflight's (WARR) work on the Student's Experimental-Rocketry Program (STERN) initiated by the German Aerospace Center (DLR). Furthermore, the Institute of Aircraft Design (LLS) of the Technical University of Munich has expressed interest in integrating such a system into the Demonstrator for UAV Armament (DUB) complex. The system shall therefore be able to track both a rocket with an apogee of 15 km and a UAV flying beyond visual range.

For the conception and the subsequent CAD design of the system, the demands from the STERN- and DUB-project, as well as generic boundary conditions, are evaluated and lead to a detailed requirements specification. One of its main aspects are the required actuator dynamics, which are examined by implementing a MATLAB-model that accounts for different forces, including – for example – wind aerodynamics. After that, the system is designed in a step-by-step fashion, thereby reducing the level of abstraction.

This ultimately leads to a hardware design, which allows the procurement of subsystem components and materials for manufacturing. Furthermore, the calculation of the tracking solution is derived and verified using a Simulink-model. The results can be used for software implementation, which is not within the scope of this thesis.

Inhaltsangabe

ZUSAMMENFASSUNG	III
ABSTRACT	IV
ABBILDUNGSVERZEICHNIS	VII
TABELLENVERZEICHNIS	IX
SYMBOLE UND FORMELZEICHEN	X
ABKÜRZUNGEN	XI
1 EINLEITUNG	1
1.1 Hintergrund und Motivation	1
1.1.1 STERN Programm und zukünftige Projekte der WARR	1
1.1.2 Demonstrator UAV Bewaffnung (DUB) des LLS	2
1.1.3 Funktionsprinzip eines Trackers	2
1.2 Stand der Technik	4
1.2.1 Hardware	4
1.2.2 Trackingverfahren	8
1.3 Ziele dieser Arbeit	9
1.4 Abgrenzung	9
1.5 Aufbau und Vorgehensweise	9
2 ANFORDERUNGEN UND RAHMENBEDINGUNGEN	11
2.1 Anforderungserhebung	11
2.1.1 Umwelt- und Einsatzbedingungen	11
2.1.2 Operationelle Anforderungen und Schnittstellen	14
2.1.3 Anforderungen an die Aktuatorik	16
2.1.4 Anforderungen bei der Umsetzung	25
2.2 Lastenheft	25
2.3 Schlussfolgerung	28
3 KONZEPTION DER SYSTEMARCHITEKTUR	30
3.1 Systemebene 0	30
3.1.1 Trackingverfahren (Ebene 0)	30

3.1.2	Systemdiagramm Hardware (Ebene 0)	32
3.2	Systemebene 1	33
3.2.1	Auswahl der Aktuatorik	33
3.2.2	Auswahl der Sensorik	40
3.2.3	Auswahl der Recheneinheit	42
3.2.4	Auswahl der Kommunikationskomponenten	44
3.2.5	Auswahl der Trackerbauweise	46
3.2.6	Auswahl der Nutzlastschnittstelle und des Stativs	48
3.2.7	Auswahl der elektrischen Steckverbindungen	49
3.2.8	Auswahl des Hauptschalters	52
3.2.9	Systemdiagramm Hardware (Ebene 1)	52
3.3	Kostenaufstellung Subsystemkomponenten	55
4	IMPLEMENTIERUNG	57
4.1	Aufsteckmodul für die Recheneinheit	57
4.2	Base-Assembly	60
4.3	Azimut-Assembly	62
4.4	Elevation-Assembly	67
4.5	Gesamtsystem	68
4.6	Kostenaufstellung Struktur und weitere Komponenten	70
5	VERIFIKATION DES GESAMTSYSTEMS	73
5.1	Nicht erfüllte Anforderungen	76
5.2	Noch zu verifizierende Anforderungen	76
6	ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK	77
A	ANHANG	79
A.1	Literaturverzeichnis	79
A.2	Simulink-Modell (Berechnung der Trackinglösung)	85
A.3	Kostenaufstellung (Gesamt)	86
A.4	Fertigungszeichnungen	89

Abbildungsverzeichnis

Abb. 1–1: CAD-Rendering der WARR Ex-3.....	1
Abb. 1–2: IMPULLS UAV (links) und Flugkörperdemonstrator (rechts) [3].....	2
Abb. 1–3: Koordinatensysteme und Transformationswinkel am Tracker.....	3
Abb. 1–4: Servocity PT785-S von Robotzone LLC [6].....	4
Abb. 1–5: ScorpionX MX-64 Turret von TrossenRobotics [8].....	5
Abb. 1–6: Servocity MPT1100-SS von Robotzone LLC [10].....	5
Abb. 1–7: „Rocket Tracks“ von PSAS [11].....	6
Abb. 1–8: Systemarchitektur des „Rocket Tracks“ von PSAS [11].....	6
Abb. 1–9: Systeme von Chess Dynamics [17], WTW Anlagenbau [18] und B2 Security Systems [19].....	7
Abb. 1–10: Trackingeinheit des VECTOR Experiments [20].....	7
Abb. 1–11: Tracking der IR-Signatur einer Rakete (EO-Imaging Inc.) [24].....	9
Abb. 2–1: WARR Ex-3 Startplätze.....	11
Abb. 2–2: Jahresverlauf von mittlerer Temperatur und Niederschlag in Kiruna (Schweden) [27].....	12
Abb. 2–3: Jahresverlauf von mittlerer Temperatur und Niederschlag in Natal (Brasilien) [28].....	12
Abb. 2–4: Windrosen für Kiruna (Schweden) links und Natal (Brasilien) rechts [27], [28].....	13
Abb. 2–5: Windrose für München (Deutschland) [30].....	14
Abb. 2–6: Modellvorstellung startende Rakete.....	17
Abb. 2–7: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (Rakete, Fall 1).....	19
Abb. 2–8: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (Rakete, Fall 2).....	19
Abb. 2–9: Modellvorstellung UAV Überflug.....	20
Abb. 2–10: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (DUB).....	20
Abb. 2–11: Benötigtes Beschleunigungsmoment mit DUB Nutzlast und geforderter Dynamik.....	21
Abb. 2–12: Aerodynamische Parameter der ebenen Platte über den Anstellwinkel.....	23
Abb. 2–13: Abhängigkeit von $M_{L,W}$ vom Anstellwinkel der Antenne.....	23
Abb. 2–14: Verlauf des Lastmoments über der Zeit.....	24
Abb. 2–15: Mindestens benötigtes Drehmoment des Aktuators auf der Elevationsachse.....	25
Abb. 3–1: Darstellung der Ortsvektoren und des Zielvektors.....	30
Abb. 3–2: Exemplarisch: Dosenlibelle [36], Inklinometers [37] und Libelle [38].....	32
Abb. 3–3: Systemebene 0 (Hardware).....	32

Abb. 3–4: Abmessungen des PM100 in [mm] [40].....	35
Abb. 3–5: Aufbau des PM100 PMSM von Elitepower.....	36
Abb. 3–6: Drehmomenten-Drehzahl Kennlinie des Elitepower PM100.....	36
Abb. 3–7: Alle Drehmomente des betrachteten Referenzszenarios	37
Abb. 3–8: SimpleBGC 32-bit Motortreiber von BaseCam Electronics [45]	38
Abb. 3–9: AMT203 Absolutdrehgeber von CUI Inc. [50].....	40
Abb. 3–10: Ublox M8Q Mini GNSS-Empfänger von CSG [52], [53].....	41
Abb. 3–11: FRDM-K64F Entwicklungsboard von NXP Semiconductors	42
Abb. 3–12: ER-TFTM050-3 Display von EastRising [58].....	43
Abb. 3–13: Thumb-Joystick von Adafruit	44
Abb. 3–14: Ethos Lite Ethernet-Switch von Gadgetsmyth LLC.....	45
Abb. 3–15: SNM022U-18-8 Schleifring von Senring.....	46
Abb. 3–16: Manfrotto 028B Triman [61], [62].....	48
Abb. 3–17: Lemo EEG.1k [65] und FGG.1k [66].....	50
Abb. 3–18: Molex Ultra-FiT Buchse [68] und Stecker [69].....	50
Abb. 3–19: SPDT-Kippschalter von NKK Switches [73] und Pololu Power- MOSFET Schaltung [74]	52
Abb. 3–20: Systemebene 1 (Hardware)	53
Abb. 4–1: WS2812B RGB-LED [80], TMP36 Temperatursensor [81].....	58
Abb. 4–2: Ober- und Unterseite der Platine.....	58
Abb. 4–3: Aufsteckmodul montiert und bestückt.....	59
Abb. 4–4: Schaltplan des Aufsteckmoduls.....	59
Abb. 4–5: Tragende Struktur des Base-Assemblys	60
Abb. 4–6: Base-Assembly (komplett): Gehäuse mit Buchsen und Schalter	61
Abb. 4–7: Gestaltung der tragenden Struktur im Azimut Assembly	62
Abb. 4–8: Montage von Recheneinheit und Aufsteckmodul (links),	63
Abb. 4–9: Azimut_Grundstruktur	64
Abb. 4–10: Azimut_Seitenstruktur_Aktuator	64
Abb. 4–11: Azimut_Seitenstruktur_Lager	65
Abb. 4–12: Azimut Gehäuseschalen	66
Abb. 4–13: Elevation_U-Bügel.....	67
Abb. 4–14: Elevation_Hutze	67
Abb. 4–15: Fertiges System zusammen mit MA-WA55-TPMIMO Antenne	68
Abb. 4–16: Hauptabmessungen des Trackers.....	69
Abb. 4–17: Peli 1740 Koffer mit Schaumstoff [83]	70

Tabellenverzeichnis

Tab. 1–1: Bedeutung der Bezeichnungen aus Abb. 1–3	3
Tab. 2–1: Mögliche Standorte für den Tracker und Entfernungen s_0	15
Tab. 2–2: Leistungsparameter für WARR Ex-3 und generische Feststoffrakete	18
Tab. 2–3: Anforderungstypen	26
Tab. 2–4: Lastenheft des Systems	26
Tab. 3–1: Betrachtung verschiedener Typen von Aktuatoren.....	33
Tab. 3–2: Produktdaten Elitepower PM100	35
Tab. 3–3: Produktdaten SimpleBGC 32-bit Extended von Basecam Electronics	39
Tab. 3–4: Unterstützte Drehgeber [49]	40
Tab. 3–5: Produktdaten des AMT203 Drehgebers von CUI Inc. [51].....	41
Tab. 3–6: Produktdaten des Ublox M8Q Mini GNSS-Empfängers von CSG [54], [55].....	41
Tab. 3–7: Produktdaten des FRDM-K64F Entwicklungsboards von NXP Semiconductors [57]	42
Tab. 3–8: Produktdaten des ER-TFTM050-3 Displays von EastRising [58]	44
Tab. 3–9: Produktdaten des Ethos Lite Ethernet Switch von Gadgetsmyth LLC [59].....	45
Tab. 3–10: Produktdaten des SNM022U-18-8 Schleifrings von Senring [60]	46
Tab. 3–11: Bewertung unterschiedlicher Trackerbauweisen	47
Tab. 3–12: Produktdaten des 028B Triman Stativs von Manfrotto [63]	49
Tab. 3–13: Leistungsbilanz des Trackers	49
Tab. 3–14: Anschlussbelegung der Schleifringe.....	54
Tab. 3–15: Anschlussbelegung der Steckverbinder	55
Tab. 3–16: Kostenaufstellung Subsystemkomponenten.....	56
Tab. 4–1: Produktdaten des 1740 Koffers von Peli Products Inc. [84].....	70
Tab. 4–2: Kostenaufstellung Strukturbauteile und weitere Komponenten	71
Tab. 5–1: Verifikation des Lastenhefts	73

Symbole und Formelzeichen

M_A	Nm	Abtriebsmoment	ϕ	deg	Geodätische Breite
M_L	Nm	Lastmoment	\bar{p}_T	m	Ortsvektor Tracker
M_B	Nm	Beschleunigungsmoment	\bar{p}_Z	m	Ortsvektor Ziel
θ_T	deg	Elevationswinkel	\bar{p}_{TZ}	m	Zielvektor
$\dot{\theta}_T$	deg/s	Elevationswinkelgeschw.	A_{EO}	–	Drehmatrix NED-ECEF
$\ddot{\theta}_T$	deg/s^2	Elevationswinkelbeschl.	K_V	$1/V$	Drehzahlkonstante
ψ_T	deg	Azimutwinkel	U	V	Elektrische Spannung
h	m	Flughöhe AGL	U_{max}	V	Max. Betriebsspannung
\ddot{h}	m/s^2	Vertikalbeschl.	$M_{A,0}$	Nm	Anlaufmoment
s	m	Horizontale Entfernung			
\dot{s}	m/s	Horizontalgeschw.	x_{OT}	–	x-Achse NED Tracker
J	$kg \cdot m^2$	Trägheitsmoment	y_{OT}	–	y-Achse NED Tracker
C_D	–	Widerstandsbeiwert	z_{OT}	–	z-Achse NED Tracker
C_L	–	Auftriebsbeiwert	$x_{\psi T}$	–	x-Achse Azimut Tracker
C_N	–	Normalkraftbeiwert	$y_{\psi T}$	–	y-Achse Azimut Tracker
α	deg	Anstellwinkel	$z_{\psi T}$	–	z-Achse Azimut Tracker
e/l	–	Relative CoP Lage	$x_{\theta T}$	–	x-Achse Elev. Tracker
l_A	m	Kantenlänge Platte	$y_{\theta T}$	–	y-Achse Elev. Tracker
A_A	m^2	Fläche Platte	$z_{\theta T}$	–	z-Achse Elev. Tracker
v_W	m/s	Windgeschwindigkeit	x_E	–	x-Achse ECEF System
ρ_L	kg/m^3	Luftdichte	y_E	–	y-Achse ECEF System
λ	deg	Geodätische Länge	z_E	–	z-Achse ECEF System

Abkürzungen

ADC	Analog-to-Digital-Converter
AGL	Above Ground Level
AWG	American Wire Gauge
BOM	Bill Of Material
CAD	Computer Aided Design
CAN	Controler Area Network
CLBI	Centro de Lançamento da Barreira do Inferno
CNC	Computerized Numerical Control
CoP	Center of Pressure
COTS	Commercial of-the-Shelf
DC	Direct Current
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DUB	Demonstrator UAV Bewaffnung
EC	Electronical Commutation
ECEF	Earth-Centered, Earth-Fixed
EMI	Elektromagnetische Interferenz
ESRANGE	European Space and Sounding Rocket Range
FDM	Fused Deposition Modeling
FOC	Field Orientated Control
FPU	Floating Point Unit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPIO	General Purpose Input/Output
HF	Hochfrequenz
HIL	Hardware in the Loop
HTPB	Hydroxyl-terminiertes Polybutadien
I ² C	Inter-Integrated Circuit
IC	Integrated Circuit
IMPULLS	Innovative Modular Payload UAV – TUM LLS
IMU	Inertial Measurement Unit
IP	International Protection



IR	Infrarot
LAN	Local Area Network
LISA	Leichte Inter-Satelliten Antenne
LLS	Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme
LOX	Liquid Oxygen
LRT	Lehrstuhl für Raumfahrttechnik
MCC	Mission Control Center
NED	North-East-Down
PMSM	Permanent-Magnet Synchronous Motor
PSAS	Portland State Aerospace
PWM	Pulsweitenmodulation
REXUS	Raketen und Ballon Experimente für Universitäts-Studenten
Rpm	Revolutions per minute
SNR	Signal-to-Noise Ratio
SPD	STERN Project Documentation
SPDT	Single Pole Single Throw
SPI	Serial Peripheral Interface
STANAG	Standardization Agreement
STERN	Studentische Experimental-Raketen
UART	Universal Asynchronous Receiver Transmitter
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
USB	Universal Serial Bus
VECTOR	Verification of Concepts for Tracking and Orientation
WARR	Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt
WGS84	World Geodetic System 1984

1 Einleitung

1.1 Hintergrund und Motivation

1.1.1 STERN Programm und zukünftige Projekte der WARR

Die Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt (WARR) an der TU-München ist seit 2013 eine der teilnehmenden Institutionen im vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) ausgeschriebenen- und betreuten Studentischen Experimental-Raketen (STERN) Programm. Dieses sieht den Entwurf, den Bau und schließlich den Start einer Experimentalrakete vor. Der in Abb. 1–1 abgebildete- und WARR Ex-3 genannte Flugkörper soll dabei über einen kryogenen Hybridantrieb (HTPB-LOX) verfügen und auf eine Höhe von über 15 km fliegen, womit die Anforderungen des DLR bezüglich der mindestens zu erreichenden Flughöhe von 3 km übertroffen würden.

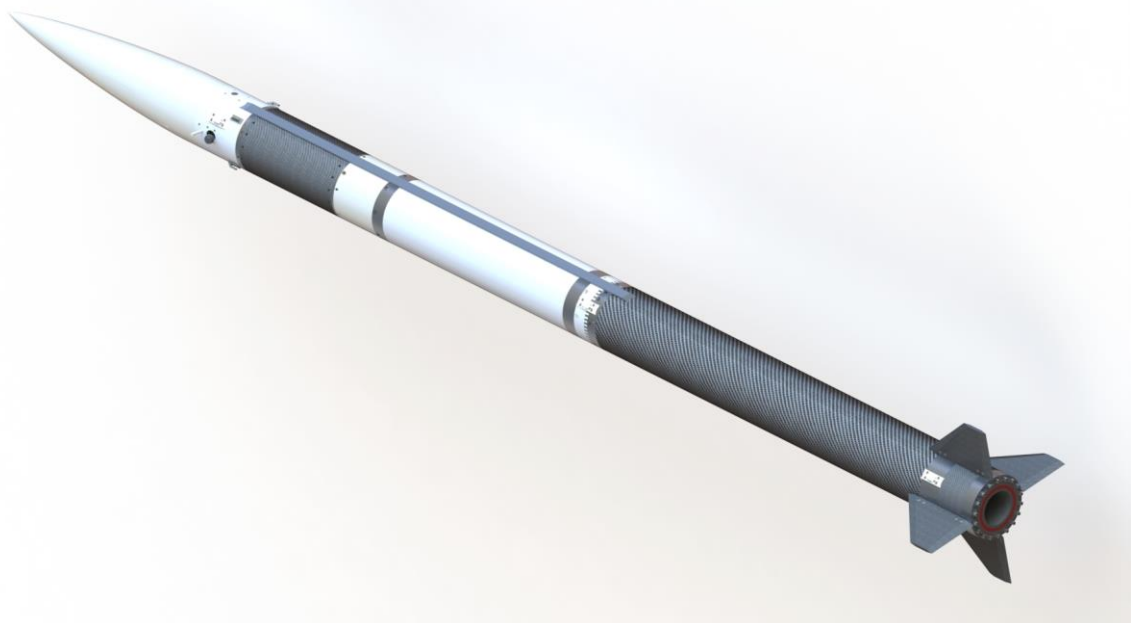


Abb. 1–1: CAD-Rendering der WARR Ex-3

Eine der Kernanforderungen seitens des DLR ist dabei die Implementierung eines Datenlinks zur Telemetrierung von Flugleistungs- und Positionsdaten über den gesamten Missionsverlauf. Seitens der WARR wurde diese Anforderung auf eine digitale Videoübertragung in Echtzeit erweitert. Das im Projektverlauf ausgewählte digitale Funkmodem IPnDDL2450 [1] der Firma Microhard Systems Inc. sendet dabei im S-Band mit einer Sendeausgangsleistung von 1 W und überträgt mit einer Datenübertragungsrate von bis zu 12 Mbit/s. Um unter diesen Randbedingungen einen stabilen Datenlink über den gesamten Missionsverlauf zu gewährleisten, ist die Verwendung einer bodenseitigen Richtantenne erforderlich. Dabei soll eine Helix- oder alternativ eine Patchantenne zum Einsatz kommen. Dies und weiterführende Informationen zur WARR Ex-3 sind der im Rahmen des Critical Design Reviews (CDR) erstellten STERN Project Documentation (SPD) [2] zu entnehmen.

Für die Zukunft ist geplant, dass – neben anderen leistungsfähigen Raketenprojekten mit Feststoff- oder Flüssigantrieb – auch Ballonexperimente seitens der WARR durchgeführt werden. Auch hier können Richtantennen für den Empfang von Telemetrie zum Einsatz kommen.

1.1.2 Demonstrator UAV Bewaffnung (DUB) des LLS

Im Rahmen einer in Kooperation mit der MBDA Deutschland GmbH durchgeführten Dissertation am Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme (LLS) der TU-München soll die gesamte Prozesskette eines zukünftigen UAV-Bewaffnungssystems untersucht werden. Zu diesem Zweck wurde der in Abb. 1–2 gezeigte Flugkörperdemonstrator entwickelt, der vom daneben abgebildeten IMPULLS UAV des LLS gestartet werden soll.

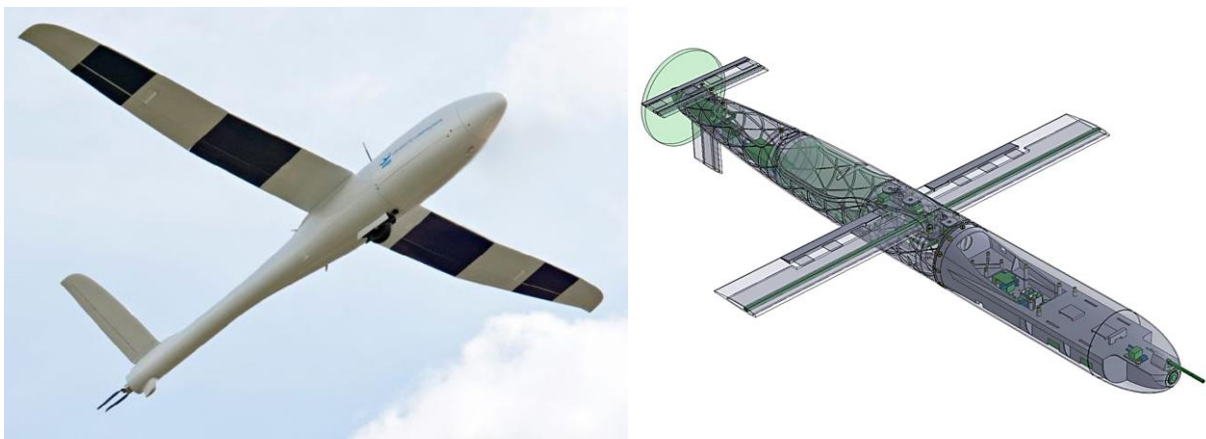


Abb. 1–2: IMPULLS UAV (links) und Flugkörperdemonstrator (rechts) [3]

Ausgestattet mit einem Zielleitsystem, welches aus einer inertial stabilisierten Kameraplattform (Gimbal) und einem Zielleitrechner besteht, stellt das IMPULLS UAV darüber hinaus den Kommunikationsknoten des Gesamtsystems dar, indem es den Datenverkehr zwischen Flugkörperdemonstrator und Bodenstation (MCC) übermittelt. Dabei sollen sowohl digitale Video- als auch Betriebsdaten vom IMPULLS UAV und vom Flugkörperdemonstrator über einen C-Band-Datenlink zum MCC übertragen werden. Andersherum sollen Befehlseingaben vom MCC an die beiden fliegenden Systeme gesendet werden. Für die spezifizierten Fähigkeiten ist auch hier der Einsatz einer bodenseitigen Richtantenne erforderlich, die dem IMPULLS UAV nachgeführt wird. Dabei handelt es sich um eine MA-WA55-TPMIMO Array-Patch-Antenne von Mars Antennas & RF Systems LTD. Details zum Demonstrator UAV Bewaffnung (DUB) lassen sich dem aktuellen Bericht [3] über das Vorhaben entnehmen.

1.1.3 Funktionsprinzip eines Trackers

Beim Einsatz einer Richtantenne in einer Funkstrecke muss diese stets so ausgerichtet werden, dass der Bereich maximaler Sende- beziehungsweise Empfangsverstärkung (die sog. Hauptkeule) in Richtung des jeweiligen Kommunikationspartners (Funkmodul) zeigt. Um dies zu gewährleisten, wird die Nachführung der Richtantenne im Falle des mobilen Einsatzes eines- oder beider Funkmodule unabdingbar. Ein (Antennen-)Tracker übernimmt die Aufgabe der automatischen (Antennen-)Nachführung, indem die an ihm montierte Richtantenne mittels Aktuatoren und einer kontinuierlich berechneten Trackinglösung in Azimut- und

Elevationsrichtung auf dem Ziel (Bspw. Rakete oder UAV) gehalten wird. Die Trackinglösung wird mittels geeigneter Trackingdaten als Eingangsparameter in das dazugehörige Berechnungsmodell generiert und gibt die Soll-Winkel in Azimut- und Elevationsrichtung an den/die Motortreiber aus. Zur weiteren Betrachtung sollen an dieser Stelle die in Abb. 1–3 und Tab. 1–1 definierten Bezeichnungen zur Beschreibung der Orientierung des Trackers im dreidimensionalen Raum, angelehnt an DIN 9300, eingeführt werden. Die im Verlauf dieser Arbeit genutzten Bezeichnungen und Schreibweisen entsprechen dem am Lehrstuhl für Flugsystemdynamik an der TU-München gelehrt Standard. [4]

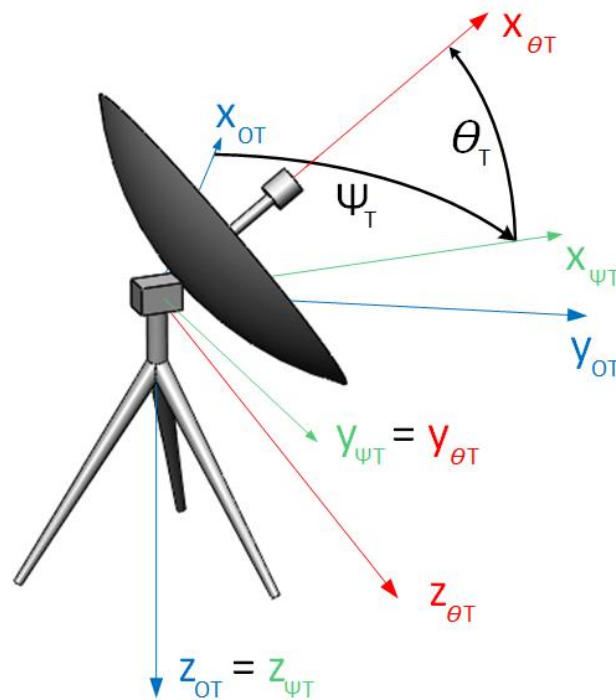


Abb. 1–3: Koordinatensysteme und Transformationswinkel am Tracker

Tab. 1–1: Bedeutung der Bezeichnungen aus Abb. 1–3

Koordinatensystem		(Relative) Lage im Raum
North-East-Down (NED) Tracker	OT	Ausrichtung nach DIN 9300
Azimut System Tracker	ψT	Drehung des OT Systems um z_{OT} mit dem Azimutwinkel des Trackers ψ_T
Elevation System Tracker	θT	Drehung des ψT Systems um $y_{\psi T}$ mit dem Elevationswinkel des Trackers θ_T

Die Aufgabe des Trackings ist prinzipiell auch „von Hand“ zu bewerkstelligen, jedoch können große Entfernungen, atomosphärische Sichtbehinderungen und nicht-prädiktive Trajektorien des Zielobjekts eine sichere visuell-manuelle Nachführung unmöglich machen. Neben Antennen sind zudem weitere sogenannte Nutzlasten denkbar, wie zum Beispiel Kameras, Laserpointer, Scheinwerfer oder Laserentfernungsmesser.

1.2 Stand der Technik

1.2.1 Hardware

Für eine erste Orientierung auf dem Themengebiet erfolgte zunächst eine Recherche kommerziell verfügbarer Hardware und von Konzepten, welche im Umfeld anderer Forschungsprojekte zum Ziel des Trackings eingesetzt werden. Bei den kommerziellen Systemen wird zwischen solchen unterschieden, welche speziell für die Nachführung von Antennen angeboten werden und solchen, welche für generische Anwendungen geeignet sind. Die kommerziell erhältlichen Systeme sollen nach Erstellung des Lastenheftes (siehe Tab. 2–4) in Kapitel 2 auf ihre Eignung hin untersucht werden.

1.2.1.1 Servo-basierte Hardware

Die im Bereich (semi-)professioneller UAVs fast ausschließlich eingesetzten Tracker basieren auf Mechaniken, welche mit Servos betrieben werden. Als closed-loop Aktuatoren halten Servos innerhalb ihrer Leistungsspezifikationen die gewünschte Position. Als Beispiel für ein solches System seien die unter der Handelsmarke Servocity vertriebenen Systeme des Herstellers Robotzone LLC genannt, speziell das PT785-S [5]. Ein weiterer Hauptanwendungsbereich sind dynamische Kamerafahrten in Videoproduktionen. Es können laut Herstellerangabe Nutzlasten mit einem Gewicht von bis zu 2,7 kg über einen Schwenkbereich von 400° je Achse bewegt werden. Die Kosten des System, wie es in Abb. 1–4 zu sehen ist, belaufen sich auf ca. 300 €, wobei lediglich die Aktuatoren und die Mechanik enthalten sind.

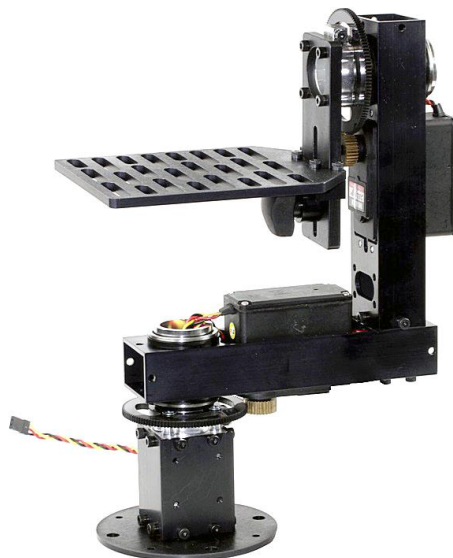


Abb. 1–4: Servocity PT785-S von Robotzone LLC [6]

Modellbauservos, wie sie im PT785-S verbaut sind, können lediglich via PWM eine Position vorgegeben werden. Spezielle Servos aus der Robotik bieten neben einer robusteren Bauweise die Möglichkeit, die Position über eine serielle Schnittstelle (z.B. RS-485) auszulesen. Ein solches System ist der in Abb. 1–5 zu sehende und von TrossenRobotics für ca. 660 € angebotene ScorpionX MX-64 Turret [7] inklusive Steuereinheit, dessen Aktuatoren ein Haltemoment von bis zu 7,3 Nm aufweisen.



Abb. 1–5: ScorpionX MX-64 Turret von TrossenRobotics [8]

1.2.1.2 DC-Motor-basierte Hardware

Ein ebenfalls von Robotzone LLC angebotenes System wird mit DC-Motoren (open-loop) angetrieben und findet ebenfalls hauptsächlich in Videoproduktionen Verwendung. Das exemplarisch in Abb. 1–6 gezeigte MPT1100-SS [9] kostet mit Steuereinheit ca. 570 € und kann laut Herstellerspezifikation ebenfalls 2,7 kg Nutzlast aufnehmen. Als Open-loop-System wird die Geschwindigkeit der Aktuatoren proportional zur Joystick-Auslenkung des Bedieners eingestellt.



Abb. 1–6: Servocity MPT1100-SS von Robotzone LLC [10]

Das automatische Anfahren von Positionen ist ohne Drehgeber, welche prinzipiell nachgerüstet werden könnten, vom Hersteller nicht vorgesehen.

Dass ein solches Konzept prinzipiell für den Einsatz als Positionierantrieb, speziell bei Trackern geeignet ist, zeigt die Arbeit der Gruppierung Portland State Aerospace (PSAS) an der Portland State University, welche sich wie die WARR mit dem Bau von

Experimentalraketen beschäftigt. Das „Rocket Tracks“ genannte System soll bei Raketen mit einer maximalen Flughöhe von über 5000 m zum Einsatz kommen. Es besitzt DC-Motoren mit Drehgebern, die einen closed-loop Betrieb ermöglichen. Die Bauweise des Trackers ist sehr massiv, wobei aufgrund der Verwendung großer Aktuatoren und einer Untersetzung große Nutzlastmassen mit hohen Winkelbeschleunigungen bewegt werden können. Das System ist in Abb. 1–8 zu sehen, die Systemarchitektur veranschaulicht Abb. 1–8. [11]

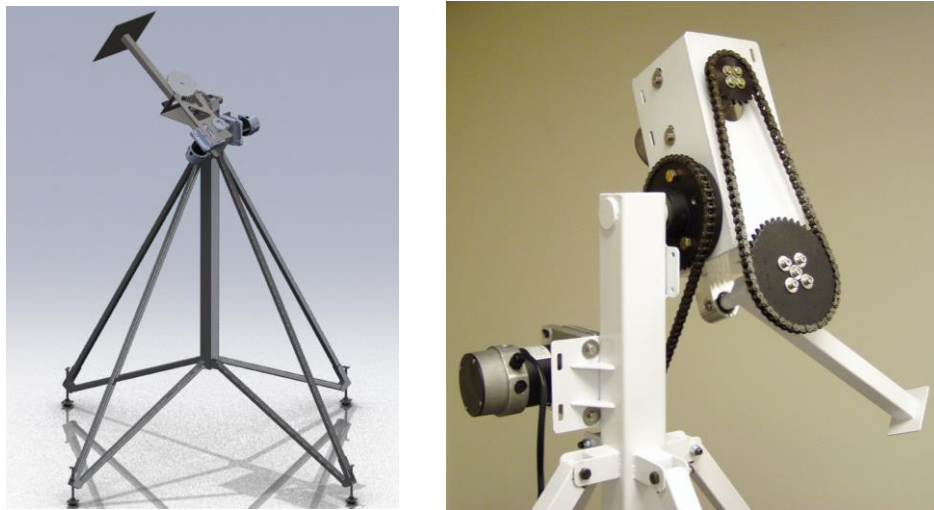


Abb. 1–7: „Rocket Tracks“ von PSAS [11]

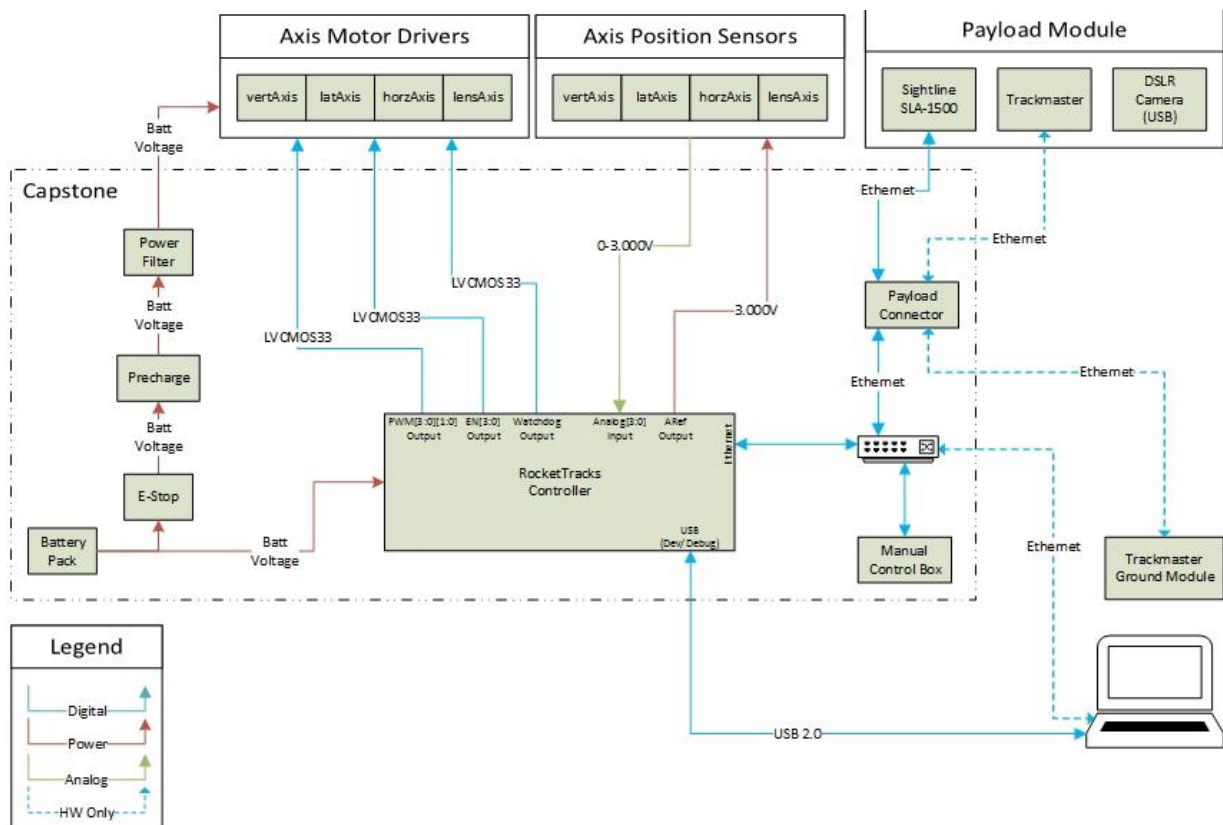


Abb. 1–8: Systemarchitektur des „Rocket Tracks“ von PSAS [11]

1.2.1.3 Schritt- oder Servomotor-basiert Hardware

Die im professionellen Umfeld eingesetzten Systeme basieren zum Großteil auf Schritt- oder Servomotoren.

Beispiele für solche Systeme sind das Hawkeye Deployable von Chess Dynamics Ltd. oder die Tracker der WTW Anlagenbau GmbH. [12], [13] Ähnliche Produkte werden unter anderem von Tecom Industries Inc., 2B Security Systems ApS oder Presistent Systems LLC hergestellt und vertrieben. [14], [15], [16]



Abb. 1–9: Systeme von Chess Dynamics [17], WTW Anlagenbau [18] und B2 Security Systems [19]

Das am LRT konzipierte- und im Rahmen der Kampagnen REXUS 7 und 8 durchgeführte Experiment „Verification of Concepts for Tracking and Orientation“ (VECTOR) befasste sich mit der Implementierung von Hard-, Software und Algorithmen um die am Lehrstuhl entwickelte Leichte Inter-Satelliten Antenne (LISA) mittels Beam-Tracking Verfahren der REXUS-Rakete nachzuführen. Dabei wurde ein Tracker mit Schrittmotoren entwickelt, der in Abb. 1–10 neben seiner Einbettung in den Systemverbund der Bodenstation zu sehen ist. [20]

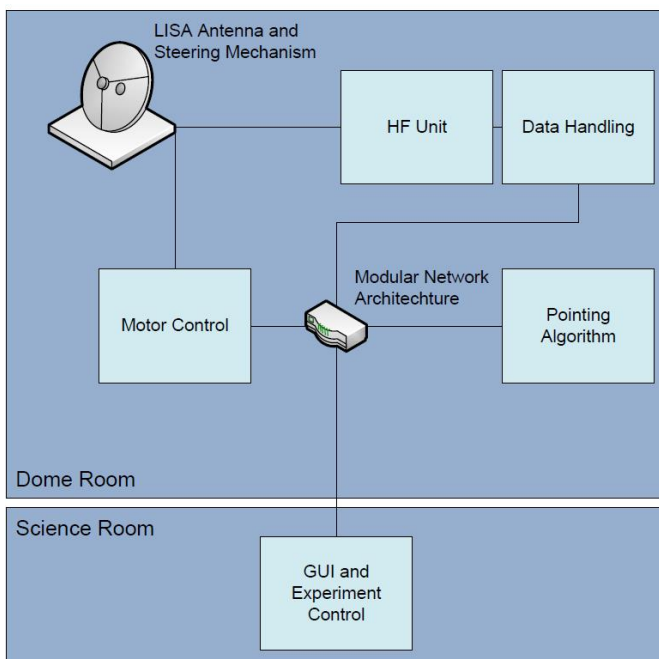


Abb. 1–10: Trackingeinheit des VECTOR Experiments [20]

1.2.2 Trackingverfahren

Zur Berechnung der Trackinglösung sind Informationen zur Bewegung/Position des Ziels- und entsprechende Algorithmen erforderlich, welche die Soll-Positionsdaten an die Aktuatorik ausgeben. Drei Trackingverfahren sollen im Folgenden vorgestellt werden.

1.2.2.1 Program Tracking

Mit Hilfe der Positionsdaten des Trackers als auch des Ziels kann eine Berechnung der Soll-Ausrichtung erfolgen. Dieses Verfahren wird beim Tracking von Satelliten eingesetzt, da sowohl deren Bahndaten als auch die Position der Bodenstation genau bekannt ist. Sehr häufig kommt das Verfahren auch im Zusammenhang mit dem Tracking von UAVs zum Einsatz, wie zum Beispiel bei einem von der NASA entworfenen System [21]. Die GNSS-Positionsdaten des Ziels werden dabei an die Bodenstation gesendet, wobei die Daten häufig über die am Tracker montierte Richtantenne übertragen werden. Kommt es zu einer Störung in der Übertragung, so stehen keine Informationen über das Ziel zur Verfügung. Dieses kann währenddessen aus dem Empfangsbereich der Antenne fliegen und ein Wiederaufschalten nahezu unmöglich machen. Daneben kann die Aktualisierungsrate der Positionsdaten zu einem zeitlichen Versatz zwischen der angenommenen- und der realen Position des Ziels führen, wodurch es außerhalb der Empfangskeule der Antenne geraten kann.

1.2.2.2 Beam Tracking

Wird die Stärke (Eingangspegel) des HF-Signals an der am Tracker montierten Richtantenne gemessen, kann beurteilt werden, ob sich das Ziel exakt im Zentrum der Hauptkeule befindet, wo die maximal mögliche Verstärkung des Signals erfolgt. Eine Verschlechterung der Signalstärke bedeutet, dass das Ziel in Bewegung ist, wobei zunächst keine Rückschlüsse auf die Bewegungsrichtung möglich sind. Es stehen aber zwei verschiedene Verfahren zur Verfügung, um die relative Position des Ziels zu ermitteln. Es kann entweder die Ausrichtung der Antenne, und damit ihrer Hauptkeule, durch eine spiralförmige Suchbewegung variiert werden (Scanning) oder eine gleichzeitige Auswertung von Signalpegeln mehrerer, leicht winkelversetzer Richtantennen erfolgen (Monopulse Tracking). Dieses Trackingverfahren wurde zum Beispiel im Rahmen des bereits erwähnten VECTOR Experiments implementiert und erfolgreich getestet. Details zur Theorie und Umsetzung lassen sich der Literatur entnehmen. [22], [23]

1.2.2.3 Tracking auf Basis von Bildverarbeitung

Mit Hilfe von Aufnahmen einer Kamera kann die Bewegung der charakteristischen Signatur eines Ziels von Algorithmen erkannt- und für die Berechnung der Trackinglösung verwendet werden. Abb. 1–11 zeigt die Aufschaltung des Abgasstrahls einer ballistischen Rakete im Infrarot Spektrum (IR). Die Kameraauflösung, die Zielgröße und der Zustand der Atmosphäre (Wetter) begrenzen die mit einem solchen System erzielbare Reichweite, in der das Tracking erfolgen kann.



Abb. 1–11: Tracking der IR-Signatur einer Rakete (EO-Imaging Inc.) [24]

Das PSAS Team beabsichtigt beim „Rocket Tracks“ das SLA-1500 von SightLine Applications für die Bildverarbeitung einzusetzen. [11]

1.3 Ziele dieser Arbeit

Im Rahmen dieser Semesterarbeit soll ein System, im Folgenden (Antennen-)Tracker genannt, konzipiert werden, welches bei Bedarf zur vollautomatische Nachführung von Richtantennen und Sensorik bei Raketen- und Ballonflügen der WARR, sowie UAV-Flügen des LLS eingesetzt werden soll. Dies ermöglicht letztendlich den Datenaustausch über die geforderten Distanzen zwischen Flugkörper und Bodenstation mittels Funkübertragung. Die Entwicklung der Hardware soll schrittweise bis zum Vorliegen eines CAD-Gesamtmodells auf Grundlage sorgfältig erhobener Anforderungen erfolgen, die auch die nicht-Eignung kommerziell verfügbarer Systeme begründen. Ebenso soll auch die Berechnung der Trackinglösung auf mathematischer Modellebene vorbereitend für eine softwareseitige Implementierung betrachtet werden.

1.4 Abgrenzung

Die zeitliche Limitierung einer Semesterarbeit erlaubt keine Fertigung und Integration des zu entwickelnden Systems. Dennoch sollen Konzepte zur Integration und Verifikation im Schlussteil dieser Arbeit vorgestellt werden. Die Implementierung von Software ist aus dem gleichen Grund als Thema zukünftiger Arbeitspakete zu sehen. Betrachtungen zur Berechnung der Trackinglösung erfolgen nur in grundlegender Weise, und können als Einstieg für zukünftige Entwicklungen genutzt werden, welche durch diese Arbeit ebenfalls angestoßen werden sollen.

1.5 Aufbau und Vorgehensweise

In der Einleitung soll nach der Vorstellung des STERN-Projekts der WARR und des DUB-Projekts des LLS der Frage nachgegangen werden, was unter dem Begriff des (Antennen-)Trackings zu verstehen ist und weshalb ein solches System für diese

Projekte benötigt wird. Daran anschließend wird der Stand der Technik von kommerziell verfügbarer Hardware und Konzepten ähnlicher Einsatzzwecke in Form einer kurzen Übersicht präsentiert. Das Einleitungskapitel schließt mit der Definition der gemeinsam mit dem wissenschaftlichen Betreuer getroffenen Zielsetzung für diese Semesterarbeit, und der in diesem Absatz erläuterten Vorgehensweise, welche für die Bearbeitung der Themenstellung gewählt wurde.

Der Hauptteil ab Kapitel 2 befasst sich zunächst mit einer detaillierten Anforderungserhebung, die sich von den Randbedingungen der Stakeholder und ersten konzeptionellen Überlegungen ableitet. In MATLAB (R2015b) implementierte Berechnungsmodelle führen auf Leistungsanforderungen an die Aktuatorik, was ein zentrales Element der Anforderungserhebung darstellt. Das Ergebnis dieses Prozesses ist ein Lastenheft, welches als Zielvorgabe für die Gestaltung des Systems gelten soll und dabei die Lösungsmenge einschränkt. Das methodische, schrittweise Vorgehen und die Erarbeitung eines Systemkonzepts basierend auf diesem Lastenheft sollen die Entscheidungen im Entwicklungsprozess nachvollziehbar begründen und zu einem maßgeschneiderten System führen, das trotzdem für ein breites Einsatzspektrum geeignet ist. Das Lastenheft begründet außerdem die nicht-Eignung kommerziell verfügbarer Hardware, wie sie in der Einleitung vorgestellt wurde.

Kapitel 3 widmet sich der Konzeption der Systemarchitektur. Dabei soll zunächst die Systemebene 0 betrachtet werden, welche die Subsystemkomponenten der Tracker Hardware und deren grundlegendes Zusammenwirken identifiziert und veranschaulicht. Zum gleichen Zweck soll in einem separaten Systemdiagramm der Ebene 0 auch auf die Generierung der Trackinglösung eingegangen werden, deren Berechnungsmodell präsentiert- und mit Hilfe von Simulink geprüft werden soll. Der Frage, wie der Betrieb des Trackers und seine Integration in das STERN-beziehungsweise DUB-Gesamtsystem erfolgen soll, wird im folgenden Abschnitt nachgegangen. Anschließend kann das gewonnene Bild des Systems schrittweise verfeinert werden. Die in Systemebene 0 identifizierten Subsystemkomponenten werden dabei jeweils unter Beachtung der Anforderungen aus dem Lastenheft genauer spezifiziert. Das heißt, es werden konkrete COTS-Komponenten ausgewählt und deren Auswahl begründet. Damit entsteht schlussendlich die Betrachtung auf Systemebene 1 mit dem genauen Zusammenwirken dieser Komponenten, welche – ebenso wie Systemebene 0 – am Ende des Abschnitts grafisch in einem Systemdiagramm dargestellt wird. Weiterhin erfolgt eine vorläufige Kostenaufstellung der bis dahin spezifizierten Subsystemkomponenten.

In Kapitel 4 wird die Konstruktion des Trackers, welche in der CAD-Software „Solidworks 2014“ erfolgt, aufgeteilt in die drei Hauptbaugruppen (Base-, Azimut- und Elevation Assembly) präsentiert. Daneben erfolgt die Beschreibung des mit Hilfe der ECAD Software „Diptrace 3.0“ entworfenen Aufsteckmoduls für die Recheneinheit des Trackers. Die dabei anfallenden Kosten für die Struktur und das Aufsteckmodul werden am Ende des Kapitels zusammengefasst.

Kapitel 5 umfasst eine Verifikation des entworfenen Systems bezüglich der in Kapitel 2 aufgestellten Anforderungen in tabellarischer Form.

Der Schlussteil in Kapitel 6 fasst die geleistete Arbeit zusammen und befasst sich mit der Fragestellung nach dem weiteren Vorgehen, welche sich im Wesentlichen um den Aufbau der Hardware, der Implementierung von Software und den daran anschließenden Tests dreht.

2 Anforderungen und Rahmenbedingungen

2.1 Anforderungserhebung

Für die Auswahl, beziehungsweise den Entwurf eines optimalen Systems, ist es wichtig, alle Anforderungen an dieses vorab genau zu erfassen. In diesem Kapitel sollen dazu die aus den Projektdokumentationen zu beziehenden- und durch Diskussion entstandenen Randbedingungen für den Einsatz des Trackers sowohl im Rahmen des DUB- als auch des STERN-Projekts beleuchtet werden. [2], [3] Dieses Vorgehen mündet schließlich in ein detailliertes Lastenheft am Ende dieses Kapitels, welches den Lösungsweg genauer definiert und zur Konzeptauswahl (Systemebene 0), sowie beim Auslegungsprozess zur Auswahl von Detaillösungen (Systemebene 1), herangezogen wird. Darüber hinaus kann anhand des Lastenhefts auch eine Verifikation der Lösung erfolgen.

2.1.1 Umwelt- und Einsatzbedingungen

Aufgrund der Leistungsfähigkeit von WARR Ex-3 und zukünftiger Raketen der WARR, in Bezug auf die angestrebten Gipfelhöhen, müssen die Flüge aus rechtlichen- und Sicherheitsgründen auf geeigneten Startplätzen durchgeführt werden. Das DLR schlägt dafür die European Space and Sounding Rocket Range (ESRANGE) bei Kiruna im Norden Schwedens vor, von wo unter anderem auch DLR Höhenforschungsraketen gestartet werden. [25] Aufgrund einer seit 2015 im Zuge des Erstflugs von WARR Ex-2 bestehenden Kooperation, steht der WARR außerdem das von der brasilianischen Luftwaffen und der brasilianischen Raumfahrtagentur betriebene, äquatornahe Centro de Lançamento da Barreira do Inferno (CLBI) nahe der brasilianischen Metropole Natal als alternativer Startplatz zur Verfügung. [26]



Abb. 2–1: WARR Ex-3 Startplätze

Die klimatischen Bedingungen an diesen beiden Orten unterscheiden sich grundlegend, was die Klimadiagramme in Abb. 2–2 und Abb. 2–3 verdeutlichen. Da die Wahl des endgültigen Startplatzes noch nicht entschieden ist, soll der Antennentracker für die klimatischen Bedingungen an beiden potentiellen Einsatzorten geeignet sein.

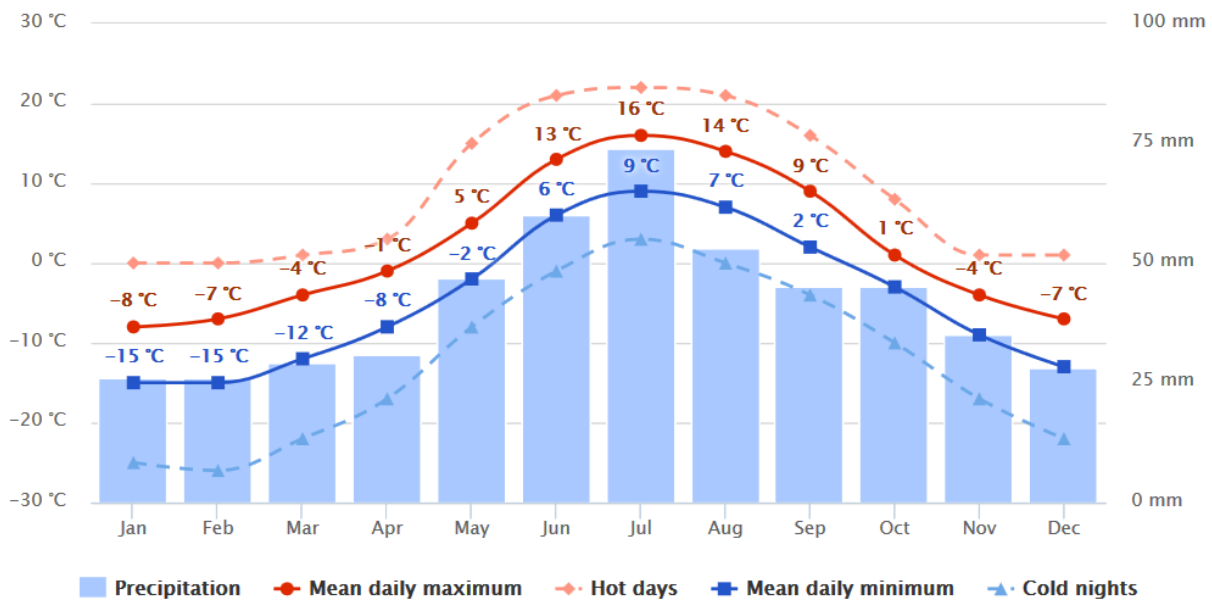


Abb. 2–2: Jahresverlauf von mittlerer Temperatur und Niederschlag in Kiruna (Schweden) [27]

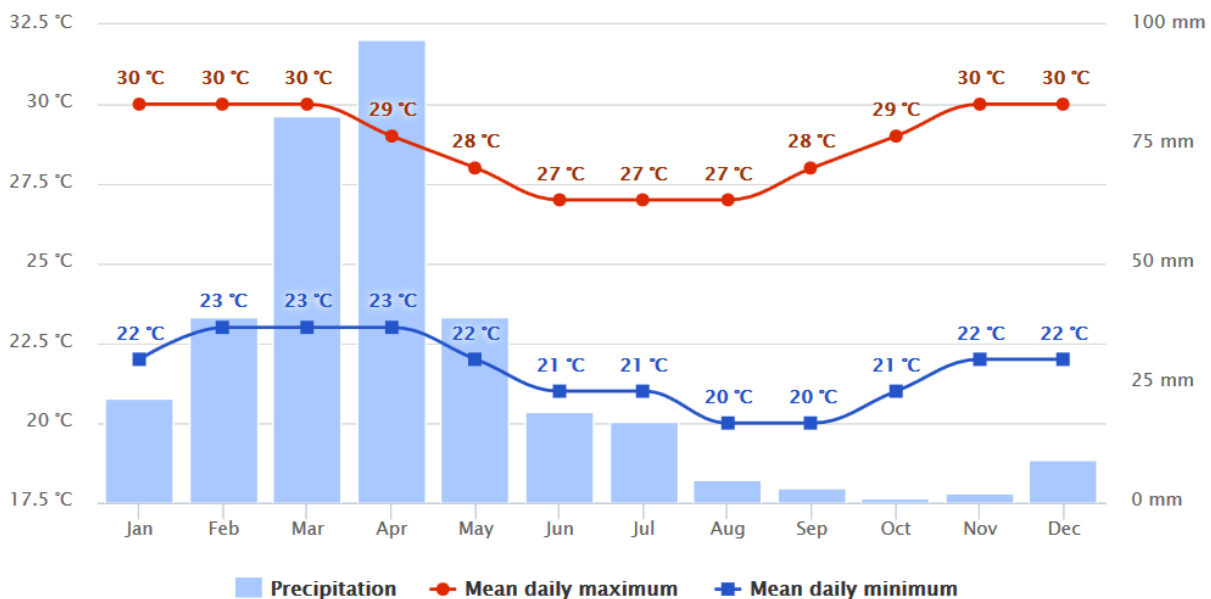


Abb. 2–3: Jahresverlauf von mittlerer Temperatur und Niederschlag in Natal (Brasilien) [28]

Das Diagramm für Natal beinhaltet keine Extremwerte für den Temperaturverlauf. Diese sind allerdings entscheidend für die zu erwartenden Maximalwerte. Zur Ermittlung dieser Werte für Natal soll daher ergänzend zum Klimadiagramm auf die entsprechende Klimatafel des Deutschen Wetterdienstes hingewiesen werden. Wie den Diagrammen und der zusätzlich herangezogenen Klimatafel zu entnehmen ist, muss eine ordnungsgemäße Funktion des Trackers bei Temperaturen im Intervall von -15 °C bis $+36,8\text{ °C}$ [29] gewährleistet bleiben. Der Betrieb des DUB wird, soweit absehbar, im mitteleuropäischen Raum stattfinden. Die dabei zu erwartenden klimatischen Bedingungen liegen im Intervall zwischen den Daten von Kiruna und Natal. Es ist an dieser Stelle anzumerken, dass die Aufheizung durch die direkte Sonneneinstrahlung auf höhere Temperaturen führt. Da diese Werte über 90 °C erreichen können, muss der Betrieb an einem abgeschatteten Ort erfolgen.

Die Erfahrungen beim Start von WARR Ex-2 in Natal zeigen, dass in der Regenzeit ergiebiger Platzregen einsetzen kann. Gefordert wird daher, dass der Tracker im nicht-operationellen Zustand auch über die gesamte Missionsdauer von bis zu einer Woche im Freien stehen kann. Nach DIN EN 60529 soll daher mindestens die Schutzklasse IP54 erfüllt werden, welche den Schutz vor Staub in schädigender Menge, vollständigen Berührschutz und Schutz gegen allseitiges Spritzwasser fordert. Es soll eine Verifikation des Systems hinsichtlich dieser Eigenschaften erfolgen.

Neben den klimatischen Randbedingungen Temperatur und Niederschlag müssen die zu erwartenden Windgeschwindigkeiten betrachtet werden. Diese spielen bei der Aktuatorauslegung eine entscheidende Rolle, da die – vor Allem durch großflächige Antennen – beaufschlagten Drehmomente Größenordnungen erreichen, welche die Stelldynamik des Trackers stark beeinflussen. Der Betrieb des Trackers muss dabei ausschließlich bis hin zu den für die Mission tolerierbaren Windgeschwindigkeiten möglich sein. Diese liegen laut den Projektdokumentationen bei ≤ 9 m/s (32,4 km/h) für den Betrieb von WARR Ex-3 [2] und ≤ 13 m/s (46,8 km/h) für den DUB [3]. Zu erwartende Werte für die Einsatzorte von WARR Ex-3 zeigen die Windrosen in Abb. 2–4. Für den DUB sind exemplarisch die am Münchner Flughafen erfassten Daten in Abb. 2–5 zu sehen.

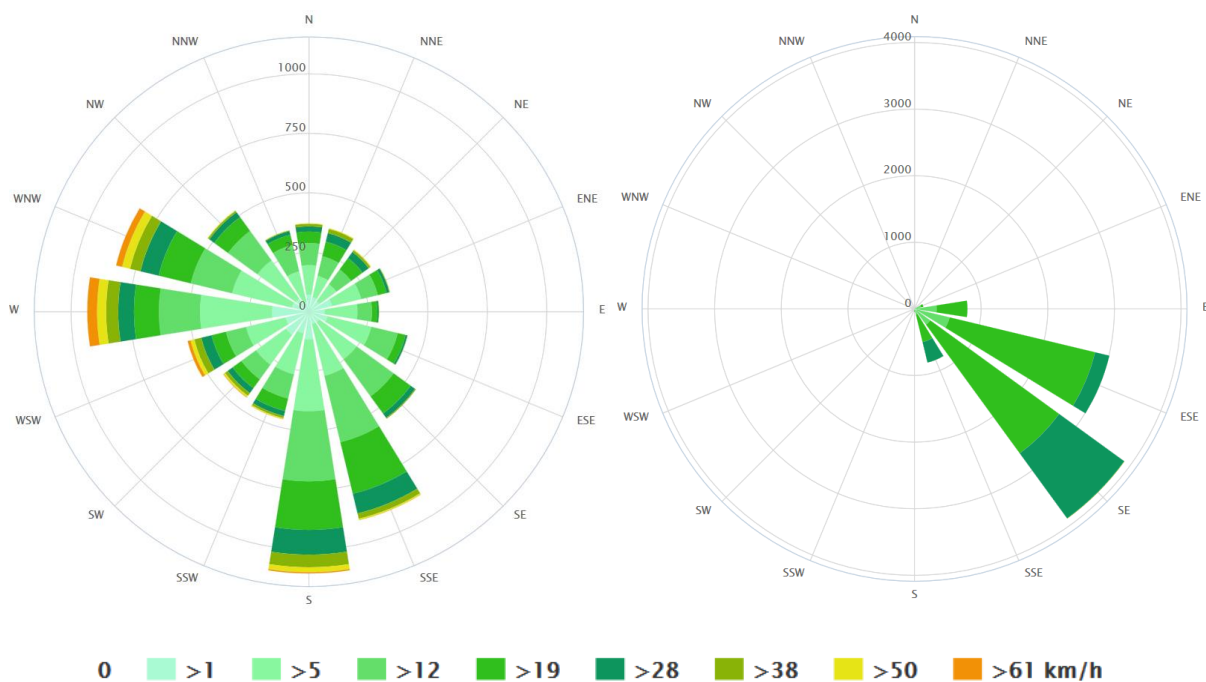


Abb. 2–4: Windrosen für Kiruna (Schweden) links und Natal (Brasilien) rechts [27], [28]

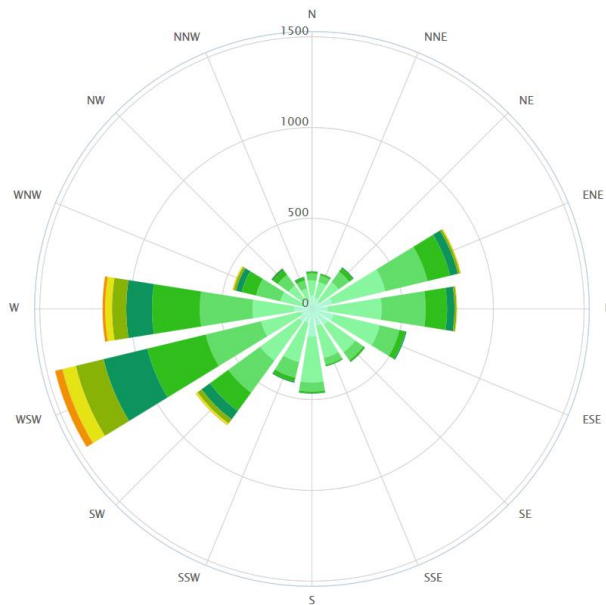


Abb. 2–5: Windrose für München (Deutschland) [30]

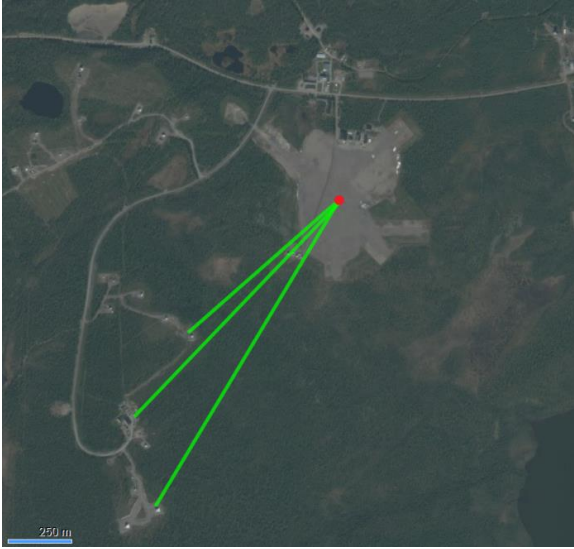

Die genannten Extremwerte ermöglichen in Kapitel 2.1.3 eine „Worst-Case“ Abschätzung der windbedingten Lastmomente und ihrer Auswirkungen auf die Stelldynamik. Im Betrieb sind zumeist geringere Windgeschwindigkeiten zu erwarten, was die oben abgebildeten Windrosen zeigen.

Über klimatische- und wetterbedingte Randbedingungen hinaus besteht zudem die Forderung nach einer möglichst geringen elektromagnetischen Beeinflussung (EMI) der Hochfrequenz Technik (HF-Technik) in Form der als Nutzlast verbauten Sende- und Empfangseinheit samt Antenne. Damit das Nutzsignal in ausreichender Weise über dem Rauschpegel am Empfängereingang anliegt, sollen die störenden Einflüsse der im Tracker verbauten elektronischen Komponenten im allgemeinen- und der elektromechanischen Komponenten (Aktuatoren) im Speziellen durch entsprechende Maßnahmen auf einem Minimum gehalten werden. Ein besseres Signal-Rausch-Verhältnis (SNR) führt direkt zu einer besseren Qualität der Funkverbindung.

2.1.2 Operationelle Anforderungen und Schnittstellen

Wegen den in ESRANGE beziehungsweise am CLBI jeweils herrschenden Sicherheitsbestimmungen und topografischen Gegebenheiten, ist sowohl die Wahl des Standortes für die Startrampe, als auch für den Tracker, eingeschränkt. Der Abstand zwischen Tracker und startender Rakete geht maßgeblich in die Berechnung der benötigten Winkelbeschleunigungen der Elevationsachse in Kapitel 2.1.3 ein. Basierend auf Informationen (Email, Konversationen) seitens der jeweiligen Institution können aus Tab. 2–1 die Abstände s_0 zwischen den möglichen Standorten für den Tracker und der Startrampe (roter Punkt) entnommen werden:

Tab. 2–1: Mögliche Standorte für den Tracker und Entfernungen s_0

ESRANGE		CLBI	
			
Koordinaten:	67° 53' 38" N, 21° 6' 25" E	Koordinaten	5° 55' 30" S, 35° 9' 47" W
Standorte Tracker:	„Radar Hill“	Standorte Tracker:	Radar; MCC
Minimale Distanz:	800 m	Minimale Distanz:	400 m
Maximale Distanz:	1500 m	Maximale Distanz:	1400 m

Neben den noch zu bestimmenden Leistungsanforderungen, muss wegen der zu überbrückenden Distanzen zudem eine geeignete Schnittstelle zur Datenübertragung zwischen Tracker und Mission Control Center (MCC) definiert werden. Sowohl ESRANGE als auch das CLBI bieten die Verwendung des Local Area Networks (LAN) an, was an allen möglichen Standorten für den Tracker verfügbar ist. Daher soll das System Tracker eine Ethernet-Schnittstelle aufweisen, welche ebenfalls beim DUB gefordert wird. Sie überträgt sowohl die Daten der Nutzlast, als auch die des Trackers gebündelt an das MCC. Damit können dort zum Beispiel Telemetrie-Datensätze visualisiert-, sowie Befehle eingegeben werden. Auch die Fernsteuerung des Trackers und die Überwachung seiner Betriebsparameter werden so ermöglicht.

Die Versorgungsspannung des Trackers wurde auf 24 V festgelegt. Diese kann sowohl mittels im Kfz-Bereich üblichen Akkus bereitgestellt werden, als auch durch Netzteile. Insgesamt soll damit eine Operationsdauer von bis zu fünf Stunden ermöglicht werden, was in erster Linie für die Wahl der Akku Kapazität von Bedeutung ist, sowie für die thermischen Anforderungen an die verwendeten Komponenten.

Die geforderte Einsatzfähigkeit des Trackers für ein breitgefächertes Missionsspektrum mit ebenso unterschiedlichen Nutzlasten erfordert eine mechanische, sowie elektrische Tracker-Nutzlast-Schnittstelle, die dieser Anforderung gerecht wird. Nach eingehender Diskussion mit allen Stakeholdern wurden daher folgende Anforderungen

aufgestellt: Die elektrische Schnittstelle soll eine Versorgungsspannung gleich der Betriebsspannung des Trackers bereitstellen, sowie zusätzlich einen Ethernet- und GPIO Anschlüsse. Die maximal montierbare Gesamtmasse der Nutzlast soll 2 kg betragen. Damit sollen zudem alle in Kapitel 2.1.3 bestimmten Anforderungen an die Stelldynamik erreicht werden.

Ein Stativ soll als mechanische Schnittstelle der sicheren Montage des Trackers auf mindestens 1,9 m Höhe- und seiner Nivellierung auf unebenen Untergründen dienen. Die Mindesthöhe stammt aus der seitens des DUB Projekt geforderten Fähigkeit, eine 360° Abdeckung mit dem Tracker zu gewährleisten. Beim Schwenken über den Bereich der Bodenstation und Menschen darf die Antenne nicht abgeschattet werden. Zudem wird eine garantierte Standfestigkeit gegen versehentliches Umstoßen und gegenüber Windlasten (Böen) gefordert.

Aufgrund der Einsatzbedingungen der WARR Ex-3 und des DUB soll auf die einfache Transportierbarkeit- und Lagerung des Systems Antennentracker Wert gelegt werden. Gefordert wird daher eine schnelle, nach Möglichkeit werkzeuglose Demontierbarkeit in die Hauptkomponenten, ein Gesamtgewicht (Inklusive Kabel und Stativ) von maximal 25 kg und die Unterbringung in ein robustes Transportbehältnis mit maximal 2 m Gurtmaß. Die Einsatzbereitschaft des Systems soll innerhalb von unter einer Stunde durch eingewiesene Bediener herstellbar sein.

Nach Evaluation aller in Kapitel 1.2.2 vorgestellten Möglichkeiten zur Berechnung der Trackinglösung wurde beschlossen, dass im Rahmen des STERN- und des DUB-Projekts zunächst das „Program Tracking“ implementiert werden soll, da es sich am einfachsten umsetzen lässt. Dabei wird ein GNSS-Empfänger im Tracker benötigt, sowie je ein Sensor (z.B. Drehgeber) zur Positionsbestimmung der beiden Achsen.

Der Tracker soll einen HIL-Simulationsmodus bieten, um Komponenten und Trackingverfahren auf ihre ordnungsgemäße Funktion hin zu testen, und um die praxisnahe Einweisung von Bedienern zu gewährleisten. Daneben soll der Anschluss eines externen Bedienelements (im Folgenden Diagnosegerät genannt) möglich sein, das eine Diagnose von Betriebsparametern- und eine manuelle Ausrichtung der Achsen mittels Joystick und einem Display ermöglicht.

Im manuellen Modus, bei dem die Aktuatoren durch Joystick-Steuereingaben am Diagnosegerät oder vom MCC aus von Hand bewegt werden sollen, wird die Geschwindigkeit des Aktuators proportional zur Auslenkung des Joysticks gesteuert. Im automatischen Modus wird hingegen die Soll-Position vorgegeben. Dies ermöglicht eine flüssige Nachführbewegung in allen Betriebsmodi.

2.1.3 Anforderungen an die Aktuatorik

Die mit den Aktuatoren zu erreichende Stelldynamik, um das Tracking der WARR Ex-3 beziehungsweise des DUB zu ermöglichen, soll in diesem Abschnitt betrachtet werden. Da die Elevationsachse beim Start einer Rakete die größten Winkelbeschleunigungen fahren muss, soll die Bewegung um diese Achse betrachtet werden.

Dazu wird das vom jeweiligen Aktuator drehzahlabhängig lieferbare Abtriebsmoment $M_A(\dot{\theta}_T)$ dem parasitären Lastmomenten $M_L(\dot{\theta}_T, \theta_T)$ (Windlast, Lagerreibung, Kabel Rückhaltemomente, ...) gegenübergestellt, um aus der Differenz das zur Verfügung

stehende Beschleunigungsmoment M_B zu bestimmen, welches zusammen mit der Massenträgheit und Schwerpunktlage der Nutzlast auf eine im jeweiligen Betriebspunkt maximal erreichbare Elevations-Winkelbeschleunigung $\ddot{\theta}_{T,max}$ führt. Diese muss stets über der tatsächlich benötigten Elevations-Winkelbeschleunigung $\ddot{\theta}_{T,req}$ mit dem dabei benötigten Beschleunigungsmoment $M_{B,req}$ liegen, womit das erfolgreiche Tracking gewährleistet ist.

Bei temporärer Überlastung des Aktuators oder dem Betrieb im Grenzbereich kann ein Schlupf zwischen Ist- und Soll-Position entstehen. Eine closed-loop Ansteuerung der Aktuatoren kann im Gegensatz zu einem Open-Loop System die dabei entstehenden Positionierungsfehler erkennen und kompensieren. Aus diesem Grund soll der Tracker über Drehgeber verfügen. Diese Positionsdaten können zudem für die Berechnung der Trackinglösung verwendet werden.

2.1.3.1 Benötigte Elevations-Winkelbeschleunigung

Im Folgenden soll ein einfaches zweidimensionales Berechnungsmodell für den Start von Raketen vorgestellt werden, welches zu einer harten Anforderung für den zeitlichen Verlauf der minimal benötigten elevations-Winkelbeschleunigung führt. Eine Darstellung der Zusammenhänge der in die Berechnung eingehenden Größen ist in Abb. 2–6 zu sehen. Die Höhe der Rakete über Grund (*engl.*: above ground level; AGL) wird durch $h(t)$ beschrieben, der aus Tab. 2–1 zu beziehende horizontale Abstand zwischen Tracker und Startrampe mit s_0 . Es wird vereinfachend angenommen, dass die Trajektorie eine Gerade senkrecht zur Erdoberfläche bildet und dass einzig ein konstanter Nettoschub auf die Punktmasse „Rakete“ einwirkt. Diese Annahmen sind gerechtfertigt, da die höchsten Winkelbeschleunigungen in der Startphase auftreten, in der diese einfache Modellvorstellung zudem am ehesten der Realität entspricht.

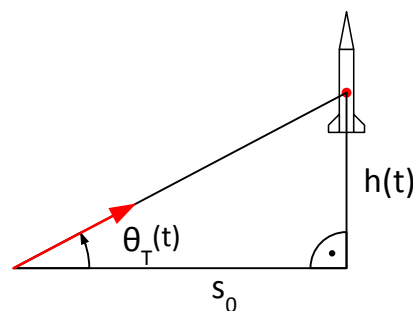


Abb. 2–6: Modellvorstellung startende Rakete

Mit den eingeführten Größen ergibt sich folgendes Berechnungsmodell:

$$h(t) = \frac{1}{2} \cdot \ddot{h}(t) \cdot t^2 \quad (2-1)$$

Gleichung 2–1 beschreibt den zeitlichen Verlauf der Flughöhe AGL. Die Nettobeschleunigung $\ddot{h}(t)$ (= konst.) als Vielfaches der Erdbeschleunigung bezeichnet dabei den als konstant angenommenen Triebwerksschub in der Startphase abzüglich der Erdanziehungskraft. Die Werte für WARR Ex-3 und eine generische Feststoffrakete ähnlicher Leistungsfähigkeit (angenommener Strukturfaktor von 0,5 auf Motorgewicht) sind in Tab. 2–2 aufgelistet.

Tab. 2–2: Leistungsparameter für WARR Ex-3 und generische Feststoffrakete

	WARR Ex-3 (projektiert)	Beispiel Feststoffrakete
Motor	WARR Hyper-II	Cesaroni Pro150 40960O8000-P
Startschub	10.000 N	8.600 N
Abflugmasse (AUW)	130 kg	1,5 * 32,7 kg ≈ 50 kg
Nettobeschleunigung	6,7 g	16,2 g

Neben den oben aufgeführten Raketen werden von der WARR auch solche vergleichsweise geringerer Flugleistung betrieben. Dazu zählen zum Beispiel die Lenkflugkörper der xM-Familie sowie die WARR Ex-1, welche mit entsprechenden Genehmigungen seitens der zuständigen Landesluftfahrtbehörden in Deutschland gestartet werden können. Starts dieser Raketen werden im Rahmen von Treffen der Amateurraketenszene (z.B. RJD oder Solaris Flugtage) oder auf Modellflugplätzen (z.B. Straubing) durchgeführt. Der minimal mögliche Abstand zwischen Tracker und Startrampe kann in diesen Fällen mit zirka 50 m deutlich geringer gewählt werden. Die Nettobeschleunigung solcher Raketen ist im Bereich zwischen 5 g und 10 g im Falle des Lenkflugkörpers xM-2 anzusiedeln. Damit sind alle Parameter für die Berechnung der Winkelbeschleunigungen der Elevationsachse bekannt. Aus der Geometrie der Darstellung in Abb. 2–6 erhält man den Zusammenhang für den Elevationswinkel des Trackers, was durch Gleichung 2–2 ausgedrückt wird.

$$\theta_T(t) = \tan^{-1} \left(\frac{h(t)}{s_0} \right) \quad (2-2)$$

Differenziert man Gleichung 2–2 zweifach nach der Zeit, so erhält man zunächst die Winkelgeschwindigkeit (Gleichung 2–3) und schlussendlich eine Gleichung, welche die vom Tracker zu fahrende Winkelbeschleunigung angibt (Gleichung 2–4).

$$\dot{\theta}_T(t) = \frac{4 \cdot \dot{h}(t) \cdot s_0 \cdot t}{4 \cdot s_0^2 + \dot{h}(t)^2 \cdot t^4} \quad (2-3)$$

$$\ddot{\theta}_{T,req}(t) = \frac{4 \cdot s_0 \cdot (4 \cdot s_0^2 \cdot \ddot{h}(t) - 3 \cdot \dot{h}(t) \cdot t^4)}{(4 \cdot s_0^2 + \dot{h}(t)^2 \cdot t^4)^2} \quad (2-4)$$

Nachdem das Berechnungsmodell in MATLAB übertragen wurde, konnten folgende Verläufe für die Winkelgeschwindigkeit und Winkelbeschleunigung über die Zeit geplottet werden. Betrachtet werden soll dabei im Folgenden eine Rakete mit 20 g Nettobeschleunigung (Fall 1, entspricht den Raketen mit größeren Flughöhen – Abb. 2–7) und einer weiteren mit 10 g Nettobeschleunigung (Fall 2, entspricht den Raketen geringerer Flughöhen – siehe Abb. 2–8). Im Falle der Winkelgeschwindigkeit sind lediglich die jeweils größten Verläufe geplottet worden.

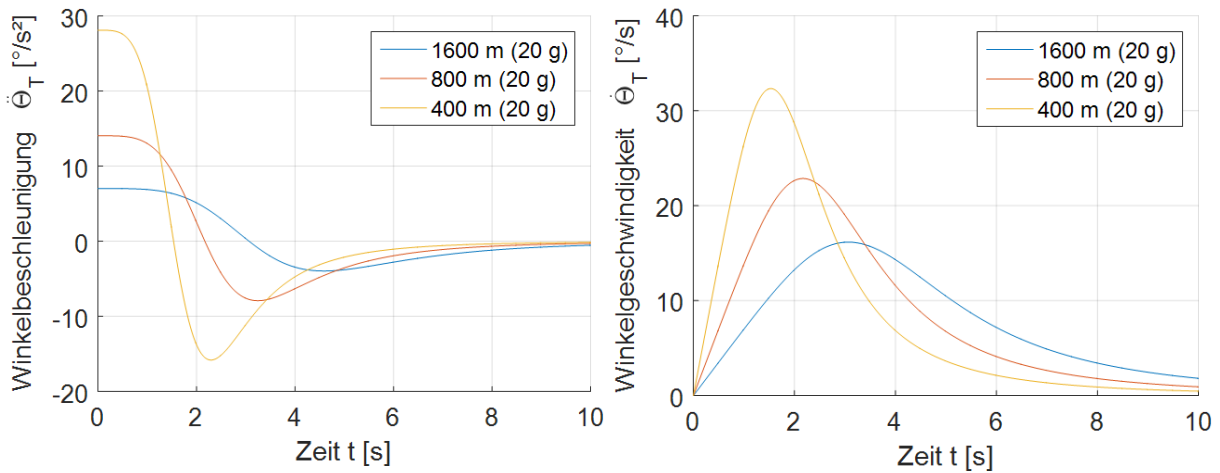


Abb. 2–7: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (Rakete, Fall 1)

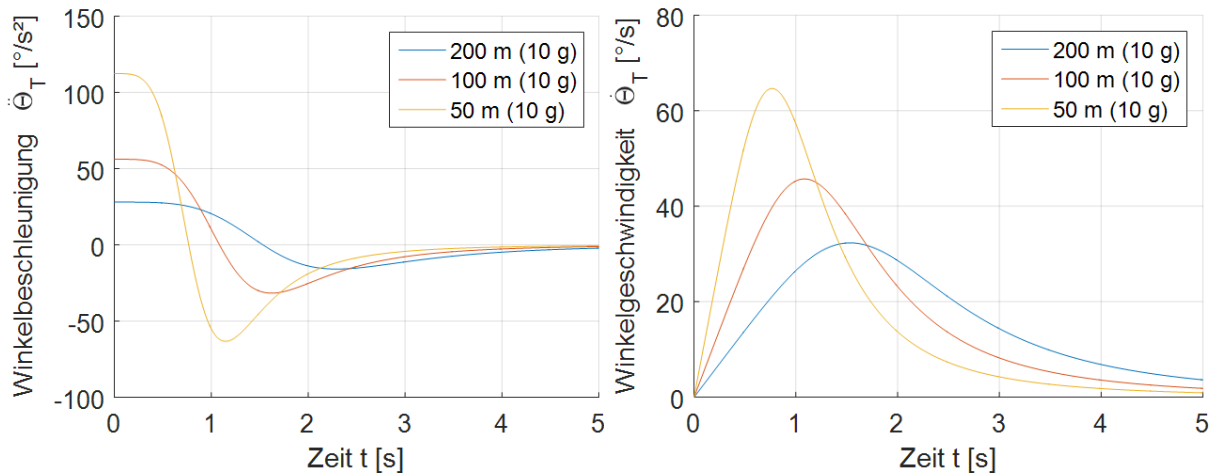


Abb. 2–8: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (Rakete, Fall 2)

Es lässt sich anhand der Plots feststellen, dass die größte Winkelbeschleunigung bei Fall 2 mit einer Entfernung von 50 m zur startenden Rakete auftritt. Daher soll die Aktuatorik des Trackers in der Lage sein, mit bis zu $115 \text{ } ^\circ/\text{s}^2$ (2 rad/s^2) zu beschleunigen.

Auch die Dynamikanforderungen beim Einsatz des DUB sollen mittels eines einfachen zweidimensionalen Berechnungsmodells untersucht werden, das den horizontalen Anflug des IMPULLS UAVs in einer Flughöhe von $h_0 = 10 \text{ m}$ AGL und konstanter Fluggeschwindigkeit von $\dot{s}(t) = 40 \text{ m/s} = \text{const.}$ über Grund beschreibt. Eine Darstellung der Zusammenhänge der in die Berechnung eingehenden Größen ist in Abb. 2–9 zu sehen.

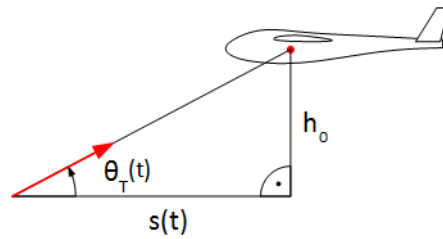


Abb. 2–9: Modellvorstellung UAV Überflug

Die Berechnung erfolgt ähnlich zur oben gezeigten Vorgehensweise in Bezug auf Raketen. Der zeitliche Verlauf des horizontalen Abstands $s(t)$ des anfliegenden UAVs zum Tracker wird in Gleichung 2–5 dargestellt. Dabei wird der Startpunkt in eine Entfernung von $s_0 = 100 \text{ m}$ vom Standort des Trackers gelegt, damit die Anfangsausrichtung der Elevationsachse $\sim 0^\circ$ beträgt (parallel zur Erdoberfläche).

$$s(t) = s_0 - \dot{s}(t) \cdot t \quad (2-5)$$

Der Elevationswinkel berechnet sich wie in Gleichung 2–6 angegeben.

$$\theta_T(t) = \tan^{-1} \left(\frac{h_0}{s(t)} \right) \quad (2-6)$$

Winkelgeschwindigkeit und die benötigte Beschleunigung für das Tracking werden durch die Gleichungen 2–7 und 2–8 abgebildet.

$$\dot{\theta}_T(t) = \frac{h_0 \cdot \dot{s}(t)}{h_0^2 + (s_0 - \dot{s}(t) \cdot t)^2} \quad (2-7)$$

$$\ddot{\theta}_{T,req}(t) = - \frac{2 \cdot h_0 \cdot \dot{s}(t)^2 \cdot (\dot{s}(t) \cdot t - s_0)}{(s_0^2 + h_0^2 + t^2 \cdot \dot{s}(t)^2 - 2 \cdot s_0 \cdot t \cdot \dot{s}(t))^2} \quad (2-8)$$

Auch hier wurden die Ergebnisse in MATLAB geplottet:

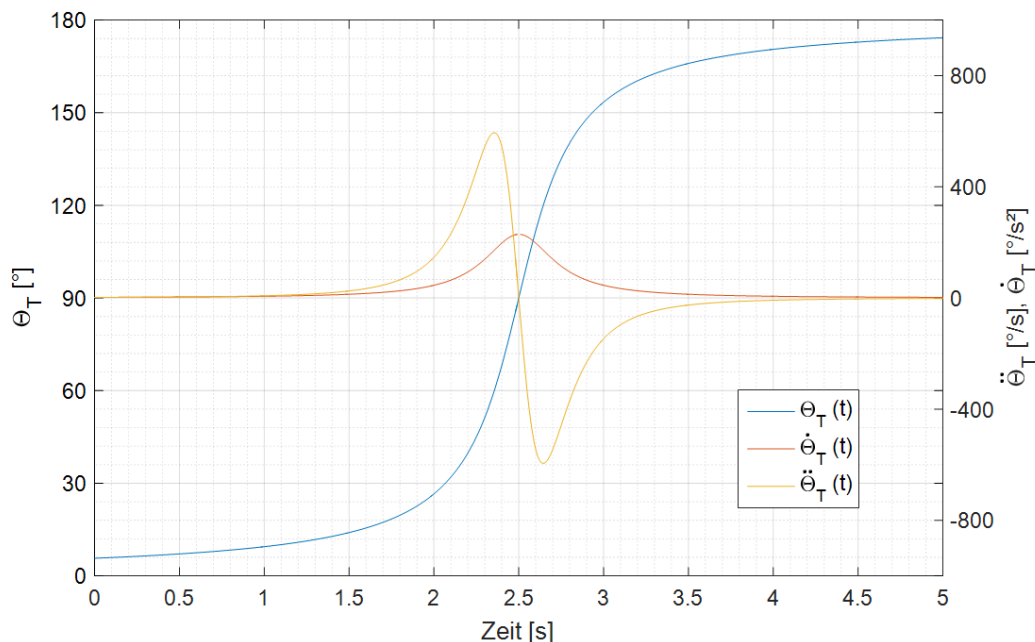


Abb. 2–10: Winkelbeschleunigung und Winkelgeschwindigkeit (DUB)

Die in Abb. 2–10 gezeigten Plots führen zum Schluss, dass das für das DUB-Projekt angenommene Referenzszenario zu höheren maximalen Winkelgeschwindigkeiten (229 °/s) und Winkelbeschleunigungen (595 °/s²) auf der Elevationsachse führen. Die dabei ermittelten Werte sollen von nun an als Auslegungsparameter für die Aktuatorik verwendet werden.

2.1.3.2 Benötigtes Elevations-Beschleunigungsmoment

Wird nun die bereits definierte maximale Nutzlastmasse von 2 kg hinzugenommen, so lässt sich das dafür benötigte Beschleunigungsmoment $M_{B,req}$ unter Anwendung des Drallsatzes (siehe Gleichung 2–9) bestimmen.

$$\sum M = J_{yy} \cdot \ddot{\theta}_{T,req} = M_{B,req} \quad (2-9)$$

Da laut getroffener Definition nur das Beschleunigungsmoment zur Beschleunigung der Nutzlastmasse zur Verfügung steht, ist der Zusammenhang sehr einfach. Das zur Berechnung benötigte Trägheitsmoment J_{yy} um die $y_{\theta T}$ -Achse wird minimal, wenn der Schwerpunkt der Nutzlast auf der Rotationsachse liegt. Daher soll es möglich sein an der Nutzlastaufnahme des Trackers Ausgleichsgewichte zur Erfüllung dieser Bedingung anzubringen (Statisches Auswuchten). Das zur Berechnung benötigte Trägheitsmoment J_{yy} um die $y_{\theta T}$ -Achse soll aus dem Jahresbericht zum DUB-Projekt übernommen werden und beträgt dort 0,0183 kg·m² (Masse: 2 kg) [3]. Die dabei verwendete Nutzlast hat größere Abmessungen und eine höhere Gesamtmasse als die für den Betrieb mit WARR Ex-3 vorgesehene.

Mit den Oben getroffenen Annahmen lässt sich das benötigte Beschleunigungsmoment in MATLAB plotten.

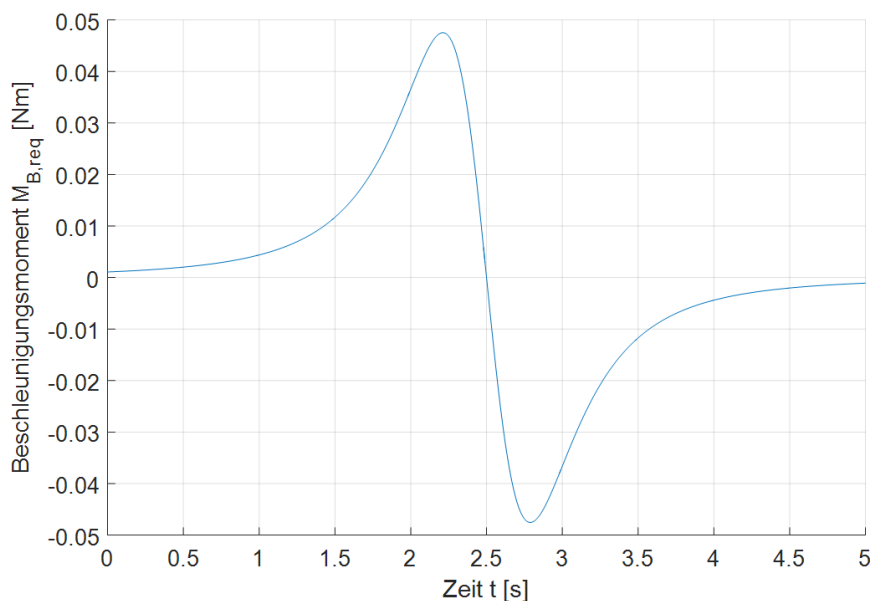


Abb. 2–11: Benötigtes Beschleunigungsmoment mit DUB Nutzlast und geforderter Dynamik

Wie sich zeigt, sind die Beträge des berechneten Drehmomentverlaufs vergleichsweise klein.

Es soll an dieser Stelle erwähnt werden, dass die Massenverteilung der Nutzlast in der Realität nicht homogen ist, was zu Deviationsmomenten (Elemente des Trägheitstensors neben den Trägheitsmomenten auf seiner Hauptdiagonalen) im Trägheitstensor führt. Diese sorgen bei der Beschleunigung um eine der jeweils orthogonalen Achsen über ein durch die Deviationsmomente entstehendes Drehmoment um die jeweils andere Achse für eine Verkoppelung der Achsen, was hier aber nicht tiefergehend mathematisch betrachtet werden soll, da die Auswirkungen auf den Tracker gering sind. Die Elevationsachse wird zwar mit vergleichsweise hohen Winkelbeschleunigungen bewegt, jedoch stehen an der Azimutachse aufgrund der geringen benötigten Azimut-Winkelbeschleunigung Drehmomentreserven des Aktuators zur Verfügung, um diese Momente auszugleichen. Umgekehrt entstehen aufgrund der geringeren Winkelbeschleunigungen um die Azimutachse nur vergleichsweise kleine Drehmomente auf der Elevationsachse.

2.1.3.3 Parasitäre Lastmomente

Das parasitäre Lastmoment M_L setzen sich aus folgenden Einflüssen zusammen:

Die Reibung in den Lagern wird üblicherweise als Coulomb Reibung modelliert. [31] Da ihre Größenordnung vergleichsweise gering ist, soll sie im Rahmen dieser Betrachtung keine Rolle spielen. Durch Kabel verursachte Drehmomente sind schwierig zu modellieren und können bei ungünstiger Gestaltung durchaus Werte erreichen, die positionsabhängig signifikante Auswirkungen auf die Dynamik haben. Aus diesem Grund und für einen kontinuierlichen 360° Schwenkbereich in der Azimut-Ebene soll der Tracker über Schleifringe auf allen Achsen verfügen. Der quantitativ größte Anteil an M_L bildet das aerodynamische Drehmoment aus der Windströmung, was im Folgenden untersucht werden soll. Weitere Einflussfaktoren und Details zu den in M_L eingehenden Störeinflüssen finden sich in der Bachelorarbeit zum Thema „Entwicklung einer stabilisierten Sensor Payload zur Erfassung von Zielen für das UAV IMPULLS“. [32]

Die für den DUB verwendete Patch Array Antenne weist mit $305 \times 305 \text{ mm}^2$ die größten Abmessungen aller derzeit als Nutzlast in Frage kommenden Antennen auf. Diese soll nun, modelliert als eine in der bodennahen Grenzschicht angeströmten, frei stehenden ebenen Platte mit der in Kapitel 2.1.1 benannten „Worst-Case“ Windgeschwindigkeit von 12 m/s beaufschlagt werden. Die Modellierung basiert auf Theorien aus der Bauwerksaerodynamik [33, S. 58ff.]. Die aerodynamischen Beiwerte C_D und C_L , sowie die relative Lage des Druckpunkts (CoP) e/l werden den Berechnungsmodellen aus den Veröffentlichungen von Wood et al. und Holmes et al. [34] entnommen und sind in Abb. 2–12 dargestellt. Die darin gegebenen Datenpunkte sind mit einer linearen Interpolationsvorschrift verbunden, was in erster Linie der besseren Visualisierung in den Plots dient.

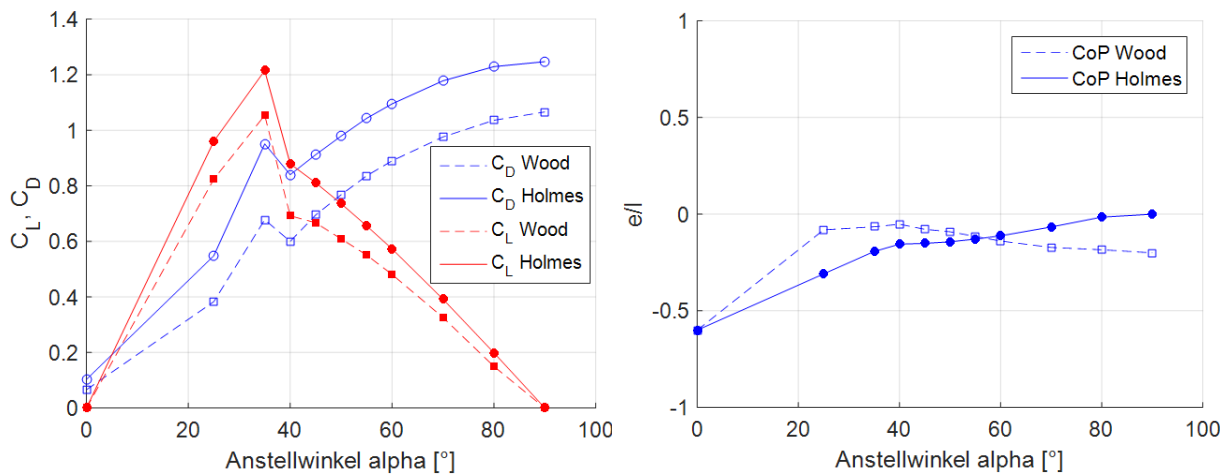


Abb. 2–12: Aerodynamische Parameter der ebenen Platte über den Anstellwinkel

Weitere Eingangsparameter für das Berechnungsmodell sind die Abmessungen der Antenne $A_A = (l_A)^2 = (305 \text{ mm})^2$, die in Abschnitt 2.1.1 bestimmte maximal tolerierbare Windgeschwindigkeit von $v_W = 12 \text{ m/s}$ und die Luftdichte von $\rho_L = 1,225 \text{ kg/m}^3$.

Der Normalkraftbeiwert berechnet sich wie in Gleichung 2–10 angegeben.

$$C_N = C_L \cdot \cos(\alpha) + C_D \cdot \sin(\alpha) \quad (2-10)$$

Mit der Lage des CoP als Hebelarm, dem berechneten Verlauf des Normalkraftbeiwerts und den oben genannten Eingangsgrößen lässt sich der anstellwinkelabhängige Verlauf des aerodynamischen Drehmoments aus der Windströmung mittels Gleichung 2–11 angeben.

$$M_{L,Wind} = -C_N \cdot 0,5 \cdot \rho_L \cdot v_W^2 \cdot A_A \cdot e/l \cdot l_A \quad (2-11)$$

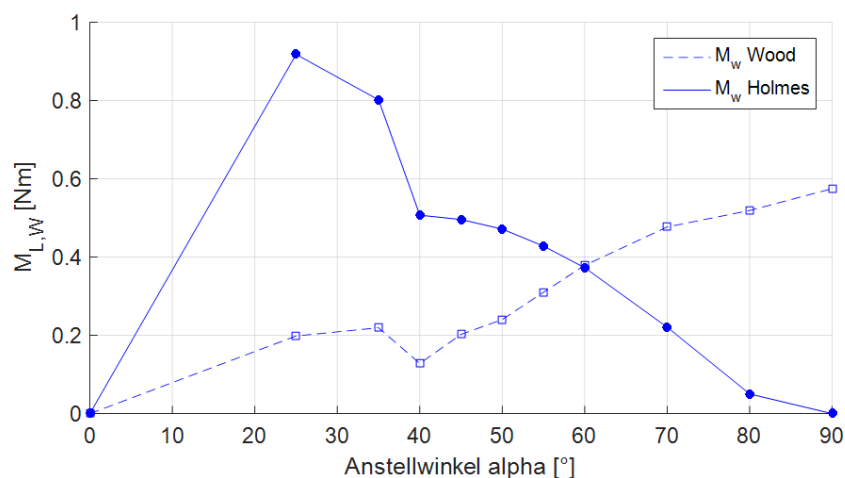


Abb. 2–13: Abhängigkeit von $M_{L,W}$ vom Anstellwinkel der Antenne

Wie in Abb. 2–13 zu sehen ist, kann der nach dem Berechnungsmodell von Wood et al. bestimmte Verlauf als physikalisch unplausibel betrachtet werden, da das Drehmoment bei einem Anstellwinkel von 90° ungleich Null ist. Das mit Holmes et al.

erzielte Ergebnis ist zudem bezüglich seiner Maximalwerte konservativer und wird in nachfolgenden Betrachtungen weiterverwendet. Wird $M_L = M_{L,W}$ über den Verlauf des Elevationswinkels (DUB) berechnet, so lässt sich der Verlauf des Lastmoments über der Zeit angeben. Dabei wurden die von Holms et al. gegebenen Datenpunkte mit der MATLAB Funktion *interp1* interpoliert und nur bis zum Zeitpunkt $t = 2,5$ s geplottet, da der Verlauf symmetrisch ist. (Dies soll in allen nachfolgenden Betrachtungen beibehalten werden.)

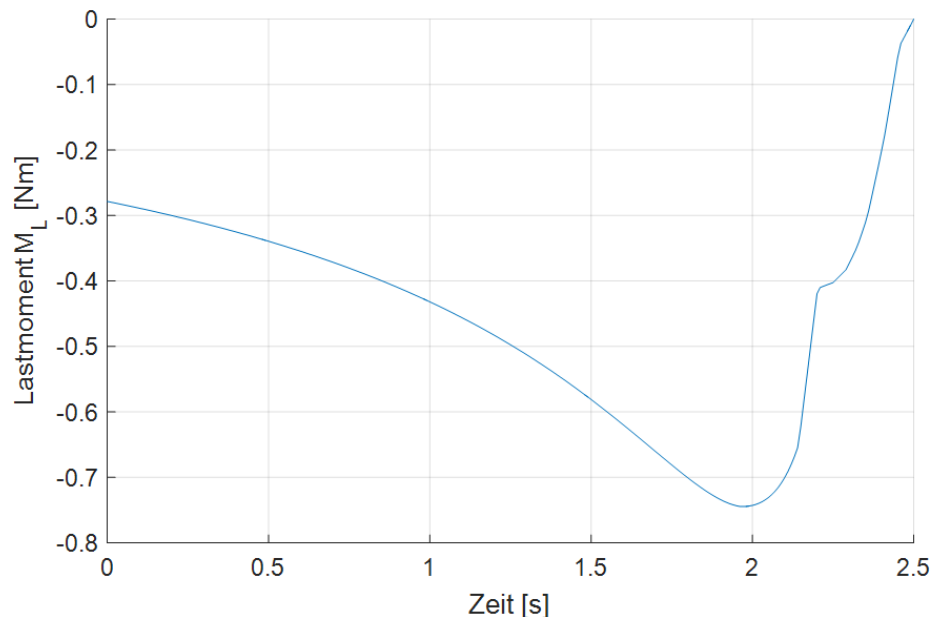


Abb. 2–14: Verlauf des Lastmoments über der Zeit

Verglichen mit dem benötigten Beschleunigungsmoment, dessen Verlauf Abb. 2–11 entnommen werden kann, ist die Größenordnung des Lastmoments deutlich signifikanter. In der Realität wird die Umströmung der Patch Antenne durch den Tracker selbst und weiteren Anbauten (z.B. Nutzlast) hinter der Antenne gestört. Die Anströmung erfolgt zudem auch nicht ausschließlich aus der $x_{\psi T}$ -Richtung, sondern unter einem Winkel $\beta \neq 0$ um die $z_{\psi T}$ -Achse verdreht. Aus diesen Gründen ist ein geringerer Kraft- und somit auch Momentenbeiwert zu erwarten, als berechnet.

2.1.3.4 Benötigtes Elevations-Abtriebsmoment

Durch Addition der in den vorangegangenen Abschnitten bestimmten Drehmomentverläufe kann letztlich der Verlauf des mindestens benötigten Drehmoments des Aktuators auf der Elevationsachse als Summe von Lastmoment und benötigten Beschleunigungsmoment bestimmt werden. Diesen Verlauf zeigt Abb. 2–15 und wird als Anforderung an die Aktuatorik übernommen.

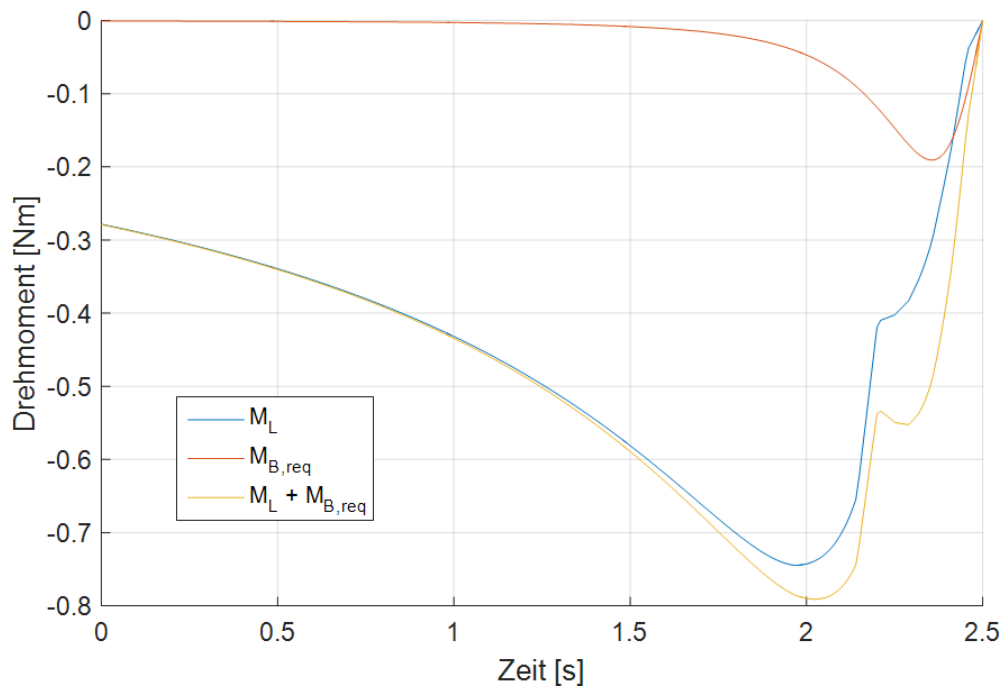


Abb. 2–15: Mindestens benötigtes Drehmoment des Aktuators auf der Elevationsachse

2.1.4 Anforderungen bei der Umsetzung

Aufgrund beschränkter Budgets muss die Umsetzung in einem festgelegten Kostenrahmen erfolgen. Nach der Diskussion mit allen Stakeholdern wurde der Maximalbetrag mit 2000 € definiert.

Nach Möglichkeit sollen COTS Komponenten verbaut werden, als auch die Teilefertigung mit den der WARR oder dem LLS zur Verfügung stehenden Mitteln erfolgen. Am LLS ist mit dem A2V2 ein industrieller 3D Drucker von 3ntr verfügbar, mit dem qualitativ hochwertige Teile hergestellt werden können. Die WARR verfügt unter anderem über Drehmaschinen, eine Fräse, sowie in naher Zukunft einen FDM 3D Drucker und eine CNC Portalfräse. (Stand Q1 2016)

Als studentische Arbeitsgemeinschaft ist die WARR einer graduellen personellen Fluktuation unterworfen. Daneben soll das System Tracker für eine hohe Bandbreite möglicher Einsatzszenarien nutzbar sein. Aus diesen Gründen soll auf eine detaillierte Projektdokumentation Wert gelegt werden. Das System darf darüber hinaus keine „Black Box“ sein und muss auf neuartige Einsatzszenarien angepasst werden können. Auch der Betrieb an sich soll durch Personen erfolgen können, die eingewiesen sind, aber über keine Kenntnisse von tieferen Systemebenen verfügen.

2.2 Lastenheft

Die in Kapitel 2.1 erarbeiteten Anforderungen an das System Tracker seien im Folgenden tabellarisch übersichtlich dargestellt. Die Nummerierung dient der Referenzierung in den folgenden Kapiteln. Die Anforderungen wurden thematisch gruppiert und einem Anforderungstyp nach Tab. 2–3 zugewiesen.

Tab. 2–3: Anforderungstypen

Abkürzung	Erläuterung
R	Ressourcen
D	Design (Gestaltung)
F	Funktion (Was tun?)
P	Performance (Wie gut?)
I	Interface (Schnittstelle)
E	Environmental (Umwelteinflüsse)

Tab. 2–4: Lastenheft des Systems

Anforderungen an die Umsetzung		
U.1	R	Die Kosten des Systems müssen innerhalb des gesetzten Kostenrahmens von 2000 € bleiben
U.2	R/D	Wo immer möglich sollen COTS-Komponenten zum Einsatz kommen
U.3	R/D	Die mechanischen Teile des Systems sollen so entworfen werden, dass eine weitgehende Fertigung mit den der WARR zur Verfügung stehenden Maschinen möglich ist
U.4	D	Das System darf keine Blackbox sein, um Hard- und Software bei Bedarf mittels verfügbarer Dokumentation modifizieren zu können
Operationelle Anforderungen		
O.1	F	Das System soll für verschiedene Raketen der WARR einsetzbar sein
O.2	F	Das System soll für Ballonexperimente der WARR einsetzbar sein
O.3	F	Das System soll für den DUB des LLS einsetzbar sein
O.4	P	Die bei der geforderten Dynamik maximal mögliche Nutzlastmasse soll (inklusive Ausgleichsgewichten) 2 kg betragen
O.5	D/I	Das System soll so konzipiert werden, dass der Betrieb auf Kampagnen durch eingewiesene Nutzer mittels einer Nutzerschnittstelle möglich ist
O.6	P	Das System soll so konzipiert werden, dass die Einsatzbereitschaft innerhalb von ≤ 1 Stunde hergestellt sein kann
O.7	P	Das System soll eine Operationsdauer von mindestens 5 Stunden aufweisen

O.8	F	Das System soll die Trackinglösung basierend auf verfügbaren GNSS-Positionsdaten berechnen
O.9	F	Das System soll die Trackinglösung basierend auf den Positionsdaten von Drehgebern berechnen
O.10	I	Das System soll mit 24 VDC Versorgungsspannung betrieben werden
O.11	F/D	Das System soll jederzeit Betriebszustände und Statusinformationen anzeigen können
O.12	F/D	Das System soll über die Anschlussmöglichkeit eines Diagnosegeräts verfügen, um grundlegende Einstellungen vornehmen zu können
O.13	F	Das Tracking sollte durch HIL Simulation getestet werden können
O.14	F	Im manuellen Modus sollen dem Motortreiber Soll-Geschwindigkeit proportional zur Auslenkung des Joysticks vorgegeben werden
O.15	F	Im automatischen Modus sollen dem Motortreiber Soll-Positionen aus der Berechneten Trackinglösung vorgegeben werden
O.16	F/D	Das System soll zum Transport und zur Aufbewahrung in seine Hauptbaugruppen zerlegbar sein
O.17	P/D	Das System soll in ein Transport- und Aufbewahrungsbehältnis mit einem Gurtmaß von ≤ 2 m hinein passen
O.18	P/D	Das System soll inklusive Transport- und Aufbewahrungsbehältnis ein Gesamtgewicht von ≤ 25 kg besitzen
Anforderungen an die Aktuatorik		
A.1	F/D	Das System soll die Nachführung der Nutzlast mittels geeigneter Aktuatoren über eine Azimut- und Elevationsachse ausführen
A.2	P	Die Aktuatoren sollen in jedem Betriebspunkt ein größeres Drehmoment bereitstellen können, als das in Abb. 2–15 dargestellte minimal benötigte Drehmoment
A.3	F/D	Das System soll über Drehgeber verfügen, um einen sicheren Closed-Loop Betrieb der Aktuatoren zu gewährleisten
A.4	E	Die Aktuatoren sollen geringe Elektromagnetische Störstrahlung (EMI) erzeugen
Anforderungen an die Schnittstellen (mechanisch und elektrisch)		
S.1	I	Das System soll eine Ethernet-Kommunikationsschnittstelle aufweisen, um für den Einsatz in ESRANGE, am CLBI und in Verbindung mit dem DUB geeignet zu sein

S.2	I	Das System soll elektrische Schnittstellen zum Anschluss (Signal, Spannungsversorgung) der in Frage kommenden Nutzlasten an den Tracker bieten
S.3	D	Alle elektrischen Signale innerhalb des Trackers sollen mittels Schleifringen über die Achsen geführt werden
S.4	D	Das System soll ein Stativ umfassen, welches die Nivellierung der Trackingeinheit auf unebenen und weichen Untergründen erlaubt sowie eine Arbeitshöhe von mindestens 1,9 m ermöglicht und für einen sicheren Stand sorgt
S.5	I	Das System soll eine mechanische Schnittstelle zur Aufnahme verschiedener Nutzlasten (Antennen, Kameras, Sensoren) bieten
S.6	I/P	Durch Montagemöglichkeiten von Ausgleichsgewichten (Anteilig an der Gesamtnutzlastmasse) soll die Elevationsachse statisch ausgewuchtet werden können
S.7	I/D	Das Gehäuse des Trackers soll demontierbar sein, ohne dass dazu weitere Teile oder die Nutzlast demontiert werden müssen. Dabei sollen alle elektrischen Schnittstellen im Inneren zugänglich werden.
Anforderungen aus Umwelt- und Einsatzbedingungen		
E.1	E	Das System soll eine Betriebsfestigkeit gegenüber den Umweltbedingungen in Kiruna aufweisen (-15 °C)
E.2	E	Das System soll eine Betriebsfestigkeit gegenüber den Umweltbedingungen in Natal aufweisen (+40 °C)
E.3	E	Das System soll mindestens der Schutzklasse IP54, nach DIN EN 60529, entsprechen
E.4	E	Das System sollte im nicht-operationellen Zustand während der Gesamtdauer der Kampagne den genannten Umweltbedingungen widerstehen können
E.5	E	Die in bis gestellten Anforderungen sollen durch die Erzeugung vergleichbarer Umweltbedingungen verifiziert werden können

2.3 Schlussfolgerung

Die erhobenen Anforderungen schränken die Lösungsvielfalt ein, sodass eine Analyse der in Kapitel 1.2.1 vorgestellten kommerziellen Systeme hinsichtlich ihrer Eignung erfolgen kann.

Produkte, wie die von Robotzone LLC sind aufgrund der ungeschützten elektronischen Komponenten aufgrund den in den Anforderungen **E.1** bis **E.4** genannten Umweltbedingungen ungeeignet. Das auf Modellbauservos basierende System verfügt, wie auch das System mit DC-Motoren, über keine Möglichkeit, die Position der Achsen zu bestimmen, was aber in **O.9** gefordert wird. Der ScorpionX MX-64 Turret

von TrossenRobotics bietet zwar diese Möglichkeit, weist aber ebenfalls einen ungenügenden Schutz gegenüber den Umweltbedingungen auf. Die einzeln zu erwerbenden Aktuatoren erscheinen allerdings durchaus fähig, die in **A.2** bis **A.4** gestellten Anforderungen zu erfüllen.

Die in Abschnitt 1.2.1.3 genannten Systeme würden die Anforderungen größtenteils erfüllen, sprengen aber den in **U.1** gesetzten Kostenrahmen deutlich.

Da kein kommerzielles System die gesetzten Anforderungen in zufriedenstellender Weise erfüllen kann, soll im weiteren Verlauf dieser Semesterarbeit ein geeignetes System entworfen werden.

3 Konzeption der Systemarchitektur

3.1 Systemebene 0

3.1.1 Trackingverfahren (Ebene 0)

In diesem Abschnitt soll die Berechnung der Trackinglösung („Program Tracking“; siehe 1.2.2.1) basierend auf der im Lastenheft von **O.8** und **O.9** geforderten Verwendung der Ziel- und Tracker GNSS-Positionsdaten, sowie der Achsenpositionen, beschrieben werden (Anforderung **O.15**). Für die nachfolgenden Beschreibungen sei an dieser Stelle an die in Abschnitt 1.1.3 eingeführte Nomenklatur verwiesen. Weitere Informationen zu den verwendeten Koordinatensystemen, Transformationen und zur Nomenklatur finden sich in der Literatur. [4] Der unten erläuterte Rechenweg wurde in Simulink implementiert und durch die Eingabe einfacher Trajektorien validiert. Dabei wurden beispielsweise ein um den Tracker kreisendes Ziel oder eine Parabeltrajektorie simuliert. (Siehe Anhang A.2 sowie beigefügte Simulink Dateien)

3.1.1.1 Berechnung der Trackinglösung

Zunächst müssen die Soll-Winkel des Trackers in Azimut- und Elevationsrichtung bestimmt werden. Die empfangenen GNSS-Daten des Ziels und die des stationären Trackers stehen im geodätischen Referenzsystem WGS84, jeweils mit den drei Koordinaten (geodätische) Länge (*engl.*: Longitude, λ), (geodätische) Breite (*engl.*: Latitude, Φ) und (geodätischer) Höhe (*engl.*: Altitude, h), zur Verfügung. Diese stellen die Ortsvektoren \vec{p}_T des Trackers und \vec{p}_Z des Ziels dar und werden in Kartesische Koordinaten im ECEF-System (Index E) transformiert. Den sogenannten Zielvektor \vec{p}_{TZ} zwischen Tracker- und Zielposition erhält man durch Subtraktion des Vektors \vec{p}_T von \vec{p}_Z , wie in Abb. 3–1 zu sehen ist.

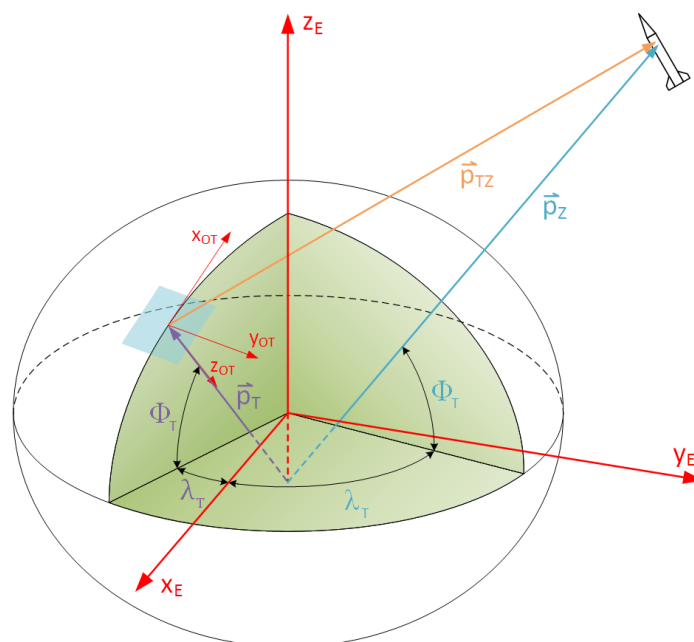


Abb. 3–1: Darstellung der Ortsvektoren und des Zielvektors

Um nun die Soll-Werte $\Psi_{T,req}$ (Azimut; Gleichung 3–2) und $\theta_{T,req}$ (Elevation; Gleichung 3–3) für die Ausrichtung des Trackers zu erhalten, wird der Zielvektor mit der Matrix $\mathbf{A}_{EO}(\lambda_T, \Phi_T)$ (siehe Gleichung 3–1) in das NED-System des Trackers (siehe Abb. 3–1) transformiert.

$$\mathbf{A}_{EO}(\lambda_T, \Phi_T) = \begin{bmatrix} -\sin \Phi \cdot \cos \lambda & -\sin \Phi \cdot \sin \lambda & \cos \Phi \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos \Phi \cdot \cos \lambda & -\cos \Phi \cdot \sin \lambda & -\sin \Phi \end{bmatrix} \quad (3-1)$$

Mittels Trigonometrie und den drei Komponenten des Zielvektors gelangt man schließlich auf die beiden gesuchten Winkel. Dabei wird der in MATLAB/Simulink verfügbare Arkustangens mit zwei Argumenten genutzt, welcher einen Wertebereich von $\pm\pi$ aufweist. Bei der Implementierung auf Microcontrollern steht dieser entweder schon im Befehlssatz zur Verfügung oder kann wie in der Literatur beschrieben umgesetzt werden. [35]

$$\Psi_{t,req} = \text{atan2} \left(\frac{p_{TZ,y}}{p_{TZ,x}} \right) \quad (3-2)$$

$$\theta_{t,req} = \text{atan} \left(-\frac{p_{TZ,z}}{\sqrt{p_{TZ,x}^2 \cdot p_{TZ,y}^2}} \right) \quad (3-3)$$

Befindet sich das Ziel direkt über dem Tracker tritt eine kardanische Blockade (*engl.*: gimbal lock) auf. Dieser Fall muss bei der softwareseitigen Implementierung des Trackingverfahrens abgefangen werden.

Mit den Positionsdaten der Drehgeber kann schließlich die Abweichung der aktuellen Ausrichtung der $x_{\theta T}$ -Achse vom Zielvektor bestimmt werden. Die Aktuatoren können anschließend entsprechend angesteuert werden um diese Abweichung zu kompensieren.

Hier wäre zur Erfüllung von Anforderung **O.13** denkbar, dass die virtuellen GNSS-Daten einer simulierten Trajektorie in das System eingespeist werden.

3.1.1.2 Justage des Trackers bei Inbetriebnahme

Um das vorgestellte Trackingverfahren nutzen zu können, muss der Tracker nach der Montage vor Ort zunächst in die Anfangsausrichtung gebracht werden.

In einem ersten Schritt soll durch Justage der Teleskopbeine des Stativs sichergestellt werden, dass die $z_{\psi T}$ -Achse (Azimut Drehachse) mit der z_{OT} -Achse (NED Senkrechte) übereinstimmt. Zu diesem Zweck wird eine Dosenlibelle (Abbildung Abb. 3–2) auf der $x_{OT}y_{OT}$ -Ebene benötigt, welche am Stativ oder am Base-Assembly des Trackers montiert sein kann. Anschließend wird die $x_{\theta T}$ -Achse in einem zweiten Schritt nach Norden, kollinear zur x_{OT} -Achse, ausgerichtet. Für das Einstellen der Nordausrichtung kann ein Magnetkompass zum Einsatz kommen, mit dessen Hilfe die $x_{\psi T}$ -Achse durch Steuereingaben am Diagnosegerät manuell ausgerichtet werden kann (Anforderung **O.14**). Ein elektronischer Magnetfeldsensor ist dabei nicht geeignet, da die Elektronik von Nutzlast und Tracker, insbesondere die Aktuatoren, für eine nicht tolerierbare Störung des Sensors sorgen. Damit die $x_{\theta T}$ -Achse in der $x_{OT}y_{OT}$ -Ebene liegt, muss der Anwender ein an der Nutzlast montiertes Inklinometer oder eine Libelle (siehe Abb.

3–2) ablesen und durch manuelle Steuereingaben die gewünschte Position herbeiführen. Nachdem die beiden Schritte zur Anfangsausrichtung durchgeführt wurden, entspricht das θ_T -System dem OT-System und sowohl Ψ_T , als auch θ_T sind gleich Null. Damit kann die Zielnachführung aufgenommen werden.



Abb. 3–2: Exemplarisch: Dosenlibelle [36], Inklinometers [37] und Libelle [38]

3.1.2 Systemdiagramm Hardware (Ebene 0)

Abb. 3–3 veranschaulicht das Zusammenwirken der identifizierten Subsystemkomponenten der Trackingeinheit und denen der unmittelbaren Peripherie. Die Trackingeinheit verfügt über eine elektrische Schnittstelle zur Spannungsversorgung (Anforderung **O.10**), für den Datenaustausch mit dem MCC via Ethernet (Anforderung **S.1**) und für das Diagnosegerät (Anforderung **O.12**). Um die Übersichtlichkeit zu wahren, wurde die Verteilung der Versorgungsspannung (PWR) an die Subsysteme der Trackingeinheit (und dem Diagnosegerät) mit einem „P“ markiert.

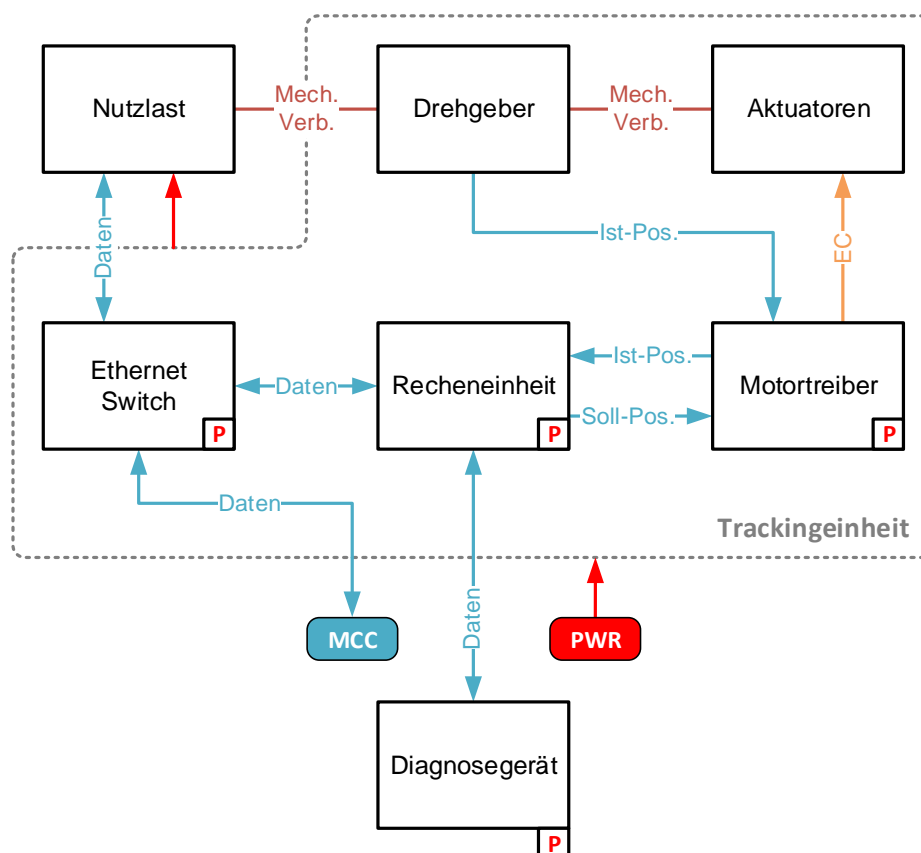


Abb. 3–3: Systemebene 0 (Hardware)

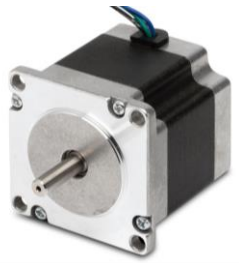


3.2 Systemebene 1

3.2.1 Auswahl der Aktuatorik

3.2.1.1 Aktuator

Bei der Recherche wurden verschiedene Aktuatortypen in Betracht gezogen. Dabei entstand folgende Pro-/Kontra-Liste (siehe Tab. 3–1).

Tab. 3–1: Betrachtung verschiedener Typen von Aktuatoren

Typ	Pro	Kontra
<p>Schrittmotor</p> 	<ul style="list-style-type: none"> + Günstig + Günstige Motortreiber (Open-Loop) + Motortreiber und Sensoren für Closed-Loop Betrieb verfügbar (Moderate Kosten) + Robust 	<ul style="list-style-type: none"> - Schlechtes Leistungsgewicht - Keine passenden Hohlwellen für Schleifringe, daher nicht als Direktantrieb geeignet - Mit dabei benötigten Getriebe oder Riementrieb großes Bauvolumen und viele Teile benötigt - Integration von Drehgebern muss vom Anwender erfolgen
<p>Servomotor</p> 	<ul style="list-style-type: none"> + Closed-Loop Betrieb standardmäßig + Einfache Realisierung von Positionierantrieben + Robust 	<ul style="list-style-type: none"> - Mit Abstand am teuersten - Schlechtes Leistungsgewicht - Keine passenden Hohlwellen für Schleifringe, daher nicht als Direktantrieb geeignet - Keine passenden Hohlwellen für Schleifringe, daher nicht als Direktantrieb geeignet - Mit dabei benötigten Getriebe oder Riementrieb großes Bauvolumen und viele Teile benötigt
<p>DC-Motor</p> 	<ul style="list-style-type: none"> + Günstigste Variante + Varianten mit Drehgebern + Closed-Loop Betrieb mit günstigen Motortreibern möglich + Einfache Realisierung von Positionierantrieben + Robust 	<ul style="list-style-type: none"> - Verschleiß der Bürsten - Bürsten erzeugen EMI - Keine passenden Hohlwellen für Schleifringe, daher nicht als Direktantrieb geeignet - Mit dabei benötigten Getriebe oder Riementrieb großes Bauvolumen und viele Teile benötigt - Integration von Drehgebern muss vom Anwender erfolgen

<p style="text-align: center;">PMSM</p> 	<ul style="list-style-type: none"> + Günstig (Hobbymarkt) + Sehr gutes Leistungsgewicht (kleines Bauvolumen) + Flache Bauweise + Varianten mit Hohlwelle verfügbar + Geeignet als Direktantrieb + Geringe EMI + Closed-Loop Betrieb mit günstigen Motortreibern möglich + Einfache Realisierung von Positionierantrieben 	<ul style="list-style-type: none"> - Ab einer gewissen Leistungsklasse teuer (Industrielle Produkte) und große Durchmesser - Integration von Drehgebern muss vom Anwender erfolgen
<p style="text-align: center;">Servo</p> 	<ul style="list-style-type: none"> + Günstig + Sehr gutes Leistungsgewicht (kleines Bauvolumen) + Geeignet als Direktantrieb + Geringe EMI + Closed-Loop Betrieb standardmäßig + Einfache Realisierung von Positionierantrieben 	<ul style="list-style-type: none"> - Keine passenden Hohlwellen für Schleifringe, daher nicht als Direktantrieb geeignet - Mit dabei benötigten Getriebe oder Riementrieb großes Bauvolumen und viele Teile benötigt

Nach Abwägung der Vor- und Nachteile der verschiedenen Aktuator-Typen, besonders hinsichtlich der Anforderungen **U.1**, **O.9**, **O.10**, **A.1** bis **A.4** und – soweit möglich – **E.1** bis **E.5**, fiel die Wahl schließlich auf den permanentmagneterregten Synchronmotor (PMSM), wobei auch den Servos aus der Robotik eine gute Eignung zuzuschreiben ist. Da letztere nicht mit Hohlwellen verfügbar sind können Schleifringe nur nach dem Einbau eines Getriebes oder Riementriebs verwendet werden. Damit wären aber die entscheidenden Vorteile dieses prinzipiell geeigneten Aktuatortyps (Stelldynamik, kompakte Bauweise) verloren. Als Direktantrieb weisen PMSM-Aktuatoren exzellente dynamische Eigenschaften für Positionieraufgaben auf [39, S. 61]. Die Kommutierung geschieht elektronisch (EC) aus der Kenntnis der Rotorlage, welche vom Motortreiber entweder sensorlos über die Messung der rückwirkenden Induktionsspannung oder durch den Einsatz von Drehgebern oder mittels Hall-Sensoren ermittelt wird. Die in den Rotor eingeklebten Permanentmagnete folgen dem erzeugten rotierenden Stator magnetfeld aufgrund der dabei entstehenden Anziehungs- und Abstoßungskräfte, welche wiederum mit dem Hebelarm zur Motordrehachse das drehzahlabhängige Abtriebsmoment M_A erzeugen. Die Regelung des Aktuators erfolgt üblicherweise mittels Kaskadenregelung (Von innerer- zur äußeren Kaskade: Strom, Geschwindigkeit, Position) [39, S. 122ff.].

Nachdem verschiedene Modelle unterschiedlicher Hersteller auf ihre Eignung hin untersucht wurden, wurde der PM100 der Firma Elitepower ausgewählt. Eine Übersicht seiner wichtigsten technischen Eigenschaften zeigt Tab. 3–2. Quelle der

Daten ist eine E-Mail Korrespondenz mit dem Hersteller sowie dessen Produktseite [40].

Tab. 3–2: Produktdaten Elitepower PM100

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	Ø100 x 36,5 mm
Innendurchmesser Hohlwelle	22 mm
Konfiguration	24 Nuten, 28 Pole
	Drei Phasen, Sternschaltung (Y)
Max. Betriebsspannung U_{\max}	26 V
Anlaufmoment $M_{A,0}$ @26V	10 kg*cm (0,98 Nm)
K_V	10
Anschlusswiderstand	16 Ω (3 Phasen)
Stückpreis	53,00 €

Große Rillenkugellager und eine Hohlwelle mit 22 mm Innendurchmesser zur Aufnahme von Schleifringen (Anforderung **S.3**) sorgen für die mechanische Robustheit des Aktuators. Die Montage erfolgt mit M3 und M2,5 Schrauben in axialer Richtung am Gehäuse und an der Welle mit den in Abb. 3–4 eingezeichneten Maßen. Der Motor verfügt über ein Aluminiumgehäuse, das eine Schutzwirkung vor Staub, Spritzwasser und – bis zu einem gewissen Grad – vor EMI bietet, sowie mittels Kühlrippen für Wärmeabfuhr sorgt.

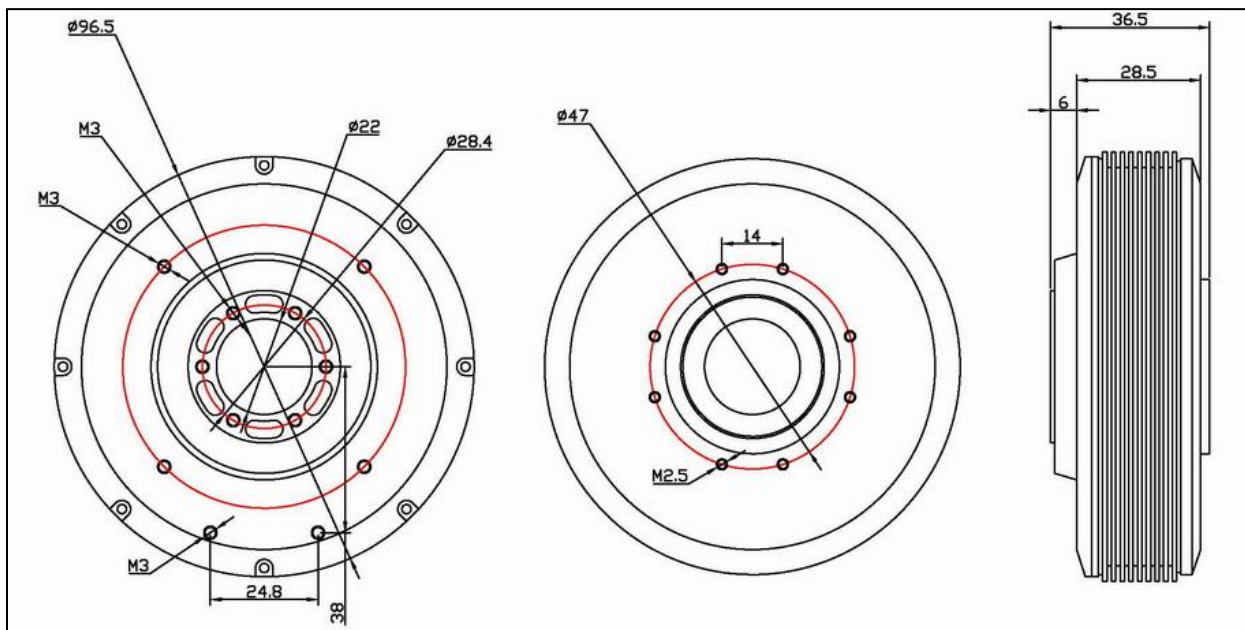


Abb. 3–4: Abmessungen des PM100 in [mm] [40]

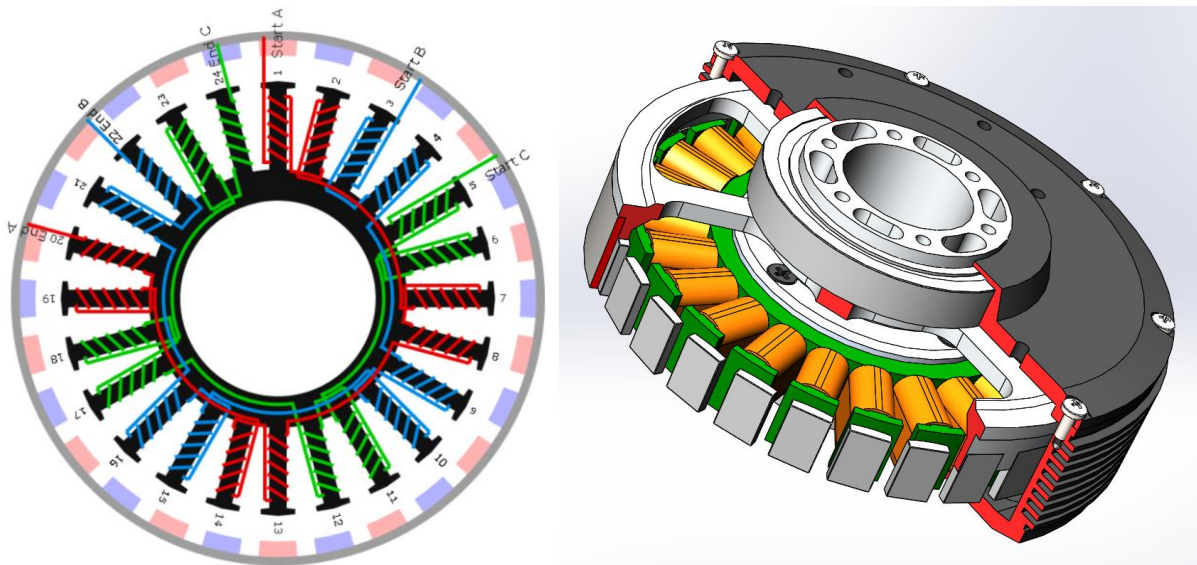


Abb. 3–5: Aufbau des PM100 PMSM von Elitepower

Mit den Kennwerten des Aktuators aus Tab. 3–2 kann die Drehmomenten-Drehzahl Kennlinie in das MATLAB Berechnungsmodell aus Kapitel 2.1.3 eingefügt werden. Die Literatur weist auf einen linearen Zusammenhang zwischen Abtriebsmoment und Drehzahl hin, was der Plot in Abb. 3–6 zeigt. [39, S. 52] Die Kennlinie für unterschiedliche Betriebsspannungen entsteht durch Parallelverschiebung. Die verwendete Betriebsspannung beträgt nach Anforderung **0.10** 24 VDC.

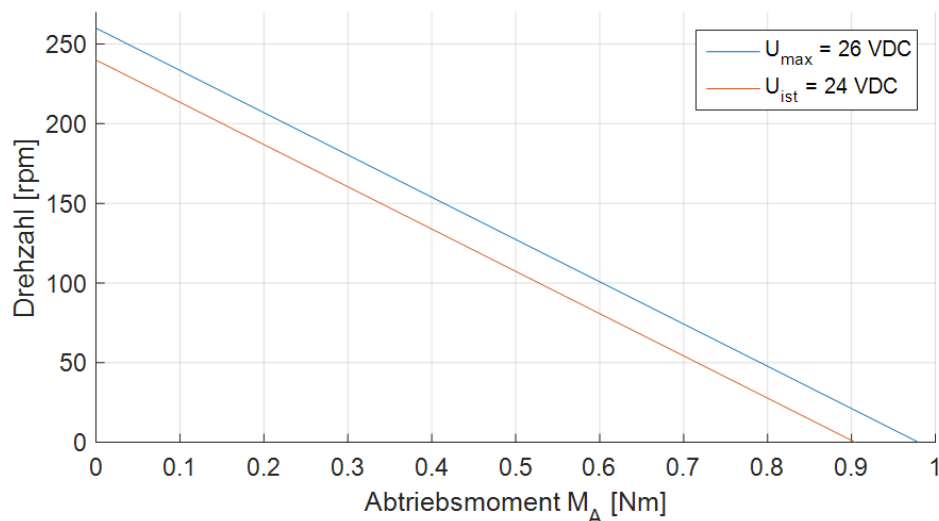


Abb. 3–6: Drehmomenten-Drehzahl Kennlinie des Elitepower PM100

Mit Hilfe der Oben gezeigten Motorkennlinie und dem in Abschnitt 2.1.3.1 ermittelten Verlauf der Winkelgeschwindigkeit der Elevationsachse $\dot{\theta}_{T,req}(t)$ ergibt sich das im betrachteten Referenzszenario zur Verfügung stehende maximale Abtriebsmoment des PM100, welches sich nach Formel 3–4 berechnet.

$$M_A(\dot{\theta}_t(t)) = -\frac{M_{A,0}}{K_V \cdot U_{max}} \cdot (\dot{\theta}_T(t) + K_V \cdot (U_{max} - U_{ist})) + M_{A,0} \quad (3-4)$$

Damit kann der in Abb. 2–15 gezeigte Plot ergänzt werden. Wie in folgender Abb. 3–7 zu sehen ist, ist die Summe aller Drehmomente über den gesamten Verlauf positiv. Der Aktuator ist damit in der Lage die Anforderungen an die Stelldynamik zu erfüllen. (Anforderung **A.2** und **O.4**)

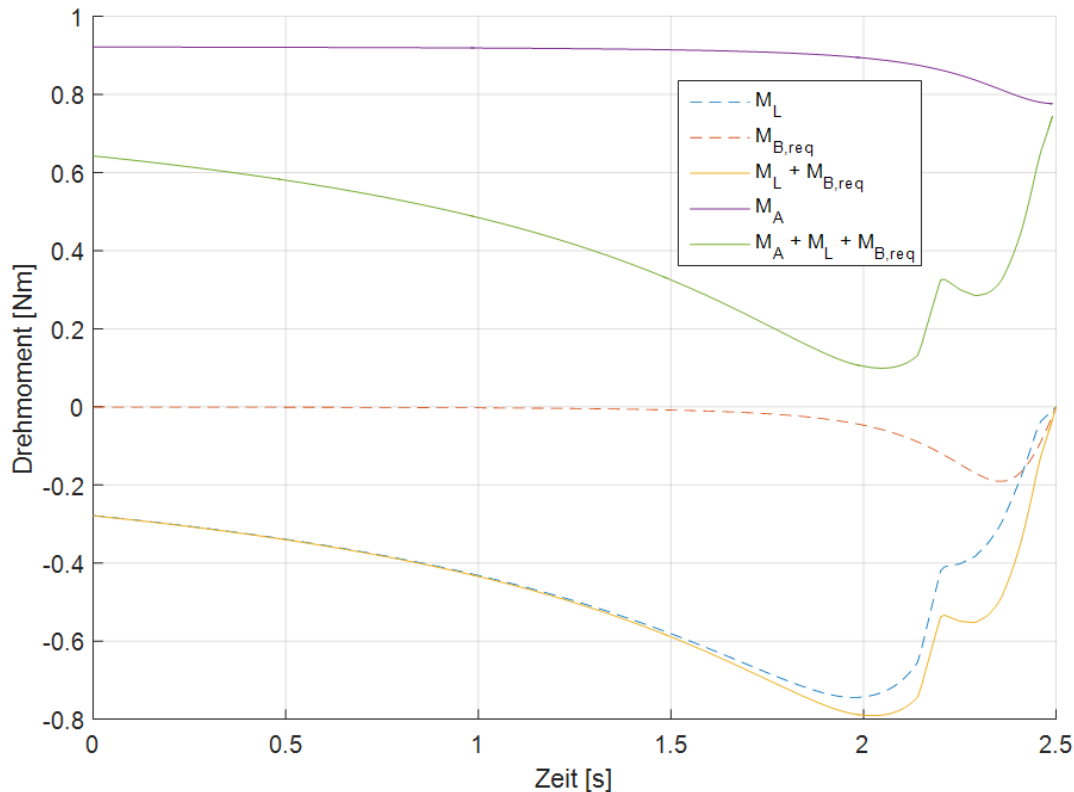


Abb. 3–7: Alle Drehmomente des betrachteten Referenzszenarios

3.2.1.2 Motortreiber

Am Markt sind Motortreiber verschiedenster Anbieter verfügbar, die prinzipiell für die Verwendung im Tracker geeignet sind. Die selbstständige Entwicklung des Motortreibers ist aufgrund von Anforderung **U.2** ausgeschlossen, da die Entwicklungszeit den Rahmen dieser Arbeit sprengen würde. So bietet zum Beispiel Maxon mit dem „ESCON Module 24/2“ aus der „ESCON“ Produktfamilie [41] einen günstigen BLDC Drehzahlregler für BLDCs mit Hall-Sensoren an. Auch die ebenfalls von Maxon angebotene, verhältnismäßig kostspielige Positioniersteuerung „EPOS4“ [42] ist nur mit Drehgebern und Hall-Sensoren zu nutzen. Diese sind herstellerseitig nicht im PM100 vorhanden, könnten aber nachgerüstet werden. Dennoch sind die Motortreiber von Maxon auf die ebenfalls von Maxon angebotenen Motoren und Sensoren zugeschnitten.

Der „SBL1360“ der Firma RoboteQ ermöglicht die Positionsregelung eines BLDCs auf Basis von Encodern und/oder Hall-Sensoren und weist eine große Vielfalt möglicher Schnittstellen zur Ansteuerung auf. Mit Abmessungen von 70 mm x 70 mm je Einheit, verbunden mit den Kosten für die benötigten zwei Einheiten, ist diese Option schlussendlich allerdings nicht geeignet. [43]

Mit lediglich 42 mm x 42 mm Abmessung und optionalem Einsatz von Hall-Sensoren und/oder Encodern ist der „TMC2160“ von Trinamic prinzipiell für den Einsatz im Tracker geeignet. Die externe Ansteuerung erfolgt über eine RS485 Schnittstelle. Der Stückpreis liegt unter dem der Oben genannten Produkte, dennoch liegen die Kosten für zwei Motortreibern im Bereich von über 300€. [44]

Schließlich wurde mit dem „SimpleBGC 32-bit Extended“ der Firma BaseCam Electronics (Abb. 3–8) ein Motortreiber gefunden, der Geschwindigkeits- und Positionsregelung des PM100 ohne Hall-Sensoren (sensorlose Kommutierung) ermöglicht, verglichen mit den anderen Oben aufgeführten Lösungen günstig ist und an dem bei einem vergleichsweise kleinem Formfaktor bis zu drei BLDCs angeschlossen werden können. Die Position wird mittels IMUs und/oder Drehgebern ermittelt. Das Produkt wurde ursprünglich für die Ansteuerung von dreiachsigen Kameragimbals entwickelt und besitzt drei DRV8313 Motortreiber von Texas Instruments, die jeweils drei aus N-Kanal MOSFETs konfigurierte Halbbrücken beinhalten. Außerdem ist ein STM32 Mikroprozessor verbaut.

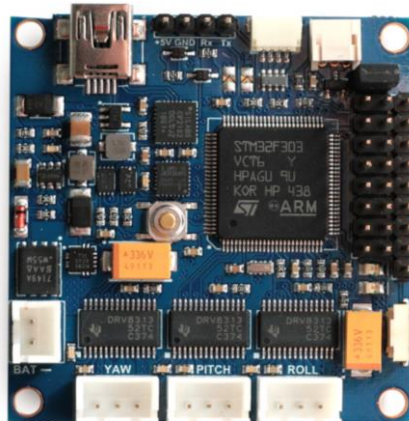


Abb. 3–8: SimpleBGC 32-bit Motortreiber von BaseCam Electronics [45]

Die elektronische Kommutierung erfolgt mittels moderner feldorientierter Regelung (FOC), welche sich durch hohe Energieeffizienz, Drehmoment und Präzision auszeichnet. Für weitere Erläuterungen zur Funktion und Implementierung einer feldorientierten Regelung für einen PMSM sei auf die Literatur (z.B. [46]) verwiesen. Wird ein PMSM als Positionierantrieb verwendet, ist die drehzahlabhängige Amplitude der sinusförmigen rückwirkenden Induktionsspannung gering. Nulldurchgänge dieses Spannungsverlaufs sind dabei schwerer exakt zu messen, da die Steigung im Nulldurchgang flach ist. Das führt dazu, dass der PMSM vom Motortreiber ständig „blind“ (Open-Loop) im Anlaufbetrieb gefahren wird, wobei die Kommutierung unter der Annahme geschieht, dass der Rotor dem rotierenden Statorfeld exakt folgt. Aus diesem Grund und um Positionierfehler, beispielsweise durch kurzzeitige Überlast, zu kompensieren, bietet das selektierte Produkt die Möglichkeit Drehgeber, welche im folgenden Abschnitt ausgewählt werden sollen, und zwei IMUs (wahlweise per I²C oder CAN Bus angebunden) zur Erfassung der Achspositionen zu nutzen. Daneben ist es möglich, via serieller Kommunikationsschnittstelle Soll-Positionsdaten extern vorzugeben und Ist-Positionsdaten auszulesen, welche für die Berechnung der Trackinglösung herangezogen werden können. Mit der Möglichkeit Drehgeber einzusetzen werden also die Anforderungen **A.3** und **O.9** erfüllt. Über die serielle Schnittstelle stehen eine Vielzahl weiterer Diagnosemöglichkeiten und Befehlsätze zur Verfügung. Diese sind dokumentiert und frei verfügbar [47].

Weitere Produktdaten sind aus Tab. 3–3 und der Anleitung des Herstellers zu beziehen. [48], [49]

Tab. 3–3: Produktdaten SimpleBGC 32-bit Extended von Basecam Electronics

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	50 x 50 mm
Betriebsspannung	8 – 26 VDC
Max. Motorstrom	1,5 A
Max. Strom 5 VDC Spannungsregler für externe Geräte	1 A
Max. Strom 3 VDC Spannungsregler für externe Geräte	50 mA
Sensoren (Verfügbare Schnittstellen)	1..2 IMUs (I ² C, CAN) 0..3 Drehgeber (I ² C, SPI, PWM, ADC)
GUI OS	Windows, Linux, MacOS, Android
Weitere Features	Auto-PID Tuning Serielles Protokoll zur Interaktion
Stückpreis	TBD, Anhaltspunkt 159 € (Basisversion)

Der Stückpreis der Extended-Version des SimpleBGC ist noch nicht bekannt, da das Produkt bis zum Ende der Semesterarbeit noch nicht zur Verfügung stand. Ausgehend von der verfügbaren Basisversion ist aber mit einem Stückpreis von ca. 159 € zu rechnen.

Der größte Strom durch die Leistungsstufe tritt auf, wenn am PM100 der Blockierstrom fließt. Dieser beträgt nach dem ohmschen Gesetz (Anschlusswiderstand 16 Ω, siehe Tab. 3–2) bei 24 VDC exakt 1,5 A und liegt somit innerhalb der Spezifikation.

3.2.2 Auswahl der Sensorik

3.2.2.1 Drehgeber

Die Anforderung **A.3** und **O.9** sehen die Verwendung von Drehgebern vor, die im Folgenden ausgewählt werden sollen. Für den selektierten Motortreiber können laut Herstellerspezifikation des Motortreibers Absolutdrehgeber mit unterschiedlichen Schnittstellen und von verschiedenen Anbietern zum Einsatz kommen. Zu Verfügung stehen dabei:

Tab. 3–4: Unterstützte Drehgeber [49]

Bezeichnung	Auflösung	Schnittstelle	Technologie
AMT203	12 bit	SPI	Kapazitiv
AS5048A,B	14 bit	PWM, I ² C, SPI	Magnet
MA3	10-12 bit	PWM	Magnet
Potentiometer	na	ADC	Widerstand
AS5600	na	PWM, I ² C, ADC	Magnet

Da laut Anforderung **S.3** Schleifringe in den Holwellen der PM100 installiert werden sollen, muss die mechanische Kopplung der Drehachsen von Aktuatoren und Drehgebern bei allen Optionen mit Magnet über einen Riementrieb erfolgen. Grund dafür ist, dass bei Drehgebern dieser Technologie der an der Welle montierte Magnet über dem IC platziert werden muss, welcher aus der Relativdrehung die gewünschten Positionsdaten bestimmt. Das Potentiometer scheidet aus dem gleichen Grund aus. Daher fiel die Wahl auf den AMT203 von CUI Inc., welcher an Achsen mit bis zu 8 mm Außendurchmesser durch Klemmen befestigt werden kann. Dadurch kann eine Hohlwelle mit bis zu 7mm Innendurchmesser zur Durchführung von Kabeln/Litzen genutzt werden.



Abb. 3–9: AMT203 Absolutdrehgeber von CUI Inc. [50]

Tab. 3–5: Produktdaten des AMT203 Drehgebers von CUI Inc. [51]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	37,4 x 28,6 mm
Betriebsspannung	5 V
Leistungsaufnahme	40 mW
Stückpreis	44,30 €

3.2.2.2 GNSS-Empfänger

Für die Berechnung der Positionslösung werden neben den Positionsdaten des Ziels auch diejenigen des Trackers benötigt. (Anforderung **O.8**) Eine manuelle Eingabe der Positionsdaten durch Ablesen des geplanten Standortes in Online-Kartendiensten wäre zwar eine prinzipielle Möglichkeit, ist aber mit geringerer Genauigkeit, höheren Aufwand und Problemen beim Standortwechsel verbunden. Daher soll die Positionsermittlung automatisch mit Hilfe eines GNSS-Moduls erfolgen. Eine sehr kompakte Einheit bildet das auf dem Ublox M8Q Empfänger basierende Produkt M8Q Mini mit Tripleband-Antenne zum Empfang von GPS-, GLONASS- und BeiDou-Positionsdaten von CSG, das für diesen Zweck ausgewählt wurde.



Abb. 3–10: Ublox M8Q Mini GNSS-Empfänger von CSG [52], [53]

Tab. 3–6: Produktdaten des Ublox M8Q Mini GNSS-Empfängers von CSG [54], [55]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	35 x 35 mm
Betriebsspannung	5 V
Leistungsaufnahme	335 mW (abs. Maximum)
Stückpreis	76,25 €

Der Status des GNSS-Empfängers (Anzahl der Satelliten, Präzision der Positionslösung) soll auf dem Diagnosegerät und in der Software des MCC-Bedieners angezeigt werden. Ist die Position ausreichend genau ermittelt, soll die Status-LED am Tracker dies anzeigen. (Anforderung **O.11**)

3.2.3 Auswahl der Recheneinheit

Zur Berechnung der Trackinglösung und Ansteuerung des Motortreibers wird eine Recheneinheit benötigt. Für die Implementierung der in Abschnitt 3.1.1.1 vorgestellten Berechnung der Trackinglösung muss die Plattform sowohl echtzeitfähig sein, als auch Gleitkommaoperationen (z.B. trigonometrische Funktionen) durchführen können.

Auf der ARM Cortex-M Architektur basierende Mikrokontroller sind verbreitet und besitzen ausgestattet mit der Cortex-M4 Variante eine Gleitkommaeinheit (*engl.*: Floating Point Unit; FPU). Damit ist die Berechnung der Trackinglösung, basierend auf den Anforderungen **O.8**, **O.9** und **O.15** möglich. Eine auf dieser Architektur basierende Mikrokontroller Plattform ist das FRDM-K64F von NXP Semiconductors (siehe Abb. 3–11). Dieses besitzt außerdem einen 10/100 Mbit/s Ethernet MAC Controller um die Recheneinheit wie in Abb. 3–3 gezeigt in das Gesamtsystem integriert zu können.



Abb. 3–11: FRDM-K64F Entwicklungsboard von NXP Semiconductors

Es kann die von ARM angebotene Entwicklungsumgebung Mbed genutzt werden, welche – auch durch die Hilfe einer großen Entwicklergemeinde – eine umfangreiche Dokumentation und eine Vielzahl fertiger Programmbibliotheken aufweist [56]. Damit und durch die offene Dokumentation der Hardware wird Anforderung **U.4** erfüllt. Durch den Einsatz eines webbasierten Compilers kann auf die zeitintensive Einrichtung einer lokalen Toolchain verzichtet werden. Aus diesen Gründen kann die Implementierung von Code sehr schnell und effizient erfolgen. Dennoch kann der in der webbasierten Toolchain erstellte Code mit lokal installierter Software bearbeitet werden.

Tab. 3–7: Produktdaten des FRDM-K64F Entwicklungsboards von NXP Semiconductors [57]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	87,5 x 53,4 x 15,1 mm
Prozessor	Kinetis MK64FN1M0VLL12

	120 MHz 1024 KB Flash Speicher 256 KB RAM
Schnittstellen	1x 10/100 Mbit/s Ethernet 1x USB 2.0 (OTG) 1x CAN 3x SPI 3x I ² C 6x UART 1x SDHC
Stecker	1x RJ45 2x USB Micro B 64x Buchsenleisten
Sensoren	FXOS8700CQ (Beschleunigungs- und Magnetfeldsensor)
Betriebsspannung	5 – 9 V
Leistungsaufnahme (gemessen)	600 mW (abs. Maximum)
Stückpreis	31,68 €

Auch für das Diagnosegerät (Anforderung **O.12**) wird eine weitere Recheneinheit benötigt. Es bietet sich dabei an, ebenfalls eine Plattform zu wählen, welche in der Mbed Entwicklungsumgebung unterstützt wird. Es wurde Entschieden, auch hier ein FRDM-K64F Entwicklerboard einzusetzen. Daneben wird ein Display zur Anzeige von Diagnosedaten benötigt. Nach Sichtung der Liste von Displays, für welche Mbed Bibliotheken verfügbar sind, wurde mit dem ER-TFTM050-3 ein RA8875 basiertes WVGA Display mit Touchscreen, über den die Steuerung des Diagnosegeräts erfolgt, ausgewählt.



Abb. 3–12: ER-TFTM050-3 Display von EastRising [58]

Tab. 3–8: Produktdaten des ER-TFTM050-3 Displays von EastRising [58]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	132,7 x 76,0 mm
Display Controller	RA8875
Display	800 x 480 Dots 256/65K (RGB) 500:1 (Kontrast) 300 cd/m ² Resistive Touch
Schnittstellen	SPI (3-wire, 4-wire), I ² C, Parallel (8-bit, 16-bit)
Stecker	ZIF Stecker (FFC), Löt pads
Betriebsspannung	3,3 V; 5 V
Leistungsaufnahme	1485 mW
Stückpreis	27,57 €

Daneben wird ein 2-Achs Joystick benötigt, um die Aktuatoren manuell zu verfahren, was Anforderung **O.14** erfüllt. Dieser dient somit primär der Justage des Trackers bei der Inbetriebnahme, wie in Abschnitt 3.1.1.2 beschrieben wurde. Für diese Aufgabe wurde ein Thumb-Joystick von Adafruit gewählt, welcher mit bis zu 5 V betrieben werden kann und eine zur Auslenkung der jeweiligen Achse proportionale Spannung ausgibt.



Abb. 3–13: Thumb-Joystick von Adafruit

3.2.4 Auswahl der Kommunikationskomponenten

Die Recheneinheit und die Nutzlast sollen mittels Ethernet mit dem MCC kommunizieren können (Anforderung **S.1**), wobei ein Ethernet-Switch im Tracker benötigt wird. Laut den Projektdokumentationen von STERN und DUB ist dabei eine Übertragungsgeschwindigkeit von 10/100 Mbit/s (Fast Ethernet) ausreichend, was mit geringen Anforderungen an die zu verwendende Verkabelung einhergeht, verglichen mit Ethernet-Standards mit höheren Übertragungsgeschwindigkeiten. Ein aus dem

UAV-Bereich stammendes Produkt mit den kompaktesten Abmessungen aller im Rahmen der Recherche gefundenen Ethernet-Switches ist der Ethos Lite Ethernet Switch der Firma Gadgetsmyth LLC.

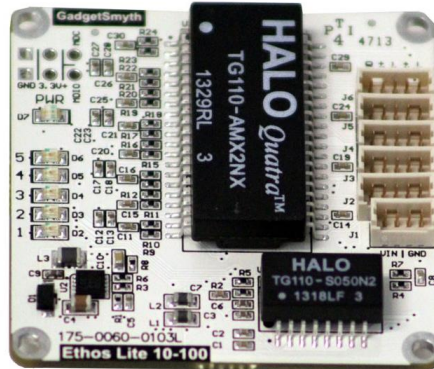


Abb. 3–14: Ethos Lite Ethernet-Switch von Gadgetsmyth LLC

Tab. 3–9: Produktdaten des Ethos Lite Ethernet Switch von Gadgetsmyth LLC [59]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	44,5 x 40,4 mm
Stecker	1x Picoblade (4-Pins) PWR 5x Picoblade (5-Pins) Ethernet
Betriebsspannung	5 – 15 V
Leistungsaufnahme	1750 mW
Stückpreis	203,73 €

Ein weiteres Element der in diesem Abschnitt behandelten Kommunikationskomponenten stellt die Signalführung dar. Wie in **S.3** gefordert, sollen zur Minimierung der Lastmomente und um kontinuierliches Drehen um die Azimutachse zu ermöglichen Schleifringe auf beiden Achsen verbaut werden. Vorausgreifend auf die Erkenntnisse zur benötigten Polzahl aus dem Systemdiagramm der Systemebene 1 (siehe Abschnitt 3.2.9), der für die Installation im PM100 notwendige Maximaldurchmesser von 22 mm und die bestehenden Kontakte zur Firma Senring ließen die Wahl auf das Produkt SNM022U-18-8 fallen.

Der Schleifring wird mit 250 mm langen Litzen ausgeliefert, welche direkt an Stecker gecrimpt- beziehungsweise gelötet werden sollen. Alle Leitungen sollen dabei verdreht oder geflochten werden, um eine gewisse Störsicherheit zu gewährleisten. Insbesondere bei Ethernetleitungen sollen daher zwei verdrehte Paare (Transmit, Receive) gebildet werden.

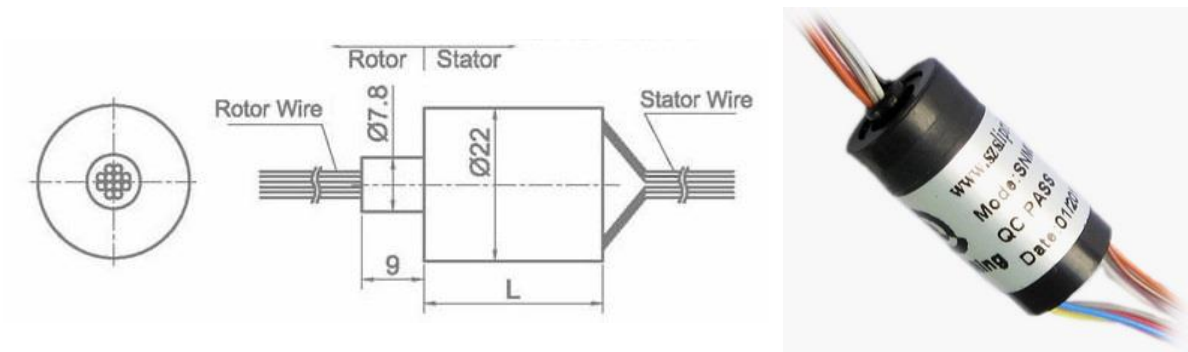


Abb. 3–15: SNM022U-18-8 Schleifring von Senring

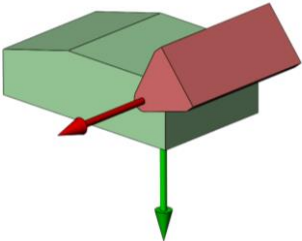
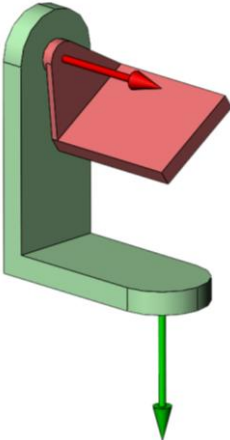
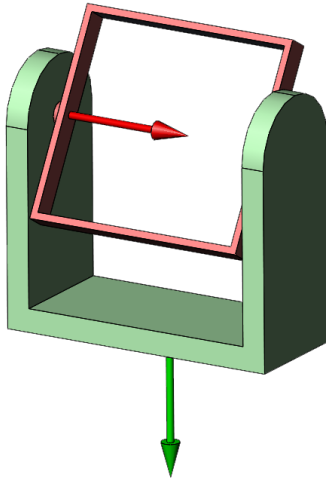
Tab. 3–10: Produktdaten des SNM022U-18-8 Schleifrings von Senring [60]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	Ø100 x 36,5 mm
Polzahl	24
Litzen	AWG36 (0,0127 mm ²), 250 mm Länge
Maximaler Strom	2 A
Lastmoment	< 0,005 Nm
Maximale Drehzahl	1.000 Rpm
Stückpreis	65,83 €

3.2.5 Auswahl der Trackerbauweise

Wie schon zu Beginn bei der Betrachtung kommerzieller Systeme festgestellt wurde, existieren verschiedene Möglichkeiten die mechanische Struktur des Trackers zu gestalten. Es wurden drei verschiedene Varianten zur Erfüllung von Anforderung **A.1** in Betracht gezogen, deren Vor- und Nachteile gesammelt- und schließlich diskutiert wurden.

Tab. 3–11: Bewertung unterschiedlicher Trackerbauweisen

Abbildung	Vorteile	Nachteile
	<ul style="list-style-type: none"> + Mechanisch robust + Mechanisch steif + Kompakt + Windangriffsfläche + Fertigungskosten + Nutzlastanbringung + Aktuator, Schleifring und Encoder auf Elevationsachse getrennt 	<ul style="list-style-type: none"> - Trimmgewichte für statisches Auswuchten - Lage des Nutzlastschwerpunktes vor Achse - Bauraum für Subsystemkomponenten
	<ul style="list-style-type: none"> + Nutzlastschwerpunkt auf Elevationsachse verschiebbar + Elektrische Nutzlastschnittstelle verdeckt + Bauraum für Subsystemkomponenten 	<ul style="list-style-type: none"> - Packmaße - Fertigungskosten - Windangriffsfläche - Mechanische Steifigkeit - Aktuator, Schleifring und Encoder auf Elevationsachse zusammen
	<ul style="list-style-type: none"> + Mechanisch robust + Mechanisch steif + Nutzlastschwerpunkt auf Elevationsachse verschiebbar + Elektrische Nutzlastschnittstelle verdeckt + Bauraum für Subsystemkomponenten + Aktuator, Schleifring und Encoder auf Elevationsachse getrennt 	<ul style="list-style-type: none"> - Packmaße - Fertigungskosten - Windangriffsfläche - Nutzlastanbringung

Die in Tab. 3–11 vorgestellte „Variante 1“ wurde nach eingehender Diskussion und erfolgreichen Versuchen, die Subsystemkomponenten im CAD in kompakter Weise zu platzieren, für den in Kapitel 4 vorgestellten Detailentwurf ausgewählt. Die Montage der Nutzlast vor der Elevationsachse macht Trimmgewichte erforderlich, um die Lage des Gesamtschwerpunkts der Nutzlast auf die Elevationsachse zu legen. Wie aber in Kapitel 2.1.3 festgestellt wurde, ist das zur Überwindung der Massenträgheit erforderliche Beschleunigungsmoment vergleichsweise gering. Daher kann die Notwendigkeit von Trimmgewichten als geringer Nachteil eingestuft werden.

Aufgrund der zu erwartenden Maximalumgebungstemperaturen aus Anforderung **E.2** sei außerdem darauf hingewiesen, dass eine helle Farbgebung der Trackingeinheit bevorzugt wird, um die Aufheizung des Systems im Rahmen des Möglichen zu minimieren.

3.2.6 Auswahl der Nutzlastschnittstelle und des Stativs

Da am Tracker verschiedenste Nutzlasten montierbar sein sollen (Anforderung **S.5**) ist es wichtig, die mechanische Nutzlastschnittstelle möglichst vielseitig zu gestalten. Zu diesem Zweck soll das Elevations-Assembly mit mehreren Gewindebohrungen versehen werden. Die Platzierung der Nutzlastkomponenten muss dann vom Anwender so gestaltet werden, dass der Schwerpunkt der Nutzlast auf der Elevationsachse liegt. Dazu sollen, gemäß Anforderung **S.6**, Ausgleichsgewichte an Auslegern (Hebelarm) angebracht werden.

Der Tracker soll nach Anforderung **S.4** auf einem geeigneten Stativ sitzen. Um einen sicheren Stand zu gewährleisten, wurde mit dem Manfrotto 028B Triman (Abb. 3–16, Tab. 3–12) ein robustes Kurbelstativ gewählt, welches eine maximale Traglast von 12 kg aufweist und die geforderte Arbeitshöhe ermöglicht. Um die Standfestigkeit des Stativs zu verbessern, sollen Heringe zur Verankerung der Beine im Boden verwendet werden. Auf harten Untergründen können Gewichte an den Stativfüßen angebracht werden.



Abb. 3–16: Manfrotto 028B Triman [61], [62]

Tab. 3–12: Produktdaten des 028B Triman Stativs von Manfrotto [63]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessung (Höhe)	820 mm (Transport) 2270 mm (Maximale Arbeitshöhe)
Eigengewicht	4,1 kg
Maximale Tragfähigkeit	12 kg
Stückpreis	247,89 €

3.2.7 Auswahl der elektrischen Steckverbindungen

Wie im Systemdiagramm der Ebene 0 dargestellt, müssen drei elektrische Steckverbinder für die Spannungsversorgung des Trackers, sowie für die Kommunikation mit dem MCC (Ethernet, Anforderung **S.1**) und dem Diagnosegerät (Seriell, Anforderung **O.12**), selektiert werden. Daneben sollen auch die benötigten Steckverbinder zwischen Nutzlast und Tracker (Anforderung **S.2**), sowie interne Steckverbinder definiert werden. Die Belegung der Steckverbinder wird in Kapitel 3.2.9 (Tab. 3–15) dargestellt.

3.2.7.1 Steckverbinder für die Spannungsversorgung

Zunächst kann die vom Tracker und der Nutzlast maximal benötigte elektrische Leistung (Tab. 3–13) ermittelt werden, nachdem alle Subsystemkomponenten in den vorrangigen Abschnitten definiert wurden.

Tab. 3–13: Leistungsbilanz des Trackers

Subsystemkomponente	Benötigte el. Leistung [mW]
Basecam SimpleBGC 32-bit Ext. (2x Elitepower PM100)	75.000
2x CUI AMT203	2x 40
1x CSG Ublox M8Q Mini	335
2x NXP FRDM-K64F	2x 600
1x EastRising ER-TFTM050-3	1.485
1x Gadgetsmyth Ethos Lite	1.750
	79.850

Bei einer Versorgungsspannung von 24 V ist also mit einem Strom von 3,4 A zur Versorgung des Trackers zu rechnen. Verluste, beispielsweise durch DC-DC-Wandlung, sind dabei nicht mit einbezogen. Andererseits ist zu bedenken, dass für die

Subsystemkomponenten Maximalwerte angenommen wurden. Die von der Nutzlast aufgenommene elektrische Leistung wird von den im STERN- und DUB-Projekt geplanten Nutzlastkonfigurationen bestimmt. Nach Diskussion mit allen Beteiligten und den in den Projektdokumentationen angeführten Daten wurde die vom Tracker für die Nutzlast maximal bereitzustellende elektrische Leistung auf 90 W festgelegt, womit insgesamt bis zu 170 W in den Tracker gespeist werden müssen. Somit muss der Steckverbinder zur Energieversorgung des Trackers und seiner Nutzlast – bei der spezifizierten Betriebsspannung von 24 V – einen Bemessungsstrom von mindestens 7 A dauerhaft führen können. Nach Evaluation verschiedener Produkte unterschiedlicher Hersteller wurde dafür ein 2-poliger Steckverbinder der K-Serie von Lemo ausgewählt, der in Abb. 3–17 zu sehen ist. Mit der IP68 Klassifizierung wird Anforderung **E.3** erfüllt. In der zweipoligen Konfiguration können bis zu 15A Dauerstrom übertragen werden und die Push-Pull-Verriegelung sorgt für eine mechanische Sicherung. [64]

Die Bezeichnung des Steckers lautet FGG.1K.302.CLAk85, die der Buchse EEG.1K.302.CLL. Es bietet sich an, diesen Steckverbinder aus dem Tracker heraus ebenfalls für die Spannungsversorgung der Nutzlast zu verbauen.



Abb. 3–17: Lemo EEG.1k [65] und FGG.1k [66]

Intern sollen zur Übertragung der elektrischen Leistung 2-polige Ultra-FiT Steckverbinder (siehe Abb. 3–18) von Molex genutzt werden, die laut Datenblatt [67] bis zu 14A Dauerstrom führen können. Er verfügt über einen Verpolungsschutz und einen Clip zur mechanischen Sicherung. Die Herstellerbezeichnung des Steckers lautet 1722561002, die der Buchse 1723101102. Der Entwurf einer Stromverteiler-Platine ist in Kapitel 4.1 beschrieben, wobei auch die Anzahl der benötigten Steckverbinder spezifiziert wird. Die Kosten der Stecker werdend daher auch erst in Kapitel 4.5 aufgeführt.



Abb. 3–18: Molex Ultra-FiT Buchse [68] und Stecker [69]

Da der ausgewählte Schleifring laut Herstellerdatenblatt maximal 2 Ampere/Litze überträgt, müssen insgesamt 8 Pole des Azimut Schleifrings für die Spannungsversorgung zusammengefasst werden. Dies wird in der Anschlussbelegung der Schleifringe bedacht, welche in Abschnitt 3.2.9 (Tab. 3–14) dargestellt ist.

3.2.7.2 Steckverbinder für Ethernet

Um der in **E.3** spezifizierten Schutzklasse gerecht zu werden, kann entweder ein im Umfeld der Industrie für Ethernet eingesetzter M12 Rundstecker verwendet werden, oder ein geschützter („ruggedized“) RJ45 Rundstecker. Letztere weisen Durchmesser von >30 mm auf und sind damit zu groß um in das hier geplante System verbaut zu werden. Laut Aussage des Kundendienstes von Lemo wird die 4-polige Variante der K-Serie bereits in der Praxis von Kunden für 100 BASE-T Ethernet eingesetzt. Zudem werden Steckverbinder der größeren 2B-Serie von Lemo als für Gigabit Ethernet geeignet beworben [70]. Dem folgend bietet sich diese Lösung auch für den Tracker an. Es sollen daher sowohl für die Ethernet-Schnittstelle des Trackers zum MCC, als auch für die Ethernet-Schnittstelle zwischen Tracker und Nutzlast, ein FGG.1K.304.CLAC60 Stecker und eine EEG.1K.304.CLL Buchse aus der K-Serie verbaut werden.

3.2.7.3 Sonstige Steckverbinder

Die dritte Schnittstelle aus dem Tracker heraus ist die Verbindung zwischen den Recheneinheiten von Diagnosegerät und Tracker, die mittels UART miteinander kommunizieren können sollen. Zusammen mit der ebenfalls darüber bereitzustellenden Spannungsversorgung des Diagnosegeräts werden insgesamt vier Kontakte benötigt. Ein identischer Steckverbinder soll für die verbleibenden Anschlüsse zwischen Nutzlast und Tracker genutzt werden. Auch soll ebenfalls ein Produkt der K-Serie von Lemo verbaut werden, womit schlussendlich alle nach Außen geführten Schnittstellen die gleiche Steckerbinder-Serie verwenden. Da ein vierpoliger Steckverbinder bereits für die Ethernet-Schnittstellen vorgesehen ist, muss ein geeigneter Steckverbinder entweder eine höhere Anzahl an Kontakten oder eine andere Anordnung aufweisen um ein versehentliches falsches Anstecken zu verhindern. Da Lemo jeweils nur eine Anordnung anbietet, muss also eine höhere Anzahl an Kontakten gewählt werden. Dies kommt dabei sehr gelegen, da so die verbleibenden Litzen der Schleifringe als GPIO Leitungen eingesetzt werden können, was es dem Anwender ermöglicht, je nach Mission individuell benötigte Signale von der Nutzlast in den Tracker zu führen. Beispielsweise könnte so eine zweite Ethernet-Leitung (Bspw. für den Anschluss einer IP-Kamera an den Ethernet-Switch im Tracker) bereitgestellt werden. Die Bezeichnung des sechspoligen Steckers lautet FGG.1K.306.CLAK80, die der passenden Buchse EEG.1K.306.CLL.

Die Steckersysteme der in den Unterkapiteln des Abschnitts 3.2 selektierten Subsystemkomponenten des Trackers stammen entweder aus der SH-Serie von JST oder der Picoblade-Serie von Molex. Entsprechende Steckergehäuse, Crimpkontakte und passendes Spezialwerkzeug zum Crimpen ist am LLS verfügbar.

3.2.8 Auswahl des Hauptschalters

Die Stromversorgung des Trackers soll vom Nutzer mit einem SPST-Kippschalter (*engl.*: Single Pole Single Throw) an/aus geschaltet werden können. Entsprechende Produkte zum Schalten der in 3.2.7.1 definierten Leistung von 170 W (7A @24 V) haben sich bei der Implementierung im CAD als zu groß erwiesen. Daher soll ein Miniatur-Kippschalter in Verbindung mit einem Power-MOSFET eingesetzt werden, welches kompakter als ein prinzipiell ebenso geeignetes Solid-State-Relay ist. Mit dem M2011S2D3G03 (siehe Abb. 3–19) von NKK Switches wurde ein kompakter SPST-Kippschalter in Miniaturausführung und IP67 Schutzklasse (Anforderung **E.3**) ausgewählt, der einen Strom von 4 A bei 30 V führen kann. [71] Dieser schaltet eine mit zwei Power-MOSFETs bestückte Elektronik von Pololu mit der Hersteller-Artikelnummer #2815 (siehe Abb. 3–19), welche für einen Strom von bis zu 16 A verwendbar ist und einen Verpolungsschutz besitzt. [72] Durch die Verwendung von zwei Power-MOSFETs sinkt der Gesamtwiderstand $R_{ds(on)}$ und es fällt eine geringere Verlustwärme an.

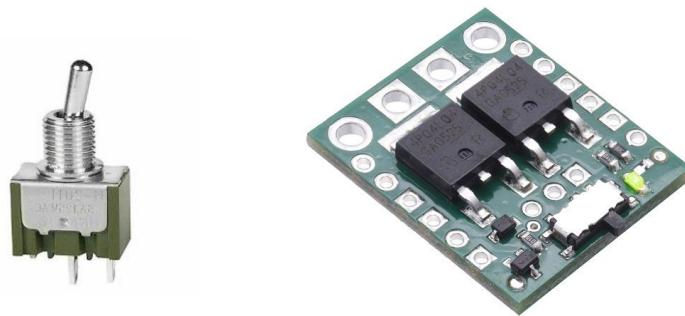


Abb. 3–19: SPDT-Kippschalter von NKK Switches [73] und Pololu Power-MOSFET Schaltung [74]

3.2.9 Systemdiagramm Hardware (Ebene 1)

Abb. 3–20 zeigt, ausgehend von der ersten Betrachtung in Abschnitt 3.1.2, eine mit den ausgewählten Subsystemkomponenten verfeinerte Darstellung des Systemdiagramms.

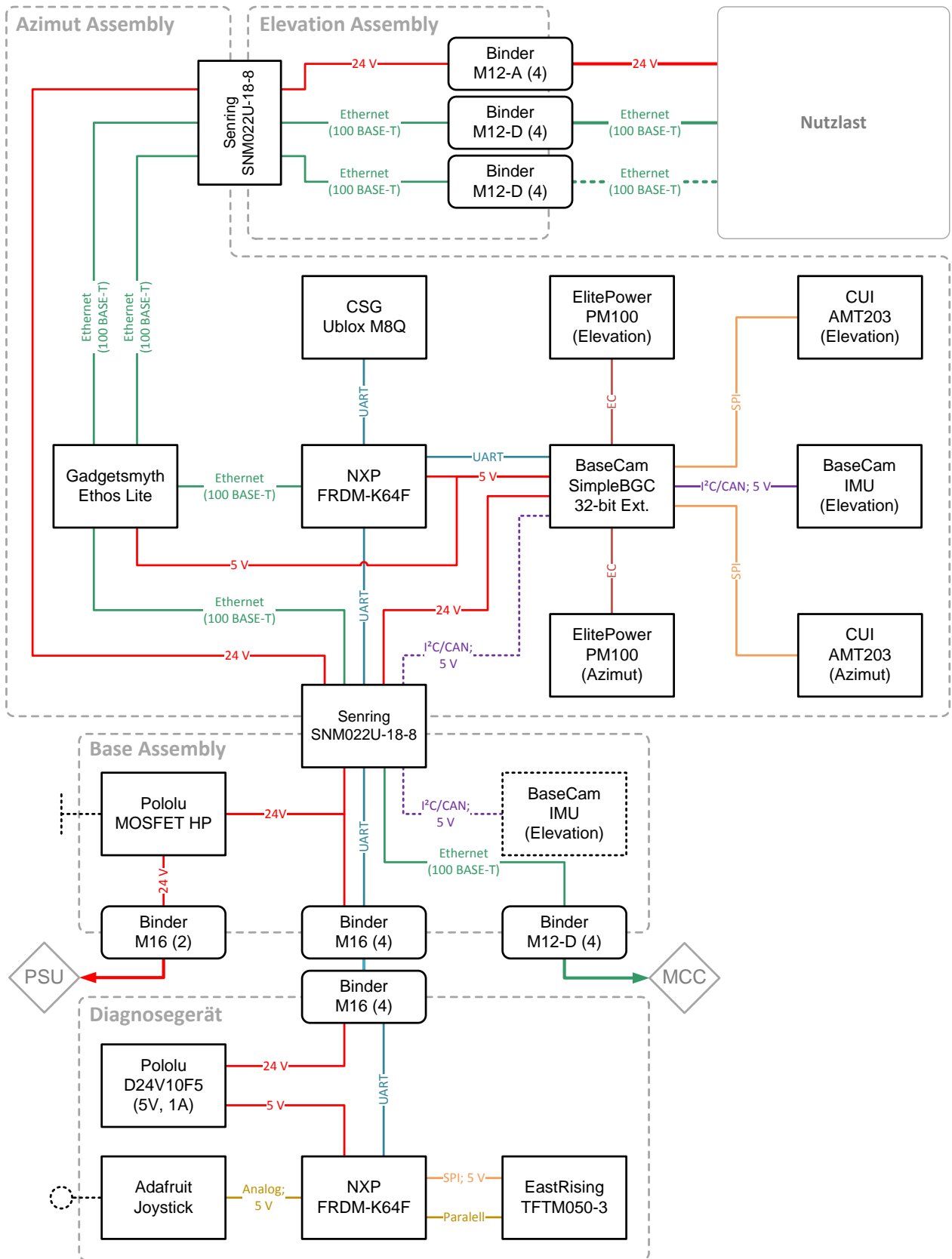


Abb. 3–20: Systemebene 1 (Hardware)



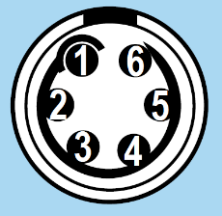
Die Anschlussbelegung der Schleifringe kann damit an dieser Stelle auch festgelegt werden, wobei optionale Signale durch kursive Schrift gekennzeichnet sind.

Tab. 3–14: Anschlussbelegung der Schleifringe

Litze	Azimut Schleifring	Elevation Schleifring
1	GND	GND
2	GND	GND
3	GND	GND
4	GND	GND
5	+24 V	+24 V
6	+24 V	+24 V
7	+24 V	+24 V
8	+24 V	+24 V
9	UART (RX)	<i>GPIO</i>
10	UART (TX)	<i>GPIO</i>
11	+5 V	<i>GPIO/Ethernet 2 (TD+)</i>
12	GND	<i>GPIO/Ethernet 2 (TD-)</i>
13	<i>SDA/CAN_L</i>	<i>GPIO/Ethernet 2 (RD+)</i>
14	<i>SCL/CAN_H</i>	<i>GPIO/Ethernet 2 (RD-)</i>
15	Ethernet (TD+)	Ethernet 1 (TD+)
16	Ethernet (TD-)	Ethernet 1 (TD-)
17	Ethernet (RD+)	Ethernet 1 (RD+)
18	Ethernet (RD-)	Ethernet 1 (RD-)

Die Belegung der Steckverbinder ist in Tab. 3–15 aufgeführt. Dabei zeigt die Darstellung immer die Draufsicht auf den Stecker.

Tab. 3–15: Anschlussbelegung der Steckverbinder

Schnittstelle	Steckverbinder	Belegung Base	Belegung Nutzlast
Versorgung		1: GND 2: +24 V	1: GND 2: +24 V
Ethernet		1: Ethernet (TD+) 2: Ethernet (TD-) 3: Ethernet (RD+) 4: Ethernet (RD-)	1: Ethernet (TD+) 2: Ethernet (TD-) 3: Ethernet (RD+) 4: Ethernet (RD-)
GPIO		1: GND 2: +5 V 3: UART (RX) 4: UART (TX) 5: GPIO 6: GPIO	1: GPIO 2: GPIO 3: GPIO 4: GPIO 5: GPIO 6: GPIO

3.3 Kostenaufstellung Subsystemkomponenten

Nachdem für alle Subsystemkomponenten COTS-Komponenten ausgewählt wurden, ergibt sich die im Folgenden aufgestellte vorläufige Kostenaufstellung. Weil die Planung der mechanischen Struktur, deren prinzipielle Konstruktionsweise in Abschnitt 3.2.5 beschlossen wurde, erst im Folgenden Kapitel 4 erfolgt, wird am Ende der Bilanz der für die Fertigung der Strukturbauteile (sowie dem Gehäuse für das noch im CAD zu konzipierende Diagnosegerät) und dem Aufsteckmodul für die Recheneinheit verfügbare Betrag stehen. Dieser berechnet sich aus dem in Anforderung **U.1** spezifizierten Projektbudget von 2000 €, wobei darauf ein Puffer von 10% für nicht in die Betrachtung einbezogene Kleinteile (Schrauben, Kabel, Verbrauchsmaterial, etc.), sowie Versandkosten und Steuern (Einfuhrumsatzsteuer bei Bestellungen im Ausland) angewendet werden soll. Nicht genau bekannte Kosten sind in Tab. 3–16 kursiv eingetragen. Die Preise entsprechen dem Stand aus dem ersten Quartal 2016. Eine vollständige tabellarische Kostenaufstellung befindet sich in Anhang A.3.

Tab. 3–16: Kostenaufstellung Subsystemkomponenten

Posten	Stückp. [€]	Anzahl	Gesamtp. [€]
Elitepower PM100	53,00	2	106,00
BaseCam SimpleBGC 32-bit Extended	159,00	1	159,00
CSG Ublox M8Q GNSS-Empfänger	76,25	1	76,25
CUI AMT203	44,30	2	88,60
NXP FRDM-K64F	31,68	2	63,36
EastRising ER-TFTM050-3	27,57	1	27,57
Adafruit Thumb-Joystick	5,22	1	5,22
Gadgetsmyth Ethos Lite Ethernet Switch	203,73	1	203,73
Senring SNM022U-18-8	65,83	2	131,66
Manfrotto 028B Triman	247,89	1	247,89
Lemo FGG.1K.302.CLAK85	23,77	2	47,54
Lemo FGG.1K.304.CLAC60	20,48	2	40,96
Lemo FGG.1K.306.CLAK80	28,25	2	56,50
Lemo EEG.1K.302.CLL	11,60	2	23,20
Lemo EEG.1K.304.CLL	14,36	2	28,72
Lemo EEG.1K.306.CLL	17,38	2	34,76
NKK Switches M2011S2D3G03	3,93	1	3,93
Pololu #2815	6,95	1	6,95
		Summe	1351,84
		Budget (-10%)	1800,00
		Verbleibend	448,16

4 Implementierung

In den folgenden Unterkapiteln wird zunächst das mit Hilfe der ECAD Software „Diptrace“ erstellte Aufsteckmodul für die Recheneinheit beschrieben (Kapitel 4.1), anschließend die in „Solidworks 2014“ erstellte CAD Konstruktion der drei Hauptbaugruppen des Trackers beginnend beim Base-Assembly (Kapitel 4.2) über das Azimut-Assembly (Kapitel 4.3) bis hin zum Elevations-Assembly (Kapitel 4.4). Die Kosten der dabei benötigten Bauteile für Aufsteckmodul und Struktur sind in Abschnitt 4.5 aufgeführt, wo auch eine Stückliste der benötigten Normteile zu finden ist. Fertigungszeichnungen der Drehteile sind im Anhang A.4 zu finden.

4.1 Aufsteckmodul für die Recheneinheit

Das in Abschnitt 3.2.3 als Recheneinheit für den Tracker ausgewählte FRDM-K64F besitzt laut BOM vier zweireihige Buchsenleisten der ESQ-Serie von Samtec, deren Position zueinander dem Arduino-R3-Standard entspricht [75]. Die Belegung der Buchsenleisten ist tabellarisch [76] verfügbar und definiert, wo die im Folgenden beschriebenen Signale angeschlossen werden müssen. Abb. 4–4 zeigt die gewählte Zuordnung.

Wie der grafischen Darstellung der Systemebene 1 (Hardware) in Abb. 3–20 zu entnehmen ist, müssen drei UART-Schnittstellen (GNSS-Empfänger, Motortreiber und Diagnosegerät) an der Recheneinheit verfügbar sein. Für die Anschlüsse werden 4-polige Picoblade Buchsen von Molex verwendet (siehe auch Kapitel 3.2.7.3). Der GNSS-Empfänger soll auf dem Aufsteckmodul mittels Abstandsbolzen montiert werden können.

Zudem soll zur Erfüllung der Anforderung **O.11** eine RGB-LED vorhanden sein, die den Status des Systems durch Blinksequenzen und/oder verschiedenfarbiges Leuchten anzeigen können soll. Zu diesem Zweck wurde eine WS2812B [77] RGB-LED (siehe Abb. 4–1) von Worldsemi ausgewählt, die über ein asynchrones serielles Protokoll angesteuert wird. Um den thermischen Zustand im Inneren des Trackers überwachen zu können, wird außerdem ein TMP36 [78] (siehe Abb. 4–1) von Analog Devices verbaut, der Temperaturen von -50 °C bis $+125\text{ °C}$ misst und eine Spannung proportional zum Messwert ausgibt, die über den Analog-Digital-Konverter (ADC) der Recheneinheit eingelesen werden kann.

Das Aufsteckmodul fungiert zudem auch als Stromverteiler. Die über den Azimut Schleifring geführte elektrische Leistung wird mit einem in Kapitel 3.2.7.1 selektierten Molex Ultra-FiT Steckverbinder auf die Platine geführt. Dort kann an zwei weiteren Ultra-FiT Buchsen 24 V für die Stromversorgung der Nutzlast und dem Motortreiber abgegriffen werden. Eine vierte Ultra-FiT Buchse stellt 5 V für den Ethos Lite Ethernet-Switch bereit. Die 5 V werden von einem ebenfalls auf dem Aufsteckmodul platzierten D24V22F5 [79] Spannungsregler (siehe Abb. 4–1) von Pololu erzeugt, der maximal 2,5 A bereitstellen kann und auch die Recheneinheit sowie den GNSS-Empfänger versorgt und damit einen Betrieb der genannten Komponenten bei einer in der Anforderung **O.10** genannten Versorgungsspannung von 24 V ermöglicht. Die Breite der Leiterbahnen wurde entsprechend der in Abschnitt 3.2.7.1 identifizierten Ströme dimensioniert.

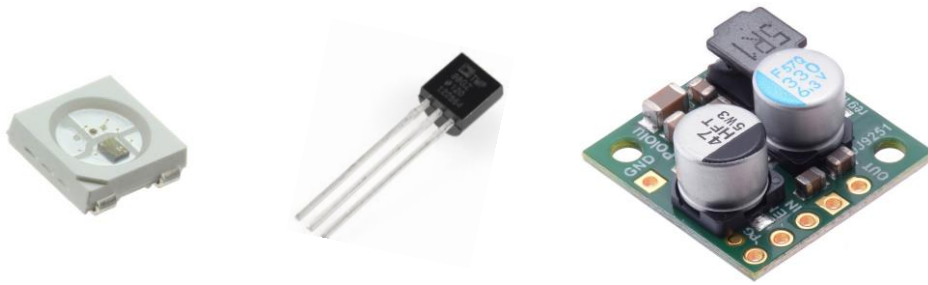


Abb. 4-1: WS2812B RGB-LED [80], TMP36 Temperatursensor [81] und D24V22F5 Spannungsregler [82]

Abb. 4-2 zeigt die Platine, die bei OSH-Park günstig (30,29 € für 3 Stück) gefertigt werden kann. Die Belegung der Schnittstellen ist jeweils aufgedruckt.

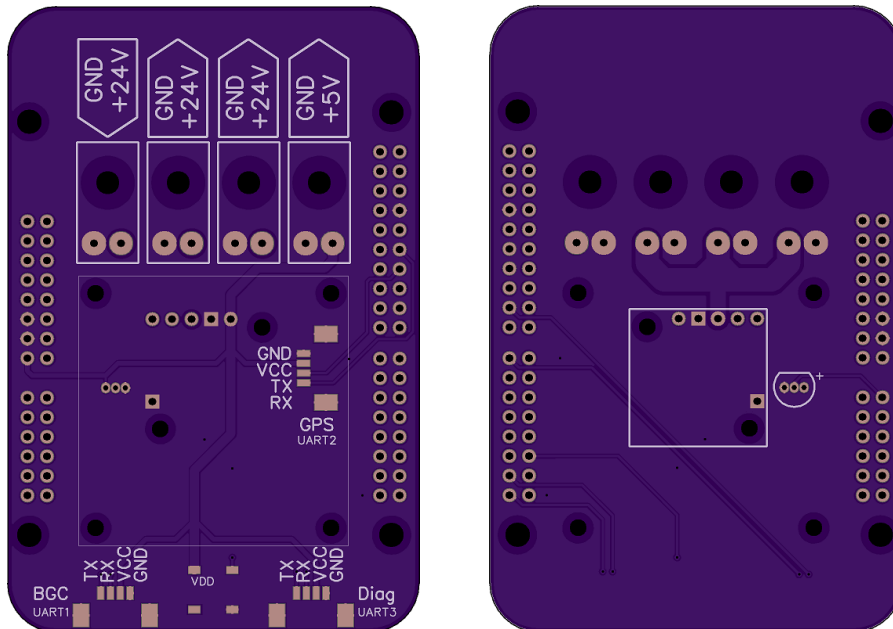


Abb. 4-2: Ober- und Unterseite der Platine

In Abb. 4-3 ist das bestückte und auf der Recheneinheit montierte Aufsteckmodul abgebildet. Der USB-Anschluss des GNSS-Moduls ist frei zugänglich. Der Schaltplan und damit die Belegung des FRDM-K64F ist in Abb. 4-4 zu sehen.

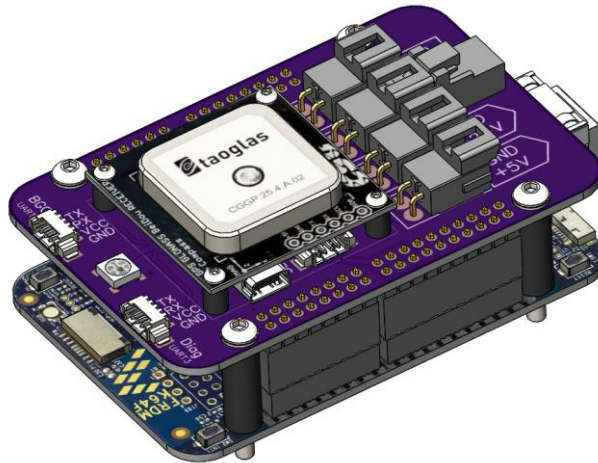


Abb. 4-3: Aufsteckmodul montiert und bestückt

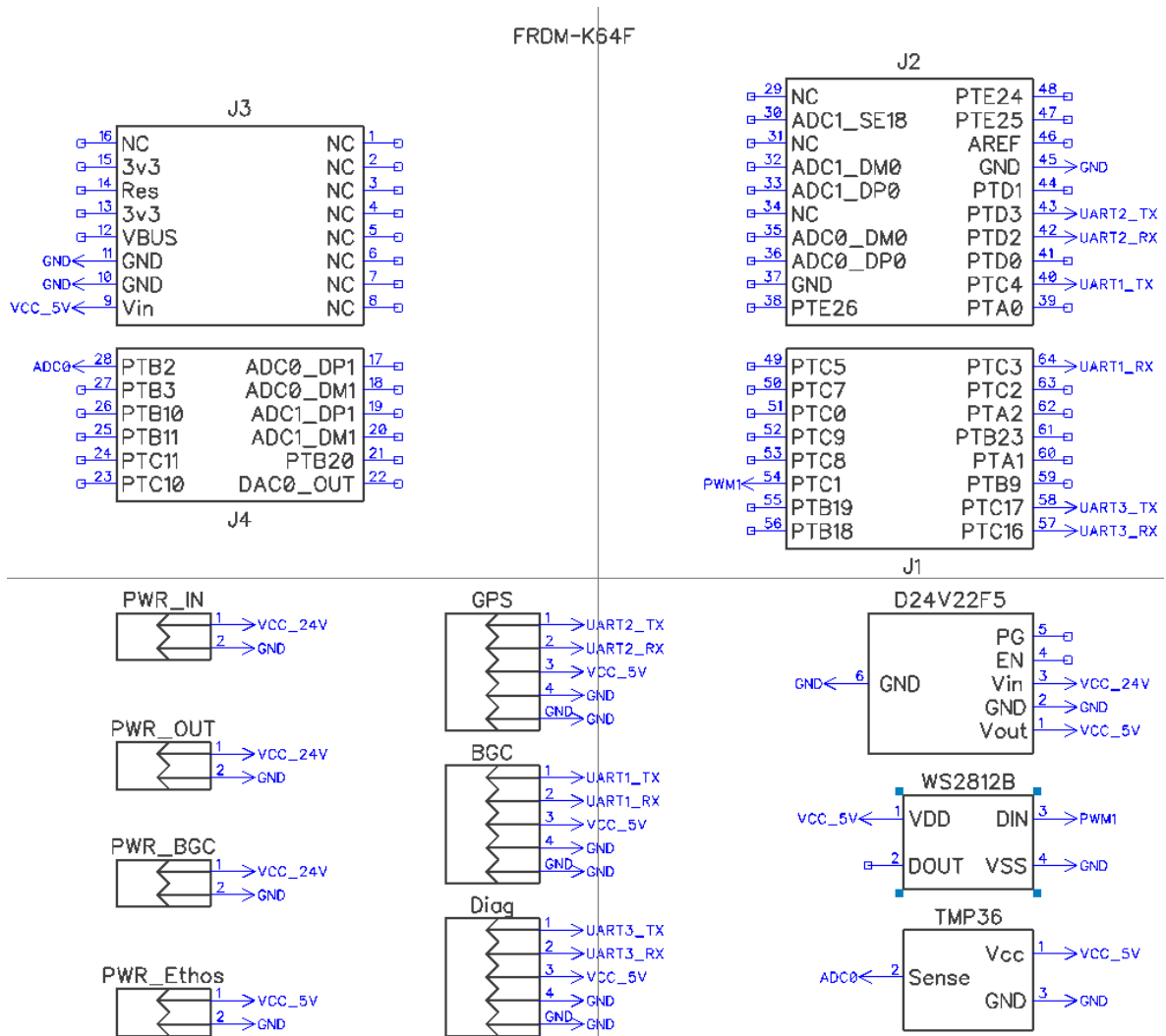


Abb. 4-4: Schaltplan des Aufsteckmoduls

4.2 Base-Assembly

Das Base-Assembly beinhaltet die elektrischen Schnittstellen (Spannungsversorgung, Ethernet, Diagnosegerät/GPIOs) des Trackers, den An-Aus Kippschalter, sowie seine mechanische Schnittstelle zum Stativ. Die Montage des Trackers am Stativ soll werkzeuglos mittels einem Schnellwechselsystem erfolgen und muss eine steife und spielfreie Verbindung ermöglichen.

Abb. 4–5 zeigt die tragende Struktur des Base-Assemblys, welche aus drei, in der Abbildung zur besseren Unterscheidbarkeit eingefärbten Drehteilen besteht, deren Gestaltung nach Anforderung **U.3** eine Fertigung durch die WARR ermöglicht.

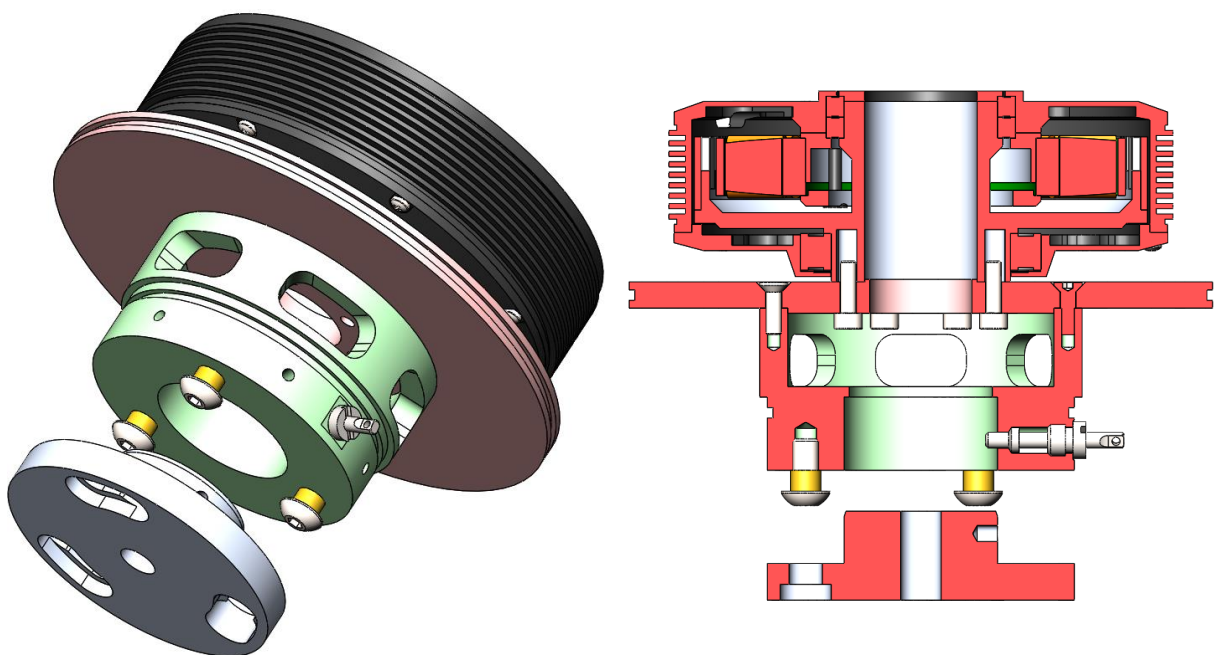


Abb. 4–5: Tragende Struktur des Base-Assemblys

Der PM100 Aktuator wird mittels sechs M3x12 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) an den Base_Backbone_Oben (rot eingefärbt) verschraubt und über einen Absatz am Innendurchmesser der PM100 Hohlwelle zentriert. Der Base_Backbone_Unten (grün eingefärbt) wird ebenfalls über einen Absatz am Base_Backbone_Oben zentriert und ist mit diesem über sechs M3x10 Senkkopfschrauben (ISO 10642) verschraubt. Das Teil besitzt ausgefräste Segmente, durch die die Litzen des Schleifrings geführt werden können und dient außerdem als trackerseitige Komponente des Schnellwechselsystems, das einen schnellen Aufbau des Systems ermöglicht (Anforderung **O.6** und **O.15**). Zu diesem Zweck sind drei M5x10 Linsenkopfschrauben (ISO 7380) mit Abstandsrollen aus Messing eingeschraubt, die in gefräste Taschen im stativseitigen Teil des Schnellwechselsystems, dem mit einem 3/8" Gewinde versehenen Base_Stativadapter (silber eingefärbt), greifen und mit einer Drehung von 25° in Endposition die beiden Teile formschlüssig verbinden. Um die Teile gegen ein ungewolltes Verdrehen und damit dem ungewollten Öffnen des Schnellwechselsystems zu sichern, befindet sich im Base_Backbone_Unten ein Sicherungspin. Dieser wird mit einer Druckfeder (nicht in Abb. 4–5 dargestellt) in der verriegelten Position gehalten und greift dabei in eine von drei Bohrungen im Base_Stativadapter.

Gegen das Eindringen von Staub und Spritzwasser sollen zwei aus ABS am LLS gedruckte Gehäuseteile schützen, die in Abb. 4–6 (rechts) blau eingefärbt sind. Das größere von Beiden wird mittels zweier O-Ringe, welche in die beiden in Abb. 4–5 sichtbaren Nuten im Base_Backbone_Oben und Base_Backbone_Unten eingelegt werden, abgedichtet und mittels sechs radial (siehe auch Abb. 4–5) am Base_Backbone_Unten verschraubten M3x6 Linsenkopfschrauben (ISO 7380) fixiert. Das Gehäuseteil dient zudem der Montage der Buchsen für die elektrischen Schnittstellen des Trackers zum MCC, zur Spannungsversorgung und zum Diagnosegerät. Der Hauptschalter ist in einer Vertiefung des Gehäuses angebracht. So ist eine Berührung der Stecker/Kabel oder des Schalters durch die rotierende Nutzlast ausgeschlossen. Ein mit Übermaß aus ABS 3D-gedruckter Deckel (in Abb. 4–6 ebenfalls blau eingefärbt) wird in das Teil Base_Backbone_Unten eingepresst.

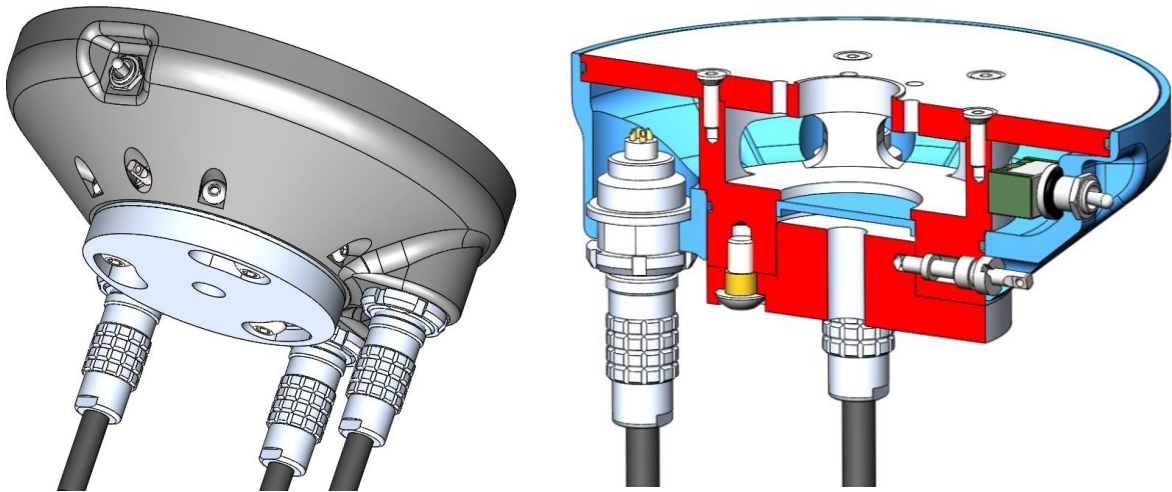


Abb. 4–6: Base-Assembly (komplett): Gehäuse mit Buchsen und Schalter

4.3 Azimut-Assembly

Im Azimut-Assembly ist ein Großteil der elektrischen Subsysteme des Trackers montiert. Aufgrund der in 3.2.5 gewählten Bauweise müssen diese Komponenten sehr kompakt integriert werden. Gleichzeitig ist einerseits eine gute Zugänglichkeit für den Einbau und die Wartung gefordert (Anforderung **S.7**), andererseits muss die mechanische Struktur möglichst steif und robust gestaltet sein. Nachdem unterschiedliche Lösungsvarianten in Betrachtung gezogen wurden, konnten diese Kriterien schließlich mit der in Abb. 4–7 gezeigten Konstruktion (Tragende Struktur) erfüllt werden.

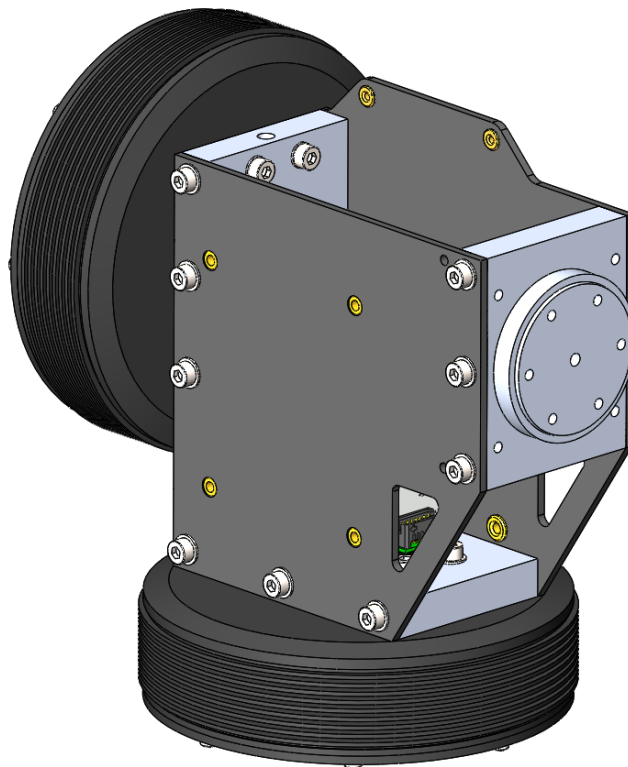


Abb. 4–7: Gestaltung der tragenden Struktur im Azimut Assembly

Das Ergebnis stellt eine Gemischtbauweise dar, wobei die Aktuatoren und die Lagerung der Elevationsachse an jeweils einem Frästeil aus Aluminium (Azimut_Grundstruktur_Aktuator, Azimut_Seitenstruktur_Aktuator und Azimut_Seitenstruktur_Lager) montiert werden, die wiederum mit Seitenteilen aus gefrästen 2 mm CFK Platten (Azimut_Backbone_Vorne und Azimut_Backbone_Hinten) zu einem steifen Verbund verschraubt werden. Dabei werden insgesamt 18 M3x6 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verwendet. Mit der gewählten Konstruktionsweise der Strukturbauteile wird Anforderung **U.3** erfüllt, da eine Fertigung auf der CNC-Portalfräse der WARR möglich sein wird. Somit entstehen lediglich Kosten für die Beschaffung der Halbzeuge. Beim Zusammenbau der Frästeile kann die exakte Ausrichtung der Teile zueinander (Abstände und rechte Winkel) mit Hilfe geeigneter Messmittel (Richtplatte, Haarwinkel, Lineal) erzielt und durch das Anziehen der Schrauben festgelegt werden. Die CFK Seitenteile sind mit Microbarb-Gewindeeinsätzen von KVT versehen, die der Montage der elektrischen Subsystemkomponenten mittels Abstandsrollen und jeweils entsprechend langen Schrauben

dienen (siehe Abb. 4–8). Wie zu sehen ist, sind alle Anschlüsse gut zugänglich, womit die Konstruktion der Anforderung **S.7** gerecht wird. Dabei wird der Motortreiber mittels vier M3x10 Linsenkopfschrauben (ISO 7380) und vier 5 mm Abstandsrollen verschraubt, der Ethernet Switch mittels vier M2x10 Linsenkopfschrauben (ISO 7380) und ebenfalls 5 mm Abstandsrollen. Auf der gegenüberliegenden Seite wird der Verbund aus Recheneinheit und Aufsteckmodul mit vier M3x25 Linsenkopfschrauben (ISO 7380) und je vier 2 mm und 16 mm Abstandsrollen montiert.

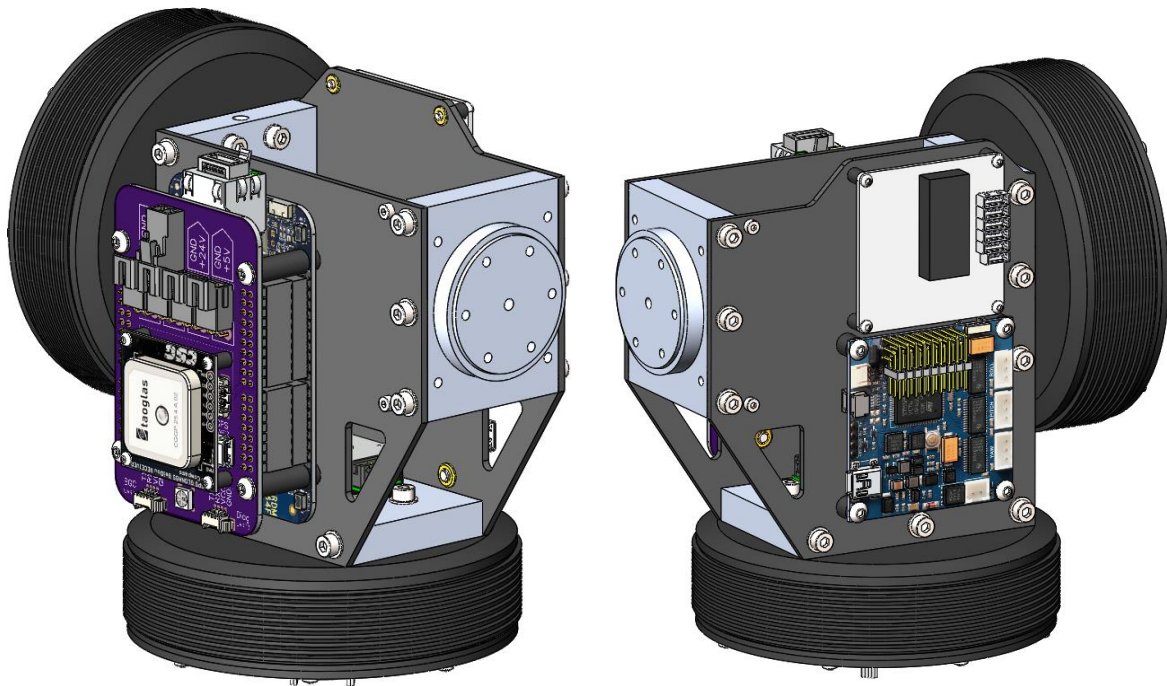


Abb. 4–8: Montage von Recheneinheit und Aufsteckmodul (links), sowie Ethos Lite und SimpleBGC (rechts)

Nachfolgende Abb. 4–9 bis Abb. 4–11 sollen die Gestaltung der drei Frästeile und ihrer Funktion veranschaulichen.

Abb. 4–9 zeigt das Frästeil Azimut_Grundstruktur, das neben seiner Funktion als Adapterstück zwischen Aktuator und CFK Seitenteilen auch den CUI AMT203 Encoder der Azimutachse aufnimmt, welcher mit vier M2x5 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verschraubt wird. Am PM100 Aktuator, der mit vier M3x14 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verschraubt ist, wird der ebenfalls sichtbare PM100_Lagerflansch (blau eingefärbt) angebracht, der die Rillenkugellager des Aktuators festlegt, die Azimut-Drehbewegung an den CUI AMT203 Encoder koppelt und gleichzeitig die Litzen des Schleifrings führt.

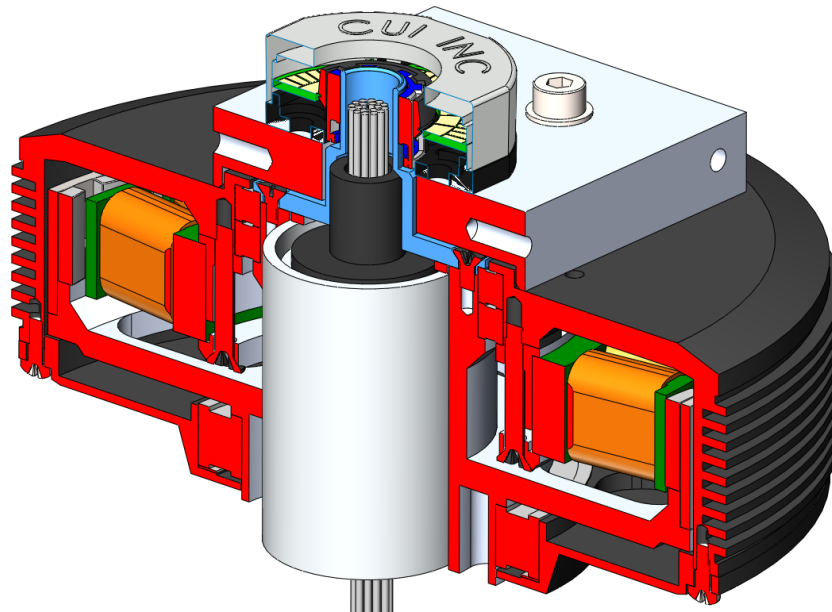


Abb. 4-9: Azimut_Grundstruktur

Das Frästeil Azimut_Seitenstruktur_Aktuator (Abb. 4-10) weist eine Bohrung zum Festklemmen des Schleifrings der Elevationsachse mittels einer M3x5 Madenschraube (ISO 4027) auf, wobei der festzuklemmende Teil des Schleifrings mit Klebeband umwickelt wird, um eine Übergangspassung zu erzeugen. Vier M3x14 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) dienen der Befestigung des Aktuators.

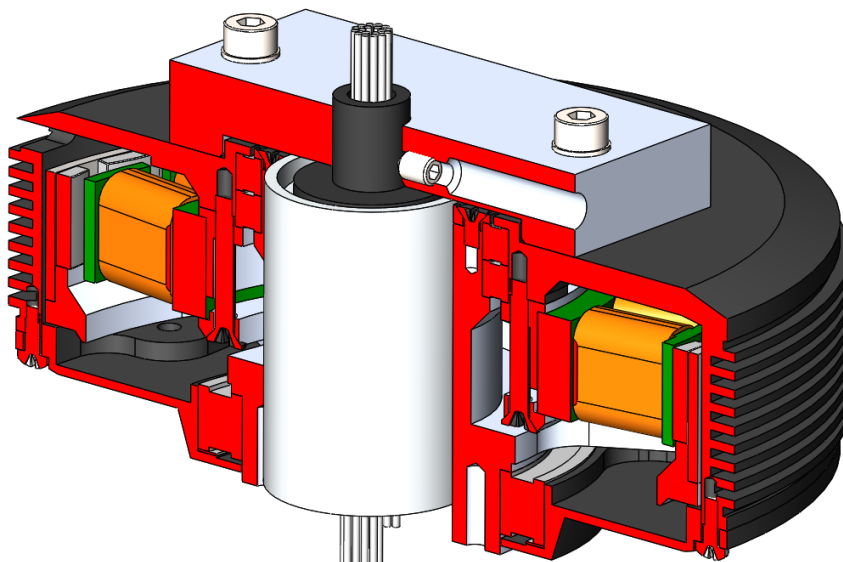


Abb. 4-10: Azimut_Seitenstruktur_Aktuator

Das Frästeil Azimut_Seitenstruktur_Lager (Abb. 4-11) nimmt ein einreihiges Rillenkugellager von SKF (Bezeichnung: 608-RSL) auf, das im Lagersitz eingeklebt wird. Der CUI AMT203 Encoder der Elevationsachse ist an diesem Bauteil mit vier M2x5 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verschraubt. Zudem besitzt es einen Bund, der die Stirnseite der Elevation_Achse (in Abb. 4-11 blau eingefärbt) umgibt und das Gehäuse des Azimut-Assemblies zentriert. Die mittels Segerring (in Abb. 4-11 rechts vom Lager; DIN471 8x0,8) und Passscheibe (Abb. 4-11 links vom Lager; DIN988

8x14x1) festgelegte Welle nimmt an ihrem innenliegenden Ende ein weiteres Aluminium-Frästeil auf, das mit einer M3x5 Madenschraube (ISO 4027) fixiert wird. Es trägt die IMU des BasecamBGC Extended Motortreibers, die wiederum mittels zwei M3x6 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) und zwei 2 mm Abstandsrollen verschraubt ist. Da die Elevationsbewegung lediglich über einen Bereich von 90° erfolgt, wurde entschieden die IMU wie beschrieben im Inneren des Azimut-Assemblies anzubringen. Damit müssen die elektrischen Signale nicht über den Elevation Schleifring geführt werden. Dadurch, dass sowohl IMU als auch Drehgeber an der Welle montiert sind und eine Baugruppe bilden, ist deren Ausrichtung zueinander – auch bei Demontage des Elevation-Assemblies – immer konstant und vereinfacht die Inbetriebnahme. Um ein Aufwickeln der Kabel an den sich drehenden Teilen zu verhindern, wird ein aus ABS 3D-gedrucktes Gehäuse (transparent in Abb. 4–11) vorgesehen, das die IMU umgibt und an den CFK Seitenteilen mittels eingepresster Multisert Gewindeeinsätze von KVT und vier M2x5 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) montiert wird.

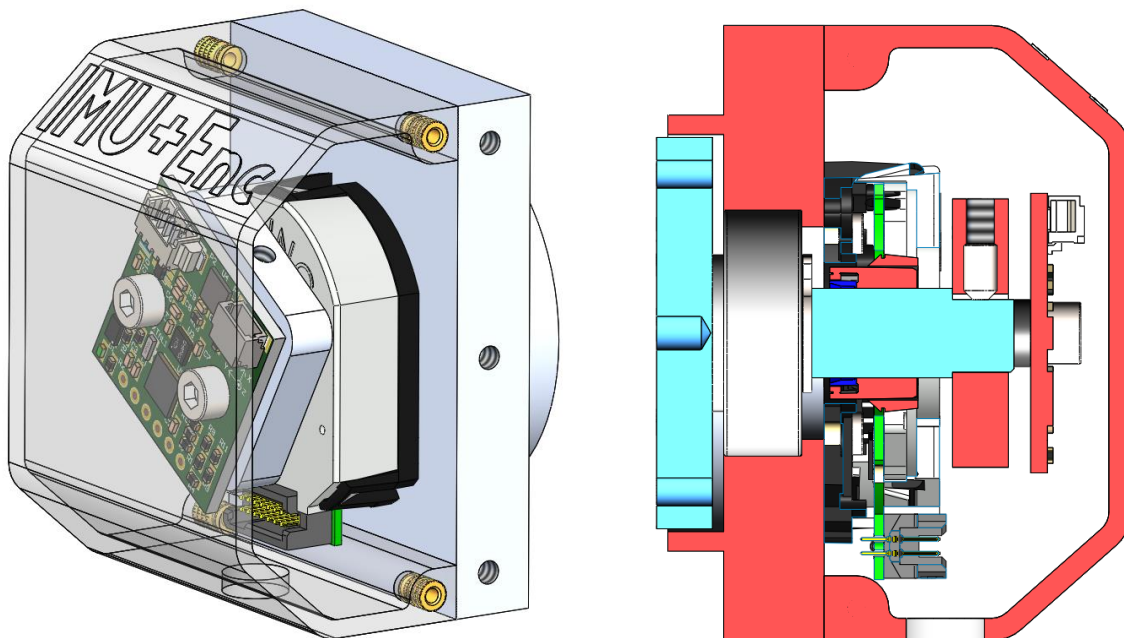


Abb. 4–11: Azimut_Seitenstruktur_Lager

Das Gehäuse des Azimut-Assemblies wird aus ABS 3D-gedrukt und wird aus zwei Halbschalen bestehen, die miteinander über sieben M3x10 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) und eingepresste Multisert Gewindeeinsätzen von KVT verschraubt werden. Daneben erfolgt eine Verschraubung mit vier M3x8 Senkkopfschrauben (ISO 10642) am Elevation-Aktuator und weiteren vier M3x8 Senkkopfschrauben (ISO 10642) am Frästeil Azimut_Seitenstruktur_Lager. Eine umlaufenden 2 mm Dichtschnur (erhältlich als Meterware) aus EPDM-Moosgummi schützt das Innere gegen Eindringen von Staub und Feuchtigkeit und sollte Anforderung **E.3** erfüllen, was noch zu verifizieren ist (Anforderung **E.5**). Das Leuchten der am Aufsteckmodul der Recheneinheit angebrachten RGB-LED wird von einem im Gehäuseteil verklebten Lichtleiter aus Plexiglas nach außen getragen.

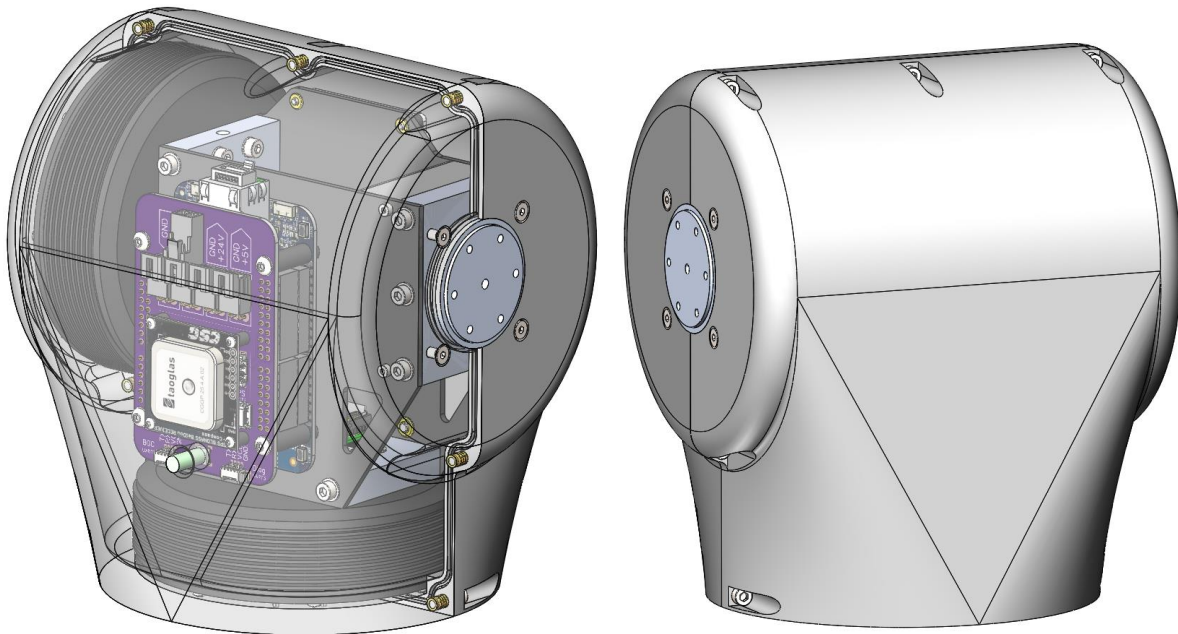


Abb. 4-12: Azimut Gehäuseschalen

Nach Demontage der Gehäusehälften wird der Zugang zu den verbauten Systemkomponenten ermöglicht, womit Anforderung **S.7** erfüllt wird. Das Elevation-Assembly, das im Folgenden Abschnitt vorgestellt werden soll, muss dazu nicht demontiert werden, womit die somit einmalig durchzuführende Justage der Rotorposition des PM100 relativ zu den an der Welle angebrachten Sensoren nicht erneut durchgeführt werden muss. So kann der Tracker auch mit demontierten Gehäuse betrieben werden, wobei darauf geachtet wurde die elektrischen Schnittstellen so zu orientieren, dass diese gut zugänglich sind, was in der Testphase beim Aufbau des Trackers unerlässlich ist.

4.4 Elevation-Assembly

Das Elevation-Assembly stellt die mechanische- und elektrische Schnittstelle zur Nutzlast dar. Zentrales Bauteil ist der aus ABS 3D-geedruckte Elevation_U-Bügel (siehe Abb. 4–13). Die eingepressten M4 Multisert Gewindeeinsätze von KVT erlauben ein Verschrauben von Nutzlastkomponenten und Ausgleichsgewichten (Anforderungen **S.5** und **S.6**) nach Belieben. Mit einer Wandstärke von 8 mm und abgerundeten Ecken besitzt das Bauteil ausreichend Steifigkeit und schmiegt sich an das Azimut-Assembly an, an dem es mit 12 M3x10 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verschraubt wird.

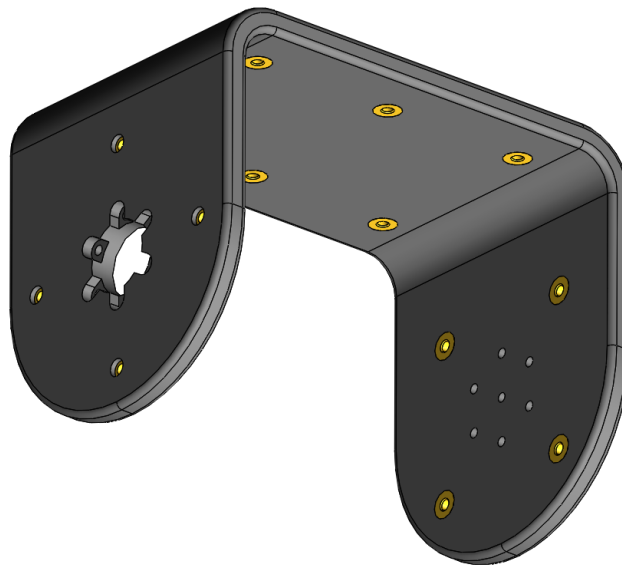


Abb. 4–13: Elevation_U-Bügel

Die Buchsen für die elektrischen Schnittstellen zur Nutzlast (Anforderung **S.2**) sind, wie Abb. 4–14 zeigt, in einer abgedichteten und ebenfalls aus ABS 3D-gedruckten Abdeckung (Elevation_Hutze) verbaut, welche – je nach Nutzlast – in den Positionen $-90^{\circ}/0^{\circ}/+90^{\circ}$ am Elevation_U-Bügel mit drei M4x12 Zylinderkopfschrauben (ISO 4762) verschraubt werden kann. Gegen das Eindringen von Wasser und Staub ist eine Flachdichtung zwischen Elevation_Hutze und Elevation_U-Bügel vorgesehen.

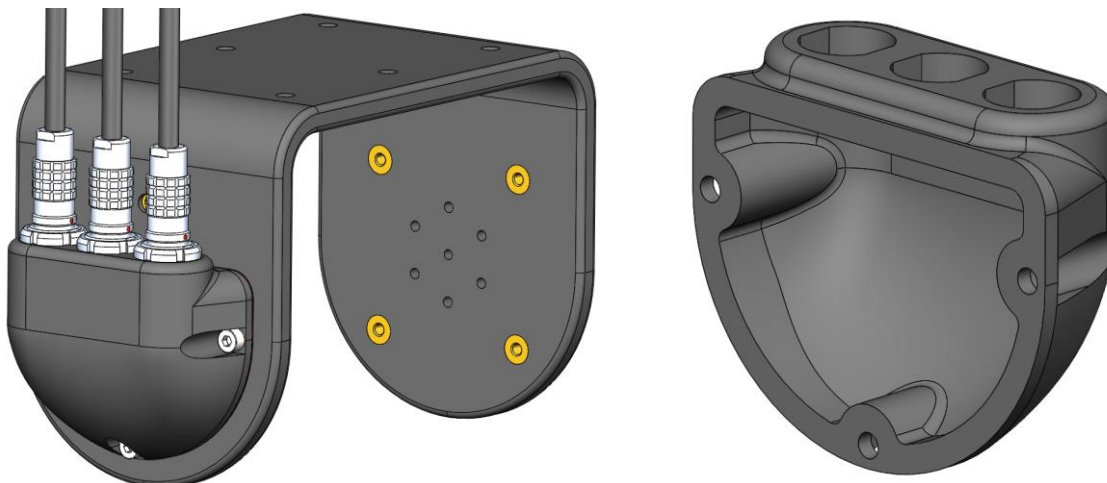


Abb. 4–14: Elevation_Hutze

4.5 Gesamtsystem

Abb. 4–15 zeigt das fertige System zusammen mit der für das DUB-Projekt des LLS verwendeten MA-WA55-TPMIMO Array-Patch-Antenne von Mars Antennas & RF Systems LTD, deren Abmessungen (305x305 mm²) für die Anforderungserhebung in Kapitel 2.1.3 herangezogen wurden. Befestigungen, Ausgleichsgewichte und weitere Nutzlastkomponenten sind nicht dargestellt, da ihre Konzeption nicht Teil dieser Semesterarbeit ist.

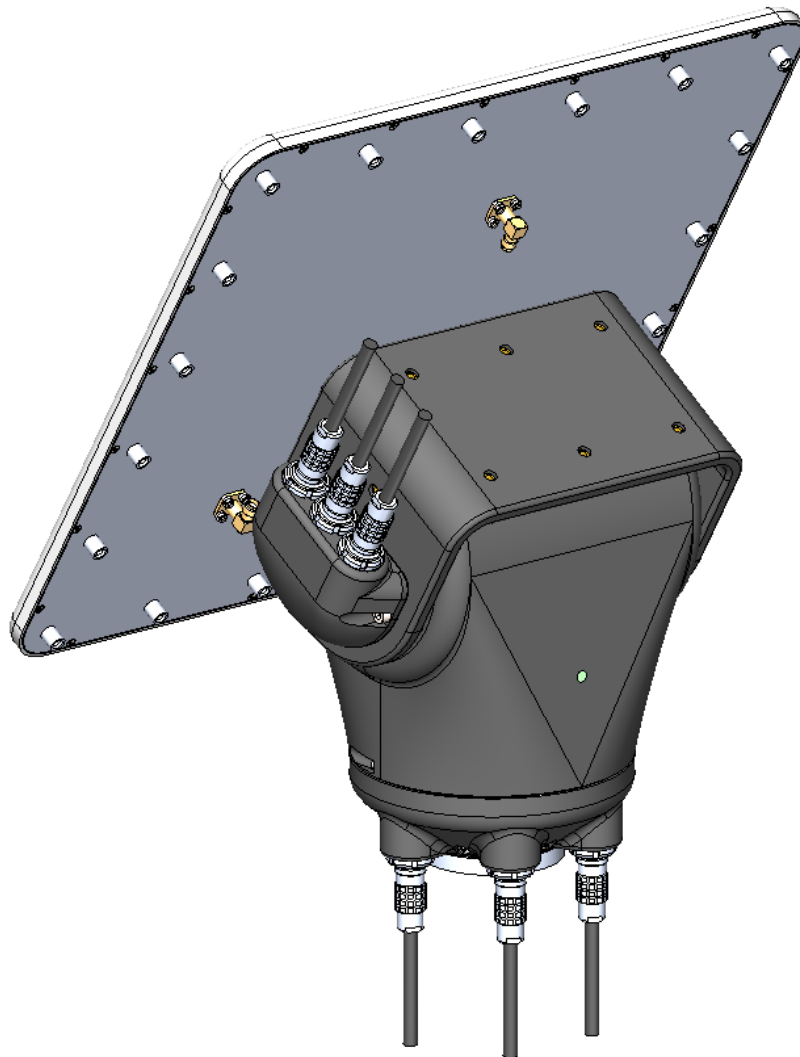


Abb. 4–15: Fertiges System zusammen mit MA-WA55-TPMIMO Antenne

In folgender Abb. 4–16 sind die Abmessungen des Systems und der Befestigungspunkte für die Nutzlast aufgeführt. Laut SolidWorks wird das montierte System ohne Stecker und Nutzlast etwa 2400 g wiegen.

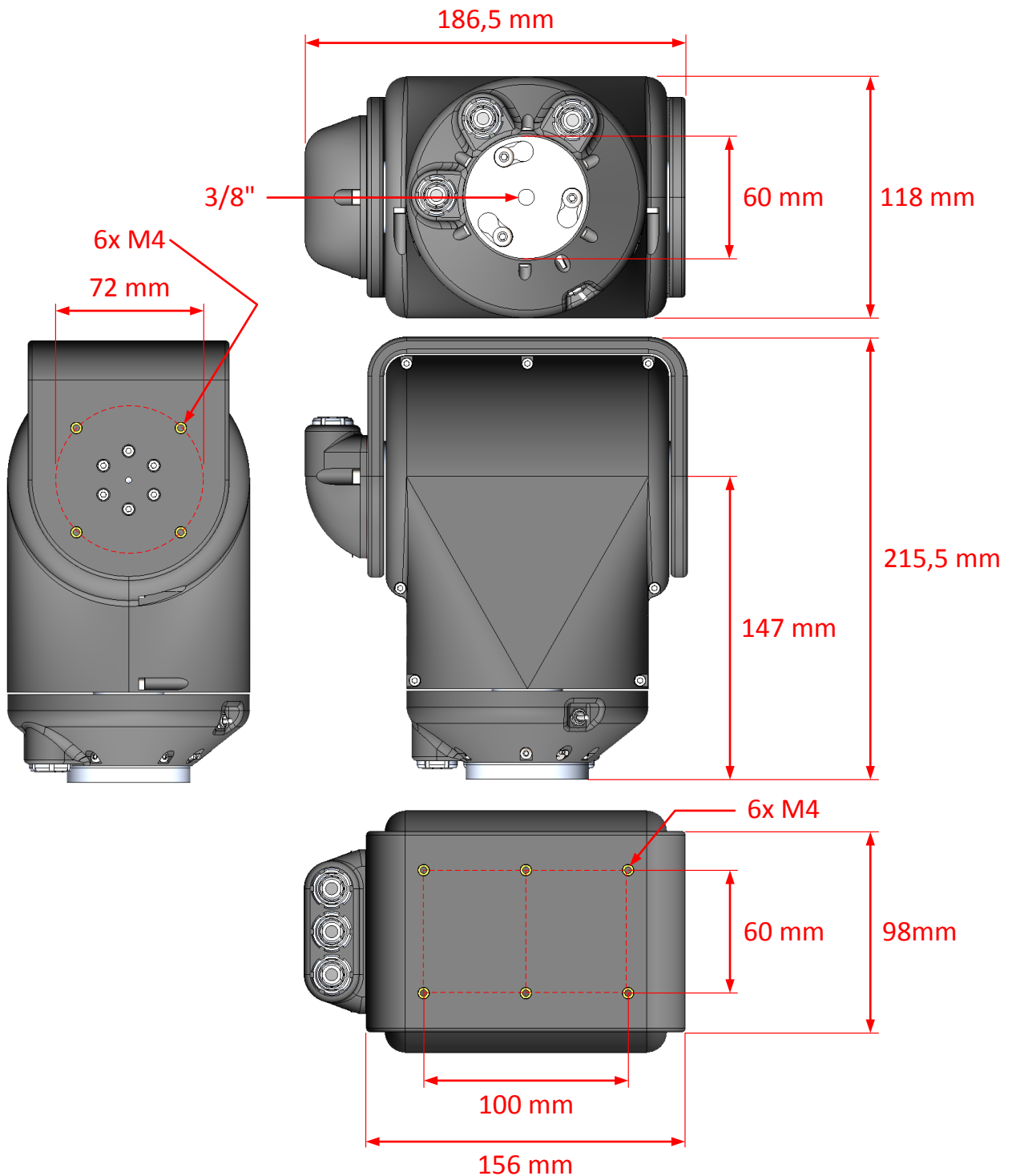


Abb. 4–16: Hauptabmessungen des Trackers

Das Stativ weist eine Länge von 820 mm (Tab. 3–12) auf, der Tracker hat eine Breite von 190 mm bzw. 120mm und ist 220 mm hoch. Mit einer (teilweise) umgebenden Polsterung von etwa 40 mm Dicke ist eine Transportbox mit den Innenabmessungen größer als 1020 mm x 300 mm x 270 mm (LxBxH) geeignet. Diese Anforderungen werden zum Beispiel vom Peli 1740 Koffer (Abb. 4–17) mit den in Tab. 4–1 angegebenen Daten erfüllt.

Mit den Gewichten von Tracker, Stativ und Transportkoffer ergibt sich ein zu transportierendes Gesamtgewicht von etwa 18,7 kg. Mit den Gewichten der Kabel und dem Diagnosegerät sollte Anforderung **O.18** einzuhalten sein.



Abb. 4–17: Peli 1740 Koffer mit Schaumstoff [83]

Tab. 4–1: Produktdaten des 1740 Koffers von Peli Products Inc. [84]

Parameter	Wert/Eigenschaft
Hauptabmessungen	1041 x 328 x 308 mm (Innen) 1122 x 409 x 356 mm (Aussen) 1887 mm (Gurtmaß), Erfüllt O.17
Gewicht	12,2 kg (Mit Schaumstoff) 10,0 kg (Ohne Schaumstoff)
Material	Polypropylen, ABS
Zertifizierung	IP66
Stückpreis	411,74 €

4.6 Kostenaufstellung Struktur und weitere Komponenten

Für die Fertigung der Frästeile soll EN AW-6082 (AlMgSi1), welches eine relativ hohe Festigkeit und gute Zerspanbarkeit aufweist, beschafft werden. Günstigere Preise für das Aluminium-Halbzeug sind bei einer Bestellung im Materiallager der Zentralwerkstatt der Physikfakultät der TUM zu erwarten. Normteile werden oft in Packungseinheiten zu je 50, 100 oder mehr Stück verkauft. In diesem Fall soll in der

Spalte „Stückpreis“ nichts (-) eingetragen werden; in der Spalte „Gesamtpreis“ der Preis der Packungseinheit ohne Angabe der Stückzahl.

Für den 3D-Druck fallen keine Kosten an, da Filament und Maschinenstunden vom LLS zur Verfügung gestellt werden.

Die Preise entsprechen dem Stand aus dem ersten Quartal 2016. Eine vollständige tabellarische Kostenaufstellung befindet sich in Anhang A.3.

Tab. 4–2: Kostenaufstellung Strukturbauteile und weitere Komponenten

Posten (Abm. In [mm])	Assembly	Stückp. [€]	Anz.	Gesamtp. [€]
EN AW-6082 (Ø70 x 50) [85]	Base	4,58	1	4,58
EN AW-6082 (Ø70 x 60) [85]	Base	5,25	1	5,25
EN AW-6082 (Ø120 x 50) [85]	Base	12,32	1	12,32
EN AW-6082 (Ø10 x 100) [85]	Base	2,35	1	2,35
EN AW-6082 (50 x 80 x 12) [85]	Azimut	2,62	1	2,62
EN AW-6082 (50 x 60 x 20) [85]	Azimut	2,70	1	2,70
EN AW-6082 (50 x 60 x 12) [85]	Azimut	2,62	1	2,62
EN AW-6082 (Ø40 x 80) [85]	Azimut	2,80	1	2,80
CFK Platte (350 x 150 x 2) [86]	Azimut	25,47	1	25,47
KVT Multisert 001M3	Azimut	-	7	9,20
KVT Multisert 071M2	Azimut	-	4	11,55
KVT Multisert 004M4	Elevation	-	14	18,00
KVT Microbarb 0006M3	Azimut	-	8	9,30
KVT Microbarb 0006M2	Azimut	-	4	13,30
ISO 4762 M2x5 [87]	Azimut	-	12	3,45
ISO 4762 M3x6 [87]	Azimut	-	20	3,31
ISO 4762 M3x10 [87]	Azimut/ Elevation	-	19	3,55
ISO 4762 M3x12 [87]	Base	-	6	3,88
ISO 4762 M3x14 [87]	Azimut	-	8	4,64
ISO 4762 M4x12 [87]	Elevation	-	3	3,30
ISO 10642 M3x8 [87]	Azimut	-	8	2,93

ISO 10642 M3x10 [87]	Base	-	6	2,93
ISO 7380 M3x6 [87]	Base	-	6	3,00
ISO 7380 M3x10 [87]	Azimut	-	4	3,30
ISO 7380 M3x25 [87]	Azimut	-	4	4,61
ISO 7380 M5x10 [87]	Base	-	3	4,81
ISO 4027 M3x5 [87]	Azimut	-	2	3,42
DIN 471 8x0,8 [87]	Azimut	-	1	4,13
DIN 988 8x14x1 [87]	Azimut	-	1	3,59
ISO 7089 A3,2 [87]	Alle	-	32	2,14
DIN 7980 3 [87]	Alle	-	32	2,14
Rundschnur 2mm EPDM Moosgummi (10 m) [88]	Azimut	-	1	1,75
Abstandsrolle M3x16 [89]	Azimut	0,41	4	1,64
Abstandsrolle M3x5 [89]	Azimut	0,106	10	1,06
Abstandsrolle M3x2 [89]	Azimut	0,106	12	1,06
Abstandsrolle M2x5 [89]	Azimut	0,06	10	0,60
Aufsteckmodul Platine [90]	Azimut	10,09	3	30,29
Pololu D24V22F5 [91]	Azimut	8,95	1	8,95
Worldsemi WS2812B [91]	Azimut	0,45	10	4,50
Analog Devices TMP36 [91]	Azimut	1,65	1	1,65
Molex Picoblade (53261-0471) [89]	Azimut	0,92	3	2,76
Molex Ultra-FiT Buchse (1723101202) [89]	Azimut	1,30	4	5,20
Molex Ultra-FiT Stecker (1722561002) [89]	Azimut	0,32	4	1,28
Peli 1740	-	411,74	1	411,74
Summe				653,67
Restbudget (aus Tab. 3–16)				448,16
Verbleibend				-205,51

5 Verifikation des Gesamtsystems

Die Verifikation des in Kapitel 2.2 definierten Lastenhefts soll nun in nachfolgender Tab. 5–1 erfolgen. Dazu wird die Anforderung als erfüllt (grün hinterlegt) beziehungsweise nicht erfüllt (rot hinterlegt) gekennzeichnet. Erst nach dem Aufbau des Systems verifizierbare Anforderungen werden gelb hinterlegt. Wo es möglich ist, wird das Ergebnis quantifiziert angegeben. In Klammern wird der Beleg für die Beurteilung angeführt.

Tab. 5–1: Verifikation des Lastenhefts

Anforderungen an die Umsetzung		
U.5	2005,51€ (A.2)	Die Kosten des Systems müssen innerhalb des gesetzten Kostenrahmens von 2000 € bleiben
U.6	(3.2)	Wo immer möglich sollen COTS-Komponenten zum Einsatz kommen
U.7	(4)	Die mechanischen Teile des Systems sollen so entworfen werden, dass eine weitgehende Fertigung mit den der WARR zur Verfügung stehenden Maschinen möglich ist
U.8	(5.2)	Das System darf keine Blackbox sein, um Hard- und Software bei Bedarf mittels verfügbarer Dokumentation modifizieren zu können
Operationelle Anforderungen		
O.19	(s.O.)	Das System soll für verschiedene Raketen der WARR einsetzbar sein
O.20		Das System soll für Ballonexperimente der WARR einsetzbar sein
O.21		Das System soll für den DUB des LLS einsetzbar sein
O.22	(2.1.3)	Die bei der geforderten Dynamik maximal mögliche Nutzlastmasse soll (inklusive Ausgleichsgewichten) 2 kg betragen
O.23	(5.2)	Das System soll so konzipiert werden, dass der Betrieb auf Kampagnen durch eingewiesene Nutzer mittels einer Nutzerschnittstelle möglich ist
O.24	(5.2)	Das System soll so konzipiert werden, dass die Einsatzbereitschaft innerhalb von ≤ 1 Stunde hergestellt sein kann
O.25	(5.2)	Das System soll eine Operationsdauer von mindestens 5 Stunden aufweisen

O.26	(3.1.1.1, 3.2.2.2)	Das System soll die Trackinglösung basierend auf verfügbaren GNSS-Positionsdaten berechnen
O.27	(3.1.1.1, 3.2.2.1)	Das System soll die Trackinglösung basierend auf den Positionsdaten von Drehgebern berechnen
O.28	(3.2)	Das System soll mit 24 VDC Versorgungsspannung betrieben werden
O.29	(4.1)	Das System soll jederzeit Betriebszustände und Statusinformationen anzeigen können
O.30	(3.2.9)	Das System soll über die Anschlussmöglichkeit eines Diagnosegeräts verfügen, um grundlegende Einstellungen vornehmen zu können
O.31	(5.2)	Das Tracking soll durch HIL Simulation getestet werden können
O.32	(3.2.9)	Im manuellen Modus sollen dem Motortreiber Soll-Geschwindigkeit proportional zur Auslenkung des Joysticks vorgegeben werden
O.33	(3.2.9)	Im automatischen Modus sollen dem Motortreiber Soll-Positionen aus der Berechneten Trackinglösung vorgegeben werden
O.34	(4)	Das System soll zum Transport und zur Aufbewahrung in seine Hauptbaugruppen zerlegbar sein
O.35	1887 mm (4.5)	Das System soll in ein Transport- und Aufbewahrungsbehältnis mit einem Gurtmaß von ≤ 2 m hinein passen
O.36	18,7 kg (4.5)	Das System soll inklusive Transport- und Aufbewahrungsbehältnis ein Gesamtgewicht von ≤ 25 kg besitzen
Anforderungen an die Aktuatorik		
A.5	(3.2.1)	Das System soll die Nachführung der Nutzlast mittels geeigneter Aktuatoren über eine Azimut- und Elevationsachse ausführen
A.6	(3.2.1.1)	Die Aktuatoren sollen in jedem Betriebspunkt ein größeres Drehmoment bereitstellen können, als das in Abb. 2–15 dargestellte minimal benötigte Drehmoment
A.7	(3.2.1.2, 3.2.2.1)	Das System soll über Drehgeber verfügen, um einen sicheren Closed-Loop Betrieb der Aktuatoren zu gewährleisten
A.8	(3.2.1.1)	Die Aktuatoren sollen geringe Elektromagnetische Störstrahlung (EMI) erzeugen

Anforderungen an die Schnittstellen (mechanisch und elektrisch)		
S.8	(3.2.9)	Das System soll eine Ethernet-Kommunikationsschnittstelle aufweisen, um für den Einsatz in ESRANGE, am CLBI und in Verbindung mit dem DUB geeignet zu sein
S.9	(3.2.9)	Das System soll elektrische Schnittstellen zum Anschluss (Signal, Spannungsversorgung) der in Frage kommenden Nutzlasten an den Tracker bieten
S.10	(3.2.4)	Alle elektrischen Signale innerhalb des Trackers sollen mittels Schleifringen über die Achsen geführt werden
S.11	(3.2.6)	Das System soll ein Stativ umfassen, welches die Nivellierung der Trackingeinheit auf unebenen und weichen Untergründen erlaubt sowie eine Arbeitshöhe von mindestens 1,9 m ermöglicht und für einen sicheren Stand sorgt
S.12	(4.4)	Das System soll eine mechanische Schnittstelle zur Aufnahme verschiedener Nutzlasten (Antennen, Kameras, Sensoren) bieten
S.13	(4.4)	Durch Montagemöglichkeiten von Ausgleichsgewichten (Anteilig an der Gesamtnutzlastmasse) soll die Elevationsachse statisch ausgewuchtet werden können
S.14	(4.3)	Das Gehäuse des Trackers soll demontierbar sein, ohne dass dazu weitere Teile oder die Nutzlast demontiert werden müssen. Dabei sollen alle elektrischen Schnittstellen im Inneren zugänglich werden.
Anforderungen aus Umwelt- und Einsatzbedingungen		
E.6	(5.2)	Das System soll eine Betriebsfestigkeit gegenüber den Umweltbedingungen in Kiruna aufweisen (-15 °C)
E.7	(5.2)	Das System soll eine Betriebsfestigkeit gegenüber den Umweltbedingungen in Natal aufweisen (+40 °C)
E.8	(4)	Das System soll mindestens der Schutzklasse IP54, nach DIN EN 60529, entsprechen
E.9	(5.2)	Das System sollte im nicht-operationellen Zustand während der Gesamtdauer der Kampagne den genannten Umweltbedingungen widerstehen können
E.10	(5.2)	Die in bis gestellten Anforderungen sollen durch die Erzeugung vergleichbarer Umweltbedingungen verifiziert werden können

5.1 Nicht erfüllte Anforderungen

Mit der Überschreitung des in **U.1** gesetzten Kostenrahmens von 2000,00 €, auch ohne den in Kapitel 3.3 gesetzten Puffer von 10%, wird eine zentrale Anforderungen verletzt. Wenn die Transportkiste noch nicht beschafft wird liegen die Gesamtkosten bei 1593,77 € und damit unter dem um 10% verminderten Kostenrahmen (Anmerkungen dazu im Abschnitt 3.3), womit Anforderung **U.1** doch erfüllt würde.

5.2 Noch zu verifizierende Anforderungen

Anforderung **U.4** kann bis zum jetzigen Stand des Projekts als erfüllt angesehen werden. Da die detaillierte Ausarbeitung des Bedienkonzepts und die Einbindung in den operationellen Ablauf einer Flugkampagne noch nicht abschließend geklärt ist, ebenso wie die Software noch nicht entwickelt ist, muss weiterhin großer Wert auf eine ausreichende Dokumentation gelegt werden. Sobald die Entwicklung abgeschlossen ist, soll eine Bedienungsanleitung erstellt werden, die Alles, was für nicht-eingewiesene Nutzer relevant ist, zusammenfasst.

Die Anforderungen **O.5** (Benutzerfreundlichkeit) und **O.6** (Einsatzbereitschaft innerhalb von ≤ 1 Stunde) sind ebenfalls erst verifizierbar, wenn Soft- und Hardware in operationellen Zustand sind, Optimierungen bei der Benutzerfreundlichkeit erfolgt sind und eine Bedienungsanleitung vorliegt.

Anforderung **O.7** (Operationsdauer von mindestens 5 Stunden) hängt von der zur Verfügung stehenden externen Stromversorgung ab. Bei Generator- oder Batteriebetrieb lässt sich die maximale Operationsdauer nur anhand von Tests bestimmen.

Anforderung **O.13** (HIL Simulation) hängt ebenfalls von der Implementierung von Software ab.

Die Erfüllung der Anforderung **E.4** hinsichtlich des tolerierbaren Temperaturbereichs von -15°C (**E.1**) bis $+40^{\circ}\text{C}$ (**E.2**) kann teils mangels nicht zur Verfügung stehender Herstellerangaben bei den Produktdaten der Subsystemkomponenten nicht vor entsprechenden Umwelttests verifiziert werden. Auch die Frage, wie diese Bedingungen erzeugt werden können (**E.5**) ist noch nicht geklärt.

6 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Semesterarbeit erfolgte die Konzeption und der CAD Entwurf eines Systems zur automatischen Nachführung von Richtantennen bei Flügen des DUB beziehungsweise der Experimentalrakete WARR Ex-3.

Die Grundlage der Auslegung stellte das nach sorgfältiger Evaluation der Anforderungen aus den beiden Anwendungsfällen und weiteren, generischen Randbedingungen erarbeitete Lastenheft dar. Durch den potentiellen Einsatz in ESRANGE beziehungsweise am CLBI musste das System so entworfen werden, dass es den unterschiedlichen, vergleichsweise extremen Umweltbedingungen widerstehen kann. Die operationellen Randbedingungen beschreiben, wie die Integration in den Systemkomplex von STERN und DUB erfolgen soll. Dabei werden die Punkte vom Transport über die zu implementierenden Schnittstellen bis hin zum Trackingverfahren behandelt. Mit Hilfe eines MATLAB-Berechnungsmodells konnten anschließend die Winkelgeschwindigkeiten und Winkelbeschleunigungen der kritischen Elevationsachse beim Einsatz des Trackers zur Verfolgung der WARR Ex-3 beziehungsweise des IMPULLS UAVs ermittelt werden. Als kritisches Referenzszenario, welches die höchsten Anforderungen an die Dynamik stellt, kristallisierte sich ein Überflug des IMPULLS in geringer Höhe bei maximaler Fluggeschwindigkeit und der maximal tolerierbaren Windgeschwindigkeit heraus. Davon ausgehend wurde das dennoch überraschend geringe benötigte Beschleunigungsmoment zur Überwindung der Massenträgheit der Nutzlast ermittelt. Das parasitäre Lastmoment, welches unter der Annahme vernachlässigbar geringer Lagerreibung und der Verwendung von Schleifringen lediglich durch die Windlast aufgeprägten Kräfte umfasst, weist deutlich höhere Größenordnungen auf und wurde auf Basis von Theorien und Messungen aus der Literatur als Worst-Case-Szenario bei frontaler Anströmung der großen DUB Patchantenne modelliert. Die Summe des zeitlichen Verlaufs von Beschleunigungsmoment und parasitären Lastmoment ergab das vom Aktuator mindestens bereitzustellende Abtriebsmoment, das als die zentrale Anforderung an den auszuwählenden Aktuator anzusehen ist. Für die Umsetzung sind das verfügbare Budget und die Fertigbarkeit mit den hauseigenen Mitteln der WARR zentrale Elemente. Das Lastenheft stellt damit eine sehr exakte Beschreibung des gewünschten Systems dar, womit begründet wurde, weshalb kommerziell verfügbare Systeme ungeeignet sind und ein System von Grund auf entwickelt werden sollte.

Die Konzeption beginnt mit der Herleitung des „Program Tracking“ genannten Trackingverfahrens, mit dem die Soll-Winkel der Azimut- und Elevationsachse für die Zielaufschaltung aus den gemessenen Ist-Positionen der Azimut- und Elevationsachse und den GNSS-Positionsdaten von Tracker und Ziel berechnet werden können. Im Zuge der Aufbauarbeiten im Rahmen einer Mission ist beim gewählten Trackingverfahren die Justage des Trackers in einen Anfangszustand erforderlich, was ebenfalls detailliert beschrieben wurde. Anschließend erfolgte eine Identifizierung grundlegender Systembestandteile und deren Zusammenwirken, was im Folgenden schrittweise präzisiert wurde. Die in dieser Systemebene 0 abstrakt beschriebenen Systembestandteile wurden dabei sukzessive mit geeigneten COTS Komponenten, wie in **U.2** gefordert, besetzt. Danach konnte eine präzisere Darstellung der Zusammenhänge in Form eines Systemdiagramms der Ebene 1 erstellt werden, welche alle elektrischen Signale zwischen den Komponenten spezifiziert. Die Kosten der selektierten Komponenten wurden addiert, wobei vom verfügbaren Budget, das

2000,00 € beträgt, ein Puffer von 10 % für Kleinteile und Versandkosten abgezogen wurde. Der verbleibende Betrag steht für die Fertigung der Strukturbauteile für die zuvor gewählte Trackerbauweise zur Verfügung, wobei die Wahl auf Bauteile aus gefrästem Aluminium und CFK fiel, die nach Anforderung **U.3** mit den der WARR zur Verfügung stehenden Maschinen herzustellen sind. Das Gehäuse soll aus ABS Kunststoff am LLS 3D-gedruckt werden.

Als Ergebnis der Arbeit steht ein in Kapitel 4 beschriebener Entwurf der Hardware des Trackers mit CAD-Daten zur Verfügung. Mit diesen kann die Beschaffung der benötigten Komponenten und Halbzeuge- und schließlich die Fertigung des Systems erfolgen. Daneben stellen die theoretischen Ausarbeitungen über die Generierung der Trackinglösung die Grundlage für weitere Arbeiten zur Implementierung der Software für die Recheneinheit des Trackers dar. Dabei sollen die Anforderungen **U.4** (Keine Blackbox, Dokumentation), **O.5** (Nutzerfreundlichkeit), **O.12** (Diagnosegerät) und **O.13** (Möglichkeit der HIL-Simulation) eine zentrale Rolle spielen. Die Software für die Recheneinheit des Diagnosegeräts stellt damit ein zukünftiges Arbeitspaket dar.

Nach erfolgter Integration des Systems kann es schrittweise in Betrieb genommen- und verschiedenen Tests unterworfen werden, um die geplante Funktionalität schrittweise von der Komponente bis hin zum Gesamtkonzept zu überprüfen. So kann zum Beispiel nach erfolgreicher Konfiguration des Motortreibers die korrekte Funktion des Diagnosegeräts verifiziert werden und mittels HIL-Simulation erste Versuche erfolgen, die das erfolgreiche Abfahren einer vorgegebenen Trajektorie zum Ziel haben. Mit Modellflugzeugen oder Quadroptern können erste Tests unter Einsatzbedingungen unternommen werden, wobei die Eignung für den Betrieb unter den Umwelteinflüssen in ESRANGE oder am CLBI nach Anforderung **E.5** separat evaluiert werden muss.

In Zukunft wären zudem auch weitere Aktivitäten zur Konzeption und Implementierung weiterer, teils ausgefeilterer Trackingverfahren denkbar, welche die Schwachstelle, dass GNSS-Positionsdaten des Ziels sicher übertragen werden müssen um das Tracking sicherzustellen, eliminieren. Eine Möglichkeit stellt die Generierung der Trackinglösung basierend auf vorab mit Simulationstools (z.B. ASTOS) durchgeführten Flugbahnsimulationen der ballistisch fliegenden Rakete dar, wodurch die Abhängigkeit von Positionsdaten des Ziels entfällt. Da in der Realität mit Abweichungen von der simulierten Trajektorie zu rechnen ist, könnte ein solches Flugbahnmodell durch empfangene Positionsdaten des Ziels gestützt- oder laufend in iterativer Weise angepasst werden. Dies würde bei Empfangsverlust und damit dem Verlust der Positionsdaten des Ziels die Wahrscheinlichkeit einer erfolgreichen Wiederaufschaltung erhöhen. „Beam Stearing“, auf Basis der Erkenntnisse des VECTOR Projekts, könnte aufgrund der vorhandenen Arbeiten ebenfalls implementiert werden. Auch bildverarbeitendes Tracking mittels einer als Nutzlast montierten Kamera könnte implementiert und getestet werden.

A Anhang

A.1 Literaturverzeichnis

- [1] Microhard Inc.: *IPnDDL2450 Datenblatt*. URL <http://www.microhardcorp.com/brochures/Nano.DDL.Brochure.Rev.1.7.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [2] Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt: *STERN Project Documentation CDR*. Garching, Nov 2015
- [3] J. Sturm: *Demonstrator UAV Bewaffnung Jahresabschlussbericht 2015*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme. Garching, 2015
- [4] Prof. Dr.-Ing. Florian Holzapfel: *Flugsystemdynamik 2 : Vorlesungsskript*. Technische Universität München, Lehrstuhl für Flugsystemdynamik
- [5] Robotzone LLC: *Webseite Servocity PT785-S*. URL https://www.servocity.com/html/pt785-s_pan___tilt_system.html – Überprüfungsdatum 05.2016
- [6] URL <http://www.superrobotica.com/Images/S300206big.JPG> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [7] TrossenRobotics: *Webseite ScorpionX MX-64 Turret*. URL <http://www.trossenrobotics.com/p/ScorpionX-RX-64-robot-turret.aspx> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [8] URL <http://www.trossenrobotics.com/resize/Shared/Images/Product/ScorpionX-MX-64-Robot-Turret-Kit/scorpionxturret.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [9] Robotzone LLC: *Webseite Servocity MPT1100-SS*. URL https://www.servocity.com/html/mpt1100-ss_pan___tilt_system.html – Überprüfungsdatum 05.2016
- [10] URL https://www.servocity.com/assets/images/MPT1100-SS_metal_gear.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016
- [11] Portland State Aerospace: *Webseite Rocket Tracks*. URL <https://github.com/psas/rocket-tracks> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [12] Chess Dynamics Ltd.: *Homepage*. URL <http://www.chess-dynamics.com/product/hawkeye-ds/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [13] WTW Anlagenbau GmbH: *Homepage*. URL <http://www.tracking-antenna.de/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [14] Tecom Industries Inc.: *Homepage*. URL <http://www.tecom-ind.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [15] 2B Security Systems ApS: *Homepage*. URL <http://www.2bsecurity.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [16] Presistant Systems LLC: *Homepage*. URL <http://www.persistentsystems.com/tracking-antenna-system/> – Überprüfungsdatum 05.2016

- [17] URL <http://www.chess-dynamics.com/wp-content/uploads/2015/06/hawkeye-ds-1.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [18] URL http://www.tracking-antenna.de/wp-content/uploads/2014/12/WTW-LSC20_LS28-768x659.png – Überprüfungsdatum 05.2016
- [19] URL <http://www.2bsecurity.com/wp-content/uploads/2015/12/PT-1020-pan-tilt.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [20] S. Herzig: *Konzeption und Implementierung eines Modularen Bodenstationsnetzwerks für das VECTOR Höhenforschungsraketen-Experiment*. Garching, Technische Universität München, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik. Semesterarbeit. 2010
- [21] NASA: *Low-Cost, Low-Power, Portable Mounting Platform for Auto-Tracking Antenna*. URL <https://www.nasa.gov/offices/ipp/centers/dfrc/technology/DRC-013-0031-auto-track-antenna.html> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [22] K. Makowka: *Entwicklung und Implementierung eines Beam Tracking Algorithmus für das REXUS-8 VECTOR-Experiment*. Garching, Technische Universität München, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik. Semesterarbeit. 2010
- [23] S. Jäkel: *Konzeption und Auslegung eines autonomen Beam-Tracking-Algorithmus zum Nachverfolgen der REXUS Höhenforschungsrakete*. Garching, Technische Universität München, Lehrstuhl für Raumfahrttechnik. Semesterarbeit. 2010
- [24] URL <https://www.youtube.com/watch?v=jtSUwP0znbo> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [25] Swedish Space Corporation: *ESRANGE Homepage*. URL <http://www.sscspace.com/esrange-space-center-3> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [26] Força Aérea Brasileira ; Agência Espacial Brasileira: *CLBI Homepage*. URL <http://www.clbi.cta.br/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [27] Meteoblue: *Klimamodell Kiruna Airport*. URL https://www.meteoblue.com/de/wetter/vorhersage/modelclimate/kiruna-airport_schweden_605156 – Überprüfungsdatum 05.2016
- [28] Meteoblue: *Klimamodell Natal*. URL https://www.meteoblue.com/de/wetter/vorhersage/modelclimate/natal_brasilien_3394023 – Überprüfungsdatum 05.2016
- [29] Deutscher Wetterdienst: *Klimatafel Natal*. URL http://www.dwd.de/DWD/klima/beratung/ak/ak_825980_kt.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [30] Meteoblue: *Klimamodell München Airport*. URL https://www.meteoblue.com/de/wetter/vorhersage/modelclimate/flughafen-muenchen-franz-josef-strauss_deutschland_3208399 – Überprüfungsdatum 05.2016
- [31] M. Orejas: *UAV Stabilized Platform*. Kiruna, Luleå University of Technology, Department of Space Science. Master Thesis. 2007

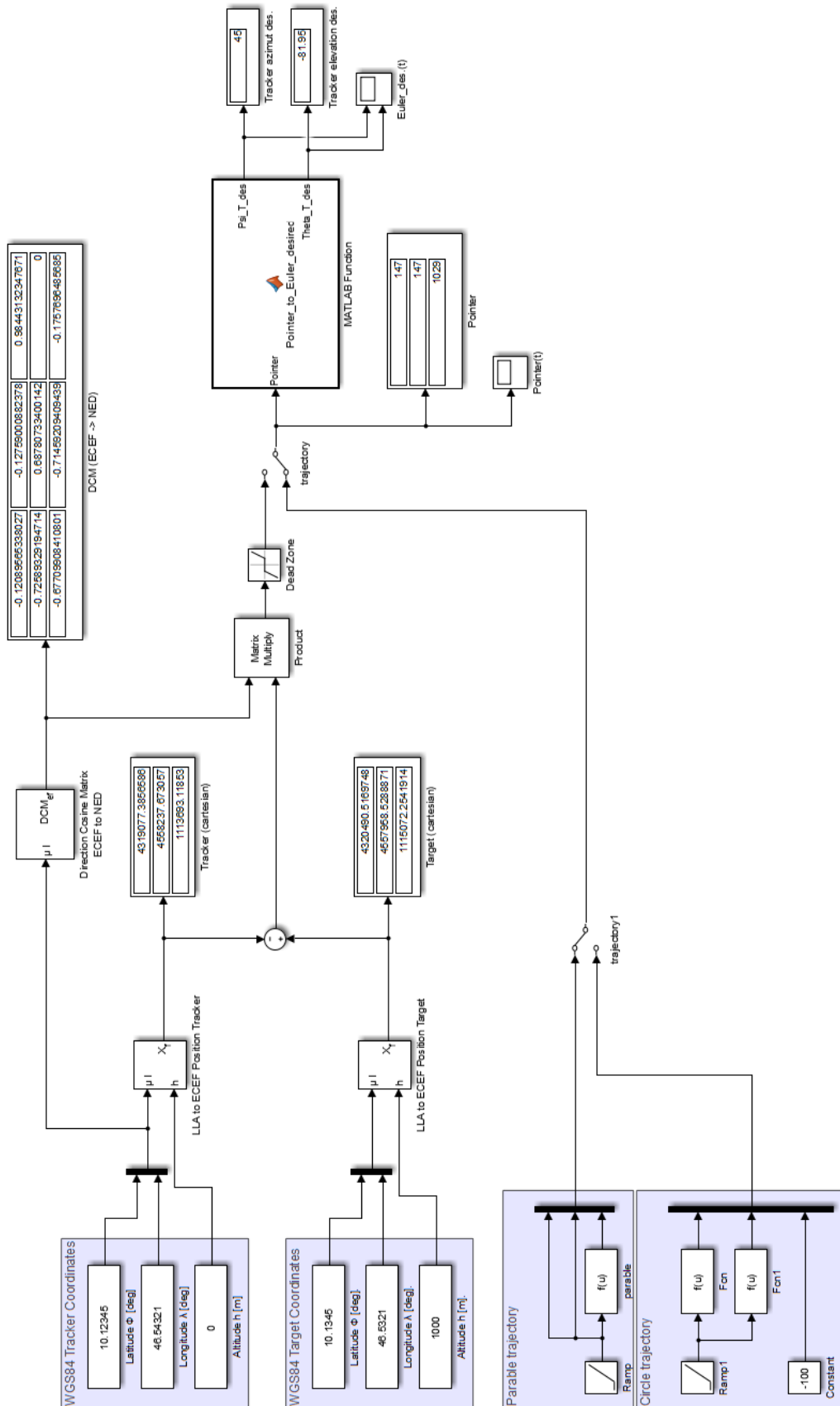
- [32] A. Lindner: *Entwicklung einer stabilisierten Sensor Payload zur Erfassung von Zielen für das UAV "Impulls"*. Garching, Technische Universität München, Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme. Bachelorarbeit. 2014
- [33] Sockel, Helmut: *Aerodynamik der Bauwerke*. Braunschweig, Wiesbaden : Vieweg, 1984
- [34] Ortiz, Xavier ; Rival, David ; Wood, David: *Forces and Moments on Flat Plates of Small Aspect Ratio with Application to PV Wind Loads and Small Wind Turbine Blades*. In: *Energies* 8 (2015), Nr. 4, S. 2438–2453
- [35] OlliW: *Homepage*. URL <http://www.olliw.eu/2014/fast-functions/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [36] URL <http://www.eichhorn-gme.com/images/1034.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [37] URL <http://www.eichhorn-gme.com/images/4510.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [38] URL <http://www.eichhorn-gme.com/images/2009-H.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [39] Probst, Uwe: *Servoantriebe in der Automatisierungstechnik : Komponenten, Aufbau und Regelverfahren ; mit 16 Tabellen*. 1. Aufl. Wiesbaden : Vieweg + Teubner, 2011 (Studium)
- [40] Elitepower: *PM100 Datenblatt*. URL http://www.etecpower.com/html_products/PM100-70.html – Überprüfungsdatum 05.2016
- [41] URL <http://www.maxonmotor.de/maxon/view/content/ESCON-Detailsite> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [42] URL <http://www.maxonmotor.de/maxon/view/content/EPOS-Detailsite> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [43] URL <http://www.roboteq.com/index.php/component/virtuemart/all-products/brushless-dc-motor-controllers/sbl-1300-family> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [44] URL <http://www.trinamic.com/products/modules/controller-driver-bldc/tmcm-1640> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [45] URL https://www.basecamelectronics.com/media/sbgc32ext_top.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016
- [46] Texas Instruments Inc.: *Implementation of a Speed Field Oriented Control of 3-phase PMSM Motor using TMS320F240 : Application Report*. URL <http://www.ti.com/lit/an/spra588/spra588.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [47] BaseCam Electronics: *SimpleBGC 2.5 serial protocol specification*. rev. 0.11. URL https://www.basecamelectronics.com/files/SimpleBGC_2_5_Serial_Protocol_Specification.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016

- [48] BaseCam Electronics: *SimpleBGC 32bit 3-Axis Software User Manual*. rev. 2.5x. URL https://www.basecamelectronics.com/files/v3/SimpleBGC_32bit_manual_2_5x_eng.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [49] BaseCam Electronics: *SimpleBGC 32bit controllers using with encoders*. rev. 0.10. URL https://www.basecamelectronics.com/files/SimpleBGC_32bit_Encoders.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [50] URL <http://media.digikey.com/Photos/CUI%20Photos/AMT203-V.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [51] CUI Inc.: *AMT203 Datenblatt*. URL <http://www.de.cui.com/product/resource/amt20-v.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [52] URL <http://www.csgshop.com/img/p/186-416-thickbox.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [53] URL <http://www.csgshop.com/img/p/186-414-thickbox.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [54] CSG: *M8Q Mini Datenblatt*. URL http://www.csgshop.com/product.php?id_product=189 – Überprüfungsdatum 05.2016
- [55] U-Blox AG: *MAX-M8Q/M Datenblatt*. URL [https://www2.u-blox.com/images/downloads/Product_Docs/MAX-M8_DataSheet_\(UBX-13004644\).pdf](https://www2.u-blox.com/images/downloads/Product_Docs/MAX-M8_DataSheet_(UBX-13004644).pdf) – Überprüfungsdatum 05.2016
- [56] ARM Ltd.: *Mbed Homepage*. URL <https://www.mbed.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [57] NXP Semiconductors: *FRDM-K64F Homepage*. URL <http://www.nxp.com/products/software-and-tools/hardware-development-tools/freedom-development-boards/freedom-development-platform-for-kinetis-k64-k63-and-k24-mcus:FRDM-K64F> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [58] EastRising: *ER-TFTM050-3 Datasheet*. URL http://www.buydisplay.com/download/manual/ER-TFTM050-3_Datasheet.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [59] Gadgetsmyth LLC: *Ethos Lite Homepage*. URL <http://www.gadgetsmyth.com/product/ethos-lite/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [60] Senring Electronics: *SNM022 Datenblatt*. URL <http://www.senring.com/data/upload/pdf/SNM/snm022.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [61] URL http://www.foto-depot.de/media/image/f9/e1/0c/00_51917_00_600x600@2x.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016

- [62] URL http://www.foto-depot.de/media/image/89/0f/52/04_51917_04_600x600@2x.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016
- [63] Manfrotto: *028B Triman Homepage*. URL <https://www.manfrotto.de/stativ-triman-schwarz> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [64] Lemo SA: *Unipole & Multipole Connectors*. Jul 2016. URL http://www.lemo.com/catalog/ROW/UK_English/unipole_multipole.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [65] URL http://media.digikey.com/photos/LEMO_20Photos/EEG.1K.308.CLL.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016
- [66] URL http://media.digikey.com/photos/LEMO_20Photos/FGG.1K.302.CLAC50Z.JPG – Überprüfungsdatum 05.2016
- [67] Molex: *FiT Families Comparison*. Jun 2016. URL http://www.literature.molex.com/SQLImages/kelmscott/Molex/PDF_Images/987651-2511.PDF – Überprüfungsdatum 05.2016
- [68] URL <http://media.digikey.com/Photos/Molex/1723101102.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [69] URL <http://media.digikey.com/Photos/Molex/1722561002.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [70] Lemo SA: *High Speed Multipole CAT 6A Connectors*. Aug 2015. URL http://www.lemo.com/catalog/ROW/UK_English/Category_5_Cat6A_ethernet.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [71] NKK Switches Co., Ltd.: *Series M : Miniature Toggles*. URL <http://76.12.210.115/pdf/mtogglesbushing.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [72] Pololu Co.: *Big MOSFET Slide Switch with Reverse Voltage Protection, HP*. URL <https://www.pololu.com/product/2815> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [73] URL http://media.digikey.com/Photos/NKK_Switches_Photos/MFG_M2011S2A1W01.jpg – Überprüfungsdatum 05.2016
- [74] URL <https://a.pololu-files.com/picture/0J6935.1200.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [75] NXP Semiconductors: *FRDMK64FUG, FRDM-K64F Freedom Module User's Guide : (Rev 0.1)*. Apr 2014. URL http://www.nxp.com/files/32bit/doc/user_guide/FRDMK64FUG.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [76] NXP Semiconductors: *FRDM-K64F Development Platform Pinouts : (Rev 3)*. Mrz 2015. URL http://www.nxp.com/files/microcontrollers/doc/package_info/FRDM-K64F_PKG.xlsx – Überprüfungsdatum 05.2016
- [77] Worldsemi: *WS2812B : Intelligent control LED integrated light source*. URL <https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/WS2812B.pdf> – Überprüfungsdatum 05.2016

- [78] Analog Devices Inc.: *Low Voltage Temperature Sensors : TMP35/TMP36/TMP37*. Rev. H. 2015. URL http://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/TMP35_36_37.pdf – Überprüfungsdatum 05.2016
- [79] Pololu Co.: *5V, 2.5A Step-Down Voltage Regulator D24V22F5*. URL <https://www.pololu.com/product/2858> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [80] URL [http://media.digikey.com/Photos/Adafruit Industries LLC/1655.JPG](http://media.digikey.com/Photos/Adafruit%20Industries%20LLC/1655.JPG) – Überprüfungsdatum 05.2016
- [81] URL <https://cdn.sparkfun.com/assets/parts/4/1/8/8/10988-01.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [82] URL <https://a.pololu-files.com/picture/0J6897.1200.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [83] URL <http://img.pelican.com/img/products/protector/1740/pelican-police-tactical-weapons-long-case-l.jpg> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [84] URL <http://www.pelican.com/us/de/product/watertight-protector-hard-cases/large-case/long-case/1740/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [85] URL <https://metall-fachhandel.de/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [86] URL <http://www.r-g.de/de/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [87] URL <https://www.wegertseder.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [88] URL <http://www.gummiprofile24.de/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [89] URL <http://de.farnell.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [90] URL <https://oshpark.com/> – Überprüfungsdatum 05.2016
- [91] URL <http://www.exp-tech.de/> – Überprüfungsdatum 05.2016

A.2 Simulink-Modell (Berechnung der Trackinglösung)



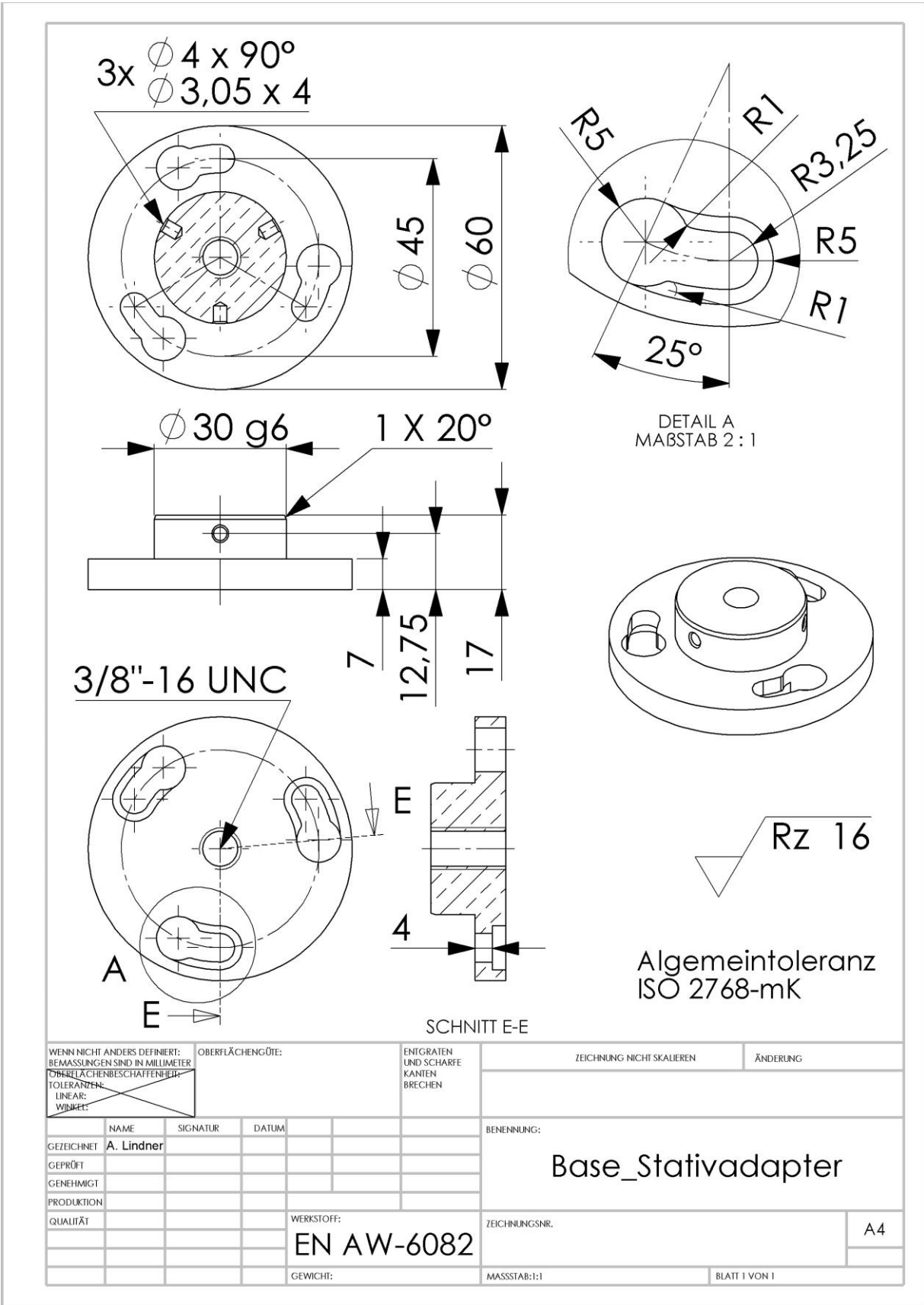
A.3 Kostenaufstellung (Gesamt)

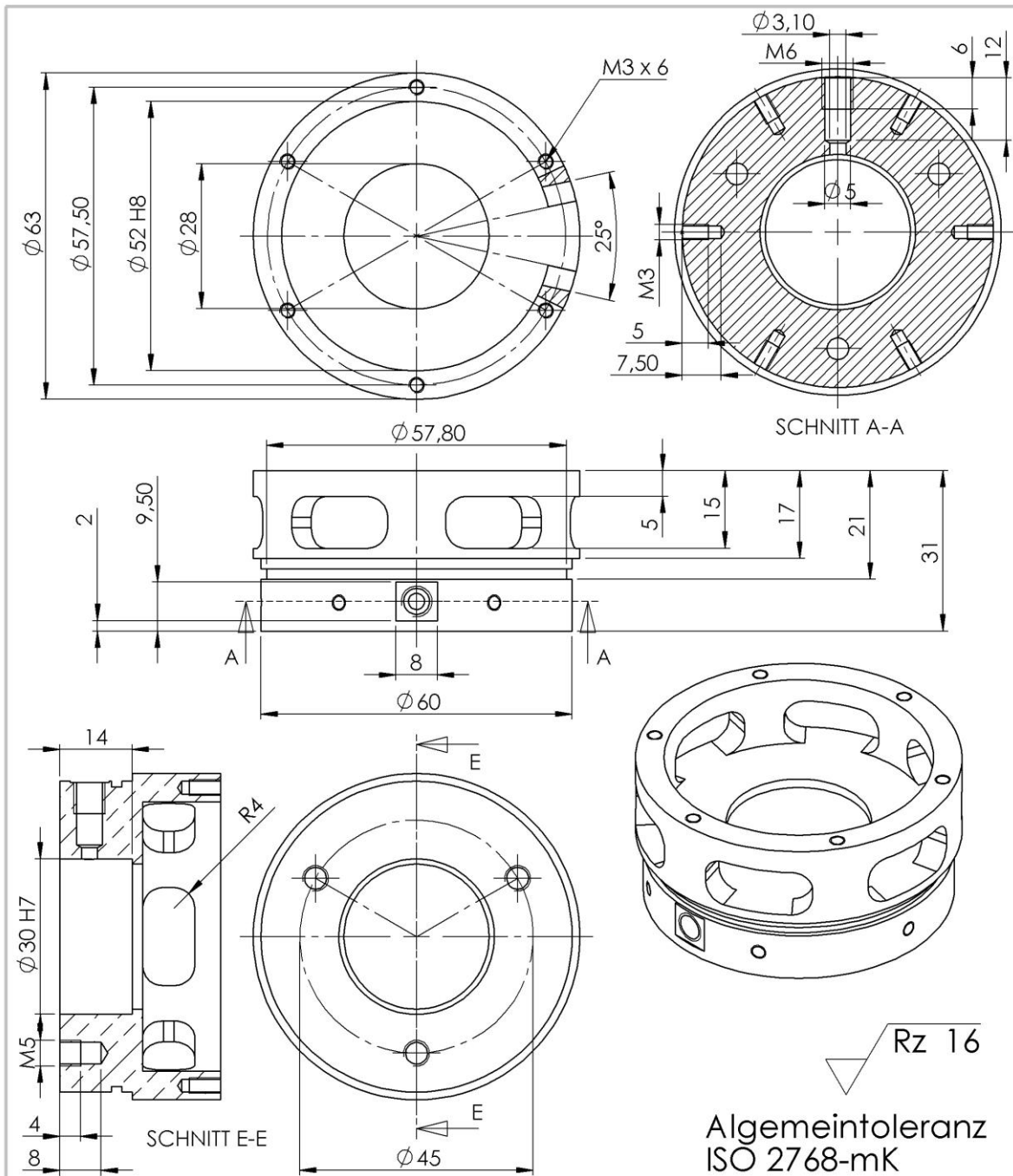
Posten (Abm. In [mm])	Assembly	Stückp. [€]	Anz.	Gesamtp. [€]
Elitepower PM100	Azimut	53,00	2	106,00
BaseCam SimpleBGC 32-bit Extended	Azimut	159,00	1	159,00
CSG Ublox-M8Q GNSS-Empfänger	Azimut	76,25	1	76,25
CUI AMT203	Azimut	44,30	2	88,60
NXP FRDM-K64F	Azimut/ Handheld	31,68	2	63,36
EastRising ER-TFTM050-3	Handheld	27,57	1	27,57
Adafruit Thumb-Joystick	Handheld	5,22	1	5,22
Gadgetsmyth Ethos Lite Ethernet Switch	Azimut	203,73	1	203,73
Senring SNM022U-18-8	Azimut	65,83	2	131,66
Manfrotto 028B Triman	Base	247,89	1	247,89
Lemo FGG.1K.302.CLAK85	Base/ Elevation	23,77	2	47,54
Lemo FGG.1K.304.CLAC60	Base/ Elevation	20,48	2	40,96
Lemo FGG.1K.306.CLAK80	Base/ Elevation	28,25	2	56,50
Lemo EEG.1K.302.CLL	Base/ Elevation	11,60	2	23,20
Lemo EEG.1K.304.CLL	Base/ Elevation	14,36	2	28,72
Lemo EEG.1K.306.CLL	Base/ Elevation	17,38	2	34,76
NKK Switches M2011S2D3G03	Base	3,93	1	3,93
Pololu #2815	Base	6,95	1	6,95

EN AW-6082 (Ø70 x 50) [85]	Base	4,58	1	4,58
EN AW-6082 (Ø70 x 60) [85]	Base	5,25	1	5,25
EN AW-6082 (Ø120 x 50) [85]	Base	12,32	1	12,32
EN AW-6082 (Ø10 x 100) [85]	Base	2,35	1	2,35
EN AW-6082 (50 x 80 x 12) [85]	Azimut	2,62	1	2,62
EN AW-6082 (50 x 60 x 20) [85]	Azimut	2,70	1	2,70
EN AW-6082 (50 x 60 x 12) [85]	Azimut	2,62	1	2,62
EN AW-6082 (Ø40 x 80) [85]	Azimut	2,80	1	2,80
CFK Platte (350 x 150 x 2) [86]	Azimut	25,47	1	25,47
KVT Multisert 001M3	Azimut	-	7	9,20
KVT Multisert 071M2	Azimut	-	4	11,55
KVT Multisert 004M4	Elevation	-	14	18,00
KVT Microbarb 0006M3	Azimut	-	8	9,30
KVT Microbarb 0006M2	Azimut	-	4	13,30
ISO 4762 M2x5 [87]	Azimut	-	12	3,45
ISO 4762 M3x6 [87]	Azimut	-	20	3,31
ISO 4762 M3x10 [87]	Azimut/ Elevation	-	19	3,55
ISO 4762 M3x12 [87]	Base	-	6	3,88
ISO 4762 M3x14 [87]	Azimut	-	8	4,64
ISO 4762 M4x12 [87]	Elevation	-	3	3,30
ISO 10642 M3x8 [87]	Azimut	-	8	2,93
ISO 10642 M3x10 [87]	Base	-	6	2,93
ISO 7380 M3x6 [87]	Base	-	6	3,00
ISO 7380 M3x10 [87]	Azimut	-	4	3,30
ISO 7380 M3x25 [87]	Azimut	-	4	4,61
ISO 7380 M5x10 [87]	Base	-	3	4,81
ISO 4027 M3x5 [87]	Azimut	-	2	3,42
DIN 471 8x0,8 [87]	Azimut	-	1	4,13

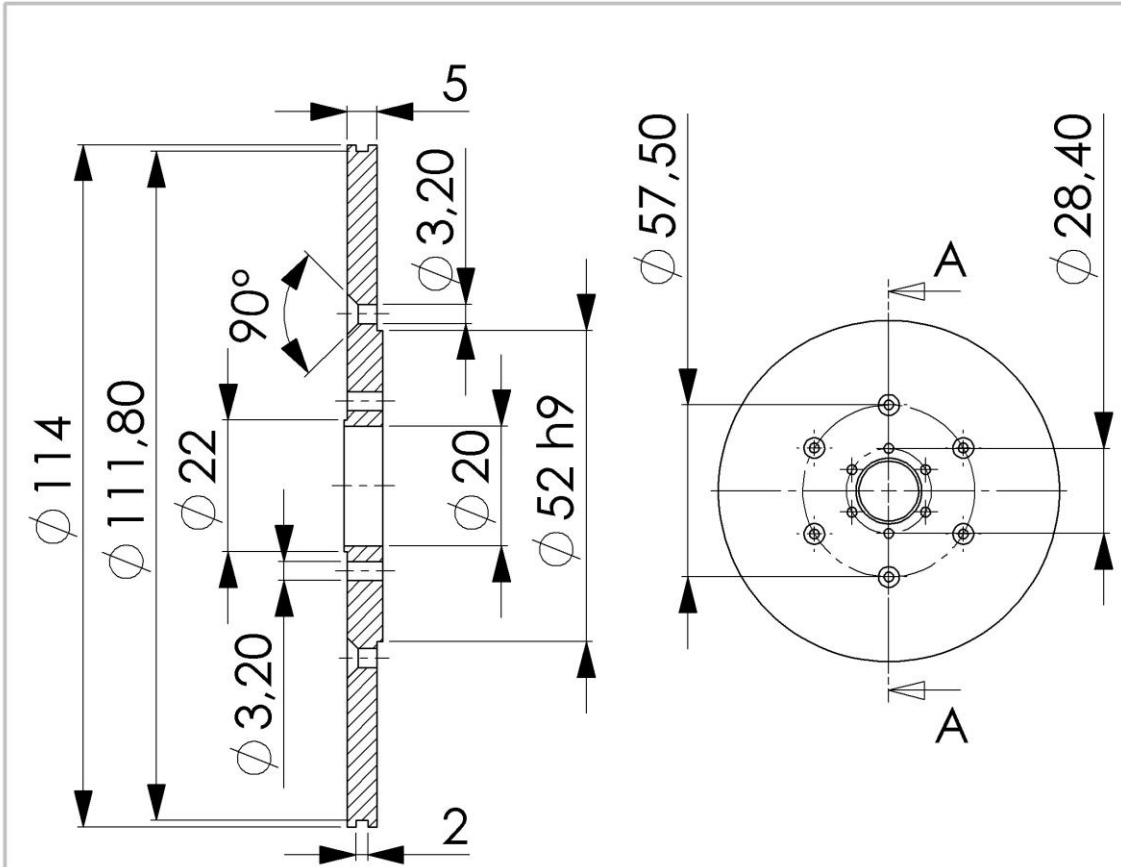
DIN 988 8x14x1 [87]	Azimut	-	1	3,59
ISO 7089 A3,2 [87]	Alle	-	32	2,14
DIN 7980 3 [87]	Alle	-	32	2,14
Rundschnur 2mm EPDM Moosgummi (10 m) [88]	Azimut	-	1	1,75
Abstandsrolle M3x16 [89]	Azimut	0,41	4	1,64
Abstandsrolle M3x5 [89]	Azimut	0,106	10	1,06
Abstandsrolle M3x2 [89]	Azimut	0,106	12	1,06
Abstandsrolle M2x5 [89]	Azimut	0,06	10	0,60
Aufsteckmodul Platine [90]	Azimut	10,09	3	30,29
Pololu D24V22F5 [91]	Azimut	8,95	1	8,95
Worldsemi WS2812B [91]	Azimut	0,45	10	4,50
Analog Devices TMP36 [91]	Azimut	1,65	1	1,65
Molex Picoblade (53261-0471) [89]	Azimut	0,92	3	2,76
Molex Ultra-FiT Buchse (1723101202) [89]	Azimut	1,30	4	5,20
Molex Ultra-FiT Stecker (1722561002) [89]	Azimut	0,32	4	1,28
Peli 1740	-	411,74	1	411,74
			Summe	2005,51

A.4 Fertigungszeichnungen

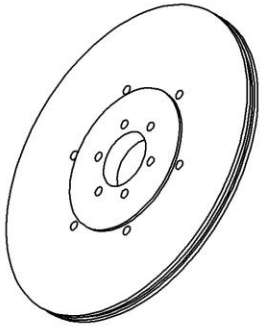


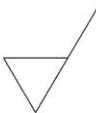


WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRÄTEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT:									
TOLERANZEN:									
LINEAR:									
WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:					
	A. Lindner			Base_Backbone_Unten					
GEPRÜFT									
GENEHMIGT									
PRODUKTION									
QUALITÄT				WERKSTOFF:		ZEICHNUNGSNR.		A4	
				EN AW-6082					
				GEWICHT:		MASSSTAB:1:1		BLATT 1 VON 1	



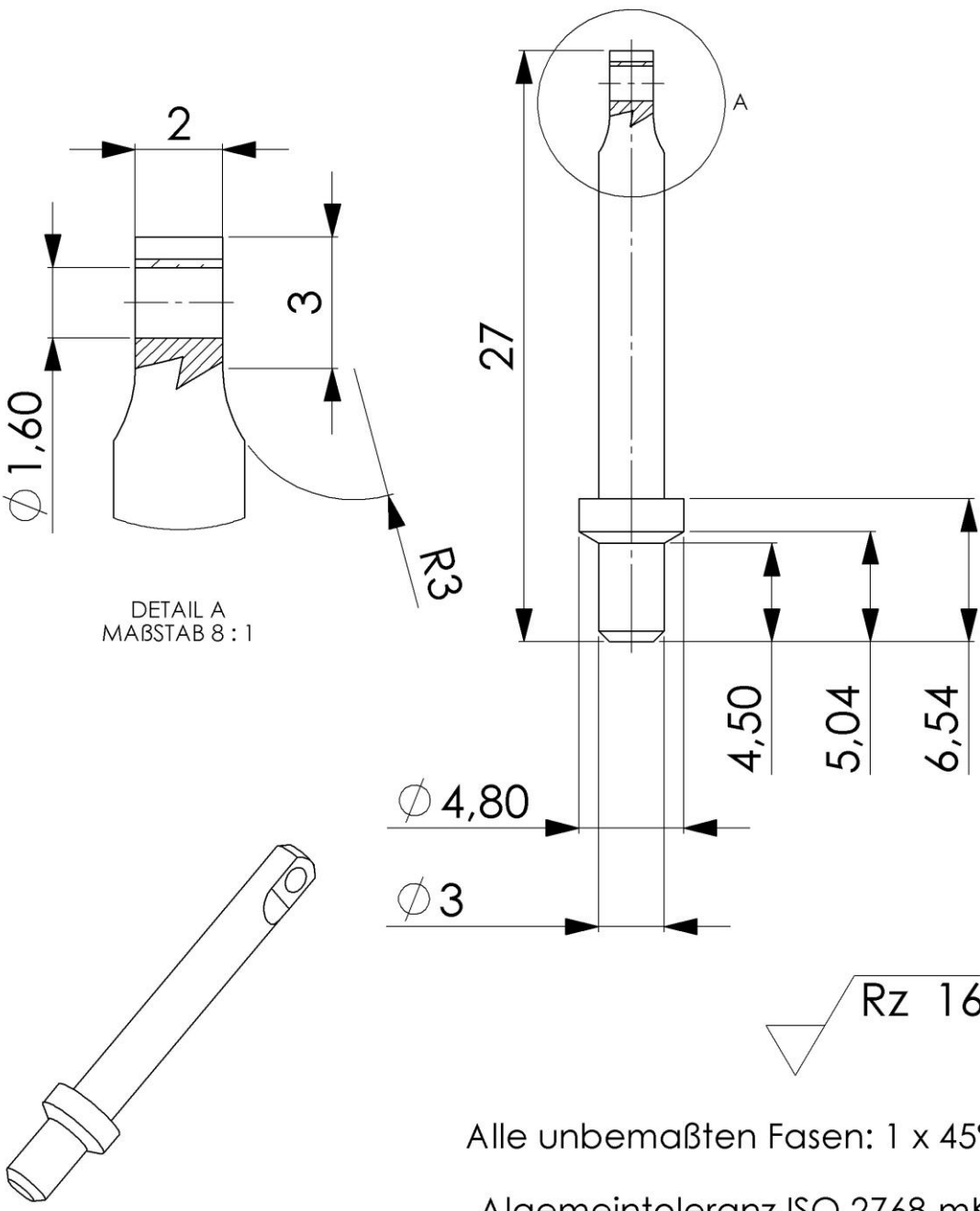
SCHNITT A-A
 MAßSTAB 1 : 1



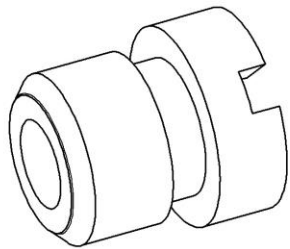
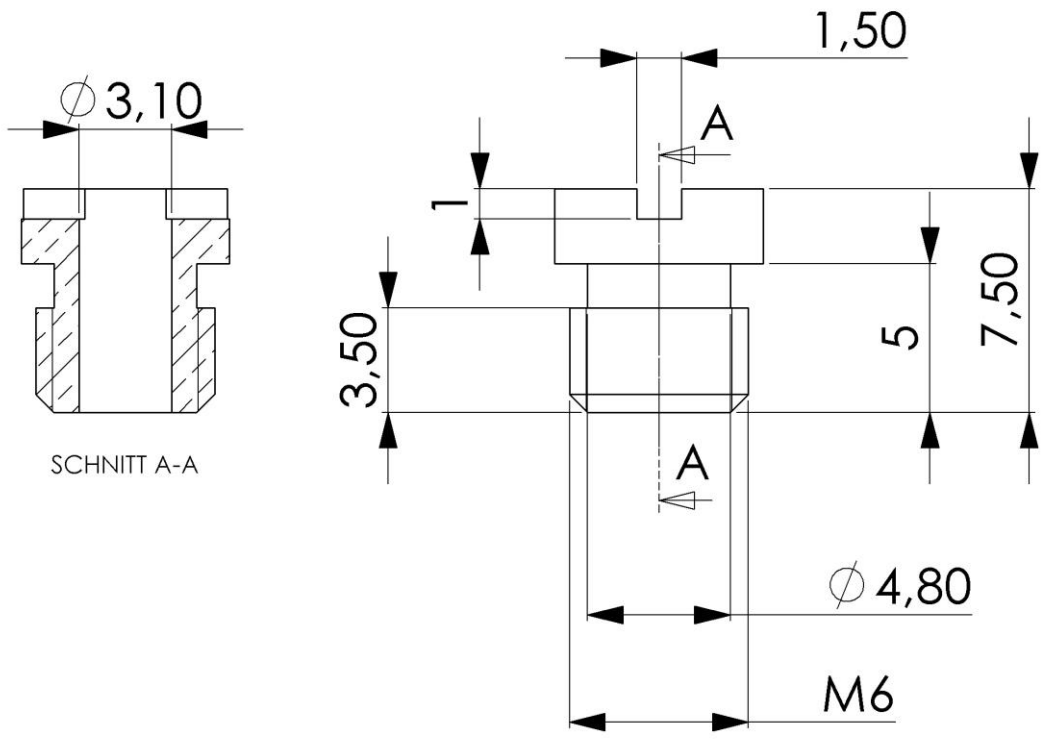
 Rz 16

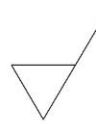
Allgemeintoleranz ISO 2768-mK

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:					
	A. Lindner			Base_Backbone_Oben					
GEPRÜFT				ZEICHNUNGSNR.					
GENEHMIGT				A4					
PRODUKTION				WERKSTOFF:					
QUALITÄT				EN AW-6082					
				GEWICHT:		MAßSTAB:1:2		BLATT 1 VON 1	



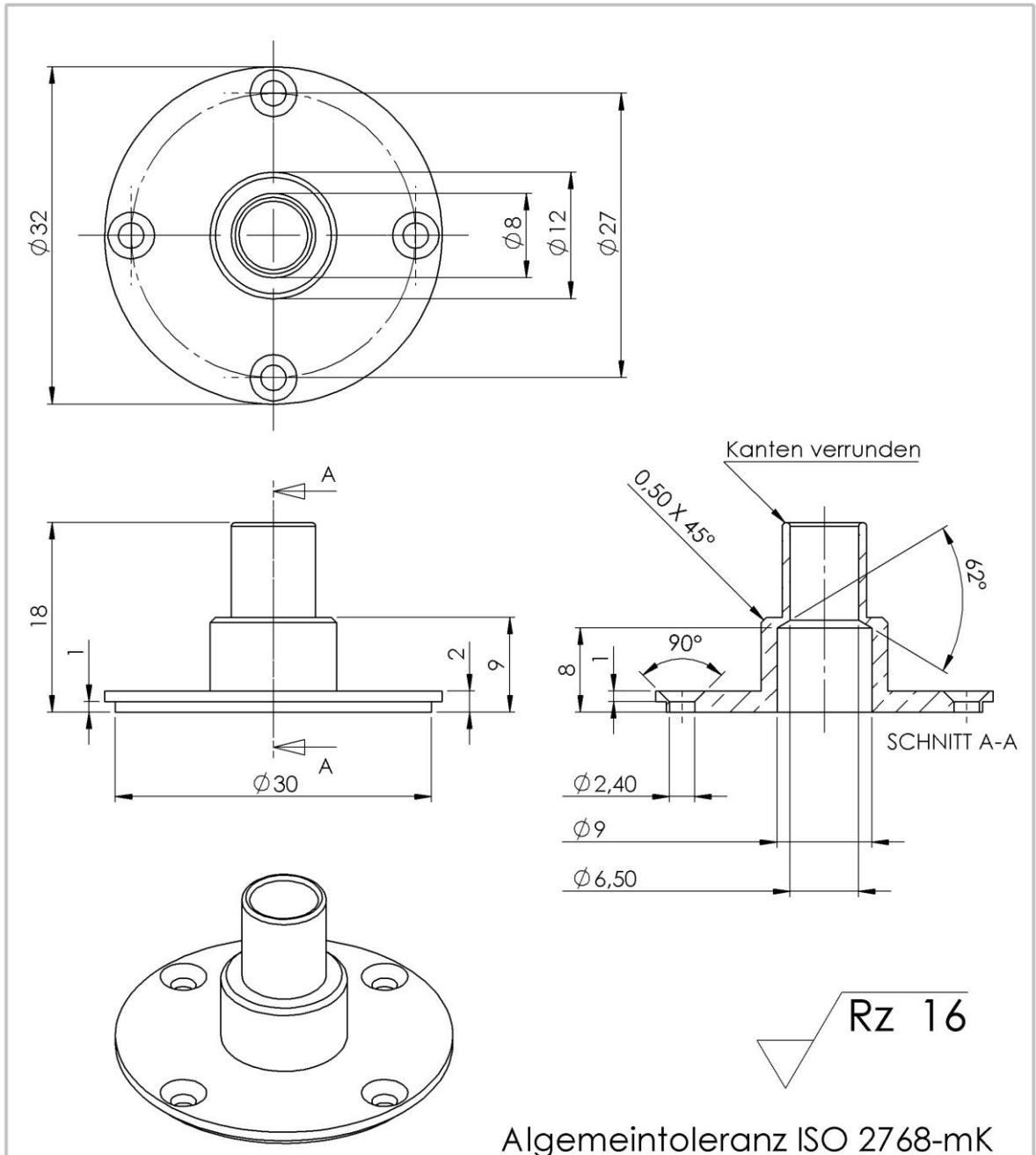
WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRÄTEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT									
TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM			BENENNUNG:			
GEPRÜFT	A. Lindner					Base_Sicherungspin			
GENEHMIGT									
PRODUKTION									
QUALITÄT				WERKSTOFF:		ZEICHNUNGSNR.		A4	
				EN AW-6082					
				GEWICHT:		MASSSTAB:4:1		BLATT 1 VON 1	



 Rz 16

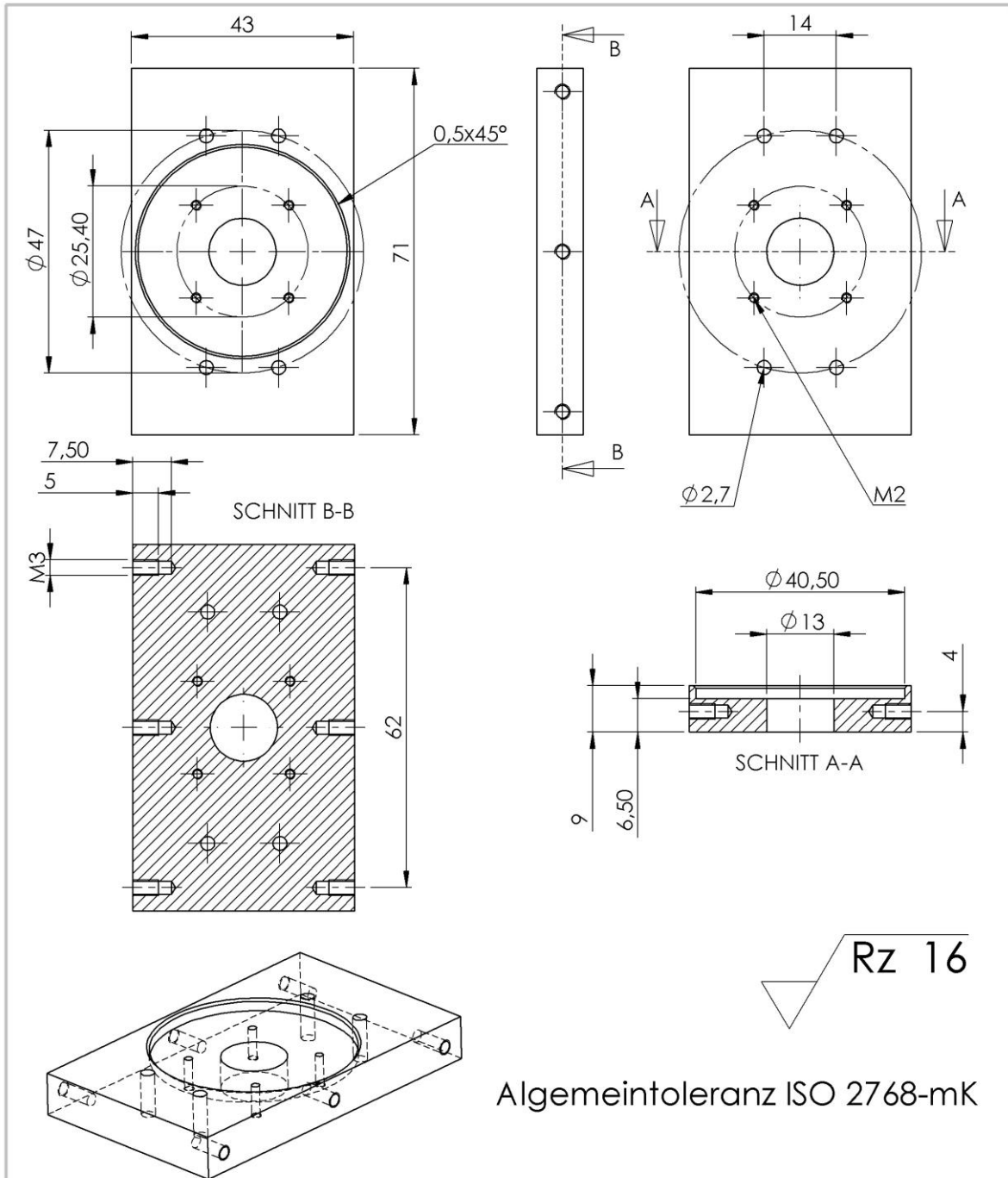
Allgemeintoleranz ISO 2768-mK

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:				BENENNUNG: Base_Sicherungspin_Verschluss			
GEZEICHNET A. Lindner	SIGNATUR	DATUM		WERKSTOFF: EN AW-6082		ZEICHNUNGSNR.	
GEPRÜFT GENEHMIGT PRODUKTION QUALITÄT				GEWICHT:		MASSSTAB: 1:1	
						BLATT 1 VON 1	
						A4	



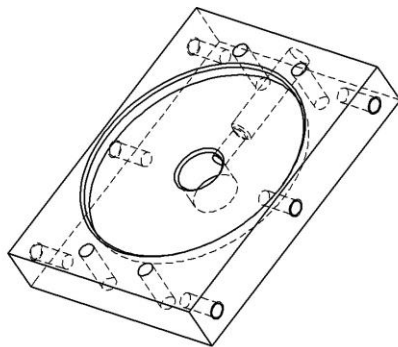
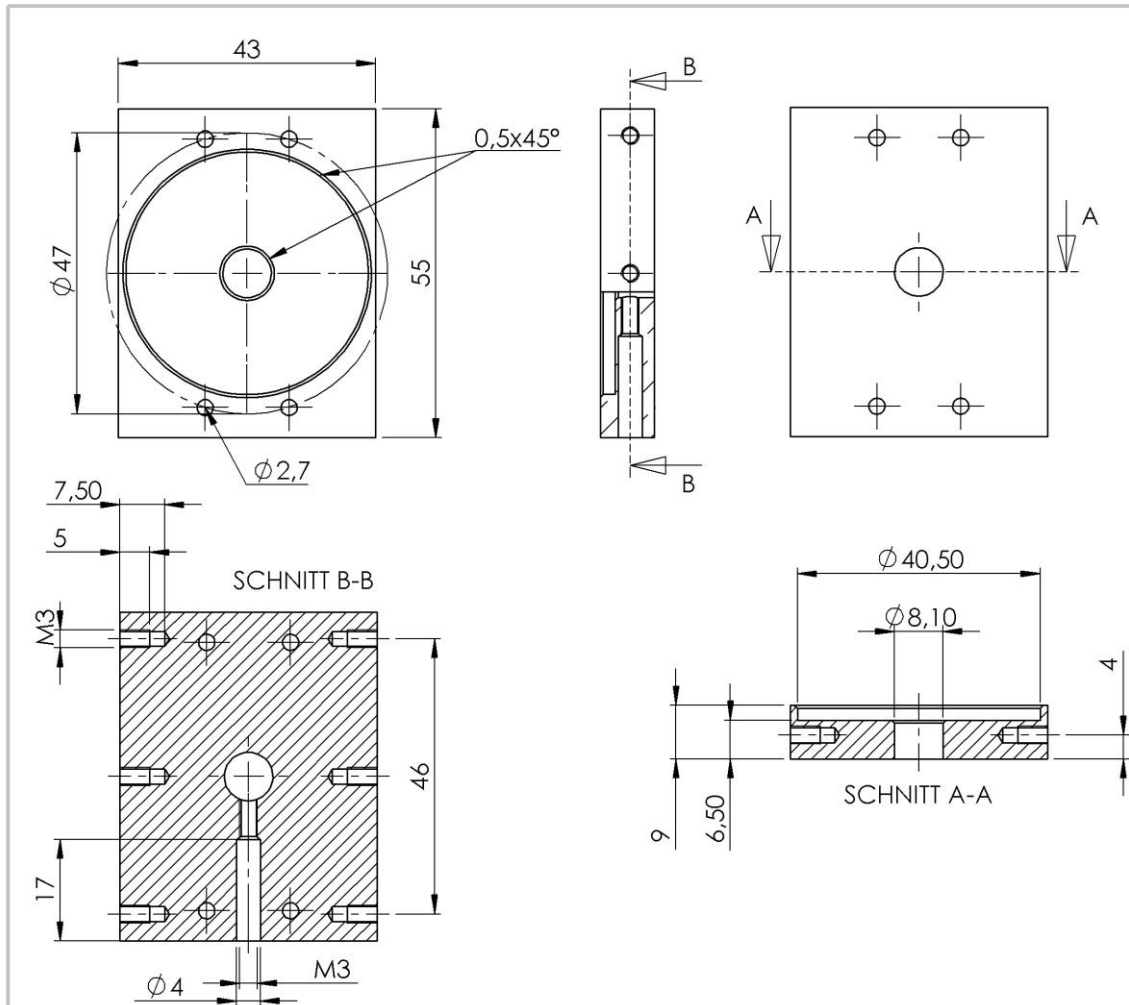
Algemeintoleranz ISO 2768-mK

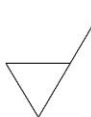
WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:					
GEPRÜFT	A. Lindner			PM100_Lagerflansch					
GENEHMIGT				ZEICHNUNGSNR.					
PRODUKTION				A4					
QUALITÄT				WERKSTOFF:					
				EN AW-6082					
				GEWICHT:		MASSSTAB:2:1		BLATT 1 VON 1	



Algemeintoleranz ISO 2768-mK

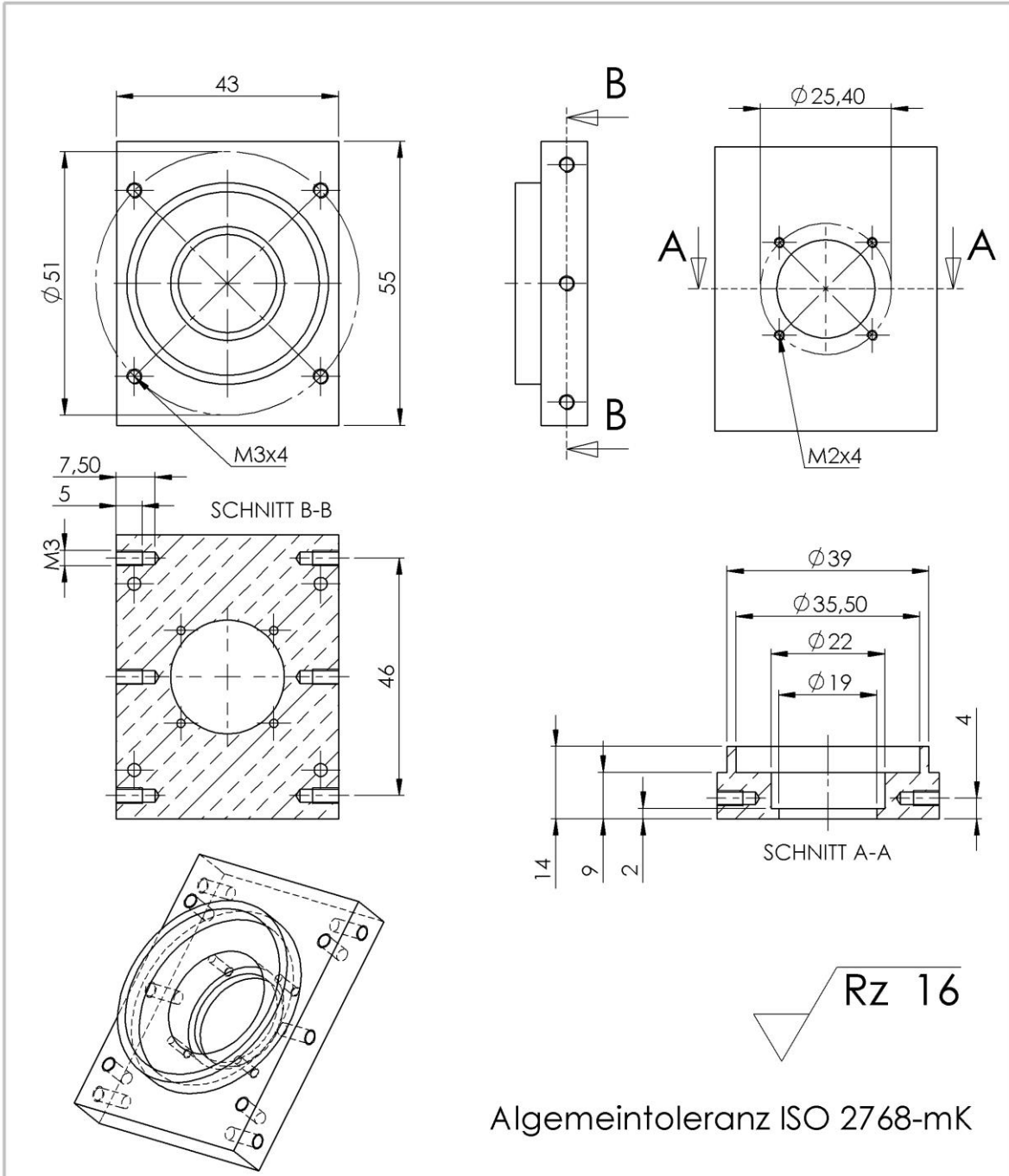
WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:					
GEPRÜFT	A. Lindner			Azimut_Grundstruktur_Aktuator					
GENEHMIGT				ZEICHNUNGSNR.					
PRODUKTION				A4					
QUALITÄT	WERKSTOFF:			MASSTAB:1:1					
	EN AW-6082			BLATT 1 VON 1					
	GEWICHT:								



 Rz 16

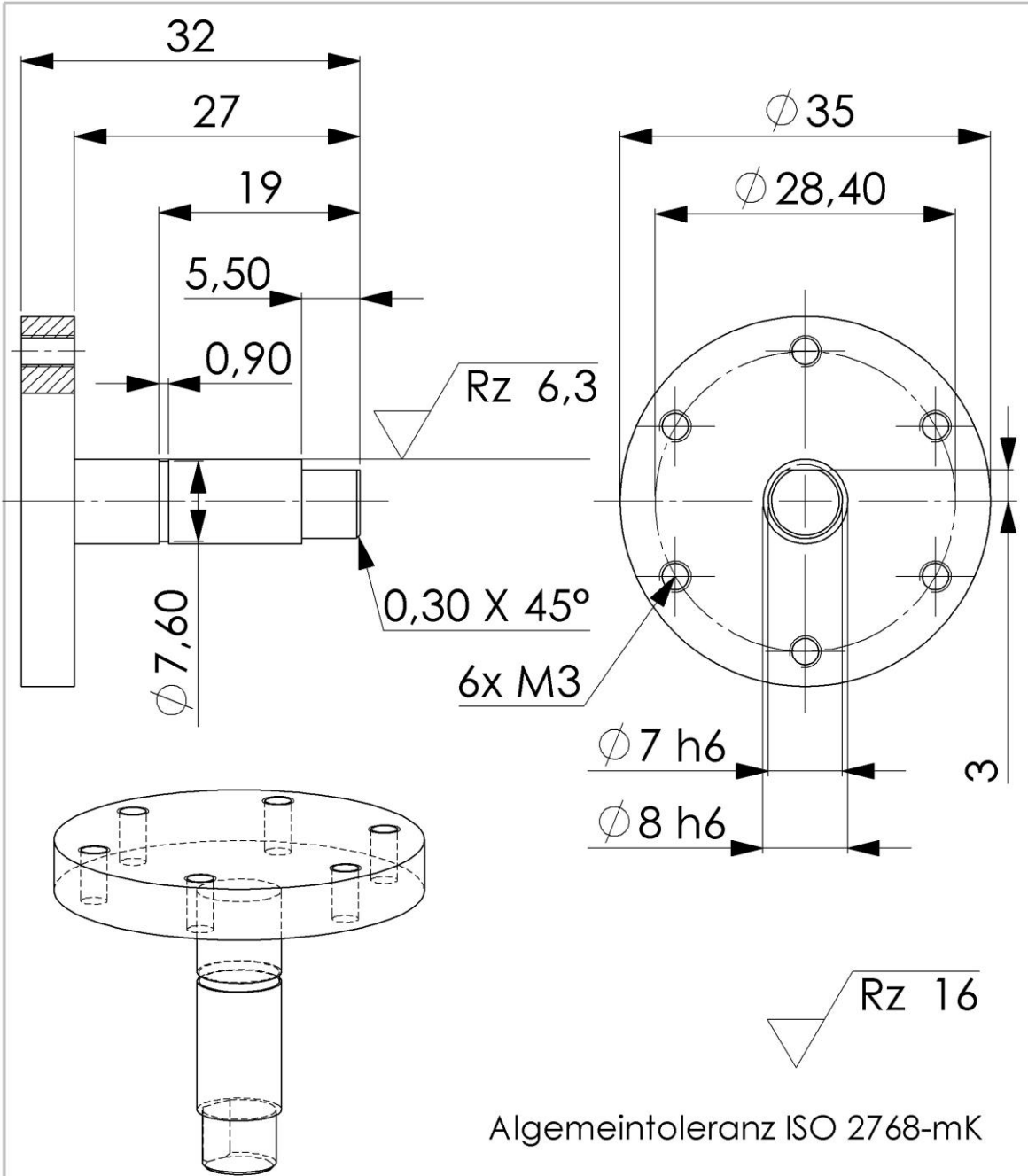
Allgemeintoleranz ISO 2768-mK

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:									
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM	BENENNUNG:					
GEPRÜFT	A. Lindner			Azimut_Seitenstruktur_Aktuator					
GENEHMIGT				ZEICHNUNGSNR.					
PRODUKTION				A4					
QUALITÄT				WERKSTOFF:					
				EN AW-6082					
				GEWICHT:		MASSSTAB:1:1		BLATT 1 VON 1	


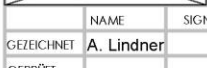



Algemeintoleranz ISO 2768-mK

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMASSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT: TOLERANZEN: LINEAR: WINKEL:		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRATEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
GEZEICHNET	NAME	SIGNATUR	DATUM			BENENNUNG:			
GEPRÜFT	A. Lindner					Azimut_Seitenstruktur_Lager			
GENEHMIGT						ZEICHNUNGSNR.			
PRODUKTION						A4			
QUALITÄT				WERKSTOFF: EN AW-6082		MASSSTAB: 1:1			
				GEWICHT:		BLATT 1 VON 1			



Algemeintoleranz ISO 2768-mK

WENN NICHT ANDERS DEFINIERT: BEMESSUNGEN SIND IN MILLIMETER OBERFLÄCHENBESCHAFFENHEIT:  TOLERANZEN: LINEAR:  WINKEL: 		OBERFLÄCHENGÜTE:		ENTGRÄTEN UND SCHARFE KANTEN BRECHEN		ZEICHNUNG NICHT SKALIEREN		ÄNDERUNG	
GEZEICHNET: A. Lindner		SIGNATUR		DATUM		BENENNUNG: Elevation_Achse			
GEPRÜFT		GENEHMIGT		PRODUKTION		WERKSTOFF: EN AW-6082		ZEICHNUNGSNR.	
QUALITÄT		GEWICHT:		MASSSTAB:2:1		A4		BLATT 1 VON 1	

