

SR Dorado

STERN 3 Projekt Schlussbericht

FKZ: 50 RL 2252

Dokument ID: STERN 3 Schlussbericht V1.0 TUD 2025-18-12



Supported by:



on the basis of a decision
by the German Bundestag



SR Dorado

Entwicklung einer studentischen Experimentalrakete mit den flüssigen Treibstoffen
Ethanol und flüssigem Sauerstoff

	Name	Datum
Erstellt	Maximilian Buchholz	04.12.2025
Finalisiert	Maximilian Buchholz, Jan Sieder-Katzmann	17.12.2025
Genehmigt	Christian Bach	18.12.2025

Seitenanzahl: 59

Version: 1.0

Unterschriften

<p>Dr.- Ing. Christian Bach Leiter der Forschungsgruppe Raumtransportsysteme</p>	
--------------------------------------------------------------------------------------	--

Auflagen

- DLR Raumfahrtmanagement: 4
- Technische Informationsbibliothek: 1

Inhalt

I.	Kurze Darstellung	4
I.1	Aufgabenstellung	4
I.2	Voraussetzungen des Vorhabens	5
I.3	Planung und Ablauf des Vorhabens	6
I.3.1	Organisation des Vorhabens und Einbindung der Studierenden	6
I.3.2	Ablauf des Vorhabens und Meilensteine	8
I.4	Wissenschaftlicher/technischer Stand an den angeknüpft wurde	9
I.5	Zusammenarbeit mit anderen Stellen	11
II.	Eingehende Darstellung	13
II.1	Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse	13
II.1.1	Beschreibung der Rakete	13
II.1.2	Beschreibung des Bodensegments	36
II.1.3	Durchgeführte Missionsanalyse	45
II.1.4	Ergebnisse im Hinblick auf die STERN-Anforderungen	48
II.1.5	Ergebnisse im Hinblick auf die selbst gesetzten Ziele	50
II.2	Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises	52
II.3	Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	53
II.4	Voraussichtlicher Nutzen der Ergebnisse im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans 54	
II.5	Während des Vorhabens bekannt gewordene Fortschritte anderer Stelle	57
II.6	Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse	58

I. Kurze Darstellung

Dieses Kapitel gibt einen zusammenfassenden Überblick über das Projekt SR Dorado. Ziel hierbei ist es, die wesentlichen Rahmenbedingungen, Zielsetzungen und Strukturen des Projekts kompakt darzustellen und damit eine Grundlage für die detaillierten Ausführungen im nachfolgenden Kapitel II Eingehende Darstellung zu schaffen.

In Abschnitt I.1 Aufgabenstellung wird das Projekt SR Dorado im Kontext des STERN-III-Programms eingeordnet. Dabei werden die zentralen Ziele des Vorhabens sowie die wesentlichen inhaltlichen Schwerpunkte benannt, insbesondere die Entwicklung und Erprobung von Komponenten für eine Höhenforschungsrakete unter starker Einbindung von Studierenden. Abschnitt I.2 beschreibt die fachlichen und infrastrukturellen Voraussetzungen, unter denen das Projekt durchgeführt wurde. Im Mittelpunkt stehen hierbei die im Vorgängerprojekt SMART Rockets im Rahmen des STERN-I-Programms geschaffenen Grundlagen, aus denen sowohl technische Erfahrungen als auch die betreuende Forschungsgruppe Raumtransportsysteme hervorgegangen sind, die das Projekt SR Dorado begleitet hat. In Abschnitt I.3 wird die grundlegende Projektorganisation dargestellt. Dies umfasst die Strukturierung in einzelne Subsysteme mit studentischer Leitung, die Definition und Bearbeitung der Arbeitspakete sowie den geplanten Projektablauf. Ergänzend erfolgt eine Gegenüberstellung der ursprünglichen Planung zum Projektstart mit dem angepassten Projektplan zum Zeitpunkt des Projektendes, um den tatsächlichen Verlauf des Vorhabens nachvollziehbar darzustellen. Der Abschnitt I.4 gibt einen Überblick über den Entwicklungsstand zu Beginn des Projekts. Hierbei werden sowohl die internen Erfahrungen aus dem Vorgängerprojekt SMART Rockets als auch der externe Stand vergleichbarer Projekte betrachtet, insbesondere im Bereich der Entwicklung von Flüssigkeitstriebwerken im studentischen Umfeld. Abschließend befasst sich Abschnitt I.5 mit den im Projekt bestehenden Kooperationen. Dargestellt werden sowohl die Zusammenarbeit mit weiteren Instituten und Lehrstühlen der TU Dresden als auch die Einbindung externer Industriepartner, die das Projekt durch fachliche Beratung, Fertigungsleistungen oder die Bereitstellung von Komponenten unterstützt haben.

I.1 Aufgabenstellung

Im Zuge der dynamischen Entwicklung der internationalen Raumfahrtindustrie ist in den vergangenen Jahren ein deutlicher Wandel zu beobachten. Neben staatlichen Akteuren treten zunehmend private Unternehmen auf den Markt, die mit innovativen Konzepten und hoher Agilität zur Weiterentwicklung des Sektors beitragen. Während diese Entwicklung in den USA bereits seit längerem sichtbar ist, gewinnt sie auch in Europa stark an Bedeutung. In Deutschland haben sich beispielsweise ISAR Aerospace und Rocket Factory Augsburg als ernstzunehmende kommerzielle Akteure etabliert. Dieser Aufschwung privater Raumfahrtunternehmen führt zu einer erhöhten Nachfrage nach qualifizierten Fachkräften, insbesondere in den Bereichen Antriebstechnik, Strukturauslegung, Avionik und Systemengineering. Um diesem Bedarf gerecht zu werden, ist eine gezielte Förderung des technischen Nachwuchses an Universitäten essenziell, sodass Studierende frühzeitig an komplexe ingenieurwissenschaftliche Fragestellungen herangeführt und auf Tätigkeiten in der Raumfahrtindustrie vorbereitet werden.

Im Kontext dieser Entwicklung wurde das Projekt SR Dorado ins Leben gerufen – eine Kooperation zwischen dem Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der TU Dresden und der Studentischen Arbeitsgruppe Raumfahrt (STAR Dresden). Finanziert durch das STERN III Förderprogramm des DLR, verfolgt das Projekt das Ziel, zentrale Komponenten einer wissenschaftlichen Höhenforschungsrakete zu entwickeln, zu testen und schließlich im Rahmen eines Raketenflugs zu qualifizieren. Herzstück der technischen Arbeiten ist dabei die Auslegung eines flüssigkeitsbetriebenen Raketenantriebs, der mit Ethanol und flüssigem Sauerstoff (LOX) betrieben wird. Diese Treibstoffkombination wurde bewusst gewählt, da sie technologisch näher an den Antrieben größerer, kommerzieller Trägerraketen liegt und

den Studierenden so eine industriennahe Ausbildung ermöglicht. Obwohl Flüssigkeitsantriebe im Vergleich zu Feststoff- oder Hybridtriebwerken deutlich komplexer sind, konnte SR Dorado auf wertvolle Vorerfahrungen aus dem Vorgängerprojekt SMART Rockets des STERN I Programms aufbauen.

Die Projektorganisation orientiert sich dabei an Standards der europäischen Raumfahrt, insbesondere der European Cooperation for Space Standardization (ECSS). In Anlehnung an diese Struktur begann SR Dorado mit einer ausführlichen Definitionsphase, in der Systemspezifikationen entwickelt, zentrale Anforderungen formuliert und grundlegende Designentscheidungen getroffen wurden. Daran schließt sich eine iterative Designphase an, in der die verschiedenen Subsysteme – darunter Antrieb, Struktur, Avionik und Bodensegment – schrittweise ausgearbeitet und optimiert werden. Für alle Komponenten werden umfangreiche Tests und Qualifikationsmaßnahmen durchgeführt, um deren Funktionsfähigkeit für den späteren Flug nachzuweisen. Begleitet wird dies durch regelmäßige Reviews mit dem DLR, darunter PDR, CDR, IPR, RAR und FAR, die den Studierenden Einblicke in professionelles Projektmanagement und systematische Entwicklungsprozesse ermöglichen.

Durch die aktive Einbindung zweier wissenschaftlicher Mitarbeiter des Instituts werden organisatorische und übergeordnete Aufgaben unterstützt, ohne die studentische Eigenverantwortung zu limitieren. Alle wesentlichen Entscheidungen werden gemeinsam mit den Studierenden getroffen, sodass das Projekt SR Dorado nicht nur eine realitätsnahe ingenieurwissenschaftliche Ausbildung bietet, sondern auch Kompetenzen in Teamarbeit, Projektorganisation und interdisziplinärer Zusammenarbeit vermittelt.

I.2 Voraussetzungen des Vorhabens

Die Durchführung des Vorhabens SR Dorado am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik (ILR) der TU Dresden basierte maßgeblich auf den umfangreichen Erfahrungen und Strukturen, die im Vorgängerprojekt SMART Rockets geschaffen wurden. Dieses Projekt, das zwischen 2012 und 2019 im Rahmen der STERN I Förderung sowie einer anschließenden Aufstockung umgesetzt wurde, stellte den ersten groß angelegten Versuch dar, ein praxisorientiertes Raumfahrtentwicklungsprojekt an der TU Dresden zu etablieren. Über seinen gesamten Förderzeitraum hinweg involvierte SMART Rockets eine Vielzahl Studierender und bildete einen zentralen Ausgangspunkt für den Aufbau von Forschungs- und Lehrstrukturen im Bereich der Raumfahrttechnik. Insgesamt entstanden über 80 studentische Arbeiten – darunter Beleg-, Studien- und Diplomarbeiten – die nicht nur wesentlich zur Projektbearbeitung beitrugen, sondern auch den beruflichen Einstieg zahlreicher Absolventinnen und Absolventen im Raumfahrtsektor förderten.

Ein weiterer wesentlicher Meilenstein des SMART Rockets Projekts war der Aufbau eines mobilen Triebwerksteststands, der erstmals am ILR langfristige experimentelle Arbeiten mit flüssigkeitsbetriebenen Raketenantrieben ermöglichte. Mit diesem Teststand konnten umfangreiche Versuchsreihen mit den damals entwickelten Ethanol/LOX-Triebwerken realisiert werden und außerdem wurde eine praxisnahe Experimentalumgebung für Lehre und Forschung geschaffen. Über die studentischen Leistungen hinaus schuf das Projekt außerdem die Grundlage für die Etablierung der Forschungsgruppe Raumtransportsysteme unter der Leitung von Dr. Christian Bach, der gemeinsam mit weiteren Mitarbeitenden maßgeblich am SMART Rockets Projekts beteiligt war. Diese Forschungsgruppe bildete auch die strukturellen Voraussetzungen für SR Dorado.

Vor diesem Hintergrund konnte im Zeitraum Juli 2022 bis Juni 2025 das hier dokumentierte Projekt SR Dorado gestartet werden. Die organisatorische Struktur lehnt sich bewusst an die Ausgestaltung des Vorgängerprojekts an, wurde jedoch gezielt weiterentwickelt, um eine noch stärkere studentische Eigenverantwortung sicherzustellen. Die mittlerweile an der TU Dresden fest etablierte Studierenden-gruppe STAR Dresden übernahm dabei große Teile der operativen Organisation, während die wissenschaftlichen Mitarbeitenden des ILR beratend und koordinierend tätig waren. Zur effizienten Aufgabenverteilung wurden frühzeitig Subsystemverantwortliche bestimmt, die sich jeweils mit den Berei-

chen Nutzlast, Avionik und Rückführungssystem, Antriebssystem, Struktur sowie Bodenstation befassten. Diese koordinierten die studentischen Teams und sorgten für eine kontinuierliche Bearbeitung der jeweiligen Entwicklungsaufgaben.

Neben den durch das STERN III Programm finanzierten Tätigkeiten in Bezug auf Rakete und Bodenstation wurde zusätzlich die institutsfinanzierte Entwicklung eines neuen Triebwerksprüfstands durchgeführt. Die Teststandsentwicklung wurde von einer zusätzlichen, extern finanzierten studentischen Hilfskraft geleitet und durch weitere im Projekt tätige Studierende umgesetzt. Insgesamt waren über den Projektzeitraum hinweg rund 30 Studierende an der Entwicklung, Erprobung und organisatorischen Arbeit von SR Dorado beteiligt.

Die Bearbeitung der technischen Aufgaben erfolgte überwiegend in den Räumlichkeiten des ILR, wo Laborflächen sowie werkstattnahe Bereiche für den Aufbau von Komponenten und Versuchsdurchführungen zur Verfügung standen. Ergänzend stellte die TU Dresden eine Freifläche am Molliebau bereit, die sich insbesondere für den Aufbau des neuen Prüfstands eignete. Durch die Zusammenarbeit mit der Schaufler-Professur für Kälte-, Kryo- und Kompressorentchnik konnten ein Workshop mit Bezug auf Kryotechnik sowie Durchflusstests mit flüssigem Stickstoff (LN₂) unter realitätsnahen Bedingungen durchgeführt werden.

Aufgrund der im Vergleich zu SMART Rockets deutlich gestiegenen Schubkraft des neu entwickelten Antriebs ergaben sich allerdings erhöhte sicherheitstechnische Anforderungen. Diese machten es notwendig, die Heißlaufversuche des Triebwerks nicht mehr auf dem institutseigenen Versuchsfeld in Freital durchzuführen. Stattdessen wurden die Testkampagnen auf den Teststand M11 des DLR Instituts für Raumfahrtantriebe Lampoldshausen ausgelagert. Dieser Schritt brachte zwar zusätzliche logistische Herausforderungen sowie einen erhöhten Planungsaufwand mit sich, ermöglichte jedoch die sichere und professionelle Durchführung der Tests unter für Flüssigkeitsraketenantriebe geeigneten Bedingungen.

I.3 Planung und Ablauf des Vorhabens

I.3.1 Organisation des Vorhabens und Einbindung der Studierenden

Die Planung und der organisatorische Ablauf des Projekts SR Dorado orientierten sich an den zuvor dargestellten strukturellen Voraussetzungen und bauten konsequent auf den im SMART Rockets Projekt etablierten Grundlagen auf. Die Gesamtverantwortung lag bei Dr. Christian Bach, dem Leiter der Forschungsgruppe Raumtransportsysteme am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik (ILR). Während er die strategische Ausrichtung und übergeordnete Entscheidungsfindung übernahm, wurden die administrativen und projektinternen Koordinationsaufgaben durch die beiden im Projekt angestellten wissenschaftlichen Mitarbeitenden Dipl.-Ing. Maximilian Buchholz und Dipl.-Ing. Jan Sieder-Katzmann getragen. Ergänzend stand Dipl.-Ing. Martin Propst beratend zur Verfügung, insbesondere bei Fragen zur IT-Infrastruktur sowie simulationsbezogener Problemstellungen.

Die operative Struktur des Projekts war stark studentisch geprägt. Die im Rahmen des STERN III Programms beschäftigten studentischen Hilfskräfte übernahmen die Verantwortung, Koordination und Leitung für die zentralen Subsysteme:

- Nutzlast,
- Antriebssystem,
- Struktur und Bodenstation,
- Avionik und Rückführungssystem,
- sowie des außerhalb des Programms finanzierten Triebwerksprüfstands.

Diese Subsystemverantwortlichen koordinierten jeweils Gruppen weiterer Studierender, die sich – abhängig von ihren Interessen und Kapazitäten – einem oder mehreren Bereichen anschlossen. Innerhalb dieser Teams entstanden sowohl technische Entwicklungsarbeiten zu Komponenten und Systemen als auch organisatorische Aufgaben, etwa in Planung, Dokumentation oder Prozessgestaltung. Die Beteiligung ermöglichte es den Studierenden, eigenständig Verantwortung zu übernehmen und sich gleichzeitig eng mit den wissenschaftlichen Mitarbeitenden abzustimmen, wodurch ein hybrides Organisationsmodell aus studentischer Selbstverwaltung und fachlicher Begleitung entstand.

Für den auf drei Jahre ausgelegten Projektzeitraum wurde SR Dorado in mehrere Arbeitspakete gegliedert, analog zur Strukturierung industrieller und wissenschaftlicher Entwicklungsprojekte. Diese Gliederung erleichterte die Fortschrittsüberwachung, die systematische Dokumentation der Ergebnisse sowie die Vorbereitung der regelmäßigen Reviews mit dem DLR. Die Arbeitspakete sind zusätzlich in der projektspezifischen „Work Breakdown Structure“ (WBS) in Abbildung 1 detailliert dargestellt, welche die Unterteilung in einzelne Entwicklungs- und Organisationsbereiche klar abgrenzt und die Verantwortlichkeiten transparent macht.

Die Bearbeitung der Arbeitspakete erfolgte teils durch freiwillige Mitarbeit von Studierenden parallel zu ihrem regulären Studium, teils im Rahmen akademischer Arbeiten. Insbesondere Beleg- und Diplomarbeiten boten einen strukturierten Rahmen für tiefgehende Untersuchungen. Inhaltlich reichten die studentischen Arbeiten von konstruktiven Auslegungen und analytischen Betrachtungen über simulationsgestützte Analysen bis hin zu experimentellen Untersuchungen an Komponenten und Systemen. Jede abgeschlossene Arbeit umfasste neben der schriftlichen Ausarbeitung auch eine Präsentation der Ergebnisse; bei Diplomarbeiten wurde diese zudem durch eine wissenschaftliche Diskussion ergänzt.

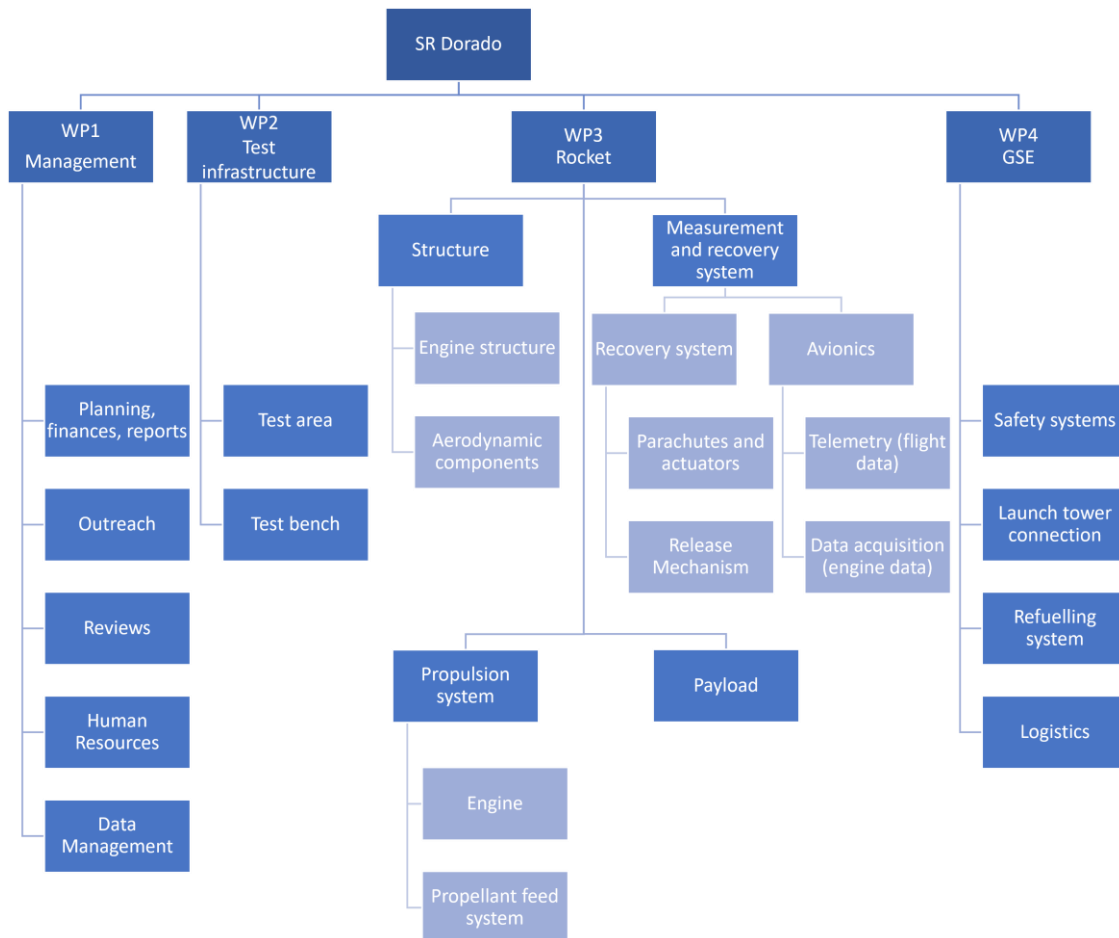


Abbildung 1: Übersicht der Arbeitspakete innerhalb des Projekts SR Dorado (anhand einer "work breakdown structure")

I.3.2 Ablauf des Vorhabens und Meilensteine

Der geplante Ablauf des Projekts SR Dorado orientierte sich von Beginn an etablierten Standards der Raumfahrtentwicklung. Als methodische Grundlage dienten insbesondere die Vorgaben der European Cooperation for Space Standardization (ECSS) sowie ergänzende Prozessleitlinien der NASA, die sich in der internationalen Raumfahrtindustrie bewährt haben. Auf dieser Basis wurde ein strukturierter Projektzeitplan erstellt, der den Projektfortschritt in klar definierten Phasen gliedert – von der Anforderungsdefinition über die Komponentenausarbeitung und -tests bis hin zur Integration, Qualifikation und schließlich dem geplanten Flug der Höhenforschungsrakete.

Die in Abbildung 2 dargestellte Übersicht zeigt den ursprünglich vorgesehenen Projektverlauf mit den zugehörigen Meilensteinen. Sie umfasst die wesentlichen Entwicklungsphasen und ordnet diesen die entsprechenden offiziellen Reviews zu, die im Rahmen des STERN III Programms durch das DLR vorgegeben sind. Zu diesen Meilensteinen zählen:

- SRR (System Requirements Review) – internes Review zur Überprüfung der Systemanforderungen
- PDR (Preliminary Design Review)
- CDR (Critical Design Review)
- IPR (Integration Progress Review)
- RAR (Rocket Acceptance Review)
- FRR (Flight Readiness Review)
- PFAR (Post-Flight Analysis Review)

Diese Meilensteine waren eng mit den technischen Arbeitspaketen verknüpft und dienten der kontinuierlichen Qualitäts- und Fortschrittskontrolle. Die projektinterne Planung sah vor, die einzelnen Phasen binnen der vorgesehenen Zeiträume abzuschließen, um eine geordnete Vorbereitung und letztlich den Flug der Rakete sicherzustellen.

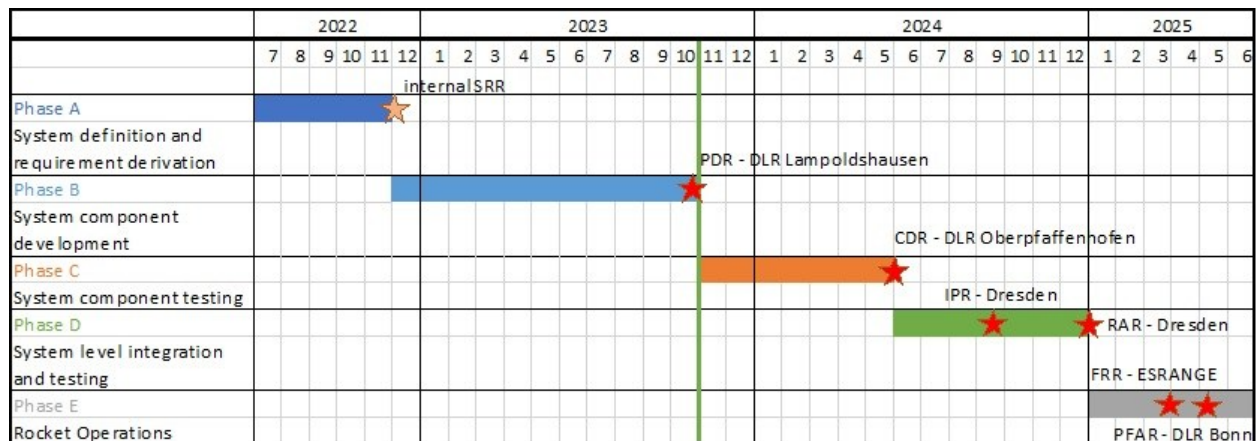


Abbildung 2: Geplanter Projektverlauf inklusive der einzelnen Projektphasen und Meilensteine anhand verschiedener Reviews

Wie in vielen hochschulbasierten Entwicklungsprojekten ergaben sich jedoch Verzögerungen, die den tatsächlichen Projektverlauf beeinflussten. Die ambitionierte Zielstellung eines komplexen Flüssigkeitsantriebs, die begrenzten zeitlichen Ressourcen durch das studienbegleitende Engagement sowie externe Faktoren – insbesondere die Verlagerung der Triebwerksversuche vom DLR Standort in Traunau zum DLR Institut für Raumfahrtantriebe in Lampoldshausen – führten dazu, dass zentrale Meilensteine nicht fristgerecht abgeschlossen werden konnten. Insbesondere im Rahmen des CDR war absehbar, dass die vorgesehene Startkampagne innerhalb der verfügbaren Projektlaufzeit nicht mehr

realisierbar sein würde. Da eine Verlängerung des Projekts im Rahmen des STERN III Programms nicht möglich war, musste das Vorhaben ohne den abschließenden Raketenstart beendet werden.

Um diese Entwicklung nachvollziehbar darzustellen, wurde eine ergänzende Übersicht des tatsächlichen Projektverlaufs erstellt, die in dargestellt ist. Diese zeigt einerseits den real erreichten Projektfortschritt und andererseits – basierend auf der internen Planung – die Ereignisse, die im Falle einer Projektverlängerung bis zum geplanten Start nachgeholt worden wären.

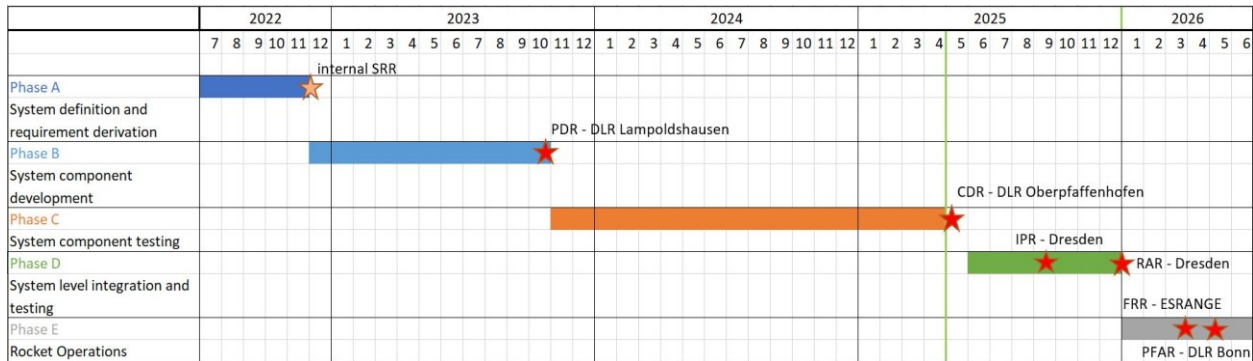


Abbildung 3: Projektverlauf, wie er kurz vor Durchführung des CDR geplant war bei möglicher Verlängerung über den ursprünglichen Bewilligungszeitraum hinaus

I.4 Wissenschaftlicher/technischer Stand an den angeknüpft wurde

Das Projekt SR Dorado knüpfte unmittelbar an den wissenschaftlich-technischen Stand an, der im Rahmen des Vorgängerprojekts SMART Rockets am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik (ILR) geschaffen wurde. Wie bereits in Abschnitt I.2 dargestellt, bildet SMART Rockets nicht nur die organisatorische und personelle Grundlage für die heute am ILR etablierte Forschungsgruppe Raumtransportsysteme, sondern auch den zentralen technologischen Ausgangspunkt für die im Projekt SR Dorado entwickelten Systeme. Die dort gewonnenen Erfahrungen sowie die entstandenen Strukturen ermöglichten es, in SR Dorado auf bereits validierte Konzepte zurückzugreifen und diese gezielt weiterzuentwickeln.

Ein wesentlicher technologischer Anknüpfungspunkt ist das im SMART Rockets Projekt etablierte druckgeförderte Antriebssystem. Dieses basiert auf Helium als Druckgas sowie der Treibstoffkombination aus flüssigem Sauerstoff (LOX) und Ethanol. Der grundlegende Aufbau – insbesondere die Einfachheit und Robustheit der druckbasierten Treibstoffförderung – erwies sich für studentische Entwicklungsprojekte als äußerst geeignet, da so auf komplexe und schwerere Pumpensysteme verzichtet werden kann. SR Dorado übernimmt diesen Ansatz konsequent und adaptiert ihn an die gestiegenen Leistungsanforderungen und das veränderte Gesamtsystem.

Auch das Triebwerksdesign von SR Dorado orientiert sich klar an der im Vorgängerprojekt erprobten Aufbau. Während aufgrund der höheren benötigten Schubkraft wesentliche Bauteile neu ausgelegt und skaliert werden mussten, blieb das grundlegende Konzept erhalten: eine äußere Brennkammerhülle aus OCMC (Oxidkeramik-Matrix-Verbundwerkstoff) in Kombination mit einer innenliegenden, formgebenden Graphitdüse. Dieser Material- und Aufbauansatz hat sich bereits in SMART Rockets durch gute thermische und strukturelle Eigenschaften ausgezeichnet und wurde daher für SR Dorado weitergeführt und optimiert. Ähnliches gilt für den Injektor, dessen Design im Vorgängerprojekt auf einem Koaxial-Drallinjektor basierte. Für SR Dorado wurde dieses Konzept ebenfalls übernommen, allerdings in einer skalierten Variante, um die höheren Massenströme und veränderten Randbedingungen des neuen Triebwerks abzubilden.

Ein weiteres wichtiges Entwicklungsfeld, das bereits im Vorgängerprojekt initiiert wurde und in SR Dorado weitergeführt wurde, ist die Entwicklung eigener Pyroventile zur Freigabe von Treibstoffen und Druckgasen. Während SMART Rockets zunächst grundlegende Erfahrungen in Konstruktion, Fertigung

und Test solcher Systeme sammelte, wurde diese Arbeit in SR Dorado gezielt fortgesetzt – insbesondere mit Blick auf die besonderen Anforderungen der LOX-Freigabe. Hier standen Aspekte wie hohe Dichtheit, die Vermeidung von Funkenbildung sowie die Kontrolle potenzieller Fremdkörper in den Leitungen im Fokus der neuen Entwicklungsschritte.

Auch im Bereich Avionik und Rückführungssysteme wurden Konzepte aus SMART Rockets einbezogen, jedoch hinsichtlich grundlegender Sensorik-Layouts oder Redundanzüberlegungen erweitert. Da im Vorgängerprojekt keine vollständige Flugkampagne durchgeführt wurde, mussten zentrale Elemente für SR Dorado neu konzipiert und an die spezifischen Missionsanforderungen angepasst werden. Schließlich diente der im SMART Rockets Projekt entwickelte Triebwerksteststand als wichtiger Orientierungspunkt für die Auslegung des neuen, im Rahmen von SR Dorado skalierten Teststands. Obwohl aufgrund der gesteigerten Schubleistung sowie zusätzlicher sicherheitsrelevanter Anforderungen zahlreiche neue konstruktive Ansätze notwendig waren, konnte die grundlegende Architektur sinnvoll übernommen und weiterentwickelt werden.

Insgesamt zeigt sich, dass SR Dorado in nahezu allen technischen Kernbereichen auf dem in SMART Rockets geschaffenen wissenschaftlichen und technologischen Fundament aufbaut. Durch die Kombination aus erprobten Konzepten und gezielten Weiterentwicklungen konnte das Projekt trotz seiner hohen Komplexität mit einer fundierten Ausgangsbasis starten, welche jedoch ebenfalls Raum für durch die Studierenden entwickelten Ansätze bietet.

Abseits des Vorgängerprojekts SMART Rockets gibt es sowohl durch andere Hochschulprojekte sowie unabhängige Organisationen ähnliche Vorhaben, wobei sich bei der nachfolgenden Übersicht insbesondere auf Systeme fokussiert werden soll, welche sich ebenfalls auf Flüssigkeitstriebwerke konzentrieren.

Das Projekt Copenhagen Suborbitals (<https://copenhagensuborbitals.com/about-us>) aus Dänemark zeigt eindrucksvoll, wie ambitionierte Raketenprojekte außerhalb universitätsgebundener Forschung in der jüngeren Vergangenheit realisiert wurden. Copenhagen Suborbitals verfolgt seit 2008 das Ziel, eine selbstentwickelte Rakete samt Kapsel ins All zu bringen — ganz ohne staatliche oder große kommerzielle Fördermittel, getragen durch ehrenamtliches Engagement und Crowdfunding. Anfang der 2010er Jahre experimentierte Copenhagen Suborbitals mit Hybridantrieben, wandte sich aber ab etwa 2012 konventionellen Flüssigtreibstoffen zu und entwickelte mit dem Triebwerk „TM-65“ ein Zweistoff-Flüssigtriebwerk auf Basis von Ethanol und flüssigem Sauerstoff (LOX). Trotz beachtlicher statischer Test-Erfolge ließ die Klasse TM-65 sich später nicht weiterentwickeln — unter anderem infolge eines schadhafte Feuers bei einem statischen Test, wodurch die weitere Nutzung eingestellt wurde. Parallel dazu arbeitet das dänische Team weiterhin an einem neuen System („BPM“-Klasse) und plant mit der Rakete Spica eines Tages eine bemannte suborbitale Mission.

Auf universitärer Ebene verfolgt TU Wien Space Team mit dem Projekt Lamarr (<https://spaceteam.at/lamarr>) einen sehr ähnlichen Ansatz wie SR Dorado. Lamarr nutzt ebenfalls ein druckgefördertes Zweistoff-Flüssigtriebwerk mit LOX und Ethanol und strebt – bei minimalistischem, auf Leichtbau optimiertem Design – eine Flughöhe von etwa 9 km an. Im Oktober 2025 erreichte Lamarr bei der European Rocketry Challenge (EuRoC) eine Höhe von 5.336 m. Der Start verlief nominal, jedoch konnte der Hauptfallschirm aufgrund einer Verhedderung nicht vollständig ausgelöst werden. Dennoch markiert dieser Flug einen beachtlichen Erfolg: Lamarr ist damit die zweithöchste flüssig angetriebene Rakete, die je im EuRoC-Wettbewerb gestartet wurde. Lamarr demonstriert damit, wie studentisch getragene Flüssigraketen heute bereits auf relativ hohem technischem Niveau betrieben werden können — und liefert damit einen gut dokumentierten und aktuellen Vergleichsmaßstab für SR Dorado.

Auch an der WARR der Technischen Universität München (TUM) (<https://warr.de/projects/rocketry>) wird in den letzten Jahren intensiv an flüssig- und kryogenbetriebenen Systemen gearbeitet. Mit dem Projekt Nixus gelang der Gruppe nach eigenen Angaben im Oktober 2024 der erste Start einer kryogenen Studentenrakete in Europa — ein Meilenstein für die studentische Raketenentwicklung. Nixus

ersetzt frühere Hybrid- oder Feststoffansätze und verwendet Ethanol bzw. kryogene Treibstoffe. Im Rahmen dieses Projekts werden moderne Fertigungsmethoden wie additive Fertigung (3D-Druck) für Brennkammern und Einspritzsysteme eingesetzt, was dem technologischen Anspruch studentischer Gruppen deutlich näher an professionellen Systemen bringt.

Diese Entwicklungen zeigen eine klare Tendenz: In Europa wächst die Zahl studentischer und amateurhafter Raketenprojekte mit Flüssigkeitstriebwerken mit zunehmender technischer Reife. Der Einsatz von LOX/Ethanol als Treibstoff, gepaart mit druckgeführten Systemen erlaubt es Studierendenteams, ohne den Aufwand und die Komplexität einer pumpengespeisten Rakete realistische und lehrreiche Projekte umzusetzen. Gleichzeitig unterstreichen die bereits erreichten Erfolge anderer Gruppen aber auch die technischen Herausforderungen: Probleme mit Injektoren, Materialwahl, Kühlung, zuverlässiger Steuerung und sicheren Ventilsystemen sind keine Seltenheit.

1.5 Zusammenarbeit mit anderen Stellen

Die Zusammenarbeit mit externen Partnern bildete einen zentralen Bestandteil des Projekts SR Dorado und hatte maßgeblichen Einfluss auf den technischen Fortschritt sowie auf die strukturelle Durchführung des Vorhabens. An erster Stelle ist hierbei die Kooperation mit der DLR MORABA zu nennen, die das Projekt während seiner gesamten Laufzeit beratend begleitete. Dies betraf insbesondere die Vorbereitung und Durchführung der im Rahmen des Förderprogramms vorgesehenen Reviews, namentlich des Preliminary Design Review (PDR) und des Critical Design Review (CDR). MORABA unterstützte das Projektteam durch fachliche Rückmeldungen, sicherheitstechnische Hinweise sowie durch die Einordnung operationeller Anforderungen. Geplant war zudem eine enge Zusammenarbeit im Hinblick auf die Missionsvorbereitung und die Abläufe der Startkampagne auf ESRANGE. Aufgrund der im Projektverlauf aufgetretenen Verzögerungen und der daraus resultierenden Beendigung des Projekts vor der Startkampagne trat dieser Aspekt jedoch deutlich in den Hintergrund.

Von größerer operativer Bedeutung war hingegen die Zusammenarbeit mit dem DLR Lampoldshausen, insbesondere mit dem Team des Prüfstands M11. Die im Projekt angestrebte Schubkraft von rund 3 kN erforderte erhöhte Sicherheitsstandards, die eine Durchführung der Heißtests am instituts-eigenen Testfeld ausschlossen. Die damit verbundene Verlagerung der gesamten Testaktivitäten nach Lampoldshausen führte zu einer intensiven Abstimmung sowohl bei der Konzeption des Teststands als auch bei der Planung der Testkampagnen. Das M11-Team unterstützte das Projekt bei der sicherheitstechnischen Auslegung, der Erstellung von Checklisten und Risikoanalysen sowie bei der Vorbereitung der Kampagnenabläufe. Während der beiden vor Ort durchgeführten Testkampagnen standen die Mitarbeitenden des M11-Teams dem Projektteam zudem mit technischer Expertise und schneller Unterstützung bei Reparatur- und Anpassungsarbeiten zur Verfügung, was einen wesentlichen Beitrag zum erfolgreichen Abschluss der Triebwerkstests leistete.

Innerhalb der TU Dresden waren neben dem Institut für Luft- und Raumfahrttechnik weitere Einrichtungen in unterstützender Funktion in das Projekt SR Dorado eingebunden. Die Schaufler-Professur für Kälte-, Kryo- und Kompressortechnik unter der Leitung von Prof. Haberstroh stellte ihre Expertise im Umgang mit kryogenen Medien zur Verfügung und unterstützte die Entwicklung des Triebwerksprüfstands sowohl durch fachliche Beratung als auch durch die Bereitstellung von Flüssigstickstoff für die Durchführung von Validierungs- und Funktionstests. Darüber hinaus wurde an der Professur eine Kryoschulung für die im Projekt tätigen Studierenden durchgeführt, in der sicherheitsrelevante Grundlagen zum Umgang mit kryogenen Stoffen vermittelt wurden. Diese Schulung stellte eine wichtige Voraussetzung für die eigenständige Mitarbeit der Studierenden an den entsprechenden Subsystemen dar. Das Institut für Leichtbau und Kunststofftechnik (ILK) war beratend in die Auslegung und Konstruktion struktureller Komponenten eingebunden. Der Schwerpunkt der Unterstützung lag hierbei insbesondere auf der Bewertung von Werkstoffwahl, Laminataufbau und Lastpfaden für CFK-Bauteile der Raketenstruktur. Die Fertigung einzelner Strukturkomponenten, darunter der Raketenspitze sowie der äußeren Hülle (Unibody), war in Zusammenarbeit mit dem ILK vorgesehen,

konnte jedoch aufgrund des vorzeitigen Projektendes nicht mehr innerhalb des Projektzeitraums realisiert werden. Darüber hinaus erfolgte eine Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Hochfrequenztechnik der TU Dresden. Dieser unterstützte das Projekt insbesondere bei Fragestellungen zum Aufbau und zur Auslegung der Antennensysteme der Rakete sowie bei der Abschätzung und Berechnung von Linkbudgets für die Telemetrie- und GNSS-Verbindungen. Ergänzend dazu wurden experimentelle Vermessungen des entwickelten Antennenkonzepts durchgeführt, um die Charakteristik und die Leistungsfähigkeit der Antennen in der vorgesehenen Einbausituation zu bewerten. Die hierbei gewonnenen Ergebnisse flossen direkt in die Auslegung des Avioniksystems ein. Weiterhin wurde der Windkanal der TU Dresden für experimentelle Untersuchungen herangezogen. Dort wurden ausgewählte Parameter der vorgesehenen Fallschirmsysteme vermessen und insbesondere das Entfaltungsverhalten der Fallschirme beim Auswurf aus dem Packsack untersucht.

Ergänzend wurde das Projekt SR Dorado durch die Zusammenarbeit mit externen Industriepartnern unterstützt, die in unterschiedlichen Bereichen wesentlich zur technischen Umsetzung beitrugen. Die Fertigung der Treibstofftanks für Ethanol und flüssigen Sauerstoff erfolgte im Unterauftrag durch die Firma L&A Lasertechnik aus Dresden. Durch diese Zusammenarbeit konnte die Herstellung dieser sicherheitskritischen Komponenten unter Einhaltung hoher Qualitäts- und Fertigungsstandards realisiert werden, insbesondere im Hinblick auf Schweißnähte, Maßhaltigkeit und Dichtheit der Tanks. Die Walter E.C. Pritzkow Spezialkeramik GmbH unterstützte das Projekt bei der Herstellung der OCMC-Hülle für die zweite Iteration des Triebwerks. Diese Zusammenarbeit knüpfte an bereits im Vorgängerprojekt SMART Rockets gesammelte positive Erfahrungen an, in dem eine vergleichbare Brennkammerhülle erfolgreich gefertigt und eingesetzt worden war. Die GTD Graphit Technologie GmbH war in die Auslegung und Fertigung der Graphitdüsen eingebunden. In enger Abstimmung wurden die Graphitdüsen für die beiden im Projekt getesteten Triebwerksiterationen sowie für das geplante Flugtriebwerk hergestellt. Für die Fertigung des im Rahmen der Testkampagnen untersuchten Injektors erfolgte eine Zusammenarbeit mit der Firma Saxobraze. Diese unterstützte das Projekt sowohl beratend bei Fragestellungen zum Vakuumlöten als auch bei der praktischen Durchführung des Lötprozesses. Auch hier konnte auf Erfahrungen aus dem Vorgängerprojekt SMART Rockets zurückgegriffen werden, in dem bereits eine erfolgreiche Zusammenarbeit bestand. Ergänzend hierzu wurde das Projekt durch die Firma SPEKON Sächsische Spezialkonfektion unterstützt. Der Schwerpunkt dieser Zusammenarbeit lag auf der Beratung zur Auslegung der Fallschirmsysteme sowie zur Auswahl geeigneter Materialien und Leinen. Darüber hinaus wurden Hinweise zu möglichen Verifikations- und Belastungstests gegeben, die für die Qualifizierung der Fallschirme und deren Komponenten relevant sind.

Darüber hinaus erhielt das Projekt Unterstützung in Form von Sponsorings. Die Firma HEROSE stellte ein kryo-geeignetes Ventil zur Verfügung, das als Grundlage für die Entwicklung eines eigenen pyrotechnischen Auslösemechanismus diente. In Kombination mit der Eigenentwicklung entstand hieraus das LOX-Pyroventil, welches eine zentrale Komponente des Antriebssystems darstellt. Ebenfalls unterstützend wirkte die Firma DDM Sensors, die im Rahmen eines Sponsorings Drucksensoren bereitstellte. Diese wurden für die Messung von Brennkammerdruck, Tankdruck sowie Atmosphärendruck in der Rakete eingeplant.

II. Eingehende Darstellung

Das Hauptkapitel „Eingehende Darstellung“ fasst die inhaltlichen, organisatorischen und finanziellen Aspekte des Projekts SR Dorado umfassend zusammen und bildet damit den Kern dieses Abschlussberichts. Im Abschnitt II.1 werden zunächst die Verwendung der Zuwendung sowie die im Projekt erzielten Ergebnisse beschrieben. Im Mittelpunkt steht hierbei die Darstellung der im Rahmen des Vorhabens entwickelten und untersuchten Systeme und Subsysteme der Höhenforschungsrakete, einschließlich deren technischer Auslegung, Entwicklungsfortschritte und erzielter Reifegrade. Die Unterabschnitte II.1.4 und II.1.5 stellen ergänzend die vom STERN-III-Programm vorgegebenen Anforderungen sowie die darauf aufbauenden projektspezifischen Anforderungen dar und vergleichen diese systematisch mit den erreichten Ergebnissen. Dieser umfangreiche Abschnitt II.1 schafft Transparenz hinsichtlich des Projektverlaufs und ermöglicht eine nachvollziehbare Bewertung des erreichten technischen Stands zum Ende der Förderperiode.

Der anschließende Abschnitt II.2 enthält eine Erläuterung der wichtigsten Positionen des zahlenmäßigen Nachweises, dessen vollständige und detaillierte Aufstellung in der separaten Belegliste erfolgt. In Abschnitt II.3 folgt eine Bewertung der Notwendigkeit und Angemessenheit der im Projekt erbrachten Leistungen im Sinne des Fördergeldempfängers, wobei direkt auf die zuvor dargestellten Arbeiten Bezug genommen wird. Abschnitt II.4 analysiert den Nutzen der im Projekt durchgeführten Tätigkeiten im Hinblick auf den fortgeschriebenen Verwertungsplan und ordnet die erzielten Ergebnisse in die längerfristige Nutzungsperspektive ein. Abschnitt II.5 stellt Fortschritte dar, die während der Projektlaufzeit an anderer Stelle bekannt wurden und für das Vorhaben fachlich relevant sind. Abschließend führt Abschnitt II.6 alle im Rahmen des Projekts entstandenen Veröffentlichungen auf und dokumentiert damit die wissenschaftliche Sichtbarkeit der erzielten Ergebnisse.

II.1 Verwendung der Zuwendung und erzielte Ergebnisse

II.1.1 Beschreibung der Rakete

Im Projekt SR Dorado wurde eine in mehrere Teilbereiche strukturierte Höhenforschungsrakete entwickelt, deren Gesamtaufbau in Abbildung 4 veranschaulicht ist. Die Schnittdarstellung zeigt die Einteilung der Rakete in funktionale Sektionen, die unmittelbar den im Projekt definierten Subsystemen entsprechen. Die äußere Struktur – im Projekt als *Unibody* bezeichnet – umschließt den zentralen Rumpfabschnitt zwischen Triebwerk und Raketenspitze und übernimmt sowohl die aerodynamische Formgebung als auch die Aufnahme der äußeren Flug- und Handhabungslasten. Ergänzend dazu bilden die zweiteilige Raketenspitze sowie die am Heck montierten Finnen die wesentlichen aerodynamischen Elemente, die maßgeblich zur Stabilität der Rakete beitragen. Innerhalb des Unibodys befindet sich eine Sekundärstruktur, der sogenannte Torpedo, der die Integration der internen Komponenten ermöglicht und zugleich zur Versteifung des Gesamtsystems beiträgt. Eine detaillierte Beschreibung dieser strukturellen Elemente erfolgt im Abschnitt II.1.1.1.

Das Antriebssystem der Rakete setzt sich aus dem im Projekt entwickelten Flüssigkeitstriebwerk sowie dem zugehörigen Tanksystem für Helium, Ethanol und flüssigen Sauerstoff (LOX) zusammen. Die Versorgung der Brennkammer erfolgt über ein druckbasiertes und -geregeltes Fördersystem, das durch Pyroventile gesteuert wird und eine kontrollierte Freigabe der Fluide gewährleistet. Während zahlreiche Komponenten im Verlauf des Projekts erfolgreich getestet und qualifiziert wurden, befindet sich die integrierte Systemumsetzung in einem fortgeschrittenen jedoch nicht finalen Entwicklungsstand. Eine umfassende Darstellung des Antriebssystems erfolgt im gleichnamigen Abschnitt II.1.1.2, während das Triebwerk in einem gesonderten Abschnitt II.1.1.3 vorgestellt wird.

Im Bereich der Avionik wurden verschiedene Flugcomputersysteme konzipiert und umgesetzt. Die Eigenentwicklung Flightmaster 2000 bildet das zentrale Avionik-System und wurde gezielt auf die Missionsanforderungen von SR Dorado abgestimmt. Ergänzend dazu wurde ein kommerzielles Tele-Mega-System von Altus Metrum als redundanter Flugcomputer integriert. Darüber hinaus entstand im Rahmen der programminternen Kooperation innerhalb STERN III mit der Hochschule Bremen und

dem SpaceTeam Aachen das auf TeleMega basierende System TeleStern, das wesentliche Funktionalitäten erreichte, jedoch nicht mehr in die finale Raketenhardware übernommen wurde. Neben den Flugcomputern bildet auch die Auslegung und der Entwurf des Antennensystems einen wichtigen Teil der Avionik. Eine vertiefte Darstellung dieser Systeme erfolgt im Abschnitt II.1.1.4.

Das Rückführungssystem umfasst die Auswahl und Auslegung der Fallschirme sowie das Konzept des Auswurfmechanismus. Vorgesehen war ein gestuftes System aus Brems- und Hauptfallschirm, deren Auslösung über definierte Flugzustandsparameter und pyrotechnische Trennmechanismen erfolgen sollte. Detaillierte Untersuchungen zur Auslegung, Materialwahl und Auslösemechanik sowie die Systemarchitektur des Bergungsmoduls werden im Abschnitt II.1.1.5 beschrieben.

Abschließend wurde auch die Integration einer potenziellen Nutzlast betrachtet. Der hierfür gewählte modulare Ansatz orientiert sich an etablierten CanSat-Strukturen und ermöglicht die Aufnahme kleiner wissenschaftlicher oder technischer Experimente. Obwohl kein vollständiges Nutzlastmodul innerhalb des Projektzeitraums realisiert wurde, wird der strukturelle Aufbau, die Anbindung an die Raketenspitze sowie das Konzept des Auswurfsystems definiert und im entsprechenden Abschnitt II.1.1.6 erläutert.

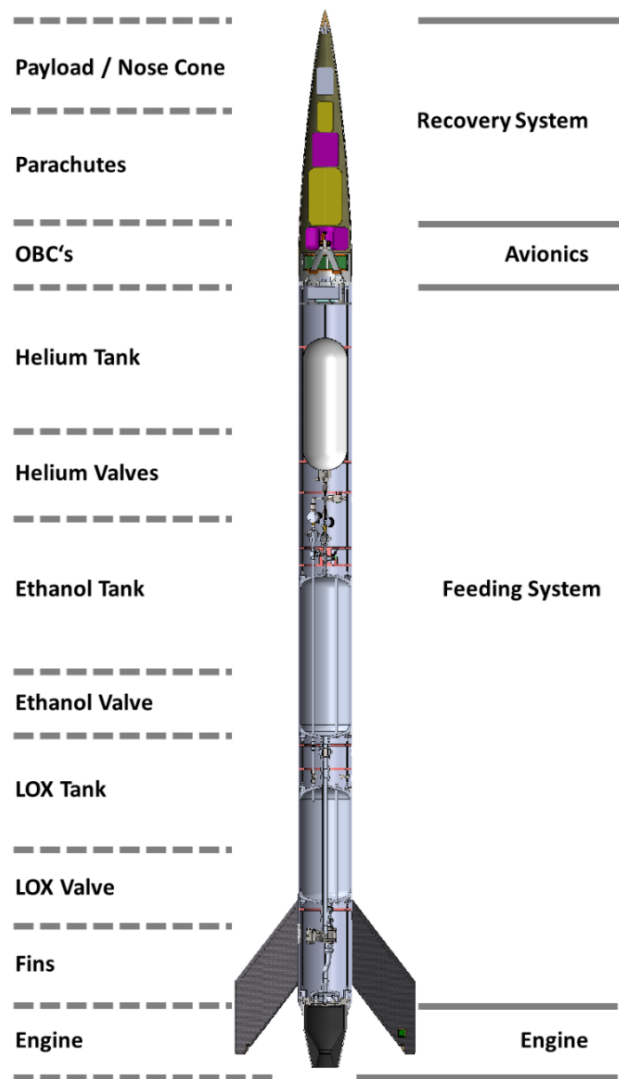


Abbildung 4: Gesamtaufbau der im Projekt entwickelten Höhenforschungsrakete mit Einteilung in Systeme (rechts) und Subsysteme (links)

II.1.1.1 Struktur

Die Struktur der SR-Dorado-Rakete folgt einer klaren Unterteilung in **Primär- und Sekundärstruktur**, die im Projekt als „**Hülle**“ und „**Torpedo**“ bezeichnet werden. Diese Begriffe verdeutlichen die funktionale Trennung zwischen dem äußeren lasttragenden Aufbau und der inneren Montageplattform der Systeme. Die Hülle übernimmt die Aufnahme der äußeren Fluglasten und stellt die aerodynamische Form bereit, während der Torpedo die internen Komponenten trägt und deren Lasten an die Hülle weitergibt. Die räumliche Einordnung beider Strukturebenen ist in einer gemeinsamen Darstellung der Rakete ersichtlich (siehe Abbildung 5).

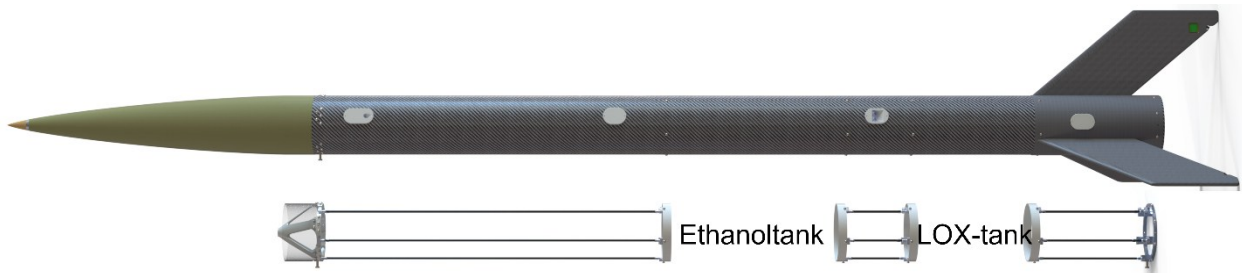


Abbildung 5: Darstellung der "Hülle" (oben) bestehend aus Raketenspitze, Unibody und Finnen & Darstellung des inneren "Torpedos" (unten) mit Zwischentankstruktur sowie Anbindung an Triebwerk und Raketenspitze

Die **Hülle** besteht aus drei Hauptkomponenten: der Raketenspitze, dem Unibody und den Finnen. Gemeinsam übernehmen sie alle aerodynamischen und mechanischen Aufgaben der Primärstruktur. Die Raketenspitze ist als zweiteilige Fairing ausgeführt und besteht aus glasfaserverstärktem Kunststoff, der aufgrund seiner Temperaturbeständigkeit und seiner Funksignaldurchlässigkeit für die integrierten Antennen gewählt wurde. Ihre Form entspricht einer LD-Haack-Kontur, die auf minimalen aerodynamischen Widerstand bei der gegebenen Länge und Durchmesser optimiert ist. Abweichungen von idealen Formen wurden zugunsten der Funktionalität bewusst akzeptiert, insbesondere im Bereich der abnehmbaren Endkappe, der Teil des Hold-Down-and-Release-Mechanismus ist. Die Fairing-Hälften werden über einen Mechanismus gehalten, der mit Pyro-Cuttern ausgelöst wird; Details dieses Freigabesystems sind in Abschnitt II.1.1.5 erläutert.

Der **Unibody** bildet das zentrale strukturelle Element der Primärstruktur. Er besteht aus einem durchgehenden CFK-Rohr, dessen Durchmesser sich aus den Tankabmessungen und notwendigen Fertigungstoleranzen ergibt. Der Unibody wurde mittels FEM-Simulation auf die maßgeblichen Lastfälle ausgelegt, darunter dynamischer Druck bei maxQ, Böenlasten und Stoßbelastungen beim Fallschirmauswurf. Die Analyse führte zu einem spezifischen Faseraufbau (siehe Abbildung 6) mit ausreichenden Sicherheitsfaktoren in allen relevanten Betriebszuständen. Durch seine durchgehende zylindrische Bauform bietet der Unibody zudem eine einfache und robuste Schnittstelle zur Sekundärstruktur und dient als äußere Schutzhülle. Alle notwendigen Öffnungen für Betankung, Sensorik, Verkabelung und pyrotechnische Bauteile wurden in die CFK-Struktur integriert und so ausgeführt, dass sie im Flug entweder abgedeckt sind oder die Aerodynamik minimal beeinflussen.

ACP Model
04/17/25 16:10
Angles - design_angle
Ply-Wise
On Section Cuts
Unit: deg

Ansys
2025 R1
TEACHING

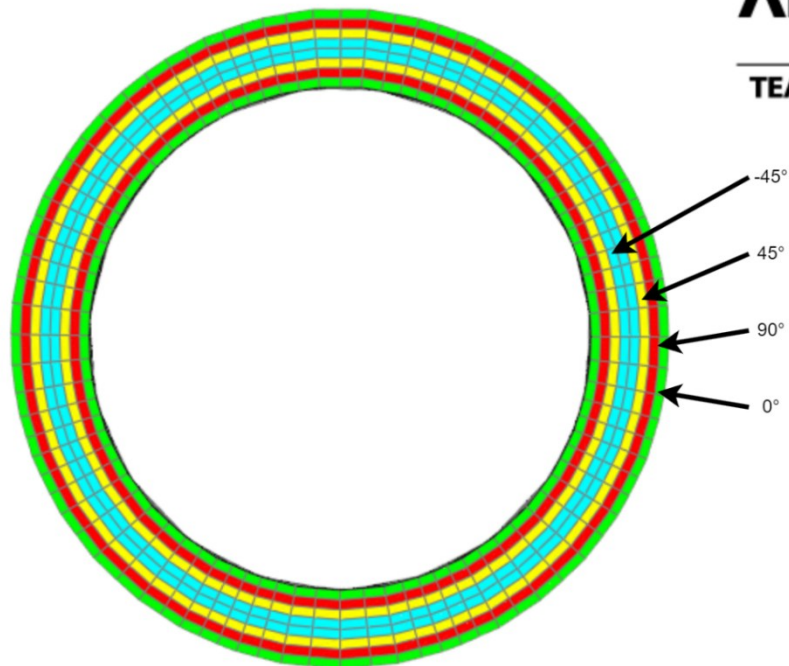
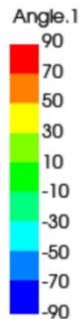


Abbildung 6: Darstellung der Faseranordnung des Unibody

Die am Heck angebrachten **Finnen** (siehe Abbildung 7) ergänzen die Primärstruktur um die aerodynamische Stabilisierung. Sie bestehen aus einem MDF-Kern, der die äußere Form definiert, und einer CFK-Überlaminierung, die Festigkeit und Torsionssteifigkeit bereitstellt. In den Finnen ist Platz für Außenkameras vorgesehen, inklusive Kabelführung. Über ein zusätzliches Rohrsegment sind die Finnen mechanisch mit dem Unibody verbunden. Dieses Segment sorgt dafür, dass die aerodynamischen Kräfte bis zur LOX-Tank-Schnittstelle weitergeleitet werden. Der resultierende Lastpfad von den Finnen bis zur Raketenmitte ist so gestaltet, dass die Struktur Belastungsspitzen in lokalen Bereichen vermeidet.



Abbildung 7: Darstellung des MDF-Kerns der Finnen; die dargestellten Aussparungen sollen das Gesamtgewicht der Finnen reduzieren ohne deren Größe zu verringern; rot eingekreist ist die Kamera-Position in den Finnen (siehe II.1.1.6 Nutzlast)

Die **Sekundärstruktur**, der sogenannte Torpedo, ist ein eigenständiges, inneres Struktursystem. Er besteht aus fünf radial angeordneten CFK-Stäben, die über geklemmte Aluminiumbuchsen mit den Tankdeckeln verbunden sind (siehe Abbildung 8). Diese Bauweise ermöglicht es, die gesamten internen Komponenten – Tanks, Leitungen, Avionikbaugruppen und Teile des Rückführungssystems – vor-

montiert als eine Baugruppe in den Unibody einzusetzen. Der Torpedo ist nicht dafür ausgelegt, Fluglasten vollständig aufzunehmen, sondern überträgt diese definiert an die Primärstruktur. Die mechanische und thermische Auslegung berücksichtigt insbesondere die Belastungen beim Handling sowie die extremen Temperaturgradienten zwischen LOX- und Ethanol-Tank. FEM-Betrachtungen der Zwischenstruktur zeigen, dass die entstehenden Spannungen sowohl in den Metallkomponenten als auch in den CFK-Stäben deutlich unter kritischen Grenzwerten liegen (siehe Abbildung 9). Die CFK-Stäbe weisen ausreichend Reserven gegenüber Zug- und Druckkräften auf, und es bestehen keine Anzeichen für knickbedingtes Versagen im Betriebsfall.

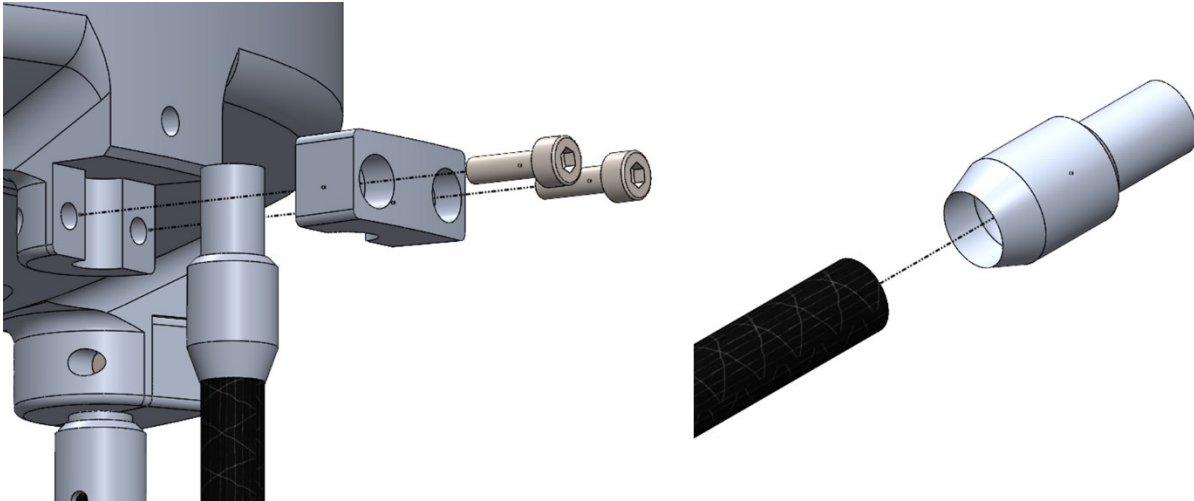


Abbildung 8: Darstellung der CFK-Stäbe und Aluminiumbuchsen (rechts) und die Anbindung an die Tankdeckel mittels Verklebung (links)

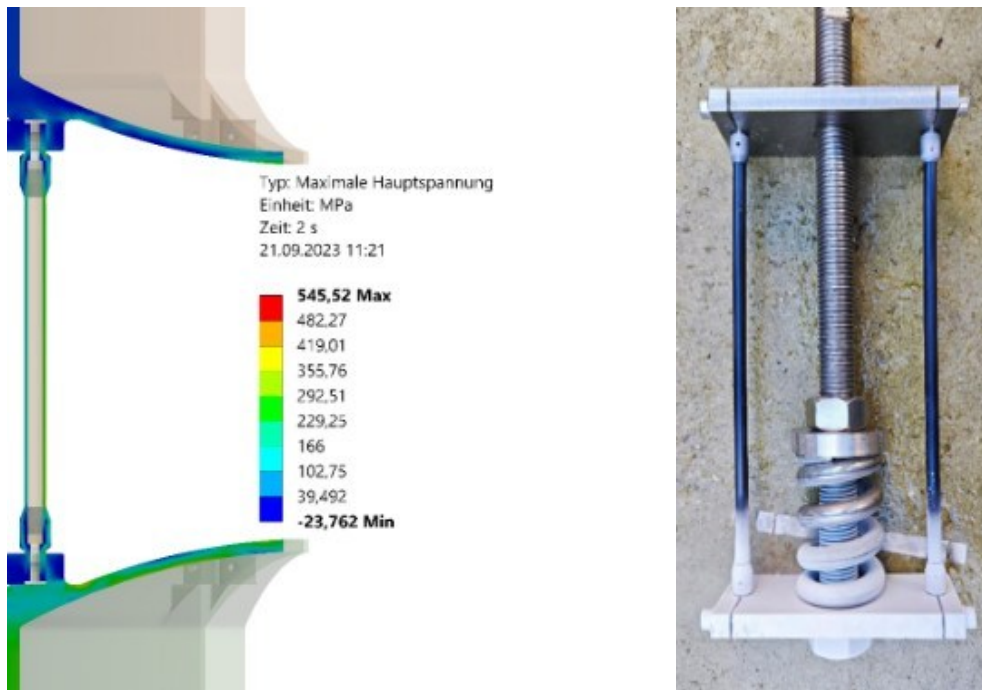


Abbildung 9: Darstellung der aus einer FEM-Analyse (links) resultierenden thermomechanischen Spannungen zwischen Ethanol- und LOX-Tank (zum Vergleich die maximal zulässige Spannung der genutzten CFK-Stäbe beträgt etwa 1500 MPa); Darstellung der experimentellen Untersuchung der Simulationsergebnisse nach einseitigem Abkühlen der vorgespannten Stäbe in flüssigem Stickstoff (rechts)

Ein wesentliches Element in der Handhabung während der Startkampagne stellen die **Late Access Hatches** dar, die in den Unibody eingebracht wurden. Aufgrund der geschlossenen CFK-Struktur wäre der Zugang zu internen Bauteilen wie Pyroladungen, Leitungen oder Außenkameras während der Endmontage nur eingeschränkt möglich. Da insbesondere Pyroladungen aus Sicherheitsgründen erst sehr spät – idealerweise an der Startrampe – eingesetzt werden sollen, ermöglichen die Late Access Hatches eine sichere und effiziente Arbeitsweise. Sie folgen in ihrer Konstruktion dem Prinzip einfacher Hohlwand Dosen, lassen sich von außen öffnen und schließen und greifen nicht störend in die strukturelle Integrität oder Aerodynamik ein (siehe Abbildung 10).

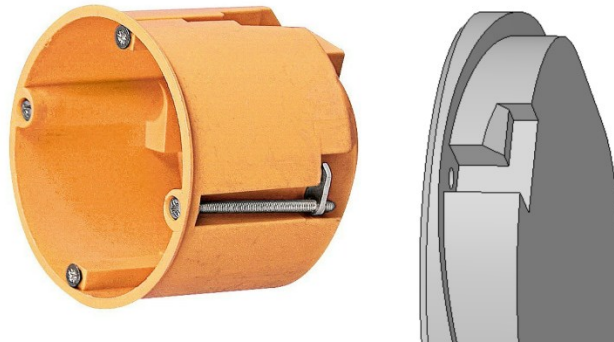


Abbildung 10: Vergleich einer handelsüblichen Hohlwanddose (links) zum Design der Late Access Hatches im Projekt (rechts)

Neben den Hauptstrukturelementen existieren mehrere **mechanische Schnittstellen**, die den Kraftfluss zwischen Sekundär- und Primärstruktur sicherstellen. Der vorderste Verbindungspunkt ist der Godnut-Adapter, der über 21 M5-Schrauben am Unibody befestigt ist und zusätzlich die Anbindung zur Spitze und zur Startschiene gewährleistet (siehe Abbildung 11). Die Tanks sind über jeweils zehn M5-Schrauben mit dem Torpedo gekoppelt, wobei die Schrauben gemäß VDI 2230 auf die ungünstigsten Lastfälle – insbesondere Fallschirmstoßbelastungen – ausgelegt wurden. Polystyrol-Abstandsringe gleichen dabei Fertigungstoleranzen aus und sorgen für eine flächige Lastübertragung. Am unteren Ende bildet der Injektoradapter die mechanische Schnittstelle zum Triebwerk. Er ist über acht M5-Schrauben mit dem Unibody verbunden, während die Triebwerksbefestigung selbst über 16 M6-Schrauben am Klemmring der OCMC-Hülle erfolgt (siehe Abbildung 12). Auch diese Verbindungselemente wurden mit Sicherheitsreserven gegenüber Scher- und Zugbelastungen ausgelegt.

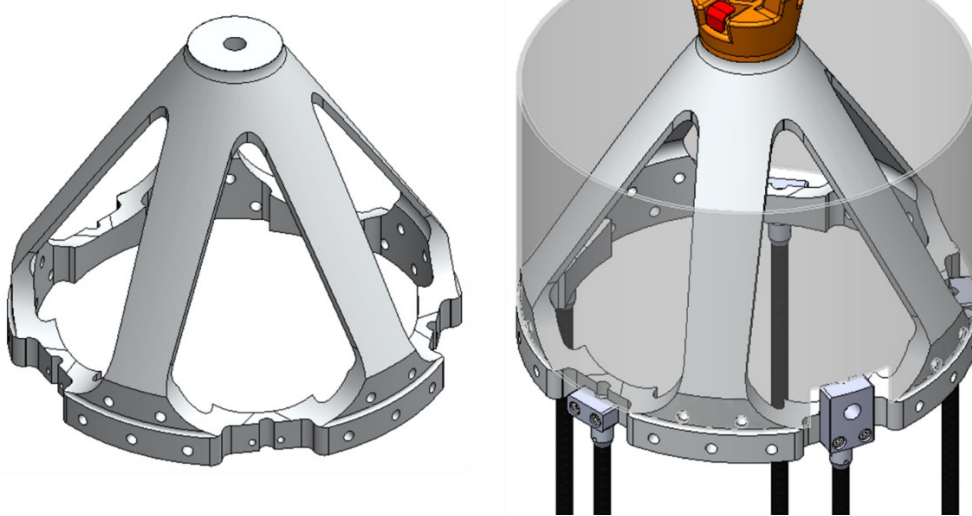


Abbildung 11: Godnut-Adapter (links) und Aufbau inklusive Godnut (orange) und Anbindung an die innere Struktur des Torpedos und der Startschiene (rechts)

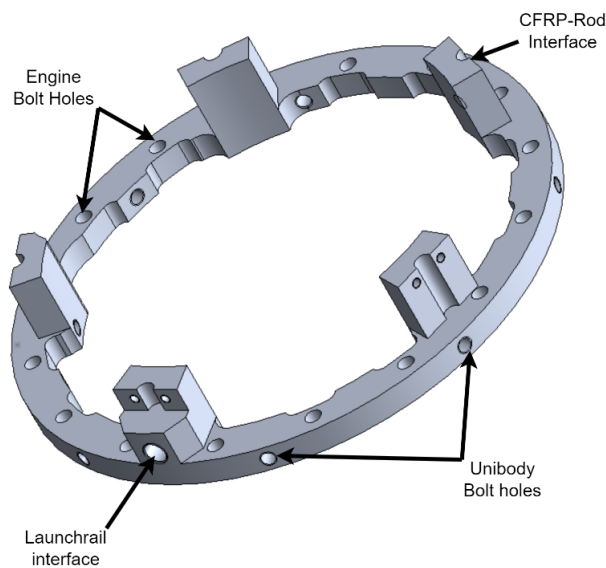


Abbildung 12: Injektoradapter zur Befestigung des Triebwerks über den Injektor an die innere Struktur des Torpedos

II.1.1.2 Antriebssystem

Das Antriebssystem der SR-Dorado-Rakete bildet den zentralen Kern des Flüssigkeitsantriebs und stellt die kontinuierliche Versorgung des Triebwerks mit Ethanol und flüssigem Sauerstoff (LOX) sicher. Die Systemarchitektur folgt dem Grundprinzip eines vollständig druckgeförderten Zweistoffsystems, bei dem beide Treibstoffkomponenten über einen gemeinsamen Heliumhochdrucktank beaufschlagt werden. Dieser Ansatz wurde gewählt, weil er in studentischen Entwicklungsumgebungen eine robuste und vergleichsweise einfache Möglichkeit bietet, hohe Massenströme ohne komplexe Turbopumpen zu realisieren und gleichzeitig eine präzise Steuerung der Brennkammerparameter sicherzustellen. In Abbildung 13 ist ein CAD-Modell des gesamten Antriebssystems (inklusive Triebwerk) dargestellt, welches die Tanks, Leitungen, Pyroventile und weitere Einbauten umfasst.

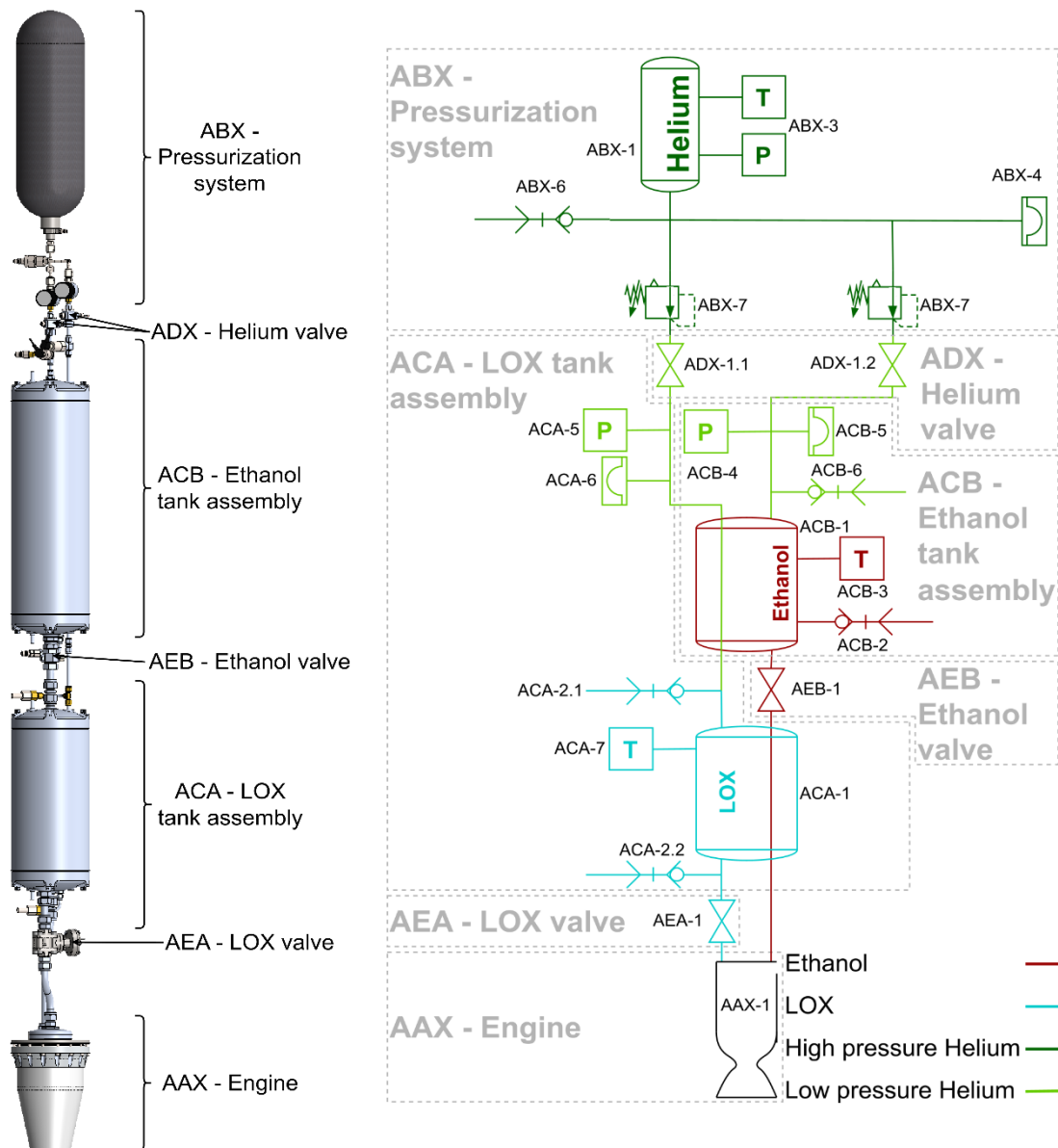


Abbildung 13: Übersicht des Antriebssystems inklusive des in II.1.1.3 beschriebenen Triebwerks (links) und ein P&ID der wichtigsten Komponenten aller Strecken (rechts) – Die Bezeichnungen entsprechen der internen Nomenklatur

Im Zentrum stehen die beiden Treibstofftanks – der LOX-Tank (ACA-Baugruppe) und der Ethanol-Tank (ACB-Baugruppe). Beide Tanks wurden als druckbeaufschlagte Aluminiumbehälter ausgeführt, die aus einem zylindrischen Rohrsegment und zwei sogenannten Klöpperböden als Endkappen bestehen. Die konstruktive Auslegung folgt den gängigen Normen TÜV AD2000 sowie der ECSS-Norm ECSS-E-ST-32-02C, wodurch sowohl Druckbehälteranforderungen als auch raumfahrttechnische Anforderungen abgedeckt werden. Tabelle 1 spezifiziert die wesentlichen Parameter: die Tanks besitzen Nennvolumina von **17,6 l (Ethanol)** bzw. **12,1 l (LOX)**, sind für einen nominalen Betriebsdruck von **30 bar** ausgelegt und weisen einen **Design-Berstdruck von 67,5 bar** auf. Die Wandstärke der Tanks beträgt 6 mm, die die notwendige mechanische Stabilität gewährleistet.

Tabelle 1: Parameter des Ethanol- und LOX-Tanks des Antriebssystems

Parameter	Wert
Volumen	17.6 l (Ethanol) / 12,1 l (LOX)
Nominaldruck	30 bar
Maximaler Betriebsdruck	45 bar
Design – Berstdruck	67,5 bar
Wandstärke	6 mm

Eine Besonderheit stellt der LOX-Tank dar, dessen Anschlüsse und Durchführungen an die thermischen und stofflichen Eigenschaften von flüssigem Sauerstoff angepasst wurden. Der Tank besitzt eine doppelte Rohrdurchführung für die Ethanolleitung, die dadurch thermisch entkoppelt ausgeführt ist und bereits im Vorgängerprojekt SMART Rockets erfolgreich erprobt wurde (siehe Abbildung14). Diese Konstruktionsentscheidung verringert die Wärmeübertragung zwischen Ethanol- und LOX-Segment erheblich und ist maßgeblich dafür entscheidend, dass sich beide Tanks – trotz enger struktureller Platzierung im Torpedo – thermisch stabil betreiben lassen. Die Oberflächengeometrie der LOX-Klörperböden wurde derart angepasst, dass sie Anschlussstutzen für Temperatur- und Drucksensoren sowie die LOX-Auslassleitung unter kryogenen Bedingungen sichere Anschlussmöglichkeiten bieten.

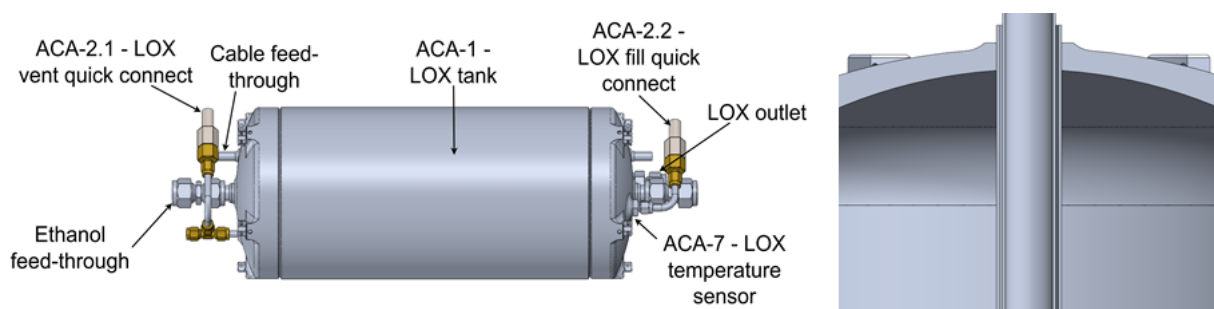


Abbildung14: Darstellung des LOX-Tanks inklusive der wichtigsten Anschlüsse (links) und Darstellung der doppelwandigen Ethanol-Durchführung durch den LOX-Tank (rechts)

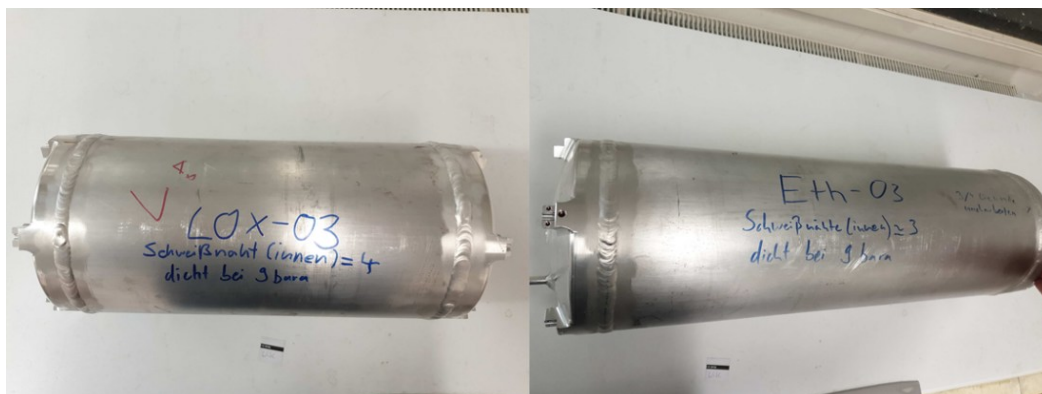


Abbildung 15: Fotos der gefertigten LOX- (links) und Ethanoltanks (rechts); von beiden Varianten wurden jeweils zwei Ausführungen für Verifikationstests sowie jeweils eine Ausführung für die Flugtanks gefertigt

Während die Tanks jeweils die Treibstoffe LOX und Ethanol beinhalten, wird das Verhalten dieser wesentlich durch die Druckbeaufschlagung mittels Heliums bestimmt. Der Hochdrucktank (ABX-1), ein 9-Liter-CFK-Composite-Druckbehälter der Techplast-SAFER-Serie, wird dafür vor dem Start auf **300 bar** befüllt. Die Hochdruckbaugruppe ist in Abbildung 16 dargestellt und umfasst neben dem Hochdruckbehälter auch die Druckregler (ABX-7), mehrere Temperatur- und Drucksensoren (ABX-2, ABX-3) sowie eine Berstscheibe als passiven Überdruckschutz (ABX-4). Die Funktion dieses Systems ist die Aufrechterhaltung eines stabilen Drucks der Treibstofftanks über die gesamte Brennzeit von etwa 11 Sekunden. Modellrechnungen unter Verwendung von NIST-Referenztabellen (US National Institute of Standards and Technology) bestätigen, dass der Druckgastankdruck auch im Worst-Case-Szenario nicht unter **115 bar** fällt und die vollständige Entleerung der Treibstofftanks in etwa **13 Sekunden** möglich ist.

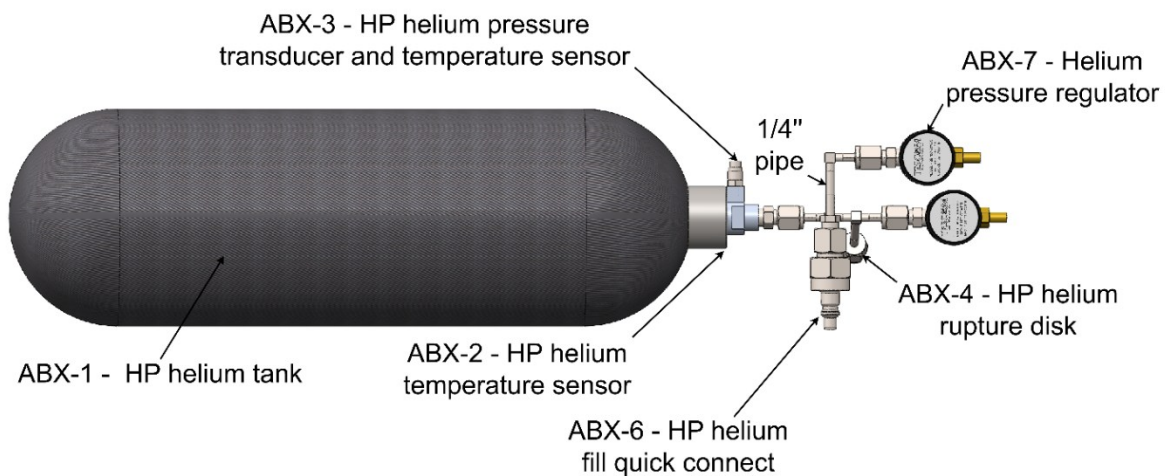


Abbildung 16: Heliumhochdrucktank inklusive weiterer Bauteile wie Hochdruckreglern, Berstscheibe, Sensorik und Befüllstutzen

In direkter Verbindung zu den Tanks stehen die Pyroventile, die als systemkritische Bauteile eine wesentliche Rolle für das Gesamtsystem spielen. Sie trennen im geschlossenen Zustand die Tanks von den nachgelagerten Leitungsstrecken und ermöglichen erst zum Zeitpunkt der Zündung die Freigabe des Fluidstroms. Für die SR-Dorado-Rakete wurden insgesamt drei Arten dieser Ventile entwickelt und verifiziert: ein Ethanol-Pyroventil (AEB-1), ein LOX-Pyroventil (AEA-1) sowie zwei Helium-Pyroventile (ADX-1). Der Aufbau der Ethanol- und Heliumpyroventile ist in Abbildung 17 und die dafür genutzten Scherscheiben in Abbildung 18 dargestellt.

Die Pyroventile wurden im Projekt in mehreren Iterationsstufen weiterentwickelt. Ihre Funktion basiert im Fall der Ethanol- und Heliumventile auf einer pyrotechnisch betätigten Linearbewegung, bei dem eine formschlüssig geführte Scherscheibe durchschnitten wird. Die Leistungsdaten der Ventile sind in Tabelle 2 dokumentiert: Das Ethanolventil erreicht einen Berstdruck von **114 bar**, das Heliumventil sogar von **145 bar**. Für den LOX-Strang wurde eine modifizierte HEROSE-Kryoventilkonstruktion als Basis verwendet, die durch einen speziell entwickelten Pyro-Drehkolben ergänzt wird (siehe Abbildung 19). Die LOX-Spezifikationen stellen besonders hohe Anforderungen an Materialwahl und Dichtungskonzepte. Der Drehkolben des LOX-Pyroventils nutzt deshalb Edelstahl- und Aluminiumkomponenten sowie PTFE-basierte Abdichtungen, um Funkenbildung, Materialversprödung und Partikelemission bei kryogenen Temperaturen zu vermeiden. Außerdem wurden Versuche durchgeführt, um geeignete Abdichtmethoden zwischen Ventilkörper und Deckel zu finden; hierzu wurde zunächst eine silikonbasierte Einmaldichtung getestet, die jedoch aus Integrationsgründen durch ein NBR-Dichtband ersetzt wurde.

Tabelle 2: Ausgewählte Parameter der Ethanol- und Helium-Pyroventile

Parameter	Ethanolventil	Heliumventil
Betriebsdruck	30 bar	30 bar
Maximaler Betriebsdruck	50 bar	50 bar
Berstdruck	114 bar	145 bar
Druckverlust (Schätzwert)	0,1 bar	2,7 bar
Masse	180 g	104 g
Auslösekraft (Schätzwert)	3 kN	0,5 kN
Befüllmenge Pyroladung (Vectan Ba 10)	25 mg	55 mg

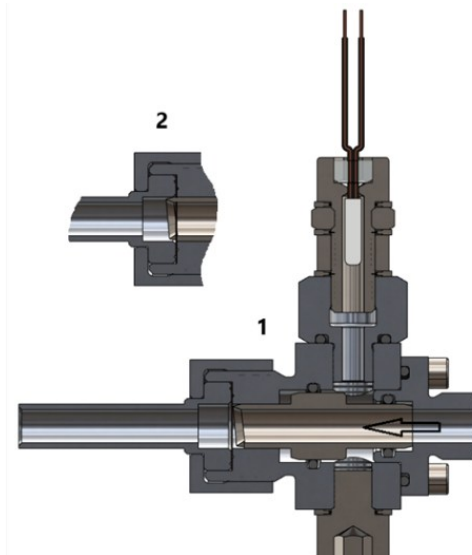


Abbildung 17: Darstellung der gefertigten Ethanol- (links im Hintergrund) und Heliumpyroventile (links im Vordergrund); Darstellung des Funktionsprinzips (rechts)

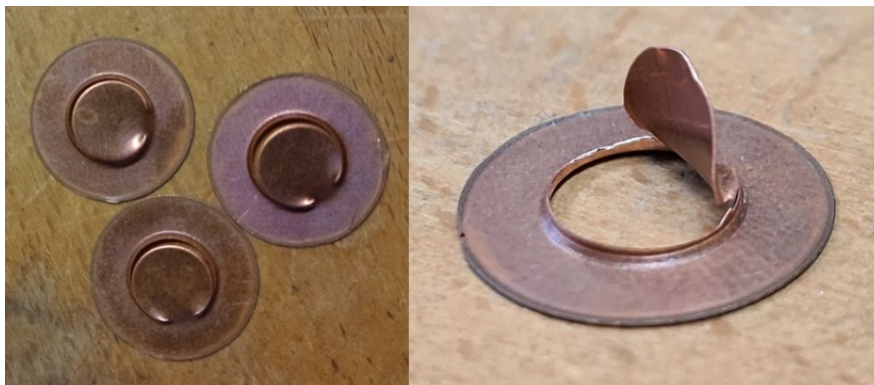


Abbildung 18: Scherscheiben, welche in den Ethanol- und Heliumventilen Verwendung finden, nach Betätigung des Ventils im geöffnetem Zustand

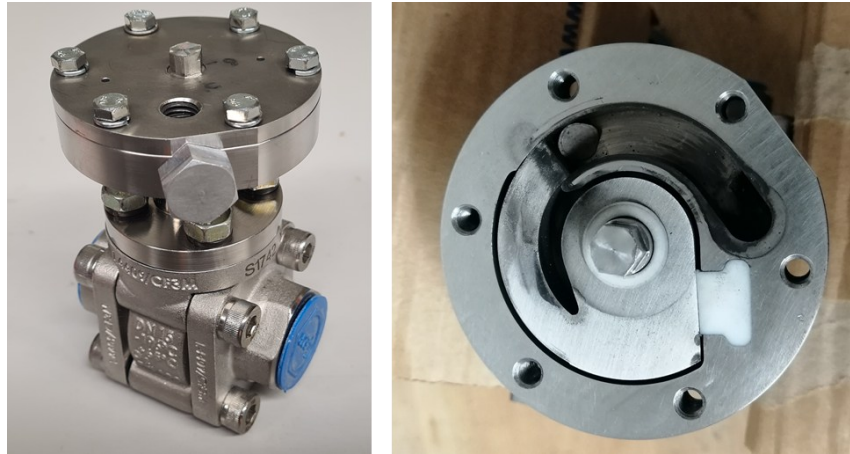


Abbildung 19: LOX-Pyroventil im zusammengebauten Zustand bestehend aus dem selbstgefertigtem Auslösemechanismus und dem darunterliegenden HEROSE-Ventil (links); Detailansicht des Drehkolbens in ausgelöster Position nach einem Verifikationstest des Ventils

Neben Tanks und Ventilen umfasst das Antriebssystem auch kleinere, aber funktional wichtige Elemente wie Sensorik und Berstscheiben. Drucksensoren werden sowohl in LOX- als auch Ethanol-Tank verbaut, während Temperaturfühler (Pt100) die Temperatur der Fluide überwachen. Diese Sensoren dienen vor allem der Überprüfung der Betankungsvorgänge, der Systemüberwachung während des Countdowns und der Aufzeichnung kritischer Parameter während der Brennphase. Berstscheiben fungieren als letzte passive Sicherheitsinstanz und verhindern strukturelles Versagen bei Überdrucksituationen; ihr Ansprechdruck liegt oberhalb des zulässigen Betriebsdrucks von 30 bar, jedoch deutlich unterhalb des Berstdrucks der Tanks.

II.1.1.3 Triebwerk

Das Triebwerk der SR-Dorado-Rakete stellt das zentrale Element des Flüssigantriebssystems dar und war eines der technisch anspruchsvollsten Subsysteme im Projekt. Ziel der Entwicklung war die Realisierung eines flüssigkeitsbetriebenen Raketenmotors mit einem nominalen Schub von rund **3 kN**, basierend auf der Treibstoffkombination **Ethanol/LOX** und einem **druckgeförderten** Betriebskonzept. Der grundlegende Aufbau lehnt sich an die im Vorgängerprojekt SMART Rockets entwickelte Technologie an, wurde jedoch für die deutlich höheren Leistungsanforderungen des SR Dorado-Systems umfassend skaliert sowie strukturell und thermisch neu ausgelegt. Die in Abbildung 13 dargestellte Gesamtübersicht verdeutlicht die Position des Triebwerks innerhalb des Antriebssystems.

Das Triebwerk selbst besteht aus zwei Baugruppen: dem **Injektor** und der **Brennkammer mit Düse**. Der Injektor ist für das kontrollierte Zerstäuben und Vermischen von Ethanol und flüssigem Sauerstoff verantwortlich und bestimmt damit wesentlich die Verbrennungsqualität und -stabilität. Er folgt einem koaxialen Drallprinzip, bei dem beide Fluide über ineinander geschachtelte Kanäle mit definierter Drallrate in den Brennraum eingebracht werden. Diese Geometrie wurde anhand analytischer Strömungsmodelle und empirischer Zusammenhänge aus der Literatur ausgelegt und im Verlauf des Projekts mehrfach überarbeitet, um den geforderten Massenstrom von rund **1,8 kg/s** bei gleichzeitig hoher Vermischung sicherzustellen. Die geometrischen Parameter des Injektors – darunter Lochanzahl, Drallwinkel, Spaltbreiten und Eintrittsradien – wurden iterativ mithilfe von Literaturwerten, Strömungssimulationen und universitätseigenen, experimentellen Untersuchungen bestimmt. Die in Abbildung 20 dargestellte Schnittansicht zeigt die endgültige konstruktive Ausführung des Injektors sowie das Interface der Treibstoffzufuhr für das Flugtriebwerk (FM) – eine strömungstechnisch nur minimal abgewandelte aber deutlich massereduzierte Ableitung des Testinjektors (TM). Die Abbildung zeigt zudem die Detailansicht eines einzelnen Injektorelements.

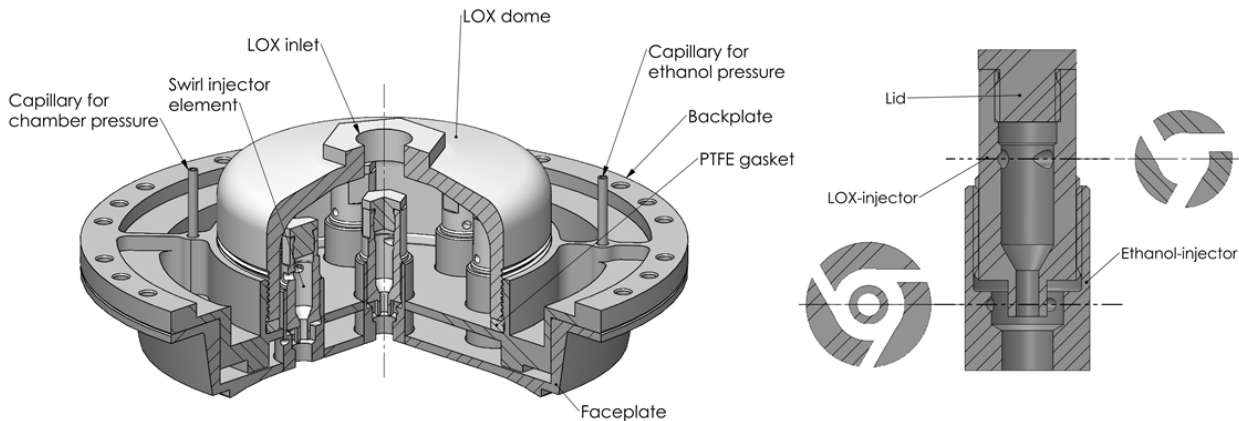


Abbildung 20: Schnittansicht des Injektors der finalen Flugversion (FM) des Triebwerks (links) und Detailansicht eines einzelnen Injektorelements (rechts)

Die **Brennkammer** wurde hochtemperaturbeständig ausgelegt, bei welcher die Innenwandung vollständig aus einem massiven Graphitbauteil besteht. Dieses Material bietet gegenüber metallischen Lösungen deutliche Vorteile hinsichtlich Temperaturbeständigkeit und Erosionsverhalten, was insbesondere bei Ethanol/LOX-Triebwerken von Bedeutung ist. Der Graphitkern ist in eine **OCMC-Außenhülle (Oxidkeramik-Matrix-Verbundstoff)** eingebettet, die als tragende Struktur dient und gleichzeitig eine thermische Isolation gegenüber der Primärstruktur der Rakete ermöglicht. Diese zweischalige Konstruktion wurde gewählt, weil sie im Vergleich zu metallischen Brennkammern einerseits ein geringeres Gewicht ermöglicht, andererseits aber auch die zur Verfügung stehende Fertigungstechnologie berücksichtigt.

In Abbildung 21 ist die Triebwerksentwicklung in ihren einzelnen Iterationsschritten dargestellt, wobei die 1. Iteration anstelle der zuvor beschriebenen OCMC-Außenhülle noch aus Entwicklungsgründen eine massive Stahlhülle besitzt. Der Injektorkopf ist aus sicherheitstechnischen Überlegungen massiv ausgeführt. Die Iteration 2 verwendet weiterhin den massiven Testinjektor, allerdings wurde hier erstmals die OCMC-Brennkammerhülle sowie die Klemmringfunktion aus dem Smart Rockets-Projekt wieder aufgegriffen und stellt somit einen Zwischenschritt zum finalen Triebwerk dar. Insbesondere die weitere Verwendbarkeit (minimierter Aufwand und Risiko) und die detaillierteren Vermessungsmöglichkeiten (nach nur zwei erfolgreichen Tests der ersten Kampagne) des Testinjektors in der zweiten Testkampagne waren für diesen Zwischenschritt ausschlaggebend. Iteration 1 und 2 zeigen die Varianten, welche in den später beschriebenen Testkampagnen experimentell untersucht wurden, während die Flugvariante eine optimierte (vor allem im Injektorkopf massereduzierte), gefertigte aber noch nicht getestete Version der 2. Iteration darstellt.

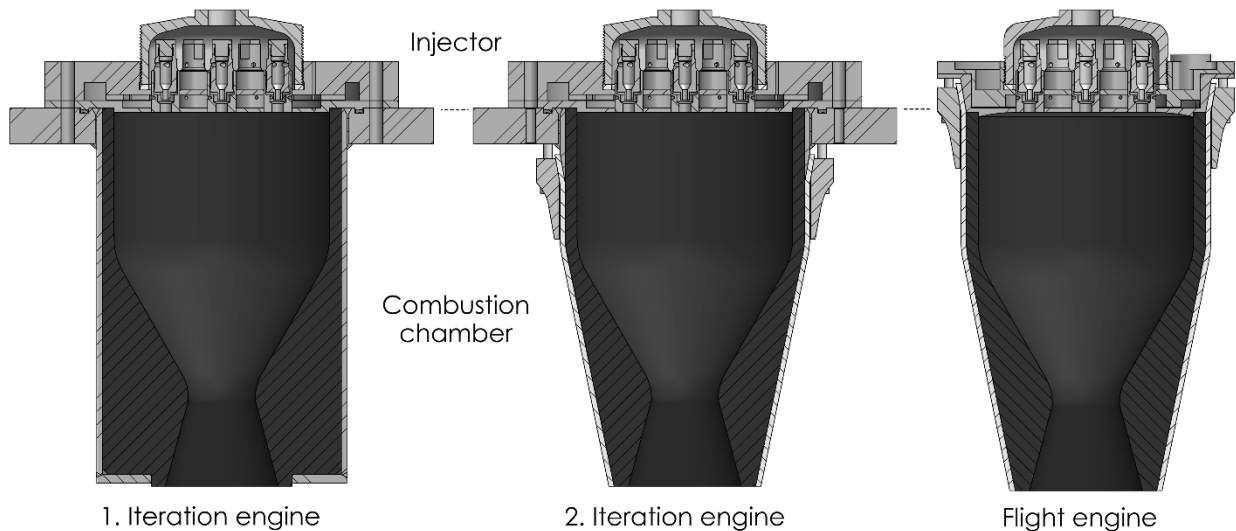


Abbildung 21: Darstellung der Triebwerksiterationen im Verlauf des SR Dorado Projekts einschließlich der Injektoren,

Die Triebwerksleistung wurde mittels Berechnungen mithilfe der Software Rocket Propulsion Analysis (RPA) bestimmt und anschließend anhand realer Testdaten validiert. Basierend auf der Berechnung mittels RPA beträgt der spezifische Impuls auf Meeresspiegelhöhe **169,7 s**, die charakteristische Geschwindigkeit **1664 m/s** und der kombinierte Massenstrom etwa **1,80 kg/s**. Die daraus resultierende Brenndauer liegt bei einer gesamten Treibstoffmasse von ca. 20 kg – abhängig vom Mischungsverhältnis und vom Betriebsdruck – im Bereich von **11,11 s**, was zu einem Gesamtimpuls von rund **33 kNs** führt.

Um die Auslegung des Triebwerks zu verifizieren, wurden mehrere **Testkampagnen** durchgeführt. Die erste Heißgastestkampagne fand im Juni 2024 statt und umfasste zwei Testläufe mit dem ersten Funktionsprototyp mit Stahlhülle. Der erste Test war ein vollständiger 12s Heißgasdurchlauf, der das Grundverhalten des Triebwerks bestätigte und Daten zu Schubverlauf, Mischungsverhältnis und Brennkammerdruck lieferte. Abbildung 22 zeigt die zeitliche Variation dieser Parameter und macht deutlich, dass die grundlegenden Verbrennungsprozesse stabil verliefen, wenngleich leichte Schwankungen im Mischungsverhältnis auftraten. Der zweite Test konzentrierte sich auf die Zündphase und war aufgrund seines verkürzten Verlaufs nicht als Leistungsnachweis geeignet.

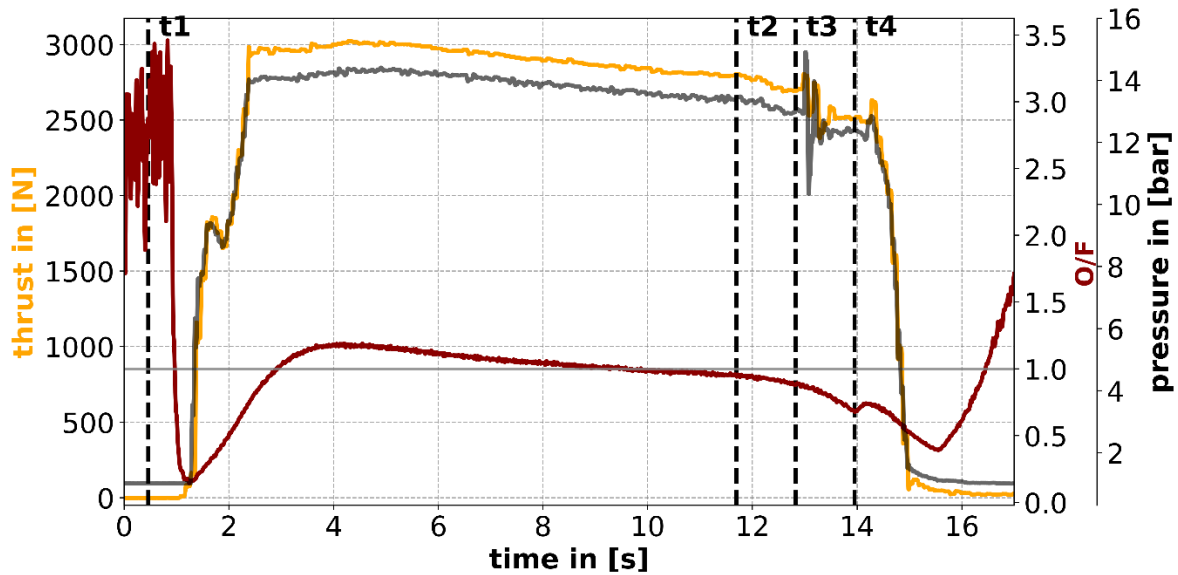


Abbildung 22: Darstellung der Werte für Schub, Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis (O/F) über die Zeit für Test #1; t1-t4 markieren das Öffnen und Schließen der Hauptventile sowie der Spülleitungen des Teststands

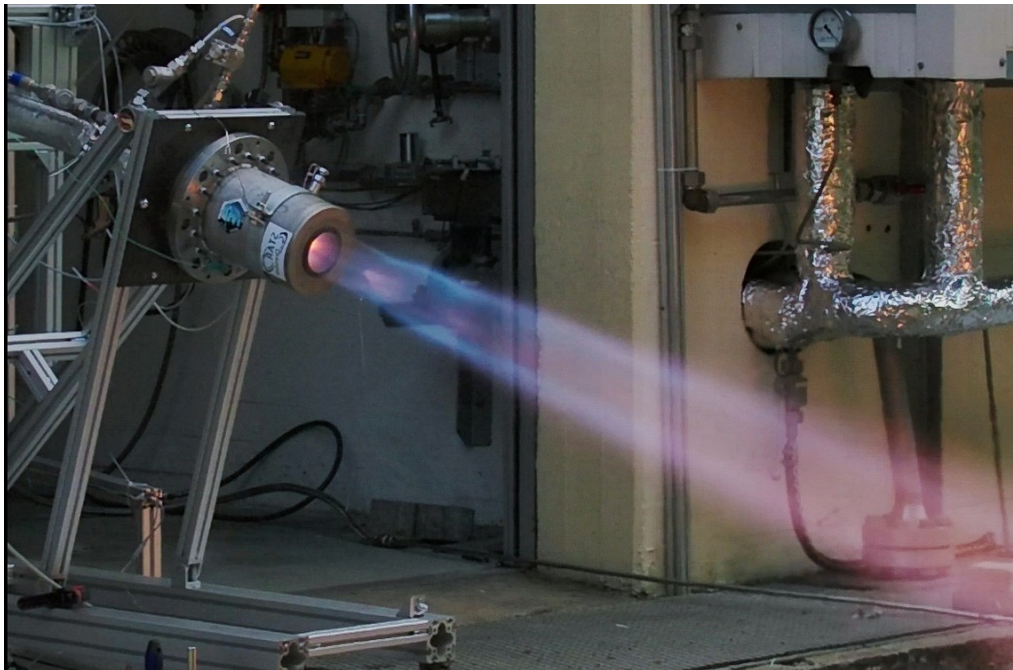


Abbildung 23: Test #1 der ersten Testkampagne in der 1. Iteration mit Stahlhülle

Die zweite Kampagne diente der Vermessung weiterer Leistungspunkte und umfasste sowohl Nominaltest - als auch Versuche mit hohem Mischungsverhältnis sowie reduzierte Druckniveaus. Darüber hinaus wurde in dieser Testkammer sowohl die zuvor verwendete Stahlhülle verwendet, als auch die für das Flugtriebwerk geeignete OCMC-Hülle. Insgesamt umfasste die zweite Testkampagne fünf erfolgreiche Triebwerkstests. Besonders hervorzuheben ist Test #7 (siehe Abbildung 25), ein Full-Duration-Test mit nominalem Mischungsverhältnis und der OCMC-Hülle, der den stabilsten Brennverlauf der zweiten Iteration zeigte. Die Daten dieser Kampagne bildeten die Grundlage für die Ableitung der finalen Triebwerksvariante (Flight Engine), die im weiteren Projektverlauf gefertigt und qualifiziert werden sollte.

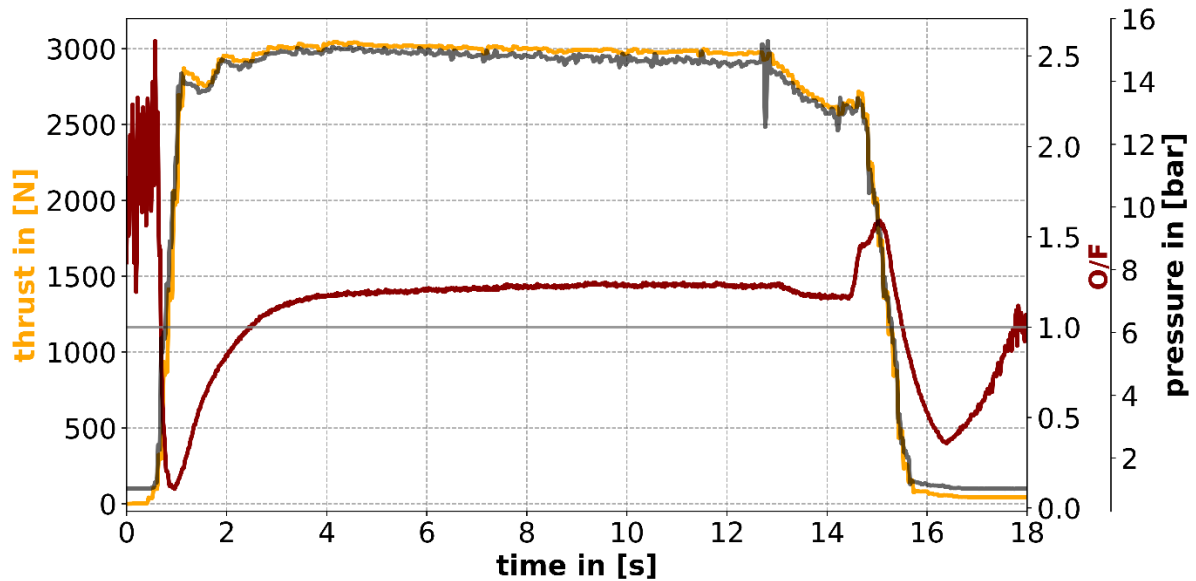


Abbildung 24: Darstellung der Werte für Schub, Brennkammerdruck und Mischungsverhältnis (O/F) über die Zeit für Test #7

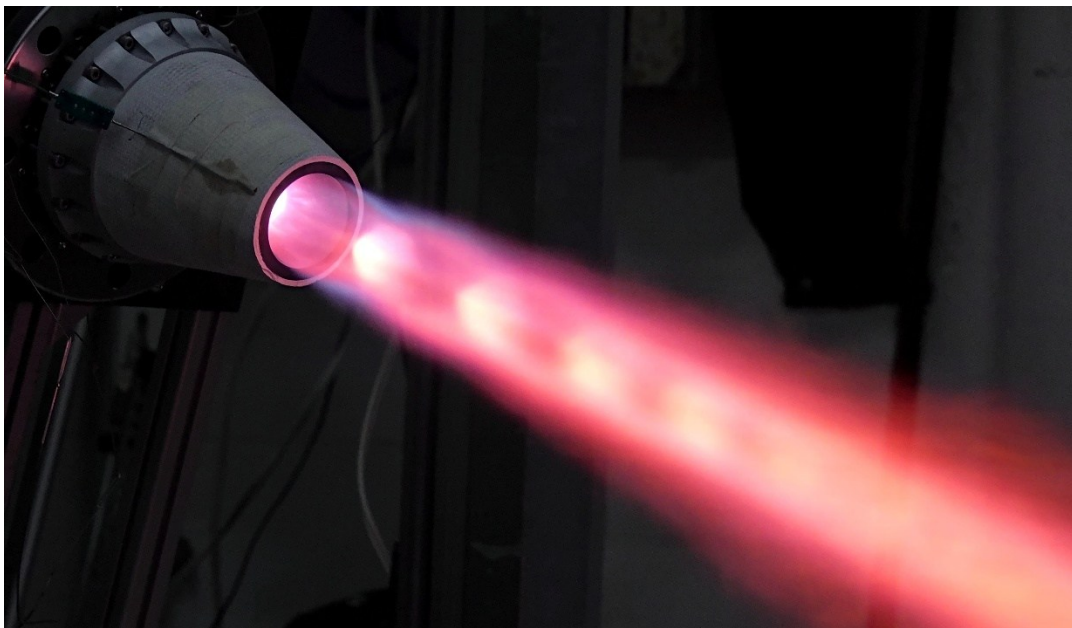


Abbildung 25: Test #7 der zweiten Testkampagne in der 2. Iteration mit OCMC-Hülle

Tabelle 3: Leistungsdaten des Triebwerks aus Berechnung mittels RPA und aus 3 ausgewählten Tests; Brennkammerdruck und Schub wurden direkt vermessen und spezifischer Impuls berechnet; alle Werte sind über Brenndauer gemittelt

Parameter	Theoretische Werte (RPA)	Test #1 (nominal Stahlhülle)	Test #5 (hohes O/F Stahlhülle)	Test #7 (nominal OCMC-Hülle)
Brennkammerdruck	15 bar	13,7 bar	14,6 bar	15,0 bar
Schub	3000 N	~ 2853 N	~ 3100 N	~ 3000 N
Spezifischer Impuls	169,7 s	196 s	202 s	202 s

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass das Triebwerkssystem trotz der begrenzten Anzahl vollständig durchgeführter Hot-Fire-Tests einen hohen Entwicklungsstand erreichte. Die wesentlichen Baugruppen – Injektor, Brennkammer, Düse und strukturelle Schnittstellen – wurden konstruktiv abgeschlossen, ihre Leistungsparameter durch erste Testdaten untermauert und die funktionalen Abläufe für die nächste Iteration präzisiert.

II.1.1.4 Avionik

Das Avioniksystem der SR-Dorado-Rakete übernimmt während des gesamten Missionsablaufs kritische Funktionen: die Bestimmung von Lage und Position, die Auslösung der Rückführsequenzen, die Erfassung und Verarbeitung von Sensordaten sowie die Übertragung der Telemetrie zur Bodenstation. Die Avionik arbeitet dabei vollständig autonom und ist in der Lage, die Flugereignisse ohne externe Eingriffe zuverlässig zu erkennen und zu steuern. Hierfür wird ein redundanter Aufbau mit zwei unabhängigen Bordcomputern eingesetzt – dem studentischen Eigenentwicklungsprojekt Flightmaster 2000 und dem kommerziellen TeleMega-System –, die gleichberechtigt arbeiten und die relevanten Events unabhängig voneinander auslösen.

Im Zentrum der Avionik steht der **Avionics Bay**, eine modulare Montageplattform, auf der alle elektronischen Baugruppen strukturell und funktional zusammengeführt werden. Die oberhalb liegende Sandwich-Grundplatte trägt den Flightmaster 2000 und bietet Platz für den vertikal befestigten TeleMega. Die Unterseite beherbergt die Kamera-Steuerplatinen und das Batteriepaket. Die Raumaufteilung ermöglicht eine möglichst symmetrische Massenverteilung und eine effiziente Kabelführung durch Öffnungen in der Grundplatte (siehe Abbildung 26).

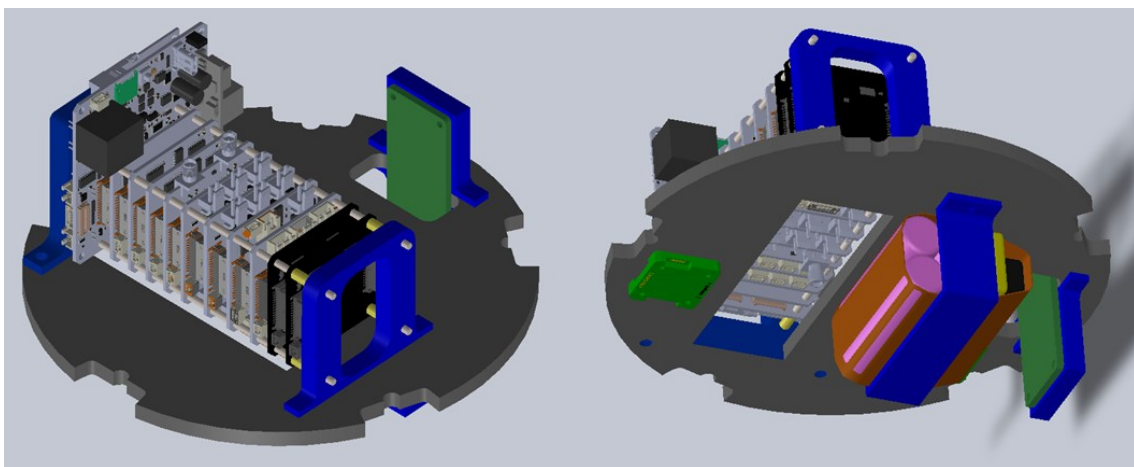


Abbildung 26: Avionics Bay Oberseite (links) mit Flightmaster 2000 und Halterung für TeleMega (grün) und Unterseite (rechts) mit Komponenten zur Kamerasteuerung und dem Batteriepaket

Der **Flightmaster 2000** (siehe Abbildung 27) bildet den primären Flugcomputer. Er basiert auf dem modularen *Pillars-of-Creation*-Standard der STAR Dresden und besteht aus einem Stapel von elf funktionalen Leiterplatten, die jeweils einen abgegrenzten Aufgabenbereich abdecken. Als Recheneinheit dient ein Raspberry Pi CM4, der die Zustandsbestimmung, Entscheidungslogik, Sensorerfassung und Telemetrieansteuerung übernimmt. Die einzelnen Module decken dabei alle relevanten Sensor- und Aktuatorenpfade ab, darunter ein Analogmessmodul mit 16-bit-Auflösung, ein GNSS-Modul, ein High-Side-Switch-Modul (HSS) zur Ansteuerung von Pyromechanismen und Kameras, ein Transceiver-Modul für Telemetriedaten, ein Batteriemanagementsystem (BMS) sowie ein DC/DC-Wandler. Durch seine modulare Architektur konnte der Flugcomputer im Projektverlauf schrittweise erweitert, getestet und an die Anforderungen des Missionsprofils angepasst werden.

Als sekundärer Flugcomputer dient der **TeleMega** (siehe Abbildung 27), ein bewährtes kommerzielles System für Experimentalraketen. Er verfügt über eigene Druck-, Beschleunigungs- und Lagesensoren, einen integrierten Kalman-Filter zur Apogäumserkennung sowie Redundanzmechanismen, die auch bei Kommunikationsfehlern eine sichere Auslösung der Bergungssequenzen gewährleisten. Ursprünglich war geplant, im SR-Dorado-Projekt die gemeinsam mit der Hochschule Bremen und dem SpaceTeam Aachen entwickelte Weiterentwicklung *TeleStern* einzusetzen, die auf der offenen Architektur der TeleMega basiert. Aufgrund begrenzter Ressourcen zur Entwicklung des TeleStern, insbesondere der dafür notwendigen Manpower, sowie der Daten- und Funktionsanomalien des TeleSterns während des Fluges des Spaceteams Aachen in Kiruna wurde schließlich die TeleMega in seiner Standardkonfiguration als redundanter OBC ausgewählt.

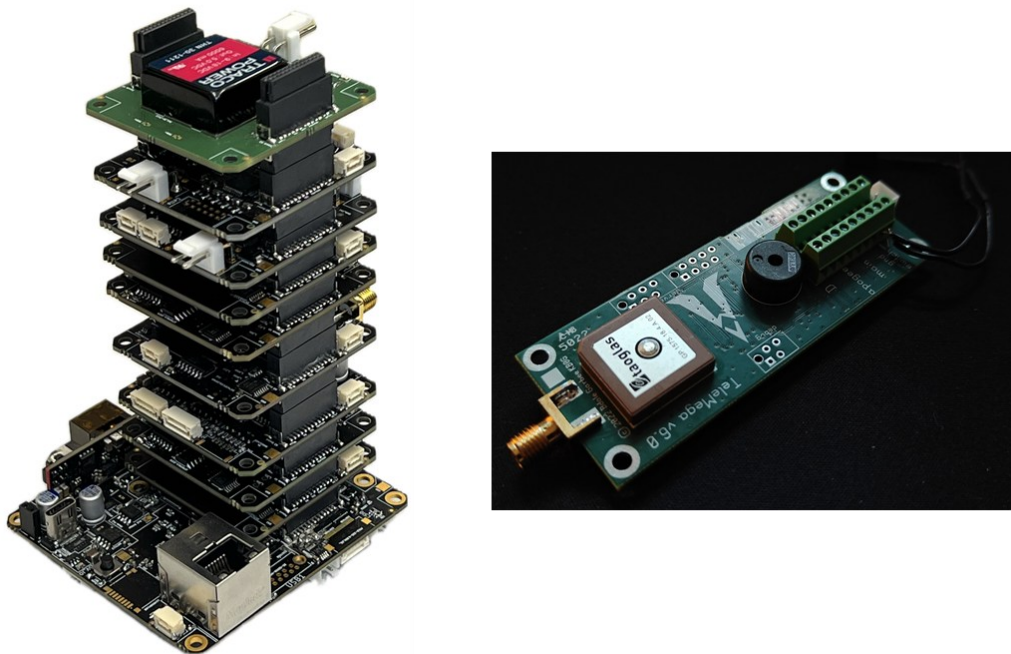


Abbildung 27: Flightmaster 2000 (links) und TeleMega (rechts)

Beide Flugcomputer arbeiten vollständig unabhängig voneinander und lösen die beiden kritischen Bergungsereignisse – das Öffnen der Fairing zur Bremsfallschirmfreigabe sowie die Auslösung des Hauptfallschirms – jeweils autonom aus. Die Apogäumserkennung erfolgt anhand einer Kombination aus Druckdaten, Beschleunigungswerten und IMU-Signalen. Der TeleMega verwendet hierfür einen Kalman-Filter, der Druckdaten bei Geschwindigkeiten über 200 m/s temporär ignoriert, um fehlerhafte Werte in transsonischen Flugphasen auszuschließen. Nach Unterschreiten dieser Grenze werden die Daten wieder einbezogen. Der Flightmaster implementiert eine erweiterte Kalman-Filter-Variante, die zusätzlich GNSS-Daten integriert und eine Wahrscheinlichkeitsbewertung der Zustandsbestimmung erlaubt. So wird das Apogäum erst dann bestätigt, wenn mehrere Schwellenwerte und eine definierte Signifikanz der Berechnung überschritten werden.

Für die Übertragung der Telemetriedaten kommt ein Hochfrequenzsystem zum Einsatz, das auf dem Semtech-SX1280-Transceiver basiert und in Kombination mit einem 18,3 dB-Leistungsverstärker eine Reichweite von bis zu 10 km erreicht. Die Telemetrie arbeitet im 2,4-GHz-ISM-Band und wurde hinsichtlich der ESRANGE- und Amateurfunkanforderungen abgestimmt. Der resultierende Link-Budget weist, selbst unter konservativen Annahmen, ausreichende Sicherheitsreserven auf. Da die CFK-Hülle eine starke elektromagnetische Abschirmwirkung besitzt, wurde ein dedizierter **Antenna Bay** direkt

unterhalb der Raketenspitze eingeplant. Dort befinden sich sechs Patchantennen: drei für die Flightmaster-Telemetrie, zwei GNSS-Antennen für den Flightmaster sowie eine GNSS-Antenne für den TeleMega. Eine zusätzliche magnetische Loop-Antenne für die TeleMega-Telemetrie ist auf der Spitze der Struktur angebracht. Die charakteristischen Richtdiagramme der Patchantennen wurden in Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Hochfrequenztechnik der TU Dresden experimentell vermessen und zeigen eine ausreichend homogene Abstrahlung trotz der engen räumlichen Anordnung.

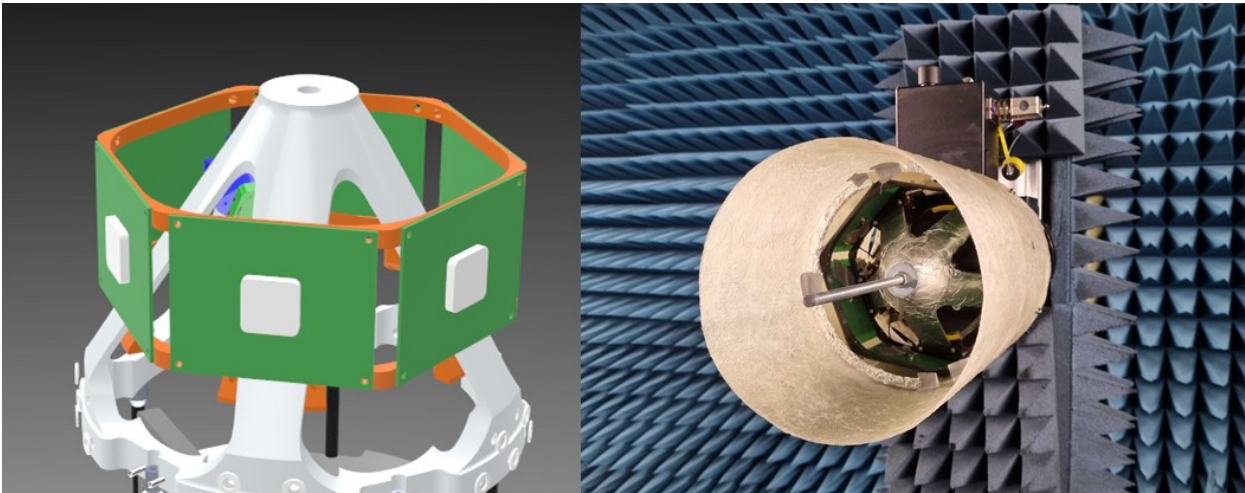


Abbildung 28: CAD-Darstellung zeigt die Anordnung der 6 Antennen (ohne Loop-Antenne) angeordnet um den Godnutadapter (links); Messaufbau zur Vermessung der Sendeleistung der Antennen am Lehrstuhl für Hochfrequenztechnik der TU Dresden (rechts)

Eine weitere sicherheitskritische Funktion der Avionik ist die Umsetzung des von ESRANGE geforderten **Radio-Silence-Verfahrens**. Beide OBCs verfügen über interne Batterien und müssen daher vom Boden aus sicher deaktiviert werden können. Hierzu wurde ein sogenannter *Radio-Silence-Manager* entwickelt – ein galvanisch entkoppeltes System auf Basis eines ATtiny-Mikrocontrollers, das über separate Not-Aus-Leitungen die Stromversorgung beider Flugcomputer trennt und deren Status an die Bodeneinheit übermittelt. Der Manager selbst trifft keine autonomen Entscheidungen, sondern reagiert ausschließlich auf die vom Boden eingebrachte Aktivierung. Ergänzend hierzu umfasst die Avionik die gesamte interne Stromversorgung, bestehend aus separaten Batterien für Flightmaster und TeleMega, einer CFK-Gehäuseerdung zur ESD-Vermeidung und einer modularen Leistungsversorgung über mehrere DC/DC-Stufen. Auch der umfangreiche **Wiring-Harness**, der die gesamte Verkabelung zwischen Flugcomputer, Sensorik, Pyrotechnik, Kameras und Bodensystemen abbildet, ist integraler Bestandteil des Subsystems. Die Leitungen sind so geführt, dass sie trotz des begrenzten Bauraums – teils durch die Tanksektion – sicher verlegt werden können, ohne kritisch nahe an kryogene Bereiche oder bewegliche Komponenten zu gelangen.

II.1.1.5 Rückführungssystem

Das Rückführungssystem der SR-Dorado-Rakete wurde als zweistufiges Fallschirmsystem ausgelegt und stellt einen der sicherheitskritischsten Bestandteile des Gesamtsystems dar. Es gewährleistet, dass die Rakete nach Erreichen des Apogäums stabilisiert, ausreichend gebremst und schließlich sicher zum Boden zurückgeführt wird. Der grundlegende Aufbau besteht aus einem Bremsfallschirm und einem Hauptfallschirm, deren sequenzielle Auslösung über mechanische und pyrotechnische Mechanismen erfolgt. Die Rückführung selbst ist in 4 generelle Phasen eingeteilt, welche mit dem Erreichen des Apogäums eingeleitet werden (siehe Abbildung 29).

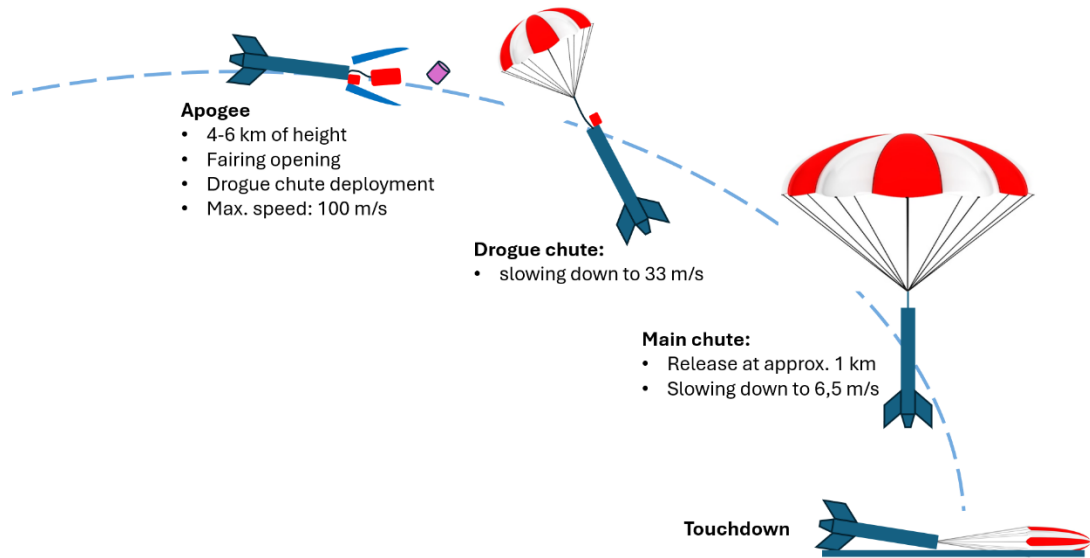


Abbildung 29: Schematische Übersicht der Rückführungsphasen der SR Dorado Rakete

Sobald einer der beiden redundanten Bordcomputer – der Flightmaster 2000 oder die TeleMega – das Apogäum eindeutig erkannt hat, wird die zweiteilige Raketenspitze über Pyro-Cutter geöffnet. Die Fairing-Hälften werden schlagartig voneinander getrennt und aerodynamisch wegbewegt. Eine dieser Hälften ist über ein Textilband mit dem Beutel des Bremsfallschirms verbunden, sodass der abrupte Abtrieb der Fairing unmittelbar zum Auswurf des Bremsfallschirms führt. Dieses Vorgehen stellt sicher, dass sich zunächst die Leinen vollständig strecken, bevor sich der Fallschirm öffnet, wodurch Leinenverwicklungen und Überlastspitzen effektiv vermieden werden. Mit der Entfaltung des Bremsfallschirms wird die Rakete stabilisiert und in eine kontrollierte Sinkphase überführt. Die Trennung der Fairing-Hälften erfolgt über einen sogenannten Hold-Down-and-Release Mechanismus, welcher über eine Feder wirkt, die wiederum durch das pyrotechnische Zerschneiden eines Kabels freigegeben wird (siehe Abbildung 30).

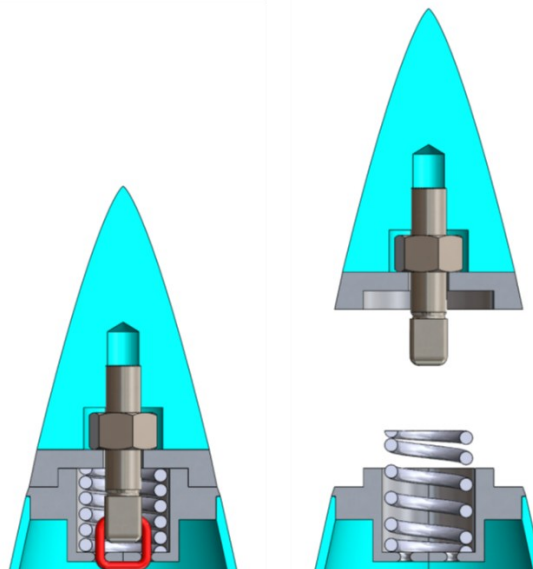


Abbildung 30: Schematische Darstellung des Hold-Down-and-Release Mechanismus der Kappe zum Freigeben der beiden Fairing-Hälften

Der Übergang vom Bremsfallschirm zum Hauptfallschirm erfolgt über ein redundantes System aus sogenannten „Tender Descendern“, die in die Verbindung zwischen Bremsfallschirm-Schockleine und Hauptfallschirmbeutel integriert sind (siehe Abbildung 31). Solange diese mechanischen Trennstellen geschlossen sind, bleibt der Hauptfallschirm gesichert. Nach der Auslösung durch mindestens einen der beiden Bordcomputer werden die Tender Descender geöffnet, wodurch die Hauptfallschirmleine zur kürzesten Verbindung wird und der Deployment Bag des Hauptfallschirms herausgezogen wird. Auch hier wird bewusst ein „lines-first“-Prinzip verfolgt, um eine saubere, spannungsfreie Öffnung des Fallschirms zu gewährleisten. Der Hauptfallschirm ist so dimensioniert, dass die Sinkgeschwindigkeit auf etwa 6,5 m/s reduziert wird und der Raketenkörper innerhalb der zulässigen strukturellen Belastung aufsetzen kann. Während der Hauptfallschirm, vor allem aufgrund seiner Größe, im Verlaufe des Projekts noch nicht experimentell untersucht wurde, wurden wiederum Tests mit dem Bremsfallschirm durchgeführt (siehe Abbildung 32). Hierbei wurden auch Materialparameter, wie etwa die Winddurchlässigkeit des Fallschirms, bestimmt, was wiederum die in die Berechnung des Hauptfallschirms einging.



Abbildung 31: Tender-Descender der Firma Tinder Rocketry im zusammengebauten Zustand mit verbauten Pyrozündern (links) und eingebaut in eine Zugprüfmaschine zur Charakterisierung der maximalen Belastung (rechts)

Die gesamte Auslöse- und Trennlogik wurde redundant ausgelegt. Beide an Bord befindlichen Flugcomputer arbeiten vollständig unabhängig voneinander und verfügen jeweils über eigene Sensorik- und Auswertelogik für die Erkennung des Apogäums und der nachfolgenden Bergungsphasen. Eine gegenseitige Kommunikation ist nicht vorgesehen, sodass jeder Computer ausschließlich auf Grundlage seiner eigenen Messdaten handelt. Dieses Vorgehen erhöht die Systemsicherheit, da Fehlmessungen oder Teilausfälle einzelner Komponenten nicht zu einem Totalausfall des Rückführungssystem führen. Die Apogäumserkennung nutzt beschleunigungs-, druck- und lagebasierte Schwellenwerte, die durch Filteralgorithmen abgesichert sind. Triggerbedingungen werden erst nach Brennschluss freigegeben, um eine Fehlauslösung während der Beschleunigungsphase auszuschließen.

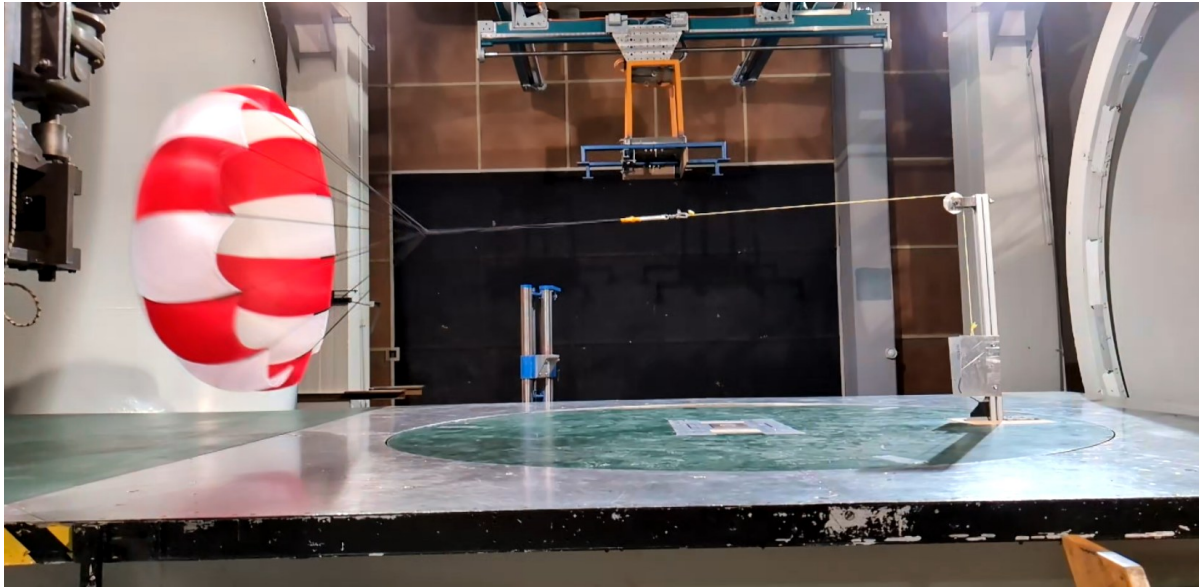


Abbildung 32: Auswurftest einer Variante des Bremsfallschirms im Windkanal der TU Dresden

Strukturell ist das gesamte Rückführungssystem so integriert, dass die entstehenden Lasten zuverlässig in die Primärstruktur eingeleitet werden. Die Schockleinen und Verbindungspunkte sind am Godnut-Adapter (siehe Abbildung 11) in der Raketenspitze verankert, der als zentraler Lastpfad dient. Darüber hinaus verfügt das Rückführungssystem über verschiedene Schnellverbindungen für eine einfache Integration und Drehgelenke, um verdrehte Leinen zu vermeiden. Alle verwendeten Leinen, Verbindungs- und Befestigungselemente wurden für die höchsten erwarteten Zuglasten ausgelegt, die insbesondere im Moment der Hauptfallschirmentfaltung auftreten.

Zum Sicherheitskonzept des SR-Dorado-Projekts gehört die konsequente Umsetzung redundanter Auslösemechanismen und Fail-Safe-Kriterien, wie sie für Startkampagnen auf ESRANGE gefordert sind. Das zweistufige Fallschirmsystem folgt dabei etablierten Standards anderer Experimentalaraketen, wurde jedoch gezielt an die spezifischen Lastanforderungen, Massenparameter und strukturellen Besonderheiten der SR-Dorado-Rakete angepasst. Um dieses zweistufige Auswurfprinzip unter realen Bedingungen zu untersuchen und zugleich die im Projekt entwickelten Flugcomputer (siehe Abschnitt II.1.1.4) in einer realistischen Flugumgebung zu testen, wurde ergänzend zum Projekt SR Dorado das durch die TU Dresden finanzierte Vorhaben VEROX (siehe Abbildung 33) durchgeführt. Im Zeitraum von 2024 bis 2025 entwickelte die studentische Raumfahrtgruppe STAR Dresden e. V. in enger Zusammenarbeit mit der Arbeitsgemeinschaft Modellraketen Deutschland e. V. sowie dem Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der TU Dresden dabei eine experimentelle High-Power-Rakete. Ziel dieses Projekts war es, zentrale Komponenten der SR-Dorado-Höhenforschungsrakete – insbesondere die zuvor genannten Fallschirmauslegung und die Flugcomputer – unter realen Flugbedingungen zu erproben und zu verifizieren. Die Rakete erreichte ein Apogäum von rund 1600 m, womit die zuvor durchgeführten Flugsimulationen bestätigt werden konnten. Während des Flugs konnten die eingesetzten Flugcomputer erfolgreich Daten zur Position sowie zu flugrelevanten Ereignissen, etwa der Zündung einer Ausstoßladung zur Fallschirmauslösung, aufzeichnen. Ergänzend wurde der grundlegende Ansatz des Fallschirmsystems und deren Stufung erfolgreich verifiziert.

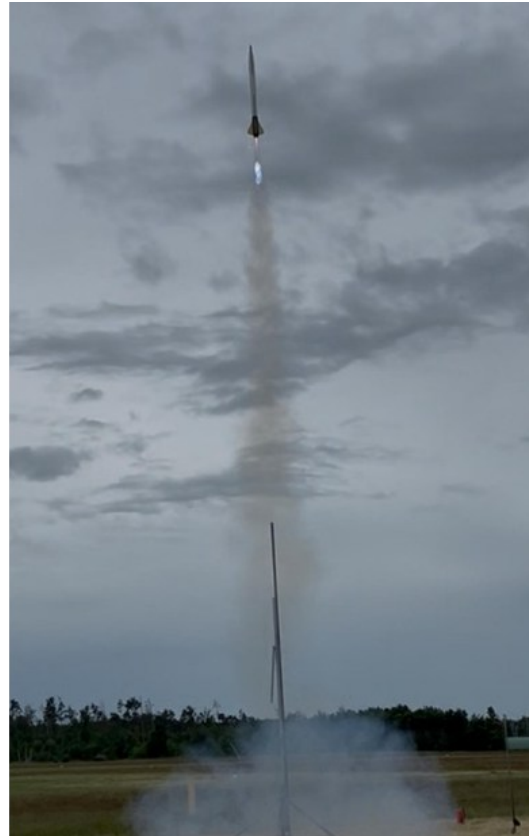


Abbildung 33: Aufbau der Startrampe vor dem Start der VEROX-Rakete an Himmelfahrt 2025 (links); Start der VEROX-Rakete (rechts)

II.1.1.6 Nutzlast

Für die Nutzlast der im Projekt entwickelten Rakete wurde ein eigenständiger, modular nutzbarer Bereich innerhalb der Raketenspitze konzipiert, der es ermöglicht, wissenschaftliche oder technologische Experimente im Rahmen studentischer Projekte oder universitärer Forschung mitzuführen. Aufgrund der beschränkten Entwicklungszeit und des vorrangigen Fokus auf die flugkritischen Systeme wurde im Projektzeitraum kein spezifisches Experiment vollständig umgesetzt; dennoch wurde die strukturelle und funktionale Grundlage für zukünftige Nutzlastmodule geschaffen. Der vorgesehene Aufbau folgt einem an CanSat-Standards angelehnten Konzept, das die Integration kleiner, kompakter Nutzlasten erlaubt und zugleich die Anforderungen an Volumen, Masseverteilung und Schnittstellen berücksichtigt.

Ein wichtiger Aspekt der Nutzlast ist die geplante Möglichkeit des Auswurfs nach Erreichen des Apogäums. Die hierfür vorgesehene Mechanik nutzt denselben Öffnungsvorgang der Fairing, der auch für das Auslösen des Bremsfallschirms entscheidend ist. Sobald die Fairing durch Pyro-Cutter getrennt ist, öffnet sich der vordere Bereich der Spitze, wodurch der Nutzlastbereich für einen kontrollierten Auswurf geöffnet wird. Der Auswurf soll im finalen System über definierte Führungen und Anschlagflächen erfolgen, die gewährleisten, dass der Nutzlastkörper trotz der sich sehr schnell verändernden aerodynamischen Umgebung kontrolliert aus der Raketenspitze austritt.

Im weiteren Sinne umfasst der Nutzlastbereich auch die Kamerasysteme der Rakete, die als sekundäre Nutzlast kategorisiert wurden. Diese Kameras dienen zwar nicht als wissenschaftliche Nutzlast im engeren Sinne, erfüllen jedoch eine dokumentarische Funktion, die sowohl für Missionsanalyse als auch für Fehlerdiagnose von hoher Bedeutung ist. Insgesamt sechs Weitwinkelkameras vom Typ *Run-cam Split 3 Nano* kommen zum Einsatz (siehe Abbildung 34). Diese leichte, kompakte Action-Kameraeinheit mit einer Masse von lediglich 10,5 g erzeugt 1080p-Videomaterial bei 60 fps und speichert

dieses direkt auf einer 64-GB-SD-Karte, deren Befestigung zusätzlich mit Polyurethankleber gesichert wird, um auch bei starken Vibrationen und niedrigen Temperaturen Ausfallsicherheit zu gewährleisten. Die Kameras zeichnen ausschließlich während der Flugphase auf, d. h. ab einigen Sekunden vor Triebwerksstart bis maximal 300 s nach dem Start. Die gesamte Datenverarbeitung findet autonom auf der Kamera-Leiterplatte statt; der Flightmaster versorgt lediglich die Energieversorgung und löst die Aufnahme durch Spannungsfreigabe aus.

Die Positionierung der sechs Kameras folgt dem nachfolgenden Konzept: Drei befinden sich im oberen Bereich der Rakete rund um die Avioniksektion, drei weitere sind in die Finnen integriert. Die obere Kamerasektion ist so ausgerichtet, dass sowohl seitliche Panoramaaufnahmen des Flugverlaufs als auch gezielte Beobachtungen kritischer Ereignisse möglich sind. Zwei der Kameras blicken seitlich aus dem Unibody heraus – eine orthogonal zur Längsachse der Rakete, die andere um 60° nach unten geneigt, um die Erdoberfläche im Steigflug besser erfassen zu können. Die dritte Kamera im oberen Bereich ist unmittelbar auf dem Godnut-Adapter montiert und in Flugrichtung ausgerichtet, um die Öffnung der Fairing und die Entfaltung der Fallschirme visuell zu erfassen. Die verbleibenden drei Kameras sind im unteren Heckbereich in den Finnen untergebracht. Die Runcam-Formfaktoren ermöglichen eine bündige Integration in die Finnengeometrie, wobei die Objektive nach unten bzw. zum Triebwerksstrahl hin ausgerichtet sind. Diese Positionierung erlaubt Aufnahmen der heißen Abgasströmung in unmittelbarer Nähe des Triebwerks. Die visuelle Analyse des Triebwerksstrahls kann Rückschlüsse auf das Verbrennungsverhalten des Triebwerks liefern und hilft, mögliche Fehlfunktionen zu identifizieren

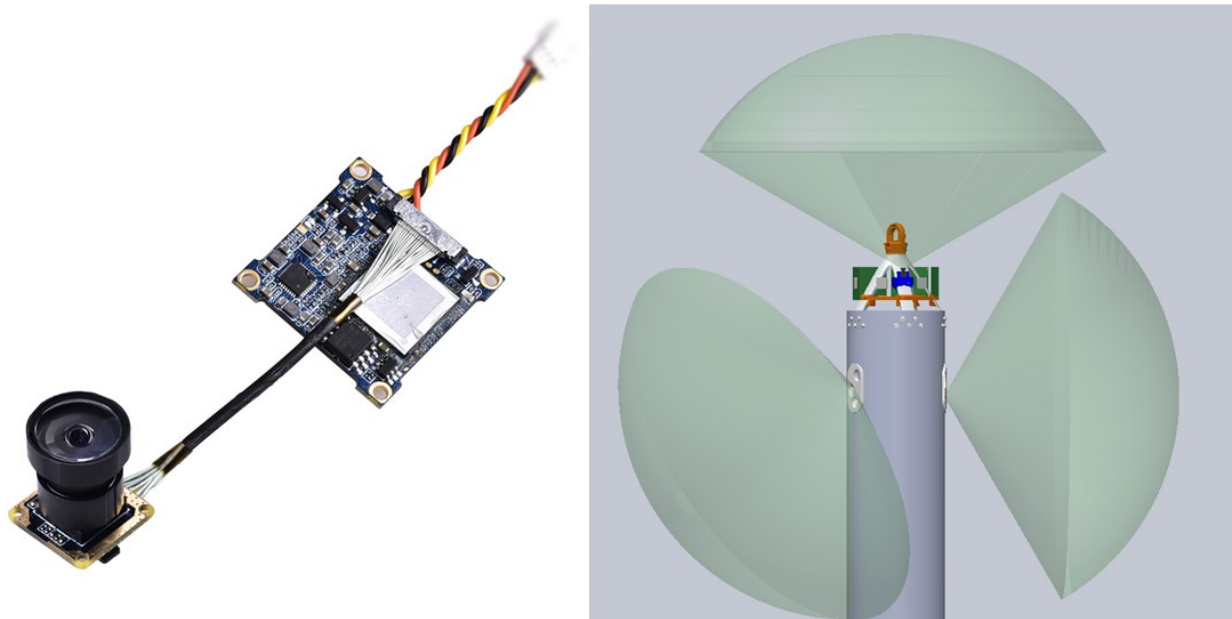


Abbildung 34: Das für alle Kamerasysteme geplante Modell Runcam Split 3 Nano (links) und die Öffnungswinkel der in Kamerasysteme im oberen Teil der Rakete (rechts)

II.1.2 Beschreibung des Bodensegments

Das Bodensegment des SR-Dorado-Projekts umfasst sämtliche Aufbauten, die für Betankung, Startvorbereitung und Kommunikation mit der Rakete erforderlich sind. Es stellt die funktionale Schnittstelle zwischen der Bodeninfrastruktur und dem Flugsegment dar und ist damit ein integraler Bestandteil des Gesamtsystems. Die Anforderungen an dieses Segment ergeben sich sowohl aus den systemspezifischen Randbedingungen der Rakete selbst – insbesondere dem Flüssigkeitsantrieb mit Druckgasförderung – als auch aus den umfangreichen Sicherheitsbestimmungen seitens ESRANGE. Die zentralen Aufgaben des Bodensegments gliedern sich in die Bereiche Betankungssysteme (Ethanol, Helium, LOX), Druckluftsystem, Startinfrastruktur, Elektrisches Verbindungssystem (Umbilical),

Mission Control Centre (MCC) sowie Mess- und Sicherheitssysteme. Dieser Abschnitt beschreibt Aufbau, Funktion und Interaktionen dieser Systeme.

II.1.2.1 Betankungssysteme

Die **Ethanolbetankung** bildet den ersten Teil der Bodeninfrastruktur und ist in einem Rohrleitungs- und Instrumentierungsdiagramm (engl. Abk.: P&ID) in Abbildung 35 dargestellt. Das System umfasst sämtliche Komponenten, die notwendig sind, um den Ethanol-Treibstoff sicher in den entsprechenden Raketentank einzubringen oder aus diesem wieder zu entfernen. Der Treibstoff wird aus einem 25 l Zwischenspeicher (ETH.T1) entnommen, über einen Filter (ETH.F) geführt und schließlich über ein Magnetventilen (ETH.V3) in die Rakete eingespeist. Die Verbindung zur Rakete erfolgt über zwei Schnellkupplungen (ETH.QC1 und ETH.QC2), die den Füll- und Entlüftungsvorgang voneinander trennen und selbsttätig schließen, sobald sie getrennt werden. Das System wurde bewusst mit COTS-Ventile und robusten PTFE-Schläuchen ausgelegt, um sowohl chemische Beständigkeit als auch ausreichend Flexibilität bei den niedrigen Temperaturen in Kiruna zu gewährleisten. Der Aufbau ermöglicht es zudem, über ein De-Fueling-Subsystem den Tankinhalt kontrolliert in einen weiteren Zwischenspeicher (ETH.T2) zu entleeren, was insbesondere für Abbruchszenarien während der Startvorbereitung essenziell ist.

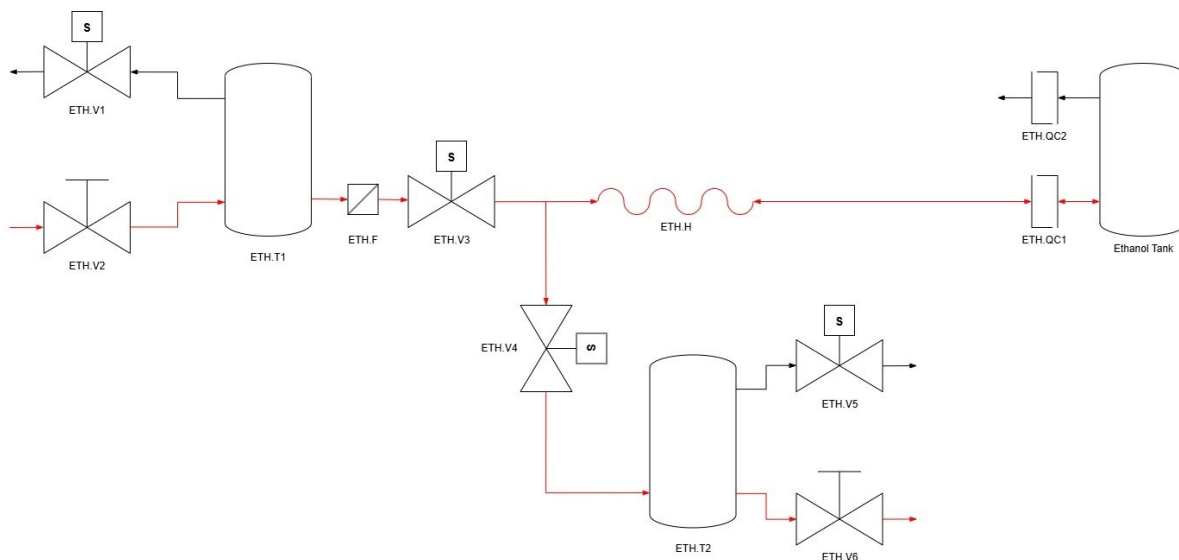


Abbildung 35: P&ID der konzipierten Ethanolbetankung

Das **Helium-Betankungssystem** ist deutlich komplexer, da es nicht nur der Befüllung des Heliumdruckgastanks dient, sondern auch die Bereitstellung des für die Treibstoffförderung erforderlichen Arbeitsdrucks von 300 bar sicherstellen muss. Die vollständige Systemübersicht ist in Abbildung 36 dargestellt. Ausgangspunkt ist eine 50 l Heliumhochdruckflasche mit 200 bar Ausgangsdruck. Da der Raketentank jedoch einen Arbeitsdruck von rund 300 bar benötigt, wird das Gas über eine Hochdruck-Booster-Pumpe (HE.BP) verdichtet, die in Abbildung 37 dargestellt ist. Der Betrieb dieser Pumpe erfordert öl- und partikelfreie Druckluft, was zu einer engen Kopplung zwischen Heliumsegment und dem später beschriebenen Druckluftsystem führt.

Die Heliumanlage verfügt über ein mehrstufiges Sicherheitskonzept: Manuelle Entlüftungsventile (HE.V4), ein Sicherheitsventil der Boosterpumpe (HE.RV) sowie mehrere Drucksensoren (HE.PT1, HE.PT2) gewährleisten die kontinuierliche Überwachung. Die Einbindung eines Filters (HE.F) verhindert das Eindringen von Partikeln, welche später die Pyroventile der Rakete blockieren könnten. Die Verbindung zur Rakete erfolgt über eine 300-bar-fähige Hochdruck-Schnellkupplung (HE.QC) mit integrierter Rückschlagfunktion, die ein Zurückströmen von Helium verhindert und so sowohl Personal als auch Systemkomponenten schützt.

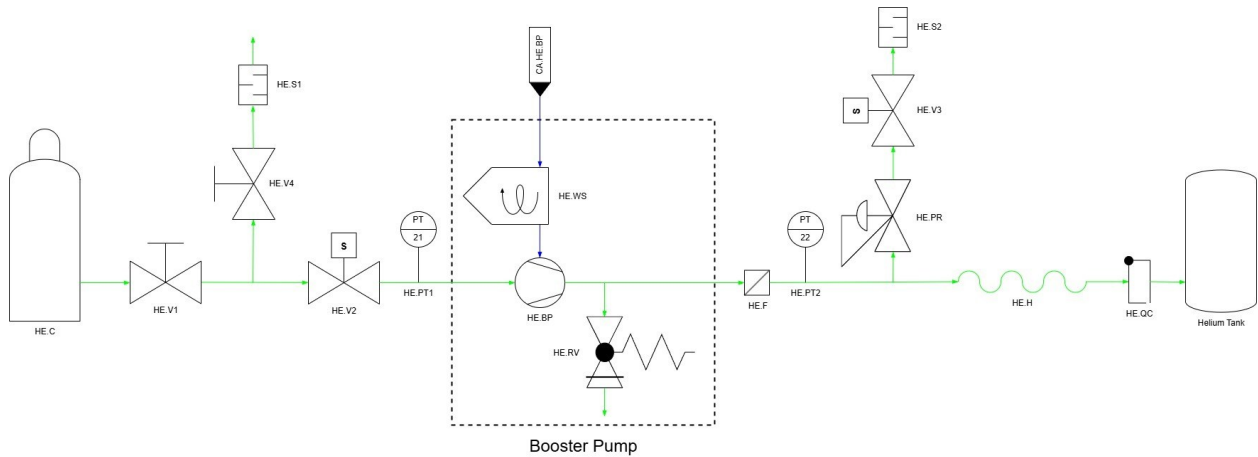


Abbildung 36: P&ID der konzipierten Heliumbetankung



Abbildung 37: Für das Heliumsystem ausgewählte Boosterpumpe

Das **Betanken mit flüssigem Sauerstoff (LOX)** stellt besondere sicherheitstechnische Herausforderungen dar, da LOX sowohl kryogene Temperaturen als auch oxidierende Eigenschaften besitzt. Die vollständige Systemarchitektur ist im P&ID der Abbildung 38 dargestellt. Die LOX-Versorgung basiert auf einem 600 l Dewar (LOX.D), dessen eigener Überdruck mittels der Ventile LOX.V1–V3 reguliert werden kann. Das System nutzt die Möglichkeit der Selbstbedrückung von LOX, um den Höhenunterschied zwischen Dewar und Raketentank zu überwinden. Die Steuerung der LOX-Betankung erfolgt über pneumatisch betätigte Kryo-Ventile (LOX.V4 zum Betanken, LOX.V5 zum Enttanken). Die Pneumatik wird durch das Druckluftsystem bereitgestellt, das über zwei Druckregler den benötigten Versorgungsdruck zur Verfügung stellt. Ähnlich wie bei Ethanol und Helium erfolgt die Verbindung über zwei kryo-geeignete Schnellkupplungen (LOX.QC1, LOX.QC2). Sämtliche LOX-Leitungen bestehen aus ummantelten Flexschläuchen und die Ventile sind so ausgelegt, dass sie auch bei Frostbildung zuverlässig schließen. Weitere Sicherheitselemente wie die 50bar Berstscheibe (LOX.BD1) verhindern unzulässige Druckanstiege. Ergänzt werden die Sicherheitsvorkehrungen mit einem Druckmonitoring, das die Möglichkeit bietet, den Füllstand indirekt über die Druckverhältnisse in der Transferleitung zu bestimmen.

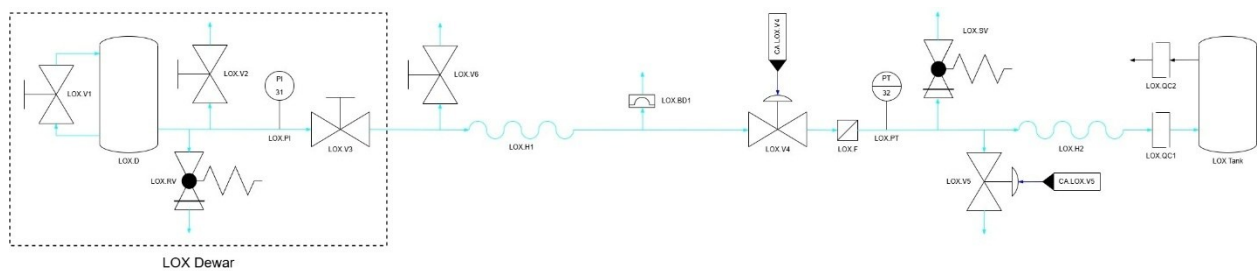


Abbildung 38: P&ID der konzipierten LOX-Betankung

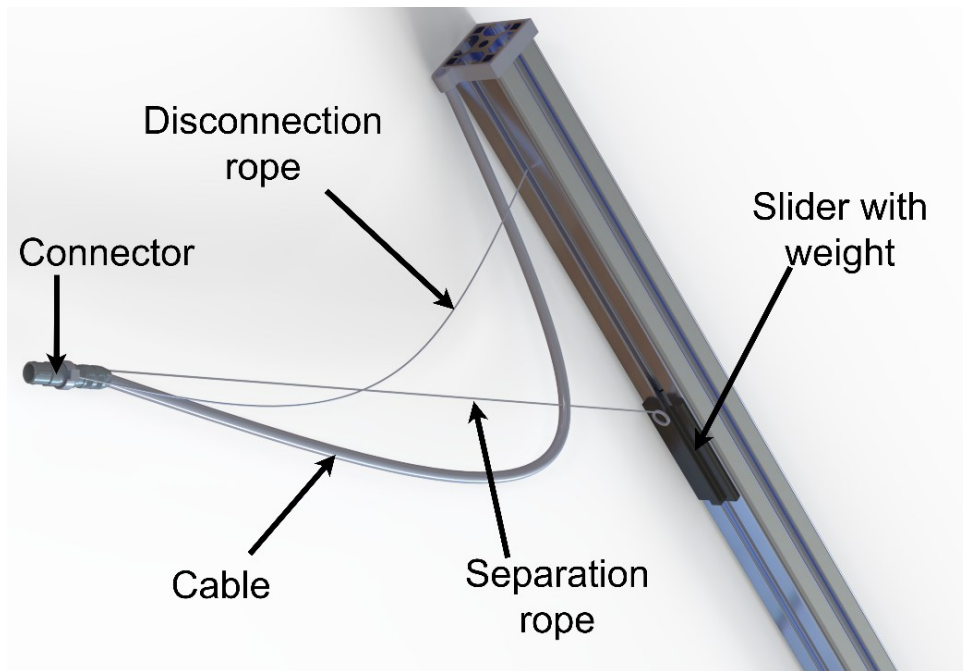


Abbildung 40: Umbilical Connector und der Separationsmechanismus an der Startrampe

Das **Mission Control Centre (MCC)** steuert sämtliche Vorgänge des Bodensegments und ist Abbildung 41 schematisch dargestellt. Es besteht aus mehreren miteinander vernetzten Rechnerarbeitsplätzen, die über Ethernet mit der Starteinheit (Launch Assembly) und der Telemetriestation verbunden sind. Die Positionen umfassen insbesondere den Raketensteuerrechner, der alle Daten des Flightmaster und der TeleMega verarbeitet, sowie den Fueling-Control-Rechner, der die Betankungsprozesse visuell und funktional überwacht. Das MCC übernimmt zeitkritische Aufgaben wie das Monitoring der Tankdrücke, die Überwachung der Ventilstellungen, die Auslösung des Radio-Silence-Signals, die Erfassung des Raketenstartgewichts über die Load-Cell-Schnittstelle und das Logging sämtlicher Sensordaten vor dem Start. Besonders wichtig ist hierbei die Synchronisierung der Ereignisse in der Betankungsphase, die mittels eines zentralen Zeitservers innerhalb des MCC realisiert wird.

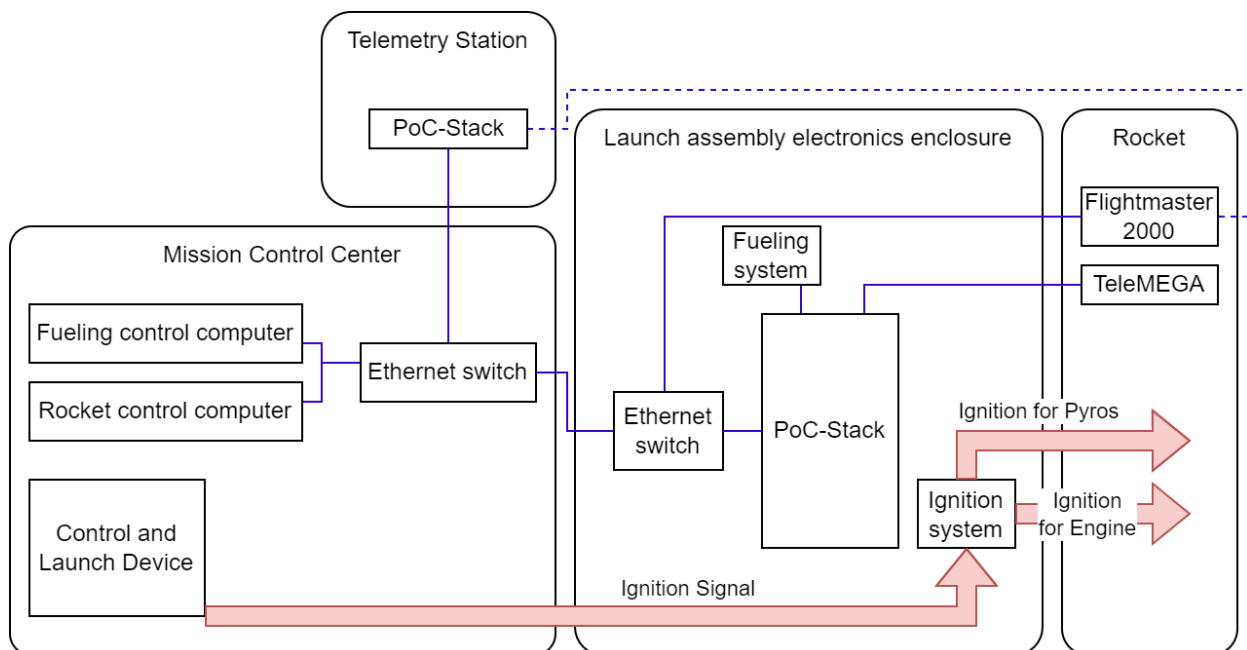


Abbildung 41: Schematische Übersicht des Mission Control Centre (MCC)

Das Bodensegment erfüllt eine weitere essenzielle Aufgabe: die elektrische Abschaltbarkeit der Rakete. Da beide Bordcomputer über interne Batterien verfügen, fordert ESRANGE ein System, das die vollständige Abschaltung vom Boden aus erzwingen kann. Das sogenannte **Radio-Silence-System** nutzt getrennte Not-Aus-Leitungen (E-Stops) für Flightmaster und TeleMega sowie einen RS-Manager, der über den Umbilical Connector aktiviert wird. Dieser erlaubt eine umfassende Rückmeldung des OBC-Status an das MCC und stellt sicher, dass der Raketenstart erst erfolgen kann, wenn beide Systeme aktiviert vorliegen.

II.1.2.3 Zündsystem

Ein weiterer Bestandteil des Bodensegments ist das **Zündsystem**. Es dient der definierten, ferngesteuerten Aktivierung der pyrotechnischen Zünder in den Pyroventilen des Antriebssystems und im Triebwerk und ist so ausgelegt, dass es strengen Sicherheitsanforderungen seitens ESRANGE genügt.

Das Zündsystem ist vollständig in das elektrische Bodensegment (Electrical Ground Support Equipment, EGSE) integriert und kommuniziert ausschließlich über den Launch Assembly Electronics Enclosure, der als Bindeglied zwischen allen GSE-Komponenten und der Rakete fungiert. Der grundlegende Aufbau stellt sicher, dass die Rakete niemals unbeabsichtigt zünden kann: Die Strompfade zum Zünder bleiben während der gesamten Betankungs- und Integrationsphase physisch getrennt und werden erst in einem eng definierten Fenster innerhalb des Countdowns verbunden.

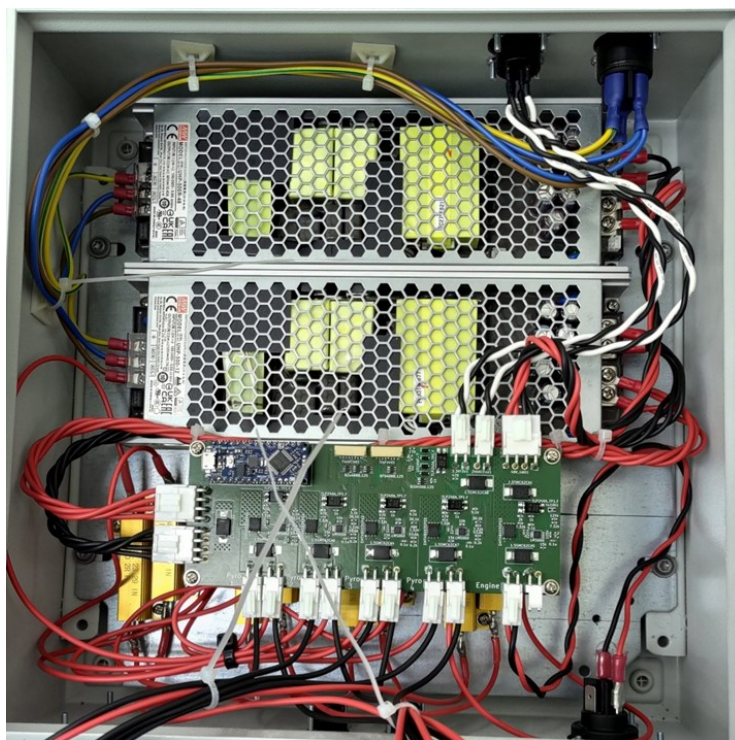


Abbildung 42: Zündsystem eingebaut in einen Schaltkasten; diese Ausführung wurde bereits erfolgreich während der Triebwerkstestkampagnen genutzt und soll analog für die Zündung der Rakete und Pyroventile während des Starts genutzt werden

Ein zentrales Element des Systems ist das **mehrstufige Arm-/Fire-Konzept**, das sowohl softwareseitige als auch hardwareseitige Sicherungen umfasst. Das Bodensystem verfügt über mindestens zwei voneinander unabhängige Sicherheitsfreigaben, die sequenziell aktiviert werden müssen, bevor ein Zündsignal überhaupt technisch übertragen werden kann. Erst nach Abschluss der Betankung, der Aktivierung der Onboard-Computer und der Bestätigung aller Go/No-Go-Signale durch Mission Control wird der Zündkreis scharf geschaltet. Damit wird sichergestellt, dass das Triebwerk erst dann zünden kann, wenn die Rakete vollständig montiert, überprüft und korrekt mit dem MRL verbunden ist.

Der eigentliche Zündimpuls wird über einen elektrisch ausgelösten Glühzünder erzeugt, der sich im Triebwerk befindet und über geschirmte, hitzebeständige Leitungen mit der Bodenanlage verbunden ist. Die Bodenanlage verfügt über einen leistungsfähigen Kondensator-Entladeschaltkreis, der den für die Zündung erforderlichen Strom bereitstellt. Die Auslösung erfolgt über ein definiertes „Fire“-Signal, das ausschließlich durch die MCC-Operatoren und erst nach vorherigem „Arm“-Befehl ausgelöst werden kann. Der verwendete Glühzünder wurde bereits in den zuvor erwähnten Triebwerkstestkampagnen erfolgreich genutzt. Ein weiterer sicherheitsrelevanter Mechanismus ist die Zündkreis-Isolation nach der Trennung des Umbilicals. Sobald die Rakete das Umbilical elektrisch und mechanisch abtrennt, werden automatisch alle bodenseitigen Zündpfade deaktiviert. So wird verhindert, dass Restspannungen nach der Trennung Einfluss auf das Zündsystem nehmen können.

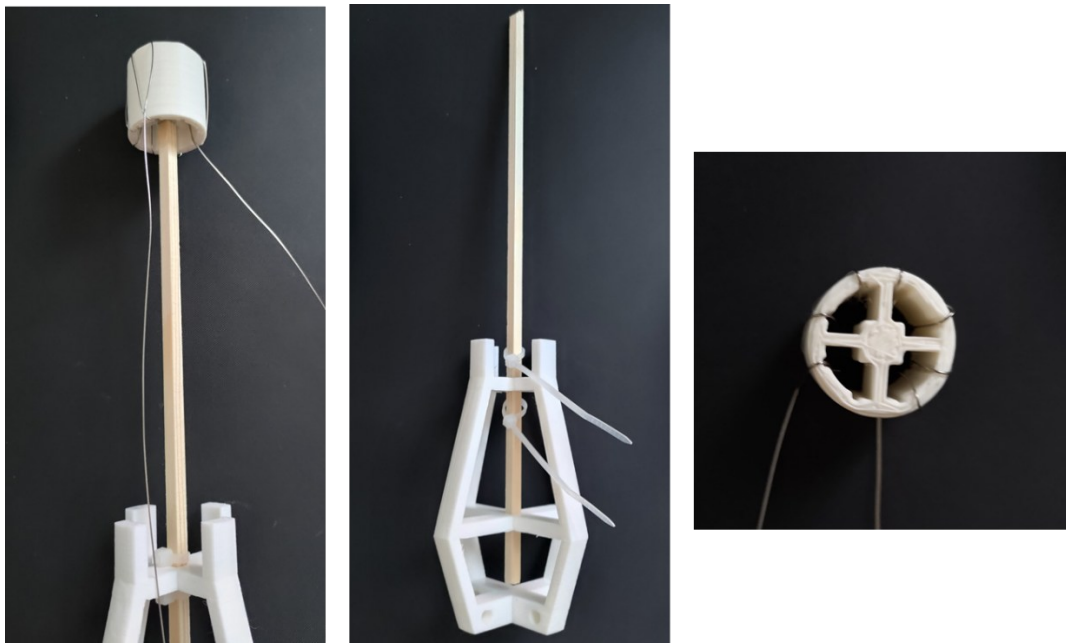


Abbildung 43: Eine während der Triebwerkstests verwendete Variante des Glühzünders zur Zündung des Triebwerks; die weißen aus PLA gedruckten Bauteile ermöglichen die Positionierung des Glühdrahts in der Brennkammer nahe der Injektorplatte

II.1.2.4 Launch Rail Adapter

Ein weiterer Bestandteil des Bodensegments ist die mechanische Startinfrastruktur, die insbesondere den **Launch-Rail-Adapter** sowie die konstruktive Anbindung an den *Mobile Rocket Launcher* (MRL) umfasst. Da die Rakete entlang einer Führungsschiene beschleunigt wird, muss die Verbindung zwischen Rakete und Startanlage strukturell belastbar ausgelegt sein. Die grundlegende Konstruktionsweise der angepassten Startschiene ist in Abbildung 44 dargestellt, welche das aus Aluminiumprofilen bestehende System zeigt. Diese Profile dienen als tragende Elemente und werden über speziell entwickelte Blechklemmen mit dem Träger des MRL verbunden.

Die verschiedenen Ausführungen dieser Klemmen sind in Abbildung 45 dargestellt. Sie erfüllen unterschiedliche Funktionen innerhalb des Startsystems: Typ-A-Klemmen fixieren die Aluminiumprofile an der Startanlage und ermöglichen seitliche Justierung, während Typ-B-Klemmen dieselbe Funktion erfüllen, jedoch zusätzliche Lasten von Bodenanlagen wie Betankungsschläuchen oder elektrischen GSE-Komponenten aufnehmen können. Eine dritte Ausführung, die sogenannten Support Klemmen, dient der Aufnahme einer Kraftmessdose, die das Startgewicht der vollständig integrierten Rakete erfasst. Diese Unterstützungsklemme ist so konstruiert, dass sie die vertikalen Fluglasten aufnehmen kann, während der obere Kontaktpunkt lediglich der Positionierung dient.

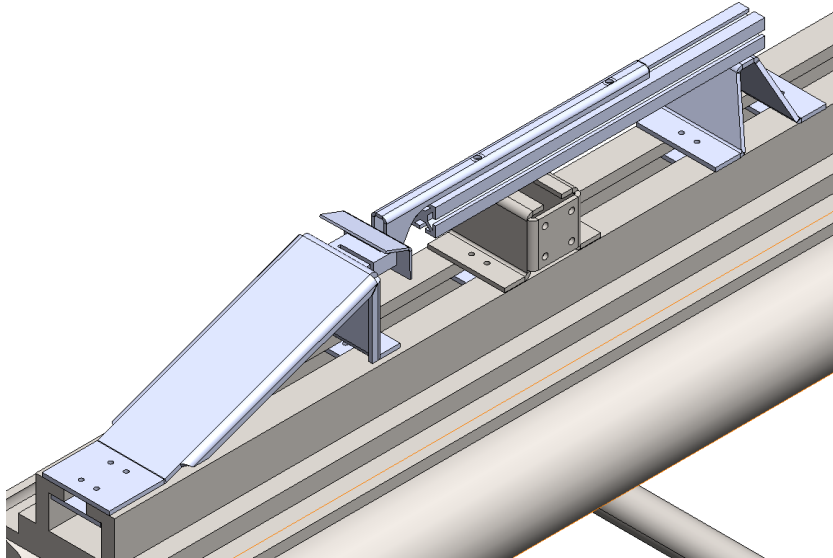


Abbildung 44: Konstruktionsprinzip der Startschiene (verkürzt dargestellt, um die Befestigungsmethoden der Klemmen zu zeigen)

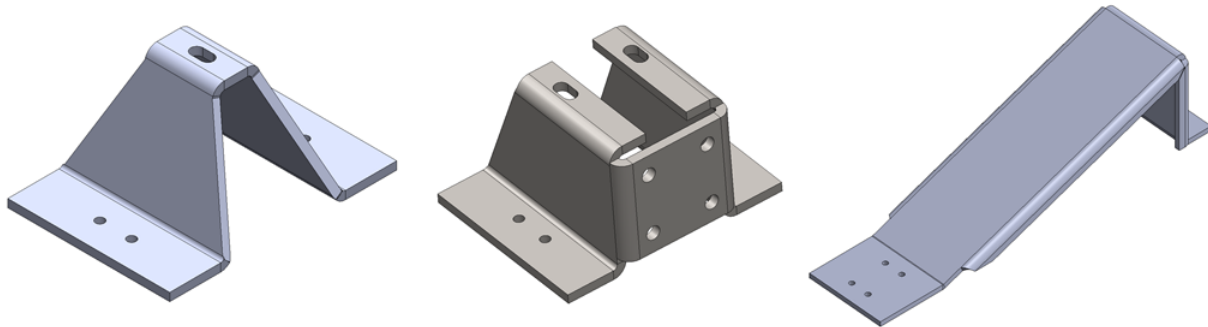


Abbildung 45: Klemmentypen (von links nach rechts: Typ A, Typ B, Typ Halterung)

Der Launch-Rail-Adapter der Rakete stellt die mechanische Schnittstelle zwischen Unibody und Startschiene dar und ist in Abbildung 46 illustriert. Die Verbindung erfolgt über zwei M8-Schrauben: Eine oberer, nahe der Raketenspitze positionierte Schraube fungiert als Loslager und nimmt ausschließlich radiale Kräfte auf. Die untere Schraube, unmittelbar oberhalb des Triebwerks angebracht, ist als Festlager ausgelegt und trägt im stationären Zustand das gesamte Gewicht der Rakete. Die durch diese Schraube eingeleiteten Kräfte werden an die Kraftmessdose weitergegeben. Die Auslegung des Launch-Rail-Adapters trägt wesentlich zur sicheren Startsequenz bei, da er die Rakete bis zum Verlassen der Schiene stabil führt.

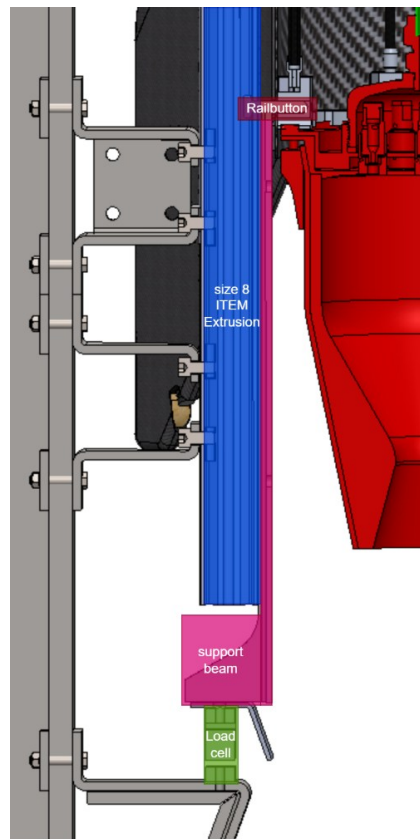


Abbildung 46: Darstellung der Anbindung der Rakete über die hier Railbutton genannte M8-Schraube

II.1.2.5 Telemetrie-System des Bodensegments

Die **Telemetriestation** bildet die primäre Kommunikationsschnittstelle zwischen Rakete und Bodenpersonal während des Countdown, des Fluges und der Bergungsphase. Die Telemetriestation übernimmt die Aufgabe, die kontinuierlich übertragenen Messdaten – insbesondere GPS-Daten, IMU-Signale und Systemzustände– aufzunehmen, aufzubereiten und in Echtzeit an die Kontrollrechner des Mission Control Centre (MCC) weiterzugeben.

Die Telemetriestation besteht aus einer Kombination von Antennensystemen, Hochfrequenzempfängern und Datenverarbeitungsmodulen. Während sich die Sendeantennen an der Rakete befinden, ist das Bodensegment für den Empfang der Daten verantwortlich. Die Antennenkonfiguration auf dem Radarhügel in ESRANGE besteht aus zwei Sektorantennen. Dadurch wird eine vollständige Abdeckung des relevanten Bereichs gewährleistet, ohne dass eine aktive Verfolgung der Rakete während des Fluges erforderlich ist. Die ausgewählte Antenne deckt selbst bei doppelter Auslegung nicht den gesamten relevanten Bereich perfekt ab, aber das horizontale HF-Antennenmuster lässt im ungünstigsten Fall zusätzliche Verluste von lediglich 1 dB erwarten, was aufgrund der ausreichenden Reserve im Link-Budget und der Tatsache, dass solche Grenzfälle aufgrund der Lage des Landebereichs am Rande des zulässigen Gebiets von ESRANGE höchst unwahrscheinlich sind, akzeptabel ist.

Für die Installation am MRL wurde eine einzelne Antenne desselben Typs ausgewählt. Hier ist eine zweite Antenne in horizontaler Richtung nicht erforderlich, da der MRL immer in die Richtung zeigt, in die die Rakete fliegt, wodurch sich der abzudeckende horizontale Bereich verringert. Der vertikale Öffnungswinkel von 46° reicht nicht aus, um die gesamte Flugdauer vom Startplatz aus innerhalb des 3-dB-Winkels abzudecken. Dennoch ist keine zweite Antenne am Startplatz geplant, da sich aufgrund der Geländebeschaffenheit wahrscheinlich ohnehin Hindernisse im Signalweg der zweiten Antenne befinden würden, wodurch diese unbrauchbar wäre. Die Antenne am Startplatz muss so ausgerichtet werden, dass sie die Flugbahn vom Start bis zum Apogäum erfasst.

II.1.3 Durchgeführte Missionsanalyse

Die Missionsanalyse bildet die Grundlage für die Auslegung und Bewertung der Flugleistung der SR-Dorado-Rakete und umfasst die Beschreibung der geplanten Flugbahn, die Bestimmung der aerodynamischen und stabilitätsrelevanten Eigenschaften sowie die Untersuchung der Wechselwirkung zwischen Aerodynamik, Struktur und Antrieb während des Fluges. Für die Auslegung wurden zu Beginn idealisierte Randbedingungen definiert, darunter ein Startwinkel von 80° , eine Leermasse von 50 kg und eine Startmasse von 73 kg sowie ein konstantes Schubprofil von 3 kN über eine Brenndauer von 11 s. Der gesamte Analyseprozess greift auf eine Kombination aus analytischen Modellen, numerischen Werkzeugen wie MissileDATCOM und ASTOS Amateur Rockets sowie eigens implementierten Python-Skripten zur Trajektorien- und Flugzustandsberechnung zurück. Die der Analyse zugrunde liegenden Annahmen sind in Tabelle 4 zusammengefasst und bilden den Ausgangspunkt für die Bewertung der dynamischen Flugphase.

Tabelle 4: Idealisierte Randbedingungen der durchgeführten Missionsanalyse

Randbedingung	Wert
Startwinkel	80°
Leermasse	50 kg
Startmasse	73 kg
Raketendurchmesser	204 mm
Raketenlänge	4 m
Schubprofil	3 kN für 11 s

Der damit berechnete Flugverlauf zeigt, dass die Rakete die Startschiene nach 0,7 s bei einer Geschwindigkeit von 26 m/s verlässt und bereits nach 11 s Flugzeit die Schallgeschwindigkeit erreicht. Das Maximum des dynamischen Drucks (Max Q), welcher mit 36 kPa bestimmt wurde, tritt unmittelbar nach Mach-1-Durchgang ein. In dieser Phase ist die aerodynamische Belastung der Struktur besonders hoch, und die Analyse dieser Lasten fließt direkt in eine Bending-Analyse der Strukturbauteile ein. Der Brennschluss des Triebwerks fällt zeitlich mit dem Max-Q-Ereignis zusammen, sodass ein ballistischer Flug folgt und die Rakete nach 35 s Flugzeit ein Apogäum von rund 5370 m erreicht. Etwa 1 s nach Erreichen des Apogäums erfolgt die Aktivierung des Bremsschirms, woraufhin die Rakete kontrolliert in die langsamere Sinkphase übergeht. Der geplante Hauptfallschirmauswurf ist für 147 s nach dem Start vorgesehen, wobei beide Auslöseereignisse redundante Backup-Zeitpunkte besitzen. Mit einer Gesamtflugzeit von etwa 260 s bis zur Ladung ergibt sich ein vollständiges Missionsprofil, das alle wesentlichen Flugereignisse und Zwischenschritte beinhaltet (siehe Tabelle 5).

Tabelle 5: Übersicht der wichtigsten Ereignisse des Flugverlaufs und Angabe der jeweiligen Parameter (Geschwindigkeit, Höhe, Reichweite) basierend auf der durchgeführten Flugsimulation

Zeit	Ereignis	Geschwindigkeit [m/s]	Höhe [m]	Reichweite [m]
T + 0 s	Zündung	0	0	0
T + 0,7 s	Verlassen der Startrampe	26	11	2
T + 11 s	Erreichen von $Ma = 1$	333	1835	409
T + 12 s	Erreichen von „max Q“ Abschalten des Triebwerks	359	2169	468
T + 35 s	Apogäum	58	5372	1936

T + 36 s	Auslösen des Rückführsystems/Bremsfallschirm	46	5366	1992
T + 147 s	Auslösen des Hauptfallschirm	37	830	2234
T + 260 s	Landung	7	0	2236

Parallel zur Analyse des Flugverlaufs wurde die statische und dynamische Flugstabilität untersucht. Grundlage bildet die Bestimmung der relativen Lage von Schwerpunkt (Center of Gravity, CG) und aerodynamischem Druckpunkt (Center of Pressure, CP), deren Abstand – meist als Stabilitätsmaß bezeichnet – über den gesamten Geschwindigkeitsbereich eine ausreichende Flugstabilität gewährleisten muss. Abhängig von Raketenform, Finnengeometrie und Mach-Zahl verändert sich die CP-Position erheblich, weshalb die Stabilitätsanalyse über ein breites Spektrum von Flugzuständen durchgeführt wurde. Dabei zeigte sich, dass das Stabilitätsmaß im transsonischen Bereich abnimmt, da die Druckpunktlage nach vorne wandert, während sie im Überschallbereich wieder an Stabilität gewinnt. Auch der Einfluss kleinerer aerodynamischer Störungen wie Windböen wurde berücksichtigt, um die Rakete so auszulegen, dass sie auch unter ungünstigen Startbedingungen kontrolliert bleibt.

Der Schwerpunkt befindet sich je nach Füllstand der Tanks etwa 2,88 m bis 2,83 m entfernt von der Raketenspitze. Während sich der Füllstand der Tanks während des Fluges verringert, bewegt er sich mehr in Richtung der Raketenspitze. Der Druckpunkt befindet sich während des Starts in einer Entfernung von 3,18 m von der Spitze, was der Rakete unmittelbar nach dem Start ein Stabilitätsmaß von etwa 1,5 cal verleiht (siehe Abbildung 47).

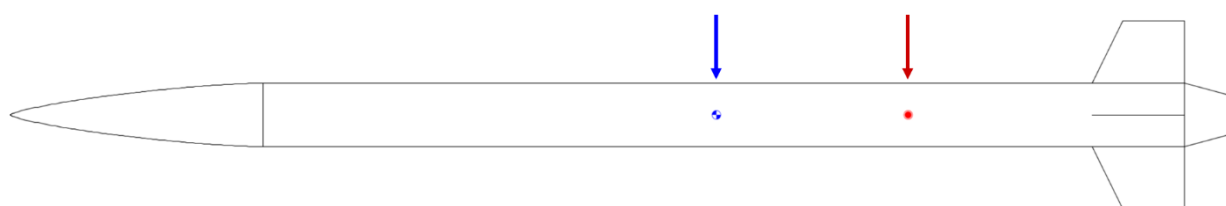


Abbildung 47: Relative Lage des Schwerpunkts (Blau) mit einer Entfernung von 2,88 m bis 2,83 m von der Raketenspitze und des Druckpunkts (Rot) mit 3,18 m während des Starts

Die Auslegung der Finnen spielt für die Stabilität eine besonders wichtige Rolle. Sie müssen ausreichend groß dimensioniert sein, um sowohl bei niedrigen Geschwindigkeiten nach Verlassen der Startrampe als auch bei hohen Machzahlen stabile Flugeigenschaften zu gewährleisten. Gleichzeitig führt eine zu große Fläche jedoch zu erheblichen aerodynamischen Verlusten und erhöhten Lasten im Max-Q-Bereich. Daher wurde ein Kompromiss zwischen Stabilität und aerodynamischer Effizienz gewählt, der es ermöglicht, ein breites Spektrum potenzieller Startbedingungen – insbesondere variierende Windgeschwindigkeiten und Böen – abzudecken. Die Wirksamkeit der Finnen zeigt sich insbesondere in der Lastverteilung bei einem Anströmwinkel von 2° , wie sie in Tabelle 6 dargestellt ist. Diese Tabelle verdeutlicht, dass die Finnen rund 84 % des Gesamtauftriebs generieren, während die übrigen Baugruppen nur untergeordnete Beiträge leisten.

Tabelle 6: Widerstands- und Auftriebsverteilung der Rakete bei einem Anstellwinkel von 2° und einer Machzahl von 1

Bereich	Luftwiderstandsbeiwert	Anteil am Gesamtwiderstand	Auftriebskoeffizient	Anteil am Gesamtauftrieb
Raketenspitze	0,077	0,25	0,076	0,13
Unibody	0,080	0,25	0,065	0,11
Finnen	0,089	0,28	0,499	0,84
Heck (Triebwerk)	0,067	0,21	-0,044	-0,07
Rakete (Gesamt)	0,313	1,00	0,596	1,00

Ein zentrales Element der aerodynamischen Analyse ist die Untersuchung der Luftwiderstandsanteile der einzelnen Raketenkomponenten. Demnach tragen Nase, Unibody, Finnen und Heck nahezu gleich große Anteile zum Gesamtwiderstand bei, wobei der Unibody mit 28 % den größten Einzelbeitrag liefert. Die gewählte LD-Haack-Form der Raketenspitze wurde gezielt ausgewählt, um bei gegebener Länge und Grunddurchmesser den Luftwiderstand zu minimieren. Die aerodynamischen Eigenschaften des Unibody-Segments hängen maßgeblich von der Oberflächenqualität sowie den unvermeidbaren Störkörpern wie Kabeldurchführungen oder Late-Access-Hatches ab. Simulationen mit Missile-DATCOM ergaben, dass die meisten kleinen Öffnungen aufgrund ihrer Lage innerhalb der Grenzschicht aerodynamisch nahezu irrelevant sind. Der Launch-Rail-Adapter bildet jedoch eine Ausnahme: Der M8-Bolzen ragt 23 mm aus der Raketenoberfläche heraus und erzeugt laut Simulation einen zusätzlichen Widerstand von 2,4 N bei Mach 1, was im Gesamtkontext zwar moderat, aber dennoch relevant ist. Die resultierenden Auswirkungen auf die Flugstabilität werden durch den Beitrag der Finnen kompensiert. Ein weiterer aerodynamisch relevanter Bereich ist das Triebwerksende, das als Boat-Tail-Struktur ausgeführt ist und einen Beitrag von 21 % zum Gesamtwiderstand leistet. Die Formgebung wurde so gewählt, dass der Übergang von Raketenkörper zur Düse möglichst strömungsgünstig erfolgt und keine übermäßige Ablösung im Überschallbereich entsteht.

Die in der Missionsanalyse gewonnenen Daten fließen nicht nur in die Flugleistungsbewertung ein, sondern dienen auch als Eingangsdaten für die strukturelle Auslegung der Rakete. Insbesondere die Bending Analysis basiert auf den ermittelten aerodynamischen Lasten, Anström winkeln, Auftriebsverteilungen und lokalen Druckverhältnissen. Fälle wie der Mach-1-Durchgang, Max-Q oder der unmittelbare Moment nach Fallschirmauslösung wurden als kritische Lastszenarien identifiziert und bei der Berechnung der Struktur maßgeblich berücksichtigt.

Im Rahmen der Flugdynamik- und Flugverlaufsanalyse konnte gezeigt werden, dass die aerodynamischen Aspekte für einen positiven Flugverlauf der Rakete geeignet sind. Allerdings müssen die Konzepte zur Herstellung und Anbindung noch praktisch validiert werden, um die Integration in eine Rakete zu ermöglichen. Im Rahmen dessen sind weitere Lösungen noch unbekannter Detailfragestellungen zu erarbeiten.

II.1.4 Ergebnisse im Hinblick auf die STERN-Anforderungen

Als Teil des STERN-III-Programms unterliegt das Projekt SR Dorado den Zielen und technischen Mindestanforderungen, die das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) für die studentische Höhenforschungsraketen innerhalb des Programms definiert hat. Diese Anforderungen bestimmen den erwarteten Leistungsrahmen und dienen während der gesamten Projektlaufzeit als verbindliche Entwicklungsgrundlage. Für SR Dorado gelten damit insbesondere folgende Kriterien als Ziele:

- Erreichen einer Flughöhe von über 4 km
- Erreichen einer Fluggeschwindigkeit über Mach 1
- Erreichen einer Startbeschleunigung von mindestens 3,5 g
- Einsatz eines Hybrid- oder Flüssigkeitstriebwerks
- Sichere Bergung des Flugkörpers
- Zuverlässige Telemetrieübertragung aller zentralen Flugdaten
- On-Board-Speicherung relevanter Mess- und Systemdaten in geeigneten Abstraten
- Durchführung einer 6–10-tägigen Startkampagne in ESRANGE

Im Folgenden wird dargestellt, in welchem Umfang die im Projekt entwickelten Komponenten und Teilsysteme diese Anforderungen erfüllen beziehungsweise inwieweit deren Erfüllung abschließend bewertet werden kann. Für die Bewertung der Zielerreichung ist jedoch voranzustellen, dass die vollständige Umsetzung des Systems (Rakete inklusive Bodensegment) innerhalb der Projektlaufzeit nicht realisiert werden konnte. Die vollständige Rakete wurde nicht final gefertigt, und eine Flugkampagne in ESRANGE konnte daher nicht durchgeführt werden. Die Betrachtungen im Hinblick auf die STERN-Anforderungen basieren somit auf dem Entwicklungsstand der einzelnen Subsysteme, deren Integration sowie den Ergebnissen der abgeschlossenen Triebwerkstests und Missionsanalysen.

Das Flüssigkeitstriebwerk, das im Rahmen zweier Testkampagnen am DLR-Teststand M11 untersucht wurde, stellt den technisch am weitesten fortgeschrittenen Teil des Gesamtsystems dar. Die während der zweiten Testkampagne erzielten Ergebnisse zeigen, dass die wesentlichen Leistungsparameter – Schub, Brenndauer und Verbrennungsstabilität – die Anforderungen des Programms erfüllen bzw. übertreffen. Der getestete Prototyp entspricht bis auf Massereduktionen und kleinere Optimierungen am Injektorkopf nahezu der vorgesehenen Flugversion. Darüber hinaus konnten mit einigen Entwicklungsschritten sowohl das LOX- als auch Ethanol- und He-Gasventile in einen funktionsfähigen Zustand gebracht werden. Dennoch muss betont werden, dass das Triebwerk bislang ausschließlich unter Zuhilfenahme des entwickelten Triebwerkteststands betrieben wurde. Das Zusammenspiel des Triebwerks mit dem vollständigen Antriebssystem konnte innerhalb des Projektzeitraums nicht verifiziert werden. Insbesondere Fragen hinsichtlich entstehender Druckverluste, transienter Massenströme sowie Funktionalität der eingebauten Pyroventile bleiben daher offen und bedürfen einer weiterführenden Qualifikation. Diese offenen Fragen hätten im Falle einer Projektfortführung mithilfe der vorliegenden Komponenten (u.a. Triebwerk, Ventile, Tanks, Bedrückungssystem) in einer nächsten Testkampagne angegangen werden können.

Die im Projekt durchgeführte Missionsanalyse liefert eine erste Bewertung der Erfüllbarkeit der STERN-Vorgaben im späteren Flugbetrieb. Unter Verwendung der aus den Triebwerkstests abgeleiteten Leistungsdaten, konservativ angenommener Massen- und Aerodynamikparameter sowie eines realistischen Flugprofils errechnete die Simulation eine maximale Flughöhe von etwa 5370 m, eine Startbeschleunigung von 3,79 g sowie das Überschreiten der Schallgeschwindigkeit kurz vor Brennschluss. Damit würden die drei zentralen flugmechanischen Anforderungen – Mindesthöhe, Mach-1-Durchgang und Startbeschleunigung – rechnerisch erfüllt. Gleichzeitig ist hervorzuheben, dass einige

Parameter, insbesondere aerodynamische Beiwerte und finale Strukturdaten, zum Zeitpunkt der Analyse noch nicht anhand fertiger Komponenten verifiziert werden konnten. Die Missionsanalyse wurde unter diesem Gesichtspunkt bewusst mit konservativen Annahmen durchgeführt, ersetzt jedoch keine vollumfängliche Analyse mit den finalen Werten.

Im Hinblick auf die sichere Bergung der Rakete liegen ebenfalls nur teilweise verifizierte Ergebnisse vor. Das Fallschirmsystem wurde in seinem Strömungsverhalten experimentell im Windkanal untersucht, wobei insbesondere die Eigenschaften des Haupt- und Bremsschirms bestätigt werden konnten. Der für die Sequenzierung zentrale Auswurfmechanismus hingegen konnte nur in Teilen nachgebildet und getestet werden. Dem SR-Dorado-Team ist bewusst, dass die sichere Bergung eine der größten Herausforderungen studentischer Höhenforschungsraketen darstellt und im Falle einer fortgesetzten Projektarbeit eine der wichtigsten Prioritäten weiterer Validierungen und Systemtests gewesen wäre. Nichts desto trotz konnte in dem projektbegleitenden Flug der Highpower-Rakete VEROX der zweistufige Rückführungsansatz inklusive des Übergangs vom Brems- zum Hauptfallschirm praktisch verifiziert werden.

In Bezug auf die Telemetrie- und Datenaufzeichnungs-Anforderungen konnte das Projekt wichtige Fortschritte erzielen. Mit dem Flightmaster 2000 wurde ein eigener, modularer On-Board-Computer entwickelt, der sowohl Telemetriedaten überträgt als auch umfassende Flug- und Systemdaten mit geeigneten Abstraten speichert. Dieses System wurde bereits außerhalb des SR-Dorado-Kontexts in einer separaten Höhenforschungsrakete (VEROX), finanziert durch die TU Dresden, erfolgreich erprobt und konnte dort die sichere Aufzeichnung und Speicherung von Flugdaten im realen Flug unter Beweis stellen. Darüber hinaus wurde das Antennensystem umfassend ausgelegt und unter Laborbedingungen experimentell charakterisiert; weiterführende Tests, insbesondere in Kombination mit dem Gesamtsystem und unter realen Startbedingungen, konnten aufgrund des Projektendes jedoch nicht vollständig durchgeführt werden.

Die Anforderung einer 6–10-tägigen Startkampagne in ESRANGE konnte im Projektzeitraum nicht mehr erreicht werden. Dies ist weniger auf fehlende Vorbereitungen als vielmehr auf die Verzögerungen in der Systemintegration zurückzuführen. Die wesentlichen organisatorischen und technischen Grundlagen – unter anderem das Bodensegment, das Launchpad-Interface und die Telemetrie – wurden zwar konzeptionell ausgearbeitet, konnten jedoch nicht vollständig fertiggestellt oder im Verbund getestet werden.

Zusammenfassend lässt sich feststellen, dass SR Dorado wesentliche Fortschritte auf Komponentenebene erzielt hat und in mehreren Schlüsselaspekten aussichtsreiche Ergebnisse vorweisen kann. Gleichzeitig bleibt festzustellen, dass die Integration zum vollumfänglichen Gesamtsystem und die Umsetzung einer kompletten Startkampagne innerhalb der vorgesehenen Projektlaufzeit nicht erreicht wurde. Die Gründe für diese Abweichungen sowie mögliche Maßnahmen, die den finalen Projektstand hätten verbessern können, sind im Erfolgskontrollbericht dargestellt.

II.1.5 Ergebnisse im Hinblick auf die selbst gesetzten Ziele

Neben den formalen Anforderungen des STERN-III-Programms, die als übergeordnete Rahmenbedingungen für SR Dorado galten, definierte der Projektantrag eine Reihe zusätzlicher, eigenständig formulierter Ziele. Diese erweitern die programmatischen Vorgaben um entwicklungs- und ausbildungstechnische Aspekte und spiegeln den Anspruch wider, Studierenden ein tiefgreifendes und praxisorientiertes Verständnis für alle zentralen Subsysteme einer Flüssigkeitsrakete zu vermitteln. Die im Antrag festgelegten Ziele lauteten:

- Ausbildung weiterer praxisorientierter Studierender im Bereich Höhenforschungsraketen, insbesondere Flüssigtriebwerke
- Aufbau eines Prüfstands für Brennkammern und Injektoren bis 3 kN Schub bei bis zu 20 bar Brennkammerdruck für LOX/Ethanol
- Entwicklung eines experimentell verifizierten Raketenmotors und vollständigen Raketenantriebs bis 3 kN
- Entwicklung einer voll funktionsfähigen Höhenforschungsrakete
- Durchführung einer vollständigen Flugkampagne inklusive Start und Bergung

Darüber hinaus wurden im Rahmen des zu Projektbeginn durchgeführten System Requirements Reviews (SRR) weitere technische Zielgrößen definiert, die sich an den STERN-III-Anforderungen orientierten, diese jedoch in Teilen weiter ergänzten. Wesentliche Punkte dieser zusätzlichen Anforderungen waren:

- finale Sinkgeschwindigkeit $< 6,5$ m/s
- Startwinkel zwischen 70° und 83°
- erreichbare Flughöhe > 5 km
- Nutzlastmasse von 200 g
- Videoaufnahmen während des gesamten Fluges
- Auswurf einer Nutzlast entlang des Flugverlaufs

Wie bereits im vorherigen Kapitel dargestellt, sind alle Ergebnisse unter der Tatsache einzuordnen, dass das Projekt nicht bis zum Flug fortgeführt werden konnte. Dennoch erlauben die erreichten Entwicklungsstände eine belastbare Bewertung vieler der selbst gesetzten Ziele.

Besonders hervorzuheben ist das ausbildungstechnische Hauptziel des Projekts. SR Dorado war von Beginn an darauf ausgelegt, den Studierenden der TU Dresden eine äußerst praxisnahe, ingenieurwissenschaftlich anspruchsvolle Projektumgebung zu bieten. Dieses Ziel wurde in vollem Umfang erreicht: Über die Projektlaufzeit hinweg wirkten rund 30 Studierende aktiv am Systemdesign, an Testkampagnen, im Bodensegment oder an der Softwareentwicklung mit. Zudem entstanden mehr als 15 Studien- und Abschlussarbeiten, die thematisch nahezu alle Bereiche der Raketenentwicklung abdeckten, von Triebwerksauslegung über Strukturmechanik bis hin zu Avionik und Missionsplanung. In vielen Fällen zeigte der Austausch mit den Studierenden, dass diese erhebliche Arbeitsanteile jenseits regulärer Lehrveranstaltungen leisteten und dadurch Kompetenzen weit über das übliche universitäre Curriculum hinaus aufbauen konnten. Dieser Ausbildungserfolg stellt einen zentralen Wert des Projekts dar und entspricht einem Kernanliegen des STERN-Programms.

Ein weiteres wichtiges Ziel war der Aufbau eines funktionalen Triebwerksprüfstands für LOX/Ethanol-Verbrennung bis 3 kN Schub. Der Prüfstand wurde vollständig konstruiert, aufgebaut und in zwei Testkampagnen erfolgreich betrieben. Damit wurde ein leistungsfähiges Experimentierumfeld geschaffen, das langfristig über SR Dorado hinaus genutzt werden kann und für eine Studierenden-

gruppe einen außergewöhnlich hohen Entwicklungserfolg darstellt. Der Prüfstand ermöglichte die Validierung der Brennkammer- und Injektorvarianten des geplanten Flugtriebwerks unter realen Betriebsbedingungen.

Das Ziel eines experimentell verifizierten Raketenmotors konnte ebenfalls weitgehend erfüllt werden. Wie im vorherigen Kapitel dargestellt, erreichte das getestete Triebwerk Schubwerte in der vorgesehenen Größenordnung von mehr als 3 kN und zeigte über eine Brenndauer von rund 12 s ein stabiles, reproduzierbares Verhalten. Die thermischen Zustände, Druckverläufe und Verbrennungscharakteristika stimmten gut mit den theoretisch erwarteten Werten überein. Auch wenn der vollständige Antriebsstrang – einschließlich Tanks, Ventile und Druckgasversorgung – im Verbund noch nicht verifiziert werden konnte, zeigte das Triebwerk selbst, dass einer der komplexesten Teile des Projekts tragfähig ist und bei Fertigstellung des Systems mit hoher Wahrscheinlichkeit die geplanten Leistungsanforderungen erfüllen würde.

Die Ziele einer voll funktionsfähigen Rakete sowie einer durchgeführten Flugkampagne konnten hingegen nicht erreicht werden, da die Integration der Subsysteme nicht rechtzeitig zur vollständigen Systemfertigung führte. Dies betrifft sowohl mechanische als auch elektrische Elemente sowie Tests im Zusammenspiel zwischen Bodensegment und Rakete. Die Gründe hierfür sowie mögliche Maßnahmen zur Verbesserung des Projektendstands werden im Erfolgskontrollbericht dargestellt.

Bezüglich der erweiterten technischen Ziele zeigt die Missionsanalyse, dass mehrere Anforderungen – insbesondere Flughöhe > 5 km, ein geeigneter Startwinkelbereich und die finale Sinkgeschwindigkeit des Fallschirmsystems – im Rahmen der konservativen Simulationsannahmen erfüllbar gewesen wären. Die im Projekt betrachtete Flugsimulation legt dar, dass unter Berücksichtigung der getesteten Triebwerksleistung Flughöhen von über 5 km realistisch erreichbar sind. Auch das Fallschirmsystem wurde hinsichtlich seiner aerodynamischen Leistung experimentell untersucht, wenn auch der Auswurfmechanismus selbst noch keine vollständigen Systemtests durchlaufen konnte.

Die Nutzlastintegration sowie das Konzept eines Nutzlastauswurfs während des Fluges wurden klar definiert und in die Systemplanung integriert. Auch wenn keine finale Nutzlast realisiert wurde, erfüllte die konzipierte Struktur die Anforderungen hinsichtlich des Bauraums, der mechanischer Anbindung und der möglichen Auswurfmechanismen. Der Aspekt der Videoaufnahmen wurde mit sechs integrierten Weitwinkelkameras, verteilt über Avioniksektion und Finnen ebenfalls umfangreich betrachtet und konzipiert.

Zusammenfassend ist festzuhalten, dass das Projekt SR Dorado im Hinblick auf seine selbst gesetzten Ziele bedeutende Fortschritte erzielt hat, insbesondere in der Ausbildung der Studierenden, in der Entwicklung eines robusten Prüfstands und eines leistungsfähigen Triebwerks sowie in der klaren konzeptionellen Ausarbeitung eines vollständigen Raketen- und Missionsdesigns. Zwar konnten die finalen Ziele einer vollständigen Systemintegration und Flugkampagne nicht erreicht werden, dennoch zeigen die vorliegenden Ergebnisse, dass viele der wesentlichen technischen und ausbildungstechnischen Zielsetzungen erfüllt oder weit vorangetrieben wurden und eine wertvolle Grundlage für nachfolgende Arbeiten bieten, etwa im Rahmen der selbstständigen Arbeit der am Projekt beteiligten Studentischen Arbeitsgruppe STAR Dresden.

II.2 Wichtigste Positionen des zahlenmäßigen Nachweises

Der vollständige zahlenmäßige Nachweis des Projekts SR Dorado ist in Form einer detaillierten Belegliste gesondert bereitgestellt und bildet die Grundlage für die finanzielle Dokumentation des Vorhabens. In diesem Kapitel erfolgt eine überblicksartige Darstellung der wichtigsten Ausgabepositionen, gegliedert nach den entsprechenden Kostenarten. Ziel ist es, die Zusammensetzung der wesentlichen Kostenpunkte sowie deren inhaltliche Zuordnung zu den im Projekt erbrachten Leistungen darzustellen. Diese Übersicht dient zugleich als Grundlage für die Bewertung der Notwendigkeit und Angemessenheit der Mittelverwendung in II.3.

Die Position **0812 / Beschäftigte nach E12–15** umfasst die Personalkosten der im Projekt beschäftigten wissenschaftlichen Mitarbeiter. Die entstandenen Kosten belaufen sich auf **243.901,36 €** und resultieren aus der Anstellung zweier wissenschaftlicher Mitarbeiter (jeweils Entgeltgruppe E13, 50 % Stellenanteil). Diese waren über den gesamten Projektzeitraum hinweg wesentlich an der Koordination und Organisation des Vorhabens beteiligt, unterstützten die Studierenden und übernahmen zentrale Aufgaben in der technischen Betreuung sowie in der Begleitung und Bewertung der im Projekt entstandenen studentischen Arbeiten. Ihre Tätigkeit war damit ein grundlegender Bestandteil der Projektkoordination und der Einhaltung der fachlichen Anforderungen des STERN III-Förderprogramms.

In der Position **0822 / sonstige Beschäftigte** wurden die Kosten für die im Projekt eingesetzten studentischen Hilfskräfte abgerechnet. Die Gesamtkosten betragen **40.152,78 €**. Die studentischen Hilfskräfte übernahmen als Subsystemverantwortliche zentrale organisatorische und koordinierende Aufgaben innerhalb des Projekts, wie in Abschnitt I.3.1 beschrieben. Sie wirkten maßgeblich an der Organisation der Entwicklungsprozesse, der Vorbereitung und Durchführung von Tests sowie der Dokumentation der erzielten Ergebnisse mit.

Die Position **0835 / Vergabe von Aufträgen** umfasst Kosten in Höhe von **70.766,75 €**, die im Wesentlichen auf zwei Unterauftragskategorien entfallen. Zum einen wurde zwei Aufträge an das DLR Lampoldshausen zur Durchführung der beiden Testkampagnen am Teststand M11 vergeben. Diese umfassten sowohl die Bereitstellung der Infrastruktur als auch die technische Unterstützung und sicherheitsrelevanten Prozesse. Zum anderen wurden Leistungen zur Vor- und Nachbereitung sowie zur Durchführung der beiden im Projekt abgehaltenen Reviews – Preliminary Design Review (PDR) und Critical Design Review (CDR) – vergeben.

Unter der Position **0843 / sonstige allgemeine Verwaltungsausgaben** wurden Ausgaben in Höhe von **38.215,76 €** verbucht. Diese umfassen insbesondere die Beschaffung von Materialien für die Fertigung und Entwicklung der Raketenkomponenten, des Bodensegments sowie von Verbrauchsmaterialien für experimentelle Untersuchungen und Verifikationen. Zu den zentralen Materialpositionen zählen u. a. Graphitdüsen und OCMC-Hüllen für die Triebwerksfertigung, Fertigung und Nachbearbeitungen der Injektoren an der Zentralwerkstatt der TU Dresden, die Beschaffung und Schweißarbeiten der LOX- und Ethanol-Treibstofftanks, ein Hochdruck-Heliumbehälter sowie zahlreiche Fittings und weitere hochdrucktaugliche Bauteile für die Fluidstrecken des Antriebssystems und der Betankungssysteme des Bodensegments.

Die Position **0846 / Dienstreisen** umfasst Kosten in Höhe von **14.186,96 €**. Diese setzen sich hauptsächlich aus Reise- und Unterkunftskosten für zwei einwöchige Testkampagnen am DLR-Standort Lampoldshausen zusammen, an denen jeweils acht Studierende sowie zwei wissenschaftliche Betreuer der TU Dresden teilnahmen. Darüber hinaus wurden Dienstreisen im Zusammenhang mit der Teilnahme an den projektkritischen Reviews (PDR und CDR) finanziert. Hierzu gehörten die Reisen des Projektleiters Dr. Christian Bach, zweier wissenschaftlicher Mitarbeiter sowie der zum Zeitpunkt der Reviews verantwortlichen studentischen Subsystemleitungen.

Tabelle 7: Übersicht der wichtigsten Kostenpunkte während der Durchführung des Projekts SR Dorado

Kostenpunkt	Summe der Ausgaben
0812 / Beschäftigte nach E12–15	243.901,36€
0822 / sonstige Beschäftigte	40.152,78 €.
0835 / Vergabe von Aufträgen	70.766,75 €
0843 / sonstige allgemeine Verwaltungsausgaben	38.215,76€
0846 / Dienstreisen	14.186,96€.
Summe	407.223,61 €

II.3 Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

Die im Projekt SR Dorado durchgeführten Arbeiten – von der Konzeption über Entwicklung und Fertigung bis hin zur Verifikation der Subsysteme – waren im gesamten Bewilligungszeitraum in vollem Umfang notwendig und angemessen, um die gesteckten Projektziele zu erreichen und den im STERN-III-Programm formulierten Ausbildungsansatz zu erfüllen. Das Projekt erforderte eine Vielzahl an technischen, organisatorischen und betrieblichen Tätigkeiten und Breite der Aufgaben machten eine systematische Vorgehensweise zwingend erforderlich und begründeten den mit dem Projekt verbundenen Personal- und Sachmittelaufwand. Wie in Kapitel II.1 beschrieben, umfasste die Entwicklung der Rakete eine Vielzahl technischer Systeme: die Struktur bestehend aus Unibody und Torpedo, das druckgeförderte Flüssigkeitsantriebssystem mit LOX-/Ethanol-Förderstrecken und eigens entwickelten Pyroventilen, das Triebwerk mit OCMC-Hülle und Graphitdüse, die redundant ausgelegte Avionik mit der Flightmaster-Eigenentwicklung, Telemetrie- und Fallschirmsysteme sowie das umfangreiche Bodensegment mit LOX-, Ethanol- und Helium-Betankung, Daten- und Kontrollinfrastruktur sowie MCC-Integration. Aus dieser technischen Vielfalt ergab sich zugleich ein hoher personeller Koordinations- und Betreuungsbedarf, der die Beschäftigung zweier wissenschaftlicher Mitarbeiter sowie mehrerer studentischer Hilfskräfte rechtfertigte. Die wissenschaftlichen Mitarbeiter gewährleisteten die fachliche Begleitung in allen Projektphasen, unterstützten die Studierenden bei der Systemauslegung, den Reviews und wesentlichen Verifikationsschritten und koordinierten das Zusammenspiel der Subsysteme. Die studentischen Hilfskräfte die Leitung einzelner Subsysteme, die Koordination von Arbeitsgruppen sowie die technische Betreuung weiterer Studierender. Angesichts der Komplexität eines flüssigkeitsbetriebenen Höhenforschungsraketensystems war diese organisatorische Struktur zwingend erforderlich, um ein gut dokumentiertes und nachvollziehbares Arbeiten zu gewährleisten.

Auch der materielle Aufwand ist durch die hohen technischen Anforderungen eindeutig gerechtfertigt. Die Fertigung zahlreicher Komponenten erforderte Materialien und Bauteile, die deutlich über typische studentische Projektbudgets hinausgehen. Die Beschaffung von OCMC-Hüllen, Graphitdüsen, kryogeeigneten Armaturen, Hochdrucktanks, Ventilen, Fittings, Leitungen und sonstigen Bauteilen war notwendig, um die Funktionssicherheit zu gewährleisten. Ebenso waren Dienstleistungen wie Schweißarbeiten an den Treibstofftanks oder mechanische Fertigungsarbeiten an der Zentralwerkstatt unverzichtbar, da sie nur von geschultem Personal ausgeführt werden konnten und die Möglichkeiten der Eigenarbeit der Studierenden hierbei überstiegen. Die Unteraufträge an das DLR Lampoldshausen zur Durchführung der beiden Testkampagnen sowie die formalen Reviews (PDR, CDR) stellten notwendige Bestandteile des Förderprogramms dar.

Insgesamt war SR Dorado – gerade aufgrund des anspruchsvollen Flüssigkeitsantriebs – ein besonders komplexes und technisch herausforderndes Entwicklungsprojekt. Die Auslegung, Fertigung und Verifikation eines druckgeförderten LOX/Ethanol-Systems sowie eines 3-kN-Flüssigkeitstriebwerks

stellen auch für erfahrene Teams erhebliche Anforderungen an Koordination, Expertise und Dokumentationsarbeit. Für Studierende, die sich noch in der Ausbildung befinden, bietet ein solches Projekt daher einen herausragenden Mehrwert. Die Beteiligten erwarben tiefgehende Kenntnisse in den Bereichen Strukturmechanik, Raketentechnik, Flugsimulationen, Elektronik, Testbetrieb, Projektmanagement und Systems Engineering. Gleichzeitig erhielten sie direkte Einblicke in Review-Strukturen gemäß ECSS- und DLR-Standards und die Durchführung realer Testkampagnen. Diese Erfahrungen gehen weit über das reguläre Curriculum hinaus und bilden eine wertvolle Grundlage für die spätere Tätigkeit im Raumfahrtsektor. Die durchgeführten Arbeiten waren deshalb nicht nur notwendig, um die technischen Ziele des Projekts zu erreichen, sondern erfüllten auch den Ausbildungsanspruch des STERN-Programms. Sie ermöglichten es, ein großes studentisches Team an die Arbeit in einem realitätsnahen Entwicklungsprojekt heranzuführen und praktische Fähigkeiten zu sammeln, die unmittelbar in Forschung und Industrie anwendbar sind.

II.4 Voraussichtlicher Nutzen der Ergebnisse im Sinne des fortgeschriebenen Verwertungsplans

Die im Projekt SR Dorado erzielten Ergebnisse eröffnen über das formale Projektende hinaus vielfältige wissenschaftliche, technische und ausbildungsbezogene Nutzungsperspektiven. Eine ausführliche Darstellung der geplanten Weiterverwertung sowie der daraus resultierenden Entwicklungsmöglichkeiten ist analog in den Abschnitten 3c) und 3d) des Erfolgskontrollberichts enthalten. Im Folgenden werden die wesentlichen Aspekte zusammenfassend dargestellt.

Nach Abschluss des Förderzeitraums bestehen weiterhin konkrete Perspektiven zur technischen Weiterentwicklung der im Projekt entwickelten Höhenforschungsrakete. Diese soll vorrangig durch die studentische Arbeitsgruppe Raumfahrt **STAR Dresden e.V.** fortgeführt werden, die bereits während der Projektlaufzeit einen Großteil der beteiligten Studierenden stellte und entsprechend organisatorische sowie fachliche Erfahrung im Umgang mit komplexen Raumfahrtprojekten aufgebaut hat. Ziel ist es, den im Projekt etablierten grundlegenden Aufbau der Rakete beizubehalten und dabei sowohl auf die analytischen und simulativen Ergebnisse als auch auf die im Projekt gefertigten und teilweise verifizierten Komponenten zurückzugreifen. Zur nachhaltigen Weiterführung der Arbeiten ist eine Neustrukturierung der Subsysteme vorgesehen, die stärker in die Vereinsstruktur der STAR Dresden e.V. integriert werden sollen. Dadurch soll insbesondere der Wissenstransfer von den im Projekt SR Dorado erfahrenen Studierenden auf neue Mitglieder verbessert und eine kontinuierliche Nutzung der Projektergebnisse ermöglicht werden.

Wesentliche Anpassungen werden sich voraussichtlich im Bereich der Startvorbereitung und -durchführung ergeben. Anstelle eines Starts in ESRANGE ist derzeit eine Teilnahme an der **European Rocket Challenge (EUROC)** vorgesehen, wobei nach aktuellem Planungsstand ein Start im Jahr 2027 angestrebt wird. Die hierfür notwendigen Änderungen betreffen insbesondere regulatorische und organisatorische Rahmenbedingungen sowie Anpassungen am Bodensegment und an den Betankungsprozeduren. Die Finanzierung der weiteren Entwicklungsarbeiten soll überwiegend über Spendenmittel und Sponsorings erfolgen und in studentischer Eigenverantwortung organisiert werden. Das Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der TU Dresden ist dabei nicht unmittelbar in die operative Umsetzung eingebunden, steht jedoch weiterhin in beratender Funktion zur Verfügung und unterstützt insbesondere durch die Bereitstellung experimenteller Infrastruktur sowie fachlicher Expertise im Rahmen ausgewählter Versuche und Testkampagnen. Auf diese Weise können die im Projekt SR Dorado gewonnenen Erkenntnisse langfristig für die praxisnahe Ausbildung von Studierenden nutzbar gemacht werden.

Neben der unmittelbaren Weiterentwicklung der Rakete bieten die im Projekt geschaffenen technischen und infrastrukturellen Voraussetzungen eine breite Anschlussfähigkeit für weiterführende wissenschaftliche und technologische Vorhaben. Insbesondere der im Rahmen der Testaktivitäten entwickelte Prüfstand ist fest in die zukünftige Forschungstätigkeit der Professur für Raumfahrtsysteme eingebunden und stellt eine zentrale experimentelle Grundlage dar. Der Schwerpunkt liegt weiterhin

auf der Untersuchung von Flüssigkeitstriebwerken mit der Treibstoffkombination flüssiger Sauerstoff (LOX) und Ethanol. Gleichzeitig ist der Prüfstand modular ausgelegt, sodass durch vergleichsweise einfache Umbauten auch alternative Treibstoffkombinationen untersucht werden können.

Darüber hinaus haben sich im Projekt weitere Themenfelder etabliert, die als Grundlage für Folgeprojekte im studentischen wie auch im wissenschaftlichen Kontext dienen können. Hierzu zählt insbesondere die Eigenentwicklung von Flugcomputern sowie die Weiterentwicklung des im Projekt entstandenen **Flightmaster 2000**, dessen modulare Architektur Kooperationen mit anderen studentischen Gruppen und eine abgestimmte Weiterentwicklung einzelner Module ermöglicht. Ein weiteres vielversprechendes Entwicklungsfeld stellt die Weiterentwicklung der im Projekt entwickelten Pyroventile dar, die in mehreren Teilaspekten bereits einen hohen technischen Reifegrad erreicht haben und perspektivisch auch über rein studentische Anwendungen hinaus von Interesse sein können. Ebenso bietet der im Projekt verfolgte Strukturansatz mit einer äußeren tragenden Struktur und einer inneren Supportstruktur eine übertragbare Grundlage für andere Raketenprojekte.

Für mögliche Folgevorhaben erscheint es zudem sinnvoll, den thematischen Umfang gezielter zu fokussieren und einzelne technische Aspekte vertieft zu bearbeiten. Solche Projekte können mit kleineren Teams, entweder rein studentisch oder in enger Zusammenarbeit mit wissenschaftlichen Mitarbeitenden, in kürzeren Zeiträumen umgesetzt werden. Dieser Ansatz trägt sowohl den strukturellen Rahmenbedingungen als auch rückläufigen Studierendenzahlen Rechnung und ermöglicht gleichzeitig eine gezielte Vertiefung ausgewählter Forschungsthemen.

Ein weiterer wesentlicher Aspekt für den langfristigen Nutzen der im Projekt SR Dorado erzielten Ergebnisse ist die **Verwertung der im Projektzeitraum entstandenen studentischen Arbeiten**. Diese stellen nicht nur eine begleitende Dokumentation einzelner Entwicklungsschritte dar, sondern bilden in vielen Fällen eigenständige, fachlich vertiefte Beiträge zu spezifischen technischen Fragestellungen. Die im Rahmen von Studien-, und Diplomarbeiten bearbeiteten Themen decken ein breites Spektrum der im Projekt behandelten Subsysteme ab und reichen von analytischen Auslegungen und numerischen Simulationen über konstruktive Entwicklungen bis hin zu experimentellen Untersuchungen und der Auswertung von Testergebnissen.

Für die Professur für Raumfahrtssysteme am Institut für Luft- und Raumfahrttechnik der TU Dresden stellen diese Arbeiten eine wertvolle Wissensbasis dar. Sie können unmittelbar genutzt werden, um **Folgethemen abzuleiten**, bestehende Konzepte weiterzuentwickeln und neue Forschungs- oder Entwicklungsrichtungen zu identifizieren. Insbesondere die detaillierten Ausarbeitungen einzelner Komponenten und Methoden ermöglichen es, auf bereits erarbeiteten Erkenntnissen aufzubauen, anstatt grundlegende Fragestellungen erneut bearbeiten zu müssen. Damit tragen die studentischen Arbeiten maßgeblich dazu bei, die Nachhaltigkeit der im Projekt SR Dorado geleisteten Arbeit sicherzustellen und die Ergebnisse über das eigentliche Projektende hinaus wirksam zu machen.

Darüber hinaus ist auch der **individuelle Nutzen für die beteiligten Studierenden** hervorzuheben. Die Bearbeitung der Arbeiten ermöglichte es mehreren Studierenden, ihren Studienverlauf gezielt voranzubringen und praxisnahe Erfahrungen in einem komplexen, interdisziplinären Raumfahrtprojekt zu sammeln. Für zahlreiche Teilnehmende stellten die im Projekt angefertigten Arbeiten einen wesentlichen Bestandteil ihres Studienabschlusses dar, insbesondere im Rahmen von Diplom- oder Abschlussarbeiten. Neben der fachlichen Vertiefung förderten diese Arbeiten auch methodische Kompetenzen, etwa im wissenschaftlichen Arbeiten, in der Dokumentation technischer Sachverhalte sowie in der Präsentation und Diskussion von Ergebnissen.

Vor diesem Hintergrund kommt den im Projekt SR Dorado entstandenen studentischen Arbeiten eine doppelte Bedeutung zu: Sie bilden einerseits eine tragfähige Grundlage für die **weitere technische und wissenschaftliche Verwertung der Projektergebnisse** an der Professur für Raumfahrtssysteme, andererseits leisten sie einen unmittelbaren Beitrag zur Ausbildung und Qualifikation der beteiligten Studierenden. Aus diesem Grund werden in der nachfolgenden Tabelle 8 sämtliche während des Projektzeitraums erstellten studentischen Arbeiten übersichtlich aufgeführt.

Tabelle 8: Übersicht der studentischen Arbeiten im Rahmen des Projekt SR Dorado; die verschiedenen Formate sind wie folgt definiert: DA = Diplomarbeit, PF = Projektarbeit im Fachpraktikum, PFo = Projektarbeit im Forschungspraktikum

Name	Format	Titel
Joshua Stoll	PF	Ausarbeitung eines Raketenantriebsentwurfs für eine 3 kN-Höhenforschungsrakete mit den Flüssigtreibstoffen LOX und Ethanol
August Horn	PF	Beitrag zur Automatisierung der Fluglastenberechnung von Höhenforschungsraketenstrukturen
Matthew Leach	Praktikumsbericht	Determining the Required Specifications for Lift-Generating Aerodynamic Devices for a Student Sounding Rocket Program
Robin Schmidt	PF	Entwurf und Auslegung der Systembaugruppe für das Rückführungs- und Avioniksystem einer 3 kN-Flüssigtreibstoffrakete
Benjamin Altenstein	PF	Entwicklung eines Systems zur Lage- und Positionsbestimmung für eine studentische Forschungsrakete
Alexander Thomas	DA	Entwurf und thermomechanische Analyse eines Einspritzkopfes für ein 3 kN-LOX-Ethanol-Triebwerk
Rico Nerger	DA	Entwicklung und Analyse eines aerodynamischen Leitwerks für eine Suborbitalrakete mit 3 kN Schub
Gregor Mokansky	PF	Entwicklung eines ferngesteuerten Betankungssystems für eine Höhenforschungsrakete und Erarbeitung notwendiger Betankungsprozeduren
Joshua Stoll	PFo	Entwurf und experimentelle Analyse eines Einspritzkopfes mit Pintle-Injektor für ein 3 kN-LOX-Ethanol-Triebwerk
Konrad Friedrichs	PFo	Analyse und Optimierung thermomechanisch belasteter Strukturelemente an kryogenen Treibstofftanks für die Experimentalarakete SR Dorado
Marc-Philipp Irrgang	PFo	Missionsanalyse zur studentischen Höhenforschungsrakete "Dorado" im Rahmen der STERN III-Förderung des DLR
Tom Koopmann	PFo	Entwurf und Umsetzung einer Feststoff-Modellrakete zur Verifikation von Teilkomponenten einer studentischen Höhenforschungsrakete
Ivan Vladimirovic Nazarenko	PFo	Verifizierung von Hochleistungsventilen mit pyrotechnischem Aktuator für die Anwendung in einer Höhenforschungsrakete
Niklas Haase	PFo	Flugkampagne in ESRANGE: Sicherheitsanforderungen und Abläufe für SR-Dorado
Ghaedak Jabr	PFo	Simulation der Flugtrajektorie einer 3 kN Höhenforschungsrakete für die SR-Dorado Flugkampagne
August Horn	PFo	Auswertung von Testdaten eines LOx-Ethanol Raketentriebwerks und Ausarbeitung von Optimierungsansätzen zukünftiger Iterationen
Mohammed Alsaied Taha	Studienarbeit Mechatronik	Vorbereitung der Telemetriestation für das Projekt SR Dorado

II.5 Während des Vorhabens bekannt gewordene Fortschritte anderer Stelle

Während der Laufzeit des Projekts SR Dorado wurden keine externen Entwicklungen bekannt, die die im Projekt verfolgten technischen Ansätze grundsätzlich infrage gestellt oder die durchgeführten Arbeiten obsolet gemacht hätten. Insbesondere im Bereich studentischer Höhenforschungsraketen mit Flüssigkeitsantrieb blieb SR Dorado innerhalb des STERN-III-Programms ein singuläres Vorhaben. Die an anderer Stelle gewonnenen Erkenntnisse bestätigten vielmehr die hohe technische Komplexität solcher Systeme sowie den erheblichen Entwicklungs- und Testaufwand, der mit ihrer Umsetzung verbunden ist. Eine relevante Entwicklung ergab sich im Zusammenhang mit der gemeinsamen Avionik-Entwicklung des TeleStern. Die fehlenden Flugergebnisse beim Aachener Team sowie der erreichte Entwicklungsstand des Systems, insbesondere im Hinblick auf eingeschränkte Debug-Möglichkeiten, fehlende Fehler- und Telemetriedaten aus realen Flügen und insgesamt begrenzte Entwicklungskapazitäten, führten letztlich zum Abbruch der weiteren Arbeiten an diesem System. Diese Erfahrungen verdeutlichten die Risiken einer stark verteilten Entwicklung sicherheitskritischer Flughardware und bestätigten rückblickend die im Projekt SR Dorado getroffene Entscheidung, auf eine Kombination aus Eigenentwicklung und bewährter kommerzieller Avionik zu setzen.

Innerhalb des STERN-Programms wurden während der Projektlaufzeit keine weiteren Flüssigkeitsraketenprojekte verfolgt. Die übrigen studentischen Teams konzentrierten sich auf Hybridraketenkonzepte. Das Aachener Team konnte einen Start in ESRANGE realisieren, während nach aktuellem Kenntnisstand beim dritten STERN-III-Team aus Bremen projektinterne Schwierigkeiten auftraten; ob dort ein Start im Rahmen von STERN III erfolgte, ist nicht bekannt. Das Stuttgarter Team hatte bereits im Rahmen von STERN II einen erfolgreichen Start durchgeführt. Insgesamt zeigt sich, dass Flüssigkeitsraketen im studentischen Kontext weiterhin eine Ausnahme darstellen und mit deutlich erhöhtem Aufwand verbunden sind.

Auf europäischer Ebene kam es im Rahmen der European Rocketry Challenge (EUROC) zu mehreren Versuchen studentischer Flüssigkeitsraketen. Das HERMES-Raketenprojekt der studentischen Gruppe ARIS aus der Schweiz nahm an der EUROC 2025 mit einem Flüssigkeitstriebwerk teil, jedoch musste der Start während der Startsequenz abgebrochen werden. Das Team plant, im Folgejahr mit dem weiterentwickelten Projekt ASTERIA erneut anzutreten. Einen weitergehenden technischen Erfolg erzielte das Projekt Lamarr des Space Team TU Wien. Nach drei Jahren Entwicklungszeit konnte am 12.10.2025 ein Start bei der EUROC in Portugal durchgeführt werden. Der Liftoff verlief nominal, und die Rakete erreichte eine Höhe von 5.336 m. Der Bremsfallschirm wurde planmäßig ausgelöst; der Hauptfallschirm konnte sich aufgrund einer Verhedderung jedoch nicht vollständig entfalten. Die Bergung verlief dennoch erfolgreich, sodass die Rakete zeitnah geborgen werden konnte. Diese Beispiele verdeutlichen sowohl die Fortschritte als auch die weiterhin bestehenden Herausforderungen bei studentischen Flüssigkeitsraketenprojekten.

Abseits des studentischen Umfelds sind während der Projektlaufzeit auch Fortschritte im Bereich kommerzieller Trägersysteme zu beobachten gewesen. Isar Aerospace unternahm erste integrierte Flugversuche und erreichte damit einen wichtigen Meilenstein in der Entwicklung kleiner orbitaler Trägersysteme. HyImpulse führte suborbitale Starts mit einem hybriden Antriebskonzepten durch und demonstrierte damit die Einsatzfähigkeit dieser Antriebstechnologie des Unternehmens. Die Rocket Factory Augsburg (RFA) arbeitete weiter an der Entwicklung ihres orbitalen Trägersystems und der zugehörigen Infrastruktur, auch wenn öffentlich verfügbare Informationen zum Entwicklungsstand begrenzt sind.

Diese Entwicklungen verdeutlichen insgesamt, dass der Bedarf an qualifiziertem Fachpersonal mit praktischer Erfahrung im Bereich der Raketen- und Trägersystementwicklung weiter zunimmt. Vor diesem Hintergrund behalten Projekte wie SR Dorado, die Studierenden eine praxisnahe Ausbildung an komplexen, sicherheitskritischen Systemen ermöglichen, ihre hohe Relevanz sowohl für die akademische Ausbildung als auch für den industriellen Nachwuchs.

II.6 Erfolgte oder geplante Veröffentlichungen der Ergebnisse

Konferenzbeiträge:

Sieder-Katzmann, Jan; Buchholz, Maximilian; Altenstein, Benjamin; Svenja, Fälker; Horn, August; Koopmann, Tom; Nazarenko, Ivan Vladimirovic; Rietz, Erik Jeremy; Stets, Constantin; Stoll, Joshua; Tajmar, Martin & Bach, Christian; SR Dorado – Development roadmap for a 3 kN bi-liquid student sounding rocket using LOX and ethanol; ASCenSlon Conference 2023, Dresden; September 2023

Nazarenko, Ivan Vladimirovic; Stoll, Joshua; Buchholz, Maximilian; Sieder-Katzmann, Jan; Tajmar, Martin & Bach, Christian; Development and Verification of Explosively Actuated Valves for Use in a Sounding Rocket; 26th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and related Research, Luzern; May 2024

Stoll, Joshua; Sieder-Katzmann, Jan; Buchholz, Maximilian; Horn, August; Tajmar, Martin & Bach, Christian; Development and Testing of a 3 kN Ethanol/LOX Rocket Engine for Sounding Rocket Application; 11th European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (EUCASS) 2025, Rome; July 2025

Nazarenko, Ivan Vladimirovic; Vilsmeier, Max; Stoll, Joshua; Sieder-Katzmann, Jan; Buchholz, Maximilian; Bach, Christian; Tajmar, Martin; Lessons learned on the verification of explosively actuated valves for use in a pressure-fed bi-liquid sounding rocket; 5th Symposium on Space Educational Activities (SSEA) 2026, Munich; April 2026 – *Abstract eingereicht*

Permanente Internetauftritte:

Webseite des ILRs der TU Dresden:

<https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/rfs/studentische-projekte/sr-dorado>

Webseite der STAR-Dresden: <https://www.star-dresden.de/sr-dorado/>

Social Media Kanäle (betrieben durch STAR-Dresden):

LinkedIn: <https://www.linkedin.com/company/star-dresden>

Instagram: https://www.instagram.com/star_dresden/

Youtube: <https://www.youtube.com/@stardresden2101>

Newsbeiträge und Pressemeldungen:

Pressemitteilung 20/22:

<https://tu-dresden.de/forschung-transfer/news/sr-dorado>

News 10/22 – Projektvorstellung:

https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/rfs/die-professur/news/SR_Dorado

News 03/25 – Testkampagnen:

<https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/rfs/die-professur/news/feuertaufe-zum-jahresabschluss-raketenprojekt-sr-dorado-absolviert-zweite-triebwerktestkampagne-mit-erfolg>

SR Dorado

News 11/25 – Highpower-Rakete:

<https://tu-dresden.de/ing/maschinenwesen/ilr/rfs/die-professur/news/verox-studentisches-raetenprojekt-verifiziert-komponenten-von-sr-dorado>

Messe- / Konferenzteilnahmen der STAR Dresden mit Vorstellung von SR Dorado:

BVSR (Bundesverband studentischer Raumfahrt e.V.) Konferenz 2023 – 2025

Lange Nacht der Wissenschaften Dresden 2023 – 2025

Uni-Tag und Dies Academicus der TU Dresden 2023 – 2025

Makers United Chemnitz 2025