

# SICHERER UND UNABHÄNGIGER ZUGANG ZUM WELTRAUM MIT HYIMPULSE

C. Schmierer, Hylmpulse Technologies GmbH, Wilhelm-Maybach-Straße 5, 74196  
Neuenstadt am Kocher, Deutschland

F. Hertel, Hylmpulse Technologies GmbH, Wilhelm-Maybach-Straße 5, 74196 Neuenstadt  
am Kocher, Deutschland

## Zusammenfassung

Die Hylmpulse Technologies GmbH wurde 2018 von vier Ingenieuren der Universität Stuttgart gegründet. Mit ihrer Hybridtriebwerkstechnologie stellten sie als Studenten einen Weltrekord für Hybridraketen auf. Hylmpulse entwickelt eine orbitale Trägerrakete auf Basis der weltweit einzigartigen Hybridtriebwerkstechnologie, die in-house entwickelt wurde. Basierend auf Kerzenwachs als Brennstoff bieten die Antriebe die größtmögliche operationelle Sicherheit für Raketentriebwerke. Dies ermöglicht möglichst günstige Produktion, Transport- und Startoperationen. Dadurch wird Hylmpulse zu sehr günstigen Preisen unabhängigen Zugang zum niedrigen Erdorbit bieten. Gleichzeitig wird mit flüssigem Sauerstoff als Oxidator derselbe spezifische Impuls erreicht, der auch mit Flüssigrakentriebwerken erreicht werden kann. Mit der Entwicklung des flugbereiten Hybridtriebwerks HyPLOX75 ist ein entscheidender Meilenstein geschafft und der Flug der Höhenforschungsrakete SR75 wird das Triebwerk Ende 2021 im Testflug qualifizieren. Die orbitale Trägerrakete SL1 wird mit mehreren baugleichen Triebwerken modular aufgebaut. So kann das Raketentriebwerk bereits vor dem ersten Start im Flug der SR75 erprobt werden. Alle Subsysteme des SL1 sind aktuell in der Entwicklung und der Erststart ist für das zweite Quartal 2023 geplant.

## Stichwörter

Raumfahrt, NewSpace, Kleinsatelliten, Grüne Treibstoffe, Trägerrakete, Hybridrakete, unabhängiger Zugang zum All

## 1. EINLEITUNG

### 1.1. Hintergrund zu Hylmpulse

Die Hylmpulse Technologies GmbH ist ein NewSpace-Start Up aus Baden-Württemberg, das 2018 als Ausgründung aus dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) Lampoldshausen gegründet wurde. Die Gründer von Hylmpulse sind vier Ingenieure der Universität Stuttgart mit langjähriger Erfahrung im Bereich der Entwicklung, dem Testen und dem Starten von Raketen und Triebwerken. Dabei haben sie einen Höhenweltrekord für studentische Hybridraketen im Jahr 2016 aufgestellt.

Das Ziel von Hylmpulse ist die Eröffnung des Potentials der NewSpace-Branche durch Behebung des Mangels an regelmäßigen, zuverlässigen, erschwinglichen und nachhaltigen Individualstarts für Kleinsatelliten. Angetrieben von der zunehmenden Verfügbarkeit kompakter weltraumtauglicher Komponenten erfährt der Kleinsatellitenmarkt derzeit ein deutliches Wachstum, welches sich in den nächsten Jahren fortsetzen wird. Industrieprognosen sehen einen Bedarf für bis zu 800 Satellitenstarts pro Jahr über die 2020er, was einem 100-prozentigem Wachstum gegenüber 2019 entspricht. Derzeit fehlen die Startkapazitäten (sowohl in Volumen als auch in Reaktionsfähigkeit), die diesen wachsenden Bedarf stillen können.

Die deutsche Raumfahrtgemeinschaft zeigt aus diesem Grund ihr Interesse an einem nationalen Zugang zum Weltraum. Dies lässt sich an den Plänen der Kleinträgerraketenfirmen als auch an den Plänen für die Nordseestartplattform erkennen. Diese Plattform stellt einen notwendigen Baustein für einen unabhängigen Zugang Deutschlands zum All dar, kann diesen aber nicht

allein bieten. Trägersysteme werden in jedem Fall ebenfalls benötigt und stellen das technologisch schwierigere und das umfangreichere Vorhaben als die Entwicklung eines Startplatzes dar. Die von Hylmpulse entwickelte Rakete wird einen wichtigen Baustein im nationalen Zugang zum All darstellen.

Hylmpulse beschäftigt 60 Mitarbeiter aus 15 Ländern, die ihre Expertise mit nach Deutschland bringen. Die zusätzliche Partnerschaft mit dem DLR, mit der Industrieanlagen Betriebsgesellschaft (IABG) und Zahlreichen Experten aus der Industrie ermöglichen es Hylmpulse die Entwicklung ihrer Trägerrakete in einem beschleunigten Tempo umzusetzen. Das Institut für Raumfahrtantriebe des DLR Lampoldshausen mit seinen Raketentriebwerksprüfständen befindet sich in unmittelbarer Nähe der 1000 m<sup>2</sup> großen Fertigungshalle von Hylmpulse, wodurch die technologische Iteration der Antriebe schnell getaktet abläuft. Durch seine gefestigten Partnerschaften mit Zulieferern kann Hylmpulse den vollen Umfang an Startdienstleistungen aus einer Hand anbieten – von der Nutzlastabholung bis zur Unterstützung der Kunden nach Auslieferung in den Zielorbit. Diese Vorteile und die innovative Antriebstechnologie unterscheiden Hylmpulse von den Wettbewerbern und ermöglichen einen zeitnahen und wettbewerbsfähigen Markteintritt.

### 1.2. Markt für Kleinsatellitenstarts

Das Wachstum des Kleinsatellitenmarktes in den letzten Jahren kann auf die gestiegene Anzahl möglicher Anwendungsgebiete zurückgeführt werden. Kleinsatelliten werden zunehmend in den Bereichen der Erdbeobachtung und Kommunikation eingesetzt, sowie als Experimentalplattformen (sowohl für die Grundlagenforschung wie auch zur

Technologieentwicklung) und für explorative Missionen eingesetzt. Kleinsatelliten dienen außerdem als gut geeignete Plattform zur Weltraumqualifikation von Komponenten größerer Raumfahrzeuge.

Der Trend der Raumfahrtbranche hin zur Kommerzialisierung ermöglicht einen besseren Zugang zur Nutzung des Weltraums durch die Gesellschaft, verstärkt durch die sinkenden Kosten technologischer Entwicklung, welche die Eintrittshürden in den Markt senken. Eine der Triebfedern dieses Umbruchs ist der deutliche Anstieg der Kleinsatelliten (< 500 kg) in niedrigen Erdborbits (LEOs) in Verbindung mit den hierauf basierten Dienstleistungen.

2020 wurden weltweit 1079 Satelliten gestartet, von denen 1029 in die Kategorie der Kleinsatelliten fallen. Diese Anzahl bedeutet ein deutliches Wachstum gegenüber dem Rekordwert aus dem Vorjahr von 385 Kleinsatellitenstarts [1]. Dieser Trend wird sich über das nächste Jahrzehnt laut Industrieprognosen ([2], [3], [4]) der etablierten Marktforschungsorganisationen fortsetzen: im nächsten Jahrzehnt werden über 8000 Kleinsatelliten eine Startmöglichkeit in den Weltraum benötigen, im Durchschnitt also über 800 Satelliten pro Jahr.

BILD 1 und BILD 2 stellen diesen Trend mittels Vorjahresdaten und Prognosen dar.

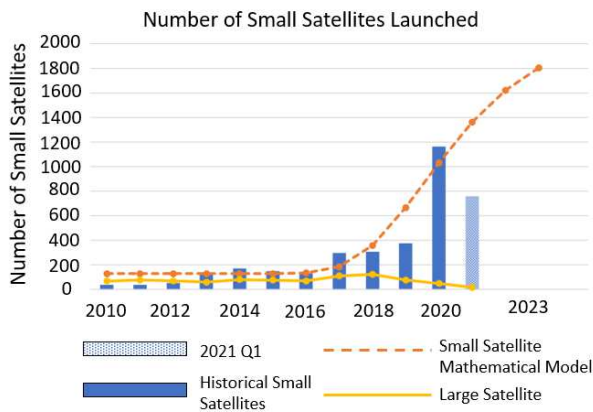


BILD 1. Starts von Kleinsatelliten Historisch und Prognose [5]

Der Hauptengpass für das Wachstum dieser geschätzten 1-Billion-Dollar-Industrie [6] bleibt jedoch die begrenzte Verfügbarkeit von Startdiensten für Kleinsatelliten. Die Kleinsatellitenfirmen haben im Wesentlichen nur zwei Möglichkeiten, um ins All zu kommen. Sie können eine Mitfluggelegenheit (Ride-share) auf einer Trägerrakete nutzen, die bereits andere Nutzlasten transportiert, oder sie können einen eigenen Start kaufen. Die Mitfluggelegenheit ist zwar billiger, aber für die Satellitenbetreiber mit erheblichen Nachteilen verbunden: Der Mitflugsatellit muss warten, bis die Nutzlastkapazität der Trägerrakete gefüllt ist, der Betreiber kann den Zielorbit nicht frei wählen, und falls ein abweichendes Verhalten die (größte) Hauptnutzlast gefährden könnte, wird der Mitflugsatellit möglicherweise geopfert, um die Hauptnutzlast zu retten. Dedizierte Starts hingegen sind zwar teurer, vermeiden aber diese Probleme des Ride-Sharings. Derzeit klappt eine immer größere Lücke zwischen Nachfrage und Angebot an Startdiensten, wobei die Nachfrage das Angebot übersteigt. Diese Lücke ist im Segment der dedizierten Starts noch größer. BILD 2 zeigt, dass alle Kleinsatelliten in den letzten 5 Jahren mit Verzögerungen beim Start konfrontiert waren, von denen 40 % auf einen bezahlbaren Start warteten [7]. Während des Wartens auf

erschwingliche Starts, die genau ihren Anforderungen entsprechen, verlieren die Satellitenunternehmen weiterhin potenzielle Einnahmen [8], was die Entwicklung der gesamten Raumfahrtindustrie bremst. Dies schafft eine bedeutende Geschäftsmöglichkeit im NewSpace-Markt.

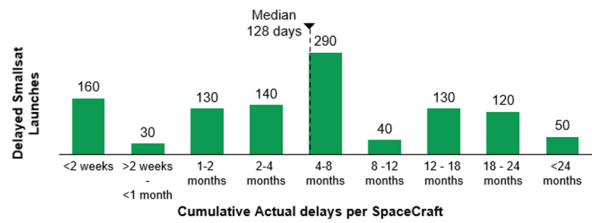


BILD 2. Verzögerungen bei Starts von Satelliten

## 2. HYBRIDRAKETENANTRIEBE

Hybridraketenantriebe sind neben den Flüssig- und Feststofftriebwerken die dritte Variante für chemische Raketenantriebe, wie in BILD 3 dargestellt. Der Hybridantrieb ist definiert als die Art von Raketenantrieb, die eine feste und eine flüssige Treibstoffkomponente verwendet. Typischerweise übernimmt der Brennstoff die Rolle des Feststoffs, während der Oxidator die Rolle der flüssigen Komponente übernimmt. [9]

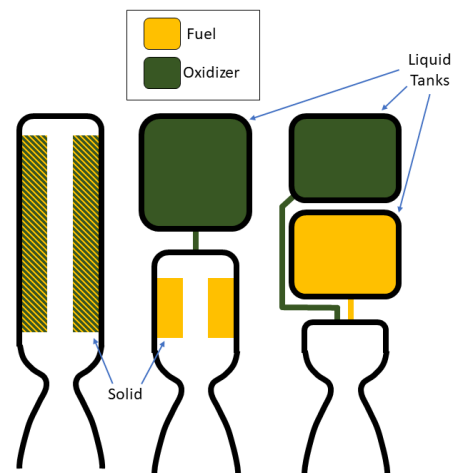


BILD 3. Schema Feststoff-, Hybrid-, Flüssigrakete

Hinsichtlich seiner Eigenschaften liegt der Hybridraketenantrieb in vielerlei Hinsicht zwischen Flüssig- und Feststoffraketenantrieb: Die erforderliche Systemkomplexität liegt zwischen Feststoff- und Flüssigtriebwerken (Bipropellant), da nur ein Fluid gehandhabt werden muss.[9] Der spezifische Impuls von Hybridraketen ist höher als der von Feststoffraketen, da er die energiereicheren Oxidationsmittel wie flüssigen Sauerstoff (LOX) nutzen kann. [9] Der erreichbare spezifische Impuls ist jedoch geringer als der von Flüssigraketenmotoren, die auf hochenergetischen Brennstoffen wie flüssigem Methan und flüssigem Wasserstoff basieren. Hybridtreibstoffe können jedoch mit den spezifischen Impulsen von Kerosin-LOX-Flüssigraketenmotoren mithalten.

Hybridraketenmotoren bieten im Vergleich zu Feststoffraketenmotoren eine größere operationelle Flexibilität durch die Möglichkeit der Drosselung, die durch die Steuerung des Massenstroms des flüssigen Oxidators erreicht werden kann. Auch wiederzündbare Motorkonstruktionen sind mit Hybrid-Raketenmotoren möglich. Außerdem bieten Hybridraketenmotoren die größte Flexibilität bei der Wahl der Treibstoffe, da sowohl flüssige als auch feste Substanzen verwendet werden können. [9]

Der Bereich, in dem die Hybridrakete sowohl der Flüssig- als auch der Feststoffrakete überlegen ist, liegt in der Handhabung und der Betriebssicherheit. Anders als bei Festtreibstoffen sind Treibstoff und Oxidator physikalisch getrennt, bis sie sich im Nennbetrieb in der Brennkammer treffen. Außerdem muss die flüssige Komponente noch nicht anwesend sein, wenn das Personal in der Nähe/am Raketenantrieb arbeitet. Dies ist ein Vorteil gegenüber der Feststoffrakete, den der Hybridraketenantrieb mit der Flüssigkeitsrakete teilt. Bei Flüssigkeitsantrieben besteht jedoch die Möglichkeit, dass sich Treibstoff und Oxidationsmittel schnell vermischen, was im Falle eines Tankbruchs zu einer explosiven Verbrennung führen kann. Da bei Hybridraketen eine der Komponenten fest ist, kann diese schnelle Vermischung nicht auftreten. Daher ist eine vollständige Explosion unmöglich, auch wenn es trotzdem zu Rissen kommen kann. Diese höhere Sicherheit, kombiniert mit der (im Vergleich zur Flüssigkeitsrakete) geringeren Systemkomplexität, ermöglicht geringere Betriebskosten, da der Aufwand für Sicherheitsvorkehrungen deutlich reduziert wird.

Typische, klassische Hybridraketen-systeme verwenden polymere Brennstoffe wie HDPE (Polyethylen hoher Dichte), HTPB (hydroxyterminiertes Polybutadien) oder PMMA (Polymethylmethacrylat), die durch die Verbrennungswärme pyrolysiert werden und brennbares Gas in die Verbrennungszone abgeben. Dieser Verbrennungsmechanismus resultiert in niedrigen Verbrennungsraten (Regression) des Brennstoffs, die zu einem geringeren Brennstoffmassenstrom führen, was wiederum zu einer geringeren Schubdichte der Motoren führt. [10] Es wurden in der Vergangenheit Abhilfemaßnahmen vorgeschlagen, darunter Brennstoffadditive, Wirbeleinspritzung oder komplexere Geometrien des Brennstoffblocks, aber alle diese Lösungen haben entweder Auswirkungen auf die Brennschlussmassen der Motoren, die  $I_{sp}$ -Performance oder die Verbrennungsstabilität.

Eine Abhilfe für diesen traditionellen Nachteil von Hybrid-Raketenantrieben wurde in so genannten "verflüssigenden Brennstoffen" gefunden. Diese neue Klasse von Festbrennstoffen schmilzt, bevor sie pyrolysiert, so dass sich eine flüssige Schicht auf dem Festbrennstoffblock bildet. Durch die Oxidationsmittelströmung über der Flüssigkeitsoberfläche bilden sich Wellen, und Tröpfchen des verflüssigten Brennstoffs werden in den Gasstrom mitgerissen, so dass ein zusätzlicher Brennstofftransportmechanismus in die Flamme entsteht. Der Vorgang ist in BILD 4 dargestellt. Durch den Verflüssigungsmechanismus ist der notwendige Wärmetransport von der Kernströmung zum Brennstoff verringert. Damit kann die Regressionsrate gegenüber herkömmlichen Hybridbrennstoffen um das 2- bis 5-fache gesteigert werden. [11]

Paraffinwachs ist ein Material, das zu dieser Kategorie von verflüssigenden Brennstoffen gehört und wurde nach der Entdeckung des Phänomens schnell als solches identifiziert. Aufgrund seiner allgemeinen Eigenschaften und aufgrund der Erfahrung der Hylmpulse-Gründer mit der Entwicklung von paraffinbasierten Hybridraketen-treibstoffen wurde dieser Stoff als Feststoffkomponente der Raketen-treibwerke ausgewählt.

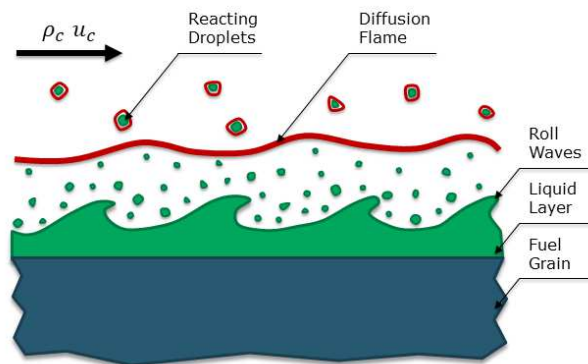


BILD 4. Verbrennungsmechanismus verflüssigende Treibstoffe [12]

Für die Auswahl des flüssigen Oxidators wurde eine Analyse durchgeführt. [13] Am häufigsten werden bei Hybridraketen flüssiger Sauerstoff (LOX), Wasserstoffperoxid oder verschiedene Stickoxide als Oxidator (z.B. Lachgas) verwendet. Von diesen wurde LOX aufgrund der Leistung (siehe BILD 5), der Kosten und der Sicherheit (Wasserstoffperoxid und Stickoxide können sich exotherm zersetzen) ausgewählt.

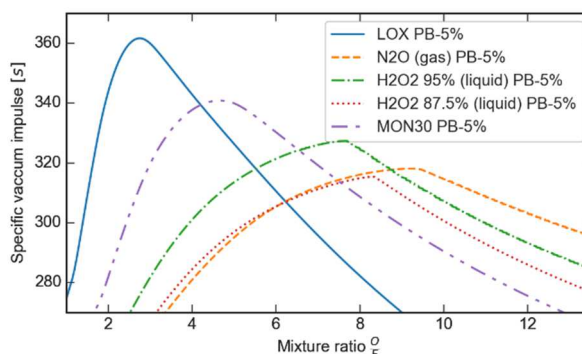


BILD 5. Vergleich spezifischer Impuls für 15 bar und Expansionsverhältnis von 60 [13]

Normalerweise führt die Verwendung von LOX zu Instabilitäten in Hybrid-Raketenmotoren, aber Hylmpulse hat Motordesigns entwickelt, die eine stabile Paraffin-Flüssig-Sauerstoff-(ParaLOX-)Verbrennung gewährleisten können. Dieses Design wurde in über 75 Tests im kleinen Maßstab (10kN) erfolgreich demonstriert (siehe BILD 6) und wird derzeit für den Betrieb im vollen Maßstab (75kN) qualifiziert.



BILD 6. Test des 10kN Demonstrators

### 3. CO<sub>2</sub>-NEUTRALER BRENNSTOFF

Aus Umweltsicht ist die ParaLOX-Verbrennung vergleichsweise sauber, es werden hauptsächlich Kohlendioxid (CO<sub>2</sub>) und Wasser emittiert. Herkömmliches Paraffin ist jedoch ein Nebenprodukt der Rohölraffination, so dass das beim Betrieb von Raketenmotoren emittierte CO<sub>2</sub> aus fossilen Quellen stammt und somit zum globalen Klimawandel beiträgt. Um diesen Nachteil zu überwinden, erforscht HyImpulse Optionen für eine erneuerbare Methode zur Gewinnung von Paraffin. Da CO<sub>2</sub> immer ein Produkt des Verbrennungsprozesses sein wird, muss das Paraffin aus dem bereits in der Atmosphäre vorhandenen CO<sub>2</sub> erzeugt werden. Auf diese Weise wird kein neues CO<sub>2</sub> hinzugefügt, es entsteht ein CO<sub>2</sub>-neutraler Kreislauf.

Eine etablierte Methode zur Synthese verschiedener Kohlenwasserstoffe aus kleineren Molekülen ist das Fischer-Tropsch-Verfahren (FTV), das aus Kohlenstoffmonoxid und Wasserstoff Kohlenwasserstoffe unter Abgabe von Wasser synthetisiert. [14]

Die FTV ist seit etwa 100 Jahren im Einsatz und produziert üblicherweise Kohlenwasserstoffe wie Benzin, Diesel, Kerosin oder Heizöl aus sogenanntem Synthesegas (einem Gemisch aus Kohlenmonoxid und Wasserstoff). Dieses Synthesegas kann leicht aus fossilen Quellen wie Kohle oder Erdgas gewonnen werden. [15] Trotz der langen Nutzungsgeschichte hat sich die FTV bisher nur bei Ölknappheit oder einem Überangebot an Kohle/Erdgas als wirtschaftlich rentabel erwiesen. [14] Die erhöhte Aufmerksamkeit für die Gefahren des globalen Klimawandels hat das Interesse an der FTV in den letzten Jahren erneuert, da der Prozess selbst unabhängig von der Quelle des Synthesegases ist. Dies ermöglicht ein Ersetzen der traditionellen Synthesegasquellen durch erneuerbare, z. B. aus Biomasse oder durch Gewinnung aus der Atmosphäre. [15]

Bei der FTV wird das Synthesegas metallischen Katalysatoren bei Temperaturen zwischen 220 und 350 °C und unter verschiedenen Drücken ausgesetzt. Die Zusammensetzung des erzeugten Kohlenwasserstoffgemischs kann durch Variation der Prozesstemperaturen und -drücke sowie durch Anpassung der Katalysatoren optimiert werden. [14] Paraffine sind typischerweise eher ein Nebenprodukt beim FTV, wie sie derzeit eingesetzt wird, daher sind die Parameter eines für den Paraffin-Output optimierten Prozesses das Ziel der Forschungsaktivitäten hierzu von HyImpulse. Alternativ könnte auch die Aufbereitung der Nebenprodukte größerer FTV-Betriebe (z.B. Herstellung von kohlenstoffneutralem Kerosin für die kommerzielle Luftfahrt) einen effektiven Hybrid-Raketentreibstoff ergeben.

Die Beschaffung des Synthesegases wird das zweite Forschungsziel für HyImpulse's kohlenstoffneutrale Treibstoffproduktion darstellen, wenn HyImpulse eine eigene paraffin-optimierte FTV betreibt. Hierfür bieten sich zwei Hauptoptionen an, die Gewinnung des Synthesegases aus Biomasse (zusammen mit FTV als "Biomass to Liquid" bezeichnet) oder die Gewinnung aus der Atmosphäre unter Einsatz von Energie (zusammen mit FTV als "Power to Liquid" bezeichnet). [15]

Die Entwicklung des klimaneutralen Brennstoffs befindet sich derzeit in einem Planungsstadium. Sobald Kooperationspartner feststehen und Ressourcen zur Verfügung stehen, kann sie aufgrund der hohen Reife der beteiligten Technologien schnell umgesetzt werden.

### 4. NEUE ENTWICKLUNGEN BEI HYIMPULSE

Zwei wichtige neue technische Entwicklungen bei HyImpulse sind die Entwicklung des HyPLOX75 (75 kN Hybrid Paraffin LOX) Motors, der die ersten beiden Stufen von SL1 antreiben wird, und die Entwicklung einer Höhenforschungsrakete (suborbitaler Technologie-demonstrator) namens SR75 (75 kN Sounding Rocket), die ebenfalls diesen Motor verwenden wird.

#### 4.1. HyPLOX75 Entwicklung

Der HyPLOX75-Motor ist die hochskalierte Version des 10 kN-Demonstrators, der über 75 mal erfolgreich getestet wurde. Diese Version des Hybridmotors in Zielgröße soll sowohl auf der SR75 als auch auf der SL1 Trägerrakete eingesetzt werden (mit einigen Anpassungen für die unterschiedlichen Anwendungen).

Die erste Entwicklungstestkampagne des HyPLOX75 wurde im September 2020 auf dem DLR-Raketenantriebs-Testgelände Lampoldshausen durchgeführt, wie in BILD 7 zu sehen ist. Die Tests waren erfolgreich und dienten der Demonstration des Betriebs dieser skalierten Version des etablierten 10 kN-Hybrid-Raketentreibmotors.



BILD 7. HyPLOX75 Entwicklungstest September 2020

Der erste einer Reihe von Qualifikationstests wurde im Mai 2021 durchgeführt, dieses Mal in Kooperation mit dem Saxa Vord SpacePort auf den Shetland Inseln (siehe BILD 8). Mit dieser Kampagne wurde der nominale Betrieb des Flugmotors erfolgreich bestätigt. Die nächste Testkampagne ist für den Spätsommer dieses Jahres geplant, vor dem Flug der Höhenforschungsrakete SR75.



BILD 8. HyPLOX75 Test auf Shetland im Mai 21

Danach werden weitere Optimierungen in die Triebwerkstests einfließen, um das Design an die Konfiguration der kleinen Trägerrakete anzupassen (einschließlich Turbopumpenversorgung und Schubvektorsteuerung). Der integrierte Powerpack-Test ist für Q2 2022 geplant.

#### 4.2. Vorbereitungen für den SR75-Start

Die Höhenforschungsrakete SR75 (siehe BILD 9) verwendet den HyPLOX75-Motor in einer druckgespeisten Konfiguration, um eine Nutzlast von 350 kg auf einer suborbitalen Flugbahn auf eine Höhe von 200 km zu befördern. Dadurch wird eine Mikrogravitationsumgebung ( $< 1E-5$  g) für eine Dauer von etwa 5 Minuten geschaffen.



BILD 9. SR75 Höhenforschungsrakete

Die SR75-Flüge ermöglichen HyImpulse die Flugqualifizierung einiger der Hardware, die in der Trägerrakete zum Einsatz kommen wird, sowie das Sammeln von Flug Erfahrungen mit den anderen Komponenten, die ebenfalls ihren SL1-Pendants recht ähnlich sind. Neben den HyPLOX75-Motoren können auch die leichten CFK-Strukturen (kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff), die Avionik und viele Fluidkomponenten bereits in einer Weltraum-/Startumgebung demonstriert werden.

Außerdem bietet der Start der SR75 HyImpulse eine Möglichkeit, seine Technologie zu kommerzialisieren, bevor die Entwicklungsarbeiten an der orbitalen Trägerrakete abgeschlossen sind. Suborbitale Forschungsflüge mit Raketen bieten einen kostengünstigen Zugang zur Schwerelosigkeit und ermöglichen Atmosphärenforschern den Zugang zu verschiedenen Schichten innerhalb der höheren Atmosphäre, die weder mit Ballons noch mit Satelliten erreicht werden können. Der Jungfernflug der SR75 wird im vierten Quartal 2021 durchgeführt. Spätere Starts können von einem von

mehreren verschiedenen Startplätzen rund um den Globus durchgeführt werden, wodurch eine große Flexibilität besteht. SR75 benötigt nur eine geeignete Startschiene, einen Kontrollraum, einen Vorrat an LOX und Druckgas, Funkbodenstationen (einschließlich Radarverfolgung) und Zugang zur Anlieferung von 40-Fuß-ISO-Containern. Die gesamte von HyImpulse entwickelte Bodenausrüstung (GSE) wurde mit Blick auf die Transportfähigkeit entwickelt.

#### 4.3. Entwicklung Bodenausrüstung (GSE)

HyImpulse arbeitete an der Erprobung und Montage des GSE, dessen Aufgabe es ist, das Laden aller Treibstoffe in die Rakete zu ermöglichen und sie für den Start vorzubereiten. Die Motortestkampagne auf den Shetland-Inseln bot die Gelegenheit für einen praktischen Test der bisher entwickelten Systeme, siehe BILD 10. Das GSE enthält die meisten Komponenten für die Fluide, die Steuerbox für das Mess-, Steuer- und Regelsystem (MCC), das Verkabelung, Rohrleitungen und Sensoren für Druck, Temperatur und Massendurchfluss enthält. Das GSE kann Fluide mit Temperaturen zwischen  $-180^{\circ}\text{C}$  und  $100^{\circ}\text{C}$  und einem maximalen Druck von 400 bar verarbeiten.



BILD 10. Bodenequipment und Testaufbau

Zusätzlich zu den elektrischen Systemen, die ohnehin Teil der Höhenforschungsraketen-GSE sind, wurde für die Testkampagne der Umfang der Sensor- und Steuereinheiten erweitert, die Hardware wurde montiert und getestet, einschließlich elektrischer Erdung und den Blitzschutz. Die Ethernet-LAN-Netzwerkinfrastruktur wurde eingerichtet und hat sich mit Datenerfassungs- und Steuermodulen sowie mit IP-Videokameras, die für die Überwachung und das Live-Streaming von Testevents verwendet werden, als funktionsfähig erwiesen.

### 5. SMALL LAUNCHER 1 (SL1)

#### 5.1. SL1 Architektur und Entwicklungsstand

In Bezug auf die SL1-Entwicklung bewegt sich HyImpulse in Richtung technischer Studien auf Subsystem-Ebene des Small Launcher SL1. SL1 ist eine dreistufige Trägerrakete mit einer Startmasse von etwa 48 Tonnen und einer Gesamtlänge von etwa 28 Metern. Sie ist in der Lage, 400 kg Nutzlast in eine 500 km lange sonnensynchrone Umlaufbahn (SSO) zu befördern. Die erste Stufe besteht aus 8 HyPLOX75-Motoren.

Das Versorgungssystem der ersten Stufe verwendet einen Gasgenerator (GG)-Zyklus mit einer Turbopumpe, die jeweils 2 HyPLOX75-Motoren mit LOX versorgt. Ein Heliumtank ist ebenfalls erforderlich, um den GG-Treibstofftank (Ethanol) unter Druck zu setzen und den LOX-Tank anfänglich unter Druck zu setzen.

Während des Betriebs des Motors wird das Ethanol die ganze Zeit mit Helium bedrückt gesetzt, während das entnommene LOX-Volumen mit gasförmigem Sauerstoff ersetzt wird. Die heißen Abgase der Turbine werden verwendet, um eine kleine Menge des Hochdruck-LOX in

einem Wärmetauscher zu verdampfen, wodurch die Menge des benötigten externen Druckgases reduziert wird. Die brennstoffreiche Verbrennung im Inneren des GG ergibt ein sehr sauberes Abgas mit nur minimalen Rußanteilen. Der Gasgenerator wurde bereits getestet, wie in BILD 11 dargestellt.



BILD 11. Gasgenerator Test

Die erste Stufe wird über eine Schubvektorsteuerung an mehreren Raketenmotoren verfügen, um die Lage der Trägerrakete zu kontrollieren. Zusätzlich wird erwogen, eine aerodynamische Stabilisierung mit Steuerflächen an Flossen während des Aufstiegs in der Atmosphäre zu verwenden. Es ist möglich, die erste Stufe der Trägerrakete per Fallschirm zu bergen. Es wird jedoch während der Entwicklung geprüft, ob dies wirtschaftlich sinnvoll ist, da die Hybridmotoren konstruktionsbedingt nur einmal verwendet werden können.

Die Systeme für die Fluidhandhabung befinden sich derzeit im Entwurfsstadium, und die meisten davon können recht einfach von der Höhenforschungsrakete übernommen werden. Die wichtigsten Änderungen an der Architektur liegen hier in der Turbopumpenversorgung, die das Druckniveau im größten Teil des Systems reduziert, und in der Druckbeaufschlagung des LOX-Tanks mit gasförmigem Sauerstoff aus dem Wärmetauscher. Dies erhöht zwar die Systemkomplexität, aber der Massen- und Kostennachteil eines größeren Bedrückungssystems kann vermieden werden.

Hylmpulse entwirft, entwickelt und produziert auch eigene Komposit-Tanks für flüssigen Sauerstoff und das Bedrückungsgas. BILD 12 zeigt die kryogene Testkampagne, die im März 2021 durchgeführt wurde.



BILD 12. Kryotest Faserverbund Tanks

Was die Avionik betrifft, so entwirft und montiert Hylmpulse Avionikkomponenten, die während des Erstflugs der SR75 getestet und validiert werden. Die Avionik von SL1 wird identische/nahezu identische Komponenten verwenden. Beispiele für die Avionik-Designs sind in BILD 13 und BILD 14 dargestellt.

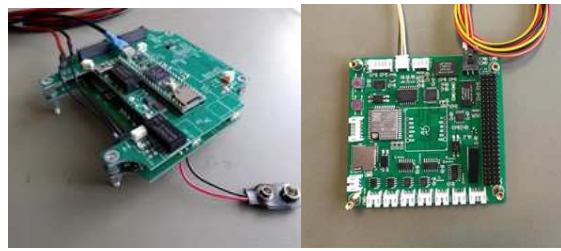


BILD 13. Avionikkomponenten

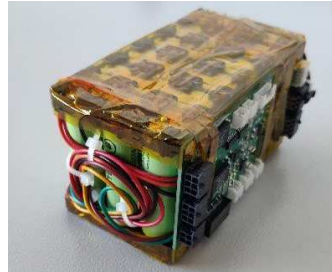


BILD 14. Batterie und Kontrolleinheit

Die zweite Stufe von SL1 verwendet 4 HyPLOX75-Motoren. Aufgrund des höheren Expansionsverhältnisses wird der Schub jedes Motors etwa 100 kN betragen. Die Lageregelung der zweiten Stufe wird wieder mit Schubvektorsteuerung realisiert. Das LOX-Fördersystem der zweiten Stufe ist das gleiche wie das der ersten Stufe und somit turbopumpenbasiert. Die dritte Stufe der kleinen Trägerrakete wird 4 kleinere HyPLOX25-Motoren und ein druckgespeistes System verwenden. Die Konstruktionsparameter der Triebwerke wurden entsprechend dem Flugbereich für eine Nutzlast von 400 kg auf einen 500 km-Orbit optimiert. Zusätzliche kleine Triebwerke sind für die Lageregelung und Orbit-Zirkularisierung notwendig. Für die Lageregelung können Kaltgas-Triebwerke verwendet werden, die das bereits vorhandene Druckgas nutzen. Die Orbit-Zirkularisierung kann von einem Paar kleiner Hybrid-Raketenmotoren übernommen werden. Alternativ kann für diese kleinere Antriebsaufgabe ein integriertes Lage- und Bahnsteuerungssystem mit Flüssigtreibstoffen eingesetzt werden. Die Nutzlast, die aus einem einzelnen oder mehreren Kleinsatelliten bestehen kann, wird über einen Adapter und einen optionalen Satellitendispenser mit der Oberstufe verbunden.

Ein Konzept des SL1 ist in BILD 15 zu sehen.



BILD 15. SL1 Konzept

Eine Zusammenfassung mit den Leistungs- und Konstruktionsparametern der einzelnen Stufen finden Sie in Tabelle 1:

Tabelle 1

Parameter	Wert
<b>1. Stufe</b>	
Anzahl Hybridmotoren	8
Brennzeit [s]	100 - 120
Druck [bar]	60
Expansionsverhältnis	16
Durchschnittlicher spezifischer Impuls [s]	~307
Durchschnittlicher Sea Level Schub [kN]	~657

<b>2<sup>nd</sup> Stage</b>	
Anzahl Hybridmotoren	4
Brennzeit [s]	50 - 80
Druck [bar]	60
Expansionsverhältnis	41
Durchschnittlicher spezifischer Impuls [s]	~326
Durchschnittlicher Sea Level Schub [kN]	~412
<b>3<sup>rd</sup> Stage</b>	
Anzahl Hybridmotoren	4
Brennzeit [s]	100 - 120
Druck [bar]	11.5
Expansionsverhältnis	30
Durchschnittlicher spezifischer Impuls [s]	~316
Durchschnittlicher Sea Level Schub [kN]	~27.5

## 5.2. SL1 Flugbahnen

Es wurden Flugbahnstudien durchgeführt, um zu verifizieren, dass der SL1 in der Lage ist, 400 kg zu einem 500 km entfernten SSO zu transportieren, und um die Leistungsfähigkeit der Nutzlast für die unten aufgeführten Orbits abzuschätzen:

- SSO
- 80°
- 90°

Die Simulationen wurden unter Berücksichtigung der in Tabelle 2 aufgeführten Startplätze durchgeführt:

Tabelle 2

Startplatz	Land	Breitengrad	Längengrad
Lamba Ness	UK	60.82° N	0.76° W
Whaler's Way	Australien	34.91° S	135.65 E
Andøya	Norwegen	69.3 N	16 E

Eine Beispiel-Unterteilung der Missionsphasen ist in Tabelle 3 dargestellt:

Tabelle 3

Missionsphase	Flugzeit [s]	Höhe [km]	Geschwindigkeit [km/s]
Lift-off	0	0	0
Pitch-over	4.3	0.04	0.02
Constant pitch	6.2	0.07	0.03
1 <sup>st</sup> stage cut-off	108	38	1.5
2 <sup>nd</sup> stage ignition	135	56	1.41
2 <sup>nd</sup> stage cut-off	195	93	3.6
Faring jettison	238	113	3.5
3 <sup>rd</sup> stage ignition	238	113	3.5
3 <sup>rd</sup> stage cut-off	358	123	8.0
Orbit insertion	3002	500	7.56

Ein Beispiel für das Flugprofil und die Flugbahn ist in BILD 16, BILD 17 & BILD 18 dargestellt. Sie basieren auf Lamba Ness als Startplatz und für einen 500 km SSO Orbit.

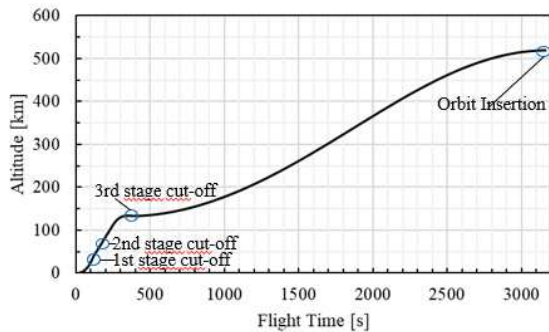


BILD 16. SL1 Aufstiegsbahn

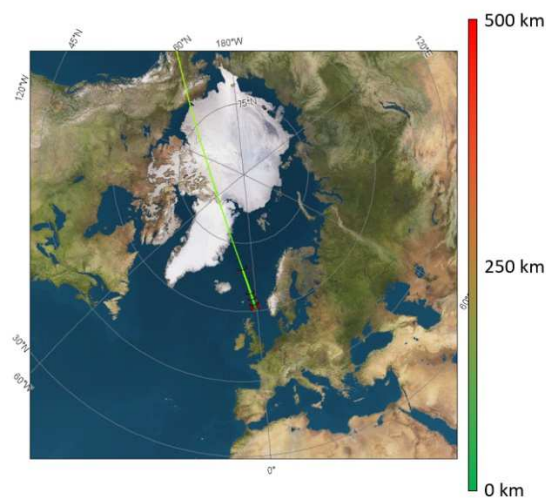


BILD 17. Flugfad vom Startplatz

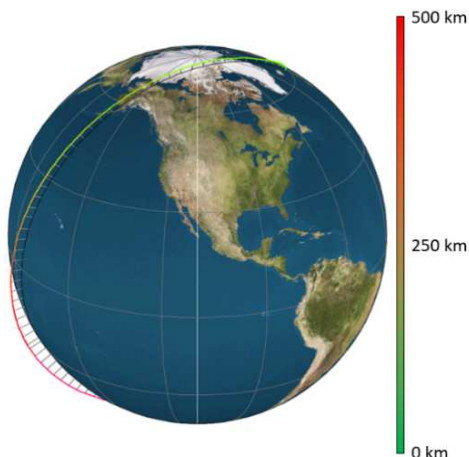


BILD 18. Aufstiegsbahn in den Orbit

### 5.3. SL1 Betriebskonzept (ConOps)

Nach der Produktion aller Komponenten werden die zusammengebauten und getesteten Subsysteme von SL1 zum Startplatz transportiert, wo sie als Stufen integriert werden, die dann miteinander verbunden werden. Die Nutzlast wird für den Start vorbereitet und in einer

Reinraumumgebung in die Nutzlastverkleidung eingekapselt, wonach sie auf der Rakete montiert wird. Bei jedem Schritt auf dem Weg wird das integrierte System überprüft, um sicherzustellen, dass die kritischen Systeme nominell funktionieren. Die komplette Montage erfolgt in horizontaler Ausrichtung.

Das GSE wird in 40-Fuß-Standard-Schiffscontainern installiert, um eine gute Transportfähigkeit zu erreichen. Die Container werden zur Startanlage geliefert und an die bereits vorhandene Infrastruktur angeschlossen. Nach dieser Installation an der Startanlage wird die Funktionalität und Dichtigkeit aller Verbindungen nochmals überprüft. Danach wartet das GSE auf den Anschluss des SL1.

Das Fahrzeug wird auf ein Transport- und Startfahrzeug (TLV) verladen, welches die integrierte Rakete zur Startrampe bringt. Dort angekommen, hebt das TLV die Rakete in ihre Startlage, das Ground Support Equipment wird angeschlossen und nach einigen abschließenden Prüfungen werden die Fluide geladen. Nach Abschluss der Arbeiten werden die Fluidleitungen abgekoppelt und die SL1 startet.

Die erste Stufe ist optional wiederverwendbar. Nachdem sie sich von der zweiten Stufe getrennt hat, wird sie an Fallschirmen/Gleitern zur Erde zurückkehren, von wo aus sie abgeholt, zerlegt und wiederverwendbare Komponenten aufgearbeitet und wieder in den Vorrat von HyImpulse zurückgeführt werden.

Um Flexibilität und einen reaktionsschnellen Zugang zum Weltraum zu gewährleisten, plant HyImpulse, mehrere Startplätze auf der ganzen Welt zu nutzen. Das Unternehmen hat bereits Absichtserklärungen mit SSC Esrange (Schweden), Shetland Space Center (Großbritannien) und Southern Launch Whaler's Way Complex (Australien) unterzeichnet. Diese Standorte und weitere, die derzeit in Betracht gezogen werden, sind in BILD 19 dargestellt. Darüber hinaus prüft HyImpulse aufgrund des zunehmenden Interesses an kleinen Trägerraketen in Deutschland auch die Möglichkeit einer gemeinsamen Entwicklung für eine See-Startplattform in der Nordsee.



BILD 19. Mögliche Startplätze

### 5.4. SL1 Nutzlastkapazität

Wie bei der Diskussion der Referenzbahn des SL1 erwähnt, ist die Trägerrakete für eine Nutzlastkapazität von 400 kg in 500 km SSO ausgelegt. Unterschiedliche Umlaufbahnen und Startplätze haben einen Einfluss auf diesen Wert, wie in BILD 20 dargestellt.



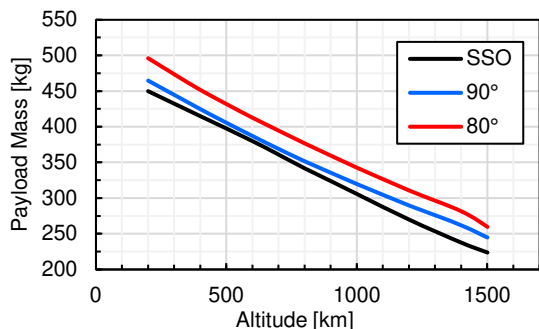


BILD 20. SL1 Nutzlast von Shetland

Das Nutzlastvolumen von SL1 ist derzeit so geplant, dass der in BILD 21 dargestellte Raum zur Verfügung steht. Der untere zylindrische Abschnitt kann bei Bedarf potenziell von 0,2 m auf 1,2 m Länge erweitert werden.

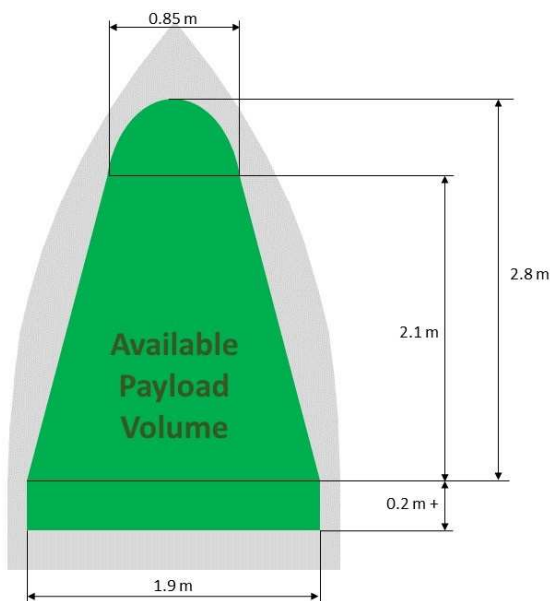


BILD 21. SL1 Nutzlastvolumen

## 6. UNABHÄNGIGER ZUGANG ZUM WELTRAUM

Unabhängiger Zugang zum Weltraum wird für jede Nation eine gewichtige Rolle im 21. Jahrhundert spielen. Immerhin erschließen die Player der NewSpace Industrie in dem niederen Erdorbit das Industriegebiet des aktuellen Jahrhunderts. Dadurch entsteht auch Abhängigkeit von diesem Erdorbit, für verschiedenste Themengebiete: Naturschutz, Katastrophenschutz, Sicherheitspolitik, Kommunikation, Agrarindustrie, uvm. Umso wichtiger wird der unabhängige Zugang zum All. Gleichzeitig ist die Öffentlichkeit sensibilisiert, wodurch der Zugang zum All auch auf möglichst umweltfreundliche und sichere Art erfolgen muss. Drittens ist auch die Anforderung an den Zugang zum All, immer schnell und zuverlässig verfügbar zu sein. Nicht immer kann eine Mission über sechs bis neun Monate vorbereitet werden. Die Trägersysteme müssen also günstig, zuverlässig, sicher, umweltfreundlich und möglichst schnell einsatzbereit sein. Der auf Hybridtriebwerken basierende Launcher SL1 ist hierfür bestens geeignet, wie schon in den Kapiteln zuvor erläutert. Durch das Verwenden durch CO<sub>2</sub>-neutralen Brennstoff und

Flüssigsauerstoff als Treibstoffe ist das System umweltfreundlich und sicher handhabbar. Es geht keine Gefahr aus für den Startplatz (Explosion) oder überflogene Meere (Verschmutzung durch flüssige Kohlenwasserstoffe, z.B. Kerosin). Gleichzeitig ist die Technologie von HyImpulse völlig unabhängig von Staaten außerhalb Europas. Die Brennstoffe werden selbst hergestellt, LOX ist weithin verfügbar und alle Komponenten werden in Europa oder in-house hergestellt. Nicht zuletzt ermöglicht die Hybridtriebwerkstechnologie, bei der der Brennstoff bereits in der Rakete vorhanden ist, eine schnelle Startvorbereitung. HyImpulse plant, für bestimmte Kunden, Raketen auf Vorrat zu halten und zu gegebenem Zeitpunkt innerhalb weniger Stunden mit flüssigem Sauerstoff zu betanken und die Startvorbereitungen in kurzer Zeit durchzuführen.

## 7. FAZIT

HyImpulse Technologies GmbH, ein NewSpace-Unternehmen mit Sitz in Süddeutschland, das mehr als 60 Mitarbeiter aus aller Welt zählt und bis Ende 2021 auf 100 Mitarbeiter anwachsen wird, hat sich zum Ziel gesetzt, einen dedizierten, erschwinglichen, zuverlässigen, reaktionsschnellen und umweltverträglichen Zugang zum Weltraum mit Hilfe eines hybriden Raketenantriebs zu ermöglichen.

Der Vortrag zeigte auf, wie der Markt der Kleinsatelliten von Jahr zu Jahr wächst und dass es derzeit noch nicht genügend gute Startmöglichkeiten für Kleinsatelliten gibt. Er skizzierte das Potenzial der Raketentechnik, diese unbefriedigte Nachfrage zu befriedigen, indem sie eine einfache, sichere und effektive Antriebsmöglichkeit bietet. Die von HyImpulse eingesetzte Technologie der Treibstoffverflüssigung überwindet den traditionellen Nachteil der geringen Schubdichte von Hybridraketenmotoren, indem sie die Verbrennungsrate der Treibstoffe deutlich erhöht. HyImpulse verwendet Paraffin als Treibstoff, das eine gute Leistung und hohe Sicherheit aufweist und weithin verfügbar ist.

Um dem globalen Klimawandel entgegenzuwirken, plant HyImpulse eine kohlenstoffneutrale Treibstoffsynthese, um den derzeitigen Nachteil von Paraffin, ein Produkt fossiler Brennstoffe zu sein, zu überwinden. Dies kann durch die Kombination des Fischer-Tropsch-Verfahrens (ein Verfahren, das bereits vor 100 Jahren etabliert wurde und seitdem in industriellem Umfang betrieben wird) mit einer Synthesegas-Gewinnung aus regenerativen Quellen erreicht werden.

Die Entwicklungsanstrengungen von HyImpulse in Bezug auf den Startservice wurden dargestellt. Dazu gehören die ersten beiden Testkampagnen des großen Hybrid-Raketensystems HyPLOX75, die ihn für den Einsatz auf der Höhenforschungsrakete SR75 demonstrieren und qualifizieren haben. Letztere, deren Jungfernflug für das dritte Quartal dieses Jahres geplant ist, befindet sich ebenfalls in der Endphase der Entwicklung. Das SR75-Projekt dient dazu, die Entwicklung der kleinen Trägerrakete zu beschleunigen, indem Flugertests mit der entsprechenden Hardware gesammelt werden. Die fertige Höhenforschungsrakete ermöglicht HyImpulse außerdem einen Weg zur Kommerzialisierung ihrer Technologie vor dem Ende der Entwicklung ihres Hauptprodukts und generiert so zusätzliche Mittel für die Entwicklung der kleinen Trägerrakete.

Die Entwicklung der Trägerrakete SL1 ist in vollem Gange, und die Architektur der Rakete wurde bereits skizziert. SL1

wird die HyPLOX75-Motoren in einer gasgenerator-betriebenen, turbopumpengespeisten Konfiguration auf den ersten beiden Stufen (8 Motoren auf der 1. Stufe, 4 auf der 2. Stufe) und druckgespeiste HyPLOX25-Motoren (eine verkleinerte Version der Schwestertriebwerke) auf der dritten Stufe einsetzen. Weitere Systementwicklungen wurden zusammengefasst, darunter auch die Erprobung von kryo-kompatiblen CFK.

Die Mission von SL1 wurde ebenfalls zusammengefasst, wobei die Leistung der Nutzlast in verschiedenen Umlaufbahnen von relevanten Startplätzen aus demonstriert wurde. Der Bodenbetrieb des SL1 hat eine begrenzte Komplexität und eine hohe Flexibilität und ermöglicht den Kunden von HyImpulse einen reaktionsschnellen und bequemen Zugang zum Weltraum von einem von mehreren Startplätzen in der ganzen Welt. HyImpulse hat es sich zur Aufgabe gemacht, das volle Potenzial der kommerziellen NewSpace-Industrie zu erschließen, indem der derzeitige Engpass für einen häufigen, dedizierten, zuverlässigen, erschwinglichen und nachhaltigen Zugang zum Weltraum für Kleinsatelliten durch den Einsatz der selbst entwickelten Technologie auf Basis eines Hybridantriebs beseitigt wird.

Dank des rasanten Wachstums und des schnellen Fortschritts, den das Unternehmen macht, kann ab 2023 ein Startservice mit der SL1-Kleinrägerrakete angeboten werden. Dieser Startdienst kann mehrere Missionsszenarien abdecken, indem er von verschiedenen Startplätzen aus operiert.

## 8. DANKSAGUNG

Teile der Entwicklung von HyImpulse werden durch die Teilnahme am EU Horizon 2020 SME Phase II Projekt - HyTEC - finanziert.

## 9. QUELLENVERZEICHNIS

1. Euroconsult: Record number of smallsats launched in 2020 - SpaceNews
2. Euroconsult, Prospects for the small satellite market, 2019
3. Northern Sky Research, Small Satellite Market, 6th Edition Report, 2019
4. PwC, Main trends and challenges in the space sector, 2019.
5. Satellite Applications Catapult Ltd, Small Satellite Market Intelligence Report Q1 2021
6. Thematic Investing, Transforming World: The 2020s, The Bank of America Merrill Lunch, 2019
7. Bryce Space, Small launch delays, 2020.
8. Burkhardt, H., "The Light Launcher Landscape: A Compilation and Assessment of Publicly Available Data on Market, Competition and Financing", Proceedings of the 69<sup>th</sup> International Astronautical Congress, Bremen, Germany, October 2018
9. Messerschmid, E. and S. Fasoulas, Raumfahrtsysteme, Springer, Stuttgart, 2000, Pgs. 223-224
10. Kobald, M., "Combustion Phenomena of Advanced Hybrid Rocket Fuels", Dissertation at University of Stuttgart, 2015
11. Karabeyoglu, M.A., D. Altman, and B.J. Cantwell, "Combustion of Liquefying Hybrid Propellants: Part 1, General Theory", Journal of Propulsion and Power, Vol. 18, No. 3, May-June 2002
12. Karabeyoglu, M.A., B.J. Cantwell, and J. Stevens, "Evaluation of Homologous Series of Normal-Alkanes as Hybrid Rocket Fuels", Proceedings of the 41<sup>st</sup> Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tucson, AZ, July 2005
13. Schmierer, C., M. Kobald, K. Tomilin, U. Fischer, and S. Schlechtriem, "Low cost small-satellite access to space using hybrid rocket propulsion", Acta Astronautica, Vol. 159, Pgs. 578-583, June 2019
14. U.S. Department of Energy, "Fischer-Tropsch Synthesis", National Energy Technology Laboratory Website, URL: <https://www.netl.doe.gov/research/coal/energy-systems/gasification/gasification/ftsynthesis>, [cited: May 28, 2021]
15. Dodaro, J., "Fischer-Tropsch Process", Department of Physics - Stanford University Website, December 11, 2015 URL: <http://large.stanford.edu/courses/2015/ph240/dodaro1/> [cited: May 28, 2021]