



Ludwig Robitschko

**ENTWICKLUNG UND OPTIMIERUNG EINES
AIRBRAKE-SYSTEMS FÜR EINE HYBRIDRAKETE**

Bachelorarbeit

zur Erlangung des akademischen Grades Bachelor of Science

Bachelorstudium
Maschinenbau

eingereicht an der
Technischen Universität Graz

Betreuer

Univ.-Prof. Dipl.-Ing. Dr. techn. Hannes Hick
Dipl.-Ing. Dr. techn. B.Sc. Clemens Faustmann
Institut für Maschinenelemente und Entwicklungsmethodik

Graz, Januar 2025



Vorwort

Die Raumfahrt erlebte vor über 50 Jahren mit den Apollo-Missionen ihre erste Blütezeit. Zum ersten Mal wurde die bemannte Raumfahrt intensiv erforscht und weiterentwickelt. Nach Jahrzehnten langsamerer Fortschritte erleben wir heute durch die Kommerzialisierung und das Engagement privater Unternehmen einen neuen Aufschwung. Dadurch können in Zukunft neue Welten erforscht und technologische Fortschritte erzielt werden, die auch auf der Erde Anwendung finden. Dieser Wandel inspiriert nicht nur große Unternehmen, sondern auch Studierende wie mich, die aktiv an der Gestaltung dieser Zukunft mitwirken wollen.

Seit Februar 2023 bin ich Mitglied des Aerospaceteam Graz (ASTG), einem Studierendenteam, das 2019 gegründet wurde, um an studentischen Raketenwettbewerben wie der *European Rocketry Challenge* (EUROC) oder dem *Spaceport America Cup* (SPAC) teilzunehmen. Bereits im letzten Jahr hatte ich die Gelegenheit, an der Hybridrakete *HALCYON* mitzuarbeiten. Diese Erfahrungen motivierten mich, bei der Entwicklung der Rakete *ALCEDO* für EUROC 2024 eine zentrale Rolle zu übernehmen und meine Bachelorarbeit über die Entwicklung einer innovativen Airbrake zu schreiben. Das ASTG sammelte bereits 2021 und 2022 Erfahrungen mit ähnlichen Systemen, die jedoch ausschließlich in Feststoffraketen eingesetzt wurden. Für die Integration in eine Hybridrakete war es notwendig, ein neues, innovatives Konzept zu entwickeln, das den spezifischen Anforderungen gerecht wird.

Es war mir besonders wichtig, nicht nur den Entwicklungsprozess zu dokumentieren, sondern auch technische Herausforderungen zu adressieren, um einen Leitfaden für zukünftige Projekte zu schaffen. Dieser soll sowohl im Team als auch von anderen Teams für die methodische Entwicklung neuer Komponenten genutzt werden.

Natürlich wäre ein solches Projekt allein nicht möglich gewesen. Daher möchte ich mich beim gesamten ASTG bedanken, das mich mit fachlicher Expertise unterstützt hat. Ein besonderer Dank gilt meinem teaminternen Betreuer Felix Kerschbaumer, B.Sc., sowie meinem Betreuer am Institut für Maschinenelemente, Dipl.-Ing. B.Sc. Clemens Faustmann. Die Erfahrungen aus diesem Projekt haben meinen Wunsch, aktiv an der Mitgestaltung der Raumfahrttechnik mitzuwirken, weiter gestärkt.

Kurzfassung

Der Raumfahrtsektor erfährt durch private Raumfahrtunternehmen einen enormen Aufschwung, der viele Studierendenteams motiviert, noch intensiver in diesem Bereich zu forschen. Das Aerospaceteam Graz (ASTG) ist eines dieser Teams, das das Ziel verfolgt an studentischen Raketenwettbewerben wie der *European Rocketry Challenge* (EUROC) oder dem *Spaceport America Cup* (SPAC) teilzunehmen.

Die Airbrake ist ein Mechanismus, der von Studierendenteams speziell für den Wettbewerb entwickelt wurde, um die Zielhöhe der Rakete präzise zu steuern. Ein solches System wurde vom ASTG bisher nur in Feststoffraketen eingesetzt. Das Ziel dieser Arbeit ist es, erstmals eine Airbrake für eine Hybridrakete zu entwickeln. Neben der Konzeption, Konstruktion und Optimierung soll die Arbeit als Leitfaden für die Entwicklung zukünftiger Projekte dienen.

Um die vielfältigen Anforderungen von Seiten des Teams und des Wettbewerbs an das Airbrake-System zu bewältigen, wurde der RFLP-Ansatz angewandt. Konzepte wurden mit Hilfe einer Nutzwertanalyse analysiert und verglichen. Berechnungen wurden durchgeführt, um das ausgewählte Konzept weiter zu konkretisieren und zu optimieren.

Das Ergebnis der Arbeit ist eine Airbrake mit innovativem Design, um den Anforderungen der Hybridrakete *ALCEDO* für den Wettbewerb 2024 gerecht zu werden. Darüber hinaus dient die Arbeit als Dokumentation und Grundlage für zukünftige Projekte des Aerospaceteam Graz.

Abstract

The space sector is experiencing an enormous upswing due to private space companies, which is also motivating many student teams to conduct even more intensive research in this area. The Aerospaceteam Graz (ASTG) is one of these teams that aims to take part in student rocketry competitions such as the *European Rocketry Challenge* (EUROC) or the *Spaceport America Cup* (SPAC).

The airbrake is a mechanism developed by student teams specifically for the competition to precisely control the rocket's target apogee. Such a system has so far only been used by the ASTG in solid-fuel rockets. The aim of this thesis is to develop an airbrake for a hybrid rocket for the first time. In addition to the design, construction and optimization, the work is intended to serve as a guideline for the development of future projects.

The RFLP-approach was used to manage the diverse requirements of the team and the competition for the airbrake system. Concepts were analyzed and compared using a utility analysis. Calculations were carried out to further specify and optimize the selected concept.

The result of the work is an airbrake with an innovative design to meet the requirements of this year's hybrid rocket *ALCEDO*. In addition, the work serves as documentation and a foundation for future projects of Aerospaceteam Graz.

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig verfasst, andere als die angegebenen Quellen/Hilfsmittel nicht benutzt, und die den benutzten Quellen wörtlich und inhaltlich entnommenen Stellen als solche kenntlich gemacht habe.

A handwritten signature in black ink, reading "Ludwig Robitschko". The signature is written in a cursive style with a large initial 'L'.

Graz, am 12. Januar 2025

Inhaltsverzeichnis

1	Einleitung	1
2	Theoretische Grundlagen	2
2.1	Systems Engineering	2
2.1.1	Model Based Systems Engineering	2
2.1.2	V-Modell	4
2.1.3	RFLP-Ansatz	5
2.2	Theorie und Funktionsweise einer Rakete	6
2.2.1	Antriebsarten	8
2.2.2	Airbrake	11
2.3	Grundlagen der Konstruktionslehre	12
3	Konstruktive Gestaltung der Airbrake	14
3.1	Airbrake Systems Engineering	16
3.1.1	Requirements	17
3.1.2	Functions	20
3.1.3	Logical	22
3.2	Konstruktion	23
3.2.1	Position der Airbrake	24
3.2.2	Ausgewählte Konzepte	25
3.2.3	Nutzwertanalyse	26
3.2.4	Berechnungen	30
3.2.5	Optimierung	36
4	Evaluierung und Diskussion	40
4.1	Anforderungsanalyse	41
4.2	Diskussion	43
	Abbildungsverzeichnis	45
	Tabellenverzeichnis	46
	Bibliographie	47
	Anhang	49

1 Einleitung

Studierendenteams weltweit etablieren sich Jahr für Jahr erneut als innovative Treiber technologischer Entwicklungen, insbesondere im Bereich der Luft- und Raumfahrt. Sie beeindrucken immer wieder mit kreativen und unkonventionellen Lösungen, um komplexe Probleme zu lösen. Ein Beispiel dafür ist die Entwicklung der Airbrake: ein Mechanismus, der entwickelt wurde, um die Zielhöhe von sub-orbitalen Experimentalraketen präzise zu kontrollieren.

Bisher wurden Airbrake-Systeme fast ausschließlich für Raketen mit Feststoffantrieb oder in Hybridraketen oberhalb der Antriebseinheit eingesetzt. Diese Platzierung bringt jedoch potenzielle Nachteile mit sich, insbesondere in Bezug auf die aerodynamische Stabilität der Rakete. Nach aktuellem Wissensstand hat noch kein Team versucht, die Airbrake im Antriebsstrang oberhalb der Brennkammer einer Hybridrakete, zu integrieren. Diese Platzierung stellt eine besondere Herausforderung dar, da das System nicht nur genügend Raum für die Treibstoffzufuhr in die Brennkammer bieten, sondern auch gleichzeitig ein integraler und tragender Teil der Raketenstruktur sein muss.

Diese Arbeit widmet sich der Lösung dieses Problems vom Systems Engineering und der Konzeptionierung bis hin zur Konstruktion und Optimierung. Das Ziel ist es, in enger Zusammenarbeit mit dem Aerospaceteam Graz (*ASTG*) ein Airbrake-System für die Wettbewerbsrakete *ALCEDO* zu entwickeln. Dabei soll das System den oben beschriebenen Herausforderungen gerecht werden und erfolgreich die Zielhöhe während des Fluges kontrollieren. Darüber hinaus soll diese Arbeit Einblicke in die methodische Herangehensweise der Entwicklung neuer Komponenten in Studierendenteams geben.

2 Theoretische Grundlagen

Zum besseren Verständnis des Entwicklungsprozesses der Airbrake werden im folgenden Kapitel einige theoretische Grundlagen behandelt. Zunächst wird ein kurzer Überblick über die wichtigsten Methoden und Begriffe des Systems Engineering gegeben, da dieser Ansatz bei der Konzeptionierung und Entwicklung der Airbrake verfolgt wurde. Anschließend wird ein Einblick in die Grundlagen der Raketentechnik gegeben, um einige Entscheidungen im Entwicklungsprozess besser verstehen zu können. Darüber hinaus werden die allgemeinen Ziele und Ansätze der Konstruktionslehre erläutert.

2.1 Systems Engineering

Systems Engineering ist einer der wichtigsten Bereiche in der technischen Entwicklung von Systemen. An dieser Stelle ist es wichtig, den Begriff „System“ zu definieren. Ein „System“ setzt sich aus einzelnen Teilen zusammen und liefert ein Ergebnis, das die Teile alleine nicht erreichen könnten. Es ist das Zusammenspiel von Menschen, Maschinen, Soft- und Hardware, Richtlinien, Abteilungen usw., um ein gemeinsames Ziel zu erreichen. Der Mehrwert des Gesamtsystems übertrifft immer den der einzelnen Teile und ergibt sich aus der Beziehung und dem Zusammenspiel der Komponenten.

Die Disziplin „Systems Engineering“ zielt darauf ab, die Beiträge der verschiedenen Abteilungen und Disziplinen systematisch zu bewerten, aufeinander abzustimmen und ein kohärentes Gesamtbild des Systems zu schaffen.¹ INCOSE (International Council on Systems Engineering) definiert Systems Engineering wie folgt: „*Systems Engineering is an interdisciplinary approach and means to enable the realization of successful systems.*“²

2.1.1 Model Based Systems Engineering

Model Based Systems Engineering (MBSE) ist ein modernisierter Ansatz zur Systementwicklung, der oft mit dem traditionellen dokumentenbasierten Engineering

¹NASA. *NASA Systems Engineering Handbook*. Washington, D.C.: verlagfrei, 2007

²INCOSE. *Systems Engineering Handbook*. San Diego, USA: Wiley, 2023

verglichen wird. Bei diesem traditionellen Ansatz werden Informationen in Dokumenten wie Systembeschreibungen, Machbarkeitsstudien und Analyseberichten festgehalten und verwaltet (siehe Abbildung 2.1). Obwohl in der Vergangenheit viele Systeme mit dem traditionellen dokumentenbasierten Ansatz entwickelt wurden, ist es oft schwierig, die Informationen zu synchronisieren und ihre Qualität zu bewerten. Aus diesen Gründen und mit zunehmender Komplexität der Systeme hat sich das Model Based Systems Engineering etabliert. Dieser Ansatz verbessert das Informationsmanagement eines Produktes durch die Erstellung eines Systemmodells. Diesem Modell werden die Informationen in Form von z.B. Anforderungen, Funktionen und einer geeigneten Systemarchitektur zugeordnet. Häufig wird eine Modellierungssprache wie SysMLTM verwendet, um die Informationen standardisiert zu erfassen und die Erstellung des Modells zu unterstützen. Einige Vorteile von MBSE sind:³

- Verbesserte Kommunikation zwischen den Beteiligten
- Höhere mögliche Systemkomplexität
- Verbesserte Qualität durch ein interdisziplinäres Modell
- Wiederverwendbarkeit des Modells

Um diese Vorteile voll auszuschöpfen, ist eine effektive MBSE-Methodik erforderlich. Sie beschreibt, wie der MBSE-Ansatz durchgeführt werden muss, um die erforderlichen Informationen im Systemmodell zu erfassen. Wie jede Methodik muss sie an die Bedürfnisse der Organisation und/oder des Projekts angepasst werden.⁴

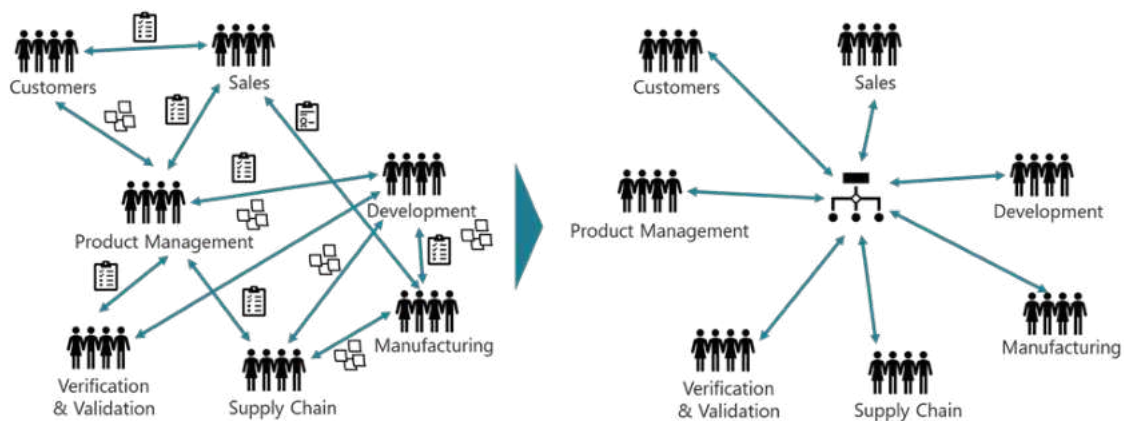


Abbildung 2.1: Document Based SE (links) und Model Based SE (rechts)⁵

³INCOSE, *Systems Engineering Handbook*

⁴INCOSE, *Systems Engineering Handbook*

2.1.2 V-Modell

Das V-Modell ist ein Vorgehensmodell für die interdisziplinäre Produktentwicklung, das ursprünglich aus der Softwareentwicklung stammt. Es beschreibt die verschiedenen Phasen eines Produkts in Abhängigkeit von Zeit (horizontale Achse) und Detaillierungsgrad (vertikale Achse). Es gibt zusammen mit dem Prozess vor, WAS zu tun ist, WIE es zu tun ist und WELCHE Tools dafür verwendet werden.⁶ Nach der Richtlinie VDI 2206, die sich mit der Entwicklung mechatronischer und cyber-physischer Systeme befasst, besteht das V-Modell aus Anforderungserhebung, Systemarchitektur, Implementierung der Systemelemente, Systemintegration und Verifikation, sowie Validierung und Übergabe.⁷

Der Ansatz des Model Based Systems Engineering (MBSE) wird durch das sogenannte MVPE-Vorgehensmodell ermöglicht. MVPE steht für „Modellbasierte Virtuelle Produktentwicklung“ und dient der rechnergestützten Modellierung über alle Phasen des Produktlebenszyklus. Ziel ist immer die Überführung des Modells in die nächste Entwicklungsphase. Das V-Modell bildet die Ausgangsplattform für das MBSE- und das MVPE-Modell.⁸

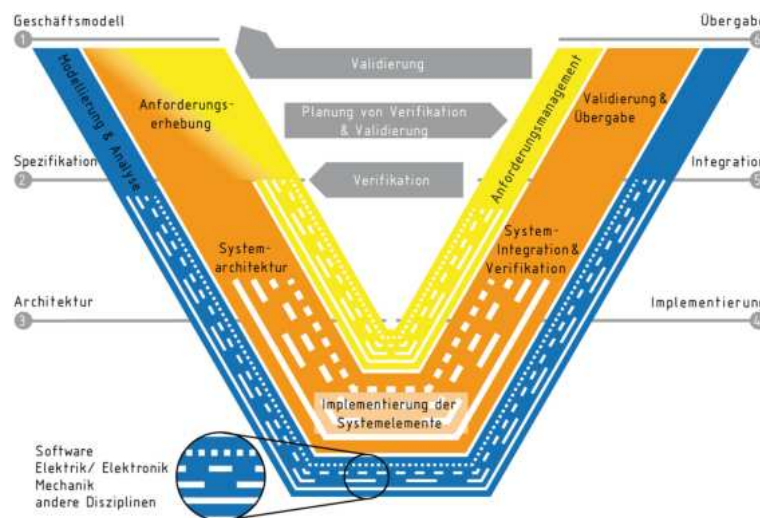


Abbildung 2.2: V-Modell gemäß VDI-Richtlinie 2206⁹

⁵Roger Kullang. *Is There a Conflict Between Model-Based Systems Engineering and Modularization?* URL: <https://www.modularmanagement.com>. (accessed: 10.08.2024)

⁶G. Müller-Ettrich. „System Development with V-Model and UML“. In: *The Unified Modeling Language*. Ed. by Martin Schader and Axel Korthaus. Heidelberg: Physica-Verlag HD, 1998, pp. 238–249. ISBN: 978-3-642-48673-9

⁷Müller-Ettrich, „System Development with V-Model and UML“

⁸Martin Eigner and Daniil Roubanov. *Modellbasierte virtuelle Produktentwicklung*. eng. 2014. Springer, 2014. ISBN: 9783662438152

Wie in Abbildung 2.2 zu erkennen, findet entlang des linken Flügels die interdisziplinäre Systementwicklung statt. Häufig wird der RFLP-Ansatz verwendet, der in Kapitel 2.1.3 beschrieben ist. Der Detaillierungsgrad nimmt zur Spitze hin zu, an der die fertig spezifizierten Systemelemente implementiert werden. Entlang des rechten Flügels findet die Integration der Systemelemente statt. Gleichzeitig werden die Spezifikationen gegen die der linken Seite getestet und verifiziert.

2.1.3 RFLP-Ansatz

Der RFLP-Ansatz ist eine Form der MBSE Methodik und besteht aus den Bereichen Requirements (Anforderungen), Functions (Funktionsstruktur), Logical (logische Struktur) und Physical (Physikalische Struktur). Ziel ist es, die Produktentwicklung während des gesamten Entwicklungsprozesses durch einen systematischen Ansatz zu unterstützen. Der Ansatz deckt alle Bereiche von der Systemanalyse bis zur physischen Implementierung ab und orientiert sich am linken Flügel des V-Modells nach VDI-Richtlinie 2206.

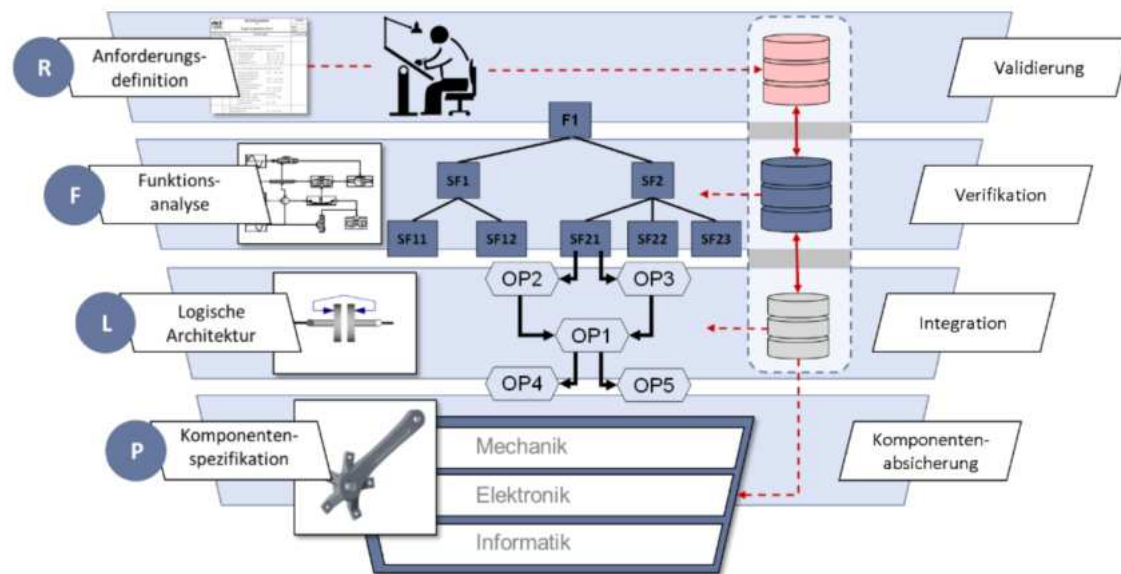


Abbildung 2.3: RFLP-Ansatz im V-Modell¹⁰

⁹Müller-Ettrich, "System Development with V-Model and UML"

¹⁰Fabian Dworschak. "Konzept für den MBSE-Einsatz zur automatisierten Individualisierung von komplexen Produkten". In: *30. DfX-Symposium* (2019)

Wie in Abbildung 2.3 gezeigt, gliedert sich der Ansatz in folgende Ebenen:¹¹

1. Anforderungsdefinition (Requirements):

Die erste Ebene beschäftigt sich mit dem Requirements Engineering. Im Mittelpunkt stehen die Anforderungen und Wünsche der Kunden (auch Stakeholder genannt) an das zu entwickelnde Produkt.

2. Funktionsanalyse (Functions):

Hier werden die Anforderungen in eine funktionale Struktur überführt. Abbildung 2.3 zeigt, wie in diesem Schritt aus Hauptfunktionen (z.B.: F1), die aus den Anforderungen entwickelt werden, Unterfunktionen (z.B.: SF11, SF12) abgeleitet werden. Die Verknüpfung der Funktionen variiert je nach Anwendung und wird gemäß der Konstruktionslehre nach Pahl/Beitz¹² in Stoff-, Signal- und Energiefluss unterteilt.

3. Logische Struktur (Logical):

In dieser Ebene werden die Funktionen zu einem kohärenten Konzept für die Systemarchitektur verknüpft. Ziel ist es, Lösungen in Form von Wirkprinzipien für die in Schritt 2 definierten Funktionen zu finden. In Abbildung 2.3 sind diese Lösungen als Operationen (OP1 bis OP5) dargestellt. Die logischen Verknüpfungen ermöglichen ein schlüssiges Konzept. Mit diesem Modell können Simulationen in Stoff-, Signal- und Energiefluss durchgeführt werden.

4. Physikalische Struktur (Physical):

Die physikalische Ebene ergänzt das Modell um mechanische, informationstechnische und elektronische Eigenschaften. So kann aus den logischen Operationen ein 3D-CAD-Modell erzeugt werden, das die grundlegenden Anforderungen erfüllt.

2.2 Theorie und Funktionsweise einer Rakete

Zum besseren Verständnis der Konstruktionsschritte wird im folgenden Kapitel die Funktionsweise und der Aufbau suborbitaler Experimentalraketen beschrieben. Mehrstufige orbitale Trägerraketen unterscheiden sich wesentlich von den einstufigen, studentisch entwickelten Raketen, auf die hier der Fokus liegt. Experimentalraketen ähneln Modellraketen im Grundaufbau und bestehen, wie in Abbildung 2.4 gezeigt, aus mehreren Teilkomponenten, die spezifischen Aufgaben für einen erfolgreichen Flug übernehmen.

¹¹Dworschak, "Konzept für den MBSE-Einsatz zur automatisierten Individualisierung von komplexen Produkten"

¹²Gerhard Pahl and Wolfgang Beitz. *Konstruktionslehre*. Springer, 2006

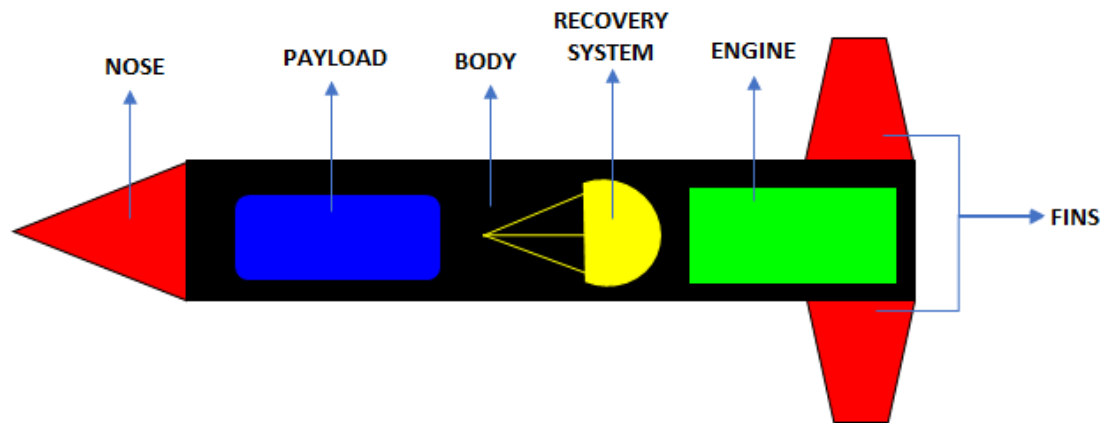


Abbildung 2.4: Schematische Darstellung einer Modelrakete.¹³

Nase

Die Nase (Nose) der Rakete ist das Bauteil, das als erstes mit der vorbeiströmenden Luft in Kontakt kommt. Durch Reibung entsteht eine Kraft, die die Nase auf die Raketenstruktur drückt. Bei leistungsstarken Raketen, die mit Überschallgeschwindigkeit fliegen, muss die Wärmeentwicklung durch die Reibung mit der Luft bei der Konstruktion berücksichtigt werden. Nose Cones können verschiedene Formen haben: elliptisch, parabolisch, ogive usw. und werden in studentischen Teams meist aus Glasfaser- oder Kohlefaserwerkstoffen hergestellt.

Körper

Der Körper (Body) stellt die tragende Hauptstruktur der Rakete dar. Wie in Abbildung 2.4 schwarz dargestellt, verbindet der Body alle Teilkomponenten der Rakete. Während des Fluges wird er von zwei Seiten belastet: zum einen durch den Schub des Antriebs und zum anderen durch den Luftwiderstand an der Nase. Der Body muss so konstruiert und gebaut sein, dass er diesen Kräften während des gesamten Fluges standhält. Auch für dieses Bauteil werden in der Praxis meist Glas- und Kohlefaserwerkstoffe verwendet, da sie die besten Stetigkeitseigenschaften bei geringem Gewicht aufweisen.

¹³R.V. Nanditta. "Structural Design and Analysis of High-Powered Model Rockets". In: Volume 3 (Apr. 2021), pp. 420–428. DOI: 10.35629/5252-0304420428

Finnen

Finnen (Fins) werden verwendet, um eine ausreichende aerodynamische Stabilität während des Fluges zu erreichen. Wenn die Rakete geradeaus fliegt, erzeugen die Finnen wenig Widerstand. Gerät die Rakete aus dem Gleichgewicht, wirken die Finnen als passive Steuerflächen und richten die Nase der Rakete wieder gegen den Wind aus. Wichtig bei der Konstruktion der Finnen sind die Form und die Art der Befestigung. Die Form ist für den richtigen Grad an Stabilität verantwortlich, während die Befestigung für die Flugdynamik der Rakete entscheidend ist.

Fallschirmsystem

Das Fallschirmsystem (Recovery System) hat die Aufgabe, die Geschwindigkeit der Rakete nach Erreichen der Zielhöhe zu reduzieren, um eine sichere Landung, Bergung und einen erneuten Start zu ermöglichen. Der Fallschirm ist im Raketenkörper verstaut und wird kurz nach Apogäum ausgeworfen, um die Kräfte auf die Fangleinen gering zu halten. Das Material des Systems hängt stark von der Leistung und Komplexität der Rakete ab. Von Kunststoff bis Nylongewebe kommen verschiedene Materialien zum Einsatz.¹⁴

Nutzlast

Die Nutzlast (Payload) von studentischen Raketen sind meist selbst entwickelte Experimente oder Projekte von regionalen Schulen. Die Nutzlast wird meist im vorderen Teil der Rakete verbaut (siehe Abbildung 2.4), um den Schwerpunkt nach vorne zu verlagern, was sich positiv auf die Stabilität der Rakete auswirkt.

2.2.1 Antriebsarten

Es gibt verschiedene Möglichkeiten, Raketenantriebe zu klassifizieren. Zum Beispiel nach der Art der Energiequelle (chemisch, nuklear usw.), nach der Art des Flugkörpers (militärische oder bemannte Rakete) oder nach der Hauptfunktion des Antriebs (erste oder zweite Stufe, Lageregelung). Eine weitere gebräuchliche Methode zur Klassifizierung von Raketen ist die Schuberzeugung. Typischerweise wird das Prinzip der thermodynamischen Ausdehnung von Gasen mit Hilfe einer Überschalldüse (Nozzle) zur Schuberzeugung genutzt. Die innere Energie des Treibstoffs wird durch eine chemische Reaktion in kinetische Energie der Abgase umgewandelt. Die technische Funktionsweise von chemischen Raketen basiert auf dem dritten Newtonschen Gesetz: „Actio = Reactio“. Im Inneren der Rakete werden in der Regel Treibstoff und Oxidator zusammengebracht und einer kontrol-

¹⁴Mark Newton. “Rocket Anatomy 101”. In: *NAR Member Guidebook* (2012)

lierten Verbrennung unterzogen. Die entstehenden Gase werden in der Pressure Chamber (Hochdruckkammer) erhitzt und anschließend in einer Nozzle entspannt und auf hohe Geschwindigkeiten beschleunigt.¹⁵ Der Impulserhaltungssatz besagt, dass Gas und Rakete entgegengesetzte, aber betragsmäßig gleiche Impulse besitzen müssen. Das bedeutet, dass die kleine Masse des Gases (m_1) multipliziert mit seiner hohen Geschwindigkeit (v_1) gleich dem Produkt aus der großen Masse der Rakete (m_2) und ihrer vergleichsweise niedrigen Geschwindigkeit (v_2) ist.

Impulserhaltungssatz:

$$m_1 \times v_1 = -m_2 \times v_2 \quad (2.1)$$

Feststoffantrieb

Bei Feststoffantrieben befindet sich der Treibstoff in fester Form zusammen mit dem Oxidator direkt in der Brennkammer. Diesen Antrieb gibt es in verschiedenen Ausführungen und Größen, mit einem Schubereich von etwa 2 N bis über 12 MN. Traditionell haben Feststoffraketenmotoren keine beweglichen Teile, was für die meisten Modellen zutrifft. Inzwischen gibt es jedoch Konstruktionen mit beweglichen Düsen und Aktuatoren zur Schubvektorsteuerung. Im Vergleich zu Flüssig- und Hybridantrieben sind Feststoffraketen jedoch in der Regel einfacher, sofort einsatzbereit und erfordern wenig Wartung. Allerdings können sie vor dem Einsatz nicht vollständig getestet werden und der Schub kann während des Fluges in der Regel nicht variiert werden.¹⁶ Feststoffantriebe sind bei Hobby- und Experimentalkraketen weit verbreitet und werden in der Raumfahrt vor allem für Side-Booster eingesetzt.

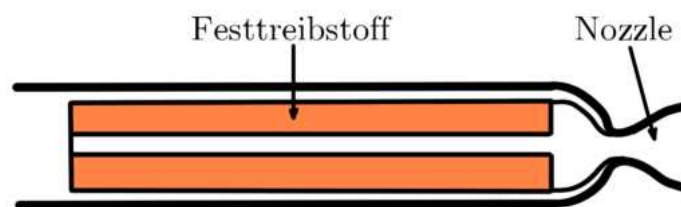


Abbildung 2.5: Vereinfachte Darstellung eines Feststoffantriebs

¹⁵George P. Sutton and Oscar Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons Inc., Hoboken, New Jersey, 2017

¹⁶Sutton and Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*

Flüssigantrieb

Moderne Trägerraketen werden heute fast ausschließlich mit Flüssigtreibstoff angetrieben. Der Unterschied zum Feststoffantrieb liegt im Aggregatzustand von Treibstoff und Oxidator. Diese werden in flüssiger Form, oft im kryogenen Zustand, aus Tanks in die Pressure Chamber geleitet. Dort kommt es zur Vermischung der beiden Stoffe und zur chemischen Verbrennung. Um einen stabilen Volumenstrom zu gewährleisten, werden die Behälter bedrückt. Es gibt zwei Arten der Bedrückung: (1) ein Drucktank, aus dem ein Gas unter hohem Druck in den Tank geleitet wird und dort den Kraftstoff oder Oxidator verdrängt, und (2) ein System mit Pumpen, die Kraftstoff und Oxidator aus den Tanks in die Brennkammer pumpen. Zu den Vorteilen des Flüssigkeitsraketenantriebs gehören eine erhebliche Steigerung des Wirkungsgrads und eine präzise Schubdrosselung durch Steuerung der Volumenströme.¹⁷

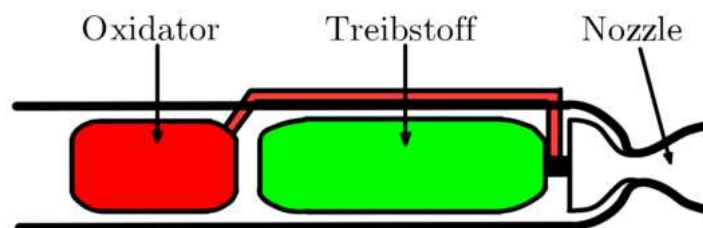


Abbildung 2.6: Vereinfachte Darstellung eines Flüssigantriebs

Hybridantrieb

Raketentriebwerke, bei denen ein Treibstoff flüssig und der andere fest ist, werden als Hybridantriebssysteme bezeichnet. Die Bedrückung des Tanks kann wie bei Flüssigantrieben durchgeführt werden. Hybridantriebe sind besonders für kommerzielle Raumfahrtprojekte und Studierendenteams von großem Interesse, da sie über einige entscheidende Vorteile verfügen:¹⁸

- Erhöhte Sicherheit und Widerstandsfähigkeit im Vergleich zu herkömmlichen chemischen Antriebssystemen
- Fähigkeit zum Starten, Stoppen und Neustarten (höhere Flexibilität)
- Höherer spezifischer Impuls im Vergleich zu Feststoffantrieben

¹⁷Sutton and Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*

¹⁸Sutton and Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*

- Möglichkeit der stufenlosen Schubregelung durch Steuerung des Volumensstroms des Oxidators

Obwohl Hybridsysteme viele einzigartige Eigenschaften besitzen, profitieren sie auch von den Entwicklungen in der Flüssigkeits- und Feststoffrakete-technologie. Frühere Hybridantriebe wurden für Zieldrohnen und kleine taktische Raketen entwickelt. Einige mittelgroße und kleine Hybridmotoren wurden bereits in Experimentalraketen getestet. Bis 2015 war jedoch keines der größeren Systeme für die Serienproduktion vorgesehen.¹⁹

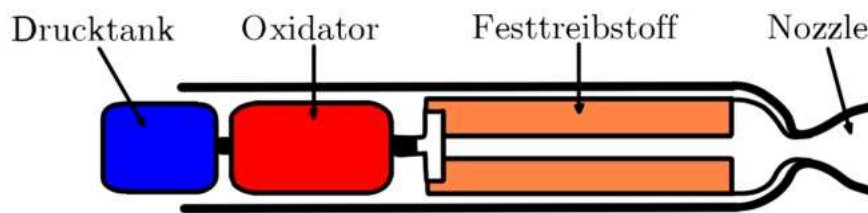


Abbildung 2.7: Vereinfachte Darstellung eines Hybridantriebs

2.2.2 Airbrake

Der Begriff „Airbrake“ (Luftbremse) kommt ursprünglich aus der Luftfahrt und ist definiert als eine Vorrichtung, die zum Einsatz kommt, um den aerodynamischen Widerstand von Flugzeugen zu erhöhen (siehe Abbildung 2.8). Hauptziele sind die Verringerung der Fluggeschwindigkeit bei An- und Abflug von Passagierflugzeugen, sowie die Erhöhung der Manövrierbarkeit von Militärflugzeugen. Obwohl der Begriff Airbrake jedes Bremssystem umfasst, das den Luftstrom nutzt, um seine Aufgabe zu erfüllen (z.B. auch Fallschirme), bezieht sich diese Arbeit hauptsächlich auf ausfahrbare Kontrollflächen im Bereich der Raketentechnik.²⁰

In der Raketentechnik spielen Airbrake-Systeme eine wichtige Rolle, um die Zielhöhe von suborbitalen Raketen präzise zu steuern. Das Ausfahren der Steuerflächen aus dem Raketenkörper führt zu einer Erhöhung des Luftwiderstandes und damit zu einer Verringerung der Geschwindigkeit. Durch präzise Steuerung kann so die Geschwindigkeit und damit die Flughöhe kontrolliert werden. In Kapitel 3 wird das Funktionsprinzip der in dieser Arbeit entwickelten Airbrake ausführlich beschrieben und erläutert.

¹⁹Sutton and Biblarz, *Rocket Propulsion Elements*

²⁰Ulrich Sebastian Jung. “Alternative Air Brake Concepts for Transport Aircraft Steep Approach”. en. PhD thesis. Technische Universität München, 2012, p. 226. URL: <https://mediatum.ub.tum.de/1086897>

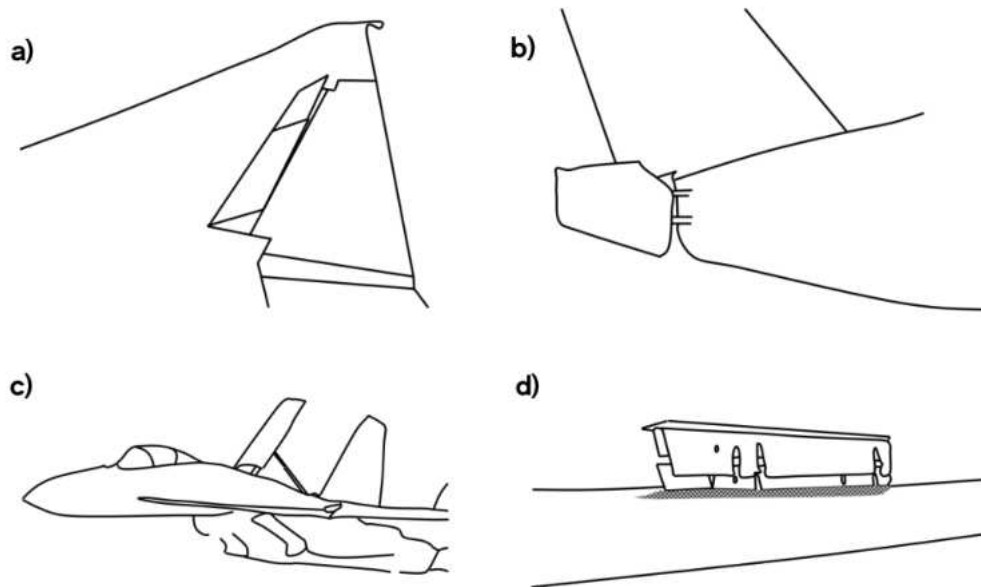


Abbildung 2.8: Airbrake-Systeme in der Luftfahrt. a) Tragflächen-Spoiler eines Passagierflugzeuges; b) heckmontierte geteilte Airbrake; c) dorsale Airbrake eines Kampfflugzeuges; d) Schempp-Hirth Airbrake auf Segelflugzeugen.²¹

2.3 Grundlagen der Konstruktionslehre

Ziel der Konstruktionslehre ist es, neue Maschinen, Produkte oder Systeme und deren Fertigungsunterlagen zu entwerfen. Der Begriff Konstruktion wird in der VDI-Richtlinie 2223 wie folgt definiert:

Konstruieren ist das vorwiegend schöpferische, auf Wissen und Erfahrung gegründete und optimale Lösungen anstrebende Vorausdenken technischer Erzeugnisse, Ermitteln ihres funktionellen und strukturellen Aufbaus und Schaffen fertigungsreifer Unterlagen.²²

²¹Jung, "Alternative Air Brake Concepts for Transport Aircraft Steep Approach"

²²Bernhard Fleischer. *Methodisches Konstruieren in Ausbildung Und Beruf: Praxisorientierte Konstruktionsentwicklung Und Rechnergestützte Optimierung*. eng. 1st Aufl 2019 edition. Springer, 2019. ISBN: 3658276894, S. 1

Grundregeln

Die allgemeinen Grundregeln der Konstruktionslehre sind „eindeutig“, „einfach“ und „sicher“. Diese Forderungen leiten sich aus verschiedenen Zielsetzungen wie „Erfüllung der technischen Funktion“, oder „wirtschaftliche Realisierung“ ab:²³

- „Eindeutigkeit“ muss gewährleistet sein, um Missverständnisse und damit Fehler im Entwicklungsprozess zu vermeiden. Das Ziel ist es, die Konstruktion so zu gestalten, dass Verwirrung und damit Zeit und Kosten für Fehlerbehebung minimiert werden.
- „Einfachheit“ wird unter wirtschaftlichen Gesichtspunkten betrachtet und zielt darauf ab, die Anzahl der Einzelteile und deren Komplexität gering zu halten. So kann eine schnelle und qualitativ hochwertige Produktion ermöglicht werden. Ein Kompromiss zwischen Teileanzahl, Komplexität und Fertigbarkeit ist notwendig.
- „Sicherheit“ umfasst die Gefahrenminderung des Menschen und dessen Umfeld sowie die Forderung nach Zuverlässigkeit, Haltbarkeit und Umweltschutz. Es wird grundsätzlich eine unmittelbare Sicherheitstechnik angestrebt, bei der das System von vornherein keine Gefährdung darstellt.

Gestaltungsregeln

Bei der Gestaltung von Systemen müssen neben der Einhaltung der Grundregeln auch die vielfältigen Anforderungen berücksichtigt werden. Im internationalen Bereich spricht man von „Design for X“. Dabei steht X als Variable für die unterschiedlichen Anforderungen, die bei jedem Entwurf beachtet werden müssen:²⁴

- Fertigungsgerecht
- Montagegerecht
- Sicherheitsgerecht
- Kostengerecht
- Zuverlässig
- Nachhaltig
- Werkstoffgerecht
- Recyclebar

Bei Widersprüchen zwischen der Einhaltung und Optimierung der oben genannten Anforderungen ist auf die Grundregeln der Konstruktionslehre (siehe Kapitel 2.3) zurückzugreifen. Funktion, Wirtschaftlichkeit und Sicherheit stehen im Vordergrund.²⁵

²³Pahl and Beitz, *Konstruktionslehre*, S. 314

²⁴Werner Skolaut. *Maschinenbau*. Springer Vieweg, 2018, S. 832

²⁵Alfred Böge and Wolfgang Böge. *Handbuch Maschinenbau*. Springer Vieweg, 2021, S. 692

3 Konstruktive Gestaltung der Airbrake

In den folgenden Kapiteln wird die konstruktive Gestaltung des Airbrake-Systems behandelt. Die Vorgehensweise ist in Abbildung 3.1 grafisch dargestellt. Zunächst werden die Anforderungen festgelegt und geeignete Lösungskonzepte erstellt. Danach wird mithilfe einer Nutzwertanalyse ein Konzept ausgewählt und konstruktiv umgesetzt. Die Verifikation und Validierung wird in Kapitel 4 beschrieben.



Abbildung 3.1: Grafische Darstellung der konstruktiven Arbeitsschritte

Das Ziel dieser Arbeit war die Konzeptionierung, Entwicklung, das Testen und die wissenschaftliche Dokumentation einer Airbrake für die Wettbewerbsrakete des Aerospaceteam Graz 2024. Wie in Kapitel 2.2.2 beschrieben, dient ein solches System zur Erhöhung des aerodynamischen Widerstandes. Im Anwendungsfall des ASTG wird die Airbrake genutzt, um den Luftwiderstand während des Fluges zu kontrollieren und so die Zielhöhe präzise zu erreichen. Wettbewerbe wie die European Rocketry Challenge stellen Studierendenteams die Aufgabe, Raketen zu entwickeln und zu starten, die spezifische technische Ziele erfüllen. Die Teams werden in vier Kategorien bewertet: technischer Bericht, technisches Design, Teamarbeit und Flugleistung. Der Schwerpunkt liegt mit 35% der Punkte auf dem Flug, wobei die Rakete eine Zielhöhe erreichen und sicher landen muss.

Einige Teams verwenden eine Airbrake, um die Zielhöhe der Rakete zwischen dem Start und dem Apogäum (maximale Höhe der Flugbahn) zu kontrollieren. Dabei wird ein Regelkreis verwendet, der vom Flugcomputer an Bord der Rakete ohne menschliches Eingreifen ausgeführt wird. Das bedeutet, dass die Rakete vor dem Start auf eine Höhe oberhalb der Zielhöhe betankt und vorbereitet wird. Nach der Beschleunigungsphase durch das Triebwerk (Boost-Phase) befindet sich die Rakete in der sogenannten Coast-Phase. Wie in Abbildung 3.2 dargestellt, gleitet das Vehikel nach oben und wird nur durch die Erdanziehungskraft und den natürlichen Luftwiderstand der Rakete abgebremst. In dieser Phase kommt die Airbrake zum Einsatz. Steuerflächen werden ausgefahren, um den aerodynamischen Widerstand genau zu steuern, idealerweise über mehrere Ausfahrstufen. Immer wieder berechnet der Flugcomputer den Höhepunkt der aktuellen Flugbahn und passt die Position der Airbrake so an, dass die Zielhöhe möglichst genau erreicht wird. Am Apogäum wird zuerst der Drogue-Fallschirm und auf 450 m der Hauptfallschirm ausgeworfen, um die gesamte Rakete sicher zu Boden zu bringen.

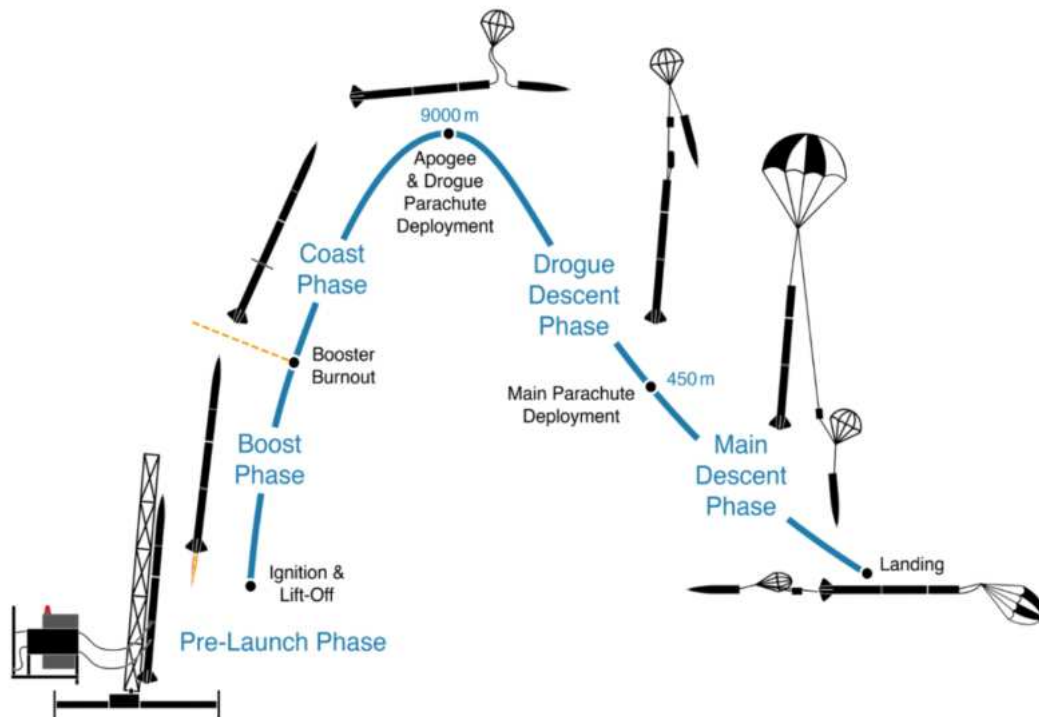


Abbildung 3.2: Flugphasen für einen 9 km Flug¹

¹Aerospaceteam Graz. Board- und Businessteam, 2024

3.1 Airbrake Systems Engineering

Ein zentraler Bestandteil der Vorgehensweise für die Konzeption der Airbrake war der Einsatz des RFLP-Ansatzes (siehe Kapitel 2.1.3), der eine strukturierte und systematische Entwicklung ermöglicht. Im folgenden Kapitel werden die ersten drei Schritte: R (Requirements), F (Functions) und L (Logical) ausführlich behandelt. Der letzte Schritt, P (Physical), der die konkrete Konstruktion und physische Umsetzung beschreibt, wird im darauffolgenden Kapitel (3.2) thematisiert und vertieft. Diese vier Schritte beschreiben den linken Flügel des klassischen V-Modells (siehe Abbildung 3.3) und damit die Vorarbeit für die finale Systemintegration an der Spitze und die Verifizierungsschritte entlang des rechten Flügels. Es ist zu beachten, dass der Ablauf des RFLP-Ansatzes nicht in einer strikten Abfolge von Schritten erfolgt. So können z.B. durch die Auswahl des Lösungskonzeptes weitere Anforderungen an das System entstehen oder entfallen.

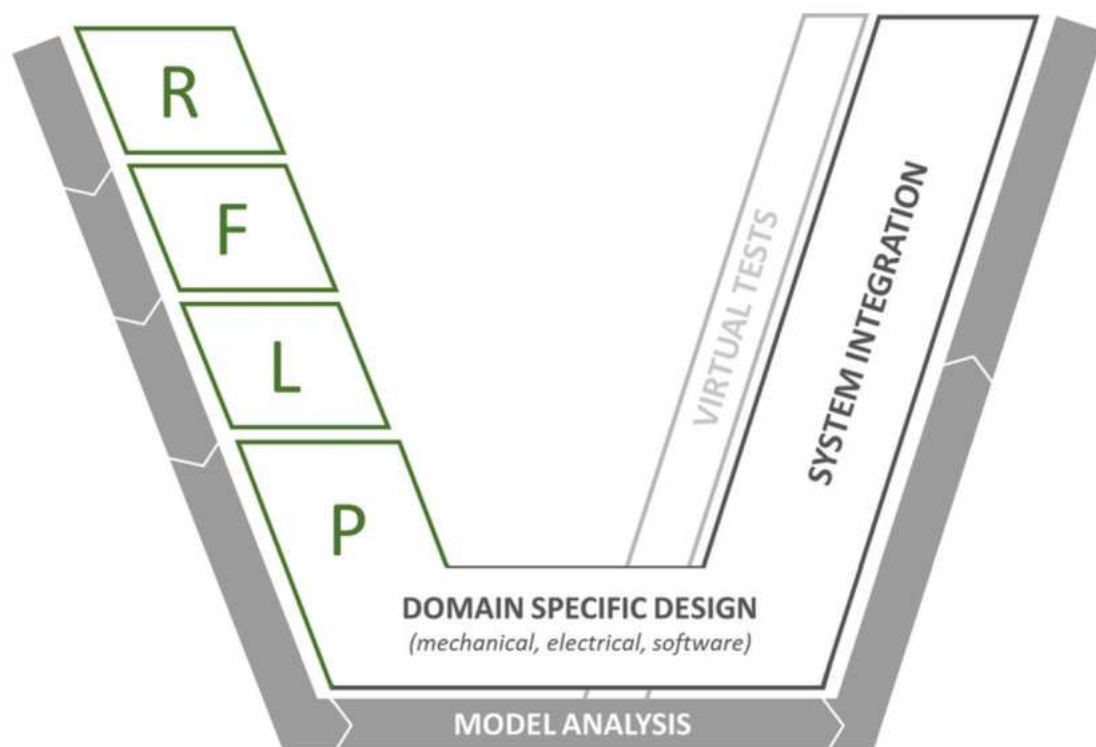


Abbildung 3.3: Linker Flügel des V-Modells repräsentiert den RFLP-Ansatz²

²ResearchGate. *Mobile Robots and Cobots Integration: A Preliminary Design of a Mechatronic Interface by Using MBSE Approach*. URL: https://www.researchgate.net/figure/model-and-RFLP-approach_fig5_357569120. (accessed: 21.11.2024)

3.1.1 Requirements

Die Entwicklung der Airbrake verlief parallel zur Entwicklung der restlichen Rakete. Um eine optimale Abstimmung des Gesamtsystems sowie eine effiziente Zusammenarbeit im Team sicherzustellen, wurden zu Beginn des Projektes verschiedene Anforderungskategorien definiert. Dazu zählen Stakeholder-, Leistungs- und Designanforderungen, die die Basis für den Entwicklungsprozess bilden.

Stakeholder Needs

Zu Beginn eines Projektes muss der sogenannte Stakeholder (primäre Interessengruppe) identifiziert werden. Das ist jene Organisation, Abteilung oder individuelle Person, die das Produkt beauftragt und primär für das Ergebnis des Produkts verantwortlich ist.³ Anschließend muss geklärt werden, wie das Produkt eingesetzt werden soll. Dazu werden die Stakeholder Needs (Anforderungen der Interessengruppe) formuliert, die die Basis für die weiteren Anforderungen bilden.

Im Fall der Airbrake ist der Stakeholder das Aerospaceteam Graz, das die Entwicklung dieses Systems mit genauen Bedürfnissen beauftragt. Folgende Punkte wurden von Seiten des Aerospace Team Graz als Stakeholder Needs festgelegt:

- **Die Airbrake soll die Zielhöhe der Rakete um mindestens 1000 m senken können.**
Um die Zielhöhe so genau wie möglich zu erreichen, soll die Airbrake über eine ausreichende Bremsleistung verfügen, um die Zielhöhe um mindestens 1000 m absenken zu können. Eine Anhebung des Apogäums muss mit diesem System nicht möglich sein.
- **Die Airbrake muss während des Fluges automatisch gesteuert werden.**
Die Steuerung muss automatisch vom Bordcomputer ohne menschlichen Eingriff durchgeführt werden.
- **Die Airbrake muss in den vorgesehenen Bereich des Raketenkörpers passen.**
Die Abmaße des Systems müssen mit den Grundmaßen der Rakete kompatibel sein. Zusätzlich müssen Anschlusspunkte für eine sichere Systemintegration vorhanden sein.

³NASA, *NASA Systems Engineering Handbook*

- **Die Airbrake muss den Durchlauf der Oxidator-Feedpipe ermöglichen.**
Aufgrund der Position zwischen Brennkammer und Oxidator-Tank muss die Airbrake den Durchlauf der Oxidator-Feedpipe (Durchmesser min. 17 mm) ermöglichen. Zusätzlich ist die radiale Position der Feedpipe durch die technische Umsetzung des Tanks auf das Zentrum der Rakete beschränkt.
- **Die Airbrake muss dem EUROOC-Regelwerk für 2024 entsprechen.**
Um beim EUROOC-Wettbewerb teilnehmen zu dürfen, muss das System den aktuellen Regeln entsprechen.
- **Die Airbrake soll zerlegbar sein.**
Um schnelle Reparaturen und Anpassungen durchführen zu können soll die Airbrake leicht zugänglich und zerlegbar sein.
- **Die Airbrake soll leicht gebaut sein.**
Da die Masse der Rakete eine wichtige Rolle für dessen Performance spielt, soll auch die Airbrake mit dem klaren Ziel des Leichtbaus designt werden.

Leistungsanforderungen

Nachdem die Stakeholder Needs feststehen, werden die Leistungsanforderungen (Performance Requirements) festgelegt. Das sind eine Reihen von Anforderungen, die quantitativ die zu erbringende Leistung des Systems während der Mission definieren. Die Erstellung erfolgt über quantitativ beantwortbare Fragen wie: „Wie oft?“; „Mit welcher Genauigkeit?“; „Unter welcher Belastung?“; etc.. Das Ziel ist es sehr genaue Anforderungen zu stellen, die im Laufe der Mission klar als „erfüllt“, oder „nicht erfüllt“ bewertet werden können. Dabei werden oft exakte Werte, aber auch Wertebereiche verwendet, um den Ingenieuren zu ermöglichen verschiedene Designs zu erforschen.⁴

- **Die Airbrake muss in min. 0,5 sek vollständig ausfahren.**
Um eine präzise Steuerung zu ermöglichen, muss die Airbrake in der Lage sein, in kurzer Zeit von 0% auf 100% ausfahren zu können.
- **Die Airbrake muss in einer Höhe von 10 km funktionieren.**
Die mechanische Funktionsweise darf in einer Höhe von 10 km nicht durch die extremen Umgebungsbedingungen, wie Temperatur oder Druck, beeinträchtigt werden.

⁴NASA, *NASA Systems Engineering Handbook*

- **Die Airbrake soll bei Geschwindigkeiten bis zu Mach 1 funktionieren.**
Obwohl die Rakete schneller als die Schallgeschwindigkeit fliegen soll, kommt die Airbrake erst zum Einsatz, wenn die Geschwindigkeit in der Coast Phase wieder unter Mach 1 gesunken ist.
- **Die Airbrake darf die Integrität der Rakete nicht negativ beeinflussen.**
Da während des Fluges hohe Kräfte auf die gesamte Rakete einwirken, darf die Airbrake die strukturelle Integrität des Gesamtsystems nicht schwächen.
- **Die Stabilität der Rakete muss in jeder Flugphase größer 1 sein, auch wenn die Airbrake zur Gänze ausgefahren ist.**
Um trotz aktivierter Airbrake einen stabilen Flug zu ermöglichen, darf die Stabilität der Rakete während des Fluges von ihr nur positiv, nicht negativ beeinflusst werden.

Designanforderungen

Als Designanforderungen (Design Requirements) werden Spezifikationen bezeichnet, die festlegen, welche Eigenschaften ein System haben muss, damit es den Bedürfnissen der Benutzer entspricht. Dazu zählen zum Beispiel Abmaße, Material, Masse, Montage, etc.. Diese Anforderungen sind für Produktentwicklung, Konzeption und Herstellung von großer Bedeutung⁵ und werden im Fall des ASTG vor allem als Richtlinien für die Konstruktion in CAD verwendet.

- **Die eingefahrene Airbrake darf einen maximalen Durchmesser von 152,4 mm nicht überschreiten.**
Der Außendurchmesser der Rakete stellt zugleich die technische Begrenzung für den Durchmesser des Systems dar.
- **Die Masse des gesamten Airbrake-Systems darf 2 kg nicht überschreiten.**
Um der Leichtbauweise der restlichen Rakete gerecht zu werden, darf das System im fertigen Zustand nicht mehr als 2 kg wiegen.
- **Die Kontrollflächen müssen zu jedem Zeitpunkt des Betriebs symmetrisch sein.**

⁵Arena. *Design Requirements Definition*. URL: <https://www.arenasolutions.com/resources/glossary/design-requirements/>. (accessed: 21.07.2024)

Um Nicken und Gieren durch aerodynamische Kräfte zu vermeiden, darf die Airbrake zu keinem Zeitpunkt des Betriebs eine Asymmetrie bezüglich der Längsachse der Rakete aufweisen.

- **Die Ausschlusszone für die Feedpipe muss einen Durchmesser von 35 mm haben.**

Es wurde sich auf einen Durchmesser von 35 mm geeinigt, da neben der Feedpipe auch Kabel für Sensoren durch das integrierte System geleitet werden müssen.

- **Die Ausschlusszone für die Feedpipe muss koaxial mit der Längsachse (x-Achse) der Rakete sein.**

Die Feedpipe wird auf der x-Achse der Rakete an Tank und Brennkammer angeschlossen. Eine Umleitung wird ausgeschlossen. (siehe Abbildung 3.6)

- **Keine Komponenten dürfen in die Ausschlusszone für die Feedpipe eindringen.**

Während des Betriebs der Airbrake dürfen keine Komponenten in dieser Zone liegen, oder diese durchqueren.

- **Die Höhe des Airbrake-Systems darf maximal 100 mm sein.**

„Höhe“ bezeichnet hier die Länge des Systems entlang der x-Achse der Rakete.

- **Die Airbrake soll so designet sein, dass sie mithilfe von Inbusschlüsseln geöffnet werden kann.**

Da bei der Integration der Rakete hauptsächlich mit Inbusschlüsseln gearbeitet wird, soll das System ausschließlich mit diesem Werkzeug geöffnet werden können.

3.1.2 Functions

Um zu verstehen, welche Funktionen das System letztendlich umsetzen muss, wird eine Funktionsanalyse durchgeführt. Diese umfasst Fragen wie: „Welche Funktionen müssen ausgeführt werden?“ und „Unter welchen betrieblichen Bedingungen?“⁶ Dieser Schritt folgt der Erarbeitung der Anforderungen und stellt das „F“ des RFLP-Ansatzes dar. Wie in Kapitel 3.1 erwähnt, erfolgt die Erstellung der Funktionen nicht strikt zeitlich getrennt von der Anforderungsdefinition. Der Entwicklungsprozess ist iterativ gestaltet, um kontinuierliche Verbesserungen zu ermöglichen.

⁶NASA, *NASA Systems Engineering Handbook*

Das Diagramm in Abbildung 3.4 dient zur grafischen Darstellung und soll die Verknüpfungen der Funktionen veranschaulichen. Es handelt sich um ein Blockdiagramm, das sich an den Prinzipien eines SysML-Activity-Diagramms orientiert, jedoch in Zusammenarbeit mit den Systems Engineers des Teams neu adaptiert wurde.

Folgende Funktionen wurden gemeinsam mit dem Team erarbeitet:

- F1 Strom in Bewegung umwandeln**
- F2 Mechanismus zur Übertragung der Bewegung**
- F3 Kontrollflächen bewegen**
- F4 Lagerung des Mechanismus**
- F5 Kraftfluss des Triebwerks aufnehmen**
- F6 Kraftfluss des Triebwerks weiterleiten**
- F7 Kraftfluss des Triebwerks abgeben**
- F8 Aerodynamische Kräfte an Struktur weitergeben**
- F9 Oxidator durch die Airbrake leiten**
- F10 Luftwiderstand erzeugen**

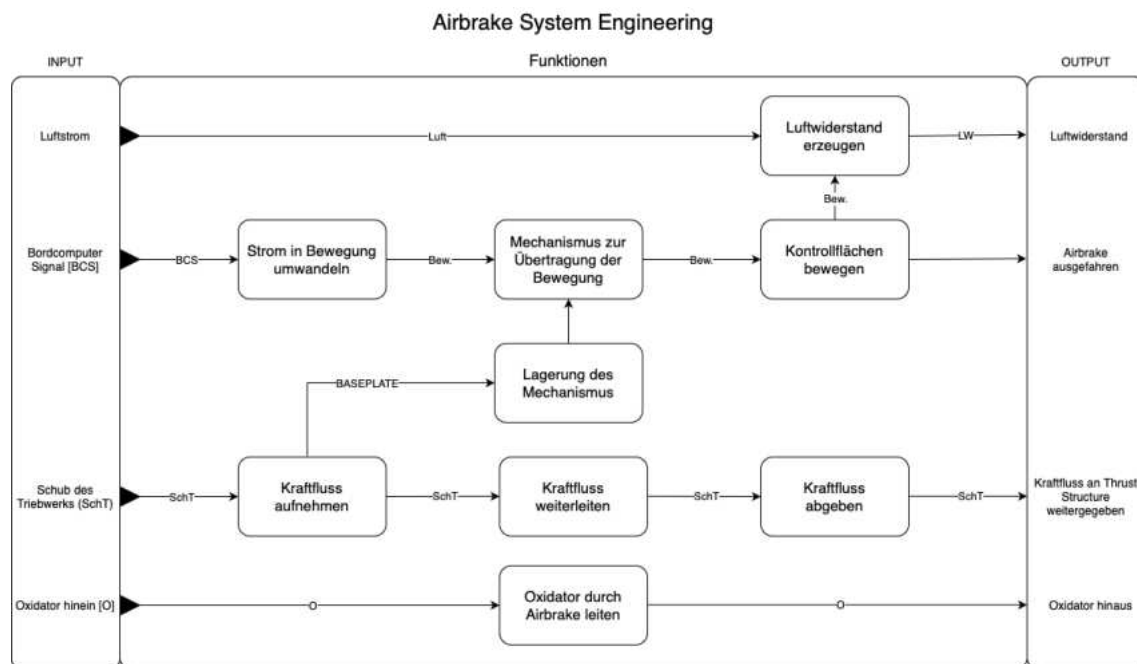


Abbildung 3.4: Funktionsarchitektur der Airbrake

3.1.3 Logical

In dieser Ebene werden die ermittelten Funktionen durch Operationen erweitert. Diese definieren die logische Verbindung und Interaktion zwischen den Subsystemen. Ziel ist es, eine kohärente und umsetzbare Struktur zu entwickeln, die in den P-Bereich übergeführt werden kann.

Zu F1: Strom in Bewegung umwandeln

- L1 Servo Motor (Ansteuerung und Energieversorgung über Bordcomputer)

Zu F2: Mechanismus zur Übertragung der Bewegung

- L2 Zahnradmechanismus (Kopplung von Antriebseinheit [F1] und Kontrollflächen [F3])

Zu F3: Kontrollflächen bewegen

- L31 Welle (Ermöglicht die Rotation der Kontrollflächen.)

Zu F4: Lagerung des Mechanismus

- L32 Kugellager (Definieren das System statisch und ermöglichen die Bewegung der Kontrollflächen.)

Zu F5: Kraftfluss des Triebwerks aufnehmen.

- L4 Baseplate (Über Anschlüsse in der unteren Platte wird die Energie des Triebwerks aufgenommen.)

Zu F6: Kraftfluss des Triebwerks weiterleiten

- L5 Struktur (Das System muss über eine Struktur verfügen, die den Kraftfluss von der unteren, in die obere Platte weiterleitet.)

Zu F7: Kraftfluss des Triebwerks abgeben

- L6 Topplate (Über Anschlüsse in der oberen Platte wird die Energie des Triebwerks abgegeben.)

Zu F8: Aerodynamische Kräfte an Struktur weitergeben

- L3 gelagerte Flaps (Der Luftwiderstand erzeugt eine Kraft, die über die Kontrollflächen, die Rotationswelle und schlussendlich die Lager in die Struktur eingeleitet werden.)

Zu F9: Oxidator durch die Airbrake leiten

- L7 Ausschlusszone (Muss die Durchleitung der Feedpipe ermöglichen.)

Zu F10: Luftwiderstand erzeugen

- L33 Kontrollflächen (Erzeugen einen gezielten Widerstand durch Veränderung ihrer Position relativ zur Luftströmung)

Mit Ende dieses Schrittes steht fest, welche logischen Bausteine für die Konstruktion der Airbrake benötigt werden und wie sie zusammenhängen. Auch in Abbildung 3.5 handelt es sich um ein adaptiertes SysML-Activity-Diagramm, das die Zusammenhänge der logischen Architektur veranschaulicht.

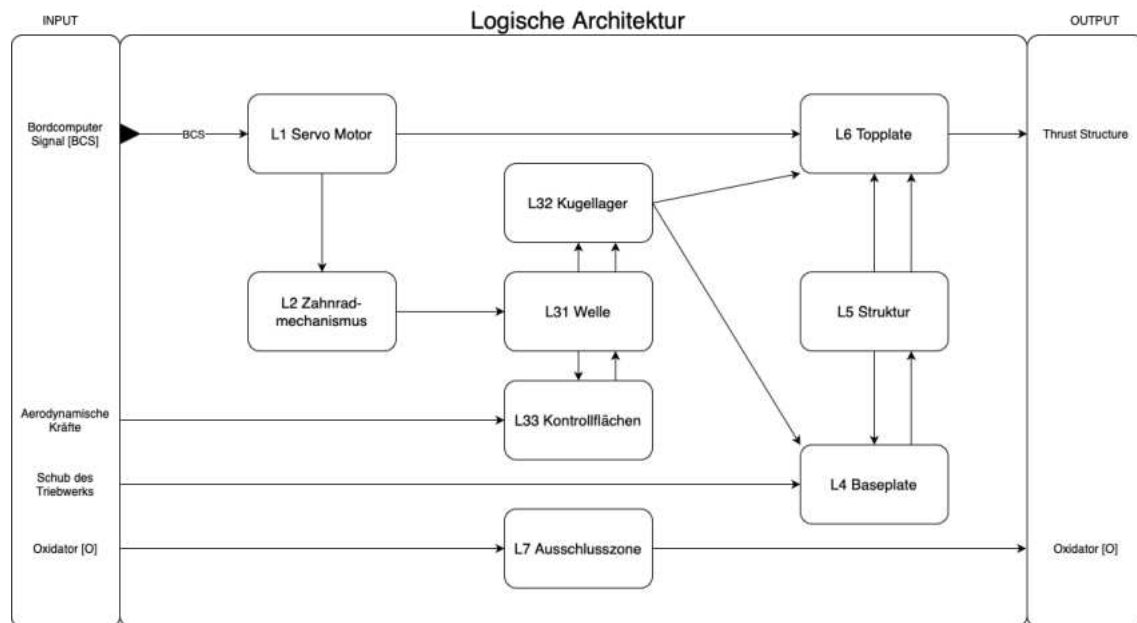


Abbildung 3.5: Architektur der Operationen

3.2 Konstruktion

Jedes Projekt des ASTG wird üblicherweise in drei Phasen aufgeteilt, die durch wichtige Meilensteine in der Entwicklung der Rakete unterteilt sind. Diese Arbeit beschäftigt sich hauptsächlich mit den Entscheidungen der Konzeptphase und dem Entwicklungsprozess in der Designphase. Die Fertigung der Teile wird zum Großteil von Sponsoren des Teams übernommen und daher nicht genauer behandelt.

1. Konzeptphase

In dieser Phase werden anfangs die Ziele des Projekts festgelegt und danach Konzepte für alle Subsysteme entwickelt. Als nächstes werden die plausibelsten Kon-

zepte analysiert und gegenübergestellt. Am Ende der Phase werden die besten Konzepte ausgewählt und dem Team im PDR (Preliminary Design Review) vorgestellt bzw. diskutiert.

2. Designphase

In der Designphase werden die ausgewählten Konzepte weiter konkretisiert. Es wird mit der Modellierung in CAD begonnen, um weitere Analysen durchzuführen. Sobald ein finales Konzept feststeht, wird dieses bis zum nächsten Meilenstein, dem CDR (Critical Design Review), vollständig ausgearbeitet und in CAD modelliert.

3. Fertigungsphase

Nach dem CDR werden jegliche Fertigungszeichnungen an die Fertiger geschickt und Materialbestellungen in Auftrag gegeben. Es folgt die letzte Phase, der Bau der Rakete. Nach und nach werden Subsysteme zusammengebaut und Tests durchgeführt bis das gesamte System gefertigt, zusammengebaut und getestet ist.

3.2.1 Position der Airbrake

Zu Beginn der Konzeptphase muss ein geeigneter Platz in der Rakete für die Airbrake gefunden werden. Bereits bekannt ist, dass die Rakete für den EUROCC 2024 einen Hybridantrieb mit Drucktank verwenden wird, und die Größenordnung der beiden Tanks sowie der Brennkammer steht ebenfalls fest. Wie in Abbildung 2.7 gezeigt, nimmt die Antriebseinheit eines Hybridantriebs mit Drucktank viel Platz am hinteren Ende der Rakete ein, wodurch der Raum für das Airbrake-System begrenzt ist. Gleichzeitig müssen die ausfahrbaren Kontrollflächen hinter dem aerodynamischen Druckmittelpunkt (der sich etwa auf Höhe des Oxidatortanks befindet) liegen, um die Flugstabilität nicht zu beeinträchtigen. Dies führt zu einem Konflikt: Einerseits muss das System weit hinten untergebracht werden, andererseits ist der Platz dort stark beschränkt.

Als Lösung für dieses Problem wurde der Bereich zwischen Brennkammer und Oxidatortank als Position für die Airbrake ausgewählt. Hier kann mit einer Verlängerung der Ox-Feedpipe (Zuleitung des Oxidators in die Brennkammer) axial genügend Platz geschaffen werden. Allerdings bringt dieser Lösungsansatz die Schwierigkeit mit sich, dass das Airbrake-System um die bestehende Ox-Feedpipe konstruiert werden muss. Wie in Abbildung 3.6 zu sehen, muss die Leitung zentral durch die Airbrake geführt werden.

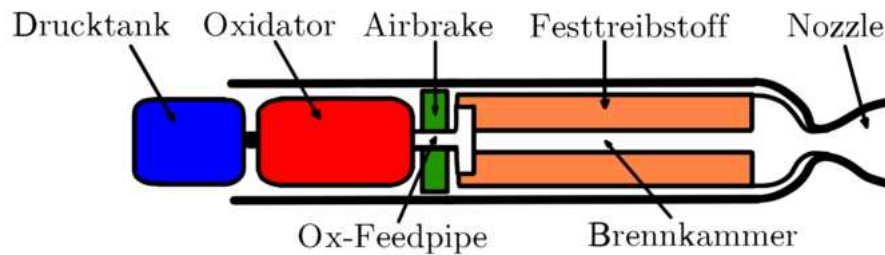


Abbildung 3.6: Position der Airbrake in der Antriebseinheit

3.2.2 Ausgewählte Konzepte

Das Aerospace Team Graz hat in den Jahren 2021 und 2022 bereits Airbrake-Systeme, für ihre Wettbewerbsraketen verwendet, die durch Servo-Motoren aktiviert wurden. Aufgrund der bestehenden Erfahrung, hat man sich auch für ALCEDO, die Rakete für das Jahr 2024, für diese Art der Ansteuerung geeinigt. Durch Meetings und fachliche Diskussionen im Modul für Aerostructure konnte man sich auf zwei Konzepte festlegen. Beide erzeugen den aerodynamischen Widerstand über vier Kontrollflächen (auch Flaps genannt), die vom Inneren der Rakete nach außen rotieren und dezentral von einem Servo-Motor betrieben werden. Dieser Ansatz hat den Vorteil, dass der axiale Bauraum ideal genutzt wird und zentral genug Platz für die Feedpipe und diverse Verkabelung ist.

Konzept Nr. 1

Das erste Konzept in der engeren Auswahl besteht aus vier Kontrollflächen (in Abbildung 3.7b rot eingezeichnet) und einem innenverzahnten Zahnrad (grün ein-

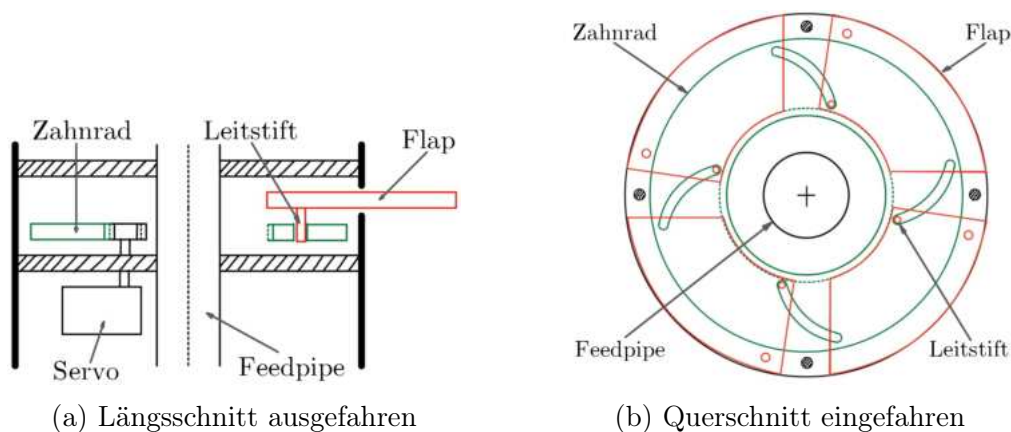


Abbildung 3.7: Schnittansichten Konzept Nr. 1

gezeichnet), das über ein Ritzel mit dem Servo betrieben wird. Verbunden sind die Elemente über Stifte, die in Führungsschienen bewegt werden und somit die rotatorische Bewegung des Zahnrades auf die Flaps übertragen. Diese schließen im eingefahrenen Zustand mit der Außenseite des Raketenkörpers ab und sind an einer Ecke drehbar gelagert. Die dezentrale Position des Servo-Motors (in 3.7a zu erkennen) erlaubt radial im Zentrum genug Platz für die Oxidator-Feedpipe.

Konzept Nr. 2

Grundsätzlich ist das zweite Konzept dem ersten sehr ähnlich. Die Unterschiede sind der Mechanismus der Bewegungsübertragung, die Position und Form des zentralen Zahnrades, sowie die Form der einzelnen Flaps. Wie in Abbildung 3.8b zu sehen, wird die Bewegung in diesem Konzept vom Servo-Ritzel auf ein großes, innenverzahntes Hohlrad (grün eingezeichnet) übertragen, welches zusätzlich mit auf den Kontrollflächen montierten Zahnrädern (rot eingezeichnet) im Eingriff ist. Die Form der Flaps ermöglicht ein einigermaßen symmetrisches Design im ausgefahrenen Zustand, um das Einleiten eines zu hohen Drehmoments zu vermeiden.

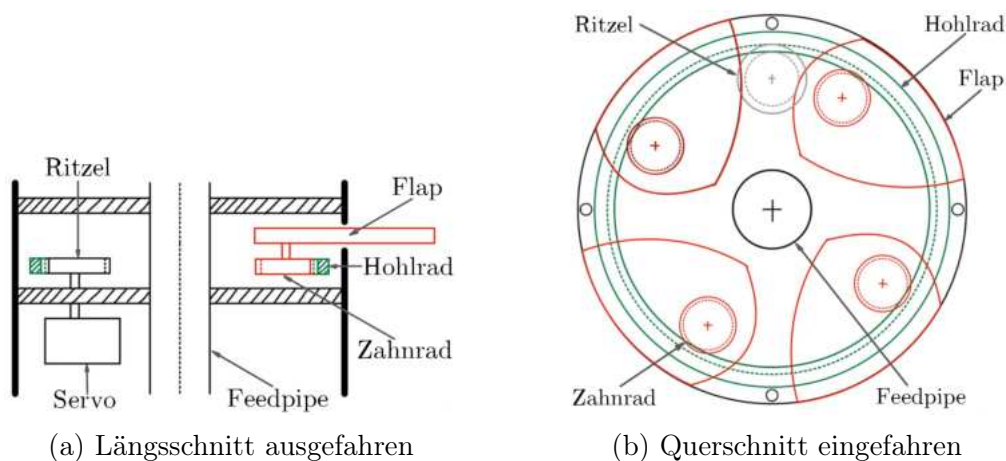


Abbildung 3.8: Schnittansichten Konzept Nr. 2

3.2.3 Nutzwertanalyse

Um eine Entscheidung zwischen den ausgewählten Konzepten zu treffen wurde eine Nutzwertanalyse (NWA) durchgeführt. Dieser Ansatz sorgt dafür, dass subjektive Aspekte einer Entscheidung durch einen Transformationsprozess in einen Score,

den sogenannten Nutzwert, einfließen können. Laut Kühnapfel⁷ besteht die NWA aus folgenden Schritten:

1. Suche der beschreibenden Kriterien,
2. Gewichtung der Kriterien,
3. Bewertung des Erfüllungsgrades und
4. Summierung der Bewertung je Kriterium zu einem Gesamt-Score.

Schritt 1: Beschreibende Kriterien

In diesem Schritt werden jene Kriterien ausfindig gemacht, die das System am besten beschreiben. Wichtig ist, dabei auf die Vollständigkeit zu achten. Das System muss anhand der ausgewählten Kriterien so gesamtheitlich wie möglich beschrieben werden. Dieser Schritt ist für den Erfolg der Methodik entscheidend.⁸

Für das System der Airbrake wurden folgende Kriterien ausgewählt:

- Zuverlässigkeit
- Integration
- Berechnungen
- Aerodynamische Auswirkung
- Bremskraft
- Kosten
- Gewicht
- Steuerbarkeit
- Platzeffizienz
- Fertigung
- Redundanz
- Ausfahrzeit

Schritt 2: Gewichtung der Kriterien

Das Instrument zur Gewichtung der ausgewählten Kriterien ist der Paarweise-Vergleich. Diese Methode kommt zum Einsatz, wenn ein Ranking von Faktoren und/oder eine Gewichtung erstellt werden müssen. Wie der Name bereits verrät, werden ausgewählte Kriterien paarweise miteinander verglichen. Dabei kommt es zu einer ständigen Abfrage von „Ist A wichtiger, oder B?“. Jedes Kriterium wird jedem anderen gegenübergestellt.⁹ Ein einzelner Vergleich kann folgende drei Ergebnisse haben:

⁷Jörg B. Kühnapfel. „Vorgehen bei der Durchführung einer Nutzwertanalyse“. In: *Scoring und Nutzwertanalysen: Ein Leitfaden für die Praxis*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2021, pp. 17–100. ISBN: 978-3-658-34810-6. DOI: 10.1007/978-3-658-34810-6_4. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-658-34810-6_4

⁸Kühnapfel, „Vorgehen bei der Durchführung einer Nutzwertanalyse“

⁹Kühnapfel, „Vorgehen bei der Durchführung einer Nutzwertanalyse“

- 2 = Variante (Zeile) ist wichtiger als Variante (Spalte)
 1 = Variante (Zeile) ist genauso wichtig wie Variante (Spalte)
 0 = Variante (Zeile) ist weniger wichtig als Variante (Spalte)¹⁰

	Zuverlässigkeit	Integration	Berechnungen	Aerodynamik	Bremskraft	Kosten	Masse	Steuerbarkeit	Platzeffizienz	Fertigung	Redundanz	Ausfahrzeit	Gesamt	Prozente %	Ranking
Zuverlässigkeit	X	2	2	1	1	2	2	2	1	2	2	2	19	14%	1.
Integration	0	X	0	0	0	1	2	0	1	1	0	0	5	4%	12.
Berechnungen	0	2	X	1	1	2	0	0	1	2	0	1	10	7%	8.
Aerodynamik	1	2	1	X	1	2	1	2	1	2	0	2	15	11%	4.
Bremskraft	1	2	1	1	X	2	1	1	2	2	1	2	16	12%	3.
Kosten	0	1	0	0	0	X	1	0	2	1	0	2	7	5%	9.
Masse	0	0	2	1	1	1	X	1	1	2	1	2	13	10%	5.
Steuerbarkeit	0	2	2	0	1	2	1	X	0	0	0	2	11	8%	6.
Platzeffizienz	1	1	1	1	0	0	1	2	X	2	1	1	11	8%	6.
Fertigung	0	1	0	0	0	1	0	2	0	X	0	0	6	4%	10.
Redundanz	0	2	2	2	1	2	1	2	1	2	X	2	17	13%	2.
Ausfahrzeit	0	2	1	0	0	0	0	0	1	2	0	X	6	4%	10.
Gesamt:													136	100%	

Tabelle 3.1: Paarweise Vergleich der ausgewählten Kriterien

In der Tabelle 3.1 wurden die Kriterien gegenübergestellt und eine Gewichtung vorgenommen. Es zeigt sich, dass die folgenden fünf Kriterien am wichtigsten sind: 1. Zuverlässigkeit (14%), 2. Redundanz (13%), 3. Bremskraft (12%), 4. Aerodynamik (11%) und 5. Masse (10%).

Schritt 3: Bewertung des Erfüllungsgrades

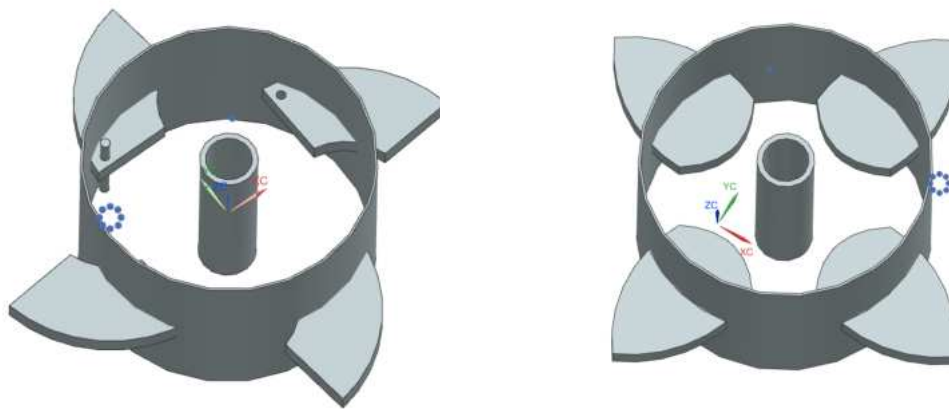
Der nächste Schritt umfasst die Bewertung der Lösungskonzepte anhand der zuvor ermittelten, gewichteten Kriterien. An dieser Stelle ist darauf zu achten, die verschiedenen Kriterien und Konzepte isoliert von einander zu betrachten, um Abhängigkeiten zu vermeiden.

¹⁰Alexander Sonntag. "Instrument: Paarweiser Vergleich". In: *PROMIDIS Handlungsleitfaden* (2015)

Um die aerodynamischen Eigenschaften der Kontrollflächen analysieren zu können, wurde von beiden Konzepten Prototypen in CAD (siehe Abbildung 3.9) erstellt. Dabei hat sich herausgestellt, dass jene Fläche, die bei voll ausgefahrener Airbrake als Bremsfläche wirkt, die Werte von Tabelle 3.2 annimmt.

Konzept	Fläche pro Flap	Gesamtfläche
Konzept Nr. 1	2225 mm ²	8900 mm ²
Konzept Nr. 2	1867 mm ²	7468 mm ²

Tabelle 3.2: Vergleich der Bremsflächen



(a) CAD-Modell Konzept Nr. 1

(b) CAD-Modell Konzept Nr. 2

Abbildung 3.9: CAD-Modelle für die CFD Analyse

Durch eine CFD-Analyse der beiden Modelle mit dem CAD-Modell der letztjährigen Rakete HALCYON wurden erste Luftwiderstandswerte berechnet. Diese wurden in ein Matlab Skript eingefügt, welches die Flughöhe der Rakete mit gegebenen C_w Werten simuliert. Dabei wurde darauf geachtet, dass die Airbrake erst dann zum Einsatz kommt, wenn sich die Rakete in der Coast Phase nicht mehr im Überschallbereich befindet.

Aufgrund des geringen Umfangs und der leichten Verständlichkeit wurde bei der Bewertung eine 5-Punkte-Skala verwendet.¹¹

¹¹Kühnapfel, "Vorgehen bei der Durchführung einer Nutzwertanalyse"

- 1 = Kriterium ist nicht erfüllt
- 2 = Kriterium ist unzureichend erfüllt
- 3 = Kriterium ist hinreichend, aber mit Mängeln erfüllt
- 4 = Kriterium ist in gutem Umfang erfüllt
- 5 = Kriterium ist in sehr gutem Umfang erfüllt

Kriterium	Gew (%)	Konzept Nr. 1		Konzept Nr. 2	
		Pkt.	Score	Pkt.	Score
Zuverlässigkeit	14%	2	0.28	4	0.56
Redundanz	13%	0	0.00	0	0.00
Bremskraft	12%	5	0.6	4	0.48
Aerodynamik	11%	2	0.22	4	0.44
Masse	10%	4	0.40	5	0.50
Steuerbarkeit	8%	4	0.32	5	0.40
Platzeffizienz	8%	4	0.32	4	0.32
Berechnungen	7%	3	0.21	5	0.35
Kosten	5%	5	0.25	5	0.25
Fertigung	4%	5	0.20	4	0.16
Ausfahrzeit	4%	5	0.20	5	0.20
Integration	4%	5	0.20	5	0.20
Gesamtscore:	100%		3.20		3.86

Tabelle 3.3: Bewertungsverfahren und ermittlung des Gesamtscores

Schritt 4: Gesamt-Score

In Tabelle 3.3 wurden die vergebenen Punkte mit der in Schritt 2 ermittelten Gewichtung multipliziert. Für jedes Kriterium erhält man den „kriteriellen“ Score, der zu einem Gesamtscore addiert wird. Diese Gesamtpunktzahl gibt an, welches der Konzepte die Kriterien am besten erfüllt. Konzept Nr. 2 erreicht mit 3,86 einen höheren Gesamtscore als Konzept Nr. 1 und wird daher vom Team ausgewählt und weiterverfolgt.

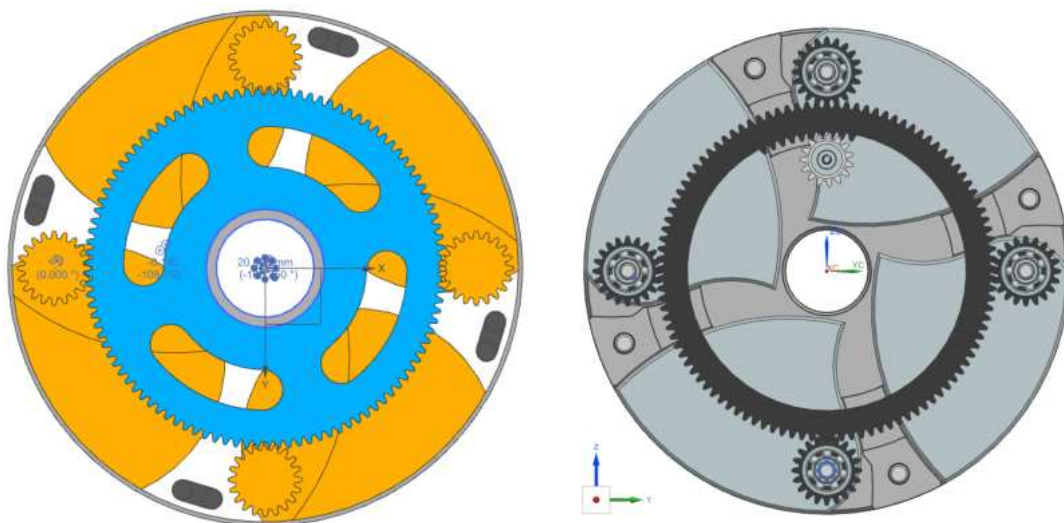
3.2.4 Berechnungen

Im folgenden Kapitel werden die wesentlichen Berechnungen für die Konstruktion der Airbrake methodisch beschrieben. Die Berechnungen basieren auf ingenieurwissenschaftlichen Grundlagen im Bereich der Konstruktionslehre und müssen die in Kapitel 3.1.1 festgelegten Anforderungen berücksichtigen. Ziel ist es, eine optimale Funktionalität zu gewährleisten und die in Kapitel 3.2.3 ausgewählten Kriterien

so gut als möglich umzusetzen. Hierzu werden Berechnungen zu verschiedenen Teilsystemen wie Zahnrad, Welle, Lager und Verbindungsschrauben durchgeführt. Die Ergebnisse dienen als Grundlage der Konstruktion und werden verwendet, um das ausgewählte Konzept zu optimieren. Um den Rahmen dieser Arbeit nicht zu sprengen, werden folgend die wichtigsten Berechnungen methodisch beschrieben. Die Aufzeichnungen aller detaillierten Berechnungen sind im Anhang zu finden.

Zahnradberechnung

Da aufgrund der Nutzwertanalyse das Konzept Nr. 2 mit dem Zahnradmechanismus ausgewählt wurde, ist die Dimensionierung und Berechnung der Verzahnung der erste Schritt des Entwurfs. An dieser Stelle ist es wichtig zu erwähnen, dass das Konzept Nr. 2 noch leicht modifiziert wurde. Um die Drehpunkte der Kontrollflächen möglichst weit nach außen zu verlagern, wurde das in Abbildung 3.8b grün dargestellte Hohlrad in ein rein außenverzahntes Zahnrad umgewandelt (siehe Abbildung 3.10a). Bei diesem Konstruktionsansatz würde sich das antreibende Servoritzel ebenfalls auf der Außenseite des Zahnrades befinden. Da dies jedoch zu Platzproblemen bei der Montage des Servos führen würde und erste Berechnungen gezeigt haben, dass das Hohlrad additiv gefertigt werden kann, wurde entschieden, das Zentralzahnrad sowohl innen als auch außen zu verzahnen (siehe Abbildung 3.10b), um den Servo innen plazieren zu können.



(a) Getriebe mit außenverzahntem Zahnrad (b) Zahnrad außen- und innenverzahnt

Abbildung 3.10: Konzeptentwicklung

Die Berechnung der Verzahnung wurde mithilfe der Methoden von Köhler/Rognitz¹² durchgeführt. Aufgrund der geringen Größe des Getriebes wurde ein Modul von $m = 1$ für beide Verzahnungsstufen ausgewählt. In Tabelle 3.4 wird eine Übersicht über Eckdaten der Verzahnung gegeben. Mit einer Übersetzung der ersten Stufe von $i_1 = 5.667$ und der zweiten Stufe von $i_2 = -0.19$ ergibt sich eine Gesamtübersetzung vom Ritzel bis zu den Zahnrädern der Kontrollflächen von:

$$i_{\text{ges}} = i_2 \times i_1 = -1.079 \quad (3.1)$$

Aus dem CAD-Modell hat sich ergeben, dass die Flaps $\psi_{\text{Flap}} = 95^\circ$ um die eigene Drehachse drehen müssen, um vollständig ausgefahren zu sein. Nun kann berechnet werden, wie weit der Servo drehen muss:

$$\psi_{\text{Servo}} = i_{\text{ges}} \times \psi_{\text{Flap}} = -102.54^\circ \quad (3.2)$$

Parameter	1. Stufe		2. Stufe	
	Servoritzel	Großrad - innen	Großrad - außen	Flap Zahnrad
Modul m	1	1	1	1
Zähnezahl z	15	-85	105	20
Zahnbreite b	10 mm	11 mm	11 mm	10 mm
zul. Zahnfußspannung σ	200 MPa	60 MPa	60 MPa	60 MPa
Sicherheit S	2.625	1.346	4.721	3.553
Übersetzung i	5.667		-0.19	
Achsabstand a	-35 mm		62.5 mm	
Profilüberdeckung ϵ	1.843		1.707	

Tabelle 3.4: Parameter der Verzahnung

Wellenauslegung

Die Welle dient nicht nur als Verbindungsstück zwischen dem Flap-Zahnrad und der Kontrollfläche, sondern auch als Lagerung der beiden. Die Abbildung 3.11 zeigt einen Querschnitt der Airbrake im eingefahrenen Zustand und verdeutlicht die Geometrie und Funktion der Welle. An den Enden der Welle sitzen die Kugellager, die als Verbindung zur Top- und Baseplate dienen. In der Mitte werden das Flap-Zahnrad und die Kontrollfläche fest an der Welle montiert. Eine Rotation des Zahnrades hat somit eine Rotation des Flaps zufolge.

¹²Bernd Kunne. *Köhler/Rognitz Maschinenteile 2*. eng. 10., neu bearb. Aufl. 2008 edition. Vieweg+Teubner Verlag, 2008. ISBN: 9783835100923

Der Durchmesser wurde durch eine Überschlagsrechnung und die Größe der Lager bestimmt. Als Material wurde Stahl gewählt, da ein Versagen, im schlimmsten Fall ein Abreißen der Kontrollfläche, missionskritische Konsequenzen haben könnte und der Gewichtsunterschied der Wellen zu Aluminium vernachlässigbar klein ist. Mit Hilfe von Köhler/Rögnitz¹³ wurde die Biegespannung und damit die Sicherheit ($S_{\text{Welle}} = 22.368$) der Welle ermittelt.

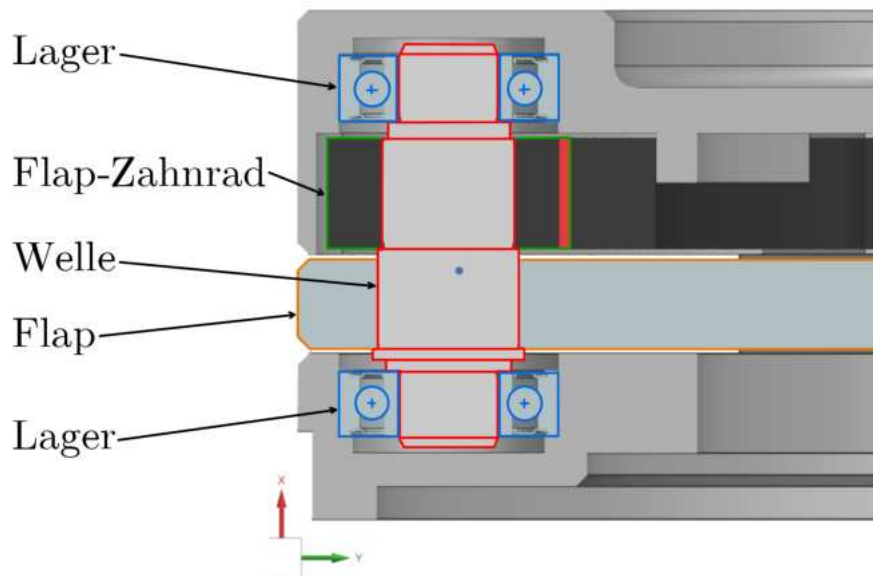


Abbildung 3.11: Querschnitt der Welle

Lagerberechnung

Die Lagerung der Welle spielt eine essentielle Rolle in der Kraftaufnahme der aerodynamischen Kräfte über die Kontrollflächen. Wie in Abbildung 3.11 zu erkennen ist, stellen die beiden Kugellager die Verbindung des Flaps zur Struktur der Airbrake dar.

Für die Berechnung wurden jene Bedingungen und Lasten betrachtet, die laut Simulation zum Einsatzzeitpunkt der Airbrake herrschen (siehe Tabelle 3.5). Anhand dieses Lastfalles wurde die Kraft und das Moment bestimmt, die auf einen einzelnen Flap im voll ausgefahrenen Zustand einwirken (Gleichung 3.3 und 3.4).

¹³Kunne, Köhler/Rögnitz *Maschinenteile 2*

Widerstandskoeffizient	$c_w = 1.2$
Bremsfläche pro Flap	$A = 2495 \text{ mm}^2$
Max. Hebelarm zu Welle	$L = 38 \text{ mm}$
Höhe	$h = 5250 \text{ m}$
Geschwindigkeit	$v = 340 \text{ m/s}$
Luftdichte	$\rho = 0.722 \text{ kg/m}^3$

Tabelle 3.5: Lastfall für Lagerberechnung

$$F = 0.5 \times c_w \times \rho \times v^2 \times A = 124.944 \text{ N} \quad (3.3)$$

$$M = F \times L = 4.748 \text{ Nm} \quad (3.4)$$

Zunächst wurde eine Analyse der statischen Kraftsituation durchgeführt und danach die statische Tragfähigkeit nach Köhler/Rögnitz¹⁴ (DIN ISO 76) berechnet. Auf die Berechnung der Lebensdauer wurde verzichtet, da das System nicht dauerhaft betrieben wird. Für beide Lager ergibt sich eine statische Tragfähigkeit von $C_0 = 0.933 \text{ kN}$ mit einer Sicherheit von $S_0 = 5.5$.

Aufgrund der hohen statischen Tragfähigkeit, der hohen Verfügbarkeit und der vorhandenen Dichtung wurde das Lager 619/9-2Z ausgewählt.

d	$= 9 \text{ mm}$
D	$= 20 \text{ mm}$
C_0	$= 0.98 \text{ kN}$
B	$= 6 \text{ mm}$
m	$= 7.5 \text{ g}$
d_1	$= 11.6 \text{ mm}$
d_2	$= 17.5 \text{ mm}$

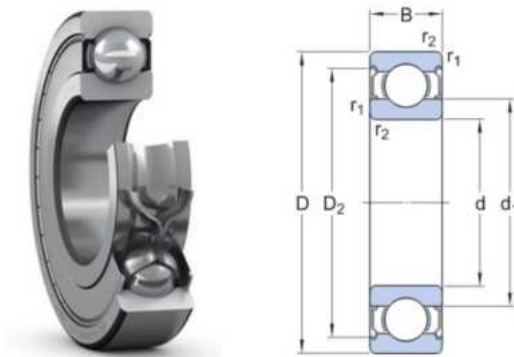


Abbildung 3.12: Daten des ausgewählten Lagers

Schraubenberechnung

Die Schrauben verbinden die obere und untere Hälfte der Airbrake und stellen somit eine kritische Stelle für die Integrität der gesamten Rakete dar. Kommt es

¹⁴Kunne, Köhler/Rögnitz *Maschinenteile 2*

zu einem Versagen dieser Schraubenverbindung könnte das ein Versagen des Gesamtsystems zufolge haben. Auf Abbildung 3.10b sind die vier Schraubenlöcher zwischen den Flaps in der Nähe des äußeren Umfangs zu erkennen.

Grundsätzlich wurden fünf verschiedene Lastfälle berechnet: 1. Handhabung der Rakete; 2. Boost-Phase; 3. Coast-Phase; 4. Fallschirmauswurf; 5. Landung. Für jeden Lastfall wurden Belastungswerte für die Berechnung angenommen. Es ist wichtig zu erwähnen, dass die Werte in Tabelle 3.6 auf Lastannahmen der letztjährigen Rakete, sowie auf Erfahrung der Team-Mitglieder basieren.

	Axialkraft	Querkraft	Biegemoment	Drehmoment
1. Handhabung	400 N	500 N	250 Nm	20 Nm
2. Boost-Phase	4000 N	300 N	300 Nm	20 Nm
3. Coast-Phase	550 N	100 N	200 Nm	10 Nm
4. Fallschirmauswurf	2500 N	300 N	200 Nm	10 Nm
5. Landung	4000 N	500 N	300 Nm	20 Nm

Tabelle 3.6: Lastannahmen für Schraubenberechnung

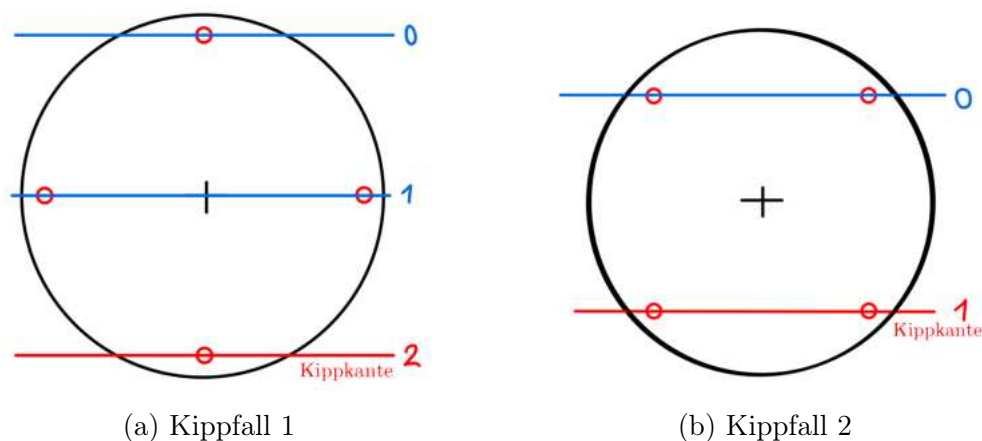


Abbildung 3.13: Kippfälle für Konsolenberechnung

Zur Berechnung der Schraubenverbindung, bestehend aus vier gleich großen Schrauben auf einem Teilkreis von $d_{\text{Teilkreis}} = 135 \text{ mm}$, wurde die Konsolenverschraubung¹⁵ verwendet. Dabei werden zwei Kippfälle mit unterschiedlichen Hebelarmen betrachtet. Diese sind in Abbildung 3.13 abgebildet.

¹⁵Schweizer-fn. *Formelsammlung und Berechnungsprogramme Maschinen- und Anlagenbau*. URL: <https://www.schweizer-fn.de/maschinenelemente/schraube/schraubenverbindung.php>. (accessed: 06.12.2024)

Mit Hilfe der Formel für die Konsolenverschraubung konnte ermittelt werden, dass die maximale Axialkraft auf eine Schraube im Kippfall 1 $F_{\max 1} = 2481.5 N$ und im Kippfall 2 $F_{\max 2} = 2571.3 N$ beträgt. Diese Kräfte treten jeweils für Lastfall 2 (Boost-Phase) und Lastfall 5 (Landung) auf. Aufgrund der höheren Maximalkraft für den Kippfall 2 wurden die folgenden Berechnungen mit diesen Werten weitergeführt.

Auch hier wurden die Rechenschritte nach Köhler/Rögnitz¹⁶ angewendet. Daraus ergibt sich eine maximale erforderliche Vorspannkraft von $F_{\text{Verf}} = 5221.3 N$, die im Lastfall der Landung auftritt. Dies kann durch die hohen Querkräfte während einer schrägen Landung erklärt werden. Da es sich, wie bereits erklärt, um eine kritische Verbindung in der Rakete handelt wurde die M8 8.8 Schraube mit einer zulässigen Vorspannkraft von $F_{\text{Zul}} = 17200 N$ ausgewählt. Das ermöglicht einen minimalen Sicherheitsfaktor von $S_{\min} = 3.249$ für den 5. Lastfall (Landung) und einen maximalen Sicherheitsfaktor von $S_{\max} = 7.088$ für den 3. Lastfall (Coast-Phase).

3.2.5 Optimierung

Die Optimierung der Airbrake ist ein wichtiger Schritt zur Maximierung von Effizienz und Leistung. Einerseits ist es wichtig, die verfügbare Bremsfläche so groß wie möglich und zugleich die Masse des gesamten Systems so gering wie möglich zu halten. Diese beiden Kriterien haben einen direkten Einfluss auf die Bremsleistung und damit auf die Leistungsfähigkeit der Rakete im Wettbewerb. In diesem Kapitel werden die wichtigsten Optimierungsansätze bezüglich der Geometrie der Kontrollflächen und der Masse vorgestellt. Tatsächlich werden bei jedem Konstruktionschritt Optimierungen vorgenommen, um das System so leicht und effizient wie möglich zu gestalten. Diese werden hier aber nicht vollständig aufgelistet.

Geometrie der Kontrollflächen

Das Ziel der Optimierung der Kontrollflächen ist es, die Geometrie so effizient wie möglich zu gestalten. Dabei gilt es, die folgende drei Kriterien bestmöglich zu erfüllen:

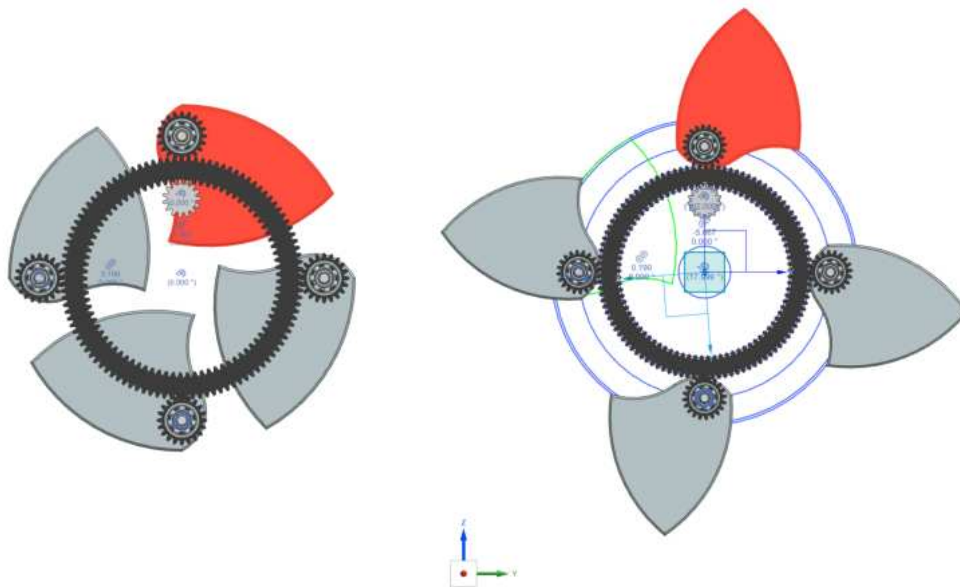
1. Die Bremsfläche bei ausgefahrener Airbrake maximieren.
2. Den ungenützten Raum im Inneren der Rakete minimieren.
3. Die Auflagefläche zwischen Top- und Baseplate maximieren.

¹⁶Bernd Kunne. *Köhler/Rögnitz Maschinenteile 1.* eng. 10, überarb u akt Aufl 2007th edition. Vieweg+Teubner Verlag, 2007. ISBN: 9783835100930

Um die Optimierung durchzuführen, wurde in CAD ein parametrisiertes Modell einer Kontrollfläche erstellt. Über etliche Iterationsschritte wurden jene Werte gefunden, die die oben genannten Kriterien am besten erfüllen. So konnte in einem ersten Schritt die Bremsfläche, die bei voll ausgefahrenem Zustand außerhalb der Rakete liegt, von $A_{\text{Flap alt}} = 2350 \text{ mm}^2$ auf $A_{\text{Flap neu}} = 2495 \text{ mm}^2$ vergrößert werden. Das entspricht einer Vergrößerung von 6%.

In einem zweiten Schritt wurde jener Teil des Flaps optimiert, der im voll ausgefahrenen Zustand innerhalb der Rakete liegt. Jener Raum, der bei eingefahrener Airbrake nicht durch die vier Kontrollflächen belegt wird, konnte durch Anpassung der Geometrie von $\Delta A_{\text{alt}} = 4370 \text{ mm}^2$ auf $\Delta A_{\text{neu}} = 4218 \text{ mm}^2$ verkleinert werden. Wobei ΔA durch die gesamte Querschnittsfläche der Airbrake, minus viermal die Gesamtfläche der Kontrollflächen berechnet wird.

Beide Optimierungsschritte wurden durch die Auflagefläche zwischen der Top- und Baseplate beschränkt. Es musste sichergestellt werden, dass der Ersatzzylinder um die Schrauben, mit einem Durchmesser von mindestens $DA = 16.7 \text{ mm}$, eingehalten wird. Ohne diese Einschränkung wäre eine noch größere Bremsfläche und ein noch kleineres ΔA möglich gewesen.



(a) geschlossener Zustand

(b) offener Zustand

Abbildung 3.14: Geometrie der optimierten Kontrollflächen

Massenoptimierung

Da eine optimierte Masse für die Gesamtleistung der Rakete entscheidend ist, muss als einer der letzten Schritte vor der Fertigung, das Gewicht des Systems reduziert werden. Insbesondere die Top- und Baseplate der Airbrake, als die tragenden Elemente, wurden analysiert, um unnötige Materialmengen zu identifizieren und gezielt Aussparungen vorzunehmen. Ziel der Optimierung war es das Gewicht des Systems zu minimieren, ohne die Funktion und Integrität negativ zu beeinflussen.

Die Optimierung wurde mit Hilfe von FEM-Analysen (Finite Elemente Methode) durchgeführt, um Bereiche mit geringer mechanischer Beanspruchung zu identifizieren. An diesen Stellen wurden gezielt Aussparungen eingefügt, wodurch eine signifikante Reduktion der Masse erreicht werden konnte. Dank der FEM-Analysen konnte sichergestellt werden, dass die Teile auch im optimierten Zustand wie gewollt funktionieren.

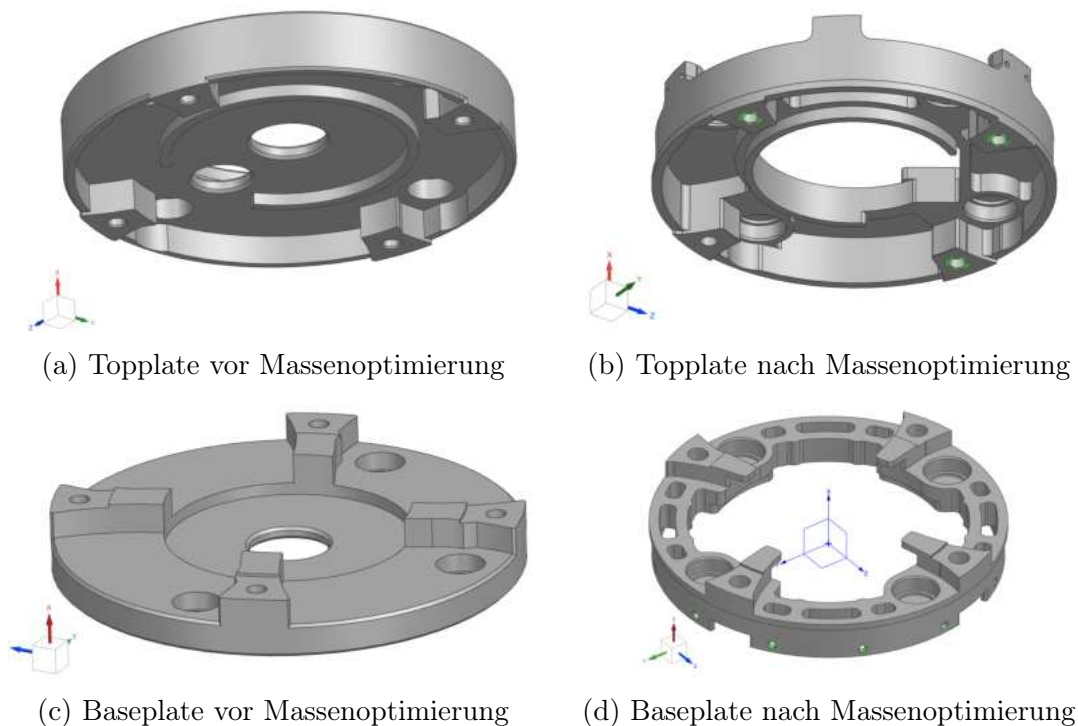


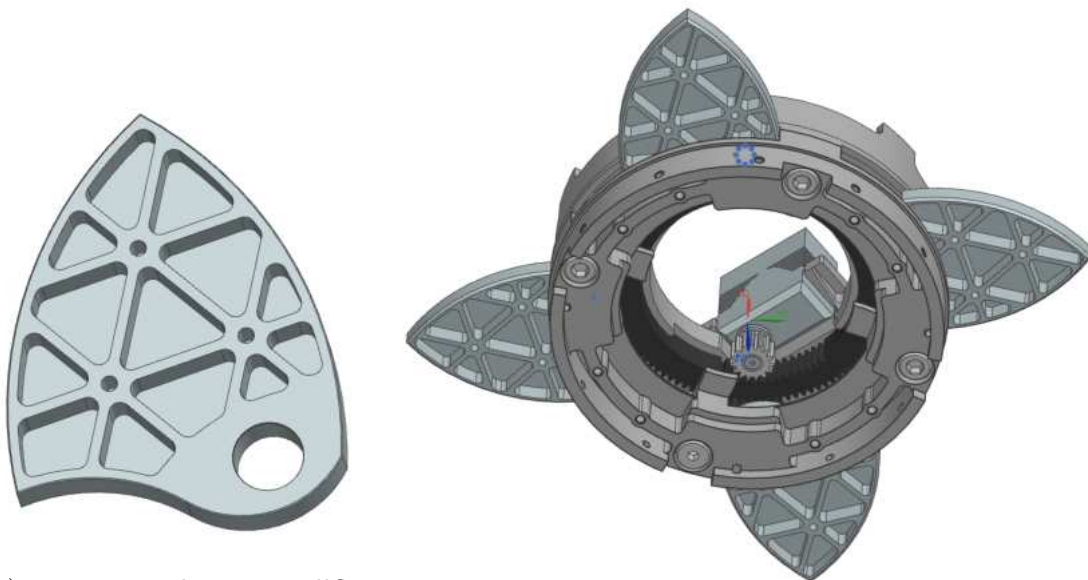
Abbildung 3.15: Optimierung der Aluminiumstruktur

Abbildung 3.14 zeigt die Top- und Baseplate vor und nach der Gewichtsoptimierung. Die ursprünglichen Teile sind durch Vollmaterial und geschlossenen Flächen gekennzeichnet, während die optimierten Versionen durch strategisch platzierte

Aussparungen deutlich leichter gestaltet wurde.

Für die Gewichtsoptimierung der vier Aluminium-Kontrollflächen wurde ein sogenanntes „Isogrid“ auf der Unterseite der Flaps angewendet. Dabei handelt es sich um eine gitterversteifte Struktur, die von der McDonnell-Douglas Corporation (heute Teil von Boeing) entwickelt und patentiert wurde. Die Struktur wird typischerweise aus einem einzigen Stück Material gefräst und besteht aus Versteifungsrippen, die gleichseitige Dreiecke bilden. So kann Masse eingespart werden, während die Steifigkeit erhalten bleibt. Das Steifigkeitsverhalten in der Ebene der Struktur ist isotrop, daher auch die Vorsilbe „iso“.¹⁷

In Abbildung 4.2a ist zu erkennen, wie das Isogrid auf der Unterseite der Kontrollfläche angewandt wurde. Abbildung 4.2b zeigt die gewichtsoptimierte Airbrake im ausgefahrenen Zustand von unten.



(a) Unterseite der Kontrollfläche mit Isogrid

(b) Airbrake nach der Optimierung

Abbildung 3.16: Geometrie der optimierten Kontrollflächen

¹⁷Steven M Huybrechts, Steven E Hahn, and Troy E Meink. “Grid stiffened structures: a survey of fabrication, analysis and design methods”. In: *Proceedings of the 12th international conference on composite materials (ICCM/12)*. 1999, pp. 1–10

4 Evaluierung und Diskussion

Im Juli 2024 wurden die gefertigten Einzelteile zu einem funktionalen Gesamtsystem integriert. Die Verifikation der Airbrake erfolgte durch gezielte Messungen und Tests, um sowohl die korrekten Abmaße als auch die zuverlässige Funktionalität sicherzustellen.

Ein Drucktest wurde durchgeführt, um zu überprüfen, ob die Struktur der Airbrake den während des Fluges auftretenden Kräften, insbesondere in der Startphase, standhalten kann. Hierzu wurde das System am Institut für Materialwissenschaften der TU Graz auf einer hydraulischen Prüfmaschine einer Druckkraft von etwa 4000 N ausgesetzt. Zur Simulation der Belastung durch aerodynamische Kräfte auf die Kontrollflächen wurde das Airbrake-System einem Gewichtstest unterzogen. Dabei wurde ein Flap mit einem Gewicht von 17 kg belastet, was der Kraft entspricht, die bei einer Geschwindigkeit von Mach 0,9 auf eine ausgefahrene Kontrollfläche wirkt. Während der Belastung wurden die Flaps mehrfach ein- und ausgefahren, um den realen Betrieb zu simulieren. Da es sich bei der Airbrake um ein mechanisches System mit Zahnradgetriebe handelt, musste auch die Belastung durch starke Vibrationen während des gesamten Fluges berücksichtigt werden. Zu diesem Zweck wurde ein Schwingungstest auf einem sogenannten „Shaker“ (Schwingerreger) am Institut für Kommunikationsnetze und Satellitenkommunikation in Graz durchgeführt. Dabei kam das GEVS-Standardprotokoll der NASA zur Anwendung, das häufig zur Verifikation von Satellitensystemen genutzt wird. Die vollständigen Testberichte und daraus abgeleiteten Schlussfolgerungen sind im Anhang aufgeführt. Zusammenfassend ist festzuhalten, dass das System alle Tests erfolgreich bestanden hat und uneingeschränkt für den Flugeinsatz geeignet ist.

Im Oktober 2024 wurde das entwickelte Airbrake-System erstmals in der Hybridrakete *ALCEDO* eingesetzt. Anlass war die Teilnahme des Aerospaceteam Graz (ASTG) an der European Rocketry Challenge in Portugal, bei der das Ziel darin bestand, eine Flughöhe von 9000 Metern zu erreichen. Leider erzeugte der Antriebsstrang während der Startphase nicht ausreichend Schub, sodass die Rakete lediglich eine Höhe von etwa 6400 Metern erreichte. Aufgrund der reduzierten Flughöhe blieb die Airbrake bei diesem Flug ungenutzt, da ihr Einsatz wie in Kapitel 3 beschrieben, der Verringerung der Flughöhe dient. In folgendem Kapitel wird untersucht, inwieweit die in Kapitel 3.1.1 definierten Anforderungen an das

Airbrake-System erfüllt wurden. Darüber hinaus werden Schwächen identifiziert und Potenziale für zukünftige Optimierungen aufgezeigt, um das System weiter zu verbessern.

4.1 Anforderungsanalyse

Stakeholder Needs

- **Die Airbrake soll die Zielhöhe der Rakete um mindestens 1000 m senken können.**
Die Airbrake wurde nicht eingesetzt, wurde aber darauf ausgelegt die Zielhöhe mindestens 1000 m senken zu können.
- **Die Airbrake muss während des Flugs automatisch gesteuert werden.**
Die Airbrake wurde nicht eingesetzt, wäre aber vollautomatisch gesteuert worden.
- **Die Airbrake muss in den vorgesehenen Bereich des Raketenkörpers passen.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Airbrake muss den Durchlauf der Oxidator-Feedpipe ermöglichen.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Airbrake muss dem EUROCC-Regelwerk für 2024 entsprechen.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Airbrake soll zerlegbar sein.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Airbrake soll leicht gebaut sein.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.

Leistungsanforderungen

- **Die Airbrake muss in min. 0,5 sek vollständig ausfahren.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt. Laut einer Videoanalyse kann die Airbrake in einer Zeit von 0.3 sek vollständig ausgefahren werden.
- **Die Airbrake muss in einer Höhe von 10 km funktionieren.**
Die Airbrake wurde nicht eingesetzt, wurde aber darauf ausgelegt, in einer Höhe von 10 km funktionstüchtig zu sein.

- **Die Airbrake soll bei Geschwindigkeiten bis zu Mach 1 funktionieren.**
Die Airbrake wurde nicht eingesetzt, wurde aber darauf ausgelegt, bei Geschwindigkeiten bis zu Mach 1 zu funktionieren.
- **Die Airbrake darf die Integrität der Rakete nicht negativ beeinflussen.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Stabilität der Rakete muss in jeder Flugphase größer 1 sein, auch wenn die Airbrake zur Gänze ausgefahren ist.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.

Designanforderungen

- **Die eingefahrene Airbrake darf einen maximalen Durchmesser von 152,4 mm nicht überschreiten.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Masse des gesamten Airbrake-Systems darf 2 kg nicht überschreiten.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt. Die Masse betrug vor der Integration in der Rakete 879.17 g ohne Servo-Motor.
- **Die Kontrollflächen müssen zu jedem Zeitpunkt des Betriebs symmetrisch sein.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Ausschlusszone für die Feedpipe muss einen Durchmesser von 35 mm haben.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Ausschlusszone für die Feedpipe muss koaxial mit der Längsachse (x-Achse) der Rakete sein.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Keine Komponenten dürfen in die Ausschlusszone für die Feedpipe eindringen.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.
- **Die Höhe des Airbrake-Systems darf maximal 100 mm sein.**
Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt. Die Höhe der Airbrake beträgt 5.8 cm.

- **Die Airbrake soll so designet sein, dass sie mithilfe von Inbusschlüsseln geöffnet werden kann.**

Diese Anforderung wurde vollständig erfüllt.

4.2 Diskussion

Die Analyse der Requirements zeigt, dass die meisten Ziele des Airbrake-Systems erreicht wurden. Besonders bei den Designanforderungen konnten alle Vorgaben vollständig getestet und verifiziert werden. Die Stakeholder- und Leistungsanforderungen, die sich auf den aktiven Betrieb der Airbrake während des Fluges beziehen, konnten hingegen nicht verifiziert werden, da die Airbrake aufgrund der geringeren Leistung der Antriebseinheit während des Fluges nicht ausgefahren wurde.

Ein klarer Fokus für zukünftige Projekte sollte darauf liegen die Anforderungen noch präziser zu definieren. Dies ist nicht nur für die Auslegung und Konstruktion ein Vorteil, sondern erleichtert auch die Evaluierung des finalen Systems. Darüber hinaus könnten Requirements, die bereits vor einem konkreten Testflug getestet werden können, von solchen abgegrenzt werden, die nur durch den Flug der Rakete verifiziert werden können.

Obwohl das System bereits ein hohes Maß an Optimierung erreicht hat, besteht dennoch Potenzial für Verbesserungen. Beispielsweise könnten die Anschlüsse zwischen dem Airbrake-System und der Rakete überarbeitet und vereinfacht werden. Diese haben sich in der späteren Designphase als unnötig komplex erwiesen. Zudem könnte die Geometrie der Top- und Baseplate, sowie die Halterung des Servos neu analysiert und verbessert werden. So könnte die Masse weiter verringert werden und die Fertigbarkeit erhöht werden, was potentiell Kosten in der Produktion spart. Auch ein umfassendes Systemmodell der gesamten Rakete, das allen Abteilungen im Team zur Verfügung steht, könnte die interdisziplinäre Zusammenarbeit weiter stärken und zu einer effizienteren Entwicklung beitragen.

Zusammenfassend erfüllt die Airbrake alle Anforderungen, die bisher getestet werden konnten und bildet eine solide Grundlage für die Weiterentwicklung des Systems in zukünftigen Raketen des ASTG. Diese Arbeit stellt damit nicht nur einen wichtigen Meilenstein für die Raketenentwicklung des ASTG dar, sondern dient auch als wertvolle Orientierung für die Gestaltung neuer Komponenten. Mit der gewonnenen Erfahrung bietet sich dem Team eine spannende Gelegenheit, die nächsten Projekte noch zielgerichteter und erfolgreicher umzusetzen.



Abbildung 4.1: Das Aerospaceteam Graz bei EUROC 2024



(a) Ausgefahrene Airbrake von vorne



(b) Airbrake von hinten ohne Tailcone

Abbildung 4.2: Die integrierte Airbrake bei der Vorstellung der Rakete

Abbildungsverzeichnis

2.1	Document Based SE und Model Based SE	3
2.2	V-Modell nach VDI2206	4
2.3	RFLP-Ansatz im V-Modell	5
2.4	Schematische Darstellung einer Modelrakete.	7
2.5	Vereinfachte Darstellung eines Feststoffantriebs	9
2.6	Vereinfachte Darstellung eines Flüssigantriebs	10
2.7	Vereinfachte Darstellung eines Hybridantriebs	11
2.8	Airbrake-Systeme in der Luftfahrt.	12
3.1	Grafische Darstellung der konstruktiven Arbeitsschritte	14
3.2	Flugphasen für einen 9 km Flug	15
3.3	Linker Flügel des V-Modells repräsentiert den RFLP-Ansatz	16
3.4	Funktionsarchitektur der Airbrake	21
3.5	Architektur der Operationen	23
3.6	Position der Airbrake in der Antriebseinheit	25
3.7	Schnittansichten Konzept Nr. 1	25
3.8	Schnittansichten Konzept Nr. 2	26
3.9	CAD-Modelle für die CFD Analyse	29
3.10	Konzeptentwicklung	31
3.11	Querschnitt der Welle	33
3.12	Daten des ausgewählten Lagers	34
3.13	Kippfälle für Konsolenberechnung	35
3.14	Geometrie der optimierten Kontrollflächen	37
3.15	Optimierung der Aluminiumstruktur	38
3.16	Geometrie der optimierten Kontrollflächen	39
4.1	Das Aerospaceteam Graz bei EUROOC 2024	44
4.2	Die integrierte Airbrake bei der Vorstellung der Rakete	44
4.3	Testaufbau des Drucktests	50
4.4	Setup für den Belastungstest	51
4.5	Aufbau für Vibrationstest	53
4.6	Lose Schrauben am Montageadapter	54

Tabellenverzeichnis

3.1	Paarweise Vergleich der ausgewählten Kriterien	28
3.2	Vergleich der Bremsflächen	29
3.3	Bewertungsverfahren und ermittlung des Gesamtscores	30
3.4	Parameter der Verzahnung	32
3.5	Lastfall für Lagerberechnung	34
3.6	Lastannahmen für Schraubenberechnung	35

Bibliographie

- Aerospaceteam Graz. Board- und Businesssteam, 2024.
- Arena. *Design Requirements Definition*. URL: <https://www.arenasolutions.com/resources/glossary/design-requirements/>. (accessed: 21.07.2024).
- Böge, Alfred and Wolfgang Böge. *Handbuch Maschinenbau*. Springer Vieweg, 2021.
- Dworschak, Fabian. “Konzept für den MBSE-Einsatz zur automatisierten Individualisierung von komplexen Produkten”. In: *30. DfX-Symposium* (2019).
- Eigner, Martin and Daniil Roubanov. *Modellbasierte virtuelle Produktentwicklung*. eng. 2014. Springer, 2014. ISBN: 9783662438152.
- Fleischer, Bernhard. *Methodisches Konstruieren in Ausbildung Und Beruf: Praxisorientierte Konstruktionsentwicklung Und Rechnergestützte Optimierung*. eng. 1st Aufl 2019 edition. Springer, 2019. ISBN: 3658276894.
- Huybrechts, Steven M, Steven E Hahn, and Troy E Meink. “Grid stiffened structures: a survey of fabrication, analysis and design methods”. In: *Proceedings of the 12th international conference on composite materials (ICCM/12)*. 1999, pp. 1–10.
- INCOSE. *Systems Engineering Handbook*. San Diego, USA: Wiley, 2023.
- Jung, Ulrich Sebastian. “Alternative Air Brake Concepts for Transport Aircraft Steep Approach”. en. PhD thesis. Technische Universität München, 2012, p. 226. URL: <https://mediatum.ub.tum.de/1086897>.
- Kühnapfel, Jörg B. “Vorgehen bei der Durchführung einer Nutzwertanalyse”. In: *Scoring und Nutzwertanalysen: Ein Leitfaden für die Praxis*. Wiesbaden: Springer Fachmedien Wiesbaden, 2021, pp. 17–100. ISBN: 978-3-658-34810-6. DOI:

- 10.1007/978-3-658-34810-6_4. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-658-34810-6_4.
- Kullang, Roger. *Is There a Conflict Between Model-Based Systems Engineering and Modularization?* URL: <https://www.modularmanagement.com>. (accessed: 10.08.2024).
- Kunne, Bernd. *Kohler/Rognitz Maschinenteile 1*. eng. 10, überarb u akt Aufl 2007th edition. Vieweg+Teubner Verlag, 2007. ISBN: 9783835100930.
- *Kohler/Rognitz Maschinenteile 2*. eng. 10., neu bearb. Aufl. 2008 edition. Vieweg+Teubner Verlag, 2008. ISBN: 9783835100923.
- Müller-Ettrich, G. “System Development with V-Model and UML”. In: *The Unified Modeling Language*. Ed. by Martin Schader and Axel Korthaus. Heidelberg: Physica-Verlag HD, 1998, pp. 238–249. ISBN: 978-3-642-48673-9.
- Nanditta, R.V. “Structural Design and Analysis of High-Powered Model Rockets”. In: Volume 3 (Apr. 2021), pp. 420–428. DOI: 10.35629/5252-0304420428.
- NASA. *NASA Systems Engineering Handbook*. Washington, D.C.: verlagfrei, 2007.
- Newton, Mark. “Rocket Anatomy 101”. In: *NAR Member Guidebook* (2012).
- Pahl, Gerhard and Wolfgang Beitz. *Konstruktionslehre*. Springer, 2006.
- ResearchGate. *Mobile Robots and Cobots Integration: A Preliminary Design of a Mechatronic Interface by Using MBSE Approach*. URL: https://www.researchgate.net/figure/model-and-RFLP-approach_fig5_357569120. (accessed: 21.11.2024).
- Schweizer-fn. *Formelsammlung und Berechnungsprogramme Maschinen- und Anlagenbau*. URL: <https://www.schweizer-fn.de/maschinenelemente/schraube/schraubenverbindung.php>. (accessed: 06.12.2024).
- Skolaut, Werner. *Maschinenbau*. Springer Vieweg, 2018.
- Sonntag, Alexander. “Instrument: Paarweiser Vergleich”. In: *PROMIDIS Handlungsleitfaden* (2015).
- Sutton, George P. and Oscar Biblarz. *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons Inc., Hoboken, New Jersey, 2017.

Anhang

Drucktest

Am 29. Juli 2024 wurde am Institut für Materialwissenschaften auf der Technischen Universität Graz ein Drucktest durchgeführt. Getestet wurde ein Stack bestehend aus dem Retainer, der Thrust Plate, der Airbrake und der Valvebay Structure. Ziel des Zugversuchs war es zu beweisen, dass diese Teile der Belastung während des Starts der Rakete und während eines Hotfires ohne Beschädigung standhalten können, um den Erfolg der Mission zu gewährleisten. Um dies zu messen, wurden die Komponenten mit einer hydraulischen Prüfmaschine auf eine Belastung von 4000 N getestet.

Testaufbau

Um zu testen, ob alle Teile der genannten Kraft standhalten können, wurden der Retainer, die Thrust Plate, die Airbrake und die Valvebay Structure miteinander verschraubt und vertikal in die Prüfmaschine eingespannt. Der genaue Aufbau ist in Abbildung 4.3 dargestellt.

Die aufgebrachte Kraft wurde dann mittels der Maschine langsam erhöht, bis sie ein Maximum von etwa 4000 N erreichte. Die maximale Kraft wurde dann für mindestens 10 Sekunden gehalten. Das Verfahren wurde für die zweite Konstruktion wiederholt.

Schlussfolgerung

Die Konstruktion hielt der aufgebrachten Kraft stand und es wurden danach keine sichtbaren Verformungen festgestellt. Abschließend kann gesagt werden, dass alle getesteten Teile und somit auch das Airbrake-System mindestens 4000 N standhalten können. Daraus folgt, dass unter normalen Umständen eine sichere Verwendung für den Flug der Rakete und den Hotfire-Test gewährleistet ist.

¹Aerospaceteam Graz,



Abbildung 4.3: Testaufbau der Komponenten in der hydraulischen Prüfmaschine.¹

Belastungstest

Beim Ausfahren der Airbrake wirkt eine aerodynamische Kraft in axialer Richtung auf die Kontrollflächen. Nach CFD-Untersuchungen beträgt die auf jede Klappe wirkende Kraft 170 N, wenn die Bremsklappe bei einer Fluggeschwindigkeit von Mach 0,9 vollständig ausgefahren ist. Ziel des Belastungstests ist es nachzuweisen, dass die Struktur der Airbrake dieser Kraft standhalten kann und eine reibungslose Betätigung durch das Servo möglich ist.

Testaufbau

Um zu prüfen, ob die Airbrake dieser Kraft standhält, wurde sie an der Kante eines Tisches befestigt. Die Kraft von 170 N wurde mit Hantelgewichte (17 kg) erzeugt, die an einer einzelnen Klappe befestigt waren. Um Platz für die Klemmen an den Klappen zu haben, wurde der Ausfahrgrad so eingestellt, dass er immer über 50% lag. Um den Airbrake-Mechanismus zu betätigen, wurde das Servo mit dem Boardcomputer der Rakete verbunden. Auf diese Weise war es möglich die Ansteuerung über die Flugsoftware der Rakete durchzuführen. Der Aufbau ist in Abbildung 4.4b zu sehen.

Die Flugsoftware, die die Airbrake steuert, wurde so modifiziert, dass die Kontrollklappen sehr langsam ausgefahren werden. Auf diese Weise wurde die Trägheit der aufgehängten Gewichte nicht zum Problem. Die Airbrake führte eine Reihe von Bewegungen aus, die einen Einsatz bei Mach 0,9 simulierten.



(a) 17 kg Gewichte, um ca. 170 N zu simulieren.



(b) Halterung am Tisch.

Abbildung 4.4: Setup für den Belastungstest.

Beobachtung

Bei einer auf die Kontrollflächen wirkenden Kraft von 170 N scheint sich der Flap nicht wesentlich zu verformen. Auch die Lager und das Getriebe funktionierten wie erwartet. Der Test wurde außerdem vom Flugcomputer durchgeführt, um sicherzustellen, dass alle Verbindungen wie vorgesehen funktionieren.

Schlussfolgerung

Eine einzelne Kontrollfläche der Airbrake kann einer Kraft von 170 N standhalten, ohne sich zu verformen. Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die Airbrake bei einer Kraft, die dem Luftwiderstand bei Mach 0,9 entspricht, einwandfrei funktioniert und sich nicht verformt.

Rütteltisch

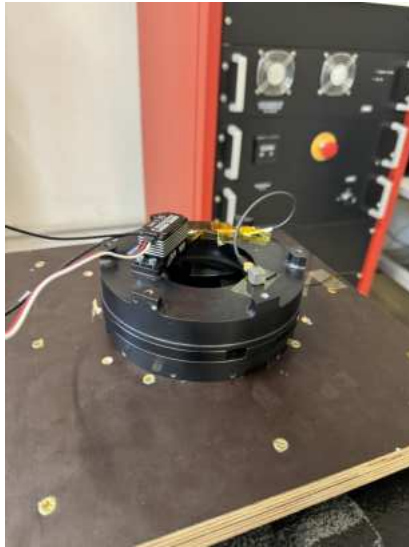
Während des gesamten Fluges der Rakete sind die Komponenten starken Vibrationen ausgesetzt. Angefangen bei der Boost-Phase, in der das Antriebssystem rund 4000 N erzeugt, über die Überschall-Coast-Phase mit möglichen Seitenwinden bis hin zum Auswurf des Fallschirmsystems. Ziel des Tests war es, sicherzustellen, dass die Airbrake derartigen Vibrationen standhält und dennoch einwandfrei funktioniert, ohne beschädigt zu werden. Das Airbrake-System wurde auf einem sogenannten „Shaker“ (Schwingerreger) am Institut für Kommunikationsnetze und Satellitenkommunikation in Graz, getestet.

Testaufbau

Zur Befestigung der Airbrake am Schwingerreger wurde eine Adapterplatte aus Holz angefertigt. Mit Hilfe des Institutspersonals wurden an relevanten Stellen der Airbrake und der Platte Sensoren aufgeklebt, um die Schwingungen zu messen. Es war geplant, zwei Hauptversuche und zwei Zusatzversuche durchzuführen. Für die Versuche Nr. 1 und 2, die Hauptversuche, wurde die Airbrake in horizontaler Lage eingebaut, wobei die Schwingungen entlang der axialen Richtung des Systems induziert wurden. Für die Zusatzversuche Nr. 3 und 4 wurde sie in vertikaler Lage eingebaut, wie in Bild 4.5b dargestellt. Während der Versuche Nr. 1 und 3 wurde die Airbrake nicht betätigt und der Servomotor nicht mit Strom versorgt. Bei den Tests Nr. 2 und 4 wurde die Airbrake jedoch etwa einmal pro Sekunde betätigt, um die Funktionsfähigkeit unter hoher Vibrationsbelastung zu testen.

Testablauf

Das Testverfahren folgte dem GEVS-Standardprotokoll (General Environmental Verification Standard GSFCSTD 7000a) der NASA. Dieses Verfahren wird häufig verwendet, um Satelliten und andere Nutzlasten bei der NASA und der ESA auf Haltbarkeit und Steifigkeit während eines Raketenstarts zu testen. Eine Reihe von Tests wird durchgeführt. Jeder Test dauert etwa 5 Minuten und durchläuft eine Vielzahl von Frequenzen. Vor und nach jedem Test wird eine Resonanzsuche durchgeführt, um zunächst die Eigenfrequenz zu bestimmen und dann zu prüfen, ob sich diese Eigenfrequenz verändert hat. Eine Änderung nach dem Test würde beispielsweise auf ein gebrochenes Teil oder eine lockere Schraube hindeuten. Zunächst wurde eine Resonanzsuche durchgeführt, bei der nur die Adapterplatte montiert war. Auf diese Weise kann die Eigenfrequenz der Platte ermittelt und später mit der Eigenfrequenz des montierten Bauteils verglichen werden.



(a) Horizontaler Aufbau für Test Nr. 1 und Nr. 2 (b) Vertikaler Aufbau für Test Nr. 3 und Nr. 4

Abbildung 4.5: Aufbau für Vibrationstest.

Test Nr.1: Airbrake horizontal ohne Aktuierung

- Resonanzsuche (5-2000 Hz)
- Sine Burst Vibration Test (simuliert statische Beschleunigung)
- Resonanzsuche (5-2000 Hz)
- Sine Burst Vibration Test (10100 Hz, simuliert Schwingungen während eines Raketenaufstiegs nach NASA)
- Resonanzsuche (5-2000 Hz)
- Random Vibration Test (20-2000 Hz, zufällige Frequenzen werden getestet)
- Resonanzsuche (5-2000 Hz)

Test Nr. 2: Airbrake horizontal mit Aktuierung

- Resonanzsuche mit ausgefahrenen Flaps (5-2000 Hz)
- Sine Burst Vibration Test (simuliert statische Beschleunigung)
- Resonanzsuche mit ausgefahrenen Flaps (5-2000 Hz)

- Sine Burst Vibration Test (10100 Hz, simuliert Schwingungen während eines Raketenanstiegs nach NASA)
- Resonanzsuche mit ausgefahrenen Flaps (5-2000 Hz)
- Random Vibration Test (20-2000 Hz, zufällige Frequenzen werden getestet)
- Resonanzsuche mit ausgefahrenen Flaps (5-2000 Hz)

Test Nr. 3: Airbrake vertikal ohne Aktuierung

- Resonanzsuche mit ausgefahrenen Flaps (5-2000 Hz)
- Sine Burst Vibration Test (simuliert statische Beschleunigung)

An dieser Stelle musste der Test abgebrochen werden, da der vertikale Montageadapter den hohen Vibrationen des Sinus-Burst-Tests nicht standhalten konnte. Die Schrauben lösten sich während des Tests und mussten nachgezogen werden, wodurch die Eigenfrequenz des Geräts verfälscht wurde. Es wurde eine weitere Resonanzsuche durchgeführt, gefolgt von einem weiteren Versuch des Sinus-Burst-Vibrationstests, aber der Befestigungsadapter war wieder nicht steif genug. 4.6 zeigt den Spalt zwischen den Platten, der durch die starken Vibrationen verursacht wurde.

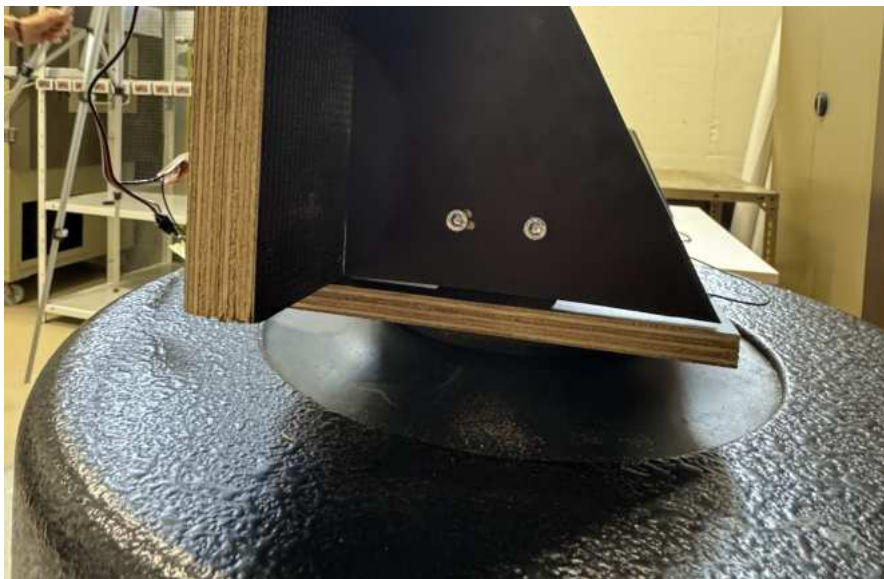


Abbildung 4.6: Ein Spalt zwischen den Platten ist als Folge der hohen Vibrationen im Test Nr. 3 zu sehen, gefolgt von losen Schrauben am Montageadapter.

Beobachtung

Während Test Nr. 1 und Nr. 2 funktionierten die Airbrake und der Adapter einwandfrei. Die Suche nach der Eigenfrequenz am Ende jedes Tests zeigte, dass keine Schäden oder Lockerungen aufgetreten waren. Eine optische Inspizierung des Systems bestätigte dieses Ergebnis. Obwohl kein vollständiger Testzyklus in vertikaler Position durchgeführt werden konnte, wurde nach dem abgebrochenen Test die Auslösung der Airbrake getestet und alles funktionierte wie erwartet. Auch hier bestätigte eine Sichtprüfung dieses Ergebnis.

Schlussfolgerung

Das Airbrake-System hält den Vibrationsbelastungen nach dem GEVS-Protokoll der NASA stand. Weder im unbetätigten noch im betätigten Zustand wurden Schäden am System festgestellt.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die Airbrake während und nach den starken Vibrationen ordnungsgemäß funktioniert hat. Der Mechanismus hat wie erwartet funktioniert und ist somit für den Flugbetrieb auf ALCEDO bereit.

Zahnradberechnung Airbrake v03

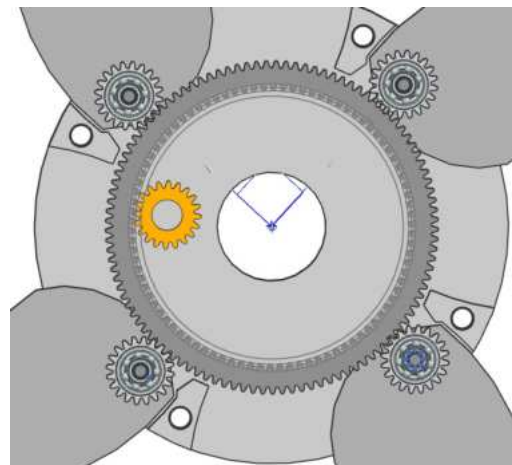
1. Stufe (Innenverzahnung) [Köhler/Rögnitz Teil 2 S.384]

Damit die Berechnung der geometrischen Abmessungen und der Tragfähigkeiten mit den gleichen Formeln wie für Außenverzahnungen durchgeführt werden kann, erhalten bei der Innenverzahnung (gemäß DIN 3960) folgende Größen ein negatives Vorzeichen:

- die Zähnezahl z_2 des Hohlrades und alle von ihr abgeleiteten Größen
- alle Durchmesser des Hohlrades
- der Achsabstand a beim Hohlradgetriebe
- das Zähneverhältnis $u := \frac{z_{\text{Hohlrad}}}{z_{\text{Ritzel}}}$.

Positiv bleiben:

- Zahnhöhe
- Prüfmaße



■ $m_1 := 1 \text{ mm}$

... Modul für erste Stufe

■ $M_{\text{Servo}} := 1.5 \text{ N} \cdot \text{m}$

... nötiges Drehmoment (lt. Servo Moment v02)

■ $\lambda_1 := 10$

... Zahnbreitenverhältnis Stufe 1

■ $\lambda_2 := 10$

... Zahnbreitenverhältnis Stufe 2

■ $\alpha := 20^\circ$

... Eingriffswinkel am Teilkreis

■ $n_{\text{Flaps}} := 4$

... Anzahl der Flaps

1.1 Servo - Zahnradgeometrie

■ $z_{\text{Servo}} := 15$

... Zähnezahl Servo Zahnrad

$d_{\text{Servo}} := m_1 \cdot z_{\text{Servo}} = 15 \text{ mm}$

... Teilkreisdurchmesser

$b_{\text{Servo}} := m_1 \cdot \lambda_1 = 10 \text{ mm}$

... Zahnbreite

$x_{\text{min_Servo}} := \frac{14 - z_{\text{Servo}}}{17} = -0.059$

... minimale Profilverschiebung

■ $x_{\text{Servo}} := 0.0$

... Profilverschiebungsfaktor

$v_{\text{Servo}} := x_{\text{Servo}} \cdot m_1 = 0 \text{ mm}$

... Profilverschiebung

$d_{a_Servo} := d_{\text{Servo}} + 2 \cdot m_1 + 2 \cdot x_{\text{Servo}} \cdot m_1 = 17 \text{ mm}$

... Kopfkreisdurchmesser

$c_{\text{Servo}} := 0.25 \cdot m_1 = 0.25 \text{ mm}$

... Kopfspiel nach ISO-Empfehlung

$d_{f_Servo} := d_{\text{Servo}} - 2 \cdot m_1 - 2 \cdot c_{\text{Servo}} + 2 \cdot x_{\text{Servo}} \cdot m_1 = 12.5 \text{ mm}$

... Fußkreisdurchmesser

$r_{b_Servo} := \frac{d_{\text{Servo}}}{2} \cdot \cos(\alpha) = 7.048 \text{ mm}$

... Grundkreisradius

1.2 Hohlrad Innen - Zahnradgeometrie

$$z_{innen} := -85$$

... Zähnezahl Hohlrad innen

$$d_{innen} := m_I \cdot z_{innen} = -85 \text{ mm}$$

... Teilkreisdurchmesser

$$b_{innen} := m_I \cdot \lambda_I = 10 \text{ mm}$$

... Zahnbreite

$$x_{min_innen} := \frac{14 - z_{innen}}{17} = 5.824$$

... minimale Profilverschiebung

$$x_{innen} := 0.0$$

... Profilverschiebungsfaktor

$$v_{innen} := x_{innen} \cdot m_I = 0 \text{ mm}$$

... Profilverschiebung

$$d_{a_innen} := d_{innen} + 2 \cdot m_I + 2 \cdot x_{innen} \cdot m_I = -83 \text{ mm}$$

... Kopfkreisdurchmesser

$$c_{innen} := 0.25 \cdot m_I = 0.25 \text{ mm}$$

... Kopfspiel nach ISO-Empfehlung

$$d_{f_innen} := d_{innen} - 2 \cdot m_I - 2 \cdot c_{innen} + 2 \cdot x_{innen} \cdot m_I = -87.5 \text{ mm}$$

... Fußkreisdurchmesser

$$r_{b_innen} := \frac{d_{innen}}{2} \cdot \cos(\alpha) = -39.937 \text{ mm}$$

... Grundkreisradius

1.3 Achsabstand

$$a_I := \frac{d_{Servo} + d_{innen}}{2} = -35 \text{ mm}$$

... Achsabstand der 1. Stufe

2. Kontrolle der Verzahnungsgeometrie

2.1 Profilüberdeckung

Die Ableitung der Gleichung für die Profilüberdeckung ε_a erfolgt ähnlich wie die der Gl. (8.15). Hier ist jedoch für die Eingriffsstrecke $\overline{AE} = \overline{T_1E} - \overline{T_2E} + \overline{T_1T_2}$ einzusetzen. Die Profilüberdeckung wird damit $\varepsilon_a = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 + |\varepsilon_a|$ mit ε_1 für das Ritzel und ε_2 für das Hohlrad.

$$\varepsilon_{Servo} := \frac{\sqrt{\left(\frac{d_{a_Servo}}{2}\right)^2 - (r_{b_Servo})^2}}{\pi \cdot m_I \cdot \cos(\alpha)} = 1.61$$

... Profilmfaktor Servo ZR

$$\varepsilon_{innen} := \frac{\sqrt{\left(\frac{d_{a_innen}}{2}\right)^2 - (r_{b_innen})^2}}{\pi \cdot m_I \cdot \cos(\alpha)} = 3.822$$

... Profilmfaktor Hohlrad innen

$$\varepsilon_{\alpha_1} := \frac{a_1 \cdot \sin(\alpha)}{\pi \cdot m_1 \cdot \cos(\alpha)} = -4.055$$

... Profilmfaktor Stufe 1

$$\varepsilon_{\alpha_max} := \frac{4}{\pi \cdot \sin(2 \cdot \alpha)} = 1.981$$

... max. Profilüberdeckung

$$\varepsilon_{\alpha_1} := \varepsilon_{Servo} - \varepsilon_{innen} + \|\varepsilon_{\alpha_1}\| = 1.843$$

... Profilüberdeckung Stufe 1

$$1.15 \leq \varepsilon_{\alpha_1} < \varepsilon_{\alpha_max} = 1 \quad \dots 1 \text{ bedeutet dass die Bedingung zutrifft!}$$

CHECK!!

[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 402]

Kunststoffe als Zahnradwerkstoffe nehmen ständig an Bedeutung zu, da sie auf Grund ihres niedrigen E-Moduls besondere Vorteile bieten, wie z. B. **niedrige Hertzische Pressung** (s. Flankenbeanspruchung), **hohe Profilüberdeckung** und **gute Lastverteilung** wegen der relativ großen Zahnverformungen.

Die Umfangsgeschwindigkeit darf höchstens 15 m/s betragen. Zu beachten ist die erforderliche niedrige Betriebstemperatur zwischen $-40 \text{ }^\circ\text{C}$ bis $+120 \text{ }^\circ\text{C}$, die oft nur durch gute Kühlung erzielt wird.

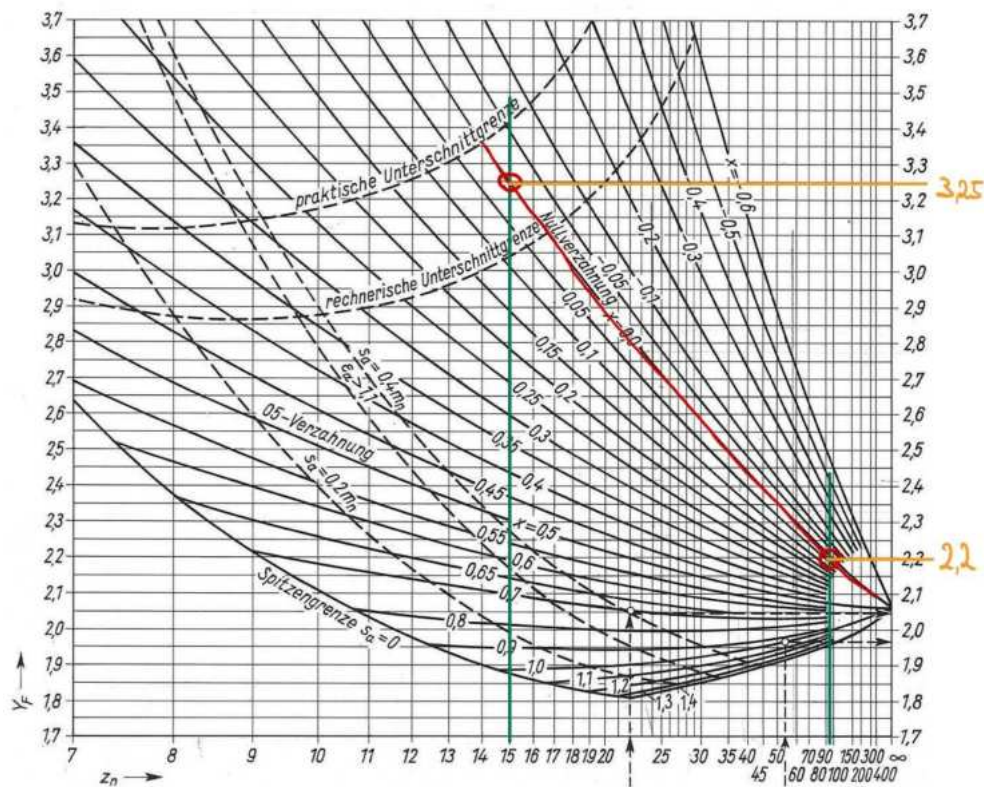
Das Gegenrad soll möglichst aus Stahl sein und glatte Zahnflanken aufweisen. Stahl leitet die Wärme schneller ab als Kunststoff und vermindert Wärmestau.

Kunststoff-Räder fallen meistens durch Ermüdungsbruch im Zahnfuß aus. Grübchen-Bildung (Ausbrüche an den Flanken im Bereich der Wälzkreise) kommt wegen der niedrigen Hertzischen Pressung nur selten vor. Darum ist die **maximal zulässige Profilverschiebung zu empfehlen**. **Der Modul sollte so klein und die Zähnezah so groß wie möglich gewählt werden.** Dadurch wird eine große Profilüberdeckung und eine gute Lastverteilung erzielt. Damit nimmt auch die Laufruhe zu und der Verschleiß ab.

Von den thermoplastischen Kunststoffen eignen sich für Zahnräder besonders die **Polyamid- und Polyoxymethylen-Werkstoffe**. Die Zahnradherstellung erfolgt sehr wirtschaftlich durch Spritzguss oder Zerspanung.

Die **Tragfähigkeitsberechnung** von Zahnrädern aus Kunststoff **darf nicht** ohne Weiteres **nach den Methoden der Berechnung von Metallrädern durchgeführt werden**. Die besonderen Festigkeitseigenschaften der Kunststoffe, z. B. ihre starke Temperaturabhängigkeit [9], müssen berücksichtigt werden. Gültige Festigkeitswerte sind z. B. nur für Hartgewebe bekannt. Werte für die Zahnfuß- und Zahnflanken-Tragfähigkeit zu den Gl. (8.53) und (8.60) s. Bild **8.50**.

2.2 Unterschnitt und Spitzenbildung



[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 408]

3. Festigkeitsnachweis

3.1 Zahnfußfestigkeit Hohlrund und Servo

$K_A := 1.2$... Betriebsfaktor

Hohlrund Material:
Greentec Pro Carbon
(AVES2)

Servo Material:
Stahl C45

$E_{Kunststoff} := 3000 \frac{N}{mm^2}$

$E_{C45} := 210000 \frac{N}{mm^2}$... E-Modul

$\sigma_{FP_innen} := 65 \text{ MPa}$

$\sigma_{FP_Servo} := 200 \text{ MPa}$... zulässige Zahnfußspannung

$\sigma_{HP_innen} := 70 \text{ MPa}$

$\sigma_{HP_Servo} := 590 \text{ MPa}$... zulässige Hertzische Pressung

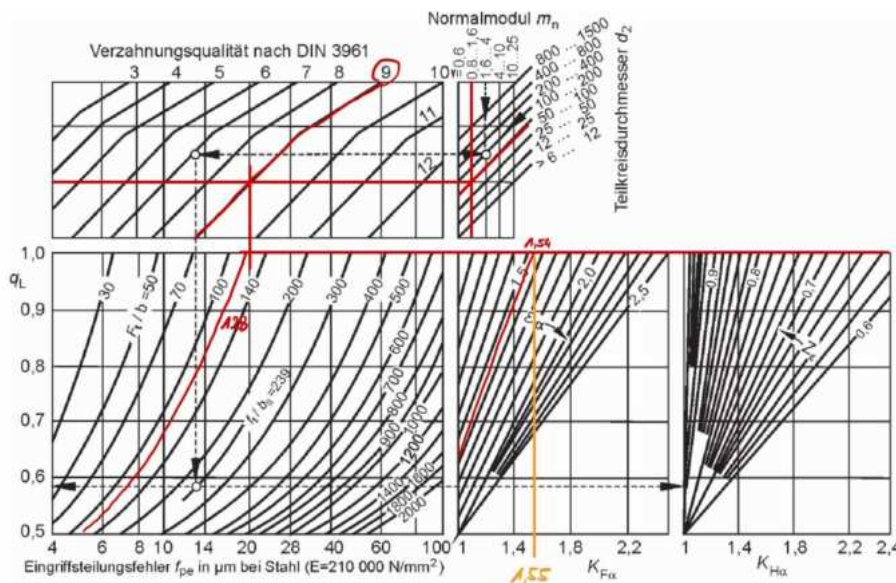
$$\sigma_F = \frac{F_t}{b \cdot m} \cdot Y_F \cdot Y_\epsilon \cdot K_{Fa} \leq \sigma_{FP}$$

$$\sigma_{FP} = \frac{\sigma_{Fl}}{S_F}$$

[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 409]

$$F_{t_Servo} := K_A \cdot \frac{2 \cdot M_{Servo}}{d_{Servo}} = 240 \text{ N}$$

... Tangentialkraft am Servo ZR



$$\frac{F_{t_Servo} \cdot \text{mm}}{b_{Servo} \cdot N} = 24$$

$$m_I = 1 \text{ mm}$$

$$d_{innen} = -85 \text{ mm}$$

$$\varepsilon_{\alpha_I} = 1.843$$

VZQ := 9

$$K_{F\alpha_I} := 1.8$$

CHECK!!

$$Y_{\varepsilon_I} := \frac{1}{\varepsilon_{\alpha_I}} = 0.543$$

... Lastanteilsfaktor

$$Y_{F_Servo} := 3.25$$

CHECK!!

... Zahnformfaktor abgelesen aus Diagramm unter 2.2

$$Y_{F_innen} := 2.06 - 1.18 \cdot \left(2.25 - \frac{d_{a_innen} - d_{f_innen}}{2 \cdot m_I} \right) = 2.06$$

... Zahnformfaktor für Innenverzahnung

[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 407]

$$\sigma_{F_Servo} := \frac{F_{t_Servo}}{b_{Servo} \cdot m_I} \cdot [Y_{F_Servo}] \cdot Y_{\varepsilon_I} \cdot K_{F\alpha_I} = [76.188] \frac{N}{\text{mm}^2}$$

$$\sigma_{F_innen} := \frac{F_{t_Servo}}{b_{Servo} \cdot m_I} \cdot [Y_{F_innen}] \cdot Y_{\varepsilon_I} \cdot K_{F\alpha_I} = [48.292] \frac{N}{\text{mm}^2}$$

Sicherheit Servo

Sicherheit Hohlrad innen

$$S_{F_Servo} := \frac{\sigma_{FP_Servo}}{\sigma_{F_Servo}} = [2.625]$$

$$S_{F_innen} := \frac{\sigma_{FP_innen}}{\sigma_{F_innen}} = [1.346]$$

$$\lambda_I = 10$$

$$x_{Servo} = 0$$

$$x_{innen} = 0$$

$$z_{Servo} = 15$$

3.2 Hertzische Pressung Hohlrad und Servo

$$\sigma_H = Z_M \cdot Z_H \cdot Z_\varepsilon \cdot \sqrt{\frac{u+1}{u} \cdot \frac{F_t}{b \cdot d_1} \cdot K_{Ha}} \leq \sigma_{HP1} \quad \sigma_{HP} = \frac{\sigma_{H1}}{S_H}$$

$$Z_{M_Servo} := \sqrt{0.35 \cdot E_{C45}} = 271.109 \sqrt{\frac{N}{mm^2}}$$

$$Z_{M_innen} := \sqrt{0.35 \cdot E_{Kunststoff}} = 32.404 \sqrt{\frac{N}{mm^2}}$$

$$Z_{H_1} := \frac{1}{\cos(\alpha)} \cdot \sqrt{\frac{1}{\tan(\alpha)}} = 1.764$$

$$Z_{\varepsilon_1} := \sqrt{\frac{4 - \varepsilon_{\alpha_1}}{3}} = 0.848$$

$$u_1 := \frac{z_{innen}}{z_{Servo}} = -5.667$$

$$K_{Ha_1} := \frac{1}{Z_{\varepsilon_1}^2} = 1.391$$

$$\sigma_{H1} := \left[\begin{array}{c} Z_{M_Servo} \\ Z_{M_innen} \end{array} \right] \cdot Z_{H_1} \cdot Z_{\varepsilon_1} \cdot \sqrt{\frac{u_1+1}{u_1} \cdot \frac{F_{t_Servo}}{b_{Servo} \cdot d_{Servo}} \cdot K_{Ha_1}} = \left[\begin{array}{c} 548.939 \\ 65.611 \end{array} \right] \frac{N}{mm^2}$$

$$S_{HP} := \left[\begin{array}{c} \sigma_{HP_Servo} \\ \sigma_{HP_innen} \end{array} \right] = \left[\begin{array}{c} 1.075 \\ 1.067 \end{array} \right]$$

Nachweis für Polymer Zahnräder

$$f_K := \frac{3 \cdot F_{t_Servo}}{2 \cdot b_{Servo} \cdot \cos(\alpha)} \cdot 6.0 \cdot \left(\frac{1}{E_{Kunststoff}} + \frac{1}{E_{C45}} \right) = 0.078 \text{ mm}$$

$$f_{KZul} := 0.1 \cdot m_1 = 0.1 \text{ mm}$$

$$f_K < f_{KZul} = 1$$

CHECK!!
!

2. Stufe (Außenverzahnung) [Köhler/Rögnitz Teil 2 S.384]

1.1 Großrad Außen- Zahnradgeometrie

$z_{\text{aussen}} := 105$... Zähnezahl Großrad aussen
$d_{\text{aussen}} := m_1 \cdot z_{\text{aussen}} = 105 \text{ mm}$... Teilkreisdurchmesser
$b_{\text{aussen}} := m_1 \cdot \lambda_2 = 10 \text{ mm}$... Zahnbreite
$x_{\text{min_aussen}} := \frac{14 - z_{\text{aussen}}}{17} = -5.353$... minimale Profilverschiebung
$x_{\text{aussen}} := 0.0$... Profilverschiebungsfaktor
$v_{\text{aussen}} := x_{\text{aussen}} \cdot m_1 = 0 \text{ mm}$... Profilverschiebung
$d_{\text{a_aussen}} := d_{\text{aussen}} + 2 \cdot m_1 + 2 \cdot x_{\text{aussen}} \cdot m_1 = 107 \text{ mm}$... Kopfkreisdurchmesser
$c_{\text{aussen}} := 0.25 \cdot m_1 = 0.25 \text{ mm}$... Kopfspiel nach ISO-Empfehlung
$d_{\text{f_aussen}} := d_{\text{aussen}} - 2 \cdot m_1 - 2 \cdot c_{\text{aussen}} + 2 \cdot x_{\text{aussen}} \cdot m_1 = 102.5 \text{ mm}$... Fußkreisdurchmesser
$r_{\text{b_aussen}} := \frac{d_{\text{aussen}}}{2} \cdot \cos(\alpha) = 49.334 \text{ mm}$... Grundkreisradius

1.1 Servo - Zahnradgeometrie

$z_{\text{Flap}} := 20$... Zähnezahl Flap Zahnrad
$d_{\text{Flap}} := m_1 \cdot z_{\text{Flap}} = 20 \text{ mm}$... Teilkreisdurchmesser
$b_{\text{Flap}} := m_1 \cdot \lambda_2 = 10 \text{ mm}$... Zahnbreite
$x_{\text{min_Flap}} := \frac{14 - z_{\text{Flap}}}{17} = -0.353$... minimale Profilverschiebung
$x_{\text{Flap}} := 0.0$... Profilverschiebungsfaktor
$v_{\text{Flap}} := x_{\text{Flap}} \cdot m_1 = 0 \text{ mm}$... Profilverschiebung
$d_{\text{a_Flap}} := d_{\text{Flap}} + 2 \cdot m_1 + 2 \cdot x_{\text{Flap}} \cdot m_1 = 22 \text{ mm}$... Kopfkreisdurchmesser
$c_{\text{Flap}} := 0.25 \cdot m_1 = 0.25 \text{ mm}$... Kopfspiel nach ISO-Empfehlung
$d_{\text{f_Flap}} := d_{\text{Flap}} - 2 \cdot m_1 - 2 \cdot c_{\text{Flap}} + 2 \cdot x_{\text{Flap}} \cdot m_1 = 17.5 \text{ mm}$... Fußkreisdurchmesser
$r_{\text{b_Flap}} := \frac{d_{\text{Flap}}}{2} \cdot \cos(\alpha) = 9.397 \text{ mm}$... Grundkreisradius

1.3 Achsabstand

$$a_2 := \frac{d_{\text{aussen}} + d_{\text{Flap}}}{2} = 62.5 \text{ mm}$$

... Achsabstand der 2. Stufe

2. Kontrolle der Verzahnungsgeometrie**2.1 Profilüberdeckung**

$$\varepsilon_{\text{aussen}} := \frac{\sqrt{\left(\frac{d_{\text{aussen}}}{2}\right)^2 - (r_{b_{\text{aussen}}})^2}}{\pi \cdot m_1 \cdot \cos(\alpha)} = 7.011$$

... Profilmfaktor Großrad aussen

$$\varepsilon_{\text{Flap}} := \frac{\sqrt{\left(\frac{d_{\text{a-Flap}}}{2}\right)^2 - (r_{b_{\text{Flap}}})^2}}{\pi \cdot m_1 \cdot \cos(\alpha)} = 1.937$$

... Profilmfaktor Flap Zahnrad

$$\varepsilon_{a_2} := \frac{a_2 \cdot \sin(\alpha)}{\pi \cdot m_1 \cdot \cos(\alpha)} = 7.241$$

... Profilmfaktor Stufe 2

$$\varepsilon_{\alpha_{\text{max}}} := \frac{4}{\pi \cdot \sin(2 \cdot \alpha)} = 1.981$$

... min. Profilüberdeckung

$$\varepsilon_{\alpha_2} := \varepsilon_{\text{aussen}} + \varepsilon_{\text{Flap}} - \varepsilon_{a_2} = 1.707$$

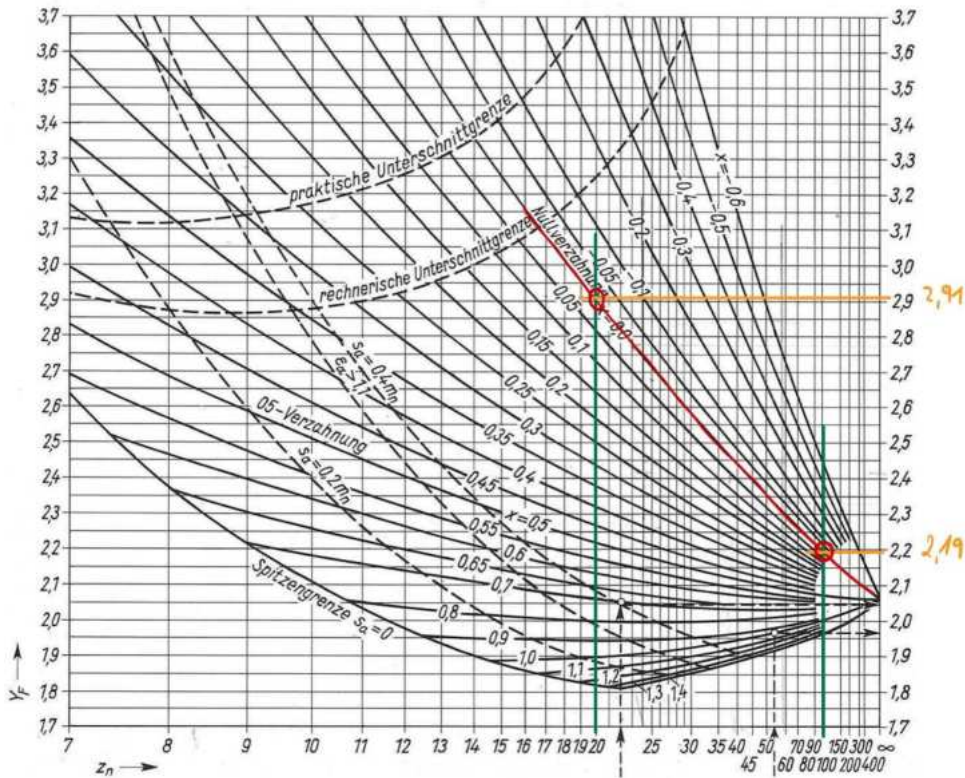
... Profilüberdeckung Stufe 2

$$1.15 \leq \varepsilon_{\alpha_2} < \varepsilon_{\alpha_{\text{max}}} = 1$$

... 1 bedeutet dass die Bedingung zutrifft!

CHECK!!
!

2.2 Unterschnitt und Spitzenbildung



[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 408]

3. Festigkeitsnachweis

3.1 Zahnfußfestigkeit Großrad und Flap

$K_A := 1.2$... Betriebsfaktor

Großrad Material:
Greentec Pro Carbon
(AVES2)

Flap Material:
Greentec Pro Carbon
(AVES2)

$\sigma_{FP_aussen} := 60 \text{ MPa}$

$\sigma_{FP_Flap} := 60 \text{ MPa}$

... zulässige Zahnfußspannung

$\sigma_{HP_aussen} := 70 \text{ MPa}$

$\sigma_{HP_Flap} := 70 \text{ MPa}$

... zulässige Hertzische Pressung

CHECK!!
!

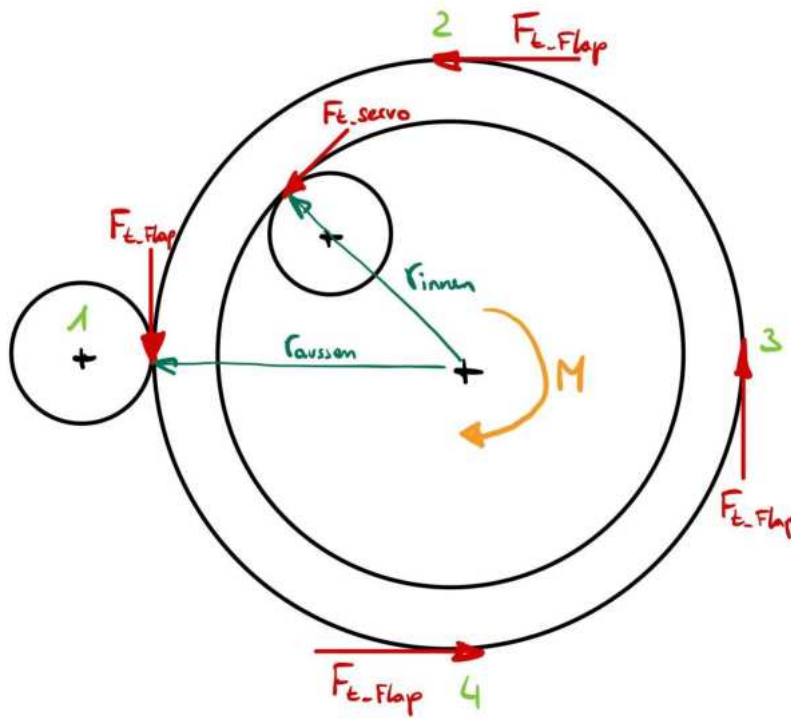
$$\sigma_F = \frac{F_t}{b \cdot m} \cdot Y_F \cdot Y_\epsilon \cdot K_{Fa} \leq \sigma_{FP}$$

$$\sigma_{FP} = \frac{\sigma_{Fl}}{S_F}$$

[Köhler/Rögnitz Teil 2; S. 409]

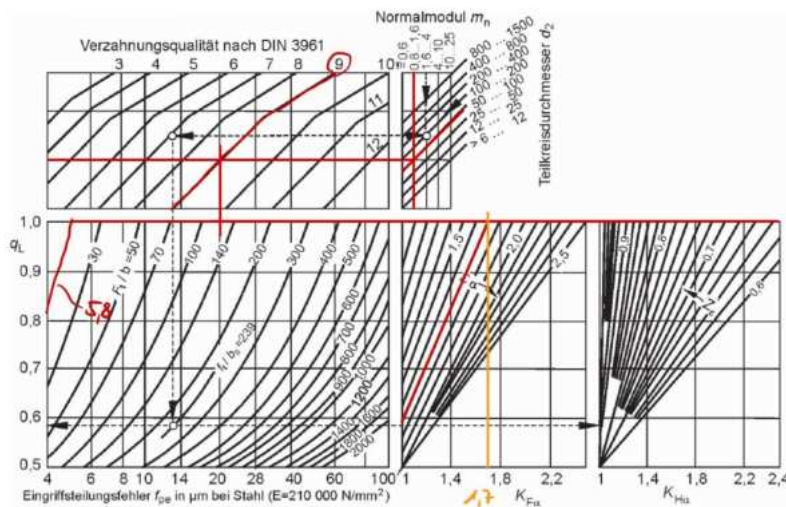
$$\Sigma M = 0 = -(F_{t_Servo} \cdot r_{innen}) - (F_{t_Flap} \cdot r_{ausssen} \cdot 4)$$

$$F_{t_Flap} = \frac{-F_{r_Servo} \cdot r_{innen}}{r_{ausssen} \cdot 4}$$



$$F_{t_Flap} := K_A \cdot \left(\frac{-F_{t_Servo} \cdot d_{innen}}{d_{ausssen} \cdot n_{Flaps}} \right) = 58.286 \text{ N}$$

... Tangentialkraft am Flap ZR



$$\frac{F_{t_Flap} \cdot mm}{b_{Flap} \cdot N} = 5.829$$

$$m_1 = 1 \text{ mm}$$

$$d_{Flap} = 20 \text{ mm}$$

$$\varepsilon_{\alpha_2} = 1.707$$

$$VZQ := 9$$

$$K_{Fa_2} := 1.7$$

CHECK!!

$$Y_{\varepsilon_2} := \frac{1}{\varepsilon_{\alpha_2}} = 0.586$$

... Lastanteilsfaktor

$$Y_{F_aussen} := 2.19 \quad \text{CHECK!!}$$

... Zahnformfaktor abgelesen aus Diagramm unter 2.2

$$Y_{F_Flap} := 2.91 \quad \text{CHECK!!}$$

... Zahnformfaktor abgelesen aus Diagramm unter 2.2

$$\sigma_{F_aussen} := \frac{F_{t_Flap}}{b_{aussen} \cdot m_1} \cdot [Y_{F_aussen}] \cdot Y_{\varepsilon_2} \cdot K_{F\alpha_2} = [12.71] \frac{N}{mm^2}$$

$$\sigma_{F_Flap} := \frac{F_{t_Flap}}{b_{Flap} \cdot m_1} \cdot [Y_{F_Flap}] \cdot Y_{\varepsilon_2} \cdot K_{F\alpha_2} = [16.888] \frac{N}{mm^2}$$

Sicherheit Großrad aussen

$$S_{F_aussen} := \frac{\sigma_{FP_aussen}}{\sigma_{F_aussen}} = [4.721]$$

Sicherheit Flap

$$S_{F_Flap} := \frac{\sigma_{FP_Flap}}{\sigma_{F_Flap}} = [3.553]$$

$$\lambda_2 = 10$$

$$x_{aussen} = 0$$

$$x_{Flap} = 0$$

$$z_{Flap} = 20$$

3.2 Hertzische Pressung Hohlrad und Servo

$$\sigma_H = Z_M \cdot Z_H \cdot Z_\varepsilon \cdot \sqrt{\frac{u+1}{u} \cdot \frac{F_t}{b \cdot d_1} \cdot K_{H\alpha}} \leq \sigma_{HP1} \quad \sigma_{HP} = \frac{\sigma_{H1}}{S_H}$$

$$Z_{M_Flap} := \sqrt{0.35 \cdot E_{Kunststoff}} = 32.404 \sqrt{\frac{N}{mm^2}}$$

$$Z_{M_aussen} := \sqrt{0.35 \cdot E_{Kunststoff}} = 32.404 \sqrt{\frac{N}{mm^2}}$$

$$Z_{H_2} := \frac{1}{\cos(\alpha)} \cdot \sqrt{\frac{1}{\tan(\alpha)}} = 1.764$$

$$Z_{\varepsilon_2} := \sqrt{\frac{4 - \varepsilon_{\alpha_2}}{3}} = 0.874$$

$$u_2 := \frac{z_{Flap}}{z_{aussen}} = 0.19$$

$$K_{H\alpha_2} := \frac{1}{Z_{\epsilon_2}^2} = 1.309$$

$$\sigma_{H2} := \left[\frac{Z_{M_Flap}}{Z_{M_aussen}} \right] \cdot Z_{H_2} \cdot Z_{\epsilon_2} \cdot \sqrt{\frac{u_2 + 1}{u_2} \cdot \frac{F_{t_Flap}}{b_{Flap} \cdot d_{aussen}} \cdot K_{H\alpha_2}} = \left[\frac{33.667}{33.667} \right] \frac{N}{mm^2}$$

$$S_{HP} := \left[\frac{\sigma_{HP_Flap}}{\sigma_{HP_aussen}} \right] = \left[\frac{2.079}{2.079} \right]$$

3.3 Nachweis für Polymer Zahnräder

$$f_{K_2} := \frac{3 \cdot F_{t_Flap}}{2 \cdot b_{Flap} \cdot \cos(\alpha)} \cdot 6.0 \cdot \left(\frac{1}{E_{Kunststoff}} + \frac{1}{E_{Kunststoff}} \right) = 0.037 \text{ mm}$$

$$f_{KZul_2} := 0.1 \cdot m_1 = 0.1 \text{ mm}$$

$$f_{K_2} < f_{KZul_2} = 1$$

CHECK!!

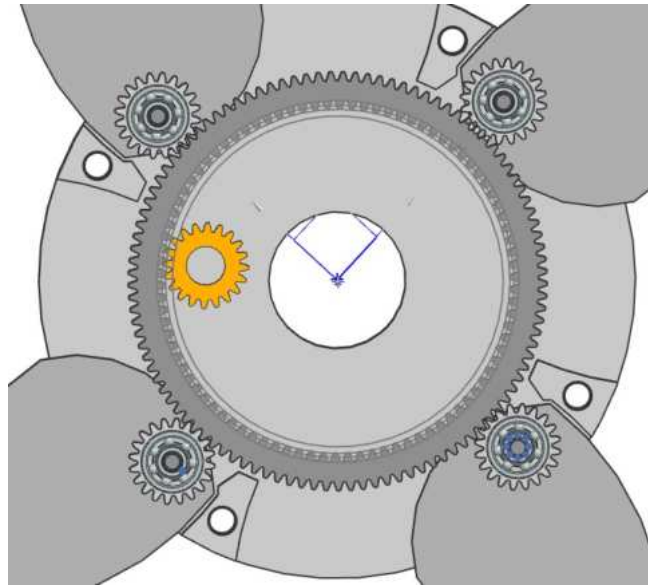
!

- $z_1 := 15$
- $z_{2i} := -85$
- $z_{2a} := 105$
- $z_3 := 20$

$$i_{12} := \frac{-z_{2i}}{z_1} = 5.667$$

$$i_{23} := \frac{-z_3}{z_{2a}} = -0.19$$

$$i_{13} := i_{12} \cdot i_{23} = -1.079$$



- $\psi_{Flap} := 95^\circ$

$$\psi_{Servo} := i_{13} \cdot \psi_{Flap} = -102.54^\circ$$

... Hier sollte der Winkel so nahe wie möglich an Range des Servos liegen

Lagerberechnung v02 04.03.2024

$$c_w := 1.2$$

... cw Wert laut Aves 2 Berechnung

$$A_{Platte} := 2495 \text{ mm}^2$$

CHECK!!!

... Area einer Platte v03

$$n_{Platten} := 4$$

... Anzahl der Platten

$$A_{ges} := A_{Platte} \cdot n_{Platten} = (9.98 \cdot 10^3) \text{ mm}^2$$

... Area gesamt

$$L := 38 \text{ mm}$$

CHECK!!!

... Hebelarm CP zu Welle

Fall 1:

Fall 2:

Fall 3:

Fall 4:

$$h_1 := 500 \text{ m}$$

$$h_2 := 1250 \text{ m}$$

$$h_3 := 2250 \text{ m}$$

$$h_4 := 5250 \text{ m}$$

$$v_1 := 300 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_2 := 475 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_3 := 620 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$v_4 := 340 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$\rho_1 := 1.184 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_2 := 1.095 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_3 := 0.987 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

$$\rho_4 := 0.722 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

Fall 1: Ascent - Subsonic - Burn Phase

... Luftdichte-Daten laut wind-data tool

Fall 2: Ascent - Supersonic - Burn Phase

... Höhe und Geschwindigkeit laut
OpenRocket Sim 25.01.2024

Fall 3: Ascent - Supersonic - MECO - MaxQ

Fall 4: Ascent - Subsonic - Coast Phase - Airbrake Deployment

Kräfte:

Drag Force pro Platte:

$$F_{Drag1} := 0.5 \cdot c_w \cdot \rho_1 \cdot v_1^2 \cdot A_{Platte} = 159.52 \text{ N}$$

$$F_{Drag2} := 0.5 \cdot c_w \cdot \rho_2 \cdot v_2^2 \cdot A_{Platte} = 369.848 \text{ N}$$

$$F_{Drag3} := 0.5 \cdot c_w \cdot \rho_3 \cdot v_3^2 \cdot A_{Platte} = 567.966 \text{ N}$$

$$F_{Drag4} := 0.5 \cdot c_w \cdot \rho_4 \cdot v_4^2 \cdot A_{Platte} = 124.944 \text{ N}$$

<--- Dieser Wert ist RELEVANT!!!

Moment pro Platte:

$$M_1 := F_{Drag1} \cdot L = 6.062 \text{ N}\cdot\text{m}$$

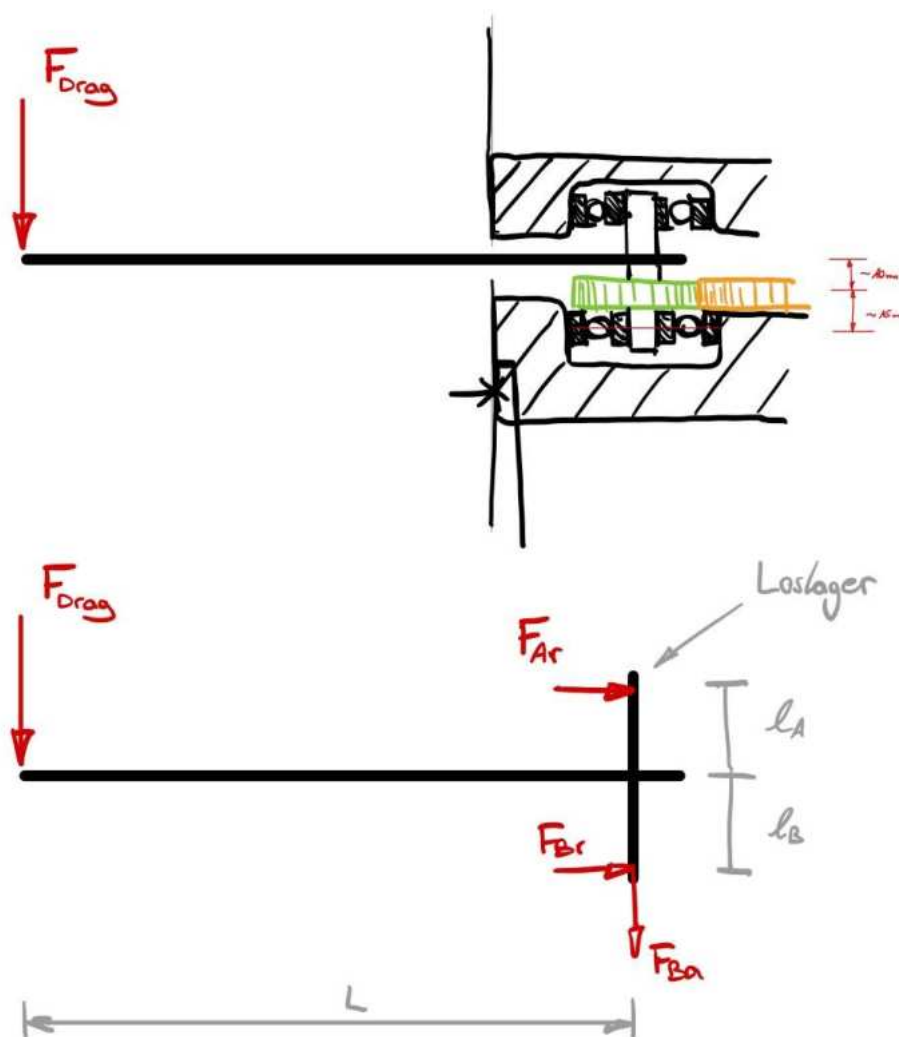
$$M_2 := F_{Drag2} \cdot L = 14.054 \text{ N}\cdot\text{m}$$

$$M_3 := F_{Drag3} \cdot L = 21.583 \text{ N}\cdot\text{m}$$

$$M_4 := F_{Drag4} \cdot L = 4.748 \text{ N}\cdot\text{m}$$

<--- Dieser Wert ist RELEVANT!!!

Lagerkräfte: doppelseitige Lagerung



$$l_A := 19.5 \text{ mm} \quad (\text{laut Welle v05) Stand 04.03.2024}$$

$$l_B := 8.5 \text{ mm} \quad (\text{laut Welle v05) Stand 04.03.2024}$$

CHECK!!!

$$\Sigma F_x := F_{Ar} + F_{Br}$$

$$\Sigma F_y := -F_{Drag4} - F_{Ba}$$

$$\Sigma M_B := F_{Drag4} \cdot L - F_{Ar} \cdot (l_A + l_B)$$

... diese Formeln sind der statischen Situation anzupassen!!!

$$F_{Ba} := -F_{Drag4} = -124.944 \text{ N}$$

$$F_{Aa} := 0 \quad (\text{Loslager})$$

$$F_{Br} := -F_{Drag4} \cdot \frac{L}{l_A + l_B} = -169.567 \text{ N}$$

$$F_{Ar} := \frac{F_{Drag4} \cdot L}{l_A + l_B} = 169.567 \text{ N}$$

Lagerauswahl:

Statische Sicherheit:

Lager A: (Loslager)

$$\frac{F_{Aa}}{F_{Ar}} = 0 \frac{1}{N} \leq 0.8$$

$$P_{A0} := F_{Ar} = 169.567 \text{ N}$$

$S_{A0} := 5.5$... gewünschte statische
Tragsicherheit für Lager A

$$C_{0_A} := S_{A0} \cdot P_{A0} = 0.933 \text{ kN}$$

... Werte für die Suche nach
passendem Lager!

Lager B: (Festlager)

$$\frac{F_{Ba}}{F_{Br}} = 0.737 \leq 0.8 !!! \text{ CHECK!!!}$$

$$P_{B0} := F_{Br} = -169.567 \text{ N}$$

$S_{B0} := 5.5$... gewünschte statische
Tragsicherheit für Lager B

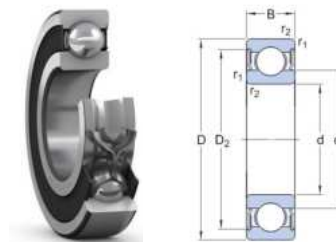
$$C_{0_B} := S_{B0} \cdot P_{B0} = -0.933 \text{ kN}$$

... Werte für die Suche nach
passendem Lager!

Lager aus SKF: für $C0=0.575\text{kN}$

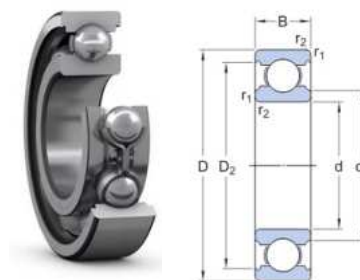
628/8-2RS1: mit Dichtung und Deckscheiben

d = 8mm
D = 16mm
C0 = 0.57kN
B = 5 mm
m = 3.6g
d1 = 10.4mm



W625: Nieroster Stahl ohne Dichtung

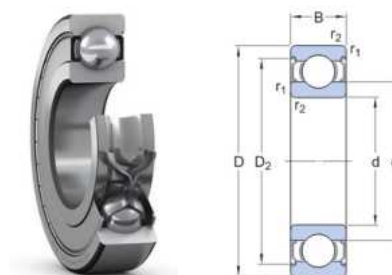
d = 5mm
D = 16mm
C0 = 0.63kN
B = 5 mm
m = 4.4g
d2 = 7.5mm
D2 = 13.4mm



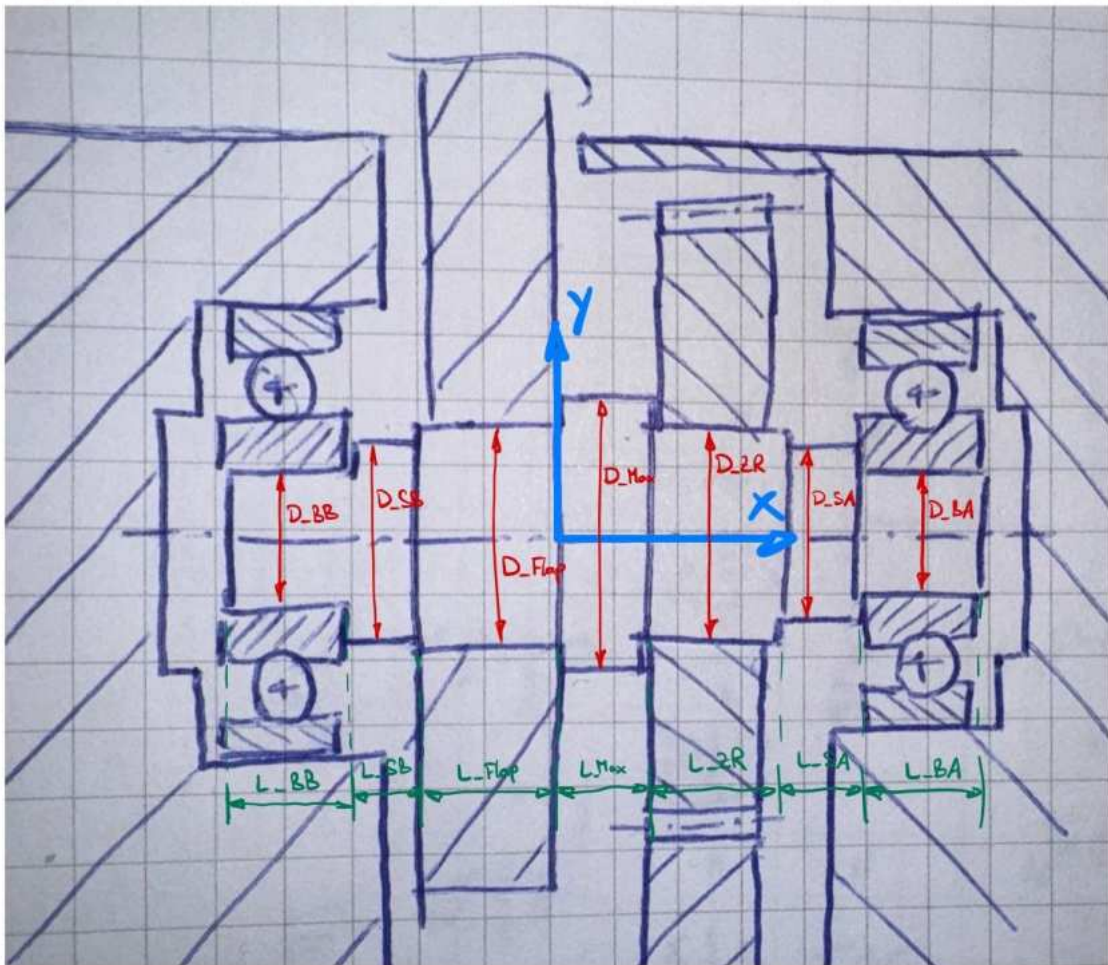
619/9-2Z: Dichtung oder Deckscheiben

d = 9 mm
D = 20 mm
C0 = 0.98kN
B = 6 mm
m = 7.5g
d1 = 11.6 mm
D2 = 17.5 mm

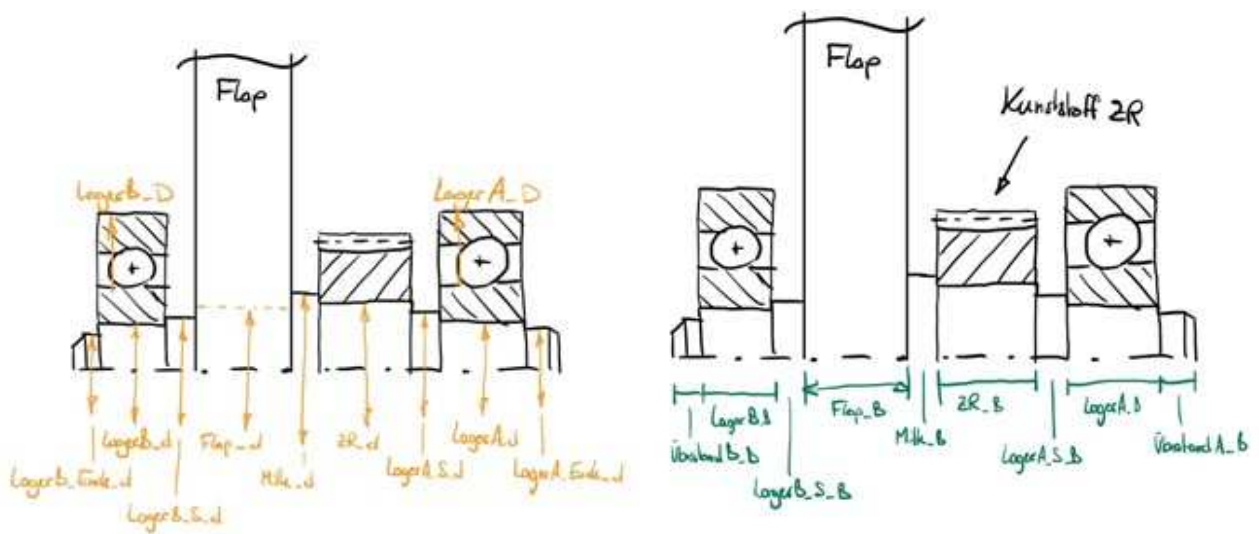
**AUSGEWÄHLTES LAGER
FÜR BEIDE
LAGERSTELLEN!!!**



Welle v01: mit W625



Welle v05: mit W625: Stand 03.04.2024



Gleitlager

Flächenpressung:

$$F_{Ba} = -124.944 \text{ N}$$

$$F_{Br} = -169.567 \text{ N}$$

$$F_{Ar} = 169.567 \text{ N}$$

$d_{1A} := 5 \text{ mm}$

$d_{2A} := 8 \text{ mm}$

$b_{1A} := 5 \text{ mm}$

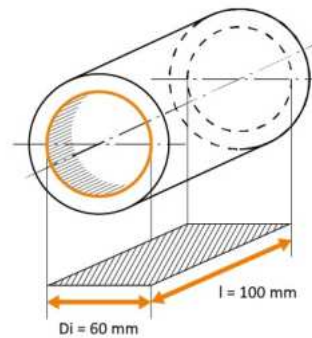
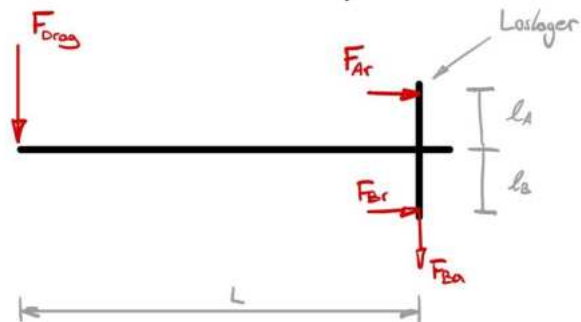
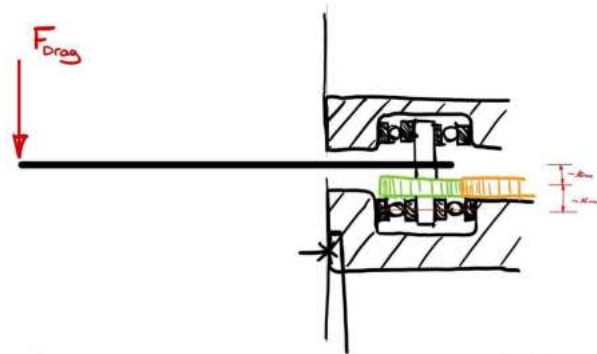
$d_{1B} := 5 \text{ mm}$

$d_{2B} := 8 \text{ mm}$

$b_{1B} := 5 \text{ mm}$

$$p_{\text{Fläche}_A} := \frac{\|F_{Ar}\|}{(d_{1A} \cdot b_{1A})} = 6.783 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$p_{\text{Fläche}_B} := \frac{\|F_{Br}\|}{(d_{1B} \cdot b_{1B})} = 6.783 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$



Berechnung Traganteil:

$$A \text{ (mm}^2\text{)} = Di \text{ (mm)} \times l \text{ (mm)}$$

$$A \text{ (mm}^2\text{)} = 60 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$$

$$A = 6000 \text{ mm}^2$$

Berechnung des Traganteils eines zylindrischen Gleitlagers (Quelle: igus GmbH)

$$A \text{ (mm}^2\text{)} = \text{Innendurchmesser (mm)} \times \text{Lagerlänge (mm)}$$

Zum Beispiel:

igidur® G, zylindrisches Gleitlager mit Bund, mm



- Sehr gute Reibwerte
- Resistent gegen Kantenpressung
- Resistent gegen Stöße und Schläge
- Besonders resistent gegen Schmutz und Staub
- Resistent gegen hohe Lasten (>60 N/mm²)
- Schimmelpilzbeständig nach DIN EN ISO 846
- Foggingverhalten nach DIN 75201-B
- CO2-Äquivalent: pro Stück verfügbar

Art.-Nr.

Ø d1 [mm]

Außendurchmesser d2 [mm]

Bunddurchmesser d3 [mm]

Lagerlänge b1 [mm]

Bunddicke b2 [mm]

1 Stück

Nettopreis: **2,29 EUR**

2,29 EUR/Stk.

Mengenrabatt

Alle Preise zzgl. MwSt. und Versand

In 24-48 Stunden versandfertig

[In den Warenkorb](#)

[Auf die myigus Merkliste](#)

max. empf. Flächenpressung: 80 MPa



Schraubenberechnung v06 für M7

Load Assumptions:

■ Eingabe

Handling (1):

■ aus Tabelle

- Impact during Transport, Handling and Mounting
- Support at nosecone and fins

Boost-Phase (2):

- Peak Thrust
- Aerodynamic drag
- Wind gusts
- Angular acceleration from fins

Coast Phase (3):

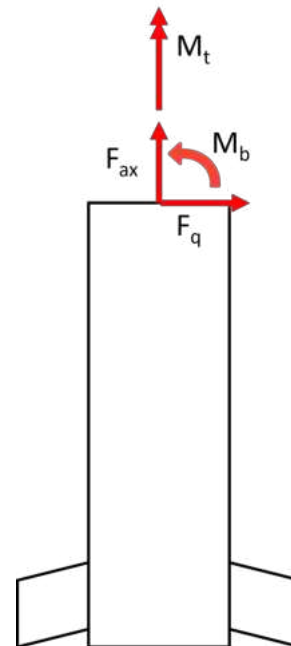
- Aerodynamic drag
- Wind gusts
- Airbrake

Recovery (4):

- Parachute shock forces
- angular acceleration

Touchdown (5):

- Vertical impact
- Tipping of rocket and resulting impact



$$\text{■ } F_A := \begin{bmatrix} 400 \\ 4000 \\ 550 \\ 2500 \\ 4000 \end{bmatrix} \cdot N \quad \dots \text{ axiale Betriebskraft}$$

$$\text{■ } F_Q := \begin{bmatrix} 500 \\ 300 \\ 100 \\ 300 \\ 500 \end{bmatrix} \cdot N \quad \dots \text{ Querkraft}$$

$$\text{■ } M_b := \begin{bmatrix} 250 \\ 300 \\ 200 \\ 200 \\ 300 \end{bmatrix} \cdot N \cdot m \quad \dots \text{ Biegemoment}$$

$$\text{■ } M_t := \begin{bmatrix} 20 \\ 20 \\ 10 \\ 10 \\ 20 \end{bmatrix} \cdot N \cdot m \quad \dots \text{ Drehmoment}$$

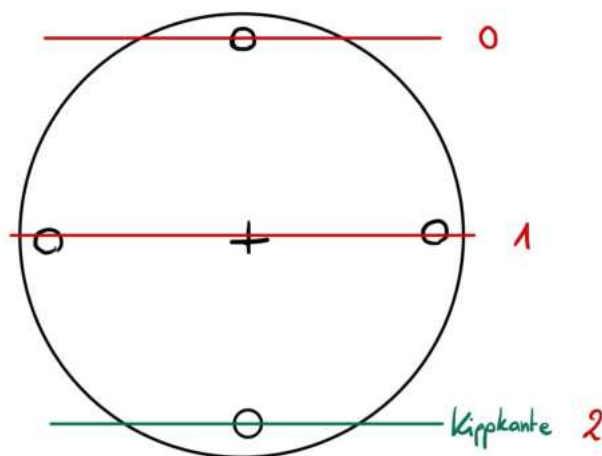
Diese Werte sind Einschätzungen auf Basis von Halcyon Load Assumption Loop 3 und der Schraubenberechnung für AVES2!

1) Eckdaten der Schraubverbindung

$n_{\text{Schrauben}} := 4$... Anzahl der Schrauben
$d_{\text{Teilkreis}} := 135 \text{ mm}$... Teilkreisdurchmesser der Schrauben aus CAD (Stand 15.02.24)
$\mu_0 := 0.2$... Haftreibwert Alu-Alu
$S_K := 1.2$... Sicherheitsfaktor der Klemmkraft
$\alpha_A := 1.4$... Anziehungsfaktor (Drehmomentschlüssel)

2) Lastfälle und Betriebskräfte

Fall 1:



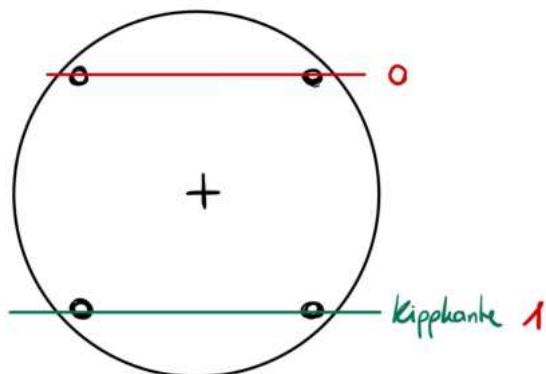
$$l_1 := \begin{bmatrix} \frac{d_{\text{Teilkreis}}}{2} \cdot \left(1 + \cos \left(\frac{360^\circ}{n_{\text{Schrauben}}} \cdot (0) \right) \right) \\ \frac{d_{\text{Teilkreis}}}{2} \cdot \left(1 + \cos \left(\frac{360^\circ}{n_{\text{Schrauben}}} \cdot (1) \right) \right) \\ \frac{d_{\text{Teilkreis}}}{2} \cdot \left(1 + \cos \left(\frac{360^\circ}{n_{\text{Schrauben}}} \cdot (2) \right) \right) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 135 \\ 67.5 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ mm}$$

... Länge Kippkante zu Schrauben

$$F_{A_max_1} := \frac{M_b \cdot l_{l_0}}{1 \cdot l_{l_0}^2 + 2 \cdot l_{l_1}^2 + 1 \cdot l_{l_2}^2} + \frac{F_A}{n_{\text{Schrauben}}} = \begin{bmatrix} 1334.6 \\ 2481.5 \\ 1125.2 \\ 1612.7 \\ 2481.5 \end{bmatrix} \text{ N}$$

... Axialkraft der Schrauben mit Abstand l.
Formel laut "schweizer-fn.de" -
Konsolenverschraubung

Fall 2:



$$l_2 := \begin{bmatrix} d_{\text{Teilkreis}} \cdot \cos\left(\frac{360^\circ}{2 \cdot n_{\text{Schrauben}}}\right) \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 95.459 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ mm}$$

... Länge Kippkante zu Schrauben

$$F_{A_max_2} := \frac{M_b \cdot l_{2_0}}{2 \cdot l_{2_0}^2 + 2 \cdot l_{2_1}^2} + \frac{F_A}{n_{\text{Schrauben}}} = \begin{bmatrix} 1409.5 \\ 2571.3 \\ 1185.1 \\ 1672.6 \\ 2571.3 \end{bmatrix} \text{ N}$$

... Axialkraft der Schrauben mit Abstand l.
Formel laut "schweizer-fn.de" -
Konsolenverschraubung

$$F_B := F_{A_max_2}$$

... da Fall 2 höhere Belastung hat!!!

CHECK!!!

3) erforderliche Klemmkraft

$$F_{\text{Kerf}_Q} := \frac{F_Q \cdot S_K}{\mu_0 \cdot n_{\text{Schrauben}}} = \begin{bmatrix} 750 \\ 450 \\ 150 \\ 450 \\ 750 \end{bmatrix} \text{ N}$$

$$F_{\text{Kerf}_{Mt}} := \frac{M_t \cdot S_K}{\mu_0 \cdot \frac{d_{\text{Teilkreis}}}{2} \cdot n_{\text{Schrauben}}} = \begin{bmatrix} 444.44 \\ 444.44 \\ 222.22 \\ 222.22 \\ 444.44 \end{bmatrix} \text{ N}$$

$$F_{\text{Kerf}} := F_{\text{Kerf}_Q} + F_{\text{Kerf}_{Mt}} = \begin{bmatrix} 1194.44 \\ 894.44 \\ 372.22 \\ 672.22 \\ 1194.44 \end{bmatrix} \text{ N}$$

4) geometrische Größen der Schraube M8 8.8

CHECK!!!

■	$d := 8 \text{ mm}$... Gewindedurchmesser
■	$d_2 := 7.188 \text{ mm}$... Flankendurchmesser
■	$d_3 := 6.466 \text{ mm}$... Kerndurchmesser
■	$d_k := 13 \text{ mm}$... Kopfdurchmesser
■	$D_B := 9 \text{ mm}$... Durchgangsbohrung
	$A := \frac{d^2 \cdot \pi}{4} = 50.265 \text{ mm}^2$... Schaftquerschnitt
	$A_2 := d_2^2 \cdot \frac{\pi}{4} = 40.579 \text{ mm}^2$	
	$A_3 := d_3^2 \cdot \frac{\pi}{4} = 32.837 \text{ mm}^2$	
	$A_K := (d_k^2 - D_B^2) \cdot \frac{\pi}{4} = 69.115 \text{ mm}^2$... Kopfauflagefläche
■	$t_l := 13.7 \text{ mm}$... Dicke der Baseplate (ohne Schraubenkopf) aus CAD v05
■	$l := 25 \text{ mm}$... Schraubenlänge aus CAD v05
■	$D_A := 16.7 \text{ mm}$... Außendurchmesser des Ersatzzylinders

5) erforderliche Vorspannkraft F_{Verf}

■	$\alpha_A := 1.4$... Anzugsfaktor für Drehmomentschlüssel und unbehandelte geölte Schraube
■	$E := 70 \text{ GPa}$... E-Modul EN AW 6082 T6

6) Nachgiebigkeiten

$$\delta_{SK} := \frac{0.4 \cdot d}{A \cdot E} = (9.095 \cdot 10^{-7}) \frac{mm}{N} \quad \dots \text{Nachgiebigkeit Schraubenkopf}$$

$$\delta_{GM} := \frac{0.5 \cdot d}{A_3 \cdot E} + \frac{0.33 \cdot d}{A \cdot E} = (2.491 \cdot 10^{-6}) \frac{mm}{N} \quad \dots \text{Nachgiebigkeit des eingeschraubten Gewindes}$$

$$\delta_{Gew} := \frac{t_l}{A_3 \cdot E} = (5.96 \cdot 10^{-6}) \frac{mm}{N} \quad \dots \text{Nachgiebigkeit des freien Gewindes}$$

$$\delta_S := \delta_{SK} + \delta_{GM} + \delta_{Gew} = (9.36 \cdot 10^{-6}) \frac{mm}{N} \quad \dots \text{Nachgiebigkeit der ganzen Schraube}$$

$$D_A \leq d_k = 0$$

$$d_k \leq D_A \leq d_k + t_l = 1 \quad \dots \text{1 bedeutet Wahre Aussage}$$

CHECK!!!

$$D_A > d_k + t_l = 0$$

$$x := \sqrt[3]{\frac{t_l \cdot d_k}{D_A^2}} = 0.861 \quad \dots \text{Hilfsgröße}$$

$$A_{ers} := \frac{\pi}{4} \cdot (d_k^2 - D_B^2) + \frac{\pi}{8} \cdot d_k \cdot (D_A - d_k) \cdot ((x+1)^2 - 1) = 115.655 \text{ mm}^2$$

... Querschnitt des Ersatzzylinders

$$\delta_P := \frac{t_l}{A_{ers} \cdot E} = (1.692 \cdot 10^{-6}) \frac{mm}{N} \quad \dots \text{Nachgiebigkeit der Platte}$$

$$\phi := \frac{\delta_P}{\delta_S + \delta_P} = 0.153 \quad \dots \text{Kraftverhältnis}$$

$$n := 1$$

... Krafterleitungsfaktor (an Außenfläche)

$$\phi_n := \phi \cdot n = 0.153$$

$$f_Z := 3.29 \cdot \left(\frac{t_l}{d}\right)^{0.34} \cdot 10^{-3} \cdot mm = 0.004 \text{ mm} \quad \dots \text{Setzbetrag nach Formel aus Köhler/Rögnitz Seite 305}$$

$$F_Z := f_Z \cdot \frac{\phi}{\delta_P} = 357.416 \text{ N} \quad \dots \text{Vorspannkraftverlust}$$

$$F_{Verf} := \alpha_A \cdot (F_{Kerf} + (1 - \phi) \cdot F_B + F_Z) = \begin{bmatrix} 3843.7 \\ 4801.3 \\ 2426.6 \\ 3424.6 \\ 5221.3 \end{bmatrix} \text{ N}$$

$$F_{Vzul} := 17200 \text{ N}$$

... lt. Köhler/Rögnitz Teil 1 Seite 314 / M8 8.8 Schaftschraube

$$S_V := \frac{F_{Vzul}}{F_{Verf}} = \begin{bmatrix} 4.475 \\ 3.582 \\ 7.088 \\ 5.023 \\ 3.294 \end{bmatrix}$$

... Sicherheiten

Wahl der Schraube:

4x EN ISO 4762 M8x25-8.8

... Stand 01.03.2024

Welle v05

Allgemeine Biegespannungs-Formel

$$\sigma_b = \frac{M_b}{W_b}$$

Laut Schnittverlauf Goodnotes "Welle v05" ist der Bereich um den Flap am stärksten auf Biegung belastet.

■ $d_a := 13 \text{ mm}$

... Außendurchmesser bei Flap

■ $d_i := 0 \text{ mm}$

... Innendurchmesser der Welle

■ $M_b := 5400 \text{ N} \cdot \text{mm}$

... aus Schnittverlauf Goodnotes "Welle v05"

$$W_b := \frac{\pi}{32} \cdot \frac{d_a^4 - d_i^4}{d_a} = 215.69 \text{ mm}^3$$

... Widerstandsmoment bei Biegung laut "schweizer-fn.de"

$$\sigma_b := \frac{M_b}{W_b} = 25.036 \text{ MPa}$$

... Biegespannung

Material: C45
Zugfestigkeit ca. 560 MPa
(lt. Koeckner-Metals auf Google)

Stahl wurde ausgewählt, weil der Gewichtsunterschied der vier Wellen zu Aluminium nur sehr gering ist!!!

■ $\sigma_{b_zul} := 560 \text{ MPa}$

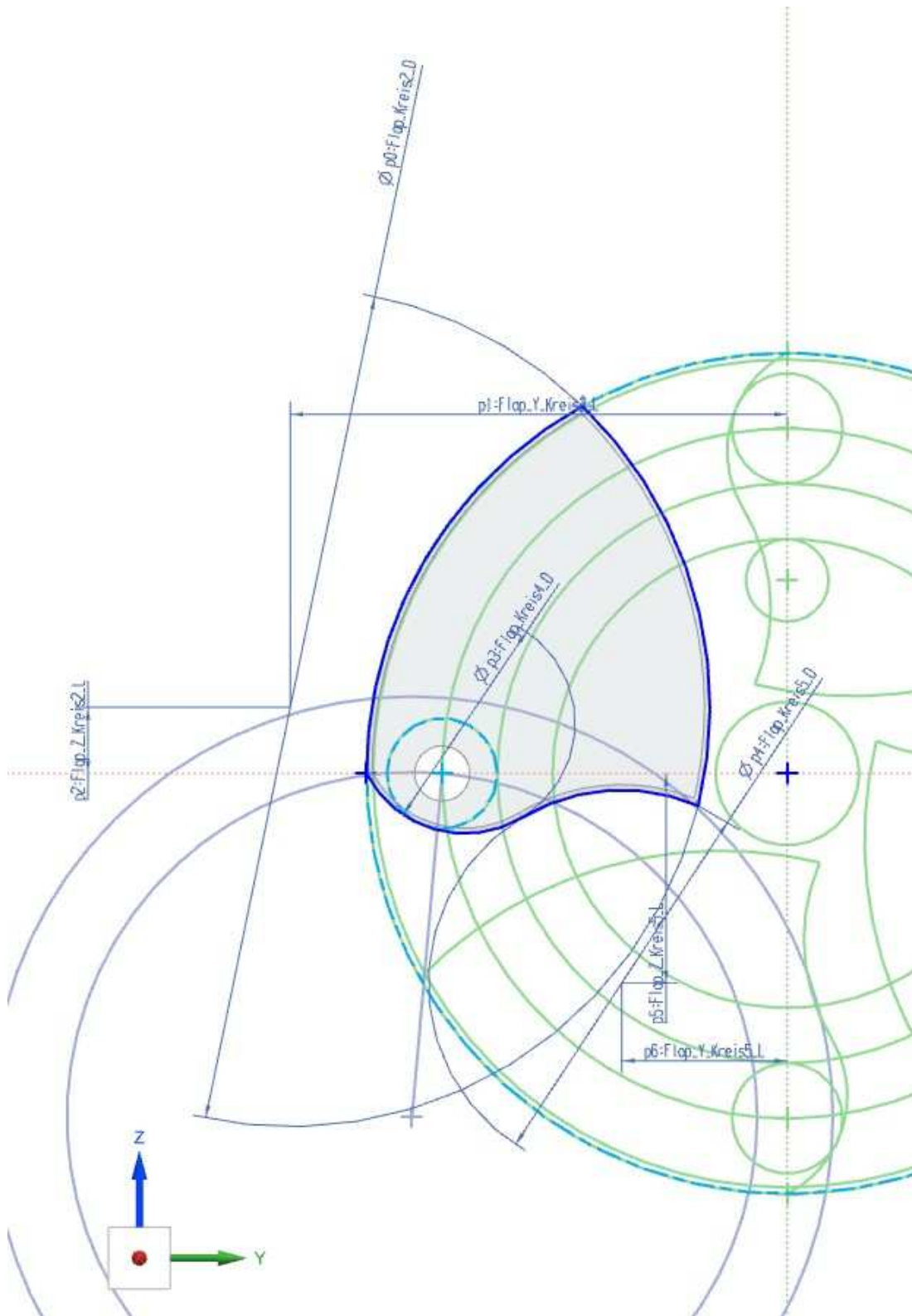
$$S_b := \frac{\sigma_{b_zul}}{\sigma_b} = 22.368$$

Flap Geometrie Airbrake v05

Stand: 04.03.2024

Parameter des Flaps:

$Flap_Dicke_L := 8 \text{ mm}$... Dicke der Flap-Extrusion
$Flap_Kreis2_D := 152 \text{ mm}$... Kreis, der die innere Längskante des Flaps definiert
$Flap_Kreis3_R := 35 \text{ mm}$... Kreis, der die kurze Seite des Flaps definiert
$Flap_Kreis4_D := 40 \text{ mm}$... Kreis, am kurzen Ende konvex
$Flap_Kreis5_D := 70 \text{ mm}$... Kreis, am kurzen Ende konkav
$Flap_W := 95^\circ$... Ausfahrwinkel des Flaps für Parameterstudie
$Flap_Y_Kreis2_L := 90 \text{ mm}$... Position des Kreismittelpunkt von Kreis 2 vom Zentrum
$Flap_Y_Kreis5_L := 30 \text{ mm}$... Position des Kreismittelpunkt von Kreis 5 vom Zentrum
$Flap_Z_Kreis2_L := 12 \text{ mm}$... Position des Kreismittelpunkt von Kreis 2 vom Zentrum
$Flap_Z_Kreis5_L := 38 \text{ mm}$... Position des Kreismittelpunkt von Kreis 5 vom Zentrum
$A_{gesamt} := 3373 \text{ mm}^2$... gesamte Fläche des Flaps
$A_{ausgefahren} := 2495 \text{ mm}^2$... Fläche außerhalb der Rakete wenn ausgefahren



Servo Moment Berechnung v02

Alcedo

Eingabe

Ausgabe

Welche Kraft muss der Servo haben?

Stand 25.02.2024

1. Trägheit des Flaps

$$I_{xx} := 46.112 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{xy} := 53.595 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{xz} := 13.358 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{yy} := 119.989 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{yz} := -7.444 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

$$I_{zz} := 159.985 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$$

... Werte aus CAD (Inventor Flap Design von Parameterstudie, 10mm Dicke)

$$t := 0.2 \text{ s}$$

... Zeit in der die Flaps ganz ausfahren können

$$m := 0.092 \text{ kg}$$

... Masse pro Flap aus CAD (Stand 09.02.2024)

$$\text{Winkel}_{Flap} := 95^\circ$$

... Winkel für full deployment (Stand 21.02.24)

$$\omega := \frac{\text{Winkel}_{Flap}}{t} = 8.29 \frac{1}{\text{s}}$$

... Winkelgeschwindigkeit des Flaps

$$\alpha := \frac{\omega}{t} = 41.452 \frac{1}{\text{s}^2}$$

... Winkelbeschleunigung des Flaps

$$M_{Träg} := I_{zz} \cdot \alpha = 0.007 \text{ N} \cdot \text{m}$$

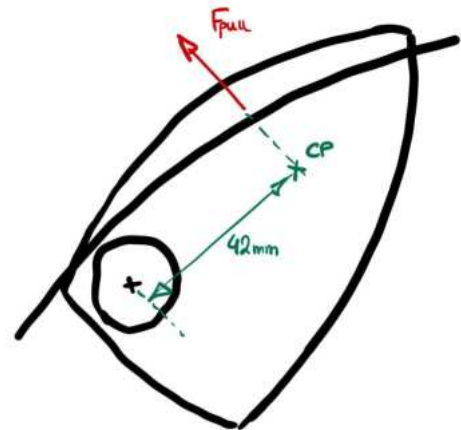
... Moment, das nötig ist, um EINEN Flap in der gegebenen Zeit um den gegebenen Winkel zu drehen.

2. Radiale Kräfte der Luftreibung

Grad	Newton	Hebel	Moment
95 °	20 N	11,98 mm	0,240 Nm
90 °	19,52 N	13,75 mm	0,268 Nm
80 °	18,42 N	17,27 mm	0,318 Nm
70 °	17,15 N	20,76 mm	0,356 Nm
60 °	15,67 N	24,19 mm	0,379 Nm
50 °	13,95 N	27,55 mm	0,384 Nm
40 °	11,94 N	30,84 mm	0,368 Nm
30 °	9,59 N	34,03 mm	0,326 Nm
20 °	6,86 N	37,12 mm	0,254 Nm
10 °	3,67 N	40,1 mm	0,147 Nm

$$M_{pull_max} := 0.384 \text{ N} \cdot \text{m}$$

... laut Parameterstudie
"Parameter_CAD_Version5"



Voll ausgefahren (also bis 95°) beträgt die Pull Kraft laut CFD (Christoph) in etwa 20N.

3. Reibung der Lager

$$n_{Lager} := 2$$

... Anzahl der Lager pro Flap

$$r_{Lager} := 5 \text{ mm}$$

... Radius des Lagers (aufgerundet)

$$\mu := 0.0015$$

... https://www.schweizer-fn.de/stoff/reibwerte/reibwerte_sonstige.php

$$F_r := 170 \text{ N}$$

... aus "Lagerberechnung_Airbrake_v02" Stand 04.03.2024

$$F_{R_Lager} := F_r \cdot \mu = 0.255 \text{ N}$$

... Reibkraft pro Lager

$$M_R := F_{R_Lager} \cdot r_{Lager} = 0.001 \text{ N} \cdot \text{m}$$

... Reibmoment für ein Lager

$$M_{R_Flap} := n_{Lager} \cdot M_R = 0.003 \text{ N} \cdot \text{m}$$

... Reibmoment pro Flap

4. Gesamt

$$n_{Flaps} := 4$$

$$M_{Flap} := n_{Flaps} \cdot (M_{Träg} + M_{pull_max} + M_{R_Flap}) = 1.573 \text{ N}\cdot\text{m}$$

$$\text{CHECK!!}$$

$$z_1 := 15$$

$$\text{CHECK!!}$$

$$z_{2a} := 105$$

$$z_{2i} := -85$$

$$z_3 := 20$$

$$i_{12} := \frac{-z_{2i}}{z_1} = 5.667$$

$$i_{23} := \frac{-z_3}{z_{2a}} = -0.19$$

$$i_{13} := i_{12} \cdot i_{23} = -1.079$$

$$i = \frac{M_{Abtrieb}}{M_{Antrieb}}$$

$$M_{Servo} := \frac{M_{Flap}}{i_{13}} = -1.457 \text{ N}\cdot\text{m}$$

... Gesamtmoment am Servo ZR



Firma	Mädler		
Beschreibung	MAE-STZR-M1-MN-B10-C45 - Stirnzahnräder aus Stahl C45, mit einseitiger Nabe, Modul 1, Zahnbreite 10mm		
Stückliste	21401500		
ARTNR Artikel-Nr.	21401500		
WEBSHOP Link Webshop	Produktdetails / Katalogseite / Montageanleitung		
MATK Material Kurzbezeichnung	Stahl		
MAT Material	Stahl C45		
M Modul	1		
Z Zähnezahl	15		
B b	10	mm	
DA da	17	mm	
D d	15	mm	
NL	6	mm	
ND	12	mm	
BH7 B - H7	5	mm	
MD zul. MD* - Berechnungsgrundlagen siehe Seite 197	0,41	NCM	
GEW Gewicht	16	g	

Download CAD MODELL | Generiere PDF-Datenblatt

21401500 (CAD)

Download | Information | Entfernen

3D | Bemaßung | 2D

©2024 powered by CADENAS

Startseite / MOTION / Servos & Accessories / Servo Shafts

8mm Round Servo Shaft (25 Tooth Spline, 36mm Length)

SKU: 1911-0025-0836

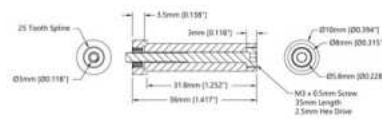
\$8.99

1 [Add to Cart](#)

[Add to Wish List](#)



Patented



Patented



Convert your servo's H25T spline to an 8mm round shaft to unlock goBILDA® possibilities! This 36mm long servo shaft is ready to be supported by an 8mm ID bearing to isolate radial loads from your servo.

This servo shaft's round profile allows you to clock your hubs to it however you like. Just rotate the hub to your preferred position and clamp it to the servo shaft. You can then use it to drive a gear, sprocket, or pulley and put your project in motion!

Nur nichtkommerzielle Verwendung

Pressverband v01

Berechnungen zum Pressverband zwischen Welle und Flap.
 Flap wird aus Alu gefertigt.
 Welle wird aus Stahl gefertigt.

$$M_t := \frac{1.573 \text{ N} \cdot \text{m}}{4} = 0.393 \text{ N} \cdot \text{m}$$

... Drehmomentbelastung eines Flaps

$$F_{Ax} := 130 \text{ N}$$

... Axialkraft auf Fuge

$$S_R := 3$$

... Sicherheit gegen Rutschen

$$D_F := 13 \text{ mm}$$

... Fugendurchmesser

$$l_F := 8 \text{ mm}$$

... Fugenlänge

$$\mu_{ru} := 0.19$$

... Reibwert Umfangsrichtung Stahl - Alu

$$\mu_{rl} := 0.19$$

... Reibwert Längsrichtung Stahl- Alu

$$l_{CP} := 38 \text{ mm}$$

... Normalabstand Wellenmitte zu Center of Pressure

$$p := \frac{M_t \cdot 2 \cdot S_R}{\pi \cdot D_F^2 \cdot l_F \cdot \mu_{ru}} = 2.924 \text{ MPa}$$

$$\underline{p} := \frac{F_{Ax} \cdot S_R}{\pi \cdot D_F \cdot l_F \cdot \mu_{rl}} = 6.282 \text{ MPa}$$

Eingangswerte:

Oberflächenrauheit:

$$Ra_I := 1.6 \mu m$$

$$Rzi_I := 0.014 mm$$

$$Rza_I := 0.014 mm$$

Durchmesser:

$$D_{il} := 0 mm$$

$$D_{al} := 20 mm$$

Sicherheit gegen
Durchrutschen:

$$S_{RI} := 1.4$$

Sicherheit gegen
Fließen:

$$S_f := 1.1$$

Reibwert:

$$\mu_f := 0.19$$

Fugenbreite:

$$b_{FugeI} := 8 mm$$

Fugendurchmesser:

$$D_{FI} := 13 mm$$

Werkstoff: Aluminium

$$R_{eNI} := 250 \frac{N}{mm^2}$$

$$R_{eWI} := 300 \frac{N}{mm^2}$$

Elastizitätsmodul:

$$E_{NI} := 70000 \frac{N}{mm^2}$$

$$E_{WI} := 210000 \frac{N}{mm^2}$$

Querkontraktion:

$$\mu_{NI} := 0.3$$

$$\mu_{WI} := \mu_{NI}$$

Außentemperatur:
(Werkstatt - für Montage)

$$\Theta_0 := 20 \text{ } ^\circ\text{C}$$

Wärmedehnungskoeffizient:

$$\alpha_{\Theta al} := 23.1 \cdot 10^{-6} \frac{1}{K}$$

Übermaßverlust:

$$\Delta u_I := 0.4 \cdot (Rza_I + Rzi_I) = 0.011 mm$$

Durchmesserverhältnis:

$$Q_{Nabel} := \frac{D_{i1}}{D_{a1}} = 0$$

Mindest-Fugenpressung pmin:

Drehmoment:

$$p_{min1} := \frac{2 \cdot M_t}{\pi \cdot \mu_1 \cdot b_{Fuge1} \cdot D_{F1}^2} = 0.975 \frac{N}{mm^2}$$

zulässige Spannung pmax:

Nabe:

$$p_{zul_N1} := \frac{2 \cdot R_{eN1}}{\sqrt{3} \cdot 2 \cdot S_1} \cdot (1 - Q_{Nabel}^2) = 131.216 \frac{N}{mm^2}$$

Vollwelle:

$$p_{zul_W1} := \frac{2 \cdot R_{eW1}}{\sqrt{3} \cdot S_1} = 314.918 \frac{N}{mm^2}$$

$$p_{zul1} := p_{zul_N1} = 131.216 \text{ MPa}$$

... die kleinere Spannung

CHECK!!
!

Aufweitung:

Minimum: für Übertragung der Belastung

$$\text{Nabe: } \zeta_{N_min1} := \frac{p_{min1}}{E_{N1}} \cdot \left(\frac{1 + Q_{Nabel}^2}{1 - Q_{Nabel}^2} + \mu_{N1} \right) = 1.81 \cdot 10^{-5}$$

$$\text{Welle: } \zeta_{W_min1} := \frac{-p_{min1}}{E_{N1}} \cdot (1 - \mu_{W1}) = -9.746 \cdot 10^{-6}$$

$$\zeta_{min1} := \zeta_{N_min1} - \zeta_{W_min1} = 2.785 \cdot 10^{-5}$$

$$Z_{min1} := \zeta_{min1} \cdot D_{F1} = (3.62 \cdot 10^{-4}) \text{ mm}$$

$$U_{min1} := Z_{min1} + \Delta u_1 = 0.012 \text{ mm}$$

Maximum: für Übertragung der Belastung

$$\text{Nabe: } \zeta_{N_maxl} := \frac{P_{zul}}{E_{NI}} \cdot \left(\frac{1 + Q_{Nabel}^2}{1 - Q_{Nabel}^2} + \mu_{NI} \right) = 0.002$$

$$\text{Welle: } \zeta_{W_maxl} := \frac{-P_{zul}}{E_{WI}} \cdot (1 - \mu_{WI}) = -4.374 \cdot 10^{-4}$$

$$\zeta_{maxl} := \zeta_{N_maxl} - \zeta_{W_maxl} = 0.003$$

$$Z_{maxl} := \zeta_{maxl} \cdot D_{F1} = 0.037 \text{ mm}$$

$$U_{maxl} := Z_{maxl} + \Delta u_l = 0.049 \text{ mm}$$

Festlegung der Passung:

$$T_{P1} := U_{maxl} - U_{minl} = 0.037 \text{ mm}$$

... Toleranzfeld

$$U_{minl} = 11.562 \text{ } \mu\text{m}$$

$$U_{maxl} = 48.565 \text{ } \mu\text{m}$$

geeignete Passung:

H7/n6

$$H7 = +18/0 \text{ } \mu\text{m}$$

$$n6 = +23/+12 \text{ } \mu\text{m}$$

CHECK!!!

... Laut Tabellenbuch mit Presse ffügbar

Zusätzliche Pressung durch Biegung

$$M_b := F_{Ax} \cdot l_{CP} = 4.94 \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$p_b := \frac{9}{2} \cdot \frac{M_b}{(2 - Q_{Nabel}) \cdot D_{F1} \cdot b_{Fugel}^2} = 13.359 \text{ MPa}$$

Klebeverbindung des Servo-Ritzels

Schubbeanspruchte Rundklebung

[Roloff/Matek Seite 111]

$$\tau_K = \frac{2 \cdot T}{\pi \cdot d^2 \cdot b} \leq \frac{\tau_{KB}}{S} \quad (5.5)$$

F	größte zu übertragende Längskraft, bei dynamischer Belastung auch $F_{eq} = K_A \cdot F$ bzw. $F_m + K_A \cdot F_a$, mit K_A nach TB 3-5c
T	größtes zu übertragendes Drehmoment, bei dynamischer Belastung auch $T_{eq} = K_A \cdot T$ bzw. $T_m + K_A \cdot T_a$, mit K_A nach TB 3-5c
A_K	Klebfugenfläche
b	Klebfugenbreite
d	Wellendurchmesser
l_u	Überlappungslänge
t	kleinste Bauteildicke
$\tau_{KB} \approx \sigma_{KB}$	Bindefestigkeit, z. B. nach TB 5-2 und TB 5-3 ; bei schwellender oder wechselnder Belastung dynamische Bindefestigkeit nach Gl. (5.1)
S	Sicherheit, die neben der eigentlichen Sicherheit noch die Unsicherheiten durch die vielen Einflussfaktoren beinhaltet. Man wählt $S \approx 1,5 \dots 2,5$ (kleinerer Wert, wenn für die Bindefestigkeit die Einflussfaktoren bereits berücksichtigt sind, höherer Wert, wenn die Einflussfaktoren nicht bekannt sind).

Gl. 5.1

wechselnd:	$\tau_{KW} \approx (0,2 \dots 0,4) \cdot \tau_{KB}$
schwellend:	$\tau_{KSch} \approx 0,8 \cdot \tau_{KB}$

 τ_{KB} Bindefestigkeit nach **TB 5-2** und **TB 5-3**

$M_{Servo} := 1.458 \text{ N} \cdot \text{m}$	CHECK!!	... Servo Moment
$K_A := 1.2$!	... Anwendungsfaktor
$T := K_A \cdot M_{Servo} = 1.75 \text{ N} \cdot \text{m}$... wirkendes Moment
$b := 10 \text{ mm}$... Klebfugenbreite
$d := 8 \text{ mm}$... Wellendurchmesser (Servo Shaft von Servocity)

$$\tau_{KB} := 24 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

... Zugscherfestigkeit von "DP490" bei -55°C Prüftemperatur laut Datenblatt

$$\tau_K := \frac{2 \cdot T}{\pi \cdot d^2 \cdot b} = 1.74 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$S_K := \frac{\tau_{KB}}{\tau_K} = 13.79$$

Zugscherfestigkeiten (DIN 53283)

Prüftemperatur	Härtung		
	7 Tage bei 23° C	2 Std. bei 65° C	24 Std. bei 23°C +1 Std. bei 80° C
- 55° C	17 MPa	24 MPa	24 MPa
23° C	26 MPa	30 MPa	30 MPa
80° C	12 MPa	12 MPa	13 MPa
120° C	2 MPa	2 MPa	2 MPa

Oberflächenvorbehandlung: AL-geätzt