



Technische
Universität
Braunschweig

Institut für
Raumfahrtssysteme



R XXXX X (beim Betreuer beantragen!) Auslegung einer Grid Fin Aktuatorik für wiederverwendbare Raketen

Institut für Raumfahrtssysteme

Ole Scholz

5. Juli 2021

Aufgabenstellung

Die Originalaufgabenstellung ist bei Studienarbeiten dem ungebundenen Institutsexemplar beizufügen, bei Bachelor-, Master- und Diplomarbeiten dem gebundenen Exemplar zur Vorlage bei der Fakultät. Die Aufgabenstellung bei Bachelor-, Master- und Diplomarbeiten wird vom Fachbereich ausgegeben (bei CSE-Masterarbeit vom CSE Office), dieser registriert den Beginn und die Abgabe der Arbeit und stempelt diese Angaben auf das letzte Blatt der Original-Aufgabenstellung.

Eine Diplom-, Studien-, Bachelor- bzw. Masterarbeit soll zeigen, dass man in der Lage ist, in begrenzter Frist eine Aufgabe nach wissenschaftlichen Methoden selbstständig zu bearbeiten.

Die Aufgabenstellung kann Literaturhinweise enthalten, die als Einstieg in die Aufgabe gedacht sind. Es wird erwartet, daß weitere Literatur selbstständig gesammelt wird (Bibliotheken der TU, des Instituts, etc.).

Wichtig: Schriftverkehr mit Dritten bei Nennung des die Arbeit betreuenden Instituts bedarf der vorherigen Genehmigung.

In der Abgabeversion dann dieses Blatt entfernen und an dieser Stelle durch die Aufgabenstellung ersetzen!

Eidesstattliche Erklärung

Ich erkläre hiermit an Eides Statt, dass ich die nachfolgende Arbeit selbstständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Literatur angefertigt habe.

Datum, Unterschrift

Übersicht

Die Übersicht enthält kurz gefasste Angaben über die Zielsetzung, die angewandten Methoden und die gewonnenen Ergebnisse. Sie soll das Wesentliche aus dem Inhalt der Arbeit in wenigen Sätzen zusammenfassen und ist der eigentlichen Arbeit voranzustellen (höchstens 1/2 bis 1 Seite). Sie soll also nicht lediglich die Aufgabenstellung wiedergeben.

Inhaltsverzeichnis

| | |
|---|-----------|
| 1. Einleitung | 1 |
| 1.1. Motivation | 2 |
| 1.2. Ziele der Arbeit | 4 |
| 1.3. Struktur der Arbeit | 4 |
| 2. Grundlagen | 5 |
| 2.1. Aufbau von Grid Fins | 5 |
| 2.2. Strömung durch Grid Fins | 7 |
| 2.3. Aerodynamische Beiwerte und Vergleich zu planaren Finnen | 10 |
| 2.3.1. Normalkraft | 10 |
| 2.3.2. Axialkraft | 11 |
| 2.3.3. Gelenkmoment | 11 |
| 2.3.4. Stabilität | 12 |
| 2.3.5. Anstellwinkelcharakteristik | 13 |
| 2.4. Grid Fin Varianten | 14 |
| 2.4.1. Pfeilung | 14 |
| 2.4.2. Krümmung | 18 |
| 2.4.3. Wandquerschnitt | 19 |
| 2.4.4. Zellform | 20 |
| 2.4.5. Zellgröße | 21 |
| 2.5. Bisherige Implementierung | 23 |
| 2.5.1. SpaceX Falcon 9 und Starship | 23 |
| 2.5.2. Sovietische Sojus und N-1 | 25 |
| 2.5.3. Chinas Chang'e | 25 |
| 2.6. Das AirLaunch-System Valkyrie | 26 |
| 3. Modellentwurf | 29 |
| 3.1. Systemanforderungen | 29 |
| 3.1.1. Leistungsanforderungen | 29 |
| 3.1.2. Anforderungen an die Kosten | 30 |
| 3.1.3. Thermische und Mechanische Anforderungen | 30 |
| 3.1.4. Geometrische Anforderungen | 32 |
| 3.2. Morphologischer Kasten | 34 |
| 3.3. Komponentenrecherche und -auswahl | 37 |
| 3.3.1. Materialwahl | 37 |
| 3.3.2. Gitterdesign | 39 |
| 3.3.3. Peripherie und Aktuator | 40 |
| 3.3.4. Getriebe und Lagerung | 41 |
| 3.4. Festlegung des Modelldesigns | 41 |

| | |
|---|-----------|
| 3.5. Modellierung des Modells | 44 |
| 4. Systemanalyse | 45 |
| 4.1. FEM-Analyse | 45 |
| 4.2. Betriebssimulation | 45 |
| 4.3. Systemoptimierung | 45 |
| 4.4. Systembewertung | 45 |
| 4.5. Fazit | 45 |
| 5. Zusammenfassung und Ausblick | 46 |
| Literaturverzeichnis | 47 |
| Abbildungsverzeichnis | 49 |
| Tabellenverzeichnis | 52 |
| Symbolverzeichnis | 53 |
| A. Materialeigenschaften | 55 |
| B. Projektmanagement | 57 |
| B.1. Work Breakdown Structure | 57 |
| B.2. Zeitplan | 59 |
| B.3. Work Package Description | 61 |

1. Einleitung

In den letzten Jahrzehnten konnten sich einige private Unternehmen erfolgreich in der Raumfahrt etablieren. Hierbei wird diese NewSpace Szene hauptsächlich von großen US-Firmen wie SpaceX, Virgin Galactic, Blue Origin dominiert, um nur ein paar zu nennen. Viele mehr versuchen auch noch weiterhin in dieser sich rasant entwickelnden Branche Fuß zu fassen. Bei so viel Konkurrenz sind Kosten ein wichtiger Faktor. Firmen wie SpaceX versuchen möglichst wirtschaftlich zu werden, indem sie immer größere Raketen bauen, die höhere Lasten auf einmal ins Weltall bringen können. So soll das in Abbildung 1.1 gigantische Starship mehr als 100 Tonnen in den Low Earth Orbit (LEO) [1] bringen können. Das bringt aber auch einige Nachteile mit sich. Ein Start so großer Raketen ist nur mir sehr viel Beladung wirtschaftlich. So müssen sich mehrere Kunden einen Start teilen und sind somit sowohl in Bezug auf die Umlaufbahn als auch den Starttermin eingeschränkt. Gerade für einzelne, kleinere Satelliten ist das nicht ideal. Dies führt zur Ergründung eines weiten Bereiches der NewSpace Branche, den Microlaunchern. Mit ihren relativ kleinen Nutzlasten bieten sie die Möglichkeit flexibel die individuellen Ansprüche kleiner Satelliten, wie zum Beispiel CubeSats, zu berücksichtigen.



Quelle: SpaceX

Abbildung 1.1.: SpaceX Starship Illustration

Ein weiteres Potenzial die Kosten zu senken bietet die Bergung und Wiederverwendung von Raketenstufen und Nutzlastverkleidungen. Auch wenn sich ältere Projekte, wie das Space Shuttle, als nicht rentabel herausgestellt haben, können neuere Konzepte mehr Erfolge verbuchen. Ein modernes Beispiel bieten die erste Stufe der Falcon 9 oder auch die Booster der Falcon Heavy von SpaceX. Nach einem Reentry Burn, um beim Wiedereintritt in die Atmosphäre nicht zerstört zu werden, und einer Flugphase in der die Raketensegmente aerodynamisch zu einem Landeplatz gesteuert

werden, kommt es zu einer erneuten Zündung der Triebwerke. Dadurch wird die Geschwindigkeit weit genug abgebremst, dass ein unversehrtes Aufsetzen möglich ist [2]. Rocket Lab verfolgt einen anderen Einsatz. Bei ihrer Electron Rakete soll die erste Stufe erst mit einem Ballute in den Unterschall und dann mit einem konventionellen Fallschirm weiter abgebremst werden. Dann kann diese entweder aus dem Wasser geborgen oder sogar direkt in der Luft von einem Hubschrauber eingefangen werden [3]. Auch wenn diese Methode auf Grund des Bedarfs einer dichten Atmosphäre nur auf der Erde Anwendung findet und nur vergleichsweise kleine Raketenstufen von einem Hubschrauber getragen werden können, ist sie dank einer leichten Implementierung für simple Systeme vorzuziehen, da für sie der komplizierte Teil, die aktive Landung, sowie die Notwendigkeit weitere Masse für die Landebeine mitzunehmen wegfällt.

Nun stellt sich die Frage, warum Europa und somit auch Deutschland, als eigentlich technologisch fortgeschrittenen Standort, in dieser Branche nur spärlich vertreten ist. Ein großes Problem stellt hier die Wetterlage dar. Gerade im Norden Europas sind Gewitter das ganze Jahr über möglich und besonders im Herbst und Winter kann starker Wind und schwerer Schneefall potenziellen Starts im Wege stehen. Das begrenzt stark die Kapazität von Spaceports. Ein weiterer Nachteil des Standorts Europa ist die hohe Bevölkerungsdichte. Gerade im Westen ist somit kaum ein Start möglich, der genug Abstand zu besiedeltem Gebiet hält.

1.1. Motivation

Als Antwort auf diese Probleme entwickelt die German Association for Intercontinental Astrodynamics e.V. (GAIA Aerospace) das Valkyrie System. Hierbei handelt es sich um eine zweistufige AirLaunch-Trägerrakete, die als Nanolauncher kleine CubeSat aus Deutschland heraus in den LEO bringen soll [4]. Mit AirLaunch werden Raketen betitelt, die im Gegensatz zu klassischen Systemen nicht vertikal von der Erdoberfläche starten, sondern an einem Flugzeug befestigt in höhere Luftsichten gebracht werden und dort nach dem Ausklinken aus der Halterung, dem sogenannten Pylon, erst die Triebwerke zünden. Somit lässt sich sowohl das Problem des besiedelten Gebietes, indem die Trägerrakete zum Beispiel über die Nordsee gebracht wird, als auch die meisten störenden Wetterbedingungen umgehen. Die Valkyrie wird auf eine Höhe von 11 Kilometern gebracht [5] und ist somit über dem Wettergeschehen der Troposphäre. Eine hohe Wirtschaftlichkeit soll durch eine wiederverwendbare Erststufe gewährleistet werden. Beim Wiedereintritt soll sich diese, zusätzlich zu einer aerodynamischen Flugphase wie bei der Falcon 9, wie die Electron soweit in den Unterschall abbremsen, dass sich ein Fallschirm öffnen kann. Somit ist es dann möglich, dass ein Hubschrauber die Raketenstufe aus der Luft heraus auffängt und sicher an Land bringt.

Für eine erfolgreiche Bergung der Erststufe der Valkyrie ist die aerodynamische Steuerung während der Flugphase von großer Bedeutung. So kann das Raketensegment sicher dorthin gelenkt werden, wo der Helikopter sie auch rechtzeitig erreichen kann, bevor diese ins Wasser fällt. Statische Stabilität im Flug herrscht immer dann, wenn der Druckpunkt hinter dem Schwerpunkt des Flugobjekts liegt. Beim Start sorgen hierfür vier Finnen am unteren Ende der Rakete. Im Apogäum führt die Erststufe eine Drehung um die eigene Achse durch, sodass die Triebwerke in Flugrichtung zeigen. Dadurch haben nun die Finnen einen negativen Effekt auf die Stabilität und versuchen die

Raketenstufe wieder zurück zu drehen. Um dem entgegen zu wirken sollen am oberen Ende zusätzlich ein weiteres Quartett an Steuerflächen angebracht werden. Damit diese beim Start nicht ebenso eine negative Wirkung zeigen, soll hier ausklappbare Grid Fins (dt. Gitterflossen), wie sie auch in Abbildung 1.2 zu sehen sind, verwendet werden.



Quelle: SpaceX

Abbildung 1.2.: Grid Fins am CRS-5 Falcon 9 Booster

Grid Fins sind unkonventionelle Steuerelemente, die im Gegensatz zu ihrem planaren Gegenstück nicht parallel zur Strömung, sondern senkrecht dazu ausgerichtet sind. Sie bestehen aus einem dünnen äußeren Rahmen mit einer inneren Gitterstruktur. Die Möglichkeit sie einzuklappen hilft hier nicht nur ihre unerwünschte Wirkung bei Start zu umgehen, sondern erlaubt auch einen einfacheren Transport, wie zum Beispiel am Bug eines Flugzeuges. Ein geringes Moment um das Steuergelenk, so wie gute Auftriebserzeugung über einen großen Bereich von Anstellwinkeln und Machzahlen [6], machen Grid Fins zu attraktiven Steuerelementen von Flugkörpern bei hohen Machzahlen.

Seit ihrer Entwicklung in den späten 50er-Jahren in der ehemaligen Sowjetunion, wurden sie in vielen ballistischen Raketen, wie zum Beispiel die Adder AA-12, SS-12 oder auch von der USA bei der Massive Ordnance Air Blast (MOAB) verwendet [7]. Einen großen Nachteil der Grid Fins, ihren hohen Widerstand, hat sich das Launch Escape Vehicle der Soyuz zu Nutze gemacht, indem sie als Drag Breaks genutzt werden [7]. Auch SpaceX bedient sich dieser Technologie, um die Falcon 9 sicher zur Landeplattform zu steuern [7].

Somit bieten es sich auch für die Valkyrie an, Grid Fins zu verwenden. Selbst bei den extremen Bedingungen des Wiedereintritts bieten sie Stabilität und Steuerbarkeit. Zusätzlich können sie auch dazu beitragen, die dabei auftretenden Geschwindigkeiten weiter zu verringern. All das ohne beim

Start und Transport ein störender Faktor zu sein oder viel Masse und Leistung für ihre Aktuatorik zu benötigen.

Für diesen speziellen Fall gibt es bisher noch keine Grid Fins mit entsprechender Aktuatorik, sodass es nun von Interesse ist zu untersuchen, welche die Anforderungen an ein solches Steuer- system zu stellen sind und wie man diese umsetzen kann.

1.2. Ziele der Arbeit

Das Ziel dieser Arbeit ist es, ein Grid Fin Modul samt der zugehörigen Aktuatorik zu entwickeln, dass den Ansprüchen einer wiederverwendbaren Erststufe eines AirLaunch-Systems gerecht wird. Hierbei wird konkret das Fallbeispiel der Valkyrie zur Hand genommen. Hierfür ist soll in dieser Arbeit die notwendigen Anforderungen an ein solches Modul zusammengetragen werden.

Der wichtigste Punkt ist hierbei die Stabilität und Steuerbarkeit während des Wiedereintritts. Das heißte Kräfte, Momente und Stellgeschwindigkeit müssen bestimmte Mindestleistungen liefern. Wie bei jedem Projekt der Raumfahrt ist natürlich auch hier auf eine Minimierung des Gewichts zu achten. Damit dieser Grid Fin für einen Microlauncher in Frage kommt, ist auch auf einen günstigen Preis zu achten. Dies soll zum einen dadurch erreicht werden, dass nach Möglichkeit Commercial off-the-shelf(COTS) Produkte verwendet werden. In dieser Arbeit wird zu diesen Zwecken besonders auf eine Fertigung durch additive Verfahren wert gelegt. Diesen Anforderungen entsprechend sollen Lösungsmöglichkeiten zusammengetragen werden, aus denen dann die am besten geeigneten gewählt werden können. Zu diesem Zweck soll am Ende dieser Arbeit ein CAD-Modell stehen, mit welchem sich ein 3D-Druck anfertigen lässt. Bei der Minimierung der Kosten sei trotzdem noch darauf zu achten, dass eine ausreichende Lebensdauer mehrere Missionen zulässt, um auch dem Aspekt der Wiederverwendbarkeit zur Genüge zu kommen.

1.3. Struktur der Arbeit

Im folgenden Kapitel werden zunächst die für diese Arbeit notwendigen Grundlagen dargelegt. Zu Beginn wird auf die Eigenschaften von Grid Fins eingegangen, sowohl in Bezug auf ihr aerodynamisches Verhalten, als auch unter Betrachtung ihrer Vor- und Nachteile gegenüber konventionellen planaren Steuerflächen. Als nächstes werden dann die Wiedereintrittsbedingungen bei einer suborbitalen Flugbahn am Beispiel des AirLaunch-Systems Valkyrie erläutert.

Nachdem die Grundlagen geklärt sind, werden in Kapitel 3 die Anforderungen an das System definiert. Unter Berücksichtigung dieser folgt eine Vorstellung verschiedener Teillösungen für die einzelnen Elemente von Steuerflächen und Aktuatorik. Auf Basis eines morphologischen Kastens, in dem diese Teillösungen zusammengetragen werden, wird begründet ein erster Demonstrator entworfen und in einem CAD-Programm erstellt.

Daraufhin wird dieses Modell in Kapitel 4 mittels einer Finiten Elementen Berechnung auf Stabilität und Festigkeit untersucht und mit einer Betriebssimulation in Matlab auf eine genügende Leistungsfähigkeit im Betrieb geprüft. Auf Basis dieser Simulationen wird das Modell verbessert und anschließend kritisch bewertet. Zuletzt werden noch einmal alle Ergebnisse zusammengefasst und ein Ausblick auf eine mögliche weitere Vorgehensweise gegeben.

2. Grundlagen

In diesem Kapitel werden die Grundlagen, die eine Evaluation der Aerodynamik und strukturellen Eigenschaften von Grid Fins ermöglicht, vorgestellt. Um eine anforderungsgerechte Finne zu entwerfen, sind Kenntnisse über die Steuerelemente an sich und den Missionsverlauf unabdingbar. Zuerst werden nun also Grid Fins, wie sie beschrieben werden können und was für Eigenschaften sie besitzen, vorgestellt und dabei mit planaren Finnen verglichen. Anschließend wird auf bisherige Implementationen sowie auf das AirLaunch-System Valkyrie und den dabei geplanten Einsatz von Grid Fins eingegangen.

2.1. Aufbau von Grid Fins

Um Grid Fins und ihre Ansteuerung beschreiben zu können, werden zunächst einige Größe eingeführt. In der simpelsten Konfiguration bestehen Grid Fins aus einem äußeren Rahmen, der die innere Struktur von sich kreuzenden planaren Flächen stützt. Dieser einfache Aufbau gewährt hohe Stabilität bei vergleichsweise geringem Gewicht [8]. Diese Struktur lässt sich mittels fünf Parameter, wie in Abbildung 2.1 zu sehen, beschreiben. Die Wanddicke d kann sich im Rahmen (d_R) von der des Gitters (d_G) unterscheiden. Aber auch innerhalb dieser Einteilung kann der Wert variieren. So ist häufig die Wandstärke in der Nähe der Einspannung erhöht, um die dort auftretenden höheren Lasten aufnehmen zu können. Ein von den Wänden umrahmter Durchlass des Gitters wird als Zelle bezeichnet und seine Abmessung kann mit der Zellgröße g beschrieben werden. Diese ist als die Wurzel der von den Zellwänden umrahmten definiert. Die Ausmaße der Grid Fins werden maßgeblich durch die Spannweite b und die Höhe h bestimmt. Die Querschnittsfläche A steht in der Ausgangsstellung senkrecht zur Anströmung und wird vom Rahmen begrenzt. Normal zu dieser Fläche steht die Sehne mit einer im Vergleich zur planaren Finne deutlich kürzeren Länge s .

Grid Fins müssen nicht starr an einem Flugkörper, zum Beispiel der Rakete, befestigt werden, sondern können um mehrere Achsen drehbar sein. Abbildung 2.2 zeigt die wichtigsten Winkel aus jeweils verschiedenen Ansichten an einem Flugkörper. Um Grid Fins für den Transport kompakt zu lagern, lassen sie sich an den Körper anlegen. Somit erzeugen sie zum Beispiel beim Aufstieg der Rakete keinen unnötigen Widerstand. Der Klappwinkel Λ beschreibt den Ausschlag um eine den Körper an der Anbringung tangierende Achse. Ein Klappwinkel von 0° entspricht hierbei dem normalen in die Strömung ragenden Zustand und 90° dem eingeklappten. Zur Steuerung lassen sich die Grid Fins um eine Achse, die orthogonal aus dem Körperoberfläche durch die Mitte des Grid Fins zeigt, verstellen. Ein Steuerwinkel von $\delta = 0^\circ$ ist auch hier wieder die Ausgangsstellung, die Sehne ist parallel zur X_b -Achse. Bei $\delta = 90^\circ$ würde also die Seitenkante zur Anströmung zeigen. Die Querschnittsfläche A und somit also auch das Gitter wird nicht durchströmt.

Um die Aerodynamik zu untersuchen reichen diese Winkel nicht aus, da die Anströmung nicht parallel zur Rakete liegen muss. Der Neigungswinkel des gesamten Moduls zur Anströmung σ setzt sich unter realen Bedingungen mit Vernachlässigung des Windes aus dem Schiebewinkel und dem

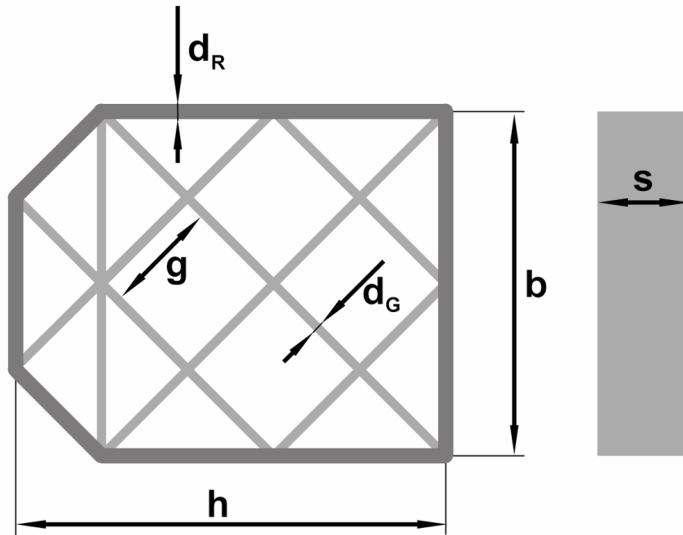


Abbildung 2.1.: Aufbau eines einfachen Grid Fins

Bahnneigungswinkel zusammen. Für die in dieser Arbeit durchgeföhrten Untersuchungen ist eine solche Aufteilung aber irrelevant. Damit jedoch keine Informationen und somit Genauigkeit verloren geht, wird stattdessen die Orientierung der Grid Fins auf dem Umfang betrachtet. Verwendet wird hier eine Anordnung von vier gleichmäßig verteilten Steuerelementen. Das Koordinatensystem ist so definiert, dass es seinen Ursprung genau in der Mitte dieser Konfiguration hat und die positive X_b -Achse zur Spitze des Flugkörpers, also bei einem Wiedereintritt mit den Triebwerken voraus der Anströmung entgegen, zeigt. In allen Betrachtungen dieser Arbeit wird nur dieses körperfeste Koordinatensystem mit dem Index b benutzt. Bei $\sigma \neq 0$ ist auch die Y_b -Achse einem Anteil der Strömung entgegen gerichtet. Die Z_b -Achse ist folglich nach dem Rechtssystem orthogonal zu den anderen beiden ausgerichtet. Um nun die Orientierung der Grid Fins um die X_b -Achse herum beschreiben zu können wird der Rollwinkel λ eingeföhrt. Wenn eine '+'-Konfiguration vorliegt, befinden sich die einzelnen Finnen auf den Koordinatenachsen (X_b , Y_b) und der Rollwinkel ist gleich null. Im Gegensatz dazu sind sie bei der 'x'-Konfiguration um einen Winkel von $\lambda = 45^\circ$ verdreht. Der Anstellwinkel α , den ein einzelner Grid Fin erfährt, lässt sich aus dem Neigungswinkel des Körpers und, in Abhängigkeit vom Rollwinkel und welcher der Finnen betrachtet wird, aus dem Klapp- und Steuerwinkel bestimmen.

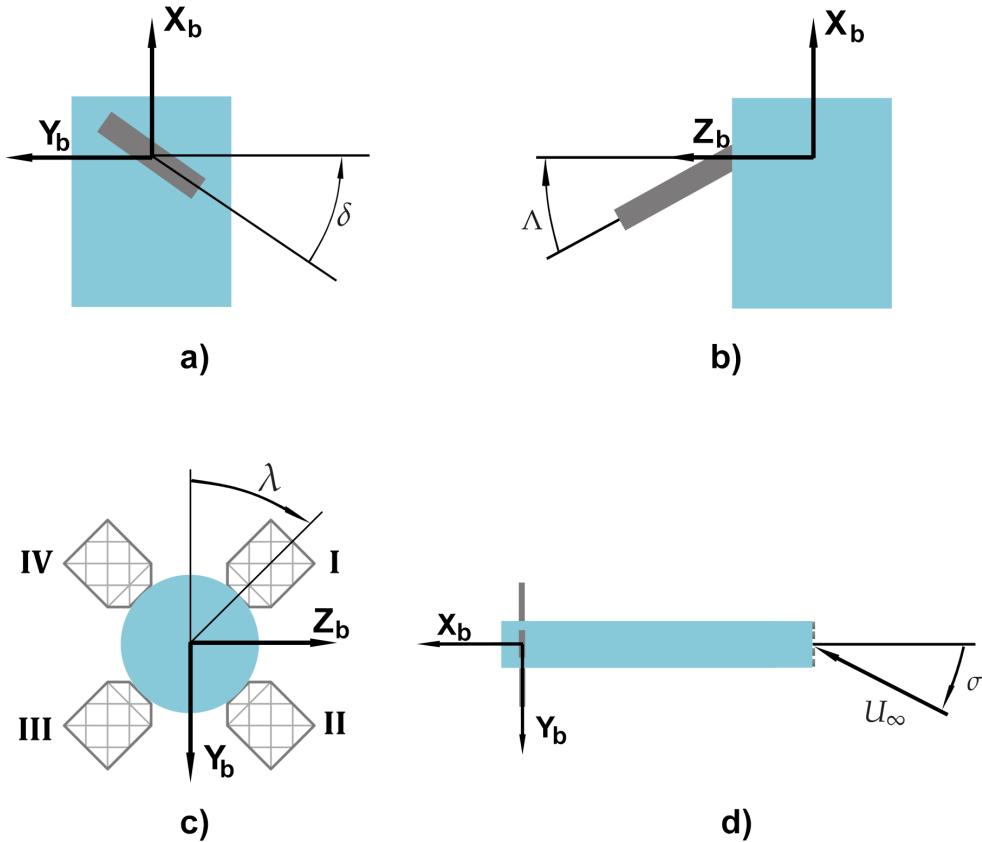


Abbildung 2.2.: Winkel zur Beschreibung der Orientierung der Grid Fins zum Körper

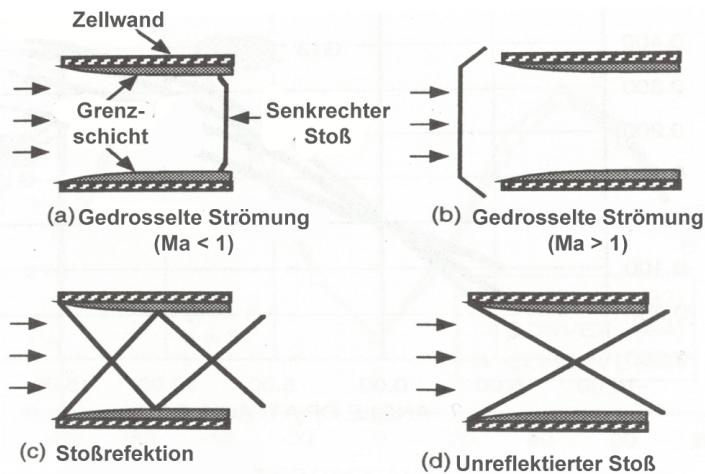
a) Steuerwinkel, b) Klappwinkel, c) Rollwinkel, d) Neigungswinkel des Körpers zur Anströmung

2.2. Strömung durch Grid Fins

Um die Eigenschaften von Grid Fins analysieren zu können, ist es nötig die zugrunde liegenden strömungsmechanischen Vorgänge zu verstehen. Dazu wird in diesem Abschnitt das Verhalten der Strömung im Unter-, Überschall und besonders auch im transsonischen Bereich mit Schwerpunkt auf die dort wirkenden Verdichtungsstöße besprochen. Bei niedrigen Strömungsgeschwindigkeiten im Unterschall haben Grid Fins auf Grund ihrer geringen Dicke keinen großen Einfluss auf das Fluid, welches nahezu ungestört durch das Gitter fließen kann [9]. Mit steigenden Machzahlen macht sich jedoch zunehmend der Effekt einer um die stumpfe Vorderkante des Gitters herum in die Zelle hinein expandierende Strömung bemerkbar. Zusammen mit der Grenzschichtbildung an den Zellwänden, die effektiv zu Verengung der durchströmten Fläche führt, wir die Strömung innerhalb der Zellen auf Geschwindigkeiten beschleunigt, die über der Anströmung liegen [10].

Der transsonische Bereich wird ab einer Anströmungsmachzahl von circa $Ma_\infty = 0.8$ erreicht [11] und stellt für die Aerodynamik der Grid Fins eine bedeutsame Problematik dar. Sobald die Strömung innerhalb des Gitters eine Machzahl von 1 überschreitet, kommt es zu einem Verdichtungsstoß am Ausgang der Zellen, der mit steigender Machzahl an Stärke zunimmt. Dieser führt

zu einer Drosselung der Strömung, was zur Folge hat, dass ein Teil der Strömung verdrängt wird und sich stattdessen um den Grid Fin herum bewegt. Steigt nun auch Ma_∞ über 1.0 löst sich der Stoß von den Gitterwänden und verbindet sich zu einer unregelmäßigen 3D-Struktur im Nachlauf [12]. Wächst Ma_∞ weiter an, so kommt es zu einem Verdichtungsstoß vor dem Grid Fin. Dies führt dazu, dass innerhalb der Zellen keine Drosselung mehr vorliegt [12], stattdessen wird die Strömung schon durch den Stoß vor dem Gitter um dieses herum verdrängt [10]. Von den Vorderkanten gehen Schockwellen aus, die auf benachbarte Wände treffen und von ihnen reflektiert werden [10]. Steigt die Machzahl weiter an, so befinden sich diese Wellen auf steileren Bahnungen bis sie gar nicht mehr auf die anderen Wände treffen. Abbildung 2.3 zeigt die Stöße im Unter- (a) und Überschall (b). Auch dargestellt sind die Schockwellen, die entweder von den Wänden reflektiert werden (c) oder unreflektiert hindurch wandern (d). Des Weiteren nähert sich der Verdichtungsstoß vor dem Grid Fin diesem mit größer werdenden Strömungsgeschwindigkeiten immer weiter an, bis es abgesehen von der direkten Umgebung der Wände zu keinem Stoß mehr kommt. Die einzelnen Zellen fungieren nun als Überschalldüse [12], sodass die Strömung in den meisten Bereichen nicht mehr auf den Unterschall abgebremst wird. Der Stoß wurde vom Gitter "verschluckt".



Quelle: [10]

Abbildung 2.3.: Stoßsystem einer Zelle

Als ein besonderer Bereich ist noch die Region um den Montagepunkt zu betrachten, in dem der Grid Fin an der Rakete angebracht ist. Ein Problem ist, dass Schnittstellen von Wänden ein erhöhtes Potenzial für blockierte Strömung darstellen. Am Montagepunkt befinden sich nicht nur vielen von diesen, sondern auch die Wanddicke ist hier meistens am größten. Dies in Kombination mit einer schon durch die Grenzschichtwirkung des Körpers verzögerte Strömung, führt zu einer relativ großen Region verlangsamter Strömung oder gar Rückströmung, die mit der Machzahl an Größe gewinnt [12]. Bei einer Machzahl von ungefähr $Ma_\infty = 2.0$ erreicht sie jedoch ein Maximum, da die Strömung bei weiter steigenden Geschwindigkeiten von der umgebenden mitgerissen wird und jene Region somit wieder an Größe und Bedeutung verliert [12].

Es ist nun also hervorzuheben, dass Grid Fins weder im Unterschall noch im hohen Überschall

übermäßig starke Störungen der Strömung bewirken. Im transsonischen Bereich jedoch kommt es zu massiven Verdichtungsstößen, die zu einer starken Drosselung des Fluids führen.

2.3. Aerodynamische Beiwerte und Vergleich zu planaren Finnen

Nachdem nun die zugrunde liegende Strömung verstanden ist und Größen zur Beschreibung von Grid Fins etabliert wurden, werden nun die aerodynamischen Kräfte beschrieben und dabei der Vergleich zu den konventionellen planaren Finnen gezogen.

Relevant sind zum einen die Normalkraft, die orthogonal zur X_b -Achse, also in der X_b - Y_b -Ebene, liegen (F_N) und zum anderen die Axialkraft, die in X_b -Richtung zeigen F_X . In der Ausgangsstellung bei einem Neigungswinkel von $\sigma = 0$ entsprechen sie dem Auftrieb und Widerstand. Zusätzlich ist auch noch das Moment M_m um die Achse in der die Grid Fins steuerbar gelagert ist relevant. Diese Kräfte sind in Abbildung 2.4 zu erkennen.

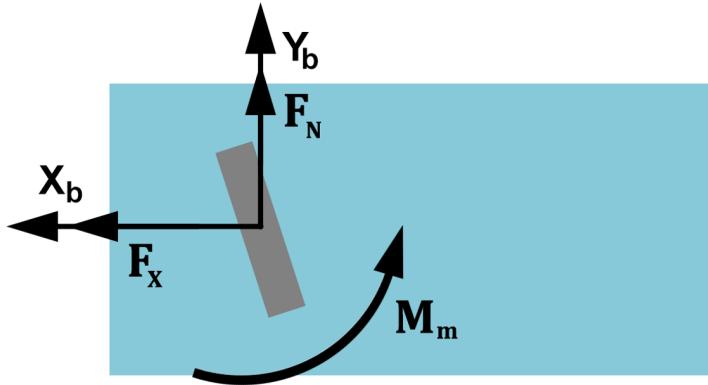
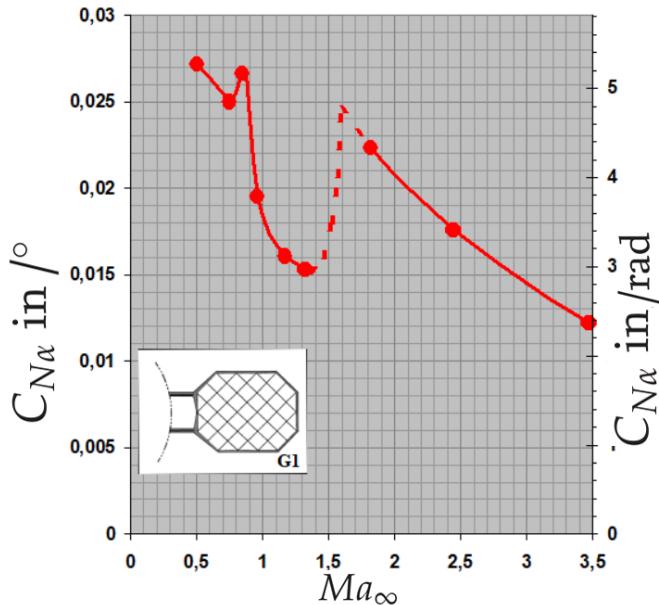


Abbildung 2.4.: Kräfte und Momente am Grid Fin

2.3.1. Normalkraft

Die Normalkrafterzeugung ist ausschlaggebend für die Stabilität und Steuerbarkeit eines Flugkörpers. Die Steigung der Normalkraftkoeffizient über den Anstellwinkel C_{Na} bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0$ ist in Abbildung 2.5 in Abhängigkeit von der Machzahl zu sehen. Wie in Abschnitt 2.2 beschrieben, führt die Drosselung im transsonischen Bereich dazu, dass die Strömung um den Grid Fin herum verdrängt wird. Dieser Anteil des Fluids kann nicht mehr zur Normalkrafterzeugung beitragen, sodass er einen nicht vernachlässigbaren Teil seiner Fähigkeit diese Kraft zu erzeugen einbüßt. Dieser Effekt ist genau gegensätzlich zu konventionellen planaren Finnen, die im Transschall ihren maximalen Normalkraftkoeffizienten C_N erreichen [10].

Während vergleichbare konventionelle Finnen im Unterschall und niedrigen Überschall ähnlich hohe Normalkräfte erzeugen können, werden sie im hohen Machbereich von Grid Fins übertroffen. Schon ab $Ma = 2.5$ kann die Normalkraft das 1,5-fache betragen und dieser Wert steigt mit der Machzahl nur noch weiter an [10, 13].



Quelle: [10]

Abbildung 2.5.: Normalkraftsbeiwertgradient bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl

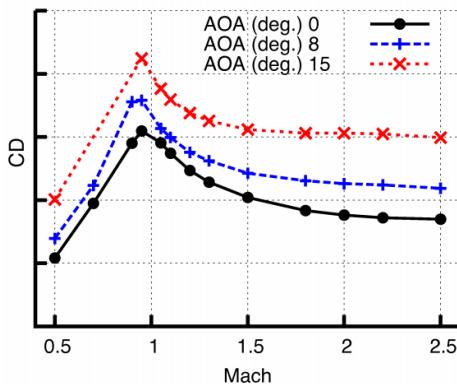
2.3.2. Axialkraft

Die Axialkraft wird häufig als der größte Nachteil von Grid Fins angesehen, auch wenn er sich für spezielle Anwendungen sogar als “drag brake” nutzen lässt. Wie schon im Abschnitt 2.2 erwähnt, wird die Strömung bei niedrigen Geschwindigkeiten nicht stark gestört, folglich kommt es auch nicht zu großen Axialkräften. Im transsonischen Bereich steigt der Beiwert durch die Drosselung der Verdichtungsstöße rasant an und erreicht bei einer Machzahl knapp unter 1 sein Maximum [14]. Danach nimmt der Wert wieder ab und bleibt im Überschall nahezu konstant, während er für planare Finnen abnimmt [13]. Dieser Verlauf des Widerstandsbeiwerts ist auch in Abbildung 2.6 in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Anstellwinkel zu sehen. Generell kann die Axialkraft von Grid Fins das bis zu dreifachen oder vierfachen des konventionellen betragen.

2.3.3. Gelenkmoment

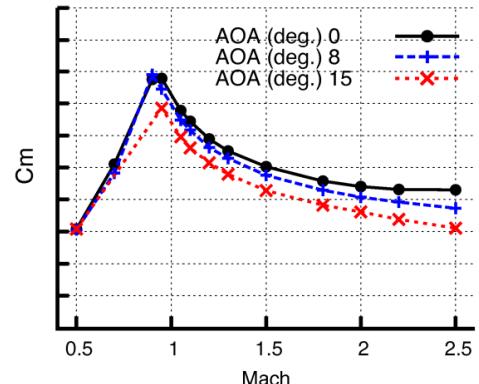
Ein großer Vorteil von Grid Fins ist ihr geringes Moment um das Steuergelenk, welches den Einsatz von kleineren, weniger leistungsstarken Aktuatoren ermöglicht. Was wiederum eine Einsparung an Gewicht und Kosten mit sich bringt. Der Grund für das niedrige Moment ist hauptsächlich die im Vergleich zur planaren Finne deutlich kürzere Sehne, die der Luftkraft nur einen kleinen Hebelarm bietet. Der Druckpunkt befindet sich schon bei niedrigen Machzahlen in der Nähe der Mitte der Sehne, durch diese Mitte geht gleichzeitig die Achse, um die der Grid Fin gedreht wird, und wandert mit steigender Machzahl wenn auch nur leicht weiter Richtung 50% der Sehnenlänge [13]. Dies führt dazu, dass das Gelenkmomentbeiwert C_m mit steigender Machzahl abnimmt. Ebenso wie bei der Axialkraft befindet sich das Maximum bei Machzahlen knapp unter 1, wie in Abbildung 2.7 zu sehen. Auch für Variationen des Anstellwinkels bleibt der Beiwert durchgehend auf einem nied-

riegen Niveau, deutlich unter dem seines planaren Gegenstücks [13]. Es sei hier jedoch anzumerken, dass es möglich ist eine planare Steuerfläche mit einem geringeren Moment zu erhalten, indem die Gelenkkachse durch den Druckpunkt gelegt wird. Durch die große Druckpunktwanderung ist dies aber nur für einen kleinen vorher gewählten Machzahlengebiet dem Grid Fin überlegen, der über einen großen Geschwindigkeitsgebiet konstant gute Charakteristiken bietet.



Quelle: [14]

Abbildung 2.6.: Axialkraft (hier CD) bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl



Quelle: [14]

Abbildung 2.7: Gelenkmomentenbeiwert bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl

2.3.4. Stabilität

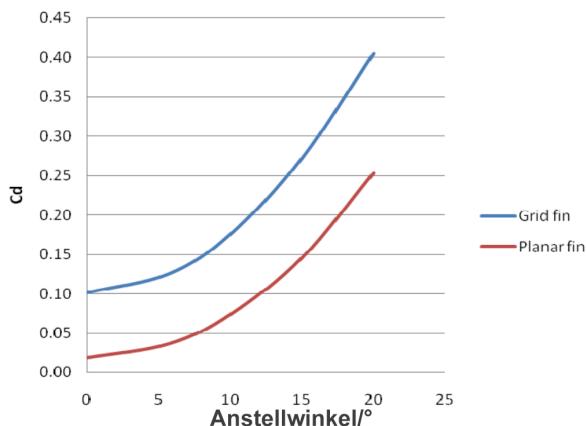
Für die statische Stabilität eines Flugkörpers muss bei Neigungswinkeln $\sigma \neq 0$ ein Moment um den Schwerpunkt (SP) entstehen, das die Orientierung der Körperachse wieder parallel zur Strömung ausrichtet. Grid Fins haben hier einen entscheidenden Vorteil gegenüber planaren Alternativen, da bei ihnen auch die Finnen, die bei einem Rollwinkel von $\lambda = 0$ vertikal ausgerichtet sind, zu diesem Moment beitragen. Selbst der Effekt von Wirbel auf die lee-Finne ist dadurch negiert, dass sich die Variation des lokalen Anstellwinkels über die vergleichsweise große durchströmte Querschnittsfläche ausgleicht. Somit tragen die vertikalen Grid Fins über den gesamten Machbereich mit ungefähr 30% einen signifikanten Teil zur Stabilität bei [13]. Das Rückstellmoment um den Schwerpunkt ist sowohl im Unterschall als auch im Überschall größer, nur im Transschall büßen auch hier die Kräfte im Vergleich zur planaren Finne wieder ein.

Die Steuerbarkeit, die Fähigkeit Momente zu generieren, die die Orientierung des Flugkörpers aus der stabilen Lage heraus verändern, ist dadurch jedoch leicht behindert. Wenn zwei gegenüberliegende Grid Fins einen Steuerwinkelaußschlag erfahren und somit eine Normalkraft erzeugen, wirken die anderen beiden dieser Kraft mit den soeben angesprochenen 30% entgegen.

2.3.5. Anstellwinkelcharakteristik

Im Gegensatz zu planaren Finnen, die bei hohen Anstellwinkeln einen Strömungsabriss erfahren, zeigen Grid Fins ein deutlich besseres Verhalten. Ihre kurze Sehne senkt die Gefahr der Strömungsablösung deutlich und erlaubt somit eine verlässlichere Normalkraftgenerierung, die sich auch noch bei moderaten Anstellwinkeln weiter steigern lässt. Somit liegt im Unterschall die maximale Normalkraft bei $\alpha = 40^\circ$ ohne jegliche Anzeichen von Strömungsabriss [10]. Des Weiteren ist der Anstieg dieser Kraft mit dem Anstellwinkel im Überschall bis zu Anstellwinkeln von mindestens $\alpha = 15^\circ$ beinahe linear [10], was eine sehr effektive Steuerung ermöglicht.

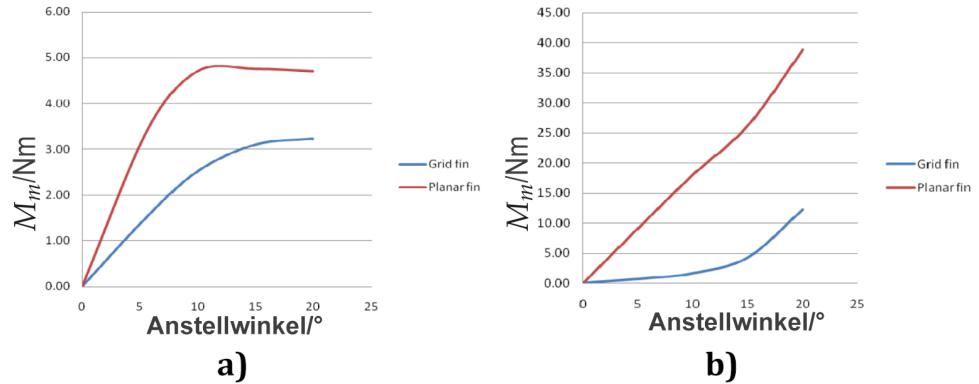
Abbildung 2.8 zeigt das Verhalten des Widerstandbeiwerts in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel vom Grid Fin und der planaren Finne im Vergleich. Zu erkennen ist, dass die Widerstandskraft bei den meisten Machzahlen mit wachsendem Anstellwinkel ein ähnliches Verhalten wie die planaren Steuerflächen [13] zeigt, deren Werte auch stark ansteigen.



Quelle: [6]

Abbildung 2.8.: Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α bei $Ma_\infty = 2.5$

In Bezug auf das Gelenkmoment M_m zeigen Grid Fins wieder ein überlegendes Verhalten gegenüber planaren Finnen, wie in Abbildung 2.9 zu sehen ist. Welche dieses in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für den Unterschall (a) und Überschall (b) zeigt. Während im Unterschall der Anstieg des Momentes nur geringfügig weniger steil ausfällt und für beide Steuerflächen ab einem Winkel von $\alpha \approx 10^\circ$ beziehungsweise 15° zu stagnieren scheint, fällt der Unterschied im Überschall deutlich stärker aus. Die Kurve der planaren Finne zeigt einen rasanten Anstieg bei einer Anströmungsmachzahl von $Ma_\infty = 2.5$, die Steigung des Grid Fins ist jedoch für niedrige Anstellwinkel fast auf demselben Niveau, wie im Unterschall. Erst bei einem Anstellwinkel von circa $\alpha = 15^\circ$ nimmt auch hier die Steigung vergleichbare Werte an. Also ist die Steuerbarkeit bei hohen Machzahlen mit deutlich weniger Leistung möglich. Dies ermöglicht den Einsatz von bedeutend kleineren und somit auch kostengünstigeren Aktuatoren.



Quelle: [6]

Abbildung 2.9.: Gelenkmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α bei a) $Ma_\infty = 0.5$, b) $Ma_\infty = 2.5$

2.4. Grid Fin Varianten

Bisher wurde nur eine sehr simple Version von Grid Fins betrachtet. Es gibt jedoch eine Vielzahl von Variationen, die genutzt werden können, um die aerodynamischen Eigenschaften für bestimmte Anwendungen zu optimieren. In diesem Abschnitt werden einige Möglichkeiten beschrieben, wie diese unkonventionellen Finnen angepasst werden können.

2.4.1. Pfeilung

Eine häufige Kritik von Grid Fins sind ihre hohen Axial- bzw. Widerstandskräfte. Somit ist es nicht verwunderlich, dass ein Großteil der Forschung sich auf die Reduzierung dieses Aspektes konzentriert haben. Eine oft gewählte Methode ist hierbei die Pfeilung, deren Nutzen aus den planaren Tragflächentechnik schon seit längerer Zeit bekannt ist. Es wird in dieser Arbeit zwischen drei verschiedenen Varianten unterschieden, wie sich diese Pfeilung auf die komplexe Gitterstruktur übertragen lässt, unterschieden.

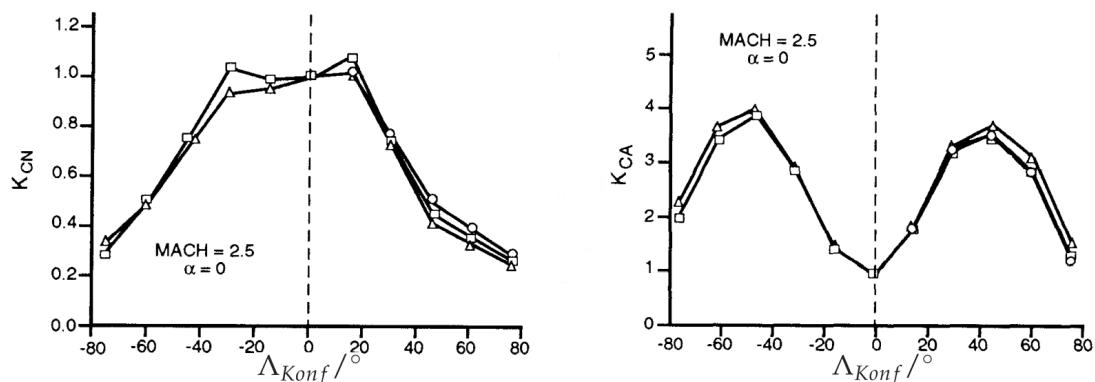
Die erste Variante stellt die **Pfeilung der gesamten Konfiguration** dar. Hierbei bleibt der Grid Fin an sich unverändert. Stattdessen wird die Pfeilung dadurch erreicht, dass die Querschnittsfläche nicht senkrecht zur Oberfläche des Flugkörpers steht. Sie ist um den Pfeilungswinkel Λ_{Konf} , welcher identisch mit dem Klappwinkel Λ ist, geneigt. Da der Pfeilungswinkel dem Klappwinkel entspricht, wird direkt einen Vorteil dieser Variante offensichtlich. Der Pfeilungswinkel kann während des Einsatzes verstellt und den Strömungsbedingungen und Anforderungen der Flugphase angepasst werden.

Der Effekt ist hier aber nicht eine Reduzierung des Widerstandes, ganz im Gegenteil. Die Pfeilung erhöht die Axialkraft, sodass sie bei einem Winkel von $\Lambda_{Konf} = \pm 45^\circ$ ein neues Maximum erreicht. Hierbei bewirkt die Vorwärtspfeilung, negativer Winkel, sogar einen 10% stärkeren Effekt, als die Rückwärtspfeilung [15]. Somit kann eine Axialkraftsteigerung mit dem Faktor 5 im Unterschall, Faktor 3 im Transschall und im Überschall bei $Ma_\infty = 2.5$ wiederum Faktor 4 erreicht werden [15]. Ab-

Abbildung 2.10 (rechts) zeigt diesen Trend, indem das Vielfache der Axialkraft der ungepfeilten Finne $C_{A,\Lambda_{Konf}} / C_{A,\Lambda_{Konf}=0}$ über den Pfeilungswinkel Λ_{Konf} aufgetragen ist. Zusätzlich ist die Axialkraft bei Pfeilungswinkel $\Lambda_{Konf} \neq 0$ im hohen Überschall nicht mehr unabhängig von der Machzahl, sondern steigt noch weiter an.

Die Normalkraftgenerierung ist jedoch auch reduziert. Bei maximaler Axialkraft beträgt die Normalkraft 30% bis 50% weniger als ohne Pfeilung. Bei kleinen Winkeln bis zu $\Lambda_{Konf} = \pm 20^\circ$ ist dieser Einfluss jedoch noch vernachlässigbar. Auch dies wird in der Abbildung 2.10, durch die Auftragung des Normalkraftvielfachen $C_{N,\Lambda_{Konf}} / C_{N,\Lambda_{Konf}=0}$ über den Pfeilungswinkel der Konfiguration, zu sehen.

Eine Pfeilung der Konfiguration lässt also flexibel die Wirksamkeit der Grid Fins zur Anwendung als Drag Brakes variieren. Auch wenn für eine maximale Axialkraft die Steuerbarkeit stark beeinträchtigt wird, können, wenn der Bedarf an Widerstand es zulässt, bei kleinen Pfeilungswinkel weiterhin reguläre Beträge an Normalkraft generiert werden.

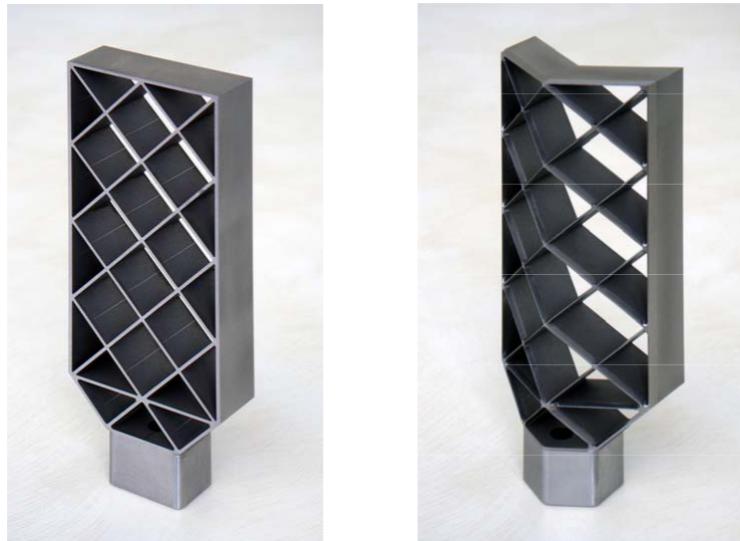


Quelle: [15]

Abbildung 2.10.: Vielfache des Normalkraftanstiegs (links) und der Axialkraft (rechts) im Vergleich zum ungepfeilten Grid Fin in Abhängigkeit vom konfigurellen Pfeilungswinkel Λ_{Konf} bei $Ma_\infty = 2.5$ und $\alpha = 0$

Die zweite Variante ist eine **Pfeilung des Gitters** entlang der Steuerachse, sodass die auf die Y_b - Z_b -Ebene projizierte Geometrie unverändert bleibt. Das Ziel hierbei ist es die Axialkraft zu senken, indem die Verdichtungsstöße an den Gittervorderkanten nicht alle auf derselben Höhe liegen, sondern in X_b -Richtung gestaffelt stattfinden, sodass die Schockwelle nicht senkrecht, sondern schräg auf der luv-Seite ist. Abbildung 2.11 zeigt, wie ein ungepfeilter Grid Fin (links) zu einem gepfeilten (rechts) wird.

In Abbildung 2.12 ist der Koeffizient der Axialkraft (links) und Anstieg des Normalkraftbeiwerts (rechts) für verschiedene Pfeilungswinkel Λ_G über die Machzahl aufgetragen. Mit steigender Pfeilung des Gitters Λ_G wächst die effektive Länge der Zellen, die als Düse fungieren. Der Stoß befindet sich somit näher an der Vorderkante und besitzt einen geringeren Winkel. Somit wird die Drosselung reduziert und die Expansionswellen am Zellausgang nehmen ab [17]. Dies sorgt dafür, dass im Bereich der kritischen Machzahlen die Axialkraft deutlich verringert wird. Auch der Gradient der Normalkraft $F_{N\alpha}$ nimmt mit steigenden Pfeilungswinkel im transsonischen Bereich zu [17], was die



Quelle: [16]

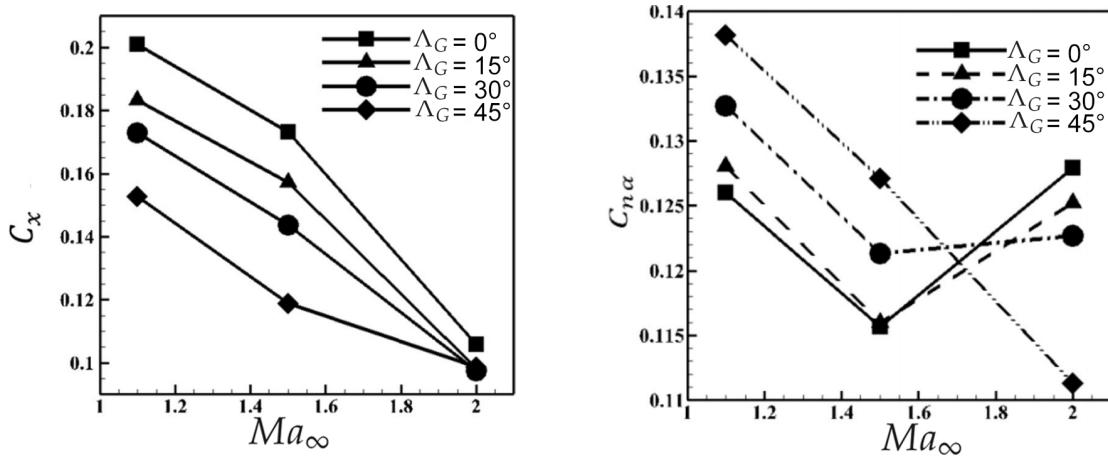
Abbildung 2.11.: Ebener Grid Fin (links) und Grid Fin mit gepfeiltem Gitter (rechts)

Stabilität deutlich erhöht. Eine Vorwärtspfeilung $\Lambda_G < 0$ zeigt grundsätzlich ähnliche, wenn auch schwächere, Effekt wie die Rückwärtspfeilung [18]. Im Überschall lässt der Effekt auf die Axialkraft nach, sodass dieser vernachlässigbar wird. Für die Normalkraftgenerierung dreht sich die Wirkung der Pfeilung bei diesen Machzahlen sogar um, sodass schon bei $Ma_\infty = 2.0$ der ungepfeilte Grid Fin dem gepfeilten überlegen ist.

Eine Pfeilung des Gitters birgt also hauptsächlich für den Transschall Vorteile wie geringere Axialkraft und einen erhöhten Normalkraftanstieg. Bei höheren Machzahlen bewirkt die Pfeilung jedoch auch bei letzterem eine Senkung, wodurch die Stabilität im Überschall reduziert wird.

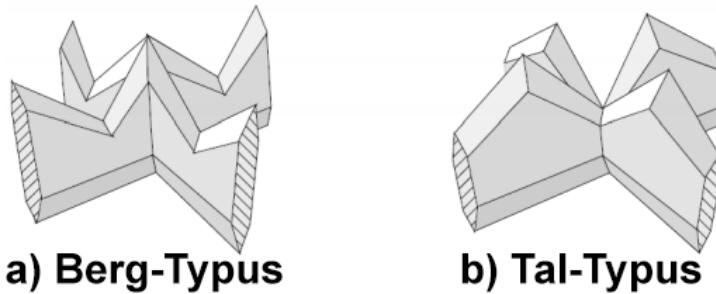
Als letzte Variante bleibt die **lokale Pfeilung der Zellwände** übrig. Diese kann man sich hierbei wie nebeneinander gereihte Deltaflügel vorstellen, sodass die luv-Seite des Grid Fins mit Zacken übersät ist. Für die Beschreibung dieser Pfeilung wird nicht nur der Winkel Λ_Z , sondern auch die Anzahl der Zähne pro Zelle und ihre Position relativ zu den Schnittstellen des Gitters, benötigt. Im Folgenden wird nur der Fall von einem Zahn zwischen zwei Schnittstellen der Zellwände betrachtet und die Eigenschaften beziehen sich auf ein Gitter, deren Vorder- und Hinterkanten nicht wie bisher betrachtet stumpf, sondern zugespitzt, sind. Auf unterschiedliche Kantenformen wird später in diesem Kapitel noch eingegangen. Für die Position der Spitze werden zwei Typen unterschieden, die in Abbildung 2.13. Beim Tal-Typus (b) befindet sich die Spitze in der Mitte der Zellwand, sodass sich an der Schnittstelle alle sich kreuzende Zellwände ein "Tal" teilen. Der Berg-Typus (a) hingegen hat ein Tal in der Mitte und benachbarte Zellen teilen sich einen "Berg".

Trifft nun eine Strömung auf lokal gepfeilte Gitterwände, so bilden sich an der Vorderkante drei verschiedene Druckbereiche. An der Spitze und von dort aus im Machkegel strömungsabwärts befindet sich eine 2D-Strömung, in deren Gebiet ein geringerer Druck an der Oberfläche herrscht. Im Tal hingegen kommt es zu deutlich erhöhtem Druck, da die Schockwellen der Pfeilung folgen und sich somit die benachbarten Zähne hier kreuzen. Während die Größe dieser beiden Zonen



Quelle: [17]

Abbildung 2.12.: Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln Λ_G und $\alpha = 0$



Quelle: [19]

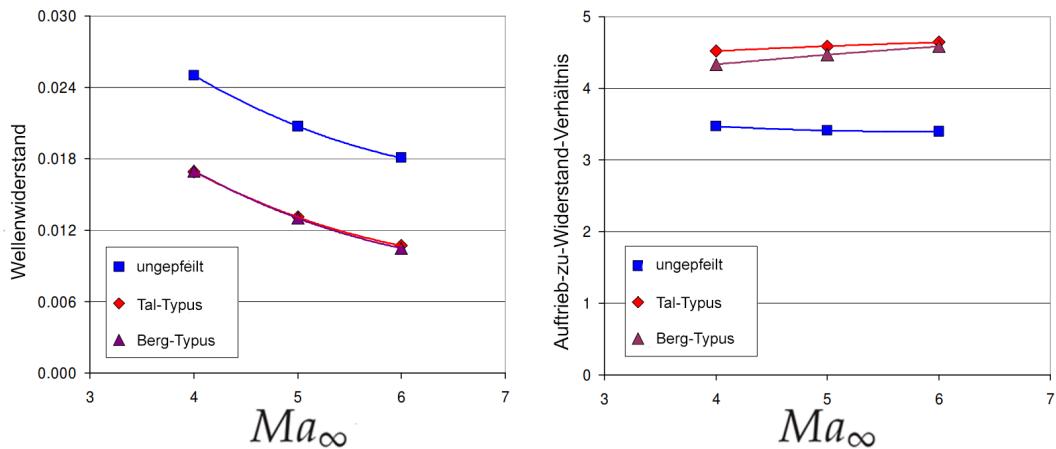
Abbildung 2.13.: Lokale Pfeilung der Zelle mit dem a) "Berg"-Typus und b) "Tal"-Typus

relativ unabhängig von der Zahngroße ist, wachsen und schrumpfen die Ausmaße des Bereiches mit abgeschwächter Wellenintensität zwischen ihnen mit ihr [19].

Wird nun zuerst eine einzelne planare Wand unendlicher Streckung mit lokaler Pfeilung betrachtet, so zeigt sich eine Abnahme der Axialkraft mit steigenden Pfeilungswinkel Λ_Z [19]. Je höher die Machzahl, dicker die Wandstärke und stumpfer die Vorderkante ist, desto stärker macht sich der Effekt bemerkbar. Im Gegensatz dazu verringert die Zahnlänge und der Anstellwinkel die Effektivität der lokalen Pfeilung [19].

Abbildung 2.14 zeigt den Koeffizienten des Wellenwiderstandes (links) und das Verhältnis von Auftrieb zum Widerstand (rechts) für lokal gepfeilte Gitter im Vergleich zu einem ungepfeilten. Auch hier reduzieren beide Typen von lokaler Pfeilung den Wellenwiderstand deutlich. Beim Tal-Typus treffen jedoch vier statt nur zwei Wellen aufeinander, sodass es zu größeren Verlusten kommt und die Widerstandsreduzierung beim Berg-Typus bei einer Machzahl von $Ma_{\infty} = 6.0$ um 1,2% stärker ist [19]. Wie in Abbildung 2.14 zu sehen haben lokal gepfeilte Grid Fins auch ein höheres

Auftrieb zu Widerstand Verhältnis, jedoch ist ihr Vorteil hier geringer, als beim Widerstand sodass ein geringerer Auftrieb vorzuliegen scheint. Zusätzlich zeigt an dieser Stelle der Tal-Typus bessere Eigenschaften, da seine Auftriebserzeugung über der des Berg-Typus liegt.



Quelle: [19]

Abbildung 2.14.: Wellenwiderstandsbeiwert (links) und Auftrieb/Widerstand-Verhältnis (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl

Bei hohen Machzahlen lässt sich nun also mittels der lokalen Pfeilung der Zellwände, die Axialkraft auf Grid Fins stark vermindern. Dabei müssen jedoch leichte Einbußen in Bezug auf die Normalkraft in Kauf genommen werden.

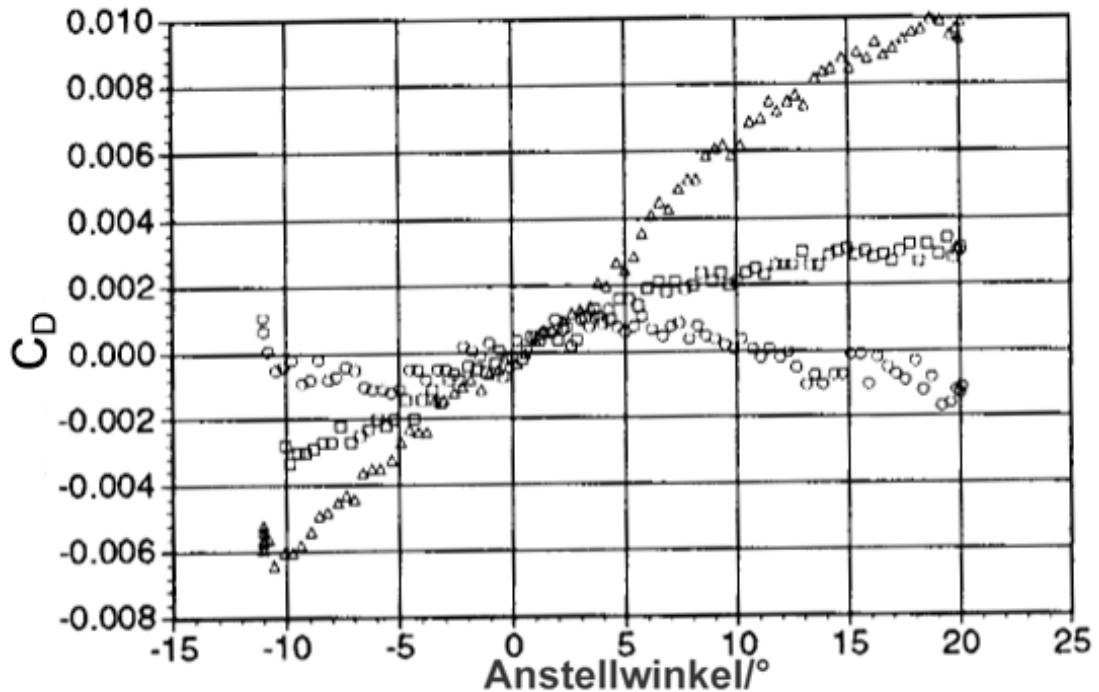
2.4.2. Krümmung

Um das Transportpotenzial von Grid Fins am besten nutzen zu können, ist es wünschenswert, dass sie sich im eingeklappten Zustand an den Körper anschmiegen. Somit hätten sie, je nachdem ob sie in Flugrichtung ($\Lambda = -90^\circ$) oder entgegen ($\Lambda = 90^\circ$) gedreht werden, eine konkave oder konvexe Krümmung zur Anströmung, deren Radius dem vom Körper entspricht.

$C_{N\alpha}$ in $^{\circ}$

Dies hat unabhängig der Ausrichtung der Krümmung nur einen geringen Einfluss auf die Aerodynamik. Weder Axial- noch Normalkraft zeigen signifikante Änderungen [15], sodass die Leistungsfähigkeit erhalten bleibt. Beim Gelenkmoment zeichnen sich jedoch Unterschiede ab, wie in Abbildung 2.15 dargestellt. Die konvexe Krümmung führt zu einem sehr kleinen Moment, dass sich für Anstellwinkel zwischen $\alpha = -10^\circ$ und $\alpha = 20^\circ$ um die null bewegt [15]. Für den konkaven Grid Fin zeigt sich jedoch ein Anstieg des Gelenkmomentes mit dem Anstellwinkel, der steiler ist als der des flachen [15]. Hier sei jedoch anzumerken, dass sich die Werte noch immer in einem sehr niedrigen Bereich, deutlich unter planaren Finnen, bewegen.

Somit lässt sich mit einer Krümmung des Grid Fins, die der des Flugkörpers entspricht, die Transportmöglichkeiten ideal nutzen, ohne spürbare Einbußen in der Leistung zu haben.



Quelle: [15]

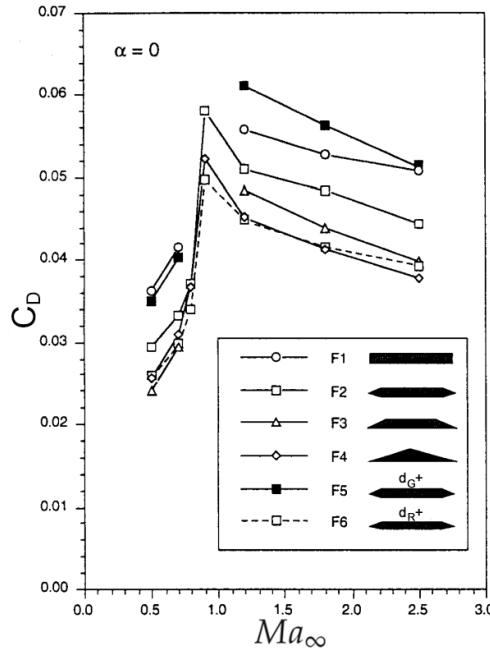
Abbildung 2.15.: Gelenkmomentenbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für gekrümmte Grid Fins bei $Ma_\infty = 1.1$

2.4.3. Wandquerschnitt

Eine weitere Möglichkeit Grid Fins zu verändern ist die Variation des Wandquerschnitts und der Wanddicke. Die Idee dahinter ist, dass die Strömung bisher schlagartig um eine stumpfe Vorderkante herum expandieren muss und somit große Axialkräfte bewirkt. Alternativ sind verschiedene Formen, wie zum Beispiel in Abbildung 2.16 (F₂ bis F₄) zu sehen, die das Fluid um eine spitze Kante herum lenken.

Aus dieser Grafik lässt sich auch direkt die Reduktion an Axialkraft für alle dargestellten Machzahlen, durch eine Auftragung des Widerstandbeiwerts in Abhängigkeit von der Machzahl bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0$, erkennen. Des Weiteren wird gezeigt, dass eine höhere Wanddicke des Gitters d_G (F₅) den Widerstand weiter steigert, was auch im Kontext einer stärkeren Verdrängung der Strömung Sinn ergibt. Ebenso führt ein dünnerer Rahmen d_R (F₆) zu einer Minderung der Kraft. Diese Trends scheinen unabhängig von der Machzahl zu sein. Weiter Untersuchungen von Miller und Washington haben ergeben, dass diese Unterschiede auch bei Variation des Anstellwinkels erhalten bleiben [20].

Die Normalkraft wird bei einer Machzahl von $Ma_\infty = 0.7$ durch die Querschnittsform des Rahmens leicht beeinflusst. Über den gesamten Anstellwinkelbereich gibt es eine Variation von circa 10% aufgrund der Form [21]. Ein dickeres Gitter führt in Unterschall jedoch zusätzlich zu einer leichten Abnahme der Normalkraft für Anstellwinkel $\alpha > 10^\circ$ [21]. Bei kritischen Machzahlen und einem Anstellwinkel von $\alpha = 5^\circ$ erreicht die Reduktion mit 13% ein Maximum [21]. Im Überschall



Quelle: [20]

Abbildung 2.16.: Widerstandsbeiwert für verschiedene Rahmenquerschnittsformen (F1-F4), einen dickeren Rahmen d_R (F5) und ein dünneres Gitter d_G (F6) bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl

hingegen zeigt die erhöhte Wandstärke d_G sogar eine leicht gesteigerte Normalkraft und der Effekt der Form hingegen ist vernachlässigbar gering.

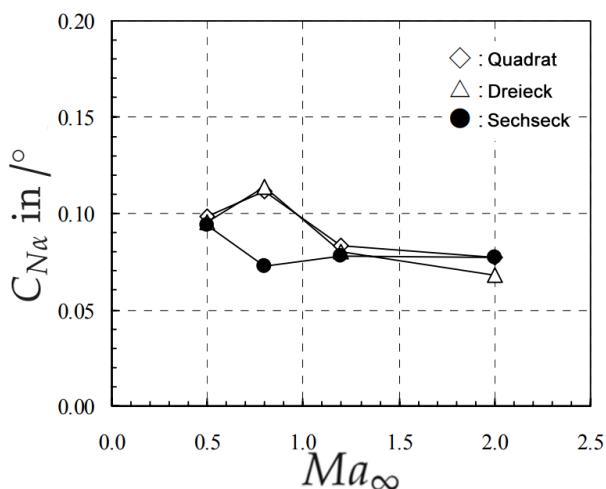
Der Druckpunkt lässt sich durch eine veränderte Querschnittsform für die Beispiele F3 und F4 um ungefähr 5% der Sehnenlänge s nach hinten verschieben. Dies führt im Unterschall, wo der Druckpunkt noch in der Nähe der $l/4$ -Linie liegt, zu einer bemerkbaren Reduktion des Gelenkmomentes M_m und im Überschall, wo der Druckpunkt ohnehin schon bei 45% – 50% der Sehnenlänge liegt, zu Momenten, die für Anstellwinkel bis $\alpha < 10^\circ$ fast gleich null sind [21].

Mit einer gezielten Wahl des Querschnitts der Wände und Anpassung ihrer Dicke lässt sich die Axialkraft eines Grid Fins manipulieren, ohne Einbußen für Normalkraft und Gelenkmoment in Kauf nehmen zu müssen. Hierfür können sich unter bestimmten Bedingungen sogar auch positive Entwicklungen bemerkbar machen.

2.4.4. Zellform

Für die Form der einzelnen Zellen sind unterschiedliche Varianten denkbar. Neben Rechtecken sind auch Dreiecke möglich, welche der Struktur eine noch höhere Stabilität verleihen. Alternativ wäre für den idealen Durchlass der Strömung eine runde Zelle am besten, um die Axialkraft zu minimieren. Da mit Kreisen keine Fläche lückenlos füllbar ist, kann hier auf eine bienenwabenähnliche Sechseckstruktur also gut Näherung zurückgegriffen werden [21]. In Abbildung 2.1 ist auch schon eine Kombination unterschiedlich geformter Zellen zu sehen, was eine flexible Gestaltung der Gesamtgitterform ermöglicht.

Abbildung 2.17 zeigt den Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit von der Machzahl für quadratische, dreieckige und sechseckige Zellen mit gleicher Querschnittsfläche pro Zelle und Zellanzahl. Weder im Unter- noch im Überschall zeigen die unterschiedlichen Zellformen bei gleicher Gesamtquerschnittsfläche A einen signifikanten Unterschied in Bezug auf die Normalkraft und das Gelenkmoment [21]. Die Auftriebsfläche, der Anteil der Zellwände die orthogonal zur Y_b -Achse liegen, scheint somit keinen großen Einfluss auf den Auftrieb zu haben, da sie bei den Sechsecken deutlich geringer ist. Nur im Transschall machen sich wieder besondere Effekte bemerkbar. Der Normalkraftsbeiwertanstieg der Wabenstruktur ist in der Ausgangsstellung $\alpha = 0$ deutlich unter den Werten des Drei- und Viereckgitters [21]. Die Normalkraft steigt im Gegensatz zu dem nicht-linearen Verhalten der beiden anderen Zellformen bei den Sechsecken jedoch konstant an, sodass bei hohen Anstellwinkeln wieder kein wirklicher Unterschied bemerkbar ist [21]. Die Zellform hat folglich nur einen geringen Einfluss auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Grid Fins.



Quelle: [21]

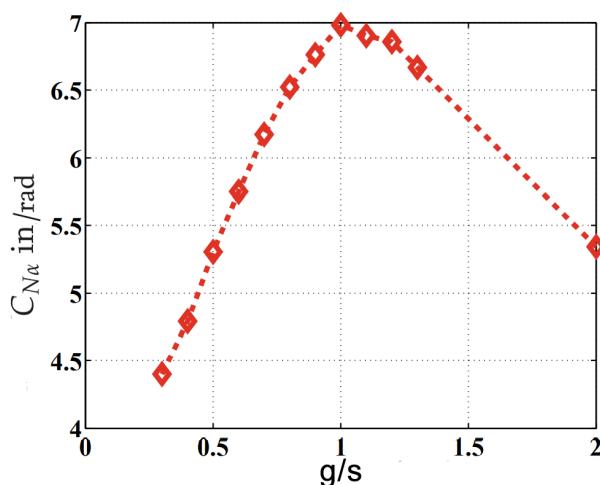
Abbildung 2.17: Anstieg des Normalkraftkoeffizienten über den Anstellwinkel α in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei $\alpha = 0$

2.4.5. Zellgröße

Während die Größe der Querschnittsfläche A als Referenzfläche die Kräfte proportional mit sich verändert, ist der Einfluss der Zellgröße g ist weniger offensichtlich. Klar sind die Extreme. Entspricht die Zellgröße der Dimension des gesamten Grid Fins, besteht dieser nur aus einem Rahmen. Somit kann es nur eine minimale Axialkraft geben und auch für die Normalkraft fehlt so gut wie jegliche Wirkfläche. Geht im Gegensatz dazu die Zellgröße g gegen null. Wirkt der Grid Fin wie eine planare Ebene senkrecht zur Strömung, die eine sehr große Axialkraft induziert. Auch die Normalkraft ist hier sehr gering, da die Strömung wie bei planaren Finnen unter hohen Anstellwinkeln abreißt. Es ist nun also ein angemessenes Mittelmaß zu finden, dessen Normalkraft, unter Berücksichtigung eines annehmbaren Widerstandes, ein Maximum einnimmt.

Tripathi et al. haben eine rudimentäre Grid Fin Konstruktion, die Kaskaden Finne, betrachtet. Diese besteht aus mehreren übereinander gestapelten planaren Flächen, die außen mit einer Wand verbunden sind, sodass sich auch hier Zellen bilden. Sie haben das Verhältnis zwischen Sehnenlänge und Abstand der planaren Flächen, was der Zellgröße entspricht, variiert [22], um den Effekt auf die Aerodynamik zu untersuchen.

In Abbildung 2.18 ist der Anstieg des Normalkraftbeiwerts in Abhängigkeit von diesem Verhältnis dargestellt. Für den Unterschall lässt sich somit ein klares Maximum erkennen, welches in diesem Beispiel eintritt, wenn Sehne und Zellabstand den selben Wert annehmen $g = s$.



Quelle: [21]

Abbildung 2.18.: Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit des Verhältnis zwischen Zellgröße und Sehnenlänge für Kaskaden Finnen bei $Ma_\infty = 0.1176$

Die Axialkraft hingegen nimmt mit einem Anstieg des Verhältnisses stetig zu [22], obwohl der Zellabstand konstant gehalten wird und nur die Sehnenlänge variiert. Da jedoch in den von Tripathi et al. durchgeführten Untersuchungen die Breite der planaren Ebenen an die Sehnenlänge gekoppelt ist, wird mit steigendem Zellabstand zu Sehnenlänge Verhältnis die durchströmte Querschnittsfläche kleiner. Dies zeigt, dass dem zum Trotz eine kompaktere Struktur mehr Widerstand erzeugt [22]. Der Anstieg des Widerstandes ist auch bei kleinen Verhältnissen größer als die Zunahme an Normalkraft für alle untersuchten Anstellwinkel, sodass das beste Auftrieb-zu-Widerstand-Verhältnis bei den niedrigsten Zellgröße zu Sehnenlänge Verhältnissen auftritt [22].

Es gibt also einen Punkt für den Zellabstand, bei dem das Gitter den größten Normalkraftgradienten zeigt. Spielt bei der Auslegung die Axialkraft jedoch eine Rolle, kann es sein, dass von diesem Wert abgewichen werden muss.

2.5. Bisherige Implementierung

Es wird nun ein Blick auf bisherige Anwendungen von Grid Fins geworfen. Da sie jedoch bisher hauptsächlich für ballistische Raketen verwendet wurden und sich die Anforderungen im Vergleich zur Raumfahrt um einiges unterscheiden können, werden hier nur Beispiele des letzteren betrachtet.

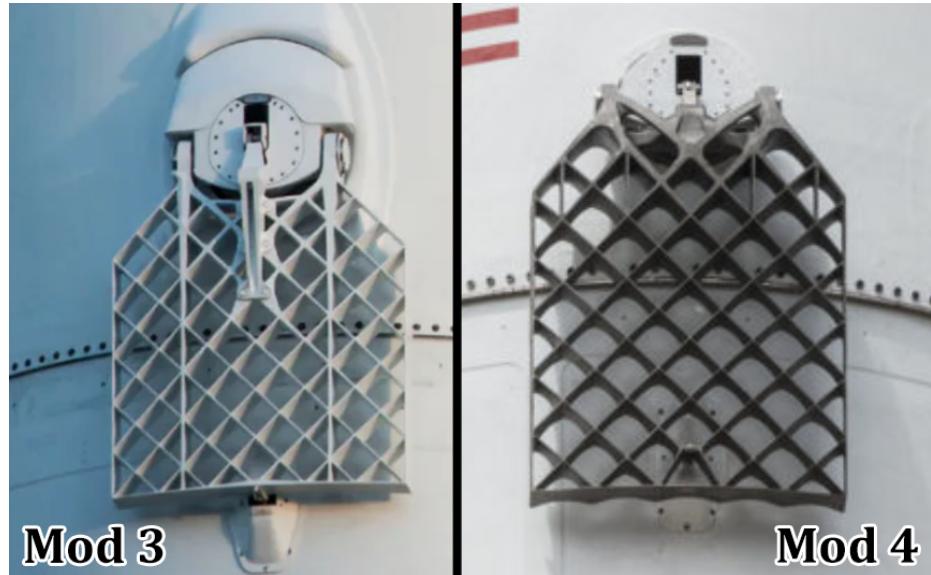
2.5.1. SpaceX Falcon 9 und Starship

SpaceX hat mit der ersten Stufe der Falcon 9 den wohl bekanntesten Vertreter von Grid Fins in der Raumfahrt. Diese werden genutzt, um beim Wiedereintritt den Booster aerodynamisch zu steuern.

Abbildung 2.19 zeigt zwei verschiedene Versionen dieser Grid Fins, das ältere Modell 3 (links) und das neuere Modell 4 (rechts). Beide haben insgesamt eine rechteckige Struktur und bestehen aus einem Quadratgitter, das am Rahmen durch Dreiecke ergänzt ist. Die Querschnittsfläche der Wände hat eine einfache Rechteckform mit stumpfen Kanten. Die Finnen lassen sich nach unten ($\Lambda = 90^\circ$) einklappen und haben eine konkave Krümmung. Ihre Einspannung scheint von der Position der Gelenke ähnlich aufgebaut zu sein, sodass sie sich um zwei Freiheitsgrade, den Klapp- und Steuerwinkel, bewegen können. Als Aktuator zur Steuerung um diese zwei Achsen werden hydraulische Pumpen verwendet. Zusätzlich haben beide Versionen an der der Anbringung gegenüberliegenden Seite einen Mechanismus, der sie in der eingeklappten Position zu halten scheint. Die Wanddicke d der Grid Fins nimmt augenscheinlich mit steigender Entfernung zur Anbringung ab. Bei der älteren Version, Mod 3 in Abbildung 2.19 links zu sehen, ist der Unterschied der rechts zu erkennenden Mod 4, da jene noch zwei zusätzliche Stützstreben besitzt, die sich durch den gesamten Grid Fin ziehen. In dem neueren Modell wurden diese durch einzelne dünne Wände, die die oberen Zellen halbieren, ersetzt. Auch die Verstärkung für den Klappmechanismus konnte beim Mod 4 weggelassen werden. Allgemein weist die Oberfläche der Falcon 9 auf der rechten Seite von Abbildung 2.19 weniger Erhebungen auf und besonders der Festhaltemechanismus nimmt eine neue Position ein, die zur Unregelmäßigkeit im Gitter führt. Beim genaueren Betrachtung ist beim Mod 4 eine wellige Struktur auf der Unterseite, die beim Wiedereintritt zur Strömung zeigt. Diese ist eine abgerundete Variante der lokalen Pfeilung der Zellwände in Berg-Typus. Neben den Veränderungen der Geometrie wurde auch der verwendete Werkstoff mehrmals gewechselt. Während noch die ersten Modelle aus Aluminium bestanden und somit teilweise bei den extremen Missionsbedingungen schmolzen [23], wurden diese später durch hitzebeständigere Titanfinnen ausgetauscht, welche die Wiedereintrittstemperaturen ohne Hitzeschild aushalten, sodass sie laut Elon Musk ohne Aufbereitung eine unbegrenzt Anzahl von Missionen durchführen können (Quelle: Twitter @elonmusk).

Der Super Heavy Booster für SpaceX's Starship, wie in Abbildung 2.20 zu sehen, soll auch Grid Fins erhalten. Da es noch keine Flüge dieser Erststufe gab (Stand: 21.05.2021), sind noch nicht viele Informationen über die Grid Fins bekannt. Auf ersten von SpaceX veröffentlichten Illustrationen lässt sich jedoch schon eine asymmetrische Sechseckform des Rahmens erkennen. Das Quadratgitter hat dadurch am Rand im Gegensatz zu den Finnen des Falcon 9 Boosters nur unregelmäßige Dreiecke an der Außenkante. Wie auch schon das Mod 4, sollen auch diese eine lokale Pfeilung der Zellwände besitzen.

Die größte Änderung ist wohl die Materialwahl. Hierbei ist die Entscheidung weder auf Alumini-



Quelle: SpaceX

Abbildung 2.19.: Grid Fins an der Falcon 9, Version Mod 3 links und Mod 4 rechts

um noch Titan gefallen, sondern auf den Edelstahl SS301 oder auch DIN 1.4310 genannt [23]. Dieser rostfreie Stahl hat zwar eine Schmelztemperatur, die unter der von Titan liegt, jedoch sind die mechanischen Eigenschaften sehr ähnlich und es werden sogar Temperaturen von bis zu 840°C im Gegensatz zu den 330°C von Aluminium ausgehalten [23]. Einer der größten Vorteile ist aber von wirtschaftlicher Natur, da Titan das 15- bis 20-fache von diesem Stahl kostet [23]. Auch die Fertigung gestaltet sich mit dem günstigeren Werkstoff einfacher. Während die Grid Fins für die Falcon 9 in einem Stück gegossen und im Nachhinein noch durch trennende Verfahren bearbeitet werden (Quelle: Twitter @elonmusk), sollen beim Starship die deutlich größeren Grid Fins zusammen geschweißt werden.



Quelle: SpaceX

Abbildung 2.20.: SpaceX's Starship inklusive Super Heavy Booster

2.5.2. Sovietische Sojus und N-1

Da Grid Fins in der Soviet Union erstmals entwickelt wurden, ist es kein Wunder, dass sie auch hier Anwendung in der Raumfahrt gefunden haben. So zeigt zum Beispiel Abbildung 2.21 das Notfall-Rettungssystem, mit dem sich die Astronauten an Bord bei Komplikationen von der Sojus Rakete trennen können. Diese Grid Fins beschränken sich hier hauptsächlich auf eine Funktion als Drag Brakes [24]. Ihre Rahmen haben eine quadratische Form, wie auch die Zellen. Analog zu den Grid Fins der Falcon 9 befinden sich außen dreieckige Zellen und es existiert ein Mechanismus, der die Finnen im eingeklappten Zustand hält. Diese befindet sich jedoch hier oberhalb der Anbringung, da bei der sowjetischen Variante die Grid Fins nach oben geklappt sind.



Quelle: NASA

Abbildung 2.21.: Das Sojus Notfall-Rettungssystem mit Grid Fins

Auch die Sovietische Mondrakete Nositel 1 war mit vier Grid Fins ausgestattet, die sich denen der Sojus sehr ähneln, sodass auf sie hier nicht weiter eingegangen wird.

2.5.3. Chinas Chang'e

Auch in Chinas Raumfahrtbrache habe Grid Fins ihren Einzug erfahren. Das Bild in Abbildung 2.22 von 2019 zeigt, dass hier die Steuerflächen denen der Falcon 9 wieder deutlich ähnlicher sehen. Neben den offensichtlichen Gemeinsamkeiten, sind jedoch die komplexeren Strukturen weggelassen worden. So gibt es zum Beispiel weder Krümmung noch Pfeilung. Des Weiteren scheint die Sehne nahezu doppelt so lange wie die Zellgröße zu sein, im Gegensatz zur Falcon 9 mit einem Verhältnis von circa 1 : 1.



Quelle: China Aerospace Science and Technology Corporation

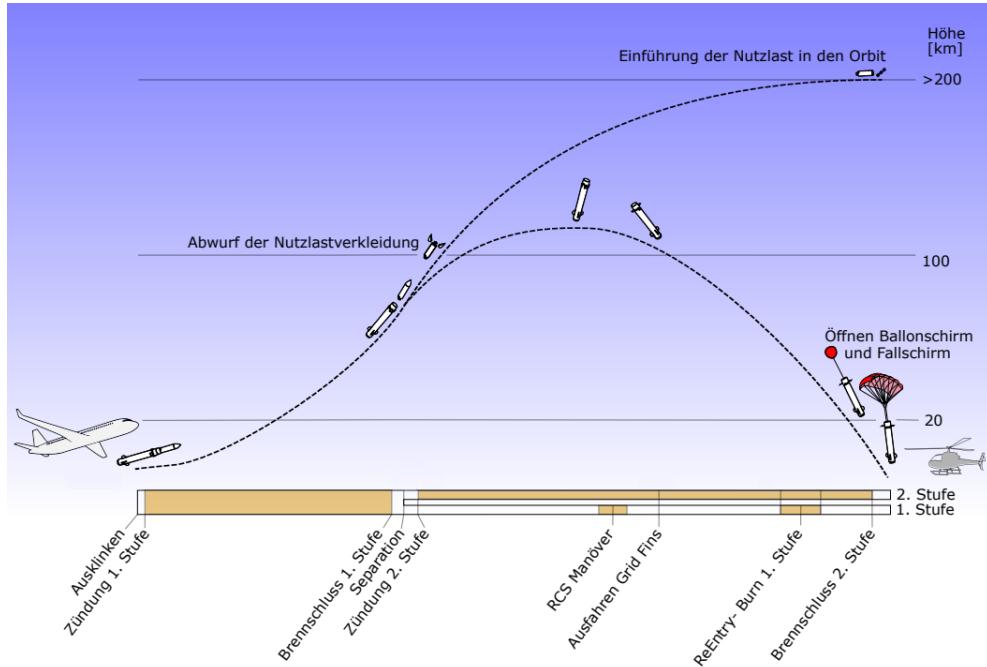
Abbildung 2.22.: Die Grid Fins der chinesischen Chang'e

2.6. Das AirLaunch-System Valkyrie

Um die Anforderungen an eine Grid Fin Aktuatorik definieren zu können, ist eine vorherige Be- trachtung der Mission von Nöten. Wie schon in der Einleitung erwähnt, handelt es sich bei der Valkyrie um ein wiederverwendbares, zweistufiges AirLaunch-System. Relevant ist für diese Arbeit nur die Erste Stufe, an der die Grid Fins montiert sind. Abbildung 2.23 zeigt die einzelnen Flugpha- sen der Rakete und wird im Folgenden beschrieben.

Die Rakete wird an einem Flugzeug des Typs Airbus A320 befestigt, auf eine typische Reisehöhe von 11km gebracht [5]. Dort wird sie von dem Pylon gelöst und nach 3s zünden die Triebwerke der ersten Stufe. Nach einer Brenndauer von 150s werden diese wieder abgeschaltet und 5s später kommt es zur Separation der beiden Stufen [5]. Während kurze Zeit später die zweite Stufe ihre Triebwerke zündet, um die Nutzlast in den Orbit zu befördern, bewegt sich die erste Stufe ohne weiteren Antrieb auf ihrer suborbitalen Bahn fort. Dabei benutzt sie ihr Reaction Control System (RCS), um die Raketenstufe so zu drehen, dass beim Wiedereintritt die Triebwerke der Anströmung entgegen zeigen. Somit kann ein ungefähr 20s langer ReEntry-Burn durchgeführt werden, der die Fluggeschwindigkeit weit genug abbremst, um die Belastungen beim Wiedereintritt zu reduzie- ren. Des Weiteren sollen die Triebwerke in der Atmosphäre die Raketenstufe dank ihrer hohen thermischen Belastbarkeit durch aerodynamischen Widerstand weiter abbremsen. Noch vor dem ReEntry-Burn sollen die Grid Fins ausgefahren werden. Diese sorgen während des Fluges durch die Atmosphäre für Stabilität und Steuerbarkeit. Bei einer Höhe von unter 20km und einer Geschwin- digkeit $Ma_\infty < 2.0$ wird der Ballonschirm eingesetzt [5]. Dieser bremst die Rakete weiter bis in den Unterschall ab, sodass ein Fallschirm geöffnet werden kann. Der wiederum eine Bergung mittels Helikopter und Skyhook ermöglicht.

Abbildung 2.24 zeigt die erste Stufe mit 9 ringförmig angeordneten Triebwerken, die aus den dar- über befindlichen RP-1- (Rocket Propellant 1) und LOX- (Liquid Oxygen) Tanks gespeist werden.

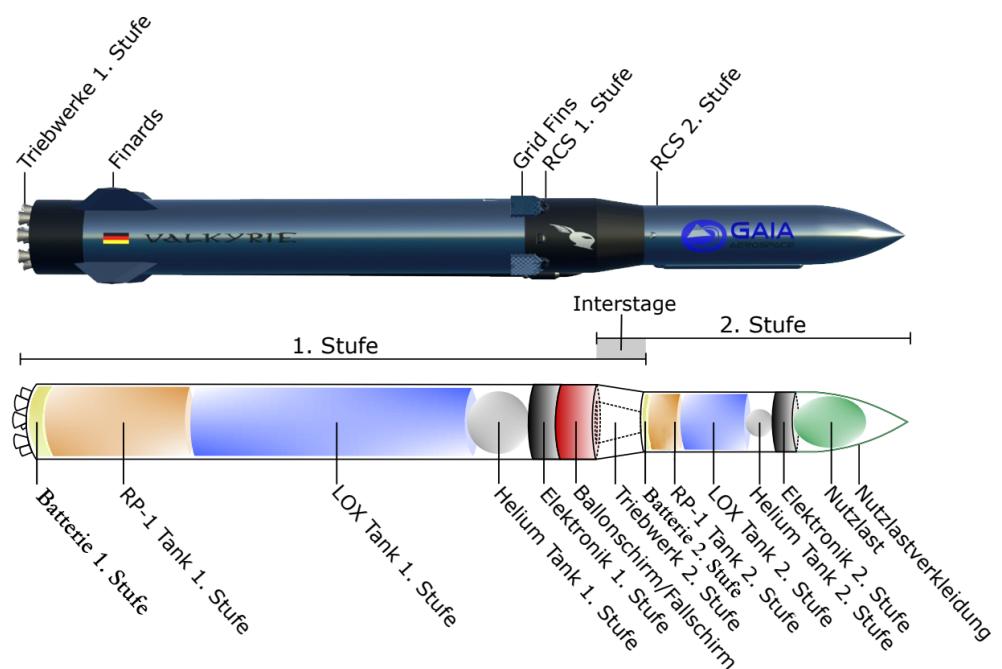


Quelle: [5]

Abbildung 2.23.: Der Ablauf einer Valkyrie Mission

Über diesen Tanks befindet sich ein weiterer Helium-Tank. Dieser sorgt für den Druckausgleich, wenn Treibstoff und Oxidator durch elektrische Pumpen zu den Treibwerken befördert werden, und wir auch für das RCS verwendet. Oberhalb davon befindet sich die Elektronik der ersten Stufe und die beiden Schirme zur Abbremsung beim Wiedereintritt. Es folgt die Interstage und zweite Stufe. In der Nähe der Triebwerke sind vier Finards aus Edelstahl gleichmäßig um den Radius der Rakete verteilt angebracht. Am anderen Ende der ersten Stufe oberhalb der Elektronik befindet sich das RCS mit seinen vier Pyramidenstümpfen [5], die durch kurze Gasimpulse ein Moment erzeugen, um die Lage der Rakete zu ändern. Auf der gleichen Höhe sollen auch die vier Grid Fins montiert werden.

Die erste Stufe besitzt eine Länge von 7,37m und einen Durchmesser von 1,1m. Die Außenhülle soll auch Edelstahl gefertigt werden, somit hätte diese Stufe voll betankt beim Start eine Masse von 5511kg. Zu Beginn des Wiedereintritts hat sie dann nur noch eine Masse von 995kg, die durch den ReEntry-Burn auf die Trockenmasse von 727kg runter geht.



Quelle: GAIA Aerospace

Abbildung 2.24.: Aufbau der Valkyrie

3. Modellentwurf

Nachdem nun alle notwendigen Grundlagen erläutert wurden, wird in diesem Kapitel der Grid Fin samt Aktuatorik entworfen. Hierzu werden zunächst die Anforderungen an das System aufgestellt, um dann auf dieser Basis eine geeignete Wahl der Designvarianten treffen zu können. Zur Übersicht über die verschiedenen technischen Umsetzungsvarianten wird ein morphologischer Kasten zur Hilfe gezogen. Schlussendlich wird in Abschnitt 3.4 ein erstes Modell zusammengestellt und anschließend in CAD modelliert.

3.1. Systemanforderungen

Zunächst werden also die Anforderungen an das System definiert. Hierbei wird sich hauptsächlich auf eine in MatLab mit Simulink durchgeführte Simulation und Angaben von GAIA Aerospace bezogen.

3.1.1. Leistungsanforderungen

Das wichtigste ist natürlich, dass die Grid Fins ihre Funktion erfüllt, beim Wiedereintritt einen stabilen Flug zu gewährleisten. Simulationen haben ergeben, dass hierfür ein Beiwertanstieg von $C_{N\alpha} = 0,048/\circ = 2,75/\text{rad}$ und einer Fläche $A = 0,09\text{m}^2$. Die zu entwerfenden Finnen sollten also vergleichbare Normalkräfte produzieren können.

Auch wenn die Axialkraft zusätzlich zur Stabilität beiträgt, ist sie weniger wichtig und liegt in den bisherigen Simulationen bei $C_X = 0,1$ bei $\text{Ma}_\infty = 1$ und $\alpha = 0$. Generell ist sie jedoch positiv zu bewerten, da je größer der Aerodynamische Widerstand der Grid Fins ist, desto sicherer ist unverehrte der Flug und die Triebwerke, die den größten Anteil zur aerodynamischen Bremsung leisten, werden geschont. Dies sollt jedoch nicht auf Kosten der Lebensdauer der Grid Fins passieren, weil sonst der Aspekt der Wiederverwendbarkeit eingeschränkt wird.

Die Aktuatoren müssen nun gewährleisten, dass die Grid Fins zu jedem Zeitpunkt unter gegebener Last die notwendige Position einnehmen können. Für den Klappwinkel sind die Anforderungen an den Motor und das zugehörige Getriebe also sehr gering. Die Bewegung passiert hier ohne angreifende Kräfte, sodass nur die eigene Trägheit und die Lagerreibung überwunden werden muss. Dabei ist auch keine hohe Drehrate erforderlich, da für dieses Manöver theoretisch der gesamte Zeitraum zwischen Separation und Wiedereintritt zur Verfügung steht. Die restliche Zeit muss nur dafür gesorgt werden, dass die Grid Fins diese Position halten. Der aerodynamische Widerstand wirkt hierbei sogar unterstützend mit, die aus den Trägheitskräften resultierenden Moment um dieses Gelenk müssen jedoch standgehalten werden. Der Klappwinkel muss also einmal von $\Lambda = 90^\circ$ zu $\Lambda = 0^\circ$ bewegbar sein und sich dort halten lassen

Der Aktuator für das Steuergelenk muss dagegen deutlich höhere Leistungen aufbringen. Der Steuerwinkel wird während des Wiedereintritts ständig vom Regler verändert. Somit kommen zu

den Trägheits- und Reibungskräften auch noch die aerodynamischen Kräfte hinzu. Wenn auch deutlich größer sind sie zu planaren Finnen jedoch vergleichsweise gering, wie in dem vorherigen Kapitel gezeigt wurde. Im Gegensatz zum Klappwinkel spielt hier auch die Drehrate eine wichtige Rolle, da nur, wenn die Grid Fins auch schnell genug reagieren, kann der Flug effizient geregelt werden. In der Simulink-Simulation sind bei unbeweglichen Grid Fins Schwingungen in der aerodynamischen Flugphase mit einer Periodendauern von $\Delta t = 1,58\text{s}$ ($\Delta t = 0,73\text{s}$). Um diese auszugleichen, muss also auch der Steuerwinkel in der halben Zeit vom maximalen Ausschlag in die eine Richtung zum maximalen Ausschlag in die andere drehen können. Da der Steuerwinkel im Bereich $\eta = [-20^\circ, 20^\circ]$ liegen soll, folgt nun also eine Drehrate von mindestens $50,63^\circ/\text{s}$ beziehungsweise $0,884\text{rad/s}$ ($109,59^\circ/\text{s} = 1,913\text{rad/s}$).

3.1.2. Anforderungen an die Kosten

Für die Kosten gilt das klare Ziel diese zu Minimieren und somit maximale Wirtschaftlichkeit zu erreichen. Somit sollen so weit es geht COTS verwendet werden, die keine teure Sonderanfertigung benötigen. Kleine Bauteile sparen sogar doppelt Geld, da sie zum einen weniger Materialkosten haben und zum anderen für den Flug der Rakete ihr Gewicht weniger erhöhen, sodass geringere Mengen an Treibstoff benötigt beziehungsweise mehr Nutzlast mitgenommen werden kann.

3.1.3. Thermische und Mechanische Anforderungen

Beim Wiedereintritt treten sehr hohe thermische Lasten auf, die sich jedoch schwer im Vorfeld quantifizieren lassen, da sie stark von der Geometrie abhängen und sich nur durch aufwendige CFD-Simulationen bestimmen lassen. Generell gilt für die thermische Belastung, dass umströmte Fläche, besonders an der Vorderkante, einen negativen Effekt hat und die Wärme des durch den Verdichtungsstoß stark erhitzen Fluids aufnimmt. Währenddessen ist ein großes Volumen mit idealer Weise hoher Wärmekapazität vorteilhaft, da dieses die Energie der Außenfläche aufnehmen kann. Dieser Effekt ist am besten bei hoher Wärmeleitfähigkeit nutzbar und sorgt für möglichst geringe Temperaturgradienten, die wiederum auch Eigenspannungen verursachen würden. Am wichtigsten ist jedoch die Schmelztemperatur, beziehungsweise die maximale Temperatur, bei der der Werkstoff noch akzeptable mechanische Eigenschaften hat, weil dies schlussendlich bestimmt wie viel Wärme ausgehalten werden kann.

Für die Stabilität gilt, dass sich die Grid Fins und natürlich auch ihre Aktuatorik nicht plastisches Verformen oder gar vollständig versagen darf. Dabei ist auch besonders auf das Kriechen zu achten, welches bei einer Kombination von thermischer und mechanischer Belastung wie sie hier vorliegt schnell auftreten kann.

Abbildung 3.1 zeigt die an einem der vier Grid Fins angreifenden Kräfte im Körperfesten System bei einer Mission der Valkyrie, wenn sie durchgehend in der Neutralstellung gehalten und nicht gesteuert oder geregelt werden. Dargestellt sind sowohl die Kräfte in negative X-Richtung (rot), als auch in Y- (blau) und Z-Richtung (grün) im Zeitintervall von $t = 400\text{s}$ bis $t = 500\text{s}$ nach der Entkoppelung von den Pylonen. Während die Axialkraft relativ monoton steigt und fällt sind die Normalkräfte starken Schwankungen auf Grund der Abwesenheit eines Reglers ausgesetzt.

Es ist zu erkennen, dass bei ungefähr $t = 400\text{s}$ der Wiedereintritt beginnt und die Kräfte anfangen zu steigen. Diese schwellen schnell auf und der Lastenvektor \vec{F} erreicht seinen Höhepunkt bei

$$\vec{F}(t = 448,5\text{s}) = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 487\text{N} \\ 70\text{N} \\ 220\text{N} \end{pmatrix}. \quad (3.1)$$

An dieser Stelle ist der Maximale Staudruck "Max Q" erreicht und wird für die Auslegung von entscheidender Bedeutung sein. Danach nehmen alle Kräfte wieder ab, da sich die Geschwindigkeit verlangsamt.

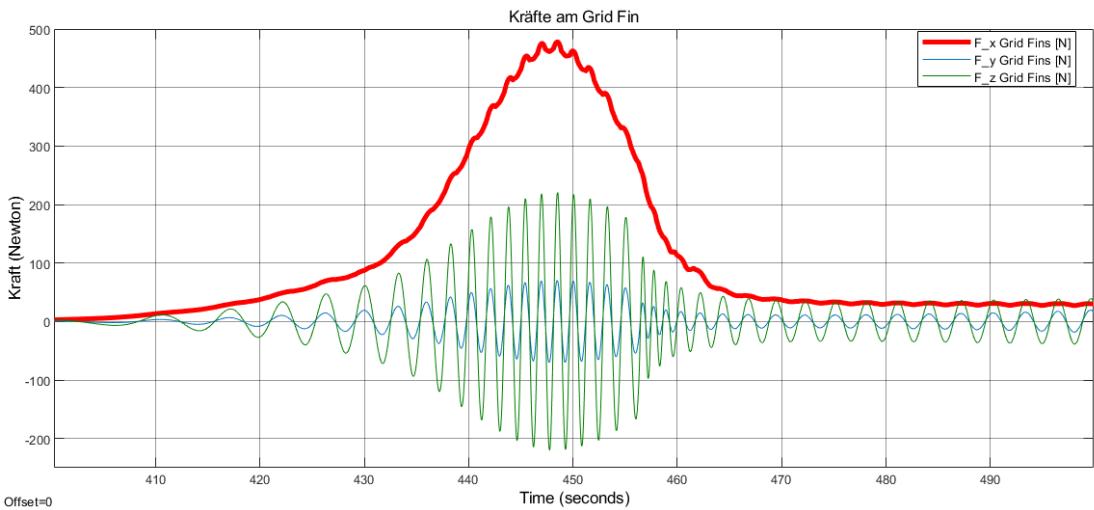


Abbildung 3.1.: Kräfte an einem der Grid Fins bei konstant gehaltener Neutralstellung

Dies kommt dadurch zustande, dass die Dichte der Umgebungsluft zwar monoton steigt, die Geschwindigkeit aber abnimmt. Diese ist in Abbildung 3.2 für den selben Zeitbereich dargestellt. Am Anfang macht sich die Atmosphäre noch nicht stark bemerkbar, dort steigt sogar die Geschwindigkeit durch die Flugbahn leicht an. Es folgt der ReEntry-Burn, der die Rakete von $U_\infty \approx 25000\text{m/s}$ auf etwas über 15000m/s abbremst. Danach lässt sich der Widerstand in der Atmosphäre an dem weiteren Abfallen der Fluggeschwindigkeit erkennen, deren Zeit mit den Kräften in Abbildung 3.1 übereinstimmt. Diese Reduzierung der Geschwindigkeit erklärt die Abnahme der aerodynamischen Kräfte an den Grid Fins. Bei ungefähr $t = 456\text{s}$ ist ein Knick in der Geschwindigkeitskurve zu erkennen, der den Zeitpunkt markiert, an dem ein Machzahl von 2 unterschritten wurde, sodass der Ballute auslöst. Dies mindert die Geschwindigkeit weiter drastisch ab, damit sich der Gleitschirm sicher öffnen kann. Der Zeitraum nach dem Ballonschirm ist für die Auslegung der Grid Fins uninteressant.

Dies war nun aber nur ein sehr simpler Missionsablauf, der den Grid Fins nicht viel abverlangt. Für die Auslegung müssen jedoch auch die worst-case-Szenarien berücksichtigt werden. Dazu zählt zum einen ein Ausschlag des Steuerwinkels, wodurch zum einen deutlich höhere Normalkräfte zu Stande kommen, aber auch die Axialkräfte deutlich ansteigen. Des Weiteren ist der Fall zu betrachten, dass der ReEntry-Burn ausfällt, beziehungsweise bewusst weggelassen wird, um die Wirtschaftlichkeit durch geringere Treibstoffmitnahme zu maximieren. In dem Fall würde die Raketenstufe

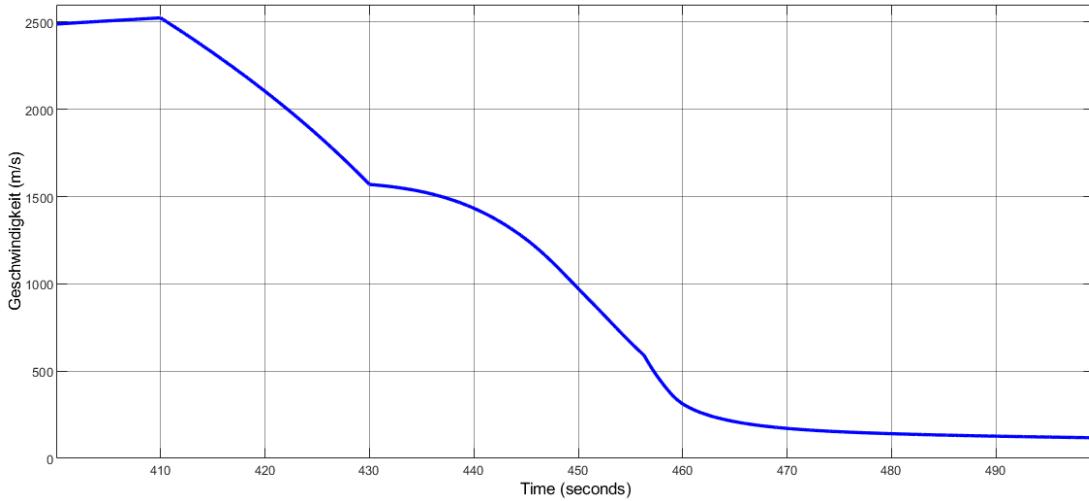


Abbildung 3.2.: Fluggeschwindigkeit bei konstant gehaltener Neutralstellung

mit deutlich höherer Geschwindigkeit in die Atmosphäre eintauchen, was zu enormen Belastungen führt.

Zu dem maximalen Lastfall kommt es, wenn kein ReEntry-Burn stattfindet und alle Grid Fins um $\eta = \pm 10^\circ$ ausgeschlagen sind. Die Finnen befinden sich dabei in x-Formation und der Ausschlag ist so ausgerichtet, dass ein Moment erzeugt wird, das den Nickwinkel erhöht. Die Kräfte, die in diesem Fall von den Grid Fins ausgehalten werden müssen sind für alle betragsmäßig gleich und in Abbildung 3.3 dargestellt. Während die Axialkraft nur leicht ansteigt, nehmen die Normalkräfte sehr hohe Werte an wie der Kraftvektor

$$\vec{F}(t = 440,7\text{s}) = \begin{pmatrix} 817\text{N} \\ -6530\text{N} \\ -6183\text{N} \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

zeigt. Zu erkennen ist, dass der Wiedereintritt hochfrequenten Schwingungen ausgesetzt die Amplituden von bis zu $\Delta F_z = 3194\text{N}$ besitzen. Wird nun aber davon ausgegangen, dass eine funktionsstüchtige Regelung existiert, so kann diese Schwingung ausgeglichen werden und es käme ein Kraftvektor mit den Mittelwerten zu Stande.

$$\vec{F}_{\text{geregelt}}(t = 440,7\text{s}) = \begin{pmatrix} 572\text{N} \\ -6415\text{N} \\ -4995\text{N} \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

Der Moment, in dem eine Machzahl von $Ma_\infty = 2$ erreicht wird und der Ballonschirm deployed, ist zwar in diesem Fall deutlich erkennbar, da die Raketenstufe in diesem Moment plötzlich herumgerissen wird, kann jedoch im Vergleich zu den Kräften bei "Max Q" vernachlässigt werden.

3.1.4. Geometrische Anforderungen

Die Hauptmaße der Grid Fins sind hauptsächlich durch die Fertigung begrenzt. Ein Grid Fin soll also in einen entsprechenden 3D-Drucker mit den Maßen $300 \times 300 \times 400\text{mm}^3$ passen. Für die Größe

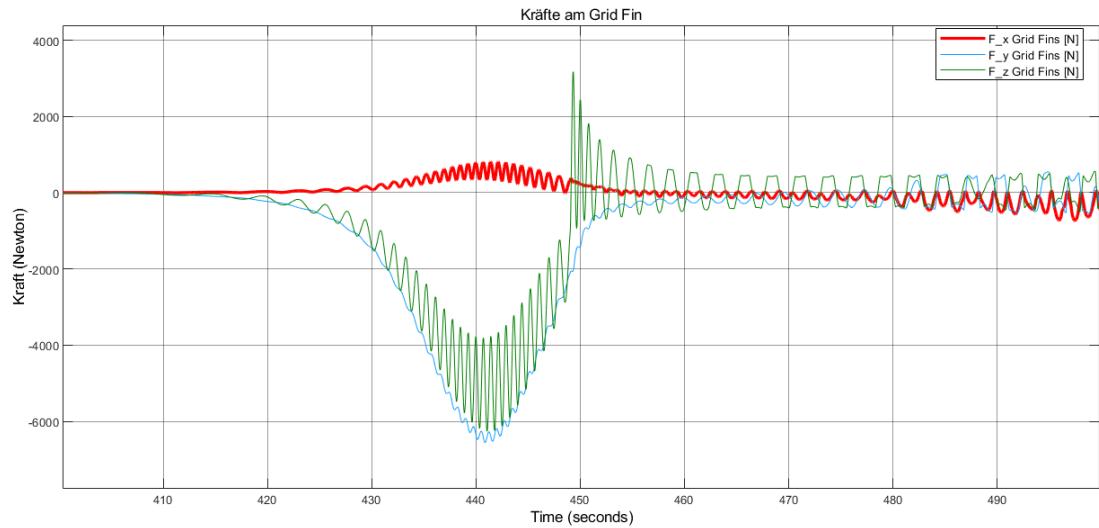


Abbildung 3.3.: Kräfte am Grid Fin beim maximalen Lastfall

und Anordnung der Aktuatorik ist darauf zu achten, dass für alle vier Grid Fins jeweils zwei Motoren mit ihren zugehörigen Getrieben in den Raketendurchmesser von 1,1m passen müssen. Das Innere dieses Durchmessers wird jedoch für die Bordelektronik benötigt, sodass sich die Aktuatorik am äußeren Rand befinden muss. Es ist des Weiteren eine Maximalhöhe von 0,15m vorgesehen, die nicht überschritten werden darf.

3.2. Morphologischer Kasten

Um eine Übersicht über die verschiedenen Designmöglichkeiten zu haben wird an dieser Stelle ein morphologischer Kasten, wie in Abbildung 3.4 zu sehen ist, eingeführt. Für fünf Designentscheidungen des Grid Fins sind dort unterschiedliche Teillösungen aufgelistet. Ganz links sind drei mögliche Zellformen gegeben. Es besteht die Wahl zwischen quadratischen, drei- und sechseckigen Geometrien. Hierbei sei aber wieder zu berücksichtigen, dass es auch zu einer Mischung mehrerer Formen kommen kann und besonders am Rand durch den Rahmen die Zellen ungleichmäßig verkleinert werden könnten.

Für die Form des gesamten Gitters stehen nur drei unterschiedliche Möglichkeiten zur Auswahl: Rechteck, Diamant oder auch eine dem Insektenflügel nachempfundene Struktur. Da jedoch die Maße noch nicht festgelegt sind kann die ersten der beiden Formen auch noch zum Quadrat werden. Des Weiteren kann es sein, dass die Geometrie an der einen Seite für die Anbringung noch angepasst wird.

Die größte Auswahl bietet sich bei den Wandquerschnittsformen. Rechteckig, abgerundet, beidseitig und einseitig spitzt, trapezförmig und dreieckig sind die sechs Optionen, die es hier gibt. Der Wandquerschnitt muss nicht überall die gleiche Form besitzen. So kann es kommen, dass das Gitter eine unterschiedliche erhält als der Rahmen. Die unteren beiden Formen sind zum Beispiel asymmetrisch, sodass sie nur für die Umrandung der Grid Fins in Frage kommen.

Als vierter wird die Fragestellung einer Krümmung gezeigt. Neben einem flachen Design kann der Grid Fin entweder zur Strömung hin konvex oder konkav gekrümmmt sein. Dies ist abhängig davon in welche Richtung die Finne eingeklappt werden kann.

Im Grundlagenkapitel wurden drei verschiedene Arten der Pfeilung eines Grid Fins gezeigt. Da sie sich grundsätzlich unterschiedlich implementieren lassen, können sie theoretisch sogar in Kombination gewählt werden. Der Pfeilungswinkel ist für die Varianten noch frei wählbar und auch negative Winkel, also Vorwärtspfeilung, ist denkbar. Für die lokale Pfeilung der Zellen rückt der Unterschied zwischen Vorwärts- und Rückwärtspfeilung durch die Unterscheidung vom Berg- und Tal-Typus noch mehr in den Vordergrund. Wichtig ist noch anzumerken, dass die konfigurelle Pfeilung keinen direkten Einfluss auf das Design der Grid Fins an sich hat, sondern sich durch den Bewegungsspielraum der Aktuatorik umsetzen lässt.

Für den Entwurf der Aktuatorik wurde ein zweiter morphologischer Kasten erstellt. Dieser ist in Abbildung 3.5 zu sehen und zeigt drei verschiedene Designkategorien. Da die Grid Fins zwei unabhängige Freiheitsgrade haben, können für den Steuer- und Klappwinkel separat unterschiedliche Lösungen aus dem morphologischen Kasten gewählt werden.

Eine wichtige Designentscheidung ist der Aktuator, da er bestimmt was als Energiequelle genutzt wird und hat somit einen großen Einfluss auf Gewicht und Kosten. Eine Möglichkeit ist die elektrische Energie zu nutzen und diese mit einem Elektromotor direkt die mechanische Arbeit verrichten zu lassen. Hierbei muss noch die Wahl getroffen werden, ob linear oder rotatorischer Motor vorgezogen werden soll. Alternativ kann auch ein hydraulisches oder gar pneumatisches System verwendet werden. Da Grid Fins zwei Freiheitsgrade haben, können diese über unterschiedliche Aktuatoren, die auch unterschiedlicher Art sein können, bewegt werden. Also muss in diesem Punkt für beide Rotationen einzeln entschieden werden.

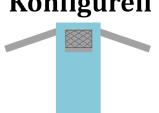
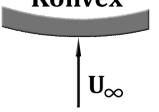
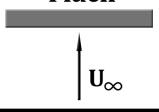
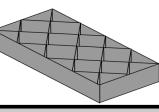
| Zellform | Gitterform | Wandquerschnittsform | Krümmung | Pfeilung |
|----------|----------------|----------------------|--|--|
| Quadrat | Rechteck | Rechteck | Konkav  | Konfigurell  |
| Dreieck | Diamant | Abgerundet | Konvex  | Gitter  |
| Sechseck | Insektenflügel | Beidseitig spitz | Flach  | Lokal  |
| | | Einseitig spitz | | Keine  |
| | | Trapez | | |
| | | Dreieck | | |

Abbildung 3.4.: Morphologischer Kasten für die Grid Fins

Über ein Getriebe wird die Leistung des Aktuators auf die Grid Fins übertragen, um mehr Spielraum für Kraft, Moment, Drehzahl und Orientierung des Aktuators zu gewährleisten. Eine Möglichkeit bietet das klassische Zahnradgetriebe. Viele Paarungen wie Stirn-, Kegel-, Schrauben- oder Schneckenräder sind denkbar. Kräfte und die zugehörige Bewegungsgeschwindigkeit lassen sich auch durch hydrostatische Getriebe beeinflussen. Momente und Drehzahlen können durch hydrodynamische Getriebe verändert werden. Generell sind durch Kombinationen beliebig komplexe Systeme möglich.

Als letztes beschäftigt sich der Morphologische Kasten in Abbildung 3.5 mit der Lagerung. Hierbei wird generell zwischen den Wälz- und Gleitlagern unterschieden. Beide bieten jedoch noch mehr Entscheidungsfreiheiten. So gibt es einige unterschiedliche Wälzkörper, wie Kugeln, Zylinder, Kegel oder Pendelrollen. Auch Gleitlagern können weiter zu statischen und dynamischen unterteilt werden, je nach Art der Schmierfilmdruckerzeugung.

Es gibt jedoch noch weitere Designentscheidungen, die sich nicht in einem morphologischen Kasten pragmatisch darstellen lassen. So müssen zum einen noch die Dimensionen des Moduls und Lage der Aktuatoren in der Rakete definiert werden. Zum anderen stellt sich die Frage welche Zellgröße g und Wandstärke d an welcher Stelle gewählt wird. Es besteht auch noch die Möglichkeit die Grid Fins mit zusätzlichen Features auszustatten. Eine Option wären hier zusätzliche Stützstreben oder sogar durch die additive Fertigung ermöglichte, in das Material integrierte Strukturen, wie

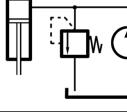
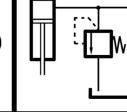
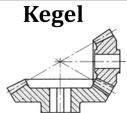
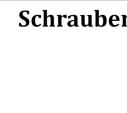
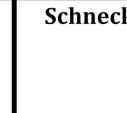
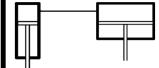
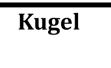
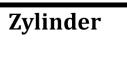
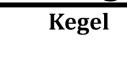
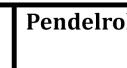
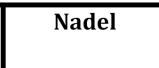
| | | | | | | |
|-----------------|---|---|---|--|---|---|
| Motor | Elektromotor | | Hydraulik | Pneumatik | | |
| | linear | rotation |  |  | | |
| Getriebe | Zahnradgetriebe | | | | hydro-statisches Getriebe | hydro-dynamisches Getriebe |
| |  |  |  |  |  |  |
| Lager | Wälzlager | | | | | Gleitlager |
| |  |  |  |  |  |  |

Abbildung 3.5.: Morphologischer Kasten für die Grid Fin Aktuatorik

zum Beispiel Kühlkanäle oder Drucksensoren.

3.3. Komponentenrecherche und -auswahl

Als nächstes werden nun die Ergebnisse der Komponentenrecherche beschrieben und auf Grund der Systemanforderungen mit Hilfe der morphologischen Kästen eine vorläufige Wahl getroffen.

3.3.1. Materialwahl

Es stehen vier verschiedene Werkstoffe zur Auswahl, die sowohl für die Raumfahrt, als auch additive Fertigung in Frage kommen: Edelstahl, Inconel (eine Nickellegierung), Aluminium- und Titanlegierungen. Tabelle A.1 im Anhang zeigt Vertreter dieser Werkstoffgruppen, wie sie vom 3D-Druck-Anbieter EOS benutzt werden, und vergleicht ihre Eigenschaften. Die vielversprechendsten Vertreter der jeweiligen Werkstoffgruppen, oder jede zu denen genügend Daten vorliegen, sind zusätzlich der Übersicht halber ein weiteres Mal in Tabelle 3.1 dargestellt.

Eine wichtige Eigenschaft ist natürlich die Dichte ρ . Hier liegen die Aluminiumlegierungen ganz klar vorne mit nur $2,57\text{g/cm}^3$, aber auch Titan bietet vergleichsweise gute Werte. Die Edelstähle und Nickellegierungen hingegen sind deutlich schwerer, was wiederum zu einer geringeren Wirtschaftlichkeit der Rakete führen würde, da die Masse stattdessen als Nutzlast genutzt werden könnte. Die Dichte alleine ist jedoch nicht sehr aussagekräftig, da bei geringerer Festigkeit auch dickere Strukturen benötigt werden. So zeigt Tabelle A.1 zusätzlich die Streckgrenze $R_{p,0.2}$. Pro Werkstoff sind hier zwei Werte angegeben, da durch die additive Fertigung die Homogenität verloren geht, sodass die Festigkeit in den Schichten höher ist als senkrecht zu ihnen. Nur der hier ausgewählte Edelstahl hat vernachlässigbare Inhomogenitäten. Die Werte sind in Tabelle 3.1 für alle Werkstück direkt nach der Fertigung außer beim Inconel. Mit einer thermischen Nachbearbeitung können die Streckgrenzen noch etwas erhöht und die Inhomogenitäten abgeschwächt werden. Es zeigt sich, dass die Festigkeiten der Materialien weit auseinander gehen. So kann zum Beispiel Aluminium fast nur 20% der maximalen Belastung von Titan aushalten. Um nun die beiden Aspekte der Dichte und Streckgrenze miteinander zu verbinden wird die spezifische Festigkeit $R_{\text{spez.}} = \frac{R_{p,0.2}}{\rho}$, also die Streckgrenze im Bezug auf die Masse, eingeführt. Es wurde der untere Wert der Streckgrenze verwendet und wenn verfügbar ohne Wärmebehandlung. Hier hebt sich Titan mit $R_{\text{spez.}} = 254\text{Nm/g}$ klar von den anderen ab, während Aluminium trotz der geringen Dichte von den anderen Werkstoffgruppen großteils übertroffen wird. Hier sei auch anzumerken, dass der Vorsprung von Inconel über den Edelstählen auf die Verwendung der Materialwerte bei Wärmebehandlung zurück zu führen sind. Rechne man die spezifische Festigkeit des in diesem Kapitel dargestellten Stahls 1.4542, so erhält man einen noch besseren Wert von $R_{\text{spez.}} = 162,0\text{Nm/g}$. Die Materialwerte von Titan scheinen sich zwar nicht groß durch eine Wärmebehandlung zu ändern, jedoch ist der Werkstoff in dieser Bewertungskategorie dank der geringen Dichte noch immer deutlich überlegen.

Auch wenn die Maximierung der spezifischen Festigkeit und somit eine Minimierung der Masse eine Senkung der Kosten zur Folge hat, ist der Materialpreis nicht zu vernachlässigen. Es lässt sich zwar kein genauer kg-Preis festlegen, da die entstehenden Kosten am Ende von der genauen Geometrie des Bauteils abhängen, dennoch kann eine qualitative Einordnung der verschiedenen Materialien vorgenommen werden. Hierzu wurden von der Rapidobject GmbH für die Fertigung

eines Grid Fins Modells ($V \approx 100\text{mm}^3$) mit verschiedenen Materialien erstellt. Dieses Modell ist etwas kleiner, als das spätere Endprodukt und auch die Geometrie steht noch nicht fest. Es zeigt dennoch gut die preislichen Unterschiede der Werkstoffe. So hat zum Beispiel Aluminium mit nur 1.508,9€ die mit Abstand geringsten Kosten, während Titan das doppelte kostet. Der Edelstahl und Inconel liegen beide eng aneinander dazwischen.

Nicht nur die mechanische Belastbarkeit der Materialien ist entscheidend, sondern natürlich auch die thermische, um die extremen Temperaturen des Wiedereintritts zu überstehen. Hierfür muss ein Blick auf die maximale Einsatztemperatur $T_{E,\max}$ geworfen werden. Dies ist die Temperatur, bei der die mechanischen Eigenschaften des Werkstoffs stark abnehmen, sodass nicht mehr sein volles Potenzial genutzt werden kann. Aus Mangel an Daten wurde jedoch für Titan hier die Temperatur, bei der Warmumformung stattfindet, verwendet. Bei dieser Temperatur sind die Metalle weich genug, um sie verarbeiten zu können. Die wahre maximale Einsatztemperatur sollte also etwas niedriger liegen. Diese darf jedoch nur nicht langfristig überschritten werden, sodass bei der kurzen Wiedereintrittsphase auch höher Temperaturen auftreten können, ohne zum Versagen zu führen. Ein Blick auf andere Raketen, wie zum Beispiel die Flacon 9, zeigt, dass Grid Fins aus Titan und Edelstahl in diesem Fall den Bedingungen standhalten während es bei Aluminium Grid Fins zum Verlust der Form kam. Um also eine bessere Vergleichbarkeit zu erreichen, wurde zusätzlich auch noch die Schmelztemperatur aufgelistet.

| Werkstoff | Bezeichnung | $\rho/\text{kg cm}^{-3}$ | $R_{p,0.2}/\text{MPa}$ | $R_{\text{spez.}}/\text{Nm/g}$ | Preis/€ | $T_{E,\max}/^\circ\text{C}$ | $T_{\text{Schmelz}}/^\circ\text{C}$ |
|-----------|-------------|--------------------------|------------------------|--------------------------------|----------|-----------------------------|-------------------------------------|
| Aluminium | AlSi10Mg | 2,57 | 230-270 | 89,5 | 1.508,93 | 530 | 557 |
| Edelstahl | 1.4542 | 7,79 | 861-861 | 110,5 | 2.559,27 | 550 | 1400 |
| Inconel | IN 718 | 8,15 | 1140-1245 | 140,5 | 2.597,71 | 700 | 1260 |
| Titan | TiAl6V4 | 4,41 | 1120-1140 | 254,0 | 3.085,12 | >700 | 1630 |

Quellen: [25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33]

Tabelle 3.1.: Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe (Auswahl)

Aluminiumlegierungen zeigen bei der thermischen Belastbarkeit sehr große Schwäche, was sie für diese Anwendung zu ungünstigen Kandidaten macht. Die Titanlegierungen hingegen haben zwar mit einer extrem hohen spezifischen Festigkeit $R_{\text{spez.}}$ ein exzellentes Leichtbaupotenzial und auch ihre ertragbaren Temperaturen sind unschlagbar, sodass sie eigentlich ideale Kandidaten als Werkstoff für Grid Fins sind. Titan hat jedoch einen enormen Nachteil, was den Preis betrifft. Für einen kleinen Microlaucher, der sich gegenüber vielen Konkurrenten durchsetzen muss, ist Preis ein sehr großer Faktor der Titan als Material disqualifiziert. Edelstahl und Inconel hingegen überzeugen mit ähnlichen Werten, so ist der Preis für diese beiden Werkstoffe beinahe identisch. Wir für beide Materialien der wärmebehandelte Zustand betrachtet, hat der Edelstahl 1.4542 zwar einen höheren Wert, die maximale Einsatztemperatur $T_{E,\max}$ ist nach Angaben der Rapidobject GmbH für Inconel 718 höher [26]. Da jedoch die Schmelztemperaturen auf ähnlich hohem Niveau liegen und Anwendungsbeispiele wie die Grid Fins der Falcon 9 zeigen, dass die Einsatztemperatur von Edelstahl hoch genug liegt, sind die $\Delta R_{\text{spez.}} = 21,5\text{Nm/g}$ ein wichtigere Vorteil. Die Grid Fins werden folglich aus **Edelstahl 1.4542** hergestellt.

3.3.2. Gitterdesign

Für den Design des Gitters wird eine Auswahl der einzelnen Komponenten aus dem morphologische Kasten in Abbildung 3.4 getroffen.

Als erster Punkt werden dort verschiedene Zellformen dargestellt. Wie im Grundlagenkapitel in Abschnitt 2.4.4 dargelegt, hat die Zellform so gut wie keinen Einfluss auf die Aerodynamik. Nur im Transschall erzeugt die Wabenstruktur weniger Normalkraft. Dies kann jedoch vernachlässigt werden, da nur Machzahlen $Ma_\infty > 2$ relevant ist, weil unterhalb der Ballute auslöst und die Grid Fins nicht mehr relevant sind. Bei traditionellen Fertigungsverfahren ist es in den meisten Fällen einfacher und somit günstiger die Struktur aus geraden Elementen zu fertigen. Bei der additiven Herstellung ist dieser Aspekt jedoch irrelevant, sodass nur die strukturmechanischen Eigenschaften der Zellform relevant sind. Da in den meisten Fällen **viereckige Zellen** mit maximal **dreieckigen Seitenelementen** benutzt wurden, wird auch diese praxiserprobte Variante gewählt. Zudem gibt es hierzu die meisten Daten, was die Wahrscheinlichkeit von unerwartetem Verhalten minimiert.

Auch für die Gitterform gibt es unterschiedliche Möglichkeiten. Da jedoch keine Studien über ihren Einfluss auf die erzeugbaren Kräfte existieren, muss auch hier in anderer Hinsicht argumentiert werden. Um den rechteckigen Raum eines 3D-Drucker ideal nutzen zu, bietet sich auch eine rechteckige Gitterform an. Dies ermöglicht eventuelle einen kleineren Drucker zu nutzen und somit Fertigungskosten einzusparen. Auch auf diese Form lässt sich die Zuspitzung des Grid Fins, wie sie bei den anderen beiden Varianten zu sehen ist anwenden, um einen besseren Kraftfluss zu ermöglichen. Zusätzlich lassen sich durch additive Fertigung die Außenkanten ohne großen Mehraufwand wie beim Insektenflügel abrunden, was die Struktur weiter entlasten sollte. Somit ist die Wahl auf ein **Rechteckgitter mit Zuspitzung zur Einspannung hin und abgerundeten Außenkanten** gefallen.

Die Wandquerschnittsform hat im Gegensatz zu den anderen beiden bisherigen Aspekten einen großen Einfluss auf die Aerodynamik oder genauer gesagt den Widerstand. Dieser Effekt wurde im Grundlagenkapitel in Abschnitt 2.4.3 behandelt. Auch wenn Widerstand nicht zwangsläufig negativ zu bewerten ist, da die Rakete so beim Wiedereintritt stärker abgebremst wird, bedeutet mehr Widerstand auch mehr Belastung, also kürzere Lebensdauer beziehungsweise schwererer Grid Fin. Der Mehraufwand von komplexeren Querschnittsformen fällt durch die additive Fertigung auch weg. So wird für das **Gitter** eine **beidseitig spitze** Form gewählt, wegen des geringeren Widerstandes. Für den **Rahmen** wird die **Trapezform** verwendet, da die Außenkante flach sein kann. Es wurde sich gegen die Dreiecksform entschieden, obwohl die den geringsten Widerstand liefert, da weniger Material außen ist und somit schlechter Biegemomente um eine horizontale Achse aufgenommen werden können. Des Weiteren ist der Effekt auf die Normalkraft, wenn nur angeschrägte Flächen existieren unbekannt.

Auch die Krümmung hat wieder eine vernachlässigbar kleinen Einfluss auf die Aerodynamik von Grid Fins. Durch die additive Fertigung im 3D-Drucker ist auch kein wirklicher zusätzlicher Aufwand damit verbunden. Um beim Wiedereintritt den Grid Fin nicht gegen die Widerstandskraft

halten zu müssen, soll er zum Triebwerk hin angelegt werden. Somit wird der Grid Fin mit einer zur Anströmung **konkaven Krümmung** modelliert.

Mit einer Pfeilung lässt sich nun wiederum die wirkenden Axialkräfte verändern. Mit der konfigurellen Pfeilung lassen sich diese Kräfte um bis zu das 4-fache erhöhen. Dies würde zu einer deutlich stärkeren Belastung führen, wodurch der Grid Fin stabiler und somit schwerer und unwirtschaftlicher wird. Sollte nun hingegen eine verstellbare konfigurelle Pfeilung implementiert werden, so steigen die Anforderungen an den Aktuator wieder deutlich an. Dies würde zu einer deutlichen Kostensteigerung führen ohne signifikante Vorteile, da der restliche Körper noch immer deutlich größere Anteile zum aerodynamischen Widerstand liefert. Somit wird eine Pfeilung der Konfiguration an dieser Stelle ausgeschlossen.

Die Pfeilung des Gitters ist wiederum nicht mit der Krümmung verträglich. Das bessere Anlegen des Grid Fins an die Außenhülle der Rakete ist an dieser Stelle der Widerstandsreduzierung einer solchen Pfeilung vorzuziehen.

Bleibt nun also nur noch die lokale Pfeilung, welche keinen Einfluss auf andere Designparameter hat. Auf der Außenseite, beziehungsweise der Stromabwärtsseite, kommt sie jedoch auch nicht in Frage, da sie im eingeklappten Zustand beim Raketenstart in die Strömung ragt und somit zusätzlichen Widerstand verursachen würde. Auf der **luv-Seite** hingegen ist die **lokale Pfeilung** eine gute Möglichkeit der Widerstandsreduzierung und wird deswegen implementiert. Die wohl bekannteste Verwendung der lokalen Pfeilung befindet sich an den Grid Fins der Falcon 9, welche den Berg-Typus verwendet. Die Analysen von Guyot und Schülein [19], dass, auch wenn beide Varianten den gleichen Widerstandsvorteil habe, die Normalkraft, bei dem Tal-Typus jedoch höher ist. Da die Grid Fins von SpaceX aber auch keine spitze Vorderkante haben, würden bei ihnen eine lokale Pfeilung des Tal-Typus an den Schnittstellen nahezu zu einer Sackgasse für die Strömung kommen, was einen großen Widerstand bewirkt. Da bei diesem Grid Fin die Gitterwände eine doppel-spitzen Wandquerschnitt haben, wie es auch bei den Untersuchungen von Guyot und Schülein der Fall war, wird hier der **Tal-Typus** verwendet. Da das größte Bedenken hier die Stabilität der Zacken betrifft, die sich im Gegenteil zum Berg-Typus nicht gegenseitig stützen, kann es sein, dass nach der FEM-Analyse der Typus noch gewechselt wird.

3.3.3. Peripherie und Aktuator

Für alle der drei Energiemedien sind schon Vertreter in der Rakete installiert, die unter Umständen genutzt werden könnten. Da sich die Grid Fin Aktuatorik im selben Abschnitt wie die Board-elektronik der ersten Stufe befindet, sind auch hier direkt die Batterien, mit denen Elektromotoren betrieben werden können. So wird mit ihnen zum Beispiel auch die elektrischen Treibstoffpumpen für die Triebwerke mit Strom versorgt. Somit liegt direkt auch schon ein Hochdruckfluid vor, welches als Druckmittel für die Hydraulik genutzt werden könnte. Da sich dieses jedoch am anderen Ende der Rakete befindet und dafür sowohl ein Eingriff in die komplexen Triebwerke, so wie eine Abhängigkeit von vorhandenem Treibstoff oder LOX zu Stande kommt, ist dies eine weniger plausible Möglichkeit. Sodass eine eigene elektrische Pumpe und Druckmittel eine realistischere Umsetzung für eine Hydraulik wären. Für eine Pneumatik könnte jedoch ein vorhandenes System genutzt werden. Der Heliumtank für den Druckausgleich in den Tanks liegt direkt unterhalb der

Elektronik und es existieren sogar schon Leitungen, die das Gas in diesen Bereich der Rakete für das RCS transportieren.

Da sowohl für den Klappwinkel, als auch den Steuerwinkel unterschiedliche Anforderungen existieren, die auch andere Lösungsmöglichkeiten zulassen, werden diese im Folgenden getrennt betrachtet.

Klappwinkel

Steuerwinkel

3.3.4. Getriebe und Lagerung

3.4. Festlegung des Modelldesigns

Nun da das Design feststeht, muss nur noch die Größe der einzelnen Parameter festgelegt werden. Die Größe der Querschnittsfläche A ist abhängig von der Auftriebserzeugung, die gewährleistet werden soll. Aus der Simulation ist bekannt, dass ungefähr

$$A \cdot C_{N\alpha} = 0,00432 \text{m}^2/\circ \quad (3.4)$$

bei einer Machzahl von $Ma_\infty = 2.0$ und $\alpha = 0^\circ$ gelten soll. Da die einzelnen Modellierungsparameter hauptsächlich einen Einfluss auf den Widerstand haben und die Normalkraft, wir von einem ähnlichen Wert von $C_{N\alpha}$ ausgegangen, sodass auch eine Fläche von $A = 0,9 \text{m}^2$ benötigt wird.

Das Verhältnis von Zellgröße zur Sehnenlänge kann jedoch den Auftriebsbeiwert verändern. Da aber nur Studien zum niedrigen Unterschall, bei denen ein Maximum bei gleicher Länge dieser beiden Parameter erreicht wird, wird hier ein Blick auf die bisher verwendeten Grid Fins geworfen. Wie Abbildung 1.2 zu erkennen gibt verwendet SpaceX bei seiner Falcon 9 auch ein Verhältnis von ungefähr 1:1, während Chinas Chang'e eine etwas kleinere Zellgröße zu besitzen scheint (vgl. Abbildung 2.22). Da jedoch die Grid Fins in den meisten Studien die gleiche Zellgröße wie Sehnenlänge haben, lässt dies vermuten, dass die auch im Überschall dadurch die höchsten Normalkraftwerte erzeugt werden. Also wird auch hier dieses Verhältnis verwendet und der Wert $C_{N\alpha}$ und somit auch die Fläche müssen nicht verändert werden. Nun wird aus gängigen Werten für die Sehen ein Wert für diese festgelegt, sodass die zwei Parameter mit $s = g = 0,04 \text{m}$ festgelegt werden.

Bei der Höhe h und Breite b können nun Werte gewählt werden, die ganzzahlig durch die Diagonale in der Zelle teilbar ist. Wird nun ein Seitenverhältnis von 5:6 gewählt, was zu einer Höhe von $h = 6 \cdot g\sqrt{2} = 339,4 \text{mm}$ und einer von $b = 5 \cdot g\sqrt{2} = 282,8 \text{mm}$ führt. Dies muss auch in den Bauraum eines Druckers passen. Dieser hat zwar nur eine Grundfläche von $300 \times 300 \text{mm}^2$, aber da er 400mm hoch ist kann die Diagonale von 500mm genutzt werden, indem in diese Eben auch die Höhe des Grid Fins gelegt wird. Die Fläche die durch die Höhe und Breite des Grid Fins aufgespannt wird liegt mit $0,096 \text{m}^2$ noch etwas über der angestrebten Fläche. Jedoch muss diese noch um die vier halbe Zellen reduziert werden, da sich die Geometrie zur Einspannung hin schmälern soll. Übrig bleibt eine Fläche von $A = h \cdot b - 2g^2 = 0,0928 \text{m}^2$.

Da sich an der Wanddicke d im Laufe der FEM-Simulationen vermutlich am meisten ändern wird, soll an dieser Stelle nur ein kurze Überschlagsrechnung gemacht werden. Angenommen wird, dass

die Wandstärke nicht in der Gitterform über die Breite verteilt ist, sondern alle zusammen addiert einen Balken mit der Gesamtdicke $d_{\text{ges.}}(x_h)$ bilden. x_h ist hierbei eine Koordinate die sich über den Grid Fin in Höhenrichtung spannt mit $x \in [0, h]$. Dieser wird nur durch die maximale Kraft in Sehnenrichtung gleichmäßig auf der gesamten Länge h und Breite $d_{\text{ges.}}(x_h)$ belastet. Die Kraft in Sehnenrichtung F_s wird aus dem maximalen Kraftvektor in Gleichung 3.3 bestimmt. Dieser ist im körperfesten Koordinatensystem gegeben, sodass er bei einem Steuerwinkel von $\delta = 10^\circ$ und in x-Konfiguration $\lambda = 45^\circ$ noch wie folgt umgerechnet werden muss.

$$F_s = F_x \cos \delta + \sqrt{F_y^2 + F_z^2} \sin \delta \quad (3.5)$$

Es bildet sich ein Momentenverlauf

$$M(x_h) = \frac{F_s}{d_{\text{ges.}}} \left(-\frac{1}{2}x_h^2 + hx_h - \frac{1}{2}h^2 \right) \quad (3.6)$$

aus. Die größte Spannung herrscht in der äußersten Faser bei

$$\sigma(\pm \frac{s}{2}, x_h) = \frac{6M(x_h)}{s^2 d_{\text{ges.}}} \quad (3.7)$$

Wie dick nun für die jeweiligen x-Werte die Zellwände insgesamt sein müssen, hängt von der Festigkeit des Materials ab.

$$R_{p,0.2} \geq \sigma_{\max} \quad (3.8)$$

Somit ergibt sich die Gesamtdicke zu

$$d_{\text{ges.}} \geq \sqrt{\frac{6F_s \left(-\frac{1}{2}x_h^2 + hx_h - \frac{1}{2}h^2 \right)}{R_{p,0.2}s^2}} \quad (3.9)$$

Wir nun noch ein Sicherheitsfaktor von 1,5 dazu multipliziert, da die Kraftanteile in Breiten- und Höhenrichtung nicht mit einbezogen wurden, erhält man den Verlauf der einzelnen Wandstärken $d(x_h)$, indem die Gesamtdicke gleichmäßig auf die zwei Rahmenwände und fünf Schnittstellen der Gitterwände verteilt wird.

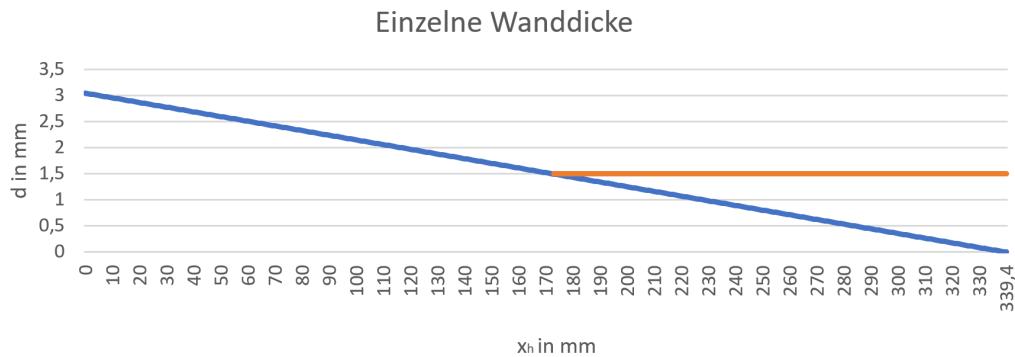


Abbildung 3.6.: Der Verlauf der Wanddicke d in Abhängigkeit von x_h

Da das Moment unter diesen einfachen Annahmen am Ende des Grid Fins auf null fällt, errechnet sich dort auch ein Wandstärke von null. Dies ist natürlich kein sinnvolles Ergebnis, sodass eine minimale Wanddicke von $d_{\min} = 1,5$ mm definiert wird. Des Weiteren ist noch zu beachten, dass die

Dicke in der Nähe der Einspannung noch höher als dargestellt ist, da dort weniger Wände liegen, auf die die Gesamtdicke verteilt wird.

Nun steht schon mal eine erste Geometrie des Grid Fins, jedoch benötigen auch die zusätzlichen Designelemente, die aus dem morphologischen Kasten gewählt wurde Festlegung weitere Werte. Einer davon ist der Pfeilungswinkel Λ_{lokal} . Je größer dieser ist, desto geringer ist die axiale Kraft, doch große Pfeilung schwächt gleichzeitig die Sehne in den Tälern. Also Kompromiss wird der Pfeilungswinkel variiert. An den **Spitzen** soll ein $\Lambda_{\text{lokal}} = 70^\circ$ gelten in den Tälern jedoch nur $\Lambda_{\text{lokal}} = 20^\circ$. Der Berg soll 20mm höher liegen als das Tal und verbunden werden sie über einen Tangentenbogen. Die Fläche dieser Pfeilung entspricht einem Rechteck gleicher Breite mit der Höhe 7mm. Um also auf eine Sehnenlänge von $s = 40\text{mm}$ zu kommen, muss sich noch 33mm restliche Wand unter der Pfeilung befinden.

Der Wandquerschnitt spitzt sich auch zu und der zugehörige Winkel wurde für das Gitter auf 70° gesetzt. Die Position in wieder so gewählt, dass die durchschnittliche Sehnenlänge sich immer auf dem Wert befindet, der durch die lokale Pfeilung herrschen sollte. Die Rahmenwände haben nur auf einer Seite eine schräge. Der Winkel wurde hier auf 54° herab gesetzt, sodass Rahmen und Gitter bei gleicher Wandstärke und Sehnenlänge, die selbe maximale Höhe haben.

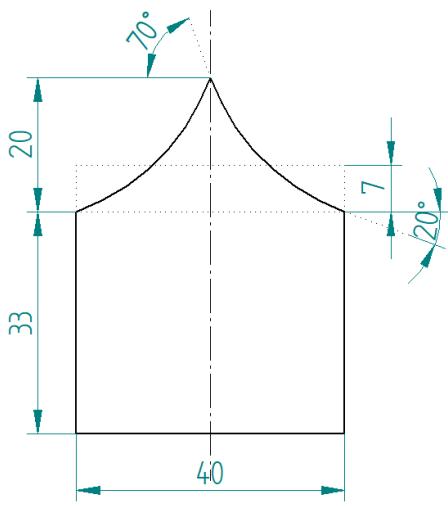


Abbildung 3.7.: Die Geometrischer Zusammenhänge einer gepfeilten Zellwand

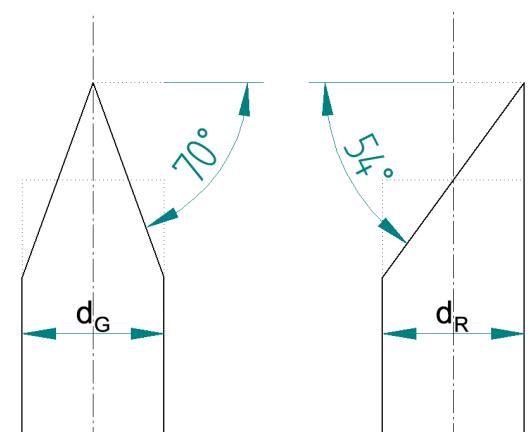


Abbildung 3.8.: Zuspitzung der Wände im Querschnitt

Die Krümmung soll für die Vorderkante der nominellen Sehne ausgelegt werden, also für den Fall, dass keine Pfeilung oder Zuspitzung vorliegt (gepunktete Linie). Da an den Bergen der Pfeilung die Spitze 13mm und mit der Zuspitzung bei einer Wandstärke von 4mm einen weiteren Millimeter über der nominelle Sehne liegt, müssen noch mindestens 14mm auf die 550mm Raketenradius drauf addiert werden. Somit wird der Krümmungsradius auf 570mm gesetzt.

Es sind noch weitere Optionen möglich, mit denen sich die Grid Fins modifizieren lassen würden. Diese werden hier jedoch zunächst nur kurz vorgestellt und erst nach den ersten Analysen beurteilt, ob sie eventuell doch noch implementiert werden sollen.

Die additive Fertigung des Grid Fins ermöglicht neue Optionen, die für klassische Herstellungsverfahren nicht wirtschaftlich umsetzbar sind. So können zum Beispiel Kanäle in das Material integriert werden, welche genutzt werden können, um den Werkstoff zu kühlen oder gar das Air Flush System mit weiteren Drucksensoren ergänzen. Es wäre auch denkbar diese einfach nur zur weiteren Gewichtsreduzierung zu nutzen.

Auch denkbar ist es die scharfen Kanten, die senkrecht zur Strömung liegen, abzurunden und so einen besseren Kraftfluss zu erlauben.

Zum Schluss muss an dieser Stelle noch angemerkt werden, dass 3D-Drucker natürlich nur eine begrenzte Auflösung haben. Je nach Hersteller kann somit die minimale Wandstärke 0,4 – 1,0mm [25, 26] und die Schichtdicke 0,04 – 0,075mm [26] betragen. Die Ausrichtung im Drucker hat also auch Einfluss auf den Detailgrad. Somit kann es sein, dass die spitzen Kanten und die Pfeilung in der Fertigung stumpfer werden, als sie ausgelegt wurden. Auch das Hinzufügen von Kanälen ist nur möglich, wenn die Wände dick genug sind.

3.5. Modellierung des Modells

4. Systemanalyse

4.1. FEM-Analyse

4.2. Betriebssimulation

4.3. Systemoptimierung

4.4. Systembewertung

4.5. Fazit

5. Zusammenfassung und Ausblick

In der Zusammenfassung (mindestens 1,5 Seiten) sollen die theoretische Herleitung und die wesentlichen Ergebnisse so aufgelistet werden, dass sie ohne Kenntnis der vorherigen Abhandlung verständlich sind. Dabei wird in der Vergangenheit geschrieben und die wichtigsten Ergebnisse der Arbeit wiedergegeben.

Literaturverzeichnis

- [1] SpaceX. Star Ship User's Guide. https://www.spacex.com/media/starship_users_guide_v1.pdf, 2020. Zugriff: 25.04.2021.
- [2] SpaceX. Falcon User's Guide. https://www.spacex.com/media/Falcon_Users_Guide_082020.pdf, 2020. Zugriff: 25.04.2021.
- [3] Rocket lab launches electron flight 8. company previews first stage recovery. <https://www.nasaspacesflight.com/2019/08/rocket-lab-electron-flight-8-towards-first-stage-recovery>, 2019. Zugriff: 25.04.2021.
- [4] GAIA Aerospace. Valkyire, Die erste wiederverwendbare AirLaunch-Rakete. <https://www.gaia-aerospace.com/research/>. Zugriff: 25.04.2021.
- [5] Ina Barz. Untersuchung effizienter Algorithmen zur Trajektorienoptimierung von AirLaunch-Raketen. Studienarbeit, TU Braunschweig, April 2021.
- [6] Salman Munawa. Analysis of Grid Fins as Efficient Control Surface in Comparison to Conventional Planar Fins. In *27th international congress of the aeronautical sciences*, 2009.
- [7] M. Tripathi, M.M. Sugeendran, and A. Misra. Effect of aspect ratio variation on subsonic aerodynamics of cascade type grid fin at different gap-to-chord ratios. *The Aeronautical Journal*, 124(1274):472–498, 2020.
- [8] Fumiya Hiroshima and Kaoru Tatsumi. Grid pattern effects on aerodynamic characteristics of grid fins. In *24th International Congress of Aeronautical Sciences*, 2004.
- [9] Marco Debiasi, Zeng Yan, and Tat Chng. Swept-back grid fins for transonic drag reduction. o6 2010.
- [10] Mark S. Miller and Wm. David Washington. North Atlantic Treaty Organization, Research and Technology Organisation, 1998.
- [11] Mark S. Miller and Wm. David Washington. North Atlantic Treaty Organization, Research and Technology Organisation, 1998.
- [12] Montgomery Hughson, Eric Blades, Edward Luke, and Gregg Abate. Analysis of lattice grid tailfin missiles in high-speed flow. o6 2007.
- [13] G. M. Simpson. North Atlantic Treaty Organization, Research and Technology Organisation, 1998.
- [14] James Kless and Michael Aftosmis. *Analysis of Grid Fins for Launch Abort Vehicle Using a Cartesian Euler Solver*.

- [15] WM. WASHINGTON, PAMELA BOOTH, and MARK MILLER. *Curvature and leading edge sweep back effects on grid fin aerodynamic characteristics.*
- [16] Marco Debiasi, Zeng Yan, and Tat Chng. Swept-back grid fins for transonic drag reduction. o6 2010.
- [17] Parisa dehghani and Miralam Mahdi. Numerical analysis of the effect of sweep-back angle on the stability derivatives of the grid fin. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 41, 07 2019.
- [18] G Faza, H Fadillah, Faber Silitonga, and Mochammad Moelyadi. Study of swept angle effects on grid fins aerodynamics performance. *Journal of Physics: Conference Series*, 1005:012013, 04 2018.
- [19] Daniel Guyot and Erich Schülein. Novel locally swept lattice wings for missile control at high speeds. pages 1–15, 01 2007.
- [20] Mark Miller and Wm. Washington. *An experimental investigation of grid fin drag reduction techniques.*
- [21] Fumiya Hiroshima and Kaoru Tatsumi. Grid pattern effects on aerodynamic characteristics of grid fins. 2004.
- [22] Manish Tripathi, Mahesh Sucheendran, and Ajay Misra. *Effect of Chord Variation on Subsonic Aerodynamics of Grid Fins*, pages 105–128. 01 2021.
- [23] Eric Ralph. SpaceX to replace Falcon 9's titanium grid fins with steel on Starship's Super Heavy booster. <https://www.teslarati.com/spacex-starship-super-heavy-grid-fins-titanium-to-steel/>. Zugriff: 21.05.2021.
- [24] Jeff Scott. SpaceX to replace Falcon 9's titanium grid fins with steel on Starship's Super Heavy booster. <http://www.aerospaceweb.org/question/weapons/q0261.shtml>. Zugriff: 22.05.2021.
- [25] Electro Optical Systems GmbH. DMLS-Werkstoffe für die additive Fertigung von Metallbauteilen. <https://www.eos.info/de/additive-fertigung/3d-druck-metall/eos-metall-werkstoffe-dmls>. Zugriff: 14.06.2021.
- [26] Rapidobject GmbH. Preisbeispiele für 3D Druck Bauteile – Metalle. https://www.rapidobject.com/de/Wissenswertes/3D-Druck-Preise-Kosten_1249.html. Zugriff: 20.06.2021.
- [27] H.P. Kaysser GmbH + Co. KG. Materialdatenblatt – Additive Manufacturing. <https://www.kaysser.de/>. Zugriff: 20.06.2021.
- [28] Gustoc Titanium GmbH. Der Werkstoff Titan: Verarbeitung. http://www.gustoc.de/de/Vorteile/Titan_Verarbeitung.html. Zugriff: 20.06.2021.
- [29] D3D Additive Manufacturing GmbH. AlSi10Mg. https://d3d-am.de/wp-content/uploads/2019/05/AlSi10Mg-Datenblatt_12-2018.pdf. Zugriff: 20.06.2021.

- [30] ZAPP AG. TiAl6V4 (Grade 5) DatenblattHigh Per for mance Alloys. https://www.zapp.com/fileadmin/_documents/Downloads/materials/high_performance_alloys/de/TiAl6V4-Grade5-Datenblatt.pdf. Zugriff: 20.06.2021.
- [31] Kalpataru Piping Solutions. Inconel 625 Butt weld Fittings. <https://kalpatarupiping.eu/inconel-products/inconel-625-butt-weld-fittings-suppliers/>. Zugriff: 20.06.2021.
- [32] CHINA SPECIAL STEEL LIMITED. Martensite stainless steel material No.1.4542. <http://www.hastelloy-c276.com/stainless-steel-heat-resistant-steel/Martensite-stainless-steel-14542.html>. Zugriff: 21.06.2021.
- [33] VDM Metals International GmbH. VDM®Alloy 718. https://www.vdm-metals.com/fileadmin/user_upload/Downloads/Data_Sheets/Datenblatt_VDM_Alloy_718.pdf. Zugriff: 21.06.2021.
- [34] Stahlhandel Gröditz GmbH. Alloy 625 ESU | 2.4856 (NiCr22Mo9Nb) Material data sheet. <https://www.stahlportal.com/en/stock/alloy-625-esu-24856-forged/>. Zugriff: 20.06.2021.
- [35] Amari Ireland Ltd. 1.4404 (316L) Sheet and Plate (Quarto Plate and CPP). https://www.amari-ireland.com/datasheets/Stainless-Steel-14404-Sheet-and-Plate_346.ashx. Zugriff: 20.06.2021.
- [36] 3D Systems GmbH. LaserForm® AlSi7Mgo.6 (A). https://de.3dsystems.com/sites/default/files/2018-11/3D-Systems_Laserform_AlSi7Mg0.6%28A%29_DATASHEET_A4-us_2018.11.06_WEB.PDF. Zugriff: 21.06.2021.
- [37] Hempel Special Metals AG. 718 / 2.4668. <https://www.hempel-metals.co.uk/en/material/nickel-alloys/alloy-718-24668/>. Zugriff: 21.06.2021.
- [38] SLM Solutions Group AG. MaterialData Sheet: Ni-Alloy IN939. https://www.slm-solutions.com/fileadmin/Content/Powder/MDS/MDS_Ni-Alloy_IN939_0219_EN.pdf. Zugriff: 21.06.2021.
- [39] Ulbrich Stainless Steels and Special Metals Inc. Hastelloy® X (Alloy X), UNS No6002. <https://www.ulbrich.com/uploads/data-sheets/Hastelloy-X-Alloy-X-UNS-N06002.pdf>. Zugriff: 21.06.2021.
- [40] KYOCERA SGS Precision Tools Europe Ltd. Ti 6Al 4V (Grade 5) Titanium Alloy Data Sheet. <https://kyocera-sgstool.co.uk/titanium-resources/titanium-information-everything-you-need-to-know/ti-6al-4v-grade-5-titanium-alloy-data-sheet/>. Zugriff: 21.06.2021.
- [41] xotmetals. Ti6Al4V ELI Titanium Alloy Grade 23. <https://kyocera-sgstool.co.uk/titanium-resources/titanium-information-everything-you-need-to-know/ti-6al-4v-grade-5-titanium-alloy-data-sheet/>. Zugriff: 21.06.2021.

Abbildungsverzeichnis

| | |
|--|----|
| 1.1. SpaceX Starship Illustration | 1 |
| 1.2. Grid Fins am CRS-5 Falcon 9 Booster | 3 |
| 2.1. Aufbau eines einfachen Grid Fins | 6 |
| 2.2. Winkel zur Beschreibung der Orientierung der Grid Fins zum Körper a) Steuerwinkel, b) Klappwinkel, c) Rollwinkel, d) Neigungswinkel des Körpers zur Anströmung | 7 |
| 2.3. Stoßsystem einer Zelle | 8 |
| 2.4. Kräfte und Momente am Grid Fin | 10 |
| 2.5. Normalkraftsbeiwertgradient bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl | 11 |
| 2.6. Axialkraft (hier CD) bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl | 12 |
| 2.7. Gelenkmomentenbeiwert bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl | 12 |
| 2.8. Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α bei $Ma_\infty = 2.5$ | 13 |
| 2.9. Gelenkmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α bei a) $Ma_\infty = 0.5$, b) $Ma_\infty = 2.5$ | 14 |
| 2.10. Vielfache des Normalkraftanstiegs (links) und der Axialkraft (rechts) im Vergleich zum ungepfeilten Grid Fin in Abhängigkeit vom konfigurellen Pfeilungswinkel Λ_{Konf} bei $Ma_\infty = 2.5$ und $\alpha = 0$ | 15 |
| 2.11. Ebener Grid Fin (links) und Grid Fin mit gepfeiltem Gitter (rechts) | 16 |
| 2.12. Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln Λ_G und $\alpha = 0$ | 17 |
| 2.13. Lokale Pfeilung der Zelle mit dem a) "Berg"-Typus und b) "Tal"-Typus | 17 |
| 2.14. Wellenwiderstandsbeiwert (links) und Auftrieb/Widerstand-Verhältnis (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl | 18 |
| 2.15. Gelenkmomentenbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für gekrümmte Grid Fins bei $Ma_\infty = 1.1$ | 19 |
| 2.16. Widerstandsbeiwert für verschiedene Rahmenquerschnittsformen (F1-F4), einen dickeren Rahmen d_R (F5) und ein dünneres Gitter d_G (F6) bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl | 20 |
| 2.17. Anstieg des Normalkraftkoeffizienten über den Anstellwinkel α in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei $\alpha = 0$ | 21 |
| 2.18. Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit des Verhältnis zwischen Zellgröße und Sehnenlänge für Kaskaden Finnen bei $Ma_\infty = 0.1176$ | 22 |
| 2.19. Grid Fins an der Falcon 9, Version Mod 3 links und Mod 4 rechts | 24 |
| 2.20. SpaceX's Starship inklusive Super Heavy Booster | 24 |
| 2.21. Das Sojus Notfall-Rettungssystem mit Grid Fins | 25 |
| 2.22. Die Grid Fins der chinesischen Chang'e | 26 |

| | |
|--|----|
| 2.23. Der Ablauf einer Valkyrie Mission | 27 |
| 2.24. Aufbau der Valkyrie | 28 |
| 3.1. Kräfte an einem der Grid Fins bei konstant gehaltener Neutralstellung | 31 |
| 3.2. Fluggeschwindigkeit bei konstant gehaltener Neutralstellung | 32 |
| 3.3. Kräfte am Grid Fin beim maximalen Lastfall | 33 |
| 3.4. Morphologischer Kasten für die Grid Fins | 35 |
| 3.5. Morphologischer Kasten für die Grid Fin Aktuatorik | 36 |
| 3.6. Der Verlauf der Wanddicke d in Abhängigkeit von x_h | 42 |
| 3.7. Die Geometrischer Zusammenhänge einer gepfeilten Zellwand | 43 |
| 3.8. Zuspitzung der Wände im Querschnitt | 43 |
| A.1. Modell zur Ermittlung der Materialkosten | 55 |

Tabellenverzeichnis

| | |
|---|----|
| 3.1. Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe (Auswahl) | 38 |
| A.1. Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe | 56 |

Symbolverzeichnis

Lateinische Buchstaben

- A Querschnittsfläche der Grid Fins
 C Kräfte- /Momentenbeiwert
 F Kraft
 M Moment
 R Festigkeit
 U Geschwindigkeit des Fluids
 V Volumen
 b Spannweite der Grid Fins
 g Zellgröße, Abstand der Zellwände
 h Höhe der Grid Fins
 s Sehnenlänge
 t Zeit nach der Trennung vom Flugzeug

Griechische Buchstaben

- Λ Klappwinkel, Pfeilungswinkel (mit Index)
 α Anstellwinkel des Grid Fins zur Anströmung
 η Steuerwinkel
 λ Rollwinkel
 ρ Dichte
 σ Neigungswinkel des Flugkörper zur Strömung
Spannung

Indices

- E Einsatz
 G Gitter
 $Konf$ Konfiguration
 N Normal zur X-Achse
 R Rahmen
 X In (negative) X-Richtung
 Z Zelle
 b Körperfest
 h In Höhenrichtung
 m Auf das Steuergelenk bezogen
 s In Sehnenrichtung
 α Differenzialquotient über Anstellwinkel α

∞ Zustand der Anströmung

Abkürzungen

| | |
|------|---|
| COTS | Commercial off-the-shelf |
| GAIA | German Association for Intercontinental Astronautics e.V. |
| LEO | Low Earth Orbit |
| LOX | Liquid Oxygen |
| MOAB | Massive Ordnance Air Blast |
| RCS | Reaction Control System |
| RP-1 | Rocket Propellant 1 |
| SP | Schwerpunkt |

A. Materialeigenschaften

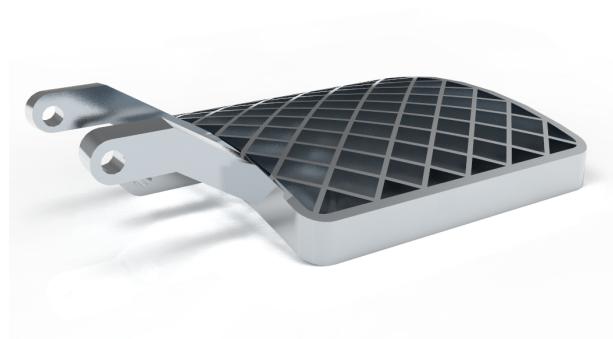


Abbildung A.1.: Modell zur Ermittlung der Materialkosten

- $V = 99,70 \text{ mm}^3$
- Benötigter Bauraum: $187,76 \times 132,28 \times 44,21 \text{ mm}^3$
- $b = h = 132,28 \text{ mm}$
- $s = 14,17 \text{ mm}$
- $d_R = 3,78 \text{ mm}$
- $d_G = 1,89 \text{ mm}$
- Krümmungsradius = $200,21 \text{ mm}$

| Werkstoff | Bezeichnung | ρ / cm^3 | $R_{p,0,2}/\text{MPa}$ | $R_{p,0,2}/\text{MPa}$ wärmebehandelt | $R_{\text{spez.}}/\frac{\text{Nm}}{\text{g}}$ | Preis/€ | $T_{E,\text{max}}/^\circ\text{C}$ | $T_{\text{Schmelz}}/^\circ\text{C}$ |
|-----------|-----------------|----------------------|------------------------|--|---|----------|-----------------------------------|-------------------------------------|
| Aluminum | AlSi10Mg | 2,57 | 230-270 | | 89,5 | 1.508,93 | 530 | 557 |
| Aluminum | AlSi7Mg0,6 | 2,67 | 250-255 | | 93,6 | | | 557 |
| Edelstahl | 1.4404 | 7,97 | 480-540 | | 60,2 | 4.991,35 | 850 (w) | 1400 |
| Edelstahl | 1.4542 | 7,79 | 861-861 | 1262-1262 | 110,5 | 2.559,27 | 550 | 1400 |
| Edelstahl | "CX" | 7,69 | 840-8400 | 1650-1670 | 109,2 | | | |
| Edelstahl | 1.4540 | 7,7 | 930-1025 | 1200-1250 | 120,8 | | | |
| Inconel | IN 625 | 8,15 | 630-720 | 640-680 | 77,3 | 950 (w) | 1350 | |
| Inconel | IN 718 | 8,15 | | 1140-1245 | 140,5 | 2.597,71 | 700 | 1260 |
| Inconel | IN 939 | 8,15 | | 1100-1130 | 135,0 | | 850 | |
| Inconel | "HX" | 8,2 | 545-630 | 1200-1200 | 66,5 | | | 1355 |
| Titan | Ti6Al4V | 4,41 | 1120-1140 | | 254,0 | 3.085,12 | >700 (w) | 1630 |
| Titan | Ti6Al4V Grade 5 | 4,4 | | 970-1010 | 220,5 | | 870 | 1604 |
| Titan | Ti6Al4V ELI | 4,41 | | 945-965 | 214,3 | | 982 | 2800 |

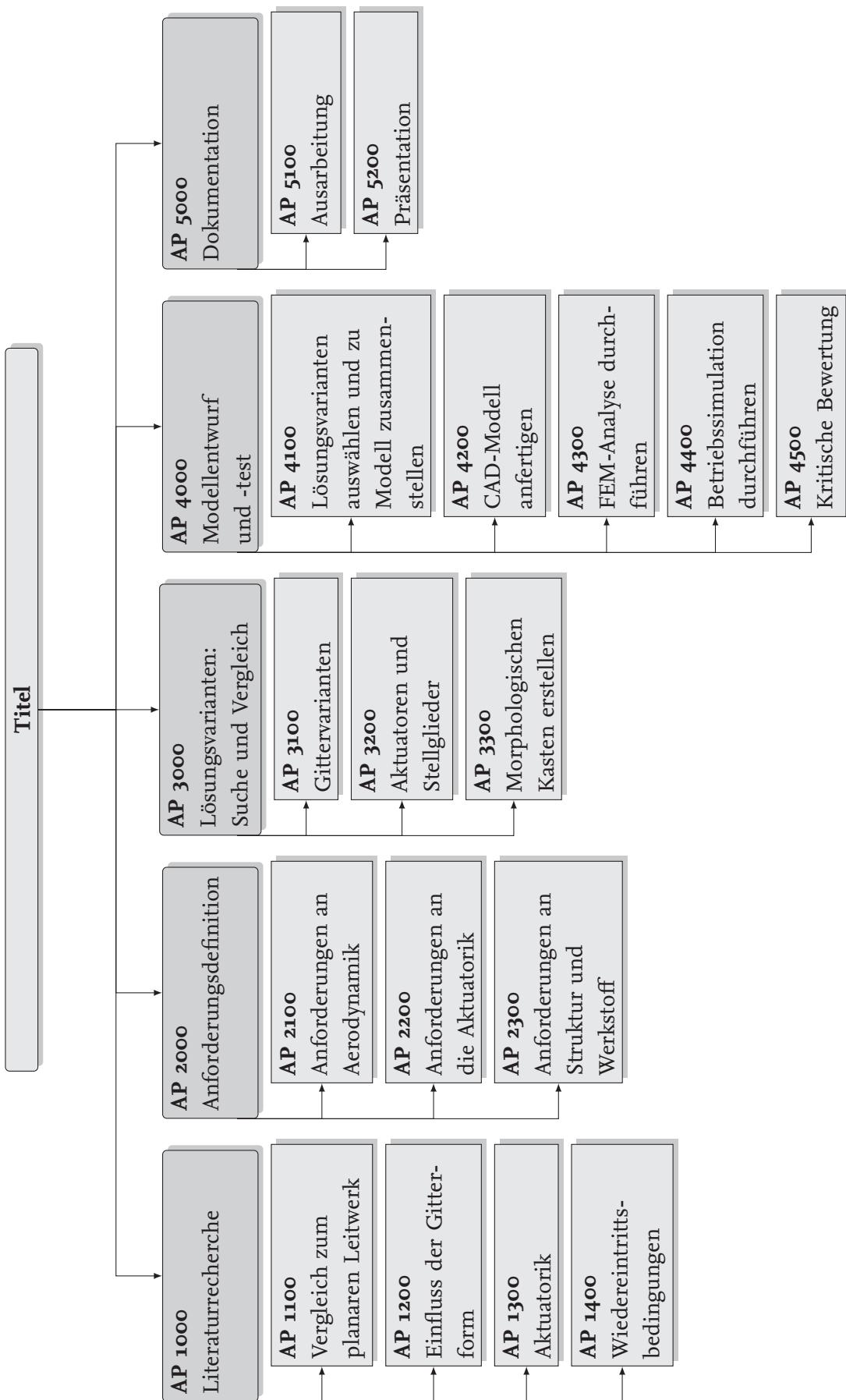
Quellen: [25, 26, 27, 34, 28, 29, 35, 31, 30, 36, 37, 38, 39, 32, 40, 41, 33]

Tabelle A.1.: Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe

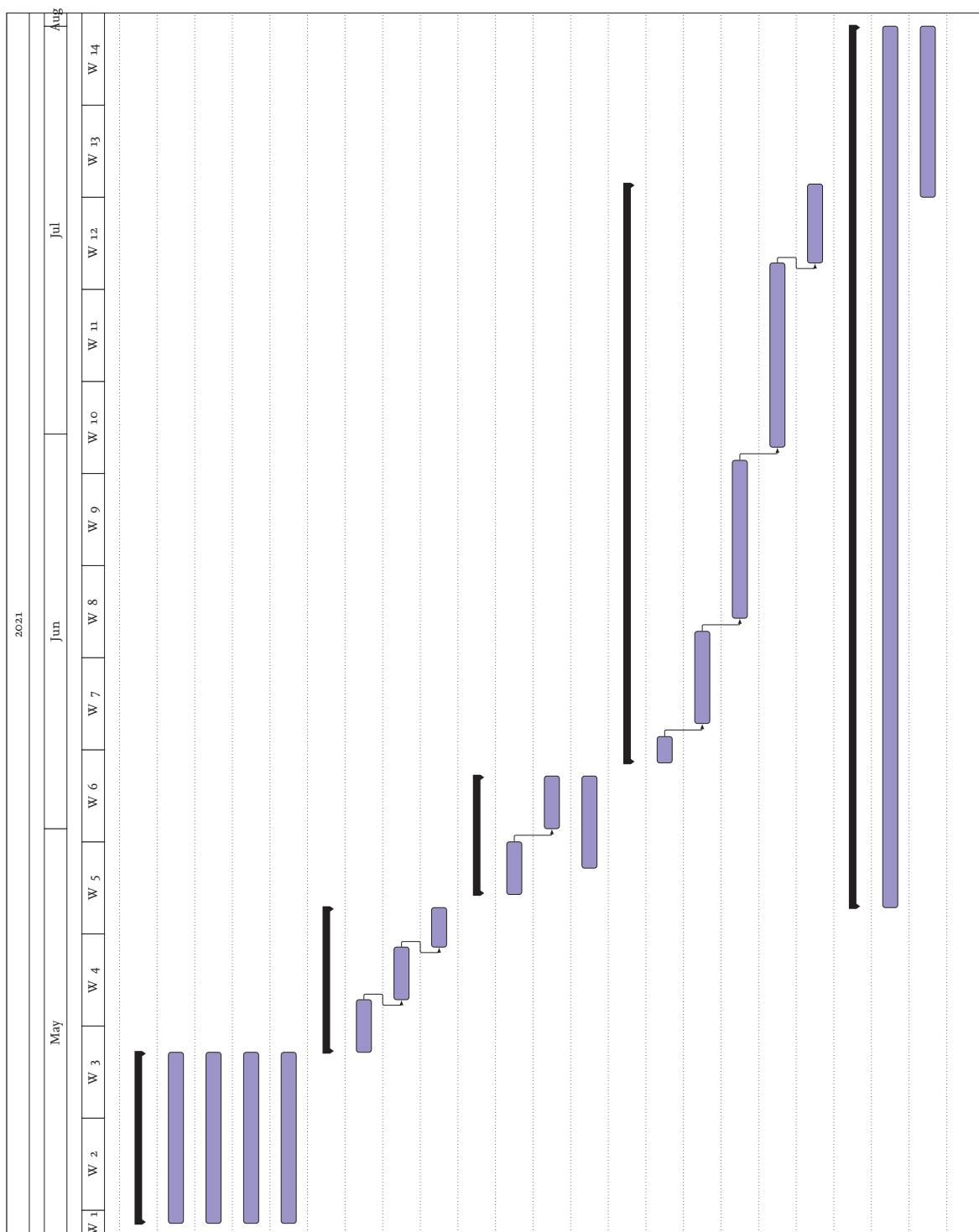
(w) = Temperatur für Warmumformung

B. Projektmanagement

B.1. Work Breakdown Structure



B.2. Zeitplan



B.3. Work Package Description

| | | |
|---|--|--------------------------|
| | | AP 1100 |
| Titel | Vergleich zum planaren Leitwerk | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ | |
| Ende | T ₀ +2 Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse über Vor- und Nachteile von Grid Fins im Vergleich zu planaren Leitwerken bezüglich <ul style="list-style-type: none"> - Aerodynamik, bei unterschiedlichen Anströmungsbedingungen - Strukturmechanische Eigenschaften - Allgemeine Unterschiede | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zum Vergleich der beiden | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2200 zur Bestimmung aerodynamischen Einflüsse | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zur Thematik lesen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vor- und Nachteile von Grid Fins kennen • Wissen, wo und wie sie entsprechend ihrer Eigenschaften einzusetzen sind | | |

| | | |
|---|--------------------------------|--------------------------|
| | | AP 1200 |
| Titel | Einfluss der Gitterform | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T_0 | |
| Ende | T_0+2 Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse über verschiedene Gitterformen und ihren Einfluss auf das aerodynamische Verhalten und die Struktur | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zu den verschiedenen Formen | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2200 zur Berücksichtigung der Gitterform auf die Aerodynamik • AP 2300 zum Einfluss der Gitterform auf die Struktur | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zur Thematik lesen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vor- und Nachteile unterschiedlicher Gitterformen kennen | | |

| | | |
|--|-------------------|--------------------------|
| | | AP 1300 |
| Titel | Aktuatorik | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T_0 | |
| Ende | T_0+2 Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse über Aktuatoren zur Steuerung der Grid Fins | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zur Aktuatorik • Kataloge von Herstellern | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 3200 zur Auswahl stehende Aktuatoren | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zur Thematik lesen • sich bei Herstellern informieren | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Überblick über mögliche Aktuatorik | | |

| | | |
|---|-----------------------------------|--------------------------|
| | | AP 1400 |
| Titel | Wiedereintrittsbedingungen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T_0 | |
| Ende | T_0+2 Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse zu den Bedingungen beim Wiedereintritt | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zum Wiedereintritt | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2100 Aerodynamische Einflüsse des Wiedereintritts • AP 2300 Strukturmechanische Einflüsse des Wiedereintritts | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Literatur zur Thematik lesen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kenntnisse zu Bedingungen beim Wiedereintritt | | |

| | | |
|--|---|--------------------------|
| | | AP 2100 |
| Titel | Anforderungen an die Aerodynamik | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T_0+2 Wochen | |
| Ende | $T_0+2,5$ Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Sammlung aller aerodynamischen Anforderungen an die Grid Fins | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vorgaben aus Gespräch mit Betreuer | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2200 Aerodynamische Kräfte bestimmen Leistung des Aktuators • AP 2200 Aerodynamische Kräfte bestimmen Belastung der Konstruktion | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Aerodynamische Anforderungen definieren • Ggf. nach Wichtigkeit sortieren und in Pflicht und Wunschbedingungen einteilen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Liste aerodynamischer Anforderungen | | |

| | | |
|---|--|--------------------------|
| | | AP 2200 |
| Titel | Anforderungen an die Aktuatorik | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +2,5 Wochen | |
| Ende | T ₀ +3 Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Sammlung aller Anforderungen an die Aktuatorik der Grid Fins | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vorgaben aus Gespräch mit Betreuer • Kennwerte der Aktuatorik aus Verwendungsbeispielen von Grid Fins als Orientierungswerte | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 4400 Anforderungen müssen in Betriebssimulation erfüllt werden | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Anforderungen an Aktuatorik definieren • Ggf. nach Wichtigkeit sortieren und in Pflicht und Wunschbedingungen einteilen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Liste der Anforderungen an die Aktuatorik | | |

| | | |
|---|---|---|
| | | AP 2300 |
| Titel | Anforderungen an Struktur und Werkstoff | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +3 Wochen | |
| Ende | T ₀ +3,5 Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| <p>Ziele:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Sammlung aller Anforderungen an die Struktur und dem Werkstoff im Bezug auf die Festigkeit und thermische Belastbarkeit <p>Input:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Angaben von 3D-Druck-Anbietern • AP 1400 <p>Schnittstellen zu anderen APs:</p> <ul style="list-style-type: none"> • AP 4100 Anforderungen müssen vom Modell erfüllt werden • AP 1400 Wiedereintrittsbedingungen müssen ausgehalten werden <p>Aufgaben:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Anforderungen Werkstoff und Struktur definieren • Ggf. nach Wichtigkeit sortieren und in Pflicht und Wunschbedingungen einteilen <p>Ergebnisse:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Liste der Anforderungen an Werkstoff und Struktur | | |

| | | |
|--|----------------------------|--------------------------|
| | | AP 3100 |
| Titel | Gittervarianten | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +3,5 Wochen | |
| Ende | T ₀ +4 Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| • Überblick über die verschiedenen Gittervarianten und ihre Unterschiede haben | | |
| Input: | | |
| • Bisher verwendete Gittervarianten in der Raketentechnik | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| • AP 3400 Varianten in Morphologischen Kasten eintragen | | |
| Aufgaben: | | |
| • Gittervarianten sammeln | | |
| • Unterschiede untersuchen | | |
| Ergebnisse: | | |
| • Liste von Gittervarianten | | |

| | | |
|---|------------------------------------|--------------------------|
| | | AP 3200 |
| Titel | Aktuatoren und Stellglieder | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +4 Wochen | |
| Ende | T ₀ +4,5 Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| • Überblick über die verschiedenen Aktuatoren und Stellglieder so wie ihre Unterschiede haben | | |
| Input: | | |
| • Bisher verwendete Steuervarianten für Grid Fins | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| • AP 3400 Varianten in Morphologischen Kasten eintragen | | |
| Aufgaben: | | |
| • Aktuatoren- und Stellgliedervarianten sammeln | | |
| • Unterschiede untersuchen | | |
| Ergebnisse: | | |
| • Liste von Aktuatoren und Stellgliedern | | |

| | | |
|---|---|--------------------------|
| | | AP 3300 |
| Titel | Morphologischen Kasten erstellen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +4 Wochen | |
| Ende | T ₀ +5 Wochen | Dauer: 1 Woche |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Überblick über alle Lösungsvarianten haben | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Lösungsvarianaten aus den APs 3100, 3200, 3300 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 4100 Modell mit Lösungsvarianten aus Morphologischen Kasten zusammen stellen | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Aus den vorher erarbeiteten Lösungsvarianten Morphlogischen Kasten erstellen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Morphologischer Kasten | | |

| | | |
|--|--|---|
| | | AP 4100 |
| Titel | Lösungsvarianten auswählen und zu Modell zusammen stellen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +5 Wochen | |
| Ende | T ₀ +5,5 Wochen | Dauer: 0,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vollständiges Modell für eine spätere Fertigung | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Morphologischer Kasten aus AP 3400 • In AP 2000 definierte Anforderungen | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2000 definierte Anforderungen erfüllen • AP 3400 Lösungsvarianten aus Morphologischen Kasten auswählen • AP 4200 gewählte Lösungsvarianten ins CAD-Modell einbauen • AP 4400 in Betriebssimulation einbinden | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Nicht anforderungsgerechte Lösungsvarianten ausschließen • Beste und kombinierbare Varianten auswählen • Gewählte Lösungen zu einem Modell zusammen fassen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Prototyp | | |

| | | |
|--|------------------------------|--------------------------|
| | | AP 4200 |
| Titel | CAD-Modell anfertigen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | $T_0+5,5$ Wochen | |
| Ende | $T_0+6,5$ Wochen | Dauer: 1 Woche |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • CAD-Modell für <ul style="list-style-type: none"> -Import in FEM-Programm -Fertigung mit 3D-Drucker | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Modell aus AP 4100 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 4100 CAD-Modell aus gewählten Teillösungen erstellen • AP 4300 CAD-Modell in FEM-Programm importieren | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vorher gewähltes Modell in CAD-Programm implementieren | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • CAD-Modell | | |

| | | |
|---|--------------------------------|--------------------------|
| | | AP 4300 |
| Titel | FEM-Analyse durchführen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | $T_0+6,5$ Wochen | |
| Ende | $T_0+8,5$ Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Strukturelle Optimierung des Modells • Numerische Bestätigung der Festigkeit einer optimierten Konstruktion | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • CAD-Modell aus AP 4200 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 4200 CAD-Modell analysieren und anpassen | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Beanspruchung unter Last untersuchen • Über-/unterbeanspruchte Teile der Konstruktion lokalisieren • CAD-Modell rekursiv anpassen und erneut testen | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Für Festigkeit optimiertes und überprüftes Modell | | |

| | | |
|--|---------------------------------------|--------------------------|
| | | AP 4400 |
| Titel | Betriebssimulation durchführen | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | $T_0+8,5$ Wochen | |
| Ende | $T_0+10,5$ Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Bestätigung der anforderungsgerechten Auslegung der Aktuatorik | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Anforderungen aus AP 2200 • Modell aus AP 4100 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 2200 Erfüllung der Anforderungen • AP 4100 Analyse des Modells | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Verhalten der Steuerung unter Betriebsbedingungen mittels Matlab/Simulink untersuchen • Erfüllung der Anforderungen überprüfen • Eventuelle Anpassung der Aktuatorik | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Angemesse und überprüfte Aktuatorik der Grid Fins | | |

| | | |
|---|-----------------------------|--------------------------|
| | | AP 4500 |
| Titel | Kritische Bewertung | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +10,5 Wochen | |
| Ende | T ₀ +11,5 Wochen | Dauer: 1 Woche |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kritische Auseinandersetzung mit den Ergebnissen der Arbeit | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Anforderungen aus AP 2000 • Simulationsergebnisse von AP 4300 und AP 4400 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • AP 4300, AP 4400 Simulationsergebnisse im Abgleich mit: • AP 2000 Anforderungen | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Kritische Einschätzung der Ergebnisse • Eventuelle Fehler und Verbesserungsmöglichkeiten der Grid Fins aufzeigem | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Bewertung des Modells | | |

| | | |
|--|----------------------------|--------------------------|
| | | AP 5100 |
| Titel | Ausarbeitung | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +3,5 Wochen | |
| Ende | T ₀ +13 Wochen | Dauer: 9,5 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vollständige Dokumentation der Vorgehensweise und Ergebnisse | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • APs 1000, 2000, 3000, 4000 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Ausarbeitung umfasst alle vorherigen APs | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Alle Arbeitsschritte und Gedankengänge in fachlich korrekter Form schriftlich festhalten | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • PDF-Dokument mit dem gesamten Inhalt dieser Arbeit | | |

| | | |
|--|---------------------------|--------------------------|
| | | AP 5200 |
| Titel | Präsentation | Seite: 1 von 1 |
| Verantwortlicher | Ole Scholz | Version: 1.0 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ +11 Wochen | |
| Ende | T ₀ +13 Wochen | Dauer: 2 Wochen |
| Bearbeiter | Ole Scholz | |
| Ziele: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Vorstellung der Arbeitsergebnisse | | |
| Input: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • APs 2000, 3000, 4000 | | |
| Schnittstellen zu anderen APs: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • über die Inhalte der APs 2000, 3000, 4000 | | |
| Aufgaben: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • PowerPoint-Präsentation • Präsentation über gesamte Arbeit halten | | |
| Ergebnisse: | | |
| <ul style="list-style-type: none"> • Mit Poster unterstützte verbale Vorstellung der Arbeitsergebnisse | | |

| | | |
|---|--------------------------------|--------------------------|
| | | AP 1200 |
| Titel | Titel des Arbeitspakets | Seite: X von Y |
| Verantwortlicher | Dein Name | Version: 1.1 |
| | | Datum: DD.MM.YYYY |
| Beginn | T ₀ | |
| Ende | T ₀ +X Wochen | Dauer: X Wochen |
| Bearbeiter | Dein Name | |
| <p>Ziele:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Ziel 1 • Ziel 2 • ... <p>Input:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Input 1 • ... <p>Schnittstellen zu anderen APs:</p> <ul style="list-style-type: none"> • AP XXXX Beschreibung • AP <p>Aufgaben:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Aufgabe 1 • ... <p>Ergebnisse:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Ergebnis 1 • ... | | |

