



Technische  
Universität  
Braunschweig

Institut für  
Raumfahrtssysteme



R 2116 B

# Auslegung einer Grid Fin Aktuatorik für wiederverwendbare Raketen

Institut für Raumfahrtssysteme

Ole Scholz

2. September 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

<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1. Motivation . . . . .	2
1.2. Ziele der Arbeit . . . . .	4
1.3. Struktur der Arbeit . . . . .	4
<b>2. Grundlagen</b>	<b>5</b>
2.1. Aufbau von Grid Fins . . . . .	5
2.2. Strömung durch Grid Fins . . . . .	6
2.3. Aerodynamische Beiwerte und Vergleich zu planaren Finnen . . . . .	8
2.3.1. Normalkraft . . . . .	9
2.3.2. Axialkraft . . . . .	9
2.3.3. Gelenkmoment . . . . .	10
2.3.4. Stabilität . . . . .	11
2.3.5. Anstellwinkelcharakteristik . . . . .	11
2.4. Grid Fin Varianten . . . . .	12
2.4.1. Pfeilung . . . . .	13
2.4.2. Krümmung . . . . .	17
2.4.3. Wandquerschnitt . . . . .	17
2.4.4. Zellform . . . . .	19
2.4.5. Zellgröße . . . . .	20
2.5. Bisherige Implementierung . . . . .	21
2.5.1. SpaceX Falcon 9 und Starship . . . . .	21
2.5.2. Sovietische Sojus und N-1 . . . . .	23
2.5.3. Chinas Chang'e . . . . .	24
2.6. Das AirLaunch-System Valkyrie . . . . .	24
<b>3. Modellentwurf</b>	<b>27</b>
3.1. Systemanforderungen . . . . .	27
3.1.1. Anforderungen an die Aerodynamik . . . . .	27
3.1.2. Leistungsanforderungen . . . . .	27
3.1.3. Anforderungen an die Kosten . . . . .	28
3.1.4. Thermische und Mechanische Anforderungen . . . . .	28
3.1.5. Geometrische Anforderungen . . . . .	31
3.2. Morphologische Kästen . . . . .	32
3.3. Modellierung des Grid Fins . . . . .	34
3.3.1. Materialwahl . . . . .	35
3.3.2. Gitterdesign . . . . .	37
3.3.3. Festlegung des Modelldesigns . . . . .	38
3.3.4. Modellierung in CAD . . . . .	41

3.4. Komponentenrecherche und -auswahl der Aktuatorik . . . . .	42
3.4.1. Peripherie . . . . .	43
<b>4. Systemanalyse</b>	<b>47</b>
4.1. FEM-Analyse . . . . .	47
4.1.1. Optimierung der Halterung . . . . .	48
4.2. Betriebssimulation . . . . .	51
4.3. Systemoptimierung . . . . .	52
4.4. Systembewertung . . . . .	52
4.5. Fazit . . . . .	52
<b>5. Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>53</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>54</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>56</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>59</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>60</b>
<b>A. Materialeigenschaften</b>	<b>62</b>
<b>B. Projektmanagement</b>	<b>64</b>
B.1. Work Breakdown Structure . . . . .	64
B.2. Zeitplan . . . . .	66
B.3. Work Package Description . . . . .	68

# 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  $\Lambda$  beschreibt den Ausschlag um eine den Körper an der Anbringung tangierende Achse. Ein Klappwinkel von  $0^\circ$  entspricht hierbei dem normalen in die Strömung ragenden Zustand und  $90^\circ$  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  $\sigma$  setzt sich unter realen Bedingungen mit Vernachlässigung des Windes aus dem Schiebewinkel und dem

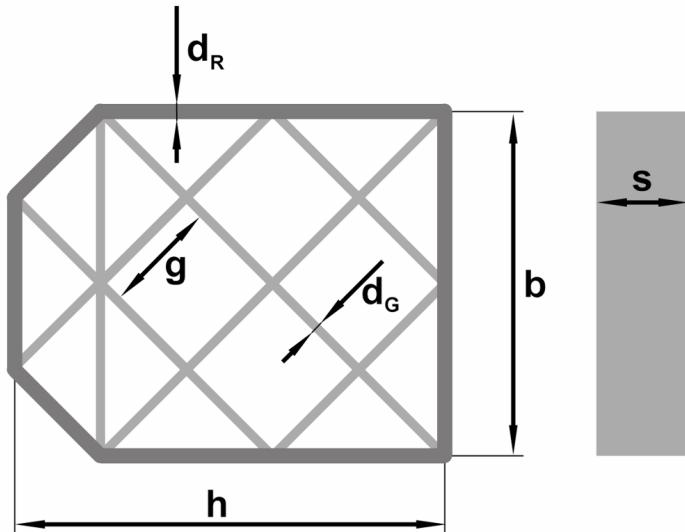


Abbildung 2.1.: Aufbau eines einfachen Grid Fins

Bahnneigungswinkel zusammen. Für die in dieser Arbeit durchgeführten 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  $\lambda$  eingeführt. 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  $\alpha$ , 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.

## 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

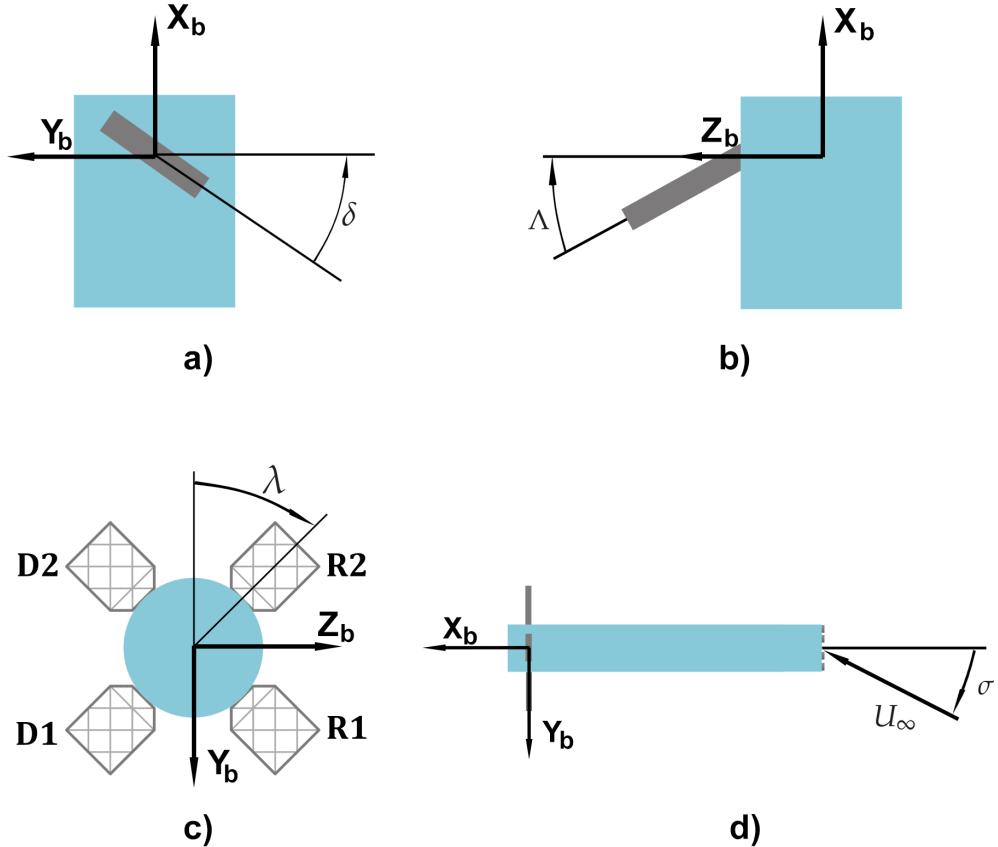


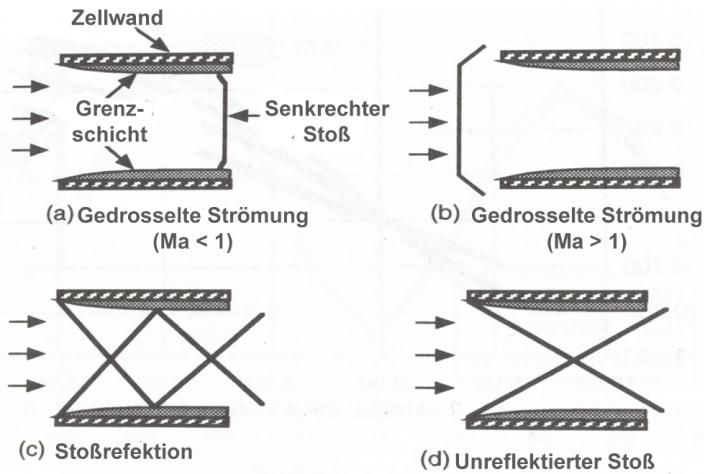
Abbildung 2.2.: Winkel zur Beschreibung der Orientierung der Grid Fins zum Körper

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

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  $Ma_\infty$  über 1.0, löst sich der Stoß von den Gitterwänden und verbindet sich zu einer unregelmäßigen 3D-Struktur im Nachlauf [12]. Wächst  $Ma_\infty$  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 Bahnen 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.

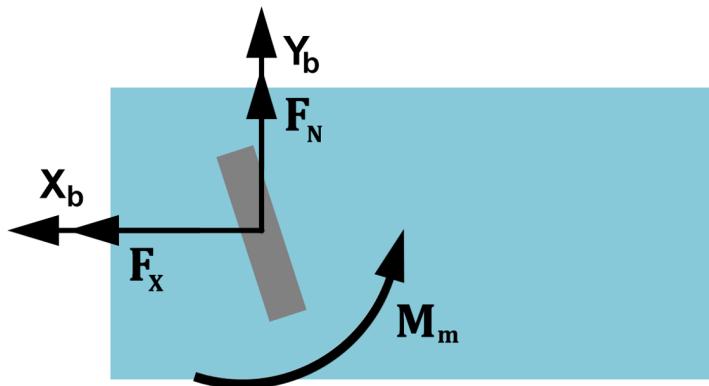


Abbildung 2.4.: Kräfte und Momente am Grid Fin

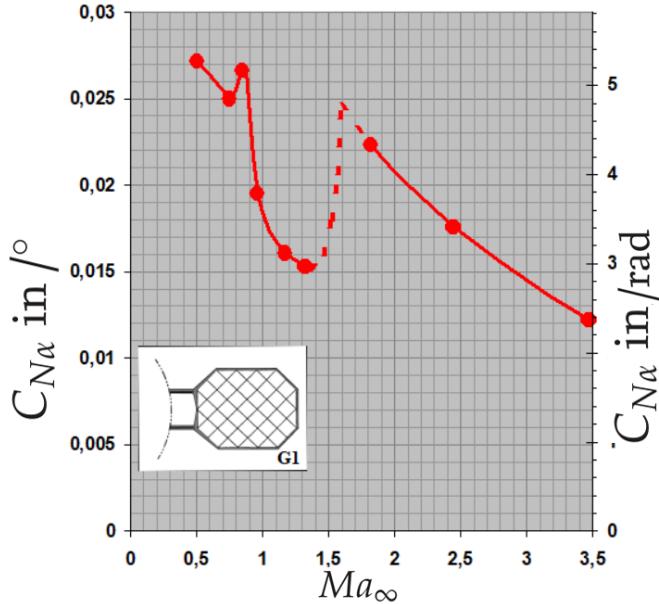
### 2.3.1. Normalkraft

Die Normalkrafterzeugung ist ausschlaggebend für die Stabilität und Steuerbarkeit eines Flugkörpers. Die Steigung der Normalkraftkoeffizient über den Anstellwinkel  $C_{N\alpha}$  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].

### 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



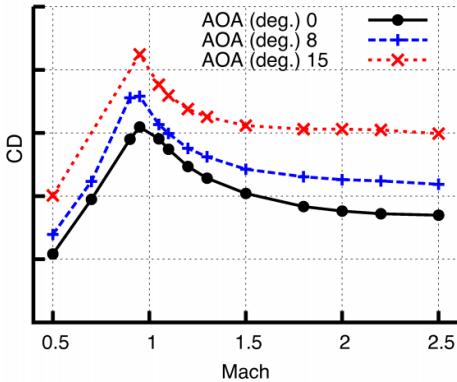
Quelle: [10]

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

[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 drei- oder vierfache des konventionellen betragen.

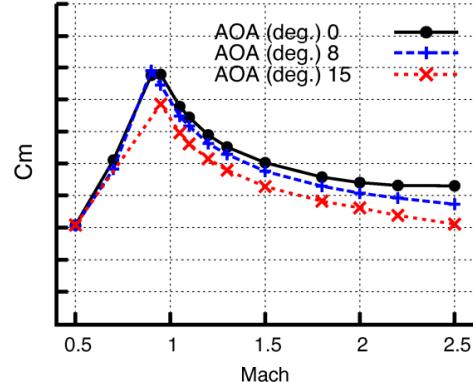
### 2.3.3. Gelenkmoment

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 niedrigen 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 Gelenkachse 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

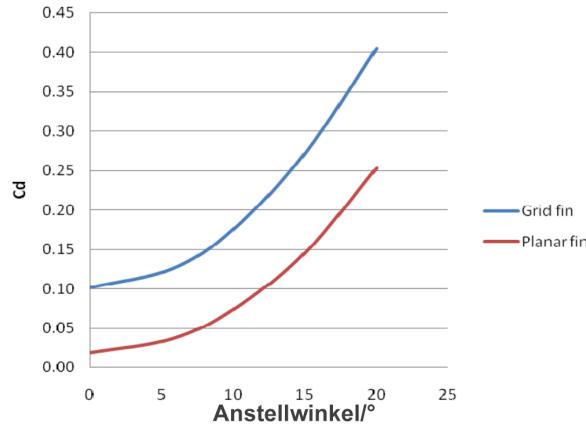
Für die statische Stabilität eines Flugkörpers muss bei Neigungswinkeln  $\sigma \neq 0$  ein Moment um den Schwerpunkt (SP) entstehen, das die Orientierung der Körperachse wieder parallel zur Strömung ausrichtet. Grid Fins haben hier einen entscheidenden Vorteil gegenüber planaren Alternativen, da bei 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 Steuerwinkelausschlag 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.



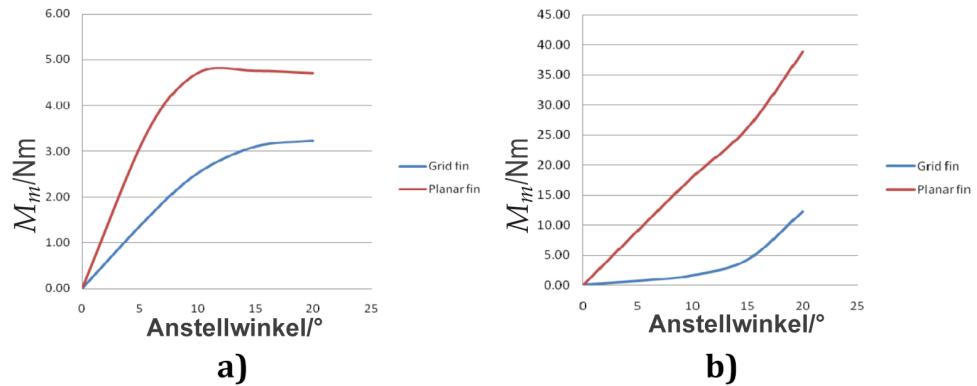
Quelle: [6]

Abbildung 2.8.: Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  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  $15^\circ$  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.

## 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.



Quelle: [6]

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

### 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.

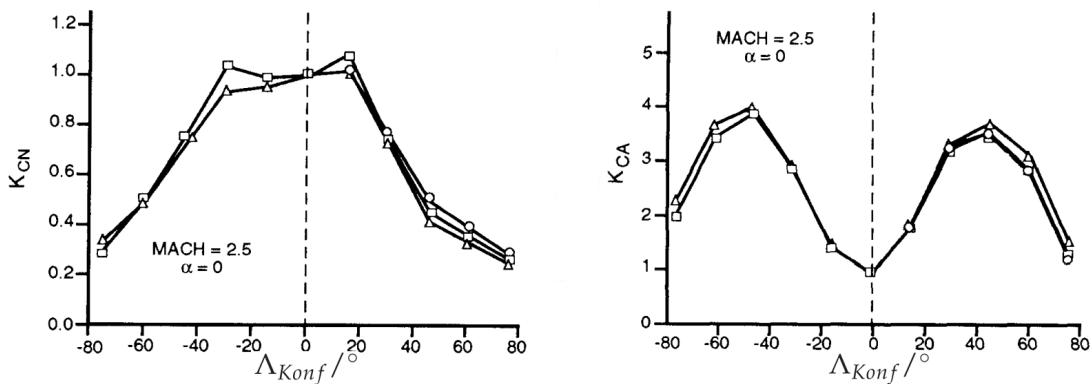
Die erste Variante stellt die **Pfeilung der gesamten Konfiguration** dar. Hierbei bleibt der Grid Fin an sich unverändert. Stattdessen wird die Pfeilung dadurch erreicht, dass die Querschnittsfläche nicht senkrecht zur Oberfläche des Flugkörpers steht. Sie ist um den Pfeilungswinkel  $\Lambda_{Konf}$ , welcher identisch mit dem Klappwinkel  $\Lambda$  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]. 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  $\Lambda_{Konf}$  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 also 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 Auf-

tragung 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.



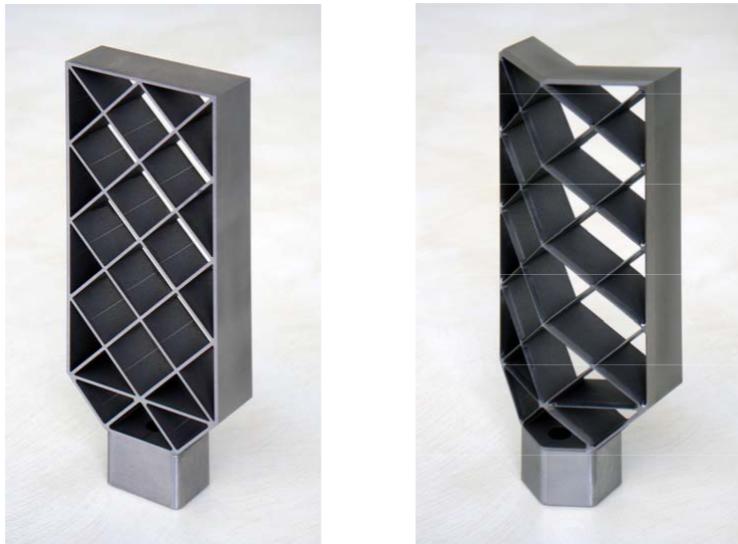
Quelle: [15]

Abbildung 2.10.: Vielfache des Normalkraftanstiegs (links) und der Axialkraft (rechts) im Vergleich zum ungepfeilten Grid Fin in Abhängigkeit vom konfigurellen Pfeilungswinkel  $\Lambda_{Konf}$  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  $\Lambda_G$  über die Machzahl aufgetragen. Mit steigender Pfeilung des Gitters  $\Lambda_G$  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 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



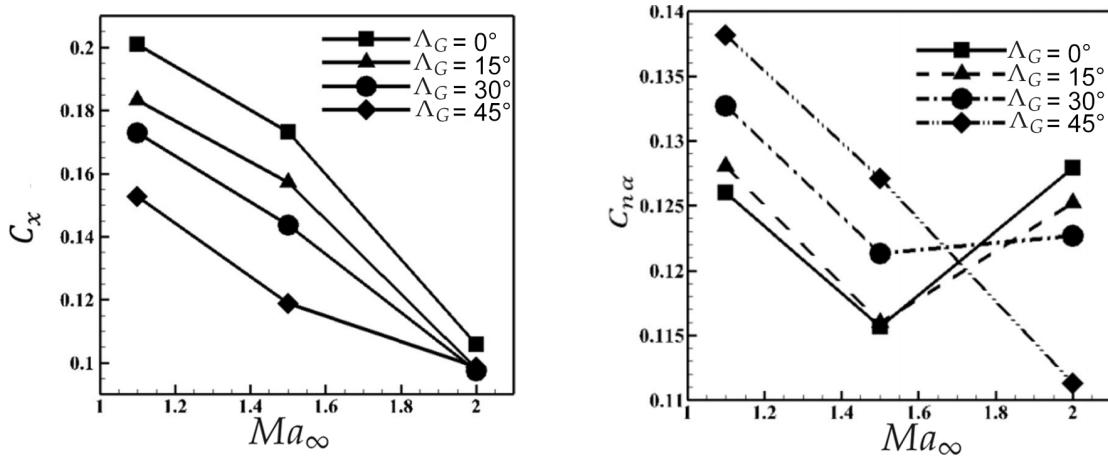
Quelle: [16]

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

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  $\Lambda_Z$ , 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".

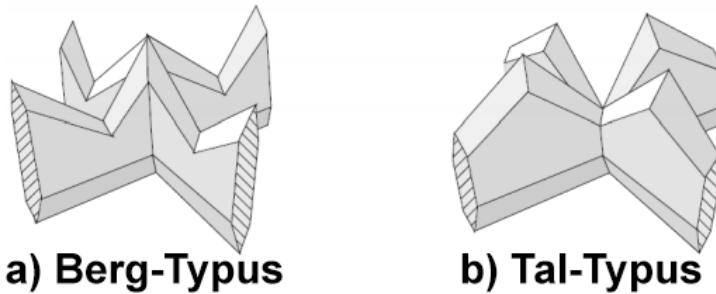
Trifft nun eine Strömung auf lokal gepfeilte Gitterwände, so bilden sich an der Vorderkante drei verschiedene Druckbereiche. An der Spitze und von dort aus im Machkegel strömungsabwärts befindet sich eine 2D-Strömung, in deren Gebiet ein geringerer Druck an der Oberfläche herrscht. Im Tal hingegen kommt 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 relativ unabhängig von der Zahngöße 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  $\Lambda_Z$  [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].



Quelle: [17]

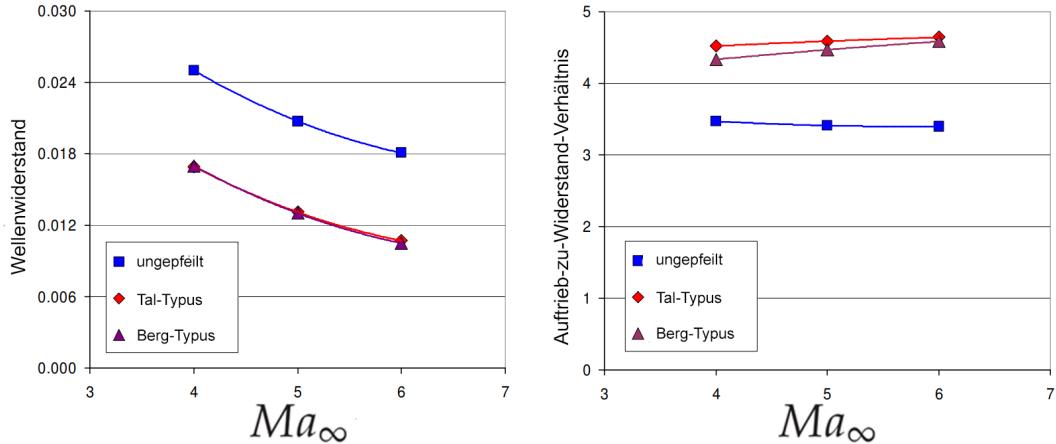
Abbildung 2.12.: Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln  $\Lambda_G$  und  $\alpha = 0$



Quelle: [19]

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

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.  
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.



Quelle: [19]

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

### 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.

$C_{Na}$  in  $^{\circ}$

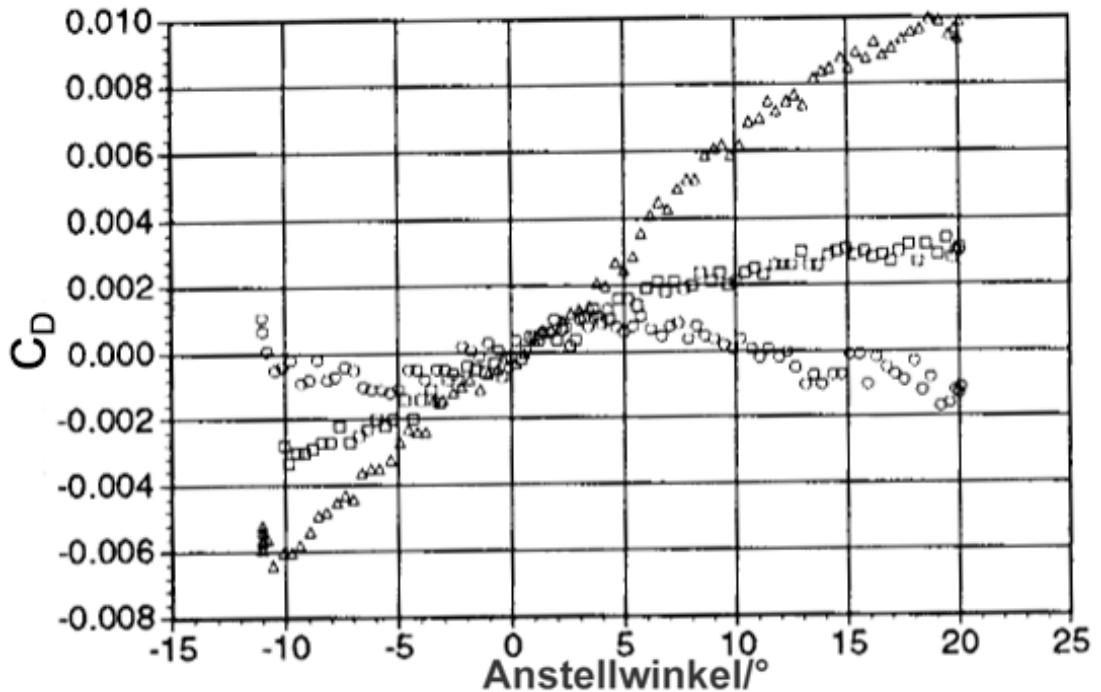
Dies hat unabhängig der Ausrichtung der Krümmung nur einen geringen Einfluss auf die Aerodynamik. Weder Axial- noch Normalkraft zeigen signifikante Anderungen [15], sodass die Leistungsfähigkeit erhalten bleibt. Beim Gelenkmoment zeichnen sich jedoch Unterschiede ab, wie in Abbildung 2.15 dargestellt. 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.

### 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 Machzah-



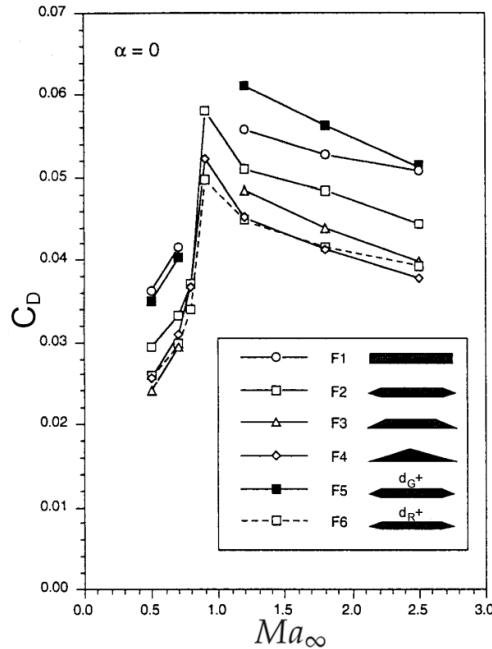
Quelle: [15]

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

len, 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 Über schall 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. Die führt im Unterschall, wo der Druckpunkt noch in der Nähe der  $l/4$ -Linie liegt, zu einer bemerkbaren Reduktion des Gelenk moments  $M_m$  und im Über schall, 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].



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

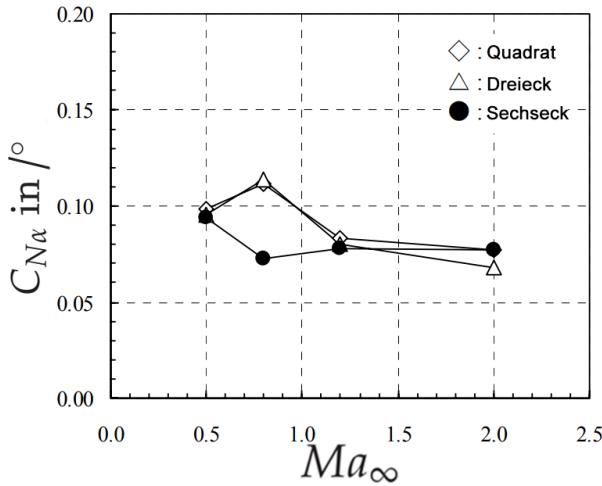
Mit einer gezielten Wahl des Querschnitts der Wände und Anpassung ihrer Dicke lässt sich die Axialkraft eines Grid Fins manipulieren, ohne Einbußen für Normalkraft und Gelenkmoment in Kauf nehmen zu müssen. Hierfür können sich unter bestimmten Bedingungen sogar auch positive Entwicklungen bemerkbar machen.

#### 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  $\alpha$  in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei  $\alpha = 0$

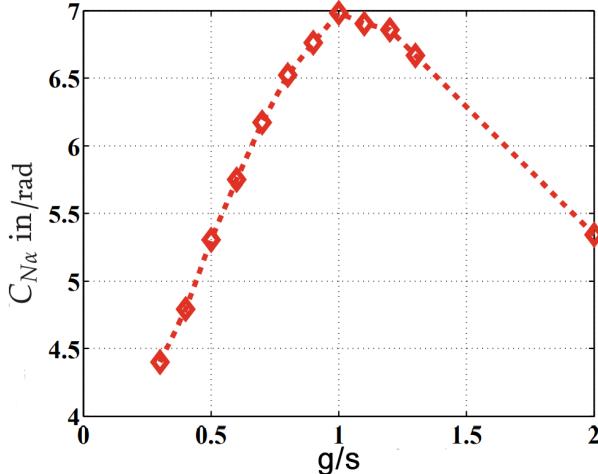
#### 2.4.5. Zellgröße

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.

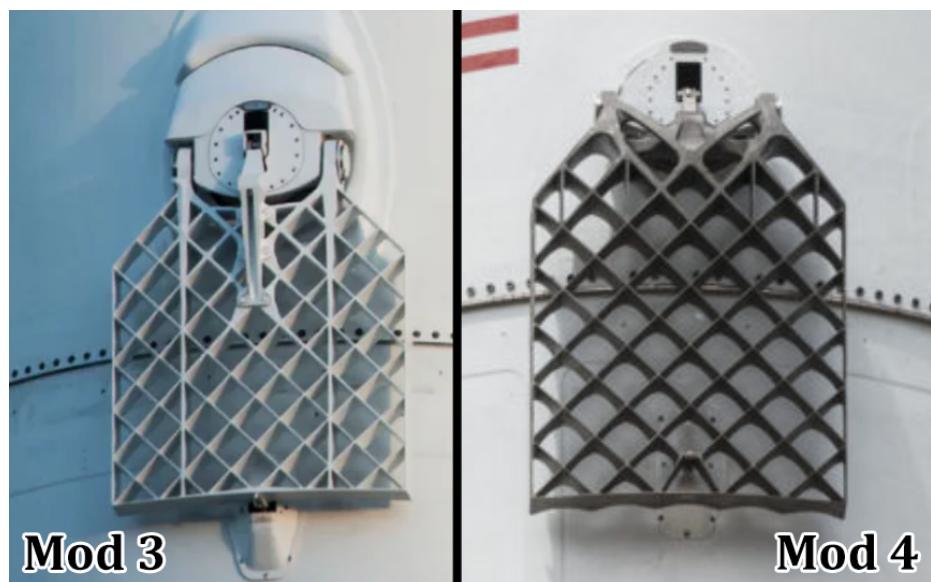
## 2.5. Bisherige Implementierung

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 genauerer 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).



Quelle: SpaceX

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

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 Aluminium 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 Sowjetunion 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.

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.



Quelle: NASA

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

### 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.

## 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 Flugphasen 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



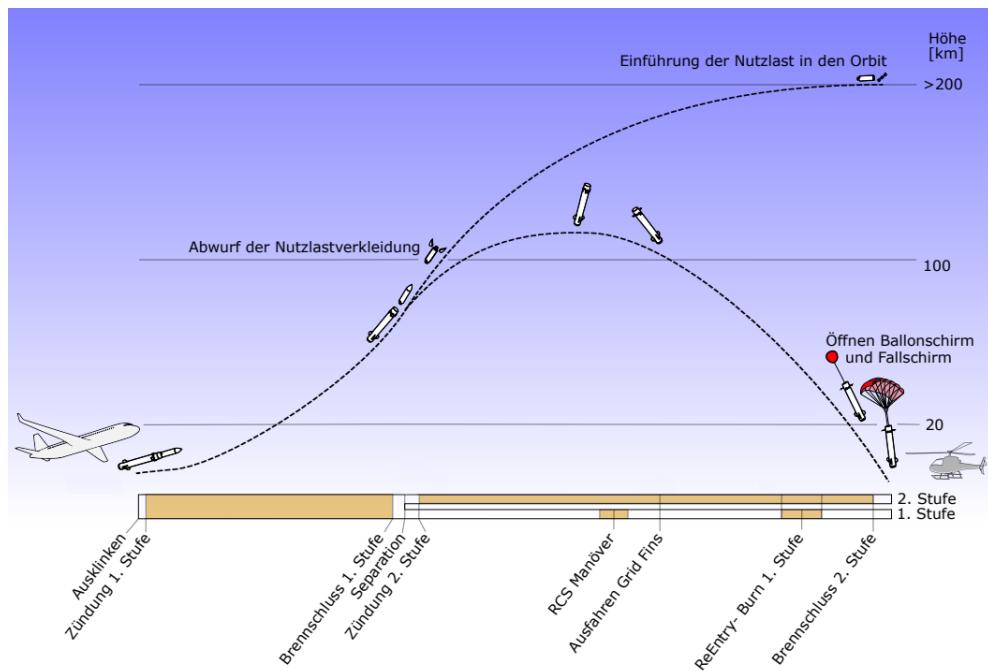
Quelle: China Aerospace Science and Technology Corporation

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

(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 reduzieren. 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 Geschwindigkeit  $Ma_\infty < 2.0$  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.

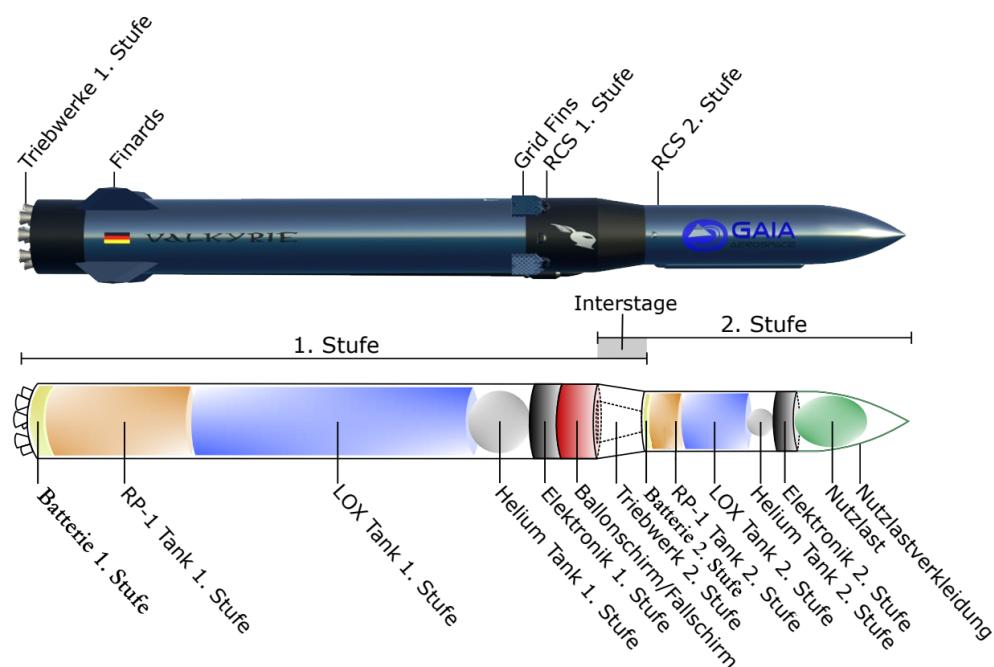
Abbildung 2.24 zeigt die erste Stufe mit 9 ringförmig angeordneten Triebwerken, die aus den darüber befindlichen RP-1- (Rocket Propellant 1) und LOX- (Liquid Oxygen) Tanks gespeist werden. Über diesen Tanks befindet sich ein weiterer Helium-Tank. Dieser sorgt für den Druckausgleich, wenn Treibstoff und 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: [5]

Abbildung 2.23.: Der Ablauf einer Valkyrie Mission



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. Des Weiteren wird in diesem Kapitel die erste Version des Grid Fins 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 des gesamten Missionsablauf der Valykrie und Angaben von GAIA Aerospace bezogen.

### 3.1.1. Anforderungen an die Aerodynamik

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  $\alpha = 0$ . Auch wenn größerer Aerodynamischer Widerstand den Vorteil haben die Triebwerke, beim Bremsen zu entlasten, sollte dies jedoch nicht auf Kosten der Lebensdauer der Grid Fins passieren, weil sonst der Aspekt der Wiederverwendbarkeit eingeschränkt wird.

### 3.1.2. Leistungsanforderungen

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. Danach muss nur noch dafür gesorgt werden, dass die Grid Fins diese Position halten. Die größte Belastung tritt für die Klappwinkelaktuatorik dann auf, wenn der Ballonschirm ausgelöst wird und die Grid Fins an ihrer Einspannung rückartig herum gerissen werden, was ein unerwünschtes Moment bewirkt. Die aerodynamische Axialkraft wirkt hier zwar helfend entgegen, liegt jedoch eine ganze Größenordnung unter den Trägheitskräften. 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 aber muss deutlich höhere Leistungen aufbringen können. Der Steuerwinkel wird während des Wiedereintritts ständig vom Regler verändert, um die gewünschte Orientierung zu erhalten. Somit kommen zu den Trägheits- und Reibungskräften auch noch das aerodynamische Moment, bzw. Steuermoment, hinzu. Wenn auch deutlich größer als die auftretenden Momente beim Klappwinkel, sind sie dennoch im Vergleich zu planaren Finnen noch immer 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 der Flug effizient geregelt werden kann. In der Simulink-Simulation kommt es bei unbeweglichen Grid Fins zu Schwingungen in der aerodynamischen Flugphase mit einer Periodendauern von  $\Delta t = 0,73\text{s}$  unter extrem Bedingung, wie in Abschnitt 3.1.4 noch zu sehen sein wird. Um diese auszugleichen, muss also auch der Steuerwinkel in der gleichen Zeit aus der Ruhelage ( $\delta = 0^\circ$ ) zum maximalen Ausschlag in die eine Richtung ( $\delta = 20^\circ$ ), dann in die andere ( $\delta = -20^\circ$ ) und wieder zurück.

### 3.1.3. 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. Es gilt auch möglichst kleine und leichte Bauteile zu verwenden, da sie sogar doppelt Geld sparen, weil 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.

### 3.1.4. 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 dürfen. 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.

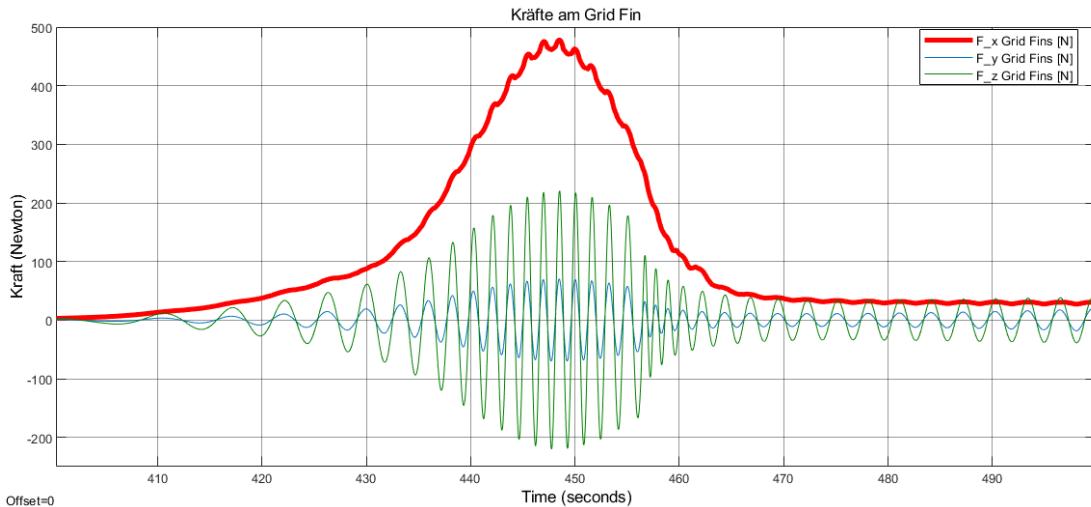


Abbildung 3.1.: Kräfte an einem der Grid Fins bei konstant gehaltener Neutralstellung

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  $15000\text{m/s}$  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 wird, 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.

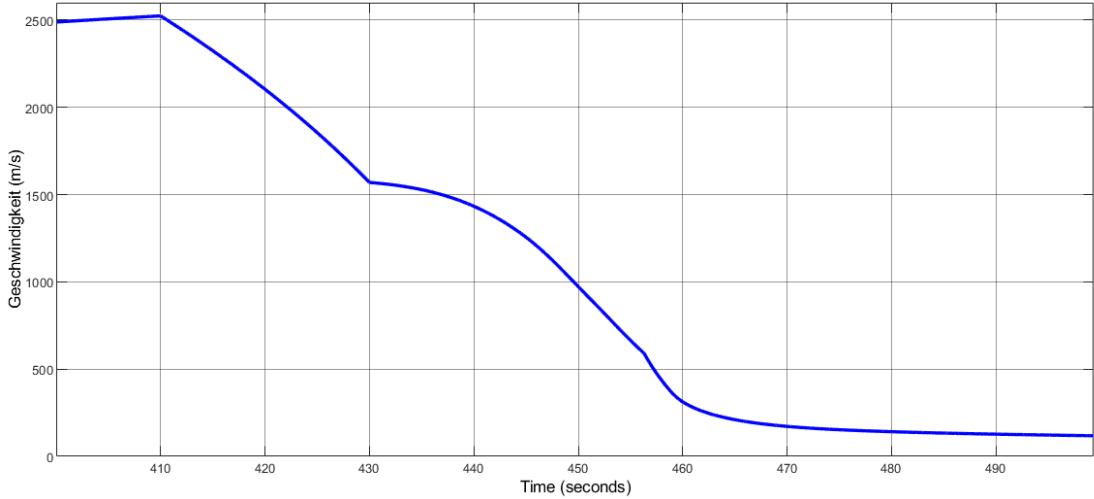


Abbildung 3.2.: Fluggeschwindigkeit bei konstant gehaltener Neutralstellung

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 einem ein Ausschlag des Steuerwinkels, wodurch zum einem 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 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  $\delta = \pm 10^\circ$  ausgeschlagen sind. Die Finnen befinden sich dabei in x-Formation und der Ausschlag ist so ausgerichtet, dass ein Moment erzeugt wird, das den Nickwinkel verringert. Die Kräfte im körperfesten Koordinatensystem, die in diesem Fall von den Grid Fins ausgehalten werden müssen sind für die gegenüberliegenden gleich. Abbildung 3.3 zeigt die Kräfte an einem der Grid Fins. Während der Widerstand nur leicht ansteigt, nehmen die Normalkräfte sehr hohe Werte an, wie der Kraftvektor

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

zeigt. Um den nun wirklich am Grid Fin angreifenden Lastfall zu erhalten müssen diese Kräfte noch entsprechend transformiert werden. Zu erkennen ist außerdem, dass der Wiedereintritt hochfrequenten Schwingungen auslöst, die Amplituden von bis zu  $\Delta F_z = 3194\text{N}$  besitzen. Wird nun aber davon ausgegangen, dass eine funktionstüchtige Regelung existiert, so kann diese Schwingung ausglichen werden und es käme ein Kraftvektor mit den Mittelwerten zu Stande.

$$\vec{F}_{b,1,\text{geregelt}}(t = 440,7\text{s}) = \begin{pmatrix} 572\text{N} \\ -6415\text{N} \\ -4995\text{N} \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

$$\vec{F}_{b,2,\text{geregelt}}(t = 440,7\text{s}) = \begin{pmatrix} 568\text{N} \\ 6415\text{N} \\ -5030\text{N} \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

Die 1 steht dabei für die Kräfte an den Grid Fins D1 und R2 und die 2 für R1 und D2. Der Moment, in dem eine Machzahl von  $Ma_\infty = 2$  erreicht wird und der Ballonschirm deployed, ist zwar auch in Abbildung 3.3 deutlich erkennbar, da die Raketenstufe in zu diesem Zeitpunkt plötzlich herumgerissen wird, kann jedoch im Vergleich zu den Kräften bei "Max Q" vernachlässigt werden.

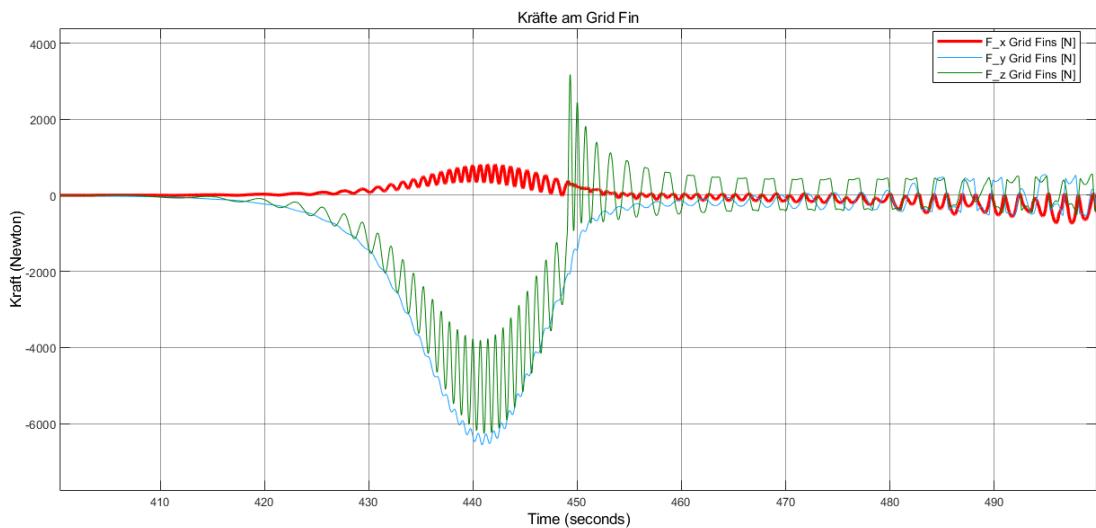


Abbildung 3.3.: Kräfte am Grid Fin beim maximalen Lastfall

Was nicht zu vernachlässigen ist, sind die Trägheitskräfte, die dabei entstehen. Die Grid Fins werden an ihrer Einspannung schlagartig, wenn auch nur kurzzeitig, belastet. Abbildung 3.4, dass, auch wenn schon beim ReEntry-Burn und durch den aerodynamischen Widerstand hohe Lastenvielfache auftreten, die Beschleunigung von fast 20g bei der Abbremsung durch den Ballonschirm der kritischste Moment ist in Hinblick auf das Lastenvielfache ist.

### 3.1.5. 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 300x300x400mm<sup>3</sup> passen. Für die Größe 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. Es ist des Weiteren eine Maximalhöhe von 0,15m vorgesehen, die nicht überschritten werden darf. Dieser Raum darf aber auch nicht vollständig gefüllt werden, da die Bordelektronik in diesem Bereich auch Platz finden muss.

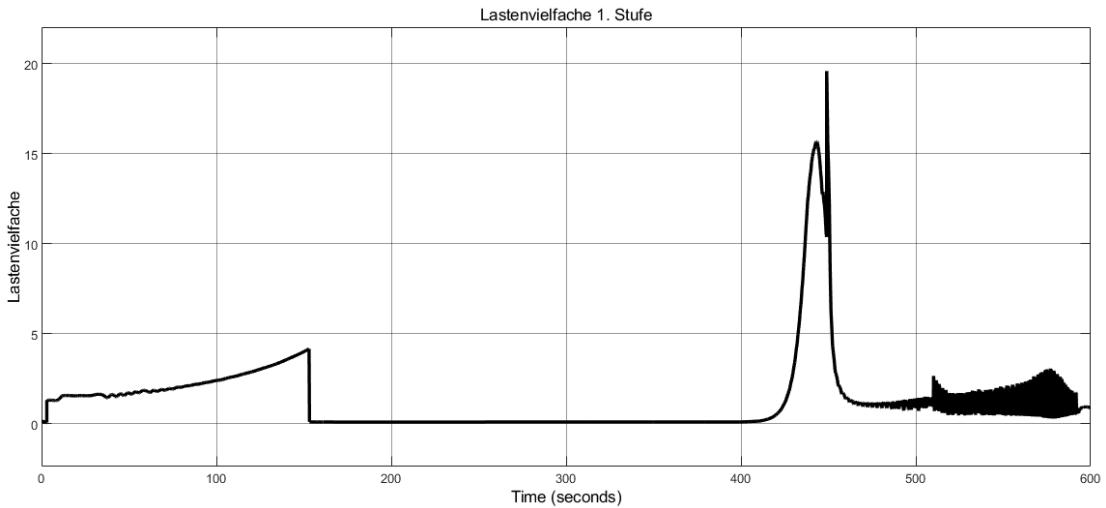


Abbildung 3.4.: Lastenvielfache der ersten Stufe in x-Richtung über gesamten Missionsverlauf

## 3.2. Morphologische Kästen

Um eine Übersicht über die verschiedenen Designmöglichkeiten zu haben wird an dieser Stelle ein morphologischer Kasten, wie in er in Abbildung 3.5 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 auch drei unterschiedliche Optionen 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 viertes 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 von Bedeutung, wenn der Grid Fin in die eine oder andere Richtung geklappt und an den Körper anglegt werden soll.

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 ist eine Unterscheidung

zwischen Vorwärts- und Rückwärtspfeilung nicht sinnvoll, sattdessen gibt es hier aber den Berg- und Tal-Typus. 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.

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 zum Beispiel Kühlkanäle oder Drucksensoren.

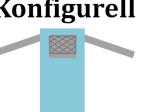
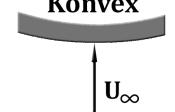
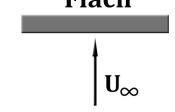
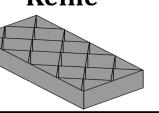
Zellform	Gitterform	Wandquerschnittsform	Krümmung	Pfeilung
Quadrat	Rechteck	Rechteck	Konkav 	Konfigurell 
Dreieck	Diamant	Abgerundet	Konvex 	Gitter 
Sechseck	Insektenflügel	Beidseitig spitz	Flach 	Lokal 
		Einseitig spitz		Keine 
		Trapez		
		Dreieck		

Abbildung 3.5.: Morphologischer Kasten für die Grid Fins

Für den Entwurf der Aktuatorik wird ein zweiter morphologischer Kasten zur Hilfe genommen. Dieser ist in Abbildung 3.6 zu sehen und zeigt drei verschiedenen 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.

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 3.6 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.

Motor	Elektromotor		Hydraulik	Pneumatik		
	linear	rotation				
Getriebe	Zahnradgetriebe				hydro-statisches Getriebe	hydro-dynamisches Getriebe
	Stirnrad	Kegel	Schrauben	Schnecke		
Lager	Wälzlager					Gleitlager
	Kugel	Zylinder	Kegel	Pendelrollen	Nadel	

Abbildung 3.6.: Morphologischer Kasten für die Grid Fin Aktuatorik

### 3.3. Modellierung des Grid Fins

Nun kann mit Hilfe des morphologischen Kastens der Grid Fin modelliert werden, sodass alle Anforderungen bestmöglich erfüllt sind. Bevor jedoch die Designoptionen aus Abbildung 3.5 gegeneinander abgewogen werden, wird das Material, aus dem der Grid Fin gefertigt werden soll bestimmt. Danach werden die einzelnen Parameter festgelegt, um eine anschließende Implementierung in CAD zu ermöglichen.

### 3.3.1. Materialwahl

Es stehen vier verschiedene Werkstoffe zur Auswahl, die sowohl für die Raumfahrt, als auch additive Fertigung in Frage kommen: Edelstahl, Nickel- (Inconel), 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  $\rho$ . 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. Unter den hier ausgewählten Materialien hat nur Edelstahl 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, was den Wert Inconel erklärt. Es zeigt sich, dass die Festigkeiten der Materialien weit auseinander gehen. So kann zum Beispiel Aluminium fast nur 20% der maximal 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. Es 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 mit Wärmebehandlung, 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 deren Überschreitung die mechanischen Eigenschaften des Werkstoffs stark abnehmen, sodass nicht mehr das volle 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 kommen kann. 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 das Design des Gitters wird eine Auswahl der einzelnen Komponenten aus dem morphologische Kasten in Abbildung 3.5 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 Zusitzung des Grid Fins, wie sie bei den anderen beiden Varianten zu sehen ist anwenden, um einen besseren Kraftfluss zu ermöglichen. Somit fällt die Wahl auf ein **Rechteckgitter mit Zusitzung zur Einspannung hin**.

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. Die konfigurelle Pfeilung lässt diese Kräfte um bis zu das 4-fache ansteigen. 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 wir 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 Strömung zugewandten Seiten, 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] zeigen zwar, dass, auch wenn beide Varianten den gleichen Widerstandsvorteil habe, die Normalkraft beim 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 zu einer Art Sackgasse für die Strömung führen, 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 zunächst der **Tal-Typus** bevorzugt. Da das größte Bedenken hier die Stabilität der Zacken betrifft, die sich im Gegenteil zum Berg-Typus nicht gegenseitig stützen und es zu den schwächsten Stellen der Wände an den Kreuzungen kommt, kann es sein, dass nach der FEM-Anaylse der Berg-Typus als praktikabler herausstellt, sodass vorerst beide Varianten modelliert werden.

### 3.3.3. 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

$$A \cdot C_{N\alpha} = 0,00432 \text{m}^2 / {}^\circ \quad (3.5)$$

bei einer Machzahl von  $Ma_\infty = 2.0$  und  $\alpha = 0^\circ$  gelten soll. Da die einzelnen Modellierungspараметer hauptsächlich einen Einfluss auf den Widerstand und nicht die Normalkraft haben, wird 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 sie auch im Überschall dadurch die höchsten Normalkraftwerte erzeugt können. 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 durch die Zellen 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 Ebene die Höhe  $h$  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, wird hier zunächst ein grober Wert abgeschätzt indem ein Blick auf andere Grid Fins geworfen wird. Die meisten Grid Fins haben gemeinsam, dass das Gitter fast vollständig die gleich Dicke besitzt und nur zu Einspannung hin an Stärke zunimmt. Dies ist auf das steigende Schnittmoment zurück zu führen. An dieser Stelle wird für den für die Wanddicke des Rahmens als auch des Gitters ein linearer Verlauf gewählt, der mit  $d = 3\text{mm}$  an der Einspannung anfängt und am anderen Ende den Wert  $0\text{mm}$  annehmen würde. Da dies jedoch keine realistische Geometrie ergeben würde, wird die Dicke auf einen Mindestwert von  $1,5\text{mm}$  beschränkt.

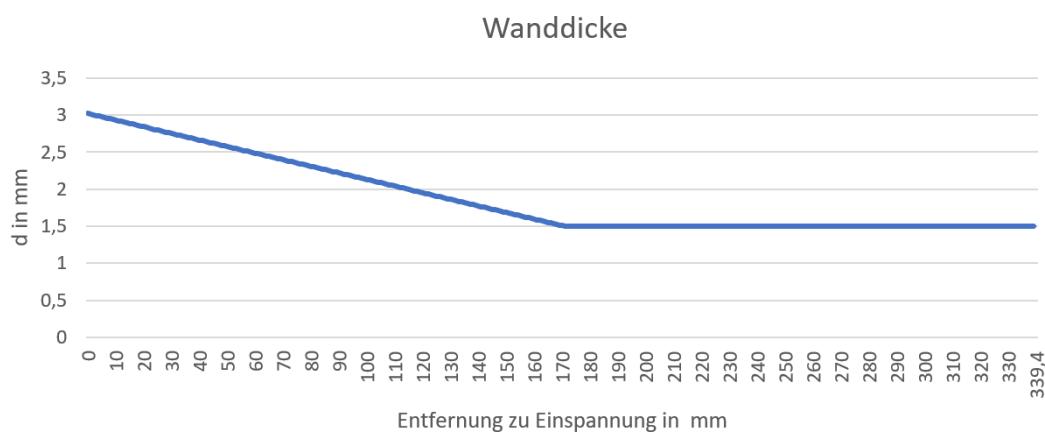


Abbildung 3.7.: Der Verlauf der Wanddicke  $d$  in Abhängigkeit vom Abstand zur Einspannung

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  $\Lambda_{\text{lokal}}$ . Je größer dieser ist, desto geringer ist die axiale Kraft, doch große Pfeilung schwächt gleichzeitig die Sehne in den Tälern. Als Kompromiss wird der Pfeilungswinkel an den **Spitzen** zu  $\Lambda_{\text{lokal}} = 70^\circ$  mit einer Abrundung von  $0,3\text{mm}$  definiert, während

zu den Tälern hin ein Tangentenbogen die Neigung abflachen lässt. Der Berg soll 20mm höher liegen als das Tal und die äußeren 3mm im Tal werden für den Tal-Typus flach modelliert, sodass in den Schnittpunkten der Zellwände diese immer auf der gleichen Höhe aufeinandertreffen. Für den Berg-Typus ist dies nicht nötig, sodass hier die Tangentenbögen im Tal direkt aufeinander treffen. Die Fläche dieser Pfeilung entspricht einem Rechteck gleicher Breite mit der Höhe 7mm. Um also auf eine gemittelte Sehnenlänge von  $s = 40\text{mm}$  zu kommen, muss sich noch 33mm restliche Wand unter der Pfeilung befinden.

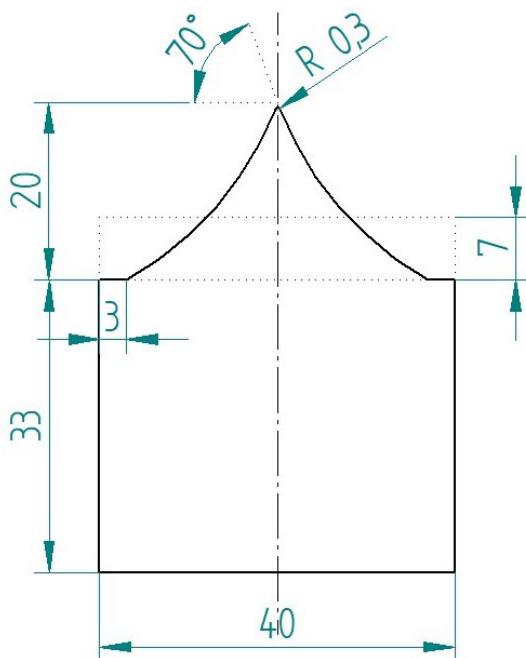


Abbildung 3.8.: Die geometrische Zusammenhänge einer gepfeilten Zellwand im Tal-Typus

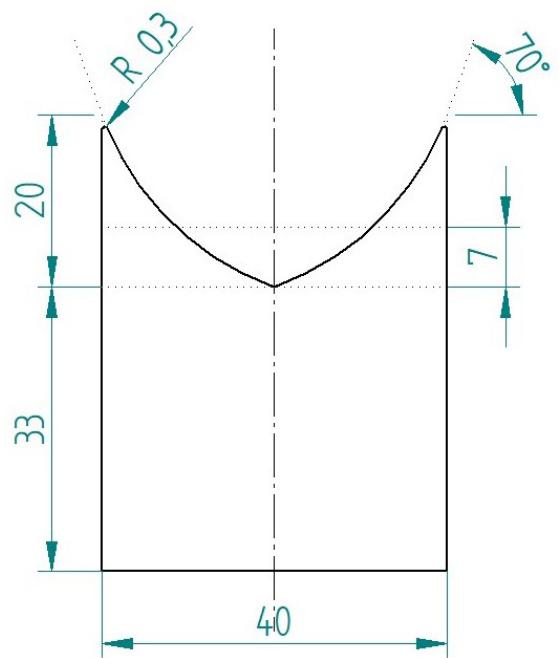


Abbildung 3.9.: Die geometrischen Zusammenhänge einer gepfeilten Zellwand im Berg-Typus

Auch der Wandquerschnitt soll sich zuspitzen und der zugehörige Winkel wird für das Gitter ebenso auf  $70^\circ$  gesetzt. Die Position ist wieder so gewählt, dass die gemittelte Sehnenlänge sich immer auf dem Wert befindet, der durch die lokale Pfeilung vor Ort herrschen soll. Die Rahmenwände haben nur auf einer Seite eine schräge. Der Winkel wurde hier auf  $54^\circ$  herab gesetzt, sodass Rahmen und Gitter bei gleicher Wandstärke und Sehnenlänge, die selbe maximale Höhe haben.

Die Krümmung soll für die Vorderkante der gemittelten 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 draufaddiert werden. Somit wird der **Krümmungsradius** auf **570mm** gesetzt, sodass im eingeklappten Zustand ein 6mm breiter Spalt zwischen Rakete und Grid Fin bleibt.

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.

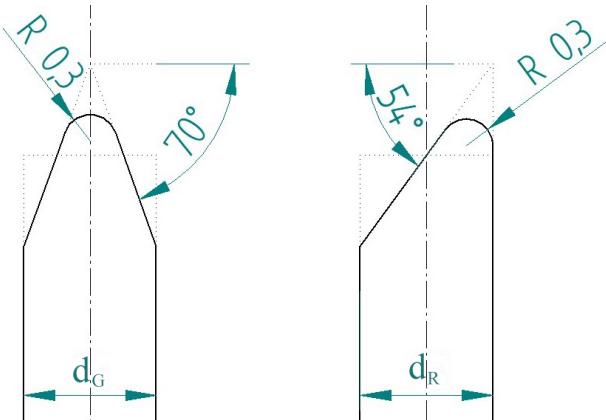


Abbildung 3.10.: Zuspitzung der Wände im Querschnitt

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.

### 3.3.4. Modellierung in CAD

Nun wo das Design feststeht, soll es auch in einem CAD-Programm modelliert werden. Hier wird Solid Edge der Siemens PLM Software Inc. verwendet. Zunächst wird der Grundriss des Grid Fins mit den soeben festgelegten Maßen extrudiert. Dieses Volumen wird beidseitig jeweils konkav oder konvex durch Zylinder mit dem Radius 570mm begrenzt, deren Symmetrieachsen um 33mm versetzt sind, um zunächst eine Sehne von eben dieser Länge zu erzeugen.

Anschließend wird Halterung zur Befestigung und Bewegung der Grid Fins modelliert. Diese setzt sich aus der Halterung A, um die sich der Grid Fin beim Ein- und Ausklappen dreht, und Halterung B, wo die Kraft, die dieses Bewegung bewirkt, angreift, zusammen. Sie sind entsprechend Abbildung 3.11 und 3.13 von der Mittellinie und dem untersten Punkt auf Höhe der Mittellinie aus definiert.

Als nächstes wird auf der konkaven Seite die lokale Pfeilung nach Abbildung 3.8 und 3.9 hinzugefügt. Da diese Seite des Grid Fins jedoch nicht gerade sondern krumm ist, weicht die Realität leicht von diesen Abbildungen ab. Die Position der Täler und Berge orientiert sich zwar an der Höhe der

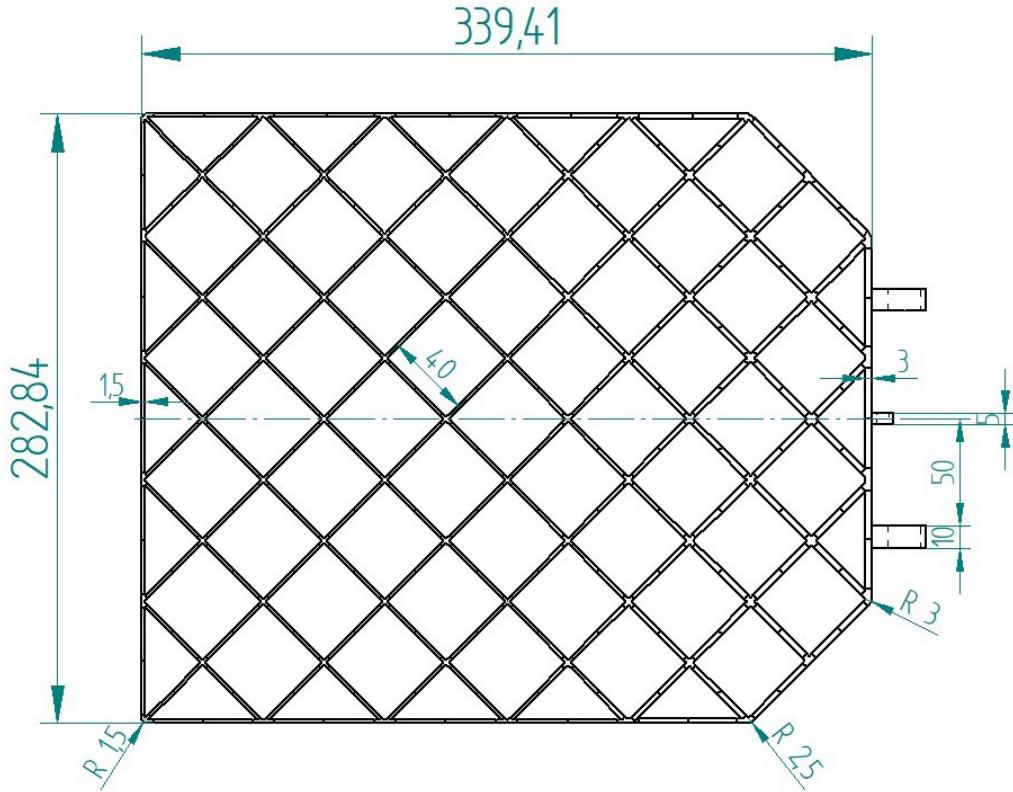


Abbildung 3.11.: Grundriss des Grid Fins

Kante an der jeweiligen Position, aber 20mm der Berge gehen weiterhin in die Richtung, aus der später die Anströmung kommen wird, und die flachen Segmente beim Tal-Typus bleiben senkrecht zu dieser Richtung, anstatt sich an der Tangentenebene des Zylindermantels zu orientieren. Auch die Breite dieser Pfeilungssegmente von 40mm durch die Krümmung minimal ab. Des Weiteren beträgt eben diese Breite bei den meisten Rahmenwänden das  $\sqrt{2}$ -fache, da sie die Zellen in ihrer Diagonalen teilen. Die restlichen Bedingungen bleiben jedoch, sodass weiterhin an der Spitze ein Winkel von  $\Lambda_{lokal} = 70^\circ$  herrscht und nur die Tangentenbögen weiter gehen.

Zuletzt wird der Wandquerschnitt sowohl auf der konkaven also auch der konvexen Seite angepasst. Indem Fasen des entsprechenden Winkels zu einer Zuspitzung führen, die anschließend abgerundet werden.

Somit hat nun der das erste Modell seine gewünschte Gestalt angenommen, sodass im Anschluss die entsprechende Aktuatorik entworfen werden kann. Im nächsten Kapitel wird dann ausgehend von diesem CAD-Modell Analysen durchgeführt, anhand derer Optimierungen erfolgen.

### 3.4. Komponentenrecherche und -auswahl der Aktuatorik

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

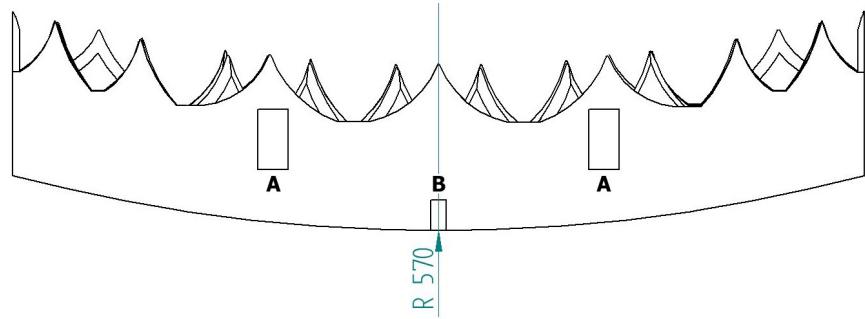


Abbildung 3.12.: Krümmungs des Grid Fins

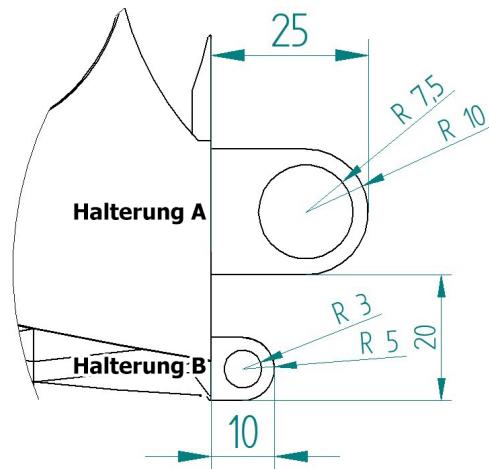


Abbildung 3.13.: Einspannung am Grid Fin

### 3.4.1. Peripherie

Für alle der drei Energiemedien ist schon Vertreter in der Rakete installiert, die unter Umständen genutzt werden könnten. Da sich die Grid Fin Aktuatorik im selben Abschnitt wie die Bordelektronik der ersten Stufe befindet, sind hier direkt auch 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 be-

trachtet.

### Klappwinkel

Der Klappwinkel muss eine Drehung um  $90^\circ$  durchführen. Dies soll durch die lineare Bewegung einer Hubstange realisiert werden. Damit im ausgeklappten Zustand ( $\Lambda = 90^\circ$ ) die Kraft ideal durch die Stange geleitet werden kann, soll sich dann die Halterung B auf der gleichen Höhe wie die Bewegungsachse befinden. Um aus der linearen Bewegung eine Drehung zu erhalten, muss die Hubstange über eine weitere Stange gelenkig mit der Halterung verbunden werden. Mit einer Länge der Verbindungsstange von 43mm, können aus den Beziehungen, die in Abbildung 3.14 zu sehen sind, der benötigte Hub ermittelt werden.

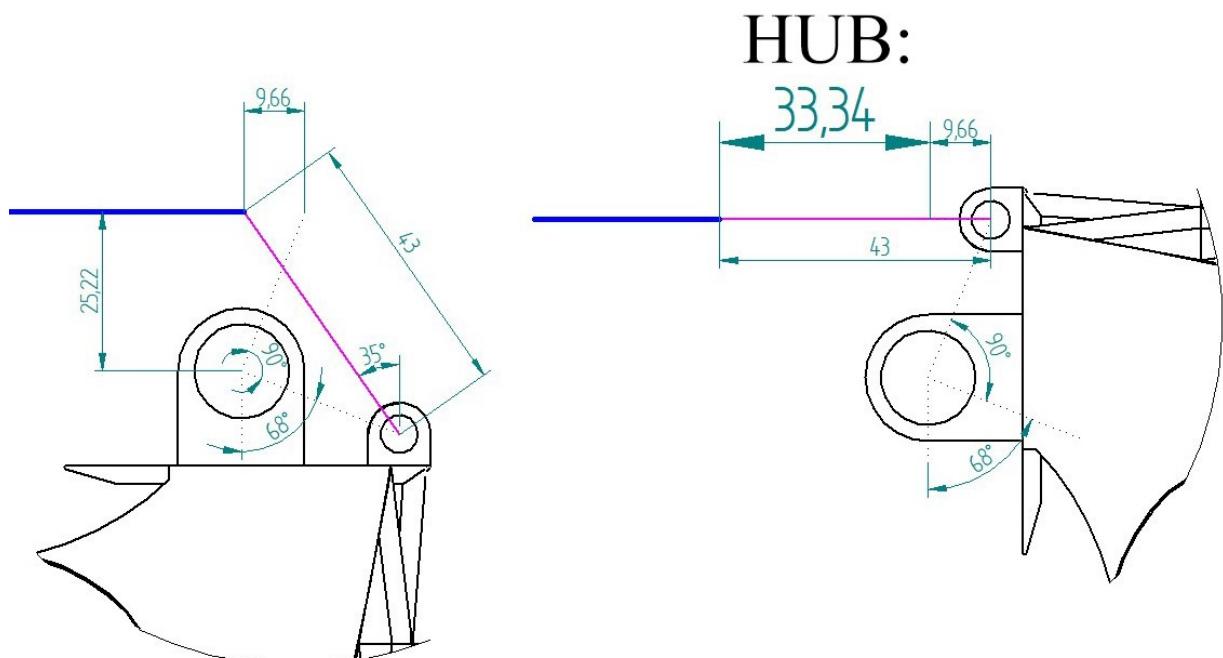


Abbildung 3.14.: Der Hub des Klappwinkels

Obwohl die wirkenden Kräfte und Momente relativ gering sind, kommt es während des Wiedereintritts und besonders beim auslösen des Ballonschirms zu sehr hohen Belastungen. Somit fällt die pneumatische Option weg, da diese nicht die entsprechende Haltekräfte aufbringen kann. Übrig bleibt dann nur noch eine hydraulische oder elektrische Lösung. Ein hydraulisches System bräuchte zwar auch einen Elektromotor, um die Pumpe zu betreiben, aber hätte den Vorteil, dass eine Pumpen-Motor-Kombination für alle vier Grid Fins gleichzeitig ausreichen würde. Ein hydraulisches System bringt jedoch auch einige Nachteile mit sich. Zum einen würde die Gefahr bestehen, dass bei einem Fehler alle Grid Fins unbrauchbar oder gar missionsgefährdet werden, im Gegensatz zu pro Grid Fin unabhängige Systeme, wo die nicht defekten Grid Fins einen Ausfall eventuell ausgleichen könnten. Zum anderen würde die Lösung voraussichtlich eine merklich höhere Masse wegen des Hydraulikfluids benötigen. Des Weiteren muss sich der Hubzylinder bei einer Veränderung des Steuerwinkels mitbewegen. Dies erhöht wiederum die Anforderungen an die Leitungen und sorgt für mehr Anfälligkeitspotential. Schlussendlich ist der entscheidendste Faktor die hohen Kosten

eines solchen hydraulischen Systems. Auch wenn eine elektrische Lösung vier mal gebraucht wird, sorgt die höhere benötigte Leistung und die vielen teuren Bauteile dafür, dass sich die Hydraulik in diesem Anwendungsfall nicht rentiert. Bei den elektrischen Motoren gibt es nun auch wieder zwei Varianten, zwischen denen sich wählen lässt. Es kann entweder direkt ein Linearmotor verwendetet werden, der direkt den Hub ausführt, oder ein klassisch rotierender Motor, dessen Drehung über ein Spindelgetriebe in eine Linearbewegung umgewandelt wird. Ein Linearmotor wäre zwar die kostengünstigere Option, jedoch sind sie deutlich größer und somit auch schwerer, als die Alternative mit Spindelgetriebe. Die größeren Dimensionen des Linearantriebs würden auch ein größeres System für den Steuerwinkel bedeuten, was wiederum zu noch mehr Masse und einer höheren Leistungsanforderung an den Steuerwinkelaktuator bewirkt.

Somit wird für die Klappbewegung ein **rotierender Elektromotor** mit **Spindelgetriebe** verwendet. Als letztes gilt es noch die Frage der Lagerung zu klären. Da die größten Kräfte erst angreifen, wenn der Klappwinkel nur noch still steht, ist eine reibarme Lagerung nicht ganz so wichtig. Der Aktuator sollte auch bei hohen Reibkräften mit Leichtigkeit genug Leistung zum verstellen liefern und danach hat Reibung sogar eine helfende Wirkung. Die Kräfte wirken alle nur auf der Bewegungsachse und werden somit von der Gewindestange aufgenommen. Deswegen wird an dieser Stelle auf teuer Wälzlager verzichtet und stattdessen liegt die Hubstange an der Stelle, wo sie die Steuerwinkelwelle durchstößt, direkt auf dem Material auf und nur durch eine Schmierung reibarm gehalten. Genau so werden auch die gelenkigen Verbindungen der Verbindungsstange nur über geschmierte Bolzen als **Gleitlagerung** gelagert. Da die Wahl der Spindel und des Motors stark von der Geometrie des Grid Fins, insbesondere der Halterung und den damit einhergehenden Hebeln, abhängt, wird an dieser Stelle noch keine getroffen. Erst nachdem im nächsten Kapitel die endgültige Geometrie durch FEM-Analysen und Optimierungen festgelegt wird, kann auch eine genauere Auslegung dieser Aktuatorik stattfinden.

### Steuerwinkel

Auch für den Steuerwinkelaktuator können wieder Pneumatik, Hydraulik und Elektrik gegeneinander abgewogen werden. Neben den Argumenten, die schon für den Klappwinkel genannt wurden, kommt für den Steuerwinkel noch die Bewegung unter Last mit vielen Richtungswechsel hinzu. Auch für diesen Anwendungsfall bietet der **Elektromotor** (natürlich rotierend) die besten Eigenschaften. Ein Hydraulisches System würde nur unnötig die Trägheit erhöhen, wo hingen ein Elektromotor die vielen schnellen Richtungswechsel ideal mitmachen kann. Ein entscheidendes Kriterium für die Wahl des Motors ist die Fähigkeit ein Moment aufzubringen um den maximalen Ausschlag beim "Max Q" zu halten. Natürlich muss das wirklich erreichte Moment etwas höher liegen, sodass dieser Ausschlag in endlicher Zeit erreicht wird.

$$M_{Antrieb} > M_m(\delta = 20^\circ) = 89,1 \text{Nm} \quad (3.6)$$

Elektromotoren, haben aber üblicher Weise eine Drehzahl, die deutlich über der benötigten Drehrate liegen, sodass ein relativ leistungsschwacher Motor verwendet werden kann. Es besteht dann die Möglichkeit das Moment über ein Getriebe auf Kosten der Drehzahl erhöht werden. Somit kann ein günstigerer und leichterer Motor verwendet werden, dessen Arbeitsbereich auch deutlich besser ausgenutzt wird. Die große Differenz zwischen den Momenten und Drehzahlen, die ein Motor

liefert, und denen, die benötigt werden, verlangt eine hohe Übersetzung. Die einfachste und platzsparenste Möglichkeit bieten hier **Planetengetriebe**. Je größer die Übersetzung ist, desto kleiner und Leistungsschwächere Motoren können verwendet werden. Der Motor wird dadurch zwar immer günstiger, die Getriebekosten steigen jedoch. Neben zu geringen Drehzahlen beschränkt auch die Bedingung aus Gleichung 3.6 das Übersetzungsverhältnis nach oben hin. In Hinblick auf Kosten ergibt sich eine Übersetzung von 200 als guter Wert, bei dem die in Fragen kommenden Motoren noch immer die notwendige Leistung liefern sollte. Ob dies wirklich der Fall ist, wird in nächsten Kapitel überprüft und hier zunächst nur eine vorläufige Wahl getroffen.

Der Grid Fins soll an dem einen Ende einer Welle mittels einer Gabel so angebracht werden, dass der Mittelpunkt der Gitters genau auf der Achse liegt, nur so sind die geringen aerodynamischen Momente gewährleistet. Im Gegensatz zum Klappwinkel ist hier eine Reibarme Lagerung sehr wichtig. Auch die statische Bestimmtheit muss gegeben sein, da Kräfte und Momente in alle Richtungen auftreten können. Deswegen werden **Kegelrollenlager** in O-Stellung verwendet, was eine hohe Steifigkeit bietet. Auf der Seite des Grid Fins stützt sich das Lager gegen eine Wellenschulter, während das Lager auf der anderen durch eine Nutmutter gesichert wird.

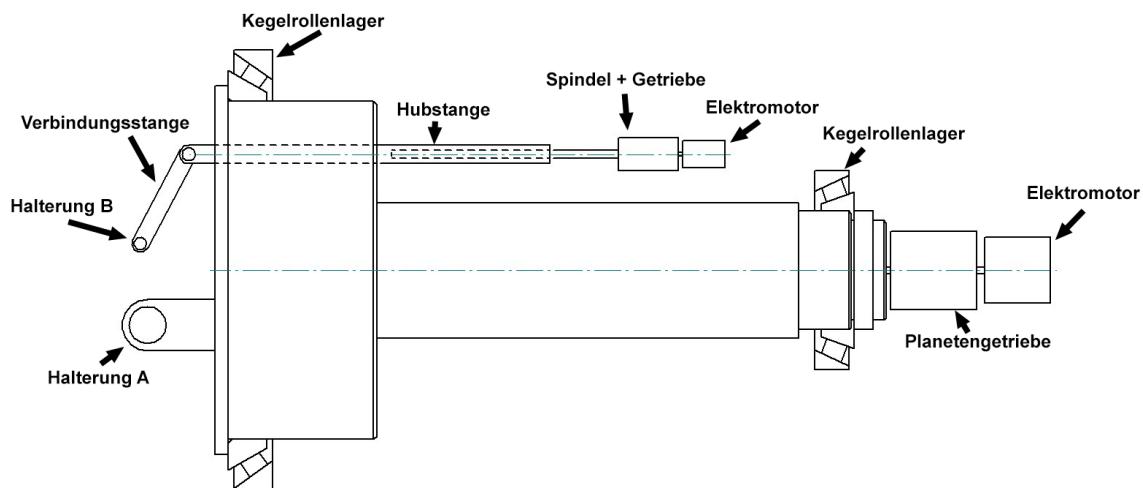


Abbildung 3.15.: Aufbau der Aktuatorik

# 4. Systemanalyse

Nachdem nun im vorherigen Kapitel ein erstes Modell mitsamt Aktuatorik entwurfen wurde, soll nun überprüft werden, ob dieses unter Last zum einen genügend Festigkeit besitzt und zum anderen, ob die Aktuatorik auch die entsprechenden Leistungen liefern kann. Auf Basis dieser Analysen werden anschließend Optimierungen der in Kapitel 3 getroffenen Entscheidungen vorgenommen.

## 4.1. FEM-Analyse

Solid Edge bietet direkt das integrierte FEM-Programm "NX Nastranä", was einen schnellen Designzyklus von berechnen und Modell bearbeiten ermöglicht. Für eine effiziente FEM-Analyse werden die Modellvarianten zunächst vereinfacht, indem die Verrundungen und Anschrägungen der Wände entfernt werden. Auch einige der steilen Spitzen der Pfeilung werden abgerundet, da diese bei der Vernetzung nur zu Problemen führt und die Belastungen im Material so gut wie gar nicht verändern.

Bevor die Kräfte aus Formel 3.3 und 3.4 auf die Geometrie angewandt werden können, müssen sie noch aus dem körperfesten in ein Grid Fin festes Koordinatensystem übertragen werden. Dieses ist in Abbildung 4.1 dargestellt und wurde so definiert, dass die Kräfte  $F_2$  und  $F_3$  genau normal auf den Gitterwänden stehen, sodass sie sich einfach in der FEM-Analyse implementieren lassen.  $F_1$  ist parallel zur Sehne und kann somit, genau wie die anderen beiden Kräfte, gleichmäßig auf alle Flächen verteilt werden, die eine Normale haben, die zum Teil in diese Richtung zeigt.

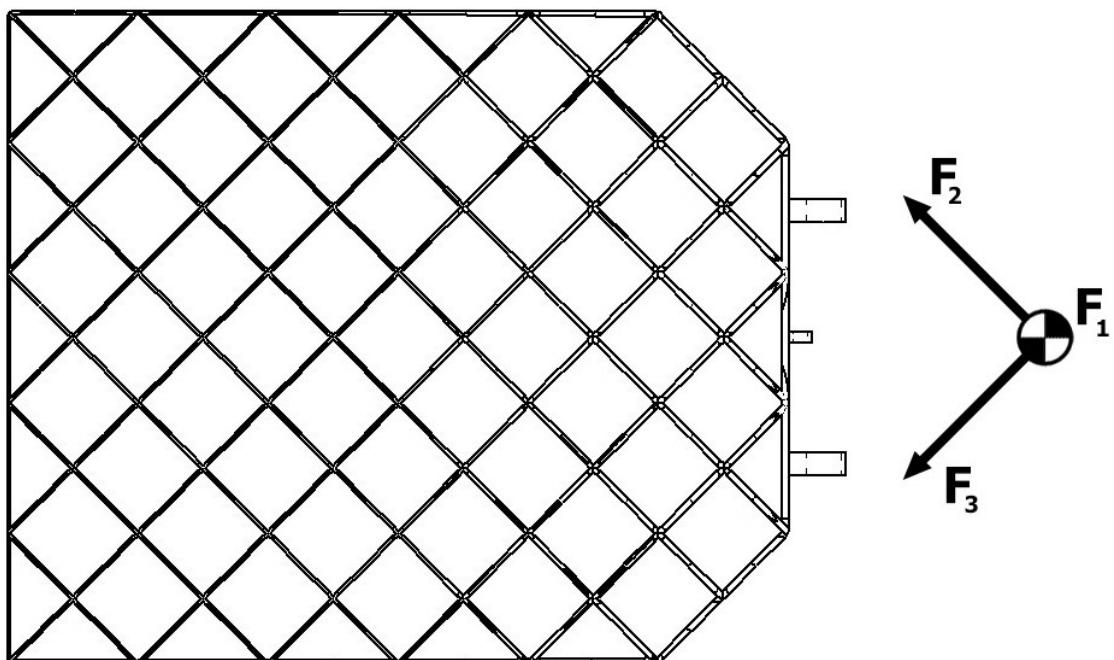


Abbildung 4.1.: Kräfte im Grid Fin festen Koordinatensystem

Somit ergeben sich die Kräfte für die einzelnen Grid Fins zu:

	D1	R1	D2	R2
$F_1/N$	413,5	389,3	389,3	413,5
$F_2/N$	6276,0	4970,8	-4970,8	-6276,0
$F_3/N$	4934,0	6474,2	-6474,2	-4934,0

#### 4.1.1. Optimierung der Halterung

Bei beiden Pfeilungstypen lässt sich für alle Lastfälle sofort erkennen, dass es zu massiven Lastspitzen an der Halterung kommt. Währenddessen bleiben die Werte im Gitter deutlich niedriger. Der Grund für die hohen Spannungen an der Einspannung ist die ungünstige Lage in der Mitte der Wände anstatt der Schnittstellen, Somit bilden sich vergleichsweise hohe Biegemomente in den Wänden aus. Dieser ungünstige Kraftfluss wird durch die scharfen Kanten weiter verschlimmert. Um nun diese Spannungsspitzen zu vermeiden, sollte, neben einer Abrundung der Kanten, die Position der Halterungen verändert werden.

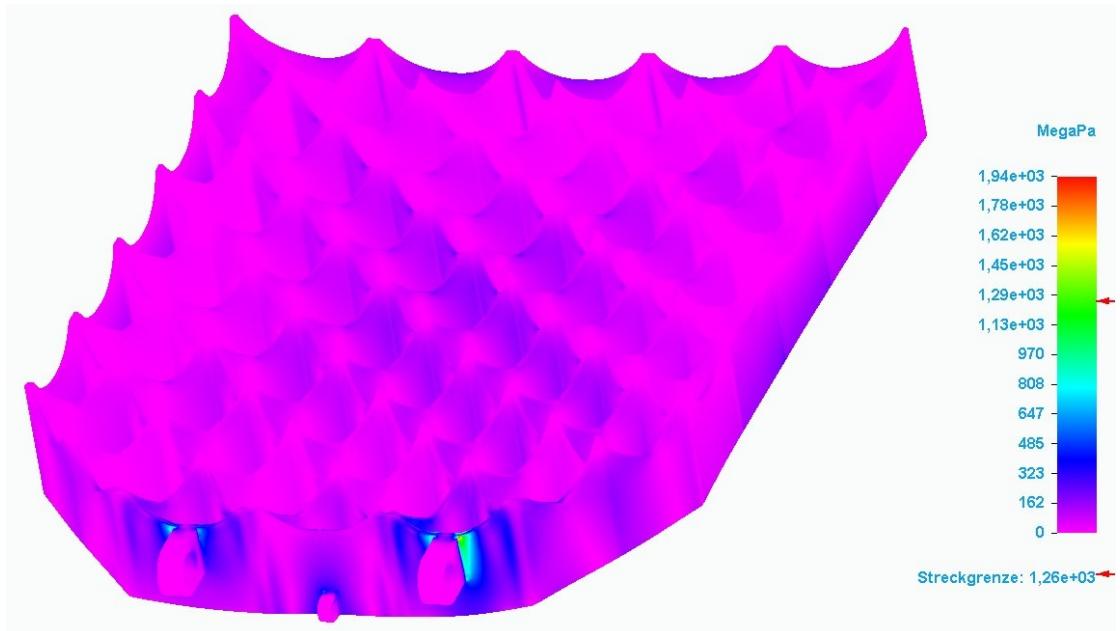


Abbildung 4.2.: Maximale Spannungen am Grid Fin D1

Da sich die Anbringung der Halterungen genau in der Mitte Zelle befinden, auch wenn sie in diesem Fall halbiert sind, lassen sie sich entweder tangential oder normal zum Raketenkörper verschieben, um sie auf einen Schnittpunkt der Wände zu legen. Soll Halterung B nicht in zwei Teile aufgeteilt werden, so kommt nur eine Bewegung senkrecht zum Körper in Frage. Anstatt die Halterung nun in das Gitter hinein zu legen, was zu einer Verkleinerung der durchströmten Querschnittsfläche führen würde und somit geringere Normalkräfte, werden zwei der Wände weiter fortgesetzt. Diese schneiden sich dann in der Mitte, wo die Halterung B platziert wird. Die Halterung

wird jedoch nicht direkt an der Schnittstelle konstruiert, sondern noch ein bisschen weiter vom Gitter entfernt, sodass die Kraft gradliniger über die Beiden Hubstangen geleitet werden kann.

Für die Halterungen A passiert das gleiche. Die nebenliegenden Gitterwände werden bis zu ihrer Schnittstelle fortgesetzt. Im Gegensatz zur Halterung B befindet sich jedoch direkt hier die Bohrung, an der das Grid Fin montiert werden soll.

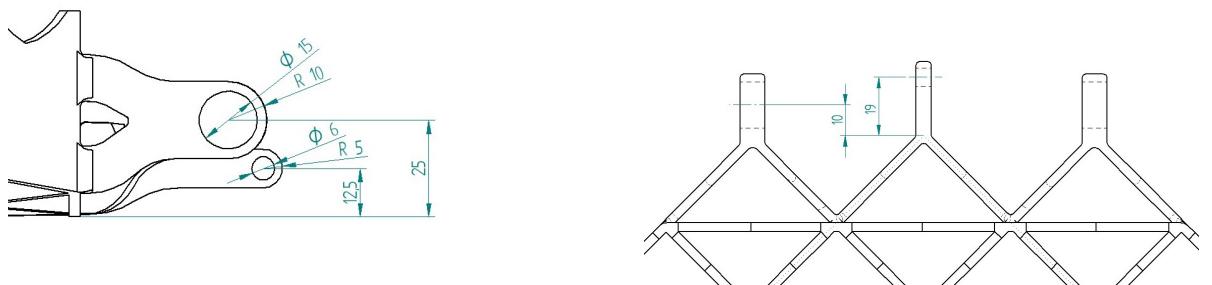


Abbildung 4.3.: Verbesserte Version der Halterung (1)

Dies sorgt zwar schon für eine deutlichere Verbesserung, jedoch ist der Hebelarm trotz der Versetzung der Halterung B recht kurz. Dies sorgt dafür, dass dort direkt an der Bohrung noch immer Spannungsspitzen auftreten, die die Streckgrenze von  $R_{p,0.2} = 1262\text{MPa}$  unterschreiten.

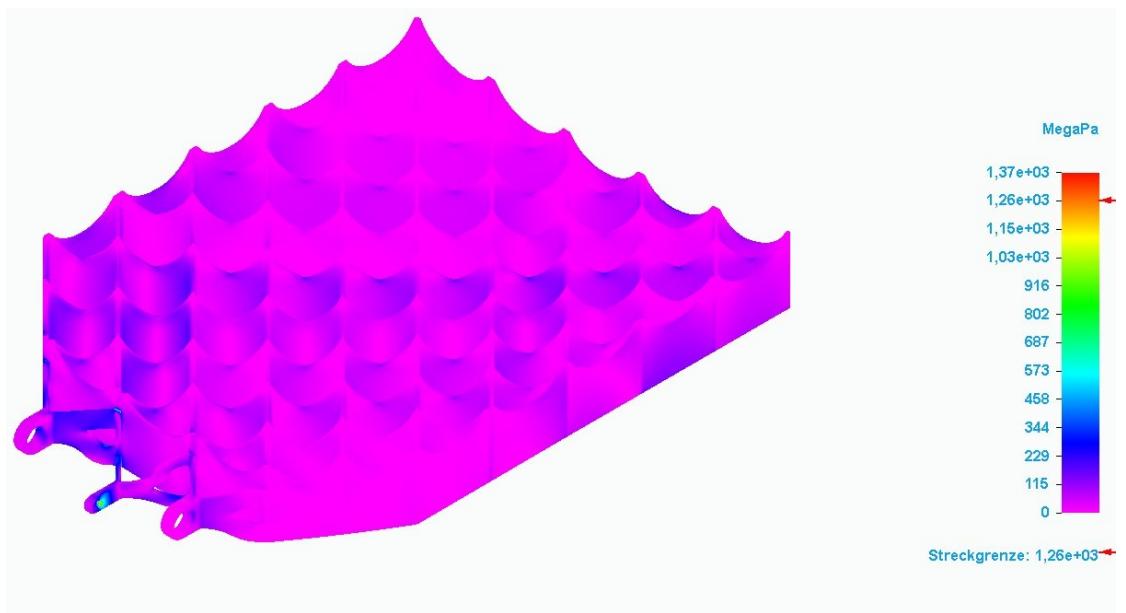


Abbildung 4.4.: Maximale Spannungen am Grid Fin D2 bei veränderter Halterung(1)

Um dem Hebelarm zu Verlängern wird nun die Halterung B auf die Höhe der konvexen Seite gebracht. Sie wird außerdem in einer geschwungenen Form noch weiter nach vorne gelegt, damit die Verbindungsline der beiden Halterungen im  $45^\circ$  Winkel zur Gitterebene liegt. Dadurch ist die Klappbewegung möglichst gleichmäßig, was den Aktuator schont und gleichzeitig garantiert, dass der Verfahrweg minimal für den gegebenen Hebelarm ist.

Dies hat nun endlich den gewünschten Effekt, dass die Spannung im Material deutlich niedriger

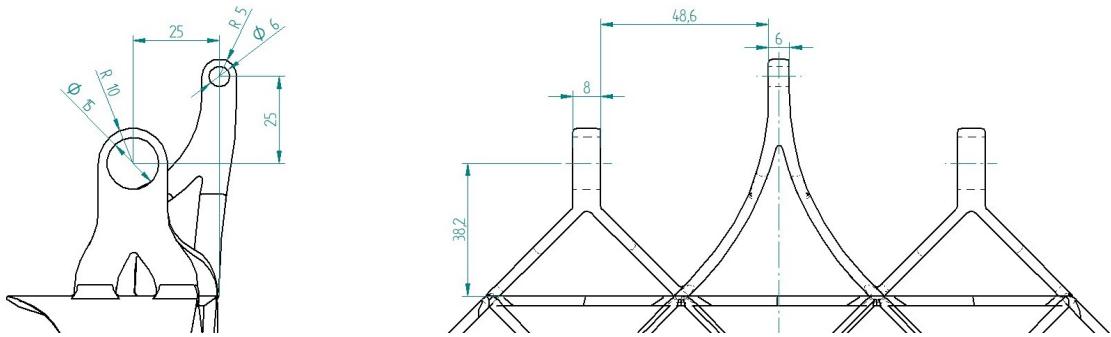


Abbildung 4.5.: Verbesserte Version der Halterung (2)

werden. Bei allen Grid Fins treten nur noch Spannungen auf die deutlich unter der Streckgrenze des Materials liegen und somit den Belastungen im Einsatz standhalten.

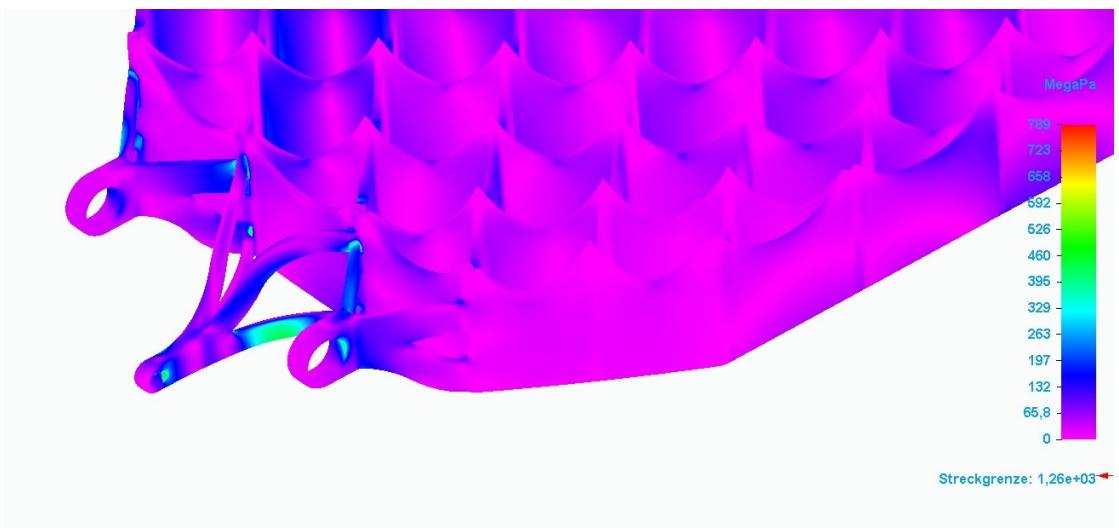


Abbildung 4.6.: Maximale Spannungen am Grid Fin D2 bei veränderter Halterung (2)

Somit wäre die Auslegung der Halterung nach den aerodynamischen Kräften theoretisch abgeschlossen, jedoch muss hierbei auch noch auf die Aktuatorik und das maximale Lastenvielfache geachtet werden. Aktuell hat der Grid Fin eine Masse von  $m = 3,5\text{kg}$  und der Massenschwerpunkt liegt 185mm von der Halterung A entfernt. Mit dem Lastenvielfachen von ca. 20 beim auslösen des Ballutes entsteht nun also ein Moment von ungefähr  $M = 127\text{Nm}$ , welches von der Halterung B kompensiert werden muss. Die Halterung B ist an der Spindelstange montiert und leitet somit die Kraft an diese weiter. Der Hebelarm der Halterung B und die maximale ertragbare Axialkraft der Spindel müssen also aufeinander abgestimmt sein. Maxon Motoren stellt nur Spindeln mit Axiallasten von bis zu 2700N her, welche folglich einen Hebelarm von  $\frac{127\text{Nm}}{2700\text{N}} = 47\text{mm}$  erfordert, was noch gerade so für den Grid Fin annehmbar ist. Der Wert liegt laut dieser Rechnung zwar minimal darüber jedoch wird das Lastenvielfache von 20 gar nicht wirklich erreicht, sodass die Rundung annehmbar ist. Da die Hubstange gelenkig mit dem Grid Fin verbunden ist, ist zu beachten, dass nur der Abstand der Haltungen in Sehnenlänge als effektiver Hebelarm wirkt. Somit muss die Halterung B nicht länger vorne positioniert sein, was Material spart. Wird die Verbindungsstange

zwischen Halterung und Hubstange auf die gleiche Länge wie der Hebelarm gesetzt, verlängert sich auch nicht der Hub und da die Hubstange nun weiter außerhalb der Rakete im eingeklappten Zustand befindet, braucht sie auch weniger Platz innerhalb der Rakete, wenn der Grid Fin ausklappt. Um auf den gewünschten Hebelarm zu kommen werden nun beide Halterungen noch ein wenig nach außen gelegt, sodass sich die endgültige Geometrie, wie sie in Abbildung 4.7 zu sehen ist, ergibt.

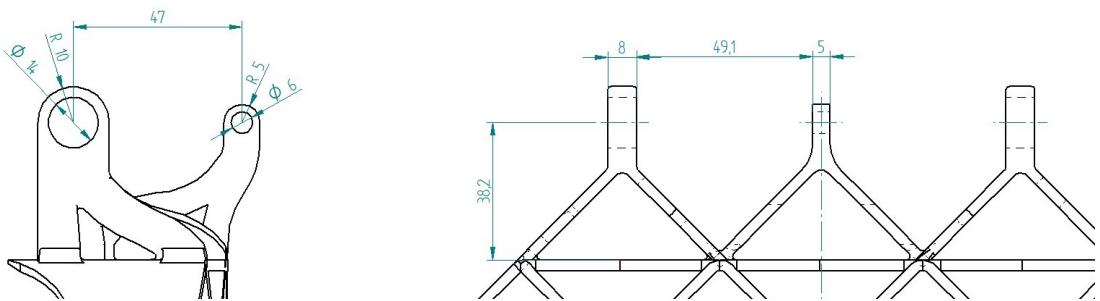


Abbildung 4.7: Endgültige Geometrie der Halterung

Zur Bestätigung werden wieder FEM Analysen durchgeführt und diesmal werden ergänzend zu den aerodynamischen Kräften auch in einem separaten Lastfall die Beschleunigungs Kräfte untersucht. Bei den Lastvielfachen werden die anderen Kräfte ignoriert, da sie eher eine Stützwirkung habe und somit die Spannungen nur weiter senken würde. Beim Auftreten der Ruckartigen Abbremfung durch den Ballonschirm ist der Max Q sowieso schon überschritten uns somit die anderen Kräfte nur noch deutlich geringer. Wie Abbildungen QQQQQQQQQQQQQQ und AAAAAAAA zeigen wird die Streckgrenze weiterhin nicht unterschritten. Somit gibt die Halterung als bestätigt.

### 4.1.2. Optimierung des Gitters

## 4.2. Betriebssimulation

Für Überprüfung der Aktuatorik wird eine Betriebssimulation in Simulink durchgeführt. Im Zentrum steht die Differentialgleichung der Verdrehung des Grid Fins  $\delta$ , die abhängig vom Moment, dass der Motor liefert, ist. Dieses Moment lässt sich aus der Gleichung

$$n = k_n U - \frac{\Delta n}{\Delta M} M_{Motor} \quad (4.1)$$

berechnen.  $n$  ist hierbei die Drehzahl des Motors,  $U$  die Spannung, die am Motor angelegt wird,  $\frac{\Delta n}{\Delta M}$  die Steigung der Motorkennlinie und schlussendlich  $M_{Motor}$  als das vom Motor erzeugte Moment. Die Größen  $k_n$  und  $\frac{\Delta n}{\Delta M}$  sind konstante Kenngrößen des Motors und werden vom Hersteller angegeben. Die Drehzahl hingegen ergibt sich aus der Differentialgleichung des Systems. Das Moment wird anschließend nur noch durchs Getriebe zum Antriebsmoment  $M_{Antrieb}$  übersetzt und dann an die Differentialgleichung übergeben.

Diese ergibt sich nun aus dem Momentengleichgewicht zu:

$$I \ddot{\delta} = M_{Antrieb} - M_{m,\delta} \delta - M_{R,\dot{\delta}} \dot{\delta} \quad (4.2)$$

Das Trägheitsmoment setzt sich aus dem des Motors, des Getriebes und des Grid Fins zusammen. Dabei muss das Trägheitsmoment des Motors noch mit der Übersetzung des Getriebes multipliziert werden, da dieser um jenen Faktor stärker beschleunigt. Das aerodynamische Moment wird als linear vom Steuerwinkel abhängig angenommen. Somit ergibt sich  $M_{m,\delta} = M_{m,max}/\delta = 4,455 \text{ Nm}/^\circ$ . Das Reibmoment setzt sich aus der Reibung des Motors, des Getriebes und der Lagerung zusammen.

Während die Motorspannung  $U$  als Eingangsgröße für das System geregelt wird, ergibt sich der Sollwert für den Steuerwinkel aus der Bedingung den auftretenden Schwingungen ausgleichen zu können. Da also eine solche komplette Schwingung innerhalb von  $T = 0,73 \text{ s}$  stattfinden soll, wird der Sollwert für den Steuerwinkel bis  $t = 1/4T$  auf  $\delta = 20^\circ$  gesetzt. Danach springt der Wert auf  $\delta = -20^\circ$  und ab  $t = 3/4T$  soll Steuerwinkel wieder auf  $\delta = 0^\circ$  zurück gehen, wo er auch gestartet ist.

### 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](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](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](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](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](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](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](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](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](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](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 . . . . .	9
2.5. Normalkraftsbeiwertgradient bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	10
2.6. Axialkraft (hier CD) bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	11
2.7. Gelenkmomentenbeiwert bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	11
2.8. Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel $\alpha$ bei $Ma_\infty = 2.5$ . . . . .	12
2.9. Gelenkmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkel $\alpha$ bei a) $Ma_\infty = 0.5$ , b) $Ma_\infty = 2.5$ . . . . .	13
2.10. Vielfache des Normalkraftanstiegs (links) und der Axialkraft (rechts) im Vergleich zum ungepfeilten Grid Fin in Abhängigkeit vom konfigurellen Pfeilungswinkel $\Lambda_{Konf}$ bei $Ma_\infty = 2.5$ und $\alpha = 0$ . . . . .	14
2.11. Ebener Grid Fin (links) und Grid Fin mit gepfeiltem Gitter (rechts) . . . . .	15
2.12. Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln $\Lambda_G$ und $\alpha = 0$ . . . . .	16
2.13. Lokale Pfeilung der Zelle mit dem a) "Berg"-Typus und b) "Tal"-Typus . . . . .	16
2.14. Wellenwiderstandsbeiwert (links) und Auftrieb/Widerstand-Verhältnis (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	17
2.15. Gelenkmomentenbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel für gekrümmte Grid Fins bei $Ma_\infty = 1.1$ . . . . .	18
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 . . . . .	19
2.17. Anstieg des Normalkraftkoeffizienten über den Anstellwinkel $\alpha$ in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei $\alpha = 0$ . . . . .	20
2.18. Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit des Verhältnis zwischen Zellgröße und Sehnenlänge für Kaskaden Finnen bei $Ma_\infty = 0.1176$ . . . . .	21
2.19. Grid Fins an der Falcon 9, Version Mod 3 links und Mod 4 rechts . . . . .	22
2.20. SpaceX's Starship inklusive Super Heavy Booster . . . . .	23
2.21. Das Sojus Notfall-Rettungssystem mit Grid Fins . . . . .	24
2.22. Die Grid Fins der chinesischen Chang'e . . . . .	25

---

2.23. Der Ablauf einer Valkyrie Mission . . . . .	26
2.24. Aufbau der Valkyrie . . . . .	26
3.1. Kräfte an einem der Grid Fins bei konstant gehaltener Neutralstellung . . . . .	29
3.2. Fluggeschwindigkeit bei konstant gehaltener Neutralstellung . . . . .	30
3.3. Kräfte am Grid Fin beim maximalen Lastfall . . . . .	31
3.4. Lastenvielfache der ersten Stufe in x-Richtung über gesamten Missionsverlauf . . . . .	32
3.5. Morphologischer Kasten für die Grid Fins . . . . .	33
3.6. Morphologischer Kasten für die Grid Fin Aktuatorik . . . . .	34
3.7. Der Verlauf der Wanddicke $d$ in Abhängigkeit vom Abstand zur Einspannung . . . . .	39
3.8. Die geometrischen Zusammenhängen einer gepfeilten Zellwand im Tal-Typus . . . . .	40
3.9. Die geometrischen Zusammenhänge einer gepfeilten Zellwand im Berg-Typus . . . . .	40
3.10. Zusitzung der Wände im Querschnitt . . . . .	41
3.11. Grundriss des Grid Fins . . . . .	42
3.12. Krümmungen des Grid Fins . . . . .	43
3.13. Einspannung am Grid Fin . . . . .	43
3.14. Der Hub des Klappwinkels . . . . .	44
3.15. Aufbau der Aktuatorik . . . . .	46
4.1. Kräfte im Grid Fin festen Koordinatensystem . . . . .	47
4.2. Maximale Spannungen am Grid Fin D1 . . . . .	48
4.3. Verbesserte Version der Halterung (1) . . . . .	49
4.4. Maximale Spannungen am Grid Fin D2 bei veränderter Halterung(1) . . . . .	49
4.5. Verbesserte Version der Halterung (2) . . . . .	50
4.6. Maximale Spannungen am Grid Fin D2 bei veränderter Halterung (2) . . . . .	50
4.7. Endgültige Geometrie der Halterung . . . . .	51
A.1. Modell zur Ermittlung der Materialkosten . . . . .	62

# Tabellenverzeichnis

3.1. Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe (Auswahl) . . . . .	36
A.1. Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe . . . . .	63

# 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; Erdbeschleunigung  
 $h$  Höhe der Grid Fins  
 $s$  Sehnenlänge  
 $t$  Zeit nach der Trennung vom Flugzeug

## Griechische Buchstaben

- $\Lambda$  Klappwinkel, Pfeilungswinkel (mit Index)  
 $\alpha$  Anstellwinkel des Grid Fins zur Anströmung  
 $\eta$  Steuerwinkel  
 $\lambda$  Rollwinkel  
 $\rho$  Dichte  
 $\sigma$  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  
 $\alpha$  Differenzialquotient über Anstellwinkel  $\alpha$

$\infty$  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

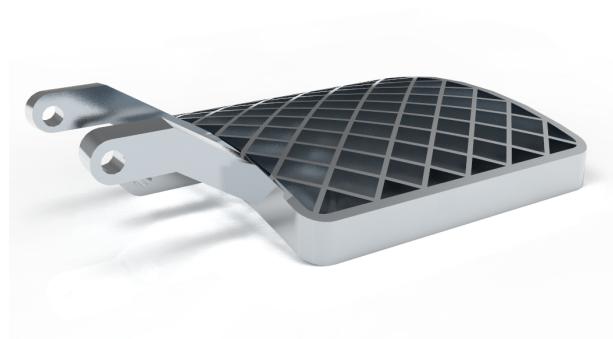


Abbildung A.1.: Modell zur Ermittlung der Materialkosten

- $V = 99,70 \text{ mm}^3$
- 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	$\rho / \text{cm}^3$	$R_{p,0,2}/\text{MPa}$	$R_{p,0,2}/\text{MPa}$ wärmebehandelt	$R_{\text{spez.}}/\frac{\text{Nm}}{\text{g}}$	Preis/€	$T_{E,\text{max}}/^\circ\text{C}$	$T_{\text{Schmelz}}/^\circ\text{C}$
Aluminium	AlSi10Mg	2,57	230-270		89,5	1.508,93	530	557
Aluminium	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

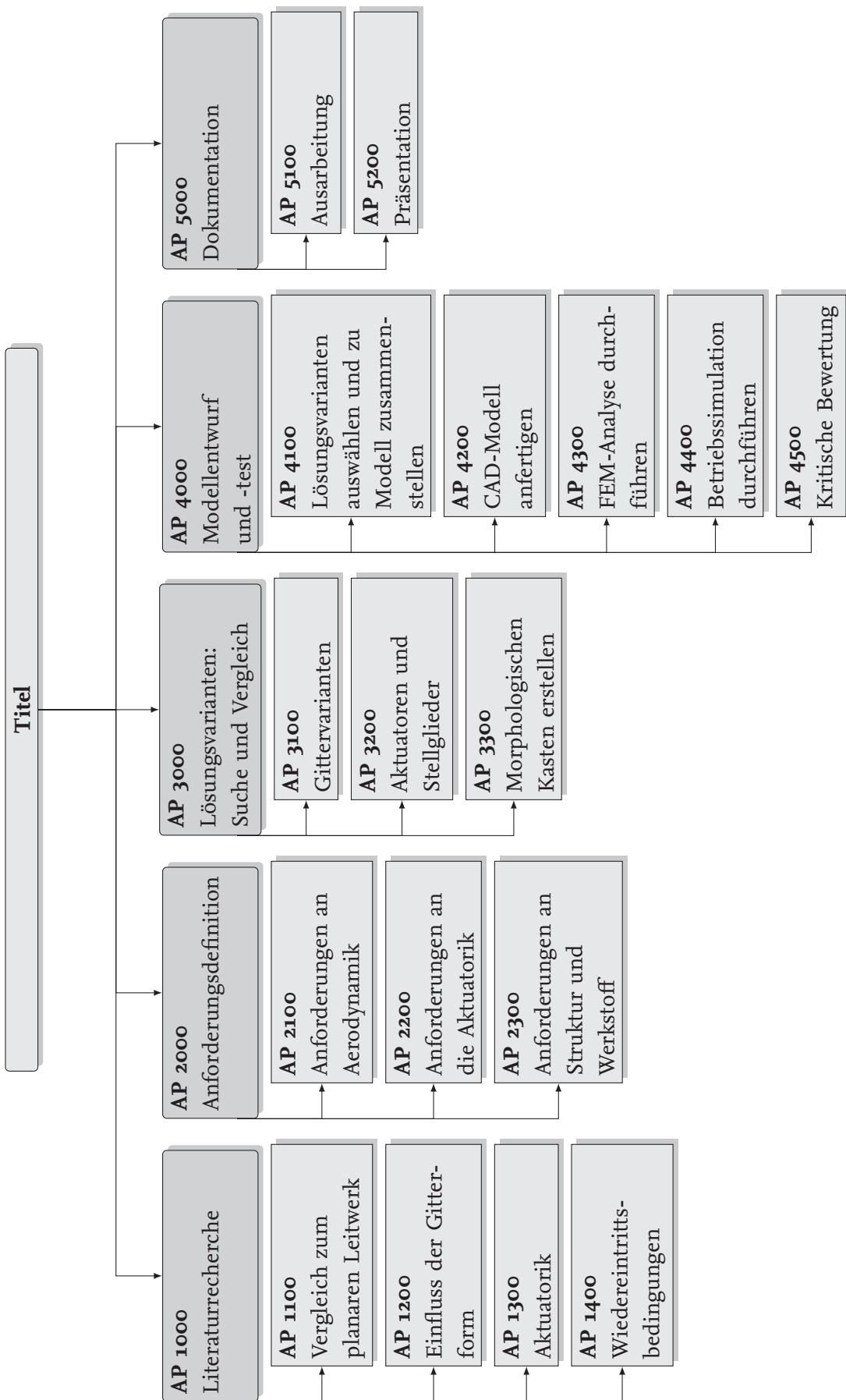
Quellen: [25, 26, 27, 34, 28, 29, 35, 31, 30, 36, 37, 38, 39, 32, 40, 41, 33]

Tabelle A.1.: Vergleichsdaten der unterschiedlichen Werkstoffe

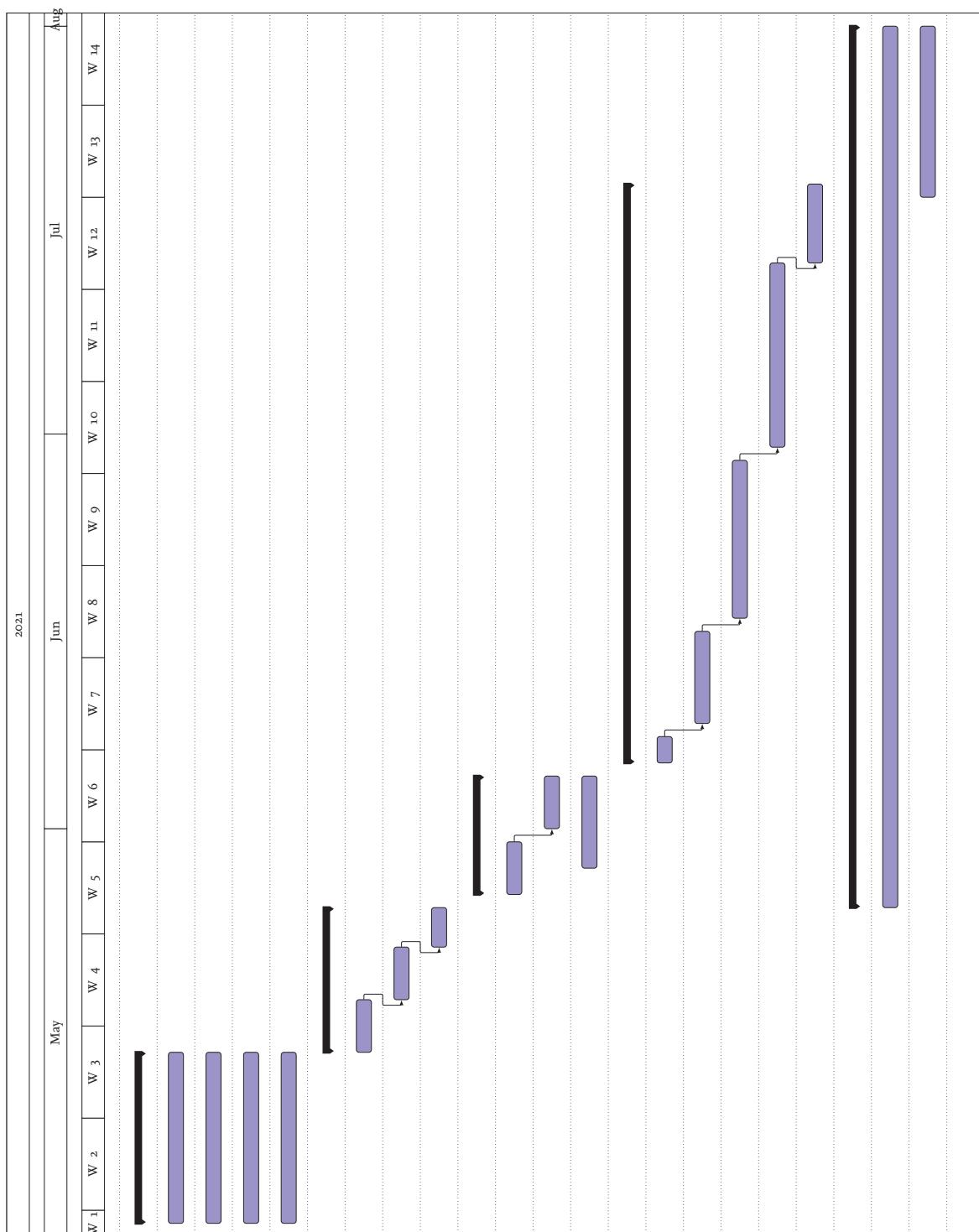
(w) = Temperatur für Warmumformung

# **B. Projektmanagement**

## **B.1. Work Breakdown Structure**



## B.2. Zeitplan



AP 1000: Literaturrecherche

AP 1100: Vergleich zum planaren Flügel

AP 1200: Einfluss der Gitterform

AP 1300: Aktuatorik

AP 1400: Wiedereintrittsbedingungen

AP 2000: Anforderungsdefinition

AP 2100: Anforderungen an die Aerodynamik

AP 2200: Anforderungen an die Aktuatorik

AP 2300: Anforderungen an Struktur und Werkstoff

AP 3000: Lösungsvarianten: Suche und Vergleich

AP 3100: Gittervarianten

AP 3200: Aktuatoren und Stellglieder

AP 3300: Morphologischen Kästen erstellen

AP 4000: Modellentwurf und -test

AP 4100: Lösungsvarianten wählen und zu Modell zusammenstellen

AP 4200: CAD-Modell anfertigen

AP 4300: FEM-Analyse durchführen

AP 4400: Betriebsimulation durchführen

AP 4500: Kritische Bewertung

AP 5000: Dokumentation

AP 5100: Ausarbeitung

AP 5200: Präsentation

## B.3. Work Package Description

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

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

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

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

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

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

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

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

		<b>AP 3200</b>
<b>Titel</b>	<b>Aktuatoren und Stellglieder</b>	<b>Seite:</b> 1 von 1
<b>Verantwortlicher</b>	Ole Scholz	<b>Version:</b> 1.0
		<b>Datum:</b> DD.MM.YYYY
<b>Beginn</b>	T <sub>0</sub> +4 Wochen	
<b>Ende</b>	T <sub>0</sub> +4,5 Wochen	<b>Dauer:</b> 0,5 Wochen
<b>Bearbeiter</b>	Ole Scholz	
<b>Ziele:</b>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Überblick über die verschiedenen Aktuatoren und Stellglieder so wie ihre Unterschiede haben</li> </ul>		
<b>Input:</b>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bisher verwendete Steuervarianten für Grid Fins</li> </ul>		
<b>Schnittstellen zu anderen APs:</b>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• AP 3400 Varianten in Morphologischen Kasten eintragen</li> </ul>		
<b>Aufgaben:</b>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aktuatoren- und Stellgliedervarianten sammeln</li> <li>• Unterschiede untersuchen</li> </ul>		
<b>Ergebnisse:</b>		
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Liste von Aktuatoren und Stellgliedern</li> </ul>		

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

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

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

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

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

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

		<b>AP 5100</b>
<b>Titel</b>	<b>Ausarbeitung</b>	<b>Seite:</b> 1 von 1
<b>Verantwortlicher</b>	Ole Scholz	<b>Version:</b> 1.0
		<b>Datum:</b> DD.MM.YYYY
<b>Beginn</b>	T <sub>0</sub> +3,5 Wochen	
<b>Ende</b>	T <sub>0</sub> +13 Wochen	<b>Dauer:</b> 9,5 Wochen
<b>Bearbeiter</b>	Ole Scholz	
<b>Ziele:</b>		
• Vollständige Dokumentation der Vorgehensweise und Ergebnisse		
<b>Input:</b>		
• APs 1000, 2000, 3000, 4000		
<b>Schnittstellen zu anderen APs:</b>		
• Ausarbeitung umfasst alle vorherigen APs		
<b>Aufgaben:</b>		
• Alle Arbeitsschritte und Gedankengänge in fachlich korrekter Form schriftlich festhalten		
<b>Ergebnisse:</b>		
• PDF-Dokument mit dem gesamten Inhalt dieser Arbeit		

		<b>AP 5200</b>
<b>Titel</b>	<b>Präsentation</b>	<b>Seite:</b> 1 von 1
<b>Verantwortlicher</b>	Ole Scholz	<b>Version:</b> 1.0
		<b>Datum:</b> DD.MM.YYYY
<b>Beginn</b>	T <sub>0</sub> +11 Wochen	
<b>Ende</b>	T <sub>0</sub> +13 Wochen	<b>Dauer:</b> 2 Wochen
<b>Bearbeiter</b>	Ole Scholz	
<b>Ziele:</b>		
• Vorstellung der Arbeitsergebnisse		
<b>Input:</b>		
• APs 2000, 3000, 4000		
<b>Schnittstellen zu anderen APs:</b>		
• über die Inhalte der APs 2000, 3000, 4000		
<b>Aufgaben:</b>		
• PowerPoint-Präsentation		
• Präsentation über gesamte Arbeit halten		
<b>Ergebnisse:</b>		
• Mit Poster unterstützte verbale Vorstellung der Arbeitsergebnisse		

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

