



Technische  
Universität  
Braunschweig

Institut für  
Raumfahrtssysteme



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

Institut für Raumfahrtssysteme

Ole Scholz

26. Mai 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>8</b>
1.1 Motivation . . . . .	9
1.2 Ziele der Arbeit . . . . .	11
1.3 Struktur der Arbeit . . . . .	11
<b>2 Grundlagen</b>	<b>12</b>
2.1 Aufbau von Grid Fins . . . . .	12
2.1.1 Parameter . . . . .	12
2.1.2 Orientierung . . . . .	12
2.2 Strömung durch Grid Fins . . . . .	14
2.3 Aerodynamische Beiwerte und Vergleich zu planaren Finnen . . . . .	16
2.3.1 Normalkraft . . . . .	16
2.3.2 Axialkraft . . . . .	17
2.3.3 Gelenkmoment . . . . .	17
2.3.4 Stabilität . . . . .	18
2.3.5 Anstellwinkelcharakteristik . . . . .	19
2.4 Grid Fin Varianten . . . . .	20
2.4.1 Pfeilung . . . . .	20
2.4.2 Krümmung . . . . .	24
2.4.3 Wandquerschnitt . . . . .	24
2.4.4 Zellform . . . . .	26
2.4.5 Zellgröße . . . . .	26
2.5 Bisherige Implementierung . . . . .	28
2.5.1 SpaceX Falcon 9 und Starship . . . . .	28
2.5.2 Sovietische Sojus und N-1 . . . . .	30
2.5.3 Chinas Chang'e . . . . .	30
2.6 Das Air-Launchsystem Valkyrie . . . . .	31
<b>3 Modellentwurf</b>	<b>34</b>
3.1 Systemanforderungen . . . . .	34
3.1.1 Leistungsanforderungen . . . . .	34
3.1.2 Anforderungen an die Kosten . . . . .	34
3.1.3 Thermische Anforderungen . . . . .	34
3.1.4 ... . . . . .	34
3.2 Morphologischer Kasten . . . . .	34
3.3 Komponentenrecherche und -auswahl . . . . .	34
3.3.1 Gitterdesign . . . . .	34
3.3.2 Aktuator . . . . .	34
3.3.3 Getriebe . . . . .	34

3.3.4 Peripherie . . . . .	34
3.4 Festlegung des Modelldesigns . . . . .	34
3.5 Modellierung des Modells . . . . .	34
<b>4 Systemanalyse</b>	<b>35</b>
4.1 FEM-Analyse . . . . .	35
4.2 Betriebssimulation . . . . .	35
4.3 Systemoptimierung . . . . .	35
4.4 Systembewertung . . . . .	35
4.5 Fazit . . . . .	35
<b>5 Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>36</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>37</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>38</b>
<b>Tabellenverzeichnis</b>	<b>40</b>
<b>Symbolverzeichnis</b>	<b>41</b>



# 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 fortgeschritten 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 [5]. 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 [4] 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 Steuersystem 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 heiße 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 Grid Fins ermöglicht, vorgestellt. Um in nächsten Kapitel eine bestmögliche Finne zu entwerfen, sind diese 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. Dabei werden sie mit planaren Finnen verglichen und anschließend wird auf bisherige Implementationen eingegangen. Zuletzt wird noch auf das AirLaunch-System Valkyrie eingegangen.

## 2.1 Aufbau von Grid Fins

Um Grid Fins und ihre Orientierung 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].

### 2.1.1 Parameter

Diese Struktur lässt sich mittels 5 Parameter, wie in Abbildung 2.1 zu sehen, beschreiben. Die Wanddicke  $d$  kann sich für den 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 Beanspruchungen zu ertragen. Ein von den Wänden umrahmter Durchlass des Gitters wird als Zelle bezeichnet und seine Abmessung kann mit die Zellgröße  $f$  beschrieben werden. 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  $s$ .

### 2.1.2 Orientierung

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. 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  $\eta = 0^\circ$  ist auch hier wieder die Ausgangsstellung,

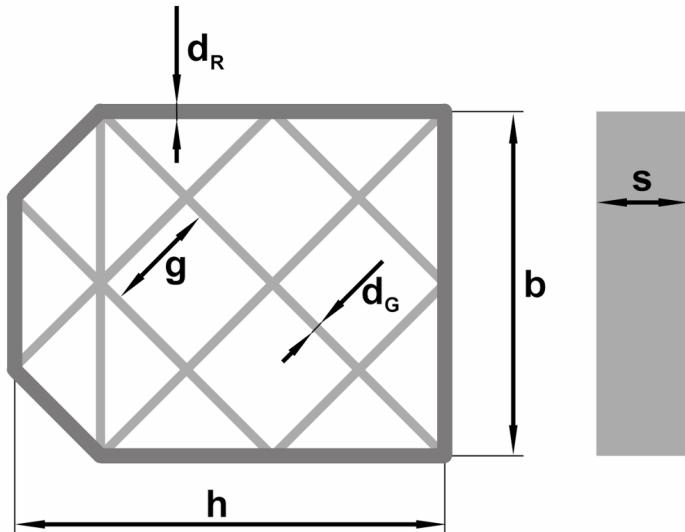


Abbildung 2.1: Aufbau eines einfachen Grid Fins

die Sehne ist parallel zur X-Achse. Bei  $\eta = 90^\circ$  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 Bahnneigungswinkel zusammen. Für die in dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen ist eine solche Aufteilung aber irrelevant. Damit aber 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-Achse zur Spitze des Flugkörpers, also entgegen der Anströmung, zeigt. Bei  $\sigma \neq 0$  zeigt auch die Y-Achse einem Anteil der Strömung entgegen. Die Z-Achse ist folglich nach dem Rechtssystem orthogonal zu den anderen beiden ausgerichtet. Um nun die Orientierung der Grid Fins um die X-Achse herum beschreiben zu können wird der Rollwinkel  $\lambda$  eingeführt. Wenn eine '+'-Konfiguration vorliegt, befinden sich die einzelnen Finnen auf den Koordinatenachsen (X, Y) 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.

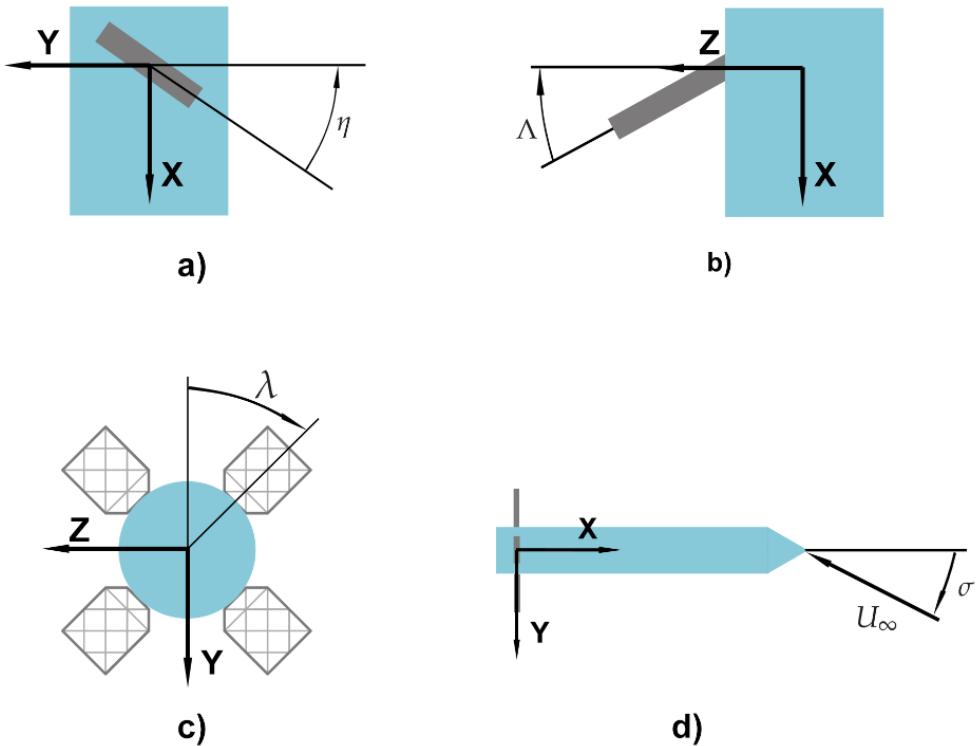


Abbildung 2.2: Winkel zur Beschreibung der Orientierung der Grid Fins zum Körper

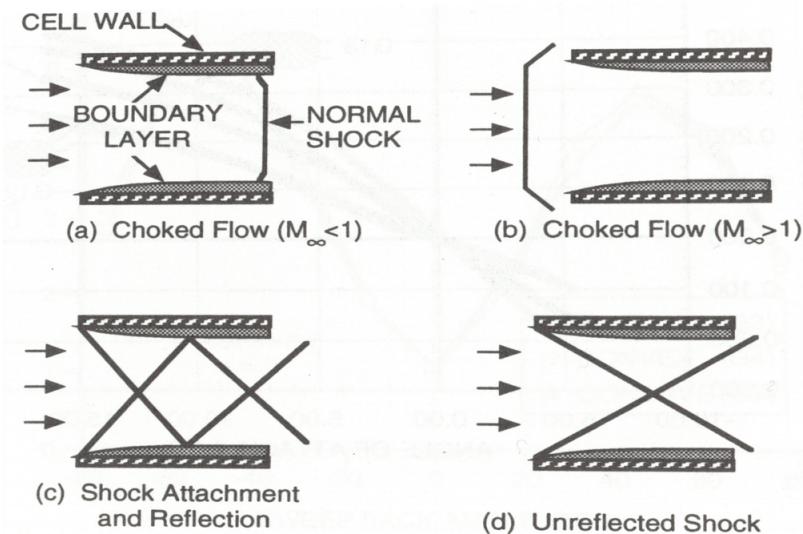
a) Steuerwinkel, b) Klappwinkel, c) Drehwinkel, d) Neigungswinkel des Körpers zur Anströmung

## 2.2 Strömung durch Grid Fins

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

Der transsonische Bereich wird ab einer Anströmungsmachzahl von circa  $Ma_\infty = 0,8$  erreicht [11] und stellt für die Aerodynamik der Grid Fins eine bedeutsame Problematik dar. Sobald die Strömung innerhalb des Gitters eine Machzahl von 1 überschreitet, kommt es zu einem Verdichtungsstoß am Ausgang der Zellen, der mit steigender Machzahl an Stärke zunimmt. Dieser führt zu einer Drosselung der Strömung, was zur Folge hat, dass ein Teil der Strömung verdrängt wird und sich stattdessen um den Grid Fin herum bewegt. Steigt nun auch  $Ma_\infty$  über 1, 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".



[10]

Abbildung 2.3: Stoßsystem einer Zelle

Als ein besonderer Bereich ist noch die Ansatzregion zu betrachten, in der der Grid Fin an der Rakete angebracht ist. Ein Problem ist, dass Schnittstellen von Wänden ein erhöhtes Potenzial für blockierte Strömung darstellen. In der Ansatzregion 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  $Ma_\infty = 2$  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-Achse, also in der X-Y-Ebene, liegen ( $F_N$ ) und zum anderen die Axialkraft, die in negative X-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.

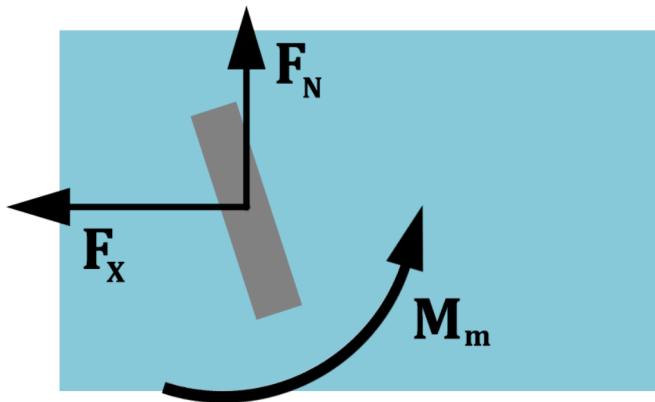


Abbildung 2.4: Kräfte und Momente am Grid Fin

### 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].

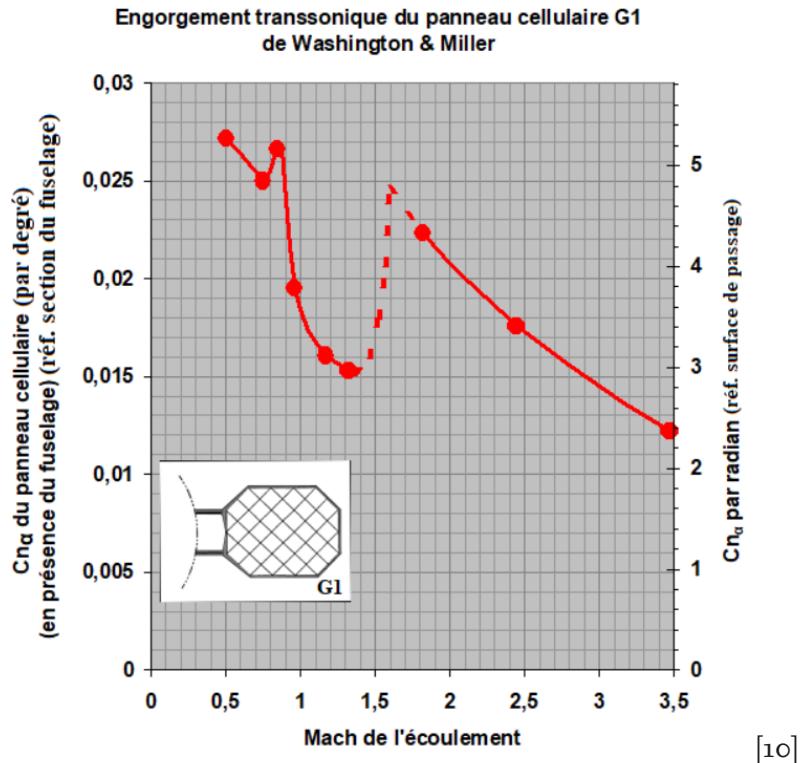


Abbildung 2.5: Normalkraftsbeiwertgradient bei  $\alpha = 0$  in Abhängigkeit von der Machzahl [10]

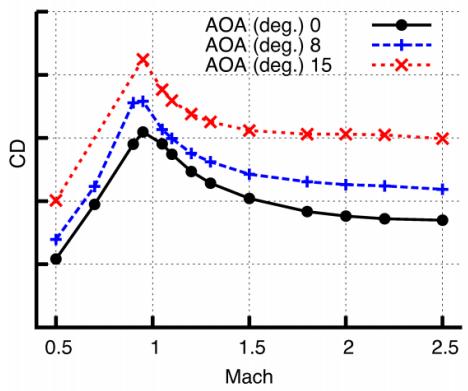
### 2.3.2 Axialkraft

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

### 2.3.3 Gelenkmoment

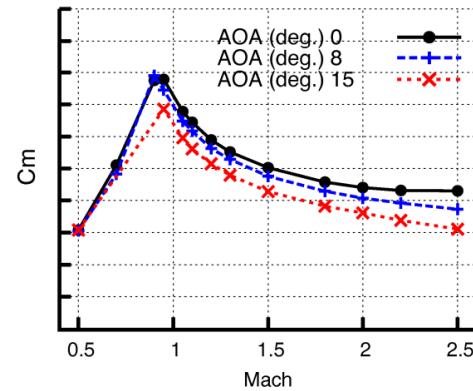
Ein großer Vorteil von Grid Fins ist ihr geringes Moment um das Steuergelenk, welches den Einsatz von kleineren, weniger leistungsstarken Aktuatoren ermöglicht. Was wiederum eine Einsparung an Gewicht und Kosten mit sich bringt. Der Grund für das niedrige Moment ist hauptsächlich die im Vergleich zur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

der Axialkraft befindet sich das Maximum bei Machzahlen knapp unter 1, wie in Abbildung 2.7 zu sehen. Auch für Variationen des Anstellwinkels belebt 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 Gelenkkachse durch den Druckpunkt gelegt wird. Durch die große Druckpunktwanderung ist dies aber nur für einen kleinen vorher gewählten Machzahlengebiet dem Grid Fin überlegen, der über einen großen Geschwindigkeitsgebiet konstant gute Charakteristiken bietet.



[14]

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



[14]

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

### 2.3.4 Stabilität

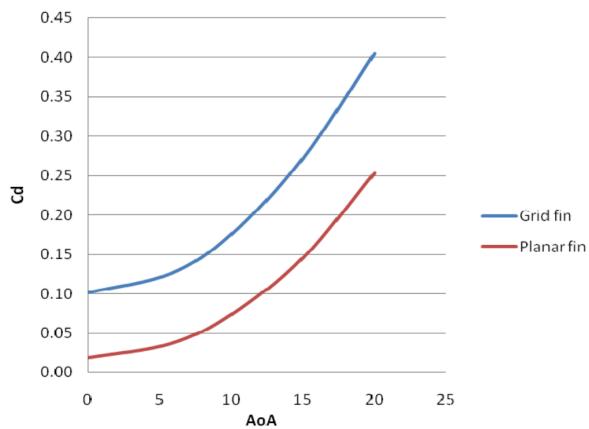
Für die statische Stabilität eines Flugkörpers muss bei Neigungswinkeln  $\sigma \neq 0$  ein Moment um den Schwerpunkt (SP) entstehen, das die Orientierung der Körperachse wieder parallel zur Strömung ausrichtet. Grid Fins haben hier einen entscheidenden Vorteil gegenüber planaren Alternativen, da bei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

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

### 2.3.5 Anstellwinkelcharakteristik

Im Gegensatz zu planaren Finnen, die bei hohen Anstellwinkeln 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.



[6]

Abbildung 2.8: Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  bei  $Ma = 2,5$

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.

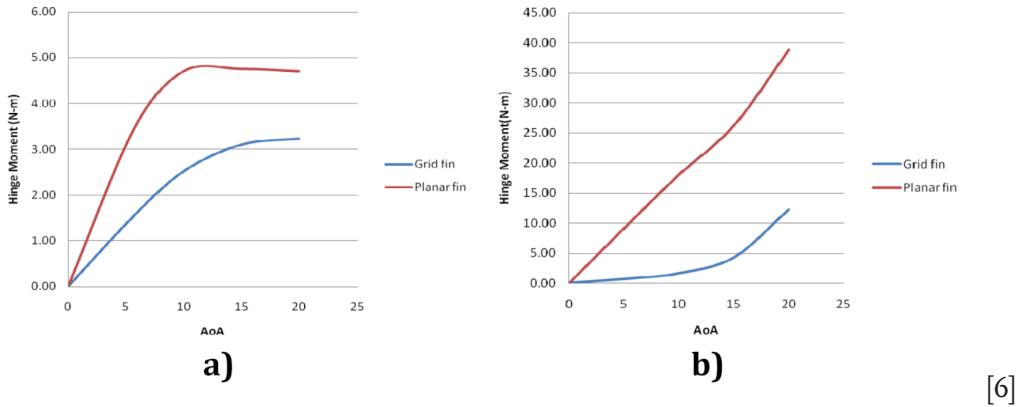


Abbildung 2.9: Gelenkmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkel  $\alpha$  bei a)  $Ma = 0,5$ , b)  $Ma = 2,5$

## 2.4 Grid Fin Varianten

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

### 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 Häufig 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.

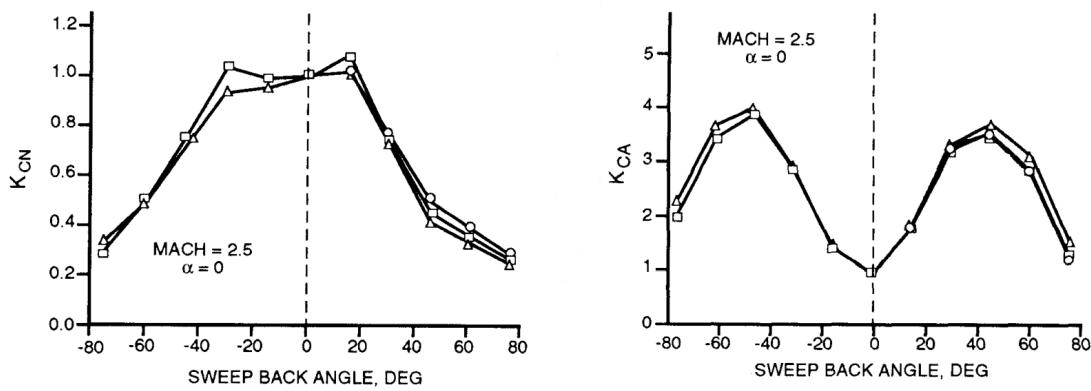
Die erste Variante stellt die **Pfeilung der gesamten Konfiguration** dar. Hierbei belebt der Grid Fin an sich unverändert. Stattdessen wird die Pfeilung dadurch erreicht, dass die Querschnittsfläche nicht senkrecht zur Oberfläche des Flugkörpers steht. Sie ist um den Pfeilungswinkel  $\Lambda_{Konf}$ , 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 als ohne Pfeilung. Bei kleinen Winkeln bis zu  $\Lambda_{Konf} = \pm 20^\circ$  ist dieser Einfluss jedoch noch vernachlässigbar. Auch dies wird in der Abbildung 2.10, durch die Auftragung des Normalkraftvielfachen  $C_{N,\Lambda_{Konf}} / C_{N,\Lambda_{Konf}=0}$  über den Pfeilungswinkel der Konfiguration, zu sehen.

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



[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  $Ma = 2,5$  und  $\alpha = 0$

Die zweite Variante ist eine **Pfeilung des Gitters** entlang der Steuerachse, sodass die auf die Y-Z-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-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, Effekte 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  $Ma_\infty = 2$  der ungepfeilte Grid Fin

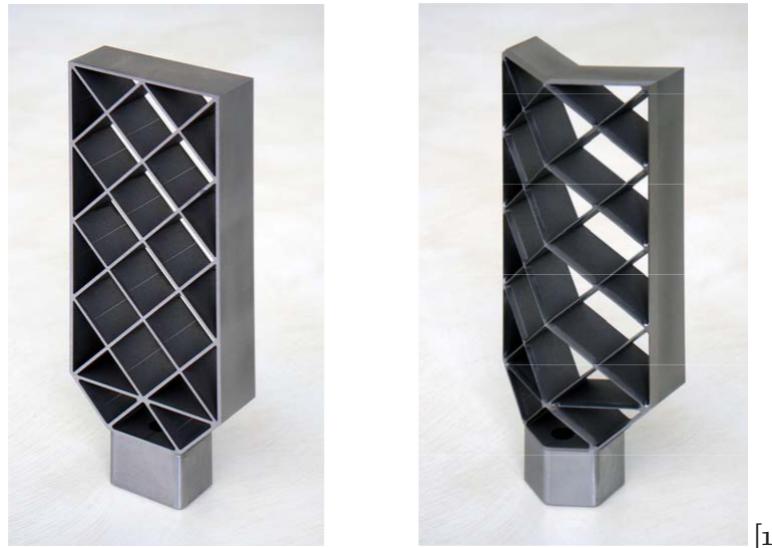


Abbildung 2.11: Ebener Grid Fin (links) und Grid Fin mit gepfeiltem Gitter (rechts)

dem gepfeilten überlegen ist.

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

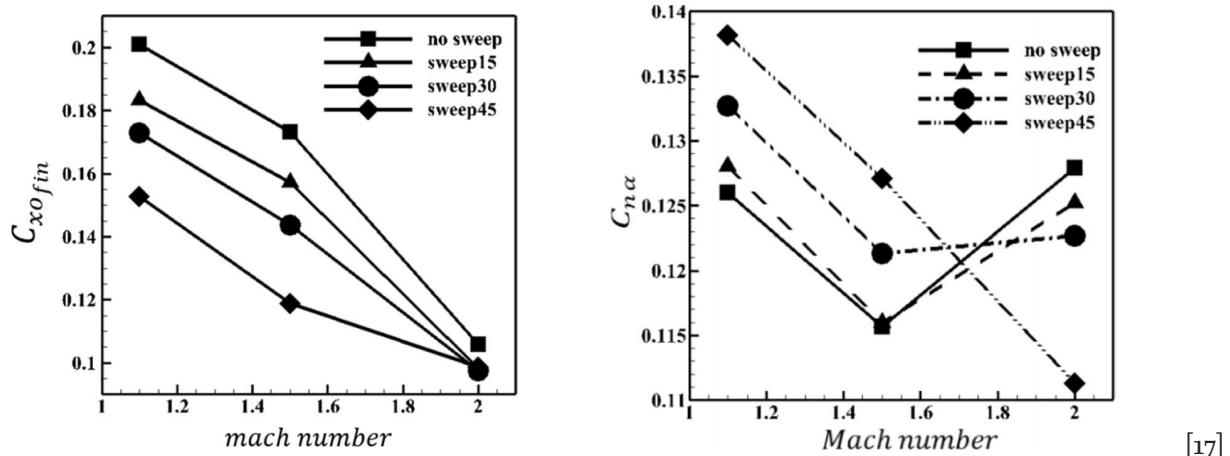


Abbildung 2.12: Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln  $\Lambda_G$  und  $\alpha = 0$

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".

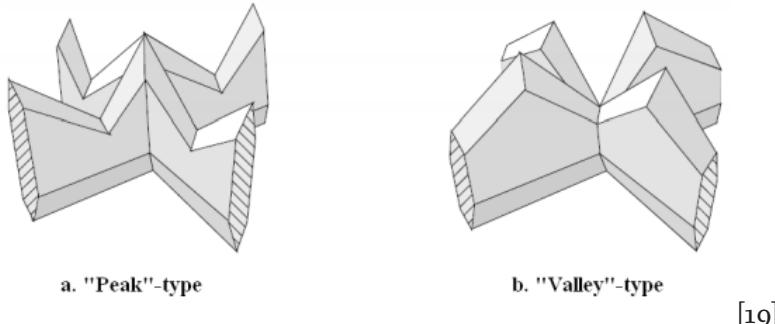


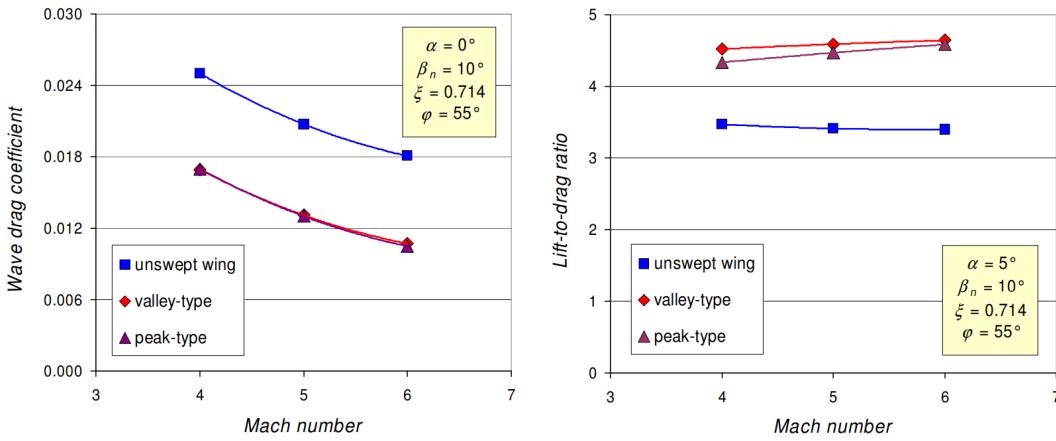
Abbildung 2.13: Lokale Pfeilung der Zelle mit dem a) "Berg"-Typus und b) "Tal"-Typus

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

Wird nun zuerst eine einzelne planare Wand unendlicher Streckung mit lokaler Pfeilung betrachtet, so zeigt sich eine Abnahme der Axialkraft mit steigenden Pfeilungswinkel  $\Lambda_Z$  [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].

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  $Ma = 6$  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.



[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.

Dies hat unabhängig der Ausrichtung der Krümmung nur einen geringen Einfluss auf die Aerodynamik. Weder Axial- noch Normalkraft zeigen signifikante Änderungen [15], sodass die Leistungsfähigkeit erhalten bleibt. Beim Gelenkmoment zeichnen sich jedoch Unterschiede ab. 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 -dicke. 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 2.15 (F2 bis F4) zu sehen, die das Fluid um eine Spitze Kante herum lenken.

Aus dieser Grafik lässt sich auch direkt die Reduktion an Axialkraft für alle dargestellten Machzahlen, durch eine Auftragung des Widerstandbeiwerts in Abhängigkeit von der Machzahl bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 0$ , erkennen. Des Weiteren wird gezeigt, dass eine höhere Wanddicke des Gitters  $d_G$  (F5) den Widerstand weiter steigert, was auch im Kontext einer stärkeren Verdrän-

gung der Strömung Sinn ergibt. Ebenso führt ein dünnerer Rahmen  $d_R$  (F6) zu einer Minderung der Kraft. Diese Trends scheinen unabhängig von der Machzahl zu sein. Weiter Untersuchungen von Miller und Washington haben ergeben, dass diese Unterschiede auch bei Variation des Anstellwinkels erhalten bleiben [20].

Die Normalkraft wird bei einer Machzahl von  $Ma_\infty = 0,7$  durch die Querschnittsform des Rahmens leicht beeinflusst. Über den gesamten Anstellwinkelbereich gibt es eine Variation von circa 10% aufgrund der Form [21]. Ein dickeres Gitter führt in Unterschall jedoch zusätzlich zu einer leichten Abnahme der Normalkraft für Anstellwinkel  $\alpha > 10^\circ$  [21]. Bei kritischen Machzahlen und einem Anstellwinkel von  $\alpha = 5^\circ$  erreicht die Reduktion mit 13% ein Maximum [21]. Im Überschall 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 F<sub>3</sub> und F<sub>4</sub> 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 Gelenkmomentes  $M_m$  und im Überschall, wo der Druckpunkt ohnehin schon bei 45% – 50% der Sehnenlänge liegt, zu Momenten, die für Anstellwinkel bis  $\alpha < 10^\circ$  fast gleich null sind [21].

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

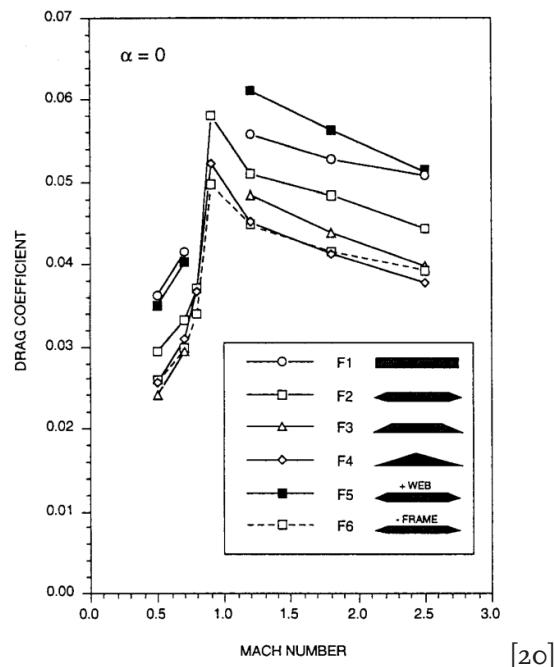


Abbildung 2.15: Widerstandsbeiwert für verschiedene Rahmenquerschnittsformen (F<sub>1</sub>-F<sub>4</sub>), einen dickeren Rahmen  $d_R$  (F<sub>5</sub>) und ein dünneres Gitter  $d_G$  (F<sub>6</sub>) bei  $\alpha = 0$  in Abhängigkeit von der Machzahl

## 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 2.16 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-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.

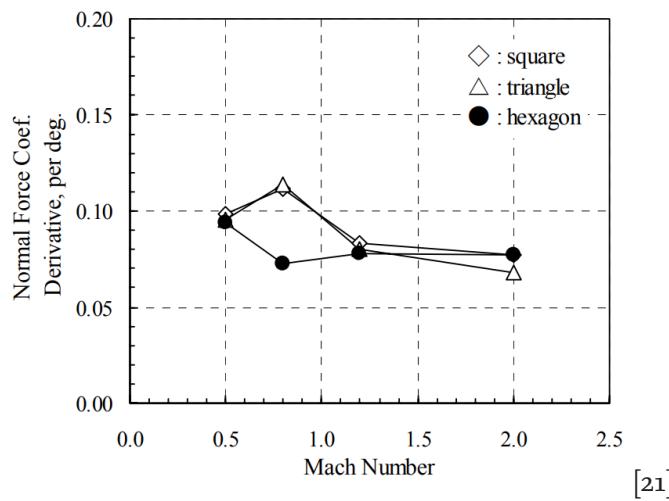


Abbildung 2.16: Anstieg des Normalkraftkoeffizienten über den Anstellwinkel  $\alpha$  in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei  $\alpha = 0$

## 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 Rah-

men. 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 2.17 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  $g = s$ . 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. durchgeföhrten 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 zu 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 Widerstandsverhältnis bei den niedrigsten Zellgröße zu Sehnenlänge Verhältnissen auftritt [22].

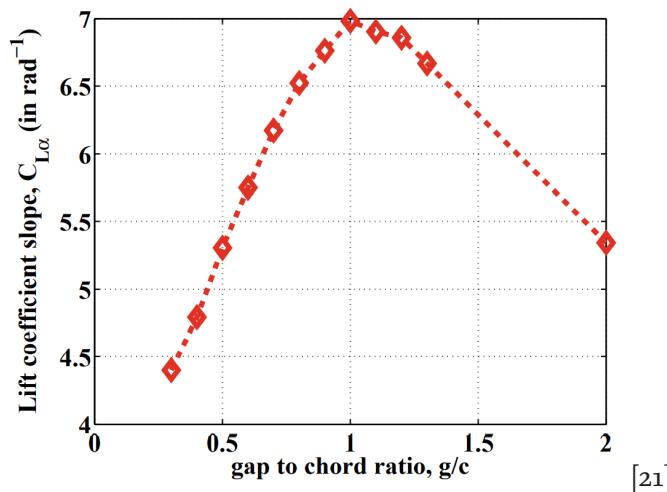


Abbildung 2.17: Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit des Verhältnis zwischen Zellgröße und Sehnenlänge für Kaskaden Finnen bei  $Ma_\infty = 0,1176$

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.

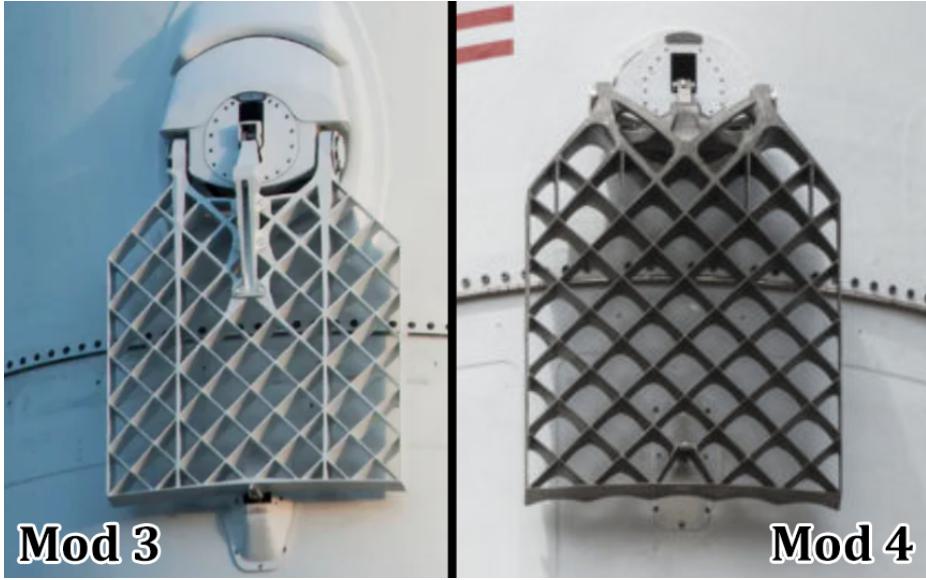
### 2.5.1 SpaceX Falcon 9 und Starship

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 2.18 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 kannten. Die Finnen lassen sich nach unten ( $\Lambda = 90^\circ$ ) einklappen und haben eine konkave Krümmung. Ihre Einspannung scheint 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 mit steigender Entfernung zur Anbringung ab. Bei der älteren Version, Mod 3 in Abbildung 2.18 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 2.18 weniger Erhebungen auf und besonders der Festhaltemechanismus nimmt eine neue Position ein, die zur Unregelmäßigkeit im Gitter führt. Beim genaueren Hingucken ist beim Mod 4 eine wellige Struktur auf der Unterseite, die beim Wiedereintritt zur Strömung zeigt. Diese ist eine abgerundete Variante der lokalen Pfeilung der Zellwände in Berg-Typus. Neben den Veränderungen der Geometrie wurde auch der verwendete Werkstoff mehrmals gewechselt. Während noch die ersten Modelle aus Aluminium bestanden und somit teilweise bei den extremen Missionsbedingungen schmolzen [23], wurden diese später durch hitzebeständigere Titanfinnen ausgetauscht, welche die Wiedereintrittstemperaturen ohne Hitzeschild aushalten, sodass sie laut Elon Musk ohne Aufbereitung eine unbegrenzt Anzahl von Missionen durchführen können (Quelle: Twitter @elonmusk).

Der Super Heavy Booster für SpaceX's Starship, wie in Abbildung 2.19 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 dich jedoch schon eine unsymmetrische 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 ein örtliche Pfeilung der Zellwände besitzen.

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



Quelle: SpaceX

Abbildung 2.18: Grid Fins an der Falcon 9, Version Mod 3 links und Mod 4 rechts

um noch Titan gefallen, sondern auf den Edelstahl SS301 oder auch DIN 1.4310 genannt [23]. Dieser rostfreie Stahl hat zwar eine Schmelztemperatur, die unter der von Titan liegt, jedoch sich die mechanischen Eigenschaften sehr ähnlich und werden sogar bis zu Temperaturen von bis zu 840°C im Gegensatz zu den 330°C von Titan aufrecht erhalten [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 2.19: SpaceX's Starship inklusive Super Heavy Booster

## 2.5.2 Sovietische Sojus und N-1

Da Grid Fins in der Soviet Union erstmals entwickelt wurden, ist es kein Wunder, dass sie auch hier Anwendung in der Raumfahrt gefunden haben. So zeigt zum Beispiel Abbildung 2.20 das Notfall-

Rettungssystem, mit dem sich die Astronauten an Bord bei Komplikationen von der Sojus Rakete trennen können. Diese Grid Fins beschränken sich hier hauptsächlich auf eine Funktion als drag brakes [24]. Ihre Rahmen haben eine Quadratische Form, wie auch die Zellen. Analog zu den Grid Fins der Falcon 9 befinden sich außen dreieckige Zellen und es existiert ein Mechanismus, der die Finnen im eingeklappten Zustand hält. Diese befindet sich jedoch hier oberhalb der Anbringung, da bei der sowjetischen Variante die Grid Fins nach oben geklappt sind.



Quelle: NASA

Abbildung 2.20: Das Sojus Notfall-Rettungssystem mit Grid Fins

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

### 2.5.3 Chinas Chang'e

Auch in Chinas Raumfahrtbrache habe Grid Fins ihren Einzug erfahren. Das Bild in Abbildung 2.21 von 2019 zeigt, dass hier die Steuerflächen denen der Falcon 9 wieder deutlich ähnlicher sehen. Neben den offensichtlichen Gemeinsamkeiten, sind jedoch die komplexeren Strukturen weggelassen worden. So gibt es zum Beispiel weder Krümmung noch Pfeilung. Des Weiteren scheint die Sehne nahezu doppelt so lange wie die Zellgröße zu sein, im Gegensatz zur Falcon 9 mit einem Verhältnis von circa 1 : 1.



Quelle: China Aerospace Science and Technology Corporation

Abbildung 2.21: Die Grid Fins der chinesischen Chang'e

## 2.6 Das Air-Launchsystem 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 2.22 zeigt die einzelnen Flugpha- sen der Rakete und wird im Folgenden beschrieben. Danach wird noch auf dem Aufbau der Ersten Stufe, wie in Abbildung 2.23 zu sehen, eingegangen.

Die Rakete wird an einem Flugzeug befestigt auf eine typische Reisehöhe von 11km gebracht [4]. Dort wird sie von den Pylonen gelöst und nach 3s zünden die Triebwerke der ersten Stufe. Nach einer Brenndauer von 170s??? werden diese wieder abgeschaltet und 5s später kommt es zur Sepa- ration der beiden Stufen [4]. Während kurze Zeit später die zweite Stufe ihre Triebwerke zündet, um die Nutzlast in den Orbit zu befördern, bewegt sich die erste Stufe ohne weiteren Antrieb auf ihrer Suborbitalen Bahn fort. Dabei benutzt sie ihr Reaction Control System (RCS), um die Rake- tenstufe so zu drehen, dass beim Wiedereintritt die Triebwerke der Anströmung entgegen zeigen. Somit kann ein ungefähr 27s??? langer ReEntry-Burn durchgeführt werden, der die Fluggeschwin- digkeit weit genug abbremst, um die Belastungen beim Wiedereintritt zu reduzieren. Des Weiteren sollen die Triebwerke in der Atmosphäre die Raketenstufe dank ihrer hohen thermischen Belast- barkeit 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 Sta- bilität und Steuerbarkeit. Bei einer Höhe von unter 20km und einer Geschwindigkeit  $Ma < 2$  wird der Ballonschirm eingesetzt [4]. 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 2.23 zeigt die erste Stufe mit 9 ringförmig angeordneten Triebwerken, die aus den dar-

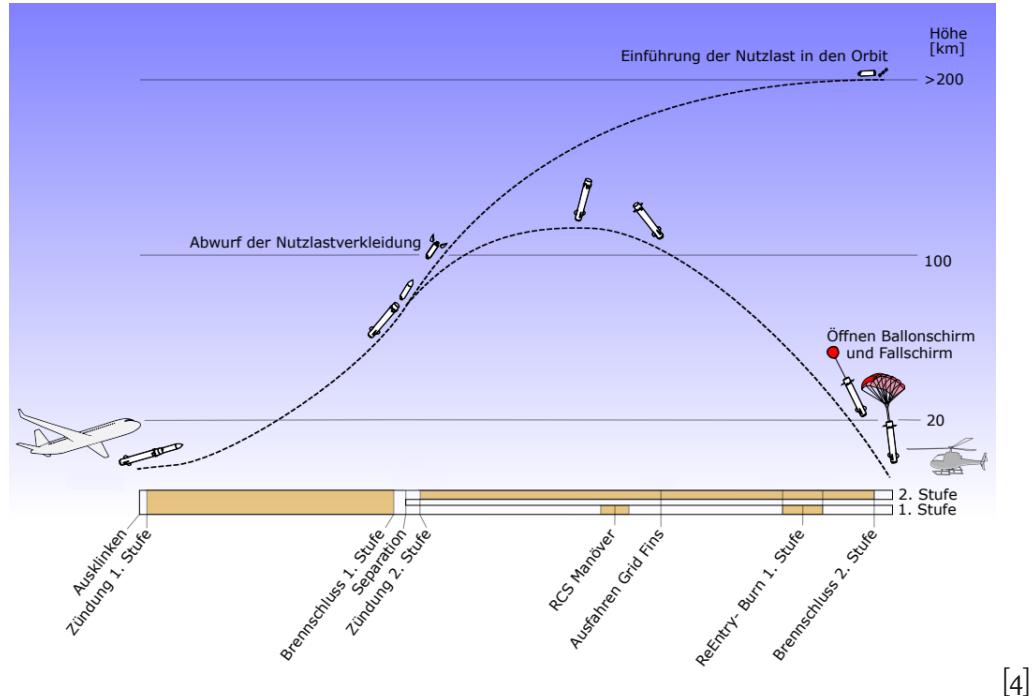
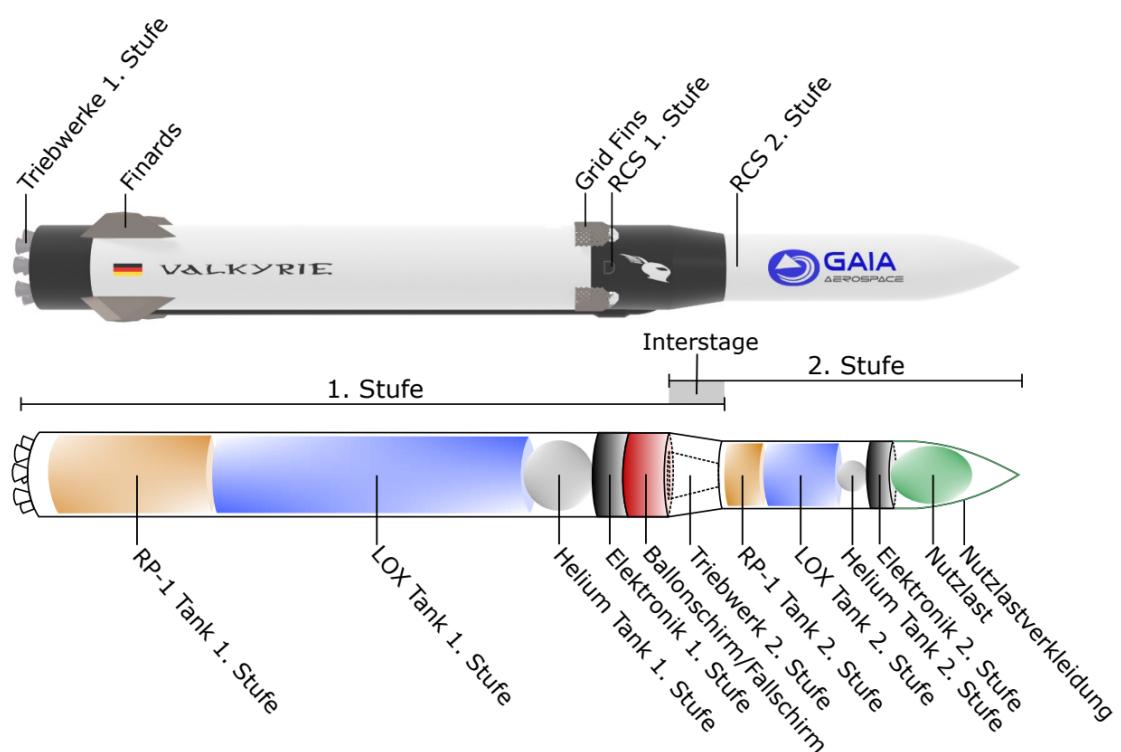


Abbildung 2.22: Der Ablauf einer Valkyrie Mission

über befindlichen RP-1- (Rocket Propellant 1) und LOX- (Liquid Oxygen) Tanks gespeist werden. Über diesen Tanks befindet sich ein weiterer mit Helium gefüllter. Dieser sorgt für den Druckausgleich, wenn Treibstoff und Oxidator durch eine elektrische Pumpe 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 Titan??? 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 [4], 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 7,356m und einen Durchmesser von 1,1m. Die Außenhülle soll auch Edelstahl gefertigt werden, somit hätte diese Stufe eine Masse von 5293kg???



Quelle: GAIA Aerospace

Abbildung 2.23: Aufbau der Valkyrie ???

# **3 Modellentwurf**

## **3.1 Systemanforderungen**

**3.1.1 Leistungsanforderungen**

**3.1.2 Anforderungen an die Kosten**

**3.1.3 Thermische Anforderungen**

**3.1.4 ...**

## **3.2 Morphologischer Kasten**

## **3.3 Komponentenrecherche und -auswahl**

**3.3.1 Gitterdesign**

**3.3.2 Aktuator**

**3.3.3 Getriebe**

**3.3.4 Peripherie**

z.B. Energieversorgung

## **3.4 Festlegung des Modelldesigns**

## **3.5 Modellierung des Modells**

# **4 Systemanalyse**

**4.1 FEM-Analyse**

**4.2 Betriebssimulation**

**4.3 Systemoptimierung**

**4.4 Systembewertung**

**4.5 Fazit**

# **5 Zusammenfassung und Ausblick**

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

# Literaturverzeichnis

- [1] SpaceX. Star Ship User's Guide. [https://www.spacex.com/media/starship\\_users\\_guide\\_v1.pdf](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] Ina Barz. Untersuchung effizienter Algorithmen zur Trajektorienoptimierung von AirLaunch-Raketen. Studienarbeit, TU Braunschweig, April 2021.
- [5] GAIA Aerospace. Valkyire, Die erste wiederverwendbare AirLaunch-Rakete. <https://www.gaia-aerospace.com/research/>. Zugriff: 25.04.2021.
- [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.

# Abbildungsverzeichnis

1.1	SpaceX Starship Illustration . . . . .	8
1.2	Grid Fins am CRS-5 Falcon 9 Booster . . . . .	10
2.1	Aufbau eines einfachen Grid Fins . . . . .	13
2.2	Winkel zur Beschreibung der Orientierung der Grid Fins zum Körper a) Steuerwinkel, b) Klappwinkel, c) Drehwinkel, d) Neigungswinkel des Körpers zur Anströmung . . . . .	14
2.3	Stoßsystem einer Zelle . . . . .	15
2.4	Kräfte und Momente am Grid Fin . . . . .	16
2.5	Normalkraftsbeiwertgradient bei $\alpha = 0$ in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	17
2.6	Axialkraft (hier CD) bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	18
2.7	Gelenkmomentenbeiwert bei unterschiedlichen Anstellwinkeln in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	18
2.8	Widerstandsbeiwert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel $\alpha$ bei $Ma = 2,5$ . . . . .	19
2.9	Gelenkmoment in Abhängigkeit vom Anstellwinkel $\alpha$ bei a) $Ma = 0,5$ , b) $Ma = 2,5$ .	20
2.10	Vielfache des Normalkraftanstiegs (links) und der Axialkraft (rechts) im Vergleich zum ungepfeilten Grid Fin in Abhängigkeit vom konfigurellen Pfeilungswinkel $\Lambda_{Konf}$ bei $Ma = 2,5$ und $\alpha = 0$ . . . . .	21
2.11	Ebener Grid Fin (links) und Grid Fin mit gepfeiltem Gitter (rechts) . . . . .	22
2.12	Axialkraftbeiwert (links) und Normalkraftsbeiwertanstieg (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl bei unterschiedlichen Pfeilungswinkeln $\Lambda_G$ und $\alpha = 0$ . . . . .	22
2.13	Lokale Pfeilung der Zelle mit dem a) "Berg"-Typus und b) "Tal"-Typus . . . . .	23
2.14	Wellenwiderstandsbeiwert (links) und Auftrieb/Widerstand-Verhältnis (rechts) in Abhängigkeit von der Machzahl . . . . .	24
2.15	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 . . . . .	25
2.16	Anstieg des Normalkraftkoeffizienten über den Anstellwinkel $\alpha$ in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Zellformen bei $\alpha = 0$ . . . . .	26
2.17	Anstieg des Normalkraftkoeffizienten in Abhängigkeit des Verhältnis zwischen Zellgröße und Sehnenlänge für Kaskaden Finnen bei $Ma_\infty = 0,1176$ . . . . .	27
2.18	Grid Fins an der Falcon 9, Version Mod 3 links und Mod 4 rechts . . . . .	29
2.19	SpaceX's Starship inklusive Super Heavy Booster . . . . .	29
2.20	Das Sojus Notfall-Rettungssystem mit Grid Fins . . . . .	30
2.21	Die Grid Fins der chinesischen Chang'e . . . . .	31
2.22	Der Ablauf einer Valkyrie Mission . . . . .	32
2.23	Aufbau der Valkyrie ??? . . . . .	33

# **Tabellenverzeichnis**

# Symbolverzeichnis

## Lateinische Buchstaben

- A* Querschnittsfläche der Grid Fins  
*C* Kräfte- /Momentenbeiwert  
*F* Kraft  
*M* Moment  
*U* Geschwindigkeit des Fluids  
*b* Spannweite der Grid Fins  
*g* Zellgröße, Abstand der Zellwände  
*h* Höhe der Grid Fins  
*s* Sehnenlänge

## Griechische Buchstaben

- $\Lambda$  Klappwinkel, Pfeilungswinkel (mit Index)  
 $\alpha$  Anstellwinkel des Grid Fins zur Anströmung  
 $\eta$  Steuerwinkel  
 $\lambda$  Rollwinkel  
 $\sigma$  Neigungswinkel des Flugkörper zur Strömung

## Indices

- G* Gitter  
*Konf* Konfiguration  
*N* Normal zur X-Achse  
*R* Rahmen  
*X* In (negative) X-Richtung  
*Z* Zelle  
*m* Auf das Steuergelenk bezogen  
 $\alpha$  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

