

Entwurf und flugdynamische Bewertung von hybriden Luftfahrzeugen

vorgelegt von
Diplom-Ingenieur Andreas Becker
aus Norilsk

von der Fakultät V – Verkehrs- und Maschinensysteme
der Technischen Universität Berlin
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor der Ingenieurwissenschaften (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

Promotionsausschuss

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. D. Peitsch / TU Berlin
Berichter: Prof. Dr.-Ing. J. Thorbeck / TU Berlin
Berichter: Prof. Dr.-Ing. U. Apel / Hochschule Bremen

Tag der wissenschaftlichen Aussprache: 30. Mai 2012

Berlin 2012
D 83

Die vorliegende Arbeit thematisiert den numerischen Entwurf und die dynamische Simulation von Luftfahrzeugen, die den Auftrieb sowohl aerostatisch als auch aerodynamisch erzeugen. Solche Konfigurationen gehören zur Kategorie der sogenannten hybriden Luftfahrzeuge und werden oft als „Hybride“ bezeichnet. Ihren größten Vorteil sieht man in der besonders wirtschaftlichen Transportfähigkeit von schweren Lasten und geringer Abhängigkeit von der Bodeninfrastruktur.

Die Arbeit stellt ein Methodenwerkzeug für die parametrische Entwurfssynthese und dynamische Simulation von hybriden Luftfahrzeugen vor. Sie untersucht anhand numerischer Werkzeuge zum einen den Einfluss relevanter missions- und entwurfsspezifischer Parameter auf die Ergebnisse der Entwurfssynthese und zum anderen grundlegende Flugeigenschaften solcher Luftfahrzeuge. Bei der Gesamtbetrachtung wird vor allem dem Hybridisierungsgrad als zentralem entwurfstreibenden Parameter besondere Aufmerksamkeit gewidmet.

Neben Parameterstudien und Flugeigenschaften werden die Fragen der Stabilität bei der parametrischen Auslegung eines hybriden Luftfahrzeugs behandelt und zwei Methoden für die Dimensionierung des Seitenleitwerks und die Positionierung der Flügel zum Erreichen gewünschter Stabilität in der Seiten- und Längsebene herausgearbeitet.

Abstract

The present work focuses on the numerical design and dynamic simulation of aircraft vehicles, which generates lift both aerostatically and aerodynamically. Such configurations belong to the category of so-called hybrid aircrafts and are often referred to as "hybrids". Their greatest advantage is seen in the most economical transport ability of heavy loads and low dependency of the ground infrastructure.

This work presents a methodological tool for parametric design synthesis and dynamic simulation of hybrid aircraft vehicles. By means of a set of numerical tools it investigates on one hand the influence of the relevant mission and design specific parameters on the results of design synthesis and on the other hand basic flight qualities of such aircraft vehicles. In the overall consideration special attention will be paid before all to the degree of hybridization as a main design parameter.

In addition to parametric studies and flight qualities, this works deals with the aspects of flight stability in the parametric driven design of a hybrid aircraft. Furthermore, two methods were developed for dimensioning the vertical tail and positioning the wings in order to achieve the desired stability in the lateral and longitudinal plane.

Diese Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin in der Zeit von 2005 bis 2011.

Unter der Leitung von Herrn Prof. Thorbeck wurden im Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau bereits seit langer Zeit diverse wissenschaftliche Aktivitäten im Bereich der Leichter-als-Luft-Fahrzeuge und seit einiger Zeit auch im Bereich der hybriden Luftfahrzeuge unternommen. Seine Begeisterung für die hybride Technologie und seine Überzeugung von ihrem zukünftigen Potential brachten mich erstmalig auf die Idee, mich mit dem Thema näher zu befassen. Dafür danke ich ihm recht herzlich.

Während der ganzen Zeit, angefangen von der Ausarbeitung des Themas bis hin zur Abgabe der Arbeit, stand mir Herr Prof. Thorbeck mit Rat und Tat stets zur Seite. Unsere mehrstündigen Diskussionen verbunden mit regem Meinungsaustausch, veranlassten mich oft, auch bei schwierigen Fragestellungen oder scheinbar ausweglosen Situationen, den Sachverhalt aus einer anderen Perspektive zu betrachten und so den schmalen Weg der Erkenntnis wieder zu finden. Auch dafür gilt ihm mein besonderer Dank.

Herrn Professor Uwe Apel von der Hochschule Bremen, der sich als Leiter des DGLR-Fachausschusses „Leichter-als-Luft“ mit der Thematik sehr engagiert befasst, danke ich herzlich für die freundliche Übernahme der Funktion eines Mitberichters.

Auch ohne meine immer hilfsbereiten Kollegen im Fachgebiet hätte ich diese Arbeit sicher nicht so konsequent zum Erfolg bringen können. Das einzigartig entspannte, aber gleichwohl konstruktive Arbeitsklima förderte und motivierte mich immer aufs Neue. Hierfür bedanke ich mich.

Ebenso leisteten die äußerst engagierten Studenten, die ich im Rahmen dieser Arbeit betreute, ihren Beitrag zu meinem wissenschaftlichen Vorankommen und verdienen dafür ein gebührendes Lob und meinen Dank. Dasselbe gilt auch für meine langjährigen Freunde Ingo Kanarski und Armin Siebert, die sich während ihrer kostbaren Freizeit mit dem Korrekturlesen dieses Manuskripts befassen mussten.

Und last but not least möchte ich meiner Familie und besonders meiner lieben Frau Elena dafür danken, dass sie mich immer wieder ermutigten und unterstützten, auch wenn sie mich zahlreiche Abende und Wochenenden entbehren mussten. Danke!

Berlin, im November 2011

1	Einleitung	12
1.1	Motivation	12
1.2	Historische Synopsis und Stand der Technik	16
1.3	Stand der Forschung	22
1.4	Zieldefinition und Vorgehensweise	25
2	Theoretische Grundlagen	28
2.1	Konventionen und Koordinatensysteme	28
2.1.1	Vereinbarungen und Nomenklatur	28
2.1.2	Steuerflächen und Bedienelemente	29
2.2	Bewegungssimulation	30
2.3	Massensynthese	32
2.3.1	Strukturmasse	33
2.3.2	Restliche Komponenten	39
2.4	Massenkräfte und virtuelle Masse	43
2.5	Äußere Kräfte	48
2.5.1	Aerostatische Kräfte	48
2.5.2	Aerodynamische Kräfte	49
2.5.3	Antriebskräfte	73
3	Numerische Werkzeuge	74
3.1	Entwurfsmodul SORIS	75
3.2	Simulationsmodul VORIS	81
3.3	Methodenvalidierung	87
3.3.1	Entwurfsmodul	87
3.3.2	Simulationsmodul	90
3.4	Numerische Optimierung	95
4	Entwurf und flugdynamische Bewertung von hybriden Luftfahrzeugen	96
4.1	Parameterstudien	96
4.1.1	Nutzlast-, Kraftstoff- und Rüstmassenfaktor	97
4.1.2	Schlankheitsmaß und Geschwindigkeit	99
4.1.3	Reichweite und Flughöhe	102
4.1.4	Parameteroptimierung	103
4.2	Stabilitätsbetrachtung	104
4.2.1	Seitenstabilität	105
4.2.2	Längsstabilität	113
4.3	Flugeigenschaftsuntersuchungen	119
4.3.1	Eigenverhalten	119
4.3.2	Steuerverhalten	130
4.3.3	Störverhalten	138
5	Zusammenfassung und Ausblick	140
	Literaturverzeichnis	146
A.	Hilfsberechnungen	152
B.	Designdaten der untersuchten Konfiguration	166
C.	Zusatzinformationen	172

Skalare Größen

A	Auftrieb
B	Blattzahl, Buoyancy
C	Beiwert, Konstante
D	Durchmesser, Dämpfung, Drag
F	Kraft
k	Koeffizient
l	Länge
L	Länge, Lift
L, M, N	Momente
N	Normalkraft
p, q, r	Drehgeschwindigkeiten
P	Leistung, Druck
q	dynamischer Druck
R	Radius, Reichweite, Gaskonstante
Re	Reynolds-Zahl
s	halbe Spannweite
S	Fläche
t	Zeit
T	Zeit, Temperatur, Thrust
U	Umfang
u, v, w	Geschwindigkeiten
V	Geschwindigkeit, Volumen
W	Widerstand
x, y, z	Positionskoordinaten
X, Y, Z	Kräfte
α, β	Anstell-, Schiebewinkel
χ	Hybridisierungsgrad
Δ	Veränderung
δ	Winkel
ϕ, φ	Schlankheitsmaß, Pfeilung
Φ, Θ, Ψ	Eulerwinkel
γ	Gleitpfad, spez. Gewicht, Nutzlastfaktor
η, ξ, ζ	Steuerkommandos
κ	Kraftstofffaktor
λ	Zuspitzung, Eigenwert
Λ	Streckung
ν	kinematische Viskosität
ρ	Dichte
ω	Kreisfrequenz

Vektorielle Größen und Matrizen

F	Kräfte
M	Momente
A	Systemmatrix
B	Steuermatrix
C	Ausgangsmatrix
D	Durchgangsmatrix
E	Einheitsmatrix
I	Trägheitstensor
r	Ortsvektor

T	Transformationsmatrix
V	Geschwindigkeiten
Ω	Drehgeschwindigkeiten
ξ	Eigenmode

Indizes

a	Auftrieb
A	aerodynamic
B	buoyancy, body
c	cross
CG	center of gravity
CR	center of reference
cr	cruise
eff	effective
f	flugzeugfest, forward
fl	flight
g	geodätisch
G	gravity
lat	lateral
lon	longitudinal
m	Moment
net	net
PL	payload
r	rear
ref	reference
sum	sum
T	transponiert, thrust
w	Widerstand, wing
wet	wetted

Abkürzungen

APU	Auxiliary Power Unit
CAD	Computer-Aided Design
DOF	Degree Of Freedom
EoS	Economy of Scale
FAA	Federal Aviation Administration
FS	Flight Simulator
HAV	Hybrid Air Vehicle
HUD	Head-up-Display
KOS	Koordinatensystem
LTA	Lighter Than Air
MTOW	Maximum Take-Off Weight
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight
PTL	Propeller-Turbo-Luftstrahltriebwerk
SFC	Specific Fuel Consumption
SLW	Seitenleitwerk
SQL	Square Cube Low
STOL	Short Take-Off And Landing
TAS	True Air Speed
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
VTOL	Vertical Take-Off And Landing

Einleitung

1.1 Motivation

Die rasant steigende Nachfrage nach Transportleistung führte in den letzten 100 Jahren zu einer beeindruckenden Entwicklung aller Segmente der Luftfahrt. Die heute auf dem Markt verfügbaren Luftfahrzeuge weisen einen sehr hohen technologischen Stand auf und geben nach wie vor für viele andere Transportmittel den technischen Fortschrittsgrad vor. Allen diesen Luftfahrzeugen ist gemein, dass der zur Überwindung des eigenen Gewichtes benötigte Auftrieb im Wesentlichen entweder aerodynamisch, aerostatisch oder mit einem rotierenden Flügel erzeugt wird. Das Prinzip der aerodynamischen Auftriebserzeugung wird bei den konventionellen Flächenflugzeugen angewandt, Luftschiffe bzw. Ballone nutzen die aerostatische Kraft als Auftrieb und die Hubschrauber sind die prominentesten Vertreter der Drehflügler.

Die Knappheit fossiler Treibstoffe und ständig steigende Preise sowie ein wachsendes ökologisches Bewusstsein in der Gesellschaft stellen die Luftfahrtindustrie immer wieder vor neue Herausforderungen und verlangen nach immer effizienteren Luftfahrzeugen. Das Optimierungspotential der gegenwärtigen Konfigurationen ist jedoch bereits jetzt zum großen Maße ausgeschöpft, sodass der weitere technische Fortschritt nur mit einem enormen technischen und wirtschaftlichen Aufwand erreicht werden kann. Eine vielversprechende Technologie stellt dabei die Hybridtechnik dar, die eine abstimmbare Mischung der drei Grundprinzipien der Auftriebserzeugung in sich vereint und somit von den Synergieeffekten unterschiedlicher Luftfahrzeugtypen profitieren kann. Diese Abstimmung erfolgt über gezielte Kombination der spezifischen Eigenschaften dieser Transportmittel und kann in Form eines *Hybridisierungsgrades* ausgedrückt werden, der die jeweiligen Auftriebsanteile subsumiert. In der Abbildung 1.1 ist der gesamte Entwurfsraum der hybriden Luftfahrzeuge mit entsprechenden Beispielen in Form eines räumlichen Dreiecks angegeben. Dessen orthogonale Achsen bilden die jeweiligen Auftriebsformen und die drei auf den Achsen liegenden Spitzen sind vom Flugzeug, Luftschiff und dem Hubschrauber belegt, die im Sinne der hybriden Technik lediglich Spezialfälle darstellen.

Die breite Palette aller möglichen Varianten der Konfigurationsgestaltung bei der Verwendung der Hybridisierung ermöglicht eine gezielte missionsoptimale Auslegung und kann gegenüber den konventionellen Luftfahrzeugen Vorteile, beispielsweise bei Start- und Landemanövern (langsamere Anfluggeschwindigkeit, geringer Landebahnbedarf) oder Manövrierfähigkeiten im Langsamflug, bieten. Nicht zuletzt sind auch die wirtschaftlichen Aspekte der Hybridtechnologie zu thematisieren, denn die Frage nach den ökonomischen Vorteilen neuer Technologie ist neben ihrer technischen Umsetzung von herausragender Bedeutung.

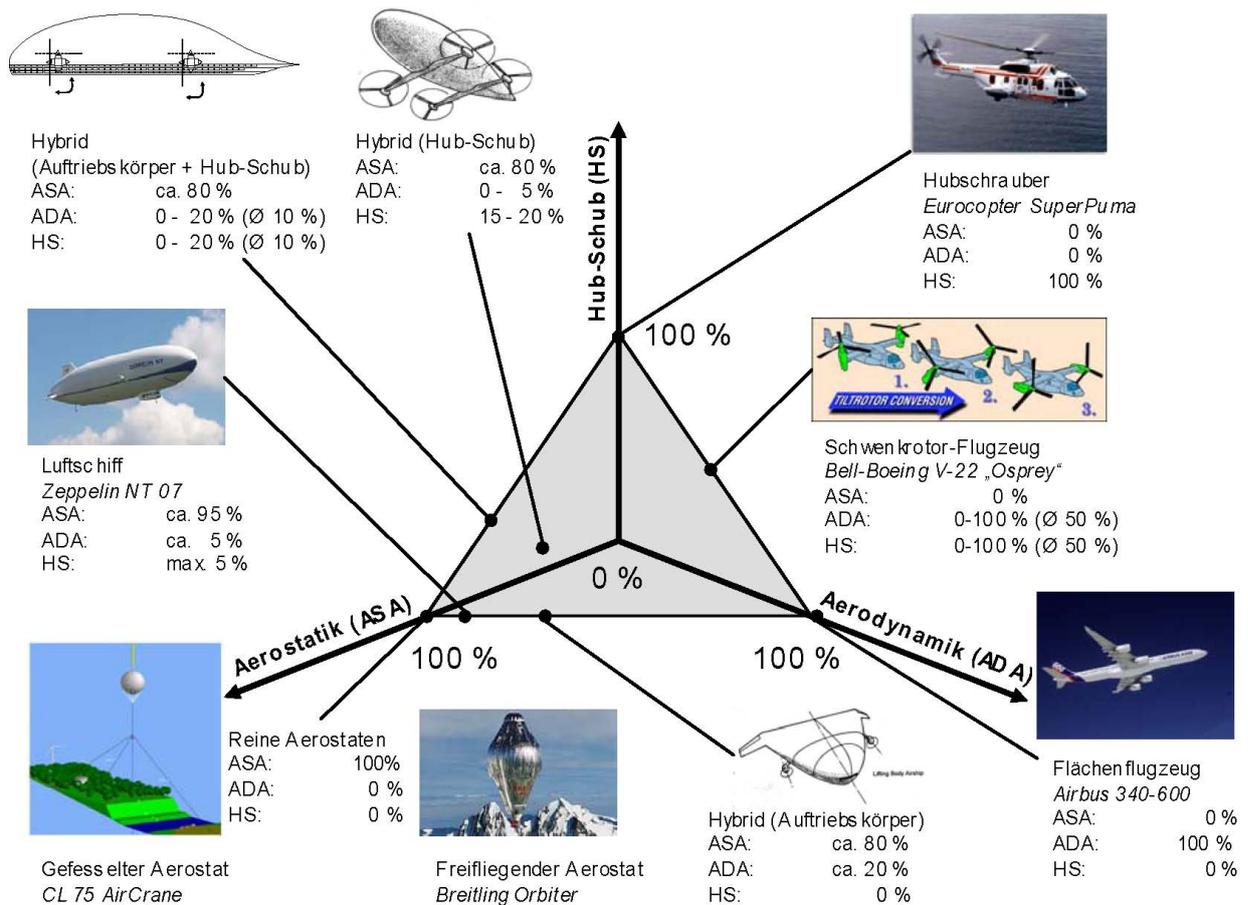


Abbildung 1.1: Entwurfsraum hybrider Luftfahrzeuge [151]; ASA - aerostatischer Auftrieb, ADA - aerodynamischer Auftrieb, HS - Hubschrauber

Diverse, in den letzten 40 Jahren durchgeführte Machbarkeitsstudien und Kostenanalysen (vgl. [1], [50], [127]), sehen meist zwei zukünftige Hauptaufgabenfelder für hybride Luftfahrzeuge. Zum einen den ergänzenden und erweiternden Einsatz von hybriden Luftschiffen zum Transport von schweren Gütern bei einem im Vergleich zum Flugzeug wesentlich geringerem Kraftstoffverbrauch. Zum anderen als dauerhaft stationierbare Überwachungsplattformen als Ergänzung zum Einsatz von Satelliten (vgl. [138]). Diese Kategorie der hybriden Luftfahrzeuge muss sich damit gegen ein bereits gut ausgebaut

tes Transportsystem bestehend aus Lastkraftwagen, Schiffen und Flugzeugen durchsetzen. Lockheed Martin sieht an dieser Stelle (Abbildung 1.2) eine große Marktlücke für hybride Schwerlasttransportsysteme. Neben der Flexibilität eines fliegenden Verkehrssystems ist die Kombination aus Kosteneffizienz und Transportgeschwindigkeit hierbei einzigartig. Damit können die Hybride die Marktlücke zwischen dem See- und Landverkehr und dem konventionellen Luftverkehr schließen, wenn nicht sogar einen neuen Markt schaffen.

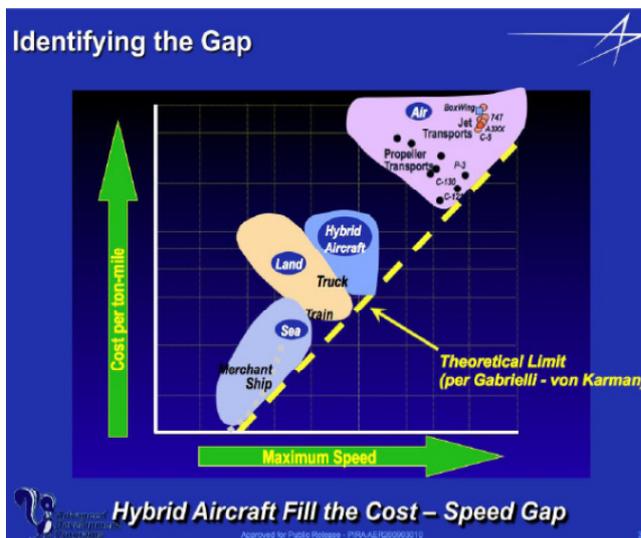


Abbildung 1.2: Marktpotential für hybride Luftschiffe [73]

Eine ähnliche Aussage geht aus der Darstellung der Fa. Hybrid Air Vehicles Ltd. (Abbildung 1.3)

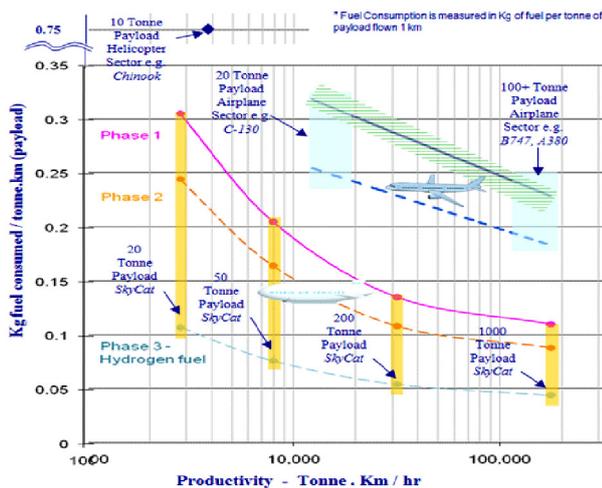


Abbildung 1.3: Spezifischer Kraftstoffverbrauch Hybride und Flugzeuge [59]

hervor, die unter dem Produktnamen *SkyCat* hybride Luftfahrzeuge diverser Nutzlastklassen entwickelt und vertreibt. Die Darstellung zeigt den spezifischen Verbrauch als Funktion der Transportleistung für die *SkyCat* Produkte und konventionelle Transportflugzeuge und macht deutlich, dass die vier aktuellen *SkyCat* Produkte (pinkfarbene Linie) bereits jetzt kosten- und emissionsgünstiger fliegen würden als vergleichbare Flugzeuge. Das allerdings bei einer deutlich langsameren Fluggeschwindigkeit. Der zukünftige technologische Faktor ist mit der orangenen Linie gekennzeichnet, die den Stand in zehn Jahren kennzeichnen soll und eine Verbesserung der Technologie um 20% voraussetzt. Die unterste Kurve zeigt den Technikstand mit der zukunftsweisenden Wasserstofftechnik an. Im Vergleich dazu ist der aktuelle Stand der Flugzeugtechnologie grün schraffiert dargestellt, sowie dessen prognostizierter Technologiesprung als blaue Strichlinie.

Die vorteilhaften spezifischen Eigenschaften hybrider Luftfahrzeuge, wie beispielsweise

- große Wirtschaftlichkeit, bedingt durch den geringeren Kraftstoffverbrauch,
 - Transportmöglichkeiten sehr großer Nutzlasten und sperriger Güter, bei gegenüber dem Schiffs- und Landverkehr größerer Reisegeschwindigkeit,
 - hohe Reichweite und Einsatzdauer (bsp. bis zu einem Jahr als solarbetriebene Relay-Station),
 - Kostensparpotential und geringerer ökologischer Fußabdruck aufgrund des günstigeren Infrastrukturbedarfs im Vergleich zum Landverkehr,
 - kurze Start- und Landebahnen bzw. Möglichkeit der operationellen Nutzung von unbefestigten Flächen inklusive Wasser und Eis,
 - niedrigere Logistikkosten und ausbleibende Umladezeiten bei Punkt-zu-Punkt-Transporten (vgl. [73]), sowie
 - Möglichkeiten des präziseren Lastabwurfes aufgrund der langsameren Fluggeschwindigkeiten
- zeigen unter anderem folgende vielfältige privatwirtschaftliche, hoheitliche und militärische Einsatzfelder auf:

- Transport (Gütertransport, Personentransport, Tourismus),
- Missionsplattform (Verkehrsüberwachung, TV-Übertragung, Minensuche, Grenzkontrolle, Umweltmonitoring),
- Stratosphärenplattform (Relais-Stationen für die Telekommunikation, Überwachung und Aufklärung),
- Katastrophengebiete (humanitäre Hilfe, Waldbrandbekämpfung),
- Werbung.

Für eine optimale Auslegung von hybriden Luftfahrzeugen bedarf es eines Methodenapparats, der neben den komplexen multidisziplinären Zusammenhängen im Vorentwurf auch den Hybridisierungsgrad als Parameter berücksichtigt. Bis zum heutigen Zeitpunkt sind aber keine Synthesemodelle verfügbar, die in den Entwurf antreibenden Disziplinen, wie beispielsweise Aerodynamik, Flug-, Belastungs-, Antriebsmechanik nebst den ökologischen oder den wirtschaftlichen Faktoren, den Hybridisierungsgrad als Entwurfsparameter berücksichtigen. Nicht zuletzt ist diese Tatsache dadurch bedingt, dass systembedingte konfigurate Veränderungen zwangsläufig zu einem mehr oder minder sprunghaften Verhalten

der Entwurfszielfunktion führen und somit die numerische Behandlung des Problems erschweren. Bei der Vielzahl von Auslegungsgrößen und Geometrieparametern sind die Erfahrungen aus dem klassischen Flugzeugentwurf nicht anwendbar, da sie beispielsweise auf statistischen Grundlagen basieren, die für hybride Luftfahrzeuge nicht zutreffen. Somit war der Entwurfsprozess, wie er in der Abbildung 1.4 in Form einer Entwurfsspirale dargestellt ist, für hybride Luftfahrzeuge bis zum heutigen Zeitpunkt nicht durchführbar.

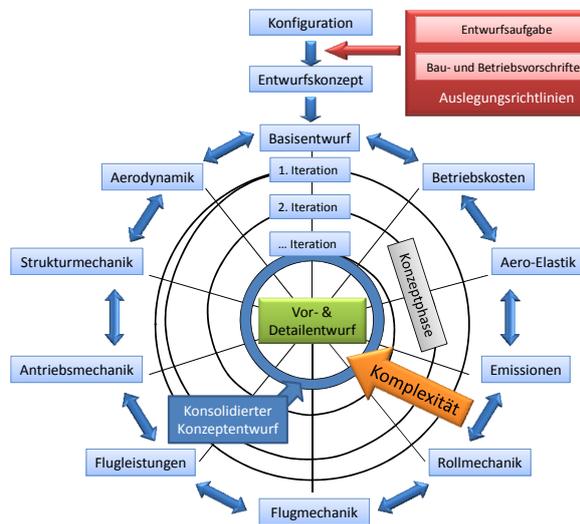


Abbildung 1.4: Die Entwurfsspirale [151]

Der Hybridisierungsgrad als einer der Hauptentwurfsparameter beeinflusst nicht nur den Prozess der Entwurfssynthese und die Dimensionierung der Luftfahrzeuggestalt, sondern auch die Flugeigenschaften. Solche Aspekte wie Stabilität oder Steuerbarkeit im Hinblick auf sukzessive Variation des Hybridisierungsgrades stellen den potentiellen Piloten eines hybriden Luftfahrzeugs möglicherweise vor völlig neuartige Führungsaufgaben und erfordern den Einsatz anderer als der gewohnten Flugsteuerungstechniken. Bei einem missionsoptimierten hybriden Luftfahrzeug können sich die Flugeigenschaften dramatisch verschlechtern und so den Einsatz von Flugregelungssystemen unabdingbar machen. Die aus der Luftschifffahrt bekannten

Effekte der Ruderumkehr bei kleinen Geschwindigkeiten oder der virtuellen Masse sind insofern auch für hybride Luftfahrzeuge relevant, da ihre Ausprägung durch den Hybridisierungsgrad unmittelbar beeinflusst ist.

Eine typische langsame Eigenbewegungsform eines Flächenflugzeugs in der Längsebene, die auch Phygoide genannt wird, ist bei den Aerostaten nicht vorhanden, da diese nahezu keine kinetische Energie besitzen und so beim Steig- oder Sinkflug keine Änderung der Fluggeschwindigkeit erfahren. Die Taumel- oder auch „Dutch Roll“-Schwingung in der Seitenebene eines Flugzeugs wird bei einem hybriden Luftfahrzeug durch das möglicherweise fehlende Seitenleitwerk vollständig eliminiert. Dafür kann der sich i.d.R. unter der Tragashülle befindende Schwerpunkt durch seine Pendelwirkung die Kurvenflugdynamik massiv beeinflussen. Somit werden bei einem hybriden Luftfahrzeug alle die oben genannten dynamischen Effekte der Flächenflugzeuge und der Aerostaten als Funktionen des Hybridisierungsgrades in einer überlagerten und sich gegenseitig beeinflussenden Form erwartet.

Am Fachgebiet Luftfahrzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Berlin werden sowohl Untersuchungen zu verschiedenen Aspekten des Flugzeugentwurfs (lärmarme Konfigurationen, Wingletoptimierung) als auch Forschungsprojekte im Bereich der Aerostatentechnik (Heißdampfballone, ballastfreie Luftschiffsteuerung) durchgeführt. Beide Kompetenzfelder gepaart mit der traditionsreichen Kompetenz des Hauses im Leichtbau bilden eine solide Grundlage für systematische Forschung im Bereich der hybriden Luftfahrzeugtechnologie. Da diese Technik in der Luftfahrt auch heute ein wissenschaftliches Neuland ist und angesichts der steigenden Nachfrage seitens des Luftverkehrs in der Zukunft immer mehr an Bedeutung gewinnen wird, fühlte sich der Verfasser berufen, einen Beitrag zum verbesserten Verständnis dieser neuartigen Luftfahrzeuggattung zu leisten.

1.2 Historische Synopsis und Stand der Technik

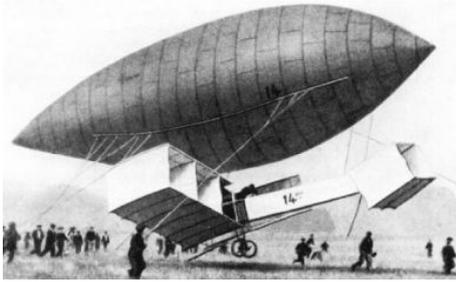


Abbildung 1.5: Hybrides Luftschiff Nr.14bis [10]

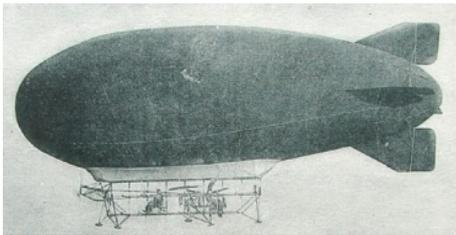


Abbildung 1.6: Hélicostat [159]



Abbildung 1.7: Aereon III [4]



Abbildung 1.8: Aereon 26 [58]



Abbildung 1.9: PA-97 Helistat [125]

1906 befestigte der Brasilianer Alberto Santos Dumont die Hülle seines selbst erfundenen Luftschiffes Nr.14 auf seinem Flugzeug, das er später 14bis nannte, und startete einen Flugversuch. Dieser missglückte jedoch beim ersten Versuch. Selbst ohne Luftschiffhülle gelang ihm mit dem Flugzeug Nr.14bis ein kurzer Flug und drei Jahre nach dem ersten motorisierten Flug der Brüder Wright.

In den 20er und 30er Jahren kombinierte der Franzose *Oehmichen* ein Luftschiff mit einem Hubschrauber und nannte sein flugfähiges Gerät *Hélicostat*. Von ihm wurde eine vollständige Machbarkeitsstudie vorgenommen, die die Struktur, Systeme, Aerodynamik, Flugleistungen, Flugeigenschaften sowie eine Wirtschaftlichkeitsbewertung beinhaltete und die Vorzüge hybrider Technologie belegte. Hohes technisches Risiko verhinderte jedoch eine weitere Entwicklung des Projekts.

Zwischen 1959 und 1965 wurde die *Aereon III* von der noch heute existierenden *AEREON Corporation* gebaut. Das hybride Starrluftschiff bestand aus drei mit Helium gefüllten Hüllen, die durch ein Profil verbunden waren. 1967 wurde es durch einen Unfall bei einem Rolltest zerstört [4].

1971 erfolgte der erste Testflug des ebenfalls von *AEREON Corporation* gebauten Flugzeugs *Aereon 26*, welches aus Überresten der Aluminiumrohre der *Aereon III* gebaut wurde. Dieses war ein Teil der aerodynamischen Machbarkeitsstudie aus dem Projekt *TIGER* und sollte der kleinere Vorläufer des hybriden *DYNAIRSHIP* sein. Da sich jedoch kein Markt für ein hybrides Transportluftschiff abzeichnete, wurde der Prototyp aus Kostengründen nie gebaut.

1980 entwarf die *Piasecki Aircraft Corporation* einen Hybriden, der aus der Prallluftschiffhülle eines *ZPG-2W* und vier unterhalb an einem Gestell befestigten *Sikorsky S-58* Hubschraubern bestand. Diese im Auftrag der US-amerikanischen Marine durchgeführte Machbarkeitsstudie sollte ein ökonomisches und ökologisches Transportmittel für den Holzeinschlag in schwierigem Gelände aufzeigen. Mit einer Länge von 105 m war der *PA-97 Helistat* damit nur 20 m kürzer als der geplante *SkyHook HLV* (siehe unten). Eine größere Version dieses Hybriden sollte später bis zu 200 t Nutzlast transportieren können. Jedoch stürzte der Prototyp aufgrund eines technischen Defektes im Fahrgestell während eines Testfluges ab und forderte das Leben eines Piloten, drei weitere Personen wurden teilweise schwer verletzt. Daraufhin wurde das Projekt eingestellt.

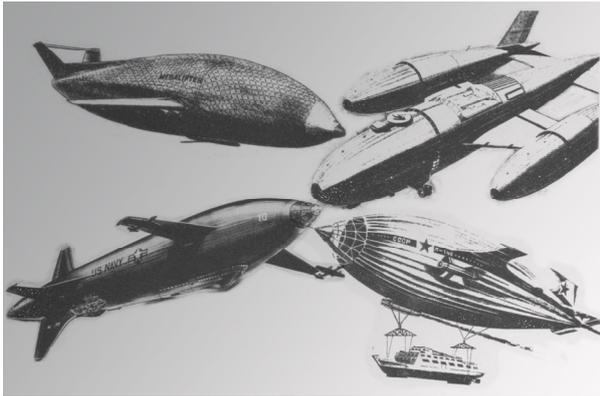


Abbildung 1.10: Futuristische HAV-Projekte 30-60er Jahre [33], [98]

In der Abbildung 1.10 sind weitere, teilweise sehr futuristisch aussehende, Konzepte hybrider Luftfahrzeuge aus den 30-60er Jahren des 20. Jahrhunderts dargestellt. Projekte von hybriden Luftfahrzeugen aus jüngster Zeit lassen sich auf den ersten Blick relativ schwer voneinander abgrenzen. Viele Entwickler arbeiteten im Laufe der Zeit bei unterschiedlichen Unternehmen und wirkten bei verschiedenen Projekten mit. Diese Tatsache macht die nicht zu übersehbaren optischen und technischen Ähnlichkeiten einiger Projekte deutlich. Zudem wurden einige Produktnamen im Laufe der Zeit ge-

ändert und militärische Projekte für den zivilen Einsatz unter geändertem Namen neu konzipiert. Die technischen Daten mancher Projekte sind aus Gründen der Geheimhaltung für die Öffentlichkeit nicht zugänglich. So wurde der Produktnamen *SkyCat* beispielsweise von zwei unterschiedlichen Unternehmen zeitweise gleichzeitig verwendet. Optisch ähneln sich beide Produkte sehr, jedoch betont die *Hybrid Aircraft Corporation (HAC)*, nicht mit der *Hybrid Air Vehicles (HAV)* zusammenzuarbeiten [60]. Ein wiederum fast identisches Projekt wurde von *Lockheed Martin* unter dem Namen *P-791* gestartet.

Ohne Anspruch auf Vollständigkeit stellt die Tabelle 1.1 eine Übersicht der meisten großen industriellen Projekte unserer Zeit im Bereich der hybriden Luftfahrzeuge dar. Im folgenden Abschnitt werden ihre Entwicklungshistorie und einige technischen Daten präsentiert. In [95] findet man eine erweiterte Zusammenstellung der verfügbaren technischen Daten dieser Luftfahrzeuge.

		Grundprinzip				
		Drehflügler	Starrflügler	Tragrumpf	Prallluftschiff	Starrluftschiff
Projekt	Dynalifter					
	HAV					
	P-791					
	ML866					
	ATLANT					
	SkyHook					

Tabelle 1.1: Klassifizierung der aktuellen Hybridprojekten [95]

Dynalifter



Projekt: Dynalifter

Unternehmen: Ohio Airships Inc.

Typ: Starrluftschiff + Starrflügler

Status: 1 gebauter fliegender Prototyp

Quellen: [61], [121]

Abbildung 1.11: Dynalifter – Prototyp

Das amerikanische Unternehmen *Ohio Airships Inc.* wurde 1999 mit dem Projekt *Dynalifter* gegründet. Die technische Grundlage des Projektes basierte auf dem *Megalifter*-Konzept, das mit dem Tod des Erfinders *Howard Hughes* eingestellt wurde. Der erste Prototyp, *PSC-4 Dynalifter 1* wurde im Jahr 2006 fertiggestellt und erhielt von der US-amerikanischen Luftfahrtbehörde *FAA* ein Lufttüchtigkeitszertifikat.

2007 wurde der Prototyp jedoch durch einen Sturm beschädigt. Die Testflüge wurden aber Anfang 2009 mit reparierten Prototypen (*Two-Man Dynalifter – Ultra-Light Aircraft*) fortgesetzt.

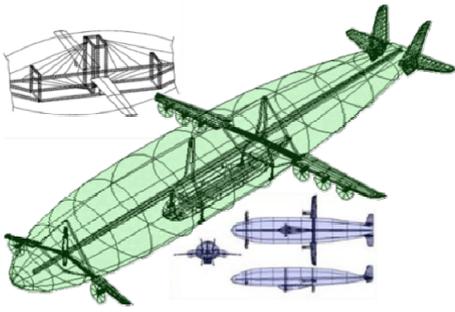


Abbildung 1.12: Dynalifter - Struktur

Das hybride Konzept *Dynalifter* (Abbildung 1.12) kombiniert den aerostatischen Auftrieb eines Starrluftschiffs mit dem aerodynamischen Auftrieb eines Starrflüglers im Verhältnis 48/52. Das Traggas (Helium) wird in Zellen gelagert, weshalb weder ein Lastenausgleich noch Ballonetts, wie bei einem Blimp, notwendig sind. Die tragende Struktur der Hülle besteht aus einem einer Hängebrücke ähnlichen Tragfachwerk mit Verseilung. Zusätzlich zum Doppelleitwerk ist am Bug des Luftfahrzeugs ein *Canard* mit integrierten PTL-Triebwerken eingebracht. Die Tragflächen befinden sich mittig im Bereich des

Schwerpunktes und beherbergen jeweils drei Triebwerksaggregate. Die als *Lifting Body* geformte Hülle produziert im Reiseflug bis zu 30% des aerodynamischen Auftriebs. Entgegen dem üblichen Trend wird bei dem *Dynalifter* keine Hover- oder VTOL-Technik verwendet, sondern das hybride Luftschiff startet und landet wie ein konventionelles Flugzeug. Dadurch ist es zwar auf die normale Infrastruktur angewiesen, es kann dafür aber auf die Entwicklung teurer und aufwendiger Techniken verzichtet werden. Das Produkt *Dynalifter* wird von den Entwicklern in fünf verschiedenen Varianten angeboten:

- Dynalifter MDL-1000 Super Freighter (max. $1000 \cdot 10^3$ [lb] Nutzlast),
- Dynalifter MDL-800 Freighter (max. $800 \cdot 10^3$ [lb] Nutzlast),
- Dynalifter MDL-600 Light Freighter (max. $600 \cdot 10^3$ [lb] Nutzlast),
- MDL-100X1 Extended Patroller und Two-Man Dynalifter Ultra-Light Aircraft.

Hybrid Air Vehicles



Abbildung 1.13: SkyKitten

Projekt: HAV (ehemals SkyCat)

Unternehmen: Hybrid Air Vehicles Ltd. (ehemals Advanced Technologies Group bzw. SkyCat Group Ltd)

Typ: Prallluftschiff + Tragrumpf

Status: 3 gebaute fliegende Prototypen

Quellen: [59], [61], [121], [165]

Die 1996 gegründete US-amerikanische Firma *Advanced Technologies Group (ATG)* entwickelte erstmals das *StratSat* Projekt (hochfliegende dauerstationierte Plattform) sowie seit Juni 2000 das *SkyCat* Programm (ehemals *AT-08*) mit den Derivaten *SkyCat 20/200/1000*. Bereits im darauf folgenden Monat absolvierte der Technologiedemonstrator und Prototyp von *StratSat* mit dem Namen *SkyKitten I* (Registrierungsnummer: G-86-01, Maßstab 1/10) seinen Jungfernflug. 2004 folgten Tests an *SkyKitten II* (Registrierungsnummer: G-86-02). 2005 ging *ATG* in Insolvenz und wurde seit Juni 2006 von einem italienischen Konsortium unter dem Namen *SkyCat Group Ltd. (SGL)* weitergeführt. Im Jahr 2007 übernahm nach der Insolvenz von *SGL* die bis heute aktive britische *Hybrid Air Vehicles Ltd. (HAV)* die Rechte für alle *SkyCat* Produkte. In den Jahren 2008 und 2009 folgten Flugtests des dritten Prototypen *HAV-3* (Registrierungsnummer: G-OHAV). 2010 gewann *HAV* in Kooperation mit *Northrop Grumman* eine Ausschreibung des US Militärs, ein *LEMV* zu entwickeln (siehe weiter unten im Text). Dieses Produkt wird bei *HAV* unter dem Namen *HAV 304* geführt und soll im Jahr 2014 in Afghanistan erste Einsätze fliegen. Seit 2011 heißt die Produktreihe nicht mehr *SkyCat*, sondern wie das Unternehmen *HAV*. Das Produkt *SkyCat 20* ent-

spricht nun dem *HAV 266*, *SkyCat 50* heißt *HAV 366* und *SkyCat 200* wird unter dem Namen *HAV 606* vertrieben.



Abbildung 1.14: Surveillance HAV

Das hybride Konzept *HAV* kombiniert den aerostatischen Auftrieb eines Prallluftschiffes mit dem aerodynamischen Auftrieb eines Tragrumpfes. Die mit Helium gefüllte Hülle hat eine flache ellipsoide Form und erzeugt im Reiseflug bis zu 60% des Auftriebes aerostatisch, der übrige Auftrieb wird aerodynamisch erzeugt. Vier schwenkbare Mantelpropeller (je zwei im vorderen Teil der Hülle und zwei am Heck) können bis zu 25% des notwendigen Auftriebs erzeugen und ermöglichen somit sowohl

eine STOL als auch VTOL Operation. Zusammen mit dem Luftkissen-Lande-System (orig. Bezeichnung: *Catamaran Hover Cushion Landing System*) ist dieses Luftfahrzeug imstande, auf beinahe jeder Oberfläche wie Wasser, Eis, Sand oder Sumpf zu landen und zu starten. Zur Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften kann dieses Landesystem im Flug eingefahren werden. Die Nutzlast kann wahlweise entweder über eine Rampe in den Frachtraum oder über eine Seilkonstruktion während des Stillstandes in der Luft beladen werden. Auf dem Markt wird das Produkt in drei verschiedenen Frachterklassen angeboten. Zusätzlich wird das Marktsegment der Überwachung aus großer Höhe anvisiert.

Im Gegensatz zum *Dynalifter* ist *HAV* nicht auf Bodeninfrastruktur angewiesen, wodurch nicht nur enorme Kosten für dessen Aufbau und Unterhalt eingespart werden können, sondern auch Märkte bedient werden können, die keine entsprechende Infrastruktur besitzen. In einer Studie der amerikanischen Luftwaffe (vgl. [73]) wird in diesem Zusammenhang auf ein enormes Potential solcher Luftfahrzeuge beispielsweise bei der Erdbebenkatastrophe 2010 in Haiti hingewiesen. *Hybrid Air Vehicles Ltd.* ist zudem der Meinung, dass ihr hybrides Luftfahrzeug mit einer maximalen Nutzlast von 50 t günstiger ist als der LKW-Verkehr über die Eisstraßen und etwa 30% billiger als der Einsatz von entsprechenden Flugzeugen. Die Beförderung eines Frachters mit einer durchaus denkbaren Nutzlast von 1000 t wäre dann genauso teuer wie der Transport mit dem Schiff, hätte jedoch einen entscheidenden Geschwindigkeitsvorteil.

P-791



Projekt: P-791

Unternehmen: Lockheed Martin Cop.

Typ: Prallluftschiff + Tragrumpf

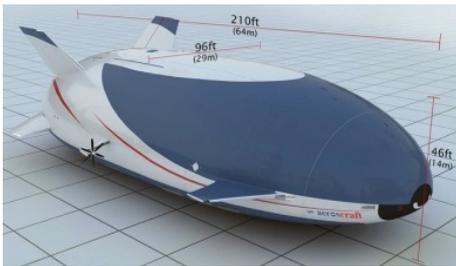
Status: 1 gebauter und fliegender Prototyp

Quellen: [61], [89]

Abbildung 1.15: P-791

Advanced Development Projects (ADP), auch bekannt als *Skunk Works*, ist eine Forschungs- und Entwicklungsgruppe von *Lockheed Martin* für neue Technologien im militärischen Bereich. Hier wurde das Projekt *P-791* ins Leben gerufen, das im Januar 2006 seinen Erstflug mit dem Prototypen *N791LM* absolvierte. Dieser hatte eine geschätzte Länge von etwa 40 m und erreichte eine Fluggeschwindigkeit von ca. 37 km/h. Damit ist es das größte in den letzten 10 Jahren geflogene hybride Luftschiff. 2007 folgten weitere Tests. 2010 veröffentlichte die *National Defense Transportation Association (NDTA)* geplante Daten über die Weiterentwicklung vom *P-791*. Diese sind jedoch relativ widersprüchlich (vgl. [115]). Optisch ähnelt der Aufbau des *P-791* sehr stark dem *SkyCat*, jedoch setzt man hier aufgrund des wesentlich höheren Anteils statischen Auftriebes auf nur vier (zwei seitlich und zwei am Heck angebrachte) Propellertriebwerke (Abbildung 1.15). Die dreiteilige Hülle ist mit Helium gefüllt und untereinander verbunden.

Aeroscraft ML866



Projekt: Aeroscraft ML866

Unternehmen: Worldwide Aeros Corporation

Typ: Starrluftschiff + Tragrumpf + Starrflügler

Status: unbekannt

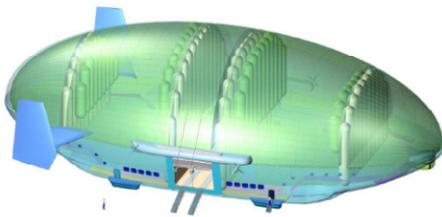
Quellen: [61], [166]

Abbildung 1.16: Aeros ML866

Im Jahr 2006 startet *Worldwide Aeros Corporation* offiziell das Projekt *Aeroscraft Model Aeros ML866*, zuerst als private fliegende Yacht für 12-15 Personen, später wurde auch von hybriden Frachtluftschiffen berichtet. Mitte 2009 veranlasste Fa. *Aeros* die Austragung der Spezifikationen des *ML866* aus dem Buch *Jane's All the World's Aircraft*, bis eine höhere Marktreife des Produktes erreicht wird. Über den ursprünglich für das Jahr 2010 geplanten Erstflug des Prototyps wurden bisher keine Informationen veröffentlicht.

Der Hybrid *ML866* ist eine Kombination aus Starrluftschiff, Tragrumpf und Starrflügler. Am Bug befinden sich kleine Canardflügel und am Heck sind Leitwerke mit Steuerflächen angebracht. Die abgeplattete ellipsoidförmige Hülle ist mit Helium gefüllt, das nach Bedarf komprimiert werden kann, wodurch beispielsweise bei der Landung der statische Auftrieb verkleinert werden kann (orig.: *Contol Of Static Heaviness*). An den Seiten sind schwenkbare Propeller montiert, die eine STOL Funktion realisieren.

ATLANT



Projekt: ATLANT

Unternehmen: RosAeroSystems

Typ: Starrluftschiff + Tragrumpf

Status: Suche nach Investoren

Quellen: [3], [133], [134]

Abbildung 1.17: ATLANT – Struktur

RosAeroSystems ist eine 1991 gegründete russische *LTA* Entwicklungs- und Herstellungsfirma, bekannt für die Prallluftschiffe *Au-11*, *Au-12* und *Au-30*. Das neue Projekt eines hybriden Luftfahrzeugs *ATLANT* soll in zwei Größenklassen *ATLANT-30* sowie *ATLANT-100* erscheinen. Geplant ist zunächst die Einführung der kleineren Klasse im Jahr 2014, *ATLANT-100* soll im Jahr 2016 folgen. Beide Klassen können nach Angaben des Herstellers wahlweise als Fracht- oder Passagiervariante ausgebaut werden.

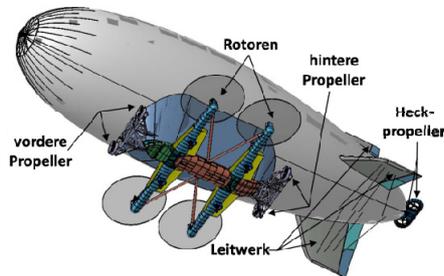


Abbildung 1.18: ATLANT-30 (links) und ATLANT-100 (rechts)

Bisher wurden nur sehr wenige Daten von dem Projekt veröffentlicht, es ist aber bekannt, dass es sich um einen *Lifting Body* handelt. Der Rumpf mit dem Traggas ist ellipsoidförmig, wobei er beim *ATLANT-100* wesentlich abgeflachter ist und nach hinten zusammenläuft. Zudem hat *ATLANT-100* zusätzlich zum Doppelleitwerk ein V-Leitwerk. Angetrieben wird das Luftfahrzeug durch vier am Heck so-

wie auf jeder Seite drei montierte Propellertriebwerke. *ATLANT-30* hat hingegen auf jeder Seite nur zwei Propeller. Die Nutzlast wird wahlweise in einen Frachtraum, der sich nahtlos unterhalb der Hülle befindet, geladen oder unterhalb des Rumpfes an Seilen befestigt.

SkyHook HLV



Projekt: SkyHook HLV (ehemals JHL-40)

Unternehmen: SkyHook International Inc. und Boeing

Typ: Prallluftschiff + Drehflügler

Status: vorerst eingestellt

Quellen: [19], [61]

Abbildung 1.19: SkyHook HLV

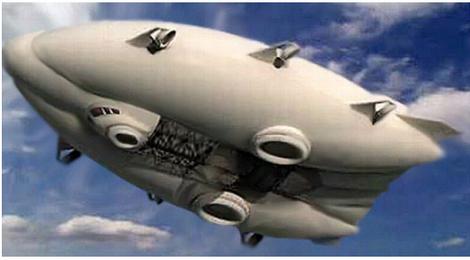
Das kanadische Unternehmen *SkyHook International Inc.* startete im Juli 2008 zusammen mit *Boeing* das Projekt *JHL-40*, das später unter dem Namen *SkyHook HLV (Heavy Lift Vehicle)* weitergeführt wurde. In diesem auf fünf Jahre beschränkten Joint Venture arbeiteten anfangs sechs Ingenieure von *SkyHook* mit 38 *Boeing* Mitarbeitern zusammen. Geplant waren bis zum Jahr 2012 zwei flugfähige Prototypen, die bei *Boeing* gefertigt werden sollten. Jedoch musste das Projekt aufgrund von Finanzierungsproblemen nach ersten Entwicklungsverzögerungen vorerst im Jahr 2010 gestoppt werden. Als mögliche Einsatzfelder für den *SkyHook* wurde vor allem die Suche nach Energieressourcen sowie dessen Transport in der kanadischen Arktis und in Alaska aufgezeigt. Aber auch der Einsatz in abgelegenen Regionen Südamerikas oder Afrikas oder ein militärischer Einsatz sind denkbar.

Die mit Helium gefüllte Hülle wird von vier nach außen versetzten Hubschraubertriebwerken vom *CH-47 Chinook* unterstützt, die an beiden Enden an je einem Ausleger an der Gondel unterhalb der Hülle befestigt sind (siehe Abbildung 1.19). Angetrieben und gesteuert wird es mit Hilfe von vier ummantelten Propellern, die unterhalb der Hülle liegen. Im Jahr 2009 wurde das Manövrierkonzept durch ein dreiteiliges Leitwerk sowie zwei weitere Propeller am Heck der Hülle erweitert (Abbildung 1.20). Das hybride Luftfahrzeug als eine Kombination aus Drehflügelsystem und Prallluftschiff ist für den Einsatz im Temperaturbereich von -40°C bis $+30^{\circ}\text{C}$ ausgelegt. Die Nutzlast von bis zu 36,3 t wird an Seilen unterhalb des Hybriden befestigt und kann so bis zu 370 km weit unabhängig von der Bodeninfrastruktur transportiert werden.



Abbildung 1.20: SkyHook HLV, Design 2008 (links) und 2009 (rechts)

LEMV



Projekt: LEMV
 Unternehmen: DARPA (Atraggeber)
 Typ: Prallluftschiff + Tragrumpf
 Status: in Entwicklung
 Quellen: [61], [31]

Abbildung 1.21: PERSIUS

Die 2008 veröffentlichte Studie „*Platforms for Persistent Communications, Surveillance and Reconnaissance*“ vom *Army Science Board* (vgl. [120]) kam zu dem Schluss, dass UAVs und *High Altitude LTAs* für den *Search and Rescue Service (SRC)* besonders gut geeignet sind. Dieses Fazit wurde in Zusammenarbeit mit der freien Industrie unter anderem *Boeing* und *Lockheed Martin* erarbeitet. Von *Lockheed Martin* wurde für die Studie das Konzept *PERSIUS (Persistent Elevated Reconnaissance Surveillance Intelligence Unmanned System)* vorgeschlagen (siehe Abbildung 1.21).

Das ausschließlich militärisch getriebene Projekt *PERSIUS*, das nie komplett anlief, wurde 2009 vom weiterentwickelten Projekt *Long Endurance Multi-intelligence Vehicle (LEMV)* ersetzt. Aufgrund der Nachteile der LTA Technik hat man sich letztendlich dazu entschieden, die Kombination aus Prallluftschiff und Tragrumpf zu nutzen. Unter der Leitung von *Northrop Grumman Aerospace Systems* und mit einem Budget über 362 Millionen EUR sind Unternehmen und Abteilungen wie *Hybrid Air Vehicles Ltd.*, *DARPA*, *AAI Corporation*, *ILC Dover*, *L-3 WESCAM*, *SAIC* und *Warwick Mills* am Projekt *LEMV* beteiligt. Ziel des Projektes ist es, eine Plattform zu entwickeln, die die militärischen Streitkräfte bei der Überwachung und Aufklärung sowie der Kommunikation im Krisengebiet unterstützt. Anfangs sollen drei *LEMVs* gebaut werden.

Nach *Alan Metzger (Director of Airship Programs, Northrop Grumman)* verbraucht diese Lösung 1/4 so viel Kraftstoff wie ein Flugzeug mit ähnlicher Nutzlast bei weniger Wartungsarbeit, beziehungsweise nach *Gordon Taylor (Hybrid Air Vehicles Ltd.)* halb so viel Kraftstoff wie ein vergleichbares unbemanntes Flugzeug (vgl. [31]).

1.3 Stand der Forschung

Die ersten wissenschaftlichen Abhandlungen zum Thema hybrider Luftfahrzeuge sind Mitte der 70er Jahre des 20. Jahrhunderts entstanden. Sie stellten im Wesentlichen unterschiedliche Konzeptentwürfe der hybriden Luftfahrzeuge vor und analysierten deren spezifischen Eigenschaften im direkten Vergleich mit anderen Transportmitteln. Solche Konzeptstudien sind beispielsweise in [53], [86] oder [100] zu finden. Die Abbildung 1.22 zeigt einige dieser Konzeptentwürfe. Weitere Entwurfskonzepte, wie beispielsweise eines hybriden Zeppelins (Luftschiff mit Deltaflügel), findet man in [93], [94] und [117].

Die meisten Aktivitäten fallen jedoch auf die 80er Jahre und sind mit dem *Helistat*-Projekt der Firma *Piasecki Aircraft Corporation* sowie einem sehr ähnlichen Konzept eines *Heavy Lift Airship (HLA)* von *Goodyear* verbunden. In [123] wurde das aerodynamische Modell für Flugleistungsrechnungen und in [124] die Ergebnisse der Validierung dieses Modells anhand der Flugtestdaten des *Helistat* vorgestellt. Die US-amerikanische Firma *Goodyear* kann aber mit Abstand die meisten und umfangreichen Untersuchungen rund um das *HLA*-Projekt und generell zum Thema hybrider Luftfahrzeuge vorweisen. Die im Auftrag der NASA durchgeführten Forschungs- und Entwicklungsarbeiten reichen von allgemeinen Mas-

sen- und Kostenanalysen, wie z.B. in [52], bis hin zu einer 385 Seiten starken Machbarkeitsstudie von *Browning* [23], die sämtliche Facetten des Vorentwurfs abdeckt. Darüber hinaus finden sich sehr detaillierte Untersuchungen zur Aerodynamik, Stabilität und Steuerbarkeit sowie Simulationsmodelle zu diesem Projekt (vgl. [110], [111], [112], [113], [114], [154], [160]).

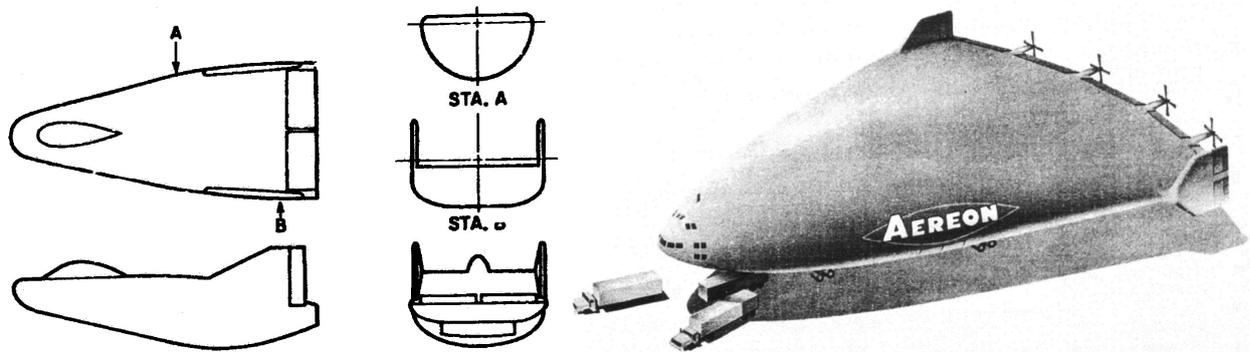


Abbildung 1.22: HAV-Konzepte 70-80er Jahre, Quellen: [53] (links) und [100] (rechts)

In den 90er Jahren beschäftigten sich weiterhin einzelne Wissenschaftler bzw. Forschungsgruppen mit den Untersuchungen diverser Konzepte hybrider Luftfahrzeuge (vgl. [136], [147]). Besonders hervorzuheben ist hier die Arbeit von *Levedag* [84], in der sich der Autor ausführlich mit Flugleistungen und Längsdynamik inklusive Flugregelung eines hybriden Luftfahrzeugs auseinandersetzt. Das Konzept dieses Luftfahrzeugs (siehe Abbildung 1.23) besteht aus einem dreiaxigen Ellipsoid als Auftriebskörper, der mit vier schwenkbaren Flügeln kleiner Streckung ausgestattet ist. An den Flügelenden sind Propellertriebwerke montiert, die sowohl zum Erzeugen vom Vortrieb im Reiseflug als auch zum senkrechten Starten und Landen einsetzbar sind.

In einem Teil der Arbeit wird ein konsolidierter Datensatz für den Reiseflug inklusive der getrimmten

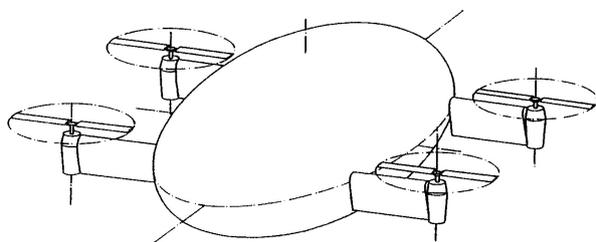


Abbildung 1.23: Konzept eines HAV 90er Jahre [84]

Polare aufgestellt und die Flugleistungen einer Konfiguration mit 5,5 t Nutzlast mit denen eines Transporthubschraubers verglichen. Dabei wurde festgestellt, dass die untersuchte Konfiguration bis 150 km/h einen geringeren spezifischen Verbrauch (bezogen auf die Nutzlast und Reichweite) als ein vergleichbarer Hubschrauber aufweist. Außerdem fällt die maximal erzielbare Reichweite bei vergleichbarer Nutzlast deutlich zu Gunsten des Hybriden aus.

Der zweite Teil der Arbeit behandelt die Längsbewegung im schnellen Reiseflug mit Schwerpunkt auf die Interferenz zwischen Rumpf und Flügel und der virtuellen Masse. Hierbei zeigte sich, dass die Längsdynamik des untersuchten hybriden Luftfahrzeugs „prinzipiell beherrschbar und nicht kritisch“ ist. Der Nachweis der Regelbarkeit mit einem einfachen Regler wurde sowohl analytisch als auch durch eine dynamische Simulation erbracht.

Die letzten zehn Jahre des 21. Jahrhunderts zeichnen sich durch das steigende Interesse der Forscher an hybrider Luftfahrtstechnik. Nicht zuletzt nährt sich dieses Interesse von Aufträgen der industriellen, aber vor allem der militärischen Institutionen, die in den Hybriden eine kostengünstige Alternative zu Satelliten sehen. So stellte *Spearman* in [141] ein neues Konzept für ein hybrides Luftfahrzeug vor, bestehend aus zwei als Katamaran angeordneten und mit Helium gefüllten Rümpfen, die mit einer aerodynamisch tragenden Fläche miteinander verbunden sind (siehe Abbildung 1.24, links). In [142] und [143] analysiert

der Autor die Leistungsdaten und die potentielle Einsatzfelder dieser Konfiguration und gibt einen Überblick über ihre wirtschaftlichen und operationellen Vorzüge.

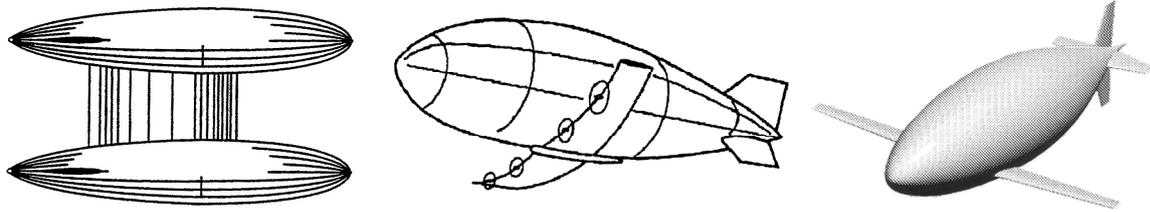


Abbildung 1.24: Konzepte eines HAV aus aktuellen Studien, Quellen: [141], [88], [172] (r., m., l.)

Liu et al. in [88] stellt ein einfaches Modell zur Flugleistungsanalyse einer hybriden Konfiguration *Aeroship* (Abbildung 1.24, mittig) vor und bestimmt analytisch den Hybridisierungsgrad als Verhältnis des aerodynamischen und aerostatischen Auftriebs für optimale Gleitzahl. Dieser hängt laut Autor nur von dem Verhältnis der charakteristischen Flächen von Rumpf und Flügel und deren Widerstandsbeiwerten ab und liegt bei 0,6041 für die untersuchte Konfiguration. Abschließend wurde das Leistungsmodell mit einem ferngesteuerten Testmodell (Abflugmasse 1,94 kg und 1,08 m³ Hüllenvolumen) validiert.

Eine sehr ähnliche hybride Konfiguration (Abbildung 1.24, rechts) wurde von Zhang et al. [172] untersucht und ein erweitertes Flugleistungsmodell, das sowohl stationäre als auch instationäre Flugzustände abdeckt, entwickelt. Es wurde resümiert, dass der Hybridisierungsgrad, das Schub–Gewichtsverhältnis und die Flächenbelastung des Flügels die treibenden Entwurfsparameter für die Flugleistungen darstellen.

Neben der Untersuchung von Eigenschaften bestimmter Entwürfe wurden auch diverse parametrische Studien an hybriden Luftfahrzeugen durchgeführt. Talbot et al. [148] untersucht den Einfluss des Hybridisierungsgrades, der Froude-Zahl und der Triebwerksleistungsverteilung zwischen dem Rotor und Propeller eines Hybriden mit Hub-Schub auf die Flugleistungen. Die wesentliche Erkenntnis bestand in der starken Abhängigkeit der Flugleistungen (maximale Steig- und Fluggeschwindigkeit) von dem Hybridisierungsgrad. Für die maximale Flugleistung sollte das Verhältnis zwischen der Hub- und Schubleistung, abhängig vom Hybridisierungsgrad, kontinuierlich an den jeweiligen Flugzustand angepasst werden.

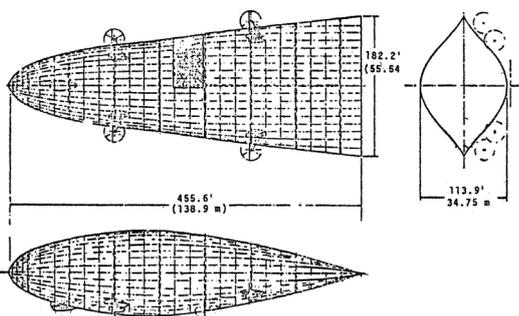


Abbildung 1.25: Konzeptdesign eines Semi-Air Buoyant Lifting Body Vehicle [81]

Lancaster [81] von der Goodyear Aerospace Corporation erstellte eine parametrische Machbarkeitsstudie zum Konzeptdesign eines *Semi-Air Buoyant Lifting Body Vehicle* für den Einsatz zur logistischen Unterstützung der US-amerikanischen Marine (Abbildung 1.25). Für eine vorgegebene Eckspezifikation von 150 kt Reisegeschwindigkeit, 10000 ft Dienstgipfelhöhe, 25000 lbs Nutzlast und 2150 NM Reichweite wurden mit einem parametrischen Entwurfsmodell die optimalen Werte für Schlankheitsmaß, Streckung, Hybridisierungsgrad, Reisegeschwindigkeit, Flughöhe und das Strukturkonzept im Bezug auf die maximal erzielbare Flugzeit bestimmt.

Die Streckung des Auftriebskörpers wurde dabei als ein wichtiger Designparameter identifiziert. Das beste Verhältnis aus der aerodynamischen Effektivität schlanker Formen und dem damit einhergehenden erhöhten Reibungswiderstand aufgrund der vergrößerten Oberfläche wurde bei der Streckung von ca. 0,6 berechnet. Die geforderte Fluggeschwindigkeit von 150 kt hatte einen erhöhten Kraftstoff-

verbrauch zur Folge. Für die maximale Missionsdauer wurde der Wert 65 kt bestimmt. Als wichtigster Design- und Performanceparameter wurde der Hybridisierungsgrad festgestellt. Für die optimale Missionsdauer liegt dieser Wert für die vorgestellte Konfiguration bei 0,85. Sollte jedoch die Reisegeschwindigkeit im Vordergrund stehen, sind kleinere Hybridisierungsgrade zu empfehlen. Insgesamt zeigten sich die Werte zwischen 0,6 und 0,7 als ein guter Kompromiss zwischen den beiden Anforderungen.

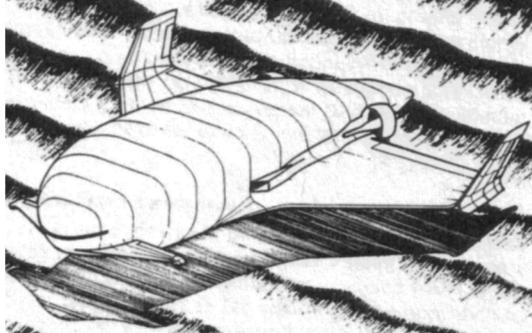


Abbildung 1.26: Hybridkonzept mit Nutzung des Bodeneffekts [26]

Ein Konzept für ein hybrides Transportluftschiff mit Nutzung des Bodeneffekts wurde von *Calkins* in [26] vorgeschlagen (Abbildung 1.26). Das Haupteinsatzgebiet sollte der Frachttransport auf Transatlantikrouten zwischen London und New York sein. Der Autor untersuchte technische und wirtschaftliche Aspekte des hybriden Konzepts im Vergleich zu Transportflugzeugen (B-747F) und Luftschiffen. Die Parameterstudie deckte den Geschwindigkeitsbereich von 75 bis 150 kt und Gross Weight von 250 t bis 4000 t ab. Es wurde gezeigt, dass ein 1000 t schwerer Hybrid (Gross Weight) mit 347 t Nutzlast und 150 kt Reisegeschwindigkeit ca. 43% wirtschaftlicher ist als ein vergleichbares Luftschiff.

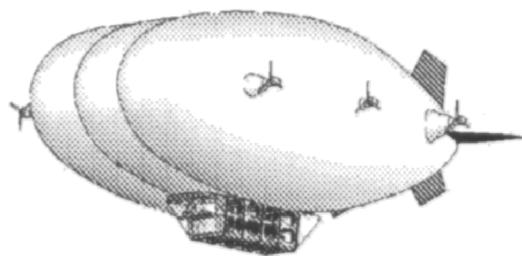


Abbildung 1.27: Konzept eines HAV für intraregionalen Verkehr [5]

In Rahmen einer Studie zum neuen ökologischen intraregionalen Transportmittel stellte *Agte et al.* [5] ein parametrisches Modell für ein Konzept des hybriden Luftfahrzeugs (Abbildung 1.27) vor. Das Ziel der durchgeführten Parameterstudie war die Untersuchung des Einflusses von Hybridisierungsgrad, Nutzlast und Reichweite auf die spezifischen Transportkosten und Emissionen. Dem Hybridisierungsgrad als Entwurfsparameter für die optimale Reisegeschwindigkeit wurde in der Studie eine entscheidende Rolle zugeschrieben. Es zeigte sich, dass sich mit steigendem Abfluggewicht das Minimum der spezifischen Transportkosten in Richtung größerer Hybridisierungsgrade und kleinerer Fluggeschwindigkeiten verlagerte. Für die untersuchte Konfiguration wurde festgestellt, dass mit steigenden Dimensionen des Luftfahrzeugs die spezifischen Transportkosten sinken. So könnte beispielsweise ein HAV mit 200 t Nutzlast bei mittlerer Reisegeschwindigkeit von 70 kt bei spezifischen Transportkosten von lediglich 15 cent/ton-mile (US) operieren. Die Emissionen würden dabei nur ein Drittel eines herkömmlichen Flugzeugs betragen. Der Hybridisierungsgrad wurde dabei als Quotient des aerostatischen zum Gesamtauftrieb aufgefasst.

1.4 Zieldefinition und Vorgehensweise

Obwohl die Vorzüge hybrider Luftfahrzeuge in Fachkreisen unumstritten scheinen, wurden bisher nur wenige Anstrengungen unternommen, die für einen Konzeptentwurf relevanten Parameter zu identifizieren und deren Auswirkungen auf die Ergebnisse der Entwurfssynthese systematisch zu analysieren. Zwar sind einige Parameterstudien zu bestimmten Hybridkonzepten verfügbar, es ist jedoch unbekannt, auf welchen Methoden und Annahmen sie basieren. Darüber hinaus leiden sehr oft die Ergebnisse an den fehlenden Angaben bezüglich der Validierung verwendeter Modelle und Ansätze.

Noch weniger ist über das Flugverhalten solcher Luftfahrzeuge und deren grundlegenden Flugeigenschaften bekannt. Die zwei einzigen identifizierten wissenschaftlichen Quellen ([23] und [84]) beschäftigen sich ausschließlich mit einer Hub-Schub-Konfiguration des Hybrides und nur bei *Levedag* in [84] findet man einen parametrischen Flugmodelleinsatz, der sich jedoch lediglich auf die Längsdynamik beschränkt.

Einige der noch vorhandenen Lücken in der systematischen Untersuchung der Entwurfparameter und Flugeigenschaften von hybriden Luftfahrzeugen soll die vorliegende Arbeit schließen. Dabei bedient sich der Autor der Philosophie und den Methoden des konzeptionellen Vorentwurfs und beschränkt sich bei der Betrachtung nur auf flugphysikalische Phänomene. Jegliche wirtschaftlichen Aspekte hybrider Technologie sind nicht Gegenstand dieser Arbeit und werden nur im entsprechenden Kontext erwähnt.

Für die anstehenden Untersuchungen wurde ein einfaches Konzept eines hybriden Luftfahrzeugs herausgearbeitet (siehe Bilder im Anhang B.1), das den Auftrieb aerostatisch und aerodynamisch erzeugt. Die Konfiguration besteht aus dem aerostatischen Auftriebskörper (Luftschiffkörper), nachempfunden dem Zeppelin NT07, an dem zwei Flügelpaare (vorne und hinten) und das Seitenleitwerk (am Heck) angebracht sind. Auf dem vorderen Flügelpaar sind zwei PTL-Triebwerke zum Erzeugen des Vortriebs montiert. Die Hülle hat die Form eines Rotationsellipsoids, unter der Hülle befindet sich die Kabine mit der Nutzlast, die im weiteren Text als Nutzlastplattform bezeichnet wird. Die Steuerung um die Quer- und Längsachse erfolgt mit vier einfachen Wölbklappen, die mittig an dem jeweiligen Flügel positioniert sind. Jede Klappe vereint somit die Funktionen sowohl eines Höhen- als auch eines Querruders. Die Verteilung der Steuerkommandos erfolgt im Verhältnis 75/25, d.h., dass 75% des maximalen Klappenaustrags für das Nickkommando und 25% für das Rollkommando zur Verfügung stehen. Dieses Verhältnis wurde in den vorangegangenen Eigenuntersuchungen als zielführend identifiziert. Die Steuerung um die Hochachse wird mit dem konventionellen Seitenruder realisiert.

Am Anfang der Arbeit (Kapitel 2) wird ausführlich ein Methodenapparat vorgestellt, der für die Durchführung der Entwurfssynthese und die Modellierung der Flugdynamik erforderlich ist.

Seitens des Entwurfs betrifft das vor allem die Massenbestimmung einzelner Komponenten des hybriden Luftfahrzeugs, die eine Grundlage der Entwurfssynthese darstellt. Hierbei werden bekannte Methoden aus dem Flugzeug- bzw. Luftschiffbau im Bezug auf ihre Anwendbarkeit bei hybriden Luftfahrzeugen evaluiert und ggf. eigene Ansätze herausgearbeitet. Für die Modellierung der Flugdynamik bereitet insbesondere die Beschreibung der aerodynamischen Kräfte und Momente eines parametrisch erstellten Entwurfs große Schwierigkeiten, da bisher keine entsprechende Methode existiert. Hierfür nimmt der Autor die für die Luftschiffe entwickelte Methode nach *Jones* und *DeLaurier* [66] als Basis und erweitert sie mit einem eigenen Ansatz bezüglich der Berücksichtigung viskoser Effekte bei der Hüllenumströmung und Interferenzeinflüsse.

Im nächsten Kapitel werden numerische Werkzeuge für die Durchführung der Entwurfssynthese und dynamischen Simulationen vorgestellt. Diese Werkzeuge basieren auf dem im vorherigen Kapitel vorgestellten Methodenapparat und bilden die Ausgangsbasis aller durchgeführten Berechnungen und Untersuchungen. Zusätzlich wird in diesem Kapitel auf ihre weiterführenden Anwendungsmöglichkeiten eingegangen, die in der Arbeit nicht so deutlich in Erscheinung getreten sind.

Das vierte Kapitel bildet den Kern der Arbeit. Hier werden am Anfang die Ergebnisse der durchgeführten Parameterstudie vorgestellt und ausführlich diskutiert. Als zu untersuchende Parameter wurden vom Autor nach der Studie entsprechender Literaturquellen der Hybridisierungsgrad, das Schlankheitsmaß, die Fluggeschwindigkeit, die Nutzlast, die Reichweite und die Flughöhe identifiziert. Als Hybridisierungsgrad wird in der vorliegenden Arbeit der Anteil des aerostatischen an dem Gesamtauftrieb verstanden:

$$\chi = \frac{A_{\text{aerostat.}}}{A_{\text{gesamt}}} .$$

Anschließend wird eine Diskussion über die Notwendigkeit und Dimensionierung eines Seitenleitwerks in der vorliegenden Konfiguration in Anhängigkeit von ausgewählten Entwurfsparametern geführt. Nach der Betrachtung der Seitenstabilität werden die Fragen der Längsstabilität bei der Auslegung eines hybriden Luftfahrzeugs diskutiert und ein aus Sicht der Längs- und Seitenstabilität „günstiger“ Parameter- raum für den Hybridisierungsgrad und das Schlankheitsmaß bestimmt. Ferner findet eine detaillierte Betrachtung grundlegender Flugeigenschaften eines beispielhaften Entwurfs eines hybriden Luftfahr- zeugs statt. Diese beinhaltet das Eigen-, Steuer- und das Störverhalten, welche anhand sowohl eines linearisierten als auch eines nichtlinearen Modells untersucht werden.

Im abschließenden Kapitel 5 werden die Ergebnisse der Arbeit in kurzer Form zusammengetragen und ein Ausblick auf die weiterführenden Forschungsmöglichkeiten innerhalb der vorgestellten Thematik gewährt.

Theoretische Grundlagen

2.1 Konventionen und Koordinatensysteme

2.1.1 Vereinbarungen und Nomenklatur

Die in dieser Arbeit verwendete Nomenklatur entspricht weitestgehend der Norm DIN 9300 „Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik“ [35]. Teilweise findet die amerikanische Schreibweise nach [9] Anwendung. Als Maßsystem wird so konsequent wie möglich das internationale SI-Maßsystem verwendet. Für die gerichteten Größen (Geschwindigkeiten, Kräfte, Momente) wird unabhängig vom Koordinatensystem folgende vektorielle Schreibweise vereinbart:

Kräfte	Momente	Geschwindigkeiten	Drehgeschwindigkeiten
$\underline{F} = [X \ Y \ Z]^T$	$\underline{M} = [L \ M \ N]^T$	$\underline{V} = [u \ v \ w]^T$	$\underline{\Omega} = [p \ q \ r]^T$

Ergänzend dazu werden folgende Vektoren verwendet:

Lagewinkel	Position
$\underline{\Phi} = [\Phi \ \Theta \ \Psi]^T$	$\underline{r} = [x \ y \ z]^T$

Die Vektoren werden mit einem und die Matrizen mit zwei Unterstrichen kenntlich gemacht. Abbildung 2.1 zeigt beispielhaft ein rechtswinkliges Koordinatensystem mit positiver Richtung der Achsen und positiver Drehrichtung um die jeweilige Achse.

Der Vektor der Lagewinkel oder der so genannte Eulerwinkel beschreibt die Lage eines Objektes im erdfesten (geodätischen) Koordinatensystem, stellt aber keinen Vektor in Komponentenschreibweise dar, da die einzelnen Winkel nicht orthogonal zu einander stehen (vgl. [35]). Sie werden aber zwecks der besseren Handhabung zu einem Zahlentripel zusammengefasst und als ein Vektor dargestellt. Die Definition der Eulerwinkel beschreibt im Allgemeinen die Transformation zwischen geodätischem und körperfestem Koordinatensystem.

Sofern nicht anderes angegeben, stehen die tiefer gestellten Indizes für den Bezug zu dem jeweiligen Koordinatensystem (bsp.: „g“ für geodätisch) und die höher gestellten für den Ursprung der jeweiligen Größe (bsp.: „A“ für aerodynamisch). Die Drehungen um die körperfesten Achsen werden, wie in der Luftfahrt üblich, mit „Rollen“, „Nicken“ und „Gieren“ bezeichnet. Für die mathematische Beschreibung der Kräfte und Momente werden körperfeste (flugzeugfeste), aerodynamische und erdfeste (geodätische) Koordinatensysteme eingeführt. Sie werden mit f-, a- und g-KOS abgekürzt. Die Definitionen dieser Koordinatensysteme sowie der Transformationsvorschriften zwischen den Koordinatensystemen entsprechen der Norm DIN 9300.

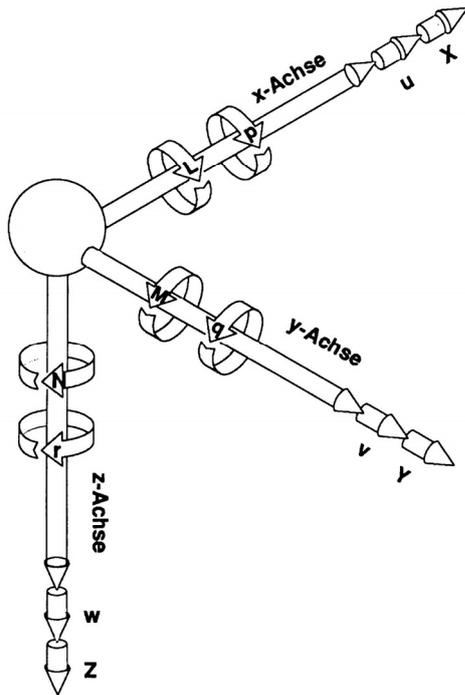


Abbildung 2.1: Achsdefinition [35]

Entgegen der allgemein üblichen Konvention wird der Bezugspunkt aller drei Koordinatensysteme nicht im Schwerpunkt, sondern im Volumenmittelpunkt des aerostatischen Auftriebskörpers gewählt. Diese Definition hat sich bei der Modellierung der dynamischen Vorgänge für die LTA-Fahrzeuge aus mehreren Gründen etabliert (vgl. [8], [14], [64], [66], [71], [84], [113]). Zum einen ist dieser Punkt ortsfest, sodass bei Veränderung der Schwerpunktlage die geometrischen Definitionen erhalten bleiben. Zum anderen stellt dieser Ort den Angriffspunkt der aerostatischen Kraft (eng.: „*Buoyancy*“) und der Kräfte und Momente der so genannten „virtuellen Masse“ (vgl. Abschnitt 2.4) dar, die eine signifikante Rolle in den Bewegungsgleichungen spielt. Auch die aerodynamischen Kräfte und Momente des aerostatischen Auftriebskörpers werden vorzugsweise in diesem Bezugssystem formuliert. Nachteilig ist allerdings die Tatsache, dass die massenabhängigen Kräfte und Momente (Inertialterme) nicht in diesem, sondern im Massenschwerpunkt angreifen und

daher in den Bezugspunkt simultan transformiert werden müssen. Dieser Rechenschritt wird näher im Kapitel 2.2 ausgeführt.

2.1.2 Steuerflächen und Bedienelemente

Die Ausschläge der aerodynamischen Steuerflächen werden bezeichnet als:

- ξ – Querruder (griechisch: *xi*),
- η – Höhenruder (griechisch: *eta*),
- ζ – Seitenruder (griechisch: *zeta*).

Sie bewirken eine Rotation um die entsprechende körperfeste Achse des Luftfahrzeuges. Dabei ist die positive Winkelrichtung eines Ruderausschlages die positive Drehrichtung um die jeweilige Scharnierachse. Die positiven Höhen- und Seitenruderausschläge rufen bei einer konventionellen Anordnung eine negative Drehbewegung um die entsprechende Achse hervor. Da bei dem Querruder die Vorzeichenrichtung für die rechte und die linke Hälfte identisch sind, wird die Querruderkonstellation, die zu einer negativen Rollbewegung führt (rechts - nach oben, links - nach unten), als positiv definiert. Diese in der Luftfahrt allgemein übliche Konvention kann auf die vorliegende Konfiguration eines hybriden Luftfahrzeuges nur bedingt übertragen werden. Wie bereits in Abschnitt 1.4 erwähnt, können die einzelnen Steuerklappen am jeweiligen Flügel abhängig von dem Steuerkommando sowohl als Höhenruder (Nickbewegung) als auch als Querruder (Rollbewegung) agieren. Aus diesem Grund ist in dieser Arbeit im Bezug auf das Höhen bzw. Querruder nicht eine bestimmte Steuerfläche gemeint, sondern ein mit der entsprechenden Wirkung korrespondierender Ausschlag der Steuerklappen. Dennoch behält die getroffene Vereinbarung über die Vorzeichenrichtung der Steuerflächen ihre Gültigkeit.

Für die Vorzeichen der Steuerkommandos über die Bedienelemente wird folgende Konvention vereinbart: „positiver Steuereingang bewirkt positive Drehbewegung“ und umgekehrt (Abbildung 2.2). Da die Schubänderung im Regelfall (z.B. ohne Schubumkehr) nur im positiven Bereich erfolgen kann, wird für den Schubhebel nur der positive Ausschlag von minimal bis zu maximal verfügbarem Schub vereinbart.

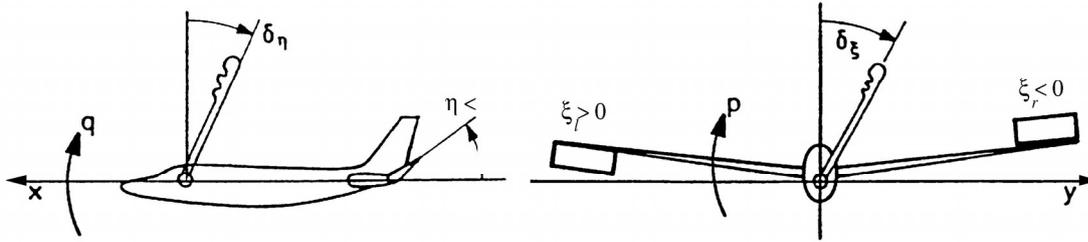


Abbildung 2.2: Vorzeichenkonvention für Steuerausschläge [35]

2.2 Bewegungssimulation

Die Formulierung der Bewegungsgleichungen geschieht mit Hilfe der klassischen Starrkörperkinematik. Das Luftfahrzeug wird dabei als starrer Körper konstanter Masse und die Erde als ein ruhendes inertiales Bezugssystem angesehen. Sind diese Voraussetzungen erfüllt, so können die translatorischen und rotatorischen Beschleunigungen einer Punktmasse über die Summe der äußeren Kräfte- und Momente ausgedrückt werden:

$$m \underline{a} = \sum \underline{F}_g \quad (2.1)$$

$$\underline{I} \cdot \dot{\underline{\Omega}} = \sum \underline{M}_g \quad (2.2)$$

Werden die Beschleunigungen durch die zeitlichen Ableitungen der Geschwindigkeiten ersetzt (Impuls- bzw. Drallsatz) und der Index „CG“ für den Schwerpunkt als den Bezugspunkt im körperfesten System angegeben, so ergeben sich die Gl. (2.1) - (2.2) zu:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left\{ m \cdot \underline{V}_{K|CG} \right\}_f^g = \left\{ \sum \underline{F}_{CG} \right\}_f \quad (2.3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left\{ \underline{I}_{CG} \cdot \underline{\Omega}_{CG} \right\}_f^g = \left\{ \sum \underline{M}_{CG} \right\}_f \quad (2.4)$$

Der Operator $\left\{ \dots \right\}_f^g$ steht für die Größen aus dem geodätischen Bezugssystem „g“, ausgedrückt im körperfesten Bezugssystem „f“. Die beiden Gleichungen beschreiben somit die Bewegung des Schwerpunktes eines Luftfahrzeuges im inertialen Raum. Erfährt das Bezugssystem selbst eine Translation bzw. Rotation bezüglich des Inertialsystems, so müssen die Gl. (2.3) - (2.4) durch die entsprechenden Terme ergänzt werden:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left\{ m \cdot \underline{V}_{K|CG} \right\}_f^g = m \cdot (\dot{\underline{V}}_{K|CG} + \underline{\Omega}_{CG} \times \underline{V}_{K|CG}) \quad (2.5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left\{ \underline{I}_{CG} \cdot \underline{\Omega}_{CG} \right\}_f^g = \underline{I}_{CG} \cdot \dot{\underline{\Omega}}_{CG} + \underline{\Omega}_{CG} \times (\underline{I}_{CG} \cdot \underline{\Omega}_{CG}) \quad (2.6)$$

Die Änderung der Masse bzw. des Trägheitstensors wird dabei vernachlässigt ($\dot{m} \cong 0$; $\dot{\underline{I}}_{CG} \cong 0$). Ist es erwünscht, einen anderen Punkt als Bezugspunkt zu verwenden, so muss die linke Seite beider Gleichungen weiter behandelt werden. Die Herleitung der Transformation von den Bewegungsgleichungen in ein anderes Bezugssystem ist z.B. in [78] zu finden.

Wie oben bereits erwähnt, wird der Bezugspunkt für die Bewegungsgleichungen eines hybriden Luftfahrzeuges in den Volumenmittelpunkt des aerostatischen Körpers gelegt (Index „CR“). Somit erhalten die Gl. (2.3) - (2.4) nach der Transformation folgende Form:

$$m \cdot (\dot{\underline{V}}_K + \dot{\underline{\Omega}} \times \underline{r}_{CR \rightarrow CG} + \underline{\Omega} \times (\underline{V}_K + \underline{\Omega} \times \underline{r}_{CR \rightarrow CG})) = \sum \underline{F} \quad (2.7)$$

$$\underline{I} \cdot \dot{\underline{\Omega}} + \underline{\Omega} \times (\underline{I} \cdot \underline{\Omega}) + m \cdot \underline{r}_{CR \rightarrow CG} \times (\dot{\underline{V}}_K + \underline{\Omega} \times \underline{V}_K) = \sum \underline{M} \quad (2.8)$$

mit $\underline{r}_{CR \rightarrow CG} = [x_{CG} \quad y_{CG} \quad z_{CG}]^T$ - dem Ortsvektor zwischen dem Referenzpunkt und dem Schwerpunkt und \underline{I} - dem Trägheitstensor.

Die Gl. (2.7) - (2.8) stellen ein differentiales Gleichungssystem in impliziter Form dar. Für dessen numerische Behandlung müssen alle Ableitungen der Veränderlichen auf die linke und die Veränderlichen selbst auf die rechte Seite gebracht werden. Dieses geschieht mittels der sog. Kreuzproduktmatrix $\underline{r}_{CR \rightarrow CG}^X$, die über folgende Beziehungen definiert ist:

$$\underline{r}_{CR \rightarrow CG} \times \dot{\underline{V}}_K = \underline{r}_{CR \rightarrow CG}^X \cdot \dot{\underline{V}}_K \quad (a)$$

$$\dot{\underline{\Omega}} \times \underline{r}_{CR \rightarrow CG} = -\underline{r}_{CR \rightarrow CG}^X \cdot \dot{\underline{\Omega}} \quad (b)$$

Werden die Beziehungen aus (2.9) und die Einheitsmatrix \underline{E} in (2.7) - (2.8) eingesetzt und alle Zustandsänderungsgrößen (beschleunigungsabhängige Terme) auf die linke und die Zustandsgrößen auf die rechte Seite der Gleichung gebracht, bekommt man:

$$\underbrace{\begin{bmatrix} m \cdot \underline{E} & -m \cdot \underline{r}_{CR \rightarrow CG}^X \\ m \cdot \underline{r}_{CR \rightarrow CG}^X & \underline{I} \end{bmatrix}}_{\text{Massenmatrix}} \cdot \underbrace{\begin{bmatrix} \dot{\underline{V}}_K \\ \dot{\underline{\Omega}} \end{bmatrix}}_{\text{Ableitungen}} = \dots \quad (2.10)$$

$$\dots = \underbrace{\begin{bmatrix} -\underline{\Omega} \times (\underline{V}_K + \underline{\Omega} \times \underline{r}_{CR \rightarrow CG}) \cdot m \\ -\underline{\Omega} \times (\underline{I} \cdot \underline{\Omega}) - (m \cdot \underline{r}_{CR \rightarrow CG} \times (\underline{\Omega} \times \underline{V}_K)) \end{bmatrix}}_{\text{kinematische Transformationen}} + \underbrace{\begin{bmatrix} \sum \underline{F} \\ \sum \underline{M} \end{bmatrix}}_{\text{äußere Größen}}$$

Der Aufbau der Massenmatrix und der Matrix für kinematische Transformationen wird im Anhang (A.4) in Komponentenschreibweise angegeben. Die Bestimmung der Gesamtmasse des Luftfahrzeuges und des Trägheitstensors erfolgt im Abschnitt 2.4. Die äußeren Größen (außer der Massenkraft) werden im Abschnitt 2.5 mathematisch modelliert.

In Verbindung mit dem Vektor des Anfangszustandes $\underline{x}_0(t) = [u_0 \ v_0 \ w_0 \ p_0 \ q_0 \ r_0]^T$ legt diese Gleichung die Zeitantwort eines dynamischen Systems eindeutig fest. Sie wird aber um weitere 6 Zustandsgrößen erweitert, um die Lage und die Position des Bezugssystems in erdfesten Koordinaten bestimmen zu können.

Die Lageänderung wird über den folgenden Zusammenhang bestimmt:

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \cdot \tan \Theta & \cos \Phi \cdot \tan \Theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \\ 0 & \frac{\sin \Phi}{\cos \Theta} & \frac{\cos \Phi}{\cos \Theta} \end{bmatrix}}_{\underline{T}_{Euler}} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Die zeitliche Änderung der Position kann über die Komponenten des Geschwindigkeitsvektors im geodätischen Koordinatensystem ausgedrückt werden:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_g = \underline{T}_{gf} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_f \quad (2.12)$$

Werden die Gl. (2.10) – (2.12) zusammengefügt sowie die Massenmatrix und auf die rechte Seite gebracht (invertiert), erhält man das vollständige nichtlineare Differentialgleichungssystem in expliziter Form:

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \\ q \\ r \\ \Phi \\ \Theta \\ \Psi \\ x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \left(\begin{array}{c} \dots \\ \underbrace{\hspace{10em}}_{\text{inverse der Massenmatrix}} \quad 6 \times 6 \quad \dots \\ \dots \end{array} \right) \cdot \left(\begin{array}{c} \dots \\ \underbrace{\hspace{10em}}_{\text{kinematische Terme}} \quad 6 \times 1 \quad \dots \\ \dots \end{array} \right) + \left(\begin{array}{c} X_f \\ Y_f \\ Z_f \\ L_f \\ M_f \\ N_f \end{array} \right) \quad (2.13)$$

$\underbrace{[3 \times 1] = \underline{T}_{Euler} \cdot [p \quad q \quad r]^T}_{\text{Lageänderung}}$
 $\underbrace{[3 \times 1] = \underline{T}_{gf} \cdot [u \quad v \quad w]^T}_{\text{Positionsänderung}}$

Nachdem die Massenmatrix und die äußeren Größen mathematisch definiert sind, kann dieses Gleichungssystem (numerisch) gelöst werden. Die äußeren Größen können als Summe der äußeren Kräfte und Momente aufgeschlüsselt und nach deren physikalischer Herkunft dargestellt werden (der Index „f“ wird dabei weggelassen):

$$\sum \underline{F} = \underline{F}^G + \underline{F}^B + \underline{F}^A + \underline{F}^T \quad (2.14)$$

$$\sum \underline{M} = \underline{M}^G + \underline{M}^B + \underline{M}^A + \underline{M}^T \quad (2.15)$$

Diese Kräfte und Momente werden in den nachfolgenden Abschnitten ausführlich diskutiert und anhand mathematischer Zusammenhänge als Formeln angegeben.

2.3 Massensynthese

Die Gewichtskraft beschreibt die Wirkung des Erdschwerfeldes auf einen massebehafteten Körper. Diese Kraft wirkt stets in Richtung des Scheinlotes und ist proportional der Körpermasse und der Erdbeschleunigung. Das resultierende Moment ist das Vektorprodukt der Kraft und des Ortsvektors zwischen dem Körperschwerpunkt und dem Koordinatenbezugspunkt:

$$\underline{F}_f^G = \underline{T}_{fg} \cdot [0 \quad 0 \quad mg]^T \quad (2.16)$$

$$\underline{M}_f^G = \underline{r}_{CR \rightarrow CG} \times \underline{F}_f^G \quad (2.17)$$

Die Erdbeschleunigung kann in den meisten Fällen mit hinreichender Genauigkeit als konstant (9,80665) angenommen werden. Werden bei der Modellierung signifikante Orts- und Höhenänderungen erwartet, kann dieser Umstand bei der Bestimmung der Massenkräfte berücksichtigt werden.

Die Masse eines hybriden Luftfahrzeuges wird über die Summe der Teilmassen seiner einzelnen Komponenten abgeschätzt. Die topologische Definition der Komponenten und Baugruppen stützt sich auf einen umfangreichen Erfahrungsschatz aus dem klassischen Flugzeugbau und wird über die luftschiffspezifischen Details ergänzt. Der Detaillierungsgrad orientiert sich primär an den Anforderungen der Aufgabestellung und verlässt nicht die Ebene des Vorentwurfes. Im Anhang B.2 ist diese Systematik in tabellarischer Form angegeben.

Da die meisten Methoden der Massenabschätzung empirischer Art sind und nicht selten auf statistischen Beobachtungen basieren, muss stets kritisch geprüft werden, ob bei ihrer jeweiligen Anwendung deren Gültigkeitsbereich nicht verletzt wird.

2.3.1 Strukturmasse

Luftschiffkörper

Der strukturelle Aufbau des Luftschiffkörpers gleicht dem Prinzip des halbstarren Luftschiffes (eng.: „*semi rigid airship*“) Zeppelin NT07. Das über die fast gesamte Hüllenslänge verteilte Tragwerk aus Leichtbauelementen bildet die innere Struktur des Luftschiffkörpers und stellt einen guten Kompromiss zwischen Gewicht und Steifigkeit dar. Gleichzeitig bietet diese Konstruktion belastungsmechanisch günstige Anschlussmöglichkeiten für die Hülle (an den Knotenpunkten des Dreiecksträgers) und anderer Strukturkomponenten (Ballonetts, Gondel, Flügel etc.). Die äußeren Kräfte der Flügel und die Gewichtskraft der Nutzlast werden somit direkt über die unteren Dreiecksknoten des Tragwerks in die tragende Struktur eingeleitet. Abbildung 2.3 zeigt den strukturellen Aufbau des Zeppelin NT07.

Es wird vereinfacht angenommen, dass die Masse des Luftschiffkörpers sich aus folgenden Komponenten zusammensetzt: Hülle (m_{env}), Innenstruktur (m_{struct}), Ballonetts (m_{ball}), Bugaussteifung (m_{bow}), Kabinenbefestigung (m_{att}), Inspektions- bzw. Wartungseinrichtungen (m_{inlet}) und sonstige nicht erfasste Komponenten (m_{misc}).

Die **Hülle** moderner Luftschiffe wird ausschließlich als Verbundwerkstoff aus verschiedenen Komponenten hergestellt, um dem breiten Spektrum der Anforderungen bezüglich der Festigkeit, Gasdichtigkeit, UV-Beständigkeit (Alterung) und nicht zuletzt möglichst geringen Gewichtes gerecht zu werden. Das Material der jeweiligen Schicht übernimmt dabei eine oder gleich mehrere der genannten Funktionen.

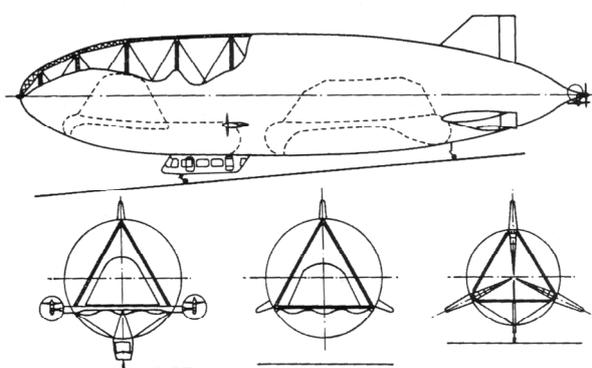


Abbildung 2.3: Struktureller Aufbau des LZ NT07 [138]

So besteht beispielsweise die äußere Schicht in der Regel aus einer PVF-Folie (Polyvinylfluorid), die sich durch extrem gute Alterungsbeständigkeit auszeichnet. Für die notwendige Festigkeit kann Gewebe aus z.B. Aramid oder PET (Polyethylenterephthalat) eingesetzt werden und für die Gasdichtigkeit eine Schicht aus PET-Folie. Abbildung 2.4 zeigt einen charakteristischen Aufbau moderner Luftschiffhüllen. Die einzelnen Schichten des Verbundwerkstoffes werden miteinander verklebt und durch Verschweißen,

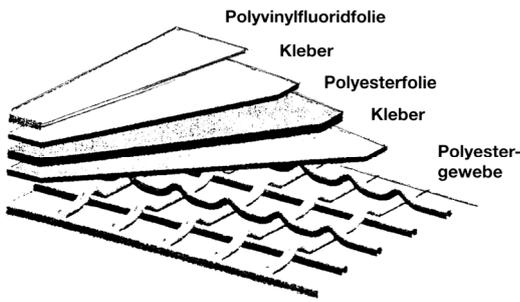


Abbildung 2.4: Aufbau einer typischen Luftschiffhülle [18]

Vernähten oder Verkleben einzelne Folienbänder zur fertigen Hülle verarbeitet.

So vielfältig die Möglichkeiten der Materialauswahl für die einzelnen Hüllenschichten sind, so stark können die Flächengewichte fertiger Hüllen variieren. *Khoury* und *Gillert* [72] geben das Flächengewicht der Hülle abhängig vom Volumen des Auftriebskörpers an, wobei in den Angaben die Verstärkungselemente bereits enthalten sind. *Bock* und *Knauer* [18] differenzieren viel mehr das Flächengewicht nach der Art der Zusammensetzung vom

Hüllenmaterial und geben typische Werte von 180 bis 375 g/m^2 bei einer Gesamtdicke der Hülle von 0,17 bis 0,4 mm an. Die Abhängigkeit des Flächengewichtes vom Hüllenvolumen ist plausibel (Kessel-formel) allerdings entsprechen die Werte für das Flächengewicht aus [72] im Gegensatz zu [18] nicht dem aktuellen Stand der Entwicklung. Aus diesen Gründen wird für die Bestimmung des Flächengewichtes die Systematik aus [72] übernommen und auf die aktuelleren Werte aus [18] angepasst, indem die Werte linear skaliert werden. Die Tabelle 2.1 zeigt in Abhängigkeit vom Hüllenvolumen die Werte für das Flächengewicht des Hüllenmaterials aus [72] und die an die Angaben aus [18] angepassten. Die Formel für diese lineare Transformation lautet:

$$\gamma_{env}^{new} = 1,1471 \cdot \gamma_{env}^{old} - 0,2215 \tag{2.18}$$

Hüllenvolumen [$10^4 \cdot m^3$]	Flächengewicht nach [72] [kg/m^2]	Flächengewicht (angepasst) [kg/m^2]
< 1,6	0,35	0,1800
1,6 – 3	0,40	0,2373
3 – 6	0,46	0,3062
> 6	0,52	0,3750

Tabelle 2.1: Flächengewicht des Hüllenmaterials

Kirilín [174] berücksichtigt über zwei Faktoren, die mit dem Flächengewicht multipliziert werden, bei der Bestimmung der Hüllenmasse zusätzlich den Einfluss der Nähte (k_{env}^{weld}) und zusätzlicher Verstärkungselemente (k_{env}^{add}). Für den Einfluss der Fügetechnik werden folgende Korrekturfaktoren vorgeschlagen:

Fügeart	Materialbreite [m]	Flächengewicht [kg/m^2]	Nahtbreite [mm]		
			20	25	30
Schweißen	1,4	beliebig	1,02	1,025	1,03
Schweißen	0,9	beliebig	1,031	1,038	1,046
Kleben	0,9	200	1,143	1,173	1,204
Kleben	0,9	300	1,105	1,128	1,151
Kleben	0,9	400	1,087	1,106	1,125

Tabelle 2.2: Korrekturfaktoren für die Berücksichtigung der Hüllennähte [174]

Die Gesamtmasse der Hülle ergibt sich somit zu:

$$m_{hull}^{env} = k_{env}^{weld} \cdot k_{env}^{add} \cdot \gamma_{env} \cdot S_{env}^{wett} \tag{2.19}$$

mit S_{env}^{wett} – der Gesamtoberfläche der Hülle.

Diese kann bei einem Rotationsellipsoid mit Hilfe der folgenden Formel bestimmt werden:

$$S_{env}^{wett} = 2 \cdot \pi \cdot b \cdot \left(b + \frac{a^2}{\sqrt{a^2 - b^2}} \cdot \arcsin \left(\frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a} \right) \right) \quad (2.20)$$

Hierbei sind a und b - die beiden Halbachsen des Rotationsellipsoids.

Die Masse der **Innenstruktur** wird über die Länge des Luftschiffkörpers abgeschätzt und als Referenz der Zeppelin NT07 herangezogen. Dieses Luftschiff hat bei einer Gesamtlänge von 75 m eine Strukturmasse von circa 1000 kg.

Ballonets gleichen die Volumenänderungen des Traggases aus. Meistens sind das sphärische ballonartige Gefäße, die im vorderen und hinteren Bereich des Luftschiffkörpers starr mit der Struktur verbunden und mit Luft gefüllt sind. Dabei hängt der Füllgrad von dem jeweiligen Betriebszustand (Flughöhe) ab, kann aber über ein System aus Luftpumpen und Druckventilen variiert werden. Die Variation der Luftmasse im vorderen und hinteren Ballonett macht die Trimmung um die Querachse ohne zusätzlichen Trimbballast oder Trimmruder möglich.

$V_{hull} [m^3]$	$\gamma_{bal} [kg/m^2]$
$< 10^4$	0,305
$3 \cdot 10^4 - 6 \cdot 10^4$	0,290
$> 6 \cdot 10^4$	0,275

Tabelle 2.3: Flächengewicht des Ballonettmaterials [72]

Die Masse der Ballonets hängt entscheidend vom verwendeten Material ab. Gegenüber dem Hüllenmaterial ist es nicht solchen extremen Anforderungen hinsichtlich der Dichtigkeit, UV-Beständigkeit und Festigkeit unterworfen. Daher fällt sein Flächengewicht bedeutend kleiner aus. *Kirilina* [174] beziffert das Flächengewicht von Ballonets mit 0,55 - 0,7 vom Hüllenmaterial und schlägt eine Korrektur für die Nähte vor. Der Korrekturfaktor für die Nahtverbindung entspricht nach [174] dem für das Hüllenmaterial. *Khoury* und *Gillet* [72] geben das Flächengewicht der Ballonets abhängig vom Hüllenvolumen (siehe Tabelle 2.3) an. Die Bestimmung der Gesamtmasse der Ballonets erfolgt mittels folgender Formel:

$$m_{hull}^{bal} = n_{bal} \cdot S_{bal}^{wett} \cdot \gamma_{bal} \cdot k_{env}^{weld} \quad (2.21)$$

Das Flächengewicht der Ballonets wird mit 0,55 des Hüllenmaterials nach [174] abgeschätzt:

$$\gamma_{bal} = 0,55 \cdot \gamma_{env} \quad (2.22)$$

Für die Bestimmung der Massen von Bugaussteifung, Kabinenbefestigung, Inspektions- bzw. Wartungseinrichtungen und der sonstigen Komponenten werden die Schätzwerte aus [72] verwendet. Da die Autoren lediglich den jeweiligen Wertebereich abhängig von der Konstruktion (des Luftschiffes) angeben, wird unter Annahme einer fortschreitenden Technologieentwicklung immer der kleinere Wert genommen.

Bugaussteifung (17-21 kg / 1000 m³ Hüllenvolumen):

$$m_{hull}^{bow} = 0,017 \cdot V_{hull} \quad (2.23)$$

Kabinenbefestigung (10-13 kg / 1000 m³ Hüllenvolumen):

$$m_{hull}^{att} = 0,01 \cdot V_{hull} \quad (2.24)$$

Inspektions- bzw. Wartungseinrichtungen (1-3% von Hüllenmasse):

$$m_{hull}^{inlet} = 0,01 \cdot m_{hull}^{env} \quad (2.25)$$

Sonstige nicht erfasste Komponenten (5% von Gesamthüllenmasse):

$$m_{hull}^{misc} = 0,05 \cdot (m_{hull}^{env} + m_{hull}^{att} + m_{hull}^{bow} + m_{hull}^{inlet} + m_{hull}^{bal}) \quad (2.26)$$

Die Gesamtmasse des Luftschiffkörpers beträgt somit:

$$m_{hull} = m_{hull}^{env} + m_{hull}^{struct} + m_{hull}^{bal} + m_{hull}^{att} + m_{hull}^{bow} + m_{hull}^{inlet} + m_{hull}^{misc} \quad (2.27)$$

Nutzlastplattform

Die Nutzlastplattform des modellierten HAV dient primär zur Unterbringung der Nutzlast und der Besatzung. Auch die Treibstofftanks mit entsprechenden Systemen werden hier untergebracht. Diese sind auch die dimensionierenden Faktoren für die Bestimmung deren Strukturmasse. Bei den Flugzeugrumpfen spielt das maximale Abfluggewicht (Einleitung der Flügelkräfte) und der Kabinendruck (Verstärkung der Rumpfhaut) eine zusätzliche Rolle. Aufgrund einer sehr guten Korrelation wird aber die Nutzlast mit dem MTOW in Verbindung gesetzt und somit aus der Massenabschätzung eliminiert. Eine typische Formel für die Abschätzung der Rumpfmasse hat die Gestalt

$$m_{body} = k \cdot (MTOW)^m \cdot (S_{wet})^n \quad (2.28)$$

(k – Proportionalitätsfaktor; m, n – Exponenten).

Die Beziehung für die Rumpfmasse nach Gl. (2.28) ist für ein HAV nicht anwendbar. So werden beispielsweise die Flügelkräfte nicht in den Rumpf, sondern in die Struktur des Auftriebskörpers eingeleitet und die Druckbeaufschlagung ist, wenn überhaupt, nur für die Besatzungskabine sinnvoll. Auch in der Literatur für Luftschiffbau konnte kein zufriedenstellender Ansatz für die Massenabschätzung gefunden werden, sodass dieser vom Autor entwickelt wurde.

Es wurde angenommen, dass ein HAV in der zu untersuchenden Konfiguration eine reine Frachttransportaufgabe übernimmt. Somit besteht die Nutzlastplattform aus einem Raum für die Besatzung (Kabine, *eng.*: „cabin“) und dem Frachtraum (*eng.*: „hold“). Die Kabine könnte die Gestalt eines mittelschweren Hubschraubers (6000 lb < MTOW < 25000 lb) haben und so kann deren Masse nach Palasis [122] mit

$$m_{cab} = 0,282 \cdot (S_{wet})^{1,272} \quad (2.29)$$

abgeschätzt werden (Masse in lb und Fläche in ft²). Da die Abmessungen der Kabine und somit die Bezugsfläche nicht bekannt sind, werden sie über die Anzahl der Besatzungsmittglieder abgeschätzt. Die Herleitung der Beziehung ist im Anhang (A.1) zu finden. Nach dem Einsetzen der Gl. (A.6) in (2.29) und Umrechnen in SI - Einheiten folgt:

$$m_{body}^{cab} = 159,2 \cdot (n_{crew})^{0,848} \quad (2.30)$$

Die Strukturmasse des Frachtraumes wird über das Strukturgewicht eines Frachtcontainers nach DIN ISO 668 [38] modelliert. Diese Container werden aus einem wetterbeständigen Stahl (sog. COR-TEN-Stahl) nach DIN EN 10025-5 [37] hergestellt und können bei einem Eigengewicht von ca. 3870 kg mit bis zu 26700 kg Nutzlast beladen werden. Es wird angenommen, dass der Frachtraum eines HAV einen ähnlichen strukturellen Aufbau besitzt und somit bei gleicher Strukturmasse die gleiche Menge an Fracht (Nutzlast) aufnehmen kann. Allerdings wird für die Struktur anstelle von Stahl der für die Luftfahrt übliche Werkstoff Al2024 (nach DIN EN 755-2: EN AW-2024 [36]) vorgesehen. Dieser Werkstoff hat im Vergleich zu Stahl zwar eine geringere Dichte (2,78 g/cm³ vs. 7,85 g/cm³), aber auch eine geringere Festigkeit (Streckgrenze 290 MPa vs. 350 MPa). Um diesem Umstand Rechnung zu tragen, wird die Strukturmasse (Leermasse) des Containers aus Aluminium mit dem Verhältnis der Dichten und der Streckgrenzen der beiden Werkstoffe gewichtet:

$$m_{struct}^{Al} = m_{struct}^{St} \cdot \frac{\rho_{Al}}{\rho_{St}} \cdot \frac{Rp_{0,2\%}^{St}}{Rp_{0,2\%}^{Al}} \quad (2.31)$$

Dieser Zusammenhang lässt sich leicht am Beispiel eines axial gezogenen Stabes nachvollziehen. Somit ergibt sich für die Strukturmasse eines Frachtraums aus Al2024 mit der Nutzlastkapazität von 26700 kg ein Wert von 1615 kg. Das entspricht einem Verhältnis: 0,0605 kg Strukturmasse pro 1 kg der zu tagenden Last.

Zusammenfassend kann man für die Masse der Nutzlastplattform schreiben:

$$m_{body} = m_{body}^{cab} + m_{body}^{hold} = 159,2 \cdot (n_{crew})^{0,848} + 0,0605 \cdot (m_{PL} + m_{fuel}) \quad (2.32)$$

Flügel

Im Stadium des konzeptionellen Vorentwurfs sind i.d.R. nur wenige dimensionierende Details über den Flügel verfügbar bzw. bekannt. Diese Tatsache macht den Einsatz der analytischen Methoden zur Massenbestimmung außerordentlich schwierig (vgl. *Udin* [157]). Hierfür hat sich der pragmatische Ansatz mit semiempirischen Methoden bewährt. Mittlerweile existiert eine Vielzahl von etablierten Verfahren für die Abschätzung der Flügelmasse in den unterschiedlichen Luftfahrzeugkategorien. Diese Verfahren haben alle gemeinsam eine physikalisch begründete Verknüpfung der Parameter mit den gewichtbeeinflussenden Größen und entsprechende statistische Absicherung durch Vergleich mit ausgeführten Flugzeugmustern. So kann beispielsweise das maximale Abfluggewicht mit der Flügelfläche, die Flügelstreckung mit dem Wurzelbiegemoment und die relative Dicke und Pfeilung mit der Torsionssteifigkeit korreliert werden. Üblicherweise wird für die Verknüpfung der Parameter ein Produktansatz gewählt, bei dem der Einfluss einzelner Größen durch den entsprechenden Exponenten gewichtet wird. Durch das Hinzufügen weiterer Parameter können zusätzliche Effekte wie Vermeiden von Flattern, Entlasten des Flügels durch Triebwerke und Tank oder Berücksichtigung der Lebensdauer in die Berechnung mit einbezogen werden.

Wie bei allen statistisch basierten Abhängigkeiten haben solche Gleichungen zum einen keine Konsistenz bezüglich der Einheiten, sodass sie stets den getroffenen Konventionen entsprechen müssen, zum anderen sind sie streng auf den Definitionsbereich der verwendeten Parameter beschränkt. Die Nichteinhaltung dieser Bedingungen kann aufgrund der mehr oder minder stark ausgeprägten exponentiellen Abhängigkeiten zu unabsehbaren Fehlern bei der Berechnung führen. Dieser Aspekt macht die Anwendbarkeit der statistisch basierten Methoden bei der Modellierung eines solchen neuartigen Luftfahrzeugs wie Hybride äußerst fragwürdig. Diese Annahme wurde von Leifheit in [83] bestätigt.

Am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin wurde ein Berechnungsverfahren zur direkten Strukturdimensionierung und damit zur Abschätzung der Masse der primären Flügelstruktur entwickelt. Als besonders geeignet stellte sich dafür das sog. Viergurt-Kastenmodell dar. Dieses Modell kommt dem Flügelkasten eines modernen Verkehrsflugzeugs sehr nahe und gibt die an einem realen Flügel auftretenden Belastungen mit hinreichender Genauigkeit wieder (Abbildung 2.5).

Das Viergurt-Kastenmodell besteht aus vier Eckgurten, welche nur Längssteifigkeiten besitzen, einem Gurtschubwandpaar, einem Stegschubwandpaar und den schubsteifen Rippenwänden. Die Eckgurte werden als Stäbe modelliert, die Schubwände besitzen nur Schubsteifigkeit und werden somit als Schubfelder modelliert.

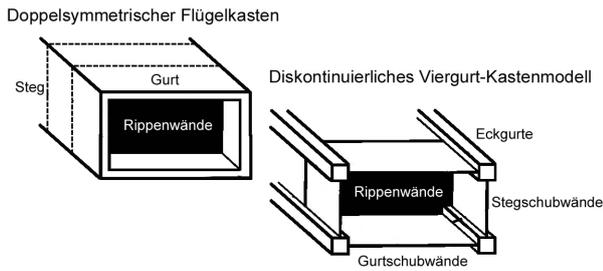


Abbildung 2.5: Realer doppelsymmetrischer Flügelkasten und Viergurt-Kastenmodell [146]

Das Modell wird separat auf Biegung, Torsion und Wölbung ausgelegt. Durch Ausnutzung des Superpositionsprinzips kann dann die Gesamtbelastung bestimmt werden. Ist diese bekannt, können die Wanddicken und die Gurtquerschnitte direkt über die zulässige Vergleichsspannung dimensioniert werden. Diese Herangehensweise ermöglicht eine im Sinne des Leichtbaus optimale Strukturausnutzung und gibt die Bestrebungen einer realen Konstruktion nach einem möglichst leichten Flügel gut wieder.

Das Viergurt-Kastenmodell wird in der Arbeit bei der Bestimmung der Flügelmasse unter Zuhilfenahme einer nach *Diederich* [34] berechneten Auftriebsverteilung eingesetzt. Eine ausführliche Beschreibung theoretischer Grundlagen sowie weiterführende Informationen zu diesem Modell sind dem *Strangfeld* [146] zu entnehmen.

Wie bereits oben erwähnt, berechnet das Viergurt-Kastenmodell ausschließlich die Masse der Primärstruktur eines Flügels. Die Gesamtmasse eines Flügels einschließlich der Auftriebshilfen, Bremsklappen, Steuerflächen etc. wird nach [155] abgeschätzt:

$$m_{wing} = m_{wing}^{struct} + 1,2 \cdot \underbrace{(m_{wing}^{hld} + m_{wing}^{sp})}_{m_{wing}^{add}} \quad (2.33)$$

Hierbei sind m_{wing}^{hld} – Masse der Auftriebshilfen und m_{wing}^{sp} – Masse der Spoiler.

Bei der betrachteten Konfiguration sind auf dem jeweiligen Flügel nur die Steuerklappen vorhanden, die bei Bedarf als Auftriebshilfen agieren können. Deren Masse wird mit einer Näherung nach *Torenbeek* abgeschätzt (vgl. [155]):

$$m_{wing}^{add} = 0,5 \cdot S_{flap} \cdot 2,706 \cdot \left((S_{flap} \cdot b_{flap})^{3/16} \cdot \left(\frac{V_{cr}}{100} \right)^2 \dots \right)^{3/4} \quad (2.34)$$

$$\dots \cdot \sin(\eta_{flap}^{max}) \cdot \cos(\varphi_{flap}^{TE}) \cdot \frac{1}{(t/c)_{flap}}$$

Hierbei sind S_{flap} – Klappenfläche, b_{flap} – Klappenspannweite, η_{flap}^{max} – max. Klappenausschlag,

φ_{flap}^{TE} – Pfeilungswinkel der Klappenhinterkante und $(t/c)_{flap}$ – relative Klappendicke.

Seitenleitwerk und Finne

Die Masse des Seitenleitwerks und der Finne werden über deren Flächen und die spezifische Masse eines typischen Leitwerks eines modernen Luftschiffes bestimmt:

$$m_{tail} = \gamma_{tail} \cdot (S_{SLW} + S_{fin}) \quad (2.35)$$

Bock [18] gibt für das spezifische Gewicht eines Seitenleitwerks in Faserverbundbauweise Werte von 1,5 – 5 kg/m². Da ein hybrides Luftschiff in einem wesentlich größeren Fluggeschwindigkeitsbereich betrieben werden kann und sein Leitwerk somit größeren Belastungen ausgesetzt wird, wird für das spezi-

fische Gewicht des SLW der Wert 5 kg/m^2 zugunsten einer konservativen Annahme festgelegt. Für die Finne (ohne Seitenruder) werden 95% dieses Wertes angenommen.

Fahrwerk

Bei einem konventionellen Flugzeug wird das Fahrwerk für die Absorption der Energie beim Landestoß bis zu einem Lastvielfachen von 1,5 dimensioniert. Für die Dimensionierung ist es üblich, die Landemasse in der Nähe der maximalen Abflugmasse (MTOW) anzunehmen, um das Ablassen des Treibstoffs im Fall einer Notlandung zu vermeiden. Alternativ kann auch das maximal zulässige Landegewicht (*Maximum Landing Weight*) mit entsprechender Korrektur der angenommenen Sinkgeschwindigkeit für die Dimensionierung des Fahrwerks herangezogen werden. Das Fahrwerk eines Luftschiffes wird nach ähnlichen Gesichtspunkten ausgelegt. Der wesentliche Unterschied besteht dabei in der Definition der Landemasse. Ein Luftschiff bei der Landung ist in der Regel nur 5 - 7% schwerer als die umgebende Luft. Somit beträgt seine für die Dimensionierung des Fahrwerks effektive Landemasse lediglich wenige Prozent der Gesamtmasse. Für ein hybrides Luftfahrzeug muss das Fahrwerk beim Landestoß lediglich die vom dynamischen Auftrieb getragene Masse, die sog. dynamische Masse (m_{dyn}), abfangen, da die restliche Masse vom Traggas getragen wird. Daher liegt es nahe, diese Masse als dimensionierende Größe beim Fahrwerk anzusetzen. Diese dynamische Abflugmasse wird über die folgende Beziehung definiert:

$$m_{TO}^{\text{dyn}} = m_{TO} \cdot (1 - \chi) \quad (2.36)$$

Ein hybrides Luftfahrzeug weist in Abhängigkeit vom Hybridisierungsgrad in unterschiedlicher Ausprägung die Merkmale sowohl eines Flugzeuges als auch eines Luftschiffes auf. Somit können zunächst rein formell für die Bestimmung der Fahrwerkmasse die Methoden aus beiden Fachdisziplinen (Flugzeugbau und Luftschiffbau) angewandt werden. *Knebel* [76] modifiziert über die Anpassung der Faktoren die Formel aus [122] für leichte bzw. mittelschwere Hubschrauber und wendet sie auf die Luftschiffe an:

$$\begin{aligned} m_{lg} &= 0,0113 \cdot e^{(1,37 \cdot 10^{-4} \cdot m_{TO} + 8,02)}, & \text{für } m_{TO} \leq 7,7 \cdot 10^3 \text{ [kg]} \\ m_{lg} &= 0,0145 \cdot e^{(1,37 \cdot 10^{-4} \cdot m_{TO} + 8,02)}, & \text{für } m_{TO} > 7,7 \cdot 10^3 \text{ [kg]} \end{aligned} \quad (2.37)$$

Dieser Ansatz ist aufgrund der exponentiellen Abhängigkeit von der Abflugmasse für die Gesamtheit aller möglichen Entwurfskonfigurationen von einem relativ kleinen (3 - 5 t) bis zu einem sehr großen (über 100 t) hybriden Luftfahrzeug ungünstig. *Jenkinson* [63] geht von einer linearen Abhängigkeit der Fahrwerkmasse vom Abfluggewicht eines Flugzeuges aus. So beträgt diese bei einem Tiefdecker 4,45% des MTOW. Diese Gesetzmäßigkeit ist wesentlich robuster bezüglich der möglichen großen Variationen der Abflugmasse und folglich vorteilhafter für eine komplexe numerische Untersuchung. Die Masse des Fahrwerks ergibt sich somit zu:

$$m_{lg} = 0,0445 \cdot m_{TO}^{\text{dyn}} \quad (2.38)$$

2.3.2 Restliche Komponenten

Triebwerke und Zubehör

Die Besonderheit eines hybriden Luftfahrzeugs (vgl. Abschnitt 1.1) besteht in der Beschränkung seines operationellen Bereichs auf kleine bis mittlere Fluggeschwindigkeiten. In diesem Bereich bietet sich der Einsatz eines Propeller-Turbo-Luftstrahltriebwerks (PTL bzw. Turboprop) an. PTL bieten gegenüber den Kolbenmotoren eine wesentlich bessere spezifische Leistung (ca. 0,3 kg/kW vs. ca. 0,7 kg/kW, Anga-

ben aus [21]) und gegenüber den Turbostrahltriebwerken einen besseren Vortriebswirkungsgrad im Bereich der moderaten Fluggeschwindigkeiten (bis ca. 600 km/h). Moderne Turbopropantriebe sind in den unterschiedlichsten Leistungsklassen erhältlich und aufgrund der Variationsvielfalt ausreichend genau statistisch erfasst.

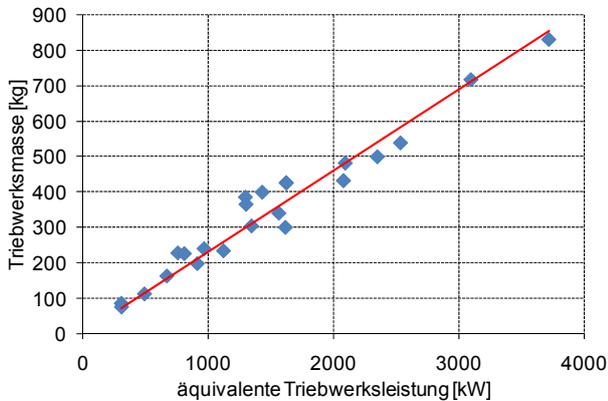


Abbildung 2.6: Bestimmung der PTL-Massen

Eine gängige Methode der Massenabschätzung beim Konzeptentwurf beruht auf der Auswertung statistischer Daten bereits ausgeführter Muster und Verknüpfung des Gewichtes mit einem oder mehreren charakteristischen Parametern (z.B. Luftmassenstrom, Gesamtdruckverhältnis oder max. Startschub bzw. -leistung). Die von Weiss [162] durchgeführte Korrelationsanalyse unterschiedlicher Ansätze für die Bestimmung der Triebwerksmassen zeigte eine relativ geringe Streuung der Ergebnisse, sodass für eine ingenieurmäßige Kalkulation der Triebwerksmassen nur ein Leistungsparameter

(Startschub oder Startleistung) ausreicht. Solche Leistungsangaben sind zum Beispiel in [21], [77], [135] zu finden. Im Anhang A.2 wurden sie zusammengetragen und in tabellarischer Form dargestellt. Die Auswertung dieser Daten kann mit Hilfe einer linearen Regressionsfunktion hinreichend genau approximiert werden (relatives Bestimmungsmaß $R^2 = 0,95$). Diese Abhängigkeit ist in der Abbildung 2.6 dargestellt. Somit lässt sich das Gewicht eines PTLs über die folgende Beziehung abschätzen:

$$m_{eng} = 0,2296 \cdot \frac{P_{eq,TO} [kW]}{n_{eng}} \quad (2.39)$$

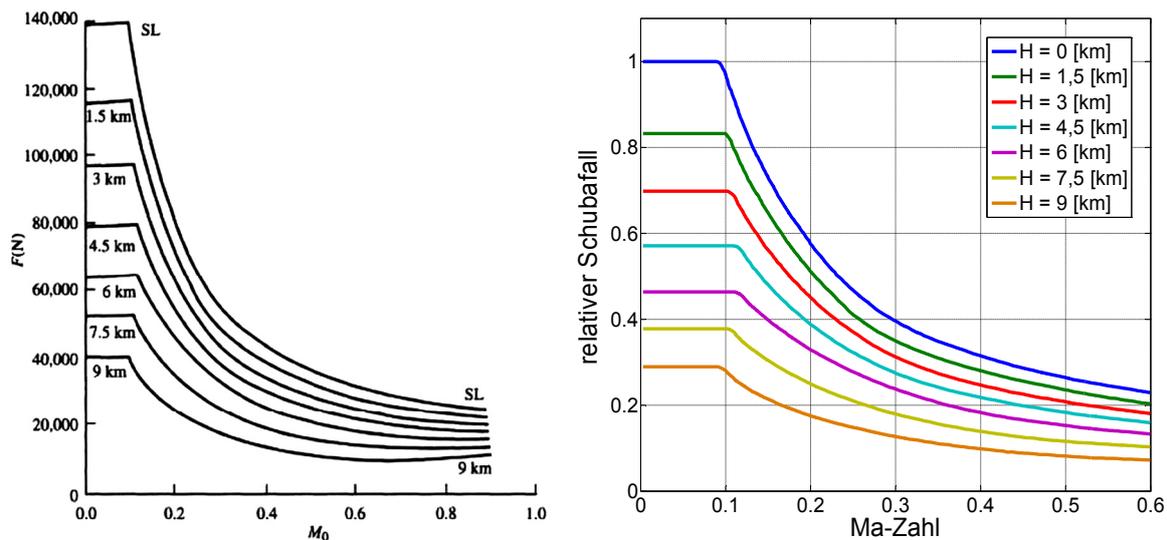
Die äquivalente Leistung P_{eq} im Startfall ist wie folgt definiert:

$$P_{eq,TO} = P_{GG} + \frac{F_{TO}}{F_{Prop}} \quad (2.40)$$

Für die weitere Behandlung der Gl. (2.40) wird die in [21] angegebene Näherungsbeziehung angewandt, die besagt, dass der Gasgenerator (Index „GG“) eines PTL pro 1 kW Leistung im Durchschnitt einen Propellerschub von 15,7 N erzeugt. Der gesamte Schub (F_{TO}) eines PTL setzt sich zusammen aus dem Propellerschub (Hauptanteil) und dem Gasgeneratorschub (Restanteil). Wird der letzte vernachlässigt, so kann geschrieben werden:

$$P_{eq,TO} = 10^3 \cdot \frac{F_{TO}}{15,7} \quad (2.41)$$

Die Berechnung des nötigen Schubes beim Start setzt eine komplexe Rechnung der Startstrecke voraus, die wiederum detaillierte Informationen bezüglich der Konfiguration des Luftfahrzeugs und der Landebahn benötigt. Um den Aufwand der Modellierung an dieser Stelle dennoch in vertretbaren Grenzen zu halten, wird folgender Ansatz gemacht: es wird angenommen, dass der Schubabfall eines modernen PTL in etwa der Gesetzmäßigkeit aus der Abbildung 2.7a gehorcht. Somit lässt sich der relative Schubabfall als Koeffizient in Abhängigkeit von der Flughöhe und der Mach-Zahl darstellen (Abbildung 2.7b). Aus dem bekannten notwendigen Schub im Reiseflug (gleich dem Gesamtwiderstand) kann der Startschub über die Interpolation des Diagramms mithilfe des relativen Schubabfalls bestimmt werden.



a) Schubabfall eines modernen PTLs in Abhängigkeit von der Höhe und Machzahl [96] b) Relativer Schubabfall. Auswertung der Daten aus a)

Abbildung 2.7: Ansatz für die Bestimmung des Schubabfalls eines PTLs als Funktion der Flughöhe und Ma-Zahl

Außer dem eigentlichen Triebwerk und Propeller setzt sich die Antriebseinheit aus diversen anderen Komponenten zusammen, die für die Massenabschätzung nach [155] zu einem festen Koeffizienten $k_{pg} = 1,35$ (für mehrmotorige Propellerflugzeuge) zusammengefasst werden können. Damit ergibt sich die Masse der gesamten Antriebseinheit zu:

$$m_{pg} = n_{eng} \cdot k_{pg} \cdot (m_{eng} + m_{prop}) + m_{nac} \quad (2.42)$$

Hierbei sind n_{eng} – Gesamtanzahl der Triebwerke, m_{prop} – Propellermasse und m_{nac} – Gesamtmasse der Gondel.

Für die Bestimmung der Propellermasse wird die von Keidel [75] hergeleitete Abhängigkeit übernommen. Diese wurde für eine relativ langsame, hochfliegende Solardrohne mit kleiner Propellerblattbelastung entwickelt und eignet sich daher besser als z.B. die in [155] oder [167] angegebenen Formeln, deren Grundlage auf statistischen Daten der *General Aviation* basiert.

$$m_{prop} = 0,12 \cdot B_P^{0,391} \cdot \left(\frac{D_P \cdot P_{eq, TO} [kW]}{n_{eng}} \right)^{0,782} \quad (2.43)$$

Hierbei sind D_P – Propellerdurchmesser und B_P – Propellerblattzahl.

Die Masse der Gondel erhält man nach [155] aus:

$$m_{nac} = 86,4 \cdot 10^{-6} \cdot P_{eq, TO} \quad (2.44)$$

Feste Ausrüstung

Abhängig von dem jeweiligen Luftfahrzeugtyp und/oder der jeweiligen Transportaufgabe kann die Art und dementsprechend die Masse der festen Ausrüstung (m_{fe}) sehr stark variieren. Eine typische Ausstattung kann beispielsweise APU, Steuerungssysteme, Instrumente, Hydraulik, Elektrik, Avionik, Klimaanlage und Anti-Icing, Sauerstoffsystem sowie weitere Systeme wie Feuerlösch- und Rettungsausrüstung umfassen. Auch das System für die Treibstoffversorgung (Tanks, Leitungen etc.) sowie das System zur Aufnahme des eventuell benötigten Ballasts zum Kompensieren der Gewichtsschwankungen (Ausladen der Nutzlast, Treibstoffverbrauch) könnten Bestandteile eines hybriden Luftfahrzeugs sein. Für die zah-

lenmäßige Erfassung dieser Komponenten wird auf die statistische Auswertung bereits ausgeführter Luftfahrzeuge zurückgegriffen. Dabei wird unterstellt, dass die feste Ausrüstung eines hybriden Luftfahrzeugs eine dem Luftschiff ähnliche Struktur aufweist und folglich mit dem Hüllenvolumens in Verbindung gebracht werden kann. Da das Hüllenvolumen eines HAV vom Hybridisierungsgrad abhängt, wird für die Berechnung der Masse der festen Ausrüstung das äquivalente Hüllenvolumen eines Luftschiffes mit der gleichen Abflugmasse wie beim hybriden Luftfahrzeug genommen. Für die Berechnung des äquivalenten Hüllenvolumens können Gl. (2.77) - (2.78) eingesetzt werden.

Kirilin [174] schlägt für die Bestimmung der Masse der festen Ausrüstung folgende Systematik vor:

$$m_{fe} = m_{equip.} + m_{fuel\ sys.} + m_{ballast} \quad (2.45)$$

Hierbei sind $m_{equip.}$ – Masse der Ausrüstung, $m_{fuel\ sys.}$ – Masse des Treibstoffsystems und $m_{ballast}$ – Masse des Systems für die Ballastaufnahme. Die Masse der Ausrüstung bestimmt sich aus

$$m_{equip.} = k_{sys} \cdot V_{hull}^{eq} \quad (2.46)$$

mit dem vom äquivalenten Hüllenvolumen V_{hull}^{eq} abhängigen Koeffizienten

$$k_{sys} = \begin{cases} -0,0628 \cdot \log_{10}(V_{hull}^{eq}) + 0,3359 & V_{hull}^{eq} < 6,3 \cdot 10^4 [m^3] \\ 0,035 & V_{hull}^{eq} \geq 6,3 \cdot 10^4 [m^3] \end{cases} \quad (2.47)$$

Die Masse des Treibstoff- und Ballastsystems bestimmt sich aus

$$m_{fuel\ sys.} = 0,035 \cdot m_{fuel} \quad (2.48)$$

$$m_{ballast} = 0,012 \cdot (m_{fuel} + m_{payload}) \quad (2.49)$$

Betriebsmittel, Besatzung und Nutzlast

Die Masse der Betriebsmittel wird nicht explizit berechnet, da diese bereits in der Gl. (2.30) enthalten ist. Die Masse eines Besatzungsmitglieds wird auf 100 kg festgelegt und es wird angenommen, dass ein HAV mit drei Besatzungsmitgliedern an Bord fliegt. Die Nutzlast ist ein unabhängiger Entwurfsparameter und muss vorgegeben werden.

Treibstoff

Die Treibstoffmasse wird über den folgenden Zusammenhang bestimmt:

$$m_{fuel} = SFC \cdot P_{eq,cr} \cdot t_{fl} \quad (2.50)$$

Der spezifische Treibstoffverbrauch hängt entscheidend vom konstruktiven Aufbau des jeweiligen Triebwerkmusters ab und kann in der Phase eines konzeptuellen Entwurfs nur näherungsweise angegeben werden. Moderne Turboproptriebwerke haben einen SFC im Bereich von 0,2 – 0,4 [kg/h/kW]. Eine statistische Auswertung der Daten aus [21] ergibt einen durchschnittlichen Wert von 0,3081 mit einer Streuung von ca. 8%. Dieser Wert wird als Basis für die Bestimmung der Treibstoffmasse verwendet. Die äquivalente Triebwerksleistung im Reiseflug ist:

$$P_{eq,cr} = \frac{F_{cr} \cdot V_{cr}}{\eta_{prop}} = \frac{D_{cr} \cdot V_{cr}}{\eta_{prop}} \quad (2.51)$$

Die Bestimmung vom Propellerwirkungsgrad η_{prop} wird in Abschnitt 3.1 angesprochen.

2.4 Massenkräfte und virtuelle Masse

Massenträgheitsmomente und Schwerpunkt

Der Trägheitstensor $\underline{\underline{I}}$ in der Gl. (2.10) gibt Informationen über die Trägheit des Systems bei einer rotatorischen Bewegung im gewählten Bezugssystem. Im vorliegenden Fall ist dessen Ursprung der Volummittelpunkt des Auftriebskörpers. Die allgemeine Form des Trägheitstensors lautet:

$$\underline{\underline{I}} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.52)$$

Die Hauptdiagonalelemente des Tensors sind die Trägheits- und die restlichen die Deviationsmomente. Den gesamten Trägheitstensor des Modells erhält man durch Summierung entsprechender Trägheits- bzw. Deviationsmomente seiner einzelnen Komponenten. Der Elementierungsgrad bei der Definition der Komponenten richtet sich dabei primär nach Maßgaben des Konzeptwurfs und sieht folgende Elemente für die Bestimmung der Massenträgheit vor: Hülle des Auftriebskörpers, Traggas (Helium), Struktur des Auftriebskörpers, Hülle der Ballonetts, Luft in den Ballonetts (abhängig von dem Füllgrad), Flügel und Leitwerke, Triebwerke, Nutzlastplattform mit Kabine und Frachtraum. Dabei wird jedes einzelne Element als ein einfacher geometrischer Körper, für den meist eine analytische Berechnung des Trägheitstensors möglich ist, aufgefasst. Diese Formeln werden im Anhang A.3 angegeben. Die Trägheits- bzw. Deviationsmomente um die jeweilige Achse setzen sich zusammen wie folgt:

$$\sum \underline{\underline{I}} = \underline{\underline{I}}_{hull} + \underline{\underline{I}}_{gas} + \underline{\underline{I}}_{struct} + \underline{\underline{I}}_{ball}^{hull} + \underline{\underline{I}}_{ball}^{gas} + \underline{\underline{I}}_{wing} + \underline{\underline{I}}_{tail} + \underline{\underline{I}}_{eng} + \underline{\underline{I}}_{body} \quad (2.53)$$

Es wird Symmetrie bezüglich der Längsebene (X_iZ_i -Ebene) vorausgesetzt, sodass die Deviationsmomente I_{xy} und I_{yz} zu Null werden. Der gesamte Trägheitstensor hat dann folgende Gestalt:

$$\sum \underline{\underline{I}} = \begin{bmatrix} \sum I_{xx} & 0 & \sum I_{xz} \\ 0 & \sum I_{yy} & 0 \\ \sum I_{zx} & 0 & \sum I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.54)$$

Ähnlich dem Trägheitstensor wird der Schwerpunkt eines HAV aus den Schwerpunkten seiner einzelnen Komponenten gebildet

$$\underline{r}_{CG} = \frac{1}{m_{sum}} \cdot \sum_i \underline{r}_i \cdot m_i \quad (2.55)$$

mit

$$m^{sum} = m_{hull} + m_{gas} + m_{struct} + m_{ball}^{hull} + m_{ball}^{gas} + m_{wing} + m_{tail} + m_{eng} + m_{body} \quad (2.56)$$

und m_i – Masse der jeweiligen Komponente, \underline{r} – Ortsvektor zum Schwerpunkt der jeweiligen Komponente (siehe Anhang B.2).

Virtuelle Masse

Der Begriff der virtuellen oder scheinbaren Masse (*eng.*: „*added mass*“ oder „*apparent mass*“) beschreibt die Wechselwirkung zwischen einem Körper und einem Fluid, in dem sich dieser Körper bewegt. Das Phänomen tritt immer bei dynamischen Vorgängen in Erscheinung und ist von seiner Wirkung her

umso größer, je näher die Masse des Körpers zur Masse des von ihm verdrängten Fluides steht. Dies ist nach dem Prinzip von Archimedes immer dann der Fall, wenn sich die Dichte des Körpers der Dichte des umgebenden Mediums annähert. In guter Indikator dafür ist das sog. „Buoyancy Ratio“

$$BR = \frac{\rho_{fluid} \cdot V_{body}}{m_{body}} \quad (2.57)$$

Nähert sich dieser Faktor 1, wird der Effekt der scheinbaren Masse signifikant. Tabelle 2.4 stellt beispielhaft die BR-Werte unterschiedlicher Körper zusammen.

Körper	BR
Boeing 747-400	0,01
Aluminiumkugel im Wasser	0,36
Goodyear „Spirit of America“	0,97
Luftblase im Wasser	800

Tabelle 2.4: Beispiele für Buoyancy Ratio

Fahrzeuge, die ihren Auftrieb durch die Verdrängung des umgebenden Mediums erzeugen (U-Boote, Schiffe, Luftschiffe usw.), versetzen bei ihrer Bewegung durch das Medium dessen Teilchen in Bewegung und teilen ihnen somit kinetische Energie zu. Der Betrag der Energie ist von der Masse des verdrängten Mediums, also der Dichte des Mediums und des Körpervolumens, respektive der Geschwindigkeit des Körpers abhängig. Ist

die Geschwindigkeit konstant, so bleibt auch die im Strömungsfeld vorhanden Energie konstant. Erfährt der Körper dagegen eine Beschleunigung, ändert sich pro Zeiteinheit die im Strömungsfeld vorhandene Energie – es wird Arbeit verrichtet. Die dabei wirksame Kraft ist stets entgegen der Körperbewegung gerichtet und proportional seiner Beschleunigung. Dieser Effekt hat den Charakter einer zusätzlichen, „virtuellen“ Masse, deren Wirkung allerdings richtungsabhängig bzw. gerichtet ist.

Die Änderung der kinetischen Energie bestimmt sich aus der Beschleunigung der Fluidteilchen, wobei diese wiederum in einem reibungs- und rotationsfreien Feld vor der zurückgelegten Strecke bei der Umströmung des Körpers abhängig ist. Folglich spielt die Geometrie des Körpers bei diesem Phänomen eine entscheidende Rolle.

Die ersten fundierten theoretischen Grundlagen für die Behandlung der virtuellen Masse stellte *Lamb* [80] anfangs des 20. Jahrhunderts zusammen. Er hat erstmalig den Begriff „Tensor der virtuellen Massen“ eingeführt und die darin enthaltenen Komponenten definiert. Nach *Lamb* kann man für die kinetische Energie eines Fluiden schreiben

$$\underline{T} = \frac{1}{2} \cdot \underline{x}^T \cdot \underline{\tilde{M}} \cdot \underline{x} \quad (2.58)$$

Hierbei sind $\underline{x} = [u \ v \ w \ p \ q \ r]^T$ – Vektor der Bewegungsgrößen im f -KOS und $\underline{\tilde{M}}$ – Tensor der virtuellen Masse. Im allgemeinen Fall ist $\underline{\tilde{M}}$ vollbesetzt und hat folgende Gestalt:

$$\underline{\tilde{M}} = \begin{bmatrix} A & C' & B' & F & F' & F'' \\ C' & B & A' & G & G' & G'' \\ B' & A' & C & H & H' & H'' \\ F & G & H & P & R' & Q' \\ F' & G' & H' & R' & Q & P' \\ F'' & G'' & H'' & Q' & P' & R \end{bmatrix} \quad (2.59)$$

Die 21 unterschiedlichen Elemente des Tensors beschreiben die Wirkung der virtuellen Masse um 3 translatorische und 3 rotatorische Freiheitsgrade. Für die weitere Behandlung wird $\underline{\tilde{M}}$ in vier Quadranten-Matrizen aufgeteilt

$$\underline{\underline{\tilde{M}}} = \begin{bmatrix} \boxed{M_{11}} & \boxed{M_{12}} \\ \boxed{M_{21}} & \boxed{M_{22}} \end{bmatrix} \quad (2.60)$$

Bei einem um 3 orthogonale Achsen symmetrischen Körper sind die Koppelterme M_{21} und M_{12} und alle Diagonalelemente aus M_{11} und M_{22} gleich null, sodass $\underline{\underline{\tilde{M}}}$ nur auf der Hauptdiagonale durch die Koeffizienten A, B, C, P, Q, R besetzt ist. Für M_{11} und M_{22} kann man nach *Lamb* schreiben

$$M_{11} = \rho \cdot V \cdot \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (a), \quad M_{22} = \rho \cdot \begin{bmatrix} I_{xx} \cdot k'_1 & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} \cdot k'_2 & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \cdot k'_3 \end{bmatrix} \quad (b) \quad (2.61)$$

Hierbei sind $I'_{xx}, I'_{yy}, I'_{zz}$ – Hauptträgheitsmomente des Körpers (Achtung: Hier nur das Integral über die Oberfläche, ohne Multiplikation mit der Dichte. Einheit: [m⁵]).

Für die Modellierung dynamischer Vorgänge müssen die Terme aus der Gl. (2.61) bei den Bewegungsgleichungen berücksichtigt werden. Dazu werden sie zu einer Blockmatrix zusammengefasst

$$\underline{\underline{\tilde{M}}} = \begin{bmatrix} M_{11} & 0 \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

und zu der Massenmatrix aus der Gl. (2.10) addiert

$$\underline{\underline{M}}_{ges} = \underbrace{\begin{bmatrix} m \cdot \underline{\underline{E}} & -m \cdot \underline{\underline{r}}_{CR-CG}^X \\ m \cdot \underline{\underline{r}}_{CR-CG}^X & \underline{\underline{I}} \end{bmatrix}}_{\text{Massenmatrix}} + \underbrace{\begin{bmatrix} M_{11} & 0 \\ 0 & M_{22} \end{bmatrix}}_{\text{Tensor der virtuellen Masse}} \quad (2.63)$$

Die Koeffizienten k bzw. k' werden als *Koeffizienten der virtuellen Masse* bezeichnet. Sie werden üblicherweise in folgender Form angegeben (vgl. [13] bzw. [170]):

$$k_1 = \frac{\alpha_0}{2 - \alpha_0}, \quad k_2 = \frac{\beta_0}{2 - \beta_0}, \quad k_3 = \frac{\gamma_0}{2 - \gamma_0} \quad (2.64)$$

und

$$k'_1 = \frac{G^2 \cdot (\gamma_0 - \beta_0)}{2 \cdot G - (\gamma_0 - \beta_0)}, \quad k'_2 = \frac{H^2 \cdot (\alpha_0 - \gamma_0)}{2 \cdot H - (\alpha_0 - \gamma_0)}, \quad k'_3 = \frac{I^2 \cdot (\beta_0 - \alpha_0)}{2 \cdot I - (\beta_0 - \alpha_0)} \quad (2.65)$$

Für den Sonderfall eines Ellipsoids werden Parameter G , H und I allein durch die drei Halbachsen a , b und c beschrieben

$$G = \left(\frac{b^2 - c^2}{b^2 + c^2} \right), \quad H = \left(\frac{c^2 - a^2}{c^2 + a^2} \right), \quad I = \left(\frac{a^2 - b^2}{a^2 + b^2} \right) \quad (2.66)$$

Die Bestimmung der Koeffizienten aus den Gl. (2.61) - (2.64) führt auf die Berechnung der sog. Green'schen Integrale zurück

$$\alpha_0 = a \cdot b \cdot c \cdot \int_0^\infty \frac{\partial \lambda}{(a^2 + \lambda) \cdot \Delta}, \beta_0 = a \cdot b \cdot c \cdot \int_0^\infty \frac{\partial \lambda}{(b^2 + \lambda) \cdot \Delta}, \gamma_0 = a \cdot b \cdot c \cdot \int_0^\infty \frac{\partial \lambda}{(c^2 + \lambda) \cdot \Delta} \quad (2.67)$$

$$c \leq b \leq a; \Delta = \sqrt{(a^2 + \lambda) \cdot (b^2 + \lambda) \cdot (c^2 + \lambda)}$$

Diese Integrale sind analytisch nicht lösbar. In [156], [170] oder [173] sind Näherungsformeln für die Bestimmung der Koeffizienten angegeben. Bei einem Rotationsellipsoid ist die Wirkung der virtuellen Masse aus Symmetriegründen in Y und Z-Richtung identisch, somit ist $k_2 = k_3$ und $k'_2 = k'_3 = k'$. Die Rotation um die X-Achse bewirkt keine Verdrängung des umgebenden Fluides und somit keine Veränderung des kinetischen Energie, somit ist $k'_1 = 0$. In diesem Fall führt die Auswertung der Gl. (2.67) zu folgenden Beziehungen:

$$k_1 = \frac{\alpha_0}{2 - \alpha_0}, \alpha_0 = \frac{2 \cdot (1 - e^2)}{e^3} \cdot \left(\frac{1}{2} \cdot \ln \left(\frac{1 + e}{1 - e} \right) - e \right) \quad (a)$$

$$k_2 = \frac{\beta_0}{2 - \beta_0}, \beta_0 = \frac{1}{e^2} - \left(\frac{1 - e^2}{2 \cdot e^3} \right) \cdot \ln \left(\frac{1 + e}{1 - e} \right) \quad (b) \quad (2.68)$$

$$k' = \frac{e^4 \cdot (\beta_0 - \alpha_0)}{(2 - e^2) \cdot [2 \cdot e^2 - (2 - e^2) \cdot (\beta_0 - \alpha_0)]} \quad (c)$$

Der Parameter e ist hierbei wie folgt definiert:

$$e = \sqrt{1 - \left(\frac{b}{a} \right)^2} \quad (2.69)$$

Die analytisch bestimmbaren Koeffizienten der virtuellen Masse für einen Rotationsellipsoid lassen sich mit guter Näherung auch für die Berechnung der instationären aerodynamischen Kräfte von Luftschiff-ähnlichen Körpern anwenden, wie z.B. von Lutz [90] durch den Vergleich mit einem 3D-Panelverfahren nachgewiesen wurde. Die grafische Auswertung der Gl. (2.68) ist in der Abbildung 2.8 dargestellt.

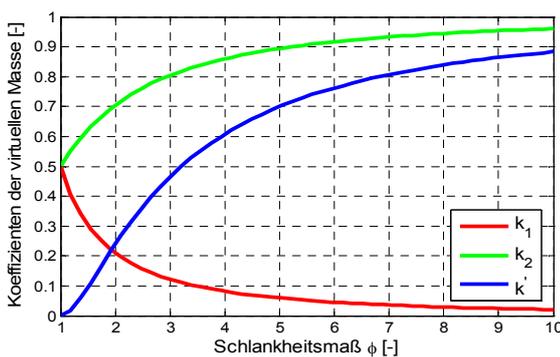


Abbildung 2.8: Koeffizienten der virtuellen Masse eines Rotationsellipsoids

Die translatorischen Koeffizienten k_1 und k_2 haben bei einem Schlankheitsmaß gleich eins (eine Kugel) den gleichen Wert (0,5), denn bei einer Kugel sind alle drei Bewegungsrichtungen gleichwertig. Der rotatorische Koeffizient k' muss dabei Null werden, denn hier sind $k'_2 = k'_3 = k'_1 = 0$. Mit größer werdendem Schlankheitsmaß steigt die Richtungsabhängigkeit des Tensors der virtuellen Massen, und zwar gewinnt die scheinbare Masse in Richtung der Längsausdehnung immer mehr an Bedeutung. Besonders stark ist der Gradient

bis zu einem Schlankheitsmaß von 4 - 5. Dieses bedeutet signifikante Veränderungen der Eigendynamik eines Körpers, die durch den Einfluss der scheinbaren Masse hervorgerufen werden. Dazu folgendes Gedankenexperiment:

Man lasse ein Luftschiff mit 5% Schwere bei gleichbleibendem Hüllenvolumen schlanker werden, und zwar von einem Schlankheitsmaß von 3 auf 5 und untersuche den Einfluss der scheinbaren Masse auf seine dynamischen Eigenschaften.

Die Gesamtmasse im Sinne der Eigendynamik (vgl. Gl. (2.63)) setzt sich zusammen aus der Eigenmasse des Luftschiffes m_{eig} und der Zusatzmasse m_{add} . Die Zusatzmasse bei der translatorischen Bewegung ist nach Gl. (2.61)

$$m_{add} = \rho \cdot V_{hull} \cdot k_{1,2} \quad (2.70)$$

Bei einem sich im statischen Gleichgewicht befindlichen Luftschiff ist auch

$$\rho \cdot V_{hull} = 0,95 \cdot m_{eig} \quad (2.71)$$

und es folgt:

$$m_{ges} = m_{eig} + m_{add} = m_{eig} + 0,95 \cdot m_{eig} \cdot k_{1,2} = m_{eig} \cdot (1 + 0,95 \cdot k_{1,2}) \quad (2.72)$$

Ändert sich das Schlankheitsmaß, so ändern sich auch die Koeffizienten der virtuellen Masse $k_{1,2}$ entsprechend der Gl. (2.68). Die relative Änderung der Gesamtmasse ist dabei

$$\frac{m_{ges}^{neu}}{m_{ges}^{alt}} = \frac{m_{eig}^{neu}}{m_{eig}^{alt}} \cdot \frac{(1 + 0,95 \cdot k_{1,2}^{neu})}{(1 + 0,95 \cdot k_{1,2}^{alt})} \quad (2.73)$$

Geht man in erster Näherung davon aus, dass bei gleichbleibendem Volumen auch die Eigenmasse des Luftschiffes konstant bleibt, so ist das Massenverhältnis nur von den Koeffizienten der virtuellen Masse $k_{1,2}$ für das jeweilige Schlankheitsmaß abhängig. Die Auswertung der Gl. (2.73) für die Schlankheitsmaße 3 und 5 bringt ein Gesamtmassenverhältnis in X-Richtung von 0,94 und in Y-, bzw. Z-Richtung 1,06. Dieses bedeutet, dass ein schlankeres Luftschiff bei einem Beschleunigungsvorgang (z.B. Schuberrhöhung) durch die gleiche äußere Kraft eine ca. 6% größere Beschleunigung und im Endeffekt eine größere Endgeschwindigkeit erfahren würde und bei z.B. einer vertikalen Windböe eine verzögerte (mehr gedämpfte) Reaktion in Vertikalrichtung zeigen würde.

Eine allgemeine Aussage über die Auswirkungen der scheinbaren Masse auf die rotatorischen Freiheitsgrade bei veränderter Geometrie ist leider ohne weiteres nicht möglich. Dafür sind zahlenmäßige Angaben bezüglich des Trägheitsmomentes um die jeweilige Achse vonnöten. Diese sind wiederum stark von der Körpergeometrie abhängig und lassen sich nur bei bekannten Abmessungen und Massenangaben der Luftschiffhülle angeben. Daher wird an dieser Stelle auf die Interpretation verzichtet und auf den Abschnitt 4.3.1 verwiesen.

Wie anfangs erwähnt, wird der Effekt der scheinbaren Masse meistens in Verbindung mit voluminösen Auftriebskörpern angesprochen. Dieses physikalische Phänomen beschränkt sich aber nicht nur auf dieses typische Beispiel, sondern spielt immer eine, wenn auch meist untergeordnete Rolle, bei instationären Strömungsvorgängen. So werden z.B. Leitwerks- und Flügelflächen mit einer beschleunigungsproportionalen Kraft beaufschlagt, die sich nach der Methode der virtuellen Masse beschreiben lässt. *Kämpf* [71] analysierte die Zweckmäßigkeit der Berücksichtigung der Effekte der scheinbaren Masse bei der Beschreibung der aerodynamischen Kräfte für ein Luftschiffsleitwerk und stellte mit Verweis auf andere Quellen fest, dass dieser bei den Leitwerken und anderen Tragflächen durch die Überlagerung mit anderen instationären Effekten fast vollständig aufgehoben wird, und somit negiert werden kann. Sollte dieser Effekt dennoch bei der Modellierung berücksichtigt werden, sind z.B. in *Nielsen* [119] die Koeffizienten des virtuellen Masse Tensors für unterschiedliche Tragflächen-Rump-Konfigurationen angegeben. In *Meyerhoff* [99] wird ein numerisches Verfahren für die Bestimmung der virtuellen Masse für rechteckige dünne Platten variabler Streckung angegeben.

Die Bestimmungsgleichungen des Tensors der virtuellen Masse (2.68) haben ihre Gültigkeit nur für ein ruhendes Fluid ohne Geschwindigkeitsgradienten. Von einem solchen Fluid wird auch in dieser Arbeit ausgegangen. Wird von einer davon abweichenden Annahme ausgegangen, so muss für die Beschreibung der Bewegung im körperfesten Koordinatensystem ein weiterer Satz Bewegungsgleichungen für die Relativbewegung zwischen Körper und Fluid formuliert werden. Eine ausführliche Herleitung dieser Gleichungen ist bei Thomasson in [149] zu finden. Atkinson et al. in [11] nutzt diesen Ansatz für eine Echtzeitsimulation von einem hybriden Luftschiff und stellt eine destabilisierende Wirkung auf die Bewegung in der longitudinalen Ebene bei einem linearisierten Modell im Vergleich zu einem konventionellen Ansatz fest.

2.5 Äußere Kräfte

2.5.1 Aerostatische Kräfte

Die resultierende Kraft eines vom Fluid völlig benetzten Körpers lässt sich über die Flächenintegration des auf das Flächenelement wirkenden Druckes bestimmen

$$\underline{F} = -\oint_{(A)} p \, \underline{\partial A} \quad (2.74)$$

Die Auswertung des Integrals führt zurück auf den bekannten Satz von Archimedes, wonach diese Kraft gleich dem Gewicht des vom Körper verdrängten Fluides ist. Somit berechnet sich der aerostatische Auftrieb (eng.: „*buoyancy*“) eines Körpers aus seinem Volumen und der Dichte der umgebenden Luft

$$B = \rho_{air} \cdot V_{body} \cdot g \quad (2.75)$$

Diese Kraft greift immer im Volumenmittelpunkt des Körpers und ist der Gewichtskraft entgegen gerichtet. Interessiert man sich für die Tragkraft eines Gases bei einem Aerostaten (engl. „*net buoyancy*“), so muss aus dem gesamten aerostatischen Auftrieb nach Gl. (2.75) das Gasgewicht subtrahiert werden

$$B_{net} = \rho_{air} \cdot V_{body} \cdot g - \rho_{gas} \cdot V_{gas} \cdot g \quad (2.76)$$

Es wird von einem komplett mit Traggas befüllten Körper ausgegangen. In diesem Fall ist das vom Körper verdrängte und vom Gas eingenommene Volumen identisch ($V_{gas} = V_{body}$) und aus der Gl. (2.76) folgt:

$$B_{net} = V_{gas} \cdot g \cdot (\rho_{air} - \rho_{gas}) \quad (2.77)$$

Da die Größen auf der rechten Seiten der Gleichung mit der Höhe stark variieren, ist es praktikabler, sie durch die Gasmasse (als konstant angenommen), Druck und Temperatur auszudrücken. Mit $V_{gas} = m_{gas} / \rho_{gas}$ und $\rho = p / (R \cdot T)$ folgt aus der Gl. (2.77):

$$B_{net} = m_{gas} \cdot g \cdot \left(\frac{p_{air} \cdot T_{gas} \cdot R_{gas}}{p_{gas} \cdot T_{air} \cdot R_{air}} - 1 \right) \quad (2.78)$$

Diese Gleichung setzt voraus, dass sich sowohl Luft als auch das Traggas wie ideale Gase verhalten. Betrachtet man nicht den Einfluss der Luftfeuchte auf das Traggas (Verminderung der spezifischen Tragkraft), so ist die Genauigkeit dieser Annahme für die Zwecke der Arbeit ausreichend.

In erster Näherung entsprechen der Gasdruck und die Gastemperatur den Umgebungsbedingungen. In der Praxis wird die Hülle des Auftriebskörpers zwecks Formerhaltung mit einem geringen Überdruck (z.B. ca. 500 Pa bei Zeppelin NT07) beaufschlagt und das Traggas erwärmt sich zunehmend aufgrund der

Sonneneinstrahlung und der inneren Energiedissipation. Führt man für $p_{gas} = p_{air} + \Delta p_{gas}$ und für $T_{gas} = T_{air} + \Delta T_{gas}$ ein, so bekommt man nach kurzer Zwischenrechnung aus der Gl. (2.78)

$$B_{net} = m_{gas} \cdot g \cdot \left[\left(\frac{R_{gas}}{R_{air}} \cdot \frac{1}{\left(1 + \frac{\Delta p_{gas}}{p_{air}}\right)} \cdot \left(1 + \frac{\Delta T_{gas}}{T_{air}}\right) \right) - 1 \right] \quad (2.79)$$

Der Ausdruck aus der Gl. (2.79) wird für die Bestimmung der Kräfte und Momente aus dem aerostatischen Auftrieb verwendet

$$\begin{aligned} \underline{F}_g^B &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -B_{net} \end{bmatrix}^T & (a) \\ \underline{M}_g^B &= \underline{r}_{CR-CB} \times \underline{F}_g^B & (b) \end{aligned} \quad (2.80)$$

Wie oben bereits erwähnt, greift die aerostatische Kraft im Volumenmittelpunkt des Auftriebskörpers an. Dieser ist gleichzeitig auch der Bezugspunkt aller Koordinatensysteme, sodass die Kraft in allen Bezugssystemen momentenfrei ist. Die Transformation der Gl. (2.80) ins körperfeste KOS ergibt

$$\begin{aligned} \underline{F}_f^B &= \underline{T}_{fg} \cdot \underline{F}_g^B & (a) \\ \underline{M}_f^B &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^T & (b) \end{aligned} \quad (2.81)$$

2.5.2 Aerodynamische Kräfte

Die Formulierung der Gleichungen für die Beschreibung der aerodynamischen Kräfte bei einem hybriden Luftfahrzeug kann je nach Anforderungsprofil zu einer sehr komplexen Angelegenheit werden. Sollten diese Gleichungen in einer dynamischen Simulation zum Einsatz kommen, ist stets ein Kompromiss zwischen der geforderten Lösungsgenauigkeit und somit der Komplexität der Modellierung und der praktischen Umsetzung des Lösungsalgorithmus innerhalb der Simulationsumgebung zu finden. Speziell die Beschreibung der aerodynamischen Kräfte und Momente des aerostatischen Auftriebskörpers (Hülle) gestaltet sich aufgrund der hohen Nichtlinearität außerordentlich schwierig.

Bleibt die Konfiguration des hybriden Luftfahrzeuges fest, so ist es möglich, mit Hilfe numerischer Methoden (Panel-Verfahren oder CFD-Rechnungen) einen Satz stationärer und dynamischer Beiwerte zu bestimmen und diese als Grundlage der Simulationsrechnungen zu verwenden. Diesen Lösungsansatz verwendet z.B. *Batipede et al.* [14], [15] bei der Simulation eines neuartigen ferngesteuerten Luftschiffes. Mithilfe des Finite-Volumen-Codes „NSAERO“ werden hierbei sechs aerodynamische Beiwerte und drei Dämpfungsderivativa bestimmt und für die Lösung der Bewegungsgleichungen eingesetzt. Ähnliche Herangehensweisen beschreibt *Gebbie* in [48]. Alternativ können aerodynamische Beiwerte aus Windkanalmessungen oder Flugversuchen gewonnen werden. Dynamische Größen lassen sich kaum oder nur mit erheblichem technischem Aufwand im Windkanal erfassen und auch Freiflugversuche bergen zahlreiche Unsicherheitsfaktoren, wie z.B. in [78], [136], oder [164] nachzulesen ist. Außerdem ist die Übertragbarkeit der Messergebnisse aus solchen Versuchen aufgrund der meist signifikanten Größendifferenz zwischen dem Modell und dem zu untersuchenden Luftfahrzeug stets kritisch zu überprüfen.

Eine weitere Methode besteht in der Modellierung einzelner aerodynamisch wirksamer Komponenten eines hybriden Luftfahrzeugs und anschließender Fusion ihrer Einwirkungen mit Hilfe von Interferenzfaktoren zu einem Gesamtmodell. Dieser Ansatz ist besonders vorteilhaft bei konzeptionellen Entwurfs-

untersuchungen, in denen eine Vielzahl von Konfigurationen mit veränderbaren geometrischen Parametern von vornherein nicht ausgeschlossen werden könnte. Beschränkt man sich auf die Betrachtung der Komponenten, deren Wirkungen etwa in der gleichen Größenordnung liegen und verzichtet man auf Effekte höherer Ordnung, so gelingt es, die an einem HAV wirkenden aerodynamischen Kräfte und Momente mit vertretbarem Aufwand zu erfassen. Zu diesem Zweck werden in der vorliegenden Arbeit zunächst folgende aerodynamisch wirksamen Komponenten definiert: Flügel mit Steuerklappen, Seitenleitwerk mit Seitenruder, aerostatischer Auftriebskörper (Hülle) und die Nutzlastplattform. Die resultierende aerodynamische Kraft und das Moment setzen sich folglich aus folgenden Beiträgen zusammen:

$$\begin{aligned}\underline{F}^A &= \underline{F}_{wing}^A + \underline{F}_{tail}^A + \underline{F}_{hull}^A + \underline{F}_{body}^A & (a) \\ \underline{M}^A &= \underline{M}_{wing}^A + \underline{M}_{tail}^A + \underline{M}_{hull}^A + \underline{M}_{body}^A & (b)\end{aligned}\tag{2.82}$$

Die Tragflächen (Flügel) und die Leitwerke können sehr gut mit Hilfe klassischer Flugzeugentwurfsmethoden modelliert werden. Auch für den aerostatischen Auftriebskörper existieren diverse Berechnungsmethoden, die alle gemeinsam auf dem von *Munk* (vergl. z.B. [106], [107], [108], [109]) hergeleiteten potentialtheoretischen Ansatz basieren. Im folgenden Abschnitt werden diese aerodynamisch wirksamen Komponenten des zu modellierenden HAV näher betrachtet und deren Beiträge zum Vektor der äußeren Kräfte und Momente nach Gl. (2.14) - (2.15) bestimmt. Die dabei auftretenden Wechselwirkungen (Interferenzen) werden implizit in den betroffenen Gleichungen berücksichtigt und separat erläutert. Sofern nicht anders angegeben, wird in den entsprechenden Gleichungen als Referenzfläche stets das Hüllenvolumen $S_{ref} = V_{hull}^{2/3}$ und für das Moment: $S_{ref} \cdot l_{ref} = V_{hull}$ verwendet.

a) Aerostatischer Auftriebskörper

Einführung

An einem rotationssymmetrischen Körper angreifende potentialtheoretische Kräfte können in analytischer Form mithilfe der Theorie schlanker Körper formuliert werden. Dabei wird für sehr schlanke Körper die Umströmung in jedem Körperquerschnitt als eben angenommen (siehe Abbildung 2.9). Diese Annahme führt bei der Betrachtung des Impulses und des Drehimpulses eines umströmenden Fluides auf sehr einfache analytische Ausdrücke für aerodynamische Kräfte und Momente. Diese Zusammenhänge wurden erstmalig im Kontext der Luftschiffahrt von *Max Munk* (siehe oben) formuliert. Über den Ansatz der virtuellen Massen wurde von ihm die ebene Umströmung nach der Theorie schlanker Körper auf einen dreidimensionalen Fall erweitert. Nach Munk beträgt die an einen Körperquerschnitt mit der Dicke dx angreifende Normalkraft

$$dF_z = q_\infty \cdot \frac{\partial A}{\partial x} \cdot \sin(2\alpha) \cdot dx\tag{2.83}$$

Hierbei sind q_∞ – Staudruck, $\frac{\partial A}{\partial x}$ – lokale Änderung des Querschnitts und α – der Anströmwinkel.

Diese Formel führt bei der Integration über x auf den bekannten Ausdruck für das destabilisierende Moment eines Rotationsellipsoids

$$M = q_\infty \cdot V \cdot (k_2 - k_1) \cdot \sin(2\alpha)\tag{2.84}$$

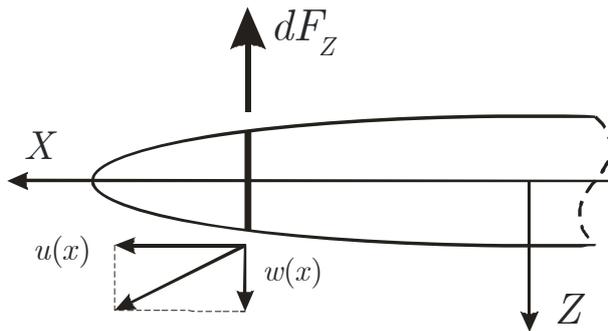


Abbildung 2.9: Ebene Potentialströmung

Die Gl. (2.83) - (2.84) vermögen zwar den qualitativen Charakter der aerodynamischen Kräfte bei kleinen Anstellwinkeln wiederzugeben, liefern aber aufgrund getroffener Vereinfachungen bei den praktikablen Schlankheitsmaßen nicht hinnehmbare Fehler. So sind beispielsweise der Einfluss der Grenzschicht (viskose Effekte) und der Ort der einsetzenden Ablösung der Strömung im hinteren Bereich mit diesem Ansatz nicht darstellbar. Als Ergebnis erhält man z.B. bei einer reinen

translatorischen Bewegung nach der Integration der Gl. (2.83) über einen rotationssymmetrischen Ellipsoid keine Normalkraft und ein um ca. 20 - 30% überhöhtes Nickmoment (vergl. [6], [7]). Um der Diskrepanz zwischen den Messergebnissen und der Approximation nach *Munk* zu begegnen, erweitert *Allen* in [7] den potentialtheoretischen Ansatz über die Approximation der viskosen Kräfte mit dem sog. "cross flow"-Term. Dabei wird angenommen, dass bei einem schräg angeströmten schlanken Körper die Normalkomponente der Anströmung $V_\infty \cdot \sin(\alpha)$ eine äquivalente Wirkung wie bei einem senkrecht angeströmten unendlich langen Zylindern hat. Diese Analogie lässt die in beiden Fällen auftretenden viskosen Kräfte in Verbindung bringen. Die Normalkraft pro Längeneinheit beträgt nach *Allen*

$$dF_c = \frac{\rho \cdot V_c^2}{2} \cdot 2 \cdot R \cdot C_{D_c} \cdot dx \quad (2.85)$$

Hierbei sind V_c - Normalkomponente der Anströmung, C_{D_c} - Zylinderwiderstandsbeiwert und R - Bezugsradius.

Der Zylinderwiderstandsbeiwert hängt in komplexer Weise von der Zylinder-Reynolds-Zahl $Re_c = \frac{(V_c \cdot D)}{\nu}$ ab und lässt sich mit handhabbaren analytischen Ausdrücken nicht abbilden. Für praktische Zwecke wird daher auf Daten aus Windkanalmessungen zurückgegriffen. Im Anhang (Abbildung A.4) ist eine Sammlung der gemessenen Zylinderwiderstandsbeiwerte als Funktion der Reynolds-Zahl in graphischer Form angegeben. Diese Werte gelten nur für einen unendlich langen Zylinder und müssen bei einem Körper endlicher Länge nach unten korrigiert werden. *Allen* nutzt dafür eine graphische Approximation. Im Anhang (A.5) ist der Verlauf der Korrekturfunktion η_c in Abhängigkeit von dem Körperschlankheitsmaß für $Re_c = 8,8 \cdot 10^4$ angegeben.

$V_c = V_\infty \cdot \sin(\alpha)$ eingesetzt in die Gl. (2.85) zusammen mit einem weiteren Korrekturfaktor für die Wirkungsrichtung der potentialtheoretischen Kräfte ergibt nach *Allen* folgenden funktionellen Zusammenhang für die integrale aerodynamische Kraft an einem Rotationskörper:

$$F_c = q \cdot \left\{ \underbrace{(k_2 - k_1) \cdot \sin(2\alpha) \cdot \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \cdot \int_0^l \frac{\partial A}{\partial x} \cdot dx}_{\text{potentialtheoretischer Term, Index 'p'}} + \underbrace{2 \cdot \eta_c \cdot \sin^2(\alpha) \cdot \int_0^l R \cdot C_{D_c} \cdot dx}_{\text{viskoser Term, Index 'v'}} \right\} \quad (2.86)$$

Diese Gleichung bildet nach Ansicht des Autors die Ergebnisse der Windkanalmessungen für schlanke Rotationskörper bei moderaten Anströmungswinkeln und Machzahlen zufriedenstellend ab, liefert aber bei kleineren Schlankheitsmaßen ($< 6 - 8$) signifikante Fehler. Diese begründet *Hopkins* [57] mit der Un-

terschlagung der Grenzschichtausbildung am hinteren Bereich des Rotationskörpers, dessen Umströmung durch Ablöseeffekte dominiert wird. Er schlägt vor, den umströmten Körper in zwei Bereiche zu unterteilen. Im ersten (vorderen) Bereich überwiegen nach seiner Ansicht die potentialtheoretischen Kräfte und der zweite (hintere) Bereich ist durch die Dominanz der viskosen Kräfte gekennzeichnet. Als Konsequenz daraus werden die Integrationsgrenzen der Gl. (2.86) für den potentialtheoretischen und den viskosen Term angepasst. Die Grenzen der beiden Bereiche bestimmt der Autor auf halbempirische Weise aus den Daten der Windkanalversuche und setzt sie in Verbindung mit dem Ort des größten negativen Gradienten der Körperkonturlinie. Für die untersuchten Schlankheitsmaße der Rotationskörper von 4 bis 12,5 werden die Daten aus den Windkanalversuchen mit dieser Methode wesentlich genauer approximiert. Es ist anzumerken, dass der in [7] und [57] verwendete Widerstandbeiwert eines senkrecht angeströmten unendlich langen Zylinders C_{d_e} zwar als eine Funktion der Reynolds-Zahl angegeben, aufgrund der unterkritischen Werte dieser „cross flow“ Reynolds-Zahl jedoch als konstant (1,2) angesehen wurde.

Mithilfe der Gl. (2.86) ist es möglich, die aerodynamischen Kräfte und Momente eines Rotationskörpers bei stationärer Anströmung zu bestimmen. Für dynamische Vorgänge ist die integrale Schreibweise jedoch unvorteilhaft. Jones und Delaurier [66] formulieren sie daher für ein infinitesimal dünnes Scheibensegment unter Berücksichtigung der lokalen Anströmbedingungen. Diese Herangehensweise ermöglicht die Erfassung der drehinduzierten Normalkräfte und somit die Berücksichtigung der dämpfenden Effekte bei rotatorischen Bewegungsvorgängen. Die Originalgleichungen beinhalten jedoch Korrekturfaktoren, die nur durch den Abgleich mit den Windkanalmessungen einer fest definierten Konfiguration gewonnen werden können. Aufgrund dessen ist diese Methode für das vorliegende Vorhaben nicht direkt umsetzbar. Die Herangehensweise des Autors wird jedoch als Grundlage für die Entwicklung eines eigenen dynamischen Modells verwendet.

Im Folgenden werden die Gleichungen für die Beschreibung der aerodynamischen Kräfte und Momente zunächst nach der Methode aus [66] formuliert und im Anschluss die vom Autor vorgenommenen Modifikationen diskutiert.

Dynamisches Modell nach Jones und DeLaurier

Entsprechend der Abbildung 2.10 beträgt die lokale Geschwindigkeit an einem Rumpsegment der Dicke dx im globalen körperfesten Koordinatensystem

$$\underline{V} = \underline{V}_{CR} + \underline{\omega} \times \underline{r} \quad (2.87)$$

oder in Komponentenschreibweise

$$\begin{bmatrix} u(x) \\ v(x) \\ w(x) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_{CR} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}_{CR} \times \begin{bmatrix} x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.88)$$

Die resultierende Normalkraft dN in der Scheibenebene liegt unter dem Winkel φ zur Vertikalebene und der lokale Anströmwinkel ist γ . Der Betrag der Anströmgeschwindigkeit bestimmt sich aus der Summe der einzelnen Komponente nach

$$V_{\infty} = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (2.89)$$

Die Normalkraft dN wird in zwei Anteile entsprechend der Definition aus der Abbildung 2.10 aufgeteilt und in Komponenten normal zur Längsachse angegeben

$$dN = \frac{\rho V_\infty}{2} \cdot \left\{ \begin{array}{l} (k_2 - k_1) \cdot \sin(2\gamma) \cdot \cos\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cdot \frac{\partial A}{\partial x} \cdot dx + \dots \\ \dots + C_{D_c} \cdot \sin(\gamma) \cdot |\sin(\gamma)| \cdot 2R \cdot dx \end{array} \right\} \quad (2.90)$$

mit

$$\begin{aligned} dZ &= -dN \cdot \cos(\varphi) = dZ_p + dZ_v \\ dY &= -dN \cdot \sin(\varphi) = dY_p + dY_v \end{aligned} \quad (2.91)$$

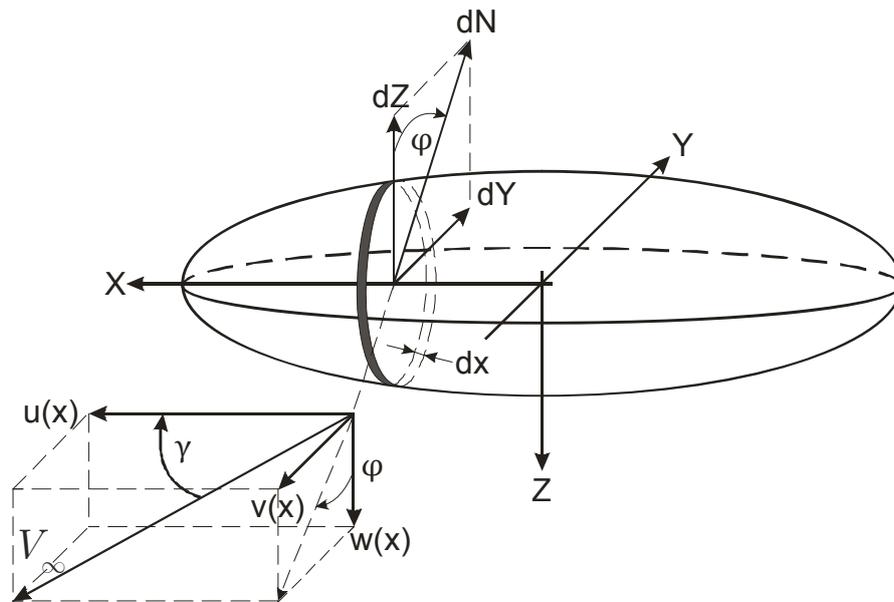


Abbildung 2.10: aerodynamische Kräfte an einem Scheibensegment

Nun werden die Winkel durch die entsprechenden Komponenten des Vektors der lokalen Geschwindigkeiten substituiert (der Operator (x) wird dabei weggelassen) und man erhält unter Berücksichtigung folgender trigonometrischer Beziehungen

$$\sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) = \sqrt{\frac{V_\infty - u}{2 \cdot V_\infty}} \quad \text{und} \quad \sin(2 \cdot \gamma) = \frac{2 \cdot u}{V_\infty^2} \cdot \sqrt{w^2 + v^2} \quad (2.92)$$

nach entsprechenden Umformungen

$$dZ_p = -\rho \cdot (k_2 - k_1) \cdot u \cdot w \cdot \sqrt{\frac{V_\infty + u}{2 \cdot V_\infty}} \cdot \frac{\partial A}{\partial x} \cdot dx \quad (a) \quad (2.93)$$

$$dZ_c = -\rho \cdot C_{D_c} \cdot w \cdot \sqrt{w^2 + v^2} \cdot R \cdot dx \quad (b)$$

und

$$dY_p = -\rho \cdot (k_2 - k_1) \cdot u \cdot v \cdot \sqrt{\frac{V_\infty + u}{2 \cdot V_\infty}} \cdot \frac{\partial A}{\partial x} \cdot dx \quad (a) \quad (2.94)$$

$$dY_c = -\rho \cdot C_{D_c} \cdot v \cdot \sqrt{w^2 + v^2} \cdot R \cdot dx \quad (b)$$

Entsprechende Kräfte und Momente werden durch die Integration der Gl. (2.93) - (2.94) erhalten:

$$\begin{aligned}
 Z &= \int_a^{l_h} (Z_p + Z_v) dx & (a) \quad Y &= \int_a^{l_h} (Y_p + Y_v) dx & (b) \\
 M &= \int_a^{l_h} (Z_p + Z_v) \cdot x dx & (c) \quad N &= \int_a^{l_h} (Y_p + Y_v) \cdot x dx & (d)
 \end{aligned}
 \tag{2.95}$$

Der Index h bei der Integration zeichnet hierbei den vom Seitenleitwerk überdeckten Bereich. Für die Axialkraft wird nur die Längskomponente des Anströmungsvektors als wirksam angenommen und nach [66] direkt in integraler Form angegeben:

$$X = \frac{\rho V_\infty}{2} \cdot \left\{ \begin{aligned} &(k_2 - k_1) \cdot \sin(2 \cdot \gamma) \cdot \sin\left(\frac{\gamma}{2}\right) \cdot \int_0^{l_h} \frac{\partial A}{\partial x} dx + \dots \\ &\dots - C_{D_0}^{hull} \cdot S_{ref} \cdot \cos^2(\gamma) \end{aligned} \right\}
 \tag{2.96}$$

Hierbei sind $C_{D_0}^{hull}$ – Nullwiderstandsbeiwert der Hülle und S_{ref} – Referenzfläche.

Der Nullwiderstandsbeiwert der Hülle kann mit guter Näherung nach *Hoerner* [56] abgeschätzt werden

$$C_{D_0}^{hull} = C_f \cdot \left(1,5 \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^{3/2} + 7 \cdot \left(\frac{D}{L}\right)^3 \right) \cdot \frac{S_{wett}}{S_{ref}}
 \tag{2.97}$$

(C_f – Reibungsbeiwert einer ebenen Platte).

Es wird bei den Berechnungen von einer voll turbulenten Umströmung der Hülle ohne Kompressibilitätseinflüsse ausgegangen. In diesem Fall ist der Reibungsbeiwert einer ebenen Platte

$$C_{f,turb} = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58}}
 \tag{2.98}$$

Modifiziertes dynamisches Modell

Wie oben bereits erwähnt, wird der Einfluss der viskosen Kräfte über die Analogie mit einem senkrecht angeströmten Zylinder nach *Allen* berücksichtigt. Dieser Ansatz hat sich durchgesetzt und findet sich in nahezu allen Quellen, die sich mit der analytischen Beschreibung aerodynamischer Kräfte und Momente rotationssymmetrischer Körper befassen. Die physikalische Zweckmäßigkeit dieser Analogie erscheint dem Autor plausibel und unumstritten, die zahlenmäßige Behandlung des Widerstandsbeiwertes C_{d_c} ist dagegen wenig konsistent und differiert sehr stark je nach Autor. So findet man z.B. in einigen Quellen ([71], [101], [102], [104], [161]) den Hinweis von *Allen* wieder, dass die „cross flow“-Reynolds-Zahl a priori im unterkritischen Bereich liege und daher für den Zylinderwiderstandsbeiwert ein konstanter Wert 1,2 einzusetzen sei. Andere Autoren (z.B. [57], [68], [70], [130], [131]) verweisen zwar explizit auf die Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes von der Reynolds- und der Machzahl, zitieren aber in diesem Zusammenhang das Diagramm aus [163] bzw. [129] (Eine Abwandlung der Darstellung aus [128] zeigt Abbildung A.4 im Anhang). In einigen Quellen ([8], [65], [85], [152]) wird der Widerstandsbeiwert ohne weitere Angaben in den jeweiligen Formeln verwendet. Allen diesen Autoren ist die Definition der „cross flow“-Reynolds-Zahl als die Funktion der senkrechten Strömungskomponente $V_\infty \cdot \sin(\alpha)$ gemeinsam. Diese Definition beruht auf dem von *Jones* [67] eingeführtem „Unabhängigkeitsprinzip“ (orig.: „*independence principle*“), das besagt, dass im laminaren Bereich für die Zylinderumströmung nur die

Strömungsbedingungen in der zur Zylinderlängsachse senkrechten Ebene maßgeblich sind. Unter anderem leitet der Autor aus diesem Postulat folgende Konsequenzen ab:

- der Abstand zum Ablösepunkt in der „cross flow“-Ebene ist unabhängig vom Anstellwinkel,
- die kritische Reynolds-Zahl basierend auf dem Zylinderdurchmesser und der senkrechten Komponente der Anströmung muss Anströmwinkel-invariant sein,
- die Normalkraft reduziert sich mit dem \cos^2 des Anströmwinkels bedingt durch die Abnahme des dynamischen Druckes in diese Richtung.

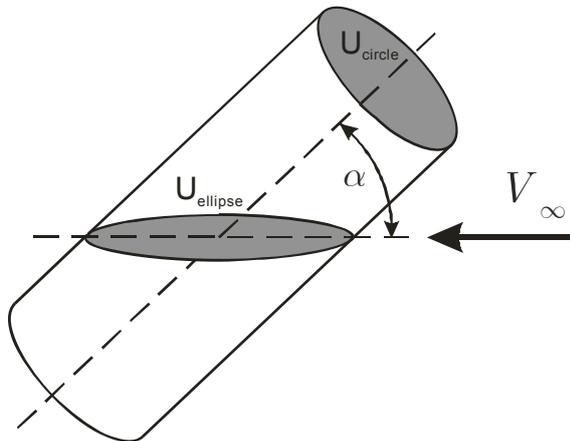


Abbildung 2.11: Zur Definition der effektiven Re

richtung als Bezugsmaße gebildet wurde.

Für die Bestimmung der effektiven Reynolds-Zahl wurden einige Methoden abgeleitet, die von *Polhamus* in [128] analysiert wurden. Er favorisiert die Methode von *Esch* [42], die die Standarddefinition der Zylinder-Reynolds-Zahl mit einem Korrekturfaktor zur effektiven Reynolds-Zahl macht

$$Re_{eff} = K_{\alpha} \cdot Re_D \quad (2.99)$$

Hierbei sind K_{α} – Korrekturfaktor und $Re_D = V_{\infty} \cdot D / \nu$ – auf Zylinderdurchmesser bezogene Reynolds-Zahl.

Der Korrekturfaktor berechnet sich aus dem Verhältnis des Umfangs einer Ellipse, die als Schnittfläche von einem schräg angeströmten Zylinder entsteht und dem Zylinderumfang (Abbildung 2.11)

$$K_{\alpha} = \frac{U_{ellipse}}{U_{circle}} \quad (2.100)$$

Der Ellipsenumfang kann aufgrund der auftretenden elliptischen Integrale nur näherungsweise bestimmt werden. Nach *Esch* kann der Korrekturfaktor mit folgender Funktion approximiert werden:

$$K_{\alpha} = \left(\frac{0,983}{\sin(\alpha)} + 0,311 + 0,287 \cdot \sin(\alpha) \right) / 1,581 \quad (2.101)$$

Die Beschreibung der viskosen Kräfte auf Grundlage der effektiven Reynolds-Zahl anstelle der „cross flow“-Reynolds-Zahl entspricht aus der Sicht des Autors besser den physikalischen Gegebenheiten, da sie die tatsächlichen Stromlinien (zumindest idealisiert) als Bezug enthält. Somit ist es angebracht, den Ansatz von *Esch* [42] auch auf die Umströmung eines Rotationsellipsoids zu erweitern.

Die Gl. (2.101) für die Bestimmung des Korrekturfaktors für einen quer angeströmten Zylinder verliert bei einem Rotationsellipsoid ihre Gültigkeit, da in diesem Fall der Umfang der Ellipse in der Schnittebene

Diese Thesen wurden in späteren Studien (z.B. [25]) weitestgehend bestätigt. Es zeigte sich jedoch auch, dass im kritischen und überkritischen Bereich dieses Prinzip an seine Gültigkeitsgrenzen zu stoßen scheint. So berichteten *Smith et al.* [140] bzw. *Clark* [28], dass der Übergang vom laminaren zum turbulenten Bereich, gekennzeichnet durch die kritische Reynolds-Zahl, viel mehr durch die Komponente in Richtung der Stromlinien beeinflusst wird. Diese verlaufen bei einem schräg angeströmten Zylinder tendenziell in Richtung parallel zur Anströmung. Als Konsequenz aus dieser Beobachtung wurde die sog. *effektive Reynolds-Zahl* definiert, die mit der Länge und der Geschwindigkeit in Anströmrichtung als Bezugsmaße gebildet wurde.

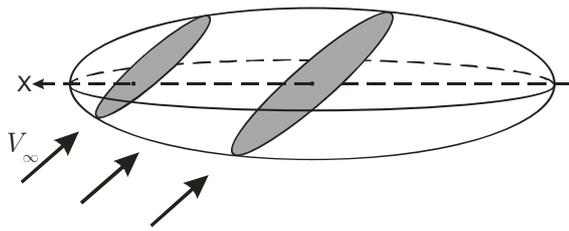


Abbildung 2.12: Zur Definition der effektiven Re eines Rotationsellipsoids

nicht mehr konstant, sondern ortsabhängig ist (siehe Abbildung 2.12). Außerdem ist die Bestimmung der beiden Halbachsen der Schnittellipse aufgrund der Dreidimensionalität der Fragestellung keine triviale Aufgabe mehr. Somit kann für den Korrekturfaktor keine einfache Approximation gefunden werden. Dafür wurde vom Autor eine numerische Methode zur Bestimmung von K_α für einen Rotationsellipsoid entwickelt.

Korrekturfaktor für die effektive Reynolds-Zahl

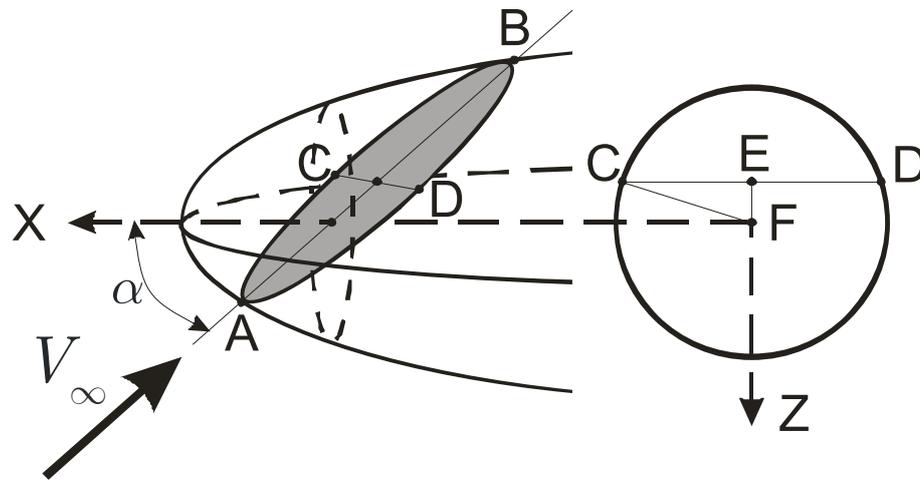


Abbildung 2.13: Geometrische Beziehungen zur Bestimmung des Korrekturfaktors für die effektive Reynolds-Zahl

Der Korrekturfaktor K_α für ein Segment auf der Ellipsoid-Längsachse an der Stelle X_i wird definiert als der Quotient aus dem Umfang der Schnittellipse ABCD (Abbildung 2.13, grau schattierte Fläche) und dem Umfang des Querschnittes vom Rotationsellipsoid (Kreis) an dieser Stelle

$$K_\alpha = \frac{U_{\text{ellipse}}}{U_{\text{circle}}} \tag{2.102}$$

Der Kreisumfang berechnet sich aus der Ellipsengleichung an der Stelle X_i

$$U_{\text{circle}} = 2 \cdot \pi \cdot R, \quad R = b \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{X_i}{a}\right)^2} \tag{2.103}$$

(a und b – Halbachsen des Rotationsellipsoids).

Der Umfang der Schnittellipse ABCD ergibt sich entweder aus der numerischen Integration

$$U_{\text{ellipse}} = 4 \cdot a \cdot \int_0^{\frac{\pi}{2}} \sqrt{1 - \varepsilon^2 \sin^2(\varphi)} dt \tag{2.104}$$

(ε – numerische Exzentrizität, $\varepsilon = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}}$ und φ – Umlaufwinkel).

Oder mit hinreichender Genauigkeit mit Hilfe der Näherungsformel

$$U_{\text{ellipse}} \approx \pi \cdot (a + b) \cdot \left(1 + \frac{3 \cdot \lambda^2}{10 + \sqrt{4 - 3 \cdot \lambda^2}} \right), \lambda = \frac{a - b}{a + b} \quad (2.105)$$

Die Aufgabe besteht nun darin, die beiden Halbachsen der Schnittellipse (auf der Skizze oben die Geradenstücke AB und CD) zu bestimmen. Dafür geht man zunächst auf die zweidimensionale Darstellung (Abbildung 2.14) über.

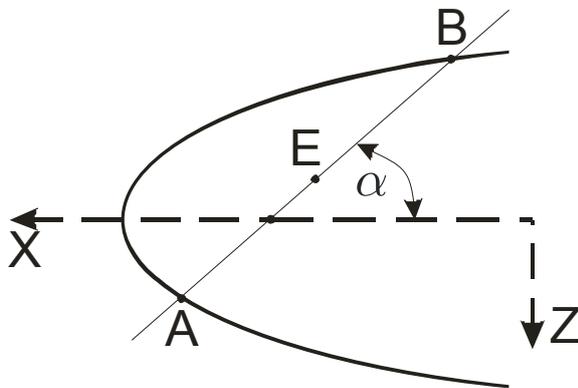


Abbildung 2.14: Ellipse und Schnittgerade

Die Koordinaten der Punkte A und B ergeben sich als Schnittpunkte einer Geraden durch diese Punkte und der Konturlinie des Ellipsoids, die in der 2D-Darstellung eine Ellipse bildet. Diese Schnittpunkte ergeben sich nach dem Einsetzen der Schnittgeradengleichung in die Ellipsengleichung. Die Koeffizienten der Geradengleichung $z = m \cdot x + n$ ergeben sich aus der Lösung der Gleichung für den Schnittpunkt mit der X-Achse ($x = X_i, z = 0$)

$$m = \tan(\alpha), n = -X_i \cdot m \quad (2.106)$$

Nach dem Einsetzen der Gl. (2.106) in die Ellipsengleichung $(x/a)^2 + (z/b)^2 = 1$ und der entsprechenden Umformung erhält man eine quadratische Gleichung, deren Wurzel X_A und X_B - die X-Koordinaten der Schnittpunkte sind

$$\left(\frac{1}{a^2} + \frac{m^2}{b^2} \right) \cdot x^2 + \left(\frac{2 \cdot m \cdot n}{b^2} \right) \cdot x + \left(\frac{n^2}{b^2} - 1 \right) = 0 \quad (2.107)$$

Die Z-Koordinaten der Schnittpunkte ergeben sich nach dem Einsetzen von X_A und X_B in die Geradengleichung. Die große Halbachse der Schnittellipse ist

$$AE = 0,5 \cdot \sqrt{(X_A - X_B)^2 + (Z_A - Z_B)^2} \quad (2.108)$$

und die kleine

$$CE = \sqrt{CF^2 - EF^2} \quad (2.109)$$

CF ist der Kreisradius nach der Gl. (2.103) und $EF = 0,5 \cdot (Z_A + Z_B)$ - ist der Mittelwert der beiden Z-Koordinaten.

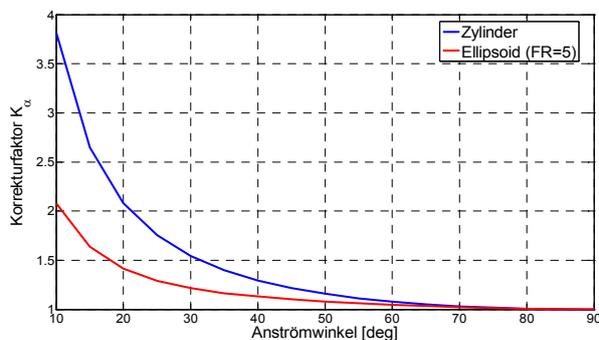


Abbildung 2.15: Korrekturfaktor für effektive Re eines Zylinders und eines Rotationsellipsoids

Abbildung 2.15 zeigt den Vergleich der Korrekturfaktoren für die Bestimmung der effektiven Reynolds-Zahl gemäß der Gl. (2.99) für einen Zylinder und ein Rotationsellipsoid mit dem Schlankheitsmaß 5. Die Werte des Rotationsellipsoids (rote Kurve) entsprechen der Schnittebene durch den Volumenmittelpunkt. Es zeigt sich deutlich, dass die Konturkrümmung des Ellipsoids besonders bei kleinen Anströmwinkeln zu deutlich kleineren Werten für den Korrekturfaktor führt. Dieser Trend ist allerdings abhängig von dem Schlankheitsmaß des Ellip-

soids, und zwar nähert sich der Kurvenverlauf beim Ellipsoid mit steigendem Schlankheitsmaß immer mehr dem des Zylinders. Wird das Schlankheitsmaß immer kleiner, so muss die rote Kurve immer flacher verlaufen, bis sie schließlich den Wert einer Kugel (gleich 1) annimmt. Auch mit steigendem Anströmwinkel wird der Gradient beider Kurven immer flacher, da die Schnittfläche in beiden Fällen sich immer weiter dem Kreis annähert. Wird der Winkel 90° erreicht (senkrechte Anströmung), so treffen sich beide Kurven und der Korrekturfaktor ist für beide Fälle gleich eins.

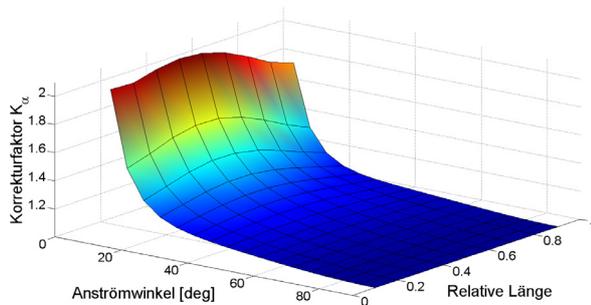


Abbildung 2.16: Ortsabhängiger Korrekturfaktor für effektive Re eines Rotationsellipsoid

In der Abbildung 2.16 ist der Korrekturfaktor K_α als Funktion der Anströmrichtung und der relativen Position in Längsrichtung des Ellipsoids aufgetragen. Die größten Werte werden im Bereich der kleinen Winkel im mittleren Bereich des Ellipsoids erreicht. Hier werden die Schnittellipsen flächenmäßig am größten, dadurch steigt deren Umfang und als Konsequenz auch der Korrekturfaktor.

Die Nutzung der effektiven Reynolds-Zahl als Funktion der Anströmrichtung und des Ortes auf der Längsachse eines Rotationsellipsoids bringt die Berücksichtigung der viskosen Effekte bei der Berechnung der Normalkomponente der aerodynamischen Kraft dN nach Gl. (2.90) besser in Einklang mit strömungsphysikalischen Gegebenheiten. Der viskose Term dieser Gleichung bleibt nicht mehr konstant, sondern liefert einen ortsabhängigen Beitrag und zwar bestimmt sich der Widerstandsbeiwert C_{d_c} nach Abbildung A.4 mit der effektiven Reynolds-Zahl gemäß der Definition aus der Gl. (2.99).

Van Randwijck und *Feldman* [158] untersuchten die Verteilung der hydrodynamischen Kräfte und Momente an einem rotationssymmetrischen Auftriebskörper und bestimmten aus der Messung der Normalkraft die axiale Verteilung des Widerstandsbeiwertes C_{d_c} für unterschiedliche Anstellwinkel. Deren Ausführungen zeigen eine deutliche Anhängigkeit des Widerstandsbeiwertes von der lokalen Reynolds-Zahl. Die fehlende Angabe über die Bezugsgrößen für den verwendeten Beiwert macht den direkten Vergleich dieser Ergebnisse mit der oben beschriebenen Methode unmöglich. Der qualitative Vergleich zeigte jedoch einen ähnlichen Trend und rechtfertigte die vom Autor vorgenommene Modifikation der Methode nach [66] für die Bestimmung der aerodynamischen Kräfte und Momente für den Auftriebskörper.

b) Flügel und Leitwerk

Einführung

Die Wahl eines geeigneten Berechnungsverfahrens für die Bestimmung aerodynamischer Kräfte leitet sich aus den allgemeinen Anforderungen an die im Zuge der Arbeit entwickelte Software ab (siehe Kapitel 1). Wie anfangs des Kapitels erörtert, sind hochgenaue und rechenintensive numerische Methoden der Auftriebsbestimmung für Parameterstudien und dynamische Simulationen in der konzeptionellen Vorentwurfsphase ungeeignet. Vielmehr finden hier vereinfachte analytische oder semiempirische Verfahren (beispielsweise [135], [139], [155]) Anwendung. Sie gestatten mittels weniger, meist geometrischer Parameter die Bestimmung relevanter aerodynamischer Beiwerte und lassen sich aufgrund einfacher Algorithmen gut als Software-Code implementieren. Der Gültigkeitsbereich dieser Methoden beschränkt sich auf den linearen Bereich der aufgelösten Polare – den Bereich mit einem konstanten

Auftriebsanstieg. Auch hinsichtlich der Flügelgeometrie gibt es erhebliche Einschränkungen. So gibt Torrenbeek in [155] als Gültigkeitsbereich seiner Methode für die Auftriebsbestimmung den Bereich für die Flügelstreckung mit $\Lambda_{\min} \geq \frac{4}{\cos(\varphi_{25})}$ und für die Flügelpfeilung mit $\varphi_{\max} \geq 35^\circ$ an. Sind diese

Restriktionen bei einem konventionellen Flugzeugentwurf meistens ohne Belang, so rücken sie bei der Betrachtung eines hybriden Luftfahrzeuges in Verbindung mit der möglichen Variation des Hybridisierungsgrades in den Vordergrund. Eine ausführliche Diskussion der Anwendbarkeit solcher Methoden für Luftschiffe bzw. U-Boote ist z.B. in *Putman* [130] oder *Bohlman* [20] zu finden.

Wird der aerodynamische Anteil am Gesamtauftrieb immer kleiner (χ steigt), so ähnelt das HAV zwangsläufig immer mehr einem Luftschiff. Diese Konfiguration schließt das Operieren bei kleinen Geschwindigkeiten und großen Anstellwinkeln nicht aus und erfordert entsprechende Fähigkeiten vom korrespondierenden aerodynamischen Analysemodell. Die Anzahl der verfügbaren Methoden mit entsprechenden Eigenschaften ist hierfür sehr gering. So ist beispielsweise in *Berens* [16] ein parametrischer Ansatz zu finden, der abhängig vom Typ des Ablösemechanismus den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert eines Flügelprofils im *poststall*-Bereich kontinuierlich abbildet. Dieser Ansatz ist jedoch auf den 2D-Fall beschränkt und kann in dem vorliegenden Fall nicht verwendet werden.

USAF Stability and Control DATCOM [55] beschreibt ein Verfahren für die Bestimmung des Normalkraftbeiwertes für Tragflächen im nichtlinearen Bereich (bis zu 90° Anstellwinkel), das sehr flexibel bezüglich der Wahl der Flügelgeometrie ist. Dieses Verfahren wird für die Bestimmung der 0° - 90° -Polaren der Flügel und des Leitwerks angewandt. Im Folgenden werden die einzelnen Rechenschritte in komprimierter Form dargestellt. Am Anfang werden die Normal- und Axialkraftbeiwerte bestimmt und ferner mittels bekannter Transformationsvorschriften in die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte überführt. Auf die Darstellung zahlreicher Diagramme für die Bestimmung der notwendigen Parameter wird an dieser Stelle verzichtet und auf die entsprechenden Kapitel im Quelldokument verwiesen.

Der provisorische Übergang ins aerodynamische Koordinatensystem und die Darstellung der aerodynamischen Kräfte als Beiwerte ist an dieser Stelle aus Kompatibilitätsgründen zwingend notwendig. So ist beispielsweise die Definition des Schubeinflusses oder der Flügel-Rumpf-Interferenz in nahezu allen verfügbaren Quellen nur in inkrementeller Form der jeweiligen aerodynamischen Beiwerte gegeben. Eine geschlossene Beschreibung der aerodynamischen Kräfte der Flügel und Leitwerke ist somit nur in dieser Form sinnvoll. Erst im letzten Schritt werden aerodynamische Beiwerte entsprechend der jeweiligen Bezugsgrößen zu Kräften bzw. Momenten und in das gemeinsame körperfeste Koordinatensystem überführt.

Bestimmung der Normalkraft

Der Beiwert der Normalkraft im *pre stall*-Bereich ohne Kompressibilitätseinflüsse berechnet sich aus

$$C_N = C_{N_\alpha} \cdot \frac{\sin(2\alpha)}{2} + C_{N_{\alpha\alpha}} \cdot \sin(\alpha) \cdot |\sin(\alpha)| \quad (2.110)$$

C_{N_α} ist der Anstiegskoeffizient der Normalkraft (analog dem Auftriebsanstieg) nach *DATCOM 4.1.3.2*.

Der nichtlineare Koeffizient $C_{N_{\alpha\alpha}}$ wird als Summe von zwei Termen gebildet

$$C_{N_{\alpha\alpha}} = \left(C_{N_{\alpha\alpha}} \right)_{ref} + \Delta C_{N_{\alpha\alpha}} \quad (2.111)$$

Der Referenz-Koeffizient $(C_{N_{\alpha}})_{ref}$ basiert auf dem Normalkraftbeiwert bei maximalem Auftriebsbeiwert

$$C_N(C_{L,max}) = \frac{C_{L,max}}{\cos(\alpha_{C_{L,max}})} \quad (2.112)$$

Die Werte für $C_{L,max}$ und $\alpha_{C_{L,max}}$ bestimmen sich nach *DATCOM 4.1.3.4*.

$$(C_{N_{\alpha}})_{ref} = \frac{C_N(C_{L,max}) - 0,5 \cdot C_{N_{\alpha}} \sin(2\alpha_{C_{L,max}})}{\sin(\alpha_{C_{L,max}}) \cdot \left| \sin(\alpha_{C_{L,max}}) \right|} \quad (2.113)$$

Der inkrementelle Koeffizient $\Delta C_{N_{\alpha}}$ hängt in einer komplexen Weise von dem empirischen Parameter J ab

$$J = 0,3 \cdot (C_1 + 1) \cdot \frac{\Lambda}{\beta} \cdot \cos(\varphi_{LE}) \cdot \left\{ (C_1 + 1) \cdot (C_2 + 1) - \left[\frac{(C_2 + 1) \cdot \Lambda \cdot \tan(\varphi_{LE})}{7} \right]^3 \right\} \quad (2.114)$$

(Auf die Erklärung der einzelnen Größen in der Formel wird an dieser Stelle verzichtet und auf das Quelldokument verwiesen).

Die Konstanten C_1 und C_2 sind empirische Korrekturwerte für die Flügelzuspitzung nach *DATCOM 4.1.3.4*. Der Zusammenhang zwischen dem Parameter J und $\Delta C_{N_{\alpha}}$ ist *DATCOM* (Abbildung 4.1.3.3-55a) zu entnehmen. Im *poststall*-Bereich ist der nichtlineare Koeffizient $C_{N_{\alpha}}$

$$C_{N_{\alpha}} = (C_{N_{\alpha}})_{ref} + \left[(C_{N_{\alpha}})_{90^\circ} - (C_{N_{\alpha}})_{ref} \right] \cdot \dots \quad (2.115)$$

$$\dots \cdot \left[1 - \frac{\tan(\alpha_{C_{L,max}})}{\tan(\alpha)} \right] + \beta^2 \cdot D \cdot \frac{C_{N_{\alpha}}}{2,3} \cdot \left(\frac{C_{L,max}}{C_{L,max}^*} \right)^2$$

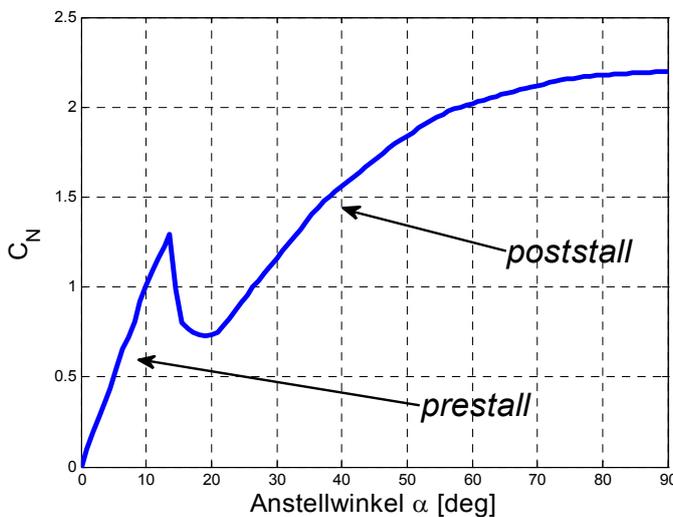


Abbildung 2.17: Berechneter Verlauf von C_N für Daten aus [29]

$(C_{N_{\alpha}})_{90^\circ}$ beschreibt den Normalkraftbeiwert bei senkrechter Anströmung und wird bestimmt nach *DATCOM* (Abbildung 4.1.3.3-55b) als Funktion der Flügelstreckung. D ist ein empirischer Korrekturfaktor nach *DATCOM* (Abbildung 4.1.3.3-55a) und $C_{L,max}^*$ - der maximale Auftriebsbeiwert berechnet nach der Methode für Flügel kleiner Streckung (*DATCOM*, Abschnitt 4.1.3.4).

In der Abbildung 2.17 ist der berechnete Verlauf des Beiwertes der Normalkraft für ein Beispielprofil als Funktion des Anstellwinkels im Bereich von 0° bis 90° dargestellt.

Bestimmung der Axialkraft

Im Vergleich zur Normalkraft spielt die Axialkraft nur eine untergeordnete Rolle bei der Beschreibung der aerodynamischen Kräfte im nichtlinearen Bereich. Mit steigendem Anstellwinkel wird diese Tendenz immer größer. Im *poststall*-Bereich wird der Beitrag der Axialkraft in den meisten Fällen sogar komplett vernachlässigt. Diesem Fakt geschuldet, findet man in der entsprechenden Literatur kaum einen Ansatz, der diese Fragestellung behandelt. Soll die Luftkraft im körperfesten Koordinatensystem angegeben werden, so begnügt man sich in den meisten Fällen mit dem von *Jorgensen* in [69] bzw. [68] vorgeschlagenen Ansatz

$$C_X = C_{X_0} \cdot \cos^2(\alpha) \quad (2.116)$$

Nach *Moore* [103] ist dieser Ansatz für kleine bis moderate Anstellwinkel ($\alpha \leq 30^\circ$) und den Unterschallbereich ausreichend. Es wird aber vom Autor berechtigterweise angemerkt, dass die Axialkraft im Bereich größerer Anstellwinkel, wie die Messungen belegen, das Vorzeichen wechselt, was zu signifikanten Fehlern führen kann. *Moore* schlägt einen halbempirischen Polynomansatz für die Bestimmung der Axialkraft vor. Die Polynomkoeffizienten bestimmt der Autor aus einer umfangreichen Datenbank der aerodynamischen Messungen verschiedener Flugkörper und setzt sie in Verbindung mit dem Anstellwinkel und der Machzahl. Leider ist diese Methode auf bestimmte Konfigurationen (Flügel extrem kleiner Streckung mit Zylinderrumpf) beschränkt, die in der vorliegenden Arbeit keine Anwendung finden. So wird vom Autor im Folgenden ein Ansatz vorgeschlagen, der die Axialkraft sowohl im linearen Bereich als auch im Bereich der abgelösten Strömung beschreibt.

Analog zur Normalkraft wird die Axialkraft separat für den linearen und nichtlinearen Bereich berechnet. Im linearen Bereich kann die Axialkraft aus der Transformationsvorschrift

$$C_X = C_D \cdot \cos(\alpha) - C_L \cdot \sin(\alpha) \quad (2.117)$$

und dem quadratischen Ansatz für die Widerstandspolare

$$C_D = C_{D_0} + k \cdot C_L^2 \quad (2.118)$$

bestimmt werden. Dabei ist der Faktor k

$$k = \frac{1}{\pi \cdot \Lambda \cdot e} \quad (2.119)$$

und e - der „span-efficiency factor“

$$e = 1,1 \cdot \left(\frac{C_{L_\alpha}}{\Lambda} \right) / \left\{ R \cdot \left(\frac{C_{L_\alpha}}{\Lambda} \right) + (1 - R) \cdot \pi \right\} \quad (2.120)$$

Parameter R in der Gl. (2.120) ist der sog. „leading-edge-suction parameter“. Er bestimmt sich nach *DATCOM* (Abbildung 4.1.5.2-53) als Funktion der Profilnasenradius-Reynolds-Zahl, Machzahl, Flügelstreckung und -pfeilung.

Der Profilnullwiderstandsbeiwert für Profile mit der maximalen relativen Dickenrücklage $\left(\frac{t}{c} \right)_{\max} \leq 35\%$ kann nach [56] abgeschätzt werden

$$C_{D_0} = 2 \cdot C_f \cdot \left(1 + 2 \cdot \left(\frac{t}{c} \right) + 60 \cdot \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right) \quad (2.121)$$

Analog zu (2.117) kann der Auftriebsbeiwert ausgedrückt werden über

$$C_L = C_N \cdot \cos(\alpha) - C_X \cdot \sin(\alpha) \quad (2.122)$$

Gl. (2.118) - (2.122) eingesetzt in (2.117) ergibt nach kurzer Umformung

$$\underbrace{\left[C_{D_0} + k \cdot \left(C_N \cdot \cos(\alpha) - C_X \cdot \sin(\alpha) \right)^2 \right]}_{C_D} \cdot \cos(\alpha) - \dots \quad (2.123)$$

$$\dots - \underbrace{\left(C_N \cdot \cos(\alpha) - C_X \cdot \sin(\alpha) \right)}_{C_L} \cdot \sin(\alpha) - C_X = 0$$

Die Lösung dieser Gleichung (numerisch) für ein gegebenes C_N ergibt den korrespondierenden Wert für C_X .

Im *poststall*-Bereich wird vom Autor für die Approximation der Axialkraft folgender Absatz vorgeschlagen:

$$C_{X,poststall} = k \cdot C_N^2 \cdot \cos\left(2 \cdot (\alpha - \alpha_{max})\right) \quad (2.124)$$

Abbildung 2.18 zeigt den Vergleich der Messwerte eines NACA0012 Profils [29] und der mithilfe der Gl. (2.123) - (2.124) berechneten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte. Dabei wurde zuerst aus den Messwerten für C_L und C_D der Verlauf der Normalkraft C_N bestimmt und mit dessen Hilfe die Axialkraft nach der oben dargestellten Methode berechnet. Anschließend wurden Axial- und Normalkraftbeiwerte in Widerstands- und Auftriebsbeiwerte überführt und in die Grafik eingetragen. Der verwendete Ansatz für die Axialkraft zeigt eine gute Übereinstimmung mit den Messergebnissen.

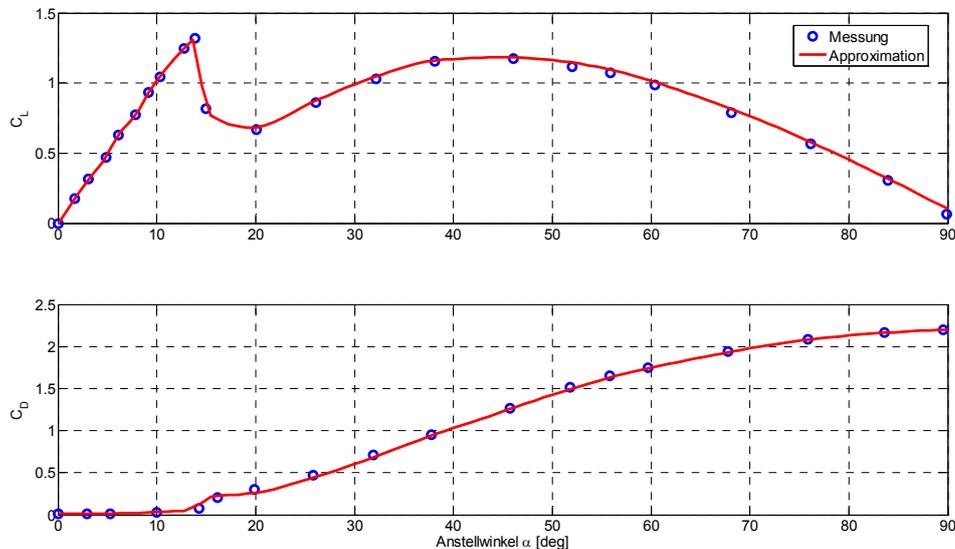


Abbildung 2.18: Vergleich der Rechnung mit den Messdaten aus [29]

c) Aerodynamische Steuerflächen

Der Ausschlag von aerodynamischen Steuerflächen (Flügelklappen, Seitenruder) ruft eine Veränderung der resultierenden aerodynamischen Kraft an der jeweiligen Tragfläche hervor. Üblicherweise wird diese Zusatzkraft bzw. –moment in Beiwertschreibweise angegeben:

- Auftriebsinkrement infolge Ruderausschlags ΔC_L^f ,
- Widerstandsinkrement infolge Ruderausschlags und ΔC_D^f ,
- Momenteninkrement infolge Ruderausschlags ΔC_M^f .

In der betrachteten Konfiguration werden sämtliche Steuerflächen als einfache Wölbklappen (*eng.*: „plain flaps“) modelliert. Deren Wirkung beschränkt sich auf die Veränderung der effektiven Profilwölbung anhängig vom Klappenwinkel (δ_f) und kann mit verhältnismäßig geringem rechnerischen Aufwand zuverlässig bestimmt werden. Für die Bestimmung von ΔC_L^f und ΔC_M^f wird das Verfahren aus *DATCOM* [55] herangezogen. Das Widerstandsinkrement wird mit einer vereinfachten Methode nach [150] abgeschätzt.

Auftriebsinkrement ΔC_L^f

Für ein Flügelprofil beträgt das Inkrement infolge Ruderausschlags

$$\Delta C_L^f = \delta_f \cdot \left(\frac{C_{l_\delta}}{C_{l_\delta, theory}} \right) \cdot C_{l_\delta, theory} \cdot K' \quad (2.125)$$

Hierbei sind $C_{l_\delta, theory}$ - theoretischer Klappeneffektivität nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.1.1-39a) als Funk-

tion der relativen Profildicke und relativen Klappentiefe, $\frac{C_{l_\delta}}{C_{l_\delta, theory}}$ - empirischer Korrekturfaktor nach

DATCOM (Abbildung 6.1.1.1-39b) als Funktion der relativen Klappentiefe und K' - empirischer Korrekturfaktor nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.1.1-40) für nichtlineare Effekte bei großen Klappenausschlägen.

Für einen endlichen Flügel ist dieses Inkrement

$$\Delta C_L^f = \Delta C_L^f \cdot \left(\frac{C_{L_\alpha}}{C_{l_\alpha}} \right) \cdot \left(\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}} \right) \cdot K_b \quad (2.126)$$

Hierbei sind $\frac{C_{L_\alpha}}{C_{l_\alpha}}$ - Verhältnis vom Auftriebsanstieg eines endlichen Flügels und dem Auftriebsan-

stieg eines Profils (siehe *DATCOM* 4.1.1.2 und 4.1.3.2), $\frac{(\alpha_\delta)_{C_L}}{(\alpha_\delta)_{C_l}}$ - Verhältnis vom 3D zum 2D Klapp-

peneffektivitätsparameter nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.4.1-14) als Funktion der Flügelstreckung und K_b - „flap-span factor“ nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.4.1-15).

Widerstandsinkrement ΔC_D^f

Beim Ruderausschlag ändert sich sowohl der Profilwiderstand als auch der induzierte Widerstand infolge veränderter Auftriebsverteilung über die Flügelspanweite. Das Widerstandsinkrement infolge Ruderausschlags setzt sich folglich zusammen aus zwei Anteilen

$$\Delta C_D^f = \Delta C_{D_p} + \Delta C_{D_i} \quad (2.127)$$

Der Zuwachs am Profilwiderstand ΔC_{D_p} kann *Thorbeck* [150] (durch Abbildung auf S.105) entnommen werden. Das Inkrement des induzierten Widerstands wird mit folgender Formel geschätzt:

$$\Delta C_{D_i} = C_L \cdot \Delta C_l^f \cdot v + (\Delta C_l^f)^2 \cdot w \quad (2.128)$$

Die Faktoren v und w sind der Abbildung auf der S.111 in [150] zu entnehmen.

Momenteninkrement ΔC_M^f

Für ein Flügelprofil wird das Inkrement infolge Ruderausschlags aus *DATCOM* (Abbildung 6.1.2.1-35b) als Funktion der relativen Klappentiefe bestimmt. Für einen endlichen Flügel beträgt dieses Inkrement

$$\Delta C_M^f = \Delta C_m + K_\Lambda \cdot \left(\frac{\Lambda}{1,5} \right) \cdot \Delta C_L^f \cdot \tan\left(\varphi_{1/4}\right) \quad (2.129)$$

Hierbei sind K_Λ - empirischer Korrekturfaktor für Flügelpeilung nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.5.1-57),

ΔC_L^f - Auftriebsinkrement nach Gl. (2.126) und

$$\Delta C_m = K_p \cdot \left[\left(\frac{\Delta C_m'}{\Delta C_L} \right) \cdot \Delta C_L^f \cdot \left(\frac{c'}{c} \right)^2 - 0,25 \cdot \left(\frac{c'}{c} \right) \cdot \left(\frac{c'}{c} - 1 \right) \right] \quad (2.130)$$

Hierbei sind K_p - „flap-span factor“ nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.5.1-61), $\frac{\Delta C_m'}{\Delta C_L}$ - Differenzenquotient nach *DATCOM* (Abbildung 6.1.5.1-60) als Funktion der relativen Profildicke und relativen Klappentiefe und $\frac{c'}{c}$ - Verhältnis der „extended“ Profiltiefe und der Bezugsprofiltiefe (für Wölbklappen ist dieser Faktor gleich eins).

d) Nutzlastplattform

Der Widerstandsanteil der Kabine und diverser Anbauten respektive Interferenzwiderstand werden mit empirischen Beziehungen nach *Wright* [168] abgeschätzt

$$C_{D,body} = \frac{0,11 \cdot S_{front,body} + 0,0574}{S_{ref}} \quad (2.131)$$

$$C_{D,misc} = \frac{1,5682 \cdot 10^{-5} \cdot V_{hull}}{S_{ref}} \quad (2.132)$$

Diese Formeln wurden durch lineare Regressionsanalyse der Daten ausgeführter Luftschiffe gewonnen. Der Kabinenwiderstand wird mit der Frontalfläche der Kabine und der Interferenzwiderstand mit dem Hüllenvolumen korreliert. Die Gl. (2.131) beschreibt den Rumpfwiderstand bei Frontalanströmung. In jeder anderen Fluglage wird der Rumpf jedoch mehr oder minder schräg angeströmt. Dieser Umstand macht eine Korrektur der Gleichung für den Fall der Schräganströmung notwendig. Es wird angenommen, dass sich der Rumpfwiderstandsbeiwert proportional der vom Rumpf in Strömungsrichtung projizierten Fläche verändert. Wird für die Form des Rumpfes vereinfacht ein Quader angenommen, so ergibt sich bei der Schräganströmung ein Korrekturfaktor als Quotient aus der Schattenfläche und der Stirnfläche des Quaders. Der so berichtigte Widerstandsbeiwert ist demnach

$$C_{D,body}(\alpha, \beta) = C_{D,body} \cdot \frac{S_{body,projected}}{S_{body,front}} \quad (2.133)$$

Abbildung 2.19 soll den Sachverhalt veranschaulichen und zeigt beispielhaft einen Quader unter räumlichen Anströmung (linkes Bild) und die entsprechende Schattenfläche des Quaders in der 2D-Darstellung (rechtes Bild).

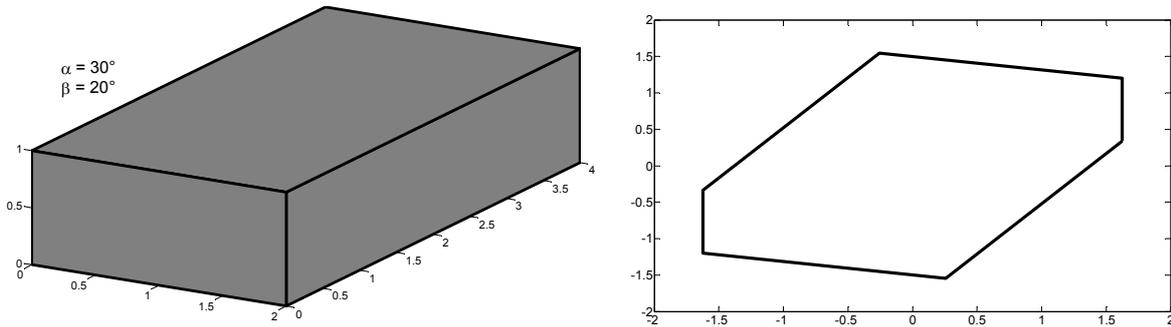


Abbildung 2.19: Quader unter räumlicher Anströmung und seine Schattenfläche

In der Abbildung 2.20 wird der Korrekturfaktor $\frac{S_{body,projected}}{S_{body,front}}$ als Funktion der Anstell- und Schiebewinkel im Bereich von 0° bis 90° für den Rumpf der verwendeten Konfiguration dargestellt. Die Bestimmung der Schattenfläche (nur für positive Anstellwinkel d.h. Anströmung von unten) erfolgt numerisch nach dem Prinzip der 3D-Delaunay-Triangulation mit dem Softwarepaket *Matlab*. Für weiterführende Informationen wird an dieser Stelle auf die Online-Hilfe von *Matlab* verwiesen (Stichwort: „DelaunayTri“).

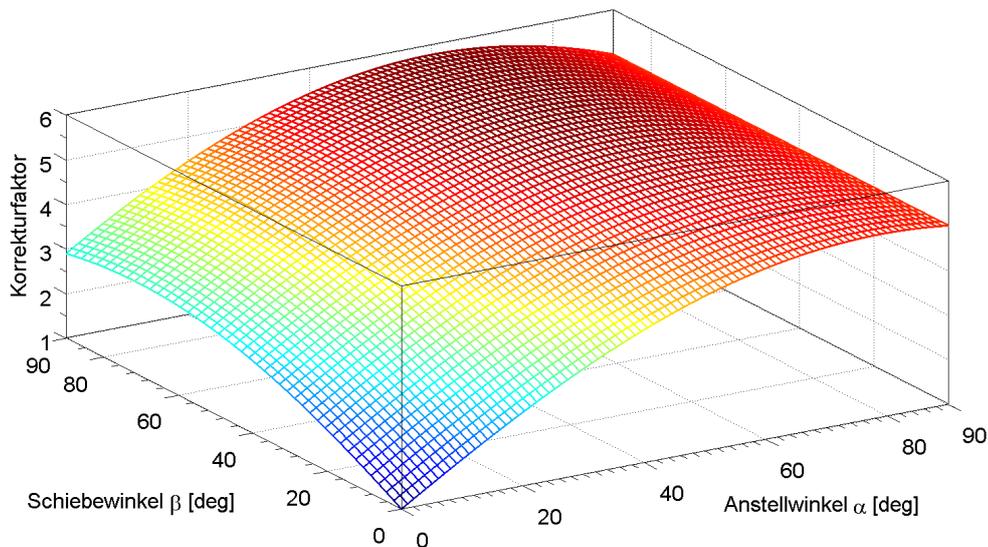


Abbildung 2.20: Korrekturfaktor für den Rumpfwiderstandsbeiwert bei räumlicher Anströmung

Die entsprechende Kraft berechnet sich wie folgt:

$$F_{D,body} = C_{D,body}(\alpha, \beta) \cdot q \cdot S_{ref} \quad (2.134)$$

Die gleiche Kraft im körperfesten Koordinatensystem bekommt man aus

$$\underline{F}_{body}^A = \underline{T}_{fa} \cdot \begin{bmatrix} -F_{D,body} & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (2.135)$$

Es wird vereinfacht angenommen, dass diese Kraft im Rumpfmittelpunkt angreift, sodass das entsprechende Moment sich wie folgt darstellen lässt:

$$\underline{M}_{body}^A = \underline{r}_{CR \rightarrow CV_{body}} \times \underline{F}_{body}^A \quad (2.136)$$

e) Aerodynamische Interferenzen

Bei der Bestimmung der resultierenden Kräfte und Momente am umströmten Körper genügt es nicht, alle aerodynamisch wirksamen Komponenten zu summieren. Die gegenseitige Beeinflussung der Strömungsverhältnisse (Interferenz) führt zu einer signifikanten Veränderung der Druckverteilung an den betroffenen Komponenten und muss in der entsprechenden Analyse berücksichtigt werden. Die Natur dieser Strömungsphänomene ist sehr komplex und erlaubt nur in einem sehr begrenzten Bereich physikalisch fundierte Ansätze, die mit einem angemessenen Aufwand in der Vorentwurfsphase implementiert werden können. In den übrigen Fällen ist man auf empirisch bestimmte Zusammenhänge angewiesen.

Die Erfassung der aerodynamischen Interferenzen in der vorliegenden Arbeit beschränkt sich auf zwei dominierende Effekte. Zum einen ist das die gegenseitige Beeinflussung von Tragflächen (Flügel, Leitwerke) und Rumpf und zum anderen die Beaufschlagung der Flügel mit dem Propellerstrahl (Slip Stream). Die Interferenz zwischen dem Auftriebskörper und der Kabine wurde in der empirisch hergeleiteten Gl. (2.132) bereits berücksichtigt.

Ein weiterer wichtiger Einflussfaktor soll jedoch in diesem Zusammenhang angesprochen werden. Befinden sich die aerodynamischen Flächen in einer Tandemanordnung zueinander, wie beispielsweise die Flügel und das Leitwerk bei einer konventionellen Flugzeugkonfiguration (sog. Drachenkonfiguration), so beeinflusst der vordere Flügel über ein nach hinten abgehendes Wirbelsystem die Strömungsverhältnisse am hinteren Flügel. Die so induzierte zusätzliche Geschwindigkeitskomponente in Vertikalrichtung (der Abwind) verändert lokal den Anstellwinkel an der hinten liegenden Tragfläche. Auch der dynamische Druck hinter einem Flügel verringert sich bedingt durch die Gesamtenergieverluste in der Strömung. Beide Effekte hängen unter anderem von der Längsentfernung beider Tragflächen voneinander ab. Für die Abschätzung der Signifikanz dieses Einflussfaktors wird z.B. in [139] als Richtwert das Ver-

hältnis der Flügeldistanz zur Spannweite des vorderen Flügels $\frac{(2 \cdot l_H)}{b} \leq 2,5$ angegeben. Erste Abschätzungen haben jedoch gezeigt, dass bei den zu erwartenden Konfigurationen eines HAV dieses Verhältnis weit über dem angegebenen Maximalwert liegen wird. Aus diesem Grund wird auf die Berücksichtigung des Abwindeffektes und des veränderten dynamischen Drucks am hinteren Flügelpaar in der vorliegenden Arbeit verzichtet.

Flügel-Rumpf-Interferenz

In diesem Unterkapitel soll der Begriff Rumpf abweichend von der globalen Definition dieses Schrifttums als eine Komponente, an dem die Flügel und das Leitwerk angeschlossen sind, verstanden werden. Somit ist hier als Rumpf stets der aerostatische Auftriebskörper gemeint.

Betrachtet man die Strömung um ein Rumpfsegment mit einem Flügelstück, so lenkt der Flügel die Rumpfumströmung in seiner unmittelbaren Nähe in Richtung seiner Längsachse. Die Abbildung 2.21 verdeutlicht diesen Vorgang anhand der Wandstromlinien um einen idealisierten Flügel-Rumpf-Übergang. Das verringert den lokalen Anströmwinkel des Rumpfsegments und hat eine Reduzierung der resultierenden Auftriebskraft des Rumpfes zur Folge. Der Rumpf seinerseits ändert die Größe und die Richtung des Anströmvektors in jedem Flügelschnitt. Zusätzlich wirkt er für den Flügel wie eine feste Wand und lässt somit keine Strömungskomponenten normal zu seiner Oberfläche zu. Auch die Rumpfgrenzschicht beeinflusst die Druckverteilung auf den unmittelbar liegenden Flügelquerschnitten und bewirkt somit eine Auftriebsverminderung.

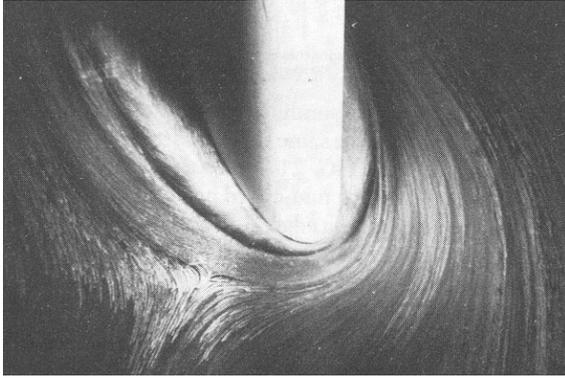


Abbildung 2.21: Umströmung einer Flügel-Platten-Konfiguration bei $\alpha = 10^\circ$ [169]

Mit Ausnahme des zuletzt genannten Aspekts (Einfluss der Rumpfgrenzschicht), lassen sich diese Effekte im Bereich des linearen Auftriebsanstiegs mithilfe der Theorie schlanker Körper beschreiben. Den ersten theoretischen Ansatz dazu findet man bei *Multhop* [105]. Das von ihm vorgeschlagene Verfahren wurde von mehreren Autoren auf zahlreiche Flügel-Rumpf-Anordnungen angewandt und weiter verfeinert (vgl. z.B. [118], [144], [145]). Eine relativ einfache und praktikable Methode zur Berücksichtigung der Interferenz gibt *Pitts* in [126] an. Der Autor erweitert den Ansatz nach der Theorie schlanker Körper auf nichtschlanke

Körper und stellt den Gesamtauftrieb einer Flügel-Rumpf-Kombination als Produkt aus dem Flügelauftrieb L_W und dem Interferenzfaktor K_C dar

$$L_C = K_C \cdot L_W \quad (2.137)$$

Dabei setzt sich der Faktor K_C aus dem Anteil vom Rumpf in der Präsenz vom Flügel $K_{B(W)}$ und dem Anteil vom Flügel in der Präsenz vom Rumpf $K_{W(B)}$ zusammen

$$K_C = K_{B(W)} + K_{W(B)} \quad (2.138)$$

mit

$$K_{B(W)} = \frac{L_{B(W)}}{L_W} = \frac{(C_{L_\alpha})_{B(W)}}{(C_{L_\alpha})_W} \quad (a)$$

$$K_{W(B)} = \frac{L_{W(B)}}{L_W} = \frac{(C_{L_\alpha})_{W(B)}}{(C_{L_\alpha})_W} \quad (b)$$

(2.139)

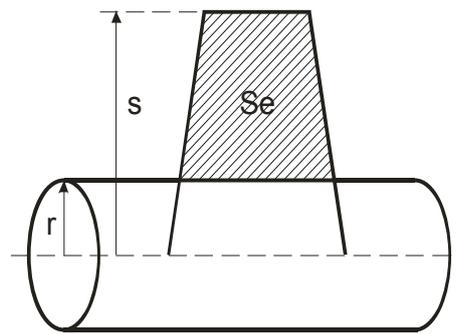


Abbildung 2.22: Hilfsskizze zur Bestimmung von K_C

Die beiden Interferenzfaktoren sind nur von den geometrischen Gegebenheiten der jeweiligen Flügel-Rumpf-Kombination, nicht jedoch von dem Anstellwinkel abhängig. Im linearen Bereich des Auftriebsanstieges sind das somit zwei konstante Größen. Es ist dabei zu beachten, dass bei der Bestimmung dieser Interferenzfaktoren als Bezugsfläche die umströmte (nicht vom Rumpf überdeckte) Flügelfläche (eng.: „*exposed wing*“) benutzt wurde. In der Abbildung 2.22 ist diese Flügelfläche grau schraffiert. Sollte jedoch eine andere als diese Fläche als Referenz gewählt werden, so muss der Korrekturfaktor über das Verhältnis S_e/S_{ref}

entsprechend skaliert werden.

Ebenso zu beachten ist, dass die von der Flügel-Rumpf-Interferenz betroffenen Rumpfsegmente nicht bei der Bestimmung der integralen Rumpfkkräfte und –momente doppelt berechnet werden. Um dem zu begegnen, werden diese Segmente bei der Durchführung der Integration in der Gl. (2.95) aus dem jeweiligen Integrationsgebiet ausgeschlossen.

Wie oben ausgeführt, sind Interferenzfaktoren nach Gl. (2.139) für eine gegebene Flügel-Rumpf-Konfiguration konstant. Bei der Auftriebsbestimmung können sie als Summe mit dem Anstellwinkel multipliziert werden. Diese Operation ist auch physikalisch begründet, denn die primäre Auswirkung der Flügel-Rumpf-Interferenz äußert sich in einer Änderung des Anstellwinkels am Flügel. Das Produkt wird zum neuen effektiven Anstellwinkel zusammengefasst und für die Bestimmung der aerodynamischen Kräfte verwendet

$$\alpha_{eff} = (K_{W(B)} + K_{W(B)}) \cdot \alpha \quad (2.140)$$

Der Interferenzfaktor $K_{W(B)}$ lässt sich unter Berücksichtigung der Flügelzuspitzung aus folgender Gleichung bestimmen

$$K_{W(B)} = \frac{0,5 \cdot (1 + \lambda) - \left(\frac{\lambda \cdot r}{s} \right) - \frac{r^2 \cdot (1 - \lambda)}{(s^2 - r^2)} \cdot \ln \left(\frac{s}{r} \right)}{0,5 \cdot \left(\frac{s - r}{s + r} \right) \cdot (1 + \lambda)} \quad (2.141)$$

Hierbei sind r - Rumpfradius und s - halbe Flügelspannweite.

Der Interferenzfaktor $K_{B(W)}$ hängt in komplexer Weise von der Geometrie des Flügels ab

$$K_{B(W)} = K_1 \cdot (K_2 + K_3 - K_4 \cdot K_5 - 2) \quad (2.142)$$

wobei die einzelnen Faktoren wie folgt definiert sind:

$$\begin{aligned} K_1 &= \frac{16 \cdot \left(\frac{\beta \cdot m}{1 + \beta \cdot m} \right)^2}{\pi \cdot (1 + \lambda) \cdot \left(\frac{\beta \cdot d}{c_r} \right) \cdot \left(\frac{s}{r} - 1 \right) \cdot (\beta \cdot C_{L\alpha})_w} \quad (a) \\ K_2 &= \left[\frac{\beta \cdot m + (1 + \beta \cdot m) \cdot \left(\frac{\beta \cdot d}{c_r} \right)^{\frac{3}{2}}}{\beta \cdot m} \right]^{\frac{3}{2}} \quad (b) \\ K_3 &= \left[\frac{\beta \cdot m + (1 + \beta \cdot m) \cdot \left(\frac{\beta \cdot d}{c_r} \right)^{\frac{1}{2}}}{\beta \cdot m} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (c) \\ K_4 &= \left[\frac{(1 + \beta \cdot m) \cdot \left(\frac{\beta \cdot d}{c_r} \right)^2}{\beta \cdot m} \right] \quad (d) \\ K_5 &= \tanh^{-1} \left(\sqrt{\frac{\beta \cdot m}{\beta \cdot m + (1 + \beta \cdot m) \cdot \left(\frac{\beta \cdot d}{c_r} \right)}} \right) \quad (e) \end{aligned} \quad (2.143)$$

Hierbei sind $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, $m = \frac{1}{\tan(\varphi_{LE})}$, $d = 2 \cdot r$ - Rumpfdurchmesser, c_r - Flügelprofiltiefe an der Flügelwurzel und φ_{LE} - Pfeilungswinkel der Flügelvorderkante.

Die Gl. (2.141) - (2.142) gelten nach [126] nur für den Parameterbereich: $\beta \cdot \Lambda \cdot (1 + \lambda) \cdot \left(\frac{1}{\beta \cdot m} + 1 \right) \geq 4$.

Darunter soll für die Bestimmung der Interferenzfaktoren der vereinfachte Ansatz nach Theorie schlan-

ker Körper ohne Berücksichtigung des Flügelgrundrisses benutzt werden. Für diesen Fall wertete *Graham* [51] die Ausdrücke für diese Faktoren aus und fasste sie nach Gl. (2.138) zusammen

$$K_{B(W)} + K_{W(B)} = \left(1 + \frac{r}{s}\right)^2 \quad (2.144)$$

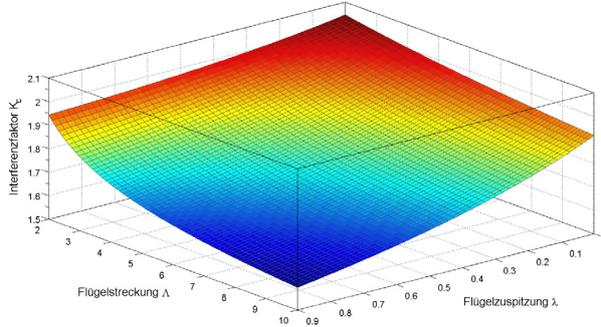


Abbildung 2.23: Korrekturfaktor für Flügel-Rumpf-Interferenz, $s/r = 3$, $M = 0,2$

In der Abbildung 2.23 ist der Verlauf des Korrekturfaktors K_c nach Gl. (2.138) als Funktion der Flügelstreckung und Flügelzuspitzung dargestellt. Die freien Parameter $s/r = 3$ und die Machzahl $Ma = 0,2$ stellen realistische Werte einer möglichen Konfiguration eines HAV dar. Insgesamt lässt diese Darstellung eine deutliche Abhängigkeit des Korrekturfaktors von beiden Größen feststellen. Das Maximum erreicht die Funktion bei einem Rechteckflügel geringer Streckung. In diesen Fall ist die gegenseitige Beeinflussung von Flügel und Rumpf am größten.

Mit größer werdenden Streckungen und Zuspitzungen fällt der Interferenzeffekt monoton ab, hat aber dennoch ein beachtliches Minimum von knapp über 1,6.

Nicht nur der Auftrieb, sondern auch der Widerstand der gesamten Flügel-Rumpf-Kombination ist von dem Interferenzeffekt betroffen. Der Nullwiderstand lässt sich mit dem empirischen Korrekturfaktor nach [55] abschätzen

$$C_{D_0}^{body} = \left(C_{D_0}^{body} \cdot \frac{(S_{wett}^{body})_e}{S_{ref}} + C_{D_0}^{wing} \cdot \frac{(S_{wett}^{wing})_e}{S_{ref}} \right) \cdot K_{WB} \quad (2.145)$$

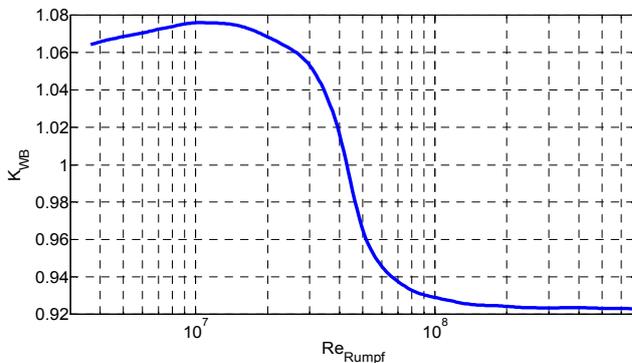


Abbildung 2.24: Korrekturfaktor für den Nullwiderstand [55]

Hierbei sind $(S_{wett}^{body})_e$ - umspülte Rumpfoberfläche exklusive der Stellen mit aerodynamischen Tragflächen, $(S_{wett}^{wing})_e$ - umspülte Oberfläche der „exposed wings“ und K_{WB} - Korrekturfaktor für Interferenzeffekte nach Abbildung 2.24 als Funktion der Rumpf-Reynolds-Zahl (Rumpflänge als Bezugsmaß).

Da der Nullwiderstand bzw. der Nullwiderstandsbeiwert für den Rumpf und die Tragflächen separat berechnet werden, ist auch die Korrektur für die Interferenzeffekte für beide Widerstandsanteile separat vorzunehmen.

Die Berücksichtigung des auftriebsinduzierten Widerstandes wird nicht separat vorgenommen, da dieser Effekt bei der Bestimmung des effektiven Anstellwinkels in der Gl. (2.140) implizit über die Widerstandspolare des Flügels in die Gesamtberechnung eingeht.

Triebwerkseinfluss

Obwohl das am Flügel installierte Triebwerk primär als eine Schuberzeugungsquelle anzusehen ist, hat es einen signifikanten Einfluss auf die Flügelaerodynamik. Dieser Einfluss lässt sich in zwei Gruppen unterteilen.

Die erste Gruppe beschreibt den unmittelbaren Einfluss des Schubvektors auf den Kräftehaushalt am Flügel. Zum einen hat der Schubvektor selbst Komponenten im aerodynamischen KOS, da die Triebwerksachse i. A. nicht in Richtung der Anströmung liegt. Diese Komponenten leisten einen inkrementellen Beitrag zum Auftrieb und Widerstand. Zum anderen erzeugt ein schräg angeströmter Propeller aufgrund der unsymmetrischen Propellerblattbelastung eine Kraft normal zur Propellerebene, die ebenso den Auftrieb und den Widerstand verändert.

Die zweite Gruppe umfasst den Einfluss des Propellerstrahles auf die Flügelumströmung, den sogenannten *Slipstream*-Effekt. Der Slipstream verändert lokal den dynamischen Druck und die Strömungsrichtung hinter dem Propeller. Beide Größen haben einen unmittelbaren Einfluss auf die aerodynamischen Kräfte und Momente an dem vom Propellerstrahl erfassten Flügelteil.

Im Folgenden wird der Einfluss eines Propellertriebwerkes auf die aerodynamischen Größen in inkrementeller Form als Beitrag zum Auftrieb, Widerstand und Flügelmoment angegeben. Das Inkrement des Auftriebsbeiwerts aus dem Propellerschub setzt sich zusammen aus den folgenden Komponenten:

- der Auftriebskomponente des Schubes $(\Delta C_L)_T$,
- der Auftriebskomponente der Propellernormalkraft $(\Delta C_L)_{N_P}$,
- der Änderung des Anstellwinkels hinter dem Propeller $(\Delta C_L)_{\Delta\alpha_w}$, sowie
- der Änderung des dynamischen Druckes hinter dem Propeller $(\Delta C_L)_{\Delta q}$.

Es gilt somit:

$$(\Delta C_L)_P = (\Delta C_L)_T + (\Delta C_L)_{N_P} + (\Delta C_L)_{\Delta\alpha_w} + (\Delta C_L)_{\Delta q} \quad (2.146)$$

Die Änderung des Flügelwiderstandes durch den Propeller betrifft sowohl den Null-, als auch den induzierten Widerstand. Der Nullwiderstand verändert sich aufgrund des veränderten dynamischen Drucks im Propeller-Slipstream. Der auftriebsabhängige Widerstand wird in folgender Weise beeinflusst:

- die Schubkomponente und die Komponente der Normalkraft des Propellers in Auftriebsrichtung reduzieren den Auftrieb und somit den durch ihn induzierten Widerstand,
- der Propeller-Slipstream verändert die Strömungsrichtung hinter der Propellerdiskebene (Abwindrichtung) und folglich den induzierten Widerstand und
- die axiale Komponente des Propellerschubes hängt vom Triebwerkseinstellwinkel ab. Ist dieser nicht Null, hat der Schub eine Komponente in Richtung des Widerstandsvektors.

Damit folgt:

$$(\Delta C_D)_P = (\Delta C_{D_0})_P + (\Delta C_{D_L})_P \quad (2.147)$$

Hierbei sind $(\Delta C_{D_0})_P$ - Inkrement des Nullwiderstandes und $(\Delta C_{D_L})_P$ - Inkrement des induzierten Widerstandes.

Folgende Faktoren verändern das Flügelmoment bei Propellerinstallation am Flügel: Offset des Schubangriffspunktes; Propellernormalkraft bei angestelltem Propeller; Änderung im dynamischen Druck;

Änderung des Auftriebes. Sie werden gemeinsam zu einem Inkrement zum Flügelmoment zusammengefasst

$$(\Delta C_m)_P = (\Delta C_m)_T + (\Delta C_m)_{N_P} + (\Delta C_m)_{\Delta q} + (\Delta C_m)_L \quad (2.148)$$

Die Bestimmung der einzelnen Inkremente in den Gl. (2.146) - (2.148) ist äußerst komplex und aufwendig. In [55] (Kapitel 4.6) ist das verwendete Verfahren inklusive praktischer Anleitung ausführlich dokumentiert. Auf die Darstellung einzelner Rechenschritte wird deswegen an dieser Stelle verzichtet und auf die entsprechende Quelle verwiesen.

f) Nichtlineare Effekte

Eine Untersuchung der Flugeigenschaften eines HAV macht die aerodynamische Modellierung im nichtlinearen Bereich unabdingbar, damit möglichst auch Grenzflugzustände (Langsamflug, Windböe etc.) modellseitig hinreichend gut abgebildet werden könnten. Die aufgelösten Flügelpolaren für einen Anstellwinkelbereich bis 90° tragen diesem Umstand Rechnung. Die Beschreibung aerodynamischer Sekundäreffekte wie beispielsweise Steuerklappenausschläge, Interferenzen oder Propellereinfluss sind methodisch bedingt entweder nur im linearen Bereich der Auftriebsänderung oder nur für sehr kleine Anströmwinkel anwendbar. Möglichkeiten, diese Effekte auch im nichtlinearen beziehungsweise im Poststallbereich mit den Verfahren des konzeptionellen Entwurfes zu erfassen, sind laut Ergebnissen der durchgeführten Recherche nicht vorhanden. Auch eine Extrapolation der oben vorgestellten Methoden auf den nichtlinearen Bereich erscheint den Autor nicht wissenschaftlich begründet.

Um die Kontinuität in der numerischen Modellierung der aerodynamischen Kräfte und Momente zu erhalten, wird eine Übertragungsfunktion in den nichtlinearen Bereich eingeführt. Diese Funktion bildet die Eingangsgröße abhängig von zwei Parametern auf den Bereich von 1 auf 0 stetig ab. Die beiden Parameter legen den Anfang und das Ende des Übergangsbereichs fest. Mathematisch sieht dieser Zusammenhang wie folgt aus:

$$\eta_\alpha(\alpha) = \frac{1}{2} + \frac{1}{2} \cdot \tanh \left\{ \left(\frac{6}{\alpha_{ps} - \alpha_{max}} \right) \cdot \left(\alpha - \frac{\alpha_{ps} + \alpha_{max}}{2} \right) \right\} \quad (2.149)$$

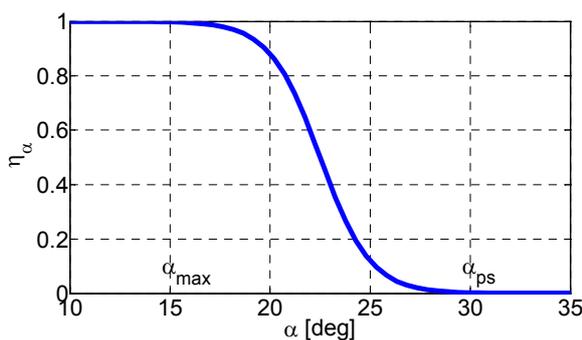


Abbildung 2.25: Übertragungsfunktion für Berücksichtigung nichtlinearer Effekte

In dieser Gleichung legen die Parameter α_{max} und α_{ps} den Übergang zwischen dem linearen Bereich und dem Bereich der abgelösten Strömung (eng.: „post stall“) fest. Wird die betroffene Größe mit $\eta_\alpha(\alpha)$ multipliziert, so bewirkt das ihre sukzessive Wirkungsminderung abhängig von α . In diesem Zusammenhang soll der Winkel α nicht als Anstellwinkel, sondern allgemein als Strömungswinkel verstanden werden. In der Abbildung 2.25 ist der Verlauf der Übertragungsfunktion für die Parameterkombination $[\alpha_{max} \ \alpha_{ps}] = [15^\circ \ 30^\circ]$ graphisch dargestellt. Ihre Anwendung findet diese Funktion beispielsweise bei der Berechnung der Polare im Übergangsbereich (*prestall* zu *poststall*) oder bei der Modellierung der Ruderkräfte und der Flügel-Rumpf-Interferenz.

g) Konsolidiertes aerodynamisches Modell

Die Darstellung der auf das Modell eines HAV wirkenden aerodynamischen Kräfte und Momente ist mit Abstand die umfangreichste Aufgabe bei der Aufstellung der Bewegungsgleichungen. In diesem Unterkapitel sollen die vorangegangenen Ausführungen zu diesem Thema zusammengefasst und in einer leicht nachvollziehbaren Form dargestellt werden.

Die Abbildung 2.26 zeigt das Flussdiagramm der Berechnung aerodynamischer Größen. Die Berechnung dieser Größen wird nach dem Ort ihrer Entstehung vorgenommen. Dafür werden vier wesentliche Baugruppen definiert: die Flügel, das Seitenleitwerk, der Rumpf und der aerostatische Auftriebskörper (die Hülle). Für Flügel, Seitenleitwerk und Rumpf (rot umrandet) werden Berechnungen zuerst in der Beiwertschreibweise vorgenommen. Für die Berechnung der Hülle ist dieser Schritt nicht notwendig. Hier berechnen die entsprechenden Gleichungen Kräfte und Momente direkt im globalen Bezugssystem. Sie bedürfen daher keiner weiteren Transformationen.

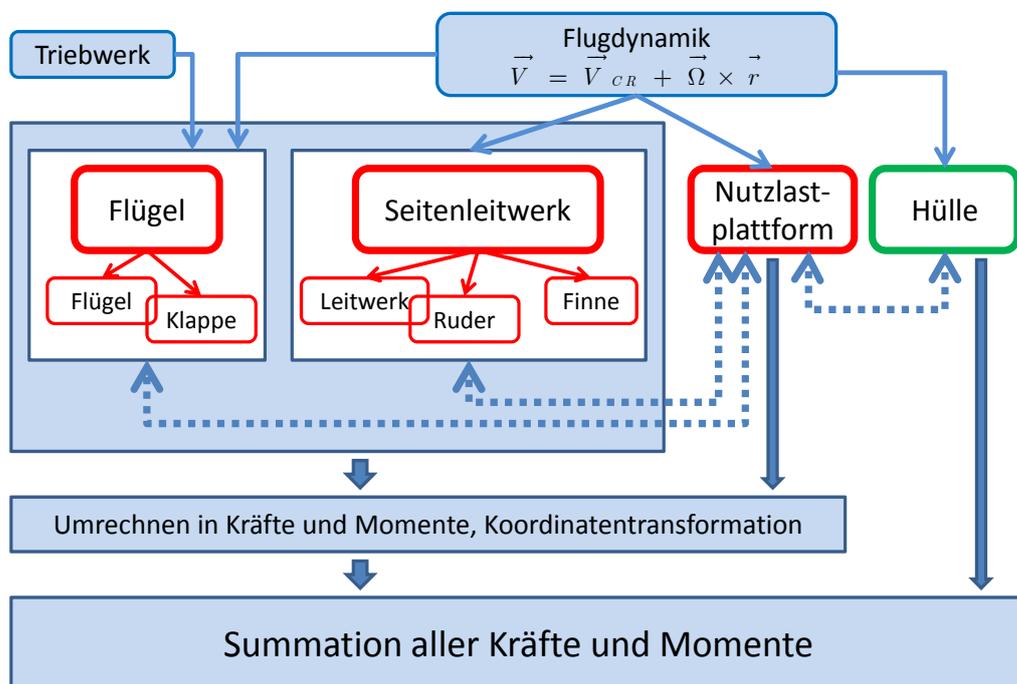


Abbildung 2.26: Flussdiagramm der Berechnung aerodynamischer Größen

Die aerodynamischen Interferenzen werden als dicke gestrichelte Linien dargestellt. Die Pfeilrichtungen geben die jeweilige Wirkungsrichtung an. Im Falle des Triebwerkes wird zwar auch von einer Interferenz gesprochen, aber bei der Berechnung der Wechselwirkungen wird nur der Einfluss des Propellers auf die Flügelaerodynamik berücksichtigt. Aus diesem Grund zeigt der durchgezogene Pfeil nur in eine Richtung vom Triebwerk zum Flügel. Der Block Flugdynamik beschreibt den Einfluss der drehinduzierten Zusatzgeschwindigkeiten auf den lokalen Anströmwinkel und den dynamischen Druck des jeweiligen Elements. Betroffen davon sind die Flügel, das Leitwerk und die Nutzlastplattform, da ihre lokalen Koordinatensysteme nicht mit dem globalen übereinstimmen. Die Zusatzgeschwindigkeit ergibt sich aus dem Vektorprodukt der Drehgeschwindigkeit des globalen KOS und dem Ortsvektor zwischen dem globalen und dem lokalen Bezugspunkt. Der lokale Bezugspunkt wird bei den Tragflächen (Flügel und Leitwerk) in den aerodynamischen Bezugspunkt (charakteristische Größen: Bezugsflügeltiefe und Bezugsflügellage) gelegt. Für den Rumpf ist das sein Volumenmittelpunkt.

Die Bestimmung der Anströmrichtung unter Berücksichtigung der drehinduzierten Terme für alle aerodynamisch wirksamen Komponenten erlaubt die Einbeziehung dynamischer Faktoren in die aerodyna-

mischen Berechnungen. Auf diese Weise wird z.B. die dämpfende Wirkung der Flügel oder der Hülle aber auch die Koppelungseffekte unterschiedlicher Bewegungsformen (Gier-Roll-, Schiebe-Roll-Bewegung etc.) im Falle einer räumlichen Bewegung explizit erfasst. Der Zwischenschritt über die Stabilitäts- bzw. Dämpfungsderivativa, die definitionsgemäß nur für einen bestimmten Referenzzustand gültig sind, entfällt dabei.

Nachdem die Beiwerte aerodynamischer Größen für alle Flügel, das Leitwerk und den Rumpf bestimmt wurden, werden sie zu den entsprechenden Kräften und Momenten transformiert. Dafür müssen sie u. A. mit der jeweiligen Bezugsfläche multipliziert werden. Die Skizze im Anhang (A.6) zeigt die Definitionen für die einzelnen Bezugsflächen bei der Berechnung der aerodynamischen Beiwerte sowie die Flächen für die Integration der Kräfte und Momente der Hülle. Anschließend werden diese Kräfte und Momente und das globale körperfeste Koordinatensystem transformiert und zu einer resultierenden Kraft bzw. Moment aufsummiert.

2.5.3 Antriebskräfte

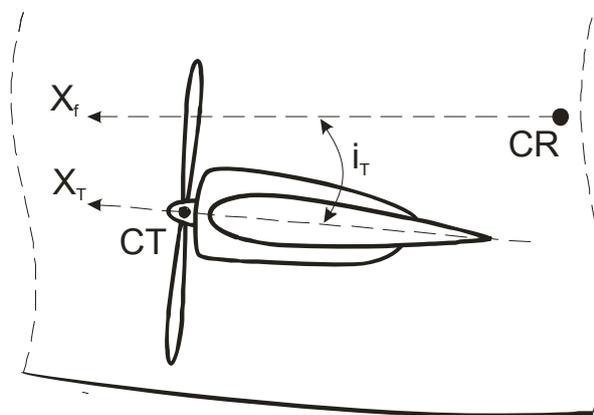


Abbildung 2.27: Definition des Schubvektors

Es wird angenommen, dass die Schubkraft idealisiert in der Mitte der Propellerebene (in der Propellernabe) in Längsrichtung angreift (Abbildung 2.27). Da die Triebwerkslängsachse und somit auch der Schubvektor i. A. mit der Längsachse des globalen Bezugssystems nicht parallel verlaufen, sondern einen bestimmten Winkel in der XZ-Ebene des Bezugssystems bilden (den Triebwerkseinstellwinkel i_T), muss der Schubvektor zunächst ins globale Bezugssystem überführt werden. Diese Transformation entspricht der Drehung des schubeigenen Koordinatensystems um den Winkel i_T . Für diese

Operation wird die entsprechende Transformationsmatrix angewendet

$$\underline{F}_f^T = \underline{T}_{fa}(i_T, 0) \cdot \begin{bmatrix} F_T^T & 0 & 0 \end{bmatrix}^T \quad (2.150)$$

Das Schubmoment im globalen Bezugssystem beträgt unter Vernachlässigung des propellereigenen aerodynamischen Moments:

$$\underline{M}_f^T = \underline{L}_{CR \rightarrow CT} \times \underline{F}_f^T \quad (2.151)$$

Der Schub eines PTLs hängt sehr komplex von einer Reihe der Parameter (Flugzustand, Umweltbedingungen, Drosselgrad des Triebwerkes, Propellergeometrie und v.a.) ab. Seine Bestimmung bedarf i. A. umfangreicher thermodynamischer Berechnungen. Darüber hinaus setzt eine solche Rechnung die Kenntnis der Propellerleistungsdaten voraus. Für die in der vorliegenden Arbeit angestrebten flugmechanischen Untersuchungen ist dieser Schritt jedoch entbehrlich und man begnügt sich daher mit der einfachen Annahme, dass der Triebwerksschub eine lineare Funktion des maximal verfügbaren Schubes und des Triebwerksdrosselgrades ist, und zwar

$$F_T = \delta_T \cdot F_{T,\max} \quad (2.152)$$

Für den Maximalschub wird angenommen, dass im Auslegungspunkt (eng.: „design point“) der benötigte Schub 85% des maximal verfügbaren Schubes beträgt.

Numerische Werkzeuge

Die wissenschaftliche Behandlung des bei der Zielsetzung deklarierten Themas macht einen exzessiven Einsatz PC-basierter Werkzeuge unentbehrlich. Im Zuge dieser Arbeit wurden auf der Basis des Softwarepaketes *Matlab* zwei Software-Module zum Entwurf und zur dynamischen Simulation diverser Konfigurationen von hybriden Luftfahrzeugen herausgearbeitet. Basierend auf den im Kapitel 2 vorgestellten Methoden, stellen sie ein aufeinander abgestimmtes Gesamtpaket zur Verfügung, das es dem Endanwender erlaubt, anhand weniger Design- und Leistungsangaben eine Entwurfssynthese durchzuführen, die mittels einer CAD-Schnittstelle als ein dreidimensionales CAD-Modell dargestellt werden kann. Anschließend kann die so entworfene Konfiguration mit dem Simulationsmodul mit sechs Freiheitsgraden dynamisch simuliert werden. Im Konglomerat mit dem als Open Source verfügbaren Flugsimulator *FlightGear* besteht die Möglichkeit, das entworfene hybride Luftfahrzeug „live“ zu fliegen, um bereits einen ersten subjektiven Eindruck von den „Handling Qualities“ des Entwurfs zu gewinnen.

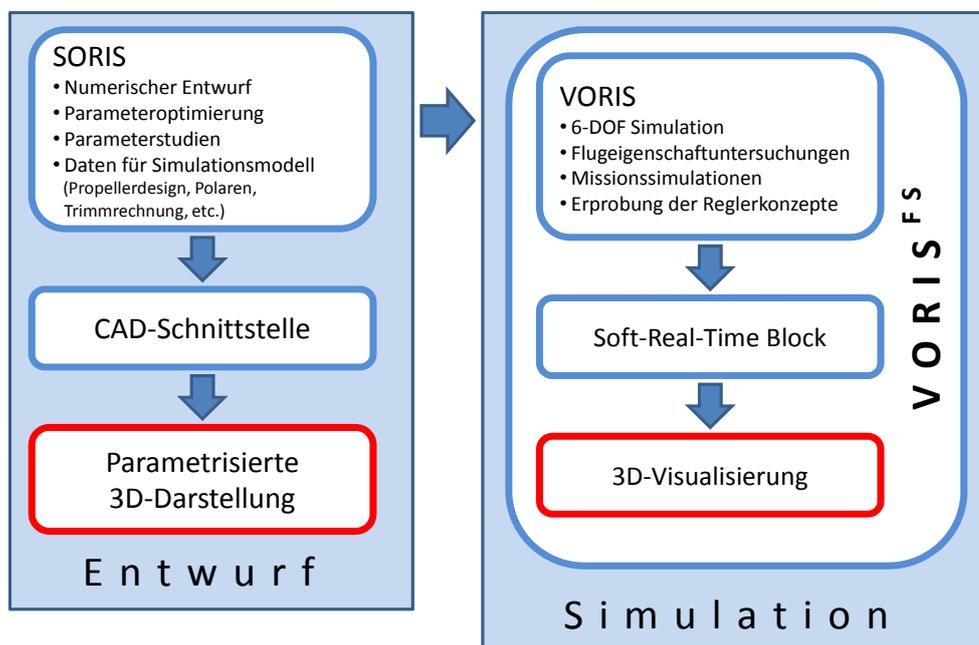


Abbildung 3.1: Konzept der Softwareentwicklung

Im Folgenden werden diese Werkzeuge im Zusammenhang mit ihrem Aufbau und ihrer Funktionsweise vorgestellt. Zur besseren Vorstellung zeigt die Abbildung 3.1 das bei der Softwareentwicklung realisierte Gesamtkonzept. Die blauen Pfeile signalisieren den Datenfluss zwischen den einzelnen Modulen und die rot umrandeten Blöcke zeigen die Anbindung der Fremdsoftware bei der Umsetzung entsprechender Funktionen.

3.1 Entwurfsmodul SORIS

Das Entwurfsmodul *SORIS* (**S**izing **t**ool for **h**ybrid **v**ehic**l**e **S**imulation) wurde ursprünglich als Designwerkzeug für die anschließende dynamische Simulation eines hybriden Luftfahrzeuges konzipiert. Seine primäre Aufgabe besteht in der Generierung eines im Sinne der Simulation validen Entwurfs, bestehend aus einem Datensatz wie beispielsweise geometrische Abmessungen, aerodynamische Beiwerte oder dem Trägheitstensor. Die Entwicklung der Software hat aber deren Anwendungsmöglichkeiten aufgezeigt, die weit über den ursprünglich gedachten Einsatzhorizont hinaus reichen. Diesen Erkenntnissen ist der Abschnitt 4.1 der Arbeit gewidmet.

Folgende Prämissen wurden der Entwicklung von *SORIS* zugrunde gelegt:

- *Missionsspezifischer Entwurf*
Die Entwurfssynthese geht von einer bestimmten, vorher definierten Mission (Transportaufgabe) aus. Die Mission wird durch die Nutzlast, Reichweite, Reisegeschwindigkeit und die Reiseflughöhe (Prallhöhe des aerostatischen Auftriebskörpers) definiert.
- *Modularer Aufbau*
Das Programm ist in designgerechte Module (Unterprogramme) unterteilt, die bei Bedarf erweitert oder ausgetauscht werden können.
- *Angemessener Detaillierungsgrad*
Der angestrebte Detaillierungsgrad soll die beanspruchte Rechenleistung nicht beeinträchtigen und die wiederholte Programmausführung innerhalb einer angemessenen Zeitspanne ermöglichen.
- *Möglichkeiten der Parameteroptimierung*
Es besteht die Möglichkeit zur Optimierung der Hauptentwurfparameter innerhalb der Entwurfssynthese.
- *Einbindungsfreundliches Interface*
Das Softwareinterface erlaubt eine verhältnismäßig unkomplizierte Einbindung in hierarchisch übergeordnete Softwaremodule.
- *Visualisierungsmöglichkeiten*
Die Geometrie der entworfenen Konfiguration kann als parametrisches Modell in einem CAD-Programm in 3D visualisiert werden.

Ablauf der Entwurfssynthese

Die Aufgabe des Entwurfsprozesses ist es, eine alle bekannten Funktionskriterien erfüllende Entwurfslösung für eine gegebene Aufgabenstellung zu finden, die zugleich eine Optimallösung hinsichtlich eines Zielkriteriums darstellt. Dieser Prozess wird als *numerischer Entwurf* verstanden und beschrieben durch ein nichtlineares System von Gleichungen und Ungleichungen mit:

- Entwurfsvariablen,
- Hauptentwurfparameter,
- Konfigurationsparameter,
- expliziten sowie impliziten Restriktionen.

Somit hat die Entwurfssynthese das Ziel, das Gleichungssystem für die abhängigen Entwurfsvariablen sowie die Ungleichungen für die Restriktionen zu lösen. Die so gefundene Entwurfslösung stellt damit einen validen Entwurf dar. Bedingt durch die Komplexität der Aufgabe und Nichtlinearität der Abhängigkeiten einzelner Entwurfsvariablen, führt der Lösungsweg der Entwurfssynthese zu einer Optimierungsaufgabe, für deren iterative Lösung unterschiedliche Lösungsstrategien verfolgt werden müssen. Die Auswahl eines Optimierungsverfahrens und die hierfür notwendige Formulierung einer Zielfunktion richten sich dabei primär nach der, mit der Entwurfsaufgabe gekoppelten, angestrebten Analysetiefe.

In der vorliegenden Arbeit widmet sich der Autor unter anderem der Fragestellung nach den Schlüsselparametern beim Konzeptentwurf und der Transportmissionsdurchführung von hybriden Luftfahrzeugen. Als solche werden aus der Sicht des Autors der Hybridisierungsgrad sowie das Schlankheitsmaß des aerostatischen Auftriebskörpers angesehen. Diese Hauptentwurfsparameter bilden neben den vielen missionsspezifischen Vorgaben den mehrdimensionalen Raum der später folgenden Parameterstudien und beeinflussen, jede auf eigene Weise, das Ergebnis der Entwurfssynthese. Die übrigen für die Synthese notwendigen Entwurfsparameter (Flügelgeometrie, Leitwerksflächen, Triebwerksleistungsdaten) sowie die gesamte Konfiguration des Luftfahrzeugs (siehe Anhang B) werden als Konstanten, hergeleitet aus den Erfahrungswerten und statistischen Daten, definiert und innerhalb der Synthese nicht verändert. Die für den Flugzeugentwurf typischen Restriktionen wie Off-Design, Flug-, Start- und Landeleistungen, Stabilität und Steuerbarkeit im Flug oder die Kompatibilität mit der Bodeninfrastruktur werden in den Prozess der Entwurfssynthese nicht einbezogen, und werden in der Arbeit nicht näher behandelt. Betrachtet man die Darstellung der Entwurfsspirale (Abbildung 1.4), so positioniert sich das Entwurfsmodul *SORIS* auf der Ebene des Konzeptentwurfs und selbst dort werden bei weitem nicht alle Teilaspekte bzw. Disziplinen erfasst. Die einzelnen Funktionen der vorgestellten Software behandeln die Aerodynamik und Aerostatik, Struktur und Massenbilanz, Antriebsbedarf und Flugleistungen der Konfiguration.

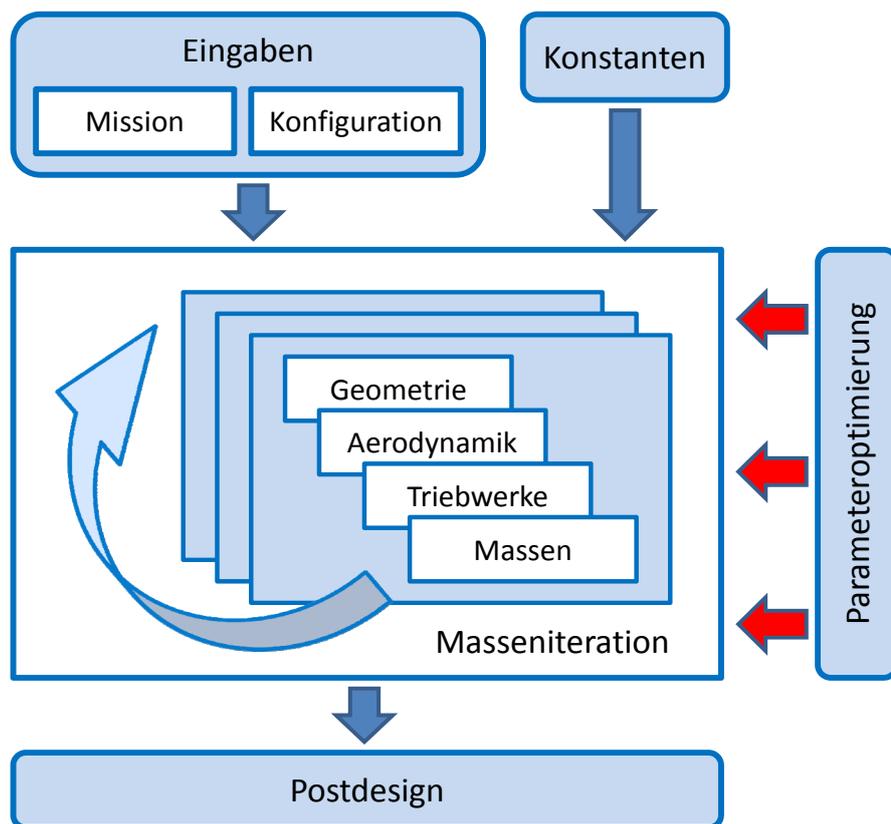


Abbildung 3.2: Schematischer Ablauf der SORIS-Entwurfssynthese

Der Prozess der Entwurfssynthese innerhalb von *SORIS* beginnt mit der Festlegung der vier missionsspezifischen (Nutzlast, Reichweite, Reisegeschwindigkeit und Prallhöhe des aerostatischen Auftriebskörpers) und zweier konfigurationsspezifischer (Hybridisierungsgrad, Schlankheitsmaß) Parameter (siehe Abbildung 3.2). Zusätzlich muss eine Reihe weiterer Entwurfsparameter (siehe oben) und Konstanten eingelesen werden. Diese betreffen vor allem die Umweltbedingungen, geometrische Verhältnisse innerhalb diverser Baugruppen, aerodynamische Berechnungen, Antriebsleistung und Werkstoffkennwerte.

Die eigentliche Entwurfssynthese besteht in der Bestimmung einer gültigen Lösung, die in ihrer Beschaffenheit das gewünschte hybride Luftfahrzeug als ein Satz von Daten beschreibt. Dieser Datensatz beinhaltet u.a. Informationen über die geometrischen Abmessungen und Massen der Baugruppen oder die Leistungsdimensionierung der Antriebe. Die Gültigkeit der gefundenen Lösung wird anhand von zwei Bedingungen geprüft, die jeweils nur für den Auslegungspunkt (*eng.*: „*design point*“) formuliert werden. Als Auslegungspunkt wird ein stationärer horizontaler Geradeausflug mit vorher festgelegter Reisegeschwindigkeit und –höhe definiert. Für diesen Flugzustand muss die Summe aller Kräfte in alle drei Koordinatenrichtungen gleich null sein. Die Momentenbilanz wird bei dieser Betrachtung nicht einbezogen, sie ist Gegenstand der anschließenden Trimmrechnung. Da das hybride Luftfahrzeug bezüglich der XZ-Ebene als vollkommen symmetrisch angesehen wird, entfällt die Kräftegleichgewichtsbedingung in Y-Richtung. Mit anderen Worten lässt sich die Anforderung an ein gültiges Design wie folgt formulieren:

Im Auslegungspunkt ist der Auftrieb gleich dem Gesamtgewicht und der Schub gleich dem Gesamtwiderstand.

Die Erfüllung dieser Bedingungen wird mit den drei Entwurfsvariablen Flügelfläche, Hüllenvolumen und Triebwerksschub hergestellt. Da diese Größen direkt von der Abflugmasse abhängig sind, wird die Abflugmasse während der Synthese solange iteriert und die abhängigen Variablen neu berechnet, bis ihre Änderung im Vergleich zum vorangegangenen Iterationsschritt eine bestimmte Toleranzschwelle nicht unterschreitet (hier 0,1%).

Ist die Masseniteration erfolgreich beendet, so liegt ein Design vor, das die Missionsanforderungen mit der festgelegten Genauigkeit erfüllt. Wird an solch einen Entwurf eine dynamische Simulation angeschlossen, müssen weitere Berechnungen durchgeführt werden. Diese Berechnungen umschließen vor allem den Off-Design Bereich und betreffen unter anderem die Bestimmung der aerodynamischen Kennwerte für Flügel, Klappen und Leitwerke in Form von Interpolationstabellen, Berechnung des Propellerkennfeldes, Bestimmung der Trägheitsterme, Trimmrechnung sowie weitere geometrische Berechnungen für die Darstellung im CAD Programm.

Optional besteht die Möglichkeit, bestimmte Designparameter, wie z.B. das Schlankheitsmaß des aerostatischen Auftriebskörpers oder die Reisegeschwindigkeit im Bezug auf eine frei definierbare Zielfunktion, wie beispielsweise die Gesamtmasse des Luftfahrzeugs oder die Transportleistung, zu optimieren. In diesem Fall wird der Synthesevorgang mehrmals durch die externe Optimierungsroutine ausgelöst. Weiterführende Informationen zu Optimierungsmöglichkeiten innerhalb des Softwarepaketes werden im Abschnitt 3.4 angesprochen.

Propellerdesign

Die Bestimmung der aerodynamischen Größen für die Flügel unter Berücksichtigung des Propellereinflusses nach Abschnitt 2.5.2 erfordert tiefergehende Informationen über den geometrischen Aufbau und die Leistungsdaten des eingesetzten Propellers. Dem verfolgten Konzept des parametrischen Entwurfs eines hybriden Luftfahrzeugs steht demnach die Notwendigkeit gegenüber, sich auf eine feste Propellergeometrie mit bekannten Leistungsdaten bereits zu Beginn der Entwurfssynthese festlegen zu müssen. Um den Anforderungen an das Entwurfsmodul *SORIS* gerecht zu werden, wurde in die Entwurfssynthese eine Softwareroutine zur Propellerauslegung implementiert.

Die Funktion für das Propellerdesign basiert auf dem von *Adkins* [2] entwickelten Verfahren zum Design eines optimalen Propellers. Dieses Verfahren nutzt die von *Betz* [17] formulierte Kondition für die Propellergeometrie mit minimalem Energieverlust – den optimalen Propeller. Ausgehend von der klassischen Propellertheorie nach *Glauert* [49] verbesserte *Adkins* die erstmals von *Larrabee* [82] veröffent-

lichte „straightforward“ Methode und brachte sie in besseren Einklang mit der analytischen Lösung. Der vom Autor durchgeführte Vergleich mit experimentell gewonnenen Daten zeigt eine gute Übereinstimmung, was das Verfahren für die konzeptionelle Auslegung der Propeller im leichten und mittleren Bereich der Propellerblattbelastung (Schub pro Propellerdiskfläche) rechtfertigt.

Die Einbindung des iterativen Algorithmus nach *Adkins* in die Software erfolgt mittels des von *Hepperle* [54] entwickelten Programms „JavaProp“. Die als Freeware angebotene Software berechnet anhand weniger Anfangsinformationen die Geometrie- und Leistungsdaten für einen optimalen Propeller und stellt sie über eine *Matlab–Java*-Schnittstelle zur Verfügung. Folgende Daten werden dafür benötigt: *Propellerblattanzahl*, *-durchmesser*, *-drehzahl*, *-schub*, *Profilaerodynamik*, Anströmgeschwindigkeit, Umweltbedingungen (die kursiv hervorgehobenen Größen sind freie Parameter, deren Wahl dem Anwender überlassen ist).

Im Anhang B.2 befindet sich das Ergebnis der optimalen Propellerauslegung in Form von Geometrie- und Leistungsdaten für den im Abschnitt 4.3 untersuchten Entwurf. Es sei an dieser Stelle auch auf die relevanten Definitionen für die Propellerberechnung hingewiesen (siehe Tabelle 3.1).

Fortschrittsgrad: $J = \frac{V_\infty}{n \cdot D}$	Leistungsbeiwert: $C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D_P^5}$
Schubbeiwert: $C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D_P^4}$	Wirkungsgrad: $\eta_P = \frac{C_T \cdot J}{C_P}$

Tabelle 3.1: Relevante Definitionen für die Propellerberechnung

Trimmrechnung

Als Trimmung wird i. A. das Herstellen eines Gleichgewichtszustandes (*eng.*: „*equilibrium*“) mithilfe einer oder mehrerer Trimmgrößen bezeichnet. Bezogen auf ein dynamisches System müssen sich alle Kräfte und Momente im getrimmten Zustand im Gleichgewicht befinden und infolgedessen alle Ableitungen der Zustandsgrößen zu Null werden. Innerhalb der Entwurfssynthese prüft das Modul *SORIS* nur das Kräftegleichgewicht im Auslegungspunkt, die Momentenbilanz ist in diesem Stadium ohne Belang. Für die weiterführenden Betrachtungen ist es jedoch wünschenswert und in manchen Fällen sogar zwingend erforderlich, dass sich die Konfiguration nicht nur im kräftefreien, sondern auch im momentenfreien Zustand befindet. Beispielhaft dafür sind die nachstehenden dynamischen Untersuchungen (siehe Kapitel 4.3), die i.d.R. von einem stationären horizontalen Flugzustand ausgehen. In diesem Zusammenhang tritt der Begriff Trimmung als ein notwendiger Zwischenschritt zwischen dem Design und einer dynamischen Simulation eines HAV in Erscheinung.

Im Auslegungszustand befindet sich das hybride Luftfahrzeug im stationären horizontalen Flugzustand. Aufgrund seiner Symmetrie in der XZ-Ebene verschwinden bei neutralen Steuerflächen die Momente um die Roll- und Gierachse. Der Momentenhaushalt um die Nickachse hängt in einer komplexen Weise von den topologischen Gegebenheiten der Konfiguration eines hybriden Luftfahrzeugs und von den Anströmbedingungen seiner Komponenten ab. Im Bezug auf die Trimmung ist die Topologie (Gestalt und Lage aerodynamisch wirksamer Komponente) als konstant anzusehen. Deren Veränderung durch die Trimmung würde außer der Momentenbilanz unweigerlich auch die Kräftebilanz beeinflussen und somit

die durchgeführte Entwurfssynthese außer Kraft setzen. Es müssen also Kräfte bzw. Momente ohne Rückkoppelung mit der Entwurfssynthese hergestellt werden.

Solche Kräfte und Momente lassen sich beispielsweise durch die Ausschläge der Steuerklappen realisieren. Allerdings führt das im Dauerflug zu einem signifikanten Widerstandszuwachs (sog. Trimmwiderstand) und ist daher nicht praktikabel. Eine andere Möglichkeit ist die Anpassung der Flügeleinbauwinkel, d.h. der Winkel zwischen der Flügelprofilsehne und der Längsrichtung des Bezugssystems. Diese Winkel müssen dabei derart adaptiert werden, dass zum einen das Kräftegleichgewicht in der Vertikalebene aufrechterhalten bleibt und zum anderen das Momentengleichgewicht um die Nickachse hergestellt wird.

Es zeigte sich sehr schnell, dass die Trimmung eines hybriden Luftfahrzeugs aufgrund der Komplexität seines flugmechanischen Modells selbst im einfachsten Fall eines Geradeausfluges eine nicht triviale Angelegenheit ist und mit analytischen Methoden kaum zu bewältigen ist. Im Folgenden wird ein Algorithmus vorgestellt, welcher in der vorliegenden Arbeit zu diesem Zweck zum Einsatz kommt. Der Trimmalgorithmus wurde vom *Buchholz* [24] speziell zum Trimmen von dynamischen Systemen innerhalb von *Simulink* (Simulationsumgebung von *Matlab*) entwickelt und liegt als Open Source in Form von *Matlab*-Code vor.

Ein dynamischer Prozess kann mit einem System nichtlinearer Differentialgleichungen beschrieben werden (auf die explizite Kennzeichnung der Vektoren mit einem Unterstrich wird hier verzichtet)

$$\begin{aligned} \underline{\dot{d}} &= f(\underline{x}, \underline{u}) & (a) \\ \underline{y} &= g(\underline{x}, \underline{u}) & (b) \end{aligned} \quad (3.1)$$

Hierbei sind \underline{d} -Vektor der Ableitungen der Zustandsgrößen, \underline{y} -Vektor der Ausgangsgrößen, \underline{x} -Vektor der Zustandsgrößen, \underline{u} -Vektor der Eingangsgrößen, f und g - nichtlineare vektorwertige Funktionen.

Die Vektoren \underline{x} und \underline{u} sind unabhängige Variablen und können somit zu einem gemeinsamen generalisierten Eingangsvektor zusammengefasst werden: $\underline{xu} = [\underline{x}, \underline{u}]^T$. Die Vektoren \underline{d} und \underline{y} sind Funktionswerte. Sie werden zu einem generalisierten Ausgangsvektor $\underline{dy} = [\underline{d}, \underline{y}]^T$ kombiniert. Damit geht die Gl. (3.1) in

$$\underline{dy} = h(\underline{xu}) \quad (3.2)$$

über und die Funktion $h = [f, g]^T$ stellt den generalisierten Systemvektor dar.

Sollte ein dynamischer Prozess einer numerischen Simulation unterzogen werden, so müssen zum Starten der Simulation (erste Evaluierung der Gl. (3.2)) alle Elemente des Vektors \underline{xu} bekannt sein. Üblicherweise liegt aber die Definition eines Trimpunktes als ein Satz von Trimmforderungen vor, der eine Mischung der Elemente aus allen vier Vektoren \underline{x} , \underline{u} , \underline{d} und \underline{y} ist. Beispielsweise könnten die Trimmforderungen für einen stationären Horizontalflug folgendermaßen aussehen:

- **Ausgangsgrößen (Vektor \underline{y})**
 - Fluggeschwindigkeit gleich Reisegeschwindigkeit,
 - Vertikalgeschwindigkeit gleich Null,
 - Längslagewinkel gleich Null.
- **Ableitungen der Zustandsgrößen (Vektor \underline{d})**
 - Änderung der Fluggeschwindigkeit gleich Null,
 - Änderung der Vertikalgeschwindigkeit gleich Null,
 - Änderung des Längslagewinkels gleich Null.

Zu diesen Anforderungen aus dem generalisierten Vektor dy existiert immer ein Satz Konditionen aus dem Vektor xu , die a priori bekannt sind. Die übrigen Elemente des Vektors xu sind durch den Trimmalgorithmus zu bestimmen. Ist das geschehen, können die unbekannt Elemente des Vektors dy durch Evaluierung der Gl. (3.2) bestimmt werden. Beide Vektoren können somit in bekannte („k“) und unbekannt („n“) Anteile aufgespalten werden:

$$\begin{aligned} dy &= [dy_k, dy_n]^T & (a) \\ xu &= [xu_k, xu_n]^T & (b) \end{aligned} \quad (3.3)$$

Die Gl. (3.2) kann dementsprechend auch in den bekannten und den unbekannt Teil geteilt werden

$$\begin{aligned} dy_k &= h_k(xu) = h_k([xu_k, xu_n]^T) & (a) \\ dy_n &= h_n(xu) = h_n([xu_k, xu_n]^T) & (b) \end{aligned} \quad (3.4)$$

Nun muss der Trimmalgorithmus ein nichtlineares Gleichungssystem (3.4) mit dem Vektor der Unbekannt xu_n (die „Trimmvariablen“) lösen. Der Vektor dy_k bezeichnet dabei die „Trimmanforderungen“. Die eindeutige Lösung kann nur dann gefunden werden, wenn die Anzahl der Trimmvariablen zur Anzahl der Trimmanforderungen äquivalent ist.

Zum Lösen des Gleichungssystems (3.4) wird das modifizierte multidimensionale *Newton-Raphson*-Verfahren herangezogen. Das Verfahren sucht iterativ nach der bestmöglichen Lösung über die Linearisierung der vektorwertigen Funktion und Bestimmung deren Ableitungen im jeweiligen Punkt. Sind die Trimmanforderungen sinnvoll formuliert und können durch die Trimmvariablen erreicht werden, so konvergiert das Verfahren gegen eine gültige Lösung, deren Genauigkeit durch die festzulegende Toleranz bestimmt wird.

Werden für die Trimmung im Auslegungspunkt die Trimmanforderungen festgelegt (siehe Beispiel oben), müssen entsprechende Trimmvariablen in gleicher Anzahl (in diesem Fall sechs) formuliert werden. Dieses Vorgehen erfordert allerdings möglichst genaue Kenntnisse über die Wirkungspfade einzelner Eingangsgrößen und die Wechselwirkungen innerhalb des zu trimmenden Systems. Auch eine gewisse Erfahrung und physikalisches „Feingefühl“ sind dabei vom Nutzen. Folgende Kombination der Trimmvariablen zeigte sich zielführend:

Zustandsgrößen (Vektor x)	Eingangsgrößen (Vektor u)
Fluggeschwindigkeit	Flügeleinstellwinkel vorne
Vertikalgeschwindigkeit	Flügeleinstellwinkel hinten
Längslagewinkel	Drosselgrad der Triebwerke

Die Wahl des Flügeleinstellwinkels als Trimmvariable wurde bereits diskutiert. Der Schubhebel als Trimmgröße wird benötigt, um geringfügige Diskrepanzen im Kräftegleichgewicht in Längsrichtung, bedingt durch die Flügelverstellung, zu kompensieren. Die übrigen drei Trimmvariablen ergeben sich aus der Forderung nach gleicher Anzahl von Trimmanforderungen und Trimmvariablen. Sie korrespondieren mit den entsprechenden Trimmanforderungen in dem Ausgangsvektor y .

CAD-Schnittstelle

Die visuellen Darstellungsmöglichkeiten von *SORIS* dienen dem Zweck einer schnellen Plausibilitätsprüfung nach der abgeschlossenen Entwurfssynthese. Das Entwurfsprogramm benötigt im regulären Fall lediglich die Eingabe von sechs Parametern für die Durchführung der Entwurfsberechnungen. Viele ge-

ometrische Größen werden dabei nicht absolut, sondern bezogen auf ein sinnvolles Maß angegeben. Die dabei eventuell auftretenden geometrischen Unstimmigkeiten lassen sich mit einem geübten Auge und ingenieurmäßigen Verstand schnell aufdecken.

Für die parametrische Darstellung der entworfenen HAV-Konfiguration werden die notwendigen geometrischen Berechnungen über die entsprechende Schnittstelle des Moduls vorgenommen und in einem CAD-Programm-konformen Format abgelegt. In dem vorliegenden Fall wurde für die Darstellung das Programm „Solid Edge“ eingesetzt. Die Abbildung 3.3 zeigt beispielhaft eine gerenderte 3D-Darstellung eines mit *SORIS* generierten HAV-Beispielentwurfs.



Abbildung 3.3: Beispieldarstellung eines HAV-Entwurfs mittels CAD

3.2 Simulationsmodul VORIS

Der Simulationsbegriff wird im Folgenden bezeichnend für Computersimulationen eingesetzt. Ihr Ziel ist es, grundlegende Aussagen über die Eigendynamik des hybriden Luftfahrzeugs aufzustellen, weshalb alle Simulationen deterministisch durchgeführt werden. Das bedeutet, dass gleiche Eingabeparameter stets exakt dasselbe Simulationsergebnis liefern.

Speziell in der Phase des konzeptionellen Entwurfs sind die Vorzüge von Software-Simulationen offensichtlich. Es reduzieren sich Arbeits- und Kostenaufwand, da weder die Notwendigkeit der Anfertigung von Fluggerätemodellen besteht, noch eine aufwändige Flugdatenakquisition erfolgen muss. Diese Schritte werden durch eine physikalisch-mathematische Modellierung am Computer substituiert. Daraus ergeben sich umfangreiche konfigurative Möglichkeiten für die Anpassung von Fluggerätemodellen, welche zudem in großer Anzahl untersucht werden können. Auch können Umgebungsbedingungen gezielt eingestellt werden, sodass die Untersuchung von selten auftretenden Flugsituationen oder -manövern realisiert werden kann.

Aus genannten Gründen eignen sich Simulationen zur Konzeptionierung real noch nicht existierender Systeme, wie etwa dem betrachteten HAV. Dennoch ist eine Computersimulation stets ein Surrogat des realen Prozesses und vermag diesen nur bis zu einem bestimmten Detaillierungs- und Genauigkeitsgrad wiederzugeben. Dieser Grad wird unter anderem durch die verfügbare Rechnerkapazität und den Kenntnisstand über den zu simulierenden Prozess bestimmt. Eine dynamische Simulation beruht i.d.R. auf der numerischen Integration der Bewegungsgleichungen. Dabei entstehen durch die Quantelung der zeitlich kontinuierlichen Größen numerische Fehler, die im Proporz zur verstrichenen Simulationszeit anwachsen. Alle diese Faktoren verlangen stets eine kritische Überprüfung der Simulationsergebnisse und, sofern möglich, eine Validierung des jeweiligen Modells.

Aufbau und Konfiguration

Das Simulationsmodul *VORIS* (*AdVanced nOnlinear hybRid vehIcle Simulator*) versteht sich als eine Applikation innerhalb der Simulationsumgebung *Simulink*, die ein Bestandteil jeder *Matlab*-Distribution ist. Zwei Einstellungsparameter von *Simulink* haben entscheidenden Einfluss auf den Simulationsablauf bzw. die Simulationsergebnisse und sollen an dieser Stelle angesprochen werden. Das ist der verwendete Löser (eng.: „*solver*“) der Differentialgleichungen und die Schrittweite der einzelnen Simulationsschritte.

Als Solver stehen dem Anwender diverse Verfahren zur Verfügung, die in ihrer Komplexität und zwangsläufig damit verbundenen Rechenzeit vom einfachsten *Euler*-Verfahren bis hin zu einer hochkomplexen Methode nach *Dormand-Prince* reichen. Die Erfahrungen haben gezeigt, dass für die meisten Ingenieursaufgaben das Verfahren der 4. Ordnung nach *Runge-Kutta* einen gelungenen Kompromiss zwischen der geforderten Genauigkeit und der benötigten Rechenleistung darstellt. Alternativ kann das Verfahren nach *Bogacki-Shampine*, das ein simplifiziertes, dafür aber schnelleres *Runge-Kutta* Verfahren darstellt, eingesetzt werden.

Die Schrittweite eines DGL-Lösers bei *Simulink* kann entweder fest oder variabel sein. Durch die Anpassung des Berechnungsintervalls an die Änderung der berechneten Größen bei der variablen Schrittweite werden numerische Integrationsfehler ohne Beeinträchtigung der Simulationszeiten minimiert. Allerdings sind die sich dabei ergebenden Simulationsschritte nicht deterministisch. Diese Eigenschaft stellt einen entscheidenden Hinderungsfaktor bei der Anbindung der Simulation an die Visualisierungssoftware dar und rechtfertigt die Wahl einer festen Simulationsschrittweite (eng.: „*fixed step*“).

Für die Festlegung der Schrittweite und des Solvers wurden im Vorfeld Konvergenzuntersuchungen durchgeführt. Dabei wurde ein repräsentatives HAV-Modell über ein längeres Zeitintervall (10 min.) mit verschiedenen Lösungsverfahren und Schrittweiten getestet. Als Referenz wurde das Ergebnis der Simulation mit dem bestverfügbaren Verfahren nach *Dormand-Prince* und einer Schrittweite von 0,01 Sekunden (100 Hz) herangezogen. Es hat sich gezeigt, dass das *Runge-Kutta* Verfahren 4. Ordnung bei 50 Hz kaum eine nennenswerte Abweichung von den Referenzwerten liefert. Diese Einstellungen wurden somit als Basis für alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen verwendet.

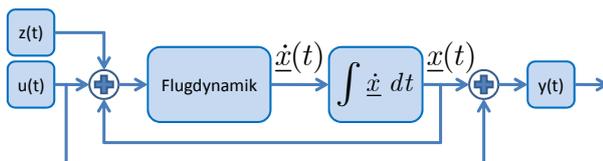


Abbildung 3.4: Blockschaltbild der VORIS-Simulation

Die Abbildung 3.4 zeigt ein Blockschaltbild des Simulationsablaufes innerhalb des *VORIS*-Moduls. Vor dem Simulationsstart wird das entsprechende Modell initialisiert, indem die notwendigen Konstanten, die Startwerte und die Daten aus der Trimmrechnung in den Arbeitsspeicher von *Simulink* geladen werden.

werden.

Den Kern der Simulation bildet der Block für die Berechnung der Flugdynamik. In diesem Block werden alle auf das System wirkenden Kräfte und Momente bestimmt und die zeitlichen Ableitungen sämtlicher Zustandsgrößen für den aktuellen Zeitschritt berechnet. Optional kann das System über die Eingangsgrößen dynamisch angeregt werden. Die zentrale Eingangsgröße ist der Steuervektor $u(t)$. Er beinhaltet 4 Kommandos für die Ausschläge der Steuerorgane und kann optional als Eingangskanal für die Regler fungieren. Der Vektor $z(t)$ stellt die sog. Störgrößen dar und wird zur Simulation des Windeinflusses benutzt.

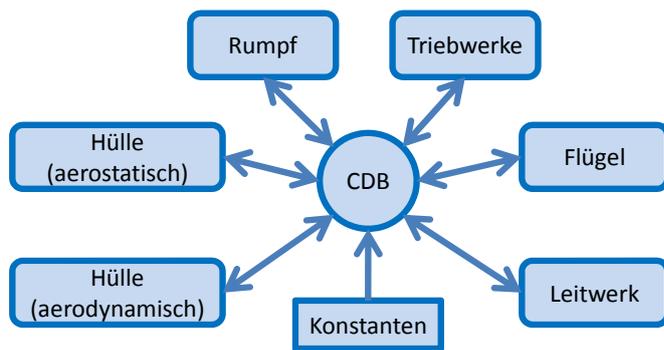


Abbildung 3.5: Datentransfer innerhalb der Simulation

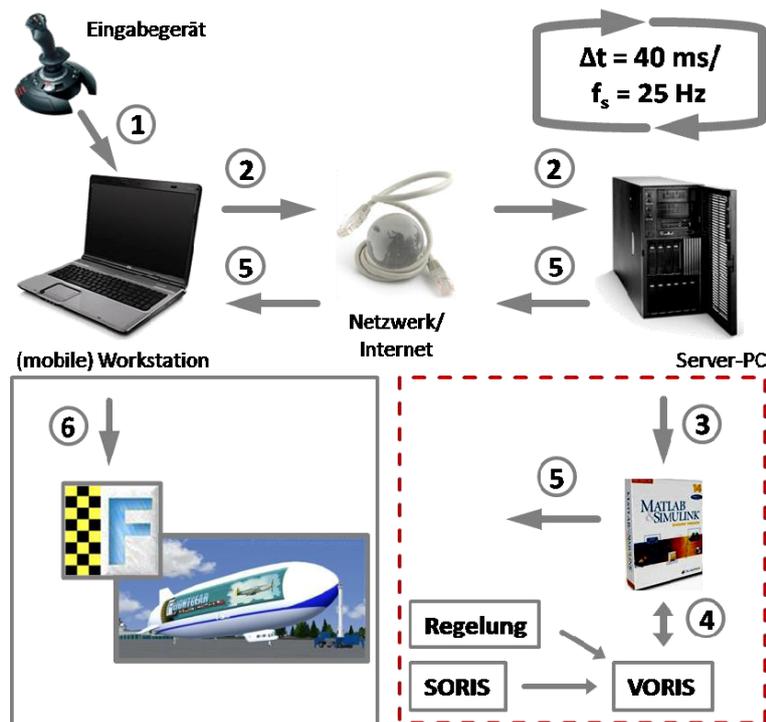
Der Datenaustausch zwischen einzelnen Funktionen innerhalb der Simulation erfolgt mittels der sog. *Common Data Base* (CDB). Dies ist ein global verfügbarer Speicherbereich, in dem die gemeinsam genutzten Daten zur Verfügung gestellt werden. Die Abbildung 3.5 zeigt das Prinzip des Datentransfers innerhalb der Simulation. Am Ausgang wird der Zustandsvektor $x(t)$ mit den eventuellen weiteren Größen zum Ausgangsvektor $y(t)$ verknüpft, der auch die aktuellen Simulationsergebnisse bereitstellt.

Flugsimulator VORIS^{FS}

Die Ausgangsdaten der *VORIS*-Simulation stellen den zeitlichen Verlauf der Zustandsgrößen im Zahlenformat für weiterführende Analysen und qualitative Beurteilungen bereit. Aufgrund der fehlenden Referenzwerte aus beispielsweise durchgeführten Flugversuchen oder validierten Simulationsmodellen ist die Plausibilitätsprüfung der erzeugten Daten sehr erschwert. Selbst wenn der Verlauf einzelner Zustandsgrößen den Erwartungen entspricht oder keine Auffälligkeiten aufweist, ist es mangels entsprechender Erfahrungen kaum möglich, eine solche Flugbewegung um alle Freiheitsgrade anhand der Zahlenwerte und Diagramme nachzuvollziehen.

Eine seit der Zeit der ersten Computer bewährte Methode, diesem Problem zu begegnen, ist ein Flugsimulator mit zeitrealistischer visueller Darstellung des Flugzustandes. In Bezug auf die vorliegende Arbeit gestattet solch ein Flugsimulator dem flugerfahrenen Anwender z.B. eine schnelle Beurteilung der Reaktion auf die Steuerangaben, das Flugverhalten bei verschiedenen Flugbedienungen (Schnell-, Langsamflug, Flugmanöver etc.) oder äußeren Störungen, wie beispielsweise eine Windböe. Zu diesem Zweck wurde das *VORIS*-Modul zu einem einsatzfähigen Flugsimulator *VORIS^{FS}* komplettiert und in dieser Funktion erfolgreich erprobt. Den kompletten Aufbau und die Konfigurationsmöglichkeiten des Flugsimulators *VORIS^{FS}* sowie seine Entwicklungshintergründe sind *Klawes* [74] zu entnehmen. An dieser Stelle werden sie nur kurz vorgestellt.

VORIS^{FS} ist ein PC-basierter „*Soft-Real-Time*“-Flugsimulator für *Windows*-Betriebssysteme. Seine Architektur folgt dem Prinzip der verteilten Simulation. Dieses Prinzip bedeutet gleichzeitige Einbindung von mehreren Rechnern in den Simulationsprozess. Die eigentliche Simulationsrechnung wird dabei von einem leistungsstarken Server-PC bewältigt, der eine annähernde Echtzeit-Berechnung (deswegen der Begriff „*Soft-Real-Time*“) des Flugzustandes ermöglicht. Die visuelle Darstellung kann dagegen an einem beliebigen (auch mobilen) Computer – Client erfolgen, der über eine Netzwerk- oder Internetverbindung zum Hostrechner verfügt. Dazu muss auf dem Client-Rechner lediglich eine kompatible (kostenfreie) Version des Flugsimulators *FlightGear* [43] installiert sein.

Abbildung 3.6: Funktionsprinzip der verteilten Simulation bei VORIS^{FS}

Die Abbildung 3.6 zeigt das Funktionsprinzip der verteilten Simulation bei VORIS^{FS}. Die einzelnen Schritte sind dabei wie folgt:

- (1) Die Vorgabe der Steuerkommandos erfolgt über einen Joystick, welcher an der USB-Schnittstelle einer Workstation angeschlossen ist. Das mittels *Plug and Play* von der Workstation erkannte Eingabegerät ist nach kürzester Zeit einsatzbereit.
- (2) Über eine *Remote Desktop Verbindung* wird eine bidirektionale Netzwerk- oder Internetverbindung zwischen Server-PC und Workstation als Client hergestellt. Dabei werden auf dem Client-PC die Bildschirmausgaben des Servers abgebildet. Zeitgleich kann dieser ausgehend von der Workstation per Maus, Tastatur und Joystick angesteuert werden.
- (3) Auf dem Server-PC wird die Berechnung der zeitlich varianten Zustände des Simulationsmodells durchgeführt. Die ausgelesenen Joystick-Eingaben sind zugleich Eingangsdaten des Simulationsmodells und werden von diesem interpretiert und entsprechend den Anforderungen des Simulationsmodells in Steuerkommandos umgewandelt.
- (4) Das *Simulink*-Modell führt die Berechnungen der Simulationsdaten durch und stellt sie zur Weiterverwendung bereit.
- (5) Die berechneten Daten des flugmechanischen Zustandes werden in ein *FlightGear*-konformes Format umgewandelt und über eine unidirektionale UDP-Verbindung auf einen Port des Client-PC geschickt.
- (6) Auf der Workstation wird eine Instanz des Flugsimulators *FlightGear* ausgeführt, welche sich im Leerlauf befindet und dabei auf eintreffende Daten an dem festgelegten UDP-Port wartet. Ankommende Zustandsdaten werden durch die Software erfasst und zur Visualisierung der Lage und Darstellung des Flugzustandes auf den Bordinstrumenten genutzt.

Die Aktualisierung des Flugzustandes erfolgt mit 25 Hz, was zum einen die Berechnungen in dem zur Verfügung stehenden Zeitrahmen (40 ms) ermöglicht und zum anderen eine flüssige grafische Darstellung nicht beeinträchtigt.

Zur Darstellung der Fluglage und der Außensicht wurde das grafische Model des Zeppelin NT verwendet, was dem untersuchten Fluggerät optisch am nächsten kommt.



Abbildung 3.7: HUD und Außenansicht in VORIS^{FS}

Abbildung 3.7 zeigt die Außenansicht und das HUD des verwendeten Grafikmodells. Folgende Anzeigen der Fluginstrumente werden während des Fluges aktualisiert und stehen dem Pilot zur Verfügung (vgl. Abbildung 3.8):

- | | |
|---|---------------------------|
| (1) <i>Fahrtmesser</i> | (5) <i>Drehzahlmesser</i> |
| (2) <i>Wendeweiseger und Kugellibelle</i> | (6) <i>Variometer</i> |
| (3) <i>Künstlicher Horizont</i> | (7) <i>Höhenmesser</i> |
| (4) <i>Kurskreisel</i> | (8) <i>Magnetkompass</i> |



Abbildung 3.8: Innenansicht und Instrumenten-Panel in VORIS^{FS}

Störgrößenmodell

Für dynamische Untersuchungen ist die Reaktion eines Fluggerätes auf die äußeren Störungen in Form z.B. einer Windböe von großem Interesse. Eine vollständige Beschreibung der Luftbewegung innerhalb einer Windböe als Funktion der Zeit und des Ortes ist jedoch eine hochkomplexe Aufgabe. Aus diesem

Grund wird hier ein vereinfachtes räumliches Windmodell vorgestellt, das bei den späteren Untersuchungen zum Einsatz kommen soll.

Eine Windböe wird als ein homogenes räumliches Geschwindigkeitsfeld im geodätischen Koordinatensystem aufgefasst. Weiterhin treten innerhalb dieses Feldes keine Geschwindigkeitsgradienten auf, d.h. in jedem Ort des Feldes haben Geschwindigkeitsvektoren gleiche Richtung und gleiche aber zeitvariable Amplitude. Die Amplitude des Geschwindigkeitsvektors gehorcht dem 1 - COS Gesetz

$$A_w(t) = 0,5 \cdot A_0 \cdot \left(1 - \cos\left(\frac{2\pi}{T} \cdot t\right) \right) \quad (3.5)$$

Hierbei sind A_0 - maximale Amplitude der Böe und T - Dauer der Böe.

Wird ein Flugobjekt von dieser Windböe erfasst, so ändert sich seine Geschwindigkeit:

$$\underline{V} = \underline{V}_K - \underline{V}_W \quad (3.6)$$

Der Vektor der Zusatzgeschwindigkeiten \underline{V}_w bedingt durch die Windböe, lässt sich im körperfesten Koordinatensystem mithilfe der geometrischen Beziehungen aus der Abbildung 3.9 bestimmen.

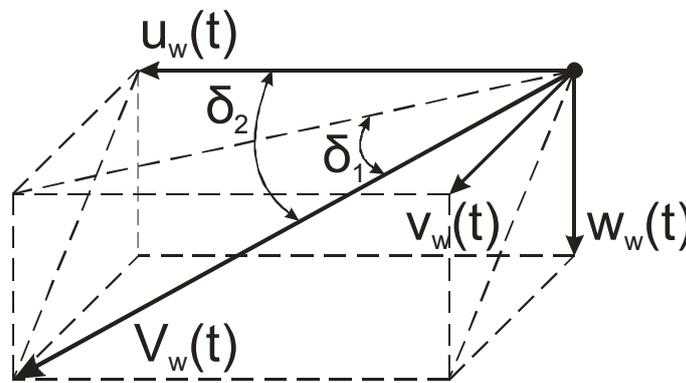


Abbildung 3.9: Komponenten der Windböe im f-KOS

Es sei eine Windböe mit der Maximalamplitude $A_0 = \sqrt{u_0^2 + v_0^2 + w_0^2}$ durch die Geschwindigkeitskomponenten $[u_0 \ v_0 \ w_0]^T$ gegeben. Zunächst muss sie vom geodätischen ins körperfeste Koordinatensystem transformiert werden

$$(\underline{V}_W)_f = \underline{T}_{fg}(\Phi, \Theta, \Psi) \cdot (\underline{V}_W)_g \quad (3.7)$$

Da die Richtung der Windböe sich nicht verändert, sind beide Winkel δ_1 und δ_2 (Abbildung 3.9) konstant. Für sie gilt:

$$\sin(\delta_1) = \frac{w_0}{\sqrt{u_0^2 + v_0^2 + w_0^2}} \quad (a)$$

$$\sin(\delta_2) = \frac{\sqrt{v_0^2 + w_0^2}}{\sqrt{u_0^2 + v_0^2 + w_0^2}} \quad (b)$$

Nach kurzer Zwischenrechnung folgt:

$$u_w(t) = A_w(t) \cdot \sqrt{1 - \sin^2(\delta_2)} \quad (a)$$

$$v_w(t) = A_w(t) \cdot \sqrt{\sin^2(\delta_2) - \sin^2(\delta_1)} \quad (b) \quad (3.9)$$

$$w_w(t) = A_w(t) \cdot \sin(\delta_1) \quad (c)$$

Der Vektor $\underline{V}_w(t) = [u_w(t) \ v_w(t) \ w_w(t)]^T$ beschreibt den Zustand in der Bewegungsgleichung (2.13) unter dem instationären räumlichen Windeinfluss. Die Abbildung 3.10 zeigt beispielhaft die Auswertung der Gl. (3.9) in Form der zeitlichen Änderung des Anstell- und Schiebewinkels beim Durchfliegen mit $\underline{V}_K = [50 \ 0 \ 0]^T$ und $[\Phi \ \Theta \ \Psi]^T = [0 \ 0 \ 0]^T$ einer Windböe mit $[u_0 \ v_0 \ w_0]^T = [0 \ -5 \ -3]^T$ und einer Dauer von 10 Sekunden. Die Böe kommt in diesem Fall von unten rechts und verursacht eine maximale Änderung der Anströmrichtung $[\alpha_{\max} \ \beta_{\max}] = [5,7^\circ \ 3,4^\circ]$.

In der Zulassungsvorschrift für zivile Verkehrsflugzeuge CS 25.341 [40] ist die Stärke einer seitlichen Windböe auf 17,07 [m/s] festgelegt. Sofern nichts anderes angegeben, wird der Windeinfluss mit dieser Amplitude modelliert.

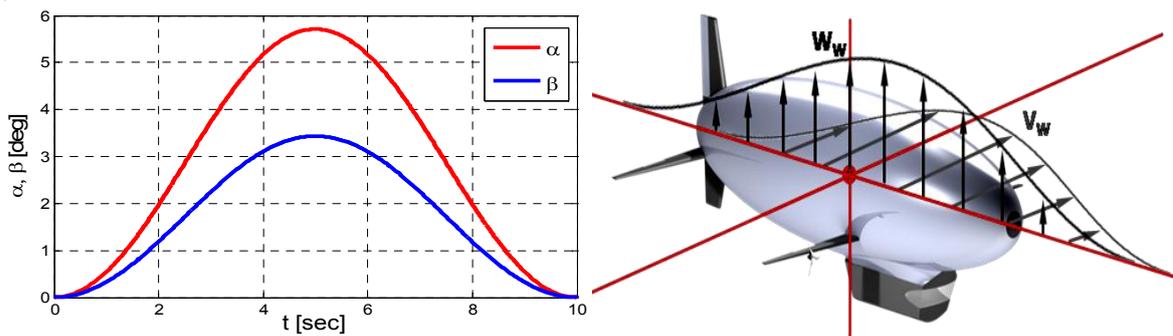


Abbildung 3.10: Änderung der Anströmrichtung beim Durchfliegen einer Windböe

3.3 Methodvalidierung

Die Überprüfung der Gültigkeit der verwendeten Ansätze und getroffenen Annahmen innerhalb der vorgestellten numerischen Werkzeuge gestaltet sich aufgrund des Mangels an zuverlässigen Daten außerordentlich schwierig. Die meisten hybriden Luftfahrzeuge existieren nur virtuell in Form von mathematischen Modellen, nur wenige davon wurden tatsächlich als Prototypen und Testmodelle gebaut (vgl. Abschnitt 1.2). Ein operationell betriebenes hybrides Luftfahrzeug ist nach wie vor nur in Planung. Angesichts dieser Lage ist eine Validierung im klassischen Sinne im vorliegenden Fall nur eingeschränkt möglich.

3.3.1 Entwurfsmodul

Die Validierung des Entwurfswerkzeuges *SORIS* basiert auf den von *Mathwig* in [95] zusammengetragenen technischen Daten ausgeführter und nur als Designkonzepte existierender Luftfahrzeuge. Hierbei ist jedoch zu beachten, dass jedem dieser Konzepte ein eigener Konstruktionsansatz zugrunde liegt und somit ein direkter Vergleich untereinander nicht aussagekräftig ist. Das größte Problem sind jedoch,

trotz der scheinbaren Vielfalt der Konzepte, die mangelhaften Detailinformationen über beispielsweise die Kraftstoffkapazität oder den realisierten Hybridisierungsgrad. Um dem parametrischen Aufbau und dem flexiblen Einsatzbereich von *SORIS* gerecht zu werden, wurden für die Validierung folgende Konzepte hybrider Luftfahrzeuge ausgewählt: MDL-1000/600, ATLANT-30 und Au-30. Das Hauptaugenmerk wurde dabei auf ein möglichst großes Spektrum an Nutzlastklassen und unterschiedlichen Hybridisierungsgrade gelegt.

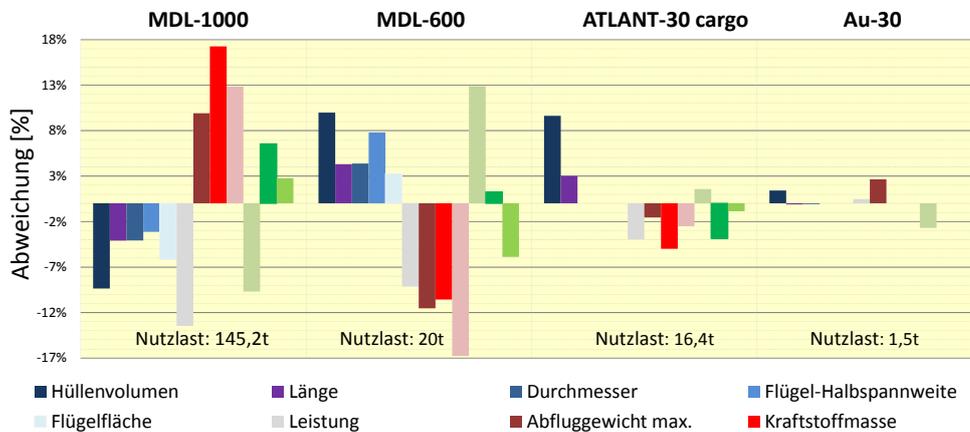


Abbildung 3.11: Ergebnis der *SORIS*-Validierung

Der Vergleich der Massen- und Leistungsdaten industrieller Projekte mit den Vorhersagen von *SORIS* ist in der Abbildung 3.11 dargestellt. Die dieser Darstellung zugrunde liegenden Daten sind im Anhang C.2 zu finden. Trotz der teilweise relativ großen Abweichungen der Werte sowohl in positive als auch in negative Richtung kann der Vergleich als zufriedenstellend angesehen werden. Der mittlere Fehler über den gesamten Datensatz liegt bei lediglich -0,14%.

Eine weitere, „indirekte“ Validierungsmethode besteht in der Überprüfung der wohlbekannten Gesetzmäßigkeiten aus der Luftfahrt, wie beispielsweise *Square Cube Law (SQL)* und *Economy of Scale (EoS)*. Das SQL besagt, dass wenn eine Komponente in der Dimension r skaliert wird, ändert sich ihr Volumen V und ihre Masse m kubisch, während die Oberfläche O sich quadratisch mit der Dimension ändert

$$\begin{aligned} \text{Oberfläche} &\sim r^2 \sim V^{2/3} \\ \text{Masse} &\sim r^3 \sim V \end{aligned}$$

Diese Gesetzmäßigkeit hat beispielsweise zur Folge, dass eine Flügelvergrößerung zu einer überproportionalen Flügelmasse führt. Bei Luftschiffen verliert dieses Gesetz dagegen seine Gültigkeit.

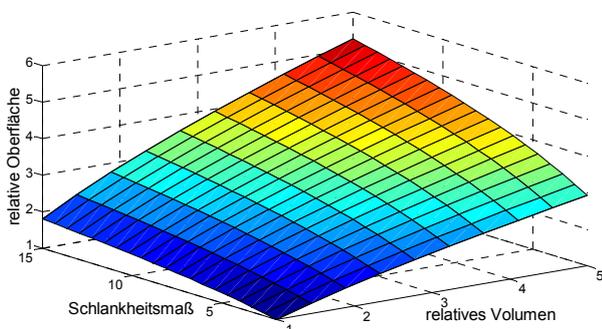


Abbildung 3.12: Änderung der Ellipsoidoberfläche mit Volumen und Schlankheitsmaß

Im Gegenteil, deren Effizienz steigt sogar mit der Dimension, da das Volumen und damit der aerostatische Auftrieb um eine Potenz schneller wachsen, als die Oberfläche. Diesen Zusammenhang macht die Abbildung 3.12 deutlich. Sie zeigt die relative Änderung der Oberfläche eines Rotationsellipsoids in Abhängigkeit von der Volumenänderung und dem Schlankheitsmaß. Es kann gezeigt werden, dass die Oberfläche neben Volumen auch von dem Schlankheitsmaß abhängt. Diese Abhängigkeit hat in etwa einen exponentiellen Charakter und kann mit guter

Näherung mit der Gl. (3.10) approximiert werden.

$$S \approx \underbrace{4,0236 \cdot \varphi^{0,3126}}_{k(\varphi)} \cdot V^{\frac{2}{3}} \quad (3.10)$$

Verfünffacht sich das Volumen bei einem Schlankheitsmaß von 1, so steigt die Oberfläche um den Faktor 2,92. Bei einem Schlankheitsmaß von 15 führt dagegen die gleiche Volumenvergrößerung zur Vergrößerung der Oberfläche um den Faktor 5,27. Das Schlankheitsmaß verstärkt somit (unterproportional) die Oberflächenvergrößerung.

Die EoS ist eine weitere Gesetzmäßigkeit in der Luftfahrt, wonach die Luftfahrzeuge mit steigenden Nutzlasten wirtschaftlicher werden. Dieser Trend ist sowohl für Flugzeuge als auch für Luftschiffe gültig und begründet sich v. A. durch die verbesserte Aerodynamik mit steigender Reynolds-Zahl. Zusätzlich wirken sich abnehmende Massenanteile wie beispielsweise die Avionik oder die Cockpitbesatzung positiv auf die Gesamtmassenbilanz aus. Unterproportional wachsende Massen wie beispielsweise der Hilfsturbine (APU) führen zusammen mit dem Schneeballeffekt der Massenzu- bzw. abnahme zu einem unterproportional wachsenden Gesamtgewicht.

Um die oben genannten Effekte zu verdeutlichen, wurde die Masse der Flügel und des Luftschiffkörpers, zwei Komponenten, die repräsentativ für zwei verschiedene Auftriebsarten stehen, für zwei extreme Hybridisierungsgrade bei verschiedenen Nutzlasten bestimmt. Die übrigen Missions- und Designparameter wurden dabei konstant gelassen (Reichweite = 1000 km, Flughöhe = 1500 m, Fluggeschwindigkeit = 150 km/h, Schlankheitsmaß = 6). Der kleinste mit dem Modell realisierbare Hybridisierungsgrad 0,1 soll die Flugzeuge und 0,95 die Luftschiffe darstellen. Der Verlauf der beiden Massen in der Abbildung 3.13 zeigt den progressiven Zuwachs der Flügelmasse (SQL) und den leicht degressiven Verlauf der Masse des Luftschiffkörpers, der ab ca. 25 t mit guter Näherung als linear steigend angesehen werden kann.

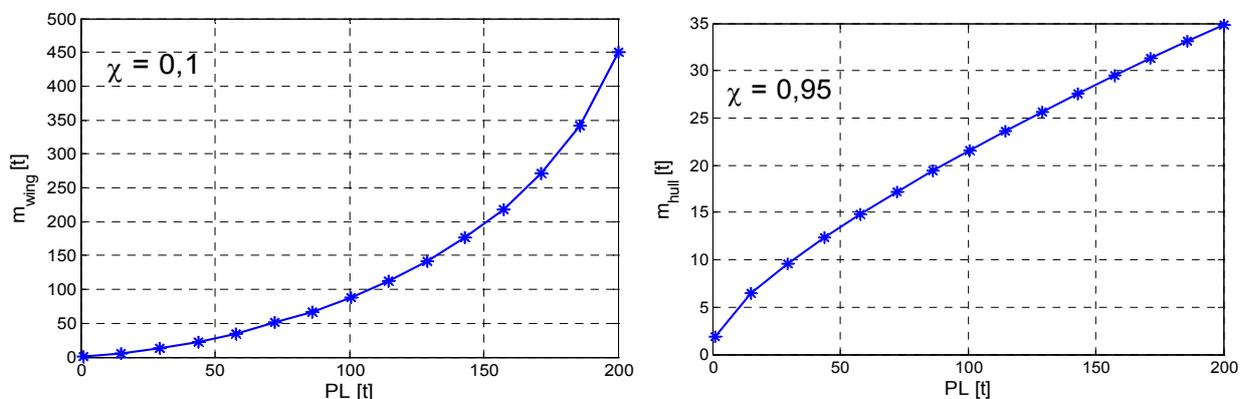


Abbildung 3.13: Massen der Flügel und des Luftschiffkörpers für unterschiedliche Nutzlasten

Mit dem Wissen dieser beiden Gesetzmäßigkeiten wird der Nutzlastfaktor (Definition siehe im Abschnitt 4.1) als Funktion der Nutzlast und des Hybridisierungsgrades für die gleiche Kombination der übrigen Parameter berechnet. Das Ergebnis ist in Abbildung 3.14, links dargestellt. Da für die Analyse nur der Verlauf der beiden Randkurven mit dem kleinsten ($\chi = 0,3$) und dem größten ($\chi = 0,9$) Hybridisierungsgrad von Interesse ist, werden diese Kurven als separate Grafik links dargestellt.

Die blaue Kurve im rechten Bild mit dem Hybridisierungsgrad von 0,9 entspricht in etwa dem eines Luftschiffes. Sie steigt, wie das SQL voraussagt, wurzelförmig. Bei einer Nutzlast von 1,9 t entspricht der Nutzlastfaktor in etwa dem des *Zeppelin NT07* von 0,24. Der Kurvenverlauf mit dem kleinsten Hybridisierungsgrad (ein dem Flugzeug ähnliches Vehikel) ist bei kleinen Nutzlasten ähnlich dem des Luftschiffes. Dieses Verhalten ist auf die oben besprochene EoS zusammen mit dem Schneeballeffekt zurück zu führen. Die Kurvenlinie für $\chi = 0,3$ beginnt etwas oberhalb der des Luftschiffes und entspricht mit $\gamma = 0,27$

ungefähr dem Nutzlastfaktor von kleinen Frachtflugzeugen, wie der *Cessna Grand Caravan* [27]. Mit zunehmender Nutzlast (ab etwa 25 t) greift das SQL immer stärker ein und lässt den Nutzlastfaktor bei höheren Nutzlasten sinken. Bei einer Nutzlast von 200 t wird ein Nutzlastfaktor von 0,43 erreicht. Dieser Wert ist für ein Frachtflugzeug wie etwa der *B-747F* relativ hoch. Wird jedoch die Tatsache beachtet, dass im vorliegenden Fall immerhin noch 30% des aerostatischen Anteils vorhanden sind und auch die übrigen Daten (Reichweite, Flughöhe und Geschwindigkeit) nicht direkt vergleichbar sind, kann der Kurvenverlauf als qualitativ richtig angesehen werden.

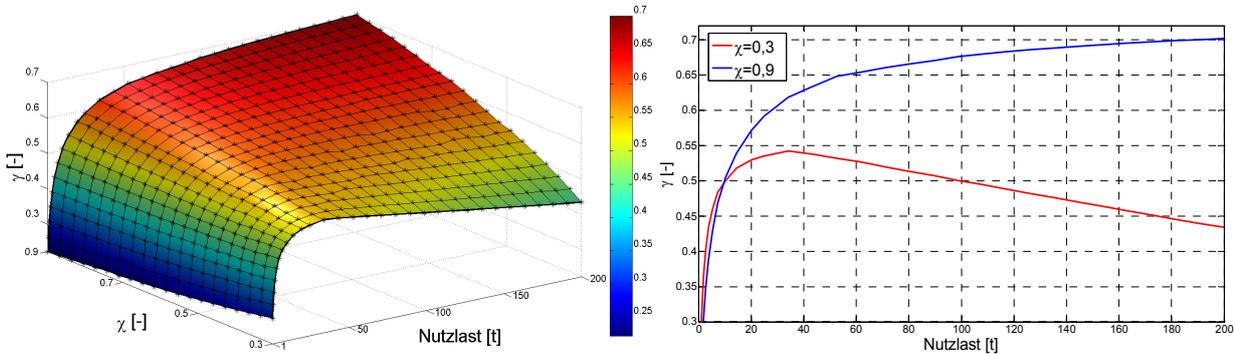


Abbildung 3.14: Nutzlastfaktor als Funktion der Nutzlast und des Hybridisierungsgrades

Der Einfluss des Hybridisierungsgrades auf den Nutzlastfaktor wird aus der dreidimensionalen Darstellung (linkes Bild) ersichtlich. Ausgehend von einer Randkurve (bsp. für $\chi = 0,3$) überführt er annähernd linear den Nutzlastfaktor in eine andere Randkurve. Diese Abhängigkeit ist jedoch von der Nutzlast abhängig. Bei kleineren Nutzlasten (bis ca. 25 t) sinkt der Nutzlastfaktor allmählich mit dem Hybridisierungsgrad. Bei größeren Nutzlasten hingegen kehrt sich dieser Trend um, und zwar wird der Nutzlastfaktor mit dem Hybridisierungsgrad immer besser. Der Hybridisierungsgrad wichtet somit die dominierenden nutzlastabhängigen Effekte beider Randkurven (Flugzeug vs. Luftschiff) gegeneinander.

3.3.2 Simulationsmodul

Das aerodynamische Modell spielt bei der dynamischen Simulation eines hybriden Luftfahrzeuges in dieser Arbeit eine herausragende Rolle. Insbesondere nichtlineare Aerodynamik des aerostatischen Auftriebskörpers, basierend auf dem modifizierten Modell nach *Jones* und *DeLaurier*, muss einer kritischen Expertise unterzogen werden. Dabei liegt es nahe, mangels entsprechender Daten für ein hybrides Luftfahrzeug, den Vergleich mit einem Luftschiff anzustellen.

Die Flugdynamik der Luftschiffe ist ein gut ergründetes Wissenschaftsgebiet. Zahlreiche Forschungsprojekte befassten sich in den 70-90er Jahren mit dem Thema und hinterließen einen breiten Fundus an Daten und Erkenntnissen. Zu den neusten Forschungsvorhaben gehört die zwischen 1996 und 2003 aktive und durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft geförderte (FOR 256) Forschergruppe „Luftschiff-technologie“ (FOGL) der TU Stuttgart. Im Rahmen dieser Forschergruppe wurden zahlreiche Aspekte der Aero- und Flugdynamik des unbemannten Solarluftschiffs „LOTTE“ untersucht und veröffentlicht (vgl. [44] - [46]). Ausgewählte Ergebnisse dieser Untersuchungen wurden der Validierung des Simulationsmoduls *VORIS*, das auf die entsprechende Konfiguration (eines Luftschiffes) angepasst wurde, zugrunde gelegt. Die Abbildung 3.15 zeigt die wichtigsten technischen Daten und ein Bild dieses Luftschiffes.

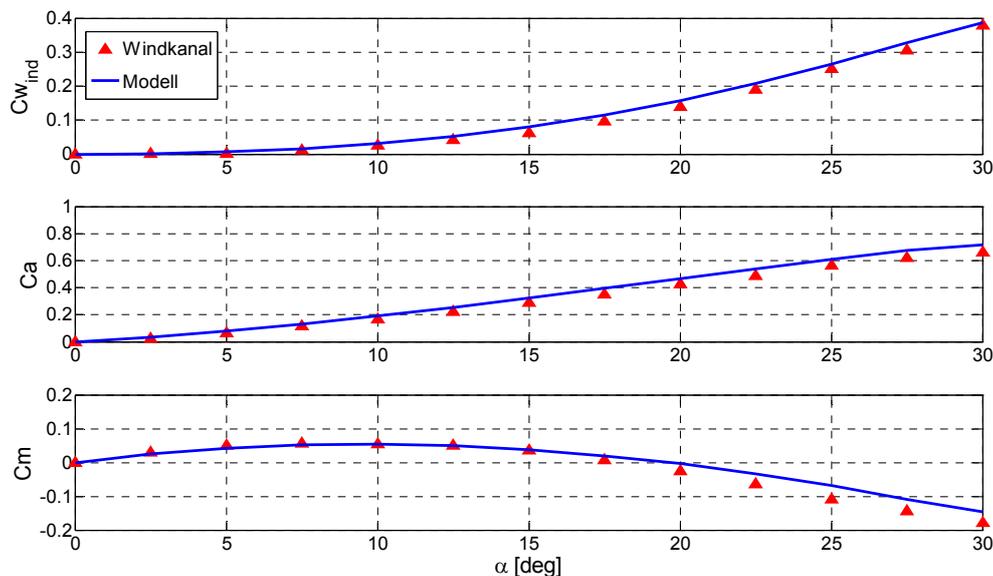


Abbildung 3.15: Solarluftschiff LOTTE [79], [91]

Gesamtvolumen:	109	[m ³]
Länge:	15	[m]
Größter Durchmesser:	4,0	[m]
Spannweite der Leitwerke:	4,4	[m]
max. Flughöhe:	1000	[m]
max. Geschwindigkeit:	45	[km/h]
Rüstmasse:	135	[kg]

a) Stationäres Verhalten

Die stationären aerodynamischen Kräfte und Momente können einen ersten und entscheidenden Aufschluss über die Güte des entsprechenden Simulationsmodells geben, denn deren richtige Modellierung hat einen wesentlichen Einfluss auf die Flugdynamik. Zu diesem Zweck wurden die aerodynamischen Beiwerte aus den Windkanalmessungen von LOTTE [91] mit den generisch erzeugten Daten des VORIS-Moduls verglichen. Zum Einhalten der Strömungsähnlichkeitskennzahl (Re) wurde das simulierte Modell um den Faktor 1:20 entsprechend kleiner skaliert. Die Abbildung 3.16 zeigt den grafischen Verlauf der gerechneten und der Messwerte.

Abbildung 3.16: Vergleich der aerodynamischen Beiwerte VORIS vs. LOTTE, $Re_v = 3,9 \times 10^5$

Auf dem oberen Bild wird der Verlauf des auftriebsabhängigen Widerstandsbeiwertes angegeben. Im Bereich der kleinen Anstellwinkel bis etwa 10° ist eine gute Übereinstimmung zwischen den gemessenen und den gerechneten Werten festzustellen. Ferner macht sich der Einfluss der nichtlinearen Effekte zunehmend bemerkbar. Die gerechneten Werte aus dem Modell liegen insgesamt etwas höher als die Werte aus der Windkanalmessung. Dieser Trend setzt sich beim Auftriebsbeiwert fort (mittleres Bild). Die Momentenbeiwert-Kurve zeigt hingegen eine leichte Abnahme bezüglich der Referenzwerte (unteres Bild) im Bereich ab ca. 15° Anstellwinkel. Die Ursachen für diese Abweichungen sind vielfältiger Natur. Zum einen kann die Geometrie des Referenzluftschiffes mit den modelleigenen Mitteln nur bedingt genau abgebildet werden. Das Modell geht bei der Hüllenform von einem Rotationsellipsoid aus, wäh-

rend *LOTTE* zwar auch rotationssymmetrisch ist, aber im Grundriss einige Abweichungen im Bug- und insbesondere im Heckbereich aufweist (vgl. Abbildung 3.17, links). Ähnliches gilt auch für die Leitwerke, deren aerodynamische Eigenschaften innerhalb des Modells nur über den Grundriss abgebildet werden können.

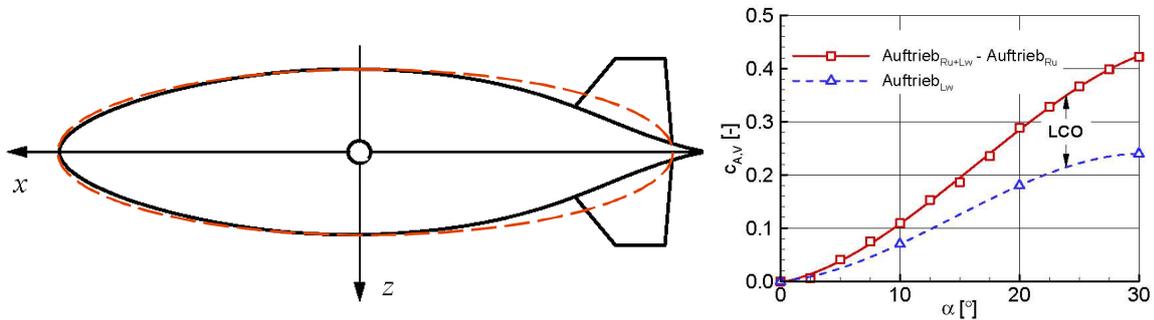


Abbildung 3.17: *LOTTE*. Links: Grundriss, rechts: Einfluss der Hülle auf die Leitwerke [92]

Viel mehr sind die Unterschiede in der komplexen Aerodynamik des Heckbereichs, die von starker Nichtlinearität und 3D-Effekten geprägt ist, zu suchen. In [92] berichtet *Lutz* über die experimentellen Untersuchungen der Interferenzeffekte zwischen dem Rumpf (Hülle) und den am Heck platzierten Leitwerken des Luftschiffes *LOTTE* und geht dabei auf die auftretenden Strömungsphänomene ein. Sehr typisch für die Umströmung solcher Körper ist die selbst bei kleinen Anstellwinkeln einsetzende Strömungsablösung stromab des maximalen Rumpfradius und deren starke Ausbreitung in die 3. Dimension (quer zur Strömungsrichtung).

Die Komplexität der Heckumströmung macht sich auch an der Aerodynamik der Leitwerke bemerkbar. Als ein Beispiel dazu sei der sog. „Lift Carry Over“-Faktor (LCO) zu nennen. Er beschreibt den Auftriebszuwachs am Leitwerk infolge des Rumpfeinflusses. Die Abbildung 3.17 (rechts) zeigt den für das Luftschiff *LOTTE* experimentell bestimmten LCO. Der Verlauf zeigt eine sehr starke Nichtlinearität dieses Strömungsphänomens, welches auch in mehreren anderen Untersuchungen zur Luftschiffaerodynamik festgestellt wurde (vgl. z.B. [30], [32], [47]).

Bei den beiden angesprochenen Effekten stößt das entwickelte aerodynamische Modell von *SORIS* an seine Grenzen. Ablöseeffekte konnten mit keiner verfügbaren analytischen Methode im Modell berücksichtigt werden. An dieser Stelle können nur moderne CFD-Verfahren eine Abhilfe schaffen. Der aerodynamischen Interferenz zwischen dem aerostatischen Auftriebskörper und den Tragflächen wird im Modell zwar Rechnung getragen (vgl. Abschnitt 2.5.2), der Korrekturfaktor ist aber konstant, d.h. unabhängig vom Anstellwinkel.

In Anbetracht der getroffenen Annahmen und Vereinfachungen können die festgestellten Diskrepanzen zwischen den Ergebnissen der Modellrechnung und den Referenzwerten als akzeptabel und das stationäre aerodynamische Modell als geeignet für die bevorstehenden Untersuchungen angesehen werden.

b) Dynamisches Verhalten

Die Betrachtung des dynamischen Verhaltens für Validierungszwecke erfolgt separat für die Längs- und Seitenbewegung. Für die Längsbewegung wurde ein Datensatz aus der Versuchskampagne zur Systemidentifizierung (vgl. [78] und [164]) des Luftschiffes *LOTTE* mit der Bezeichnung „Flug F455e“ ausgewählt. Bei diesem Flug wurde das vollständig ausgetrimmte Luftschiff mit 98% statischer Schwere (B/G) von einem horizontalen Geradeausflug mit ca. 10 m/s Fluggeschwindigkeit aus mit einer Dublette über das Höhenruder angeregt. Die relevanten Flugdaten wurden mit dem „on-board“ Messsystem aufgezeich-

net. Weiterführende Informationen zur Instrumentierung, dem Versuchsaufbau und -durchführung sind Wimmer [164] zu entnehmen.

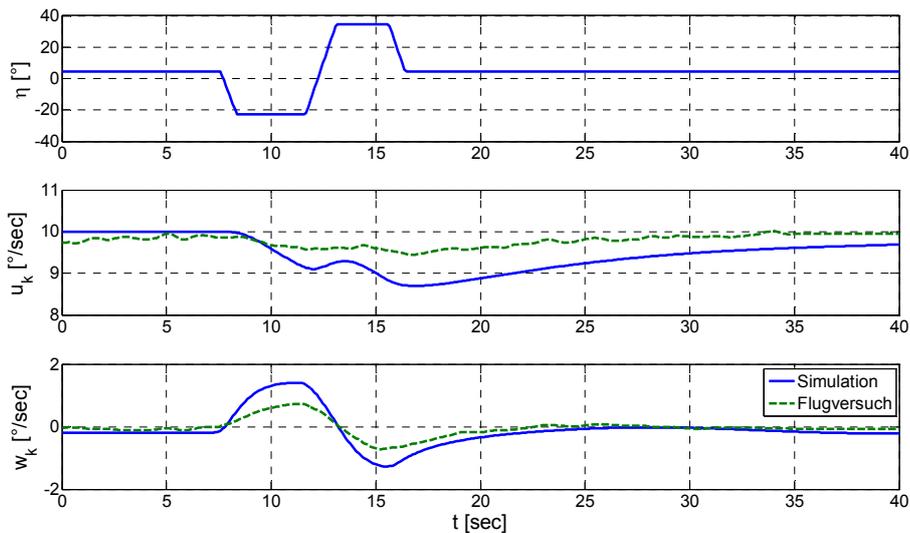


Abbildung 3.18: Vergleich der translatorischen Geschwindigkeiten aus der Simulation mit Messdaten von LOTTE

Die Abbildung 3.18 zeigt die Gegenüberstellung der Messdaten und der mit Hilfe von *VORIS* erzeugten Simulation für die translatorischen Geschwindigkeiten der Längsbewegung und den korrespondierenden Höhenruderausschlag. Im ausgetrimmten Zustand hat das Luftschiff ein kopflastiges Moment, welches mit der positiven Auslenkung des Höhenruders von ca. 6° kompensiert werden muss. Während des Anregevorgangs folgt der Verlauf der beiden Zustandsgrößen aus der Simulation tendenziell denen aus dem Flugversuch. Die zeitlichen Verläufe der Amplituden beider Geschwindigkeiten weichen nur gering (max. ca. 1,5 m/s) von den gemessenen Werten ab. Bei der Vertikalgeschwindigkeit ist eine deutlich verzögerte Reaktion auf die Störung, verbunden mit kleineren Extrema, zu beobachten. Nach dem Abklingen der Störung kehrt das Modell analog zum realen Liftschiff in seine Ausgangslage zurück.

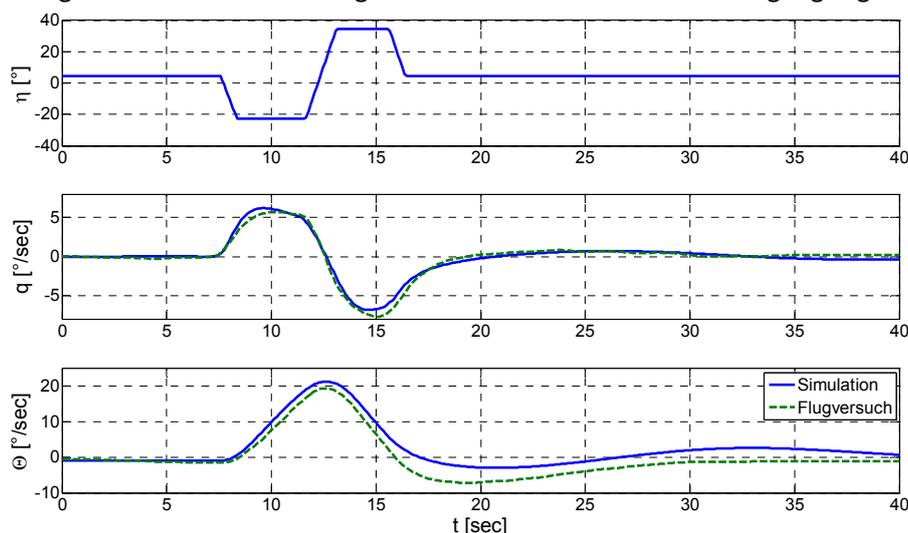


Abbildung 3.19: Vergleich der Nickgeschwindigkeit und -lage aus der Simulation mit Messdaten von LOTTE

Auch der zeitliche Verlauf der Nickgeschwindigkeit und der daraus resultierenden Längslage, dargestellt in der Abbildung 3.19, gibt den realen Verlauf dieser Zustandsgrößen gut wieder. Zu beobachten ist eine Tendenz zur schnelleren Reaktion auf den Höhenruderausschlag, die aber deutlich geringer als z.B. bei der Vertikalgeschwindigkeit ausfällt. Die maximalen Werte der Nickgeschwindigkeit und des Nickwinkels

liegen sehr dicht bei den gemessenen und das Abklingen der Störungsantwort verläuft sehr nahe zum realen Flug.

In der Seitenbewegung wird mangels anderer Datenquellen das Ergebnis der Simulationsrechnung für das Luftschiff *LOTTE* aus *Kämpf* [71] als Referenz herangezogen. Die Abbildung 3.20 stellt den Vergleich beider Simulationsmodelle grafisch dar. Es ist eine allgemeine Tendenz zu geringfügig erhöhten Amplituden in der Anfangsreaktion im Fall von *VORIS* zu beobachten. Die quasi stationären Werte sind nahezu identisch.

Wie auch bei dem Vergleich der stationären aerodynamischen Beiwerte sind die Ursachen der Abweichungen der dynamischen Reaktionen von den als Referenz angenommenen Werten vielfältig. Die dort bereits genannten Diskrepanzen finden sich in der instationären Aerodynamik einer dynamischen Simulation unverkennbar wieder. Hinzu kommen noch diverse Faktoren, wie beispielsweise Dynamik der Stellglieder oder Messunsicherheiten respektive der Umwelteinflüsse, die im realen Flug eine bedeutende Rolle spielen können und im Simulationsmodell kaum oder gar nicht berücksichtigt werden. Somit ist bei dem vorliegenden Detaillierungsgrad der Modellbildung und deren theoretischen Eindringtiefe eine detailgetreue Rekonstruktion eines realen Fluges nahezu undenkbar. Selbst bei einem viel komplexeren dynamischen Modell des Luftschiffs Lotte nach [71], mit CFD- und windkanalgestützten Parametern stellt eine solche Modellierung (vgl. *Wimmer* [164]) eine erhebliche Herausforderung dar. Die zusammenfassende Betrachtung der dynamischen Reaktionen zeigt jedoch eine gute Übereinstimmung der *VORIS*-Simulation mit den Referenzwerten sowohl in der Längs- als auch in der Seitenebene.

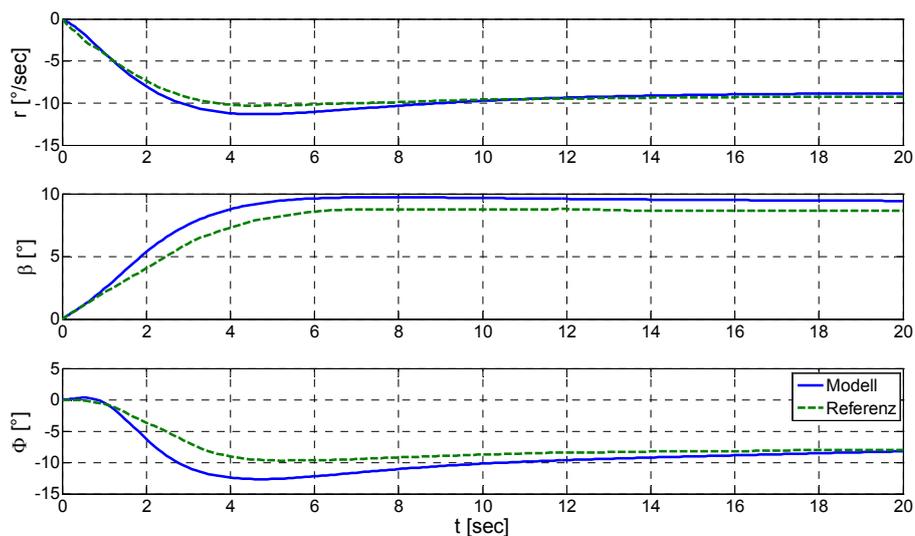


Abbildung 3.20: Vergleich der Zustandsgrößen der Seitenbewegung aus der Simulation mit *VORIS* und nach *Kämpf* [71]

In der Tabelle 3.2 sind mittlere Abweichungen der Referenzgrößen und der mit dem Simulationsmodul *VORIS* bestimmten Werte angegeben. Alle Abweichungen liegen aus der Sicht des Autors in einem für den angestrebten Genauigkeitsgrad akzeptablen Bereich und lassen einen Schluss über die Verwendbarkeit des Simulationsmoduls zu.

Längsebene:	Seitenebene:
$\Delta u \approx 0,4 \text{ [m/s]}$ $\Delta w \approx 0,2 \text{ [m/s]}$	$\Delta r \approx 0,46 \text{ [°/s]}$ $\Delta \beta \approx 0,9 \text{ [°]}$
$\Delta q \approx 0,32 \text{ [°/s]}$ $\Delta \Theta \approx 2,5 \text{ [°]}$	$\Delta \Phi \approx 1,44 \text{ [°]}$

Tabelle 3.2: Mittlere Fehler beim Vergleich der Manöver in der Längs- und Seitenebene

3.4 Numerische Optimierung

Der modulare Aufbau und hohe Parametrisierungsgrad der beiden Softwaremodule zum Entwurf und zur dynamischen Simulation der Hybriden Luftfahrzeuge bieten ein breites Arbeitsfeld für numerische Untersuchungen an. Bestimmte Fragestellungen im Rahmen dieser Untersuchungen lassen sich sehr effizient behandeln, indem sie als Optimierungsaufgaben formuliert werden. Einige Beispiele dieser Einsatzmöglichkeiten innerhalb von *SORIS* wurden am Anfang des Kapitels bereits genannt. Auf die anderen Einsatzbeispiele wird explizit im Kapitel 4 der vorliegenden Arbeit eingegangen.

Innerhalb der Entwicklungsumgebung *Matlab* stehen dem Benutzer zahlreiche Möglichkeiten für numerische Optimierungen zur Verfügung, die sich je nach Problemstellung eines breiten Spektrums von Optimierungsverfahren bedienen. In den meisten hier anzutreffenden Fällen besteht die Optimierungsaufgabe in der Minimierung einer nichtlinearen mehrdimensionalen Zielfunktion, deren Parameter nicht zwingend stetige Ableitungen besitzen. Für solche Fälle hat sich das gradientenfreie Verfahren nach *Nelder* und *Mead* [116] (das sog. „*Downhill-Simplex-Verfahren*“) als besonders robust herauskristallisiert.

Das *Downhill-Simplex-Verfahren* basiert auf einem Volumenkörper im N-dimensionalen Parameterraum, der mit N+1 Eckpunkten aufgespannt wird. Dieses Gebilde wird als Simplex bezeichnet. Die Koordinaten jedes Punktes entsprechen dabei einem Satz der gesuchten bzw. zu optimierenden Parameter mit dem entsprechenden Funktionswert, der als Zielfunktion anzusehen ist. Unter diesen N+1 Punkten werden der „schlechteste“ und der „beste“ Funktionswert ermittelt. Von einem Iterationsschritt zum nächsten wird der „schlechteste“ dieser Punkte durch einen neu generierten Punkt ersetzt. Der „beste“ Punkt wird als bisher beste Lösung beibehalten. Der eigentliche Vorteil dieser Strategie besteht in der Berechnung der Koordinaten des neuen Simplex im nächsten Iterationsschritt. Dabei kann das Simplex, ausgehend von der aktuellen Position, reflektieren oder kontrahieren bzw. expandieren. Die Iteration wird so lange weitergeführt, bis das Konvergenzkriterium erfüllt ist. Das Simplex verlagert sich dabei in Richtung des lokalen Optimums und zieht sich um dieses herum. Dieser Ablauf ist im Anhang A.7 als ein Flussdiagramm grafisch dargestellt.

Wird im Folgenden in Bezug auf eine durchgeführte Optimierung explizit kein anderes Verfahren angegeben, so ist stets das *Downhill-Simplex-Verfahren* gemeint.

Entwurf und flugdynamische Bewertung von hybriden Luftfahrzeugen

4.1 Parameterstudien

Die folgende Parameterstudie zeigt den Einfluss einiger relevanter Entwurfs- und Missionsparameter auf die Effizienz des jeweiligen Entwurfs, wobei der Begriff „Effizienz“ in diesem Zusammenhang zunächst einmal zu definieren ist. Im Rahmen dieser Studie werden folgende Parameter untersucht: Nutzlast, Reichweite, Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, Schlankheitsmaß und Hybridisierungsgrad. Die Festlegung dieser Parametermenge beruht auf Erkenntnissen aus Literaturstudien (vgl. Abschnitt 1.3) und eigener ingenieurmäßiger Erfahrung des Verfassers.

Als Resultat der Parameterstudien werden Informationen erwartet, die bei der Vorgabe missionsspezifischer Parameter (Reichweite und Nutzlast) die Bestimmung übriger Entwurfsparameter (aus der Menge der Untersuchten) für einen optimalen bzw. effizienten Entwurf ermöglichen.

Für die Beurteilung der Entwurfseffizienz werden an dieser Stelle die aus dem Flugzeugbau wohl bekanntesten massenspezifischen Kennzahlen Nutzlastfaktor $\gamma = m_{PL} / m_{TO}$, Kraftstofffaktor $\kappa = m_{fuel} / m_{TO}$ und Rüstmassenfaktor $\beta = m_{OEM} / m_{TO}$ eingeführt.

Der *Nutzlastfaktor* bezieht die Nutzlast auf das Abfluggewicht, wodurch sich eine spezifische Kennzahl ergibt, mit der auch technologisch und konfiguratив unterschiedliche Luftfahrzeuge untereinander vergleichbar sind. Der Nutzlastfaktor ist jedoch stark reichweitenabhängig, da mit steigender Reichweite der Kraftstoffanteil zunimmt. Zudem berücksichtigt der Nutzlastfaktor nicht den Einfluss der Fluggeschwindigkeit. Somit ist der Nutzlastfaktor ein Ausdruck der Effizienz eines Transportvehikels ohne Beachtung der Geschwindigkeit oder der Reichweite. Der *Kraftstofffaktor* gibt den Kraftstoffanteil an der Gesamtmasse wieder. Je niedriger dieser Massenanteil bei gleicher Reichweite und Fluggeschwindigkeit ist, desto geringer sind die kraftstoffbezogenen Betriebskosten. Somit spiegelt dieser Faktor die aerodynamische Güte eines Luftfahrzeugs und die Effizienz seiner Propulsion wider. Der *Rüstmassenfaktor* ist der Quotient aus der Rüst- und der Abflugmasse. Er wird durch die Betriebsleermasse (OEM) bestimmt und stellt den strukturmechanischen Gütefaktor dar. Dies beinhaltet die Struktur, den Antrieb sowie die feste Ausrüstung eines Luftfahrzeugs. Sein Wert gibt Auskunft über die technologische Effizienz (Strukturausnutzung) des jeweiligen Luftfahrzeugs. Die Summe aller drei Faktoren ist definitionsgemäß gleich eins.

Ein weiterer Vorteil der massenspezifischen Kennzahlen besteht in deren Korrelation mit direkten Betriebskosten (*DOC*) und somit einer Möglichkeit der Wirtschaftlichkeitsbewertung entsprechender Luft-

fahrzeuge. Werden diese Kosten auf die Transportarbeit (TKO) bezogen und vereinfachend in zwei Anteile zerlegt, so kann gezeigt werden, dass

$$\frac{DOC}{TKO} \left[\frac{\text{€}}{t \cdot km} \right] = \frac{C_1 \cdot \beta}{\gamma \cdot R} + \frac{C_2 \cdot \kappa}{\gamma \cdot R} \quad (4.1)$$

Dabei subsumiert der erste Term in der Gl. (4.1) die Kosten für gekaufte Flugzeugmasse und der zweite – den stündlichen Kraftstoffverbrauch. Die beiden Konstanten C_1 und C_2 drücken den Flugzeug- bzw. Kerosinpreis aus (vgl. [150]).

4.1.1 Nutzlast-, Kraftstoff- und Rüstmassenfaktor

Bevor mit der Interpretation der massenspezifischen Kennzahlen bei der Parametervariation begonnen werden kann, ist es zunächst sinnvoll nachzuvollziehen, wie sich die Masse einzelner Komponenten eines hybriden Luftfahrzeugs gemäß den Definitionen aus Abschnitt 2.3 bei dieser Parametervariation verhalten. Für diesen Zweck wurden für drei typische Nutzlastenklassen (10, 50 und 100 t) und drei verschiedene Hybridisierungsgrade für eine Reisegeschwindigkeit von 150 km/h, eine Flughöhe von 1500 m und ein Schlankheitsmaß von 6 bei einer Reichweite von 1000 km die prozentualen Massenanteile der Komponenten bestimmt. Die Ergebnisse sind in der Abbildung 4.1 als Tortendiagramme in Matrixform dargestellt.

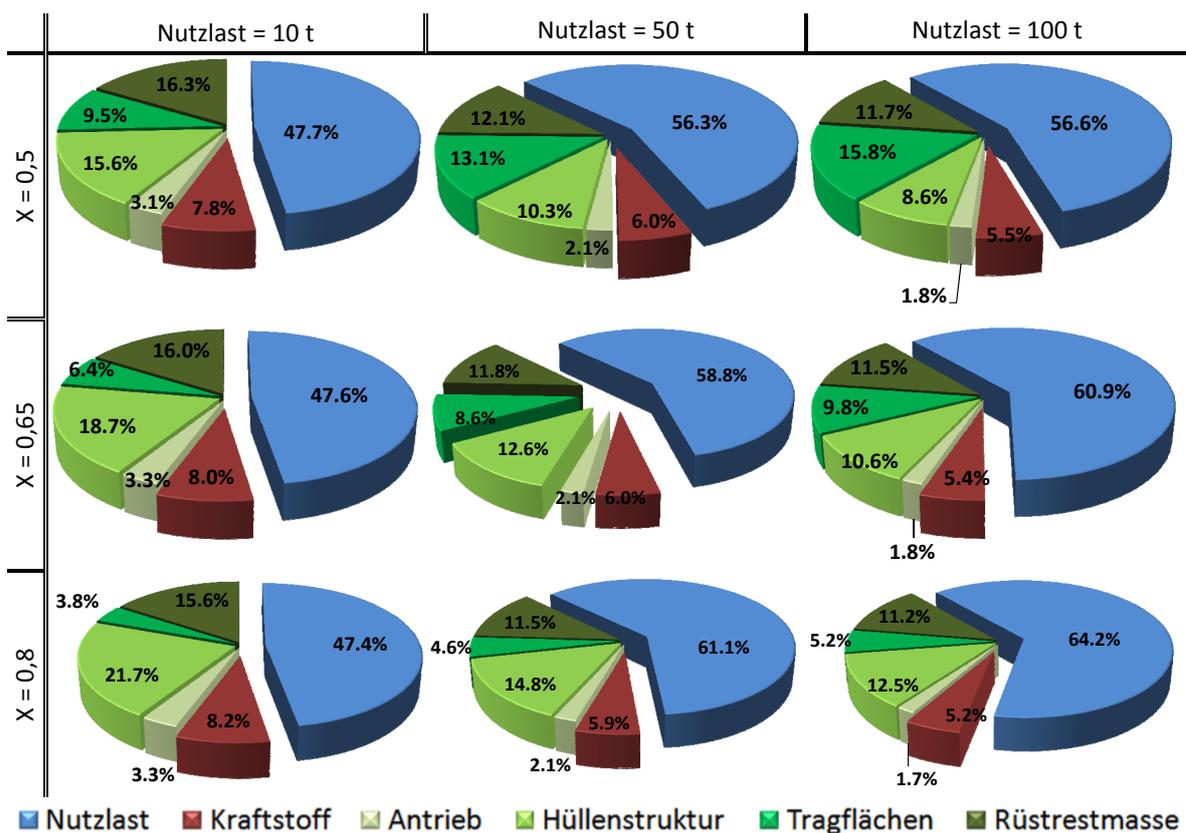


Abbildung 4.1: relative Komponentenmassen bei Variation von Hybridisierungsgrad und Nutzlast

Für die bessere Übersichtlichkeit wurden die Massen einiger Komponenten zusammengefasst. So beinhaltet die Masse der Tragflächen sowohl die Flügel, als auch die Seitenleitwerksmasse, die Hüllenstruktur beinhaltet alle Massenkomponenten m_{hull} gemäß der Gl. (2.27) und die Reistrüstmasse setzt sich zusammen aus der Masse der Nutzlastplattform inklusive Fahrwerk und der Masse der festen Ausrüstung.

Auffällig in der Darstellung ist der relativ hohe Nutzlastfaktor. Mit Werten zwischen 47 und 64 Prozent ist er deutlich höher als bei Flugzeugen. Beachtet man jedoch die wesentlich geringere Fluggeschwindigkeit und Reichweite im Vergleich zu den Flugzeugen und einen somit deutlich geringeren Kraftstoffanteil an der Gesamtmasse, so ist der Wert auch erklärbar. Im Vergleich mit den anderen hybriden Luftfahrzeugen (vgl. Abschnitt 3.3.1) liegen die Werte des Nutzlastfaktors auf dem erwarteten Niveau. Der Anteil der Rüstmasse hat eine klare Abhängigkeit von der Gesamtmasse und somit von der Nutzlast, da deren Bestandteile von diesen beiden Größen direkt abhängig sind. Im betrachteten Bereich bleibt der Anteil der Reistrüstmasse stets unter dem Niveau der Nutzlast. Die Anteile von Kraftstoff und Antriebseinheit fallen insgesamt sehr gering aus. Die Werte variieren zwischen 5,2% und 8,2% für den Kraftstoff und zwischen 1,7% und 3,3% für den Antrieb und verbessern sich bedingt durch die *EoS* mit steigender Nutzlast. Für die Masse der Hüllenstruktur und der Tragflächen ist dagegen das *SQL* maßgebend, die Trends sind allerdings gegenläufig. So führt die Erhöhung der Nutzlast zur überproportionalen Zunahme der Flügelmasse, die Masse der Hüllenstruktur dagegen wächst durch die unterproportionale Oberflächenvergrößerung auch unterproportional (vgl. Abbildung 3.12).

Der Hybridisierungsgrad spielt bei dieser Betrachtung eine eher untergeordnete Rolle. Die Abhängigkeit des Nutzlastfaktors von beiden Parametern wurde bereits diskutiert (vgl. Abschnitt 3.3.1). Für die Masse der Tragflächen und der Hüllenstruktur ist er ein trivialer Einflussfaktor, da er den Proporz der beiden Auftriebsanteile festlegt und somit deren Massen direkt beeinflusst. Die restliche Rüstmasse ist vom Hybridisierungsgrad nahezu unabhängig, da sie primär durch die Gesamtmasse beeinflusst wird, diese aber relativ schwach mit dem Hybridisierungsgrad variiert (vgl. Tabelle C.1 im Anhang).

In der Abbildung 4.2 ist der Kraftstoff- und Rüstmassenfaktor als Funktion von Hybridisierungsgrad und Nutzlast aufgetragen. Für den Kraftstofffaktor gilt zunächst unabhängig vom Hybridisierungsgrad, dass mit steigender Nutzlast der relative Kraftstoffanteil bei gegebener Reichweite degressiv sinkt. Dieser allgemeine Trend ist bei allen Hybridisierungsgraden zu finden. Der Einfluss des Hybridisierungsgrades ist ähnlich dem des Nutzlastfaktors. Die Ausprägung ist jedoch wesentlich schwächer, was man an der relativ (im Vergleich zur Abbildung 3.14) schwachen Neigung der Linien konstanter Nutzlast erkennt. Somit kann festgestellt werden, dass die kraftstofftreibenden Faktoren wie etwa der Widerstand eines HAV in ungefähr gleicher Weise sowohl von der aerostatischen als auch von der aerodynamischen Auftriebserzeugung abhängen.

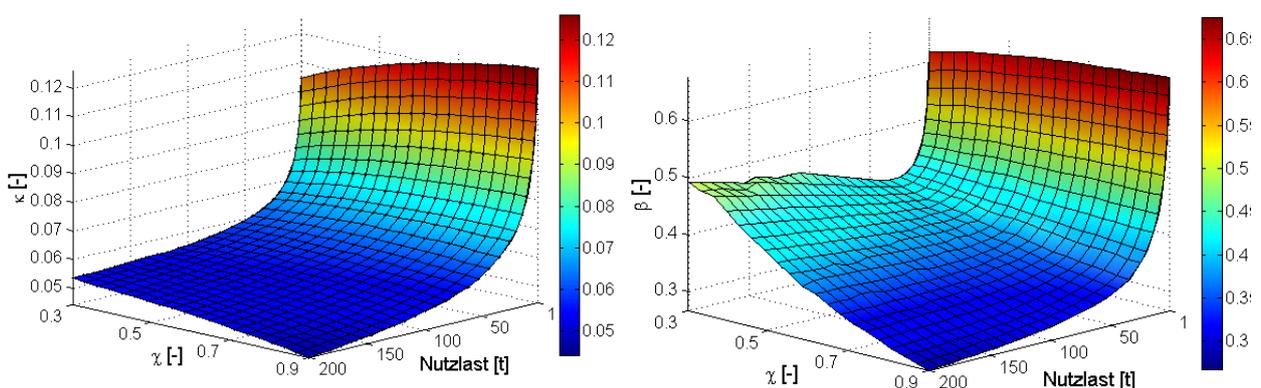


Abbildung 4.2: Kraftstoff- und Rüstmassenfaktor als Funktion von Hybridisierungsgrad und Nutzlast

Der Rüstmassenfaktor (rechtes Bild) ergibt sich aus dem Verlauf der beiden anderen Faktoren, mit dem Wissen, dass die Gesamtsumme immer gleich eins ist. Beachtet man jedoch relativ kleine Werte des Kraftstofffaktors, so folgt der Verlauf des Rüstmassenfaktors tendenziell dem Reziprokwert des Nutzlastfaktors. Auch in diesem Fall kommt die Wirkung der oben beschriebenen Gesetzmäßigkeiten des *SQL* und der *EoS* auf die Komponentenmassen eines Luftfahrzeugs zum Tragen. Während der Rüstmassenan-

teil bei großen Hybridisierungsgraden mit der Nutzlast und damit der Abflugmasse immer weiter sinkt, so gibt es bei kleineren Hybridisierungsgraden ein ausgeprägtes Minimum des Rüstmassenfaktors, das im Bereich der Nutzlasten von etwa 50 t liegt.

Die mit Abstand wichtigsten Faktoren bei der Bestimmung der Rüstmasse und somit des Rüstmassenfaktors sind die Flügel- und Hüllenmassen. Sie werden daher separat in Form ihrer Anteile an der Gesamtmasse in Anhängigkeit von den gleichen Parametern wie beim Rüstmassefaktor in Abbildung 4.3 dargestellt. Der Verlauf dieser beiden Größen konnte qualitativ bereits anhand der Massendia-gramm-Matrix (Abbildung 4.1) antizipiert werden.

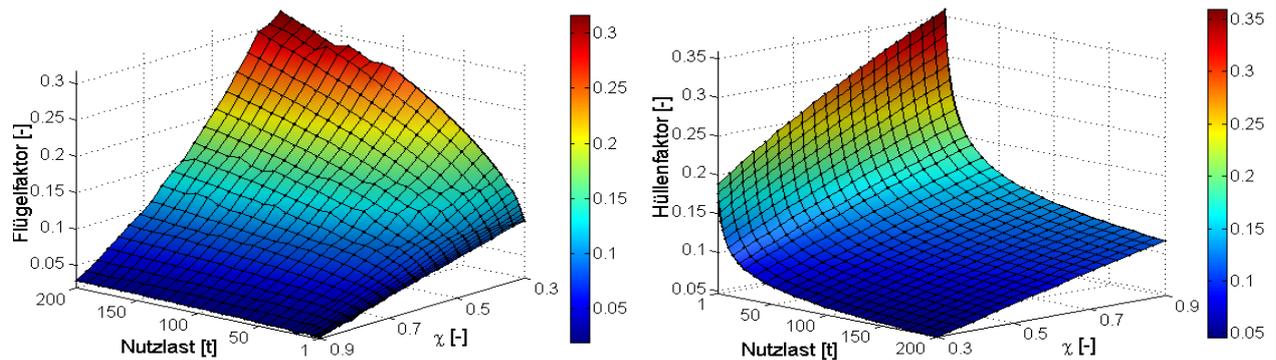


Abbildung 4.3: Flügel- und Hüllenfaktor als Funktion von Hybridisierungsgrad und Nutzlast

Der Massenanteil der Flügel ist bei hohen Hybridisierungsgraden erwartungsgemäß klein und der Einfluss der Nutzlast ist im Verhältnis beinahe vernachlässigbar. Der Flügel faktor wächst in etwa umgekehrt proportional zum Hybridisierungsgrad. Mit steigender Nutzlast verstärkt sich der Einfluss des Hybridisierungsgrads und der Verlauf wird leicht progressiv. Bei niedrigen Hybridisierungsgraden ist der Einfluss der Nutzlast wesentlich größer als bei großen Hybridisierungsgraden. In diesem Bereich scheint der Einfluss des SQL eine dominierende Rolle zu haben.

Der Hüllenfaktor dagegen ist bei niedrigen Nutzlasten und hohen Hybridisierungsgraden maximal und verläuft tendenziell gegenläufig zum Flügel faktor. Die Hüllenmasse wächst bei hohen Nutzlasten mit steigendem Hybridisierungsgrad linear zur Nutzlast bzw. Abflugmasse, während bei niedrigen Nutzlasten die Hüllenmasse überproportional zur Abflugmasse steigt (vgl. Abbildung 3.13).

4.1.2 Schlankheitsmaß und Geschwindigkeit

Der Einfluss des Schlankheitsmaßes auf den Entwurf eines HAV ist vielfältig. Zum einen vergrößert das Schlankheitsmaß bei gegebenem Volumen die Hüllenoberfläche, was sowohl das Gewicht des Hüllenmaterials vergrößert, als auch den Reibungswiderstand der Hülle erhöht. Zum anderen wächst mit dem Schlankheitsmaß der Aufwand für die innere Struktur der Hülle, da die Biegespannungen vor allem mit der Länge der Hülle ansteigen. Auf der anderen Seite sinkt mit dem Schlankheitsmaß die Stirnfläche der Hülle und somit der Druckwiderstand. Alle genannten Faktoren verändern sich zwar in etwa proportional zu $V_{hull}^{2/3}$, üben aber in unterschiedlicher Weise Einfluss auf die Gesamtmasse aus. Die Hüllenoberfläche beispielsweise hat mit ihrem Flächengewicht einen unmittelbaren Einfluss auf die Gesamtmasse, während die beiden Widerstandsanteile sich nur indirekt über die Masse der Antriebseinheit in der Gesamtmasse wiederfinden.

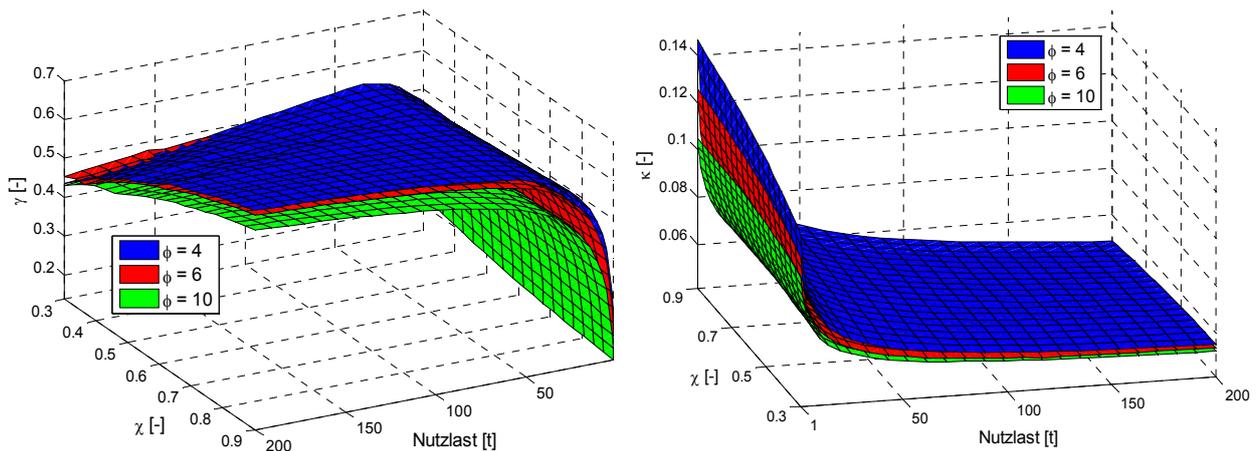


Abbildung 4.4: Nutzlast- (links) und Kraftstofffaktor (rechts) bei Variation des Schlankheitsmaßes

In der Abbildung 4.4 ist der Einfluss des Schlankheitsmaßes auf den Nutzlast- und den Kraftstofffaktor dargestellt. Es ist festzustellen, dass dieser relativ gering ausfällt und im Bereich der kleineren Nutzlasten stärker ausgeprägt ist. Offensichtlich heben sich unterschiedliche Auswirkungen dieses Parameters auf den Gesamtentwurf weitgehend auf. Da auch die Reisegeschwindigkeit (quadratisch) in die Widerstandsberechnung mit eingeht, wird deren Einfluss ebenfalls in die Auswertung einbezogen.

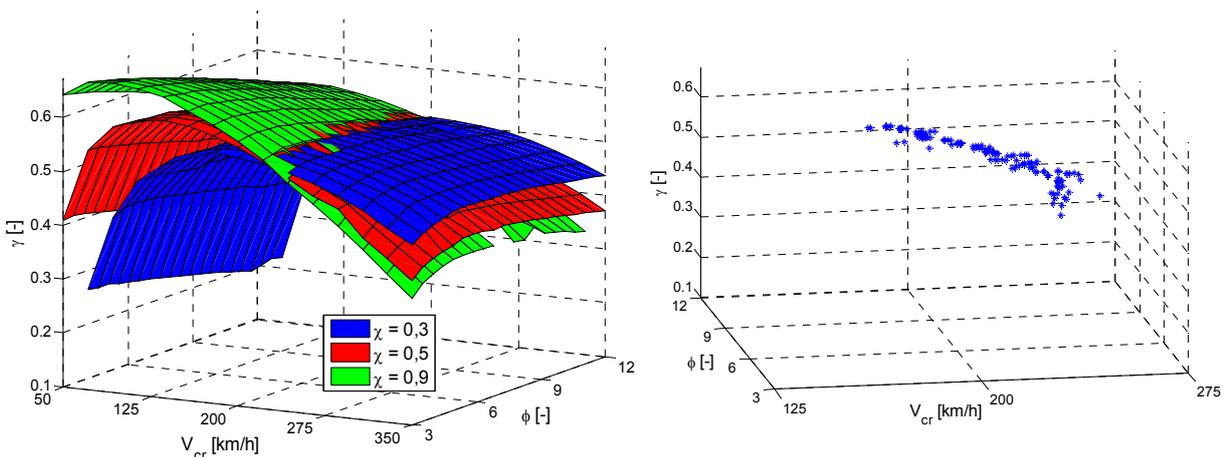


Abbildung 4.5: Nutzlastfaktor in Abhängigkeit von Schlankheitsmaß, Geschwindigkeit und Hybridisierungsgrad (links), Schnittpunkte der Flächen (rechts)

In der Abbildung 4.5 (links) ist der Nutzlastfaktor in Abhängigkeit des Schlankheitsmaßes und der Geschwindigkeit für drei unterschiedliche Hybridisierungsgrade bei einer Nutzlast von 50 t dargestellt. Je nach Hybridisierungsgrad zeigen die Flächen eine optimale Geschwindigkeit, bei der der Nutzlastfaktor den maximalen Wert erreicht. Diese Werte liegen bei größeren Hybridisierungsgraden höher und werden bei niedrigen Geschwindigkeiten erreicht. Der Einfluss der Geschwindigkeit wird nochmals detaillierter weiter unten betrachtet. Markanterweise bilden die drei Flächen einen Schnittbereich in dem Raum, der bei ungefähr gleichem Nutzlastfaktor von 0,55 und Geschwindigkeiten (anhängig vom Schlankheitsmaß) zwischen 180 und 250 km/h liegt. Dieser Bereich ist als Punktewolke in der Abbildung 4.5 (rechts) dargestellt. Diese Darstellung zeigt, dass ein Geschwindigkeitsbereich existiert, in dem der Nutzlastfaktor nahezu unabhängig vom Hybridisierungsgrad und dem Schlankheitsmaß ist und bei ca. 0,55 liegt.

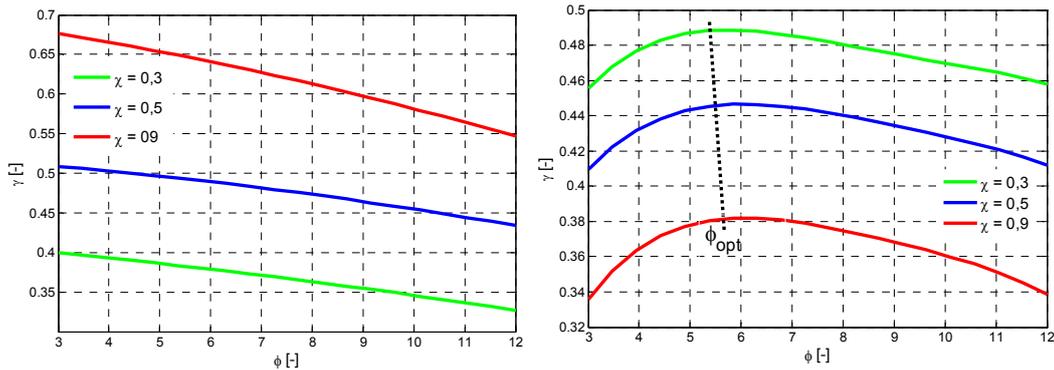


Abbildung 4.6: Nutzlastfaktor in Abhängigkeit von Schlankeitsmaß und Hybridisierungsgrad bei kleineren (links) und größeren (rechts) Geschwindigkeiten

Bei kleineren Geschwindigkeiten wird ein besserer Nutzlastfaktor immer bei kleineren Schlankeitsmaßen für alle Hybridisierungsgrade erreicht, wobei hier die LTA-Technologie eindeutig effizienter ist. Geht man zu den größeren Geschwindigkeiten über, so zeigen die Kurven gleicher Geschwindigkeit ein optimales Schlankeitsmaß, das nahezu unabhängig vom Hybridisierungsgrad ist und einen Wert im Bereich von sechs hat (siehe Abbildung 4.6). Dieses optimale Schlankeitsmaß ergibt allerdings bei kleineren Hybridisierungsgraden einen besseren Nutzlastfaktor. Die oben gemachten Ausführungen lassen folgende Aussage zu:

Soll ein hybrides Luftschiff bei einem vorgegebenen Hybridisierungsgrad zugunsten der höherer Reisegeschwindigkeiten ausgelegt werden, so ist hierfür ein Schlankeitsmaß von 5 bis 6 zu empfehlen. Dieses gilt allerdings nur für eine bestimmte Kombination weiterer oben definierter Entwurfs- und Missionsparameter.

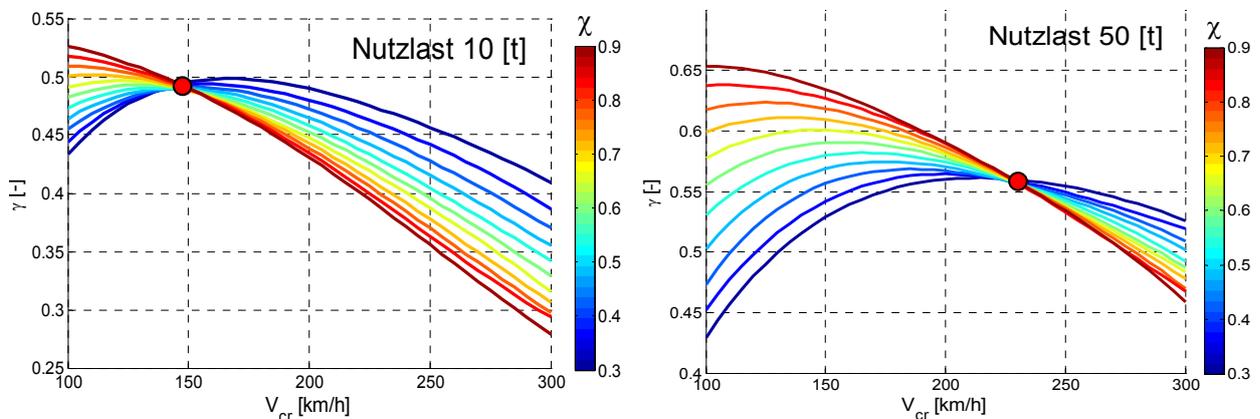


Abbildung 4.7: Nutzlastfaktor in Abhängigkeit von Fluggeschwindigkeit und Hybridisierungsgrad

Wird das Schlankeitsmaß bei 5 festgehalten und der Nutzlastfaktor nur in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit betrachtet, so zeigt sich, dass abhängig von der Nutzlast für jeden Hybridisierungsgrad eine optimale Fluggeschwindigkeit existiert. Bei dieser Fluggeschwindigkeit erreicht der Nutzlastfaktor seinen maximalen Wert. In der Abbildung 4.7 wurde diese Auswertung exemplarisch für zwei unterschiedliche Nutzlasten (10 t und 50 t) durchgeführt. Es kann beobachtet werden, dass mit steigender Nutzlast die optimalen Geschwindigkeiten und die dabei erreichten Nutzlastfaktoren steigen. Dieser Trend setzt sich auch bei größeren Nutzlasten fort (vgl. [95]).

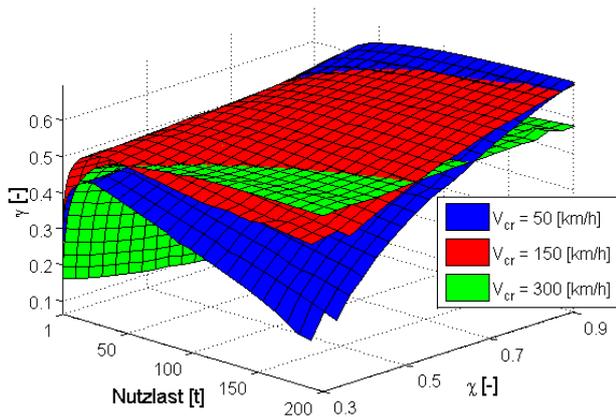


Abbildung 4.8: Nutzlastfaktor in Abhängigkeit von Hybridisierungsgrad, Nutzlast und Flugeschwindigkeit

Wie bereits in der Abbildung 4.5 gezeigt, besitzen alle Kurven gleichen Hybridisierungsgrades einen Schnittbereich (in den Diagrammen als roter Punkt markiert), der mit steigender Nutzlast immer größeren Fluggeschwindigkeiten entspricht. Bei diesen Geschwindigkeiten hat der Nutzlastfaktor zwar nicht den Maximalwert für den jeweiligen Hybridisierungsgrad, dieser ist aber bei allen Hybridisierungsgraden gleich und unterscheidet sich nicht wesentlich von den Optimalwerten. So liegt der Schnittpunkt aller Kurven für 10 t Nutzlast (linkes Bild) bei etwa 150 km/h und entspricht einem Nutzlastfaktor von 0,5. Betrachtet man die Kurven mit den Hybridisierungsgraden ab ca. 0,7, so liegen auch ihre Maxima in der Nähe dieses Bereichs. Wird der Nutzlastfaktor in Abhängigkeit von Hybridisierungsgrad und Nutzlast für drei verschiedene Fluggeschwindigkeiten aufgetragen (Abbildung 4.8), so ist zu beobachten, dass mit steigender Fluggeschwindigkeit der Einfluss des Hybridisierungsgrades ab ca. 25 t Nutzlast immer geringer wird. So besitzt die grüne Fläche (300 km/h) ein ausgeprägtes Plateau im Bereich von ca. 0,5 des Nutzlastfaktors. Offensichtlich befinden sich die gegensätzlichen Gesetzmäßigkeiten der Massenentwicklung bei dieser Geschwindigkeit in einer Art Gleichgewichtszustand, sodass hier eine Variation der Nutzlast und des Hybridisierungsgrades zu keinen signifikanten Entwurfsveränderungen führt.

4.1.3 Reichweite und Flughöhe

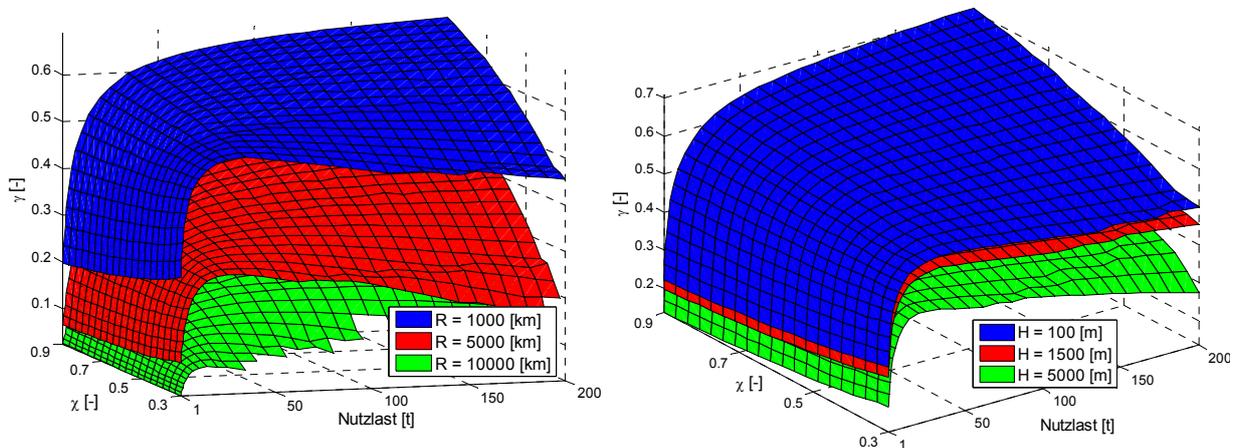


Abbildung 4.9: Einfluss der Reichweite (links) und Flughöhe (rechts) auf den Nutzlastfaktor

Der Einfluss der Reichweite und Flughöhe auf den Nutzlastfaktor ist im Vergleich zu anderen untersuchten Parametern eher trivial. Dieser Fakt ist aus den Diagrammen in Abbildung 4.9 ersichtlich. Mit steigender Reichweite sinkt erwartungsgemäß der Nutzlastfaktor aufgrund des zusätzlichen Kraftstoffes proportional. Mit steigender Flughöhe wächst aufgrund der Druckabnahme das Volumen des aerostatischen Auftriebskörpers, was zur Zunahme der Hüllenmasse führt. Die absinkende Luftdichte verringert ihrerseits die Flügeffektivität und führt zur Erhöhung der benötigten Flügelfläche und letzten Endes zur Erhöhung der Flügelmasse. Außerdem sinkt mit der Höhe der verfügbare Schub (vgl. Abbildung 2.7), sodass die Triebwerke mit der Höhe leistungsstärker und damit auch schwerer werden müssen. Die genannten Effekte führen, bedingt durch den Schneeballeffekt, zu einer signifikanten Zunahme der Ge-

samtmasse eines HAV und in der Folge zur Verschlechterung des Nutzlastfaktors. Auf die Darstellung des Einflusses der Reichweite und Flughöhe auf den Kraftstoff- und Rüstmassefaktor wird an dieser Stelle verzichtet und auf die Arbeit von Mathwig [95] für weitere Informationen verwiesen.

4.1.4 Parameteroptimierung

Im vorangegangenen Abschnitt wurde gezeigt, dass die Reisegeschwindigkeit und das Schlankheitsmaß als freie Entwurfsparameter einen großen Einfluss auf die Ergebnisse der Entwurfssynthese ausüben. Weiterhin besitzt der Nutzlastfaktor in Abhängigkeit dieser Parameter ein Maximum. Somit liegt es nahe, diese beiden Parameter innerhalb der Entwurfssynthese zu optimieren (vgl. Abschnitt 3.4) und nur diese Ergebnisse einer weiteren parametrischen Betrachtung zu unterziehen. Der Einfluss der Reichweite und der Flughöhe wird hierbei nicht untersucht und deren Werte bei 1000 km bzw. 1500 m konstant gelassen.

Bei der Wahl der Zielfunktion für die Optimierung wurde zugunsten des Kraftstofffaktors, der als Hauptanteil in den direkten Betriebskosten agiert, entschieden. Bei konstanter Reichweite und Nutzlast ist das äquivalent einer Optimierung auf kraftstoffspezifische Transportarbeit. Das hybride Luftfahrzeug, welches die vorgegebene Transportaufgabe mit dem geringsten Kraftstoffverbrauch absolviert, ist somit wirtschaftlicher und ökologischer, was besser den aktuellen und auch mit Sicherheit künftigen Marktanforderungen entspricht.

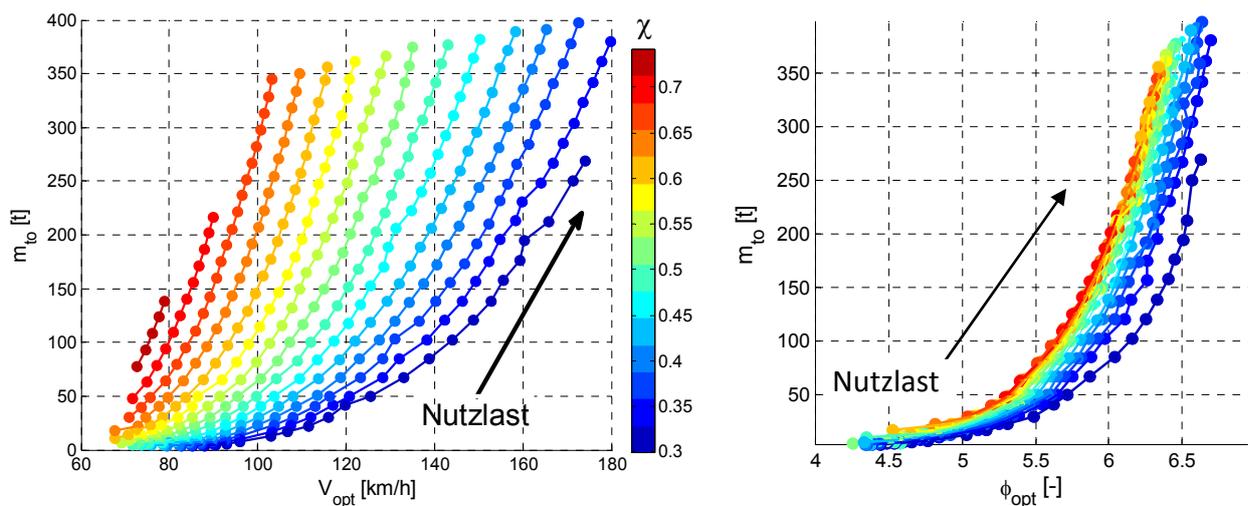


Abbildung 4.10: Abflugmasse in Anhängigkeit von optimaler Fluggeschwindigkeit (links) und optimalem Schlankheitsmaß (rechts)

Die Abbildung 4.10 zeigt den Verlauf der Abflugmasse für unterschiedliche Hybridisierungsgrade und die dazu errechneten optimalen Geschwindigkeiten auf der linken Seite sowie die optimalen Schlankheitsmaße auf der rechten Seite. Jeder Punkt markiert hierbei die vorgegebene Nutzlast. Ein konstanter Hybridisierungsgrad wird durch eine Linie gleicher Farbe gekennzeichnet. In der Darstellung steigt der Hybridisierungsgrad entsprechend der Farblegende im linken Bild, während die Nutzlast von links unten nach rechts oben entlang der Linien gleicher Farbe steigt. Das rechte Bild zeigt deutlich, dass die meisten optimierten Entwürfe bei einem Schlankheitsmaß von 5,5 bis 6,5 gefunden werden. Dieser Bereich wurde bereits oben in Bezug auf den maximalen Nutzlastfaktor identifiziert. Hier scheint das optimale Verhältnis zwischen dem nutzbaren Hüllenvolumen und der (schädlichen) Oberfläche zu liegen. Der Hybridisierungsgrad und die Nutzlast haben hierbei nur einen untergeordneten Einfluss. Lediglich bei sehr kleinen Nutzlasten (im unteren Bereich der Kurven) verschieben sich die Maxima in Richtung kleinerer Schlankheitsmaße, bleiben aber stets größer als 4.

Betrachtet man die Entwicklung der optimalen Geschwindigkeiten mit der Nutzlast, so ist der gleiche Trend wie beim Nutzlastfaktor feststellbar, und zwar liegt das Optimum mit steigender Nutzlast bei immer größeren Geschwindigkeiten ungeachtet des Hybridisierungsgrads. Dieser beeinflusst lediglich die Steigung der Kurven, sodass größere Hybridisierungsgrade im Bezug auf die kraftstoffoptimale Fluggeschwindigkeit nicht so empfindlich auf die Nutzlast reagieren. Mit steigendem aerodynamischem Auftriebsanteil (Kurvenfarbänderung in Richtung blau) wird die Abhängigkeit der optimalen Geschwindigkeit von der Nutzlast immer stärker.

Die Abbildung 4.11 zeigt eine räumliche Darstellung der beiden Diagramme aus der Abbildung 4.10 (links) und den resultierenden Kraftstofffaktor als Ergebnis der Optimierungsrechnungen. Der kleinste Kraftstoffverbrauch liegt eindeutig bei größeren Hybridisierungsgraden (Richtung Luftschiffe) und zwar unabhängig von der Nutzlast. Diese Werte werden allerdings bei relativ langsamen Fluggeschwindigkeiten (80-100 km/h) erreicht.

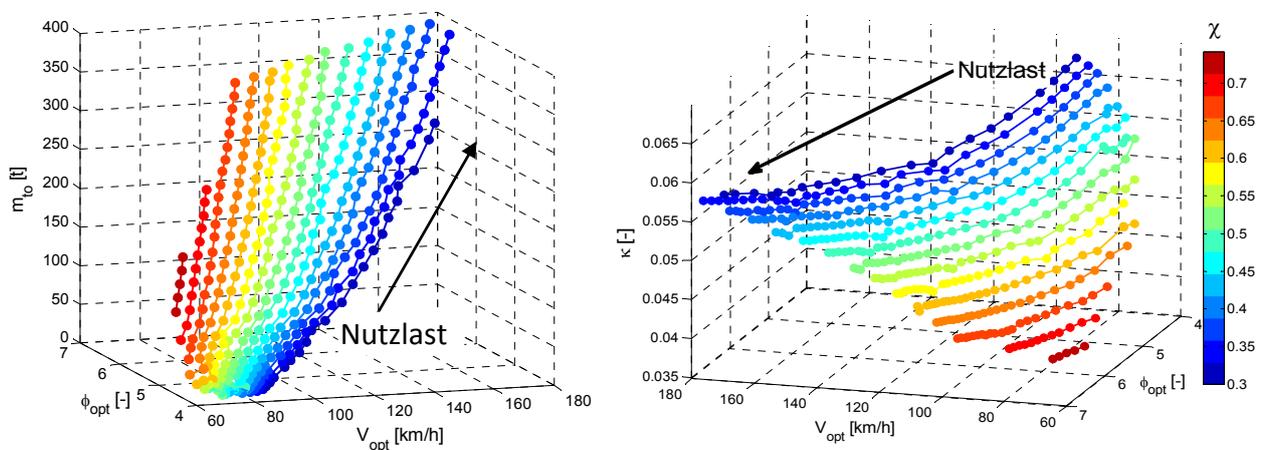


Abbildung 4.11: Abflugmasse (links) und Kraftstofffaktor (rechts) in Abhängigkeit von optimaler Fluggeschwindigkeit und optimalem Schlankeitsmaß

4.2 Stabilitätsbetrachtung

Die Fragestellung bezüglich der angestrebten bzw. geforderten Stabilität eines Luftfahrtgerätes gehört ohne Zweifel zu den grundlegenden Designaspekten und beeinflusst maßgeblich seine Konfiguration. In dieser Hinsicht existieren für hybride Luftfahrzeuge keine klaren Kriterien bzw. Richtwerte, sowohl im Bezug auf die Stabilitätsanforderungen, als auch in Hinblick auf die Auswirkungen einzelner Designparameter auf diese. Somit wird man auch hinsichtlich dieses Aspektes ein wissenschaftliches Neuland betreten müssen und versuchen, mit bekannten Zusammenhängen, teils aus dem Luftfahrzeugbau und teils aus dem Luftschiffbau, die notwendigen Kriterien abzuleiten bzw. neu zu entwickeln.

In diesem Unterkapitel werden zunächst die aus der Sicht des Autors sinnvollen Stabilitätskriterien abgeleitet, dabei wird von den in der Luftfahrt üblichen Begriffen und Definitionen ausgegangen, und ferner eine Analyse der stabilitätswirksamen Designparameter und deren Auswirkungen auf die Stabilität eines HAV durchgeführt. Zum Schluss werden konstruktive Vorschläge zum Erreichen der angestrebten Stabilitätseigenschaften erarbeitet. Die Betrachtung erfolgt dabei separat für die Längs- und die Seitenbewegung.

4.2.1 Seitenstabilität

Abhängig vom Hybridisierungsgrad stellt das aerodynamische Moment des aerostatischen Auftriebskörpers eine Größe dar, die stets eine destabilisierende Wirkung auf die Flugbewegung hat. Dieses Moment muss bei der Steuerung um die Hochachse durch die Steuerorgane überwunden werden. Ist bei einem klassischen Flugzeug das Seitenleitwerk als ein Steuerorgan der Seitenebene unabdingbar, so ist es bei einem hybriden Luftfahrzeug nicht zwingend erforderlich. Beispielsweise kann man sich durchaus eine Form der Hülle vom aerostatischen Körper vorstellen, die um die Hochachse ein so geringes Moment erzeugt, dass dieses mithilfe von z.B. einem differentiellen Schub vom rechten und linken Triebwerk angesteuert werden könnte. Bei einem Rotationsellipsoid als Hüllenform hat sich dieser Ansatz, wie nachfolgende Parameterstudie belegt, als nicht tragfähig erwiesen.

a) Steuerungskonzept

Es soll untersucht werden, welchen Einfluss auf den Gesamtentwurf das Steuerungskonzept, basierend auf einer differentiellen Schubsteuerung von Triebwerken, auf den vorderen Flügel hat. Ausgehend von einer Beispielskombination von Designanforderungen:

- Nutzlast 1000 [kg],
- Reichweite 1000 [km],
- Prallhöhe 1500 [m],
- Reisegeschwindigkeit 120 [km/h]

werden der Hybridisierungsgrad und das Schlankheitsmaß beim Entwurf variiert. Als Dimensionierungskriterium für die Triebwerke soll das Giermoment zum Aussteuern einer seitlichen Windböe in einem Reiseflug dienen. Es wird vereinfachend angenommen, dass das maximale Giermoment dann vorliegt, wenn ein Triebwerk keinen Schub erzeugt und das andere Triebwerk seinen maximal verfügbaren Schub liefert. Gleichzeitig sollen die Triebwerke stets auch genügend Schub für die Vorwärtsbewegung liefern. In diesem Fall wird ein kurzzeitiger Schubabfall von 30% aufgrund einer Windböe als akzeptabel angesehen. Somit kann man für den benötigten maximalen Schub schreiben:

$$\left(T_{1eng}\right)_{\max} = \max \left\{ \begin{array}{l} 0,7 \cdot T_{cr} \\ M_{Hull}^{Gust} / y_{thrust} \end{array} \right. \quad (4.2)$$

(M_{Hull}^{Gust} - Hüllenmoment bedingt durch die Windböe, y_{thrust} - Schubhebelarm).

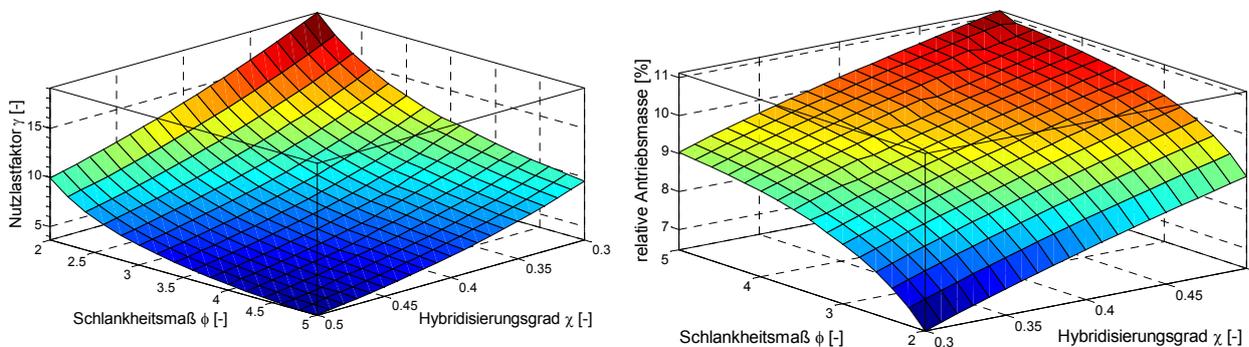


Abbildung 4.12: Entwurfskonzept ohne Seitenleitwerk, links – Nutzlastfaktor, rechts – relative PTL-Masse

Die Auslegung eines HAV mit entsprechender Dimensionierung der Triebwerke gemäß der Gl. (4.2) zeigte, dass, ausgehend vom minimalen Hybridisierungsgrad ($\chi = 0,3$) und dem minimalen Schlankheitsmaß ($\phi = 2$), der Nutzlastfaktor aufgrund steigender Abflugmasse rapide sinkt (Abbildung 4.12, links). Maß-

geblich dafür ist der Zuwachs der Antriebsmasse, die aus dem notwendigen Schub resultiert. Diese Tendenz in Form der auf das Gesamtgewicht bezogenen Antriebsmasse zeigt die Abbildung 4.12, rechts. Beide Entwurfsparameter beeinflussen dabei stark negativ die Gesamtmassenbilanz. Mit steigendem Hybridisierungsgrad wächst das Hüllenvolumen und somit das instabile Hüllmoment. Vereinfacht kann dieser Effekt mit der Munk'schen Formel nach Gl. (2.84) berechnet werden.

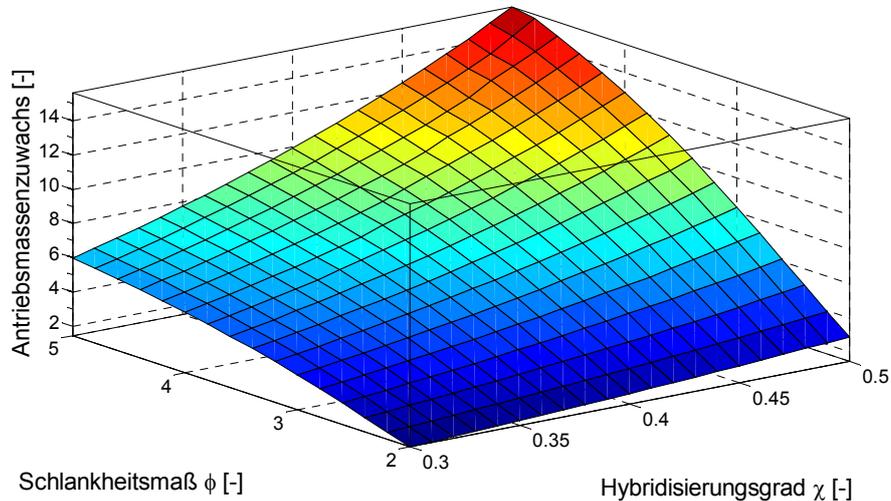


Abbildung 4.13: Zuwachs der Antriebsmasse bezogen auf das Konzept mit Seitenleitwerk

Da das Triebwerksgewicht fast linear mit der Triebwerksleistung ansteigt (vgl. Abschnitt 2.3.2), ergibt sich somit ein proportionaler Anstieg der Antriebsmasse. Die Abhängigkeit vom Schlankeitsmaß ist komplexer, da dieser das aerodynamische Moment sowohl direkt über die Koeffizienten der virtuellen Masse als auch indirekt über das Hüllenvolumen beeinflusst (siehe Diskussion im nächsten Abschnitt). Insgesamt haben diese beiden Effekte eine Erhöhung des Hüllmoments und somit eine Erhöhung der Antriebsmasse zur Folge.

Der Vergleich der Antriebsmassen beim Design mit und ohne das Seitenleitwerk für ein HAV mit einem Rotationsellipsoid als Hüllform zeigt eine eindeutige Überlegenheit der ersten Variante (Abbildung 4.13). Im ungünstigen Fall bräuchte man allein für die Seitensteuerung einen mehr als 10-fachen Schubüberschuss, was zu unsinnigen Entwurfslösungen führen würde.

b) Auslegung auf statische Stabilität

Bei der Auslegung eines Seitenleitwerks für ein hybrides Luftfahrzeug stellt sich die Frage nach den zweckmäßigen Auslegungskriterien. Als erstes kann die Forderung nach der statischen Stabilität überprüft werden. Für diesen Zweck wird zunächst eine Reihe von Entwürfen mit unterschiedlichen Hybridisierungsgraden und Schlankeitsmaßen für den oben festgelegten Satz der Designanforderungen erzeugt. Die Größe des Leitwerks als Verhältnis der Seitenleitwerksfläche zur Referenzfläche wird zunächst als ein konstanter Faktor:

$$\tau_{tail} = \frac{S_{tail}}{S_{ref}} = 0,1 \text{ vorgegeben. Anschließend wird der kleinste Faktor (das kleinste bzw. leichteste}$$

Seitenleitwerk) für eine bestehende Konfiguration bestimmt, dass das Kriterium der statischen Stabilität

$$\frac{\partial C_N}{\partial \beta}(S_{tail}) \rightarrow 0 \quad (4.3)$$

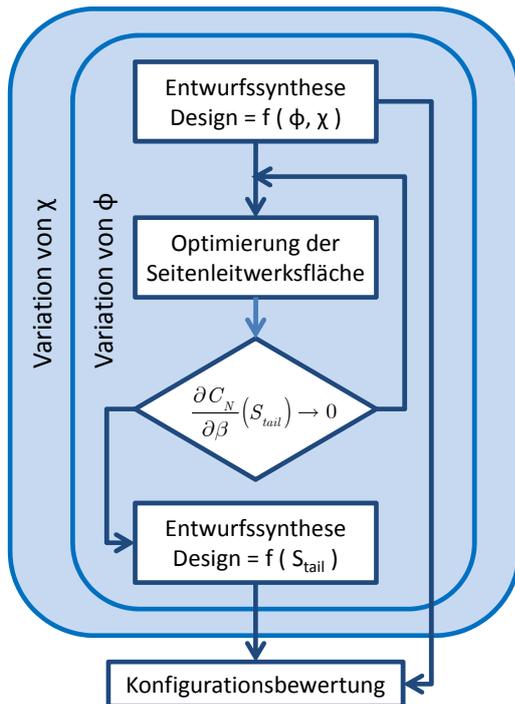


Abbildung 4.14: Ablauf der Seitenleitwerksoptimierung auf statische Stabilität

der Abbildung 4.14 ist der strukturelle Ablauf dieser Prozedur grafisch dargestellt.

erfüllt. Die Lösung der Gl. (4.3) für die Bestimmung der minimalen Fläche des Seitenleitwerks wird als eine Optimierungsaufgabe aufgefasst und numerisch durchgeführt. Hierbei muss angemerkt werden, dass der Momentenverlauf $C_N(\beta)$ eines hybriden Luftschiffes, abhängig von der jeweiligen Konfiguration, einen stark nichtlinearen Charakter annehmen kann. Als Beispiel sei hier ein typischer Momentenverlauf eines Luftschiffes angegeben (vgl. Abbildung 3.16). Die Auswertung zahlreicher Windkanalmessungen für Luftschiffe (vgl. z.B. [12], [30], [132]) zeigt jedoch, dass für einen kleinen Winkelbereich der Gradient $\frac{\partial C_N}{\partial \beta}$ als nahezu konstant angesehen und somit die Gl. (4.3) ausgewertet werden kann. Ist die aus Sicht der statischen Stabilität kleinste Leitwerksfläche $(S_{tail})_{min}$ bestimmt, wird mit diesem Wert eine neue Entwurfssynthese durchgeführt, um die Auswirkungen der Flächenveränderung aus Sicht des Gesamtentwurfs aufzuzeigen. In

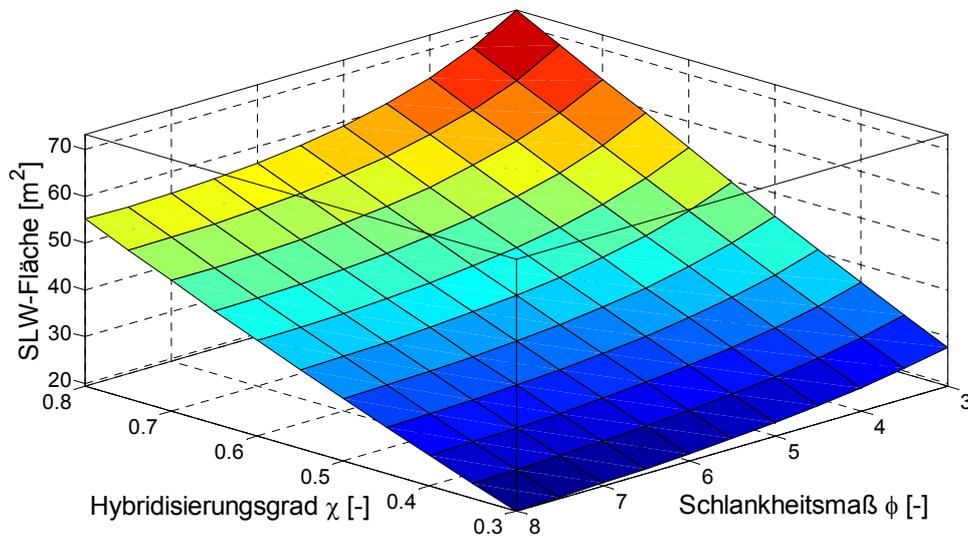


Abbildung 4.15: Benötigte SLW-Fläche für statische Stabilität

Abbildung 4.15 und Abbildung 4.16 zeigen die Abhängigkeit der absoluten und auf die Referenzfläche bezogenen Fläche des Seitenleitwerks vom Hybridisierungsgrad und Schlankheitsmaß bei der Auslegung auf statische Stabilität. Mit steigendem Schlankheitsmaß bei konstantem Hybridisierungsgrad bleiben der Traggasbedarf und somit auch das Hüllenvolumen konstant. In diesem Fall steigen die Länge der Hülle und damit auch der für die Stabilität wirksame Hebelarm zum Seitenleitwerk proportional zum Schlankheitsmaß, und zwar gilt:

$$a_{hull} = \left(\frac{3 \cdot V_{hull} \cdot \phi}{4 \cdot \pi} \right)^{2/3} \quad (4.4)$$

Das instabile Hüllmoment hängt bei konstantem Volumen primär von der Differenz der Munk'schen Faktoren k_2 und k_1 (vgl. Abbildung 2.8) ab. Diese Differenz steigt ebenso mit dem Schlankheitsmaß, allerdings stark degressiv. Die Überlagerung beider Effekte führt zu einer Abnahme der notwendigen Seitenleitwerksfläche. Dieser Effekt nimmt mit dem Hybridisierungsgrad zu, da in diesem Fall auch das Hüllenvolumen ansteigt (vgl. Gl. (2.83)).

Bleibt dagegen das Schlankheitsmaß konstant und vergrößert sich der Hybridisierungsgrad, so steigt das Hüllenvolumen linear mit dem steigenden Hüllenvolumen und hat einen monotonen Anstieg der Leitwerksfläche zur Folge. Die Vergrößerung des Schlankheitsmaßes hat auf diesen Effekt aus dem oben genannten Grund (Leitwerkshebelarm) eine mindernde Wirkung.

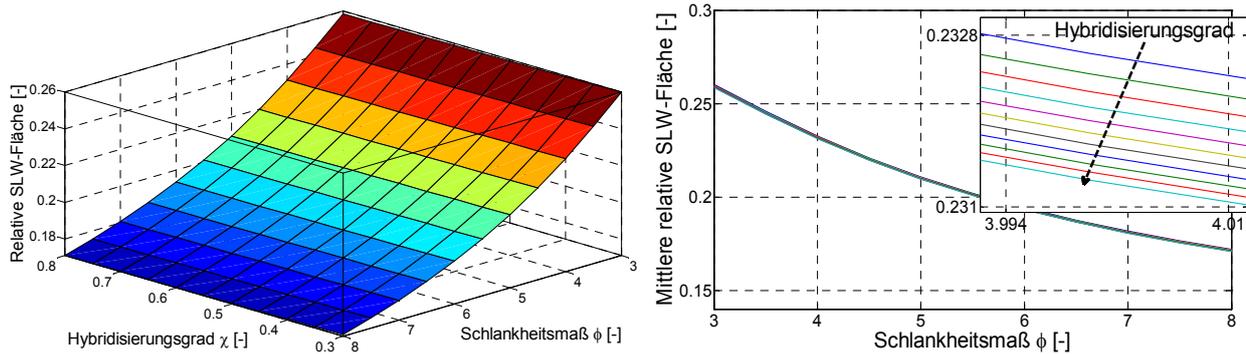


Abbildung 4.16: Benötigte relative SLW-Fläche für statische Stabilität

Betrachtet man jedoch die bezogene Leitwerksfläche, so fällt auf, dass diese nur sehr gering vom Hybridisierungsgrad abhängt (Abbildung 4.16, links). Hierbei hebt die Vergrößerung der Bezugsfläche ($V_{hull}^{2/3}$) aufgrund des steigenden Hüllenvolumens die Vergrößerung der benötigten Leitwerksfläche, die ebenso mit dem Hüllenvolumen steigt, fast vollständig auf. Diese Invarianz kommt bei der zweidimensionalen Darstellung besonders deutlich zum Vorschein (Abbildung 4.16, rechts). In dem vergrößerten Ausschnitt wird zwar die Tendenz zur Abnahme der relativen SLW-Fläche mit dem Hybridisierungsgrad erkennbar, aber die Ausprägung dieser Tendenz, ausgedrückt in der absoluten Niveausenkung der Kurvenverläufe, ist äußerst schwach.

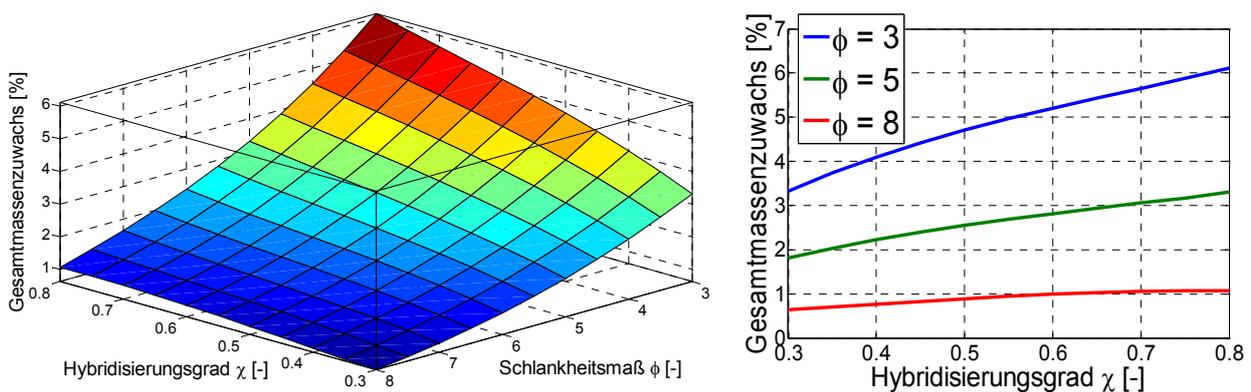


Abbildung 4.17: Prozentuale Änderung der Abflugmasse

Die Veränderung der SLW-Fläche mit den beiden Entwurfsparametern findet sich konsequenterweise in der Veränderung der Gesamtmasse wieder, da diese Fläche die Masse des Seitenleitwerks direkt beeinflusst. In der Abbildung 4.17 ist der prozentuale Zuwachs der Gesamtmasse im Bezug auf den Referenzentwurf dargestellt. Die Lage der Extrema gleicht der in der Darstellung der SLW-Fläche (Abbildung 4.16, links), jedoch verhält sich die Gesamtmasse in Richtung eines zunehmenden Hybridisierungsgrades anders als die SLW-Fläche. Der Verlauf ist nicht mehr linear, sondern hat einen parabolischen Charakter

mit Tendenz zum Abflachen bei steigendem Schlankheitsmaß (Abbildung 4.16, rechts). Die Begründung dafür liegt in der komplexen Abhängigkeit der Gesamtmasse von den einzelnen Teilmassen (siehe Abschnitt 4.1.1). Insgesamt lässt sich bei einer „ungünstigen“ Konstellation von Entwurfsparametern ein Anstieg von bis zu 6% der Gesamtmasse eines HAV feststellen.

c) Auslegung auf Steuerbarkeit

Wie oben gezeigt wurde, kann die Forderung nach statischer Stabilität bei der Dimensionierung des Seitenleitwerks zu einer signifikanten Zunahme der Gesamtmasse eines hybriden Luftfahrzeugs führen. Dieses Kriterium ist zwar ein Standard beim Flugzeugbau, findet aber äußerst selten Anwendung bei Luftschiffen. Die meisten Luftschiffe werden zugunsten der Gewichts- und Widerstandsreduzierung nicht als statisch stabil ausgelegt. Zur Beurteilung der Stabilität von Luftschiffen wurde von der Fa. *Good-year* ein sog. geometrischer Index entwickelt (vgl.[18], S.80):

$$I_{stab} = \frac{(S_1 + S_2) \cdot l_1}{\left(1 + 2 \cdot \left(\frac{S_1 + S_2}{b^2}\right)\right) \cdot V_{hull} \cdot (k_2 - k_1)} \quad (4.5)$$

Hierbei sind S_1 – SLW-Fläche ohne Rumpfüberdeckung, S_2 - vom Rumpf überdeckte Fläche,

l_1 - Hebelarm zum Leitwerk und k_2, k_1 - Koeffizienten der virtuellen Masse.

Als empfohlen wird der Wertebereich von 0,177 bis 0,212 angegeben. Der Index hat einen halbempirischen Charakter und beschreibt in seiner Beschaffenheit letzten Endes das Verhältnis zwischen dem

Leitwerksmoment $(S_1 + S_2) \cdot l_1$ und dem Hüllenmoment $V_{hull} \cdot (k_2 - k_1)$. Der Term $1 + 2 \cdot \left(\frac{S_1 + S_2}{b^2}\right)$

kann als ein Reziprokwert der Leitwerksstreckung und somit als ein Repräsentant der aerodynamischen Wirksamkeit des Leitwerks interpretiert werden. Leider wurden keine Angaben über die Relation dieses Indexes zu den damit erzielten Stabilitätseigenschaften gemacht. Diese Relation wird dennoch im Folgenden an einigen Beispielkonfigurationen evaluiert.

Überträgt man die Auslegungsprämisse bezüglich der Seitenstabilität von Luftschiffen auf den Entwurf hybrider Luftfahrzeuge und schließt a priori den Einsatz von Flugreglern nicht aus, lässt sich der Bedarf an SLW-Fläche erheblich reduzieren, indem es nicht auf Stabilität, sondern auf eine ausreichende Steuerbarkeit dimensioniert wird. Da der Leistungsbedarf eines HAV wesentlich geringer als bei einem Flugzeug ausfällt, tritt der Ausfall eines Triebwerks als dimensionierender Fall in den Hintergrund. Den anderen kritischen Fall stellt eine seitliche Windböe dar. Sie wird im Folgenden für die Dimensionierung des Seitenleitwerks herangezogen. Es wird dabei gefordert, dass im Fall einer seitlichen Windböe der maximale Seitenruderausschlag ausreichen muss, um die Bewegung bzw. die Drehung des Luftfahrzeugs in die entgegengesetzte Richtung einzuleiten. Mit anderen Worten darf die Störung des Flugzustandes durch die Windböe nicht zu einer unkontrollierten Vergrößerung des Schiebewinkels führen.

Für die Bestimmung der minimal erforderlichen SLW-Flächen zum Erfüllen des Kriteriums ausreichender Steuerbarkeit bei einer seitlichen Windböe wird das Softwaremodul *VORIS* (siehe Kapitel 3.2) in eine Optimierungsaufgabe eingebunden. Ausgehend von einer bereits durchgeführten Entwurfssynthese für den gewünschten Satz der Parameter (siehe Kapitel 3.1) werden dynamische Simulationen des Fluges, gestört durch die seitliche Windböe, durchgeführt. Es wird vereinfachend angenommen, dass die Windböe nur zum Start der Simulation (Zeitpunkt $t = 0$) existiert und dabei bereits den Maximalwert hat. Insofern kann dieses einer impulsartigen Störung des Schiebewinkels gleich gesetzt werden. Weiterhin wird das Seitenruder gleich zum Beginn der Simulation maximal gegen die Windböe ausgeschlagen. So-

mit bleiben die in der Realität vorhandenen Verzögerungen in der Reaktion auf die Störung, sei es seitens des Piloten oder des Reglers, außer Betracht. Die Fläche des Seitenleitwerks stellt hierbei den zu optimierenden Parameter dar, der von der Optimierungsfunktion an das Simulationsprogramm übergeben wird. Diesen Ablauf zeigt schematisch die Abbildung 4.18.

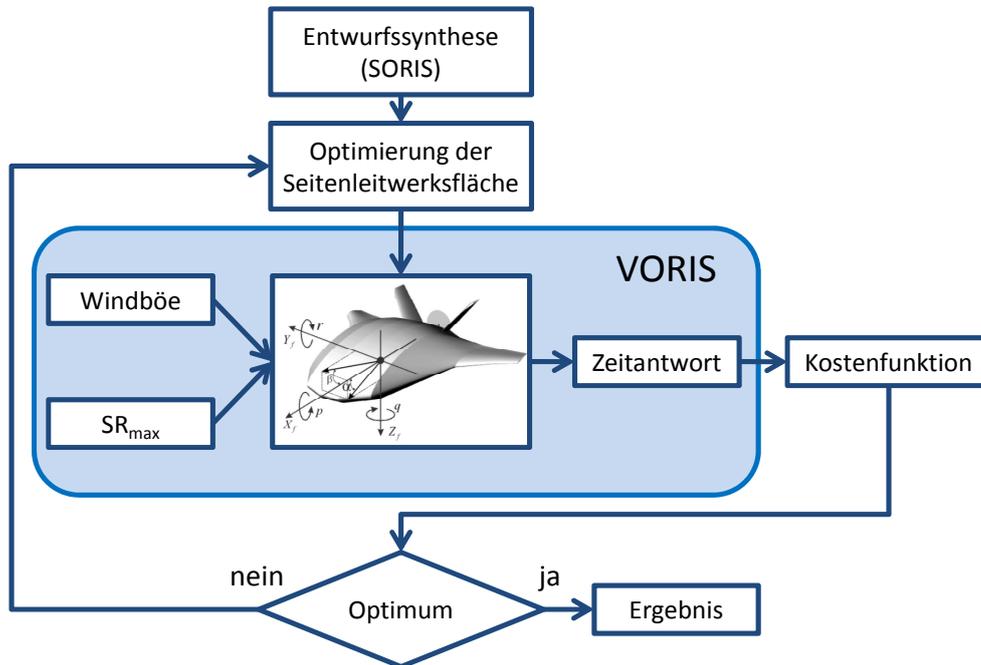


Abbildung 4.18: Ablauf der Seitenleitwerksoptimierung auf Steuerbarkeit

Wie bei jeder Optimierungsaufgabe bestimmt die Formulierung der zu minimierenden Zielfunktion maßgeblich das Ergebnis der Optimierung. In dem vorliegenden Fall wird die Zielfunktion für die von rechts kommende Windböe (positiver Anfangsschiebewinkel) und den entsprechenden negativen Seitenruderausschlag nach den folgenden Aspekten formuliert:

- (1) Die Simulationsdauer wird auf 5 Sekunden (willkürlich) festgelegt. Voruntersuchungen haben ergeben, dass diese Zeitspanne den Aussteuervorgang sicher abdeckt.
- (2) Nach der Anfangsreaktion (ansteigen) soll die Giergeschwindigkeit monoton abklingend sich in Richtung Null bewegen. Diese Bedingung impliziert, dass die Ableitung der Giergeschwindigkeit einen Nulldurchgang haben muss.
- (3) Der Schiebewinkel muss vom Maximalwert sukzessive abfallen und darf nicht das Vorzeichen wechseln. Das bedeutet, dass die Ableitung des Schiebewinkels keinen Nulldurchgang haben darf.
- (4) Nach dem Erreichen des Maximalwertes soll sich die Giergeschwindigkeit möglichst langsam in Nullrichtung bewegen. Ist diese Bedingung zusammen mit den bereits genannten erfüllt, hat man die kleinstmögliche Leitwerksfläche zum Aussteuern der Windböe erreicht. Mathematisch kann dieses Kriterium folgendermaßen formuliert werden:

$$\int_{t(\dot{r} \geq 0)}^{t(end)} |\dot{r}(t)| dt \rightarrow \min \quad (4.6)$$

Hierbei sind $t(\dot{r} \geq 0)$ – Zeitpunkt nach dem Vorzeichenwechsel (Nulldurchgang) der Ableitung (am Anfang ist die Ableitung negativ, da die Giergeschwindigkeit in negative Richtung steigt) und $t(end)$ – Endzeitpunkt der Simulation (hier 5 sec.).

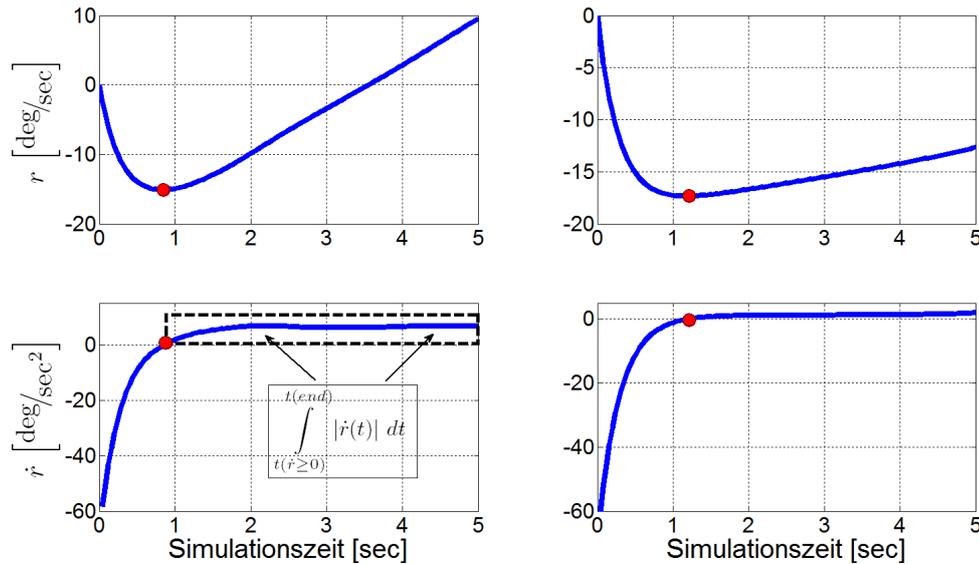


Abbildung 4.19: Grafische Definition der Zielfunktion

Die Abbildung 4.19 soll die Definition der Zielfunktion verdeutlichen. Die Grafiken links zeigen beispielhaft den Verlauf der Giergeschwindigkeit und ihrer Ableitung für eine noch nicht optimierte SLW-Fläche. Sie stellen quasi eine Momentaufnahme des Optimierungsvorganges dar. In diesem Fall ist die Leitwerksfläche noch „zu groß“. Nach weniger als 1 Sekunde erreicht die Giergeschwindigkeit den Maximalwert (roter Punkt) und geht rasch mit annähernd konstanter Steigung in entgegen gesetzte Richtung. Der Ausgangszustand (Nullwert) wird nach ca. 3,5 Sekunden erreicht, dabei schneidet die Kurve die Abszisse unter einem relativ steilen Winkel, was auf eine deutliche Reserve bezüglich der vorhandenen Leitwerksfläche deutet. Die Zielfunktion ist hier die Fläche unter der schwarz umrandeten Kurve. Wird durch den Optimierungsalgorithmus die Leitwerksfläche sukzessive verringert, so schrumpft diese Fläche bis die gewünschte Toleranz der Optimierung erreicht ist. Diesen Fall zeigen die zwei Grafiken auf der rechten Seite. Hier zeigt der Verlauf der Giergeschwindigkeit das gewünschte Verhalten, und zwar nähert sie sich mit schwachem Gradienten dem Ausgangszustand. Die entsprechende Leitwerksfläche ist hierbei minimal.

Die Optimierungen der SLW-Fläche wurden für unterschiedliche Hybridisierungsgrade und Schlankheitsmaße durchgeführt. Im Gegensatz zur Auslegung auf statische Stabilität wurden diese Parameter nicht alle durchgehend verändert, sondern zuerst bei einem festen Schlankheitsmaß ($\phi = 3,8$) der Hybridisierungsgrad variiert und ferner für den festen Hybridisierungsgrad ($\chi = 0,5$) das Schlankheitsmaß variiert.

Variation des Hybridisierungsgrades

In der Abbildung 4.20 ist der Verlauf einiger relevanter Designparameter in Abhängigkeit vom Hybridisierungsgrad dargestellt. Das linke Bild zeigt die Änderung der Gesamtmasse (blau) und der auf die Gesamtmasse bezogenen SLW-Masse (grün). Erwartungsgemäß steigt die Gesamtmasse, bedingt durch die Vergrößerung des Hüllenvolumens mit dem Hybridisierungsgrad, nahezu linear an. Der Verlauf der relativen SLW-Masse hat zwar ein ausgeprägtes Maximum im Bereich um $\chi = 0,5$, die Standardabweichung beträgt dabei jedoch lediglich 0,033%, sodass man von einem etwa konstanten Wert von ca. 2,5% sprechen kann. Die benötigte SLW-Fläche steigt somit nahezu linear mit dem Hybridisierungsgrad, da sie über das Flächengewicht direkt mit einander verknüpft sind.

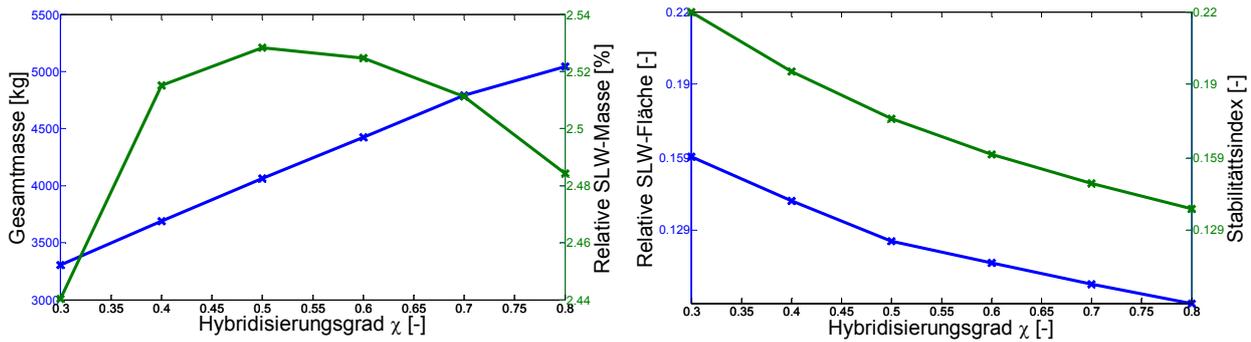


Abbildung 4.20: Variation von χ bei der SLW-Dimensionierung, links – Gesamtmasse und relative SLW-Masse, rechts – relative SLW-Fläche und geometrischer Index

Die relative SLW-Fläche (rechtes Bild, blaue Kurve) fällt regressiv mit dem Hybridisierungsgrad. War dieser Trend bei der Dimensionierung auf statische Stabilität (siehe Diskussion oben) nur sehr schwach, ist die Tendenz bei der Einbeziehung dynamischer Faktoren deutlich erkennbar. Zu den letzteren gehört vor allem die aerodynamische Dämpfung aus der drehinduzierten Zusatzkomponente der Anströmung, die sowohl bei dem aerostatischen Auftriebskörper, als auch bei dem Seitenleitwerk einen stark nichtlinearen Charakter aufweist. Darüber hinaus beeinflusst der Hybridisierungsgrad durch die Veränderungen der geometrischen Parameter den Trägheitstensor und vor allem den Tensor der virtuellen Massen. Bei gleich bleibendem Schlankheitsmaß steigen die virtuellen Massen linear mit dem Hüllenvolumen, die Veränderung der anderen Anteile des Trägheitstensors (vgl. Abschnitt 2.4) mit dem Hybridisierungsgrad lässt sich aufgrund der komplexen Zusammensetzung nicht ohne Weiteres angeben. Im Allgemeinen aber steigen alle Terme des Trägheitstensors mit dem Hybridisierungsgrad und verlangsamen so eine dynamische Systemantwort auf eine äußere Störung (Windböe).

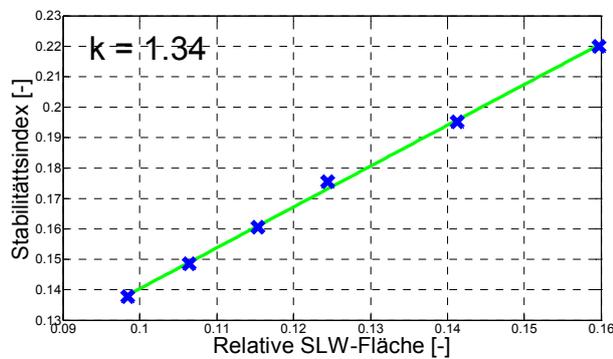


Abbildung 4.21: Relative SLW-Fläche und geometrischer Stabilitätsindex bei Variation von χ

Bemerkenswert ist die Darstellung des geometrischen Indexes nach Gl. (4.5) für die Konfigurationen mit dem optimierten Seitenleitwerk (Abbildung 4.20, rechtes Bild, grüne Kurve). Der Index ist mit der gleichen Achsenskalierung wie die relative SWL-Fläche in einem Diagramm eingetragen. Auffällig ist der fast identische Verlauf, allerdings auf einem höheren Niveau. Werden beide Größen übereinander aufgetragen, so zeigt sich ein fast linearer Zusammenhang (Abbildung 4.21). Das Steigungsmaß k aus linearer Regression (grüne Linie) liegt hier bei 1,34. Es bedeutet, dass zum

einen der halbempirisch bestimmte Stabilitätsindex einen festen Bezug zum dynamischen Verhalten eines HAV hat und somit als Entwurfsgröße für die Auslegung des Seitenleitwerks herangezogen werden kann. Zum anderen korreliert diese Größe mit dem Verhältnis der SLW-Fläche zum Hüllenvolumen hoch $2/3$ (Referenzfläche). Würde man das Seitenleitwerk nach dem geometrischen Stabilitätsindex auslegen, so würde das aus der Sicht des oben definierten Dimensionierungskriteriums zu einer Vergrößerung der benötigten SLW-Fläche um ca. 34% führen.

Variation des Schlankheitsmaßes

Wird anstelle des Hybridisierungsgrades das Schlankheitsmaß variiert (Abbildung 4.22), so sinkt anfangs die Gesamtmasse (linkes Bild, blaue Kurve) mit dem Schlankheitsmaß, zeigt jedoch ab einem Wert von ca. vier eine gewisse Invarianz. Die relative Masse des Seitenleitwerks (linkes Bild, grüne Kurve) nimmt

zwar kontinuierlich mit dem Schlankheitsmaß weiter ab (der wirksame Hebelarm wird größer), dieser Effekt wird aber durch die allgemeine Tendenz zur Erhöhung der Gesamtmasse mit dem Schlankheitsmaß fast komplett aufgehoben.

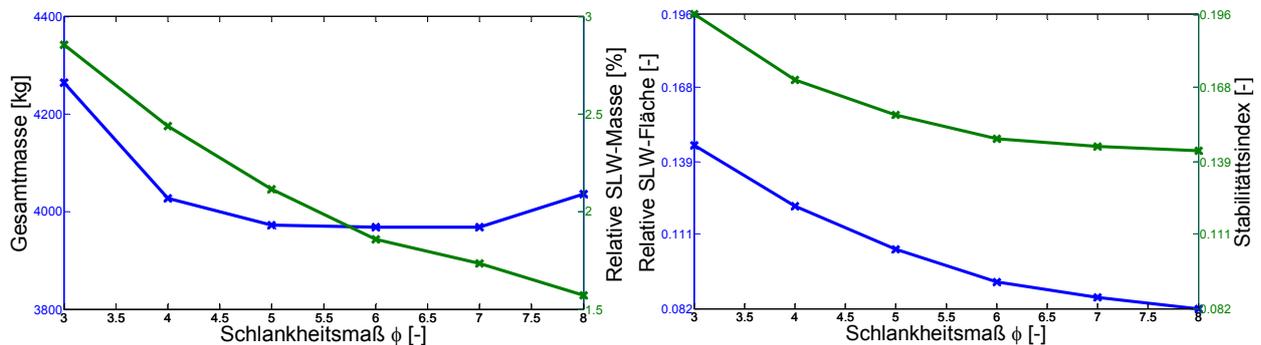


Abbildung 4.22: Variation von ϕ bei der SLW-Dimensionierung, links – Gesamtmasse und relative SLW-Masse, rechts – relative SLW-Fläche und geometrischer Index

Die relative SLW-Fläche sinkt mit dem Schlankheitsmaß parabolisch (rechtes Bild, blaue Kurve), ähnlich wie bei der Variation des Hybridisierungsgrades. Dieses Verhalten wird jedoch hierbei durch andere Zusammenhänge hervorgerufen. So hat beispielsweise das Schlankheitsmaß einen wesentlich größeren Einfluss auf den Trägheitstensor, da die Massenträgheitsmomente mit der Länge zum Quadrat ansteigen. Steigt das Schlankheitsmaß, so steigt die Länge überproportional, zum einen durch das Schlankheitsmaß selbst und zum anderen durch die damit verbundene Gesamtmassenzunahme. Einen weiteren Einflussfaktor stellen die Koeffizienten der virtuellen Masse, die sowohl auf der linken Seite (im Trägheitstensor) als auch auf der rechten Seite der Bewegungsgleichungen bei den aerodynamischen Kräften der Hülle wirksam sind. Diese Koeffizienten steigen, wie bereits oben erwähnt, degressiv mit dem Schlankheitsmaß.

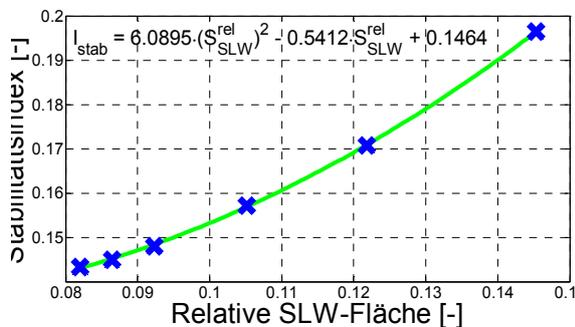


Abbildung 4.23: Relative SLW-Fläche und geometrischer Stabilitätsindex bei Variation von Schlankheitsmaß

Die dämpfend wirkenden aerodynamischen Kräfte verstärken sich zwar bei der rotatorischen Bewegung des HAV mit steigendem Schlankheitsmaß, aber auch an dieser Stelle kann keine eindeutige Ursache für das Abfallen der relativen SLW-Fläche mit steigendem Schlankheitsmaß angegeben werden. Vielmehr ist das ein Resultat einer komplexen Wechselwirkung aller genannten Faktoren, das sich im Kurvenverlauf manifestiert.

Der Zusammenhang zwischen der relativen SLW-Fläche und dem geometrischen Stabilitätsindex bei der Variation des Schlankheitsmaßes lässt sich gut mit einem quadratischen Polynom approximieren (Abbildung 4.23).

Die Auslegung des Seitenleitwerks nach dem geometrischen Stabilitätsindex würde auch in diesem Fall zu einem überdimensionierten Seitenleitwerk führen, wobei der Trend mit dem Schlankheitsmaß steigen würde.

4.2.2 Längsstabilität

Für die Betrachtung der Stabilitätsaspekte und der damit verbundenen Steuerbarkeit in der Längsebene gelten prinzipiell die gleichen Gesichtspunkte wie für die Seitenebene. Die aerodynamischen Kräfte und Momente üben, abhängig vom Hybridisierungsgrad, einen starken Einfluss auf das dynamische Verhalten eines hybriden Luftfahrzeugs aus und haben somit eine eindeutige Auswirkung auf seine konstruktivi-

ve Gestaltung. Speziell handelt es sich um die Längsanordnung der vorderen und hinteren Flügel, sowie die Lage der Kabine mit der Nutzlast. Im weiteren Verlauf werden diese Entwurfsparameter in Form dimensionsloser, auf die große Halbachse des Ellipsoids (Hülle) bezogener Größen verwendet:

$(\bar{X}_{wing})_f$ - relativer Abstand vom CR zur Bezugslinie des vorderen Flügels,

$(\bar{X}_{wing})_r$ - relativer Abstand vom CR zur Bezugslinie des hinteren Flügels,

\bar{X}_{PL} - relativer Abstand vom CR zum Schwerpunkt der Nutzlastplattform.

Für die Positionierung der Flügel und der Nutzlastplattform schlägt der Autor folgenden Kriterien vor:

- Die hinteren Flügel sollen im Auslegungsfall zum gesamten aerodynamischen Auftrieb beitragen, d.h. positiven Auftrieb erzeugen. Bei dem gewählten symmetrischen Flügelprofil wird das erreicht, wenn der Flügeinstellwinkel positiv ist:

$$(i_{wing})_r > 0 \quad (4.7)$$

- Der Gesamtauftrieb zwischen den vorderen und den hinteren Flügeln soll im Auslegungsfall möglichst gleich verteilt sein. Mathematisch lässt sich diese Forderung folgendermaßen formulieren:

$$\Delta i_{wing} = (i_{wing})_f - (i_{wing})_r \rightarrow \min \quad (4.8)$$

- Es wird eine im Bezug auf die statische Längsstabilität möglichst neutrale Konfiguration angestrebt:

$$\delta_{stab} = \frac{X_{CG} - X_{NP}}{(V_{hull})^{1/3}} \rightarrow 0 \quad (4.9)$$

Voruntersuchungen haben gezeigt, dass die ersten zwei Forderungen sich nur bei einer statisch instabilen Konfiguration realisieren lassen. Diese Instabilität wird bewusst zugunsten der aerodynamischen Wirksamkeit der Flügel in Kauf genommen und viel mehr nach einer Lösung gesucht, die unter Einhaltung der ersten zwei Prämissen möglichst geringe Instabilität mit sich bringt. Diese zum Teil kontroversen Anforderungen lassen sich gut innerhalb einer Optimierungsaufgabe lösen, indem sie zu einer gemeinsamen Zielfunktion verknüpft werden.

Es wird nun der Einfluss des Hybridisierungsgrades und des Schlankheitsmaßes als zweier unabhängiger Designparameter auf die Stabilität eines HAV untersucht, um so die Frage nach einer möglichst günstigen Längslage von Flügel und Nutzlastplattform zu beantworten. Hierfür werden gleiche Designspezifikationen für die Synthese der jeweiligen Konfiguration wie bei der Betrachtung der seitlichen Stabilität (vgl. S.105) ausgewählt.

Anfangs wird eine Parameterstudie durchgeführt, die für unterschiedliche Hybridisierungsgrade und Schlankheitsmaße die drei konstruktive Parameter $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} in einem konstruktiv sinnvollen Bereich schrittweise variiert und in Abhängigkeit davon das Stabilitätsmaß δ_{stab} und die Winkeldifferenz Δi_{wing} bestimmt. Als Ergebnis der Rechnung entstehen für jede Kombination von χ und ϕ zwei Datensätze, einmal für δ_{stab} und einmal für Δi_{wing} in Abhängigkeit von den drei konstruktiven Parametern. Der Ablauf dieser Parameterstudie ist schematisch in der Abbildung 4.24 dargestellt.

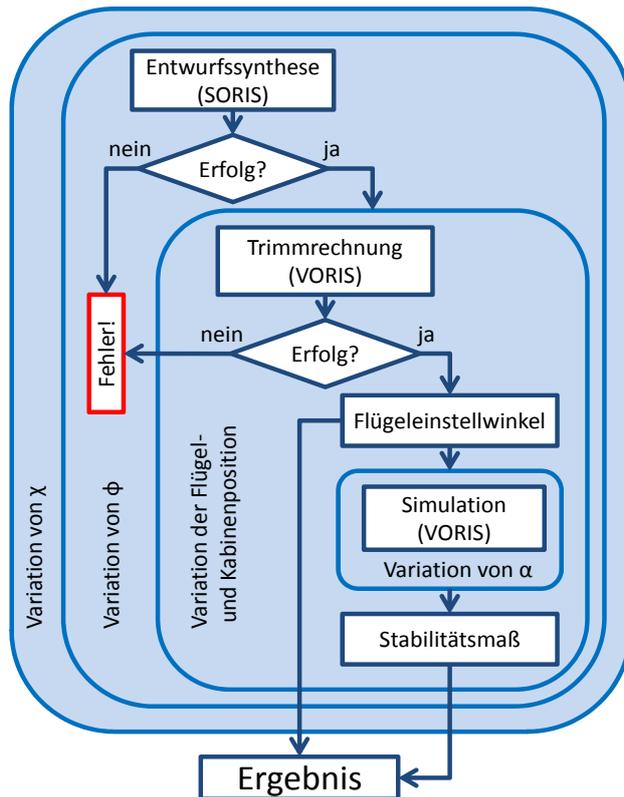


Abbildung 4.24: Ablauf der Parameterstudie für Längsstabilität

Im zweiten Schritt wird für jede Kombination von χ und ϕ jene Kombination aus $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} gefunden, die die Kriterien eines optimalen Stabilitätsmaßes am besten erfüllt. Diese Kriterien wurden oben zunächst in drei separaten Gleichungen angegeben. Nun werden sie zu einer gemeinsamen Zielfunktion nach dem folgenden Ansatz verknüpft:

$$\kappa_{opt} = \bar{\delta}_{stab} + f \cdot \Delta \bar{i}_{wing} \quad (4.10)$$

Hierbei sind κ_{opt} - Zielfunktion, $\bar{\delta}_{stab}$ - normiertes Stabilitätsmaß, $\Delta \bar{i}_{wing}$ - normierte Differenz der Flügeleinstellwinkel und f - Wichtungsfaktor.

Die Normierung bzw. Transformation der beiden Größen wird auf den Bereich zwischen 0 und 1 so vorgenommen, dass der schlechteste Wert aus dem jeweiligen Datensatz zu 0 und der beste zu 1 wird. Diese mathematische Operation ermöglicht eine Verknüpfung der beiden Größen durch einfache Summation. Für $\Delta \bar{i}_{wing}$ kann das mithilfe folgender linearer Transformation erfolgen:

$$\Delta \bar{i}_{wing} = a \cdot \Delta i_{wing} + b \quad (4.11)$$

mit

$$a = \frac{1}{(\Delta i_{wing})_{min} - (\Delta i_{wing})_{max}} \quad (a) \quad (4.12)$$

$$b = -\frac{(\Delta i_{wing})_{max}}{(\Delta i_{wing})_{min} - (\Delta i_{wing})_{max}} \quad (b)$$

Hierbei sind $(\Delta i_{wing})_{min}$ und $(\Delta i_{wing})_{max}$ der kleinste und der größte Wert im jeweiligen Datensatz von Δi_{wing} . Bei dieser Transformation ergibt die kleinste Differenz der Flügeleinstellwinkel (erwünschtes Verhalten nach Gl. (4.8)) das Maximum der normierten Funktion (den Wert Eins) und umgekehrt.

Bei der Normierung des Stabilitätsmaßes auf den Bereich zwischen 0 und 1 sollen die Werte, die näher zu Null liegen (vgl. Gl. (4.9)) besser „bewertet“ werden und alle anderen (sowohl positive als auch negative) schlechter. Eine derartige Transformation ist mit der sog. Π -Funktion möglich. Diese Funktion ist wie folgt definiert:

$$\Pi = \left\{ \begin{array}{ll} 0, d \leq x \leq a & 2 \cdot \left(\frac{x-a}{b-a} \right)^2, a \leq x \leq \frac{a+b}{2} & 1 - 2 \cdot \left(\frac{x-b}{b-a} \right)^2, \frac{a+b}{2} \leq x \leq b \\ 1, b \leq x \leq c & 1 - 2 \cdot \left(\frac{x-c}{d-c} \right)^2, c \leq x \leq \frac{c+d}{2} & 2 \cdot \left(\frac{x-d}{d-c} \right)^2, \frac{c+d}{2} \leq x \leq d \end{array} \right. \quad (4.13)$$

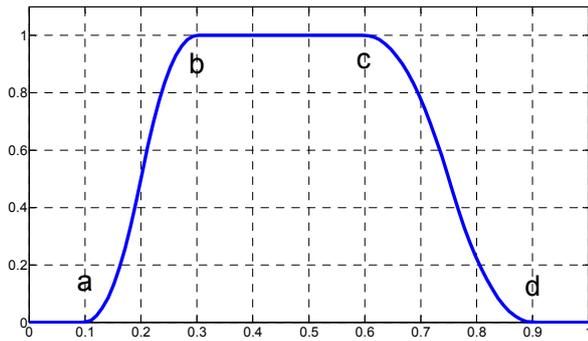


Abbildung 4.25: Beispielverlauf der Π -Funktion

Die Parameter a und b beschreiben den Bereich, indem die Funktionswerte stetig von 0 bis 1 ansteigen und die Parameter c und d den von 1 auf 0 absteigenden Ast festlegen. Die Abbildung 4.25 zeigt beispielhaft den Verlauf dieser Funktion für die Parameter $[0,1 \ 0,3 \ 0,6 \ 0,9]$. Die Festlegung der Parameter a , b , c und d in der Gl. (4.13) geschieht folgendermaßen. Der minimale und der maximale Wert aus dem jeweiligen Datensatz von δ_{stab} legen die Grenzen der Normierung fest, somit gilt:

$a = \min(\delta_{stab})$ und $d = \max(\delta_{stab})$. Als bester in dem Datensatz gilt der betragsmäßig kleinste Wert $(\delta_{stab})_{opt} = \min(|\delta_{stab}|)$, da er am nächsten zu Null liegt. Für die Parameter b und c wird der Bereich 25% links und rechts von dem $(\delta_{stab})_{opt}$ festgelegt, sodass $b = (\delta_{stab})_{opt} - 0,25 \cdot ((\delta_{stab})_{opt} - a)$ und $c = (\delta_{stab})_{opt} + 0,25 \cdot (d - (\delta_{stab})_{opt})$. Zum besseren Verständnis ist in der Abbildung 4.26 ein Beispiel solcher Transformation von δ_{stab} und $\Delta \dot{i}_{wing}$ für die Parameterkombination $\chi = 0,35$ und $\phi = 0,65$ dargestellt, die X-Achse in den Diagrammen ist dimensionslos und stellt den Laufindex bei der Variation von $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} dar.

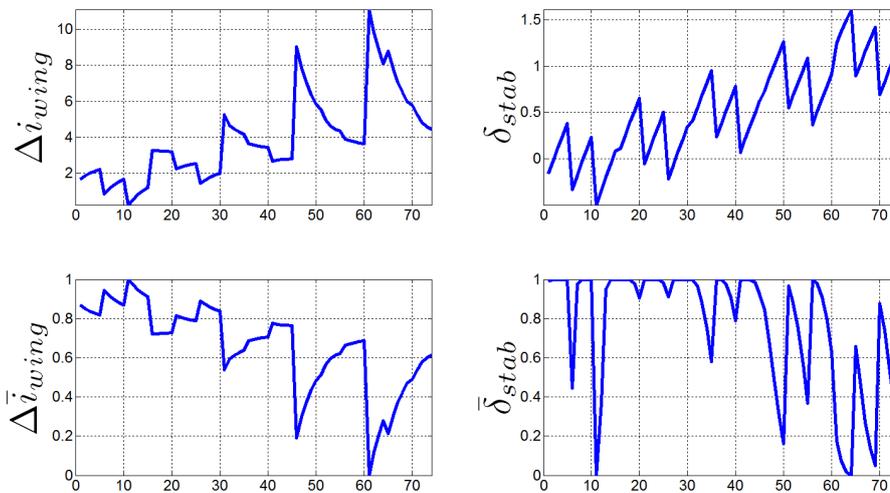


Abbildung 4.26: Beispiel der Normierung von δ_{stab} und $\Delta \dot{i}_{wing}$

Der Wichtungsfaktor f aus der Gl. (4.10) spielt eine wichtige Rolle bei der Definition der Zielfunktion insofern, als dass er die Differenz der Flügeinstellwinkel gegenüber dem Stabilitätsmaß wichtet. Da für seine Bestimmung kein physikalisch belegbarer Zusammenhang gefunden werden konnte, wird an dieser Stelle die Wahrscheinlichkeitsrechnung in Form der sog. *Monte-Carlo-Simulation* bemüht und mit deren Hilfe ein Algorithmus für die Bestimmung des optimalen Stabilitätsmaßes entwickelt.

Im Folgenden wird der oben angesprochene Algorithmus für die Bestimmung des optimalen Stabilitätsmaßes, sowie dazugehöriger Werte von $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} anhand der Abbildung 4.27 erläutert. Die folgenden Ausführungen beziehen sich auf eine feste Kombination der Parameter Hybridisie-

rungsgrad und Schlankheitsmaß. Diese Berechnung wird somit für die zusammenfassende Darstellung für jede Kombination der Parameter χ und ϕ aus dem untersuchten Intervall wiederholt.

Im **ersten Schritt** werden in Abhängigkeit von den konstruktiven Parametern $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} normierte Differenz der Flügeleinstellwinkel $\Delta \bar{i}_{wing}$ und - normiertes Stabilitätsmaß $\bar{\delta}_{stab}$ bestimmt. Seien beispielsweise a , b und c die Längen der entsprechenden Vektoren, so ergeben sich zwei Datensätze (Vektoren) für $\Delta \bar{i}_{wing}$ und $\bar{\delta}_{stab}$ mit der Anzahl der Elemente $m = a \cdot b \cdot c$. Gleichzeitig wird mit Hilfe des Zufallsgenerators ein Vektor der Zufallszahlen im Bereich von 0,5 bis 1 erzeugt. Die Länge des Vektors (Index m) sollte groß genug sein (hier $m = 10^3$). Die Werte in diesem Vektor werden dem Wichtungsfaktor f aus der Gl. (4.10) zugeordnet. Mit den so entstandenen drei Vektoren wird nun diese Gleichung elementenweise evaluiert. Dabei werden $\Delta \bar{i}_{wing}$ und $\bar{\delta}_{stab}$ als Zeilenvektoren und f als Spaltenvektor in die Gleichung eingesetzt. Diese Operation ergibt eine n -Zeilen- und m -Spalten-Matrix mit den Werten der Zielfunktion κ_{opt} .

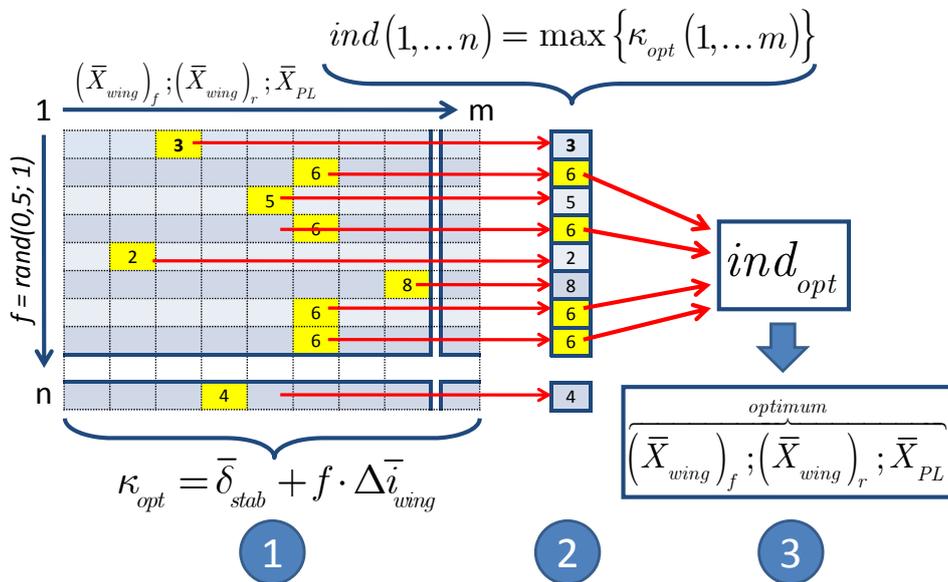


Abbildung 4.27: Ablaufschema des Algorithmus zur Bestimmung eines optimalen Stabilitätsmaßes

Im **zweiten Schritt** wird in jeder Zeile der Maximalwert der Zielfunktion bestimmt und sein Index gespeichert. In der Grafik sind diese Werte gelb markiert. Das ergibt einen Vektor der Indizes mit der Länge n .

Im **dritten Schritt** wird aus dem Vektor der Indizes der am häufigsten vorkommende Index bestimmt. Da jedem Index eine bestimmte Kombination der Parameter $(\bar{X}_{wing})_f$, $(\bar{X}_{wing})_r$ und \bar{X}_{PL} zugeordnet werden kann, ergibt der Index ind_{opt} die wahrscheinlichste Konstellation dieser Parameter, die das Kriterium der Zielfunktion (ihr Maximum) erfüllen. Diese Werte ergeben bei der Entwurfssynthese die Konfiguration mit dem optimalen Stabilitätsmaß.

In der Abbildung 4.28 ist der Verlauf von δ_{stab} und Δi_{wing} als Funktion der drei konstruktiven Parameter (deren Verlauf zeigen die drei oberen Diagramme) für zwei beispielhafte Kombinationen von χ und ϕ dargestellt. Zusätzlich sind auch die mit Hilfe der oben vorgestellten Methode gefundenen optimalen Stabilitätsmaße für die jeweilige Parameterkombination als farbige Rechtecke gekennzeichnet. Es kann beobachtet werden, dass das Optimum bei Variation von χ und ϕ durchaus verschiedene Lagen anneh-

men kann. So entspricht beispielsweise seine Lage für $\chi = 0,35$ und $\phi = 6,5$ einer Parameterkombination

$$\left[\left(\bar{X}_{wing} \right)_f \left(\bar{X}_{wing} \right)_r \bar{X}_{PL} \right] = \left[0,3 \ 0,8 \ 0 \right] \text{ und für } \chi = 0,65 \text{ und } \phi = 3,5 - \left[0,3 \ 0,9 \ 0,2 \right].$$

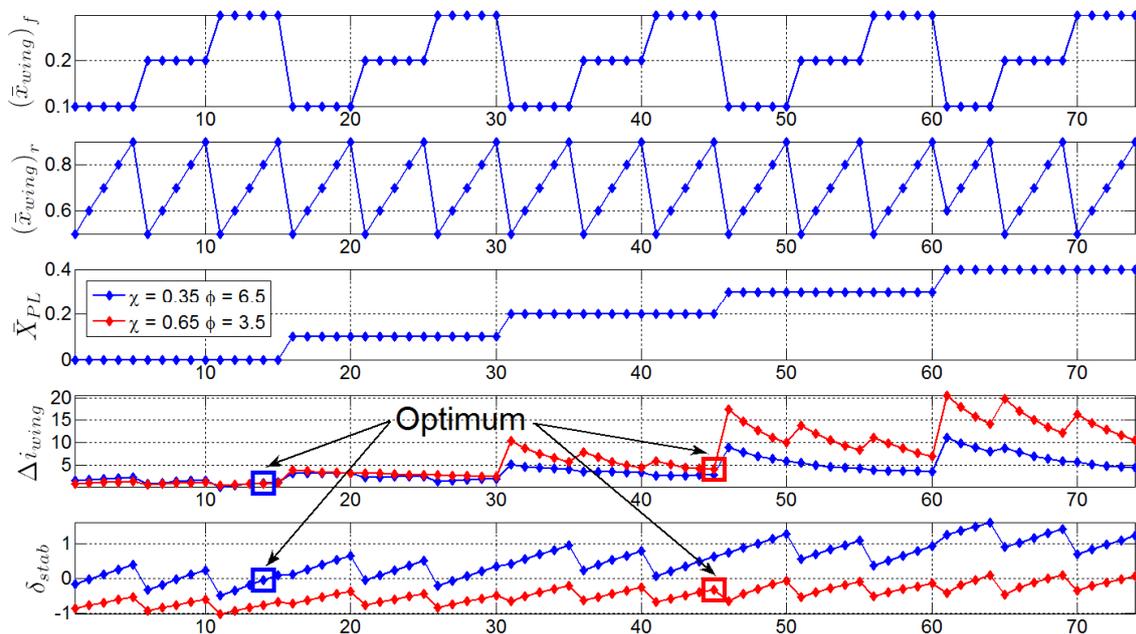


Abbildung 4.28: Beispielverlauf der Differenz der Flügeinstellwinkel und des Stabilitätsmaßes

Nachdem für alle Kombinationen von χ und ϕ das optimale Stabilitätsmaß bestimmt wurde, wird letzteres in einem 3D-Diagramm als Funktion der beiden Parameter dargestellt (Abbildung 4.29). Für die bessere Übersichtlichkeit wurde bei der Darstellung die farbliche Skalierung so gewählt, dass alle Werte des Stabilitätsmaßes, die einen Schwellenwert überschreiten, monochrom (im Diagramm dunkelrot) dargestellt werden. Dieser Schwellenwert wurde auf 10% der Bandbreite aller berechneten Werte für das optimale Stabilitätsmaß festgelegt

$$\delta_{th} = \left(\delta_{stab} \right)_{max} - 0,1 \cdot \left(\left(\delta_{stab} \right)_{max} - \left(\delta_{stab} \right)_{min} \right) \tag{4.14}$$

Hierbei ist δ_{th} - Schwellenwert für die monochrome Darstellung.

Bei solch einer Darstellung werden die Grenzen eines Entwurfsraums, in dem die Anforderung bezüglich eines bestimmten Stabilitätsmaßes erfüllt werden soll, sehr deutlich. So zeigt das Diagramm, dass hinsichtlich der statischen Stabilität Konfigurationen bis zu einem Hybridisierungsgrad von ca. 0,6 zu empfehlen sind (dunkelrotes Plateau). Darüber hinaus steigt die Instabilität (negatives Stabilitätsmaß) progressiv an, was prinzipiell zwar kein grundsätzliches Hindernis darstellen muss, jedoch sollte in diesem Bereich die Frage der ausreichenden Steuerbarkeit stets kritisch überprüft werden. Das Schlankheitsmaß dagegen hat bei dieser Betrachtung nur einen geringen Einfluss auf die erzielbare statische Stabilität.

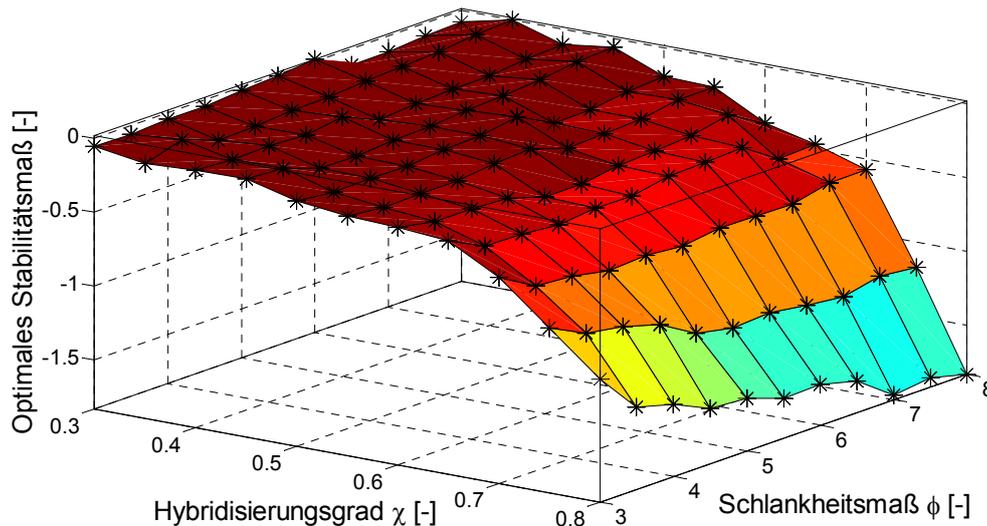


Abbildung 4.29: Optimales Stabilitätsmaß als Funktion von χ und ϕ

4.3 Flugeigenschaftsuntersuchungen

4.3.1 Eigenverhalten

Das Eigenverhalten eines dynamischen Systems mehrerer Freiheitsgrade lässt sich sehr vorteilhaft mit Hilfe der Linearisierung der Bewegungsgleichungen analysieren. Der dafür notwendige methodische Apparat ist z.B. in *Brockhaus* [22] oder *McRuer* [97] ausreichend dokumentiert. Die somit gewonnenen Erkenntnisse sind zwar nur in einem eingeschränkten Betriebsbereich bei kleinen Abweichungen vom Referenzzustand gültig, ermöglichen aber bereits erste prinzipielle Aussagen über die Stabilität und das dynamische Eigenverhalten des zu untersuchenden Systems.

Als Betriebs- bzw. Bezugspunkt der Linearisierung eignen sich prinzipiell alle stationären Flugzustände. Für die vorliegende Betrachtung wurde der stationäre Geradeausflug im Auslegungszustand (*design point*) ausgewählt. Für diesen Flugzustand gilt folgendes:

$$\underline{V} = [u_0 \ 0 \ 0]^T, \quad \underline{\Omega} = [0 \ 0 \ 0]^T, \quad \underline{u} = [0 \ 0 \ 0 \ \delta_T]^T.$$

Nach der (hier numerisch durchgeführten) Linearisierung liegt das Differentialgleichungssystem 1. Ordnung mit 12 Zuständen in folgender Form vor:

$$\dot{\underline{x}} = \underline{A} \cdot \underline{x} + \underline{B} \cdot \underline{u} \quad (4.15)$$

Die Zustandsmatrix A und die Steuermatrix B haben nach der Linearisierung nur konstante Koeffizienten und können bei einem symmetrischen Luftfahrzeug in eine Längs- und eine Seitenbewegung mit jeweils sechs Zuständen unterteilt werden. Für die Beschreibung der Eigendynamik in der jeweiligen Ebene sind i. A. vier Zustände hinreichend. Sie sind in den unten stehenden Gleichungen angegeben (der Operator δ bezeichnet dabei kleine Abweichungen von Referenzzustand).

Zustandsgleichung der Längsebene

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{u} \\ \delta \dot{w} \\ \delta \dot{q} \\ \delta \dot{\Theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & X_\Theta \\ Z_u & Z_w & Z_q & Z_\Theta \\ M_u & M_w & M_q & M_\Theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta u \\ \delta w \\ \delta q \\ \delta \Theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_\eta & X_{\delta_T} \\ Z_\eta & Z_{\delta_T} \\ M_\eta & M_{\delta_T} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta \eta \\ \delta(\delta_T) \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

mit den entsprechenden *Koeffizienten-Matrizen*

$$\underline{\underline{A}}_{lon} = \begin{bmatrix} -0,0414 & -0,1940 & 14,6955 & -3,7810 \\ -0,1199 & -1,6357 & 38,2041 & 0,0825 \\ -0,0017 & 0,0511 & -3,7774 & -0,2257 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}, \underline{\underline{B}}_{lon} = \begin{bmatrix} -0,0987 & 1,5510 \\ -0,0169 & -0,3259 \\ 0,0253 & 0,0016 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Zustandsgleichung der Seitenebene

$$\begin{bmatrix} \delta \dot{v} \\ \delta \dot{p} \\ \delta \dot{r} \\ \delta \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & Y_\Phi \\ L_v & L_p & L_r & L_\Phi \\ N_v & N_p & N_r & N_\Phi \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta v \\ \delta p \\ \delta r \\ \delta \Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_\zeta & Y_\xi \\ L_\zeta & L_\xi \\ N_\zeta & N_\xi \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta \zeta \\ \delta \xi \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

mit den entsprechenden *Koeffizienten-Matrizen*

$$\underline{\underline{A}}_{lat} = \begin{bmatrix} -0,9117 & -8,5571 & -31,7699 & 0,8350 \\ -0,0997 & -3,4756 & 2,0882 & -0,8845 \\ -0,0411 & -0,3236 & -2,2707 & -0,0670 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \underline{\underline{B}}_{lat} = \begin{bmatrix} 0,0446 & 0,1426 \\ 0,0162 & 0,0222 \\ 0,0005 & -0,0205 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

Die Zeitantwort eines Systems, repräsentiert durch den jeweiligen Systemzustand, setzt sich nach (4.15) aus einer linearen Kombination einzelner Kräfte- und Momentederivativa (Terme der Zustandsmatrix) zusammen.

Das Eigenverhalten des Systems wird in vorliegender Arbeit mit Hilfe der Modalanalyse durchgeführt. Die Basis für diese Analyse bildet die homogene Lösung des linearen Gleichungssystems mit dem folgenden Ansatz:

$$\underline{\underline{x}}_h(t) = \underline{\underline{\tilde{x}}} \cdot e^{\lambda t} \quad (4.20)$$

deren Lösung folgende Gleichung darstellt:

$$\left(\underline{\underline{A}} - \lambda \cdot \underline{\underline{I}} \right) \cdot \underline{\underline{\tilde{x}}} = 0 \quad (4.21)$$

Der Vektor $\underline{\underline{\tilde{x}}}$ in der Gl. (4.21) wird als *Eigenvektor* bezeichnet und der Parameter λ beschreibt die *Eigenwerte* des Systems. Diese Eigenwerte sind die Lösungen des charakteristischen Polynoms zu der Determinante

$$\det(\underline{\underline{A}} - \lambda \cdot \underline{\underline{I}}) \quad (4.22)$$

Zu jedem Eigenwert λ existiert ein entsprechender Eigenvektor $\underline{\underline{\tilde{x}}}$, der angibt, mit welchen Anteilen die Zustandsgrößen in der jeweiligen Eigenbewegungsform (dem sog. *Mode*) vertreten sind. Aus seiner Zusammensetzung lässt sich somit die Koppelung der einzelnen Zustandsgrößen eines Mehrgrößensystems ablesen. Der physikalische Charakter einzelner Moden lässt sich sehr anschaulich mit Hilfe der sog.

Zeitvektoren darstellen. Diese Vektoren setzen sich zusammen aus der Summe der Terme aus der elementenweise Multiplikation der jeweiligen Zeile der Zustandsmatrizen mit den entsprechenden Elementen des Eigenvektors für den jeweiligen Mode $\left(A_{i\text{-te Spalte}}\right)^T \cdot \tilde{x}_i$. Die Gesamtanzahl der Zeitvektoren pro Eigenmode ist gleich der Anzahl der in der betrachteten Bewegungsebene beteiligten Kräfte bzw. Momente. In dem vorliegenden Fall sind es zwei Kräfte (in X- und Z-Richtung) und ein Moment (um die Y-Achse) in der Längsebene und eine Kraft (in Y-Richtung) und zwei Momente (um die X- bzw. Z-Achse) in der Seitenebene. Die Summe aller Zeitvektoren in dem jeweiligen Freiheitsgrad eines Modes ergibt die Zustandsänderung (die Beschleunigung) in Richtung dieses Freiheitsgrades. Die Richtung der Zeitvektoren gibt dabei Auskunft über die Wirkungsrichtung der einzelnen Terme in dem Zeitvektor zueinander.

Sind die Eigenwerte und die Eigenvektoren des Systems bestimmt, kann die Gesamtlösung des linearen Bewegungsgleichungssystems als Summe der Teilbewegungen angegeben werden:

$$\underline{x}_h(t) = \sum_{i=1}^n c_i \cdot \tilde{x}_i \cdot e^{\lambda_i t} \quad (4.23)$$

Die Konstanten c_i werden hierbei aus den Anfangsbedingungen bestimmt. Im Folgenden wird die Modalanalyse separat für die Längs- und die Seitenbewegung durchgeführt. Zu diesem Zweck wird das lineare Gleichungssystem nach Gl. (4.15) in die modale Form überführt. Die Transformationsvorschrift der Modalform lautet:

$$\underline{x} = \underline{T} \cdot \underline{\xi} \quad (4.24)$$

Hierbei bedeutet die Variable $\underline{\xi}$ den Vektor der Modalzustände und die Matrix \underline{T} – eine Transformationsmatrix aus Rechtseigenvektoren, die die Spalten dieser Matrix bilden. Damit hat die Gl. (4.15) in modaler Form folgende Gestalt

$$\dot{\underline{\xi}} = \underbrace{\underline{T}^{-1} \cdot \underline{A} \cdot \underline{T}}_{\underline{\tilde{A}}} \cdot \underline{\xi} + \underbrace{\underline{T}^{-1} \cdot \underline{\tilde{B}}}_{\underline{\tilde{B}}} \cdot \underline{u} \quad (4.25)$$

oder in vereinfachter Form (die Unterstriche bei Matrizen bzw. Vektoren werden dabei weggelassen)

$$\dot{\xi} = \underline{\tilde{A}} \cdot \xi + \underline{\tilde{B}} \cdot u \quad (4.26)$$

Die Transformationsmatrix \underline{T} verknüpft in linearer Form die physikalischen Zustände \underline{x} eines dynamischen Systems und dessen Eigenmoden $\underline{\xi}$. In der Matrix $\underline{\tilde{B}}$ kann die Empfindlichkeit der einzelnen Eigenbewegungsformen im Bezug auf die Steuereingaben direkt abgelesen werden.

Eigenformen der Längsbewegung

Die Lösung der charakteristischen Gleichung (Gl. (4.16)) der Längsebene führt zu einem charakteristischen Polynom 4. Grades mit vier reellen Koeffizienten:

$\lambda_{LON,1-4} = [-4,4270 \quad -0,8701 \quad -0,1900 \quad 0,0327]^T$, deren Verteilung in der Abbildung 4.30 dargestellt ist. Aus dieser Polverteilung ergeben sich vier Eigenbewegungsformen (Moden) der Längsebene mit den entsprechenden Eigenvektoren, die rechts vom Bild in tabellarischer Form angegeben sind.

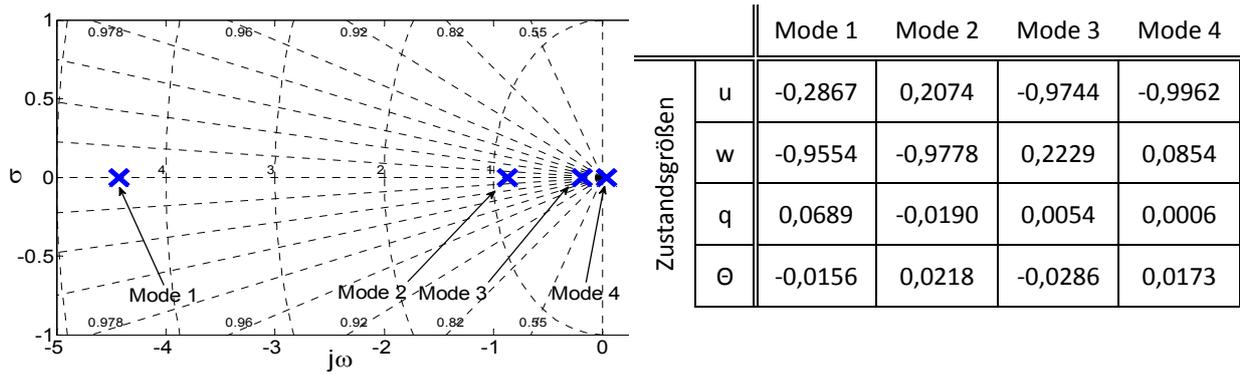


Abbildung 4.30: Eigenwerte (links) und Eigenvektoren (rechts) der Längsbewegung

Mode 1 stellt eine schnelle aperiodische Bewegung mit einer Zeitkonstante $T_{S,1} \approx 0,23 s$ dar. Bei diesem Mode dominiert die Nickgeschwindigkeit die Eigenbewegungsform. In der Abbildung 4.31 (linkes Bild) ist sie als blauer Pfeil dargestellt. Es zeigt sich deutlich, dass die Nickgeschwindigkeit bei allen drei Freiheitsgraden vertreten ist und betragsmäßig den größten Anteil aufweist. Auch die Vertikalgeschwindigkeit w hat einen signifikanten Anteil, besonders im Freiheitsgrad der Vertikalbewegung. Beide Größen führen in der Summe (gleiche Pfeilrichtung) zu einer bedeutenden Änderung der beteiligten Zustandsgrößen, die durch den schwarzen Pfeil repräsentiert werden. Bei den translatorischen Freiheitsgraden (X- und Z-Richtungen) zeigen die Beschleunigungspfeile in negative Richtung (negative Zustandsänderung), wobei die Z-Achse wesentlich stärker beeinflusst wird. Bei rotatorischem Freiheitsgrad ist die Richtung entgegengesetzt und bedeutet eine positive Änderung des Nickmomentes.

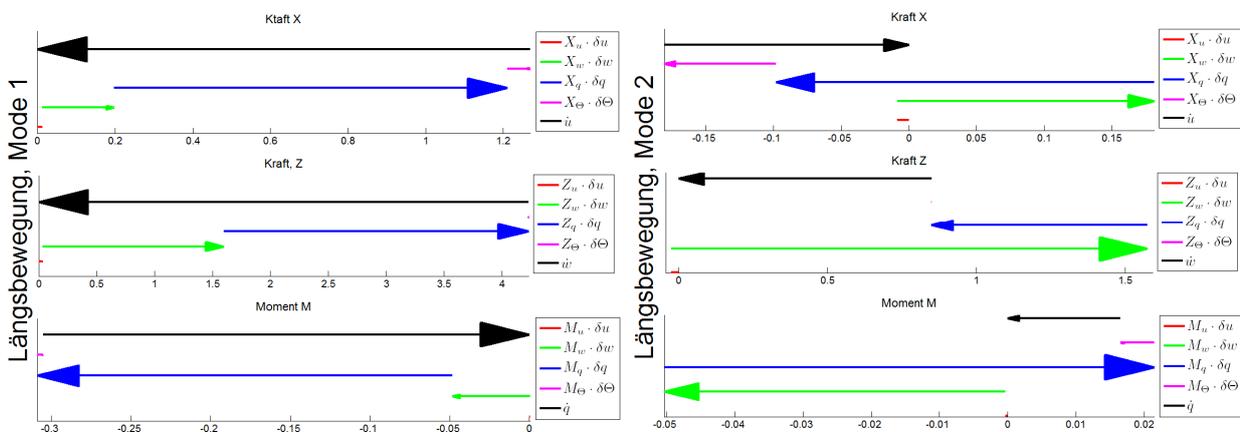


Abbildung 4.31: Zeitvektoren der Längsbewegung, Mode 1-2

Mode 2 ist eine stabile aperiodische Bewegung mit der Zeitkonstante $T_{S,2} \approx 1,15 s$, die im Vergleich zum Mode 1 wesentlich langsamer aber dennoch relativ schnell vonstattengeht. Der Verlauf der Zeitvektoren in der Abbildung 4.31 (rechtes Bild) zeigt eine starke Beteiligung der Vertikalgeschwindigkeit in allen drei Freiheitsgraden. Am stärksten ist sie in Bewegung in der Z-Richtung ausgeprägt. Hier findet man auch die betragsmäßig größte Beschleunigung. Der Vektor der Nickgeschwindigkeit ist in diesem Mode stets entgegen der Vertikalgeschwindigkeit und der Beschleunigung gerichtet, was auf eine dämpfende Wirkung hinweist. Das Nickmoment wird im Vergleich zum Mode 1 bei dieser Eigenbewegungsform wesentlich schwächer angeregt.

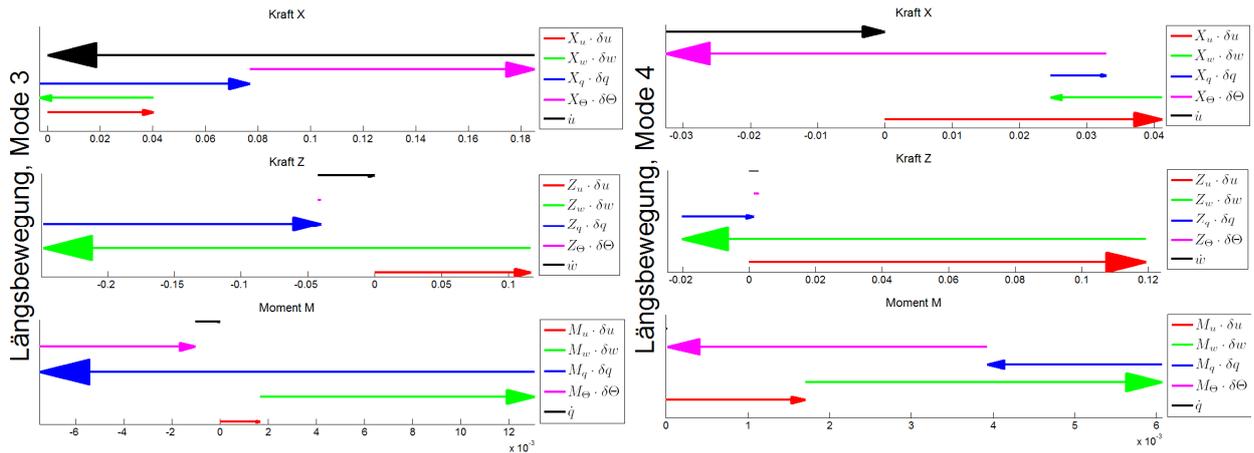


Abbildung 4.32: Zeitvektoren der Längsbewegung, Mode 3-4

Mode 3 mit der Zeitkonstante $T_{S,3} \approx 5,26 \text{ s}$ ist ebenso aperiodisch stabil. Bei dieser verhältnismäßig langsamen Eigenbewegungsform ist der erste translatorische Freiheitsgrad (X-Richtung) am stärksten angeregt (Abbildung 4.32, links), was sich in der langsamen Abnahme der Fluggeschwindigkeit wieder spiegelt. An dieser Bewegung sind alle Zustandsgrößen beteiligt, am stärksten aber der Lagewinkel.

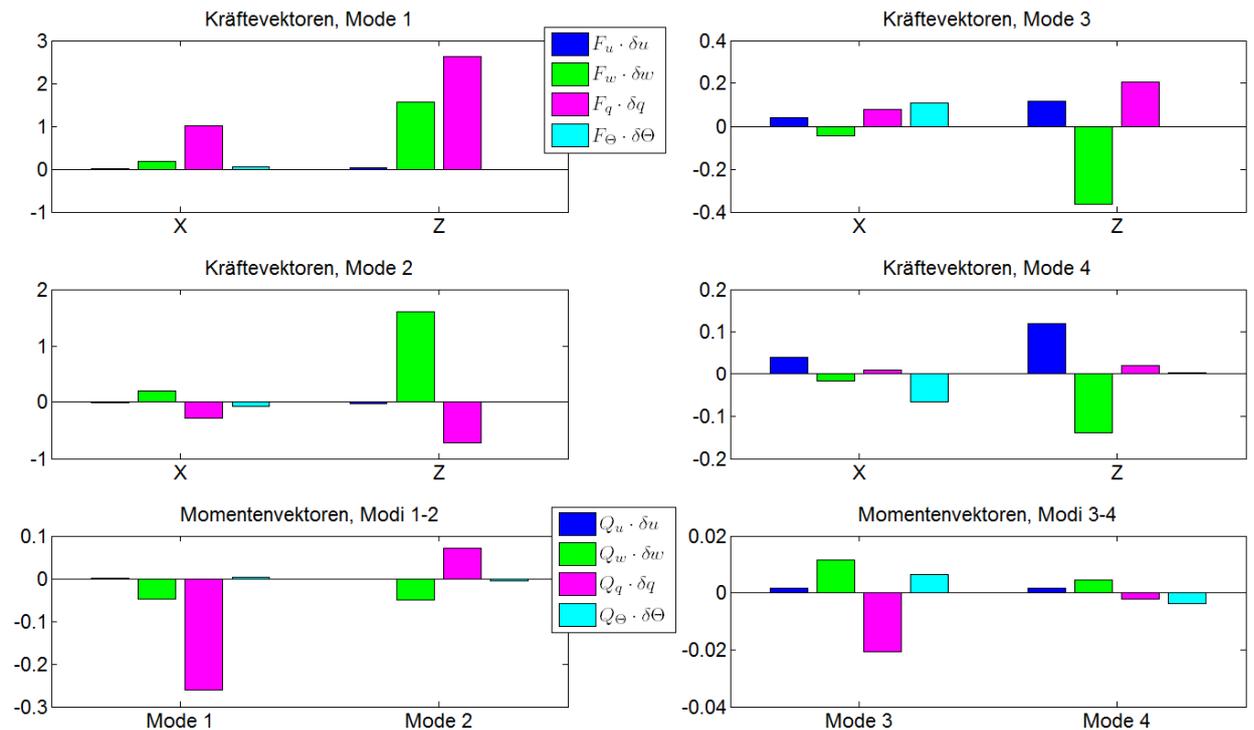


Abbildung 4.33: Zusammenfassende Darstellung der Zeitvektoren der Längsbewegung

Mode 4 mit seinem Eigenwert in der rechten Halbebene in der Nähe des Ursprungs stellt eine langsame aperiodische und instabile Eigenbewegungsform dar. Hierbei handelt es sich um eine asymptotische Vergrößerung des Lagewinkels, die Anregung der Freiheitsgrade Z-Kraft und M-Moment (Abbildung 4.32, links) findet hierbei nicht statt (keine Zustandsänderung in der jeweiligen Richtung) und auch die X-Richtung ist nur sehr schwach angeregt.

In Abbildung 4.33 sind alle Moden der Längsbewegung als Balkendiagramme in einer zusammenfassenden Darstellung präsentiert. Hieraus werden die Verhältnisse der einzelnen Terme in der jeweiligen Eigenbewegungsform zueinander und die Kräfte- bzw. Momente-Verhältnisse zwischen den Moden nochmal deutlich hervorgehoben. Es lässt sich aus dieser Darstellung ablesen, dass die Nickgeschwindig-

keit zusammen mit der Vertikalgeschwindigkeit die dominierenden Zustandsgrößen der Längsbewegung darstellen.

Eigenformen der Seitenbewegung

Die Lösung der charakteristischen Gleichung (4.18) der Seitenebene führt zu einem charakteristischen Polynom 4. Grades mit zwei konjugiert komplexen Koeffizienten:

$$\lambda_{LAT,1-2} = \left[-0,1933 \pm 0,3007i \quad -3,1357 \pm 0,3825i \right]^T.$$

Da beide Lösungspaare einen negativen Realteil aufweisen und somit in der Gauß'schen Zahlenebene links der Imaginärachse liegen (Abbildung 4.34, links), handelt es sich um ein schwingungsfähiges System mit zwei charakteristischen Eigenbewegungsformen, deren Eigenvektoren in der unterstehenden Tabelle angegeben sind.

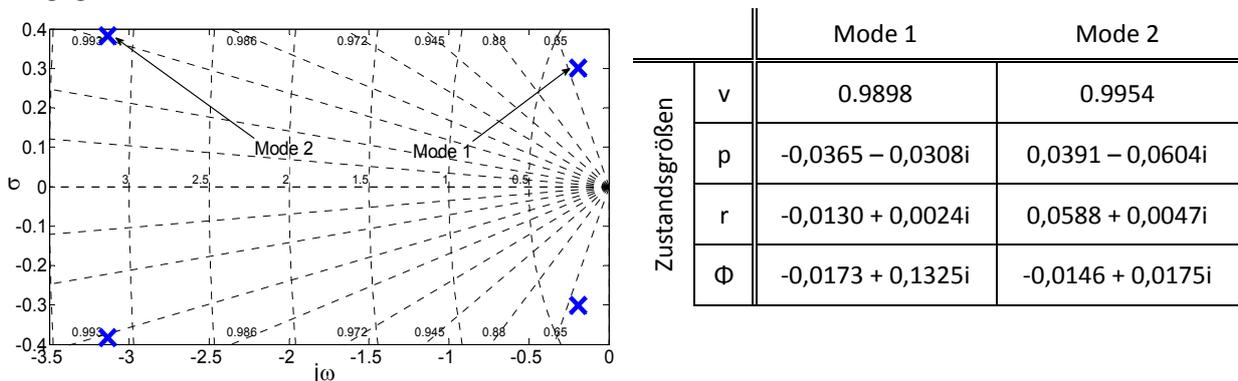


Abbildung 4.34: Eigenwerte (links) und Eigenvektoren (rechts) der Seitenbewegung

Mode 1 der Seitenbewegung ist eine langsame schwach gedämpfte Schwingung mit der Kreisfrequenz $\omega = 0,3575$ [rad/s] und dem Dämpfungsgrad $D = 0,5407$. Bei dieser Schiebe-Roll-Bewegung sind alle vier Zustandsgrößen der Seitenbewegung an der Gesamtlösung vergleichsweise gleichwertig beteiligt (Abbildung 4.35). Aus der Achsenskalierung der unteren Grafik geht hervor, dass der Gier-Freiheitsgrad (N-Moment) nur sehr schwach (etwa der Faktor 1/10) im Vergleich zum Rollmoment angeregt wird und somit in diesem Mode vernachlässigt werden darf. Die Bewegung im Freiheitsgrad der Seitenkraft wird durch die Seitengeschwindigkeit dominiert, ihr wirken (phasenverschoben) die Roll- und die Giergeschwindigkeit entgegen, wobei von den beiden die Giergeschwindigkeit den größeren Beitrag leistet. Am Roll-Freiheitsgrad sind im Wesentlichen die Seitengeschwindigkeit, die Rollgeschwindigkeit und der Rollwinkel beteiligt. Deren Anteile sind zwar betragsmäßig etwa gleich groß, aber die Zeitvektoren stehen phasenmäßig so zueinander, dass sie sich in der Wirkung fast vollständig kompensieren. Die durch diese Terme hervorgerufene Rollbeschleunigung (schwarzer Pfeil) ist sehr klein.

Mode 2 beschreibt eine schnelle gut gedämpfte oszillierende Bewegung mit der Kreisfrequenz $\omega = 3,1589$ [rad/s] und dem Dämpfungsgrad $D = 0,9926$. Diese Bewegung spielt sich in allen drei Freiheitsgraden ab und die Anregung dieser Freiheitsgrade ist im Vergleich zum Mode 1 um etwa eine Größenordnung stärker. In den rotatorischen Bewegungsfreiheitsgraden überwiegt die Gierbewegung. Der Anteil des Rollwinkels kann in allen Freiheitsgraden vernachlässigt werden. Die Gierbeschleunigung in der Gesamtsystemantwort ist ca. 1,8-mal größer als die um die Roll-Achse. In den Freiheitsgraden Y-Kraft und N-Moment leisten die drei Zustandsgrößen einen gleichsinnigen Beitrag zur resultierenden Zustandsänderung (die Vektorpfeile zeigen in gleiche Richtung) und bei der Rollbewegung wirkt die Rollgeschwindigkeit der Roll- und der Seitengeschwindigkeit entgegen.

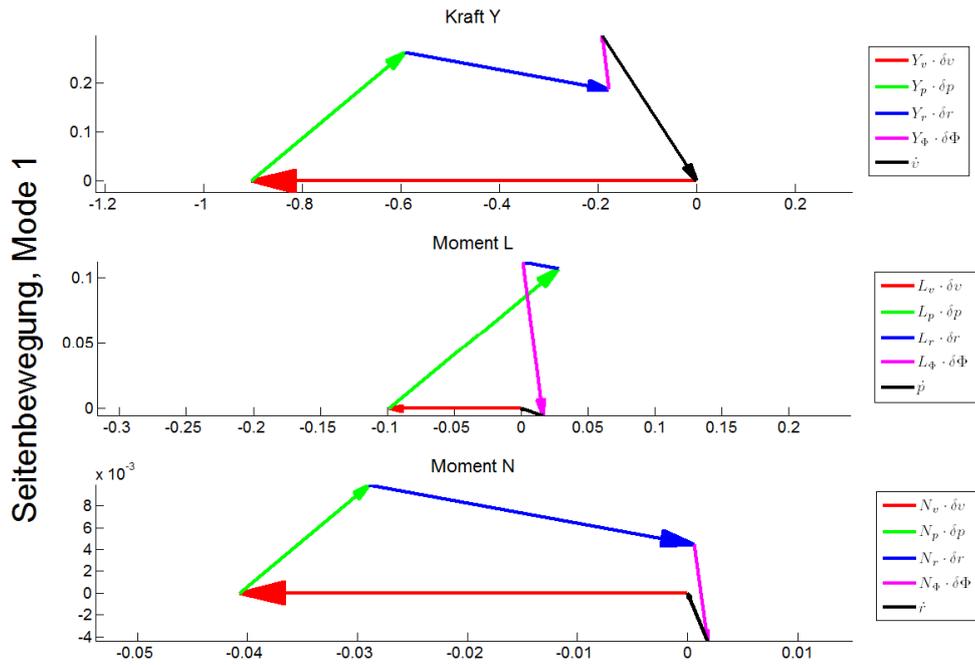


Abbildung 4.35: Zeitvektoren der Seitenbewegung, Mode 1

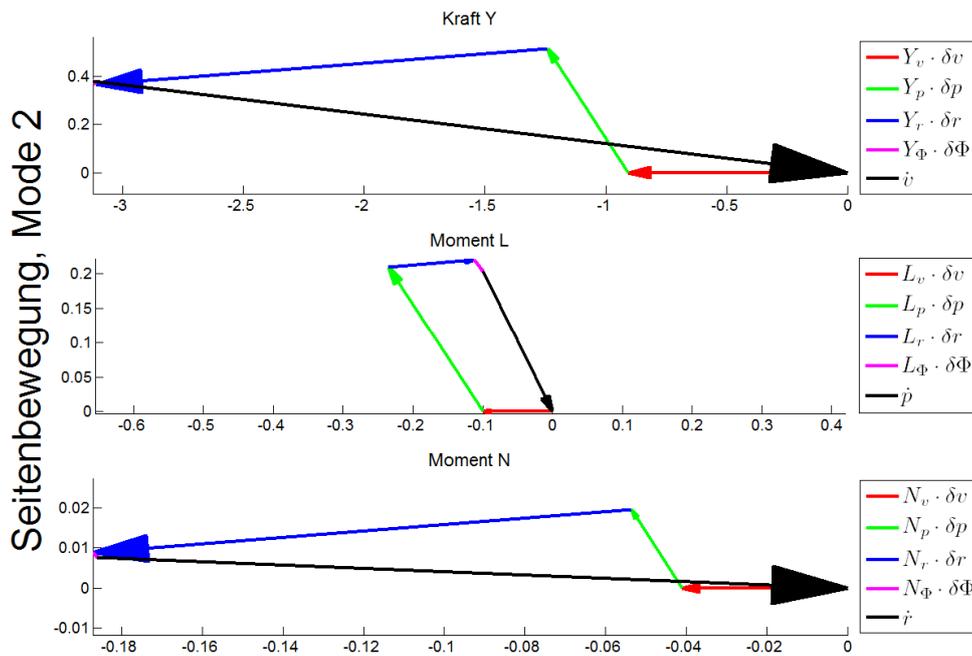


Abbildung 4.36: Zeitvektoren der Seitenbewegung, Mode 2

Einfluss der Schwerpunktlage

Die oben dargestellten Eigenbewegungsformen wurden für einen fixen Referenzzustand bestimmt und gelten daher ausschließlich für diesen Betriebspunkt und die gegebene Konfiguration des Luftfahrzeuges. Zwar wurde dieser Betriebspunkt in die längste Phase einer möglichen Transportmission (den Reiseflug) gelegt, in der Praxis bleibt die Konfiguration aber etwa durch den Kraftstoffverbrauch oder durch die unterschiedlichen Beladungsszenarien nicht konstant. Typischerweise ändert sich bei einer Konfiguration i. A. deren Masse und die Lage des Gesamtschwerpunktes und damit zwangsläufig das dynamische Eigenverhalten des Luftfahrzeugs. Aus diesem Grund gehört der Einfluss der Schwerpunktlage auf

die Eigenbewegungsformen zu den grundlegendsten Aussagen bei der Untersuchung der Eigendynamik eines Luftfahrzeugs.

In der Längsbewegung führt die Veränderung der Schwerpunktlage (Abbildung 4.37) zu einer Veränderung des Hebelarmes der resultierenden aerodynamischen Auftriebskraft und der damit verbundenen Änderung des Stabilitätsmaßes, und zwar bewirkt die Wanderung von hinten nach vorne, d.h. von negativen zu positiven Werten, eine Vergrößerung der statischen Stabilität. In diesem Fall bewegen sich die Eigenwerte des ersten und des zweiten Modus auf einander zu. Bei der weiteren Wanderung des Schwerpunktes nach vorne würden sich diese Pole treffen und zu einem gemeinsamen konjugiert komplexen Polpaar verschmelzen, was im Fall eines konventionellen Starrflügelflugzeugs dem Eigenmode der Anstellerschwingung entsprechen würde.

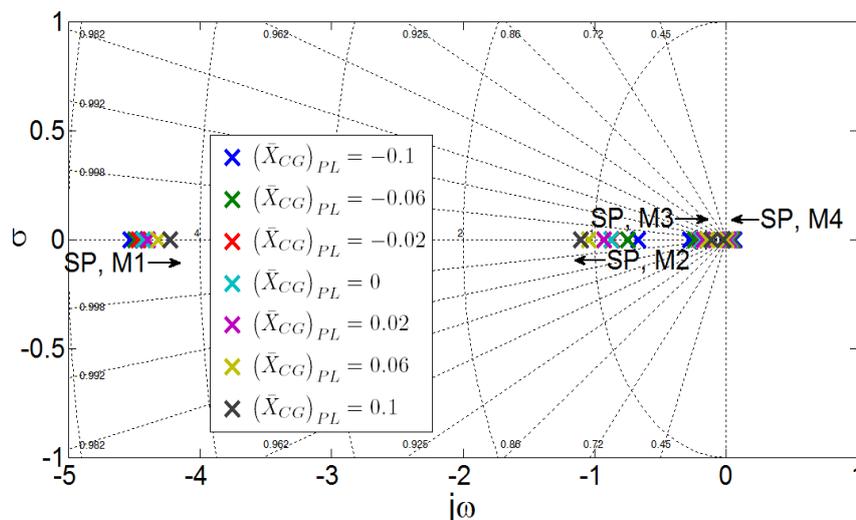


Abbildung 4.37: Einfluss der Schwerpunktlage auf die Eigenwerte der Längsbewegung

Zum anderen verändert die Schwerpunktlage auch den Hebelarm zum aerostatischen Auftriebsmittelpunkt. Diese Kraft bewirkt bei der hinteren Lage des Schwerpunktes ein positives (aufnickendes) Moment und wirkt demnach in Richtung einer Störung, d.h. destabilisierend. Erhöht sich der wirksame Hebelarm in positive Richtung, steigt auch das negative, rückstellende Moment. Der instabile Mode der Längslage bewegt sich in Richtung der rechten Halbebene und wird dann stabil bei der vordersten Schwerpunktlage. Die Pole des dritten und des vierten Modus bewegen sich ähnlich dem 1. und dem 2. Mode aufeinander zu und würden bei weiterer Wanderung des Schwerpunktes nach vorne ein schwingungsfähiges System bilden, welches von der Lage der Pole her einer klassischen Phygoide nahe kommt.

Betrachtet man die Eigenwerte der Seitenbewegung bei der Veränderung der Schwerpunktlage (Abbildung 4.38), so zeigt sich ein deutlicher Einfluss dieses Parameters auf den ersten Eigenmode. Sowohl die Frequenz als auch die Dämpfung dieser Eigenform reagieren sehr sensibel auf die Veränderung der Schwerpunktlage. Die Abbildung 4.39 (links) zeigt den Verlauf der Eigenfrequenz und der Dämpfung in Abhängigkeit vom Parameter \bar{X}_{PL} . Mit Verschiebung des Gesamtschwerpunktes nach vorne sinkt die Eigenfrequenz und steigt die Dämpfung in nahezu linearer Form. Die Empfindlichkeit der Frequenz ist jedoch wesentlich geringer. So beträgt beispielsweise ihre relative Änderung in dem untersuchten Bereich lediglich ca. 4%, während die Dämpfung um mehr als 72% variiert.

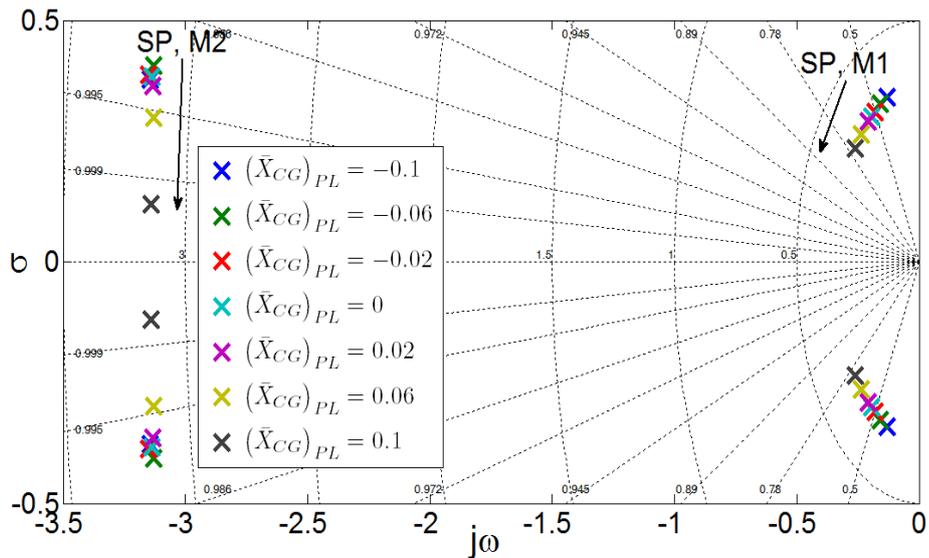


Abbildung 4.38: Einfluss der Schwerpunktlage auf die Eigenwerte der Seitenbewegung

Die Eigenfrequenz des zweiten Modes bleibt bezüglich der Schwerpunktverschiebung mit einer Standardabweichung von $\pm 0,01$ [rad] annähernd invariant. Die Dämpfung ändert sich bis zu einem Wert von $\bar{X}_{PL} \approx 0$ ebenso schwach (Standardabweichung $\pm 4,83 \cdot 10^{-4}$ [rad]). Bei positiven Werten steigt sie zwar progressiv, die absolute Wertänderung ist aber gering. Der Verlauf der Werte in Abbildung 4.39 (rechts) zeigt, dass der zweite Mode der Seitenbewegung durch die Schwerpunktverschiebung im untersuchten Bereich kaum beeinflusst werden kann.

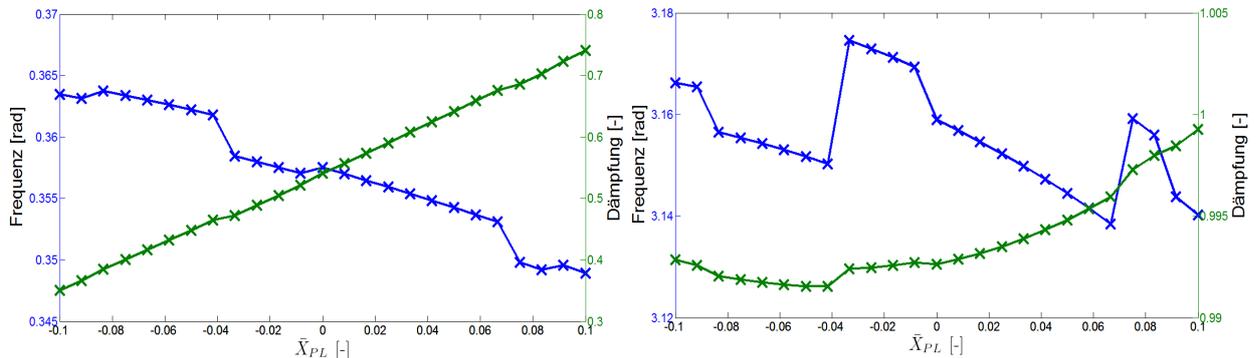


Abbildung 4.39: Einfluss der Schwerpunktlage auf die Eigenfrequenz und Dämpfung der Eigenbewegung. Links - Mode 1, rechts - Mode 2

Einfluss der virtuellen Masse

Die virtuelle Masse eines hybriden Luftfahrzeuges geht nach Gl. (2.63) in den Trägheitstensor der Bewegungsgleichung ein und beeinflusst somit die Eigendynamik sowohl in der Längs- als auch in der Seitenebene. Im Folgenden wird gezeigt, wie sich der Term der virtuellen Massen auf die Eigenbewegungsformen auswirkt, indem diese Werte einmal mit und einmal ohne den Term der virtuellen Massen bestimmt werden.

In der Abbildung 4.40 sind die Eigenwerte der Längsbewegung mit und ohne die virtuelle Masse dargestellt. Die Zahlenwerte dazu sind in Tabelle 4.1 angegeben. Es kann beobachtet werden, dass durch die fehlende virtuelle Masse alle vier Eigenbewegungsformen betroffen werden. Während die Pole der ersten zwei Moden dabei nach rechts in Richtung einer schnelleren Bewegung wandern, bewegen sich die Pole des dritten und vierten Modes nach links. Für den dritten Mode bedeutet diese Wanderung eine Verlangsamung der Bewegung durch die entsprechend größer werdende Zeitkonstante und der vierte

Mode wird zunehmend instabiler. Im Anhang C.3.1 sind die Zeitvektoren der Eigenbewegung in der Längsebene ohne den virtuelle Masse Einfluss grafisch dargestellt.

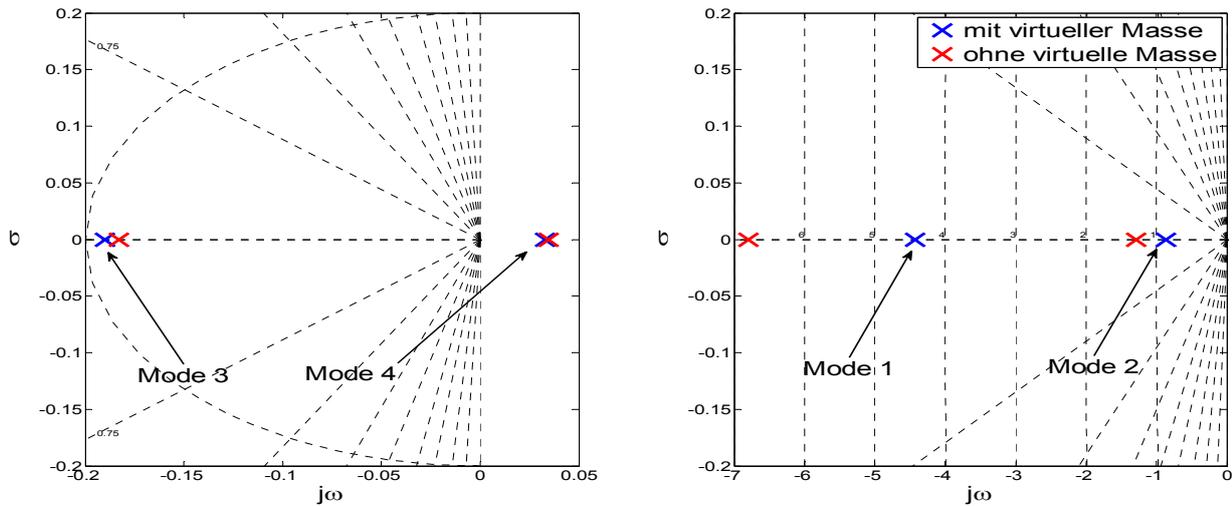


Abbildung 4.40: Eigenwerte der Längsbewegung mit und ohne virtuelle Masse

Virtuelle Masse	Mode 1	Mode 2	Mode 3	Mode 4
mit	-4,4270	-0,8701	-0,1900	0,0327
ohne	-6,7992	-1,2920	-0,1827	0,0345

Tabelle 4.1: Eigenwerte der Längsbewegung mit und ohne virtuelle Masse

Am stärksten sind durch den fehlenden Term der virtuellen Masse der erste und der zweite Mode der Längsbewegung betroffen. Die Änderungen der Eigenfrequenz betragen hierbei 53,58% bzw. 48,49%. Hier zeigt sich eine dämpfende Wirkung der virtuellen Masse, die als zusätzliche Trägheit in allen sechs Freiheitsgraden agiert, besonders deutlich. Die restlichen Moden 3 und 4 erfahren nur eine verhältnismäßig geringe Veränderung, die in beiden Fällen unter 5% liegt, sodass für diese Moden die virtuelle Masse nur eine untergeordnete Rolle spielt.

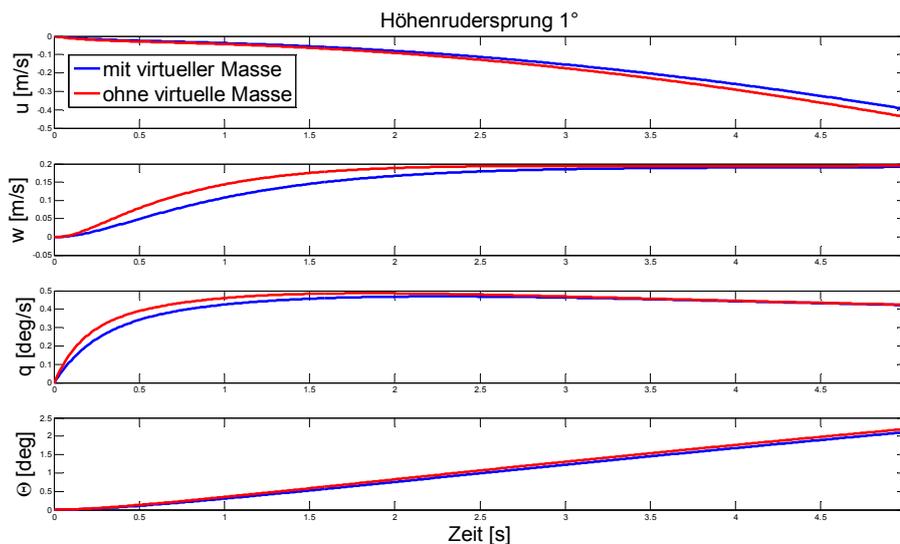


Abbildung 4.41: Zeitantwort auf einen Höhenrudersprung mit und ohne Einfluss der virtuellen Masse

Die Abbildung 4.41 zeigt den Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung über eine Zeitspanne von 5 Sekunden für ein System inklusive der virtuellen Masse (blaue Kurve) und für das gleiche System mit dem Trägheitstensor ohne den Term der virtuellen Masse (rote Kurve). Die veränderten Zeitkonstanten

des ersten und zweiten Modes führen zu einer deutlich schnelleren Reaktion der Vertikalgeschwindigkeit und der Nickgeschwindigkeit, während die Längsgeschwindigkeit und der Lagewinkel nahe unverändert bleiben.

In der Seitenebene werden sowohl die Frequenz als auch die Dämpfung des ersten Modes wesentlich durch die virtuelle Masse beeinflusst (Abbildung 4.42). Aus den Zahlenwerten der Tabelle 4.2 lässt sich eine Steigung der Frequenz um 21% feststellen, gleichzeitig wird die Dämpfung um 15,57% geringer. Auch hier, ähnlich der Längsbewegung, übt die virtuelle Masse als gerichtete Trägheit eine dämpfende Wirkung auf die Systemeigendynamik aus. Aus dem Vergleich der Zeitvektoren für diesen Mode (siehe Anhang C.3.2) mit denen aus dem Abschnitt 4.3.1 zeigt sich, dass der grundlegende Charakter der Bewegung um alle drei beteiligten Freiheitsgrade erhalten bleibt und sich lediglich die Beträge einzelner Kräfte und Momente im jeweiligen Freiheitsgrad ändern (steigen).

Virtuelle Masse	Mode 1	Mode 2	Mode 3
mit	$-0,1933 \pm 0,3007i$	$-3,1357 \pm 0,3825i$	–
ohne	$-0,1976 \pm 0,3852i$	$-2,9212$	$-6,1224$

Tabelle 4.2: Eigenwerte der Seitenbewegung mit und ohne virtuelle Masse

Der zweite Mode der Eigenbewegung mit dem konjugiert komplexen Paar erfährt durch den fehlenden Term der virtuellen Masse die stärkste Metamorphose. Er zerfällt in zwei reelle Eigenwerte, von denen einer nach links und einer nach rechts entlang der reellen Achse wandert. Somit werden aus einer stabilen oszillierenden Bewegung zwei asymptotisch stabile Teilbewegungen bzw. zwei neue Moden der Seitenbewegung. Dabei geht der dritte Mode mit einer Zeitkonstante von 0,1634 [sec] sehr schnell vonstatten.

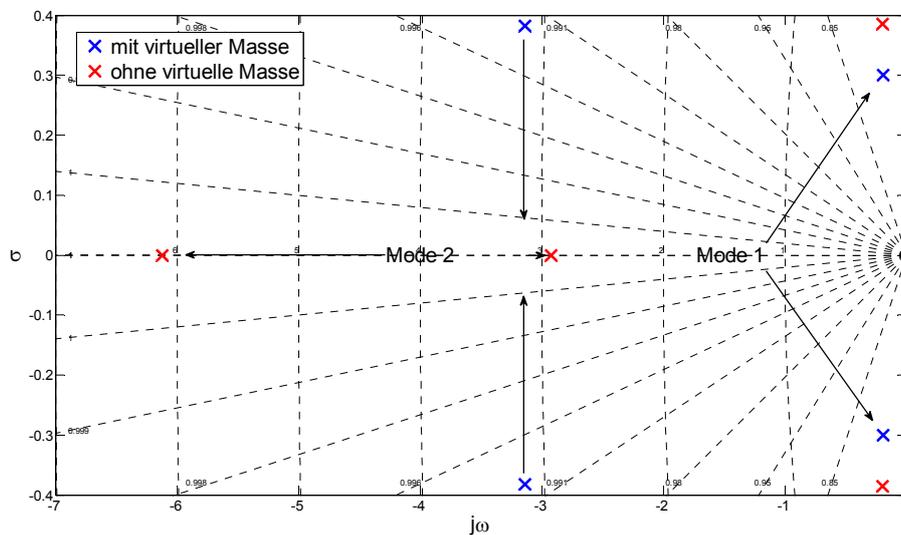


Abbildung 4.42: Eigenwerte der Seitenbewegung mit und ohne virtuelle Masse

Vergleicht man den Verlauf der Zustandsgrößen als Reaktion auf einen Seitenrudersprung (Abbildung 4.43), so wird in erster Linie die Veränderung in Frequenz und Dämpfung des ersten Modes in der Kurzzeitantwort sichtbar. Die maximale Amplitude steigt bei allen vier Zustandsgrößen und insbesondere bei der Roll- und Giergeschwindigkeit. Der Einfluss der übrigen Moden auf die dynamische Systemantwort lässt sich aus den Zeitverläufen ohne weiteres nicht identifizieren, da hier alle Freiheitsgrade gleichermaßen stark angeregt werden und keine eindeutige Interpretation zulassen.

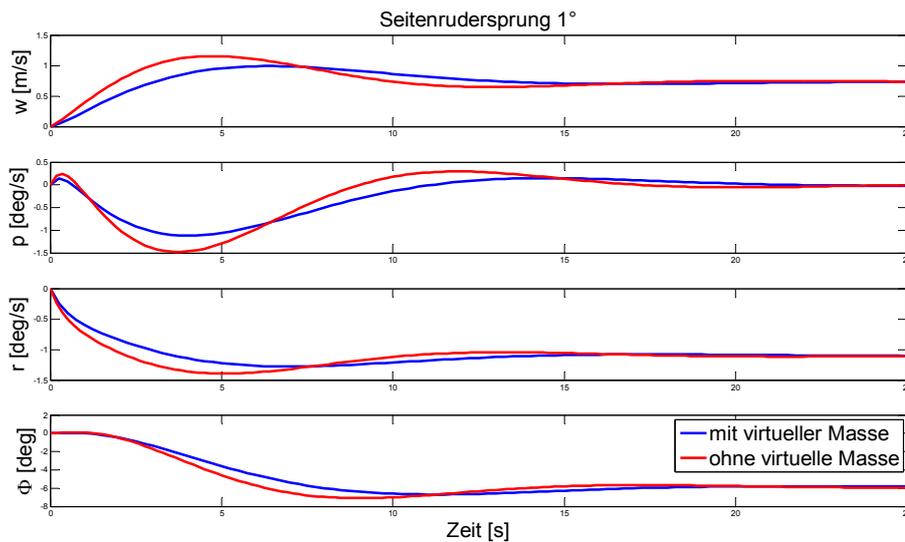


Abbildung 4.43: Zeitantwort auf einen Seitenrudersprung mit und ohne Einfluss der virtuellen Masse

4.3.2 Steuerverhalten

Das Steuerverhalten beschreibt die Reaktionen eines hybriden Luftfahrzeuges auf die Ausschläge der Steuerflächen und die Änderung der Schubstellung. Es hat eine fundamentale Bedeutung bei der Beurteilung der Flugeigenschaften. Von besonderem Interesse ist dabei der Einfluss der unterschiedlichen Steuerkommandos auf das Eigenverhalten des Luftfahrzeuges und dem damit verbundenen Verlauf der Zustandsgrößen. Die Kenntnis über die Auswirkungen der Steuerkommandos respektive der Ausschläge entsprechender Steuerflächen ermöglichen eine gezielte Modifikation der Flugeigenschaften in die gewünschte Richtung entweder durch konstruktive bzw. bauliche oder durch regelungstechnische Maßnahmen.

Ebenso wichtig sind die Aussagen über den Bedarf an Steuerausschlägen zum Steuern des Luftfahrzeuges in den Betriebszuständen außerhalb des Auslegungspunktes. Solche Fälle stellen typischerweise der Ausfall eines Triebwerkes und der damit verbundene asymmetrische Schub oder der Langsamflug dar. Auch die Trimmbarkeit des Luftfahrzeuges bei Veränderung des Flugzustandes oder bei Verschiebung des Schwerpunktes gehören zum Nachweis der Steuerbarkeit und sind somit Bestandteil des Steuerverhaltens.

Viele der oben genannten Aspekte lassen sich mithilfe des um den entsprechenden Betriebspunkt linearisierten Modells beantworten. Andere Fragen, speziell die Zusammenwirkung der einzelnen Kräfte und Momente bei Betätigung der Steuerorgane, sind nur über die Analyse des vollständigen nichtlinearen Modells möglich. Im Folgenden werden beide Modelle für die Beurteilung des Steuerverhaltens eines hybriden Luftfahrzeuges herangezogen und mit deren Hilfe relevante Aussagen bezüglich des Steuerverhaltens hergeleitet.

Modalanalyse des Steuerverhaltens

Qualitative Aussagen über die Steuerbarkeit des hybriden Luftfahrzeuges lassen sich auf anschauliche Weise anhand des in Modalform überführten linearen Gleichungssystems gemäß der Gl. (4.26) tätigen. Für diesen Zweck wird die modale Steuermatrix \tilde{B} der Längs- bzw. Seitenbewegung analysiert. Damit im Falle konjugiert komplexer Eigenvektoren eine reelle Matrix \tilde{B} entsteht, wird eine reelle Transfor-

mationsmatrix $\left(\underline{T}\right)_{real}$ verwendet, indem die konjugiert komplexen Eigenvektoren aufgespalten und durch ihre Real-, bzw. Imaginärteilvektoren repräsentiert werden.

Für die Längsbewegung ergibt die Modalform-Darstellung folgende Zahlenwerte:

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_1 \\ \dot{\xi}_2 \\ \dot{\xi}_3 \\ \dot{\xi}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -4,4270 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0,8701 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0,1900 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,0327 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \xi_1 \\ \xi_2 \\ \xi_3 \\ \xi_4 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0,2996 & 0,0861 \\ -0,3194 & 0,0234 \\ -0,2758 & -0,6179 \\ 0,2161 & -0,9725 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \eta \\ \delta_T \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

Für die Seitenbewegung erhält man:

$$\begin{bmatrix} \dot{\xi}_{1,1} \\ \dot{\xi}_{1,2} \\ \dot{\xi}_{2,1} \\ \dot{\xi}_{2,2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,1933 & 0,3007 & 0 & 0 \\ -0,3007 & -0,1933 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3,1357 & 0,3825 \\ 0 & 0 & -0,3825 & -3,1357 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \xi_{1,1} \\ \xi_{1,2} \\ \xi_{2,1} \\ \xi_{2,2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0,0123 & 0,3564 \\ 0,0416 & 0,1269 \\ 0,0326 & -0,2112 \\ -0,2760 & -0,7852 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \xi \\ \zeta \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

Die grafische Darstellung der Zahlenwerte der modalen Steuermatrizen in der Abbildung 4.44 zeigt, dass in der Längsebene (linkes Bild) die ersten zwei Eigenmoden primär durch das Höhenruder angeregt werden können und der Schub nur in dem ersten Mode eine Signifikanz bezüglich der Anregung aufweist. Die Moden drei und vier dagegen werden stärker durch den Schub angeregt, insbesondere der vierte Mode zeigt hierfür eine große Sensibilität. Neben dem Schub ist auch die Anregung durch das Höhenruder in den Moden 3 und 4 möglich. Sie ist zwar nicht so stark ausgeprägt wie die Anregung durch den Schub aber immer noch betragsmäßig vergleichbar mit der Wirkung in den Moden 1 und 2, wo sie eine dominierende Rolle spielt.

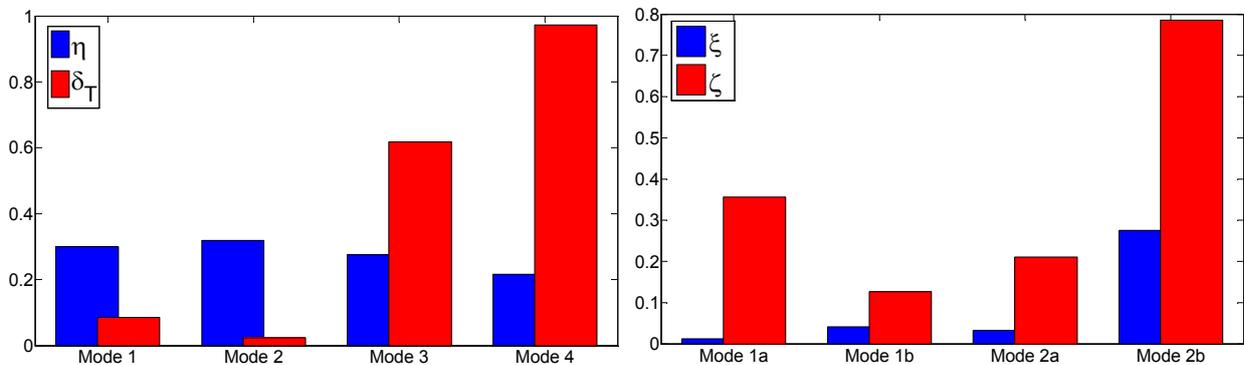


Abbildung 4.44: Modale Steuermatrizen der Längs- (links) und der Seitenbewegung (rechts)

Die Eigenmoden der Seitenbewegung (Abbildung 4.44, rechts) werden fast ausschließlich durch das Seitenruder angeregt. In der Darstellung sind zwei Moden entsprechend dem Real- und dem Imaginärteil der Eigenvektoren separat als Moden *a* und *b* dargestellt, was für eine qualitative Deutung des Sachverhalts ausreicht. Im ersten Mode (langsame Schiebe-Rollbewegung) ist der Einfluss des Querruders vernachlässigbar klein. Der schnellere zweite Mode kann durch das Seitenruder wesentlich stärker als der erste Mode angeregt werden.

Trimmbbarkeit im Horizontalflug

Im Abschnitt 3.1 wurde der verwendete Trimmalgorithmus respektive der Trimmbedingungen für den Auslegungsfall ausführlich diskutiert. Die Nachweisführung der Trimmbbarkeit für die vom Auslegungs-

punkt unterschiedlichen Betriebsbedingungen ist ebenso von großem praktischem Interesse und soll an dieser Stelle für den Fall eines stationären Horizontalfluges diskutiert werden.

Der Trimpunkt beschreibt den Flugzustand, in dem sowohl alle äußeren Kräfte als auch die entsprechenden Momente sich im Gleichgewicht befinden und wird durch die zur Herstellung bzw. Aufrechterhaltung dieses Zustands notwendigen Steuerausschläge definiert. Ändert sich der Flugzustand beispielsweise durch Höhen- bzw. Geschwindigkeitsänderung, so führt das zwangsläufig zu Veränderungen im Kräfte- bzw. Momentenhaushalt des Luftfahrzeuges und macht eine neue Trimmung erforderlich. Für diesen Zweck müssen die Steuerflächen stets eine genügende Reserve zum Herbeiführen des Gleichgewichtszustandes aufweisen.

Für eine exemplarische Untersuchung der Trimmbarkeit eines stationären Horizontalfluges werden die Fluggeschwindigkeit (Änderung im Flugzustand) und die Lage des Schwerpunktes (Änderung in der Konfiguration) variiert und die für die Herstellung des ausgetrimmten Flugzustandes erforderlichen Steuerausschläge bestimmt. Die Variation der Fluggeschwindigkeit erfolgt in dem (willkürlich festgelegten) Bereich von 60%-110% der Reisegeschwindigkeit und die Änderung der Schwerpunktlage wird durch die punktuelle Verschiebung der relativen Position der Nutzlastplattform im Bereich $\bar{X}_{PL} = [-0,05 \ 0 \ 0,05]$ umgesetzt. Die für den Trimmelalgorithmus notwendigen Trimmmanforderungen bzw. entsprechenden Trimmvariablen sind in der unten stehenden Tabelle 4.3 aufgeführt:

Trimmanforderungen:		Trimmvariablen:	
Ableitungen	Änderung der Geschwindigkeit u	Zustand	Geschwindigkeit u
	Änderung der Geschwindigkeit w		Geschwindigkeit w
	Änderung der Drehgeschwindigkeit q		Längslagewinkel Θ
Ausgang	Fluggeschwindigkeit V_a	Eingang	Höhenruderkommando η
	Bahnneigungswinkel γ		Schubstellung δ_T

Tabelle 4.3: Trimmmanforderungen und Trimmvariablen für die Trimmung im horizontalen Flug

Abbildung 4.45 zeigt in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit den Anstellwinkel (im globalen Koordinatensystem), den Ausschlag der Steuerklappen und die Schubstellung für die Kondition eines ausgetrimmten Flugzustandes. Als Parameter sind drei verschiedene Schwerpunktlagen aufgetragen. Mit steigender Fluggeschwindigkeit wachsen die vom Staudruck abhängigen aerodynamischen Kräfte nichtlinear (quadratisch) an. Das manifestiert sich in der stetigen Abnahme des zum Aufrechterhalten des Kräftegleichgewichts in der vertikalen Ebene notwendigen Anstellwinkels. Gleichzeitig steigt mit wachsender Fluggeschwindigkeit auch der Schubbedarf an. Die Effektivität der Steuerflächen steigt proportional zum Staudruck und führt zur Abnahme der für die Trimmung erforderlichen Steuerausschläge. Dieses Verhalten ist für alle drei untersuchten Schwerpunktlagen identisch. Der Gradient wird aber stark durch die Lage des Schwerpunktes beeinflusst. Dieser Effekt ist aus dem klassischen Flugzeugbau wohl bekannt und geht auf die Veränderung des Maßes der statischen Stabilität zurück. Dabei macht die hintere Schwerpunktlage (blaue Kurve) betragsmäßig größere Ausschläge der Steuerklappen notwendig, was aufgrund des damit verbundenen induzierten Flügelwiderstandes zum erhöhten Schubbedarf führt.

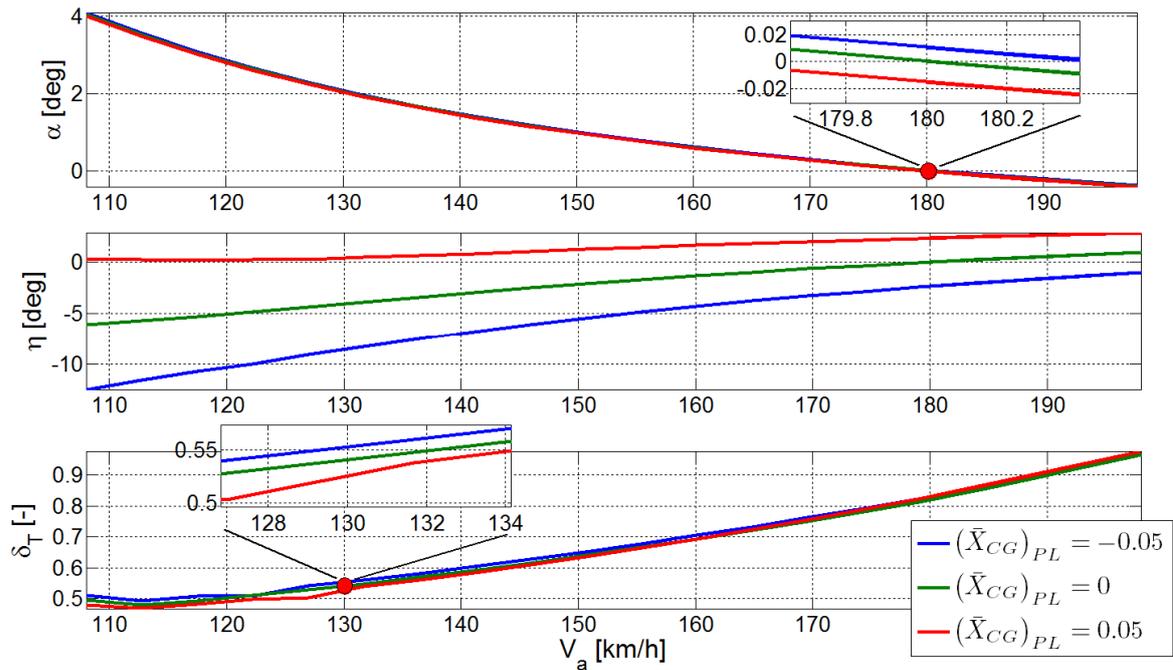


Abbildung 4.45: Einfluss der Fluggeschwindigkeit und Schwerpunktlage auf die Trimmung

Die angesprochene Abhängigkeit der Schubstellung von der Schwerpunktlage ist bei niedrigeren Fluggeschwindigkeiten stärker ausgeprägt und beträgt beispielsweise für 130 km/h etwa 3% (vgl. Bildausschnitt im unteren Diagramm). Für größere Fluggeschwindigkeiten ist die Veränderung der Schubstellung in Abhängigkeit von der Schwerpunktlage infolge der immer kleiner werdenden Differenz der Steuerausschläge sehr gering.

Die mittige Schwerpunktlage ($\bar{X}_{PL} = 0$) entspricht der Lage im Auslegungspunkt. In diesem Punkt ist das HAV statisch leicht instabil (vgl. Abschnitt 4.2.2). Das bedeutet zunächst, dass mit steigender Fluggeschwindigkeit ein hecklastiges und mit sinkender Fluggeschwindigkeit ein kopflastiges Trimmmoment erzeugt werden muss. Dieses Verhalten wird aus dem Verlauf der grünen Kurve im mittleren Diagramm der Abbildung 4.45 ersichtlich. Die Wanderung des Schwerpunktes nach hinten führt zu einem kopflastigen Trimmmoment im gesamten betrachteten Geschwindigkeitsbereich (negativer Ausschlag der Steuerklappen), wogegen die vordere Schwerpunktlage ein hecklastiges Trimmmoment hervorruft. Da ein kopflastiges Nickmoment durch einen antimetrischen Ausschlag der Steuerklappen des vorderen und des hinteren Flügels herbeigeführt wird, wird am vorderen Flügel ein Abtrieb und am hinteren ein Auftrieb erzeugt. Der Betrag des Auftriebsinkrements vorne ist aufgrund des Triebwerkeinflusses größer, sodass die Gesamtauftriebsbilanz beim kopflastigen Trimmmoment negativ ausfällt und beim hecklastigen positiv. Die Folge dieses Effekts ist ein größerer Anstellwinkel bei der hinteren Schwerpunktlage (vgl. Bildausschnitt im oberen Diagramm). Der Einfluss der Schwerpunktlage auf den Anstellwinkel ist aber im dargestellten Geschwindigkeitsbereich sehr gering.

Zeitanalyse des Steuerverhaltens

Das Steuerverhalten im Zeitbereich (Zeitanalyse) lässt sich mithilfe der vollständigen nichtlinearen Simulation des Modells feststellen. Für diesen Zweck wird das Modell über alle verfügbaren Steuergrößen sequenziell angeregt und der zeitliche Verlauf der Zustandsgrößen und der äußeren Kräfte- und Momente (vgl. Abschnitte 2.5.1 - 2.5.3) aufgezeichnet.

Höhenruderkommando $\eta = +5^\circ$

In der Abbildung 4.46 ist der zeitliche Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung und in der Abbildung 4.47 der Verlauf der resultierenden Kräfte und Momente als Reaktionen auf das Höhenruderkommando $+5^\circ$ dargestellt. Das positive HR-Kommando führt zum gegensinnigen Ausschlag der Steuerklappen am vorderen und hinteren Flügel in Richtung eines positiven (hecklastigen) Nickmoments gemäß der getroffenen Konvention (vgl. Abschnitt 1.4) jeweils um $3,75^\circ$. Die Auftriebsdifferenz am vorderen und hinteren Flügel ergibt ein aufnickendes Moment, führt zur positiven Drehbewegung und zur Erhöhung des Anstellwinkels. Mit steigender Drehgeschwindigkeit werden die drehinduzierten Dämpfungskräfte der Hülle und der Flügel immer wirksamer, gleichzeitig sinkt mit steigendem Längslagewinkel (der proportional zum Integral der Nickgeschwindigkeit ansteigt) das positive Moment der Gewichtskraft. In der Summe führen diese Effekte dazu, dass das Gesamtmoment nach etwa einer Sekunde einen Nulldurchgang hat und weiterhin im negativen Bereich bleibt. Die Vorzeichenänderung im Momentenverlauf führt zum Maximum in der Nickgeschwindigkeit nach ca. 2 Sekunden (aufgrund der Trägheit zeitlich verschoben). Von nun an fällt sie monoton ab, bleibt aber in der betrachteten Zeitspanne im positiven Bereich, was zu einer stetigen Zunahme des Längslagewinkels führt. Ursächlich dafür ist im Wesentlichen das immer wirksamer werdende Moment der Gewichtskraft, dem das Hüllen- und das Schubmoment entgegen wirken.

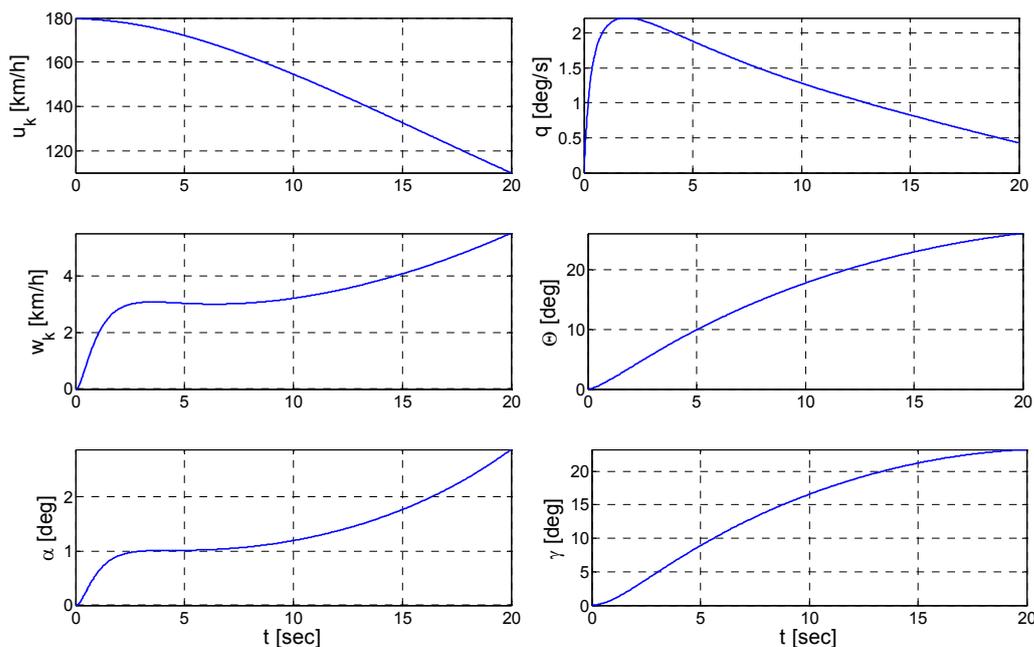


Abbildung 4.46: Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung bei $\eta = +5^\circ$

Das Aufnicken des Luftfahrzeugs und die damit verbundene Vergrößerung der Anstellung haben eine Erhöhung des Gesamtwiderstandes zur Folge und führen bei konstantem Schub zur Abnahme der Längsgeschwindigkeit. Die Kraft in Z-Richtung folgt in etwa dem Verlauf der Nickgeschwindigkeit und lässt die damit korrespondierende Vertikalgeschwindigkeit bis zu einem temporären Maximalwert ansteigen. Maßgeblich für den Verlauf ist der Anteil aus dem Flügelauftrieb verantwortlich. Ab etwa der dritten bis zur siebten Sekunde befinden sich die Kräfte in Vertikalrichtung annähernd im Gleichgewicht. In dem Zeitintervall bleiben die Vertikalgeschwindigkeit und der Anstellwinkel in etwa konstant. Die immer kleiner werdende Längsgeschwindigkeit, gepaart mit der positiven Nickgeschwindigkeit, führen im weiteren Verlauf zu einer asymptotischen Zunahme des Anstellwinkels bis zum Auftriebszusammenbruch.

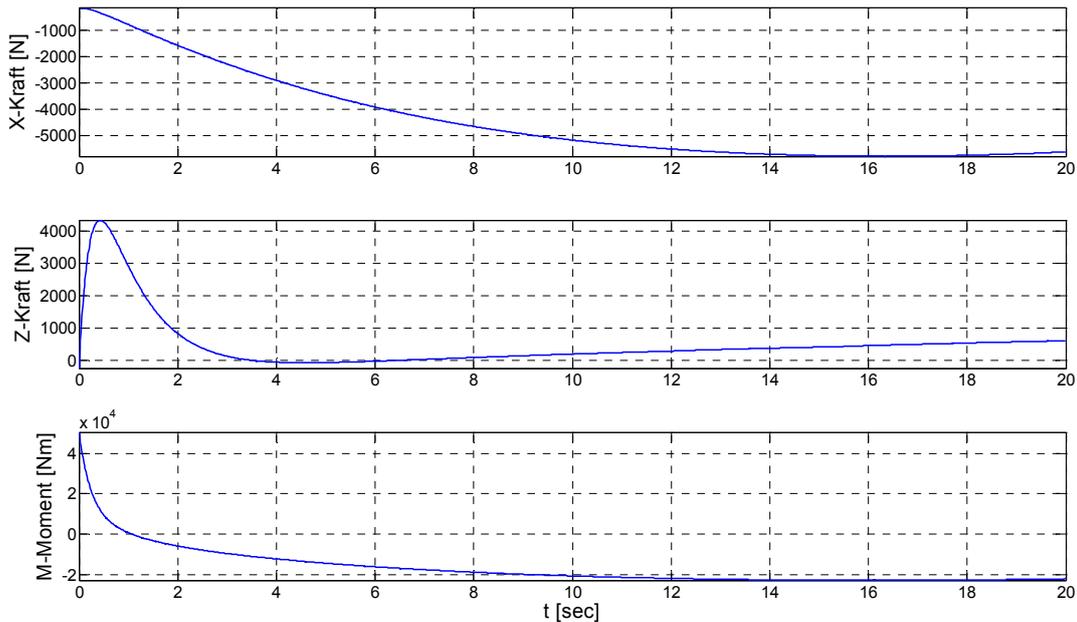


Abbildung 4.47: Verlauf der resultierenden Kräfte und Momente der Längsbewegung bei $\eta = +5^\circ$

Nach 20 Sekunden der Flugzeit erreicht das Luftfahrzeug eine Längslage von $26,09^\circ$, die Fluggeschwindigkeit (in der Abbildung nicht dargestellt) fällt dabei von 180 auf 110 km/h und der Bahnwinkel erreicht den Wert $23,22^\circ$ mit Tendenz zur Sättigung.

Höhenruderkommando $\eta = -5^\circ$

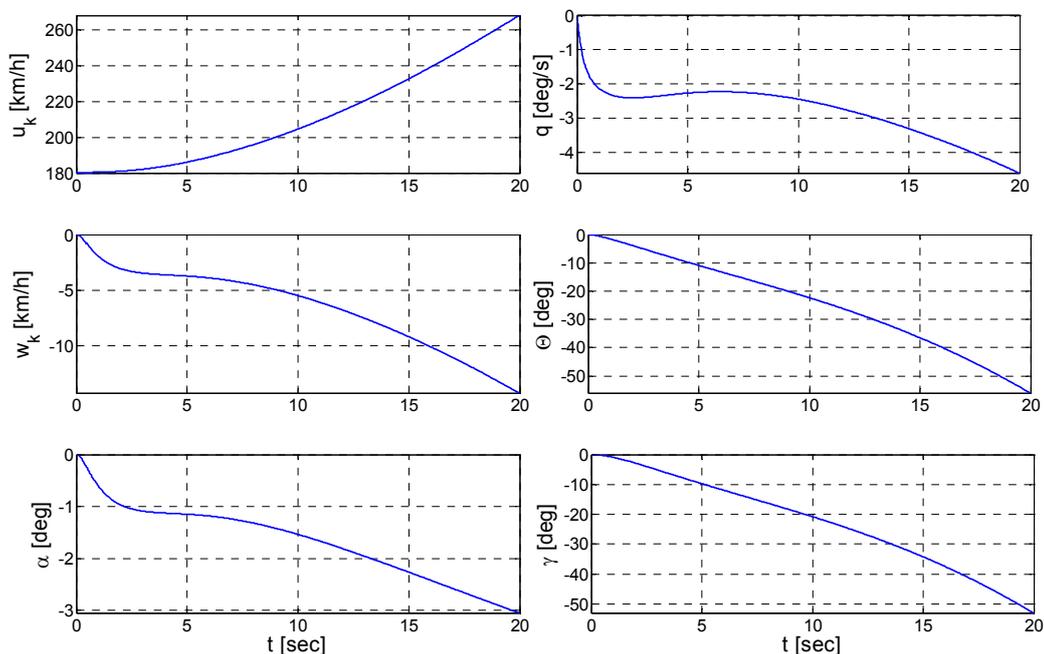


Abbildung 4.48: Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung bei $\eta = -5^\circ$

Die Anfangsreaktion auf das Höhenruderkommando -5° ist mit Ausnahme des Vorzeichens in etwa identisch mit der Reaktion auf das positive Kommando (Abbildung 4.48). Das negative Moment infolge des Klappen ausschlags zieht eine schnelle abnickende Bewegung nach sich, die in der zweiten Sekunde das Maximum erreicht. Der Lagewinkel beträgt zu diesem Zeitpunkt etwa -5° . Von nun an macht sich der tiefer liegende Schwerpunkt der Konfiguration bemerkbar und lässt durch die beim Abnicken immer größer werdende positive Längskraft das Luftfahrzeug immer weiter abnicken. Diese Bewegung setzt

sich mit der Zeit bei allen Zustandsgrößen asymptotisch fort, sodass das Luftfahrzeug schnell in einen steilen Sturzflug übergeht.

Schubänderung um 10%

Die Veränderung der Schubstellung führt nach dem festgelegten Schubmodell zu einer proportionalen Änderung der Schubkraft bis zur maximal verfügbaren. Diese Schubänderung hat primär zwei wirksame Mechanismen, die den Kräfte- bzw. Momentenhaushalt beeinflussen. Zum einen ändert sich die Gesamtkraft in X-Richtung als unmittelbare Folge der Schuberhöhung und zum zweiten ändert sich die Flügelumströmung aufgrund des Propeller-Slipstreams (vgl. Abschnitt 2.5.2). Während die Änderung aus der Schubkraft nur in eine Achsenrichtung wirksam ist, liefert der veränderte Propellerstrahl sowohl das Auftriebs- als auch das Widerstandinkrement (respektive Z- und X-Richtung) und erzeugt entsprechende Momente. Betragsmäßig dominiert der erste Effekt die Sekundärwirkung aus dem veränderten Propellerstrahl und gibt die Richtung der resultierenden Drehbewegung vor. Aufgrund des etwa 1,6 m höher als der Gesamtschwerpunkt liegenden Angriffspunkts der Schubkraft führt eine positive Schubänderung zu einer negativer Drehbewegung und umgekehrt.

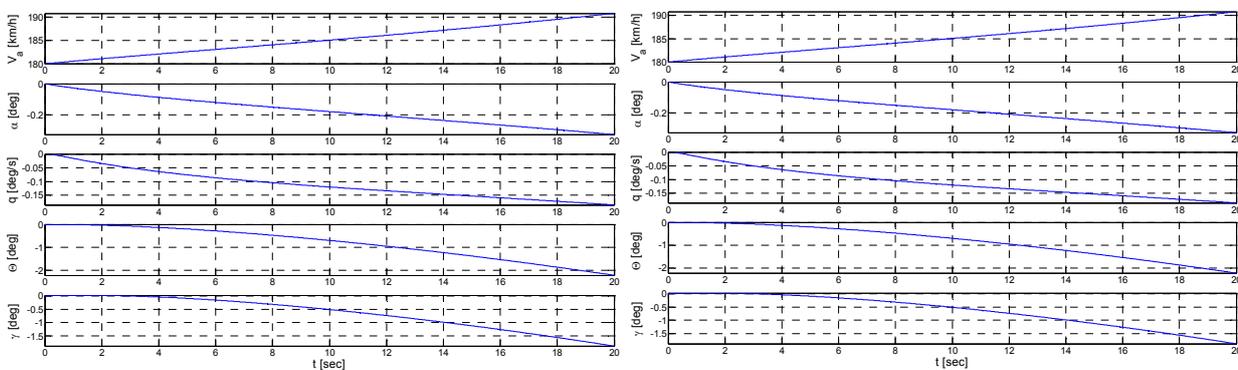


Abbildung 4.49: Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung bei Schubänderung um 10%, links – positiv, rechts - negativ

Die Abbildung 4.49 zeigt den zeitlichen Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung infolge einer Veränderung der Schubstellung um 10%. Eine positive Schubveränderung (linkes Bild) führt erwartungsgemäß zur Zunahme der Fluggeschwindigkeit und zum leichten Abnicken des Luftfahrzeugs, was die Geschwindigkeitszunahme zusätzlich begünstigt. Nach 20 Sekunden Flugzeit erhöht sich die Fahrt um 10,8 km/h und die Längslage erreicht den Wert $-2,23^\circ$. Die negative Schubveränderung (rechtes Bild) bewirkt eine vom Ablauf her identische Reaktion mit entsprechend entgegengesetztem Vorzeichen. Aufgrund der unterschiedlichen Reaktion auf die Anregung in positive und negative Drehrichtung (siehe Diskussion der Reaktion auf HR-Kommando) ergibt sich ein leicht abweichender Endzustand und zwar eine Fahrtänderung um $-10,85$ km/h und eine Längslage von $+2,03^\circ$.

Die Interpretation der Zustandsgrößen nach der Anregung in der Seitenebene gestaltet sich aufgrund der vorhandenen Kopplung zwischen den Freiheitsgraden der Längs- und Seitenbewegung außerordentlich schwierig. Dieser Umstand wird bei der Analyse des Aufbaus der Kinematikmatrix nach Gl. (A.48) deutlich. So zeigt beispielsweise die fünfte Zeile der Matrix, dass eine Nickbewegung unter anderem Anteile aus der Roll- bzw. Gierbewegung aufweist. Im Umkehrschluss bedeutet das, dass bei einer Roll- bzw. Gierbewegung auch der Nickfreiheitsgrad angeregt wird und dadurch eine Nickbewegung stattfindet. Somit sind bei der Anregung alle Zustandsgrößen des Systems in der Gesamtbewegung beinahe gleichermaßen beteiligt. Da alle modellierten Kräfte und Momente sich nach der Anregung laufend ändern (siehe entsprechende Diagramme im Anhang), ist eine klare Zuordnung zwischen Ursache und Wirkung nicht mehr ohne Weiteres möglich. Dennoch werden bei der Analyse der Bewegungsabläufe

alle beteiligten Zustandsgrößen, inklusive der aus der Längsebene, in die Betrachtung mit einbezogen, um die Wechselwirkungen hervorzuheben.

Querruderkommando $\xi = 25^\circ$

Das Querruderkommando $+25^\circ$ führt zu einem antimetrischen Klappenausschlag von $6,25^\circ$ und bewirkt als erste Reaktion ein positives Rollmoment (Abbildung 4.50). Das HAV beginnt zu rollen und führt dabei eine leichte aufnickende Bewegung aus. Die Rollrate steigt solange, bis das rückstellende Moment der Gewichtskraft, gepaart mit der dämpfenden Wirkung rotierender Flügel und des Seitenleitwerks, diese Wirkung nach ca. 0,7 Sekunden kompensieren. Von nun an verringert sich die Rollrate und das Luftfahrzeug geht in eine abnickende Bewegung über. Die Pendelwirkung der Gewichtskraft setzt sich fort und lässt die Rollrate nach kurzer Zeit in die entgegengesetzte Richtung steigen. Der bis zu diesem Zeitpunkt erreichte maximale Rollwinkel von $+10,66^\circ$ wird sukzessive abgebaut.

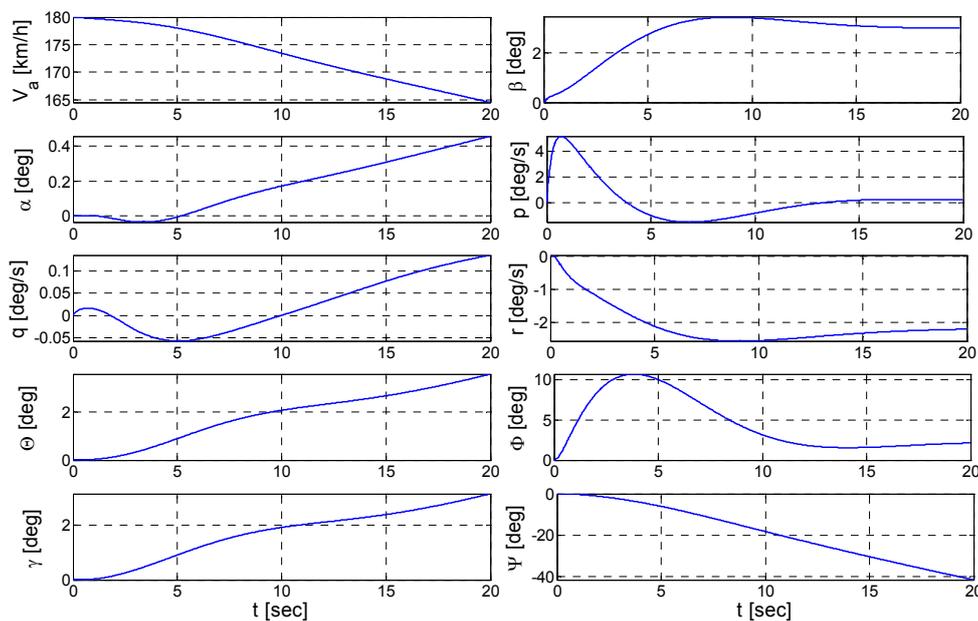


Abbildung 4.50: Verlauf der Zustandsgrößen bei $\xi = +25^\circ$

Die durch die Rollbewegung induzierte Gierbewegung in Richtung des aufsteigenden Flügels führt zur Vergrößerung des Schiebewinkels und das Luftfahrzeug giert in Gegenrichtung zum Querruderkommando, bis sich die N-Momente der Hülle und des Seitenleitwerks bei einem Schiebewinkel von $3,45^\circ$ ausgleichen. Aufgrund des erhöhten Widerstandes sinkt sukzessive die Fluggeschwindigkeit, das Luftfahrzeug verändert seine Längslage (nickt weiter auf) und vergrößert stetig den Bahnwinkel. Im weiteren Verlauf (ab ca. 13. Sekunde) bleibt der Rollwinkel ungefähr konstant bei 2° . Die mittlere Giergeschwindigkeit beträgt nach 20 Sekunden Flugzeit ca. $-2^\circ/s$.

Seitenruderkommando $\zeta = 5^\circ$

Ein Seitenruderkommando von $+5^\circ$ erzeugt eine positive Seitenkraft am Seitenleitwerk und führt zu einem negativen Moment um die Z-Achse. Das Luftfahrzeug beginnt zu gieren und vergrößert gleichzeitig den Schiebewinkel (Abbildung 4.51). Die voreilenden Flügel (in diesem Fall auf der rechten Seite) erzeugen während des Gierens durch den Auftriebsüberschuss ein negatives Rollmoment, das zu einer negativen Rollbewegung und als Folge dessen zum negativen Rollwinkel führt. Die maximalen Werte der Gierrate und des Schiebewinkels werden etwa zeitgleich in der 5. Sekunde nach dem Seitenruderausschlag erreicht. Bis zu diesem Zeitpunkt steigt das rückstellende Moment der Gewichtskraft soweit an, dass die negative Änderung der Rollbewegung immer schwächer wird. Nach etwa 3,6 Sekunden erreicht die Rollgeschwindigkeit den maximalen negativen Wert und verläuft im Weiteren in Form einer schwach

gedämpften Schwingung im negativen Bereich. Der Rollwinkel erreicht in der 10. Sekunde -26° und bleibt nahezu konstant.

Die sich während des Gierens einstellende Querlage führt zum Kippen des Auftriebsvektors in Rollrichtung und als Folge zur Verringerung der Längslage. Das Luftfahrzeug geht etwa 3 Sekunden nach dem Seitenruderausschlag in einen Sinkflug über mit einhergehender Fahrtzunahme.

Nach 20 Sekunden Flugzeit erreicht das Luftfahrzeug eine mittlere Giergeschwindigkeit von ca. $-5^\circ/\text{s}$ bei einer Querlage von -25° und befindet sich in einem 25° -Sinkflug.

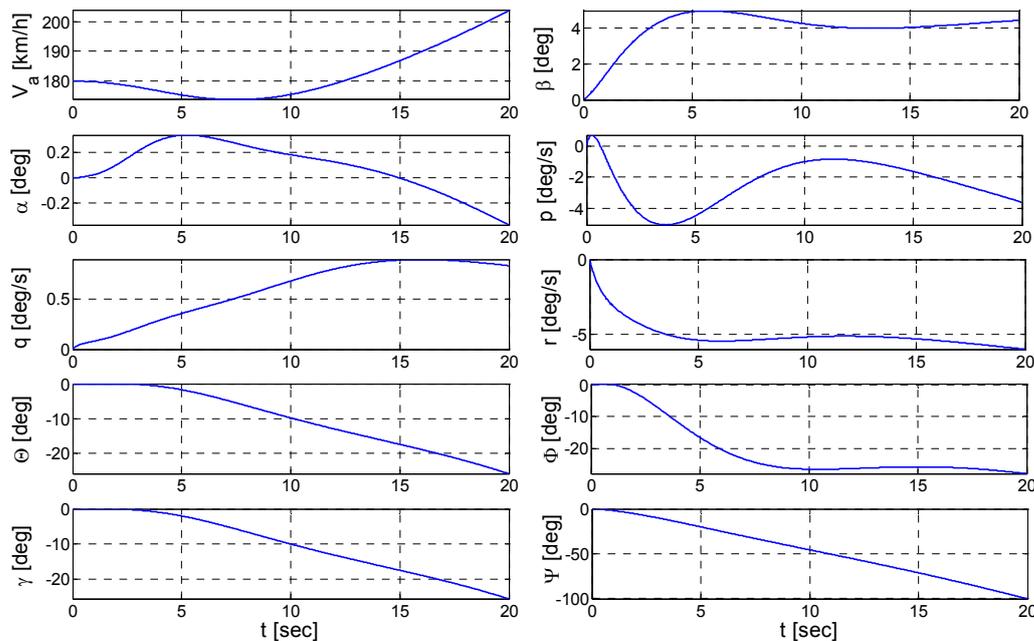


Abbildung 4.51: Verlauf der Zustandsgrößen bei $\zeta = +5^\circ$

4.3.3 Störverhalten

Das Störverhalten des dynamischen Modells wird untersucht, indem das Modell mit einer Windböe einmal vertikal und einmal lateral beaufschlagt wird. Die Amplitude der Störung wird auf 10 m/s und die Dauer auf 5 Sekunden festgelegt.

Längsebene

Abbildung 4.52 zeigt den zeitlichen Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung unter Einwirkung einer vertikalen Windböe von unten. Definitionsgemäß wirkt die Windböe zeitvariant im globalen körperfesten Koordinatensystem auf die translatorischen Geschwindigkeiten u und w und verändert somit den Anstellwinkel. Erwartungsgemäß folgt die Nickgeschwindigkeit zeitversetzt dem Anstellwinkel und geht nach dem Abklingen der Störung auf einen Wert nahe Null. Die vorhandene Trägheit führt zum einmaligen Überschwingen der Nickgeschwindigkeit in negative Richtung.

Obwohl die Konfiguration eine geringe statische Instabilität aufweist, führt dieser Umstand bei einem dynamischen Vorgang nicht zum instabilen Verhalten. Aufgrund der dämpfenden Wirkung aerodynamisch wirksamer Baugruppen und der virtuellen Masse der Hülle baut das Luftfahrzeug innerhalb von etwa 3 Sekunden nach dem Abklingen der Windböe die Störung fast vollständig ab. Zum Ende des betrachteten Zeitfensters bleibt jedoch eine geringe Restnickrate von $-0,02^\circ/\text{s}$. Der Längslagewinkel erreicht aufgrund des unsymmetrischen Verhaltens bei positiver und negativer Nickbewegung nicht seinen

Ausgangswert und bleibt nach dem Erreichen des Maximums von $+3,17^\circ$ im negativen Bereich bei einem Endwert von ca. -2° .

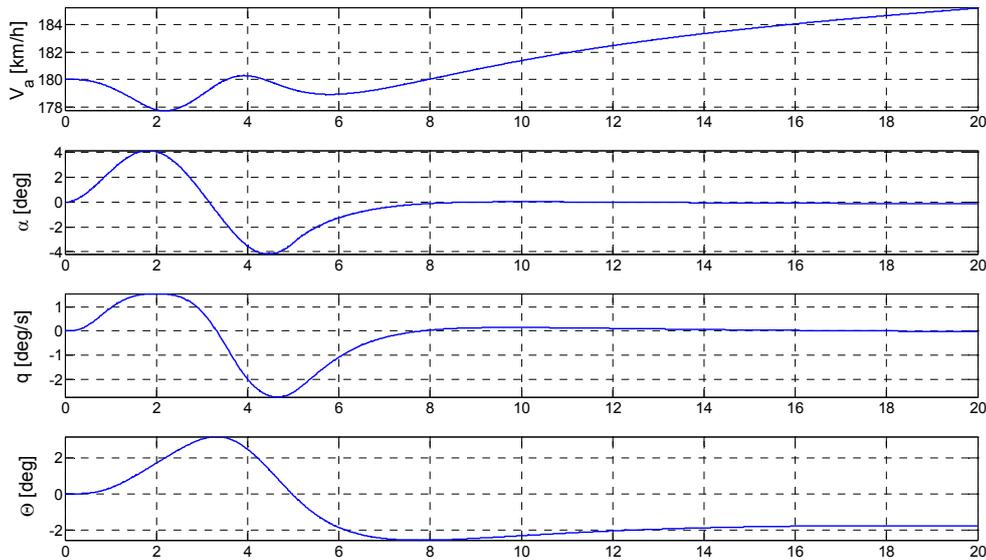


Abbildung 4.52: Verlauf der Zustandsgrößen der Längsbewegung bei vertikaler Windböe 10 [m/s]

Seitenebene

Eine seitliche Windböe führt zum Vergrößern des Schiebewinkels und ist in der Reaktion prinzipiell mit dem Seitenruderausschlag vergleichbar (siehe Diskussion oben). Nach dem Abklingen der Störung schwingen sowohl die Gier- als auch die Rollgeschwindigkeit einmal über und kehren nach etwa 20 Sekunden in den Ausgangszustand zurück. Während der Windböe erreicht der Rollwinkel den Maximalwert von $19,47^\circ$ und die Kursabweichung beträgt $+8,68^\circ$.

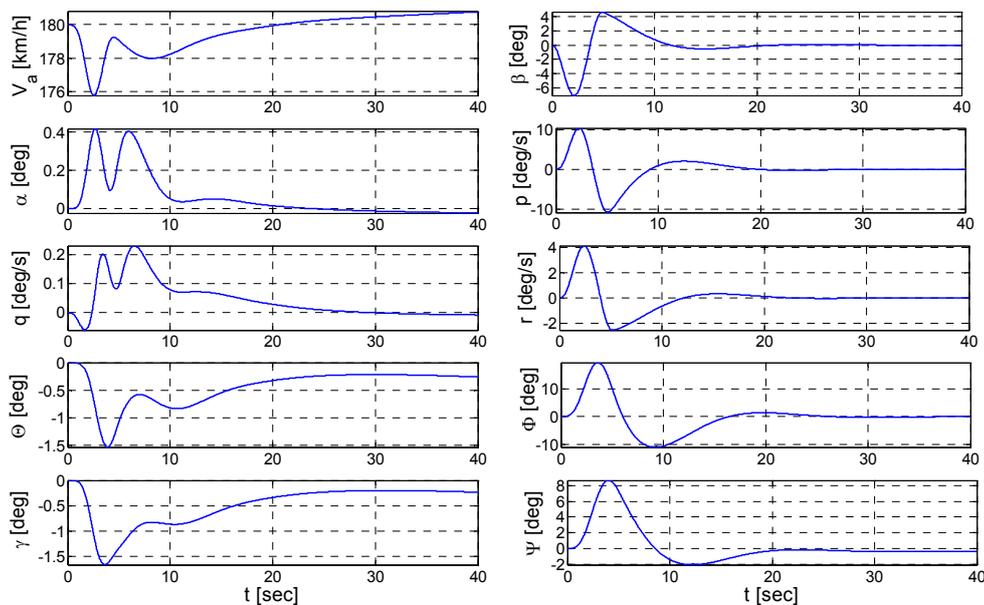


Abbildung 4.53: Verlauf der Zustandsgrößen bei seitlicher Windböe 10 m/s

Zusammenfassung und Ausblick

Zusammenfassung

Die vorliegende Arbeit behandelt ausgewählte Aspekte des numerischen Entwurfs hybrider Luftfahrzeuge. Ausgehend von einer einfachen Konfiguration, bestehend aus einem aerodynamischen Auftriebskörper, vier Flügeln, Seitenleitwerk, Antriebseinheit und der Nutzlastplattform, wurde ein Methodenapparat für die numerische Entwurfssynthese eines solchen Luftfahrzeugs herausgearbeitet und in ein Rechenprogramm umgesetzt. Der Methodenapparat basiert auf der Synthese der Massen einzelner Komponente des Luftfahrzeugs und bedient sich zum einen der etablierten Vorentwurfsmethoden aus dem klassischen Flugzeugbau und zum anderen der wenigen verfügbaren Methoden aus dem Luftschiffbau. Diese Methoden wurden vom Verfasser bezüglich ihrer Anwendbarkeit für hybride Luftfahrzeuge kritisch analysiert und ggf. ergänzt. An einigen Stellen, wie beispielsweise der Abschätzung der Masse der Nutzlastplattform, wurden eigene Ansätze herausgearbeitet. Besonders sorgfältig wurde darauf geachtet, dass bei den empirisch bestimmten Zusammenhängen deren Gültigkeitsbereich stets eingehalten wird. Insbesondere betrifft das die Bestimmung der Masse der Flügel als einer der wichtigsten Komponenten der untersuchten Konfiguration. Es wurde dafür ein validiertes analytisches Berechnungsverfahren eingesetzt, das auf der Basis der vorgegebenen Auftriebsverteilung die Strukturmasse der Flügel bestimmt. Bei der Entwicklung der Software wurde eine Optimierungsfunktion implementiert, die eine beliebige Anzahl von Entwurfparametern mit einem gradientenfreien Verfahren in Bezug auf ein lokales Minimum der frei definierbaren Zielfunktion optimiert. Das numerische Entwurfswerkzeug wurde anhand bekannter Datensätze von repräsentativen Luftfahrzeugen validiert.

Mit Hilfe des entwickelten Entwurfssynthese-Werkzeugs *SORIS* wurde eine Parameterstudie durchgeführt, in der der Einfluss von Missions- und Entwurfparametern wie Nutzlast, Reichweite, Flughöhe und -geschwindigkeit, Schlankheitsmaß des Luftschiffkörpers und Hybridisierungsgrad auf den Entwurf eines hybriden Luftfahrzeug untersucht wurde. Zusätzlich wurden innerhalb der Parameterstudie Optimierungsrechnungen für das Schlankheitsmaß und die Reisegeschwindigkeit durchgeführt. Als Gütekriterien für die Beurteilung der Entwurfssynthese wurden Nutzlast-, Kraftstoff- und Rüstmassefaktor herangezogen.

Anschließend an die Parameterstudie wurde der Einfluss von Hybridisierungsgrad und Schlankheitsmaß des Luftschiffkörpers auf die Seiten- und Längsstabilität untersucht. Da für die Seitenstabilität die Größe des Seitenleitwerks entscheidend ist, wurde gezeigt, inwiefern sie den Entwurf bei der Auslegung auf statische Stabilität und als eine Alternative dazu auf ausreichende Steuerbarkeit beeinflusst. Für die Längsstabilität der vorliegenden Konfiguration sind die Lage der vorderen und hinteren Flügel sowie die Lage der Nutzlastplattform relativ zum Gesamtschwerpunkt des Luftfahrzeugs von Interesse. Da das Auslegungskonzept des Autors von vornherein keine statische Längsstabilität einfordert, wurde eine Methode herausgearbeitet, die eine optimale Position dieser Entwurfparameter im Bezug auf das ge-

wünschte Stabilitätsmaß bzw. Maß der Instabilität bestimmt. Mit Hilfe dieser Methode wurde ein auslegungsgünstiger Bereich von Hybridisierungsgraden und Schlankheitsmaßen für einen beispielhaften Entwurf vorgeschlagen.

Ferner wurden grundlegende Flugeigenschaften eines beispielhaften Entwurfs eines hybriden Luftfahrzeugs mit 1 t Nutzlast und 1000 km Reichweite mit einem Hybridisierungsgrad von 0,5 untersucht. Diese Untersuchungen basieren auf dem vom Autor entwickelten dynamischen Simulationsmodell, das innerhalb der Entwicklungsumgebung Matlab und dessen Simulationsmoduls Simulink eingesetzt wurde. Auf Basis der von Kämpf [71] für ein Luftschiff aufgestellten Bewegungsgleichungen wurden aerodynamische Kräfte und Momente so modelliert, dass sie zum einem einen beliebigen Entwurf mit der festgelegten Konfiguration abbilden können und zum anderen innerhalb einer dynamischen Simulation auch in Echtzeit auf einem konventionellen PC berechnet werden können. Für diesen Zweck wurde das aerodynamische Modell nach Jones und DeLaurier [66] als Ausgangsbasis genommen und für die empirischen Modellparameter, die zum Abgleich mit den Windkanalmessungen benötigt werden, ein Lösungsweg vorgeschlagen. Dieses betrifft vor allem den „cross-flow“-Widerstandsbeiwert des Luftschiffkörpers und die Flügel-Rumpf-Interferenzen. Entgegen der allgemein üblichen Definition der Reynolds-Zahl bei der Bestimmung des „cross-flow“-Widerstandsbeiwertes wurde eine andere, dem eigentlichen Strömungsphänomen besser entsprechende Definition, vorgeschlagen und eine Methode zu deren Bestimmung für einen Rotationsellipsoid entwickelt. Zusätzlich wurde der Einfluss des Propellernachlaufs auf die Aerodynamik der Flügel als einer der wichtigen Faktoren im aerodynamischen Modell sehr detailliert behandelt. Da ein hybrides Luftfahrzeug auch bei sehr kleinen Geschwindigkeiten und großem Anstellwinkel im nichtlinearen Bereich fliegt, wurde die aerodynamische Berechnung der Auftriebskräfte auch auf den nichtlinearen Bereich bis zu 90° Anstellwinkel ausgeweitet. Für diesen Zweck wurde die semiempirische Methode nach DATCOM um einen eigenen Ansatz für die Axialkraft im nichtlinearen Bereich erweitert.

Für die numerischen Untersuchungen der Flugeigenschaften wurde das Simulationswerkzeug *VORIS* entwickelt, das neben der Offline-Simulation auch ein Soft-Realtime Modul beinhaltet, welcher als ein Flugsimulator mit visueller Darstellung des Flugzustandes agiert und zu subjektiver Beurteilung der Flugeigenschaften von entworfenen hybriden Luftfahrzeugen eingesetzt werden kann. Mit Hilfe dieses Simulationsmoduls wurden grundlegende Flugeigenschaften wie Eigenverhalten, Steuerverhalten und Störverhalten untersucht. Für die Untersuchung des Eigenverhaltens wurde das Modell um den Referenzpunkt, der in den Auslegungspunkt gelegt wurde, linearisiert und die Eigenwerte respektive die entsprechenden Eigenbewegungsformen separat für die Längs- und die Seitenbewegung identifiziert. Zusätzlich wurde der Einfluss der Schwerpunktlage und der virtuellen Masse auf die Eigenbewegungsformen untersucht. Die Reaktionen auf die Steuereingaben und die Störungen in Form vertikaler und seitlicher Windböen wurden mit Hilfe einer vollständigen nichtlinearen Simulation bestimmt und anschließend diskutiert.

Die Auswertung der Parameterstudien hat gezeigt, dass die für den Flugzeug- und Luftschiffsbau typischen Massengesetze auch für ein hybrides Luftfahrzeug gültig sind. Deren jeweilige Ausprägung wird im Wesentlichen durch den Hybridisierungsgrad und die Fluggeschwindigkeit bestimmt. Die Interpretation der Einzelwirkungen dieser Gesetze ist allerdings, bedingt durch stetiges Ineingangreifen und gegenseitige Beeinflussung, nur sehr eingeschränkt möglich.

Es zeigte sich, dass Nutzlast-, Kraftstoff- und Rüstmassenfaktor zu Beurteilung der Entwurfsgüte eines hybriden Luftfahrzeugs in der Vorentwurfsphase prinzipiell geeignet sind. Aus den sechs untersuchten Parametern spielen die Flughöhe und die Reichweite für den Entwurf eine eher untergeordnete Rolle.

Deren Einfluss beschränkt sich auf die Erhöhung des Gesamtgewichts über unterschiedliche Wirkhebel. Mit steigender Nutzlast verschieben sich die γ -optimalen Entwürfe in Richtung größerer Fluggeschwindigkeiten. Dieser Trend schwächt sich mit steigendem Hybridisierungsgrad ab.

Es wurde festgestellt, dass für jede Nutzlast ein Geschwindigkeitsbereich existiert, in dem der Nutzlastfaktor von dem Hybridisierungsgrad nahezu unabhängig ist. Mit steigender Nutzlast wandert dieser Bereich zu immer höheren Geschwindigkeiten. In Bezug auf die spezifischen Gütekriterien (γ, κ und β) existieren zwar optimale Fluggeschwindigkeiten und Schlankheitsmaße, sie sind aber stark von dem Hybridisierungsgrad abhängig. Die Variation des Hybridisierungsgrades in Hinblick auf diese Gütekriterien brachte immer schlechtere Ergebnisse als die beiden Randlösungen Luftschiff bzw. Flugzeug. Somit stellt eine hybride Konfiguration immer die schlechtere Wahl dar. Ungeachtet dessen wurde das Schlankheitsmaß zwischen 5,5 und 6,5 bei den Nutzlasten ab ca. 25 t als optimal sowohl für den Nutzlast- als auch für den Kraftstofffaktor befunden.

Die jedoch wichtigste Erkenntnis aus der vorangegangenen Parameterstudie lautet:

Im Bezug auf die untersuchten Gütekriterien (γ, κ und β) konnte bei der vorliegenden Konfiguration kein optimaler Hybridisierungsgrad festgestellt werden. Der Hybridisierungsgrad als Entwurfparameter ist entscheidend für die Entwurfssynthese und muss anhand weiterer Kriterien vorgegeben werden.

Diese Erkenntnis zeigt, dass bei konventionellen Missionsszenarien die bereits etablierten und zu einem sehr hohen technologischen Grad optimierten Transportmittel (bzw. Flugzeug und Luftschiff) den hybriden Luftfahrzeugen eindeutig überlegen sind. Den letzteren sind aus der Sicht des Autors nur bestimmte Nischenlösungen vorbehalten, in denen hybride Technologie die einzig realisierbare Lösung darstellt. Ein Beispiel solcher Anwendungsmöglichkeit zeigt das Projekt zur Entwicklung einer hochfliegenden dauerhaft stationierbaren Relais-Plattform (vgl. *Schartenberg* [137]). Hierbei wurden beim aerostatischen Auftriebskörper zum Überwinden des Tag-Nacht-Zyklus (Schwankungen des aerostatischen Auftriebes infolge Temperaturänderungen) aerodynamisch wirksame Flächen als einzig sinnvolle Lösung befunden.

Die Stabilitätsbetrachtungen haben gezeigt, dass

die Konfiguration eines hybriden Luftfahrzeugs mit Rotationsellipsoid als Hüllenform ohne Seitenleitwerk nicht sinnvoll ist und die Auslegung des Seitenleitwerks auf die statische Stabilität zu einer signifikanten Zunahme der Gesamtmasse führt.

Diese Massenzunahme ist von dem Schlankheitsmaß der Hülle und dem Hybridisierungsgrad abhängig und beträgt im ungünstigsten Fall bis zu 6%. Bei der Dimensionierung des Seitenleitwerks auf die Aussteuerung seitlicher Windböen bleibt sein Massenanteil nahezu unabhängig vom Hybridisierungsgrad und sinkt in etwa linear mit dem Schlankheitsmaß. Der halbempirische Stabilitätsindex für Luftschiffe der Fa. Goodyear hat einen festen Bezug zur auf die Referenzfläche bezogenen SLW-Fläche und kann für seine Dimensionierung im Vorentwurf herangezogen werden. Dies führt jedoch zu einer im Vergleich zur Auslegung auf die ausreichende Steuerbarkeit vergrößerten Fläche des Seitenleitwerks und als Folge zur Erhöhung der Gesamtmasse.

Wird bei der Längsbewegung auf die Forderung der statischen Stabilität verzichtet, so

beschränkt sich der entwurfsoptimale Hybridisierungsgrad auf die kleineren Werte bis ca. 0,6. Bei größeren Werten steigt der Steuerflächenbedarf aufgrund des destabilisierenden Hüllmoments überproportional. Das Schlankheitsmaß spielt dabei nur eine untergeordnete Rolle.

Bei den Flugeigenschaftsuntersuchungen der Konfiguration im Auslegungspunkt ließen sich vier Eigenbewegungsformen in der Längsebene und zwei in der Seitenebene identifizieren. Eine Eigenbewegungsform der Längsebene ist leicht instabil und spielt sich primär in der Zustandsgröße Längslagewinkel ab. Die übrigen drei sind aperiodisch stabil. Die Eigenwerte der Seitenebene sind oszillierend gedämpft. In beiden dieser Moden sind alle vier Zustandsgrößen der Seitenbewegung beteiligt.

Art und Charakter der Eigenbewegungsformen lassen keine klare Analogie, weder mit einem Flugzeug noch mit einem Luftschiff, feststellen. Dabei beeinflussen sowohl der Schwerpunkt als auch die virtuelle Masse maßgeblich die Eigenwerte, sowohl in der Längs- als auch in der Seitenebene.

Die Wanderung des Gesamtschwerpunktes nach vorne lassen die benachbarten aperiodischen Eigenwerte der Längsbewegung sich zueinander bewegen. Bei weiterer Änderung der Schwerpunktlage ist ein Zusammenwachsen zu zwei gemeinsamen konjugiert komplexen Paaren zu erwarten. Dieses würde somit ein (stabiles) schwingungsfähiges System bedeuten. In der Seitenebene bewirkt jedoch die Schwerpunktwanderung einen gegenläufigen Prozess. Hier nähern sich die korrespondierenden konjugiert komplexen Eigenwerte immer mehr einander an, sowohl im ersten als auch im zweiten Eigenmode. Sie würden im weiteren Verlauf in vier aperiodische Eigenwerte zerfallen. Der erste schnellere Eigenmode der Seitenbewegung reagiert mit veränderten Eigenfrequenz und Dämpfung sehr sensibel auf die Änderung der Schwerpunktlage, wogegen beim zweiten Mode nur die Dämpfung von der Veränderung betroffen ist.

Der Einfluss der virtuellen Masse als gerichtete Trägheit auf die Eigendynamik ist dramatisch. Die Eigenwerte der ersten zwei Moden der Längsbewegung werden dadurch immer weiter in die linke Halbebene der Gauß'schen Zahlenebene verschoben, was einer schnelleren Reaktion gleich zu setzen ist. Die Änderung der Eigenfrequenz beträgt dabei bis zu 50%! Die zwei übrigen Moden dagegen reagieren nur sehr verhalten mit geringer (unter 5%) Frequenzänderung. In der Seitenebene geht der Einfluss der virtuellen Masse so weit, dass der schnelle oszillierende Mode 2 in zwei aperiodisch stabile Anteile zerfällt, was eine völlig andere Eigendynamik mit sich bringt. Der erste Mode geht in Richtung schnellerer und weniger gedämpfter Schwingung über.

Die Analyse der modalen Steuermatrix des linearisierten Systems zeigte, dass in der Längsebene die ersten zwei Eigenmoden primär durch das Höhenruder angeregt werden können und der Schub nur in dem ersten Mode eine Signifikanz bezüglich der Anregung aufweist. Die Moden drei und vier dagegen werden stärker durch den Schub angeregt. Die Eigenmoden der Seitenbewegung werden fast ausschließlich durch das Seitenruder angeregt und das Querruder, bedingt durch den Pendeleffekt der Nutzlastplattform, bei der Steuerung nicht effektiv sein kann.

Der Einfluss der Schwerpunktlage auf die Trimmarbeit im Reiseflug entspricht insgesamt einem instabilen Flugzeug.

Die Wanderung der Schwerpunktlage macht insbesondere im unteren Geschwindigkeitsbereich zwar signifikante Steuerausschläge nötig, dies hat jedoch kaum eine Auswirkung auf den Schubbedarf. Im ungünstigsten Fall steigt der Schubbedarf um maximal ca. 3%.

Für die Reaktionen auf die Steuerausschläge gelten folgende Regeln:

- Ein positives Höhenruderkommando führt zur Vergrößerung der Längslage, Verringerung der Fahrt und asymptotischer Zunahme des Anstellwinkels. Negatives Höhenruderkommando führt das Luftfahrzeug in einen immer steiler werdenden Sinkflug. Die Antwort auf ein positives und negatives Kommando ist aufgrund des tief liegenden Schwerpunktes nicht identisch.

- Eine Schuberrhöhung erzeugt ein kopflastiges Moment und führt zum Sinkflug mit stetiger Fahrtzunahme. Die Verringerung des Schubes hat eine umgekehrte Reaktion zur Folge.
- Das Rollkommando führt zwar zur Veränderung des Rollwinkels, dieses ist jedoch sehr gering. Die primäre Reaktion auf das Rollkommando ist das Gieren in die entgegengesetzte Richtung. Dabei geht das HAV in einen leichten Steigflug über.
- Ein Seitenruderkommando wird schnell in einer Gierbewegung mit einer relativ großen Querlage in Drehrichtung umgesetzt. Das Luftfahrzeug geht dabei in einen Sinkflug über.

Die dynamische Antwort auf eine vertikale Windböe führt entgegen der statischen Längsinstabilität nicht zum instabilen Verhalten. Das Aufbäumen des Luftfahrzeugs als Böenreaktion wird nach etwa drei Sekunden bei einem quasistationären Endwert der Längslage von -2° fast vollständig abgebaut. Eine seitliche Windböe führt zur Vergrößerung des Schiebewinkels und ist in der Reaktion prinzipiell mit dem Seitenruderausschlag vergleichbar.

Die Untersuchung des Flugverhaltens im Flugsimulator *VORIS^{FS}* hinterließ beim Autor, basierend auf seinen fliegerischen Erfahrungen, folgenden subjektiven Eindruck:

Die Reaktionen auf die Steuerkommandos sowohl in der Längs- als in der Seitenebene erfolgen bei einer Reisegeschwindigkeit von 180 km/h sehr schnell. In der Längsebene entsprechen sie den Erwartungen eines konventionellen Piloten.

In der Seitenebene wirkt die starke Koppelung zwischen Gier- und Rollbewegung sehr störend auf die Steuerung und macht diese äußerst mühsam. Der Einsatz eines Flugreglers scheint hierfür unerlässlich.

Insgesamt stellen die entwickelten numerischen Werkzeuge ein geschlossenes Konzept für den Vorentwurf und die Missionsanalyse von hybriden Luftfahrzeugen dar, welches, ausgehend von der Missionspezifikation zunächst eine Entwurfssynthese vollzieht, deren Ergebnis anschließend dynamisch simuliert werden kann.

Ausblick

Entgegen der Mehrheit wissenschaftlicher Veröffentlichungen zu hybriden Luftfahrzeugen konnte die vorliegende Arbeit keinen Missions- und Entwurfsraum identifizieren, in dem die hybride Technologie als Derivat eines Luftschiffes und eines Flugzeuges eindeutige Vorteile gegenüber den konventionellen Luftfahrzeugen bietet. Diese Erkenntnis basiert auf dem aufgestellten Synthesemodell mit den entsprechenden Einschränkungen. Sie betreffen vor allem die Wirtschaftlichkeitsaspekte bei der Bewertung der Entwurfs-effizienz. Speziell dieser Faktor wird aber im direkten Vergleich hybrider Luftfahrzeuge mit anderen Transportmitteln sehr oft als besonders vorteilhaft hervorgehoben.

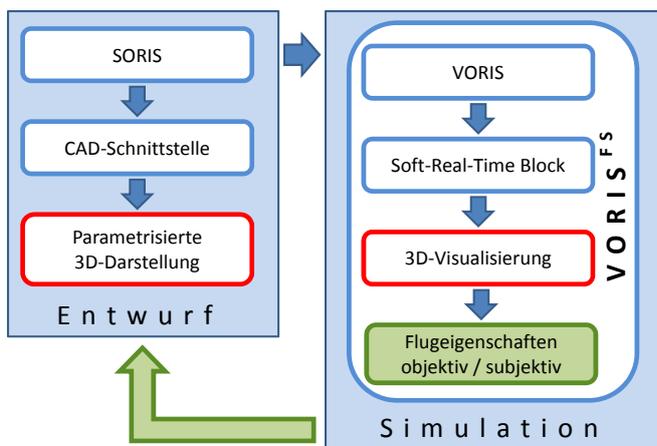
Zwar kann die Wirtschaftlichkeit eines Entwurfs indirekt mit den Gütekriterien γ , κ und β in Verbindung gebracht werden, zu einer qualifizierten Aussage ist jedoch eine erweiterte Kostenanalyse erforderlich. Diese würde jedoch den Rahmen dieser Arbeit überschreiten, da die Betriebsszenarien nicht bekannt sind. Das Entwurfswerkzeug *SORIS* bietet jedoch zur Bewertung der Entwurfs-effizienz (Parameteroptimierung) u. A. auch diese Erweiterungsmöglichkeit. Diese Möglichkeit sollte aus Sicht des Autors bei der Weiterentwicklung unbedingt berücksichtigt werden. Die gleiche Überlegung gilt auch für die Betrachtung der Offdesign-Fälle, die im bisherigen Modell nicht berücksichtigt wurden.

Um eine umfassendere Aussage bei den Parameterstudien zu ermöglichen, wäre auch die Einbeziehung anderer vorgestellter Konfigurationen hybrider Luftfahrzeuge von Interesse. Hier könnten speziell die sog. *Lifting Bodies* mit Hub-Schub Antrieb eine interessante und vielversprechende Alternative darstel-

len. Der Autor schließt nicht aus, dass bei dieser Konfiguration auch tatsächlich ein missionsoptimaler Hybridisierungsgrad existiert, der sogar ohne eine exzessive Wirtschaftlichkeitsrechnung feststellbar ist.

Wird der vorgestellte Ansatz für die Massensynthese weiter verfolgt, so wäre es wünschenswert, ähnlich der Flügelmassenberechnung, einen einfachen analytischen Ansatz für die Bestimmung der Hüllenstruktur zu erarbeiten. Wünschenswert wäre auch ein höherer Detaillierungsgrad bei der Massenmodellierung der Nutzlastplattform, die in der Arbeit etwas kurz kam. Das Gewicht des Seitenleitwerks wurde nach Luftschiffkriterien abgeschätzt und dabei unterstellt, dass diese für die Struktur des Seitenleitwerks auch bei höheren Geschwindigkeiten gelten. Hierfür wäre eine Nachweisführung wünschenswert oder ggf. ein anderer Ansatz, der beispielsweise mögliche Manöverlasten mitberücksichtigt, vorteilhafter. Die optimierende Dimensionierung des Seitenleitwerks erfolgte außerhalb der Entwurfssynthese, d.h. die während einer Optimierung veränderliche SLW-Masse wurde mit festen Geometrie- und Massendaten der übrigen Komponenten vollzogen. Somit wurden sämtliche Wechselwirkungen zwischen dem Leitwerk und den übrigen Komponenten nicht berücksichtigt. Zwar ist die SLW-Masse im Vergleich zu Gesamtmasse und somit der Einfluss ihrer Änderung auf die Entwurfssynthese relativ gering, methodisch korrekter wäre aber die Einbeziehung der SLW-Optimierung in die Entwurfssynthese.

Bei der flugmechanischen Modellierung wurde großer Wert auf die zielgerechte Erfassung der aerodynamischen Kräfte der Hülle gelegt. Zwar liefert das Modell beim Vergleich mit einem gut vermessenen Luftschiff (*LOTTE*) zufriedenstellende Ergebnisse, für eine bessere Glaubwürdigkeit wäre eine CFD-gestützte Nachrechnung bzw. eine Windkanalmessung am geeigneten Modell wünschenswert. Die Untersuchung der Flugeigenschaften beschränkte sich nur auf den Referenz- bzw. Auslegungsfall. Hierfür wären weitere Untersuchungen im Langsamflug oder bei Start und Landung interessant. Eine subjektive Beurteilung der Flugeigenschaften im Flugsimulator zeigte die Notwendigkeit des Einsatzes von Flugreglern auf. Besonders kritisch ist hierbei die Seitenbewegung aufgrund sehr starker Koppelung der Roll- und Gierfreiheitsgrade anzusehen. Die durchgeführten Voruntersuchungen zur Reglerauslegung mit Hilfe einfacher PID-Regler (vgl. *Klawes* [74]) zeigten eine gute Regelbarkeit des Systems mit den vorhandenen Steuerflächen und ebneten den Weg für eine fundierte Reglerauslegung nach klassischen Methoden. Somit kann das vorgeschlagene integrale Steuerungskonzept als tragfähig angesehen werden. Die Dimensionierung der Steuerflächen sollte jedoch mit Hinblick auf das zu erzielende Steuerverhalten erfolgen.



Der Flugsimulator *VORIS*^{FS} ist im Rahmen dieser Arbeit nur äußerst peripher in Erscheinung getreten. Es wäre denkbar, mit dessen Hilfe den HAV-Entwurf einer umfassenderen Studie die Flugeigenschaften beispielsweise durch einen entsprechend qualifizierten Piloten zu unterziehen. Die einschlägigen Bewertungsmethoden wie das *Cooper-Harper-Rating* oder das *NASA Task Load Index* bieten dafür weitreichende Möglichkeiten. Die Erkenntnisse solcher Studien könnten weiterführend in den Prozess der

Entwurfssynthese einbezogen und berücksichtigt werden, was in der dargestellten Grafik durch Elemente in grüner Farbe symbolisiert wird.

- [1] A Congressional Budget Office (CBO) Study: Options for Strategic Military Transportation Systems, The Congress of the United States (2005).
- [2] Adkins, C.N.: Design Of Optimum Propellers, Journal of Propulsion and Power, Vol. 10, Nr. 5, pp. 676-682 (1994).
- [3] Airships Over The Arctic, [Online], <http://www.airshipstotheartctic.com/presenations.html>.
- [4] AEREON Corporation [Online], <http://www.aereoncorp.com>.
- [5] Agte, G., et al.: Conceptual Design Of A Hybrid Lift Airship For Intra-Regional Flexible Access Transport, AIAA-2010-1391, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, Jan. 4-7, 2010.
- [6] Allen, H.J., Perkins, E.W.: A Study Of Effects Of Viscosity On Flow Over Slender Inclined Bodies Of Revolution, NACA-TR-1048 (1951).
- [7] Allen, H.J.: Estimation Of The Forces And Moments Acting On Inclined Bodies Of Revolution Of High Fineness Ratio, NACA-RM-A9126 (1949).
- [8] Amann, J.H.: A Comparison Of A Nonlinear Flight Dynamic Simulation Of An Airship With Flight Test Results, AIAA-1987-2507 (1987).
- [9] American Institute Of Aeronautics And Astronautics: Recommended Practice For Atmospheric And Space Flight Vehicle Coordinate Systems, ANSI / AIAA R-004-1992 (1992).
- [10] American Institute Of Aeronautics And Astronautics, [Online], <http://www.aiaa.org/content.cfm?pageid=428>.
- [11] Atkinson, Ch., Urso, R.: Modeling Of Apparent Mass Effects For the Real-Time Simulation Of A Hybrid Airship, AIAA-2006-6619 (2006).
- [12] Badesha, S., Jones, S.P.: Aerodynamics Of The TCOM 71M Aerostat, AIAA-1993-4036 (1993).
- [13] Bateman, H.: The Inertia Coefficients Of An Airship In A Frictionless Fluid, NACA-TR-164 (1924).
- [14] Battipede, M., et al.: Mathematical Modelling Of An Innovative Unmanned Airship For Its Control Law Design, IFIP (International Federation for Information Processing), Turin (2005).
- [15] Battipede, M., et al.: Flight Simulator For The Control Law Design Of An Innovative Remotely-Piloted Airship, AIAA-2004-4916 (2004).
- [16] Berens, M.: Potential of Multi-Winglet Systems to Improve Aircraft Performance, Dissertation, TU Berlin (2008).
- [17] Betz, A. with Appendix by Prandtl, L.: Screw Propellers With Minimum Energy Loss, Goettingen Reports, pp. 193-213 (1919).
- [18] Bock, J.K., Knauer, B.: Leichter als Luft, Hildburghausen, Verlag Frankenschwelle (2003), ISBN: 3-86180-139-6.
- [19] Boeing, [Online], <http://www.boeing.com>.
- [20] Bohlmann, H.J.: Berechnung hydrodynamischer Koeffizienten von Ubooten zur Vorhersage des Bewegungsverhaltens, Dissertation, TU Hamburg (1990), ISBN: 3-89220-513-2.
- [21] Bräunling, W: Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme, Berlin, Springer Verlag (2009), ISBN: 978-3-540-76370-3.
- [22] Brockhaus, R.: Flugregelung, Berlin, Springer-Verlag (2001), ISBN: 978-3540418900.
- [23] Browning, R.,G.,E.: Preliminary Study Of A Hybrid Airship For Flight Research, NACA-CR-166246 (1981).
- [24] Buchholz, J.,J.: trimmod, trim point determination of a nonlinear ordinary differential equation system, [Online], <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/268>, Version 1.2, 26.05.2000, Copyright 2000-2004.
- [25] Bursnall, W.J., et al.: Experimental Investigation Of The Pressure Distribution About A Yawed Circular Cylinder In The Critical Reynolds Number Range, NACA-TN-2463 (1951).
- [26] Calkins, D.E.: Feasibility Study Of A Hybrid Airship Operating In Ground Effect, Journal of Aircraft , Vol. 14, Nr. 8, pp. 809-815 (1977).
- [27] Cessna Aircraft Company [Online], <http://www.cessna.com>.

- [28] Clark, W.H.: Body Vortex Formation On Missiles In Incompressible Flows, AIAA-1977-1154 (1977).
- [29] Critzos, Ch.C., et al.: Aerodynamic Characteristics Of NACA 0012 At Angles Of Attack 0-180 Deg, NACA-TN-3361 (1955).
- [30] Curtiss, H.C. Jr., et al.: LTA Aerodynamic Data Revisited, AIAA-1975-951 (1975).
- [31] Defense Industry Daily, [Online], <http://www.defenseindustrydaily.com/Rise-of-the-Blimps-The-US-Armys-LEMV-06438>.
- [32] Dempsey, E.M.: Static Stability Characteristics Of A Systematic Series of Stern Control Surfaces On A Body of Revolution, DTNSRDC-Report 77-0085 (1977).
- [33] Die Welt der Luftschiffe (1981).
- [34] Diederich, F.W.: A Simple Approximate Method For Calculating Spanwise Lift Distributions And Aerodynamic Influence Coefficients, NACA-TN-2751 (1952).
- [35] DIN 9300: Begriffe, Größen und Formelzeichen der Flugmechanik (1990).
- [36] DIN EN 755-2: Aluminium und Aluminiumlegierungen – Stranggepresste Stangen, Rohre und Profile – Teil 2: Mechanische Eigenschaften (2008).
- [37] DIN EN 10025-5: Warmgewalzte Erzeugnisse aus Baustählen - Teil 5: Technische Lieferbedingungen für wetterfeste Baustähle (2005).
- [38] DIN ISO 668: ISO-Container der Reihe 1 (1999).
- [39] Earon, E., Apkarian, J.: Design And Control Of A Novel Hybrid Vehicle Concept, AIAA-2007-6821 (2007).
- [40] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications For Large Aeroplanes CS-25, Annex to ED Decision 2010/005/R, Amendment 9 (2010).
- [41] Ericsson, L.E., Beyers, M.E.: On The Flat Spin Of A Circular Cylinder, AIAA-1994-158 (1994).
- [42] Esch, H.: The Influence Of Reynolds Number on The Normal-Force Characteristics Of Slender Cylindrical Bodies, ESA TT-170 (1975).
- [43] FlightGear, open-source, multi-platform flight simulator project, www.flightgear.org.
- [44] FOR 256, Deutsche Forschungsgemeinschaft, Projekt: Erfassung von flugmechanischen und strukturmechanischen experimentellen Daten an dem ferngesteuerten Solarluftschiff "Lotte 3", Förderung von 2000 bis 2002.
- [45] FOR 256, Deutsche Forschungsgemeinschaft, Projekt: Flugmechanische Modellierung und Simulation, Entwicklung von Flugreglern, Förderung von 2000 bis 2002.
- [46] FOR 256, Deutsche Forschungsgemeinschaft, Projekt: Experimentelle Untersuchungen zur Aerodynamik von Luftschiffen, Förderung von 2000 bis 2002.
- [47] Freeman, H.B.: Force Measurements On A 1-40-Scale Model Of The U. S. Airship "Acron", NACA-TR-432 (1933).
- [48] Gebbie, D.A., et al.: Lift and Drag Characteristics of a Blended-Wing Body Aircraft, Journal Of Aircraft , Vol. 44, Nr. 5, pp. 1409-1421, (2007).
- [49] Glauert, H.: Airplane Propellers, Aerodynamic Theory, edited by W. Durand, Div. L, Vol. 5, Peter Smith, Gloucester, MA pp.169-269 (1976).
- [50] Goodyear Aerospace Corporation: Feasibility Study Of Modern Airships, NASA-CR-137692, (1975).
- [51] Graham, R.E., McDowell, J.L.: Simplification Of The Wing-Body Interference Problem, Journal of Aircraft , Vol. 9, Nr. 10, pp. 752 (1972).
- [52] Gray, D.W.: Weight And Cost Estimating Relationships For Heavy Lift Airship, AIAA-1979-1577 (1979).
- [53] Hawill, C.D., Harper, M.: A Semibuoyant Vehicle For General Transportation Missions, Ames Research Center, N76-15052 (1975).
- [54] Hepperle, M.: JavaProp, Softwareprogramm zum Propellerdesign, [Online], <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/javaprop.htm>.
- [55] Hoak, D.E.: USAF Stability And Control DATCOM, Wright-Patterson Airforce Base, Dayton, Ohio, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory (1978).
- [56] Hoerner, S.F.: Fluid-Dynamic Drag, Brick Town, N.J., Hoerner (1965).
- [57] Hopkins, E.J.: A Semi-Empirical Method For Calculating The Pitching Moment Of Bodies Of Revolution At Low Mach Numbers, NACA-RM-A51C14 (1951).
- [58] Hugh, A.: The Story Of The Airship. Berlin, Los Angeles: Periscope Films LLC (2010).

- [59] Hybrid Air Vehicles Ltd., [Online], <http://www.hybridairvehicles.com>.
- [60] Hybrid Aircraft Corporation, [Online], <http://www.hacinc.us>.
- [61] Jane's All The World's Aircraft, 20102011th ed. Coulsdon Surrey: Jane's Information Group (2010).
- [62] Jane's Aero-Engines, Jane's Information Group (2002), ISSN 1748-2534.
- [63] Jenkinson, L.R.: Civil Jet Aircraft Design, London, Arnold (1999), ISBN: 0-340-74152-X.
- [64] Jex, H.R., et al.: Pre- and Post-Flight-Test Models Versus Measured Skyship-500 Control Responses, AIAA-1987-2508 (1987).
- [65] Jex, H.R., et al.: LTASIM - A Desktop Nonlinear Airship Simulation, AIAA-1991-1275 (1991).
- [66] Jones, S.P., DeLaurier, J.D.: Aerodynamic Estimation Techniques For Aerostats And Airships, AIAA-1981-1339 (1981).
- [67] Jones, R.T.: Effects Of Sweepback On Boundary Layer And Separation, NACA-TN-1402 (1947).
- [68] Jorgensen, L.H.: Prediction Of Static Aerodynamic Characteristics For Slender Bodies Alone And With Lifting Surfaces To Very High Angles Of Attack, NASA-TM-X-73123 (1976).
- [69] Jorgensen, L.H.: Prediction Of Static Aerodynamic Characteristics For Space-Shuttle-Like And Other Bodies At Angles Of Attack From 0 Deg To 180 Deg, NASA-TN-D-6996 (1973).
- [70] Jorgensen, L.H.: Estimation Of Aerodynamics For Slender Bodies Alone And With Lifting Surfaces At Alpha's From 0 deg to 90 deg, AIAA Journal, Vol. 11, Nr. 3, pp. 409-412 (1973).
- [71] Kämpf, B.G.: Flugmechanik und Flugregelung von Luftschiffen, Dissertation, TU Stuttgart (2004).
- [72] Houry, G.A.: Airship Technology, Cambridge, Cambridge Univ. Press (1999), ISBN: 0-521-43074-7.
- [73] King II, Barry, A.: Hybrid Airships: Well Suited For Foreign Humanitarian Assistance Operations, United States Air Force, Maxwell Air Force Base, Alabama (2011).
- [74] Klawes, R.: Erstellung eines Werkzeugs für die „Soft Real Time“-Simulation eines hybriden Luftfahrzeuges und Untersuchung dessen grundlegenden Flugeigenschaften, Studienarbeit, ILR TU Berlin (2010).
- [75] Kleidel, B.: Auslegung und Simulation von hochfliegenden, dauerhaft stationierbaren Solardrohnen, Dissertation, TU München (2000).
- [76] Knebel, J.: Entwicklung einer Methode zur Massenabschätzung von hybriden Luftfahrzeugen, Diplomarbeit, ILR TU Berlin, Berlin (2008).
- [77] Kordik, E.J.: Kleine Flugturbinen für Hubschrauber, Propeller- und Strahlflugzeuge, DGLR Jahrbuch, pp. 194-234, (1969).
- [78] Kornienko, A.: System Identification Approach For Determining Flight Dynamical Characteristics Of An Airship From Flight Data, Dissertation, TU Stuttgart (2006).
- [79] Kungl, P.: Solarluftschiff 16c „LOTTE“, Technische Beschreibung, Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen, TU Stuttgart (2002).
- [80] Lamb, H.: Hydrodynamics, Cambridge, Cambridge Univ. Pr. (1993), ISBN: 0-521-05515-6.
- [81] Lancaster, J.W.: Semi-Buoyant Lifting Body Hybrid Characteristics For Advanced Naval Missions, AIAA-1977-1194 (1977).
- [82] Larrabee, E.: Practical Design Of Minimum Induced Loss Propellers, Society Of Automotive Engineers, Business Aircraft Meeting and Exposition, Wichita, KS, April 1979.
- [83] Leifheit, R.: Entwicklung eines numerischen Werkzeugs für den Konzeptentwurf von hybriden Luftfahrzeugen, Studienarbeit, ILR TU Berlin (2008).
- [84] Levedag, S.: Untersuchungen zum Hybridflugzeug-Konzept, Dissertation, TU Braunschweig (1991).
- [85] Li, Y., Nahon, Meyer: Modeling And Simulation of Airship Dynamics, AIAA-2006-6618 (2007).
- [86] Lindenbaum, B., et al.: A New Concept Of Hybrid Airship, AIAA-1985-0868 (1985).
- [87] Lindsey, W.F.: Drag Of Cylinders Of Simple Shapes, NACA-TR-619 (1938).
- [88] Liu, Tianshu, et al.: Aeroship: A Hybrid Flight Platform, Journal of Aircraft, Vol. 46, Nr. 2, pp. 667-674 (2009).
- [89] Lockheed Martin Corporation, [Online], <http://www.lockheedmartin.com>.
- [90] Lutz, T.: Berechnung der Umströmung von Luftschiffkörpern, Proceedings Luftschiff Kolloquium II, Mai 13-14, 1994, Lübbenau Spreewald, Germany (1994).

- [91] Lutz, T., et al: Summary Of Aerodynamic Studies On The Lotte Airship, 4th International Airship Convention and Exhibition, July 28-31, 2002, Cambridge, England.
- [92] Lutz, T., et al: Experimentelle Untersuchungen Von Rumpf-Leitwerk Interferenzen Bei Luftschiffen, Tagungsband Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002, 23.-26. September 2002, Stuttgart, Germany.
- [93] Mackrodt, P.-A.: Further Studies In The Concept of Delta-Winged Hybrid Airships, *Journal of Aircraft*, Vol. 17, Nr. 10, pp. 734-740 (1980).
- [94] Mackrodt, P.-A.: Some Aspects Of Hybrid-Zeppelins, *Mit Proc. Of The Interagency Workshop On Lighter Than Air Vehicles* (1975).
- [95] Mathwig, M.: Validierung eines numerischen Werkzeugs für den konzeptionellen Entwurf von hybriden Luftfahrzeugen und dessen Anwendung bei parametrischen Untersuchungen, Studienarbeit, ILR TU Berlin (2011).
- [96] Mattingly, J.D.: *Elements Of Gas Turbine Propulsion*, New York, McGraw-Hill (1996), ISBN: 0-07-912196-9.
- [97] McRuer, D., Ashkenas, I., Graham, D.: *Aircraft Dynamics and Automatic Control*, Princeton University Press (1990).
- [98] Meighörner, W.: *Ausstellung: Luftschiffe, die nie Gebaut wurden*, Friedrichshafen, Wolfgang Meighörner (2002), ISBN: 3-86136-076-4.
- [99] Meyerhoff, W.K.: Added Masses Of Thin Rectangular Plates, *Journal Of Ship Research*, Nr. 06, pp. 100-111 (1970).
- [100] Miller, W. McE., Jr.: The Dynairship, In *MIT Proc. of the Interagency Workshop on Lighter than Air Vehicles*, pp. 441-455 (1975).
- [101] Moore, F.G. et al.: New Semiempirical Method for Computing Nonlinear Missile Aerodynamics, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 30, Nr. 6, pp. 696-706 (1993).
- [102] Moore, F.G., McInville, R.M.: Nonlinear Aeroprediction Methodology For Roll Positions 0 And 45 Degrees, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, Nr. 1, pp. 54-61 (1997).
- [103] Moore, F.G., Hymer, T.: An Improved Method For Predicting Axial Force At High Angle Of Attack, *NSWCDD/TR-96/240* (1997).
- [104] Mueller, J.B., Paluszek, M.A.: Development Of An Aerodynamic Model And Control Law Design For A High Altitude Airship, *AIAA-2004-6479* (2004).
- [105] Multhopp, H.: Zur Aerodynamik des Flugzeugrumpfes, *Luftfahrtforschung*, Vol. 18, pp. 52-56 (1941).
- [106] Munk, M.M.: Notes On Aerodynamic Forces. Part I: Rectilinear Motion, *NACA-TN-104* (1922).
- [107] Munk, M.M.: Notes On Aerodynamic Forces. Part II: Curvilinear Motion, *NACA-TN-105* (1922).
- [108] Munk, M.M.: Notes On Aerodynamic Forces. Part III: The Aerodynamic Forces On Airships, *NACA-TN-106* (1922).
- [109] Munk, M.M.: The Aerodynamic Forces On Airship Hulls, *NACA-TR-184* (1924).
- [110] Nagabhushan, B.L., Tomlinson, N.P. : Dynamic Stability Of A Buoyant Quad-Rotor Aircraft, *AIAA-1982-242* (1982).
- [111] Nagabhushan, B.L., Tomlinson, N.P.: Dynamics And Control Of A Heavy Lift Airship In Cross Wind Hover, *AIAA-1981-1334* (1981).
- [112] Nagabhushan, B.L., Tan, S.B.: Directional Control Of An Advanced Airship, *Journal Of Aircraft*, Vol. 33, Nr. 5, pp. 895-900 (1996).
- [113] Nagabhushan, B.L., Tomlinson, N. P.: Flight Dynamics Simulation Of Heavy Lift Airship, *AIAA-1979-1593* (1979).
- [114] Nagabhushan, B.L., et al.: Analysis Of Airship Lateral Maneuverability, *AIAA-1991-1274* (1991).
- [115] National Defense Transportation Association (NDTA), [Online], <http://www.ndtahq.com/documents/FutureAirTechLOCKHEED.pdf>.
- [116] Nelder, J.A., Mead, R: A Simplex Method for Function Minimization. *Computer Journal*, Vol. 7, pp. 308-313 (1965).
- [117] Nichols, J.B.: The Basic Characteristics Of Hybrid Aircraft, *Mit Proc. Of The Interagency Workshop On Lighter Than Air Vehicles*, pp. 415 (1975).
- [118] Nielsen, J.N., et al.: Lift And Pitching-Moment Interference Between A Pointed Cylindrical Body And Triangular Wings Of Various Aspect Ratios, *NACA-TN-3795* (1956).

- [119] Nielsen, J.N.: Missile Aerodynamics, AIAA; 1st edition (1988), ISBN: 978-0962062902.
- [120] Office Of The Assistant Secretary Of The Army, Acquisition, Logistics and Technology (ASA(ALT)), [Online], <https://www.alt.army.mil/portal/page/portal/oasaalt/ASB>.
- [121] Ohio Airships, Inc., [Online], <http://www.dynalifter.com>.
- [122] Palasis, D.: Erstellung eines Vorentwurfsverfahrens für Hubschrauber mit einer Erweiterung für das Kipp-rotorflugzeug, Düsseldorf, VDI Verlag (1992).
- [123] Pershing, B.M., Anderson, M.J.: An Aerodynamic Performance Model For Hybrid Heavy Lift Systems, AIAA-1985-865 (1985).
- [124] Pershing, B.M.: Performance Prediction And Flight Evaluation Of Hybrid Heavy Lift Systems, AIAA-1986-2741 (1986).
- [125] Piasecki Aircraft Corporation [Online], http://www.piasecki.com/heavylift_pa97.php.
- [126] Pitts, W.C. et al.: Lift And Center Of Pressure Of Wing-Body-Tail Combinations, NACA-TR-1307 (1957).
- [127] Platforms for Persistent Communications, Surveillance and Reconnaissance, ARMY SCIENCE BOARD, DEPARTMENT OF THE ARMY, WASHINGTON, D.C., FINAL REPORT, (2008).
- [128] Polhamus, E.C.: A Review Of Some Reynolds Number Effects Related To Bodies At High Angles Of Attack, NASA-CR-3809 (1984).
- [129] Polhamus, E.C.: Effect Of Flow Incidence And Reynolds Number On Low-Speed Aerodynamic Characteristics Of Several Noncircular Cylinders With Applications To Directional Stability And Spinning, NACA-TN-4176 (1958).
- [130] Putman, W.F. et al.: Aerodynamics And Hovering Control Of LTA Vehicles, PRINCETON UNIV NJ DEPT OF AEROSPACE AND MECHANICAL SCIENCES, Final Report AMS-TR-1339 (1977).
- [131] Putman, W.F., H. C. Curtiss Jr.: An Analytical And Experimental Investigation Of The Hovering Dynamics Of The Aerocrane Hybrid Heavy Lift Vehicle (1977).
- [132] Rizzo, F.: A Study Of Static Stability Of Airships, NACA-TN-204 (1924).
- [133] RosAeroSystems, [Online], <http://rosaerosystems.com>.
- [134] RosAeroSystems: Paper 11-Current projects 4, in 8th International Airship Convention, Bedford, (2010).
- [135] Roskam, J.: Airplane Aerodynamics And Performance, Lawrence, Kansas, DARcorporation (2002), ISBN: 1-884885-44-6.
- [136] Sandlin, D.R.: Flight Test Of The HX-I Radio-Controlled Hybrid Airship, AIAA-1983-1992 (1983).
- [137] Schartenberg, C.O.: Stratosphärische Sensor- und Relais-Plattform (SSRP), Luft- und Raumfahrt, ISSN -01736264, Nr. 3, pp. 26-27, (2010).
- [138] Schlenker, R., et al.: Structural Aspects Of The Zeppelin NT, Proceedings of the International Airship-Conference, Stuttgart (1993).
- [139] Schlichting, H., Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges. 2. Aerodynamik des Tragflügels (Teil II), des Rumpfes, der Flügel-Rumpf-Anordnung und der Leitwerke, Berlin, Springer (2001), ISBN: 3-540-67375-X.
- [140] Smith, R.A., et al.: Experiments On Flow About A Yawed Circular Cylinder, Journal of Basic Engineering (1972).
- [141] Spearman, M.L., Feigh, K.M.: A Hybrid Airship Concept Having Twin-Hulls And An Inboard-Wing, AIAA-1999-3914 (1999).
- [142] Spearman, M.L.: A Lighter-Than-Air System Enhanced With Kinetic Lift, AIAA-2002-5816 (2002).
- [143] Spearman, M.L.: An Inboard-Wing Arrangement For High-Capacity Airlift And Sealift Vehicles, NATO Research and Technology Agency Applied Vehicle Technology Panel Symposium On Novel Vehicle Concepts and Emerging Vehicle Technologies, 7-10 Apr. 2003, Brussels, Belgium (2003).
- [144] Spreiter, J.R.: The Aerodynamic Forces On Slender Plane- And Cruciform-Wing And Body Combinations, NACA-TR-962 (1950).
- [145] Spreiter, J.R.: Aerodynamic Properties Of Slender Wing-Body Combinations, NACA-TN-1662 (1948).
- [146] Strangfeld, C.: Entwicklung eines Berechnungswerkzeuges zur abschätzenden Ermittlung von Flügelgewichten, Diplomarbeit, ILR TU Berlin (2009).
- [147] Tachibana, T.: Aerodynamic Characteristics Of A Semibuoyant Station In The Shape Of A Torus, AIAA-1993-4034 (1993).

- [148] Talbot, P.D., Gelhausen, P.A.: Effect Of Buoyancy And Power Design Parameters On Hybrid Airship Performance, AIAA-1983-1976 (1976).
- [149] Thomasson, P.G.: Equations Of Motion Of A Vehicle In A Moving Fluid, *Journal of Aircraft*, Vol. 37, Nr. 4, pp. 630-639, (2000).
- [150] Thorbeck, J.: Flugzeugentwurf, Manuskript zur LV, TU Berlin (2010).
- [151] Thorbeck, J.: Ballone und Luftschiffe. Manuskript zur LV "Ausgewählte Kapitel des Flugzeugentwurfs", TU Berlin (2008).
- [152] Tischler, M.B., et al.: Simulation Of Heavy Lift Airship Dynamics Over Large Ranges Of Incidence And Speed, AIAA-1981-1335 (1981).
- [153] Tischler, M.B., Ashkenas, I.L.: Helistat Simulation Studies, NASA-CR-166567 (1982).
- [154] Tischler, M.B. et al.: Heavy Lift Airship Dynamics, *Journal of Aircraft*, Vol. 20, Nr. 5, pp. 425-433 (1983).
- [155] Torenbeek, E.: Synthesis Of Subsonic Airplane Design, Dordrecht, Kluwer (1996), ISBN: 90-247-2724-3.
- [156] Tuckerman, L.B.: Inertia Factors Of Ellipsoids For Use In Airship Design, NACA-TR-210 (1926).
- [157] Udin, S.V., Anderson, W.J.: Wing Mass Formula For Subsonic Aircraft, *Journal of Aircraft*, Vol. 29, Nr. 4, pp. 725-727 (1991).
- [158] Van Randwijck, E.F., Feldman, J.P. : Results Of Experiments With A Segmented Model To Investigate The Distribution Of The Hydrodynamic Forces And Moments On A Streamlined Body Of Revolution, NSWCCD-50-TR-2000/008 (2000).
- [159] VariaLift Airships, [Online], <http://varialift.com>.
- [160] Venkatesan, C., Friedmann, P. P.: Aeromechanical Stability Analysis Of A Hybrid Heavy Lift Multirotor Vehicle In Hover, *Journal of Aircraft*, Vol. 22, Nr. 11, pp. 965-972 (1985).
- [161] Wardlaw, A.B., Jr.: High-Angle-Of-Attack Missile Aerodynamics, AGARD Lecture Series No. 98, pp. 5-1 - 5-53 (1979).
- [162] Weiss, M.: Ein Vorschlag zur Berücksichtigung der Schallemission bei der Betriebskostenbewertung im Vorentwurf von Verkehrsflugzeugen und dessen Anwendung an einer neuartigen lärmarmen Konfiguration, Dissertation, TU Berlin (2007).
- [163] Wieselsberger, C.: New Data On The Laws Of Fluid Resistance, NACA-TN-84 (1922).
- [164] Wimmer, A.: Beiträge zur Instrumentierung und Identifikation eines Kleinluftschiffes, Dissertation, TU Stuttgart (2007).
- [165] World SkyCat Ltd., [Online], <http://www.worldskycat.com>.
- [166] Worldwide Aeros Corp., [Online], <http://www.aerosml.com>.
- [167] Worobel, R., Mayo, M. G.: Advanced General Aviation Propeller Study, NASA-CR-114399 (1971).
- [168] Wright, J.M., Adams, R.E.: An Empirical Method For Non-Rigid Airship Preliminary Drag Estimation, AIAA-1991-1277-CP (1991).
- [169] Young, A.D.: Some Special Boundary Layer Problems. *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, Vol.1, No.6, S.401–414 (1977).
- [170] Zahm, A.F.: Flow And Force Equations For A Body Revolving In A Fluid, NACA-TR-323 (1930).
- [171] Zhang, Ke-shi, et al.: Flight Performance Analysis Of Hybrid Airship, AIAA-2009-901 (2009).
- [172] Zhang, Ke-shi, et al.: Flight Performance Analysis Of Hybrid Airship: Revised Analytical Formulation, *Journal of Aircraft*, Vol. 47, Nr. 4, pp. 1318-1330 (2010).
- [173] Zufferey, J.-C. et al.: From Simulated To Real Indoor Airships (2006).
- [174] Кирилин, А.Н., Ивченко Б.А.: Расчёт Проектных Параметров Дирежаблей Мягкого Типа, Москва, Русское Воздухоплавательное Общество (2000).

Hilfsberechnungen

A.1 Kabinenoberfläche

Es wird angenommen, dass pro Besatzungsmitglied 8 m^3 Volumen zur Verfügung stehen und dieses Volumen auf einen Quader mit den Maßen $a \times a \times 2a$ verteilt ist. Dann ist der Inhalt der Oberfläche dieses Quaders

$$S_{quad} = 2 \cdot a^2 + 4 \cdot a \cdot (2 \cdot a) = 10 \cdot a^2 \quad (\text{A.1})$$

und das Volumen

$$V_{quad} = 2 \cdot a \cdot a^2 = 2 \cdot a^3 \quad (\text{A.2})$$

Die Quaderseite kann über das Volumen ausgedrückt werden

$$a = \sqrt[3]{\frac{1}{2} \cdot V} \quad (\text{A.3})$$

(A.3) eingesetzt in (A.1) ergibt:

$$S_{quad} = 10 \cdot a^2 = 10 \cdot \left(\frac{1}{2}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot V^{\frac{2}{3}} \quad (\text{A.4})$$

Gleichzeitig beträgt das Volumen der Kabine

$$V_{cab} = 8 \cdot n_{crew} \quad (\text{A.5})$$

(A.5) eingesetzt in (A.4) ergibt:

$$S_{cab} = 10 \cdot \left(\frac{1}{2}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot V^{\frac{2}{3}} = 10 \cdot \left(\frac{1}{2}\right)^{\frac{2}{3}} \cdot (8 \cdot n_{crew})^{\frac{2}{3}} = 25,1984 \cdot (n_{crew})^{\frac{2}{3}} \quad (\text{A.6})$$

A.2 Massendaten ausgeführter PTL-Muster

Äquivalente Startleistung [kW]	SFC [kg/h/kW]	Masse [kg]	Verhältnis Masse/Leistung [kg/kW]
311	–	86	0,276
313	0,3708	76	0,243
495	–	113	0,228
674	0,3406	163	0,242
761	0,3193	228	0,300
812	–	226	0,278
916	0,3366	198	0,216
970	0,276	240	0,247
1125	0,3164	234	0,208
1300	0,42	385	0,296
1305	0,46	365	0,280
1349	–	304	0,225
1433	–	399	0,278
1566	0,3012	340	0,217
1618	0,375	300	0,185
1624	0,312	426	0,262
1626	0,312	425	0,261
2081	–	432	0,207
2095	0,2815	481	0,230
2351	–	499	0,212
2535	0,294	538	0,212
3096	0,253	716	0,231
3717	–	829	0,223

Tabelle A.1: Statistische Daten zu Massen ausgeführter PTL-Muster [21], [135]

A.3 Trägheitstensor und Schwerpunkt

Ausgehend von der Gl. (2.53) werden nun Formeln für die einzelnen Komponenten des Trägheitstensors angegeben. In allgemeiner Form beträgt das Trägheitsmoment eines Körpers mit homogen verteilter Dichte

$$I = \rho \cdot \int_V r^2(x, y, z) dV \quad (\text{A.7})$$

Hierbei sind $r(x, y, z)$ – Abstand der Punktmasse zu der Rotationsachse und ρ – Dichte des Körpers.

Für eine Punktmasse vereinfacht sich die Gl. (A.7) zu

$$I = m \cdot r^2 \quad (\text{A.8})$$

Weicht der Bezugspunkt (i. A. der Schwerpunkt) der jeweiligen Baugruppe von dem globalen Bezugspunkt ab, so wird der Trägheitstensor nach folgender Vorschrift ins globale KOS transformiert

$$\underline{\underline{I}}_{CR} = \underline{\underline{I}}_{CG} - m \cdot (\vec{r}_{CR \rightarrow CG} \cdot \vec{r}_{CR \rightarrow CG}^T - \vec{r}_{CR \rightarrow CG}^T \cdot \vec{r}_{CR \rightarrow CG} \cdot \underline{\underline{E}}) \quad (\text{A.9})$$

Der Vektor $\vec{r}_{CR \rightarrow CG}$ ist der Ortsvektor vom globalen KOS zum Schwerpunkt der jeweiligen Baugruppe (Flügel, Triebwerk, Leitwerk etc.) und $\underline{\underline{E}}$ – die Einheitsmatrix.

A.3.1 Hülle (I_{env}) und Traggas (I_{gas})

Für einen Ellipsoid betragen die Trägheitsmomente nach Gl. (A.7)

$$I_{xx} = \rho_{env} \cdot \iiint (y^2 + z^2) dV_{env} \dots = \frac{4}{15} \cdot \rho \cdot \pi \cdot a \cdot b \cdot c \cdot (b^2 + c^2) \quad (a)$$

$$I_{yy} = \rho_{env} \cdot \iiint (x^2 + z^2) dV_{env} \dots = \frac{4}{15} \cdot \rho \cdot \pi \cdot a \cdot b \cdot c \cdot (a^2 + c^2) \quad (b) \quad (A.10)$$

$$I_{zz} = \rho_{env} \cdot \iiint (x^2 + y^2) dV_{env} \dots = \frac{4}{15} \cdot \rho \cdot \pi \cdot a \cdot b \cdot c \cdot (a^2 + b^2) \quad (c)$$

Bei dem Auftriebskörper handelt es sich um einen Rotationsellipsoid, sodass die beiden Halbachsen b und c gleich sind. Das Massenträgheitsmoment der Hülle bekommt man aus der Subtraktion der beiden Ellipsoide einmal mit den Halbachsen a, b und c und einmal mit $\tilde{a} = a - t_{env}, \tilde{b} = b - t_{env}$ und $\tilde{c} = c - t_{env}$

$$I_{env} = I^E(a, b, c) - I^E(\tilde{a}, \tilde{b}, \tilde{c}) \quad (A.11)$$

Die Dichte des Hüllenmaterials errechnet sich aus dem Flächengewicht des Materials und der Hüllendicke

$$\rho_{env} = \frac{\gamma_{env}}{t_{env}} \quad (A.12)$$

Die Dicke des Hüllenmaterials kann nach [174] über das Hüllenvolumen abgeschätzt werden

$$t_{env} [m] = \begin{cases} 2,0 \cdot 10^{-4} & V_{hull} < 1,6 \cdot 10^4 m^3 \\ 3,0 \cdot 10^{-4} & 1,6 \cdot 10^4 m^3 < V_{hull} < 3,0 \cdot 10^4 m^3 \\ 4,0 \cdot 10^{-4} & 3,0 \cdot 10^4 m^3 < V_{hull} < 6,0 \cdot 10^4 m^3 \\ 5,0 \cdot 10^{-4} & V_{hull} > 6,0 \cdot 10^4 m^3 \end{cases} \quad (A.13)$$

Alternativ zu Gl. (A.10) kann das Trägheitsmoment der Hülle direkt über die Bestimmung des Trägheitsmoments einer Fläche im Raum berechnet werden. Diese Methode ist zulässig unter der Annahme, dass die Dicke des Hüllenmaterials vernachlässigbar klein gegenüber den übrigen Dimensionen ist. Im vorliegenden Fall ist diese Bedingung zweifelsohne erfüllt, sodass man schreiben kann

$$I_{env} = \gamma_{env} \cdot \int_{O_{env}} r^2(x, y, z) \cdot |\vec{n}| dO_{env} \quad (A.14)$$

Hierbei ist \vec{n} – Normalenvektor der Tangentialebene, definiert als Vektorprodukt der Tangentialvektoren.

Der Übergang zu den Polarkoordinaten liefert für die Koordinaten der Ellipsoidoberfläche:

$$\vec{x} = \begin{pmatrix} a \cdot \sin \theta \cdot \cos \phi \\ b \cdot \sin \theta \cdot \sin \phi \\ c \cdot \cos \theta \end{pmatrix}, \quad \begin{matrix} 0 \leq \theta \leq \pi \\ 0 \leq \phi \leq 2\pi \end{matrix} \quad (A.15)$$

Die Jakobi-Matrix stellt die partiellen Ableitungen $\frac{\partial(x, y, z)}{\partial(\theta, \phi)}$ dar oder in Komponentenschreibweise

$$\frac{\partial(x, y, z)}{\partial(\theta, \phi)} = \begin{pmatrix} \frac{\partial(x)}{\partial(\theta)} & \frac{\partial(x)}{\partial(\phi)} \\ \frac{\partial(y)}{\partial(\theta)} & \frac{\partial(y)}{\partial(\phi)} \\ \frac{\partial(z)}{\partial(\theta)} & \frac{\partial(z)}{\partial(\phi)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a \cdot \cos \theta \cdot \cos \varphi & -a \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ b \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi & b \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ -c \cdot \sin \theta & 0 \end{pmatrix} \quad (\text{A.16})$$

Die Tangentialvektoren \vec{x}_θ und \vec{x}_ϕ sind die Spalten der Jakobi-Matrix

$$\vec{x}_\theta = \begin{pmatrix} a \cdot \cos \theta \cdot \cos \varphi \\ b \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi \\ -c \cdot \sin \theta \end{pmatrix} \quad \text{und} \quad \vec{x}_\phi = \begin{pmatrix} -a \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ b \cdot \sin \theta \cdot \cos \varphi \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (\text{A.17})$$

sodass man für \vec{n} schreiben kann

$$\vec{n} = \vec{x}_\theta \times \vec{x}_\phi = \begin{pmatrix} -b \cdot c \cdot \cos \varphi \cdot \sin^2 \theta \\ -a \cdot c \cdot \sin^2 \theta \cdot \sin \phi \\ a \cdot b \cdot \cos \theta \cdot \sin \theta \cdot \cos^2 \varphi + a \cdot b \cdot \cos \theta \cdot \sin \theta \cdot \sin^2 \varphi \end{pmatrix} \quad (\text{A.18})$$

Analog zu Gl. (A.10) ergibt sich schließlich für die Trägheitsmomente einer Ellipsoidschale

$$I_{xx}^{env} = \gamma_{env} \cdot \int_0^{2\pi} \int_0^\pi (y^2 + z^2) \cdot |\vec{x}_\theta \times \vec{x}_\phi| d\theta d\varphi \quad (\text{a})$$

$$I_{yy}^{env} = \gamma_{env} \cdot \int_0^{2\pi} \int_0^\pi (x^2 + z^2) \cdot |\vec{x}_\theta \times \vec{x}_\phi| d\theta d\varphi \quad (\text{b}) \quad (\text{A.19})$$

$$I_{zz}^{env} = \gamma_{env} \cdot \int_0^{2\pi} \int_0^\pi (x^2 + y^2) \cdot |\vec{x}_\theta \times \vec{x}_\phi| d\theta d\varphi \quad (\text{c})$$

Die Gl. (A.19) werden für die Bestimmung der Massenträgheitsmomente der Hülle numerisch integriert. Die Massenträgheitsmomente des Traggases werden analog zur Hülle über die Gl. (A.10) mit $\tilde{a} = a - t_{env}$, $\tilde{b} = b - t_{env}$ und $\tilde{c} = c - t_{env}$ berechnet

$$I_{xx}^{gas} = \frac{4}{15} \cdot \rho_{gas} \cdot \pi \cdot \tilde{a} \cdot \tilde{b} \cdot \tilde{c} \cdot (\tilde{b}^2 + \tilde{c}^2) \quad (\text{a})$$

$$I_{yy}^{gas} = \frac{4}{15} \cdot \rho_{gas} \cdot \pi \cdot \tilde{a} \cdot \tilde{b} \cdot \tilde{c} \cdot (\tilde{a}^2 + \tilde{c}^2) \quad (\text{b}) \quad (\text{A.20})$$

$$I_{zz}^{gas} = \frac{4}{15} \cdot \rho_{gas} \cdot \pi \cdot \tilde{a} \cdot \tilde{b} \cdot \tilde{c} \cdot (\tilde{a}^2 + \tilde{b}^2) \quad (\text{c})$$

A.3.2 Struktur des Auftriebskörpers (I_{struct})

Aufgrund der ungenügenden Kenntnisse über die genaue Gestaltung der Struktur bzw. Verteilung deren Masse, wird letzte auf zwei elliptische Scheiben in der XY-, bzw. XZ-Ebene gleichmäßig verteilt. Die beiden Halbachsen der Ellipsen sind gleich den Halbachsen des Auftriebskörpers und die Dicke der Scheiben wird so gewählt, dass deren Gesamtmasse der Masse der Struktur gleicht.

Als Dichte der elliptischen Scheibe wird die Dichte des Aluminiums (2700 kg/m^3) angenommen. Somit ergeben sich die Massenträgheitsmomente der elliptischen Scheibe aus der XY-Ebene, zu:

$$I_{xx}^{ell.disk,XY-Plane} = \pi \cdot \rho_{ell.disk} \cdot a_{hull} \cdot b_{hull} \cdot t_{ell.disk} \cdot \left(\frac{3 \cdot b_{hull}^2 + 4 \cdot t_{ell.disk}^2}{12} \right) \quad (a)$$

$$I_{yy}^{ell.disk,XY-Plane} = \pi \cdot \rho_{ell.disk} \cdot a_{hull} \cdot b_{hull} \cdot t_{ell.disk} \cdot \left(\frac{3 \cdot a_{hull}^2 + 4 \cdot t_{ell.disk}^2}{12} \right) \quad (b) \quad (A.21)$$

$$I_{zz}^{ell.disk,XY-Plane} = \pi \cdot \rho_{ell.disk} \cdot a_{hull} \cdot b_{hull} \cdot t_{ell.disk} \cdot \left(\frac{a_{hull}^2 + b_{hull}^2}{4} \right) \quad (c)$$

und aufgrund der Symmetrie:

$$I_{xx}^{ell.disk,XZ-Plane} = I_{xx}^{ell.disk,XY-Plane} \quad (a)$$

$$I_{yy}^{ell.disk,XZ-Plane} = I_{zz}^{ell.disk,XZ-Plane} \quad (b) \quad (A.22)$$

$$I_{zz}^{ell.disk,XZ-Plane} = I_{yy}^{ell.disk,XZ-Plane} \quad (c)$$

Die Summe der Massenträgheitsmomente aus den Gl. (A.21) - (A.22) ergibt das gesamte Massenträgheitsmoment der Struktur des Auftriebskörpers.

A.3.3 Ballonets (I_{bal}) mit Luft ($I_{air,ball}$)

Die Ballonets werden als Kugel modelliert. Im diesem Fall verschwinden die Deviationsmomente und die Trägheitsmomente um alle drei Achsen sind identisch, und zwar:

$$I_{bal} = \frac{2}{3} \cdot m_{bal} \cdot r_{bal}^2 \quad (A.23)$$

$$I_{bal,air} = \frac{2}{5} \cdot m_{air,ball} \cdot r_{bal}^2 \quad (A.24)$$

mit m_{bal} nach Gl. (2.21). Für die Bestimmung von m_{bal} , $m_{bal,air}$ und r_{bal} werden Informationen über die Anzahl und das Volumen der Ballonets sowie die Luftdichte in der Höhe benötigt. Die Anzahl der Ballonets wird beim Entwurf aus 2 festgelegt, deren Volumen im vollgefüllten Zustand (am Boden) errechnet sich aus der benötigten Traggasmasse und atmosphärischen Bedingungen am Boden.

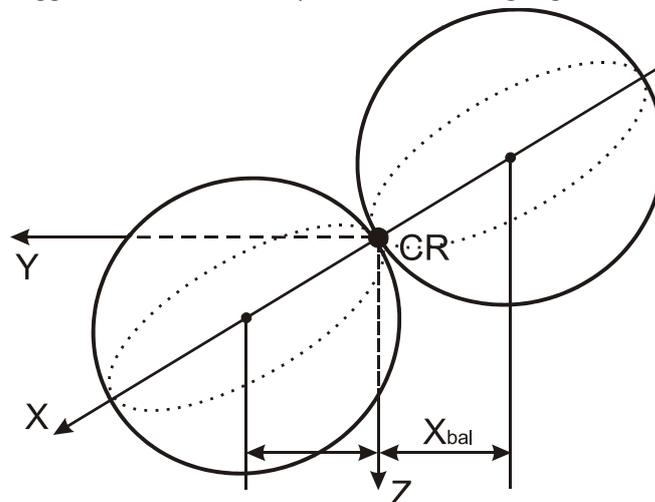


Abbildung A.1: Geometrie der Ballonets

Da die Hauptträgheitsachsen der Ballonetts nicht mit den Drehachsen des globalen Koordinatensystems übereinstimmen, aber dennoch als parallel angenommen werden, müssen die Gl. (A.23) nach dem Satz von Steiner ergänzt werden

$$I_{bal} = I_{bal}^{eig} + m_{bal} \cdot r_{steiner, bal}^2 \quad (A.25)$$

$$I_{bal, air} = I_{bal, air}^{eig} + m_{air, bal} \cdot r_{steiner, bal}^2 \quad (A.26)$$

Der Abstand zwischen den Drehachsen $r_{steiner, bal}$ entspricht dem Radius eines Ballonetts (siehe Abbildung A.1).

Es ist dabei zu bemerken, dass im Auslegungspunkt in der Prallhöhe das Traggas das Hüllenvolumen vollständig füllt und die Ballonetts dementsprechend leer sind. Für diesen Zustand wird das Trägheitsmoment $I_{bal, air}^{eig}$ zur Null und I_{bal}^{eig} kann als verschwindend klein angesehen werden.

A.3.4 Flügel (I_{wing}) und Leitwerk (I_{tail})

Zur Vereinfachung der Rechenkomplexität wird eine konstante Verteilung der Masse über gesamtes Flügelvolumen angenommen, sodass die Flügeldichte ortsunabhängig ist. Das Flügelvolumen bei einem Trapezflügel bestimmt sich aus

$$V_{wing} = \int_V 1 dV_{wing} = \iiint_V 1 dx dz dy \quad (A.27)$$

mit den entsprechenden Integrationsgrenzen

$$\begin{aligned} -0,5 \cdot \left[l_i + y \cdot \frac{(l_a - l_i)}{s} \right] &\leq x \leq 0,5 \cdot \left[l_i + y \cdot \frac{(l_a - l_i)}{s} \right] \\ -0,5 \cdot \left[t_i + y \cdot \frac{(t_a - t_i)}{s} \right] &\leq z \leq 0,5 \cdot \left[t_i + y \cdot \frac{(t_a - t_i)}{s} \right] \\ 0 &\leq y \leq s \end{aligned} \quad (A.28)$$

Nach dem Einsetzen (A.28) in (A.27) bekommt man für das Flügelvolumen

$$V_{wing} = \frac{1}{6} \cdot s \cdot (l_i \cdot t_a + 2 \cdot l_i \cdot t_i + 2 \cdot l_a \cdot t_a + l_a \cdot t_i) \quad (A.29)$$

und die Flügeldichte

$$\rho_{wing} = \frac{m_{wing}}{V_{wing}} \quad (A.30)$$

Die Massenträgheitsmomente eines Flügels im lokalen KOS ergeben sich aus

$$\begin{aligned} I_{xx} &= \rho_{wing} \cdot \iiint (y^2 + z^2) dV_{wing} & (a) \\ I_{yy} &= \rho_{wing} \cdot \iiint (x^2 + z^2) dV_{wing} & (b) \\ I_{zz} &= \rho_{wing} \cdot \iiint (x^2 + y^2) dV_{wing} & (c) \end{aligned} \quad (A.31)$$

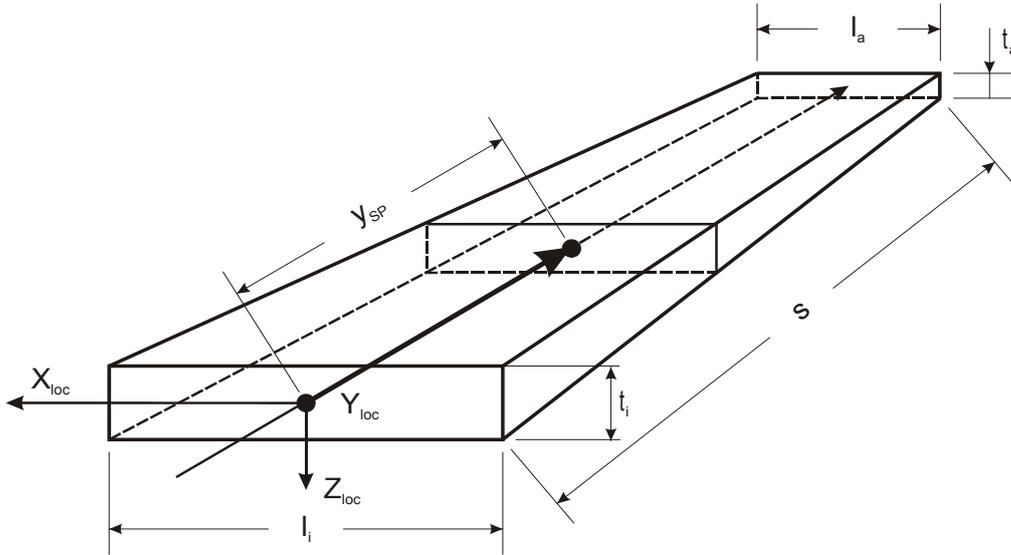


Abbildung A.2: Flügelmodell für die Bestimmung der Trägheitsmomente

Der Bezugspunkt des lokalen KOS wird dabei gemäß Abbildung A.2 in die Mitte der Flügelwurzelrippe gelegt. In diesem Fall können die Integrationsgrenzen aus (A.28) übernommen werden und nach dem Einsetzen in (A.31) bekommt man für die Massenträgheitsmomente

$$I_{xx}^{wing,loc} = \frac{\rho_{wing} \cdot s}{240} \cdot (l_i \cdot t_a^3 + 4 \cdot l_i \cdot t_i^3 + 4 \cdot l_a \cdot t_a^3 + l_a \cdot t_i^3 + 12 \cdot l_i \cdot s^2 \cdot t_a + \dots$$

$$8 \cdot l_i \cdot s^2 \cdot t_i + 48 \cdot l_a \cdot s^2 \cdot t_a + 12 \cdot l_a \cdot s^2 \cdot t_i + 3 \cdot l_i \cdot t_a \cdot t_i^2 + \dots$$

$$2 \cdot l_i \cdot t_a^2 \cdot t_i + 2 \cdot l_a \cdot t_a \cdot t_i^2 + 3 \cdot l_a \cdot t_a^2 \cdot t_i$$
(a)

$$I_{yy}^{wing,loc} = \frac{\rho_{wing} \cdot s}{240} \cdot (l_i^3 \cdot t_a + 4 \cdot l_i^3 \cdot t_i + 2 \cdot l_i^2 \cdot l_a \cdot t_a + 3 \cdot l_i^2 \cdot l_a \cdot t_i + 3 \cdot l_i \cdot l_a^2 \cdot t_a + \dots$$

$$2 \cdot l_i \cdot l_a^2 \cdot t_i + l_i \cdot t_a^3 + 2 \cdot l_i \cdot t_a^2 \cdot t_i + 3 \cdot l_i \cdot t_a \cdot t_i^2 + 4 \cdot l_i \cdot t_i^3 + \dots$$

$$4 \cdot l_a^3 \cdot t_a + l_a^3 \cdot t_i + 4 \cdot l_a \cdot t_a^3 + 3 \cdot l_a \cdot t_a^2 \cdot t_i + 2 \cdot l_a \cdot t_a \cdot t_i^2 + l_a \cdot t_i^3)$$
(b) (A.32)

$$I_{zz}^{wing,loc} = \frac{\rho_{wing} \cdot s}{240} \cdot (l_i^3 \cdot t_a + 4 \cdot l_i^3 \cdot t_i + 4 \cdot l_a^3 \cdot t_a + l_a^3 \cdot t_i + 3 \cdot l_i \cdot l_a^2 \cdot t_a + \dots$$

$$2 \cdot l_i^2 \cdot l_a \cdot t_a + 2 \cdot l_i \cdot l_a^2 \cdot t_i + 3 \cdot l_i^2 \cdot l_a \cdot t_i + 12 \cdot l_i \cdot s^2 \cdot t_a + \dots$$

$$8 \cdot l_i \cdot s^2 \cdot t_i + 48 \cdot l_a \cdot s^2 \cdot t_a + 12 \cdot l_a \cdot s^2 \cdot t_i)$$
(c)

Aufgrund der Symmetrie sind die Deviationsmomente gleich Null und man bekommt schließlich

$$\underline{\underline{I}}_{wing,loc} = \begin{bmatrix} I_{xx}^{wing,loc} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy}^{wing,loc} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz}^{wing,loc} \end{bmatrix}$$
(A.33)

Für die Überführung der Gl. (A.33) in das globale Koordinatensystem ist eine Zwischentransformation nötig. Dazu wird der Flügelträgheitstensor aus dem lokalen in das schwerpunkbezogene Koordinatensystem nach der Vorschrift aus der Gl. (A.9) transformiert

$$\underline{\underline{I}}_{CG,wing} = \underline{\underline{I}}_{wing,loc} + m_{wing} \cdot (\vec{r}_{CG,wing} \cdot \vec{r}_{CG,wing}^T - \vec{r}_{CG,wing}^T \cdot \vec{r}_{CG,wing} \cdot \underline{\underline{E}})$$
(A.34)

($r_{CG,wing}$ – Ortsvektor $[0 \ Y_{SP} \ 0]^T$).

Die Y-Koordinate des Flügelschwerpunktes ist über folgendes Integral zu bestimmen:

$$Y_{CG}^{wing} = \frac{1}{m_{wing}} \cdot \iiint_V (y \cdot \rho_{wing}) dV_{wing} \quad (A.35)$$

Nach dem Einsetzen der Integrationsgrenzen in (A.35) folgt:

$$Y_{CG}^{wing} = \frac{s^2}{12 \cdot V_{wing}} \cdot (l_i \cdot t_a + l_i \cdot t_i + 3 \cdot l_a \cdot t_a + l_a \cdot t_i) \quad (A.36)$$

Nun wird der Trägheitstensor $\underline{I}_{CG,wing}$ in das globale Koordinatensystem (Index „CR“) nach gleicher Vorschrift überführt:

$$\underline{I}_{wing} = \underline{I}_{CG,wing} - m_{wing} \cdot (\vec{r}_{CG,wing \rightarrow CR} \cdot \vec{r}_{CG,wing \rightarrow CR}^T - \vec{r}_{CG,wing \rightarrow CR}^T \cdot \vec{r}_{CG,wing \rightarrow CR} \cdot \underline{E}) \quad (A.37)$$

Die Berechnung des Trägheitstensors für das Leitwerk (Seitenleitwerk und Finne) erfolgt analog zum Flügel, lediglich die Achsen Y und Z respektive Integrationsgrenzen werden vertauscht.

A.3.5 Triebwerke (\underline{I}_{eng})

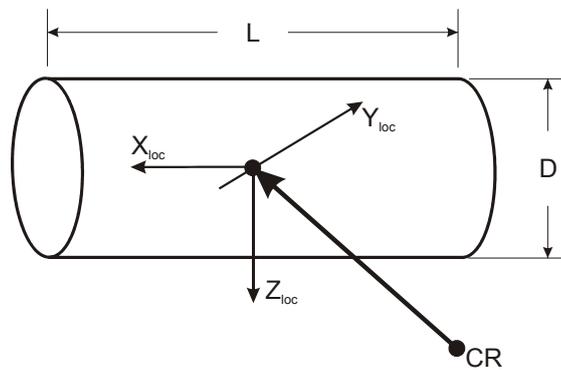


Abbildung A.3: Triebwerksmodell für die Bestimmung der Trägheitsmomente

Die Triebwerke werden als Zylinder homogener Masse dargestellt (siehe Abbildung A.3). Für diesen Fall ergibt sich der auf den Zylinderschwerpunkt bezogene Trägheitstensor aus

$$\underline{I}_{eng,loc} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \cdot m_{pg,1eng} \cdot R_{eng}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{4} \cdot m_{pg,1eng} \cdot (R_{eng}^2 + \frac{1}{3} \cdot L_{eng}^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4} \cdot m_{pg,1eng} \cdot (R_{eng}^2 + \frac{1}{3} \cdot L_{eng}^2) \end{bmatrix} \quad (A.38)$$

Hierbei sind $m_{pg,1eng} = \frac{m_{pg}}{n_{eng}}$, R_{eng} – charakteristischer Radius des Triebwerks und L_{eng} – charakteristische Länge des Triebwerks.

Die Transformation ins globale Koordinatensystem erfolgt nach der Vorschrift aus der Gl. (A.9). Für die Bestimmung der charakteristischen Größen in der Gl. (A.38) werden statistische Daten aus *Jane's* [62] ausgewertet. Die Tabelle A.2 stellt ausgewählte technische Daten einiger aktueller PTLs zusammen.

Hersteller	Modell	Durchmesser [mm]	Länge [mm]	Startleistung [kW]	L / D [-]
P&W Canada	PW118C	706	2057	1625	2,91
	PW150A	921	2423	3780	2,63
Turbomeca	ASTAZOU	546	1570	720	2,88
	BASTAN VIC	719	1594	595	2,22
GE	T64-GE-419	738	2006	4650	2,72

Tabelle A.2: Technische Daten einiger ausgeführter PTL-Muster [62]

Es wird von einer linearen Abhängigkeit zwischen Startleistung und Länge eines PTLs ausgegangen (vgl. [162]). Der funktionellen Anhängigkeit wird dabei der obige Datensatz zugrunde gelegt. Das ergibt:

$$L_{PTL} [mm] = 0,1447 \cdot P_{TO} [kW] + 1600 \tag{A.39}$$

Der Durchmesser wird aus dem mittleren Verhältnis der Triebwerkslängen zum Durchmesser $\left(\frac{L}{D}\right)_{PTL,mean}$ auf 2,7 festgelegt.

A.3.6 Rumpf (\underline{I}_{body})

Für die Bestimmung der Rumpffrähigkeitsmomente wird dessen Masse nach Gl. (2.32) mit den Massenanteilen der Nutzlast, des Treibstoffes und der festen Ausrüstung ergänzt und homogen auf das Volumen verteilt:

$$m_{body}^* = m_{body} + m_{PL} + m_{fuel} + m_{fe} \tag{A.40}$$

Der Trägheitstensor bestimmt sich somit aus

$$\underline{I}_{CG,body} = \frac{m_{body}^*}{12} \cdot \begin{bmatrix} (B_{body}^2 + H_{body}^2) & 0 & 0 \\ 0 & (L_{body}^2 + H_{body}^2) & 0 \\ 0 & 0 & (L_{body}^2 + B_{body}^2) \end{bmatrix} \tag{A.41}$$

Hierbei sind $(L \times B \times H)_{body}$ – Länge, Breite und Höhe des Rumpfes. Die Transformation ins globale KOS erfolgt nach der Vorschrift aus der Gl. (A.9).

A.4 Massen- und der Kinematikmatrix

Ausgehend von den Gl. (2.10) werden die Massen- und die Kinematikmatrix in Komponentenschreibweise angegeben. Dafür soll zunächst die Kreuzproduktmatrix $\underline{r}_{CG \rightarrow CR}^X$ bestimmt werden. Es sei ein Vektor

$\underline{u} = [a \quad b \quad c]^T$ gegeben, gesucht ist die Matrix \underline{r}_{CG}^X , die folgende Gleichung erfüllt:

$$\underline{r} \times \underline{u} = \underline{r}_{CG}^X \cdot \underline{u} \tag{A.42}$$

Oder in Komponentenschreibweise

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \underline{\underline{r^X}} \cdot \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} \stackrel{\wedge}{=} \underbrace{\begin{bmatrix} \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \\ \dots & \dots & \dots \end{bmatrix}}_{\text{gesuchte Matrix}} \cdot \begin{bmatrix} a \\ b \\ c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c \cdot y - b \cdot z \\ a \cdot z - c \cdot x \\ b \cdot x - a \cdot y \end{bmatrix} \quad (\text{A.43})$$

Nach der Vorschrift der Matrixmultiplikation

$$\begin{bmatrix} c \cdot y - b \cdot z \\ a \cdot z - c \cdot x \\ b \cdot x - a \cdot y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \cdot a + \boxed{(-z)} \cdot b + \boxed{y} \cdot c \\ \boxed{z} \cdot a + 0 \cdot b + \boxed{(-x)} \cdot c \\ \boxed{(-y)} \cdot a + \boxed{x} \cdot b + 0 \cdot c \end{bmatrix} \quad (\text{A.44})$$

Nun kann die gesuchte Matrix aus der Gl. (A.44) direkt abgelesen werden

$$\underline{\underline{r^X}} = \begin{bmatrix} 0 & -z & y \\ z & 0 & -x \\ -y & x & 0 \end{bmatrix} \quad (\text{A.45})$$

Wird eine Symmetrie in der XY-Ebene vorausgesetzt ($y = 0$), so bekommt man nach dem Einsetzen von (A.45) in (2.10) die vollständige Massenmatrix

$$M = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & m \cdot z_{CG} & 0 \\ 0 & m & 0 & -m \cdot z_{CG} & 0 & m \cdot x_{CG} \\ 0 & 0 & m & 0 & -m \cdot x_{CG} & 0 \\ 0 & -m \cdot z_{CG} & 0 & I_{xx} & 0 & I_{xz} \\ m \cdot z_{CG} & 0 & -m \cdot z_{CG} & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & m \cdot x_{CG} & 0 & I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{A.46})$$

Die Kinematikmatrix beschreibt die Transformation ins globale Koordinaten System. Sie kann aus der Gl. (2.10) direkt abgelesen werden

$$K = \begin{bmatrix} -\underline{\underline{\Omega}} \times (\underline{\underline{V}}_K + \underline{\underline{\Omega}} \times \underline{\underline{r}}_{CR \rightarrow CG}) \cdot m \\ -\underline{\underline{\Omega}} \times (\underline{\underline{I}} \cdot \underline{\underline{\Omega}}) - (m \cdot \underline{\underline{r}}_{CR \rightarrow CG} \times (\underline{\underline{\Omega}} \times \underline{\underline{V}}_K)) \end{bmatrix} \quad (\text{A.47})$$

oder in Komponentenschreibweise

$$K = \begin{bmatrix} m \cdot (r \cdot v - q \cdot w + (q^2 + r^2) \cdot x_{CG} - p \cdot r \cdot z_{CG}) \\ m \cdot (r \cdot u - p \cdot w - p \cdot q \cdot x_{CG} + q \cdot r \cdot z_{CG}) \\ m \cdot (q \cdot u - p \cdot v - p \cdot r \cdot x_{CG} + (q^2 + p^2) \cdot z_{CG}) \\ -p \cdot q \cdot I_{xz} + q \cdot r \cdot I_{yy} - q \cdot r \cdot I_{zz} + m \cdot (r \cdot u \cdot z_{CG} - p \cdot w \cdot z_{CG}) \\ -p \cdot r \cdot I_{xx} + (p^2 - r^2) \cdot I_{xz} + p \cdot r \cdot I_{zz} - \dots \\ m \cdot (q \cdot u \cdot x_{CG} - p \cdot v \cdot x_{CG} - r \cdot v \cdot z_{CG} + q \cdot w \cdot z_{CG}) \\ p \cdot q \cdot I_{xx} + q \cdot r \cdot I_{xz} - p \cdot q \cdot I_{yy} - m \cdot (r \cdot u \cdot x_{CG} - p \cdot w \cdot x_{CG}) \end{bmatrix} \quad (\text{A.48})$$

A.5 Zylinderwiderstandsbeiwerte

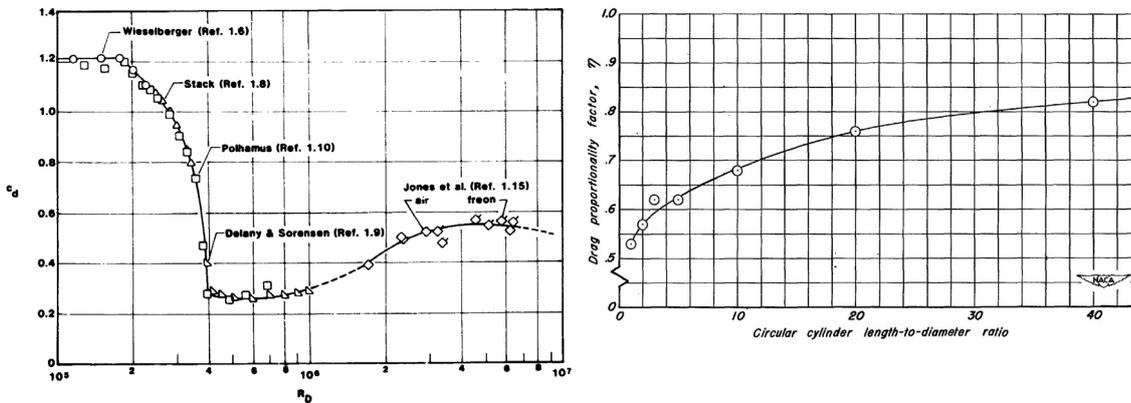


Abbildung A.4: Zylinderwiderstandsbeiwert [128] (links) und Korrekturfaktor für Zylinderwiderstandsbeiwert [7] (rechts)

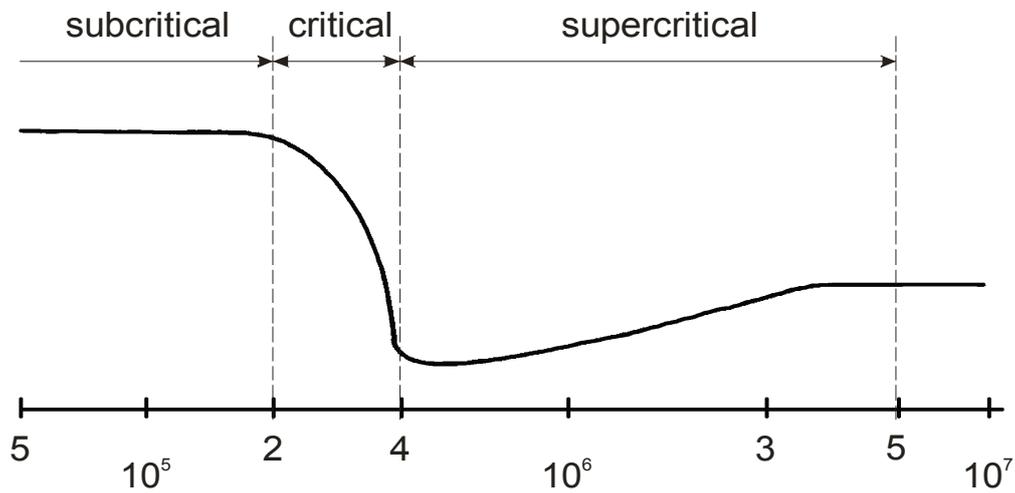
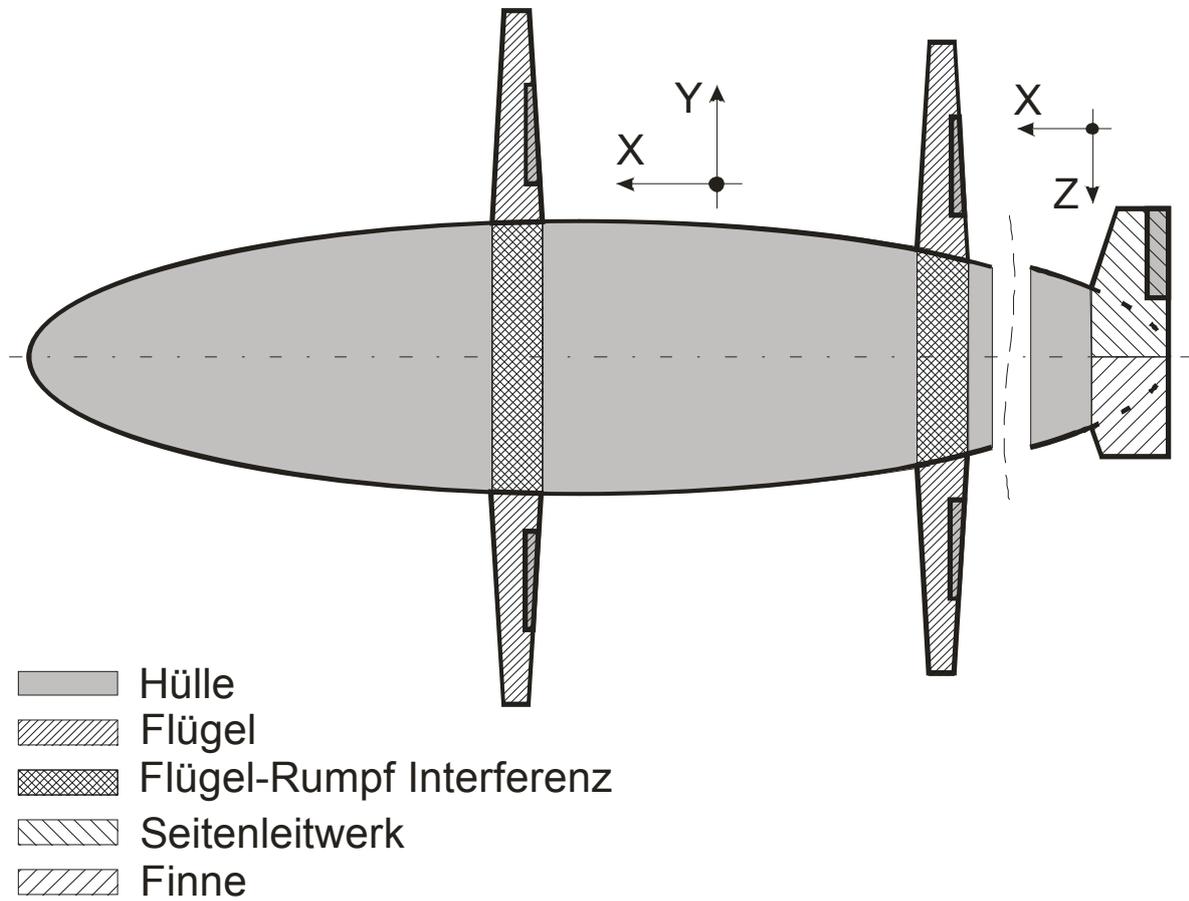
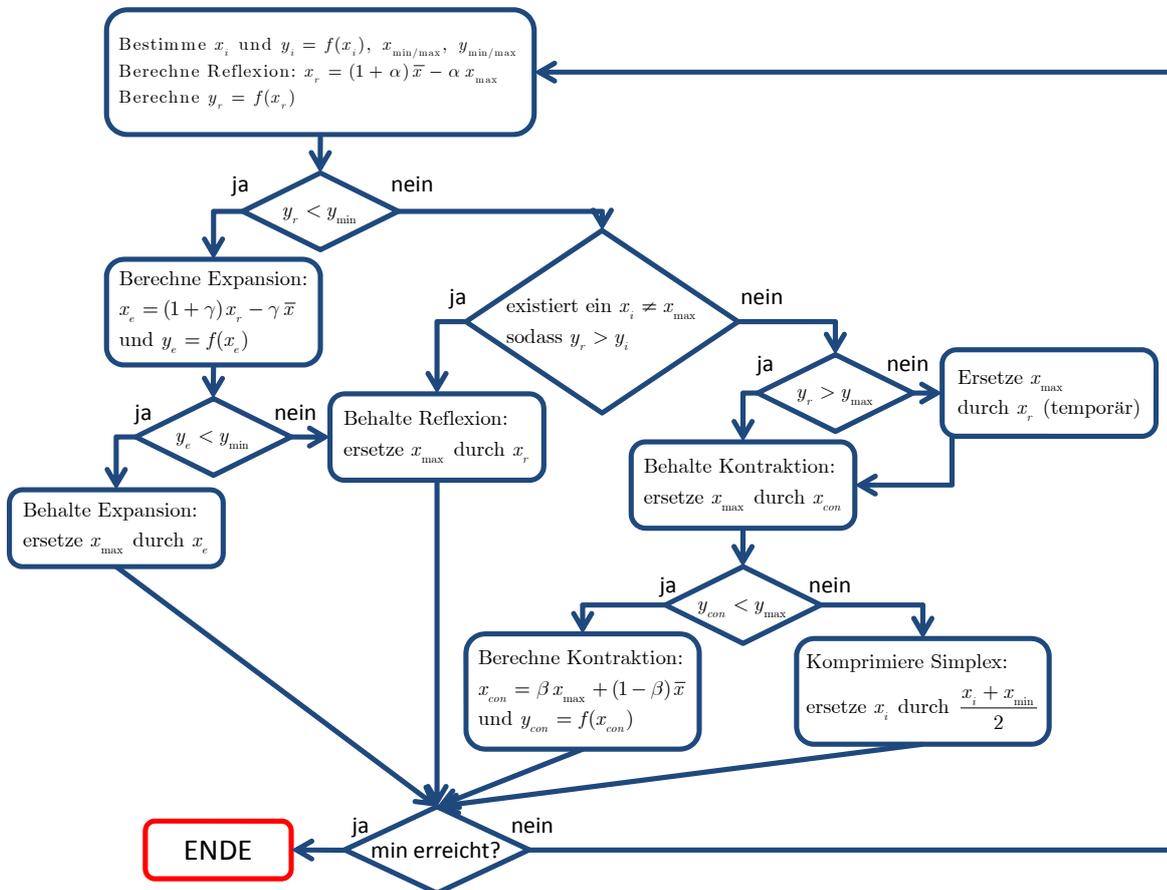


Abbildung A.5: Charakteristische Bereiche der Reynolds-Zahl für Zylinderwiderstandsbeiwert [128]

A.6 Definition der Flächen für aerodynamische Berechnungen

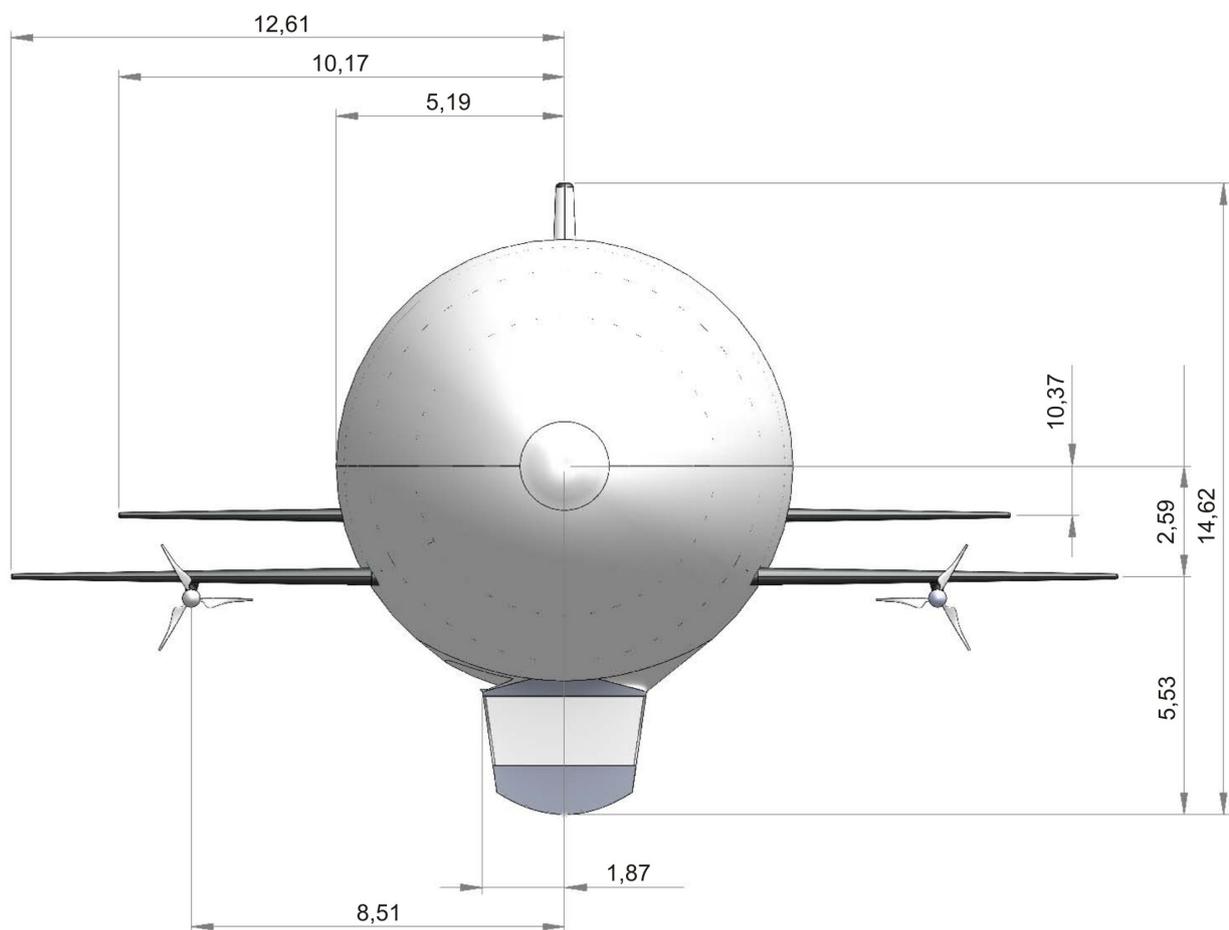


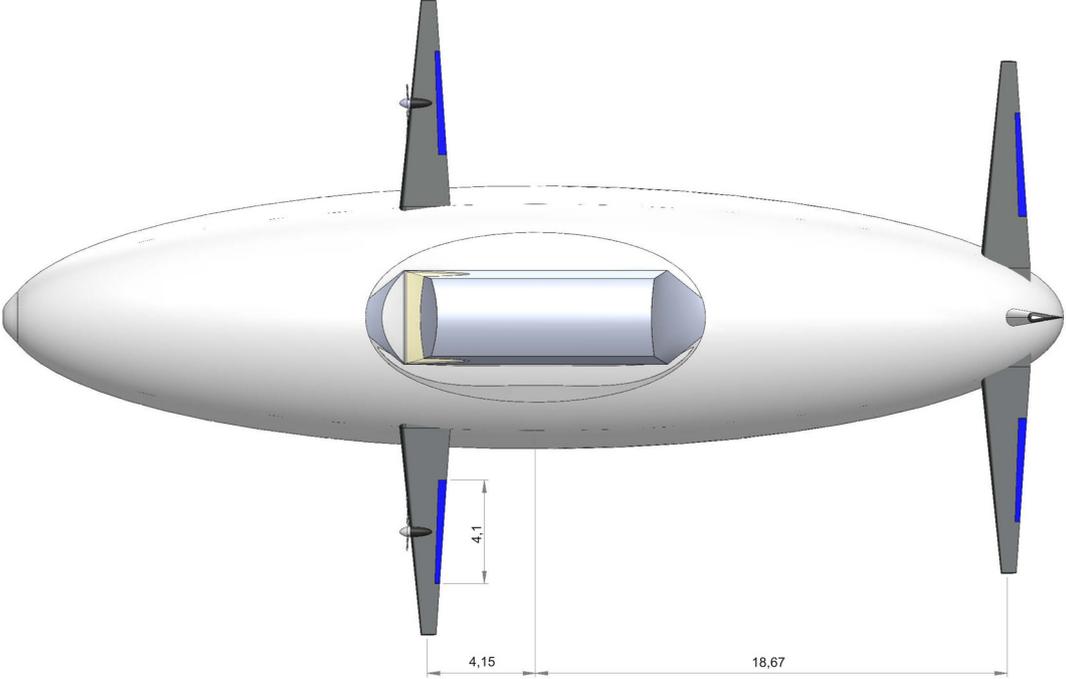
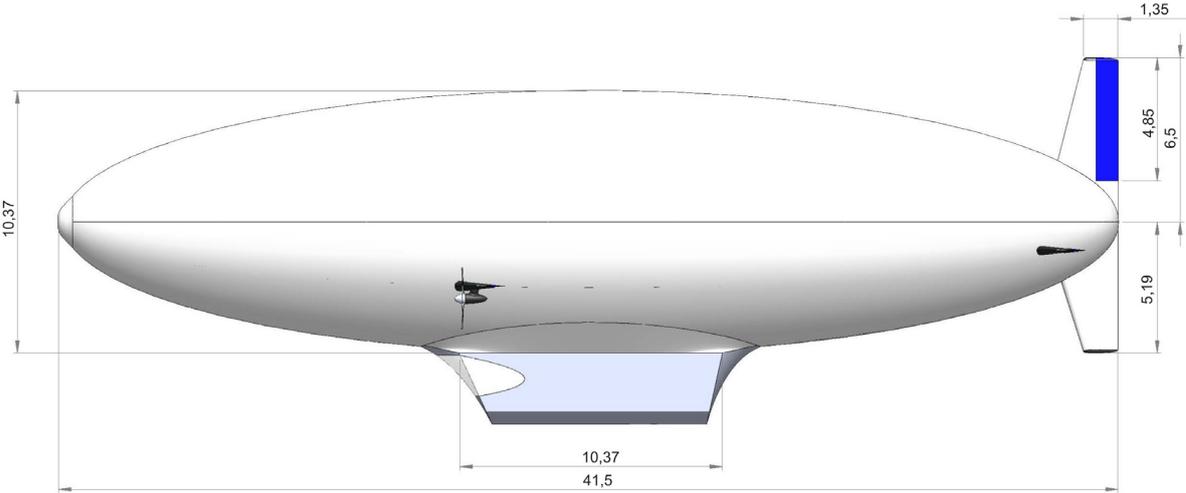
A.7 Flussdiagramm der Downhill-Simplex Optimierung



Designdaten der untersuchten Konfiguration

B.1 3-Seiten Ansicht der Konfiguration





B.2 Geometrie- und Massendaten

Massendefinitionen

Massenzusammensetzung			Charakteristische Massen			
Kraftstoff m_{fuel}						
Nutzlast m_{pl}						
Feste Ausrüstung m_{fe}	Ausrüstung m_{fe}^{equip}					
	Treibstoffsystem $m_{fe}^{fuel\ sys}$					
	Ballastaufnahme $m_{fe}^{ballast}$					
Antrieb m_{pg}	Sonstiges m_{pg}^{add}					
	Triebwerk m_{pg}^{eng}					
	Propeller m_{pg}^{prop}					
	Gondel m_{pg}^{nac}					
Struktur m_{struct}	Fahrwerk m_{lg}		Operating Empty Mass m_{OEM} Zero Fuel Mass m_{ZFM} Take-off Mass m_{TO}			
	Leitwerk m_{tail}					
	Tragfläche m_{wing}	Basisstruktur m_{wing}^{struct}				
		Auftriebshilfe, Spoiler m_{wing}^{add}				
	Nutzlast-plattform m_{body}	Kabine m_{body}^{cab}				
		Fracht m_{body}^{hold}				
	Luftschiffhülle m_{hull}	Sonstiges m_{hull}^{prot}				
		Wartungseinrichtung m_{hull}^{inlet}				
		Bugversteifung m_{hull}^{bow}				
		Kabinenbefestigung m_{hull}^{att}				
		Ballonett m_{hull}^{ball}				
		Hüllenstruktur m_{hull}^{struct}				
Hüllenmaterial m_{hull}^{env}						

Aerostatischer Auftriebskörper*Geometrie:*

Länge	41,5	[m]
Diameter	10,37	[m]
Volumen	$2,338 \cdot 10^3$	[m ³]
Oberfläche	$1,09 \cdot 10^2$	[m ²]

Massen:

Traggas (He)	332	[kg]
Hüllenmaterial	370,07	[kg]
Hüllenstruktur	306,1	[kg]
Ballonetts	27,42	[kg]
Kabinenbefestigung	26,89	[kg]
Bugversteifung	44,42	[kg]
Wartungseinrichtung	9,25	[kg]
Sonstiges	23,22	[kg]

Flügel (4 St.)*Geometrie:*

Streckung	8	[-]
Zuspitzung	0,3	[-]
rel. Klappenbreite	0,5	[-]
rel. Klappentiefe	0,25	[-]
Profil	NACA 63_1-012	
Rel. mittl. Profildicke	0,12	[-]
Flügelänge	8,21	[m]
Flügelfläche	8,42	[m ²]
Klappenlänge	4,1	[m]
Klappenfläche	1,05	[m ²]
Flächenbelastung	63,58	[kg/m ²]

Massen:

Vorne	153,41	[kg]
Hinten	111,14	[kg]

$$R_{CR \rightarrow CL}^{wing} [m] = \begin{bmatrix} 4,43 & 4,43 & -18,39 & -18,39 \\ 7,77 & -7,77 & 5,33 & -5,33 \\ 2,54 & 2,54 & 1,13 & 1,13 \end{bmatrix}$$

Seitenleitwerk und Finne*Geometrie:*

SLW Fläche	14,09	[m ²]
SLW Streckung	3	[-]
SLW Zuspitzung	0,45	[-]
Seitenruderfläche	4,23	[m ²]
Finne Fläche	11,24	[m ²]
Finne Streckung	2,39	[-]
Finne Zuspitzung	0,45	[-]

Massen:

SLW	70,46	[kg]
Finne	50,59	[kg]

$$R_{CR \rightarrow CL}^{tail} [m] = \begin{bmatrix} -16,47 & -16,47 \\ 0 & 0 \\ -2,84 & 2,27 \end{bmatrix}$$

Antrieb (2St.)*Geometrie:*

Triebwerk (LxD)	1,69x0,63	[m]
Propellerdurchmesser	2,93	[m]

Massen:

Triebwerk	72,12	[kg]
Propeller	39,42	[kg]
Gesamtmasse	306,55	[kg]
Gesamtleistung	866	[PS]

$$R_{CR \rightarrow CT} [m] = \begin{bmatrix} 5,18 & 5,18 \\ 8,51 & -8,51 \\ 2,54 & 2,54 \end{bmatrix}$$

Kabine und Frachtraum (Body)

LxBxH	10,37x3,74,2,08	[m]
Gesamtmasse	388,47	[kg]

$$R_{CR \rightarrow CG_{Body}} [m] = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 6,22 \end{bmatrix}$$

Sonstige Massen

Ballastaufnahme	20,21	[kg]
Treibstoffsystem	23,96	[kg]
Ausrüstung	492,76	[kg]
OEM	2576	[kg]
ZFM	3576	[kg]
TOM	4261	[kg]

Trägheitstensor

$$I_{CG} [kg \cdot m^2] = \begin{bmatrix} 8,8632 \cdot 10^4 & 0 & -1,9808 \cdot 10^4 \\ 0 & 2,7786 \cdot 10^5 & 0 \\ -1,9808 \cdot 10^4 & 0 & 2,8035 \cdot 10^5 \end{bmatrix}$$

Gesamtschwerpunkt

$$R_{CR \rightarrow CG} [m] = \begin{bmatrix} -0,83 \\ 0 \\ 4,15 \end{bmatrix}$$

Propellerdaten

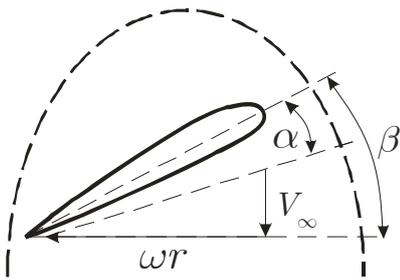


Abbildung B.1: Propellerprofilanströmung

Vorgaben für die Auslegung:

Propellerblattanzahl:	3	[-]
Propellerdurchmesser:	2,96	[m]
Propellerdrehzahl:	1687	[min ⁻¹]
Propellerschub:	2,94	[kN]
Geschwindigkeit:	180	[km/h]
Flughöhe:	1500	[m]

Profilaerodynamik aus Profilpolaren. Äquidistant über Blattlänge (Nabe -> Tip) verteilte vier Sektionen mit jeweils dem gleichen Profil: (MH 114, 13,0%)@3°, (MH 116, 9,8%)@4°, (MH 116, 9,8%)@4°, (MH 120, 11,7%)@3°.

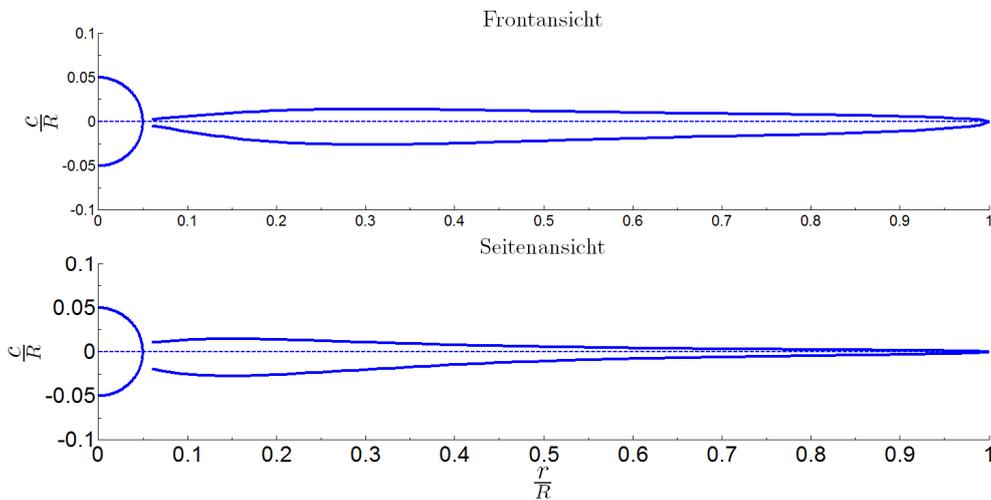


Abbildung B.2: Propellergrundriss

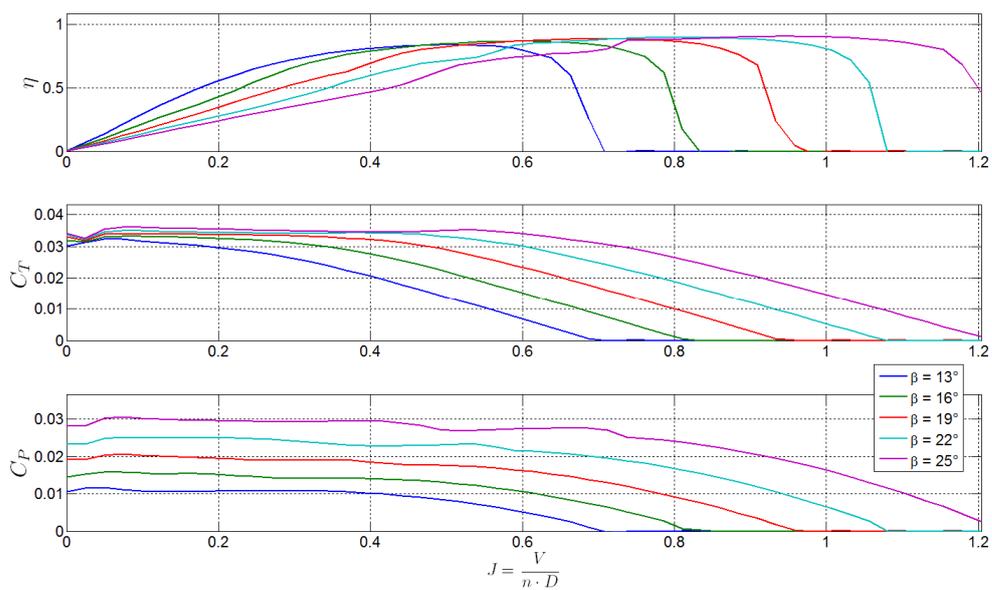


Abbildung B.3: Propellerkennfelder

Zusatzinformationen

C.1 Absolute Teilmassen der Komponente

		Nutzlast [t]									
		10			50			100			
		0,5	0,65	0,8	0,5	0,65	0,8	0,5	0,65	0,8	
χ		0,5	0,65	0,8	0,5	0,65	0,8	0,5	0,65	0,8	
Reichweite [km]	1000	Kraftstoffmasse	1636	1691	1731	5350	5102	4847	9725	8844	8101
		Antriebsmasse	660	683	700	1903	1811	1717	3228	2924	2669
		Hüllenmasse	3268	3938	4579	9151	10727	12139	15103	17375	19486
		Flügelmasse	1989	1344	806	11614	7355	3728	27822	16127	8044
		Restmasse	3422	3353	3282	10743	10055	9429	20669	18913	17503
		Abflugmasse	20974	21010	21098	88761	85050	81860	176546	164183	155803
	5000	Kraftstoffmasse	13579	13616	13462	41588	36811	33393	75372	62556	53982
		Antriebsmasse	1068	1071	1058	2870	2527	2283	4854	3997	3428
		Hüllenmasse	5148	6152	7044	13372	14869	16348	21914	23539	25287
		Flügelmasse	4175	2846	1594	22981	12301	6101	54362	27445	12453
		Restmasse	5833	5644	5423	18686	16399	14786	35279	29655	25974
		Abflugmasse	39803	39328	38582	149498	132907	122911	291781	247192	221124
	10000	Kraftstoffmasse	46173	41563	37719	132997	102554	84513	254989	171179	131701
		Antriebsmasse	2038	1825	1648	5129	3909	3193	9196	6064	4613
		Hüllenmasse	9326	10333	11121	22592	22628	23107	38842	35084	34332
		Flügelmasse	11993	6909	3194	57380	25608	10715	151244	56004	20855
		Restmasse	12390	10811	9538	38642	29571	24275	76051	51544	40247
		Abflugmasse	91920	81441	73219	306741	234269	195804	630323	419874	331748

C.2 Ergänzende Daten zur Validierung des Entwurfswerkzeugs *SORIS*

C.2.1 Dynalifter

Der *Dynalifter* der *Ohio Airships Inc.* kommt der mit *SORIS* beschriebenen Konfiguration sehr nahe. Da dieses Konzept ebenfalls auf einer Kombination aus Tragflügeln und Luftschiffhülle basiert, bildet es eine sehr gute Grundlage zur Validierung. Ergänzend zu den im Abschnitt 1.2, (S.17) aufgelisteten Daten wurden einige Geometrie- und Leistungsdaten mit Hilfe der Herstellerangaben berechnet bzw. abgeschätzt.

Die Geometrie der Traggashülle entspricht annähernd einer Ellipse. Damit kann das Volumen mit Hilfe der Längen-, Breiten- und Höhenangabe (in der Formel L , B und H) berechnet werden

$$V_{hull} = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot L_{hull} \cdot B_{hull} \cdot H_{hull} \quad (C.1)$$

Somit ergibt sich der Durchmesser der Hülle aus:

$$D_{hull} = \frac{1}{2} \cdot (B_{hull} + H_{hull}) \quad (C.2)$$

Das Schlankheitsmaß ϕ ergibt sich aus dem Quotienten von Länge zu Durchmesser der Hülle

$$\phi_{hull} = L_{hull} / D_{hull} \quad (C.3)$$

Die Flügelfläche kann mit Hilfe der vom Hersteller angegebenen Spannweite b , sowie einer angenommenen Flügelstreckung von $\Lambda = 8$ berechnet werden

$$F_{wing} = \frac{b^2}{\Lambda} \quad (C.4)$$

Da die Abflug-, Kraftstoff- und Nutzlastmasse bekannt ist, kann die Betriebsleermasse *OEM* wie folgt bestimmt werden:

$$OEM = m_{TO} - m_{fuel} - m_{PL} \quad (C.5)$$

Wählt man mit *SORIS* eine vergleichbare Konfiguration der Parameter Nutzlast, Reichweite, Geschwindigkeit, Schlankheitsmaß und Hybridisierungsgrad wie die der beiden *Dynalifter* Varianten, so erhält man die in der Tabelle C.1 zusammengefassten Ergebnisse.

	Einheit	MDL-1000	SORIS	Differenz	MDL-600	SORIS	Differenz
Hüllenvolumen	[m ³]	298383	270492	-9,35%	63430	69759	9,98%
Länge	[m]	301,8	289,4	-4,09%	176,8	184,4	4,31%
Durchmesser	[m]	44,0	42,3	-4,07%	25,8	26,9	4,37%
Flügel-Halbspannweite	[m]	81,5	79,0	-3,12%	36,6	39,4	7,80%
Flügelfläche	[m ²]	831,0	780,0	-6,13%	167,2	172,7	3,28%
Leistung	[PS]	41365	35792	-13,47%	10139	9213	-9,13%
Abflugmasse, max.	[kg]	453592	498486	9,90%	90718	80251	-11,54%
Kraftstoffmasse	[kg]	145150	170206	17,26%	21144	18912	-10,56%
Betriebsleermasse	[kg]	163293	184280	12,85%	49162	40927	-16,75%
Nutzlastfaktor	[-]	0,32	0,29	-9,69%	0,23	0,25	12,89%

Kraftstofffaktor	[-]	0,32	0,34	6,56%	0,23	0,24	1,26%
Rüstlastfaktor	[-]	0,36	0,37	2,78%	0,54	0,51	-5,89%

Tabelle C.1: Vergleich mit Dynalifter

C.2.2 ATLANT

Als ein weiterer Teil der Validierung von *SORIS* wird das Projekt von *RosAeroSystems ATLANT-30 cargo* simuliert, bei dem es sich um ein *Lifting Body* handelt. Da seine Hülle eine relativ komplexe geometrische Form aufweist, ist die Bestimmung des Schlankheitsmaßes hierbei nicht ohne Weiteres möglich. Zu diesem Zweck wird ein äquivalentes Schlankheitsmaß gebildet, dem zugrunde ein Rotationsellipsoid gleichen Volumens und gleicher Länge liegt.

Es seien a und b die Halbachsen des Ellipsoids. Sein Volumen ist dann

$$V_{hull} = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot a \cdot b^2 \quad (C.6)$$

Mit der Definition des Schlankheitsmaßes folgt:

$$\phi_{hull} = \frac{a}{b} \rightarrow b = \frac{a}{\phi_{hull}} \quad (C.7)$$

$$V_{hull} = \frac{4}{3} \cdot \pi \cdot a \cdot \left(\frac{a}{\phi_{hull}}\right)^2 \quad (C.8)$$

$$\phi_{hull} = \sqrt{\frac{4}{3} \cdot \frac{\pi \cdot a^3}{V_{hull}}} \quad (C.9)$$

Mit der Halbachse $a = \frac{L_{hull}}{2}$ ergibt sich schließlich:

$$\phi_{hull} = \sqrt{\frac{\pi}{6} \cdot \frac{L_{hull}^3}{V_{hull}}} \quad (C.10)$$

Die Kraftstoffmasse wird aus der Angabe abgeschätzt, dass der *ATLANT-30* 250 kg Kraftstoff pro Stunde verbraucht. Mit Hilfe der bekannten Reichweite R und Fluggeschwindigkeit V ergibt sich die Kraftstoffmasse m_{fuel}

$$m_{fuel} = 250 \cdot \frac{R}{V} \quad (C.11)$$

Für die Abschätzung des Hybridisierungsgrades (die Angaben des Herstellers sind nicht bekannt) wird ein ähnliches Designprojekt *P-791* (siehe S.19) herangezogen. Dieses hybride Luftfahrzeug ist ebenfalls ein *Lifting Body* und sein Hybridisierungsgrad beträgt laut Hersteller 0,8. Dieser Wert wird beim Vergleich angenommen.

Nachdem Nutzlast, Reichweite, Flughöhe, Geschwindigkeit und Hybridisierungsgrad entsprechend dem Projekt *ATLANT-30* als Eingangsdaten mit *SORIS* verarbeitet wurden, werden die Ergebnisse zum Vergleich in der Tabelle C.2 zusammengetragen.

	Einheit	ATLANT	SORIS	Differenz
Hüllenvolumen	[m ³]	30000	32886	9,62%
Länge	[m]	75	77,3	3,03%
Leistung	[PS]	2500	2402	-3,93%
Abflugmasse, max.	[kg]	32700	32194	-1,55%

Kraftstoffmasse	[kg]	3571	3393	-4,98%
Betriebsleermasse	[kg]	13129	12800	-2,50%
Nutzlastfaktor	[-]	0,49	0,50	1,57%
Kraftstofffaktor	[-]	0,11	0,11	-3,86%
Rüstlastfaktor	[-]	0,40	0,40	-0,87%

Tabelle C.2: Vergleich mit ATLANT

C.2.3 Au-30

Ebenso wie der *ATLANT* stammt das Luftschiff *Au-30* vom Unternehmen *RosAeroSystems*. Dieses Luftschiff soll, stellvertretend für die Leichter-als-Luft Technologie, ebenso dem Zweck der Validierung von *SORIS* dienen. Es zeichnet sich durch eine verhältnismäßig hohe Nutzlast von 1,5 t aus und kann als ein Frachtluftschiff angesehen werden. Verwendet man in *SORIS* die spezifischen Daten des *Au-30* und nimmt einen Hybridisierungsgrad von 0,95 an, so ergibt sich der in der Tabelle C.3 dargestellte Sachverhalt.

Parameter	Einheit	Au-30	SORIS	Differenz
Hüllenvolumen	[m ³]	5065	5137	1,42%
Länge	[m]	54	53,9	-0,11%
Durchmesser	[m]	13,5	13,5	-0,07%
Leistung	[PS]	345	347	0,47%
Abflugmasse, max.	[kg]	4850	4978	2,64%
Nutzlastfaktor	[-]	0,31	0,3	-2,68%

Tabelle C.3: Vergleich mit Au-30

C.3 Zeitvektoren ohne virtuelle Masse

C.3.1 Längsebene

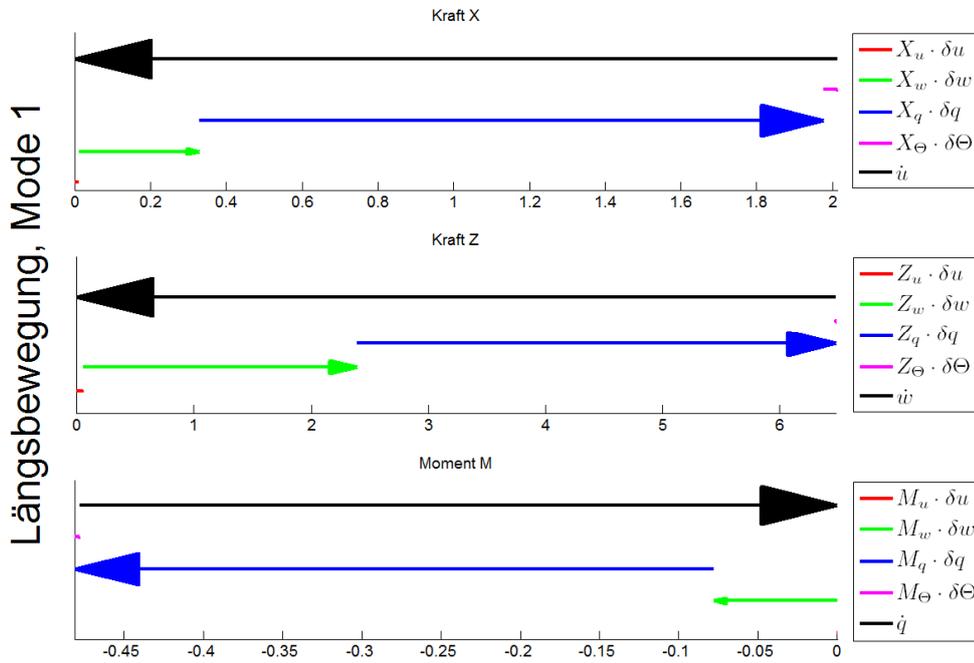


Abbildung C.1: Zeitvektoren der Längsbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 1

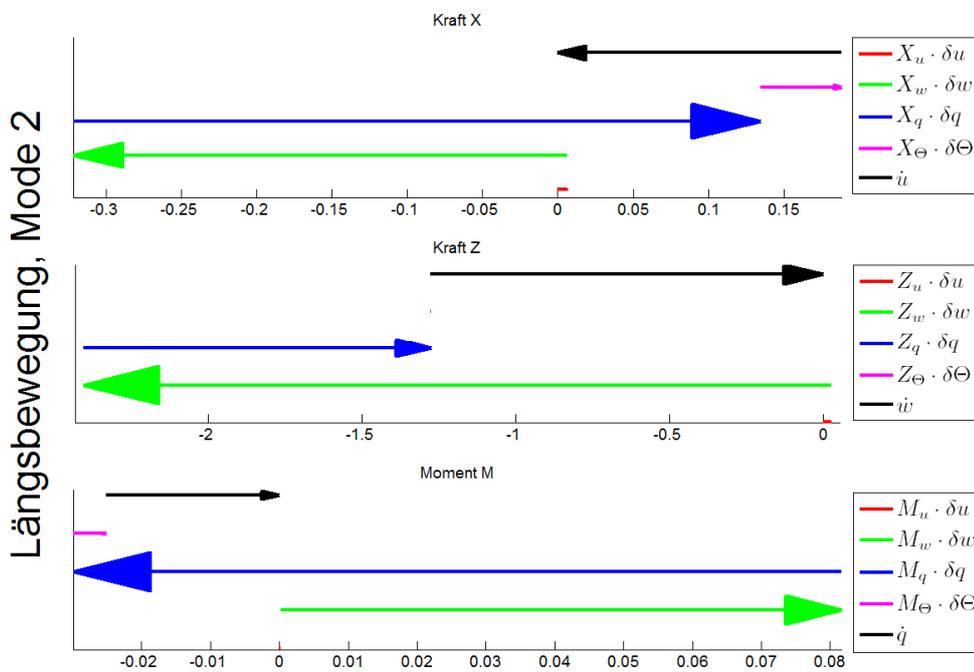


Abbildung C.2: Zeitvektoren der Längsbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 2

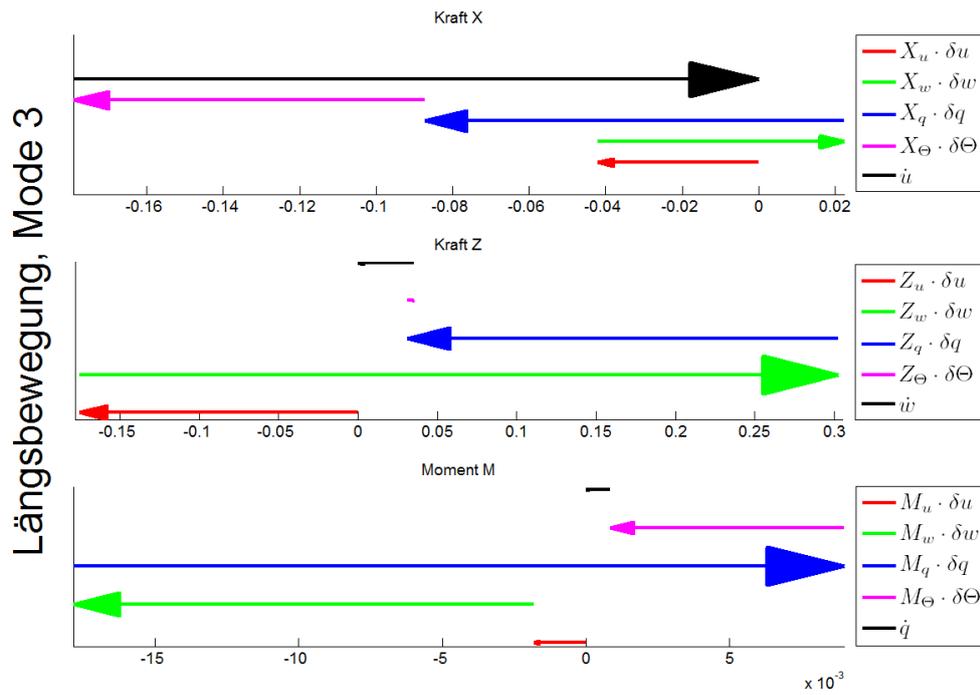


Abbildung C.3: Zeitvektoren der Längsbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 3

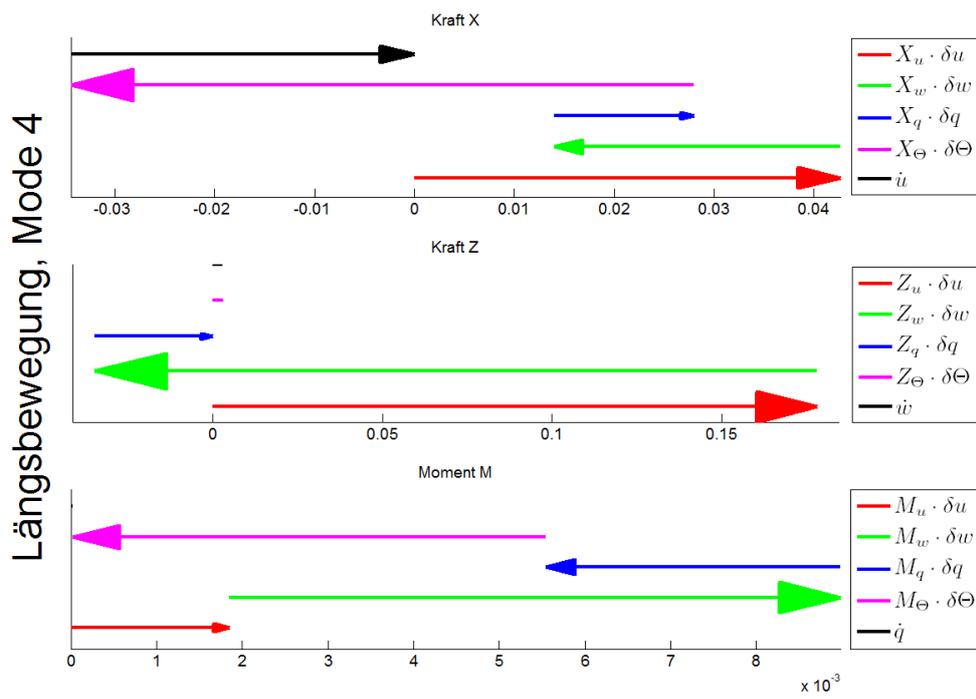


Abbildung C.4: Zeitvektoren der Längsbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 4

C.3.2 Seitenebene

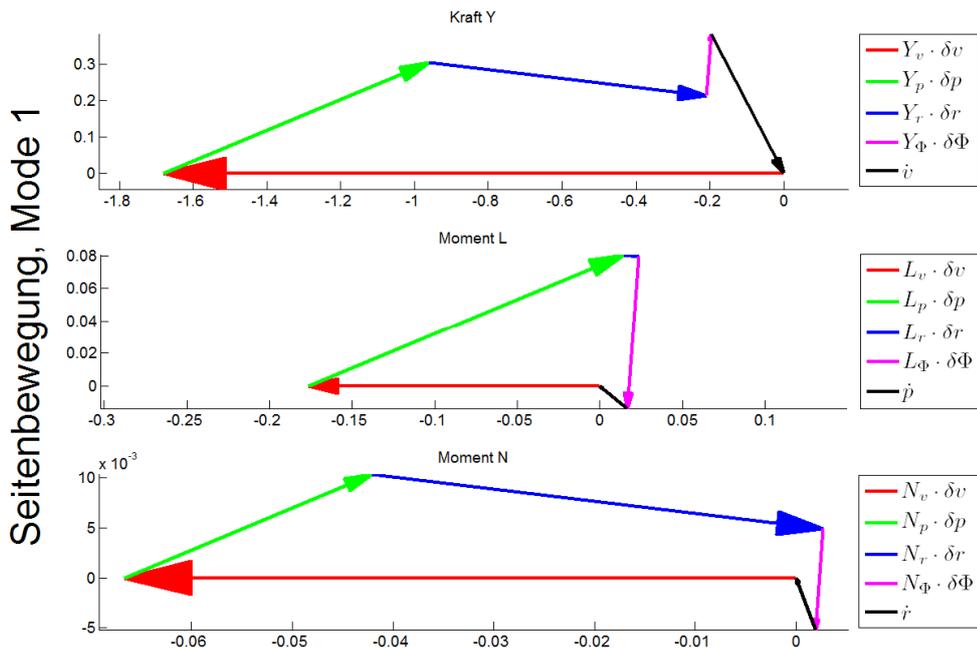


Abbildung C.5: Zeitvektoren der Seitenbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 1

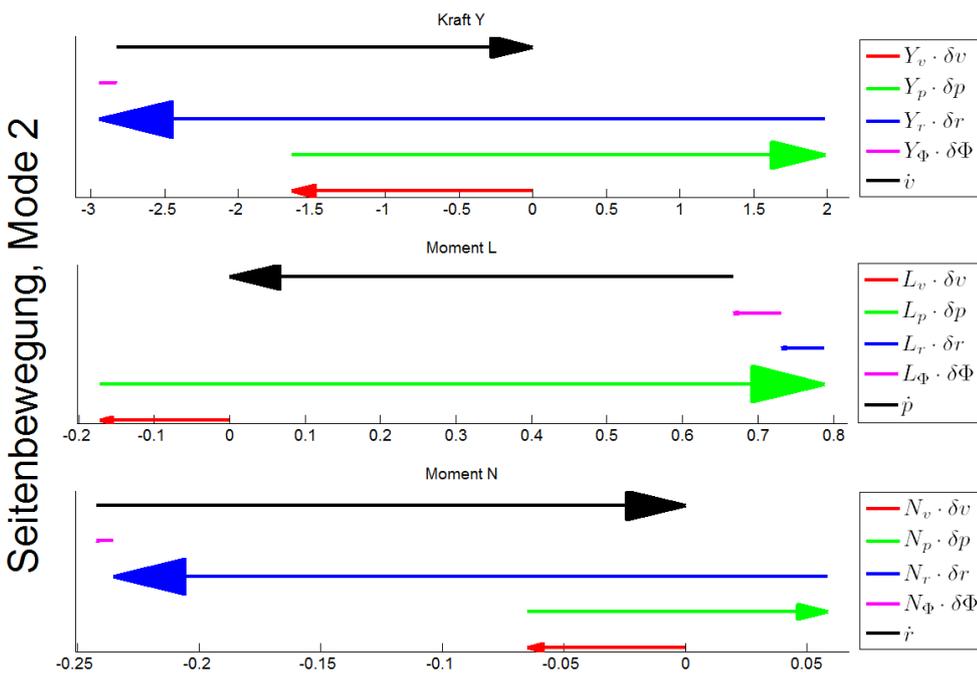


Abbildung C.6: Zeitvektoren der Seitenbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 2

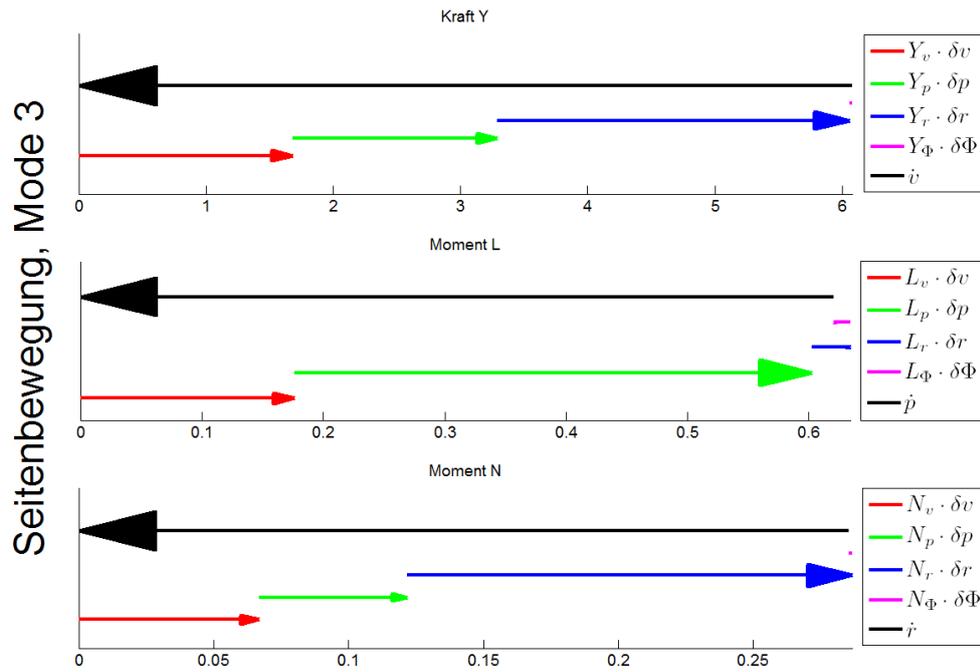


Abbildung C.7: Zeitvektoren der Seitenbewegung ohne virtuelle Masse, Mode 3

C.4 Verlauf der Kräfte und Momente als Reaktion auf Steuerkommandos

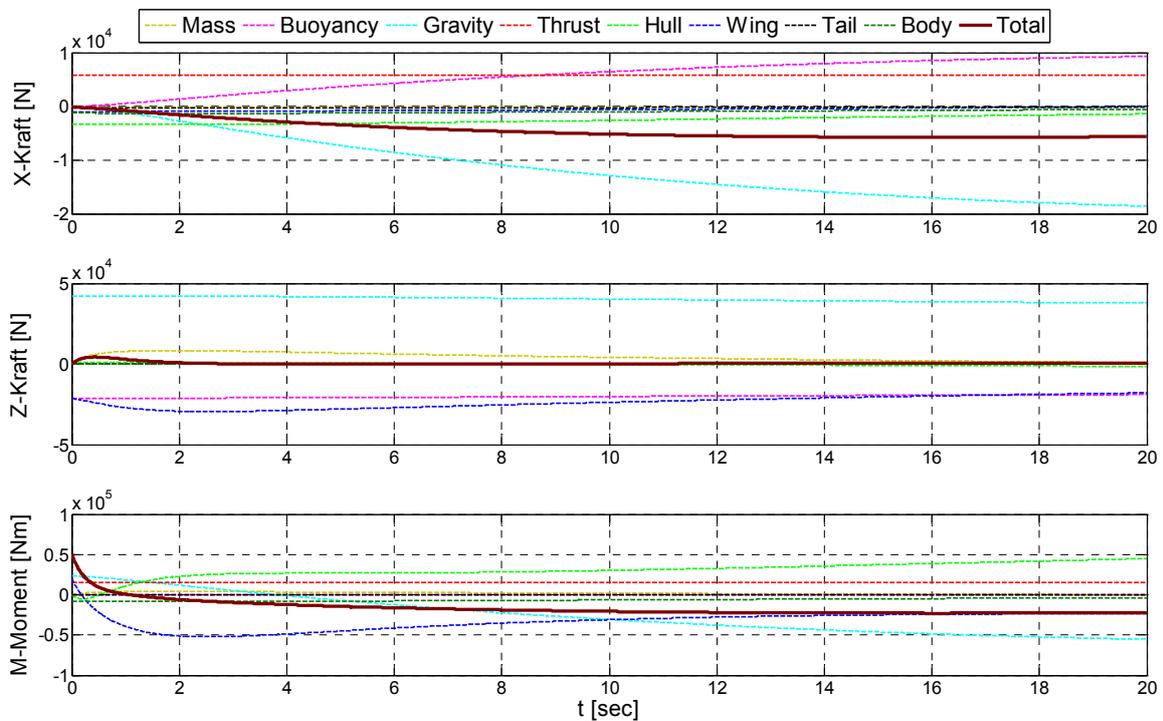


Abbildung C.8: Höhenruderkommando +5°

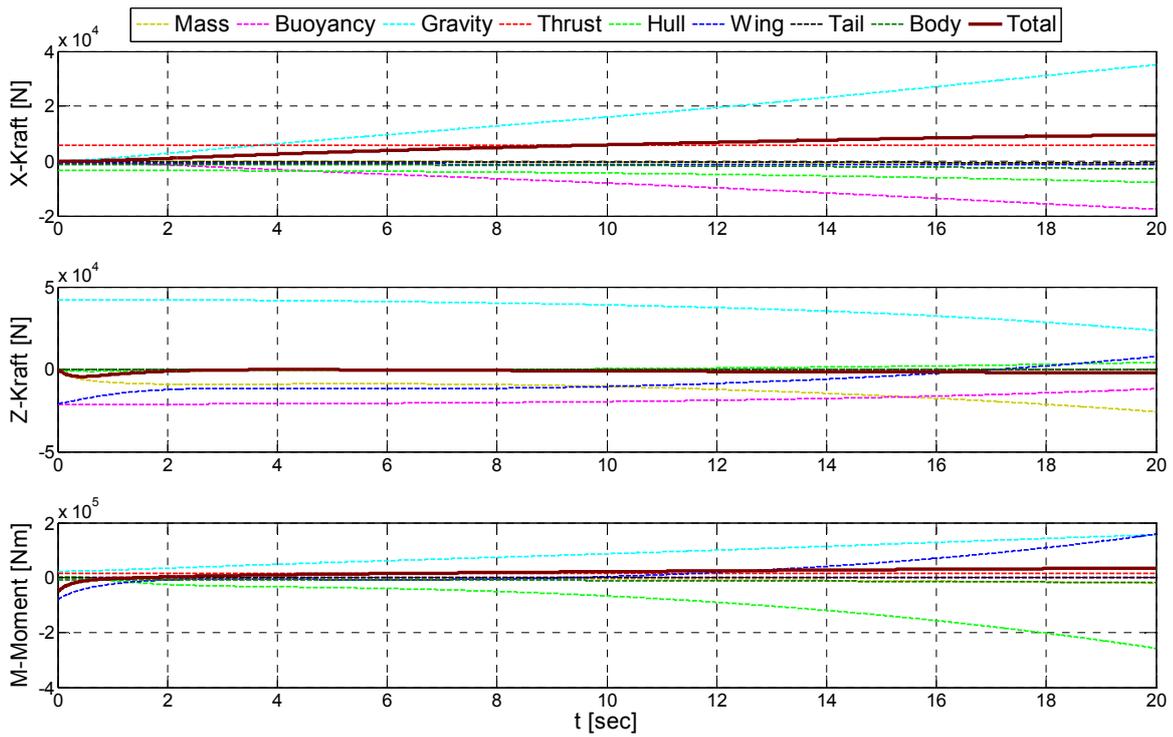


Abbildung C.9: Höhenrunderkommando -5°

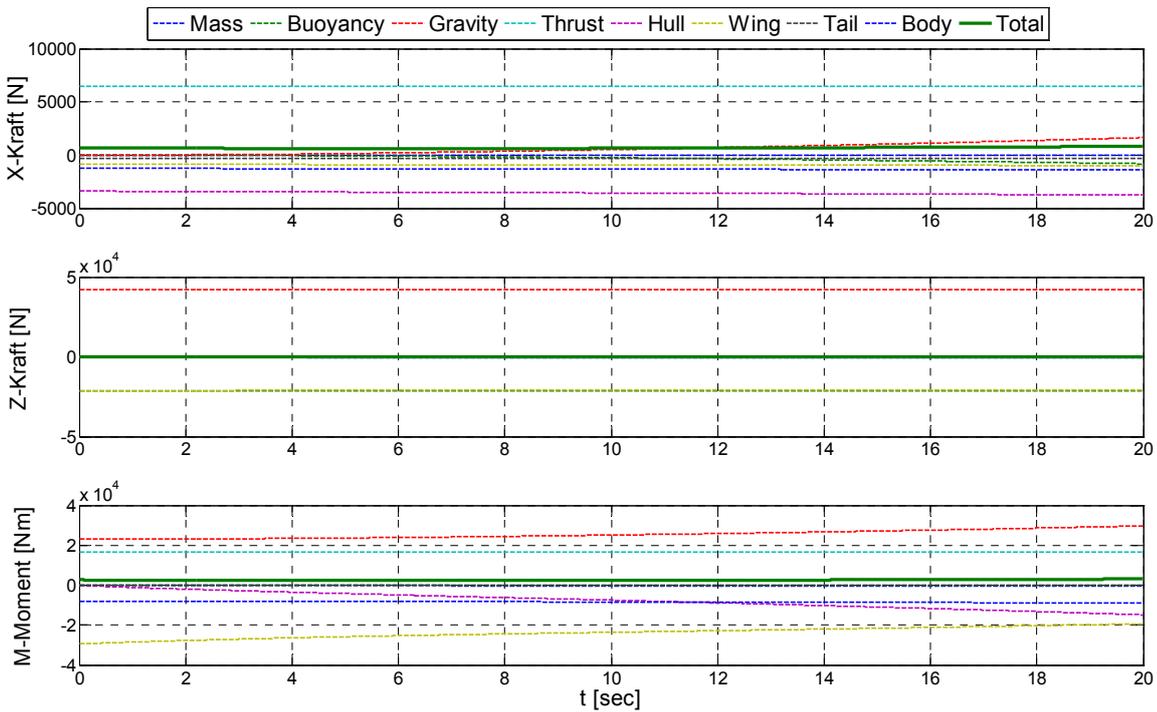


Abbildung C.10: Schuberrhöhung +10%

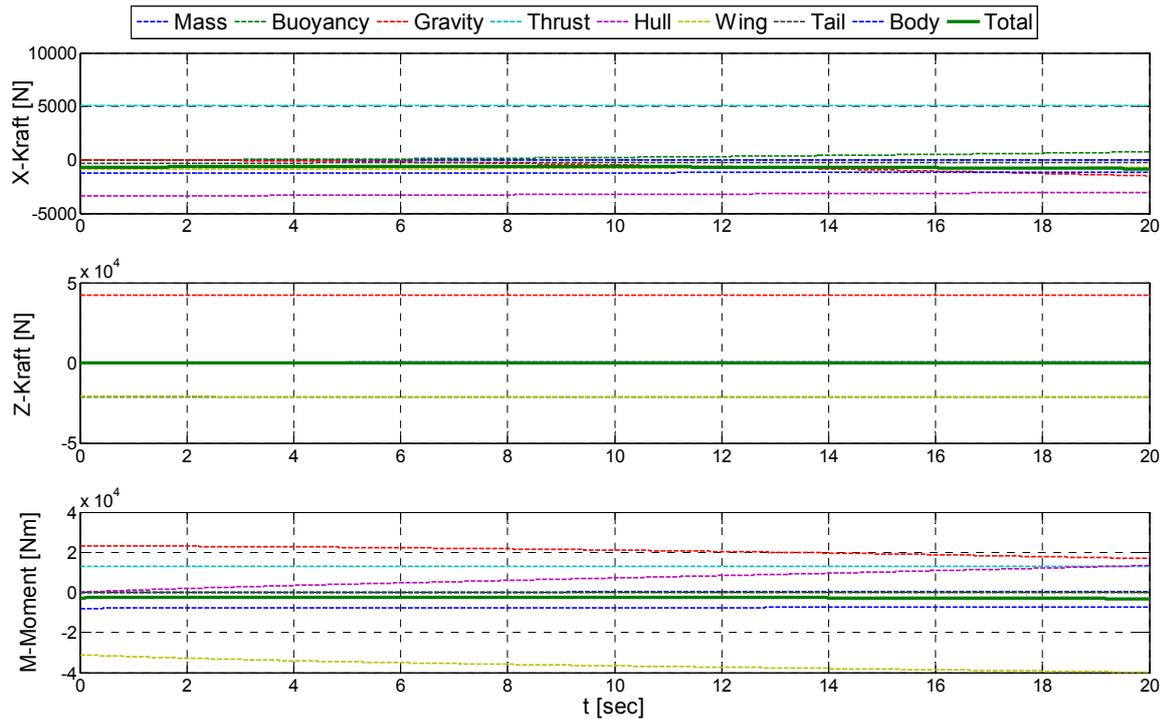


Abbildung C.11: Schuberrhöhung -10%

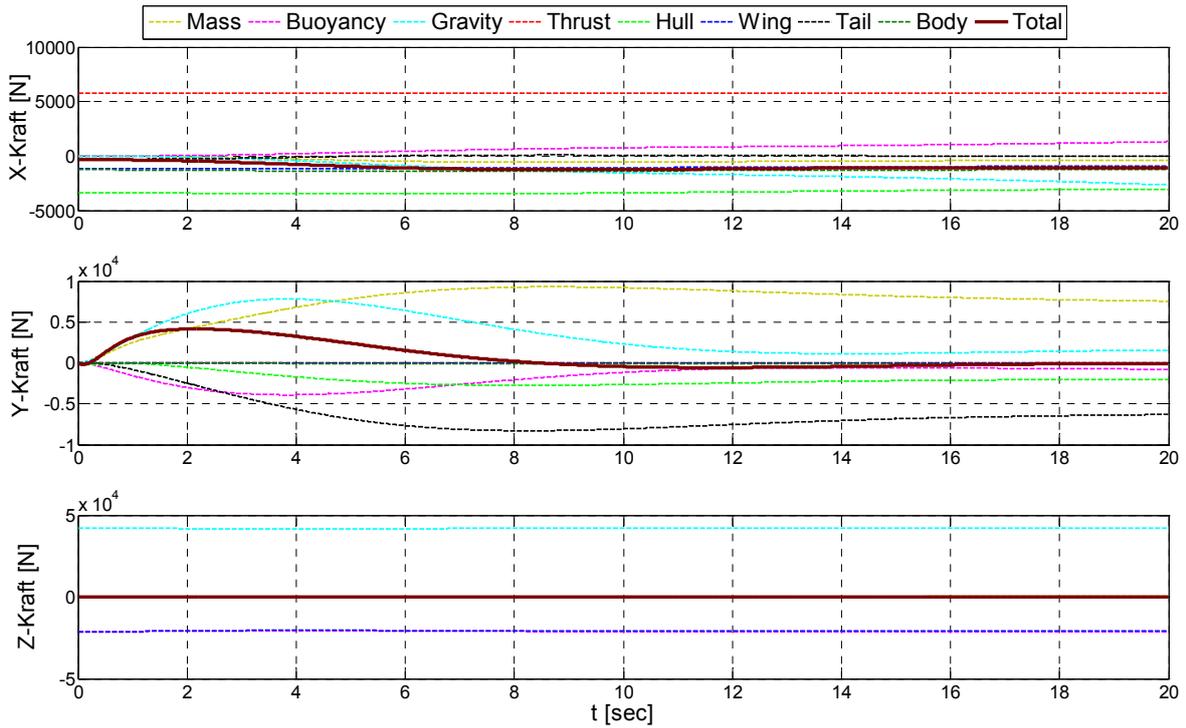


Abbildung C.12: Querruderkommando +25°, Kräfte

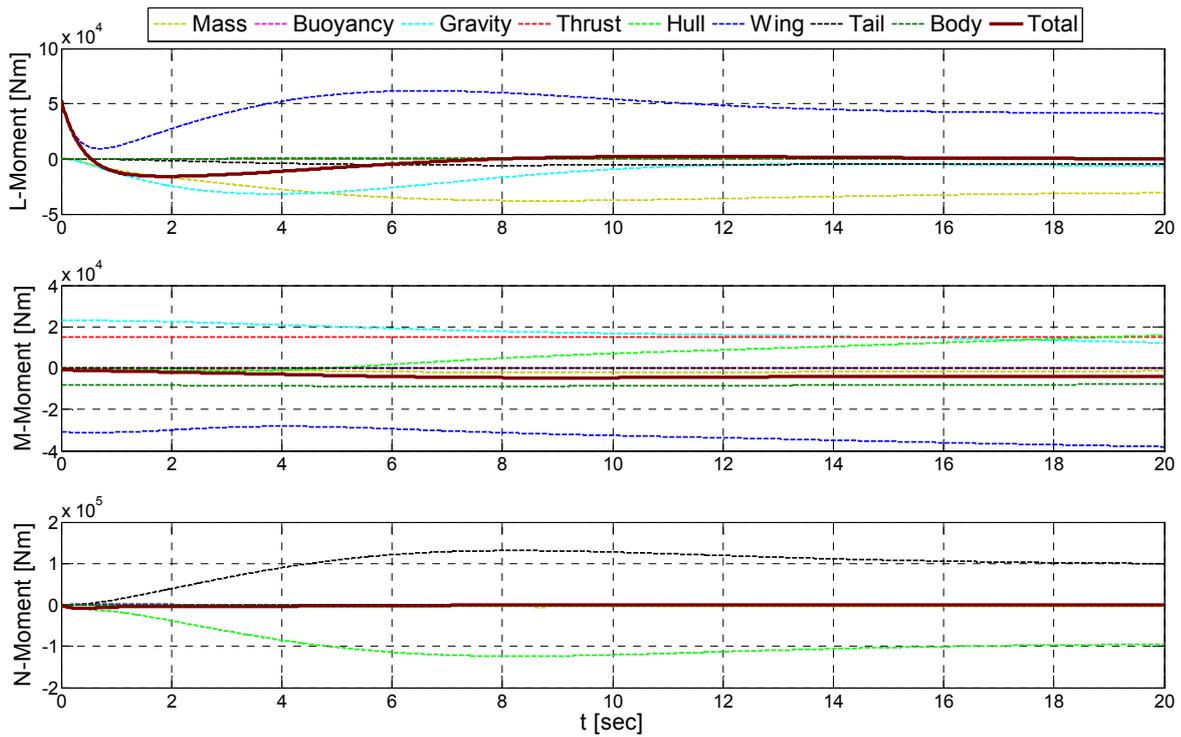


Abbildung C.13: Querruderkommando +25°, Momente

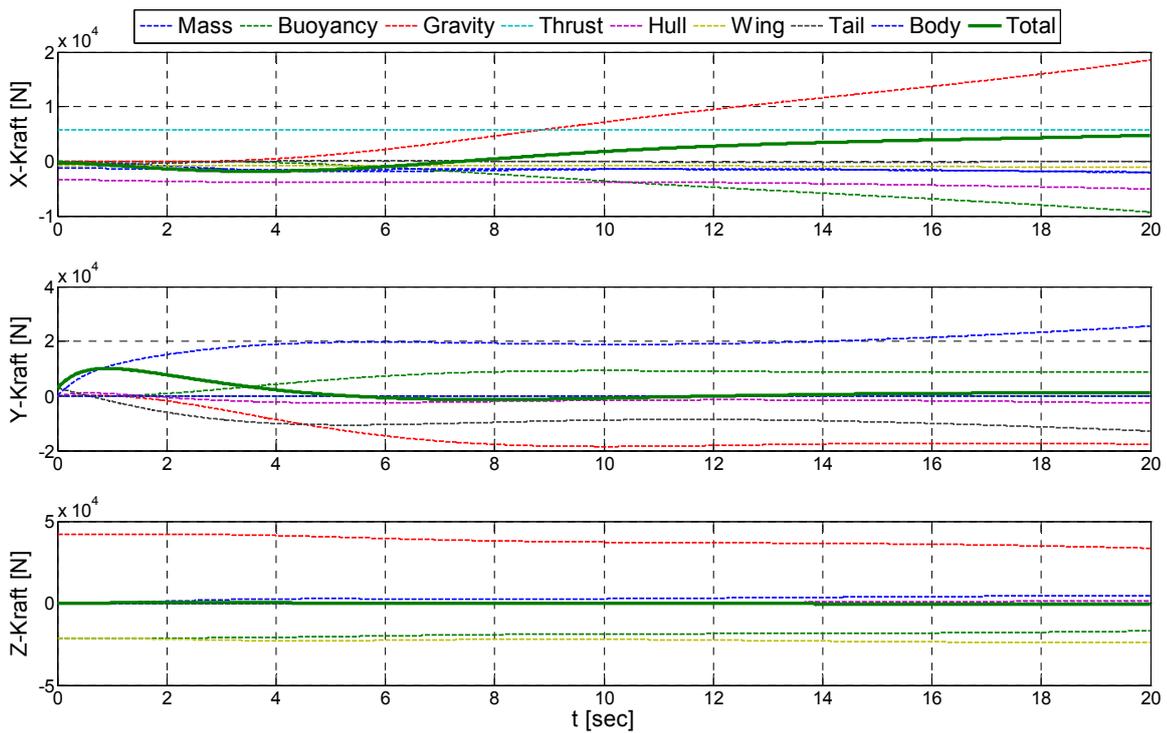
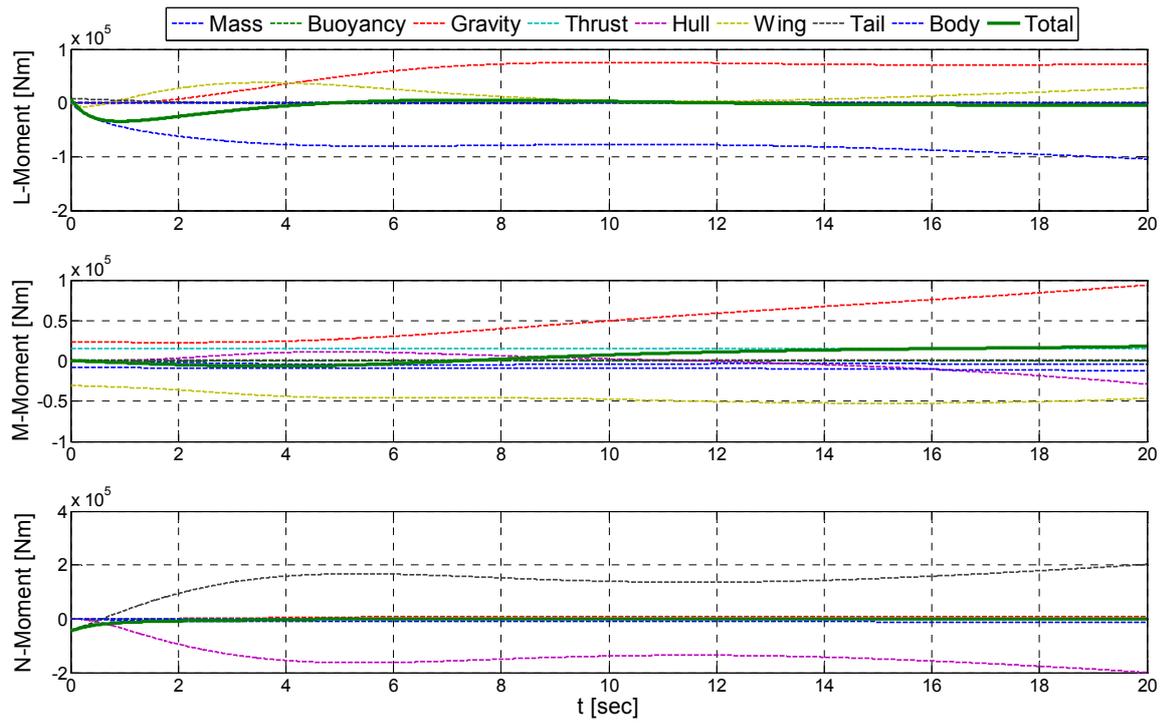


Abbildung C.14: Seitenruderkommando +5°, Kräfte

Abbildung C.15: Seitenruderkommando $+5^\circ$, Momente