

Gondelauslegung für Mantelpropellerantriebe

Nacelle Design for Ducted Fan Propulsion Systems

Von der Fakultät für Maschinenwesen der
Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen
zur Erlangung des akademischen Grades eines
Doktors der Ingenieurwissenschaften genehmigte Dissertation

vorgelegt von

Jan-Philipp Hofmann

Berichter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. Peter Jeschke
Univ.-Prof. Dr.-Ing. Eike Stumpf

Tag der mündlichen Prüfung: 07.03.2025

Diese Dissertation ist auf den Internetseiten der Universitätsbibliothek online verfügbar.

Kurzfassung

Gegenstand dieser Arbeit ist eine Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben. Diese wird anhand einer exemplarischen Gondelauslegung für ein Ultraleichtfluggerät mit zwei elektrischen Mantelpropellerantrieben demonstriert und mittels experimenteller Untersuchungen unter verschiedenen Anströmbedingungen an einem Prototyp validiert. Abschließend werden wichtige Entwurfszusammenhänge in der aerodynamischen Gondelauslegung aufgezeigt.

Die Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung baut auf einem am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelten Verfahren zur Auslegung und Bewertung von Mantelpropellerantrieben auf. Das aerodynamische Verhalten der unterschiedlichen Gondelgeometrien wird für verschiedene Betriebspunkte mittels numerischer Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen untersucht. Die Beschaukelung wird hierfür durch ein einmalig für diese Beschaukelung aufgebautes Aktuatorscheiben-Modell abgebildet, das die lokale Anströmgeschwindigkeit sowie den Anströmwinkel berücksichtigt. Ausgewertet werden sowohl das Betriebsverhalten, als auch weitere Kenngrößen wie der Einlaufftotaldruckverlust und die Staupunktlage. Die Validierung der Methodik erfolgt durch experimentelle Untersuchungen.

Bei axialer Anströmung nimmt der Schub mit steigender Leistung zu und verringert sich bei zunehmender Anströmgeschwindigkeit. Dabei liegen die numerisch berechneten Schubwerte erwartungsgemäß geringfügig über den Messdaten. Die berechneten Staupunktlagen stimmen über den gesamten Betriebsbereich nahezu mit den experimentell bestimmten überein. Mit steigendem Anströmwinkel nimmt der Schub bei konstanter Anströmgeschwindigkeit und konstanter Antriebsleistung zu. Dies bestätigen die experimentellen Daten, jedoch liegt der Schub bei großen Anströmwinkeln von etwa 40° bis zu 10 % unter dem numerisch berechneten Schub. Die Quantifizierung wichtiger Entwurfszusammenhänge erfolgt anhand von drei repräsentativen Betriebspunkten, dem Startlauf, dem Reiseflug sowie einem Startlauf unter Seitenwindinfluss. Die Variation des Einlauf- und des Manteldurchmessers zeigt, dass eine schlanke Gondelgeometrie gegenüber der Basisgeometrie bei fast konstanter Startleistung bis zu 4 % weniger Reiseflugleistung benötigt und unter Seitenwind keine Nachteile aufweist. Zugleich ermöglicht die schlanke Gondelgeometrie eine deutliche Einkürzung der Gondel. Eine Verkürzung der Einlaufänge um 20 % des Rotorradius reduziert die notwendigen Antriebsleistungen sowohl im Startlauf als auch im Reiseflug um etwa 1 %, die Reduktion bei einer Verkürzung der Düsenlänge um den gleichen Betrag ist dagegen zu vernachlässigen.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Entwurfs- und Bewertungsmethode das Betriebsverhalten und die Gondelumströmung von Mantelpropellern präzise nachbildet und für die Bewertung verschiedener Gondelauslegungen geeignet ist.

Abstract

A design and evaluation method for the aerodynamic nacelle design of ducted fans is presented in this thesis. Based on an exemplary nacelle design for an ultralight aircraft powered by two electric ducted fan propulsion systems, the method is demonstrated and validated by experimental investigations under different inflow conditions on a prototype. Finally, important correlations for the aerodynamic nacelle design are presented.

The design and evaluation method for the aerodynamic nacelle design is based on a design procedure for ducted fan propulsion systems which was developed at the Institute of Jet Propulsion and Turbomachinery. Different nacelle geometries are investigated for various operating points using numerical solutions of the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. For this purpose, the blading is represented by an actuator disk model which is set up uniquely for the blading and takes into account the local inflow velocity and the angle of attack. The operating performance and other parameters such as the total inlet pressure loss are evaluated. The method is validated by experimental studies on a reference geometry.

Under axial flow conditions, the thrust increases with increasing power and decreases at higher flow velocity. The numerically calculated thrust values are, as expected, slightly higher than the measured data, and the calculated stagnation point positions correspond with the experimentally determined ones over the entire operating range. For increasing angle of attack, the calculated thrust values enhance at constant flow velocity and constant propulsion power. This is confirmed by the experimental data, but at large angles of attack of about 40° the measured thrust is up to 10 % below the numerically calculated one. The quantification of important correlations for the aerodynamic nacelle design is based on three representative operating points, the take-off run, the cruise flight and a take-off run under crosswind influence. The variation of the inlet and the outer nacelle diameter shows that a slimmer nacelle geometry requires up to 4 % less cruise power compared to the basic geometry while the take-off performance remains almost constant and there are no disadvantages under crosswind conditions. At the same time, the slim nacelle geometry enables a significant shortening of the nacelle. Shortening the inlet length by 20 % of the rotor radius reduces the required propulsion power by around 1 % both during take-off and cruise flight, whereas shortening the nozzle length by the same amount is negligible.

In summary, the design and evaluation method is suitable for evaluating different nacelle designs and reproduces both operating performance and nacelle aerodynamics of ducted fan propulsion systems very accurately.

Inhaltsverzeichnis

1. Einleitung	1
2. Grundlagen	5
2.1. Einfache Impulstheorie	6
2.1.1. Schubanteil des Einlaufs	9
2.1.2. Schubanteil der Schubdüse	11
2.1.3. Schubanteil des Rotors	12
2.2. Grundlagen der Gondelströmung	13
2.2.1. Einlauf	13
2.2.2. Schubdüse	16
2.3. Bilanzierung von Schub, Widerstand und Verlusten	17
2.3.1. Totaldruckverlust im Einlauf	20
2.3.2. Totaldruckverlust in der Schubdüse	22
2.3.3. Installationswiderstand der Gondel	23
3. Stand der Forschung	27
3.1. Experimentelle Studien zu Mantelpropellern	27
3.2. Auslegungsmethoden für Mantelpropeller	31
3.3. CFD-Untersuchungen von Mantelpropellern	33
3.4. Einordnung und Ziele der Arbeit	36
4. Methoden	39
4.1. Auslegung und Leistungsrechnung	39
4.1.1. Entwurf der Gondelgeometrie	42
4.1.2. Bestimmung des Totaldruckverlusts in Einlauf und Düse	45
4.1.3. Bestimmung des Gondelwiderstands	46
4.2. Numerische Verfahren	47
4.2.1. Aktuatorscheiben-Modell	47
4.2.2. Einstellungen des Strömungslösers	50
4.2.3. Auswertung	53
4.3. Experimentelle Verfahren	54
4.3.1. Schubmessprüfstand	54
4.3.2. Mobiler Schubmessprüfstand	57
4.3.3. Auswertung	60

5. Analyse der Referenzauslegung	67
5.1. Jetpeller Prototype	67
5.2. Axiale Anströmung	70
5.2.1. Betriebsverhalten	71
5.2.2. Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik	74
5.2.3. Vergleich von Numerik und Experiment	81
5.3. Anströmung unter verschiedenen Anströmwinkeln	85
5.3.1. Betriebsverhalten	86
5.3.2. Vergleich von Numerik und Experiment	96
6. Designsensitivitäten der Mantelpropellergondel	101
6.1. Variation des Einlauf- und Manteldurchmessers	102
6.2. Variation der Einlauflänge	106
6.3. Variation der Düsenlänge	110
7. Zusammenfassung und Ausblick	115
Nomenklatur	119
Literaturverzeichnis	123
A. Einstellungen des Strömungslösers	129
A.1. Auflösung der Grenzschicht	129
A.2. Netzkonvergenzstudie	130
A.3. Auswahl des Turbulenzmodells	131
B. Mobiler Schubmessprüfstand	133
B.1. Positionierung des Mantelpropellers auf dem mobilen Schubmessprüfstand	133
B.2. Teststrecke	134
B.3. Visualisierung der Staupunktlagen	136

1. Einleitung

Der Wunsch nach kürzeren Reisezeiten in Kombination mit der Überlastung der Verkehrssysteme in Ballungszentren treibt die Entwicklung der urbanen und regionalen Luftmobilität. Es wird daher eine große Zunahme an neuartigen Fluggeräten für geringe Passagierzahlen prognostiziert, die vornehmlich auf geringen Flughöhen zwischen Ballungszentren operieren [1]. Die Ziele des „Flightpath 2050“ sowie die angestrebte hohe Akzeptanz für diese Fluggeräte in der Bevölkerung verlangen sowohl die Entwicklung neuartiger emissionsfreier Antriebe als auch die Reduzierung des Fluglärms [2].

Große Lärmquellen an Fluggeräten bei Flügen mit niedrigen subsonischen Geschwindigkeiten, geringen Flughöhen und kurzen Distanzen sind die Propulsoren, welche mechanische Antriebsleistung in Schub umwandeln. Eine attraktive Alternative zu den heutzutage hauptsächlich verwendeten Propellern stellen Mantelpropeller dar, weil sie zu einer Reduzierung des Fluglärms beitragen können. Gleichzeitig ermöglicht die voranschreitende Weiterentwicklung elektrischer Komponenten zu höheren Leistungs- und Energiedichten eine Elektrifizierung der Energiewandlung. Die Kombination von Mantelpropellern, die geringere Durchmesser als Propeller aufweisen können, mit der einsetzenden Elektrifizierung von Fluggeräten hat ein vielversprechendes Potential neuartige Konfigurationen und somit effizientere Fluggeräte hervorzubringen.

Mantelpropeller zeichnen sich durch einen hohen Schub im Standfall sowie im Langsamflug aus. Aufgrund der kurzen Flugstrecken hat letzterer im betrachteten Anwendungsfall einen überproportionalen Anteil, wobei der im Steigflug verfügbare Schub eine besonders hohe Relevanz hat. Ein großer Vorteil des Mantelpropellers gegenüber dem Propeller ist das Potential zur Lärmreduktion. Im Gegensatz zum Propeller verhindert die Gondel eine radiale Abstrahlung des tonalen Eigenlärms in das Fernfeld. Auch der Interaktionslärm, der bei einem Propeller zwischen Propellerblatt und der Flugzeugstruktur und beim Mantelpropeller zwischen Rotor und Stator entsteht, kann durch die Auswahl günstiger Schaufelzahlen gemindert werden. Schließlich wird der Interaktionslärm ebenso wie der durch Turbulenz der Zuströmung und Nachläufe entstehende Breitbandlärm nicht radial, sondern nur gerichtet ins Fernfeld abgestrahlt.

Am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen werden Mantelpropeller für langsam fliegende Fluggeräte mit geringen Passagierzahlen numerisch und experimentell erforscht. Sie zeichnen sich insbesondere durch ein geringes Druckverhältnis, einen großen axialen Abstand zwischen Rotor und Stator sowie ein spezielles Blattdesign zur Lärmreduktion aus. Auf Grund der strömungsmechanischen Charakteristik von Mantelpropellern kann die Beschaufelung über einen großen Einsatzbereich bei fast konstantem Anströmwinkel und somit hohen inneren Wirkungsgraden betrieben werden. Die Gondel hingegen muss auf den jeweiligen Anwendungsfall hin angepasst werden.

Die Auslegung der Gondel stellt aufgrund des angestrebten geringen Spaltmaßes zum Rotor und der großen Oberfläche eine Herausforderung hinsichtlich Toleranzen, Strukturfestigkeit, Gewicht und Kosten dar. Um einen relevanten Einfluss auf die Akustik zu haben, muss die Gondel in erster Größenordnung eine minimale Länge haben. Je nach Anwendungsfall ist die Integration zusätzlicher Funktionen in das Gehäuse notwendig. Ist ein kommerzieller Betrieb in größerem Umfang vorgesehen, erfordert dieser je nach Zulassung einen Berstschutz. Wird das Fluggerät und somit der Mantelpropeller ganzjährig eingesetzt, ist die Integration eines Enteisungssystems zum Flug in bekannte Vereisungsbedingungen sinnvoll. Aus aerodynamischer Sicht ist die Kontur der Gondel so zu gestalten, dass eine Einschnürung des Schubstrahls verhindert und die Schubcharakteristik über die Düsenfläche eingestellt wird. Zugleich wird ein effizienter Einlauf ohne Ablösungen sowie ein niedriger Widerstand der Gondel angestrebt.

Die aerodynamische Gondelauslegung erfordert daher eine Betrachtung des gesamten Betriebsbereichs, aber insbesondere von niedrigen Anströmgeschwindigkeiten und großen Anströmwinkeln wie sie im Startlauf auftreten. Diese Strömungszustände können mit den in der Systemauslegung von Mantelpropellerantrieben oftmals verwendeten Vereinfachungen, in denen der Einfluss der Gondelgeometrie über Verlustkorrelationen oder beispielsweise mit der Panelmethode abgeschätzt wird, nicht hinreichend wiedergegeben werden. Gleichzeitig sind sowohl umfangreiche Windkanaluntersuchungen, wie sie in den 1960er und 1970er Jahren vorgenommen wurden, als auch die heute möglichen instationären Simulationen mit aufgelöstem rotierenden Rotor aufgrund des hohen zeitlichen Aufwands und der anfallenden Kosten für die Betrachtung zahlreicher Gondelgeometrien und Betriebszustände nicht geeignet.

Die vorliegende Arbeit setzt hier mit dem Ziel der Entwicklung einer neuartigen Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben an. Diese soll im Hinblick auf die benötigte Rechenleistung und -zeit deutlich effizienter sein als eine instationäre Simulation mit aufgelöstem rotierenden Rotor, aber zugleich die für die Gondelauslegung relevanten Strömungsphänomene in vergleichbarer Genauigkeit abbilden. Dies gilt insbesondere für mögliche Strömungsablösungen und Totaldruckverluste im Einlauf. Das daran anknüpfende Ziel ist die Validierung der Methodik mittels experimenteller Untersuchungen bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten, Anströmwinkeln und Leistungseinstellungen. Hierzu wird die Methodik zunächst an einem Anwendungsbeispiel demonstriert und eine Referenzauslegung entworfen. Abschließendes Ziel ist die Ermittlung wichtiger Entwurfszusammenhänge in der aerodynamischen Gondelauslegung.

Die Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung baut auf einem am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelten Verfahren zur Auslegung und Bewertung von Mantelpropellerantrieben auf. Dieses wird um die Möglichkeit einer Variation der Gondelgeometrie bei gleichbleibender Beschaufelung und die Überführung der Gondel in ein 3D-Modell erweitert. Das aerodynamische Verhalten der unterschiedlichen Gondelgeometrien wird für verschiedene Betriebspunkte und Leistungseinstellungen mittels numerischer Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen untersucht. Die Beschaufelung wird hierfür durch ein einmalig für diese Beschaufelung aufgebautes Aktuatorscheiben-Modell abgebildet. Dieses prägt der

Strömung nicht nur eine Totaldruckerhöhung auf, sondern bringt auch einen Drall ein. Dabei werden auf der Aktuatorscheibe die lokale Anströmgeschwindigkeit und der Anströmwinkel berücksichtigt. Abschließend werden das Betriebsverhalten sowie weitere Kenngrößen wie beispielsweise der Einlauftotaldruckverlust oder die Lage des vorderen Staupunkts auf der Gondel ausgewertet. Die Validierung der Methodik erfolgt anhand von experimentellen Untersuchungen. Das Betriebsverhalten im Standfall wird unter konstanten Bedingungen auf einem Schubmessprüfstand in der Versuchshalle vermessen. Die Erprobung unter verschiedenen Anströmwinkeln und Anströmgeschwindigkeiten erfolgt mit einem mobilen Schubmessprüfstand auf einer Teststrecke.

Im dieser Einleitung folgenden Kapitel werden die zum Verständnis dieser Arbeit notwendigen physikalischen Zusammenhänge sowie die grundlegende Funktionsweise von Mantelpropellern und ihren Komponenten beschrieben. Weiterhin wird auf die Bilanzierung von Schub, Widerstand und Verlusten eingegangen. Anschließend wird der Stand der Forschung anhand der wichtigsten Veröffentlichungen präsentiert und die Arbeit in diesen eingeordnet. Hierbei wird auf die experimentelle Erprobung sowie die relevanten Auslegungsmethoden eingegangen und einige numerische Studien mit Bezug zur Gondelkontur werden vorgestellt. Der Fokus liegt hierbei auf Untersuchungen im Bereich von langsam fliegenden Luftfahrzeugen mit geringen Antriebsleistungen.

Es folgt eine Beschreibung der entwickelten Entwurfs- und Bewertungsmethodik. Dabei wird zuerst das verwendete Auslegungsverfahren für Mantelpropeller vorgestellt und es werden die enthaltenen Rechenmodelle für die Gondel zusammengefasst. Zur Untersuchung verschiedener Gondelgeometrien wird der numerische Strömungslöser TAU verwendet. Die vorgenommenen Einstellungen werden erläutert und der Aufbau des Aktuatorscheiben-Modells zur Abbildung der Beschau felung detailliert beschrieben. Das Methodikkapitel endet mit der Vorstellung der beiden Prüfstände, die für die Validierung der Methodik verwendet werden. Ihr jeweiliger Aufbau wird vorgestellt, die gemessenen Größen werden beschrieben und die zugehörigen Messunsicherheiten abgeschätzt. Abschließend wird die Aufbereitung und Auswertung der Messdaten erläutert.

Die Ergebnisse der Arbeit sind in zwei Abschnitte gegliedert. Zunächst wird die Entwurfs- und Bewertungsmethodik anhand einer Referenzauslegung validiert. Ein aus der Referenzauslegung hervorgegangener Prototyp wird vorgestellt und sein experimentell ermitteltes Betriebsverhalten mit der Vorhersage aus der Leistungsrechnung sowie den Berechnungen aus der Numerik verglichen. Hierbei werden Anströmgeschwindigkeiten von 0 km/h bis 120 km/h sowie Anströmwinkel bis 40° betrachtet und die Antriebsleistung variiert. Im zweiten Abschnitt werden wichtige Entwurfszusammenhänge bei der Gondelauslegung für Mantelpropellerantriebe aufgezeigt. Einlauf- und Mantelradien sowie Einlauffänge und Düsenlänge werden mit der validierten Entwurfs- und Bewertungsmethodik in repräsentativen Betriebspunkten untersucht und Designempfehlungen ausgesprochen. Hier wird verdeutlicht, welche Möglichkeiten die neuartige Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben bietet. Diese kann bei der Auslegung neuer effizienter Fluggeräte für geringe Passagierzahlen, die vornehmlich auf geringen Flughöhen zwischen urbanen Ballungszentren operieren, herangezogen werden.

2. Grundlagen

Bei Kleinflugzeugen sowie bei zukünftigen, für den Betrieb in urbanen Gegenden vorgesehenen Fluggeräten stellt der Mantelpropeller eine kompakte Alternative zur Schuberzeugung zum bisher überwiegend verwendeten Propeller dar. Das seit etwa 1930 erforschte Konzept unterscheidet sich hinsichtlich Strömungsfeld und Schubcharakteristik deutlich vom Propeller. In Abb. 2.1 sind die charakteristischen Stromlinien des Propellers und des Mantelpropellers für typische Betriebszustände skizziert.

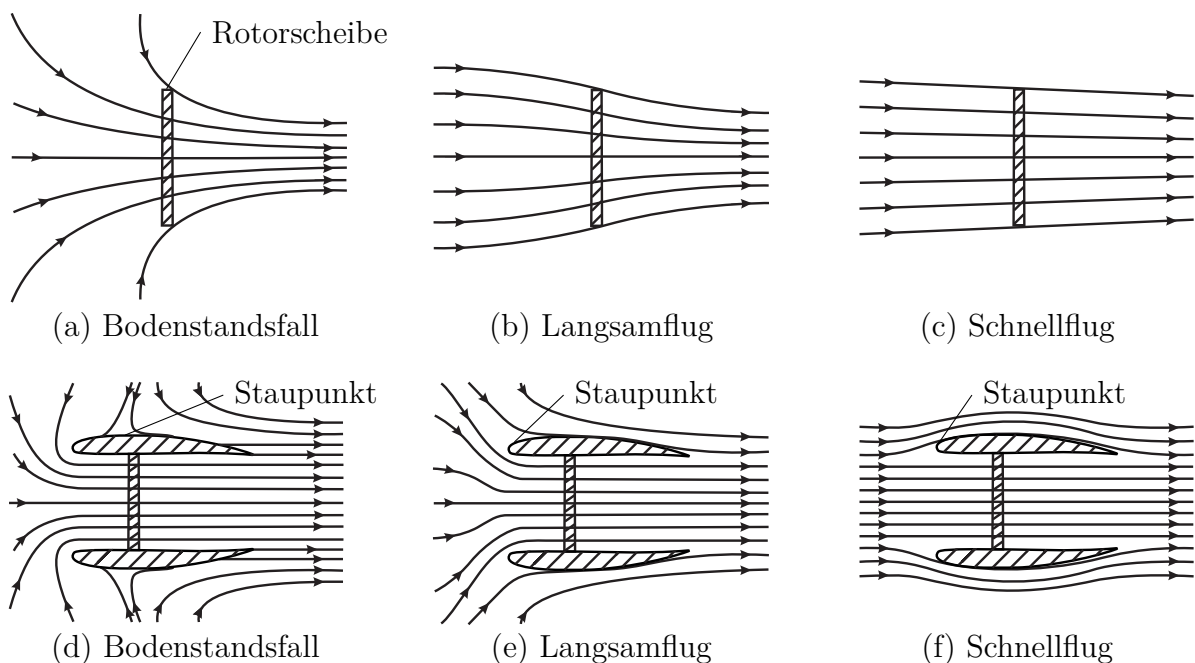


Abbildung 2.1.: Stromlinien des Propellers (a) – (c) und des Mantelpropellers (d) – (f) in verschiedenen Flugphasen, angelehnt an Alexandrow [3] und Fischer [4]

Insbesondere bei niedrigen Geschwindigkeiten verhindert der Mantel die Einschnürung der Stromröhre hinter dem Rotor und erhöht so den durchgesetzten Massenstrom im Vergleich zum Propeller. Dies erlaubt eine Reduktion des Durchmessers bei gleichem Schub. Weiterhin konditioniert der Mantel die Zuströmung und erfährt als umströmter Ringflügel Kräfte, welche den Schub steigern oder einen Widerstand erzeugen können. Diese physikalischen Grundlagen des Mantelpropellers werden zunächst anhand der einfachen Impulstheorie beschrieben.

Anschließend wird die Umströmung der Gondel detailliert betrachtet. Hierzu wird diese in den Einlauf und die Schubdüse unterteilt. Für den Einlauf werden verschiedene

Betriebszustände so wie mögliche Einlaufstörungen diskutiert. Bei der Schubdüse liegt der Fokus auf der für Mantelpropeller besonders relevanten Einschnürung des Schubstrahls. Für beide Komponenten werden abschließend die wesentlichen Designparameter vorgestellt.

Verglichen mit Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken erzeugen Mantelpropeller einen viel geringeren Schub bezogen auf den durchgesetzten Luftmassenstrom. Da dies sowohl zu einem größeren Schubanteil der Gondel im Langsamflug, als auch zu einem größeren Widerstand der Gondel im Schnellflug führt, steigt der Stellenwert der Gondelauslegung und Installationseffekte müssen stärker berücksichtigt werden. Die Definition und Bilanzierung von Schub, Widerstand und Verlusten wird im dritten Teil dieses Kapitels vorgenommen. Diese werden im Verlaufe der Arbeit für die Bewertung verschiedener Gondelgeometrien herangezogen.

Die Gondel hat wiederum einen großen Einfluss auf die Auslegung des in ihr laufenden Rotors. Da die Umströmung der Rotorblattspitzen weitgehend verhindert wird, können die Rotorblätter im äußeren Bereich für eine stärkere aerodynamische Belastung ausgelegt werden. Der Rotor verfügt daher im Vergleich zum Propeller meist über mehr Blätter mit größeren Sehnenlängen und ähnelt dann eher jenem eines Axialgebläses. Weiterhin ermöglicht der Mantel die Installation eines Stators. Dieser lenkt die Strömung in axiale Richtung um, reduziert so den Drall in der Strömung hinter dem Rotor und steigert den inneren Wirkungsgrad. Zugleich kann er mechanische Aufgaben übernehmen, wie die Aufnahme der Nabe oder eine Versteifung des Mantels. Da die Auslegung der Beschaufelung nicht Teil dieser Arbeit ist, wird auf die Rotor- und Statorströmung nicht weiter eingegangen.

2.1. Einfache Impulstheorie

Die *einfache Impulstheorie* nach Rankine und Froude erlaubt es, eine Beziehung zwischen Schub, Leistung und Strömungsgeschwindigkeiten des Mantelpropellers herzustellen [5]. Hierzu wird von einer umfangssymmetrischen Potentialströmung ausgegangen, die als inkompressibel, reibungs- und rotationsfrei angenommen wird. In der einfachen Impulstheorie wird der Rotor des Mantelpropellers vereinfacht als Aktuatorscheibe betrachtet, die die sie durchströmende Luft mit einem gleichförmigen Drucksprung Δp beaufschlagt. Es ist somit keine Kenntnis der Rotorblattgeometrie notwendig, mögliche Unterschiede im Drucksprung über den Rotorradius werden dadurch jedoch vernachlässigt. Ebenso entfällt eine Betrachtung des Dralls im Nachlauf des Rotors sowie generell die Berücksichtigung des Stators.

Die Gondel kann als Ringflügel betrachtet werden, dessen gebundene Zirkulation abhängig von den Abmessungen sowie der Kontur ist. Durch Variation der Geometrie verändert sich die Zirkulation, somit das induzierte Geschwindigkeits- und Druckfeld und resultierend die Strömungsgeschwindigkeit durch die Gondel im Verhältnis zu jener im Fernfeld. Im Falle einer isolierten Betrachtung ohne Rotor bzw. Aktuatorscheibe, erfährt die Gondel bei axialer Anströmung nach dem *d'Alembertschen Paradoxon* keine axiale Kraft. Aufgrund der Umfangssymmetrie heben sich auch die radialen Kräfte auf.

Erst die Interaktion mit dem Rotor bzw. der Aktuatorscheibe und die Überlagerung der beiden Strömungsfelder liefert die an der Gondel angreifenden Kräfte. Die Impulsbilanz wird an den verschiedenen thermodynamischen Ebenen, wie sie Tab. 2.1 zu entnehmen sind, aufgestellt.

Kurzzeichen	Ebenenbezeichnung
0	Zustand vor dem Triebwerk
1	Gondelvorderkante
2	Eintritt Rotor
3	Austritt Rotor
8	Austritt Schubdüse

Tabelle 2.1.: Bezeichnung der thermodynamischen Ebenen des Mantelpropellers

Das für die impulstheoretische Betrachtung eines Mantelpropellers sinnvolle Kontrollvolumen sowie die in Folge betrachteten Ebenen sind in Abb. 2.2 dargestellt.

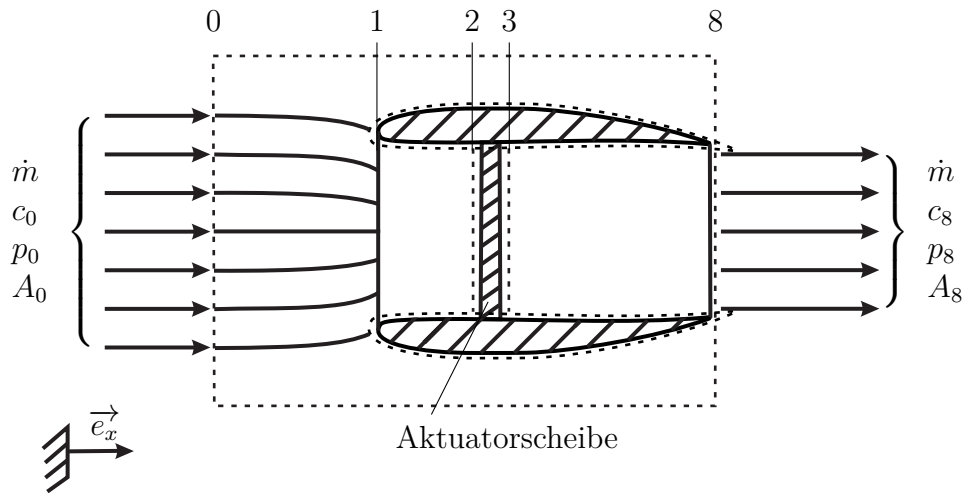


Abbildung 2.2.: Kontrollvolumen und Ebenen zum Aufstellen der Impulsbilanz um den Mantelpropeller

Gemäß der einfachen Impulstheorie wird angenommen, dass der Schubstrahl homogen ist und die Schubdüse angepasst ist. Für die angepasste Schubdüse gilt, dass der statische Druck am Austritt p_8 dem statischen Druck im Fernfeld p_0 entspricht. Ist dies der Fall, schnürt der Schubstrahl nicht ein, sondern ist zylindrisch und die Austrittsfläche der Schubdüse A_8 ist identisch zur Fläche des Schubstrahles, die stromab konstant bleibt [6]. Weiterhin wird angenommen, dass $A_2 = A_3$ ist und somit auch $c_2 \approx c_3$ gilt.

In diesem Fall entspricht der Schub F den Änderungen des axial gerichteten Impulsstroms

$$F = \dot{m}(c_8 - c_0). \quad (2.1)$$

Er wirkt in Flugrichtung (entgegen $\vec{e}_x$) und ist nur vom durchgesetzten Massenstrom $\dot{m}$, der Strahlgeschwindigkeit c_8 und der Anströmgeschwindigkeit c_0 abhängig.

Aus der Kontinuitätsgleichung

$$\dot{m} = \rho c_8 A_8 = \rho c_2 A_2 \quad (2.2)$$

und mit der Definition des Düsen-Flächenverhältnisses

$$\sigma \equiv \frac{A_8}{A_2} \quad (2.3)$$

folgt dann direkt

$$c_8 = \frac{c_2}{\sigma}. \quad (2.4)$$

Ist das Düsen-Flächenverhältnis $\sigma < 1$ wird der durchgesetzte Massenstrom durch die Düsenkontur verringert, ist $\sigma > 1$ wird er durch den entstehenden Diffusor erhöht. In der einfachen Impulstheorie wird dabei immer von anliegender Strömung ausgegangen, in der Realität ist jedoch insbesondere bei starken Diffusor-Geometrien mit Ablösungen zu rechnen.

Nach Einsetzen und Umformen ergibt sich

$$F = \rho A_2 c_2 \left(\frac{c_2}{\sigma} - c_0 \right). \quad (2.5)$$

Der Geschwindigkeitsunterschied zwischen Fernfeld und Rotoreintrittsebene

$$c_2 - c_0 = \Delta c \quad (2.6)$$

wird als induzierte Geschwindigkeit Δc beschrieben. Diese ist eine Funktion der Luftdichte ρ , der Anströmgeschwindigkeit c_0 und des Drucksprungs Δp und ist in der Theorie konstant über den Radius. Die Bestimmung von Δc aus den Einzelbeiträgen von Gondel und Rotor ist aufgrund von deren Wechselwirkungen sehr kompliziert. Eine detaillierte potentialtheoretische Betrachtung kann bei Küchemann und Weber [7] nachgeschlagen werden.

Unter Verwendung von (2.6) ergibt sich für den Schub

$$F = \rho A_2 (c_0 + \Delta c) \frac{c_0(1 - \sigma) + \Delta c}{\sigma}. \quad (2.7)$$

Die *Nutzleistung* des Mantelpropellers ist definiert als

$$P_N \equiv \frac{1}{2} \dot{m} (c_8^2 - c_0^2) \quad (2.8)$$

und kann ebenso zu

$$P_N = \frac{1}{2} \rho A_2 (c_0 + \Delta c) \frac{(c_0 + \Delta c)^2 - \sigma^2 c_0^2}{\sigma^2} \quad (2.9)$$

umgeformt werden.

Der Quotient aus der soeben bestimmten Nutzleistung und der dem Mantelpropeller zugeführten Leistung P_W wird als *innerer Wirkungsgrad*

$$\eta_i \equiv \frac{P_N}{P_W} \quad (2.10)$$

definiert. In dieser Arbeit entspricht die zugeführte Leistung stets der Wellenleistung des nabenintegrierten Elektromotors und erhält daher den Index W . Der *äußere Wirkungsgrad*, auch *Vortriebswirkungsgrad* genannt, ist definiert als das Verhältnis von Vortriebsleistung pro Nutzleistung, also

$$\eta_a \equiv \frac{F c_0}{P_N} \quad (2.11)$$

und kann mit (2.1) und (2.8) zu

$$\eta_a = \frac{2c_0}{c_0 + c_s} \quad (2.12)$$

umgeformt werden.

(2.7) bis (2.12) gelten unter den Annahmen der einfachen Impulstheorie und unter den idealen Bedingungen der Potentialströmung auch bei niedrigen Anströmgeschwindigkeiten und im Stand.

Um die Anteile von Einlauf und Schubdüse am Gesamtschub zu qualifizieren, werden diese nachfolgend jeweils als halbbunendliche Körper in einer Potentialströmung genauer betrachtet. Der Schubanteil des Rotors wird mithilfe einer Impulsbilanz um die Aktuatorscheibe bestimmt.

2.1.1. Schubanteil des Einlaufs

Wird der Einlauf als halbbunendlicher Körper in einer Potentialströmung betrachtet, lässt sich sein Schubanteil über das in Abb. 2.3 gezeigt Kontrollvolumen bestimmen. Von der Einlaufgeometrie ist neben der Querschnittsfläche des Rotors A_2 die ringförmige Schnittfläche der Gondel A_N (am rechten Rand des Kontrollvolumens) relevant.

In der Impulsbilanz für den Einlauf

$$\begin{aligned} \rho c_0 A_0 c_0 + p_0 A_0 - \rho c_2 A_2 c_2 - p_2 A_2 + \int_{A_N} p dA_N \\ - p_0 (A_0 - A_2 - A_N) - (\rho c_0 A_0 - \rho c_2 A_2) c_0 = 0 \end{aligned} \quad (2.13)$$

beschreiben die ersten beiden Terme den Impuls der in das Kontrollvolumen eintretenden Strömung. Die nächsten beiden Terme entsprechen der innerhalb des Einlaufs aus dem Kontrollvolumen austretende Strömung.

Der fünfte Term gibt die auf den Einlauf wirkenden Oberflächenkräfte wieder. Da in der Potentialströmung die Reibspannungen vernachlässigt werden, werden die Oberflächenkräfte durch das Integral des statischen Drucks über der Einlauffläche beschrieben.

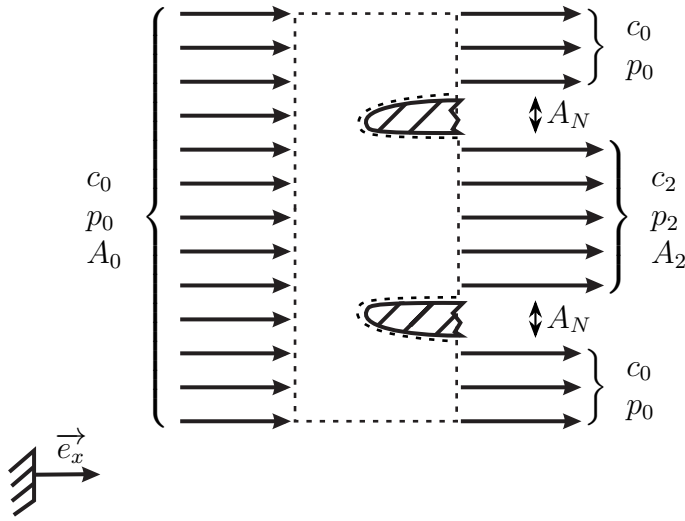


Abbildung 2.3.: Kontrollvolumen zum Aufstellen der Impulsbilanz um den Einlauf

Den Austrittsimpuls des verbleibenden Massenstroms geben die letzten beiden Terme wieder. Hierbei wird angenommen, dass das Kontrollvolumen groß genug ist, um sicherzustellen, dass die axiale Komponente dieses Massenstroms die Geschwindigkeit c_0 hat.

Wird (2.13) umgestellt nach

$$\int_{A_N} p - p_0 dA_N = \rho c_2 A_2 (c_0 - c_2) - (p_2 - p_0) A_2 \quad (2.14)$$

und der letzte Term mit der Bernoulli-Gleichung

$$p_2 - p_0 = \frac{1}{2} \rho c_0^2 - \frac{1}{2} \rho c_2^2 \quad (2.15)$$

umgeformt, vereinfacht sich (2.14) zu

$$\int_{A_N} p - p_0 dA_N = -\frac{1}{2} \rho A_2 (c_0 - c_2)^2 \quad (2.16)$$

und mit (2.6) ergibt sich für die am Einlauf angreifende Kraft

$$F_E = - \int_{A_N} p - p_0 dA_N = \frac{1}{2} \rho A_2 \Delta c^2. \quad (2.17)$$

F_E wirkt wie der Schub F entgegen $\vec{e}_x$, also in Flugrichtung. Die direkte Abhängigkeit des Gesamtschubs, aber auch der am isoliert betrachteten Einlauf angreifenden Kraft von der Geschwindigkeitsdifferenz Δc zeigt die hohe Relevanz des Strömungsfelds vor und im Einlauf auf. Treten hier Druckverluste, z.B. durch Ablösungen bei niedrigen Geschwindigkeiten oder bei Queranströmung auf, welche in der Potentialströmung nicht berücksichtigt werden, können diese den Schub stark mindern.

2.1.2. Schubanteil der Schubdüse

Wird die Schubdüse als halbunendlicher Körper in einer Potentialströmung betrachtet, lässt sich ihr Schubanteil über das in Abb. 2.4 gezeigt Kontrollvolumen bestimmen. Von der Düsengeometrie ist neben der Querschnittsfläche des Rotors A_2 die ringförmige Schnittfläche der Gondel A_N (am linken Rand des Kontrollvolumens) sowie die Querschnittsfläche der Düse A_8 relevant.

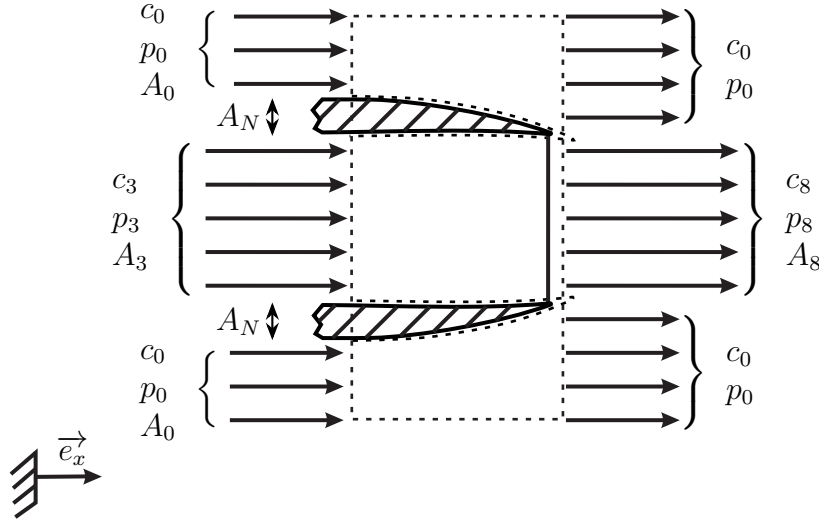


Abbildung 2.4.: Kontrollvolumen zum Aufstellen der Impulsbilanz um die Schubdüse

Bei der Bilanzierung der Düse wird weiterhin von einer angepassten Düse ($p_8 = p_0$) und somit von keiner Einschnürung des Schubstrahls ausgegangen. Die Impulsbilanz

$$\begin{aligned} \rho c_0(A_0 - A_M)c_0 + p_0(A_0 - A_M) + \rho c_3 A_3 c_3 + p_3 A_3 + \int_{A_N} p dA_N \\ - \rho c_8 A_8 c_8 - p_8 A_8 - (\rho c_0 A_0 - \rho c_8 A_8)c_0 - p_0(A_0 - A_8) = 0 \end{aligned} \quad (2.18)$$

kann mit $A_3 = A_2$ und $c_3 \approx c_2$ zu

$$-p_0(A_N + A_2) + p_3 A_2 + \int_{A_N} p dA_N - \rho c_2 A_2 (c_2 - c_8) = 0 \quad (2.19)$$

umgestellt werden. Mit der Bernoulli-Gleichung

$$p_3 - p_8 = \frac{1}{2} \rho c_8^2 - \frac{1}{2} \rho c_3^2 \quad (2.20)$$

sowie $p_8 = p_0$ und (2.4) folgt direkt

$$\frac{1}{2} \rho A_2 \left(\left(\frac{c_2}{\sigma} \right)^2 - c_2^2 \right) + \int_{A_N} p - p_0 dA_N - \rho c_2 A_2 \left(c_2 - \frac{c_2}{\sigma} \right) = 0 \quad (2.21)$$

und unter Verwendung von (2.6) ergibt sich die an der Düse angreifende Kraft zu

$$F_D = - \int_{A_N} p - p_0 dA_N = - \frac{1}{2} \rho A_2 \frac{(c_0 + \Delta c)^2 (1 - \sigma)^2}{\sigma^2}. \quad (2.22)$$

Aufgrund des negativen Vorzeichens wirkt F_D immer in die Richtung von $\vec{e}_x$, also entgegen der Flugrichtung. Der Schubanteil der Düse ist stark vom Düsen-Flächenverhältnis σ abhängig und wird sehr klein, wenn σ nahe 1 liegt. Eine signifikante Erhöhung des Widerstands ist erst bei zu starker Einschnürung und einer Ablösung auf der Außenseite zu erwarten [7] und kann somit nicht in der Potentialströmung berücksichtigt werden.

2.1.3. Schubanteil des Rotors

Der Schubanteil des Rotors lässt sich für eine Potentialströmung über das in Abb. 2.5 dargestellte Kontrollvolumen bestimmen.

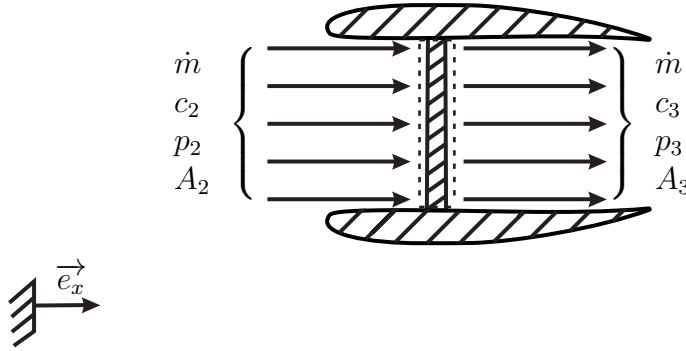


Abbildung 2.5.: Kontrollvolumen zum Aufstellen der Impulsbilanz um den Rotor

Hierzu wird die Impulsbilanz um die Aktuatorscheibe zu

$$\rho c_2 A_2 c_2 + A_2 p_2 - \rho c_3 A_3 c_3 - A_3 p_3 + F_R = 0 \quad (2.23)$$

aufgestellt. Wiederum gilt $A_3 = A_2$ und $c_3 \approx c_2$, sodass mit (2.15) und (2.20) die in Flugrichtung auf die Rotorscheibe wirkende Kraft zu

$$F_R = \frac{1}{2} \rho A_2 \left(\left(\frac{c_2}{\sigma} \right)^2 - c_0^2 \right) = \frac{1}{2} \rho A_2 \frac{(c_0 + \Delta c)^2 - \sigma^2 c_0^2}{\sigma^2}. \quad (2.24)$$

berechnet werden kann. Da F_R wie der Schub F in Flugrichtung (entgegen $\vec{e}_x$) wirkt, ist der Schubanteil des Rotors am Gesamtschub F_R/F im Normalfall positiv. Er variiert jedoch stark mit der Anströmgeschwindigkeit c_0 . Im Standfall kann der Schubanteil des Rotors am Gesamtschub nur noch knapp über 50 % liegen, bei hohen Geschwindigkeiten dagegen kann die auf die Rotorscheibe wirkende Kraft auf über 100 % des Gesamtschubs ansteigen. Der Schubanteil des Rotors ist somit weniger für die aerodynamische Auslegung der Gondel sondern eher für ihre strukturelle Auslegung sowie die Rotorlagerung interessant.

2.2. Grundlagen der Gondelströmung

Für eine genauere Betrachtung der Gondelströmung wird die Gondel wie in Abb. 2.6 in zwei Bereiche, den Einlauf und die Schubdüse, aufgeteilt. Als Abgrenzung wird eine Ebene am vordersten Punkt mit maximalem Gondelradius r_M definiert. Die Umströmung der Schubdüse kann isoliert betrachtet werden, wenn der Einlauf nur geringe Widerstände erzeugt oder durch einen langen zylindrischen Teil von der Schubdüse entkoppelt ist [7].

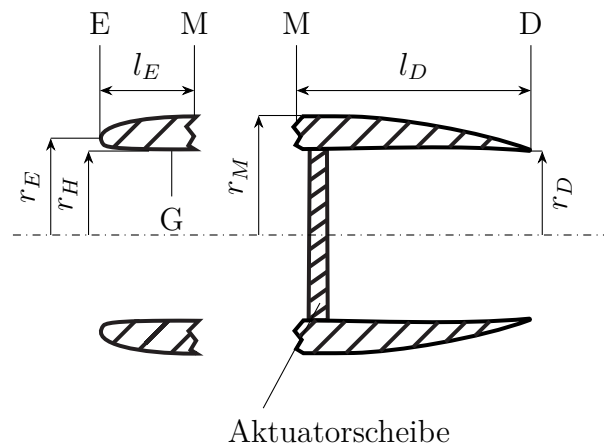


Abbildung 2.6.: Aufteilung der Gondel in Einlauf und Schubdüse

2.2.1. Einlauf

Die Gestaltung des Einlaufs von Mantelpropellern und Triebwerken im Allgemeinen, erfordert einen Kompromiss, um verschiedene Anforderungen und Anströmbedingungen, die teils unterschiedliche sich widersprechende Geometrien verlangen, in eine im gesamten Flugbereich funktionierende Einlaufkontur zu vereinen. Der Einlauf soll eine möglichst homogene Druck- und Geschwindigkeitsverteilung in der Rotoreintrittsebene bereitstellen. Zugleich sollen sowohl der Totaldruckverlust gegenüber der Anströmung als auch der Widerstand möglichst gering sein. Im Gegensatz zum Turbinen-Luftstrahl-Triebwerk kann beim Mantelpropeller oftmals auf einen Einlaufdiffusor verzichtet werden. Eine Verzögerung der Strömung ist nicht notwendig, da diese Antriebe primär bei niedrigen Fluggeschwindigkeiten eingesetzt werden und für alle Flugzustände $c_2 > c_0$ gilt. Eine übliche Ausführung für den Unterschallbetrieb ist der *Pitot-Einlauf*, für den in Abb. 2.7 eine Auswahl verschiedener Betriebszustände zu sehen ist.

Beim Langsamflug befindet sich der Staupunkt auf der Außenseite der Einlaufippe. Es besteht Ablösegefahr auf der Innenseite. Im Extremfall, dem Bodenstandsfall, kann diese oftmals nicht verhindert werden. Eine seitliche Anströmung, sei es durch Seitenwind oder durch eine höhere Anstellung des Fluggeräts und damit des Triebwerks im Steigflug, kann zusätzlich zu einer asymmetrischen Störung führen.

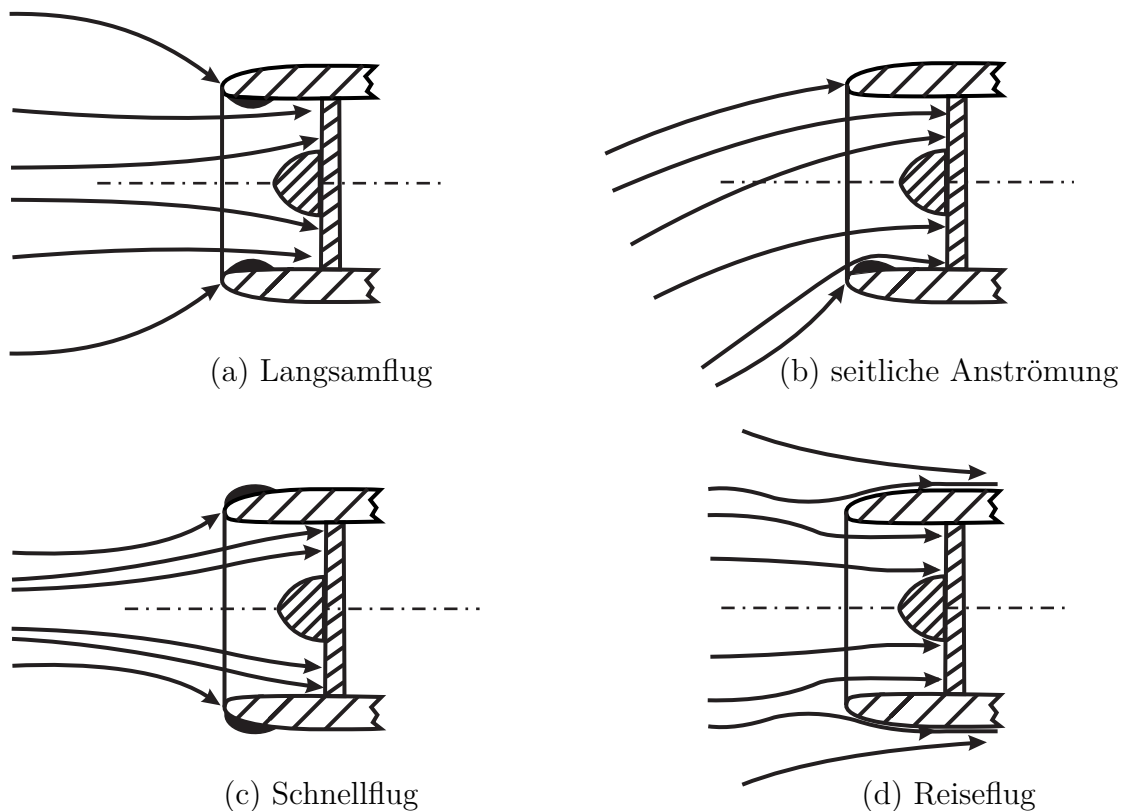


Abbildung 2.7.: Betriebszustände des Einlaufs

Bei Schnellflug befindet sich der Staupunkt dagegen an der Innenseite des Einlaufs und es besteht dementsprechend Ablösegefahr an der Außenseite. In beiden Fällen ist es deswegen notwendig, durch einen großen Radius der Einlaufflippe die Ablösegefahr zu minimieren. Die resultierende Geometrie ist in Abb. 2.8 (a) skizziert. Bei einer ausschließlich axialen Anströmung mit Auslegungsgeschwindigkeit wäre hingegen eine möglichst schlanke und damit widerstandsarme Geometrie wie sie in Abb. 2.8 (b) skizziert ist, vorzuziehen.

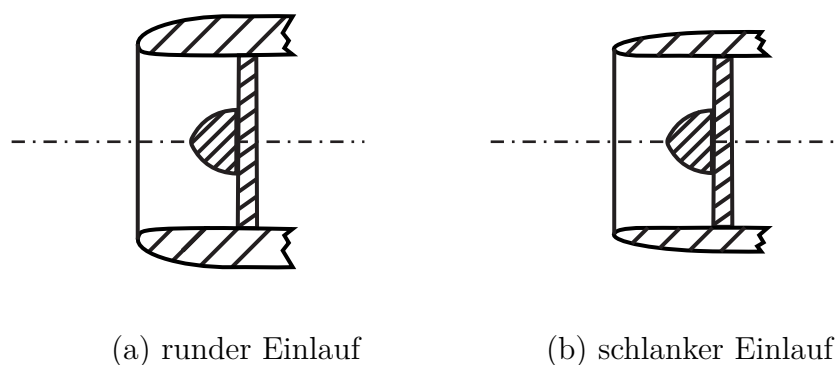


Abbildung 2.8.: Gestaltungsmöglichkeiten für den Einlauf

Die verschiedenen Betriebszustände des Einlaufs können anhand des *Durchsatzkoeffizienten*

$$\mu = \frac{A_0}{A_1} \quad (2.25)$$

beschrieben werden. Wie in Abb. 2.7 zu sehen, verschiebt sich die Trennstromlinie von Außen- und Innenströmung auf der Einlauflippe und variiert die Fangstromfläche A_1 . Für die analytischen Betrachtungen in Kap. 2.3.1 wird jedoch angenommen, dass der Staupunkt stets mit der Gondelvorderkante zusammenfällt und

$$A_E \approx A_1 \quad (2.26)$$

gilt. Im Gegensatz zu Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken, die meist bei $\mu \leq 1$ betrieben werden, ist dies bei Mantelpropellern nur im Schnellflug der Fall. Im betrachteten Anwendungsfall, geringe Flughöhen, niedrige subsonische Geschwindigkeiten und kurze Flugdistanzen, gilt somit für viele Flugphasen $\mu > 1$.

Die wesentlichen Designparameter, neben der Einlauflänge l_E , sind r_E für die Eintrittsfläche A_E , r_H für den engsten Querschnitt A_H , auch Hals genannt, sowie der maximale Gondelradius r_M . Zusätzlich zu den direkt messbaren Auslegungszielen, dem Totaldruckverlust zwischen der Anströmung und dem Rotoreintritt sowie dem Gondelwiderstand wird zur Bewertung verschiedener Einlaufgeometrien auch die Homogenisierung der Strömung betrachtet. Hierzu wird der dimensionslose *Distortion Coefficient*

$$DC60 = \frac{p_{t,m} - p_{t,60\min}}{\rho \frac{c_O^2}{2}} \quad (2.27)$$

ermittelt. Dieser quantifiziert die Totaldruckabweichung in einem 60° Sektor

$$p_{t,60\min} = \frac{3}{\pi} \int_0^{\frac{\pi}{3}} p_t(\varphi) d\varphi \quad (2.28)$$

im Vergleich zum mittleren Totaldruck in der Rotoreintrittsebene

$$p_{t,m} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} p_t(\varphi) d\varphi \quad (2.29)$$

und bezieht diese auf die kinetrische Energie der freien Anströmung. Der über das 60°-Segment gemittelte Totaldruck wird ebenso wie der mittlere Totaldruck in der Rotoreintrittsebene über den radial gemittelten Totaldruck

$$p_t(\varphi) = \frac{1}{r_a - r_i} \int_{r_i}^{r_a} p_t(r, \varphi) dr \quad (2.30)$$

bestimmt. Diese Bewertung ist insbesondere für die seitliche Anströmung, siehe Abb. 2.7 (b), relevant.

2.2.2. Schubdüse

Wie bereits in Kap. 2.1 gezeigt, wird der den Mantelpropeller durchströmende Massenstrom vom Austrittsquerschnitt der Schubdüse sowie vom dort herrschenden statischen Druck p_8 bestimmt. Es kann somit über eine Variation der Querschnittsfläche $A_D = A_8$ der Betriebspunkt des Rotors beeinflusst und in einen günstigen Bereich verschoben werden. Die Kraft auf die Düse, die bei Mantelpropellern stets unterkritisch durchströmt wird, wirkt dabei, wie in (2.22) gezeigt, dem Schub entgegen. Aufgrund der beschleunigten Strömung und des somit negativen Druckgradienten können in der Schubdüse keine Ablösungen auftreten. Für die Strömungsgeschwindigkeit am Düsenaustritt gilt

$$c_8 = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{t8} - p_8)}. \quad (2.31)$$

In der Vorauslegung von Triebwerken ist bei der Betrachtung von unterkritisch durchströmten Düsen die Annahme eines an die Umgebung angepassten statischen Drucks $p_8 = p_0$ üblich. Diese Vereinfachung ist bei der Betrachtung von Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken zulässig.

Bei den untersuchten Mantelpropellern hingegen ist eine genauere Betrachtung notwendig, da die geringen Druckverhältnisse dieser Antriebe in der Größenordnung der aus der Vereinfachung resultierenden Fehler liegen [8]. Aufgrund der sich verjüngenden Gondel- und Zentralkörpergeometrie liegt am Düsenaustritt ein inhomogenes Druck- und Geschwindigkeitsfeld vor und der Schubstrahl schnürt sich stromab der Düse praktisch immer ein, siehe Abb. 2.9. Der statische Druck am Düsenaustritt p_8 weicht also von p_0 ab, wobei die Abweichung umso größer ist, je kleiner das Düsen-Flächenverhältnis σ ist, also je stärker sich die Düse verjüngt.

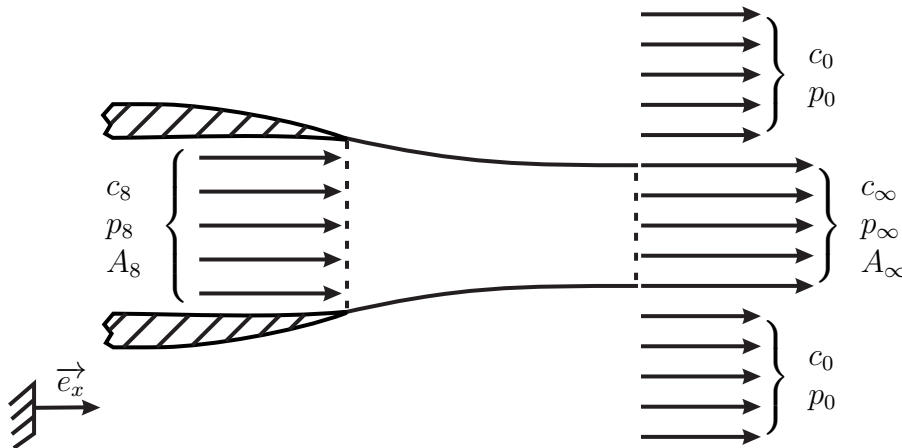


Abbildung 2.9.: Einschnürung des Schubstrahls bei $p_8 > p_0$

Bestimmt wird die Schubstrahleinschnürung anhand des Strömungszustands weit stromab des Düsenaustritts. Unter Vernachlässigung aller viskosen Verluste stromab der Ebene 8 und unter der Annahme, dass keine Ausmischung mit der Umgebung erfolgt, ergibt sich die Schubstrahlgeschwindigkeit

$$c_\infty = \sqrt{\frac{2}{\rho}(p_{t8} - p_\infty)}. \quad (2.32)$$

Hierbei ist $p_\infty = p_0$. Das Einschnürungsverhältnis des Schubstrahls

$$C_k = \frac{A_\infty}{A_8} = \frac{c_8}{c_\infty} \quad (2.33)$$

setzt die Fläche des eingeschnürten Schubstrahls A_∞ zur Düsenfläche A_8 ins Verhältnis. C_k lässt sich sowohl analytisch als auch numerisch bestimmen und ist umso kleiner, je stärker die Gondelhinterkante gegen die Schubachse geneigt ist und sich der Schubstrahl entsprechend einschnürt. Dabei variiert C_k nur geringfügig über weite Betriebsbereiche, wie bereits Krüger [9] anhand von Windkanaluntersuchungen zeigte.

Der wesentliche Designparameter für die Düse ist ihre Länge l_D , für die ein Kompromiss zwischen einem verlustarmen Druckrückgewinn bei langer Lauflänge und dem mit der Lauflänge ansteigenden Reibungswiderstand gefunden werden muss. Letzterer ist hierbei für das Design der Schubdüse oft ausschlaggebend.

2.3. Bilanzierung von Schub, Widerstand und Verlusten

Zur Bewertung verschiedener Gondelgeometrien ist die Bilanzierung von Schub und Widerstand notwendig. Hierzu werden Schub und Widerstand in Anlehnung an Kerrebrock [10] definiert. Die Summe aller Kräfte, die aus Impuls- und Druckänderungen der durch den Mantelpropeller fließenden Strömung resultieren, wird als *Nettoschub* F_N definiert. Diesem gegenüber steht der *Installationswiderstand* D_I , die Summe jener Kräfte, die aus Impulsänderungen der außerhalb des Mantelpropeller entlangfließenden Strömung resultieren. Da das Strömungsfeld je nach Flugzustand und Schubeinstellung stark variiert, siehe Abb. 2.7, wandert auch die Staupunktlage auf der Einlaufippe und es herrscht eine direkte Abhängigkeit zwischen beiden Größen.

Die Differenz aus Schub und Widerstand ergibt die vom Mantelpropeller in Flugrichtung auf das Fluggerät ausgeübte Kraft $T = F_N - D_I$. T wird nachfolgend, unter Vernachlässigung aller anderen Installationseffekte, als *installierter Schub* bezeichnet und ist für die vorliegende Arbeit von besonderer Bedeutung, da sie sowohl als Kenngröße für die Bewertung verschiedener Gondelgeometrien, als auch für den Vergleich von Leistungsrechnung, Numerik und Experiment herangezogen wird.

Der Nettoschub ist definiert als

$$F_N = A_8(p_8 - p_0) + \dot{m}_8 c_8 - \dot{m}_0 c_0. \quad (2.34)$$

Er ist eine wichtige Zielgröße in der Antriebsauslegung und hat sich als sinnvolle Schnittstelle zwischen Antrieb und Flugzeug herausgestellt, da zu seiner Bestimmung lediglich die Umgebungsbedingungen sowie die Austrittsbedingungen in Ebene 8 bekannt

sein müssen. Beide sind in der Auslegung gut zu berechnen, aber auch in der Praxis einfach messbar. Verluste in der durch den Mantelpropeller fließenden Strömung sind bereits im Nettoschub enthalten und werden als Totaldruckverluste bei der Berechnung der Zustandsänderungen zwischen den Ebenen bilanziert, siehe Kap. 2.3.1 und Kap. 2.3.2. Hierbei handelt es sich um Reibungsverluste an der Gehäusefläche und im Antrieb selbst sowie um Totaldruckverluste und Inhomogenitäten in der Zuströmung. Die Verluste in der Zuströmung, also zwischen Ebene 0 und 2, werden bei Turbinen-Luftstrahl-Triebwerken gemäß US-MIL-E-5007D [11] üblicherweise vernachlässigt und zu null gesetzt. Bei Mantelpropellern dagegen, die im Vergleich einen sehr geringen Schub bezogen auf den durchgesetzten Massenstrom haben, kann sich der Totaldruckverlust durch die Installation am Fluggerät stark auf die Leistungscharakteristik auswirken und muss berücksichtigt werden.

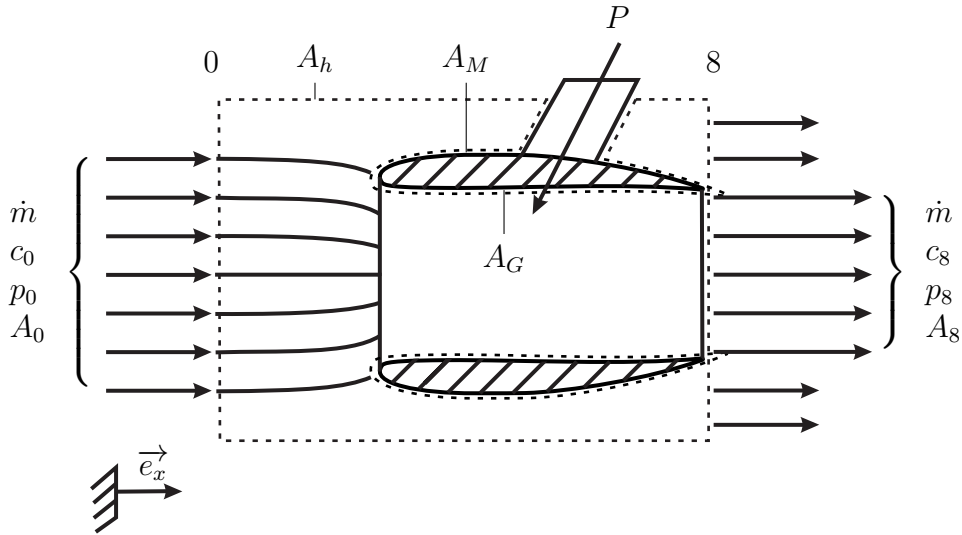


Abbildung 2.10.: Kontrollvolumen zur Bilanzierung von Schub, Widerstand und Verlusten, angelehnt an Jeschke [12]

Der installierte Schub T wird durch Anwendung des Impulssatzes auf das in Abb. 2.10 dargestellte Kontrollvolumen bestimmt. Für ein bei konstanter Fluggeschwindigkeit mitbewegtes Koordinatensystem und unter Vernachlässigung der Erdbeschleunigung gilt

$$\iint_A \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA = \iint_A \bar{\vec{\sigma}} \cdot \vec{n} dA. \quad (2.35)$$

Somit ist das Oberflächenintegral über den Impulsfluss gleich dem Integral über die Oberflächenkräfte, welche über den Spannungstensor $\bar{\vec{\sigma}}$ ausgedrückt werden. Mit

$$\bar{\vec{\sigma}} = -p \cdot \bar{\vec{I}} + \bar{\vec{\tau}} \quad (2.36)$$

kann der Spannungstensor in die isentropen Druckspannungen $-p \cdot \bar{\bar{I}}$ und den Reibspannungstensor $\bar{\bar{\tau}}$, der für ein Newtonsches Fluid durch

$$\bar{\bar{\tau}} = -\frac{2}{3}\eta \nabla \cdot \bar{\bar{c}} \bar{\bar{I}} + \eta(\nabla \cdot \bar{\bar{c}} + (\nabla \cdot \bar{\bar{c}})^T) \quad (2.37)$$

bestimmt ist, aufgeteilt werden.

Wird (2.35) nun nur in x -Richtung betrachtet und werden die beiden Integrale unter der Annahme, dass der Pylonquerschnitt sehr klein ist und somit vernachlässigt werden kann, jeweils in einen Anteil über festen Wandflächen der Gondel A_G und A_M sowie einen Anteil über die umschließenden Flächen A_0 , A_8 und A_h aufgeteilt, gilt

$$\begin{aligned} \vec{e}_x \cdot \iint_{A_G+A_M} \rho \bar{\bar{c}}(\bar{\bar{c}} \cdot \vec{n}) dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_0+A_8+A_h} \rho \bar{\bar{c}}(\bar{\bar{c}} \cdot \vec{n}) dA = \\ \vec{e}_x \cdot \iint_{A_G+A_M} (-p \cdot \bar{\bar{I}} + \bar{\bar{\tau}}) \cdot \vec{n} dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_0+A_8+A_h} (-p \cdot \bar{\bar{I}} + \bar{\bar{\tau}}) \cdot \vec{n} dA. \end{aligned} \quad (2.38)$$

Das erste Integral wird zu null, da kein Impulsfluss über die festen Wandflächen der Gondel erfolgt. Wird der zweite Term wiederum aufgeteilt in A_0 , A_8 und die Hüllfläche A_h vereinfachen sich die Anteile für A_0 und A_8 unter der Annahme, dass dort homogene Zustände herrschen zu

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_0} \rho \bar{\bar{c}}(\bar{\bar{c}} \cdot \vec{n}) dA = -\dot{m}_0 c_0 \quad (2.39)$$

und

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} \rho \bar{\bar{c}}(\bar{\bar{c}} \cdot \vec{n}) dA = \dot{m}_8 c_8. \quad (2.40)$$

Im Falle der in dieser Arbeit untersuchten, mit einem nabenintegrierten Elektromotor angetriebenen Mantelpropeller gilt zugleich $\dot{m}_8 = \dot{m}_0$, da kein Massenstrom zwischen Eintritt Gondel und Austritt Schubdüse entnommen oder zugeführt wird.

Der dritte Term beschreibt die an den festen Oberflächen angreifenden Kräfte und entspricht somit definitionsgemäß dem installierten Schub T .

Wird für die Anteile von A_0 und A_8 des vierten Terms von (2.38) die Annahme getroffen, dass in den Ebenen 0 und 8 homogene Zustände herrschen, gilt dort $\bar{\bar{\tau}} = 0$. Sie vereinfachen sich dann zu

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_0} (p_0 - p_0) \vec{n} dA = 0 \quad (2.41)$$

sowie

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} (p_8 - p_0) \vec{n} dA = A_8(p_8 - p_0). \quad (2.42)$$

Der Impulssatz (2.35) in x -Richtung kann somit final zu

$$\begin{aligned} T = \dot{m}_8 c_8 - \dot{m}_0 c_0 + A_8(p_8 - p_0) \\ + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \rho \bar{\bar{c}}(\bar{\bar{c}} \cdot \vec{n}) dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} ((p - p_0) \cdot \bar{\bar{I}} + \bar{\bar{\tau}}) \cdot \vec{n} dA \end{aligned} \quad (2.43)$$

umgestellt werden. Er lässt sich nun aufteilen in die Definition des Nettoschubs (2.34) sowie den am Antrieb angreifenden Installationswiderstand

$$D_I = -\vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} \rho \vec{c} (\vec{c} \cdot \vec{n}) dA - \vec{e}_x \cdot \iint_{A_h} ((p - p_0) \cdot \vec{\bar{I}} + \vec{\bar{\tau}}) \cdot \vec{n} dA. \quad (2.44)$$

Die Bestimmung des Installationswiderstands ist ungleich schwerer als die Bestimmung des Nettoschubs, da der Widerstand abhängig von der Gondelgestaltung, aber auch von der Anordnung des Mantelpropellers am Fluggerät ist. In der Auslegung werden die wirkenden Widerstandsmechanismen daher nur bei axialer und ungestörter Anströmung berücksichtigt. Sowohl die Widerstandskräfte aufgrund von Grenzschichteffekten und viskosen Verlusten als auch die Reibungskräfte bei Gondelumströmung, siehe Kap. 2.3.3, werden in diesem Fall erfasst. Das Verhalten bei gestörter Anströmung und Wechselwirkungen mit dem Fluggerät kann erst mit der numerischen Strömungsberechnung analysiert werden.

2.3.1. Totaldruckverlust im Einlauf

Die Verluste in der Einlaufstromröhre sowie zwischen Gondelvorderkante und Eintritt Rotor, sprich der durch den Mantelpropeller fließenden Strömung zwischen Ebene 0 und 2, werden im Einlauftotaldruckverhältnis

$$\pi_E = \frac{p_{t2}}{p_{t0}} \quad (2.45)$$

bilanziert. Diese setzen sich aus einem Reibungsanteil $\Delta p_{t,R,E}$ und einem Verlust aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen $\Delta p_{t,D,E}$ an der Innenseite der Gondellippe zusammen:

$$\Delta p_{t,E} = p_{t0}(1 - \pi_E) = \Delta p_{t,R,E} + \Delta p_{t,D,E} \quad (2.46)$$

Wird ein Mantelpropeller im Schnellflug betrieben, kann $\mu = \frac{A_0}{A_1} \leq 1$ werden. In diesem Fall ist die Zustandsänderung in der Einlaufstromröhre quasi isentrop und es treten im Normalfall auch keine nennenswerten Verluste durch Strömungsablösungen und Übergeschwindigkeiten an der Einlauflippe auf. Signifikant sind somit die Reibungsverluste an den benetzten Innenflächen des Einlaufs zwischen Gondelvorderkante und Eintritt Rotor S_{12} , welche von der Grenzschichtentwicklung abhängig sind. Wird auf eine Betrachtung der vergleichsweise kleinen Oberfläche des Spinners verzichtet, kann der Totaldruckverlust

$$\Delta p_{t,R,E} = \vec{e}_x \cdot \iint_{S_{12}} \frac{\vec{\bar{\tau}} \cdot \vec{n}}{A} dS \quad (2.47)$$

mit der auf ein Ringlelement des Einlaufs angreifenden Wandreibungskraft

$$dF_{R,E} = c_f \frac{\rho c_2^2}{2} U dx \quad (2.48)$$

zu

$$\Delta p_{t,R,E} = \int \frac{dF_{R,E}}{A} = \int_{l_{12}} c_f \frac{\rho c_2^2 U}{2A} dx \quad (2.49)$$

vereinfacht werden. Der Reibungsanteil des Einlaufdruckverlusts ist somit eine Funktion des Reibungsbeiwerts c_f , der Geschwindigkeit in der Rotorebene sowie der Einlaufgeometrie. Hierbei ist

$$A = \pi r^2 \quad (2.50)$$

der lokale Querschnitt,

$$U = 2\pi r \quad (2.51)$$

der lokale Umfang und l_{12} die benetzte Einlaflänge.

Bei langsamen Fluggeschwindigkeiten wird $\mu > 1$ und es kann ein großer Totaldruckverlust $\Delta p_{t,D,E}$ aufgrund von Strömungsablösungen und Übergeschwindigkeiten entstehen. Die wandnahe Strömung trifft in einem großen Winkel zur Schubachse auf die Gondelvorderkante und muss stark umgelenkt werden. Hierbei wird sie aufgrund der kleinen Krümmungsradien an der Vorderkante zunächst lokal stark beschleunigt. Die im Einlauf auftretende Verzögerung kann dann zu einer großen Ablöseblase führen. Dieser Effekt wird bei schlanken Einlauflappen verstärkt, und bei dicken Einlauflappen mit einem größeren Nasenradius abgeschwächt. Laut Weintraub [13] wird dieser Effekt bei der Betrachtung eines scharfkantigen Zylinders als ideal schlechter Einlauf (Abb. 2.11) maximiert und erlaubt so eine Abschätzung von $\Delta p_{t,D,E}$ nach oben.

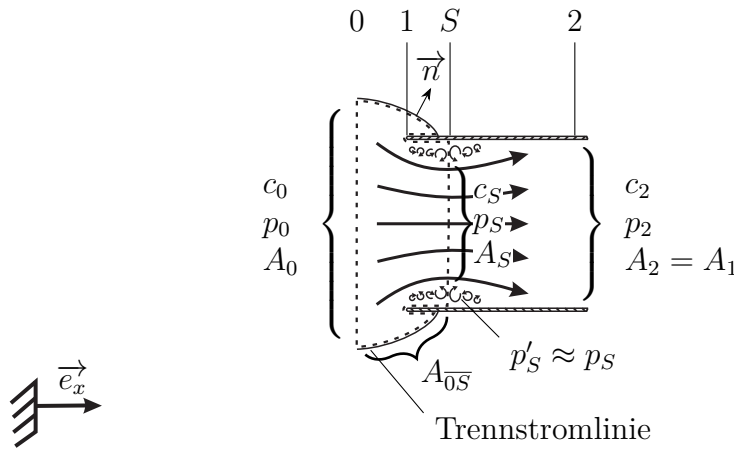


Abbildung 2.11.: Schematische Darstellung des scharfkantigen Zylinders als ideal schlechter Einlauf mit Totwassergebiet und darin platziertem Kontrollvolumen zur Bestimmung des Totaldruckverlusts, angelehnt an Weintraub [13]

Die Strömung löst an der Vorderkante des Zylinders ab und schnürt sich annähernd verlustfrei auf den Querschnitt A_S ein. Außerhalb der so entstehenden Stromröhre innerhalb des Einlaufs bilden sich große Gebiete mit niedrigem statischem Druck und

starken Rückströmungen. Wird unter Annahme einer inkompressiblen Strömung auf das in Abb. 2.11 dargestellte Kontrollvolumen der Impulssatz

$$\rho c_S^2 A_S - \rho c_0^2 A_0 = A_1(p_0 - p_S) - \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\overline{0S}}} (p - p_0) \vec{n} dA \quad (2.52)$$

angewendet, und das Druckintegral zu null gesetzt, da weder auf die scharfe Vorderkante, noch auf die reibungsfreie Außenfläche des Zylinders Kräfte wirken können, folgt nach einigen Umformungen für die eingeschnürte Querschnittsfläche

$$A_S = \frac{1}{2 - \mu^{-1}} A_1. \quad (2.53)$$

Wird für diesen ideal schlechten Einlauf nun der Standfall ($\mu \rightarrow \infty$) betrachtet, kann A_S bis auf die Hälfte des Eintrittsquerschnitts zusammenschrumpfen. Dies gilt auch für reale, abgerundete Einläufe, bei denen der Staupunkt im Stand, siehe Abb. 2.1, oftmals weit hinter der Vorderkante auf der Gondelaußenseite liegt. Auch hier erfährt die wandnahe Strömung eine Umlenkung von fast 180° über einen kleinen Nasenradius und es entstehen hohe Verluste. Diese können anhand der Strahlaufweitung zwischen den Ebenen S und 2 analog dem *Carnotschen Stoßverlust*

$$\Delta p_{t,D,E,\max} = \frac{\rho}{2} (c_S - c_2)^2 \quad (2.54)$$

berechnet werden. Mit (2.53) und $A_1 = A_2$ kann für $\mu > 1$ ein maximaler Totaldruckverlust von

$$\Delta p_{t,D,E,\max} = \frac{\rho c_2^2}{2} (1 - \mu^{-1})^2 \quad (2.55)$$

bestimmt werden. Im Flugfall dagegen geht μ gegen 1 und $\Delta p_{t,D,E}$ wird somit sehr klein und ist oftmals sogar zu vernachlässigen. Eine analytische Betrachtung von realen Einlaufgeometrien ist nicht möglich, für die Auslegung muss daher auf empirische Methoden oder experimentelle Daten zurückgegriffen werden.

2.3.2. Totaldruckverlust in der Schubdüse

Die in der durch die Gondel fließenden Strömung zwischen dem Rotoraustritt und dem Austritt aus Schubdüse anfallenden Verluste können durch das Totaldruckverhältnis

$$\pi_D = \frac{p_{t8}}{p_{t3}} \quad (2.56)$$

ausgedrückt werden. Da die Strömung in der Düse beschleunigt wird, und folglich der statische Druck in Strömungsrichtung sinkt, ist diese inhärent stabil, verlustarm und liegt an der Gondelinnenwand an. Neben der Wandreibung können größere Verluste nur durch Ablösungen am Zentralkörper auftreten, der Totaldruckverlust setzt sich somit auch aus der Summe

$$\Delta p_{t,D} = p_{t3}(1 - \pi_D) = \Delta p_{t,R,D} + \Delta p_{t,D,D} \quad (2.57)$$

zusammen. Der Totaldruckverlust aufgrund von Reibung $\Delta p_{t,R,D}$ kann dabei analog zu dem des Einlaufs betrachtet werden. Für das Ablöseverhalten des Zentralkörpers kann wie beim Einlauf keine analytische Betrachtung vorgenommen werden und es muss auch an dieser Stelle für die Auslegung auf empirische Methoden oder experimentelle Daten zur Abschätzung der Totaldruckverluste $\Delta p_{t,D,D}$ zurückgegriffen werden. Zusätzlich zu diesen beiden Anteilen mindern Inhomogenitäten den aus der Düse austretenden Schub. Der bisher betrachtete Schub wird auf Basis eines parallelen, drallfreien und mit homogener Geschwindigkeit austretenden Schubstrahls berechnet. In Realität ist dies nur annähernd erreichbar und es liegt meist eine radiale Verteilung vor. Diese wird im Zähler des Schubkoeffizient

$$C_{fg} = \frac{\vec{e}_x \cdot \iint_{A_8} \rho \vec{c}(\vec{c} \cdot \vec{n}) dA}{(\dot{m}_8 c_8)_{0D}} \quad (2.58)$$

berücksichtigt, dessen Nenner dem bisher verwendeten Geschwindigkeitsterm des Nettoschubs in der 0D-Rechnung nach (2.34) entspricht.

2.3.3. Installationswiderstand der Gondel

Im Installationswiderstand der Gondel werden jene Verluste bilanziert, die bei der äußeren Umströmung der Gondel anfallen. Dies ist zum einen der Reibungswiderstand

$$D_R = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\overline{ED}}} \vec{\tau} \cdot \vec{n} dS \quad (2.59)$$

der über die umströmte Fläche und einen Reibungsbeiwert, analog zu jenem im Einlauf, bestimmt werden kann. Zusätzlich können am Einlauf noch Zulaufwiderstände sowie an Einlauf und Heck der Gondel Druckwiderstände auftreten. Wenn die in den Mantelpropeller eintretende Strömung so verzögert wird, dass sie in Ebene 1 einen größeren Impuls als in Ebene 0 (Fernfeldgrößen) besitzt, muss dem ein gleichgroßer Impulsverlust in der um die Gondel herumfließenden Strömung gegenüberstehen. Die zur Impulsübertragung von der Außenströmung auf die Einlaufstromröhre wirkende Kraft, der sogenannte *Zulaufwiderstand*

$$D_{Zul} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.60)$$

wird als das Integral entlang der Staupunktstromlinie über die Druckdifferenz dieser beiden Strömungen definiert, siehe Abb. 2.12.

Unter der Annahme einer inkompressiblen und reibungsfreien Strömung wird zur Berechnung dieser Kraft der Impulssatz über die durch die Gondel fließende Strömung

$$\rho c_1^2 A_1 - \rho c_0^2 A_0 = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA + A_1(p_0 - p_1) \quad (2.61)$$

aufgestellt. Durch Einsetzen des Integrals und Nutzung der Bernoulli-Gleichung kann der *Zulaufwiderstand* zu

$$D_{Zul} = \frac{\rho A_1}{2} (c_1 - c_0)^2 \quad (2.62)$$

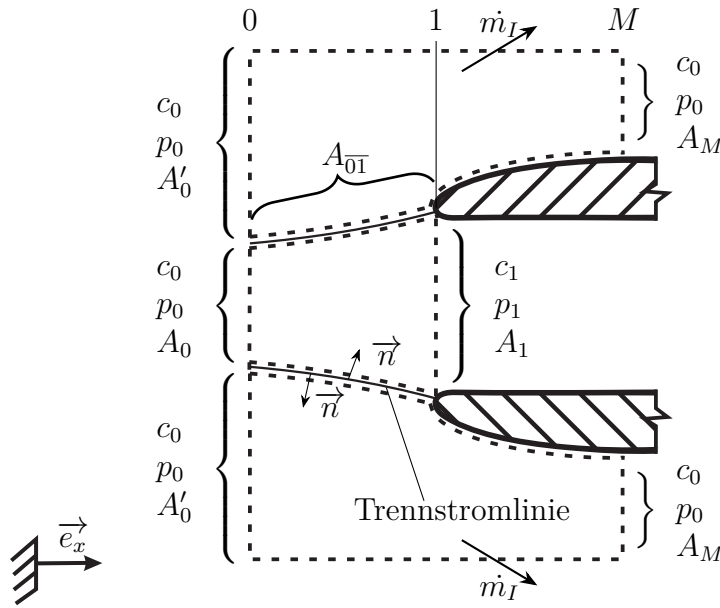


Abbildung 2.12.: Schematische Darstellung des Einlaufs mit Kontrollvolumen zur Bestimmung des Zulauf- und Lippenwiderstands, angelehnt an Weintraub [8]

vereinfacht werden. Wird wiederum unter Annahme einer inkompressiblen und reibungsfreien Strömung der Impulssatz auf das in Abb. 2.12 eingezeichnete Kontrollvolumen, der um die Gondel fließenden Strömung, angewendet kann dieser zu

$$\vec{e}_x \cdot \iint_{A_{01}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{1M}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA = 0 \quad (2.63)$$

weiterentwickelt werden. Das zweite Integral beschreibt nun den von der beschleunigten Strömung auf den Einlauf wirkenden Druckwiderstand, der auch als *Lippenwiderstand*

$$D_{\text{Lip}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{1M}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.64)$$

bezeichnet wird. Da der Zulaufwiderstand aufgrund des quadratischen Terms in (2.62) immer positiv ist, ist der Lippenwiderstand stets kleiner Null und kann somit auch als *Lippensog* bezeichnet werden. Die exakte Kompensation ist jedoch nur in reibungsfreier Strömung gegeben.

Auch unter Berücksichtigung von Reibung kann die Innenströmung von der Ebene 0 bis zur Gondelvorderkante als nahezu isentrop angenommen werden. Auf der Gondelaußenseite bildet sich jedoch eine Grenzschicht aus und unter bestimmten Anströmbedingungen können auch Strömungsablösungen auftreten (vgl. Abb. 2.7). Der Lippensog wird somit geringer und es bildet sich eine Differenz, der *Überlaufwiderstand*

$$D_{\text{Übl}} = D_{\text{Zul}} + D_{\text{Lip}} > 0 \text{ für } \mu < 1 \quad (2.65)$$

aus. Dieser tritt jedoch nur im Schnellflug, bei einer sich aufweitenden Einlaufstromröhre ($\mu < 1$) auf. Mit $\mu = 1$ wird die Einlaufstromröhre zylindrisch und sowohl Zulauf-, als auch Überlaufwiderstand, werden zu Null. Bei $\mu > 1$, wie in den meisten Betriebspunkten der in dieser Arbeit untersuchten Anwendung, tritt kein Überlaufwiderstand auf, da die Stromröhre einschnürt. Zugleich rückt in diesen Betriebszuständen der Stau- punkt auf die Außenseite der Gondel und die Strömung gleicht jener um ein Profil mit negativem Anströmwinkel. Der nun auftretende Lippensog wird in diesem Falle von der durch die Gondel laufenden Strömung erzeugt und gehört somit per Definition nicht zum Widerstand.

Wie eingangs dieses Abschnitts erwähnt, muss zur Erfassung des gesamten Druckwiderstands nicht nur D_{Lip} am Einlauf, sondern auch jener am Heck der Gondel betrachtet werden. Mit

$$D_{\text{Heck}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_{\overline{MD}}} (p - p_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.66)$$

ist dieser analog zu jenem im Bereich des Einlaufs definiert. Das zur Bestimmung notwendige Kontrollvolumen ist in Abb. 2.13 dargestellt.

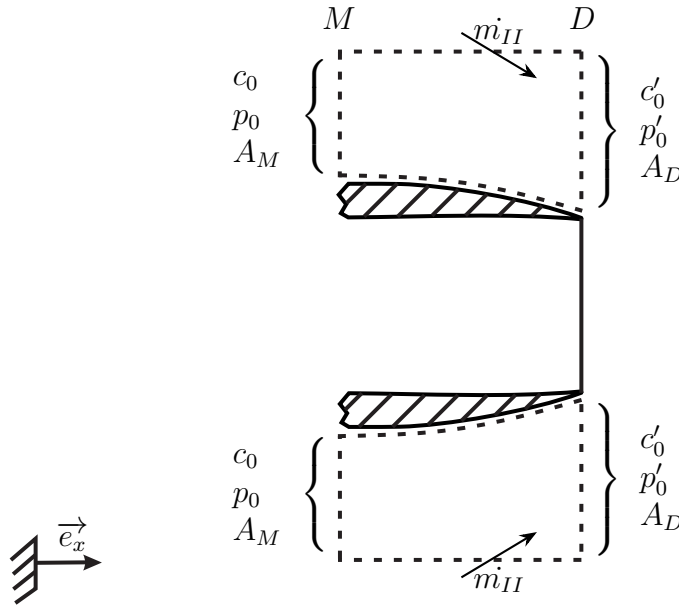


Abbildung 2.13.: Schematische Darstellung der Düse mit Kontrollvolumen zur Bestimmung des Heckwiderstands, angelehnt an Weintraub [8]

Wird für dieses Kontrollvolumen unter der Annahme einer inkompressiblen und reibungsfreien ($\bar{\tau} = 0$) Strömung der Impulssatz aufgestellt, kann dieser zu

$$D_{\text{Heck}} = \vec{e}_x \cdot \iint_{A_D} \rho \vec{c}_0 (c_0 - \vec{c}_0 \cdot \vec{n}) dA + \vec{e}_x \cdot \iint_{A_D} (p_0 - p'_0) \cdot \vec{n} dA \quad (2.67)$$

umgestellt werden. Somit wird der Heckwiderstand gleich dem Impulsverlust der Außenströmung. Wird von einer homogenen Druck- und Geschwindigkeitsverteilung ausgegangen, vereinfacht sich (2.67) zu

$$D_{\text{Heck}} = \rho \vec{c}_0^T (c_0 - \vec{c}_0') A_D + A_D (p_0 - p_0'). \quad (2.68)$$

D_{Heck} würde somit zu null, wenn $p_0' = p_0$ und $c_0' = c_0$. Da aber an der Hinterkante der Gondel immer kleine Nachläufe und eventuell sogar Ablösegebiete auf der Außenfläche auftreten, ist dies nie der Fall. Diese Ablösegebiete treten verstärkt auf, wenn die Düse auf kurzer Lauflänge stark einschnürt und sollten vermieden werden.

3. Stand der Forschung

In den 1930er Jahren begannen Stipa [14] und Kort [15] mit den ersten experimentellen Studien zu Mantelpropellern. Ihr Ziel war, es Schubeigenschaften von Flugzeug- und Schiffspropellern zu verbessern. Die für diese Arbeit relevanten experimentellen Untersuchungen zu Mantelpropellern, hier ist insbesondere das *Shrouded Propeller Test Program* von *Hamilton Standard* [16] zu nennen, werden in Kap. 3.1 chronologisch vorgestellt. Weiterhin wird kurz auf einige aus den Untersuchungen hervorgegangene Flugexperimente eingegangen.

Die Ergründung der theoretischen Grundlagen des Mantelpropellers begann in den 1940er Jahren. Diese Arbeiten, hier ist insbesondere auf Küchemann und Weber [7] zu verweisen, und die daraus resultierenden Auslegungsmethoden für Mantelpropeller, werden in Kap. 3.2 vorgestellt. Die vorgestellten Auslegungsmethoden, basierend auf der Blattelement-, Impuls- und/oder Potentialtheorie, sind für die Berechnung des Leistungsverhaltens von Mantelpropellern gut geeignet. Der Einfluss verschiedener Gondelgeometrien dagegen kann darin meist nur über empirische Korrekturfaktoren berücksichtigt werden.

Für die Auslegung und Bewertung der Gondel unter Berücksichtigung des Reibungswiderstands aber auch möglicher Strömungsablösungen auf der Innen- oder Außenseite des Einlaufs sowie an der Schubdüse ist die Verwendung von numerischen Methoden zur näherungsweisen Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen (englisch Computational Fluid Dynamics, Abk. CFD) notwendig. Die für diese Arbeit relevanten Arbeiten werden in Kap. 3.3 diskutiert.

Abschließend wird die vorliegende Arbeit in den Stand der Forschung eingeordnet und die Ziele konkretisiert (Kap. 3.4).

3.1. Experimentelle Studien zu Mantelpropellern

Die ersten experimentellen Untersuchungen von Stipa und Kort hatten das Ziel, durch die Installation einer Gondel die Strahlkontraktion eines Propellers zu verringern und durch die resultierende Steigerung des Durchsatzes den Wirkungsgrad zu verbessern. Bei dem von Stipa [14] untersuchten Prototypen war der Rotor im Gegensatz zu heutigen Geometrien noch direkt an der Gondelvorderkante platziert. Die Geometrie der Gondel war jedoch schon mit jener späterer Triebwerksgondeln vergleichbar. Er stellte fest, dass Mantelpropeller bei Steigerung der Anströmgeschwindigkeit eine geringere Drehzahlveränderung als klassische Festpropeller haben. Kort [15] erkannte bei seinen Arbeiten an ummantelten Schiffspropellern, dass die größten Schubsteigerungen bei niedrigen An-

strömgeschwindigkeiten zu erwarten sind und die Schaufelspitzen der Rotoren anders als jene von klassischen Propellern zu gestalten sind.

Die erste umfassende Studie zu verschiedenen Gondelgeometrien führte Krüger [9] in den 1940er Jahren durch. Er wollte einen Mantelpropeller für hohe Geschwindigkeiten (800 km/h) in großer Höhe (8,6 km) auslegen. Dieser sollte unter den gegebenen Flugbedingungen mit knapp 1200 PS Antriebsleistung noch 400 kg Schub erzeugen. Für seine Windkanalstudien, in denen er Sehnenlänge, Dicke, Wölbung und Einstellwinkel des Gondelprofils zur Schubachse variierte, nutzte Krüger 15 Windkanalmodelle mit einem Rotorradius $r_R = 0,125$ m und 30 PS Antriebsleistung. Dabei variierte er das Düsen-Flächenverhältnis zwischen $\sigma = 0,75$ und $\sigma = 1,7$ sowie die Anströmgeschwindigkeit. In dem ins Englische übersetzten und von der NACA veröffentlichten Bericht sind die detaillierten Testdaten von zwei Gondelgeometrien enthalten. Die Basisgeometrie 1 hat ein Düsen-Flächenverhältnis von $\sigma = 1$, ein Längen-Durchmesser-Verhältnis von $l_M/D_M = 0,625$ und ein Dicken-Sehnenlängen-Verhältnis von 0,2. Die andere Gondel 5c ist deutlich kürzer $l_M/D_M = 0,312$ und mit einem Dicken-Sehnenlängen-Verhältnis von 0,125 sehr schlank. Trotz eines größeren Düsen-Flächenverhältnisses hatte Profil 5c einen deutlich geringeren Standschub als das Basisprofil. Krüger erkannte, dass dies an der Ablösung der Strömung aufgrund des geringen Einlaufrippenradius lag, bei größeren Anströmgeschwindigkeiten dagegen kurze schlanke Profile zu bevorzugen sind. Weiterhin erkannte er, dass die Verwendung eines Stators den Wirkungsgrad durch die Drallentnahme aus dem Schubstrahl steigert. Seine Testergebnisse für das Basisprofil verglich Krüger mit den theoretischen Ausarbeitungen von Küchemann und Weber, welche im nächsten Abschnitt vorgestellt werden, und erzielte eine gute Übereinstimmung.

Auch Platt [17] führte in dieser Zeit Freiluftversuche mit drei verschiedenen Gondeln durch. Dabei verwendete er zwei gegenläufige Rotoren mit einem Radius von etwa 1,2 m. Untersucht wurden zwei verschiedene Gondellängen mit $l_M/D_M = 0,671$ und $l_M/D_M = 0,836$, sowie zwei verschiedene Düsen-Flächenverhältnisse von $\sigma = 1,1$ und $\sigma = 1,3$. Da alle drei Gondeln die gleiche Einlaufgeometrie besaßen, konnte er bei seinen Standschubmessungen nur geringe Unterschiede auf Grund des Düsen-Flächenverhältnisses erkennen.

Baals et al. [18] führten eine Windkanaluntersuchung durch, um die Auswirkung der Einlaufgeometrie zu untersuchen. Dabei lag der Fokus auf der Entwicklung einer Gondelgeometrie, die möglichst hohe kritische Geschwindigkeiten auf der Außenseite der Gondel, dem Mantel erlaubt. Ergebnis der Versuche war die *NACA 1* Profilerie, die auch in der vorliegenden Arbeit verwendet wird. Ihre Geometrie verspricht einen möglichst konstanten Geschwindigkeitsanstieg und eine gleichmäßige Druckverteilung.

Eine weitere detailliertere experimentelle Studie für verschiedene runde und elliptische Einlaufgeometrien führten Blackaby und Watson [19] durch. Mit Hilfe ihrer Testgeometrie konnten sie den Totaldruckverlust in einem Einlauf mit einem Durchmesser von etwa 0,1 m bei niedrigen Anströmmachzahlen zwischen $M_0 = 0$ und $M_0 = 0,33$ und verschiedenen durchgesetzten Massenströmen messen. Aufgrund der Messung weit stromab des Einlaufs vermischten sich die Effekte der Wandreibung und der Übergeschwindigkeit bzw. Ablösung an der Vorderkante. Gleichwohl ist der starke Verlustanstieg bei großen durchgesetzten Massenströmen aufgrund von Ablösungen im Einlauf klar zu identifizie-

ren. Weiterhin ist zu erkennen, dass die elliptischen Konturen einen größeren ablösefreien Betriebsbereich gegenüber den kreisförmigen Konturen bieten und zugleich eine geringere Stirnfläche aufweisen. In dieser Arbeit werden daher auch elliptische Konturen für die innere Einlaufgeometrie verwendet.

Einen guten Überblick über weitere wissenschaftliche Arbeiten und den Stand der Technik Ende der 1950er Jahre liefert die Zusammenfassung von Sacks und Burnell [6]. Sie weisen darauf hin, dass die bisherigen Untersuchungen zwar wichtige Erkenntnisse brachten, jedoch für ein gutes physikalisches Verständnis umfassende strukturiert aufgebaute Testreihen notwendig sind.

Anfang der 1960er Jahren wurde begonnen, das Verhalten von Mantelpropellern unter Anstellwinkeln zu untersuchen. Goodson und Grunwald [20] erkannten, dass Versuche in Modellgröße sehr gut für die Validierung des Leistungsverhaltens geeignet sind, Untersuchungen unter Anstellwinkeln jedoch nur im Bereich anliegender Strömung sinnvoll sind. Aufgrund der niedrigeren Reynoldszahl traten an ihrem Modell mit einem Rotorradius $r_R \approx 0,2\text{ m}$ die Ablösungen an der Einlaufkappe bei geringeren Anströmwinkeln und dichter an der Gondelvorderkante auf als erwartet. Dies führte zu einem deutlich abweichenden Betriebsverhalten. Die Experimente wurden daher an größeren Modellen mit $r_R \approx 0,2\text{ m}$ und $r_R \approx 1\text{ m}$ fortgesetzt. Diese wurden in Hinblick auf die spätere Anwendung bereits an einem Flügel montiert untersucht. Hierbei lag der Fokus weniger auf dem Einfluss des Anströmwinkels auf den Schub, sondern mehr auf dem Gesamtauftrieb resultierend aus Schub und Anströmung des angestellten Mantelpropellers sowie den Nickmomenten. Direkte Designkriterien für Mantelpropeller-Gondeln lassen sich aus diesen Studien nicht ableiten, da nicht die Variation der Gondelgeometrie, sondern die Untersuchung des Betriebsverhaltens, unter anderem in Kombination mit einem Flügel, im Vordergrund standen. Exemplarisch für diese Arbeiten seien an dieser Stelle Mort und Yaggy [21] und Yaggy und Goodson [22] genannt.

Etwa zur gleichen Zeit wurde mit dem umfangreichen *Shrouded Propeller Test Program* von *Hamilton Standard* im Auftrag der *US Navy* begonnen [16], [23]. In der experimentellen Phase des Hamilton Standard Testprogramms wurden zwölf verschiedene Mantelpropeller-Variationen in einem Windkanal erprobt. Konstant gehalten wurde dabei lediglich der Durchmesser der Gondelinnenkontur im Bereich des Rotors mit $r_R \approx 0,4\text{ m}$. Zu den untersuchten Parametern gehörten die Anzahl und Form der Rotorblätter sowie der Blattspitzenabstand. Bei der Gondel wurde die Form der Einlaufkappe, das Düsen-Flächenverhältnis, das Längen-Durchmesser-Verhältnis, die Rotorposition in der Gondel sowie die externe Kontur variiert. Der untersuchte Betriebsbereich erstreckte sich vom Standfall ($M_0 = 0$) bis zu einer Anströmmachzahl von $M_0 = 0,5$. Angetrieben wurde der jeweilige Rotor von zwei bis zu je 375 PS starken Elektromotoren. Die Auswirkungen von Geometrieänderungen an der Gondel wurden anhand der Änderung des Gesamtschubs des installierten Antriebs bei gleicher Antriebsleistung quantifiziert. Für eine bessere Analyse des Betriebsverhaltens wurden die auf Rotor und Gondel wirkenden Kräfte getrennt gemessen. Weiterhin wurde die Oberflächendruckverteilung über die Gondellänge erfasst, um im Abgleich mit den auf die Gondel wirkenden Kräften Rückschlüsse auf den Reibungsanteil zu ermöglichen.

Bei den experimentellen Untersuchungen wurde festgestellt, dass sich das Verhältnis von Gesamtschub zu Rotorkraft im Standfall fast dem theoretischen Maximum von $F/F_R = 2,2$ annähert. Erwartet worden waren deutlich geringere Werte, da zuvor die Entlastung des Rotors unterschätzt und die Verluste an den Blattspitzen überschätzt wurden. Unter axialer Anströmung wurde eine Abnahme des Schubanteils der Gondel beobachtet. Mit zunehmender Geschwindigkeit kehrte sich der Schubanteil in Widerstand um.

Als wichtigster Parameter für die Gondelauslegung wurde das bereits in vorherigen Arbeiten herausgestellte Düsen-Flächenverhältnis bestätigt. Hierfür wurden Gondelgeometrien mit $\sigma = 1,1, 1,2$ und $1,3$ untersucht. Besonders im Stillstand und bei niedrigen Geschwindigkeiten zeigte sich, dass ein größeres Düsen-Flächenverhältnis vorteilhaft ist und Schubsteigerungen von über 10 % zu erzielen sind. Dieser Vorteil kehrt sich jedoch mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit in einen bis zu 50 % geringeren Schub um. Weiterhin ist eine starke Abhängigkeit vom durchgesetzten Massenstrom bzw. der Antriebsleistung zu erkennen. Es wurde daher als Ergebnis festgehalten, dass an dieser Stelle ein Kompromiss zwischen Start- und Reiseflugleistung notwendig ist und auch Verhältnisse von $\sigma < 1$ sinnvoll sein können. Eine Untersuchung solcher Geometrien wurde angeregt. Weiterhin wurde festgestellt, dass bei fast allen Messungen der statische Druck am Diffusor/Düsenaustritt über dem atmosphärischen Druck lag und somit der Schubstrahl hinter der Gondel einschnürt.

Bei der Einlaufgeometrie wurden das Verhältnis der Gondeldicke zum Rotorradius $(r_M - r_R)/r_R = 0,2$ konstant gehalten. Die Geometrieviation bestand lediglich aus einer Reduzierung des Durchmessers an der Gondelvorderkante. Während die Basisgeometrie mit einer asymmetrischen Gondelvorderkante durch die weit außenliegende Nase im Standfall Vorteile brachte, konnten geringe Schubsteigerungen mit einer symmetrischen Gondelvorderkante unter Anströmung erzielt werden. Um den Einfluss der Gondellänge zu quantifizieren, wurde das Längen-Durchmesser-Verhältnis von $l_M/D_M = 0,667$ auf $l_M/D_M = 0,5$ reduziert. Diese Längenreduktion wurde im Bereich des Diffusors vorgenommen. Da es aufgrund des geringen Düsen-Flächenverhältnisses von $\sigma = 1,1$ nicht zu Ablösungen im Diffusor kam, wurden bei geringer Anströmgeschwindigkeit kaum Unterschiede im Schub festgestellt. Erst ab $M_0 = 0,4$ beeinträchtigt die kürzere Gondellänge die Leistung. Zurückgeführt wurde dies auf das größere Dicken-Sehnenlängen-Verhältnis der Gondel.

Hierzu passen auch die Ergebnisse bei der Variation der externen Gondelkontur. Es wurde festgestellt, dass eine Profilform aus der *NACA 16er-Serie* gegenüber der im Bereich der Düse recht gleichmäßig zulaufenden Basisgeometrie einen deutlich höheren Widerstand hat. Weiterhin wurde geschlussfolgert, dass die Außenkontur in diesem Bereich der Gondel keine zu starke Krümmung haben, also nicht zu stark einschnüren darf, da es sonst in diesem Bereich zu Ablösungen kommt.

Darüber hinaus ist für diese Arbeit noch die Untersuchung der beiden Rotorpositionen bei 40 % und 25 % der Gondellänge interessant. Sie ergab, dass im Standfall die hintere Position effizienter ist, wohingegen die vordere Position unter Anströmung zu bevorzugen ist. Hieraus wurde geschlossen, dass die hintere Rotorposition mögliche Asymmetrien der Anströmung besser ausgleicht und vermutet, dass unter Anströmung eine längere Lauflänge der Strömung bis zum Gondelaustritt Vorteile bietet.

Ähnliche Studien, jedoch mit geringerem Umfang, wurden von *Dornier* im Auftrag des *Bundesministers der Verteidigung* durchgeführt und kamen zu vergleichbaren Ergebnissen [24].

Einige der soeben aufgeführten experimentellen Studien waren die Grundlage für flugfähige Prototypen. Beispiele sind die amerikanischen Fluggeräte mit kippbaren Mantelpropellern wie die *Doak VZ-4* und die *Bell X-22A* [25], welche aus den Arbeiten des Hamilton Standard Test Programms hervorgingen, Trag- bzw. Flugschrauber wie *Rabounyt D2* [26] und *VFW H3 Sprinter* [27], aber auch klassische Flugzeuge wie die *Cessna XMC* und die *Britten-Norman BN-2 Islander* [28], bei denen die Propeller durch Mantelpropeller ersetzt wurden. Andere Flugzeuge wie der *Fantrainer* und der *Fanliner* wurden um den Mantelpropeller herum konstruiert [29]. Da sich diese und viele weitere Prototypen nicht am Markt durchsetzen konnten, spielte der Mantelpropeller in den Folgejahren in der Forschung nur eine untergeordnete Rolle.

Lediglich wurden Ende der 1970er Jahre erstmalig Mantelpropeller an Hubschraubern anstelle von Heckrotoren eingesetzt [30]. Die in diesem Bereich erfolgte Forschung hat jedoch wenig Relevanz für die vorliegende Arbeit.

Mit der Einführung von unbemannten Luftfahrzeugen (engl. Unmanned Aerial Vehicles, UAV) und dem steigenden Interesse an urbaner und regionaler Luftmobilität aufgrund der Fortschritte in der Batterie- und Elektromotortechnik wurden Mantelpropeller ab den 2000ern wieder als Antriebsmöglichkeit für verschiedene Fluggeräte interessant. Beispiele sind der *Airbus E-Fan* [31], die *Bell Nexus* [32] und der *VoloConnect* [33] von *VoloCopter*.

Abrego und Bulaga [34] untersuchten zu Beginn der 2000er einen elektrisch angetriebenen Mantelpropeller mit einem Durchmesser von 0,95 m unter verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten und Anströmwinkeln im Windkanal. Es wurde jedoch keine Geometrievariation vorgenommen. Da der untersuchte Mantelpropeller Auftrieb erzeugen sollte und daher quer zur Flugrichtung angeordnet war, stand wie bei vielen weiteren Arbeiten aus der jüngeren Vergangenheit die Queranströmung im Vordergrund. Die Ergebnisse sind somit nicht direkt auf den in dieser Arbeit untersuchten, vornehmlich axial angeströmten Mantelpropeller zu übertragen.

In weiteren experimentellen Studien wie denen von Martin und Tung [35], Yilmaz et al. [36] [37] und Graf et al. [38] wurde die Gondelgeometrie von Mantelpropellern variiert und diese unter verschiedenen Anstellwinkeln getestet. Da diese Antriebe jedoch für sehr langsam fliegende unbemannte Luftfahrzeuge vorgesehen waren und kleine Durchmesser von weniger als 0,25 m hatten, lassen sich auch aus diesen Untersuchungen keine direkten Erkenntnisse für die vorliegende Arbeit ableiten.

3.2. Auslegungsmethoden für Mantelpropeller

Die analytischen Methoden zur Auslegung von Mantelpropellern haben ein gemeinsames Ziel: Die Beschreibung des Strömungsfeldes um ein Ringprofil mit einer bestimm-

ten Wölbungs- und Dickenverteilung, in dessen Inneren sich ein Drucksprung befindet, welcher die Rotorscheibe darstellt, unter einer gleichmäßigen freien Anströmung mit beliebiger Richtung und Geschwindigkeit. Die Ansätze hierzu reichen von der einfachen Impulstheorie bis hin zu anspruchsvollen Potentialströmungsmodellen, die teilweise mit Methoden zur Grenzschichtberechnung sowie der Modellierung viskoser Effekte gekoppelt werden können.

Eine tiefgehende theoretische Aufbereitung des Strömungsfelds um einen Mantelpropeller erfolgte durch Küchemann und Weber [7]. Viele Annahmen in Kap. 2 beruhen auf ihren Annahmen. Zur Berechnung des Leistungsverhaltens von Mantelpropellern entwickelten sie Potentialströmungslösungen für ringförmige Tragflächen in einer gleichmäßigen Strömung, indem sie den Mantel mit einer Wirbelverteilung modellierten.

Aufbauend auf diesen Arbeiten leitete Kriebel [39] in den 1960er Jahren Ausdrücke für Kräfte und Momente von Mantelpropellern unter Anstellwinkeln her. Dazu kombinierte er die bestehende Theorie für Ringflügel unter Anstellwinkeln mit der von Küchemann erarbeiteten Potentialtheorie für axial angeströmte Mantelpropeller. Diese Methode erlaubte die Auswirkung von Mantellänge, Dicke und Wölbung zu berücksichtigen, modellierte aber den Rotor als gleichmäßig belastete Aktuatorscheibe unter axialer Anströmung.

Ein neuer Ansatz wurde in der analytischen Phase des *Shrouded Propeller Test Program* von *Hamilton Standard* entwickelt [40]. Dieser basierte auf der Singularitätenmethode und berücksichtigte die Wechselwirkungen von Mantel, Rotor und Zentralkörper. Für die Berechnung des Schubanteiles wurden verschiedene Methoden verwendet und diese mit Testdaten aus dem in Kap. 3.1 vorgestellten experimentellen Teil des Hamilton Standard Testprogramms verglichen. Im Allgemeinen konnte für $M_0 \geq 0,2$ eine gute Übereinstimmung zwischen den berechneten Daten und den experimentellen Ergebnissen für die Rotorleistung sowie die Druckverteilung auf den Gondelfläche gefunden werden. Für den Netto-Schub und den Installationswiderstand der Gondel wurden dagegen größere Abweichungen zwischen den berechneten Daten und den experimentellen Ergebnissen festgestellt. Diese wurden auf die vereinfachenden Annahmen bei der Berechnung zurückgeführt.

Die Ergebnisse der analytischen Phase des Hamilton Standard Testprogramms wurden in ein Computerprogramm überführt, mit dem einfach und unter geringem Rechenaufwand parametrische Studien von Gondel- und Rotor- Geometrievariationen durchgeführt werden können. Neben der Leistungsrechnung waren in dem Computerprogramm *Q-FANS* auch Methoden zur Lärm-, Gewichts- und Kostenabschätzung enthalten [41].

Mit dem Programm *Ducted Fan Design Code (DFDC)* wurde in den 2000er Jahren ein weiteres, einfach zu bedienendes Auslegungswerkzeug für Mantelpropeller veröffentlicht [42]. Die Beschaufelung wird bei DFDC mittels der Traglinientheorie, in Kombination mit der der Blattelementtheorie zur Berücksichtigung der lokalen Profilpolare sowie der Wirbeltheorie zur Beschreibung des Strömungsfeldes stromab berechnet. Diese wird überlagert mit dem Strömungsfeld der Gondel, welches mittels einer achsensymmetrischen Panel-Methode abgebildet wird. DFDC kann somit das Leistungsverhalten von Mantelpropellern abbilden, ist aber auch für den Entwurf geeignet. Beides wurde bereits

in diversen Studien gezeigt, eine umfassende Validierung der Genauigkeit steht jedoch aus. So werden in DFDC zum einen Radialspalt- und Sekundärverluste vernachlässigt, zum anderen wird auch der Gondelwiderstand nicht berechnet.

Eine neue Methode zur Modellierung von Mantelpropellern für hybrid-elektrisch angetriebene Kleinflugzeuge wurde am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelt und 2021 von Weintraub et al. [43] präsentiert. Diese wird auch für die Auslegung des in dieser Arbeit betrachteten Mantelpropellers genutzt. Die Auslegung des Mantelpropellers beginnt mit der Definition eines Auslegungspunkts und der Eingabe von Auslegungsvariablen wie dem Rotordurchmesser. Rotor und Stator des Mantelpropellers werden als Stufe eines Axialverdichters betrachtet und zunächst basierend auf dem Mittelschnittverfahren vorausgelegt. Hierbei werden sowohl für die Radialspalt- und Sekundärverluste als auch für den Druckverlust in Einlauf und die Schubdüse semiempirische Verlustkorrelationen angesetzt. Nach Abschluss dieser Vorauslegung erfolgt die Festlegung der Strömungswinkel über die Schaufelhöhe anhand einer Mixed-Vortex-Auslegung. Bei Bedarf können Profile für die Beschaukelung festgelegt und diese angepasst werden. Abschließend wird der Installationswiderstand des Mantelpropellers mittels physikalisch basierter Ansätze anhand der von dimensionslosen Auslegungsparametern vorgegebenen Gondelgeometrie bestimmt. Nach der Auslegung der Aerodynamik des Mantelpropellers kann für diesen ein hybrid-elektrisches Antriebssystem ausgelegt werden und sein Leistungsverhalten mit oder ohne dieses Antriebssystem in verschiedenen Betriebspunkten nachgerechnet werden.

Einen guten Überblick über weitere Auslegungsmethoden speziell für Mantelpropeller bieten de Piolenc und Wright [44] und Zhang und Barakos [45]. Da die Gondel von Mantelpropellern Ähnlichkeiten zu jenen von Turbofantriebwerken aufweist, sei an dieser Stelle zusätzlich zu den soeben im Detail diskutierten wissenschaftlichen Arbeiten an Mantelpropellern auf die Standardwerke zur Gondelaerodynamik und Flugzeugintegration, Torenbeek [46], Seddon und Goldsmith [47], Rick [48] und Bräunling [49] verwiesen. Ein Überblick über diverse Studien für in der Schifffahrt verwendete Mantelpropeller sind in Carlton [50] zu finden. Aufgrund der niedrigen Anströmbedingungen und dem damit verbundenen sehr großen Durchsatzkoeffizienten $\mu = \frac{A_0}{A_1} \gg 1$ sind die dortigen Erkenntnisse jedoch nur begrenzt auf diese Arbeit übertragbar.

3.3. CFD-Untersuchungen von Mantelpropellern

Die soeben vorgestellten Methoden zur Auslegung von Mantelpropellern können das Leistungsverhalten von Mantelpropellern gut wiedergeben. Um den Einfluss der Gondelgeometrie in reibungsbehafteter kompressibler Strömung abzubilden, ist jedoch die Verwendung von numerischen Methoden zur näherungsweisen Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen (englisch: Computational Fluid Dynamics, Abk. CFD) notwendig. Die großen Fortschritte bei der Rechenleistung von Hochleistungsrechnern sowie die Entwicklung von kommerziellen Strömungslösern ermöglichen heutzutage größere Designstudien.

Einen ersten Vergleich zwischen den bisher genutzten Panelmethoden mit Grenzschicht und Ablösevorhersagemodellen, der numerischen Berechnung des Strömungsfelds mittels

Eulergleichungen, also unter Vernachlässigung von Viskosität und Kompressibilität, und experimentellen Daten anhand von Studien an einem Mantelpropeller stellte Boldman [51] vor. Er untersuchte das Ablöseverhalten im Einlauf für verschiedene Geometrien unter verschiedenen Anström winkeln und Geschwindigkeiten und konnte eine sehr gute Übereinstimmung feststellen.

Die Kompressibilität der Strömung berücksichtigten Iek et al. [52] bei ihren CFD-Untersuchungen an Mantelpropellern mit dem Strömungslöser *PARC*. Hierbei wurde die Rotorgeometrie nicht diskretisiert und die Rotation nicht zeitlich aufgelöst, sondern stattdessen wurden verschiedene Strömungsrandbedingungen auf die Rotorfläche aufgeprägt. Zum einen wurde der Massenstrom durch die Rotorebene vorgegeben, die andere untersuchte Randbedingung war die Vorgabe fester Strömungsbedingungen an dieser Stelle. Letztere wurden aus Experiment und Potentialtheorie gewonnen. Im Vergleich mit Windkanaluntersuchungen wurde festgestellt, dass die Vorgabe der festen Strömungsbedingungen in der Rotorebene sowohl bei axialer Anströmung, als auch unter 25° Anström winkeln zu guter Übereinstimmung mit Druckmessungen aus dem Experiment führte. Wurde nur der Massenstrom vorgegeben, ergaben sich dagegen deutliche Abweichungen.

In folgenden Studien erweiterten Iek et al. ihre numerischen Einstellungen und versuchten die Strömung unter Anström winkeln mit einer vor die Massenstrom-Randbedingung geschalteten *Screen-BC* abzubilden. Da sie im Experiment erkannten, dass sowohl der laufende Rotor als auch eine rotationssymmetrische Vorrichtung, die Teile des Strömungskanales blockiert, die Ablösung im Einlauf zu größeren Anström winkeln hin verschiebt, wurde die *Screen-BC* zum Abbilden von Druckverlusten verwendet. Das Rechenmodell hierzu basierte auf der *1,5D Actuator Disk Theorie* nach Horlock [53] und lieferte bessere Ergebnisse als die isolierte Verwendung der Massenstrom-Randbedingung. [54]

Das hier bereits aufgezeigte Vorgehen, die dreidimensionale drehende Rotorgeometrie durch ein vereinfachtes Aktuatorscheiben-Modell zu substituieren, wird auch heute noch vielfach angewandt. Der Verzicht auf die zeitliche Auflösung der Blattbewegung erübrigt die instationäre Simulation und reduziert den Rechenaufwand um Größenordnungen. Weiterhin entfällt die Diskretisierung der Rotorgeometrie und eine Kopplung der relativ bewegten Rechenetze. Insbesondere wenn die Beschau felung nicht im Fokus der Untersuchungen steht oder eine Auflösung der Blattspitzenwirbel nicht notwendig ist, ermöglicht das Aktuatorscheiben-Modell die effiziente Betrachtung eines ganzen Fluggeräts oder, wie in der vorliegenden Arbeit, die Untersuchung zahlreicher Gondelgeometrien. [55]

Ein recht einfaches Aktuatorscheiben-Modell, bei dem auf die Einprägung des Dralles in die Strömung verzichtet wird, wurde von Brown et al. [56] in ihren CFD-Untersuchungen zur Auslegung einer Flugzeugkonfiguration genutzt. Bei dieser war ein Mantelpropeller am Heck eines Kleinflugzeuges zur Einsaugung der Grenzschicht platziert. Sie führten verschiedene Sensitivitätsstudien bezüglich der Platzierung des Mantelpropellers durch, variierten aber auch die Gondelgeometrie. Hierbei stand die Interaktion des Mantelpropellers mit dem Flugzeug im Vordergrund.

Ebenso wie bei den experimentellen Studien standen auch bei den numerischen Untersuchungen zuletzt Fluggeräte für die urbane Luftmobilität sowie unbemannte Luftfahrzeuge mit auftriebserzeugenden und somit querangeströmten Mantelpropellern im Fokus. So untersuchten beispielsweise Bento et al. [57] die Leistungsfähigkeit und Interaktionseffekte zwischen Einlauf und Rotor für runde und rechteckige Gondelgeometrien und prägten der Strömung in der Rotorebene mit einem Aktuatorscheiben-Modell einen axialen Impuls, einen Drall sowie einen Energiesprung auf. Dieses verbesserte Modell erlaubt neben der Betrachtung von Schub und Leistung auch eine Differenzierung in Drehmoment und Drehzahl des Rotors.

Eine weitere Gondeloptimierung für einen Mantelpropeller eines unbemannten Luftfahrzeugs mittels CFD wurde von Aboelezz et al. [58] präsentiert. In ihren CFD-Untersuchungen wird die Gondel als 2D-Geometrie und der Rotor als Aktuatorscheibe betrachtet. Dieses vereinfachte Ersatzmodell wird direkt in die Optimierungsschleife eingebunden. Die Auswahl der Stützpunkte der Optimierung erfolgt hierbei über die *Latin Hypercube Sampling*-Methode. Die Aktuatorscheibe arbeitet als Quellterm, dessen Koeffizienten zuvor aus den experimentellen Daten berechnet wurden. Die Ergebnisse stimmen nicht gut mit den experimentellen Daten überein, da die Geometrie für numerische Berechnung stark vereinfacht wurde. So werden Einlauf und Düse als Kegelstümpfe und in 2D als einfache Platten angenommen.

Ein neuartiges Aktuatorscheiben-Modell für den Strömungslöser *TAU*, in dem das Verhalten der Aktuatorscheibe direkt mit der Rotorgeometrie verknüpft ist, wurde von Raichle [59] vorgestellt. Übereinstimmend mit dem klassischen Modell der Impulstheorie wird auch hier in einer infinitesimal dünnen Aktuatorscheibe ein diskontinuierlicher Drucksprung erzeugt, zusätzlich wird jedoch auch der Drall mitberücksichtigt. Grundlage dieses Ansatzes ist, dass jedes Rotorblatt als Linie angenommen und eine radiale Kraftverteilung über die Blattelementtheorie berechnet wird. Voraussetzung hierfür ist, dass die Profiltiefe des Rotorblatts im Vergleich zum Rotorradius gering ist. Die lokalen Schnittkräfte hängen von den aerodynamischen Koeffizienten ab, die sich aus der Geometrie des Rotorschnitts, der radialen Verteilung der Schaufelverwindung und der Sehnenlänge des Profils sowie dem Strömungszustand in diesem Abschnitt ergeben. Der Strömungszustand, definiert über Anströmwinkel und Geschwindigkeit relativ zur Schaufel, wird für jeden Punkt auf der Aktuatorscheibe aus der lokalen Anströmung sowie der Winkelgeschwindigkeit der Schaufel berechnet. Die Rotation dieser Linien erzeugt die Aktuatorscheibe. Anhand einer zeitlichen Mittelung wird aus den radialen Kraftverteilungen eine stationäre Flächenkraftverteilung berechnet, die der Strömung den gleichen Impuls zuführt.

Da sowohl der Drall der Abströmung berücksichtigt wird, als auch eine Variation der Anströmbedingungen in Umfangsrichtung abgebildet werden kann, wie sie unter anderem im Betrieb unter Anströmwinkeln vorkommt, ist dieses Aktuatorscheiben-Modell besonders realitätsnah. Es wurde bereits anhand verschiedener Anwendungsbeispiele validiert und zeigte eine gute Übereinstimmung mit experimentellen Untersuchungen sowie mit instationären numerischen Simulationen, in denen die Beschaukelung diskretisiert und die Rotation zeitlich aufgelöst wurde [60] [61] [62]. Dieses Aktuatorscheiben-Modell wurde daher für den numerischen Teil dieser Arbeit, siehe Kap. 4.2.1, ausgewählt.

3.4. Einordnung und Ziele der Arbeit

Insbesondere in den 1960er und 1970er Jahren wurde der Einfluss der Gondelgeometrie auf das Betriebsverhalten von Mantelpropellerantrieben in großangelegten Windkanalstudien, siehe Kap. 3.1, untersucht. Wie in Kap. 3.2 beschrieben, wurde in dieser Zeit auch ein gutes theoretisches Verständnis für das Betriebsverhalten von Mantelpropellern allgemein aufgebaut. Aus den gewonnenen Erkenntnissen gingen im Laufe der Zeit einige Auslegungswerkzeuge hervor, die jedoch den Einfluss der Gondelgeometrie zumeist nur vereinfacht, beispielsweise über Verlustkorrelationen oder mit der Panelmethode, abbilden.

Die Steigerung der Rechenleistung verfügbarer Hochleistungscomputer sowie die Weiterentwicklung der numerischen Modelle ermöglichen seit einiger Zeit die Ermittlung wichtiger Entwurfszusammenhänge in der aerodynamischen Gondelauslegung. Der Forschungsschwerpunkt lag jedoch in den letzten Jahren auf auftriebserzeugenden, also im Horizontalflug querangeströmten Mantelpropellern mit sehr kurzen Gondeln für unbemannte Flugobjekte und damit in einem anderen Leistungs- und Anwendungsbereich.

Die Elektrifizierung von Fluggeräten erhöht die Attraktivität, Mantelpropeller in Zukunft auch zur Vortriebserzeugung bei Kleinflugzeugen und anderen Fluggeräten zur Personenbeförderung einzusetzen, da nun nabenintegrierte Antriebe möglich sind. Hinzu kommt, dass der Einsatz von Mantelpropellern eine Reduzierung des Fluglärmes erwarten lässt. Solche Fluggeräte sowie geeignete Mantelpropeller befinden sich jedoch noch in der Entwicklung oder der frühen Erprobung. Die Optimierung der Gondelgeometrie auf den genauen Anwendungsfall steht oftmals noch aus und über die zur Gondelauslegung verwendeten Methoden ist wenig bekannt.

Umfangreiche Windkanalstudien zur aerodynamischen Gondelauslegung, wie sie in den 1960er und 1970er Jahren durchgeführt wurden, kommen heute aufgrund des hohen Aufwands solcher Versuche nicht mehr in Betracht. Auch instationäre Simulation mit aufgelöstem rotierenden Rotor sind aufgrund des hohen Rechenaufwands und der anfallenden Kosten für die Betrachtung zahlreicher Gondelgeometrien und Betriebszustände nicht geeignet. Die Lücke zwischen diesen aufwendigen Methoden und den Vorauslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe, die den Einfluss der Gondelgeometrie nur vereinfacht darstellen, schließt die vorliegende Arbeit mit der Entwicklung und Validierung einer Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung, die eine effiziente Betrachtung unterschiedlicher Gondelgeometrien unter verschiedenen Anströmbedingungen ermöglicht. In dieser Arbeit werden daher vier übergeordnete Ziele verfolgt:

1. Entwicklung einer Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben

Die Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben baut auf einem am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelten Verfahren zur Auslegung und Bewertung von Mantelpropellerantrieben auf. Die in diesem entwickelte 2D-Gondelkontur wird geome-

trisch angepasst, in ein 3D-Modell des Mantelpropellers überführt und strömungsmechanisch mittels numerischer Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen in TAU untersucht. Die Beschaufelung wird hierbei vereinfacht mittels Aktuatorscheiben-Modellen abgebildet. Das so erstellte Simulationsmodell des Mantelpropellers ermöglicht die Betrachtung unterschiedlicher Gondelgeometrien bei verschiedenen Leistungseinstellungen, Flugzuständen sowie Anströmwinkeln und erlaubt eine umfassende Bewertung der Gondelaerodynamik.

2. Demonstration der Entwurfs- und Bewertungsmethodik für einen exemplarischen Anwendungsfall

Als exemplarischer Anwendungsfall wird die Gondelauslegung für ein Ultraleichtfluggerät (< 600 kg) mit zwei elektrisch angetriebenen Mantelpropellern gewählt. Für diesen Anwendungsfall, der sich durch niedrige Fluggeschwindigkeiten, geringe Flughöhen und kurze Distanzen sowie die resultierende geringen Antriebsleistungen auszeichnet, wird eine Gondelgeometrie ausgelegt. Die resultierende Referenzauslegung wurde zusammen mit einer zuvor ausgelegten Beschaufelung vom Projektteam in einen flugfähigen Prototyp überführt.

3. Validierung der Entwurfs- und Bewertungsmethodik anhand einer Referenzauslegung

Die Validierung der Entwurfs- und Bewertungsmethodik erfolgt anhand der Referenzauslegung. Das Betriebsverhalten des aus der Referenzauslegung abgeleiteten Prototyps wird bei variierender Antriebsleistung für Anströmgeschwindigkeiten von 0 bis 120 km/h unter axialer Anströmung sowie für Anströmwinkel von bis zu 40° untersucht. Die experimentellen Ergebnisse werden der Leistungsrechnung sowie der numerischen Rechnung gegenübergestellt und die ausreichende Genauigkeit der entwickelten Methodik nachgewiesen.

4. Ermittlung wichtiger Entwurfszusammenhänge

Die validierte Entwurfs- und Bewertungsmethode wird abschließend zur Ermittlung wichtiger Entwurfszusammenhänge verwendet. Hierzu werden die vier wichtigsten Auslegungsvariablen ausgewählt und ihr Einfluss auf das Betriebsverhalten des Mantelpropellerantriebs in verschiedenen Betriebspunkten herausgearbeitet. Der Parameterraum wird dabei anhand ausgewählter Designpunkte breit aufgespannt und bewusst auf eine automatisierte Optimierung verzichtet.

4. Methoden

Die Auslegung der in dieser Arbeit untersuchten Mantelpropeller erfolgt mit dem am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelten und in Kap. 3.2 vorgestellten Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe nach Weintraub [8]. In Kap. 4.1 wird zunächst der Ablauf der Auslegung und der Berechnung des Leistungsverhaltens beschrieben. Anschließend wird die für diese Arbeit angepasste Entwurfsmethodik für die Gondel erläutert und es werden die im Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe bereits enthaltenen Rechenmodelle zur Gondel zusammengefasst.

Zur Untersuchung der verschiedenen Gondelgeometrien wird der numerische Strömungslöser *TAU* verwendet. Die Beschaukelung wird dabei mittels des in Kap. 3.3 vorgestellten Aktuatorscheiben-Modells nach Raichle [59] abgebildet. Die hierzu notwendigen Vorarbeiten, das numerische Rechengebiet sowie die Einstellungen des Strömungslösers werden in Kap. 4.2 beschrieben. Abschließend wird auf die Bilanzierung von Schub, Verlusten und Gondelwiderstand mittels *Aeroforce* sowie die Bewertung möglicher Einlaufstörungen eingegangen.

Die experimentelle Validierung der Auslegung sowie der Numerik erfolgt anhand einer Referenzauslegung. Für Standschubmessungen wurde ein Prüfstand in der Versuchshalle des Instituts für Strahlantriebe und Turbomaschinen eingerichtet. Zur Analyse des Leistungsverhaltens unter verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten und Winkeln wurde ein mobiler Schubmessprüfstand aufgebaut. Beide Prüfstände, die eingesetzte Messtechnik sowie die Methodik der Auswertung werden in Kap. 4.3 beschrieben. Dabei wird auch auf die Einstellung der Betriebspunkte sowie auf Messunsicherheiten eingegangen.

4.1. Auslegung und Leistungsrechnung

Der Ablauf der Auslegungs- und Leistungsrechnung eines Mantelpropellerdesigns ist in Abb. 4.1 dargestellt. Die Auslegung des Mantelpropellers beginnt mit der Festlegung eines Auslegungspunkts. Für diesen werden die Umgebungsbedingungen sowie eine Zielgröße, zumeist eine Schubforderung definiert. Weiterhin werden der Rotorradius r_R sowie das Düsen-Flächenverhältnis σ vorgegeben. Im ersten Schritt wird der Totaldruckverlust im Einlauf geschätzt und es findet eine Vorauslegung der als Verdichterstufe betrachteten Beschaukelung mit dem Mittelschnittverfahren statt. Hierbei wird der Durchsatz solange variiert, bis der Massenstrom durch die Verdichterstufe jenem entspricht, der sich bei den berechneten Ein- und Austrittsdrücken für die Schubdüse einstellt.

Nach Abschluss dieser Vorauslegung erfolgt die Festlegung der Strömungswinkel über die Schaufelhöhe anhand einer Mixed-Vortex-Auslegung. Bei Bedarf können Profile für die Beschaukelung festgelegt und diese angepasst werden.

Abschließend werden der Installationswiderstand sowie der Totaldruckverlust im Einlauf des Mantelpropellers mittels physikalisch basierter Ansätze anhand der von dimensionslosen Auslegungsparametern vorgegeben Gondelgeometrie bestimmt.

Auf die mögliche Betrachtung des gesamten Antriebssystems wie in Weintraub [8] vorgestellt, wird in dieser Arbeit verzichtet. Stattdessen wird die Gondelgeometrie variiert, siehe Kap. 4.1.1, und das Leistungsverhalten des Mantelpropellers mit gleichbleibender Beschaukelung in verschiedenen Betriebspunkten nachgerechnet. Hierzu wird jeweils der Betriebspunkt anhand der Umgebungsbedingungen sowie einer Zielgröße wie der Wellenleistung oder der Rotordrehzahl definiert. Der Totaldruckverlust im Einlauf wird wie in der Auslegungsrechnung zunächst geschätzt. Nach Abschluss der Nachrechnung mit dem geschätzten Totaldruckverlust im Einlauf wird die Nachrechnung mit dem zuvor bestimmten Wert als Ausgangspunkt wiederholt.

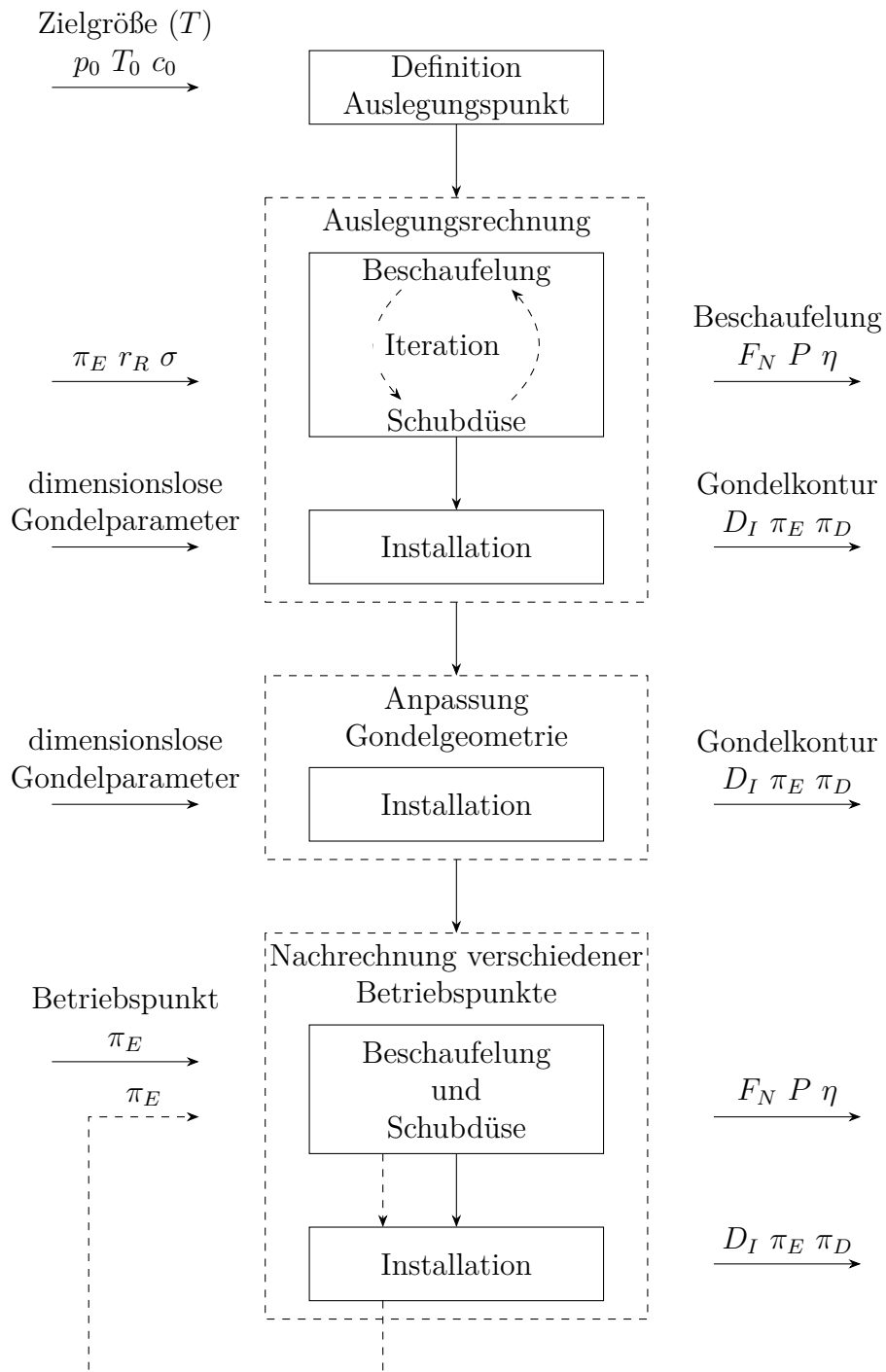


Abbildung 4.1.: Ablaufdiagramm der Auslegungs- und Leistungsrechnung

Auf eine detailliertere Beschreibung aller Berechnungsmodelle wird an dieser Stelle verzichtet, sie können in Weintraub [8] nachgeschlagen werden. Nur jene Modelle für die von der Gondelgeometrie abhängigen Verluste in Einlauf und Schubdüse sowie die Berechnungsmethode für den Gondelwiderstand werden in den folgenden Unterkapiteln beschrieben.

4.1.1. Entwurf der Gondelgeometrie

Der Entwurf der Gondelgeometrie erfolgt auf Grundlage der Vorgaben für den Rotorradius r_R und den über das Düsen-Flächenverhältnis σ vorgegebenen Austrittsradius der Schubdüse r_D . Für den Zentralkörper werden der Radius des Spinners r_{Sp} sowie ein Nabenradius r_N vorgegeben. Auf Grundlage dieser Parameter wird die Querschnittszeichnung der Gondel, siehe Abb. 4.2, anhand der in Tab. 4.1 beschriebenen dimensionslosen Parametern abschnittsweise entwickelt.

Name	Formelzeichen
Einlauf- / Rotorradius	r_E/r_R
Mantel- / Rotorradius	r_M/r_R
Spinnerlänge / Spinnerradius	l_{Sp}/r_{Sp}
Außenlippenlänge / Rotorradius	$l_{M,E}/r_R$
Innenlippen-Ellipsen-Faktor	$(a/b)_E$
Länge Einlaufstrecke mit konst. Radius / Rotorradius	$l_{G,E}/r_R$
Länge mittlerer Nabenteil / Rotorradius	$l_{N,M}/r_R$
Länge zyl. Mantelteil / Rotorradius	$l_{M,M}/r_R$
Länge zyl. Gehäuseteil / Rotorradius	$l_{G,M}/r_R$
Düsenlänge des Mantels / Rotorradius	$l_{M,D}/r_R$
Länge des konischen Nabenteils / Nabenradius	$l_{N,D}/r_N$

Tabelle 4.1.: Dimensionslose Designparameter der Gondel und des Zentralkörpers

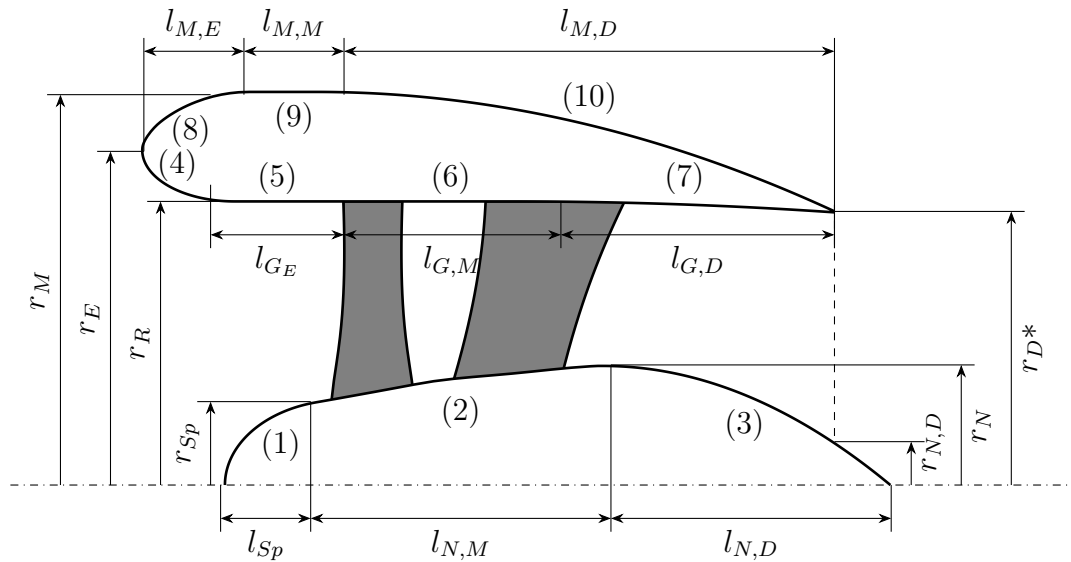


Abbildung 4.2.: Abschnittsweiser Aufbau der Gondel und Zentralkörpergeometrie

Der Zentralkörper wird aus drei Abschnitten zusammengesetzt:

- (1) Elliptische Kontur der Spinnerkappe, basierend auf r_{Sp} und l_{Sp}

- (2) Vorgegebener Nabenkörper zur Integration eines Elektromotors sowie dessen Luftkühlung, basierend auf r_{SP} , r_N und $l_{N,M}$
- (3) Parabel mit Scheitelpunkt am Übergang zu (2), basierend auf r_N und $l_{N,D}$

Die Geometrie des Zentralkörpers wird in dieser Arbeit nicht variiert. Er hat die Länge

$$l_N = l_{SP} + l_{N,M} + l_{N,D}. \quad (4.1)$$

Die Gondel wird aus sieben Abschnitten zusammengesetzt:

- (4) Elliptische Einlaufkontur, basierend auf r_R , r_E und $(a/b)_E$
- (5) Einlaufstrecke mit konstantem Radius, basierend auf r_R , $l_{G,E}$
- (6) Übergangsstück mit konstantem Radius, basierend auf r_R und $l_{G,M}$
- (7) Parabel mit Scheitelpunkt am Übergang zu (6), basierend auf r_R , r_{D*} und $l_{G,D}$
- (8) NACA-1-Einlaufkontur, basierend auf r_E , r_M und $l_{M,E}$
- (9) Übergangsstück mit konstantem Radius, basierend auf r_M und $l_{M,M}$
- (10) Parabel mit Scheitelpunkt am Übergang zu (9), basierend auf r_M , r_{D*} und $l_{M,D}$

Die Länge der Gondel berechnet sich aus den Längen der Mantelflächen (Außenseite der Gondel) zu

$$l_M = l_{M,E} + l_{M,M} + l_{M,D} \quad (4.2)$$

und definiert zugleich die nicht über die Parameter vorgegebene Düsenlänge des Gehäuses (Innenseite der Gondel). Nach der Berechnung der Einlauflänge über das *Halbachsenverhältnis* der Ellipse zu

$$l_E = l_{G,E} + \frac{r_R - r_E}{(a/b)_E} \quad (4.3)$$

kann diese über

$$l_{G,D} = l_M - l_E - l_{G,M} \quad (4.4)$$

bestimmt werden.

Falls der Zentralkörper über die Gondel hinausragt, wie es in Abb. 4.2 der Fall ist, muss der in der Vorauslegung berechnete Düsenradius r_D korrigiert werden, damit die Düsenfläche konstant bleibt. Der korrigierte Düsenradius r_{D*} berechnet sich mit dem lokalen Zentralkörperradius am Düsenende $r_{N,D}$ zu

$$r_{D*} = \sqrt{r_D^2 + r_{N,D}^2}. \quad (4.5)$$

Die Variation der Gondelgeometrie in dieser Arbeit erfolgt anhand von vier Parametern, die eine möglichst unabhängige Untersuchung verschiedener Effekte ermöglichen:

$\Delta \frac{r_E}{r_R}$ passt den Vorderkantenradius an. Aufgrund der Definition der elliptischen Einlaufkontur über das Halbachsenverhältnis verändert sich zugleich die Länge von (4). Die Gesamtlänge des Einlaufs l_E bleibt hierbei konstant und die Einlaufstrecke mit konstantem Radius (5) wird über $l_{G,E}$ angepasst. Die Auswirkungen auf die Gondelkontur sind in Abb. 4.3 zu sehen.

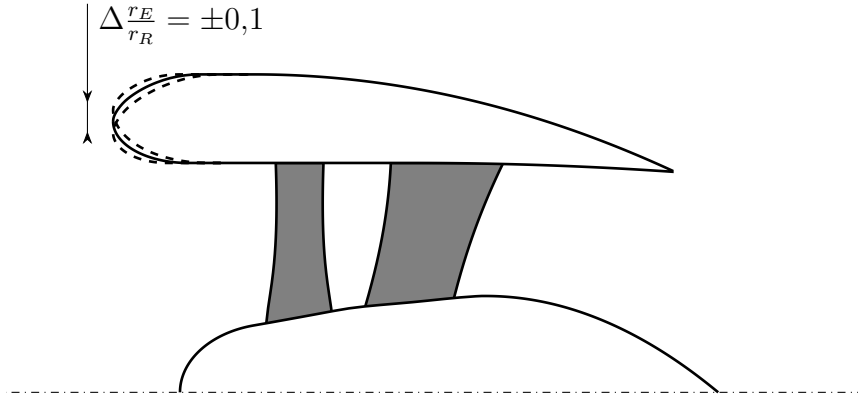


Abbildung 4.3.: Variation der Gondelgeometrie um $\Delta \frac{r_E}{r_R} = \pm 0,1$

$\Delta \frac{r_M}{r_R}$ passt den maximalen Gondelradius an. Dabei wird das Längen-Radius-Verhältnis $l_{M,E}/(r_M - r_E)$ der NACA-1-Kontur beibehalten und die Länge des Übergangsstücks im Mantel (9) über $l_{M,M}$ entsprechend angepasst. Die Auswirkungen auf die Gondelkontur sind in Abb. 4.4 zu sehen.

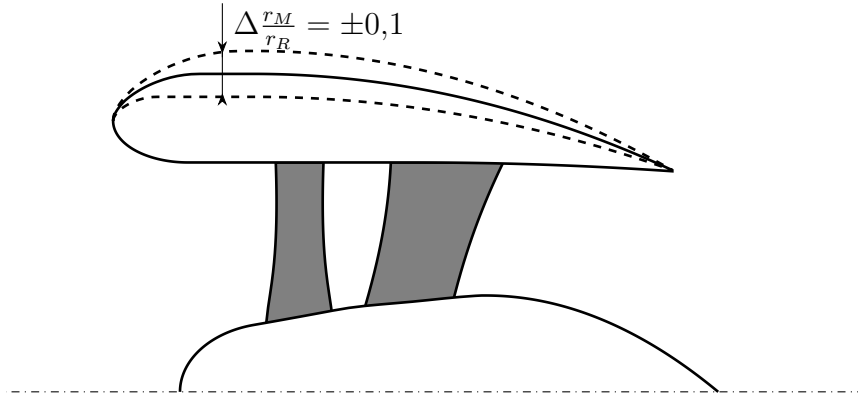


Abbildung 4.4.: Variation der Gondelgeometrie um $\Delta \frac{r_M}{r_R} = \pm 0,1$

$\Delta \frac{l_E}{r_R}$ passt die Länge der Einlaufstrecke mit konstantem Radius (5) über den Parameter $l_{G,E}$ an. Um diese Änderung von der Düse zu entkoppeln, wird zugleich auch die Mantelfläche im Bereich des Übergangsstücks (9) mittels $l_{M,M}$ um den gleichen Betrag verkürzt.

$\Delta \frac{l_D}{r_R}$ passt die Düsenlänge von Mantel (10) und Gehäuse (7) über $l_{M,D}$ und $l_{G,D}$ an. Der vordere Bereich der Gondel wird dabei konstant gehalten. Die Auswirkungen von $\Delta \frac{l_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{l_D}{r_R}$ auf die Gondelkontur sind in Abb. 4.5 zu sehen.

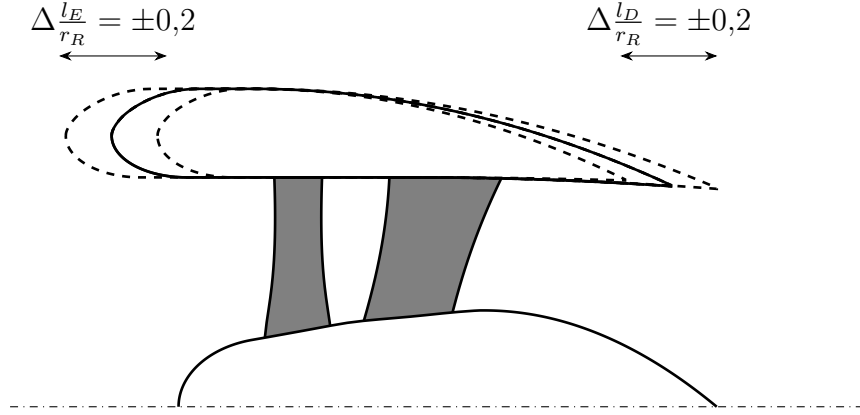


Abbildung 4.5.: Variation der Gondelgeometrie um $\Delta \frac{l_E}{r_R} = \pm 0,2$ und $\Delta \frac{l_D}{r_R} = \pm 0,2$

4.1.2. Bestimmung des Totaldruckverlusts in Einlauf und Düse

Wie in Kap. 2.3.1 und Kap. 2.3.2 beschrieben, kann der Totaldruckverlust in Einlauf und Düse in einen Reibungsanteil und einen Verlust aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen unterteilt werden. Der zur Berechnung der Reibungsanteile in (2.49) notwendige Reibungsbeiwert c_f kann dann laut Weintraub [8] beispielsweise unter der Annahme einer vollturbulenten Grenzschicht über jenen einer längsangeströmten sandrauen Platte mit

$$c_f = (1,89 + 1,62 \log \frac{l_{Platte}}{k_{sae}}) \text{ für } 10^2 < \frac{l_{Platte}}{k_{sae}} < 10^6 \quad (4.6)$$

nach Prandtl-Schlichting [63] in der Näherung von Böswirth und Bschorer [64] abgeschätzt werden. Die Sandrauigkeit der vorliegenden glatten Kunststoffoberfläche kann dabei mit $k_{sae} = 0,03 \text{ mm}$ angesetzt werden.

Da eine analytische Betrachtung von realen Einlaufgeometrien wie in Kap. 2.3.1 beschrieben nicht möglich ist, werden die Verluste aufgrund von Übergeschwindigkeiten und Strömungsablösungen im Einlauf per Interpolation aus zuvor hinterlegten Daten berechnet. Diese basieren auf den in Kap. 3.1 vorgestellten experimentellen Untersuchungen von Blackaby und Watson [19]. Weil in dieser Studie der Totaldruckverlust weit hinter dem Einlauf gemessen wird und sich somit mit dem zuvor analytisch hergeleiteten Widerstand aus der Wandreibung vermischt, werden die Daten entsprechend korrigiert. Die den verwendeten experimentellen Daten zugrunde liegende elliptische Einlaufgeometrie 18E dient auch als Ausgangspunkt für die Designstudien in Kap. 6.

Eine Variation der Geometrie wird somit in der Leistungsrechnung nur eingeschränkt berücksichtigt. Dies ist jedoch ausreichend, da der nicht auf die Reibung zurückzuführen-

de Totaldruckverlust $\Delta p_{t,L,E}$ im Flugfall sehr klein wird und oftmals zu vernachlässigen ist. Im Standfall dagegen ist mit Strömungsablösungen zu rechnen und für eine bessere Vorhersage eine numerische Simulation der genauen Umgebungsbedingungen sowie der Leistungseinstellungen erforderlich.

Der dem Totaldruckverlust in der Düse zugerechnete Widerstand aufgrund von Ablösungen am Zentralkörper wird über eine Korrelation des Heckwiderstands spitzer Heckkörper bezogen auf ihre Länge nach Hoerner [65] bestimmt. Diese basiert auf Oberflächendruckmessungen und gilt für Kegel mit einem Längen-Durchmesser-Verhältnis von $L/D = 0$ bis $L/D = 5$ in freier Anströmung. Basierend auf einem Ansatz von Seddon und Goldsmith [47] kann der so ermittelte Widerstandsbeiwert c_D in den Totaldruckverlust

$$\Delta p_{t,L,D} = \rho \frac{c_\infty^2}{2} c_D \frac{d_N}{d_D} \quad (4.7)$$

umgerechnet werden.

Die Umströmung des konischen Teils des Zentralkörpers weicht von jener eines Kegels in freier Anströmung ab, es ist jedoch laut Weintraub [8] die beste verfügbare Korrelation. Der Anteil dieses Widerstands ist schon aufgrund der geringen Querschnittsfläche des Zentralkörpers sehr klein. Da die Geometrie des Zentralkörpers in dieser Arbeit nicht variiert wird, spielt er für diese Arbeit eine untergeordnete Rolle.

4.1.3. Bestimmung des Gondelwiderstands

Die Bestimmung des Gondelwiderstands erfolgt über einen empirischen Zusammenhang. Diesen formuliert formuliert Torenbeek [66] zu

$$D_I = \underbrace{\frac{\rho c_0^2}{2} \left(1 + \frac{l_{M,E}}{l_M} \left((1 + \phi_M)^{\frac{5}{3}} - 1\right)\right) c_f S_{Navelle}}_{D_{Übl} + D_R} + \underbrace{\frac{\rho c_0^2}{2} c_{D,Heck,p} A_M}_{D_{Heck}} \quad (4.8)$$

mit

$$\phi_M = 0,33 \frac{d_M - d_E}{l_{M,E}} \left(1 + 1,75 \frac{A_E - A_0}{A_M - A_E}\right) \quad (4.9)$$

Dabei gibt der erste Term den Reibungswiderstand sowie den über den Widerstandsparameter ϕ_M abgeschätzten, betriebspunktabhängigen Überlaufwiderstand an. Der Reibungsbeiwert c_f kann wie bei den Reibungsanteilen vom Einlaufverlust über (4.6) abgeschätzt werden. Der zweite Term schätzt den Druckanteil des Heckwiderstands ab. Der Widerstandsbeiwert wird wiederum aus experimentellen Daten nach Bergman [67] interpoliert.

Die Abschätzung des Gondelwiderstands nach Torenbeek gilt für alle NACA-1-Einlaufkonturen, deren Verläufe sich aus den dimensionslosen Parametern d_M/D_E und $l_{M,E}/d_M$ bestimmen lassen, jedoch nur im unterkritischen Betriebsbereich des Mantelpropellers.

Dieser wird begrenzt durch den kritischen Durchsatzkoeffizienten für den Stanhope [68] eine Korrelation zur Geometrie der NACA-1-Einlaufserie angibt. Der kritische Betriebsbereich wird erreicht, wenn die Gondel sehr schlank ist und zugleich der Durchsatzkoeffizient deutlich kleiner als 1 wird. Dies ist der Fall, wenn die Einlaufstromröhre sehr klein ist, sprich wenig Massenstrom durchgesetzt wird und sich zur Gondelvorderkante hin stark aufweitet. Die Gondelvorderkante wird dann unter sehr hohen Anströmwinkeln von innen angeströmt. Unter dieser Anströmung kommt es zu Ablösungen an der Gondelaußenseite und einem starken, nicht abbildbaren Anstieg des Widerstands. Aufgrund der niedrigen Fluggeschwindigkeiten im betrachteten Anwendungsfall wird der kritische Betriebsbereich für die in dieser Arbeit untersuchten Betriebspunkte nicht erreicht.

4.2. Numerische Verfahren

Für die in dieser Arbeit durchgeführten Simulationen wird der vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt entwickelte Strömungslöser TAU verwendet [69] [70]. TAU löst die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen für reibungsbehaftete Strömungen unter Verwendung eines Turbulenzmodells auf unstrukturierten hybriden Rechennetzen. Dabei wird eine Finite-Volumen-Diskretisierung mit knotenbasierter Metrik genutzt. Um die Beschaukelung mit dem Aktuatorscheiben-Modell abbilden zu können, müssen Eingangsdaten für die Blattelementtheorie generiert werden. Die hierfür notwendigen Vorarbeiten sind in Kap. 4.2.1 beschrieben. Anschließend werden in Kap. 4.2.2 die Einstellungen des Strömungslösers erläutert, das Rechengebiet gezeigt sowie der Aufbau des Rechennetzes vorgestellt. Die Bilanzierung von Schub, Verlusten und Gondelwiderstand erfolgt mittels des Auswerteprogramms Aeroforce [71] und wird zusammen mit der Bewertung der Einlaufstörungen unter Anströmwinkeln in Kap. 4.2.3 vorgestellt.

4.2.1. Aktuatorscheiben-Modell

Das in dieser Arbeit verwendete Aktuatorscheiben-Modell nach Raichle et al. [60] schließt die Lücke zwischen einfachen thermodynamischen Triebwerks-Randbedingungen und instationären Simulationen des diskretisierten rotierenden Rotors. Wie in Kap. 3.3 beschrieben, wird die radiale Verteilung der Linienkraft jeder Rotor- und Statorschaufel auf Basis der Blattelement-Theorie bestimmt. Sie wird in Umfangsrichtung integriert und anschließend anhand der Blattzahl und der Drehzahl zeitlich gemittelt. Die resultierende stationäre Flächenkraft übt so den gleichen Impuls auf die Strömung aus wie die Rotor- bzw. Statorblätter.

Die für die Berechnung der radialen Linienkraftverteilung mittels der Blattelement-Theorie notwendigen Eingangsdaten bestehen aus einer parametrischen Beschreibung der Schaufel und den radialen Verteilungen der Querschnittsauftriebs- und Widerstandsbeiwerte für den relevanten Anstellwinkelbereich. Vereinfacht ist dies in Abb. 4.6 für die Rotorscheaufel dargestellt. Sie werden in tabellarischer Form für eine beliebige Zahl von radialen Stützstellen aufgenommen. Bei der Anzahl der radial verteilten Stützstellen ist zwischen Aufwand und Genauigkeit abzuwägen.

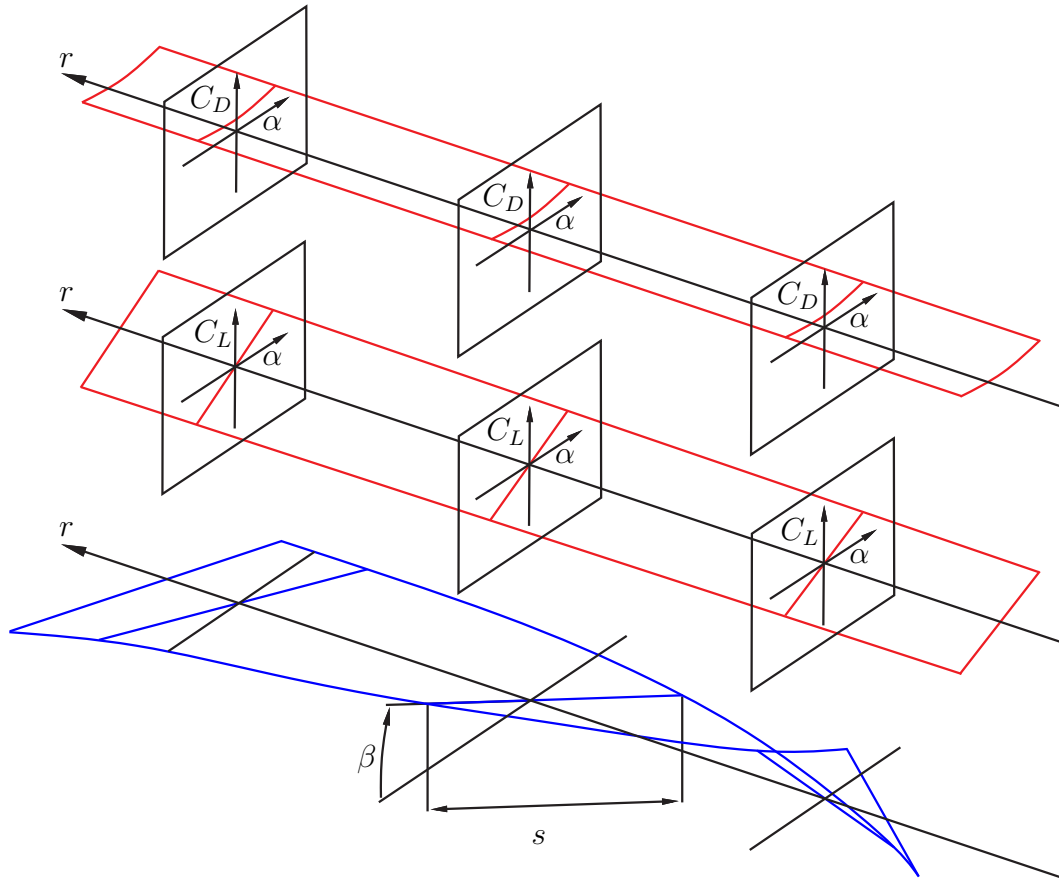


Abbildung 4.6.: Parametrisierung der Schaufel, angelehnt an Raichle [59]

Die parametrische Beschreibung der Schaufelgeometrie gibt den lokalen Blatteinstellwinkel bzw. Staffelungswinkel β sowie die Sehnenlänge s im jeweiligen Schaufelschnitt wieder und kann direkt aus der Auslegung übernommen werden. Die geometrischen Zusammenhänge sind in Abb. 4.6 zu entnehmen, mit ihnen wird Tab. 4.2 befüllt.

r/R	s/R	β
r_1/R	s_1/R	β_1
r_2/R	s_2/R	β_2
...	...	...
r_n/R	s_n/R	β_n

Tabelle 4.2.: Parametrische Beschreibung des Rotorblatts

Um die anstellwinkelabhängigen Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte an den radial verteilten Stützstellen zu generieren, werden die dortigen lokalen Schaufelschnitte betrachtet. Auf Grund des im Gegensatz zum Propeller kleinen Teilungsverhältnisses t/s muss der Einfluss der benachbarten Schaufeln mitberücksichtigt werden.

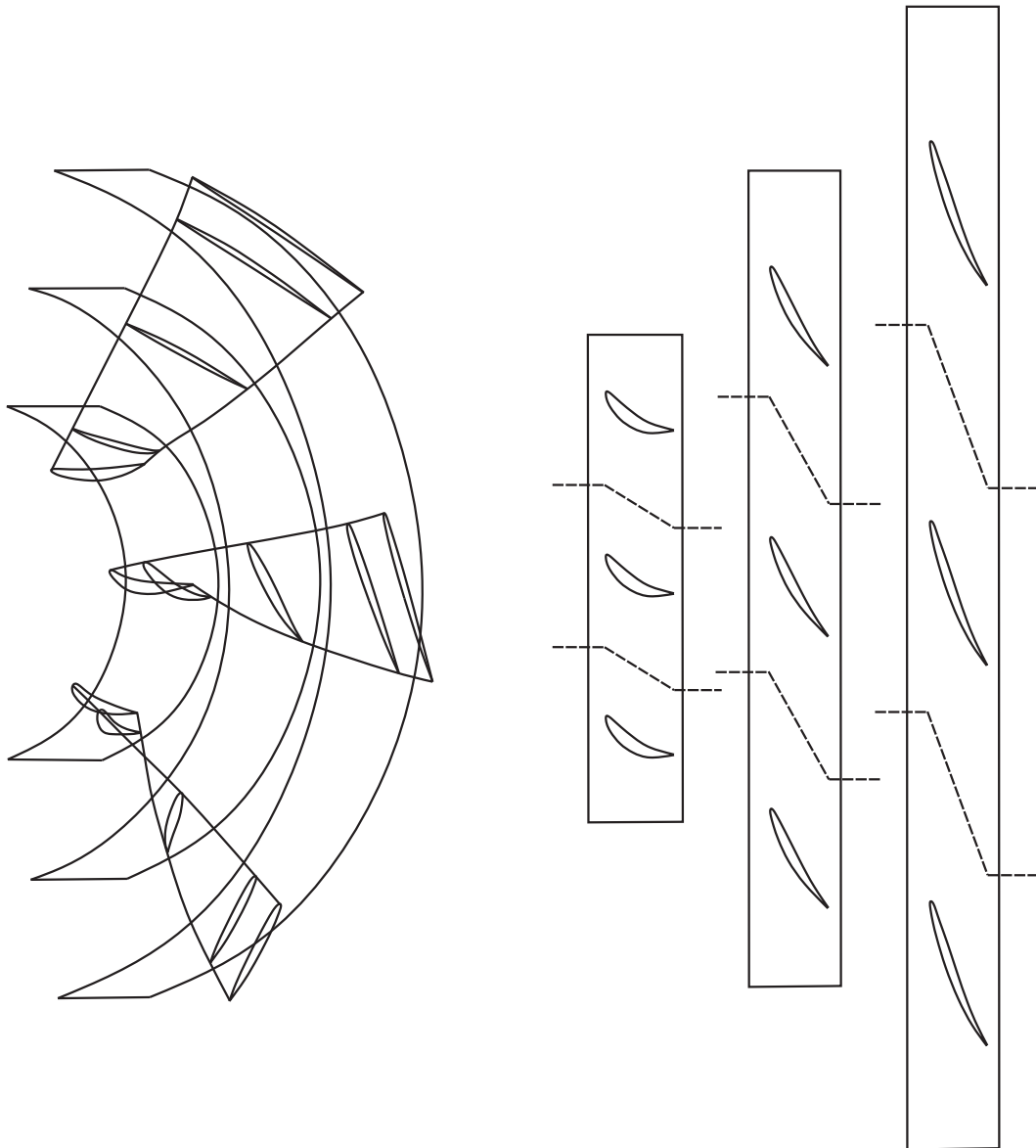


Abbildung 4.7.: Extraktion der Profilschnitte für die 2D-Simulationen der Schaufelschnitte

Hierzu werden, wie in Abbildung Abb. 4.7 gezeigt, drei Schaufeln mit zylindrischen Flächen geschnitten. Diese Schnitte werden abgewickelt und es werden Mittellinien zwischen den drei Schaufelschnitten erzeugt. Die Mittellinien werden in axialer Strömungsrichtung nach vorne und hinten verlängert. Die neu entstandenen Konturen, siehe Abb. 4.8 dienen in der 2D-Simulation der Profilschnitte in TAU als Simulationsgrenzen.

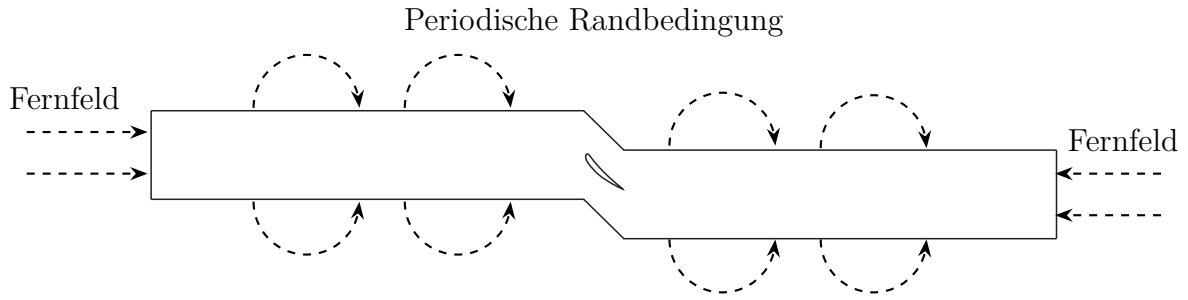


Abbildung 4.8.: Rechengebiet und numerische Randbedingungen für die 2D-Simulationen des Schaufelschnitts

Um das Strömungsverhalten des Schaufelgitters abzubilden, werden sie mit einer periodischen Randbedingung versehen. Die verbleibenden Flächen werden mit einer Fernfeldrandbedingung versehen. Die notwendigen Strömungsgrößen, Dichte und Druck werden wiederum der Auslegung entnommen und die über den Radius variierende Machzahl anhand der in der Auslegung bestimmten Geschwindigkeitsdreiecke berechnet.

Mit den für jede radiale Stützstelle r_n/R durchgeführten 2D-Simulationen für verschiedene Anstellwinkel α_m können die Auftriebs- und Widerstandspolaren berechnet werden. Anschließend wird Tab. 4.3 mit den zugehörigen Beiwerten $C_{L_{n,m}}$ und $C_{D_{n,m}}$ befüllt werden.

r/R	α	$C_{L_{r,\alpha}}$	$C_{D_{r,\alpha}}$
r_1/R	α_1	$C_{L_{1,1}}$	$C_{D_{1,1}}$
r_1/R	α_2	$C_{L_{1,2}}$	$C_{D_{1,2}}$
...	...	...	...
r_1/R	α_m	$C_{L_{1,m}}$	$C_{D_{1,m}}$
r_2/R	α_1	$C_{L_{2,1}}$	$C_{D_{2,1}}$
r_2/R	α_2	$C_{L_{2,2}}$	$C_{D_{2,2}}$
...	...	...	...
r_n/R	α_m	$C_{L_{n,m}}$	$C_{D_{n,m}}$

Tabelle 4.3.: Auftriebs- und Widerstandspolaren der Schaufelschnitte

Die so vorbereiteten Tabellen bilden die Geometrie sowie das aerodynamische Verhalten der Beschaukelung ab. In der numerischen Strömungssimulationen des Mantelpropellers mit TAU werden sie werden als Eingangsdaten für die Aktuatorscheiben von Rotor und Stator genutzt.

4.2.2. Einstellungen des Strömungslösers

Für die numerischen Untersuchungen des Mantelpropellers unter verschiedenen Anströmbedingungen mit dem Strömungslöser TAU werden folgende Grundeinstellungen gewählt. Die Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen

erfolgt mit dem *Eingleichungs-Turbulenzmodell* nach *Spalart und Allmaras* [72] (*S-A-Turbulenzmodell*). Dieses einfache Modell basiert auf einer einzigen Transportgleichung für die turbulente kinetische Energie und ist so weniger rechenintensiv als alternative Zweigleichungsmodelle. Es wird ausgewählt, da die untersuchte Geometrie aufgrund der Verwendung von Aktuatorscheiben für die Beschaukelung nicht komplex ist und keine großen Wirbelstrukturen wie an Tragflügelenden oder bei der Simulation eines diskretisierten Rotors mit Radialspalt zu erwarten sind. Ein Abgleich der Simulationsergebnisse mit dem S-A-Turbulenzmodells zu jenen unter Verwendung eines Zweigleichungs-Turbulenzmodells, dem *k-w-Turbulenzmodell* nach Menter [73], sowie zu jenen bei Auflösung der Turbulenzproduktion mit einem *Reynolds-Spannungs-Modell* [74] erfolgt in Anhang A.3.

Die Berechnung der Strömung erfolgt mittels des *LUSGS*-Verfahrens in Kombination mit einer zentralen Diskretisierung. Zur Konvergenzbeschleunigung wird ein dreistufiges Mehrgitterverfahren angewendet. Die Strömungsgrößen werden anhand der Machzahl, des Anströmwinkels sowie Dichte und Druck definiert. Für die Aktuatorscheiben werden neben den in Kap. 4.2.1 generierten Eingangsdaten die Drehzahlen vorgegeben, bzw. im Falle des Stators zu Null gesetzt.

Das numerische Rechengebiet für die Simulation des Mantelpropellers erstreckt sich axial zur Strömungsrichtung um etwa das 50-fache des Rotorradius stromauf des Mantelpropellers und um etwa das 100-fache des Rotorradius stromab des Mantelpropellers. In radialer Richtung hat das Rechengebiet in etwa die 25-fache Ausdehnung des Rotorradius. Die Ausdehnung des Rechengebiets sowie der Aufbau des Rechnernetzes ist Abb. 4.9 dargestellt.

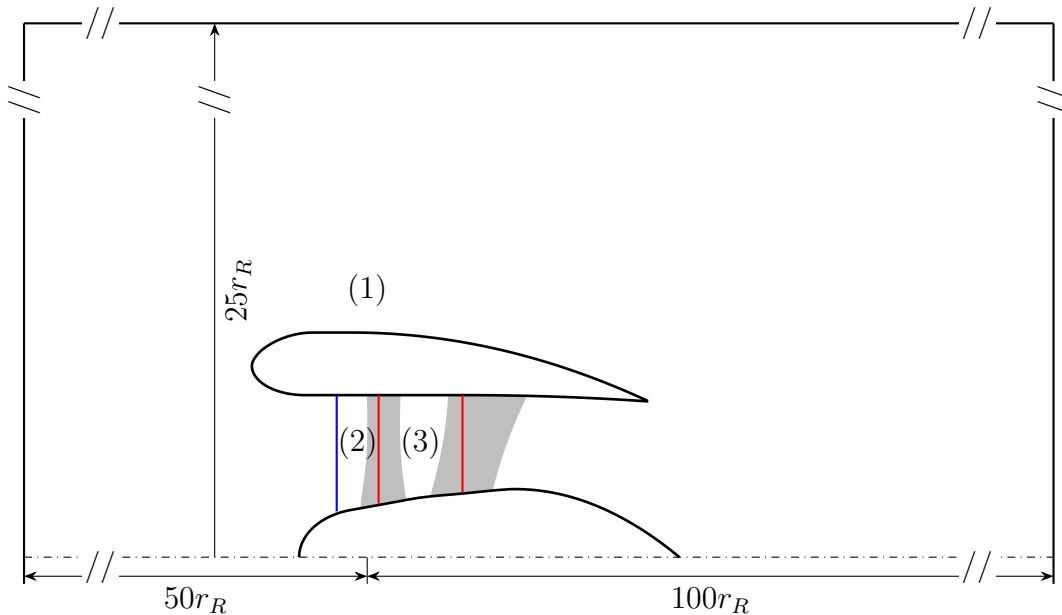


Abbildung 4.9.: Ausdehnung und Aufbau des Rechnernetzes mit Subnetzen (1) bis (3) und Schnittflächen: Auswertungsebene (blau), Aktuatorscheiben (rot)

Das Rechennetz besteht aus drei Subnetzen, die über drei Schnittflächen miteinander verbunden werden. Die beiden innerhalb der Schaufelgeometrien platzierten Schnittflächen (rot) werden im Strömungslöser als Aktuatorscheiben deklariert und bilden mit den zuvor erzeugten Eingabedaten den Rotor bzw. den Stator ab. Sie sind jeweils bei etwa 25 % der mittleren Sehnenlänge der Schaufeln platziert. Die dritte Schnittfläche (blau) dient zur Auswertung der Strömung im Einlauf und ist in Strömungsrichtung kurz vor dem Rotor platziert.

Der Aufbau des unstrukturierten Rechennetzes erfolgt mit dem Netzgenerator Centaur [75] in drei Schritten. Zunächst wird ein aus Dreiecksflächen bestehendes Oberflächennetz über die Geometrie des Mantelpropellers gelegt. Dieses wird sowohl an Stellen mit stärkeren Krümmungen als auch dort, wo große Gradienten in den Strömungsgrößen zu erwarten sind bzw. festgestellt werden, lokal verfeinert.

In einem zweiten Schritt wird das Netz zur Auflösung der Grenzschicht aufgebaut. Hierzu werden die Zellen des Oberflächennetzes mehrmals normal zur lokalen Oberfläche projiziert. Der Abstand von der Oberfläche bzw. die Schichthöhe wird hierbei mit der Entfernung zur Oberfläche vergrößert. So entsteht ein, in Richtung der Normale strukturiertes, Volumennetz aus Prismen, dessen Aufbau anhand der Höhe der ersten Prismenschicht, einem Wachstumsfaktor, der nach außen zunehmenden Schichthöhe und der Anzahl an Schichten vorgegeben wird. Die Höhe der ersten Prismenschicht wird über den dimensionslosen Wandabstand y^+ berechnet. Dieser sollte für die verwendeten Ein- und Zweigleichungs-Turbulenzmodelle stets < 1 sein [76].

Bei der Bestimmung des Wachstumsfaktors sowie der Anzahl der Schichten wird zwischen der Güte des Rechennetzes, diese steigt bei einem kleinen Wachstumsfaktor, und der Netzgröße, die Anzahl der finiten Volumina steigt linear mit der Anzahl der Schichten, abgewogen. Die sich aus der Kombination ergebene Gesamthöhe der Schichten sollte mindestens der doppelten Grenzschichtdicke entsprechen. Da das Rechennetz in dieser Arbeit für die Simulation verschiedener Betriebszustände konstant gehalten und nicht angepasst werden soll, wird der erste Wandabstand y_1 anhand der höchsten untersuchten Anströmgeschwindigkeit und $y^+ = 1$ auf den niedrigsten Wert gesetzt. Die Gesamthöhe der Schichten dagegen wird aus der maximalen Grenzschichtdicke bei niedrigen Geschwindigkeiten abgeleitet. Als guter Kompromiss für diese Arbeit wird daher vom Autor ein erster Wandabstand von $y_1 = 0,006$ mm, ein Wachstumsfaktor von 1,25 sowie eine Schichtanzahl von 34 befunden. Ein Vergleich des Rechennetzes mit der Grenzschichtströmung erfolgt in Anhang A.1.

Im dritten und letzten Schritt wird das Rechenggebiet mit Tetraedern aufgefüllt. Um deren Anzahl zu reduzieren, wächst ihr Volumen mit zunehmendem Abstand vom Mantelpropeller bis zu einer definierten Maximalgröße an. Wie bei der Erstellung des Oberflächennetzes werden auch hier lokale Verfeinerungen in Bereichen mit starken Gradienten in den Strömungsgrößen platziert.

Das so aufgebaute Rechennetz hat eine Größe von rund 10 Mio. Knoten bzw. 25 Mio. finiten Volumen. Seine Qualität wird mittels einer Netzkonvergenzstudie, in der die Kanten der Flächen und der Volumen sowohl global halbiert beziehungsweise verdoppelt wer-

den, als auch durch Variationen in den Bereichen mit lokalen Verfeinerungen validiert. Die entsprechenden Netzgrößen und Vergleichskriterien finden sich im Anhang A.2

4.2.3. Auswertung

Zur Auswertung der aerodynamischen Daten aus den numerischen Simulationen des Mantelpropellers wird das Auswerteprogramm AeroForce [71] verwendet. AeroForce ermöglicht es, komplexe Geometrien in einzelne Komponenten aufzugliedern und für diese Kräfte und Momente auf Basis der Daten für den Druck und die Reibung auf der Oberfläche zu berechnen. Weiterhin erlaubt es die Aufteilung von Schub und Widerstand sowie die Ermittlung von Staupunktlagen.

Im betrachteten Anwendungsfall erfolgt zunächst die Zuordnung der Oberflächen und Schnittflächen bzw. Aktuatorscheiben der simulierten Mantelpropeller-Geometrie zu den zuvor definierten Komponenten:

- die Außenflächen der Gondel zu der gleichnamigen Komponente *Nacelle*
- die Eingangsseite der Rotor-Aktuatorscheibe sowie die Ausgangsseite der Stator-Aktuatorscheibe zu der Komponente *Thrust*
- die Innenflächen der Gondel vor der Rotor-Aktuatorscheibe und hinter der Stator-Aktuatorscheibe zu der Komponente *Thrustloss*
- die Flächen des Zentralkörpers vor der Rotor-Aktuatorscheibe und hinter der Stator-Aktuatorscheibe zu der Komponente *Thrustloss*

Diese Betrachtungsweise erlaubt es, den Bereich zwischen der Eingangsseite der Rotor-Aktuatorscheibe und der Ausgangsseite der Stator-Aktuatorscheibe inklusive der zwischen den beiden liegenden Oberflächen der Gondelinnenseite sowie des Zentralkörpers auf den Impulsgewinn zwischen den beiden Flächen zu vereinfachen. Weiterhin wird auch die Schnittfläche kurz vor dem Rotor in AeroForce nicht berücksichtigt, da sie keine Auswirkung auf die Strömung hat und lediglich der Auswertung dient.

Für die Oberflächen in der Komponente *Nacelle* werden nun die Staupunktlagen sowie der Widerstand bestimmt. Anhand des Impulsgewinns der Komponente *Thrust* sowie den in *Thrustloss* bilanzierten Verlusten in Einlauf und Schubdüse, wird ein vorläufiger Nettoschub berechnet. So der Staupunkt nicht exakt auf der Gondelvorderkante liegt, werden die auf die Oberfläche vor dem Staupunkt wirkenden Kräfte den Verlusten zugeschlagen und so der Nettoschub, in Übereinstimmung mit der Definition in Kap. 2.3, berechnet. Die auf die verbleibenden Oberflächen in der Komponente *Nacelle* wirkenden Kräfte bilden nun den in Kap. 2.3 definierten, installierten Gondelwiderstand. Weiterhin gibt AeroForce den durchgesetzten Massenstrom sowie mögliche Querkräfte und Momente aus, die auf den Mantelpropeller bei nicht axialer Anströmung wirken können.

Da die Einstellung des Betriebspunkts über eine Drehzahlvorgabe für die Rotor-Aktuatorscheibe erfolgt, wird die bei dieser Drehzahl notwendige Wellenleistung über die Blattzahl sowie das auf ein Rotorblatt wirkende Moment berechnet. Hierbei wird

das auf ein Rotorblatt wirkende Moment bestimmt, indem die Umfangskomponente, der in Kap. 4.2.1 beschriebenen Linienlast mit dem jeweiligen Hebelarm multipliziert und der resultierende Momentenverlauf über den Radius integriert wird.

Die Auswertung des Totaldruckverlusts im Einlauf erfolgt über die zusätzliche Schnittfläche in Strömungsrichtung vor dem Rotor. Zum einen wird im Visualisierungs- und Analyseprogramm *Tecplot* [77] der Totaldruck über diese Fläche gemittelt und mit jenem der freien Strömung verglichen. Weiterhin kann der dimensionslose Distortion Coefficient DC60, siehe Kap. 2.2.1 berechnet werden. Hierzu wird der Totaldruck gemäß (2.30) zunächst über den Radius integriert. Anschließend erfolgt die Integration des Totaldrucks in 1-Grad-Schritten in Umfangsrichtung. Anhand dieser 360 Segmente kann nun der 60° Abschnitt mit dem geringsten Totaldruck identifiziert werden. DC60 kann nun aus diesem sowie dem zuvor ermittelten, gemittelten Totaldruck sowie der Dichte und Strömungsgeschwindigkeit in der freien Anströmung gemäß (2.27) berechnet werden. Weiterhin ermöglicht die zusätzliche Schnittebene eine einfache Auswertung der Geschwindigkeitsverteilung direkt vor dem Rotor. Wie auch der dimensionslose Distortion Coefficient ist diese vor allem bei variierenden Anströmwinkeln interessant.

4.3. Experimentelle Verfahren

Die in dieser Arbeit beschriebenen experimentellen Untersuchungen werden an zwei vom Projektteam aufgebauten Prüfständen des Instituts für Strahlantriebe und Turbomaschinen durchgeführt. Dies ist zum einen der in Kap. 4.3.1 beschriebene Schubmessprüfstand in der institutseigenen Versuchshalle. Dieser ermöglicht Standschubmessungen von elektrisch betriebenen Propellern sowie von Mantelpropellern mit nabenintegriertem Elektromotor unter konstanten Umgebungsbedingungen. Zum anderen wurde ein mobiler Schubmessprüfstand entwickelt, siehe Kap. 4.3.2, auf dem Schubmessungen für diese Antriebseinheiten unter variablen Anströmgeschwindigkeiten und Anströmwinkeln möglich sind.

4.3.1. Schubmessprüfstand

Der Schubmessprüfstand des Instituts für Strahlantriebe und Turbomaschinen ist mit montiertem Mantelpropeller in Abb. 4.10 dargestellt. Der für verschieden Antriebe nutzbare Basisaufbau besteht aus einem am Hallenboden befestigten Grundgestell ①, mit einer auf Gleitschienen ② laufenden Messplatte ③, deren Fahrtrichtung parallel zur Schubachse liegt. Die in Fahrtrichtung auf die Messplatte wirkenden Kräfte werden durch eine Wägezelle ④ aufgenommen. Sollte diese versagen, sind Anschläge ⑤ vorgesehen.



Abbildung 4.10.: Aufbau des Schubmessprüfstands

Auf der Messplatte wird der Mantelpropeller ⑥ mit zwei Halterungen fixiert sowie der zum Betrieb des nabenintegrierten Elektromotors notwendige Motorcontroller ⑦ montiert. Aufgrund der Position der Halterungen weit stromab der Gondelvorderkante sind an diese keine aerodynamischen Anforderungen zu stellen. Die Energieversorgung des elektrischen Antriebsstrangs erfolgt über Lithium-Ionen-Akkus, die neben dem Prüfstand auf dem Hallenboden platziert werden.

Während des Betriebs werden die auf die Wägezelle wirkende Schubkraft sowie die Daten des elektrischen Antriebs erfasst. Im Anwendungsfall sind dies Entladestrom und Spannung der Akkus zur Erfassung der entnommenen elektrischen Leistung und die Drehzahl des Elektromotors. Weiterhin werden die Temperaturen der Akkus, des Motorcontrollers sowie des Motors erfasst und während des Betriebs überwacht.

Die verwendete S-förmige Wägezelle vom Typ *S20N* der Bosche GmbH mit einer Nennlast von 500 kg ist speziell für die Messung von Zug- und Druckkräften konzipiert und zeichnet sich durch eine hohe Genauigkeit und Linearität sowie eine hohe Abtastrate von 10 Hz aus. Die zentrischen Gewinde in oberen und unteren Teil der Wägezelle sorgen für eine optimale Krafteinleitung [78]. Anhand der Genauigkeitsklasse C3 nach OIML R60 [79] lässt sich eine Genauigkeit von 0,165 kg bzw. 1,6 N bestimmen.

Im Messbetrieb ist eine Oszillation der Zugkraft mit geringfügiger Amplitude festzustellen. Weiterhin ist die Reibung zwischen den vier Kugeln und den Gleitschienen zu berücksichtigen. Der Hersteller Bosch Rexroth gibt für die Serie R1651 Größe 15 mm eine Reibzahl von $\mu = 0,002$ bis $0,003$ an [80]. Die Reibung aufgrund der Gewichtskraft der Messplatte sowie des Aufbaus, bestehend aus den Befestigungen, dem Mantelpropeller und dem Controller, von $m = 155,6$ kg, wird über

$$F_R = \mu mg \tag{4.10}$$

zu 3 N bis 4,6 N abgeschätzt. Da das durch die Schubkraft erzeugte Moment um die Querachse die vorderen Kugeln im gleichen Maße belastet, wie es die hinteren entlastet, ist durch die Variation der Schubkraft keine nennenswerte Veränderung der Reibung zu erwarten. Die Messunsicherheit der Schubkraft ist somit < 5 N.

Das verwendete elektrische Antriebssystem der Geiger Engineering GmbH ist hinsichtlich Effizienz, Verfügbarkeit, Sicherheit und Funktionalität speziell für die Verwendung in der Luftfahrt optimiert [81]. Für die mit etwa 6 Hz aufgenommenen Messwerte sind keine Messunsicherheiten verfügbar und im Betrieb ist eine Oszillation von Strom und Spannung sowie der Drehzahl mit geringfügiger Amplitude festzustellen.

Für die Auswertung erfolgt eine Mittelung der Messgrößen über mehrere Sekunden, um die geringfügige Oszillation der Messgrößen sowohl der Wägezelle als auch des elektrischen Antriebssystems zu eliminieren. Das genaue Vorgehen ist in Kap. 4.3.3 beschrieben.

Die Betriebspunkte werden anhand der Drehzahl über ein Potentiometer eingestellt. Da dies händisch erfolgt, ist eine exakte Wiederholungsmessung nicht möglich, die gemittelte Drehzahl kann jedoch auf etwa 10 1/min genau reproduziert werden.

4.3.2. Mobiler Schubmessprüfstand

Der mobile Schubmessprüfstand des Instituts für Strahlantriebe und Turbomaschinen ist mit montiertem Mantelpropeller in Abb. 4.11 dargestellt. Die Variation der Anströmgeschwindigkeit wird durch die Montage des Aufbaus auf einem Fahrzeug (Pick-Up) ermöglicht. Der Aufbau ist modular konzipiert, sodass ein Grundgestell ① die Aufnahme und den Betrieb verschiedener Antriebe ermöglicht. Die Variation der Anströmwinkel wird durch eine Drehvorrichtung um die Hochachse erreicht, auf der ein 6-Achsen-Kraft-Momenten-Sensor ② montiert ist. Zusätzlich sind am Grundgestell noch ein Anemometer ③, eine GPS-Antenne ④ sowie eine Kamera ⑤ zur optischen Auswertung der Staupunktlagen mittels Wollfäden befestigt.



Abbildung 4.11.: Aufbau des mobilen Schubmessprüfstands

Auf den Kraft-Momenten-Sensor wird der Mantelpropeller ⑥ mit einer Leichtbau-Halterung aufgesetzt. Der zum Betrieb des nabenintegrierten Elektromotors notwendige Controller ⑦ ist unter der Drehvorrichtung montiert, die Akkus werden auf der

Ladefläche des Pick-Ups befestigt. Zum Schutz des Fahrpersonals ist hinter und über dem Fahrerhaus ein Berstschild (8) montiert. Dieser ist aus einer Holzplatte sowie einer Stahlplatte aufgebaut und oberhalb der Windschutzscheibe angeschrägt, um Strömungsablösungen zu verringern.

Während des Betriebs werden die auf den 6-Achsen-Kraft-Momenten-Sensor wirkenden Kräfte und Momente, GPS-Fahrtgeschwindigkeit und -richtung, Anströmgeschwindigkeit und Anströmwinkel sowie die Daten des elektrischen Antriebs, siehe Kap. 4.3.1 erfasst.

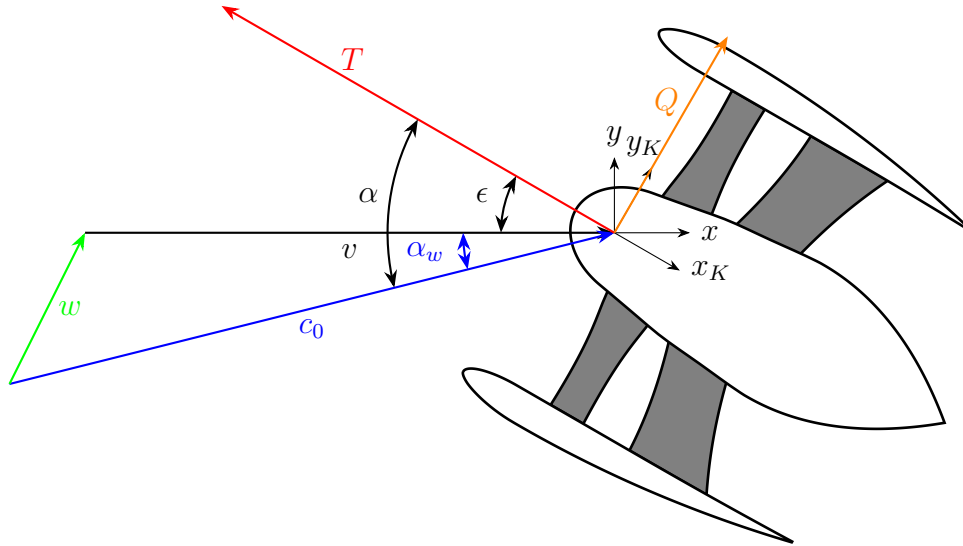


Abbildung 4.12.: Schnittdarstellung des Mantelpropellers mit Geschwindigkeiten und Kräften: Fahrtgeschwindigkeit v , Windgeschwindigkeit w , Anströmgeschwindigkeit c_0 , installierter Schub T , Querkraft Q , Einstellwinkel ϵ und Anströmwinkel α

Der verwendete Kraft-Momenten-Sensor *K6D130* (15 kN/1200 Nm) der ME-Meßsysteme GmbH ermöglicht die Kraft- und Drehmomentmessung in drei zueinander senkrecht liegenden Achsen. Er wird so montiert, dass die x -Achse (x_K) parallel zur Schubachse des Mantelpropellers, die y -Achse horizontal (y_K) und die z -Achse vertikal liegt, siehe Abb. 4.12. Da der Sensor über der Drehvorrichtung positioniert ist, wird das Koordinatensystem zusammen mit dem Mantelpropeller um den Einstellwinkel ϵ verdreht. Der installierte Schub $T = -F_x$ sowie die Querkraft $Q = F_y$ können somit in allen Betriebspunkten direkt ausgewertet werden.

Der ausgewählte Kraft-Momenten-Sensor zeichnet sich durch einen großen Messbereich bei gleichzeitig geringem Außendurchmesser aus. Dies reduziert die Störung des Strömungsfelds. Die Kräfte und Momente werden durch ein Stabwerk direkt auf dem Teilkreis der Befestigungsgewinde aufgenommen. Durch die segmentierte, ringförmige Stirnfläche wird eine optimale Krafteinleitung und damit eine hohe Reproduzierbarkeit erzielt. Die individuelle Kalibrierung des Sensors ermöglicht eine Genauigkeit von 0,2 % der Nennkraft bzw. des Nenndrehmoments, sprich 30 N bzw. 2,4 Nm. [82]

Sowohl die GPS-Fahrgeschwindigkeit v und Fahrtrichtung als auch die Anströmgeschwindigkeit c_0 und der Anströmwinkel α_w werden mit Messinstrumenten von GARMIN im fahrzeugfesten Koordinatensystem aufgenommen. Die zusätzliche Aufnahme der Anströmgeschwindigkeit sowie des Anströmwinkels erlauben die Berücksichtigung des auf dem Testgelände herrschenden Winds w bei der Datenauswertung.

Die *GPS 24xd Antenne* ermöglicht den Zugriff auf die vier wichtigen globalen Navigationssatellitensysteme: GPS, Galileo, GLONASS und BeiDou. Durch die Aktualisierungsrate von 10 Hz können Position, Geschwindigkeit und Zeit genau erfasst werden. Die Positionsgenauigkeit liegt bei $< 0,5$ m und für den Fahrtwinkel bei $< 3^\circ$. Die Messunsicherheit für die Fahrgeschwindigkeit ist nicht explizit ausgewiesen, anhand von Probeflächen kann sie jedoch zu < 1 km/h bestimmt werden.

Als Anemometer wird der *gWind-Sensor* mit dreiflügeligem Propeller verwendet. Dieser liefert auch bei niedrigen Anströmgeschwindigkeiten genaue Daten zur wahren Windgeschwindigkeit. Die maximale Abweichung ist mit $\pm 3\%$ angegeben. Das *Twin-Fin-Design* sorgt für eine stabile Messung des Anströmwinkels mit weniger als $1,5\%$ Abweichung. Die genaue Messfrequenz ist unbekannt, die Aufzeichnung erfolgt gemeinsam mit den Positions- und Fahrgeschwindigkeitsdaten mit 1 Hz. [83]

Die Positionierung des Anemometers auf dem Schaltschrank wurde mittels CFD-Analysen ausgewählt. Alternative Positionen wie beispielsweise auf dem Berstschutz oder am Vorderwagen führen laut Simulation zu größeren Messabweichungen. Der Einbaufehler, sprich die Fehlanströmung an der gewählten Position, wurde mittels mehrerer Probeflächen mit und ohne Antriebe ermittelt. Das genaue Vorgehen wird in Kap. 4.3.3 beschrieben.

Um den Einfluss des Fahrzeugs auf das Betriebsverhalten der untersuchten Antriebe zu minimieren und so eine ungestörte Anströmung der Testobjekte zu gewährleisten, wird jeder Testaufbau zunächst numerisch analysiert. Hierbei wird überprüft, ob der getestete Antrieb so platziert ist, dass er bei der niedrigsten untersuchten Anströmgeschwindigkeit soeben frei angeströmt wird. Eine Platzierung weiter oberhalb des Fahrzeugs ist aus aerodynamischer Sicht vorteilhaft, bringt aber zugleich strukturelle und fahrdynamische Nachteile.

In Abb. 4.13 ist eine Schnittansicht in der Symmetrieebene durch den Prüfstands Aufbau mit montiertem Mantelpropeller dargestellt. Die Umströmung des Testaufbaus bei 40 km/h wird mittels der numerisch berechneten lokalen Geschwindigkeiten über eine Farbskala sowie anhand von Stromlinien sichtbar gemacht. Hinter dem Fahrerhaus des Pick-Ups befindet sich ein großes Gebiet sehr niedriger Geschwindigkeiten, da die Strömung an der Hinterkante des Berstschutzes ablöst. Weiterhin sind an der Vorderkante der Motorhaube und an der Dachkante kleine Bereiche mit Übergeschwindigkeiten zu sehen. Die Betrachtung der Einlaufstromröhre anhand der Stromlinien zeigt, dass diese mit deutlichem Abstand zum Ablösegebiet und an der Grenze zum Bereich der Übergeschwindigkeiten an der Dachkante verläuft. Im relevanten Bereich vor dem Mantelpropeller verlaufen die Stromlinien parallel zur x -Achse und es existieren keine relevanten Geschwindigkeitsunterschiede. Es bildet sich also ein homogenes Strömungsfeld vor dem Mantelpropeller aus.

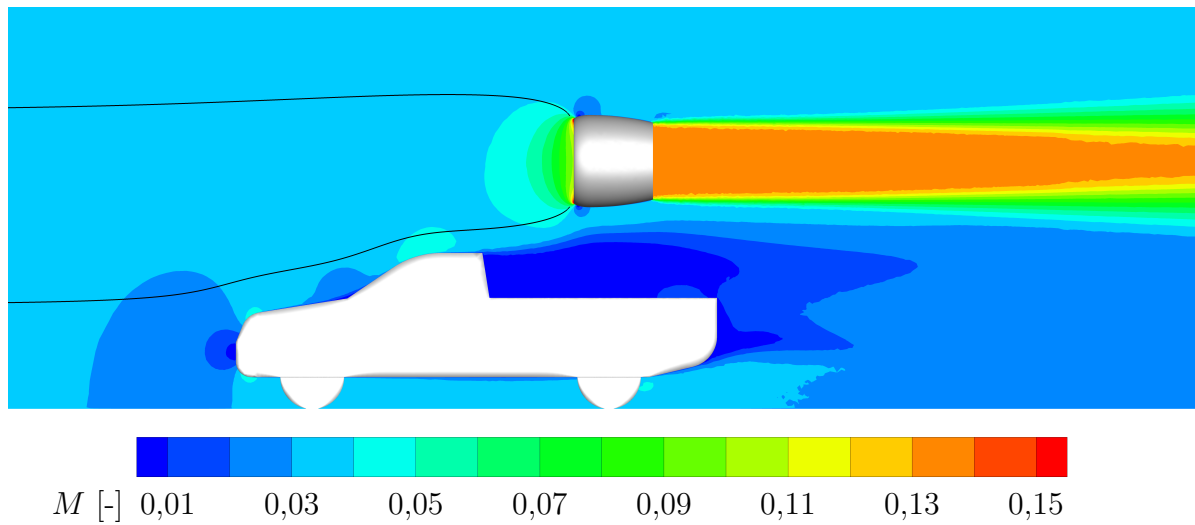


Abbildung 4.13.: Numerische Untersuchung der Anströmung des Mantelpropellers auf dem mobilen Schubmessprüfstand, Machzahl M und Stromlinien in der Symmetrieebene für $c_0 = 40 \text{ km/h}$

Bei höheren Anströmgeschwindigkeit reduziert sich der Durchmesser der Einlaufstromröhre. Die Einlaufstromlinie liegt dann noch weiter über dem Fahrzeugdach und dem Gebiet mit der Übergeschwindigkeit an der Dachkante. Die Umströmung des Testaufbaus bei 120 km/h ist in Anhang B.1 dargestellt.

Die Einstellung der Betriebspunkte erfolgt anhand von drei Stellgrößen. Vor der Fahrt wird der Einstellwinkel ϵ des Mantelpropellers anhand von gefrästen Markierungen eingestellt. Die Anströmgeschwindigkeit c_0 wird anhand der Fahrgeschwindigkeit v des Fahrzeugs reguliert und wie in Kap. 4.3.3 beschrieben ggf. um die Windgeschwindigkeit w korrigiert. Die Einstellung der Leistung des Elektromotors erfolgt über ein Potentiometer. Um die Messung eines stationären Betriebspunkts zu gewährleisten werden Fahrgeschwindigkeit und Leistung mindestens 20 s gehalten und anschließend alle Messwerte über mehrere Sekunden gemittelt. Diese Methode eliminiert zugleich die auf den Kraft-Momenten-Sensor wirkenden Kräfte aufgrund von Beschleunigungen.

Da die Einstellung des Betriebspunkts windabhängig ist und händisch erfolgt, ist eine exakte Wiederholungsmessung nicht möglich. Bei Windstille kann der Anströmwinkel anhand von 1° Markierungen auf etwa $0,25^\circ$ genau eingestellt werden. Die Fahrgeschwindigkeit kann auf etwa 2 km/h und die Antriebsleistung auf etwa $0,5 \text{ kW}$ genau reproduziert werden.

4.3.3. Auswertung

Die Auswertung der experimentellen Daten erfordert zunächst eine zeitlich synchrone Zusammenführung von den mit unterschiedlichen Frequenzen aufgenommenen Messdaten der einzelnen Systeme. Beim Schubmessprüfstand greifen sowohl die Software des

Antriebssystem als auch jene der Wägezelle auf die Systemzeit des Messrechners zurück. Es kann somit eine Uhrzeit als Beginn der Messung definiert werden und alle Messdaten auf diese bezogen werden. Für den mobilen Schubmessprüfstand kann das gleiche Vorgehen für die Messdaten des Kraft-Momenten-Sensors und des Garmin-Systems verwendet werden. Da das Geiger-Antriebssystem unabhängig operiert, erfolgt die Synchronisation über die sowohl vom Antriebssystem als auch vom Garmin-System aufgezeichnete GPS-Geschwindigkeit des Fahrzeugs v . Die starken Gradienten aufgrund der zügigen Beschleunigung zu Beginn sowie des Bremsens am Ende des jeweiligen Testabschnitts ermöglichen hier eine Genauigkeit von $< 0,5$ s.

Nach der Synchronisation der Messdaten werden Auswertungsbereiche für jeden Betriebspunkt im Testabschnitt definiert. Hierzu werden die wichtigsten Messgrößen betrachtet. Dies sind die Fahrtgeschwindigkeit v , die Anströmgeschwindigkeit c_0 , die elektrischen Leistungen der beiden Motorscheiben ($P_{el,1}$ und $P_{el,2}$) sowie der installierte Schub T . Anschließend wird jene zehnstündige Zeitspanne mit den geringsten Ausschlägen ausgewählt. Für einen exemplarischen Messschrieb sind die Auswertungsbereiche in Abb. 4.14 grün hinterlegt.

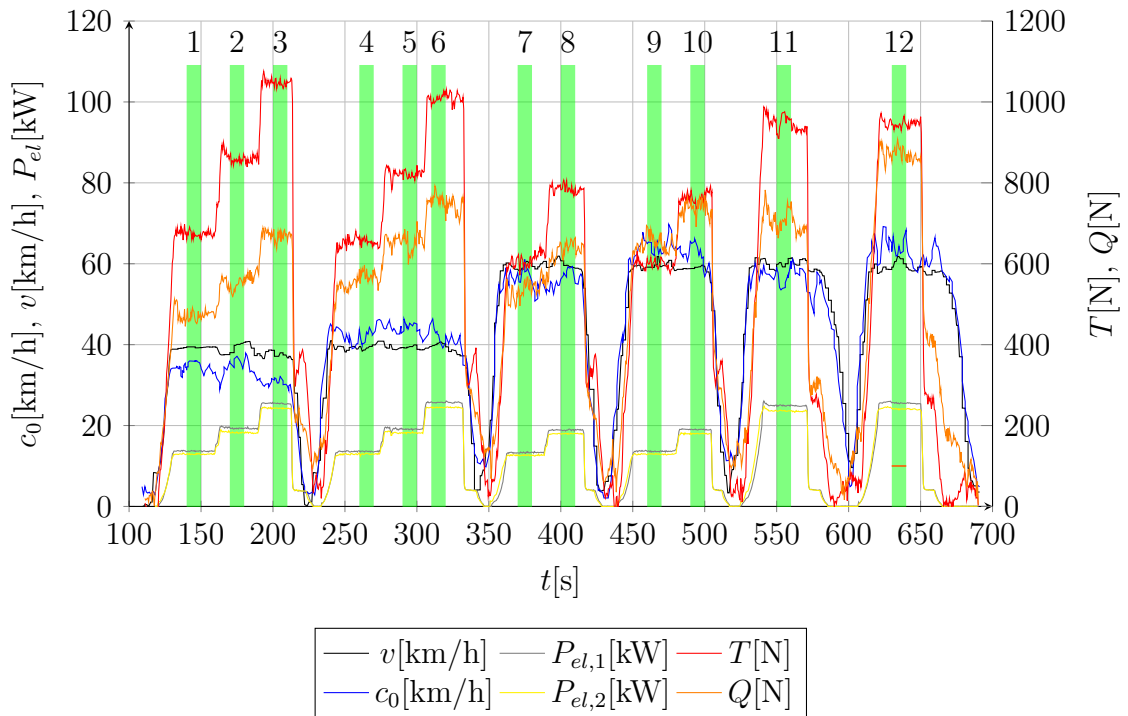


Abbildung 4.14.: Exemplarischer Messschrieb (mobiler Schubmessprüfstand)

Der exemplarische Messschrieb enthält sechs Messabschnitte. Im ersten Messabschnitt fährt das Fahrzeug mit etwa 40 km/h und es werden drei verschiedene Leistungseinstellungen vorgegeben (Auswertungsbereiche 1-3). Anschließend dreht das Fahrzeug und wiederholt die Messung bei entgegengesetzter Fahrtrichtung (Auswertungsbereiche 4-6). Für die folgenden Messabschnitte wird die Geschwindigkeit auf $v \approx 60$ km/h gesteigert. Aufgrund der begrenzten Länge der Teststrecke, siehe Anhang B.2, ist nun nur die Vorgabe von jeweils zwei Leistungseinstellungen möglich (Auswertungsbereiche 7 und

8 sowie 9 und 10). Die dritte Leistungseinstellung wird daher in zwei weiteren Fahrten separat eingefahren (Auswertungsbereiche 11 und 12).

Für die Messdaten in den einzelnen Auswertungsbereiche werden nun die Durchschnittswerte ermittelt und die Qualität der Messung beziehungsweise des gewählten Auswertungsbereichs anhand den Standardabweichungen sowie der maximalen Amplitude der Messgrößen geprüft.

Für das Antriebssystem erfolgt die Umrechnung der aus der Batterie entnommenen elektrischen Leistung in die am Rotor anliegende Wellenleistung über ein vom Hersteller bereitgestelltes motorspezifisches Kennfeld, in dem die Effizienz des elektrischen Systems in Abhängigkeit von Drehzahl und Stromstärke angegeben ist [81]. Da die Isolinien gleicher Effizienz nur in 5 % Schritten angegeben sind, wird die Unsicherheit für den relevanten Bereich des Kennfelds auf etwa 1 % geschätzt.

Um den Vergleich der experimentellen Daten mit der Auslegung und den numerisch ermittelten Daten zu ermöglichen, wird für die mechanische Leistung, die Drehzahl und den Schub eine Betriebspunktkorrektur durchgeführt. Hierzu werden die Messdaten um das Temperaturverhältnis

$$\Theta = T_m/T_{ISA} \quad (4.11)$$

und Druckverhältnis

$$\delta = p_m/p_{ISA} \quad (4.12)$$

sowie mit der spezifischen Luftfeuchtigkeit SH auf einen *ISA standard day* normiert [84]. Die korrigierte mechanische Leistung

$$P_{\text{mech}} = \frac{P_{\text{mech},m}}{\sqrt{\Theta}\delta} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + 0.61SH(1 - 0.0968SH)^{1.5}}} \quad (4.13)$$

wird in dieser Arbeit ebenso wie die korrigierte Drehzahl

$$N = \frac{N_m}{\sqrt{\Theta}} \cdot \frac{1}{\sqrt{(1 + 0.61SH)(1 - 0.0968SH)}} \quad (4.14)$$

und der korrigierte installierte Schub

$$T = \frac{T_m}{\delta} \cdot \frac{1}{(1 - 0.0968SH)} \quad (4.15)$$

nach Volponi [85] berechnet. Während die normierten Messdaten des Schubmessprüfstands in der Versuchshalle nun für den Vergleich mit Leistungsrechnung und Numerik herangezogen werden können, ist für die Messdaten des mobilen Schubmessprüfstands noch eine Korrektur des Anströmwinkels und der Anströmgeschwindigkeit notwendig.

Die Position des Anemometers wurde wie in Kap. 4.3.2 beschrieben mittels CFD-Analysen ausgewählt. Der in dieser Messposition identifizierte Einbaufehler ist in Abb. 4.15 skizziert.

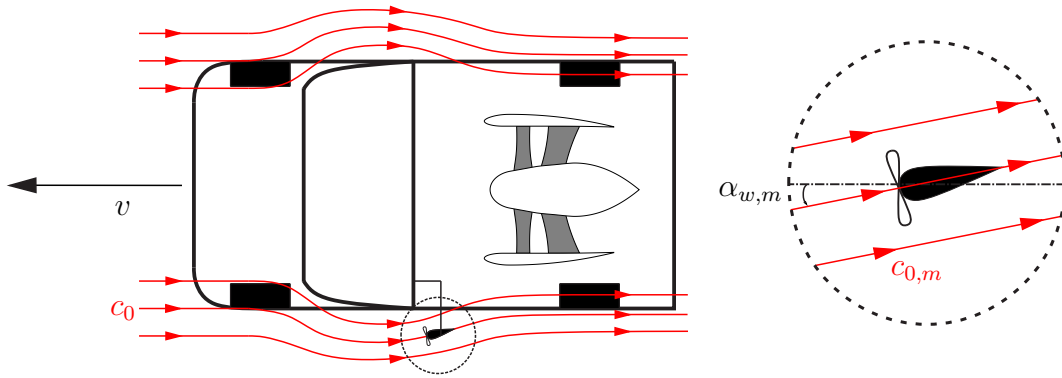


Abbildung 4.15.: Einbaufehler des Anemometers: Die Strömung ist gegenüber der Fernfeldströmung beschleunigt und hat eine nach innen gerichtete Komponente

Aufgrund der Verdrängung des Führerhauses mit montiertem Berstschutz ist die Strömung an der Position des Anemometers beschleunigt. Zugleich hat die Strömung eine nach innen gerichtete Komponente. Der Einbaufehler wird daher in einen Betragsfehler

$$\Delta c_F = c_{0,m}/c_0 \quad (4.16)$$

und einen Winkelfehler

$$\alpha_F = \alpha_{w,m} - \alpha_w \quad (4.17)$$

unterteilt. Der Zusammenhang zwischen den Fehlern, der gemessenen Anströmung ausgedrückt durch die Geschwindigkeit $c_{0,m}$ und den Winkel $\alpha_{w,m}$ sowie der tatsächlichen Anströmung ausgedrückt durch c_0 und α_w ist in Abb. 4.16 im fahrzeugfesten Koordinatensystem dargestellt.

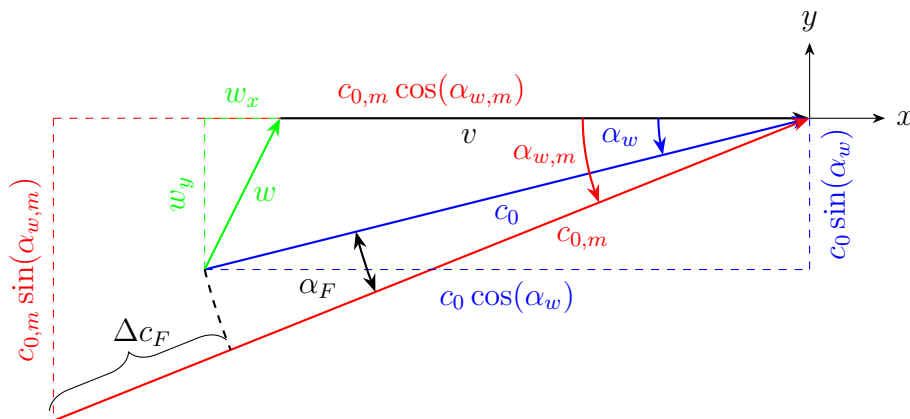


Abbildung 4.16.: Definition des Einbaufehlers des Anemometers, aufgeteilt in den Betragsfehler Δc_F und den Winkelfehler α_F anhand der gemessenen Anströmgeschwindigkeit $c_{0,m}$ und des gemessenen Anströmwinkels $\alpha_{w,m}$

Die tatsächliche Anströmung kann somit in der x -Komponente mit

$$c_0 \cos(\alpha_w) = c_{0,m} \Delta c_F \cos(\alpha_{w,m} - \alpha_F) \quad (4.18)$$

und in der y -Komponente mit

$$c_0 \sin(\alpha_w) = c_{0,m} \Delta c_F \sin(\alpha_{w,m} - \alpha_F) \quad (4.19)$$

in Abhängigkeit der gemessenen Größen ausgedrückt werden. Wird nun der Wind w aufgeteilt in die Komponenten

$$w_x = c_0 \cos(\alpha_w) - v \quad (4.20)$$

und

$$w_y = c_0 \sin(\alpha_w) \quad (4.21)$$

bilanziert und (4.18) und (4.19) eingesetzt, kann die Windkomponente in Fahrtrichtung zu

$$w_x = c_{0,m} \Delta c_F \cos(\alpha_{w,m} - \alpha_F) - v \quad (4.22)$$

und jene quer zur Fahrtrichtung zu

$$w_y = c_{0,m} \Delta c_F \sin(\alpha_{w,m} - \alpha_F) \quad (4.23)$$

umgeformt werden.

Werden diese beiden Gleichungen nun für zwei aufeinander folgende Messabschnitte aufgestellt und die folgenden Annahmen getroffen, entsteht ein lösbares Gleichungssystem mit vier Gleichungen und vier Unbekannten, Δc_F , α_F sowie Windrichtung und Geschwindigkeit.

Zum einen wird angenommen, dass Windrichtung und Geschwindigkeit im Mittel über zwei direkt aufeinander folgende Messabschnitte gleich sind. Bei einer freien Streckenwahl wäre es notwendig, w_x und w_y in ein ortsfestes Koordinatensystem zu transformieren, um Windrichtung und Geschwindigkeit gleichsetzen zu können. Da in dieser Arbeit die Fahrtrichtung des Fahrzeugs nach jedem Messabschnitt exakt umgekehrt wird, entfällt dieser Schritt und es gilt vereinfacht $w_{x,1} = -w_{x,2}$ und ebenso $w_{y,1} = -w_{y,2}$.

Zum anderen wird angenommen, dass sowohl Δc_F als auch α_F nur von der Fahrtgeschwindigkeit v abhängig sind und diese in den beiden Messabschnitten hinreichend genau reproduziert werden kann. Da Messfahrten nur an Tagen mit geringen Windgeschwindigkeiten von im Durchschnitt maximal 5 km/h durchgeführt werden, ist sowohl die Differenz zwischen c_0 und v als auch der Anströmwinkel klein und diese Vereinfachung zulässig.

Um die für jeden Messabschnitt berechnete Windgeschwindigkeit und Richtung zu validieren, erfolgt ein Abgleich mit Messwerten einer stationären Messvorrichtung an der Messstrecke. Die Winddaten eines exemplarischen Messtags sind in Anhang B.2 dargestellt.

Für jene Testfahrten mit dem Mantelpropeller in gerader Stellung, der Einstellwinkel beträgt 0° und die Schubachse steht parallel zur Fahrtrichtung, wird auf die Korrektur des Anströmwinkels verzichtet und dieser immer zu Null angenommen. Dies ist zulässig, da bei sehr kleinen Einstellwinkeln die Winkelabweichung keinen relevanten Einfluss auf die axiale Anströmgeschwindigkeit hat. Dies zeigt Abb. 4.17, in der die prozentuale Abweichung der axialen Anströmgeschwindigkeit $c_{0,\parallel}$ über den Einstellwinkel ϵ für verschiedene Anströmwinkel α aufgetragen sind.

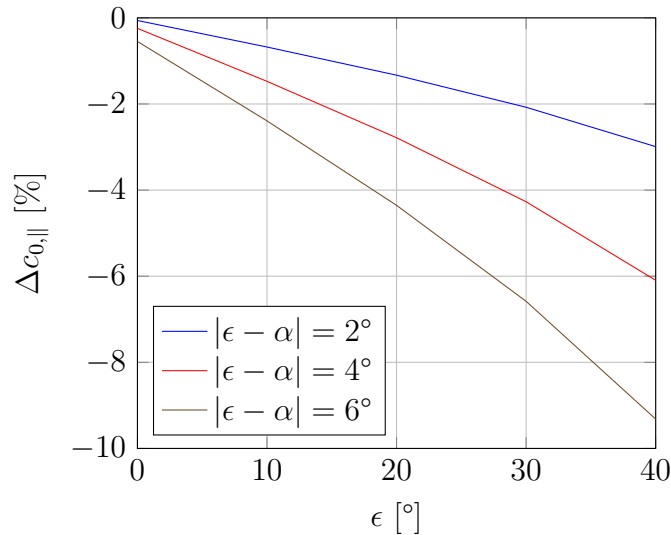


Abbildung 4.17.: Einfluss des aufgrund des Winds vom Einstellwinkel ϵ abweichenden Anströmwinkels α auf die axiale Anströmgeschwindigkeit $c_{0,\parallel}$

Bei axialer Anströmung ($\epsilon = 0^\circ$) werden die dreidimensionalen unstrukturierten Messdaten für Anströmgeschwindigkeit, Leistung und Schub sowie Drehzahl und Schub in Isolinien gleicher Anströmgeschwindigkeiten umgerechnet. Hierzu wird zunächst eine Triangulation der unstrukturierten Messdaten durchgeführt und so eine effiziente und robuste Datenstruktur aufgebaut. Anschließend wird ein regelmäßiges Punktegitter erzeugt und die zugehörigen Werte für Leistung und Schub linear zwischen den Datenpunkten interpoliert. Aufgrund der geringen Abstände zwischen den Datenpunkten wird die Annahme getroffen, dass die Veränderung der Werte innerhalb eines jeden Wertedreiecks linear ist. Die erzeugten Isolinien erlauben einen einfachen und direkten Vergleich mit der Leistungsrechnung und der Numerik.

Ab 10° Einstellwinkel muss der tatsächliche Anströmwinkel berücksichtigt werden. Da die Messdaten somit eine weitere unstrukturierte Dimension erhalten, können diese nicht mehr in Isolinien überführt werden. Zum Vergleich mit der Numerik werden die Messpunkte einzeln nachgerechnet und die Differenz zwischen Numerik und Experiment betrachtet.

5. Analyse der Referenzauslegung

Die experimentellen Untersuchungen für diese Arbeit wurden mit dem sogenannten *Jetpeller Prototype* durchgeführt. Dieser Mantelpropeller wurde vom Projektteam ausgelegt und in einen flugfähigen Prototypen mit nabenintegriertem Elektromotor überführt. Der Jetpeller Prototype wird in Kap. 5.1 vorgestellt und dient als Referenz zur Validierung der Auslegung und Leistungsrechnung sowie der numerischen Verfahren.

In den darauf folgenden Unterkapiteln erfolgt der Vergleich von Leistungsrechnung, Numerik und Experiment unter axialer Anströmung (Kap. 5.2) sowie von Numerik und Experiment bei verschiedenen Anströmwinkeln (Kap. 5.3). Als Umgebungsbedingungen werden hierbei die in Tab. 5.1 genannten *ISA standard day* Bedingungen [84] auf Meereshöhe (ISA SL) verwendet.

Größe	Wert
Höhe (Altitude)	0 m (Sea Level)
Temperatur	288,15 K (15 °C)
Druck	1013,25 hPa
Dichte	1,225 kg/m ³
Schallgeschwindigkeit	340,29 m/s

Tabelle 5.1.: *ISA standard day* Bedingungen [84] auf Meereshöhe (ISA SL)

5.1. Jetpeller Prototype

Der Jetpeller wurde vom Projektteam als lärmoptimierter Antrieb für Kleinflugzeuge sowie zukünftige regionale Luftmobilitätsanwendungen entwickelt. Hierbei trägt insbesondere das Design mit akustisch optimierter Beschaufelung sowie großem axialen Abstand zwischen Rotor und Stator, wie es auch in Koppelberg et al. [86] beschrieben wird, zur Lärminderung gegenüber Propellern bei. Durch das Cut-Off Design ist der dominierende tonale Eigenlärm der ersten Blattpassierfrequenz nicht ausbreitungsfähig. Weiterhin wird der tonale Lärm aufgrund der Rotor-Stator-Interaktion durch die Wahl der optimalen Anzahl an Schaufeln und durch den großen Axialabstand nicht ins Fernfeld abgestrahlt. Der verbleibende Breitbandlärm aufgrund der Turbulenz der Zuströmung und Nachläufe wird durch den Mantel gerichtet und durch das niedrige Druckverhältnis und die daraus resultierende niedrige Belastung der Schaufeln reduziert.

Der für die experimentellen Untersuchungen verwendete Jetpeller Prototype wurde für ein zweimotoriges Ultraleichtfluggerät (< 600 kg) ausgelegt. Er hat einen Rotordurch-

messer von 0,85 m und ist von der Einlauflippe bis zum hinteren Ende des Zentralkörpers knapp 1,05 m lang. Auf eine Nennung der genauen Auslegungsparameter wird an dieser Stelle aus Geheimhaltungsgründen verzichtet, eine leicht abgewandelte und vereinfachte Schnittansicht ist jedoch in Abb. 5.1 dargestellt. Aus Gewichts- und Steifigkeitsgründen ist der Jetpeller Prototype überwiegend in Integralbauweise aus kohlefaserverstärktem Kunststoff gefertigt. Ohne Antriebskomponenten liegt sein Gewicht bei 18 kg.

Angetrieben wird der Jetpeller Prototype von einem Elektromotor der Firma Geiger Engineering GmbH. Bei der luftgekühlten *Polyphasigen Permanentmagnet-erregten Synchronmaschine* handelt es sich um einen besonders leichten, langsam laufenden Außenläufer mit sehr hoher spezifischer Leistung bei höchster Effizienz. Das gewählte Modell, der *HPD40D*, besteht aus zwei getrennten Antriebssystemen, die auf eine Motorwelle wirken und bietet so eine Redundanz gegenüber Fehlerfällen. Bei einer Drehzahl von 2700 rpm liegt die gemeinsame Nennleistungsaufnahme beider Antriebssysteme bei 40 kW. Maximal kann ein Moment von 210 N m abgerufen und eine elektrische Leistung von 60 kW aufgenommen werden.

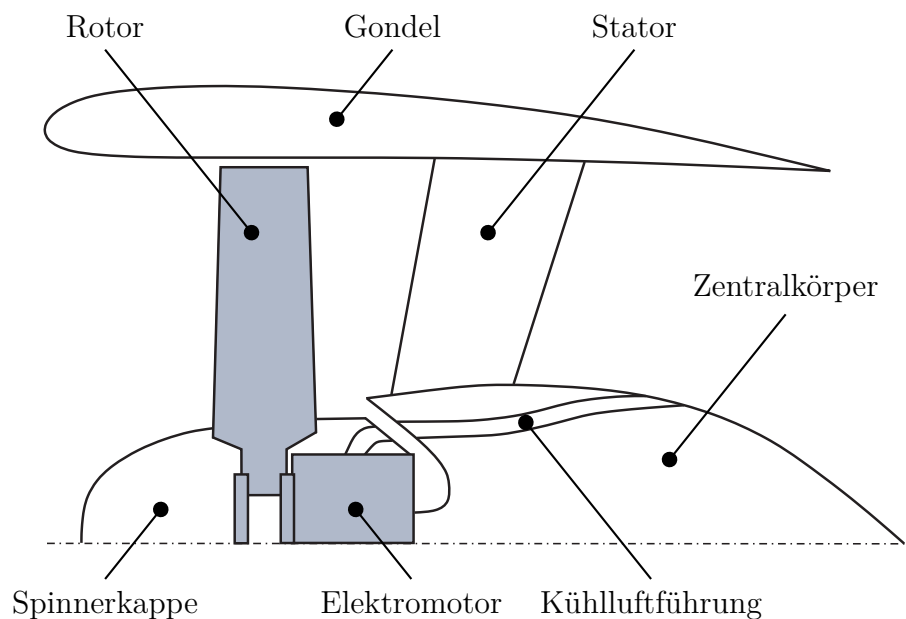


Abbildung 5.1.: Schnittansicht Jetpeller Prototype

Die Integration des Elektromotors in den Zentralkörper erfordert eine Kühlluftführung. Wie in Abb. 5.1 dargestellt, wird die Zuluft der Strömung hinter dem Rotor entnommen. Diese wird umgelenkt und nach innen geführt und axial entgegen der Flugrichtung in den Motor eingeleitet. Die radial aus dem Motor austretende warme Luft wird an der kalten Luft vorbei, nach hinten abgeführt und tritt stromab des Stators aus dem Zentralkörper aus. Die Verluste aufgrund der Kühlluftführung werden in der Auslegung und Leistungsrechnung nicht berücksichtigt. Auch in der Numerik wird eine vereinfachte Geometrie ohne Ein- und Auslässe verwendet. Es ist daher von zusätzlichen Verlusten im Experiment auszugehen.

Das in der Leistungsrechnung bestimmte Betriebsverhalten des Jetpeller Prototype ist in Abb. 5.2 anhand des installierten Schubs T über der mechanischen Antriebsleistung P_{mech} für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten c_0 dargestellt. Der Schub steigt bei größerem Leistungseintrag und nimmt aufgrund des höheren Eintrittsimpulses, vgl. (2.34), mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit ab.

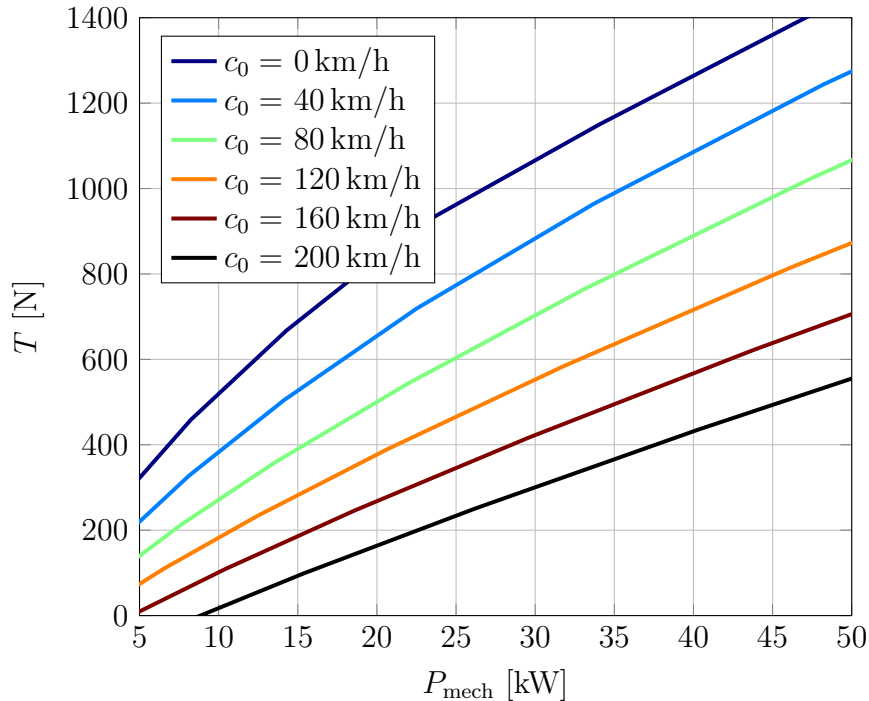


Abbildung 5.2.: Schub T des Jetpeller Prototype über der mechanischen Leistung P_{mech} für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten unter ISA SL

Zur Bestimmung der vom verwendeten Elektromotor erreichbaren mechanischen Leistung werden die Schnittpunkte zwischen den in Abb. 5.3 dargestellten Leistung-Drehzahl-Kennlinie des Jetpeller Prototype für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten und jenen für die Maximal- und Nennleistung des Elektromotors bestimmt.

Die Schnittpunkte der Motorkennlinie bei Maximalleistung mit den Kennlinien des Jetpeller Prototype liegen zwischen 2200 1/min und 2400 1/min. Die zugehörigen mechanischen Leistungen betragen etwa 46 kW bis 48 kW. Anhand des Knicks in der Motorkennlinie bei etwa 2100 1/min lässt sich erkennen, dass die Schnittpunkte bereits im Bereich der Feldschwächung liegen. In diesem Bereich ist die maximale elektrische Leistungsaufnahme von 60 kW des Elektromotors erreicht und die mechanische Leistung steigt nur noch aufgrund des besser werdenden Wirkungsgrads leicht an. Würden die Schnittpunkte bei geringeren Drehzahlen liegen, könnte der Elektromotor nicht seine maximale Leistung abrufen. Eine Verschiebung der Schnittpunkte hin zu größeren Drehzahlen wäre hingegen vorerst unproblematisch, solange die Maximaldrehzahl von 2700 1/min nicht erreicht wird.

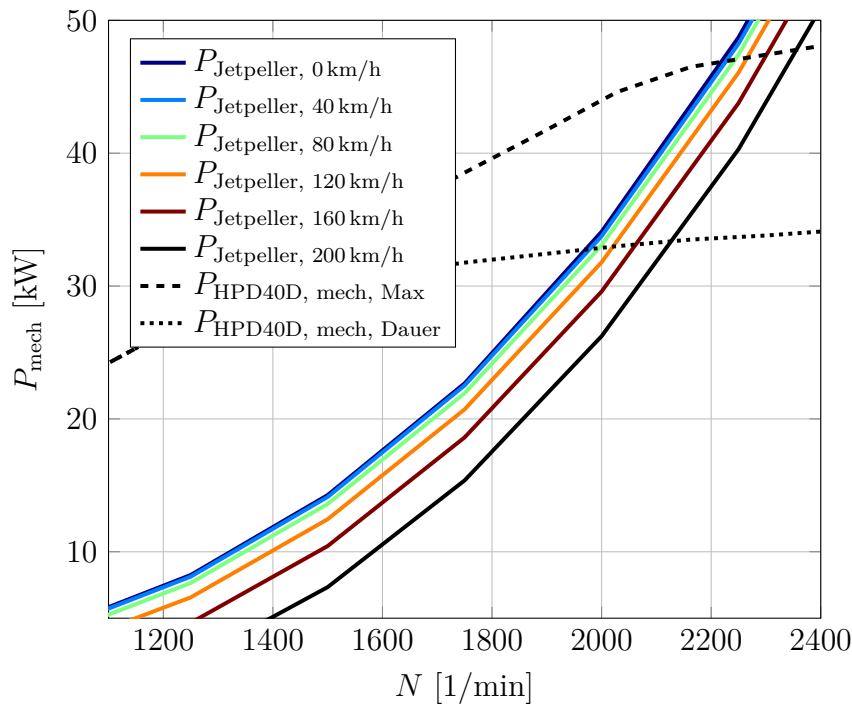


Abbildung 5.3.: Vergleich der Leistung-Drehzahl-Kennlinien des Jetpeller Prototype für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten unter ISA SL mit den Maximal- und Dauerleistung-Drehzahl-Kennlinien des Elektromotors Geiger HPD40D

Die Schnittpunkte der Motorkennlinie bei Nennleistungsaufnahme mit den Kennlinien des Jetpeller Prototype liegen zwischen 1950 1/min und 2150 1/min. Die zugehörigen mechanischen Leistungen betragen 32 kW bis 34 kW. Da auch diese Schnittpunkte weit vom Grunddrehzahlbereich entfernt liegen, passt die Charakteristik des Geiger HPD40D sehr gut zur Auslegung des Jetpeller Prototype.

5.2. Axiale Anströmung

Der Vergleich von Leistungsrechnung, Numerik und Experiment für die Referenzauslegung, dem Jetpeller Prototype, unter axialer Anströmung erfolgt zunächst anhand des Betriebsverhaltens. Hierzu werden in Kap. 5.2.1 Schub, Leistung und Drehzahl bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten analysiert.

Ein detaillierter Vergleich zwischen Leistungsrechnung und Numerik erfolgt in Kap. 5.2.2 anhand des durchgesetzten Massenstroms, der Schubanteile der Stufe sowie der Einlauftotaldruckverluste. Abschließend werden die Staupunktlagen am Einlauf verglichen (Kap. 5.2.3). Dies ermöglicht eine Einschätzung, wie gut die Gondelumströmung in Numerik und Experiment übereinstimmt.

5.2.1. Betriebsverhalten

Für den Vergleich der experimentellen Daten mit der Leistungsrechnung sowie der Numerik sind zunächst die in Kap. 4.3.3 beschriebenen Korrekturen der Messwerte notwendig. Sowohl für den in der Versuchshalle platzierten Schubmessprüfstand (SMP) als auch für den mobilen Schubmessprüfstand (mobiler SMP) werden die Messwerte auf *ISA standard day* Bedingungen normiert [84]. Im Falle des mobilen Schubmessprüfstands wird weiterhin der Messfehler des Anemometers aufgrund des Fahrzeugeinflusses berücksichtigt.

In Abb. 5.4 ist der installierte Schub T der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} aufgetragen. Die zugehörige Anströmgeschwindigkeit c_0 für jeden Messpunkt wird mittels der Farbskala angezeigt. Weiterhin sind die aus den unstrukturierten Messdaten erzeugten Isolinien gleicher Anströmgeschwindigkeit gemäß des in Kap. 4.3.3 beschriebenen Auswertungsverfahrens eingefügt.

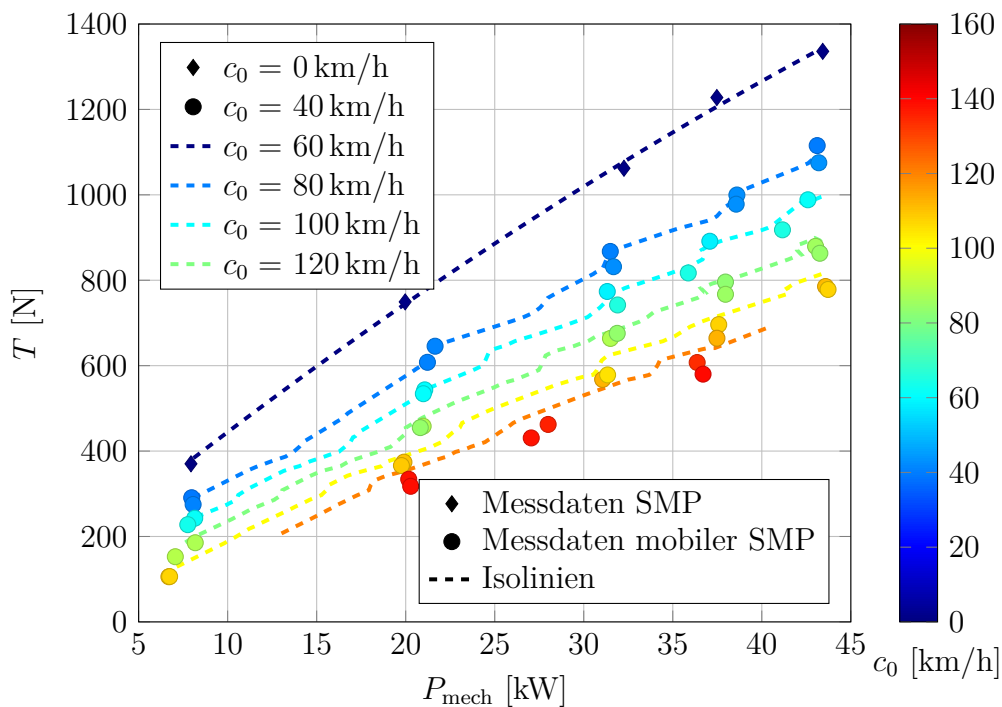


Abbildung 5.4.: Schub T der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} : Messdaten vom stationären Schubmessprüfstand (SMP) und vom mobilen Schubmessprüfstand sowie die abgeleiteten Isolinien für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten c_0

Das Äquivalent für den installierten Schub über der Drehzahl N ist in Abb. 5.5 dargestellt. Die geringen Ausschläge in den Isolinien sowie deren Verläufe mit gleichmäßigen Abständen zueinander sprechen für eine hohe Güte der aufgenommenen und korrigierten Messdaten. Die Isolinien werden daher für den Vergleich des Betriebsverhaltens mit der Leistungsrechnung sowie der Numerik herangezogen.

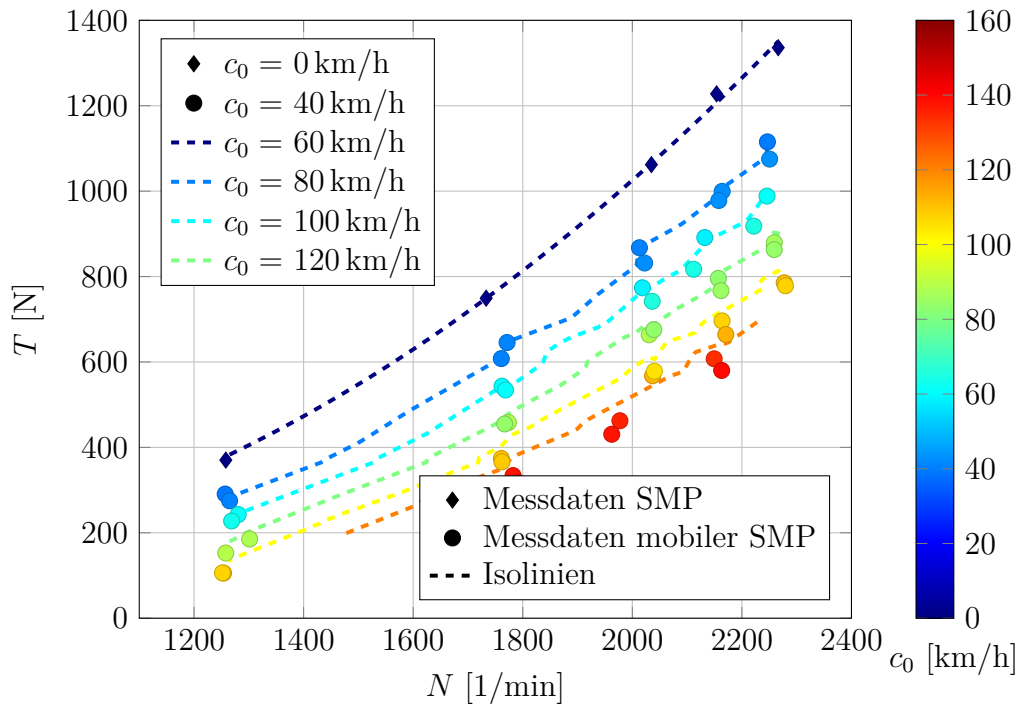


Abbildung 5.5.: Schub T der Referenzauslegung über der Drehzahl N :
Messdaten vom stationären Schubmessprüfstand (SMP) und vom mobilen Schubmessprüfstand sowie die abgeleiteten Isolinien für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten c_0

Die Schub-über-Leistung-Linien aus Leistungsrechnung, Numerik und Experiment unter ISA-SL-Bedingungen sind in Abb. 5.6 dargestellt. Sie zeigen grundsätzlich eine sehr gute Übereinstimmung und sowohl die Numerik als auch die Isolinien aus dem Experiment geben das in der Auslegung prognostizierte Betriebsverhalten wieder. Die absoluten Abweichungen sind klein und die Linien laufen bis auf die Standfallkurve der Leistungsrechnung alle nahezu parallel.

Bei Anströmgeschwindigkeiten von $c_0 = 40$ km/h bis $c_0 = 120$ km/h prognostiziert die Leistungsrechnung über den gesamten Leistungsbereich einen höheren installierten Schub als die Numerik und jene wiederum mehr als im Experiment gemessen wird. Für $c_0 = 40$ km/h prognostiziert die Leistungsrechnung bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ etwa 5 % mehr installierten Schub als mit der Numerik berechnet und diese wiederum knapp 3,5 % mehr als experimentell bestimmt. Auch für $c_0 = 80$ km/h beträgt die Differenz zwischen Leistungsrechnung und Numerik etwa 5 %, jene zwischen Numerik und Experiment nur noch gut 2 %. Bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c_0 = 120$ km/h reduziert sich die Differenz zwischen Leistungsrechnung und Numerik bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ auf etwa 4,5 %, Experiment und Numerik stimmen nun praktisch überein. Die identifizierten Differenzen zwischen Leistungsrechnung, Numerik und Experiment sind erwartbar, da jeweils zusätzliche Verluste berücksichtigt werden bzw. auftreten. In der Numerik treten bspw. Ablösungen am Zentralkörper auf, die insbesondere bei niedrigen Geschwindigkeiten den berechneten Schub verringern. Im Experiment reduzieren Installationseffekte und die Kühlluftführung den gemessenen Schub weiter.

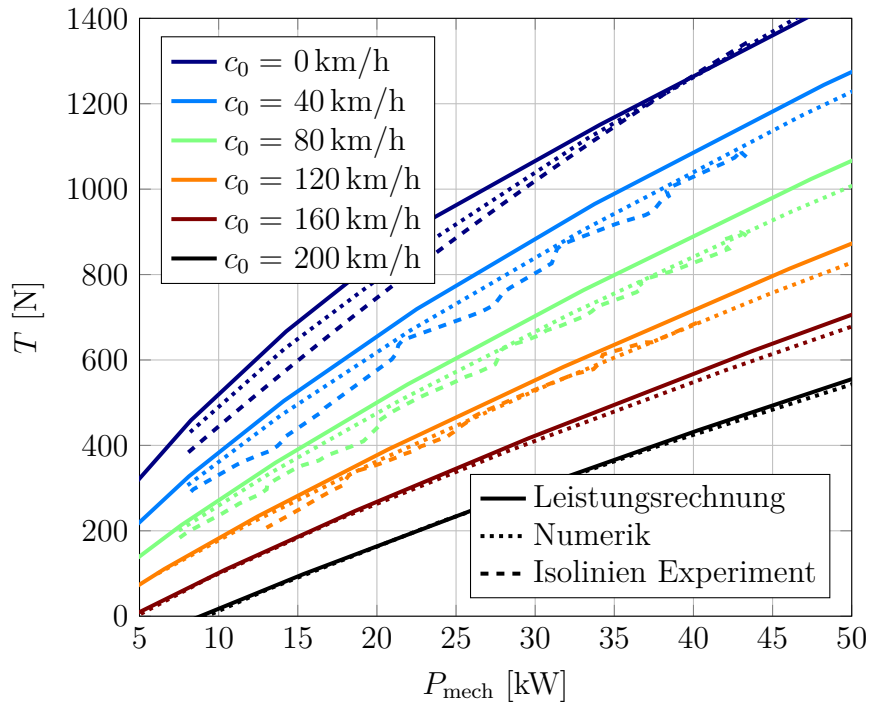


Abbildung 5.6.: Schub T der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich von Leistungsrechnung, Numerik und den abgeleiteten Isolinien aus dem Experiment

Ab Anströmgeschwindigkeiten von $c_0 = 120 \text{ km/h}$ sind keine experimentellen Daten mehr verfügbar. Für $c_0 = 160 \text{ km/h}$ prognostiziert die Leistungsrechnung bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ knapp 4 % mehr installierten Schub als mit der Numerik berechnet. Bei niedrigen Antriebsleistungen stimmen die installierten Schübe fast überein. Dies gilt auch für $c_0 = 200 \text{ km/h}$, hier beträgt die Abweichung bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ nur noch knapp 2 %. Die mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit kleiner werdene Differenz zwischen Leistungsrechnung und Numerik könnte auf eine Überschätzung des Gondelwiderstands in der Leistungsrechnung hindeuten.

Auffällig ist der Knick in der Standschubkurve ($c_0 = 0 \text{ km/h}$) aus der Leistungsrechnung und die damit verbundene Annäherung an jene aus der Numerik mit steigender mechanischer Leistung. Während bei $P_{\text{HPD40D, mech}} = 20 \text{ kW}$ die Abweichungen im installierten Schub zwischen Leistungsrechnung, Numerik und Experiment jeweils knapp 10 % betragen, sind diese bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ praktisch nicht existent. Diese Charakteristik deutet zum einen auf eine Überschätzung des Einlauftotaldruckverlusts in der Leistungsrechnung bei hohen Antriebsleistungen hin, weiterhin könnte generell in der Leistungsrechnung die Effizienz der Stufe bei niedrigen Anströmgeschwindigkeiten überschätzt werden. Beides wird im folgenden Unterkapitel detaillierter untersucht.

Eine ähnlich gute Übereinstimmung wie bei den Schub-über-Leistung-Linien ist auch bei den in Abb. 5.7 dargestellten Schub-über-Drehzahl-Linien für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten festzustellen. Auffällig sind die im Vergleich zu Leistungsrechnung und Numerik etwas geringeren Schubwerte aus dem Experiment. Diese Abweichung könnte

entweder auf die in der Realität minimal abweichenden Anstellwinkel der Rotorscheaufeln oder auf geringfügige Nabenablösungen hinweisen.

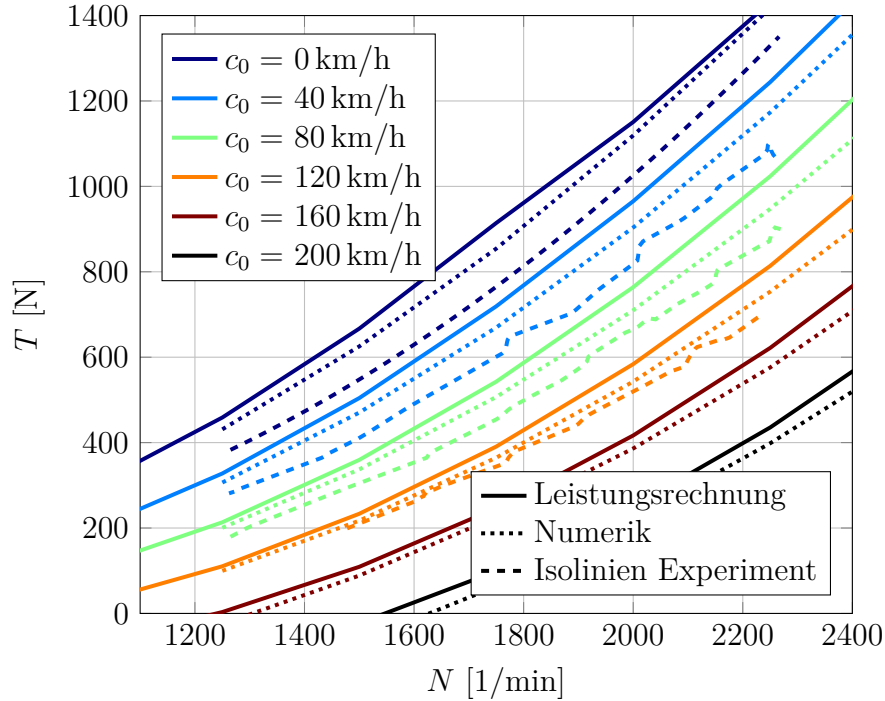


Abbildung 5.7.: Schub T der Referenzauslegung über der Drehzahl N unter ISA SL: Vergleich von Leistungsrechnung, Numerik und den abgeleiteten Isolinien aus dem Experiment

Es kann somit festgehalten werden, dass die experimentelle Erprobung der Referenzauslegung das zuvor in Leistungsrechnung und Numerik berechnete Betriebsverhalten bestätigt. Die aufgezeigten Abweichungen werden im folgenden Unterkapitel durch einen detaillierten Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik näher untersucht.

5.2.2. Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik

Der detaillierte Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik erfolgt anhand des durchgesetzten Massenstroms, des Schubanteils und des Druckverhältnisses der Stufe sowie des Einlauftotaldruckverlusts.

Die in der Leistungsrechnung und in der Numerik bestimmten Massenströme $\dot{m}$ sind in Abb. 5.8 für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten über der Antriebsleistung P_{mech} aufgetragen.

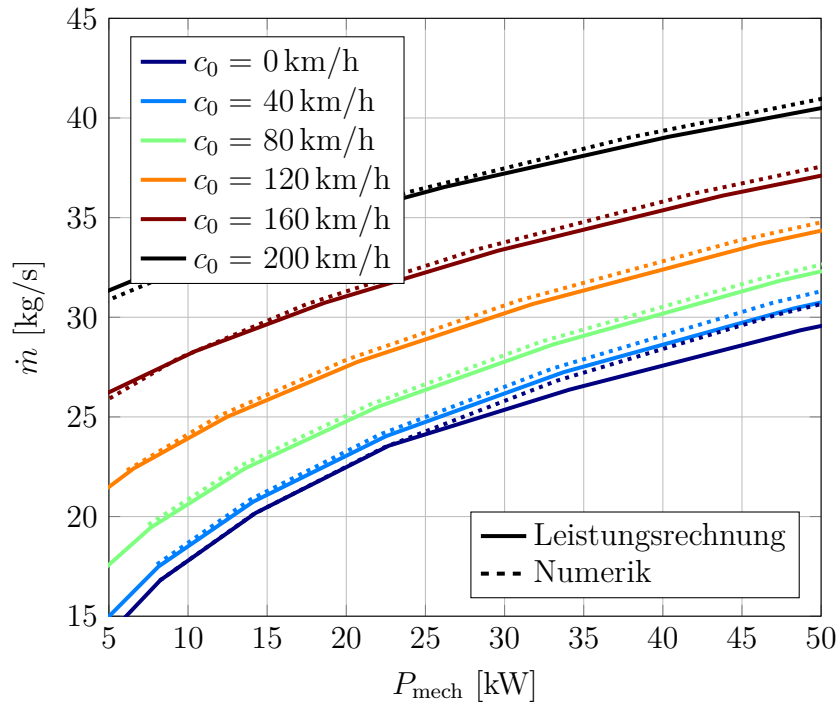


Abbildung 5.8.: Durchgesetzter Massenstrom $\dot{m}$ der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL:
Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik

Der durchgesetzte Massenstrom steigt mit zunehmender Leistung und bei größeren Anströmgeschwindigkeiten. Hierbei lässt sich grundsätzlich wieder eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Leistungsrechnung und Numerik feststellen. Der in der Leistungsrechnung prognostizierte Massenstrom liegt bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ für alle Anströmgeschwindigkeiten ≥ 40 km/h knapp 0,4 kg/s unter jenem aus der Numerik. Die Abweichung ist somit $< 1,5\%$. Auffallend ist auch hier, dass die Standfallkurve aus der Leistungsrechnung bei hohen Leistungen zu geringeren Massenströmen hin abknickt. Die Differenz zur Numerik beträgt bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ etwa 0,7 kg/s, dies entspricht knapp 2,5%.

Der Schubanteil der Stufe am Gesamtschub $\frac{F_{St}}{T}$ der Referenzauslegung ist in Abb. 5.9 für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten in Abhängigkeit von der Antriebsleistung P_{mech} dargestellt. Er beschreibt das Verhältnis der Summe jener in Flugrichtung an Rotor und Stator angreifenden Kräfte zum installierten Schub und ist hauptsächlich von der Anströmgeschwindigkeit abhängig. Bei geringen Geschwindigkeiten sorgt die Umströmung der Gondelvorderkante für starke lokale Saugkräfte aufgrund des dortigen Unterdruckgebiets. Wie in Kap. 2.1.3 gezeigt, beträgt der Schubanteil der Stufe im Standfall nur knapp über 50%. Somit wirkt fast die Hälfte des installierten Schubs an der Gondel. Die Abweichung der Leistungsrechnung von der Numerik bei hohen Antriebsleistungen ist wie zuvor auf eine Überschätzung des Einlaufttotaldruckverlusts zurückzuführen.

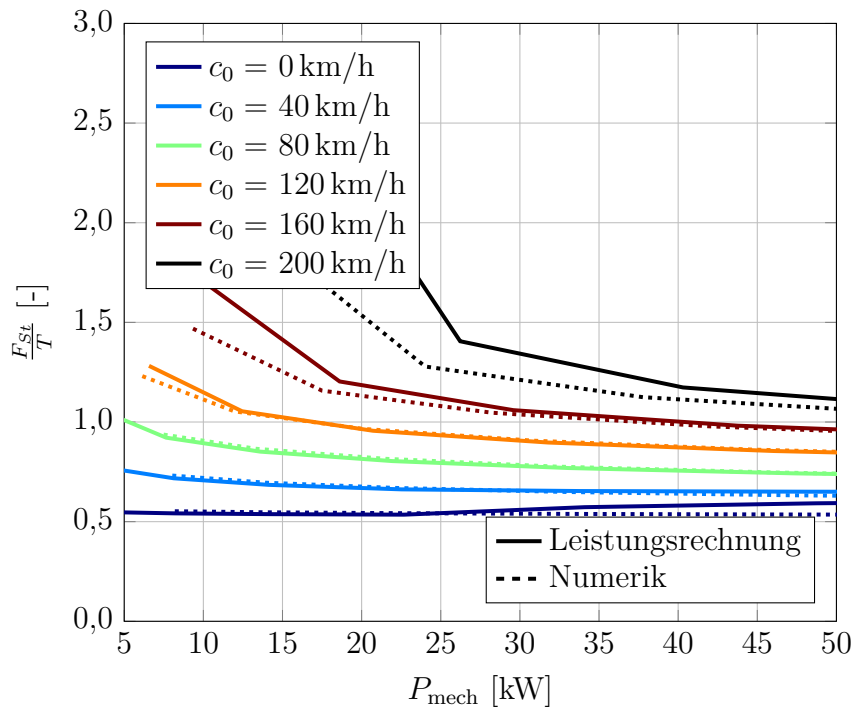


Abbildung 5.9.: Schubanteil der Stufe am Gesamtschub $\frac{F_{St}}{T}$ der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik

Bei hohen Geschwindigkeiten steigt dagegen der Schubanteil der Stufe über 1. Die Gondel erzeugt somit Widerstand. Für die Anströmgeschwindigkeiten $c_0 = 40$ km/h, $c_0 = 80$ km/h und $c_0 = 120$ km/h stimmen Leistungsrechnung und Numerik praktisch überein. Dies gilt bei hohen Antriebsleistungen auch für $c_0 = 160$ km/h. Die großen Abweichung bei hohen Anströmgeschwindigkeiten von $c_0 = 160$ km/h und bei $c_0 = 200$ km/h in Kombination mit einer geringen Antriebsleistung sind darauf zurückzuführen, dass der im Nenner stehende installierte Schub in diesem Betriebsbereich sehr klein wird, vgl. Abb. 5.6. Der für 160 km/h und bei 200 km/h Anströmgeschwindigkeit in der Leistungsrechnung prognostizierte größere Schubanteil der Stufe bei gleichem installierten Schub deutet darauf hin, dass der Widerstand der Gondel überschätzt wird. Dies bestätigt die Betrachtung des Totaldruckverhältnisses über die Stufe π_{St} der Referenzauslegung, siehe Abb. 5.10.

Für hohe Anströmgeschwindigkeiten stimmt das Totaldruckverhältnis der Stufe über den gesamten Leistungsbereich fast überein. Relevante Abweichungen sind hauptsächlich bei den höheren Druckverhältnissen zu erkennen, die bei geringeren Anströmgeschwindigkeiten und hohen Leistungen auftreten. Dies ist auf zwei Faktoren zurückzuführen.

Zum einen liegen diese Betriebspunkte sehr nahe an der Pumpgrenze und es treten vermutlich schon erste Ablösungen an den Rotorscheaufeln auf. Dies ist mit dem in dieser Arbeit verwendeten Aktuatorscheiben-Modell nicht nachweisbar, jedoch liegen die berechneten lokalen Rotorscheufel-Anströmwinkel über jenen des maximalen Auftriebsbeiwertes des lokalen 2D-Profiles und sorgen somit für eine geringere Belastung.

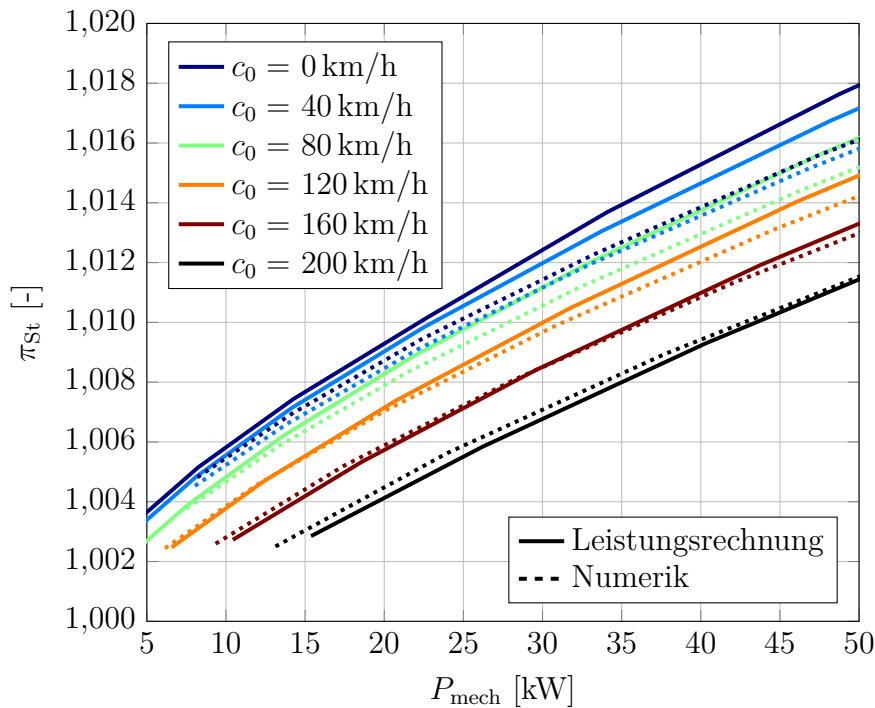


Abbildung 5.10.: Totaldruckverhältnis zwischen Austritt und Eintritt der Stufe π_{St} der Referenzauslegung über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik

Zum anderen wird der Totaldruck vor dem Rotor in der Leistungsrechnung für geringe Anströmgeschwindigkeiten und hohe Leistungen zu niedrig prognostiziert. Für hohe Anströmgeschwindigkeiten hingegen stimmen die Totaldrücke vor dem Rotor über den gesamten Leistungsbereich überein. In der Leistungsrechnung werden somit bei niedrigen Geschwindigkeiten und hohen Leistungen größere Einlauftotaldruckverluste vorhergesagt als in der Numerik berechnet. Dies zeigt auch Abb. 5.11, in der das Einlauftotaldruckverhältnis π_E über der Leistung für die niedrigen Anströmgeschwindigkeiten aufgetragen ist.

Laut Numerik ist das Einlauftotaldruckverhältnis für die untersuchten Geschwindigkeiten nahezu konstant über die Antriebsleistung und nimmt mit zunehmender Anströmgeschwindigkeit ab. Das Totaldruckverhältnis ist dabei stets $> 0,9997$, es treten also bei der Referenzauslegung auch im Standfall keine relevanten Ablösungen auf der Gondelinnenseite auf und die Einlaufverluste sind zu vernachlässigen.

Das Einlauftotaldruckverhältnis aus der Leistungsrechnung liegt ab 80 km/h minimal über den Werten aus der Numerik. Für niedrigere Anströmgeschwindigkeiten werden jedoch größere Einlauftotaldruckverluste prognostiziert. Bei 40 km/h Anströmgeschwindigkeit sinkt das Einlauftotaldruckverhältnis bei einer Leistung von 50 kW auf 0,9994 und im Standfall auf 0,9982 ab.

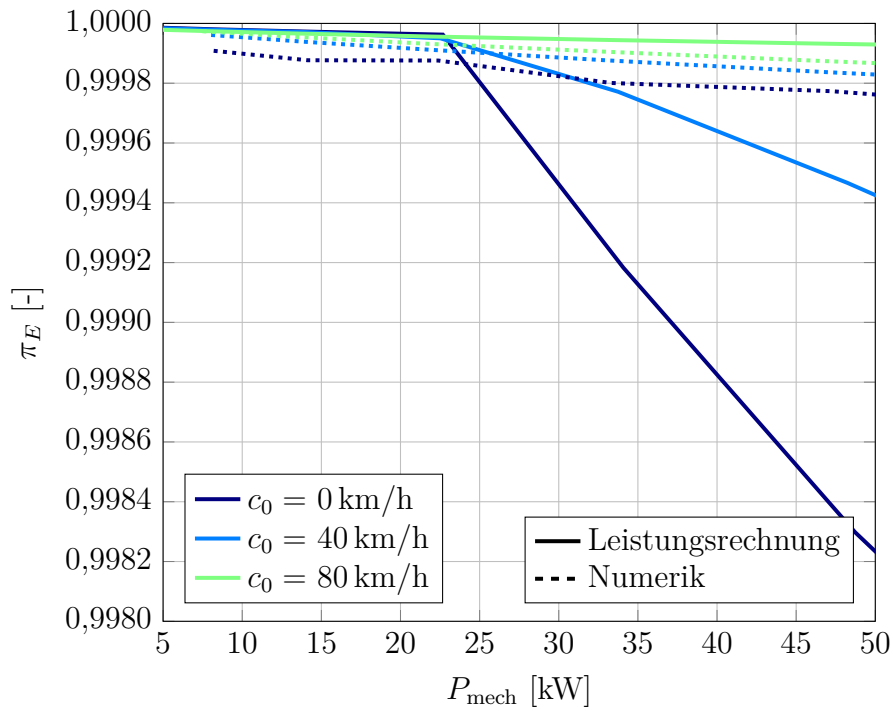


Abbildung 5.11.: Einlauftotaldruckverhältnis π_E über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich von Leistungsrechnung und Numerik

Wird die Leistungsrechnung entsprechend angepasst und der Totaldruckverlust im Einlauf zu Null gesetzt, kann die Übereinstimmung mit der Numerik nochmals deutlich verbessert werden. Wie Abb. 5.12 zeigt, entfällt der charakteristische Knick in der Standschubkurve. Die absolute Schubdifferenz zwischen den Linien für 40 km/h und den Standfall von Leistungsrechnung und Numerik wird zwar größer, bei $P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}}$ beträgt die Differenz nun etwa 6 %, die Linien laufen nun jedoch über den gesamten Leistungsbereich parallel. Auch beim Schubanteil der Stufe entfällt durch die Anpassung der Leistungsrechnung der Knick hin zu höheren Schubanteilen der Stufe in der Standschubkurve. Diese sowie jene für 40 km/h fallen nun mit den Linien aus der Numerik zusammen.

Die Anpassung des Einlauftotaldruckverlusts in der Leistungsrechnung führt zu einem höheren durchgesetzten Massenstrom bei niedrigen Geschwindigkeiten. Wie Abb. 5.13 zeigt, stimmen nun auch die Linien für 40 km/h und den Standfall fast genau mit denen der numerischen Berechnung überein. Die Abweichungen sind jetzt deutlich kleiner als die für höhere Geschwindigkeiten identifizierten Abweichungen von 0,4 kg/s. Der durchgesetzte Massenstrom korreliert somit nun über den gesamten Betriebsbereich.

Der geringere Einlauftotaldruckverlust in der Leistungsrechnung bei niedrigen Geschwindigkeiten führt zu einem höheren Totaldruck vor dem Rotor. Bei gleichem Leistungseintrag sinkt das Druckverhältnis ab und nähert sich im Standfall und bei 40 km/h Anströmgeschwindigkeit, siehe Abb. 5.14, jenem aus der Numerik an. Ein relevanter Teil der anhand von Abb. 5.10 diskutierten Differenz bleibt jedoch bestehen.

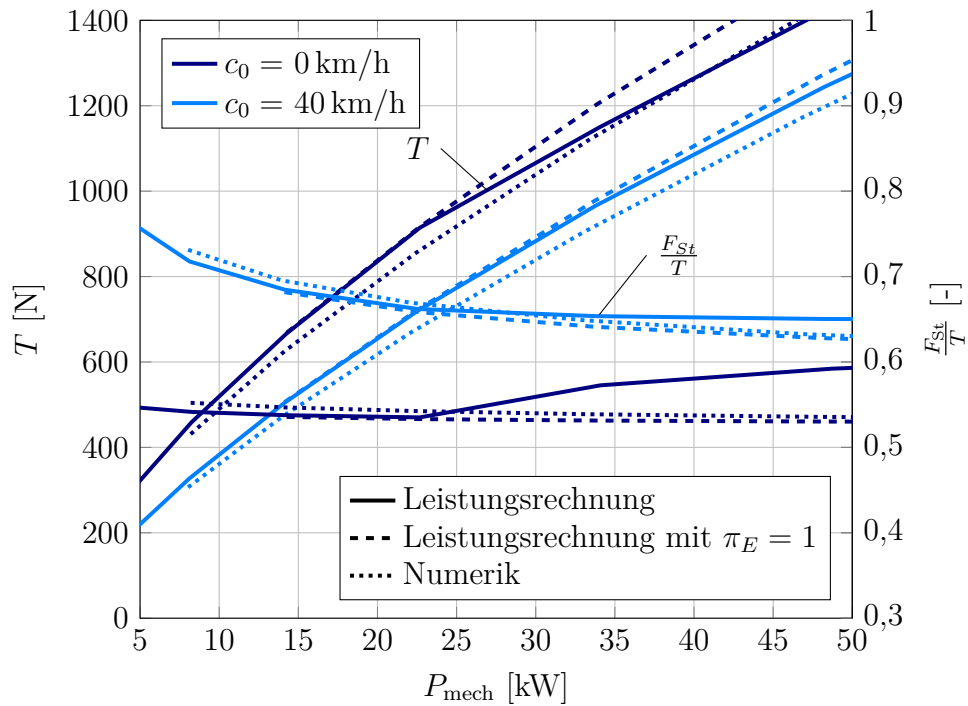


Abbildung 5.12.: Schub T und Schubanteil der Stufe am Gesamtschub $\frac{F_{St}}{T}$ über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich der Leistungsrechnung, einer Leistungsrechnung mit $\pi_E = 1$ und der Numerik

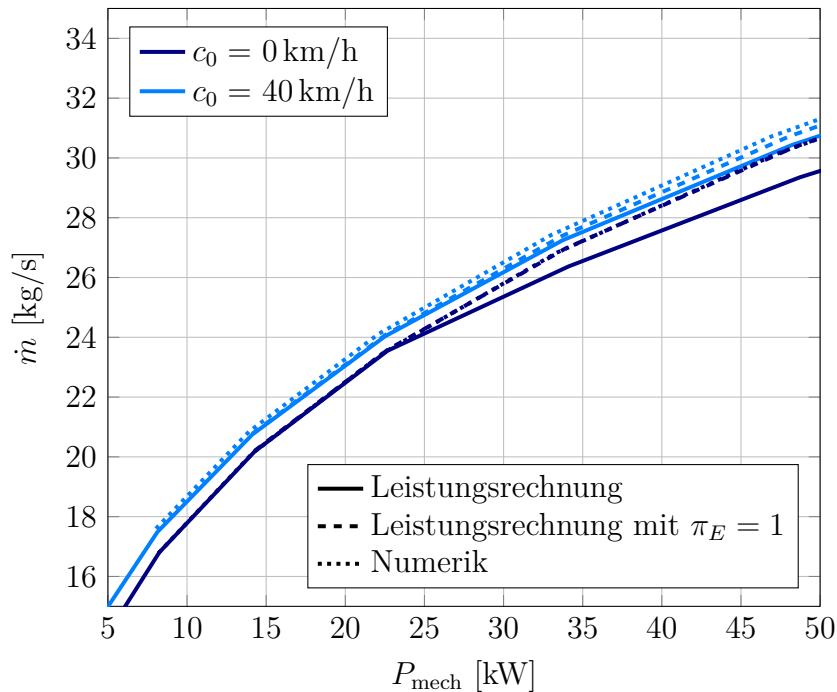


Abbildung 5.13.: Durchgesetzter Massenstrom $\dot{m}$ über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich der Leistungsrechnung, einer Leistungsrechnung mit $\pi_E = 1$ und der Numerik

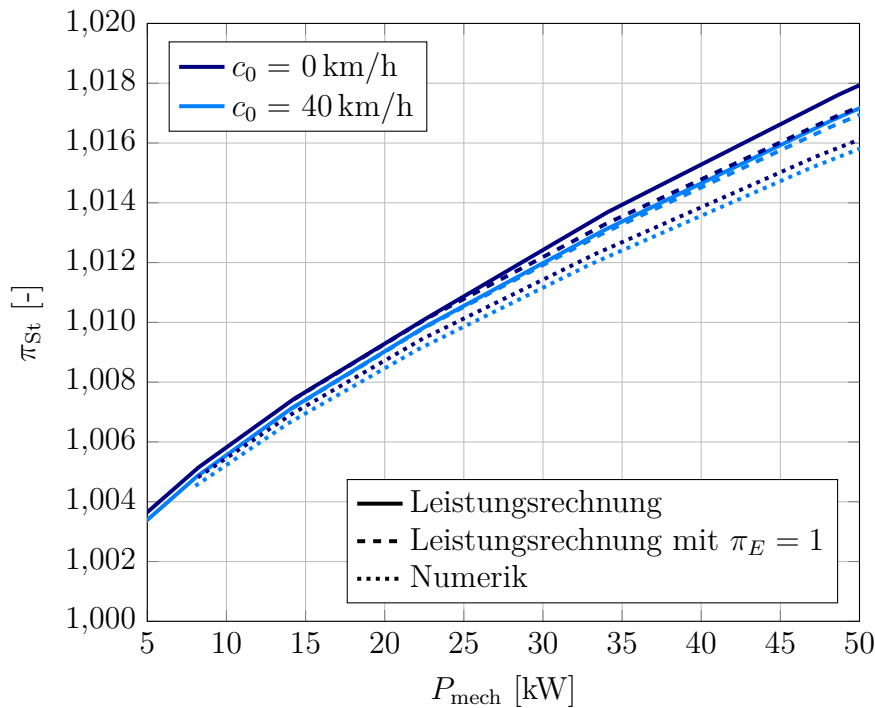


Abbildung 5.14.: Totaldruckverhältnis zwischen Austritt und Eintritt der Stufe π_{St} über der mechanischen Leistung P_{mech} unter ISA SL: Vergleich der Leistungsrechnung, einer Leistungsrechnung mit $\pi_E = 1$ und der Numerik

Abschließend lässt sich festhalten, dass Leistungsrechnung und Numerik eine gute bis sehr gute Übereinstimmung zeigen. Dies gilt insbesondere nach der Anpassung des Einlaufttotaldruckverlusts in der Leistungsrechnung, da dieser zunächst in der Leistungsrechnung überschätzt wurde. Die niedrigere Schubprognose der Leistungsrechnung gegenüber der Numerik bei hohen Geschwindigkeiten konnte auf eine Überschätzung des Gondelwiderstands zurückgeführt werden. Dass die in der Numerik berechneten Schübe bei niedrigen Geschwindigkeiten und im Standfall geringer sind, als die in der Leistungsrechnung prognostizierten, konnte auf ein geringeres Druckverhältnis der Stufe zurückgeführt werden. Diese Abweichungen sind vermutlich auf erste Ablösungen im nabennahen Bereich zurückzuführen, da die Stufe bereits dicht an der Pumpgrenze betrieben wird. Eine tiefergehende Untersuchung ist an dieser Stelle nicht möglich, da die Aerodynamik der Stufe mit der verwendeten Aktuatorscheiben-Modell nicht aufgelöst wird.

Da die Abweichungen beim Gondelwiderstand und dem Einlaufttotaldruckverlust bezogen auf den Gesamtschub von zweiter Größenordnung sind, bildet die gewählte Auslegungs- und Leistungsrechnungsmethode nach Weintraub [8] das Betriebsverhalten des Mantelpropellers sehr gut ab. Ebenso wie bei der Beschauelung ist auch für die Gondel nach der Auslegung eine numerische Optimierung notwendig, da der Einfluss ihrer Geometrie schwierig mit analytischen und empirischen Methoden vorherzusagen ist. Insbesondere das in Kap. 5.3 behandelte Verhalten unter Anström winkeln ist ohne eine detaillierte numerische Untersuchung nicht prognostizierbar.

5.2.3. Vergleich von Numerik und Experiment

Die Vorhersagegenauigkeit der Numerik in Bezug auf die Gondelströmung kann durch den Vergleich der vorderen Staupunktlage bewertet werden. Die Position des Staupunkts auf dem Einlauf beeinflusst die Druckverteilung über die gesamte Mantelfläche maßgeblich. Sie hat somit sowohl einen hohen Einfluss auf den Form- bzw. Druckwiderstand der Gondel, als auch auf die bei niedrigen Geschwindigkeiten am Einlauf wirkenden Sogkräfte.

Während sich die Staupunktlage in der Numerik einfach bestimmen lässt, wird im Experiment eine Visualisierung der Strömungsrichtung auf der Mantelfläche mittels Wollfäden vorgenommen. Die Auswehrichtung der Wollfäden wird während der gesamten Versuchsdauer von einer Kamera aufgenommen und später optisch ausgewertet. Hierzu wird zunächst der zeitliche Auswertungsbereich synchron zu der in Kap. 4.3.3 vorgestellten Auswertung des Betriebsverhaltens festgelegt. Anschließend wird ein Standbild aus diesem Zeitbereich extrahiert, dass das Verhalten der Wollfäden im Mittel gut abbildet. Abschließend wird in dieses Standbild die identifizierte Staupunktlinie eingezeichnet und jene aus der Numerik ergänzt.

Um die Auswertung zu erleichtern, sind die Wollfäden in zwei identischen Rastern auf der Gondel positioniert. Wie in Abb. 5.15 für ein Raster dargestellt, bestehen diese jeweils aus fünf treppenförmigen Reihen mit je drei Fäden.

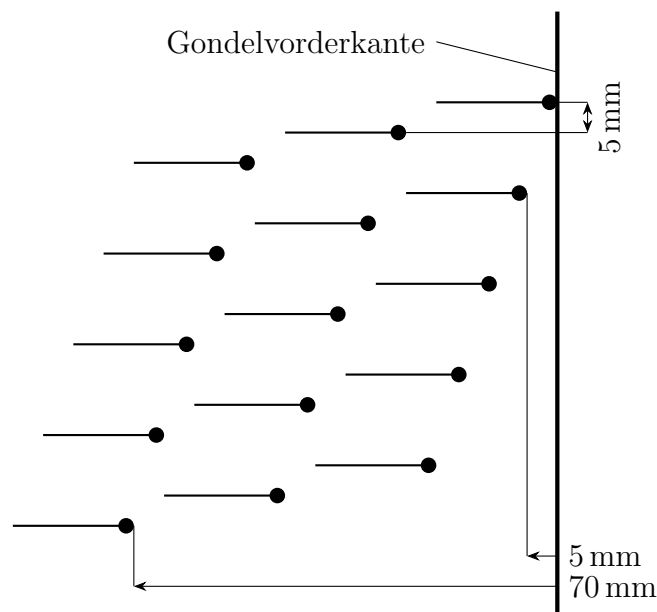


Abbildung 5.15.: Raster aus Wollfäden zur Bestimmung der Staupunktlage auf der Gondel

Das gewählte Raster ermöglicht theoretisch eine Bestimmung der Staupunktlage zwischen der Gondelvorderkante und 70 mm Lauflänge mit einer Genauigkeit von 5 mm. Es ist jedoch zu berücksichtigen, dass durch die konvexe Oberfläche der Gondel eine exakte händische Positionierung der Wollfäden beinahe unmöglich ist.

Um die Positionen der einzelnen Wollfäden zu prüfen, wurde eine Aufnahme des fertigen Rasters mit dem CAD-Modell überlagert, siehe Anhang B.3. Dabei konnte eine hohe Genauigkeit mit maximalen Abweichungen von weniger als 2,5 mm festgestellt werden.

Für den Vergleich mit der Numerik werden in Folge drei Anströmgeschwindigkeiten, 40 km/h, 60 km/h und 80 km/h mit jeweils drei Drehzahl- bzw. Leistungseinstellungen und so insgesamt neun Betriebspunkte betrachtet. Da die Lage des Staupunkts im Standfall durch äußere Einflüsse sowie ein sehr instabiles Strömungsfeld stark variiert, wird die Staupunktlage in diesem Betriebspunkt nicht berücksichtigt. Ebenso werden höhere Geschwindigkeiten nicht betrachtet, da die Staupunkte bei diesen bereits auf der Vorderkante bzw. bei geringen Leistungen auf der Innenseite des Einlaufs liegen.

Das Verhalten der Wollfäden sowie die daraus abgeleiteten Staupunktlinien für die verschiedenen Drehzahl- bzw. Leistungseinstellungen bei $c_0 = 40$ km/h zeigt Abb. 5.16. Weiterhin sind jeweils die Staupunktlinien aus der Numerik eingezeichnet.

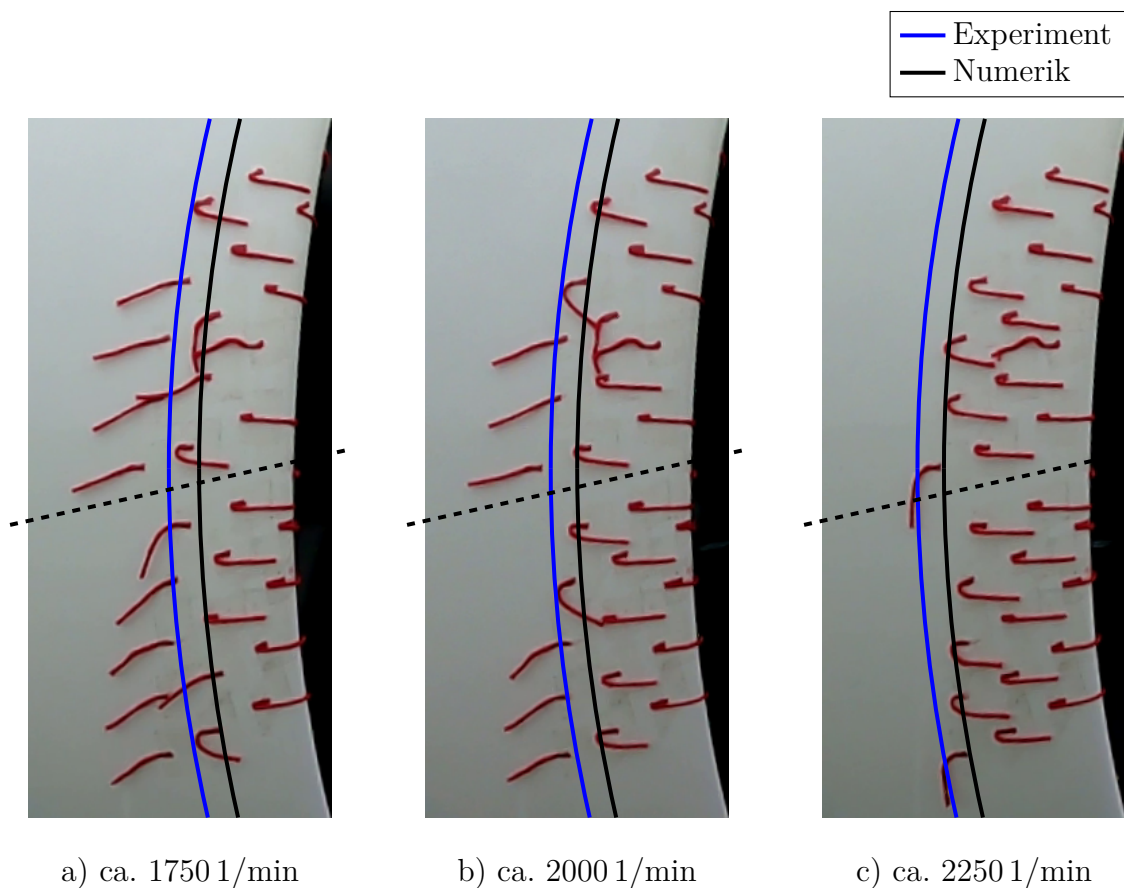


Abbildung 5.16.: Visualisierung der Staupunktlage mittels Wollfäden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c = 40$ km/h und verschiedenen Antriebsleistungen, jeweils mit der identifizierten Staupunktlinie und der zugehörigen Staupunktlinie aus der Numerik

Bei 40 km/h Anströmgeschwindigkeit und geringer Leistung (ca. 1750 1/min) sind jeweils die beiden rechten Fäden jeder Reihe nach vorne umgeklappt. Zwei Fäden haben

sich offensichtlich in den unterhalb platzierten Fäden verfangen und dürfen nicht berücksichtigt werden. Die Strömungsrichtung ist folglich in diesem Bereich entgegen der Anströmung. Im oberen Raster ist weiterhin der linke Faden der obersten Reihe nach vorne umgeklappt, im unteren Raster hängt dieser herunter. Der Staupunkt liegt somit auf der Position dieses Fadens, sprich bei etwa 50 mm Lauflänge. Alle weiter stromab platzierten Fäden wehen sauber aus.

Bei mittlerer Leistung (ca. 2000 1/min) sind zusätzlich noch die beiden Fäden unter den zuvor ausschlaggebenden Fäden nach vorne umgeklappt. Die linken Fäden der unteren drei Reihen wehen nach wie vor in Anströmrichtung aus. Der Staupunkt hat sich somit auf etwa 55 mm Lauflänge nach hinten verschoben. Bei hoher Leistung (ca. 2250 1/min) sind fast alle Fäden umgeklappt. Nur die beiden jeweils links unten in der Ecke des Rasters platzierten Fäden hängen herab. Folglich ist auf ihrer Lauflänge, bei 70 mm die lokale Strömungsgeschwindigkeit gleich Null und der Staupunkt liegt auf dieser Position.

Analog zu Abb. 5.16 sind in Abb. 5.17 die Lage der Wollfäden, die identifizierten Staupunktlinien sowie jene aus der Numerik bei $c_0 = 60$ km/h dargestellt.

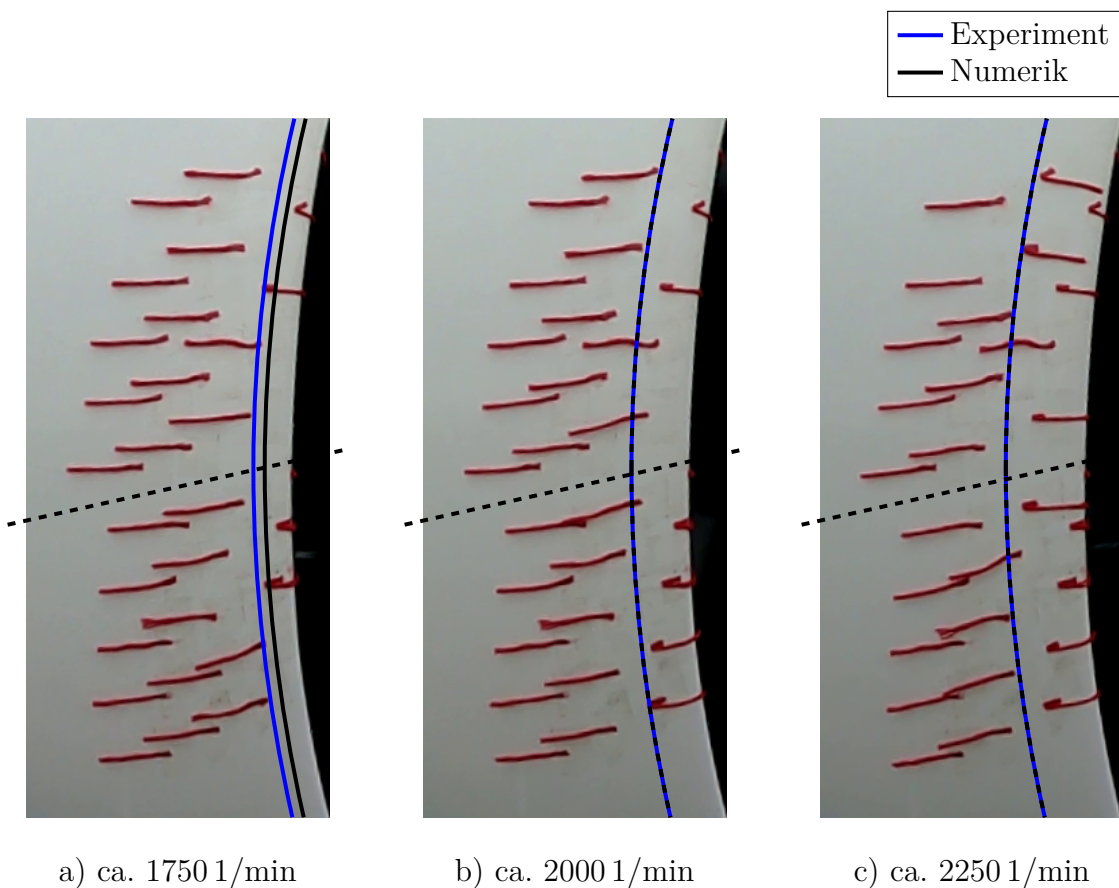


Abbildung 5.17.: Visualisierung der Staupunktlage mittels Wollfäden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c = 60$ km/h und verschiedenen Antriebsleistungen, jeweils mit der identifizierten Staupunktlinie und der zugehörigen Staupunktlinie aus der Numerik

Bei 60 km/h Anströmgeschwindigkeit und geringer Leistung (ca. 1750 1/min) sind bei beiden Rastern nur die rechten Fäden der oberen drei Reihen nach vorne umgeklappt. Alle weiteren Fäden wehen in Anströmrichtung aus. Der Staupunkt liegt somit bei einer Lauflänge von 15 mm. Bei mittlerer Leistung (ca. 2000 1/min) klappen im unteren Raster weitere Fäden um, der Staupunkt verschiebt sich wie zu erwarten weiter nach links und liegt nun bei etwa 20 mm Lauflänge. Der rechte Faden in der unteren Reihe des oberen Rasters ist offensichtlich etwas weiter vorne platziert als sein Pendant im unteren Raster.

Auffällig ist der rechte Faden der vierten Reihe im oberen Raster. Dieser sollte eigentlich umgeklappt sein und nach vorne auswehen, da weiter hinten platzierte Fäden dies tun. Seine wellenförmige Form lässt vermuten, dass im vorderen Bereich des Fadens die Strömung bereits entgegen der Anströmung verläuft, das Ende sich jedoch in einem Gebiet mit Strömung in Anströmrichtung befindet und dieses den Faden an Ort und Stelle hält. Diese Vermutung bestätigt sich bei Betrachtung der Aufnahme bei hoher Leistung (ca. 2250 1/min). Im oberen Raster sind die beiden oberen mittleren Fäden bereits umgeklappt, im unteren Raster nur der obere, jener der zweiten Reihe hängt schräg nach links herab. Der Staupunkt liegt folglich zwischen den beiden Positionen der beiden Raster bei etwa 30 mm Lauflänge.

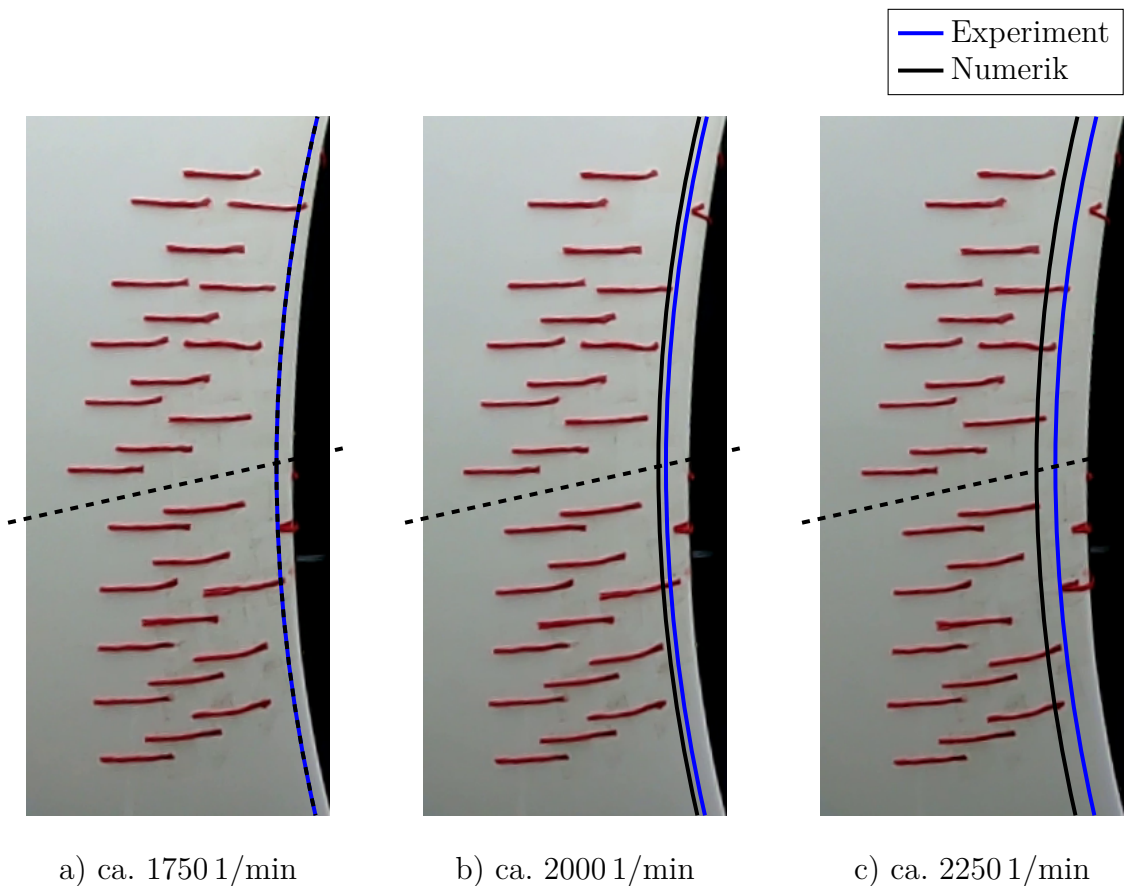


Abbildung 5.18.: Visualisierung der Staupunktlage mittels Wollfäden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c = 80$ km/h und verschiedenen Antriebsleistungen, jeweils mit der identifizierten Staupunktlinie und der zugehörigen Staupunktlinie aus der Numerik

Bei der höheren Anströmgeschwindigkeit von 80 km/h, siehe Abb. 5.18, wehen fast alle Wollfäden in Anströmrichtung aus. Nur die beiden rechten Fäden der oberen Reihen beider Raster sowie der rechte Faden der zweiten Reihe des unteren Rasters sind bei niedriger Leistung (ca. 1750 1/min) umgeklappt. Der Staupunkt liegt somit etwa bei einer Lauflänge von 5 mm. Bei mittlerer Leistung (ca. 2000 1/min) klappt auch der rechte Faden der zweiten Reihe im oberen Raster um. Der Staupunkt liegt somit zwischen diesem und den nächsten Faden bei etwa 10 mm Lauflänge. Bei hoher Leistung (ca. 2250 1/min) weht im unteren Raster auch der rechte Faden der dritten Reihe nach rechts, entgegen der Anströmrichtung aus. Somit verschiebt sich der Staupunkt nochmals wenige Millimeter nach links auf etwa 15 mm Lauflänge.

Der quantitative Vergleich der experimentell ermittelten Staupunktlagen mit jenen aus der Numerik erfolgt anhand von Tab. 5.2. In dieser sind für jeden Betriebspunkt der Abstand der Staupunktlinie zur Gondelvorderkante l_{SP} aus der Numerik sowie die Differenz zur experimentell ermittelten Staupunktlage Δl_{SP} angegeben.

c_0 [km/h]	N [1/min]	l_{SP} [mm]	Δl_{SP} [mm]
40	1750	36	14
40	2000	47	8
40	2250	58	12
60	1750	12	3
60	2000	21	-1
60	2250	29	1
80	1750	5	0
80	2000	12	-2
80	2250	20	-5

Tabelle 5.2.: Numerisch bestimmter Abstand der Staupunktlinie zur Gondelvorderkante und Differenz zur experimentell ermittelten Staupunktlage

Grundsätzlich lässt sich zwischen Experiment und Numerik eine sehr gute Übereinstimmung der Staupunktlage auf der Mantelfläche des Einlaufs feststellen. Mit einer maximalen Abweichung von 15 mm bei einer Messunsicherheit von ca. 2,5 mm und der richtigen Abbildung der Verlagerung der Staupunktlage nach vorne und hinten wird die Umströmung der Gondel somit in der Numerik sehr gut wiedergegeben.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die verwendete numerische Methode mit dem Aktuatorscheiben-Modell bei axialer Anströmung nicht nur das Betriebsverhalten, sondern auch die Strömung um die Gondel sehr gut wiedergibt. Sie ist somit für den in Kap. 6 vorgenommenen Vergleich verschiedener Gondelgeometrien gut geeignet.

5.3. Anströmung unter verschiedenen Anströmwinkeln

Mantelpropeller, wie auch Flugzeugantriebe allgemein, müssen nicht nur unter homogenen axialen Anströmbedingungen, sondern auch unter realen Einsatzbedingungen ein

stabiles Betriebsverhalten aufweisen. Eine große Herausforderung ist der Startlauf unter Seitenwind. Die Querkomponente in der Anströmgeschwindigkeit sorgt für ein inhomogenes Strömungsfeld im Einlauf und resultiert in einer ungleichmäßigen Belastung des Rotors. Treten Ablösungen auf der Innenseite der Einlauflippe auf, können diese die Inhomogenität verstärken. Ablösungen auf der Außenseite der Gondel vergrößern den Widerstand der Gondel deutlich. Weiterhin erzeugt die Queranströmung eines Mantelpropellers zusätzliche Querkräfte. Diese sind bei der flugmechanischen Auslegung des Fluggeräts zu berücksichtigen.

Um das Betriebsverhalten der Referenzauslegung unter Seitenwindeinfluss zu untersuchen, werden in Kap. 5.3.1 Anströmwinkel von 0° bis 40° bei Anströmgeschwindigkeiten zwischen 40 km/h und 100 km/h betrachtet. Kleinere Anströmgeschwindigkeiten werden nicht untersucht, da die Rollstrecke eines Fluggeräts bis zum Erreichen einer Anströmgeschwindigkeit von 40 km/h gegenüber der gesamten Startrollstrecke zu vernachlässigen ist. Höhere Anströmgeschwindigkeiten liegen bereits im Bereich der Abhebegeschwindigkeit der in dieser Arbeit betrachteten Fluggeräte.

Weiterhin wird bei höheren Geschwindigkeiten im realen Betrieb der Anströmwinkel klein, da die maximale Seitenwindkomponente in der Zulassung der betrachteten Fluggeräte zumeist auf 20 kn sprich etwa 37 km/h begrenzt ist. Diese Begrenzung der Querkomponente der Anströmung wird auch zur Definition der maximalen Anströmwinkel bei der experimentellen Erprobung verwendet, deren Ergebnisse in Kap. 5.3.2 mit der Numerik verglichen werden.

5.3.1. Betriebsverhalten

Zur Charakterisierung des Betriebsverhaltens werden die Schubkraft sowie die unter Schräganströmung entstehende aerodynamische Kraft normal zur Schubachse, in dieser Arbeit vereinfacht Querkraft genannt, analysiert. Weiterhin werden der Totaldruckverlust im Einlauf sowie die Geschwindigkeitsverteilung in der Auswertungsebene (siehe Abb. 4.9) ermittelt.

In Abb. 5.19 werden die numerisch ermittelten Schubkräfte in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit c_0 und dem Anströmwinkel α (siehe Abb. 4.12) sowie der Antriebsleistung P_{mech} betrachtet. Hierbei wird die Anströmgeschwindigkeit in 20 km/h Schritten von 40 km/h bis 100 km/h vorgegeben, der Einstellwinkel in 10° Schritten von 0° bis 40° variiert und es werden jeweils drei Leistungseinstellungen vorgegeben.

Der installierte Schub nimmt für alle Anströmwinkel mit steigender Leistung zu und verringert sich bei zunehmender Anströmgeschwindigkeit. Dieses Verhalten ist bereits aus der Analyse des Betriebsverhaltens unter axialer Anströmung bekannt. Weiterhin nimmt der installierte Schub bei Steigerung des Anströmwinkels zu. Die Querkraft ist analog zum Schub in Abb. 5.20 über der Anströmgeschwindigkeit, dem Anströmwinkel und der Antriebsleistung aufgetragen.

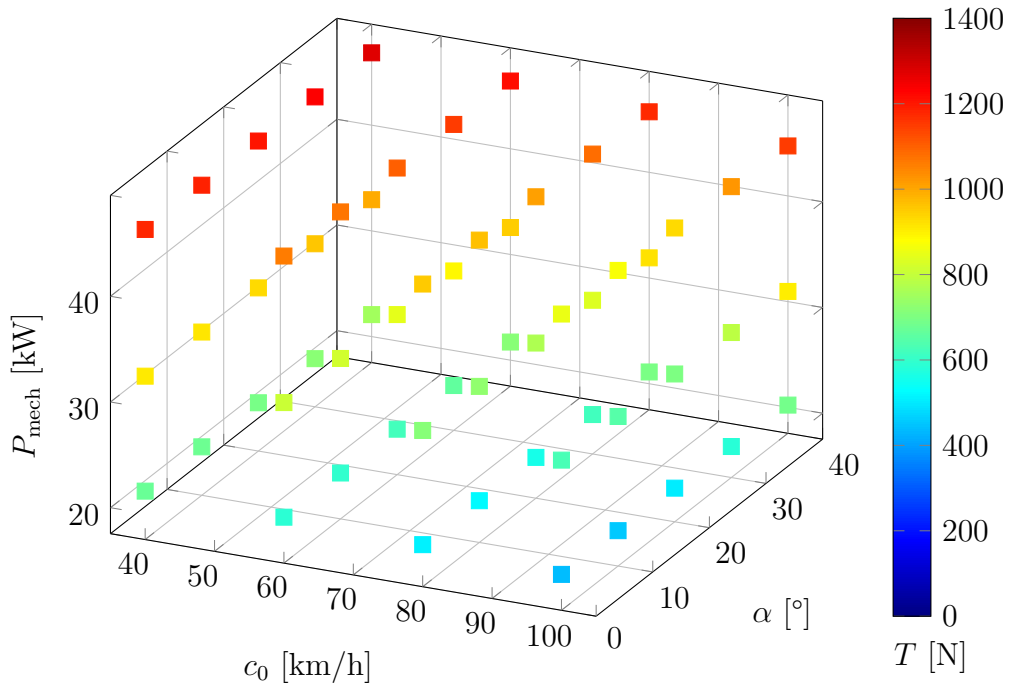


Abbildung 5.19.: Installierter Schub T der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech} unter ISA SL

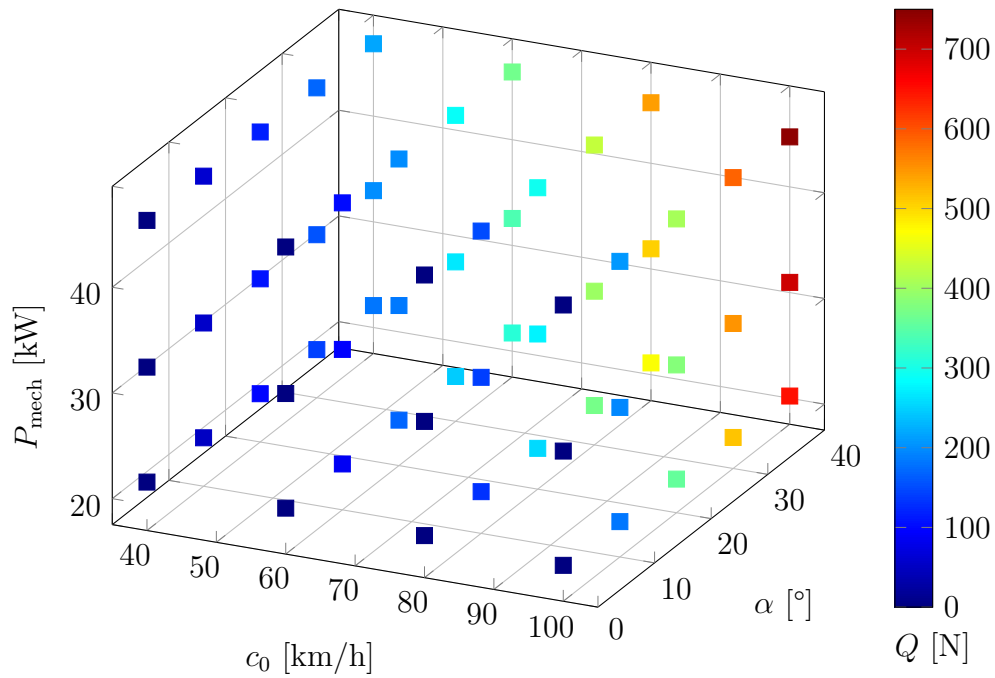


Abbildung 5.20.: Querkraft Q der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech} unter ISA SL

Sie nimmt mit steigendem Anströmwinkel und mit steigender Anströmgeschwindigkeit zu. Der Einfluss der Leistung steigt mit dem Geschwindigkeitsanteil normal zur Schubachse an, so dass dieser bei geringer Anströmgeschwindigkeit oder geringem Anströmwinkel gering ausgeprägt ist, wohingegen bei hoher Geschwindigkeit und hohem Winkel die Querkraft mit zunehmender Leistung deutlich ansteigt.

Dies ist auch in Abb. 5.21 zu sehen, der wie auch bei den folgenden Abbildungen exemplarisch die numerischen Daten für eine Anströmgeschwindigkeit von 80 km/h zugrunde liegen.

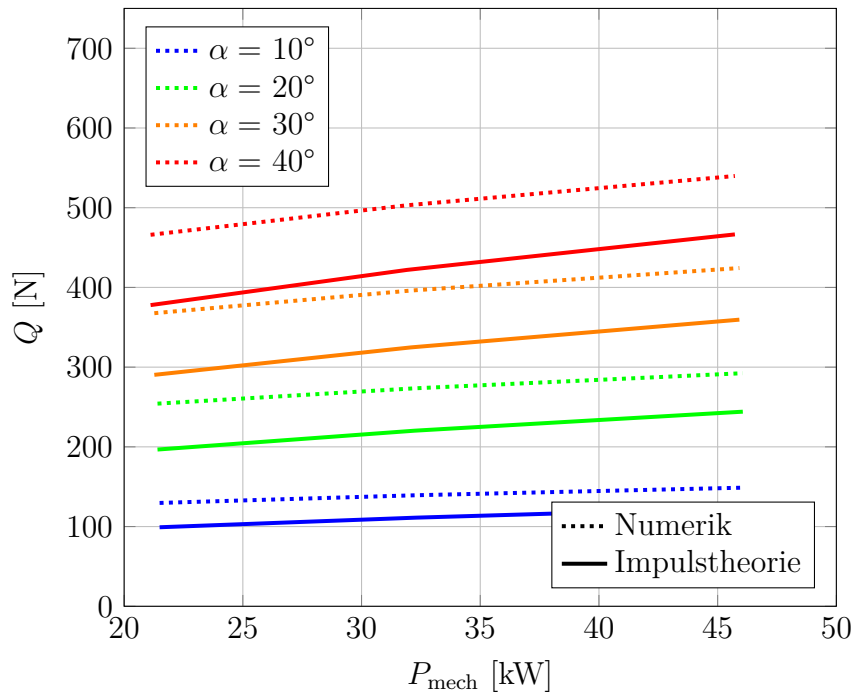


Abbildung 5.21.: Querkraft Q über der Antriebsleistung P_{mech} für die Anströmgeschwindigkeit $c_0 = 80$ km/h und verschiedene Anströmwinkel α unter ISA SL: Vergleich von Numerik und Impulstheorie

Bei einem Anströmwinkel von 10° beträgt die Querkraft bei einer Leistung von ca. 22 kW etwa 130 N. Wird die Leistung auf 46 kW gesteigert, nimmt die Querkraft auf 150 N zu. Bei 40° Anstellwinkel dagegen erhöht sich die Querkraft bei gleichen Leistungen deutlich stärker, von 465 N auf 540 N. Ein großer Anteil der Querkraft sowie ihr stärkerer Anstieg bei größeren Strömungswinkel ist anhand der einfachen Impulstheorie erklärbar. Die impulstheoretische Querkraft Q_{Impuls} ist in Abb. 5.21 zum Vergleich aufgetragen.

Das zur Berechnung der impulstheoretischen Querkraft gewählte Kontrollvolumen ist in Abb. 5.22 dargestellt. Wird nur die den Mantelpropeller durchfließende Strömung betrachtet, gilt unter den Annahmen aus Kap. 2.1 für die Impulsbilanz quer zur Schubachse

$$Q_{\text{Impuls}} = \dot{m} c_{0,\perp} = \dot{m} \sin(\alpha) c_0. \quad (5.1)$$

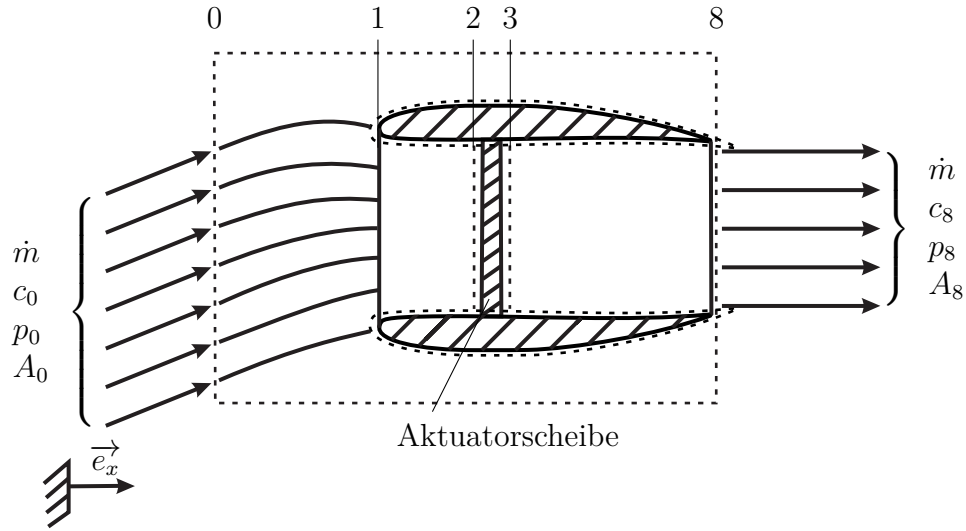


Abbildung 5.22.: Kontrollvolumen zur Aufstellung der Impulsbilanzen bei Anströmung unter Anströmwinkeln

Hierbei wird angenommen, dass der durchgesetzte Massenstrom $\dot{m}$ annähernd konstant bleibt. Diese These wird im weiteren Verlauf dieses Abschnitts bestätigt. Die verbleibende Differenz zwischen impulstheoretischer und numerischer Querkraft ist hauptsächlich auf die außen an der Gondel wirkenden aerodynamischen Kräfte zurückzuführen. Diese nehmen insbesondere bei größeren Anstellwinkeln durch Ablösungen, wie sie in Abb. 5.29 im hinteren Bereich der Nacelle zu sehen sind, deutlich zu.

In Abb. 5.23 ist der numerisch ermittelte installierte Schub über der Leistung für eine Anströmgeschwindigkeit von $c_0 = 80 \text{ km/h}$ aufgetragen. Wie zuvor bei der Querkraft sind die Abschätzungen anhand des Impulssatzes hinzugefügt. Bei axialer Anströmung und ca. 22 kW Antriebsleistung beträgt der installierte Schub etwa 500 N . Wird die Leistung auf ca. 46 kW gesteigert, nimmt der Schub auf etwa 950 N zu. Bei 40° Anstellwinkel steigt der Schub bei gleichen Leistungen auf knapp 700 N bzw. etwa 1170 N an. Ein Großteil dieser deutlichen Schubsteigerung ist auf den niedrigeren Eintrittsimpuls zurückzuführen. Wird der Nettoschub (2.34) in

$$F_{N,\alpha} = \dot{m}(c_8 - c_{0,\parallel}) = \dot{m}(c_8 - c_0 \cos(\alpha)) \quad (5.2)$$

überführt, ist die Abhängigkeit des Nettoschubs vom Anströmwinkel unter Annahme eines näherungsweise konstanten Massenstroms direkt ersichtlich. Die Abschätzungen des installierten Schubs anhand des niedrigeren Eintrittsimpulses über

$$T_{\text{Impuls}}(\alpha) = T(\alpha = 0)\dot{m}c_0(1 - \cos(\alpha)) + \Delta D_I \quad (5.3)$$

prognostiziert bei $\Delta D_I = 0$ beispielsweise für einen Anströmwinkel von $\alpha = 40^\circ$ Schubwerte von knapp 650 N bei ca. 22 kW und knapp 1120 N bei ca. 46 kW . Dieser Effekt erklärt somit unter Vernachlässigung der Änderungen des Gondelwiderstands D_I etwa 75% des Schubanstiegs.

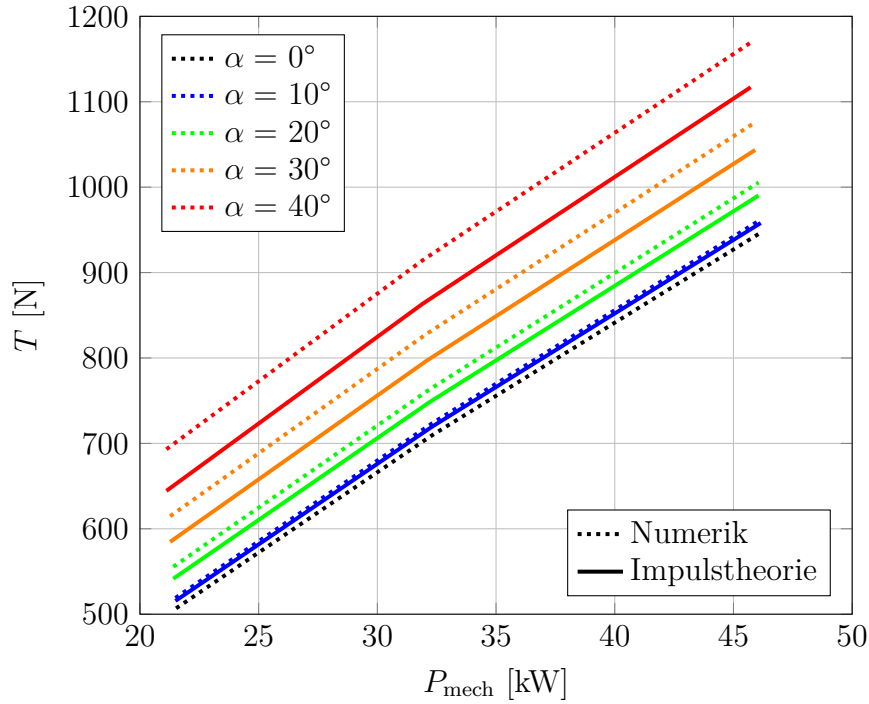


Abbildung 5.23.: Schub T über der Antriebsleistung P_{mech} für die Anströmgeschwindigkeit $c_0 = 80 \text{ km/h}$ und verschiedene Anströmwinkel α unter ISA SL: Vergleich von Numerik und Impulstheorie

Die für diese Abschätzung getroffene Annahme, dass der durchgesetzte Massenstrom $\dot{m}$ im untersuchten Bereich über den Anströmwinkel näherungsweise konstant und hauptsächlich von der Leistung abhängig ist, zeigt Abb. 5.24.

Bei axialer Anströmung und ca. 22 kW Leistung beträgt der durchgesetzte Massenstrom etwa 25,6 kg/s. Wird die Leistung auf ca. 46 kW erhöht, nimmt der durchgesetzte Massenstrom auf etwa 32 kg/s zu. Bei 40° Anstellwinkel steigt der durchgesetzte Massenstrom bei gleichen Leistungen leicht, auf etwa 26,4 kg/s bzw. 32,6 kg/s an. Die Annahme eines näherungsweisen Massenstroms kann mit < 5 % Veränderung somit bestehen bleiben und lässt sich auch theoretisch bestätigen.

Unter der Annahme, dass die Düse angepasst ist, sprich der statische Druck jenem in der freien Anströmung gleicht ($p_8 = p_0$), kann der durchgesetzte Massenstrom auch unter verschiedenen Anströmwinkeln mit der bernoullischen Druckgleichung

$$p_{t8} = p_8 + \rho \frac{c_8^2}{2} \quad (5.4)$$

sowie der Kontinuitätsgleichung zu

$$\dot{m} = \rho c_8 A_8 = \rho \sqrt{\frac{2}{\rho(p_{t8} - p_0)}} A_8 \quad (5.5)$$

bestimmt werden. Bei konstanter Dichte und gleicher Austrittsfläche A_8 ist dieser somit nur vom Totaldruck am Düsenaustritt p_{t8} abhängig.

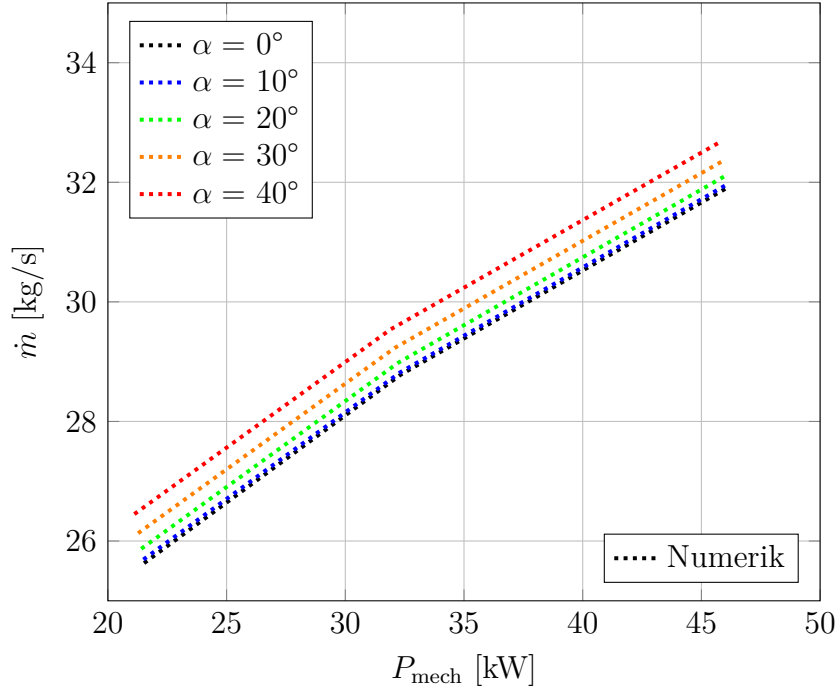


Abbildung 5.24.: Durchgesetzter Massenstrom $\dot{m}$ über der Antriebsleistung P_{mech} für die Anströmgeschwindigkeit $c_0 = 80 \text{ km/h}$ und verschiedene Anströmwinkel α unter ISA SL

Mit Hilfe der in Kap. 2.3.1 und Kap. 2.3.2 definierten Totaldruckverluste in Einlauf und Schubdüse, dargestellt über die Totaldruckverhältnisse π_E und π_D sowie über das Druckverhältnis der Stufe, also über Rotor und Stator

$$\pi_{\text{St}} = \frac{p_{t3}}{p_{t2}} \quad (5.6)$$

lässt sich ein direkter Bezug zum Totaldruck der Anströmung

$$p_{t8} = p_{t0} \pi_E \pi_{\text{St}} \pi_D \quad (5.7)$$

herstellen. Der Totaldruckverlust in der Schubdüse ist dabei generell sehr klein und insbesondere vom Anströmwinkel unabhängig. Somit kann das Totaldruckverhältnis π_D in dieser Betrachtung zu 1 gesetzt und damit vernachlässigt werden.

Da es sich beim Totaldruck der Anströmung p_{t0} um eine skalare Größe handelt, ist diese nicht vom Anströmwinkel abhängig. Die Verluste durch das Umlenken der Strömung in Schubrichtung zwischen den Ebenen 0 und 1 sind im anströmwinkelabhängigen Einlauf-totaldruckverlustverhältnis π_E bilanziert. Dieses ist in Abb. 5.25 über der Leistung für verschiedene Anströmwinkel bei 80 km/h Anströmgeschwindigkeit dargestellt.

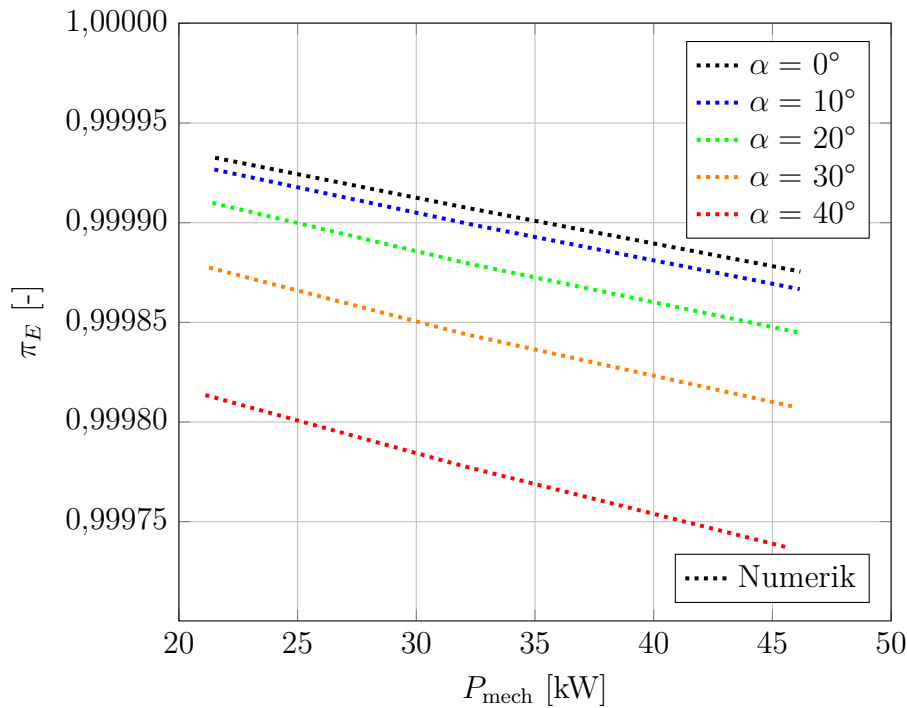


Abbildung 5.25.: Einlauftotaldruckverlustverhältnis π_E über der Antriebsleistung P_{mech} für die Anströmgeschwindigkeit $c_0 = 80 \text{ km/h}$ und verschiedene Anströmwinkel α unter ISA SL

Bei axialer Anströmung und ca. 22 kW Leistung beträgt das Totaldruckverhältnis etwa 0,99993. Wird die Leistung auf ca. 46 kW erhöht, sinkt es auf 0,99988 ab. Bei 40° Anstellwinkel sinkt das Totaldruckverhältnis bei gleichen Leistungen leicht, auf etwa 0,99981 bzw. 0,99974 ab. Das Totaldruckverhältnis ist somit in allen Betriebspunkten nahezu 1 und die in der Numerik bestimmten Totaldruckverluste durch das Umlenken der Strömung sind zu vernachlässigen.

Da somit der Totaldruck vor dem Rotor für alle Betriebspunkte nahezu gleich ist, ist auch das Druckverhältnis über die Stufe, siehe Abb. 5.26, nur von der eingebrachten Leistung abhängig.

So beträgt das Druckverhältnis der Stufe bei ca. 22 kW Antriebsleistung und axialer Anströmung etwa 1,0079 und bei 40° Anstellwinkel etwa 1,0084. Wird die Leistung auf ca. 46 kW erhöht, steigt das Totaldruckverhältnis auf 1,0139 bzw. 1,0144 an.

Es lässt sich somit festhalten, dass der Massenstrom für eine Leistung und eine Anströmgeschwindigkeit über den untersuchten Anströmwinkelbereich näherungsweise konstant bleibt, da der Totaldruckverlust bei der Umlenkung im untersuchten Anströmwinkelbereich zu vernachlässigen ist und somit auch die Betriebspunktverschiebung der Stufe. Der Eintrittsimpuls dagegen ist anders als der skalare Totaldruck eine gerichtete Größe und fällt mit $1 - \cos(\alpha)$ ab.

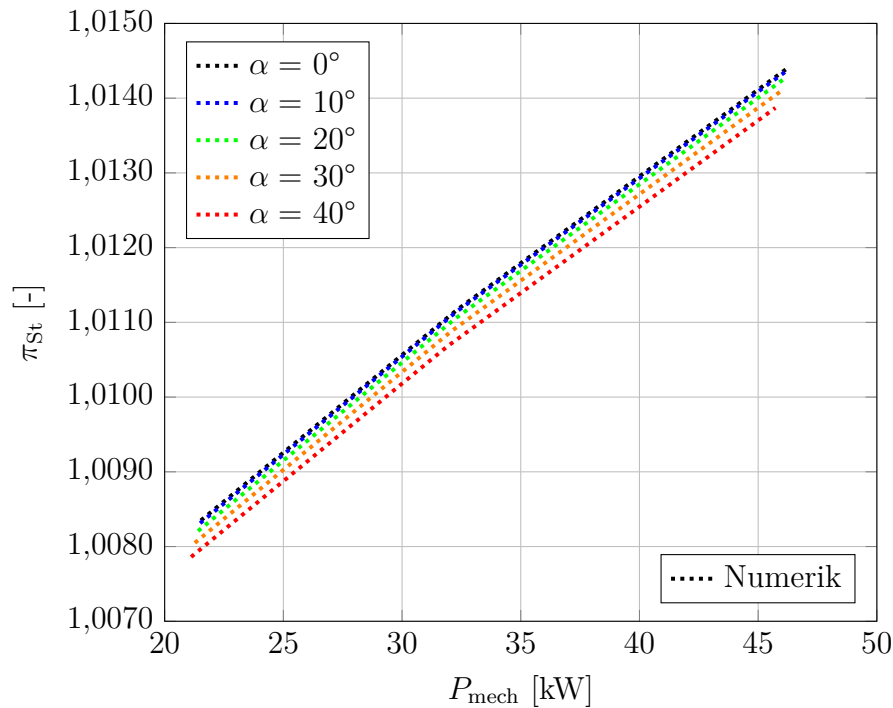


Abbildung 5.26.: Totaldruckverlustverhältnis der Stufe π_{St} über der Antriebsleistung P_{mech} für die Anströmgeschwindigkeit $c_0 = 80 \text{ km/h}$ und verschiedene Anströmwinkel α unter ISA SL

Die Abweichungen im Massenstrom sowie dem Druckverhältnis über der Stufe sind auf die asymmetrische Strömung um und durch den Mantelpropeller zurückzuführen. Wie in Abb. 5.29 zu sehen, bildet sich bei größeren Anströmwinkeln an der der Querströmung abgewandten Gondelseite im hinteren Bereich eine Ablösung. Diese sorgt für eine asymmetrische Druckverteilung hinter der Gondel und könnte ein Grund für den geringen Anstieg des Massenstroms sein.

Wie in Abb. 5.25 gezeigt ist der über den Einlaufquerschnitt gemittelte Totaldruck über den gesamten untersuchten Anströmwinkelbereich nahezu konstant, es gibt jedoch mit zunehmenden Anströmwinkel starke lokale Geschwindigkeitsunterschiede. Die Machzahl in der Auswertungsebene im Einlauf ist in Abb. 5.27 exemplarisch für die axiale Anströmung sowie für $\alpha = 20^\circ$ und $\alpha = 40^\circ$ Anströmwinkel bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c_0 = 80 \text{ km/h}$ und ca. 46 kW Antriebsleistung dargestellt.

In allen drei Betriebspunkten ist sowohl an der Gondel als auch am Zentralkörper ein sehr schmaler Bereich mit niedrigen Geschwindigkeiten aufgrund der Grenzschicht zu sehen. Weiterhin ist ein schmaler Streifen mit etwas höheren Geschwindigkeiten rund um den Zentralkörper zu erkennen. Dieser ist auf seine Verdrängung zurückzuführen.

Bei axialer Anströmung liegt nur eine leichte radiale Geschwindigkeitsverteilung vor. Die maximale Machzahl auf den größeren Durchmessern liegt bei etwa 0,16, die minimale auf den kleineren Durchmessern bei etwa 0,14.

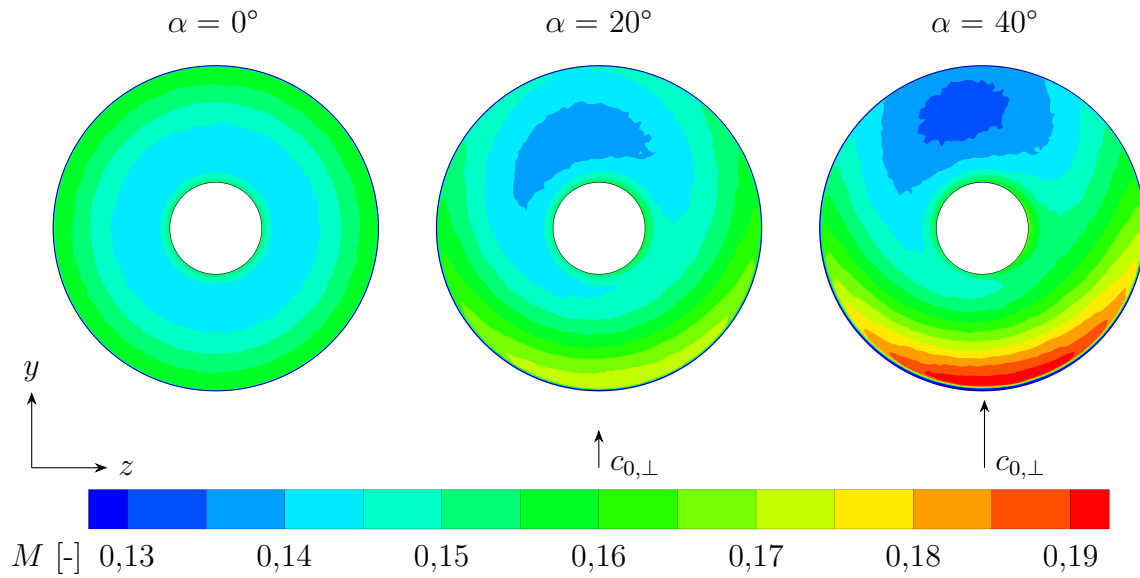


Abbildung 5.27.: Numerisch bestimmte Geschwindigkeitsverteilung in der Auswertungsebene im Einlauf (siehe Abb. 4.9) für verschiedene Anströmwinkel α bei einer Anströmgeschwindigkeit von $c_0 = 80 \text{ km/h}$ unter ISA SL

Bei einem Anströmwinkel von $\alpha = 20^\circ$ sind bereits große Veränderungen im Strömungsfeld sichtbar, es bildet sich eine stark asymmetrische Geschwindigkeitsverteilung aus. Auf der der Querströmung zugewandten Seite ist nahe der Gondel ein schmaler sichelförmiger Bereich mit deutlich beschleunigter Strömung zu erkennen. Die maximale Machzahl liegt dort bei etwa 0,175 und somit bereits deutlich über dem Durchschnitt. Auf der abgewandten Seite bildet sich mittig zwischen Zentralkörper und Gondel ein größerer Bereich mit niedrigen Geschwindigkeiten aus. Die minimale Machzahl beträgt dort etwa 0,135.

Bei 40° Anströmwinkel verstärken sich die Differenzen in der soeben beschriebene Geschwindigkeitsverteilung noch einmal deutlich. Nahe der Gondel beträgt die maximale Machzahl nun 0,19 und ist somit über 25 % größer als die durchschnittliche Machzahl. Die minimale Machzahl liegt nur noch bei 0,13 und ist somit bereits 15 % kleiner. Weiterhin ist der Streifen sehr niedriger Geschwindigkeiten an der Gondel im Bereich der Übergeschwindigkeiten aufgrund eines kleinen Ablösegebiets etwas breiter geworden.

Ebenso wie der Anstieg des Massenstroms und die geringfügigen Betriebspunktverschiebungen sind auch die Differenzen zwischen der impulstheoretischen Abschätzung und dem numerisch ermittelten installierten Schub auf die Gondelumströmung und die mit dieser einhergehenden Asymmetrien zurückzuführen. In Abb. 5.28 ist die Geschwindigkeitsverteilung in der Symmetrieebene des Mantelpropellers bei 80 km/h Anströmgeschwindigkeit unter axialer Anströmung sowie in Abb. 5.29 unter 40° Anströmwinkel dargestellt.

Bei axialer Anströmung bildet sich wie erwartet ein symmetrisches Strömungsfeld aus. Auf der Innenseite des Einlaufs bilden sich kleine Gebiete mit leichten Übergeschwindigkeiten, der Staupunkt auf der Außenseite des Einlaufs ist ebenso zu identifizieren.

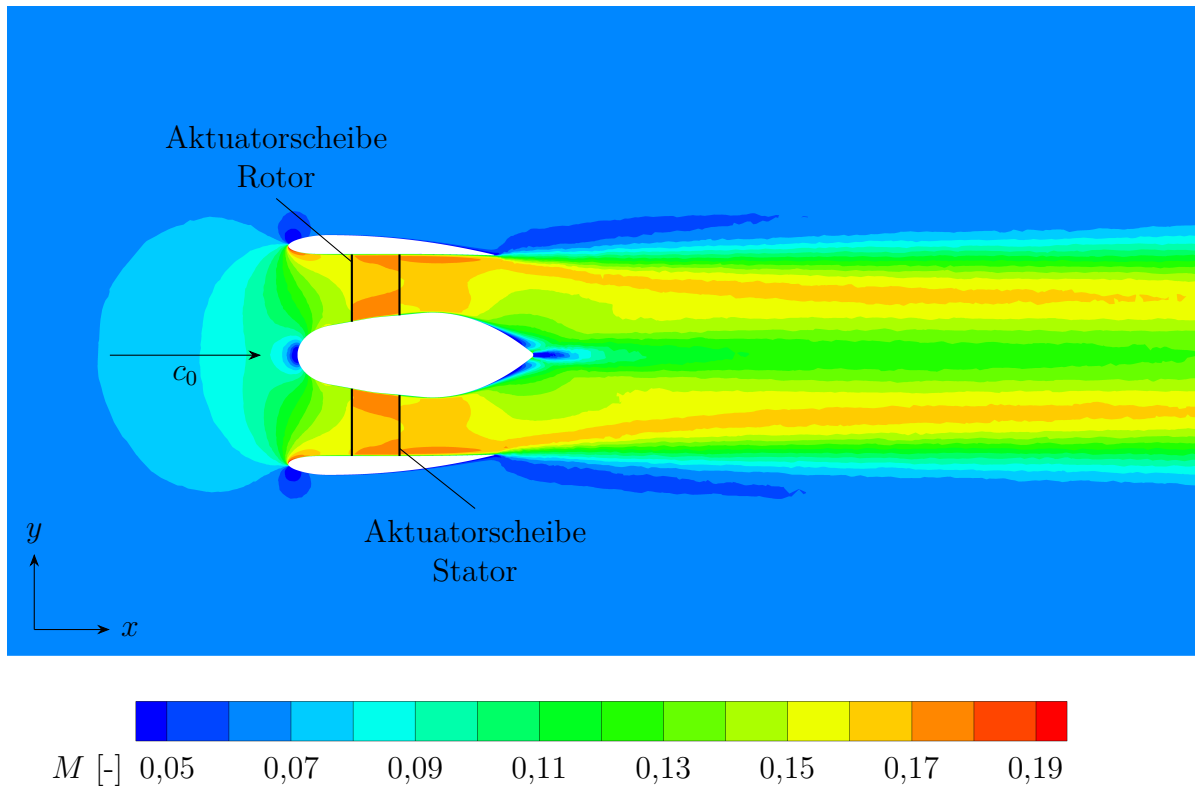


Abbildung 5.28.: Numerisch bestimmte Geschwindigkeitsverteilung in der Symmetrieebene bei 80 km/h Anströmgeschwindigkeit und axialer Anströmung unter ISA SL

Unter 40° Anströmwinkel bildet sich ein großer Bereich mit starken Übergeschwindigkeiten an der der Querströmung zugewandten Gondelvorderkante aus. Dieser erzeugt eine starke Saugspitze und steigert nochmal den Schub gegenüber der axialen Anströmung. Wie bereits in Abb. 5.27 zu erkennen ist der zwischen der Übergeschwindigkeit und der Gondel liegende Bereich der Strömungsablösung im Einlauf sehr klein. Der Staupunkt auf der der Querströmung zugewandten Seite verschiebt sich deutlich nach hinten, wohingegen jener auf der abgewandten Seite nun auf der Vorderkante liegt. Weiterhin ist auf der der Querströmung abgewandten Gondelseite ein Bereich sehr niedriger Strömungsgeschwindigkeiten zu sehen. Die Strömung kann der Gondelkontur in diesem Bereich nicht folgen und es bildet sich ein kleines Ablösegebiet aus.

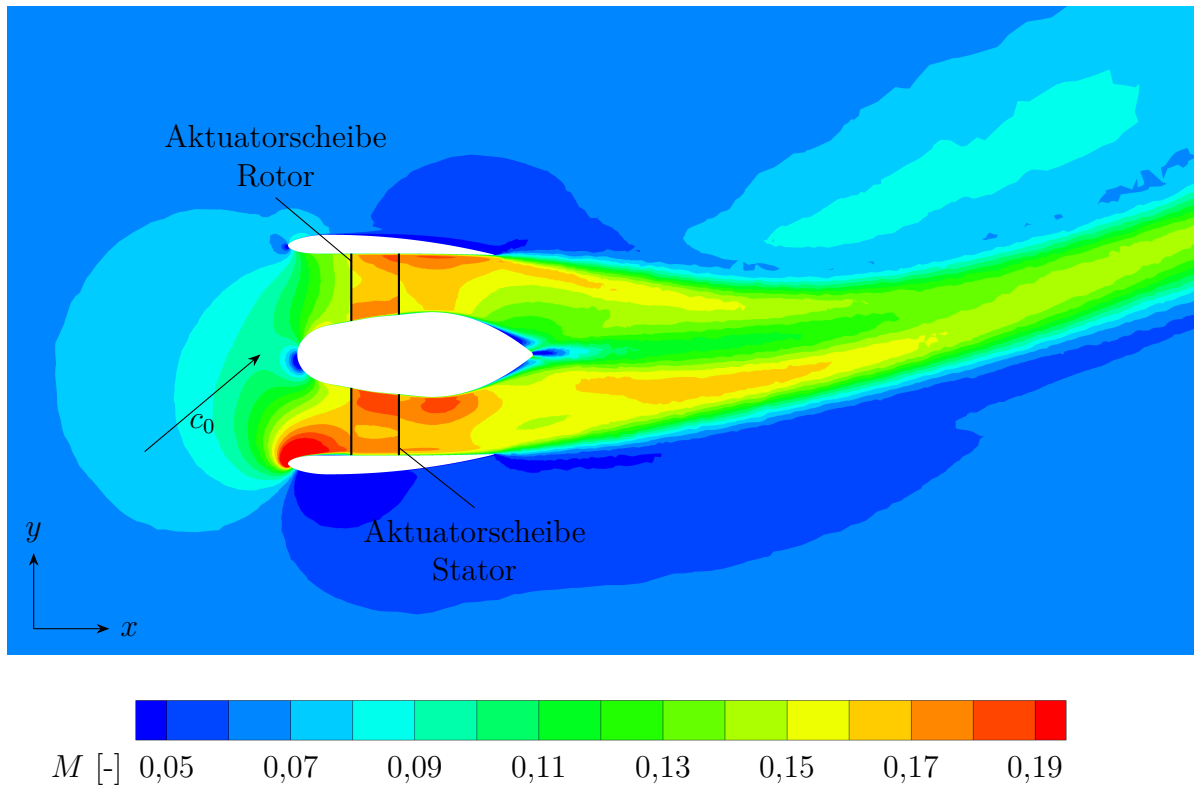


Abbildung 5.29.: Numerisch bestimmte Geschwindigkeitsverteilung in der Symmetrieebene bei 80 km/h Anströmgeschwindigkeit und 40° Anströmwinkel unter ISA SL

5.3.2. Vergleich von Numerik und Experiment

Der Vergleich von Numerik und Experiment für die Referenzauslegung unter verschiedenen Anströmwindeln und Geschwindigkeiten erfolgt anhand von Schub und Querkraft.

In Abb. 5.30 werden die experimentell ermittelten Schubkräfte T in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit c_0 , dem Anströmwinkel α sowie der Antriebsleistung P_{mech} dargestellt. Hierbei wird die Fahrgeschwindigkeit des Versuchsträgers in 20 km/h Schritten von $v = 40$ km/h bis $v = 100$ km/h vorgegeben, der Einstellwinkel in 10° Schritten von $\epsilon = 0^\circ$ bis $\epsilon = 40^\circ$ variiert und es werden jeweils drei Leistungseinstellungen vorgegeben. Aufgrund des Windeinflusses, siehe Kap. 4.3.3, weichen sowohl die Anströmgeschwindigkeit c_0 als auch der Anströmwinkel α von den Vorgaben ab und es entsteht ein unstrukturiertes Datengitter.

Die Messdaten bestätigen das anhand der numerischen Daten beschriebene Betriebsverhalten des Mantelpropellers. Der Schub nimmt für alle Anströmwindeln mit steigender Leistung zu und verringert sich bei zunehmender Anströmgeschwindigkeit. Weiterhin nimmt der installierte Schub bei Steigerung des Anströmwindels zu. Da die Überführung dieser mehrdimensionalen Daten in Isolinien gleicher Anströmgeschwindigkeit, Anströmwindel oder Leistung eine deutlich größere Anzahl von Messpunkten erfordert, werden

die jeweiligen Betriebspunkte jedes Messpunkts einzeln numerisch nachgerechnet. Die Resultate sind in Abb. 5.31 aufgetragen.

Grundsätzlich ist eine sehr gute Übereinstimmung zwischen den numerisch und experimentell ermittelten Daten zu erkennen. Die numerisch berechneten Schübe liegen dabei stets ein wenig höher als die experimentell ermittelten. Dies gilt insbesondere bei großen Anströmwinkeln. Die größten Abweichungen zwischen Numerik und Experiment treten bei einem Anströmwinkel von etwa 40° , hohen Anströmgeschwindigkeiten und großen Leistungen auf. Diese betragen etwa 100 N und somit maximal 10 %. Wie auch bei der axialen Anströmung sind die niedrigeren Schübe bei höheren Geschwindigkeiten vermutlich auf Installationseffekte sowie die in der Numerik nicht berücksichtigte Kühlluftführung zurückzuführen. Bei hohen Anströmwinkeln könnte es durch den dynamischen Betrieb zusätzlich zu Totaldruckverlusten im Einlauf kommen, die in der Numerik nicht abgebildet werden.

Analog zu den Schubkräften sind die Querkräfte in Abb. 5.32 dargestellt. Die physikalisch sinnvollen und in der Numerik eindeutig identifizierbaren Trends, eine steigende Querkraft bei höheren Anströmgeschwindigkeiten, größeren Anströmwinkeln und höheren Leistungen sind aus den experimentellen Daten nur schwer herauszulesen.

Die Betrachtung der numerischen Daten für die experimentellen Betriebspunkte in Abb. 5.33 zeigt, dass dies jedoch auch den unstrukturierten Messdaten geschuldet ist.

Grundsätzlich ist wieder eine sehr gute Übereinstimmung zwischen den numerischen und den experimentell ermittelten Daten zu erkennen. Die experimentell ermittelten Querkräfte liegen tendenziell über jenen aus der Numerik, zeigen aber auch deutliche Schwankungen von etwa 50 N, vereinzelt auch Abweichung von bis zu 100 N auf.

Dass die experimentell ermittelten Querkräfte tendenziell über jenen aus der Numerik liegen, ist teilweise auf den Messaufbau zurückzuführen. Zum einen sorgen die großen Querkräfte weit über dem Fahrzeugschwerpunkt für eine Querneigung des gesamten Fahrzeugs. Zum anderen ist eine leichte Verformung des Messaufbaus auf Videoaufnahmen zu erkennen. So erzeugt beispielsweise eine Gesamtneigung der Kraftmessdose und des darüberliegenden Mantelpropellers samt Halterung von 3° eine zusätzlichen Querkraft von knapp 20 N. Zu Abweichungen könnte weiterhin ein mögliches Gefälle der Rollbahn quer zur Fahrtrichtung beigetragen haben. Laut Bauvorschriften soll dieses 2 % nicht überschreiten [87], es ist jedoch möglich, dass einige Fahrten nicht exakt mittig verliefen und mögliche Schultern der Rollbahn die Querneigung des Fahrzeugs erhöht haben.

Weiterhin fällt bei der Betrachtung der zeitaufgelösten experimentellen Messdaten auf, dass innerhalb eines Auswertungsabschnitts die Querkräfte deutlich größere Ausschläge aufzeigen als die Schubkräfte. Dies ist zum einen auf kleine Rollbewegungen des Versuchsträgers zurückzuführen, bei großen Anstellwinkeln jedoch auch auf ein möglicherweise instationäres Strömungsfeld mit variierenden Ausdehnungen der Ablösungen.

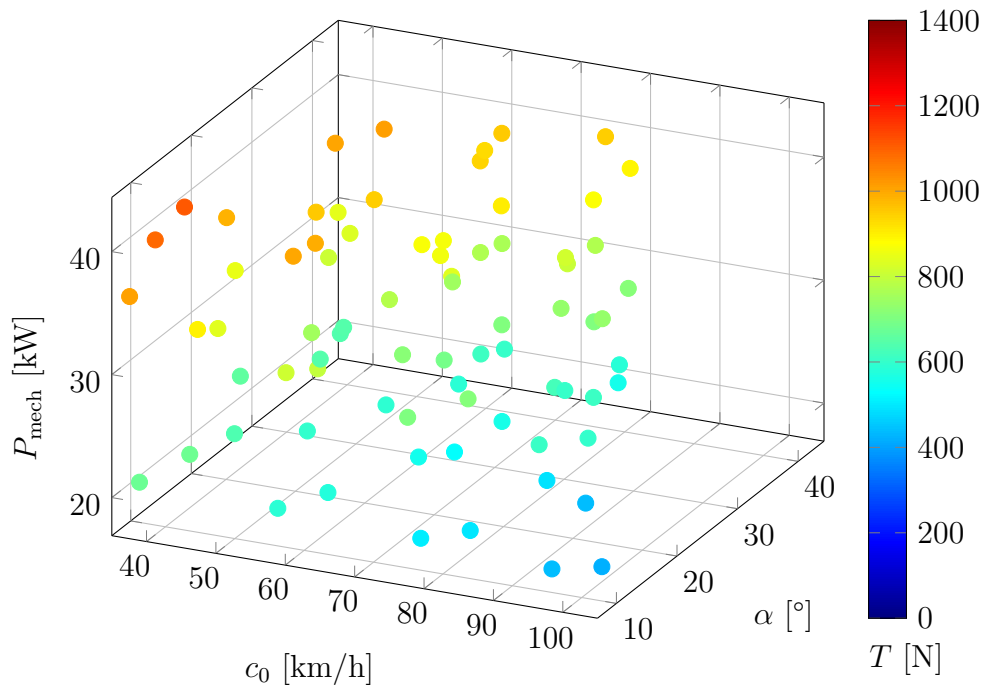


Abbildung 5.30.: Experimentell bestimmter installierter Schub T der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech}

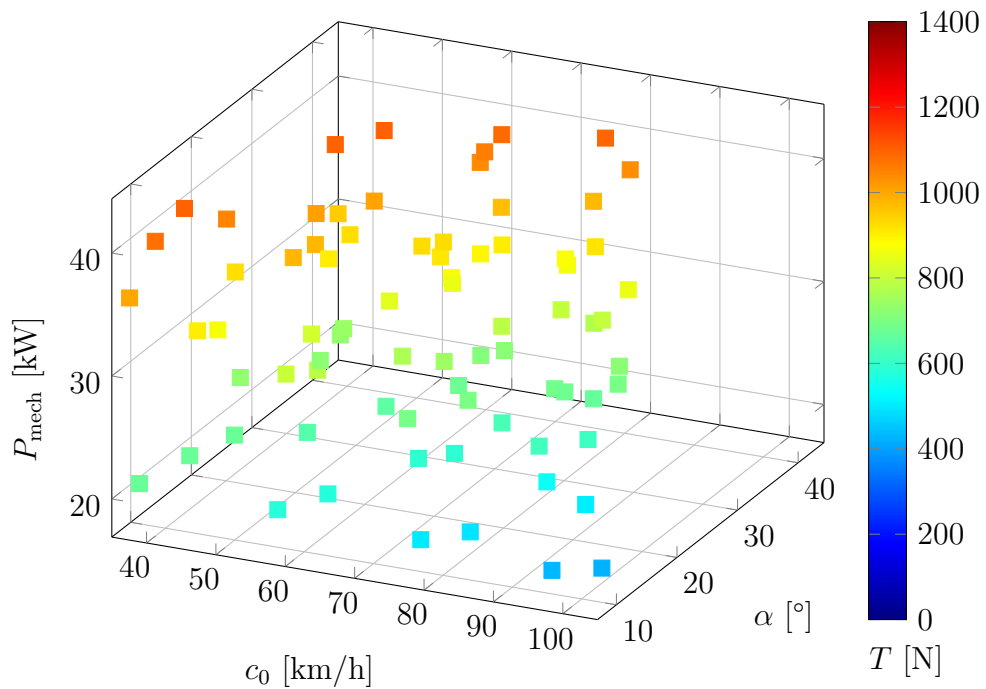


Abbildung 5.31.: Numerisch bestimmter installierter Schub T der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech} für die Betriebspunkte aus dem Experiment

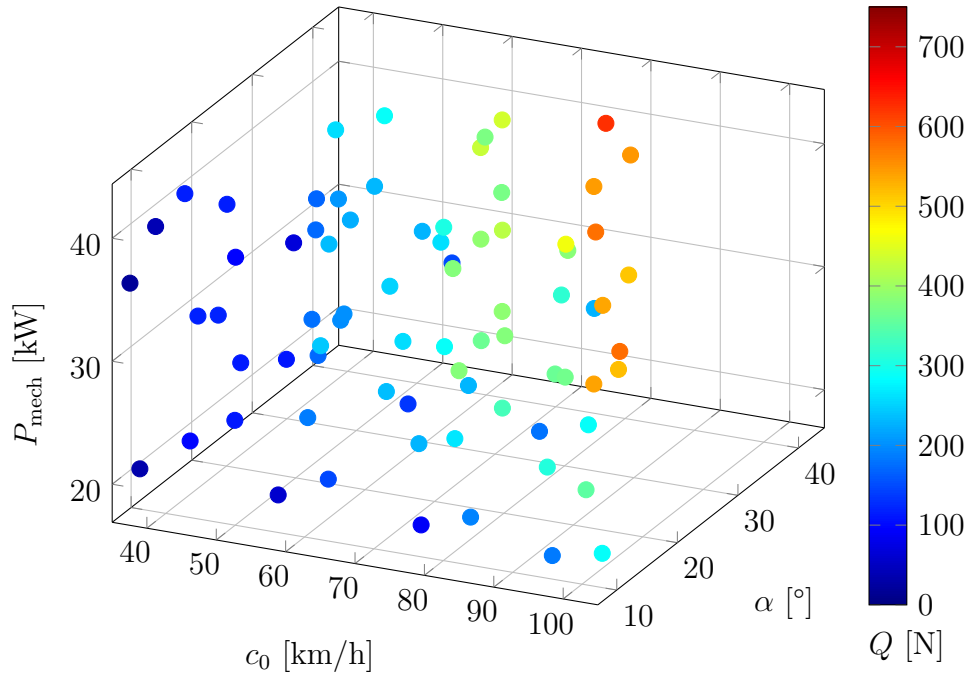


Abbildung 5.32.: Experimentell bestimmte Querkraft Q der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech}

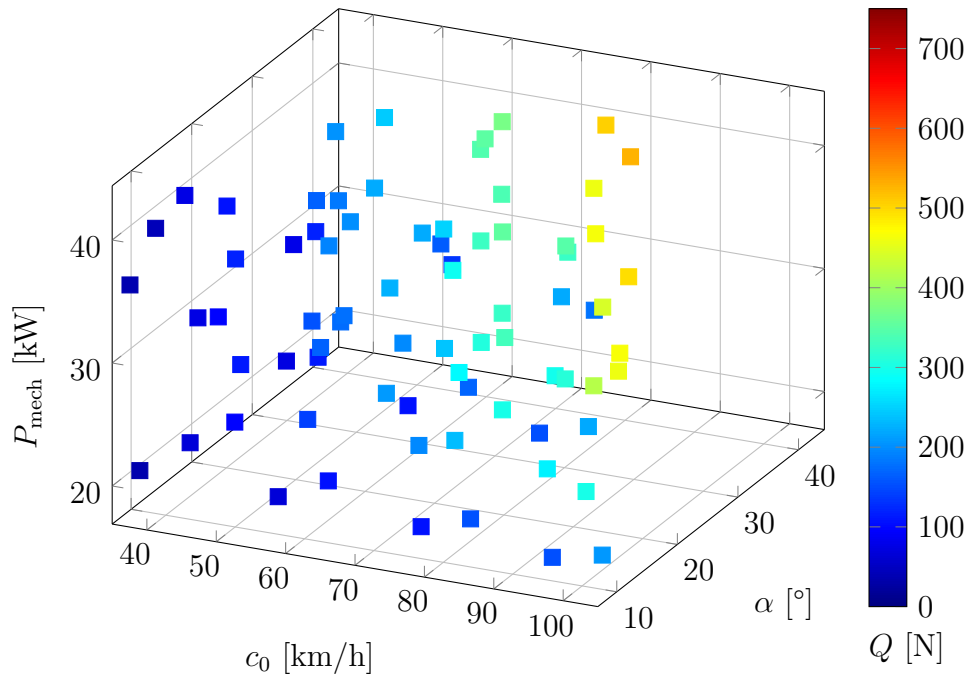


Abbildung 5.33.: Numerisch bestimmte Querkraft Q der Referenzauslegung über Anströmgeschwindigkeit c_0 , Anströmwinkel α und Antriebsleistung P_{mech} für die Betriebspunkte aus dem Experiment

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die verwendete numerische Methode mit dem Aktuatorscheiben-Modell das Betriebsverhalten der Referenzauslegung unter verschiedenen Anströmwinkeln gut nachbildet. Es ist jedoch zu beachten, dass bei großen Anströmwinkeln relevante Abweichungen von knapp 10 % im installierten Schub auftreten. Die Differenzen bei der Querkraft sind vermutlich eher auf Abweichungen in der experimentellen Messdatenerfassung zurückzuführen. Für weiterführende Versuche empfiehlt das Projektteam die Erweiterung des Prüfstands um einen Beschleunigungs- und Lagesensor.

6. Designsensitivitäten der Mantelpropellergondel

Das in Kap. 4.2 vorgestellte und in Kap. 5 validierte numerische Verfahren wird nun verwendet, um Designsensitivitäten der Mantelpropellergondel zu untersuchen. Bei den Parameterstudien werden jeweils ein oder zwei der in Kap. 4.1 vorgestellten Designparameter variiert. Als Ausgangspunkt für die Parameterstudien dient dabei die in Abb. 4.2 im Schnitt gezeigte Gondel. Sie wird im folgenden Basisgeometrie genannt.

In Kap. 6.1 erfolgt die Variation des Einlauf- und des Manteldurchmessers anhand der Parameter $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$. Der Einfluss der Einlauflänge wird in Kap. 6.2 anhand von Δl_E untersucht. Abschließend werden in Kap. 6.3 die Auswirkungen betrachtet, wenn die Düsenlänge über Δl_D variiert wird. Für jede Auslegung wird das Betriebsverhalten in drei repräsentativen Betriebspunkten eines Ultraleichtfluggeräts untersucht. Hierbei werden Drehzahl bzw. Leistung des Mantelpropellers jeweils so gewählt, dass die in Tab. 6.1 genannten Schubforderung unter ISA-SL-Bedingungen (siehe Tab. 5.1) erfüllt wird.

Betriebspunkt	Umgebung	c_0 [km/h]	α [°]	Schubforderung [N]
Startlauf	ISA SL	40	0,0	1200
Reiseflug	ISA SL	200	0,0	425
Startlauf mit Seitenwind	ISA SL	80	27,5	1080

Tabelle 6.1.: Repräsentative Betriebspunkte zur Durchführung der Designsensitivitätsstudien

Der erste Betriebspunkt repräsentiert den Beginn des Startlaufs. Das Fluggerät bewegt sich bereits mit einer niedrigen Rollgeschwindigkeit ($c_0 = 40$ km/h) und es wird ein Schub von 1200 N für die weitere Beschleunigung benötigt. Dabei wird von windstillen Bedingungen ausgegangen, bei denen die Anströmung axial zur Schubachse erfolgt. Die Einlaufstromröhre schnürt sich in diesem Fall sehr stark ein und die Staupunkte liegen recht weit hinter der Vorderkante auf der Mantelfläche. Die Gondel muss in diesem Fall die Strömung möglichst verlust- und ablösefrei um die Vorderkante lenken, vgl. Abb. 2.7 (Langsamflug).

Der zweite Betriebspunkt repräsentiert den Reiseflug bei 200 km/h und somit das andere Ende des Betriebsbereichs. Aufgrund der geringen Flughöhen von Ultraleichtfluggeräten werden die Änderungen der Umgebungsbedingungen an dieser Stelle vernachlässigt. Die Einlaufstromröhre ist in diesem Betriebspunkt beinahe zylindrisch und es wird ein Schub von 425 N benötigt. Dabei wird wieder vereinfacht angenommen, dass die Anströmung

parallel zur Schubachse des Triebwerks erfolgt. In diesem Fall, vgl. Abb. 2.7 (Schnellflug), muss die Gondel auf einen möglichst geringen Widerstand optimiert werden.

Mit dem dritten Betriebspunkt wird die Seitenwindempfindlichkeit der verschiedenen Auslegungen überprüft. Er repräsentiert das Ende des Startlaufs, das Fluggerät befindet sich kurz vor dem Abheben und es herrscht ein starker Seitenwind von etwa 20 kn, also etwa 37 km/h. Um diesen zu berücksichtigen, wird der Anströmwinkel auf $27,5^\circ$ und die Anströmgeschwindigkeit auf 80 km/h festgelegt. Der notwendige Schub in diesem Zustand wird mit 1080 N auf 90 % des ersten Betriebspunkts gesetzt.

6.1. Variation des Einlauf- und Manteldurchmessers

Die Variation des Einlauf- und Manteldurchmessers erfolgt anhand der in Kap. 4.1.1 eingeführten Parameter. Ausgehend von der Basisgeometrie wird die Gondel zunächst mit $\Delta \frac{r_M}{r_R} = \pm 0,1$ verschlankt und aufgedickt. Anschließend wird für die drei Geometrien über $\Delta \frac{r_E}{r_R} = \pm 0,05$ die Vorderkante der Gondel nach innen und nach außen verschoben. Aufgrund des sehr guten Betriebsverhaltens der schlanken Gondeln, insbesondere im Reiseflug, wird zusätzlich eine sehr schlanke Gondelgeometrie ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$) untersucht.

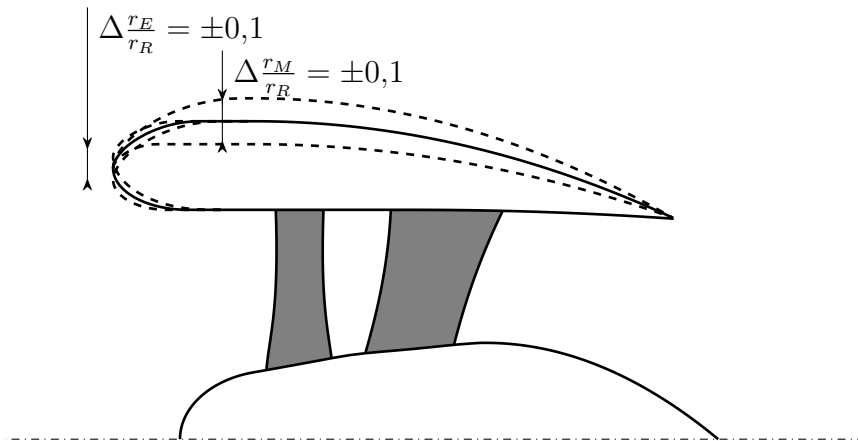


Abbildung 6.1.: Variation der Gondelgeometrie um $\Delta \frac{r_E}{r_R} = \pm 0,1$ und um $\Delta \frac{r_M}{r_R} = \pm 0,1$, vgl. Abb. 4.3 und Abb. 4.4

In Abb. 6.2 wird für die verschiedenen Auslegungen die Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie ΔP_{mech} im Startlauf, für 1200 N Schub bei 40 km/h betrachtet.

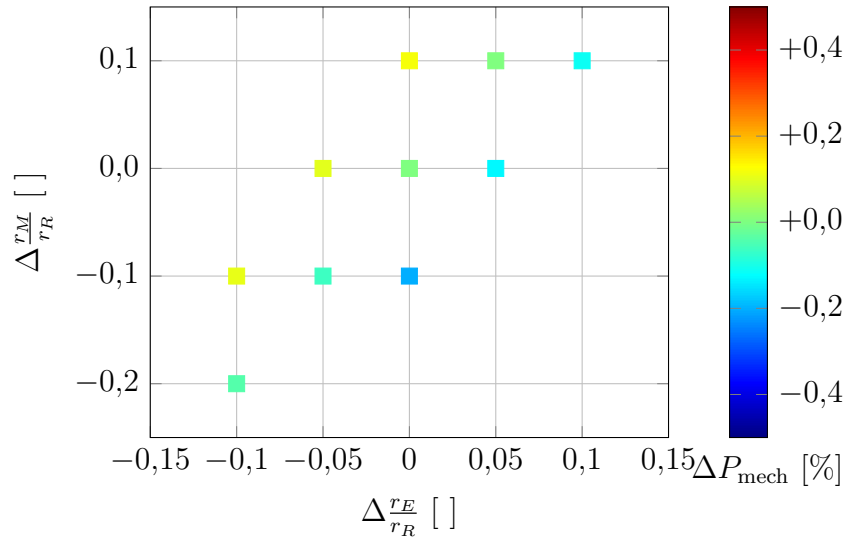


Abbildung 6.2.: Prozentuale Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie ΔP_{mech} über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ für den Startlauf ($c_0 = 40 \text{ km/h}$ und $T = 1200 \text{ N}$)

Für alle untersuchten Geometrien ist die prozentuale Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie kleiner als 0,5 %. Gleichwohl kann der Trend abgelesen werden, dass bei der niedrigen Anströmgeschwindigkeit die benötigte Leistung mit einer Verschiebung der Gondelvorderkante nach außen abnimmt. Wird die Gondel fotografisch skaliert, in Abb. 6.2 sind dies die Auslegungen ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$), ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,05$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,1$), ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = 0$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = 0$) und ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = 0,05$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = 0,1$), bleibt der Leistungsbedarf nahezu konstant.

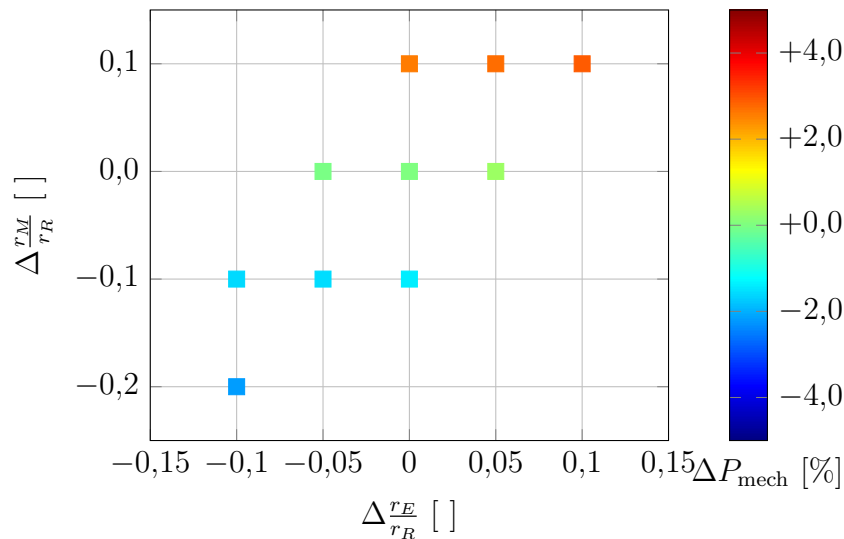


Abbildung 6.3.: Prozentuale Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie ΔP_{mech} über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ für den Reiseflug ($c_0 = 200 \text{ km/h}$ und $T = 425 \text{ N}$)

Im zweiten Betriebspunkt, dem Reiseflug bei 200 km/h, ist ein gegensätzlicher Trend festzustellen. Abb. 6.3, die analog zu Abb. 6.2 aufgebaut ist, zeigt, dass eine Verschiebung der Gondelvorderkante über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ praktisch keinen Einfluss auf den Leistungsbedarf zur Bereitstellung der 1200 N Schub hat. Wird jedoch die Gondel über den mittels $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ gesteuerten Manteldurchmesser voluminöser gestaltet, erhöht sich der notwendige Leistungsbedarf gegenüber jenem der Basisgeometrie um etwa 3 %. Erwartungsgemäß wird der Leistungsbedarf bei Verwendung einer schlanker gestalteten Gondel reduziert. Bei der zusätzlich untersuchten sehr schlanken Geometrie ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$) beträgt die Differenz knapp 3 %.

Die Gewichtung der beiden Betriebspunkte bei der Gondelauslegung variiert je nach Fluggerät und Flugmission. Eine gute Grundlage für die Designentscheidung bietet daher der Aufbau einer Pareto-Front [88].

Hierzu ist in Abb. 6.4 die notwendige Antriebsleistung im Startlauf über der Leistung im Reiseflug aufgetragen. Die verschiedenen Auslegungen sind anhand der jeweils notwendigen Leistungen zur Erfüllung der in Tab. 6.1 definierten erforderlichen Schübe im Diagramm eingezeichnet.

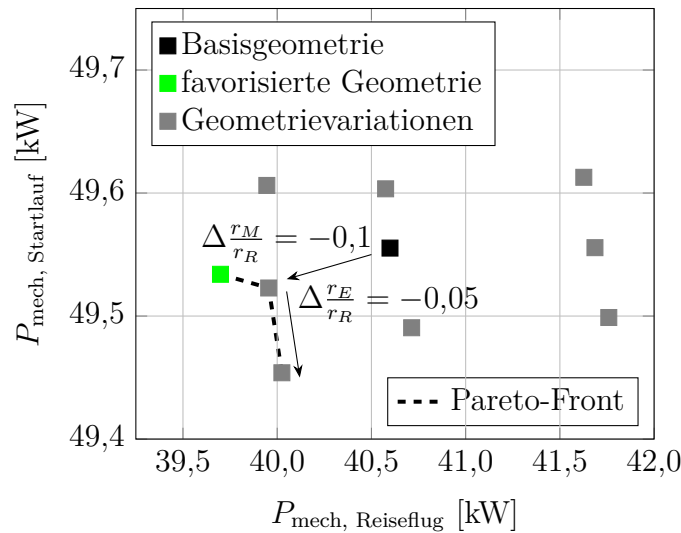


Abbildung 6.4.: Erforderliche Antriebsleistung im Startlauf $P_{\text{mech, Startlauf}}$ über der erforderlichen Antriebsleistung im Reiseflug $P_{\text{mech, Reiseflug}}$

Die beiden bereits zuvor identifizierten Trends, Verschiebung der Vorderkante nach außen für eine Reduktion der notwendigen Leistung im Startlauf und die Reduktion des Manteldurchmessers für eine Reduktion der notwendigen Leistung im Reiseflug, lassen sich auch in dieser Abbildung gut erkennen. Die Skalierung der Achsen macht den unterschiedlichen Einfluss der Parameter deutlich. Die Pareto-Front besteht aus den drei Auslegungen ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,05$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,1$), ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = 0$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,1$) und ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$), wobei aufgrund des größeren Leistungsunterschieds im Startlauf letztere Auslegung klar zu favorisieren ist.

Abschließend wird der Einfluss der Veränderung von Einlauf- und Manteldurchmesser auf die Seitenwindanfälligkeit anhand des dritten Betriebspunkts bei $27,5^\circ$ Anströmwinkel und 80 km/h Anströmgeschwindigkeit überprüft. Hierzu ist in Abb. 6.5 wie zuvor die prozentuale Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ aufgetragen.

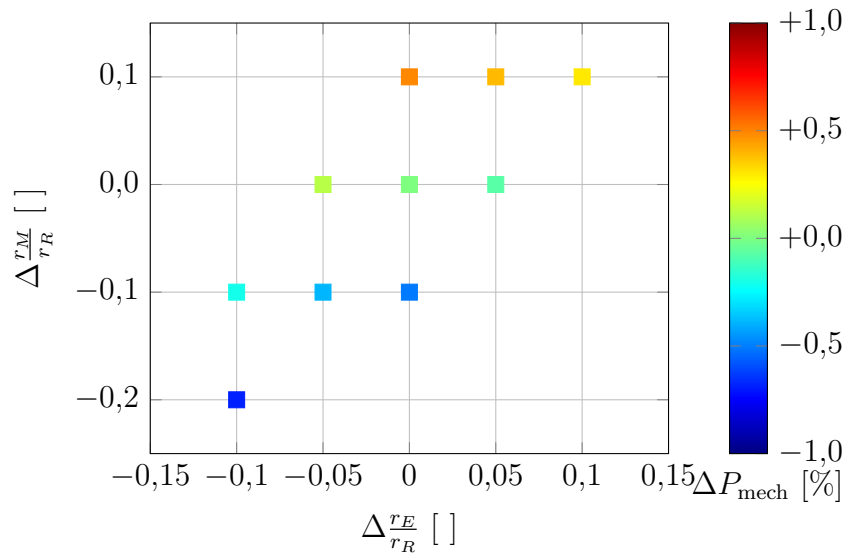


Abbildung 6.5.: Prozentuale Abweichung zum Leistungsbedarf der Basisgeometrie ΔP_{mech} über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80$ km/h, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080$ N)

Für alle untersuchten Auslegungen sind die Abweichungen der notwendigen Leistungen gegenüber jener der Basisgeometrie kleiner 1 %. Die im Reiseflug überlegenen schlanke Gondeln benötigen auch in diesem Betriebspunkt weniger Leistung, um identische Schubwerte zu erzeugen. Da auch die resultierenden Querkräfte Q für schlanke Gondeln, bei insgesamt kleinen Unterschieden von $\pm 1,5$ %, geringer sind, vgl. Abb. 6.6, hat die favorisierte Geometrie ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$) auch in diesem Betriebspunkt keine Nachteile. Weiterhin ermöglicht insbesondere diese sehr schlanke Gondelgeometrie drastische Kürzungen der Gondellänge, die nachfolgend untersucht werden.

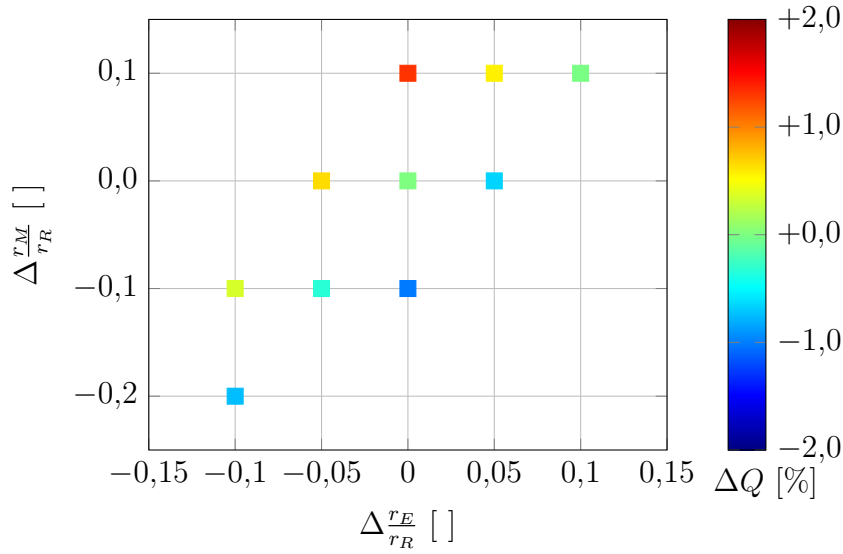


Abbildung 6.6.: Prozentuale Abweichung der Querkraft zu jener der Basisgeometrie ΔQ über $\Delta \frac{r_E}{r_R}$ und $\Delta \frac{r_M}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

6.2. Variation der Einlauflänge

Die Variation der Einlauflänge erfolgt anhand des in Kap. 4.1.1 eingeführten Parameters $\Delta \frac{l_E}{r_R}$. Aufgrund des guten Betriebsverhaltens der sehr schlanken Auslegungen wird neben der Basisgeometrie eine um $\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$ und $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ gekürzte Version der Geometrie ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$), siehe Abb. 6.7, zusätzlich untersucht.

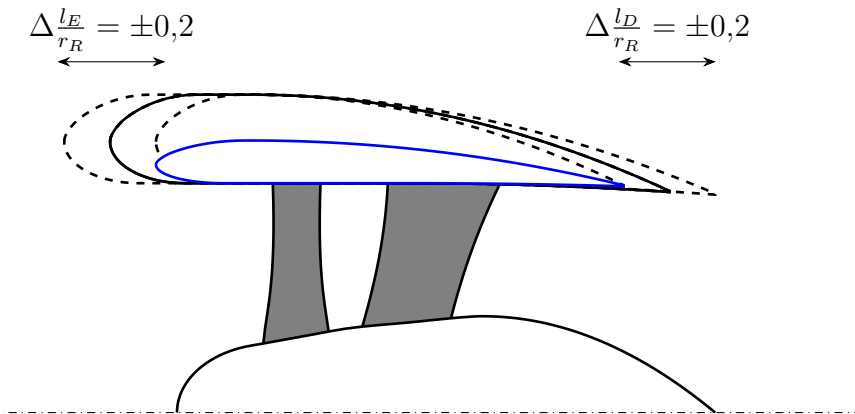


Abbildung 6.7.: Schnittdarstellung der Basisgeometrie (schwarz) mit Variationen der Gondelgeometrie um $\Delta \frac{l_E}{r_R} = \pm 0,2$ und $\Delta \frac{l_D}{r_R} = \pm 0,2$, vgl. Abb. 4.5, sowie einer sehr schlanken ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$) und eingekürzten ($\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$, $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$) Auslegung (blau)

In Abb. 6.8 ist die notwendige Antriebsleistung im Startlauf, über der Leistung im Reiseflug aufgetragen. Die beiden Auslegungen sowie ihre Derivate mit gekürztem oder verlängertem Einlauf sind anhand der jeweils notwendigen Leistungen im Diagramm eingezeichnet.

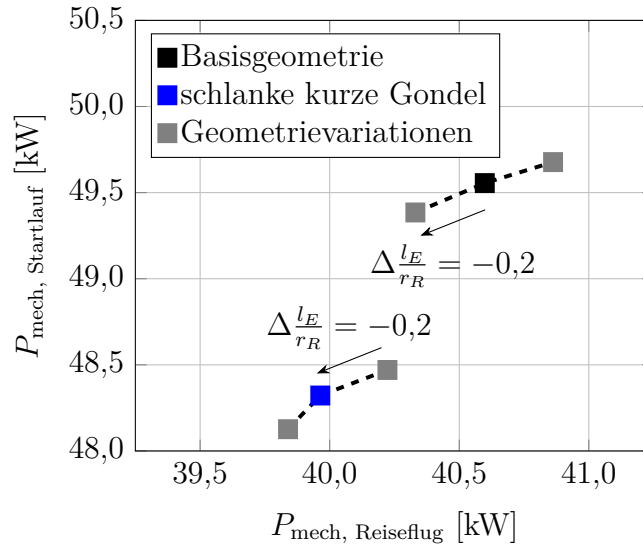


Abbildung 6.8.: Erforderliche Antriebsleistung im Startlauf $P_{\text{mech, Startlauf}}$ über der erforderlichen Antriebsleistung im Reiseflug $P_{\text{mech, Reiseflug}}$ für verschiedene Einlauflängen $\Delta \frac{l_E}{r_R}$

Die Reduktion der Einlauflänge wirkt sich bei beiden Geometrien sowohl im Reiseflug als auch im Startlauf positiv aus. Im Reiseflug reduziert sich der Leistungsbedarf für die Basisgeometrie um etwa ein Prozent von 40,6 kW auf 40,3 kW. Für die schlanke, kurze Gondel beträgt der Unterschied nur etwa 0,1 kW, hier ist eine Sättigung zu erkennen. Die mögliche Leistungsreduktion im Startlauf liegt in der gleichen Größenordnung. Für die Basisgeometrie reduziert sich der notwendige Schub von 49,6 kW auf 49,4 kW und für die schlanke, kurze Gondel von 48,3 kW auf 48,1 kW.

Die Steigerung der Einlauflänge bestätigt den erkannten Trend. Für beide Geometrien steigen die notwendigen Leistungen um ähnliche Beträge, wie sie bei der Reduktion der Einlauflänge gesunken sind. Bei der schlanken und kurzen Gondel liegt der Anstieg der notwendigen Reiseflugleistung nun auch etwa bei 0,3 kW, und ist somit vergleichbar zu jenem der Basisgeometrie.

Der relativ große Unterschied im Leistungsbedarf im Startlauf der beiden Geometrien ist auf die unterschiedlichen Düsenlängen der Basisgeometrie und der schlanken, kurzen Gondel zurückzuführen und wird im folgenden Unterkapitel erläutert.

Abschließend wird der Einfluss der Einlauflänge auf die Seitenwindanfälligkeit anhand des dritten Betriebspunkts bei $27,5^\circ$ Anströmwinkel und 80 km/h Anströmgeschwindigkeit überprüft. Hierzu ist in Abb. 6.9 der Leistungsbedarf über $\Delta \frac{l_E}{r_R}$ aufgetragen.

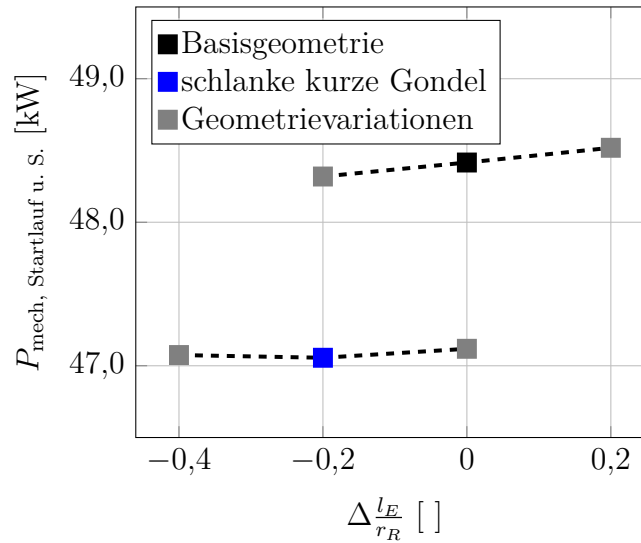


Abbildung 6.9.: Erforderliche Antriebsleistung $P_{\text{mech, Startlauf u. S.}}$ über verschiedenen Einlaufängen $\Delta \frac{l_E}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

Der relativ große Unterschied in der notwendigen Leistung zwischen der Basisgeometrie und den schlanken kurzen Auslegungen ist auch in diesem Betriebspunkt zu erkennen. Die Einlaufänge hat dagegen mit Unterschieden von weniger als 0,2 kW wenig Einfluss auf die notwendige Leistung, obwohl die Geschwindigkeitsverteilung in der Auswertungsebene vor dem Rotor, siehe Abb. 4.9, stark variiert. Dies verdeutlicht Abb. 6.10, in der die Machzahl in der Auswertungsebene für die sechs untersuchten Auslegungen aufgetragen ist.

Bei der Basisgeometrie sowie jener Geometrie mit längerem Einlauf ($\Delta \frac{l_E}{r_R} = 0,2$) variiert die Machzahl in der Auswertungsebene zwischen 0,16 und 0,14. Lediglich das Gebiet mit der niedrigen Machzahl wird etwas kleiner. Wird der Einlauf auf $\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$ verkürzt, treten moderate Unterschiede auf. Die maximale Machzahl liegt nun bei $M = 0,18$ und die minimale bei $M = 0,13$.

Die Geschwindigkeitsverteilung in der Auswertungsebene der schlanken und kurzen Gondel ($\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$) unterscheidet sich nur im Bereich der niedrigen Geschwindigkeiten von jener der Basisgeometrie mit gekürztem Einlauf. Die minimale Geschwindigkeit liegt in dieser Auslegung bei etwa $M = 0,14$. Während eine Verlängerung des Einlaufs auf $\Delta \frac{l_E}{r_R} = 0$ hauptsächlich die Geschwindigkeitsspitzen von $M = 0,18$ auf $M = 0,17$ reduziert, sorgt die erneute Verkürzung des Einlaufs auf $\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,4$ für deutliche Geschwindigkeitsunterschiede. Die maximale Strömungsgeschwindigkeit liegt nun bei $M = 0,19$ und die minimale beträgt $M = 0,13$.

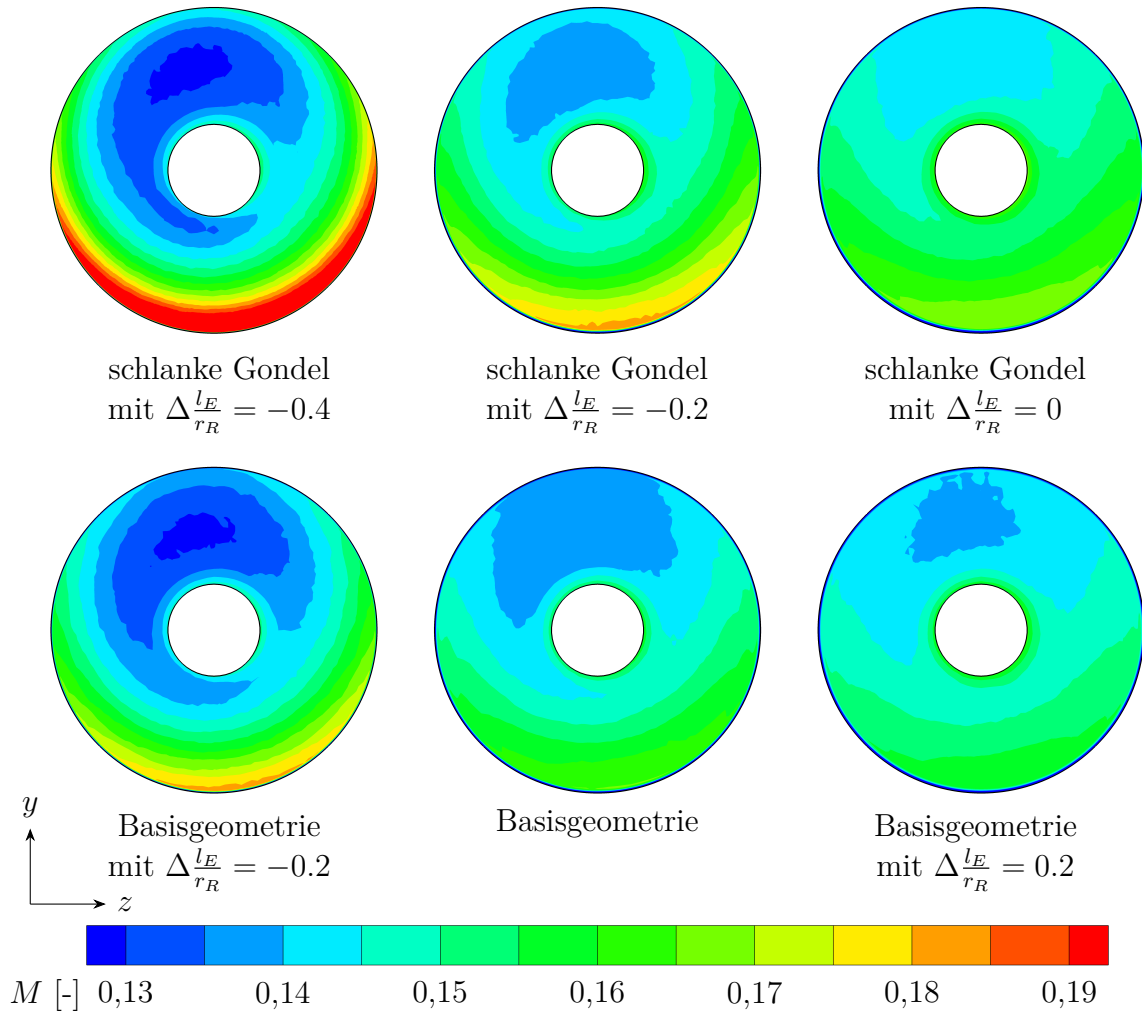


Abbildung 6.10.: Geschwindigkeitsverteilung in der Auswertungsebene im Einlauf für verschiedene Einlauflängen für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

Obwohl diese Geschwindigkeitsunterschiede in der Leistungsbetrachtung, vgl. Abb. 6.9, kaum Auswirkungen haben, führen sie zu großen Unterschieden in der Rotorblattbelastung über den Umfang. Diese können zu Schwingungen der Rotorblätter führen und sollten aus strukturellen und akustischen Gründen vermieden werden.

Die im Startlauf unter Seitenwindeinfluss auftretenden Querkraften, siehe Abb. 6.11, sind fast linear von der Einlauflänge abhängig. Bei der Basisgeometrie steigt die Querkraft bei einem längeren Einlauf um etwa 5 % von 425 N auf 447 N an und fällt bei dem kürzeren Einlauf auf 395 N ab. Bei der schlanken kurzen Gondelgeometrie ist bei der weiteren Verkürzung des Einlaufs ein weiterer Abfall von über 10 % von 395 N auf 350 N festzustellen. Auch wenn die Reduktion der Querkraft Vorteile für den Betrieb des Fluggeräts unter Seitenwind haben könnte, ist eine Verkürzung um mehr als $\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$ aufgrund der Inhomogenitäten in der Geschwindigkeitsverteilung im Einlauf nicht sinnvoll.

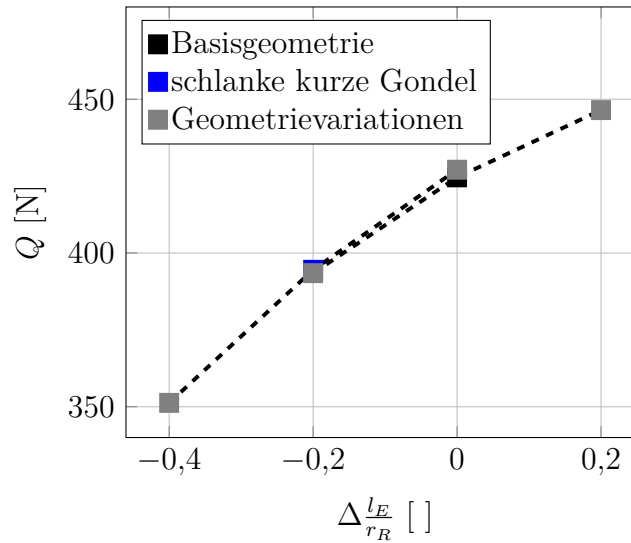


Abbildung 6.11.: Querkraft Q über verschiedenen Einlaufverhältnissen $\Delta \frac{l_E}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

6.3. Variation der Düsenlänge

Die Variation der Düsenlänge erfolgt anhand des in Kap. 4.1.1 eingeführten Parameters $\Delta \frac{l_D}{r_R}$. Aufgrund des guten Betriebsverhaltens der sehr schlanken Auslegungen wird, wie bei der Untersuchung der Einlaufverhältnisse neben der Basisgeometrie, eine um $\Delta \frac{l_E}{r_R} = -0,2$ und $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ gekürzte Version der Geometrie ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$), siehe Abb. 6.7, zusätzlich untersucht.

Obwohl die geometrische Düsenaustrittsfläche A_8 über (4.5) konstant gehalten wird, hat die Variation der Düsenlänge einen großen Einfluss auf das Betriebsverhalten. Wie in Abb. 6.12 zu sehen, steigt bei Verkürzung der Düsenlänge von $\Delta \frac{l_D}{r_R} = 0$ auf $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ die im Reiseflug notwendige Leistung sowohl für die Basisgeometrie als auch für die schlanke kurze Gondel um knapp 0,5 kW an. Die im Startlauf notwendige Antriebsleistung dagegen fällt jeweils um etwa 1 kW ab. Wird die Düsenlänge für die schlanke kurze Gondelgeometrie noch weiter auf $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,4$ eingekürzt, verstärkt sich dieses Verhalten nochmals. Bei einer Verlängerung der Düsenlänge bei der Basisgeometrie dagegen ist fast keine Änderung in der Leistungsanforderung für den Reiseflug und nur eine geringfügige für den Startlauf zu identifizieren.

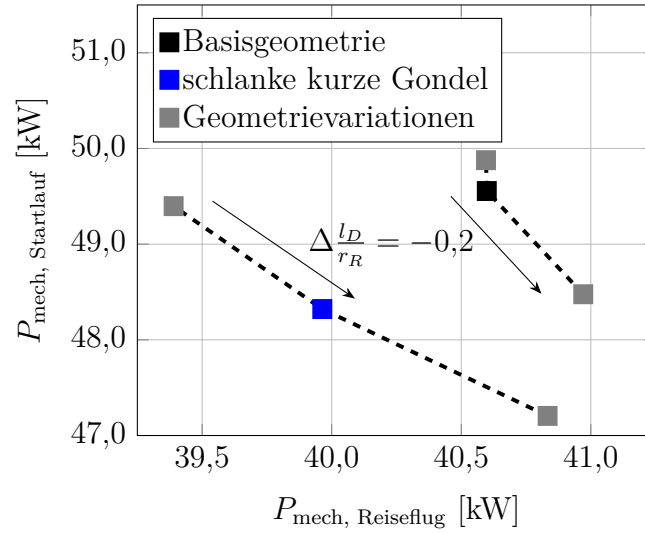


Abbildung 6.12.: Erforderliche Antriebsleistung im Startlauf $P_{\text{mech, Startlauf}}$ über der erforderlichen Antriebsleistung im Reiseflug $P_{\text{mech, Reiseflug}}$ für verschiedene Düsenlängen $\Delta \frac{l_D}{r_R}$

Dieses Betriebsverhalten ist hauptsächlich auf den stark variierenden Massenstrom zurückzuführen. Wie in Abb. 6.13 dargestellt, steigt dieser bei einer Verkürzung der Düsenlänge deutlich an. Die Variation der Düsenlänge wirkt somit trotz des gleichbleibenden geometrischen Querschnitts wie eine Variation der Düsenaustrittsfläche.

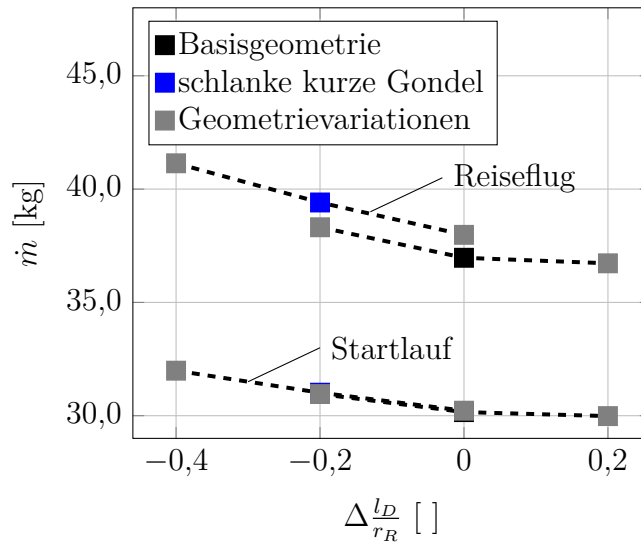


Abbildung 6.13.: Durchgesetzter Massenstrom über verschiedenen Düsenlängen $\Delta \frac{l_D}{r_R}$ für den Startlauf ($c_0 = 40 \text{ km/h}$ und $T = 1200 \text{ N}$) und für den Reiseflug ($c_0 = 200 \text{ km/h}$ und $T = 425 \text{ N}$)

Diese Änderung des Austrittsquerschnitts ist auf Ablösungen am Heck des Zentralkörpers zurückzuführen, siehe Abb. 5.28. Je länger die Gondel, desto weiter verschiebt sich

der Düsenquerschnitt auf dem Zentralkörperheck nach hinten, umso höher ist die Ablösung auf diesem und umso mehr verkleinert sich der tatsächliche Austrittsquerschnitt. Wird dies berücksichtigt und der Düsenquerschnitt entsprechend angepasst, sodass der Massenstrom nahezu konstant bleibt, verändern sich die Auswirkungen der Düsenlängenvariation drastisch.

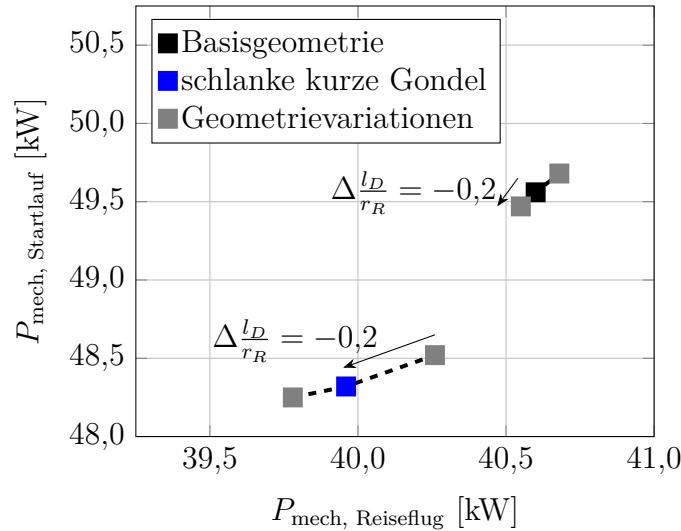


Abbildung 6.14.: Erforderliche Antriebsleistung im Reiseflug $P_{\text{mech, Reiseflug}}$ über der erforderlichen Antriebsleistung im Startlauf $P_{\text{mech, Startlauf}}$ für verschiedene Düsenlängen $\Delta \frac{l_D}{r_R}$ mit korrigiertem Düsendurchmesser

Wie Abb. 6.14 zeigt, kehren sich bei konstant gehaltenem Massenstrom die zuvor beschriebenen Trends um. Die Kürzung der Düsenlänge um $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ bei der Basisgeometrie reduziert die notwendigen Antriebsleistungen im Startlauf sowie im Reiseflug um weniger als 0,1 kW. Diese Reduktionen sind deutlich geringer als die notwendigen Mehrleistungen bei der Verlängerung der Düsenlänge um den gleichen Betrag. Das Gleichgewicht zwischen der Zunahme des Heckwiderstands aufgrund der stärkeren Einschnürung und der Abnahme des Reibungswiderstands aufgrund der abnehmenden Lauflänge ist somit beinahe erreicht.

Auch bei der schlanken kurzen Gondel reduzieren sich bei $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ die notwendigen Leistungen. Im Startlauf sind 0,2 kW und im Reiseflug 0,3 kW geringere Antriebsleistungen erforderlich. Die weitere Kürzung auf $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,4$ sorgt für eine weitere Reduktion der erforderlichen Antriebsleistung um 0,1 kW bzw. 0,2 kW. Die schlankere Gondelgeometrie kann somit wie erwartet deutlich weiter eingekürzt werden, bis eine Sättigung der Widerstandsreduktion erreicht wird und sich der Anstieg des Heckwiderstands mit der Reduktion des Reibungswiderstands ausgleicht.

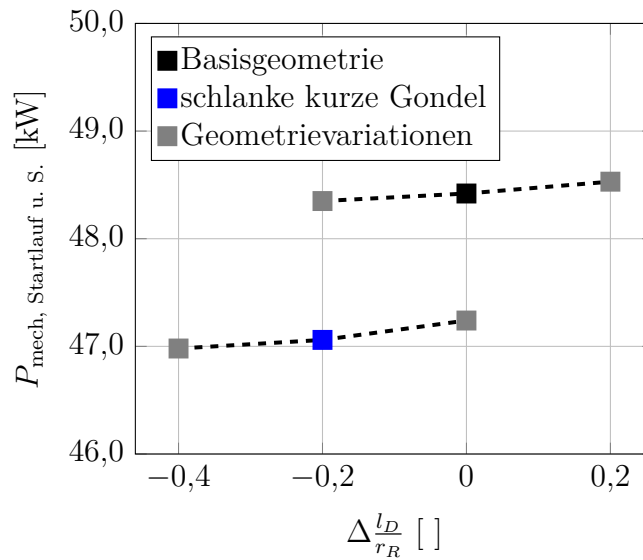


Abbildung 6.15.: Erforderliche Antriebsleistung $P_{\text{mech, Startlauf u. s.}}$ über verschiedenen Düsenlängen $\Delta \frac{l_D}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

Die Reduktion der Düsenlänge wirkt sich auch, wenn auch nur minimal, positiv auf das Betriebsverhalten beim Startlauf unter Seitenwindeinfluss aus, siehe Abb. 6.15. Die notwendigen Leistungen reduzieren sich um ähnliche Beträge wie jene beim Startlauf.

Auch die Überprüfung des Einflusses der Düsenlänge auf die der Seitenwindanfälligkeit liefert ein ähnliches Ergebnis, siehe Abb. 6.16. Die auf den Mantelpropeller wirkenden Querkräfte werden mit abnehmender Düsenlänge geringer, die Reduktion ist jedoch bezogen auf die gesamte Querkraft zu vernachlässigen.

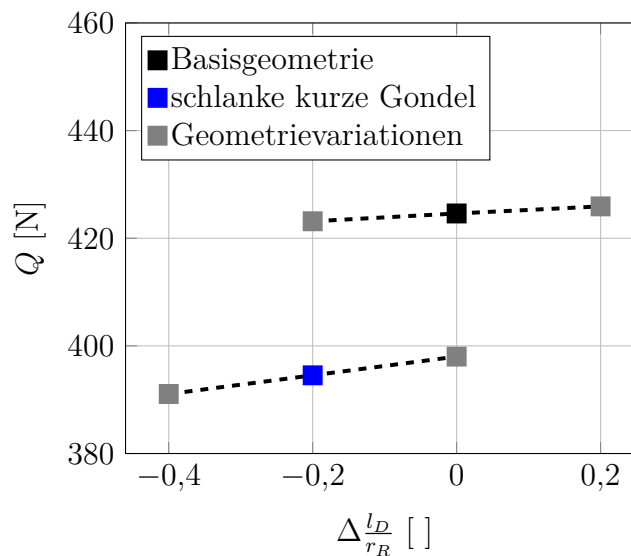


Abbildung 6.16.: Querkraft Q über verschiedenen Düsenlängen $\Delta \frac{l_D}{r_R}$ für den Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$)

Die Düsenlänge kann somit jeweils so weit eingekürzt werden, bis sich die Reduktion des Reibungswiderstands und der Anstieg des Heckwiderstands ausgleichen. Bei der Basisgeometrie ist dies bei $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ bereits fast der Fall. Die schlanke Gondel ($\Delta \frac{r_E}{r_R} = -0,1$, $\Delta \frac{r_M}{r_R} = -0,2$) erlaubt dagegen eine noch stärkere Kürzung als die hier untersuchte Geometrie mit $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,4$.

Wird anstelle der Basisgeometrie die schlanke kurze Gondel mit $\Delta \frac{l_D}{r_R} = -0,2$ verwendet, sind im Startlauf, mit und ohne Seitenwindeinfluss, etwa 1,3 kW weniger Leistung erforderlich. Dies entspricht knapp 3 %. Im Reiseflug sinkt der Leistungsbedarf um 0,8 kW, dies entspricht etwa 2 %. Mit etwa 30 N weniger Querkraft unter Seitenwindeinfluss ist diese Geometrie auch für das Flugverhalten des Fluggeräts vorteilhaft.

7. Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurden die vier in Kap 3.4 gesetzten Ziele vollständig erreicht. Das erste Ergebnis ist die entwickelte Entwurfs- und Bewertungsmethodik für die aerodynamische Gondelauslegung von Mantelpropellerantrieben. Diese Methodik baut auf einem am Institut für Strahlantriebe und Turbomaschinen entwickelten Auslegungsverfahren für Mantelpropellerantriebe auf, dass auf dem Mittelschnittverfahren und Verlustkorrelationen basiert. Die in diesem entwickelte 2D-Gondelkontur wird geometrisch angepasst, in ein 3D-Modell des Mantelpropellers überführt und strömungsmechanisch mittels numerischer Lösung der RANS-Gleichungen in TAU untersucht. Die ebenfalls aus dem Auslegungsverfahren für Mantelpropeller hervorgehende Beschau felung wird hierfür einmalig in Aktuatorscheiben-Modelle überführt. Die Substitution der Beschau felung durch diese Modelle erspart die Auflösung der Schaufelgeometrien, dies verkleinert das Rechennetz deutlich. Zugleich ist keine instationäre Simulation zur zeitlichen Auflösung der Rotorbewegung mehr notwendig, was den Rechenaufwand um eine Größenordnung verringert. Da die Aktuatorscheiben-Modelle sowohl den Drucksprung als auch den Drall in Abhängigkeit des lokalen Anströmwinkels und der Anströmgeschwindigkeit aus den vorher erzeugten Kennfeldern interpolieren, werden sowohl radiale als auch aus asymmetrischer Anströmung resultierende Effekte aufgelöst. Somit können die für die aerodynamische Gondelauslegung wesentlichen Bewertungsgrößen wie Totaldruckverluste, mögliche Ablösungen und Inhomogenitäten im Einlauf, aber auch der Gondelwiderstand bewertet werden.

Das zweite Ergebnis dieser Arbeit ist die Anwendung der Entwurfs- und Bewertungsmethodik zur aerodynamischen Gondelauslegung für ein Ultraleichtfluggerät (< 600 kg) mit zwei elektrisch angetriebenen Mantelpropellern. Dieser Anwendungsfall zeichnet sich durch niedrige Fluggeschwindigkeiten, geringe Flughöhen und kurze Distanzen sowie die daraus folgenden geringen Antriebsleistungen aus. Auf Basis einer bestehenden Beschau felung wurden zunächst die Aktuatorscheiben-Modelle erstellt und im Anschluss eine Gondelgeometrie ausgelegt. Diese Referenzauslegung wurde zusammen mit der bestehenden Beschau felung vom Projektteam in einen flugfähigen Prototyp überführt und konnte zur Validierung der Methodik und somit zum Erreichen des dritten Ziels dieser Arbeit genutzt werden.

Die Validierung der Entwurfs- und Bewertungsmethodik erfolgte anhand experimentell gewonnener Messdaten. Diese wurden für den Standfall auf dem Schubmessprüfstand in der Versuchshalle und für Anströmgeschwindigkeiten von bis zu 120 km/h sowie Anströmwinkel bis 40° auf dem mobilen Schubmessprüfstand ermittelt. Für den Vergleich der experimentellen Daten mit der Leistungsrechnung sowie der Numerik wurden die Messwerte auf *ISA standard day*-Bedingungen normiert. Für die auf dem mobilen Schubmessprüfstand ermittelten Messdaten wurde zudem der Messfehler des Anemometers

aufgrund des Fahrzeugeinflusses berücksichtigt. Die Messdaten unter axialer Anströmung wurden für den Vergleich mit der Leistungsrechnung und der Numerik in Isolinien gleicher Anströmgeschwindigkeit überführt, bei allen anderen Anströmwindeln wurden die jeweiligen Betriebspunkte numerisch nachgerechnet.

Unter axialer Anströmung nimmt der Schub mit steigender Leistung zu und verringert sich bei zunehmender Anströmgeschwindigkeit. Dabei liegen die numerisch berechneten installierten Schübe jeweils zwischen jenen aus der Leistungsrechnung und den Messdaten. Bei einer niedrigen Anströmgeschwindigkeit von 40 km/h prognostiziert die Leistungsrechnung bei Dauerleistung des Elektromotors ($P_{\text{HPD40D, mech, Dauer}} \approx 33 \text{ kW}$) etwa 5 % mehr Schub, während im Experiment knapp 3,5 % weniger Schub gemessen werden. Bei höheren Geschwindigkeiten reduzieren sich die Abweichung zwischen Experiment und Numerik und die Schubwerte stimmen bei 120 km/h nahezu überein. Zwischen Leistungsrechnung und Numerik beträgt der Unterschied bei dieser Anströmgeschwindigkeit etwa 4,5 %, bei 200 km/h dann nur noch weniger als 2 %. Der detaillierte Vergleich zwischen Leistungsrechnung und Numerik bestätigt die anhand des Betriebsverhaltens getroffene Annahme, dass der Eintrittstotaldruckverlust bei niedrigen Geschwindigkeiten und hohen Antriebsleistungen in der Leistungsrechnung größer prognostiziert wird, als in der Numerik berechnet. Wird dieser entsprechend angepasst, beträgt die Abweichung zwischen Leistungsrechnung und Numerik bei Dauerleistung etwa 6 %. Die Abweichung zwischen Numerik und Experiment beträgt bei niedrigen Antriebsleistungen knapp 5 % und ist ab der Dauerleistung zu vernachlässigen.

Die Schubabweichungen zwischen Leistungsrechnung und Numerik bei niedrigeren Anströmgeschwindigkeiten können anhand eines Vergleichs der Totaldruckverhältnisse auf die Stufe zurückgeführt werden. Die relevanten Betriebspunkte liegen sehr nahe an der Pumpgrenze und es treten vermutlich schon erste Ablösungen an den Rotorscheufeln auf. Dies ist mit dem in dieser Arbeit verwendeten Aktuatorscheiben-Modell nicht nachweisbar, jedoch liegen die berechneten lokalen Anströmwindeln an den Rotorscheufeln über jenen des maximalen Auftriebsbeiwertes des lokalen 2D-Profiles und sorgen somit für eine geringere Belastung.

Weiterhin zeigt der detaillierte Vergleich eine gute Übereinstimmung des durchgesetzten Massenstroms sowie des Schubanteils der Stufe am Gesamtschub. Der in der Numerik bestimmte Massenstrom liegt maximal 0,4 kg/s und damit maximal 1,5 % unter jenem aus der Leistungsrechnung. Sowohl Leistungsrechnung als auch Numerik stimmen mit der Literatur dahingehend überein, dass der Schubanteil der Stufe im Standfall, wie in Kap. 2.1.3 gezeigt, nur knapp über 50 % am Gesamtschub beträgt. Auch für höhere Geschwindigkeiten stimmen die Schubanteile nahezu überein, relevante Abweichungen treten nur bei hohen Anströmgeschwindigkeiten und niedrigen Antriebsleistungen aufgrund sehr geringer Gesamtschübe auf.

Die Vorhersagegenauigkeit der Numerik in Bezug auf die Gondelströmung wurde durch den Vergleich der vorderen Staupunktlage mit dem Experiment bewertet. Die Position des Staupunkts auf dem Einlauf beeinflusst die Druckverteilung über die gesamte Mantelfläche maßgeblich. Sie hat somit sowohl einen hohen Einfluss auf den Form- und Druckwiderstand der Gondel, als auch auf die bei niedrigen Geschwindigkeiten am Einlauf wirkenden Sogkräfte. Der Vergleich mit dem Experiment zeigt, dass die Ver-

lagerung der Staupunktlage nach vorne und hinten bei Variation der Antriebsleistung und der Anströmgeschwindigkeit in der Numerik sehr gut wiedergegeben wird. In vielen Betriebspunkten liegt die Abweichung unter 5 mm bei einer Messunsicherheit von ca. 2,5 mm und einer Gesamtverschiebung von knapp 60 mm.

Wird der Mantelpropeller nicht axial angeströmt, nimmt der Schub bei konstanter Anströmgeschwindigkeit und konstanter Antriebsleistung mit steigendem Anströmwinkel zu. Etwa 75 % dieser Schubsteigerung können über die Impulstheorie darauf zurückgeführt werden, dass es sich beim Eintrittsimpuls um eine gerichtete Größe handelt und nur der axiale Anteil relevant ist. Der Totaldruck dagegen ist eine skalare Größe und bleibt abgesehen von möglichen Verlusten im Einlauf über den Anströmwinkel konstant. Die verbleibende Schubsteigerung ist auf die um die Gondel fließende Strömung zurückzuführen, die für kleine Veränderungen im durchgesetzten Massenstrom, aber auch des Gondelwiderstands führt.

Die experimentellen Daten bestätigen den Schubanstieg über den Anstellwinkel. Insbesondere bei großen Anströmwinkeln treten jedoch relevante Abweichungen zur Numerik auf. In den Betriebspunkten mit etwa 40° Anströmwinkel liegt der im Experiment bestimmte installierte Schub knapp 10 % unter dem numerisch berechneten. Die auf den Mantelpropeller wirkende Querkraft zeigt sowohl in der Numerik als auch im Experiment das erwartete Verhalten, da sie bei einer Steigerung der Anströmgeschwindigkeit und des Anströmwinkels deutlich und mit der Antriebsleistung leicht ansteigt. Die experimentellen Messdaten stimmen grundsätzlich mit den numerisch berechneten Werten überein, weichen aber in Einzelfällen um bis zu 100 N ab. Dies ist vermutlich vor allem auf Verformungen des Messaufbaus, eine Querneigung der Rollbahn und Rollbewegungen des Versuchsträgers zurückzuführen, bedarf jedoch weiterer Untersuchungen. Für zukünftige experimentelle Arbeiten wird daher empfohlen, einen zusätzlichen Lage- und Beschleunigungssensor an der Schnittstelle zwischen Testobjekt und Versuchsträger zu platzieren. Weiterhin wird die Installation eines zweiten Anemometers auf der gegenüberliegenden Fahrzeugseite zur genaueren Bestimmung der Anströmgeschwindigkeit und damit zur Reduzierung des Messfehlers aufgrund der Einbausituation als sinnvoll erachtet.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die verwendete numerische Methode mit dem Aktuatorscheiben-Modell das Betriebsverhalten der Referenzauslegung bei axialer Anströmung sehr gut und unter verschiedenen Anströmwinkeln gut nachbildet. Bei axialer Anströmung wurde anhand der Staupunktlagen gezeigt, dass die Strömung um die Gondel ebenfalls sehr gut wiedergegeben wird. Die gewählte Methodik ist somit für den in Kap. 6 vorgenommenen Vergleich verschiedener Gondelgeometrien gut geeignet.

Das vierte Ergebnis der vorliegenden Arbeit ist die Quantifizierung wichtiger Entwurfszusammenhänge. Hierfür wurden für drei repräsentative Betriebspunkte, den Startlauf (40 km/h), den Reiseflug (200 km/h) sowie ein Startlauf unter Seitenwindeinfluss (80 km/h Anströmgeschwindigkeit und 27,5° Anströmwinkel) Schubforderungen definiert. Die Variation des Einlaufs und des Manteldurchmessers zeigt auf, dass eine schlanke Gondelgeometrie gegenüber der Basisgeometrie bei fast konstanter Startleistung bis zu 4 % weniger Reiseflugleistung benötigt und auch unter Seitenwind im Startlauf kei-

ne Nachteile aufweist. Zugleich ermöglicht die schlanke Gondelgeometrie eine deutliche Einkürzung der Einlauf- und der Düsenlänge.

Die Variation der Einlauflänge wurde sowohl für die Basisgeometrie als auch für eine schlanke kurze Gondel vorgenommen. In beiden Fällen reduziert eine Verkürzung der Einlauflänge um 20 % des Rotorradius die notwendigen Antriebsleistungen sowohl im Startlauf als auch im Reiseflug um etwa 1 %, bei einer weiteren Verkürzung ist jedoch ein Sättigungseffekt zu erkennen. Auf den Totaldruckverlust im Einlauf sowie die notwendige Antriebsleistung unter Seitenwindbedingungen hat die weitere Verkürzung einen vernachlässigbaren Einfluss, jedoch treten in diesem Fall große Unterschiede in der Strömungsgeschwindigkeit in der Auswertungsebene vor dem Rotor auf. Eine weitere Verkürzung ist somit nicht empfehlenswert.

Auch die Variation der Düsenlänge wurde sowohl für die Basisgeometrie als auch für eine schlanke kurze Gondel vorgenommen. Wird keine Korrektur des Düsendurchmessers zur Angleichung des durchgesetzten Massenstroms vorgenommen, sorgen die am Zentralkörper identifizierten Ablösungen für unterschiedliche reale Düsenaustrittsflächen und resultieren in größeren Unterschieden in der notwendigen Antriebsleistung. Unter Berücksichtigung dieser Korrektur können bei der Verkürzung der Düsenlänge um 20 % des Rotorradius nur geringe Leistungsreduktionen von etwa 0,1 kW erreicht werden. Sowohl für die Basisgeometrie als auch für die schlanke kurze Gondel kann bei der Verringerung der Düsenlänge eine Sättigung erkannt werden. Das Gleichgewicht zwischen der Zunahme des Heckwiderstands aufgrund der stärkeren Einschnürung und der Abnahme des Reibungswiderstands aufgrund der abnehmenden Lauflänge ist jeweils beinahe erreicht.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Einflüsse der vier wichtigsten Auslegungsvariablen der Gondelgeometrie mit der entwickelten und anhand der Referenzauslegung validierten Entwurfs- und Bewertungsmethode quantifiziert werden konnten. Es werden jeweils Designempfehlungen ausgesprochen, die zusammen zu einer Geometrie führen, die der in Kap. 5 analysierten Referenzauslegung ähnelt.

Aufbauend auf dieser Arbeit können mit der vorgestellten Methodik weitere Parameter in der aerodynamischen Gondelauslegung untersucht werden. Dies sind beispielsweise verschiedene Einlaufgeometrien oder ein S-Schlag in der Mantelgeometrie. Auch eine Untersuchung des Hinterkantenwinkels der Mantelgeometrie wird empfohlen, um seinen Einfluss auf die Schubstrahleinschnürung hinter der Gondel zu untersuchen. Ferner ist auch die Betrachtung von nicht rotationssymmetrischen Gondeln oder der Integration am Fluggerät möglich.

Nomenklatur

Lateinische Buchstaben

A	Fläche, Querschnittsfläche	m^2
c	Strömungsgeschwindigkeit	m/s
C_D	Widerstandsbeiwert eines Profilschnitts	—
c_f	Reibungsbeiwert	—
c_{fg}	Schubkoeffizient	—
C_k	Einschnürverhältnis des Schubstrahls $C_k = A_\infty/A_8$	—
C_L	Auftriebsbeiwert eines Profilschnitts	—
$\vec{c}$	Geschwindigkeitsvektor	m/s
$\vec{e}$	Einheitsvektor	—
D	Widerstand	N
F	Schub	N
g	Erdbeschleunigung	m/s^2
$\vec{I}$	Einheitsvektor	—
k_{sae}	Äquivalente Sandrauheit	m
l	Länge, Lauflänge	m
$\dot{m}$	Massenstrom	kg/s
M	Machzahl	—
$\vec{n}$	Normalvektor	—
N	Drehzahl	$1/\text{min}$
P	Leistung	kW
p	Druck	Pa
F	Querkraft	N
R	spezifische Gaskonstante	$\text{m}^2 \text{K/s}^2$
r	Radius	m
U	Umfang	m
s	Sehnenlänge	m
S	Oberfläche	m^2
SH	spezifische Luftfeuchtigkeit	—
T	Temperatur	K
T	installierter Schub $T = F_N - D_I$	N

v	Fahrtgeschwindigkeit des Testträgers	m/s
w	Windgeschwindigkeit	m/s
x,y,z	kartesische Koordinaten	m

Griechische Buchstaben

α	Anströmwinkel	°
β	Staffelungswinkel	°
δ	Temperaturverhältnis $\delta = T_m/T_{ISA}$	—
ϵ	Einstellwinkel	°
η	Wirkungsgrad	—
θ	Druckverhältnis $\theta = p_m/p_{ISA}$	—
κ	Isentropenexponent	—
μ	Durchsatzkoeffizienten $\mu = A_0/A_1$	—
π	Totaldruckverhältnis	—
ρ	Dichte	kg/m ³
σ	Düsen-Flächenverhältnis $\sigma = A_8/A_2$	—
$\bar{\sigma}$	Spannungstensor	N/m ²
$\bar{\tau}$	Reibspannungstensor	N/m ²
ϕ_M	Widerstandsparameter	—
φ	Winkel	°

Subskripte

a	außen
D	Druckanteil
D	Düse
E	Einlauf
el	elektrisch
F	Fehler
G	Gehäuse, Innenfläche der Gondel
h	Hüllfläche
i	innen
I	Installation
K	Kraftmessdose
M	Mantel, Außenfläche der Gondel
max	maximal
m	Mittelwert
min	minimal
m	gemessen
mech	mechanisch

N	Nabe
N	netto
N	normal
N	Nutzleistung
R	Reibungsanteil
R	Rotor
Sp	Spinner
SP	Staupunkt
St	Stufe
t	Totalzustand

Abkürzungen

CFD	Computational Fluid Dynamics
DC	Distortion Coefficient
ISA	Internationale Standard-Atmosphäre
SMP	Schubmessprüfstand
UAV	Unmanned Aerial Vehicles

Ebenenbezeichnungen des Antriebs

0	Zustand vor dem Triebwerk
1	Gondelvorderkante
2	Eintritt Rotor
3	Austritt Rotor
8	Austritt Schubdüse
∞	Zustand im Stromab-Unendlichen

Literaturverzeichnis

- [1] Manfred Hader, Hornung Mirko, und et al. Regional Air Mobility: How to unlock a new era of aviation, 2022. URL https://www.rolandberger.com/publications/publication_pdf/roland_berger_regional_air_mobility.pdf.
- [2] European Commission and Directorate-General for Mobility and Transport and Directorate-General for Research and Innovation. *Flightpath 2050 :Europe's vision for aviation : maintaining global leadership and serving society's needs*. Publications Office, 2011. doi: 10.2777/50266.
- [3] W. L. Alexandrow. *Luftschrauben*. VEB Verlag Technik, Berlin, 1954.
- [4] Hanno Fischer. Die Integrierte Mantelschraube. Vol. FLUG REVUE + Flugwelt International, No 1 in 1969.
- [5] Snorri Gudmundsson. *General aviation aircraft design: Applied methods and procedures*. Elsevier and Butterworth-Heinemann, Amsterdam and Boston and Heidelberg and London and New York and Oxford and Paris and San Diego and San Francisco and Singapore and Sydney and Tokyo, First edition, 2014. ISBN 9780123973290.
- [6] A. H. Sacks und J. A. Burnell. Ducted propellers—a critical review of the state of the art. *Progress in Aerospace Sciences*, 3:85–135, 1962. ISSN 0376-0421. doi: 10.1016/0376-0421(62)90017-9. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/0376042162900179>.
- [7] Dietrich Küchemann und Johanna Weber. *Aerodynamics of propulsion*. McGraw-Hill publications in aeronautical science. McGraw-Hill, New York, 1953.
- [8] Daniel Weintraub. *Mantelpropellerantriebe für Kleinflugzeuge: Lehrstuhl und Institut für Strahl-antriebe und Turbomaschinen*. Dissertation, RWTH Aachen University, 2025. URL <https://publications.rwth-aachen.de/record/1004558>.
- [9] W. Krüger. On wind tunnel tests and computations concerning the problem of shrouded propellers, NACA-TM-1202.
- [10] Jack L. Kerrebrock. *Aircraft engines and gas turbines*. MIT Press, Cambridge, Massachusetts, 2nd ed., 1992. ISBN 0262111624.
- [11] U.S. Military Specification. Engines, Aircraft, Turbojet and Turbofan, General Specification: MIL-E-5007D.
- [12] Peter Jeschke. Manuskript zur Vorlesung Luftfahrtantriebe. 2023.
- [13] Daniel Weintraub. Betrachtung eines ideal schlechten Einlaufes als scharfkantigen Zylinder: Email, 2023.
- [14] L. Stipa. Experiments with Intubed Propellers, NACA-TM-655. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930094761>.
- [15] Ludwig Kort. Der neue Düsenschrauben-Antrieb. *Werft, Reederei, Hafen*, 1934.

- [16] D. M. Black und H. S. Wainauski. *SHROUDED PROPELLER TEST PROGRAM DATA ANALYSIS. VOLUME 1*. Defense Technical Information Center, Ft. Belvoir, 1967.
- [17] Robert J. Platt. Static tests of a shrouded and an unshrouded propeller, NACA-RM-L7H25. URL <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19930085700/downloads/19930085700.pdf>.
- [18] Donald D. Baals, Norman F. Smith, und John B. Wright. The development and application of high-critical-speed nose inlet.
- [19] James R. Blackaby und Earl C. Watson. An Experimental Investigation at Low Speeds of the Effects of Lip Shape on the Drag and Pressure Recovery of a Nose Inlet in a Body of Revolution, NACA-TN-3170. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930083870>.
- [20] K. W. Goodson und K. J. Grunwald. Aerodynamic Loads on an Isolated Shrouded-propeller Configuration for Angles of Attack from -10 Deg to 110 Deg, NASA-TN-D-995. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19620000022>.
- [21] K. W. Mort und P. F. Yaggy. Aerodynamic Characteristics of a 4-foot-diameter Ducted Fan Mounted on the Tip of a Semispan Wing, NASA-TN-D-1301. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19620001045>.
- [22] P. F. Yaggy und K. W. Goodson. Aerodynamics of tilting ducted-fan configurations. *NASA Conf. on V(STOL Aircraft)*, 1960. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740076584>.
- [23] Donald M. Black, H. S. Wainauski, und Carl Rohrbach. *Shrouded propellers - A Comprehensive Performance Study*, Vol. no. 68-994 of *AIAA paper*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, New York, N.Y., 1968.
- [24] H. Zimmer. Vergleich zwischen Freifahr-Propeller und Mantelschrauben: Experimente, Ergebnisse, Analysen.
- [25] Vincent B. Paxhia und Edward Y. Sing. X-22a design development. *Journal of Aircraft*, 2(1):2–8, 1965. doi: 10.2514/3.43610.
- [26] Rabouyt D2, 2021. URL https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Rabouyt_D2&oldid=1048794658.
- [27] VFW H-3, 2022. URL https://de.wikipedia.org/w/index.php?title=VFW_H-3&oldid=226452104.
- [28] D. G. M. Davis. Ducted Propulsors for General Aviation. *Aircraft Engineering*, 1977.
- [29] Paul Zöller. *Rhein-Flugzeugbau GmbH und Fischer Flugmechanik: 60 Jahre Luftfahrt-Entwicklungen von Hanno Fischer*. Books on Demand, Norderstedt, 2016. ISBN 9783743118232.
- [30] René Mouille. The “Fenestron,” Shrouded Tail Rotor of the SA. 341 Gazelle. *Journal of the American Helicopter Society*, 15(4):31–37, 1970. doi: 10.4050/JAHS.15.31.
- [31] E. Joubert, D. Chapuis, D. Eyteyne, und et al. The E-Fan All Electrical Aircraft Demonstrator and its Industrialization. *ICAS Proceedings*, 2016.
- [32] Patrick Zwerger. Flugtaxi von Bell. 2019. URL <https://www.flugrevue.de/zivil/flugtaxi-von-bell-mit-nexus-durch-den-stadtverkehr-der-zukunft/>.
- [33] Jessica Reed. Volocopter’s Third eVTOL Prototype VoloConnect Makes Its First Flight. *Avionics International*, 2022. URL <https://www.aviationtoday.com/2022/06/07/volocopter-first-flight/>.
- [34] Anita I. Abrego und Robert W. Bulaga. Performance Study of a Ducted Fan System.

-
- [35] Preston Martin und Chee Tung. *Performance and Flowfield Measurements on a 10-inch Ducted Rotor VTOL UAV*. 2004. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/20050009943>.
- [36] Serdar Yilmaz, Duygu Erdem, und Mehmet Kavsaoglu. Effects of Duct Shape on a Ducted Propeller Performance. In *Aerospace Sciences Meetings*, [Place of publication not identified], 2013. [publisher not identified]. ISBN 978-1-62410-181-6. doi: 10.2514/6.2013-803.
- [37] S. Yilmaz, D. Erdem, und M. S. Kavsaoglu. Performance of a ducted propeller designed for UAV applications at zero angle of attack flight: An experimental study. *AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY*, 45:376–386, 2015. ISSN 1270-9638. doi: 10.1016/j.ast.2015.06.005. URL <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1270963815001820>.
- [38] Will Graf, Jonathan Fleming, und Wing Ng. Improving Ducted Fan UAV Aerodynamics in Forward Flight. In *Aerospace Sciences Meetings*, [Place of publication not identified], 2008. [publisher not identified]. ISBN 978-1-62410-128-1. doi: 10.2514/6.2008-430.
- [39] A. R. Kriebel. Theoretical stability derivatives for a ducted propeller. *Journal of Aircraft*, 1(4): 203–210, 1964. doi: 10.2514/3.43582.
- [40] Rose Worobel und A. A. Peracchio. *SHROUDED PROPELLER TEST PROGRAM METHOD DEVELOPMENT*. Defense Technical Information Center, Ft. Belvoir, 1968.
- [41] R. Worobel und M. G. Mayo. Q-FANSTM for general aviation aircraft, NASA-CR-114665. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19740005613>.
- [42] Mark Drela und Harold Youngren. Axisymmetric analysis and design of ducted rotors: DFDC software manual. URL <https://web.mit.edu/drela/public/web/dfdc/dfdctheory12-31.pdf>.
- [43] Daniel Weintraub, Jan Koppelberg, Jo Köhler, und Peter Jeschke. Ducted fans for hybrid electric propulsion of small aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 13(2):471–485, 2022. ISSN 1869-5590. doi: 10.1007/s13272-022-00573-7. URL <https://link.springer.com/article/10.1007/s13272-022-00573-7>.
- [44] F. Marc de Piolenc und George E. Wright. *Ducted fan design*. 2001. ISBN 9781517645700.
- [45] T. Zhang und G. N. Barakos. Review on ducted fans for compound rotorcraft. *Aeronautical Journal*, 124(1277):941–974, 2020. ISSN 0001-9240. doi: 10.1017/aer.2019.164. URL <http://eprints.gla.ac.uk/206001/>.
- [46] Egbert Torenbeek. *Advanced aircraft design: Conceptual design, analysis and optimization of subsonic civil airplanes*. Aerospace Series. Wiley, Chichester, 2013. ISBN 9781118568118.
- [47] J. Seddon und E. L. Goldsmith. *Intake Aerodynamics: An account of the mechanics of flow in and around the air intakes of turbine-engined and ramjet aircraft and missiles*. Collins, London, 1985.
- [48] Hans Rick. *Gasturbinen und Flugantriebe: Grundlagen, Betriebsverhalten und Simulation*. Springer Vieweg, Berlin and Heidelberg, 2013. ISBN 978-3-540-79445-5. doi: 10.1007/978-3-540-79446-2.
- [49] Georg Bräunling. *Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme*. VDI-Buch. Springer Vieweg, Berlin, 2015. ISBN 978-3-642-34538-8. doi: 10.1007/978-3-642-34539-5.
- [50] John S. Carlton. *Marine propellers and propulsion*. Butterworth-Heinemann, Oxford, England and Cambridge, Massachusetts, Fourth edition, 2019. ISBN 9780081003749.
- [51] Donald R. Boldman. *Evaluation of panel code predictions with experimental results of inlet performance for a 17-inch ducted prop/fan simulator operating at mach 0.2*, Vol. 104428 of *NASA technical memorandum*. National Aeronautics and Space Administration and [National Technical Information Service, distributor], [Washington, D.C.] and [Springfield, Va.], 1991.

- [52] Chanthy Iek, Donald R. Boldman, und Mounir Ibrahim. Analysis of an advanced ducted propeller subsonic inlet. 105393, 1992. doi: 10.2514/6.1992-274.
- [53] John H. Horlock. *Actuator disk theory: Discontinuities in thermo-fluid dynamics*. McGraw-Hill, NEW YORK, NY (U. A.), 1978. ISBN 0070303606.
- [54] Chanthy Iek, Donald R. Boldman, und Mounir Ibrahim. Three-Dimensional Viscous Flow Analysis of an Advanced Ducted Propeller Subsonic Inlet. *Journal of Propulsion and Power*, 11(2):236–243, 1995. ISSN 0748-4658. doi: 10.2514/3.51416.
- [55] Sebastian Spinner, Marco Trost, und Rainer Schnell. An Overview of High Fidelity CFD Engine Modeling. In Garrett C. Mathews, Mateo Gomez, Charles Schwartz, Steven F. Son, Christopher S. Goldenstein, und Daniel R. Guildenbecher (Hrsg.), *AIAA SCITECH 2022 Forum*, Reston, Virginia, 2022. American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 978-1-62410-631-6. doi: 10.2514/6.2022-0430.
- [56] Kenneth A. Brown, Jonathan L. Fleming, Matthew Langford, Wing Ng, Kyle Schwartz, und Cory Combs. Development of a Ducted Propulsor for BLI Electric Regional Aircraft - Part I: Aerodynamic Design and Analysis. In *Inlets, nozzles, and propulsion systems integration*. Curran Associates, Inc., 2019, Red Hook, NY, 2019. ISBN 9781713801160. doi: 10.2514/6.2019-3853.
- [57] Hugo F. Bento, Reynard de Vries, und Leo L. Veldhuis. Aerodynamic Performance and Interaction Effects of Circular and Square Ducted Propellers. In *AIAA Scitech 2020 Forum*, Reston, Virginia, 2020. American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 978-1-62410-595-1. doi: 10.2514/6.2020-1029.
- [58] Ahmed Aboelezz, Yousef Abdulrahman, Ahmed Hamada, und Mostafa Hassanalian. Ducted Fan Experimental Investigation and Shape Optimization Using Computational Fluid Dynamics. In Garrett C. Mathews, Mateo Gomez, Charles Schwartz, Steven F. Son, Christopher S. Goldenstein, und Daniel R. Guildenbecher (Hrsg.), *AIAA SCITECH 2022 Forum*, Reston, Virginia, 2022. American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 978-1-62410-631-6. doi: 10.2514/6.2022-0304.
- [59] Axel Raichle. *Flux Conservative Discretization of the Actuator Disk Model as a Discontinuity Surface*. Dissertation, Technical University Braunschweig, Braunschweig, 2017.
- [60] Axel Raichle, Stefan Melber-Wilkending, und Jan Himisch. A New Actuator Disk Model for the TAU Code and Application to a Sailplane with a Folding Engine. *STAB-Symposium 2006*, 96:52–61, 2007. ISSN 1860-0824. doi: 10.1007/978-3-540-74460-3{\textunderscore}7. URL https://www.researchgate.net/publication/224984993_A_New_Actuator_Disk_Model_for_the_TAU_Code_and_Application_to_a_Sailplane_with_a_Folding_Engine.
- [61] Sebastian Spinner, Dennis Keller, Rainer Schnell, und Marco Trost. A Blade Element Theory Based Actuator Disk Methodology for Modeling of Fan Engines in RANS Simulations. In *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, Reston, Virginia, 2020. American Institute of Aeronautics and Astronautics. ISBN 978-1-62410-598-2. doi: 10.2514/6.2020-2749.
- [62] Carlos Márquez Gutiérrez, Arne Stuermer, Carsten Clemen, und Andreas Grimminger. Validation of Actuator Disk Simulations of CROR Propulsion Systems at Low-Speed Flight Conditions. In *Fluid Dynamics and Co-located Conferences*, [Place of publication not identified], 2012. [publisher not identified]. ISBN 978-1-62410-185-4. doi: 10.2514/6.2012-2787.
- [63] Hermann Schlichting und Klaus Gersten. *Grenzschicht-Theorie*. Springer, Heidelberg, 10. überarbeitete Auflage, 2006. ISBN 9783540329855. URL <https://ebookcentral.proquest.com/lib/kxp/detail.action?docID=323664>.

-
- [64] Leopold Böswirth und Sabine Bschorer. *Technische Strömungslehre: Lehr- und Übungsbuch*. Lehrbuch. Springer Vieweg, Wiesbaden, 10., überarb. und erw. Aufl., 2014. ISBN 3658056673. doi: 10.1007/978-3-658-05668-1.
- [65] Sighard F. Hoerner. *Fluid-dynamic drag: Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Hoerner Fluid Dynamics, Bakersfield, 2nd ed., 1992 (1965). ISBN 9991194444.
- [66] Egbert Torenbeek. *Synthesis of Subsonic Airplane Design: An introduction to the preliminary design of subsonic general aviation and transport aircraft, with emphasis on layout, aerodynamic design, propulsion and performance*. Springer, Dordrecht, 1982. ISBN 978-90-481-8273-2. doi: 10.1007/978-94-017-3202-4.
- [67] D. Bergman. Implementing the design of airplane engine exhaust systems. In *8th Joint Propulsion Specialist Conference*, Reston, Virginia, 1972. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi: 10.2514/6.1972-1112.
- [68] F. W. Stanhope. The Performance of NACA-1-Series Intakes: IAR 85002.
- [69] Thomas Gerhold. Overview of the Hybrid RANS Code TAU. In Norbert Kroll und Jens K. Fassbender (Hrsg.), *MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*, Springer-Link Bücher, S. 81–92. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2005. ISBN 978-3-540-32382-2. doi: 10.1007/3-540-32382-1\textunderscore5. URL https://link.springer.com/chapter/10.1007/3-540-32382-1_5.
- [70] Norbert Kroll und Jens K. Fassbender (Hrsg.). *MEGAFLOW - Numerical Flow Simulation for Aircraft Design: Results of the second phase of the German CFD initiative MEGAFLOW, presented during its closing symposium at DLR, Braunschweig, Germany, December 10 and 11, 2002*, Vol. 89 of *SpringerLink Bücher*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2005. ISBN 978-3-540-32382-2. doi: 10.1007/3-540-32382-1.
- [71] Jochen Wild. *AeroForce - Thust/Drag Bookkeeping and Aerodynamic Force Breakdown over Components: Report of the Institute of Aerodynamics and Flow Technology*. Inst. für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, 2018. ISBN 1614-7790. URL <https://elib.dlr.de/120557/>.
- [72] P. R. Spalart und S. R. Allmaras. *A one-equation turbulence model for aerodynamic flows*. AIAA-92/0439. AIAA, Washington, D.C., 1992.
- [73] F. R. Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32(8):1598–1605, 1994. ISSN 0001-1452. doi: 10.2514/3.12149.
- [74] Bernhard Eisfeld, Chris Rumsey, und Vamshi Togiti. Verification and Validation of a Second-Moment-Closure Model. *AIAA Journal*, 54(5):1524–1541, 2016. ISSN 0001-1452. doi: 10.2514/1.1054718.
- [75] CENTAUR Software from CentaurSoft - Mesh (Grid) Generation for CFD and Computational Simulations. URL <https://www.centaursoft.com/home>.
- [76] Jiri Blazek. *Computational fluid dynamics: Principles and applications*. Butterworth-Heinemann is an imprint of Elsevier, Amsterdam and Boston and Heidelberg und 9 weitere, Third edition, 2015. ISBN 9780128011720. URL <https://www.sciencedirect.com/science/book/9780080999951>.
- [77] Tecplot, Inc. Tecplot 360 User’s Manual.
- [78] BOSCHE GmbH & Co. KG. S-förmige Wägezelle S20N, 14.03.2024. URL <https://www.bosche.eu/waagenkomponenten/waagezellen/s-foermige-waagezellen/s-foermige-waagezelle-s20n>.
- [79] Organisation Internationale de Métrologie Légale und International Organization of Legal Metrology. OIML R 60: ©Metrological regulation for load cells, OIML R 60.

- [80] Bosch Rexroth Deutschland. Kugelschienenführungen: Kugelwagen, Kugelschienen, Zubehör, 2024. URL <https://www.boschrexroth.com>.
- [81] J. Geiger. Handbuch: Elektrisches Antriebssystem komplett. URL <https://www.geigerengineering.de/avionik>.
- [82] ME-Meßsysteme GmbH. 6-Achsen Kraft-Momenten-Sensor: Datenblatt K6D130 15kN/1,2kNm/MP11.
- [83] Garmin Ltd. gWind™ -Sensor, 2024. URL <https://www.garmin.com/de-DE/p/144124#specs>.
- [84] U.S. Standard Atmosphere, 1976, NOAA-S/T-76-1562. URL <https://ntrs.nasa.gov/citations/19770009539>.
- [85] Allan J. Volponi. *Gas Turbine Parameter Corrections*. Springer International Publishing and Imprint Springer, Cham, 1st ed. 2020, 2020. ISBN 9783030410766. doi: 10.1007/978-3-030-41076-6.
- [86] Jan Koppelberg, Daniel Weintraub, und Peter Jeschke. Acoustic pre-design studies of ducted fans for small aircraft. *CEAS Aeronautical Journal*, 13(4):877–889, 2022. ISSN 1869-5590. doi: 10.1007/s13272-022-00604-3. URL <https://link.springer.com/article/10.1007/s13272-022-00604-3>.
- [87] Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung. Richtlinien für die Anlage und den Betrieb von Flugplätzen für Flugzeuge im Sichtflugbetrieb, 2001. URL https://www.verwaltungsvorschriften-im-internet.de/bsvwvbund_02112001_LR116116518.htm.
- [88] Michael T. M. Emmerich und André H. Deutz. A tutorial on multiobjective optimization: fundamentals and evolutionary methods. *Natural Computing*, 17(3):585–609, 2018. ISSN 1572-9796. doi: 10.1007/s11047-018-9685-y. URL <https://link.springer.com/article/10.1007/s11047-018-9685-y#Sec17>.

A. Einstellungen des Strömungslösers

A.1. Auflösung der Grenzschicht

Die Auflösung der Grenzschicht erfolgt über eine mehrmalige Projektion des Oberflächennetzes normal zur lokalen Oberfläche. Der Abstand von der Oberfläche zur ersten Projektion wird als erster Wandabstand bezeichnet. Mit jeder weiteren Projektion wächst dieser Abstand um den Wachstumsfaktor. Mit dem in dieser Arbeit gewählten Einstellungen, einem ersten Wandabstand von $y_1 = 0,006$ mm, einem Wachstumsfaktor von 1,25 sowie eine Schichtanzahl von 34 ergibt sich eine Gesamthöhe der Schichten von etwa 49 mm. Anhand von Tab. A.1 können diese Einstellungen mit den Grenzschichten der in Kap. 6 verwendeten Betriebspunkte verglichen werden.

Betriebspunkt	Startlauf	Reiseflug
Anströmgeschwindigkeit c	40 km/h	200 km/h
Reynolds-Zahl	760000	3800000
max. Grenzschichtdicke	24,6 mm	17,9 mm
erster Wandabstand y_1 für $y^+ = 1$	0,0271 mm	0,006 27 mm
Netzschichten in der Grenzschicht	31	29

Tabelle A.1.: Vergleich des Rechnernetzes mit der Grenzschichtströmung

Wie gefordert liegt der gewählte erste Wandabstand bei 200 km/h unter dem für $y^+ = 1$ berechneten ersten Wandabstand. Die Gesamthöhe der Schichte ist auch für 40 km/h doppelt so groß wie die berechnete maximale Grenzschichtdicke (24,6 mm) und somit ausreichend dimensioniert. Mit 29 bzw. 31 Netzschichten innerhalb der Grenzschicht wird diese hinreichend aufgelöst.

A.2. Netzkonvergenzstudie

Um den Einfluss der Diskretisierung des Rechengebietes auf die Simulationsergebnisse zu minimieren, werden mehrere Netze mit unterschiedlichen räumlichen Auflösungen generiert. Dabei wird zum einen anhand einer Verdoppelung der Kantenlängen aller Flächen und Volumen überprüft, ob ein gröberes Rechnetz zu geringen Abweichungen in den Ergebnissen führt. Stimmen die Ergebnisse sehr genau überein, ist bereits die Auflösung des gröberen Netzes ausreichend und durch die geringere Anzahl an Knotenpunkte bzw. finiten Volumen kann der Rechenaufwand reduziert werden. Ist dies, wie in der vorliegenden Arbeit, nicht der Fall, werden die Kantenlängen aller Flächen und Volumen halbiert und so ein feines Netz aufgebaut. Nun wird geprüft, ob die Veränderungen zwischen den Simulationen vernachlässigbar klein werden. Ist dies der Fall, wird versucht durch lokale Verfeinerungen des Netzes mit mittlerer Auflösung die physikalisch korrekten Ergebnisse des feinen Netzes zu reproduzieren und zugleich die Anzahl der Knotenpunkte bzw. finiten Volumen so gering wie möglich zu halten.

In Tab. A.2 werden die Simulationsergebnisse mehrerer räumliche Diskretisierungen anhand der Referenzgeometrie für den Startlauf ($c_0 = 40 \text{ km/h}$ und $T = 1200 \text{ N}$) miteinander verglichen. Dabei werden vier Kriterien herangezogen, die in diesem Betriebspunkt notwendige Antriebsleistung $P_{\text{mech,Startlauf}}$, der durchgesetzte Massenstrom $\dot{m}_{\text{Startlauf}}$, die Lage des vorderen Staupunktes auf dem Mantel $l_{\text{SP,Startlauf}}$ und der Totaldruckverlust im Einlauf, angegeben mit dem Totaldruckverhältnis $\pi_{\text{E,Startlauf}}$. Weiterhin wird die Anzahl der Knotenpunkte angegeben, die in etwa mit dem Rechenaufwand korreliert.

Netzauflösung	grob	mittel	fein	lokal verfeinert
$P_{\text{mech,Startlauf}}$	49,26 kW	48,64 kW	48,36 kW	48,32 kW
$\dot{m}_{\text{Startlauf}}$	30,47 kg/s	30,95 kg/s	31,05 kg/s	31,02 kg/s
$l_{\text{SP,Startlauf}}$	52 mm	57 mm	59 mm	59 mm
$\pi_{\text{E,Startlauf}}$	0,9993	0,9998	0,9998	0,9998
Anzahl der Knotenpunkte	5 Mio.	9,3 Mio.	16,6 Mio.	10,5 Mio.

Tabelle A.2.: Netzkonvergenzstudie

Zwischen den Simulationsergebnissen mit der groben und der mittleren Auflösung des Rechengebietes treten relevante Unterschiede auf. Die notwendige Antriebsleistung ist bei der groben Auflösung etwa 0,6 kW größer und der durchgesetzte Massenstrom knapp 0,5 kg/s geringer. Dies ist auf kleine, auflösungsbedingte Ablösungen im Einlauf zurückzuführen, die sich auch im geringeren Totaldruckverhältnis widerspiegeln. Auffällig ist, dass es auch eine signifikante Abweichung bei der Lage der Staupunkte auf der Gondel gibt. Die Ergebnisse zwischen mit der mittleren und der feinen Auflösung des Rechengebietes weisen nur noch geringe Unterschiede auf. Mit der lokalen Verfeinerung des Rechnetzes mit mittlerer Auflösung können die mit der feinen Auflösung berechneten Ergebnisse fast exakt reproduziert werden. Hierbei ist nur eine Steigerung der Knotenpunktanzahl von 9,3 Mio. auf 10,5 Mio. gegenüber den 16,6 Mio. Knotenpunkten des feinen Rechnetzes notwendig.

A.3. Auswahl des Turbulenzmodells

Da die untersuchte Geometrie aufgrund der Verwendung von Aktuatorscheiben für die Beschaukelung nicht komplex ist und keine großen Wirbelstrukturen wie an Tragflügelenden oder bei der Simulation eines diskretisierten Rotors mit Radialspalt zu erwarten sind, wird zur numerischen Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen das Eingleichungs-Turbulenzmodell nach Spalart und Allmaras [72] (S-A) ausgewählt.

In Tab. A.3 werden die Simulationsergebnisse mit diesem Turbulenzmodell mit Simulationsergebnissen mit zwei anderen Turbulenzmodellen anhand der Referenzauslegung für die drei in Kap. 6 verwendeten Betriebspunkte verglichen. Zum einen wird das weit verbreitete Zweigleichungs-*k-w-Turbulenzmodell* nach Menter [73] herangezogen, zum anderen wird ein *Reynolds-Spannungs-Modell* (RSM) [74] verwendet, dass die Turbulenzproduktion exakt auflöst, ausgewählt.

Turbulenzmodell	<i>S-A</i>	<i>k-w</i>	<i>RSM</i>
$P_{\text{mech,Startlauf}}$	48,32 kW	48,84 kW	48,35 kW
$\dot{m}_{\text{Startlauf}}$	31,02 kg/s	31,06 kg/s	31,02 kg/s
$l_{\text{SP,Startlauf}}$	59 mm	13 mm	58 mm
$\pi_{\text{E,Startlauf}}$	0,9998	0,9995	0,9998
$P_{\text{mech,Reiseflug}}$	39,96 kW	39,73 kW	39,85 kW
$\dot{m}_{\text{Reiseflug}}$	39,41 kg/s	39,40 kg/s	39,42 kg/s
$P_{\text{mech,Startlauf u. S.}}$	47,06 kW	47,2 kW	47,06 kW
$Q_{\text{Startlauf u. S.}}$	394,5 N	402,1 N	395,0 N
$\dot{m}_{\text{Startlauf u. S.}}$	32,53 kg/s	32,84 kg/s	32,52 kg/s
$\pi_{\text{E,Startlauf u. S.}}$	0,9998	0,9997	0,9998

Tabelle A.3.: Vergleich der Turbulenzmodelle

Im Startlauf ($c_0 = 40 \text{ km/h}$ und $T = 1200 \text{ N}$) werden vier Kriterien für den Vergleich der Turbulenzmodelle herangezogen. Die Unterschiede in der notwendigen Antriebsleistung $P_{\text{mech,Startlauf}}$ sowie im durchgesetzten Massenstrom $\dot{m}_{\text{Startlauf}}$ sind sehr gering. Auffällig ist, dass die Ergebnisse des S-A-Turbulenzmodells besser zu jenen des RSM-Turbulenzmodell passen als die des k-w-Turbulenzmodells. Dies gilt auch für den Totaldruckverlust im Einlauf, ausgedrückt durch das Totaldruckverhältnis $\pi_{\text{E,Startlauf}}$. Insbesondere bei der Lage der Staupunkte auf der Gondel $l_{\text{SP,Startlauf}}$ ist ein deutlicher Unterschied zwischen den Simulationsergebnissen mit dem k-w-Turbulenzmodell und jenen der beiden anderen Modelle zu identifizieren.

Im Reiseflug ($c_0 = 200 \text{ km/h}$ und $T = 425 \text{ N}$) stimmen die notwendige Antriebsleistung $P_{\text{mech,Reiseflug}}$ sowie der durchgesetzte Massenstrom $\dot{m}_{\text{Reiseflug}}$ für alle drei Simulationen fast überein. Die Abweichungen sind bezogen auf das RSM-Turbulenzmodell $\ll 1 \%$. Die Staupunkte liegen in diesem Betriebspunkt auf der Gondelvorderkante und ein Einlaufftotaldruckverlust ist nicht feststellbar, sodass ein Vergleich nicht sinnvoll ist.

Auch im Startlauf unter Seitenwindeinfluss ($c_0 = 80 \text{ km/h}$, $\alpha = 27,5^\circ$ und $T = 1080 \text{ N}$) sind die Simulationsergebnisse nahezu unabhängig vom verwendeten.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass das gewählte S-A-Turbulenzmodell die Simulationsergebnisse des RSM-Turbulenzmodells bei deutlich reduziertem Rechenaufwand sehr gut reproduziert. Das k-w-Turbulenzmodell dagegen zeigt in einigen Vergleichskriterien relevante Abweichungen.

B. Mobiler Schubmessprüfstand

B.1. Positionierung des Mantelpropellers auf dem mobilen Schubmessprüfstand

Um den Einfluss des Fahrzeugs auf das Betriebsverhalten der untersuchten Antriebe zu minimieren, sprich eine ungestörte Anströmung der Testobjekte zu gewährleisten, wird jeder Testaufbau numerisch analysiert. In Abb. B.1 ist eine Schnittansicht in der Symmetrieebene durch den Prüfstands Aufbau mit montiertem Mantelpropeller dargestellt. Die Umströmung des Testaufbaus bei 120 km/h wird mittels der numerisch berechneten lokalen Geschwindigkeiten über eine Farbskala sowie anhand von Stromlinien sichtbar gemacht.

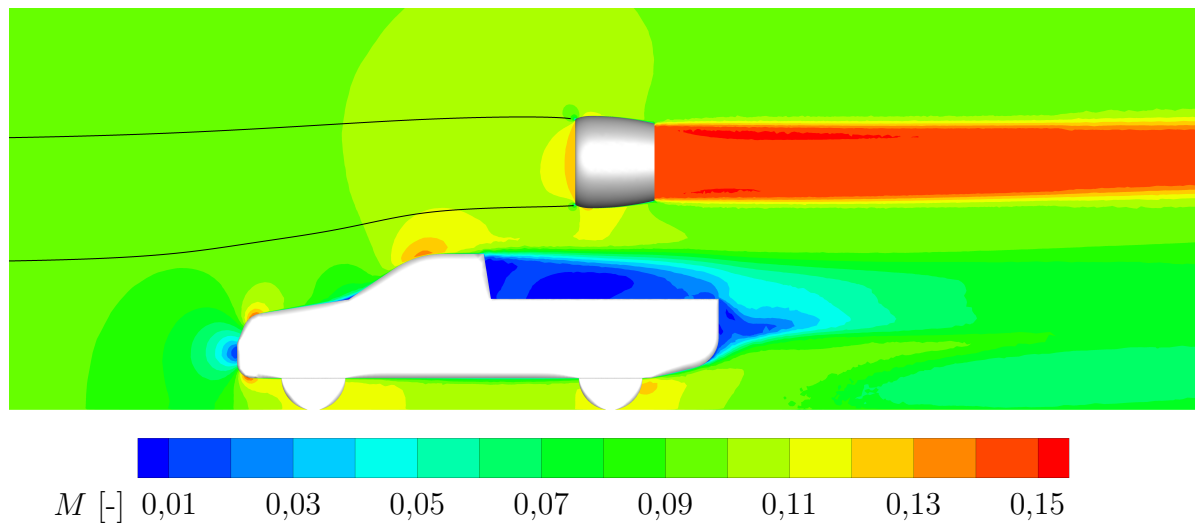


Abbildung B.1.: Numerische Untersuchung der Anströmung des Mantelpropellers auf dem mobilen Schubmessprüfstand, Machzahl M und Stromlinien in der Symmetrieebene für $c_0 = 120$ km/h

B.2. Teststrecke

Als Teststrecke für die experimentellen Untersuchungen dient die Rollbahn des Forschungsflugplatzes Würselen-Aachen (ICAO-Code: EDKA). Diese verläuft parallel zur 1160 m langen Start- und Landebahn und es kann eine Länge von etwa 1100 m für den Versuchsbetrieb genutzt werden. Die notwendigen Wetterdaten zur Normierung der Messdaten auf *ISA standard day*-Bedingungen werden dem Internetauftritt des Flugplatzes entnommen. Die Validierung der aus Anströmgeschwindigkeit und Fahrtgeschwindigkeit berechneten Winddaten erfolgt anhand der ebenfalls dort zur Verfügung gestellten Windmesswerte. Aus der Wetteraufzeichnung für Windstärke und Windrichtung werden jeweils die Extremwerte sowie die Durchschnittswerte über die letzten 10 Minuten entnommen.

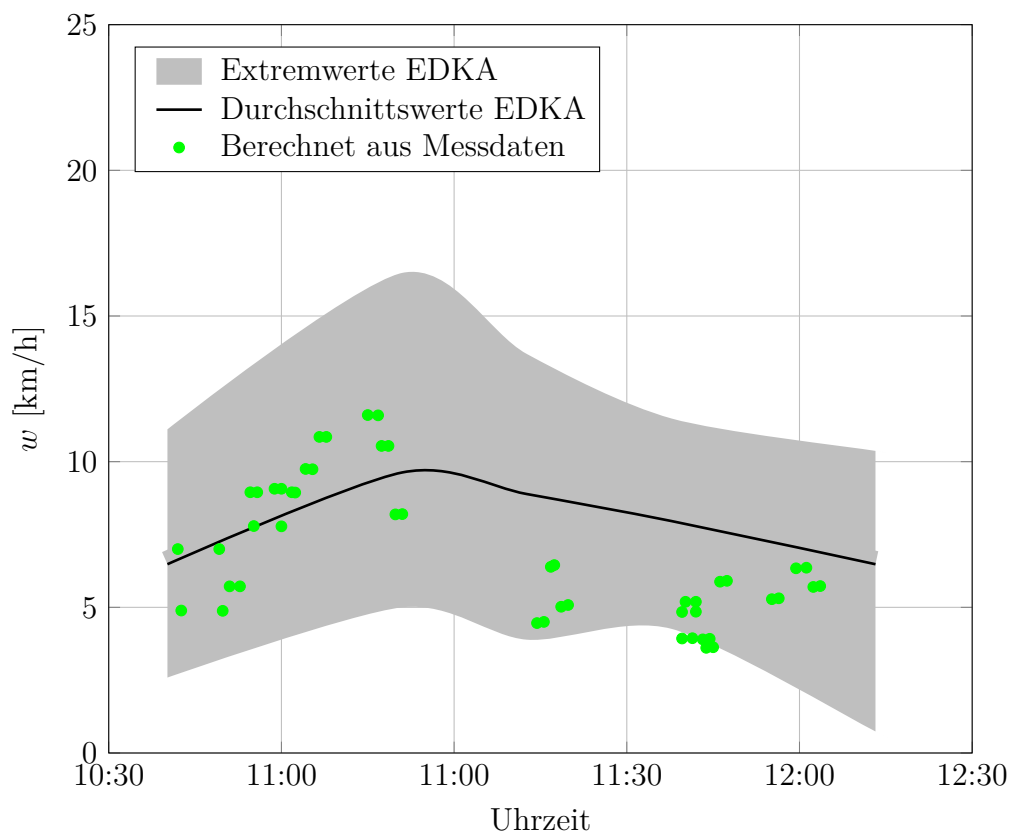


Abbildung B.2.: Vergleich der Messwerte des Flugplatzes mit der aus den Messdaten berechneten Windgeschwindigkeit

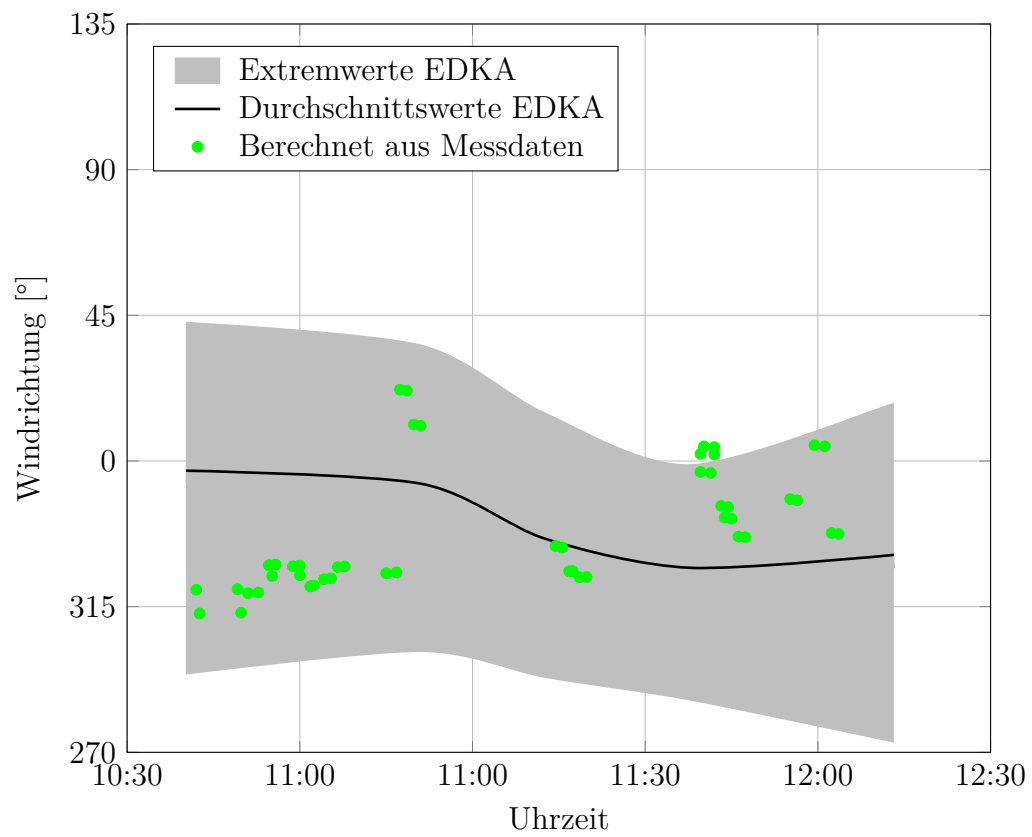


Abbildung B.3.: Vergleich der Messwerte des Flugplatzes mit der aus den Messdaten berechneten Windrichtung

B.3. Visualisierung der Staupunktlagen

Die Kontrolle der Positionen der aufgeklebten Wollfäden erfolgt anhand der Überlagerung eines Fotos mit dem CAD-Modell. Diese ist in der folgenden Abbildung dargestellt.



Abbildung B.4.: Überlagerung des Rasters aus aufgeklebten Wollfäden mit dem CAD-Modell zur Prüfung der einzelnen Positionen