

**Untersuchung der Propeller-Ruder-Rumpf Interferenzen für
unterschiedliche Heckkonfigurationen von Unterwasserfahrzeugen und
deren Einfluss auf die dynamische Stabilität und Steuerfähigkeit**

Vom Promotionsausschuss der
Technischen Universität Hamburg
zur Erlangung des akademischen Grades

Doktor-Ingenieur (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von
Danny Hinz

aus
Friedrichroda

2022

Betreuer: Prof. Dr.-Ing. Moustafa Abdel-Maksoud

Korreferent: Prof. Dr.-Ing. Stefan Krüger

Tag der mündlichen Prüfung

29.11.2021

Copyright © Danny Hinz 2021

DOI: <https://doi.org/10.15480/882.3950>

Vorwort

Die hier vorliegende Arbeit entstand im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Fluidodynamik und Schiffstheorie der Technischen Universität Hamburg in Zusammenarbeit mit ThyssenKrupp Marine Systems GmbH in Kiel.

Mein Dank richtet sich an meinen Doktorvater Prof. Dr.-Ing. Moustafa Abdel-Maksoud für die wissenschaftliche Betreuung. Seine richtungsweisenden Ratschläge und Anregungen haben wesentlich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen.

Bei Herrn Prof. Dr.-Ing. Stefan Krüger bedanke ich mich für die Übernahme des Korreferats. Weiterhin danke ich Herrn Klaus Wiczorek für die sehr gute Zusammenarbeit bei den experimentellen Untersuchungen im Windtunnel.

Bei meinen Eltern und meiner Lebenspartnerin Laura Wagner möchte ich mich für ihre Geduld und Motivation bedanken.

Hamburg 2022

Danny Hinz

Inhaltsverzeichnis

Vorwort	III
Inhaltsverzeichnis	IV
Abbildungsverzeichnis	VII
Tabellenverzeichnis	XIV
Nomenklatur	XVI
Abkürzungen	XXII
1 Einleitung	24
1.1 Motivation	24
1.2 Interferenzen am Heck von Unterwasserfahrzeugen	26
1.3 Herleitung des Forschungsbedarfs	27
1.4 Zielsetzung und Vorgehensweise	29
1.5 Struktur der Arbeit	30
2 Begriffe und mathematische Grundlagen	31
2.1 Konventionen	31
2.1.1 Begriffsdefinition	31
2.1.2 Koordinatensysteme	32
2.2 Bewegungsgleichungen	35
2.3 Manövrieren von Unterwasserfahrzeugen	38
2.3.1 Dynamische Stabilität in der Horizontalebene	40
2.3.2 Drehfähigkeit in der Horizontalebene	41
2.4 Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten	43
2.5 Zusammenfassung	44
3 Bestimmung der Kräfte für den Entwurf	45
3.1 Analytische und empirische Ansätze zur Ermittlung hydrodynamischer Lasten	45
3.2 Bestimmung der strömungsmechanischen Kräfte für den Entwurf	45
3.2.1 Kräfte am Rumpf ohne Anhänge	47
3.2.2 Kräfte an isolierten Flügeln bzw. Steuerflächen	48
3.3 Strömungsmechanische Interferenzen	54
3.3.1 Faktoren, welche die Interferenzen im Heckbereich beeinflussen	54
3.3.2 Interferenzen der Steuerflächen am Heck mit dem Rumpf	55
3.3.3 Wechselwirkung des Propellers mit Rumpf und Steuerflächen	69
3.4 Zusammenfassung	72
4 Untersuchte Geometrien	74
4.1 Isolierte Steuerfläche (CS)	74
4.2 Vereinfachtes Fahrzeug (SV)	75
4.2.1 Geometriebeschreibung SV	75
4.3 Komplexes Fahrzeug (CV)	77
4.3.1 Geometrie des CV	77
4.4 Zusammenfassung	78
5 Numerische Untersuchungen	79
5.1 Grundlagen numerischer Untersuchungen	79
5.1.1 Simulationsmethoden	80
5.1.2 Grenzschicht	82

5.2	Numerische Untersuchung der isolierten CS.....	82
5.2.1	Rechengitter	82
5.2.2	Simulationsparameter.....	83
5.3	Numerische Untersuchung des vereinfachten Fahrzeugs SV.....	83
5.3.1	Rechengitter	83
5.3.2	Simulationsparameter.....	86
5.4	Numerische Untersuchung am komplexen Fahrzeug (CV)	86
5.4.1	Rechengitter	87
5.4.2	Propellermodellierung.....	91
5.4.3	Randbedingungen und Simulationsparameter.....	92
5.5	Zusammenfassung.....	92
6	Experimentelle Untersuchungen	93
6.1	Grundlagen experimenteller Untersuchungen	93
6.1.1	Experimentelle Methoden zur Ermittlung hydrodynamischer Lasten	93
6.1.2	Experimentelle Versuchseinrichtungen für Untersuchungen an Unterwasserfahrzeugen.....	95
6.2	Experimentelle Untersuchung der isolierten CS.....	102
6.2.1	Modell	102
6.2.2	Messtechnik.....	103
6.2.3	Versuchsrandbedingungen	103
6.3	Experimentelle Untersuchung am komplexen Fahrzeug (CV)	104
6.3.1	Konzept der Messplattform	104
6.3.2	Steuerung und Messung.....	114
6.3.3	Voruntersuchungen.....	115
6.3.4	Versuchsrandbedingungen für die Ermittlung der CSH-Interferenzen.....	121
6.3.5	Datenaufbereitung.....	122
6.4	Zusammenfassung.....	127
7	Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien.....	128
7.1	Ergebnisse für die isolierte CS.....	128
7.2	Ergebnisse für das vereinfachte Fahrzeug (CV).....	133
7.2.1	CSH-Interferenzen	133
7.2.2	Korrekturfunktionen für ausgewählte Prognosemethoden.....	146
7.3	Zusammenfassung.....	151
8	Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)	153
8.1	Fahrzeug ohne Steuerflächen.....	153
8.1.1	Grenzschicht am Heckkonus.....	153
8.1.2	Lokale Anströmwinkel im Bereich der Steuerflächen.....	158
8.2	Fahrzeug mit Steuerflächen.....	161
8.2.1	Geometrische Aufschlüsselung der strömungsmechanischen Lasten.....	162
8.2.2	Lokale Querkräfte an der Steuerfläche unter Rumpfeinfluss.....	164
8.2.3	Übersprechen bei Verstellung einzelner CS im Fall der X-K.....	165
8.2.4	Effektives Seitenverhältnis.....	166
8.2.5	Effektive Anströmwinkel an den Steuerflächen.....	172
8.3	CSH-Interferenzen.....	176
8.3.1	Differenzierte CSH-Interferenzen einzelner CS.....	176

8.3.2	Globale CSH-Interferenzen	182
8.4	Einfluss auf die dynamische Stabilität und den stationären Drehkreis	186
8.5	Zusammenfassung.....	189
9	Zusammenfassung und Ausblick.....	192
9.1	Zusammenfassung.....	192
9.2	Ausblick	193
	Literaturverzeichnis.....	195
	Anhang A: Zeichnungen.....	202
	Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen	206
	Anhang C: Messplattform und Modell.....	217
	Anhang D: Bewegungsgleichungen nach Feldman [8]	231
	Anhang E: Herleitungen.....	235
	Anhang F: CFD- und Versuchsergebnisse.....	236

Abbildungsverzeichnis

Abb. 2.1: Koordinatensystem des Gesamtfahrzeugs.....	33
Abb. 2.2: Orientierung der Koordinatensysteme, a) K-K und b) X-K (Blick Richtung Bug)	34
Abb. 2.3: Koordinatensysteme der Steuerfläche CS mit Blick in Achsrichtung, a) Balance- und b) Klappenrudern	34
Abb. 2.4: Szenarien der Bewegungsstabilität nach [36].....	38
Abb. 2.5: Werkzeuge zur Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten der Bewegungsgleichung.....	43
Abb. 3.1: Wechselwirkungszusammenhänge für Rumpf, Steuerflächen und Propeller [39].....	46
Abb. 3.2: Kräfte am Flügelprofil	48
Abb. 3.3: Bezeichnungen an der Steuerfläche	51
Abb. 3.4: Einfluss der Reynoldszahl auf die Kräfte ($C_a \triangleq C_L, C_W \triangleq C_D$) am Profil [53]	52
Abb. 3.5: Einfluss des Seitenverhältnisses auf den Auftriebsgradienten eines NACA0015 nach [1]	52
Abb. 3.6: Darstellung der Auftriebscharakteristik und des Verhältnisses Auftrieb zu Widerstand für Balance- und Klappenruder [52].....	53
Abb. 3.7: Reduktion der wirksamen Fläche der CS aufgrund der zunehmenden Grenzschichtdicke am Hinterschiff [14]	57
Abb. 3.8: Spaltbildung beim Stellen der Steuerfläche am Rumpf, a) nicht planare Kontur am Rumpf, b) Heckkonus und c) Ruderstuhl als Übergang zum Rumpf.....	58
Abb. 3.9: Einflussfaktor k auf a_{CS} in Abhängigkeit a) vom dimensionslosen Spalt und b) vom Stellwinkel der CS [52].....	59
Abb. 3.10: Steuerfläche mit zwei Ausführungen des Ruderstuhls, a) Maximierung der Fläche, b) optimiert für Fertigung.....	59
Abb. 3.11: Lokale geometrische Strömungsverhältnisse an der Steuerfläche am Heck	60
Abb. 3.12: Beeinflussung des Auftriebs der CS durch den effektiven Anströmwinkel α_{CS} und das effektive Seitenverhältnis a_{CS} aufgrund der Präsenz des Rumpfs.....	61
Abb. 3.13: Verhältnisse am Heck mit (Ru+LW) und ohne Steuerflächen (Ru), a) Druckverteilung am Heck bei einem Driftwinkel von $\alpha = 30^\circ$ und b) Kraftwirkung durch Anbringen der Steuerflächen(rechts)[60].....	62
Abb. 3.14: Geometrische Konventionen für die Querkrafterhöhung aufgrund der H(CS)-Interferenz nach [58]	63
Abb. 3.15: Interpretation des Interferenzfaktors für die Querkraft Y' im Fahrzeug-KOS nach [3]	64
Abb. 3.16: CSH-Interferenzen nach Pitts-Nielsen in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P für zylinderförmige Rümpfe für a) Schräganströmung b) Verstellung der CS.....	67
Abb. 3.17: Geometrische Definition des Bezugsflügels nach Dempsey und Pitts-Nielsen	68
Abb. 3.18: Interpretation der Interferenzfaktoren für die Querkraft Y' im Fahrzeug-KOS in Abhängigkeit von.....	69
a) der Quergeschwindigkeit aus der Schräganströmung und b) dem Stellwinkel der Steuerflächen	69
Abb. 3.19: Einfluss der Ruderkonfiguration auf den Nachstrom bei Unterwasserfahrzeugen [27].....	70
Abb. 3.20: Zusammensetzung des Nachstroms [62].....	70
Abb. 3.21: Einfluss des Propellers auf den Auftriebsbeiwert eines Ruders stromabwärts [52]	71
Abb. 3.22: Einfluss des Propellers auf die Verdrängungsdicke [65]	71

Abb. 3.23: Zusammenfassende Übersicht über strömungsmechanische Interferenzen an Unterwasserfahrzeugen.....	73
Abb. 4.1: Systematik zur Zunahme der geometrischen Ähnlichkeit für die isolierte CS.....	74
Abb. 4.2: Reale Geometrie der CS und Geometrie des Bezugsflügels nach [1].....	74
Abb. 4.3: Geometrische Bezüge des SV für die drei Konuswinkel und die Lage der CS mit $\alpha_1 = 0^\circ$ und $\pm 45^\circ$	76
Abb. 4.4: Systematik der Untersuchung zur Komplexitätszunahme für das komplexe Fahrzeug (CV).....	77
Abb. 4.5: Gegenüberstellung der untersuchten CS-Konfigurationen.....	78
Abb. 5.1: Ablauf der numerischen Simulation mit ANSYS-Workbench und den entsprechenden Modulen.....	81
Abb. 5.2: Verlauf der Residuen (links) und der Lasten (rechts) über den Iterationsschritten am Beispiel der isolierten CS bei Variation des Anströmwinkels.....	81
Abb. 5.3: Turbulentes Grenzschichtprofil.....	82
Abb. 5.4: Wandnahe Geschwindigkeitsverteilung (1) viskose Unterschicht, (2) universelles Wandgesetz [56].....	82
Abb. 5.5: Rechendomains für die isolierten Steuerflächen.....	83
Abb. 5.6: Schematische Unterteilung des Rechengebiets für SV.....	84
Abb. 5.7: Kugelförmige Außendomain für das unbeschränkte Fluid.....	84
Abb. 5.8: Ausschnitt aus dem Rechengitter für das SV.....	85
Abb. 5.9: Schematische Unterteilung des Rechengebiets für CV.....	87
Abb. 5.10: Vereinfachung des Windtunnels für die numerische Simulation (A= reale Windtunnelgeometrie, B= vereinfachte Fluidomain, C= stark vereinfachte Fluidomain).....	88
Abb. 5.11: Ergebnisse der Geschwindigkeitsverteilung für die Vereinfachungsstufe B (links) und C (rechts), Geschwindigkeitsschnitte auf halber Höhe des Windtunnels (unten).....	89
Abb. 5.12: Windtunneldomain für das beschränkte Fluid (C).....	89
Abb. 5.13: Gitter für das virtuelle Kreisbecken.....	90
Abb. 5.14: Komponenten der Fahrzeugdomain des CV.....	90
Abb. 5.15: Rechengitter mit unbeschränkter Außendomain und Fahrzeugdomain für das CV.....	90
Abb. 6.1: Vergleich der Kurvenapproximation nach [7] und einem kubischen Anteil.....	94
Abb. 6.2: Messvorrichtung für Schleppversuche an Unterwasserfahrzeugen a) PMM-Mechanismus nach [80] und b) erweitert um die Rollachse [27].....	96
Abb. 6.3: Modellbefestigung im Experiment a) Standardaufnahme mit Doppelstütze und b) und Stielaufnahme von achteln [25].....	98
Abb. 6.4: Externe Kraftmesswaage [86].....	99
Abb. 6.5: Interne Lastmesstechnik a) Stielwaage im Modellinneren [25], b) Stielwaage im Detail [85].....	100
Abb. 6.6: Windtunnelmessstrecke mit Modell im Bewegungssimulator.....	102
Abb. 6.7: Realer Flügel mit "Unterbau", a) im CAD und b) im Windtunnel.....	103
Abb. 6.8: Stielwaage mit den Messstellen für Kraft und Momente an den Steuerflächen.....	103
Abb. 6.9: Schema der Komponenten der Ruderwaagen.....	103
Abb. 6.10: Messplattform mit a) Schnitt der Außenhülle des Modells mit Messträger und b) Messträger mit den Befestigungspunkten der Seile.....	105
Abb. 6.11: Schnitt durch das Modell mit Messspanten (braun).....	107

Abb. 6.12: a) Entkopplungsstütze mit Kraftaufnehmer (violett) und b) Prinzip der Querkraftreduktion	107
Abb. 6.13: Positionen der Kraftaufnehmer im Modell zur Messung der Kräfte und Momente auf den Rumpf.....	108
Abb. 6.14: Prinzip der Anordnung der Kraftaufnehmer (violett) im Modell zur Messung der Kräfte und Momente auf den Rumpf.....	108
Abb. 6.15: Mechanik-Details eines Balanceruders.....	110
Abb. 6.16: Verkabeltes Heck des Modells mit Stellgetrieben und den Rudermesswaagen	110
Abb. 6.17: Mechanik-Details des Klappenruders	111
Abb. 6.18: Antriebsstrang am Modellträger mit eingebauten CS am Heck der K-K.....	113
Abb. 6.19: Schematische Darstellung der Schub- und Widerstandsmessung für die Propulsionsversuche in a) der Schlepprinne und b) im Windtunnel mit Hilfe der Messplattform	113
Abb. 6.20: Messglieder des Propellerdynamometers (links) und Kennwerte (rechts)	114
Abb. 6.21: Schematische Darstellung des Mess- und Steuerungssystems	115
Abb. 6.22: Entwicklung der Grenzschicht [52].....	116
Abb. 6.23: Turbulatorband (hier Zackenband mit einer Dicke von 0,5mm, einem Zackenwinkel von 90° und einer Breite $b = 10\text{mm}$)	116
Abb. 6.24: Schema der Grenzschichtbeeinflussung [90].....	116
Abb. 6.25: Bereiche der natürlichen Transition am Modell ohne Turbulatoren	117
Abb. 6.26: Position der Turbulatoren am Modell im Vergleich zu den Transitionsbereichen der Großausführung	118
Abb. 6.27: Einfluss der Turbulatoren auf den Widerstand am Gesamtmodell in Abhängigkeit von der Reynoldszahl bei Geradeausfahrt ($\beta = 0^\circ$)	119
Abb. 6.28: Einfluss der Turbulatoren auf die Querkraft am Gesamtfahrzeug in Abhängigkeit von der Reynoldszahl bei $\beta = 10^\circ$	119
Abb. 6.29: Einfluss der η -Variation auf die Propulsionsfunktion.....	120
Abb. 6.30: Ermittlung der Propulsionspunkte für die drei Heck-Konfigurationen als Schnittpunkte des Propellerschubs und der Längskraft am Fahrzeug	120
Abb. 6.31: Tara-Messung (oben) und Anteil der Tara-Messung an den Rumpfkraften bei Anstellung des Rumpfs (unten)	126
Abb. 6.32: Anteil der Tara-Messung an den Kräften der hinteren Steuerflächen für die Tiefenrudernfunktion für die X-K an der Längskraft (oben) und an der Querkraft (unten).....	126
Abb. 7.1: Experimentell und numerisch ermittelte Werte für a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]	129
Abb. 7.2: Vergleich der saugseitigen Druckverteilung für a) CSB und b) CSU mit Unterbau für $\alpha_{CS} = 20^\circ$	129
Abb. 7.3: Vergleich der Querkraftverteilung für die drei CS-Varianten bei $\alpha_{CS} = 20^\circ$, a) in Spannweitenrichtung und b) in Profilrichtung.....	130
Abb. 7.4: Vergleich der Geschwindigkeits- und der Druckverteilung bei $\alpha_{CS} = 20^\circ$ für die isolierte CS mit Unterbau a) ohne Spalteinfluss (CSU) und b) mit Spalteinfluss (CSU+S).....	131
Abb. 7.5: Abstraktion der variablen Anströmbedingungen über die Spannweite für die isolierte CS	132
Abb. 7.6: Schema der Aufgliederung der CSH-Interferenzen	133
Abb. 7.7: Vergleich der Querkraft der isolierten CS Y'_{CS} (ohne Rumpfeinfluss) und der Querkraftänderung Y'_{CSH} durch das Anbringen der CS an den Rumpf, a) für die drei	

Konuswinkel γ_K am SV über dem Stellwinkel δ_{CS} bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ und b) für $\gamma_K = 18^\circ$ bei drei Rn	135
Abb. 7.8: Gesamtinterferenz bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für die drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Stellwinkel δ_{CS} für a) als Werte der CFD-Untersuchung, b) als Ergebnis der Regression	135
Abb. 7.9: Interferenzfaktoren k_{CSH}^* der CS unter Rumpfeinfluss sowie der Rumpffanteil k_{HCS}^* durch Anbringen der CS in Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} für die drei Konuswinkel γ_K bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Vergleich der Absolutwerte und b) relative Anteile bzgl. der Gesamtinterferenz.....	137
Abb. 7.10: Vergleich der lokalen rumpfnahen Geschwindigkeitsverteilung an der dargestellten Schnittbene für a) die isolierte CS und b) unter Rumpfeinfluss CS(H)	137
Abb. 7.11: Einfluss der Rn auf die Interferenzanteile k_{CSH} und k_{HCS} bei kleinen Winkeln für die drei Konuswinkel	138
Abb. 7.12: a) Verhältnis a_H der Anteile des Rumpfs an der Querkrafterzeugung beim Verstellen der CS und b) des effektiven Durchmessers an der Position der CS in Abhängigkeit vom Konuswinkel γ_K und der Reynoldszahl Rn	139
Abb. 7.13: Vergleich der Querkraft Y'_{CS} der isolierten CS (ohne Rumpfeinfluss) und der Querkraftänderung Y'_{CSH} durch Anbringen der CS am Rumpf a) für die drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Driftwinkel β bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ und b) für $\gamma_K = 18^\circ$ bei drei Rn ..	140
Abb. 7.14: Gesamtinterferenzfaktor bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Driftwinkel β , a) Werte der CFD-Untersuchung, b) Ergebnis der Regression.....	141
Abb. 7.15: Interferenzfaktoren K_{CSH}^* der CS unter Rumpfeinfluss sowie der Rumpffanteil K_{HCS}^* durch Anbringen der CS in Abhängigkeit vom Driftwinkel β und vom Konuswinkel γ_K bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Vergleich der Absolutwerte, b) relative Anteile bzgl. der Gesamtinterferenz.....	142
Abb. 7.16: Geschwindigkeitsverhältnisse im Bereich der CS in Rumpfnähe (B) und mit zunehmendem Abstand (A) am Beispiel des Konuswinkels γ_K bei Driftwinkeln von $\beta = 5^\circ$ und 10°	143
Abb. 7.17: Lokale Druckverhältnisse am Heck im Bereich der CS am Beispiel des Konuswinkels γ_K bei Driftwinkeln von $\beta = 5^\circ$ und 10°	143
Abb. 7.18: Einfluss der Anordnung der Steuerfläche auf die CSH-Interferenzfaktoren, a) Rumpf auf CS K_{CSH} und b) Gesamtinterferenz K_{CSH} für $\gamma_K = 12^\circ, 18^\circ, 24^\circ$	144
Abb. 7.19: CSH-Gesamtinterferenz K_{CSH} bei Mittelung der CS unter $\alpha_1 = 45^\circ$ über β im Vergleich zur Vertikalanordnung der CS für $\gamma_K = 12^\circ, 18^\circ, 24^\circ$	145
Abb. 7.20: Ergebnis der Regression der Korrekturfaktoren für K_{CSH} , für die unter $\alpha_1 = 45^\circ$ angeordneten CS bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ in Abhängigkeit vom Konuswinkel γ_K und dem Driftwinkel β am SV.....	145
Abb. 7.21: Exemplarische Darstellung der Korrekturfunktionen.....	147
Abb. 7.22: Interferenzfaktor der Steuerflächen in Abhängigkeit vom Verhältnis der $k_D[3]$ mit ermittelten Werten des SV	147
Abb. 7.23: Interferenzfaktoren beim Driften des Fahrzeugs in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P nach [13] und der Reynoldszahl für das SV für a) Interferenzfaktor K_{HCS} der Steuerfläche CS auf den Rumpf und b) Interferenzfaktor K_{CSH} der CS unter Rumpfeinfluss.....	149
Abb. 7.24: Interferenzfaktoren für das SV bei Verstellung der Steuerfläche in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P nach [13] exemplarisch für $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Interferenzfaktor k_{HCS} der	

Steuerfläche CS auf den Rumpf und b) Interferenzfaktor k_{CSH} der CS der CS unter Rumpfeinfluss	150
Abb. 8.1: Geschwindigkeitsverhältnisse am Heck ohne Turm/Ruder (CV000) für K-K (oben) sowie X-K (unten) bei Geradeausfahrt, a) Seitenansicht und b) Querschnitt.....	154
Abb. 8.2: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der normierten Spannweite z_{bCS} auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt (CV000), a) für K-K und b) für X-K	155
Abb. 8.3: Einfluss des Turms auf die Strömung im Bereich des Heckkonus (Bsp. X-K (Variante CV100)), a) Stromlinien und b) Geschwindigkeitsverteilung	156
Abb. 8.4: Darstellung der Einflussfaktoren infolge des Turmeinflusses auf die lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt für a) K-K und b) für X-K.....	156
Abb. 8.5: Einfluss des Propellers auf die Stromlinien am Heck am Bsp. X-K (CV001) bei Geradeausfahrt	157
Abb. 8.6: Darstellung der Einflussfaktoren aufgrund des Propellereinflusses ($\eta = 1$) auf die lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt a) für K-K und b) für X-K.....	158
Abb. 8.7: Strömungsverhältnisse am Heck ohne Turm/Ruder (CV000) bei $\beta = -10^\circ$, für a) die K-K und b) die X-K	159
Abb. 8.8: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 sowie der Verhältnisse des lokalen Driftwinkels entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Ruderachsen bei $\beta = -10^\circ$ (CV000) für a) die K-K und b) die X-K	159
Abb. 8.9: Strömungsverhältnisse in der Ebene der CS-Achsen mit Turm (CV010) bei $\beta = -10^\circ$ für a) die K-K und b) die X-K.....	160
Abb. 8.10: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 und lokaler Driftwinkels über die Spannweite b_{CS} auf Position der Ruderachsen bei $\beta = -10^\circ$ mit Turmeinfluss (CV010) für a) die K-K und b) die X-K	160
Abb. 8.11: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Stabilitätsableitungen bei Schräganströmung ($Y'_v; N'_v$) für die drei CS-Konfigurationen.....	162
Abb. 8.12: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Stabilitätsableitungen Im Rundlaufversuch ($Y'_r; N'_r$) für die drei CS-Konfigurationen	163
Abb. 8.13: Abhängigkeit des lokalen geometrischen Anströmwinkel β_{glok} von der dimensionslosen Position x' am Fahrzeug im virtuellen Rundlaufversuch.....	163
Abb. 8.14: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Steuerungsableitungen ($Y'_{\delta R}; N'_{\delta R}$) für die drei CS-Konfigurationen	164
Abb. 8.15: Saugseitige Druckverteilung für $\alpha_{CS} = \delta_{CS} = 20^\circ$ am a) Bezugsflügel, b) reale Steuerfläche CS1 ohne Propeller, c) reale Steuerfläche CS1 mit Propeller	165
Abb. 8.16: Vergleich der Querkraftverteilungen für die isolierte CS und unter Einfluss des Rumpfs ohne und mit Propeller für $\alpha_{CS} = \delta_{CS} = 20^\circ$ d) Spannweitenrichtung und e) Sehnenrichtung	165
Abb. 8.17: Beispiel für das Übersprechen auf die nicht gestellten CS bei gestelltem CS1, a) der gemessenen Querkräfte Y_{CS} auf die einzelnen CS bei Verstellung von CS1 und b) des daraus resultierenden Übersprechens normiert mit Y_{CS1}	166
Abb. 8.18: Schematische Verlagerung des Druckpunkts gegenüber dem isolierten Flügel durch Einfluss des Rumpfs.....	167

Abb. 8.19: Rumpfeinflussfaktor k_H zur Ermittlung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} an den einzelnen CS über dem Stellwinkel δ_{CS} und Einfluss des Turms und des Propellers für a) die K-K und b) die X-K.....	168
Abb. 8.20: CS-Druckverteilung der X-K am Beispiel der CS1 für $\beta = 20^\circ$ und 30°	169
Abb. 8.21: Rumpfeinflussfaktor k_H an den einzelnen CS über dem Stellwinkel δ_{CS} und Einfluss des Propellers für die VD-K	170
Abb. 8.22: Rumpfeinflussfaktor k_H zur Ermittlung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} an den einzelnen CS und Einfluss des Turms und des Propellers über dem Driftwinkel β für a) die K-K- und b) die X-K	171
Abb. 8.23: Rumpfeinflussfaktor k_H an den einzelnen CS über dem Driftwinkel β an den CS der Vordrall-Konfiguration.....	172
Abb. 8.24: γ_H über dem Driftwinkel β für die einzelnen CS unter Einfluss des Turms bzw. des Propellers am Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$) für a) die K-K und b) die X-K.....	173
Abb. 8.25: Effektive Stellwinkel δ_{CS}^e über dem Driftwinkel β für die einzelnen CS unter Einfluss des Turm bzw. Propellereinfluss am Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$) für a) die K-K und b) die X-K.....	174
Abb. 8.26: γ_H über dem Driftwinkel β für die CS der VD-K für die Varianten ohne (CV110) und mit Propeller am Selbstantriebspunkt (CV111).....	175
Abb. 8.27: Vergleich der CSH-Interferenzen in Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} an den einzelnen CS unter Einfluss des Turms sowie des Propellers mit dem K_{CSH}^* des SV für a) die K-K und b) die X-K	177
Abb. 8.28: Turmeinflussfaktor $k_{S\delta}$ auf die CSH-Interferenz k_{CSH} als $f(\delta_{CS})$ ohne und mit Propeller für a) die K-K und b) die X-K	178
Abb. 8.29: Propellereinflussfaktoren $k_{P\delta}$ auf die CSH-Interferenz k_{CSH} als $f(\delta_{CS})$ ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K.....	179
Abb. 8.30: Vergleich der CSH-Interferenzen in Abhängigkeit vom Driftwinkel β an den einzelnen CS unter Einfluss des Turms sowie des Propellers mit dem K_{CSH}^* des SV für a) die K-K und b) die X-K.....	180
Abb. 8.31: Turmeinflussfaktor $k_{S\beta}$ auf die CSH-Interferenz K_{CSH} als $f(\beta)$ ohne und mit Propeller für a) die K-K und b) die X-K	181
Abb. 8.32: Propellereinflussfaktor $k_{P\beta}$ auf die CSH-Interferenz K_{CSH} als $f(\beta)$ ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K	181
Abb. 8.33: Gesamtinterferenzen k_{CSH}^* als $f(\delta_{CS})$ für die Varianten ohne und mit Turm bzw. Propellereinfluss für a) die K-K und b) die X-K	183
Abb. 8.34: Turmeinflussfaktor $k_{S\delta}$ auf die Gesamtinterferenz k_{CSH} sowie die Interferenz $k_{CS(H)}$ als Funktion von δ_{CS} für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K	183
Abb. 8.35: Propellereinflussfaktor $k_{P\delta[CSH]}$ auf die Gesamtinterferenz k_{CSH} sowie die Interferenz k_{CSH} als Funktion von δ_{CS} für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K.....	184
Abb. 8.36: Gesamtinterferenz K_{CSH}^* als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm bzw. Propellereinfluss für a) die K-K und b) die X-K	185
Abb. 8.37: Turmeinflussfaktor $k_{S\beta}$ auf die Gesamtinterferenz K_{CSH} sowie die Interferenz K_{CSH} als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K ...	185

Abb. 8.38: Propellereinflussfaktor $k_{P\beta}$ auf die Gesamtinterferenz K_{CSH} sowie die Interferenz K_{CSH} als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K ...	186
Abb. 8.39: Vergleich des Einflusses der CSH-Interferenz für die drei Heck-Konfigurationen auf a) die dynamische Stabilität G_H normiert mit G_H ohne CSH-Interferenz und b) den stationären Drehkreis R/L normiert mit R/L ohne CSH-Interferenz	188
Abb. 8.40: Vergleich der Sensitivität der Stabilitäts- und Steuerungsableitungen für K-K und X-K auf a) die dynamische Stabilität G_H und b) den stationären Drehkreis R/L	189
Abb. 8.41: Vergleich des zusätzlichen Propellereinflusses für die drei Heck-Konfigurationen auf a) die dynamische Stabilität G_H normiert mit G_H ohne CSH-Interferenz und b) den stationären Drehkreis R/L normiert mit R/L ohne CSH-Interferenz	189
Abb. B.1: Zwei Arten von Steuerflächen; Vollschräuber (links) und Klappenruder (rechts).....	207
Abb. B.2: Mehrschrauber mit zwei separaten Antriebssträngen	208
Abb. B.3: Propelleranordnungen an Unterwasserfahrzeugen mit a) Propeller vor den CS und b) CS vor dem Propeller	208
Abb. B.4: typische moderne Ruderkonfigurationen für Unterwasserfahrzeuge a) K-K, b) X-K, c) VD-K, d) inverse Y-K.....	209
Abb. B.5: Begrenzung (rot) der Abmessungen der CS am Heck.....	210
Abb. B.6: Mischvariante aus Klappenruder (u) und Balanceruder (o)	210
Abb. B.7: Theoretischer Vergleich der Querkräfte durch die CS an der K-K und X-K	211
Abb. B.8: Erhöhung der Steuerfähigkeit in der Vertikalebene durch Anordnung der CS beim X-Ruder.....	212
Abb. B.9: Verhältnisse am Propellerblatt mit Vordrallmaßnahme	212
Abb. B.10: Steuerfläche ohne und mit erhöhtem Ruderstuhl.....	213
Abb. B.11: Saugseitige Druckverteilung für die realen CS CS am Rumpf V1 (links) und die modifizierte Variante V2 (rechts) ohne und mit Propellereinfluss für $\alpha_W = \delta_R = 20^\circ$	214
Abb. B.12: Vergleich der Querkraftverteilungen im Boots-KOS für die CS-Varianten V1 und V2 ohne und mit Propellereinfluss für die Seitenruderfunktion mit $\delta_{CS} = 20^\circ$ über a) die Spannweite und b) in Sehnrichtung	214
Abb. B.13: Einfluss der Ausführung der CS auf den Nachstrom (nominell (oben), mit Propeller (unten))	215
Abb. B.14: Vergleich der Propellereinflussfaktoren für V 1 und V2: a) einzelne Werte b) Standardabweichung vom Mittelwert	216
Abb. B.15: Vergleich der Querkräfte für die Varianten V1 und V2: a) Querkraftbeiwerte der CS im Boots-KOS und b) Standardabweichung vom Mittelwert	216
Abb. C.1: Maßstabsabhängigkeit der Messkräfte für $\lambda_{L2} = 1$	222
Abb. C.2: Vergleich der Biegesteifigkeiten und der Gewichte von Sandwichplatten mit verschiedenen Schichtdicken [101]	224
Abb. C.3: Empfehlungen für Wabensandwich-Konstruktionen [102]	224
Abb. C.4: Eigenschaften des Wabenkernmaterials [103]	225
Abb. C.5: Technische Daten der Glasfasergewebe [102].....	225
Abb. C.6: Aufbau des GfK-Sandwich-Laminates.....	226
Abb. C.7: Laminierwerkzeuge für die Bauteile der Außenhülle.....	226
Abb. C.8: Hilfslehren zum Positionieren der Einbauten in die Laminatkonstruktion.....	227
Abb. C. 9: Steuerflächen mit Verstärkung der inneren Struktur im SLS-Verfahren hergestellt	227

Abb. C. 10: Kombination von Laminaten (grau) mit im SLS-Verfahren hergestelltem Heckbereich (gelb) mit Befestigungsstrukturen für die Stellgetriebe	227
Abb. C.11: Modell auf dem Kalibriergestell.....	228
Abb. C.12: Ablaufdiagramm des Kalibrierprozesses	229
Abb. F.1: Querkraftbeiwerte Y'_{CSH} der CS unter Einfluss des Rumpfs sowie dem Anteil Y'_{HCS} der Querkraftzunahme am Rumpf durch die CS für das Heck bei Verstellung der CS.....	236
Abb. F.2: Querkraftbeiwerte Y'_{CSH} der CS unter Einfluss des Rumpfs sowie dem Anteil Y'_{HCS} der Querkraftzunahme am Rumpf durch die CS für das Heck bei Schräganströmung.....	236
Abb. F.3: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs bei Verstellung der CS (K-K)	237
Abb. F.4: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs bei Verstellung der CS (X-K)	238
Abb. F.5: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs abhängig vom Driftwinkel (K-K)	239
Abb. F.6: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs abhängig vom Driftwinkel (X-K)	240
Abb. F.7: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS3 der K-K: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]	241
Abb. F.8: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS4 der K-K: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]	242
Abb. F.9: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS4 der K-K bei Verstellung der Klappe: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1].....	242

Tabellenverzeichnis

Tab. 1.1: Überblick über Ansätze zur Bestimmung der CSH-Interferenzen an Unterwasserfahrzeugen	28
Tab. 1.2: Zusammenfassung der Ziele der Arbeit sowie die Schritte.....	30
Tab. 2.1: Notation der Freiheitsgrade der Bewegung	31
Tab. 2.2: Faktoren und Bezeichnungen zur Entdimensionalisierung.....	32
Tab. 2.3: Überblick über die wichtigsten Kriterien zur Auswahl der geeigneten Untersuchungsmethode nach [43].....	44
Tab. 3.1: Zusammenfassende Übersicht über etablierte Methoden zur Interferenzprognose.....	68
Tab. 4.1: Beispiele für das L/d_H realer Fahrzeuge im Vergleich zum SV.....	76
Tab. 4.2: Zusammengefasste geometrische Parameter für die Untersuchungen am SV	77
Tab. 4.3: Abmessungen der Modellgeometrie	78
Tab. 5.1: Gitterdaten der CS-Rechendomains	83
Tab. 5.2: Gitterdaten der Rechendomains für die Modellierung des SV	85
Tab. 5.3: Gitterdaten der Rechendomains für CV.....	91
Tab. 5.4: Zusammenfassende Übersicht über die Parameter der numerischen Untersuchungen am CV	92

Tab. 6.1: Zusammenfassende Übersicht der Versuche zur Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten in der Horizontalebene.....	95
Tab. 6.2: Daten des Windtunnels des FDS.....	101
Tab. 6.3: Umgebungsbedingungen für die Bedingungen im Windtunnel.....	101
Tab. 6.4: Bewegungsparameter des Bewegungssimulators.....	102
Tab. 6.5: Bemessungskräfte für die Kraftaufnehmer.....	109
Tab. 6.6: Bemessungskräfte und –momente.....	112
Tab. 6.7: Kenndaten der Ruderwaagen.....	112
Tab. 6.8: Lokale Reynoldszahlen.....	118
Tab. 6.9: Kennzahlen zur kinematischen Ähnlichkeit am Propeller bei $\lambda = 15$	121
Tab. 6.10: Parameterbereiche der Messreihen.....	122
Tab. 6.11: Indizes der CS für die Transformation.....	122
Tab. 7.1: Koeffizienten der Dempsey-Korrekturfunktionen $\xi_{KC}(\gamma_K, Rn)$ im Gültigkeitsbereich $12^\circ \geq \gamma_K \geq 24^\circ$ und $5,53 \cdot 10^6 \geq Rn \geq 20 \cdot 10^6$ und die Regressionsabweichung R^2	148
Tab. 7.2: Koeffizienten der Pitts-Nielsen-Korrekturfunktionen $f(\gamma_K, Rn)$ für den Gültigkeitsbereich $12^\circ \geq \gamma_K \geq 24^\circ$ und $5,53 \cdot 10^6 \geq Rn \geq 20 \cdot 10^6$ und die Regressionsabweichung $R2$	151
Tab. 8.1: Gemittelte Geschwindigkeit über die Spannweite b_{CS} auf Position der CS-Drehachsen.....	155
Tab. 8.2: Vergleich der gemittelten Anströmwinkel an den Positionen der Drehachsen der Steuerflächen bei $\beta = -10^\circ$ für die Kreuz- und X-Konfiguration der CS.....	161
Tab. 8.3: Übersicht der geometrischen Anteile.....	162
Tab. C.1: Daten der Fluide für Großausführung und Experimentalbedingungen.....	221
Tab. C.2: Exemplarische Werte für Schlepprinnenversuche nach verschiedenen Modellähnlichkeiten für $\lambda_L = 15$	223
Tab. C.3: Kalibriermatrix der Rumpfmesswaagen.....	228
Tab. C.4: Fehler der Einzelmessstellen.....	230
Tab. C.5: Messfehler nach Kalibrierung der Rumpfmesswaagen.....	230
Tab. C.6: Messgenauigkeiten der Einzelkomponentenprüfung an den Rudermesswaagen bei Nennlast.....	230

Nomenklatur

griechische Symbole

Abk.	Einheit	dimensionslos	Erklärung
α_1, α_2	°		Positionswinkel der Drehachsen der CS für die X-Konfiguration zur z-Achse in der yz-Ebene
α	°		Anstellwinkel
α	°		Anströmwinkel eines Profils
			Anströmwinkel der Steuerfläche (CS)
			Index k:
α_{CSk}	°		ohne
			effektiv
		0	bei Nullauftrieb der CS
		lok	lokaler Winkel (bzgl. Spannweite)
		stall	Abrisspunkt
α_{CS}^g	°		Geometrischer Anströmwinkel an der CS
α_{CSlok}	°		Lokaler Anströmwinkel entlang $b_{CS}(z_{CS})$
β	°		Driftwinkel
δ	–		Grenzschichtdicke
δ^*	–		Verdrängungsdicke
δ_{BP}	°		Stellwinkel der vorderen Tiefenruder
δ_{CS}	°		Stellwinkel der CS (einzeln)
δ_{CS_0}	°		Stellwinkel der CS bei Nullauftrieb ($\hat{=} -\alpha_{CS_0}$)
δ_{CS}^e	°		Effektive Stellwinkel der CS (auch α_{CS})
δ_{FL}	°		Stellwinkel der beweglichen Klappe am Klappenruder
δ_P	°		Geometrischer Anstellwinkel des Propellerblatts
δ_R	°		Stellwinkel der Ruderfunktion
δ_S	°		Stellwinkel der hinteren Tiefenruderfunktion
η	–		Propulsionsverhältnis
ϵ	°		Lokaler Strömungswinkel für CS am Heckkonus
ϵ_C			Kollektorfaktor
η_{CS}	–		Profilmfaktor
η_{FL}	–		Korrekturfaktor für Spalt bei Klappenruder
η_H	–		Schiffseinflussgrad
ϵ_N	–		Düsenfaktor
ϵ_S	–		Verblockungsfaktor
ϕ	°		Phasenwinkel des Propellers
ψ	°		Winkel um die z-Achse des globalen KOS
θ	–		Trägheitstensor
θ_{eff}	°		Effektiver Skewwinkel des Propellers
γ	–		Rollwinkel
γ_H	–		Führungskoeffizient der Strömung (engl. flow straightening coefficient)
γ_K	°		Konuswinkel des Hecks bzgl. CL
λ	–		Maßstabsfaktor (mit Index)
λ	–		Verjüngungsgrad eines Flügels c_T/c_R
Λ	°		Winkel der $\bar{c}/4$ – Linie der CS
ν	m^2/s		kinematische Viskosität
ω	rad/s		Winkelgeschwindigkeit
$\dot{\omega}$	rad/s^2		Winkelbeschleunigung
ρ	kg/m^3		Dichte (mit den Indizes A= Luft, SW=Seewasser, FW = Süßwasser)
θ	°		Winkel um die y-Achse des globalen KOS

ξ_i	-	Korrekturfunktion der Interferenzfaktoren ξ_i^* als Funktion $f(\gamma_K, Rn)$
$\xi_i^*(i)$	-	Interferenzfaktoren für kleine Winkel für $i = \gamma_K, Rn$
∇	m^3	Verdrängungsvolumen (umhüllendes Volumen)

lateinische Symbole

Abk.	Einheit	dimensionslos	Erklärung
a	m/s		Schallgeschwindigkeit
a_0	–		empirischer Auftriebsgradient des 2D-Flügelchnitts (engl. section lift coefficient)
A_0	m^2		Fläche des Propellerkreises
A_B	m^2		Rumpfqerschnitt am Übergang Bug-Mittelschiff
A_{BP}	m^2		Laterale projizierte Fläche der vorderen Steuerflächen
A_C	m^2		Querschnitt der Windtunnel-Messstrecke
A_{CSe}	m^2		Laterale projizierte Fläche der CS außerhalb des Rumpfs (siehe Pitts-Nielsen)
A_{CSCL}	m^2		Projizierte Fläche der CS verlängert bis zur Mittelachse des Fahrzeugs
a_{CS}	–		Effektives Seitenverhältnis der CS
A_{CS}	m^2		laterale projizierte Fläche der CS
a_{CS}^g	–		Geometrisches Seitenverhältnis des Doppelflügels ($2b_w^2/A_w$)
A_E	m^2		projizierte Propellerfläche
A_{FL}	m^2		projizierte Fläche der Klappe ab Drehachse
a_H	–		Faktor des auf den Rumpf induzierten Querkraftanteils
A_{TP}	m^2		Laterale projizierte Fläche der hinteren Steuerflächen
B	m		Gesamtbreite des Rumpfs
b_{CL}	m		Spannweite eines Flügels bis zur CL des Fahrzeuges
b_{CS}	m		Spannweite der Steuerflächen zwischen Flügelspitze und-Wurzel auf halber Sehnenlänge
B_{Fx}, B_{Fy}, B_{Fz}	%		Messfehler für die Rumpfkraftmessung bezgl. der Nennlast
b_{Fz}	m		Abstand zwischen den Kraftsensoren für Z
b_i	m/s^2		Beschleunigung der Massenpunkte mit dem Index i
B_{MS}	m		Breite der Messstrecke
C	m		Referenzpunkt des fahrzeugfesten KOS
c	m		Profillänge der Steuerfläche mit Indizes (T=Außenkante, W = Wurzel)
\bar{c}	m		Mittlere Sehnenlänge der CS A_{CS}/b_{CS}
$c_{0,7}$	m		Blattschnittlänge des Propellers auf 0,7R
c_A	m		Korrelationszuschlag
C_{Dc}	–		Widerstandskoeffizient der Querströmung am CS z_{CP}/b_{CS}
c_f	m		Reibbeiwert
c_{FL}	m		Korrekturfaktor für Klappenrunder
\bar{c}_{FL}	m		Mittlere Sehnenlänge der beweglichen CS-Klappe
C_G	m		Massenmittelpunkt
$C_{L\alpha}$	–		Auftriebsgradient
C_m	m		Momentenbeiwert des Stellmoments um die Drehachse der Steuerflächen
CP_b	m		Lage des Druckpunkts in Spannweitenrichtung z_{CP}/b_{CS}
CP_c	m		Lage des Druckpunkts in Sehnenrichtung x_{CP}/\bar{c}_{CS}

D	N	$C_D = \frac{D}{\frac{\rho}{2} U^2 \cdot A_W}$	Widerstand an Flügelprofilen mit Indizes (W= Flügel, P=2D-Profil, CS = Steuerfläche)
D	m		Propellerdurchmesser
d_{CS}^e	m		Effektiver lokaler Durchmesser an der Position der CS
d_P	m		Propellerdurchmesser
			Maximaler Rumpfdurchmesser bzw. hydraulischer Durchmesser
d_H	m		$d_H = 4 \cdot \frac{\text{Fläche des Rumpfqerschnitts}}{\text{Umfang des Rumpfqerschnitts}}$
d_{HCS}	m		Lokaler Rumpfdurchmesser im Bereich der Steuerfläche (gemittelt über \bar{c})
d_n	m		Durchmesser der Propellernabe
d_P	m		Propellerdurchmesser
F_A	N		Axialkraft am Flügel in Profillängsrichtung
f_{FL}	–		Korrekturfaktor für Klappenhöhe bei Klappenrudern
F_G	N		Kräfte in der Großausführung
F_M	N		Kräfte im Modellmaßstab
F_N	N		Normalkraft am Flügel normal zur Profillängsrichtung
F_{res}	N		Resultierende Kraft am Flügelprofil
F_{xCS}	N		Ruderkraft in x im KOS der Steuerflächen (auch Axialkraft= $F_{A_{CS}}$)
F_{yCS}	N		Ruderkraft in y im KOS der Steuerflächen (auch Normalkraft= $F_{N_{CS}}$)
g	m/s ²		Fallbeschleunigung
H	m		Gesamthöhe des Modells
H_{MS}	m		Höhe der Messstrecke
I_{ij}	kg · m ²	$I'_{ij} = \frac{I_{ij}}{\frac{\rho}{2} L^5}$	Komponenten des Trägheitstensors Θ ($I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}$)
J	–	$J = \frac{u}{n D}$	Fortschrittsziffer
K	Nm	$K' = \frac{K}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Rollmoment um die x-Achse des Fahrzeug-KOS
K_{CS}	Nm	$K'_{CS} = \frac{K_{CS}}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Anteil der Ruderkräfte am Moment des Rumpfs um die x-Achse
$k_{CS(H)}$	–		Interferenzfaktor des Rumpfs auf die CS bei Verstellung der CS für kleine Winkel
K_{CSH}	–		Gesamtinterferenzfaktor der Wechselwirkung Rumpf-CS aus der Lageänderung des Gesamtfahrzeugs für kleine Winkel
k_{CSH}	–		Gesamtinterferenzfaktor der Wechselwirkung Rumpf-CS bei Verstellung der CS für kleine Winkel
$K_{CS(H)}$	–		Interferenzfaktor des Rumpfs auf die CS aus der Lageänderung des Gesamtfahrzeugs für kleine Winkel
$K_{CS(H)}^b$	–		Interferenzfaktor der Strömungsbeeinflussung an der Position der CS über b_{CS} (ohne CS) bei Schräganströmung des Fahrzeugs
k_D	–		geometrische Verhältnis nach Dempsey $k_D = \frac{b_{CL}}{0,5 d_{H \max}}$
k_H	–		Rumpfeinflussfaktor (\bar{k}_H = gemittelt über Winkelbereich)
$k_{H(CS)}$	–		Interferenzfaktor der CS auf den Rumpf bei Verstellung der C für kleine Winkel

$K_{H(CS)}$	–		Interferenzfaktor der CS auf den Rumpf aus der Lageänderung des Gesamtfahrzeugs für kleine Winkel
K_i^*	–		CSH-Interferenzfaktor als Fkt. des Driftwinkels β mit den $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}; \text{H(CS)}$
k_i^*	–		CSH-Interferenzfaktor als Fkt. des Stellwinkels δ_{CS} der CS mit den $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}; \text{H(CS)}$
k_P	–		Geometrische Verhältnisse nach Pitts-Nielsen $k_P = \frac{0,5d_{CS}}{b_{CS}}$
$k_{P\beta i}$	–		Propellereinflussfaktor bei Schräganströmung auf die CSH-Interferenzen mit dem Index $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}$
$k_{P\delta i}$	–		Propellereinflussfaktor bei Verstellung der CS auf die CSH-Interferenzen mit dem Index $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}$
$k_{S\beta i}$	–		Turmeinflussfaktor bei Schräganströmung auf die CSH-Interferenzen mit dem Index $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}$
$k_{S\delta i}$	–		Turmeinflussfaktor bei Verstellung der CS auf die CSH-Interferenzen mit dem Index $i = \text{CSH}; \text{CS(H)}$
L	N	$C_L = \frac{L}{\frac{\rho}{2} U^2 \cdot A_{CS}}$	Auftrieb an Flügelprofilen mit Indizes (P=2D-Profil, CS = Steuerfläche)
L	m		Länge zwischen den Loten des Modells (Rumpflänge ohne Propeller (Zeichnung in Anhang A)) $L = L_{PP}$
l_{CS}	m	$\frac{l_{CS}}{L}$	Längsabstand des Druckpunkts der Steuerfläche bzgl. C (auch $ x_{CS} $)
l_M	m		Distanz der Momentenmessstelle für $M_{x_{CS}}$ an den Rudermesswaagen bzgl. C bzw. CL (mit Indizes für die CS)
L_{MS}	m		Länge der Messstrecke
l_{RM}	m		Distanz der Momentenmessstelle für $M_{x_{CS}}$ an den Rudermesswaagen bzgl. der CS-Wurzel
l_x	m		Lauflänge
m	kg	$m' = \frac{m}{\frac{\rho}{2} L^3}$	Masse des Modells einschließlich der frei flutbaren Räume, bzw. Außenhülle mit Anhängen ohne inneren Träger
M	Nm	$M' = \frac{M}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Stampfmoment um die y-Achse des Fahrzeug-KOS
M_a	–		Machzahl
M_{aPT}	–		Machzahl an der Blattspitze des Propellers
M_{CS}	Nm	$M'_{CS} = \frac{M_{CS}}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Anteil Steuerflächen am Moment des Rumpfs um die y-Achse
m_T	kg		Masse des Modellträgers mit Elektronik
N	Nm	$N' = \frac{N}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Giermoment um die z-Achse des Fahrzeug-KOS
n	min^{-1}		Propellerdrehzahl
n_0	min^{-1}		Propellerdrehzahl am Selbstantriebspunkt
N_{CS}	Nm	$N'_{CS} = \frac{N_{CS}}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Anteil der Ruderkräfte am Moment des Rumpfs um die z-Achse
$N_{\delta R}$	Nm	$N'_{\delta R} = \frac{N_{\delta R}}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Giermoment um die z-Achse des Fahrzeug-KOS bei Verstellung der Steuerflächen als Ruderfunktion

p	Pa	$cp = \frac{p - p_o}{\frac{\rho}{2} U^2}$	Druck (dimensionslos als Druckbeiwert), mit Index <i>lok</i> als lokaler Druck										
p	rad/s	$p' = \frac{p}{L \setminus U}$	Rotationsgeschwindigkeit um x-Achse										
p_o	Pa		Statischer Druck im Fluid										
$P_{0,7}$	m	$p' = \frac{p}{L \setminus U}$	Steigung des Propellerprofils auf 0,7R										
q	rad/s	$q' = \frac{q}{L \setminus U}$	Rotationsgeschwindigkeit um y-Achse										
Q	Nm	$K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}$	Propellerdrehmoment										
Q_{CS}	Nm	$Q'_{CS} = \frac{Q_{CS}}{\frac{\rho}{2} A_{CS} \bar{c}_V U^2}$	Schaftmoment an der Steuerfläche										
r	rad/s	$r' = \frac{r}{L \setminus U}$	Drehrate um z-Achse										
R	N		Widerstand (auch Schleppwiderstand R_T)										
R	m		Radius im Rundlaufversuch										
r_a	rad/s	$r'_a = \frac{r_a}{L \setminus U}$	Anfangsstörung der Drehrate um z-Achse										
r_{HM}	m		Übergangsradius des konischen Hecks zum mittleren Rumpfbereich										
			Reynoldszahl mit Index für Bezug:										
Rn	–	$Rn = \frac{u \cdot L}{\nu}$	<table border="1" style="border-collapse: collapse; width: 100%;"> <tr> <td style="padding: 2px;">L</td> <td style="padding: 2px;">Rumpflänge</td> </tr> <tr> <td style="padding: 2px;">\bar{c}</td> <td style="padding: 2px;">mittlere Profillänge der CS</td> </tr> <tr> <td style="padding: 2px;"><i>krit</i></td> <td style="padding: 2px;">kritische Reynoldszahl</td> </tr> <tr> <td style="padding: 2px;">0,7R</td> <td style="padding: 2px;">für Propellerblatt</td> </tr> <tr> <td style="padding: 2px;"><i>PT</i></td> <td style="padding: 2px;">für Propellerblattspitze</td> </tr> </table>	L	Rumpflänge	\bar{c}	mittlere Profillänge der CS	<i>krit</i>	kritische Reynoldszahl	0,7R	für Propellerblatt	<i>PT</i>	für Propellerblattspitze
L	Rumpflänge												
\bar{c}	mittlere Profillänge der CS												
<i>krit</i>	kritische Reynoldszahl												
0,7R	für Propellerblatt												
<i>PT</i>	für Propellerblattspitze												
R_T	N	$c_T = \frac{R_T}{\frac{\rho}{2} \cdot U^2 \cdot S}$	Schleppwiderstand										
S	m ²		Benetzte Fläche										
S_{FY}	m		Abstand der Kraftsensoren für Y bzgl. CL										
T	N	$k_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}$	Propellerschub										
T	°C		Temperatur										
t	–		Sogziffer										
T_U	%		Turbulenzgrad										
U	m/s		Gesamtgeschwindigkeit des Fahrzeugs $U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$										
u	m/s	$u' = \frac{u}{U}$	Komponente der Geschwindigkeit in Richtung der x-Achse										
\vec{u}_C	m/s		Geschwindigkeitsvektor des Koordinatenursprungs in C										
u_0	m/s	$u' = \frac{u_0}{U} \approx 1$	Konstante Geschwindigkeit im Gleichgewichtszustand										
U_0	m/s		Bezugsgeschwindigkeit										
u_A	m/s		Axialgeschwindigkeit in der Propellerebene										
u_{CS}	m/s		lokale Geschwindigkeitskomponente in der x-Achse an der Position der CS im Fahrzeug-KOS										
U_G	m/s		Geschwindigkeit des Originals										
U_∞	m/s		Geschwindigkeit in freiem Fluid										
U_M	m/s		Modellgeschwindigkeit (Windgeschwindigkeit)										
$U_{W max}$	m/s		Maximale Windgeschwindigkeit										
v	m/s	$v' = \frac{v}{U}$	Komponente der Geschwindigkeit in Richtung der y-Achse bzgl. C, für keine Winkel (Radiant) gilt $v' = -\beta$										

v_a	m/s	$v'_a = \frac{v_a}{U}$	Anfangsstörung der Geschwindigkeitskomponente in der y-Achse an der Position der CS im Fahrzeug-KOS
$V_{0,7}$	m/s		Geschwindigkeit auf 0,7R
v_{CS}	m/s		Lokale Geschwindigkeitskomponente in der y-Achse an der Position der CS im Fahrzeug-KOS
v_G	m/s	$v'_G = \frac{v_G}{U}$	Komponente der Geschwindigkeit in Richtung der y-Achse bzgl. C_G
w	m/s	$w' = \frac{w}{U}$	Komponente der Geschwindigkeit in Richtung der z-Achse bzgl. C , für keine Winkel (Radiant) gilt $w' = \alpha$
w_T	–		Nachstromziffer
w_G	m/s	$w'_G = \frac{w_G}{U}$	Komponente der Geschwindigkeit in Richtung der z-Achse bzgl. C_G
x, y, z	–		Achsen des globalen Koordinatensystems
X	N	$X' = \frac{X}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Längskraft in x-Richtung des Fahrzeug-KOS
x_A	m		Abstand der Profilvorderkante bis Drehachse bzw. Ruderwaage
x_B	m		Bezugsposition für Stellmoment der isolierten CS
x_{CS}	m		x-Abstand von C bis zu den Ruderachsen der CS
X_{CS}	N	$X'_{CS} = \frac{X_{CS}}{\frac{\rho}{2} L^3 U^2}$	Anteil der Steuerflächen an der Rumpfkraft in der x-Achse
x_{CSa}	m		x-Abstand vom hinteren Lot zur Abströmkante der Steuerfläche
x_{CSP}	m		Abstand der CS-Drehachse von der Propellerebene
x_{FyB}, x_{FzB}	m		Koordinaten der Kraftsensoren am Bug bzgl. AP
x_{FyH}, x_{FzH}	m		Koordinaten der Kraftsensoren am Heck bzgl. AP
x_G, y_G, z_G	m		Koordinaten des C_G bzgl. C
x_H	m		x-Abstand von C bis zum Druckpunkt der Querkraftänderung am Rumpf bei Verstellung der CS
X_{H_0}	N	$I'_z = \frac{I_z}{\frac{\rho}{2} L^5}$	Inertialmoment um z-Achse des Fahrzeug-KOS
x_k	m		Abstand bzgl. der hinteren Schulter am Rumpf (Übergangspunkt in den Heckkonus)
x_M	m		Längskoordinate der CS-Achsen bzgl. C
x_{Ref}	m	$x'_{Ref} = \frac{x_{Ref}}{L}$	x-Koordinate des hinteren Lots bzgl. C
x_T	m	$x'_T = \frac{x_T}{L}$	x-Koordinate der Hinterkante Turm bzgl. C auf Deckshöhe
x_{TB}	m		Abstand der Turbulatoren bzgl. FP
x_{TT}	m		Abstand der Turbulatoren bzgl. Vorderkante Turm
x_W	m	$x'_W = \frac{x_W}{L}$	x-Abstand des Flügeldruckpunkts bzgl. C
Y	N	$Y' = \frac{Y}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Querkraft in y-Richtung des Fahrzeug-KOS
y^+	–		Dimensionsloser Wandabstand
Y_{CS}	N	$Y'_{CS} = \frac{Y_{CS}}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Anteil der Ruderkräfte an den Rumpfkraftmessungen in der y-Achse
$Y_{CS(H)}$	N	$Y'_{CS(H)} = \frac{Y_{CS(H)}}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Querkraftänderung an der CS unter Einfluss des Rumpfs
Y_{CSH}	N	$Y'_{CSH} = \frac{Y_{CSH}}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Querkraftänderung an der CS unter Einfluss des Rumpfs

$Y_{\delta R}$	N	$Y'_{\delta R} = \frac{Y_{\delta R}}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Querkraft in y des Fahrzeug-KOS bei Verstellung der Steuerflächen als Ruderfunktion
$Y_{H(CS)}$	N	$Y'_{H(CS)} = \frac{Y_{H(CS)}}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Querkraftänderung am Rumpf durch das Vorhandensein der CS am Heck
Z	–		Propellerflügelzahl
Z	N	$Z' = \frac{Z}{\frac{\rho}{2} L^2 U^2}$	Normalkraft in z-Richtung des Fahrzeug-KOS
z_{BB}	m		z-Abstand von C bis zur Ruderachse der vorderen Tiefenruder
z_M	m		Messstelle des Moments um die y-Achse im CS-KOS
z_{Ref}	m		z-Abstand von der Messstelle bzgl. C

Abkürzungen

Kurzform	Bedeutung
AP	Hinteres Lot
ASE	analytisch - semiempirisch
AUV	Autonomous Underwater Vehicle
BP	Steuerflächen am Bug (bowplanes)
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CfK	Karbonfaserverstärkter Kunststoff
CNC	Computer Numerical Control
CP	Druckpunkt
CS	Steuerflächen (control surfaces)
CSB	Isolierte Steuerfläche in Form des Bezugsflügels nach [1]
CSH	Steuerflächen-Rumpf (Wechselwirkungen)
CSU	Isolierte Steuerfläche mit Unterbau
CV	Komplexes Fahrzeug (complex vehicle)
DMS	Dehnungsmessstreifen
EFD	Experimental Fluid Dynamics (auch EXP)
FDS	Fluid Dynamics and Ship Theory
FP	Vorderes Lot
G	Großausführung
GfK	Glasfaserverstärkter Kunststoff
H	Rumpf (hull)
ITTC	International Towing Tank Conference
K-K	Kreuzruder-Konfiguration
KOS	Koordinatensystem
Lee	Vom Wind abgewandte Seite
Luv	Dem Wind zugewandte Seite
LCO	Lift Carry Over
M	Modell
P	Propeller
PIV	Particle Image Velocimetry
S	Turm (sail)
SLS	Selective Laser Sintering
SR	Seitenruder
SR_o	oberes Seitenruder (K-K) (CS3)
SR_u	unteres Seitenruder (K-K) (CS4)

Abkürzungen

SST	Turbulenzmodell, das die Vorteile von $k - \omega$ (für wandnahen Bereich) und $k - \epsilon$ (für wandfernen Bereich) kombiniert
SV	Vereinfachte Fahrzeuggeometrie (simplified vehicle)
TP	Steuerflächen am Heck (tailplanes)
TR	Tiefenruder
TR_Bb	Oberes Seitenruder (K-K) (CS2)
TR_Stb	Oberes Seitenruder (K-K) (CS1)
TR_v_Bb	Vorderes Tiefenruder Backbord (CS 6)
TR_v_Stb	Vorderes Tiefenruder Steuerbord (CS 5)
VD-K	Vordrallruder-Konfiguration
WT	Windtunnel
W	Flügel (wing)
X-K	X-Ruder- Konfiguration

1 Einleitung

1.1 Motivation

Bei Bewegung von Fahrzeugen durch Wasser liegen komplexe Strömungsverhältnisse abhängig von der Formgebung vor. Im Bereich des Hinterschiffes ist der Komplexitätsgrad durch folgende Umstände am höchsten:

- Die Strömung ist durch den davorliegenden Rumpf beeinflusst.
- In diesem Bereich befinden sich die Steuerflächen (CS = controlsurface).
- In diesem Bereich befindet sich der Propeller.

Die aus der Umströmung resultierenden Kräfte und Momente an Rumpf, Steuerflächen und Propeller sind von der wechselseitigen Beeinflussung, nachfolgend als Interferenz bezeichnet, abhängig. Diese komplexen Zusammenhänge sind derzeit noch nicht vollständig verstanden und daher Gegenstand der Forschung.

Insbesondere an Unterwasserfahrzeugen steht das Thema der Steuerflächen-Rumpf-Interferenz (CSH-Interferenz) im besonderen Fokus, da eine Vielzahl von CS für die dreidimensionale Bewegung im Raum benötigt werden. Zudem sind die CS im Verhältnis zum Rumpf meist größer ausgeführt als bei Überwasserfahrzeugen, was zum einen auf höhere Anforderungen an die Manöviereigenschaften und zum anderen auf die Anordnung des Propellers stromabwärts der CS zurückzuführen ist. Dadurch entsteht bei jeder Ruderlage ein teilweise stark differierendes Nachstromfeld. Hinzu kommt, dass sich durch das Ruderlegen ein Spalt zwischen CS und Rumpf bildet, der sowohl die Wirkung der CS reduziert als auch den Zustrom zum Propeller stört. Dieser Effekt wirkt sich bei unterschiedlichen Ruderkonfigurationen, z.B. Kreuz- (K-K) und X-Konfigurationen (X-K), Anhang **B**, verschieden aus. Daher sind genaue Kenntnisse über die lokalen Einflüsse von großer Bedeutung für den Entwurf.

Beim Entwurf von Unterwasserfahrzeugen wird, wie bei Überwasserschiffen, großer Wert auf einen geringen Leistungsbedarf des Antriebs und optimale Manöviereigenschaften gelegt. Für die Auslegung des Rumpfs und der Anhänge von Unterwasserfahrzeugen werden neben empirischen Formeln Modellversuche und numerische Berechnungen herangezogen. Allerdings liegen für Unterwasserfahrzeuge, welche zumeist als Einzelanfertigung oder in kleiner Serie gebaut werden, kaum zugängliche Daten vor, während für Überwasserschiffe über einen längeren Zeitraum eine breite Basis von Untersuchungen mit entsprechenden Messdaten aus Modellversuchen entstanden ist. Die Qualität der Manövierprognose ist vom verwendeten Modell abhängig; hierbei spielen die CSH-Interferenzen aufgrund der Vielzahl der CS sowie der im Verhältnis zu Überwasserfahrzeugen großen Anteile an der Gesamtlateralfläche eine bedeutende Rolle.

In der Vergangenheit beschränkten sich die Untersuchungen auf große und schlanke Unterwasserfahrzeuge mit schlanken Rümpfen (große Verhältnisse der Rumpflänge L zum Rumpfdurchmesser d_H). Insbesondere zum Einfluss der Anhänge, welche wesentlich für das Manövierverhalten verantwortlich sind, liegen kaum Daten für den Entwurf kleinerer

Fahrzeuge vor. Während die strömungsmechanischen Charakteristika isolierter Geometrien wie Flügel [1], rotationssymmetrische Rumpfe und Propeller gut prognostiziert werden können, ist dies für die Interferenzen nicht in gleichen Maße der Fall [1], [2]. Die etablierten empirischen Ansätze basieren auf Parameterstudien an generischen Rotationskörpern unter Variation der am Heck angebrachten CS-Geometrien [3], [4], welche jedoch eine typische Ubootgeometrie nur stark vereinfacht und in gänzlich unterschiedlichen Proportionen (Winkel des Heckkonus, Turmgeometrie) wiedergeben.

Bei modernen Ubooten, insbesondere mit X-K, bei denen jede CS über einen eigenen Stellantrieb verfügt, ist die Möglichkeit gegeben, zusätzlich zum reinen Manövrieren eine Lagebeeinflussung durchzuführen [5]. So kann beispielsweise mit entsprechender Regelung im Drehkreis der Krängungswinkel beeinflusst werden. Für die Programmierung der Regelung sind ausführliche Daten über die Kräfte an den einzelnen CS bei jeder Winkelstellung erforderlich. Mit Modellversuchen im Windtunnel an einem entsprechend ausgerüsteten Modell lassen sich umfangreiche Messungen zeitnah und kostengünstig durchführen, verglichen mit experimentellen Untersuchungen in der Schlepprinne bzw. numerischen Untersuchungen mit Hilfe von numerischen Simulationen.

Aufgrund der schwer durchführbaren Großausführungsmessungen bleiben experimentelle Untersuchungen im Modellmaßstab zur Validierung von numerischen Simulationen unverzichtbar. Für die Genauigkeit der Ergebnisse ist die Einbeziehung möglichst aller im Original vorhandenen beweglichen Anhänge notwendig. Dies bedeutet jedoch gerade bei Versuchen in der Schlepprinne einen hohen technischen Aufwand, um die Wasserdichtigkeit dieser Anhänge und des Rumpfs zu gewährleisten. Daher beschränken sich die Versuche in der Schlepprinne zumeist auf die Messung der Kräfte auf das Gesamtmodell mit festen Anhängen. Der Windtunnel bietet hier Vorteile, weil die zu untersuchenden Modelle von allen Seiten zugänglich sind und auf Wasserdichtigkeit nicht geachtet werden muss. Allerdings stellen im Windtunnel bei niedrigen Windgeschwindigkeiten die geringen zu messenden Kräfte eine Herausforderung dar. Hinzu kommt, dass aufgrund der Modellähnlichkeitsgesetze alle Vorgänge wesentlich schneller als im Wasser stattfinden. Dies hat zur Folge, dass Propellerdrehzahlen von mehreren tausend Umdrehungen pro Minute zu realisieren sind, was die Messungen erschwert und hohe Anforderungen an Messtechnik und Modellaufbau stellt [6].

Für alle Versuche, ob in der Schlepprinne oder im Windtunnel, wird häufig eine massive Befestigung der Modelle benötigt, welche deren Umströmung beeinflussen kann. Um diese Einflüsse zu nivellieren, sind entsprechende Korrekturen erforderlich. Dabei sind systematische Messabweichungen nicht auszuschließen. Außerdem erhöht dies den experimentellen Aufwand der Untersuchungen.

Da Experimente für Kraftmessungen keine Informationen über den Kraftverlauf an Rumpf und CS liefern und die physikalischen Phänomene bei der Beeinflussung der Umströmung des Fahrzeugs durch die Anhänge oft nicht mit vertretbarem Aufwand bestimmt werden können, ist eine Kombination der experimentellen Untersuchungen mit numerischen Simulationen sinnvoll. Auf diese Weise können Detailinformationen über lokale Strömungsverhältnisse, z.B.

im Übergangsbereich der CS zum Rumpf und des Nachstroms zum Propeller, gewonnen werden.

1.2 Interferenzen am Heck von Unterwasserfahrzeugen

Die Kenntnis über die Wechselwirkungen der Geometriekomponenten am Heck ist im schiffbaulichen Umfeld für Über- und Unterwasserfahrzeuge wesentlich für Manövrier-, Widerstands- und Propulsionseigenschaften. Die Bewegungssimulation mit Hilfe der Bewegungsgleichung nach Gertler [7] und der Erweiterung durch Feldman [8] basiert auf aus Messungen am Gesamtfahrzeug ermittelten Koeffizienten, welche die Interferenzen implizit beinhalten. Daher beschränken sich die Untersuchungen auf integrale Werte (Gesamtkräfte). Die differenzierte Betrachtung einzelner Geometrien wie den CS und deren komplexes Strömungsumfeld werden selten untersucht. Dies gilt auch für den Nachstrom zum Propeller, der als Nachstromziffer bei Geradeausfahrt zu einer Kennzahl für die Propulsionsprognose zusammengefasst wird. Aber gerade die Schwankungen sind im Hinblick auf die Optimierung der Effizienz sowie auf Vibrations- und Geräuschminderung von Interesse für den Entwurf [9].

Steuerflächen-Rumpf-Interferenz (CSH)

Die CSH-Interferenzen (CSH = control surface+hull) sind schon seit Jahrzehnten Gegenstand der Forschung. Die Ursprünge gehen auf Untersuchungen und Ansätze für Luftschiffe, Flugzeuge und Flugkörper [10]–[13] zurück. Luftfahrttechnische Untersuchungen an beidseitig spitz zulaufenden Rotationskörpern mit einem Flügel wurden in [12] durchgeführt, um den Zusammenhang von CSH-Interferenz und Effizienz hinsichtlich Kursstabilität zu untersuchen. Demnach besteht ein erheblicher Einfluss des CS-Seitenverhältnisses sowie des Verhältnisses der CS-Spannweite b_{CS} zum lokalen Rumpfdurchmesser d_{HCS} an der Position der CS aufgrund der induzierten Lasten vom Flügel auf den Rumpf und umgekehrt. Diese Lasten liegen nach [13] in derselben Größenordnung und führen für kleinen b_{CS}/d_{HCS} mit zu einer erheblichen Effizienzsteigerung (>100%). Diese Ergebnisse lassen sich aufgrund der extrem schlanken Rumpfform und der im Verhältnis zum Rumpf großen Flügel nur qualitativ auf Unterwasserfahrzeuge anwenden.

CS von Unterwasserfahrzeugen weisen aufgrund ihres geringeren Seitenverhältnisses wesentliche Wechselwirkungen auf [14]. Die Größe der einzelnen Interferenzanteile konnte jedoch anhand zur Verfügung stehender Messdaten nicht vollständig ermittelt werden.

Während für den Schiffbau typische CS mit kleinem Seitenverhältnis ausführlich untersucht wurden [1], stammten die Erkenntnisse für Unterwasserfahrzeuge vorwiegend aus den Untersuchungen an Luftschiffen [10], [11]. Untersuchungen an einem Halbmodell eines Uboothecks wurden in [15] zum Einfluss des Rumpfs auf die Kräfte an einer Steuerfläche durchgeführt. Es zeigte sich, dass bei größerem Ruderausschlag das effektive Seitenverhältnis der CS auf ca. 2/3 des geometrischen Seitenverhältnisses reduziert wurde und sich der Druckpunkt in Spannweitenrichtung in Richtung Flügelspitze verlagert. Obwohl die Geometrie stark vereinfacht ist, zeigen sich der erhebliche Einfluss des Rumpfs sowie die Spaltbildung beim Legen der CS an Unterwasserfahrzeugen. Ähnliche Untersuchungen führte Mackay [16] an einem Teilmodell eines rotationssymmetrischen Hecks mit K-K- und X-K

durch, wonach als zentrale Erkenntnis der Kontrollverlust in der Vertikalebene bei der Bewegung in der Horizontalebene für die X-K durch die Interferenzen identifiziert wurde.

Die strömungsmechanischen Untersuchungen von Dempsey [3] an einem Rotationskörper (Modell 4621) mit CS mit K-K mündeten in eine empirische Formel für die Bewertung der Effizienz der CS am Heck, die noch heute dem Stand der Technik entspricht. Die Effizienz wird dabei anhand des Verhältnisses der Auftriebsgradienten der Summe der CS unter Rumpfeinfluss zu jenen ohne Rumpfeinfluss (als Doppelflügel) abgeleitet. Die empirische Formel (Details in Kapitel 3.3.2) in Abhängigkeit vom Verhältnis der maximalen Spannweite der CS zum maximalen Rumpfdurchmesser berücksichtigt jedoch nicht die Heckgeometrie. Dies führt nach [17], [18] zu einer erheblichen Unschärfe, welche die Effizienz im frühen Entwurfsstadium meist unterbewertet.

Zur Prognose des stationären Drehkreises (Drehfähigkeit) des AUV¹ MAYA verglich Barros [19] analytisch semi-empirische (ASE) Methoden zur Bestimmung der strömungsmechanischen Ableitungen unter Berücksichtigung von CSH-Interferenzen. Der Vergleich mit der numerischen Simulation und experimentellen Ergebnissen zeigte für die Prognose einen um 7% zu geringen Drehkreis durch die Überschätzung der Querkräfte an den CS. Hierbei ist jedoch anzumerken, dass die CS im zylindrischen Bereich des Rumpfs angeordnet sind, wodurch die Grenzschicht vernachlässigbar gering ist. Goodman [4] zeigt, dass die Anordnung der CS im zylindrischen Rumpfbereich eine Steigerung des Auftriebs von 30 bis 40% gegenüber dem isolierten Flügel hervorruft, während ein ausgeprägter Konuswinkel am Heck aufgrund der Grenzschicht zur Verringerung der Querkräfte um 30 bis 40% bei Schräganströmung des Fahrzeugs führt. Der Einfluss gestellter CS wurde jedoch nicht betrachtet.

Propeller-Steuerflächen-Interferenz

Aufgrund der komplexen technischen Voraussetzungen gibt es nur wenige veröffentlichte experimentelle Untersuchungen zum Propellereinfluss auf die CS an Unterwasserfahrzeugen. Die von Watt [6] im Windtunnel durchgeführten Experimente an einem Ubootmodell mit Propeller bei großen Anströmwinkeln zeigen, dass der Einfluss des Propellers auf die Axialkraft bedeutend und auf die Querkräfte am Rumpf vernachlässigbar ist. Der Einfluss auf die Querkräfte an den CS hingegen ist nachweislich von den Propulsionsbedingungen insbesondere bei Verstellung der CS abhängig.

Der Einfluss des Propellersogs auf den effektiven Anströmwinkel und damit die Querkräfte an den CS beschreibt Hickey [20] als nichtlinear während eines Manövers.

1.3 Herleitung des Forschungsbedarfs

Interferenzeffekte zwischen den CS und dem Rumpf nehmen mit abnehmendem Seitenverhältnis der CS zu und können in der Größenordnung der isolierten CS liegen [21]. Insbesondere bei Unterwasserfahrzeugen sind die strömungsmechanischen Anteile der

¹ AUV (Autonomous Underwater Vehicle): unbemannte Unterwasserfahrzeuge, die autonom agieren

Einleitung

Interferenzen aufgrund der Vielzahl der CS von entscheidender Bedeutung für das Manövrierverhalten.

Der Schwerpunkt der Untersuchungen lag in der Vergangenheit vorrangig auf rotations-symmetrischen Körpern mit Verhältnissen der Rumpflänge L zum Rumpfdurchmesser d_H von $L/d_H > 8$ [3], [22]. Dies ist zum einen mit dem Fokus auf großen militärischen Fahrzeugen (Atom-Uboote), zum anderen auf AUV's mit möglichst einfachen Geometrien zurückzuführen (Tab. 1.1). Die Ansätze basieren im Wesentlichen auf Untersuchungen an Luftfahrzeugen und Flugkörpern [23]. Der Anteil des Rumpfs an den aerodynamischen Lasten ist bei diesen Fahrzeugen im Vergleich zu den Tragflächen klein. Bei Unterwasserfahrzeugen ist dies nicht der Fall, somit sind auch die CSH-Interferenzen unterschiedlich. Frei zugängliche Untersuchungen zu Fahrzeugen mit nicht kreisförmigen Rumpfqerschnitten sind erst seit kurzem in den Vordergrund gerückt [18]. Daher sind Rückschlüsse auf die Interferenzen noch sehr beschränkt. Speziell die Auswirkung der Anordnung der CS am Heck auf die Anteile der CSH-Interferenzen stellt ein Informationsdefizit dar.

Tab. 1.1: Überblick über Ansätze zur Bestimmung der CSH-Interferenzen an Unterwasserfahrzeugen

Verfahren	Informationsgehalt	Einschränkungen
Dempsey [3]	Empirischer Ausdruck für den integralen Interferenzfaktor (Effizienz der CS)	Keine differenzierte Betrachtung (CS->H, H->CS) lediglich Driftwinkel, keine Stellwinkel der CS
Pitts-Nielsen [13]	ASE-Ansatz Interferenzkoeffizienten differenziert nach Wirkung auf die CS und Wirkung auf den Rumpf	nur für Flügelanordnungen im zylindrischen Rumpfbereich (kein Heckkonus), Flugkörper
Bohlmann [14]	Analytische Beschreibung der Interferenzkoeffizienten	Keine genaue Kenntnis über die Größe der Interferenzfaktoren
Goodman [4]	Zeigt den hohen Einfluss des Heckkonus auf die CSH-Interferenz	Fahrzeugproportion stark abweichend zu realen Unterwasserfahrzeugen, kein Propellereinfluss

In den experimentellen Untersuchungen, auf denen die meisten analytischen und empirischen Formulierungen beruhen [3], [24], [25], erfolgt die Ermittlung der Kraftanteile der CS durch die „strip-down-Methode“. Hierfür werden die Modelle in verschiedenen Ausrüstungsstufen vermessen und Differenzen gebildet. Durch diese dem Stand der Technik entsprechende Vorgehensweise sind zeitaufwendige Umbauten notwendig, was die Kosten pro Messung nach oben treibt. Zudem führt eine Unterbrechung des Versuchs zu zusätzlichen Messunsicherheiten durch Randbedingungen (Temperatur, Druck, Ausrichtung des Modells). An dieser Stelle besteht Optimierungspotential für die Gestaltung des Versuchsmodells im Hinblick auf die Funktionalität und die Kraftmesstechnik.

Im Rahmen dieser Arbeit sollen folgende Fragestellungen behandelt werden:

- Wie groß sind die Abweichungen der derzeit im Entwurf verwendeten Methoden zur Prognose der Steuerflächen-Rumpf-Interferenzen?
- Wie wirkt sich die Anordnung der CS bei unterschiedlichen Heckkonfigurationen auf die Interferenzen der einzelnen CS aus?

Damit verbunden sind folgende Unterpunkte:

- Welche mathematische Formulierung kann eine verbesserte Prognose für den Entwurf ermöglichen?
- Mit welchen experimentellen Mitteln kann die CSH-Wechselwirkung, insbesondere an einzelnen CS, genauer untersucht werden?
- Wie wirkt sich eine verbesserte Prognose der Interferenzen auf die Prognose der dynamischen Stabilität und des stationären Drehkreises aus?

1.4 Zielsetzung und Vorgehensweise

Die vorliegende Arbeit hat zum Ziel, das Verständnis der Steuerflächen-Rumpf-Interferenzen (CSH-Interferenzen) unter Einfluss des Propellers an Unterwasserfahrzeugen zu erweitern und die zum Zeitpunkt der Arbeit vorhandenen Erkenntnislücken für komplexe Geometrien zu füllen. Dies erfolgt durch Aufgliederung in drei Teilaufgaben, welche die Erweiterung der bestehenden CSH-Prognosemethoden nach Pitts-Nielsen und Dempsey zum Ziel haben.

Den Prognosemethoden gemein ist die Verwendung des sogenannten Bezugsflügels. Dessen fluidmechanische Charakteristik wird im Entwurf anhand empirischer Methoden ermittelt. Für die Bewertung des Geometrieinflusses, speziell der Form der Flügelwurzel ohne und mit Anpassung an den Heckkonus, erfolgt die Validierung numerisch und experimentell mit typischen CS-Geometrien für Unterwasserfahrzeuge.

Für die Formulierung von Korrekturfunktionen für bestehende Prognosemethoden werden Untersuchungen zur Abhängigkeit der CSH-Interferenzen von den Einflussfaktoren

- Konuswinkel des Hecks,
- Reynoldszahl,
- Driftwinkel,
- Stellwinkel der CS,
- Position der CS (Anordnung für Kreuz- und X-Konfiguration)

durchgeführt. Diese erfolgen numerisch an einer vereinfachten Fahrzeuggeometrie mit variablem Konuswinkel und einer einzelnen CS.

Die Validierung der Korrekturfunktionen der CSH-Prognosemethoden für eine komplexe Fahrzeuggeometrie erfolgt anhand experimenteller Modellversuche. Für die experimentellen Untersuchungen im Windtunnel wird eine Messplattform entwickelt, welche die Messungen der fluidmechanischen Lasten an Rumpf und CS, bei Verstellung der CS und Propellereinfluss ermöglicht. Ergänzende numerische Untersuchungen dienen hierbei der Auslegung der Messplattform sowie der Untersuchungen zu lokalen Phänomenen.

Einleitung

Tab. 1.2: Zusammenfassung der Ziele der Arbeit sowie die Schritte

Prognose der Steuerflächen-Rumpf-Interferenzen (CSH-Interferenzen) an Unterwasserfahrzeugen			
Ziel	Validierung empirischer Methoden zur Bestimmung der Querkräfte an isolierten CS-Geometrien als Basis für die Bestimmung der CSH-Interferenzen	Mathematische Formulierung folgender Einflussparameter auf CSH-Interferenzen: - Konuswinkel des Hecks, - Reynoldszahl, - Driftwinkel, - Stellwinkel der CS, - Position der CS	Validierung der Prognose mit den zusätzlichen Einflüssen: - komplexe Rumpfform - Turm - Propeller
	Erstellung typischer CS-Geometrien, welche an die Rumpfgeometrie von Unterwasserfahrzeugen angepasst ist	Erstellung einer vereinfachten Fahrzeuggeometrie mit variablem Konuswinkel und einer Steuerfläche	Entwurf und Umsetzung einer Messplattform für komplexe Unterwasser-Fahrzeuggeometrien
	numerische und experimentelle Untersuchung der isolierten CS	numerische Untersuchung der Fahrzeuggeometrie in Abhängigkeit von den Einflussparametern	numerische und experimentelle Untersuchung einer komplexen Fahrzeuggeometrie im Windtunnel
Vorgehen	Bewertung von derzeitigen Prognosemethoden nach dem Stand der Technik		Bewertung der neu erarbeiteten Prognosemethode

1.5 Struktur der Arbeit

Diese Arbeit gliedert sich in neun Kapitel. Im Anschluss an die Einleitung erfolgt in Kapitel 2 die Beschreibung der mathematischen Zusammenhänge und Konventionen des Manövrierens von Unterwasserfahrzeugen. Anschließend werden in Kapitel 3 die Grundlagen für die Kräfte beim Entwurf von Unterwasserfahrzeugen mit dem Schwerpunkt auf den Wechselwirkungen zwischen Steuerflächen und Rumpf erläutert. In Kapitel 4 erfolgt die Beschreibung der in dieser Arbeit untersuchten Geometrien, ausgehend von der isolierten Steuerfläche CS über eine vereinfachte Fahrzeuggeometrie hin zur komplexen Fahrzeuggeometrie. In Kapitel 5 wird auf die numerische Untersuchung der in Kapitel 4 vorgestellten Geometrien eingegangen. Kapitel 6 beschäftigt sich mit den experimentellen Untersuchungen im Windkanal, wobei hier der Schwerpunkt auf der Entwicklung der Messplattform liegt. In Kapitel 7 wird auf die Ergebnisse der Untersuchungen der vereinfachten Fahrzeuggeometrie und der daraus resultierenden mathematischen Beschreibung der CSH-Interferenzen eingegangen. In Kapitel 8 erfolgt die Diskussion der Ergebnisse am komplexen Fahrzeug und der Anwendung der Ergebnisse aus Kapitel 6 auf eine komplexe Fahrzeuggeometrie. In Kapitel 9 werden die Ergebnisse der Arbeit zusammengefasst und ein Ausblick auf potentielle Anwendungen und Weiterentwicklungen gegeben.

2 Begriffe und mathematische Grundlagen

In diesem Kapitel werden zunächst die in der Arbeit verwendeten Konventionen und Begriffe definiert. Anschließend erfolgt ein Überblick über die mathematischen Zusammenhänge der dynamischen Stabilität und Drehfähigkeit von Unterwasserfahrzeugen. Zum Abschluss dieses Kapitels wird auf die Ermittlung strömungsmechanischer Koeffizienten eingegangen.

2.1 Konventionen

2.1.1 Begriffsdefinition

Zunächst erfolgt eine Definition der wichtigsten Begriffe, die in der Arbeit im Zusammenhang mit Unterwasserfahrzeugen Verwendung finden:

Rumpf (H)	<ul style="list-style-type: none"> • Grundgeometrie des Fahrzeugs inkl. Deck und Kielbereich
Turm (S)	<ul style="list-style-type: none"> • Strömungsgünstige Verkleidung von Ausstieg und Gerätschaften auf dem Deck
Steuerflächen (CS)	<ul style="list-style-type: none"> • Sammelbegriff für alle Steuerungsorgane (control surfaces) am Heck
Propeller (P)	<ul style="list-style-type: none"> • dient dem Vortrieb des Fahrzeugs • wird durch stromaufwärts befindliche Geometrien beeinflusst, • beeinflusst durch den Betrieb diese jedoch auch
Seitenruder (R)	<ul style="list-style-type: none"> • Steuerflächen für das Manövrieren in der Horizontalebene • Stellwinkel der Ruderfunktion δ_R
Tiefenruder (S)	<ul style="list-style-type: none"> • Steuerflächen für das Manövrieren in der Vertikalebene • Stellwinkel der Tiefenruderfunktion δ_S

Die Nomenklatur dieser Arbeit entspricht weitestgehend der DIN 81208-1 [26], wobei das Internationale SI-Maßsystem gilt. Für die gerichteten Größen (Kräfte, Momente, Geschwindigkeiten) wird die in Tab. 2.1 aufgeführte Notation für die sechs Freiheitsgrade verwendet. Der Begriff „Kraft“ dient als Sammelbegriff für die Kräfte und Momente (z.B. strömungsmechanische Kraft), wenn nicht explizit zwischen Kraft und Moment unterschieden wird.

Tab. 2.1: Notation der Freiheitsgrade der Bewegung

Bezeichnung (zusätzlich engl.)	Richtung/ Drehwinkel	Geschwindigkeit	Kraft/ Moment
Längsbewegung (surge)	x	u	X
Querbewegung (sway)	y	v	Y
Vertikalbewegung (heave)	z	w	Z
Rollen (roll)	ϕ	p	K
Stampfen (pitch)	θ	q	M
Gieren (yaw)	ψ	r	N

Zeitliche Ableitungen sind mit einem Punkt gekennzeichnet (z.B. $\dot{v} = dv/dt$). Für den CS-Stellwinkel wird δ bzw. δ_{CS} definiert, wobei zusätzliche tiefergestellte Indizes zur Kennzeichnung einzelner Steuerflächen dienen.

Zur besseren Vergleichbarkeit der Ergebnisse ist es sinnvoll, sowohl die Kräfte und Momente als auch die Einflussgrößen in dimensionsloser Form anzugeben. Zur Entdimensionalisierung

Begriffe und mathematische Grundlagen

werden die Fahrzeuglänge L , die Dichte des Fluids ρ und der Betrag der Geschwindigkeit U verwendet (Tab. 2.2).

Tab. 2.2: Faktoren und Bezeichnungen zur Entdimensionalisierung

Bezeichnung	Faktor		Dimensionsloser Ausdruck	
Kräfte	$\left(\frac{\rho}{2}L^2U^2\right)^{-1}$		$X'; Y'; Z'$	
Momente	$\left(\frac{\rho}{2}L^3U^2\right)^{-1}$		$K'; M'; N'$	
Geschwindigkeiten /Drehraten	U^{-1}	$\frac{L}{U}$	u' $w' = \sin \alpha$ $v' = -\sin \beta$	p' q' r'
Masse	$\left(\frac{\rho}{2}L^3\right)^{-1}$		m'	
Inertialmoment	$\left(\frac{\rho}{2}L^5\right)^{-1}$		I_x' I_y' I_z'	

Für die linearen Koeffizienten der Bewegungsgleichungen gilt die Approximation für kleine Winkel (in Radiant):

$$\sin(\text{Winkel}) = \text{Winkel}, \quad \cos(\text{Winkel}) = 1 \quad (2.1)$$

Die Drehzahl des Propellers n_{prop} wird gemäß [8] bzgl. des Selbstantriebspunkts als dimensionslose Kennzahl η angegeben. Hierbei entspricht $\eta = 1$ der Drehzahl am Selbstantriebspunkt des Modells und $\eta = 0$ dem Zustand ohne Propeller.

$$\eta = \frac{n_c}{n_0} = \frac{\text{aktuelle Drehzahl}}{\text{Drehzahl im Selbstantriebspunkt}} \quad (2.2)$$

Als wichtige Kennzahl für viskose Effekte ist die Reynoldszahl mit der lokalen Geschwindigkeit u , der Lauflänge l_x sowie der kinematischen Viskosität ν wie folgt definiert (siehe Anhang C.1):

$$Rn = \frac{u \cdot l_x}{\nu} \quad (2.3)$$

2.1.2 Koordinatensysteme

Die verwendeten Koordinatensysteme (KOS) sind als rechtshändiges dreidimensionales orthogonales KOS definiert und entsprechen der Konvention nach [7].

Gesamtfahrzeug

Die Konventionen des globalen KOS und des fahrzeugfesten KOS sind in Abb. 2.1 dargestellt nach [7]. Der Ursprung \mathcal{C} des fahrzeugfesten KOS befindet sich hier auf halber Fahrzeuglänge. Die x-Achse fällt mit der Rotationsachse des Druckkörpers (Fahrzeuglängsachse) zusammen und zeigt positiv zum Bug. Die y-Achse (Querachse) zeigt positiv nach Steuerbord und die z-Achse (Hochachse) positiv nach unten. Die xz-Ebene entspricht der vertikalen Symmetrieebene. Die Drehwinkel α (Anstellwinkel), β (Driftwinkel) und γ (Rollwinkel) sind positiv um die jeweilige Achse wie folgt definiert:

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{w}{u}\right) \quad (2.4)$$

$$\beta = \tan^{-1}\left(\frac{-v}{u}\right) \quad (2.5)$$

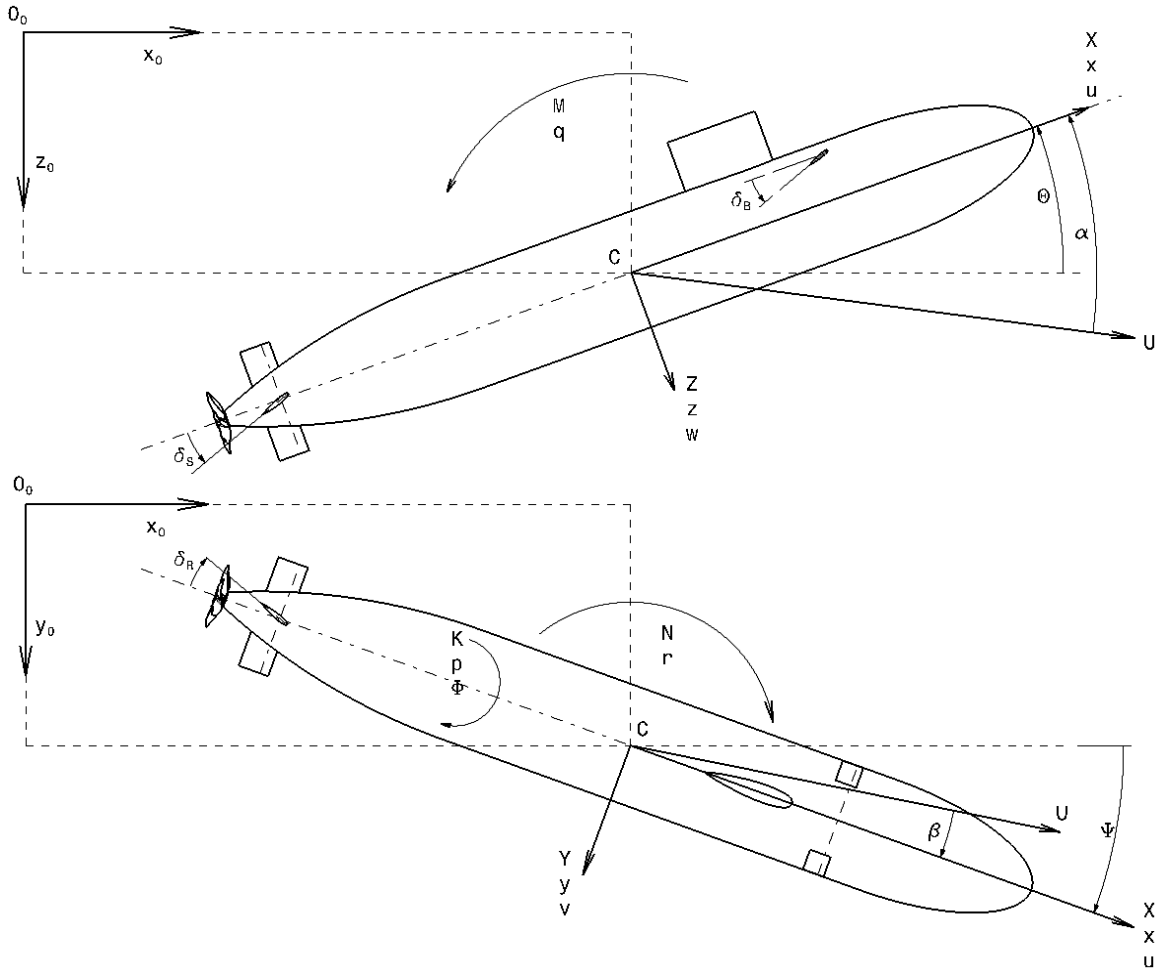


Abb. 2.1: Koordinatensystem des Gesamtfahrzeugs

Die drei Komponenten der strömungsmechanischen Kraft X, Y, Z sowie die translatorischen Geschwindigkeiten u, v, w entsprechen den positiven Achsrichtungen des fahrzeugfesten KOS. Die Momente K, M, N sowie die rotatorischen Geschwindigkeiten p, q, r entsprechen den positiven Drehrichtungen um die Achsen des fahrzeugfesten KOS. Die Gesamtgeschwindigkeit des Fahrzeugs ergibt sich als quadratische Summe $U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$.

Die lokalen Geschwindigkeiten beim Manövrieren setzen sich aus einem translatorischen und einem rotatorischen Anteil zusammen; somit lassen sich die Quergeschwindigkeiten des Massenmittelpunkts C_G wie folgt ausdrücken:

$$v_G = v_C + x_G r \quad (2.6)$$

$$w_G = w_C + x_G q \quad (2.7)$$

Hierbei entspricht x_G dem Abstand des C_G bzgl. C in x -Richtung. Bei Versuchen zur Bestimmung der Manövrierkoeffizienten (Kapitel 2.4) fällt das globale KOS mit dem der Versuchseinrichtung zusammen, wodurch $\theta = \alpha$ und $\psi = \beta$ entsprechen.

Steuerflächen (CS)

Für das Manövrieren sind typischerweise am Heck von Unterwasserfahrzeugen mehrere Steuerflächen in unterschiedlichsten Konfigurationen angebracht (siehe Anhang B).

In dieser Arbeit kommen die am weitesten verbreiteten Anordnungen in Form der Kreuz-Konfiguration (K-K) sowie der X-Konfiguration (X-K) zur Anwendung. Die entsprechenden lokalen KOS sind in Abb. 2.2 dargestellt. Die lokalen rechtshändigen KOS der Steuerflächen sind mit dem Index CS gekennzeichnet. Der positive Stellwinkel δ_{CS} ist so definiert, dass sich im KOS des Gesamtfahrzeugs ein negatives Steuermoment um die jeweilige Achse einstellt.

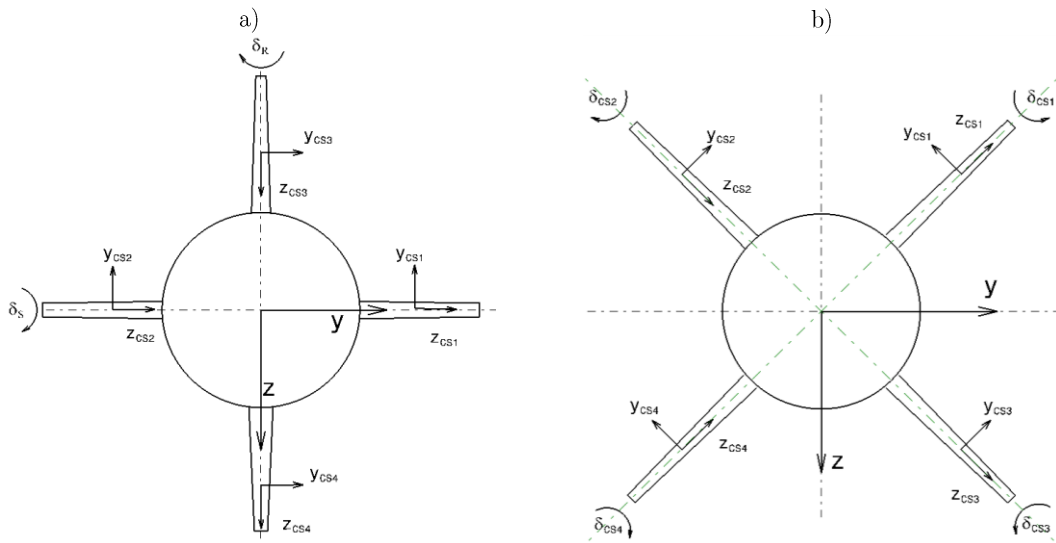


Abb. 2.2: Orientierung der Koordinatensysteme, a) K-K und b) X-K (Blick Richtung Bug)

Neben der Anordnung der Steuerflächen wird hier auch zwischen Balance- und Klappenrudern unterschieden. Hierfür ist die Steuerfläche CS1 in (Abb. 2.3) exemplarisch mit Blick in Richtung der Drehachse dargestellt. Für ein Balanceruder entspricht z_{CS} der Drehachse der lokalen z -Achse der CS, somit dreht sich bei Verstellung der CS das CS-KOS mit.

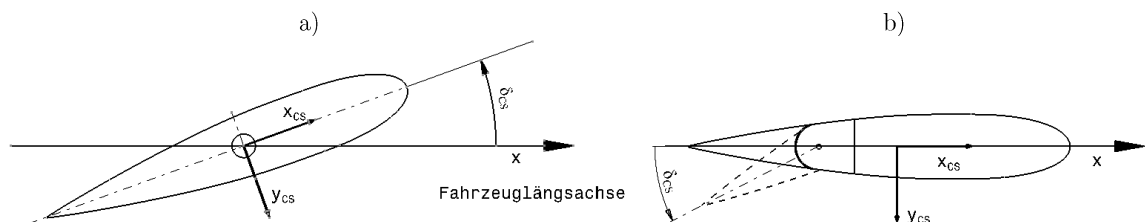


Abb. 2.3: Koordinatensysteme der Steuerfläche CS mit Blick in Achsrichtung, a) Balance- und b) Klappenrudern

Im Fall des Klappenruders befindet sich die z -Achse parallel zur Drehachse des beweglichen Teils, jedoch am festen Ruderteil, und sie dreht somit dicht mit der Klappe mit.

Je nach Heck bzw. Ruderkonfiguration ist eine mechanische Kopplung der gegenüberliegenden Steuerflächen möglich (Abb. 2.2). Für die K-K besteht eine Kopplung der vertikal angeordneten Seitenruder (R) und der Tiefenruder am Heck (S), damit gilt:

$$x_{CS1} = x_{CS2}; y_{CS1} = y_{CS2}; z_{CS1} = z_{CS2} \quad \text{und} \quad x_{CS3} = x_{CS4}; y_{CS3} = y_{CS4}; z_{CS3} = z_{CS4}$$

Für die X-K sind die Steuerflächen voneinander unabhängig verstellbar. Erfolgt die Verstellung mit einem einheitlichen Stellwinkel (keine individuelle Verstellung), ergeben sich die zusammengefassten geometrischen Stellwinkel der hinteren Steuerflächen aus der Kombination für die entsprechenden "Steuerfunktionen":

$$\text{Seitenruderfunktion} \quad \delta_R = \frac{1}{4}(-\delta_{CS1} + \delta_{CS2} + \delta_{CS3} - \delta_{CS4}) \quad (2.8)$$

$$\text{Tiefenruderfunktion} \quad \delta_S = \frac{1}{4}(\delta_{CS1} + \delta_{CS2} + \delta_{CS3} + \delta_{CS4}) \quad (2.9)$$

Da die Wirkung der einzelnen Steuerflächen jedoch von der stromaufwärts befindlichen Geometrie (z.B. Turm und Deck) abhängt, ist eine separate Betrachtung für eine verbesserte Aussage über das Manövrierverhalten sinnvoller [27].

2.2 Bewegungsgleichungen

Das Manövrieren von Unterwasserfahrzeugen ähnelt dem von Überwasserschiffen, findet jedoch nicht nur in der zweidimensionalen Horizontalebene, sondern in allen drei Raumrichtungen mit sechs Freiheitsgraden (drei translatorische und drei rotatorische) statt. Die Bewegung stellt sich als ein komplexes nichtlineares Problem mit Kopplungen der sechs Freiheitsgrade dar.

Die mathematische Beschreibung erfolgt durch die Beschreibung der Lageänderung (Verschiebung und Rotation) des körperfesten KOS relativ zum globalen (erdfesten) KOS (siehe Abb. 2.1). Für die Bewegung wird das Fahrzeug als starrer Körper angenommen, der sich aus einer Vielzahl von Massenpunkten (Index i) zusammengesetzt. Für eine ausführliche Herleitung der mathematischen Beziehungen der Starrkörperkinematik sei an dieser Stelle auf [28], [29] verwiesen.

Nach dem zweiten Newtonschen Gesetz folgt für die Kraftgleichung im globalen KOS [30]

$$\vec{F} = \sum_i m_i \vec{b}_i \quad (2.10)$$

Links stehen die Kräfte $\vec{F} = (X, Y, Z)$, die als äußere fluidmechanische Lasten auf das Fahrzeug wirken. Der Term auf der rechten Seite entspricht dem Anteil aufgrund der Massenpunkte und deren Beschleunigung \vec{b} .

$$\vec{b} = \vec{\omega} \times \vec{u} + \dot{\vec{u}} \quad (2.11)$$

Mit dem Vektor der Winkelgeschwindigkeiten $\vec{\omega} = (p, q, r)$, dem Geschwindigkeitsvektor $\vec{u} = (u, v, w)$ sowie dessen zeitlicher Ableitung $\dot{\vec{u}} = (\dot{u}, \dot{v}, \dot{w})$ im bootsfesten KOS (relativ zum globalen KOS) wird die Beschleunigung berechnet. Für den Geschwindigkeitsvektor bezogen auf das globale KOS gilt:

$$\vec{u} = \vec{u}_C + \vec{\omega} \times \vec{x} + \dot{\vec{x}} \quad (2.12)$$

- mit
- \vec{u}_C = Geschwindigkeitsvektor des Koordinatenursprungs C des bootsfesten KOS
 - $\vec{\omega} \times \vec{x}$ = Kreuzprodukt aus Winkelgeschwindigkeitsvektor des bootsfesten KOS und dem Ortsvektor des zu betrachtenden Punktes
 - $\dot{\vec{x}}$ = Geschwindigkeit als zeitliche Ableitung von \vec{x} relativ zum bootsfesten KOS

In ausgeschriebener Form ergeben sich die Kraftkomponenten mit der Gesamtmasse des Fahrzeugs $m = \sum_i m_i$ zu:

$$X = m[\dot{u} - vr + wq - x_G(q^2 + r^2) + y_G(pq - \dot{r}) + z_G(pr + \dot{q})] \quad (2.13)$$

$$Y = m[\dot{v} + ur - wp + x_G(qp + \dot{r}) - y_G(r^2 + p^2) + z_G(qr - \dot{p})] \quad (2.14)$$

$$Z = m[\dot{w} - uq + vp + x_G(rp - \dot{q}) + y_G(rq + \dot{p}) - z_G(p^2 + q^2)] \quad (2.15)$$

Fällt der Massenmittelpunkt mit C zusammen, entfallen die Anteile x_G, y_G, z_G als relative Koordinaten des Massenmittelpunktes im bootsfesten KOS.

Die äußeren Momente $\vec{M} = (K, M, N)$ ergeben sich als Summe der Kreuzprodukte der Ortsvektoren \vec{x}_i und der Kräfte durch Beschleunigung der Massenpunkte m_i :

$$\vec{M} = \sum_i \vec{x}_i \times \vec{b}_i m_i \quad (2.16)$$

Über den Drallsatz lässt sich der Zusammenhang zwischen \vec{M} und dem Trägheitstensor θ sowie der Winkelgeschwindigkeit $\vec{\omega}$ und dessen Ableitung $\dot{\vec{\omega}}$ ausdrücken:

$$\vec{M} = \theta \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times \theta \vec{\omega} \quad (2.17)$$

mit

$$\theta = m \begin{bmatrix} (y^2 + z^2) & -xy & -xz \\ -xy & (z^2 + x^2) & -yz \\ -xz & -yz & (x^2 + y^2) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Die Momentengleichungen lauten ausgeschrieben:

$$K = I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr + I_{xz}(\dot{r} + pq) + I_{yz}(r^2 - q^2) + I_{xy}(q - pr) + m[y_G(\dot{w} - uq + vp) - z_G(\dot{v} + ur - wp)] \quad (2.19)$$

$$M = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})rp - I_{yx}(\dot{p} + qr) + I_{zx}(p^2 - r^2) + I_{yz}(qp - \dot{r}) + m[z_G(\dot{u} - rv + wq) - x_G(\dot{w} - uq + vp)] \quad (2.20)$$

$$N = I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq - I_{zy}(\dot{q} + rp) + I_{xy}(q^2 - p^2) + I_{zx}(rq - p) + m[x_G(\dot{v} + ur - wp) - y_G(\dot{u} - rv + wq)] \quad (2.21)$$

Verlaufen die Hauptachsen durch den Massenmittelpunkt, entfallen die Deviationsmomente I_{xy}, I_{zx}, I_{yz} .

Die Modellierung der strömungsmechanischen Kräfte und Momente kann über zwei Varianten erfolgen:

1. Koeffizientenbasiertes Modell
2. Komponentenbasiertes Modell (Kräfte einzelner Geometrien)

Im **koeffizientenbasierten Modell** werden die strömungsmechanischen Kräfte am Gesamtfahrzeug als Funktion von Einflussgrößen (Geschwindigkeit, Beschleunigung, Propellerdrehzahl, Stellwinkel der Steuerflächen) durch eine Taylorreihenentwicklung um einen Referenzzustand (meist Geradeausfahrt mit konstanter Geschwindigkeit mit dem Index 0) beschrieben [31]. Die strömungsmechanischen Kräfte sind somit als Summe linearer und

nichtlinearer Terme quantifiziert. Die Einzelterme entsprechen dem Produkt aus dem konstanten Koeffizienten (bzw. strömungsmechanischen Derivat) und der/den Einflussgröße(n). So gilt beispielsweise für die Querkraft Y in der Horizontalebene in Abhängigkeit von der Quergeschwindigkeit v :

$$Y = \frac{\partial Y}{\partial v} \cdot v = Y_v \cdot v \quad (2.22)$$

Der lineare Koeffizient Y_v aus dem partiellen Differential $\partial Y / \partial v$ an der Stelle $v = 0$ wird auch als Dämpfungskoeffizient oder Stabilitätsableitung bezeichnet. Für die Beschreibung der Kräfte sind nicht alle Summanden der Taylorreihe notwendig, so entfallen Terme beispielsweise durch Symmetriebedingungen. Auf eine Herleitung der Bewegungsgleichung wird an dieser Stelle verzichtet und auf entsprechende Literatur [29], [31] verwiesen.

Speziell für die Auswertung von Kraft- und Momentenmessungen am gefesselten Uboot-Modell stellte Gertler [7] die sogenannten "Standard-Bewegungsgleichungen für Uboote" auf.

Feldman [8] modifizierte diese Gleichungen, um die im Drehkreis bzw. Driften induzierten Geschwindigkeiten an den hinteren Steuerflächen und dem Rumpf aus den vom Turm erzeugten Wirbeln zu berücksichtigen, siehe (Anhang D). Obwohl die Bewegungsgleichungen auch nichtlineare Terme beinhalten, sind sie nur für moderate Manöver gültig (für Notauftauchen und enge Drehkreise nicht zu verwenden [14]).

Durch eine hinreichend genaue Abbildung der strömungsmechanischen Kräfte, inklusive aller Interferenzen für ein komplexes Fahrzeug, ist mit diesem Modell eine genauere Prognose des Bewegungsverhaltens möglich.

Die größte Schwäche des koeffizientenbasierten Modells liegt in der geringen Flexibilität aufgrund der Gültigkeit für nur eine bestimmte Geometrie. Daher ist es kaum für systematische Untersuchungen im Designprozess anwendbar.

Das **komponentenbasierte Modell** basiert auf der Zerlegung bzw. Rückführung der strömungsmechanischen Kräfte an einem Fahrzeug auf geometrische Einzelkomponenten. Die Gesamtkraft setzt sich somit aus den individuellen Lasten an jeder Einzelkomponente wie dem Rumpf und dessen Anhängen und den Wechselwirkungslasten untereinander zusammen [32], [33]. Dies bietet im Entwurf den Vorteil, die strömungsmechanischen Kräfte auf deren geometrische Ursache zurückführen zu können. Durch Variation der Geometrie beispielsweise der Spannweite der Steuerflächen ist es möglich, den Einfluss auf die Querkraft zu bewerten. Es muss nicht wie für das koeffizientenbasierte Modell bei Änderungen lokaler Geometrien der komplette Koeffizientensatz des Gesamtfahrzeugs aufwendig neu ermittelt werden, wodurch die Flexibilität beispielsweise für Designuntersuchungen erhöht wird. Diese Flexibilität wird jedoch mit weniger präzisen Ergebnissen gegenüber dem koeffizientenbasierten Modell erkauft.

In dieser Arbeit steht das komponentenbasierte Modell im Vordergrund. Die Aufteilung der Kräfte in einzelne Komponenten (Rumpf, Steuerflächen, Propeller) wird in Kapitel 3.2 näher erläutert.

Im weiteren Verlauf werden zur Vereinfachung nur stationäre Zustände betrachtet. Außerdem wird das Fahrzeug als starr angenommen, somit werden Verformungen durch strömungsmechanische und hydrostatische Lasten vernachlässigt.

2.3 Manövrieren von Unterwasserfahrzeugen

Unter „Manövrieren“ sind alle kontrollierten Bewegungszustände von Wasserfahrzeugen in allen Raumrichtungen zu verstehen. Für die Bewertung des Manövrierverhaltens sind folgende Eigenschaften des Fahrzeugs maßgebend:

- Kursstabilität
- Manövrierfähigkeit
- Fähigkeit zur Geschwindigkeitsänderung

Die Kursstabilität (in der Literatur auch als Kurshaltfähigkeit [34] oder Bewegungsstabilität [35] bezeichnet) definiert sich als die Fähigkeit, aus einem Gleichgewichtszustand nach einer Störung zu einem Gleichgewichtszustand zurückzukehren. Hierbei sind grundsätzlich drei Szenarien denkbar, bei denen stets von einem geradlinigen Pfad ausgegangen wird, der durch eine kleine äußere Störung beeinflusst wird (Abb. 2.4).

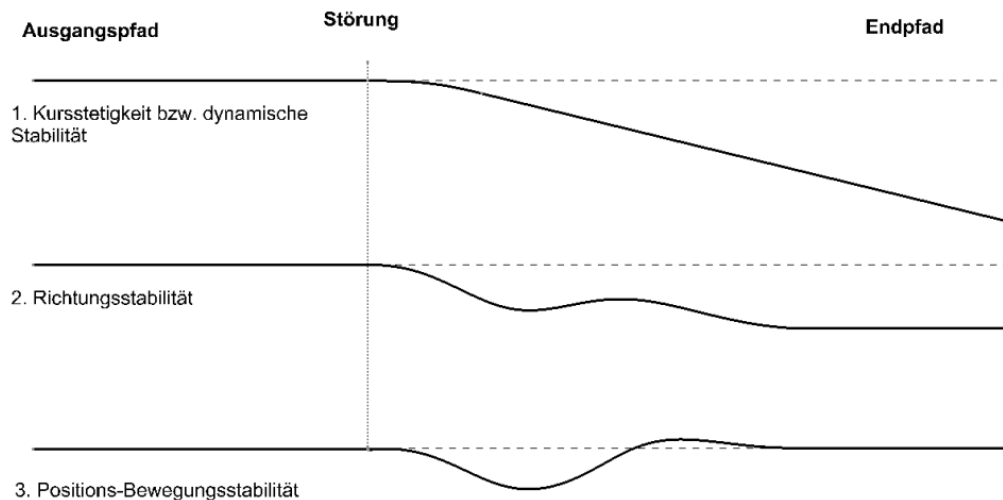


Abb. 2.4: Szenarien der Bewegungsstabilität nach [36]

1. Bei der Kursstetigkeit (engl. straight line stability) bzw. dynamischen Stabilität [35] stellt sich nach Abklingen der Störung ein geradliniger Pfad ein, die Richtung weicht jedoch vom Ausgangspfad ab.
2. Bei der Richtungsstabilität (engl. directional stability) zeigt der Endpfad wieder in die gleiche Richtung wie der Ausgangspfad, jedoch mit einem Versatz der Position im globalen KOS.
3. Bei der Positions-Bewegungsstabilität (engl. positional motion stability) entspricht der Endpfad sowohl in Richtung als auch in der Position im globalen KOS dem Anfangspfad.

Während sich der Fall 1 ohne aktive Maßnahme wie z.B. Änderung der Ruderwinkel einstellt, sind die Fälle 2 und 3 nur durch aktive Regelungsmaßnahmen, beispielsweise eine Automatisierung der Steuerflächen durch einen Autopilot, möglich.

Die Manövrierfähigkeit gibt an, wie gut gezielte Bewegungen durch Einsatz von Steuerhilfen und der Antriebsanlage durchgeführt werden können. Beispielsweise gibt die Drehfähigkeit an, wie gut eine Gierbewegung zu realisieren ist.

Die Fähigkeit zur Geschwindigkeitsänderung gibt an, wie gut die Antriebsanlage Vor-, Rückwärtsfahrt und Beschleunigungsvorgänge ermöglicht.

Die Drehfähigkeit ist der funktionale Zusammenhang eines bestimmten Ruderwinkels δ_R zu einem Drehkreisradius R , was einer passiven Eigenschaft des Fahrzeugs entspricht. Ergänzend sei hier noch die Steuerfähigkeit genannt, die auf aktive Maßnahmen der Steuerflächen angewiesen ist, um vorgegebene Steuermanöver ausführen zu können.

Die Geschwindigkeitsänderung ist an die Antriebsanlage und den Propulsor gekoppelt und definiert sich über die Fähigkeit, die Fahrt zu beschleunigen, zu verzögern, zu stoppen und vorwärts wie rückwärts zu fahren.

Generell sind die Eigenschaften dynamische Stabilität und Drehfähigkeit einander entgegengesetzt. Eine hohe dynamische Stabilität bedeutet gleichzeitig eine geringe Drehfähigkeit und umgekehrt.

Bei Unterwasserfahrzeugen unterscheiden sich die Anforderungen hinsichtlich der dynamischen Stabilität und Drehfähigkeit je nach Bewegungsebene. Die Anforderungen sind zudem für langsame und schnelle Unterwasserfahrzeuge unterschiedlich [27]. In der Horizontalebene ist unabhängig von der Geschwindigkeit eine möglichst große Wendigkeit bzw. Drehfähigkeit das Ziel. In der Vertikalebene hingegen ist vor allem für schnelle Fahrzeuge dynamische Stabilität anzustreben, um unkontrollierbare Tiefenänderungen auszuschließen. Da für langsame und mittlere Geschwindigkeiten beide Kriterien in der Horizontalebene eine Rolle spielen, beschränkt sich die vorliegende Arbeit auf diese Ebene.

Zur Bewertung wichtiger Designkriterien ist meist nicht die vollständige Beschreibung der Bewegungsgleichungen nach Abkowitz [31] notwendig. Die hydrodynamischen Kräfte und Momente lassen sich auf die linearen Terme reduzieren:

$$Y = Y_v v + Y_{\dot{v}} \dot{v} + Y_r r + Y_{\dot{r}} \dot{r} + Y_{\delta_R} \delta_R \quad (2.23)$$

$$N = N_v v + N_{\dot{v}} \dot{v} + N_r r + N_{\dot{r}} \dot{r} + N_{\delta_R} \delta_R \quad (2.24)$$

Die Koeffizienten Y_v und N_v , die von der Quergeschwindigkeit v und der Drehrate r abhängig sind, werden als Stabilitätsableitungen bezeichnet. Die vom CS-Stellwinkel der Steuerflächen δ_R (Ruderfunktion) abhängigen Koeffizienten Y_{δ_R} und N_{δ_R} werden als Steuerungsableitungen bezeichnet.

Aus Gl. 2.14 und Gl. 2.23 sowie Gl. 2.21 und Gl. 2.28 ergeben sich, bei Vernachlässigung der Bewegungen in der Vertikalebene und der Rollachse ($w = p = q = 0$) und konstanter Geschwindigkeit u_0 , folgende linearisierte Bewegungsgleichungen für die Horizontalebene.

$$-Y_v v + (m - Y_{\dot{v}}) \dot{v} - (Y_r - m u_0) r - (Y_{\dot{r}} - m x_G) \dot{r} = Y_{\delta_R} \delta_R \quad (2.25)$$

$$-N_v v - (N_v - m x_G) \dot{v} - (N_r - m x_G u_0) r - (I_{zz} - N_r) \dot{r} = N_{\delta R} \delta_R \quad (2. 26)$$

Mit Hilfe der Ausdrücke in Tab. 2.2 ergibt sich die linearisierte Bewegungsgleichung in dimensionsloser Form, wobei für die geringe Änderung der Lage ($\mathbf{u}' = \mathbf{u}_0/U \approx 1$) gilt

$$-Y'_v v' + (m' - Y'_v) \dot{v}' - (Y'_r - m') r' - (Y'_r - m' x'_G) \dot{r}' = Y'_{\delta R} \delta_R \quad (2. 27)$$

$$-N'_v v' - (N'_v - m' x'_G) \dot{v}' - (N'_r - m' x'_G) r' - (I'_{zz} - N'_r) \dot{r}' = N'_{\delta R} \delta_R \quad (2. 28)$$

Untersuchungen von Jeon [37] zeigen, welche Sensitivität bestimmte geometrische Parameter für die empirisch ermittelten Stabilitäts- und Steuerungsableitungen besitzen. Demnach beeinflussen die Parameter der Heck-Gestaltung (Konuswinkel, die Fläche und das effektive Seitenverhältnis der CS sowie der Abstand der CS zum Volumenschwerpunkt) maßgeblich die Stabilitätsableitungen (Y'_v, N'_v, Y'_r, N'_r). Für die Steuerungsableitungen ($Y'_{\delta R}, N'_{\delta R}$) sind die Fläche und das effektive Seitenverhältnis der CS die wesentlichen Parameter im Entwurf. Hierbei weisen die strömungsmechanischen Koeffizienten der Momente eine größere Sensitivität auf und sollten somit beim Entwurf priorisiert werden. An dieser Stelle sei auf die Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen in Kapitel 8.2.1 verwiesen. Dort werden die Anteile einzelner Geometrien an den Stabilitäts- und Steuerableitungen identifiziert.

Nachfolgend wird auf die mathematischen Hintergründe zur Bewertung der dynamischen Stabilität und der Drehfähigkeit näher eingegangen.

2.3.1 Dynamische Stabilität in der Horizontalebene

Mit Gl. 2.27 und Gl. 2.28 liegt ein System von zwei linearen Differentialgleichungen erster Ordnung mit den Variablen v', r' und δ_R für die gekoppelte Drift- und Gierbewegung vor. Unter der Bedingung einer geradlinigen Bewegung ohne Anstellung der CS $\delta_R = 0$ existiert folgende homogene Lösung [26]:

$$v' = v'_1 \cdot e^{\sigma_1 t} + v'_2 \cdot e^{\sigma_2 t} \quad (2. 29)$$

$$r' = r'_1 \cdot e^{\sigma_1 t} + r'_2 \cdot e^{\sigma_2 t} \quad (2. 30)$$

Hierbei sind v'_1, v'_2, r'_1 und r'_2 die Anfangsstörungen, t ist die Zeit, σ_1 und σ_2 werden als Stabilitätsindizes bezeichnet. Für ein stabiles System gehen v' und r' mit zunehmender Zeit t gegen null, die Störung klingt ab. Die Beziehung zwischen σ und den Stabilitätsableitungen führt auf die charakteristische Gleichung:

$$A\sigma^2 + B\sigma + C = 0 \quad (2. 31)$$

mit den Koeffizienten:

$$A = (m' - Y'_v)(I'_{zz} - N'_r) - (N'_v - m' x'_G)(Y'_r - m' x'_G) > 0 \quad (2. 32)$$

$$B = -[Y'_v (I'_{zz} - N'_r) + (m' - Y'_v)(N'_r - m' x'_G) + N'_v(Y'_r - m' x'_G) + (Y'_r - m')(N'_v - m' x'_G)] > 0 \quad (2. 33)$$

$$C = Y'_v(N'_r - m' x'_G) - N'_v(Y'_r - m') \quad (2. 34)$$

Die Lösung von Gl. 2. 31 erfolgt über:

$$\sigma_{1,2} = -\frac{1}{2} \left[\frac{B}{A} \pm \sqrt{\left(\frac{B}{A}\right)^2 - 4 \frac{C}{A}} \right] \quad (2. 35)$$

Für die Gierstabilität bei geradliniger Bewegung müssen nach dem Routh-Hurwitz-Kriterium die Realteile von σ_1 und σ_2 negativ sein, was für $B/A > 0$ und $C/A > 0$ erfüllt ist. Da A und B stets positiv sind, ist das Vorzeichen von C ausschlaggebend. Für positive C ist das Fahrzeug stabil.

Somit lässt sich aus Gl. 2. 34 eine Forderung für die Hebel l'_r (Lage Angriffspunkt aus der Drehgeschwindigkeit) und l'_v (Lage Angriffspunkt aus der Quergeschwindigkeit) durch Division der Momente und Kräfte ableiten:

$$\frac{N'_r - m' x'_G}{Y'_r - m'} > \frac{N'_v}{Y'_v} \quad \rightarrow \quad l'_r > l'_v \quad (2. 36)$$

Befindet sich der Kraftangriffspunkt aus der Drehgeschwindigkeit vor dem der Quergeschwindigkeit ist das Fahrzeug gierstabil [38].

Alternativ lässt aus Gl. 2. 34 der Stabilitätsbereich (engl. stability margin) G_H in der Horizontalebene definieren [39]:

$$G_H = 1 - \left[\frac{N'_v(Y'_r - m')}{Y'_v(N'_r - m' x'_G)} \right] \quad (2. 37)$$

Fällt der Referenzpunkt C mit dem Massenmittelpunkt x_G zusammen, reduziert sich der Ausdruck auf:

$$G_H = 1 - \left[\frac{N'_v(Y'_r - m')}{Y'_v \cdot N'_r} \right] \quad (2. 38)$$

Für positive Werte ist das Fahrzeug dynamisch stabil (Werte um 1 $\hat{=}$ hohe Stabilität, wenig größer als 0 $\hat{=}$ geringe Stabilität, negativ bedeutet instabil).

Speziell für Unterwasserfahrzeuge ist die dynamische Stabilität von der Kombination der Rumpfgeometrie und den Anhängen am Heck abhängig [38]. Ein stromlinienförmiger Rumpf ist dynamisch instabil; erst durch die Steuerflächen bzw. Stabilisatorflossen am Heck lässt sich dynamische Stabilität erreichen. Für kleine Verhältnisse L/d_H nimmt die Instabilität zu und benötigt zum Ausgleich größere Steuerflächen bzw. Stabilisierungsflossen.

2.3.2 Drehfähigkeit in der Horizontalebene

Da sich die Drehfähigkeit umgekehrt zur Stabilität verhält, erhöht sich diese für kleine L/d_H , und es werden kleinere Steuerflächen benötigt. Das kann so weit führen, dass bei einem engen Drehkreis der effektive Anströmwinkel $\alpha_{CS} \hat{=} \delta_{CS}^e$ an den CS negativ wird und somit der minimale Drehradius beschränkt wird [38]. Im Umkehrschluss sind für lange schlanke Unterwasserfahrzeuge größere Steuerflächen zur Verbesserung der Drehfähigkeit erforderlich.

Für die Analyse der Drehfähigkeit lässt sich der Steuervorgang nach Lewis [35] in drei Phasen unterteilen:

- a) In der ersten Phase werden die Steuerflächen gelegt; sie gilt, solange die Quergeschwindigkeit und Drehrate gleich 0 sind. Das Fahrzeug ändert seinen Kurs nicht, und somit sind die Quergeschwindigkeit $v \approx 0$ und die Drehrate $r \approx 0$. Den Steuerkräften stehen die beschleunigungsabhängigen Terme der linearisierten Bewegungsgleichungen (Gl. 2. 27 und Gl. 2. 28) gegenüber.
- b) In Phase zwei dreht das Fahrzeug, wodurch beschleunigungs- und geschwindigkeitsabhängige Terme der linearisierten Bewegungsgleichungen vorhanden sind. Hierbei treten Oszillationen auf, die zum Ende abklingen, und es stellt sich ein stationärer Gleichgewichtszustand ein.
- c) In der dritten Phase stellt sich der stationäre Drehkreis ein, bei dem keine beschleunigungsabhängigen Terme mehr auftreten. Aus Gl. 2. 27 und Gl. 2. 28 folgen:

$$-Y'_v v' - (Y'_r - m' u') r' = Y'_{\delta_R} \delta_R \quad (2. 39)$$

$$-N'_v v' - (N'_r - m' x'_G) r' = N'_{\delta_R} \delta_R \quad (2. 40)$$

Durch Auflösen nach r' und v' ergibt sich mit $r' = rL/U$ und $R = U/r$ der dimensionslose stationäre Drehkreis $R' = R/L$.

$$R' = \frac{R}{L} = -\frac{1}{\delta_R} \left[\frac{Y'_v (N'_r - m' x'_G) - N'_v (Y'_r - m')}{Y'_v N'_{\delta_R} - N'_v Y'_{\delta_R}} \right] \quad (2. 41)$$

Geht der CS-Stellwinkel δ_R (in Radiant) gegen null, entspricht dies einer stationären Geradeausfahrt ($R \rightarrow \infty$). Der Kehrwert entspricht der Drehrate $r' = L/R$, ein großer Drehkreis führt somit auf eine geringe Drehrate. Der Driftwinkel β , der sich im stationären Drehkreis einstellt, entspricht der dimensionslosen Quergeschwindigkeit v' und lässt sich über Gl. 2. 42 (in Radiant) ermitteln.

$$-\beta = \delta_R \left[\frac{N'_{\delta_R} (Y'_r - m') - Y'_{\delta_R} (N'_r - m' x'_G)}{Y'_v (N'_r - m' x'_G) - N'_v (Y'_r - m')} \right] = v' \quad (2. 42)$$

Die Optimierung der Drehfähigkeit ist im Wesentlichen für die Bewegung in der Horizontalebene relevant. Generell lassen sich die Ergebnisse auch auf die Vertikalebene übertragen, wobei für Unterwasserfahrzeuge dort der Schwerpunkt auf der dynamischen Stabilität liegt (siehe Anhang B).

In welchem Ausmaß einzelne CS an der Steuerwirkung beteiligt sind, spielt eine zentrale Rolle im Entwurf. Dies gilt insbesondere, wie im Fall von Unterwasserfahrzeugen, wenn mehrere CS an unterschiedlichen Positionen und damit bei unterschiedlichen Anströmbedingungen für die Steuerwirkung verantwortlich sind.

Sensitivitätsanalysen [37], [39]–[41] für Unterwasserfahrzeuge zeigen, dass die dynamische Stabilität von den Koeffizienten Y'_v , N'_v und N'_{δ_R} und im stationären Drehkreis von den Koeffizienten N'_r und N'_{δ_R} dominiert wird. Daher stehen die Einflüsse auf diese Koeffizienten in dieser Arbeit im Vordergrund.

2.4 Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten

Der Entwurf kann in zwei Phasen gegliedert werden, die sich hinsichtlich der zum Entwurfszeitpunkt zur Verfügung stehenden Geometrieinformationen unterscheiden (Abb. 2.5). So liegen in der frühen Entwurfsphase lediglich die wichtigsten Hauptparameter (z.B. Länge, Breite, Anzahl und Anordnung der Steuerflächen und des Turms) vor. Daher sind Prognoseverfahren, die auf wenigen Geometrieparametern basieren, das Mittel der Wahl. Im Detailentwurf hingegen steht die Optimierung einer vorliegenden 3D-Geometrie im Vordergrund, weswegen genauere Methoden notwendig sind.

Hieraus lassen sich drei grundsätzliche Vorgehensweisen, Experimente, numerische Berechnungen (CFD) und analytische bzw. empirische Formulierungen, zur Bestimmung der strömungsmechanischen Koeffizienten unterscheiden. In den folgenden Abschnitten wird auf die Methoden näher eingegangen.

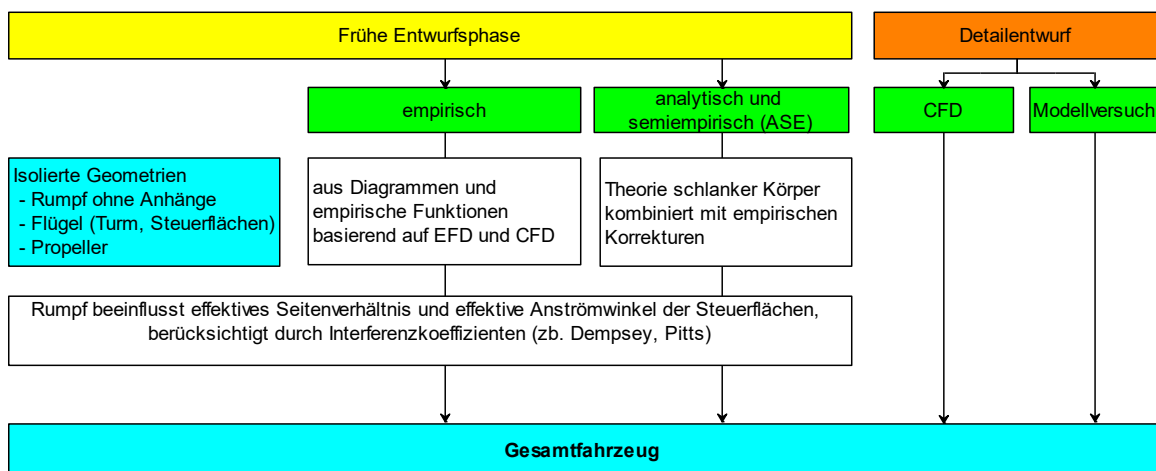


Abb. 2.5: Werkzeuge zur Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten der Bewegungsgleichung

Strömungsmechanische Untersuchungen, ob experimentell oder numerisch, haben zum Ziel, die aus den Variationen der Geometrie (Formänderung bzw. Verstellung) resultierenden Reaktionen zu bestimmen und Schlüsse daraus zu ziehen. Diese Reaktionen äußern sich als Kraft- und lokale Geschwindigkeitsänderung. Während für die Untersuchung an einfachen isolierten Geometrien (z.B. Flügel, Propeller) ein direkter Bezug der variierten Parameter zur Reaktion zugeordnet werden kann, ist dies bei komplexen Gesamtgeometrien oft nicht direkt möglich. Daher ist es im Fall von strömungsmechanischen Kräften notwendig, neben den Gesamtlasten die Kräfte auf relevante Einzelgeometrien zu untersuchen, wodurch die in Kapitel 3.3 beschriebenen Zusammenhänge erst ermittelt werden können.

Um den experimentellen Aufwand in Grenzen zu halten, beschränkt man sich auf die Messung integraler Größen (z.B. Auftriebskraft an Steuerflächen). An dieser Stelle soll der Vollständigkeit halber nur erwähnt werden, dass auch segmentierte Modelle zur Erfassung der Kraftverteilung Verwendung finden [42].

Für einen erweiterten Erkenntnisgewinn zum Verständnis der strömungsmechanischen Lasten sind differenzierte Betrachtungen notwendig. Hierfür sind Druck- und/oder Geschwindigkeitsmessungen (z.B. Prantl-Sonde oder PIV) geeignet. Aufgrund des entstehenden Kraftschlusses

Begriffe und mathematische Grundlagen

schließen sich jedoch Druck- und gleichzeitige Kraftmessung aus. Zudem ist der messtechnische Aufwand von Druckmessungen sehr hoch und für komplexe Modelle meist keine Option.

Numerische Simulationen bieten an dieser Stelle eine sehr gute Möglichkeit, die lokalen Strömungsverhältnisse zu untersuchen. Tab. 2.3 gibt einen zusammenfassenden Überblick zur Abwägung von experimentellen und numerischen Untersuchungen.

Tab. 2.3: Überblick über die wichtigsten Kriterien zur Auswahl der geeigneten Untersuchungsmethode nach [43]

Kriterium	Experiment	Numerische Methode
Abbildungsgenauigkeit	sehr gut	begrenzt durch mathematisches Modell und Rechenleistung
Genauigkeit der Daten	gut	gut innerhalb validierter Grenzen
Maßstabeffekte	vorhanden	nicht vorhanden
Reproduzierbarkeit	sehr gut	vom Benutzer abhängig
Zuverlässigkeit	sehr gut	zweifelhaft
Flexibilität	eingeschränkt	gut
Durchführungsdauer	lang	gering, jedoch von der Simulation abhängig (stationär = gering, instationär = sehr aufwendig)
Kosten	hoch	Entwicklungskosten hoch

Gerade für die Untersuchungen zu den Propeller-Ruder-Rumpf-Interferenzen ist es sinnvoll, die Vorteile aus Experiment und numerischer Untersuchung zu kombinieren. So liegt der Vorteil von Experimenten in der realen Wiedergabe sehr komplexer Zustände, welche, realitätsnahe Randbedingungen vorausgesetzt, die physikalischen Phänomene vollständig wiedergeben. Auch wenn die integralen Ergebnisse numerischer Berechnungen nicht denen der Experimente entsprechen, sind dennoch durch die zusätzlichen Informationen qualitative Aussagen zu den strömungsmechanischen Ursachen möglich (Ursache-Wirkung-Prinzip). Aus diesem Grund lassen sich Differenzen beispielsweise bei Geometrievariationen sehr gut numerisch untersuchen.

2.5 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden zunächst die in der Arbeit verwendeten Konventionen definiert. Die Grundlagen der Bewegungsgleichungen wurden erläutert, um über die Definition des Manövrierens die Thematik der dynamischen Stabilität und der Drehfähigkeit zu erörtern. Darauf aufbauend wurde das Konzept der Stabilitäts- und Steuerungsableitungen als strömungsmechanische Koeffizienten erörtert. Abschließend wurde ein Überblick über die Methoden und deren Vor- und Nachteile zur Ermittlung strömungsmechanischer Koeffizienten gegeben.

3 Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

3.1 Analytische und empirische Ansätze zur Ermittlung hydrodynamischer Lasten

Eine analytische bzw. analytisch-empirische Bestimmung der Koeffizienten der Bewegungsgleichungen ist nur für die frühe Entwurfsphase sinnvoll, wenn noch keine Fahrzeuggeometrie für numerische Untersuchungen bzw. Modellversuche vorliegt. Um dennoch Entscheidungen über Geometrieparameter wie die Größe der Steuerflächen und deren Einfluss auf die dynamische Stabilität bzw. die Drehfähigkeit treffen zu können, kommen Approximationsmethoden zum Einsatz. Diese Ansätze basieren meist auf Methoden aus der Luftfahrt, für die der Rumpf im Verhältnis zu den Tragflächen nur eine geringe Rolle spielt. Bei Unterwasserfahrzeugen verhält es sich jedoch gegensätzlich, sodass der Rumpfteil mindestens den gleichen Kraftanteil wie die Steuerflächen an der Gesamtkraft besitzt, wodurch auch Interferenzeffekte (Steuerflächen-Rumpf) in größerem Maße vorhanden sind. Eine Bewertung solcher Verfahren (DATCOM, Roskam-Methode, Methode nach University College London) wurde von Jones [44] durchgeführt, mit dem Ergebnis, dass die Verfahren nur im linearen Bereich akzeptable Ergebnisse liefern. Die größten Abweichungen sind demnach für die rotatorischen Manövrierkoeffizienten (bis 60% gegenüber dem Experiment) zu verzeichnen. Auch analytisch-semiempirische Ansätze wie von [45] für AUV's verwendet beschreiben die Interferenzeffekte auf Basis von Untersuchungen aus der Luftfahrt, weshalb die Gültigkeit für Unterwasserfahrzeuge untersuchungswürdig ist.

Die Methode von Bohlmann [14] ist eine der aufwendigsten, da eine Vielzahl von Geometrieparametern (nicht rotationssymmetrischer Rumpf, Aufweitung der Grenzschicht am Heck) physikalisch begründet berücksichtigt werden. Dennoch ist die Methode nur für die frühe Entwurfsphase und kleine Winkel sinnvoll, da die Ermittlung komplexer Interaktionseffekte sowie genaue Prognosen z.B. für die Regelung eines Autopiloten nicht möglich sind.

3.2 Bestimmung der strömungsmechanischen Kräfte für den Entwurf

Wie bereits in Kapitel 2.4 beschrieben, sind für den Entwurf analytische und empirische Methoden zur Bestimmung der strömungsmechanischen Kräfte wichtige Werkzeuge. Für diese Methoden ist es notwendig und sinnvoll, die komplexe Geometrie in einzelne Komponenten aufzuteilen. Da die physikalischen Phänomene an isolierten Geometrien wie Flügelprofilen und Rotationskörpern oft untersucht und damit bekannt sind, lassen sich die strömungsmechanischen Kräfte über analytische oder empirische Ansätze bestimmen.

Die strömungsmechanische Gesamtlast F (Kräfte und Momente) wird in geometriebezogene Einzellasten wie folgt aufgeteilt [14]:

$$F = F_H + F_{CS} + F_P \quad (3.1)$$

mit F_H = Lasten auf Rumpf ohne Anhänge (engl. hull)
 F_{CS} = Lasten durch Steuerflächen (engl. control surface)
 F_P = Lasten auf Grund von Propellerwirkung

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Da der Turm bei modernen Unterwasserfahrzeugen meist eingestrukt und damit eine exakte Schnittstelle nicht eindeutig zu definieren ist, kann der Turm als Bestandteil des Rumpfs betrachtet werden.

Die strömungsmechanischen Lasten an komplexen Körpern sind nicht allein die Summe der Lasten an den isolierten Einzelgeometrien. Das Zusammenführen zu einer neuen Gesamtgeometrie führt zu einer Beeinflussung der Geschwindigkeits- und damit der Druckverteilung (Abb. 3.1). Diese wechselseitige Beeinflussung wird als Interferenz bezeichnet und kann die Größenordnung der Lasten an isolierten Komponenten erreichen [13].

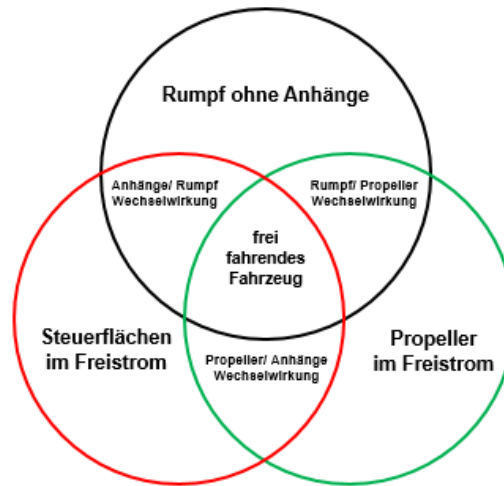


Abb. 3.1: Wechselwirkungszusammenhänge für Rumpf, Steuerflächen und Propeller [39]

Aufgrund der Wechselwirkungen setzen sich die strömungsmechanischen Lasten des Rumpfs aus der Last am Rumpf ohne Anhänge F_{H_0} , und den induzierten Lasten durch das Vorhandensein der Steuerflächen $F_{H(CS)}$ sowie die Sogwirkung des Propellers $F_{H(P)}$ zusammen.

$$F_H = F_{H_0} + F_{H(CS)} + F_{H(P)} \quad (3.2)$$

Die Gesamtlasten an den Steuerflächen ergeben sich aus den strömungsmechanischen Lasten an den isolierten CS F_{CS_0} , der Beeinflussung der Steuerflächen durch die Interaktion mit dem Rumpf $F_{CS(H)}$ sowie dem Propeller $F_{CS(P)}$.

$$F_{CS} = F_{CS_0} + F_{CS(H)} + F_{CS(P)} \quad (3.3)$$

Die Propellerlasten setzen sich aus den Lasten unter Freifahrtbedingungen F_{P_0} und der Zustrombeeinflussung durch Rumpf und Steuerflächen (Nachstrom) zusammen

$$F_P = F_{P_0} + F_{P(CS+H)} \quad (3.4)$$

Der Index 0 steht für die isolierten Geometriekomponenten, und die Klammerausdrücke der Indizes entsprechen den beeinflussenden Geometrien (z.B. CS(H) entspricht der Steuerfläche unter Einfluss des Rumpfs). Die Zusammenhänge in Gl. 3.2 und Gl. 3.3 spielen im Wesentlichen für das Manövrierverhalten eine wichtige Rolle. Der Ausdruck in Gl. 3.4 ist für die Widerstands- und Propulsionsprognose zur Auslegung der Maschinenanlage von Bedeutung. Da der Fokus dieser Arbeit auf der Beeinflussung des Manövrierverhaltens durch

die Steuerflächen am Heck liegt, wird das Thema Propellerkräfte nur indirekt im Zusammenhang mit dem Einfluss des Propellers auf die Manövrierkoeffizienten behandelt. In den folgenden drei Abschnitten werden die theoretischen Grundlagen der isolierten Geometrien und anschließend die Interferenzen betrachtet.

3.2.1 Kräfte am Rumpf ohne Anhänge

Aufgrund der veränderten Umströmung des Rumpfs ohne Anhänge (engl. bare hull) durch die Lageänderung beim Manövrieren in der Horizontalebene wirken strömungsmechanische Lasten, die von den Geschwindigkeiten und Drehraten (u, v, p, r) und deren zeitlichen Ableitungen abhängig sind.

$$F_{H_0} = \begin{pmatrix} X_H \\ Y_H \\ N_H \end{pmatrix}_0 = \begin{pmatrix} \rho/2L^2U^2 \cdot X_{H_0}'(v', r') \\ \rho/2L^2U^2 \cdot Y_{H_0}'(v', r') \\ \rho/2L^3U^2 \cdot N_{H_0}'(v', r') \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

Die dimensionslosen Koeffizienten $X_{H_0}', Y_{H_0}', N_{H_0}'$ werden wie in Kapitel 2.4 ermittelt und als Polynominalfunktion mit den strömungsmechanischen Derivaten angegeben. In dieser Arbeit liegt der Schwerpunkt auf den Manövriereigenschaften und damit den Komponenten der Querlasten (Y_{H_0}', N_{H_0}') .

Im frühen Entwurf, wenn weder Experimente noch numerische Untersuchungen sinnvoll sind, ist die Ermittlung der linearen Anteile von F_{H_0} über die Theorie schlanker Körper möglich. Zur Berücksichtigung viskoser Effekte bei Anstellwinkeln größer 5° wird die Methode der Crossflow-Integrale angewandt. Hierbei wird die Querkraftverteilung über die Rumpflänge mittels Streifenmethode aus einzelnen 2D-Kreisquerschnitten ermittelt [20]. Für langgestreckte Rotationskörper (Luftschiffe) formulierte Munk [10] einen analytischen Ansatz zur Berechnung der potentialtheoretischen Druckkräfte. Für die Prognose der Querkraft und des Driftmoments an rotationssymmetrischen Rümpfen unter dem Driftwinkel β wurde beispielsweise in [46], [47] eine modifizierte Methode nach Allen [48] verwendet.

Für nicht rotationssymmetrische Körper (schmale hochkant stehende Ellipse) ist dieser vereinfachte Ansatz ungeeignet, da der Rumpf eher einem Flügel mit sehr kleinem Seitenverhältnis ähnelt. Bohlmann [14] beschreibt in seiner Arbeit einen Ansatz für nicht rotationssymmetrische Rumpfe durch Modifikation der Theorie schlanker Körper. Dabei wird eine Aufteilung der Gesamtkraft in einen "idealen" Anteil aus der Potentialströmung, einen "Lift"-Anteil nach der Tragflügeltheorie und einen "viskosen" Anteil durch Oberflächenreibung vorgenommen. Bei empirisch ermittelten Formeln wie in [4], [24] ist keine Aufschlüsselung in Potential- und viskose Anteile möglich, da die Experimente dies nicht erlauben.

Einfluss der Reynoldszahl

Die Vernachlässigung der viskosen Effekte bei Anströmwinkeln $\beta > 5^\circ$ führt zu Abweichungen gegenüber dem Experiment [49]. Die Reynoldszahlabhängigkeit der Querkräfte am Rumpf ohne Anhänge ist nach Mackay [25] für Anstell- bzw. Driftwinkel zwischen $\pm 6^\circ$ klein und für die Momente vernachlässigbar. Erst der Einfluss der Anhänge (Steuerflächen, Turm) führt zu

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

einem geringen Anstieg der Querkraft mit steigender Reynoldszahl. Der Grund liegt in der mit steigendem β zunehmenden Abhängigkeit von viskosen Effekten (Grenzschichtdicke im Wesentlichen am Heck). Zur Berücksichtigung der Grenzschicht wird insbesondere im Heckbereich die reale Geometrie um die Verdrängungsdicke δ^* zur hydrodynamisch wirksamen Geometrie erweitert. An dieser Stelle sei für eine ausführliche Behandlung des Themas auf die Arbeit von Bohlmann [14] verwiesen.

3.2.2 Kräfte an isolierten Flügeln bzw. Steuerflächen

Da die meisten Untersuchungen aus dem Luftfahrtbereich stammen, wird oft von Flügeln oder Flügelprofilen gesprochen. In dieser Arbeit wird der Begriff der Steuerflächen mit dem Index CS statt Flügeln mit dem Index W (wing) verwendet, um die Abgrenzung zum Luftfahrtbereich (Flügel = Tragflächen mit großem Seitenverhältnis) darzustellen.

3.2.2.1 Auftrieb und Widerstand

Ein unendlich langes Flügelprofil konstanten Querschnitts lässt sich auf ein 2D-Profil (Index P) reduzieren. Die resultierende Kraft F_{res} setzt sich hierbei aus dem Auftrieb L (Lift) normal zur Strömungsrichtung und dem Widerstand D (Drag) in Strömungsrichtung zusammen (Abb. 3.2). Durch Normierung mit $\rho/2 \cdot U^2 \cdot A$ (Geschwindigkeit U , Fluidichte ρ , projizierte Lateralfäche A) ergeben sich die der Auftriebsbeiwert C_L und der Widerstandsbeiwert C_D .

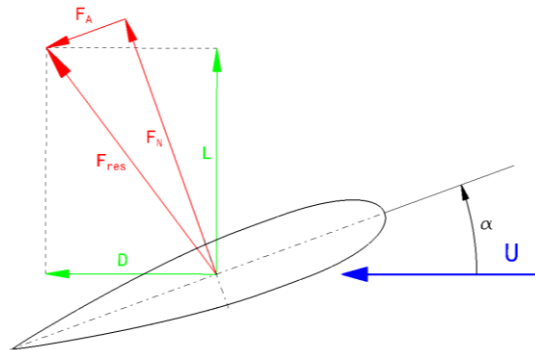


Abb. 3.2: Kräfte am Flügelprofil

Die Aufteilung der Kraft F_{res} axial F_A und normal F_N zur Profilsehne erfolgt anhand des Anströmwinkels α über die Beziehung:

$$F_A = L \sin \alpha - D \cos \alpha \quad (3.6)$$

$$F_N = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (3.7)$$

Dies ist z.B. dann von Interesse, wenn Kräfte im mitdrehenden profilsteten KOS gemessen werden. Aus der Potentialtheorie lässt sich für den Auftrieb eines symmetrischen 2D-Profiles bei kleinem Winkel α folgende Beziehung ableiten:

$$C_{Lp} = 2\pi \cdot \alpha \quad (3.8)$$

Der Profilwiderstand C_{Dp} hängt im Wesentlichen vom laminar-turbulenten Umschlagpunkt der Grenzschicht und damit von der Reynoldszahl ab.

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Für reale 3D-Flügel bzw. CS mit einer endlichen Spannweite b_{CS} unter einem Anströmwinkel α_{CS} kommt es infolge des Druckausgleichs zwischen Saug- und Druckseite zu einer Umströmung der Flügelenden.

Nach von Mises [50] lässt sich der Auftriebsbeiwert eines 2D-Profiles auf den endlichen 3D-Flügel mit konstantem Querschnitt über das geometrische Seitenverhältnis $a_{CS}^g = b_{CS}/c_{CS}$ mit der Spannweite b_{CS} und der Sehnenlänge c_{CS} wie folgt umrechnen:

$$C_L = C_{LP} \left(\frac{a_{CS}^g}{a_{CS}^g + 2} \right) \quad (3.9)$$

Wird der Flügel als einseitig mit der Flügelwurzel an einer Wand betrachtet, unterbindet dies die Umströmung und damit den Druckausgleich von der Druck- zur Saugseite in diesem Bereich. Das entspricht einer Spiegelung der Strömungsverhältnisse, wobei das effektive Seitenverhältnis a_{CS} dem doppelten des geometrischen Seitenverhältnisses entspricht und infolgedessen zu einer Vergrößerung des Auftriebs führt. Für die Auswertung von experimentellen Versuchen lässt sich die Auftriebscharakteristik eines endlichen Flügels nach Whicker [1] durch die quadratische Funktion

$$C_L = f_1 \cdot \alpha_{CS} + f_2 \alpha_{CS}^2 \quad (3.10)$$

approximieren. Der lineare Term beschreibt mit f_1 den Gradienten der Auftriebskurve bei $\alpha_{CS} = 0^\circ$ als Funktion der Geometrie, der nichtlineare Term berücksichtigt mit f_2 die Geometrie und den Widerstand als viskosen Effekt.

Der Widerstand eines endlichen Flügels lässt sich in den vom Anströmwinkel unabhängigen Anteil C_{DP} (Profilwiderstand mit Reibanteil) und den auftriebsabhängigen wirbelinduzierten Widerstand C_{Di} aufteilen.

$$C_D = C_{DP} + C_{Di} \quad (3.11)$$

Für eine elliptische Auftriebsverteilung gilt in Abhängigkeit von a_{CS} :

$$C_{Di} = C_{DP} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot a_{CS}} \quad (3.12)$$

Entwurfsformeln

Steuerflächen, wie sie im Schiffbau üblich sind, weisen ein geringes Seitenverhältnis auf. Ausführliche Untersuchungen solcher Flügelgeometrien (NACA0015 -Profile) wurden in [1] beschrieben. Die nachfolgend aufgeführten empirischen Formeln aus diesen Untersuchungen gelten für Auftriebsgradienten der 2D-Profilsschnitte von $\alpha_0 = 0,6 - 1,0$ und effektive Seitenverhältnisse von $a_{CS} = 2 - 6$.

Auftriebsbeiwert

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha_{CS} + \frac{C_{Dc}}{a_{CS}} \alpha_{CS}^2 \quad (3.13)$$

mit dem Gradienten der Auftriebskurve bei $\alpha_{CS} = 0$ (in Radiant)

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

$$C_{L\alpha} = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha_{CS}} \right)_{\alpha_{CS}=0} = \frac{a_0 \cdot a_{CS}}{\left(\frac{a_0}{\pi} \right) + \cos \Lambda \cdot \sqrt{\frac{a_{CS}^2}{\cos(\Lambda)^4} + 4}} \quad (3.14)$$

Widerstandsbeiwert

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D_0} + C_{D_i} \\ &= C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot a_{CS} \cdot e} \end{aligned} \quad (3.15)$$

Beiwert des Stellmoments (bzgl. der Drehachse)

$$C_m = \left[\left(\frac{x_B}{\bar{c}} \right)_{\text{Ruderachse}} - \left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{C_L=0} \right] \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha_{CS}} \right)_{\alpha_{CS}=0} \cdot \alpha_{CS} - \frac{1}{2} \frac{C_{D_c}}{a_{CS}} (\alpha_{CS})^2 \quad (3.16)$$

$$\left(\frac{\partial C_m}{\partial C_L} \right)_{C_L=0} = \frac{1}{2} - \frac{\frac{2\pi}{a_0} \sqrt{a_{CS}^2 + 4} + 2}{4(a_{CS} + 2)} \quad (3.17)$$

- mit
- a_{CS} = effektives Seitenverhältnis des Doppelflügels $(2b)^2/2A_{CS}$ mit der projizierten Lateralfäche A_{CS}
 - = Auftriebsgradient bei $\alpha_{CS} = 0^\circ$ des 2D-Flügelprofils $a_0 = \eta_{CS} (2\pi)$ (engl. section lift coefficient) mit
 - a_0 $\eta_{CS} = 0,9$ als empirischer Profilfaktor für Modellversuche bei $0,5 \cdot 10^6 \leq Rn \leq 5 \cdot 10^6$ [14] oder aus Tabellen (z.B. [51])
 - α_{CS} = Anströmwinkel des Flügels
 - \bar{c} = mittlere Sehnenlänge
 - = Widerstandskoeffizient der Querströmung mit dem Verjüngungsgrad λ für
 - C_{D_c} scharfkantige Flügelspitze $C_{D_c} = (1,6 * \lambda + 0,1)/a_{CS}$, und
 - abgerundete Flügelspitze $C_{D_c} = (0,7 * \lambda + 0,1)/a_{CS}$ nach [14]
 - = Widerstandskoeffizient des 2D- Flügelprofils (Formwiderstand) bei $\alpha_{CS} = 0^\circ$ bzw. $C_L = 0$
 - (z.B. $C_{D_0} = 0,0071$ für NACA 0018 [51])
 - C_{D_i} = induzierter Widerstand
 - e = Oswald-Effizienzfaktor (0,9 nach [1])
 - Λ = Neigungswinkel der $c/4$ -Linie
 - x_B = Bezugsposition gemessen von der Profilverderrkante auf $b_{CS}/2$

Im Allgemeinen befindet sich die Drehachse auf $\bar{c}/4$ bzw. $x/\bar{c} = 0,25$, daher wird das Stellmoment um diesen Punkt als $C_{m_{\bar{c}/4}}$ angegeben.

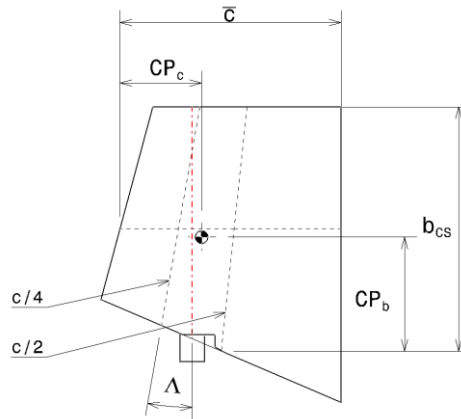


Abb. 3.3: Bezeichnungen an der Steuerfläche

3.2.2.2 Druckpunkt

Die Position an einer hydrodynamisch wirkenden Geometrie, an der die Normalkraft als integraler Wert über die Oberflächen angreift, wird als Druckpunkt CP bezeichnet. Aus der Lageänderung des Druckpunkts sind somit Rückschlüsse auf die Änderungen in der Druckverteilung möglich. An Steuerflächen lässt sich der Druckpunkt zweidimensional in Spannweitenrichtung CP_b und in Profilrichtung CP_c (bezogen auf die mittlere Sehnenlänge \bar{c}) von der Profilvorderkante angeben. Mit dem Anstieg des Anströmwinkels wandern CP_c Richtung Eintrittskante und CP_b in Richtung Flügelspitze [52].

Für den Entwurf kann die Bestimmung des Druckpunkts an Steuerflächen mit kleinem Seitenverhältnis über folgende empirisch ermittelte Gleichungen [1] erfolgen. In Spannweitenrichtung wird eine elliptische Lastverteilung mit einem Flächenschwerpunkt bei $4/3\pi \cdot b_{CS}$ bzgl. der Flügelwurzel angenommen. Mit dem Auftriebs- und Widerstandsbeiwert ergibt sich somit:

$$CP_b = \frac{C_L \left(\frac{4}{3\pi} b_{CS} \right) \cos \alpha_{CS} + C_D b_{CS} \sin \alpha_{CS}}{b(C_L \cos \alpha_{CS} + C_D \sin \alpha_{CS})} \quad (3.18)$$

$$CP_c = 0,25 - \frac{C_{m_{\bar{c}/4}}}{C_L \cos \alpha_{CS} + C_D \sin \alpha_{CS}} \quad (3.19)$$

Mit steigendem Anstellwinkel α_{CS} verlagern sich CP_b in Richtung Flügelspitze (3% bis 7% [52]) und CP_c in Richtung der Abströmante.

3.2.2.3 Einfluss der Reynoldszahl auf die Charakteristik von Strömungsprofilen

Experimentelle Untersuchungen, insbesondere bei schiffbaulichen Fragestellungen, können nicht mit der Reynoldszahl der Großausführung durchgeführt werden. Dies wirkt sich auf Auftrieb und Widerstand eines Profils aus (Abb. 3.4). Während die Steigung der Auftriebskurve nahezu konstant bleibt, ändert sich der maximale Auftriebsbeiwert C_L bzw. der maximale Anströmwinkel bis zum Strömungsabriss mit steigender Reynoldszahl. Auch der Widerstand wird beeinflusst und nimmt mit zunehmender Reynoldszahl ab. Das lässt sich mit einer geringeren Grenzschichtdicke erklären, wodurch die Strömung später ablöst.

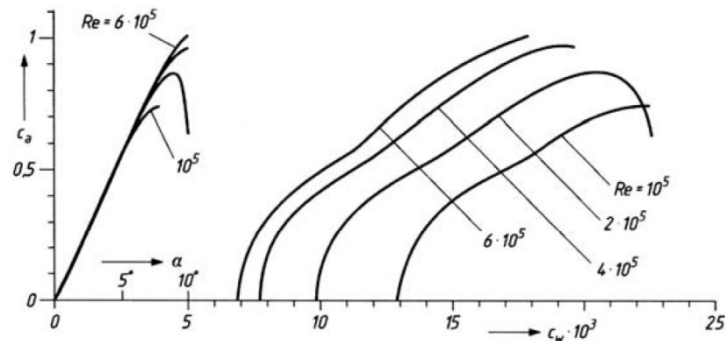


Abb. 3.4: Einfluss der Reynoldszahl auf die Kräfte ($C_a \cong C_L, C_w \cong C_D$) am Profil [53]

3.2.2.4 Einfluss des Seitenverhältnisses

Experimentelle Untersuchungen an Ruderprofilen [1] zeigen, dass der Anfangsgradient des Auftriebs $C_{L\alpha}$ für Steuerflächen mit kleinem Seitenverhältnis ($1 \geq a_{CS} \geq 3$) zunächst bis $a_{CS} = 1$ proportional zunimmt, darüber hinaus jedoch geringer wird (Abb. 3.5).

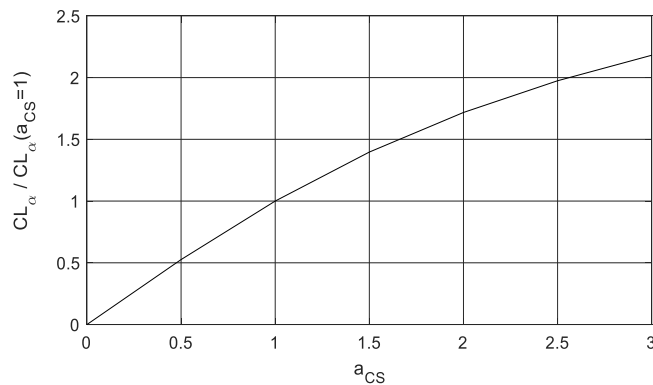


Abb. 3.5: Einfluss des Seitenverhältnisses auf den Auftriebsgradienten eines NACA0015 nach [1]

3.2.2.5 Strömungsmechanische Charakteristik von Balance und Klappenrudern

Während bei voll beweglichen CS der Anströmwinkel α_{CS} für die gesamte Geometrie anliegt, ist dies bei Klappenrudern nur für den beweglichen Teil mit dem Klappenwinkel δ_{FL} der Fall. Das spiegelt sich in der unterschiedlichen Auftriebs- und Widerstandscharakteristik von schiffstypischen Balance- und Klappenrudern wider (Abb. 3.6). Während der maximale Auftrieb für $\alpha_{CS} = \delta_{FL}$ nahezu identisch mit dem von geometrisch ähnlichen voll beweglichen Rudern ist, ist der Auftriebsgradient bei Klappenrudern geringer. Zudem ist der relative Widerstand für Klappenruder höher, was sich in einem geringeren Auftriebs-Widerstands-Verhältnis L/D widerspiegelt [52].

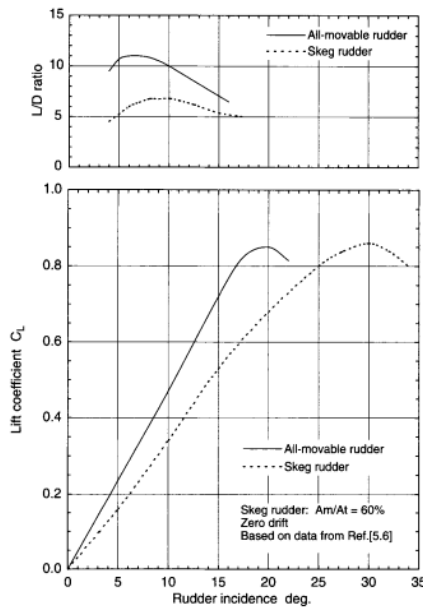


Abb. 3.6: Darstellung der Auftriebscharakteristik und des Verhältnisses Auftrieb zu Widerstand für Balance- und Klappenrudder [52]

Für Klappenrudder mit fester Vorflosse ist gegenüber voll beweglichen Steuerflächen eine Korrektur des Auftriebsbeiwertes C_L mit dem Faktor c_{FL} erforderlich [14], [54]

$$c_{FL} = \left(\frac{a2}{a1}\right)_{FL} \cdot \eta_{FL} \cdot f_{FL} \quad (3.20)$$

$$\text{mit } \left(\frac{a2}{a1}\right)_{FL} = \frac{[1 + 2,93(1 + 0,35/a_{CS})^3] \cdot A_{FL}/A_{CS}}{1 + 2,93(1 + 0,35/a_{CS})^3 \cdot A_{FL}/A_{CS}}$$

η_{FL} = Korrekturfaktor für den Spalt zwischen Vorflosse und Klappe

f_{FL} = Korrekturfaktor, falls sich die Klappe nicht über die volle Spannweite erstreckt

3.2.2.6 Transformation der Kraftanteile ins Fahrzeug-KOS

Bisher wurden die Kräfte im jeweiligen lokalen Steuerflächen-KOS betrachtet. Für die Betrachtung der strömungsmechanischen Kräfte am Fahrzeug ist eine Umrechnung ins fahrzeugfeste-KOS notwendig. Die Transformation unterscheidet sich bei K-K und X-K ebenso wie für die Stellwinkeldefinition (Abb. 2.3).

Für die K-K entspricht die Transformation einer einfachen Drehung entsprechend dem geometrischen Stellwinkel, somit ergeben sich:

$$Y_{CS3,4} = (Fy_{CS3,4}) \cos \delta_R + (Fx_{CS3,4}) \sin \delta_R \quad (3.21)$$

$$Y_{CS} = \sum_{k=4}^3 Y_{CSk} \quad (3.22)$$

Im Fall der X-K ist die Lage der Steuerflächen mit den Winkeln α_1 und α_2 zur Vertikalachse zu berücksichtigen (Anhang A.1). Somit ist eine Koordinatentransformation als Drehung um die Fahrzeuglängsachse in Kombination mit dem Stellwinkel δ_{CS} um die jeweiligen

Ruderachsen für die Umrechnung der Kräfte aus dem drehenden Ruder-KOS ins fahrzeugfeste KOS notwendig. Für die Ruderfunktion (Gl. 2. 8) in der Horizontalebene entspricht das:

$$\begin{aligned}
 Y_{CS1} &= \cos \alpha_1 (-Fy_{CS1} \cdot \cos \delta_R + Fx_{CS1} \cdot \sin \delta_R) \\
 Y_{CS2} &= \cos \alpha_1 (Fy_{CS2} \cdot \cos \delta_R + Fx_{CS2} \cdot \sin \delta_R) \\
 Y_{CS3} &= -\cos \alpha_2 (Fy_{CS3} \cdot \cos \delta_R + Fx_{CS3} \cdot \sin \delta_R) \\
 Y_{CS4} &= -\cos \alpha_2 (-Fy_{CS4} \cdot \cos \delta_R + Fx_{CS4} \cdot \sin \delta_R)
 \end{aligned} \tag{3. 23}$$

Die Gesamtkräfte der Steuerflächen für die X-K in der Horizontalebene ergeben sich damit zu:

$$Y_{CS} = \sum_{k=1}^4 Y_{CSk} \tag{3. 24}$$

Für die Momente aus der Wirkung der CS N_{CS} ist zusätzlich der Längsabstand $|x_{CS}|$ des Druckpunkts zum Referenzpunkt C maßgebend:

$$N_{CS} = Y_{CS} \cdot |x_{CS}| \tag{3. 25}$$

In Kapitel 6.3.5.1 wird die Transformation der Ruderlasten ins Fahrzeug-KOS im Zusammenhang mit der Auswertung der Ergebnisse der experimentellen Untersuchungen näher behandelt.

3.3 Strömungsmechanische Interferenzen

Die bisher beschriebenen Zusammenhänge gelten für isolierte hydrodynamisch wirksame Geometrien. Die folgenden Unterkapitel behandeln die wechselseitigen Einflüsse zwischen den Einzelgeometrien, die durch das Zusammenführen zu einem Gesamtfahrzeug entstehen. Diese wechselseitige Beeinflussung wird als Interferenz bezeichnet.

Aufgrund ihrer hohen Komplexität lassen sich strömungsmechanische Wechselwirkungen analytisch nur begrenzt erfassen. Aus diesem Grund sind empirische Ansätze für den Entwurf das Mittel der Wahl [3], [17], [24]. Um einen Überblick zum Thema der strömungsmechanischen Interferenzen zu geben, werden diese in den folgenden Unterkapiteln näher erläutert.

3.3.1 Faktoren, welche die Interferenzen im Heckbereich beeinflussen

Bewegt sich ein Körper mit Anhängen und/oder einem Propeller durch ein Fluid, so sind die Wechselwirkungen zwischen den geometrischen Komponenten von folgenden Faktoren abhängig:

- die Geometrie des Rumpfs (speziell der Winkel γ_K des Heckkonus),
- die Geometrie der Anhänge (Spannweite b_{CS} und Seitenverhältnis a_{CS} der CS und des Turms) und deren Position $|x_{CS}|$ am Rumpf [4],
- die Position des Propellers (Abstand zu den Steuerflächen),
- die Bewegung des Fahrzeugs (translatorische und rotatorische Geschwindigkeiten),
- der Stellwinkel δ_{CS} der CS,
- die Eigenschaften des Fluids (Dichte, kinematische Viskosität).

Während die Eigenschaften des Fluids nicht beeinflussbar sind und die Geschwindigkeit des Fahrzeugs durch Sollvorgaben festgelegt ist, können die Geometrie und die Positionierung einzelner Komponenten für den Entwurf als variabel angesehen werden.

3.3.2 Interferenzen der Steuerflächen am Heck mit dem Rumpf

Die Steuerflächen-Rumpf-Wechselwirkungen, in dieser Arbeit als CSH-Interferenzen bezeichnet, lassen sich mathematisch durch Interferenzfaktoren beschreiben [13]. Diese drücken die Änderung der strömungsmechanischen Lasten im Vergleich zur additiven Überlagerung der isolierten Geometrien aus. Als Bezug dient hierbei die isoliert betrachtete Steuerfläche. Demnach entspricht der Auftrieb L_{CSH} der Steuerflächen-Rumpf-Kombination dem Produkt des Auftriebs L_{CS} des isolierten Flügels an einer ebenen Platte (\triangleq Doppelflügel) und dem Interferenzfaktor K_{CSH} . In der Literatur wird dieser Faktor auch als Effizienzfaktor K_C (C = combination) der Heck-Steuerflächen bezeichnet [3], [17], [18], [55].

$$L_{CSH} = K_{CSH} \cdot L_{CS} \quad (3. 26)$$

K_{CSH} lässt sich als Summe zweier Anteile aufschlüsseln: den Einfluss auf die Steuerfläche durch die Präsenz des Rumpfs $K_{CS(H)}$ und die Querkraftänderung am Rumpf aufgrund der Präsenz der Steuerfläche $K_{H(CS)}$

$$K_{CSH} = K_{H(CS)} + K_{CS(H)} \quad (3. 27)$$

Für Steuerflächen mit kleinem Seitenverhältnis α_{CS} , wie dies bei Unterwasserfahrzeugen der Fall ist, liegen die Werte für die Interferenzfaktoren in einer ähnlichen Größenordnung $K_{H(CS)} \approx K_{CS(H)}$ [13].

Je nachdem, ob das gesamte Fahrzeug relativ zur Strömungsrichtung oder einzelne Anhänge verstellt werden, lassen sich zwei verschiedene Interferenzen definieren:

1. Interferenzfaktoren aufgrund der Anstellung des Fahrzeugs um den Winkel α bzw. β ohne Verstellung der Steuerflächen ($\delta_{CS} = 0^\circ$):

$$K_{H(CS)} = \frac{(C_{L_\alpha})_{H(CS)}}{(C_{L_\alpha})_{CS}} \quad (3. 28)$$

$$K_{CS(H)} = \frac{(C_{L_\alpha})_{CS(H)}}{(C_{L_\alpha})_{CS}} \quad (3. 29)$$

2. Interferenzfaktoren aufgrund der Verstellung der Steuerflächen um den Stellwinkel δ_{CS} ohne Schräganströmung des Fahrzeugs ($\alpha = \beta = 0^\circ$):

$$k_{H(CS)} = \frac{(C_{L_\delta})_{H(CS)}}{(C_{L_\alpha})_{CS}} \quad (3. 30)$$

$$k_{CS(H)} = \frac{(C_{L_\delta})_{CS(H)}}{(C_{L_\alpha})_{CS}} \quad (3. 31)$$

Im Folgenden wird näher auf die ursächlichen Phänomene, welche für die Interferenzen verantwortlich sind, eingegangen.

3.3.2.1 Wirkung der Präsenz des Rumpfs auf die Steuerflächen

Untersuchungen im Windtunnel [2], [52] zeigen, dass durch das Anbringen einer Steuerfläche an den Rumpf die strömungsmechanischen Bedingungen gegenüber der isolierten Steuerfläche durch folgende Phänomene beeinflusst werden:

1. Die Wandgrenzschicht und die Verdrängungsdicke, insbesondere am Heckkonus, reduzieren die Geschwindigkeiten und somit die lokalen Drücke im wandnahen Wurzelbereich der Steuerflächen.
2. Der lokale Strömungsvektor ändert sich durch die Rumpf-/Heckform, was den effektiven Anströmwinkel zu den Steuerflächen beeinflusst. Dabei variieren sowohl die lokale Geschwindigkeit als auch der lokale Anstellwinkel an den Steuerflächen mit der Spannweite.
3. Bei größeren Stellwinkeln der Steuerflächen kommt es zur Spaltbildung aufgrund der konischen Heckform und somit zu einem Druckausgleich an der Flügelwurzel.

Grenzschicht und Verdrängungsdicke

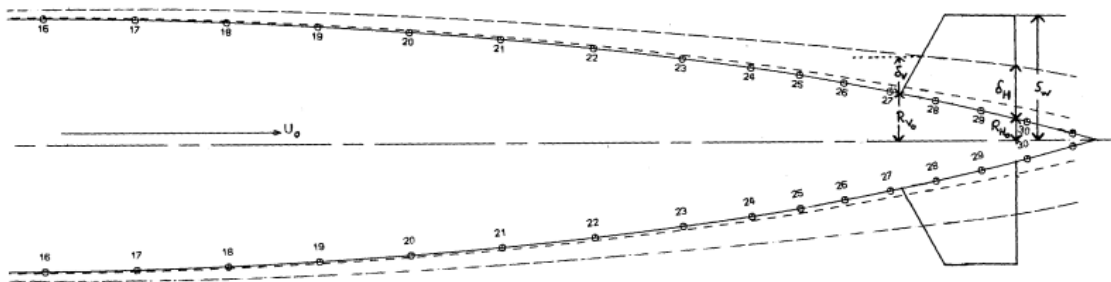
Als Grenzschicht bezeichnet man den Übergangsbereich der Strömung an einer Wand, in der sich durch die Viskosität und damit die Reibung an der Oberfläche ein Geschwindigkeitsprofil ($U = 0$ an der Wand bis $U = U_\infty$ im ungestörten Fluid) ausbildet. Durch den asymptotischen Verlauf lässt sich die Dicke der Grenzschicht nicht exakt angeben, daher wird sie für den Abstand von der Oberfläche, für den 99% der Umgebungsgeschwindigkeit U_∞ erreicht sind, als Grenzschichtdicke δ definiert. Eine wichtige Kenngröße der Grenzschicht ist die Verdrängungsdicke δ^* . Sie gibt an, um welchen Betrag die Stromlinien aufgrund der Grenzschicht von der Oberfläche nach außen verdrängt werden. Für die turbulente Plattenströmung sind δ und δ^* nach Hucho [56] mit der Lauflänge l_x und der lokalen Reynoldszahl Rn_x wie folgt definiert:

$$\delta(x) = 0,37l_x / \sqrt[5]{Rn_x} \quad (3.32)$$

$$\delta^* = (1/8)\delta \quad (3.33)$$

Im Gegensatz zur ebenen Plattengrenzschicht mit konstantem Druck ergibt sich am Heckkonus aufgrund der Aufweitung des Strömungsquerschnitts eine Geschwindigkeitsreduktion und damit ein Druckanstieg, was sich im Anstieg der Grenzschichtdicke widerspiegelt (Abb. 3.7).

Welcher Anteil der Spannweite der CS von der Grenzschicht beeinflusst wird, ist im Wesentlichen von der Heckform, insbesondere dem Konuswinkel γ_K , und der maximal möglichen Spannweite der Steuerflächen (siehe Anhang B.2) abhängig. Bertram [21] gibt hierzu einen Wert von 1/3 der Spannweite für AUV's an.



HINTERSCHIFF DES DTNSRDC MODELLS 4621 (DEMPSEY /23/) MIT RUDERKONFIGURATION 7B.
 AXIALANSTRÖMUNG (REYNOLDSZAHL: $1,4 \cdot 10^7$)
 VERDRÄNGUNGSDICKE NACH DOUGLAS CS-METHODE /18/: - - - -
 99%-GRENZSCHICHTDICKE NACH DOUGLAS CS-METHODE /18/: - - - -

Abb. 3.7: Reduktion der wirksamen Fläche der CS aufgrund der zunehmenden Grenzschichtdicke am Hinterschiff [14]

Zur Ermittlung von δ^* entlang des Rumpfs von Unterwasserfahrzeugen im Entwurf kommen Verfahren für potentialtheoretische Strömung wie beispielsweise in [14] die CS-Methode und RANS-Verfahren für viskose Strömungen zum Einsatz.

Über die Lageänderung des Druckpunkts CP_b in Spannweitenrichtung an den CS lassen sich ebenso Aussagen über den Einfluss der Grenzschicht treffen [4]. Eine signifikante Verdrängungsdicke resultiert in einer Verlagerung von CP_b in Richtung Flügelspitze, was sich direkt als Verringerung des effektiven Seitenverhältnisses auswirkt.

Effektives Seitenverhältnis

Wie bereits in Kapitel 3.2.2.4 beschrieben, ist der Einfluss des Seitenverhältnisses für die Prognose der durch die CS erzeugten Querkräfte von zentraler Bedeutung. Hierbei weicht das effektive (hydrodynamisch wirksame) Seitenverhältnis a_{CS} einer CS unter Einfluss des Rumpfs vom geometrischen Seitenverhältnis a_{CS}^g ab. Diese Abweichung ist auf den Rumpfeinfluss in Form der Verdrängungsdicke und auf Spalteffekte zurückzuführen.

Das Vorhandensein von Spalten zwischen Rumpf und Steuerflächen ist technisch unumgänglich und hat zwei Ursachen:

- Fertigungstechnisch bedingter Spalt zwischen Rumpf und Steuerflächen, um eine Verstellung zu ermöglichen
- Spaltbildung durch das Verstellen der Steuerflächen

Die Geometrie der hinteren Steuerflächen ist aufgrund der konischen Heckgeometrie nur im Zustand ungelegter Steuerflächen bündig mit dem Übergang zum Rumpf, was geometrische Gründe hat:

- Der Rumpf ist im Bereich der Steuerflächen nicht plan, sodass die Wurzel der Steuerfläche nicht der Rumpfkontur folgt (siehe Abb. 3.8a).
- Die Drehachse ist nicht normal zur Rumpfoberfläche angeordnet (siehe Abb. 3.8b).

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

- Der Ruderstuhl stellt den unbeweglichen Teil der Steuerfläche dar und ist fest mit dem Rumpf verbunden, um den Übergang Steuerfläche - Rumpf zu vereinfachen. Dies gilt jedoch nur für die Nullstellung. (siehe Abb. 3.8c).

Bei Unterwasserfahrzeugen sind all diese Zustände gleichzeitig vorhanden. Somit bildet sich durch das Legen der Steuerflächen ein Spalt. Dies hat zur Folge, dass die Effizienz der CS aufgrund der Umströmung und damit reduzierter Spannweite vermindert wird. Aufgrund des Druckausgleichs von Druck- und Saugseite beträgt a_{CS} bei Stellwinkeln $\delta_{CS} > 30^\circ$ nur $2/3$ des geometrischen Seitenverhältnisses a_{CS}^g [15], [20].

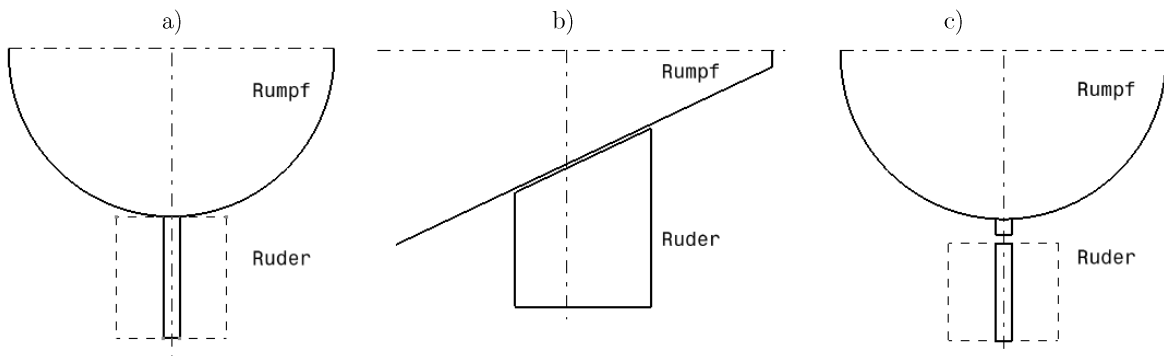


Abb. 3.8: Spaltbildung beim Stellen der Steuerfläche am Rumpf, a) nicht planare Kontur am Rumpf, b) Heckkonus und c) Ruderstuhl als Übergang zum Rumpf

Zur Berücksichtigung der Spalteffekte wird in [52] der Faktor k abhängig vom dimensionslosen Spalt (Abb. 3.9a) sowie vom Stellwinkel der CS (Abb. 3.9b) angegeben. Demnach hat ein Spalt stets eine Reduktion von a_{CS} zur Folge. Hierbei gilt als Bezugswert die um die Wurzel gespiegelte CS ohne Spalt mit $k = 2$. Für den zusätzlichen Einfluss eines konischen Hecks auf die Steuerflächen führte Harper [15] experimentelle Untersuchungen im Windtunnel durch. Diese Untersuchungen für CS an einem Heckkonus ($\gamma_K = 12^\circ$) zeigen, dass sich der Rumpfeinfluss (bzw. die aus der Verstellung resultierende Spaltwirkung) auf a_{CS} als lineare Funktion vom δ_{CS} (mit $k(\delta_{CS}) = 2$ bei 0° und $1,7$ bei 27°) beschreiben lässt (Abb. 3.9b).

$$a_{CS} = k \cdot a_{CS}^g \quad (3.34)$$

Für die Bestimmung des Faktors k wird die Änderung des Seitenverhältnisses mit der relativen Änderung des Auftriebsgradienten in Verbindung gesetzt. Hierfür wird Gl. 3.14 nach Molland [52] wie folgt vereinfacht:

$$CL_\alpha = \left(\frac{\partial C_{LCS}}{\partial a_{CS}} \right)_{\alpha_{CS}=0} = \frac{1,95\pi}{57,3 \left(1 + \frac{3}{a_{CS}} \right)} \quad (3.35)$$

Aus der Gleichung wird ersichtlich, dass der Rumpf- und Spalteinfluss k auf CL_α mit abnehmendem a_{CS} zunimmt.

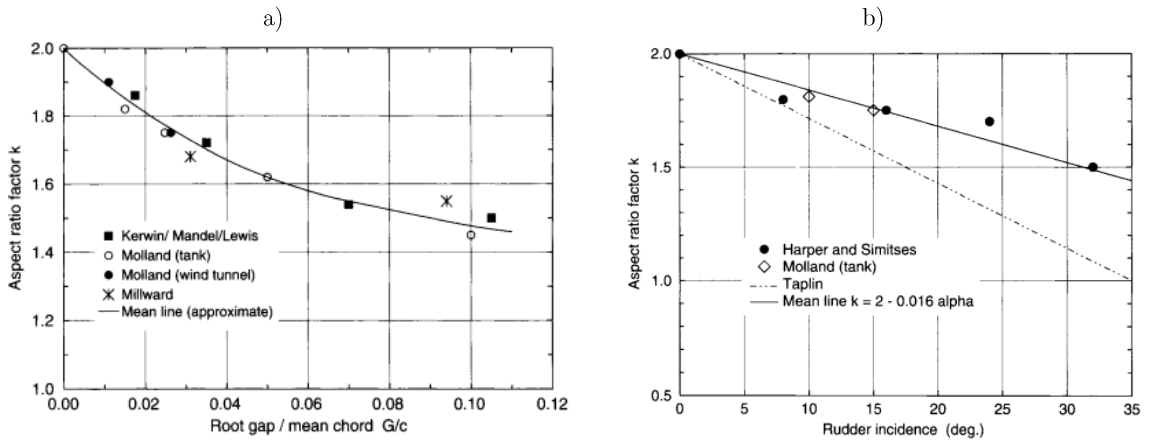


Abb. 3.9: Einflussfaktor k auf a_{CS} in Abhängigkeit a) vom dimensionslosen Spalt und b) vom Stellwinkel der CS [52]

An dieser Stelle sei angemerkt, dass sich die Angaben von [52] auf Untersuchungen an isolierten Steuerflächen ohne relevante Verdrängungsdicke beziehen. Ebenso ist die Übertragbarkeit der Untersuchungen aus [15] zu hinterfragen, da der lokale Rumpfdurchmesser im Verhältnis zur Spannweite der Steuerfläche mit $0,5d_H/b_{CS} = 0,3$ für reale Anwendungen zu klein ist. Zudem ist für Aussagen über Spalteinflüsse am Heckkonus die Höhe des Ruderstuhls (Abb. 3.10) im Verhältnis zum Konuswinkel von Bedeutung. Für einen kleinen Ruderstuhl ist der Spalteinfluss aufgrund der Verdrängungsdicke, insbesondere bei kleinen Stellwinkeln, vernachlässigbar (siehe Anhang B.3). In dieser Arbeit stehen CS ohne ausgeprägten Ruderstuhl im Vordergrund, daher wird der Spalteinfluss von Steuerflächen am Fahrzeug nicht weiter betrachtet.

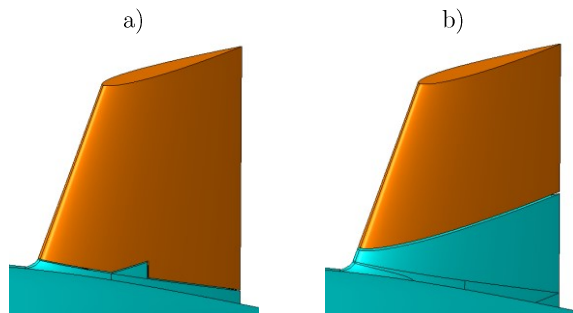


Abb. 3.10: Steuerfläche mit zwei Ausführungen des Ruderstuhls, a) Maximierung der Fläche, b) optimiert für Fertigung

Lokale Anströmverhältnisse an den Steuerflächen

A: ohne Rumpfeinfluss

Die resultierende Quergeschwindigkeit v_{CS} an der Position der Steuerflächen beim Manövrieren in der Horizontalebene hängt geometrisch von dem Driftwinkel β ($v = -U \cdot \sin \beta$), der Drehrate r sowie dem Abstand des Bezugspunkts C im Fahrzeug-KOS zur Steuerfläche $|x_{CS}|$ ab (Abb. 3.11).

$$v_{CS} = (v - r \cdot |x_{CS}|) \tag{3.36}$$

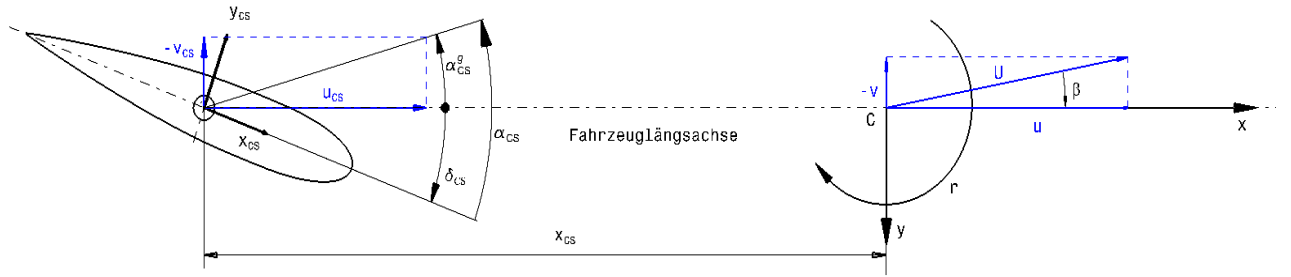


Abb. 3.11: Lokale geometrische Strömungsverhältnisse an der Steuerfläche am Heck

Für den Fall, dass die Steuerfläche um den Positionswinkel $\alpha_1 > 0^\circ$ zur Vertikalebene (z.B. für die X-K) (Anhang A.1) angeordnet ist, wird dies wie folgt berücksichtigt:

$$v_{CS} = (v - r \cdot |x_{CS}|) \cos \alpha_1 \quad (3.37)$$

Der lokale geometrische Anströmwinkel α_{CS}^g an der Position der Steuerflächen ergibt sich somit aus den lokalen Geschwindigkeiten u_{CS} und v_{CS} im Fahrzeug-KOS.

$$\alpha_{CS}^g = \tan^{-1} \left(\frac{-v}{u} \right)_{CS} \quad (3.38)$$

Für eine reine Schräganströmung entspricht α_{CS}^g dem Driftwinkel β bzw. $\beta \cos \alpha_1$ (X-K).

Die Superposition mit dem geometrischen Stellwinkel δ_{CS} führt auf den effektiven Anströmwinkel α_{CS} bzw. den effektiven Stellwinkel δ_{CS}^e . Dieser entspricht ohne Rumpfeinfluss einer frei angeströmten isolierten CS und ist über Spannweite b_{CS} konstant.

$$\alpha_{CS} = -\delta_{CS}^e = -(\delta_{CS} \pm \alpha_{CS}^g) \quad (3.39)$$

Der zusätzliche Einfluss des Rumpfs führt auf hydrodynamisch komplexere Verhältnisse.

B: unter Rumpfeinfluss

Bei Anstellung des Rumpfs äußert sich der Rumpfeinfluss zum einen als lokale Beschleunigung bzw. Verzögerung der Strömung, zum anderen in Form der Führung bzw. Umlenkung der Strömung. Beide Phänomene sind insbesondere im Wurzelbereich der Steuerflächen stark ausgeprägt und nehmen mit zunehmender Spannweite ab. Die Strömungsbeschleunigung resultiert aus der Verdrängungswirkung der CS. Der zur Flügelwurzel hin zunehmende lokale Anströmwinkel $\alpha_{CS_{lok}}$ ist die Folge der Strömungsführung durch den Rumpf. Für einen unendlich langen Zylinder und vernachlässigbare Grenzschicht mit dem lokalen Radius $0,5d_H$ lässt sich der lokale Anströmwinkel als Funktion der Spannweitenkoordinate z_{CS} angeben [57]. Im Wurzelbereich verdoppelt sich somit $\alpha_{CS_{lok}}$ gegenüber dem geometrischen Anströmwinkel ohne Rumpfeinfluss α_{CS}^g .

$$\alpha_{CS_{lok}}(z_{CS}) = \alpha_{CS}^g \left[1 + \left(\frac{0,5d_H}{z_{CS}} \right)^2 \right] \quad (3.40)$$

Goodman [4] zeigt jedoch, dass für die Anordnung an einem konischen Rumpfbereich eines Rotationskörpers mit entsprechender Grenzschicht diese Formulierung nur den qualitativen

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Verlauf außerhalb der Verdrängungsdicke wiedergibt. Durch den Einfluss weiterer strömungsbeeinflussender Geometrien (z.B. Heckkonus, Turm) verändert sich die Charakteristik zunehmend.

Durch das Phänomen der Strömungsführung ist der reale Anströmwinkel gegenüber dem geometrischen Anströmwinkel α_{CS}^g reduziert. Der Faktor γ_H (flow straightening coefficient) beschreibt diesen Effekt und liegt bei <1 [52], [58], [59]. Für den effektiven Stellwinkel δ_{CS}^e gilt damit:

$$\delta_{CS}^e = \delta_{CS} - \tan^{-1}\left(\frac{-v_{CS} \cdot \gamma_H}{u_{CS}}\right) \quad (3.41)$$

Die Bestimmung von γ_H erfolgt empirisch aus Experimenten über Kraftmessungen im „zero-force-test“ (siehe Kapitel 6.1.1.1) oder über die Messung der lokalen Geschwindigkeiten [58]. Hierbei wird der Stellwinkel $\delta_{CS_0} = -\alpha_{CS_0}$, bei dem kein Auftrieb an der CS erzeugt wird, zum geometrischen Anströmwinkel α_{CS}^g ins Verhältnis gesetzt.

$$\gamma_H = \frac{\alpha_{CS_0}}{\alpha_{CS}^g} \quad (3.42)$$

Die Beeinflussung verhält sich umgekehrt proportional zu γ_H ; je näher die Werte am Wert Eins liegen, desto geringer ist der Effekt der Strömungsführung. Für Unterwasserfahrzeuge ist γ_H im Vergleich zu Überwasserfahrzeugen eher groß, da sich ein Großteil der Steuerflächen oft außerhalb der Rumpfbeflussung befindet und der Propeller hinter diesen angeordnet ist [27].

Eine zusammenfassende Darstellung der Beeinflussung des Auftriebs C_L unter effektiven Bedingungen (Rumpfeinfluss) im Vergleich zu den geometrischen Bedingungen zeigt Abb. 3.12.

Über die Steuerflächen-Interferenzfaktoren $K_{CS(H)}$ und $k_{CS(H)}$ werden die zwei Effekte

- Änderung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} (Spalteinfluss und Grenzschicht)
- Änderung des effektiven Anströmwinkels α_{CS} (Queranströmung und Strömungsführung)

implizit erfasst.

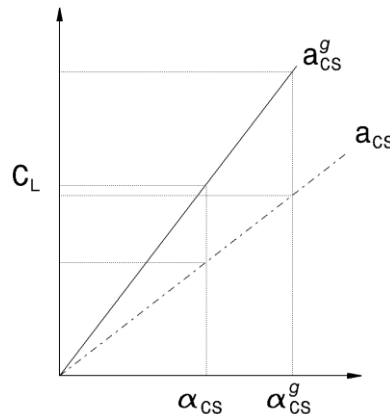


Abb. 3.12: Beeinflussung des Auftriebs der CS durch den effektiven Anströmwinkel α_{CS} und das effektive Seitenverhältnis a_{CS} aufgrund der Präsenz des Rumpfs

3.3.2.2 Wirkung der Steuerflächen auf den Rumpf

Die auf den Körper durch die Steuerflächen induzierte Kraft liegt in einer ähnlichen Größenordnung wie die Kräfte an einem isolierten Flügel in freier Strömung [2]. Sehr anschaulich wird dies durch die Untersuchung von Funk [60] an einem Luftschiffmodell (Abb. 3.13).

Die Beeinflussung der Querkraft am Heck durch das Vorhandensein der Steuerflächen wird hier als lift carry over (LCO) bezeichnet. Der LCO ergibt sich als Differenz aus der Querkraft des vollständigen Fahrzeugs (Ru+LW) abzüglich des Rumpfs ohne Steuerflächen (Ru) und der Querkraft der Steuerflächen unter Einfluss des Rumpfs (LW) (Abb. 3.13b).

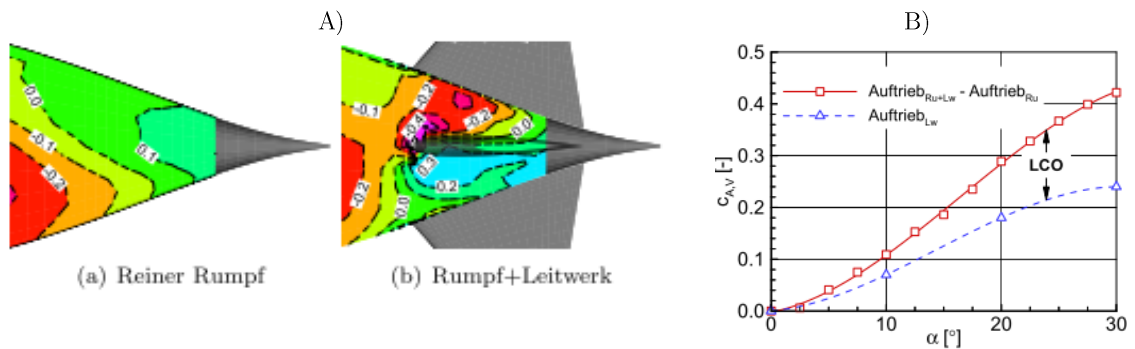


Abb. 3.13: Verhältnisse am Heck mit (Ru+LW) und ohne Steuerflächen (Ru), A) Druckverteilung am Heck bei einem Driftwinkel von $\alpha = 30^\circ$ und B) Kraftwirkung durch Anbringen der Steuerflächen(rechts)[60]

Eine ähnliche Definition für die Verstellung der Steuerflächen wird im MMG²-Modell für die Manövrierkräfte beim Ruderlegen an Überwasserfahrzeugen verwendet. Hierbei dient der Faktor $(1 + a_H)$ zur Ermittlung der Seitenruderwirkung in Form der Querkraft $Y'_{\delta R}$ und des Moments $N'_{\delta R}$. Die wirksame Querkraft setzt sich dabei aus dem Anteil der eigentlichen Steuerfläche zuzüglich des auf den Rumpf induzierten Anteils zusammen.

$$Y'_{\delta R} = (1 + a_H)Y'_{CS(H)} \quad (3.43)$$

$$N'_{\delta R} = (|x'_{CS}| + a_H|x'_H|)Y'_{CS(H)} \quad (3.44)$$

Im Faktor a_H drücken sich die Lateralkrafterhöhung und in $a_H|x'_H|$ die Steuermomentenerhöhung aus [58]. Die mit der Fahrzeuglänge L dimensionslosen Hebel $|x'_H|$ und $|x'_{CS}|$ bezeichnen hierbei den Druckpunkt der induzierten Lateralkraft auf den Rumpf durch die Steuerfläche sowie den Druckpunkt an der Steuerfläche.

$$a_H = \frac{(\Delta Y'_{\delta R})_{H(CS)}}{Y'_{CS(H)}} = \frac{Y'_{CS+H} - Y'_H - Y'_{CS(H)}}{Y'_{CS(H)}} \quad (3.45)$$

$$l'_H = \frac{(\Delta N'_{\delta R})_{H(CS)}}{(\Delta Y'_{\delta R})_{H(CS)}} = \frac{N'_{CS+H} - N'_H - N'_{CS(H)}}{Y'_{CS+H} - Y'_H - Y'_{CS(H)}} \quad (3.46)$$

² MMG (Maneuvering Modelling Group)

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Die Werte für völlige Überwasserfahrzeuge liegen bei $a_H = 0,3 - 0,4$ [59] bzw. $a_H(|x'_H|/|x'_{CS}|) = 0,055$ [58], was als Steigerung der Querkraft $\Delta Y'$ um 30 bis 40% gegenüber der alleinigen Querkraftwirkung der Steuerfläche unter Rumpfeinfluss zu interpretieren ist.

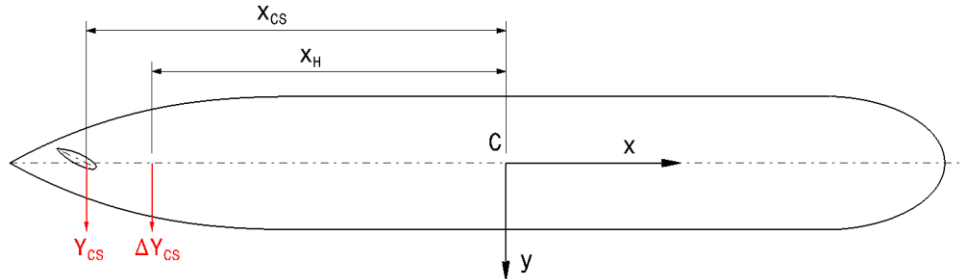


Abb. 3.14: Geometrische Konventionen für die Querkrafterhöhung aufgrund der H(CS)-Interferenz nach [58]

Mit Hilfe von a_H lässt sich die Beziehung zwischen Gl. (3.31) und (3.30) wie folgt ausdrücken (Herleitung in Anhang E.1):

$$k_{H(CS)} = k_{CS(H)} \cdot a_H \quad (3.47)$$

Diese Beziehung ist im Hinblick auf die Auswertung experimenteller Untersuchungen hilfreich, da sich $k_{CS(H)}$ aus Messungen an den einzelnen CS einfacher bestimmen lässt als die Wirkung der einzelnen CS auf den Rumpf.

Nachfolgend werden zwei gängige Ansätze vorgestellt, um die Interferenzfaktoren für den Entwurf zu ermitteln.

3.3.2.3 Prognosemethoden

Für die Prognose der CSH-Interferenz wurden unterschiedlichste Methoden entwickelt, die vorwiegend auf empirischen Ansätzen [11], [12] basieren. Aber auch analytische Methoden [14] und Ansätze basierend auf dem Prinzip der hydrodynamischen Massen [23], [46] dienen der Abschätzung im Entwurf. Nachfolgend wird auf die empirischen Methoden nach Dempsey [3] und Pitts-Nielsen [13] näher eingegangen, da diese in der praktischen Anwendung am weitesten verbreitet sind.

Methode nach Dempsey

Mit dem empirischen Ansatz nach Dempsey [3] lässt sich die globale Änderung der Querkraft am Gesamtfahrzeug durch das Anbringen der Steuerflächen am Heck beschreiben (Abb. 3.15). Der Einfluss der Steuerflächen auf die Querkraft wird über die Differenz der dimensionslosen Querkraftgradienten $\Delta(Y'_v)_C$ (Index C = combination) zwischen Fahrzeug mit Steuerflächen $(Y'_v)_{H+CS}$ und dem Rumpf ohne CS $(Y'_v)_H$ ausgedrückt.

$$\Delta(Y'_v)_C = \Delta(Y'_v)_{CSH} = (Y'_v)_{H+CS} - (Y'_v)_H \quad (3.48)$$

Da $\Delta(Y'_v)_C$ lediglich aus den Querkraften am Fahrzeug ermittelt wird, sind explizite Aussagen zu den Wirkanteilen des Rumpfeinflusses auf die Steuerflächen nicht möglich.

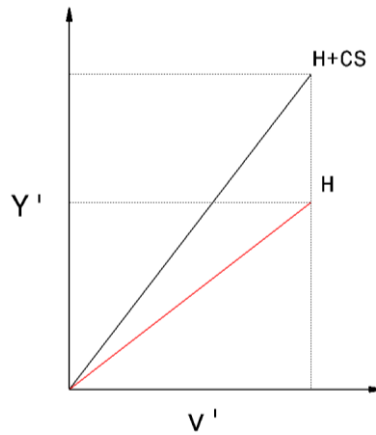


Abb. 3.15: Interpretation des Interferenzfaktors für die Querkraft Y' im Fahrzeug-KOS nach [3]

Für den Interferenzfaktor K_{CSH} wird das Verhältnis des Gradienten der Querkraftänderung mit dem Auftriebsgradienten $C_{L\alpha}$ der isolierten Steuerflächen ohne Rumpfeinfluss (Doppelflügel nach Gl. 3.14) gebildet. Unter Annahme kleiner Winkel entspricht für die Steuerflächen $C_{L\alpha}$ (in Radiant) dem Koeffizienten der Querkraft Y'_v . Um dieselben Bezüge für die dimensionslosen Beiwerte zu erhalten, wird Y'_v mit dem Verhältnis L^2/A_{CS} aus der Fahrzeuglänge L und der projizierten Fläche der CS A_{CS} multipliziert.

$$K_{CSH} = \frac{\Delta(Y'_v)_{CSH}}{C_{L\alpha}} \left(\frac{L^2}{A_{CS}} \right) \quad (3.49)$$

Die Gl. 3.50 und 3.51 basieren auf Schrägschleppversuchen an einem schlanken Rotationskörper (Modell 4621 mit Heckkonuswinkel $\gamma_K = 12^\circ$) bei Reynoldszahlen des Rumpfs $Rn_L = 14 \cdot 10^6$ und den Steuerflächen $Rn_c = 0,3 \cdot 10^6$ bis $1 \cdot 10^6$. Der Einfluss der Geometrie der Steuerflächen wurde in 20 geometrischen Variationen (Profillänge und Spannweite) untersucht. Hierfür waren die Steuerflächen als K-K angeordnet.

$$\text{für } 0,734 \leq k_D \leq 1,426 \quad K_{CSH} = -0,3644 + 1,2380(k_D) - 0,3728(k_D)^2 \quad (3.50)$$

$$\text{für } 0,4015 < k_D \leq 0,734 \quad K_{CSH} = 1 - \frac{0,2556}{(k_D)^2} \sqrt{(k_D)^2 - 0,1612} \quad (3.51)$$

$$\text{und } 1,426 \leq k_D \quad -0,6366 \sin^{-1} \left(\frac{0,4015}{k_D} \right)$$

Die empirischen Formeln sind als Funktion des geometrischen Verhältnisses der Flügelspannweite zum maximalen Rumpfdurchmesser $k_D = b_{CL}/0,5d_{Hmax}$ definiert mit b_{CL} als Abstand der Flügelspitze von der Mittellinie des Rumpfs (siehe Abb. 3.17).

Die Werte für K_{CSH} für Steuerflächen an Ubooten liegen zwischen 0,3 und 0,7 [18]. Die Rumpfform und insbesondere die Heckform wird jedoch nicht berücksichtigt, und aufgrund der fehlenden Abhängigkeit von der Reynoldszahl wird die Wirksamkeit der Ruder eher unterschätzt [17]. Zudem ist der Konuswinkel γ_H mit 12° klein im Vergleich zu realen Fahrzeugen. In der Literatur liegen die Winkel zwischen 10° und 25° [38], wobei häufig große Winkel zum Einsatz kommen [2], [27]. Das führt in der frühen Entwurfsphase zu einer Überdimensionierung der Steuerflächen, um die Stabilität konservativ auszulegen.

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Da in den Experimenten keine Verstellung der Steuerflächen vorgenommen wurde, wird $K_{CSH} = k_{CSH}$ angenommen. Da die reale CSH-Interferenz k_{CSH} in Abhängigkeit vom Stellwinkel der CS nicht ermittelt wurde, ist die Dempsey-Methode für Aussagen zur dynamischen Stabilität und zur Beurteilung der Drehfähigkeit ungeeignet. Im folgenden Abschnitt wird eine Methode beschrieben, die dafür besser geeignet zu sein scheint.

Methode nach Pitts-Nielsen

Der Ansatz basiert auf der Theorie schlanker Körper, wonach sich die Interferenzen potentialtheoretisch bestimmen lassen [13]. Die Methode ist auf kleine Anstellwinkel des Fahrzeugs und Stellwinkel der Steuerflächen beschränkt und liefert für Steuerflächen mit kleinem Seitenverhältnis die zuverlässigsten Ergebnisse [14]. Die Interferenzen sind hierbei in Abhängigkeit vom Verhältnis $k_P = 0,5d_{HCS}/b_{CL}$ des lokalen Rumpfradius $0,5d_{HCS}$ zur Spannweite bis zur CL des Rumpfs b_{CL} mathematisch beschrieben (siehe Abb. 3.17). Die Gesamtinterferenz ist danach wie folgt definiert:

$$K_C \triangleq K_{CSH} = (1 + k_P)^2 \quad (3.52)$$

Die Beeinflussung des Auftriebs der Steuerflächen im Einflussbereich des Rumpfs aufgrund der Schräganströmung des Fahrzeugs wird über den Interferenzfaktor $K_{CS(H)}$ wie folgt beschrieben:

$$K_{CS(H)} = \frac{2}{\pi} \left[\frac{(1 + k_P^4)\zeta_1 - k_P^2\zeta_2}{(1 - k_P)^2} \right] \quad (3.53)$$

mit

$$\zeta_1 = \frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{1}{2} \left(\frac{1}{k_P} - k_P \right) \right) + \frac{\pi}{4} \quad (3.54)$$

$$\zeta_2 = \left(\frac{1}{k_P} - k_P \right) + 2 \cdot \tan^{-1}(k_P) \quad (3.55)$$

Die Wirkung der Steuerflächen auf den Rumpf als induzierte Querkraft der Steuerflächen wird als Differenz der Gesamtinterferenz und $K_{CS(H)}$ formuliert:

$$K_{H(CS)} = (1 + k_P)^2 - K_{CS(H)} \quad (3.56)$$

Der Auftrieb der Steuerflächen wirkt sich somit direkt auf die lokalen Kräfte am Rumpf in Form einer Zunahme der Steuerkraft aus. Die empirische Formulierung geht dabei von folgenden Grenzfällen aus [23]:

- $\lim_{k_P \rightarrow 0} \begin{cases} K_{CS(H)} \rightarrow 1 \\ K_{H(CS)} \rightarrow 0 \end{cases}$ entspricht dem Doppelflügel
kein Rumpf, auf den der Auftrieb "übertragen" werden kann
- $\lim_{k_P \rightarrow 1} \begin{cases} K_{CS(H)} \rightarrow 2 \\ K_{H(CS)} \rightarrow 2 \end{cases}$ Auftriebsverdopplung bei kleinem a_{CS}
verdoppelter Auftrieb durch "Übertragung" auf Rumpf

Die quantitative Beschreibung der Effekte aufgrund der Verstellung der Steuerflächen ist ähnlich definiert wie für die Lageänderung des Fahrzeugs.

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Nielsen gibt in [23] den Einfluss des Rumpfs auf die Steuerfläche als Funktion von $k'_p = 1/k_p = b_{CL}/0,5d_{HCS}$ wie folgt an:

$$k_{cs(H)} = \frac{1}{\pi^2} [\zeta_1 + \zeta_2 - \zeta_3 + \zeta_4 - \zeta_5 + \zeta_6] \quad (3.57)$$

mit

$$\zeta_1 = \frac{\pi^2}{4} \left(\frac{1 + k'_p}{k'_p} \right) \quad (3.58)$$

$$\zeta_2 = \pi \left(\frac{k_p'^2 + 1}{k'_p(k'_p - 1)} \right)^2 \cdot \arcsin \left(\frac{k_p'^2 - 1}{k_p'^2 + 1} \right) \quad (3.59)$$

$$\zeta_3 = \left(\frac{2\pi(k'_p + 1)}{k'_p(k'_p - 1)} \right) \quad (3.60)$$

$$\zeta_4 = \frac{(k_p'^2 + 1)^2}{k_p'^2(k'_p - 1)^2} \cdot \arcsin \left(\frac{k_p'^2 - 1}{k_p'^2 + 1} \right) \quad (3.61)$$

$$\zeta_5 = \frac{k'_p}{4} \left(\frac{k'_p + 1}{k'_p - 1} \right) \cdot \arcsin \left(\frac{k_p'^2 - 1}{k_p'^2 + 1} \right) \quad (3.62)$$

$$\zeta_6 = \left(\frac{8}{(k'_p - 1)^2} \right) \cdot \log \left(\frac{k'_p + 1/k'_p}{2} \right) \quad (3.63)$$

Die Wirkung auf den Rumpf ähnelt der von $K_{H(CS)}$, wirkt sich jedoch nicht in gleichem Maße aus.

$$k_{H(CS)} = \frac{2}{\pi(1 - k'_p)^2} \left[\zeta_1 \left(\frac{\pi}{4} + 1 \right) + \zeta_2 \right] - k_{cs(H)} \quad (3.64)$$

mit

$$\zeta_1 = \frac{1 - k_p'^2}{k'_p} \quad (3.65)$$

$$\zeta_2 = \frac{(1 + k_p'^2)^2}{2k_p'^2} \cdot \arcsin \left(\frac{k_p'^2 - 1}{1 + k_p'^2} \right) \quad (3.66)$$

Die Summe der Interferenzfaktoren $k_{CSH} = k_{H(CS)} + k_{cs(H)}$ aufgrund der Verstellung der Steuerflächen entspricht laut [23] $K_{CS(H)}$ (Abb. 3.16).

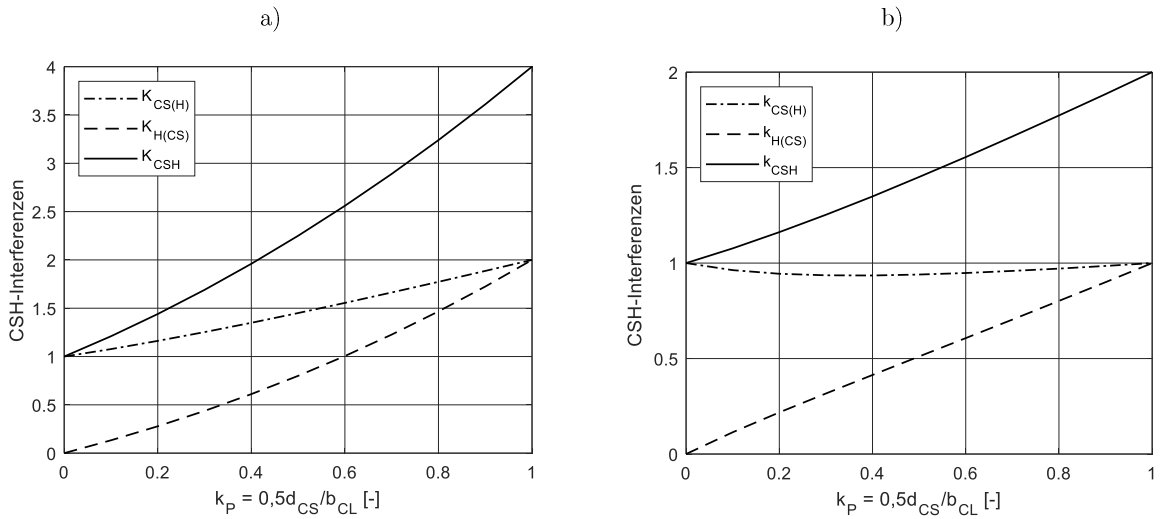


Abb. 3.16: CSH-Interferenzen nach Pitts-Nielsen in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P für zylinderförmige Rumpfe für
a) Schräganströmung und b) Verstellung der CS

Da die Methode von Pitts-Nielsen auf Flügelgeometrien an Zylindern abzielt, ist sie im Fall von Unterwasserfahrzeugen für die Interferenz von Turm und Rumpf geeignet [14]. Der Interferenzfaktor K_C ist hierbei lediglich von geometrischen Parametern abhängig. Aus dem Verhältnis der lokalen Deckshöhe ($b_{de} = d_H/2$) zum Abstand b_e zwischen der Oberkante des Turms und der Rumpfachse (CL) ergibt sich:

$$K_C = \left(1 + \frac{b_{de}}{b_e}\right)^2 \quad (3.67)$$

Auch für Steuerflächen im zylindrischen Bereich des Rumpfs z.B. bei AUV's mit rotationssymmetrischem Rumpf ist damit eine ausreichende Prognose möglich [45].

Pitts merkt an, dass die Verwendung eines mittleren Bezugsradius für variable Querschnitte im Vergleich zu experimentellen Ergebnissen zu einer Abweichung von $\pm 10\%$ führt. Für die Anwendung im Heckbereich von Unterwasserfahrzeugen wird auf die Überschätzung der Interferenz hingewiesen, da sich die Steuerflächen unter dem Einfluss einer abgelösten Grenzschicht befinden. Somit dürfte die Methode ohne entsprechende Korrekturen zu größeren Fehlern führen.

Bezugsflügel

Die Definition des "Bezugsflügels" spielt nach [14] keine Rolle, wenn die für kleine Seitenverhältnisse a_{CS} gültige Jones-Formel für den Auftriebsgradienten

$$C_{L\alpha} = \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=0} = \frac{\pi}{2} \cdot a_{CS} \quad (3.68)$$

mit der Formel nach Whickers [1] (Gl. 3.14) in guter Näherung übereinstimmt.

Für die oben beschriebenen CSH-Prognosemethoden spielt der Bezugsflügel eine entscheidende Rolle, da die Spannweite sehr unterschiedlich definiert wird und maßgeblichen Einfluss auf den Auftrieb hat (Kapitel 3.2.2.4).

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Die Methode nach Pitts-Nielsen definiert die Bezugsfläche der CS als die außerhalb des Rumpfs befindliche Fläche A_{CS_e} ("exposed wing area") und somit die Spannweite b_{CS} (Abb. 3.17).

In der Methode nach Dempsey hingegen wird eine bis zur CL fortgeführte Bezugsfläche $A_{CS_{CL}}$ mit der Spannweite b_{CL} (Abb. 3.17) definiert, was bei völligen Hecks zu einer erheblichen Zunahme von C_{L_α} aufgrund des größeren Seitenverhältnisses a_{CS} führt. Für die in Kapitel 8 beschriebene komplexe Fahrzeuggeometrie ist C_{L_α} beispielsweise 27% höher.

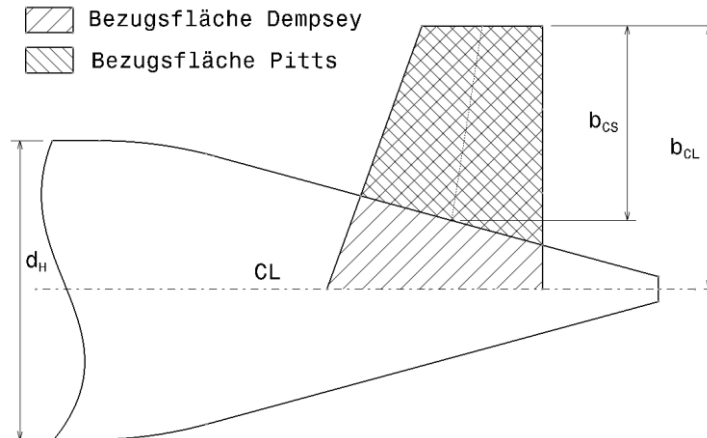


Abb. 3.17: Geometrische Definition des Bezugsflügels nach Dempsey und Pitts-Nielsen

Fazit zu den Prognosemethoden

Mit der Methode nach Dempsey lässt sich die Gesamtinterferenz bei Schräganströmung ermitteln. Sie lässt jedoch keinen Rückschluss auf die einzelnen Rumpf-Steuerflächen- und Steuerflächen-Rumpf-Wechselwirkungsanteile zu. Die Methode nach Pitts-Nielsen hingegen gibt differenziert diese Wechselwirkungsanteile sowohl bei Schräganströmung des Fahrzeugs als auch bei Verstellung der Steuerflächen wieder. Allerdings ist die Gültigkeit auf Steuerflächen an zylindrischen Rümpfen beschränkt. Der Konuswinkel am Heck wird nicht berücksichtigt. Eine zusammenfassende Darstellung der Interferenz zeigt Abb. 3.18. Beide Methoden berücksichtigen zudem nicht die Wirkung eines Propellers.

Tab. 3.1: Zusammenfassende Übersicht über etablierte Methoden zur Interferenzprognose

	Dempsey	Pitts-Nielsen
Ergebnis	Gesamtinterferenz (K_C) durch Schräganströmung des Fahrzeugs	Einzelne Anteile der Interferenzen bei Schräganströmung des Fahrzeugs und CS-Verstellung ($K_{CS(H)}$; $K_{H(CS)}$; K_C ; $k_{CS(H)}$; $k_{H(CS)}$; k_C)
Lücken/ Einschränkungen	Kein Propellereinfluss Keine CS-Verstellung schlanker Körper mit $\gamma_K = 12^\circ$ nur für Bewertung der dynamischen Stabilität	Kein Propellereinfluss Beschränkt auf Flügel an Körpern mit konstantem Querschnitt (Zylinder)

In den bisherigen Ansätzen werden die Interferenzfaktoren als Verhältnisse der Anfangsgradienten der Auftriebskurven ermittelt. Aufgrund der Beschreibung der Methoden nach [3]

und [13] als funktionale Zusammenhänge geometrischer Parameter ergeben sich CSH-Interferenzkoeffizienten, die über den Anströmwinkel konstant sind. Diese Vereinfachung stellt für zylindrische Rumpfgeometrien mit Driftwinkel $\beta > 10^\circ$ eine gute Prognose dar [61]. Für komplexe, nicht rotationssymmetrische Rumpfgeometrien sind über den gesamten Winkelbereich nicht konstante CSH-Interferenzen zu erwarten, welche in dieser Arbeit näher untersucht werden.

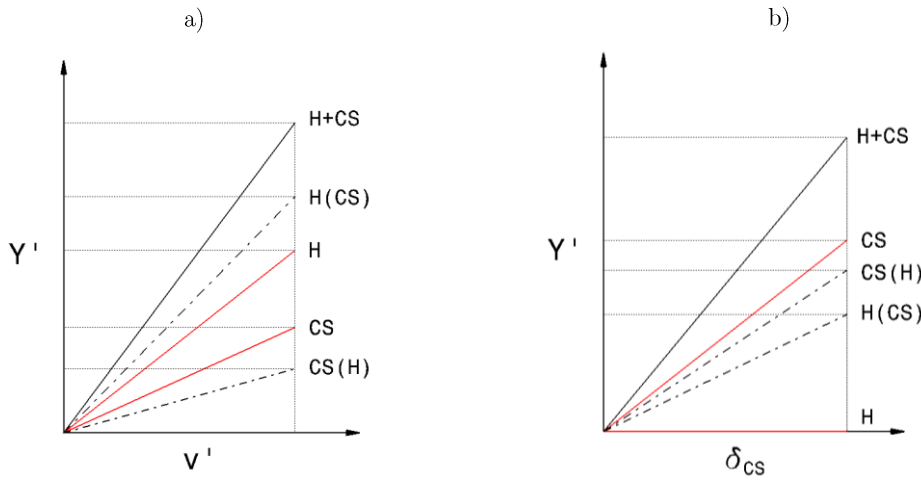


Abb. 3.18: Interpretation der Interferenzfaktoren für die Querkraft Y' im Fahrzeug-KOS in Abhängigkeit von
 a) der Quergeschwindigkeit aus der Schräganströmung und b) dem Stellwinkel der Steuerflächen

Um den Überblick über strömungsmechanische Wechselwirkungen zu vervollständigen, werden nachfolgend weitere Interferenzen angesprochen, die mit den bereits beschriebenen in Verbindung stehen.

3.3.3 Wechselwirkung des Propellers mit Rumpf und Steuerflächen

3.3.3.1 Nachstrom

Da sich der Propeller am Heck des Fahrzeugs befindet, ist dessen Anströmung durch die stromaufwärts liegenden Bauteile beeinflusst. Die Geschwindigkeit u_A in der Propellerebene ist im Vergleich zur Geschwindigkeit des Fahrzeugs U verringert; dieser Effekt wird als Nachstrom bezeichnet. Bei Fahrzeugen mit hinter dem Propeller angeordneten Steuerflächen ist der Nachstrom lediglich vom stromaufwärts befindlichen Rumpf (z.B. Anstellung des Rumpfs) abhängig und variiert je nach Heckform. Für die meisten Unterwasserfahrzeuge mit Propeller stromabwärts der Steuerflächen wird der Propellerzustrom durch das Legen der Steuerflächen am Heck erheblich beeinflusst.

Die Schwankungen des Nachstroms führen zu Schwankungen des strömungsmechanischen Steigungswinkels am Flügelprofil [63]. Da die achterliche Rumpfgeometrie von Unterwasserfahrzeugen meist sehr strömungsgünstig ausgeführt ist, hängt der Nachstrom im Wesentlichen von der Anordnung der Steuerflächen ab, siehe Abb. 3.19.

Es ist üblich, entsprechend der Taylor-Methode die Nachstromziffer ("wake fraction") w_T als dimensionslosen Ausdruck der Minderung von u_A an einem Punkt in der Propellerebene gegenüber der Fahrzeuggeschwindigkeit U zu definieren [62].

$$w_T = \frac{U - u_A}{U} = 1 - \left(\frac{u_A}{U_0}\right) \quad (3.69)$$

Des Weiteren wird zwischen nominellem, effektivem und totalem Nachstrom unterschieden (Abb. 3.20).

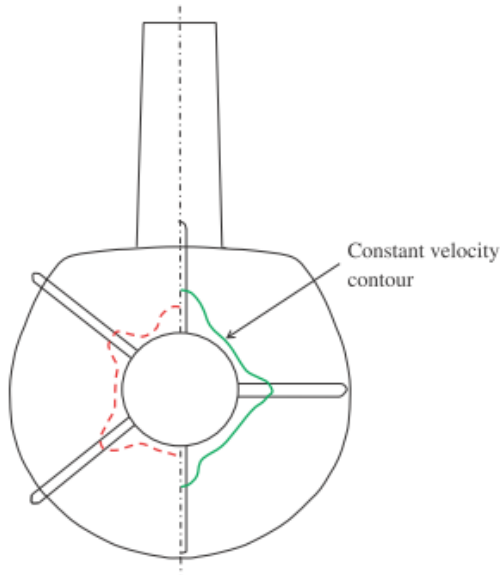


Abb. 3.19: Einfluss der Ruderkonfiguration auf den Nachstrom bei Unterwasserfahrzeugen [27]

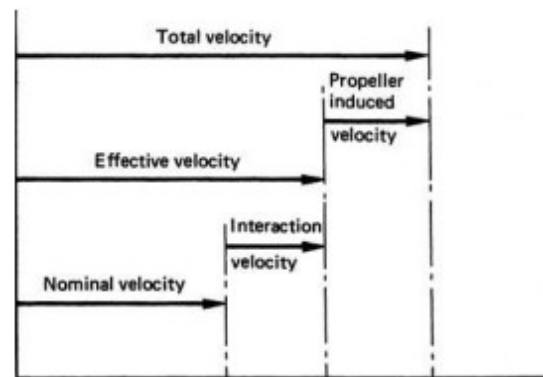


Abb. 3.20: Zusammensetzung des Nachstroms [62]

Nomineller Nachstrom

Der nominelle Nachstrom entspricht den Strömungsverhältnissen am Heck ohne Propeller. Er wird im Modellversuch in der Propellerebene durch Messung der Axial-, Tangential- und Radialgeschwindigkeit mit einer "Nachstromharke" auf verschiedenen Radien und Winkelpositionen erfasst.

Effektiver Nachstrom

Der effektive Nachstrom beschreibt die Strömungsverhältnisse am Heck unter Einfluss des Propellers. Die effektive Nachstromziffer ist als Maß für die Änderung des Propellerschubs am Fahrzeug im Vergleich zur Propellerfreifahrt definiert [64].

Die Differenz zwischen nominellem und effektivem Nachstrom ist radial betrachtet im Bereich der Propellerblattspitze am geringsten und nimmt zur Nabe hin zu [65].

Typische Werte von Nachstromziffern für Einschrauben-Uboote liegen zwischen 0,26 und 0,46 [38]. Da die relative Dicke der Grenzschicht im Modellmaßstab größer ist als bei der Großausführung, wird die Nachstromziffer zu groß ermittelt und muss für die Großausführung korrigiert werden.

3.3.3.2 Einfluss auf die Kräfte an den Steuerflächen

Befindet sich die Steuerfläche wie bei den meisten Überwasserfahrzeugen im Propellerstahlstromabwärts, steigt der Gradient der Auftriebskurve um ein Vielfaches an (Faktor zwei bis drei [52], siehe (Abb. 3.21)). Durch die bei Unterwasserfahrzeugen übliche Anordnung des

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

Propellers stromabwärts der Steuerflächen ist der Einfluss deutlich geringer und hängt wesentlich vom Abstand zwischen Steuerflächen und Propellerebene ab.

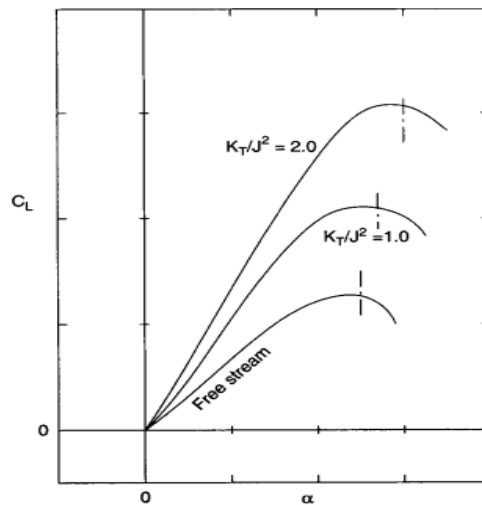


Abb. 3.21: Einfluss des Propellers auf den Auftriebsbeiwert eines Ruders stromabwärts [52]

Die Beschleunigung der Strömung durch den Propeller wirkt sich nach Burcher [38] je nach Form des Hecks ein bis zwei Propellerdurchmesser stromaufwärts durch eine Verringerung der Verdrängungsdicke δ^* aus (Abb. 3.22). Dies wiederum führt zu einer Veränderung der Druck- und damit der Kraftverteilung am Hinterschiff und beeinflusst die Kräfte der in diesem Bereich befindlichen Steuerflächen.

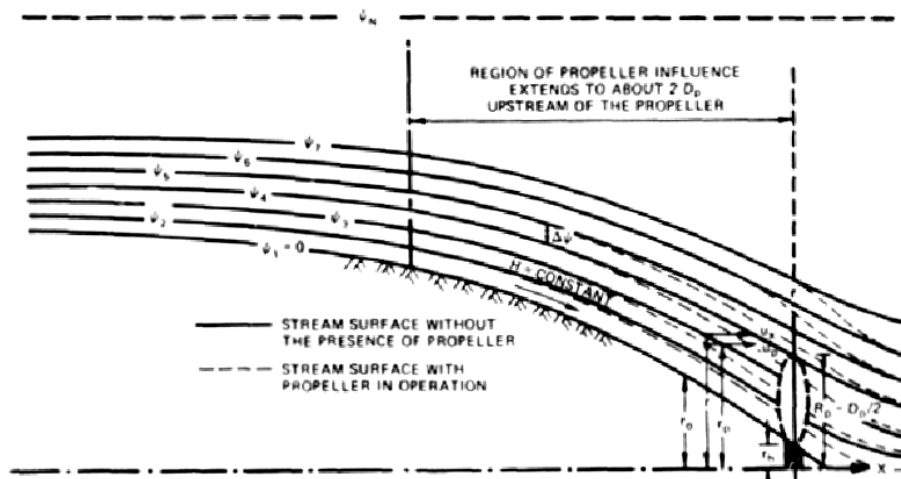


Abb. 3.22: Einfluss des Propellers auf die Verdrängungsdicke [65]

Die Einfluss des Propellersogs auf die Kräfte an den CS ist auf zwei maßgebliche Faktoren zurückzuführen [20]:

1. Die Reduktion der Verdrängungsdicke führt zum Anstieg des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} ;
2. Die Geschwindigkeitskomponente u nimmt mit steigender Drehzahl in positiver Propellerdrehung (Vorwärtsfahrt) zu, wodurch sich der lokale effektive Anströmwinkel α_{CS} in dem vom Propeller beeinflussten Bereich ändert. Bei negativer Drehung

(Notstopp oder Rückwärtsfahrt) ist der vom Propeller beeinflusste Bereich der CS hingegen wirkungslos, da die Anströmgeschwindigkeit durch den Rückstrom klein wird bzw. umkehrt.

3.3.3.3 Einfluss auf den Widerstand des Fahrzeugs

Der Schwerpunkt dieser Arbeit liegt auf dem Manövrieren; der Vollständigkeit halber wird an dieser Stelle auf die Interferenzen eingegangen, die für das Gebiet "Widerstand und Propulsion" von Interesse sind. Die Versuche von Watt [6] zeigen, dass der Propulsionseinfluss auf die Rumpfkraft lediglich für die Längskomponente X von Bedeutung ist; die Änderung der Querkraft Y und des Moments N ist vernachlässigbar klein.

Sogziffer

Der für den Vortrieb notwendige Schub T des Propellers ist bei gleicher Geschwindigkeit größer als der Schleppwiderstand R_T des Fahrzeugs ohne Propeller [66]. Die Differenz aufgrund der beschleunigten Strömung entspricht dem Sog, den der Propeller auf den stromaufwärts liegenden Rumpf ausübt. Dieser wird in normierter Form als Sogziffer t angegeben und liegt für Einschrauben-Uboote zwischen 0,04 und 0,18 [38].

$$t = \frac{T - R_T}{T} \quad (3.70)$$

Da sich der Sog im Wesentlichen aus Potentialanteilen zusammensetzt, kann t für Modell- und Großausführung als identisch angenommen werden. Im Allgemeinen wird t als Kennzahl für die Designgeschwindigkeit ermittelt, was für Fahrzeuge mit stromabwärts liegenden Steuerflächen durchaus zulässig ist. Bei Unterwasserfahrzeugen mit vor dem Propeller positionierten Steuerflächen ist der Einfluss beim Ruderlegen jedoch groß, sodass t sich mit dem Ruderwinkel erheblich ändert.

Schiffseinflussgrad

Sowohl Sog als auch Nachstrom beruhen auf der Rumpf-Propeller-Wechselwirkung, wobei der Sog stromauf und der Nachstrom stromabwärts wirkt. Die dimensionslose Kennzahl, die Nachstrom und Sog beinhaltet, wird als Schiffseinflussgrad bezeichnet.

$$\eta_H = \frac{1 - t}{1 - w_T} \quad (3.71)$$

Da der Nachstrom bei Unterwasserfahrzeugen je nach Heck-Ruder-Konfiguration groß ist, nimmt η_H Werte >1 an [27].

3.4 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden die strömungsmechanischen Zusammenhänge thematisiert und die physikalischen Grundlagen erläutert. Diese Charakteristika stehen in unmittelbarem Zusammenhang mit der wechselseitigen Beeinflussung von Propeller, Steuerflächen und Rumpf. Die komplexen Zusammenhänge wurden für die einzelnen CSH-Interferenzen erläutert und sind in Abb. 3.23 hinsichtlich ihrer Auswirkungen und Einflussparameter zusammengefasst. Die Interferenzen wirken sich themengebieteübergreifend aus, die vorliegende Arbeit

Bestimmung der Kräfte für den Entwurf

beschränkt sich jedoch auf den Einfluss auf das Manövrieren in der Horizontalebene. Hierbei sind die Parameter des effektiven Seitenverhältnisses und des effektiven Anströmwinkels von zentraler Bedeutung für die CSH-Interferenzen.

In dieser Arbeit werden die beiden vorgestellten Prognosemethoden nach Dempsey und Pitts-Nielsen hinsichtlich des Einflusses des Heckkonus und der Anordnung der Steuerflächen betrachtet. Die Anpassung der CSH-Interferenzfaktoren erfolgt über Korrekturfunktionen. Zudem sollen exemplarisch für drei Heck-Konfigurationen die individuellen Anteile der einzelnen Steuerflächen an den Gesamtsteuerkräften untersucht werden.

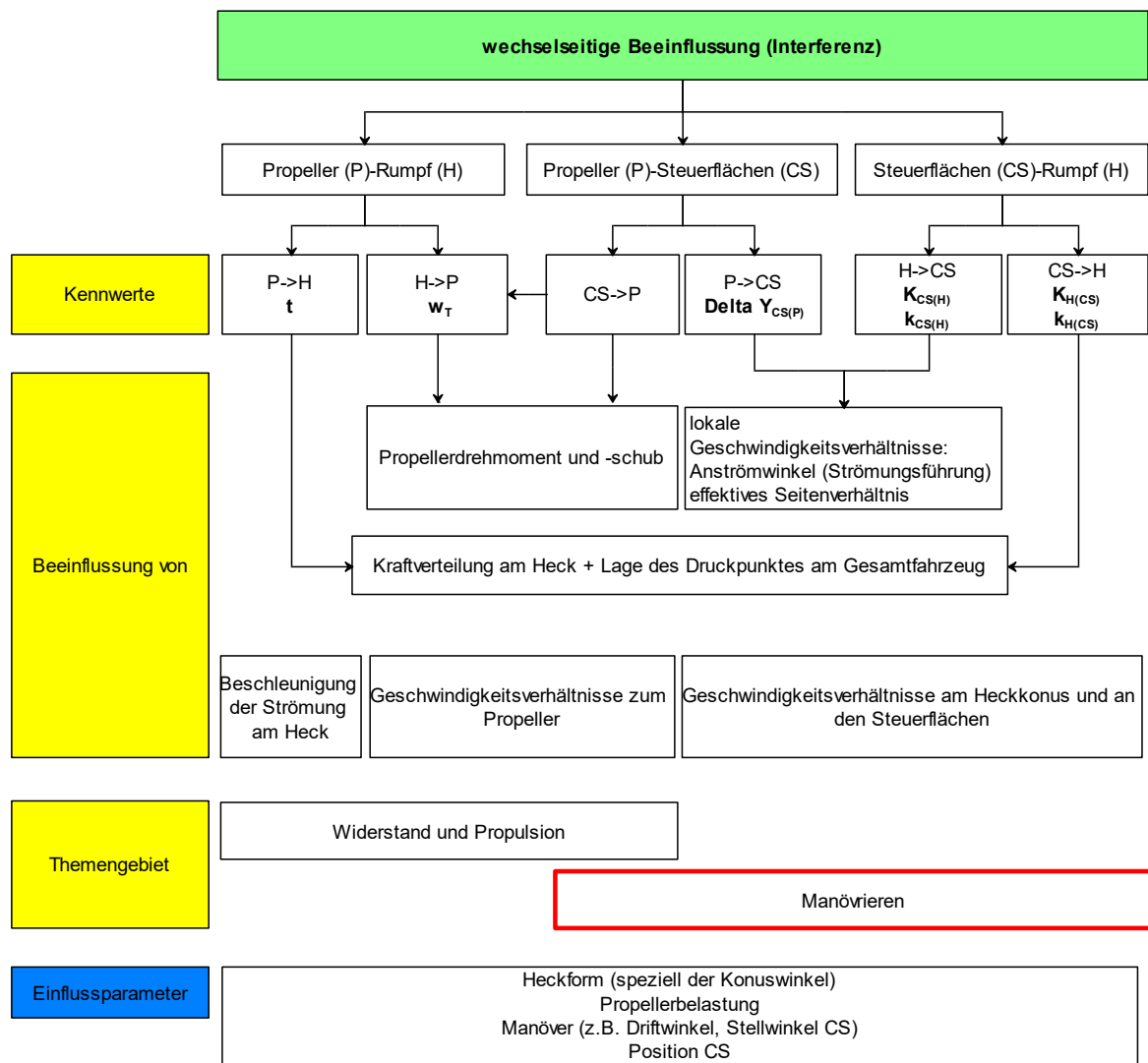


Abb. 3.23: Zusammenfassende Übersicht über strömungsmechanische Interferenzen an Unterwasserfahrzeugen

4 Untersuchte Geometrien

4.1 Isolierte Steuerfläche (CS)

Für die Ermittlung der CSH-Interferenzen ist es von zentraler Bedeutung, die strömungsmechanischen Charakteristika der isolierten CS möglichst exakt zu bestimmen. In der Literatur zum Thema CSH-Interferenzen [3], [4], [67], [68] wird der Auftrieb der isolierten CS über empirische Methoden (Kapitel 3.2.2) bestimmt. Der damit verbundene Fehler wird von den Autoren angemerkt, jedoch in Kauf genommen. In dieser Arbeit soll dieser systematische Fehler auf ein Minimum reduziert werden, um die Genauigkeit bei der Ermittlung der CSH-Interferenzen zu erhöhen.

Das Ziel der Untersuchung ist die Bewertung des Einflusses geometrischer Ähnlichkeit bezüglich der realen CS-Geometrie. Dies ermöglicht eine quantitative Aussage über die Wahl des Bezugsflügels für die CSH-Interferenzen. Hierfür werden drei Varianten mit zunehmender geometrischer Ähnlichkeit untersucht (Abb. 4.1). Die Variante CSB (B=Bezug), mit der im Wurzelbereich modifizierten CS, entspricht dabei dem etablierten empirischen Ansatz nach Whicker [1] (siehe Kapitel 3.2.2).

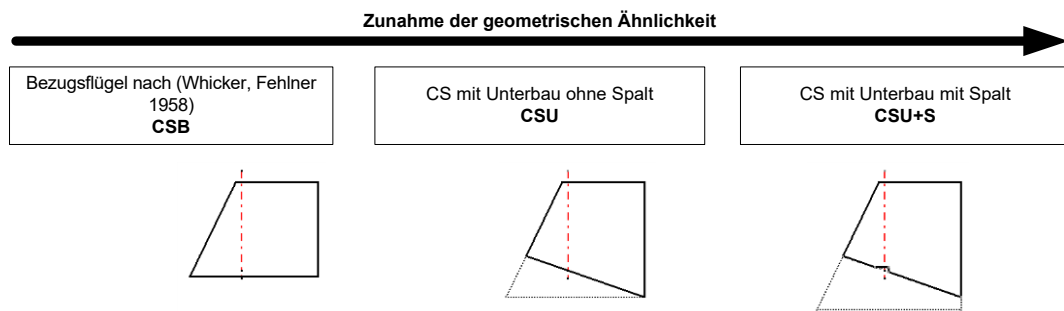


Abb. 4.1: Systematik zur Zunahme der geometrischen Ähnlichkeit für die isolierte CS

Hierbei bleiben sowohl die projizierte Fläche A_{CS} als auch das geometrische Seitenverhältnis a_{CS}^g konstant (Abb. 4.2).

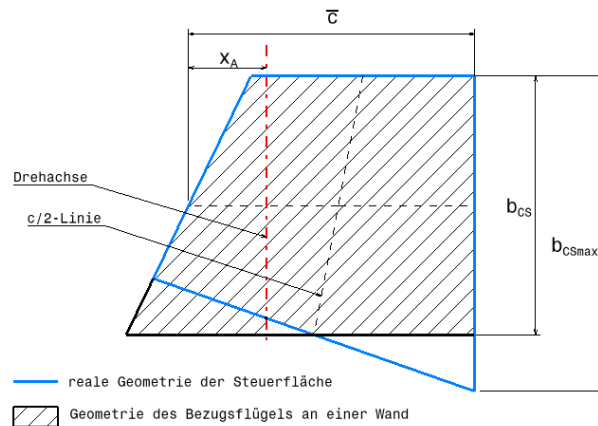


Abb. 4.2: Reale Geometrie der CS und Geometrie des Bezugsflügels nach [1]

4.2 Vereinfachtes Fahrzeug (SV)

Da sich der größte Einfluss auf die Querkräfte an den Steuerflächen aus dem effektiven Seitenverhältnis a_{CS} ergibt (Kapitel 3.2.2.4), konzentriert sich diese Untersuchung auf diesen Aspekt, im Hinblick auf die CSH-Interferenzen. Für Steuerflächen unter Rumpfeinfluss stellen der Konuswinkel des Hecks γ_K und die Reynoldszahl Rn durch die Auswirkung auf die Grenzschichtdicke die wesentlichen Einflussparameter dar. Um diese Abhängigkeiten zu ermitteln, erfolgt die Untersuchung an einer vereinfachten Fahrzeuggeometrie, in dieser Arbeit als SV (simplified vehicle) bezeichnet. Im folgenden Abschnitt wird die Geometrie dieses Modells unter Berücksichtigung realer Fahrzeuggeometrien vorgestellt.

4.2.1 Geometriebeschreibung SV

In der Literatur findet sich eine Vielzahl an Testgeometrien für Rumpfe von Unterwasserfahrzeugen (z.B. Serie 58, Myring, SUBOFF, BB2,...). Da hier die Heckform in Abhängigkeit von γ_K im Vordergrund steht, soll dieser Parameter direkt in die Beschreibung der Geometrie eingehen. In Anlehnung an Burcher [38] erfolgt die Untersuchung an drei Konuswinkeln $\gamma_K = 12^\circ; 18^\circ; 24^\circ$. Der kleinste Winkel entspricht damit den Untersuchungen von Dempsey [3], wodurch die Vergleichbarkeit gewährleistet ist.

Die Beschreibung der Rumpfgeometrie orientiert sich an Myring [69], beschreibt jedoch den Heckbereich in einer abgewandelten Form, da sich γ_K bei der Myring-Form auf die Position am hinteren Lot und nicht auf die Position der CS bezieht. Die Gesamtform (Abb. 4.3) teilt sich in drei Sektionen auf, die wie folgt definiert sind:

Heck-Sektion:

Der Durchmesser der Heck-Propeller-Schnittstelle wird mit $d_{AP} = 0,1d_H$ in der Literatur [2] angegeben und beträgt hier $0,12d_H$. Der Heckkonus wird somit ab dem hinteren Lot über folgende Geradengleichung beschrieben:

$$r_H(x) = d_{AP}/2 + x \cdot \tan(\gamma_K) \quad (4.1)$$

Mittel-Sektion:

Der zylindrische Mittelteil wird über den Radius r_M beschrieben, somit gilt:

$$r_M = d_H/2 \quad (4.2)$$

Der tangentielle Übergang zum zylindrischen Mittelteil erfolgt über den Radius $r_{HM} = 3d_H$.

Bug-Sektion:

Diese entspricht einer Parabel, deren Radius r_B bezüglich des Übergangs vom zylindrischen Mittelteil wie folgt beschrieben ist:

$$r_B(x) = \frac{d_H}{2} \left[1 - \left(\frac{x - (l_H + l_M)}{l_B} \right)^2 \right]^{1/2} \quad (4.3)$$

Untersuchte Geometrien

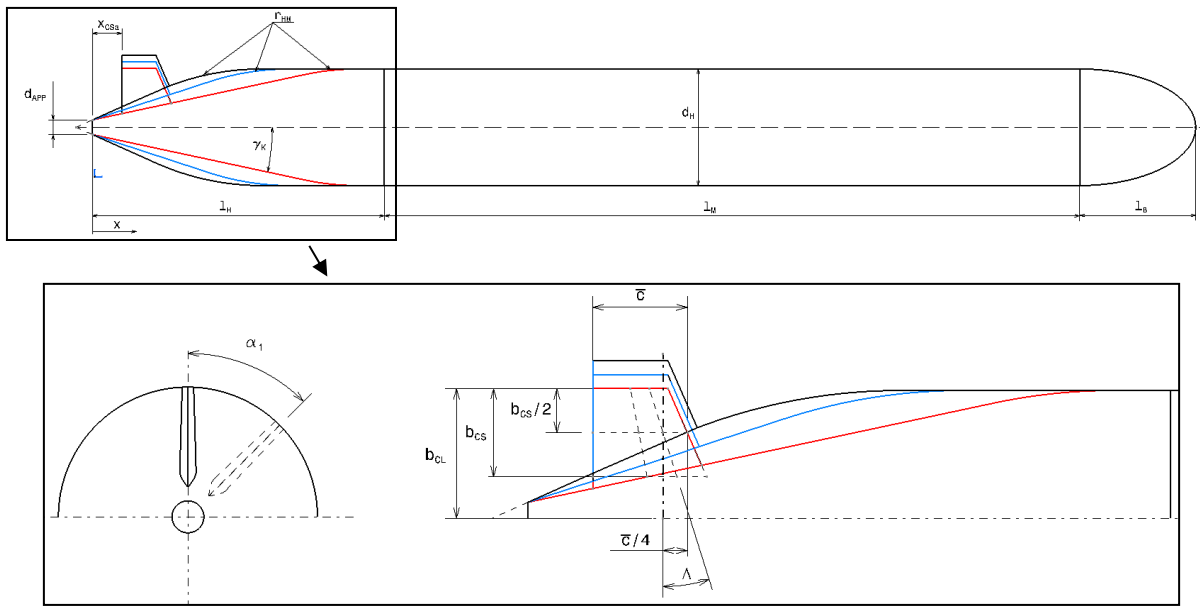


Abb. 4.3: Geometrische Bezüge des SV für die drei Konuswinkel und die Lage der CS mit $\alpha_1 = 0^\circ$ und $\pm 45^\circ$

Der Schlankheitsgrad des Rumpfs $L/d_H = 0,95$ orientiert sich an realen Fahrzeugen, um eine für die Praxis repräsentative Aussage zu erhalten, siehe Tab. 4.1.

Tab. 4.1: Beispiele für das L/d_H realer Fahrzeuge im Vergleich zum SV

	L/d_H [-]
Scorpene	10,7
Gotland	9,7
Typ 209/1500	10,2
Typ 212	8,0
Collins	10,0

Um den Rechenaufwand zu reduzieren und Wechselwirkungen insbesondere bei der Untersuchung für nicht vertikal angeordnete Steuerflächen (z.B. X-K) zu vermeiden, wird nur eine Steuerfläche modelliert. Die Lage der CS wird als Winkel α_1 zwischen der Vertikalen und der CS-Achse beschrieben (Abb. 4.3). Dieser Winkel beträgt $\alpha_1 = 0^\circ$ und $\alpha_1 = \pm 45^\circ$ (CS in Lee bei positivem Driftwinkel). Der Abstand vom hinteren Lot zur Abströmkante der CS ist mit $x_{CSa} = 0,254d_H$ entsprechend den Proportionen realer Fahrzeuge gewählt.

Steuerfläche

Die Proportionen der CS entsprechen der Variante 3A aus den Versuchen in [3], da diese repräsentativ für moderne Unterwasserfahrzeuge sind und somit eine Vergleichbarkeit gewährleisten. An dieser Stelle ist anzumerken, dass das Ziel nicht die Maximierung der Spannweite bzw. des Seitenverhältnisses ist, sondern die Vergleichbarkeit der Querkräfte bei konstantem geometrischen Seitenverhältnis, in diesem Fall $a_{CS}^g = 1,87$. Die Spannweite b_{CS} , der Winkel λ der $\bar{c}/4$ -Linie sowie die mittlere Profillänge \bar{c} sind somit ebenfalls konstant. Eine Spaltbildung aufgrund der Verstellung der CS wird hier zunächst nicht betrachtet.

Untersuchte Geometrien

Hierbei wird in Kauf genommen, dass die Spannweite b_{CL} bzgl. der Rotationsachse des Rumpfs nur für zunehmenden $\gamma_K = 12^\circ$ dem maximalen Rumpfradius r_M entspricht.

Mit zunehmendem Konuswinkel ragt die Steuerfläche über den Rumpf hinaus, was nur im Falle von X-K zulässig ist (siehe Anhang B.2.2).

Die Parameter der Geometrie des Fahrzeugs und der Steuerfläche sind in Tab. 4.2 zusammengefasst.

Tab. 4.2: Zusammengefasste geometrische Parameter für die Untersuchungen am SV

Parameter	Wert
γ_K	$12^\circ; 18^\circ; 24^\circ$
a_{CS}^g	1,87
x_{CSa}	$0,254d_H$
L/d_H	9,5
d_{APP}	$0,12d_H$
b_{CS}	$0,35d_H$
\bar{c}	$0,37d_H$
Λ	18°
α_1	$0^\circ; +45^\circ; -45^\circ$

4.3 Komplexes Fahrzeug (CV)

Bei der Untersuchung stehen der Einfluss des nicht rotationssymmetrischen Rumpfs sowie der bisher nicht betrachtete Einfluss des Turms und des Propellers im Vordergrund.

Um die Ursachen für Abweichungen von SV interpretieren zu können, erfolgt die Untersuchung schrittweise. Hierbei nimmt die Komplexität der Fahrzeuggeometrie durch Zufügen von Geometrien (Turm) bzw. lokale Beeinflussung der Geschwindigkeit (Propeller) zu (Abb. 4.4).

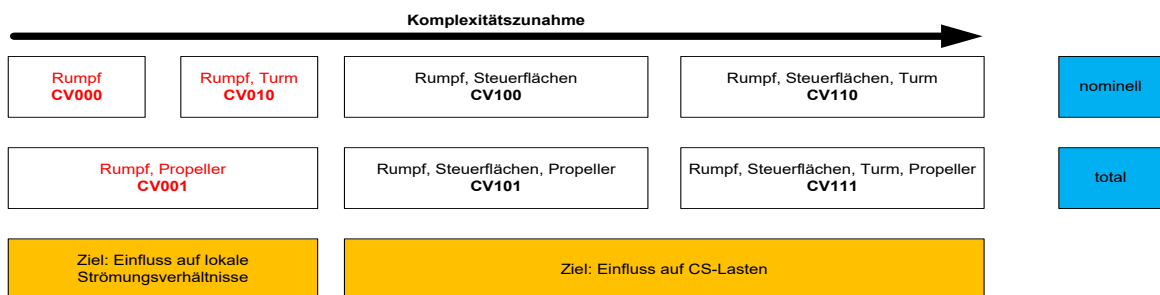


Abb. 4.4: Systematik der Untersuchung zur Komplexitätszunahme für das komplexe Fahrzeug (CV)

4.3.1 Geometrie des CV

Das komplexe Fahrzeug besitzt keine rotationssymmetrische Rumpfgeometrie. Oberhalb des rotationssymmetrischen Druckkörpers befindet sich ein Decksaufbau und unterhalb ein voluminöser Kielbereich (siehe Anhang A). Zudem ist ein im Verhältnis zur Lateralfläche des Rumpfs großer Turm auf dem Deck angebracht.

Basierend auf den Gesetzmäßigkeiten zur Modellähnlichkeit (Anhang C.1) und der geforderten Funktionalität für die Unterbringung der Stellmechanik wird ein Modellmaßstab von 1:15

Untersuchte Geometrien

gewählt. Die daraus resultierenden Abmessungen des Modells sind in Tab. 4.3 zusammengefasst.

Tab. 4.3: Abmessungen der Modellgeometrie

Bezeichnung	Einheit	Wert	Beschreibung
L_{PP}	[m]	4,268	Länge zwischen den Loten (Gesamtlänge ohne Propeller)
L_{OA}	[m]	4,366	Länge über alles
B	[m]	0,423	Breite des Rumpfs (entspricht D_{PH})
B_{OA}	[m]	0,471	Breite über alles
H	[m]	0,872	Gesamthöhe des Modells
H_H	[m]	0,562	Höhe des Rumpfs (Kiel bis Deck)
V	[m ³]	0,737	Formverdrängung (umbautes Volumen)
m	[kg]	47,52	Masse des Modells (Außenhülle mit Anhängen ohne inneren Träger)
m_T	[kg]	57,12	Masse des Modellträgers mit Elektronik
x_{Ref}	[m]	2,253	Längskoordinate ab AP von C_{Ref}
z_{Ref}	[m]	-0,031	Höhe von C_{Ref} über Basis
I_x	[Nm ²]	24,790	Inertialmoment um die x-Achse
I_y	[Nm ²]	701,062	Inertialmoment um die y-Achse
I_z	[Nm ²]	692,941	Inertialmoment um die z-Achse
α_1	[°]	45	Winkel der oberen CS (X-K)
α_2	[°]	135	Winkel der unteren CS (X-K)

Die Geometrie wird in drei unterschiedlichen Heck-Konfigurationen untersucht (Abb. 4.5). Diese Konfigurationen weisen verschiedene Arten von CS auf. So sind bei der Kreuz-Konfiguration (K-K) drei CS als Klappenruder mit festem Ruderstuhl (Skeg) und eine CS als Balanceruder ausgeführt. Für die X-Konfigurationen (X-K, VD-K) sind alle vier CS identisch und als Balanceruder ausgeführt.

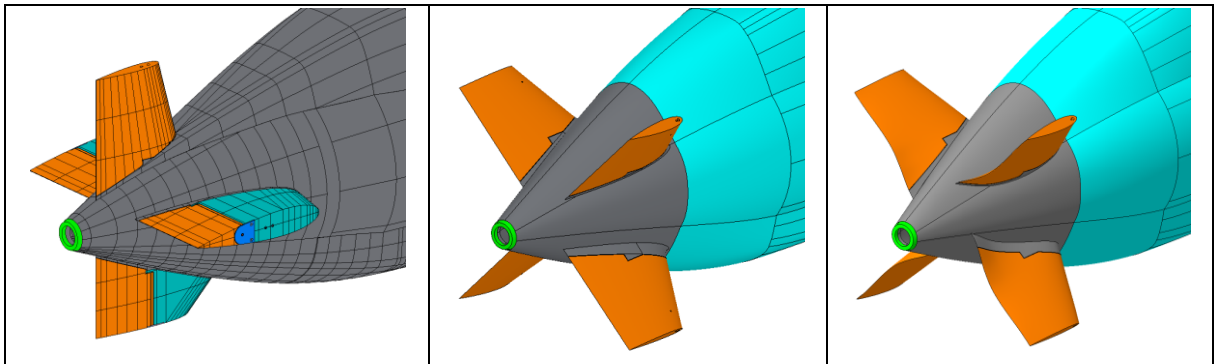


Abb. 4.5: Gegenüberstellung der untersuchten CS-Konfigurationen

4.4 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden die Geometrien vorgestellt, anhand derer die CSH-Interferenzen untersucht werden sollen. Dabei nimmt die Komplexität, das turbulente Grenzschichtprofil ausgehend von der isolierten CS, über ein vereinfachtes Fahrzeug (SV) zum komplexen Fahrzeug (CV) stetig zu.

5 Numerische Untersuchungen

5.1 Grundlagen numerischer Untersuchungen

Numerische Untersuchungen (CFD³) sind mittlerweile etabliert und wurden zur Untersuchung von Unterwasserfahrzeugen vielfach verwendet [27], [70], u. a. Die Methode ist insbesondere zur Bewertung von geometrischen Variationen sehr gut geeignet. Der größte Vorteil liegt allerdings in der Bestimmung der Eigenschaften des dreidimensionalen Strömungsfeldes, die es ermöglicht, Strömungsphänomene zu erfassen und zu analysieren, welche in Experimenten nicht oder nur mit erheblichem technischen Aufwand und Kosten (z.B. optische Geschwindigkeitsmessung mit PIV⁴) zu ermitteln sind.

Im Gegensatz zu Modellversuchen bieten CFD-Simulationen die Möglichkeit, Modelle bei derselben Reynoldszahl wie der Großausführung zu untersuchen. Somit sind Maßstabeffekte ausgeschlossen bzw. Faktoren für die Umrechnung von Modellversuchen auf die Großausführung lassen sich ermitteln (z.B. [71]). Hinzu kommt, dass keine Befestigungsvorrichtungen zur „Fesselung des Modells“ notwendig sind. Dieser Umstand erlaubt es, die Einflüsse von Aufhängungen im Modellversuch numerisch zu ermitteln und die Versuchsergebnisse präziser korrigieren zu können. Des Weiteren ermöglicht die nachträgliche Datenaufbereitung (postprocessing) der Berechnungsergebnisse eine Vielzahl an detaillierten Untersuchungen der strömungstechnischen Zusammenhänge. Somit können Ursachen beispielsweise für im Experiment gemessene Kräfte im Detail untersucht werden.

In [72] wurden die Manövrierkoeffizienten am Beispiel des SUBOFF durch numerische PMM-Versuche ermittelt, welche eine gute Übereinstimmung mit experimentellen Ergebnissen lieferten. Gerade für frühe Designstudien kann die numerische Berechnung eine ökonomisch sinnvolle Alternative zu Versuchen in der Schlepprinne bieten, da mehrere Modelle kostenintensiv sind.

Als Alternative oder als Ergänzung zu experimentellen Untersuchungen lassen sich die strömungsmechanischen Lasten numerisch ermitteln. Beispielsweise sind die drehratenabhängigen Manövrierkoeffizienten Y_r , N_r zur Bewertung der dynamischen Stabilität und des stationären Drehkreises mit Versuchen im Windtunnel nicht zu ermitteln. Hier können numerische Berechnungen entsprechend dem Rundlaufversuch eine sinnvolle Ergänzung zum Windtunnel sein.

Den Vorteilen steht jedoch gerade bei komplexen Geometrien der hohe Aufwand bei Modellierung, Rechennetzherstellung und Rechenzeiten gegenüber. Da numerische Methoden einer stetigen Weiterentwicklung unterworfen sind, können im Gegensatz zu etablierten und lang erprobten Modellversuchen Berechnungsergebnisse für dieselbe Geometrie im Laufe der

³ CFD (Computational Fluid Dynamics): Untersuchung strömungsmechanischer Phänomene durch Approximation mit numerischen Methoden.

⁴ PIV (Particle Image Velocimetry): Optische Ermittlung des Strömungsfeldes in einer Ebene durch Nachverfolgung von Tracer Partikeln.

Zeit zu variierenden Ergebnissen führen. Aus diesem Grund ist es wichtig, die Berechnungsparameter genau zu dokumentieren.

5.1.1 Simulationsmethoden

Für strömungsmechanische numerische Untersuchungen kommen Methoden für viskose und nichtviskose Strömung zum Einsatz. Mit Methoden für nichtviskose Strömung, die auf der Potentialtheorie basieren, können Untersuchungen schnell und kostengünstig durchgeführt werden, wenn viskose Effekte eine untergeordnete Rolle spielen (z.B. bei kleinen Anstellwinkeln ohne Ablösung). Zur Berücksichtigung viskoser Effekte sind in diesem Fall empirische Korrekturen notwendig.

Verfahren für viskose Strömung wie die RANS⁵-Methode erlauben die Untersuchung turbulenter und abgelöster Strömung sowie die Berücksichtigung von Grenzschichtphänomenen. Hierbei werden die Gleichungen für die Massenerhaltung (Kontinuitätsgleichung) und Impulserhaltung gelöst. Allerdings sind solche Verfahren rechenintensiv und benötigen ein Vielfaches der Zeit von Methoden für nichtviskose Strömung. Da Interferenzeffekte im Heckbereich von Unterwasserfahrzeugen wesentlich von viskosen Effekten beeinflusst werden, sind valide Aussagen nur mit Simulationsmethoden für viskose Strömung möglich.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{v} \cdot (\rho \vec{u}) = 0 \quad (5.1)$$

$$\frac{\partial(\rho \vec{u})}{\partial t} + \vec{v} \cdot (\rho \vec{u} \times \vec{u} + p \cdot I - \tau) = \rho \cdot \vec{g} \quad (5.2)$$

mit:

Dichte	Geschwindigkeitsvektor	Divergenz	Einheitsmatrix	Gravitationsvektor	Spannungsmatrix
ρ	$\vec{u} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$	$\vec{v} = \begin{bmatrix} \partial/\partial x \\ \partial/\partial y \\ \partial/\partial z \end{bmatrix}$	$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\vec{g} = \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix}$	$\tau = \begin{bmatrix} \tau_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \tau_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \tau_{zz} \end{bmatrix}$

Für detaillierte Ausführungen sei auf eine Vielzahl von Veröffentlichungen verwiesen [73]–[75]. In dieser Arbeit kommt für die numerischen Untersuchungen das kommerzielle CFD-Programm ANSYS CFX (Release Version 17.1) zum Einsatz. Hierbei handelt es sich um ein RANS-basiertes Verfahren, das u. a. stationäre wie auch instationäre Berechnungen ermöglicht. Für eine ausführliche Beschreibung des Rechenverfahrens siehe [74]. Der prinzipielle Ablauf einer numerischen Analyse mit der objektorientierten Oberfläche ANSYS-Workbench ist in (Abb. 5.1) schematisch dargestellt.

⁵ RANS (Reynolds-averaged Navier–Stokes)

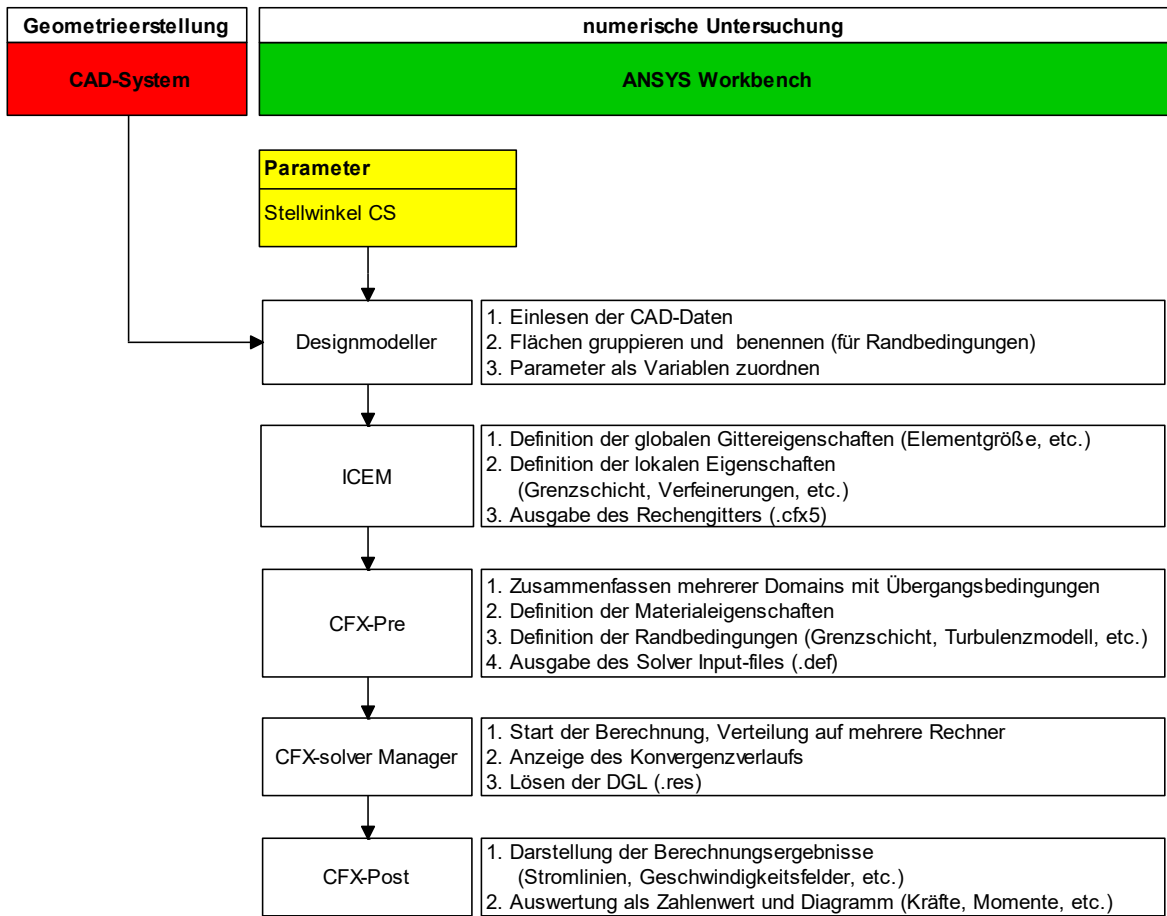


Abb. 5.1: Ablauf der numerischen Simulation mit ANSYS-Workbench und den entsprechenden Modulen

Bei der stationären numerischen Untersuchung handelt es sich um ein iteratives Verfahren, das gegen einen Endwert konvergiert. Zur Bewertung der Konvergenz dienen die Verläufe der Residuen und der Lasten auf die Geometrie. Die Berechnung gilt als auskonvergiert, wenn die Residuen klein sind und damit unterhalb des Abbruchkriteriums ($\text{Residuum} < 1 \cdot 10^{-5}$) liegen und sich die Last im Mittel nicht signifikant ändert (Abb. 5.2).

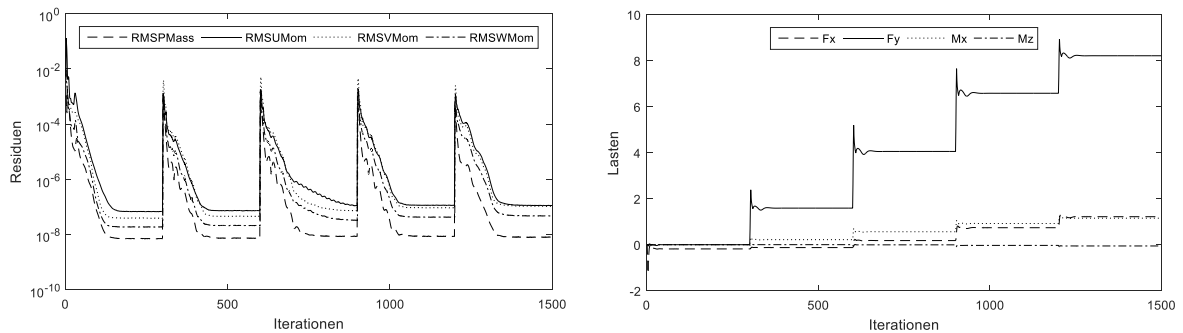


Abb. 5.2: Verlauf der Residuen (links) und der Lasten (rechts) über den Iterationsschritten am Beispiel der isolierten CS bei Variation des Anströmwinkels

5.1.2 Grenzschicht

Für die Modellierung der Grenzschicht kommen prismatische Elementschichten im wandnahen Bereich zum Einsatz. Die Grenzschichtdicke δ und die Anzahl der Schichten sind von der Reynoldszahl Rn abhängig. Die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht entspricht für turbulente Verhältnisse dem in Abb. 5.3 dargestellten Verlauf.

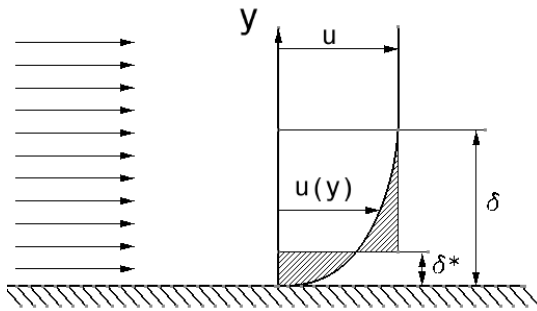


Abb. 5.3: Turbulentes Grenzschichtprofil

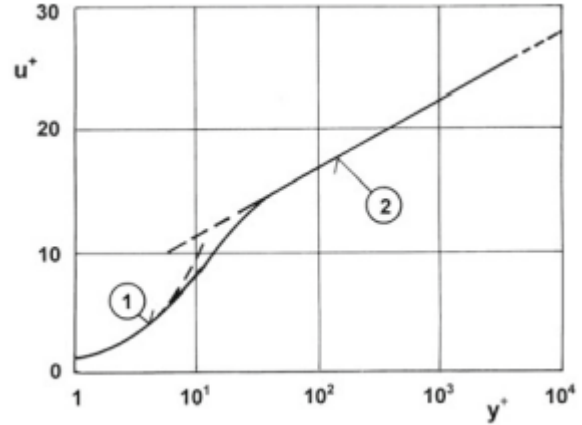


Abb. 5.4: Wandnahe Geschwindigkeitsverteilung (1) viskose Unterschicht, (2) universelles Wandgesetz [56]

Im wandnahen Bereich wird für die Bestimmung der Höhe der ersten Prismenschicht Δy der dimensionslose Wandabstand y^+ bezüglich der Körperlänge L verwendet (Abb. 5.4) [74].

$$\Delta y = L y^+ \sqrt{80 Rn}^{-13/14} \quad (5.3)$$

Für die Modellierung von Transitionsvorgängen muss die Bedingung $y^+ \leq 1$ erfüllt sein. Für die Modellierung der Grenzschichtaufweitung am Heckkonus sollte $y^+ \geq 60 - 100$ für die Ermittlung des Nachstroms an Überwasserfahrzeugen gewählt werden [9].

Die Eigenschaften der Rechengitter für die drei CS-Variationen sind in Tab. 5.1 zusammengefasst.

5.2 Numerische Untersuchung der isolierten CS

Während sich die experimentelle Untersuchung auf die reale, am Fahrzeug vorliegende Geometrie beschränkt (CSU+S), erfolgt hier die Untersuchung für eine CS mit veränderter Geometrie, welche so verändert wird, dass sie der Beschreibung in [1] entspricht. Die numerische Berechnung ermöglicht zudem zusätzlich zur rein integralen Aussage über die Last aus dem Experiment eine differenzierte Aussage über lokale Lasten. Zudem lassen sich die Ursachen für die integralen Kennwerte durch lokale Betrachtung der Geschwindigkeits- und Druckverhältnisse bestimmen.

5.2.1 Rechengitter

Das Rechengitter ist als zylinderförmige Domain ausgeführt, wobei sich das CS-Modell mit seiner Drehachse im Zentrum befindet (Abb. 5.5). Die Orientierung des CS-KOS entspricht der in Kapitel 2.1.2 beschriebenen Konvention. Somit lässt sich der Anströmwinkel durch die

Kombination der Axial- und Quergeschwindigkeiten, bei nahezu konstantem Abstand zur Einströmbedingung an der Mantelfläche, zu bestimmten Zeitschritten einstellen. Bei der Erstellung des Rechengitters wurde die Symmetrie der xz -Ebene für die Vernetzung genutzt, um den Vernetzungsaufwand zu minimieren und die Symmetrie des Gitters sicherzustellen. Die Gitterdaten für die drei unterschiedlichen CS-Varianten (siehe Kapitel 4.1) sind in Tab. 5.1 zusammengefasst.

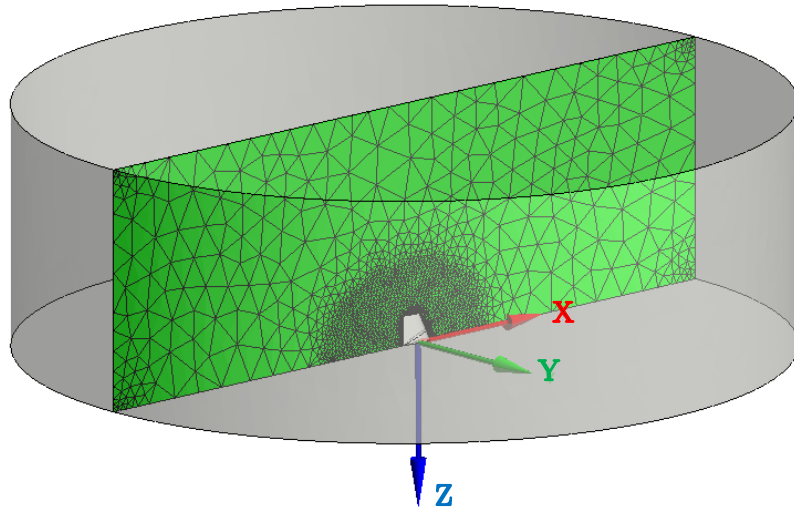


Abb. 5.5: Rechendomains für die isolierten Steuerflächen

Tab. 5.1: Gitterdaten der CS-Rechendomains

Gitter	Elemente	y^+	Anzahl Prismenschichten (prism layer)
CSB	2,31E+04	1	19
CSU	2,52E+04		
CSU+S	3,56E+04		

5.2.2 Simulationsparameter

Für die Bestimmung der strömungsmechanischen Kenngrößen wird die Simulation bei einer Reynoldszahl bezogen auf die mittlere Profillänge \bar{c} von $Rn_C = 2,77 \cdot 10^5$ durchgeführt, was den experimentellen Bedingungen im Windtunnel entspricht. Der Anströmwinkel wird in Schnitten von 2° über einen Bereich von $0^\circ \geq \alpha_{CS} \geq 30^\circ$ variiert.

Die Anströmbedingungen sind für alle Geometrievarianten als parallele Strömung zum Boden (Spiegelungsebene für Doppelflügel) definiert.

5.3 Numerische Untersuchung des vereinfachten Fahrzeugs (SV)

5.3.1 Rechengitter

Aus Gründen der Modularität erfolgt eine Aufteilung des Rechengebiets in eine Außendomain für die Abbildung des Fernfeldes und eine kleinere Fahrzeugdomain um die Fahrzeuggeometrie. Damit muss die Außendomain nur einmal erstellt werden. Durch den Austausch

einzelner Domains bleibt ein Großteil des Rechengitters bestehen, wodurch der Aufwand für die Gittererstellung reduziert sowie der Einfluss des Gitters auf die Berechnungsergebnisse ausgeschlossen bzw. minimiert werden kann.

Die Aufteilung des Rechengebiets in mehrere Domains ist in Abb. 5.6 schematisch dargestellt. Diese Einzeldomains sind untereinander über sogenannte Interfaces gekoppelt, welche die Randbedingungen an den Domaingrenzen definieren. Somit kann die Fahrzeugdomain durch Austausch des Hecks bei Variation des Konuswinkels γ_K , der Position der CS (Positionswinkel α_1) und des Stellwinkels δ_{CS} beliebig kombiniert werden.

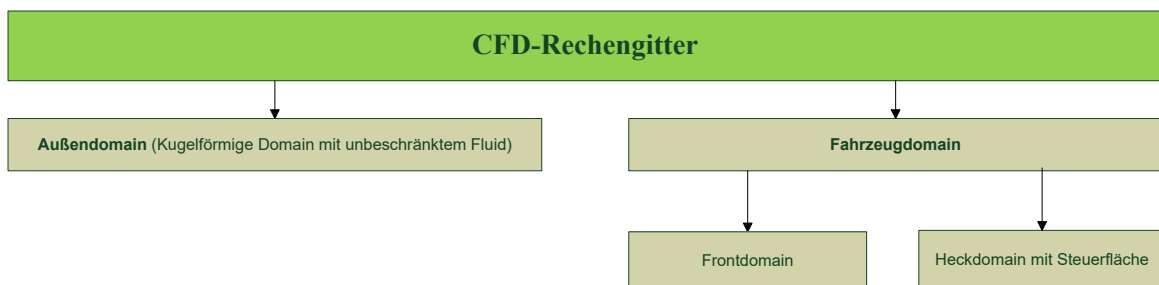


Abb. 5.6: Schematische Unterteilung des Rechengebiets für SV

Außendomain

Eine kugelförmige Außendomain (Abb. 5.7) wird zur Modellierung des unbeschränkten Fluids verwendet. Im Inneren ist der Bereich für die Fahrzeugdomain ausgespart, wobei die Kopplung von Außen- und Fahrzeugdomain mittels Übergangsbedingungen erfolgt. Dies kann in ANSYS-CFX zwischen zwei Fluiddomains über sogenannte Interfacebedingungen definiert werden.

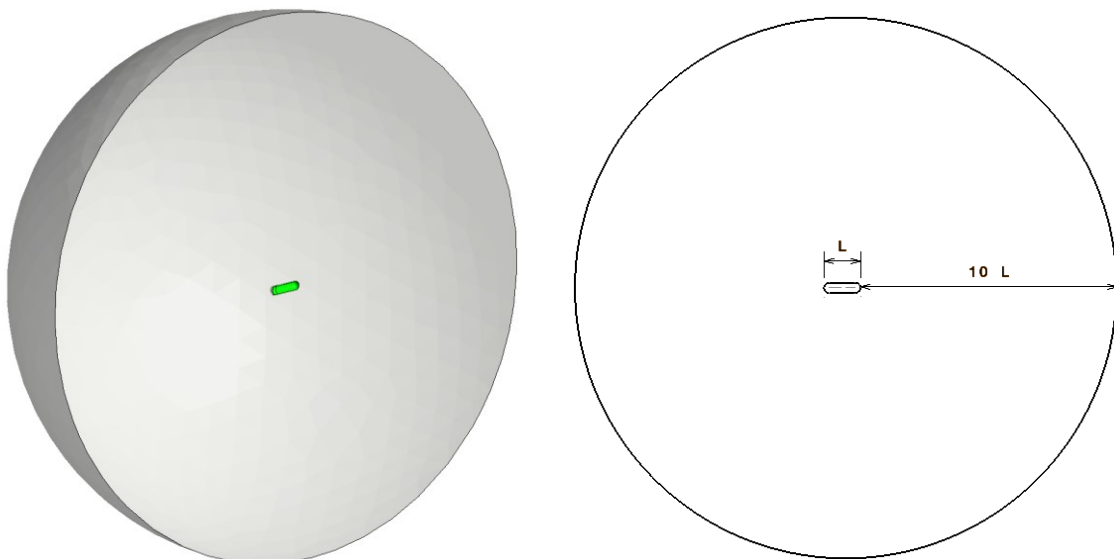


Abb. 5.7: Kugelförmige Außendomain für das unbeschränkte Fluid

Die kugelförmige Gestaltung der Außendomain des unbeschränkten Fluids ermöglicht die beliebige Variation der Anströmbedingungen bzgl. des fahrzeugfesten KOS nach Gl. 5.4 über die Bezugsgeschwindigkeit U_0 und den Driftwinkel β (alternativ der Anstellwinkel α). Der

Radius ist mit $10L$ so gewählt, dass die Anlaufstecke möglichst vom Winkel der Anströmung unabhängig ist.

$$\begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = U_0 \cdot \begin{pmatrix} \cos \alpha \cdot \sin \beta \\ \sin \alpha \\ \sin \beta \end{pmatrix} \quad (5.4)$$

Um den Aufwand der Gittergenerierung zu reduzieren und Asymmetrien bei der Gittergenerierung auszuschließen, werden Symmetriebedingungen genutzt. In diesem Fall wird das halbe Rechengebiet entsprechend der vertikalen Symmetrieebene des Fahrzeugs als Gitter erstellt und anschließend gespiegelt.

Zur Anpassung an die Zellgrößen der Fahrzeugdomain ist das Rechengebiet lokal verfeinert (Abb. 5.8.) Eine weitere lokale Verfeinerung des Gitters wurde im Nachlauf des Fahrzeugs als Fortführung der Fahrzeugdomain vorgenommen.

Fahrzeugdomain

Bei der Modellierung der Fahrzeugdomain werden ebenfalls Symmetriebedingungen für die Frontdomain genutzt. Für die Heckdomain ist dies aufgrund der Verstellung der CS nicht möglich. Abb. 5.8 zeigt die wesentlich dichtere Gitterstruktur im Bereich der Fahrzeuggeometrie, um lokale Effekte insbesondere bei größeren Driftwinkeln abbilden zu können.

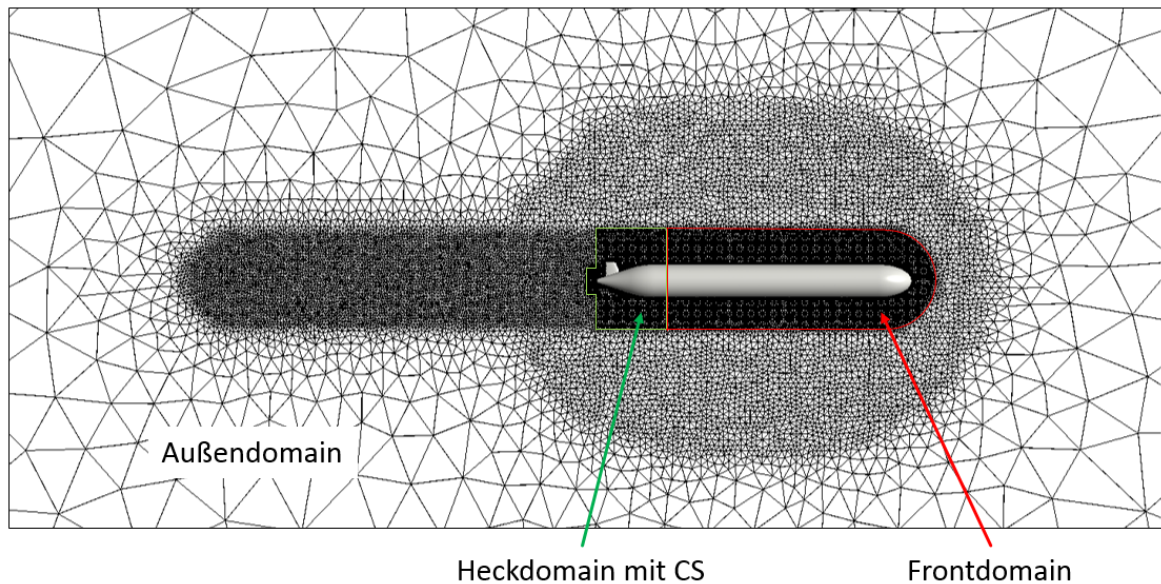


Abb. 5.8: Ausschnitt aus dem Rechengitter für das SV

Tab. 5.2: Gitterdaten der Rechendomains für die Modellierung des SV

Gitter		Elemente	y^+	Anzahl Prismenschichten (prism layer)	
Außendomain	Kugel	5,33E+05	/	/	
Fahrzeugdomain	Front	5,04E+06	1	19	
	Heck	$\gamma_K = 12^\circ$			3,02E+06
		$\gamma_K = 18^\circ$			3,05E+06
		$\gamma_K = 24^\circ$			3,08E+06

Die Zellgrößen im Bereich der Grenzschicht wurden so gewählt, dass $y^+ < 1$ erfüllt ist (siehe Kapitel 5.2.1). Die Eigenschaften der Rechengitter sind in Tab. 5.2 zusammengefasst.

5.3.2 Simulationsparameter

Für die beschriebenen geometrischen Parameter γ_K und α_1 erfolgt die Untersuchung bei variablen Driftwinkeln β und Stellwinkeln δ_{CS} der CS. Für die Untersuchung zur Reynoldsabhängigkeit am SV wird die Reynoldszahl bezgl. der Fahrzeuglänge Rn_L variiert. Die Reynoldszahlbereich umfasst $Rn_L = 5,63 \cdot 10^6$ (Modellversuch CV in Kapitel 6.3) und $Rn_L = 14,10 \cdot 10^6$ (Dempsey-Serie). Zusammengefasst werden folgende Simulationsparameter untersucht:

1. $Rn_L = 5,53 \cdot 10^6; 14,10 \cdot 10^6; 20,00 \cdot 10^6$
2. $\gamma_K = 12^\circ; 18^\circ; 24^\circ$
3. $\beta = 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ$
4. $\delta_{CS} = 0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 15^\circ$
5. $\alpha_1 = 0^\circ; 45^\circ; -45^\circ$

5.4 Numerische Untersuchung am komplexen Fahrzeug (CV)

Die numerische Untersuchung hat folgende Punkte zum Ziel:

1. Detailuntersuchung zu Strömungseffekten, die sich experimentell nur mit hohem technischen Aufwand realisieren lassen (speziell die Kraftverteilung an den Steuerflächen)
2. Reduktion des experimentellen Versuchsaufwands (speziell die Bestimmung der Auftriebscharakteristik der isolierten CS)
3. Untersuchungen, die im Windtunnel nur mit großem Aufwand oder gar nicht möglich sind (speziell Rundlaufversuch)
4. Untersuchungen zur Ermittlung der Einflüsse des Windtunnels (speziell Versperrungseffekte)

Die Geometrie des komplexen Fahrzeugs entspricht der Beschreibung in Kapitel 4.3.1. Der wesentliche Unterschied zum SV besteht im Vorhandensein eines Turms und des nicht rotations-symmetrischen Rumpfquerschnitts. Der rotationssymmetrische Druckkörper ist im oberen Bereich mit einer Decksverkleidung und im unteren Rumpfbereich ebenfalls mit einer Verkleidung (Kielverkleidung) versehen. Dies hat zur Folge, dass der lokale Winkel des Heckkonus des Druckkörpers an der Position der Drehachsen der Steuerflächen ($\gamma_K \approx 17^\circ$) durch das Deck auf $\gamma_K \approx 24^\circ$ und die Kielverkleidung auf $\gamma_K \approx 22^\circ$ vergrößert ist. Für die Positionen CS an der X-K ergeben sich Werte dazwischen (oben $\gamma_K \approx 20^\circ$; unten $\gamma_K \approx 18^\circ$). Zudem sind die Steuerflächen gegenüber dem SV für den Übergang des beweglichen Teils zum Rumpf mit einem Ruderstuhl ausgeführt, der fest mit dem Rumpf verbunden ist. Dieser Ruderstuhl ist allerdings von geringer Höhe und wird hinsichtlich der Kraftwirkung als

vernachlässigbar angesehen. Während beim SV auf Untersuchungen zum Propellereinfluss verzichtet wurde, ist dieser mitberücksichtigt.

5.4.1 Rechengitter

Wie im Fall des SV wird die Fahrzeugdomain von der Außendomain getrennt und modular aufgebaut, um den Aufwand für die Gittergenerierung zu reduzieren und Abweichungen in den Ergebnissen aufgrund von Gitterabweichungen zu vermeiden. Abb. 5.9 zeigt schematisch die Aufteilung der Rechendomains.

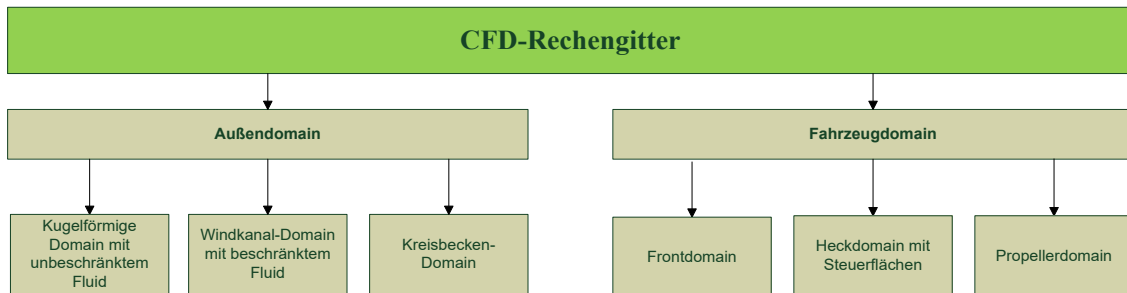


Abb. 5.9: Schematische Unterteilung des Rechengebiets für CV

5.4.1.1 Außendomain

Da in diesem Fall der Vergleich der Simulationsergebnisse mit den Ergebnissen der experimentellen Untersuchungen im Windtunnel bzw. an der Großausführung für die Validierung notwendig ist, wird die Außendomain für drei Zustände erstellt: zwei kugelförmige Domains für die Berechnung der Strömung in unbeschränktem Fluid für den Modellmaßstab und im Großausführungsmaßstab und eine dem Windtunnel entsprechende Außendomain (Abb. 5.12).

Im Inneren jeder Domain ist der Bereich für die Fahrzeugdomain ausgespart. Die Kopplung von Außen- und Fahrzeugdomain erfolgt mit den notwendigen Übergangsbedingungen. In ANSYS-CFX sind die Übergangsbereiche als Interfaces zwischen zwei Fluiden definiert.

Unbeschränktes Fluid

Für das komplexe Fahrzeug kommt für die Modellierung des unbeschränkten Fluids die kugelförmige Außendomain zum Einsatz, die bereits für SV beschrieben wurde.

Windtunnel

Aufgrund des Erfordernisses eines möglichst großen Modells (Kapitel C.1) füllt dieses die Messstreckenlänge zu ca. 80% aus. Wenn auch die Versperrung mit max. 10% als unkritisch angesehen wird, so ist der Einfluss des Modells aufgrund der Stauwirkung, die sich stromaufwärts auswirkt, zu berücksichtigen. Um zu prüfen, welcher Vereinfachungsgrad der Geometrie des Windtunnels zulässig ist, wird dieser in zwei Vereinfachungsstufen modelliert (Abb. 5.10):

1. Modellierung mit Vorkammer und Kontraktionsdüse,
2. Modellierung mit konstantem Querschnitt der Düse.

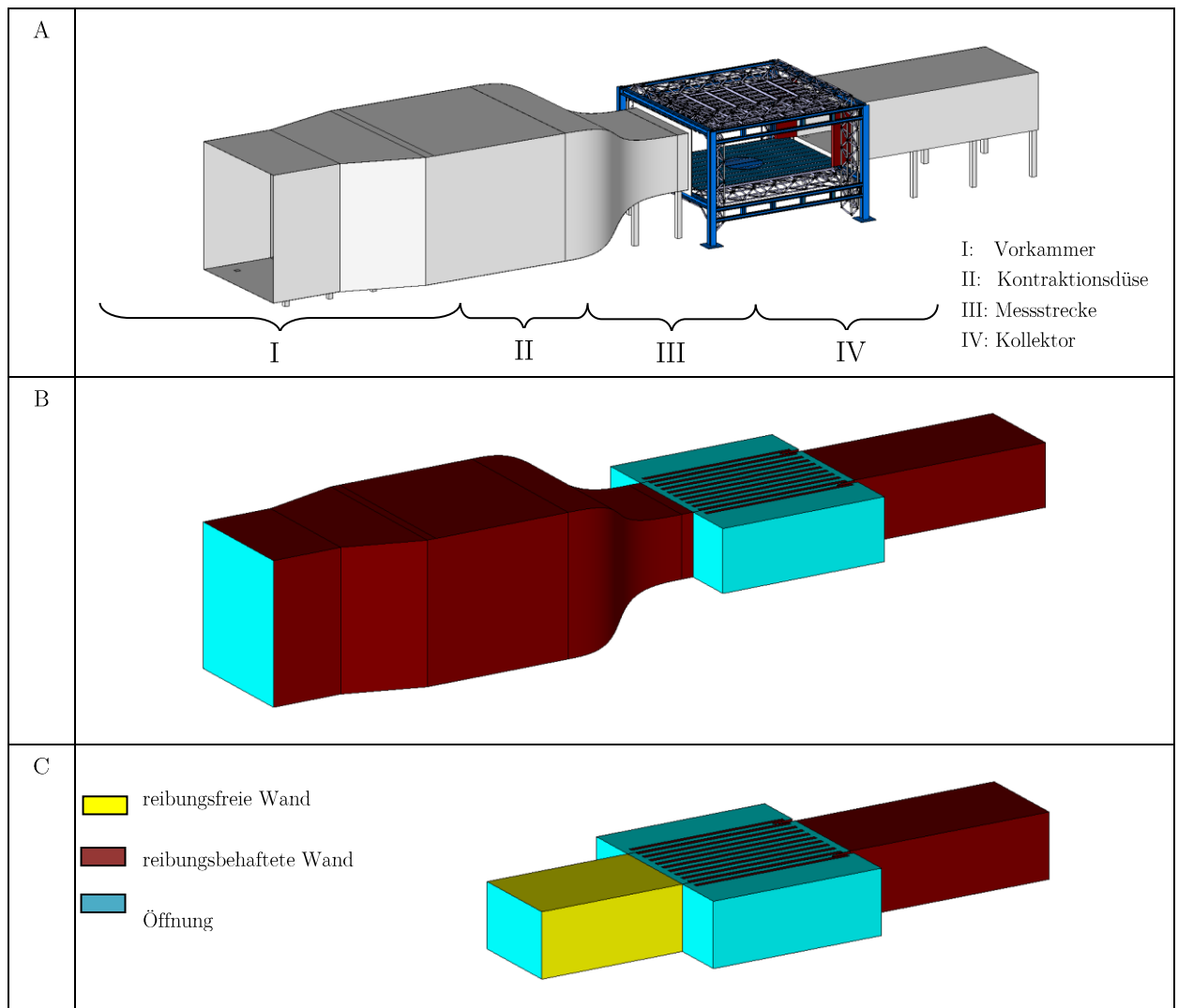


Abb. 5.10: Vereinfachung des Windtunnels für die numerische Simulation (A= reale Windtunnelgeometrie, B= vereinfachte Fluiddomain, C= stark vereinfachte Fluiddomain)

Die Auswertung (Abb. 5.11) zeigt für zwei Schnitte im Bereich der Düse, dass C mit einer mittleren Abweichung der Geschwindigkeit von $<1\%$ verglichen mit B als zulässig angesehen werden kann. Aus diesem Grund kommt für alle weiteren Berechnungen diese Vereinfachungsstufe mit den Parametern in Abb. 5.12 zum Einsatz. Für das Einstellen eines Driftwinkels wird die äußere Geometrie und damit das WT-KOS um den Driftwinkel β gegenüber der inneren Domain gedreht und neu vergittert. Diese Vorgehensweise ermöglicht das Austauschen einzelner Bereiche der Fahrzeugdomain ohne zusätzliche Transformationen.

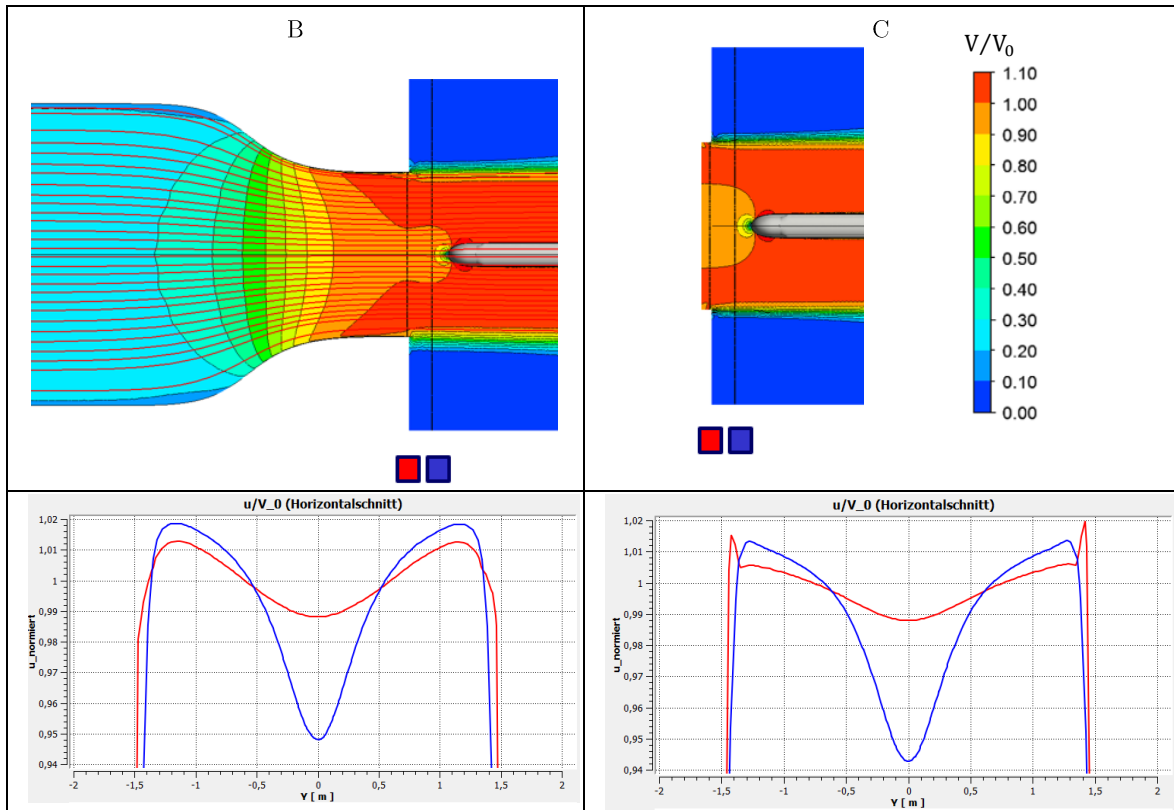


Abb. 5.11: Ergebnisse der Geschwindigkeitsverteilung für die Vereinfachungsstufe B (links) und C (rechts), Geschwindigkeitsschnitte auf halber Höhe des Windtunnels (unten)

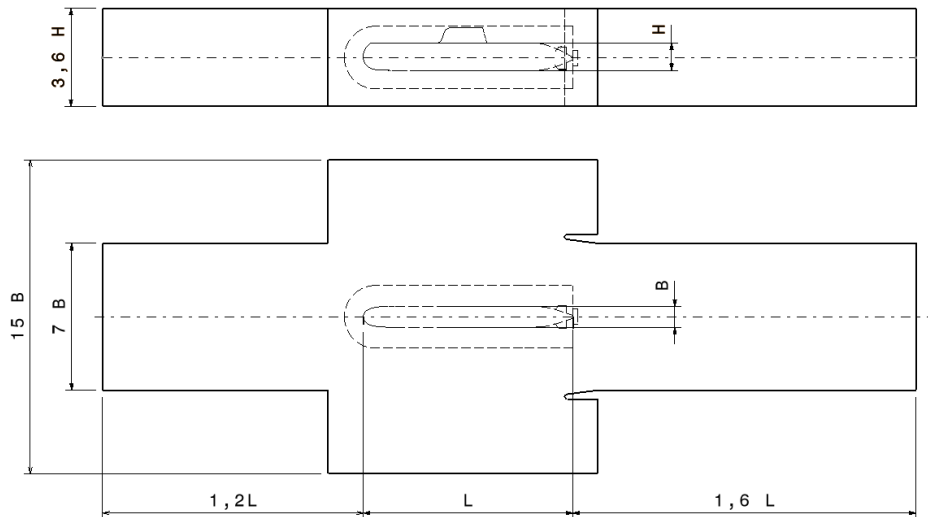


Abb. 5.12: Windtunneldomain für das beschränkte Fluid (C)

Kreisbecken

Die drehratenabhängigen Manövrierkoeffizienten Y_r' , N_r' in der Horizontalebene werden entsprechend dem Rundlaufversuch numerisch ermittelt. Die hierfür verwendete Rechen-domain und deren Proportionen sind in Abb. 5.13 dargestellt. Die relative Geschwindigkeit des Fluids zum Boot wird wie für den Propeller mit der ANSYS CFX-Funktion des quasi-statischen "Frozen Rotor" [74] realisiert. Diese Funktion kann bei nicht transienten Berechnungen angewendet werden und ist gegenüber diesen zeitsparend, bildet jedoch auch

keine transienten Effekte ab. Die Berechnung anhand des rotierenden Bezugssystems, unter Angabe der Drehrate, bildet lediglich die Wirkung des Fahrzeugs auf das Fluid ab.

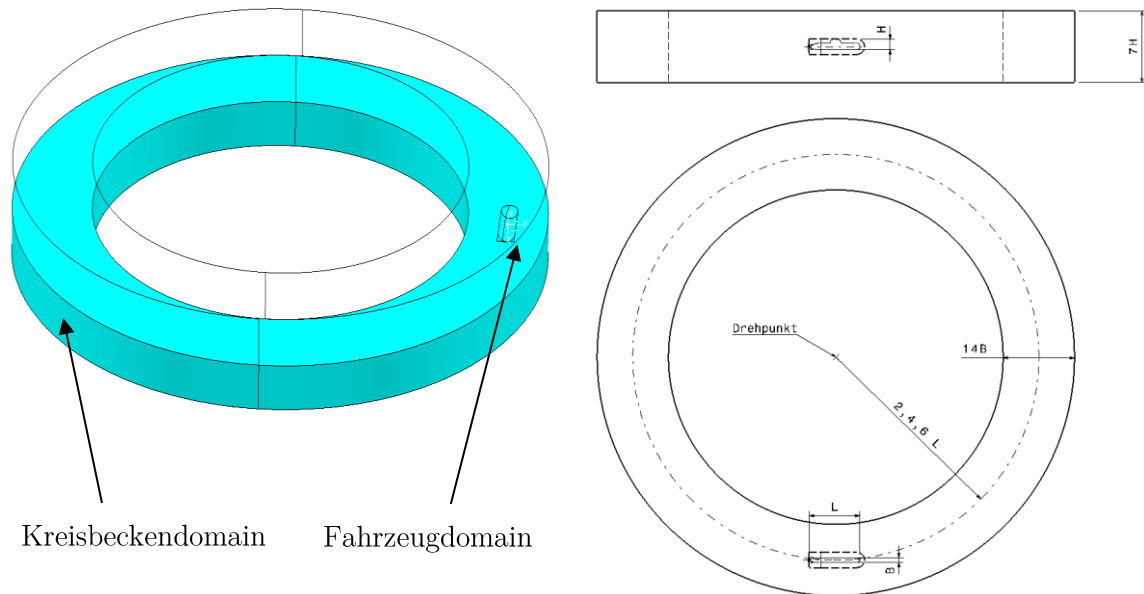


Abb. 5.13: Rechen- und Fahrzeugdomain für das virtuelle Kreisbecken

Hierfür sind zwei Domains notwendig, die stationäre Kreisbeckendomain und die Fahrzeugdomain. Beide Domains sind über das "Frozen Rotor"-Interface, welches die Übergabebedingungen beschreibt, miteinander gekoppelt.

Die Umsetzung der unterschiedlichen Drehraten bei konstanter Geschwindigkeit erfolgt durch Änderung des Radius vom Kreismittelpunkt zum Referenzpunkt C des Fahrzeugs.

5.4.1.2 Fahrzeugdomain

Für die Frontdomain wird ebenfalls die Möglichkeit der Symmetrie ausgenutzt, das beinhaltet auch die Domain der vorderen Tiefenruder (Abb. 5.14).

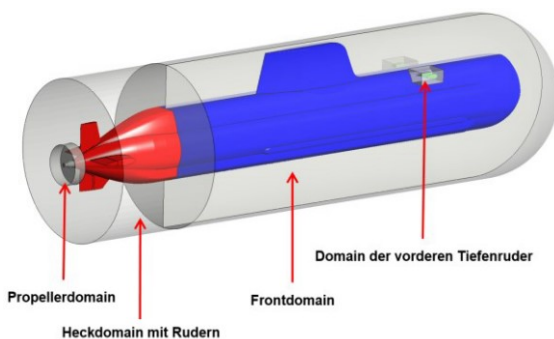


Abb. 5.14: Komponenten der Fahrzeugdomain des CV

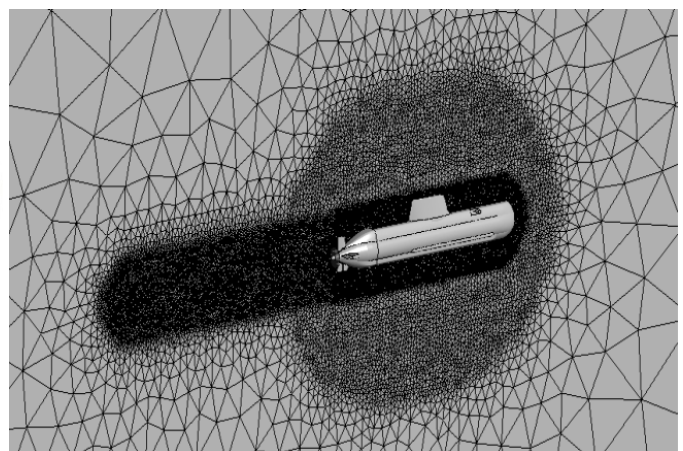


Abb. 5.15: Rechengitter mit unbeschränktem Außendomain und Fahrzeugdomain für das CV

Für die Heckdomain ist dies aufgrund der Verstellung der CS, im Falle des Manövrierens in der Horizontalebene, nicht möglich. Innerhalb der Fahrzeugdomain befindet sich auch die

Numerische Untersuchungen

Propellerdomain, bei der die "Frozen Rotor"-Funktion zum Einsatz kommt (siehe Kapitel 5.4.2). Das zusammengesetzte Rechengitter ist in Abb. 5.15 dargestellt.

Für die Bestimmung der Gitterparameter mit dem Ziel einer guten Übereinstimmung mit den Ergebnissen der experimentellen Untersuchungen und vertretbaren Rechenzeiten wurde eine Gitterstudie durchgeführt. Hieraus ergeben sich die in Tab. 5.3 zusammengefassten Eigenschaften der einzelnen Rechengitter.

Tab. 5.3: Gitterdaten der Rechendomains für CV

Gitter		Elemente	y^+	Anzahl Prismenschichten (prism layer)
Außendomain	Kugel	5,33E+05	/	/
	WT	7,50E+05	10	19
Fahrzeugdomain	Front	10,25E+06	1	
	Vordere TR	1,50E+06		
	Heck	9,05E+06		
Propeller		5,8E+05		8

5.4.2 Propellermodellierung

Für die direkte Simulation von Propellern werden in ANSYS-CFX zwei Domains, die stationäre Außendomain und eine Propellerdomain, erstellt. Diese sind über Interfaces (mit Übergabebedingungen) miteinander gekoppelt. Für die Kopplungsbedingung ist die Angabe der Drehachse und der Drehrate notwendig.

Die Berechnung kann über zwei Methoden erfolgen:

1. Die quasistatische Methode mit "Frozen Rotor"-Interface kann bei nicht transienten Berechnungen angewendet werden und ist zeitsparend. Hierbei wird der Einfluss des Propellers auf die Strömung berechnet. Die relative Position der Gitter und damit die Position der Propellerblätter bleiben jedoch konstant, und transiente Effekte werden nicht abgebildet. Somit ist die Wirkung abhängig von der Flügelstellung und kann nur durch Mittelung der Berechnungen in unterschiedlichen Flügelstellungen ermittelt werden.
2. In der transienten Berechnung erfolgt die Modellierung als Rotor-Stator-Kombination, wobei sich die rotierende Propellerdomain bei jedem Zeitschritt weiterdreht. Dies ermöglicht eine exaktere Interaktion des Propellers mit seiner Umgebung, ist jedoch ressourcenintensiver. Zur Reduktion der Rechenzeit wird eine konvergierte Lösung aus einer stationären Rechnung mit der „Frozen Rotor“-Funktion als Initialwert verwendet. Der Zeitschritt Δt ist abhängig von der Drehrate der Propellerdomain und der gewünschten Winkelauflösung (z.B. $360^\circ \triangleq \Delta\phi = 1^\circ$).

$$\Delta t = \frac{2\pi}{\omega} \cdot \frac{1}{360} \quad (5.5)$$

Numerische Untersuchungen

Für die Simulation des Propellers wird in dieser Arbeit die "Frozen Rotor"-Funktion verwendet. Hierfür wird die stationäre Heckdomain mit Rudern und die rotierende Propellerdomain (Abb. 5.14) über die Interfaces gekoppelt.

5.4.3 Randbedingungen und Simulationsparameter

Ziel der numerischen Untersuchungen sind Aussagen zur Abhängigkeit der lokalen Strömungsverhältnisse und der daraus resultierenden Querkräfte auf den Rumpf und die CS am Heck von dem Driftwinkel β , dem Stellwinkel δ_R der Steuerflächen für die Seitenruderfunktion sowie dem Propellereinfluss bei $\eta = 1$ für die drei CS-Konfigurationen (K-K, X-K, VD-K). Die Randbedingungen sind in Tab. 5.4 zusammengefasst.

Tab. 5.4: Zusammenfassende Übersicht über die Parameter der numerischen Untersuchungen am CV

Aussage	Geometrie- variante	Randbedingung/Parameter			
		Rn_L	β	δ_{CS}	η
Heckeinfluss auf Grenzschicht im Bereich der CS	CV000	$5,53 \cdot 10^6$	0° ;	/	/
Turmeinfluss auf Grenzschicht im Bereich der CS	CV010		10°		
Propellerfluss auf Grenzschicht im Bereich der CS	CV001		0°	1	
Rumpfeinfluss auf die Druckverteilung über die CS	CV100		0° ;	0° ;	/
Propellereinfluss auf die Druckverteilung über die CS	CV111		10°		
			0°	1	

5.5 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden die Grundlagen der numerischen Berechnung erläutert, um im Anschluss auf die drei untersuchten Geometrien einzugehen. Hierbei wurden die Rechengitter und die Randbedingungen der CFD-Berechnungen erläutert.

6 Experimentelle Untersuchungen

6.1 Grundlagen experimenteller Untersuchungen

6.1.1 Experimentelle Methoden zur Ermittlung hydrodynamischer Lasten

Aufgrund der langjährigen Erfahrungen werden experimentelle Untersuchungen zur Bestimmung der Kräfte und Momente an einem maßstäblich skalierten Modell als etablierte Methode zur Ermittlung strömungsmechanischer Lasten angesehen. Diese Untersuchungen können sowohl in Schlepprinnen als auch in Windtunneln stattfinden. Die verwendeten Modelle haben üblicherweise eine Länge von 5 bis 6 m, dennoch sind die Anhänge im Verhältnis klein, wodurch die lokalen Reynoldszahlen sehr unterschiedlich ausfallen. Um Großausführungsprognosen zu verbessern, wird mit Turbulatoren gearbeitet (siehe Kapitel 6.3.3.1). Versuche werden vorrangig mit fixierten (gefesselten) Modellen durchgeführt, um die hydrodynamischen Kräfte direkt messen zu können. Bei allen Schleppversuchen ist die Versuchsdauer durch die endliche Schlepplänge und die Fahrzeuggeschwindigkeit begrenzt. Mit freifahrenden Modellen insbesondere für Überwasserfahrzeuge lassen sich Koeffizienten über Systemidentifikation bestimmen [43], [76]. In diesen Versuchen werden die Kräfte nicht direkt gemessen, sondern durch Erfassung der Bewegung und der Legewinkel der Steuerflächen bestimmt. Für freifahrende Modelle von Unterwasserfahrzeugen ist der messtechnische Aufwand ungleich höher als für gefesselte Modelle, da die Erfassung der Bewegung unter Wasser komplex ist [77].

Die Versuche mit gefesselten Modellen sind so gestaltet, dass sich die Bewegungsgleichungen durch Symmetriebedingungen und vorgegebene Bewegungsrichtungen vereinfachen. Der funktionale Zusammenhang zwischen Kraft/Moment und der Einflussgröße (Geschwindigkeit, Beschleunigung, Stellwinkel der CS) wird durch Regression der Messpunkte ermittelt. Die Versuche für Unterwasserfahrzeuge werden im Folgenden exemplarisch für die Bewegung in der Horizontalebene kurz erläutert.

6.1.1.1 Statische Versuche

Geradeausfahrt und Seitenruderverstellung

Mit dem einfachen Schleppversuch bei Geradeausfahrt wird der Widerstand bzw. die Abhängigkeit der Längskomponente von der Schlepp-/Fahrzeuggeschwindigkeit ermittelt. Durch zusätzliches Legen der Steuerflächen ändert sich an diesen die Querkraft. Dies führt zu einer Änderung der Längs- und Querkraft am Fahrzeugrumpf, und an den Steuerflächen resultiert eine Querkraft. Die Querkraft lässt sich als Funktion des Stellwinkels in Form der Steuerungskoeffizienten $Y_{\delta R}$ und $N_{\delta R}$, welche die Wirkung auf das Fahrzeug durch das Legen der Steuerflächen beschreiben, darstellen. Zusätzlich lässt sich der Einfluss des Propellers über die Variation der Drehzahl als Funktion des Drehzahlverhältnisses η ausdrücken. Für den Fall $\eta = 1$ ist das Kräftegleichgewicht von Propellerschub und Fahrzeugwiderstand als Selbstantriebspunkt definiert (siehe Kapitel 6.3.3.2).

$$X = \frac{\rho}{2} L^2 u^2 [X'_{uu} + X'_{\delta R \delta R} \delta R^2] \quad (6.1)$$

$$Y = \frac{\rho}{2} L^2 [Y'_{\delta R} \delta R u^2] \quad (6.2)$$

$$N = \frac{\rho}{2} L^3 [N'_{\delta R} \delta R u^2] \quad (6.3)$$

Schrägschleppversuche

Die statischen Schrägschleppversuche erlauben die Bestimmung der linearen und nichtlinearen Koeffizienten in der xy-Ebene und xz-Ebene als Funktion der Quergeschwindigkeiten (\mathbf{v}, \mathbf{w}). Der Bereich kleiner Winkel ($0 - 10^\circ$) wird über den linearen Koeffizienten Y'_v abgebildet, darüber gibt der nichtlineare Koeffizient $Y'_{v|v|}$ die nichtlineare Charakteristik an. Die in [7] verwendete Abhängigkeit von $v|v|$ statt v^3 wird mit der quadratischen Abhängigkeit der Kräfte von der Geschwindigkeit begründet, wodurch die Messpunkte besser approximieren als für den kubischen Ausdruck (Abb. 6.1). Der quantitative Unterschied für die Steigung bei $v' = 0$ liegt bei über 100%.

Bei zusätzlichem Legen der Steuerflächen lässt sich der Führungskoeffizient der Strömung γ_H (engl. flow straightening coefficient) bestimmen [58], [59]. Die Ermittlung basiert auf der Annahme, dass die Normalkraft an der Steuerfläche für den Stellwinkel δ_{CS_0} zu Null wird, daher auch Nullauftriebs-Versuch (engl. zero-force-test) genannt, sich somit ideal in Strömungsrichtung befindet. Aus den Bewegungsgleichungen in Anhang D ergeben sich für den Schrägschleppversuch folgende Gleichungen:

$$Y = \frac{\rho}{2} L^2 [Y'_v uv + Y'_{v|v|} v|v|] \quad (6.4)$$

$$N = \frac{\rho}{2} L^3 [N'_v uv + N'_{v|v|} v|v|]. \quad (6.5)$$

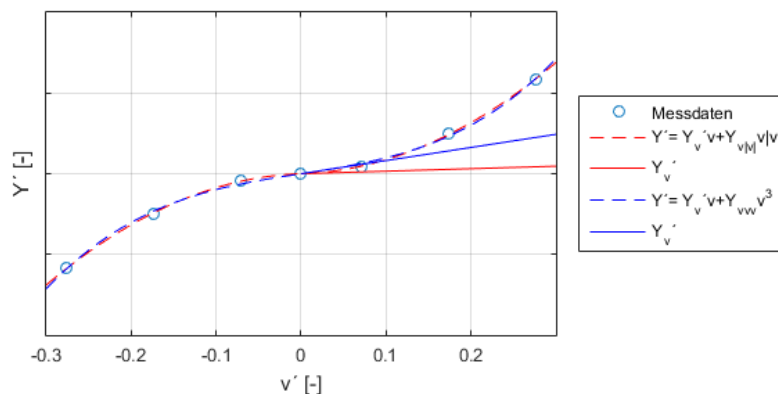


Abb. 6.1: Vergleich der Kurvenapproximation nach [7] und einem kubischen Anteil

Rundlaufversuch

Der Rundlaufversuch (engl. rotating arm test) [78] ermöglicht die Ermittlung der rotatorischen Koeffizienten. Hierfür bewegt sich das an einem drehenden Arm gefesselte Modell der Länge L mit konstanter Geschwindigkeit u auf verschiedenen Radien R , wodurch sich verschiedene Drehraten $r = u/R$ bzw. dimensionslos $r' = rL/u = L/R$ um die Hochachse ergeben. Wie beim

Schleppversuch in der Schlepprinne ist auch hier die Versuchsdauer begrenzt, da sich das Modell nach einer vollen Drehung im eigenen Nachstrom befindet. Hinzu kommt die untere Begrenzung der Drehrate infolge des maximalen Kreisbeckenradius. Nach den Bewegungsgleichungen in Anhang D ergeben sich für den Rundlaufversuch folgende Gleichungen:

$$Y = \frac{\rho}{2} L^3 [Y'_r ur] \quad (6.6)$$

$$N = \frac{\rho}{2} L^5 [N'_{r|r} r|r] + \frac{\rho}{2} L^4 [N'_r ur]. \quad (6.7)$$

Der Grenzfall $r = 0$ entspricht einem unendlich großen Radius R und ist experimentell nicht darstellbar. Die somit vorhandene Lücke in den Messdaten im relevanten Bereich kleiner r lässt sich nur über Kurvenapproximation ermitteln, was eine genaue Bestimmung von N'_r erschwert [27]. Die Werte für Y'_r und N'_r ergeben sich als Steigung bei $r = 0$.

6.1.1.2 Dynamische Versuche

Versuche mit dem Planar-Motion-Mechanism (PMM)

Mit Hilfe des Planar-Motion-Mechanism (PMM) nach [79] sind dynamische Versuche zur Bestimmung der Koeffizienten in der xy-Ebene und xz-Ebene als Funktion der Quergeschwindigkeiten (v, w) und deren zeitliche Ableitungen (\dot{v}, \dot{w}) möglich. Für Details sei an dieser Stelle auf die einschlägige Literatur [27], [35] verwiesen. In der Literatur wird betont, dass die nichtlinearen Terme aus den stationären Versuchen (Schrägschlepp-, Rundlaufversuche) denen aus den PMM-Versuchen aufgrund der direkten Messung vorzuziehen sind [14].

Tab. 6.1: Zusammenfassende Übersicht der Versuche zur Ermittlung der strömungsmechanischen Koeffizienten in der Horizontalebene

Horizontalebene	Vertikalebene	Versuch
X_u		Widerstandsversuch
Y_v, N_v	Z_w, M_w	Schrägschleppversuch
Y_r, N_r	Z_q, M_q	Rundlauf- oder PMM-Versuch
$Y_{\dot{v}}, N_{\dot{v}}$	$Z_{\dot{w}}, M_{\dot{w}}$	PMM-Versuch
$Y_{\dot{r}}, N_{\dot{r}}$	$Z_{\dot{q}}, M_{\dot{q}}$	PMM-Versuch
$Y_{\delta R}, N_{\delta R}$	$Z_{\delta S}, M_{\delta S}$	Geradeausfahrt mit Verstellung der Steuerflächen

Da die Messung meist nur am vollständigen Modell erfolgt, bleiben die Größen der einzelnen Interferenzeffekte unbekannt, wodurch eine differenzierte Bewertung der Messergebnisse hinsichtlich einzelner Geometrien nicht möglich ist.

6.1.2 Experimentelle Versuchseinrichtungen für Untersuchungen an Unterwasserfahrzeugen

Für experimentelle Untersuchungen an Modellen von Unterwasserfahrzeugen kommen die Schlepprinne und der Windtunnel zum Einsatz. Der wesentliche Unterschied betrifft den Einfluss der freien Wasseroberfläche (Wellenbildung), der nur in der Schlepprinne untersucht

werden kann. Für den tiefgetauchten Zustand sind Untersuchungen in beiden Versuchseinrichtungen möglich. Der Bewegungsraum ist bei allen experimentellen Verfahren durch die Abmessungen der Versuchsanlage begrenzt; somit unterliegen größere Modelle eher als kleinere geometrischen Einschränkungen, wie auch solchen in der Bewegung (Versperrung⁶ und Randeinfluss⁷). Generell sind für Experimente mit skalierten Modellen die Ähnlichkeitsgesetze (Kapitel C.1) zu berücksichtigen.

6.1.2.1 Untersuchung in der Schlepprinne und im Kreisbecken

Modellversuche im Schiffbau finden vorwiegend in einer Schlepprinne statt. Da insbesondere bei Überwasserschiffen und aufgetauchten bzw. teilgetauchten Unterwasserfahrzeugen die schwerkraftbedingte Wellenbildung eine große Rolle spielt, werden die Versuche nach Froude'scher Ähnlichkeit durchgeführt. Für weitergehende Informationen sei an dieser Stelle z.B. auf [27], [29] verwiesen.

Für den tiefgetauchten Zustand ist der Einfluss der Wasseroberfläche nicht relevant. Beispielsweise besteht bei tiefgetauchten Unterwasserfahrzeugen keine Notwendigkeit, die Froude'sche Ähnlichkeit zu berücksichtigen. Stattdessen ist eine möglichst hohe Reynoldszahl (Rn) anzustreben [27], um Ergebnisse zu erhalten, die nicht oder nur geringfügig von der Reynoldszahl abhängen.

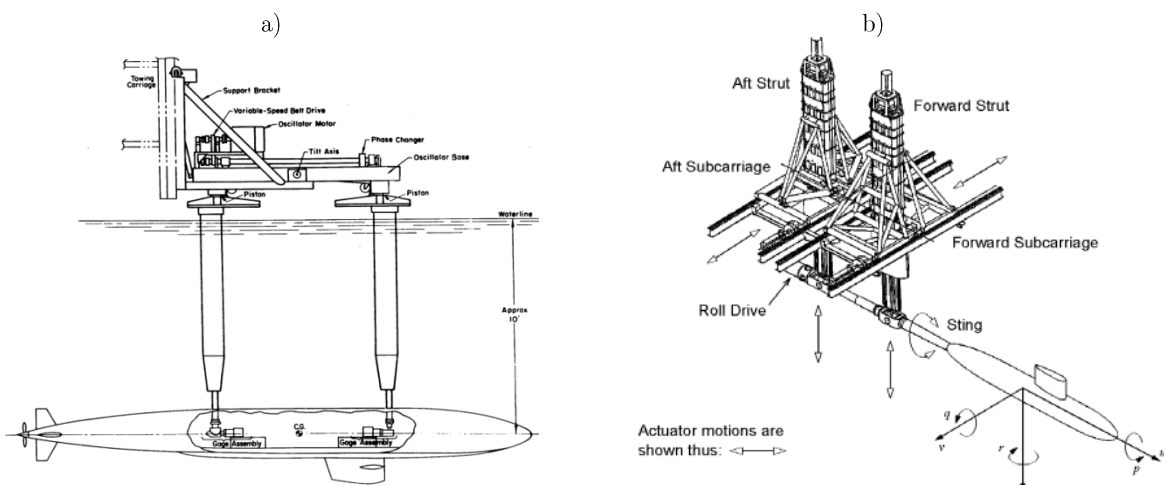


Abb. 6.2: Messvorrichtung für Schleppversuche an Unterwasserfahrzeugen
a) PMM-Mechanismus nach [80] und b) erweitert um die Rollachse [27]

Das Modell wird durch das ruhende Fluid bewegt, wie dies auch in der Großausführung der Fall ist. Außer bei freifahrenden Modellen ist das Modell fest mit dem Schleppwagen (gefesselt) verbunden (Abb. 6.2). Hierbei kann die Bewegung translatorisch (Schleppversuch) und rotatorisch an einem Arm (Rundlaufversuch) gefesselt erfolgen.

⁶ „Versperrung“ ist das Verhältnis des Messstreckenquerschnitts mit und ohne Modell

⁷ „Randeinflüsse“ ist die Beeinflussung der Körperumströmung durch Annäherung an eine Wand oder Öffnung

Durch die Befestigung des Modells am Schleppwagen wird die Messung von strömungsmechanischen Lasten auf das Modell oder einzelne Komponenten (z.B. CS) ermöglicht. Die Befestigung dient bei Manövrierversuchen gleichzeitig der Positionierung und Anstellung des Modells relativ zur Strömung (für statische Schrägschleppversuche). Für dynamische Versuche kommt ein sogenannter Planar-Motion-Mechanism (PMM) [79] zum Einsatz, der das Fahrzeug periodisch in der Vertikalebene bewegt. Befindet sich der Turm lotrecht (vertikal), entsprechen diese Bewegungen dem Tauchen. Für Querversatz und Driftbewegungen wird das Modell um 90° um die Fahrzeuglängsachse gedreht. Um die Beeinflussung der Kraftmessungen durch die Modellbefestigung und speziell eine Wechselwirkung mit dem Turm zu vermeiden, wird das Modell kopfüber (Abb. 6.2a) oder mit einer Stielaufnahme befestigt (Abb. 6.2b).

6.1.2.2 Untersuchung im Windtunnel

Hinsichtlich der Ähnlichkeitsgesetze können im Windtunnel höhere Geschwindigkeiten realisiert werden als in der Schlepprinne. Versuche für tiefgetauchte Zustände in der Schlepprinne sind kritisch, weil aufgrund der geringen Abstände zwischen Modell und freier Wasseroberfläche die Schleppgeschwindigkeit einen unmittelbaren Einfluss auf die Wellenbildung hat. Dies wirkt sich negativ auf die Genauigkeit der Messungen aus. Daher ist eine möglichst kleine Froudezahl zu wählen, damit der Fehler vernachlässigbar bleibt und keine zusätzlichen Widerstandskomponenten (Wellenwiderstand) erzeugt werden.

Im Windtunnel spielt dieses Kriterium hingegen keine Rolle; die maximalen Geschwindigkeiten sind eher durch die maximal installierte Antriebsleistung des Windtunnels begrenzt. Daher können die Versuche bei höheren Reynoldszahlen durchgeführt werden, solange keine Kompressibilitätseffekte aufgrund höherer Machzahlen auftreten.

Die Verwendung von Windtunnelmodellen gegenüber Versuchen in der Schlepprinne bietet folgende Vorteile [81]:

- Nahezu unbegrenzte "Schleppdauer" (statistische Betrachtung der Messgrößen und große Anzahl von Versuchen in kurzer Zeit);
- Verhältnismäßig einfachen Einbau der Messtechnik (Wasserdichtigkeit des Modells ist nicht erforderlich);
- Während der Versuche uneingeschränkter Zugang zum Modell;
- Höhere Wirtschaftlichkeit/Produktivität als in der Schlepprinne insbesondere bei der Untersuchung zahlreicher Konfigurationen;

Diese Vorteile machen Untersuchungen an Unterwasserfahrzeugen mit der Vielzahl von CS im Windtunnel interessant.

Bisherige Aufbauten von tiefgetauchten Fahrzeugmodellen im Windtunnel basieren auf massiven Aufnahmen zur Befestigung der Modelle. Abb. 6.3 zeigt zwei typische Modellbefestigungen, die den Stand der Technik darstellen. Im Vergleich zu Messungenauigkeiten beispielsweise der Kraftmessungen sind die Interferenzen durch die Befestigungen oft sehr hoch, da sie die Modellgeometrie verändern.

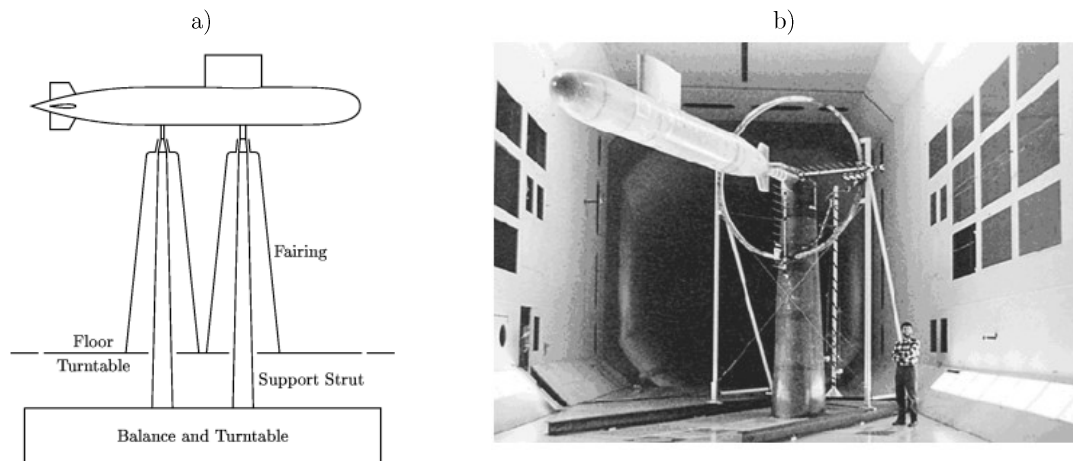


Abb. 6.3: Modellbefestigung im Experiment

a) Standardaufnahme mit Doppelstütze und b) Heckstiel-Aufnahme von achtern [25]

Zum Einfluss der Modellaufnahmen im Windtunnel wurden in [82] Untersuchungen durchgeführt. Hierbei wurden die Interferenzen, die durch die Aufnahmeprofile (struts) verursacht werden, für die zwei üblichen Modellaufnahmen mit Seitenstützen (Abb. 6.3a) und Heckstiel (Abb. 6.3b), bewertet. Generell sollten die seitlichen Stützenquerschnitte auf ein Minimum reduziert und die Verkleidungen schlank gehalten werden. Die Befestigung über seitliche Stützen, die im Allgemeinen aus Gründen der Steifigkeit zylindrisch ausgeführt sind, verursacht demnach bei hohen Stellwinkeln des Modells in der Horizontalebene einen erheblichen Einfluss auf die Querkräfte in der Bewegungsebene und in der orthogonalen Ebene (out-of-plane). Heckstielaufnahmen erzeugen wesentlich geringere Interferenzen (im Wesentlichen stromaufwärts wirkende Versperrung), können jedoch bei Versuchen mit realem Propeller nicht zum Einsatz kommen [83], da der Heckstiel aufgrund der Festigkeit (Kragarm-Prinzip) einen großen Durchmesser besitzt (max. 25% des Rumpfdurchmessers). Somit sind für Widerstands- und Propulsionsversuche alternative Befestigungen vorzusehen.

Untersuchungen zur Problematik der hohen Propellerdrehzahlen bei Unterwasserfahrzeugen im Windtunnel und der damit verbundenen Kompressibilitätseffekte wurden von [6] und [84] durchgeführt. Hierbei stand die Machbarkeit von Propulsionsversuchen an Ubooten im Windtunnel mit hohen Stellwinkeln des Modells in der Horizontalebene und der Verstellung der CS am Heck im Vordergrund. Für die Einhaltung der kinematischen Ähnlichkeit (siehe Kapitel C.1.2) sind Drehzahlen von $n > 10000$ 1/min nötig. Dadurch kommt es zu hohen Zentrifugalkräften an den Propellerflügeln.

6.1.2.3 Kraftmesstechnik

Die Auswahl, Dimensionierung und Kalibrierung der Kraftmesstechnik im Versuchswesen ist sehr anspruchsvoll. Daher wird hier auf unterschiedliche Kategorien von Messwaagen kurz eingegangen, die für die Messungen von Kräften und Momenten in Strömungskanälen Anwendung finden. Für weiterführende Informationen sei auf z.B. [81], [85] verwiesen.

Für die Kraftmessungen am Gesamtmodell kommen derzeit zwei Möglichkeiten zum Einsatz, die zumeist sechs Komponenten (drei Kräfte und drei Momente) messen können.

Experimentelle Untersuchungen

"Externe" Waage:

Die Waage ist außerhalb des Modells in der Messstrecke angeordnet und kann daher beliebig groß ausgeführt werden. Das bietet den Vorteil, eine sehr steife und genaue Waage zu gestalten. Der Aufbau der Waage ist sehr kompliziert und wird meist als Rahmenkonstruktion hergestellt, bei der die einzelnen Messaufnehmer über möglichst lange Hebel mit der Modellaufnahme verbunden sind (Abb. 6.4).

Die Aufnahme des Modells erfolgt im Massenmittelpunkt bzw. auf halber Länge, wodurch sich die Größe der Modellaufnahme auf ein Minimum reduzieren lässt. Allerdings wird die Strömung durch die Modellaufnahme und damit verbundene Interferenzen beeinflusst, was nachträgliche Korrekturen notwendig macht. Da die Messtechnik nicht im Modell untergebracht werden muss, kann sie kostengünstig hergestellt werden.

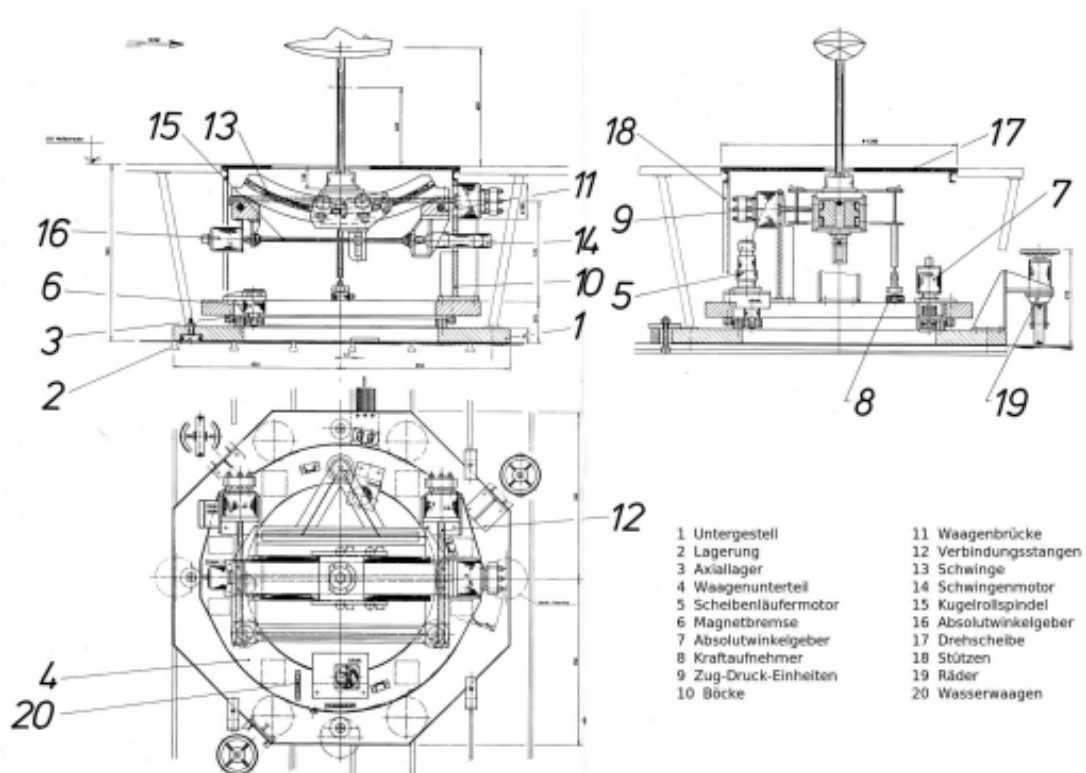


Abb. 6.4: Externe Kraftmesswaage [86]

"Interne" Waage, auch als Stielwaage bezeichnet:

Diese Waage wird in das Modell integriert und meist von hinten (stromabwärts) mit der Messstreckenumgebung verbunden. Durch die Befestigung stromabwärts kann die Beeinflussung der Strömung reduziert werden. Aufgrund des begrenzten Bauraums müssen alle Messglieder der Waage sehr kompakt ausgeführt werden. Daher ist die Waage meist aus einem Stück gefertigt, wobei die einzelnen Messstellen geometrisch auf eine große Dehnung optimiert werden. Die Kraftmessung erfolgt indirekt über die Verformungsmessung mittels Dehnungsmessstreifen (DMS).

Das Modellinnere muss für die Waage entsprechende Befestigungselemente aufweisen, was Komplexität und Kosten erhöht.

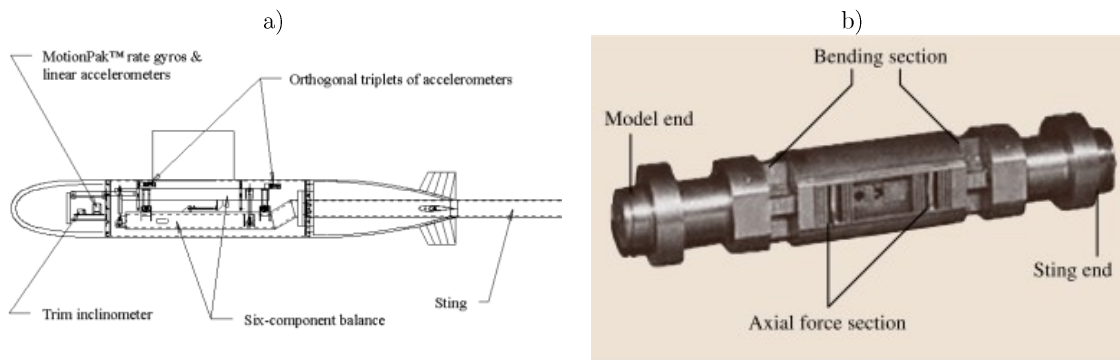


Abb. 6.5: Interne Lastmesstechnik a) Stielwaage im Modellinneren [25], b) Stielwaage im Detail [85]

Kraftmessungen an einzelnen CS sind mit der entsprechenden Messtechnik an größeren Modellen möglich. So wurden von [22] am Modell des DARPA SUBOFF Messungen bei verschiedenen Drift- und Ruderwinkeln, jedoch ohne Propeller, in der Schlepprinne durchgeführt. Hierbei waren zwei CS mit Fünfkomponentenwaagen ausgestattet, welche vorrangig zur Erfassung der Druckpunktschwankungen dienten.

6.1.2.4 Einflüsse der Versuchseinrichtungen

Die Durchführung der Experimente findet im Gegensatz zum unbeschränkten Fluid in der Großausführung unter begrenzten Verhältnissen statt. Dies kann je nach Größe des Modells und der Randbedingungen wie der Geschwindigkeit die Messungen beeinflussen.

Zur Korrektur sind empirische Ansätze aus Validierungsmessungen gängige Praxis. Im Falle von Experimenten im Windtunnel werden die geometrischen Bedingungen der Versuchseinrichtung in Form von Korrekturfaktoren (Verblockungsfaktor ϵ_S , Düsenfaktor ϵ_N , Kollektorfaktor ϵ_C) zur Korrektur der Geschwindigkeiten genutzt [87].

Alternativ können die Versuchsbedingungen numerisch simuliert werden, um damit sowohl die Geschwindigkeitsverhältnisse als auch die Kräfte zu korrigieren. In Untersuchungen zum Einfluss auf einen Flügel in freier Strömung und in einem offenen Windtunnel bei $Rn = 3,15 \cdot 10^5$ bis $6,3 \cdot 10^5$ wurden bei einer Verblockung von 4,8% eine Widerstandserhöhung um bis zu 50% und eine Auftriebsminderung um bis zu 20% gegenüber der freien Strömung ermittelt [88].

Welche Methode zum Einsatz kommt, hängt von der geforderten Genauigkeit und dem notwendigen Aufwand ab, wobei mit steigender Komplexität der Versuchsumgebung (z.B. offene, halboffene, geschlossene Messstrecke) die numerischen Untersuchungen hinsichtlich der Genauigkeit klare Vorteile besitzen.

6.1.2.5 Versuchseinrichtungen für die vorliegende Arbeit

Windtunnel

Bei dem Windtunnel des Instituts für Fluidodynamik und Schiffstheorie (FDS) handelt es sich um einen Niedergeschwindigkeits-Windtunnel mit halboffener Messstrecke. Die Seitenwände der Messstrecke sind offen, die Messstrecke wird durch den Boden vollständig und an der Decke halbdurchlässig ("slotted wall") begrenzt. Der Windtunnel wird für die Versuche mit

Experimentelle Untersuchungen

der Messplattform im Umlaufbetrieb (Göttinger-Modus) betrieben. Auf diese Weise können höhere Strömungsgeschwindigkeiten erreicht werden, und der Betrieb ist energetisch günstiger als im offenen Modus (Eiffel-Modus). Die technischen Daten des Windtunnels sind in Tab. 6.2 aufgeführt.

Tab. 6.2: Daten des Windtunnels des FDS

Bezeichnung	Einheit	Wert	Beschreibung
U_{Wmax}	m/s	35	Maximale Windgeschwindigkeit (leer)
L_{MS}	m	5,5	Länge der Messstrecke
B_{MS}	m	3,0	Breite der Messstrecke
H_{MS}	m	2,0	Höhe der Messstrecke
A_c	m ²	6,0	Kanalquerschnitt
T_U	%	<0,3	Turbulenzgrad

Die maximale Windgeschwindigkeit hängt wesentlich von der Versperrung durch das Modell ab. Die Geschwindigkeit im Windtunnel wird mittels einer Druckmesssonde in der Vorkammer bestimmt. Die maximale Abweichung für die Geschwindigkeit liegt bei 0,05 m/s. Für die Experimente wurden die in Tab. 6.3 ermittelten Umgebungsbedingungen und Fluideigenschaften ermittelt. Diese sind für die Bestimmung der dimensionslosen Beiwerte und der Reynoldszahl von Bedeutung.

Tab. 6.3: Umgebungsbedingungen für die Bedingungen im Windtunnel

Barometrischer Windtunnelndruck [hPa]	1010,1 bis 1012,3
Dichte der Luft [kg/m ³]	1,191 bis 1,195
Relative Luftfeuchtigkeit [%]	51,9 bis 55,2
Lufttemperatur [°C]	20,4 bis 22,7
Kinematische Viskosität Wasser (15°C) [m ² /s]	1,191E-06
Kinematische Viskosität Luft (20°C) [m ² /s]	1,511E-05

Daraus ergibt sich mit Gl. (6.8) eine mittlere Dichte für trockene Luft bei Normaldruck und $T = 21^\circ\text{C}$ von $\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$.

$$\rho = 1,293 \cdot \frac{273}{T + 273} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right] \quad (6.8)$$

Bewegungssimulator

In die Windtunnelmessstrecke des FDS ist ein sogenannter Bewegungssimulator integriert. Dieser ermöglicht für das in ihm installierte Modell die freie Bewegung in alle drei Raumachsen. Die Entwicklung des Bewegungssimulators fand in einer Kooperation des FDS mit der Universität Duisburg-Essen statt [89]. Durch die freien Bewegungen (sowohl translatorisch als auch rotatorisch) ist ebenso die statische Positionierung der Messplattform in der Messstrecke möglich. Hierbei ist der Bewegungsraum von der Modellgröße abhängig. Für die im weiteren Verlauf dieser Arbeit beschriebene Messplattform ist der Bewegungsraum in Tab. 6.4 angegeben.

Experimentelle Untersuchungen

Tab. 6.4: Bewegungsparameter des Bewegungssimulators

Stellwinkel Rumpf [°]		Translation [mm]	
Driften	Anstellung	Querversatz	Tauchen
+/- 10	+/- 5	+/- 300	+/- 200

Die Befestigung des Versuchsmodells in der Messstrecke erfolgt über acht Dyneema-Seile mit einem Durchmesser von 3mm, welche zu acht voneinander unabhängig verfahrbaren Schlitten führen (Abb. 6.6). Die Seile besitzen eine konstante Länge, wodurch eine den Schlittenpositionen entsprechende Bewegung des Versuchsmodells folgt und die Lageänderung des Versuchsmodells in allen sechs Freiheitsgraden ermöglicht wird. Der Bewegungssimulator dient somit lediglich dazu, eine vorgegebene Bewegung auf das eingespannte Modell zu übertragen.

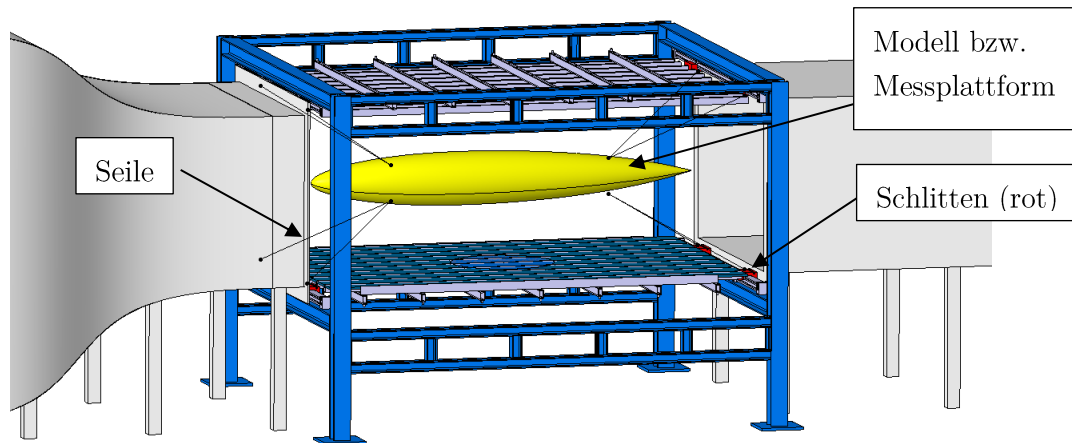


Abb. 6.6: Windtunnelmessstrecke mit Modell im Bewegungssimulator

6.2 Experimentelle Untersuchung der isolierten CS

Die für diese Arbeit durchgeführten experimentellen Untersuchungen an einer isolierten CS erfolgten mit derselben Messtechnik wie am komplexen Modell (siehe Kapitel 6.3.1.4), somit können Messabweichungen aufgrund der verwendeten Messtechnik ausgeschlossen werden. Dies ist insbesondere für Windtunnelversuche wichtig, da die absoluten zu messenden Lasten deutlich klein sind und damit der relative Messfehler zunimmt.

6.2.1 Modell

Das Modell für die experimentellen Untersuchungen entspricht der in Kapitel 4.1 vorgestellten Geometrie CSU+S. Diese bildet eine Steuerfläche ab, die für eine Anordnung an einem Heckkonus eines Unterwasserfahrzeugs typisch ist.

Da der Wurzelbereich der CS dem Heckkonus angepasst ist, kommt hier ein Unterbau als tangentielle Fortführung der Außenkontur zum Einsatz. Um den Einfluss der Bodengrenzschicht auszuschließen, ist der Unterbau an der tiefsten Stelle der Steuerfläche um 40,0 mm ($b_{CS}/5$) erhöht ausgeführt. Er fungiert im Experiment gleichzeitig als Verkleidung der Ruderwaage und geht nicht in die Kraftmessung mit ein, da keine mechanische Verbindung

Experimentelle Untersuchungen

zwischen Unterbau und Steuerfläche besteht (1,5 mm Spalt bzw. $b_{CS}/127$) (Abb. 6.7). Die Kraftmessung erfolgt lediglich am "rot" dargestellten Teil, als effektive wirksame Fläche.

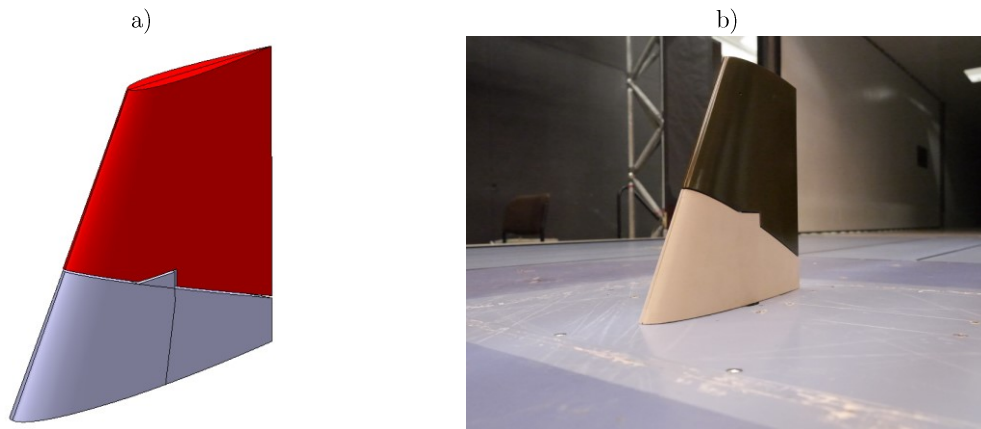


Abb. 6.7: Realer Flügel mit 'Unterbau', a) im CAD und b) im Windtunnel

6.2.2 Messtechnik

Die Messung der Kräfte und Momente erfolgt über eine Stielwaage. Diese ist eine Spezialanfertigung, die nach Spezifikation von der Fa. HBM hergestellt wurde (Abb. 6.8). Die Auslegung der Waage hinsichtlich der Nennlasten wird in Kapitel 6.3.1.4 detailliert beschrieben.

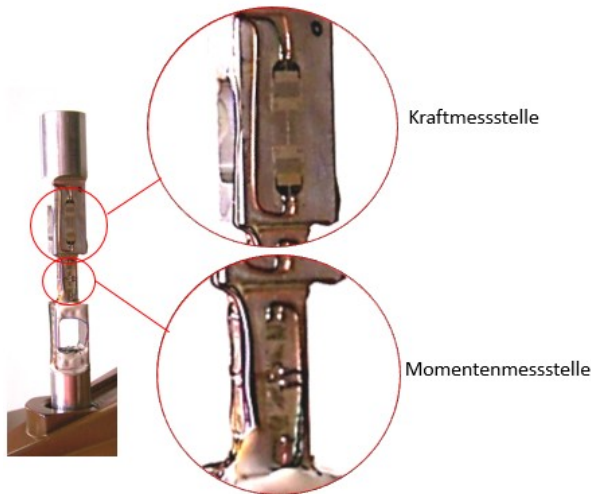


Abb. 6.8: Stielwaage mit den Messstellen für Kraft und Momente an den Steuerflächen

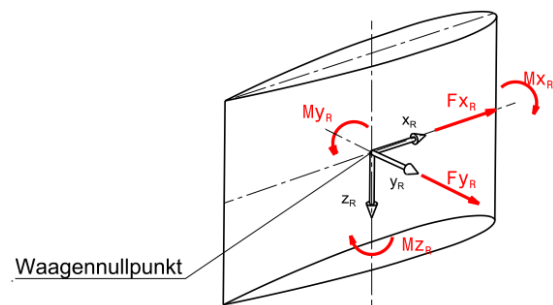


Abb. 6.9: Schema der Komponenten der Ruderwaagen

6.2.3 Versuchsrandbedingungen

Die Anstellwinkel werden in einem Bereich von 0° bis 30° in 2° -Schritten variiert. Die lokalen Reynoldszahlen wurden so gewählt, dass diese jenen am komplexen Fahrzeug (Kapitel 6.3) bei einer Windgeschwindigkeit $U = 20\text{m/s}$ entsprechen.

Zusammengefasst werden folgende Simulationsparameter untersucht:

1. $Rn_c = 2,77 \cdot 10^5$
2. $\alpha_{CS} = 0, \dots 2^\circ, \dots 30^\circ$

6.3 Experimentelle Untersuchung am komplexen Fahrzeug (CV)

Strömungstechnische Untersuchungen im Windtunnel sind bezüglich Durchführungsdauer, Modellkosten und der dabei gewonnenen Anzahl an Daten oft die wirtschaftlichste Methode für die Bewertung eines Entwurfs [81]. Daher finden die Untersuchungen im Windtunnel unter quasistationären Zuständen statt. Als quasistationär wird in diesem Zusammenhang der Zustand definiert, bei dem das Modell mit konstanter Geschwindigkeit angeströmt wird und weder das Modell noch Anhänge wie die CS bewegt werden. Lediglich der Propeller bewegt sich für die Fälle der effektiven Verhältnisse bei einer konstanten Drehzahl. Für große Ruderwinkel kann es dabei zu instationärer Ablösung kommen.

Für die Konzeption des Modells und die Planung der Versuche im Windtunnel werden die Empfehlungen der DIN 81208-1:205-07 berücksichtigt. Diese besagen, dass der Modellmaßstab so zu wählen ist, dass die Reynoldszahlen möglichst groß werden ($Rn_{min} > 1 \cdot 10^6$). Generell wird empfohlen, die Modelle so groß wie möglich auszuführen, um die Reynoldszahl groß und somit Maßstabeffekte möglichst gering zu halten [27], [81], [88]. Hierbei sind insbesondere durch die nicht einzuhaltende Reynolds'sche Ähnlichkeit folgende Punkte als kritisch zu betrachten:

- Durch den überschätzten viskosen Anteil sind die Grenzschicht und damit die Nachstromziffer im Modell größer.
- Die lokale Strömungsgeschwindigkeit und damit die Kräfte an den Steuerflächen sind aufgrund der dickeren Grenzschicht im Modell insbesondere am Heckkonus geringer.
- Als Folge des größeren Widerstandsbeiwerts im Modell gegenüber der Großausführung ist der Schubbeiwert bzw. die Propellerdrehzahl des Modells im Selbstantriebspunkt größer als in der Großausführung.

Im Folgenden wird auf die Entwicklung der Messplattform eingegangen.

6.3.1 Konzept der Messplattform

Für die experimentellen Untersuchungen der CSH-Interferenzen ist ein geeignetes Modell mit der entsprechenden Messtechnik erforderlich. Aus der Zielstellung, der Ermittlung der CSH-Interferenzanteile, ergibt sich eine Reihe von Anforderungen an die Messplattform:

- Die viskosen Kräfte betragen im Vergleich zu Schlepptankmodellen gleichen Maßstabs nur 27%, bei gleichzeitigem Anstieg der Strömungsgeschwindigkeit um den Faktor 14 (Kapitel C.1.4). Aus diesem Grund ist eine sehr feinfühligere Messapparatur zur Ermittlung der aerodynamischen Lasten erforderlich.

Experimentelle Untersuchungen

- Um den Einfluss des Rumpfs auf einzelne CS zu ermitteln, sollte die Messung der Lasten mit mindestens drei Komponenten (Längs-, Normalkraft und Achsmoment) möglich sein.
- Die Verstellung der CS muss durch rechnergestützte Stelleinrichtungen mit Winklrückgabe erfolgen, um die Messzeiten und Abweichungen aufgrund von manuellen Einflüssen zu reduzieren.
- Die Modularität der Geometrie sowie der Zugang zur Mechanik und Messtechnik muss gegeben sein, um verschiedene Ausrüstungszustände und CS-Anordnungen abbilden zu können. Hierbei soll die Umrüstzeit durch den Austausch kompletter Module (Hecks) möglich sein.
- Der Bewegungssimulator soll für die Positionierung des Modells genutzt werden.
- Eine langfristige Nutzung (z.B. für Strömungsuntersuchungen) ist gefordert, um den wirtschaftlichen Aspekt zu berücksichtigen.

Anhand dieser Überlegungen ist ein innerer stabiler Messträger, auf den modular die Teile des Modells aufgesetzt werden, sinnvoll (Abb. 6.10). Hierbei umfasst der Begriff „Modell“ die äußere Geometrie mitsamt den Anhängen wie Steuerflächen und Propeller. Unter dem Begriff „Messplattform“ sind der Zentralträger sowie alle kraftmesstechnischen Instrumente zur Erfassung der Lasten auf das Modell und die Steuerflächen zu verstehen.

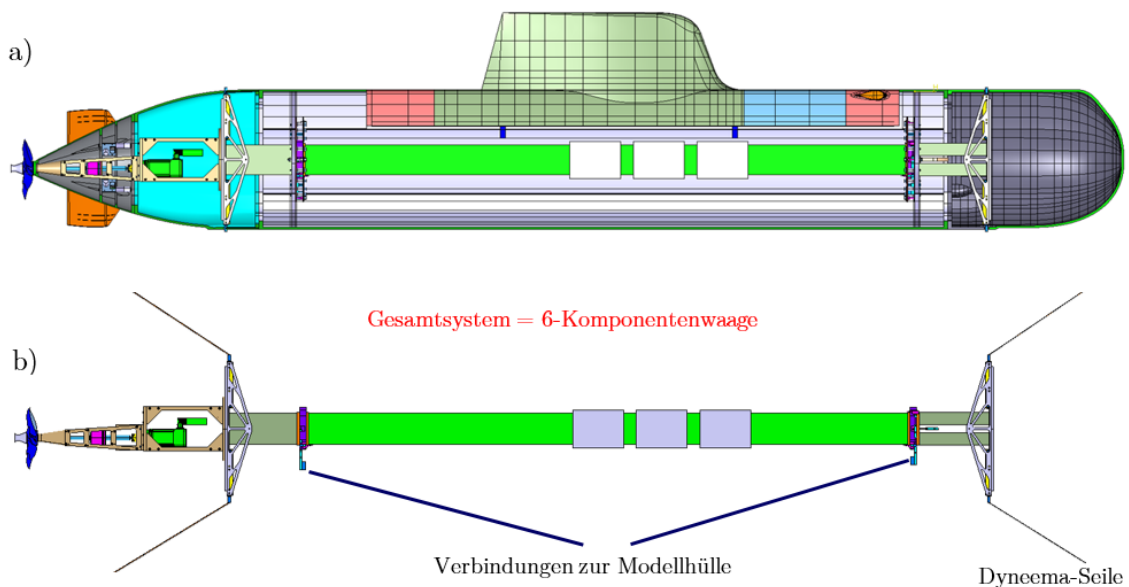


Abb. 6.10: Messplattform mit a) Schnitt der Außenhülle des Modells mit Messträger und b) Messträger mit den Befestigungspunkten der Seile

Die Außenhülle ist mit dem Messträger durch Kraftsensoren mechanisch gekoppelt, wodurch die aerodynamischen Lasten auf das Modell erfasst werden können. Messträger und Außenhülle bilden somit ein Gesamtsystem, welches als Sechskomponentenwaage fungiert.

6.3.1.1 Außenhülle

Die Außenhülle wird aus Gründen der Fertigung, der Zugänglichkeit sowie der Austauschbarkeit einzelner Geometriebereiche mehrteilig aufgebaut. Im Wesentlichen wird

eine Aufteilung in Bug, Mittel- und Heckteil vorgenommen. Der Mittelteil ist zusätzlich in einen abnehmbaren Deck-Turm-Bereich aufgeteilt, um einen ungehinderten Zugang zum Messträger und den vorderen Tiefenrudern zu ermöglichen. Die voll ausgerüstete Messplattform hat eine Gesamtmasse von 104,9 kg, wovon 47,52 kg auf die Außengeometrie incl. Steuerflächen entfallen.

6.3.1.2 Steuerflächen

Um eine größtmögliche Flexibilität zu erreichen, sind die Heckgeometrien und deren Steuerflächen (CS) modular und so mit geringerem technischen Aufwand austauschbar gestaltet.

Aufgrund der verschiedenen Heck-Konfigurationen kommen unterschiedliche Bauformen von CS am Modell zum Einsatz (Abb. 4.5). Alle CS sind im SLS-Verfahren aus PA-Kunststoff als versteifte Hohlstrukturen ausgeführt (siehe Anhang C.2). Damit können sehr leichte Bauteile mit Befestigungsmöglichkeiten für die Ruderwaagen und Stellgetriebe gefertigt werden.

Die Verstellung der Steuerflächen erfolgt über Stellgetriebe, die aus dem Motor und einem Stirnradgetriebe oder einem Schneckengetriebe bestehen. Die Soll-Position wird mit der Ist-Position, die an der Drehachse gemessen wird, über einen Regelkreis abgeglichen und erforderlichenfalls korrigiert. Die Steuerung der CS sowie die "Mischfunktion" für die unterschiedlichen Ruderfunktionen der X-K erfolgen über die Mess- und Regelungssoftware LabVIEW⁸.

6.3.1.3 Messung der globalen Gesamtkräfte

Für Experimente im Windtunnel (Kapitel 6.1.2.2) kommen nach Stand der Technik interne Kraftmesswaagen zum Einsatz, die als Stielwaagen ausgeführt sind (Kapitel 6.1.2.3).

Diese weisen gegenüber externen Waagen aufgrund ihrer Kompaktheit kaum Möglichkeiten der Optimierung hinsichtlich Feinfühligkeit und Steifigkeit auf. Um diesen Nachteil zu kompensieren, wird für die Messplattform das Prinzip einer externen Waage mit großen Hebeln und damit verbundener Steifigkeit durch Integration in das Modell realisiert. Dadurch ist auch die relative Lageänderung des Modells vernachlässigbar. Die großen Distanzen zwischen den Kraftsensoren ermöglichen eine sehr sensible Erfassung der Momente, was insbesondere für Messungen im Windtunnel aufgrund der kleinen aerodynamischen Kräfte ein zentraler Punkt ist.

Den Aufbau der internen Waage in der Messplattform zeigt Abb. 6.11. Die Messung der Kräfte erfolgt über sogenannte "Messspanten", die fest mit der Außenhülle verbunden sind.

⁸ grafisches Programmiersystem zur Steuerung und Messdatenerfassung

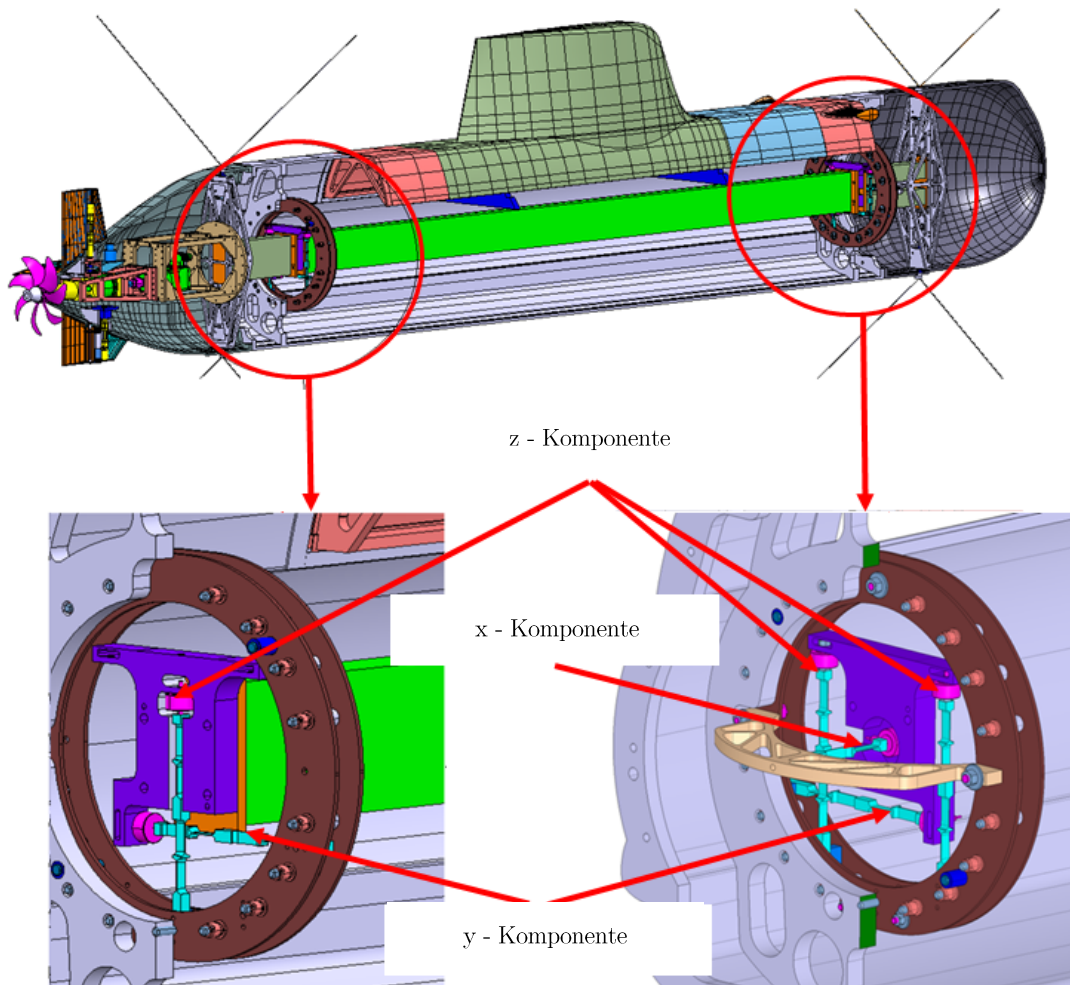


Abb. 6.11: Schnitt durch das Modell mit Messspanten (braun)

Für die mechanische Verbindung der Kraftsensoren am Messträger mit den "Messspanten" der Außenhülle kommen Entkopplungsstäbe (Abb. 6.12) zum Einsatz. Diese reduzieren die parasitären Querkräfte auf die Kraftsensoren. Die beabsichtigte Verformung der Entkopplungsstäbe wirkt als Feder und verhindert Reibung und damit Hystereseeffekte.

Das nicht zu vermeidende, jedoch damit erheblich reduzierte Übersprechen der gemessenen Kraftanteile wird über eine Kalibrierung (Anhang C.3) kompensiert.

Die aufgrund des umströmenden Fluids aufgeprägten Lasten q_x, q_y, q_z auf Rumpf und Anhänge werden in die Kraftaufnehmer eingeleitet (Abb. 6.14, Abb. 6.13). Die Kräfte im fahrzeugfesten Koordinatensystem in den drei Raumachsen ergeben sich als Summe der Einzelmessungen.

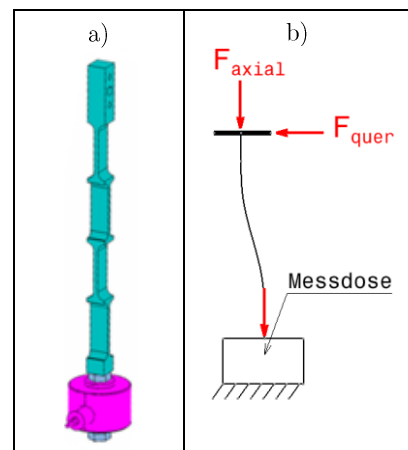


Abb. 6.12: a) Entkopplungsstütze mit Kraftaufnehmer (violett) und b) Prinzip der Querkraftreduktion

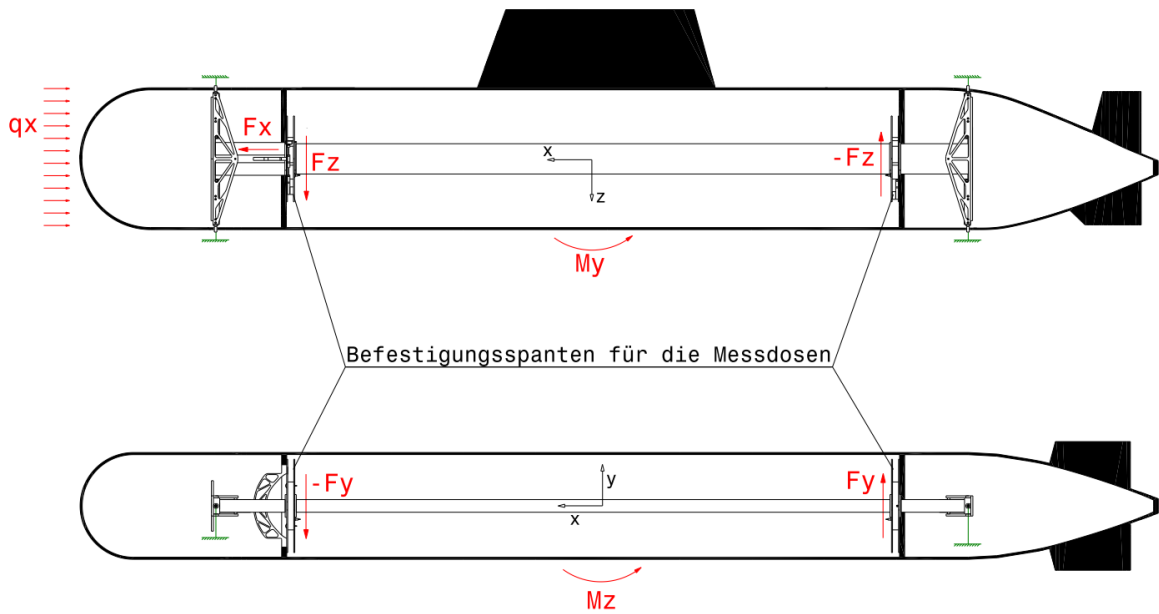


Abb. 6.13: Positionen der Kraftaufnehmer im Modell zur Messung der Kräfte und Momente auf den Rumpf

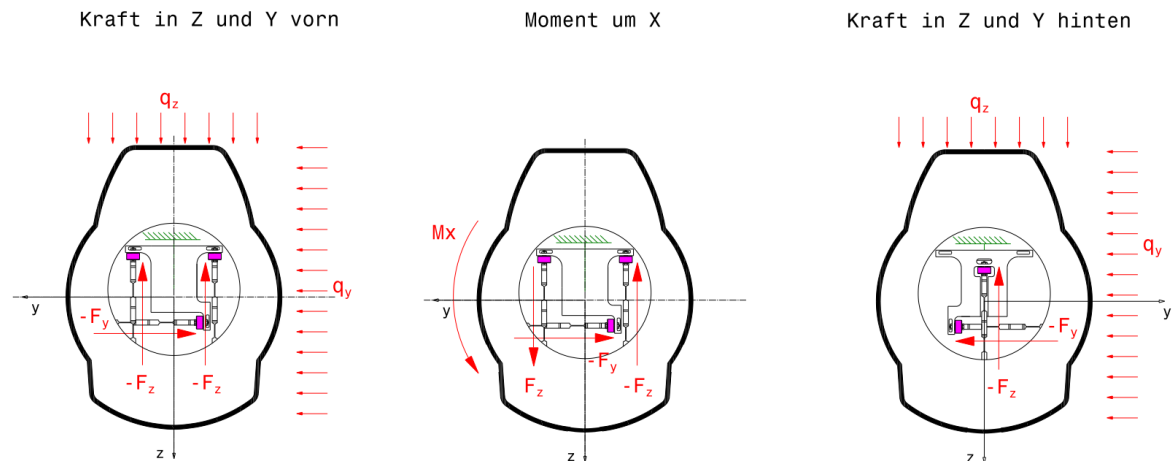


Abb. 6.14: Prinzip der Anordnung der Kraftaufnehmer (violett) im Modell zur Messung der Kräfte und Momente auf den Rumpf

Die Messung der Momente um die drei Raumachsen x, y, z erfolgt nicht direkt. Die Momente werden über die geometrische Beziehung der Kräftepaare, die als Abstände der Kraftaufnehmer zueinander bekannt sind, bestimmt. b_{Fz} beschreibt den Abstand der beiden Kraftaufnehmer F_{zBb} und F_{zStb} .

$$X = F_x \quad (6.9)$$

$$Y = F_{y_v} + F_{y_h} \quad (6.10)$$

$$Z = F_{z_{Stb}} + F_{z_{Bb}} + F_{z_h} \quad (6.11)$$

$$K = -(F_{z_{Bb}} - F_{z_{Stb}}) \cdot \frac{b_{Fz}}{2} \quad (6.12)$$

$$M = -(F_{z_{Bb}} + F_{z_{Stb}} - F_{z_h}) \cdot \frac{L_y}{2} \quad (6.13)$$

$$N = -(-F_{y_v} + F_{y_h}) \cdot \frac{L_z}{2} \quad (6.14)$$

mit den Indizes **v** (vorn), **h** (hinten), **Bb** (Backbord) und **Stb** (Steuerbord).

Auslegung der Rumpfmesswaagen

Wie bereits in Kapitel C.1 beschrieben, stellt die Auslegung der Kraftmesstechnik durch die im Vergleich zu Versuchen in der Schlepprinne kleinen fluiddynamischen Lasten auf das Modell eine Herausforderung dar. Für die Auslegung der Messtechnik sind zwei Lastfälle zu betrachten:

1. Aerodynamische Lasten,
2. Masse der Außenhülle.

Im ersten Fall treten im Vergleich mit Schlepprinnenversuchen kleine Kräfte auf (siehe Anhang C.1.4). Um die Modellversuche im Windtunnel durchführen zu können, muss daher eine hohe Genauigkeit der Messung kleiner Kräfte und Kraftdifferenzen gewährleistet werden. Die Lasten aus dem zweiten Fall sind für die Auslegung ausschlaggebend, da im Gegensatz zur Schlepprinne kein entlastender hydrostatischer Auftrieb vorhanden ist.

Da bei Handling und Montage von großen Modellen wie im untersuchten Fall größere Kräfte und Momente als im eigentlichen Experiment auftreten können, müssen entsprechende Sicherheitsfaktoren bei der Auswahl der Sensorik eingeplant werden. Beide Anforderungen, die genaue Erfassung kleiner Kräfte und eine hohe Belastbarkeit, stellen bei der Auslegung der Sensorik eine große Herausforderung dar.

Die Ermittlung der aerodynamischen Lasten auf die Außenhülle für die Auslegung erfolgt mit Hilfe von numerischen Untersuchungen (siehe Kapitel 5.4). Um die Überbelastung der Sensorik zu vermeiden, werden Fälle mit den höchsten zu erwartenden Lasten (Kräfte und Momente) bei folgenden Randbedingungen betrachtet:

- Windgeschwindigkeit $U = 25$ m/s
- max. Driftwinkel $\beta = 10^\circ$
- max. Anstellwinkel $\alpha = 5^\circ$

Tab. 6.5: Bemessungskräfte für die Kraftaufnehmer

Komponente	Aerodynamik		Schwerkraft Außenhülle		F_{res} [N] Gesamt	Anzahl Kraftaufnehmer	\tilde{F}_l [N] pro Kraftaufnehmer
	F [N]	M [Nm]	F [N]	M [Nm]			
F_x [N]	25				25	1	25
F_y [N]	155				155	2	78
F_z [N]	40		472		512	3	171
M_x [Nm]		30			30	2	94
M_y [Nm]		40		23	63	3	18
M_z [Nm]		145			145	2	60

Die Massenkräfte und deren Verteilung sind aus der CAD-Konstruktion bekannt. Mit Hilfe der geometrischen Beziehung der Positionen der Kraftmessstellen zum Referenzpunkt lassen

sich die Belastungen an den einzelnen Kraftmessstellen ermitteln. Die Ergebnisse für die Bemessungskräfte \vec{F}_l der Kraftaufnehmer sind in Tab. 6.5 zusammengefasst.

Zur Berücksichtigung der Lasten beim Handling wird ein Sicherheitsfaktor von zwei für die Nennlasten der Kraftsensoren an den sechs Messstellen verwendet.

6.3.1.4 Messung der Kräfte an den Steuerflächen

Der Bauraum, der zur Unterbringung der Stellgetriebe, der Waagen und der Verkabelung im Modell zur Verfügung steht, ist insbesondere aufgrund des Antriebsstrangs eingeschränkt (Abb. 6.18). Aufgrund der beengten Platzverhältnisse werden die Ruderwaagen direkt in den Steuerflächen untergebracht.

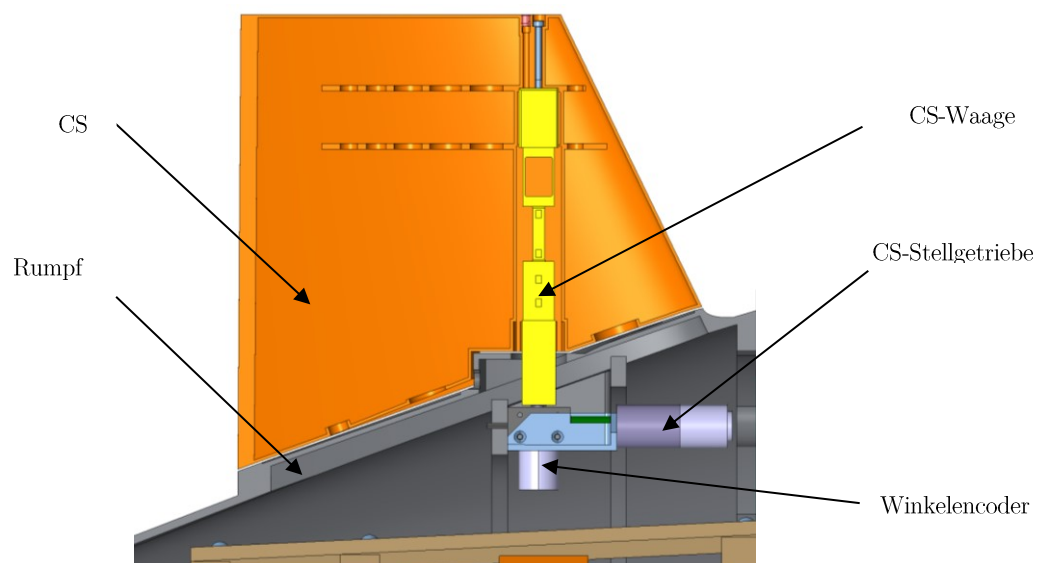


Abb. 6.15: Mechanik-Details eines Balanceruders

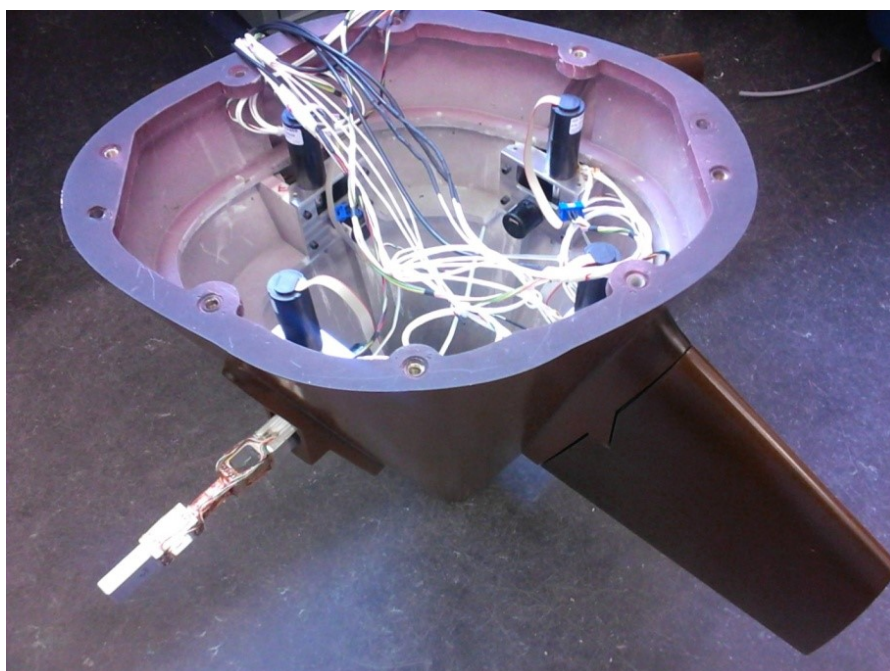


Abb. 6.16: Verkabeltes Heck des Modells mit Stellgetrieben und den Ruderwaagen

Experimentelle Untersuchungen

In Abb. 6.15 ist dies für eine der vier baugleichen CS der X-K dargestellt. Die Steuerflächen werden über ein Schneckengetriebe mit einem Winkelencoder zur Drehwinkelbestimmung entsprechend den Versuchsparametern frei verstellbar. Die Kräfte und Momente können so direkt im drehenden Achssystem der Steuerflächen gemessen werden.

Im fertig ausgerüsteten Heckteil (Abb. 6.16) sind die Stellgetriebe der Steuerflächen gut zu erkennen. Die einfache Demontierbarkeit der Steuerflächen ermöglicht die Untersuchung unterschiedlicher Rudervarianten bzw. Geometrien der Steuerflächen.

Für Klappenruder sind die Platzverhältnisse durch die Position der Verstellmechanik weiter hinten im Heck noch geringer als bei der vorherigen Konfiguration (siehe Abb. 6.17). Somit sind Ruderwaagen mit einer geringen Bauhöhe notwendig.

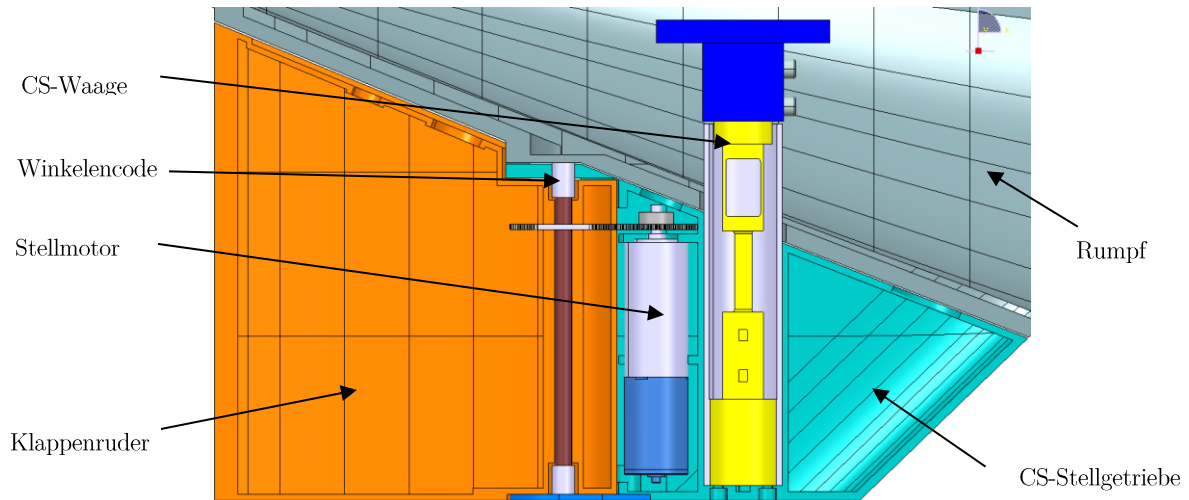


Abb. 6.17: Mechanik-Details des Klappenruders

Die Erfassung der Ruderposition erfolgt über Winkelencoder, die sich direkt auf der Drehachse befinden. Im Falle der Balanceruder erfolgt die Messung mit drehendem Ruder-KOS. Beim Klappenruder entspricht das Ruder-KOS dem Fahrzeug-KOS. Zur Ermittlung der Druckpunkte an den Steuerflächen werden fünf Komponenten gemessen (Abb. 6.9).

Auslegung der Ruderwaagen

Die Auslegung der als sogenannte „Stielwaage“ ausgeführten Rudermesswaage erfolgt nach [1] ohne den Einfluss des Rumpfs. Hierbei wurden die aerodynamischen Belastungen für Luft wie folgt ermittelt:

$$L = C_L \cdot q \cdot A_{CS} \quad (6.15)$$

$$D = C_D \cdot q \cdot A_{CS} \quad (6.16)$$

$$F_{x_{CS}} = (L \cdot \sin \alpha_{CS} - D \cdot \cos \alpha_{CS}) \quad (6.17)$$

$$F_{y_{CS}} = (L \cdot \cos \alpha_{CS} + D \cdot \sin \alpha_{CS}) \quad (6.18)$$

$$M_{x_{CS}} = F_{y_{CS}}(CP_b - z_M) \quad (6.19)$$

$$M_{z_{CS}} = F_{y_{CS}}(CP_c - x_A) \quad (6.20)$$

Experimentelle Untersuchungen

mit C_L Nach Gl. (3. 13)

C_D Nach Gl. (3. 15)

$$q = \frac{\rho}{2} \cdot U_0^2$$

$$\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$$

$$U = 20 \text{ m/s}$$

Die Daten der CS sind in Anhang A aufgeführt. Die Dimensionierung der Messstellen der Momente erfolgt anhand der Position der Druckpunkte CP_b und CP_c .

Tab. 6.6: Bemessungskräfte und -momente

Ruderkonfiguration		$F_{x_{CS}}[N]$	$F_{y_{CS}}[N]$	$M_{x_{CS}} [Nm]$	$M_{y_{CS}}[Nm]$	$M_{z_{CS}}[Nm]$
K-K	CS1 und CS2	0,6	5,1	0,04	0,02	0,01
	CS3	1,5	7,9	0,09	0,02	0,06
	CS4	0,5	3,8	0,08	0,02	0,05
X-K (CS1 bis CS4)		1,4	8,0	0,07	0,02	0,07

Neben den rein aerodynamischen Lasten sind die Eigenmassen der CS zu berücksichtigen. Dies ist umso wichtiger, wenn, wie im Fall der Klappenruder, die Stellgetriebe in den Steuerflächen untergebracht sind. Für die Auslegung wird die Masse aus den Geometriedaten im CAD ermittelt.

Für die auf das Modell wirkenden Lasten während der Montage wird bei der Waagenauslegung ein Sicherheitsfaktor von zwei berücksichtigt, um eine Beschädigung der Waagen zu verhindern. Die Messbereiche der einzelnen CS variieren um ca. 60%, wobei die in der Messung auftretenden Lasten durch den für die Montage angesetzten Sicherheitsfaktor abgedeckt sind. Um den Fertigungsaufwand gering zu halten, wurden für alle CS Ruderwaagen mit einheitlichen Kennwerten gefertigt (Tab. 6.7).

Tab. 6.7: Kenndaten der Ruderwaagen

Komponente	Aerodynamik		Schwerkraft		Handlingfaktor
	$F [N]$	$M [Nm]$	$F [N]$	$M [Nm]$	
$F_x [N]$	1,5		4		2
$F_y [N]$	8		4		
$M_x [Nm]$				0,5	
$M_y [Nm]$				0,5	
$M_z [Nm]$				0,5	
		0,07			

Antriebsstrang und Propeller

Für die Berücksichtigung des Propellereinflusses wurde die Messplattform mit einem Antriebsstrang ausgerüstet (Abb. 6.18). Dieser besteht aus einem Elektromotor (2), der Welle (3), dem Propellerdynamometer (4) sowie dem Propeller (5). Der gesamte Strang ist in einem freitragenden Käfig (1) untergebracht, der wiederum am Messträger befestigt ist. Die Befestigung am Messträger wurde notwendig, da aus Gründen der Festigkeit und der Minderung von Vibrationen der Antriebsstrang sehr massiv aufgebaut werden musste. Die

Befestigung an der gewichtsoptimierten Außenhülle wie bei den Steuerflächen wäre daher nicht sinnvoll gewesen.

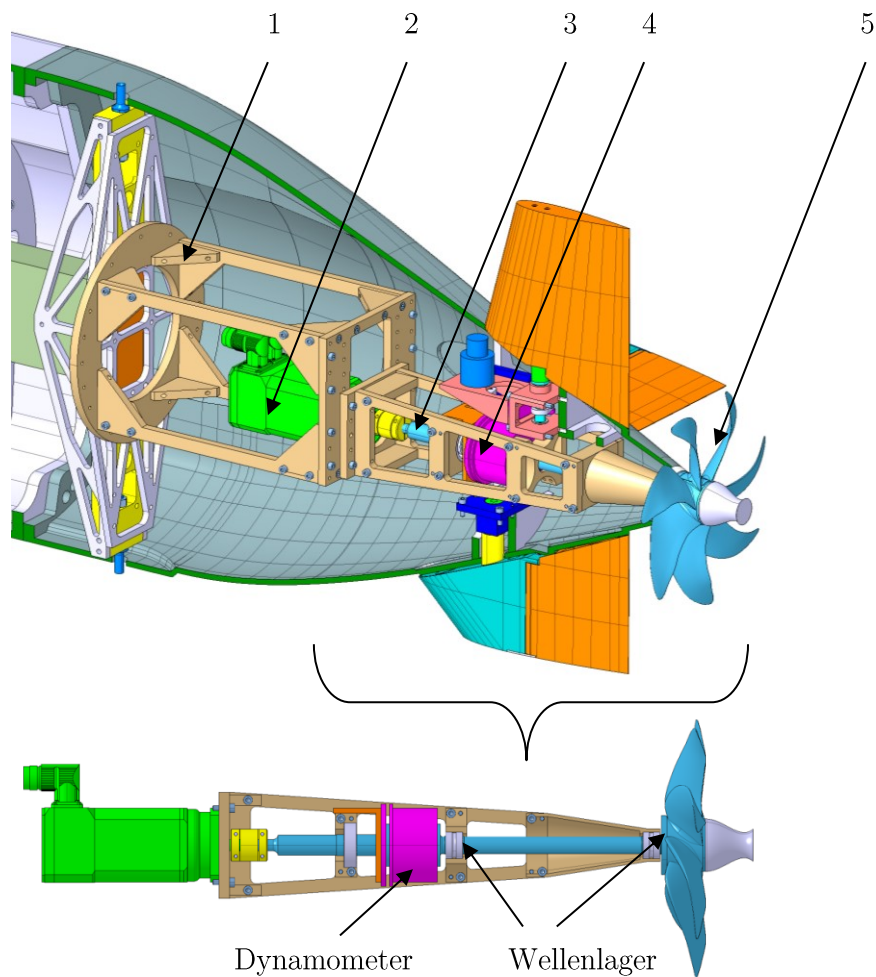


Abb. 6.18: Antriebsstrang am Modellträger mit eingebauten CS am Heck der K-K

Durch die Entkopplung des Antriebsstrangs von der Außenhülle unterscheidet sich die Schubmessung von der üblichen Anordnung in der Schlepprinne (Abb. 6.19).

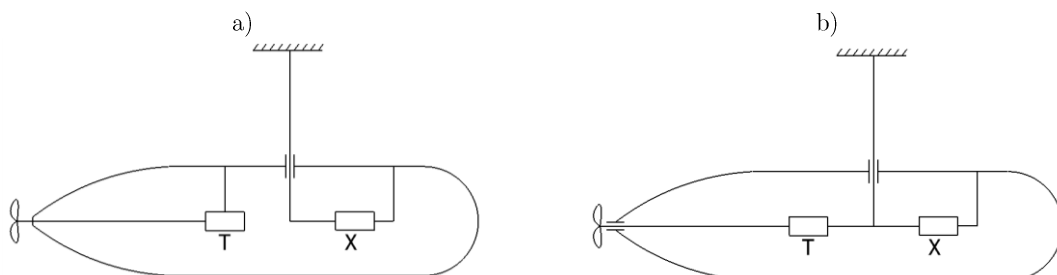


Abb. 6.19: Schematische Darstellung der Schub- und Widerstandsmessung für die Propulsionsversuche in a) der Schlepprinne und b) im Windtunnel mit Hilfe der Messplattform

Da im Windtunnel durch die Fesselung ohnehin keine "Freifahrt" möglich ist, bietet diese Anordnung neben der Vibrationsminderung den Vorteil der direkten Messung der Sogwirkung des Propellers. Der Propeller wurde in einem Stück aus einer hochfesten Aluminiumlegierung

Experimentelle Untersuchungen

(AW7075) gefräst. Auf diese Weise wird die erforderliche geometrische Genauigkeit ($\pm 0,1$ mm) garantiert.

Messung der Propellerlasten

Das in den Antriebsstrang integrierte Propellerdynamometer dient der Messung des Propellerschubs und -drehmoments. Es wurde speziell für diesen Einsatzzweck gefertigt. Das Messinstrument besteht aus zwei Messgliedern (Abb. 6.20) für Drehmoment und Schub, die hintereinander montiert werden, und einer 2-Kanal-Telemetrieinheit zur Datenübertragung und Stromversorgung.



Abb. 6.20: Messglieder des Propellerdynamometers (links) und Kennwerte (rechts)

Die ursprüngliche Idee der Integration des Messinstruments in die Propellernabe konnte aufgrund der hohen Drehzahlen und der damit verbundenen Anfälligkeit gegen Unwucht bei einseitiger Lagerung nicht weiter verfolgt werden. Des Weiteren war der Bauraum in der Propellernabe in diesem Maßstab mit 45 mm nicht ausreichend. Daher wurde die Einheit an der Antriebswelle im Fahrzeuginneren untergebracht (Abb. 6.18).

6.3.2 Steuerung und Messung

Die Steuerung des Gesamtmodells, der einzelnen CS und des Propellers entsprechend den Versuchsparametern sowie die Messung der damit verbundenen Laständerung erfolgt über einen zentralen Rechner (Abb. 6.21). Hierbei ist der zentrale Steuerrechner mit der eigenständigen Steuereinheit für die Bewegung des Modells mit Hilfe des Bewegungssimulators gekoppelt.

Die analogen Messdaten der einzelnen Funktionseinheiten (CS, Rumpf, Propeller) werden über Messverstärker in digitale Messsignale umgewandelt und im Messrechner visuell über die Programmoberfläche in LABVIEW dargestellt. Die Weiterverarbeitung der Daten erfolgt mit Matlab-Skripten.

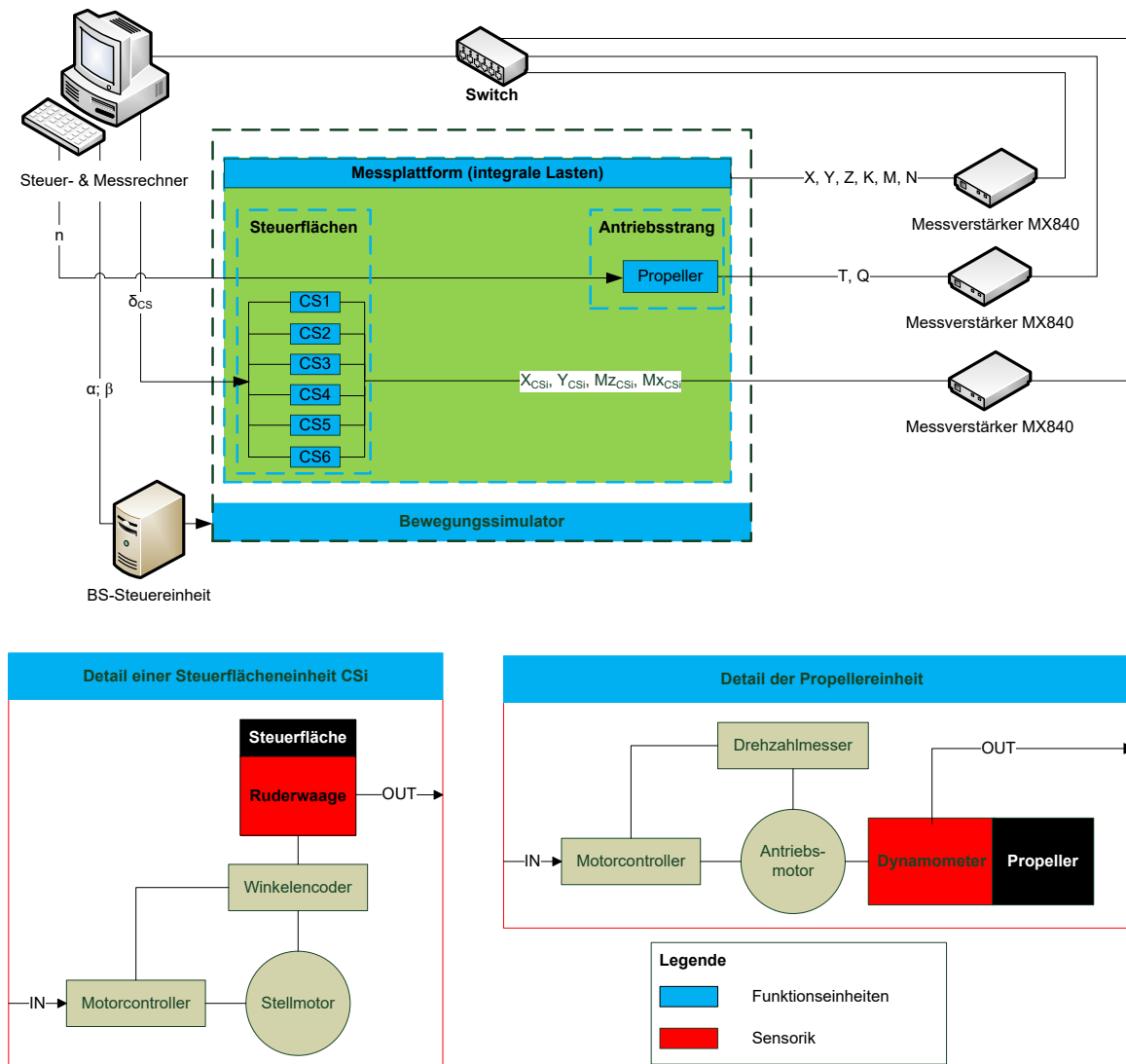


Abb. 6.21: Schematische Darstellung des Mess- und Steuerungssystems

6.3.3 Voruntersuchungen

6.3.3.1 Transition

Da die Reynolds'sche Ähnlichkeit (Anhang C.1) durch eine technisch beschränkte Windgeschwindigkeit von 20 m/s nicht eingehalten werden kann, ist der viskose Effekt des laminar-turbulenten Umschlags der Großausführung nicht geometrisch ähnlich (Kapitel C.1.1). Um dennoch verwertbare Ergebnisse aus den Versuchen zu erhalten, ist eine "Reynolds-Invarianz" (Kapitel 6.1.2.1) im vollturbulenten Bereich zu erfüllen.

Der viskose Widerstand hängt stark von der Verteilung der laminaren und turbulenten Lauflänge ab. Über die Lauflänge bis zum Umschlagpunkt lässt sich die kritische Reynoldszahl Rn_{krit} ermitteln. Für eine ebene Platte liegt diese nach [53] zwischen $0,32 \cdot 10^6$ und $3 \cdot 10^6$, wobei letzterer Wert in Fällen störungsfreier Außenströmung zutrifft. Für strömungsgünstige Körper (Abb. 6.22) liegt Rn_{krit} bei $0,5 \cdot 10^6$ [52].

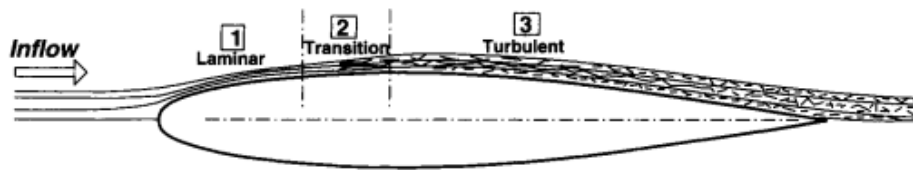


Abb. 6.22: Entwicklung der Grenzschicht [52]

Um den laminar turbulenten Umschlagpunkt an die der Großausführung entsprechende Position zu verlegen, kann mit entsprechenden Maßnahmen ein Umschlag erzwungen werden. Diese Maßnahmen können aktiv (Absaugung und Vibrationselemente) oder passiv (Turbulatorband (Abb. 6.23), Draht und kleine Erhebungen (Pins) sein [81]. Wichtig ist dabei, die turbulente Grenzschicht so weit einzustellen, dass diese nicht zu gering oder zu groß ausfällt, um die stromabwärts liegenden Regionen entsprechend der Modellähnlichkeit anzuströmen.

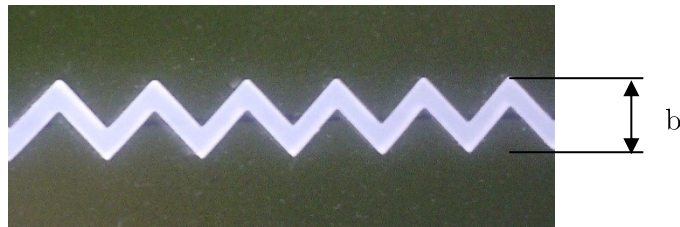


Abb. 6.23: Turbulatorband (hier Zackenband mit einer Dicke von 0,5mm, einem Zackenwinkel von 90° und einer Breite $b = 10\text{mm}$)

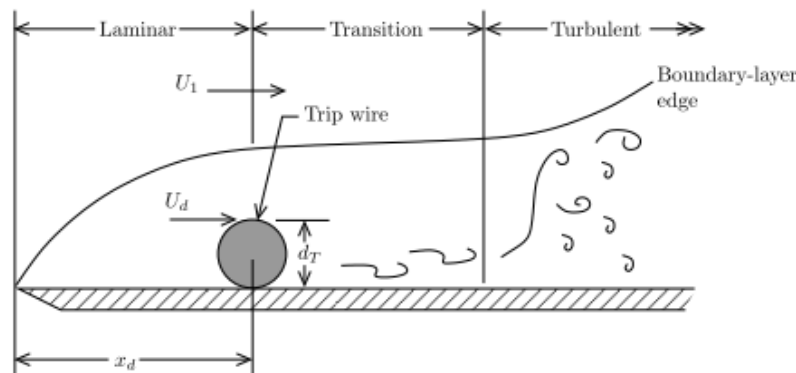


Abb. 6.24: Schema der Grenzschichtbeeinflussung [90]

Für die Untersuchungen von Unterwasserfahrzeugen im Windtunnel haben sich die passiven sogenannten Turbulatoren etabliert. Untersuchungen hierzu wurden in [91] und [90] an rotationssymmetrischen Modellen von Unterwasserfahrzeugen im Windtunnel durchgeführt. Das Anbringen der Turbulatoren erfolgt entsprechend der geometrischen Ähnlichkeit in dem Bereich, bei dem für die Großausführung die Transition stattfindet (Abb. 6.24).

Position der Turbulatoren

Für die Position der Turbulatoren wird ein Bereich zwischen $0,03 \leq X/L \leq 0,10$ von der Bugspitze für typische Ubootgeometrien angegeben [90]. Zur exakten Bestimmung der Höhe des Turbulators, in diesem Fall der Durchmesser d_T eines Drahtes, wählten [90] ein iteratives

Experimentelle Untersuchungen

Vorgehen durch Messung der Wandschubspannung mittels Preston-Tube bei Variation des Durchmessers, wobei die Position bei $X/L = 0,05$ festgelegt wurde. Es zeigt sich, dass die Turbulator-Reynoldszahl $Rn_{dT} = U \cdot d_T / \nu$ im Bereich zwischen $580 \leq Rn_{dT} \leq 900$ liegen sollte. Das hier verwendete Turbulatorband hat eine Dicke von $d_T = 0,5 \text{ mm}$ und ergibt für die Versuchsgeschwindigkeit $U = 20 \text{ m/s}$ eine $Rn_{dT} = 660$.

Da sich der Turm zum Großteil außerhalb der Rumpfgrenzschicht befindet, wird oft mit zusätzlichen Turbulatoren gearbeitet. Die Anbringung erfolgt zumeist in einem Abstand von 10% der Sehnenlänge hinter der Vorderkante des Turms, der als Flügel angesehen werden kann [81]. Für die Steuerflächen an Unterwasserfahrzeugen kommen Turbulatoren seltener zum Einsatz, da die Strömung aufgrund des Rumpfeinflusses bereits teilweise turbulent ist. So werden die vorderen Tiefenruder und der Turm nahezu ungestört angeströmt und damit laminar, die hinteren Steuerflächen hingegen liegen im Einflussbereich des Rumpfs und sind damit teils laminar, teils turbulent angeströmt [14].

Für die Modellversuche werden die Bereiche der Transition am Modell (ohne Turbulatoren) (Abb. 6.25) und in der Großausführung (Abb. 6.26a) numerisch ermittelt, um die Notwendigkeit von Turbulatoren zu prüfen. Das Kriterium ist dabei die "Turbulence Intermittency" γ . Die Bereiche teilen sich in laminar $\gamma = 0$, turbulent $\gamma = 1$ und den Transitionsbereich $0 < \gamma < 1$ auf.

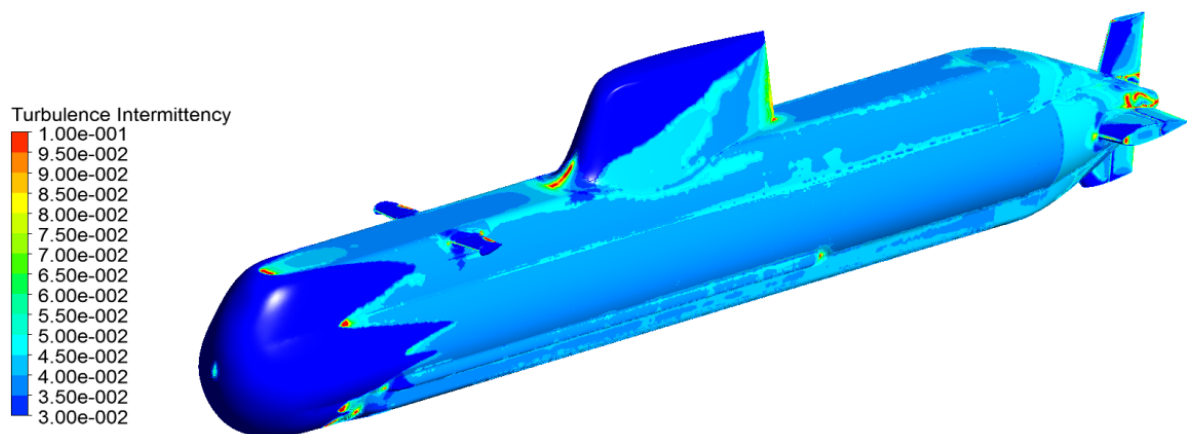


Abb. 6.25: Bereiche der natürlichen Transition am Modell ohne Turbulatoren

Aus der Berechnung wird ersichtlich, dass sowohl am Bug als auch an den Anhängen wie Turm und Ruder die Transitionsbereiche stromaufwärts verlegt werden müssen. Die Übergangsbereiche der Anhänge zum Rumpf entsprechen im Transitionsverhalten weitgehend der Großausführung.

Mit diesen Informationen wird am Modell an den Umschlagpunkten ein Turbulatorband am Bug und hinter der Turmvorderkante angebracht (Abb. 6.26b). Diese betragen für den Bug $x_{TB}/L = 0,05$ und für den Turm $x_{TT}/\bar{c}_T = 0,10$, bezogen auf die Vorderkante.

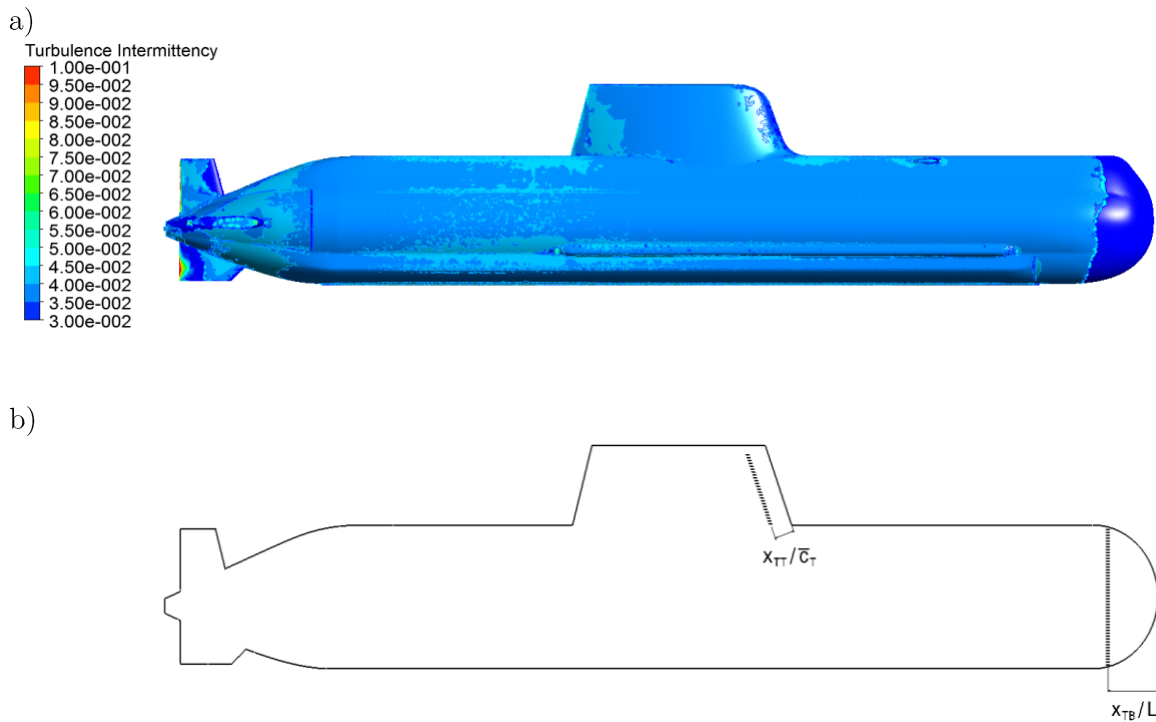


Abb. 6.26: Position der Turbulatoren am Modell im Vergleich zu den Transitionsbereichen der Großausführung

Einfluss der Reynoldszahl und der Turbulatoren im Experiment

Experimentelle Untersuchungen an Unterwasserfahrzeugen ergaben oberhalb der kritischen Reynoldszahl von $1 \cdot 10^7 < Rn_{krit} < 1,5 \cdot 10^7$ einen von der Reynoldszahl nahezu unabhängigen Widerstandsbeiwert [22], [80]. Obwohl die Modellgröße unter Berücksichtigung der Versperrung die maximal mögliche Länge aufweist, ist die maximal erreichbare Reynoldszahl im vorliegenden Fall auf $Rn_L = 7,07 \cdot 10^6$ begrenzt.

Die lokalen Reynoldszahlen, die im Windtunnel mit dem Modell bis zur maximalen Geschwindigkeit von 25m/s erreicht werden können, sind in Tab. 6.8 aufgeführt. Die für diese Parameter im Windtunnel ermittelten Widerstandsbeiwerte sind in Abb. 6.27 dargestellt. Der Einfluss der Turbulatoren liegt bei kleinen Reynoldszahlen über 10% und pegelt sich bei etwa $Rn_L = 5,6 \cdot 10^6$ auf konstante 2.5% ein.

Tab. 6.8: Lokale Reynoldszahlen

U [m/s]	Lokale Reynoldszahl			
	Rumpf	Turm	TRv	CS
15	4,24E+06	8,33E+05	2,95E+05	2,04E+05
20	5,63E+06	1,11E+06	3,93E+05	2,72E+05
25	7,07E+06	1,39E+06	4,92E+05	3,39E+05

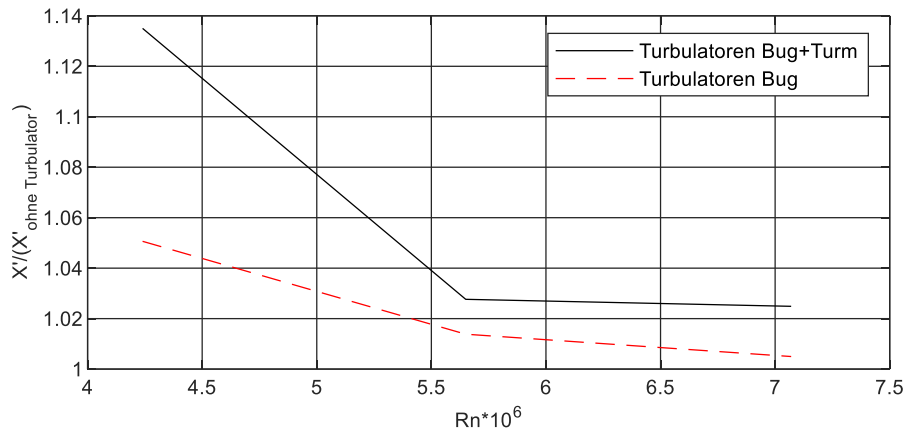


Abb. 6.27: Einfluss der Turbulatoren auf den Widerstand am Gesamtmodell in Abhängigkeit von der Reynoldszahl bei Geradeausfahrt ($\beta = 0^\circ$)

Für die Querkraft bei einem Driftwinkel $\beta = 10^\circ$ zeigt sich in Abb. 6.28 wie erwartet mit einer Differenz 0,36% ein sehr geringer Einfluss der Turbulatoren, der vernachlässigbar ist. Zudem ist der Einfluss der Reynoldszahl bei $Rn_L > 5,6 \cdot 10^6$ vernachlässigbar, was für die Untersuchung der Interferenzen wesentlich ist.

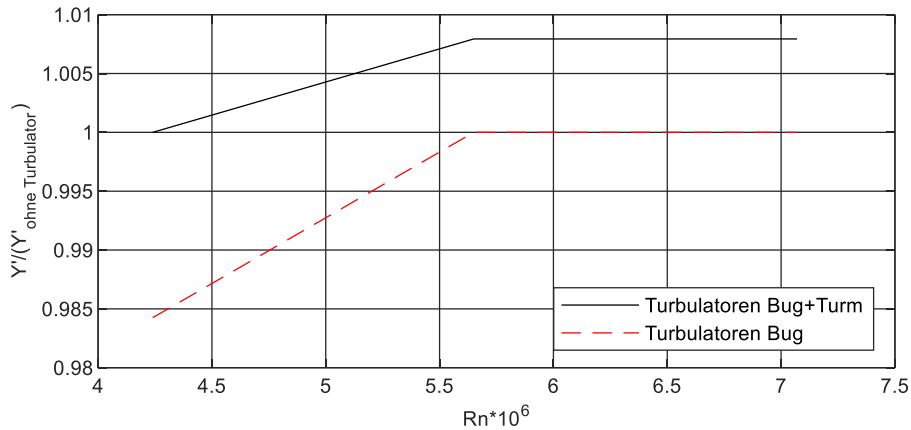


Abb. 6.28: Einfluss der Turbulatoren auf die Querkraft am Gesamtfahrzeug in Abhängigkeit von der Reynoldszahl bei $\beta = 10^\circ$

6.3.3.2 Selbstantriebspunkt

Für die Ermittlung des Selbstantriebspunkts im Modell wird eine Variation des Propulsionsverhältnisses η im Rahmen der statischen Versuche durchgeführt. Für diese Versuche wird die Propellerdrehzahl bei einer konstanten Windgeschwindigkeit entsprechend dem η variiert.

$$\eta = \frac{n_c}{n_0} = \frac{\text{aktuelle Drehzahl}}{\text{Drehzahl im Selbstantriebspunkt}}$$

bzw.

$$\frac{u}{u_0} = \frac{\text{aktuelle Geschwindigkeit}}{\text{Geschwindigkeit im Selbstantriebspunkt}}$$

(6. 21)

Die Umkehr der Propellerdrehrichtung z.B. für Rückwärtsfahrt oder ein Stoppmanöver ergibt somit negative Werte. In [8] wird die Propulsionsfunktion F'_{xp} als die Differenz von Propellerschub T und Längskraft X definiert. Durch Bilanzierung der Kräfte unter Variation

Experimentelle Untersuchungen

der Propellerdrehzahl ergibt sich F'_{xp} als Funktion von η . Mit Hilfe einer abschnittswisen Regression für drei Intervalle i lassen sich die Koeffizienten der Propulsionsfunktion nach Gl. 6.22 bestimmen (Abb. 6.29).

$$F'_{xp} = \frac{\rho}{2} L^2 U_0^2 [c'_{Ti} \eta^2 + b'_{Ti} \eta + a'_{Ti} + X(\eta)] \quad (6.22)$$

mit
$$i = \begin{cases} 1 & \eta \leq 0 \\ 2 & 0 > \eta \geq 1 \\ 3 & \eta > 1 \end{cases}$$

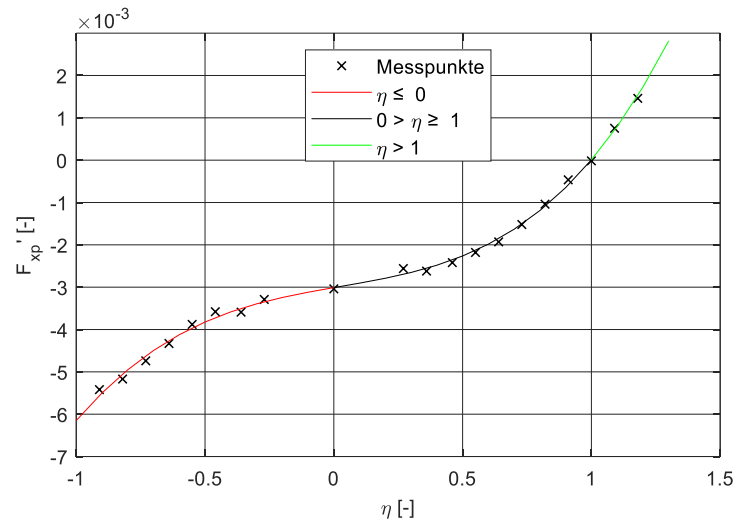


Abb. 6.29: Einfluss der η -Variation auf die Propulsionsfunktion

Die Bedingung für den Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$) bei Geradeausfahrt ist am Modell erfüllt, wenn der gemessene T dem Betrag von X unter Propellereinfluss entspricht. Der Schnittpunkt beider Kurven entspricht dem Selbstantriebspunkt [92]. Die Heck-Konfiguration spielt hierbei eine entscheidende Rolle. Im Fall der VD-K bewirkt die Vordrallwirkung der CS eine Reduktion der Propellerdrehzahl (Abb. 6.30).

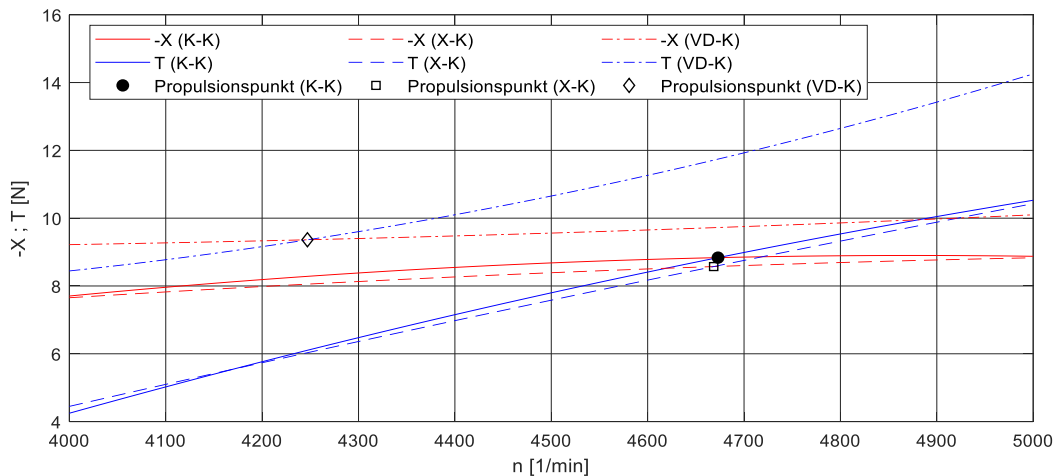


Abb. 6.30: Ermittlung der Propulsionspunkte für die drei Heck-Konfigurationen als Schnittpunkte des Propellerschubs und der Längskraft am Fahrzeug

6.3.4 Versuchsrandbedingungen für die Ermittlung der CSH-Interferenzen

Das Modell wird in drei Heck-Konfigurationen (K-K, X-K und VD-K) untersucht. Um die Einflüsse der Anhänge zu erfassen, wird das Modell schrittweise mit den Anhängen (Turm und Steuerflächen) ausgestattet ("strip-down-Methode" [3], [24], [25]).

Für jeden Ausrüstungszustand ist zusätzlich zur Messung mit Anströmung eine dazugehörige Tara-Messung ohne Anströmung (Tara) durchzuführen. Diese ermittelt den Kraftanteil, der durch die Gravitation bei Lageänderungen verursacht wird.

Zusätzlich werden bei montierten Rudern die Ruderwinkel verändert. Die Versuche finden ohne und mit Propeller statt, um den Einfluss auf die Gesamtkräfte und die Einzelkräfte an den hinteren CS zu ermitteln. Die Bezeichnung der einzelnen Konfigurationen entspricht jenen in Abb. 4.4.

Durch die Einhaltung der kinematischen Ähnlichkeit (gleiche Fortschrittsziffer J) (Kapitel C.1.2) ist die Windgeschwindigkeit neben der Versperrung von der Propellerdrehzahl beschränkt. Die Machzahl an den Flügelspitzen des Propellers Ma_{PT} sollte $< 0,2$ sein, um Kompressibilitätseffekte und damit den Fehler unter 1% zu halten [56]. Mit den Daten des Propellers ergibt sich eine maximale Drehzahl von 5100 min^{-1} .

Da die kinematische Ähnlichkeit einzuhalten ist, wird die Anströmgeschwindigkeit ebenso auf unter 25 m/s begrenzt. In Tab. 6.9 sind die Kennwerte der Modellversuche an den Selbstantriebspunkten aufgeführt. Zusätzlich sollte nach ITTC [93] die lokale Reynoldszahl am Propeller $Rn_{0,7R} \geq 3 \cdot 10^5$ bei $0,7R$ betragen, was bei den Versuchen jedoch nicht eingehalten werden kann.

Tab. 6.9: Kennzahlen zur kinematischen Ähnlichkeit am Propeller bei $\lambda = 15$

U_G [kn]	n_G [min^{-1}]	U_M [m/s]	n_M [min^{-1}]	$Rn_{0,7R}$ [-]	Rn_{PT} [-]	Ma_{PT} [-]
10	80	20	4686 (K-K)	1,37E+05	9,00E+05	0,18
			4682 (X-K)			
			4250 (VD-K)			

Die Parameter der Einzelversuche sind in Tab. 6.10 zusammengefasst. Die Bedingung für vollturbulente Strömung gilt für $Rn > 3 \cdot 10^6$, was für den Rumpf ab $U_M = 15 \text{ m/s}$ erfüllt ist. Die Anhänge wie Turm und Steuerflächen liegen unterhalb dieser Grenze, was entsprechende Maßnahmen notwendig macht (siehe Kapitel 6.3.3.1).

Experimentelle Untersuchungen

Tab. 6.10: Parameterbereiche der Messreihen

	Bemerkung	v_{Wind} [m/s]	η	Verstellung Steuerflächen [°]		Winkel der Schräganströmung des Fahrzeugs [°]
				δ_R	δ_S	β
A	TARA-Messung	/	/			-10...1°...10
B	η -Variation	20	-1; -0,5; 0; 0,5; 0,75; 1; 1,25	-30...1°...30	-30...1°...30	
	CS-Verstellung (δ_{CS})					
	Schräganströmung (β)			/		
D	Kombination $\beta + \delta_{CS}$			-10...1°...10	/	-10...1°...10

Als Kriterium für den maximalen Anstellwinkel der CS wurde die Kollision mit dem Rumpf festgelegt. Somit beträgt der maximale CS-Stellwinkel $\delta_{CS\ max} = 30^\circ$.

6.3.5 Datenaufbereitung

Die Messungen der Kräfte an Rumpf und Rudern erfolgen im Koordinatensystem des Rumpfs bzw. der jeweiligen Steuerfläche (siehe Abschnitt 4.3.1). Für die Aufbereitung der Daten sind Korrekturen für lageabhängige Lasten (Tara-Korrektur) sowie Koordinatentransformationen aufgrund der Bewegungen des Rumpfs und verschiedener Ruderfunktionen erforderlich.

6.3.5.1 Anteile der Steuerflächen an den strömungsmechanischen Lasten des Gesamtfahrzeugs

Die Ruderkräftmessung erfolgt in den Koordinatensystemen der Ruder. Zur Bestimmung der Anteile der Ruderlasten an den Gesamtkräften ist es notwendig, die Kräfte ins Fahrzeug-KOS zu transformieren. Dies erfolgt über eine Koordinatentransformation, die für die Längskomponente X_{CS} unabhängig von der Heckkonfiguration und für die Querkräfte Y_{CS} bzw. Z_{CS} je nach Heckkonfiguration unterschiedlich ausfällt. Die Aufteilung in Steuerflächen am Heck (TP) und am Bug (BP) (*sind nur der Vollständigkeit halber mit aufgeführt, werden im weiteren Verlauf dieser Arbeit nicht weiter berücksichtigt*) ist hier zur separaten Bewertung hinsichtlich ihres Einflusses sinnvoll.

Tab. 6.11: Indizes der CS für die Transformation

k	K-K	X-K / VD-K
1	TR_Stb	CS_Stb_o
2	TR_Bb	CS_Bb_o
3	SR_o	CS_Stb_u
4	SR_u	CS_Bb_u
5	TR_v_Stb	
6	TR_v_Bb	

$$X_{CS} = X_{TP} + X_{BP} \quad (6. 23)$$

mit

$$X_{TP} = - \sum_{k=1}^4 Fy_{CSk} \cdot \sin \delta_{CS} + Fx_{CSk} \cdot \cos \delta_{CS}$$

$$X_{BP} = - \sum_{k=5}^6 Fy_{CSk} \cdot \sin \delta_{BP} + Fx_{CSk} \cdot \cos \delta_{BP}$$

$$Z_{BP} = (Fy_{CS5} + Fy_{CS6}) \cos \delta_{BP} - (Fx_{CS5} + Fx_{CS6}) \sin \delta_{BP} \quad (6. 24)$$

Für die K-K gilt folgender Zusammenhang:

$$Y_{CS} = (Fy_{CS3} + Fy_{CS4}) \cos \delta_{CS} - (Fx_{CS3} + Fx_{CS4}) \sin \delta_{CS} \quad (6. 25)$$

$$Z_{CS} = Z_{TP} + Z_{BP} \quad (6. 26)$$

mit

$$Z_{TP} = (Fy_{CS1} + Fy_{CS2}) \cos \delta_S - (Fx_{CS1} + Fx_{CS2}) \sin \delta_{CS}$$

Für die X-K sind entsprechend der Lage der Ruder zur Vertikalachse die Winkel α_1 und α_2 gemäß Anhang A.1 zu berücksichtigen. Somit ist eine Koordinatentransformation als Drehung um die Fahrzeuglängsachse in Kombination mit der Drehung um die jeweiligen Ruderachsen δ_{CS} für die Umrechnung der Kräfte aus den drehenden CS-KOS ins fahrzeugfeste KOS notwendig.

$$Y_{TP} = \sum_{k=1}^4 Y_{CSk} \quad (6. 27)$$

mit

$$Y_{CS1} = -\cos \alpha_1 \cdot (Fy_{CS1} \cdot \cos \delta_{CS1} - Fx_{CS1} \cdot \sin \delta_{CS1})$$

$$Y_{CS2} = \cos \alpha_1 \cdot (Fy_{CS2} \cdot \cos \delta_{CS1} - Fx_{CS2} \cdot \sin \delta_{CS2})$$

$$Y_{CS3} = -\cos \alpha_2 \cdot (Fy_{CS3} \cdot \cos \delta_{CS3} - Fx_{CS3} \cdot \sin \delta_{CS3})$$

$$Y_{CS4} = \cos \alpha_2 \cdot (Fy_{CS4} \cdot \cos \delta_{CS4} - Fx_{CS4} \cdot \sin \delta_{CS4})$$

$$Z_{TP} = \sum_{k=1}^4 Z_{CSk} \quad (6. 28)$$

mit

$$Z_{CS1} = -\sin \alpha_1 \cdot (Fy_{CS1} \cdot \cos \delta_{CS1} - Fx_{CS1} \cdot \sin \delta_{CS1})$$

$$Z_{CS2} = -\sin \alpha_1 \cdot (Fy_{CS2} \cdot \cos \delta_{CS2} - Fx_{CS2} \cdot \sin \delta_{CS2})$$

$$Z_{CS3} = -\sin \alpha_2 \cdot (Fy_{CS3} \cdot \cos \delta_{CS3} - Fx_{CS3} \cdot \sin \delta_{CS3})$$

$$Z_{CS4} = -\sin \alpha_2 \cdot (Fy_{CS4} \cdot \cos \delta_{CS4} - Fx_{CS4} \cdot \sin \delta_{CS4})$$

Hierbei gilt bei Verwendung der gleichen Stellwinkel δ_{CSk} (mit $k = 1, 2, 3, 4$) für alle CS die Konvention der Steuerfunktionen δ_R bzw. δ_S (siehe Kapitel 2.1.2).

Für die Ermittlung der Beiträge der Steuerflächen an den Rumpfmomenten wird der Abstand des Ruderkoordinatensystems x_{CS} zum Referenzpunkt C des Gesamtmodells ermittelt. Die Positionen der Messstellen entsprechen längs der Fahrzeugachse den Positionen der Drehachsen (siehe Anhang A.1). In Spannweitenrichtung bezeichnet l_M die Position der

Experimentelle Untersuchungen

Momentenmessstellen für $M_{x_{CS}}$ bzgl. C. Die Hebelanteile für den Kraftangriffspunkt der Querkraft (Druckpunkt), in Profilrichtung Δ_c und in Spannweitenrichtung Δ_b , lassen sich über die Quotienten der Momente um die Momentenmessstelle der jeweiligen Rudermesswaage und der gemessenen Querkraft ermitteln.

$$\Delta_{bk} = \frac{M_{x_{CS}}}{F_{y_{CS}}} \quad (6.29)$$

mit $F_{y_{CS}}$ = Querkraft im lokalen Ruder-KOS
 $M_{x_{CS}}$ = Moment um die x-Achse der Ruderwaagen

sowie

$$\Delta_{ck} = \frac{M_{z_{CS}}}{F_{y_{CS}}} \quad (6.30)$$

mit $F_{y_{CS}}$ = Querkraft im lokalen Ruder-KOS
 $M_{z_{CS}}$ = Schaftmoment um die Waagendrehachse

Aus der Lage der Druckpunkte ergeben sich mit Hilfe der geometrischen Beziehungen der Ruder zum Referenzpunkt C die resultierenden Hebel der Steuerflächen im Fahrzeug-KOS als Funktion des Stellwinkels δ_{CS} . Somit ergeben sich die allgemeingültigen Beziehungen:

$$\begin{aligned} x_{CSk} &= x_{CSk} + \Delta_{ck} \cdot \cos \delta_{CS} & (k=1, 2, 3, 4) \\ &= x_{CSk} - \Delta_{ck} \cdot \cos \delta_{CS} & (k=5, 6) \end{aligned} \quad (6.31)$$

$$y_{CSk} = l_{Mk} + \Delta_{bk} \quad (k=5, 6) \quad (6.32)$$

Für die Spezialfälle der K-K:

$$y_{CSk} = l_{Mk} + \Delta_{bk} \quad (k=1, 2) \quad (6.33)$$

$$\begin{aligned} z_{CSk} &= l_{Mk} & (k=1, 2) \\ &= l_{Mk} + \Delta_{bk} & (k=3, 4) \end{aligned} \quad (6.34)$$

und für die XK bzw. V-DK:

$$\begin{aligned} y_{CSk} &= (l_{Mk} + \Delta_{sk}) \sin \alpha_1 & (k=1, 2) \\ &= (l_{Mk} + \Delta_{sk}) \sin \alpha_2 & (k=3, 4) \end{aligned} \quad (6.35)$$

$$\begin{aligned} z_{CSk} &= (l_{Mk} + \Delta_{sk}) \cos \alpha_1 & (k=1, 2) \\ &= (l_{Mk} + \Delta_{sk}) \cos \alpha_2 & (k=3, 4) \end{aligned} \quad (6.36)$$

Daraus folgt der Anteil der CS an den strömungsmechanischen Momenten des Gesamtfahrzeugs (K_{TP} , M_{TP} , N_{TP} , K_{BP} , M_{BP}) allgemein:

$$K_{BP} = -y_{CS5} \cdot Z_{CS5} + y_{CS6} \cdot Z_{CS6} \quad (6.37)$$

$$M_{BP} = \sum_{k=5}^6 -z_{CSk} \cdot X_{CSk} \quad (6.38)$$

$$N_{BP} = -y_{CS5} \cdot X_{CS5} + y_{CS6} \cdot X_{CS6} \quad (6.39)$$

Für die Summe aller Steuerflächen am Heck ergibt sich für die K-K:

$$K_{TP} = y_{CS1} \cdot Z_{CS1} - y_{CS2} \cdot Z_{CS2} - z_{CS3} \cdot Y_{CS3} + z_{CS4} \cdot Y_{CS4} \quad (6.40)$$

$$M_{TP} = \sum_{k=1}^4 -x_{CSk} \cdot Z_{CSk} + z_{CSk} \cdot X_{CSk} \quad (6.41)$$

$$N_{TP} = -(x_{CS3} \cdot Y_{CS3} + x_{CS4} \cdot Y_{CS4}) - (y_{CS1} \cdot X_{CS1} + y_{CS2} \cdot X_{CS2}) \quad (6.42)$$

und für die X-K bzw. VD-K:

$$K_{TP} = \sum_{k=1}^4 -z_{CSk} \cdot Y_{CSk} + y_{CSk} \cdot Z_{CSk} \quad (6.43)$$

$$M_{TP} = \sum_{k=1}^4 -x_{CSk} \cdot Z_{CSk} + z_{CSk} \cdot X_{CSk} \quad (6.44)$$

$$N_{TP} = \sum_{k=1}^4 x_{CSk} \cdot Y_{CSk} - y_{CSk} \cdot X_{CSk} \quad (6.45)$$

Die Überführung der Messergebnisse in die dimensionslose Form erfolgt wie in Kapitel 2.1 beschrieben. Da sich diese Arbeit auf die CSH-Interferenzen der Steuerflächen am Heck beschränkt, werden die vorderen CS nicht weiter betrachtet. Aus diesem Grund wird im weiteren Verlauf der Arbeit der Index CS für die Steuerflächen am Heck statt des bisher verwendeten Index TP verwendet.

6.3.5.2 Einfluss der Tara-Korrektur

Als Tara-Messung werden im Folgenden die Messreihen bezeichnet, welche vor Beginn der Messungen unter Windeinfluss durchgeführt werden. Da im Gegensatz zu Versuchen in der Schlepprinne die strömungsmechanischen Kräfte aufgrund der geringeren Fluidichte klein sind, spielen Massenträgheits- und Gravitationseffekte im Windtunnel eine große Rolle. Die Verlagerung des Massenmittelpunkts beim Anstellen des Rumpfs sowie an den Rudern durch Variation des Ruderwinkels spiegelt sich den gemessenen Kräften wider. Um die aerodynamischen Kräfte nicht zu verfälschen, müssen diese um die Tara-Lasten bereinigt werden.

Gravitationseinfluss bei Verstellung des Gesamtmodells

Der Einfluss der Tara-Messungen auf die gemessenen Rumpfkkräfte bei Verstellung des Rumpfs in der Horizontalebene (Abb. 6.31) ist die Folge der Positioniergenauigkeiten des Bewegungssimulators. Für die einzelnen Kraftkomponenten fällt der Einfluss sehr unterschiedlich aus. Während der Tara-Anteil in der Längskraft X etwa 17% beträgt, entspricht er für Y ca. 1,6% und für Z ca. 6%.

Experimentelle Untersuchungen

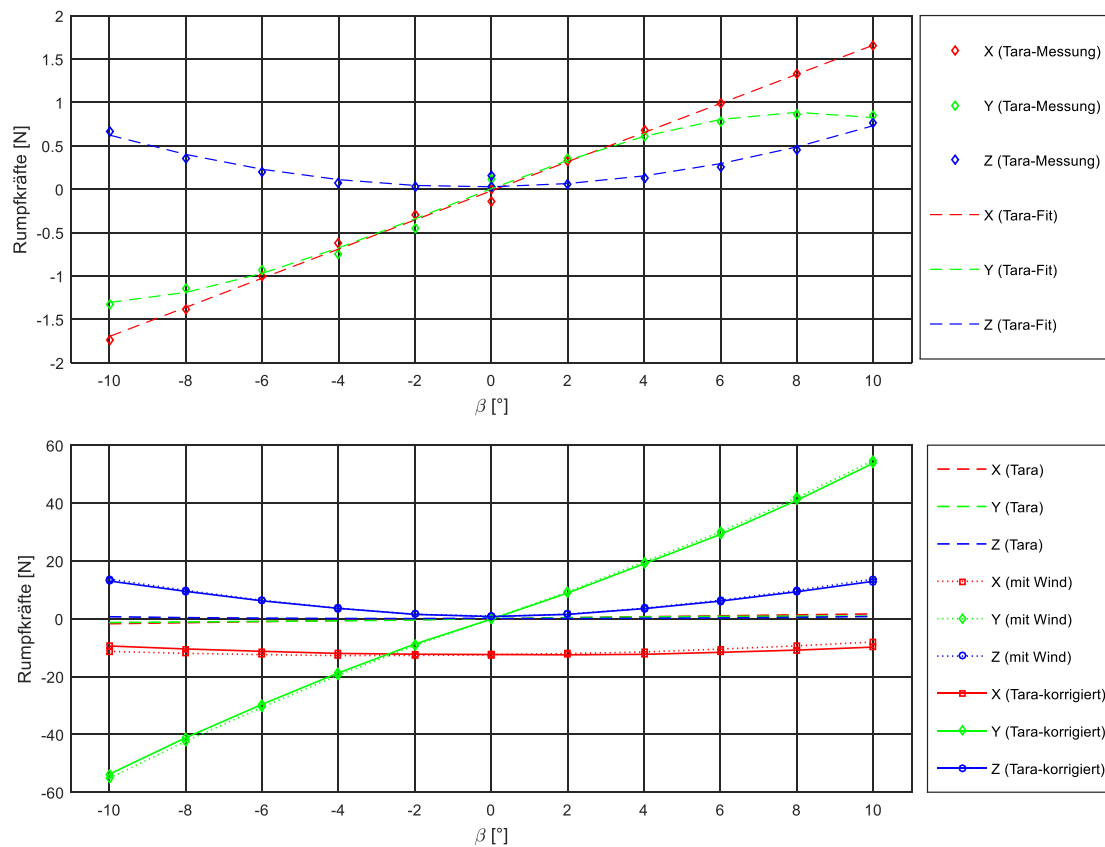


Abb. 6.31: Tara-Messung (oben) und Anteil der Tara-Messung an den Rumpfkraften bei Anstellung des Rumpfs (unten)

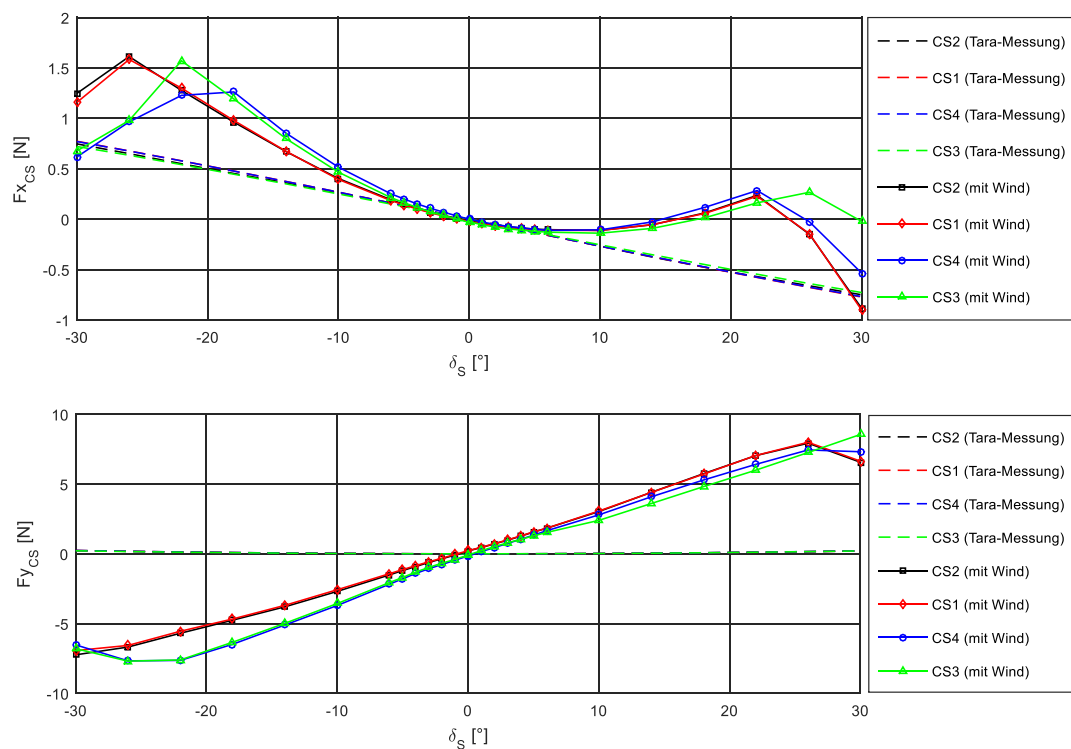


Abb. 6.32: Anteil der Tara-Messung an den Kräften der hinteren Steuerflächen für die Tiefenruderfunktion für die X-K an der Längskraft (oben) und an der Querkraft (unten)

Gravitationseinfluss bei Verstellung der Steuerflächen

Der Tara-Anteil an den gemessenen Kräften an den Steuerflächen Abb. 6.32 fällt ebenfalls sehr unterschiedlich aus. In der Längskomponente $F_{x_{CS}}$ beträgt der Anteil ca. 43%, dies ist eine direkte Folge des verlagerten Massenmittelpunkts (Gravitationseffekt). Der Einfluss auf die Querkomponente $F_{y_{CS}}$ fällt mit ca. 1,5% wesentlich geringer aus.

Diese Beispiele machen deutlich, wie wichtig die korrekte Tara-Bereinigung der Messdaten für Versuche im Windtunnel ist.

6.4 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden zunächst die Grundlagen experimenteller Modellversuche erläutert und ein Überblick über die Versuchstechnik gegeben. Anschließend wurden die konkreten Fälle der hier untersuchten isolierten CS sowie des komplexen Fahrzeugs (CV) beschrieben. Der Fokus lag dabei auf der Entwicklung der Messplattform für die Untersuchung am komplexen Fahrzeug.

7 Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse für die im Kapitel 5.2 beschriebene isolierte CS sowie die im Kapitel 5.3 beschriebene SV-Geometrie vorgestellt und analysiert.

Für die SV-Geometrie wird die CSH-Interferenz in Abhängigkeit vom Winkel des Heckkonus und der Reynoldszahl behandelt. Numerische Untersuchungen sind zur Differenzenbewertung auch ohne Validierung durch experimentelle Untersuchungen sehr gut geeignet, in diesem Fall zur Herleitung mathematischer Zusammenhänge für die CSH-Interferenz. Die gewonnenen Erkenntnisse fließen im Anschluss in Korrekturfunktionen für die Prognosemethoden zur Bestimmung der Interferenzfaktoren für kleine Winkel nach Dempsey und Pitts-Nielsen ein.

7.1 Ergebnisse für die isolierte CS

Für Aussagen zur Kraftwirkung der CS, z.B. für die Manövriersimulation, sind die integralen Kennwerte, Auftrieb und Widerstand, zur Bestimmung der Querkräfte im Fahrzeug-KOS ausschlaggebend (Abb. 7.1a). In diesem Fall werden die integralen Kennwerte aus Experiment (EFD) und numerischer Simulation (CFD) genutzt, um die Auswirkungen geometrischer Abweichungen von der realen CS-Geometrie zu bewerten.

Durch Approximation der Auftriebsbeiwerte für den Bereich $0^\circ \geq \alpha_{CS} \geq 8^\circ$ mit dem quadratischen Ansatz nach Gl. 3.10 ergeben sich die Anfangsgradienten des Auftriebs CL_α . Diese liegen bei allen untersuchten Geometrievarianten unterhalb der Prognose (CSB = -1,3%, CSU = -8,5%, CSU+S = -7,7%). Die größte Abweichung beim Experiment beträgt -23,4%; der Grund hierfür ist in den sehr geringen Kräften ($<0,1N$) und dem damit verbundenen Messfehler bei kleinen Winkeln zu suchen.

Aus der Lage der Druckpunkte bzw. deren Änderung bei Variation der Strömungsverhältnisse lassen sich Rückschlüsse auf das effektive Seitenverhältnis a_{CS} ableiten. Die unterschiedliche Form der Lateralfäche beeinflusst die Lage des Druckpunkts sowohl in Spannweitenrichtung CP_b als auch in Richtung der mittleren Profillehne CP_c . Die Lage des Druckpunktes ergibt sich wie folgt aus dem Moment um die Ruderachse Mz_{CS} , dem Moment um die CS-Wurzel Mx_{CS} und der Querkraft Y_{CS} im CS-KOS.

$$CP_c = \frac{Mz_{CS}/Y_{CS}}{\bar{c}} \quad (7.1)$$

$$CP_b = \frac{Mx_{CS}/Y_{CS}}{b_{CS}} \quad (7.2)$$

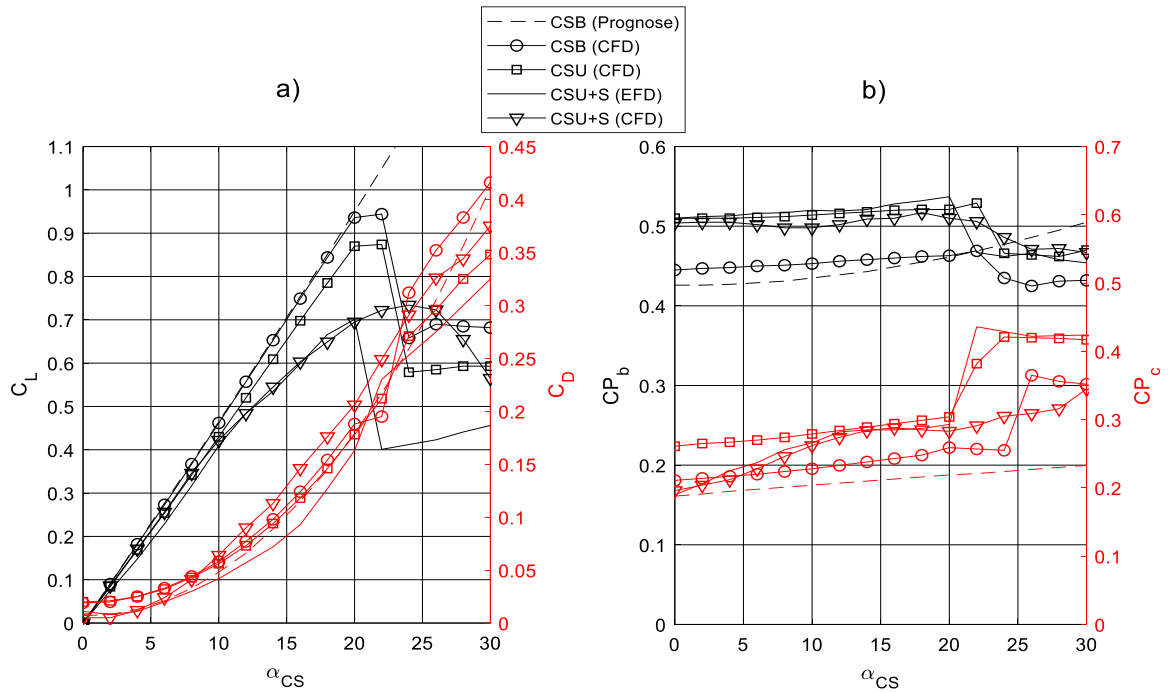


Abb. 7.1: Experimentell und numerisch ermittelte Werte für a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]

Der direkte Vergleich von CSB mit der Prognose nach [1] zeigt eine gute Übereinstimmung bis zu dem Bereich, in dem Ablösung auftritt ($\alpha_{CS} = 20^\circ$) und an den sich der Abrisspunkt bei $\alpha_{CS\,stall} = 22^\circ$ anschließt. Der Druckpunkt bzgl. der Spannweite CP_b liegt bei kleinen Winkeln ca. 5% höher, und dessen Änderung $\Delta CP_b(\alpha_{CS})$ fällt für CSB gegenüber der Prognose geringer aus (Abb. 7.1b). Im Bereich des maximalen Auftriebs stimmen beide Werte sehr gut überein.

Für die Variante CSU (U=Unterbau) ergeben sich geringere Auftriebsbeiwerte. Während die Druckverteilung beider Varianten ähnlich ist, führt die unterschiedliche Flächenverteilung zu Differenzen (Abb. 7.2). CP_b liegt 19,6% höher als die Prognose, und die Änderung $\Delta CP_b(\alpha_{CS})$ entspricht CSB.

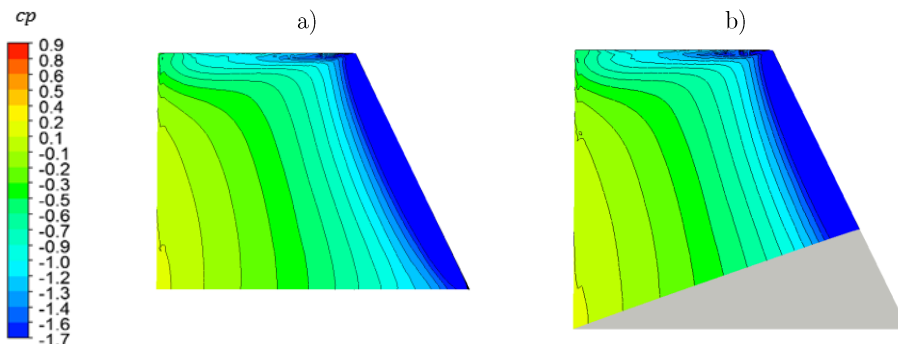


Abb. 7.2: Vergleich der saugseitigen Druckverteilung für a) CSB und b) CSU mit Unterbau für $\alpha_{CS} = 20^\circ$

Zur besseren Bewertung der numerisch ermittelten Werte hinsichtlich des Geometrieinflusses ist es sinnvoll, die komplexe dreidimensionale Druckverteilung auf eine zweidimensionale Darstellung mit der Querkraftverteilung $Fy'_{CS\,lokal}$ im CS-KOS zu reduzieren (Abb. 7.3).

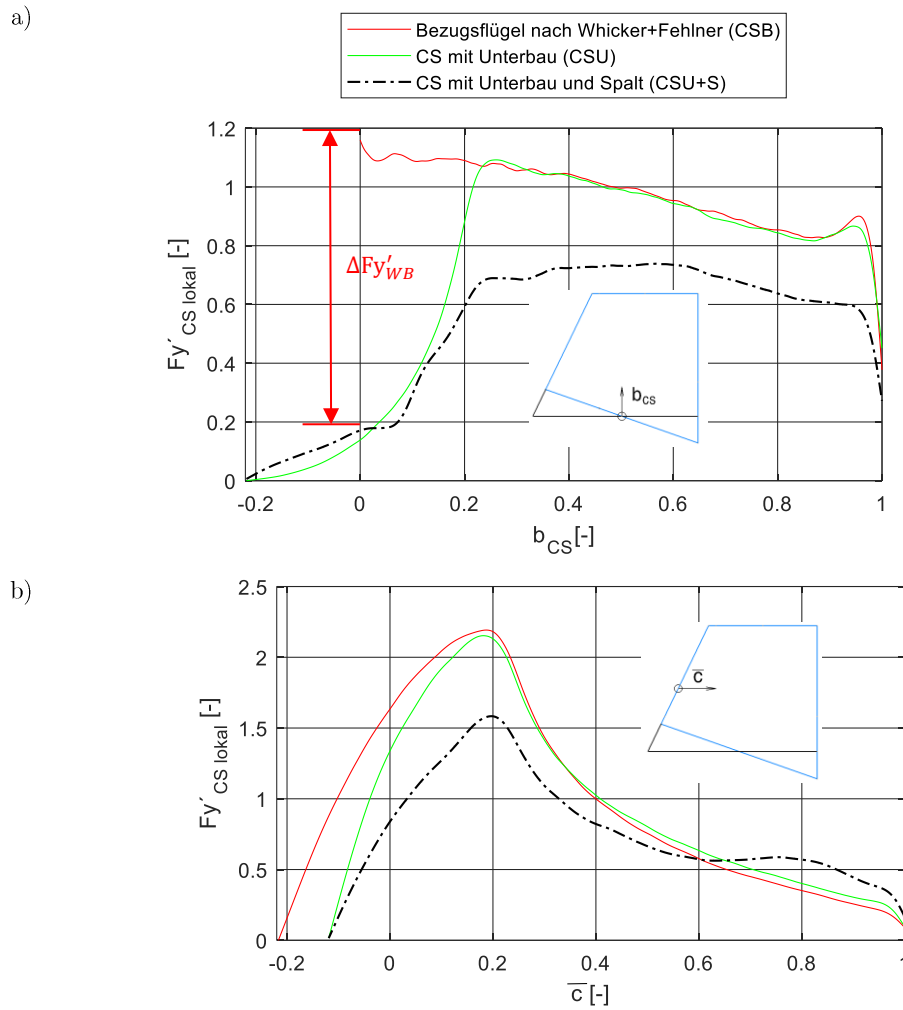


Abb. 7.3: Vergleich der Querkraftverteilung für die drei CS-Varianten bei $\alpha_{CS} = 20^\circ$,
a) in Spannweitenrichtung und b) in Profilrichtung

Hierfür werden die Druckverteilung und die daraus resultierende Kraftverteilung über die Spannweite und die Profillänge ermittelt. Für die Querkraftverteilung in Richtung der Spannweite wird der lokale Druckkoeffizient cp_{lok} auf einer konstanten Spannweite über den Profilumfang integriert. Mit der gleichen Vorgehensweise in Profilrichtung ergibt sich die zweidimensionale Lastverteilung an der CS. Der Bezugspunkt in Richtung der Spannweite entspricht dem Wurzelpunkt des CSB, damit fallen auch die Koordinaten der Flügelspitze zusammen. Gleiches gilt für den Bezugspunkt an der Zuströmkannte in Profilrichtung, mit dem die Koordinate der Abströmkannte identisch ist. Dies ist möglich, da die mittlere Spannweite b_{CS} bzw. die Werte für \bar{c} für beide Varianten identisch sind.

Für CSB und CSU zeigt sich eine nahezu übereinstimmende Verteilung für $b_{CS} > 0,2$ und $\bar{c} > 0,2$. Im Vergleich zur vereinfacht angenommenen elliptischen Auftriebsverteilung fällt die in den oberen 10% der CS vorhandene Zunahme des Auftriebs auf. Dies ist auf den Spitzenwirbel zurückzuführen, der einen lokalen Auftrieb induziert. In der Druckverteilung ist dies als schmales Unterdruckgebiet ebenfalls gut erkennbar. Diese Beobachtung entspricht [94] für CS mit kleinem Seitenverhältnis.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

In Richtung der Spannweite (Abb. 7.3a) ist die deutliche Differenz $\Delta Fy'_{WB}$ der lokalen Querkraft im Wurzelbereich der beiden Varianten zu erkennen, was auf die abweichenden lokalen Flächenverhältnisse im Vergleich zum CSB zurückzuführen ist. Da der Großteil der Gesamtquerkraft aus dem vorderen Drittel hervorgeht, wirkt der fehlende Flächenbereich als auftriebsmindernd für $C_{L\alpha}$. In Profilrichtung (Abb. 7.3b) wirkt sich die Flächendifferenz nur im vorderen Drittel für CSU als geminderte Querkraft aus. In den hinteren 3/4 wirkt die zusätzliche Fläche in Form der vergleichswisen geringen Erhöhung (ca. 10%).

Die Position der Druckpunkte wird dadurch ebenfalls beeinflusst (Abb. 7.1b). Bezüglich CSB verlagern sich bei CSU der CP_c um 4,5% in Richtung Abströmkante und CP_b um 5,8% in Richtung CS-Spitze.

Spalteinfluss

In der Literatur wird allgemein der Fall eines Spalts parallel zur Strömung betrachtet (Kapitel 3.3.2.1). Im Gegensatz dazu wird hier mit den Varianten CSU und CSU+S der Fall behandelt, bei dem der CS-Wurzelbereich dem Heckkonus angepasst ist.

In der untersuchten Variante führt der Einfluss des Spalts ab einem Anströmwinkel $\alpha_{CS} \geq 15^\circ$ zu einer deutlichen Reduktion des Auftriebsbeiwertes C_L .

In Abb. 7.3 verringert sich $Fy'_{CS\ lokal}$ in Spannweitenrichtung im Mittel um ca. 20%. Diese Reduktion ist in Profilrichtung ebenfalls sichtbar, jedoch vergrößert sich $Fy'_{CS\ lokal}$ auf den hinteren 30% im Mittel um 35%.

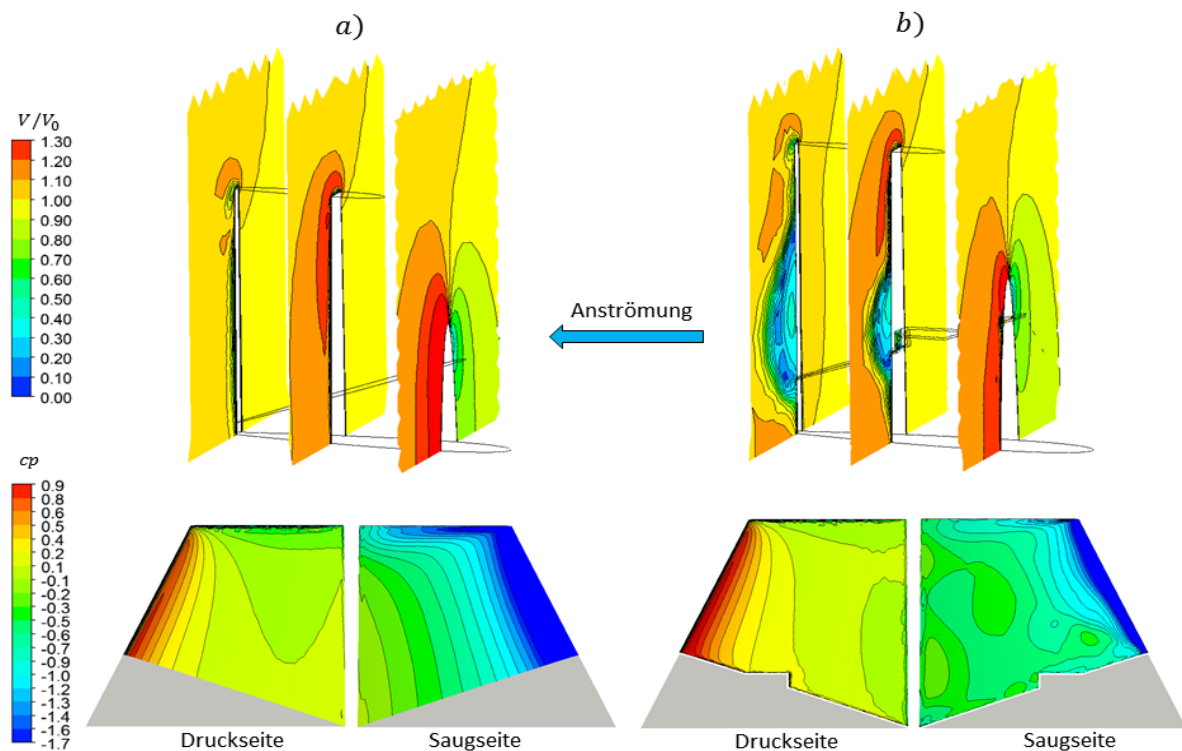


Abb. 7.4: Vergleich der Geschwindigkeits- und der Druckverteilung bei $\alpha_{CS} = 20^\circ$ für die isolierte CS mit Unterbau a) ohne Spalteinfluss (CSU) und b) mit Spalteinfluss (CSU+S)

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Betrachtet man das Geschwindigkeitsfeld (Abb. 7.4) an drei Vertikalschnitten, lässt sich der Spalteinfluss als Turbulator interpretieren, der eine Ablösung hervorruft, die sich stromabwärts aufweitet. Die Folge ist ein verringertes Unterdruckgebiet auf der Saugseite der CS im Vergleich zur CS ohne Spalt.

Betrachtet man die integrale Wirkung, so verringert sich $C_{L\alpha}$ um weitere 4,2% (Abb. 7.1a). Dies ist auf die Veränderung des effektiven Seitenverhältnisses zurückzuführen, was sich insbesondere in der Position des Druckpunkts CP_b in Richtung Flügelspitze widerspiegelt (Abb. 7.1b).

Aus diesen Untersuchungen lassen sich folgende Erkenntnisse ableiten:

- Die Prognoseformeln nach Whicker [1] spiegeln die charakteristischen Kennwerte im Vergleich zur numerischen Rechnung gut wider und sind für die Ermittlung der Kennwerte des Bezugsflügels geeignet, wenn sich die Geometrie der Flügelwurzel parallel zur Anströmrichtung befindet.
- Die Abstrahierung einer CS-Geometrie mit nicht parallel zur Anströmung befindlicher Flügelwurzel zu einer Bezugsflügelform (entsprechend [1]) führt jedoch zu einer deutlichen Unschärfe bei der Ermittlung der Kennwerte.
- Für die Ermittlung der Interferenzkoeffizienten sollte die reale (geometrisch ähnliche) Form der Steuerflächen als Basis für die Ermittlung der Kennwerte der isolierten Steuerflächen herangezogen werden.
- Der Spalteinfluss ist in der hier dargestellten Form aufgrund der Anströmverhältnisse sehr groß. Hierbei ist anzumerken, dass die Anströmung der CS am Heck eines Fahrzeugs zusätzlich durch die Form der Rumpfgeometrie geführt wird ("flow-straightening" Kapitel 3.3.2.1). Da sich der Spalt parallel zur Rumpfkontur befindet, kann dessen Einfluss erheblich geringer als hier dargestellt ausfallen.

Da die Anströmverhältnisse am Heckkonus über die Spannweite mit dem Winkel ϵ ($\epsilon \approx 0^\circ$ an der CS-Spitze, $\epsilon \approx \gamma_K$ an der CS-Wurzel) variieren, entspricht (Abb. 7.5) der bestmöglichen Abstraktion als Bezugsflügel. Der Fehler aufgrund der unterschiedlichen Flächenverhältnisse wird als ingenieurmäßige Vereinfachung in Kauf genommen.

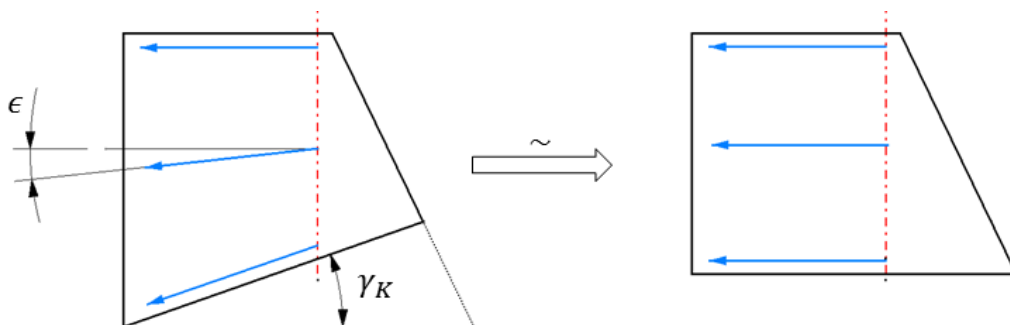


Abb. 7.5: Abstraktion der variablen Anströmbedingungen über die Spannweite für die isolierte CS

Aufgrund der beschränkten Datenbasis für die Beschreibung von CS an konischen Hecks von Unterwasserfahrzeugen (z.B. in [15]) sollten in einer weiteren Untersuchung die Formparameter erfasst werden. Insbesondere im frühen Entwurfsprozess sind die Entwurfsformeln

nach [1] als ingenieurmäßige Vereinfachung aus Zeit- und Ressourcensicht anwendbar. Da die vorliegende Arbeit auf eine verbesserte Prognose der CSH-Interferenzen abzielt, wird die strömungsmechanische Charakteristik aller relevanten CS-Geometrien der K-K sowie der X-K unter isolierten Bedingungen untersucht (siehe Anhang F.5). Die Ergebnisse dienen anschließend zur Bestimmung des funktionalen Zusammenhangs der CSH-Interferenzen vom Stellwinkel der CS und dem Winkel der Schräganströmung (Driftwinkel).

7.2 Ergebnisse für das vereinfachte Fahrzeug (CV)

7.2.1 CSH-Interferenzen

Wie in Kapitel 3.3 erläutert, definieren sich die Interferenzen als Unterschied der aufsummierten Lasten an isolierten Geometrien und dem Geometrieverbund, in diesem Fall für die hinteren CS infolge der Beeinflussung der Strömung durch den Rumpf bei drei verschiedenen Konuswinkeln γ_K . Zur Ermittlung der Interferenzfaktoren werden die integralen Lasten in Form der Querkräfte an Rumpf (Y') und Steuerflächen (Y'_{CS}) bewertet. Die Interferenzen der hinteren CS unterscheiden sich aufgrund der Anströmbedingungen für Aussagen zur dynamischen Stabilität (Schräganströmung = $f(\beta)$) und zum Steuerungsverhalten (CS-Verstellung = $f(\delta_{CS})$). Daher erfolgt eine entsprechende Aufteilung in der Auswertung (Abb. 7.6).

Neben der Bestimmung der Gesamtinterferenzen $K_{CSH}^*(\beta)$, $k_{CSH}^*(\beta)$ mittels Bewertung der globalen Lasten bei unterschiedlichen Ausrüstungszuständen (z.B. nackter Rumpf und Rumpf mit CS) ist es sinnvoll, die Interferenzanteile zu untersuchen. Da am SV lediglich eine Steuerfläche angebracht ist, lassen sich die Interferenzanteile $K_{CS(H)}^*(\beta)$, $k_{CS(H)}^*(\delta_{CS})$ des Rumpfs auf die CS, sowie $K_{H(CS)}^*(\beta)$, $k_{H(CS)}^*(\delta_{CS})$ als Wirkung der CS auf den Rumpf direkt beurteilen.

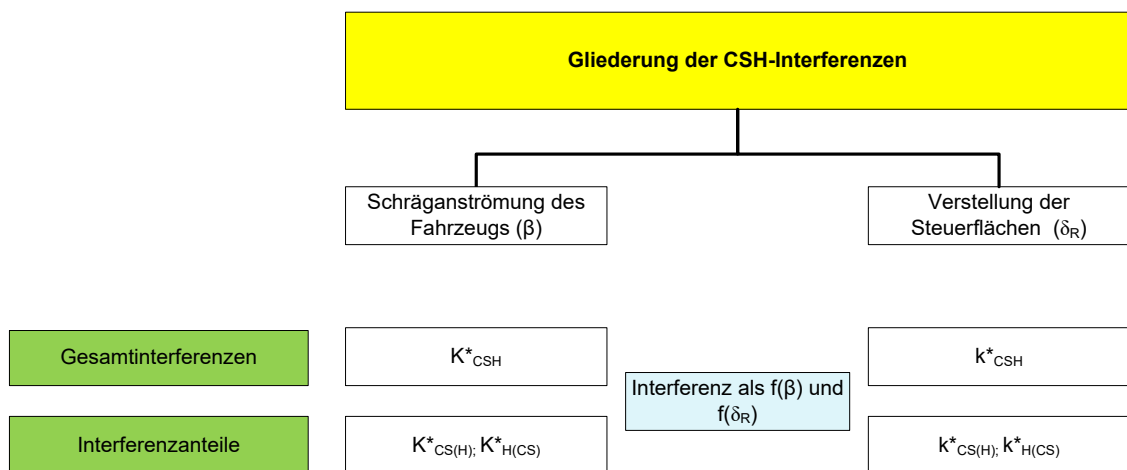


Abb. 7.6: Schema der Aufgliederung der CSH-Interferenzen

Als "Bezugsflügel" dient der außerhalb des Rumpfs befindliche Teil der Steuerfläche, der wie in Kapitel 4.2.1 beschrieben nach [1] an der Flügelwurzel flächengleich vermittelt ist. Da die

Auswertung der Querkräfte an den CS im Fahrzeug-KOS vorteilhaft ist, (siehe Manövrierkoeffizienten [8]) erscheint es sinnvoll, die Querkräfte der isolierten Bezugs-CS Y'_{CS} für die Ermittlung der CSH-Interferenzen ebenfalls in dieser Form anzugeben. In jedem Fall ist eine Umrechnung der dimensionslosen Beiwerte in die Form der Manövrierkoeffizienten (im Fahrzeug-KOS) mit Hilfe des Faktors A_{CS}/L_{pp}^2 notwendig. Hierfür sind zwei Fälle zu unterscheiden:

1. Für die Schräganströmung des Fahrzeugs unter dem Winkel β erfolgt die Umrechnung über:

$$Y'_{CS}(\beta) = (C_L \cos \beta + C_D \sin \beta) \left(\frac{L_{pp}^2}{A_{CS}} \right) \quad (7.3)$$

Für den Fall nicht vertikal angeordneter CS (z.B. X-K) mit $\alpha_1 \neq 0^\circ$ ist $Y'_{CS}(\beta)$ um den Faktor $\cos \alpha_1$ zu korrigieren.

2. Für die Verstellung der CS mit dem Winkel δ_{CS} bei Geradeausfahrt

$$Y'_{CS}(\delta_{CS}) = C_L \left(\frac{L_{pp}^2}{A_{CS}} \right) \quad (7.4)$$

7.2.1.1 Verstellung der CS

Gesamtinterferenz

Da bei symmetrischem Fahrzeug und $\delta_{CS} = 0^\circ$ keine Querkraft vorliegt, entspricht die Querkraftänderung $\Delta Y'_{CSH}$ direkt der Querkraft Y' am Fahrzeug im Fahrzeug-KOS (Gl. 7.5). Dies ist eine direkte Folge der Verstellung und des daraus resultierenden effektiven Anströmwinkels.

$$\Delta Y'_{CSH} = Y'(\delta_{CS}) = Y'_{H+CS}(\delta_{CS}) \quad (7.5)$$

Die Auftragung von $\Delta Y'_{CSH}$ über δ_{CS} zeigt einen linearen Zusammenhang, welcher über den gesamten Stellwinkelbereich geringer ist als Y'_{CS} der isolierten CS infolge der CSH-Interferenz (Abb. 7.7). Mit Zunahme des Konuswinkels γ_K (Abb. 7.7a) steigt die Querkraft. Das ist auf die konstant gehaltene Spannweite b_{CS} zurückzuführen, wodurch die CS zunehmend über den Rumpfdurchmesser hinausragt (siehe Abb. 4.3).

Mit steigender Reynoldszahl Rn (Abb. 7.7b) nimmt $\Delta Y'_{CSH}$ in etwa logarithmisch zu, bis diese bei $Rn = 20 \cdot 10^6$ etwa der Querkraft der isolierten CS entspricht. Demnach sind die Ergebnisse aus Modellversuchen bei ca. ($Rn = 5,53 \cdot 10^6$) stets konservativ, unterschätzen somit die erzeugten Querkräfte.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

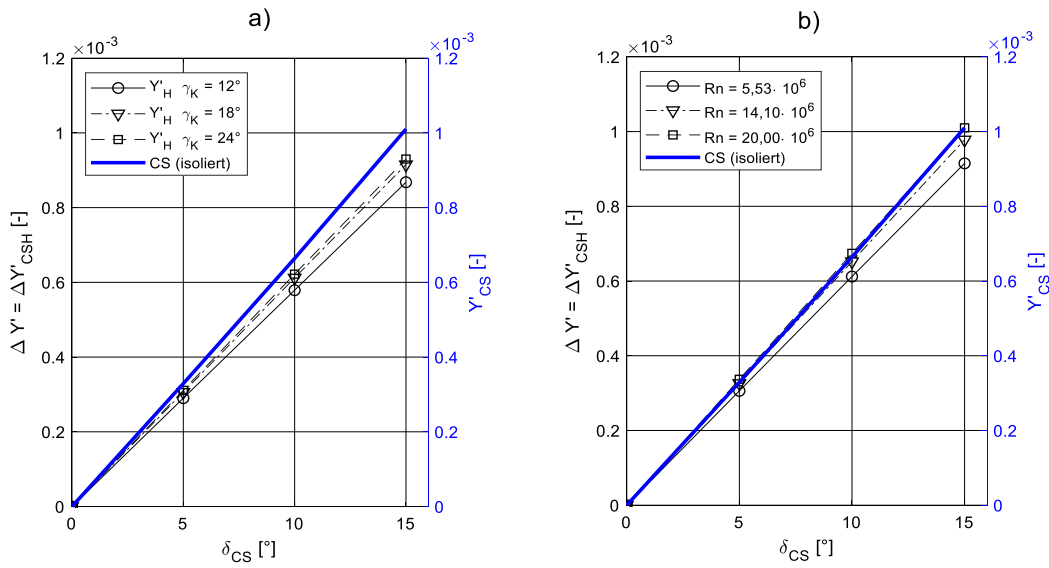


Abb. 7.7: Vergleich der Querkraft der isolierten CS Y'_{CS} (ohne Rumpfeinfluss) und der Querkraftänderung Y'_{CSH} durch das Anbringen der CS an den Rumpf, a) für die drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Stellwinkel δ_{CS} bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ und b) für $\gamma_K = 18^{\circ}$ bei drei Rn

Durch Normierung von $\Delta Y'_{CSH}$ mit Y'_{CS} der isolierten CS lässt sich der Gesamtinterferenzfaktor bestimmen.

$$k_{CSH}^* = \frac{\Delta Y'_{CSH}}{Y'_{CS}} \quad (7.6)$$

Um die Singularität bei $\delta_{CS} = 0^{\circ}$ zu umgehen, wird für kleine Winkel das Verhältnis der Anfangsgradienten (siehe Kapitel 3.3.2) mit Gl. 3.49 bzw.

$$k_{CSH} = \left(\frac{\partial \Delta Y'_{CSH}}{\partial \delta_{CS}} \right)_{\delta_{CS}=0^{\circ}} / \left(\frac{\partial Y'_{CS}}{\partial \delta_{CS}} \right)_{\delta_{CS}=0^{\circ}} \quad (7.7)$$

verwendet. Damit ergeben sich die in (Abb. 7.8a) dargestellten mit zunehmendem δ_{CS} monoton fallenden Gesamtinterferenzfaktoren.

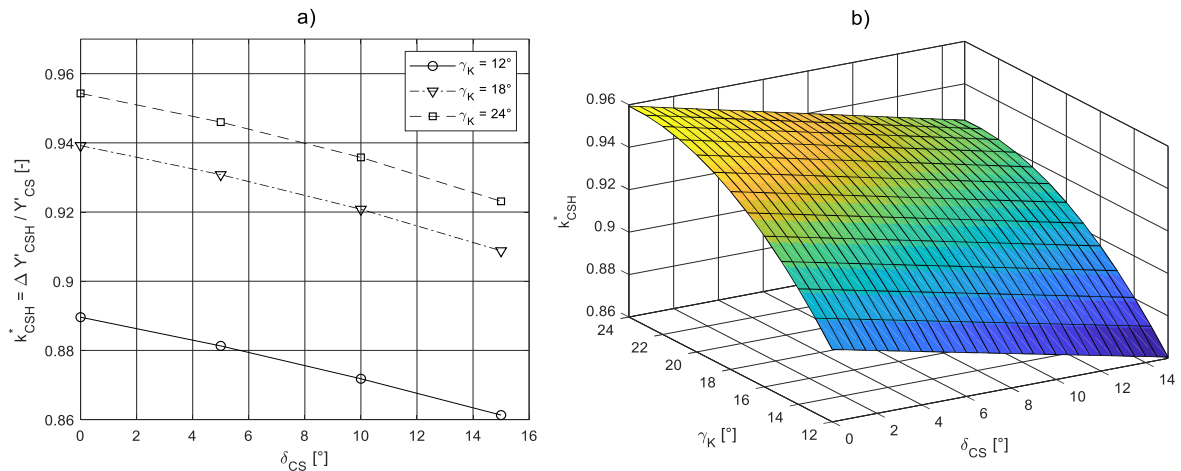


Abb. 7.8: Gesamtinterferenz bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für die drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Stellwinkel δ_{CS} für a) als Werte der CFD-Untersuchung, b) als Ergebnis der Regression

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Der funktionale Zusammenhang von k_{CSH}^* und δ_{CS} lässt sich in guter Näherung quadratisch über folgenden Ansatz approximieren.

$$k_{CSH}^*(\delta_{CS}) = k_{CSH}(\gamma_K) + b_1 \cdot \delta_{CS} + b_2 \cdot \delta_{CS}^2 \quad (7.8)$$

mit

γ_K	$k_{CSH}(\gamma_K)$	b_1	b_2
12°	0,895	-1,558e-3	-2,2e-5
18°	0,945	-1,484e-3	-3,6e-5
24°	0,9543	-1,416e-3	-4,4e-5

Für den Konuswinkel γ_K stellt sich eine nichtlineare Abhängigkeit dar, was in diesem Fall auf den direkten Zusammenhang mit dem effektiven Seitenverhältnis a_W (Kapitel 3.2.2.4) zurückzuführen ist. Für die zusammenfassende mathematische Beschreibung von k_{CSH}^* als Funktion von δ_{CS} und γ_K ergeben sich durch Regression (Abb. 7.8b) mit dem polynomialen Ansatz nach Gl. 7.9

$$k_{CSH}^*(\delta_{CS}, \gamma_K) = a_{00} + a_{10} \cdot \gamma_K + a_{01} \cdot \delta_{CS} + a_{20} \cdot \gamma_K^2 + a_{11} \cdot \gamma_K \delta_{CS} + a_{02} \cdot \delta_{CS}^2 \quad (7.9)$$

die folgenden Koeffizienten mit einer Regressionsgüte $R^2 = 0,999$:

a_{00}	6,882e-1
a_{10}	2,243e-2
a_{01}	-1,204e-3
a_{20}	-4,722e-4
a_{11}	-1,567e-5
a_{02}	-3,400e-5

Interferenzanteile

Bisher wurde die Gesamtinterferenz k_{CSH}^* im Fall der Verstellung der CS betrachtet. Die Gesamtinterferenz ist für die Ermittlung der Steuerkräfte und somit für Bewertung des Steuerverhaltens ausschlaggebend. Um weiterführende Aussagen zum Design treffen zu können, sind die Anteile $k_{CS(H)}^*$ der CS unter Einfluss des Rumpfs bzw. $k_{H(CS)}^*$ des Rumpfs unter Einfluss der CS von Interesse [4], [13], [14]. Die hierfür benötigten Querkraftanteile lassen sich durch die Unterteilung der Geometrie ermitteln. Für $Y'_{CS(H)}$ liefert die Auswertung der Querkräfte an der CS direkt das Ergebnis. Im Fall von $\Delta Y'_{H(CS)}$ sind zwei Berechnungen erforderlich, da die Anteile des Fahrzeugs mit CS Y'_{H+CS} und ohne CS Y'_H benötigt werden.

$$\Delta Y'_{H(CS)} = (Y'_{H+CS} - Y'_{CS(H)}) - Y'_H \quad (7.10)$$

Dieser Ausdruck lässt sich vereinfachen zu:

$$\Delta Y'_{H(CS)} = Y'_{H(CS)} - Y'_H \quad (7.11)$$

Die Anteile der Querkraft $Y'_{CS(H)}$ und $\Delta Y'_{H(CS)}$ (siehe Anhang F.1) werden anschließend, wie im Fall der Gesamtinterferenz, mit der Querkraft des isolierten Bezugsflügels normiert.

$k_{CS(H)}^*$ besitzt im Mittel mit 65% den größten Anteil an der Gesamtinterferenz (Abb. 7.9a). Mit zunehmendem γ_K nimmt $k_{CS(H)}^*$ ab, während $k_{H(CS)}^*$ zunimmt, was in beiden Fällen auf die Zunahme der Verdrängungsdicke zurückzuführen ist. Da der Nachstrombereich, in dem

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

die CS wirkt, bei Verstellung der CS nahezu konstant ist, sind die $k_{CS(H)}^*$ über δ_{CS} lediglich parallel verschoben.

Für $k_{H(CS)}$ reduzieren sich die Werte mit zunehmendem δ_{CS} , jedoch im Vergleich zu $k_{CS(H)}$ im Bereich $0^\circ \geq \delta_{CS} \geq 10^\circ$ mit einem geringeren und anschließend mit einem höheren Gradienten.

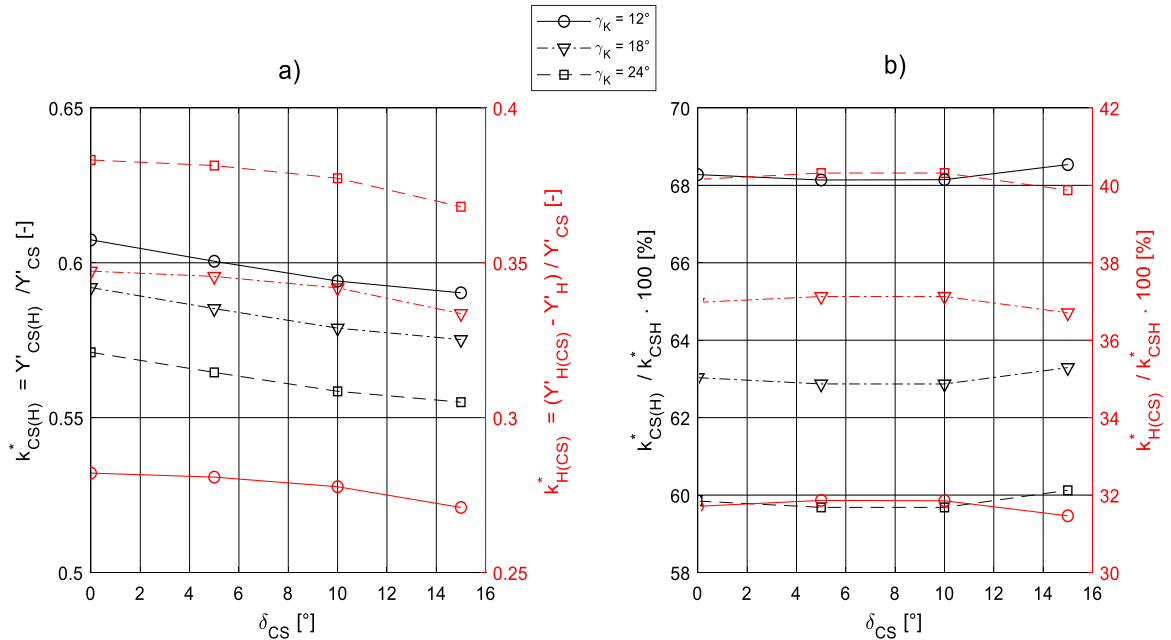


Abb. 7.9: Interferenzfaktoren $k_{CS(H)}^*$ der CS unter Rumpfeinfluss sowie der Rumpfteile $k_{H(CS)}^*$ durch Anbringen der CS in Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} für die drei Konuswinkel γ_K bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Vergleich der Absolutwerte und b) relative Anteile bzgl. der Gesamtinterferenz

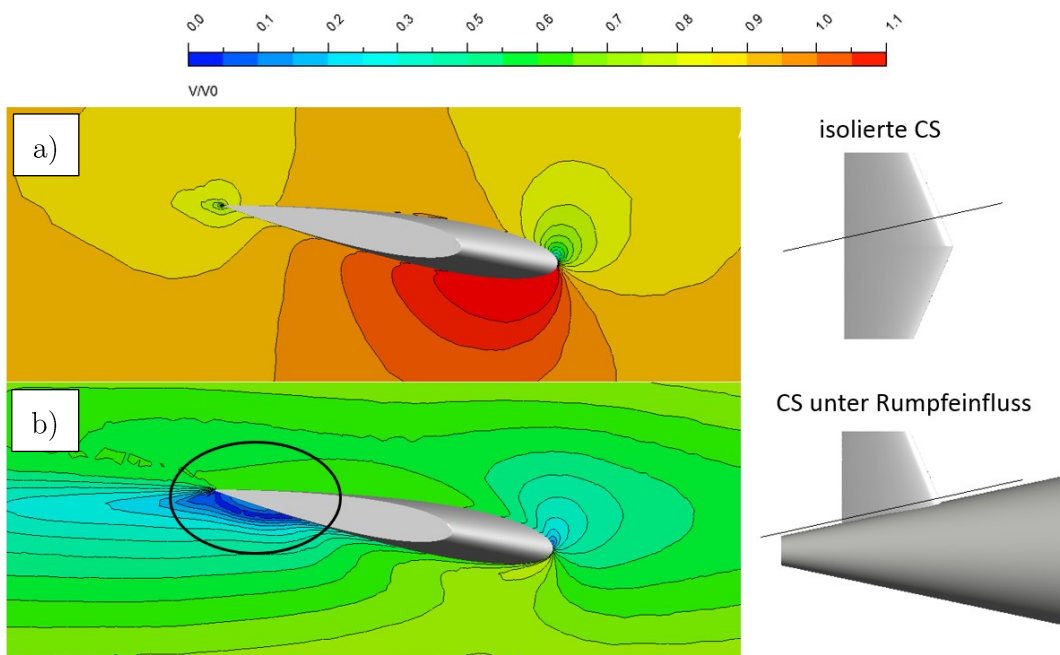


Abb. 7.10: Vergleich der lokalen rumpfnahen Geschwindigkeitsverteilung an der dargestellten Schnittebene für a) die isolierte CS und b) unter Rumpfeinfluss CS(H)

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Die Präsenz des Rumpfs (Abb. 7.9a) sorgt dafür, dass sich $k_{CS(H)}^*$ mit zunehmendem δ_{CS} verringert. Der Grund hierfür ist die mit zunehmendem δ_{CS} reduzierte Geschwindigkeit im hinteren Wurzelbereich auf der Saugseite infolge der Strömungsführung im rumpfnahen Bereich (Abb. 7.10).

Nachfolgend wird auf den Einfluss der Reynoldszahl sowie des Konuswinkels eingegangen. Hierbei erfolgt die Bewertung anhand der Interferenzfaktoren $k_{H(CS)}$ und $k_{CS(H)}$ für $\delta_{CS} = 5^\circ$ als kleinen Stellwinkel der CS.

Induzierter Einfluss des Rumpfs auf die CS:

Der in Abb. 7.11 dargestellte Einfluss der Reynoldszahl auf $k_{CS(H)}$ zeigt, dass bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ eine Abhängigkeit vom Konuswinkel γ_K vorliegt. Diese Abhängigkeit nimmt mit zunehmender Rn ab, sodass der Einfluss für $Rn > 14,10 \cdot 10^6$ nahezu vernachlässigt werden kann.

$k_{CS(H)}$ ergibt sich aus dem Auftriebsgradienten (siehe Kapitel 3.3.2), und für diesen liegt, unter der Voraussetzung kleiner Winkel, nur ein geringer Einfluss der Reynoldszahl vor (siehe Kapitel 3.2.2.3). Somit kann die beobachtete Änderung von $k_{CS(H)}$ nach Gl. 3.14 bei konstantem Verjüngungsgrad λ auf die Änderung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} aufgrund der lokalen Strömungsverhältnisse im Bereich der CS zurückgeführt werden. In diesem Fall nimmt also a_{CS} mit Rn zu.

Induzierter Einfluss der CS auf den Rumpf:

Durch die logarithmische Darstellung der Reynoldszahl zeigt sich in Abb. 7.11 die lineare Zunahme von $k_{H(CS)}$ mit Rn für die drei Konuswinkel γ_K . Im Unterschied zu $k_{CS(H)}$ weist $k_{H(CS)}$ über den gesamten Bereich eine geringere Abhängigkeit von Rn auf. Die Abhängigkeit von γ_K ist allerdings über den gesamten Reynoldszahlbereich vorhanden.

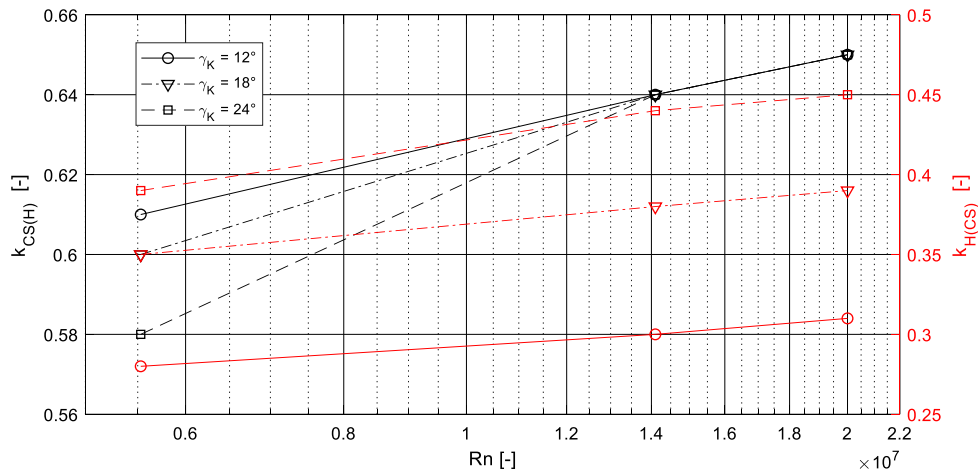


Abb. 7.11: Einfluss der Rn auf die Interferenzanteile $k_{CS(H)}$ und $k_{H(CS)}$ bei kleinen Winkeln für die drei Konuswinkel

Für die Analyse des Konuseinflusses auf den Querkraftanteil, der durch die CS auf den Rumpf induziert wird (siehe Kapitel 3.3.2.2), bietet sich der Faktor der Querkrafterhöhung a_H als Kriterium an.

$$a_H = \frac{k_{H(CS)}}{k_{CS(H)}} \quad (7.12)$$

Als Vergleich dient a_H für einen Zylinder mit Einfluss einer CS unter Annahme eine vernachlässigbar kleinen Grenzschicht [4], [13]. Durch Auftragung von a_H über dem Verhältnis $k_P = 0,5d_{CS}/b_{CL}$ an der Längsposition der CS (Abb. 7.12a) zeigt sich, dass die von der CS auf den Rumpf induzierte Kraft größer ist als am Zylinder [4], obwohl, wie im vorigen Abschnitt gezeigt, die Wirkung der CS unter Einfluss des Rumpfs gemindert wird ($k_{CS(H)Konus} < k_{CS(H)Zylinder}$). Der Grund hierfür lässt sich durch die Betrachtung des lokalen geometrischen Durchmessers d_{CS} und des effektiven Durchmessers d_{CS}^e an der Längsposition der CS darstellen.

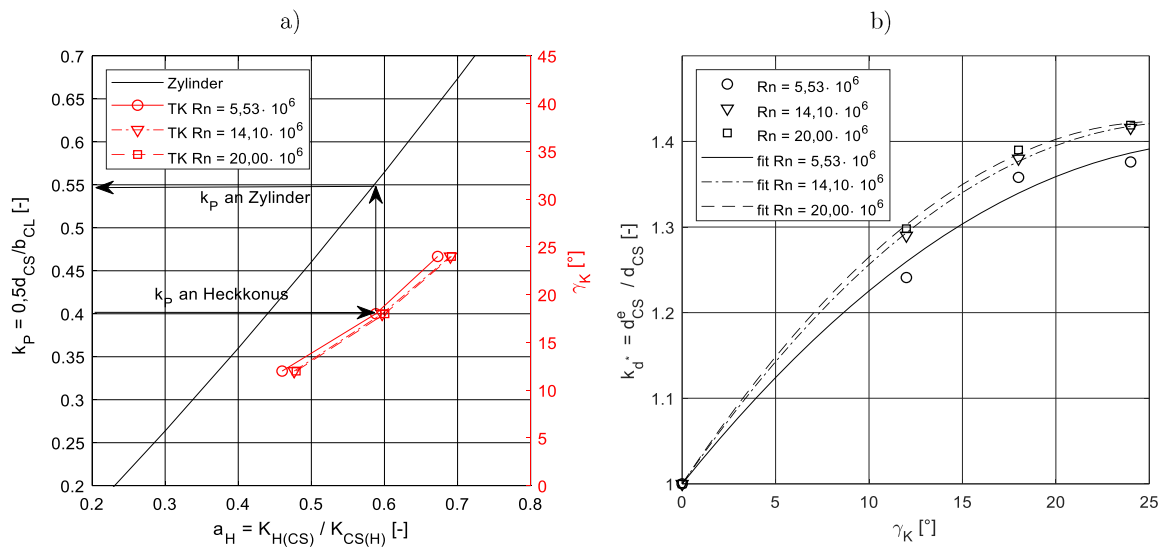


Abb. 7.12: a) Verhältnis a_H der Anteile des Rumpfs an der Querkrafterzeugung beim Verstellen der CS und b) des effektiven Durchmessers an der Position der CS in Abhängigkeit vom Konuswinkel γ_K und der Reynoldszahl Rn

Hierfür wird zunächst ermittelt, welches $a_H(\gamma_K)$ welchem k_P am Zylinder entspricht. Anschließend erfolgt die Bestimmung des effektiven Durchmessers über $d_{CS}^e = k_P/0,5b_{CL}$. Aus dem Verhältnis der Durchmesser ergibt sich der Faktor $k_d^*(\gamma_K)$. Das Ergebnis in Abb. 7.12b zeigt, dass k_d^e mit zunehmendem Konuswinkel monoton ansteigt. Für $12^\circ \leq \gamma_K \leq 24^\circ$ liegt der effektive Durchmesser um 24% bis 42% über dem Durchmesser des Zylinders ($k_d^* = k_d = 1$).

Somit ist die induzierte Last auf den Rumpf durch die CS von fluiddynamisch wirksamen und nicht von den geometrischen Abmaßen (hier lokaler Durchmesser) abhängig.

7.2.1.2 Schräganströmung des Fahrzeugs

Gesamtinterferenz

Die Gesamtwirkung durch Anbringen der CS am Rumpf stellt sich als zusätzliche Querkraft $\Delta Y'_{CSH}$ dar.

$$\Delta Y'_{CSH} = Y'_{H+CS}(\beta) - Y'_H(\beta) \quad (7.13)$$

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Der Einfluss des Konuswinkels γ_K auf $\Delta Y'_{CSH}$ ist bis $\beta \leq 5^\circ$ gering (Abb. 7.13a). Dies ist mit der Strömungsführung (Kapitel 8.2.5) durch den Rumpf zu erklären, wodurch sich der effektive Anstellwinkel an den CS reduziert. Für $\beta > 5^\circ$ nimmt die Steigung von $\Delta Y'_{CSH}$ mit γ_K zu. Das ist eine Folge des abnehmenden Nachstroms mit zunehmendem β , was zur Erhöhung des effektiven Seitenverhältnisses führt (Kapitel 8.2.4).

Was den Einfluss der Reynoldszahl Rn angeht, so zeigen sich für $Rn \geq 14,10 \cdot 10^6$ für $\beta \leq 5^\circ$ annähernd gleiche Gradienten $\partial \Delta Y'_{CSH} / \partial \beta$ im Vergleich zur isolierten CS (Abb. 7.13b). Lediglich bei kleinen β reduziert sich $\Delta Y'_{CSH}$ für kleine Rn . Für $\beta > 5^\circ$ ist der Gradient nahezu unabhängig von der Rn .

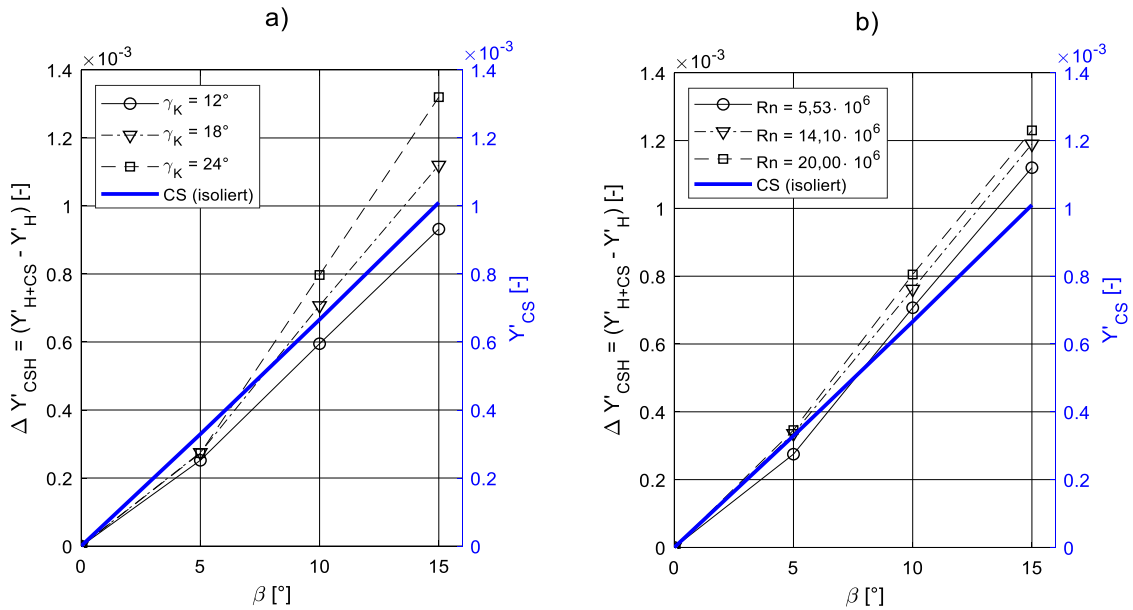


Abb. 7.13: Vergleich der Querkraft Y'_{CS} der isolierten CS (ohne Rumpfeinfluss) und der Querkraftänderung Y'_{CSH} durch Anbringen der CS am Rumpf a) für die drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Driftwinkel β bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ und b) für $\gamma_K = 18^\circ$ bei drei Rn

Durch Normierung der Ergebnisse mit der Querkraft an der isolierten CS Y'_{CS} im KOS des Fahrzeugs ergibt sich der Faktor der Gesamtinterferenz K_{CSH} . Somit lässt sich die CSH-Interferenz K_{CSH}^* als $f(\beta)$ ausdrücken.

$$K_{CSH}^*(\beta) = \frac{\Delta Y'_{CSH}}{Y'_{CS}} = \frac{\Delta Y'_{CSH}}{C_y} \left(\frac{L_{pp}^2}{A_{CS}} \right) \quad (7.14)$$

mit $C_y = C_L \cdot \cos\beta + C_D \cdot \sin\beta$

Für $\beta = 0^\circ$ bzw. kleine Winkel gilt wie im Fall der Stellwinkel-Variation die Auswertung nach Gl. 7.7. Die sich daraus ergebenden Zusammenhänge sind in Abb. 7.14a dargestellt.

Im Winkelbereich $5^\circ \geq \beta \geq 10^\circ$ vergrößert sich K_{CSH}^* insbesondere mit Zunahme des Konuswinkels und nimmt für $\gamma_K \geq 18^\circ$ Werte ≥ 1 an, was einer Erhöhung gegenüber der isolierten CS entspricht.

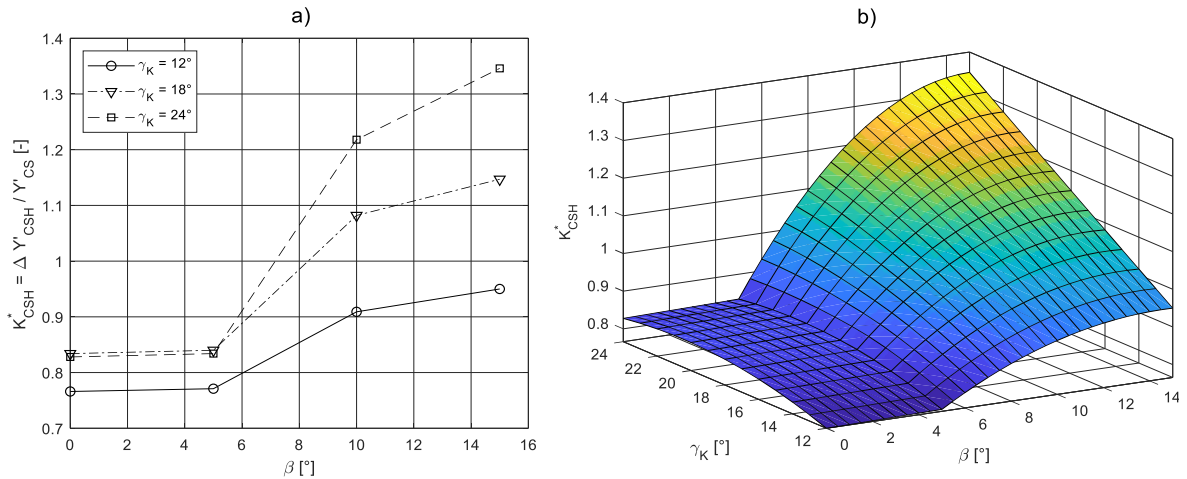


Abb. 7.14: Gesamtinterferenzfaktor bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für drei Konuswinkel γ_K am SV über dem Driftwinkel β ,
a) Werte der CFD-Untersuchung, b) Ergebnis der Regression

Die mathematische Beschreibung von K_{CSH}^* als Funktion von β und γ_K erfolgt stückweise für die Bereiche des Driftwinkels $0^\circ > \beta \geq 5^\circ$ und $5^\circ > \beta \geq 15^\circ$ über die polynomialen Ansätze nach Gl. 7.15.

Mit

$$K_{CSH}^*(\beta, \gamma_K) = \begin{cases} a_{00} + a_{10}\beta + a_{01}\gamma_K + a_{11}\beta\gamma_K + a_{02}\gamma_K^2 & 0^\circ > \beta \geq 5^\circ \\ b_{00} + b_{10}\beta + b_{20}\beta^2 + b_{02}\gamma_K^2 + b_{11}\beta\gamma_K + b_{12}\beta\gamma_K^2 + b_{21}\beta^2\gamma_K & 5^\circ > \beta \geq 10^\circ \end{cases} \quad (7.15)$$

ergeben sich die folgenden Polynomkoeffizienten mit einer Regressionsgüte $R^2 = 0,999$:

a_{00}	4,129e-1	b_{00}	6,981e-1
a_{10}	-2,787e-3	b_{02}	-8,369e-4
a_{01}	4,331e-2	b_{10}	-4,136e-2
a_{11}	-2,000e-5	b_{11}	7,077e-3
a_{02}	-1,056e-3	b_{12}	4,255e-5
		b_{20}	1,760e-3
		b_{21}	-2,950e-4

Der funktionale Zusammenhang ist in Abb. 7.14b grafisch dargestellt.

Wie im Fall der Verstellung der CS werden nachfolgend die Anteile der CSH-Interferenz näher betrachtet.

Interferenzanteile

Betrachtet man wie in Kapitel 7.2.1.1 die Anteile von $K_{CS(H)}^*$ in Abb. 7.15a, so fällt zunächst auf, dass die prozentuale Änderung über den Driftwinkel β bzgl. K_{CSH}^* mit ca. 5% mehr als doppelt so hoch ausfällt wie bei Verstellung der CS.

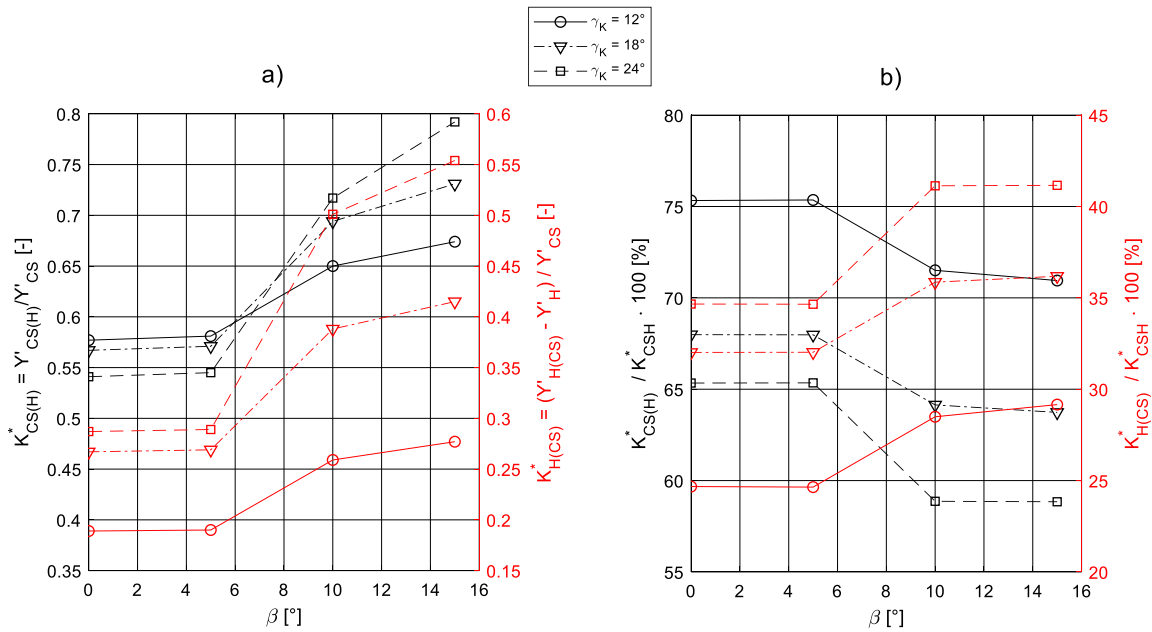


Abb. 7.15: Interferenzfaktoren $K_{CS(H)}^*$ der CS unter Rumpfeinfluss sowie der Rumpfanteil $K_{H(CS)}^*$ durch Anbringen der CS in Abhängigkeit vom Driftwinkel β und vom Konuswinkel γ_K bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Vergleich der Absolutwerte, b) relative Anteile bzgl. der Gesamtinterferenz

Im Unterschied zur Verstellung der CS nehmen beide Anteile mit steigendem β in derselben Größenordnung zu (Abb. 7.15b). Dass die Gesamtinterferenz K_{CSH}^* Werte >1 annimmt und damit größere Querkräfte im Vergleich zur isolierten CS erzeugt, ist auf den zusätzlichen Rumpfanteil $K_{H(CS)}^*$ zurückzuführen (Querkräfte $Y'_{CS(H)}$ und $\Delta Y'_{H(CS)}$ siehe Anhang F.2).

Induzierter Einfluss des Rumpfs auf die CS:

Die Werte für $K_{CS(H)}^*$ liegen <1 , damit erzeugen die CS unter Einfluss des Heckkonus im Vergleich zur isolierten CS geringere Querkräfte. Für kleine Winkel $\beta \leq 5^\circ$ liegt nur eine geringe Abhängigkeit von β vor (wie im Fall der Verstellung der CS (Kapitel 7.2.1.1)). Mit steigendem β nimmt $K_{CS(H)}^*$ ab. Mit zunehmendem Konuswinkel γ_K verstärkt sich der Effekt. Der strömungstechnische Hintergrund ist in Abb. 7.16 am Beispiel $\gamma_K = 24^\circ$ grafisch dargestellt. Der Effekt ist darauf zurückzuführen, dass sich im rumpfnahen Bereich (B) bei $\beta = 5^\circ$ auf der Saugseite ein Totwassergebiet ausbildet, das mit zunehmendem β abnimmt und sich in Spannweitenrichtung zur Flügelspitze sowie zur Abströmkante verlagert.

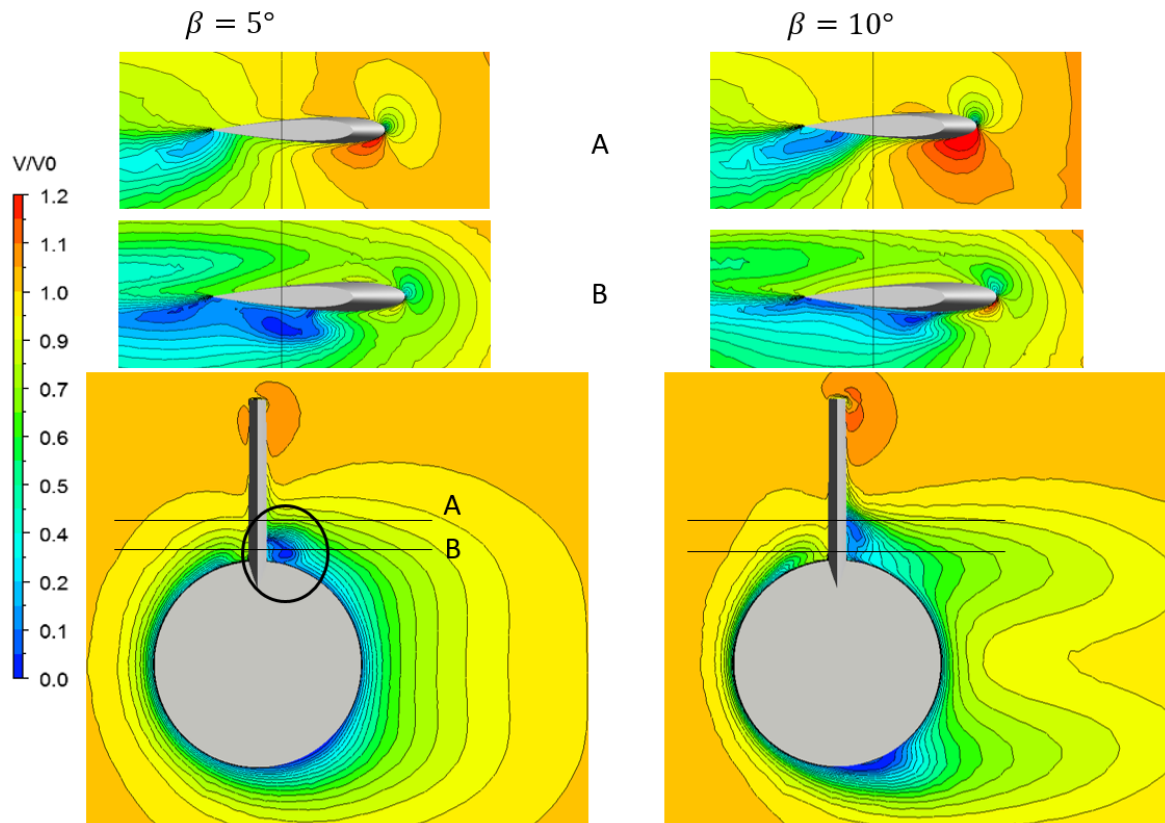


Abb. 7.16: Geschwindigkeitsverhältnisse im Bereich der CS in Rumpfnähe (B) und mit zunehmendem Abstand (A) am Beispiel des Konuswinkels $\gamma_K = 24^\circ$ bei Driftwinkeln von $\beta = 5^\circ$ und 10°

Induzierter Einfluss der CS auf den Rumpf:

Die Zunahme von $K_{H(CS)}^*$ ist die Folge der durch die CS auf den Rumpf induzierten Druckkraft (Abb. 7.17). Mit steigendem β nimmt auch der Betrag des lokalen Drucks zu, wobei sich das Gebiet hoher Druckänderungen auf die Vorderkante entsprechend den Geschwindigkeitsverhältnissen an der CS konzentriert (siehe Abb. 7.16).

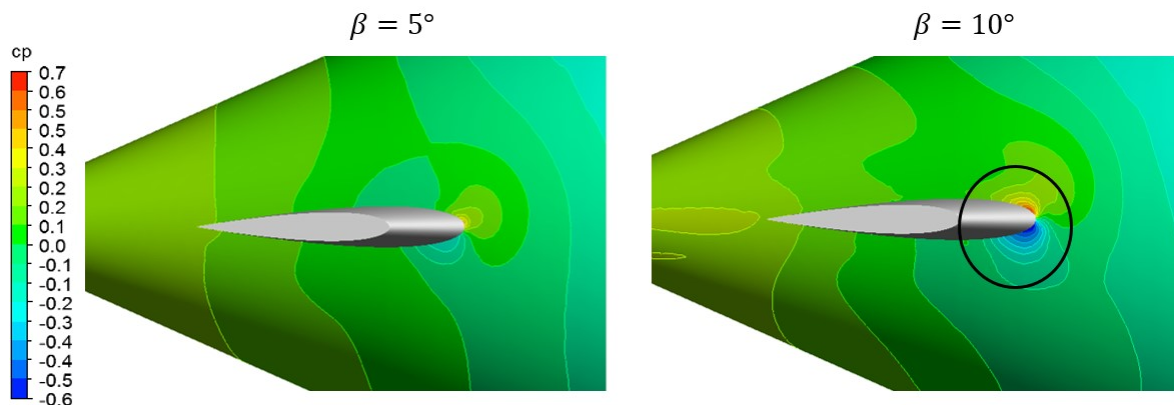


Abb. 7.17: Lokale Druckverhältnisse am Heck im Bereich der CS am Beispiel des Konuswinkels γ_K bei Driftwinkeln von $\beta = 5^\circ$ und 10°

Einfluss des Lagewinkels einzelner CS

Zum Abschluss dieses Unterkapitels wird der Einfluss des Positionswinkels α_1 der CS bzgl. der Vertikalen ($\alpha_1 = 0^\circ$) behandelt (Abb. 4.3). Die Anströmverhältnisse vertikal angeordneter CS (z.B. K-K) bei symmetrischer Fahrzeuggeometrie sind für $|\beta|$ ebenfalls

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

symmetrisch. Für CS, die unter dem Winkel α_1 zur Vertikalen angeordnet sind (z.B X-K), gilt das nicht. Die Anströmung der luvseitigen CS ist nahezu ungestört. Die leeseitige CS befindet sich im Nachstrom des Fahrzeugs. Die daraus resultierende Differenz in der Wirksamkeit spiegelt sich auch in der CSH-Interferenz wider.

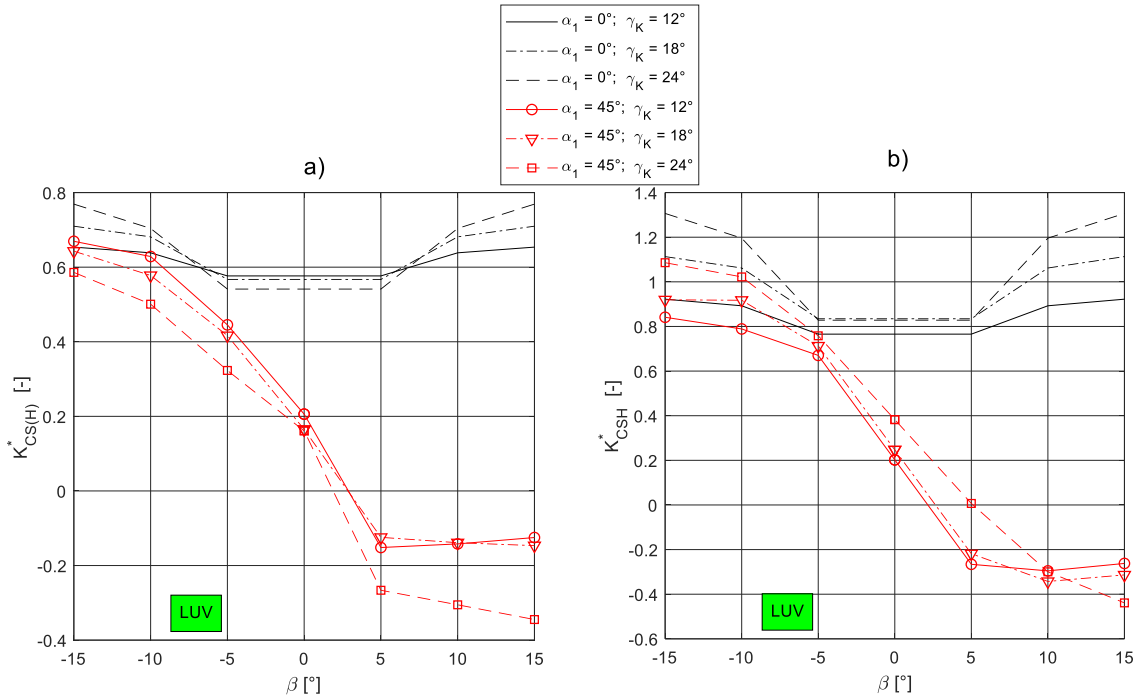


Abb. 7.18: Einfluss der Anordnung der Steuerfläche auf die CSH-Interferenzfaktoren,
a) Rumpf auf CS $K_{CS(H)}^*$ und b) Gesamtinterferenz K_{CSH}^* für $\gamma_K = 12^\circ, 18^\circ, 24^\circ$

Für das SV werden die Fälle $\alpha_1 = 0^\circ$ und $\alpha_1 = 45^\circ$ betrachtet. Abb. 7.18 zeigt den erheblichen qualitativen Unterschied zwischen Luv- und Leeseite. Hierbei entsprechen negative Interferenzwerte einer Umkehr der Wirkrichtung, was im Fall der dynamischen Stabilität als stabilitätsmindernd zu interpretieren ist. Es ist jedoch zu berücksichtigen, dass der Betrag der leeseitigen Querkräfte lediglich 20% für $\gamma_K = 12^\circ$ und 18° sowie ca. 60% für $\gamma_K = 24^\circ$ im Vergleich zur Luvseite entspricht.

Bei luvseitiger Anströmung steigen die Interferenzfaktoren sowohl für $\alpha_1 = 0^\circ$ als auch $\alpha_1 = 45^\circ$ mit zunehmendem β an. Im Verhältnis zu $K_{CS(H)}^*(\alpha_1 = 0^\circ)$ nimmt $K_{CS(H)}^*(\alpha_1 = 45^\circ)$ mit zunehmendem β leeseitig um bis zu 30% ab. Für die Gesamtinterferenz $K_{CSH}^*(\alpha_1 = 45^\circ)$ zeigt sich ein etwas anderes Bild (Abb. 7.18b). Hier nehmen die mittleren Werte mit dem Konuswinkel zu, was auf die Zunahme des Anteils $K_{H(CS)}^*$ (auf den Rumpf induzierter Anteil der CS) infolge des Anstiegs der Verdrängungsdicke zurückzuführen ist (siehe Kapitel 7.2.1.1.).

Lagefaktor der Gesamtinterferenz im Vergleich zur Vertikalanordnung

Für Aussagen zur Wirksamkeit einzelner CS ist die zuvor dargestellte differenzierte Betrachtung sinnvoll. Da die CS am realen Fahrzeug immer paarweise angeordnet sind (X-K mit je zwei oberen bzw. unteren CS), ist es sinnvoll, diese mit der vertikal angeordneten CS ($\alpha_1 = 0^\circ$) zu vergleichen. Hierfür werden die Querkräfte $\Delta Y'_{CSH}$ für den jeweiligen Driftwinkel gemittelt und K_{CSH}^* über Gl. 7.14 und das Gradientenverhältnis nach Gl. 3.49 ermittelt.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Abb. 7.19 zeigt, dass $K_{CSH}^*(\alpha_1 = 45^\circ)$ nur etwa 30% von $K_{CSH}^*(\alpha_1 = 0^\circ)$ beträgt und die Abhängigkeit von β im Vergleich mit der differenzierten Betrachtung geringer ist.

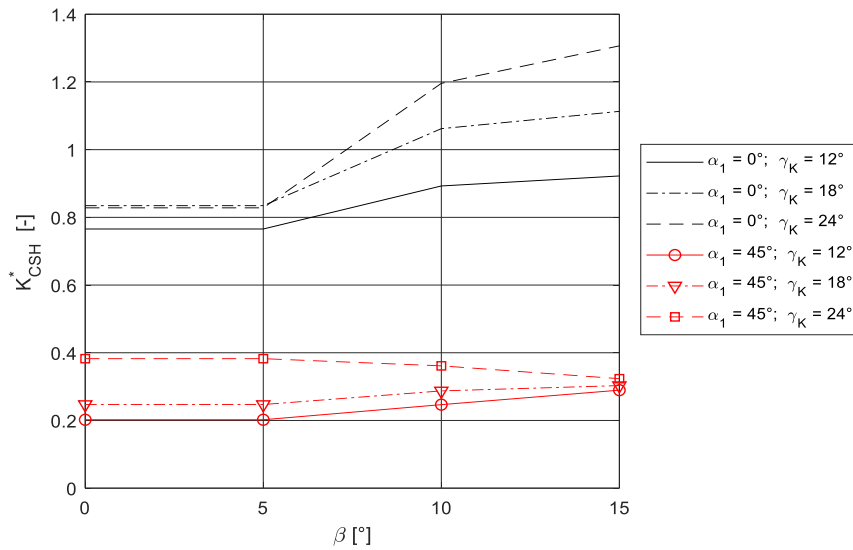


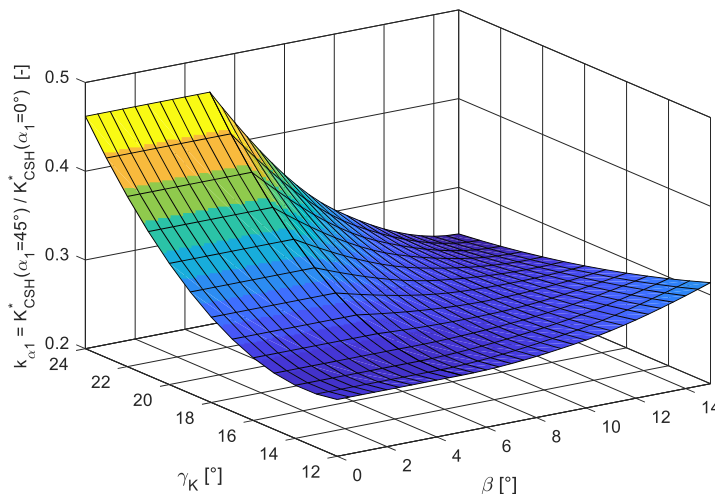
Abb. 7.19: CSH-Gesamtinterferenz K_{CSH} bei Mittelung der CS unter $\alpha_1 = 45^\circ$ über β im Vergleich zur Vertikalanordnung der CS für $\gamma_K = 12^\circ, 18^\circ, 24^\circ$

Durch Normierung von $K_{CSH}^*(\alpha_1 = 45^\circ)$ mit $K_{CSH}^*(\alpha_1 = 0^\circ)$ ergibt sich der Korrekturfaktor für die CS-Anordnung unter $\alpha_1 = 45^\circ$ bei Schräganströmung. Er lässt sich als Funktion von β und γ_K für die Bereiche des Driftwinkels $0^\circ > \beta \geq 5^\circ$ und $5^\circ > \beta \geq 15^\circ$ stückweise mit dem polynomialen Ansatz nach Gl. 7.16 beschreiben.

Mit

$$k_{\alpha_1}(\beta, \gamma_K) = \begin{cases} a_0 + a_1\gamma_K + a_2\gamma_K^2 & 0^\circ > \beta \geq 5^\circ \\ b_{00} + b_{10}\beta + b_{20}\beta^2 + b_{30}\beta^3 + b_{01}\gamma_K + b_{02}\gamma_K^2 + b_{11}\beta\gamma_K + b_{12}\beta\gamma_K^2 + b_{21}\beta^2\gamma_K & 5^\circ > \beta \geq 10^\circ \end{cases} \quad (7.16)$$

ergeben sich die in Abb. 7.20 aufgeführten Koeffizienten.



a_{00}	6,007e-1
a_{10}	-5,033e-2
a_{01}	1,856e-3
b_{00}	4,660e-1
b_{01}	-4,660e-2
b_{02}	2,334e-3
b_{10}	1,319e-2
b_{11}	9,776e-4
b_{12}	-1,622e-4
b_{20}	-1,292e-3
b_{21}	1,337e-4
b_{30}	-9,073e-6
R^2	0,996

Abb. 7.20: Ergebnis der Regression der Korrekturfaktoren für K_{CSH}^* , für die unter $\alpha_1 = 45^\circ$ angeordneten CS bei $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ in Abhängigkeit vom Konuswinkel γ_K und dem Driftwinkel β am SV

Basierend auf den vorgestellten Ergebnissen der numerischen Untersuchung zu den CSH-Interferenzfaktoren am SV wird im folgenden Unterkapitel die Ermittlung der Korrekturfunktionen für die Prognosemethoden nach Dempsey und Pitts-Nielsen behandelt.

7.2.2 Korrekturfunktionen für ausgewählte Prognosemethoden

Die in Kapitel 3.3.2 beschriebenen Prognosemethoden nach Dempsey und Pitts-Nielsen zur Ermittlung der CSH-Interferenzfaktoren basieren auf dem funktionalen Zusammenhang der Verhältnisse k_D bzw. k_P des Rumpfdurchmessers zur CS-Spannweite. Es handelt sich somit um lokale Bewertungen, welche den globalen Einfluss durch den Heckkonus bei Pitts-Nielsen nicht oder bei Dempsey lediglich sehr allgemein berücksichtigen. Zudem ist der Gültigkeitsbereich aufgrund der Verwendung der Anfangsgradienten (Kapitel 3.3.2.3) zur Ermittlung der Interferenzfaktoren auf kleine Winkel beschränkt. Des Weiteren sind die Interferenzfaktoren unabhängig von der Reynoldszahl, was für den Auftriebsgradienten eines Flügelprofils in guter Näherung angenommen werden kann; Effekte wie die Verdrängungsdicke werden nicht berücksichtigt. Die in den vorangegangenen Kapiteln beschriebenen Untersuchungen zeigen jedoch einen deutlichen Einfluss sowohl des Konuswinkels als auch der Reynoldszahl auf das effektive Seitenverhältnis und damit die Querkraftwirkung der CS unter Rumpfeinfluss. Diese Punkte werden durch die im Folgenden beschriebenen Korrekturfunktionen berücksichtigt.

Für den direkten Vergleich mit den bisherigen Ergebnissen und der Methoden untereinander mit dem Ziel der Ermittlung entsprechender Korrekturfunktionen sind folgende Punkte zu berücksichtigen:

- Die Methoden unterscheiden sich hinsichtlich ihrer Granulierung. Während sich Dempsey auf die globale Bewertung der Gesamtinterferenz beschränkt, differenziert Pitts-Nielsen den Rumpfeinfluss auf die CS und den CS-Einfluss auf den Rumpf.
- Die Definitionen des Seitenverhältnisses des Bezugsflügels unterscheiden sich. Während Dempsey die Spannweite b_{CL} bis zur Mittelachse des Rumpfs definiert, entspricht die Definition der Spannweite b_{CS} von Pitts-Nielsen der mittleren Spannweite bzgl. der Rumpfoberfläche.
- Beide Methoden sind für die Anordnung der Steuerflächen normal zur Bewegungsebene ausgelegt (K-K) und berücksichtigen eine davon abweichende Lage der Steuerflächen (z.B. X-K) nicht.

Die Ermittlung der Korrekturfunktionen erfolgt in drei Schritten:

1. Zunächst werden die originären Interferenzfaktoren entsprechend den geometrischen Bedingungen des SV (Funktion von k_D bzw. k_P) ermittelt.
2. Anschließend werden die in Kapitel 7.2.1.1 und Kapitel 7.2.1.2 bestimmten Interferenzfaktoren $\xi_i^*(\gamma_k)$ und $\xi_i^*(Rn)$ für kleine Winkel mit den in Schritt eins ermittelten Interferenzfaktoren ins Verhältnis gesetzt.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

3. Zuletzt erfolgt die Bestimmung der Koeffizienten der durch mehrfache Regression approximierten Korrekturfaktoren als Korrekturfunktion $\xi_i = f(\gamma_k, Rn)$ in Abhängigkeit von den Variablen γ_k und Rn (Beispiel in Abb. 7.21).

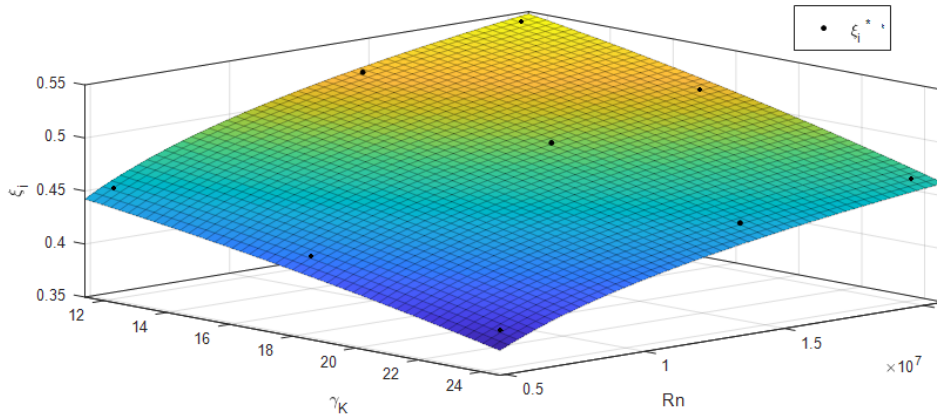


Abb. 7.21: Exemplarische Darstellung der Korrekturfunktionen

Die Gültigkeitsbereiche sind auf die Konuswinkel $12^\circ \geq \gamma_k \geq 24^\circ$ und den Reynoldszahlbereich $5,53 \cdot 10^6 \geq Rn_L \geq 20,0 \cdot 10^6$ beschränkt. Diese Einschränkung ergibt sich aus den in Kapitel 4.2.1 definierten geometrischen Parametern des SV.

Im Folgenden wird die beschriebene Vorgehensweise zur Ermittlung der Korrekturfunktionen für die Methoden nach Dempsey und Pitts näher betrachtet.

7.2.2.1 Dempsey-Methode

Die Umrechnung der in den vorigen Kapiteln beschriebenen Interferenzfaktoren für die Methode nach Dempsey erfolgt durch Multiplikation von K_{CSH} mit dem Y'_{CS} des isolierten Bezugsflügels gemäß Abb. 4.2. Das Ergebnis entspricht der Querkraft Y'_{CSH} mit Interferenzeinfluss. Anschließend wird der Wert mit Y'_{CS} für den gemäß Dempsey definierten Bezugsflügel (Abb. 3.17) normiert, wodurch sich K_C ergibt. Die Ergebnisse sind in Abb. 7.22 dargestellt. Die Abweichungen zur Prognose nach Dempsey liegen zwischen +4% und -49%.

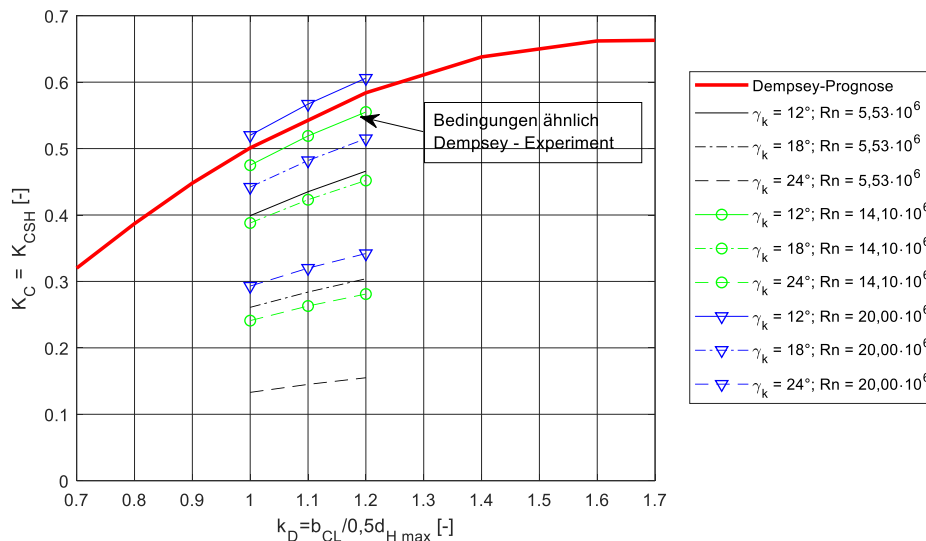


Abb. 7.22: Interferenzfaktor der Steuerflächen in Abhängigkeit vom Verhältnis der k_D [3] mit ermittelten Werten des SV

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Der Fall $\gamma_K = 12^\circ$ und $Rn = 14,10 \cdot 10^6$ ist geometrisch ähnlich der Variante 11A und weist einen 2,5% geringeren Wert für K_C für das SV auf, was als akzeptable Abweichung anzusehen ist. Um dennoch den Grund für die Abweichung zu ermitteln, wurden die Messergebnisse von Dempsey für die Variante 11A erneut ausgewertet. Dempsey macht keine Angaben über die Regressionsformeln für die Stabilitätsableitungen, daher erfolgt an dieser Stelle die Auswertung über die quadratische Regression wie beim SV. Gegenüber den in [3] beschriebenen Ergebnissen ergibt sich ein ca. 4% geringerer Interferenzfaktor K_C . Für die Korrekturfunktion wird jedoch der empirische Formelausdruck nach Dempsey verwendet, da dieser etabliert ist.

Wie in Kapitel 7.2.1.2 festgestellt, kann die Abhängigkeit für γ_K durch einen quadratischen Polynomansatz und für Rn durch einen logarithmischen Ansatz hinreichend genau approximiert werden. Somit besitzt die Korrekturfunktion folgende Form:

$$K_C = K_C^{Orig} \cdot \xi_{KC}(\gamma_K, Rn) \quad (7.17)$$

$$\text{mit } \xi_{KC}(\gamma_K, Rn) = (a \cdot \gamma_K^2 + b \cdot \gamma_K + c) \cdot (\ln(Rn) + d) \quad (7.18)$$

Die iterative Lösung des Ausdrucks mit der Methode der kleinsten Fehlerquadrate ergibt die in Tab. 7.1 aufgeführten Koeffizienten.

Tab. 7.1: Koeffizienten der Dempsey-Korrekturfunktionen $\xi_{KC}(\gamma_K, Rn)$ im Gültigkeitsbereich $12^\circ \geq \gamma_K \geq 24^\circ$ und $5,53 \cdot 10^6 \geq Rn \geq 20 \cdot 10^6$ und die Regressionsabweichung R^2

	Dempsey
	K_C
a	4,00e-5
b	-7,07e-3
c	2,67 e-1
d	-1,13 e+1
R^2	0,993

7.2.2.2 Pitts-Nielsen-Methode

Im Gegensatz zur Methode nach Dempsey differenziert die Methode nach Pitts-Nielsen bezgl. ihrer Abhängigkeiten die Interferenzfaktoren aus Schräganströmung (K_i) und aus der Verstellung der CS (k_i). Hinzu kommt, dass die Wirkung auf $i=CS(H)$ und auf den Rumpf $i=H(CS)$ separat betrachtet wird. Im Gegensatz zur Methode nach Dempsey ist hier keine Umrechnung der Interferenzfaktoren notwendig, da der Bezugsflügel aus Kapitel 7.2.1 dem von Pitts-Nielsen entspricht. Für die Schräganströmung ergeben sich für das SV im Vergleich zur Prognose nach Pitts-Nielsen geringere CSH-Interferenzfaktoren für $K_{H(CS)}$ zwischen -61% bis -33% und für $K_{CS(H)}$ zwischen -61% bis -46% (Abb. 7.23).

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

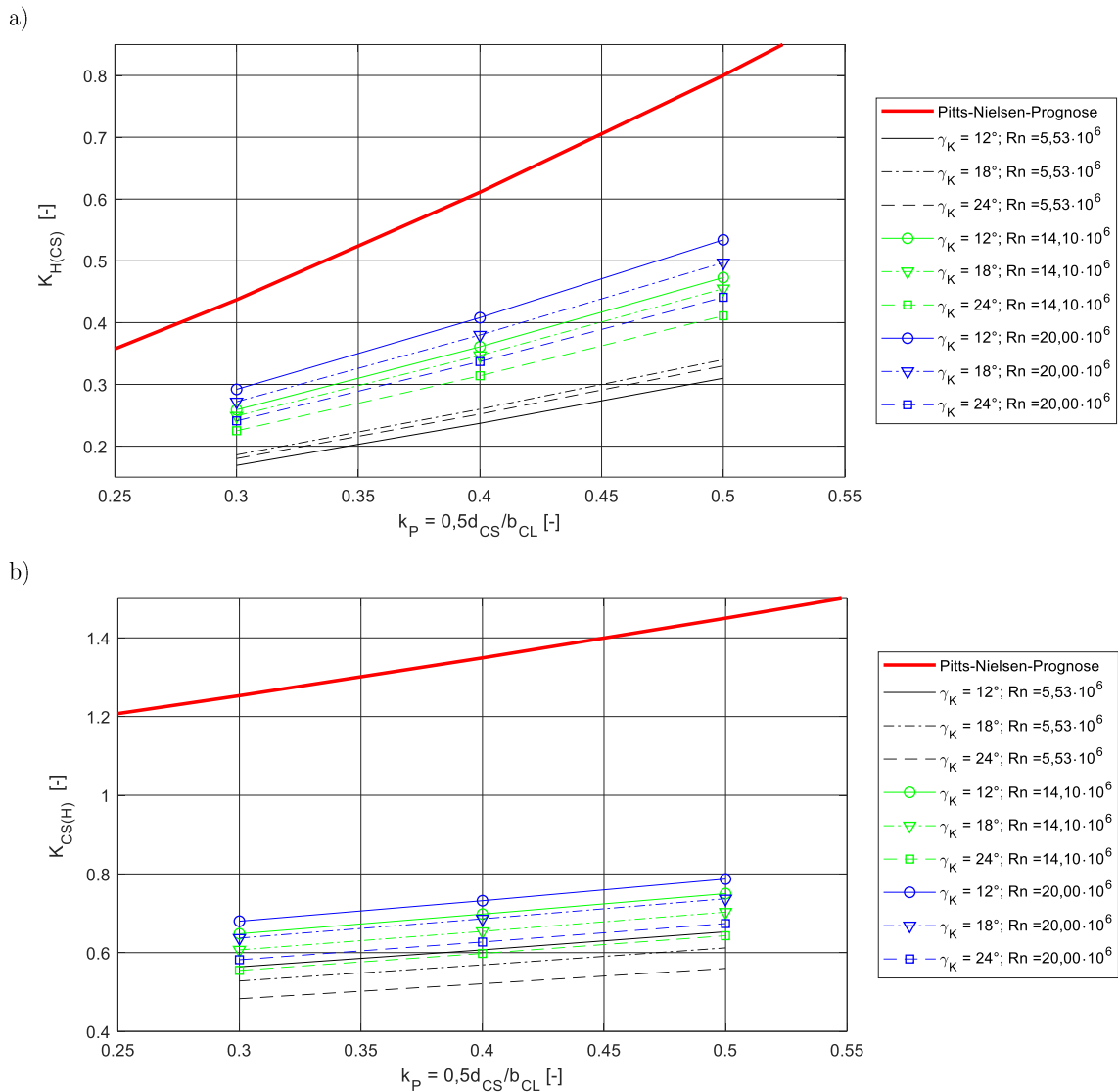


Abb. 7.23: Interferenzfaktoren beim Driften des Fahrzeugs in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P nach [13] und der Reynoldszahl für das SV für a) Interferenzfaktor $K_{H(CS)}$ der Steuerfläche CS auf den Rumpf und b) Interferenzfaktor $K_{CS(H)}$ der CS unter Rumpfeinfluss

Bei Verstellung der CS weisen die CSH-Interferenzfaktoren ebenfalls geringere Werte als bei Pitts auf. Für $k_{H(CS)}$ ergeben sich Werte zwischen -19% bis -4% und für $K_{CS(H)}$ zwischen -38% bis -31% (Abb. 7.24). Damit beträgt die Bandbreite durch den Einfluss von γ_K und Rn nur etwa die Hälfte, verglichen mit den Interferenzfaktoren der Schräganströmung.

Die erheblichen Abweichungen für die Prognosemethode nach Pitts-Nielsen gegenüber den am SV ermittelten Interferenzfaktoren ist auf die Annahme eines zylindrischen Rumpfs ohne Heckkonus zurückzuführen, an dem die CS befestigt ist (Kapitel 3.3.2.3). Die Vernachlässigung der Verdrängungsdicke im Falle eines Rumpfs mit ausgeprägtem Heckkonus hat einen starken negativen Einfluss auf die Genauigkeit der Prognose, da das effektive Seitenverhältnis der CS mit Konus erheblich beeinflusst ist. Hinzu kommt die lokale Geschwindigkeitserhöhung aufgrund der Zylinderumströmung, die am Konusheck nicht im gleichen Maß vorhanden ist. Dieser Umstand wird durch die Formulierung einer Funktion in Abhängigkeit vom Konuswinkel und der Reynoldszahl korrigiert.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

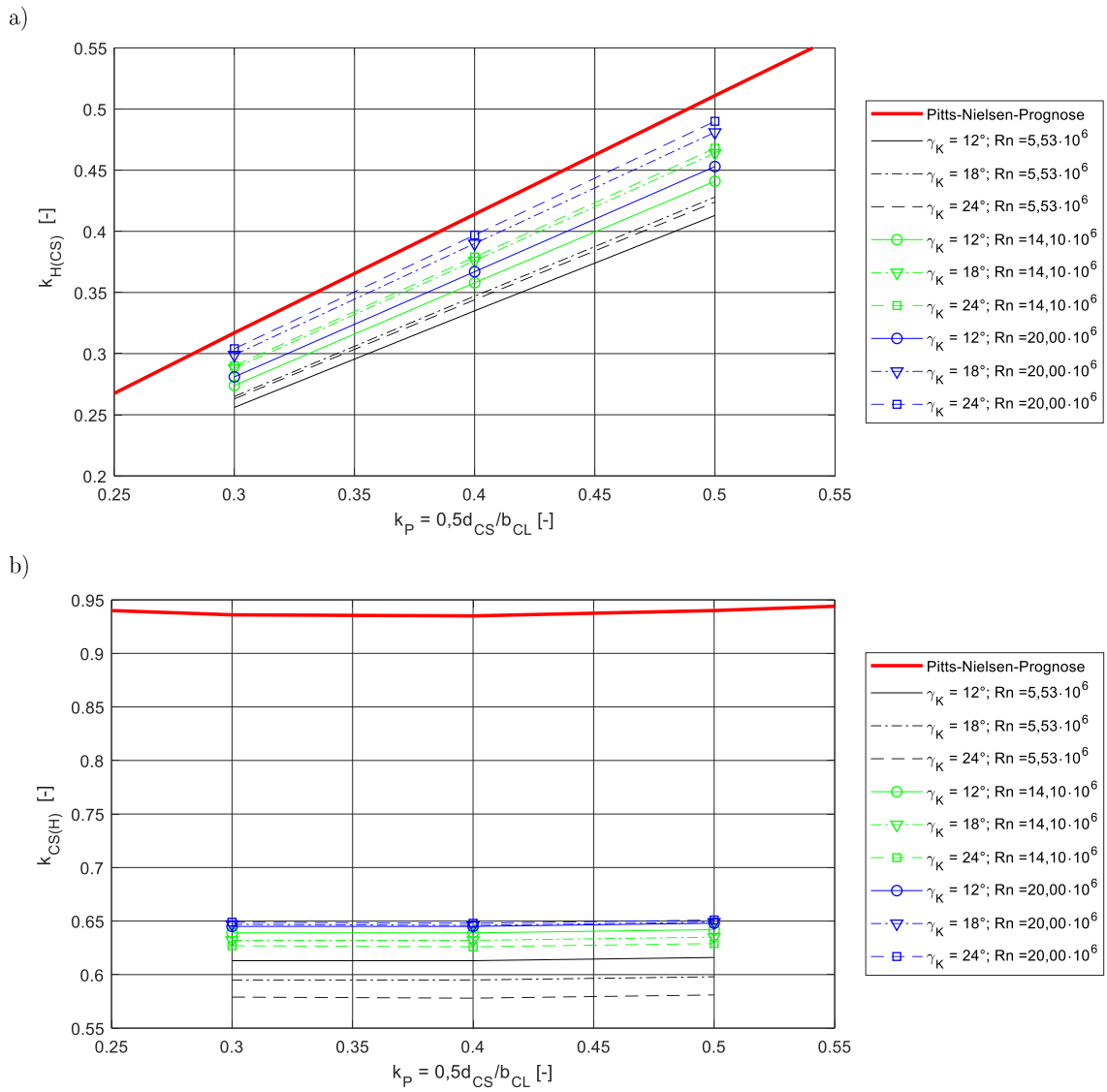


Abb. 7.24: Interferenzfaktoren für das SV bei Verstellung der Steuerfläche in Abhängigkeit vom Verhältnis k_P nach [13] exemplarisch für $Rn = 5,53 \cdot 10^6$ für a) Interferenzfaktor $k_{H(CS)}$ der Steuerfläche CS auf den Rumpf und b) Interferenzfaktor $k_{CS(H)}$ der CS unter Rumpfeinfluss

Die Korrekturfunktion für die Interferenzfaktoren in Abhängigkeit von der Schräganströmung über den Driftwinkel bei CS-Anordnung als Seitenruder stellt sich wie folgt dar:

$$K_i = K_i^{orig} \cdot \xi_K(\gamma_K, Rn) \quad i = H(CS) ; CS(H) \quad (7.19)$$

$$\text{für } K_{CS(H)} \text{ mit } \xi_K(\gamma_K, Rn) = (p_1 \cdot \gamma_K^2 + p_2 \gamma_K + p_3) \cdot (p_4 Rn + \ln(Rn) + p_5) \quad (7.20)$$

Für die Abhängigkeit vom Stellwinkel der Steuerflächen wird folgende Korrekturfunktion definiert:

$$k_i = k_i^{orig} \cdot \xi_k(\gamma_K, Rn) \quad i = H(CS) ; CS(H) \quad (7.21)$$

$$\text{mit } \xi_k(\gamma_K, Rn) = (p_1 \gamma_K^2 + p_2 \gamma_K + p_3) \cdot (p_4 Rn + \ln(Rn)) + p_5 \gamma_K Rn \quad (7.22)$$

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Aus den diskreten Ergebnissen der numerischen Berechnung ergeben sich durch multiple Regression die in Tab. 7.2 aufgeführten Koeffizienten für die Beschreibung der Korrekturfunktionen.

Tab. 7.2: Koeffizienten der Pitts-Nielsen-Korrekturfunktionen $f(\gamma_K, Rn)$ für den Gültigkeitsbereich $12^\circ \geq \gamma_K \geq 24^\circ$ und $5,53 \cdot 10^6 \geq Rn \geq 20 \cdot 10^6$ und die Regressionsabweichung R^2

	Pitts-Nielsen			
	$K_{CS(H)}$	$K_{H(CS)}$	$k_{CS(H)}$	$k_{H(CS)}$
p_1	-1,69e-5	2,97e-4	9,66e7	-3,35e-5
p_2	-2,63e-4	-1,98e-2	-3,26e-4	1,22e-3
p_3	7,75e-2	4,14e-1	4,65e-2	4,19e-2
p_4	1,72e-3	1,68e-1	-9,81e-8	-5,17e-8
p_5	-9,28	-1,58e+1	2,31e-10	2,92e-10
R^2	0,988	0,983	0,982	0,980

Da die modifizierte Methode nach Pitts-Nielsen, gegenüber der Methode nach Dempsey, die umfangreicheren Informationen liefert, wird im weiteren Verlauf der Arbeit die modifizierte Methode nach Pitts-Nielsen thematisiert.

7.3 Zusammenfassung

Für die Genauigkeit bei der Bestimmung der CSH-Interferenz ist die strömungsmechanische Charakteristik des Bezugsflügels maßgebend. In diesem Kapitel wurde untersucht, inwieweit sich die strömungsmechanischen Charakteristika (Auftrieb, Widerstand, Lage des Druckpunkts) des Bezugsflügels mit der Prognosemethode nach Whicker [1] unter Berücksichtigung der geometrischen Ähnlichkeit abbilden lassen. An den hier untersuchten Fällen von isolierten CS, mit dem ans konische Heck angepassten Wurzelbereich, ergaben sich geringere Auftriebsgradienten und Abweichungen im Druckpunkt im Vergleich zur Prognose. Um den Fehler gering zu halten, kommen für diese Arbeit die numerisch ermittelten strömungsmechanischen Charakteristika (Auftrieb, Widerstand, Lage des Druckpunkts) der jeweils isoliert betrachteten CS zur Anwendung.

Basierend auf einer sich an den Proportionen typischer Uboote orientierenden vereinfachten Fahrzeuggeometrie wurden numerische Untersuchungen durchgeführt. Die Untersuchung zeigt eine erhebliche Abhängigkeit der CSH-Interferenzfaktoren vom Konuswinkel und der Reynoldszahl. Ferner besteht eine Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} bzw. Driftwinkel β . Während für die Verstellung der CS der Gesamtinterferenzfaktor mit zunehmendem δ_{CS} abnimmt, steigt dieser bei zunehmendem β bei Schräganströmung, nachdem er bei kleinen Winkeln ($\beta < 5^\circ$) zunächst konstant bleibt.

Die Position der Steuerfläche spielt eine wesentliche Rolle für ihre Wirksamkeit. Für den Fall eines X-K beträgt der Unterschied bei Schräganströmung von luv- zu leeseitiger Anströmung bis zu 60%. Dies führt so weit, dass sich die Wirkrichtung leeseitig schon bei geringem β umkehrt.

Die beiden ausgewählten Prognosemethoden unterschätzen den Interferenzeinfluss, was zu einer Überbewertung der erzeugten Querkräfte durch die Steuerflächen am Heck führt.

Ergebnisse für die vereinfachten Geometrien

Der Gültigkeitsbereich der Dempsey-Methode beschränkt sich wie erwartet auf $\gamma_K = 12^\circ$ und $Rn = 14 \cdot 10^6$. Außerhalb dieses Bereichs wurden erhebliche Schwächen insbesondere aufgrund der Abhängigkeit vom Konuswinkel nachgewiesen und über entsprechende Korrekturfunktionen angepasst.

Die Prognosemethode von Pitts-Nielsen ist aufgrund ihrer empirischen Basis für zylindrische Rumpfe bestimmt; das spiegelt sich in den erheblichen Differenzen mit teilweise 50% geringeren Interferenzfaktoren wider. Aus diesem Grund sind Anpassungen in Form der Korrekturfunktionen über den gesamten Parameterbereich erheblich.

8 Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Im folgenden Kapitel werden die im vorigen Kapitel ermittelten Korrekturfunktionen hinsichtlich der Gültigkeit für komplexe Fahrzeuggeometrien überprüft. Das hierfür verwendete exemplarische Fahrzeug wurde mit den in Kapitel 6.3.1 beschriebenen drei Heck-Konfigurationen untersucht, um Erkenntnisse zur Wirkung einzelner CS zu erlangen.

Bei der Präsentation der Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV) erfolgt zunächst die strömungsmechanische Bewertung der Phänomene, die Einfluss auf die CSH-Interferenzen haben. Hierzu wird die Geometrie nach Abb. 4.4, ausgehend vom nackten Rumpf, sukzessive um Geometriekomponenten erweitert. Die Bewertung mündet final in die Ermittlung der CSH-Interferenzen, welche bzgl. der Prognosen aus den Untersuchungen am vereinfachten Fahrzeug (SV) auf ihre Anwendbarkeit bei komplexen Geometrien hin bewertet werden.

8.1 Fahrzeug ohne Steuerflächen

8.1.1 Grenzschicht am Heckkonus

Entsprechend der Zielsetzung aus Tab. 5.4 erfolgt zunächst die Bewertung der Strömungsverhältnisse am Heckkonus im Bereich der CS. Das Ergebnis der numerischen Rechnungen ist in Abb. 8.1 in Form der mit Hilfe der Bezugsgeschwindigkeit U_0 normierten Geschwindigkeiten im Vertikalschnitt auf der CL sowie als Querschnitt in der jeweiligen CS-Ebene für die K-K und X-K dargestellt. Die Position der Ruderachsen von K-K- und X-K ist unterschiedlich. Der Grund hierfür ist in Kapitel B.2 näher erläutert. Da die CS einzeln angesteuert werden, befinden sich für die X-K alle Ruderachsen auf einer Ebene. Die Seitenruder und die hinteren Tiefenruder bei der K-K sind jeweils mit einer Achse gekoppelt und müssen daher versetzt angeordnet werden.

Wie in Kapitel 3.3.2.1 beschrieben, liegen die CS am Heck im Einflussbereich der Grenzschichtaufweitung, wodurch sich die Anströmgeschwindigkeit und damit die Wirksamkeit im rumpfnahen CS-Wurzelbereich verringern. Qualitativ betrachtet, nimmt bei konstanter Spannweite b_{CS} der Einfluss der Grenzschichtaufweitung mit dem Abstand x_K des Heckkonus proportional zu.

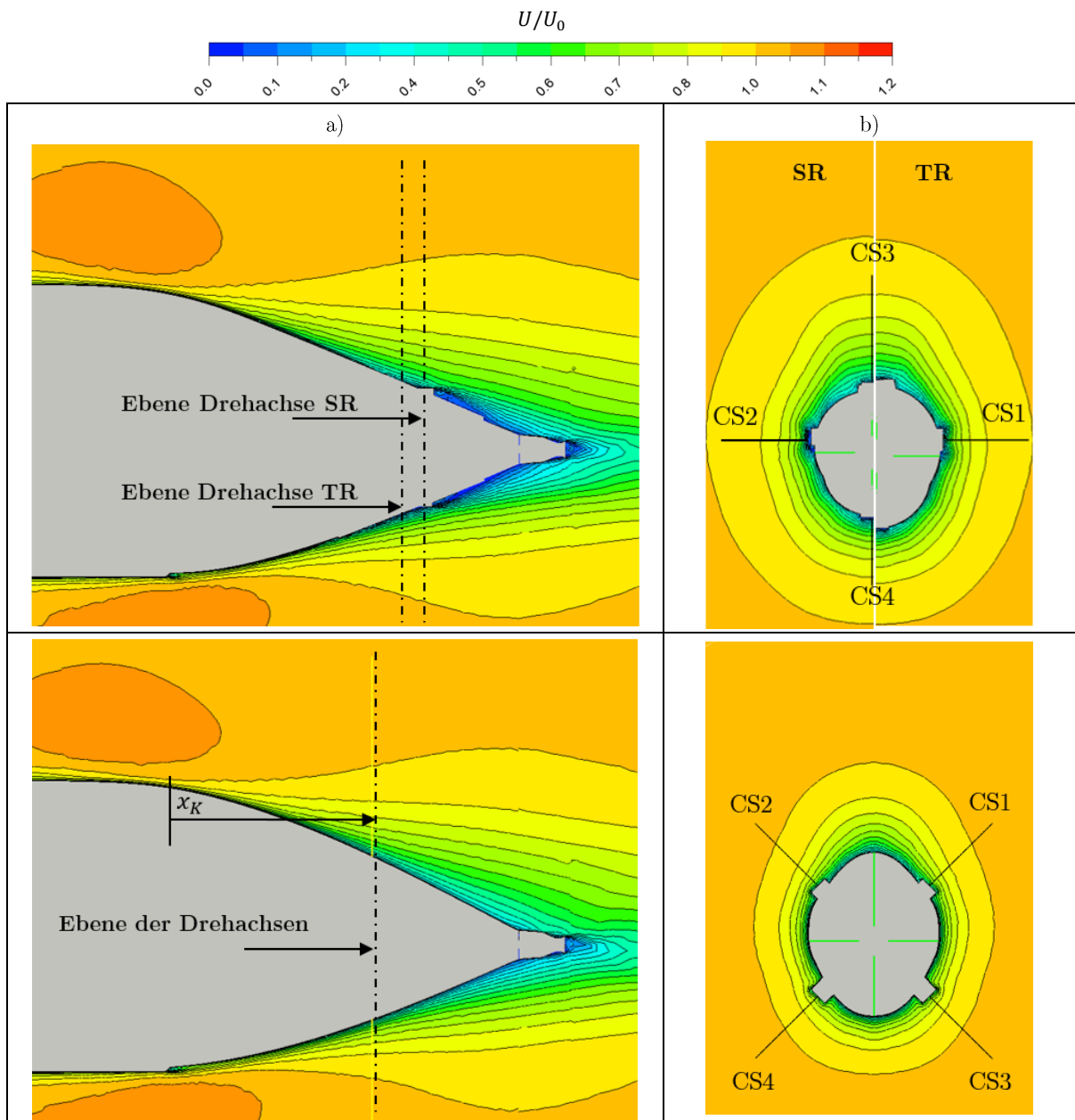


Abb. 8.1: Geschwindigkeitsverhältnisse am Heck ohne Turm/Ruder (CV000) für K-K (oben) sowie X-K (unten) bei Geradeausfahrt, a) Seitenansicht und b) Querschnitt

Für eine quantitative Aussage zum Rumpfeinfluss am Ort der CS lässt sich das Verhältnis der lokalen Geschwindigkeit zur unbeeinflussten Bezugsgeschwindigkeit U/U_0 über die Spannweite b_{CS} an den Positionen der CS-Drehachsen darstellen (Abb. 8.2). Hierbei wird die Laufvariable z_{CS} mit der Spannweite b_{CS} normiert. Aufgrund des größeren Abstands x_K ist der Einfluss für die K-K größer als für die X-K.

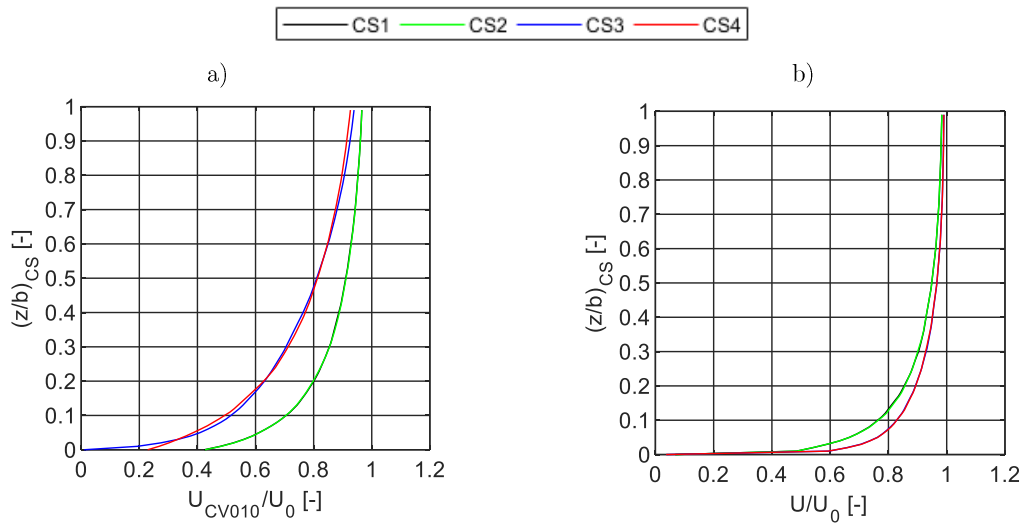


Abb. 8.2: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der normierten Spannweite $(z/b)_{CS}$ auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt (CV000), a) für K-K und b) für X-K

Durch Mittelung von U/U_0 über b_{CS} ergeben sich für die einzelnen CS die in Tab. 8.1 aufgeführten Geschwindigkeiten. Hierdurch lässt sich ableiten, dass der Rumpfeinfluss an der K-K für CS3 und CS4 mit 25% die größte Minderung erfährt. Für die X-K fällt die Geschwindigkeitsreduktion hingegen mit 7-10% erheblich geringer aus.

Tab. 8.1: Gemittelte Geschwindigkeit über die Spannweite b_{CS} auf Position der CS-Drehachsen

CS	K-K	X-K
1	0,87	0,90
2	0,87	0,90
3	0,75	0,93
4	0,76	0,93

Turmeinfluss

Durch Zufügen des Turms (Abb. 8.3) erhöht sich im oberen wandnahen Bereich des Heckkonus die lokale Geschwindigkeit. Dies hat zur Folge, dass die lokale Verdrängungsdicke abnimmt und die Stromlinien näher der Heckkontur folgen. Dieser Effekt ist vermutlich auf den Hufeisenwirbel zwischen Turm und Rumpf zurückzuführen, der eine lokale Vertikalgeschwindigkeit induziert [95].

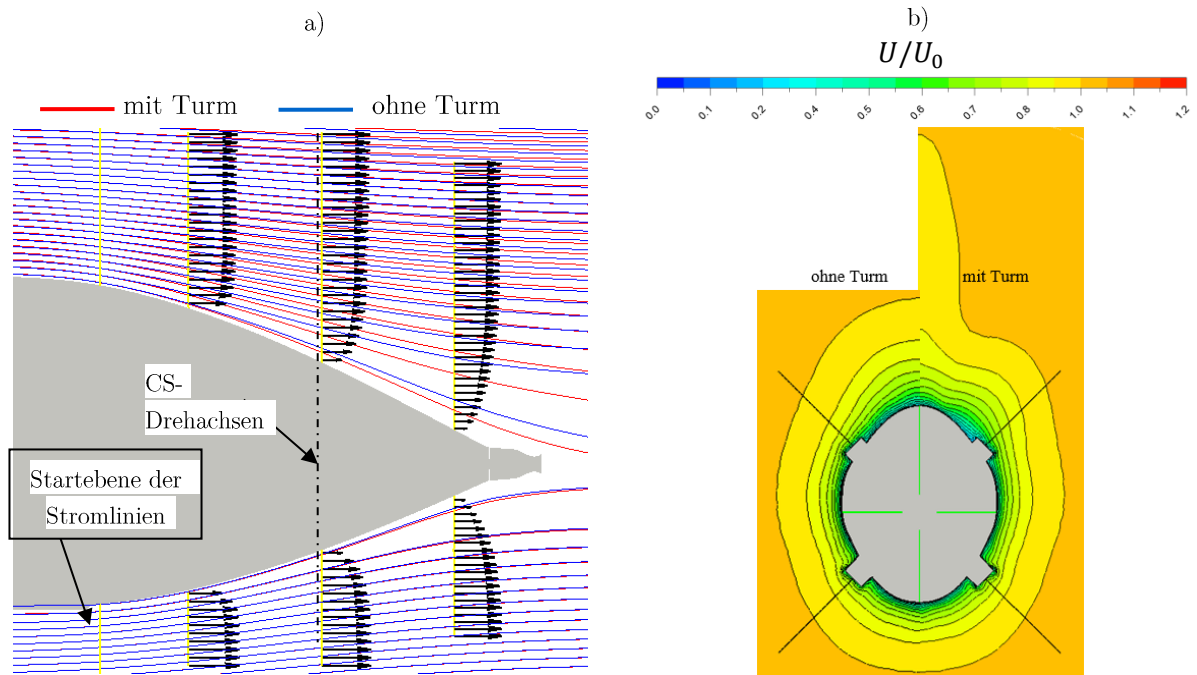


Abb. 8.3: Einfluss des Turms auf die Strömung im Bereich des Heckkonus (Bsp. X-K (Variante CV100)),
a) Stromlinien und b) Geschwindigkeitsverteilung

Die Turmeinflussfaktoren U_{CV010}/U_{CV000} ergeben sich aus dem Verhältnis der Geschwindigkeiten mit und ohne Turm an der Position der Drehachsen der CS. Die lokalen Faktoren über die Spannweite sind in Abb. 8.4 dargestellt. Für die K-K ist der Einfluss lediglich an der oberen CS3 vorhanden. Hier nimmt die lokale Geschwindigkeit im Bereich $0,7 \leq (z/b)_{CS} \leq 0,15$ annähernd linear zu und für $(z/b)_{CS} > 0,7$ linear ab. An den seitlich angeordneten CS1 und CS2 verringern sich die Geschwindigkeiten im Mittel um 5%.

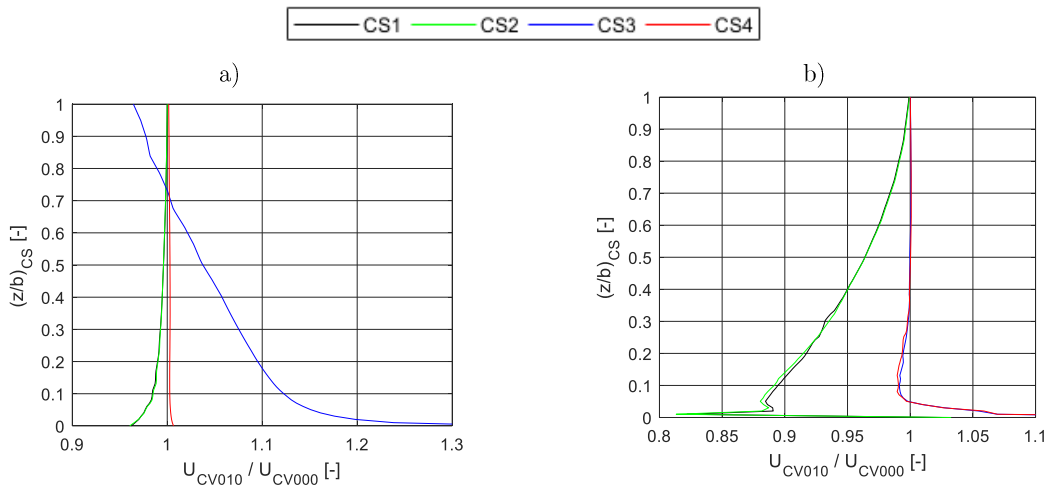


Abb. 8.4: Darstellung der Einflussfaktoren infolge des Turmeinflusses auf die lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt für a) K-K und b) für X-K

Demgegenüber verringert sich für die X-K die lokale Geschwindigkeit an allen vier CS. Insbesondere an den beiden oberen Steuerflächen (CS1 und CS2) führt der Turmeinfluss zu

einer Geschwindigkeitsreduktion über die gesamte Spannweite, im Mittel um 4%. Der Einfluss auf die unten CS ist an beiden Konfigurationen erwartungsgemäß vernachlässigbar.

Propellereinfluss

Der Einfluss des Propellers am Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$ im für den Modellmaßstab) bewirkt bis zu einer Distanz von etwa D_P stromaufwärts eine Zunahme der Längsgeschwindigkeit. Die Beschleunigung der Strömung in der Propellerebene bewirkt im Bereich des Propellerdurchmessers und ca. 50% darüber hinaus, dass sich der Abstand der Stromlinien zur Heckkontur verringert (Abb. 8.5). Diese lokale Verringerung der Verdrängungsdicke δ^* führt dazu, dass der Rumpfeinfluss an der Position der CS reduziert wird und sich die Wirksamkeit erhöht (siehe auch Kapitel 8.2.2). Die Wirkung auf die CS ist von der Distanz l_{CSP} der Propellerebene abhängig und nimmt mit deren Zunahme ab (siehe Kapitel 3.3.3.2). Aufgrund der unterschiedlichen Werte von x_{CSP} für die beiden untersuchten Konfigurationen unterscheidet sich deren Propellereinfluss.

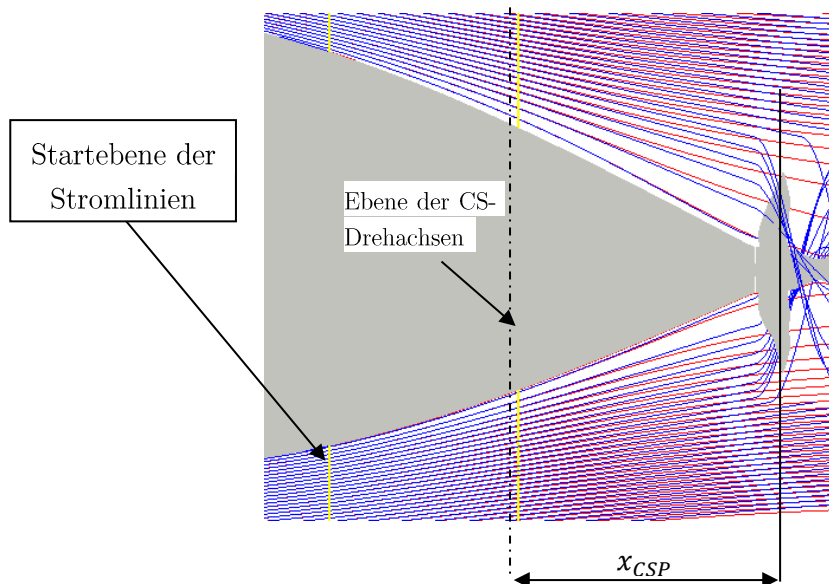


Abb. 8.5: Einfluss des Propellers auf die Stromlinien am Heck am Bsp. X-K (CV001) bei Geradeausfahrt

Der Einflussfaktor U_{CV001}/U_{CV000} der Geschwindigkeitsänderung bezüglich der Variante ohne Propeller (CV000) an den Positionen der einzelnen Ruder ist in Abb. 8.6 dargestellt. Die Geschwindigkeit nimmt für $(z/b)_{CS} \leq 0,1$ überproportional zu, vermutlich auf Grund der Nachstromverhältnisse und damit des inhomogenen Zustroms zum Propeller, was aus einer radial veränderlichen induzierten Axialgeschwindigkeit resultiert (siehe Kapitel 3.3.3.1) bzw. und [39]. Über b_{CS} gemittelt nimmt die Geschwindigkeit für die X-K um 1,3% zu, wobei die Steigerung an den oberen CS größer ist als für die unteren CS (ca. 0,5%).

Für die K-K ist die Zunahme der Geschwindigkeit und damit der CS-Kraft aufgrund des geringeren Abstands zum Propeller größer als für die X-K (im Mittel um 5%). Zudem ist die Geschwindigkeitszunahme an der unteren CS (CS4) größer als an der oberen (CS3), was auf die größere im Propellersog befindliche Fläche (bzw. die Sehnenlänge \bar{c}) zurückzuführen ist.

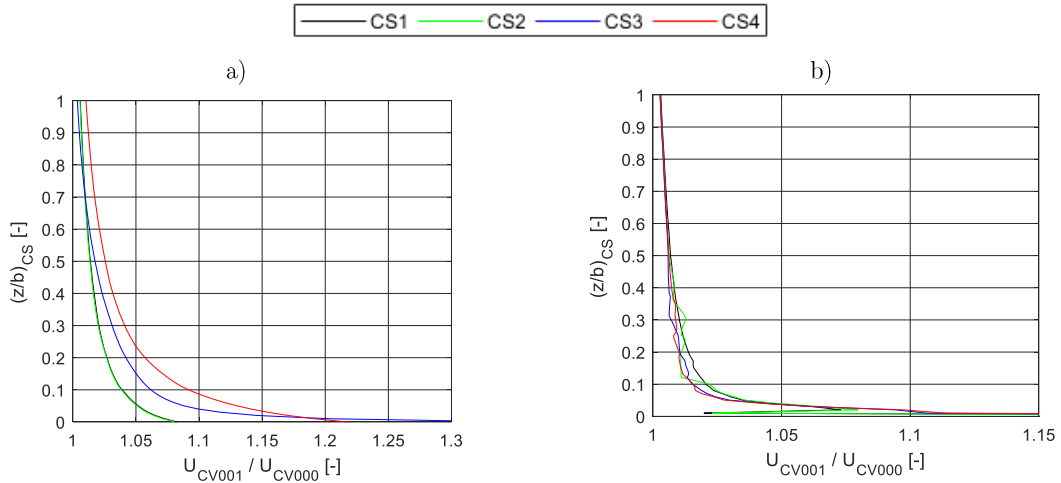


Abb. 8.6: Darstellung der Einflussfaktoren aufgrund des Propellereinflusses ($\eta = 1$) auf die lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Drehachsen bei Geradeausfahrt a) für K-K und b) für X-K

8.1.2 Lokale Anströmwinkel im Bereich der Steuerflächen

Wie in Kapitel 3.3.2.1 beschrieben, kann der lokale Anströmwinkel $\alpha_{lok}(z_{CS})$ an den Positionen der einzelnen CS unter Einfluss des Rumpfs durch die Beurteilung der Strömungsverhältnisse am Ort der Steuerflächen am Heck ohne CS erfolgen. Nachfolgend werden die Ergebnisse der numerischen Simulation unter Berücksichtigung des Driftwinkels sowie des Turmeinflusses präsentiert.

Der Einfluss des Rumpfs, genauer des Heckkonus, auf die Strömung führt dazu, dass an den Positionen der Ruderachsen der lokale Anströmwinkel α_{CSlok} über die Spannweite der CS gegenüber dem geometrischen Anströmwinkel α_{CS}^g (entspricht hier dem Driftwinkel β) abweicht. Aufgrund der vernachlässigbaren Abweichung zwischen X-K und X-K wird nur die X-K mit den Ergebnissen der K-K verglichen.

Schräganströmung ohne Turmeinfluss

Aufgrund der je nach Heck-Konfiguration unterschiedlich angeordneten CS ergeben sich bei Schräganströmung erheblich unterschiedliche lokale Strömungsverhältnisse, wodurch ihr Beitrag an der Querkraft stark variiert. Insbesondere beim X-Heck zeigt Abb. 8.7, dass sich die leeseitigen CS im Strömungsschatten des Rumpfs befinden und dadurch ihr Beitrag an den Steuerkräften erheblich abnimmt.

Das Verhältnis der lokalen Anströmwinkelverteilung $\alpha_{CSlok} / \alpha_{CS}^g (\triangleq \alpha_{CSlok} / \beta)$ (Gl. 3.40) mit der Laufvariablen z_{CS} als Abstand von der Oberfläche an einem Zylinder ist in Abb. 8.8 dem aus der Simulation ermittelten α_{CSlok} gegenübergestellt.

Für die K-K zeigt sich, dass der Einfluss des Heckkonus und die damit verbundene erhebliche Verdrängungsdicke unterhalb von $(z/b)_{CS} = 0,4$ zur deutlichen Reduzierung bzw. der Umkehr des Vorzeichens der lokalen Anströmwinkel im Vergleich mit der Zylinderumströmung führen. Oberhalb von $(z/b)_{CS} = 0,4$ sind die Werte um etwa 50% größer als der geometrische Anströmwinkel. Der geringere Einfluss in Wandnähe bei der oberen CS (CS3) ist auf den Einfluss des Decks und des größeren Konuswinkels zurückzuführen.

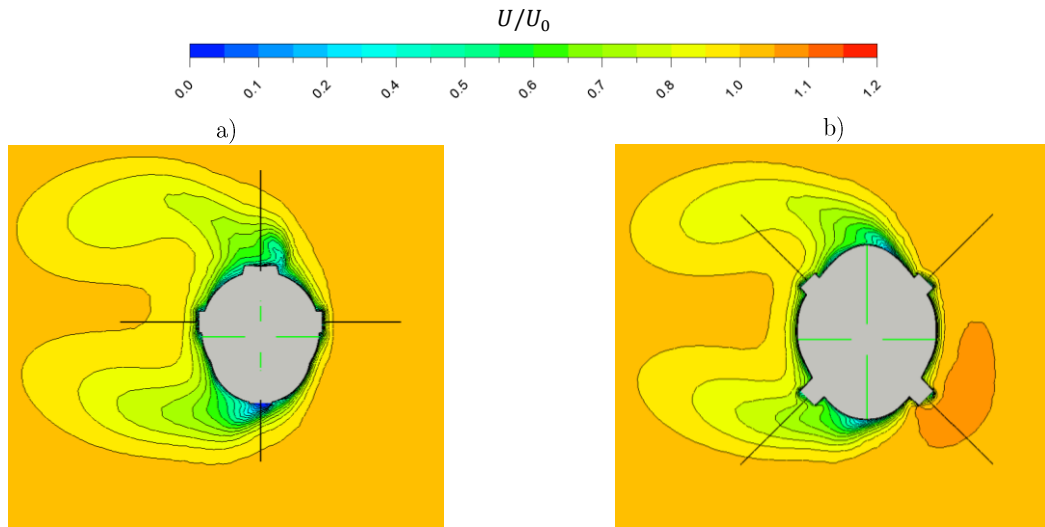


Abb. 8.7: Strömungsverhältnisse am Heck ohne Turm/Ruder (CV000) bei $\beta = -10^\circ$, für a) die K-K und b) die X-K

Für das X-Heck zeigt sich ein vollständig anderes Bild. Während die luvseitigen Steuerflächen (CS1 und CS3) über nahezu die gesamte Spannweite dem geometrischen Anströmwinkel entsprechen, erfährt die obere leeseitige Steuerfläche (CS2) negative $\alpha_{CS\text{lok}}$ und liefert somit einen negativen Beitrag zur Querkraft in der horizontalen Bewegungsebene.

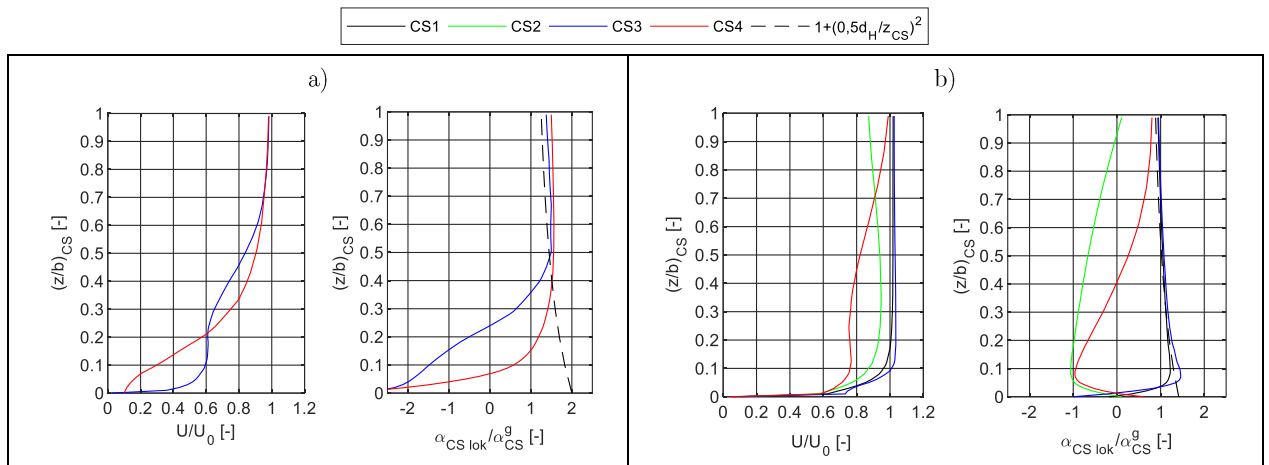


Abb. 8.8: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 sowie Verhältnisse des lokalen Driftwinkels entlang der Spannweite b_{CS} auf Position der Ruderachsen bei $\beta = -10^\circ$ (CV000) für a) die K-K und b) die X-K

Schräganströmung unter Einfluss des Turms

Der Turm führt die Strömung zusätzlich, dadurch ergeben sich gegenüber der Variante ohne Turm (CV000) über eine größere Distanz von der Rumpfoberfläche reduzierte Geschwindigkeiten oberhalb des Decks (Abb. 8.9).

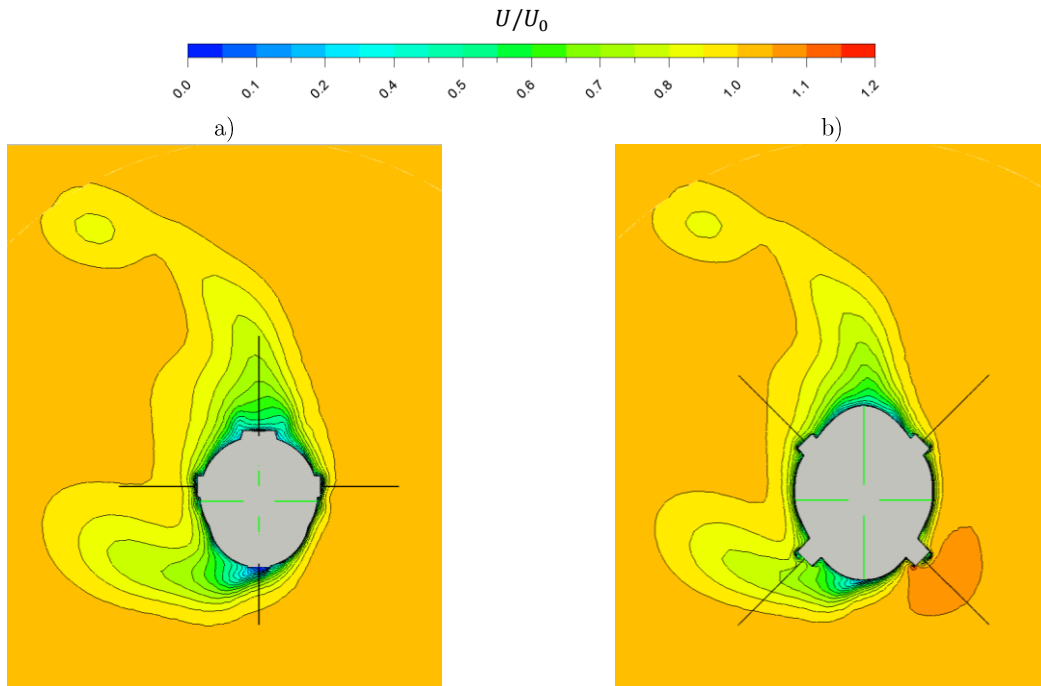


Abb. 8.9: Strömungsverhältnisse in der Ebene der CS-Achsen mit Turm (CV010) bei $\beta = -10^\circ$ für a) die K-K und b) die X-K

Den größten Einfluss hat der Turm wie erwartet auf den Zustrom der oberen Steuerflächen, infolgedessen ist deren resultierende Geschwindigkeit und damit die Last geringer als an den unteren CS. Da es sich beim Turm um ein Flügelprofil mit kleinem Seitenverhältnis handelt, bildet sich bei schräger Anströmung der charakteristische Spitzenwirbel aus, der sich stromabwärts nach leewärts fortpflanzt und gegebenenfalls bei negativem Anstellwinkel mit den oberen CS interagiert und die Ruderwirkung zusätzlich beeinflusst.

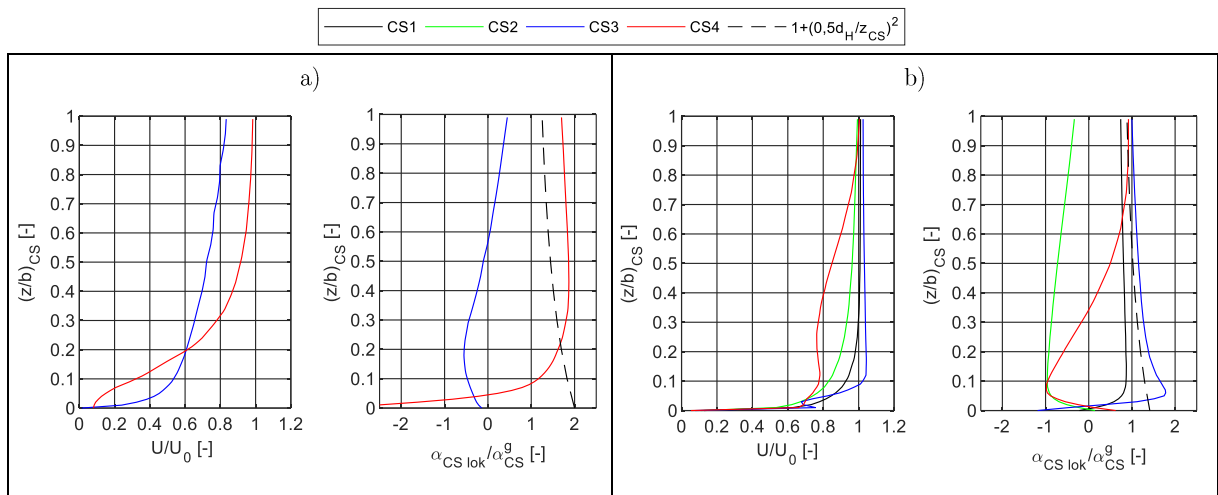


Abb. 8.10: Lokale Geschwindigkeitsverteilung U/U_0 und lokaler Driftwinkel über die Spannweite b_{CS} auf Position der Ruderachsen bei $\beta = -10^\circ$ mit Turmeinfluss (CV010) für a) die K-K und b) die X-K

Für die K-K zeigt Abb. 8.10a, dass sich der Anströmwinkel an der oberen Steuerfläche (CS3) erheblich vermindert, wodurch diese nahezu wirkungslos wird.

An der X-K wirkt sich der Turmeinfluss wie zu erwarten lediglich an der leeseitigen oberen Steuerfläche (CS2) im oberen Bereich aus. Hierbei ergibt sich zusätzlich zur verringerten

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Geschwindigkeitsreduktion vermutlich aufgrund der induzierten Geschwindigkeit aufgrund des Hufeisenwirbels zwischen Turm und Rumpf ein vergrößerter Anströmwinkel $\alpha_{CS\text{lok}}$ (Abb. 8.10a).

Über die Variation des Anströmwinkels entlang der Spannweite lässt sich der Interferenzfaktor $K_{CS(H)}^b$ ermitteln [13]. Hierfür wird das Integral des variablen lokalen Anströmwinkels $\alpha_{CS\text{lok}}$ zum konstanten geometrischen Anströmwinkel α_{CS}^g ins Verhältnis gesetzt. Durch die streifenweise Integration über die lokalen Profillängen $c(z_{CS})$ erfolgt eine Wichtung anhand der Lateralgeometrie der CS.

$$K_{CS(H)}^b = \frac{\int_{0,5d_H}^{b_{CS}} \alpha_{CS\text{lok}}(z_{CS}) \cdot c(z_{CS}) dz_{CS}}{\alpha_{CS}^g \int_{0,5d_H}^{b_{CS}} c(z_{CS}) dz_{CS}} \quad (8.1)$$

Aus den in Tab. 8.2 aufgeführten Werten für $K_{CS(H)}^b$ an den Positionen der einzelnen CS lassen sich für die Heck-Konfigurationen zwei wesentliche Einflüsse ableiten:

1. Für die X-K werden die luvseitigen Steuerflächen (CS1 und CS3), im Vergleich zum geometrischen Anströmwinkel α_{CS}^g , mit einem um ca. 10% vergrößerten Winkel; angeströmt. Der effektive Anströmwinkel an den leeseitigen CS ist erheblich reduziert bzw. negativ, was die Umkehr der Wirkrichtung zur Folge hat.
2. Der Turmeinfluss wirkt sich an den oberen CS in Form einer Reduktion um bis zu 60% aus. An den unteren CS führt der Turmeinfluss zu einer Zunahme des Anströmwinkels um bis zu 30%.

Tab. 8.2: Vergleich der gemittelten Anströmwinkel an den Positionen der Drehachsen der Steuerflächen bei $\beta = -10^\circ$ für die Kreuz- und X-Konfiguration der CS

		K-K				X-K			
		CS1	CS2	CS3	CS4	CS1	CS2	CS3	CS4
$K_{CS(H)}^b$	ohne Turm	/	/	0,48	1,37	1,06	-0,59	1,12	0,10
	mit Turm	/	/	0,08	1,70	0,81	-0,69	1,21	0,25

Diese Beobachtungen werden unter anderem in den Untersuchungen von [4] an spindel-förmigen Rümpfen mit Turm bestätigt. Der Spitzenwirbel am Turm induziert demnach an den oberen CS negative und an den unteren CS positive Geschwindigkeiten, was die erhebliche Asymmetrie erklärt.

8.2 Fahrzeug mit Steuerflächen

Im folgenden Unterkapitel wird auf die Ergebnisse am vollständigen Fahrzeug mit den hinteren CS eingegangen. Als Erweiterung zur vorhergehenden Betrachtung der Geschwindigkeitsverhältnisse an der Position der CS werden nachfolgend Kräfte an den CS behandelt, um die Ursachen der CSH-Interferenzeffekte bewerten zu können. Hierfür wird zunächst auf die Querkraftverteilung an einer CS unter Rumpfeinfluss eingegangen. Im Anschluss erfolgt die Bewertung des Rumpfeinflusses auf das effektive Seitenverhältnis a_{CS} sowie dessen strömungsführende Wirkung auf den effektiven Anströmwinkel α_{CS} an den CS.

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Sowohl a_{CS} als auch α_{CS} werden in den CSH-Interferenzen implizit berücksichtigt. Eine explizite Bestimmung dieser Parameter ist für das Verständnis der Interferenzen wesentlich. Hinzu kommt der Einfluss der Lage der CS bei Schräganströmung des Fahrzeugs (siehe Kapitel 7.2.1.2), wonach die Wirksamkeit einzelner CS im Wesentlichen davon abhängt ob sie sich in luv- oder leeseitiger Strömung bzgl. des Rumpfs befinden.

8.2.1 Geometrische Aufschlüsselung der strömungsmechanischen Lasten

Um einen Überblick über die am CV auftretenden strömungsmechanischen Lasten zu erhalten, werden die mittels "strip-down-Methode" am Modell gemessenen und im numerischen Rundlaufversuch ermittelten strömungsmechanischen Lasten den Geometrien zugeordnet (Tab. 8.3). Die Darstellung erfolgt anhand der Stabilitäts- und Steuerungsableitungen in normierter Form für die drei CS-Konfigurationen (K-K, X-K und VD-K als Sonderform der X-K), wobei der Propellereinfluss vernachlässigt wird. Hierfür werden die geometrie-spezifischen Einzellasten mit der Gesamtlast der jeweiligen CS-Konfigurationen normiert.

Tab. 8.3: Übersicht der geometrischen Anteile

i	Beschreibung der Anteile	Abkürzung
A	Isolierter Rumpf	H
B	Turm unter Einfluss des Rumpfs + induzierte Lasten auf Rumpf	$S_{(H)} = S(H) + H(S) - H$
C	CS unter Einfluss des Rumpfs mit Turm + induzierte Lasten auf Rumpf	$CS_{(H+S)} = CS(H + S) + H(CS + S) - (H + S_{(H)})$

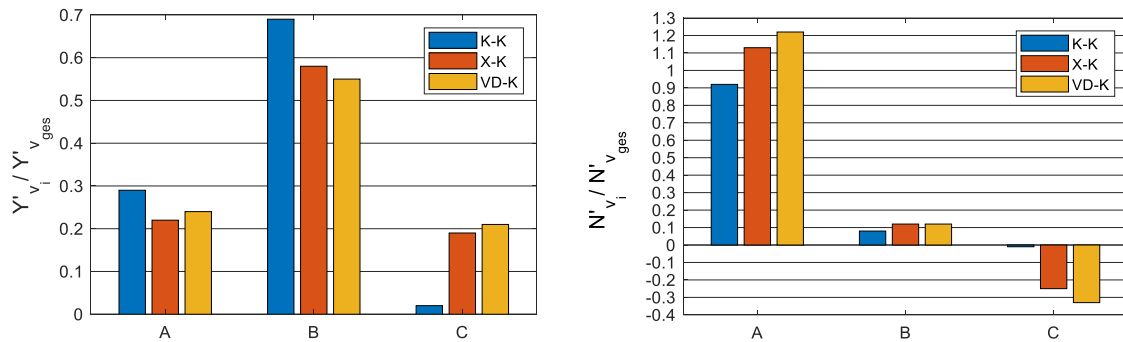


Abb. 8.11: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Stabilitätsableitungen bei Schräganströmung (Y'_v ; N'_v) für die drei CS-Konfigurationen

Bei Schräganströmung mit β dominiert für Y'_v (Abb. 8.11) der Anteil des Turms aufgrund der idealen Anströmung als Flügelprofil. Die Anteile des Rumpfs und der hinteren CS liegen für die X-K und VD-K bei etwa 20%; lediglich für die K-K ist der Anteil mit 2% im Vergleich sehr gering. Der Grund hierfür wird in Kapitel 8.2.5 näher behandelt. Da N'_v über die Hebel zu den Druckpunkten bzgl. des Referenzpunkts C gekoppelt ist, dominiert der Rumpfanteil, während der Turm in unmittelbarer Nähe von C einen geringen Beitrag am Gesamtmoment leistet. Zudem zeigt sich, dass der Anteil der CS mit 25 bis 35% für die X-K im Verhältnis zum Rumpfanteil gering ausfällt und aufgrund der Position hinter C (siehe Abb. 2.1) negativ ist.

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Im Fall des Rundlaufversuchs bewegt sich das Fahrzeug tangential an einem Kreis. Hierdurch variiert der lokale Anströmwinkel $\beta_{g\text{ lokal}}$ über die Fahrzeuglänge und erreicht an den Enden des Fahrzeugs sein Maximum, jedoch mit unterschiedlichen Vorzeichen (Abb. 8.13). An dieser Stelle sei darauf hingewiesen, dass bei einem freifahrenden Modell, welches im Drehkreis um den sogenannten „Pivot point“ (ca. 20% hinter dem Bug) dreht und einen Driftwinkel β erfährt, $\beta_{g\text{ lokal}}$ an den CS größer ist.

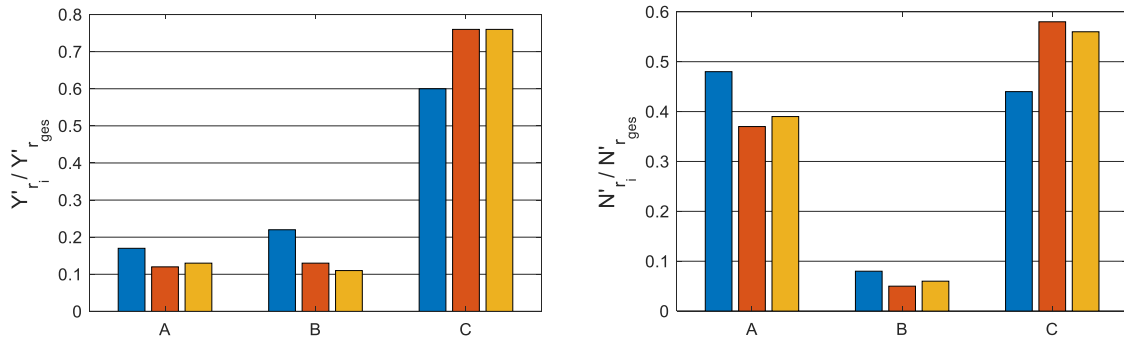


Abb. 8.12: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Stabilitätsableitungen im Rundlaufversuch (Y'_r ; N'_r) für die drei CS-Konfigurationen

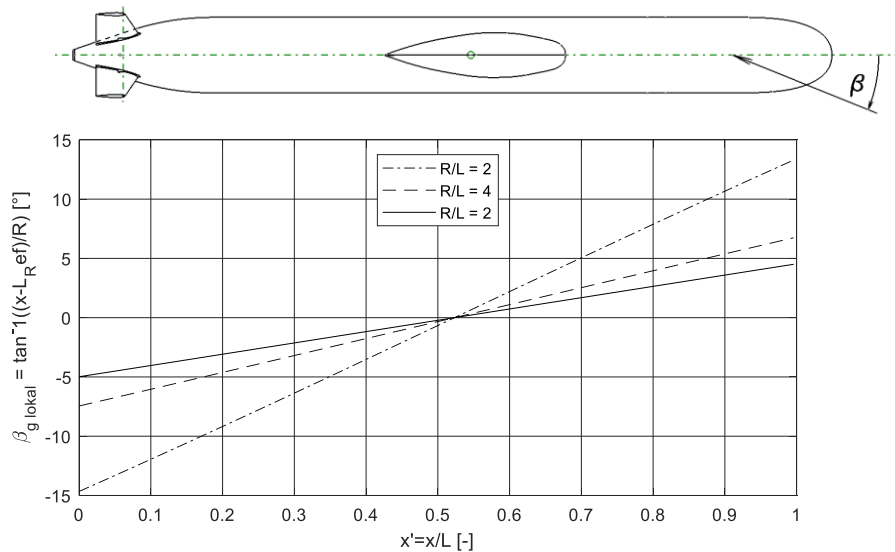


Abb. 8.13: Abhängigkeit des lokalen geometrischen Anströmwinkels $\beta_{g\text{ lok}}$ von der dimensionslosen Position x' am Fahrzeug im virtuellen Rundlaufversuch

Für den rotatorischen Koeffizienten Y'_r dominieren die CS, an deren Position die Anströmwinkel lokal groß sind. Auch der Rumpfanteil in Form der Momente N'_r liegt bei etwa 40%; die unterschiedlichen Vorzeichen an Bug und Heck führen jedoch für Y'_r zu einer teilweisen Kompensation.

Da sich die Steuerungsableitungen $Y'_{\delta R}$ und $N'_{\delta R}$ (Abb. 8.14) ohne Schräganströmung $\beta = 0^\circ$ direkt aus der Verstellung der CS ergeben, sind diese geometrisch vollständig auf die CS zurückzuführen.

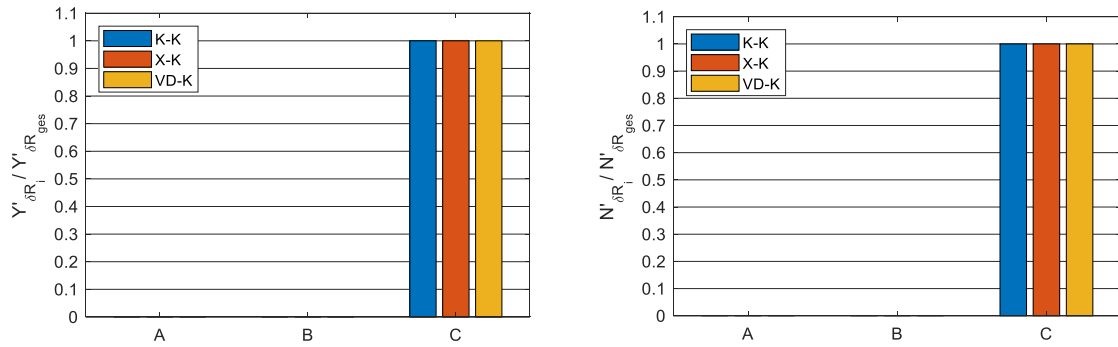


Abb. 8.14: Geometrische Zuordnung der Anteile an den Steuerungsableitungen ($Y'_{\delta R}$; $N'_{\delta R}$) für die drei CS-Konfigurationen

Zusammenfassend sind die Anteile der CS(H) signifikant für die Stabilitäts- und Steuerungsableitungen und in erheblichem Maße von der CS-Konfiguration beeinflusst. Die Gründe hierfür werden im nächsten Abschnitt betrachtet.

8.2.2 Lokale Querkräfte an der Steuerfläche unter Rumpfeinfluss

Nachfolgend wird die vergleichende Untersuchung zum Einfluss des Rumpfs und des Propellers auf die lokale Querkraftverteilung an den Steuerflächen behandelt. Hierzu dienen die Ergebnisse der numerischen Untersuchungen (siehe Kapitel 5.4) am Beispiel der als Vollscheiberuder ausgeführten CS1 der X-K. Die Ergebnisse gelten für Geradeausfahrt und Verstellung der CS um $\delta_{CS} = 20^\circ$, da für diesen Winkel kurz vor dem Strömungsabriss (siehe Kapitel 7.1) die Differenzen besser interpretierbar sind als bei kleinen Winkeln.

Anhand der saugseitigen Druckverteilung (Abb. 8.15) wird der Einfluss des Rumpfs mit der entsprechenden Verdrängungsdicke und der damit einhergehenden lokalen Geschwindigkeitsreduktion als Erhöhung des Drucks im rumpfnahen Wurzelbereich deutlich. Im Vergleich zur isolierten CS mit Unterbau ist der Druck an der Flügelspitze ähnlich ausgeprägt, da dieser im Wesentlichen durch den Spitzenwirbel induziert wird. Aufgrund des ungehinderten Zustroms bildet sich an der gestellten CS im hinteren Bereich an der Unterkante ein Randwirbel, der das lokale Unterdruckgebiet erzeugt (Abb. 8.15b), das sich durch den Einfluss des Propellersogs wieder reduziert (Abb. 8.15c).

Für die Querkraftverteilung wird die resultierende Kraft über die Spannweite (Abb. 8.16d) bzw. in Profilrichtung (Abb. 8.16e) aufintegriert. Deutlich ist zu erkennen, wie die Querkraft unter Rumpfeinfluss in Spannweitenrichtung unterhalb $b_{CS} = 0,4$ erheblich abnimmt und unterhalb von $b_{CS} = 0,2$ kaum noch zur Ruderwirkung beiträgt. Das spiegelt sich auch in der Verlagerung des CP_b um ca. 5% Richtung Flügelspitze wider. In Profilrichtung (positiv in Richtung Abströmkante) führt der Rumpfeinfluss zu einer erheblichen Querkraftreduktion auf der vorderen Hälfte der CS.

Durch die Hinzunahme der Sogwirkung des Propellers ändert sich das Druckniveau auf der unteren Hälfte der Saugseite der CS, insbesondere im Bereich der Verdrängungsdicke. Die Querkraftverteilung in Spannweitenrichtung zeigt unter Propellereinfluss eine Erhöhung zwischen $0,2 < b_{CS} < 0,95$ im Mittel von 20%. Der CP_c verlagert sich um ca 4% in Richtung Hinterkante, was den resultierenden Hebel für das Steuermoment bzgl. des Referenzpunkts des Fahrzeugs vergrößert.

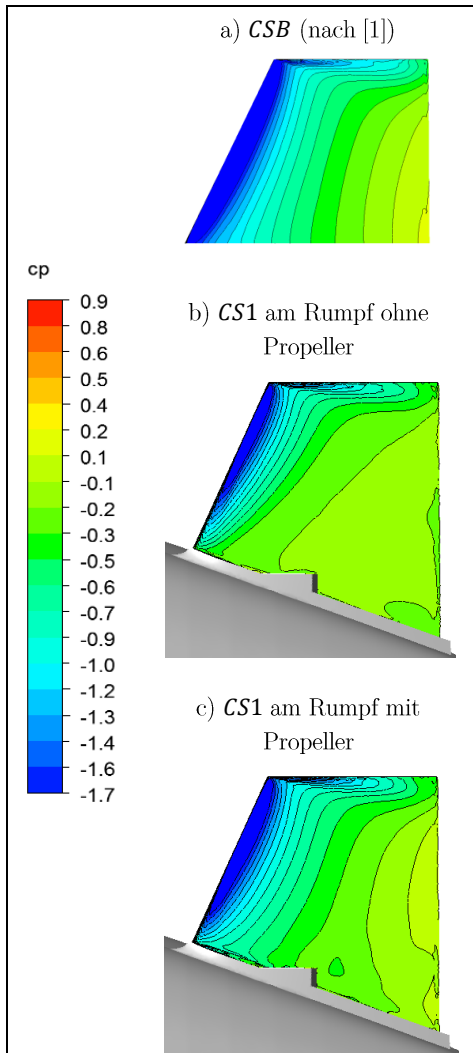


Abb. 8.15: Saugseitige Druckverteilung für $\alpha_{CS} = \delta_{CS} = 20^\circ$ an
 a) dem Bezugsflügel,
 b) der realen Steuerfläche CS1 ohne Propeller,
 c) der realen Steuerfläche CS1 mit Propeller

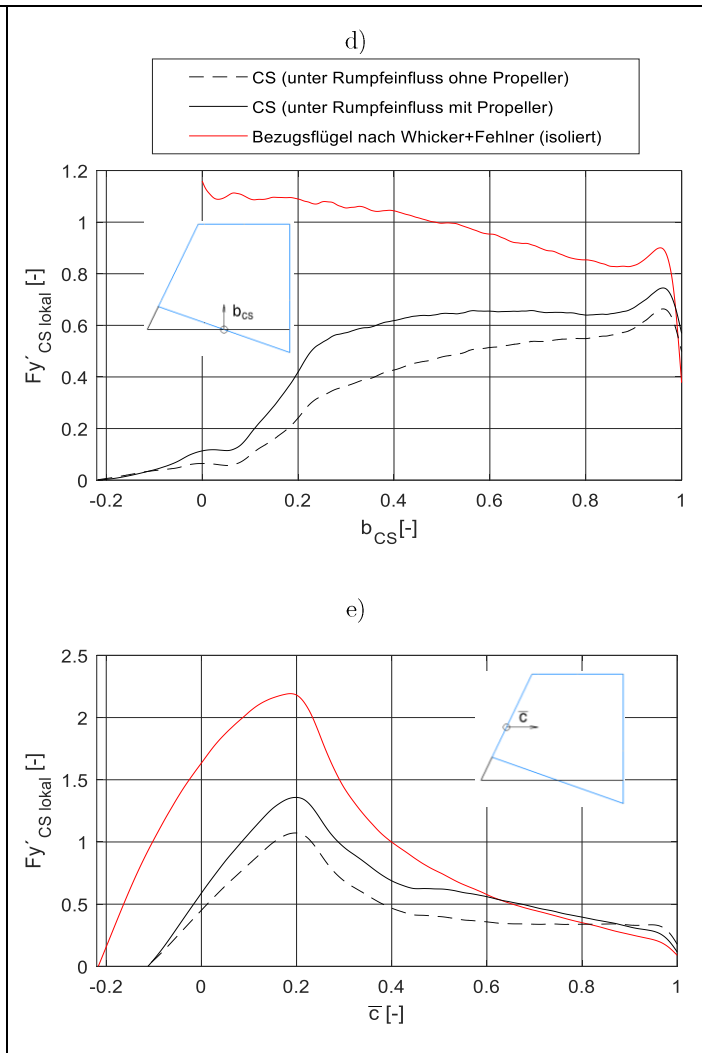


Abb. 8.16: Vergleich der Querkraftverteilungen für die isolierte CS und unter Einfluss des Rumpfs ohne und mit Propeller für $\alpha_{CS} = \delta_{CS} = 20^\circ$
 d) Spannenrichtung und
 e) Sehnenrichtung

Da die rumpfnahen 20% im Wurzelbereich der CS bei Geradeausfahrt nur einen minimalen Anteil an der Querkraft beisteuern, liegt der Schluss nahe, diesen als festen Ruderstuhl mit dem Rumpf verbunden auszuführen. Die Ergebnisse einer numerischen Untersuchung für eine solche Variante bei Geradeausfahrt sind in Anhang B.3 für die X-K aufgeführt.

Wie bereits in Kapitel 8.1.2 gezeigt, ist der Anteil der einzelnen CS auch von ihrer Position bei Schräganströmung des Fahrzeugs beeinflusst, wodurch sich die Querkraftverteilung entlang der CS-Spannweite ändert. Aus weiteren numerischen Untersuchungen zur Querkraftverteilung wären Erkenntnisse zur Auslegung des festen Ruderstuhls abzuleiten; was im Umfang einer weiteren Arbeit erfolgen könnte.

8.2.3 Übersprechen bei Verstellung einzelner CS im Fall der X-K

Der Fall, dass nur einzelne CS verstellt werden, ist für Manövriervorgänge, außer bei aktiver Rolldämpfung im Fall der X-K, nur von geringer Relevanz. Das hier dargestellte Beispiel soll

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

zeigen, in welchem Maße ein Übersprechen bzw. eine Beeinflussung der benachbarten CS stattfindet.

Im Experiment wurden hierfür an der X-K bei Geradeausfahrt ($\beta = 0^\circ$) die CS1 einzeln verstellt und die Lasten auf alle CS gemessen (Abb. 8.17a). Die Auswertung der Gradienten $(Y_{CS})_{\delta_{CS}}$ bei $\delta_{CS} = 0^\circ$ und die Normierung mit dem Gradienten der verstellten CS zeigen, dass durch die Verstellung an den benachbarten CS ebenfalls Querkräfte in der Größenordnung von 10% der verstellten CS auftreten. Selbst die gegenüberliegende CS4 generiert 5% der Querkraft von CS1. Verursacht wird das Übersprechen durch die Umlenkung der Strömung und die damit einhergehende Änderung der lokalen Strömungsverhältnisse, speziell der Anströmwinkel.

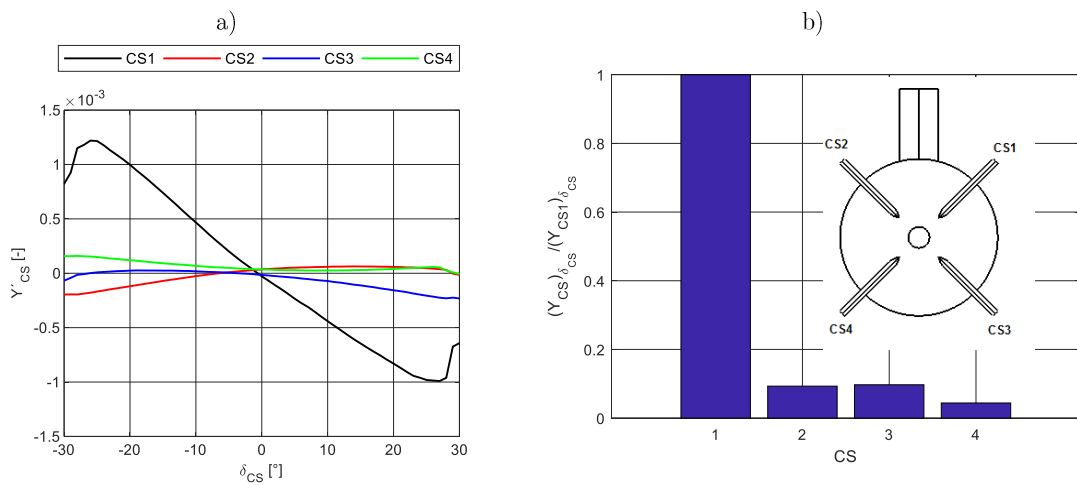


Abb. 8.17: Beispiel für das Übersprechen auf die nicht gestellten CS bei gestellten CS1,
a) der gemessenen Querkräfte Y_{CS} auf die einzelnen CS bei Verstellung von CS1 und
b) des daraus resultierenden Übersprechens normiert mit Y_{CS1}

8.2.4 Effektives Seitenverhältnis

Mit der Lageänderung ΔCP_b des Druckpunkts in Spannweitenrichtung geht eine Änderung des effektiven Seitenverhältnisses Δa_{CS} einher. Diese Änderung spiegelt sich als Änderung des Auftriebsgradienten wider (Kapitel 3.2.2.4). Für die Annahme einer elliptischen Auftriebsverteilung ergibt sich nach [1] bzw. Gl. 3.18 ein theoretischer Wert von $CP_b = 0,424$ für isolierte Flügel, was in guter Näherung dem Flächenmittelpunkt der Ellipse auf $(4/3\pi)b_{CS}$ entspricht. Dieser Druckpunkt CP_b verlagert sich mit zunehmender Verdrängungsdicke von der CS-Wurzel weg (Abb. 8.18). Aus der Gleichung zur Bestimmung des geometrischen Seitenverhältnisses $a_{CS}^g = b_{CS}/\bar{c}_{CS}$ und Gl. 3.34 lässt sich der Rumpfeinflussfaktor k_H bestimmen.

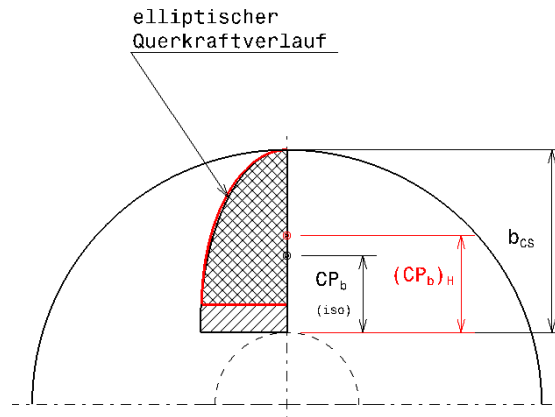


Abb. 8.18: Schematische Verlagerung des Druckpunkts gegenüber dem isolierten Flügel durch Einfluss des Rumpfs

Unter der Annahme, dass die mittlere Profillänge \bar{c} nahezu konstant ist (bei kleinem Verjüngungsgrad λ), führt dies auf einen umgekehrt proportionalen Zusammenhang von Druckpunkt und effektivem Seitenverhältnis:

$$k_H = \frac{a_{CS}}{a_{CS}^g} = \frac{CP_b}{(CP_b)_H} \quad (8.2)$$

Die Lage des effektiven Druckpunkts unter Rumpfeinfluss $(CP_b)_H$ an der jeweiligen CS wird über Gl. 8.3 ermittelt.

$$(CP_b)_H = \frac{L_{PP}}{b_{CS}} \left(\frac{Mx'_{CS}}{Fy'_{CS}} \right) + \frac{l_{RM}}{b_{CS}} \quad (8.3)$$

Hierbei sind Fy'_{CS} die gemessene Querkraft und Mx'_{CS} das Moment um die x-Achse im CS-KOS. Da sich der Momentenmesspunkt oberhalb der CS-Wurzel befindet, muss der Abstand für den Bezug auf den Wurzelpunkt um die Distanz l_{RM} korrigiert werden. Die Auswertung der Messungen für kleine Winkel führt aufgrund der Division kleiner Kräfte auf unplausible Werte, daher sind gültige Aussagen erst ab $|\delta_{CS}| \geq 2^\circ$ möglich. Nachfolgend werden die Ergebnisse für k_H anhand der experimentellen Untersuchungen bei Verstellung der CS und Schräganströmung des Fahrzeugs dargestellt.

Verstellung der CS

Sofern es sich um symmetrische Profile handelt, besteht für $|\delta_{CS}| > 5^\circ$ eine nahezu lineare Abhängigkeit zwischen der Lage des Druckpunkts CP_b und dem Stellwinkel δ_{CS} der CS (Abb. 8.19). Die Nichtlinearität für $|\delta_{CS}| > 5^\circ$ für die X-K (Abb. 8.19b) ist eine Folge des nicht rotationssymmetrischen Hecks und wird in Kapitel 8.2.5 im Rahmen des effektiven Anströmwinkels näher behandelt. Der Spalteinfluss beim Stellen der CS ist aufgrund der verringerten lokalen Geschwindigkeiten im Wurzelbereich vernachlässigbar (siehe Kapitel 8.2.2).

Für die X-K (Abb. 8.19b) kommt es jedoch für $\delta_{CS} > 23^\circ$ zu einer Verlagerung des Druckpunkts CP_b zur CS-Wurzel, woraus mit Gl. 8.2 die Rumpfeinflussfaktoren Werte von $k_H > 1$ annehmen. Dies ist auf den Strömungsabriss bei ca. 22° zurückzuführen (siehe Kapitel 7.1). Betrachtet man die Druckverteilung der CS für die Stellwinkel 20° und 30° (Abb. 8.20), fällt auf, dass der saugseitige Unterdruck bei $\delta_{CS} = 20^\circ$ aufgrund des Spitzenwirbels deutlich

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

ausgeprägt ist. Nach dem Strömungsabriss verlagert sich der CP_b zur CS-Wurzel, was in einer Zunahme von a_{CS} resultiert.

Für die K-K beträgt der mittlere Rumpfeinflussfaktor $\bar{k}_H(CS3) = 0,75$ und $\bar{k}_H(CS4) = 0,80$, was einer Differenz von 3,8% entspricht. Der höhere Wert an der unteren CS ist eine Folge des kleineren Konuswinkels und des im Vergleich zum Deck geringeren Kielnachstroms, was wiederum eine verminderte Verdrängungsdicke zur Folge hat. Ein ähnliches Bild zeigt sich bei der X-K mit $\bar{k}_H(CS1) = 0,79$ und $\bar{k}_H(CS3) = 0,80$ mit einer Differenz von 2,1%.

Wird zusätzlich der Einfluss des Propellers betrachtet, so führt dieser zu einer Verlagerung des Druckpunkts zur Flügelwurzel und damit zu einer Erhöhung von k_H . Hierbei sind die Anordnung der CS und der Abstand x_{CSP} zum Propeller ausschlaggebend. Für die K-K mit einem $x_p = 0,4D$ erhöhen sich $\bar{k}_H(CS3)$ um 3,8% und $\bar{k}_H(CS4)$ um 2,3%. Für die X-K mit einem $x_p = 0,7D$ fällt die Änderung mit einer Erhöhung von $\bar{k}_H(CS1)$ um 2,6% und $\bar{k}_H(CS3)$ um 1,4% geringer aus. Für beide Konfigurationen verringert sich die Differenz der \bar{k}_H zwischen oberer und unterer CS auf 1,5% bzw. 1,6%. Damit homogenisieren sich durch den Einfluss des Propellers die effektiven Seitenverhältnisse a_{CS} bzw. k_H .

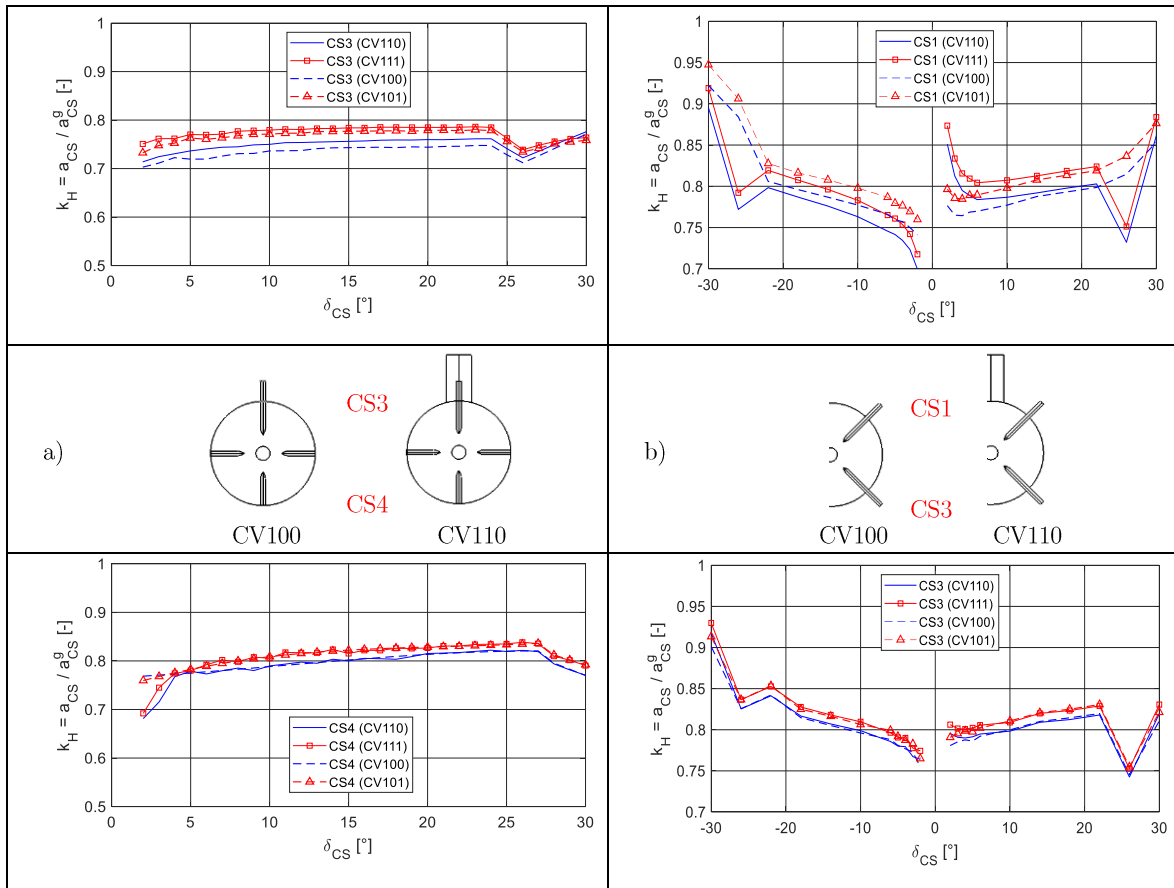


Abb. 8.19: Rumpfeinflussfaktor k_H zur Ermittlung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} an den einzelnen CS über dem Stellwinkel δ_{CS} und Einfluss des Turms und des Propellers für a) die K-K und b) die X-K

Wie zu erwarten, beeinflusst der Turm lediglich die oberen CS, welche sich im unmittelbaren Nachstrom des Turms befinden. Während sich der Wert für \bar{k}_H bei der K-K um 1,9% vermindert (Abb. 8.19a), wirkt der Turmnachstrom bei positiven δ_{CS} reduzierend (Abb.

8.19b), bei negativen δ_{CS} erhöht sich der \bar{k}_H um 2%. Dies ist darauf zurückzuführen, dass sich die Saugseite der CS hier außerhalb des Nachstrombereichs befindet.

Diese integralen Ergebnisse zum Rumpfeinfluss entsprechen qualitativ den Ergebnissen der Untersuchungen zur lokalen Geschwindigkeitsverteilung am Fahrzeug ohne CS (Kapitel 8.1.1) sowie zum Einfluss des Turms und des Propellers.

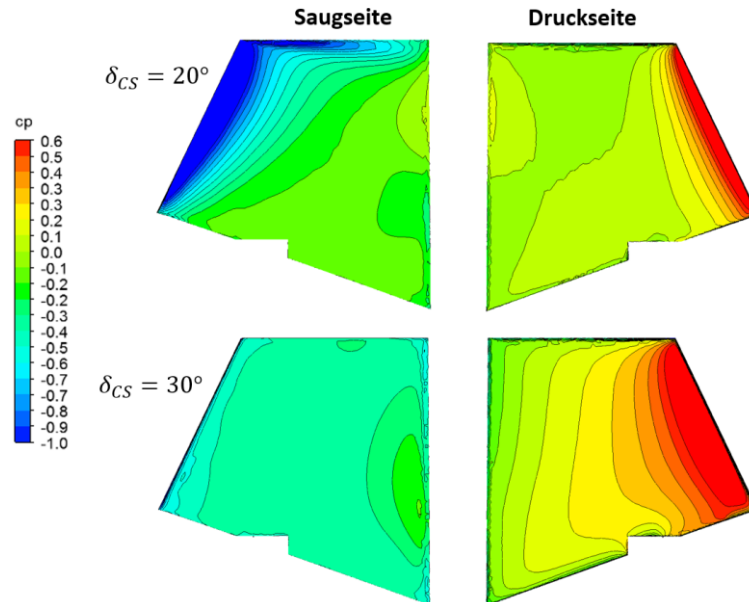


Abb. 8.20: CS-Druckverteilung der X-K am Beispiel der CS1 für $\beta = 20^\circ$ und 30°

Die VD-K als Sonderfall der X-K mit asymmetrischen CS-Profilen der Vordrallruder im unteren Drittel der CS führt auch zu asymmetrischen Druckpunktlagen (Abb. 8.21), wodurch die konvexen Seiten weitgehend mit der theoretischen Lage der Druckpunkte der isolierten CS übereinstimmen und zwischen $5^\circ > \delta_{CS} > 20^\circ$ in etwa konstant sind. Für die konkaven Bereiche zeigt sich ein nichtlinearer Verlauf über die gesamten Stellwinkel, hierbei liegt die mittlere Verlagerung bzgl. des CP_b einer symmetrischen isolierten CS zwischen 18% und 23% in Richtung der Flügelspitze. Die Differenz der mittleren \bar{k}_H zwischen oberen und unteren CS liegt bei 14,1% und ist damit erheblich größer als für die X-K.

Für die VD-K nimmt k_H , wie bereits für die X-K festgestellt, an den oberen CS stärker zu als an den unteren. Der Propellereinfluss verstärkt diesen Effekt und vergrößert die Asymmetrie, wodurch der mittlere Rumpfeinflussfaktor \bar{k}_H für CS1 um 5,8%, für CS2 um 3,2% und für CS3 um 1,1% bzw. für CS4 um 1,2% zunimmt. Das damit hervorgerufene Ungleichgewicht führt bei identischen δ_{CS} für alle vier CS zu einem Rollmoment. Um das Rollmoment zu beeinflussen, wäre eine individuelle Anstellung der einzelnen CS denkbar. Dies wird in dieser Arbeit nicht weiter thematisiert, da es den Rahmen der Arbeit sprengen würde. In einer weiteren Arbeit könnte jedoch die aktive Rollbeeinflussung mit Hilfe der Messplattform näher untersucht werden.

Im Gegensatz zur K-K und X-K vergrößert sich die Differenz von \bar{k}_H unter dem Einfluss des Propellers auf 16,9%. Mit Dieser Differenz ist ein Stampfmoment verbunden, was auf eine negative Beeinflussung des Steuerungsverhaltens in der Vertikalebene schließen lässt. Zur Abhilfe wäre die Verwendung im Entwurf angepasster CS-Geometrien oder eine individuelle

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Verstellung für die einzelnen CS denkbar. Diese Optimierung sollte in einer weiteren Arbeit ausführlicher untersucht werden.

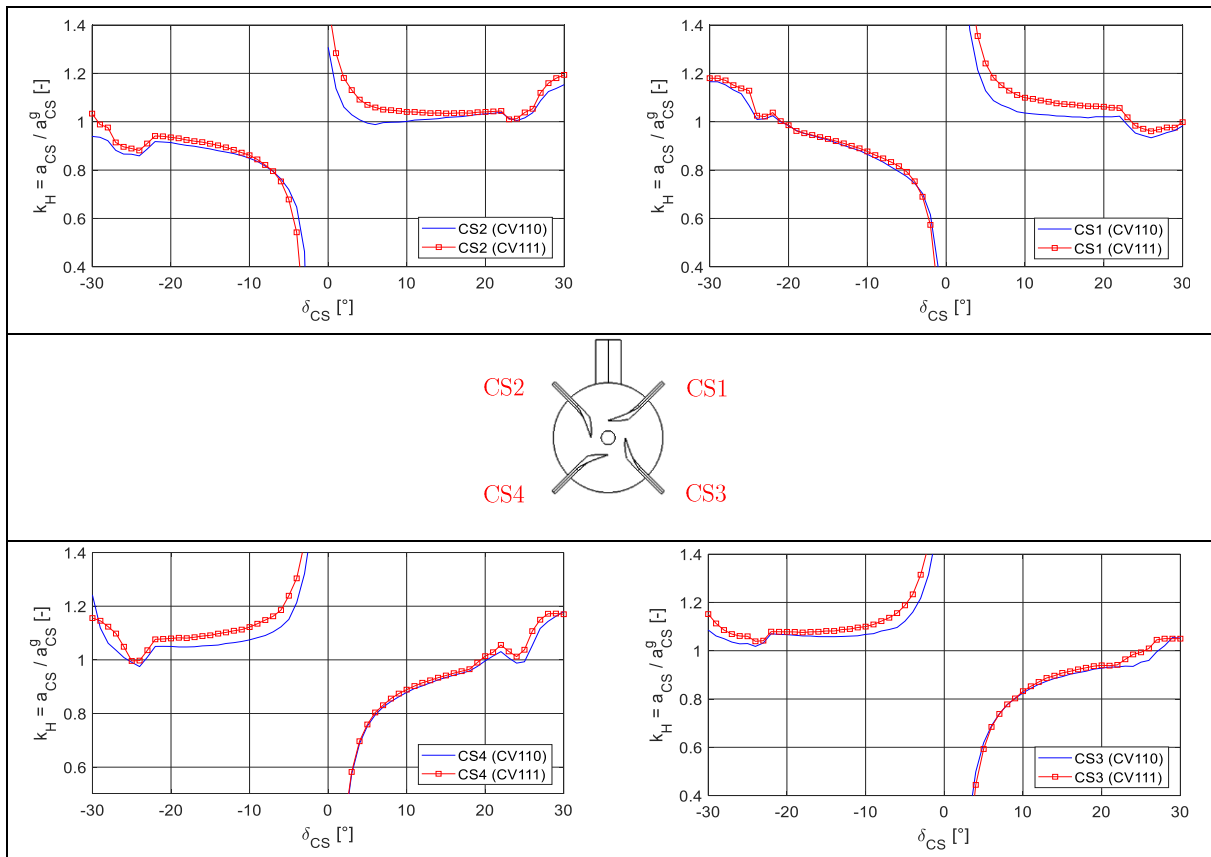


Abb. 8.21: Rumpfinflussfaktor k_H an den einzelnen CS über dem Stellwinkel δ_{CS} und Einfluss des Propellers für die VD-K

Schräganströmung des Fahrzeugs

Bei Schräganströmung des Fahrzeugs zeigt sich die bereits erwähnte Problematik, dass sich die über die gemessenen Lasten ermittelten Druckpunkte bei kleinen Winkeln außerhalb der CS-Geometrie befinden. Insbesondere für die K-K sind die Messwerte im Bereich $|\beta| < 2^\circ$ sehr klein. Aus diesem Grund erfolgt die Angabe des k_H für $|\beta| \geq 2^\circ$.

Für die K-K beträgt der mittlere Rumpfinflussfaktor $\bar{k}_H(CS3) = 0,58$ und $\bar{k}_H(CS4) = 0,47$. Gegenüber der verstellten CS ist der Wert an der unteren CS geringer. Für die X-K besteht, wie schon für das SV beschrieben, eine Abhängigkeit bezüglich der luv- bzw. leeseitigen Lage der CS. Die Werte für luvseitige CS sind erwartungsgemäß mit $\bar{k}_H(CS1) = 0,66$ und $\bar{k}_H(CS3) = 0,73$ größer als leeseitig mit $\bar{k}_H(CS1) = 0,63$ und $\bar{k}_H(CS3) = 0,66$, die Differenz ist jedoch gering.

Betrachtet man den Turmeinfluss mit dem damit verbundenen Nachstrom, so führt dieser wie erwartet für die obere Steuerfläche CS3 an der K-K (Abb. 8.22a) zu einer erheblichen Reduktion von k_H , wobei der maximale Einfluss bei $\beta = 5^\circ$ vorliegt. Für die X-K wirkt sich der Turmeinfluss lediglich an der luvseitigen Steuerfläche CS1 aus, allerdings in erheblichem Maße und sehr variabel (Abb. 8.22b). Dies ist vermutlich auf den Hufeisenwirbel aus dem Übergang Turm-Rumpf (Kapitel 8.1.2) zurückzuführen, der im oberen Bereich der Spannweite

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

der CS eine Last induziert, was in der Erhöhung von k_H resultiert. Diesbezüglich sollten weitere Untersuchungen mit der Messplattform durchgeführt werden.

Der zusätzliche Einfluss des Propellers ist im Vergleich zur Verstellung der CS sowohl für die K-K als auch für die X-K größer, nimmt jedoch mit zunehmendem β ab. Im Fall der K-K (Abb. 8.22a) erhöhen sich für CV101 die gemittelten Rumpfeinflussfaktoren $\bar{k}_H(CS3)$ um 3,3% und $\bar{k}_H(CS4)$ um 24,4%. Durch den Turmeinfluss (CV111) steigen die Werte für $\bar{k}_H(CS3)$ um 21,1%, bei $\bar{k}_H(CS4)$ um 27,8%.

Für die Variante der X-K (Abb. 8.22b) ist zwischen luv- und leeseitiger Lage der CS zu unterscheiden. Während der Propellereinfluss bei der Variante ohne Turm (CV101) an den luvseitigen CS eine Erhöhung von $\bar{k}_H(CS1)$ um 7,3% und von $\bar{k}_H(CS3)$ um 6,0% zur Folge hat, mindert dieser Einfluss leeseitig $\bar{k}_H(CS1)$ um -5,3% und $\bar{k}_H(CS3)$ um -6,9%. Durch den Einfluss des Turms (CV111) luvseitig erhöhen sich $\bar{k}_H(CS1)$ um 8,5% und $\bar{k}_H(CS3)$ um 5,8%, und leeseitig erhöht sich $\bar{k}_H(CS1)$ um 15,2%, während sich $\bar{k}_H(CS3)$ um -7,0% reduziert.

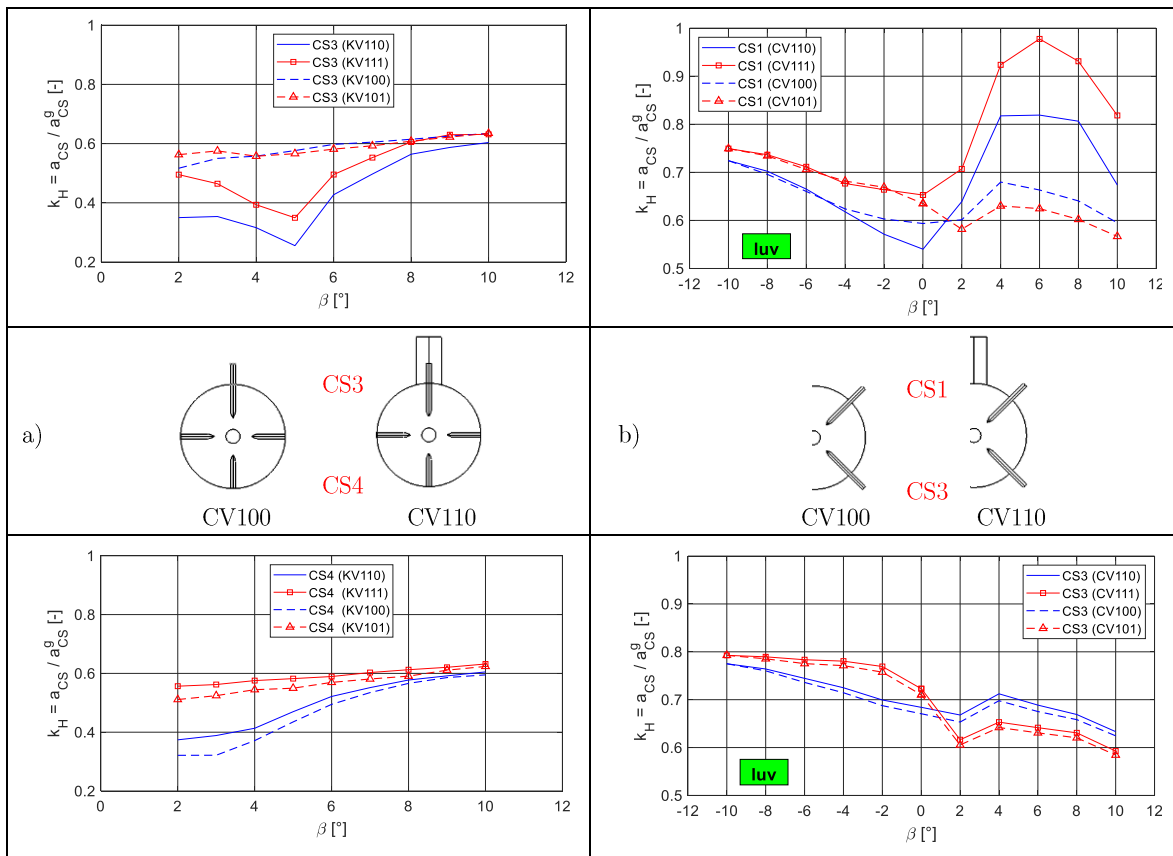


Abb. 8.22: Rumpfeinflussfaktor k_H zur Ermittlung des effektiven Seitenverhältnisses a_{CS} an den einzelnen CS und Einfluss des Turms und des Propellers über dem Driftwinkel β für a) die K-K- und b) die X-K

Die VD-K (Abb. 8.23) als Sonderfall der X-K weist aufgrund der Asymmetrie erhebliche Unterschiede in Bezug auf die luv- und leeseitige Anströmung auf. Luvseitig ergeben sich für die unteren CS für $\beta \geq 5^\circ$ Werte für k_H von eins, was der Anströmung einer isolierten symmetrischen CS entspricht. Für $\beta < 5^\circ$ ergeben sich $k_H > 1$, wodurch gemäß Gl. 8.3 das effektive Seitenverhältnis über dem geometrischen liegt. Die Zunahme von 100% für $\beta < 2^\circ$

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

ist jedoch nicht plausibel, was zeigt, dass die Annahme der symmetrischen CS als Bezugsgeometrie hier an Grenzen stößt.

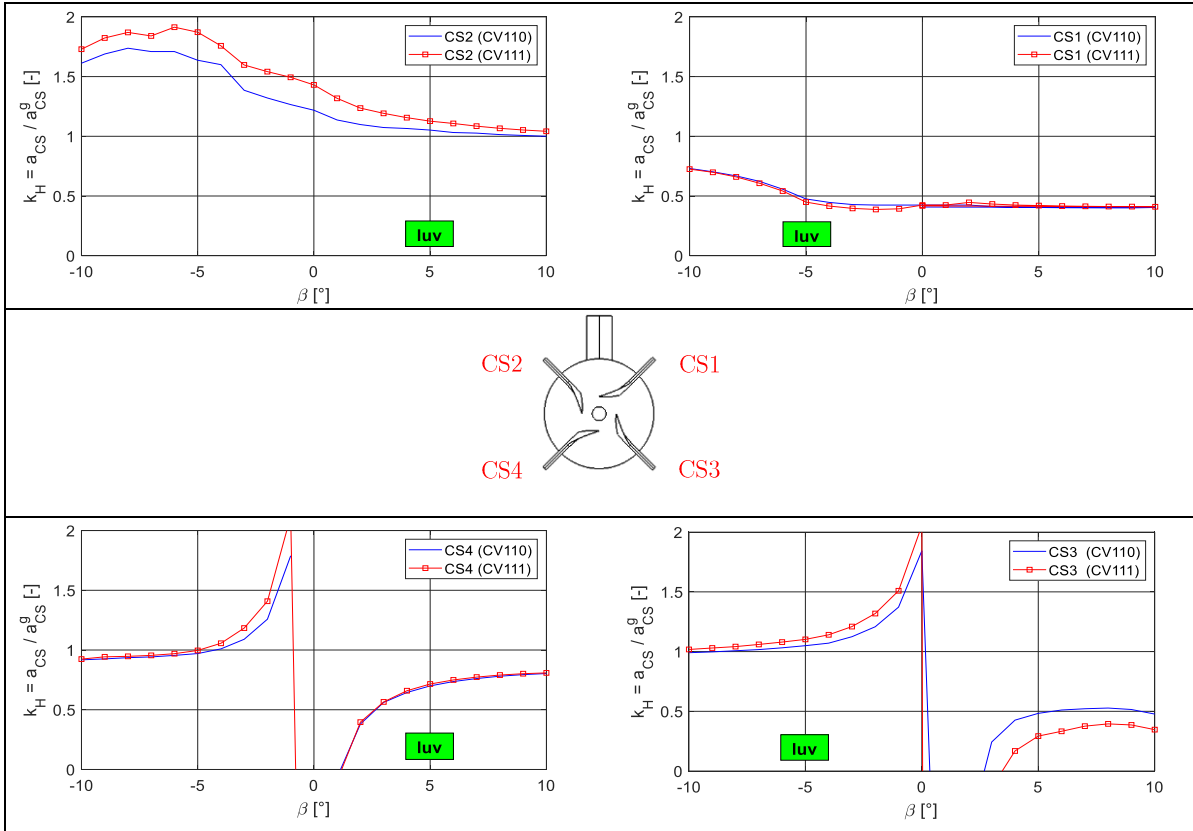


Abb. 8.23: Rumpfeinflussfaktor k_H an den einzelnen CS über dem Driftwinkel β an den CS der Vordrall-Konfiguration

8.2.5 Effektive Anströmwinkel an den Steuerflächen

In Kapitel 8.1.2 wurden die lokalen Anströmwinkel α_{CSlok} in Spannweitenrichtung an der Position der CS aus den lokalen Geschwindigkeiten im Fahrzeug-KOS ermittelt. Dabei wurde die CS selbst und damit deren Einfluss auf die Strömungsverhältnisse nicht berücksichtigt. Um diesen Einfluss ebenfalls zu erfassen, erfolgt die Auswertung der Kraftmessungen an der einzelnen CS.

Aus den Zero-Force-Versuchen mit der Messplattform, bei denen sowohl der Driftwinkel β als auch der geometrische Stellwinkel δ_{CS} variiert werden, lassen sich die effektiven Anströmwinkel α_{CS} an den einzelnen Steuerflächen ermitteln. Hierbei fungiert die Steuerfläche selbst als Integrator der strömungsmechanischen Last. Mit Hilfe des Stellwinkels bei Nullauftrieb δ_{CS_0} lässt sich der Faktor der Strömungsführung γ_H angeben. Dieser entspricht von der Definition her dem in Kapitel 8.1.2 beschriebenen nominellen Faktor der Strömungsbeeinflussung $K_{CS(H)}^b$, jedoch unter Berücksichtigung der Zustrombeeinflussung der CS durch die CS selbst.

$$\gamma_H(\beta) = -\frac{\delta_{CS_0}}{\beta} \quad \text{für } \beta \neq 0^\circ \quad (8.4)$$

Der effektive Stellwinkel $\delta_{CS}^e = \alpha_{CS}$ der einzelnen Steuerflächen als Funktion des Driftwinkels β entspricht somit:

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

$$\delta_{CS}^e = \delta_{CS} \left(1 - \frac{\gamma_H(-\beta)}{\delta_{CS}}\right) = \delta_{CS} + \gamma_H(\beta) \quad \text{für } \beta \neq 0^\circ \quad (8.5)$$

Um die Singularität bei $\beta = 0^\circ$ zu vermeiden, wird der Mittelwert der beiden benachbarten Winkel für diese Winkelposition verwendet (Abb. 8.25).

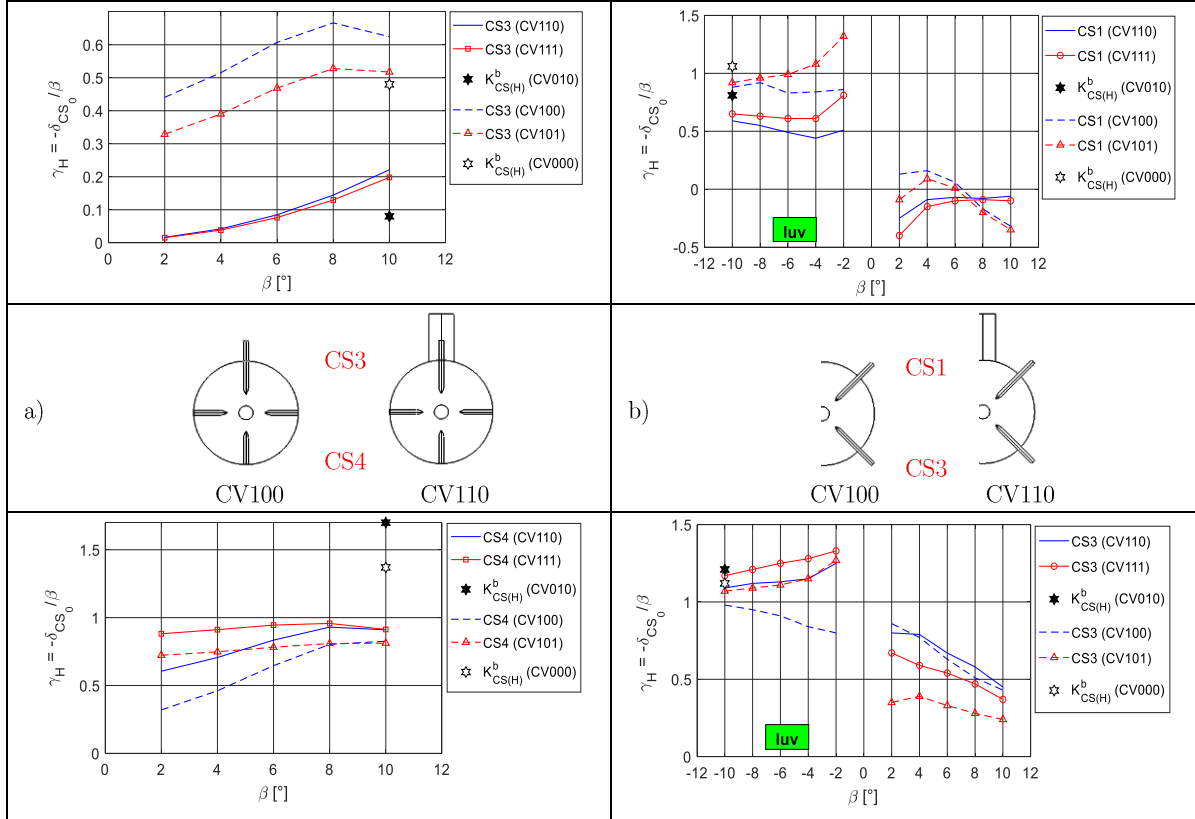


Abb. 8.24: γ_H über dem Driftwinkel β für die einzelnen CS unter Einfluss des Turms bzw. des Propellers am Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$) für a) die K-K und b) die X-K

In den folgenden Abschnitten werden sowohl der Einfluss des Turms als auch der Einfluss des Propellers auf γ_H bewertet.

Kreuz-Konfiguration

In der K-K sind die CS für das Manövrieren in der Horizontalebene (SR-Funktion) vertikal angeordnet. Hierdurch befinden sie sich im direkten Einflussbereich des Decks und des Turms für die obere CS und des Kiels für die untere CS. Die Darstellung der Ergebnisse erfolgt aus Symmetriebedingungen lediglich für den positiven Winkelbereich (Abb. 8.24a).

Für beide CS nimmt γ_H bis etwa $\beta = 8^\circ$ proportional zu und bis 10° geringfügig ab. Dabei ist die Zunahme für die untere CS größer, was auf die Ausführung als Klappenruder zurückzuführen ist.

Der Turm beeinflusst erwartungsgemäß die obere Steuerfläche CS3 erheblich, woraus ein sehr geringer effektiver Stellwinkel δ_{CS}^e resultiert (Abb. 8.25a). Auch die Strömung zur unteren Steuerfläche CS4 wird beeinflusst, wodurch δ_{CS}^e in etwa dem geometrischen Stellwinkel entspricht. Verglichen mit dem rein aus den Geschwindigkeitsverhältnissen ohne CS-Einfluss ermittelten $K_{CS(H)}^b$ (Kapitel 8.1.2) ist die Strömungsführung erheblich verstärkt. Das zeigt sich

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

im Wesentlichen an der unteren CS, bei der die Strömung durch den festen Skeg eine zusätzliche Führung zum beweglichen Teil des Klappenruders erfährt.

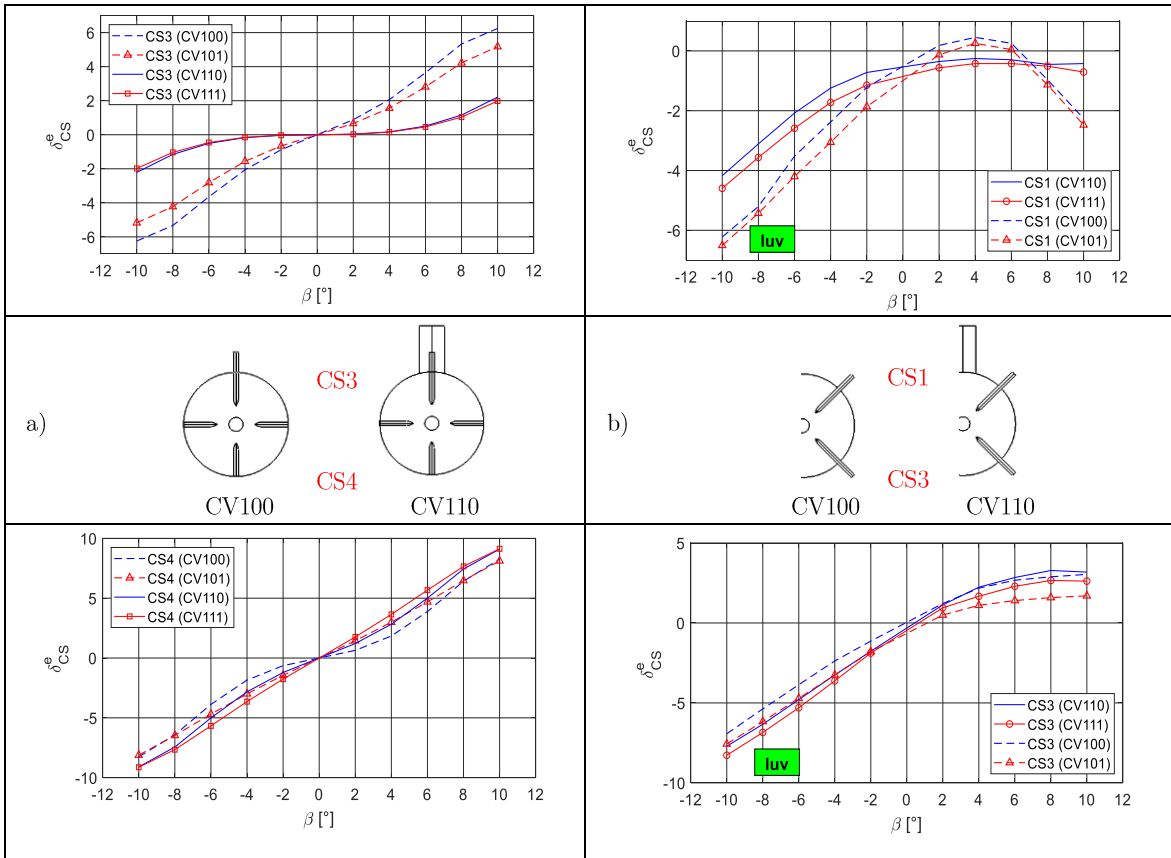


Abb. 8.25: Effektive Stellwinkel δ_{CS}^e über dem Driftwinkel β für die einzelnen CS unter Einfluss des Turms bzw. unter Propellereinfluss am Selbstantriebspunkt ($\eta = 1$) für a) die K-K und b) die X-K

Während sich die zusätzliche Strömungsausrichtung durch die Wirkung des Propellers für die obere CS über den gesamten Winkelbereich erstreckt, nimmt die Wirkung auf die untere CS mit steigendem β ab, was ebenfalls mit dem festen Skeg begründet werden kann.

X-Konfiguration

Im Gegensatz zur K-K befinden sich die CS in der X- und der X-Vordrall-Konfiguration bei Geradeausfahrt nicht unmittelbar im Einflussbereich des Turms bzw. des Kiels. Mit zunehmendem Driftwinkel kommt es jedoch zur Abschattung der leeseitigen CS durch den Rumpf. Die Darstellung beschränkt sich aus Gründen der Symmetrie auf die CS1 und CS3 an Steuerbord (Abb. 8.24b). Aufgrund der luv- bzw. leeseitigen Lage der CS lassen sich auch entsprechende Bereiche der Wirksamkeit definieren.

Luvseitig und ohne Propellerwirkung entspricht δ_{CS}^e in Abb. 8.25b dem geometrischen Stellwinkel ($\gamma_H \approx 1$). Mit dem Propellereinfluss wird $\gamma_H > 1$, was einer Zunahme des Anströmwinkels durch den Rumpfeinfluss entspricht. Es ist anzumerken, dass der Einfluss auf die CS und auf deren Zustrom weitaus geringer als in der vertikalen Anordnung (K-K) ist, dies wird an der guten Übereinstimmung mit $K_{CS(H)}^b$ deutlich. Sowohl für die Ausführung ohne Turm verringert sich γ_H um ca.13% als auch durch den Einfluss der CS selbst.

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Für die obere CS in Lee wird γ_H negativ, wodurch auch das Vorzeichen der Querkraft wechselt und damit destabilisierend wirkt bzw. ein Rollmoment verursacht. Dieser Effekt wird beispielsweise in [96] beschrieben.

Für die VD-K als Spezialfall der X-K kommt es, aufgrund der zur Flügelwurzel zunehmenden vordralloptimierten Geometrie der CS, zu einer sehr unterschiedlichen Ausprägung von γ_H an den vier CS (Abb. 8.26). Für diagonal gegenüberliegende CS (CS1 und CS4, CS2 und CS3) ergibt sich eine ähnliche Charakteristik, die um $\beta = 0^\circ$ gespiegelt ist. Da sich bezogen auf die Gesamtkräfte jeweils eine der diagonalen CS luv- bzw. leeseitig befindet, kommt es jedoch zu keiner signifikanten Asymmetrie in den Steuerkräften.

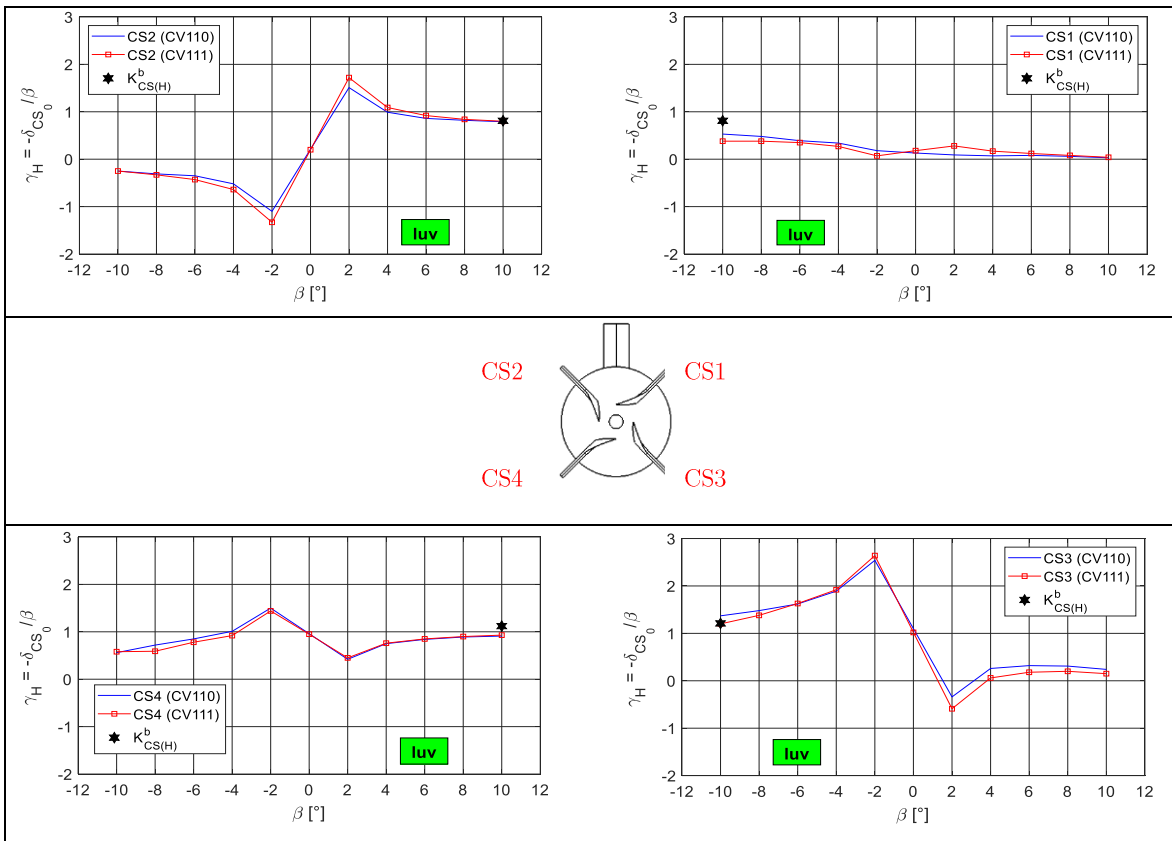


Abb. 8.26: γ_H über dem Driftwinkel β für die CS der VD-K für die Varianten ohne (CV110) und mit Propeller am Selbstantriebspunkt (CV111)

Zusammengefasst lassen sich der Effekt der Strömungsführung und der damit verbundene Einfluss auf den effektiven Anströmwinkel an den einzelnen CS für die unterschiedlichen Heck-Konfigurationen identifizieren. Somit ist die Wirksamkeit bei gleichem geometrischen Anstellwinkel unterschiedlich. Zudem zeigt sich das Potenzial, die Gesamteffizienz der CS zu optimieren, indem diese durch die unabhängige Steuerung der einzelnen CS an die lokalen Strömungsverhältnisse angepasst wird. Solch ein Ansatz könnte Thema weiterführender Untersuchungen sein, wofür die Messplattform durch die Möglichkeit der einzeln ansteuerbaren CS sehr gut geeignet wäre.

8.3 CSH-Interferenzen

Die im vorigen Unterkapitel beschriebenen strömungsmechanischen Zusammenhänge werden in diesem Abschnitt in Form der CSH-Interferenzfaktoren dargestellt. Über die Beschreibung mittels Interferenzfaktoren werden alle strömungsmechanischen Effekte zusammengefasst. Die am SV ermittelten CSH-Interferenzen werden im Folgenden auf ihre Gültigkeit für komplexe Fahrzeuggeometrien bewertet. Wie schon im vorigen Kapitel erfolgt der Vergleich für die Varianten K-K und X-K unter Einfluss einer komplexen Rumpfgeometrie anhand der im Modellversuch ermittelten Lasten. Zudem ist es sinnvoll, die Aussagen zur Stabilität und zur Steuerung separat beizubehalten.

Aufgrund des in den Kapiteln 8.1.1 und 8.2.4 beschriebenen erheblichen Einflusses des Strömungsabrisses auf die Effizienz der hier untersuchten CS wird der Gültigkeitsbereich für die nachfolgend behandelten CSH-Interferenzen auf den Stellwinkelbereich $-20^\circ \leq \beta \leq 20^\circ$ und den Driftwinkelbereich $-10^\circ \leq \beta \leq 10^\circ$ eingeschränkt.

Um den Einfluss des Propellers und des Turms bzgl. der Variante CV100 (komplexe Fahrzeuggeometrie ohne Turm und ohne Propeller) herauszustellen, werden die Turmfaktoren

$$k_{S\delta i} = k_i(\text{mit Turm})/k_i(\text{ohne Turm}) \quad (8.6)$$

$$k_{S\beta i} = K_i(\text{mit Turm})/K_i(\text{ohne Turm}) \quad (8.7)$$

und die Propellerfaktoren

$$k_{P\delta i} = k_i(\text{mit Propeller})/k_i(\text{ohne Propeller}) \quad (8.8)$$

$$k_{P\beta i} = K_i(\text{mit Propeller})/K_i(\text{ohne Propeller}) \quad (8.9)$$

in Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} der CS und dem Driftwinkel β bei Schräganströmung des Fahrzeugs angegeben. Hierbei steht der Index i für die Interferenzen CHS sowie CS(H). Die Querkräfte der Bezugsflügel im Fahrzeug-KOS ergeben sich aus Gl. 7.3 und Gl. 7.4.

8.3.1 Differenzierte CSH-Interferenzen einzelner CS

Die Konzeption der Messplattform (Kapitel 6.3.1) erfolgte mit der Maßgabe der simultanen Messung der Lasten an allen Steuerflächen (CS). Dadurch sind eine differenzierte Betrachtung der CSH-Interferenzen, speziell von $K_{CS(H)}^*$ und $k_{CS(H)}^*$, und damit eine Aussage zur Wirksamkeit der einzelnen CS im Vergleich zur jeweils isolierten CS möglich. Aus Gründen der Symmetrie und der Übersichtlichkeit erfolgt für die X-K auch hier nur die Betrachtung der Steuerflächen CS1 und CS3.

Um den Vergleich mit den Ergebnissen des vereinfachten Fahrzeugs (SV) zu erleichtern, sind neben der grafischen Gegenüberstellung die Differenzen über die jeweiligen Winkelbereiche in folgender Form angegeben:

$$\text{Variation } \delta_{CS}: \quad \overline{\Delta k_{CS(H)}^*} = [k_{CS(H)}^*(CV) - k_{CS(H)}^*(SV)]/k_{CS(H)}^*(SV) * 100\% \quad (8.10)$$

$$\text{Variation } \beta: \quad \overline{\Delta K_{CS(H)}^*} = [K_{CS(H)}^*(CV) - K_{CS(H)}^*(SV)]/K_{CS(H)}^*(SV) * 100\% \quad (8.11)$$

An dieser Stelle sei anzumerken, dass die differenzierte Betrachtung der Wirkung der CS auf den Rumpf ($K_{H(CS)}^*$ und $k_{H(CS)}^*$) aus den experimentellen Untersuchungen nicht möglich ist, da die gemessenen Rumpflasten nur globale Aussagen zulassen. Zur Ermittlung lokaler Rumpflasten wäre eine weitere Segmentierung des Hecks mit entsprechender Kraftmesstechnik notwendig. Dies ist technisch möglich und könnte Gegenstand weiterer Untersuchungen unter Einsatz der Messplattform sein.

Verstellung der CS

Während für das SV bei Geradeausfahrt ($\beta = 0^\circ$) und Verstellung der CS aufgrund des rotationssymmetrischen Rumpfs für jeden Positionswinkel α_1 (siehe Abb. 4.3) identische Anströmbedingungen vorliegen, ist dies beim CV nicht der Fall (siehe Kapitel 8.2).

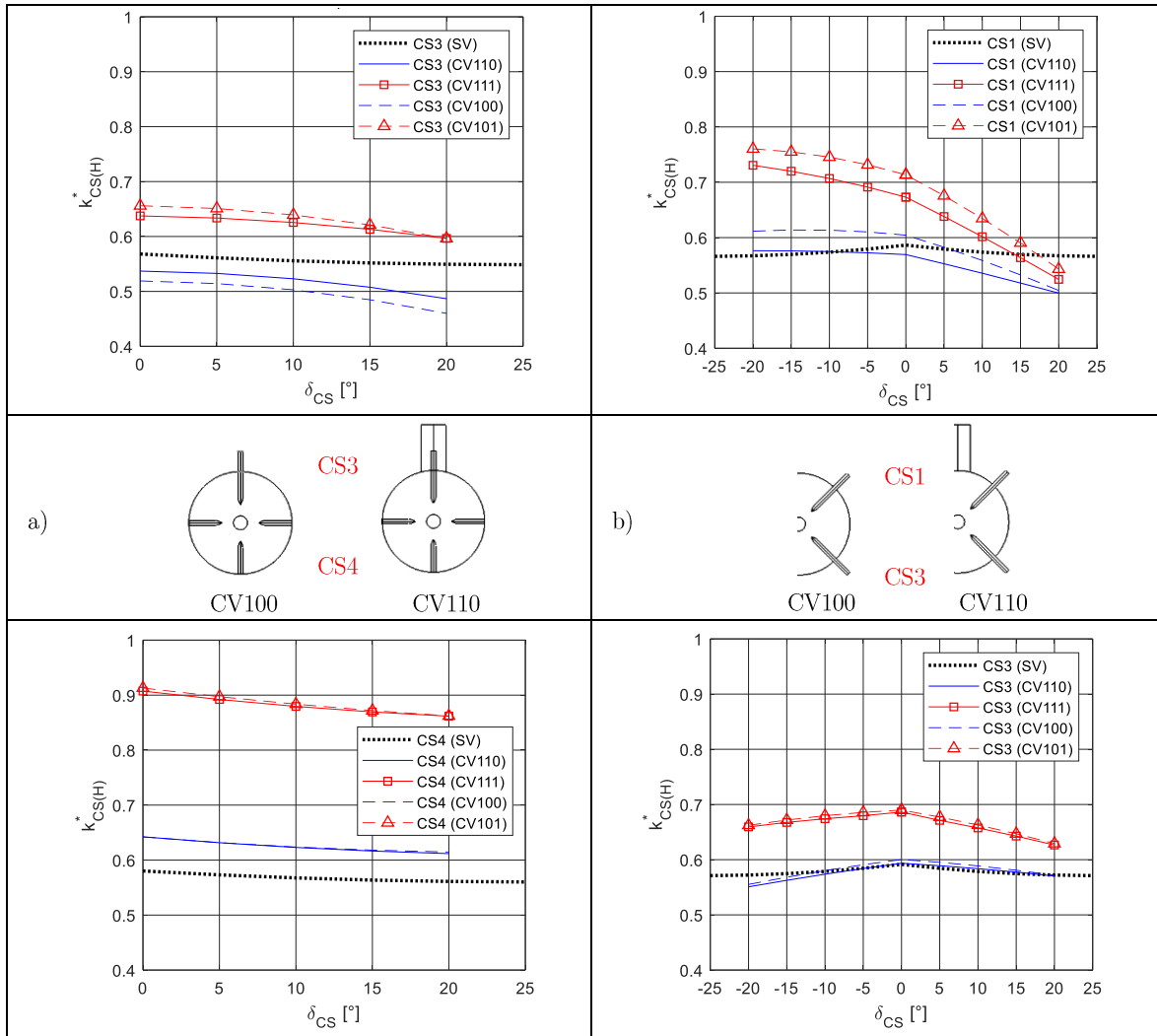


Abb. 8.27: Vergleich der CSH-Interferenzen in Abhängigkeit vom Stellwinkel δ_{CS} an den einzelnen CS unter Einfluss des Turms sowie des Propellers mit dem $K_{CS(H)}^*$ des SV für a) die K-K und b) die X-K

Für die Variante K-K (Abb. 8.27a) entsprechen die Verläufe von $k_{CS(H)}^*$ als Funktion von δ_{CS} qualitativ denen des SV. Mit zunehmendem Stellwinkel nehmen $k_{CS(H)}^*$ und damit die Wirksamkeit ab. Bedingt durch die Spaltbildung (für SV nicht berücksichtigt) wird dieser

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Effekt bei größeren Stellwinkeln noch vergrößert. Es besteht jedoch ein quantitativer Unterschied zwischen der oberen (CS3) und der unteren (CS4) Steuerfläche. Für CS3 unter Einfluss des Decks (CV100) ist $k_{CS(H)}^*$ geringer. Für CS4 hingegen stellt sich aufgrund des geometrisch dem SV ähnlicheren Heckbereichs (bis auf den zusätzlichen Kielbereich), ein parallel verschobener Verlauf dar. Die mittlere Abweichung gegenüber dem SV für CV100 (ohne Turm und Propeller) beträgt $\overline{\Delta k_{CS(H)}^*}(CS3) = -8,7\%$ bzw. $\overline{\Delta k_{CS(H)}^*}(CS4) = +9,6\%$.

Im Gegensatz zur K-K liegen bei der X-K (Abb. 8.27b) insbesondere für die oberen Steuerflächen (CS1) aufgrund der Decksgeometrie für positive bzw. negative Stellwinkel δ_{CS} asymmetrische Verhältnisse vor (siehe auch Kapitel 8.1.1). Während im positiven Stellbereich die Werte für $k_{CS(H)}^*$ und damit die Wirksamkeit mit Zunahme von δ_{CS} erheblich abnehmen, bleibt $k_{CS(H)}^*$ im negativen Stellbereich konstant bzw. nimmt zu. Für die untere Steuerfläche (CS3) stimmen sowohl der qualitative Verlauf als auch die Werte für $k_{CS(H)}^*$ gut mit den Ergebnissen für das SV überein. Im Vergleich mit der Prognose aus dem SV ergeben sich für CV100 mittlere Abweichungen von $\overline{\Delta k_{CS(H)}^*}(CS1) = -0,2\%$ bzw. $\overline{\Delta k_{CS(H)}^*}(CS3) = -0,8\%$.

Unter Anwendung von Gl. 8.6 und Gl. 8.8 ergeben sich die in Abb. 8.28 und Abb. 8.29 dargestellten Turmeinflussfaktoren $k_{S\delta [CS(H)]}$ bzw. die Propellereinflussfaktoren $k_{P\delta [CS(H)]}$ relativ zu CV100 in Abhängigkeit vom Stellwinkel der einzelnen CS.

Während $k_{S\delta [CS(H)]}$ für die K-K (Abb. 8.28a) an der oberen Steuerfläche (CS3) ohne Propeller eine Erhöhung zur Folge hat, reduziert der Propeller den Einfluss. In beiden Fällen nimmt $k_{S\delta [CS(H)]}$ mit dem Stellwinkel zu. An der unteren CS wirkt sich die Strömungsbeeinflussung des Turms ohne Propeller in sehr geringem Maße aus. Der zusätzliche Propellereinfluss reduziert $k_{S\delta [CS(H)]}$, steigt jedoch, wenn auch gering mit $|\delta_{CS}|$ an.

Im Falle der X-K (Abb. 8.28b) mindert der Turmeinfluss die Wirksamkeit aller CS, insbesondere der oberen CS1 im Gegensatz zum K-K ohne und mit Propeller. Während ohne Propeller der Turmeinfluss bei CS1 eine erhebliche Asymmetrie bzgl. δ_{CS} aufweist, homogenisiert der Propeller dies.

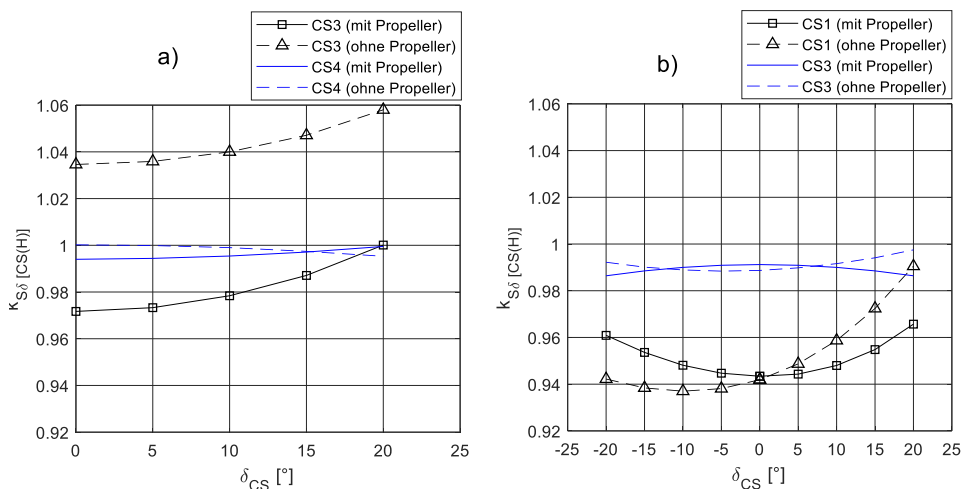


Abb. 8.28: Turmeinflussfaktor $k_{S\delta}$ auf die CSH-Interferenz $k_{CS(H)}$ als $f(\delta_{CS})$ ohne und mit Propeller für a) die K-K und b) die X-K

Während die Turmeinflussfaktoren lediglich bei $\pm 6\%$ liegen, führt der Propellereinfluss in den betrachteten Fällen zu einer Steigerung von $k_{CS(H)}^*$ um bis zu 42% und im Mittel für die K-K um 33% bzw. für die X-K um 16% (Abb. 8.29).

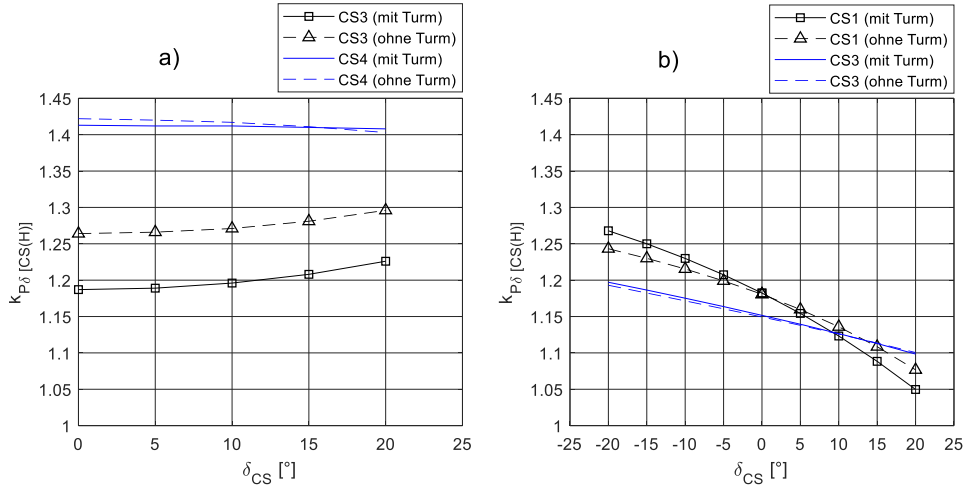


Abb. 8.29: Propellereinflussfaktoren $k_{P\delta}$ auf die CSH-Interferenz $k_{CS(H)}^*$ als $f(\delta_{CS})$ ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Schräganströmung des Fahrzeugs

Wie bereits in Kapitel 7.2.1.2 beschrieben, besteht insbesondere bei Schräganströmung eine erhebliche Abhängigkeit der Interferenz $K_{CS(H)}^*$ vom Driftwinkel β . Dieser Zusammenhang nimmt mit der Komplexität der Rumpfgeometrie abhängig von der Position der jeweiligen CS zu.

Für die Variante K-K (Abb. 8.30a) entsprechen die Verläufe von $K_{CS(H)}^*$ als Funktion von δ_{CS} qualitativ dem des SV. Mit zunehmendem Stellwinkel nehmen $K_{CS(H)}^*$ und damit die Wirksamkeit zu. Auffällig ist die erhebliche Zunahme an der unteren Steuerfläche CS4, was auf die Steigerung des effektiven Seitenverhältnisses (siehe Kapitel 8.2.4 (Abb. 8.22)) im Zusammenspiel mit dem erhöhten effektiven Anströmwinkel (Kapitel 8.2.5 (Abb. 8.25a)) zurückzuführen ist. Die Differenz zwischen den Absolutwerten gegenüber dem SV für CV100 (ohne Turm und Propeller) beträgt $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS3) = -45,1\%$ bzw. $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS4) = -29,4\%$. Das zeigt, dass sich im direkten Vergleich mit den Ergebnissen aus der Verstellung der CS die komplexere Rumpfgeometrie bei Schräganströmung wesentlich stärker auswirkt.

Für die X-K (Abb. 8.30b) führt der Abschattungseffekt infolge des Rumpfnachstroms dazu, dass lediglich die luvseitig angeordneten CS große positive Werte für $K_{CS(H)}^*$ aufweisen, was mit einer entsprechenden Wirksamkeit einhergeht. Im Vergleich zum SV ergeben sich negative Werte für die leeseitigen CS, die eine Umkehr der Wirkrichtung zur Folge haben, lediglich an der oberen Steuerfläche (CS1). Als Grund hierfür konnte der effektive Anströmwinkel (Kapitel 8.2.5 (Abb. 8.25b)) identifiziert werden, der in diesem Fall negativ wird. Die gemittelten Absolutwerte bzgl. SV sind für CV100 luvseitig um $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS1) = 46,2\%$ sowie $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS3) = 72,8\%$ und leeseitig um $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS1) = -6,6\%$ bzw. $\overline{\Delta K_{CS(H)}^*}(CS3) = -94,9\%$ erhöht. Die erheblich größeren Werte für die untere Steuerfläche (CS3) sind auf die lokale Geschwindigkeitserhöhung (siehe Kapitel 8.1.2 (Abb. 8.7)) zurückzuführen.

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

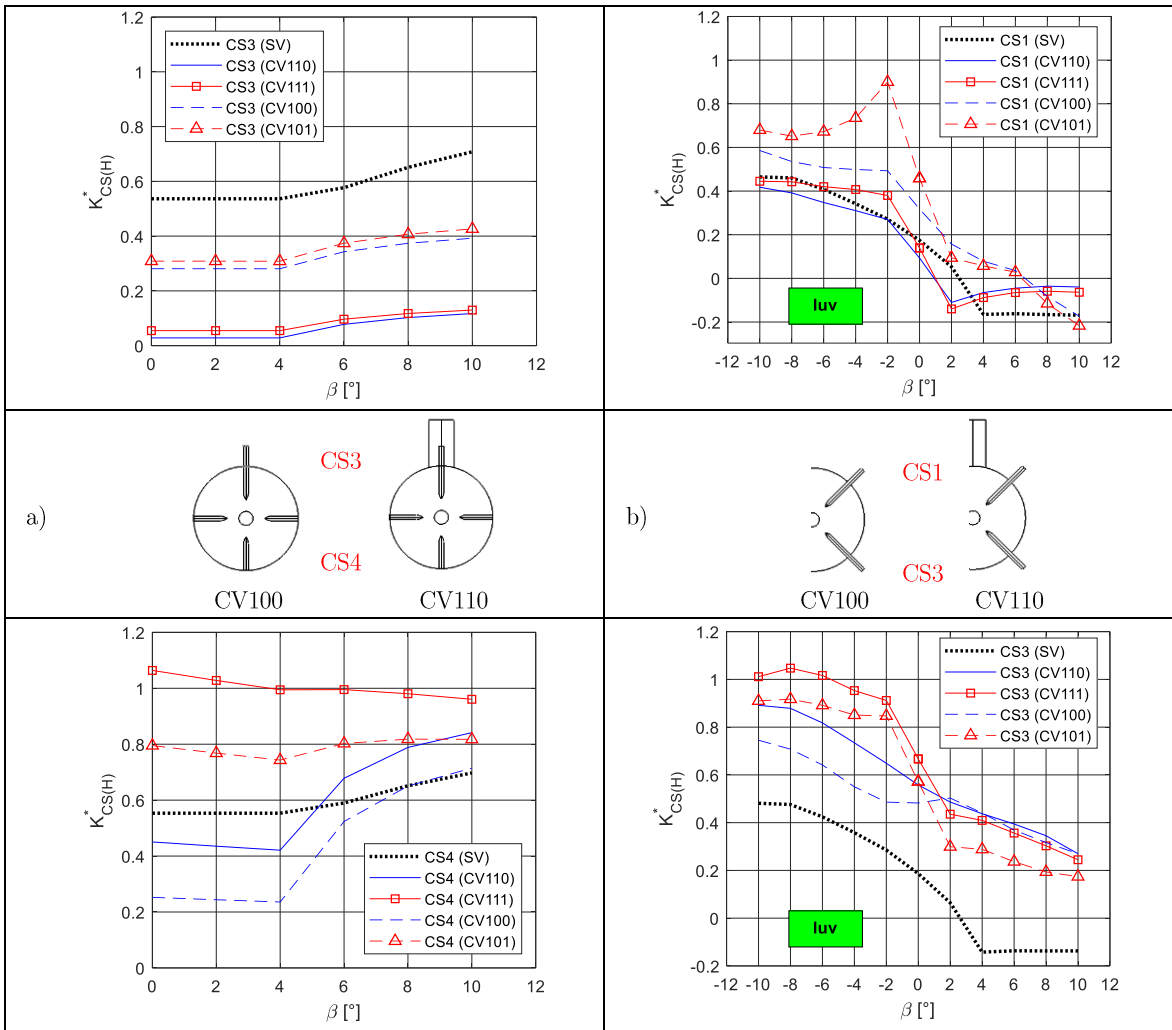


Abb. 8.30: Vergleich der CSH-Interferenzen in Abhängigkeit vom Driftwinkel β an den einzelnen CS unter Einfluss des Turms sowie des Propellers mit dem $K_{CS(H)}^*$ des SV für a) die K-K und b) die X-K

Die relative Änderung bzgl. CV100 in Abhängigkeit von β , ausgedrückt als Turmfaktoren $k_{S\beta [CS(H)]}$ bzw. als Propellereinflussfaktoren $k_{P\beta [CS(H)]}$, ergeben sich aus Gl. 8.7 und Gl. 8.9. Sie sind in Abb. 8.31 und Abb. 8.32 grafisch dargestellt. Beide Heck-Konfigurationen haben gemein, dass sich der Turmeinfluss an den oberen CS als mindernd und an den unteren CS als erhöhend für die Wirksamkeit, jedoch in unterschiedlicher Ausprägung, auswirkt.

Für die K-K (Abb. 8.31a) nimmt $K_{CS(H)}^*$ an der oberen CS (CS3) mit β zu, während sie für die untere CS (CS4) abnimmt. Der zusätzliche Propellereinfluss reduziert die Winkelabhängigkeit, speziell im Bereich $\beta \leq 5^\circ$. Es fällt auf, dass sowohl der Turmeinfluss als auch der zusätzliche Propellereinfluss an der unteren CS im Mittel mit $\overline{k_{P\beta [CS(H)]}} (CS4) = 1,5$ gegenüber $\overline{k_{P\beta [CS(H)]}} (CS3) = 0,2$ wesentlich stärker ausgeprägt sind, was im Wesentlichen auf den effektiven Anströmwinkel (Kapitel 8.2.5) zurückzuführen ist.

Für die X-K (Abb. 8.31b) stellt sich luvseitig ein qualitativ ähnliches Bild wie bei K-K dar, allerdings ist die Standardabweichung vom Mittelwert für $\overline{k_{S\beta [CS(H)]}}$ nur etwa halb so groß, was auf homogenere Bedingungen schließen lässt. Leeseitig ist der Rumpfeinfluss ohne Propeller an der CS3 vernachlässigbar, erst der zusätzliche Propellereinfluss erhöht $\overline{k_{S\beta [CS(H)]}}$ um etwa 36%. Für CS1 führt der Turmeinfluss im Winkelbereich $0^\circ < \beta < 8^\circ$ zu einer Umkehr

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

des Vorzeichens und damit der Wirkrichtung. Dieser Effekt wird durch den zusätzlichen Propellereinfluss noch erheblich verstärkt.

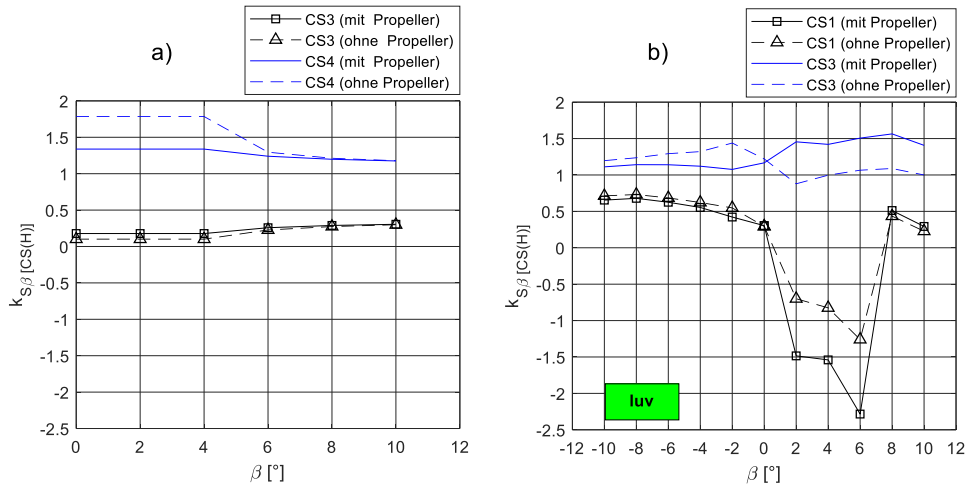


Abb. 8.31: Turmeinflussfaktor $k_{S\beta}$ auf die CSH-Interferenz $K_{CS(H)}$ als $f(\beta)$ ohne und mit Propeller für a) die K-K und b) die X-K

Der Propellereinflussfaktor $k_{P\beta}$ [CS(H)] für die K-K (Abb. 8.32a) ist ohne Turmeinfluss an der CS4 sehr hoch und an der unteren CS3 wesentlich geringer. Der zusätzliche Turmeinfluss führt zu einer Annäherung der Werte für $k_{P\beta}$ [CS(H)]. Für die X-K (Abb. 8.32b) weist die obere CS im Vergleich zur unteren sowohl im Absolutwert als auch in der Abhängigkeit von β luvseitig einen größeren Propellereinfluss auf. Der zusätzliche Einfluss des Turms ist vorhanden, jedoch gering. Für die leeseitigen CS ist $k_{P\beta}$ [CS(H)] ohne Turm nahezu konstant. Aufgrund des Turmeinflusses nimmt $k_{P\beta}$ [CS(H)] mit β überproportional zu.

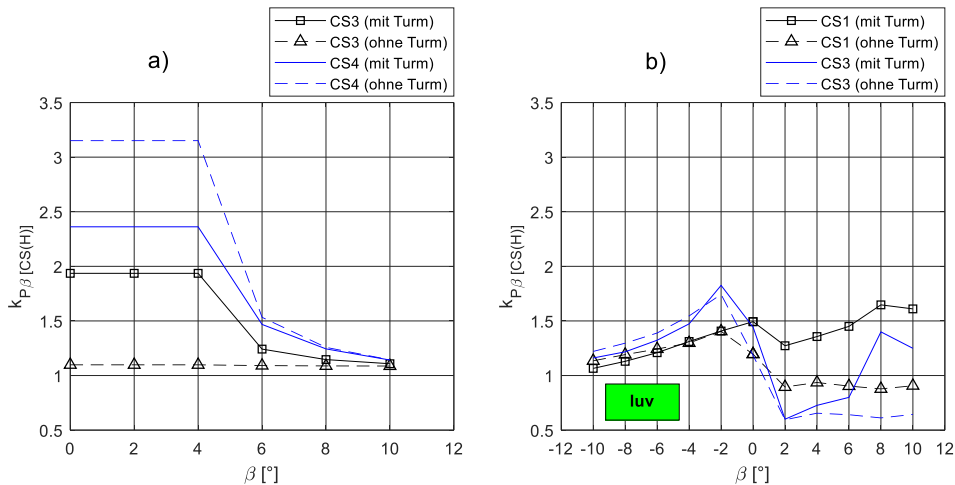


Abb. 8.32: Propellereinflussfaktor $k_{P\beta}$ auf die CSH-Interferenz $K_{CS(H)}$ als $f(\beta)$ ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Die differenzierte Betrachtung des Rumpfeinflusses auf die CS ist damit abgeschlossen, die globale Betrachtung der Gesamtinterferenz wird im Folgenden betrachtet.

8.3.2 Globale CSH-Interferenzen

Die im vorherigen Kapitel beschriebene differenzierte Betrachtung lässt keine Rückschlüsse auf die Wirkung der Steuerflächen auf den Rumpf (H(CS)) bzw. auf die Gesamtinterferenz als Summe aus CS(H) und H(CS) zu. Um Rückschlüsse auf die Gesamtinterferenz aus den experimentellen Untersuchungen ziehen zu können, werden die strömungsmechanischen Lasten auf das Fahrzeug global betrachtet. Hierfür werden entsprechend der strip-down Methode die Lasten am Gesamtfahrzeug ermittelt und die Gesamtinterferenzen bestimmt (siehe Kapitel 7.2.1).

Für die Ermittlung der CSH-Interferenz wird die Querkraft Y_{CS}' des globalen Bezugsflügels im Fahrzeug-KOS benötigt. Diese setzt sich je nach Heck-Konfiguration aus zwei (K-K) bzw. vier Steuerflächen (X-K) zusammen. Aufgrund der unterschiedlichen Ausführung und Form der CS im Fall der K-K wird für $Y_{CS}^{K'}$ eine Wichtung anhand der projizierten Flächen für das obere (CS3) und das untere Seitenruder (CS4) vorgenommen.

$$Y_{CS}^{K'} = \frac{Y'_{CS3} \cdot A_{CS3} + Y'_{CS4} \cdot A_{CS4}}{A_{CS3} + A_{CS4}} \quad (8.12)$$

Aufgrund der vier geometrisch identischen CS für die X-K ist für $Y_{CS}^{X'}$ lediglich die Lage gegenüber der Vertikalen über den Lagewinkel α_1 und $\alpha_2 = \alpha_1 + 90^\circ$ zu berücksichtigen. Hierbei wird zunächst die gleichwertige Wirkung aller CS angenommen. Die Gesamtquerkraft des resultierenden Bezugsflügels ergibt sich über Gl. 8.13.

$$Y_{CS}^{X'} = \sum_{k=1}^4 Y'_{CS_k} \cdot \cos(\alpha_1) \quad (8.13)$$

Verstellung der CS

Die qualitative Abhängigkeit des k_{CSH}^* vom Stellwinkel δ_{CS} fällt je nach Art der Heck-Konfiguration verschieden aus. Während für K-K (Abb. 8.33a) $k_{CSH}^*(\delta_{CS})$ mit einer Abnahme von $|\delta_{CS}|$ qualitativ dem des SV entspricht, nimmt k_{CSH}^* für die X-K (Abb. 8.33b) bis etwa $|\delta_{CS}| \leq 10^\circ$ ab und darüber hinaus wieder zu. Die Varianz ist jedoch klein und k_{CSH}^* kann als konstant angenommen werden.

Für die K-K beträgt die mittlere Abweichung bzgl. SV für $\overline{\Delta k_{CSH}^*}(\text{CV100}) = -8,4\%$ und wird somit überbewertet. Für X-K hingegen ist $\overline{\Delta k_{CSH}^*}(\text{CV100}) = 5,4\%$ und wird damit unterschätzt.

Die relative Auswirkung auf k_{CSH}^* durch den Turmeinfluss bzgl. CV100 als Faktor $k_{S\delta}[\text{CSH}]$ nach GL. 8.6 führt bei der K-K (Abb. 8.34a) zum Anstieg der Gesamtinterferenz, diese nimmt mit $|\delta_{CS}|$ ab. Damit sind die resultierenden Querkräfte mit Turm größer als ohne. Während k_{CSH}^* ohne Propeller im Mittel um 7% zunimmt, reduziert sich durch die Propellerwirkung der Turmeinfluss im Mittel auf 3%. Betrachtet man zusätzlich zur Gesamtinterferenz den globalen Anteil $k_{S\delta}[\text{CS(H)}]$ durch die CS, so fällt auf, dass diese mit dem $|\delta_{CS}|$ auch zunehmen. Das lässt darauf schließen, dass der Turmeinfluss mit dem Interferenzanteil der CS auf den Rumpf $k_{S\delta}[\text{H(CS)}]$ bei Zunahme von $|\delta_{CS}|$ geringer wird.

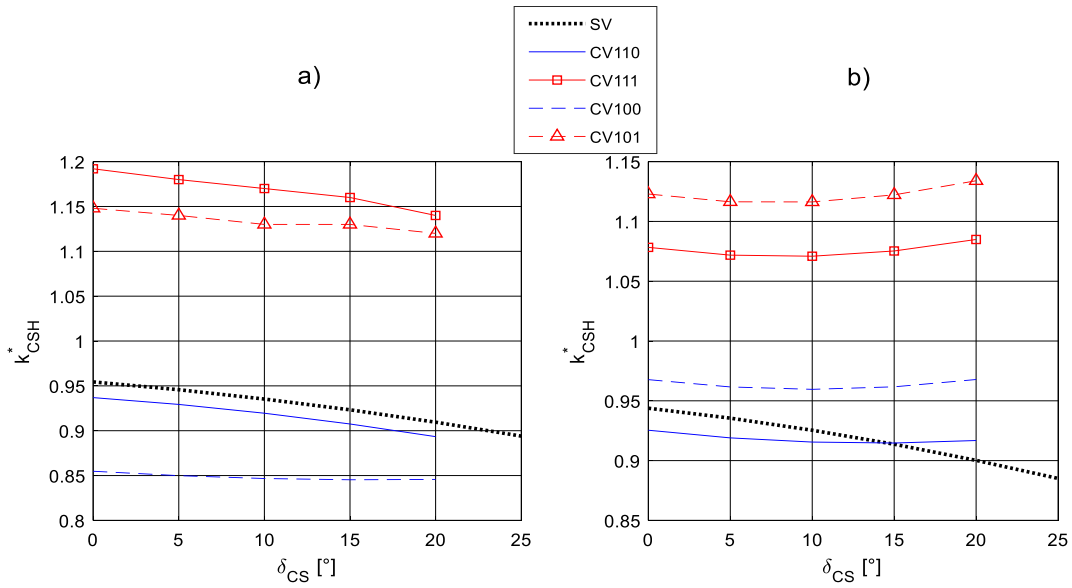


Abb. 8.33: Gesamtinterferenzen k_{CSH}^* als $f(\delta_{CS})$ für die Varianten ohne und mit Turm bzw. Propellereinfluss für a) die K-K und b) die X-K

An der X-K (Abb. 8.34b) nimmt der $k_{S\delta} [CSH]$ mit $|\delta_{CS}|$ ebenfalls ab, die Gesamtinterferenz ist im Gegensatz zur K-K (Abb. 8.34b) im Mittel um 4% reduziert, nimmt jedoch durch den Propellereinfluss im Mittel zu (+1%). Für $k_{S\delta} [CS(H)]$ zeigt sich mit steigendem $|\delta_{CS}|$ eine Zunahme, der im Gegensatz zur K-K durch den zusätzlichen Propellereinfluss noch verstärkt wird.

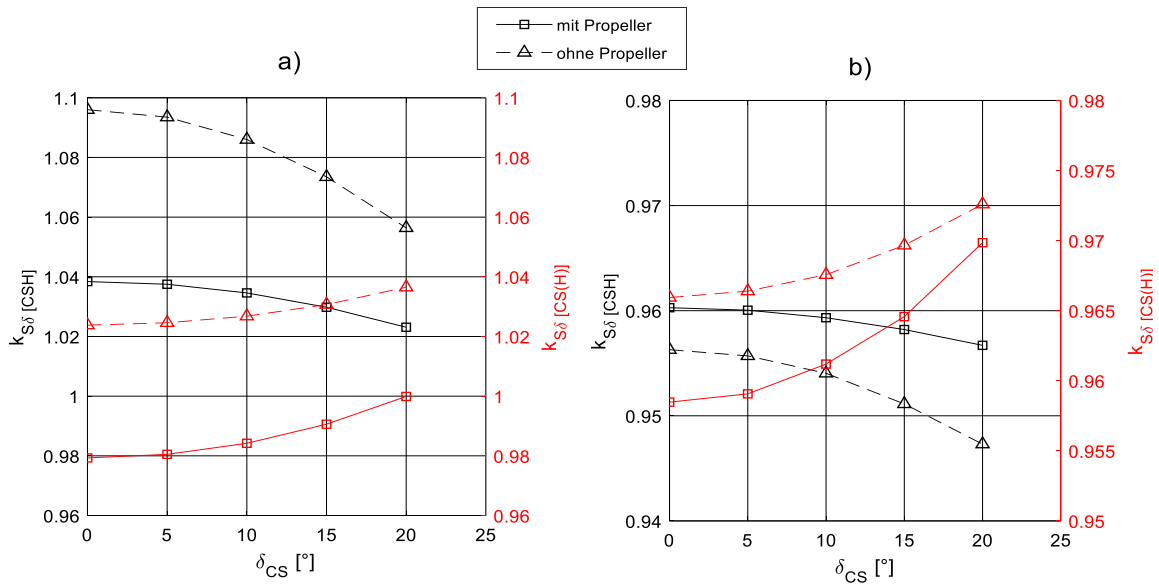


Abb. 8.34: Turmeinflussfaktor $k_{S\delta}$ auf die Gesamtinterferenz k_{CSH} sowie die Interferenz $k_{CS(H)}$ als Funktion von δ_{CS} für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Der Propellereinflussfaktor $k_{P\delta} [CSH]$ für die Gesamtinterferenz nach GL. 8. 8 zeigt für die K-K (Abb. 8.35a) im Mittel eine Steigerung um 33%, die sich mit $|\delta_{CS}|$ um ca. 2% reduziert. Da der anteilige Propellereinflussfaktor $k_{P\delta} [CS(H)]$ an der CS stets mit $|\delta_{CS}|$ ansteigt, muss

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

folglich der Rumpfteil $k_{P\delta [H(CS)]}$ reduziert sein. Der zusätzliche Turmeinfluss reduziert $k_{P\delta [CSH]}$ um 5%, die Zunahme mit $|\delta_{CS}|$ ist jedoch mit ca. 1% gering.

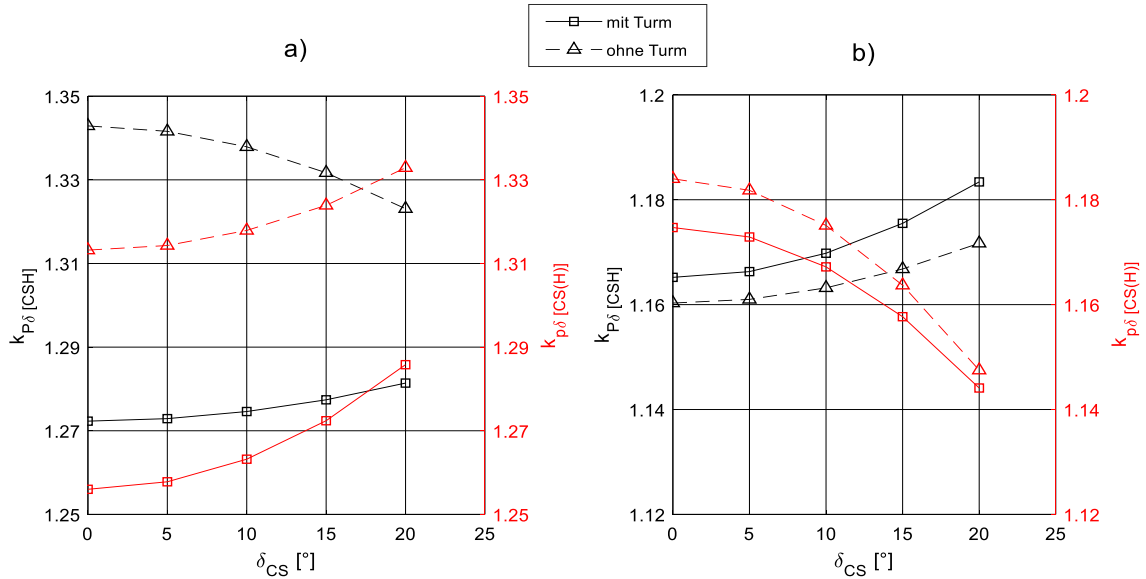


Abb. 8.35: Propellereinflussfaktor $k_{P\delta [CSH]}$ auf die Gesamtinterferenz k_{CSH} sowie die Interferenz $k_{CS(H)}$ als Funktion von δ_{CS} für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Für die X-K (Abb. 8.35b) zeigt $k_{P\delta [CSH]}$ im Mittel eine Zunahme um 17% ohne Turm und 18% mit Turm und damit um etwa die Hälfte im Vergleich zur K-K. Auch bei der Abhängigkeit von δ_{CS} liegt hier, anders als für die K-K, stets eine Zunahme mit $|\delta_{CS}|$ vor. Bei $k_{P\delta [CS(H)]}$ unterscheiden sich die Heck-Varianten, da der Propellereinfluss mit $|\delta_{CS}|$ abnimmt und der zusätzliche Turmeinfluss mit lediglich 1% (im Vergleich mit 10% für K-K) gering ist.

Schräganströmung des Fahrzeugs

Im Vergleich mit den Ergebnissen für das SV zeigen die beiden Heck-Varianten des CV sehr unterschiedliche Werte für die Gesamtinterferenz K_{CSH}^* . Während für die K-K (Abb. 8.36a) der qualitative Verlauf als Funktion von β in Form einer Zunahme mit $|\beta|$ gut mit dem K_{CSH}^* des SV übereinstimmt, sind die absoluten Werte für die mit SV vergleichbare Variante ohne Turm und Propeller (CV100) im Mittel um 45,4%, bei kleinen Winkeln sogar um 65,6%, geringer.

Für die X-K (Abb. 8.36b) nehmen die Werte für K_{CSH}^* im Falle von CV100 mit $|\beta|$, im Gegensatz zum nahezu konstanten K_{CSH}^* am SV ab. Zudem liegen die Absolutwerte im Mittel um 80% höher, was im Wesentlichen auf die unteren CS (siehe Kapitel 8.3.1 (Abb. 8.30b)) zurückzuführen ist.

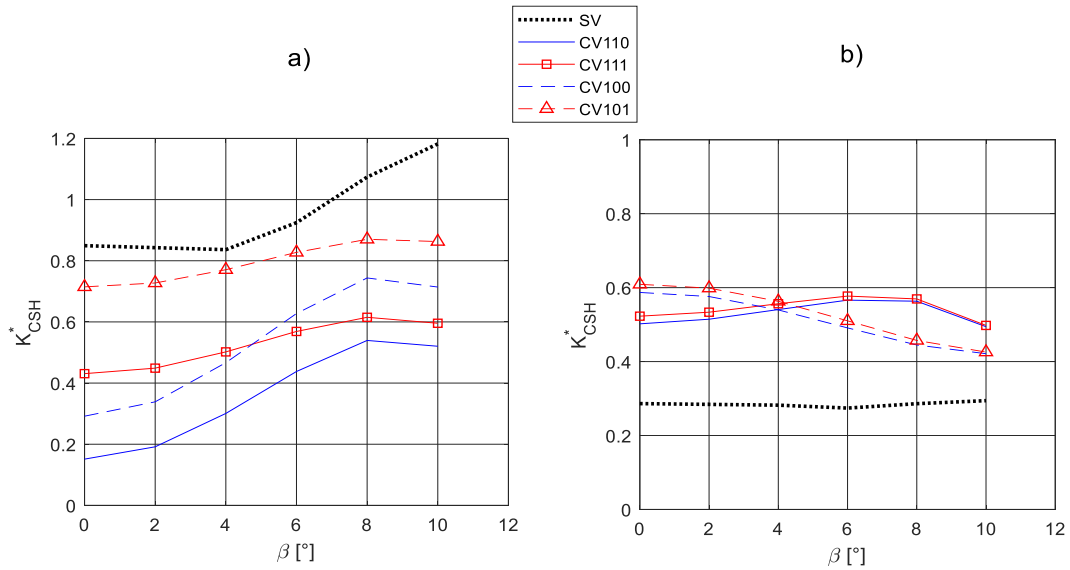


Abb. 8.36: Gesamtinterferenz K_{CSH}^* als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm bzw. Propellereinfluss für a) die K-K und b) die X-K

Der Turmeinfluss für die Gesamtinterferenz bzgl. CV100 $k_{S\beta} [CSH]$ zeigt bei der K-K (Abb. 8.37a), dass die Gesamtinterferenz im Mittel um 34% gemindert wird, jedoch mit $|\beta|$ wieder zunimmt. Der globale Anteil von $k_{S\beta} [CS(H)]$ durch die CS zeigt bis 4° etwa konstante Werte und nimmt für $|\beta| > 4^\circ$ erheblich zu. Durch die Hinzunahme des Propellers reduziert sich der Gradient des Turmeinflusses insbesondere bei kleineren Winkeln.

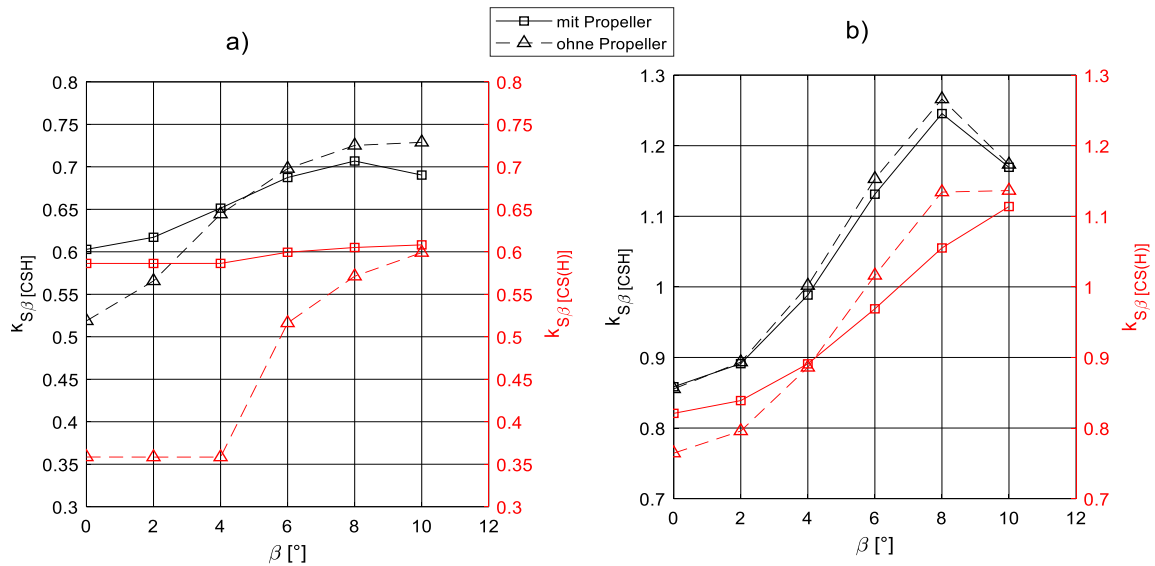


Abb. 8.37: Turmeinflussfaktor $k_{S\beta}$ auf die Gesamtinterferenz K_{CSH} sowie die Interferenz $K_{CS(H)}$ als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Im Gegensatz zur K-K führt der Turmeinfluss für die X-K (Abb. 8.37b) in Form von $k_{S\beta} [CSH]$ nur für $|\beta| \leq 4^\circ$ zu einer Minderung der Gesamtinterferenz, darüber hinaus steigert der Turmeinfluss die Werte für K_{CSH}^* um bis zu 25%. Die Abhängigkeit von β auf $k_{S\beta} [CS(H)]$ ist qualitativ ähnlich zum SV, jedoch auf einem ca. 15% geringeren Niveau. Der zusätzliche Propellereinfluss führt stets zu einer Verstärkung des Turmeinflusses.

Der Propellereinfluss bzgl. CV100 in Form von $k_{P\beta} [CSH]$ führt für die K-K (Abb. 8.38a) bei kleinen Winkeln zum Anstieg von K_{CSH}^* und nimmt mit $|\beta|$ ab. Im Mittel erhöht $k_{P\beta} [CSH]$ die Gesamtinterferenz um ca. 66%, fällt jedoch mit zunehmendem $|\beta|$ auf ca. 20% ab. Der zusätzliche Turmeinfluss erhöht den Faktor um ca. 2%. Die bis $|\beta| \leq 4^\circ$ nahezu konstanten Werte der summierten CS in Form von $k_{P\beta} [CS(H)]$ nehmen im Mittel um 28% zu. Hier wirkt sich der Einfluss des Turms mit einer Zunahme von 49% in erheblichem Maße aus. Wie in Kapitel 8.3.1 beschrieben, sind hierfür die Strömungsverhältnisse an der unteren CS verantwortlich.

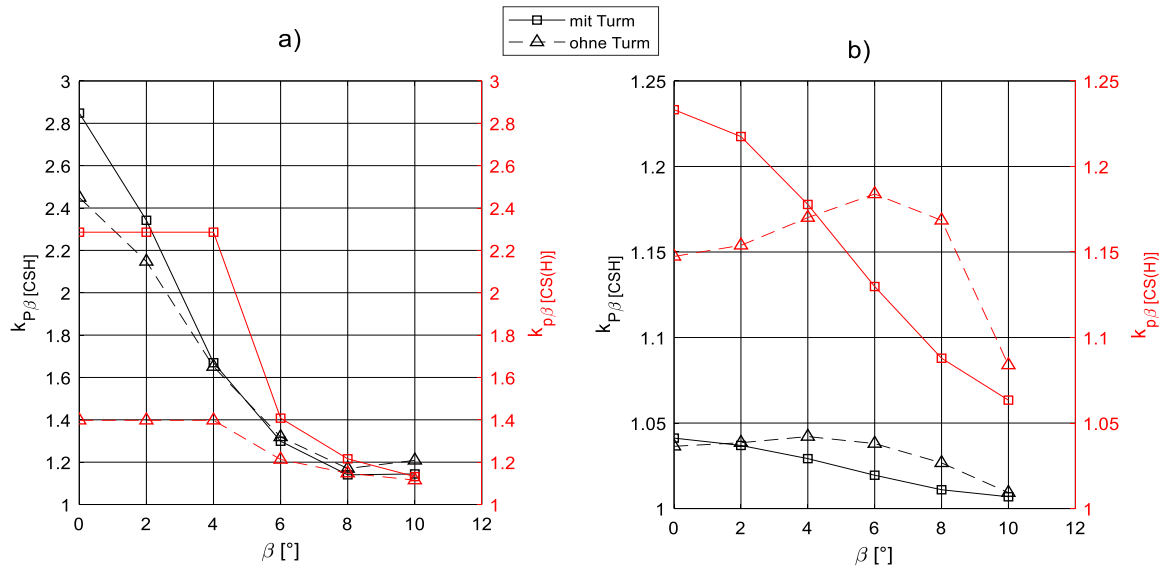


Abb. 8.38: Propellereinflussfaktor $k_{P\beta}$ auf die Gesamtinterferenz K_{CSH} sowie die Interferenz $K_{CS(H)}$ als Funktion von β für die Varianten ohne und mit Turm für a) die K-K und b) die X-K

Für die X-K (Abb. 8.38b) zeigt sich bei Betrachtung des Propellerfaktors für die Gesamtinterferenz $k_{P\beta} [CSH]$ mit ca. 3% ein vergleichsweise geringer Einfluss, der sich im Gegensatz zur K-K aufgrund des Turmeinflusses um 1% reduziert. Es fällt auf, dass es unter zusätzlichem Turmeinfluss wie im Fall der K-K mit $|\beta|$ zur Reduktion des positiven Propellereinflusses kommt. Ohne Turm hingegen steigt der positive Effekt bis $|\beta| = 6^\circ$, bevor es zum Abfallen kommt. Dies ist auf die leeseitig geminderte Strömung zurückzuführen (siehe Kapitel 8.3.1 (Abb. 8.32b)).

8.4 Einfluss auf die dynamische Stabilität und den stationären Drehkreis

Durch Anwendung der in den vorherigen Kapiteln ermittelten CSH-Interferenzen auf die Anteile der CS an den Manövrierkoeffizienten lässt sich deren Einfluss auf die dynamische Stabilität sowie den stationären Drehkreis bestimmen (Kapitel 2.3). Die hierfür benötigten linearen Koeffizienten (Stabilitäts- und Steuerungsableitungen) lassen sich als Summe der Anteile der Einzelgeometrien und deren Interferenzen ermitteln. Für die Prognose der Koeffizienten wird ein modularer Ansatz entsprechend Gl. 8.14 - 8.19 gewählt (in Anlehnung an [14], [63][14], [46]). Dieser Ansatz setzt sich aus dem Rumpffanteil ($Y'_{vH}, Y'_{rH}, N'_{vH}, N'_{vrH}$) und

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

dem Anteil der CS zusammen. Um Approximationsfehler auszuschließen, die bei analytischen Ansätzen unvermeidbar sind, werden die Rumpfteile aus den Ergebnissen der Untersuchungen am komplexen Fahrzeug direkt verwendet. Diese beinhalten somit den Rumpf, den Turm sowie deren Interferenzen.

$$Y'_v = Y'_{vH} + Y'_{vCSH} \quad (8.14)$$

$$Y'_r = Y'_{rH} + Y'_{rCSH} \quad (8.15)$$

$$Y'_{\delta R} = Y'_{\delta R_{CSH}} \quad (8.16)$$

$$N'_v = N'_{vH} + N'_{vCSH} \quad (8.17)$$

$$N'_r = N'_{rH} + N'_{rCSH} \quad (8.18)$$

$$N'_{\delta R} = N'_{\delta R_{CSH}} \quad (8.19)$$

Die Ermittlung der Koeffizientenanteile der CS erfolgt rechnerisch nach Gl. 8. 20- 8. 25. Im Ansatz von Bohlmann [14] erfolgt die Bestimmung der rotatorischen Koeffizientenanteile der CS über die Koeffizienten der Quergeschwindigkeit Y'_{vCSH} und den Abstand x_{CS} zwischen Referenzpunkt C und Position der CS.

$$Y'_{vCSH} = -\frac{A_{CS}}{L^2} \cdot \left[(K_{CSH}) \cdot \left(\frac{\partial C_{L_{CS}}}{\partial \alpha_{CS}} \right)_{\alpha_{CS}=0} + C_{D_{CSH}}^0 \right] \cos \alpha_1 \quad (8.20)$$

$$Y'_{rCSH} = Y'_{vCSH} \cdot \frac{x_{CS}}{L} \cdot \xi_{rY} \quad (8.21)$$

$$Y'_{\delta R_{CSH}} = \frac{A_{CS}}{L^2} \left[(k_{CSH}) \left(\frac{\partial C_{L_{CS}}}{\partial \delta} \right)_{\delta=0} \right] \cos \alpha_1 \quad (8.22)$$

$$N'_{vCSH} = Y'_{vCSH} \cdot \frac{x_{CS}}{L} - \frac{A_{CS} \cdot \bar{c}}{L^3} \cdot \cos^2 \alpha_1 \cdot C_{m_{CSH}} \quad (8.23)$$

$$N'_{rCSH} = Y'_{vCSH} \cdot \frac{x_{CS}^2}{L^2} \cdot \xi_{rN} \quad (8.24)$$

$$N'_{\delta R_{CSH}} = -Y'_{\delta R} \cdot \frac{x_{CS}}{L} \quad (8.25)$$

mit

- x_{CS} = Lage des Druckpunkts der CS im Fahrzeug-KOS bzgl. Referenzpunkt C (Position der Drehachse ca. $\bar{c}/4$)
- \bar{c} = mittlere Profillänge der Steuerfläche
- A_{CS} = Lateralfäche der CS
- α_1 = Winkel der Steuerfläche bzgl. der z-Achse
- α_{CS} = Anströmwinkel am Profil der isolierten CS
- $C_{m_{CSH}}$ = Koeffizient des Rudermoments aus Gl. 3. 16 $C_{m_{CS}}(K_{CS(H)} + K_{H(CS)})$
- $C_{D_{CSH}}^0$ = Widerstandskoeffizient des 2D- Flügelprofils bei $\alpha_{CS} = 0^\circ$ bzw. $C_{L_{CS}} = 0$ (z.B. $C_{D_0} = 0,0071$ für NACA 0018 [51])

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Die Untersuchungen am CV zeigten jedoch, dass die Abweichungen vom realen Wert erheblich sind. Dies ist auf die unterschiedlichen lokalen Anströmwinkel an den CS im Drehkreis zurückzuführen (Abb. 8.9). Aus diesem Grund werden die Korrekturfaktoren ξ_{rY} und ξ_{rN} eingeführt. Die Korrekturwerte liegen zwischen 1,2 und 3,2, was durch andere experimentelle Untersuchungen an typischen Uboot-Geometrien (z.B. am DARPA SUBOFF durch Roddy [22]) bestätigt wird.

Durch Anwendung von Gl. 2.37 und Gl. 2.41 ergeben sich der Stabilitätsbereich G_H für Aussagen zur dynamischen Stabilität und zum stationären Drehkreis R/L . Zum Vergleich der Interferenzeinflüsse werden die Ergebnisse für die drei Heck-Konfigurationen mit der jeweiligen Konfiguration ohne Berücksichtigung der Interferenzen normiert. Die Ergebnisse in Abb. 8.39 zeigen den erheblichen Einfluss des Turms im Falle der K-K sowohl für G_H als auch R/L als Differenz zur Prognose (neu (SV)) aus Kapitel 8.3.2. Im Gegensatz zur Prognose nach Pitts-Nielsen, bei der sowohl G_H als auch R/L Werte >1 annehmen, zeigen sich allgemein für die in dieser Arbeit ermittelte Prognose Werte <1 und damit eine verringerte dynamische Stabilität sowie ein verringerter stationärer Drehkreis.

Insbesondere beim stationären Drehkreis fallen die Interferenzeinflüsse im Vergleich zur Interferenzprognose nach Pitts-Nielsen groß aus. Um die dominanten Koeffizienten zu ermitteln, wird die Sensitivität S gemäß [40] mit Gl. 8.26 bestimmt. Hierbei entsprechen R dem jeweiligen Koeffizienten und H den Ergebnissen der Gleichungen 2.37 und 2.41. Die einzelnen Koeffizienten H werden dabei nacheinander gegenüber den Ausgangswerten (Index 0) um 1% variiert.

$$S = \left| \frac{(R - R_0)/R_0}{(H - H_0)/H_0} \right| \quad (8.26)$$

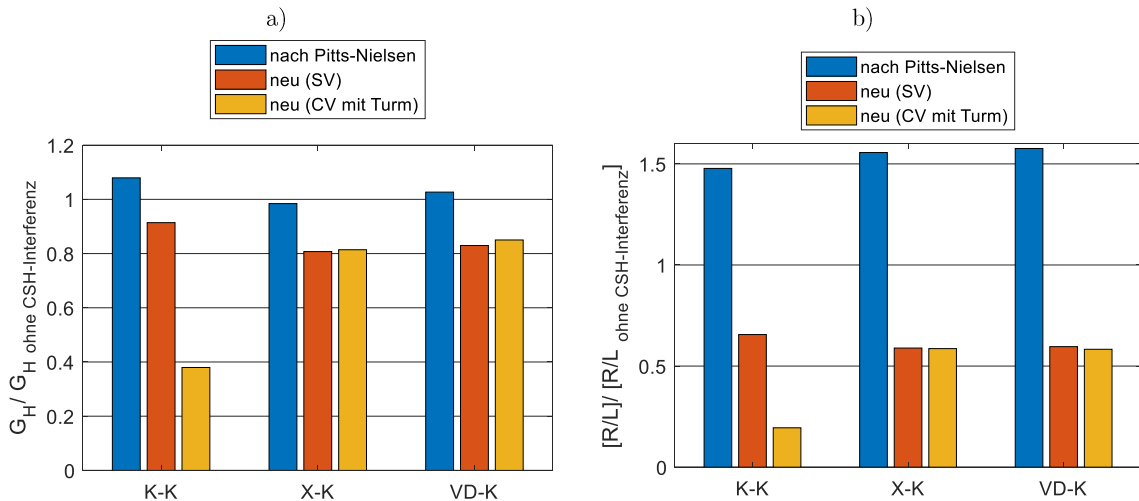


Abb. 8.39: Vergleich des Einflusses der CSH-Interferenz für die drei Heck-Konfigurationen auf a) die dynamische Stabilität G_H , normiert mit G_H ohne CSH-Interferenz und b) den stationären Drehkreis R/L , normiert mit R/L ohne CSH-Interferenz

Die Analyse zeigt, dass die rotatorischen Koeffizienten dominieren und insbesondere für R/L die Steuerungsableitungen $Y'_{\delta R}$, $N'_{\delta R}$ für die K-K einen geringen Einfluss besitzen (Abb. 8.40).

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Diese Beobachtung wird mit den Untersuchungen am DARPA SUBOFF [22] bestätigt. Andere Literaturangaben, die sich allerdings auf torpedoförmige AUV beziehen [60]–[62], zeigen, dass für den Drehkreis die Momente $N'_{\delta R}$ und N'_r dominieren.

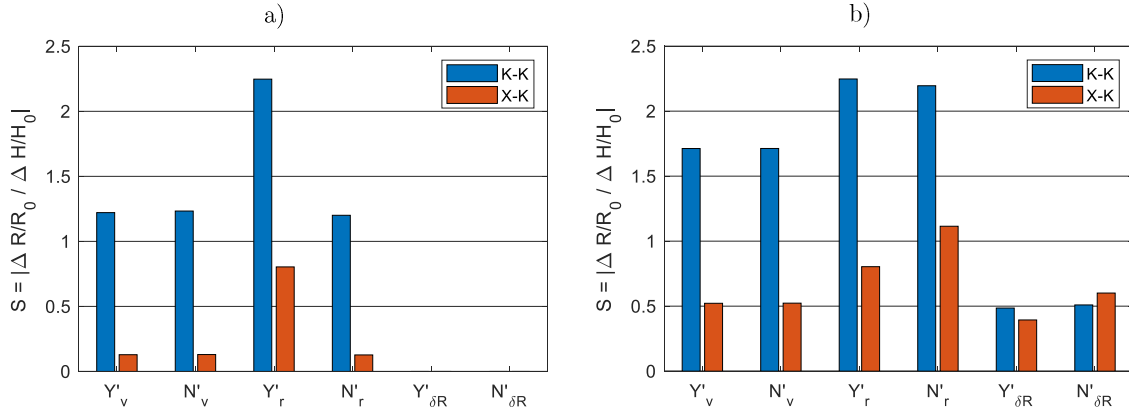


Abb. 8.40: Vergleich der Sensitivität der Stabilitäts- und Steuerungsableitungen für K-K und X-K auf a) die dynamische Stabilität G_H und b) den stationären Drehkreis R/L

Der zusätzliche Einfluss des Propellers (im Selbstantriebspunkt bei Geradeausfahrt), der die CSH-Interferenzen erhöht (siehe Kapitel 8.3.2), steigert die dynamische Stabilität (Abb. 8.41a) und vermindert den stationären Drehkreis (Abb. 8.41b), wobei an der K-K die Stabilitätszunahme mit ca. 21% am höchsten und die Drehkreisminderung mit ca. 7% am geringsten ausfällt. Die Unterschiede zwischen X-K und VD-K sind mit ca. 2% gering.

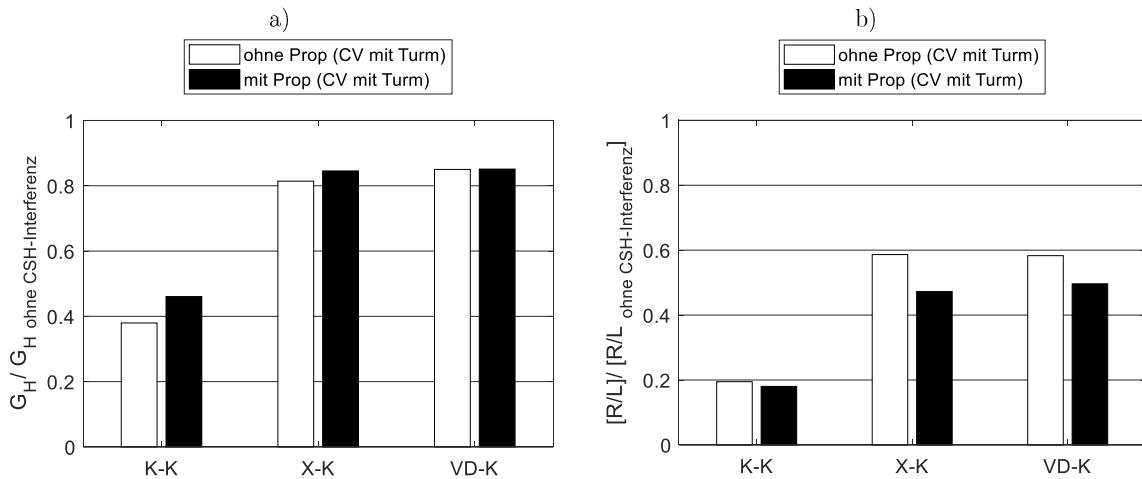


Abb. 8.41: Vergleich des zusätzlichen Propellereinflusses für die drei Heck-Konfigurationen auf a) die dynamische Stabilität G_H , normiert mit G_H ohne CSH-Interferenz und b) den stationären Drehkreis R/L , normiert mit R/L ohne CSH-Interferenz

8.5 Zusammenfassung

In diesem Kapitel wurden numerische und experimentelle Untersuchungen an einem komplexen Fahrzeug (CV) vorgenommen, um die Prognose der CSH-Interferenzen aus Kapitel 7 basierend auf dem SV zu validieren. Hierfür wurde zunächst eine den Anforderungen angepasste Messplattform entwickelt, welche die Messung der strömungsmechanischen Lasten im Windtunnel für Rumpf und CS ermöglicht. Die Ermittlung der globalen Kraftanteile der

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Steuerflächen wurde durch die „strip-down-Methode“ realisiert, wonach die Modelle in verschiedenen Ausrüstungsstufen gemessen und Differenzen gebildet werden. Die Messplattform ermöglicht die direkte Messung der globalen Kräfte am Fahrzeug und zusätzlich an den einzelnen Steuerflächen, was die Erhebung zusätzlicher Informationen ermöglicht:

1. Rumpfeinfluss auf CS.
2. Differenzierte Aussagen zur Wirkung der einzelnen Steuerflächen (Kapitel 8.2).
3. Ermittlung der Druckpunkte an den einzelnen CS für Rückschlüsse auf das effektive Seitenverhältnis (Kapitel 8.2.4)
4. Bestimmung der effektiven Anstellwinkel an den einzelnen CS (Kapitel 8.2.5)

Die experimentellen Untersuchungen im Windtunnel bieten den Vorteil von physikalisch korrekten Ergebnissen. Da der Vorbereitungsaufwand durch Modellfertigung und messtechnische Ausrüstung einen erheblichen zeitlichen und finanziellen Aufwand darstellt, sind experimentelle Untersuchungen für sehr aufwendige Messreihen (z.B. hohe Anzahl an CS-Anstellwinkeln) in Kombination mit komplexen Geometrien, wie in diesem Fall, sinnvoll. Zudem ermöglicht die modulare Bauweise der Messplattform eine zukünftige Weiterverwendung mit erheblich geringerem Vorbereitungsaufwand.

Die strömungsmechanischen Ursachen insbesondere der differenziert betrachteten CS und deren CSH-Interferenzanteile konnten durch die Betrachtung der effektiven Seitenverhältnisse anhand der Druckpunkte an den CS sowie der effektiven Anströmwinkel interpretiert werden. Bei der Verstellung der CS zeigen die Ergebnisse für SV und CV eine gute Übereinstimmung sowohl für die Gesamtinterferenz als auch für deren Anteile (K-K ca. -8%, X-K ca. +5%). Sowohl der Turmeinfluss als auch der Einfluss des Propellers führen im Zusammenspiel mit der komplexen Rumpfgeometrie zu Abweichungen im Vergleich zur Prognose aus Kapitel 7. Anhand dieser Abweichungen wurden Turm- und Propellereinflussfaktoren bzgl. CV100 (komplexe Fahrzeuggeometrie ohne Turm und ohne Propeller) ermittelt, die sich je nach Heck-Konfigurationen voneinander unterscheiden. Für den Propellereinfluss auf die CSH-Interferenz konnte eine Steigerung für die K-K von ca. 33% und für die X-K von ca. 18% ermittelt werden. Der Einfluss des Stellwinkels wie auch des Turms fällt mit bis zu 5% eher gering aus.

Für die CSH-Interferenzen bei Schräganströmung sind die Abweichungen im Vergleich zur Verstellung der CS erheblich. Hierbei muss auch zwischen den Heck-Konfigurationen differenziert werden. Für die K-K ergaben sich bis zu 65% geringere Werte im Vergleich zur Prognose für die Gesamtinterferenz, was im Wesentlichen durch den Einfluss des Turms (mit bis zu 34%) begründet ist. Für die X-K hingegen sind die Werte um bis zu 80% höher im Vergleich zur Prognose, wobei der Turm (mit ca. 25%) einen geringen Einfluss besitzt. Der Einfluss des Propellers fällt ebenfalls sehr unterschiedlich aus: Während er sich für die K-K mit einer Erhöhung der Gesamtinterferenz um bis zu 66% deutlich zeigt, fällt diese an der X-K lediglich mit 3% im Verhältnis gering aus.

Daraus folgt, dass lokale Effekte komplexer Rumpfgeometrien an Unterwasserfahrzeugen nur eingeschränkt aus Untersuchungen an vereinfachten Fahrzeuggeometrien gültig sind.

Ergebnisse für die komplexe Fahrzeuggeometrie (CV)

Allerdings zeigt die qualitative Übereinstimmung, dass mit Hilfe der Prognosemethode Tendenzen mit vergleichsweise geringem Aufwand sichtbar gemacht werden können.

Da sich der Komplexitätsgrad der Fahrzeuggeometrie jedoch nicht direkt als Parameter für eine mathematische Formulierung eignet, sind weitere Untersuchungen hinsichtlich der Rumpfquerschnitte (z.B. kreisrund über oval bis rechteckig mit variablen Eckenradien) und der damit verbundenen Auswirkungen auf die CSH-Interferenzen sinnvoll.

Zum Abschluss dieses Kapitels wurde der Einfluss auf die dynamische Stabilität sowie auf den stationären Drehkreis über die Stabilitäts- und Steuerungsableitungen für kleine Winkel untersucht und den Ergebnissen für die Prognosemethode nach Pitts-Nielsen gegenübergestellt. Hierbei konnte insbesondere für den stationären Drehkreis der erhebliche Unterschied zur Interferenzprognose nach Pitts-Nielsen aufgezeigt werden, was die Relevanz einer verbesserten Prognose der CSH-Interferenz bestätigt.

9 Zusammenfassung und Ausblick

9.1 Zusammenfassung

Diese Arbeit beschäftigt sich mit der Untersuchung der Steuerflächen-Rumpf-Interferenzen (CSH) am Heck von Unterwasserfahrzeugen unter dem Einfluss variabler Stellwinkel der Steuerflächen (CS) und der Schräganströmung des Fahrzeugs sowie unterschiedlicher Anordnungen der CS (Heck-Konfigurationen). Aufbauend auf den Untersuchungen wurde ein mathematischer Zusammenhang formuliert, der eine verbesserte Prognose der CSH-Interferenzen im Entwurf ermöglicht.

Bisherige Prognosemethoden stammen meist aus dem Luftfahrtbereich bzw. sind Adaptionen für Unterwasserfahrzeuge mit einfachen Geometrien (z.B. AUV's). Die Interferenzfaktoren basieren auf der Auswertung der Auftriebsgradienten der CS und sind nur für kleine Winkel gültig. Der Einfluss des Turms und des Propellers wird in den meistverwendeten Methoden nach *Pitts-Nielsen* und *Dempsey* vernachlässigt. Dass die Anordnung der CS am Heck die Manöviereigenschaften beeinflusst, ist bekannt, jedoch hinsichtlich der Wirksamkeit einzelner CS nur unzureichend untersucht.

Basierend auf den theoretischen Grundlagen zu den strömungsmechanischen Interferenzen wurden die zentralen Parameter des effektiven Seitenverhältnisses und des effektiven Anströmwinkels als maßgebend für das Manövierverhalten identifiziert.

Der sogenannte Bezugsflügel stellt die Basis zur Bestimmung der CSH-Interferenzen dar. In experimentellen und numerischen Voruntersuchungen an isolierten CS wurde gezeigt, dass die empirisch ermittelten Prognoseformeln nach *Whicker* hinsichtlich der geometrischen Ähnlichkeit zu Unschärfen führen, was Abweichungen in den zu bestimmenden CSH-Interferenzen zur Folge hat. Daher wurden die strömungsmechanischen Charakteristika für jede CS am Modell mittels numerischer Untersuchungen bestimmt.

Für die mathematische Formulierung der CSH-Interferenzen wurde zunächst eine vereinfachte Fahrzeuggeometrie mit Heck-Konuswinkel als Geometrieparameter entworfen. Dieses Fahrzeug orientiert sich an den Proportionen typischer Uboote und wurde bei verschiedenen Reynoldszahlen numerisch untersucht. Um differenzierte Aussagen zu den strömungsmechanischen Lasten an Rumpf und CS zu erhalten, wurde nur eine CS verwendet und hinsichtlich ihrer Position (Winkel zur Vertikalachse 0° und 45°), der Variation des Stellwinkels der CS sowie des Driftwinkels untersucht. Unter Anwendung der multiplen Regression wurden sowohl die Gesamtinterferenz als auch deren Anteile (Rumpf ->CS und CS ->Rumpf) mathematisch als Funktion des Stellwinkels bzw. des Driftwinkels und des Konuswinkels ermittelt. Es wurde festgestellt, dass die Gesamtinterferenz mit dem Konuswinkel zunimmt, jedoch bei Zunahme des Driftwinkels nicht linear steigt und für zunehmende Stellwinkel sinkt. Hinzu kommt eine erhebliche luv- und leeseitige Abhängigkeit der Wirksamkeit im Fall von CS, die nicht in der Vertikalachse des Fahrzeug-KOS angeordnet sind (Stichwort X-Konfiguration). Hier kommt es bei Schräganströmung zur Umkehrung der Wirkrichtung. Aus diesen Ergebnissen wurden Korrekturfunktionen für die Prognosemethoden nach *Pitts-Nielsen* und *Dempsey* in Abhängigkeit vom Konuswinkel und von der Reynoldszahl

ermittelt. Diese Korrekturen fallen für die Methode nach Dempsey geringer aus, da die Versuche, auf der die Methode basiert, an einem ubootähnlichen Fahrzeug durchgeführt wurden. Dennoch bietet die Methode nach *Pitts-Nielsen* den größeren Informationsgehalt hinsichtlich der Interferenzanteile, sodass die weiteren Untersuchungen mit der modifizierten Version dieser Methode durchgeführt wurden.

Zur Validierung der neuen Prognosemethodik wurden die CSH-Interferenzen am Modell eines komplexen Unterwasserfahrzeugs experimentell und numerisch untersucht. Für die Experimente wurde zunächst eine auf die Anforderungen abgestimmte Messplattform für Untersuchungen im Windtunnel entwickelt und gefertigt. Eine besondere Herausforderung stellte die differenzierte Betrachtung der Wechselwirkungen an den einzelnen CS für unterschiedliche Heck-Konfigurationen dar. Zusätzlich zu den Experimenten wurden numerische Untersuchungen durchgeführt, um Informationen über die Strömungsbeeinflussung durch Rumpf und CS zu erhalten, die im Experiment nicht möglich waren (Geschwindigkeits- und Druckverteilung an den CS). Es konnte festgestellt werden, dass die komplexere Rumpfform mit Deck und Kielbereich die Interferenzen insbesondere bei Schräganströmung erheblich beeinflusst. Die Beeinflussung bei Verstellung der CS fällt geringer aus, ist jedoch insbesondere für die K-K in erheblichem Maße vom Turmnachstrom abhängig.

Der Einfluss der CSH-Interferenzen auf die dynamische Stabilität und den stationären Drehkreis wurde durch die neue Prognosemethode gegenüber der Methode nach *Pitts-Nielsen* insbesondere für den Drehkreis verbessert.

9.2 Ausblick

Mit der entwickelten Messplattform wären weiterführende Untersuchungen beispielsweise zur Frage des Einflusses der Komplexität der Geometrie auf die Interferenzanteile durchführbar. Hierfür könnten Variationen des Rumpfs mit zunehmender Komplexität (Querschnitte von oval bis rechteckig mit variablen Eckenradien) untersucht werden, da sich diese gut parametrisieren lassen.

Des Weiteren wären Untersuchungen zur Auswirkung der Lasten bei Schräganströmung außerhalb der Bewegungsebene (out of plane) denkbar, da diese bei asymmetrischer Heckgeometrie insbesondere für die Wirkung der Steuerflächen und damit für das Rollverhalten entscheidend sind.

Untersuchungen zum Einfluss der zunehmenden Höhe des Ruderstuhls sowie von Spalteffekten könnten hinsichtlich ihrer Auswirkungen auf die CSH-Interferenz von Interesse sein.

Wie die bisherigen Ergebnisse zeigen, ist die Wirksamkeit einzelner CS erheblich von ihrer Position abhängig. Aus den dargestellten Ergebnissen und weiteren Untersuchungen könnten mathematische Zusammenhänge entwickelt werden, um durch differenzierte Stellwinkel die Varianz der Querkräfte zu minimieren. Auf diese Weise wäre es möglich, die Fläche der CS zu verringern, ohne Steuerkräfte einzubüßen.

Zusammenfassung und Ausblick

Für die differenzierte Bestimmung der CSH-Interferenzen einzelner CS auf den Rumpf ($K_{H(CS)}^*$, $k_{H(CS)}^*$) könnten das modulare Heck weiter segmentiert und die Messplattform mit entsprechender Kraftmesstechnik ausgestattet werden.

Literaturverzeichnis

- [1] L. F. Whicker and L. F. Fehlner, "Free-stream characteristics of a family of low-aspect-ratio, all-movable control surfaces for application to ship design," DAVID TAYLOR MODEL BASIN, Washington DC, Jan. 1958.
- [2] V. Bertram, *Submarine Hull Design - NTNU*. [Online] Available: https://www.ntnu.edu/documents/20587845/1266707380/2012Chennai_SubmarineDesign.pdf/9bb180be-a08d-48ea-af4e-7e5e19210d3b. Accessed on: Feb. 06 2017.
- [3] E. M. Dempsey, "Static stability characteristics of a systematic series of stern control surfaces on a body of revolution," DAVID W TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH AND DEVELOPMENT CENTER BETHESDA MD, Jan. 1977.
- [4] A. Goodman, "Experimental and Theoretical Investigation of Factors Affecting Fin-Body Interference," HYDRONAUTICS Technical Report 7927-1, Aug. 1980.
- [5] Y. Zhang, Y. Li, Y. Sun, J. Zeng, and L. Wan, "Design and simulation of X-rudder AUV's motion control," (en), *Ocean Engineering*, vol. 137, pp. 204-214, 2017.
- [6] G. D. Watt and E. Y. Fournier, "Submarine propulsion testing in the IAR 9 m wind tunnel," in *Third Canadian Marine Hydrodynamics and Structures Conference, Halifax, August*, 1995.
- [7] M. Gertler and G. R. Hagen, "Standard equations of motion for submarine simulation," DAVID W TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH AND DEVELOPMENT CENTER, Bethesda MD, Jun. 1967.
- [8] J. Feldman, "DTNSRDC revised standard submarine equations of motion," DAVID W TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH AND DEVELOPMENT CENTER, Bethesda MD, Jun. 1979.
- [9] H. Vorhölter, "Numerische Analyse des Nachstroms und Propellereffektivität am manövrierenden Schiff," Diss, Technische Universität Hamburg, Hamburg, 2011.
- [10] M. M. Munk, "The aerodynamic forces on airship hulls," NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, Washington, 1924.
- [11] H. B. Freeman, "Pressure-Distribution Measurements on the Hull and Fins of a 1/40-Scale Model of the US Airship Akron," NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, Washington DC, 1934.
- [12] W. H. Michael Jr, "Investigation of Mutual Interference Effects of Several Vertical-tail-fuselage Configuration in Sideslip," NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS, Washington TECHNICAL NOTE 3135, Jan. 1954.
- [13] W. C. Pitts, J. N. Nielsen, and G. E. Kaattari, "Lift and center of pressure of wing-body-tail combinations at subsonic, transonic, and supersonic speeds," NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS Report 1307, 1957.
- [14] H. J. Bohlmann, "Berechnung hydrodynamischer Koeffizienten von Ubooten zur Vorhersage des Bewegungsverhaltens," Diss, Inst. für Schiffbau Univ. Hamburg, Hamburg, 1990.
- [15] J. J. Harper, "Wind tunnel investigation of the effect of a simulated submarine hull on the aerodynamic characteristics of all-moveable control surfaces having NACA 0015

- airfoil sections,” Georgia Institute of Technology, 1959. [Online] Available: https://smartech.gatech.edu/bitstream/1853/46938/1/a-439_327630.pdf.
- [16] M. Mackay, “Wind tunnel experiments with a submarine afterbody model,” Defence Research Establishment Atlantic, Technical Memorandum 2002-194, Mar. 2003.
- [17] M. Mackay, “Some Effects of Tailplane Efficiency on Submarine Stability and Maneuvering,” Defence Research Establishment Atlantic, Technical Memorandum 200-031, Aug. 2001.
- [18] M. C. Bettle, “Validating design methods for sizing submarine tailfins,” (en), *Warship*, 2014.
- [19] E. A. de Barros, A. M. Pascoal, and E. de Sá, “Progress towards a method for predicting AUV derivatives,” (en), *Proc. IFAC Manoeuvring Control Marine Crafts*, 2006.
- [20] R. Hickey, “Submarine motion simulation including zero forward speed and propeller race effects,” Massachusetts Institute of Technology, 1990.
- [21] E. Volker Bertram, “Hydrodynamic Aspects of AUV Design,” (af).
- [22] R. F. Roddy, “Investigation of the stability and control characteristics of several configurations of the DARPA SUBOFF model (DTRC Model 5470) from captive-model experiments,” DAVID TAYLOR RESEARCH CENTER BETHESDA MD SHIP HYDROMECHANICS DEPT, Jan. 1990.
- [23] J. N. Nielsen, *Missile aerodynamics*. New York, Toronto, London: McGraw-Hill Book Company, 1960.
- [24] Fidler, J.E, Smith, Methods for predicting submersible hydrodynamic characteristics. NCSC/TM 238-78, 1978.
- [25] M. Mackay, “The standard submarine model: a survey of static hydrodynamic experiments and semiempirical predictions,” Defence R & D Canada - Atlantic, Technical Report 2003-079, Jun. 2003.
- [26] Manövrieren von Schiffen – Teil 1: Allgemeine Begriffe, Größen und Versuchsbedingungen, 81208-1, 2005.
- [27] M. Renilson, *Submarine Hydrodynamics*. s.l.: Springer-Verlag, 2015.
- [28] T. Skrzypczak, *Simulation von instationären U-Bootbewegungen mit Hilfe von dynamischen Rechengittern*. @Duisburg, Essen, Univ, Diss, 2008. [Online] Available: http://duepublico.uni-duisburg-essen.de/servlets/DerivateServlet/Derivate-20331/skrzypczak_diss.pdf.
- [29] M. Abdel-Maksoud, “Manövrierfähigkeit von Schiffen,” Vorlesung, M-8, Technische Universität Hamburg, Hamburg, 2015.
- [30] M. A. Abkowitz, Stability and motion control of ocean vehicles: Organization, development, and initial notes of a course of instruction in the subject.
- [31] M. A. Abkowitz, “Lectures on ship hydrodynamics-Steering and manoeuvrability,” Jan. 1964.

- [32] M. Nahon, "A simplified dynamics model for autonomous underwater vehicles," in *Autonomous Underwater Vehicle Technology, 1996. AUV'96, Proceedings of the 1996 Symposium on*, 1996, pp. 373–379.
- [33] A. Gronarz, "Rechnerische Simulation der Schiffsbewegung beim Manövrieren unter besonderer Berücksichtigung der Abhängigkeit von der Wassertiefe," Universität Duisburg-Essen, Fakultät für Ingenieurwissenschaften\guillemotright Maschinenbau und Verfahrenstechnik, 1997.
- [34] S. Krueger, "Manövrieren und Manövrierorgane," Vorlesungsskript, 2001
- [35] E. V. Lewis, "Principles of naval architecture second revision," (af), *Jersey: SNAME*, 1988.
- [36] E. C. Arentzen and P. Mandel, "Naval Architectural Aspects of Submarine Design," (af), *SNAME Transactions*, vol. 68, pp. 622–692, 1960.
- [37] M. Jeon, H. K. Yoon, J. Hwang, and H. J. Cho, "Analysis of the dynamic characteristics for the change of design parameters of an underwater vehicle using sensitivity analysis," (en), *International Journal of Naval Architecture and Ocean Engineering*, vol. 10, no. 4, pp. 508–519, 2018.
- [38] R. Burcher and L. Rydill, *Concepts in submarine design*, 1st ed. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 1998.
- [39] A. B. Phillips, "Simulations of a self propelled autonomous underwater vehicle," University of Southampton, 2010.
- [40] D. Sen, "A study on the sensitivity of maneuverability performance on the hydrodynamic coefficients for submerged bodies," (en), *journal ofship Research*, no. 44, pp. 186–196, 2000.
- [41] B. Racine and E. Paterson, "CFD-based method for simulation of marine-vehicle maneuvering," in *35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, 2005, p. 4904.
- [42] E. F. van Randwijck and J. P. Feldman, "Results of experiments with a segmented model to investigate the distribution of the hydrodynamic forces and moments on a streamlined body of revolution at an angle of attack or with a pitching angular velocity," NAVAL SURFACE WARFARE CENTER CARDEROCK DIV BETHESDA MD HYDROMECHANICS DIRECTORATE, Jan. 2000.
- [43] Fidler, J.E, Smith, *Experimental Methods in Marine Hydrodynamics*. Accessed on: Mar. 01 2017.
- [44] D. A. Jones, D. B. Clarke, I. B. Brayshaw, J. L. Barillon, and B. Anderson, "The calculation of hydrodynamic coefficients for underwater vehicles," DEFENCE SCIENCE AND TECHNOLOGY ORGANIZATION VICTORIA (AUSTRALIA) PLATFORM SCIENCES LAB, Jan. 2002.
- [45] E. A. de Barros, J. L. D. Dantas, A. M. Pascoal, and E. de Sá, "Investigation of normal force and moment coefficients for an AUV at nonlinear angle of attack and sideslip range," (en), *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, vol. 33, no. 4, pp. 538–549, 2008.
- [46] E. A. de Barros, A. M. Pascoal, and E. de Sa, "Investigation of a method for predicting AUV derivatives," (en), *Ocean Engineering*, vol. 35, no. 16, pp. 1627–1636, 2008.

- [47] P. C. Praveen and P. Krishnankutty, “Study on the effect of body length on the hydrodynamic performance of an axi-symmetric underwater vehicle,” (en), 2013.
- [48] H. J. Allen and E. W. Perkins, “A study of effects of viscosity on flow over slender inclined bodies of revolution,” (en), 1951.
- [49] H. J. Allen, “Estimation of the forces and moments acting on inclined bodies of revolution of high fineness ratio,” (en), 1949.
- [50] R. von Mises, *Theory of flight*: Courier Corporation, 1959.
- [51] Airfoil Tools, *Airfoil database search*. [Online] Available: <http://airfoiltools.com/>. Accessed on: Jan. 02 2017.
- [52] A. F. Molland and S. R. Turnock, *Marine rudders and control surfaces: Principles, data, design and applications*, 1st ed. Amsterdam: Butterworth-Heinemann, 2007.
- [53] L. Böswirth, *Technische Strömungslehre: Lehr- und Übungsbuch*: Vieweg+Teubner Verlag, 2013.
- [54] D. J. Lyons and P. L. Bisgood, An analysis of the lift slope of aerofoils of small aspect ratio, including fins, with design charts for aerofoils and control surfaces: His Maj. Stat. Office, 1950.
- [55] Y.-K. Shin, K.-S. Lim, and S.-K. Lee, “A Research on the Mathematical Modeling for the Estimation of Underwater Vehicle's Tail Plane Efficiency,” (en), *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, vol. 42, no. 3, pp. 190–196, 2005.
- [56] W. Hucho, *Aerodynamik der stumpfen Körper: Physikalische Grundlagen und Anwendungen in der Praxis*, 2nd ed. Wiesbaden: Vieweg+Teubner Verlag, 2012.
- [57] H. Schlichting and E. Truckenbrodt, “Aerodynamics of the Airplane,” (en), 1979.
- [58] A. Ogawa and H. Kasai, “On the mathematical model of manoeuvring motion of ships,” (en), *International Shipbuilding Progress*, vol. 25, no. 292, pp. 306–319, 1978.
- [59] H. Yasukawa and Y. Yoshimura, “Introduction of MMG standard method for ship maneuvering predictions,” (en), *Journal of marine science and technology*, vol. 20, no. 1, pp. 37–52, 2015.
- [60] P. Funk, T. Lutz, and S. Wagner, “Experimentelle Untersuchungen von Rumpf-Leitwerk Interferenzen am Luftschiff LOTTE,” (de), *Aerospace Science and Technology*, vol. 8, no. 7, pp. 603–610, 2003.
- [61] J. L. D. Dantas and E. A. de Barros, “Numerical analysis of control surface effects on AUV manoeuvrability,” (en), *Applied Ocean Research*, vol. 42, pp. 168–181, 2013.
- [62] J. Carlton, *Marine propellers and propulsion*, 3rd ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2012.
- [63] S. Krüger, “Schiffspropeller,” Skript zur Vorlesung an der Technischen Universität Hamburg-Harburg, 2005.
- [64] S. Krüger, “Grundlagen der propulsion,” (da), Lecture Notes, Hamburg University of Technology, Institute of Ship Design and Ship Safety, 2004.
- [65] T. T. Huang, H. T. Wang, N. Santelli, and N. C. Groves, “Propeller/Stern/Boundary-Layer Interaction on Axisymmetric Bodies: Theory and Experiment,” DAVID W

- TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH AND DEVELOPMENT CENTER
BETHESDA MD, Jan. 1976.
- [66] V. Bertram, *Practical ship hydrodynamics*, 2nd ed. Burlington: Elsevier Science, 2011.
- [67] G. D. Watt, “Dorado Build 1 Fore and Sternplane Redesign,” Defence R and D Canada -Atlantic Dartmouth, NS Canada, 2002.
- [68] G. Seil, B. Anderson, and others, “The influence of submarine fin design on heave force and pitching moment in steady drift,” in *Pacific 2013 International Maritime Conference: The commercial maritime and naval defence showcase for the Asia Pacific*, 2013, p. 150.
- [69] D. F. Myring, “A theoretical study of the effects of body shape and mach number on the drag of bodies of revolution in subcritical axisymmetric flow,” ROYAL AIRCRAFT ESTABLISHMENT FARNBOROUGH (UNITED KINGDOM), Jan. 1981.
- [70] M. Moonesun, M. Javadi, P. Charmdooz, and K. U. Mikhailovich, “Evaluation of submarine model test in towing tank and comparison with CFD and experimental formulas for fully submerged resistance,” (en), 2013.
- [71] S.-B. Müller, “Numerische Untersuchung der Maßstabeffekte an Schiffspropellern,” Diss, Institut für Schiffstechnik, Universität Duisburg-Essen, Duisburg, 2010.
- [72] Y.-c. PAN, H.-x. ZHANG, and Q.-d. ZHOU, “Numerical prediction of submarine hydrodynamic coefficients using CFD simulation,” (af), *Journal of Hydrodynamics, Ser. B*, no. 6, pp. 840–847, 2012.
- [73] S. Lecheler, *Numerische Strömungsberechnung: Schneller Einstieg durch anschauliche Beispiele mit ANSYS 15.0*: Springer-Verlag, 2014.
- [74] ANSYS, *ANSYS CFX V17.1.0 User Manual*, 2016.
- [75] J. H. Ferziger and M. Perić, *Numerische Strömungsmechanik*. Berlin: Springer, 2008.
- [76] P. Oltmann, “Bestimmung der Manövriereigenschaften aus den Bahnkurven freimanövrierender Schiffsmodelle,” (de), 1978.
- [77] B.-H. Jun *et al*, “Development of the AUV ‘ISiMI’ and a free running test in an Ocean Engineering Basin,” (en), *Ocean Engineering*, vol. 36, no. 1, pp. 2–14, 2009.
- [78] Manövrieren von Schiffen – Teil 20: Rundlaufversuch, 81208-20, 2010.
- [79] M. Gertler, “The DTMB planar-motion-mechanism system,” DAVID W TAYLOR NAVAL SHIP RESEARCH AND DEVELOPMENT CENTER BETHESDA MD DEPT OF HYDROMECHANICS, Washington DC Report 2523, Jul. 1967.
- [80] J. P. Feldman, “Method of Performing Captive-Model Experiments to predict the Stability and Control Characteristics of Submarines,” Naval Surface Warfare Center, Bethesda MD, Hydromechanics Directorate Research and Development Report CRDKNSWC-HD-0393-25, Jun. 1995.
- [81] J. B. Barlow, W. H. Rae, and A. Pope, *Low-speed wind tunnel testing*, 3rd ed. New York: Wiley, 1999.

- [82] V. Nguyen, Y. Drolet, and G. Watt, "Interference of various support strut configurations in wind tunnel tests on a model submarine," in *33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 1995, p. 443.
- [83] M. Mackay, "A Review of Sting Support Interference and Some Related Issues for the Marine Dynamic Test Facility (MDTF)," DEFENCE RESEARCH ESTABLISHMENT ATLANTIC DARTMOUTH (NOVA SCOTIA), DREA REPORT 93/107, Sep. 1993.
- [84] S. A. Sjolander, "Evaluating the aero-hydrodynamic performance of the MARK 1 propulsion system for the DREA static test rig," Dept. of MECHANICAL AND AEROSPACE ENGINEERING CARLETON UNIVERSITY, Ottawa, Ontario, DREA contractor report CR-93-454, Sep. 1993. [Online] Available: <http://pubs.drdc-rddc.gc.ca/BASIS/pcandid/www/engpub/DDW?W%3DSYSNUM=152126>.
- [85] C. Tropea, J. F. Foss, and A. L. Yarin, *Springer Handbook of Experimental fluid mechanics*. Berlin: Springer Science+Business Media, 2007.
- [86] Schuckert E. Lichtenberg H, Rung T, "Messung aerodynamischer Kräfte und Momente: Strömungstechnisches Labor," Vorlesungsunterlagen, Institut für Fluidodynamik und Schiffstheorie (M-8), TUHH, 2008.
- [87] B. F. Ewald, Wind tunnel wall correction, 1998.
- [88] V. T. Bui and V. I. Lapygin, "Model size influence on its aerodynamic coefficients in a low speed wind tunnel," (en), *Math Models Comput Simul*, vol. 7, no. 6, pp. 593–600, 2015.
- [89] C. Sturm, L. Wildan, and T. Bruckm, "Wire Robot Suspension Systems for Wind Tunnels," in *Wind tunnels and experimental fluid dynamics research*, J. Colman Lerner and U. Boldes, Eds, Rijeka: InTech, 2011.
- [90] M. B. Jones, L. P. Erm, A. Valiyff, and S. M. Henbest, "Skin-Friction Measurements on a Model Submarine," DTIC Document, Jan. 2013.
- [91] L. P. Erm, M. B. Jones, and S. M. Henbest, Boundary layer trip size selection on streamlined bodies of revolution, 2012.
- [92] E. C. Tupper and K. J. Rawson, *Basic Ship Theory, Combined Volume*: Elsevier Science, 2001.
- [93] ITTC, 1978 ITTC Performance Prediction Method, 1999.
- [94] H. Kim and S. K. Hong, "Numerical study on the hydrodynamic control derivatives of a high-speed underwater vehicle with X-stern configuration," (en), *Journal of Mechanical Science and Technology*, vol. 25, no. 12, pp. 3075–3082, 2011.
- [95] M. Mackay, "Flow visualization experiments with submarine models in a wind tunnel," Defence Research Establishment Atlantic Dartmouth, DREA Technical memorandum 88/204, Feb. 1988.
- [96] G. Dubbioso, R. Broglia, and S. Zaghi, "CFD analysis of turning abilities of a submarine model," (af), *Ocean Engineering*, vol. 129, pp. 459–479, 2017.
- [97] Y. N. Kormilitsin and O. A. Khalizev, *Theory of submarine design*. St. Petersburg: Riviera Maritime Media, 2001.

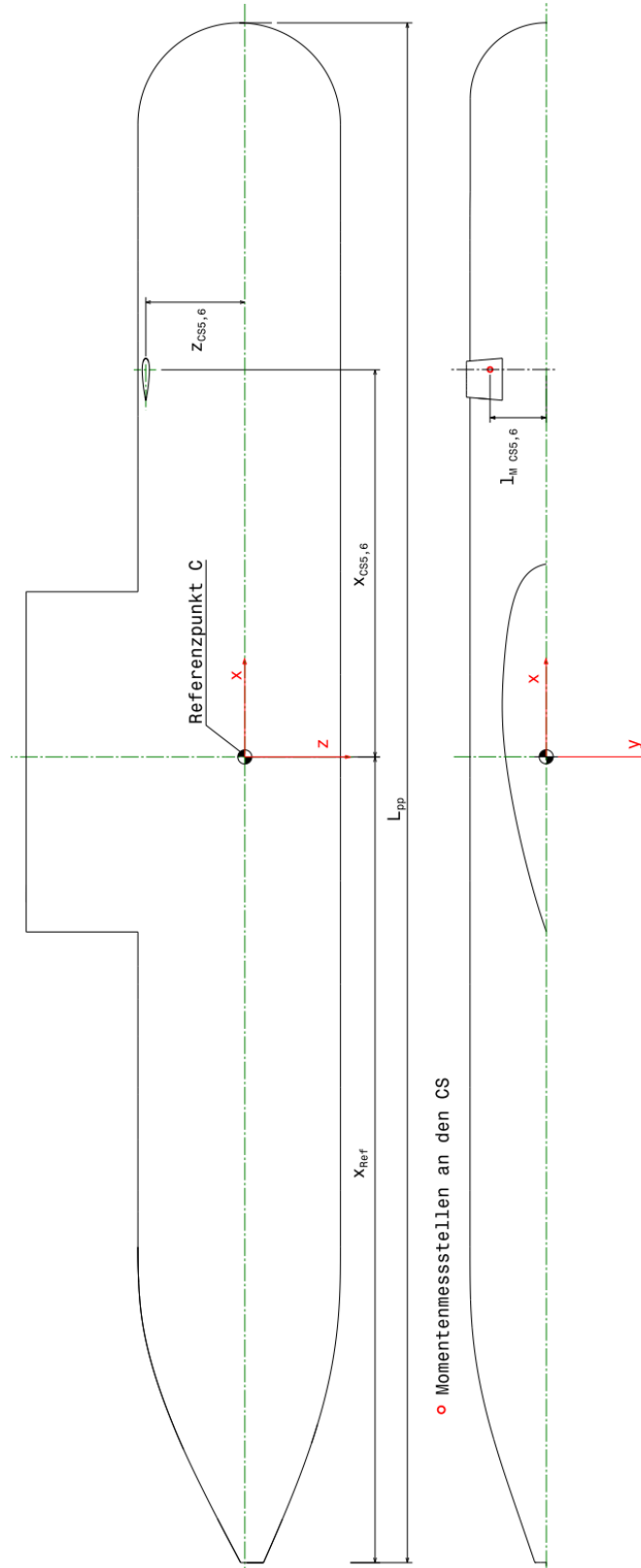
- [98] G. A. Khoury, “Airship technology,” Cambridge university, Cambridge, 2012.
- [99] T. Indinger, *Grundlagen der experimentellen Strömungsmechanik*. [Online] Available: <https://www.aer.mw.tum.de/fileadmin/tumwaer/www/pdf/lehre/ExpSM/ExpSM-slides.pdf>. Accessed on: Apr. 05 2017.
- [100] H. Funke, “Systematische Entwicklung von Ultra-Leichtbaukonstruktionen in Faserverbund-Wabensandwichbauweise am Beispiel eines Kleinflugzeuges,” Diss, Fachbereich 10 Maschinentechnik, Universität-Gesamthochschule Paderborn, Paderborn, 2001.
- [101] E. Greene, *Marine composites*, 2nd ed. Annapolis Md.: Eric Greene Associates, 1999.
- [102] R&G Faserverbundwerkstoffe GmbH, *R & G Handbuch: Katalog 2005 ; Faserverbundwerkstoffe Handbuch*. Waldenbuch: R&G Faserverbundwerkstoffe, 2005.
- [103] H. Funke, Sandwich-Leichtbauteile in Wabenbauweise: eine allgemeingültige Einführung in die Leichtbauweise mit Aramid-Waben: R&G Faserverbundwerkstoffe, 1997.
- [104] ITTC, ITTC – Recommended Procedures and Guidelines: Model Manufacture Ship Models, 2011.
- [105] Chuk R. N. Thomson V. J, “A comparison of rapid prototyping techniques used for wind tunnel model fabrication,” (en), *Rapid Prototyping Journal*, vol. 4, no. 4, pp. 185–196, 1998.
- [106] C. Tyler, W. Braisted, and J. Higgins, “Evaluation of rapid prototyping technologies for use in wind tunnel model fabrication,” in *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005, p. 1301.

Anhang A: Zeichnungen

A.1 Bezüge des Rumpfs und der Rudermesswaagen

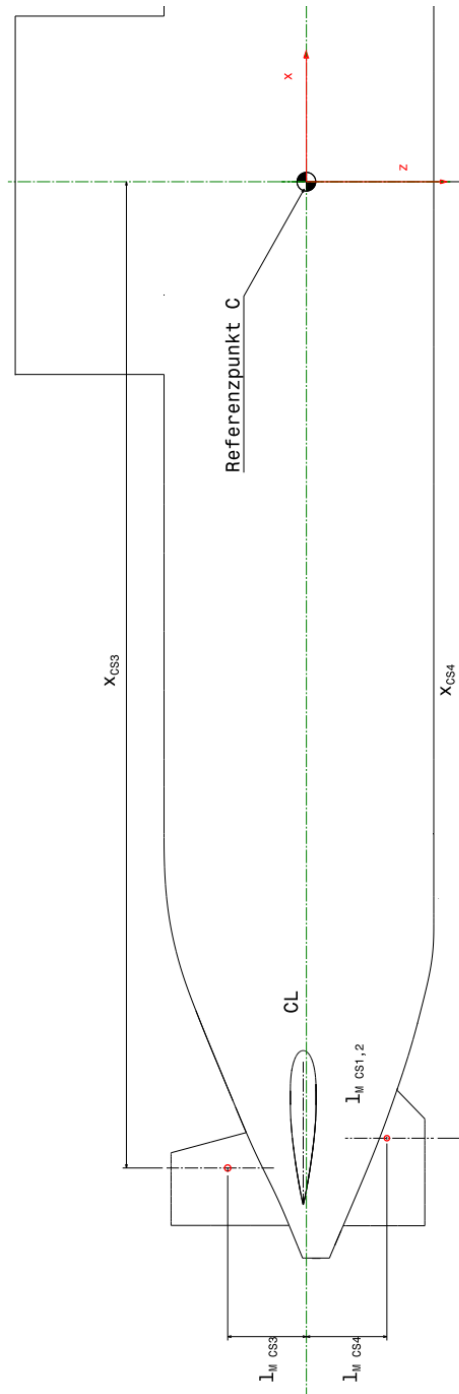
Basis

L_{pp} [m]	4,268
$l_{M_{CS5,6}}$ [m]	0,156
x_{Ref} [m]	-2,233
$x_{CS5,6}$ [m]	1,073
$z_{CS5,6}$ [m]	0,275

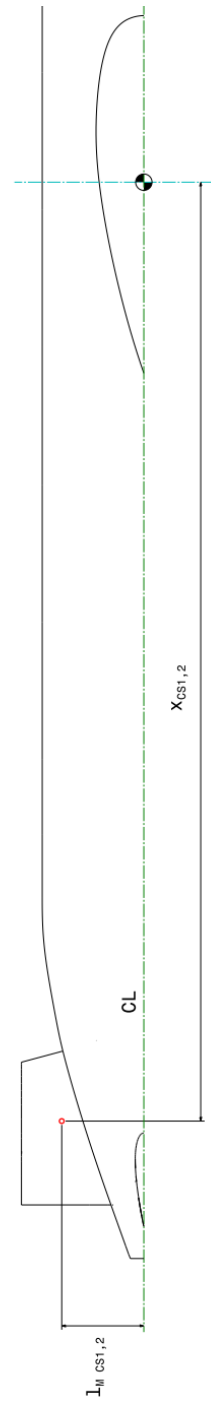


K-K

$l_{M\ CS1,2}$ [m]	0,176
$l_{M\ CS3}$ [m]	0,164
$l_{M\ CS4}$ [m]	0,168
$x_{CS1,2}$ [m]	1,953
x_{CS3} [m]	2,055
x_{CS4} [m]	1,993

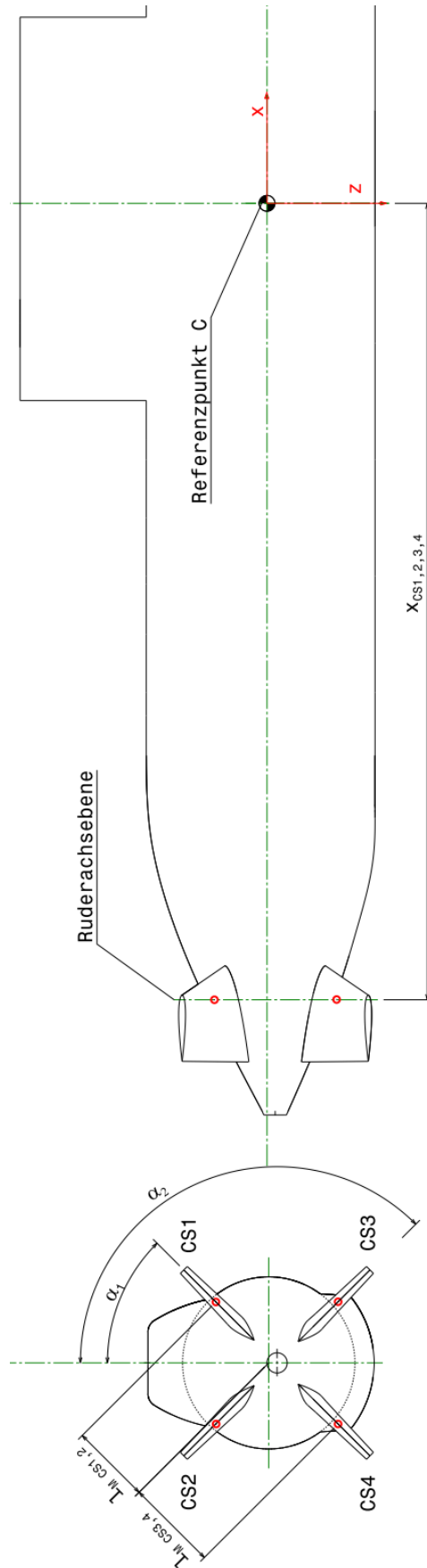


○ Momentenmessstellen an den CS



X-K und VD-K

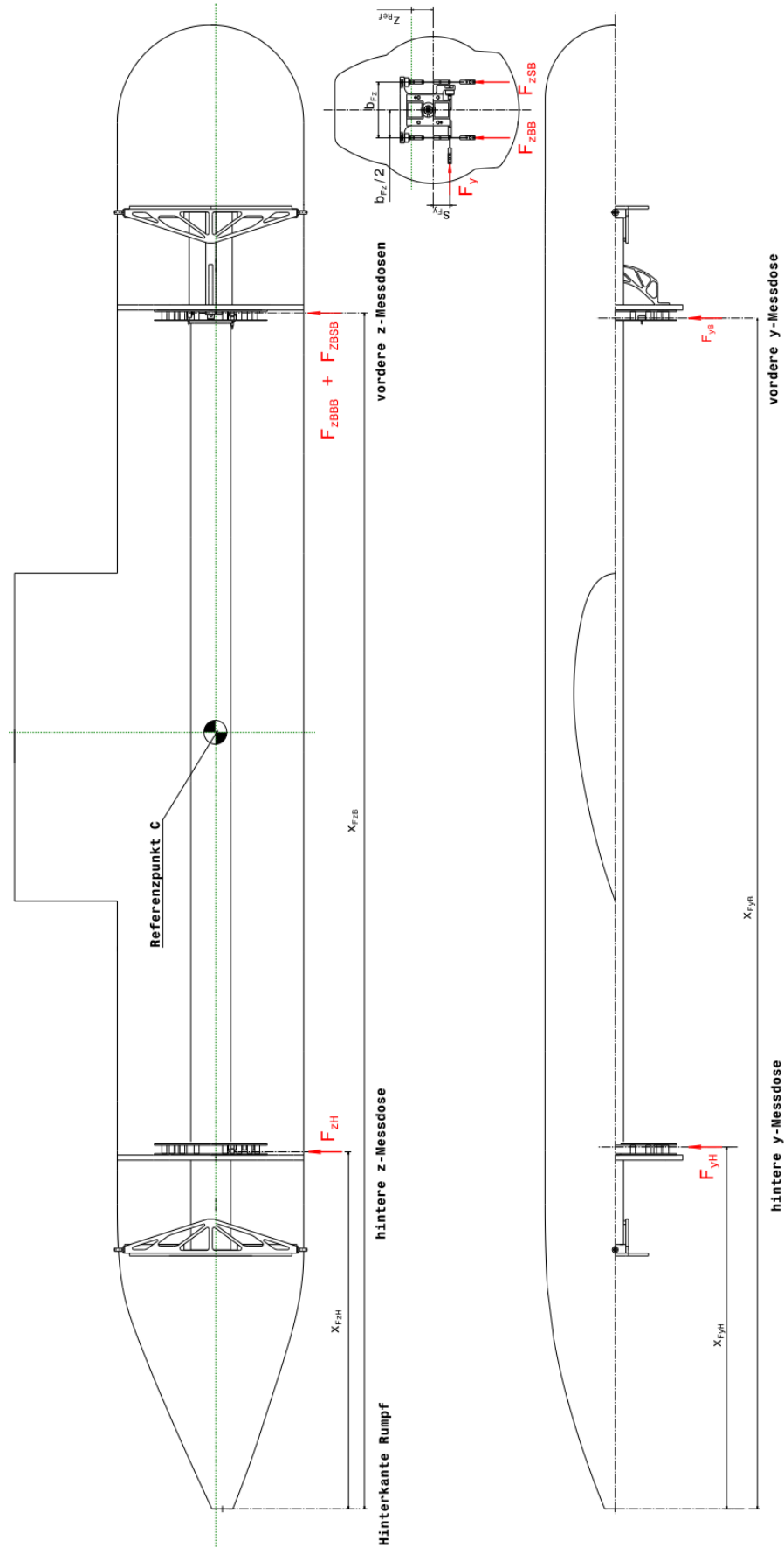
α_1 [°]	45
α_2 [°]	135
$l_{MCS1,2}$ [m]	0,198
$l_{MCS3,4}$ [m]	0,227
$x_{CS1,2,3,4}$ [m]	1,959



○ Momentenmessstellen an den CS

A.2 Bezüge der Rumpfmesswaagen

z_{Ref} [m]	0,066
b_{Fz} [m]	0,160
s_{Fy} [m]	0,050
x_{FyB} [m]	3,426
x_{FyH} [m]	1,041
x_{FzB} [m]	3,440
x_{FzH} [m]	1,027



Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

B.1 Steuerungsorgane

Im Gegensatz zu Überwasserschiffen lassen sich Unterwasserschiffe aktiv dreidimensional bewegen, somit sind sechs Freiheitsgrade (drei translatorische und drei rotatorische) möglich. Um dies zu ermöglichen, sind Unterwasserfahrzeuge mit aktiven und passiven Steuerungsorganen ausgerüstet.

B.1.1 Aktive Steuerungsorgane

Zur aktiven Steuerung zählen Querstrahleinrichtungen und drehbare Ruderpropeller. Diese Vorrichtungen erzeugen einen gerichteten Schub durch eingebaute Propulsoren. Beim Ruderpropeller ist die Drehung um eine, gegebenenfalls auch zwei Achsen möglich, wodurch die Manövrierfähigkeit sehr hoch ist. Diese Art von Manövrierorganen kommt dann zum Einsatz, wenn auf engem Raum manövriert wird oder das Halten einer bestimmten Position (z.B. Wartungsarbeiten an Offshorestrukturen) erforderlich ist. Da die Komplexität und Kosten solcher Vorrichtungen sehr hoch sind, kommen sie nur in Ausnahmefällen zum Einsatz.

B.1.2 Passive Steuerungsorgane

Unter passiven Steuerungsorganen sind Flügel bzw. Steuerflächen (CS) zu verstehen. Diese lassen sich um eine Drehachse verstellen, wodurch bei Anstellung zur Strömung Querkräfte zur Steuerung generiert werden. Die Anströmung wird aus der relativen Bewegung des Fahrzeugs gegenüber dem umgebenden Fluid bzw. durch die Beschleunigung des Fluids durch den das Fahrzeug antreibenden Propeller generiert. Daraus folgt, dass ohne Bewegung des Fahrzeugs keine Steuerung möglich ist. Aufgrund der einfachen Konstruktion kommen in den meisten Fällen passive Steuerungsorgane zum Einsatz. Anzahl und Anordnung fallen unterschiedlich aus. Im Hinblick auf die dynamische Stabilität sind CS am Heck (Seitenruder, Tiefenruder) für nahezu alle Unterwasserfahrzeuge notwendig. Bei größeren und langsamen Fahrzeugen sind CS im vorderen Bereich (vordere Tiefenruder) notwendig [27]. Die vorliegende Arbeit beschränkt sich auf die CS am Heck.

Für die Wirksamkeit der Steuerflächen sind zwei Parameter ausschlaggebend. Dies sind die wirksame Fläche und der wirksame Hebel bzgl. des Massenmittelpunkts. Durch Maximierung beider Parameter kann das Steuermoment gesteigert werden. Im Fall der CS am Heck ist demnach die Anordnung möglichst weit achtern sinnvoll. So können beispielsweise für ein langes Fahrzeug mit großem Hebel die CS im Verhältnis zur Lateralfäche kleiner gewählt werden. Da die strömungsmechanischen Kräfte proportional mit dem Quadrat der Anströmgeschwindigkeit wirken, benötigen schnelle Fahrzeuge kleinere CS als langsame.

Der Positionierung möglichst weit achtern stehen jedoch technische Einschränkungen gegenüber [97]. So ist aus Gründen der Akustik die Hinterkante der CS möglichst weit vom Propeller entfernt zu positionieren, da ein ungleichmäßiger Nachstrom Vibrationen und damit Geräusche am Propeller verursacht. Des Weiteren muss genügend Bauraum zur Unterbringung der Steuermechanik vorhanden sein.

Kategorien von Steuerflächen an Unterwasserfahrzeugen

Steuerflächen für Unterwasserfahrzeuge lassen sich in zwei Gruppen, Balance- und Klappenruder, unterteilen (Abb. B.1).

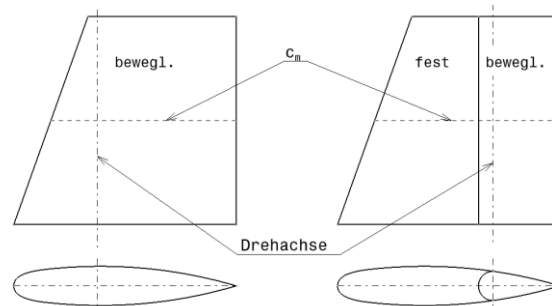


Abb. B.1: Zwei Arten von Steuerflächen; Vollschweberuder (links) und Klappenruder (rechts)

Bei Balancerudern ist die gesamte Ruderfläche drehbar gelagert. Der Drehpunkt befindet sich kurz vor dem Druckpunkt bei etwa 25% der mittleren Profillänge c_m von der Eintrittskante, um das notwendige Stellmoment gering zu halten (Balancierung).

Klappenruder besitzen einen vorderen fest mit dem Rumpf verbundenen Ruderteil (engl. Skeg) und einen beweglichen hinteren Ruderteil (Klappe). Neben dem Schutz des beweglichen Ruderteils bietet diese Art von CS den Vorteil einer geringeren Umströmung des Wurzelbereichs durch Spaltbildung.

B.2 Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

Bei Unterwasserfahrzeugen sind mehrere CS zum Manövrieren in der Horizontal- und Vertikalebene notwendig. Für die Anordnung der CS sind unterschiedlichen Konfigurationen möglich. Im nachfolgenden Abschnitt werden diese vorgestellt. Grundlegende Darstellungen und Zusammenhänge finden sich in [27] und [38].

B.2.1 Verstellung der Steuerflächen

Um gerichtete Querkräfte zum Manövrieren zu erzeugen, erfolgt die Verstellung der beweglichen Teile der CS (in der Arbeit als Steuer-fkt. bezeichnet). Hierbei sind die einzelne Verstellung oder die mechanische Kopplung mehrerer CS möglich. Die Kopplung reduziert die Anzahl der Stelleinrichtungen, birgt jedoch die Gefahr des Totalausfalls. Die einzelne Ansteuerung erfordert eine komplexe Regelung, benötigt mehr Bauraum, bietet jedoch eine Redundanz. Darüber hinaus ist die zusätzliche Beeinflussung der Lage (z.B. Rollsteuerung) möglich.

B.2.1 Propelleranordnung

Wie bei Überwasserschiffen erfolgt der Vortrieb als Ein- und Mehrschrauber (Abb. B.2). Mehrschrauber kommen dann zum Einsatz, wenn die Propellerleistung aufgrund des Schubbelastungsgrades begrenzt bzw. wenn bei flachen Fahrzeugen der Durchmesser beschränkt ist. Auch die Frage der Redundanz spielt eine Rolle [97]. Was die

Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

Manövrierfähigkeit angeht, so kann diese durch die Drehzahlverhältnisse der Propeller erhöht werden.

Durch den Einsatz größerer Propellerdurchmesser und geringerer Propellerdrehzahl ist der Propellerwirkungsgrad gegenüber einem Zweischauber um 15 bis 20% höher. Zudem sind der Nachstrom gleichmäßiger (Amplituden geringer) und somit Schubschwankungen reduziert. Aufgrund der verminderten Verdrängung (eine statt zwei Antriebsanlagen) können bei gleicher installierter Maschinenleistung 10 bis 12 % höhere Geschwindigkeiten erreicht werden [97].

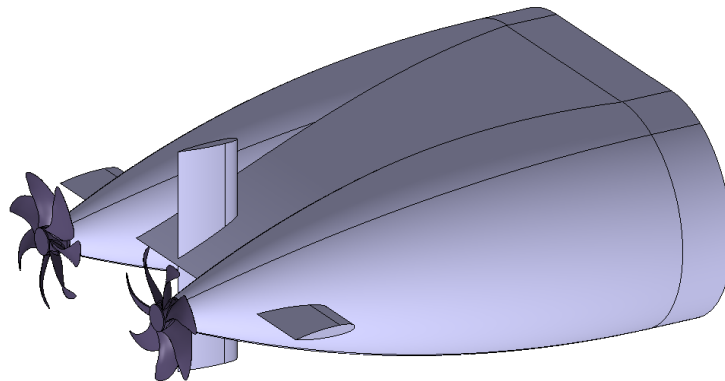


Abb. B.2: Mehrschauber mit zwei separaten Antriebssträngen

Des Weiteren wird zwischen der Anordnung des Propellers vor und hinter den CS unterschieden (Abb. B.3).

Anordnung der Ruder hinter dem Propeller

Die Propelleranordnung stromabwärts der CS kam bei älteren Unterwasserfahrzeugen (z.B. deutscher Typ XVII) zum Einsatz. Noch heute wird diese Anordnung für kleine langsam fahrende Unterwasserfahrzeuge verwendet. Der Vorteil liegt darin, dass sich die CS in der vom Propeller beschleunigten Strömung befinden und die Ruderkräfte und -momente damit um den Faktor zwei bis drei höher sind als bei einer Anordnung der CS vor dem Propeller [52]. Somit können die wirksamen Ruderflächen bei gleicher Ruderwirkung klein gehalten werden, und die Manövrierfähigkeit wird auch bei kleinen Geschwindigkeiten erhöht.

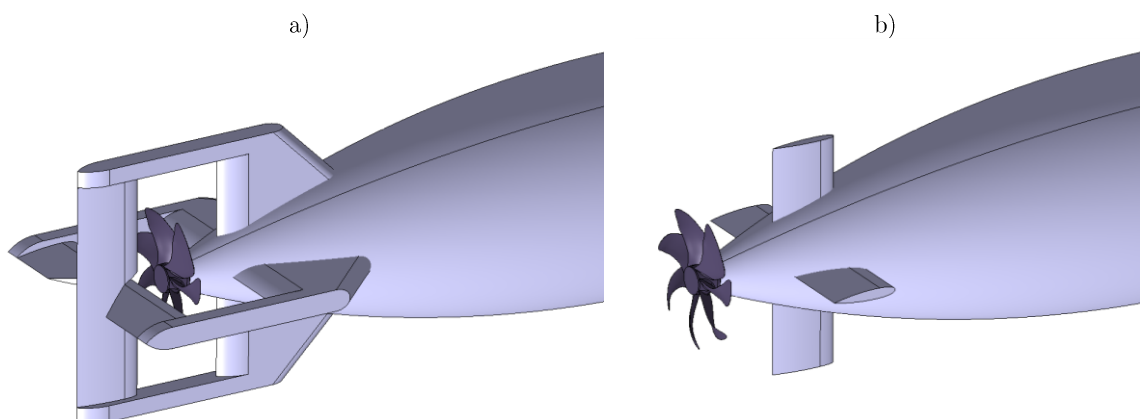


Abb. B.3: Propelleranordnungen an Unterwasserfahrzeugen mit a) Propeller vor den CS und b) CS vor dem Propeller

Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

Des Weiteren ist der Nachstrom, der auf die Propellerebene trifft, unabhängig vom Ruderwinkel, wodurch die Geräuscentwicklung in etwa gleich bleibt. Allerdings führt das Legen der CS zu einer Beeinflussung des Propellerstrahls und zu einer Änderung des Propellerschubs und des -drehmoments. Aufgrund der Befestigung der Ruderanlage hinter dem Propeller ist dieser in seinem Durchmesser beschränkt, was einen geringeren Propulsionswirkungsgrad zur Folge hat.

Anordnung der Ruder vor dem Propeller

Bei modernen Unterwasserfahrzeugen befindet sich der Propeller stromabwärts der CS, wodurch der Durchmesser groß gestaltet ist und Propulsionswirkungsgrade von 70-80% erreicht werden [38]. Der Effekt der Strömungsbeschleunigung ist gering, wodurch sich die Manöviereigenschaften bei langsamer Fahrt aufgrund der geringen Anströmung der CS verschlechtern. Da sich der Nachstrom mit dem Legen der CS stark verändern kann, ist der Abstand zwischen CS und Propeller möglichst groß zu wählen. Anderenfalls kommt es zur Interaktion des Nachstroms der CS und gegebenenfalls des Turms mit dem Propeller, wodurch Geräusche entstehen. Die Zunahme des Abstands zum Propeller bedeutet die Verschiebung der CS nach vorn und resultiert in einer Reduktion der Spannweite der CS. Dies hat die Reduzierung des wirksamen Hebelarms zum Druckpunkt zur Folge.

Da die Vielzahl an Variationen sehr umfangreich ist, beschränkt sich die vorliegende Arbeit auf Heckkonfigurationen von Einschraubern mit der Anordnung des Propellers stromab der CS. Diese Variante kommt bei modernen Unterwasserfahrzeugen häufig zum Einsatz.

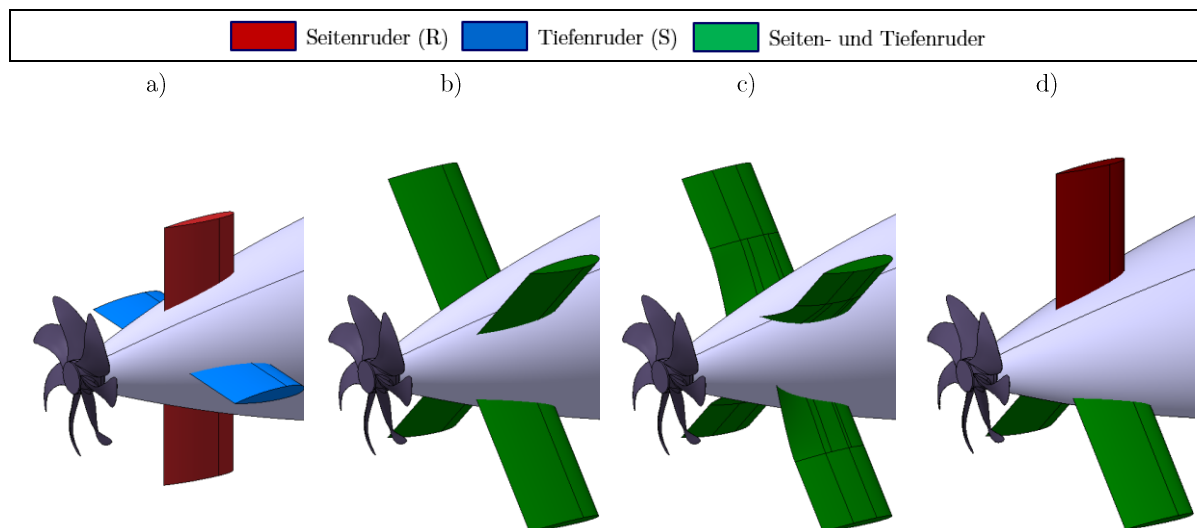


Abb. B.4: typische moderne Ruderkonfigurationen für Unterwasserfahrzeuge a) K-K, b) X-K, c) VD-K, d) inverse Y-K

B.2.2 Anordnung der hinteren Steuerflächen

Im Folgenden werden einige Ruderanordnungen und deren Eigenschaften dargestellt. Hierfür wurden vier Konfigurationen gewählt, die heute typisch für Unterwasserfahrzeuge sind (Abb. B.4).

Im Gegensatz zu den vorderen Tiefenrudern sind die Seiten- und Tiefenruder am Heck nicht einfahrbar. Die Höhe des Ruderstuhls (fest mit dem Rumpf verbundener Teil der Steuerfläche)

Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

beeinflusst maßgeblich die Wirksamkeit im Verhältnis zum idealen Flügel (Effizienz). Mit einem kurzen Ruderstuhl ist die Geschwindigkeit im Wurzelbereich der Steuerfläche aufgrund der größeren Verdrängungsdicke am Heck reduziert. Infolgedessen reduziert sich auch das effektive Seitenverhältnis. Die Abmessungen der CS sind durch die Abmessungen des Rumpfs eingeschränkt, da sie zum Schutz vor Beschädigungen beim Anlegen und durch Grundberührung über die projizierte Fläche des Rumpfs nicht hinausragen dürfen. (Abb. B.5). Dies gilt insbesondere für Balanceruder, also CS ohne Schutz durch fest am Rumpf befindliche Finnen.

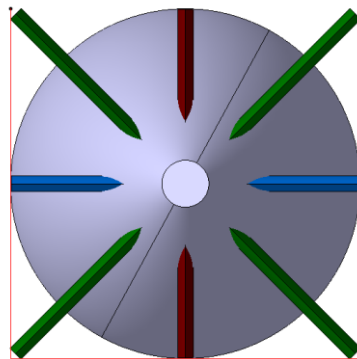


Abb. B.5: Begrenzung (rot) der Abmessungen der CS am Heck

Kreuz-Konfiguration (K-K)

Für Unterwasserfahrzeuge kommen häufig kreuzförmig angeordnete CS (Abb. B.4a) zum Einsatz. Da jedes Manöver und jede Lageänderung der CS ein komplexes dreidimensionales Strömungsfeld hervorruft, sind die Steuerkräfte der Seiten- und Tiefenruder nicht voneinander unabhängig [97]. Für die Drehkreisfahrt mittels Ruder in der Horizontalebene folgt daraus die Notwendigkeit der Korrektur durch die Tiefenruder, um einen konstanten Abstand von der Wasseroberfläche beizubehalten.

Die Tiefenruder am Heck sind aus Festigkeitsgründen (Gefahr der Beschädigung beim seitlichen Anlegen) oft als Klappenruder ausgeführt. Die Seitenruder hingegen sind oft als Balanceruder ausgeführt, um die Manövrierfähigkeit in der Horizontalebene zu erhöhen, wobei auch Mischvarianten (Abb. B.6) Verwendung finden.

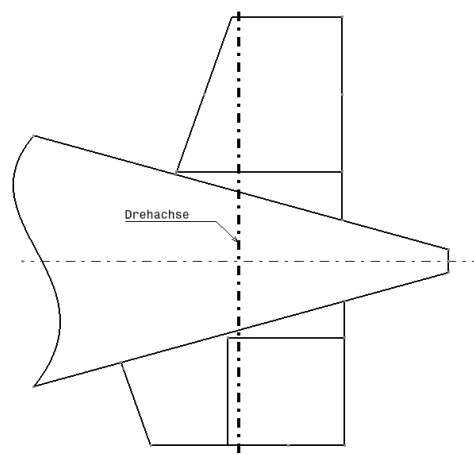


Abb. B.6: Mischvariante aus Klappenruder (u) und Balanceruder (o)

Das untere Seitenruder besitzt oft ein ungünstigeres Seitenverhältnis, da der Abstand zum Kiel begrenzt ist (Abb. B.5). Dies schränkt insbesondere bei Überwasserfahrt die Steuerfähigkeit ein. Das obere Seitenruder wird meist größer ausgeführt, da es im Einflussbereich des Turmnachstroms langsamer angeströmt wird.

Aus mechanischer Sicht beansprucht die K-K nur wenig Bauraum für die Steuerung im Rumpf, daher wird sie häufig weiter achtern angeordnet, um das Seitenverhältnis durch eine größere Spannweite zu verbessern. Die Kopplung der beiden Seiten- bzw. Tiefenruder erfolgt über eine Achse, dadurch sind nur zwei Stelleinrichtungen notwendig. Dies schränkt jedoch die Kontroll- bzw. Regelmöglichkeiten der Schwimmelage ein. Zudem ist bei einem Ausfall der Steuereinrichtung keine Redundanz vorhanden. Die beschriebene Kopplung der CS erfordert eine in Längsrichtung versetzte Anordnung der Drehachsen, damit sich diese nicht kreuzen.

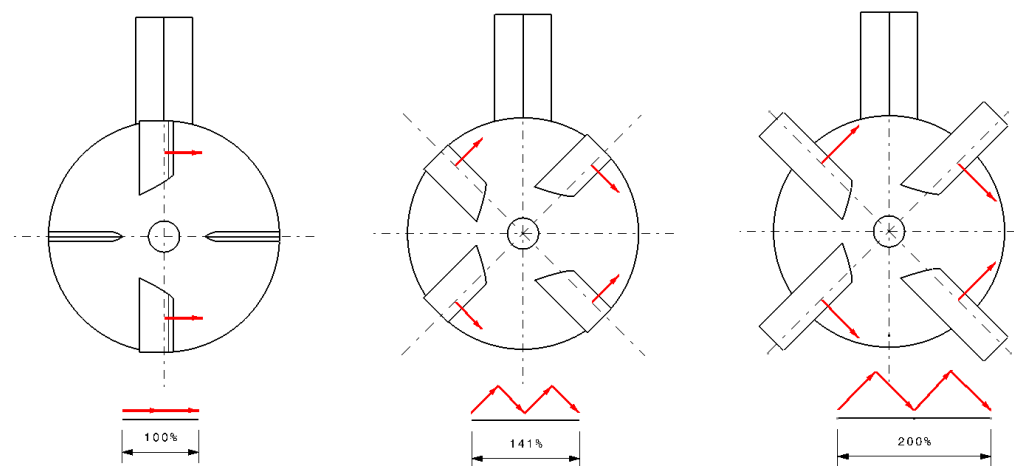


Abb. B.7: Theoretischer Vergleich der Querkraft durch die CS an der K-K und X-K

X-Konfiguration (X-K)

Die X-K (Abb. B.4b) kommt insbesondere bei langsamen Fahrzeugen immer häufiger zum Einsatz, da hier die Manövrierfähigkeit im Vordergrund steht und jede der vier CS einen größeren Beitrag zur Steuerkraft erzeugt als bei einer K-K. Für eine identische Ausführung der CS in K-K- und X-K sind die Steuerungsableitungen für die X-K mit rotationssymmetrischem Heck um $\sqrt{2}$ erhöht (Abb. B.7)

Dies ist darauf zurückzuführen, dass bei gleicher Querkraft die Fläche einer CS an der X-K um ca. 25% [97] kleiner ist. Zudem ergibt sich im Vergleich zur K-K eine größere Spannweite, woraus bei gleicher Ruderfläche ein größeres Seitenverhältnis und somit ein steilerer Auftriebskraftgradient über den Anstellwinkel resultiert. Im Allgemeinen sind die vier CS als identische Balanceruder ausgeführt, was für die Planung und Fertigung von Vorteil ist.

Die Notwendigkeit der gleichzeitigen Ansteuerung aller CS bedingt, dass eine automatische Kopplung der Einzeleruder möglich ist, was das Gesamtsystem komplexer macht. Zudem benötigt jede Steuerfläche eine separate Ansteuermechanik. Der Ausfall einer CS kann somit zu kritischen Zuständen insbesondere bei hohen Geschwindigkeiten führen. Andererseits lässt sich durch entsprechende Regelung eine Redundanz erzielen.

Auf Grund der beim X-Ruder größeren CS wird die Strömung bei der Verstellung der Ruderflächen stärker beeinflusst; entsprechend erhöhen sich die induzierten Widerstände.

Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

Dadurch nimmt die notwendige Antriebsleistung zu, und der Nachstrom zum Propeller wird stärker beeinflusst, was zu einer erhöhten Geräuschentwicklung führen kann.

Die Wirksamkeit der CS ist abhängig von ihrer Position am Heck, so sind die unteren beiden CS effizienter als die oberen, da diese sich im Nachstrom des Turms bzw. des Decks befinden. Für die Beeinflussung der dynamischen Stabilität und Steuerfähigkeit in der Horizontal- und Vertikalebene können die Winkel der CS zueinander variiert werden (Abb. B.8)

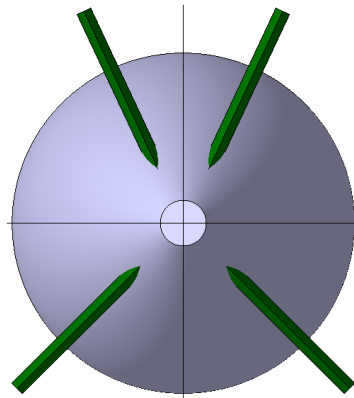


Abb. B.8: Erhöhung der Steuerfähigkeit in der Vertikalebene durch Anordnung der CS beim X-Ruder

Vordrall-Konfiguration (VD-K)

Im Propellerstrahl enthält die Strömung eine Rotationskomponente. Diese trägt nicht zur Schuberzeugung bei, was zu Energieverlusten führt. Durch den Einsatz eines Vordrallruders (Abb. B.4c) als propulsionsverbessernde Maßnahme können der Drall im Propellerstrahl und damit verbundene Energieverluste reduziert werden. Die in Abb. B.9 dargestellte Wirkung des Vordralls basiert darauf, dass der Zustrom zum Propeller durch die Form der CS in einem Winkel τ umgelenkt und somit eine tangentielle Geschwindigkeitskomponente $V_{T(VD)}$ entgegen der Umfangsgeschwindigkeit $\omega \cdot r$ erzeugt wird. Für eine konstante Drehzahl erhöht sich damit die Zuströmgeschwindigkeit U und reduziert den Winkel β_P . Dadurch nehmen der Auftrieb L_P sowie der Widerstand D_P geringfügig am Propellerblatt zu, wodurch sich letztendlich der Propellerschub bei etwa konstantem Drehmoment erhöht. Alternativ kann für einen konstanten Schub die Drehzahl reduziert werden.

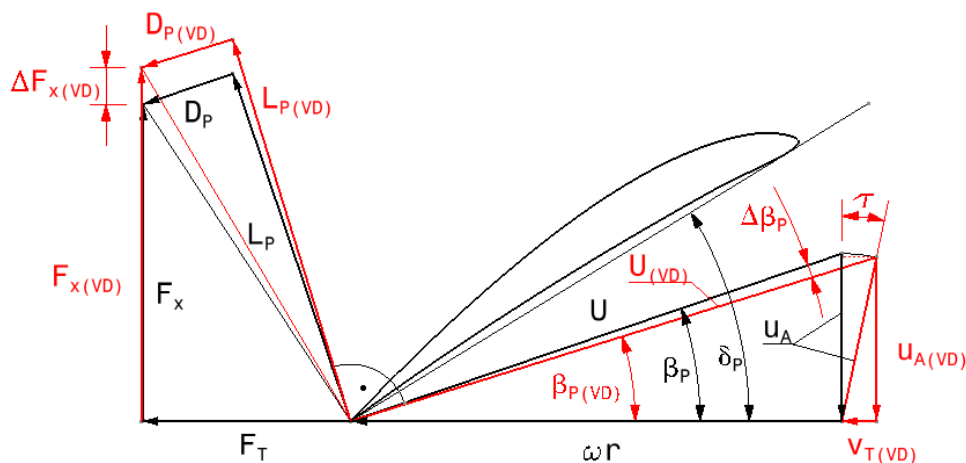


Abb. B.9: Verhältnisse am Propellerblatt mit Vordrallmaßnahme

Inverse Y-Konfiguration

Diese Konfiguration (Abb. B.4d) kommt z.B. beim Zeppelin NT [98] zum Einsatz und setzt sich aus einem vertikalen Ruder oberhalb und zwei CS unterhalb des Rumpfs zusammen. Durch die geringere Anzahl der Anhänge vor dem Propeller ist der Nachstrom gleichmäßiger, was sich auf die Geräuscentwicklung positiv auswirkt. Für die Steuerung in der Horizontalebene kommen im tiefgetauchten Zustand nur das obere Ruder und im aufgetauchten Zustand die unteren CS zum Einsatz. Die Steuerung in der Vertikalebene erfolgt mit den unteren CS, was die Interaktion und den Regelungsaufwand gegenüber der X-K reduziert.

Sonderformen mit zusätzlichen Stabilisierungsflossen (Pentaform, modifizierte X-K) sind ebenfalls möglich und erhöhen wesentlich die dynamische Stabilität in der Vertikalebene.

B.3 Einfluss der CS-Ausführung mit Ruderstuhl für die X-K

Um den Einfluss der Verdrängungsdicke am Heckkonus auf die Wirksamkeit der einzelnen CS für die X-K zu verringern, wird die Steuerfläche V1 (\triangleq CS1) in Spannweitenrichtung bei $0,28b_{CS}$ getrennt (Abb. B.10). Die modifizierte Steuerfläche V2 (\triangleq CS1mod) weist somit einen unteren, als festen Skeg der Rumpfgeometrie zugeschlagenen Teil und einen oberen beweglichen CS-Teil auf. Die Trennung erfolgt normal zur Drehachse, was die Fertigung einer solchen CS vereinfacht. Für die Bestimmung der Kraftbeiwerte wird jeweils die Lateralfläche des beweglichen Teils der CS verwendet. Somit ist die projizierte Fläche für V2 um 31% reduziert.

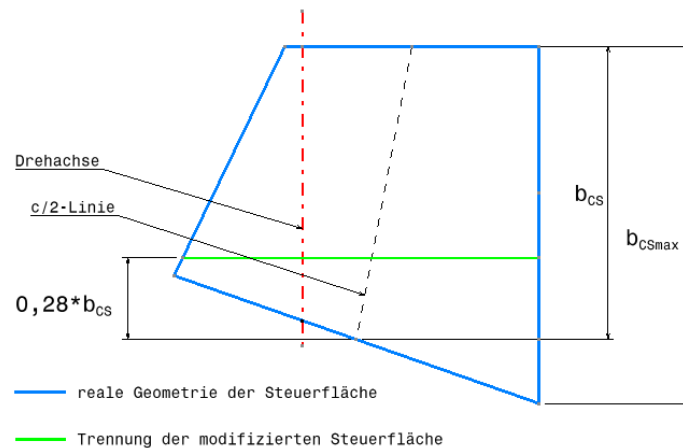


Abb. B.10: Steuerfläche ohne und mit erhöhtem Ruderstuhl

B.3.1 Lokale Auswirkungen

Die Druckverteilung für V1 und V2 (Abb. B.11) weist nahezu identische Werte im Bereich der vorderen Hälfte der CS und im Kopfbereich bis zur Abströmkante auf. Der Propellereinfluss zeigt sich bei V1 wesentlich deutlicher im Druckanstieg durch die beschleunigte Strömung als bei V2, da der Ruderstuhl diesen Bereich beansprucht.

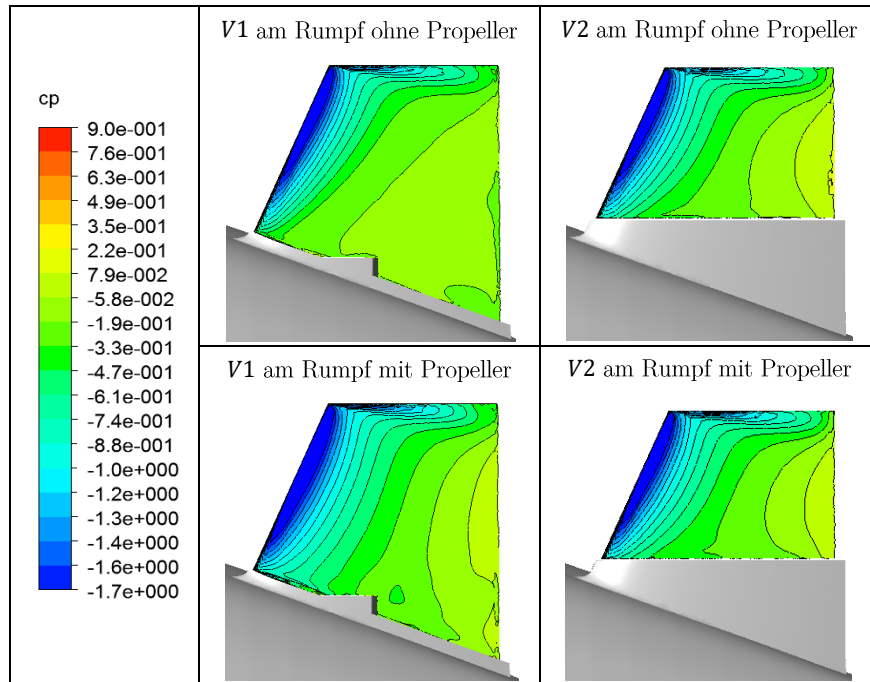


Abb. B.11: Saugseitige Druckverteilung für die realen CS am Rumpf V1 (links) und die modifizierte Variante V2 (rechts) ohne und mit Propellereinfluss für $\alpha_W = \delta_R = 20^\circ$

Die integrierte Kraftverteilung in Spannweitenrichtung in Abb. B.12 zeigt den deutlichen Anstieg (ca. 25%) durch den Propellereinfluss bei V1; bei V2 hingegen bewirkt der Propellereinfluss nur einen geringen Anstieg (im Mittel ca. 4%), da sich die CS (insbesondere der hintere Bereich) außerhalb des Propellerdurchmessers befinden.

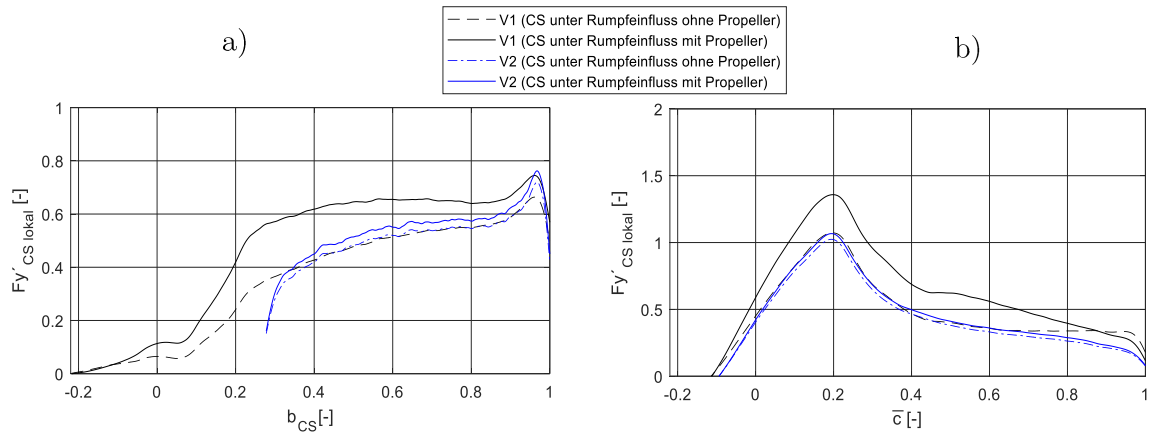


Abb. B.12: Vergleich der Querkraftverteilungen im Boots-KOS für die CS-Varianten V1 und V2 ohne und mit Propellereinfluss für die Seitenruderfunktion mit $\delta_{CS} = 20^\circ$ über a) die Spannweite und b) in Sehnenrichtung

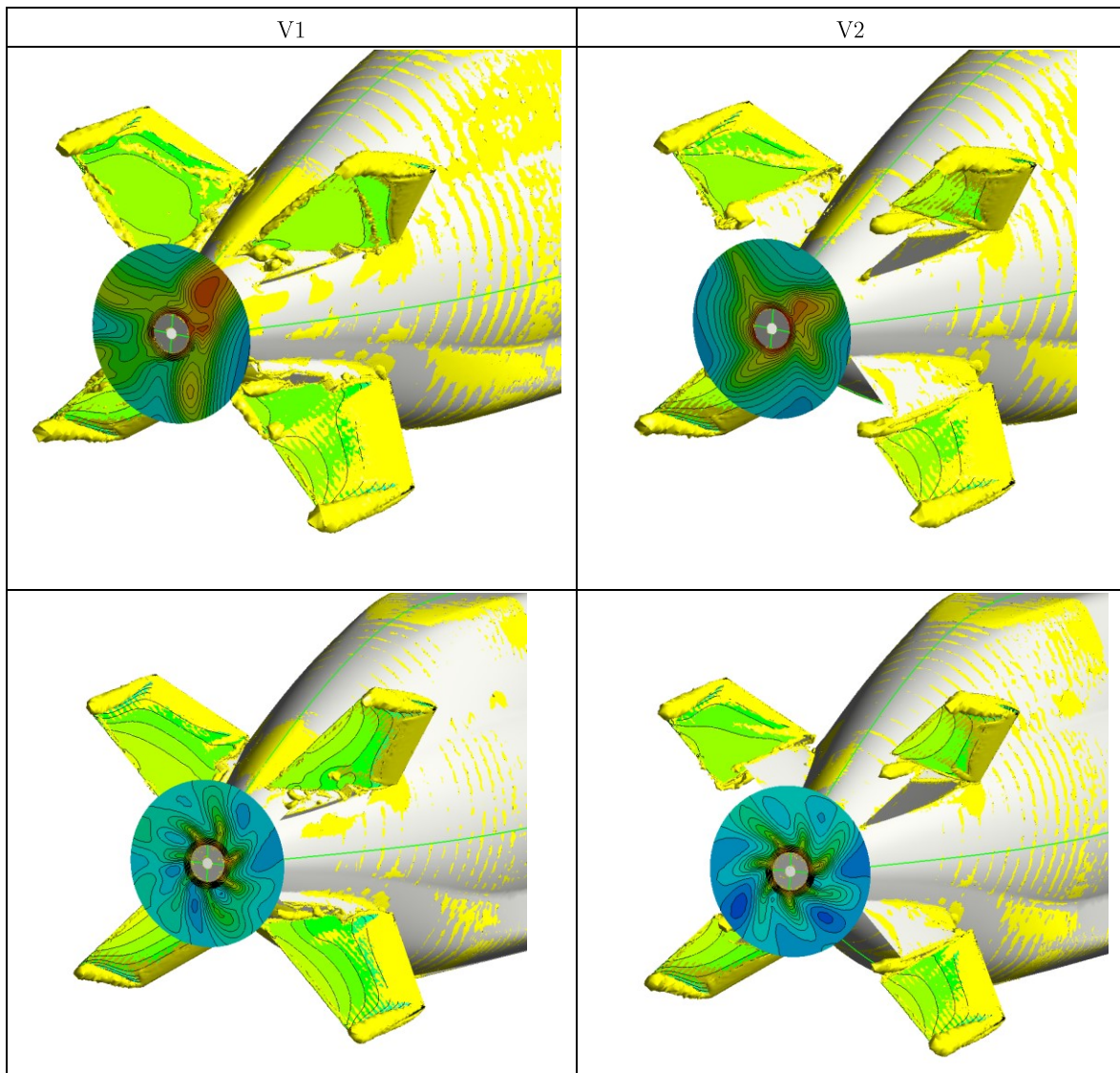


Abb. B.13: Einfluss der Ausführung der CS auf den Nachstrom (nominell (oben), mit Propeller (unten))

Aufgrund der Heckform sowie der stromaufwärts befindlichen Anhänge ist der Zustrom zu den einzelnen CS nicht identisch, was eine unterschiedliche Wirksamkeit der CS selbst ohne Anstellung des Rumpfs zur Folge hat. Der bewegliche Anteil der CS ist unter anderem für folgende Punkte von Bedeutung:

- Der Nachstrom (Abb. B.12) ist aufgrund des rumpfnahen festen Skegs von V2 geringer beeinflusst und entspricht in etwa dem der nicht angestellten CS.
- Die Wirbel an der CS-Wurzel aufgrund der Spaltwirkung sind für V2 stärker ausgeprägt, liegen jedoch auch außerhalb des maximalen Propellerradius, was sich positiv auf die Geräuschkulisse auswirkt. (Abb. B.13)
- Die Propeller-Wechselwirkung auf die CS und die dadurch beeinflusste Querkraft aufgrund der Anstellung der CS ist bei V2 gegenüber V1 im Mittel um 14% reduziert und homogenisiert (Abb. B.14)

Anhang B: Heckkonfigurationen an Unterwasserfahrzeugen

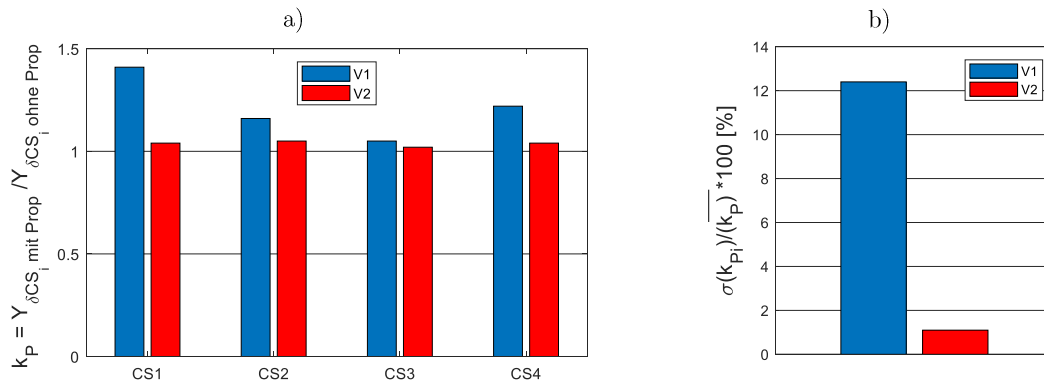


Abb. B.14: Vergleich der Propellereinflussfaktoren für V1 und V2: a) einzelne Werte b) Standardabweichung vom Mittelwert

Für die Steuerung ist die summierte Querkraft an den CS ausschlaggebend. Aufgeschlüsselt für die einzelnen CS (Abb. B.15a) weisen die Kräfte an den einzelnen CS der Variante V1 geringere Werte und ebenso eine geringere Abhängigkeit von ihrer Position auf. Die Standardabweichung σ vom Mittelwert ist für die Variante V2 aufgrund des geringeren Rumpfeinflusses gegenüber V1 um etwa 11% reduziert (Abb. B.15b).

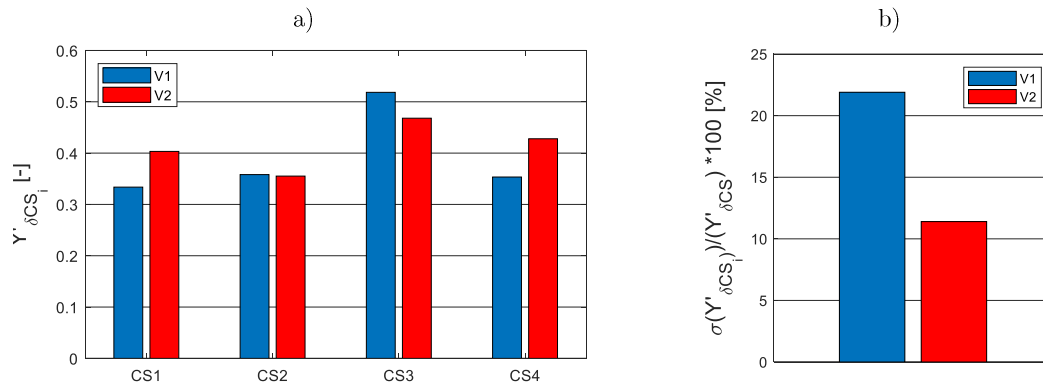


Abb. B.15: Vergleich der Querkräfte für die Varianten V1 und V2: a) Querkraftbeiwerte der CS im Boots-KOS und b) Standardabweichung vom Mittelwert

Anhang C: Messplattform und Modell

C.1 Modellähnlichkeit

Die Grundlage für die Modellähnlichkeit bildet die Dimensionsanalyse. Diese besagt, dass sich physikalisch dimensionsbehaftete Ausdrücke in dimensionslose Kennzahlen überführen lassen, damit die Ergebnisse des Experiments möglichst allgemeingültig sind [99].

Die Experimente mit maßstäblich verkleinerten Modellen müssen daher so gestaltet sein, dass physikalisch begründete Modellgesetze eingehalten werden, um die Ergebnisse auf die Großausführung umrechnen zu können [53], [56]. Die Zusammenhänge für schiffbauliche Anwendungen werden unter anderem in [66] beschrieben. Das Verhältnis der Großausführung G zum Modell M wird als Maßstabsfaktor λ definiert.

Um sicherzustellen, dass die Vorgänge in der Großausführung denen im Modellversuch physikalisch ähnlich sind, werden die Ähnlichkeitsverhältnisse wie folgt definiert:

- geometrische Ähnlichkeit,
- kinematische Ähnlichkeit,
- dynamische Ähnlichkeit.

Bei der dynamischen Ähnlichkeit wird zwischen den Kräfteverhältnissen i differenziert:

- Duck-/Trägheitskräfte $i = 0$,
- zähigkeitsbedingte Kräfte $i = 2$,
- lokale Beschleunigungskräfte (instationär) $i = 3$.

C.1.1 Geometrische Ähnlichkeit

Diese liegt vor, wenn die längenbezogenen Größen und Proportionen des Modells und der Großausführung ähnlich sind.

$$\lambda_L = \frac{L_G}{L_M} \rightarrow L_M = \frac{1}{\lambda_L} \cdot L_G \quad (9.1)$$

Für die Flächen und Volumina ergeben sich somit $A_M = 1/\lambda_L^2 \cdot A_G$ und $U_M = 1/\lambda_L^3 \cdot U_G$. Diese Ähnlichkeit lässt sich insbesondere bei großen Modellen sehr gut einhalten. Lediglich in Bereichen, bei denen in der Großausführung scharfe Kanten oder kleine Radien vorhanden sind, kann sie aus Fertigungsgründen (Lackierung an scharfen Kanten nicht möglich) nicht eingehalten werden. Die Abweichung nimmt mit dem Längenmaßstab λ_L zu und betrifft Geometrien wie Propellerflügelspitzen und Enden der Steuerflächen.

C.1.2 Kinematische Ähnlichkeit

Diese beschreibt die Ähnlichkeit der Geschwindigkeitsverhältnisse, d.h. die Verhältnisse der lokalen Geschwindigkeit zur Bezugsgeschwindigkeit U_0 (meist die Schleppe- bzw. Anströmgeschwindigkeit). Das Stromlinienbild muss der Großausführung ähnlich sein.

$$\lambda_v = \frac{U_G}{U_M} \quad (9.2)$$

Für Versuche mit Propeller muss hierfür die Einhaltung der Fortschrittsziffer J mit der Axialgeschwindigkeit u_A , der Propellerdrehzahl n sowie dem Propellerdurchmesser D erfüllt sein.

$$J = \frac{u_A}{n \cdot D} \quad (9.3)$$

C.1.3 Dynamische Ähnlichkeit

Die dynamische Ähnlichkeit bedingt, dass die Verhältnisse der Kräfte in geometrisch ähnlichen Bereichen ähnlich sind.

$$\lambda_F = \frac{F_G}{F_M} \quad (9.4)$$

Aufgeteilt in die Kraftanteile entspricht das:

$$\text{Druckkräften} \quad \lambda_{F_0} = \lambda_m \lambda_a = \lambda_\rho \lambda_L^2 \lambda_v^2 \quad (9.5)$$

$$\text{zähigkeitsbedingten Kräften} \quad \lambda_{F_2} = \lambda_\tau \lambda_A = \lambda_\mu \lambda_v \lambda_L = \lambda_\rho \lambda_L \lambda_v^2 \quad (9.6)$$

$$\text{lokalen Beschleunigungskräften} \quad \lambda_{F_2} = \lambda_m \lambda_v = \lambda_\rho \lambda_L^3 \lambda_v / \lambda_t \quad (9.7)$$

Froudesche Ähnlichkeit

Die Froudesche Ähnlichkeit ist von Bedeutung, wenn Trägheits- und Gewichtskräfte dominieren. Im Schiffbau trifft das zu, wenn das Wellenbild des Modells dem der Großausführung ähnlich ist. Das setzt voraus, dass die Froudezahl F_n in beiden Fällen gleich ist.

$$Fn = \left[\frac{U}{\sqrt{g \cdot L}} \right]_G = \left[\frac{U}{\sqrt{g \cdot L}} \right]_M \quad (9.8)$$

Der Zeitmaßstab ergibt sich aus der Ähnlichkeit der Erdbeschleunigung und der SI-Einheit $[m/s^2]$:

$$\lambda_g = \frac{\lambda_L}{\lambda_t^2} \rightarrow \lambda_t = \frac{t_G}{t_M} = \sqrt{\lambda_L} \quad (9.9)$$

Die Maßstäbe der Geschwindigkeit und der Drehzahl ergeben sich ebenso zu:

$$\lambda_v = \frac{U_G}{U_M} = \frac{\lambda_L}{\lambda_t} = \sqrt{\lambda_L} \quad (9.10)$$

$$\lambda_n = \frac{n_G}{n_M} = \frac{1}{\lambda_t} = \frac{1}{\sqrt{\lambda_L}} \quad (9.11)$$

Diese Ähnlichkeit spielt für Unterwasserfahrzeuge erst dann eine Rolle, wenn sich ein Wellenbild beispielsweise bei Schnorchelfahrt ergibt. Für tiefgetauchte Fahrzeuge spielt die Einhaltung der Froudeschen Ähnlichkeit keine Rolle.

Newtonsche Ähnlichkeit

Die trägheitsbedingten Kräfte (Druckkräfte) sind nach Newtonscher Ähnlichkeit für Modell- und Großausführung bei gleichem dimensionslosem Beiwert c_0 konstant. Die Umrechnung erfolgt über die spezifischen kinematischen (U = Geschwindigkeit) und geometrischen (S = Bezugsfläche) Bedingungen sowie die Fluidichte ρ .

$$F_{0G} = c_0 \left[\frac{\rho}{2} U^2 S \right]_G \quad ; \quad F_{0M} = c_0 \left[\frac{\rho}{2} U^2 S \right]_M \quad (9.12)$$

Daraus folgt für den Kraftmaßstab λ_F :

$$\lambda_F = \lambda_\rho \lambda_v^2 \lambda_L^2 \quad (9.13)$$

Reynoldssche Ähnlichkeit

Diese Ähnlichkeit wird angesetzt, wenn Reibungs- und Trägheitskräfte dominieren. Hierbei sind bei gleicher Reynoldszahl Rn die Stromlinien und die Druckverteilung für die Großausführungs- und Modellumströmung ähnlich ($\lambda_{F_0} = \lambda_{F_2}$).

$$Rn = \left[\frac{U \cdot L}{\nu} \right]_G = \left[\frac{U \cdot L}{\nu} \right]_M \quad (9.14)$$

bzw. für den Propeller:

$$Rn = \left[\frac{V_{0,7R} \cdot c_{0,7}}{\nu} \right]_G = \left[\frac{V_{0,7R} \cdot c_{0,7}}{\nu} \right]_M \quad (9.15)$$

mit $V_{0,7} = \sqrt{U^2 + (0,7\pi nD)^2}$ Geschwindigkeit auf $0,7R$

ν kinematische Viskosität

L Lauflänge

D Propellerdurchmesser

$V_0 = 20 \frac{m}{s}$

$c_{0,7}$ Profillänge auf $0,7R$

Hinsichtlich des Verhältnisses der Druck- und Reibungskräfte besteht der Zusammenhang, dass bei kleinen Reynoldszahlen die zähigkeitsbedingten Anteile (Viskosität) und bei großen Reynoldszahlen die trägheitsbedingten Anteile (Druck) der Kräfte dominieren.

Da, wie bereits betont, bei tiefgetauchten Unterwasserfahrzeugen wellenbedingte Kräfte keine Rolle spielen, wäre die Reynoldssche Ähnlichkeit für Modellversuche optimal. Für Versuche in der Schlepprinne sind die kinematischen Viskositäten annähernd gleich, wodurch der Geschwindigkeitsmaßstab λ_v etwa dem Kehrwert des Längenmaßstabs λ_L entspricht. Bei einer maximalen Schleppwagengeschwindigkeit von 10m/s ist dies bei $v_G > 10kn$ und $\lambda_L > 2$ technisch schwer zu realisieren.

Anhang C: Messplattform und Modell

Bei Versuchen von Wasserfahrzeugen im Windtunnel verschärft sich das Problem durch die unterschiedliche kinematische Viskosität ν . Aus dem Maßstab der kinematischen Viskosität λ_ν ergibt sich der Zeitmaßstab λ_t entsprechend der SI-Einheit [m^2/s] wie folgt:

$$\lambda_\nu = \frac{\nu_G}{\nu_M} = \frac{L_G^2 \cdot t_M}{L_M^2 \cdot t_G} = \frac{(\lambda_L \cdot L_M)^2 \cdot t_M}{L_S \cdot \lambda_L^2 \cdot t_G} \rightarrow \lambda_t = \frac{t_G}{t_M} = \lambda_L^2 \quad (9.16)$$

Die sich aufgrund der Fluideigenschaften (Tab. C.1) ergebenden Modellgeschwindigkeiten sowie die Drehzahlen des Modellpropellers sind somit noch unrealistischer als die in der Schlepprinne gewonnenen Daten (Tab. C.2).

$$U_M = \frac{\lambda_L}{\lambda_\nu} \cdot U_G \quad (9.17)$$

$$n_M = \left(\frac{\lambda_L}{\lambda_\nu}\right)^2 \cdot n_G \quad (9.18)$$

Daher ist es gängige Praxis, in der Schlepprinne wie auch im Windtunnel die Versuche bei möglichst großen Reynoldszahlen durchzuführen, um die Abhängigkeit von Re zu minimieren. Bei Windtunnelversuchen können größere Reynoldszahlen realisiert werden. Allerdings stellt die Kompressibilität der Luft eine Grenze dar. Für schlanke Körper kann Inkompessibilität bei Machzahlen $Ma < 0,3$ angenommen werden [56]. Bei stumpfen Körpern sollte $Ma < 0,2$ nicht überschritten werden, da die lokalen Geschwindigkeiten aufgrund der größeren Krümmungsänderungen höher sind.

$$Ma = \frac{U}{a} \quad (9.19)$$

mit $a = 340 \text{ m/s}$ als Schallgeschwindigkeit

C.1.4 Kombination für den Windtunnel

Die beschriebenen Zusammenhänge beziehen sich auf quasistationäre Versuche, bei denen sich das Fahrzeug in einer stationären Strömung befindet und keine Beschleunigungen des Fluids durch Bewegungen der Anhänge auftreten.

Die Problematik der nicht einzuhaltenden Reynoldsschen Ähnlichkeit soll durch den Ansatz eines "virtuellen Schlepprinnenmodells" (vM) gelöst werden. Hierbei wird die Großausführung zunächst über die Froudesche Ähnlichkeit auf Schlepprinnenbedingungen überführt. Im zweiten Schritt wird Reynoldssche Ähnlichkeit zwischen diesem und dem Windtunnelmodell angenommen.

Schritt 1:

Mit der Bedingung $\lambda_g = 1$ und dem Längenmaßstab λ_{L_1} ergibt sich der Geschwindigkeitsmaßstab für v_M zu:

$$\left[\frac{U}{\sqrt{g \cdot L}} \right]_G = Fn_G = Fn_{v_M} = \left[\frac{U}{\sqrt{g \cdot L}} \right]_{v_M} \quad (9.20)$$

$$\lambda_v = \frac{U_G}{U_{v_M}} = \sqrt{\lambda_{L_1}}$$

$$U_{v_M} = \frac{1}{\sqrt{\lambda_{L_1}}} \cdot U_G \quad (9.21)$$

Schritt 2:

Hierbei kommt der Einfluss der unterschiedlichen Fluide zum Tragen. Über die Beziehung der Fluideigenschaften aus Tab. C.1 ergibt sich der Maßstab der kinematischen Viskosität λ_v .

$$\lambda_v = \frac{\nu_{v_M}}{\nu_M} \rightarrow \lambda_v^{-1} \approx 15 \quad (9.22)$$

Tab. C.1: Daten der Fluide für Großausführung und Experimentalbedingungen

	Großausführung (15°C)	Schlepprinne (20°C)	Windtunnel (20°C)
	G	vM	M
ρ [kg/m ³]	1025	998	1,199
ν [m ² /s]	1,190e-06	1,004e-06	1,518e-05

Der Geschwindigkeitsmaßstab zwischen Großausführung und Windtunnel ergibt sich aus den Gl. 9.21, 9.17 und 9.22:

$$\lambda_v = \frac{U_G}{U_M} = \frac{\sqrt{\lambda_{L_1}} \cdot \lambda_v}{\lambda_{L_2}} \quad (9.23)$$

Mit der Annahme eines Längenmaßstabs $\lambda_{L_2} = 1$ zwischen virtuellem Schlepprinne- und Windtunnelmodell ergeben sich die Anströmgeschwindigkeit U_M und die Propellerdrehzahl n_M im Windtunnel im Verhältnis zur Großausführung U_G und n_G :

$$U_M = \frac{1}{\lambda_v \cdot \sqrt{\lambda_{L_1}}} \cdot U_G \quad (9.24)$$

$$n_M = \frac{\sqrt{\lambda_{L_1}}}{\lambda_v} \cdot n_G \quad (9.25)$$

Somit wird deutlich, dass die Vorgänge im Windtunnel bei gleichem Maßstab um den Faktor 15 schneller ablaufen als in der Schlepprinne. Dies ist bei der Planung der Experimente und der Auslegung der Technik (z.B. Motor für den Antriebsstrang) zu beachten.

Abschätzung der Kräfte

Für Schlepprinnenversuche nach Froudescher Ähnlichkeit ergibt sich der Kräftemaßstab aus der Ähnlichkeit der schwerkbedingten Kräfte (Gl. 9. 5), des Geschwindigkeitsmaßstabs (Gl. 9. 10) und der Annahme der $\lambda_{rho} = 1$.

$$F_M = \frac{1}{\lambda_L^3} \cdot F_G \quad (9. 26)$$

Die Beziehung für die Reynoldssche Ähnlichkeit setzt sich aus den Gleichungen 9. 5 und 9. 6 zusammen. Der viskose Widerstand von Unterwasserfahrzeugen beträgt 60 bis 70% des Gesamtwiderstands [2], daher wird eine Wichtung der Widerstandsanteile vorgenommen. Der Maßstab der Druckkräfte λ_{F_0} wird mit 0,35 und der Maßstab der zähigkeitsbedingten Kräfte λ_{F_2} mit 0,65 gewichtet.

$$F_M = \left[0,35 \frac{1}{\lambda_\rho \lambda_v^2 \lambda_L^2} + 0,65 \frac{1}{\lambda_\rho \lambda_v^2 \lambda_L} \right] \cdot F_G \quad (9. 27)$$

Aus den Gleichungen 9. 26 und 9. 27 und den Längenmaßstäben λ_{L1} (Großausführung zu vM) λ_{L2} (virtuelles Schlepprinnenmodell zu Windtunnel) ergibt sich die Beziehung der Kräfte für die kombinierte Modellähnlichkeit mit "virtuellem Schlepprinnenmodell". Mit der Annahme $\lambda_{L2} = 1$ gilt folgende Beziehung:

$$F_M = \frac{1}{\lambda_{L1}^3 \lambda_\rho \lambda_v^2} \cdot F_G \quad (9. 28)$$

Trotz der aus dem Verhältnis der kinematischen Viskosität λ_v höheren Geschwindigkeit ($V_{WT} = V_{SR} \cdot 14$) betragen die Kräfte im Windtunnel nur ca. 27% der Kräfte in der Schlepprinne.

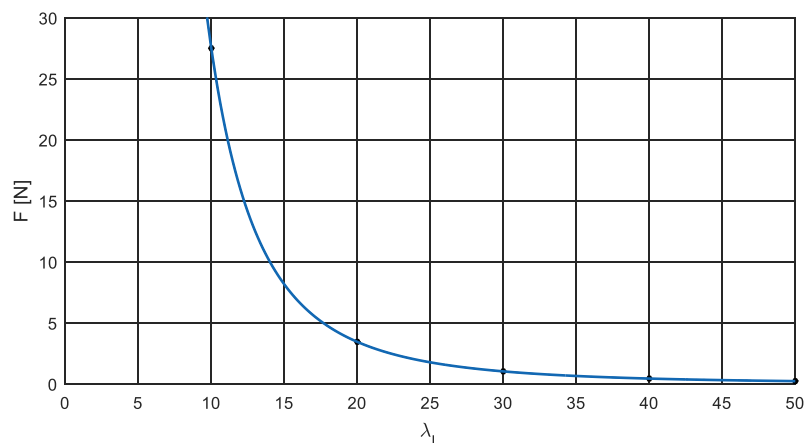


Abb. C.1: Maßstabsabhängigkeit der Messkräfte für $\lambda_{L2} = 1$

Die in Abb. C.1 dargestellte Abhängigkeit der Kräfte am Modell vom Maßstab λ_L zeigt, dass der Modellmaßstab groß gewählt werden sollte, um die Messabweichung durch die Auflösung der Kraftmesstechnik gering zu halten.

Zusammenfassung

Der Umstand, dass sich die Reynoldssche Ähnlichkeit nicht einhalten lässt, führte auf den Ansatz des "virtuellen Schlepprinnenmodells", um die Modellversuche physikalisch nachvollziehbar planen zu können. In Tab. C.2 sind exemplarisch die Parameter der Experimente nach den beschriebenen Modellähnlichkeiten aufgeführt. Sie verdeutlichen die Problematik bei der Planung der Modellversuche im Windtunnel und der Konzeptionierung der Messtechnik.

Tab. C.2: Exemplarische Werte für Schlepprinnenversuche nach verschiedenen Modellähnlichkeiten für $\lambda_L = 15$

	Froudesche Ähnlichkeit [m/s]	Reynoldssche Ähnlichkeit [m/s]
U_G [kn]	Geschwindigkeit U_M [m/s]	
Allgemein	$\lambda_L^{-1/2} U_G$ $0,258 \cdot V_G$ [m/s]	$\lambda_L U_G$ $15 \cdot V_G$ [m/s]
z.B. 10	$0,133 \cdot 10^1$	$7,716 \cdot 10^1$
n_G [1/min]	Propellerdrehzahl n_M [1/min]	
Allgemein	$\sqrt{\lambda_L} \cdot n_G$ $3,873 \cdot n_G$	$\lambda_L^2 \cdot n_G$ $225 \cdot n_G$
z.B. 100	$3,873 \cdot 10^2$	$2,250 \cdot 10^4$
R_{TG} [N]	Schleppwiderstand R_{TM} [N]	
Allgemein	$1/\lambda_L^3 \cdot R_{TG}$ $2,963 \cdot 10^{-4} \cdot R_{TG}$	$\frac{1}{0,2 \cdot \lambda_\rho \lambda_v^2 \lambda_L^2 + 0,8 \cdot \lambda_\rho \lambda_v^2 \lambda_L} \cdot R_{TG}$ $2,32 \cdot 10^{-1} \cdot R_{TG}$
z.B. 100000	$2,963 \cdot 10^1$	$2,317 \cdot 10^4$

C.2 Modellfertigung

C.2.1 Leichtbaumethode

Im Gegensatz zu Modellen in der Schlepprinne wird das Modell im Windtunnel nicht durch die Hydrostatik unterstützt. Damit lastet die gesamte Außenhülle auf dem Messträger und auf den Sensoren zur Kraftmessung. Zusätzlich werden die Befestigungsseile durch die Masse des Modells hoch beansprucht und dehnen sich mit steigendem Modellgewicht zunehmend aus. Aus genannten Gründen ist insbesondere die Außenhülle möglichst leicht zu gestalten, ohne jedoch die notwendige Steifigkeit zu gefährden.

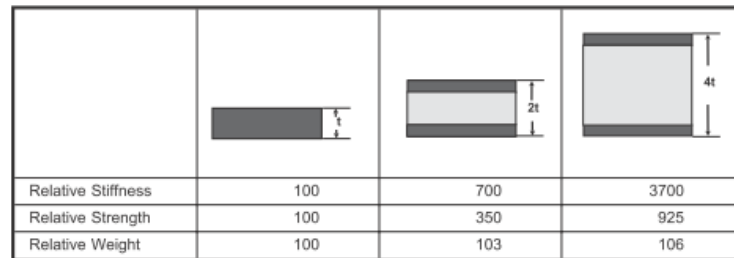
Die Gestaltung der Außenhülle orientiert sich an Leichtbaukonzepten aus der Luftfahrt, speziell an Ultraleicht-Kleinflugzeugen und Modellflugzeugen [100]. Um das Gewicht der Außengeometrie so gering wie möglich zu halten, wurde das Modell in GfK⁹-Wabensandwich-Bauweise ausgeführt. Diese Bauweise bietet neben der Gewichtsminimierung den Vorteil einer hohen Eigensteifigkeit gegenüber einschichtigen Verbundwerkstoffen. Auf diese Weise können

⁹ GfK (Glasfaserverstärkter Kunststoff)

Anhang C: Messplattform und Modell

zusätzliche Spanten und Längsversteifungen entfallen, was der Geräumigkeit im Modellinneren für die Einbauten zugutekommt.

Das Verhältnis von Gewicht zu Steifigkeit wird durch den Abstand der sogenannten Decklagen vom Wabenkern optimiert (Abb. C.2). Die Biegesteifigkeit der Sandwichstruktur wird weniger von der Stärke der Decklamine als von der Stärke des Wabenkerns bestimmt. Dies beruht auf der Berechnung des Flächenträgheitsmoments eines Querschnitts, welches mit dem Quadrat des Abstands der Deckflächen zunimmt.



Relative Stiffness	100	700	3700
Relative Strength	100	350	925
Relative Weight	100	103	106

Abb. C.2: Vergleich der Biegesteifigkeiten und der Gewichte von Sandwichplatten mit verschiedenen Schichtdicken [101]

Die festigkeitsbedingte Auslegung der Außengeometrie orientiert sich an Empfehlungen aus der Praxis [102] (Abb. C.3). Der Sandwichaufbau des Mittelteils entspricht hierbei dem eines Tragflügels für UL-Flugzeuge, der Bug und das Heckteil dem eines sehr großen Modelltragflügels.

Fläche einer Halbschale	Bauteil-Beispiel	Art der Anforderung	äußeres Decklaminat	Wabenkernstärke	inneres Decklaminat	circa Sandwichgewicht*
< 0,4 m ²	Modellflugzeugrumpf	geringe Belastung	2 x 49 g/m ² Glasgewebe	2 mm	1 x 49 g/m ² Glasgewebe	350 g/m ²
< 0,8 m ²	sehr großer Modellflugzeugrumpf	mäßige Belastung	1 x 105 g/m ² Glasgewebe 1 x 49 g/m ² Glasgewebe	2 mm	1 x 49 g/m ² Glasgewebe	440 g/m ²
< 1,5 m ²	Motorhaube eines UL-Flugzeugs	hohe Schlagfestigkeit	2 x 105 g/m ² Glasgewebe 1 x 80 g/m ² Glasgewebe	2 mm	1 x 80 g/m ² Glasgewebe	870 g/m ²
< 1,5 m ²	sehr großer Modelltragflügel	hohe Beulsteifigkeit	1 x 105 g/m ² Glasgewebe 1 x 49 g/m ² Glasgewebe	5 mm	1 x 80 g/m ² Glasgewebe	580 g/m ²
< 4,0 m ²	nicht tragende Abdeckhaube	mäßige Beanspruchung	2 x 105 g/m ² Glasgewebe 1 x 80 g/m ² Glasgewebe	5 mm	1 x 80 g/m ² Glasgewebe	1000 g/m ²
< 4,0 m ²	Tragflügel eines UL-Flugzeuges	hohe Beul- und Zugfestigkeit	2 x 93 g/m ² Kohlegewebe 1 x 49 g/m ² Glasgewebe	8 mm	1 x 80 g/m ² Glasgewebe	900 g/m ²

* errechnetes Gewicht eines entsprechenden Sandwiches bei einem Decklagen-Faservolumengehalt von 40 % sowie 2 x 30 g/m² Klebeharz zum Verkleben des Wabenkerns.

Abb. C.3: Empfehlungen für Waben sandwich-Konstruktionen [102]

Kernwerkstoff

Als Kernwerkstoff kommt eine Aramid-Papierwabe (Honeycomb) zum Einsatz, da sie ein Optimum an Druckfestigkeit und Gewicht bietet. Zudem ist die Drapierbarkeit in dreidimensional gekrümmten Bereichen gegenüber anderen Kernwerkstoffen (z.B. Schaumstoff) sehr gut. Die technischen Daten des gewählten Wabenkernmaterials sind in Abb. C.4 angegeben.

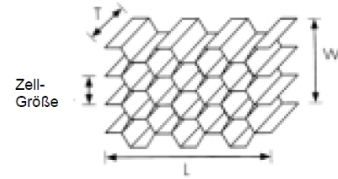
Anhang C: Messplattform und Modell

Produktreihe

Prinzipiell sind verschiedene Dichten von 29 - 144 kg/m³ lieferbar. Standardmäßig ab Lager verfügbar ist die Type **29 kg/m³** in den Dicken **2, 3 und 5 mm**.
Als Sonderanfertigung sind Dicken bis 914 mm möglich

Toleranzen und Größen

Zellgröße ± 10 % der Nominalgröße
Raumgewicht ± 10 % des Nominalgewichts
Länge (L) 2440 mm ± 50 mm
Breite (W) 1120 mm ± 75 mm
Dicke (T) ± 0,13 mm
Dicke (T)/Gewicht
1,5 mm (44 g/m²)
2,0 mm (58 g/m²)
3,0 mm (87 g/m²)
5,0 mm (145 g/m²)



Daten

Druckfestigkeit unstabilisiert MPa	Schubfestigkeit MPa		Schubmodul MPa	
	L	W	L	W
0,6	0,45	0,3	15,0	11,0

Abb. C.4: Eigenschaften des Wabenkernmaterials [103]

Gewebe

Für die Lagen des Decklaminats können Glasfaser- oder Kohlenstofffasergewebe zum Einsatz kommen. Der Gewichtsvorteil durch die höhere Zugfestigkeit des Kohlefaserwebes kann jedoch nur durch ein aufwendiges Fertigungsverfahren (Infusion¹⁰ oder Vakuumsackverfahren¹¹) genutzt werden. Die Biegesteifigkeit kann durch eine Erhöhung der Wabenkernstärke wesentlich effektiver gesteigert und auch gewichtsspezifisch günstiger ausgeführt werden als durch die Verwendung kostenintensiver Kohlenstofffasern [100]. Daher wird hier der Einsatz von Glasfasergeweben bevorzugt. Die Daten der verwendeten Gewebe sind in Abb. C.5 aufgeführt.

	Glasgewebe 80 g/m ² Bestell-Nr. 190 110-X Glass fabric 80 g/m ² Order no. 190 110-X							Glasgewebe 105 g/m ² Bestell-Nr. 190 113-X Glass fabric 105 g/m ² Order no. 190 113-X							Glasgewebe 163 g/m ² Bestell-Nr. 190 115-X / 120-X Glass fabric 163 g/m ² Order no. 190 115-X / 120-X					
Faservolumenanteil Fiber volume fraction	30 %	35 %	40 %	45 %	50 %	55 %	60 %	30 %	35 %	40 %	45 %	50 %	55 %	60 %	30 %	35 %	40 %	45 %	50 %	55 %
Harzverbrauch Resin consumpt.	79	63	51	41	34	28	23	104	83	67	54	44	36	30	161	128	103	84	69	56
Laminatdicke Lam. thickn.	0,103	0,088	0,077	0,068	0,062	0,056	0,051	0,135	0,115	0,101	0,090	0,081	0,073	0,067	0,209	0,179	0,157	0,139	0,125	0,114
Laminatgewicht Lam. weight	159	143	131	121	114	108	103	209	188	172	159	149	141	135	324	291	266	247	232	219

Abb. C.5: Technische Daten der Glasfasergewebe [102]

Aus Sicht der Festigkeit kann die Decklaminatschicht sehr dünn ausgeführt werden. Da jedoch an die Modelloberfläche aus Gründen der Modellähnlichkeit hohe Anforderungen hinsichtlich der Glattheit gestellt werden, ist dies bei der Gestaltung der äußeren Decklaminatschicht zu berücksichtigen.

Bei dünnen Decklaminaten kann sich die Wabenstruktur auf der Oberfläche abzeichnen. Daher sollte das Verhältnis der Laminatstärke zur Zellgröße der Waben bei GfK mindestens 1/20 betragen [100]. Des Weiteren ist für den Fall, dass optische Versuche mit leistungsstarken Lasern durchgeführt werden (z.B. PIV-Messungen), mit einer höheren thermischen

¹⁰ Die trocken in die Form eingelegten Fasern werden in einen luftdichten Sack verbracht und anschließend über ein Schlauchsystem mit der Harzmatrix unter Vakuum infiltriert.

¹¹ Das mit der Harzmatrix durchtränkte Gewebe wird in einem luftdichten Sack unter Vakuum verpresst, wodurch das überschüssige Harz austritt und mit einem Saugvlies aufgenommen wird.

Beanspruchung der Modelloberfläche zu rechnen. Bei einem zu dünnen äußeren Decklaminat kann es durch die Ausdehnung der Luft in der Wabenzelle zu einer lokalen Verformung (Ausbeulung) kommen. Aus diesem Grund ist eine Außenhautstärke inklusive Lackierung von mindestens 0,3 mm vorgesehen.

Der letztendlich verwendete Laminataufbau der Außenhülle ist in Abb. C.6 dargestellt.

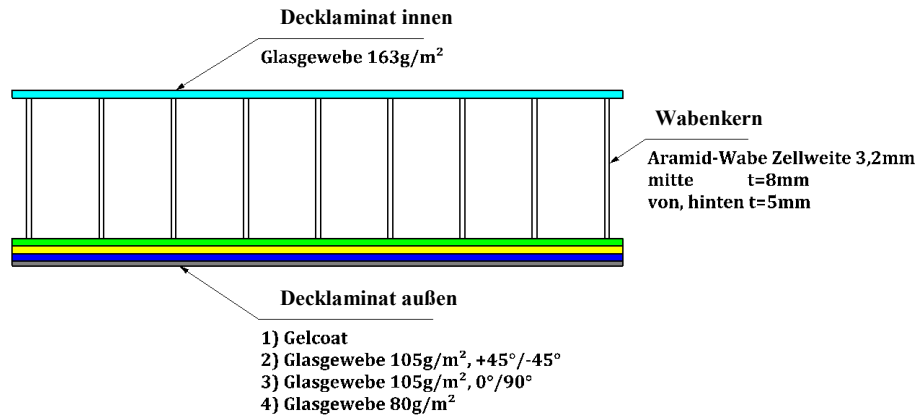


Abb. C.6: Aufbau des GfK-Sandwich-Laminats

C.2.2 Fertigung der GfK-Laminatstrukturen

Für Versuchsmodelle wurden von der ITTC [104] Richtlinien hinsichtlich der Genauigkeitsanforderungen definiert, diese gelten vornehmlich für Schleppripenmodelle. Für den vorliegenden Fall wird eine Geometrieabweichung von +/- 0,02% definiert.

Für die Fertigung der Faserverbund-Sandwich-Strukturen werden Laminierwerkzeuge benötigt. Um die Toleranzen einhalten zu können, erfolgt die Fertigung der Werkzeuge über CNC-Fräsmaschinen. Auf der 3D-CAD-Konstruktion der Modellgeometrie basierend wird eine Aufteilung der Geometrie in sechs Formhälften vorgenommen (Abb. C.7). Die Formwerkzeuge werden direkt aus einem Polyurethan-Kunststoffblockmaterial gefräst. Somit können Markierungen und Passstifte zur Positionierung der einzelnen Baugruppen mit eingebracht werden.

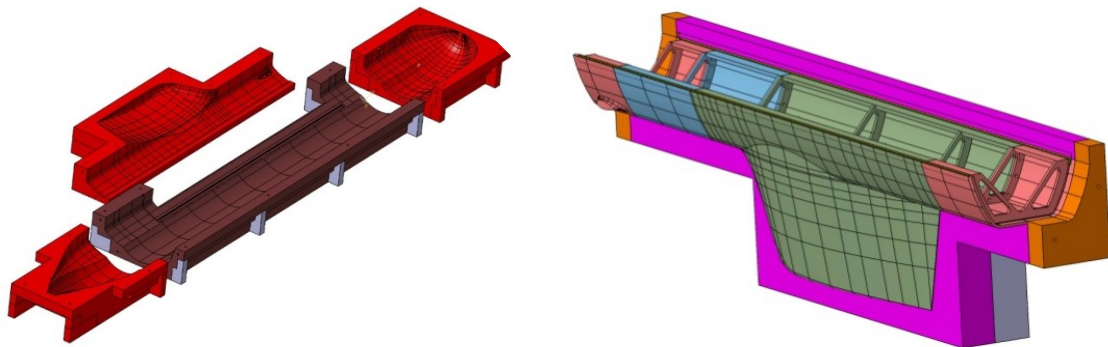


Abb. C.7: Laminierwerkzeuge für die Bauteile der Außenhülle

Im Inneren der Hülle befinden sich Schnittstellen aus Aluminium für die Einbauten wie Stellgetriebe und Messspanten. Für die exakte Positionierung dieser Bauteile werden Hilfslehren konstruiert, deren Lage an den Laminierwerkzeugen über Passstifte definiert ist (Abb. C.8.)

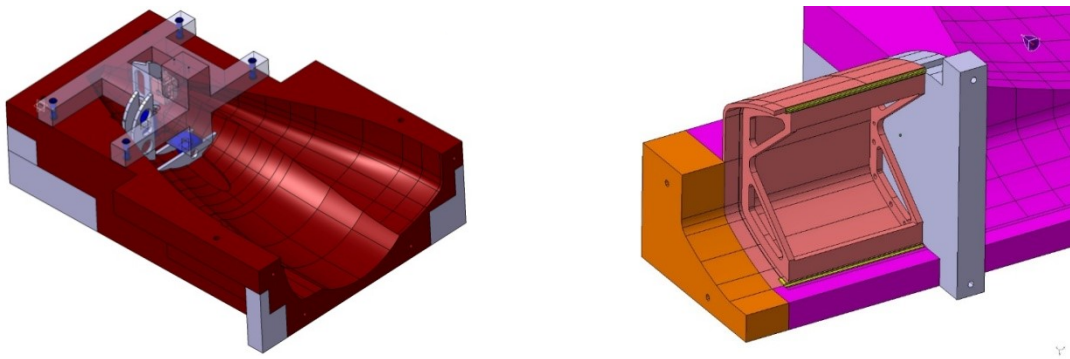


Abb. C.8: Hilfslehren zum Positionieren der Einbauten in die Laminatkonstruktion

Nach Fertigstellung der Laminatbauteile werden diese mit einer Beschichtung aus einem Grundlack und einem 2K-Klarlack versiegelt.

Einsatz von Rapid-Prototyping-Verfahren

Die Fertigung einiger Bereiche der Außenhülle als Faserverbundstrukturen ist aufgrund des Einsatzes von Laminierwerkzeugen zu kostspielig. Daher wurden diese Bereiche als SLS¹²-Bauteile hergestellt (Abb. C. 9, Abb. C. 10). Hierbei handelt es sich um ein Rapid-Prototyping-Verfahren, welches die Fertigung mechanisch belastbarer Bauteile mit komplexer Innengeometrie ermöglicht. Ein Vergleich unterschiedlicher Rapid-Prototyping-Verfahren für den Einsatz bei Windtunnelversuchen wird beispielsweise in [105] und [106] erörtert.

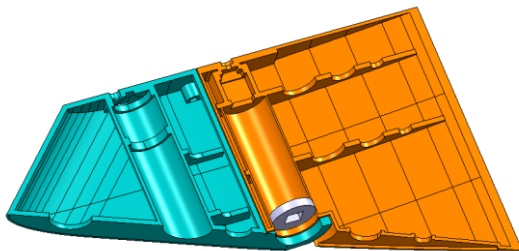


Abb. C. 9: Steuerflächen mit Verstärkung der inneren Struktur, im SLS-Verfahren hergestellt

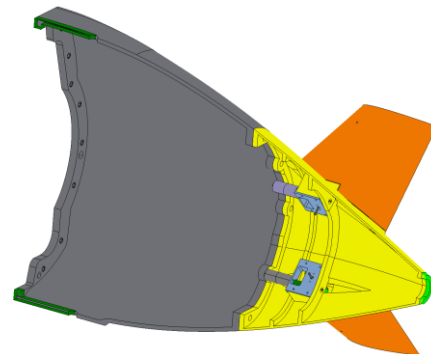


Abb. C. 10: Kombination von Laminaten (grau) mit im SLS-Verfahren hergestelltem Heckbereich (gelb) mit Befestigungsstrukturen für die Stellgetriebe

C.3 Kalibrierung der Messplattform

Kalibriervorrichtung

Da sich bei Belastung der Messplattform die sechs Kraftaufnehmer zur Rumpfkraftmessung gegenseitig beeinflussen, ist eine Kalibrierung des Gesamtsystems nötig. Hierfür wird die

¹² SLS (Selektiv Laser Sintering): generatives Fertigungsverfahren, bei dem das Bauteil ebenenweise aus Polyamidpulver durch Verschmelzen mit einem Laser hergestellt wird

Anhang C: Messplattform und Modell

Messplattform auf der für diesen Zweck entworfenen Kalibriervorrichtung befestigt (Abb. C.11).

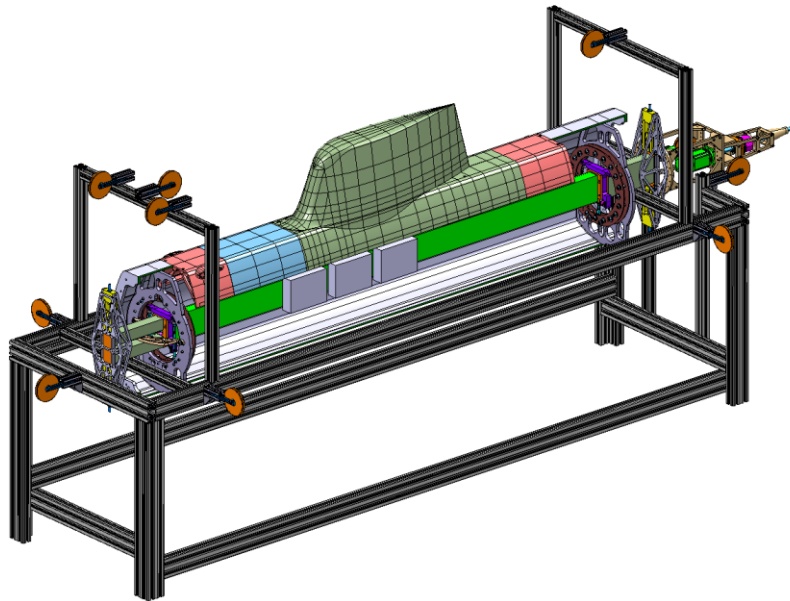


Abb. C.11: Modell auf dem Kalibriergestell

Für die Kalibrierung wird die Messplattform in jeweils einer der Komponenten des Fahrzeug-KOS (Abb. 2.1) (x, y, z, p, q, r) mit genau definierten Lasten in mehreren Laststufen belastet. Die entsprechenden Ausgangssignale werden über dem Sollwert aufgetragen, und durch lineare Regression wird der Gradient der Regressionskurve ermittelt. Dies wird für alle sechs Komponenten wiederholt, wodurch sich die Elemente der Lastmatrix ergeben. Deren Invertierung liefert die 6x6 Kalibriermatrix A (Tab. C.3). Das Kalibrierschema ist in Abb. C.12 dargestellt, wobei die hervorgehobenen Felder den beteiligten Messaufnehmern in den einzelnen Lastrichtungen entsprechen.

Mit Hilfe der Kalibriermatrix werden die gemessenen Kräfte im Versuch korrigiert und gleichzeitig die geometrischen Verhältnisse zur Ermittlung der Momente verrechnet. Durch Belastungsversuche in mehreren Komponenten sind Aussagen über die erreichbare Genauigkeit der Messungen bei mehrachsiger Belastung möglich (siehe C.4.1).

Tab. C.3: Kalibriermatrix der Rumpffitnesswaagen

	R1	R2	R3	R4	R5	R6
F_x [N]	0,006947	0,009906	-0,010263	0,006919	0,006168	1,005083
F_y [N]	-0,000062	0,003503	-0,002523	1,020928	1,001043	-0,004910
F_z [N]	0,965892	0,976747	1,029493	-0,002996	-0,001651	-0,019008
M_x [Nm]	-0,076807	0,077070	-0,000399	-0,001086	-0,000421	0,000422
M_y [Nm]	-1,172281	-1,185161	1,167974	0,001762	-0,003464	-0,022477
M_z [Nm]	0,008959	0,005818	0,001250	1,211794	-1,188316	0,006028

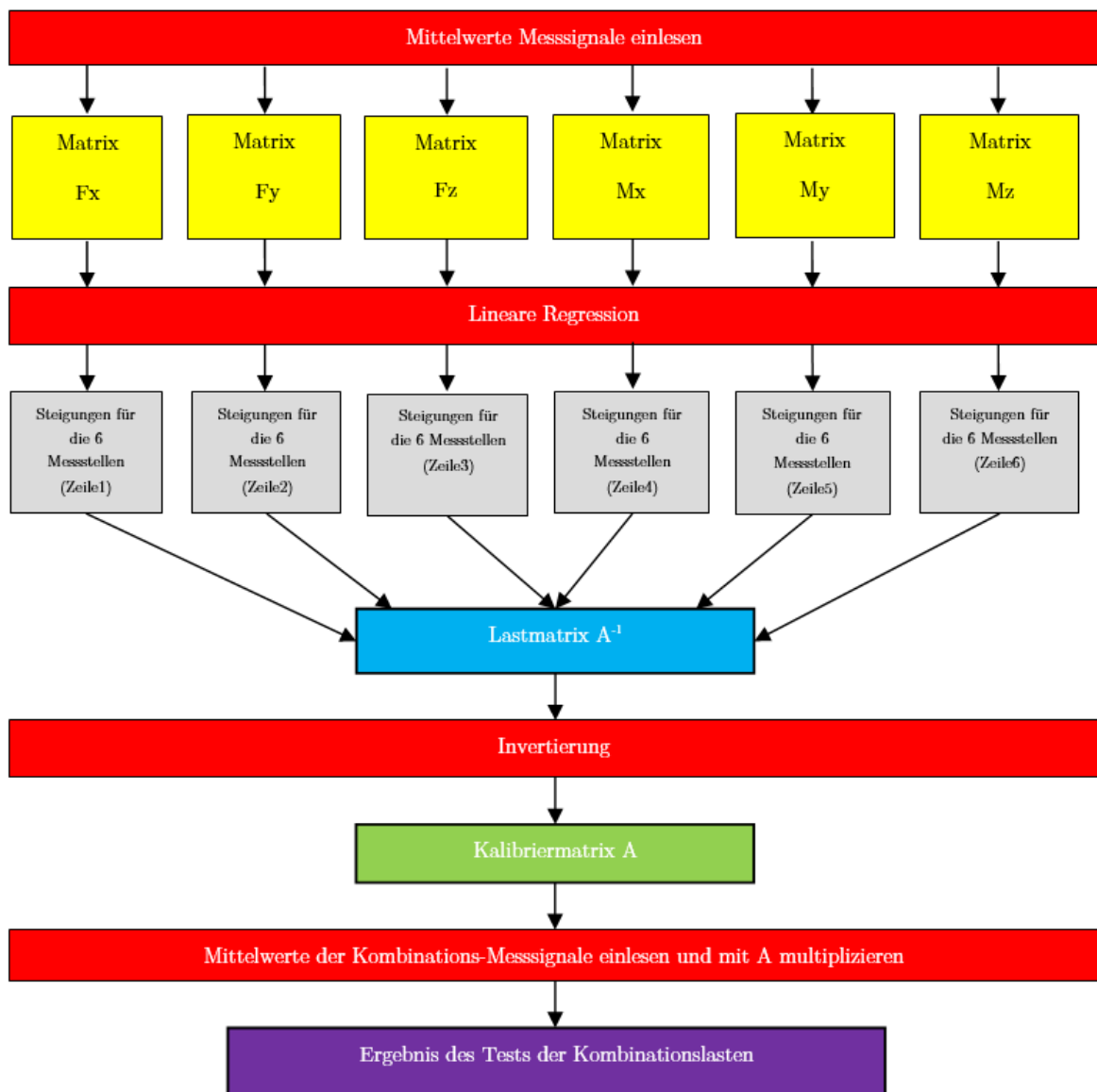


Abb. C.12: Ablaufdiagramm des Kalibrierprozesses

C.4 Messgenauigkeit

Ein Messsystem ist stets mit systematischen Fehlern behaftet, die sich anhand der Angaben des Herstellers oder durch Kalibrierung ergeben. Im Folgenden werden Einzelfehler für die Kraftmesstechnik aufgeführt und der daraus resultierende Gesamtfehler angegeben. Dieser wird als Fehlerbalken bei der Auswertung und Validierung der numerischen Ergebnisse dargestellt.

C.4.1 Genauigkeit der Lastmessungen am Gesamtfahrzeug

Die Genauigkeitsklasse der Kraftaufnehmer am Modellträger liegt bei $B_{Fi\text{ Sensor}} = 0,2\%$ ($i =$ Index der Kraftkomponente). Die Positioniergenauigkeit der Schlitten des Bewegungssimulators ist mit $B_{BS} = 0,2\%$ bezüglich des Nennwerts angegeben. Die systematischen Fehler der Kraftaufnehmer der einzelnen Komponenten sind vom Hersteller bzgl. der Nennlast angegeben (Tab. C.4)

Anhang C: Messplattform und Modell

Für die Überprüfung der Messergebnisse nach der Korrektur durch die Kalibriermatrix wurden erneut Kombinationslasten aufgebracht. Die Differenzen zu den gemessenen Werten werden als Kalibrierfehler $B_{Fi\text{ Kal}}$ angegeben (Tab. C.5).

Tab. C.4: Fehler der Einzelmessstellen

Bezeichnung	Max. Fehler nach Hersteller bzgl. Nennwert $B_{Fi\text{ Messdose}}$ [%]	Beschreibung
F_x	0,2	Kraft in x-Achse des Rumpfs
F_{y_v}	0,2	Kraft in y-Querrichtung vorn
F_{y_h}	0,2	Kraft in y-Querrichtung hinten
$F_{z_v\text{ Bb}}$	0,2	Kraft in z-Querrichtung vorn Backbord
$F_{z_v\text{ Stb}}$	0,2	Kraft in z-Querrichtung vorn Steuerbord
F_{z_h}	0,2	Kraft in z-Querrichtung hinten

Tab. C.5: Messfehler nach Kalibrierung der Rumpfmesswaagen

Bezeichnung	Maximum bzgl. Nennwert $B_{Fi\text{ kal}}$ [%]	Beschreibung
F_x	0,5	Kraft in x
F_y	1,2	Kraft in y
F_z	0,2	Kraft in z
M_x	0,9	Moment um x
M_y	0,4	Moment um y
M_z	0,4	Moment um z

Der Gesamtfehler ergibt sich aus der Wurzel der Summenquadrate für die Rumpfmessung in x-Richtung (B_{Fx}), y-Richtung (B_{Fy}) und z-Richtung (B_{Fz}).

$$B_{Fx} = \sqrt{B_{Fx\text{ Sensor}}^2 + B_{BS}^2 + B_{Fx\text{ Kal}}^2} = 0,63\% \quad (9.29)$$

$$B_{Fy} = \sqrt{B_{Fy\text{ Sensor1}}^2 + B_{Fy\text{ Sensor2}}^2 + B_{BS}^2 + B_{Fy\text{ Kal}}^2} = 0,37\% \quad (9.30)$$

$$B_{Fz} = \sqrt{B_{Fz\text{ Sensor1}}^2 + B_{Fz\text{ Sensor2}}^2 + B_{Fz\text{ Sensor3}}^2 + B_{BS}^2 + B_{Fz\text{ Kal}}^2} = 0,51\% \quad (9.31)$$

C.4.2 Genauigkeit der Ruderwaagen

Die Messgenauigkeit der verbauten Ruderwaagen geht aus den Datenblättern bzw. dem Kalibrierprotokoll des Herstellers (HBM) hervor. Der Mittelwert des Überschneidens der anderen Komponenten auf die Kräfte liegt bei ca. 2% und für die Momentenmessung bei etwa 0,5% bezüglich des Nennwertes. Damit ergeben sich die in Tab. C.6 aufgeführten Fehler.

Tab. C.6: Messungenauigkeiten der Einzelkomponentenprüfung an den Rudermesswaagen bei Nennlast

Komponente	vordere CS	hintere CS
F_{xCS} [N]	$6,5 \pm 0,046$ (+/-0,71%)	$25 \pm 0,03$ (+/-0,12%)
F_{yCS} [N]	$6,5 \pm 0,047$ (+/-0,72%)	$25 \pm 0,01$ (+/-0,04%)
$M_{xCS} = Q_{CS}$ [Nm]	$0,6 \pm 0,002$ (+/-0,33%)	$2,5 \pm 0,06$ (+/-2,4%)
M_{yCS} [Nm]	$0,6 \pm 0,002$ (+/-0,33%)	$2,5 \pm 0,13$ (+/-5,2%)
M_{zCS} [Nm]	$0,3 \pm 0,01$ (+/-3,33%)	$2,5 \pm 0,08$ (+/-3,2%)

Anhang D: Bewegungsgleichungen nach Feldman [8]

Interne Kräfte des starren Körpers

$$X = m[\dot{u} - vr + wq - x_G(q^2 + r^2) + y_G(pq - \dot{r}) + z_G(pr + \dot{q})]$$

$$Y = m[\dot{v} - wp + ur - y_G(r^2 + p^2) + z_G(qr - \dot{p}) + x_G(qp + \dot{r})]$$

$$Z = m[\dot{w} - uq + vp - z_G(p^2 + q^2) + x_G(rp - \dot{q}) + y_G(rq + \dot{p})]$$

$$K = I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr - I_{xz}(\dot{r} + pq) + I_{yz}(r^2 - q^2) + I_{xy}(pr - \dot{q}) + m[y_G(\dot{w} - uq + vp) - z_G(\dot{v} - wp + ur)]$$

$$M = I_y \dot{q} + (I_x - I_z)rp - I_{yx}(\dot{p} + qr) + I_{zx}(p^2 - r^2) + I_{yz}(qp - \dot{r}) + m[z_G(\dot{u} - vr + wq) - x_G(\dot{w} - uq + vp)]$$

$$N = I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq - I_{zy}(\dot{q} + rp) + I_{xy}(q^2 - p^2) + I_{zx}(rq - p) + m[x_G(\dot{v} - wp + ur) - y_G(\dot{u} - vr + wq)]$$

Äußere strömungsmechanische Kräfte und Momente

Axialkraftgleichung

$$\begin{aligned} X &= \frac{\rho}{2} L^4 [X'_{qq} q^2 + X'_{q|q|} q|q| + X'_{rr} r^2 X'_{pr} pr] \\ &+ \frac{\rho}{2} L^3 [X'_{\dot{u}} \dot{u} + X'_{vr} vr + X'_{wq} wq] \\ &+ \frac{\rho}{2} L^2 [X'_{vv} v^2 + X'_{ww} w^2 + X'_{\delta R \delta R} u^2 \delta_R^2 + X'_{\delta S \delta S} u^2 \delta_S^2 + X'_{\delta B \delta B} u^2 \delta_B^2] \\ &- (W - B) \sin \theta + F_{xp} \end{aligned}$$

mit

$$F_{xp} = \begin{cases} T_P + \frac{\rho}{2} L^2 X'_{uu} u^2 \\ \frac{\rho}{2} L^2 [(a'_{Ti} + \Delta X') u^2 + b'_{Ti} C u u_c + c'_{Ti} C^2 u_c^2] \end{cases} \quad \text{Propulsionsfunktion}$$

$$\Delta X' = \Delta X'_1 + \frac{\Delta X'_2}{(\Delta X'_3 + \log_{10} u)^2}$$

$$C = C_6 + \sqrt{C_7 + C_8 \cdot \Delta X'}$$

Lateralkraftgleichung

$$\begin{aligned}
 Y &= \frac{\rho}{2} L^4 [Y'_r \dot{r} + Y'_p \dot{p} + Y'_{p|p} p |p| + Y'_{pq} pq] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 [Y'_r ur + Y'_p up + Y'_v \dot{v} + Y'_{wp} wp] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^2 [Y'_* u^2 + Y'_v uv + Y'_{v|R} v \sqrt{v^2 + w^2}] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^2 [Y'_{\delta R} u^2 \delta_R + Y'_{\delta R \eta} u^2 \delta_R \left(\eta - \frac{1}{C} \right) C] \\
 &- \frac{\rho}{2} C_d \int_L h(x) v(x) \sqrt{[v(x)]^2 + [w(x)]^2} dx \\
 &- \frac{\rho}{2} L \bar{C}_L \int_{x_2}^{x_1} w(x) \bar{v}_{FW}(t - \tau(x)) dx \\
 &+ (W - B) \cos \theta \sin \phi
 \end{aligned}$$

Normalkraftgleichung

$$\begin{aligned}
 Z &= \frac{\rho}{2} L^4 [Z'_q \dot{q}] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 [Z'_w \dot{w} + Z'_{vp} vp + Z'_q uq] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^2 [Z'_* u^2 + Z'_w uw + Z'_{|w} u |w| + Z'_{ww} w \sqrt{v^2 + w^2}] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^2 [Z'_{\delta S} u^2 \delta_S + Z'_{\delta B} u^2 \delta_B + Z'_{\delta S \eta} u^2 \delta_S \left(\eta - \frac{1}{C} \right) C] \\
 &+ \frac{\rho}{2} C_d \int_L b(x) w(x) \sqrt{[v(x)]^2 + [w(x)]^2} dx \\
 &+ \frac{\rho}{2} L \bar{C}_L \int_{x_2}^{x_1} v(x) \bar{v}_{FW}(t - \tau(x)) dx \\
 &+ (W - B) \cos \theta \cos \phi
 \end{aligned}$$

Rollmomentengleichung

$$\begin{aligned}
 K &= \frac{\rho}{2} L^5 [K'_p \dot{p} + K'_r \dot{r} + K'_{qr} qr + K'_{|p|} p |p|] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^4 [K'_p u p + K'_r u r + K'_v \dot{v} + K'_{wp} w p] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 [K'_* u^2 + K'_{vR} u v + K'_i u v_{FW} (t - \tau_T)] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 \left[K'_{\delta R} u^2 \delta_r + K'_{\delta R \eta} u^2 \delta_r \left(\eta - \frac{1}{C} \right) C \right] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 (u^2 + v^2 + w^2) \beta_s^2 [K'_{4S} \sin 4\phi_S + K'_{8S} \sin 8\phi_S] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^2 z'_1 \bar{C}_L \int_{x_2}^{x_1} w(x) \bar{v}_{FW} (t - \tau(x)) dx \\
 &+ (y_g W - y_B B) \cos \theta \cos \phi - (z_g W - z_B B) \cos \theta \sin \phi - Q_p
 \end{aligned}$$

Stampfmomentengleichung

$$\begin{aligned}
 M &= \frac{\rho}{2} L^5 [M'_q \dot{q} + M'_{pr} p r] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^4 [M'_w \dot{w} + M'_q u q] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 \left[M'_* u^2 + M'_w u w + M'_{|w|R} w \sqrt{v^2 + w^2} + M'_{|w|} u |w| + M'_{ww} \left| w \sqrt{v^2 + w^2} \right| \right] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 \left[M'_{\delta S} u^2 \delta_S + M'_{\delta B} u^2 \delta_B + M'_{\delta S \eta} u^2 \delta_S \left(\eta - \frac{1}{C} \right) C \right] \\
 &+ \frac{\rho}{2} C_d \int_L x b(x) w(x) \sqrt{[v(x)]^2 + [w(x)]^2} dx \\
 &- \frac{\rho}{2} L \bar{C}_L \int_{x_2}^{x_1} x v(x) \bar{v}_{FW} (t - \tau(x)) dx \\
 &- (x_g W - x_B B) \cos \theta \cos \phi - (z_g W - z_B B) \sin \theta
 \end{aligned}$$

Giermomentengleichung

$$\begin{aligned}
 N &= \frac{\rho}{2} L^5 [N'_r \dot{r} + N'_p \dot{p} + N'_{pq} pq + N'_{qr} qr + N'_{|r|} r|r|] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^4 [N'_p u p + N'_r u r + N'_v \dot{v}] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 [N'_* u^2 + N'_v u v + N'_{|v|R} v \sqrt{v^2 + w^2}] \\
 &+ \frac{\rho}{2} L^3 [N'_{\delta R} u^2 \delta_R + N'_{\delta R \eta} u^2 \delta_R \left(\eta - \frac{1}{C} \right) C] \\
 &- \frac{\rho}{2} C_d \int_L x h(x) v(x) \sqrt{[v(x)]^2 + [w(x)]^2} dx \\
 &- \frac{\rho}{2} L \bar{C}_L \int_{x_2}^{x_1} x w(x) \bar{v}_{FW}(t - \tau(x)) dx \\
 &+ (x_g W - x_B B) \cos \theta \sin \phi - (y_g W - y_B B) \sin \theta
 \end{aligned}$$

Kinematische Beziehungen

$$\dot{\phi} = p + \dot{\psi} \sin \theta$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi$$

$$\dot{\psi} = \frac{r \cos \phi + q \sin \phi}{\cos \theta}$$

$$\begin{aligned}
 \dot{x}_0 &= u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\sin \phi \sin \psi \\
 &\quad + \cos \phi \sin \theta \cos \psi)
 \end{aligned}$$

$$\dot{y}_0 = u \cos \theta \sin \psi + v (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi)$$

$$\dot{z}_0 = -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \psi$$

$$U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$$

$$x_2 = \begin{cases} x_{AP} & \text{für } |\beta| \leq \beta_{ST} \\ x_1 - (x_1 - x_{AP})(S_1 + S_2 |\beta|) & \text{für } x_{AP} \text{ für } |\beta| > \beta_{ST} \end{cases}$$

Anhang E: Herleitungen

E.1 Beziehung zwischen a_H und CSH-Interferenzen

Die Erhöhung der Querkraft Y im Fahrzeug-KOS bzgl. der Querkraft der Steuerfläche Y_{CS} aufgrund der Wechselwirkung mit dem Rumpf lässt sich für die CSH-Interferenz mit der Querkraft $Y_{CS_{iso}}$ an einer isolierten CS bei Anstellung wie folgt herleiten:

$$Y_{CS(H)} = k_{CS(H)} \cdot Y_{CS_{iso}} \quad (9.32)$$

mit $a_H = f(Y_{CS(H)})$

$$\begin{aligned} Y_{CS(H)} + Y_{CS(H)} &= Y_{CSH} \\ &= Y_{CS(H)} \cdot (1 + a_H) \\ &= Y_{CS_{iso}} \cdot k_{CSH} \\ &= Y_{CS_{iso}} \cdot (k_{CS(H)} + k_{H(CS)}), \end{aligned} \quad (9.33)$$

und somit folgt:

$$\begin{aligned} k_{H(CS)} &= \frac{Y_{CS(H)}(1 + a_H) - Y_{CS(H)}}{Y_{CS_{isoliert}} Y_{CS_{iso}}} \\ &= \frac{Y_{CS_{iso}} \cdot k_{CS(H)} \cdot a_H}{Y_{CS_{iso}}} \\ &= k_{CS(H)} \cdot a_H \end{aligned} \quad (9.34)$$

Anhang F: CFD- und Versuchsergebnisse

F.1 SV: CS-Verstellung

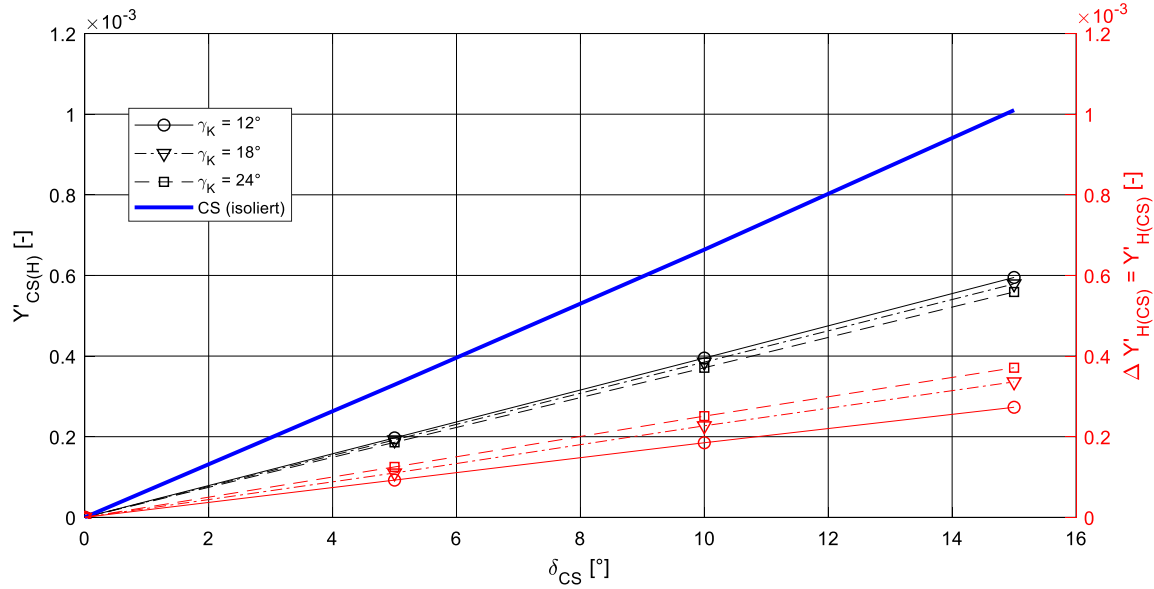


Abb. F.1: Querkraftbeiwerte $Y'_{CS(H)}$ der CS unter Einfluss des Rumpfs sowie Anteil $Y'_{H(CS)}$ der Querkraftzunahme am Rumpf durch die CS für das Heck bei Verstellung der CS

F.2 SV: Schräganströmung

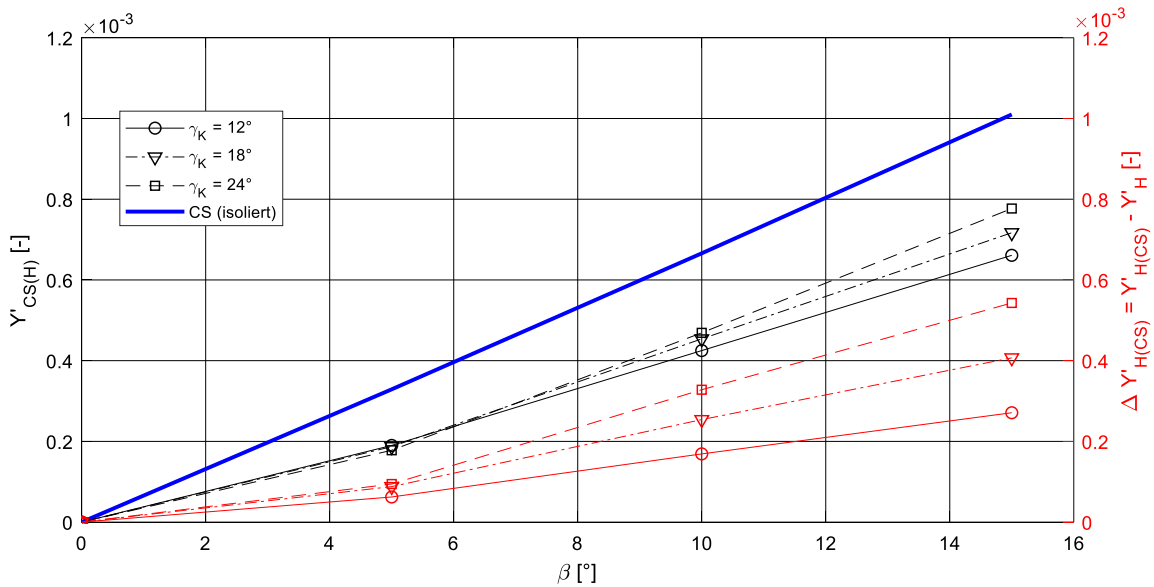


Abb. F.2: Querkraftbeiwerte $Y'_{CS(H)}$ der CS unter Einfluss des Rumpfs sowie Anteil $Y'_{H(CS)}$ der Querkraftzunahme am Rumpf durch die CS für das Heck bei Schräganströmung

F.3 CV: CS-Verstellung

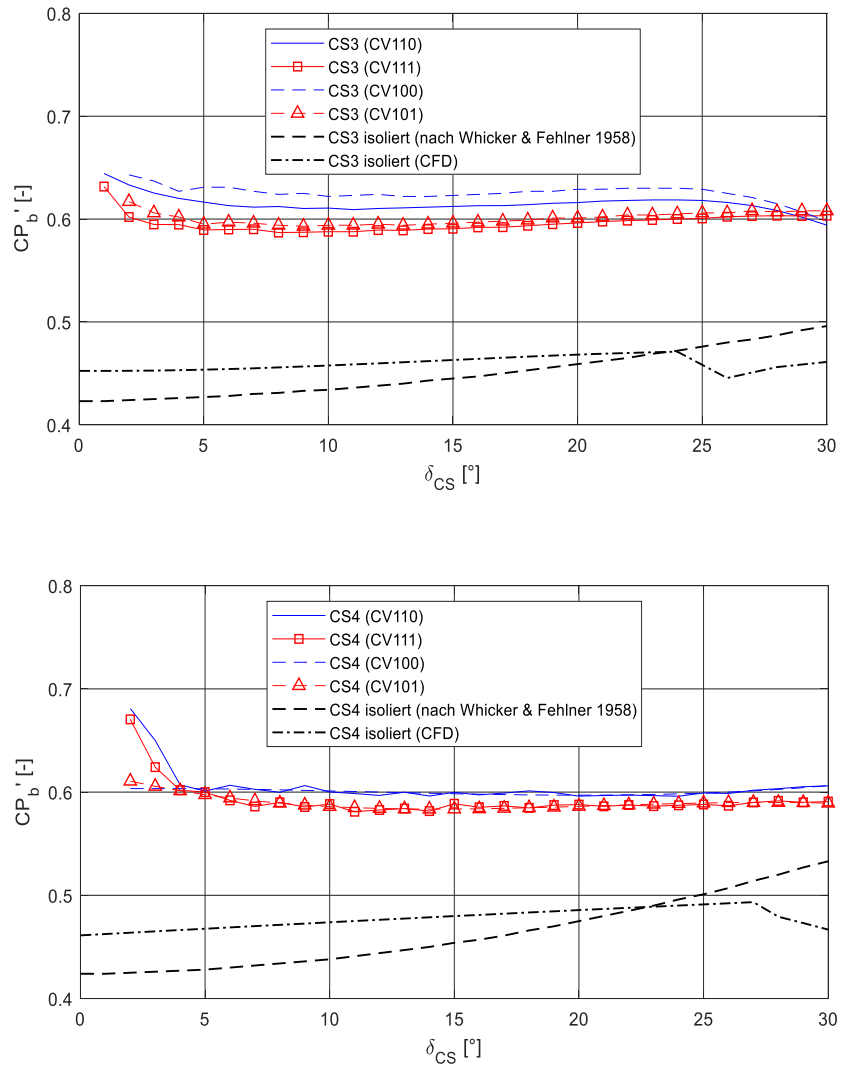


Abb. F.3: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs bei Verstellung der CS (K-K)

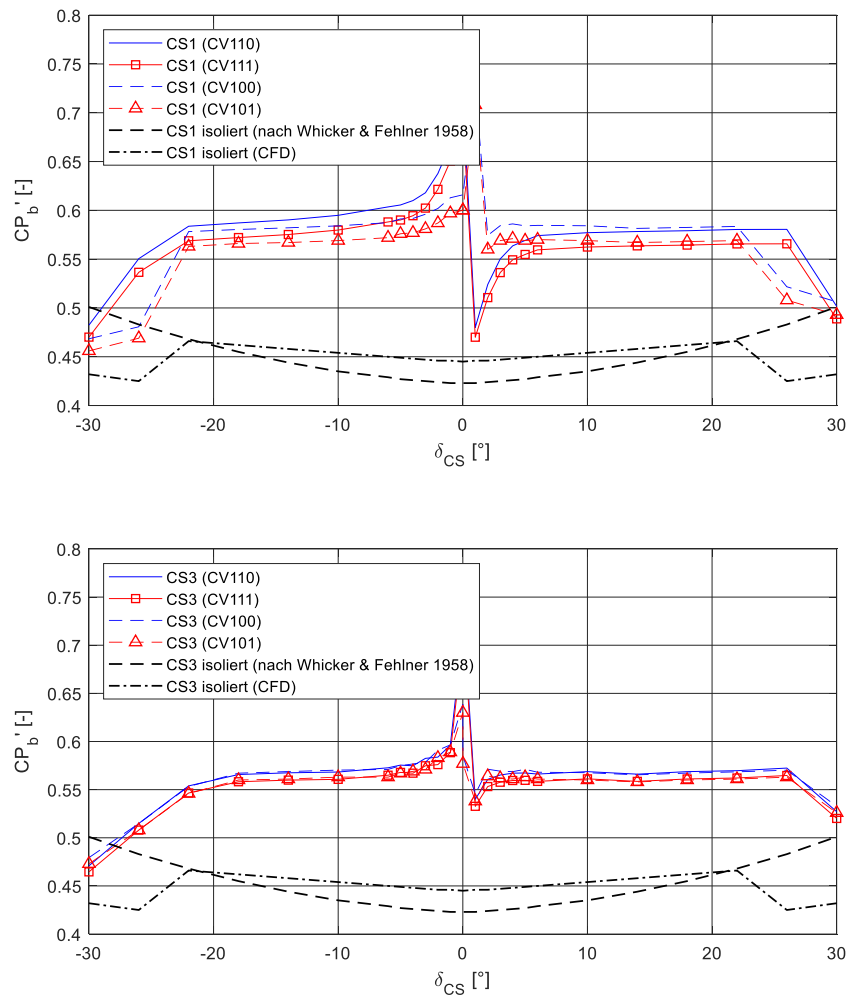


Abb. F.4: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs bei Verstellung der CS (X-K)

F.4 CV: Schräganströmung

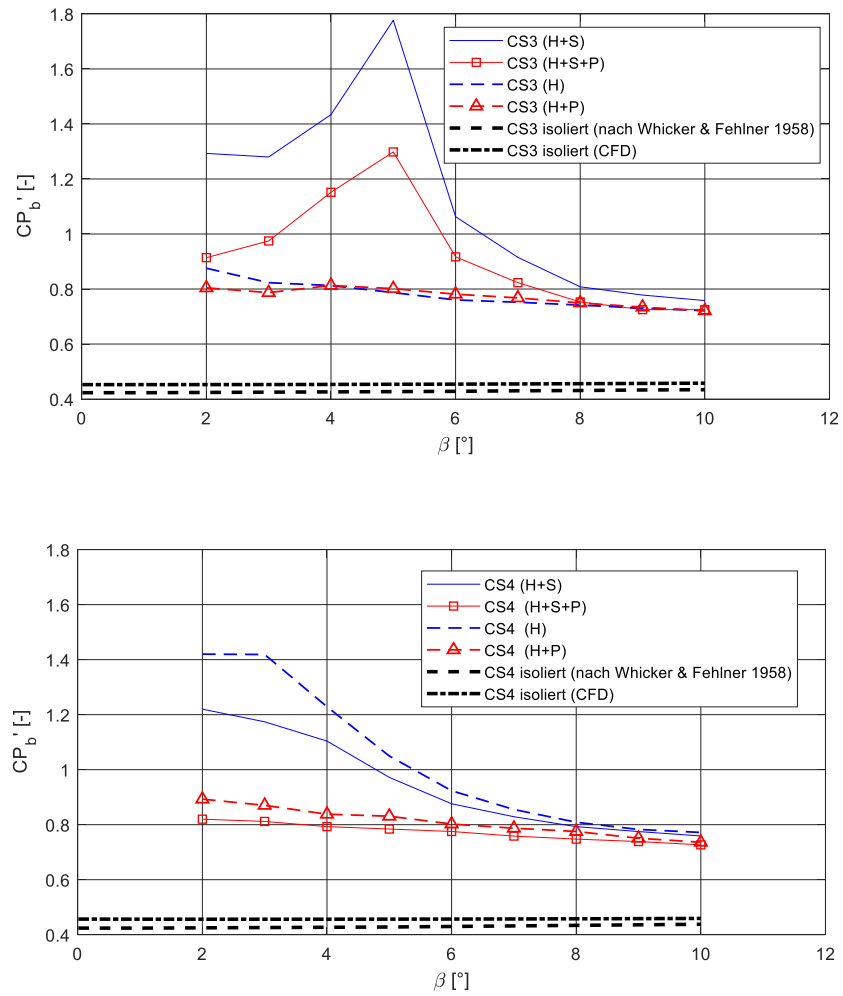


Abb. F.5: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs abhängig vom Driftwinkel (K-K)

Anhang F: CFD- und Versuchsergebnisse

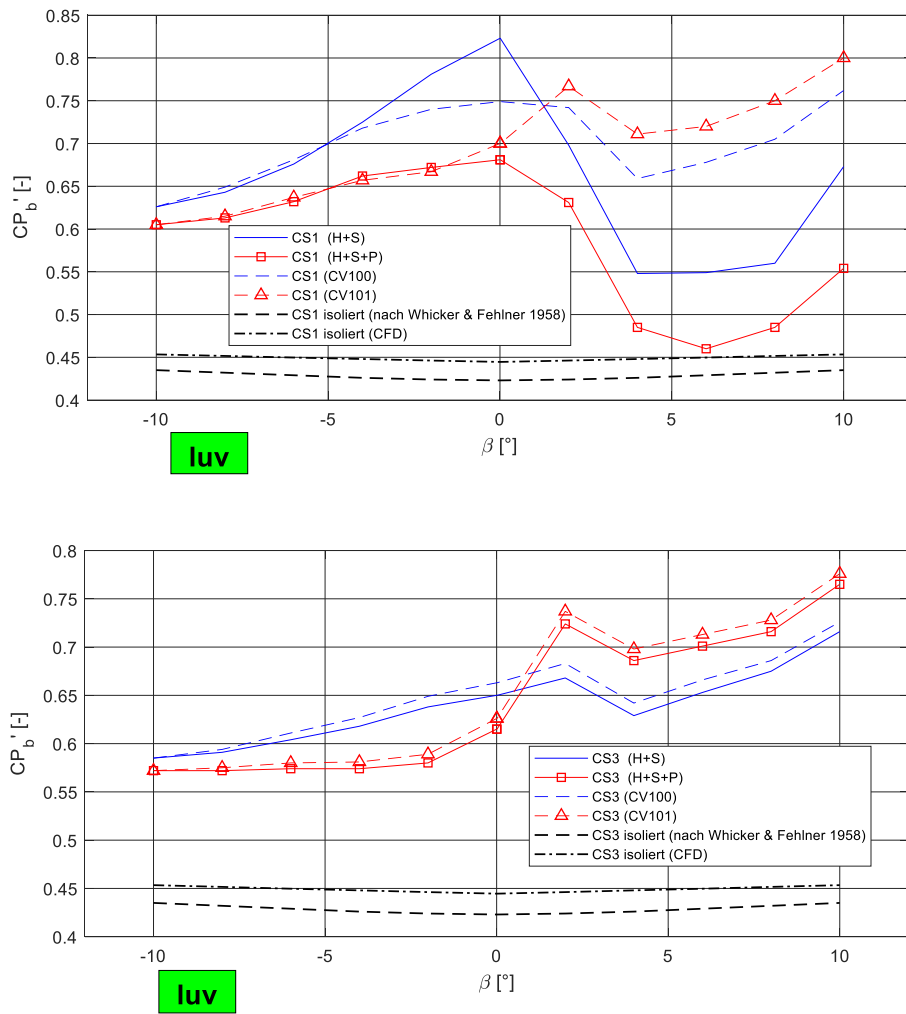


Abb. F.6: Druckpunkte CP_b in Spannweitenrichtung an den CS unter Einfluss des Rumpfs abhängig vom Driftwinkel (X-K)

F.5 CV: CS-isoliert für die Kreuz-Konfiguration (K-K)

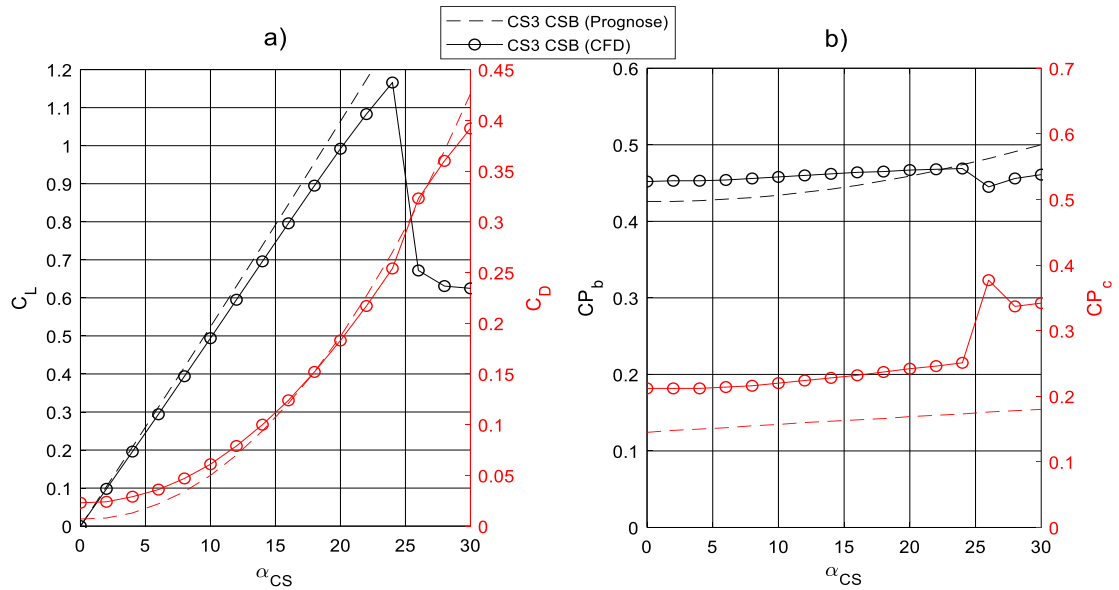
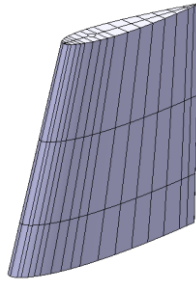


Abb. F.7: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS3 der K-K: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]

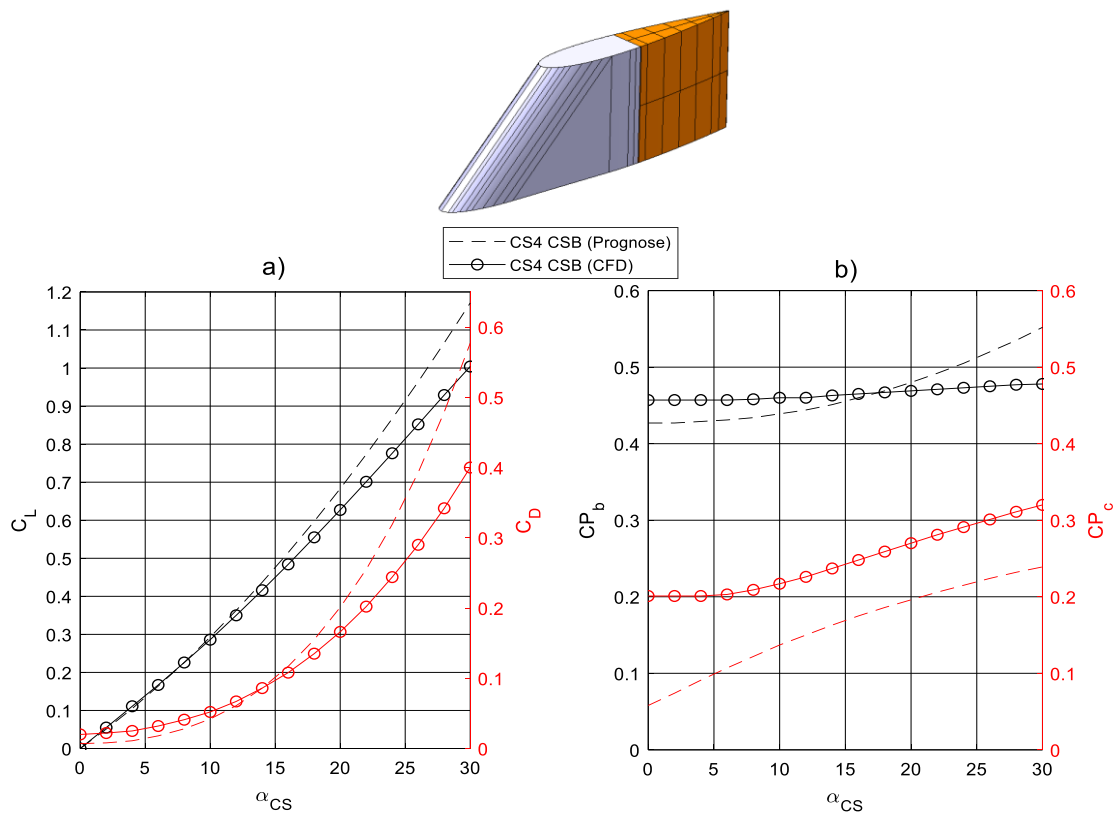


Abb. F.8: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS4 der K-K: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]

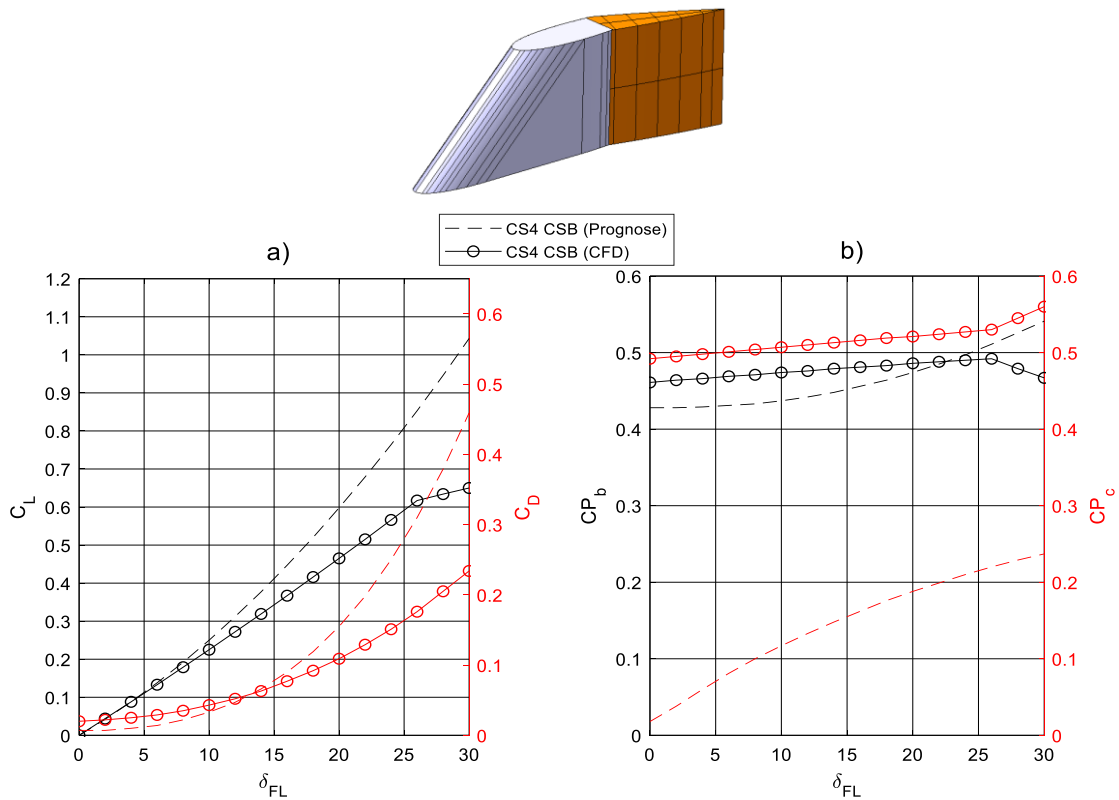


Abb. F.9: Numerisch ermittelte Werte für die isolierte CS4 der K-K bei Verstellung der Klappe: a) Auftriebs- und Widerstandscharakteristik und b) Druckpunktlagen im Vergleich zur Prognose nach [1]