

Instationäres aerodynamisches Verhalten einer bewegten Störklappe

Sven Geisbauer

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

Forschungsbericht 2022-19

Instationäres aerodynamisches Verhalten einer bewegten Störklappe

Sven Geisbauer

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik
Braunschweig

118 Seiten
79 Bilder
7 Tabellen
75 Literaturstellen



Herausgeber:

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e. V.
Wissenschaftliche Information
Linder Höhe
D-51147 Köln

ISSN 1434-8454
ISRN DLR-FB-2022-19
Erscheinungsjahr 2022

DOI: <https://doi.org/10.57676/k54f-e929>

Erklärung des Herausgebers

Dieses Werk ist unter einer Creative Commons Lizenz vom Typ Namensnennung – Nicht kommerziell – Keine Bearbeitung 3.0 Deutschland zugänglich  .

Um eine Kopie dieser Lizenz einzusehen, konsultieren Sie

<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/3.0/legalcode> oder wenden Sie sich brieflich an Creative Commons, Postfach 1866, Mountain View, California, 94042, USA.

Lizenz

 Creative Commons Lizenz vom Typ Namensnennung – Nicht kommerziell – Keine Bearbeitung 3.0 Deutschland

Aerodynamik, bewegte Störklappe, Spoiler, Simulation, Validierung, Experiment, instationär, Antwortverhalten, RANS, CFD-Verfahren TAU

Sven Geisbauer

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

Instationäres aerodynamisches Verhalten einer bewegten Störklappe

Technische Universität Braunschweig

In der vorliegenden Arbeit wurde untersucht, inwiefern numerische Verfahren zur Strömungssimulation auf Grundlage der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen in der Lage sind, das aerodynamische Antwortverhalten infolge einer bewegten Störklappe vorherzusagen. Neben der Erarbeitung einer geeigneten Simulationsstrategie stellt die Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes einen wesentlichen Bestandteil dieser Arbeit dar. Hierzu wurde auf Daten aus einem eigens durchgeführten Windkanalversuch zurückgegriffen, in dem statische und zeitaufgelöste Oberflächendrücke an einem Profil bei statischen und dynamischen Ausschlägen einer Störklappe gemessen wurden. Bei schrittweise gesteigerter Modellierungstiefe konnte der Simulationsansatz im Niedergeschwindigkeitsbereich erfolgreich validiert werden. Darauf aufbauend wurde rein numerisch untersucht, inwiefern sich die unter Windkanalbedingungen gewonnenen Erkenntnisse beim Übergang zu flugrelevanten Mach- und Reynoldszahlen sowie bei noch schnelleren Stellvorgängen übertragen lassen. Dabei konnte bei ausreichend hohem Stellbereich der Störklappe gezeigt werden, dass eine kritische Stellrate existiert, deren Überschreitung dazu führt, dass die transienten Auftriebsüberschwinger zunächst einbrechen und schließlich in Gänze verschwinden. Die in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse sind insbesondere dann von Relevanz, wenn die Steuerfläche möglichst schnell ausschlagen soll, beispielsweise um Lasten infolge atmosphärischer Störungen wie Böen abzumindern.

Aerodynamics, moving spoiler, simulation, validation, experiments, unsteady, response behavior, RANS, CFD code TAU
(Published in German)

Sven Geisbauer

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig

Unsteady aerodynamic behavior of a moving spoiler

Technical University Braunschweig

The present work aimed at investigating in how far the transient aerodynamic response due to a deflecting spoiler can be predicted with numerical methods based on solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. Apart from establishing an appropriate and robust simulation approach the verification and validation of this approach represents an essential part of this work. A dedicated wind tunnel experiment was conducted, in which static and time-resolved surface pressures were measured at an airfoil subject to static and dynamic deflections of a spoiler. By using the experimental data the numerical approach could be validated successfully under the prevailing low-speed wind tunnel conditions. Based on that, it was investigated in how far the findings gained under the validation conditions change when transitioning to typical flight Reynolds and Mach numbers or when addressing even faster spoiler deflections. Depending on the deflection angle it could be shown that there exists a critical deflection rate. Exceeding that rate first led to a reduction of the transient lift overshoots, followed by a total elimination. The findings gained in this work are of particular importance when a spoiler is subject to rapid deflections, for instance to counteract the loads due to atmospheric disturbances like gusts.

**TU Braunschweig – Niedersächsisches
Forschungszentrum für Luftfahrt**

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2022-17

**Instationäres aerodynamisches
Verhalten einer bewegten
Störklappe**

Sven Geisbauer

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe „NFL - Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

Instationäres aerodynamisches Verhalten einer bewegten Störklappe

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von:	Sven Geisbauer
aus (Geburtsort):	Püttlingen
eingereicht am:	13.01.2022
mündliche Prüfung am:	23.06.2022
Gutachter:	Prof. Dr.-Ing. C.-C. Rossow Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel

Instationäres aerodynamisches Verhalten einer bewegten Störklappe

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichere ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig angefertigt habe. Alle benutzten Hilfsmittel sind angegeben. Diese Arbeit ist bisher weder veröffentlicht, noch als Diplom- oder ähnliche Prüfungsarbeit, noch an einer anderen Hochschule eingereicht worden.

Braunschweig, im August 2022

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Gern Gierke', written in a cursive style.

Abstract

The present work aims at numerically investigating the aerodynamic behaviour of statically and dynamically deflected spoilers. The flow solver applied in this study has already been validated for a multitude of applications, however, none of which have focused on control surface aerodynamics. Hence, apart from establishing an appropriate and robust simulation approach, the verification and validation of this approach represents an essential part of this work. To achieve that experimental data were generated first by modifying a dedicated wind tunnel model and testing it in the low speed regime. These data were then used for comparison with the numerical results. The verification and validation consisted of several steps of increasing modeling depth and complexity, i. e. starting off with 2D-simulations, before switching over to 3D-simulations of static deflections until, finally, addressing ramp-type, dynamic deflections. Having successfully verified and validated the simulation approach, further numerical studies beyond the validation domain were performed. They focussed on investigating the physical cause for the characteristic time histories of force and moment coefficients and assessing the most relevant influential parameters when it comes to dynamic deflections. Furthermore, it was investigated if the findings gained under low speed wind tunnel conditions change when transitioning to typical flight Reynolds and Mach numbers.

In general, the applied simulation approach based on the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations proved to be accurate and well suited in predicting the surface pressure distribution due to static spoiler deflections. Even for dynamic deflections the transient response was predicted with a similarly high level of accuracy for angles of attack up to 5° and deflection angles up to 50° . All of the characteristic effects known from literature were well captured by the simulation. Furthermore, it could be shown for dynamic deflections that there apparently exists a critical deflection rate. Exceeding that rate ultimately led to an elimination of the transient lift overshoots if a certain threshold deflection angle was exceeded during deflection. Leaving wind tunnel conditions and heading towards typical flight conditions, it was shown that the Reynolds number does not affect the transient response due to a deflecting spoiler. For transonic condition, however, a strong interaction of the present shock wave and the deflecting spoiler could be observed, leading to a more sluggish response with longer time delays and decay time. The findings of this work are of particular interest when fast control surface deflections are of importance, for instance, to initiate certain flight manoeuvres or to counteract atmospheric disturbances like gusts.

Übersicht

Die vorliegende Arbeit widmet sich der Untersuchung des aerodynamischen Verhaltens einer statisch und dynamisch ausgeschlagenen Störklappe mit Hilfe eines numerischen Verfahrens zur Strömungssimulation. Das zugrunde liegende Simulationsverfahren wurde bislang bereits für eine Vielzahl von Anwendungsfällen validiert, für Anwendungen mit ausgefahrenen Störklappen, bei denen das Verhalten der Steuerfläche im Vordergrund steht, stand dieser Aspekt bislang allerdings aus. Neben der Erarbeitung einer geeigneten Simulationsstrategie stellt die Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes demzufolge einen wesentlichen Bestandteil dieser Arbeit dar. Hierzu war es zunächst erforderlich, experimentelle Vergleichsdaten zu generieren, was durch den Bau eines dedizierten Windkanalmodells und entsprechende Windkanalversuche im Niedergeschwindigkeitsbereich erreicht wurde. Die Verifikation und Validierung erfolgte mit schrittweise gesteigerter Modellierungstiefe und Komplexität, d. h. zunächst beginnend mit 2D-Simulationen, gefolgt von 3D-Simulationen an der statisch ausgeschlagenen Störklappe bis hin zu 3D-Simulationen von rampenartigen Ausfahrvorgängen. Nachdem das Verfahren erfolgreich verifiziert und validiert werden konnte, wurden über die Validierungsbedingungen hinausgehende numerische Studien zum Antwortverhalten bei Ausfahrvorgängen durchgeführt. Im Vordergrund stand hierbei die Frage, worin die strömungsphysikalischen Ursachen für die charakteristischen Zeitverläufe von Kraft- und Momentenbeiträgen bestehen und welches die relevanten dynamischen Stellgrößen sind. Zudem wurde untersucht, inwiefern sich die unter Windkanalbedingungen gewonnenen Erkenntnisse beim Übergang zu flugrelevanten Mach- und Reynoldszahlen verändern.

Grundsätzlich lässt sich festhalten, dass der gewählte Simulationsansatz auf Grundlage der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen in der Lage ist, die Oberflächendruckverteilung bei statischen Ausschlägen der Störklappe in guter bis sehr guter Übereinstimmung mit den experimentellen Daten wiederzugeben. Das transiente Antwortverhalten bei dynamischen Ausschlägen konnte für Anstellwinkel bis 5° und Stellwinkel bis 50° ebenfalls quantitativ gut bis sehr gut wiedergegeben werden. Alle bereits aus der Literatur bekannten charakteristischen Effekte ließen sich mit dem Simulationsansatz reproduzieren. Zusätzlich konnte im Rahmen dieser Arbeit gezeigt werden, dass bei Ausfahrvorgängen offenbar eine kritische Stellrate existiert, deren Überschreitung dazu führt, dass die transienten Auftriebsüberschwinger komplett verschwinden. Hierzu muss allerdings ein gewisser Mindeststellwinkel erreicht werden. Beim Übergang zu Flugbedingungen stellte sich heraus, dass die Reynoldszahl keinen merklichen Einfluss auf das Antwortverhalten hat. Hinsichtlich des Verhaltens in transsonischer Strömung konnte gezeigt werden, dass die dann auftretende Wechselwirkung zwischen ausfahrender Störklappe und Verdichtungsstoß unterm Strich dazu führt, dass das Antwortverhalten insgesamt träger ist, d. h. Tot- und Abklingzeiten erhöhen sich. Die in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse sind insbesondere dann von Relevanz, wenn die Steuerfläche möglichst schnell ausschlagen soll, beispielsweise um bestimmte Flugmanöver ein- bzw. auszuleiten oder um Lasten infolge atmosphärischer Störungen, wie Böen, abzumildern.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand im Zeitraum von 2014–2022 und wäre ohne Unterstützung aus dem beruflichen und privaten Umfeld nicht möglich gewesen.

Mein ganz besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr. Cord-Christian Rossow, Direktor des DLR Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik in Braunschweig, der die Arbeit betreut hat und mich von Beginn an umfassend unterstützt hat. Der Austausch mit ihm hat ganz wesentlich dazu beigetragen, die Motivation aufrecht zu erhalten und diese Arbeit zu einem erfolgreichen Abschluss zu bringen.

Weiterhin bedanke ich mich bei Herrn Prof. Dr. Rolf Radespiel, Leiter des Instituts für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig, für die Unterstützung der Arbeit und für die Übernahme der Rolle des Zweitgutachters.

Mein Dank gilt ebenfalls Herrn Prof. Dr. Peter Horst, ehemaliger Leiter des Instituts für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, für die Übernahme des Vorsitzes der Promotionskommission.

Ich danke meinem Abteilungsleiter Herrn Dr. Olaf Brodersen, der mir jederzeit mit Rat und Tat zur Seite stand und zugleich die nötigen Freiräume geschaffen hat, um diese Arbeit vorantreiben und abschließen zu können.

Mein weiterer Dank gilt meinem Kollegen Herrn Dr. Jochen Wild, auf dessen Expertise ich beim Umbau des Windkanalmodells sowie in der Vor- und Nachbereitung des Windkanalexperiments zurückgreifen konnte und mit dem ich viele anregende fachliche Diskussionen führen durfte.

Ebenfalls bedanke ich mich bei meinem Kollegen Herrn Dr. Andreas Schütte, der mir die Möglichkeit gegeben hat, die Inhalte dieser Arbeit seit 2014 in Projekten unter seiner Leitung zu verwirklichen und der mir insbesondere in der letzten Phase der Arbeit mit Rat und Tat zur Seite stand.

Ich danke Herrn Thomas Löser (DNW-NWB) für dessen Unterstützung bei Vorbereitung, Durchführung und Nachbereitung des Windkanalexperiments.

Die angenehme Arbeitsatmosphäre und der kollegiale Austausch im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik haben ebenfalls einen großen Anteil am erfolgreichen Abschluss dieser Arbeit. Ganz besonders möchte ich mich bei den folgenden aktuellen und ehemaligen Kolleginnen und Kollegen bedanken, die mich durch anregende fachliche Diskussionen, konkrete technische Hilfestellung oder regelmäßigen kollegialen Austausch in der Durchführung dieser Arbeit unterstützt oder zur Aufrechterhaltung meiner Motivation beigetragen haben: Niko Bier, Dr. Vlad Ciobaca, Gunnar Einarsson, Dr. Dirk Franke, Dr. Anna Gebhardt, Jochen Kirz, Dr. Carsten Lenfers, Dr. Axel Raichle, Arno Ronzheimer und Frank Spiering.

All dies wäre ohne familiären Rückhalt nicht möglich gewesen. Mein größter Dank gilt daher meiner wundervollen Ehefrau Annika, für ihr Verständnis und die Rücken- deckung in all den Jahren sowie unseren bezaubernden Kindern Carlotta, Louisa und Theresa.

Braunschweig, im August 2022



Inhaltsverzeichnis

Vorwort	ix
Bezeichnungen	xiii
Abbildungsverzeichnis	xv
Tabellenverzeichnis	xix
1 Einleitung	1
1.1 Stand der Forschung	3
1.1.1 Experimentelle Untersuchungen	3
1.1.2 Numerische Untersuchungen	6
1.2 Motivation und Zielsetzung	9
1.3 Vorgehensweise	10
2 Grundlagen	11
2.1 Aufgaben und aerodynamisches Verhalten von Spoilern	11
2.1.1 Spoiler zur Manöver- und Böenlastabminderung	13
2.1.2 Aerodynamisches Verhalten eines Spoilers	14
2.2 Simulationsansatz	16
2.2.1 Lösen der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen	17
2.2.2 Netzgenerierungsstrategie	18
2.2.3 Berechnung der lokalen Schnittlasten	21
3 Experimentelle Untersuchung der Aerodynamik von Spoilern	23
3.1 Geometrie und Referenzexperiment	23
3.2 Einbau und Instrumentierung	24
3.3 Messunsicherheiten	27
3.4 Korrektur der Windkanaldaten	28
3.4.1 Korrekturverfahren im DNW-NWB	29
3.4.2 Korrekturverfahren bei abgelöster Strömung	30
3.5 Integration der Druckdaten	32

3.5.1	Einfluss der Drucksignalquelle auf Beiwerte	33
4	Verifikation und Validierung für Spoileranwendungen	35
4.1	Verifikations- und Validierungsansatz	36
4.2	Korrektur der Simulationsdaten	37
4.3	2D-Voruntersuchungen	38
4.3.1	Hintergründe	38
4.3.2	Ergebnisse	38
4.4	3D-Simulationen von statischen Spoilerausschlägen	40
4.4.1	Einfluss der räumlichen Diskretisierung	40
4.4.2	Einfluss des Turbulenzmodells	43
4.4.3	Einfluss des Simulationsansatzes	50
4.4.4	Einfluss des Chimera-Netzes	53
4.5	3D-Simulationen von Spoilerausfahrtvorgängen	58
4.5.1	Einfluss der zeitlichen Diskretisierung	59
4.5.2	Einfluss des Konvergenzkriteriums	61
4.5.3	Einfluss der Stellzeit bei Ausfahrtvorgängen auf $\delta = 30^\circ$	62
4.5.4	Einfluss des Bewegungsprofils des Spoilers	68
4.5.5	Einfluss des Stellwinkels	68
4.5.6	Einfluss des Anstellwinkels beim Ausfahrtvorgang auf $\delta = 30^\circ$	71
5	Numerische Analyse des Antwortverhaltens von Spoilern	75
5.1	Einfluss der Stellzeit	75
5.1.1	Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$	76
5.1.2	Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$	77
5.1.3	Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$	79
5.1.4	Einfluss auf die Auftriebsüberhöhung	80
5.1.5	Einfluss auf das Abklingverhalten	86
5.2	Einfluss der Stellrate	89
5.3	Einfluss der Reynoldszahl	90
5.4	Einfluss der Machzahl	93
5.4.1	Eingefahrener Spoiler	95
5.4.2	Statisch ausgefahrener Spoiler	97
5.4.3	Dynamisch ausgefahrener Spoiler	99
6	Zusammenfassung und Ausblick	105
	Literaturverzeichnis	113

Bezeichnungen

Lateinische Formelzeichen

A	[m ²]	Querschnitt der Windkanalmessstrecke
b	[m]	Spannweite
c_a	[-]	Lokaler Auftriebsbeiwert 2D
c_A	[-]	Auftriebsbeiwert
\vec{c}_f	[-]	Vektor des Reibungsbeiwertes
c_m	[-]	Lokaler Nickmomentenbeiwert 2D
c_M	[-]	Nickmomentenbeiwert
c_p	[-]	Druckbeiwert
c_{pb}	[-]	Mittlerer Druckbeiwert auf der Oberfläche stromab des Spoilers
$c_{p,krit}$	[-]	Kritischer Druckbeiwert für $Ma = 1$
c_w	[-]	Lokaler Widerstandsbeiwert 2D
c_W	[-]	Widerstandsbeiwert
H	[m]	Wandabstand in Auftriebsrichtung in der Messstrecke
H_P	[m]	Gesamthöhe der Prismenschicht
l	[m]	Profiltiefe
Ma_∞	[-]	Anströmmachzahl
Ma_C	[-]	Reiseflugmachzahl
Ma_{MO}	[-]	Maximale Reiseflugmachzahl
Ma_D	[-]	Dive-Machzahl
N	[-]	Gesamtanzahl an Prismenschichten
p_∞	[N/m ²]	Statischer Druck in freier Anströmung
q	[-]	Streckungsfaktor in der Prismennetzgenerierung
q_∞	[N/m ²]	Staudruck der Anströmung
Re_l	[-]	Reynoldszahl bezogen auf Profiltiefe l
S	[m ²]	Referenzfläche
t	[s]	Zeit
t_{adv}	[s]	Zeitpunkt der max. Auftriebsüberhöhung
t_d	[s]	Totzeit, Beginn der Auftriebsreduktion
t_s	[s]	Zeit bis 90% des quasistationären Zustands erreicht sind
t_{stell}	[s]	Stellzeit
t_{stell}^*	[-]	Dimensionslose Stellzeit
u_∞	[m/s]	Anströmgeschwindigkeit
x, y, z	[m]	Kartesische Koordinaten
y_1	[m]	Wandabstand des ersten Netzpunktes von der Oberfläche
y^+	[-]	Dimensionslose Höhe der ersten Prismenschicht

Griechische Formelzeichen

α	[°]	Anstellwinkel
δ	[°]	Stellwinkel
$\dot{\delta}$	[°/s]	Stellrate
Δt	[s]	Diskrete Zeitschrittweite
Δt^*	[-]	Dimensionslose Zeitschrittweite
ϵ	[-]	Gesamtblockierungsfaktor
ϵ	[-]	Schwankungsbreite einer Größe innerhalb des Konvergenzkriteriums
θ	[-]	Blockierungsfaktor bei Umströmung stumpfer Körper
κ	[-]	Isentropenexponent
Λ	[-]	Streckung
ν	[m ² /s]	Kinematische Viskosität
ρ	[kg/m ³]	Dichte
$\vec{\tau}_w$	[N/m ²]	Vektor der Wandschubspannung
φ	[°]	Flügelpfeilung

Subskripte

adv	Adverse
c	Korrigierte Größe
DB	Druckbohrung
final	Quasistationärer Zustand
iD	Instationärer Druckaufnehmer
Sp	Größen des Spoilers
∞	Größen der freien Anströmung

Abkürzungen

CKK	<u>C</u> auchy- <u>K</u> onvergenz <u>k</u> riterium
DMS	<u>D</u> ruck <u>m</u> ess <u>s</u> chnitt
DNW	<u>D</u> eutsch- <u>N</u> iederländische <u>W</u> indkanäle
EASA	<u>E</u> uropean Union <u>A</u> viation <u>S</u> afety <u>A</u> gency
EEA	<u>E</u> uropean <u>E</u> nvironment <u>A</u> gency
FS	<u>F</u> ull <u>S</u> cale, Nennmessbereich
GLA	<u>G</u> ust <u>L</u> oad <u>A</u> lleivation, Böenlastabminderung
LES	<u>L</u> arge <u>E</u> ddy <u>S</u> imulation
MLA	<u>M</u> aneuver <u>L</u> oad <u>A</u> lleivation, Manöverlastabminderung
NWB	<u>N</u> iedergeschwindigkeits- <u>W</u> indkanal <u>B</u> raunschweig der DNW
RSM	<u>R</u> eynolds- <u>S</u> pannungs <u>m</u> odell
SA	<u>S</u> palart- <u>A</u> llmaras Turbulenzmodell
SPR	<u>S</u> tereo <u>P</u> attern <u>R</u> ecognition Visualisierungstechnik
SST	<u>S</u> hear <u>S</u> tress <u>T</u> ransport Turbulenzmodell
WVM	<u>W</u> irbelviskositäts <u>m</u> odell

Abbildungsverzeichnis

1.1	Entwicklung des weltweiten Luftverkehrsaufkommens seit den 1980er Jahren.	1
2.1	Primär- und Sekundärsteuerflächen am DLR-Forschungsflugzeug ATRA.	12
2.2	Wirksamkeit des Spoilers in Abhängigkeit des Böentyps.	14
2.3	Transienter Auftriebsverlauf infolge Spoilerausschlag.	15
2.4	Vergleich der Netzgenerierungsansätze am Beispiel eines um $\delta = 30^\circ$ ausgeschlagenen Spoilers.	18
2.5	Einfluss des Lochschneidealgorithmus an der betrachteten Flügel-Spoiler-Konfiguration.	20
3.1	Mittelschnitt des DLR-F15DS Modells mit Spoiler.	24
3.2	CAD-Modell des Windkanalaufbaus.	25
3.3	Vertikal eingebautes Modell im Windkanal, Blick in Strömungsrichtung.	26
3.4	Einfluss des im Windkanal genutzten Korrekturverfahrens auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler. Zusätzlich ist die Messgenauigkeit eines jeden Sensors angegeben.	29
3.5	Einfluss des Korrekturverfahrens nach Kap. 3.4 auf das Simulationsergebnis. Dargestellt ist ein Vergleich zwischen unkorrigierten und korrigierten Anströmparametern für den Fall $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 10^\circ$ nach Tab. 3.2.	32
3.6	Verteilung der Druckbohrungen am Flügelmittelschnitt mit Spoiler.	33
3.7	Einfluss der zur Integration verwendeten Drucksensoren auf die lokalen Kraft- und Momentenbeiwerte. Dargestellt ist die Differenz der Beiwerte resultierend aus den Druckbohrungen (DB) zu jenen, die aus den instationären Druckaufnehmern (iD) stammen.	34
4.1	Untersuchte Spoilerwinkel.	35
4.2	Darstellung des Verifikations- und Validierungsansatzes.	36
4.3	Einfluss der nachträglichen Referenzdruckkorrektur auf das CFD-Ergebnis bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.	37
4.4	Einfluss des Simulationsansatzes bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$	39

4.5	Einfluss des Simulationsansatzes auf die effektive Anströmung bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$. Als optische Referenz ist die Profilschne in rot eingezeichnet.	40
4.6	Netzeinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$. Zum besseren Verständnis des c_p -Verlaufs ist im eingebetteten Bildausschnitt zusätzlich der Konturverlauf am ausgefahrenen Spoiler dargestellt.	42
4.7	Netzeinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 50^\circ$	42
4.8	Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 10^\circ$	44
4.9	Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 10^\circ$	44
4.10	Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$	45
4.11	Einfluss des Turbulenzmodells auf die Größe der druckinduzierten Ablöseblase an der Spoilerscharnierlinie bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$	46
4.12	Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$	47
4.13	Größenvergleich der Ablöseblasen vor dem Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$	48
4.14	Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 50^\circ$	49
4.15	Typischer Stromlinienverlauf bei ausgeschlagenem Spoiler, hier dargestellt bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$	50
4.16	Einfluss des Simulationsansatzes auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$	51
4.17	Einfluss des Simulationsansatzes auf die Strömungstopologie in Spoilernähe bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$	51
4.18	Verlauf des Druckbeiwertes im Spoilernachlauf („base pressure“) in Abhängigkeit des Spoilerwinkels bei $\alpha = 0^\circ$ und 10°	53
4.19	Schematische Darstellung der beim Chimera-Netz aufzulösenden Spalte zwischen Flügel und Spoiler.	54
4.20	Chimera-Netzeinfluss auf die Druckverteilung am Spoiler und Darstellung des lokalen Strömungsfeldes im Spaltbereich bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$, aus stationärer Simulation.	55
4.21	Einfluss des Netzgenerierungsansatzes auf den zeitlich gemittelten Stromlinienverlauf im Mittelschnitt bei $\alpha = 0^\circ$	55
4.22	Chimera-Netzeinfluss auf die Druckverteilung am Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$, aus stationärer Simulation.	57
4.23	Blick auf die Spoilerscharnierlinie im experimentellen Aufbau. Die Scharnierspalte sind deutlich zu erkennen.	57
4.24	Schematische Darstellung des Stellwinkel-Zeit-Verlaufs und der charakteristischen Zeiten eines Spoiler-Ausfahrvorgangs.	59
4.25	Einfluss der Zeitschrittweite auf das Antwortverhalten bei einem Ausfahrvorgang von $\delta = 0$ auf $29,6^\circ$ in $t_{\text{stell}} = 60$ ms.	61
4.26	Antwortverhalten für einen langsamen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 250 ms ($t_{\text{stell}}^* = 28,9$) bei $\alpha = 0^\circ$	64
4.27	Antwortverhalten für einen moderaten Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 125 ms ($t_{\text{stell}}^* = 14,5$) bei $\alpha = 0^\circ$	65

4.28	Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$	66
4.29	Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $9,5^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$	69
4.30	Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $49,3^\circ$ in 80 ms ($t_{\text{stell}}^* = 9,3$) bei $\alpha = 0^\circ$	70
4.31	Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 5^\circ$	72
4.32	Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 10^\circ$	73
5.1	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.	77
5.2	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.	78
5.3	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.	79
5.4	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf die Auftriebsüberhöhung $\Delta c_{a,\text{adv}}$	80
5.5	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf den Stellwinkel δ_{adv} zum Zeitpunkt der maximalen Auftriebsüberhöhung.	81
5.6	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf den Zeitpunkt mit maximaler Auftriebsüberhöhung t_{adv} sowie die Totzeit t_d	82
5.7	Instantanes Strömungsfeld zum Zeitpunkt t_{adv} beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ in Abhängigkeit der Stellzeit.	83
5.8	Instantane Druckverteilung zum Zeitpunkt t_{adv} in Abhängigkeit der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 10^\circ$	84
5.9	Instantane Druckverteilung zum Zeitpunkt t_{adv} in Abhängigkeit der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 30^\circ$	84
5.10	Einfluss der Stellzeit auf das Abklingverhalten des Auftriebs zu den Zeitpunkten $t/t_{\text{stell}} = 1$ und $t/t_{\text{stell}} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{a,\text{final}}$	86
5.11	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Abklingverhalten der Widerstands zu den Zeitpunkten $t/t_{\text{stell}} = 1$ und $t/t_{\text{stell}} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{w,\text{final}}$	87
5.12	Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Abklingverhalten des Nickmoments zu den Zeitpunkten $t/t_{\text{stell}} = 1$ und $t/t_{\text{stell}} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{m,\text{final}}$	88
5.13	Einfluss der normierten Stellrate auf die Auftriebsüberhöhung.	90
5.14	Einfluss der Netzadaption auf die lokale y^+ -Verteilung am Flügel bei $Re_l = 48$ Mio.	91
5.15	Einfluss der Reynoldszahl auf die Beiwerte der Clean-Konfiguration bei $\alpha = 0^\circ$. Die Simulation unter Validierungsbedingungen erfolgte auf einem nichtadaptierten Netz.	92

5.16	Einfluss der Reynoldszahl auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$	93
5.17	Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.	95
5.18	Stromlinienverlauf im Spalt zwischen Flügel und eingefahrenem Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$, hier exemplarisch bei $Ma_\infty = 0,2$	96
5.19	Einfluss der Machzahl auf den Reibungsbeiwert in x -Richtung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.	96
5.20	Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und einem statisch auf $\delta = 30^\circ$ ausgefahrenen Spoiler.	98
5.21	Wandstromlinien auf der Oberfläche bei $Ma_\infty = 0,8$, $\delta = 30^\circ$ und $\alpha = 0^\circ$	98
5.22	Einfluss der Machzahl auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $\alpha = 0^\circ$	100
5.23	Einfluss des Spoilerwinkels auf Druckverteilung, Stoßlage und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $Ma_\infty = 0,8$ und $\alpha = 0^\circ$	102
5.24	Einfluss des Spoilerwinkels auf Druckverteilung, Stoßlage und Wandstromlinien auf der Flügelunterseite beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $Ma_\infty = 0,8$ und $\alpha = 0^\circ$. Die schwarze Linie stellt die Lage des Spoilermittelschnittes dar.	103

Tabellenverzeichnis

3.1	Abschätzung des Messfehlers der verwendeten Drucksensoren bei $Ma_\infty = 0,2$, entnommen aus [1].	28
3.2	Einfluss eines kombinierten Korrekturansatzes bei $Ma_\infty = 0,2$	31
4.1	Netzgenerierungsparameter zur Erzeugung einer Netzfamilie.	41
4.2	Zusammenhang zwischen Zeitschrittweite, Bewegungsauflösung $\Delta\delta$, erforderlicher Anzahl an Zeitschritten und Simulationsdauer für einen Ausfahrvorgängen auf $29,6^\circ$ in $t_{\text{stell}} = 60$ ms.	60
4.3	Variation der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 29,6^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,2$ und $\alpha = 0^\circ$	62
5.1	Untersuchte Stellzeiten und mittlere Stellraten. Zum Vergleich: die maximale Stellrate in der Validierung lag bei 616° s^{-1} . Die dimensionslose Stellzeit t_{stell}^* berechnet sich nach Gl. (2.1) auf S. 15, die normierte Stellrate $\bar{\delta}^*$ nach Gl. (5.1) auf S. 89.	76
5.2	Randbedingungen für die Ausfahrsimulationen auf $\delta = 29,6^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ in Abhängigkeit der jeweiligen Anströmmachzahl.	99

1 Einleitung

Einer Studie der International Civil Aviation Organization [2] zufolge hat sich die Zahl der im kommerziellen Luftverkehr weltweit zurückgelegten Passagierkilometer im Zeitraum von 2003 bis 2013 um durchschnittlich 6% pro Jahr erhöht. Seit 1986 hat sich dieses Aufkommen in etwa alle 15 Jahre verdoppelt [3]. Die beiden großen Flugzeughersteller Airbus und Boeing gehen in ihren jeweiligen Marktausblicken [4,5] bis 2038 von einer jährlichen Wachstumsrate von 4,3% bzw. 4,0% aus. Das weltweite Luftverkehrsaufkommen soll sich diesen Studien zufolge innerhalb der nächsten 20 Jahre mehr als verdoppeln. Um diesem Wachstum gerecht zu werden, erwarten die Hersteller einen Bedarf von ca. 39.000 (Airbus) bzw. 43.000 (Boeing) neuen Flugzeugen. Die Auswirkungen der Corona-Pandemie ab Anfang 2020 sind darin allerdings noch unberücksichtigt.

Mitte 2020, ca. ein halbes Jahr nach Beginn der Pandemie, ging Boeing davon aus, dass es voraussichtlich drei Jahre dauern wird, bis die Verkehrszahlen wieder das Vorkrisenniveau aus dem Jahre 2019 erreichen werden. Die Erfahrungen aus der Vergangenheit haben bislang immer wieder gezeigt, dass externe Störeinflüsse wie Wirtschaftskrisen, bewaffnete Konflikte oder regionale Epidemien das Wachstum im Luftverkehr nur kurzzeitig beeinträchtigt haben, **Abb. 1.1**.

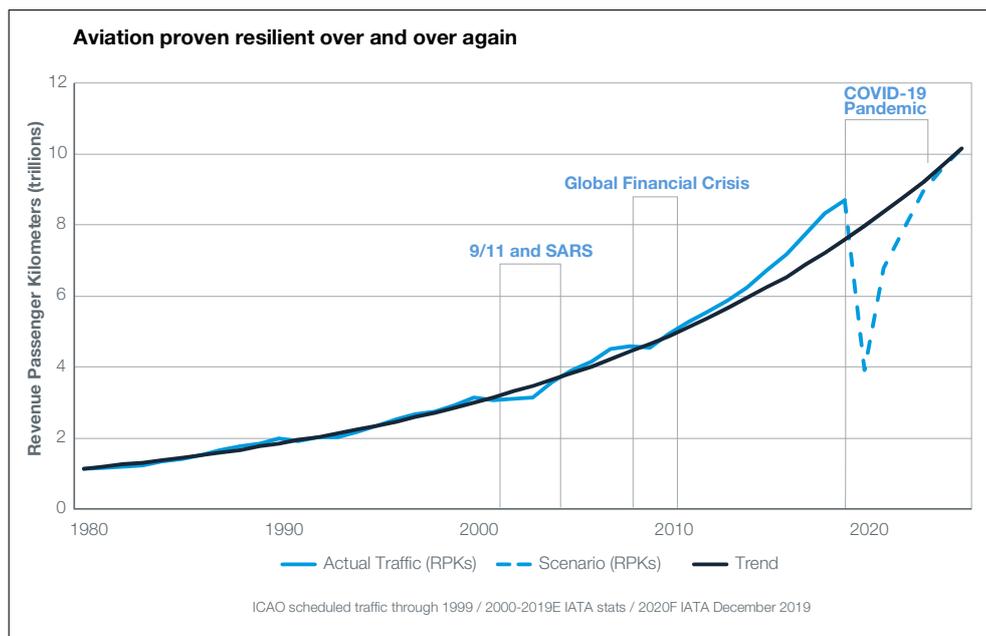


Abbildung 1.1: Entwicklung des weltweiten Luftverkehrsaufkommens seit den 1980er Jahren. (Quelle: Boeing [5]).

Inwiefern dies auch nach der Corona-Pandemie noch Bestand haben wird, bleibt abzuwarten. In näherer Zukunft wird diese völlig neue Ausgangssituation laut Boeing dazu führen, dass Fluggesellschaften in erster Linie ältere, sich derzeit noch im Einsatz befindliche Flugzeugmodelle stilllegen oder vorzeitig durch modernere und effizientere Muster austauschen. Möchte man der Corona-Pandemie etwas positives abgewinnen, so ließe sich für die Luftfahrt festhalten, dass die Zeichen notgedrungen auf Modernisierung stehen.

Auch ohne Corona-Pandemie bestünde Handlungsbedarf. Die Weltbevölkerung nimmt stetig zu, immer mehr Menschen können sich Reisen mit dem Flugzeug leisten. Gleichzeitig steigt insbesondere in Industrienationen das Bewusstsein für die klimaschädliche Wirkung von Flugreisen. Einer gemeinsamen Studie von European Environment Agency (EEA), European Union Aviation Safety Agency (EASA) und der europäischen Flugsicherung Eurocontrol aus dem Jahre 2016 [6] zufolge beträgt der Anteil des Luftverkehrs an den gesamten CO₂-Emissionen in Europa 3%, an den NO_x-Emissionen 7%. Trotz aller Fortschritte, die in den letzten Jahren und Jahrzehnten zweifellos in der Entwicklung neuer Flugzeuge Einzug gehalten haben, nimmt die Umweltbelastung durch den stetig wachsenden Luftverkehr insgesamt weiter zu.

Obwohl Verkehrsflugzeuge nach Kharina und Rutherford [7] heutzutage ca. 45% weniger Treibstoff verbrauchen als noch Ende der 1960er Jahre, haben sich nach Studien von Lee et al. [8] die CO₂-Emissionen sowie der absolute Treibstoffverbrauch aller fliegenden Flugzeuge, inklusive Geschäfts- und Militärluftfahrt, seit dem mehr als vervierfacht. Um ein nachhaltiges Wachstum der Branche zu realisieren, muss die Effizienz von Verkehrsflugzeugen daher deutlich gesteigert werden, der Innovationsdruck auf die Hersteller wird zunehmen.

Im Auftrag der Europäischen Kommission hat eine hochrangige Forschergruppe 2011 eine Strategie [9] darüber veröffentlicht, wie sich die europäische Luftfahrtbranche bis zum Jahre 2050 verändern soll und wo Forschungsschwerpunkte zu setzen sind. Umweltschutz und Nachhaltigkeit sollen neben Sicherheit und Wirtschaftlichkeit fest als treibende Aspekte in der Entwicklung neuer Produkte verankert werden. Bis 2050 soll der CO₂-Ausstoß um 75% gegenüber dem Jahr 2000 reduziert werden, der Stickoxid-ausstoß sogar um 90%. Gleichzeitig soll der wahrgenommene Lärm um 65% reduziert werden.

Jüngste Fortschritte zur Erreichung dieser Ziele verdankt die Branche in erster Linie der Einführung einer neuen, wesentlich effizienteren Generation von Triebwerken. So konnte beispielsweise der Treibstoffverbrauch des Getriebefans des Herstellers Pratt & Whitney nach eigenen Angaben um 15% gegenüber bisherigen Triebwerken reduziert werden, der Lärm sogar um 50%. Neben dem Triebwerksbau gilt es, auch in den anderen Disziplinen weitere Potentiale zur Effizienzsteigerung zu heben. Gelänge es beispielsweise, aerodynamische Effekte und deren Wechselwirkung mit der Struktur zuverlässig vorherzusagen, so könnte mit weniger konservativen Lastannahmen gearbeitet werden. Bei gleichbleibender Sicherheit würde dies zu leichteren Strukturen führen, was sich wiederum unmittelbar auf den Treibstoffverbrauch und damit die Betriebskosten und Emissionen auswirken würde.

Nach Hönlinger et al. [10] führt der zunehmende Leichtbau bei Transportflugzeugen, in erster Linie ermöglicht durch neue Werkstoffe und Fertigungsverfahren, allerdings dazu, dass beispielsweise für die Struktur des Flügels nicht länger Manöverlasten, sondern Böenlasten dimensionierend werden. Dies ist ein Grund dafür, dass heutz-

tage bei allen modernen Langstreckenflugzeugen Systeme zur Lastabminderung oder -umverteilung, in der Regel mit Hilfe der Querruder und Störklappen bzw. Spoiler¹, zum Einsatz kommen. Während die Steuerflächen bei der Manöverlastabminderung (MLA) relativ langsam ausgeschlagen werden, erfolgt dies bei der Böenlastabminderung (GLA²) mit bis zu maximaler Stellgeschwindigkeit.

Die Technologie der Lastabminderung verdeutlicht, dass Steuerflächen an modernen Transportflugzeugen, insbesondere den Spoilern, zunehmend multifunktionale Aufgaben zukommen. Vor diesem Hintergrund stellt sich daher die Frage, wie die Effizienz und Effektivität solcher Lastabminderungssysteme zukünftig weiter verbessert werden kann. Der Stellgeschwindigkeit der Steuerflächen wird insbesondere für zukünftige GLA-Systeme eine entscheidende Rolle zukommen, um noch schneller auf atmosphärische Störungen reagieren zu können. Mit zunehmender Stellgeschwindigkeit gewinnen allerdings auch transiente aerodynamische Effekte an Bedeutung, die bereits im Entwurfsstadium berücksichtigt werden müssen. Dies gilt insbesondere für Spoiler, deren nichtlineares aerodynamisches Verhalten ohnehin schwierig vorherzusagen ist. Aus diesem Grund haben sich bereits zahlreiche Forschergruppen damit befasst, die grundlegenden strömungsphysikalischen Effekte von Spoilern mittels experimenteller, in der jüngeren Vergangenheit auch mit numerischen Verfahren, zu analysieren.

1.1 Stand der Forschung

1.1.1 Experimentelle Untersuchungen

Bereits 1927 führten Fage und Johansen [11] erste Windkanalexperimente durch, in denen sie das Wirbelsystem hinter einer angestellten ebenen Platte untersuchten. Sie fanden heraus, dass die Wirbelablösefrequenz im Bereich hinter der Platte proportional zur Anströmgeschwindigkeit war, allerdings umgekehrt proportional zum Anstellwinkel und somit zur Breite des Nachlaufs. Ihre Arbeit stellt den Beginn aller experimentellen Untersuchungen zum aerodynamischen Verhalten von Spoilern dar.

Ungeachtet dieser frühen Untersuchungen von Fage und Johansen dauerte es bis Anfang der 1980er Jahre, bis sich gleich mehrere Forschergruppen der Aerodynamik von Spoilern widmeten. Dies hängt mit dem ebenfalls in dieser Zeit aufkommenden, multifunktionalen Einsatz von Steuerflächen zusammen. So wurden Spoiler und Querruder an damaligen Flugzeugentwicklungen erstmals für Manöver- und Böenlastabminderung, sowie zur Verbesserung der Flattereigenschaften und des Passagierkomforts, genutzt. Als Beispiele hierzu sei auf die Arbeiten von Sensburg et al. [12] und Payne [13] über die Einführung von Lastabminderungssystemen an der Airbus A300 bzw. A320 verwiesen.

Die Forschungsaktivitäten konzentrierten sich zunächst auf die Untersuchung der Druckverteilung sowie der Verteilung der Geschwindigkeit im Nachlauf eines Profils mit statisch ausgeschlagenen 2D-Spoilern. Das Ziel bestand meist darin, ein besseres Verständnis für die Ursachen der durch Nichtlinearitäten und Totzeiten gekennzeichneten Strömungsvorgänge am Spoiler zu entwickeln. So fanden Mack et al. [14]

¹Statt *Störklappe* wird nachfolgend der etablierte englischsprachige Fachbegriff *Spoiler* verwendet.

²In der Branche etablierte Abkürzung für den englischen Fachbegriff *Gust Load Alleviation*.

heraus, dass die Effektivität eines Spoilers, d. h. der Auftriebsverlust in Abhängigkeit des Stellwinkels, bei einem Profil mit eingefahrenen Vorder- und Hinterklappen einen nichtlinearen Verlauf zeigt. Die Nichtlinearitäten nehmen zu, wenn die Hinterkantenklappe ausgefahren ist. Zusammen mit der Tatsache, dass es zur damaligen Zeit kaum möglich war, dieses Verhalten von Spoilern vorherzusagen oder gar zu simulieren, verleiteten diese Erkenntnisse Mack et al. zu der Aussage, dass die aerodynamischen Eigenschaften von Spoilern „... von allen Steuerflächen die am schwierigsten vorherzusagenden ...“ sind.

In den darauffolgenden Jahren wurde intensiv an der instationären Wechselwirkung zwischen den Scherschichten, die von den Hinterkanten von Spoiler und Profil abgehen, geforscht. Hier sind besonders die Arbeiten von Ayoub et al. [15], McLachlan et al. [16, 17] und Lee et al. [18] hervorzuheben. Sie analysierten Oberflächendruckverteilungen, Grenzschichtprofile und Geschwindigkeitsverteilungen im Nachlauf. Sie konnten die früheren Beobachtungen von Fage und Johansen aus dem Jahre 1927, wonach die Wirbelablösefrequenz im Nachlauf eines Spoilers umgekehrt proportional zum Stellwinkel des Spoilers ist, bestätigen. Darüber hinaus zeigten sie, dass der Energiegehalt eines Wirbels in einem schmalen Frequenzband konzentriert war und dass die Bandbreite mit zunehmendem Stellwinkel immer geringer wurde.

Wentz et al. [19] gehörten zu den Ersten, die den Einfluss der Spoilergeometrie auf dessen aerodynamische Eigenschaften systematisch untersuchten. Ausgehend von einer angestellten ebenen Platte als Spoilergeometrie veränderten sie in ihren Studien die Spalthöhe an der Spoilerscharnierlinie, die Porosität des Spoilers und die Form der Spoilerhinterkante. Sie fanden dabei heraus, dass all diese Modifikationen die Effektivität des Spoilers reduzierten, weil sie einen Druckausgleich zwischen Vorder- und Rückseite des Spoilers begünstigten. Diese geometrischen Veränderungen führten allerdings auch dazu, dass die spoilertypischen Totzeiten und die maximal auftretenden Wirbelablösefrequenzen im Nachlauf des Spoilers verringert werden konnten. Aus diesem Grund zählt ihre Arbeit zu den ersten, die sich gezielt mit diesen charakteristischen, zumeist unerwünschten Effekten am Spoiler befassen, die im englischen Sprachgebrauch als „Adverse Effects“ bezeichnet werden.

Eine sehr umfangreiche Studie zum aerodynamischen Verhalten von Spoilern wurde von Siddalingappa und Hancock [20] veröffentlicht. Sie führten wie die Forscher vor ihnen 2D-Studien durch, untersuchten allerdings ebenfalls 3D-Effekte am Spoiler sowie die Interaktion zwischen Spoiler und ausgefahrener Hinterkantenklappe. Sie stellten fest, dass die Effektivität eines 3D-Spoilers höher war als in einem 2D-Fall. Die Ursache hierfür liegt ihren Ausführungen zufolge darin, dass die von den Seitenkanten des 3D-Spoilers ausgehenden Wirbel derart mit dem Wirbel von der Spoilerhinterkante interagieren, dass das Ablösegebiet hinter dem Spoiler verringert wird. Die Linie, an der die Strömung hinter dem Spoiler wieder anliegend ist, wandert demnach stromauf. Dadurch erhöht sich die Krümmung der Trennstromlinie, was zu einem größeren Unterdruck im abgelösten Bereich hinter dem Spoiler und somit einer höheren Effektivität führt.

Während sich die meisten Forscher vor ihnen mit statischen Spoilerausschlägen befassen, untersuchten Siddalingappa und Hancock zusätzlich die transienten Effekte, die bei Ausfahrvorgängen eines Spoilers auftreten. Hierbei stellten sie fest, dass die Wirkung eines ausfahrenden Spoilers erst zeitverzögert einsetzt und dass diese Totzeiten von der Position des Spoilers abhängen. Zusätzlich beobachteten sie bei besonders

schnellen Ausfahrvorgängen, dass es unmittelbar nach dem Einsetzen der Bewegung zu einem Überschwingen des Auftriebsbeiwertes kommt. Dieses Phänomen der kurzzeitigen *Auftriebserhöhung* bei schnellen Ausfahrvorgängen, der sog. Adverse-Lift-Effekt, wird in den darauffolgenden Jahren intensiv erforscht. Zum Zeitpunkt ihrer Studien beschränkten sich Siddanlingappa und Hancock allerdings auf die Entdeckung dieses Überschwingverhaltens. Weitere systematische Studien zu diesem transienten Effekt oder zu seinen Ursachen unternahmen sie noch nicht.

Die Arbeiten von Hancock [21] und Mabey [22] befassen sich dediziert mit dem dynamischen Verhalten von Steuerflächen. Hancock beschreibt qualitativ die physikalischen Effekte, die während eines schnellen Spoilerausfahrvorgangs auftreten. Er machte allerdings keine Angaben dazu, wie schnell ein Ausfahrvorgang erfolgen muss, damit die charakteristischen transienten Effekte auftreten. Jedoch stellt er fest, dass diese Effekte ausschließlich beim Ausfahrvorgang auftreten. Der Spoiler zeigt demnach ein Hystereseverhalten.

Im Gegensatz zu Hancock hat Mabey ein Kriterium eingeführt, mit dem abgeschätzt werden kann, ob mit transienten Effekten zu rechnen ist. Hierzu vergleicht er die Stellzeit mit der charakteristischen Zeit, in der die Hintergrundströmung gerade die Profillänge überstrichen hat. Ist nun der Stellvorgang innerhalb der fünffachen charakteristischen Zeit abgeschlossen, ist mit dem Auftreten von transienten Effekten zu rechnen.

Ab Mitte der 1980er Jahre fokussierten sich die Forscher daher zunehmend auf dynamische Effekte an schnell ausfahrenden Spoilern. So konnten Consigny et al. [23] beispielsweise nachweisen, dass die transienten Effekte nicht nur innerhalb der fünffachen charakteristischen Zeit auftraten, sondern selbst dann noch, wenn der Stellvorgang innerhalb der 9-fachen charakteristischen Zeit abgeschlossen war. Hierbei muss jedoch berücksichtigt werden, dass sich die Scharnierlinie des Spoilers in ihrem experimentellen Setup ungewöhnlich weit vorne, bei $x/l = 0,52$, befand. Spoilerausschläge beeinflussen damit nahezu die komplette hintere Hälfte der Profiloberseite und selbst langsame Stellvorgänge führen zu noch deutlichen transienten Effekten. Darüber hinaus haben sie festgestellt, dass derartige Effekte beim Einfahren des Spoilers, unabhängig von der Stellgeschwindigkeit, nicht auftreten.

Kalligas [24] untersuchte neben dem Auftriebsverlauf als einer der Ersten auch das transiente Verhalten des Widerstands. Er stellte hierbei ein noch trägeres Ansprechverhalten als beim Auftrieb fest. Im Gegensatz zu Consigny et al. beobachtete er allerdings keine transienten Effekte für Stellvorgänge, die nicht innerhalb der achtfachen charakteristischen Zeit abgeschlossen waren.

Costes et al. [25] untersuchten harmonische Ausschläge und schnelle Ausfahrvorgänge an einem Spoiler und einer Hinterkantenklappe. Sie fanden heraus, dass das nicht-lineare Verhalten des Spoilers mit zunehmender Stellgeschwindigkeit ebenfalls ausgeprägter wird. An der beweglichen Hinterkantenklappe traten im Gegensatz zum Spoiler keine Totzeiten oder Überschwinger in den Beiwerten in entgegengesetzte Richtung auf.

Yeung et al. [26] demonstrierten, dass die Überschwinger im zeitlichen Verlauf von Kraft- und Momentenbeiwerten durch die Einführung eines Spalts an der Scharnierlinie des Spoilers deutlich verringert werden können. Ursächlich hierfür ist ein Druckausgleich zwischen Vorder- und Rückseite des Spoilers, durch den die starken Unter-

drücke, die beim schnellen Ausfahren eines konventionellen Spoilers hinter diesem induziert werden, vermieden.

Die Arbeit von Mineck [27] zählt zu den wenigen, in denen der Einfluss von Mach- und Reynoldszahl auf die Effektivität von Spoilern und Querrudern untersucht wurde. Demnach nimmt die Effektivität von Spoilern und Querrudern mit zunehmender Reynoldszahl zu, Spoiler reagieren allerdings sensitiver auf diese Änderungen als Querruder. Mit zunehmender Machzahl nimmt die Effektivität von beiden Steuerflächen dagegen ab, Spoiler reagieren darauf erneut empfindlicher.

1.1.2 Numerische Untersuchungen

Neben den zahlreichen experimentellen Arbeiten begannen die Forscher ab der zweiten Hälfte der 1980er Jahre zunehmend, numerische Verfahren anzuwenden. Im Vordergrund stand hierbei zunächst die Validierung dieser damals gerade neu entwickelten Verfahren. Hierzu eignete sich die Untersuchung der Aerodynamik von Spoilern besonders, da das Strömungsfeld bei Spoilerausschlag stets durch Strömungsablösungen gekennzeichnet ist und seine Vorhersage somit seit jeher als äußerst anspruchsvoll für numerische Verfahren galt. Später wurden numerische Verfahren auch gezielt dazu eingesetzt, die Strömungsphysik bei statischen und dynamischen Spoilerausschlägen besser zu verstehen und daraus beispielsweise Maßnahmen abzuleiten, mit denen sich die unerwünschten, transienten Effekte am dynamischen Spoiler verringern ließen.

Die ersten numerischen Arbeiten auf diesem Gebiet widmeten sich der Untersuchung des aerodynamischen Verhaltens von statisch ausgeschlagenen 2D-Spoilern und Klappen. Costes et al. [25] wendeten ein numerisches Verfahren an, welches bereits in der Lage war, Reibungseffekte zu berücksichtigen. Im Vergleich zu selbst durchgeführten Experimenten erzielten sie mit ihrem Verfahren bereits eine sehr gute Übereinstimmung in der Vorhersage der Druckverteilung bei kleinen Spoilerstellwinkeln bis zu 10° erzielen. Bei größeren Stellwinkeln traten zunehmende Diskrepanzen auf.

Ok und Eberhardt [28] verwendeten einen zeitgenauen, inkompressiblen Strömungslöser basierend auf den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen. Für die Modellierung der Turbulenz nutzten sie das algebraische Modell nach Baldwin-Lomax. Mit Hilfe konventioneller und überlappender strukturierter Netze untersuchten sie das aerodynamische Verhalten eines statisch ausgeschlagenen Spoilers. Ihr Ansatz konnte zwar die Druckverteilung hinter dem Spoiler nicht exakt wiedergeben, allerdings erzielten sie eine gute Übereinstimmung bei der Vorhersage der Wirbelablösefrequenz im Nachlauf.

Etwa 10 Jahre nach der ersten Veröffentlichung von 2D-Simulationsergebnissen durch Costes et al. führten Wilkinson et al. [29] 3D-Simulationen an einer Flügel-Rumpf-Konfiguration mit statisch ausgeschlagenem Spoiler durch. Sie verwendeten hierzu einen RANS-Löser auf strukturierten Mehrblock-Netzen und untersuchten damit das in der Transsonik auftretende Phänomen der Spoilerumkehr. Sie waren in der Lage, diesen Effekt numerisch zu reproduzieren. Gleichzeitig zeigten sie, dass das $k-\omega$ SST-Zweigliedungs-Turbulenzmodell die Stoßlage und Druckverteilung bei eingefahrenem Spoiler besser wiedergab als das Eingleichungsmodell nach Spalart und Allmaras. Bei ausgefahrenem Spoiler gab es allerdings mit beiden Diskrepanzen in der

Vorhersage der Druckverteilung im abgelösten Strömungsbereich hinter dem Spoiler. Erst Ende der 1990er Jahre wurden auch bewegte, zunächst harmonisch-oszillierende Spoiler mit Hilfe numerischer Verfahren untersucht. Kim und Rho [30] nutzten einen instationären, kompressiblen RANS-Löser auf strukturierten Chimera-Netzen zur Untersuchung eines statischen und oszillierenden 2D-Spoilers. Obwohl sie generell gute Ergebnisse in der Vorhersage der Druckverteilung bei statischem Spoilerausschlag erzielten, beobachteten sie jedoch mit zunehmendem Spoilerwinkel Diskrepanzen im Bereich der Hinterkante. Die instationären Effekte am statischen Spoiler, insbesondere die Wirbelablösefrequenz, konnten sie gut wiedergeben. Beim oszillierenden Spoiler stellten sie fest, dass die instationäre Charakteristik des Strömungsfeldes vom Verhältnis der Oszillationsfrequenz zur Wirbelablösefrequenz sowie der Amplitude der Spoilerbewegung abhängt. Sie zeigten, dass sich die instationären Lastanteile in Abhängigkeit dieses Verhältnisses beeinflussen lassen.

Im Gegensatz zu den bisherigen Arbeiten erweiterten Xu und Yeung [31] ein Panelverfahren, mit dem sich schnelle aerodynamische Analysen zu statischen und dynamischen Spoilern durchführen lassen. Mit diesem inkompressiblen und zweidimensionalen Ansatz untersuchten sie das Verhalten schnell ausfahrender Spoiler. Bei vergleichsweise geringen Reynoldszahlen von bis $Re = 4 \cdot 10^5$ konnten sie die dabei auftretenden transienten Effekte, wie die kurzzeitige Auftriebserhöhung, gut reproduzieren. Gleichzeitig waren sie mit ihrem Verfahren in der Lage, den Einfluss eines Spalts an der Spoilerscharnierlinie auf die transienten Effekte korrekt zu erfassen. Dennoch setzten sich in den folgenden Jahren zunehmend Verfahren auf Grundlage der RANS-Gleichungen durch.

Im Folgenden richtete sich ein Forschungsschwerpunkt auf die dynamischen Effekte am schnell ausfahrenden 2D-Spoiler. So verwendeten Choi et al. [32, 33] einen kompressiblen RANS-Löser mit strukturierten Chimera-Netzen, um u. a. den Einfluss des Turbulenzmodells zu untersuchen. Sie beobachteten, dass insbesondere mit dem $k-\omega$ SST-Zweigliedungsmodell eine sehr gute Übereinstimmung im Vergleich zur experimentellen Druckverteilung erzielt wird. Insbesondere die Stoßstärke und -lage im transsonischen Geschwindigkeitsbereich wird deutlich besser wiedergegeben als mit dem Baldwin-Lomax-Modell oder dem Wilcox $k-\omega$ -Modell. Auch bei der Wiedergabe der Zeitverläufe liefern beide Zweigliedungsmodelle deutlich bessere Ergebnisse, allerdings zeigen alle Simulationen Überschwinger im Vergleich zum Experiment und laufen zudem auf unterschiedliche Endwerte hinaus. Interessanterweise stellten Choi et al. beim schnell ausfahrenden Spoiler noch bis zum 17-fachen der charakteristischen Zeit kurzzeitige Auftriebserhöhungen zu Beginn der Spoilerbewegung fest. Dies übertrifft sogar die im vorigen Abschnitt beschriebenen Beobachtungen von Consigny et al., die den Adverse-Lift-Effekt bis zum neunfachen der charakteristischen Zeit beobachteten.

Chow und van Dam [34] betrachten den schnell ausfahrenden Spoiler mit dem gleichen Ansatz im Rahmen einer Validierung. In der ersten Hälfte des Ausfahrtvorgangs erzielten sie mit dem $k-\omega$ SST-Modell eine gute Übereinstimmung im Zeitverlauf der Kraft- und Momentenbeiwerte. Die charakteristischen Spitzen wurden jedoch unterschätzt und der Einbruch in den Verläufen erfolgte zu früh. Sie führen diese Diskrepanzen auf zwei mögliche Ursachen zurück. Einerseits erfordert die Nutzung überlappender Netze einen gewissen Spalt an der Scharnierlinie des Spoilers, da sich die Geometrien von Spoiler und Profil nicht berühren dürfen. Die Strömung durch die

sen Spalt führt zu einer unbeabsichtigten Hinterlüftung des Spoilers und somit zu einem Druckausgleich zwischen Vorder- und Rückseite. Dadurch werden die starken Unterdrücke beim Ausfahren des Spoilers, die im Experiment beobachtet wurden, in der Simulation nicht erreicht. Eine weitere Ursache kann in nicht modellierten 3D-Effekten bestehen.

Ab Anfang der 2000er Jahre wurden zunehmend 3D-Analysen an Querrudern und Spoilern durchgeführt. Im Gegensatz zu den bisherigen Arbeiten verlagerte sich das Interesse weg von aerodynamischen Detailfragen am Spoiler selbst hin zu dessen Einfluss auf die Gesamtkonfiguration. Hier sind vor allem die Arbeiten von Bartels und Schuster [35], Fillola et al. [36, 37] und Mertins et al. [38] zu nennen. Sie alle verwenden kompressible RANS-Löser auf strukturierten, teilweise überlappenden, Netzen zur Untersuchung der Wirksamkeit von Spoilern und Querrudern. Aus all diesen Arbeiten geht hervor, dass RANS-Verfahren prinzipiell in der Lage sind, die Druckverteilung im Bereich ausgeschlagener Steuerflächen vorherzusagen. Bei Vergleichen mit Windkanalexperimenten wurde allerdings auch deutlich, dass die Deformation des Windkanalmodells, insbesondere bei höheren Reynoldszahlen, zwingend in der Simulation mitberücksichtigt werden muss.

Lediglich Jiang et al. [39] konnten mit ihrem 3D-Ansatz bei der Untersuchung der Wirksamkeit eines Querruders in Abhängigkeit der Reynoldszahl keine für sie befriedigenden Ergebnisse erzielen, obwohl sie die Deformation des Flügels prinzipiell berücksichtigt haben. Dies führt dazu, dass Ablösepunkte am ausgeschlagenen Querruder in der Simulation nicht korrekt vorhergesagt wurden und die im Windkanal beobachtete Reduktion der Querrudereffektivität zu gering und zu spät vorhergesagt wurde. Sie schlussfolgern daher, dass „derzeitige CFD-Verfahren noch nicht den Reifegrad besitzen, um im Flügelentwurf eingesetzt zu werden“. Nur vier Jahre später, 2004, schreiben Fillola et al. [36] mit Hinblick auf RANS-Verfahren, dass „...immer mehr numerische Simulationen zur Erzeugung aerodynamischer Daten...“ durchgeführt werden.

Hantrais-Gervois et al. [40] nutzten sowohl ein strukturiertes als auch erstmals ein unstrukturiertes 3D-RANS-Verfahren für die Vorhersage der Effektivität von Spoilern und Querrudern. Unter Berücksichtigung der Flügeldeformation erzielten sie mit beiden Verfahren gute Ergebnisse im Vergleich zu Experimenten. Sie zeigten damit, dass der Einfluss von ausgeschlagenen Steuerflächen, der insbesondere am Spoiler stets mit Strömungsablösungen verbunden ist, auch mit unstrukturierten Verfahren sehr gut wiedergegeben werden kann.

Im Unterschied zu allen bislang genannten Arbeiten untersuchte Gand [41] 3D-Effekte am Spoiler mit einem sog. zonalen Detached-Eddy-Ansatz, basierend auf strukturierten Chimeranetzen. Im Gegensatz zu RANS-Verfahren werden mit diesem Ansatz Turbulenzstrukturen nicht nur statistisch erfasst, sondern teilweise räumlich und zeitlich aufgelöst. Er erzielte damit eine deutlich bessere Vorhersage der Druckverteilung hinter einem ausgeschlagenen Spoiler als unter Verwendung eines RANS-Verfahrens mit einem Eingleichungsturbulenzmodell. Angaben zu dem Mehraufwand, der mit diesem höherwertigen Verfahren einhergeht, macht er allerdings nicht.

1.2 Motivation und Zielsetzung

Wie die Literaturrecherche gezeigt hat, sind die wesentlichen strömungsphysikalischen Effekte am Spoiler inzwischen verstanden. Hierzu haben insbesondere die zahlreichen experimentellen Arbeiten beigetragen. Es bestehen allerdings weiterhin Unklarheiten darüber, wann genau beispielsweise die für den Spoiler charakteristischen, transienten aerodynamischen Effekte auftreten. Zudem wurde auch der Einfluss von Mach- und Reynoldszahl auf das aerodynamische Antwortverhalten eines dynamischen Spoilers noch nicht mit Hilfe moderner numerischer Verfahren systematisch untersucht.

Punktuell wurden die experimentellen Ergebnisse mit Hilfe numerischer Verfahren nachgerechnet. Für die Simulation von Spoilerausfahrvorgängen wurde dabei durchweg auf strukturierte 2D-Ansätze zurückgegriffen. Im Detail unterscheiden sich die Ergebnisse dieser numerischen Studien zwar voneinander, generell lässt sich aber festhalten, dass mit den damaligen Ansätzen bestenfalls befriedigende qualitative Ergebnisse erzielt wurden. So konnte in keiner der zuvor beschriebenen numerischen Arbeiten der transiente Verlauf der Beiwerte beim schnell ausfahrenden Spoiler auch quantitativ gut wiedergegeben werden. Die Einbrüche erfolgten stets zu früh, die Spitzenwerte in den Zeitverläufen wurden nicht erreicht und teilweise liefen die Simulationsergebnisse auf deutlich unterschiedliche, stationäre Endwerte hinaus. Es stellt sich daher grundsätzlich die Frage, ob es unter Verwendung eines RANS-basierten Simulationsansatzes überhaupt gelingt, das transiente aerodynamische Verhalten infolge eines ausgeschlagenen Spoilers richtig zu berechnen.

Das Ziel dieser Arbeit besteht daher darin, systematisch zu untersuchen, inwiefern RANS/uRANS-Simulationen geeignet sind, die Druckverteilung und das transiente Antwortverhalten infolge Spoilerausschlag vorherzusagen. Gleichzeitig sollen die Grenzen dieses Simulationsansatzes identifiziert werden. Der Fokus liegt hierbei bewusst auf dem Einsatz von RANS-Verfahren, da nur mit ihnen eine systematische Untersuchung von Spoilerausfahrvorgängen mit vertretbarem Rechenaufwand überhaupt erst möglich ist. Darüber hinaus stellen RANS-Verfahren auch im industriellen Kontext nach wie vor das Hauptwerkzeug in der numerischen Strömungssimulation dar. Erkenntnisse aus dieser Arbeit können damit unmittelbar auf industriell relevante Fragestellungen übertragen werden.

Hierzu wurde eine Simulationsstrategie auf Basis des RANS-basierten DLR Strömungslösers TAU erarbeitet, mit der die relevanten strömungsphysikalischen Effekte an statischen und dynamischen Spoilern untersucht werden können. Obwohl TAU bereits für eine Vielzahl von Anwendungsfällen validiert ist, steht dieser Punkt für Spoileranwendungen bislang aus. Die Verifikation und Validierung von TAU für Spoileranwendungen bildet daher einen wesentlichen Aspekt dieser Arbeit. Nach abgeschlossener Verifikation und Validierung wird in einem zweiten Schritt untersucht, inwiefern das transiente Antwortverhalten am dynamischen Spoiler von Mach- und Reynoldszahl sowie weiteren Einflussfaktoren, beispielsweise der Stellrate, abhängt. Zugleich werden mit Hilfe der numerischen Studien die Grenzbedingungen untersucht, bei denen der Übergang vom quasi-stationären Spoiler zu den transienten Effekten des schnell ausfahrenden Spoilers erfolgt.

1.3 Vorgehensweise

Die vorliegende Arbeit gliedert sich in insgesamt sechs Kapitel.

In Kapitel 1 wird eine Einführung unter Verweis auf die bisherige und prognostizierte Entwicklung des Luftverkehrssektors einerseits, sowie auf die zunehmend strengeren umweltpolitischen Randbedingungen, die an den Verkehrssektor im Allgemeinen gestellt werden, andererseits gegeben. Daraus lässt sich unmittelbar der Bedarf für weitere Forschungsaktivitäten ableiten, um die Effizienz des Flugzeuges weiter zu steigern. Der Technologie der Lastabminderung, und somit den Steuerflächen wie Spoilern, kommt hierbei eine wichtige Rolle zu. Unter Berücksichtigung bisheriger wissenschaftlicher Arbeiten zur Untersuchung der Aerodynamik von Spoilern, aufgeteilt in experimentelle und numerische Arbeiten, wird daraus die Motivation und Zielsetzung für die vorliegende Arbeit herausgearbeitet.

In Kapitel 2 wird eine tiefere Einführung in Aufgaben und aerodynamisches Verhalten von Spoilern gegeben. Zudem wird das in dieser Arbeit verwendete numerische Verfahren vorgestellt.

Kapitel 3 behandelt die durchgeführten experimentellen Arbeiten, die die Grundlage für die Validierung des Simulationsansatzes bilden. Neben der Vorstellung von Geometrie, der Strömungsbedingungen und Instrumentierung wird mit Hinblick auf die Validierung insbesondere auf Messunsicherheiten sowie auf die Korrektur der Windkanaldaten eingegangen.

Die Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes ist Gegenstand von Kapitel 4. Diese wird zunächst für statische Spoilerausschläge behandelt, bevor im zweiten Teil des Kapitels auf dynamische Ausfahrvorgänge eingegangen wird. Hierbei wurde auch die Modellierungstiefe des Simulationsansatzes schrittweise erhöht, angefangen von 2D-Voruntersuchungen über stationäre 3D-Simulationen hin zu instationären 3D-Untersuchungen.

Nach erfolgreicher Verifikation und Validierung werden in Kapitel 5 weitergehende Simulationen durchgeführt, mit der rein numerisch u.a. der Einfluss der Mach- und Reynoldszahl auf das transiente Antwortverhalten bei Spoilerausfahrvorgängen untersucht wird. Die dabei gewonnenen Erkenntnisse können zukünftig als Grundlage für die Entwicklung effizienterer Lastabminderungssysteme genutzt werden.

Die Arbeit endet mit einer Zusammenfassung und Ausblick in Kapitel 6. Die Schlussfolgerungen aus dieser Arbeit werden zusammengetragen, es werden Anwendungspotentiale vorgestellt und Empfehlungen für Nachfolgeaktivitäten zum Thema „dynamischer Spoiler“ gegeben.

2 Grundlagen

Aus dem vorherigen Kapitel wird deutlich, dass Steuerflächen wie Spoiler zunehmend multifunktional in der Flugsteuerung von modernen Verkehrsflugzeugen eingesetzt werden. Im vorliegenden Kapitel werden nun die Grundlagen für das weitere Verständnis dieser Arbeit vorgestellt, beginnend mit den Aufgaben von Spoilern sowie den Grundzügen ihres aerodynamischen Verhaltens. Anschließend wird der in dieser Arbeit genutzte Simulationsansatz vorgestellt.

2.1 Aufgaben und aerodynamisches Verhalten von Spoilern

Als Spoiler oder Störklappe werden Steuerflächen bezeichnet, die sich auf der Oberseite des Flügels, unmittelbar stromauf der Hinterkantenklappen, befinden (**Abb. 2.1**). Je nach Größe des Transportflugzeuges verteilen sich hierbei bis zu acht einzelne, separat angesteuerte Spoiler entlang des Flügels. Werden sie während des Fluges ausgefahren, so wird in diesem Bereich des Flügels eine kontrollierte Strömungsablösung erzeugt, die Strömung also bewusst „gestört“. Dadurch wird der Auftrieb *verringert* und der Widerstand *erhöht*. Dieses Verhalten macht man sich in mehreren Flugphasen zu Nutze. Die wichtigste Aufgabe von Spoilern besteht darin, als „Luftbremsen“¹ die Geschwindigkeit des Flugzeuges im Anflug bei Bedarf zu verringern bzw. bei gleichbleibender Fluggeschwindigkeit die Sinkgeschwindigkeit zu erhöhen. Ausschlaggebend für die Größe der insgesamt zur Verfügung stehenden Spoilerfläche an einem Verkehrsflugzeug ist dabei die Anforderung, dass das Flugzeug innerhalb kürzester Zeit in der Lage sein muss, einen sog. Notabstieg von seiner Reise Flughöhe durchzuführen. Bei diesem Manöver erreicht das Flugzeug die maximale, im operationellen Betrieb zulässige Fluggeschwindigkeit und die Spoiler, die hierbei symmetrisch auf beiden Seiten des Flügels und maximal ausgefahren werden, sorgen dafür, dass eine möglichst große Sinkgeschwindigkeit erreicht wird.

Eine weitere klassische Aufgabe von Spoilern besteht darin, durch einseitigen Ausschlag die Rollbewegung des Flugzeuges zu unterstützen². Darüber hinaus werden sie bei der Landung, unmittelbar nach dem Aufsetzen des Hauptfahrwerks, symmetrisch ausgeschlagen, um das Gewicht des Flugzeuges möglichst schnell vom Flügel auf das Fahrwerk zu übertragen³. Erst dann kann das Flugzeug effizient mit Hilfe seiner Radbremsen abgebremst werden kann.

¹Englischer Fachausdruck: Speedbrakes

²Englischer Fachausdruck: Rollspoiler

³Englischer Fachausdruck: Groundspoiler

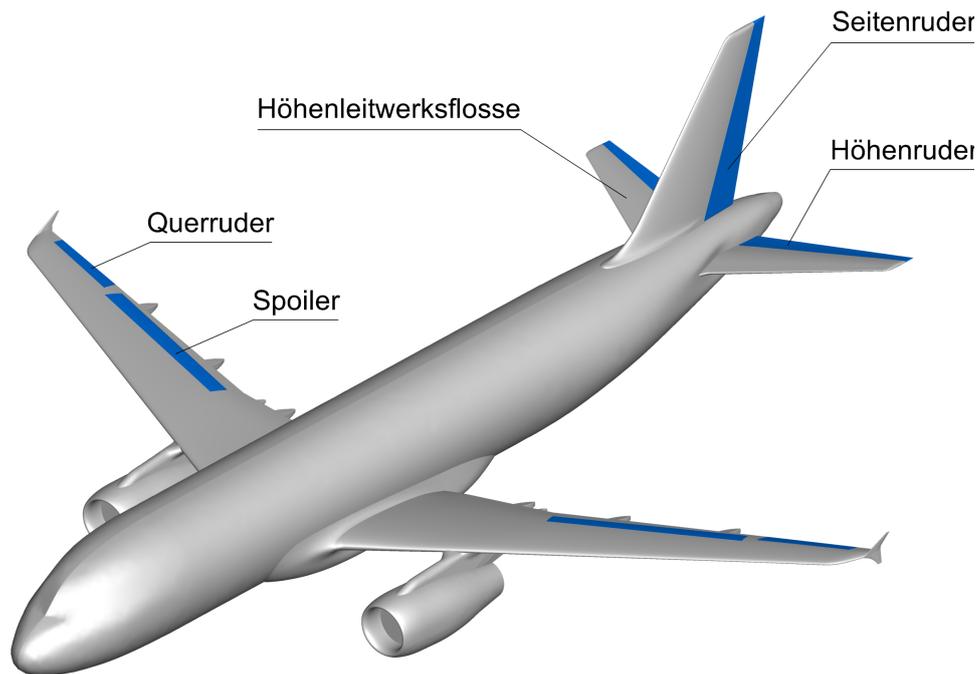


Abbildung 2.1: Primär- und Sekundärsteuerflächen am DLR-Forschungsflugzeug ATRA.

Neben diesen klassischen Aufgaben übernehmen Querruder und Spoiler bei modernen Transportflugzeugen seit Einführung der „Active Control Technology“ (ACT) in den 1970er Jahren zunehmend multifunktionale Aufgaben. Unter diesem Begriff versteht man Technologien zum aktiven, mit Hilfe moderner Flugsteuerungssysteme vollständig automatisierten Einsatz von Steuerflächen im Flug als Reaktion des Flugzeuges auf Einwirkungen von außen. Erste erfolgreiche Anwendung fand diese Technologie bei dem Militärtransporter Lockheed C-5A Galaxy, bei dem mit Hilfe von symmetrischen Querruderausschlägen das Wurzelbiegemoment im Flug infolge Manövern oder Böen reduziert und somit das Ermüdungsverhalten des Flügels positiv beeinflusst werden konnte [42]. Im zivilen Bereich kamen vergleichbare Systeme erstmals bei der Lockheed L-1011 zum Einsatz [43]. Bei diesem Flugzeug wurden auch erstmals Spoiler für eine ACT-Funktion namens „Direct Lift Control“ eingesetzt. Hierbei wurden die inneren vier Spoiler im Landeanflug auf 9° vorausgefahren. Durch schnelles Ein- bzw. Ausfahren aus dieser Position konnte der Auftrieb des Flugzeuges schnell und ohne große Nickmomentenänderungen erhöht bzw. verringert werden, was sich bei der Einhaltung des Gleitpfades positiv bemerkbar machte. Basierend auf diesen Entwicklungen übernehmen Spoiler heutzutage neben den bereits genannten eine Vielzahl weiterer Aufgaben. Dadurch, dass sie sich über ca. 60%–65% der Halbspannweite eines Flügels erstrecken, lässt sich durch sie die spannenweite Lastverteilung eines Flügels effizient beeinflussen. Zudem bieten sie in der Regel höhere Stellgeschwindigkeiten als Querruder und sind bei transsonischen Flugeschwindigkeiten weniger anfällig für aeroelastische Probleme. Aus diesen Gründen werden sie inzwischen auch zur Manöver- und Böenlastabminderung (MLA/GLA), zur Beeinflussung des Flatter- und Ermüdungsverhaltens des Flügels sowie zur Erhöhung des Passagierkomforts bei Turbulenzen eingesetzt [10].

Heutzutage bietet jedes moderne Verkehrsflugzeug intelligente Flugsteuerungssys-

teme, die zum Beispiel mit Hilfe der Spoiler Lasten abmindern, die durch diverse Flugmanöver oder durch Böen auf die Zelle einwirken. Obwohl diese Systeme gerne in einem Atemzug genannt werden, gibt es Unterschiede, die im Folgenden kurz beleuchtet werden.

2.1.1 Spoiler zur Manöver- und Böenlastabminderung

Bei der MLA wird der Angriffspunkt der resultierenden Luftkraft am Flügel nach innen verschoben, wodurch sich die Belastung an Teilen des Flügels reduziert, an anderen allerdings erhöht. Letzteres ist zwingend erforderlich, da der Betrag der angreifenden Kraft erhalten werden muss, um bestimmte Flugmanöver in einer gewissen Zeit ausführen zu können. In diesem Fall erfolgt also lediglich eine Umverteilung der Lasten, mit dem Ziel, das Biegemoment an der Flügelwurzel zu reduzieren. Letzteres ist meist dimensionierend für die Auslegung der Flügelstruktur. Die Steuerflächen, in der Regel Querruder bzw. Querruder in Kombination mit den äußeren Spoilern, werden hierbei relativ langsam bewegt.

Beim GLA-System werden die Steuerflächen dagegen deutlich schneller ausgefahren, um die inkrementellen Lasten aufgrund einer plötzlich auftretenden Böe möglichst schnell abzumindern. Im Gegensatz zur MLA werden dabei die Gesamtkräfte, die auf den Flügel einwirken, reduziert. Aufgrund ihrer hohen Stellgeschwindigkeit kommen dazu bevorzugt Spoiler zum Einsatz. Diese sind allerdings nur dann wirksam, wenn das Flugzeug auf eine Vertikalböe von unten trifft. Die inkrementellen Böenlasten addieren sich in diesem Fall zu den aerodynamischen Kräften während des Flugs, wodurch sich der Auftrieb kurzzeitig erhöht und die Belastung auf den Flügel insgesamt zunimmt. Mit der Hilfe von Spoilern können diese Lasten wieder reduziert werden, s. **Abb. 2.2**. Im umgekehrten Fall, einer Vertikalböe von oben, reduzieren die Böenlasten die Auftriebskraft am Flügel. Um weiterhin einen unbeschleunigten Flug zu gewährleisten, müsste dieser Auftriebsverlust sehr schnell durch die Erzeugung von zusätzlichem Auftrieb kompensiert werden. Hierzu sind Spoiler bislang nicht in der Lage. Nach Hönlinger et al. [10] reduziert das beim Airbus A320 eingesetzte GLA-System⁴ die Lasten an Flügel und Seitenleitwerk, erhöht sie allerdings am Höhenleitwerk. Darüber hinaus muss berücksichtigt werden, dass ein übermäßiger Einsatz dieses Systems zur Ermüdung der Spoilerstruktur führen kann. Um einen kontinuierlichen Einsatz zu vermeiden, müssen daher bestimmte Schwellenwerte in der Vertikalbeschleunigung des Flugzeuges, in der Regel 0,3 g, überschritten werden, bevor das System aktiv wird. Flaig [44] quantifiziert das Potential, das sich mit diesen Funktionen ausschöpfen lässt. So gelang es Airbus bei der A380, das Wurzelbiegemoment durch kombinierten Einsatz von MLA und GLA um 20% zu verringern.

Neben diesen beiden Hauptaufgaben werden Lastabminderungssysteme auch dazu benutzt, die Ermüdungseigenschaften des Flugzeuges oder die elastischen Eigenschaften der Flugzeugstruktur positiv zu beeinflussen. So gibt Lelaie [45] einen Überblick darüber, wie beispielsweise das dreigeteilte Querruder des Airbus A380 intelligent ausgeschlagen wird, um das Antwortverhalten der Flügelstruktur gezielt zu beeinflussen. Letzten Endes tragen diese Systeme auch dazu bei, den Passagierkomfort beim Auftreten von Turbulenzen zu erhöhen.

⁴Dieses System wird beim A320 als LAF (Load Alleviation Function) bezeichnet.

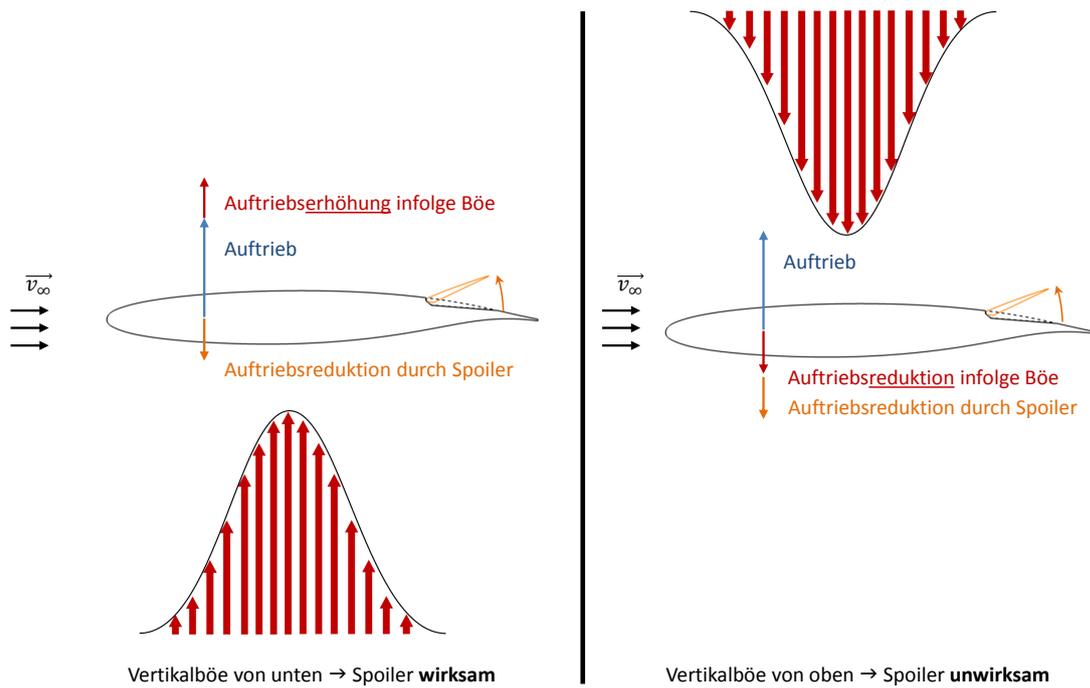


Abbildung 2.2: Wirksamkeit des Spoilers in Abhängigkeit des Böentyps.

2.1.2 Aerodynamisches Verhalten eines Spoilers

Wie bereits in Kapitel 1.1.1 beschrieben, gelten Untersuchungen von Fage und Johansen an einer angestellten ebenen Platte aus dem Jahre 1927 als Auftakt von Untersuchungen zum aerodynamischen Verhalten von Spoilern. Aufgrund der Tatsache, dass ein ausgefahrener Spoiler unabhängig von seinem Stellwinkel stromab immer eine Strömungsablösung induziert, ist sein generelles aerodynamisches Verhalten durch Nichtlinearitäten und Totzeiten gekennzeichnet. Diese kommen dadurch zustande, dass die Außenströmung zunächst von der lokalen Beeinflussung durch den ausfahrenden Spoiler unbeeinflusst bleibt, da die Strömung im Bereich der Hinterkante zunächst weiterhin anliegend bleibt. Für einen Spoiler mit einer relativen Tiefe von 15% zur lokalen Flügeltiefe, dessen Scharnierlinie sich bei $x/l = 75\%$ befindet, ist dies bis zu Stellwinkeln im Bereich von 5° – 8° typischerweise der Fall. Erst bei Überschreiten dieses Stellwinkels ist die Strömung hinter dem Spoiler vollständig abgelöst und die von Spoilerhinterkante und Flügelunterseite abgehenden Scherschichten beginnen, miteinander zu interagieren. Diese Effekte sind umso stärker ausgeprägt, je weiter stromauf sich die Scharnierlinie des Spoilers befindet, da die Ausbreitung der Störung bis zur Hinterkante eine längere Zeit benötigt und sogar größere Stellwinkel erreicht werden können, bevor die Strömung hinter dem Spoiler komplett ablöst. Vor dem Spoiler, im Bereich seiner Scharnierlinie, entsteht mit zunehmendem Stellwinkel zusätzlich eine druckinduzierte Ablöseblase.

Neben den genannten Nichtlinearitäten und Totzeiten können weitere instationäre Effekte bei schnellen Spoilerausfahrvorgängen auftreten, die sich beispielsweise in kurzzeitigen Auftriebserhöhungen äußern. Da diese Effekte für den Einsatz von Spoilern in Flugsteuerungssystemen unerwünscht sind, werden sie im Englischen als „Adverse Effects“ bezeichnet. In Abb. 2.3 ist hierzu schematisch der transiente Auftriebsver-

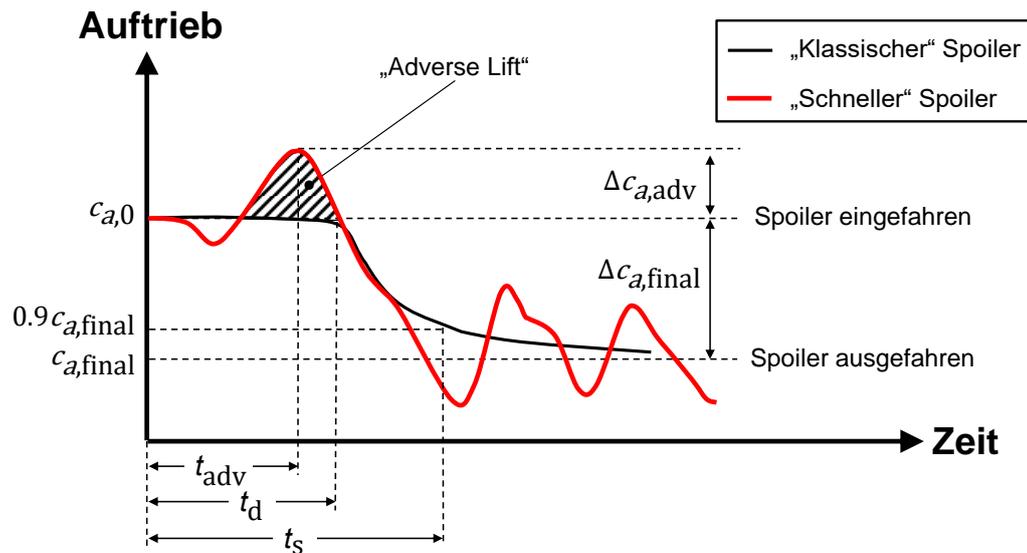


Abbildung 2.3: Transienter Auftriebsverlauf infolge Spoilerausschlag.

lauf während eines Spoilerausfahrvorgangs dargestellt. Der dargestellte Verlauf eines „klassischen“ Spoilers stellt einen typischen Stellvorgang dar, wie er sich mit heutzutage an Verkehrsflugzeugen üblichen Stellgeschwindigkeiten von ca. 40°s^{-1} einstellen würde. Es treten keine Überschwinger auf, allerdings weist der Spoiler eine Totzeit auf bis er seine beabsichtigte Wirkung entfaltet. Erhöht man nun die Stellgeschwindigkeit des Spoilers weiter, so treten ab Überschreiten einer kritischen Stellgeschwindigkeit (bzw. Unterschreiten einer kritischen Stellzeit) instationäre Effekte in Form von kurzzeitigen Über- und Unterschwingern im Auftriebsverlauf auf. Dieser Verlauf wird exemplarisch durch die rote Linie dargestellt.

Mabey [22] führte ein Kriterium auf Basis einer dimensionslosen Stellzeit t_{stell}^* ein, die sich nach Gl. (2.1) aus der dimensionsbehafteten Stellzeit t_{stell} , der Anströmgeschwindigkeit u_∞ und der Bezugstiefe l berechnet. Erfüllt ein Stellvorgang Gl. (2.2), ist also innerhalb der fünffachen dimensionslosen Stellzeit abgeschlossen, dann treten die genannten Überschwinger im Auftriebsverlauf auf. In später durchgeführten Arbeiten von Consigny et al. [23] und Kalligas [24] wurden diese Effekte sogar bis zu $t_{\text{stell}}^* = 9$ beobachtet.

$$t_{\text{stell}}^* = t_{\text{stell}} \frac{u_\infty}{l} \quad (2.1)$$

$$t_{\text{stell}}^* \leq 5 \quad (2.2)$$

Überträgt man das Kriterium nach Gl. (2.2) nun auf reale Verkehrsflugzeuge, beispielsweise in der Größenordnung eines Airbus A320 mit einer max. Stellgeschwindigkeit des Spoilers von 40°s^{-1} , dann bedeutet dies, dass der Spoiler in langsamen Flugphasen, beispielsweise im Anflug bei $Ma_\infty = 0,2$, lediglich ca. dreimal schneller ausfahren müsste, bevor mit dem Auftreten dieser instationären Effekte zu rechnen ist. Im Reiseflug bei $Ma_\infty = 0,78$ wäre dagegen eine ca. 50-fach höhere Stellgeschwindigkeit als heutzutage erforderlich.

Neben diesen grundsätzlichen, strömungsphysikalischen Vorgängen kann es bei sehr hohen Anströmmachzahlen jenseits von 85% der Schallgeschwindigkeit zu einer Umkehr der Spoilerwirkung, im Englischen als „Spoiler Reversal“ bezeichnet, kommen.

Bei geringen Anstellwinkeln führt ein Ausschlag des Spoilers hierbei dazu, dass der Stoß auf der Oberseite einer Tragfläche nach vorne verschoben wird, wodurch sich ein Auftriebsverlust einstellt. Wird derselbe Ausschlag bei einem um wenige Grad erhöhten Anstellwinkel durchgeführt, so wandert der Stoß statt dessen nach hinten, wodurch sich der Auftrieb erhöht.

Letztendlich wird das aerodynamische Verhalten eines Spoilers auch maßgeblich von seiner Geometrie bestimmt, wie beispielsweise umfangreiche Studien von Wentz et al. [19], zeigen. Demnach nimmt die Effektivität des Spoilers nahezu linear mit seinem Seitenverhältnis zu. Zudem stellte sich heraus, dass insbesondere eine größere Spalthöhe an der Scharnierlinie des Spoilers, eine poröse Spoilerfläche oder eine veränderte Hinterkantengeometrie den Druckausgleich zwischen Spoilervorder- und -rückseite begünstigen. Dadurch lassen sich beispielsweise die Totzeiten reduzieren. Dieser Vorteil wird allerdings damit erkauft, dass im Gegenzug die Effektivität des Spoilers reduziert wird.

2.2 Simulationsansatz

Die Bewegung eines Fluids wird durch die Navier-Stokes-Gleichungen [46] beschrieben. Sie beruhen auf einer Bilanzierung der Erhaltungsgrößen Masse, Impuls und Energie und gelten unter der Annahme, dass das Fluid als Kontinuum betrachtet werden kann und dass es sich um ein Newtonsches Fluid handelt, was für Luft in der Atmosphäre zutreffend ist. Die Navier-Stokes-Gleichungen gelten allgemein für ein instationäres, reibungsbehaftetes und kompressibles Fluid. Da es sich um nichtlineare, partielle Differentialgleichungen handelt, können sie lediglich für einfache Strömungsprobleme, beispielsweise laminare Strömungen, direkt gelöst werden. Dagegen gelingt die direkte Berechnung turbulenter Strömungen auch mit heutigen Hochleistungsrechnern nur bei sehr kleinen Reynoldszahlen. In allen anderen Fällen, insbesondere bei hohen Reynoldszahlen, wie sie bei der Umströmung von Flugzeugen auftreten, kann der Einfluss der Turbulenz auf die Strömung nicht direkt berechnet werden. Eine Modellierung der Turbulenzeffekte ist daher erforderlich.

Die gebräuchlichste Modellierung basiert auf einem Ansatz von Reynolds [47]. Danach werden die turbulenten Schwankungsbewegungen zeitlich gemittelt, d. h. jede Strömungsgröße wird aufgeteilt in einen zeitlich unveränderlichen Mittelwert und einen zeitabhängigen Schwankungsanteil. Die Berücksichtigung dieses Modellierungsansatzes führt auf die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen [48]. Diese unterscheiden sich von den allgemeinen Navier-Stokes-Gleichungen durch zwei zusätzliche Terme, den Reynoldsspannungstensor und den turbulenten Wärmestromvektor, die zur Schließung des Gleichungssystems ebenfalls modelliert werden müssen. Dies erfolgt mit Hilfe von Turbulenzmodellen, die den erforderlichen Zusammenhang zwischen der Hauptströmung und den turbulenten Schwankungsbewegungen herstellen.

Turbulenzmodelle lassen sich grundsätzlich in zwei Familien unterteilen. Eine Vielzahl von Turbulenzmodellen beruht dabei auf dem Ansatz von Boussinesq, wonach die Komponenten des Reynoldsspannungstensors indirekt über eine Hilfsgröße, die sog. turbulente Wirbelviskosität, berechnet werden. Diese Modelle werden daher auch als Wirbelviskositätsmodelle (WVM) bezeichnet. Je nachdem, durch wie viele Trans-

portgleichungen die turbulente Wirbelviskosität berechnet wird, werden weiterhin Null-, Ein- und Mehrgleichungsmodelle unterschieden. Zur numerischen Simulation der Aerodynamik von Flugzeugen kommen heutzutage überwiegend Ein- und Zweigleichungsmodelle zum Einsatz. Sie zeichnen sich durch Robustheit, gutes Konvergenzverhalten und ausreichende Genauigkeit in Fällen aus, in denen keine oder nur kleinere Ablösungen zu erwarten sind.

Im Gegensatz zu den WVM berechnen Reynoldsspannungsmodelle (RSM) die Komponenten des Reynoldsspannungstensors direkt. Da hierbei allerdings sechs Transportgleichungen und eine weitere Gleichung zur Schließung des Systems berechnet werden müssen, ist der numerische Aufwand deutlich höher. Dafür bieten sie den Vorteil, dass sie bei nicht-isotroper Turbulenz, starken Stromlinienkrümmungseinflüssen und größeren Ablösegebieten vom Ansatz her besser geeignet sind als WVM. Da die numerische Stabilität der RSM in den letzten Jahren deutlich verbessert werden konnte, kommen sie zunehmend dann zum Einsatz, wenn mit dem Auftreten von Ablösegebieten zu rechnen ist.

2.2.1 Lösen der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen

In der vorliegenden Arbeit wurden die drei-dimensionalen, kompressiblen und zeitgenauen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen mit dem hybriden, unstrukturierten DLR Strömungslöser TAU [49–52] gelöst. TAU wurde vom DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Zusammenarbeit mit Industrie und Universitäten entwickelt und basiert auf einem Finite-Volumen-Verfahren zweiter Ordnung. Die Berechnung kann dabei auf strukturierten als auch hybriden, unstrukturierten Netzen erfolgen. Hierzu wird das Rechengebiet um einen Körper mit unterschiedlichen Netzelementen aufgelöst, die Oberfläche beispielsweise mit Drei- oder Vierecken und der daran anschließende, wandnahe Bereich demzufolge mit Prismen oder Hexaedern. Das restliche Volumen wird mit Tetraedern aufgefüllt. Das dabei entstandene Rechnetnetz wird als Primärnetz bezeichnet. Unter Verwendung einer knotenbasierten Metrik rechnet TAU nicht auf dem Primärnetz, sondern auf einem daraus abgeleiteten dualen Netz. Dadurch ist sichergestellt, dass der numerische Lösungsprozess unabhängig von den im Primärnetz verwendeten Zelltypen ist.

Die in dieser Arbeit durchgeführten Berechnungen nutzten ein zentrales Schema nach Jameson [53] mit künstlicher Matrix-Dissipation zur räumlichen Diskretisierung der Grundgleichungen. Die zeitliche Diskretisierung erfolgte mit einem semiimpliziten Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel-Ansatz nach Jameson und Turkel [54], der durch Dwight [55] modifiziert und in TAU implementiert wurde.

Die Simulationen mit statischem Spoiler wurden mit einem stationären, lokalen Zeitschrittansatz gerechnet und anschließend gemittelt. Die Simulationen am bewegten Spoiler wurden dagegen mit einem instationären, dualen Zeitschrittverfahren durchgeführt. Die instationären Simulationen wurden dabei jeweils von einer stationären Startlösung aus angestartet.

Zur Modellierung der Turbulenz wurden drei Modelle verwendet. Das Eingleichungsmodell nach Spalart und Allmaras (SA) [56] gilt als Standardmodell für die Simulation der Flugzeugaerodynamik. In der vorliegenden Arbeit wurde eine modifizierte, negative Version (SA-neg) dieses Modells [57] verwendet. Diese behebt gegen-

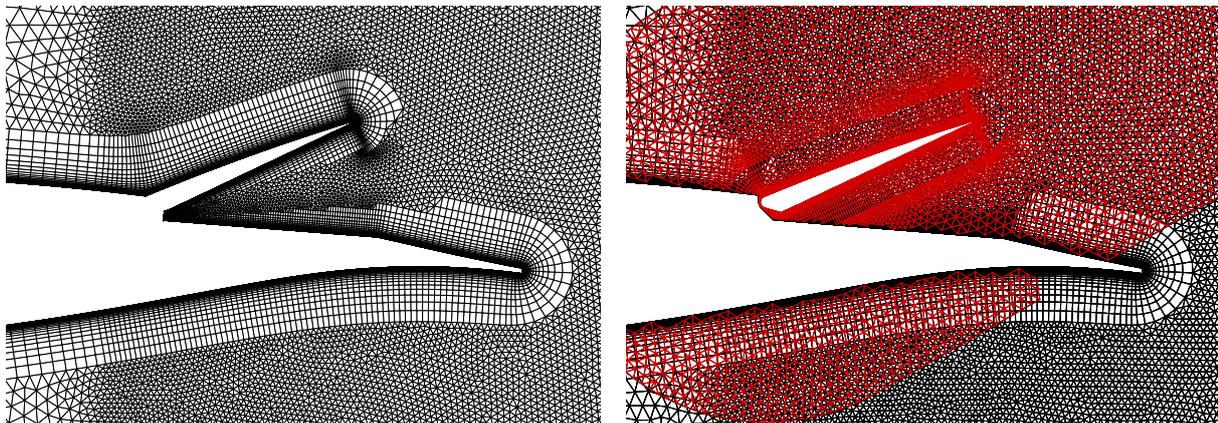
über der Originalmodell Probleme, die sich aufgrund mangelnder Netzauflösung im Übergangsbereich von Grenzschicht oder Scherschicht zum Bereich der ungestörten Anströmung ergeben können. Das SA-neg Modell ist daher inzwischen das Standard-Eingleichungsmodell in TAU.

Das Zweigleichungsmodell nach Menter (SST) [58] wurde verwendet, da es gegenüber dem SA-Modell Vorteile in der Vorhersage von Strömungen mit Druckanstiegen und moderaten Ablösungen bietet. Das Modell erscheint daher prädestiniert für die Vorhersage der druckinduzierten Ablösungen unmittelbar stromauf eines ausgefahrenen Spoilers.

Neben diesen beiden Wirbelviskositätsmodellen wurde das Reynoldsspannungsmodell nach Cecora et al. [59] in der durch Togiti und Eisfeld modifizierte Version [60] verwendet. Aufgrund der Komplexität des Strömungsfeldes vor und hinter einem ausgefahrenen Spoiler wurde untersucht, inwiefern diese komplexeste Form der Turbulenzmodellierung die Genauigkeit der Vorhersage verbessern kann.

2.2.2 Netzgenerierungsstrategie

Zur Simulation der Aerodynamik von statischen und dynamischen Spoilern werden in dieser Arbeit zwei Netzgenerierungsstrategien verfolgt. Beim statischen Spoiler bleibt die räumliche Position des Spoilers innerhalb der Simulation unverändert. Um die Netzgenerierung in diesem Fall zu vereinfachen, wird der Spoiler in diesen Fällen zunächst mit der Flügelgeometrie verschnitten und um die daraus entstandene Flügel-Spoiler-Konfiguration ein konventionelles, unstrukturiertes Einblock-Netz erstellt. Dies ist exemplarisch in **Abb. 2.4(a)** dargestellt.



(a) Konventionelles Einblocknetz: Spoiler und Flügel sind miteinander verschnitten.

(b) Überlappendes Netz, bestehend aus Flügelnetz (schwarz) und Spoilernetz (rot). Beide sind durch einen Spalt voneinander getrennt.

Abbildung 2.4: Vergleich der Netzgenerierungsansätze am Beispiel eines um $\delta = 30^\circ$ ausgeschlagenen Spoilers.

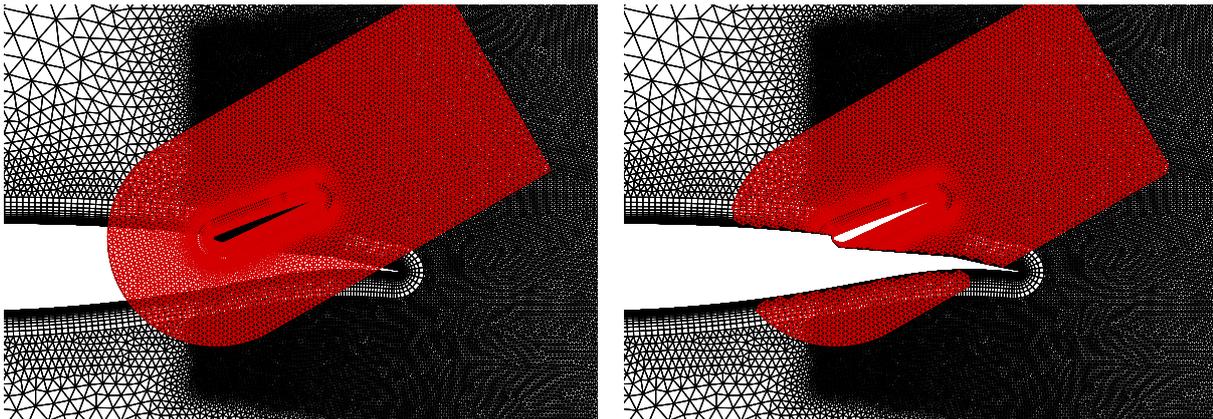
Bei dynamischen Simulationen, in denen sich der Spoilerwinkel während der Laufzeit der Simulation ändert, ist diese Vorgehensweise nicht anwendbar, da für jeden momentanen Spoilerwinkel ein neues Netz erstellt werden müsste. Zudem würde der zeitliche Verlauf der Bewegung bei dieser permanenten Neuvernetzung nicht ohne Weiteres mit erfasst werden. Aus diesem Grund erfordern die dynamischen Simulationen eine andere Netzgenerierungsstrategie, bei der die Anpassung des Netzes an die jeweilige Spoilerposition während der Laufzeit erfolgt. In TAU stehen dafür zwei Ansätze zur Verfügung, die entweder auf einer Deformation des Netzes oder auf der Verwendung sog. überlappender Netze beruhen.

Bei der Netzdeformation werden Netzpunkte in einem Teilbereich des Netzes räumlich verschoben, das Netz in diesem Bereich also *deformiert*. Diese Methode eignet sich besonders bei solchen Geometrieänderungen, bei denen die Netzpunkte relativ einfach entlang der Bewegungsrichtung verschoben werden können. Hierzu zählen beispielsweise Querruderausschläge oder die Änderung des Trimmwinkels eines Höhenleitwerks. Für die Anwendung einer Netzdeformation werden Verschiebungsfelder benötigt, die bei Steuerflächenausschlägen einen Zusammenhang zwischen Drehwinkel und Koordinatenänderung eines jeden Punktes auf der Oberfläche der sich drehenden Steuerfläche herstellen. Somit kann die neue Position eines jeden Oberflächenpunktes im Raum in Abhängigkeit des Drehwinkels bestimmt werden. Um weiterhin ein gültiges Netz zu erhalten, muss diese Verschiebung auch in das angrenzende Volumennetz propagiert werden. Unter Beibehaltung der Konnektivität von Volumenzellen zu Oberflächenelementen führt dies dazu, dass die Volumenzellen gestaucht, gestreckt bzw. geschert werden müssen. Genau darin liegt die Limitierung dieses Ansatzes, da sich eine derartige Deformation einer Zelle im Allgemeinen negativ auf die Zellqualität und somit die Netzqualität insgesamt auswirkt. Eine zunehmende Netzdeformation führt dazu, dass Simulationen aufgrund der immer schlechter werdenden Netzqualität nur noch schlecht konvergieren und irgendwann nicht mehr lauffähig sind. Im Falle des Querruders lassen sich auf diese Art und Weise Ausschläge aus der Neutrallage von bis zu ca. $\pm 35^\circ$ erreichen. Der große Vorteil der Netzdeformation liegt darin, dass keine räumliche Diskretisierung von Spalten erfolgt. Dies wirkt sich positiv auf die Gesamtpunktzahl eines Netzes und typischerweise auch auf das Konvergenzverhalten der Simulation aus.

Für die Untersuchung eines dynamischen Spoilers wie in dieser Arbeit eignet sich dieser Ansatz dagegen nicht, da der betrachtete Stellwinkelbereich von $0^\circ \leq \delta \leq 50^\circ$ einerseits zu groß für eine Netzdeformation ist. Zusätzlich würden die Zellen beim Ausfahren aus dem eingefahrenen Zustand bzw. beim Einfahren aus dem ausgefahrenen Zustand übermäßig stark gestreckt bzw. gestaucht werden müssen. Aus diesen Gründen basieren die dynamischen Simulationen auf überlappenden Netzen bzw. Chimera-Netzen.

Im Gegensatz zur Netzdeformation werden beim Chimera-Ansatz keine Netzzellen in ihrer ursprünglichen Form verändert. Eine Limitierung aufgrund abnehmender Netzqualität wie bei der Netzdeformation existiert daher nicht. Der Chimera-Ansatz eignet sich aus diesem Grund hervorragend für Simulationen, in denen sich Körper über größere Distanzen relativ zueinander bewegen. Im Gegensatz zur Netzdeformation basiert dieser Ansatz auf der Überlappung separat erstellter Einzelnetze. **Abb. 2.4(b)** zeigt exemplarisch einen Ausschnitt aus einem solchen Chimera-Netz, das aus einem Flügel- und einem Spoilernetz aufgebaut wurde. Zwischen diesen einzel-

nen Netzblöcken werden während einer Simulation fortlaufend Informationen durch Interpolation ausgetauscht. Das entsprechende Verfahren hierzu basiert auf einem sog. Alternating-Digital-Tree-Ansatz und wurde von Madrane et al. [61, 62] in den TAU-Code implementiert. Damit diese Interpolation auch bei größeren Relativbewegungen zuverlässig funktioniert, müssen mehrere Bedingungen erfüllt sein. So muss zu jedem Zeitpunkt eine ausreichende Überlappung zwischen den einzelnen Netzblöcken bestehen, d. h. es dürfen infolge der Relativbewegung keine „Löcher“ in dem Chimera-Netz auftreten.



(a) Netzüberlappung *vor* dem Lochschneiden: die Einzelnetze durchdringen die jeweils andere Geometrie.

(b) Netzüberlappung *nach* dem Lochschneiden: es befinden sich keine Netzpunkte mehr innerhalb einer Geometrie.

Abbildung 2.5: Einfluss des Lochschneidealgorithmus an der betrachteten Flügel-Spoiler-Konfiguration.

Zusätzlich müssen sich in der TAU-Implementierung mindestens zwei Zellen mit idealerweise ähnlicher Zellgröße überlappen. Diese Anforderung geht darauf zurück, dass der Chimera-Ansatz, im Gegensatz zur Netzdeformation, aufgrund der durchgeführten Interpolationen mathematisch nicht-konservativ ist. Im Falle ungleicher Zellgrößen im Überlappungsbereich reduziert sich dadurch lokal die Genauigkeit des räumlichen Diskretisierungsverfahrens. Um dem entgegenzuwirken und auch im Interpolationsbereich eine räumliche Diskretisierung zweiter Ordnung zu erreichen, wie im restlichen Feld auch, müssen sich deshalb mindestens zwei Zellen überlappen. Besitzen zwei Körper nur einen geringen Abstand zueinander, wie beispielsweise der Spoiler in **Abb. 2.4(b)**, der lediglich durch einen kleinen Spalt vom Flügel getrennt ist, so muss dieser Spalt dennoch derart fein aufgelöst werden, dass die Mindestüberlappung von zwei Zellen gegeben ist. Dies führt zu sehr kleinen Zellgrößen im Spaltbereich. Da die Strömung durch diese kleinen Spalte in der Regel nicht im Mittelpunkt der zu untersuchenden strömungsphysikalischen Fragestellung steht, wird deutlich, dass beim Chimera-Ansatz viele Netzpunkte alleine dafür benötigt werden, damit dieser Ansatz überhaupt angewendet werden kann. Verfahrensbedingt liegt aus diesem Grund die Netzpunktzahl eines Chimera-Netzes, bei äquivalenter räumlicher Netzauflösung, deutlich höher als bei einem konventionellen Einblocknetz.

Daneben führt der Chimera-Ansatz unweigerlich dazu, dass sich Volumennetze und Körpergeometrien überlappen. Dies ist exemplarisch in **Abb. 2.5(a)** dargestellt. Um ein gültiges Netz zu erhalten, müssen alle Netzpunkte, die innerhalb einer Körpergeometrie liegen, identifiziert und von der Berechnung ausgeschlossen werden. Die-

ser Vorgang wird als *Lochschneiden* bezeichnet. Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein vollautomatischer Lochschneidealgorithmus benutzt, der von Spiering [63] in TAU implementiert wurde. **Abb. 2.5(b)** zeigt das Ergebnis des automatischen Lochschneidens in TAU.

2.2.3 Berechnung der lokalen Schnittlasten

Die Validierung der Strömungssimulation stützt sich in dieser Arbeit weitgehend auf einen direkten Vergleich der numerisch berechneten und experimentell gemessenen Druckverteilungen. Auf einen Vergleich in Form von aufintegrierten, lokalen aerodynamischen Beiwerten wurde im Rahmen der Validierung von statischen Spoileraus schlägen größtenteils verzichtet. Der Grund hierfür bestand primär darin, dass ein solcher Vergleich keinerlei Rückschlüsse darüber erlaubt, wo am Flügel eine gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Experiment vorliegt und wo es Abweichungen gibt. Zudem ist die Anzahl der im Experiment verwendeten Drucksensoren im Vergleich zum Informationsgehalt einer CFD-Lösung als gering anzusehen, woraus bei einem reinen Zahlenvergleich Einflüsse infolge der unterschiedlichen Dichte an Stützstellen in Kauf genommen werden müssten.

Bei der Validierung von dynamischen Spoilerausfahrvorgängen ist ein Vergleich auf Grundlage der Druckverteilungen jedoch nicht mehr praktikabel, da sich diese während eines Ausfahrvorgangs kontinuierlich ändern und sich daher für einen zeitabhängigen Vergleich nur schlecht eignen. Aus diesem Grund basiert die Validierung von Ausfahrvorgängen auf dem Vergleich der lokalen Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentbeiwerte, da sich diese relativ einfach berechnen und als Zeitverlauf darstellen lassen.

In den 3D-Simulationen liegen diese Schnittlasten allerdings nicht direkt vor, sondern müssen durch einen zusätzlichen Postprocessing-Schritt aus der flächigen Oberflächendruckverteilung extrahiert werden. Hierzu wurde das im DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte Tool Aeroforce [64] in Version 0.6.7 verwendet.

3 Experimentelle Untersuchung der Aerodynamik von Spoilern

Wie in Abschnitt 1.1.1 gezeigt wurde, gab es insbesondere in den 1980er Jahren eine ganze Reihe experimenteller Forschungsaktivitäten zum aerodynamischen Verhalten von Spoilern. In der überwiegenden Mehrzahl wurden dabei reine 2D-Konfigurationen oder statische Spoilerausschläge an 3D-Konfigurationen untersucht. Lediglich in einer Arbeit [65] wurden 3D-Spoilerausfahrvorgänge betrachtet, allerdings mit einer anderen Zielsetzung als in dieser Arbeit. Als frei verfügbare, potentielle Validierungsgrundlage für TAU verbliebe somit lediglich der sehr umfangreiche Datensatz, der von der ehemaligen Research and Technology Organization der NATO zur Validierung instationärer numerischer Simulationsverfahren bereitgestellt wurde [66]. In diesem Datensatz sind Oberflächendruckdaten zu einem statischen und harmonisch-oszillierenden 3D-Spoiler an einem ungepfeilten Flügel enthalten. Spoilerausfahrvorgänge, die im Mittelpunkt dieser Arbeit stehen, sind darin jedoch nicht enthalten.

Aus den genannten Gründen wurde am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik ein neues Windkanalmodell entwickelt, mit dem anschließend dediziert das aerodynamische Verhalten von Spoilern experimentell untersucht wurde.

3.1 Geometrie und Referenzexperiment

Das in dieser Arbeit verwendete Windkanalmodell ist ein Derivat des DLR-F15 Modells, einem kryo-tauglichen 2D-Flügelmodell, welches bislang ausschließlich für Hochauftriebsuntersuchungen eingesetzt wurde. Das Modell besitzt eine Spannweite von $b = 2800$ mm und eine konstante Profiltiefe von $l = 600$ mm. Aufgrund seines modularen Aufbaus lassen sich Variationen der Vorder- und Hinterkantenklappengeometrien, sowie deren Positionierung relativ zum Hauptflügel, relativ schnell und unkompliziert durchführen. Für die Zielsetzung in dieser Arbeit wurde dieses Modell erstmals in Reiseflugkonfiguration untersucht. Die resultierende Profilgeometrie ist repräsentativ für ein modernes, transsonisches Profil und entstammt der Flügelgeometrie eines generischen Verkehrsflugzeugs [67]. Zusätzlich wurde ein von außen verstellbarer Spoiler mit einer Spannweite von $b_{sp} = 600$ mm und einer Tiefe von $l_{sp} = 90$ mm, d. h. mit einem Seitenverhältnis von $\Lambda_{sp} = 6,7$, in die Flügeloberseite integriert. Die Scharnierlinie des Spoilers befindet sich bei $x/l = 0,745$. Das so entstandene Modellderivat wird im Folgenden als DLR-F15DS (Dynamischer Spoiler) bezeichnet. **Abb. 3.1** zeigt die Kontur des F15DS-Flügelprofils bei ausgefahrenem Spoiler. Die Spoilergeometrie ergab sich hierbei unter folgenden Randbedingungen:

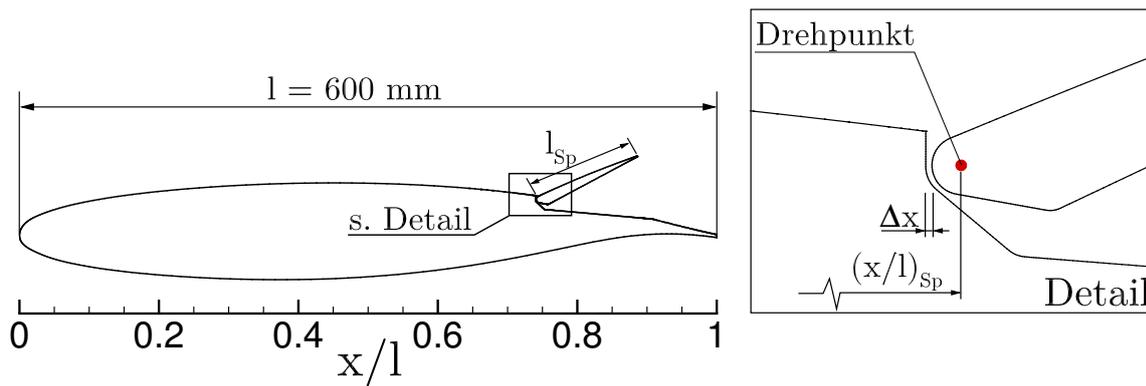


Abbildung 3.1: Mittelschnitt des DLR-F15DS Modells mit Spoiler.

- Die zu Beginn der Arbeit durchgeführte Literaturstudie ergab, dass die Spoilertiefe bei ähnlichen Arbeiten typischerweise 10% – 15% der Profiltiefe beträgt. Für die Lastannahmen zur Auslegung von Spoilerstruktur und Kinematik des Windkanalmodells wurde daher konservativ von einer relativen Tiefe von 15% ausgegangen. Dieser Wert wurde später beibehalten.
- Die Spannweite des Spoilers sollte einerseits möglichst groß gewählt werden, damit die Auswirkungen infolge der Umströmung der Spoilerseitenkanten auf den Spoilermittelschnitt möglichst gering sind. Andererseits führt eine Erhöhung der Spannweite zu höheren Lasten auf die Kinematik und erfordert eine höhere Aktuatorleistung. Da es im vorliegenden Fall einerseits Bauraumbeschränkungen (für die Kinematik) und Budgetbeschränkungen (für den Antrieb) gab, stellt die gewählte Spoilerspannweite von $b_{sp} = 600$ mm einen entsprechenden Kompromiss dar.

Spoiler- oder Flügelgeometrie wurden im Experiment nicht variiert. Es sei an dieser Stelle nochmal darauf hingewiesen, dass der Kernaspekt dieser Arbeit darin besteht, für einen repräsentativen, aber geometrisch unveränderlichen Spoiler den Einfluss typischer Stellparameter wie Stellwinkel und Stellgeschwindigkeit auf das aerodynamische Antwortverhalten hin zu untersuchen.

Das Referenzexperiment fand unter atmosphärischen Bedingungen in der geschlossenen Messstrecke des DNW-Niedergeschwindigkeitswindkanals Braunschweig (NWB) statt. Die für die Validierung der Simulation relevante Anströmmachzahl lag durchweg bei $Ma_\infty = 0,2$, was unter Berücksichtigung der Profiltiefe und der Umgebungsbedingungen zu einer Reynoldszahl von $Re_l = 2,7$ Mio. führte.

3.2 Einbau und Instrumentierung

Das Modell wurde vertikal in der Messstrecke eingebaut und war zur Variation des Anstellwinkels an der Decke sowie am Boden an Drehscheibeneinsätzen befestigt. Die Ansteuerung des Spoilers erfolgte über einen elektrisch angetriebenen Linearaktuator, der aus Platzgründen unterhalb des Modells befestigt wurde, **Abb. 3.2**. Die Translationsbewegung des Aktuators wurde über eine modellinterne Hebelkinematik in eine

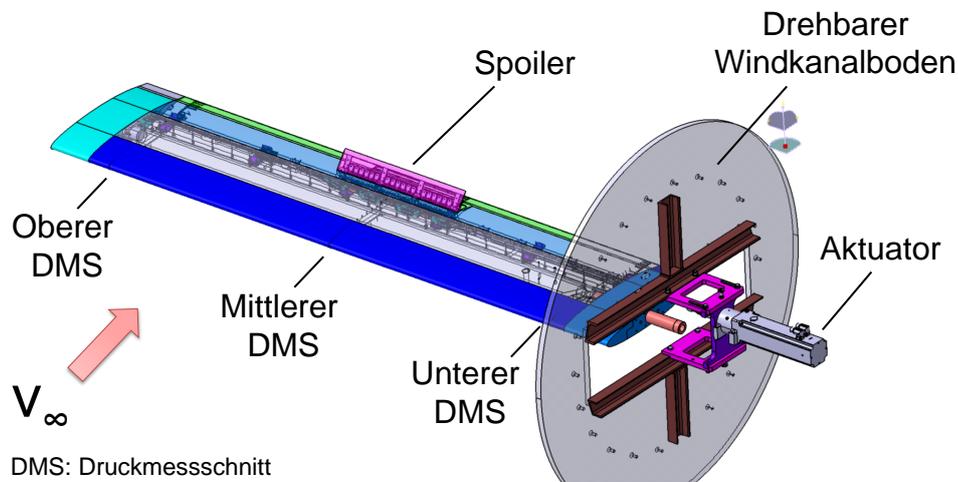


Abbildung 3.2: CAD-Modell des Windkanalaufbaus.

gleichmäßige Rotation des Spoilers umgewandelt. Um das Risiko einer Spoilertorsion zu minimieren, wurde bereits konstruktiv dafür Sorge getragen, dass die Kraft gleichmäßig verteilt und synchron in den Spoiler eingeleitet wurde. Mit dieser Kinematik und entsprechender Bediensoftware konnten Spoilerwinkel im Bereich von 0° bis 85° stufenlos angefahren werden, wobei der maximale Verfahrweg des Aktuators zur Erzielung eines Vollausschlags des Spoilers konstruktions- und bauraumbedingt lediglich 23 mm betrug. Mit dieser Anordnung waren Spoilerstellgeschwindigkeiten von bis zu 625° s^{-1} möglich. Limitiert wurde dies durch die maximale Verfahrgeschwindigkeit des Aktuators. Weitergehende Details zur Modellkonstruktion sowie zur kinematischen Umsetzung wurden vom Autor in [68] veröffentlicht.

Abb. 3.3 zeigt die endgültige Einbausituation des Modells in der Messstrecke des DNW-NWB. Darin sind die beiden jeweils 200 mm breiten Füllstücke zu erkennen, mit denen das Modell zum Boden bzw. zur Decke hin abschließt. Im Gegensatz zur restlichen Modellgeometrie verfügen diese Füllstücke über eine ausgeschlagene Nasenkontur („Droop Nose“). Dadurch wird die bei höheren Anstellwinkeln an der Verschneidung zwischen Modell und Windkanalwand auftretende Eckenablösung zu höheren Anstellwinkeln hin verschoben. Zusätzlich wird durch diese geometrische Unstetigkeit im Übergang von der Droop Nose Geometrie auf die Geometrie der Reiseflugkonfiguration im mittleren Bildbereich jeweils ein Wirbel auf der Oberseite induziert. Dieser stabilisiert die Strömung im hohen Anstellwinkelbereich zusätzlich und trägt somit ebenfalls dazu bei, dass die Strömung im Mittelschnitt, auf der das Hauptaugenmerk in diesem Experiment liegt, länger unbeeinflusst von Wandeinflüssen bleibt. In der Simulation wurden diese Füllstücke nicht mitmodelliert, statt dessen erstreckt sich die Reisefluggeometrie über die volle Spannweite von 2800 mm. Der Grund hierfür besteht darin, dass, basierend auf Erfahrungen aus früheren Messungen mit dem DLR-F15 Modell, davon ausgegangen wurde, dass die Strömung im Mittelschnitt bei dem anvisierten Anstellwinkelbereich $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ noch hinreichend unbeeinflusst von potentiellen Ablösungen im Wandbereich ist.

Mit dem in **Abb. 3.3** dargestellten Aufbau ergibt sich für den Fall mit eingefahrenem Spoiler eine Versperrung der Messstrecke von 2,3% bei $\alpha = 0^\circ$ bzw. 3,7% bei $\alpha = 10^\circ$.

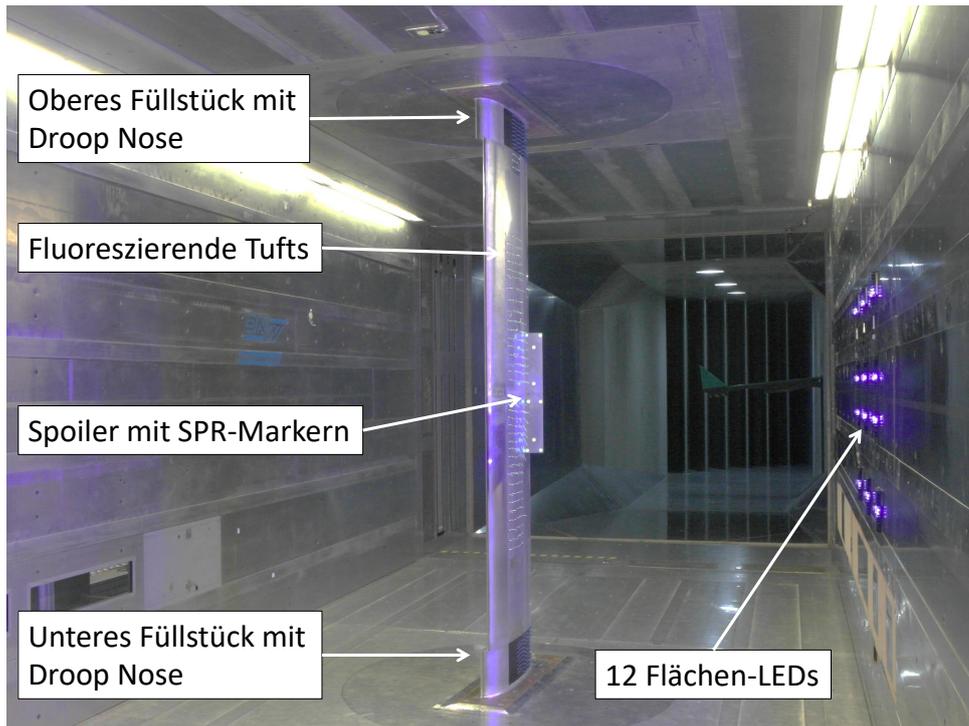


Abbildung 3.3: Vertikal eingebautes Modell im Windkanal, Blick in Strömungsrichtung.

Berücksichtigt man zusätzlich einen theoretischen Spoilervollausschlag von $\delta = 90^\circ$, so erhöht sich die Versperrung auf 2,9% bzw. auf knapp 4%.

Der Stellwinkel des Spoilers wurde mit einem optischen System unter Nutzung der sog. „Stereo-Pattern-Recognition“- (SPR)-Technik erfasst. Wie in **Abb. 3.3** zu erkennen, waren dazu einerseits mehrere runde Marker aus gelbem bzw. orangefarbenem Papier auf der Vorderseite des Spoilers aufgeklebt. Mit Hilfe zweier Kameras ist es nun mittels der SPR-Technik möglich, die Raumkoordinaten der aufgeklebten Marker zu bestimmen und daraus, nach vorheriger Kalibrierung, den momentanen Spoilerwinkel zu errechnen. Im vorliegenden Fall wurde die Spoilerbewegung mit 1.000 Bildern pro Sekunde von beiden Kameras aufgelöst. Um eine zuverlässige Anwendung des SPR-Systems zu gewährleisten, ist es wichtig, einen möglichst hohen Kontrast zwischen Markern und dem Hintergrund zu erzielen. Aus diesem Grund wurden die Windkanalversuche in einer vollständig abgedunkelten Messstrecke durchgeführt. Lediglich die Oberseite des Modells wurde durch ultraviolettes Licht aus 12 LEDs beleuchtet. Dies führte dazu, dass die gelben Marker bei allen angedachten Anstellwinkel-/Stellwinkelkombinationen klar und eindeutig zu erkennen waren.

Um während der Messung weitere Informationen über die Strömungstopologie auf der Oberseite erhalten zu können, wurden zusätzlich fluoreszierende Wollfädchen auf die Oberseite geklebt. Mit Hilfe einer weiteren Videokamera war es somit möglich, anstellwinkel- bzw. stellwinkelinduzierte Strömungsablösungen zu erkennen.

Aufbauend auf Erfahrungen aus früheren Windkanalversuchen mit dem DLR-F15-Modell wurde auf der Vorderkante bei $x/l = 0$ ein 0,2 mm hoher und 3 mm breiter Klebestreifen zur Fixierung der Transition angebracht.

Zur Messung der Oberflächendrücke ist das Modell mit insgesamt 143 Druckbohrun-

gen ausgestattet, die sich auf drei normal zur Vorderkante ausgerichtete Messschnitte verteilen, s. **Abb. 3.2**. Die beiden Außenschnitte, die jeweils 1100 mm vom Mittelschnitt bzw. 300 mm von der jeweiligen Wand entfernt sind, sind mit 34 Druckbohrungen im oberen Schnitt und 36 im unteren Schnitt ausgestattet. Mit ihrer Hilfe kann einerseits die Symmetrie der Strömung zum Mittelschnitt überprüft werden. Zudem lassen sich die bei hohen Anstellwinkeln auftretenden Eckenablösungen mit Hilfe der Daten aus den Außenschnitten rechtzeitig erkennen.

Die Validierung der Strömungssimulation stützt sich auf die Druckdaten aus dem Mittelschnitt. Zusätzlich zu 73 Druckbohrungen, vier davon auf der Spoilervorderseite, wurden dort 30 dynamische Drucksensoren in das Modell integriert. Von diesen 30 befinden sich drei auf der Vorderseite des Spoilers und einer auf der Spoilerrückseite. Mit den dynamischen Drucksensoren lassen sich transiente Drücke während eines Ausfahrvorgangs erfassen. Durch Integration der entsprechenden Druckdaten wurden die aerodynamischen Beiwerte wie in Kap. 3.5 beschrieben im Mittelschnitt berechnet. Die Signale der dynamischen Drucksensoren wurden mit 1000 Hz aufgezeichnet und anschließend mit einer Eckfrequenz von 391 Hz tiefpassgefiltert. Bei statischen Spoilerausschlägen wurden die jeweiligen Signale über ein Zeitfenster von 2 s aufgezeichnet und anschließend gemittelt. Bei dynamischen Ausfahrvorgängen wurden die Drucksignale über einen Zeitraum von 24 s kontinuierlich aufgezeichnet. Innerhalb dieses Zeitfensters wurde ein kompletter Ausfahr-Einfahr-Zyklus bis zu sieben Mal wiederholt. Im Postprocessing wurden diese einzelnen Sequenzen zerlegt und anschließend überlagert. Daraus lässt sich für die Validierung der Simulation ein mittlerer experimenteller Verlauf ableiten und gleichzeitig die experimentelle Streubreite ablesen.

3.3 Messunsicherheiten

Die experimentell gemessenen Daten sind mit Unsicherheiten versehen. Für die Validierung der Strömungssimulation ist insbesondere von Interesse, mit welcher Genauigkeit Oberflächendrücke und Spoilerposition im Experiment erfasst wurden. Eine Abschätzung der Größenordnung wird nachfolgend gegeben.

Das F15DS-Modell war mit mehreren Typen von Druckaufnehmern ausgestattet, die sich hinsichtlich ihres Messbereiches und ihrer Messgenauigkeit unterschieden. Zur Erfassung der statischen Oberflächendrücke über die Druckbohrungen wurden überwiegend Messaufnehmer mit einem Messbereich von 5 psi verwendet. Im vorderen Bereich des Modells, d. h. bei $x/l < 0,2$, kamen dagegen solche mit einem Messbereich von 15 psi zum Einsatz. Dieser Umstand ist der Tatsache geschuldet, dass dieses Modell in diesem Bereich für Hochauftriebsuntersuchungen mit den dort typischerweise auftretenden, sehr hohen Unterdrücken vorinstrumentiert war. Bei den dynamischen Druckaufnehmern kamen sogar drei Typen mit Messbereichen von 5 psi, 10 psi und ebenfalls 15 psi zum Einsatz.

Laut Herstellerangaben beträgt die Messgenauigkeit bei den statischen Druckaufnehmern 0,1% des Nennmessbereichs¹, bei den dynamischen Drucksensoren liegt diese nach Erfahrungswerten des Windkanalbetreibers allerdings eher bei 0,3% FS [1]. Dar-

¹Der Nennmessbereich wird im englischen Sprachgebrauch bei Drucksensoren als „full scale“ bezeichnet und mit „FS“ abgekürzt.

aus ergibt sich im Falle einer Anströmmachzahl von $Ma_\infty = 0,2$ die in **Tab. 3.1** zusammengefasste Genauigkeitsspanne in der Berechnung des Druckbeiwertes c_p . Das angegebene Intervall bezieht sich dabei auf die minimalen und maximalen Unsicherheiten, die sich aus der Verwendung von Sensoren mit unterschiedlichem Messbereich ergeben.

Tabelle 3.1: Abschätzung des Messfehlers der verwendeten Drucksensoren bei $Ma_\infty = 0,2$, entnommen aus [1].

Drucksensor	Messgenauigkeit	Unsicherheit Δc_p
Druckbohrungen und PSI Module	0,1% FS	0,01 – 0,04
Dynamische Drucksensoren	0,3% FS	0,04 – 0,11

Für die Bestimmung der lokalen Beiwerte werden die Druckdaten aus dem Mittelschnitt integriert. Nach Wild [69] ist die Anzahl an Druckbohrungen im Mittelschnitt zu groß, um daraus eine genaue Bestimmung des lokalen Widerstandsbeiwertes zu erreichen. Es traten Integrationsfehler von bis zu 20% auf. Die reinen Integrationsfehler für die lokalen Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerte wurden in diesem Zusammenhang mit 1% bzw. 3% beziffert.

Die absolute Genauigkeit der Spoilerposition, d. h. die Ablagen zwischen tatsächlichem Spoilerwinkel im Experiment zum gewünschten Soll-Winkel, wird maßgeblich durch die Genauigkeit des Stellsystems Aktuator-Kinematik sowie durch die Genauigkeit des SPR-Messsystems beeinflusst. Für die Validierung der Simulation ist diese Information allerdings weniger bedeutend, da die Einstellung der Spoilerwinkel in der Simulation nicht auf Grundlage der experimentellen Soll-Winkel erfolgt, sondern die gemessenen Daten des SPR-Systems übernimmt. Mit Hinblick auf die Validierung ist damit nur noch ausschlaggebend, wie genau das SPR-System die tatsächlichen Ist-Winkel im Experiment vermessen kann. Laut Messbericht [1] ergab die Kalibrierung des SPR-Systems eine maximale Ablage im berechneten Spoilerwinkel zu mechanisch nachgemessenen Referenzwerten von $\pm 0,5^\circ$.

3.4 Korrektur der Windkanaldaten

Üblicherweise werden aus Windkanalmessungen gewonnene Daten, wie Drücke und Beiwerte, nachträglich korrigiert, um Einflüsse zu minimieren, die sich beispielsweise durch die Windkanalwände, die Aufhängung des Modells oder dessen Verdrängungswirkung ergeben. Gängige Verfahren, wie beispielsweise in den AGARD-Berichten [70] und [71] beschrieben, zielen darauf hin ab, die Messdaten derart zu korrigieren, als wären sie unter Freiflugbedingungen entstanden. Neben den gemessenen Drücken und Beiwerten werden auch Anstellwinkel und Anströmgeschwindigkeit korrigiert. Diese korrigierten Anströmbedingungen fließen dann üblicherweise als Randbedingung in die CFD-Simulation ein, so dass schlussendlich die in der Simulation berechneten aerodynamischen Daten mit den *korrigierten* Windkanaldaten verglichen werden können.

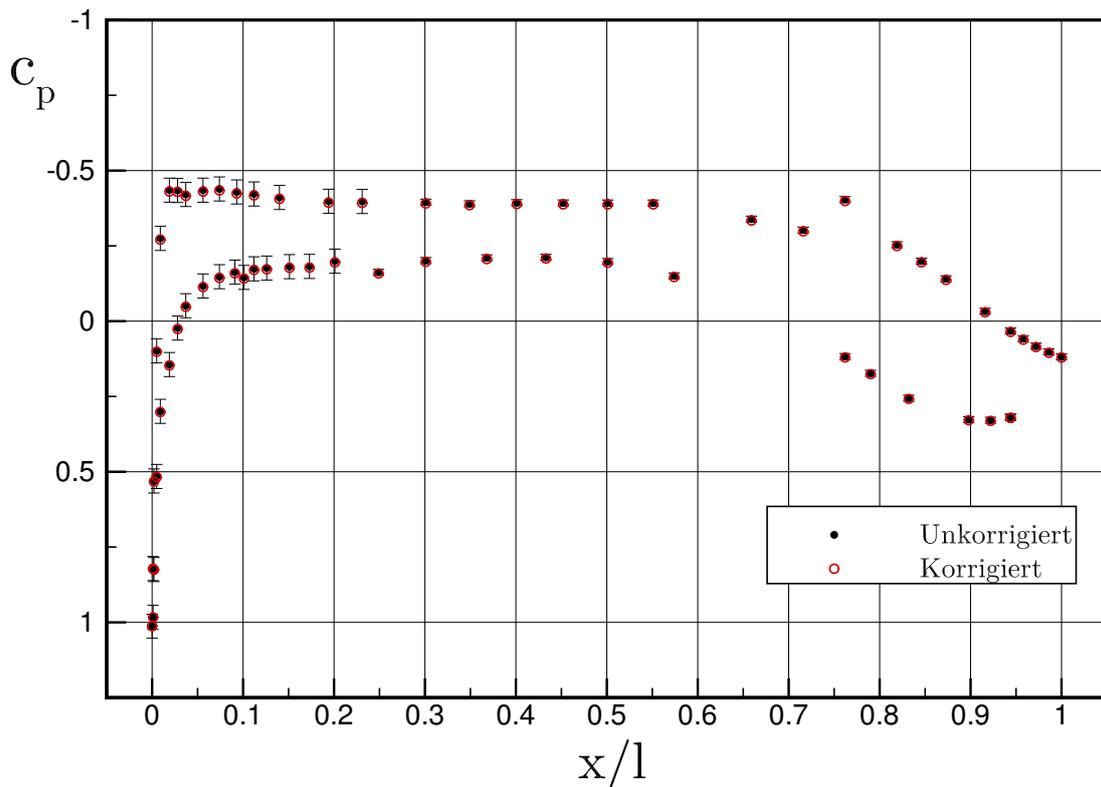


Abbildung 3.4: Einfluss des im Windkanal genutzten Korrekturverfahrens auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler. Zusätzlich ist die Messgenauigkeit eines jeden Sensors angegeben.

3.4.1 Korrekturverfahren im DNW-NWB

Das im DNW-NWB üblicherweise angewendete Korrekturverfahren beruht auf der Methode nach Allen & Vincenti [72]. Danach wird zunächst die Gesamtblockierung durch das Modell berechnet. Diese setzt sich zusammen aus einem Anteil infolge der Verdrängungswirkung des Modells selbst und einem Anteil infolge der Verdrängung durch den Nachlauf des Modells. Auf Grundlage der Gesamtblockierung und unter Berücksichtigung der gemessenen Beiwerte von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment werden dann nachträglich die Anströmbedingungen, der Druckbeiwert sowie die Kraft- und Momentenbeiwerte korrigiert. Kompressibilitätseinflüsse werden hierbei vernachlässigt. Weiterhin setzt dieses Verfahren einen 2D-Strömungszustand voraus. Diese Bedingung ist nur bei eingefahrenem Spoiler erfüllt. Aus diesem Grund wurden die Messdaten seitens NWB nur für Fälle mit $\delta = 0^\circ$ korrigiert.

In **Abb. 3.4** ist exemplarisch der Einfluss des im Windkanal genutzten Korrekturverfahrens auf die Oberflächendruckdaten dargestellt. Zusätzlich ist die Messunsicherheit dieser Sensoren nach **Tab. 3.1** als Fehlerbalken dargestellt. Es zeigt sich, dass die Abweichungen zwischen unkorrigierten und korrigierten Druckbeiwerten entlang des Flügelschnittes mindestens eine Größenordnung kleiner sind als die Messunsicherheiten der Sensoren. Aus diesem Grund wurde dieser Korrekturansatz im weiteren Verlauf der Arbeit nicht weiter berücksichtigt.

3.4.2 Korrekturverfahren bei abgelöster Strömung

In der Mehrzahl der in dieser Arbeit untersuchten Fälle ist der Spoiler ausgefahren, d. h. das Strömungsfeld ist gekennzeichnet durch Bereiche mit abgelöster Strömung. Die Größe des Ablösegebietes ist dabei in erster Linie abhängig vom Stellwinkel des Spoilers und reicht von lediglich lokaler Ablösung mit Wiederanlegen vor Erreichen der Hinterkante bis zu einem massiv abgelösten Strömungsfeld, wie es typisch für die Umströmung stumpfer Körper ist. Für die Korrektur eines derartigen Strömungsfeldes infolge Spoilerausschlag existieren bislang keine dedizierten Verfahren. Allerdings gibt es Ansätze, die speziell zur Korrektur von Strömungen um stumpfe Körper entwickelt wurden.

Mit Hilfe des Ansatzes von Maskell [73] kann die erforderliche Staudruckerhöhung Δq infolge der Verdrängungswirkung des Nachlaufs bei Strömungen mit Ablösung berechnet werden. In einem 3D-Fall ergibt sich diese mit dem unkorrigierten Staudruck q , dem gemessenen Widerstandsbeiwert c_w , der Bezugsfläche S zur Bildung der Beiwerte sowie der Querschnittsfläche A der Messstrecke aus **Gl. (3.1)**

$$\Delta q = q\theta \frac{c_w S}{A}. \quad (3.1)$$

Da in der vorliegenden Arbeit die Verhältnisse im Mittelschnitt des Spoilers untersucht werden, lautet die für die Betrachtung eines Flügelprofils modifizierte Version von **Gl. (3.1)**

$$\Delta q = q\theta \frac{c_w l}{H}. \quad (3.2)$$

Darin stellen c_w den Widerstandsbeiwert im Profilschnitt dar, l die Profiltiefe und H den Wandabstand in der Messstrecke in Auftriebsrichtung. Der Faktor θ , der Blockierungsfaktor für die Umströmung stumpfer Körper, wird berechnet nach

$$\theta = \frac{1}{k_c^2 - 1}. \quad (3.3)$$

Der Parameter k hängt vom Druckbeiwert c_{pb} im abgelösten Strömungsgebiet² ab,

$$k^2 = 1 - c_{pb}, \quad (3.4)$$

das Subskript c bezeichnet dabei stets korrigierte Größen. Zur Berechnung von k_c^2 schlägt Maskell folgenden, iterativen Ansatz vor

$$(k_c)_n^2 = k^2 \left(1 + \frac{1}{(k_c)_{n-1}^2 - 1} \frac{c_w l}{H} \right)^{-1}. \quad (3.5)$$

Mit vorhandenen Messdaten c_w und c_{pb} kann nun mit **Gl. (3.4)** und **(3.5)** zunächst θ nach **Gl. (3.3)** und somit die Staudruckerhöhung nach **Gl. (3.2)** berechnet werden. Die größte Staudruckerhöhung ergibt sich mit 4%-5% für die Fälle bei $(\alpha, \delta) = (0^\circ, 50^\circ)$ sowie für $(10^\circ, 10^\circ)$.

Der Korrekturansatz nach Maskell beruht auf experimentellen Untersuchungen einer normal angeströmten ebenen Platte. Abgesehen von der Staudruckerhöhung werden

²Englische Bezeichnung: base pressure coefficient

keine weiteren Anströmparameter korrigiert. Weitere Einflüsse, die als Eingangsgrößen für die Simulation benötigt werden, wie Anströmmachzahl, Reynoldszahl, statischer Umgebungsdruck sowie Anstellwinkel, lassen sich jedoch abschätzen, in dem die Ergebnisse nach der Methode von Maskell in die klassischen Korrekturverfahren zurückgeführt werden.

Ausgehend von der berechneten Staudruckerhöhung Δq nach Gl. (3.2) kann mit $q_c = \Delta q + q$ nach [71] ein Gesamtblockierungsfaktor ϵ für Strömungen in einer geschlossenen Messstrecke berechnet werden

$$q_c = q \left[1 + \left(2 - Ma_\infty^2 \right) \epsilon \right]. \quad (3.6)$$

Bei einer unkorrigierten Anströmmachzahl $Ma_\infty = 0,2$ erhält man $\epsilon = 0,026$ für $(0^\circ, 50^\circ)$ bzw. $\epsilon = 0,021$ für $(10^\circ, 10^\circ)$. Daraus lassen sich nach Gl. (3.7)–(3.9) weitere Parameter der Anströmung korrigieren

$$Ma_c = Ma_\infty \left[1 + \left(1 + 0,2Ma_\infty^2 \right) \epsilon \right], \quad (3.7)$$

$$Re_c = Re_l \left[1 + \left(1 - 0,7Ma_\infty^2 \right) \epsilon \right], \quad (3.8)$$

$$p_c = p_\infty \left[1 - 1,4Ma_\infty^2 \epsilon \right]. \quad (3.9)$$

Unter der vereinfachten Annahme einer 2D-Strömung lässt sich nach Allen & Vincenti [72] mit experimentell bestimmten Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerten eine Korrektur des Anstellwinkels durchführen. Der korrigierte Anstellwinkel α_c , angegeben in radian, folgt aus

$$\alpha_c = \alpha + \frac{\sigma}{2\pi\sqrt{1 - Ma_\infty^2}} (c_a + 4c_{m,l/4}), \quad \text{mit } \sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{l}{H} \right)^2. \quad (3.10)$$

Für die beiden Fälle mit der größten Staudruckkorrektur nach Maskell sind die weiteren korrigierten Strömungsgrößen in **Tab. 3.2** zusammengefasst.

Tabelle 3.2: Einfluss eines kombinierten Korrekturansatzes bei $Ma_\infty = 0,2$.

		Unkorrigiert		Korrigiert				
α	δ	Re_l	p_∞	$\frac{\Delta q}{q}$	Ma_c	Re_c	p_c	α_c
0°	50°	2,63 Mio.	100 488 Pa	0,051	0,205	2,69 Mio.	100 343 Pa	$-0,01^\circ$
10°	10°	2,64 Mio.	100 515 Pa	0,041	0,204	2,70 Mio.	100 398 Pa	$10,07^\circ$

Während der Einfluss auf den Umgebungsdruck vernachlässigbar ist, erhöhen sich Mach- und Reynoldszahl um ca. 3%. Die errechneten Anstellwinkeländerungen liegen bei unter 1%. Die Auswirkungen der korrigierten Strömungsparameter auf das Ergebnis einer Simulation wurde im folgenden exemplarisch für den Fall $(\alpha, \delta) = (10^\circ, 10^\circ)$ untersucht. **Abb. 3.5** zeigt einen Vergleich der resultierenden Druckverteilung im Mittelschnitt unter Annahme unkorrigierter und korrigierter Anströmbedingungen. Bis auf die um $\Delta c_p \approx 0,1$ stärker ausgeprägte Saugspitze im Falle korrigierter Parameter infolge des leicht erhöhten Anstellwinkels ergeben sich keine weiteren Unterschiede. In Folge dessen wurden alle weiteren Simulationen, die im Verlaufe dieser Arbeit durchgeführt wurden, unter unkorrigierten Windkanalbedingungen gestartet und mit unkorrigierten Windkanalmessdaten verglichen.

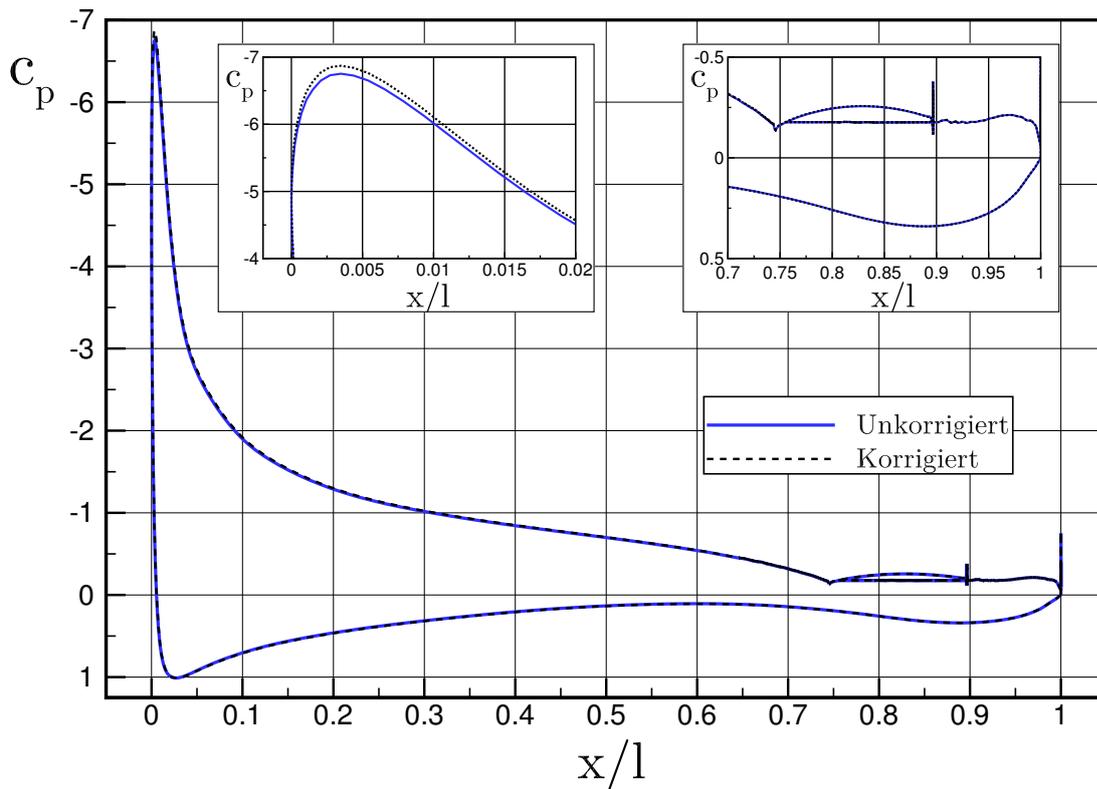


Abbildung 3.5: Einfluss des Korrekturverfahrens nach Kap. 3.4 auf das Simulationsergebnis. Dargestellt ist ein Vergleich zwischen unkorrigierten und korrigierten Anströmparametern für den Fall $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 10^\circ$ nach Tab. 3.2.

3.5 Integration der Druckdaten

Da das F15DS-Windkanalmodell nicht mit einer Windkanalwaage ausgestattet ist, beruhen transiente Kraft- und Momentenverläufe, die die Validierungsgrundlage für die dynamischen Ausfahrsimulationen bilden, auf der Integration der Druckverteilung im Spoilermittelschnitt. Hierbei muss berücksichtigt werden, dass sich die Position der auf dem Spoiler befindlichen Druckaufnehmer in Abhängigkeit des Stellwinkels ändert. Gleichzeitig muss berücksichtigt werden, dass sich die Anzahl der nutzbaren Drucksensoren bei statischen und dynamischen Ausschlägen signifikant voneinander unterscheiden. Bei statischen Spoilerausschlägen stehen wie in Kap. 3.2 beschriebenen Informationen sowohl aus den Druckbohrungen als auch aus den instationären Druckaufnehmern zur Verfügung, wobei die Druckintegration in diesem Fall lediglich auf den Daten der 73 Druckbohrungen beruht. Bei dynamischen Ausfahrvorgängen liefern dagegen *nur* die instationären Druckaufnehmer verlässliche Informationen, d. h. die Druckverteilung stützt sich in diesem Fall auf nur noch 30 Sensoren. Unter Berücksichtigung dieser Randbedingungen wurde die Integration der Druckdaten für statische und dynamische Spoilerausschläge durch den Windkanalbetreiber durchgeführt.

Abb. 3.6 zeigt die Verteilung der Druckmessbohrungen im Spoilermittelschnitt. Die Integration beruht hierbei auf der Annahme eines linearen Druckverlaufs zwischen

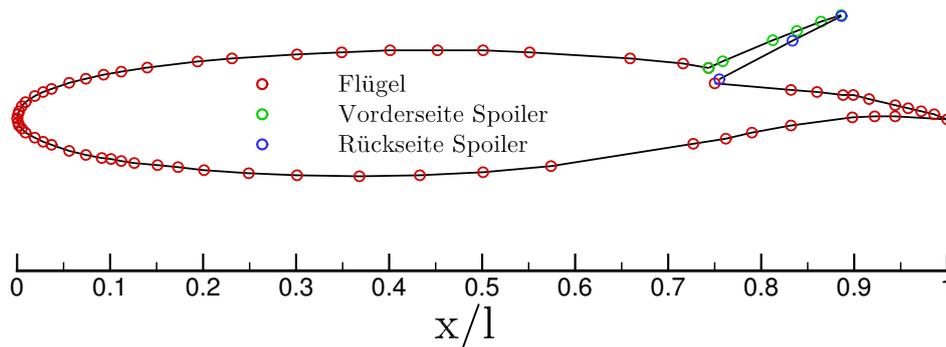


Abbildung 3.6: Verteilung der Druckbohrungen am Flügelmittelschnitt mit Spoiler.

den einzelnen Messpunkten. Für den Druckverlauf um den Spoiler herum wurden folgende Annahmen getroffen:

- Auf der Vorderseite des Spoilers befinden sich vier Druckbohrungen, allerdings keine davon in unmittelbarer Nähe der Scharnierlinie oder der Spoilerhinterkante. Um über die tatsächliche Spoilergeometrie integrieren zu können, war es daher erforderlich, zwei *virtuelle* Drucksensoren in der Nähe der Scharnierlinie sowie an der Spoilerhinterkante einzuführen. Diesen virtuellen Sensoren wurden die Drücke der jeweils nächstliegenden, realen Druckmessbohrung zugewiesen.
- Auf der Rückseite des Spoilers befand sich lediglich ein mittig angebrachter, instationärer Druckaufnehmer. Aus denselben Gründen wie auf der Vorderseite wurden auch hier zwei virtuelle Sensoren in der Nähe der Scharnierlinie sowie der Spoilerhinterkante eingeführt. In diesem Fall wurden die Druckdaten des realen instationären Aufnehmers auf *beide* virtuelle Sensoren übertragen, was in einem konstanten Druckverlauf auf der Rückseite des Spoilers resultiert. Da die Strömung auf der Spoilerrückseite stets komplett abgelöst ist, ist dies eine legitime Annahme. Die Ergebnisse der in dieser Arbeit durchgeführten Simulationen haben diese Vorgehensweise zusätzlich bestätigt.

Laut der Arbeit von Wild [69], in der dasselbe Windkanal-Basismodell verwendet wurde, ist bekannt, dass die Anzahl an Druckmessbohrungen im Mittelschnitt für eine genaue Bestimmung des Widerstandsbeiwertes nicht ausreichend ist. Demnach liegt der Integrationsfehler bei bis zu 20%. Für Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert wurden Integrationsfehler von 1% bzw. 3% ermittelt. Im Rahmen der Validierung der Ausfahrtsimulationen wurden dennoch die integralen Beiwerte von Auftrieb, Nickmoment *und* Widerstand miteinander verglichen.

3.5.1 Einfluss der Drucksignalquelle auf Beiwerte

Im Folgenden wurde untersucht, welcher Einfluss auf die lokalen Kraft- und Momentenbeiwerte resultiert, wenn an Stelle der Daten aus den Druckmessbohrungen auf die Daten der in deutlich geringerer Anzahl vorhandenen instationären Druckaufnehmer zurückgegriffen wird. Diese Untersuchung wurde für statische Spoilerausschläge bei

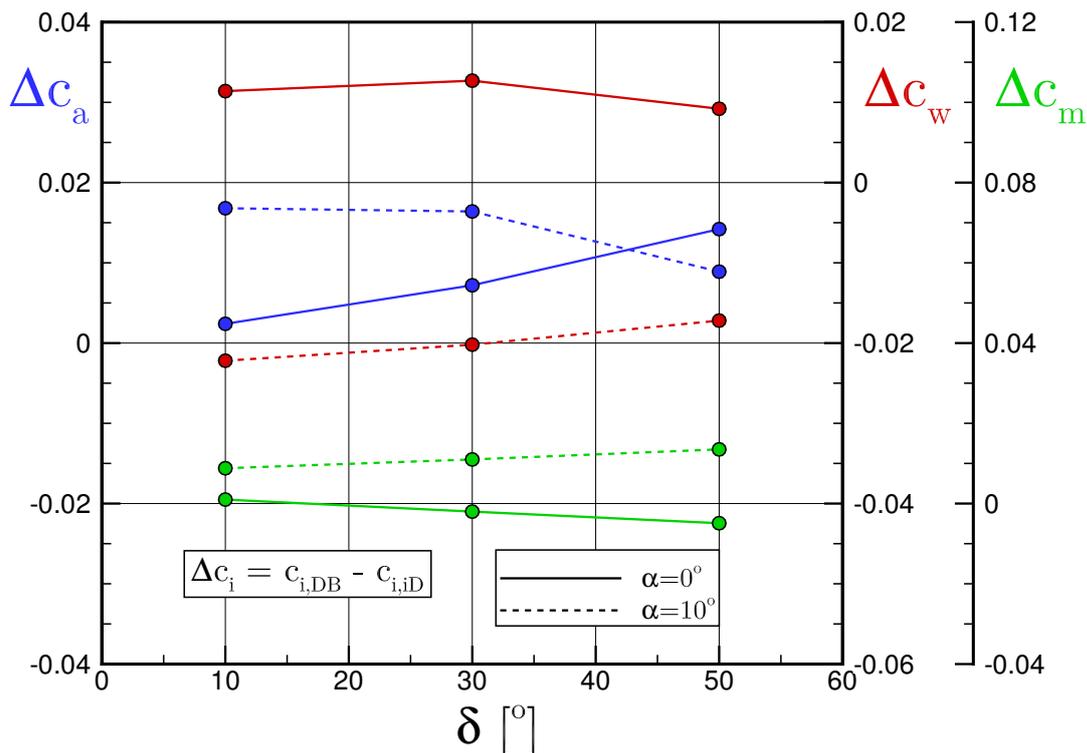


Abbildung 3.7: Einfluss der zur Integration verwendeten Drucksensoren auf die lokalen Kraft- und Momentenbeiwerte. Dargestellt ist die Differenz der Beiwerte resultierend aus den Druckbohrungen (DB) zu jenen, die aus den instationären Druckaufnehmern (iD) stammen.

den für die Validierung genutzten Stellwinkeln $\delta = (10^\circ, 30^\circ, 50^\circ)$ bei $\alpha = 0^\circ$ und 10° durchgeführt und ist in **Abb. 3.7** als Differenz der aus den beiden Signalquellen stammenden Beiwerten zusammengefasst.

Es lässt sich erkennen, dass die maximalen Abweichungen in der Berechnung des Auftriebsbeiwertes $\Delta c_a < 0,02$ betragen. Insgesamt liefern die instationären Druckaufnehmer einen *geringeren* Auftriebsbeiwert als die Druckmessbohrungen.

Der Einfluss auf den Widerstandsbeiwert ist stark anstellwinkelabhängig. So liefern die instationären Aufnehmer bei $\alpha = 0^\circ$ einen *geringeren* Beiwert, bei $\alpha = 10^\circ$ dagegen einen *höheren*. Wie zuvor erwähnt, muss die experimentelle Bestimmung des Widerstandsbeiwertes aufgrund der hohen identifizierten Integrationsfehler allerdings mit Vorsicht betrachtet werden.

Beim Nickmomentenbeiwert zeigt sich bei gegebenem Anstellwinkel ein nahezu stellwinkelunabhängiger Verlauf. Analog zum Auftriebsbeiwert sind auch hier die Abweichungen als gering einzustufen.

Diese Erkenntnisse fließen zu einem späteren Zeitpunkt in Form einer Korrektur der experimentellen Daten in die Validierung der dynamischen Ausfahrtsimulationen ein, um Einflüsse aufgrund unterschiedlicher Anzahl von Stützstellen für die Druckintegration in Simulation und Experiment zu reduzieren.

4 Verifikation und Validierung für Spoileranwendungen

Aus der Vielzahl an experimentell vermessenen Spoilerkonfigurationen wurden vier Fälle für die Validierung ausgesucht: $\delta = 0^\circ$, 10° , 30° und 50° , s. **Abb. 4.1**. Diese Fälle sind für Spoileranwendungen an Transportflugzeugen relevant, größere Stellwinkel treten im Realbetrieb normalerweise nicht auf.

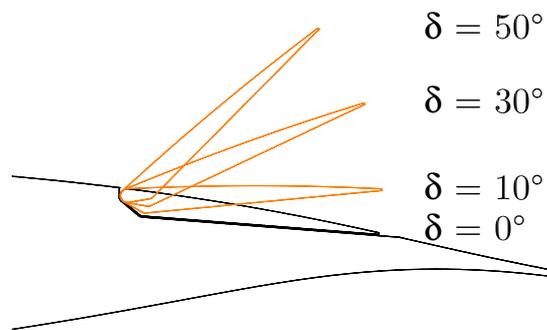


Abbildung 4.1: Untersuchte Spoilerwinkel.

Neben den Simulationen zu statisch ausgeschlagenen Spoilern wurden Ausfahrvorgänge auf die zuvor genannten Stellwinkel durchgeführt. In Abhängigkeit des Stellwinkels δ_{stell} und der Stellzeit t_{stell} wurden mit Hilfe der nachfolgenden Bewegungsgesetze der momentane Stellwinkel $\delta(t)$ nach **Gl. (4.1)** sowie die momentane Stellgeschwindigkeit $\dot{\delta}(t)$ nach **Gl. (4.2)** berechnet und an das TAU Motion Modul für die Strömungsberechnung übergeben. Die 1-cos-Form zur Berechnung des Spoilerwinkels wirkt sich dabei günstig auf die Robustheit der numerischen Simulation aus, da von Zeitschritt zu Zeitschritt nur kleine Änderungen in den Bewegungsgrößen auftreten. Zudem werden die Bewegungsphasen eines realen Aktuators, d. h. Beschleunigungsphase, Verfahren mit konstanter Geschwindigkeit und Abbremsphase, sehr gut approximiert. Aus diesem Grund sind die nachfolgenden Bewegungsgesetze bei der Simulation von Ausfahrvorgängen weit verbreitet.

$$\delta(t) = \frac{\delta_{\text{stell}}}{2} \left[1 - \cos \left(\pi \frac{t}{t_{\text{stell}}} \right) \right] \quad \text{für } 0 \leq t \leq t_{\text{stell}} \quad (4.1a)$$

$$\delta(t) = \delta_{\text{stell}} \quad \text{für } t > t_{\text{stell}} \quad (4.1b)$$

$$\dot{\delta}(t) = \frac{\pi}{2} \left(\frac{\delta_{\text{stell}}}{t_{\text{stell}}} \right) \sin \left(\pi \frac{t}{t_{\text{stell}}} \right) \quad \text{für } 0 \leq t \leq t_{\text{stell}} \quad (4.2a)$$

$$\dot{\delta}(t) = 0 \quad \text{für } t > t_{\text{stell}} \quad (4.2b)$$

4.1 Verifikations- und Validierungsansatz

Die Verifikation und Validierung der numerischen Simulationen wurde an Hand des in **Abb. 4.2** dargestellten, mehrstufigen Prozesses durchgeführt. Ausgehend von einer 2D-Vorstudie zu Beginn der Arbeit wurden anschließend 3D-Simulationen bei statischen Spoilerausschlägen unter Verwendung unstrukturierter Einblocknetze durchgeführt. Wie in Kap. 2.2.2 beschrieben, muss die Simulation von Ausfahrvorgängen allerdings mit Chimeranetzen erfolgen. Aus diesem Grund wurde zunächst für statische Spoilerausschläge untersucht, welche Einflüsse sich durch den Übergang vom Einblocknetz zu einem Zweiblock-Chimeranetz ergeben. Erst im Anschluss daran wurde unter Verwendung des Chimeranetzes mit der Untersuchung dynamischer Ausfahrvorgänge am 3D-Spoiler begonnen.

In allen Fällen mit statischen Spoilerausschlägen wurden die Simulationsergebnisse über die letzten 10% der Iterationen (bei stationären Simulationen) bzw. über die letzten 10 Perioden (bei instationären Simulationen) gemittelt. In den entsprechenden Druckverteilungen sind daher stets diese gemittelten Druckbeiwerte miteinander verglichen worden.

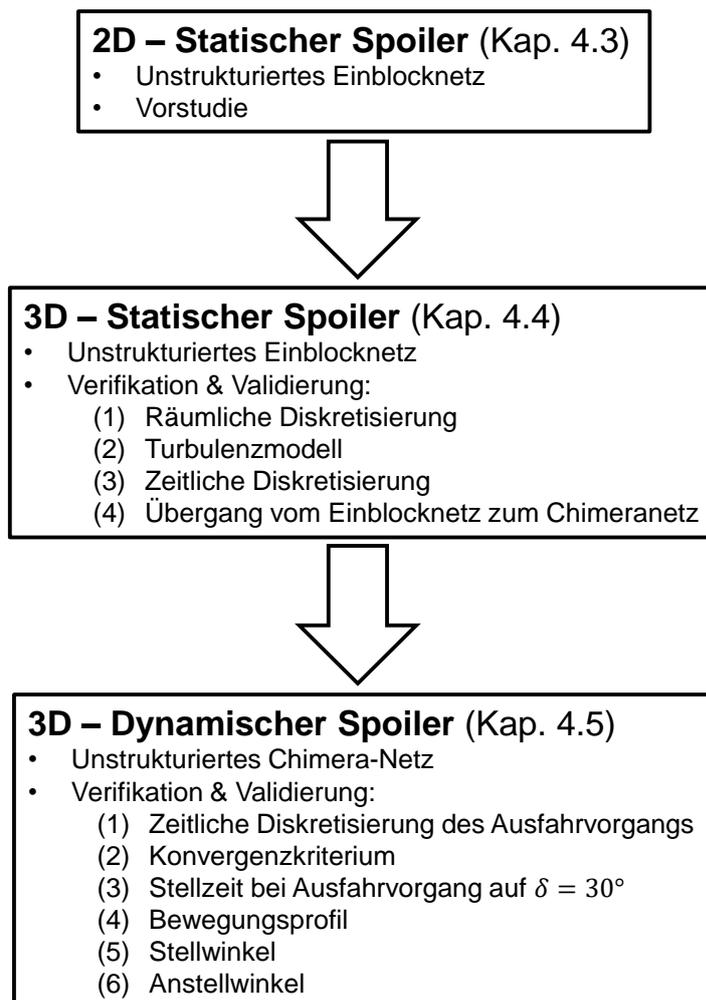


Abbildung 4.2: Darstellung des Verifikations- und Validierungsansatzes.

4.2 Korrektur der Simulationsdaten

Erste Vergleiche zwischen Simulation und Experiment zeigten eine betragsmäßig kleine, nahezu stell- und anstellwinkelunabhängige Verschiebung der simulierten Druckverteilung gegenüber den experimentellen Daten. Das Simulationsergebnis war hierbei durchweg um $\Delta c_p \approx 0,02$ zu negativeren Druckbeiwerten hin verschoben. Eine derartige Parallelverschiebung, die in diesem Fall im Bereich der Messgenauigkeit der verwendeten Sensoren liegt und somit als klein betrachtet werden kann, deutet typischerweise auf unterschiedliche Referenzdrücke p_∞ in Simulation und Experiment hin. In absoluten Größen betragen diese Unterschiede ca. 60 Pa. Die Ursache für diese Abweichung besteht darin, dass sich die thermodynamischen Referenzgrößen der Anströmung im Windkanal während einer Messreihe, infolge der Erwärmung des Windkanals, leicht verändern. Hierbei traten Schwankungen von bis zu 75 Pa auf. In der Simulation sind diese Schwankungen zwischen einzelnen Messpunkten dagegen nicht berücksichtigt. Statt dessen wurde mit über die komplette Messreihe hinweg gemittelten Daten initialisiert.

Um sicherzustellen, dass dieser kleine, aber dennoch systematische Einfluss im weiteren Verlauf der Verifikation und Validierung berücksichtigt wird, wurden alle zu diesem Zweck erstellten CFD-Druckverteilungen entsprechend $c_{p,neu} = c_p + 0,02$ korrigiert. Im Folgenden werden daher stets die experimentellen Druckdaten mit den *korrigierten* Druckdaten aus der Simulation verglichen. Der Einfluss dieser Vorgehensweise ist exemplarisch in **Abb. 4.3** für den Fall mit eingefahrenem Spoiler dargestellt.

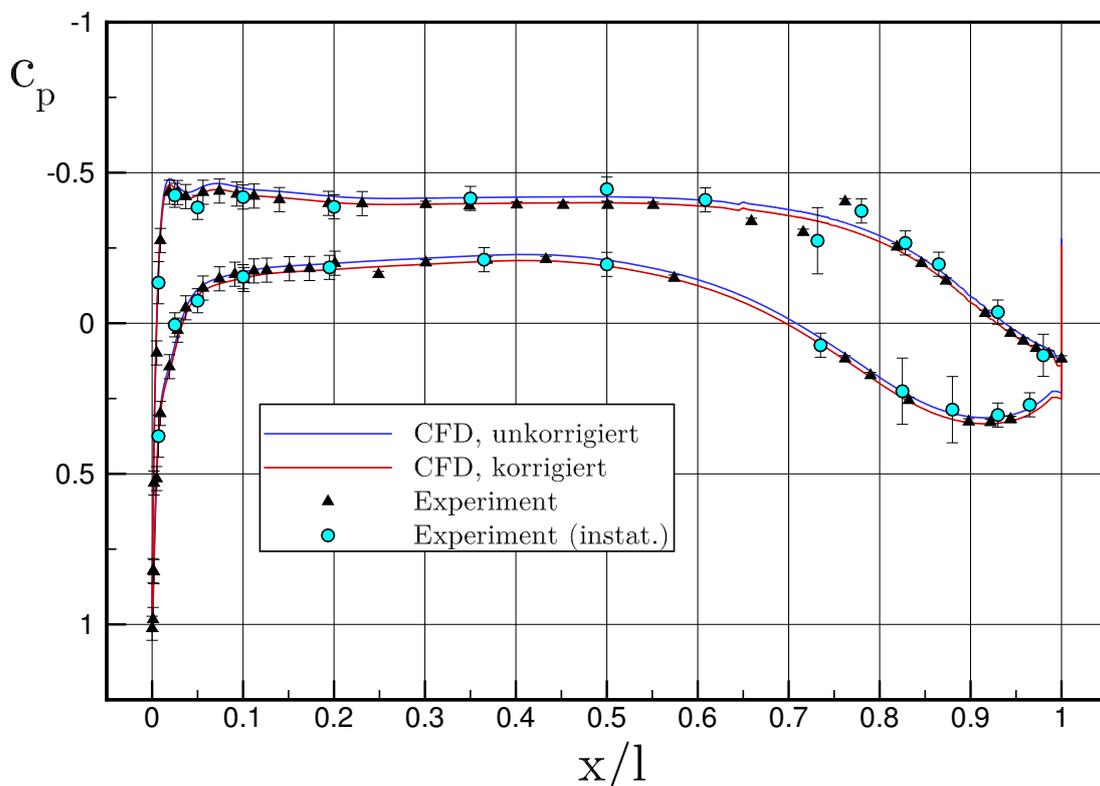


Abbildung 4.3: Einfluss der nachträglichen Referenzdruckkorrektur auf das CFD-Ergebnis bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.

4.3 2D-Voruntersuchungen

Zu Beginn der Arbeit wurde in einer Vorstudie untersucht, inwiefern 2D-Simulationen geeignet sind, um die Strömungsverhältnisse im Mittelschnitt des Flügels bei ausgefahrenem Spoiler zu berechnen.

4.3.1 Hintergründe

Die Motivation für diesen Schritt bestand im Wesentlichen in der deutlich vereinfachten Netzgenerierung und der Zeitersparnis von 2D-Simulationen gegenüber dem 3D-Fall. Mit Hinblick auf die Simulation von Spoilerausfahrvorgängen wäre es unter Nutzung des 2D-Ansatzes möglich, in einem gegebenen Zeitrahmen deutlich mehr Parametervariationen zu untersuchen. Für den in Kap. 3.1 beschriebenen, geometrisch unveränderlichen Spoiler wurde somit untersucht, wie stark sich die 3D-Effekte infolge der Umströmung der Spoilerseitenkanten auf die Druckverteilung im Mittelschnitt auswirken.

Gestützt wurde diese Herangehensweise auf Erkenntnisse, die sich aus der Tragflächentheorie ergaben und an Hand derer im Vorfeld die Stärke der 3D-Einflüsse abgeschätzt wurde. Aus Schlichting/Truckenbrodt [74] (s. Abb. 7.48) ist bekannt, dass die resultierende Neutralpunktlage eines unverwundenen Rechteckflügels endlicher Spannweite stark von seinem Seitenverhältnis Λ abhängt: ausgehend von einer Neutralpunktlage an der Flügelvorderkante für den Grenzfall $\Lambda = 0$ wird erst für $\Lambda \rightarrow \infty$ der Wert des 2D-Strömungszustandes, d. h. $x_{N,2D}/l = 0,25$, erreicht. Je näher die Neutralpunktlage des 3D-Flügels also an $x_{N,2D}/l$ heranrückt, desto eher kann von einem 2D-Strömungszustand im Mittelschnitt ausgegangen werden.

Betrachtet man nun in erster Näherung den in dieser Arbeit verwendeten Spoiler mit einem Seitenverhältnis von $\Lambda_{Sp} = 6,7$ als unverwundenen Rechteckflügel, so ergibt sich aus dieser Theorie, dass die resultierende Neutralpunktlage bei diesem Seitenverhältnis bereits bis auf ca. 5% an den Wert des 2D-Strömungszustandes zurückgewandert ist. Aufbauend auf diesem Ergebnis wurde es als lohnend erachtet, die Genauigkeit des 2D-Ansatzes zu überprüfen.

4.3.2 Ergebnisse

Abb. 4.4 zeigt exemplarisch für einen statischen Spoilerausschlag von $\delta = 30^\circ$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ die resultierende Druckverteilung im Mittelschnitt. Es wird deutlich, dass der 2D-Ansatz bereits qualitativ eine völlig andere Druckverteilung liefert als die experimentellen Daten. Insbesondere im vorderen Profilbereich ist zu erkennen, dass das Druckniveau auf der Spoileroberseite noch zu hoch ist, auf der Unterseite dagegen deutlich zu niedrig. Markant ist die stark ausgeprägte Saugspitze auf der Profilunterseite, die in den experimentellen Daten nicht existiert. Die strömungsphysikalische Ursache hierfür besteht darin, dass der in der 2D-Simulation fehlende Druckausgleich an den Spoilerseitenkanten die Spoilereffektivität insgesamt *erhöht*, d. h. der Spoiler beeinflusst die Umströmung des Flügels bei 2D-Betrachtung deutlich stärker als im 3D-Fall. Dieser Effekt kann mit einer Entwölbung des Profils gleichgesetzt werden, wodurch sich die effektive Anströmung des Profils ändert. Im

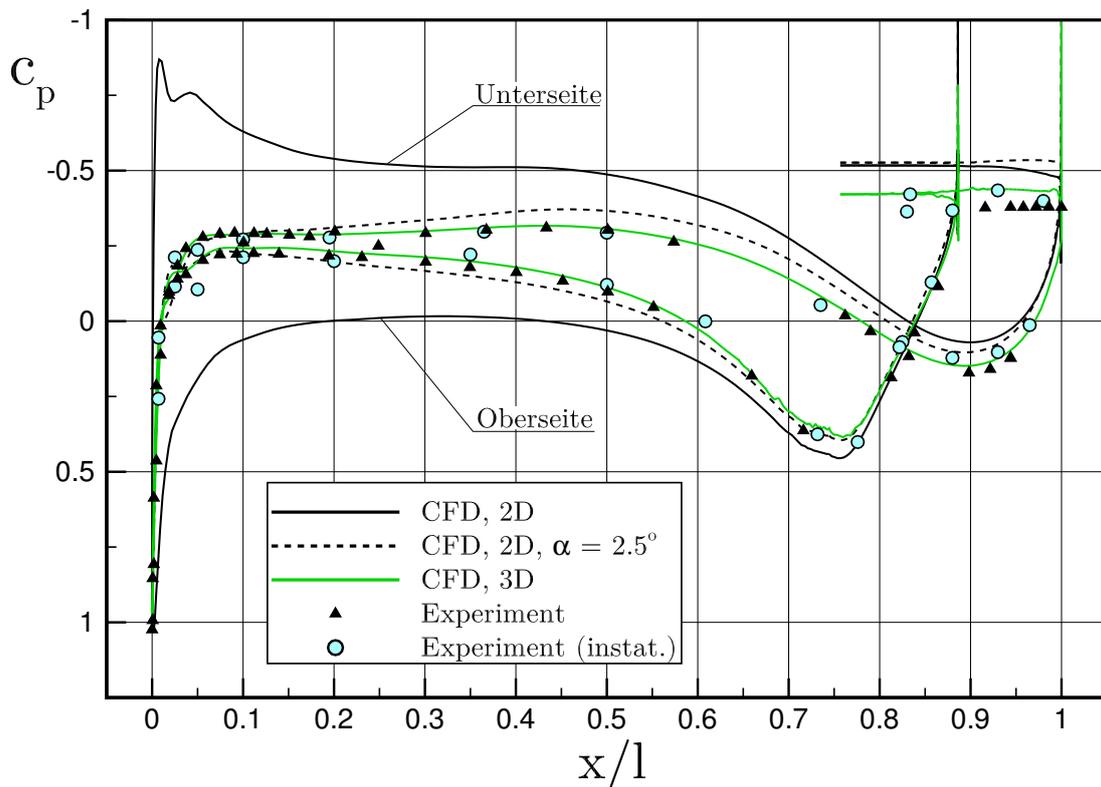


Abbildung 4.4: Einfluss des Simulationsansatzes bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$.

vorliegenden 2D-Fall wird das Profil demnach mit einem gegenüber den experimentellen Daten zu *geringen* Anstellwinkel angeströmt.

Zur Verdeutlichung ist in **Abb. 4.5** das jeweils resultierende Strömungsfeld bei 2D- und 3D-Betrachtung dargestellt. Die veränderte, effektive Anströmung ist deutlich zu erkennen und stellt die Ursache für die zuvor angesprochenen Diskrepanzen zwischen 2D-Simulation und experimentellen Daten dar. Die für diesen Fall exemplarisch dargestellten Diskrepanzen sind charakteristisch für den 2D-Ansatz und traten bei allen betrachteten Kombinationen aus Anstellwinkel und Spoilerstellwinkel auf. Numerische Einstellungen, wie Turbulenzmodell oder Netzauflösung, wirken sich dagegen nur unwesentlich auf die Genauigkeit der 2D-Ergebnisse aus, die Ablagen zum Experiment lassen sich darüber nicht kompensieren.

Aus **Abb. 4.4** wird ebenfalls deutlich, dass eine willkürlich gewählte *Erhöhung* des Anstellwinkels in der 2D-Simulation auf $\alpha = 2,5^\circ$ bereits zu einem deutlich genaueren Verlauf führt und somit die vorherigen Ausführungen bestätigt. Im Gegensatz dazu liefert die 3D-Simulation von vorneherein, d. h. ohne weitere Korrekturen, eine sehr gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten.

Fazit zu den 2D-Voruntersuchungen

In dieser Studie wurde gezeigt, dass 2D-Simulationen nicht geeignet sind, die Druckverteilung im Mittelschnitt des ausgeschlagenen Spoilers auch nur näherungsweise korrekt wiederzugeben. Unter Umständen ließe sich in Abhängigkeit des Anstellwinkels und des Spoilerstellwinkels eine Anstellwinkelkorrektur für die Simulation erar-

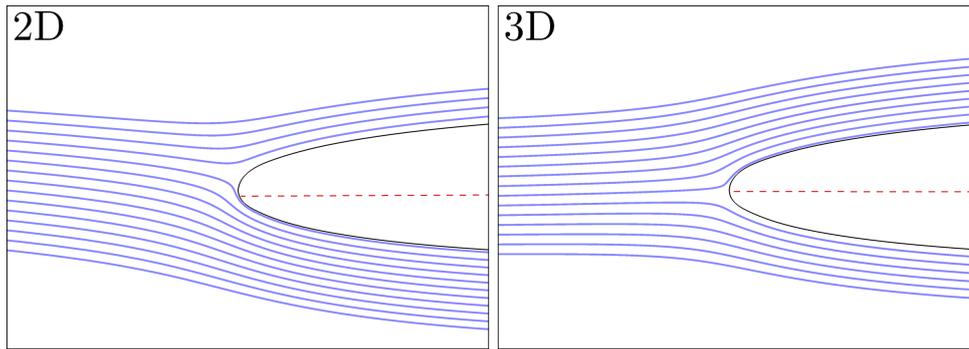


Abbildung 4.5: Einfluss des Simulationsansatzes auf die effektive Anströmung bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$. Als optische Referenz ist die Profilschneide in rot eingezeichnet.

beiten, die es ermöglicht, die 2D-Druckverteilung im Mittelschnitt weitestgehend in Übereinstimmung mit den experimentellen Daten zu bringen. Dieser Ansatz wurde aus mehreren Gründen nicht weiter verfolgt:

1. Die Ausrichtung der Arbeit hätte sich durch ein weiteres Festhalten an 2D-Simulationen substantiell geändert, weg von der Analyse von dynamischen Spoilervorgängen in Richtung Aufbau von Korrekturverfahren.
2. Das Seitenverhältnis von realen Spoilern an Verkehrsflugzeugen ist mit $\Lambda \approx 3 - 4$ nochmals deutlich kleiner als im vorliegenden Fall mit $\Lambda \approx 7$. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass die Strömungstopologie noch sehr viel stärker durch die Umströmung der Spoilerseitenkanten beeinflusst wird.
3. Das Ziel dieser Aktivität besteht darin, eine geeignete numerische Vorgehensweise zur Simulation von Spoilerausfahrvorgängen zu erarbeiten sowie ein grundlegendes strömungsphysikalisches Verständnis für die Vorgänge insbesondere am dynamischen Spoiler aufzubauen. Auf Grundlage dieser Arbeit sollen zukünftig Simulationen von Transportflugzeugkonfigurationen mit *mehreren* Spoilern pro Flügel durchgeführt werden. Spätestens dann würde der 2D-Ansatz seine Relevanz komplett verlieren.

Abschließend kann somit festgehalten werden, dass ein 2D-Simulationsansatz zur Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens eines Spoilers mit technisch-relevantem Seitenverhältnis vollkommen ungeeignet ist. Aus diesem Grund werden nachfolgend ausschließlich Ergebnisse von 3D-Simulationen betrachtet.

4.4 3D-Simulationen von statischen Spoilerausschlägen

4.4.1 Einfluss der räumlichen Diskretisierung

Der Einfluss der räumlichen Diskretisierung wurde unter Verwendung unstrukturierter Einblocknetze exemplarisch für einen auf 50° ausgeschlagenen Spoiler untersucht. Bei diesem Stellwinkel tritt eine druckinduzierte Ablösung im Bereich der Spoilerscharnierlinie auf. Es ist daher davon auszugehen, dass sich Netzeinflüsse in diesem Fall am deutlichsten bemerkbar machen.

Ausgehend von einem mittelfeinen Netz mit 10,5 Mio. Netzpunkten wurden zwei weitere Netze mit annähernd halbiertes bzw. verdoppelter Punktzahl erstellt. Diese werden nachfolgend als „grobes“ bzw. „feines“ Netz bezeichnet. Das mittlere Ausgangsnetz wurde dabei so erstellt, dass der Wandabstand der ersten Netzzellschicht unter den gegebenen Anströmbedingungen nach **Gl. (4.3)** einem dimensionslosen Wert von $y^+ = 1$ entspricht. Hierin bezeichnen u^* die Schubspannungsgeschwindigkeit, y den dimensionsbehafteten Wandabstand und ν die kinematische Viskosität des Fluids. Weiterhin bezeichnen τ_w die lokale Schubspannung an der Wand und ρ die Dichte des Fluids.

$$y^+ = \frac{u^* y}{\nu} \quad \text{mit} \quad u^* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (4.3)$$

Bei der Erstellung dieser Netzfamilie wurde weiterhin darauf geachtet, dass die Höhe H der Prismenschicht nach **Gl. (4.4)** möglichst konstant gehalten wird. Durch diese Vorgehensweise wird sichergestellt, dass die Grenzschicht im Wandbereich stets mit demselben Zelltyp, hier mit Prismen, aufgelöst wird und sich keine zusätzlichen Diskretisierungseinflüsse infolge unterschiedlicher Zelltypen ergeben. Um eine Halbierung bzw. Verdoppelung der Punktzahl des Basisnetzes zu erzielen, wurde die Geometrie im vorliegenden 3D-Fall zunächst in jede Raumrichtung um einen Faktor $\sqrt[3]{2} \approx 1,26$ gröber bzw. feiner aufgelöst. Somit skaliert auch die Höhe y_1 der ersten wandnahen Prismenschicht zwischen den Netzen um diesen Faktor. Gleiches gilt für die Anzahl N an Prismenschichten, d. h. kleinere Prismenzellen in Wandnormalenrichtung erfordern entsprechend mehr Zellen in diese Richtung, um die Gesamthöhe H_P beizubehalten. Mit dieser Vorgehensweise kann dann nach **Gl. (4.4)** die letzte Unbekannte, der Streckungsfaktor q , der das Verhältnis aus aktueller Prismenschichthöhe zur vorherigen beschreibt, iterativ bestimmt werden.

$$H_P = y_1 \frac{(1 - q^N)}{(1 - q)} \quad (4.4)$$

Die wesentlichen Parameter der so erhaltenen Netzfamilie sind in **Tab. 4.1** zusammengefasst. Dabei wird deutlich, dass es mit der beschriebenen Vorgehensweise gelungen ist, eine konsistente Vergrößerung bzw. Verfeinerung um ca. einen Faktor Zwei zu erzielen. Weiterhin hat sich die resultierende Gesamthöhe der Prismenschicht nur unwesentlich verändert.

Tabelle 4.1: Netzgenerierungsparameter zur Erzeugung einer Netzfamilie.

Netzfeinheit	grob	mittel	fein
Anzahl N an Prismenschichten	25	32	40
Erster Wandabstand y_1	5,45 μm	4,33 μm	3,44 μm
Streckungsfaktor q	1,333	1,250	1,195
Resultierende Prismenschichthöhe H_P	21,6 mm	21,8 mm	21,9 mm
Netzpunkte	5,7 Mio.	10,5 Mio.	21,6 Mio.

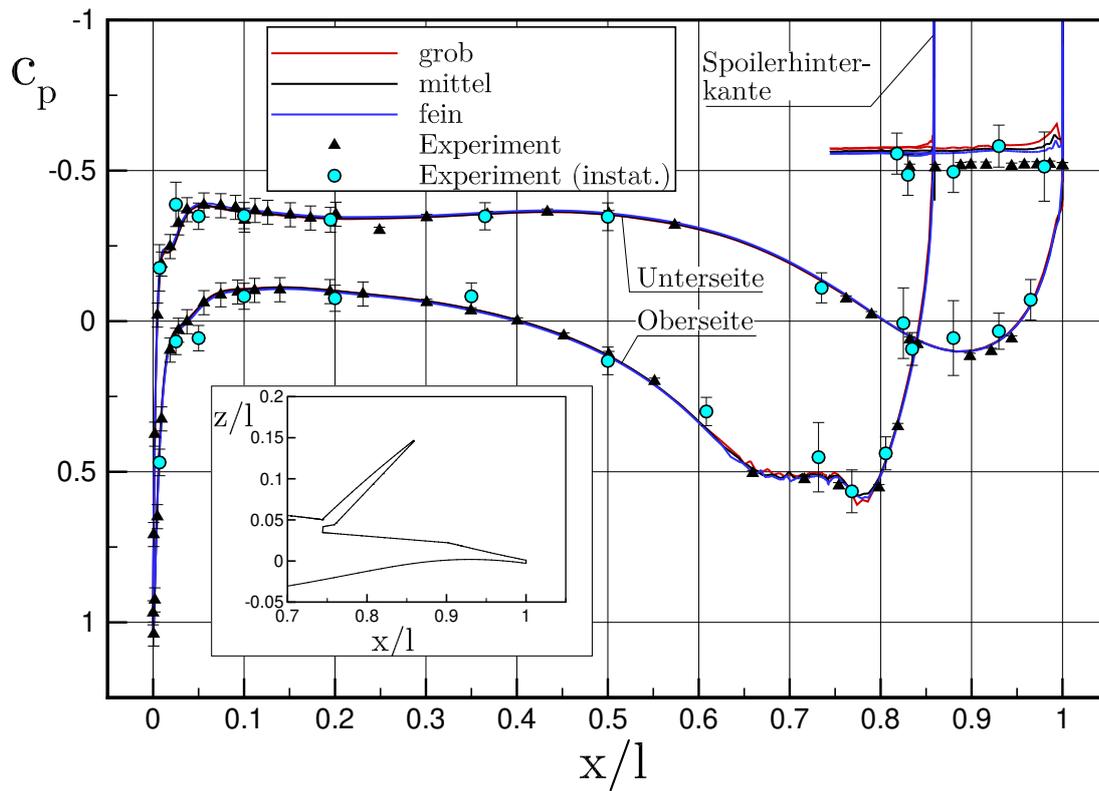


Abbildung 4.6: Netzeinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$. Zum besseren Verständnis des c_p -Verlaufs ist im eingebetteten Bildausschnitt zusätzlich der Konturverlauf am ausgefahrenen Spoiler dargestellt.

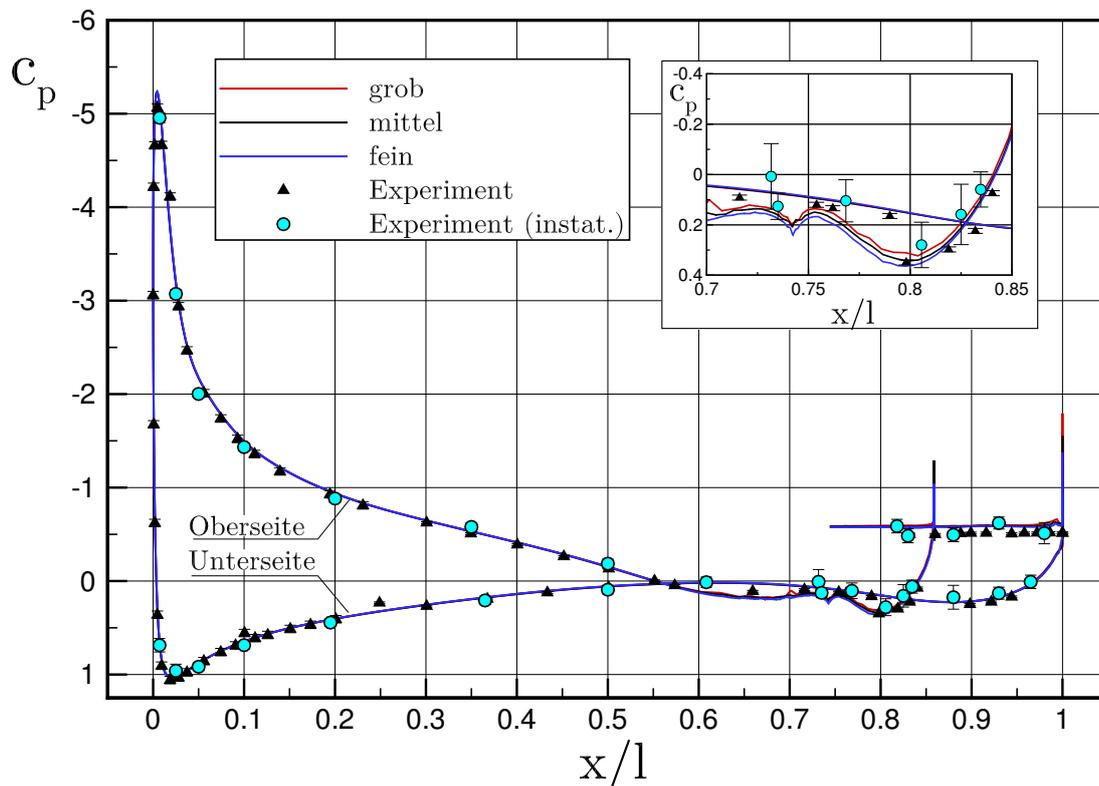


Abbildung 4.7: Netzeinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 50^\circ$.

Der Diskretisierungseinfluss auf die Druckverteilung ist in **Abb. 4.6** und in **Abb. 4.7** für zwei Anstellwinkel im Vergleich zu experimentellen Daten dargestellt. Für letztere wird zusätzlich ein Fehlerbalken angegeben, der sich je nach Typ des Druckaufnehmers unterschiedlich zusammensetzt: für die stationären Druckaufnehmer (schwarze Dreiecke) ist die jeweilige Messgenauigkeit des verwendeten Sensors nach **Tab. 3.1** dargestellt. Die zeitaufgelösten Daten aus den instationären Druckaufnehmern werden dagegen zunächst zeitlich gemittelt (hellblaue Kreise). Die Schwankungsbreite des gemittelten Drucksignals wurde bei diesen Sensoren in Form der Standardabweichung ($1\text{-}\sigma$ -Intervall¹) zur Messgenauigkeit hinzuaddiert.

Bei $\alpha = 0^\circ$, **Abb. 4.6**, liegen die Ergebnisse der Simulation mit allen drei Netzen in weiten Teilen im Bereich der experimentellen Messgenauigkeit. Ein Netzeinfluss ist lediglich in zwei Bereichen auf der Flügeloberseite zu erkennen: einerseits im Bereich der Scharnierlinie des Spoilers bei $0,65 \leq x/l \leq 0,80$ und andererseits stromab des ausgefahrenen Spoilers bei $x/l > 0,75$. Eine Verbesserung der Genauigkeit ist durch den Übergang insbesondere vom mittleren zum feinen Netz in diesen Bereichen jedoch nicht zu erkennen.

Bei $\alpha = 10^\circ$, **Abb. 4.7**, zeigt sich, dass der Netzeinfluss auch bei einer Erhöhung des Anstellwinkels auf diese beiden Bereiche beschränkt bleibt. Im Bereich der Scharnierlinie liegen die Simulationsergebnisse innerhalb der Schwankungsbreite der instationären Druckaufnehmer. Im Nachlaufgebiet des Spoilers sind die Netzeinflüsse ebenfalls gering, die Simulation liefert aber durchweg einen um ca. $\Delta c_p = 0,1$ zu starken Unterdruck.

Fazit zum Einfluss der räumlichen Diskretisierung

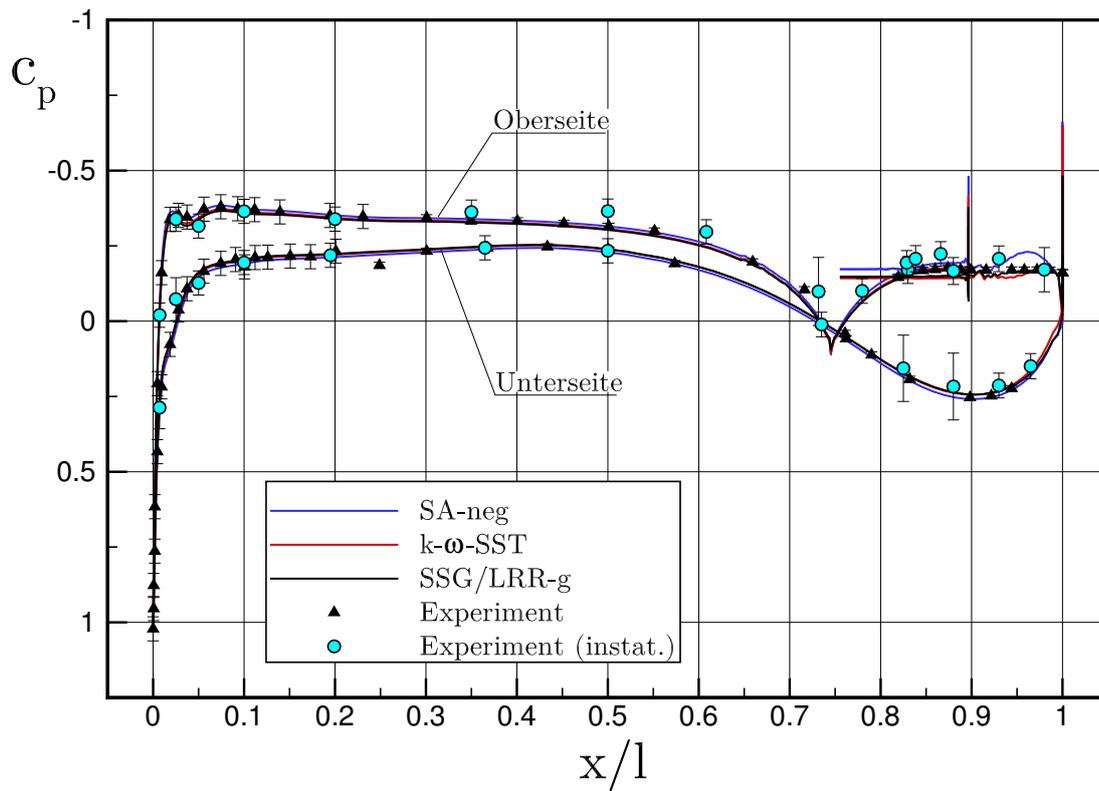
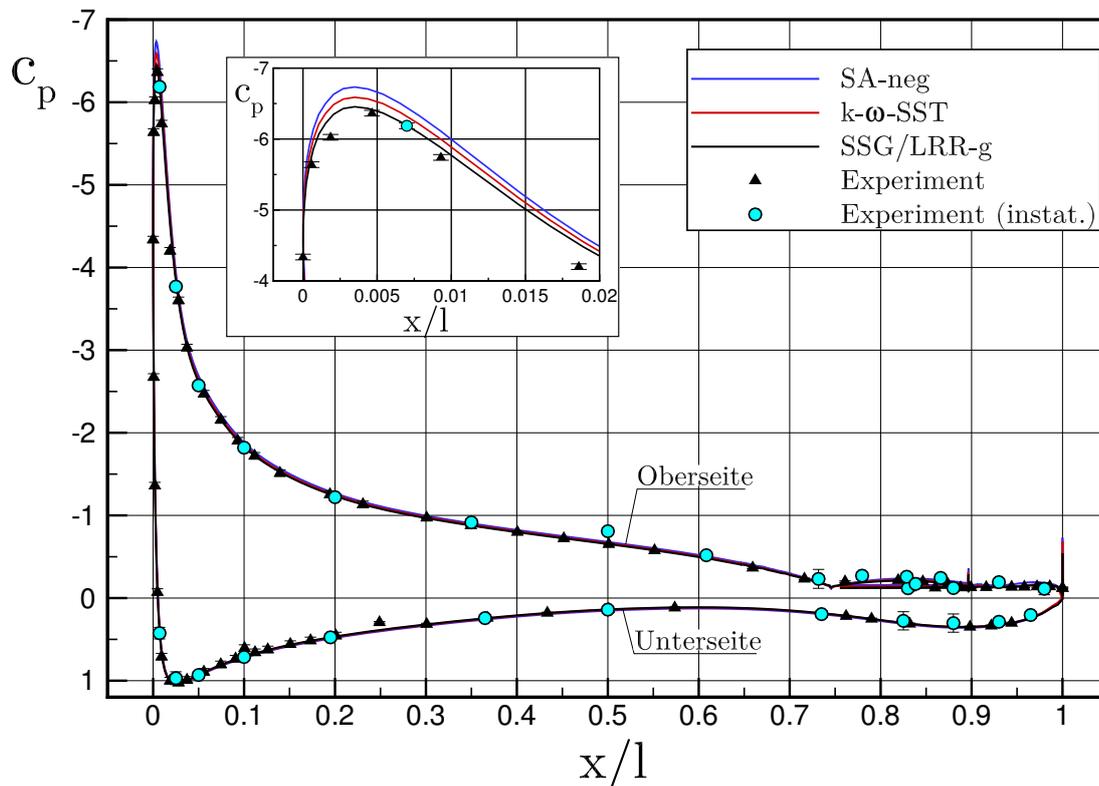
Der Einfluss der räumlichen Auflösung der drei verwendeten Netze auf die Genauigkeit der Simulation ist insgesamt als gering einzustufen. Alle weiteren Simulationen von statischen Spoilerausschlägen wurden mit dem mittelfeinen Netz durchgeführt, da es einen guten Kompromiss zwischen ausreichender Geometrieauflösung einerseits und Genauigkeit und Rechenzeit andererseits darstellt.

4.4.2 Einfluss des Turbulenzmodells

Im nächsten Schritt wurde der Einfluss des Turbulenzmodells auf das Simulationsergebnis untersucht. Hierzu wurden stationäre Simulationen bei statischen Spoilerausschlägen von $\delta = 10^\circ$, 30° und 50° , jeweils bei $\alpha = 0^\circ$ und 10° , auf dem mittelfeinen Netz durchgeführt. Wie bereits in Kap. 2.2.1 beschrieben, kamen hierbei zwei Wirbelviskositätsmodelle (SA-neg, $k\text{-}\omega\text{-SST}$) sowie ein Reynoldsspannungsmodell (SSG/LRR-g) zum Einsatz.

Abb. 4.8 zeigt die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ für einen auf 10° ausgefahrenen Spoiler. Alle Simulationen verlaufen größtenteils innerhalb der experimentellen Messunsicherheiten, d. h. mit allen Turbulenzmodellen liegt eine gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten vor. Die Verläufe der Modelle $k\text{-}\omega\text{-SST}$ und SSG/LRR-g sind hierbei nahezu deckungsgleich. Das Modell SA-neg weicht davon allerdings nur

¹Unter der Annahme, dass die Messdaten normalverteilt vorliegen, entspricht dies einem 68%-Konfidenzintervall.

Abbildung 4.8: Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 10^\circ$.Abbildung 4.9: Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 10^\circ$.

im Bereich stromab des ausgefahrenen Spoilers bei $x/l > 0,75$ ab. In diesem Bereich mit vollabgelöster Strömung liefert es einen um $\Delta c_p = 0,03$ stärkeren Unterdruck.

Bei einer Erhöhung des Anstellwinkels auf 10° , **Abb. 4.9**, bleibt die insgesamt sehr gute Übereinstimmung zwischen Simulation und Experiment erhalten. Ein Turbulenzmodelleinfluss lässt sich an der unterschiedlich stark ausgeprägten Saugspitze im Nasenbereich erkennen. Das SSG/LRR-g-Modell liegt hierbei mit $c_{p,min} = -6,5$ am dichtesten an den experimentellen Daten ($c_{p,min} = -6,3$). Beim SA-neg-Modell ist die Saugspitze mit $c_{p,min} = -6,7$ am stärksten ausgeprägt, während das SST-Modell zwischen den beiden anderen liegt. Im weiteren Verlauf der Druckverteilung liefern alle drei Turbulenzmodelle einen nahezu identischen Verlauf. Dies gilt auch auf der Flügeloberseite stromab des ausgefahrenen Spoilers.

Abb. 4.10 zeigt die Druckverteilung bei einer Erhöhung des Spoilerwinkels auf $\delta = 30^\circ$ und $\alpha = 0^\circ$. Alle drei Turbulenzmodelle geben den experimentellen Verlauf sehr gut wieder. Modellbedingte Einflüsse zeigen sich lediglich im Bereich der Spoilerscharnierlinie bei $x/l = 0,75$. Dort tritt bei diesem Stellwinkel eine druckinduzierte Ablöseblase auf, deren Größe von den einzelnen Modellen unterschiedlich vorhergesagt wird. In **Abb. 4.11** ist zur Verdeutlichung der resultierende Stromlinienverlauf an der Scharnierlinie des Spoilers dargestellt. Das SA-Modell produziert hierbei die kleinste Ablöseblase, was sich in der Druckverteilung durch eine stärker ausgeprägte Rekompensation zeigt, insbesondere im Vergleich zum RSM. Im vollabgelösten Bereich stromab des Spoilers liefern alle drei Turbulenzmodelle dagegen einen identischen Druckbeiwert, der gegenüber den experimentellen Daten einem um $\Delta c_p \approx 0,03$ stärkeren Unterdruck entspricht.

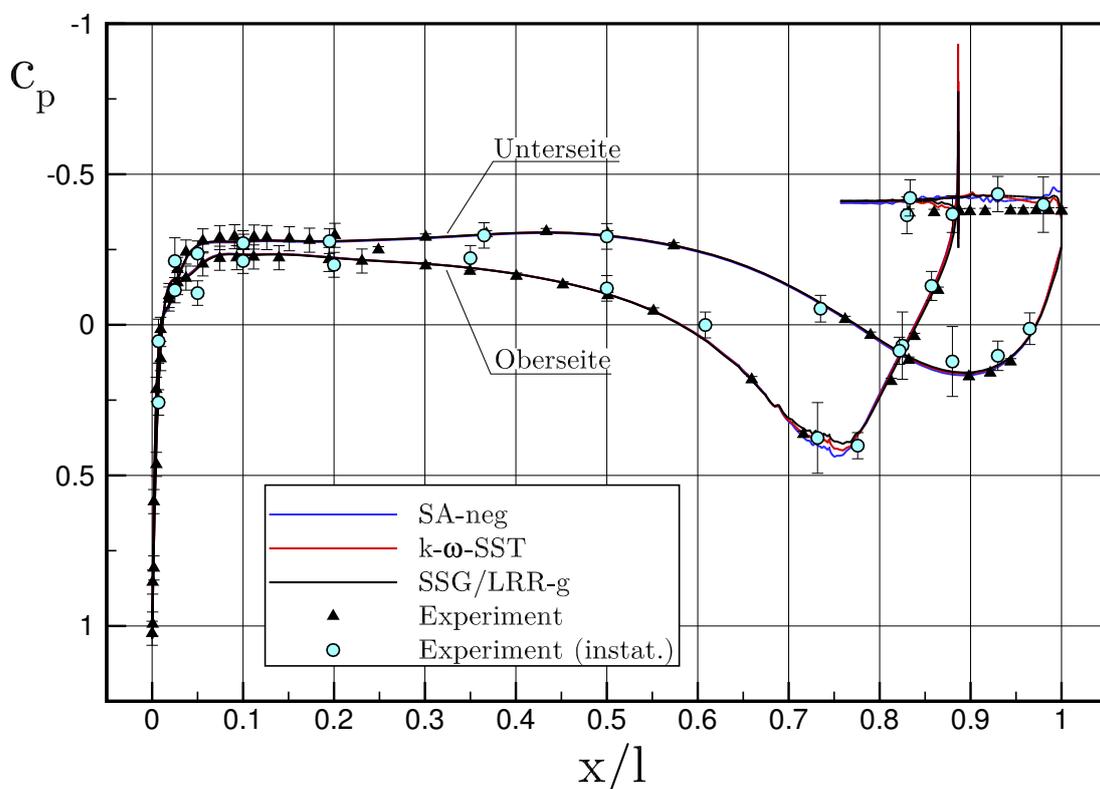
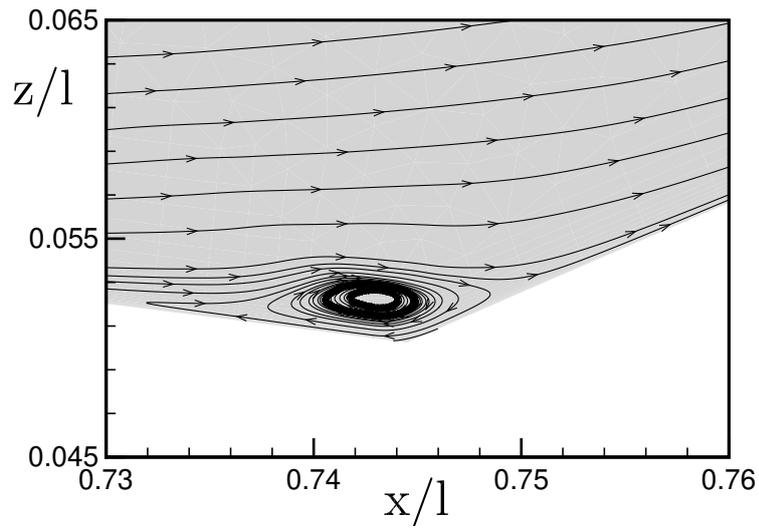
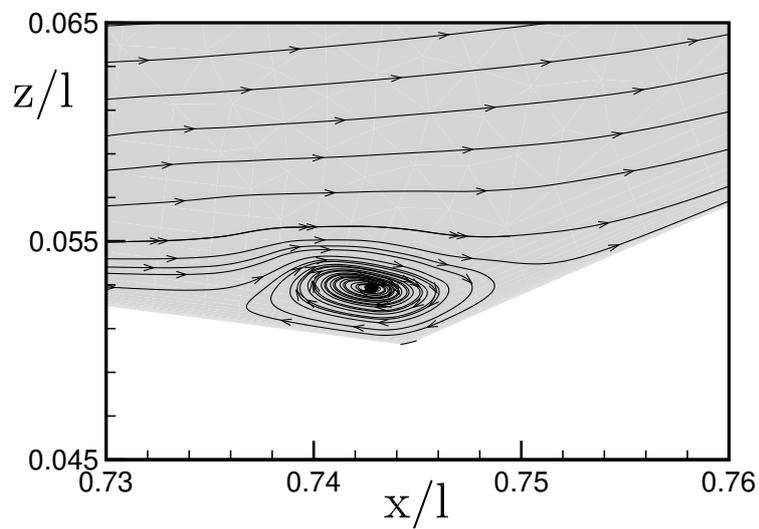
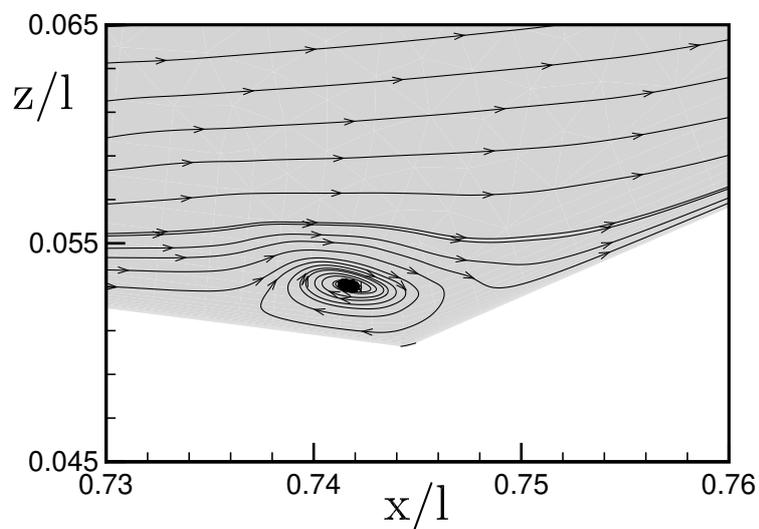


Abbildung 4.10: Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$.



(a) SA-neg.

(b) $k-\omega$ -SST.

(c) SSG/LRR-g.

Abbildung 4.11: Einfluss des Turbulenzmodells auf die Größe der druckinduzierten Ablöseblase an der Spoilerscharnierlinie bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$.

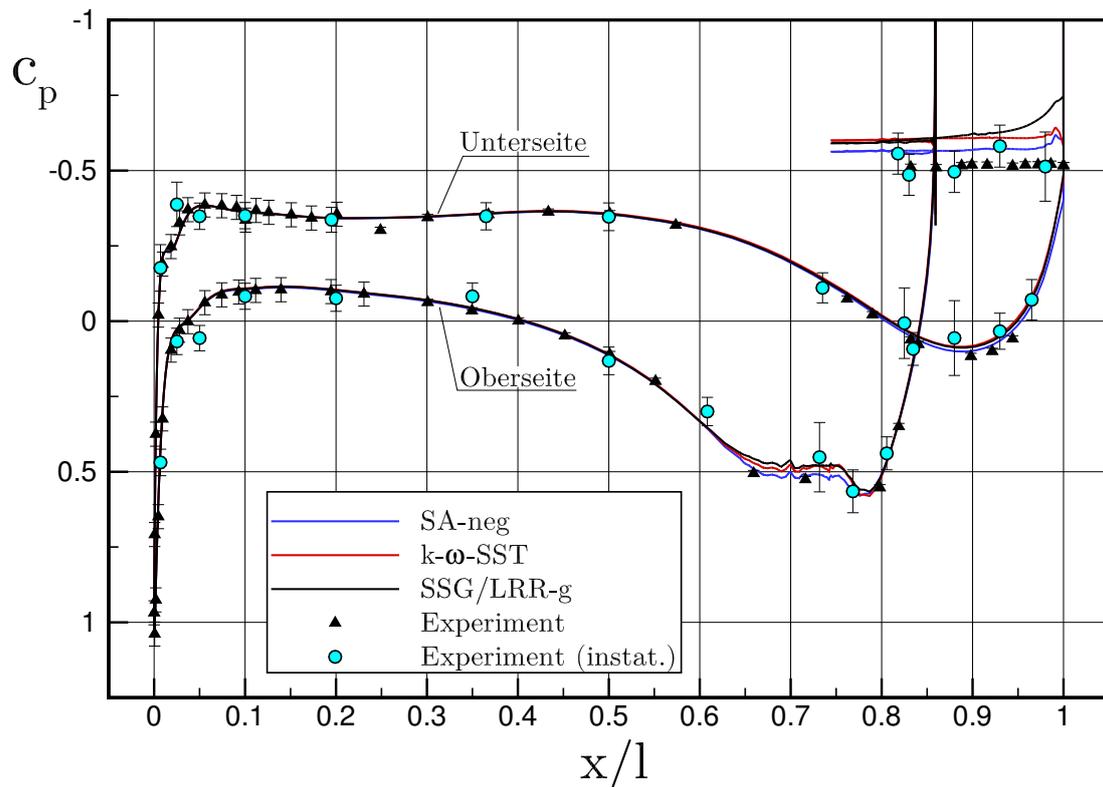


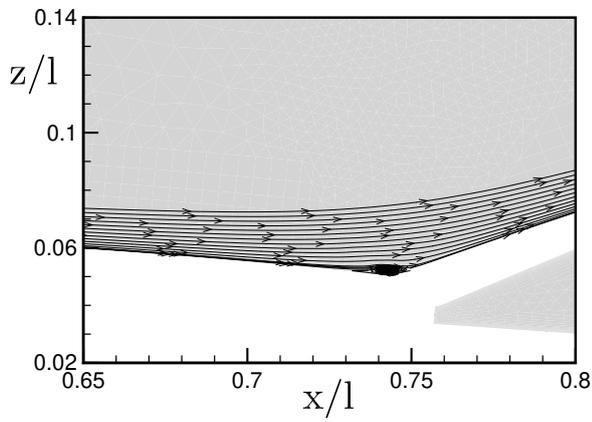
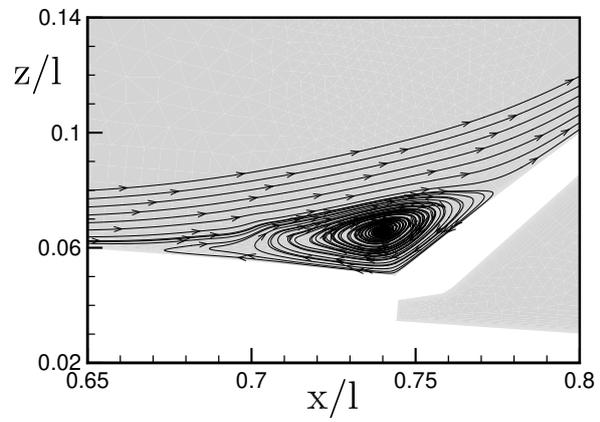
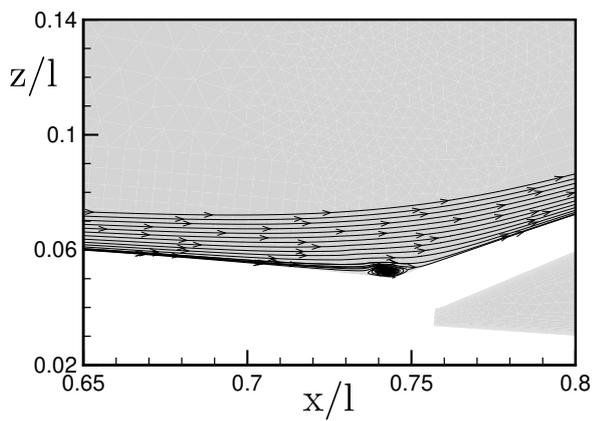
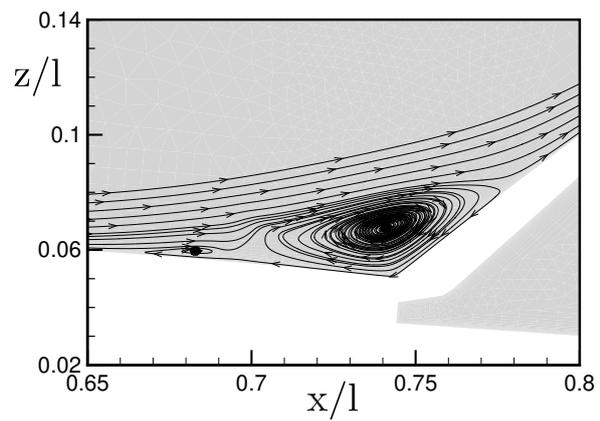
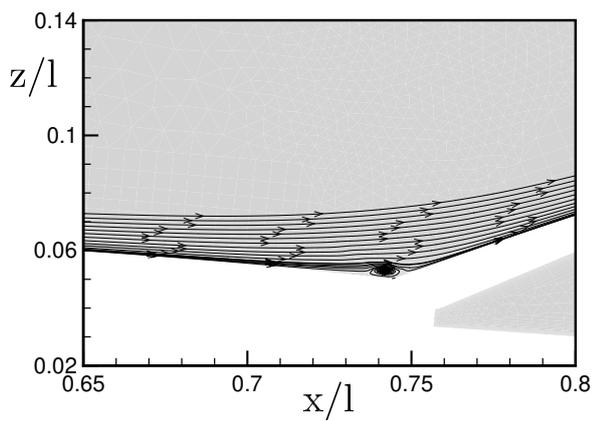
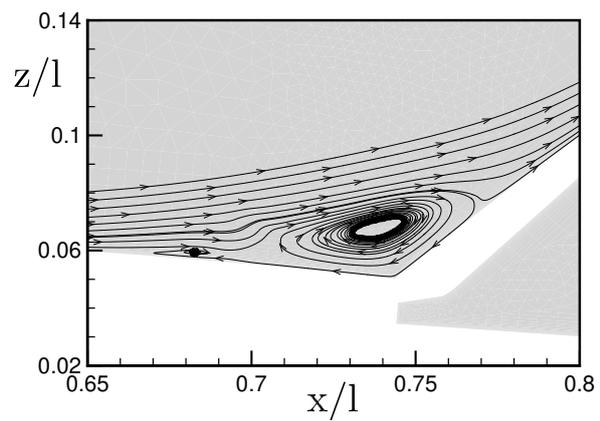
Abbildung 4.12: Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$.

Eine Erhöhung des Anstellwinkels auf 10° (nicht abgebildet) führt in diesem Fall zu einem vergleichbaren Verlauf zu dem in **Abb. 4.9** dargestellten Fall bei $\delta = 10^\circ$. Die Saugspitze im Nasenbereich wird infolge der stärkeren Entwölbung durch den höheren Spoilerausschlag reduziert, die Simulationsergebnisse liegen insgesamt enger beisammen. Nennenswerte Turbulenzmodelleinflüsse treten nicht auf.

Abb. 4.12 zeigt das Ergebnis bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$. Analog zum Fall bei 30° -Fall zeigen sich auch hier Turbulenzmodelleinflüsse im Bereich der Scharnierlinie aufgrund der unterschiedlich vorhergesagten Größe der durch den Spoiler verursachten, druckinduzierten Ablösung. Die Unterschiede in den Druckbeiwerten befinden sich in der selben Größenordnung wie zuvor beim 30° -Fall. Die Ausdehnung der Ablöseblase in Profiltiefenrichtung ist allerdings ca. eine Größenordnung größer als zuvor.

Dies geht aus einem Vergleich des Stromlinienverlaufs in beiden Fällen hervor, der, bei gleicher Skalierung des Bildausschnittes, in **Abb. 4.13** dargestellt ist. Während die Größe der Ablöseblase bei $\delta = 30^\circ$ in Profiltiefenrichtung ca. 1%–2% der Profiltiefe beträgt, wächst sie bei $\delta = 50^\circ$ bereits auf ca. 10% an. Im Totwasserbereich hinter dem Spoiler sind nun deutliche Turbulenzmodelleinflüsse zu erkennen, wobei das SA-Modell mit einem um $\Delta c_p \approx 0,05$ zu starken Unterdruck noch das genaueste Ergebnis liefert. Dies ist konsistent zu den Beobachtungen im 30° -Fall, in dem eine vergleichbare Ablage zwischen Simulation und Experiment festgestellt wurde.

Diese Beobachtungen gelten auch bei einer Erhöhung des Anstellwinkels auf 10° , s. **Abb. 4.14**. Zusätzlich wird die Saugspitze im Nasenbereich weiter reduziert und die einzelnen Turbulenzmodelle liefern, abgesehen vom Totwasserbereich, auch insgesamt einen weitgehend identischen Verlauf.

(a) SA-neg, $\delta = 30^\circ$.(b) SA-neg, $\delta = 50^\circ$.(c) $k\text{-}\omega\text{-SST}$, $\delta = 30^\circ$.(d) $k\text{-}\omega\text{-SST}$, $\delta = 50^\circ$.(e) SSG/LRR-g, $\delta = 30^\circ$.(f) SSG/LRR-g, $\delta = 50^\circ$.**Abbildung 4.13:** Größenvergleich der Ablöseblasen vor dem Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$.

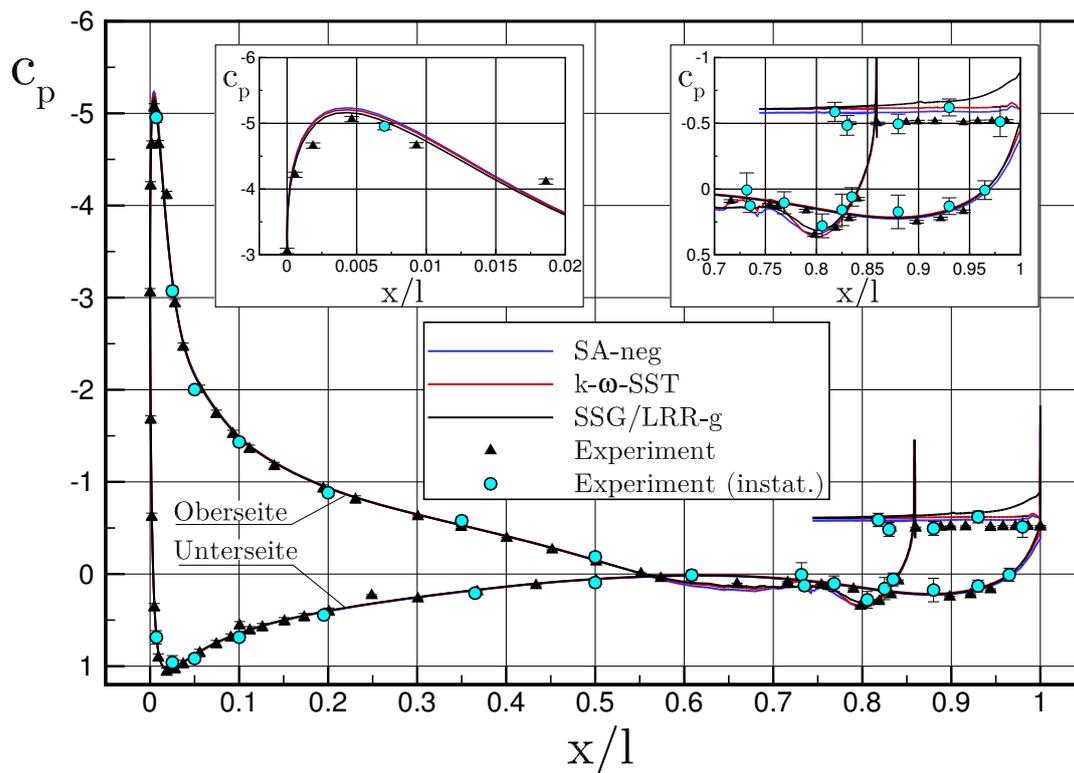


Abbildung 4.14: Turbulenzmodelleinfluss bei $\alpha = 10^\circ$ und $\delta = 50^\circ$.

Fazit zum Einfluss des Turbulenzmodells

Bei den hier betrachteten Variationen aus Stellwinkel und Anstellwinkel produzieren alle drei Turbulenzmodelle einen Verlauf, der qualitativ stets mit den experimentellen Daten übereinstimmt. Quantitative Unterschiede zwischen den Modellen und zwischen Simulationen und Experiment treten insbesondere stromab des ausgefahrenen Spoilers auf, bei höheren Stellwinkeln zudem im Bereich der Spoilerscharnierlinie und bei hohen Anstellwinkeln zusätzlich im Bereich der Saugspitze. Während sich für Stellwinkel von 10° noch leichte Vorteile für das Zweigleichungs- sowie das Reynoldsspannungsmodell erkennen lassen, ist das Bild bei einem Stellwinkel ab 30° bereits deutlich ausgewogener. Bei einem Stellwinkel von 50° zeigen sich anstellwinkelunabhängig sogar Vorteile des SA-Modells.

Darüber hinaus hat sich gezeigt, dass die bereits beim Einfluss der räumlichen Diskretisierung in Kap. 4.4.1 beobachteten absoluten Ablagen in der Vorhersage des Druckbeiwertes *hinter* dem Spoiler auch durch Nutzung eines Mehrgleichungs-Modells nicht verringern lassen. Aus diesem Grund wurde im nächsten Schritt untersucht, inwiefern zeitgenaue Simulationen die Genauigkeit der Simulation verbessern können.

Unabhängig von der Wahl des Turbulenzmodells bleibt festzuhalten, dass die beobachteten Ablagen zwischen Simulation und Experiment stets in der Größenordnung der experimentellen Messunsicherheiten liegen und somit als klein angesehen werden können. Aus diesen Gründen – und unter Berücksichtigung der Rechendauer pro Iteration (SST: +18%, RSM: +109%) – wurden alle weiteren Simulationen mit dem Modell SA-neg durchgeführt.

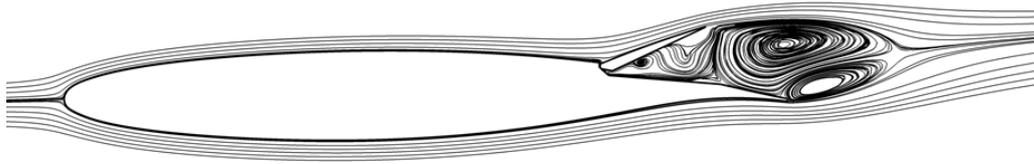


Abbildung 4.15: Typischer Stromlinienverlauf bei ausgeschlagenem Spoiler, hier dargestellt bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$.

4.4.3 Einfluss des Simulationsansatzes

Sobald der Spoiler ausfährt, löst die Strömung an seiner Hinterkante ab. Die Messdaten [68] zeigen, dass die Strömung an der Flügelhinterkante im hier betrachteten Anstellwinkelbereich $\alpha \leq 10^\circ$ lediglich dann anliegend bleibt, solange der Stellwinkel $\delta \leq 5^\circ$ ist. Der kleinste im Rahmen der Validierung untersuchte Stellwinkel beträgt $\delta = 10^\circ$, d. h. die Strömung hinter dem Spoiler ist in allen betrachteten Fällen voll abgelöst und es findet eine Interaktion mit der Umströmung der Flügelunterseite statt, die zur Ausbildung einer Wirbelstruktur hinter dem Spoiler führt, s. **Abb. 4.15**. Diese Wirbelinteraktion wirkt sich nachteilig auf das Konvergenzverhalten des bislang benutzten, stationären Simulationsansatzes aus. Darüber hinaus wurden hinter dem ausgefahrenen Spoiler Ablagen in der Druckverteilung zwischen Simulation und Experiment beobachtet, die sich weder durch eine erhöhte räumliche Diskretisierung, s. Kap. 4.4.1, noch durch den Einsatz von höherwertigen Turbulenzmodellen, s. Kap. 4.4.2, haben verringern lassen.

Aus diesen Gründen wurde im nächsten Schritt untersucht, inwiefern sich ein instationärer Simulationsansatz auf die Genauigkeit der Vorhersage der Druckverteilung bei statischem Spoilerausschlag auswirkt. Basierend auf den jeweiligen stationären Startlösungen wurden zeitgenaue Simulationen bei $\delta = 30^\circ$ und 50° durchgeführt, jeweils bei $\alpha = 0^\circ$ und 10° . Die Simulationen wurden nach **Gl. (4.5)** mit einer dimensionslosen Zeitschrittweite von $\Delta t^* \approx 0,05$ durchgeführt, d. h. die Bewegung eines Partikels mit Anströmgeschwindigkeit u_∞ entlang der Profiltiefe l , was einer konvektiven Zeiteinheit entspricht, wurde mit knapp 20 Zeitschritten aufgelöst.

$$\Delta t^* = \frac{u_\infty \Delta t}{l} \quad (4.5)$$

Die Zeitschrittweite Δt^* wurde dabei so gewählt, dass sich bei den späteren Ausfahr-simulationen in Abhängigkeit der Stellzeit eine annähernd konstante Bewegungsauf-lösung des Spoilers in $0,25^\circ$ -Schritten ergibt. Wie in Kap. 4.5.1 gezeigt wird, stellt diese Zeitschrittweite einen guten Kompromiss zwischen Genauigkeit des Simulati-onsergebnisses und Rechendauer dar. Insgesamt wurden 18 konvektive Zeiteinheiten instationär gerechnet.

Abb. 4.16 zeigt exemplarisch das Ergebnis dieser Studie bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$. Es sei weiterhin darauf hingewiesen, dass nachfolgend bei allen instationär durchge-führten Simulationen stets der zeitlich gemittelte Druckbeiwert \bar{c}_p dargestellt ist. Im Nachlaufbereich des Spoilers führt der instationäre Ansatz zu einer deutlichen Ver-besserung der Genauigkeit, das Druckniveau ist gegenüber dem Experiment um nur noch $\Delta c_p = 0,01$ erhöht. Der Übergang vom stationären auf den zeitgenauen Ansatz führt somit zu einem Druckanstieg im Nachlaufbereich um $\Delta c_p = 0,06$. Weitere Ein-flüsse sind nicht zu erkennen. Die verbesserte Genauigkeit bleibt auch nach Erhöhung

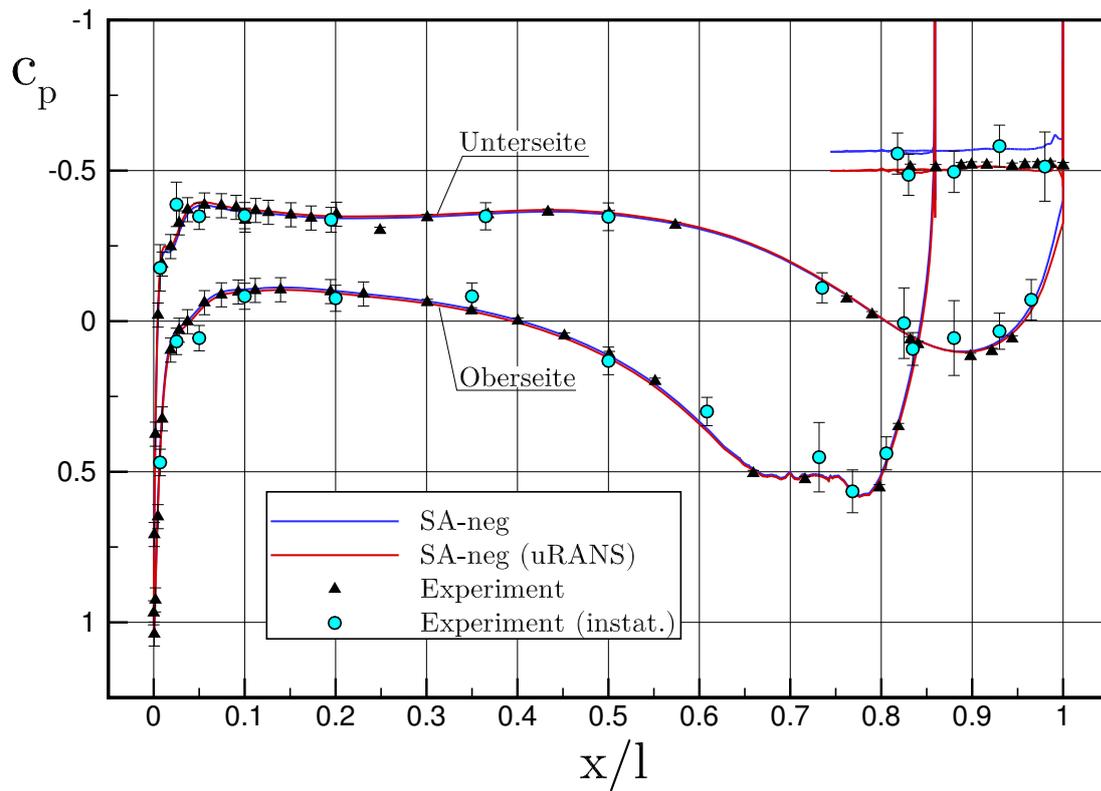


Abbildung 4.16: Einfluss des Simulationsansatzes auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$.

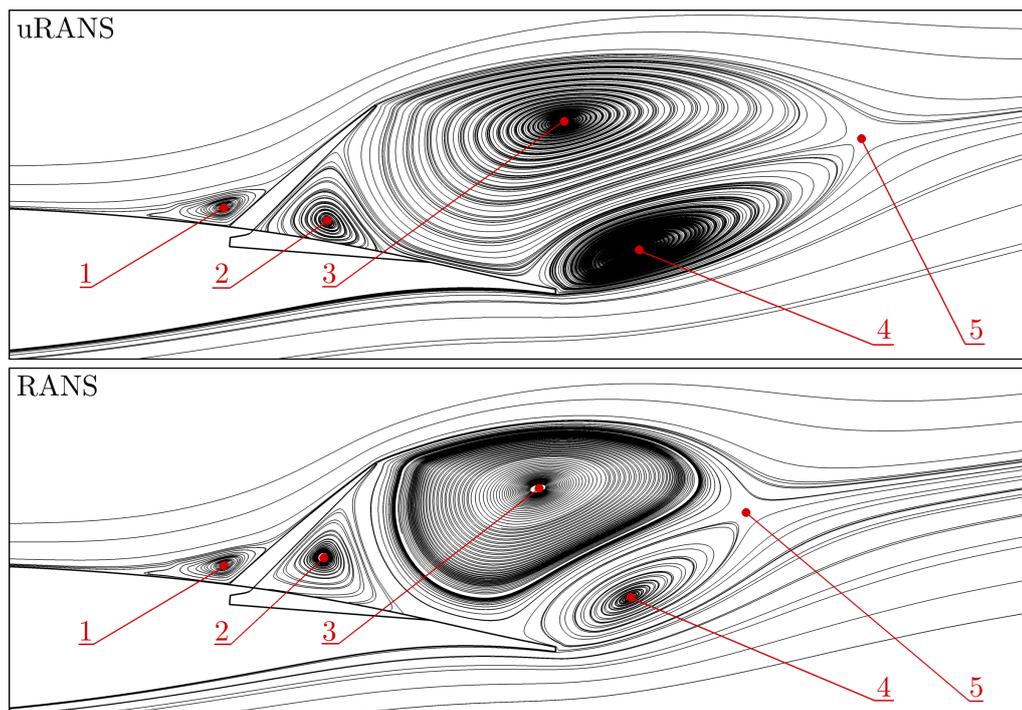


Abbildung 4.17: Einfluss des Simulationsansatzes auf die Strömungstopologie in Spoilernähe bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$.

des Anstellwinkels auf $\alpha = 10^\circ$ (nicht abgebildet) in vergleichbarem Maße erhalten.

Abb. 4.17 zeigt einen Vergleich der aus beiden Simulationsansätzen resultierenden Strömungstopologie in unmittelbarer Nähe des Spoilers. Die Umströmung eines ausgefahrenen Spoilers resultiert in einer komplexen Wirbelstruktur. Für die nachfolgenden Ausführungen wurden die charakteristischen Elemente dieser Topologie entsprechend gekennzeichnet. Hierzu zählen:

- Punkt 1: die druckinduzierte Ablöseblase vor dem Spoiler,
- Punkt 2: der sich im rückwärtigen Spoilerbereich befindliche Sekundärwirbel,
- Punkt 3: der Primärwirbel, auch als *Spoilerwirbel* bezeichnet,
- Punkt 4: der *Hinterkantenwirbel* als zweiter Sekundärwirbel sowie
- Punkt 5: der Sattelpunkt der dargestellten Strömungstopologie, der die räumliche Ausdehnung des Ablösebereichs hinter dem Spoiler kennzeichnet.

Diese Elemente finden sich in beiden Simulationsergebnissen wieder, die Größe und Position weicht teilweise jedoch deutlich voneinander ab. Bereits an Hand der Druckverteilung wurde deutlich, dass die Größe der Ablöseblase vor dem Spoiler (Punkt 1) von beiden Ansätzen gleich wiedergegeben wird. Dagegen erstrecken sich Spoilerwirbel (Punkt 3) und sein Gegenspieler, der Hinterkantenwirbel (Punkt 4), im zeitlichen Mittel der instationären Simulation um ca. 30% weiter stromab, was u. a. aus der Position des Sattelpunktes (Punkt 5) hervorgeht. Aufgrund dieser größeren räumlichen Ausdehnung des Spoilerwirbels ist auch sein Einfluss auf den rückwärtigen Teil der Flügeloberseite, und damit einhergehend der dort durch ihn induzierte Unterdruck, geringer.

Wie in diesem und den vorherigen Kapiteln gezeigt wurde, besteht die Herausforderung in der numerischen Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens eines Spoilers darin, den Oberflächendruck c_{pb} im abgelösten Strömungsbereich *hinter* dem ausgefahrenen Spoiler möglichst genau wiederzugeben. In **Abb. 4.18** ist eine Zusammenfassung der bisherigen Ergebnisse mit Hinblick auf die Vorhersagegenauigkeit des Druckbeiwertes c_{pb} dargestellt.

Neben den bereits aus Kap. 4.4.2 bekannten Vorteilen des SA-neg-Turbulenzmodells hinsichtlich seiner Vorhersagegenauigkeit bei stationären Simulationen, insbesondere $\alpha = 0^\circ$, zeigen sich in dieser Abbildung nochmals deutlich die quantitativen Verbesserungen bei $\delta = 30^\circ$ und 50° , die sich durch eine zeitgenaue Simulation hinsichtlich der Vorhersage des Oberflächendruckbeiwertes im Spoilernachlauf ergeben.

So konnten die Ablagen zum Experiment bei $\alpha = 0^\circ$ bei einem Stellwinkel von 30° von ca. 7% bzw. $\Delta c_{pb} = 0,03$ vollständig eliminiert werden. Bei einem Stellwinkel von 50° wurden die Ablagen von knapp 9% bzw. $\Delta c_{pb} = 0,05$ auf unter 4% bzw. $\Delta c_{pb} = 0,02$ reduziert. Bei $\alpha = 10^\circ$ produzierte das SA-Modell mit dem stationären Ansatz bei den betrachteten Spoilerwinkeln Ablagen von ca. 13% bzw. $\Delta c_{pb} = 0,05 - 0,07$. Diese konnten durch die zeitgenaue Simulation auf unter 2,4% bzw. $\Delta c_{pb} < 0,01$ verringert werden.

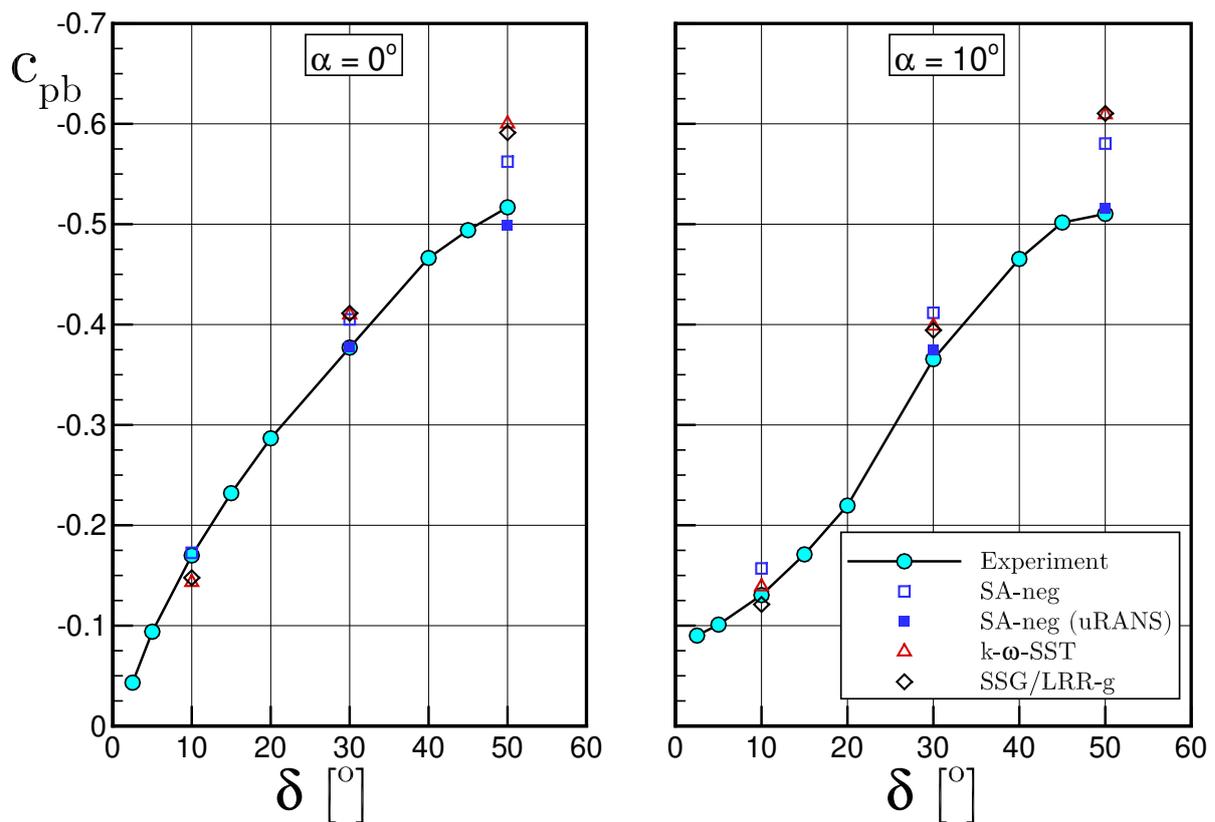


Abbildung 4.18: Verlauf des Druckbeiwertes im Spoilernachlauf („base pressure“) in Abhängigkeit des Spoilerwinkels bei $\alpha = 0^\circ$ und 10° .

Fazit zum Einfluss des Simulationsansatzes

Der zeitgenaue Simulationsansatz führt somit bereits bei statischen Spoilerausschlägen zu einer deutlich genaueren Vorhersage des Drucks im Nachlauf des Spoilers. Der Preis für diesen Gewinn an Genauigkeit besteht im vorliegenden Fall allerdings in einer fünffach höheren Rechendauer. Hierbei ist zu beachten, dass die instationären Simulationen nicht rechenzeitoptimiert durchgeführt wurden, d. h. sie liefen länger als es mit Hinblick auf das Konvergenzverhalten erforderlich gewesen wäre. Mit einer rechenzeitoptimierten Vorgehensweise hätten sich hinsichtlich der Simulationsdauer Einsparungen von schätzungsweise 25%–30% realisieren lassen. Allerdings wäre der Rechenaufwand auch unter diesen optimierten Bedingungen immer noch knapp 3,3–3,8x höher als beim stationären Ansatz.

Die bislang erzielten Ergebnisse der Verifikation und Validierung stellen unter Beweis, dass der gewählte Simulationsansatz für die Berechnung der Druckverteilung bei ausgefahrenem Spoiler, selbst bei Stellwinkeln bis zu 50° , grundsätzlich geeignet ist.

4.4.4 Einfluss des Chimera-Netzes

Vor dem Übergang von statisch ausgeschlagenen Spoilern hin zur Simulation von Ausfahrvorgängen wurde untersucht, welche Einflüsse sich durch Verwendung eines

Chimera-Netzes ergeben. Wie bereits in Kap. 2.2.2 erläutert, sind Spoilerausfahrsimulationen nur unter Verwendung eines Chimera-Netzes möglich. Die grundsätzlichen Unterschiede zwischen dem bislang verwendeten Einblocknetz und einem Chimera-Netz wurden ebenfalls in diesem Kapitel vorgestellt. Das Chimera-Netz wurde weitgehend auf Grundlage der Netzgenerierungsparameter des mittelfeinen Einblocknetzes erstellt.

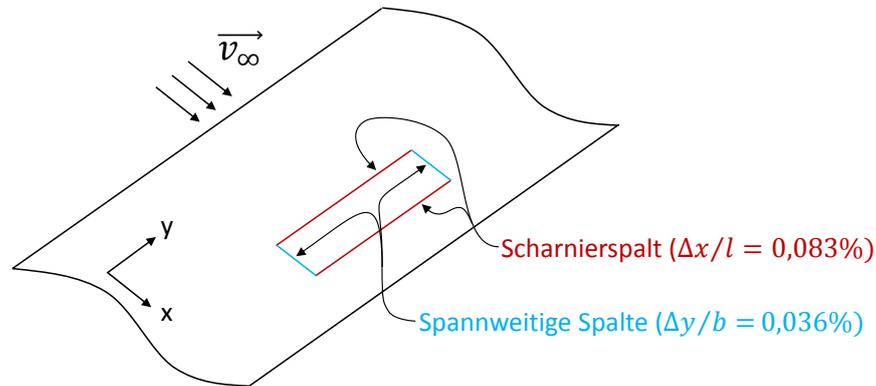


Abbildung 4.19: Schematische Darstellung der beim Chimera-Netz aufzulösenden Spalte zwischen Flügel und Spoiler.

Wie in **Abb. 4.19** und zuvor bereits in **Abb. 3.1** dargestellt, müssen nun allerdings die Spalte in Spannweitenrichtung sowie der Spoilerscharnierspalt, der sich zudem unter dem eingefahrenen Spoiler in Strömungsrichtung fortsetzt, räumlich aufgelöst werden. Diese Spalte sollten einerseits möglichst klein gehalten werden, um den Einfluss auf die Umströmung des Spoilers gering zu halten. Andererseits führt die Anforderung nach einer Mindestüberlappung von zwei Zellen im Spaltbereich dazu, dass die gewählte Spaltbreite unmittelbar die Größe der Netzelemente in diesem Bereich beeinflusst. Kleinere Spalte müssen somit mit kleineren Netzelementen aufgelöst werden, was sich wiederum bis auf die Diskretisierung der Oberflächen der Körper, die ebenfalls feiner aufgelöst werden, auswirkt und die Netzpunktzahl insgesamt in die Höhe treibt.

Im vorliegenden Fall wurden Spaltbreiten von $\Delta y/b = 0,036\%$ für die spannweiten Spalte an der linken und rechten Spoilerseitenkante gewählt, die Breite des Scharnierspaltes beträgt $\Delta x/l = 0,083\%$. Die Anzahl an Netzpunkten hat sich dadurch von ursprünglich 10,5 Mio. beim mittelfeinen Einblocknetz auf 19,9 Mio. nahezu verdoppelt. Ca. 73% dieser Punkte entfallen auf die Diskretisierung des Flügels, die restlichen 27% resultieren aus dem Spoilernetz.

Abb. 4.20 zeigt den Einfluss des Chimera-Netzes auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$. Aufgrund einer ähnlichen räumlichen Diskretisierung wurden hierbei die Ergebnisse des Chimera-Netzes mit jenen des *feinen* Einblocknetzes verglichen. Unterschiede in der Druckverteilung treten bei diesem Stellwinkel nur im Bereich des Scharnierspaltes auf, der im Falle des Chimera-Netzes durchströmt wird. Diese Durchströmung führt zu charakteristischen Spitzen in der Druckverteilung, die durch die Punkte „1“ und „2“ gekennzeichnet sind. Wie dem Ausschnitt der Strömungslösung entnommen werden kann, befindet sich an Stelle „1“ der engste Querschnitt des Scharnierspaltes. Infolge dessen wird die Strömung in diesem Bereich stark beschleunigt, was in der ausgeprägten Saugspitze zum Ausdruck kommt. An Punkt „2“ wird

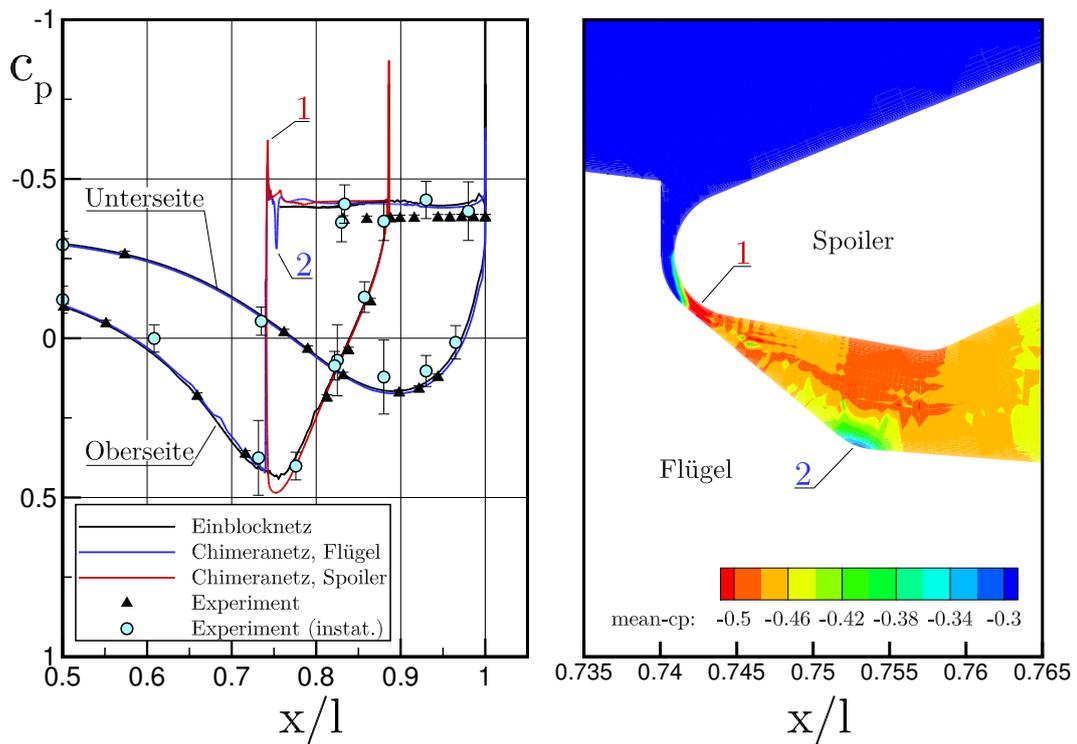


Abbildung 4.20: Chimera-Netzeinfluss auf die Druckverteilung am Spoiler und Darstellung des lokalen Strömungsfeldes im Spaltbereich bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 30^\circ$, aus stationärer Simulation.

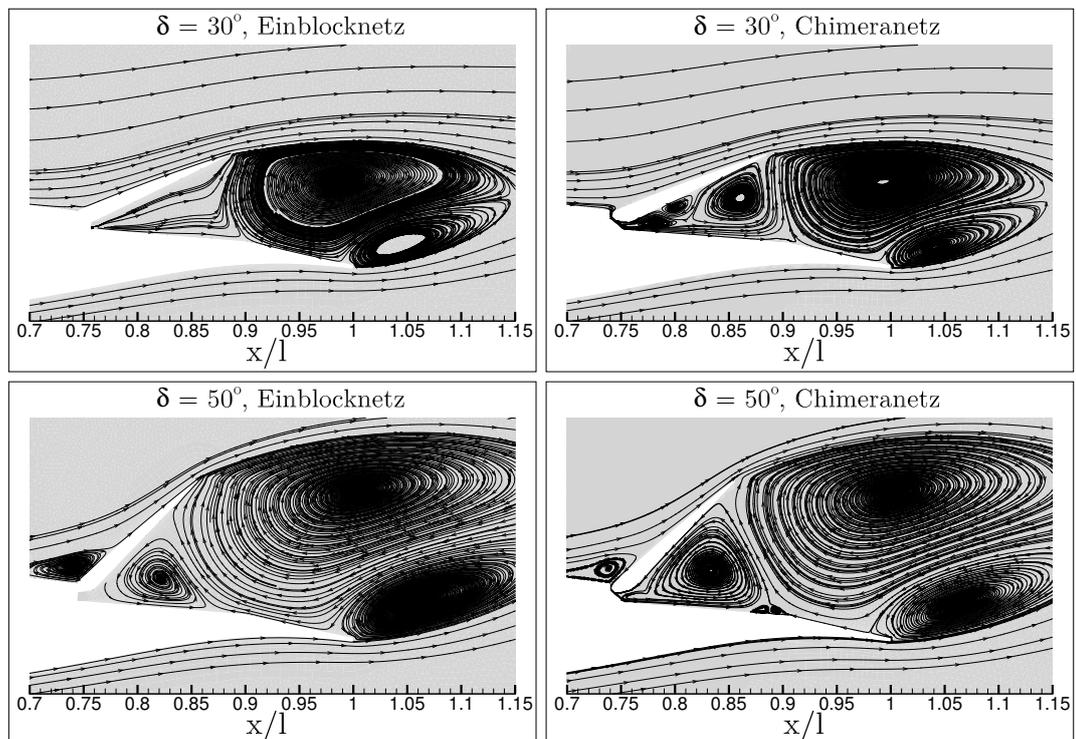


Abbildung 4.21: Einfluss des Netzgenerierungsansatzes auf den zeitlich gemittelten Stromlinienverlauf im Mittelschnitt bei $\alpha = 0^\circ$.

die Strömung durch die Flügelgeometrie umgelenkt, was die lokale Rekompensation an der entsprechenden Stelle in der Druckverteilung erklärt.

Aufgrund der Tatsache, dass beim Chimera-Netz eine Durchströmung des Scharnierspaltes stattfindet, ist davon auszugehen, dass sich auch die Strömungstopologie hinter dem Spoiler unterscheidet. Um dies zu überprüfen, wurden instationäre Simulationen auf feinem Einblocknetz und Chimera-Netz bei den Spoilerwinkeln $\delta = 30^\circ$ und 50° durchgeführt. Das jeweils resultierende, zeitlich gemittelte Geschwindigkeitsfeld im Mittelschnitt wurde anschließend an Hand des Stromlinienverlaufs miteinander verglichen. **Abb. 4.21** zeigt die sich in Abhängigkeit des Netztyps und des Stellwinkels einstellende Strömungstopologie. Hierbei ist zu beachten, dass die dargestellten Verhältnisse lediglich einen *ersten* Anhaltspunkt zur Identifikation etwaiger topologischer Unterschiede liefern. Für eine vollumfassende Analyse müsste die vollständige 3D-Wirbeltopologie, die sich durch komplexes Zusammenspiel der Umströmung um die Hinterkanten von Spoiler und Flügel, Spoilerseitenkanten und, im Falle des Chimera-Netzes, Durchströmung des Scharnierspaltes ergibt, analysiert werden. Auf eine derartige, tiefergehende Analyse der Wirbelinteraktion wurde mit Hinblick auf die Ausrichtung der Arbeit (Untersuchung der Verhältnisse im Mittelschnitt) und in Ermangelung von entsprechenden Validierungsdaten verzichtet.

Wie zuvor bereits an Hand von **Abb. 4.13** auf S. 48 festgestellt, zeigt sich auch hier, dass das Ausfahren des Spoilers von 30° auf 50° unter Verwendung beider Netztypen zu einer deutlich ausgeprägten, druckinduzierten Ablöseblase an der Scharnierlinie führt. Im Unterschied zum Einblocknetz, bei dem bei $\delta = 30^\circ$ bereits eine kleine Ablöseblase zu erkennen ist, führt die Durchströmung des Scharnierspaltes beim Chimera-Netz dazu, dass bei diesem Stellwinkel gerade noch keine Ablöseblase auftritt. Darüber hinaus unterscheidet sich die Wirbeltopologie hinter dem Spoiler. Während beim Einblocknetz in diesem Bereich maximal drei separate Wirbel zu erkennen sind, sorgt der kontinuierliche Masseeintrag durch den Scharnierspalt dafür, dass sich hinter dem Spoiler eine in Größe und Wirbelanzahl (fünf Wirbel) unterschiedliche Topologie einstellt.

Ein Vergleich bei $\delta = 30^\circ$, s. obere Reihe in **Abb. 4.21**, zeigt beispielsweise, dass sich beim Chimera-Netz an der Rückseite des Spoilers drei Sekundärwirbel ausbilden. Beim Einblocknetz sind diese Strukturen noch nicht erkennbar. Statt dessen erkennt man am Stromlinienverlauf eine Sogwirkung des Spoilerwirbels auf die Strömung im Bereich zwischen Spoilerrückseite und Flügeloberseite. Der Masseeintrag in diesem Bereich stammt aus der Umströmung der Spoilerseitenkanten sowie aus der Umströmung der Flügelhinterkante. Wie in **Abb. 4.20** zu erkennen ist, hat die unterschiedlich ausgeprägte Strömungstopologie hinter dem Spoiler allerdings keinen erkennbaren Einfluss auf die Druckverteilung.

Bei $\delta = 50^\circ$ ist der an der Spoilerrückseite anliegende Sekundärwirbel durch entsprechenden Masseeintrag durch den Scharnierspalt beim Chimera-Netz deutlich größer und erreicht bis zu 80% der Spoilerprojektionshöhe, auf dem Einblocknetz dagegen nur ca. 50%. Zudem fallen beim Chimera-Netz weiter stromab bei $x/l = 0,88$ zwei kleinere Sekundärwirbel auf, die trotz vergleichbarer räumlicher Auflösung auf dem Einblocknetz nicht erfasst werden. Insgesamt führen diese Unterschiede wie in **Abb. 4.22** dargestellt dazu, dass der mit dem Chimera-Netz berechnete Druckbeiwert auf der Flügeloberseite ab $x/l > 0,85$ noch besser mit den experimentellen Daten übereinstimmt. Der wesentliche Grund dafür besteht darin, dass sowohl im Experi-

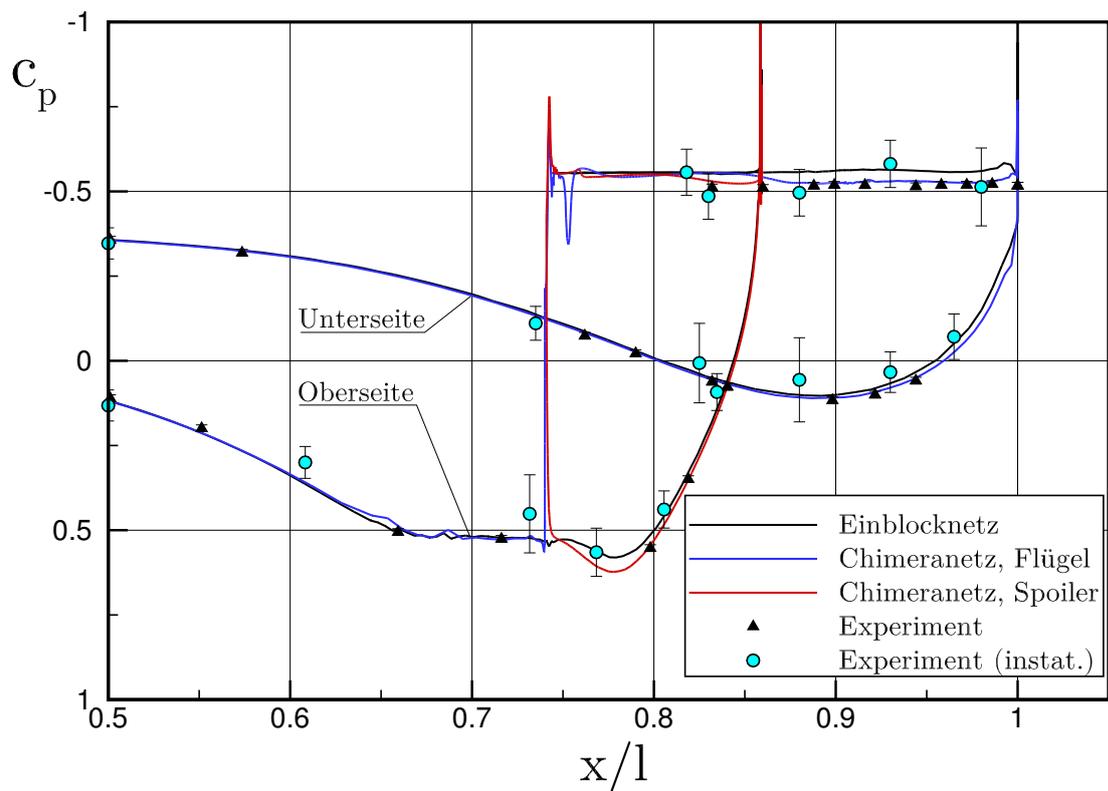


Abbildung 4.22: Chimera-Netzeinfluss auf die Druckverteilung am Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$ und $\delta = 50^\circ$, aus stationärer Simulation.

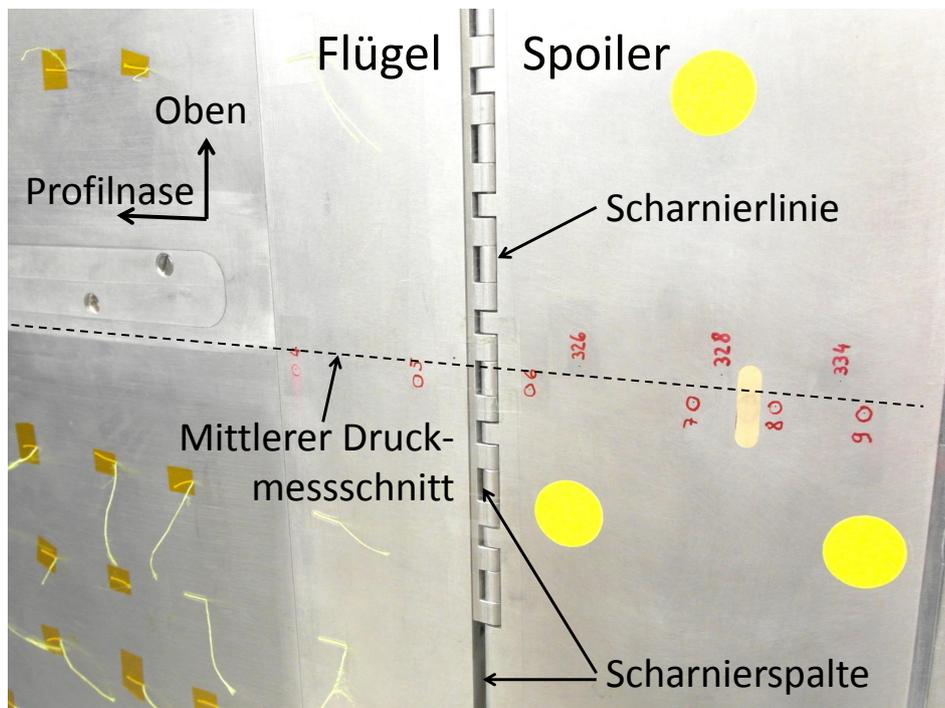


Abbildung 4.23: Blick auf die Spoilerscharnierlinie im experimentellen Aufbau. Die Scharnierspalte sind deutlich zu erkennen.

ment, s. **Abb. 4.23**, als auch beim Chimera-Netz eine Durchströmung der Scharnierlinie stattfindet. Die effektive Spaltbreite am Windkanalmodell ist allerdings ca. doppelt so groß wie beim Chimera-Netz, kleinere Spaltmaße waren experimentell nicht umsetzbar. In beiden Fällen führt die Durchströmung des Spaltes zu einem Druckausgleich zwischen Vorder- und Rückseite des Spoilers. Der Unterdruck hinter dem Spoiler ist in diesen Fällen daher weniger stark ausgeprägt als beim Einblocknetz, bei dem dieser Spalt nicht existiert.

Fazit zum Einfluss des Chimera-Netzes

Im vorliegenden Abschnitt wurde gezeigt, dass die Verwendung des Chimera-Netzes mit keinerlei Nachteilen verbunden ist. Charakteristische Spitzen in der Druckverteilung lassen sich direkt auf die geometrischen Unterschiede zurückführen. Die Genauigkeit der berechneten Druckverteilung bleibt erhalten oder wird im Bereich hinter dem Spoiler, insbesondere bei $\delta = 50^\circ$, sogar leicht verbessert.

4.5 3D-Simulationen von Spoilerausfahrvorgängen

In Kapitel 4.4 wurde untersucht, inwiefern sich wesentliche numerische Einflussfaktoren wie Turbulenzmodell, räumliche Diskretisierung, Netztyp sowie Einflüsse infolge zeitgenauer Simulation auf die Genauigkeit der numerischen Vorhersage hin auswirken. Dadurch wurde schrittweise ein Simulationsansatz erarbeitet, der einerseits robust für derartige Anwendungen ist und andererseits in der Lage ist, die Druckverteilung im Mittelschnitt des Spoilers auch quantitativ gut wiederzugeben. Die Verifikation und Validierung (V&V) des Verfahrens für den in dieser Arbeit untersuchten Anwendungsfall konnte somit für *statische* Spoilerausschläge erfolgreich abgeschlossen werden.

Gemäß dem in **Abb. 4.2** auf S. 36 dargestellten V&V-Prozess werden nun im letzten Validierungsschritt rampenförmige Ausfahrvorgänge betrachtet. Im Gegensatz zu dem in **Abb. 4.24** dargestellten, schematischen Stellwinkel-Zeit-Verlaufs beschränkt sich die Simulation auf das Ausfahren des Spoilers sowie – zur Untersuchung des Abklingverhaltens transienter Effekte – einen Teil der Haltephase, d. h. innerhalb der Simulation wird typischerweise das Zeitintervall $t_{\text{sim}} = [0; 2t_{\text{stell}}]$ betrachtet.

Analog zu den Untersuchungen am statisch ausgeschlagenen Spoiler werden Ausfahrvorgänge auf $\delta = 10^\circ$, 30° und 50° untersucht. Obwohl alle Ausfahrsimulationen auf diese Stellwinkel jeweils mit langer, mittlerer und kurzer Stellzeit durchgeführt wurden, wird der Einfluss einer Stellzeitvariation im Rahmen der nachfolgenden Validierung zunächst exemplarisch für Ausfahrvorgänge auf den mittleren Stellwinkel $\delta = 30^\circ$ untersucht. Die daraus gewonnenen Erkenntnisse sind auf die anderen Ausfahrvorgänge übertragbar. Im Anschluss daran wird der Einfluss des Stellwinkels untersucht. Dies erfolgt jeweils für die kürzesten Stellzeiten, die entsprechend der Ausführungen in Kap. 2.1.2 bewusst so gewählt wurden, dass instationäre Effekte im Antwortverhalten getriggert werden. Mit Hinblick auf die Validierung der Simulation stellen diese Fälle daher die größte Herausforderung dar.

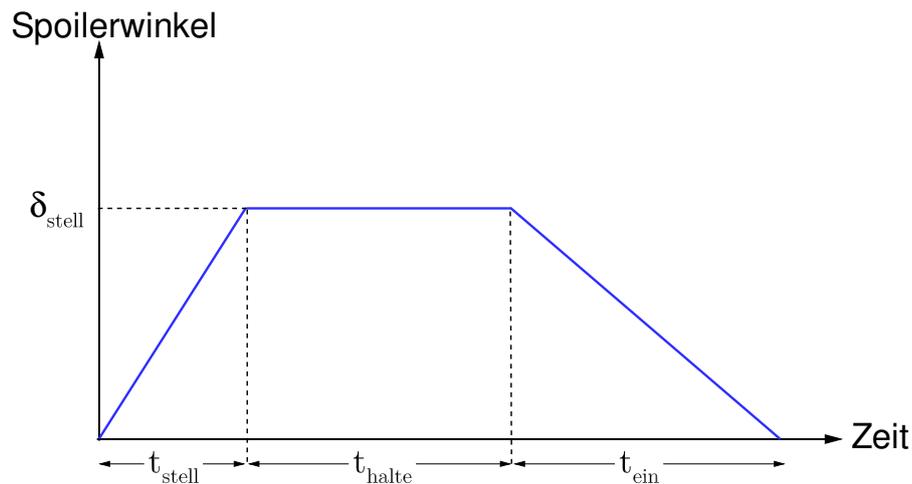


Abbildung 4.24: Schematische Darstellung des Stellwinkel-Zeit-Verlaufs und der charakteristischen Zeiten eines Spoiler-Ausfahrvorgangs.

4.5.1 Einfluss der zeitlichen Diskretisierung

Zur Durchführung instationärer Simulationen spielt die Zeitschrittweite Δt , mit der strömungsphysikalische Vorgänge zeitlich aufgelöst werden sollen, eine entscheidende Rolle. Wird diese zu groß gewählt, werden die relevanten Strömungsphänomene zeitlich möglicherweise nicht oder nicht korrekt erfasst. Eine zu klein gewählte Zeitschrittweite erhöht die Simulationsdauer über das erforderliche Maß hinaus.

Bei einer zeitlich unveränderlichen Geometrie wird die Zeitschrittweite üblicherweise auf Grundlage von Messdaten oder Erfahrungswerten abgeschätzt. Entscheidend ist hierbei die Frage, welche Zeitskalen bzw. Frequenzen im resultierenden Strömungsverlauf zu erwarten sind und welche davon aufgelöst werden sollen. Nach dem Nyquist-Shannon-Abtasttheorem muss die Abtastfrequenz mindestens das Doppelte der zu erwartenden Frequenz betragen, woraus sich eine maximal zulässige Zeitschrittweite Δt_{max} ableiten lässt. So ergab die Auswertung der Signale der instationären Druckaufnehmer im Experiment nach [68], dass im Nachlauf eines auf 30° ausgeschlagenen Spoilers Druckfluktuationen mit einer Frequenz von 250 Hz auftreten. Die erforderliche Mindest-Abtastfrequenz müsste demnach 500 Hz betragen, was einer maximal zulässigen Zeitschrittweite von $\Delta t_{\text{max}} = 2 \text{ ms}$ entspräche. Üblicherweise wird die Simulation mit einer um ca. 0,5–1 Größenordnung kleineren Zeitschrittweite gestartet und der Einfluss der Zeitschrittweite in weiteren Simulationen untersucht.

Bei der Untersuchung von Spoilerausfahrvorgängen ist die eingangs erwähnte Randbedingung nach einer zeitlich unveränderlichen Geometrie nicht mehr erfüllt. Zusätzlich zu der Frage, mit welcher zeitlichen Auflösung die zu erwartenden Strömungsphänomene diskretisiert werden müssen, muss beantwortet werden, wie die Bewegung des Spoilers zeitlich zu diskretisieren ist. Für Spoilerausfahrsimulationen ist dies sogar die wesentlich entscheidendere Frage, da sich eine zu grob gewählte Bewegungsauflösung unmittelbar negativ auf die Robustheit der Simulation auswirkt.

Die Herangehensweise in dieser Arbeit bestand daher darin, zunächst durch Parametervariation eine mit Hinblick auf Robustheit, Konvergenzverhalten und Rechendau-

er geeignete Schrittweite für die Auflösung der Spoilerbewegung zu identifizieren. Mit dieser Zeitschrittweite liegt dann ebenso fest, welche maximalen Frequenzen im Strömungsfeld durch die Simulation aufgelöst werden können. An dieser Stelle sei nochmals daran erinnert, dass gezielte Untersuchungen des Spoilernachlaufs nicht im Mittelpunkt dieser Arbeit standen.

Für die Anwendung der in dieser Arbeit verwendeten Chimera-Technik liegen im DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Erfahrungswerte vor, die mit Hinblick auf die Robustheit der Simulation besagen, dass die Zeitschrittweite so gewählt werden soll, dass sich der Spoiler pro Zeitschritt maximal um eine Hinterkantendicke bewegt. Unter den gegebenen Abmessungen des Spoilers führt dies zu einer maximalen Stellwinkeländerung von

$$(\Delta\delta)_{\max} = 0,4^\circ \quad (4.6)$$

pro Zeitschritt. Betrachtet man beispielsweise einen Ausfahrvorgang von $\delta = 0$ auf 30° in $t_{\text{stell}} = 60$ ms, dann ergibt sich aus der Randbedingung nach Gl. (4.6) eine maximale zulässige Zeitschrittweite $(\Delta t)_{\max} = 0,8$ ms.

Zur Analyse des Einflusses der zeitlichen Diskretisierung wurden Ausfahrvorgänge auf $29,6^\circ$ in jeweils $t_{\text{stell}} = 60$ ms mit der maximal zulässigen Stellwinkeländerung von $\Delta\delta = 0,4^\circ$ sowie $0,25^\circ$, $0,125^\circ$ und $0,04^\circ$ durchgeführt. Wie in **Tab. 4.2** zusammengefasst, entspricht dies Zeitschrittweiten von $\Delta t = 0,8$ ms bis hin zu $\Delta t = 0,08$ ms. Die Ergebnisse dieser vier Simulationen sind in **Abb. 4.25** dargestellt.

Tabelle 4.2: Zusammenhang zwischen Zeitschrittweite, Bewegungsauflösung $\Delta\delta$, erforderlicher Anzahl an Zeitschritten und Simulationsdauer für einen Ausfahrvorgängen auf $29,6^\circ$ in $t_{\text{stell}} = 60$ ms.

Δt	$\Delta\delta$	Zeitschritte	Normierte Dauer
0,08 ms	$0,04^\circ$	740	4,7
0,254 ms	$0,125^\circ$	237	1,8
0,507 ms	$0,25^\circ$	119	1
0,8 ms	$0,4^\circ$	74	0,7

Insgesamt betrachtet zeigt sich, dass das simulierte Antwortverhalten nur unwesentlich durch die gewählte Zeitschrittweite beeinflusst wird. Lediglich bei Verwendung der kleinsten Zeitschrittweite $\Delta t = 0,08$ ms stellt sich ab $t/t_{\text{stell}} > 0,7$ ein oszillierender Verlauf im Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert ein. Im zeitlichen Mittel ist auch dieser Verlauf nahezu deckungsgleich mit den drei anderen Simulationsergebnissen. Die Schwingungsamplituden betragen maximal 3% des momentanen Nickmomentenbeiwertes bzw. 1,5% des momentanen Auftriebsbeiwertes und können somit als klein betrachtet werden.

Fazit zum Einfluss der zeitlichen Diskretisierung

Im vorliegenden Fall zeigten sich nur geringe Einflüsse der Zeitschrittweite auf das aerodynamische Antwortverhalten eines schnell ausfahrenden Spoilers. Daraus folgt, dass die Genauigkeit der Simulation durch die Wahl einer kleineren Zeitschrittweite nicht weiter verbessert werden kann und somit die Simulationsdauer zum entscheidenden Kriterium bei der Festlegung einer Zeitschrittweite für alle weiteren in dieser

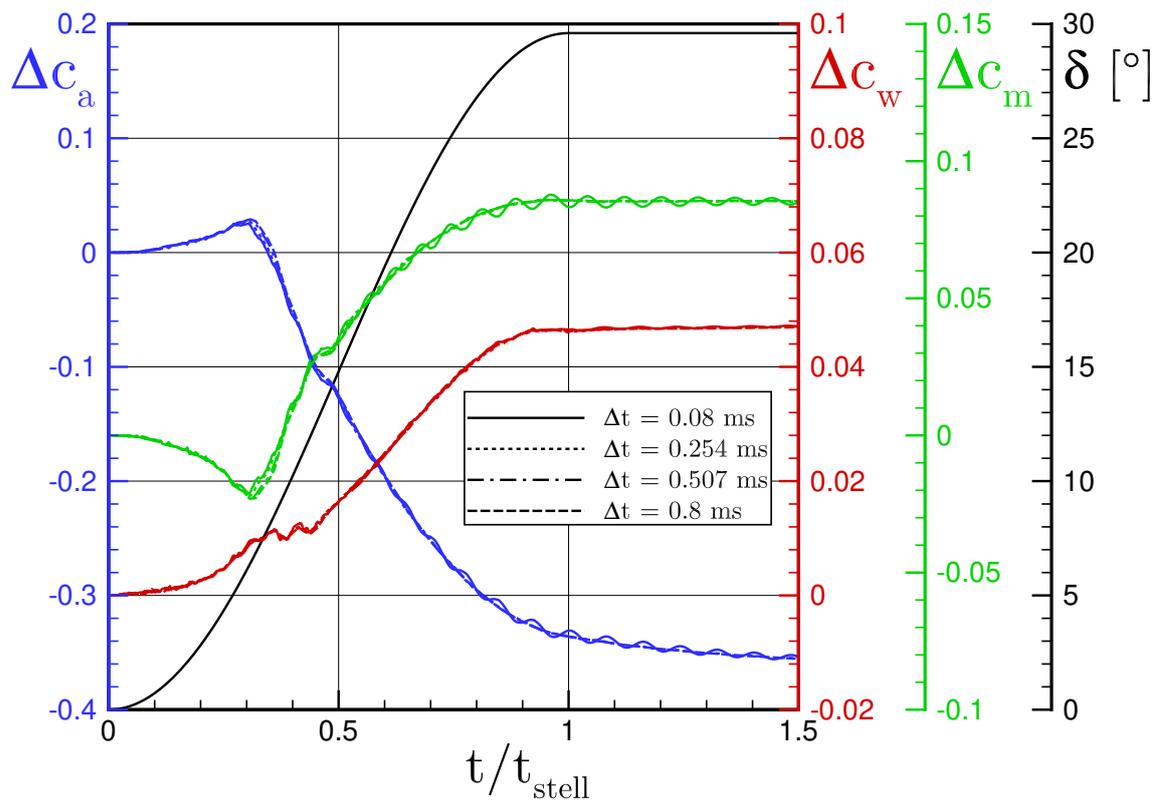


Abbildung 4.25: Einfluss der Zeitschrittweite auf das Antwortverhalten bei einem Ausfahrvorgang von $\delta = 0$ auf $29,6^\circ$ in $t_{\text{stell}} = 60$ ms.

Arbeit durchgeführten Ausfahrsimulationen wird. Demnach müsste die Wahl auf die größte Zeitschrittweite fallen, was einer Bewegungsauflösung in $0,4^\circ$ -Schritten entspräche. Um unter Berücksichtigung der Chimera-Randbedingung nach Gl. (4.6) allerdings eine Reserve mit Hinblick auf die Robustheit der weiteren Simulationen zu haben, wurden alle weiteren Simulationen mit der zweitgrößten Bewegungsauflösung, d. h. in $0,25^\circ$ -Schritten ausgeführt. Im vorliegenden Fall ergab sich daraus eine Zeitschrittweite von $0,507$ ms, s. Tab. 4.2. Je nach betrachtetem Spoilerstellwinkel und in Abhängigkeit der Stellzeit ergeben sich daraus zwischen den Simulationen jedoch *unterschiedliche* Zeitschrittweiten.

4.5.2 Einfluss des Konvergenzkriteriums

Wie aus Tab. 4.2 hervorgeht, wird die Dauer einer instationären Simulation neben der Zeitschrittweite maßgeblich durch die Anzahl an Subiterationen pro Zeitschritt bestimmt. Hier muss eine Balance zwischen Robustheit und Konvergenz der Simulation einerseits und Simulationsdauer andererseits gefunden werden, d. h. es gilt das Credo: so wenig Subiterationen wie möglich, so viele wie nötig. Um dies von Fall zu Fall nicht jeweils neu anpassen zu müssen, wurden alle instationären Simulationen in dieser Arbeit unter Nutzung eines sog. Cauchy-Konvergenzkriteriums (CKK) durchgeführt. Hierbei werden durch den Nutzer nicht die Anzahl an Subiterationen pro Zeitschritt vorgegeben, sondern eine tolerierte Schwankungsbreite ϵ , beispielsweise für den Verlauf eines Beiwertes, und eine Intervallbreite N_{sample} , in dem diese

Schwankungen durch das CKK analysiert werden. Mit n als aktueller Subiteration überprüft das CKK für eine beliebige Größe c , ob

$$|c^n - c^{n-k}| \leq \epsilon \text{ für } k = 1 \dots (N_{\text{sample}} - 1). \quad (4.7)$$

Ist diese Bedingung erfüllt, gilt die Simulation innerhalb eines physikalischen Zeitschrittes als konvergiert und das Verfahren geht zur Berechnung des nächsten Zeitschrittes über. Die Simulation wird dadurch also nicht mit einer fest vorgegebenen und über die Simulationsdauer konstanten Anzahl von Subiterationen durchgeführt, sondern nur mit so vielen, wie zur Erfüllung von Gl. (4.7) für den jeweiligen Zeitschritt erforderlich sind. Dadurch lassen sich instationäre Simulationen rechenzeitoptimiert durchführen.

In dieser Arbeit wurde mit Hilfe des CKK das Konvergenzverhalten von Auftriebs- und Widerstandsbeiwert analysiert. Die Intervallbreite betrug dabei $N_{\text{sample}} = 250$, die erlaubte Schwankungsbreite $\epsilon_{c_a} = 10^{-4}$ bzw. $\epsilon_{c_w} = 0,5 \cdot 10^{-4}$. Im Vergleich zu exemplarischen Simulation *ohne* Verwendung eines CKK wurde zwar innerhalb eines physikalischen Zeitschrittes ein geringfügig schlechteres Konvergenzverhalten beobachtet, die Auswirkungen auf den globalen Verlauf der Beiwerte waren jedoch vernachlässigbar. Zudem stellte sich heraus, dass eine instationäre Simulation unter Verwendung des CKK nur ca. ein Sechstel an Rechenzeit benötigt.

4.5.3 Einfluss der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 30^\circ$

Für den mittleren Stellwinkel von $\delta = 30^\circ$ wird im Folgenden untersucht, inwiefern sich eine Variation der Stellzeit – bei ansonsten gleichbleibenden Bedingungen – auf die Genauigkeit des Simulationsergebnisses auswirkt. Die untersuchten Bedingungen sind in Tab. 4.3 zusammengefasst.

Tabelle 4.3: Variation der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 29,6^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,2$ und $\alpha = 0^\circ$.

Fall	Stellzeit t_{stell}	Dimensionslose Stellzeit t_{stell}^* (Gl. (2.1))	Mittlere Stellrate
Langsam	250 ms	28,9	118° s^{-1}
Moderat	125 ms	14,5	237° s^{-1}
Schnell	60 ms	6,9	493° s^{-1}

Es sei angemerkt, dass im Experiment im Mittel über alle durchgeführten Wiederholungen ein Endwinkel von $\delta = 29,6^\circ$ aufgezeichnet wurde. Aus diesem Grund wurde der Spoiler auch in den nachfolgenden Simulationen bis auf diesen Winkel ausgefahren und nicht bis auf exakt 30° . Experimentelle Vergleichsdaten wurden stets über alle durchgeführten Wiederholungen gemittelt.

Zur Validierung von dynamischen Spoilerausschlägen wird im Folgenden das resultierende Antwortverhalten von lokalem Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenbeiwert im Mittelschnitt gegenüber den Referenzbedingungen bei eingefahrenem Spoiler analysiert. Um neben einem qualitativen Vergleich von Simulation und Experiment auch quantitative Aussagen zur Genauigkeit des Simulationsergebnisses treffen

zu können, werden die folgenden, für Ausfahrvorgänge charakteristische Größen, wie in **Abb. 2.3** skizziert, genauer analysiert:

- der Betrag der Auftriebserhöhung $\Delta c_{a,adv}$ sowie der zugehörige Zeitpunkt t_{adv} ,
- die Totzeit t_d , ab der die gewünschte Reaktion einsetzt,
- die Zeit t_s , bis zu der der betrachtete Beiwert 90% seines finalen Wertes angenommen hat sowie
- die finale Änderung der Beiwerte, z. B. $\Delta c_{a,final}$, die nach der doppelten Stellzeit t_{stell} ermittelt wurde.

Langsamer Ausfahrvorgang

Abb. 4.26 zeigt das Antwortverhalten für den langsamen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 250 ms bzw. in der dimensionslosen Stellzeit $t_{stell}^* = 28,9$. Wie aus Kap. 2.1.2 bekannt ist, sind bei Stellzeiten $t_{stell}^* > 5 - 9$ keine ausgeprägten instationären Effekte in Form von Überschwingern im Antwortverhalten zu erwarten. Diese Tatsache spiegelt sich im Verlauf der experimentellen Daten wider und wird von der Simulation im Falle des Auftriebsbeiwertes korrekt wiedergegeben.

Beim Blick auf das Auftriebsverhalten fällt eine weitere charakteristische Eigenheit des ausfahrenden Spoilers auf: die Auftriebsänderung erfolgt nicht sofort, sondern zeitverzögert. Erst nach Verstreichen einer stellzeitabhängigen Totzeit t_d beeinflusst der ausfahrende Spoiler den Auftrieb. Im Experiment geschieht dies bei $t_d/t_{stell} = 0,21$, in der Simulation dagegen etwas verzögert zum Zeitpunkt $t_d/t_{stell} = 0,25$. Der Spoiler hat zu diesem Zeitpunkt einen Stellwinkel von $\delta = 3,1^\circ$ im Experiment und $\delta = 4,4^\circ$ in der Simulation erreicht. Bei diesem Stellwinkel erstreckt sich das Ablösegebiet hinter dem Spoiler gerade soweit stromab, dass die Strömung auf der Flügeloberseite noch vor Erreichen der Hinterkante wiederanliegt. Eine weitere Erhöhung des Stellwinkels führt zu einer Ausdehnung des Ablösegebietes über die Hinterkante hinaus, wodurch es zu einer Interaktion mit der Strömung entlang der Flügelunterseite kommt. Dies führt letztendlich zum Auftriebseinbruch und zu der in **Abb. 4.17** dargestellten, komplexen Wirbeltopologie hinter dem Spoiler.

Der weitere Verlauf des Auftriebsbeiwertes bis hin zum quasistationären Endzustand bei $t/t_{stell} = 2$ stimmt in der Simulation sehr gut mit den experimentellen Daten überein und verläuft innerhalb oder am Rande des experimentellen Streubereichs. 90% der finalen Auftriebsänderung werden im Experiment bei $t_s/t_{stell} = 0,79$ erreicht, in der Simulation bei $t_s/t_{stell} = 0,84$. Die Simulation gibt die finale Auftriebsreduktion mit einer Abweichung von unter 1% wieder.

Der numerisch berechnete Verlauf des Widerstandsbeiwertes verläuft durchweg innerhalb der experimentellen Streubreite. Die finale Änderung des Widerstandsbeiwertes wird von der Simulation ebenfalls mit einer Abweichung von unter 1% wiedergegeben. 90% der finalen Widerstandsänderung werden in der Simulation bei $t_s/t_{stell} = 0,84$ erreicht, im Experiment bei $t_s/t_{stell} = 0,82$. Im Vergleich zum Auftrieb ist auffällig, dass im Widerstandsverhalten keine Totzeiten auftreten. Sobald sich der Spoiler zu bewegen beginnt, erhöht sich der Widerstand. Die Ursache dafür besteht darin, dass sich eine geometrische Unstetigkeit in der Flügelkontur bildet, sobald der

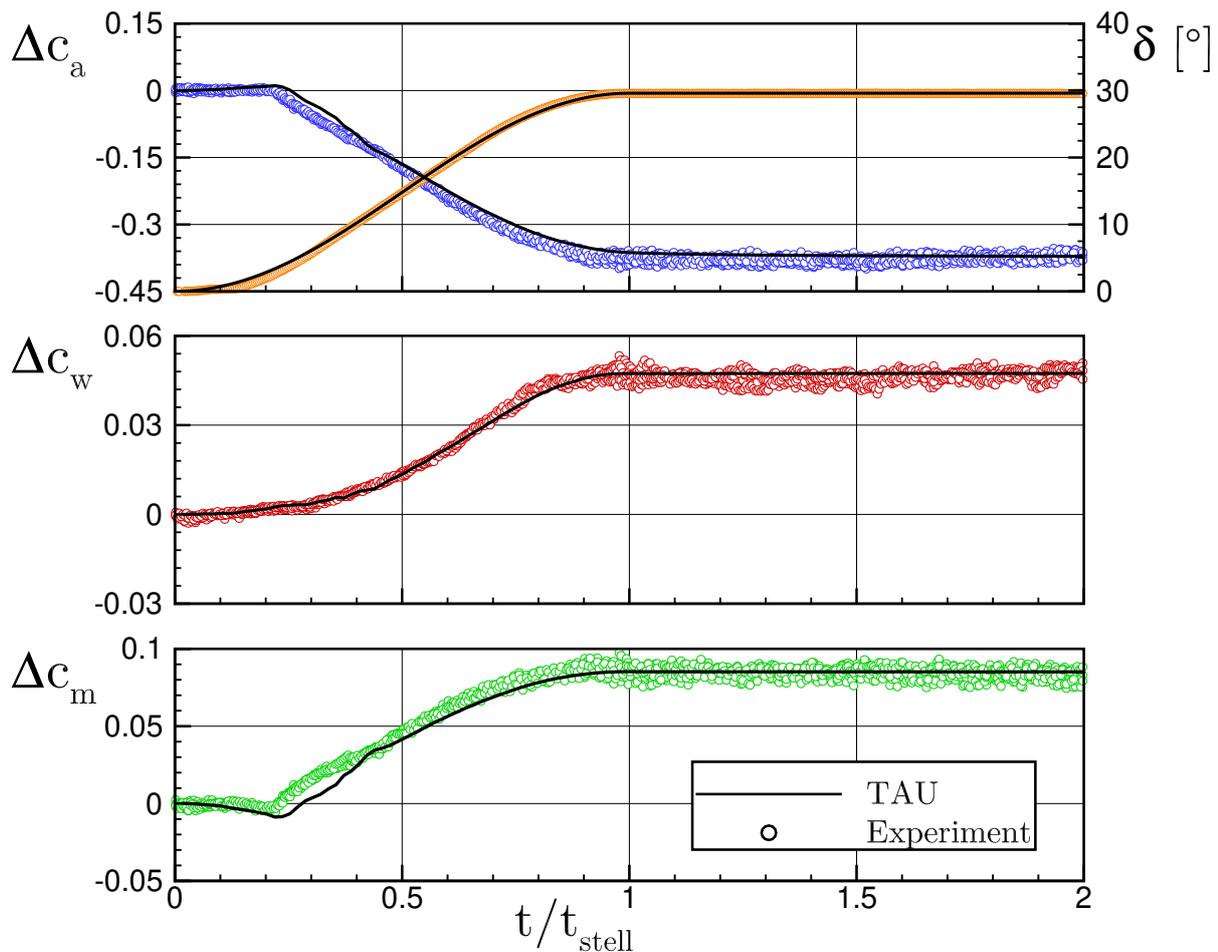


Abbildung 4.26: Antwortverhalten für einen langsamen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 250 ms ($t_{\text{stell}}^* = 28,9$) bei $\alpha = 0^\circ$.

Spoiler ausfährt. Dieser Vorgang zieht immer eine Strömungsablösung nach sich, die wiederum zu einem erhöhten Strömungswiderstand führt. Der Auftrieb ändert sich dagegen erst dann, wenn sich die Zirkulation am Flügel ändert. Dies ist wie weiter oben ausgeführt erst dann der Fall, wenn sich das Ablösegebiet hinter dem Spoiler in Stromabrichtung über die Hinterkante hinaus erstreckt.

Die Beobachtungen aus dem Auftriebsverhalten gelten größtenteils auch für den Nickmomentenverlauf. Im Gegensatz zum Auftriebsverlauf tritt in der Simulation allerdings ein leichter Überschwinger im Nickmoment, d. h. eine kopflastigere Änderung, zu Beginn des Ausfahrvorgangs bei $t/t_{\text{stell}} = 0,25$ auf. Die finale Momentenänderung wird von der Simulation erneut mit einer Abweichung von unter 1% wiedergegeben.

Moderater Ausfahrvorgang

Diese Beobachtungen gelten auch dann, wenn die Stellzeit von 250 ms auf 125 ms halbiert wird, wie in **Abb. 4.27** dargestellt. Der Grund für die geringen Abweichungen zum langsameren Ausfahrvorgang besteht darin, dass die dimensionslose Stellzeit mit $t_{\text{stell}}^* = 14,5$ weiterhin oberhalb des kritischen Bereichs von $t_{\text{stell}}^* = 5 - 9$ liegt, in dem typischerweise mit instationäre Effekten zu rechnen ist. Allerdings deuten sich diese Effekte bereits im Auftriebs-, insbesondere aber im Nickmomentenverlauf an, wie die

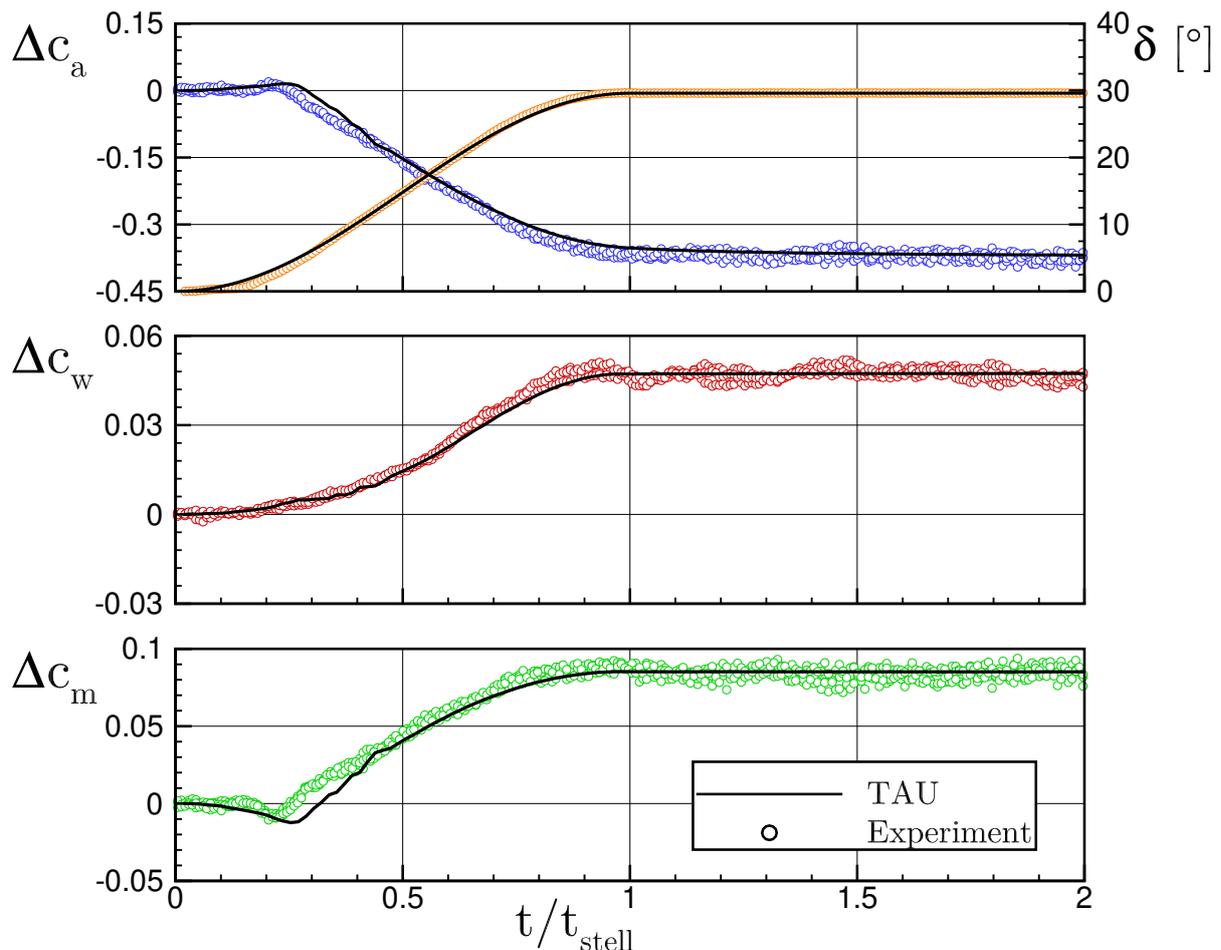


Abbildung 4.27: Antwortverhalten für einen moderaten Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 125 ms ($t_{\text{stell}}^* = 14,5$) bei $\alpha = 0^\circ$.

Überschwinger im Bereich $0,2 < t/t_{\text{stell}} < 0,3$ zeigen. Die Simulation gibt dies qualitativ gut wieder, der Überschwinger ist aber weniger scharf ausgebildet als im Experiment. Der Grund hierfür besteht in Abweichungen im Stellwinkelverlauf zwischen Simulation und Experiment zu Beginn des Ausfahrvorgangs bis ca. $t/t_{\text{stell}} = 0,35$. Hier folgt die Simulation einem idealen $1-\cos$ -Verlauf, wohingegen im experimentellen Verlauf in den ersten 15% der Stellzeit aufgrund des mechanischen Spiels in der Kinematik des Spoilerantriebs nahezu keine Bewegung des Spoilers stattfindet. Im Umkehrschluss bedeutet dies, dass sich der Spoiler effektiv in nur 85% der nominalen Stellzeit auf seinen Endwinkel bewegt. Die effektive mittlere Stellgeschwindigkeit ist somit *höher* als in der Simulation, die dimensionslose Stellzeit mit $t_{\text{stell,eff}}^* = 12,2$ *kürzer*. Die instationären Effekte sind dadurch prägnanter als in der Simulation.

Der Betrag der Auftriebsüberhöhung wird von der Simulation mit $\Delta c_{a,\text{adv}} = 0,015$ ca. 25% höher vorhergesagt, als dies im Experiment mit $\Delta c_{a,\text{adv}} = 0,012$ der Fall ist. Für den Nickmomentenverlauf gilt dies analog. Die finale Auftriebs- und Nickmomentenänderung zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 2$ wird dagegen von der Simulation mit einer Abweichung von unter 1% beim Auftrieb bzw. von ca. 6% im Falle des Nickmomentes wiedergegeben.

Schneller Ausfahrvorgang

Eine weitere Halbierung der Stellzeit auf 60 ms führt zu einer dimensionslosen Stellzeit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ und somit in einen Bereich, in dem instationäre Effekte auftreten. Wie in **Abb. 4.28** am Verlauf der durchgezogenen Linie zu erkennen ist, sind die Überschwinger im Auftriebs- und Nickmomentenverlauf im Bereich $0,2 < t/t_{\text{stell}} < 0,4$ um einen Faktor 2–3 stärker ausgeprägt als zuvor bei $t_{\text{stell}}^* = 14,5$. Die Überschwinger treten in Relation zur Stellzeit zudem erst später auf, die Totzeit verlängert sich ebenfalls. Diese Effekte werden durch die Simulation qualitativ richtig wiedergegeben.

Im Auftriebsverlauf verbleiben allerdings kleinere quantitative Unterschiede. So beträgt die maximale Auftriebserhöhung in der Simulation $\Delta c_{a,\text{adv}} = 0,029$, im Experiment ist sie mit $\Delta c_{a,\text{adv}} = 0,037$ um ca. 28% höher. Der zugehörige Zeitpunkt t_{adv} liegt in der Simulation bei 30% der Stellzeit, im Experiment bei 28%. Analog zu den beiden vorherigen Ausfahrvorgängen ist die Totzeit t_d in der Simulation erneut stärker ausgeprägt, der Auftriebseinbruch erfolgt erst nach 35% der Stellzeit, im Experiment bereits nach 31%. Die Zeit t_s , zu der die Auftriebsänderung 90% des Endwertes erreicht hat, liegt in der Simulation bei 91% der Stellzeit und wird somit exakt wiedergegeben. Die finale Auftriebsänderung nach der doppelten Stellzeit wird bis auf fünf Prozent genau vorhergesagt.

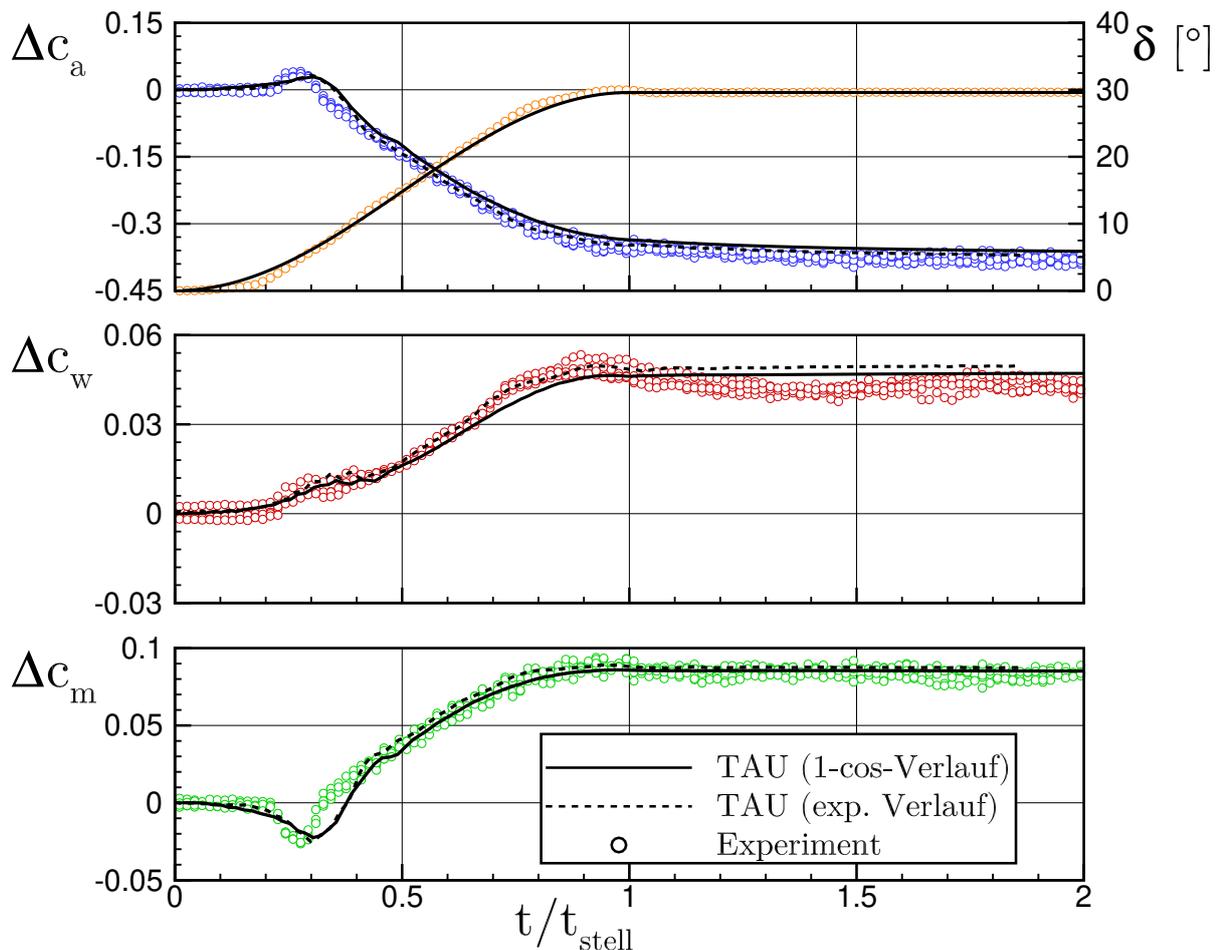


Abbildung 4.28: Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$.

Der simulierte Widerstandsanstieg verläuft bis zum Erreichen des Spoilerendwinkels weitgehend innerhalb der experimentellen Streubreite. Allerdings überschätzt die Simulation die finale Widerstandserhöhung um ca. 11%.

Beim Nickmoment wird die maximale, kopflastige Nickmomentenänderung $\Delta c_{m,adv}$ von der Simulation mit einer Abweichung von 5% wiedergegeben. Der Maximalwert dieses Überschingers tritt in der Simulation nach 30% der Stellzeit auf, im Experiment nach 28%. Dementsprechend ist auch die Totzeit in der Simulation mit $t_d/t_{stell} = 0,38$ länger als im Experiment mit $t_d/t_{stell} = 0,32$. Die Abweichungen im Nickmomentenverlauf, die bis ca. 40% der Stellzeit beobachtet werden können, hängen erneut mit dem unterschiedlichen Stellwinkelverlauf zwischen Simulation und Experiment im ersten Bewegungsdrittel zusammen. Im Bereich $0,4 < t/t_{stell} < 2$ verläuft die simulierte Nickmomentenänderung mittig innerhalb der experimentellen Daten. Der Zeitpunkt, bei dem 90% der finalen Nickmomentenänderung erreicht werden, wird von der Simulation mit $t_s = 0,76$ exakt wiedergegeben. Gleiches gilt für die finale Nickmomentenänderung mit $\Delta c_{m,final} = 0,0852$.

Fazit zum Einfluss der Stellzeit beim Ausfahrvorgang auf $\delta = 30^\circ$

Bei $\alpha = 0^\circ$ ist die Simulation in der Lage, alle charakteristischen dynamischen Effekte qualitativ richtig wiederzugeben. Quantitativ betrachtet treten die charakteristischen Zeitpunkte in der Simulation durchweg später auf als im Experiment. Zudem sind die Überschinger in der Simulation weniger scharf ausgeprägt als im Experiment, teilweise sogar zeitlich „verschmiert“. Eine Ursache hierfür kann in Abweichungen im Stellwinkelverlauf zu Beginn des Ausfahrvorgangs bestehen. Dieser Aspekt wird im nächsten Kapitel genauer untersucht.

Die maximale Abweichung in der Vorhersage der charakteristischen Zeiten beträgt beim Auftriebsverlauf 4,5 Prozentpunkte, beim Widerstand 11 Prozentpunkte und beim Nickmoment 7 Prozentpunkte. Die Amplitude der instationären Effekte wurde beim schnellsten Stellvorgang mit einer prozentuale Abweichungen von bis zu 21% beim Auftrieb bzw. 6% beim Nickmoment vorhergesagt. Hierbei sei allerdings angemerkt, dass die Unterschiede in absoluten Zahlen deutlich kleiner ausfallen, als es durch diese Zahlen suggeriert wird. Es muss berücksichtigt werden, dass diese Effekte im Vergleich zur Gesamtänderung betragsmäßig klein sind. Aufgrund der kleinen Bezugsgrößen führen kleinere absolute Abweichungen zwischen Simulation und Experiment somit schnell zu großen *relativen* Unterschieden. Insgesamt konnte die Simulation den experimentellen Verlauf auch in absoluten Zahlen gut wiedergeben. Die finale Änderung, die sich nach Erreichen der Endposition des Spoilers ergibt, verläuft ausnahmslos mittig bzw. am Rand der experimentellen Streubreite.

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Simulation für diesen Anwendungsfall somit erfolgreich validiert werden konnte. Weitergehende Analysen darüber, inwiefern sich dieses Validierungsergebnis unter anderem Stellwinkel oder bei Anstellwinkeln $\alpha > 0^\circ$ verändert, erfolgen in Kap. 4.5.5 bzw. 4.5.6. Detailliertere Untersuchungen zum Einfluss der Stellzeit auf das Antwortverhalten erfolgen in Kap. 5.1.

4.5.4 Einfluss des Bewegungsprofils des Spoilers

Im vorigen Kapitel wurde gezeigt, dass der gewählte Simulationsansatz das Antwortverhalten infolge eines schnellausfahrenden Spoilers in weiten Teilen sehr gut wiedergibt. Insbesondere zu Beginn der Ausfahrtvorgänge waren jedoch Abweichungen in den Stellwinkelverläufen zu beobachten. Während sich der Spoiler in der Simulation unmittelbar mit Simulationsbeginn in Bewegung setzt und einem idealen $1-\cos$ -Verlauf folgt, setzt er sich im Experiment, aufgrund von mechanischem Spiel im experimentellen Aufbau, erst mit Verzögerung in Bewegung. Im Folgenden wurde daher untersucht, ob sich die Genauigkeit der Simulation verbessern lässt, wenn der Spoiler nicht dem idealisierten $1-\cos$ -Bewegungsgesetz nach Gl. (4.1) und (4.2) folgt, sondern entsprechend des tatsächlichen Stellwinkel-Zeit-Verlaufs aus dem Experiment bewegt wird.

Das Ergebnis einer exemplarisch unter diesen neuen Randbedingungen durchgeführten Simulation ist als gestrichelte Linie in **Abb. 4.28** auf S. 66 dargestellt. Im Auftriebsverlauf ergeben sich demnach kaum Verbesserungen zu Beginn der Simulation, sondern erst ab ca. 40% der Stellzeit. Gleiches gilt für den Widerstandsanstieg, allerdings haben sich die Ablagen zum Experiment nach Erreichen der Spoilerendposition sogar leicht vergrößert. Im Nickmomentenverlauf werden dagegen keine signifikanten Verbesserungen beobachtet. Dies trifft insbesondere auf die charakteristischen Zeitpunkte zu, beispielsweise für das Auftreten der maximalen Überschwinger oder die Totzeit, die unbeeinflusst bleiben.

Dies legt den Schluss nahe, dass die Berücksichtigung eines exakten Stellwinkel-Zeitverlaufs in der Simulation alleine nicht ausreicht, um eine weitere Verbesserung der Genauigkeit zu erzielen. Da sich zu Beginn des Ausfahrtvorgangs das Wirbelsystem hinter dem Spoiler ausbildet, sind genauere Simulationsergebnisse in der ersten Phase des Stellvorgangs vermutlich nur dann zu erzielen, wenn ein höherwertiger Simulationsansatz als RANS/uRANS verwendet wird. Aufgrund der Tatsache, dass die Erkenntnisse aus dieser Arbeit zukünftig auf industriell relevante Anwendungsfälle mit mehreren Spoilern auf Basis von RANS/uRANS-Simulationen übertragen werden sollen, wurde diese Hypothese im Rahmen dieser Arbeit allerdings nicht weiter untersucht.

4.5.5 Einfluss des Stellwinkels

Bislang beschränkte sich die Validierung der Simulation auf Ausfahrtvorgänge auf 30° . Im Folgenden wird nun untersucht, inwiefern sich Ausschläge auf kleinere bzw. größere Stellwinkel auf die Genauigkeit der Simulation auswirken. Hierzu wurden die jeweils schnellsten Ausfahrtvorgänge auf 10° bzw. 50° analysiert.

Schneller Ausfahrtvorgang auf $\delta = 10^\circ$

Zunächst sei auch in diesem Fall angemerkt, dass der Spoiler im Experiment nicht exakt 10° erreicht, sondern es wurde im Mittel über alle Wiederholungen ein Endwinkel von $\delta = 9,5^\circ$ aufgezeichnet. Auf diesen Winkel wurde demnach auch in der Simulation ausgefahren. Der Ausfahrtvorgang erfolgte in 60 ms, was einer dimensionslosen Stellzeit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bzw. einer mittleren Stellrate von $\bar{\delta} = 158^\circ \text{ s}^{-1}$ entspricht.

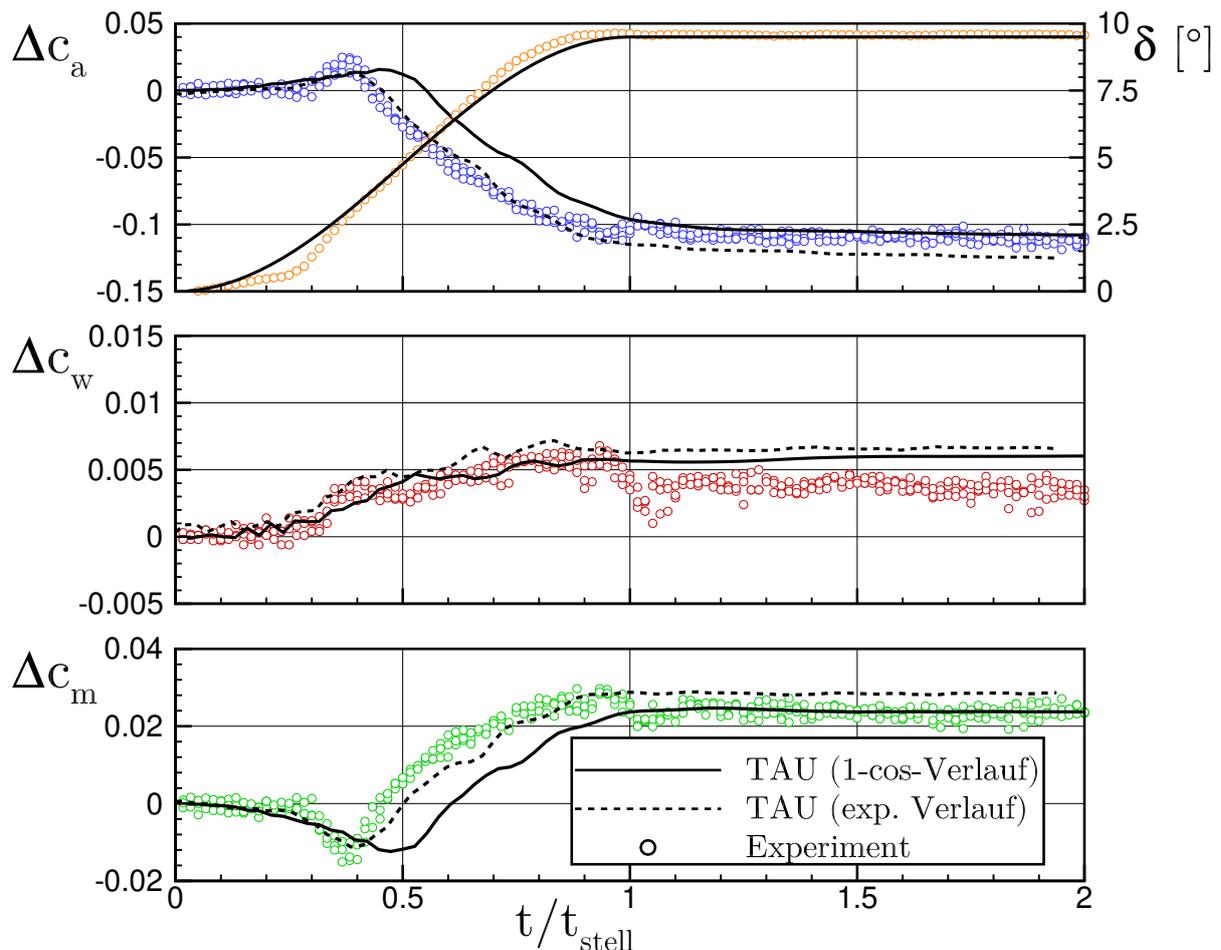


Abbildung 4.29: Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $9,5^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$.

Abb. 4.29 zeigt das resultierende Antwortverhalten. Bereits anhand der Achsenskalierung ist zu erkennen, dass die instationären Effekte gegenüber denen beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ deutlich schwächer ausgeprägt, aber weiterhin vorhanden sind. So hat sich die Auftriebserhöhung $\Delta C_{a,\text{adv}}$ beim Übergang vom 30° -Fall auf den 10° -Fall in etwa halbiert. Die max. Auftriebserhöhung tritt zudem erst bei 40% der Stellzeit auf und somit ca. 10 Prozentpunkte später als beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$. Hierbei sind jedoch die Abweichungen im Stellwinkelverlauf zu berücksichtigen, die nun noch deutlicher als zuvor hervortreten. So setzt sich der Spoiler im Experiment *effektiv* erst nach ca. 25% der Stellzeit in Bewegung, d. h. er erreicht seine Endposition im Experiment in nur 75% der Stellzeit. Die damit einhergehende, effektiv höhere Stellgeschwindigkeit ist einer der Gründe dafür, dass die instationären Effekte im Experiment deutlicher ausgeprägt sind als in der Simulation.

Zur Bestätigung dieser These stellt die gestrichelte Linie in **Abb. 4.29** das Ergebnis der Simulation dar, in der die Bewegung des Spoilers dem tatsächlichen experimentellen Stellwinkel-Zeit-Verlauf folgt. Es zeigt sich insbesondere im Auftriebs- und Nickmomentenverlauf, dass die bislang bestehenden Abweichungen zwischen Simulation und Experiment durch diese Vorgehensweise deutlich verringert werden konnten. Die trifft insbesondere auf die charakteristischen Zeiten des Ausfahrvorgangs zu, die nun bis auf max. 4–5 Prozentpunkte mit dem Experiment übereinstimmen.

Schneller Ausfahrvorgang auf $\delta = 50^\circ$

Zuletzt wird ein schneller Ausfahrvorgang auf $\delta = 49,3^\circ$ in 80 ms untersucht. Dies entspricht einer dimensionslosen Stellzeit $t_{\text{stell}}^* = 9,3$ bzw. einer mittleren Stellrate von $\bar{\delta} = 616^\circ \text{s}^{-1}$. Das resultierende Antwortverhalten ist in **Abb. 4.30** sowohl für eine Simulation unter Verwendung des 1-cos-Bewegungsgesetzes, als auch unter Verwendung des experimentellen Stellwinkelverlaufs, dargestellt.

Zunächst fällt auf, dass der experimentelle Stellwinkelverlauf sehr gut mit dem 1-cos-Verlauf in der Simulation übereinstimmt. Demzufolge ergeben sich nur unwesentliche Veränderungen im Antwortverhalten, wenn die Simulation auf Basis des experimentellen Stellwinkelverlaufs durchgeführt wird. Weiterhin ist zu beobachten, dass die instationären Effekte zu Beginn der Simulation deutlich schwächer ausgeprägt sind als bei den Ausfahrvorgängen auf $\delta = 10^\circ$ und $\delta = 30^\circ$, was in erster Linie an der höheren dimensionslosen Stellgeschwindigkeit liegt.

Im Auftriebsverlauf ist im Bereich $0,1 < t/t_{\text{stell}} < 0,2$ erstmals ein leichter Unterschwinger im Experiment zu beobachten, der von der Simulation auch unter Berücksichtigung des experimentellen Stellwinkelverlaufs nicht erfasst wird. Der weitere Verlauf wird von der Simulation qualitativ korrekt wiedergegeben. Allerdings wird

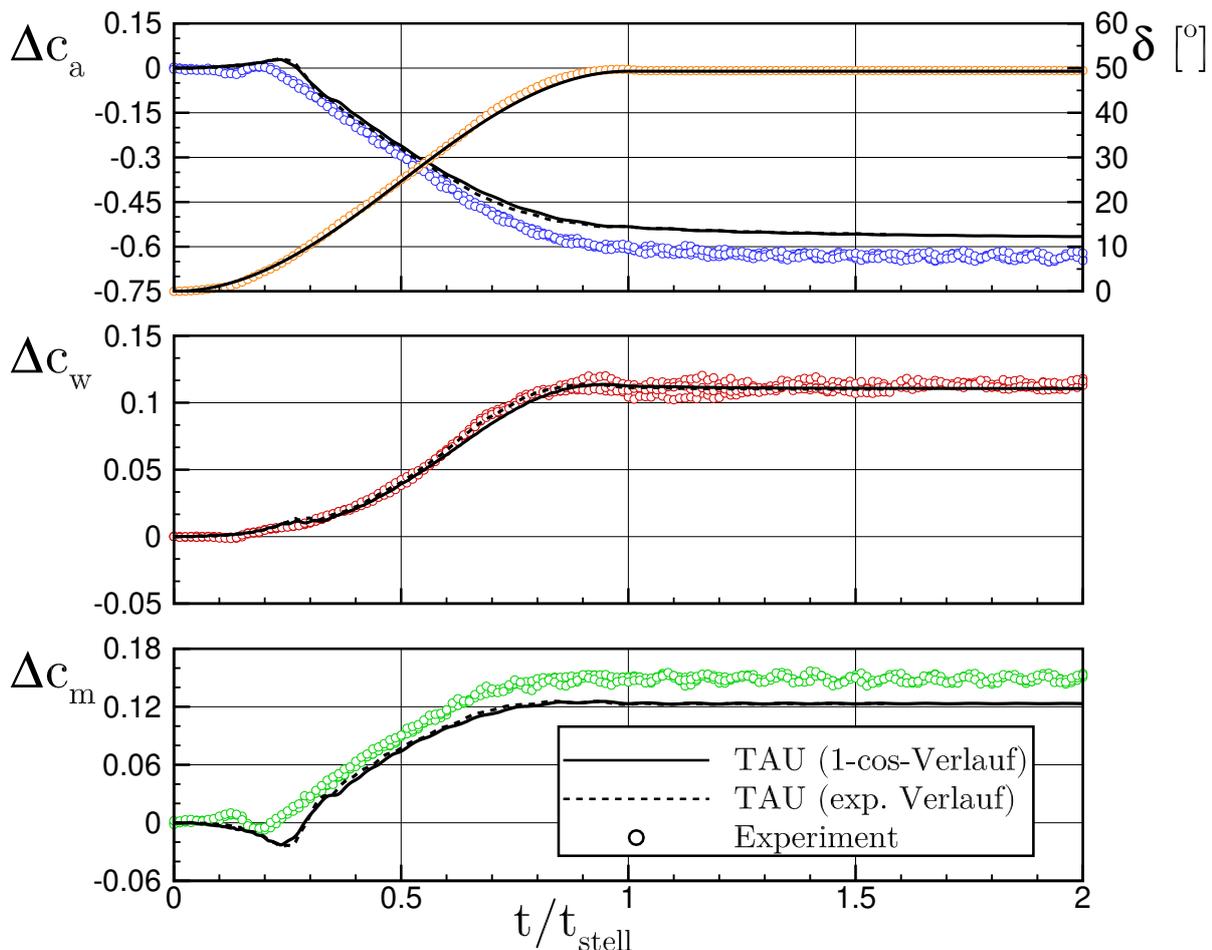


Abbildung 4.30: Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $49,3^\circ$ in 80 ms ($t_{\text{stell}}^* = 9,3$) bei $\alpha = 0^\circ$.

die Totzeit um ca. 6 Prozentpunkte überschätzt, was konsistent mit den Beobachtungen bei den vorherigen Ausfahrvorgängen ist. Die finale Auftriebsänderung wird von der Simulation um 13% unterschätzt.

Diese Beobachtungen gelten bis auf die Tatsache, dass die finale Änderung um ca. 20% unterschätzt wird, auch für den Nickmomentenbeiwert. Der Verlauf des Widerstands wird dagegen sowohl qualitativ als auch quantitativ sehr gut von der Simulation wiedergegeben. Der simulierte Verlauf liegt durchgehend innerhalb der experimentellen Streubreite, die finale Widerstandsänderung wird mit einer Abweichung von 2,5% zum gemittelten experimentellen Wert geringfügig unterschätzt.

Fazit zum Einfluss des Stellwinkels

Unter der Voraussetzung, dass der Stellwinkel-Zeit-Verlauf in Simulation und Experiment gleich ist, lieferte die Simulation bei den beiden Ausfahrvorgängen auf 10° und 50° ein qualitativ und größtenteils auch quantitativ gutes Ergebnis. Lediglich bei $\delta = 50^\circ$ bestehen Abweichungen in den finalen Auftriebs- und Nickmomentenänderungen von mehr als 10%. Zudem treten die charakteristischen Zeitpunkte in der Simulation durchweg etwas später ein, d. h. die Simulation reagiert *träger* auf das Ausfahren des Spoilers. Dies hängt unter Umständen damit zusammen, dass die Dynamik in der Wirbelbildung und -interaktion stromab des ausfahrenden Spoilers durch das gewählte Turbulenzmodell, oder durch den Simulationsansatz an sich, nicht genauer abgebildet werden kann.

Zudem fällt beim Vergleich der instationären Effekte zu Beginn des Ausfahrvorgangs auf, dass diese trotz identischer dimensionsloser Stellzeit beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ deutlich stärker ausgeprägt sind als beim Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$. Dies legt den Schluss nahe, dass die dimensionslose Stellzeit t_{stell}^* zwar als Größe geeignet ist, um das generelle Auftreten instationärer Effekte zu kennzeichnen. Gleichzeitig erlaubt dieser Parameter für sich alleine jedoch keine Rückschlüsse über die *Stärke* dieser Effekte.

4.5.6 Einfluss des Anstellwinkels beim Ausfahrvorgang auf $\delta = 30^\circ$

Für den schnellen Ausfahrvorgang auf den mittleren Stellwinkel von $\delta = 30^\circ$ wird im Folgenden untersucht, inwiefern sich eine Variation des Anstellwinkels auf die Genauigkeit des Simulationsergebnisses auswirkt. Hierzu wurden Simulationen bei $\alpha = 5^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$ durchgeführt.

Abb. 4.31 zeigt das Antwortverhalten bei $\alpha = 5^\circ$, welches qualitativ weiterhin sehr gut mit dem Experiment übereinstimmt. Quantitativ gesehen haben sich die Ablagen zum Experiment in der Vorhersage der Höhe des initialen Überschingers im Auftrieb, des zugehörigen Zeitpunktes sowie in der Totzeit im Auftriebsverhalten sogar gegenüber dem Fall bei $\alpha = 0^\circ$, s. **Abb. 4.28**, verbessert. So werden die charakteristischen Zeiten mit einer max. Abweichung von zwei Prozentpunkten wiedergegeben, was einer Halbierung des Fehlers entspricht. Der weitere Verlauf erfolgt am Rande des experimentellen Streubereiches, die finale Auftriebsänderung wird um 9% überschätzt, was in etwa einer Verdoppelung der Abweichung gegenüber dem 0° -Fall entspricht.

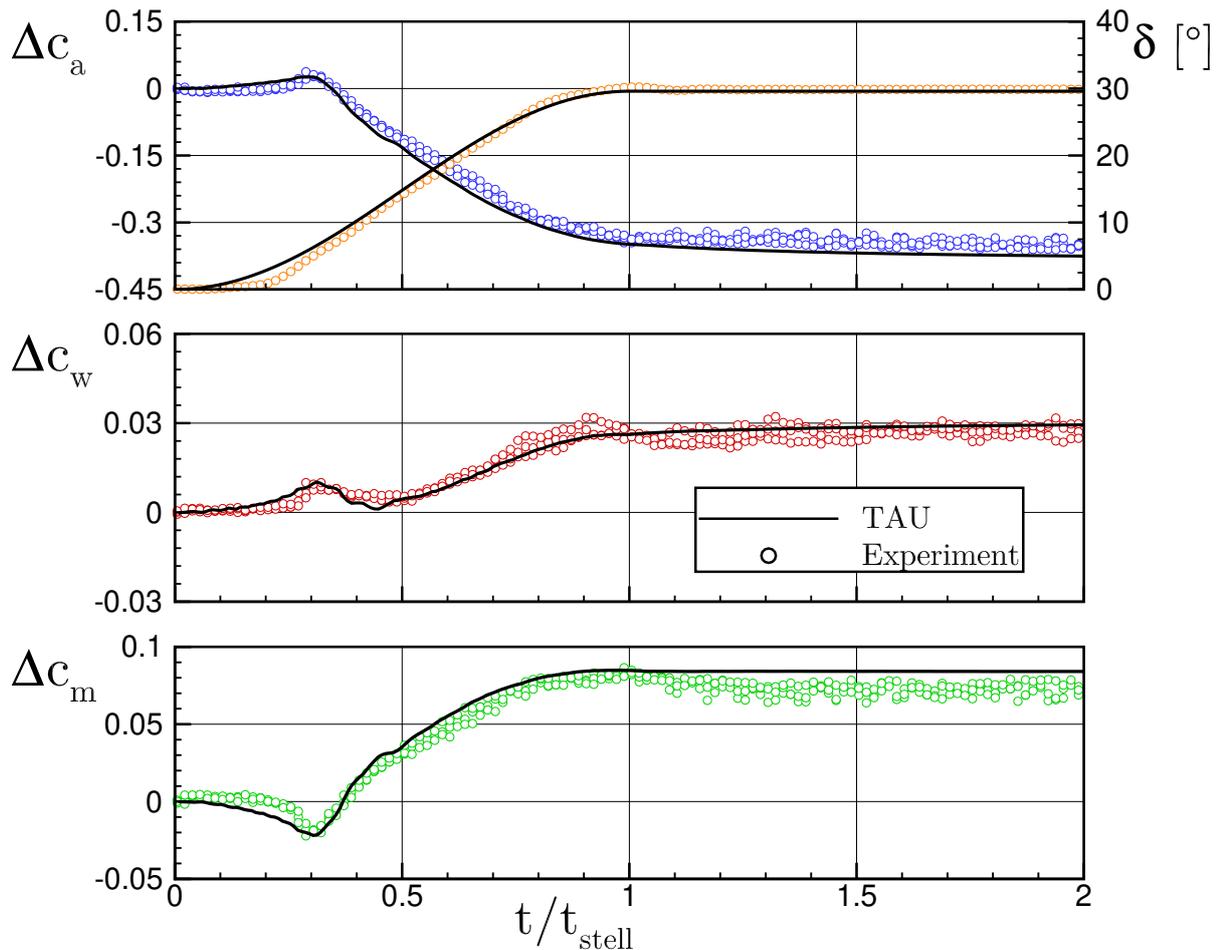


Abbildung 4.31: Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 5^\circ$.

Das Widerstandsverhalten wird weiterhin sowohl qualitativ als quantitativ sehr gut wiedergegeben. So hat sich die Abweichung in der Vorhersage der finalen Widerstandserhöhung von 11% bei $\alpha = 0^\circ$ auf nun mehr 7% verringert. Die initialen Ablagen zum Experiment bis zu ca. 30% der Stellzeit, die auch in Verlauf der Auftriebs- und Nickmomentenänderung deutlich zu erkennen sind, sind auf Abweichungen im Stellwinkelverlauf zurückzuführen.

Das Nickmomentenverhalten stimmt weiterhin gut mit dem experimentellen Verlauf überein. Die finale Änderung wird im Vergleich zum experimentellen Mittelwert um 20% erhöht vorhergesagt, die charakteristischen Zeitpunkte t_{adv} und t_{d} werden dagegen exakt wiedergegeben.

Insgesamt betrachtet konnte die Simulation das experimentelle Verhalten bei $\alpha = 5^\circ$ weiterhin gut reproduzieren. Die Genauigkeit in der Vorhersage der finalen Änderung hat sich im Auftriebs- und Nickmomentenverhalten verschlechtert, beim Widerstand dagegen verbessert. Gleiches gilt für die charakteristischen Zeitpunkte des Ausfahrvorgangs, die durchweg besser mit den experimentellen Daten übereinstimmen.

Abb. 4.32 zeigt das Antwortverhalten bei $\alpha = 10^\circ$. Obwohl die Verläufe qualitativ nach wie vor in guter Übereinstimmung mit dem Experiment sind, zeigen sich zunehmende quantitative Unterschiede. So sagt die Simulation zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 0,3$ eine

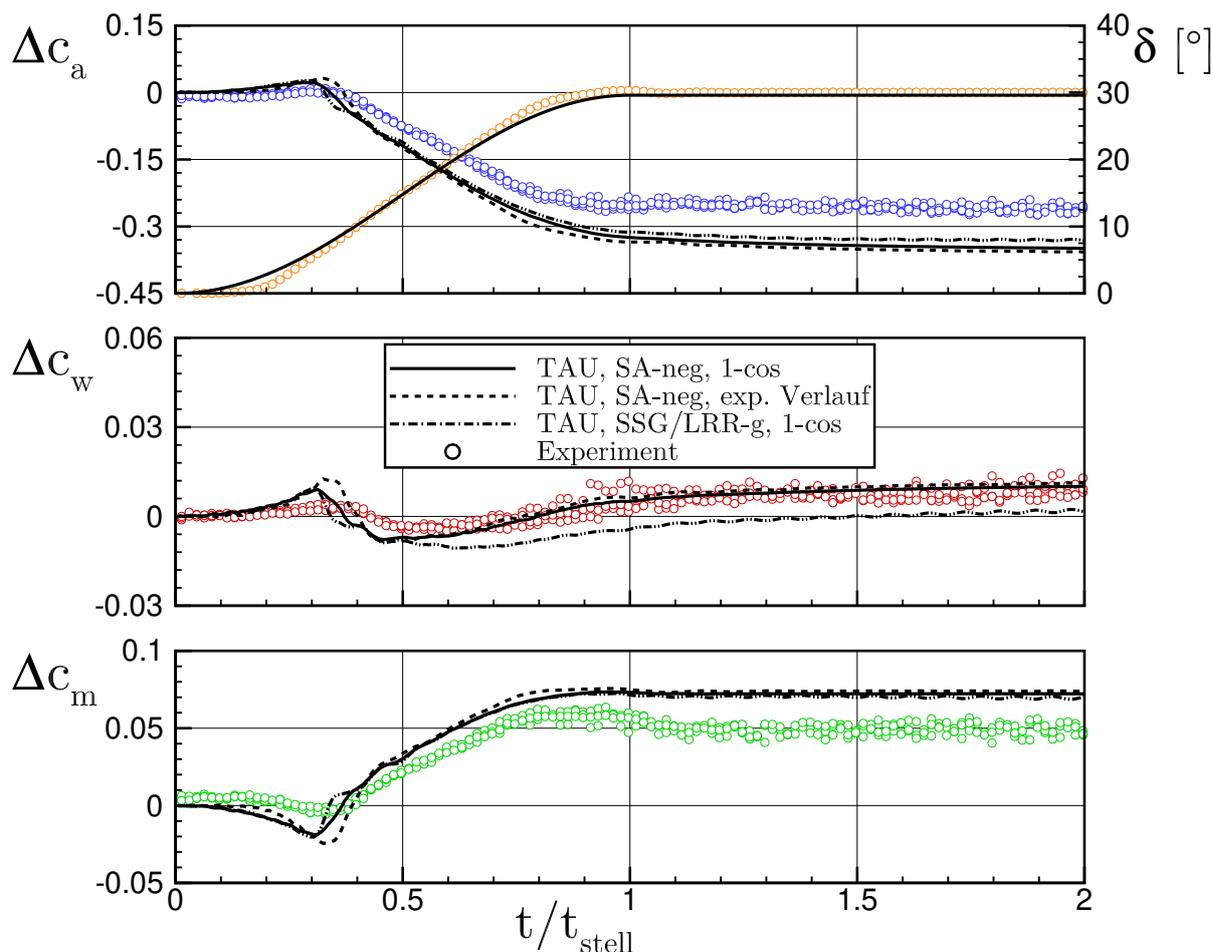


Abbildung 4.32: Antwortverhalten für einen schnellen Ausfahrsvorgang auf $29,6^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 10^\circ$.

kurzzeitige Auftriebsüberhöhung voraus, die in diesem Maße im Experiment nicht mehr auftritt. Die charakteristischen Zeiten stimmen nach wie vor sehr gut mit dem Experiment überein, mit einer max. Abweichung von drei Prozentpunkten. Der Gradient des Auftriebseinbruchs ist in der Simulation allerdings zu groß, was in einer um 36% zu hohen finalen Auftriebsänderung resultiert.

Der Widerstandsverlauf stimmt für $t/t_{\text{stell}} < 0,2$ und $t/t_{\text{stell}} > 0,7$ sehr gut mit dem Experiment überein. Die finale Widerstandsänderung wird sogar bis auf 1% exakt wiedergegeben. Dazwischen schwankt die Widerstandsänderung im Experiment nur minimal um die Nulllage, während in der Simulation deutlich überhöhte Schwankungen auftreten.

Auch im Nickmomentenverlauf treten in diesem Zeitbereich Abweichungen auf. So sagt die Simulation eine deutlich stärkere, kopflastige Nickmomentenänderung voraus als das Experiment, wo bis $t/t_{\text{stell}} > 0,4$ nahezu keine Veränderung festzustellen ist. Analog zum Auftriebsverhalten werden auch hier die charakteristischen Zeitpunkte bis auf drei Prozentpunkte exakt wiedergegeben. Der weitere Verlauf wird von der Simulation überschätzt, mit einer finalen Abweichung von 55%.

In diesem Fall zeigte sich darüber hinaus, dass die Berücksichtigung des experimentellen Stellwinkel-Zeit-Verlaufs die Genauigkeit des Simulationsergebnisses nicht ver-

bessern kann. Gleiches gilt für die Verwendung eines höherwertigen Turbulenzmodells. Exemplarisch wurde dieser Fall unter Verwendung des SSG/LRR- g Reynoldsspannungsmodells nachgerechnet. Wie in **Abb. 4.32** dargestellt, hat dies keinen Einfluss auf das Auftriebs- und Nickmomentenverhalten. Die Vorhersage des Widerstandsverhaltens verschlechtert sich allerdings.

Fazit zum Anstellwinkleinfluss

Zusammenfassend lässt sich festhalten, dass die Simulation in der Lage ist, das Antwortverhalten *qualitativ* auch bis zu $\alpha = 10^\circ$ korrekt wiederzugeben. *Quantitativ* trifft dies auch auf die Vorhersage der charakteristischen Zeiten zu, die bei dem betrachteten Ausfahrvorgang anstellwinkelunabhängig mit einer Abweichung im Bereich von 0–4 Prozentpunkten vorhergesagt werden. Die Abweichungen zum Experiment in der Vorhersage der Höhe der Überschwinger sowie der finalen Änderung nehmen im Vergleich zum Fall bei $\alpha = 5^\circ$ allerdings deutlich zu. Dies zeigt sich vor allem im Auftriebs- und Nickmomentenverhalten, wo die Simulation in weiten Teilen außerhalb des experimentellen Streubereichs verläuft. Bei $\alpha = 5^\circ$ verlief das Ergebnis der Simulation dagegen bis zur doppelten Stellzeit innerhalb bzw. am Rand dieses Bereichs.

Da die Genauigkeit bei $\alpha = 10^\circ$ weder durch das Nachrechnen des experimentellen Stellwinkelverlaufs noch durch den Einsatz eines Reynoldsspannungsmodells verbessert werden konnte, legt dies den Schluss nahe, dass dieser Anstellwinkel für die gegebene Konfiguration mit eingefahrenem Hochauftriebssystem den Grenzbereich dessen darstellt, was der Simulationsansatz in quantitativer Hinsicht mit einer Genauigkeit vorherzusagen vermag, die innerhalb der experimentellen Streubreite liegt.

5 Numerische Analyse des Antwortverhaltens von Spoilern

In Kap. 4 wurde eine umfangreiche Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes für typische Spoileranwendungen durchgeführt. Hierbei konnte gezeigt werden, dass der Simulationsansatz in der Lage ist, die Druckverteilung im Spoilermitelschnitt in guter bis sehr guter Übereinstimmung mit den experimentellen Daten wiederzugeben. Auch das Antwortverhalten infolge dynamischer Spoilerausfahrvorgänge konnte nicht nur qualitativ, sondern über einen weiten Stellwinkel- und Anstellwinkelbereich auch quantitativ sehr gut wiedergegeben werden. Die Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes kann mit Hinblick auf die Ziele dieser Arbeit somit als erfolgreich abgeschlossen betrachtet werden.

Im nächsten Schritt wird das validierte numerische Verfahren nun dazu eingesetzt, um weitergehende Sensitivitätsanalysen durchzuführen, die vom experimentellen Datensatz nicht mehr abgedeckt werden. Im Vordergrund stehen dabei Untersuchungen zum Einfluss der Stellzeit auf das Antwortverhalten, die allesamt bei $\alpha = 0^\circ$ und $Ma = 0,2$ durchgeführt wurden. Um die Effekte beim Übergang von den bisherigen Windkanalbedingungen auf Flugbedingungen zu untersuchen, wurde anschließend untersucht, welche Einflüsse sich durch eine Variation von Mach- und Reynoldszahl ergeben.

5.1 Einfluss der Stellzeit

Die Untersuchungen zum Stellwinkleinfluss in Kap. 4.5.5 haben gezeigt, dass die dimensionslose Stellzeit t_{stell}^* zwar Rückschlüsse über das Auftreten der instationären Effekte erlaubt, allerdings nicht über deren Stärke. So waren diese Effekte – bei identischer Stellzeit – beispielsweise beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ deutlich stärker ausgeprägt als beim Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$. Dies legt den Schluss nahe, dass an Stelle der Stellzeit vielmehr die Winkeländerung pro Zeitintervall, also die Stellrate, als charakteristische Größe eines Ausfahrvorgangs betrachtet werden muss. Im Folgenden wurde daher detaillierter untersucht, welchen Einfluss Stellzeit bzw. Stellrate auf das Antwortverhalten eines ausfahrenden Spoilers bei $\alpha = 0^\circ$ haben. Die Stellvorgänge auf 10° , 30° und 50° wurden dabei mit mindestens sechs unterschiedlichen Stellzeiten simuliert, s. Tab. 5.1. Bei 11 der 20 im Rahmen dieser Studie betrachteten Fälle lag die mittlere Stellrate über dem Höchstwert von knapp über 600° s^{-1} , der im Rahmen der Validierung untersucht wurde. Das resultierende Antwortverhalten für diese Ausfahrvorgänge ist nachfolgend dargestellt.

Tabelle 5.1: Untersuchte Stellzeiten und mittlere Stellraten. Zum Vergleich: die maximale Stellrate in der Validierung lag bei 616°s^{-1} . Die dimensionslose Stellzeit t_{stell}^* berechnet sich nach Gl. (2.1) auf S. 15, die normierte Stellrate $\overline{\dot{\delta}}^*$ nach Gl. (5.1) auf S. 89.

Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$										
$\overline{t}_{\text{stell}}^* [-]$	0,6	1,1	2,2		4,6		6,9		14,5	
$\overline{\dot{\delta}} [\circ \text{s}^{-1}]$	2000	1000	500		240		158		76	
$\overline{\dot{\delta}}^* [-]$	3,3	6,6	13,3		27,6		41,9		87,2	
Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$										
$\overline{t}_{\text{stell}}^* [-]$		1,1	2,2	3,4	4,6		6,9		14,5	
$\overline{\dot{\delta}} [\circ \text{s}^{-1}]$		3116	1558	1000	744		493		237	
$\overline{\dot{\delta}}^* [-]$		2,1	4,3	6,6	8,9		13,4		28,0	
Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$										
$\overline{t}_{\text{stell}}^* [-]$		1,1	2,2		4,6	5,7	6,9	11,4	14,5	23,8
$\overline{\dot{\delta}} [\circ \text{s}^{-1}]$		5189	2595		1239	1000	822	500	394	240
$\overline{\dot{\delta}}^* [-]$		1,3	2,6		5,4	6,6	8,1	13,3	16,8	27,6

5.1.1 Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$

Abb. 5.1 zeigt den Einfluss einer Stellzeitvariation nach **Tab. 5.1** auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$. Der Spoiler erreicht nach $t/t_{\text{stell}} = 1$ seine Endposition. Zur Untersuchung des Abklingverhaltens der transienten Effekte wird der Zeitbereich bis zur dreifachen Stellzeit betrachtet. Beim Antwortverhalten fällt generell auf, dass eine Reduktion der Stellzeit zu betragsmäßig größeren Überschwingern führt. In Relation zur Stellzeit dauert es zudem länger, bis der Maximalwert der Überschwinger bei Auftrieb und Nickmoment erreicht wird. Demzufolge setzt die gewünschte Reaktion des Spoilers erst mit deutlicher Verzögerung ein. Halbiert sich beispielsweise die Stellzeit t_{stell}^* von 2,2 auf 1,1, so führt dies zu einer Erhöhung des Auftriebsüberschwingers $\Delta c_{a,\text{adv}}$ um 44%. Der zugehörige Zeitpunkt t_{adv} erhöht sich von 63% auf 90% der Stellzeit. Mit Hinblick auf die Totzeit t_d , nach der erstmals eine Netto-Auftriebsreduktion stattfindet, fällt auf, dass dieser Zeitpunkt beim Ausfahren mit $t_{\text{stell}}^* = 1,1$ erst bei 104% der Stellzeit erreicht wird. Eine Auftriebsreduktion erfolgt in diesem Fall also erst, nachdem der Spoiler bereits seine Endposition erreicht hat. Beim schnellsten Stellvorgang mit $t_{\text{stell}}^* = 0,6$ ist dieser Effekt mit $t_d/t_{\text{stell}} = 1,43$ sogar noch deutlicher ausgeprägt.

Weitere signifikante Einflüsse der Stellzeit zeigen sich beim Abklingverhalten von Auftrieb und Nickmoment. So zeigt sich beim Auftrieb selbst im Falle des langsamsten Stellvorgangs mit $t_{\text{stell}}^* = 14,5$, dass die volle Auftriebsreduktion am Ende des Stellvorgangs noch nicht vollständig erreicht ist. Je kürzer die Stellzeit, desto ausgeprägter sind diese Nacheileffekte. Bei den schnellsten Stellvorgängen mit $t_{\text{stell}}^* = 1,1$ bzw. 0,6 ist der stationäre Endwert selbst nach der dreifachen Stellzeit noch nicht erreicht. Beim Nickmomentenverlauf zeigen sich ähnliche Effekte, mit dem Unterschied, dass der stationäre Endwert hier in allen Fällen bereits im Bereich $2 < t/t_{\text{stell}} < 2,5$ erreicht wird.

Beim Widerstandsverhalten zeigen sich für $t_{\text{stell}}^* \leq 2,2$ deutliche Überschwinger, die

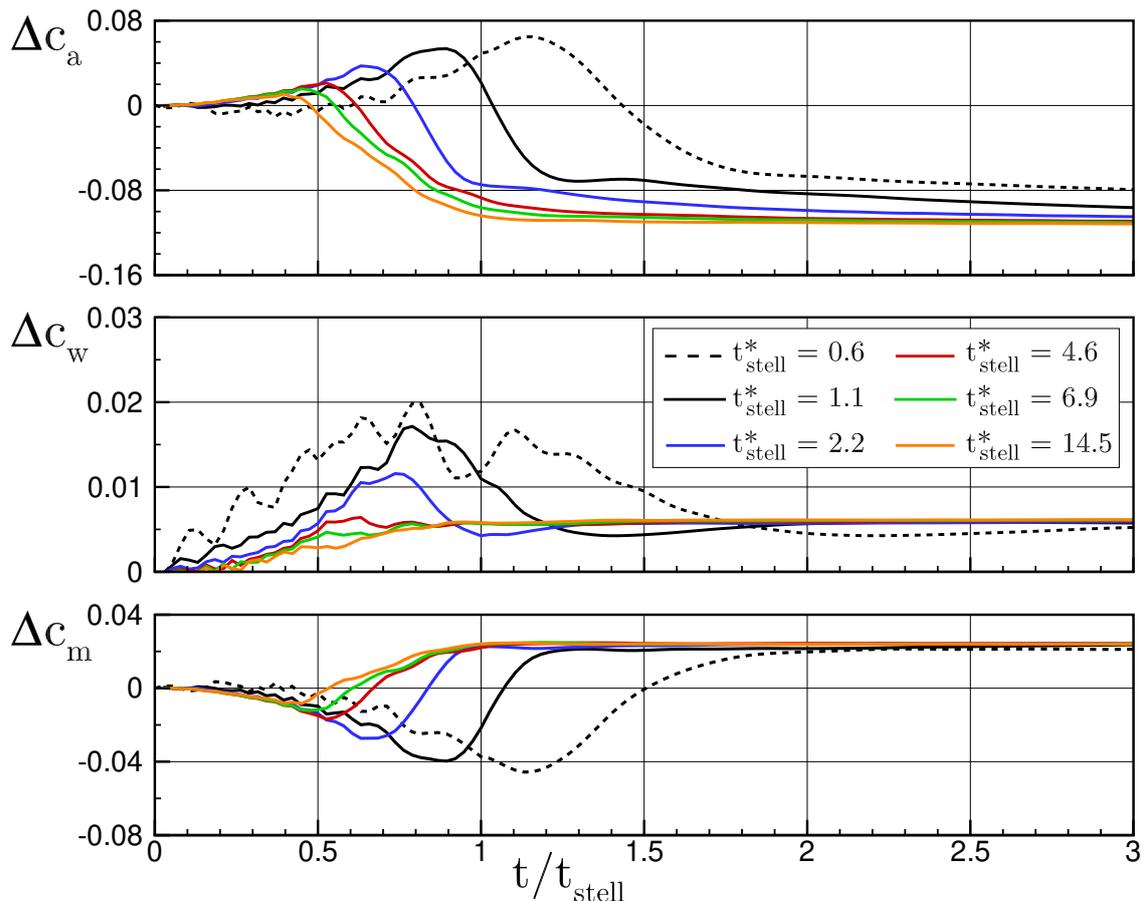


Abbildung 5.1: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 10^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.

kurzzeitig bis zum dreifachen des stationären Endwertes erreichen können. Auffällig sind zudem die ausgeprägten Oszillation beim kürzesten Stellvorgang im Bereich $t/t_{\text{stell}} < 1,1$, deren lokale Maxima im Abstand von $t/t_{\text{stell}} = 0,18$ aufeinander folgen. Bei einer dimensionsbehafteten Stellzeit von 4,8 ms in diesem Fall treten somit während des Ausfahrvorgangs instationäre Strömungsphänomene mit einer Frequenz von ca. 1160 Hz auf. Das Abklingverhalten ist, ähnlich zum Nickmomentenverlauf, von einer größeren Dämpfung gekennzeichnet, als dies beim Auftriebsverhalten der Fall ist. Bis auf den kürzesten Stellvorgang haben alle anderen bereits nach der doppelten Stellzeit den stationären Endwert erreicht.

5.1.2 Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$

Abb. 5.2 zeigt den Einfluss einer Stellzeitvariation beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$. Es sei darauf hingewiesen, dass die Ordinaten-skalen im Vergleich zum vorherigen Fall angepasst wurden. Beim Auftriebsverhalten zeigt sich auch in diesem Fall, dass die charakteristischen Zeitpunkte t_{adv} und t_{d} bei einer Reduktion der Stellzeit erst später eintreten. Im Vergleich zum vorherigen Fall fallen allerdings zwei Unterschiede auf: die Totzeit t_{d} wird in allen Fällen erreicht, *bevor* der Spoiler seine Endposition erreicht hat. Zudem führt eine Reduktion der Stellzeit nicht mehr durchweg zu einer Erhöhung von $\Delta c_{a,\text{adv}}$, was beim Übergang von $t_{\text{stell}}^* = 2,2$ auf $1,1$ beobachtet werden

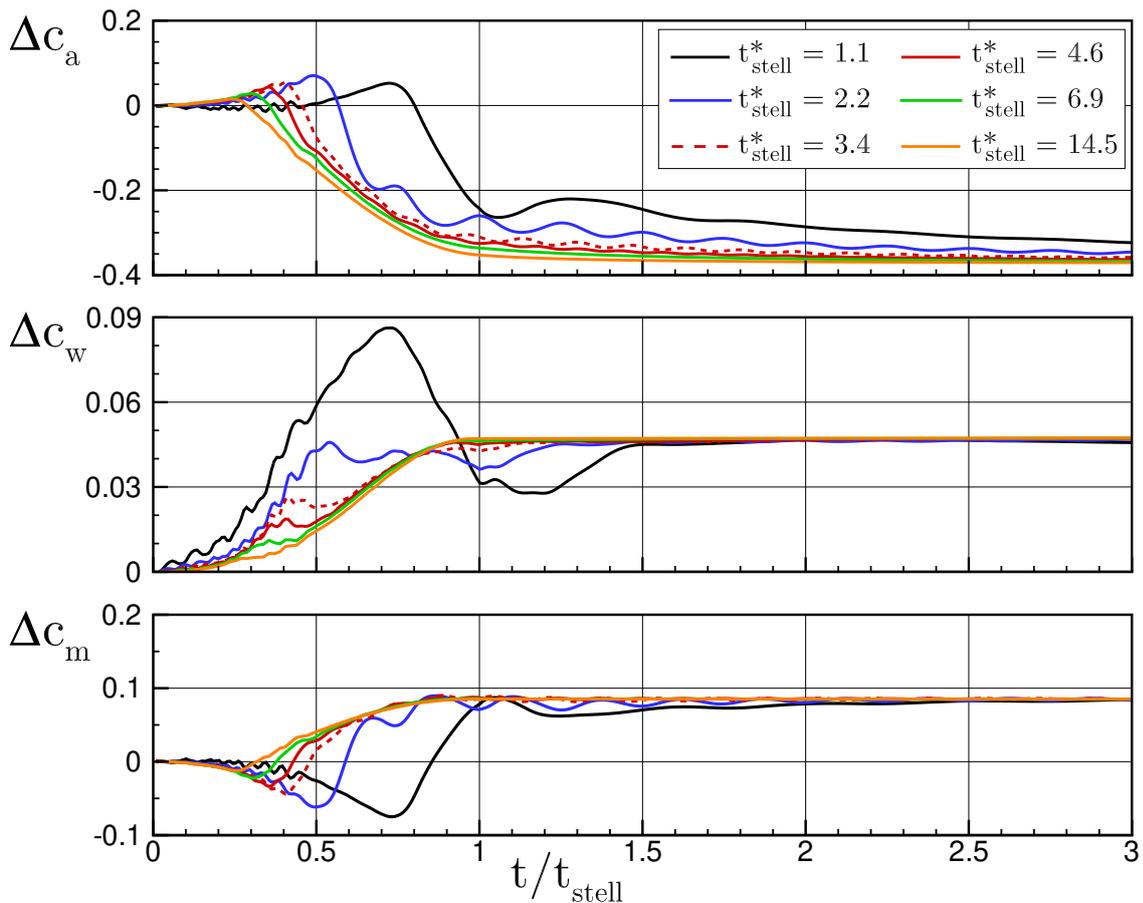


Abbildung 5.2: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.

kann. Dort wird sogar ein Einbruch von $\Delta c_{a,adv}$ um 25% verzeichnet. Beim Nickmomentenverlauf zeigt sich ein derartiger Einbruch im Überschwingverhalten dagegen noch nicht. Eine genauere strömungsphysikalische Analyse dieses Effektes wird in Kap. 5.1.4 durchgeführt.

Beim Widerstand zeigen sich im Falle von $t_{\text{stell}}^* = 1,1$ erneut starke Über- bzw. Unterschwinger, die kurzzeitig bis zum 1,8-fachen des stationären Endwertes erreichen. In Relation zum stationären Endwert sind diese Überschwinger damit weniger stark ausgeprägt als beim Ausfahren auf 10° , wo kurzzeitige Amplituden bis zum dreifachen des stationären Endwertes auftraten. Auch in diesem Fall ist insbesondere der Anstieg des Widerstandes im Bereich $t/t_{\text{stell}} < 0,7$ von Oszillationen bei Stellzeiten $t_{\text{stell}}^* \leq 4,6$ gekennzeichnet, was auf hochdynamische, strömungsphysikalische Effekte schließen lässt. Die Oszillationen sind sowohl in ihrer Frequenz als auch in ihrer Amplitude unregelmäßiger als beim Ausfahren auf 10° .

Im Abklingverhalten zeigen sich nur geringe Unterschiede im Vergleich zum Ausfahren auf 10° . Die Verläufe von Widerstand und Nickmoment erreichen für alle Stellvorgänge nach dem Zwei- bis Zweieinhalbfachen der Stellzeit den stationären Endwert, während dies beim Auftrieb bei den beiden kürzesten Stellvorgängen auch nach der dreifachen Stellzeit noch nicht der Fall ist.

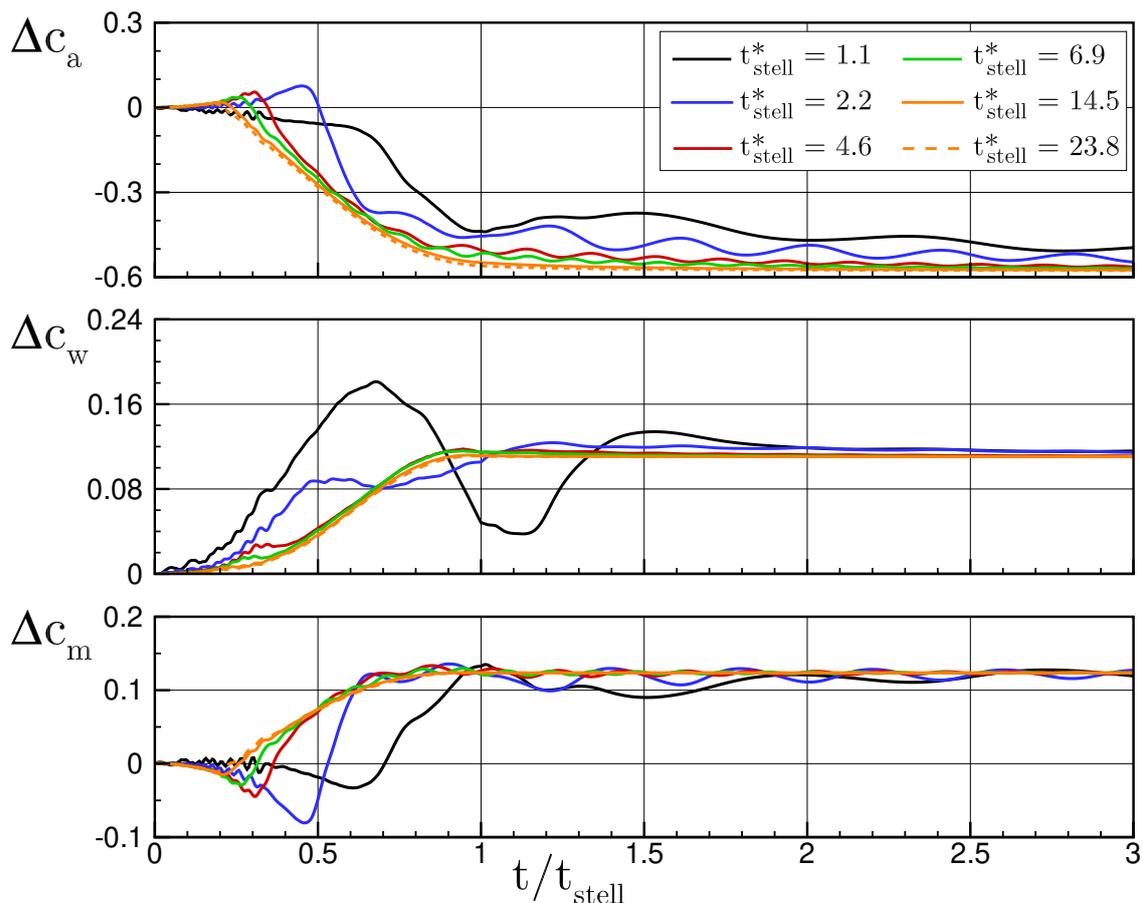


Abbildung 5.3: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$. Der Spoiler ist bei $t/t_{\text{stell}} = 1$ voll ausgefahren.

5.1.3 Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$

Beim Ausfahren auf $\delta = 50^\circ$ ergibt sich ein weitgehend ähnliches Bild wie im vorherigen 30° -Fall, s. **Abb. 5.3**. Auch hier wurden die Ordinaten-skalen gegenüber den beiden vorherigen Fällen angepasst. Die Höhe des Überschingers im Widerstandsverlauf zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 0,68$ liegt 64% über dem stationären Endwert und ist damit deutlich weniger stark ausgeprägt, als dies im 30° -Fall mit +180% oder gar im 10° -Fall mit +300% der Fall war. Der anschließende Unterschwinger im Bereich $0,9 < t/t_{\text{stell}} < 1,3$ liegt 66% unter dem stationären Endwert und ist im Vergleich zum 30° -Fall mit -41% stärker ausgeprägt. Der auffälligste Unterschied zu den Ausfahrvorgängen auf die beiden kleineren Stellwinkel stellt jedoch die veränderte Charakteristik des Auftriebsverhaltens im Falle des kürzesten Stellvorgangs mit $t_{\text{stell}}^* = 1,1$ dar. Bereits beim Ausfahren auf 30° wurde beobachtet, dass die Höhe des Auftriebsüberschwingers beim Übergang zum kürzesten Stellvorgang nicht mehr zunimmt, sondern sich verringert. Eine kurzzeitiger Auftriebsanstieg war jedoch auch dort noch erkennbar, s. **Abb. 5.2**. Im 50° -Fall tritt nun beim kürzesten Stellvorgang jedoch überhaupt keine Auftriebsüberhöhung mehr auf. Entgegen allen bisherigen Beobachtungen und Lehrbuchmeinungen kann das *Unterschreiten* einer stellwinkelabhängigen Stellzeit offenbar dazu führen, dass der sog. Adverse Lift zunächst einbricht und schließlich komplett verschwindet. Dieses Verhalten wird im nachfolgenden Kapitel genauer untersucht.

5.1.4 Einfluss auf die Auftriebsüberhöhung

Im vorherigen Abschnitt wurde das Antwortverhalten bei Ausfahrvorgängen auf 10° , 30° und 50° analysiert. Hierbei wurde insbesondere beim Ausfahren auf 50° deutlich, dass sich die Charakteristik der Auftriebsantwort in Abhängigkeit der Stellzeit verändern kann. Das Auftriebsverhalten, insbesondere der Einfluss auf die Parameter $\Delta c_{a,adv}$ mit zugehörigem Stellwinkel δ_{adv} , wird nachfolgend im Detail analysiert. Um bei kürzeren Stellzeiten eine höhere Datendichte zu haben, wurden zusätzlich zu den in **Tab. 5.1** genannten Fällen drei weitere Ausfahrsimulationen durchgeführt und nachfolgend mitberücksichtigt: auf 10° mit $t_{stell}^* = 0,3$ ($\dot{\delta}^* = 1,5$ bzw. 4318°s^{-1}), auf 30° mit $t_{stell}^* = 1,3$ ($\dot{\delta}^* = 2,6$ bzw. 2596°s^{-1}) sowie auf 50° mit $t_{stell}^* = 1,8$ ($\dot{\delta}^* = 2,1$ bzw. 3120°s^{-1}). Eine genauere Analyse des Abklingverhaltens erfolgt in Kap. 5.1.5.

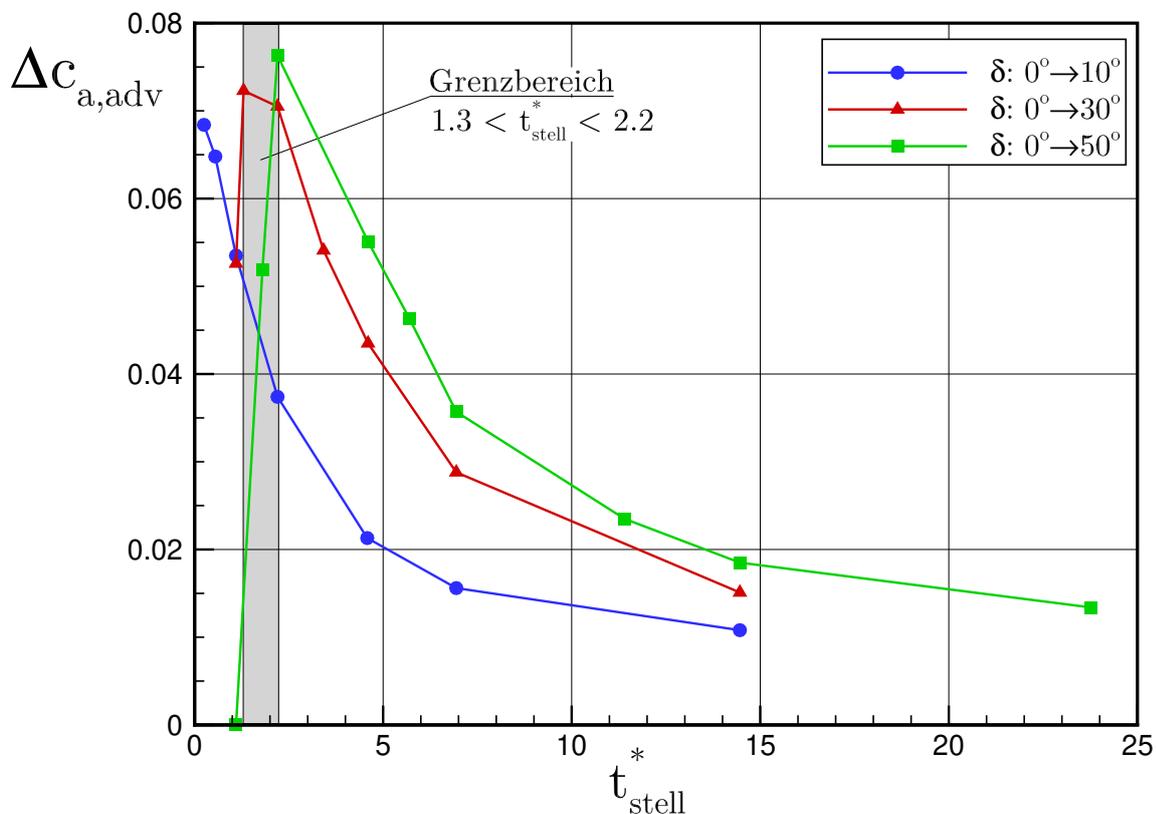


Abbildung 5.4: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf die Auftriebsüberhöhung $\Delta c_{a,adv}$.

In **Abb. 5.4** ist zunächst nochmal der Einfluss von Stellzeit und Stellwinkel auf $\Delta c_{a,adv}$ dargestellt. Daraus ergeben sich zwei interessante Beobachtungen:

- im Bereich $t_{stell}^* \geq 2,2$ gilt, dass $\Delta c_{a,adv}$ mit kürzer werdender Stellzeit zunimmt. Bei konstanter Stellzeit ist $\Delta c_{a,adv}$ umso größer, je weiter der Spoiler ausgefahren wird. Im Umkehrschluss bestätigt dies die zu Beginn von Kap. 5.1 geäußerte Vermutung, dass die Stellrate $d\delta/dt$ ausschlaggebend für die Amplitude des Auftriebsüberschwingers sein muss.
- Im Bereich $1,3 < t_{stell}^* < 2,2$ ändert sich dieses Verhalten beim Ausfahren auf 30° und 50° : eine Reduktion der Stellzeit führt hier zunächst zu einem teilweisen und schließlich vollständigen Einbruch der Auftriebsüberhöhung. Dies lässt

vermuten, dass bei diesen Stellvorgängen eine *kritische* Stellrate existiert, die zu einer maximalen Auftriebsüberhöhung führt. Beim Ausfahren auf 10° wird ein derartiger Einbruch dagegen nicht beobachtet, obwohl die Stellrate beim schnellsten Stellvorgang mit 4318°s^{-1} deutlich über der des schnellsten Stellvorgangs auf 30° (3116°s^{-1}) liegt. Dies wird nachfolgend genauer untersucht.

Die Analyse der Auftriebsantwort zeigt weiterhin, dass der Stellwinkel δ_{adv} , der zum Zeitpunkt der maximalen Auftriebsüberhöhung anliegt, umso größer wird, je schneller die Stellvorgänge werden, s. **Abb. 5.5**. Mit abnehmender Stellzeit kann der Spoiler also *weiter* ausfahren, bevor sich der durch ihn induzierte Wirbel bis zur Hinterkante erstreckt und die Auftriebsüberhöhung maximal wird.

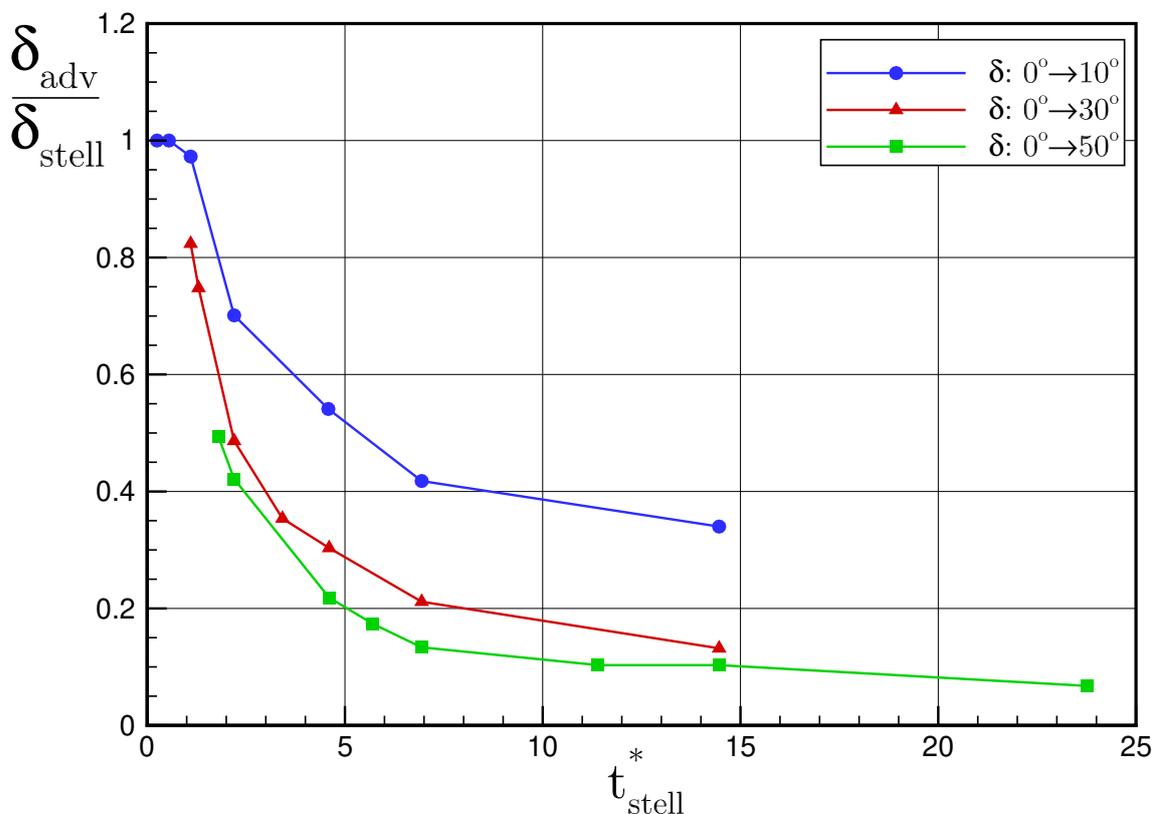


Abbildung 5.5: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf den Stellwinkel δ_{adv} zum Zeitpunkt der maximalen Auftriebsüberhöhung.

Derselbe Zusammenhang zeigt sich auch in der Analyse der charakteristischen Zeiten t_{adv} und t_{d} , **Abb. 5.6**. Änderungen in den charakteristischen Zeiten treten erst dann auf, wenn eine bestimmte Stellzeit, hier in etwa $t_{\text{stell}}^* = 7$, unterschritten wird. Dieser Grenzwert ist bereits aus der Literatur bekannt. Stellvorgänge mit $t_{\text{stell}}^* < 7$ führen dann dazu, dass die maximale Auftriebsüberhöhung mit kürzer werdender Stellzeit zu einem immer späteren Zeitpunkt erreicht wird. Beim Ausfahren auf 10° führt dies bei den beiden kürzesten Stellvorgängen sogar dazu, dass die maximale Auftriebsüberhöhung erst erreicht wird, nachdem der Stellvorgang abgeschlossen ist. Im 50° -Fall vergehen immerhin noch ca. 50% der Stellzeit, bevor dieser Zustand erreicht wird.

Betrachtet man die Effizienz des Spoilers, dann steht die Frage im Raum, wie lange es dauert, bis der Spoiler seine gewünschte Wirkung (in der Regel eine Auftriebsreduk-

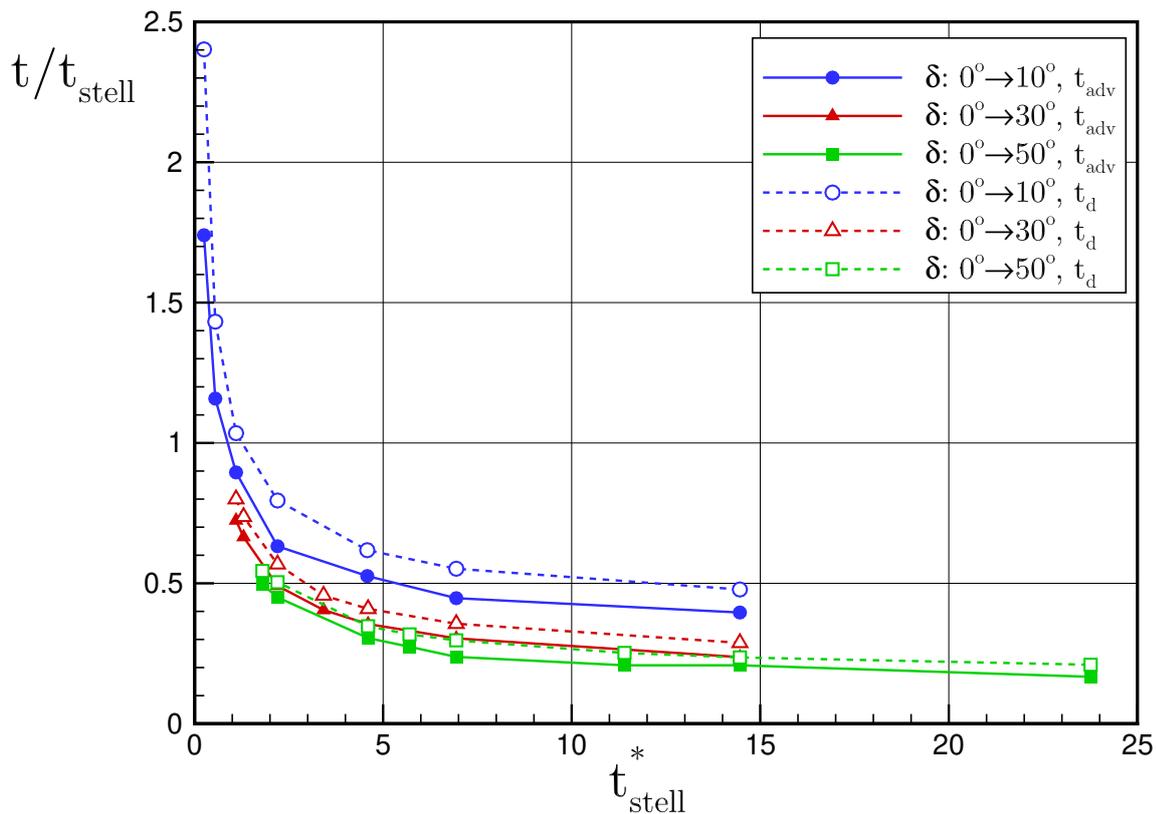


Abbildung 5.6: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf den Zeitpunkt mit maximaler Auftriebsüberhöhung t_{adv} sowie die Totzeit t_{d} .

tion) entfaltet. Auskunft hierüber gibt der Verlauf der Totzeit t_{d} in **Abb. 5.6**. Aus der Literatur ist bereits bekannt, dass das aerodynamische Verhalten von Spoilern durch Totzeiten gekennzeichnet ist, diese Effekte wurden allerdings nur selten quantifiziert. Im vorliegenden Fall ist es daher interessant zu beobachten, dass selbst bei den langsamsten Stellvorgängen, beispielsweise beim Ausfahren auf 50° mit $t_{\text{stell}}^* = 23,8$, die gewünschte Reaktion des Spoilers erst nach mehr als 20% der Stellzeit eintritt. Bei Unterschreitung des zuvor genannten Grenzwertes von $t_{\text{stell}}^* \approx 7$ nimmt die Totzeit nichtlinear zu und liegt für die jeweils schnellsten Stellvorgänge im Bereich von 55%–240% der Stellzeit. Die strömungsphysikalische Ursache für dieses Verhalten besteht darin, dass der an der Spoilerhinterkante hervorgerufene Wirbel mit kürzer werdender Stellzeit bzw. höherer Stellrate zunehmend stärker wird und langsamer von der Hintergrundströmung wegkonvektiert wird. Der Spoilerwirbel „klebt“ regelrecht an der Spoilerrückseite.

Zur Veranschaulichung zeigt **Abb. 5.7** exemplarisch für den 30° -Fall das instantane Stromlinienfeld zum Zeitpunkt t_{adv} . Beim langsamsten Stellvorgang mit $t_{\text{stell}}^* = 14,5$, s. **Abb. 5.7(d)**, wird ein vergleichsweise kleiner Spoilerwirbel induziert, der Spoiler erreicht in diesem Moment lediglich einen Stellwinkel von $\delta_{\text{adv}} = 3,9^\circ$. Der Wirbel besitzt somit nur eine geringe Wirbelstärke, welche sich zudem aufgrund des geringen Stellwinkels kaum bemerkbar macht. Die Auftriebsüberhöhung ist gering, s. **Abb. 5.4**. Beim schnellsten Stellvorgang mit $t_{\text{stell}}^* = 1,1$, **Abb. 5.7(a)**, bildet sich dagegen ein deutlich größerer Wirbel aus, der seine maximale Ausdehnung erst bei $\delta_{\text{adv}} = 24,4^\circ$ erreicht. Dieser Wirbel hat hier einen deutlich größeren Einfluss als im vorherigen Fall. Aufgrund des großen Stellwinkels bildet sich auf der Vorderseite des

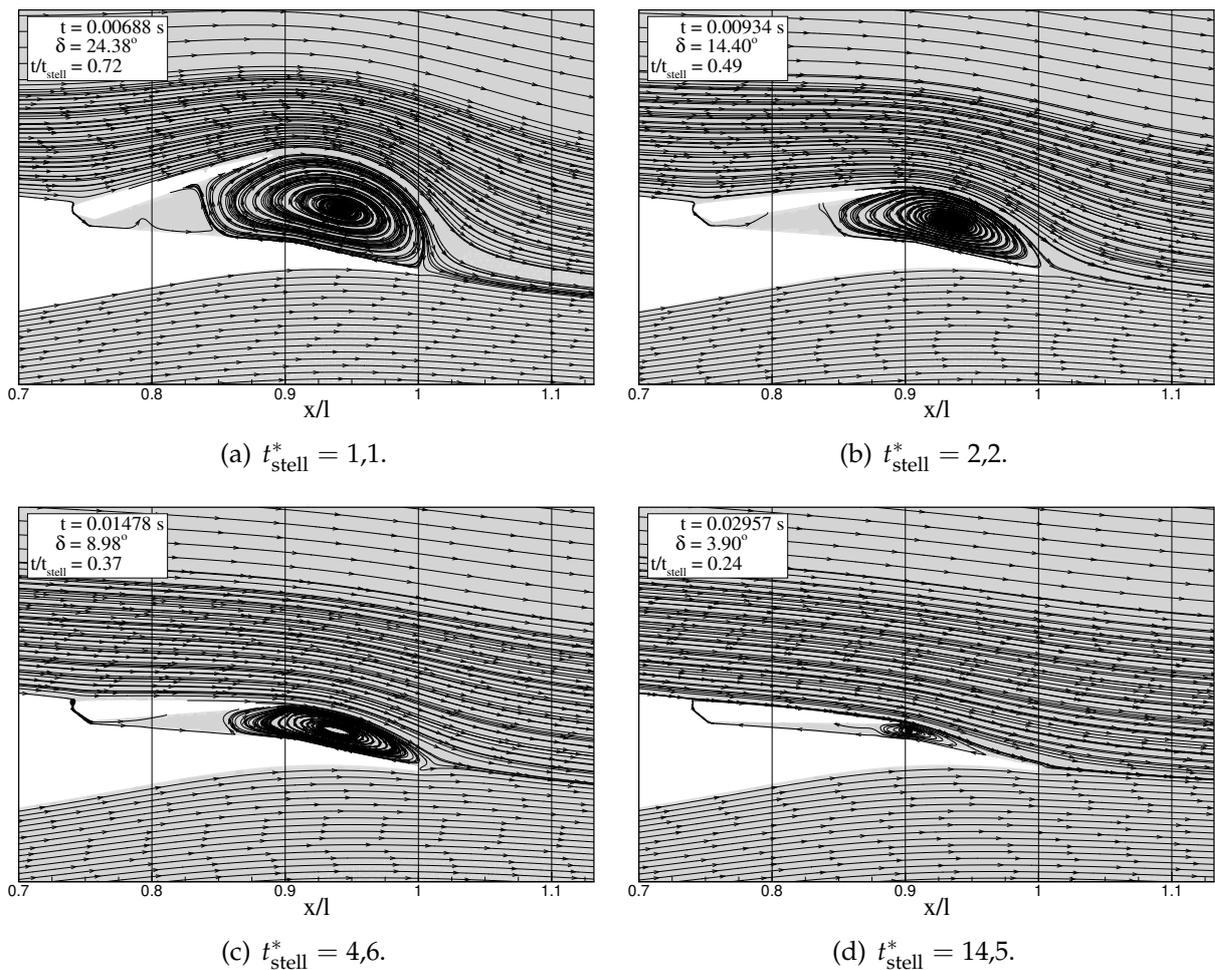


Abbildung 5.7: Instantanes Strömungsfeld zum Zeitpunkt t_{adv} beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ in Abhängigkeit der Stellzeit.

Spoilers allerdings ein Überdruckgebiet aus, was in Summe dazu führt, dass die Auftriebsüberhöhung abnimmt und in diesem Fall *geringer* ist als beim zweitschnellsten Stellvorgang mit $t_{\text{stell}}^* = 2,2$, s. **Abb. 5.7(b)** und **Abb. 5.4**.

Offen ist nun allerdings noch die Frage, weshalb es bei den Ausfahrvorgängen auf 30° und 50° nach Unterschreiten einer bestimmten Stellzeit zu einem Einbruch in der Auftriebsüberhöhung kommt, wohingegen dies beim Ausfahren auf 10° nicht der Fall ist. Hierzu wurden die instantanen Druckverteilungen zum Zeitpunkt t_{adv} bei schnellen Ausfahrvorgängen auf 30° mit jenen beim Ausfahren auf 10° verglichen.

Abb. 5.8 zeigt die Druckverteilungen für drei unterschiedlich schnelle Ausfahrvorgänge auf 10° . Zusätzlich ist in der Legende der momentane Stellwinkel angegeben, der zu diesem Zeitpunkt mit maximaler Auftriebsüberhöhung vorliegt. Aufgrund des geringen Stellbereiches in diesem Fall wird die Druckverteilung auf der Flügelunterseite und auf der -oberseite stromauf des Spoilers kaum beeinflusst. Stromab des ausgefahrenen Spoilers nimmt das Druckniveau mit kürzer werdender Stellzeit – und daraus resultierendem, größeren momentanen Stellwinkel – ab. Im Spaltbereich bei $x/l = 0,745$ tritt zudem eine mit abnehmender Stellzeit stärker ausgeprägte Saugspitze auf. Die Druckverteilung am Spoiler zeigt, dass die betrachteten Stellwinkel nur zu geringen Änderungen auf der Vorderseite/Druckseite des Spoilers führen.

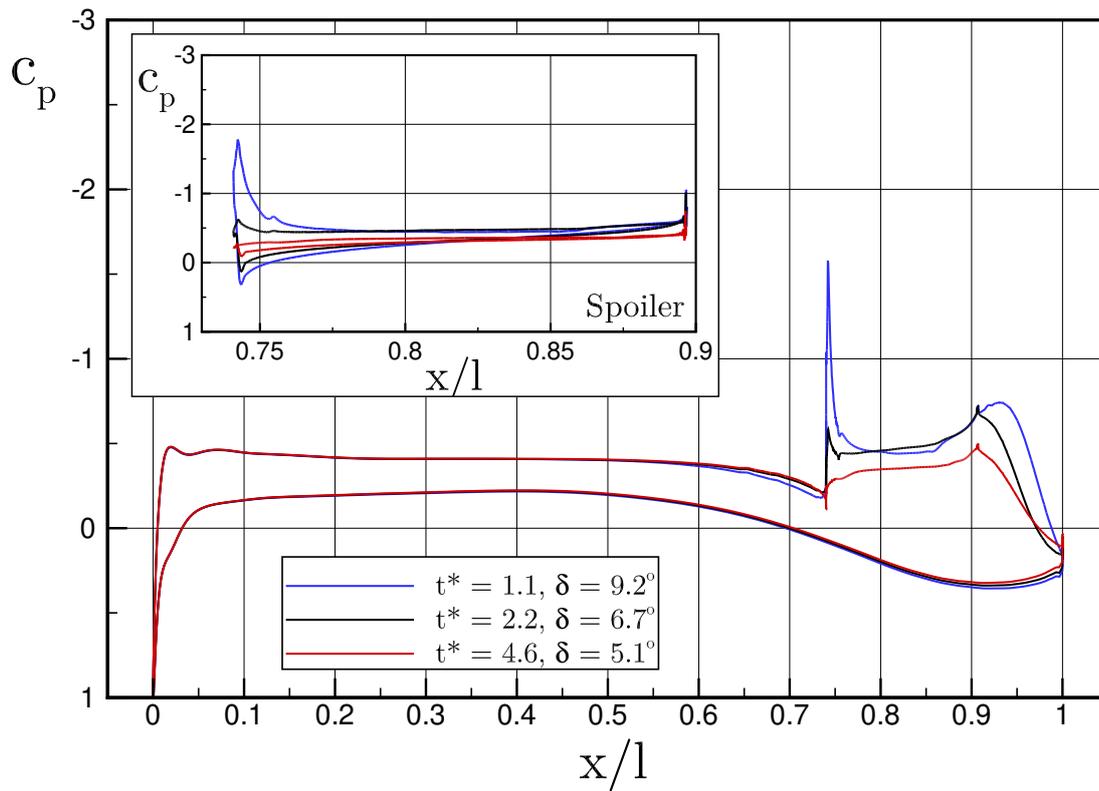


Abbildung 5.8: Instantane Druckverteilung zum Zeitpunkt t_{adv} in Abhängigkeit der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 10^\circ$.

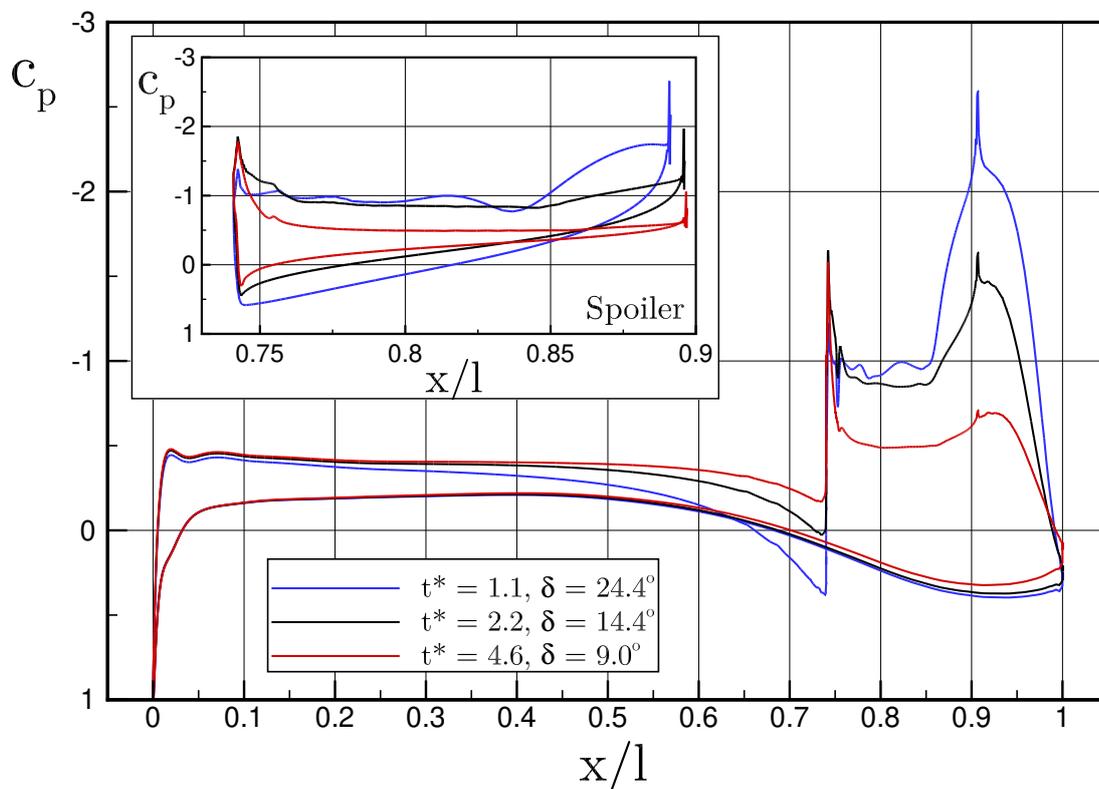


Abbildung 5.9: Instantane Druckverteilung zum Zeitpunkt t_{adv} in Abhängigkeit der Stellzeit bei Ausfahrvorgängen auf $\delta = 30^\circ$.

Das Druckniveau auf der Spoilerrückseite nimmt dagegen mit kürzer werdender Stellzeit ab, was sich wie am Flügel insbesondere in der ausgeprägten Saugspitze im Bereich des Scharnierspaltes zeigt. Betrachtet man auf Grundlage dieser Druckverteilungen die integralen Auftriebsbeiwerte für die Komponenten *Flügel* und *Spoiler*, so zeigt sich, dass der im Flügelmittelschnitt generierte Auftrieb mit kürzer werdender Stellzeit kontinuierlich *zunimmt*. Gleichzeitig wird am Spoiler zunehmend Abtrieb erzeugt. Quantitativ betrachtet fallen die Änderungen am Spoiler jedoch geringer aus als am Flügel. So nimmt der Auftrieb am Flügel beim Übergang von $t_{\text{stell}}^* = 2,2$ auf 1,1 um $\Delta c_{a,\text{Flügel}} = 0,027$ oder knapp 8% zu, während sich gleichzeitig der am Spoiler generierte Abtrieb um $\Delta c_{a,\text{Spoiler}} = -0,010$ oder knapp 37% weiter erhöht. Unterm Strich verbleibt also eine Netto-Auftriebserhöhung. Da aufgrund des geringen Stellwinkels auf der Spoilervorderseite kein signifikanter Druckanstieg erfolgen kann, nimmt die Auftriebsüberhöhung beim Ausfahren auf 10° mit abnehmender Stellzeit kontinuierlich zu.

Im Vergleich dazu zeigt **Abb. 5.9** bei identischen dimensionslosen Stellzeiten die instantanen Druckverteilung zum Zeitpunkt der maximalen Auftriebsüberhöhung beim Ausfahren auf 30° . Aufgrund des größeren Ausfahrbereiches des Spoilers sind die Änderungen in den Druckverteilungen stärker ausgeprägt als im vorherigen Fall. So wird der Unterdruck auf der Flügeloberseite stromauf des Spoilers mit kürzer werdender Stellzeit – und somit zunehmendem momentanen Stellwinkel – kontinuierlich abgebaut. Der durch den Spoiler induzierte Druckanstieg ist deutlich zu erkennen und führt beim kürzesten Stellvorgang im Bereich $0,65 < x/l < 0,74$ integral sogar dazu, dass Abtrieb generiert wird. Hinter dem ausfahrenden Spoiler nimmt das Druckniveau kontinuierlich ab, die kürzere Stellzeit bzw. höhere Stellrate des Spoilers führt zu einer höheren Geschwindigkeit an der Spoilerhinterkante und damit zu einem stärkeren induzierten Spoilerwirbel, was bereits in **Abb. 5.7** dargestellt wurde und was in der vorliegenden Abbildung auch am steilen Anstieg der Flügeldruckverteilung bei $x/l \approx 0,85$ zum Ausdruck kommt. Der hinter dem Spoiler induzierte Unterdruck ist dementsprechend stärker ausgeprägt. Der Spoilerwirbel beeinflusst ebenfalls maßgeblich die Druckverteilung auf der Spoilerrückseite. Das Druckniveau nimmt dort ab je schneller der Ausfahrvorgang ist, d. h. die an der Rückseite des Spoilers angreifende Saugkraft wird zunehmend stärker. Gleichzeitig, und dies stellt den entscheidenden Unterschied zum 10° -Fall dar, nimmt der Überdruck auf der Spoilervorderseite signifikant zu, was sich in der mit kürzer werdender Stellzeit fülligeren Druckverteilung zeigt, d. h. integral nimmt der am Spoiler generierte Abtrieb zu. Beim Übergang von $t_{\text{stell}}^* = 2,2$ auf 1,1 erhöht sich der am Spoiler generierte Abtrieb beispielsweise um $\Delta c_{a,\text{Spoiler}} = -0,043$ bzw. 39%. Gleichzeitig nimmt der Auftrieb am Flügel weiter zu, um $\Delta c_{a,\text{Flügel}} = 0,025$ bzw. 5%. Unterm Strich *überkompensiert* der Abtrieb am Spoiler ab einem bestimmten instantanen Stellwinkel also die Auftriebserhöhung am Flügel, was letztlich die Erklärung für den in **Abb. 5.4** beobachteten Einbruch in der Auftriebsüberhöhung bei Ausfahrvorgängen auf 30° und 50° ist.

Wie bereits zuvor erwähnt, hängt dies wahrscheinlich damit zusammen, dass bei den kürzesten Stellvorgängen auf 30° und 50° jeweils eine kritische Stellrate überschritten wurde. Diese Theorie wird in Kap. 5.2 genauer untersucht.

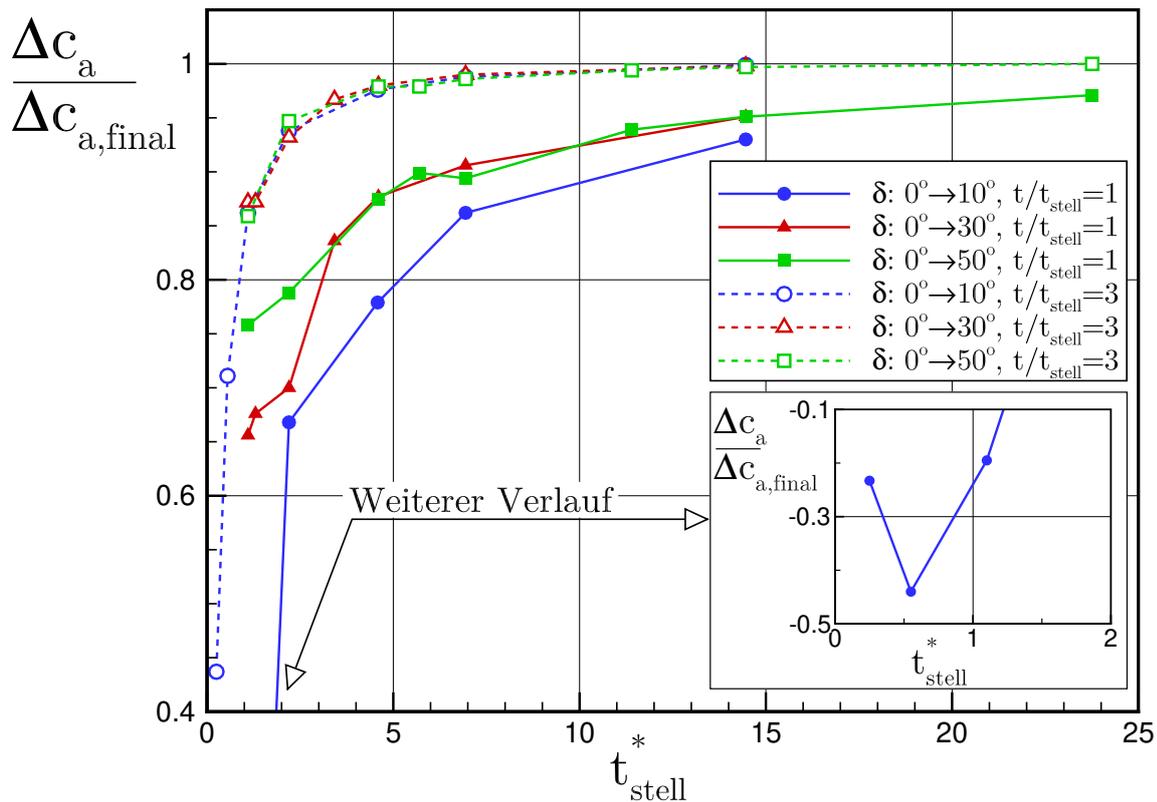


Abbildung 5.10: Einfluss der Stellzeit auf das Abklingverhalten des Auftriebs zu den Zeitpunkten $t/t_{stell} = 1$ und $t/t_{stell} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{a,final}$.

5.1.5 Einfluss auf das Abklingverhalten

Im vorherigen Abschnitt lag der Fokus auf der Analyse von Effekten, die überwiegend *während* des Stellvorgangs auftreten. Nachfolgend wurde nun nochmal im Detail das Abklingverhalten der aerodynamischen Reaktion auf den Spoilerausschlag untersucht, d. h. in den nachfolgenden Betrachtungen hat der Spoiler seine Endposition bereits erreicht.

Abb. 5.10 zeigt das Abklingverhalten der Auftriebsantwort für Stellvorgänge auf 10° , 30° und 50° , jeweils zum Zeitpunkt $t/t_{stell} = 1$, zu dem der Spoiler gerade seine Endposition erreicht hat, sowie nach der dreifachen Stellzeit. Es zeigt sich zunächst, dass die Auftriebsänderung zum Zeitpunkt $t/t_{stell} = 1$ noch andauert. Bei den jeweils langsamsten Stellvorgängen beträgt die Auftriebsänderung zu diesem Moment bereits 93%–95% des stationären Endwertes. Mit kürzer werdender Stellzeit verringert sich dieser Wert deutlich, bis hin zu nur noch 65%–75% bei den jeweils schnellsten Stellvorgängen auf 30° und 50° . Beim Ausfahren auf 10° treten sogar negative Ordinatenwerte auf, d. h. in diesen Fällen herrscht zu diesem Zeitpunkt noch eine *Auftriebsüberhöhung* vor.

Zum Zeitpunkt $t/t_{stell} = 3$ zeigt sich, dass die Auftriebsreduktion für Stellvorgänge mit $t_{stell}^* > 13$ abgeschlossen ist. Für kürzere Stellvorgänge ist dies jedoch auch nach der dreifachen Stellzeit weiterhin nicht der Fall. Bei den jeweils schnellsten Stellvorgängen auf 30° und 50° ist die Auftriebsreduktion erst zu 85%–87% abgeschlossen,

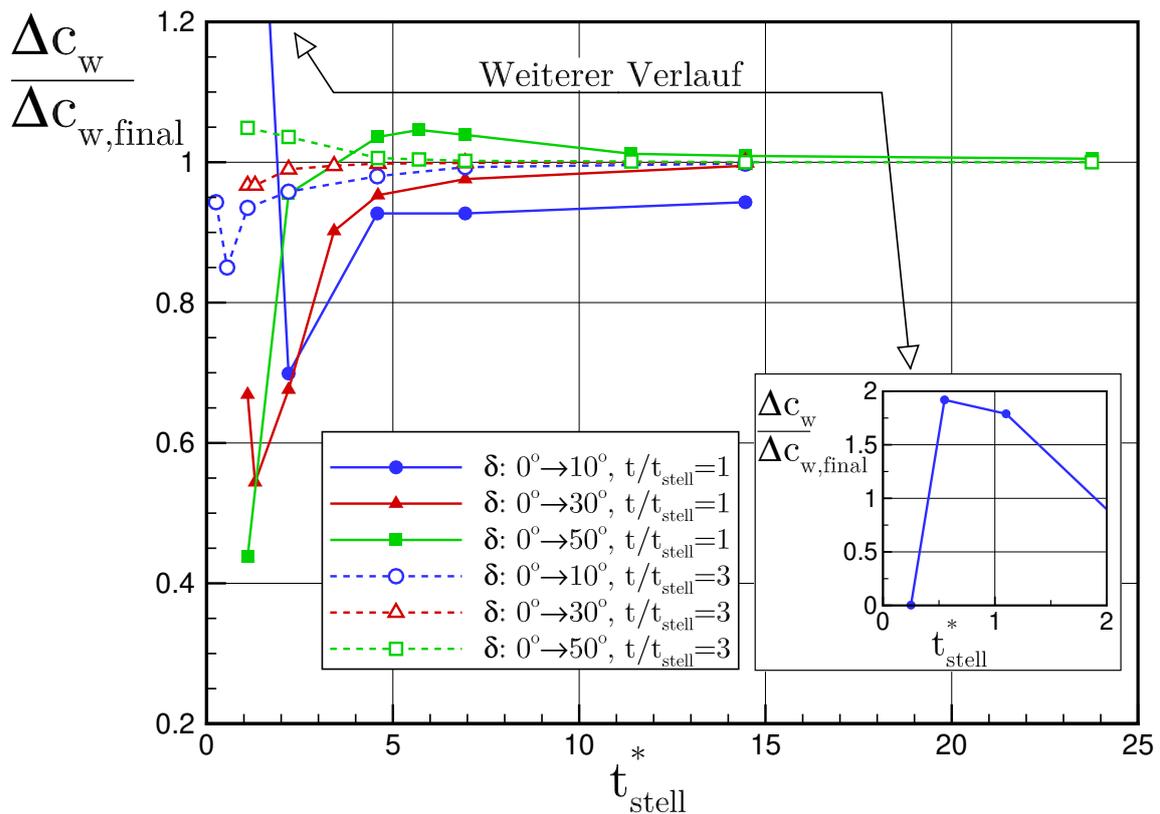


Abbildung 5.11: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Abklingverhalten der Widerstandsänderung zu den Zeitpunkten $t/t_{stell} = 1$ und $t/t_{stell} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{w,final}$.

beim Ausfahren auf 10° sogar erst zu 44%. Ein Vergleich der gestrichelten Kurven zeigt darüber hinaus, dass dieses Verhalten unabhängig vom Stellwinkel ist, auf den ausgefahren wird, sondern lediglich von der Stellzeit abhängt.

Das Abklingverhalten des Widerstands ist in **Abb. 5.11** dargestellt. Es wird deutlich, dass die Unterschiede für Stellvorgänge mit $t_{stell}^* \geq 3,4$ deutlich geringer ausfallen als beim Auftriebsverlauf. So hat die Widerstandsänderung in diesen Fällen zum Zeitpunkt $t/t_{stell} = 1$ bereits mindestens 90% des stationären Endwertes erreicht. Bei kürzeren Stellzeiten wird das Antwortverhalten zunehmend träge und infolge der aus **Abb. 5.1** bekannten Oszillationen treten zum Teil große betragsmäßige Änderungen auf, welche im Falle des schnellsten Stellvorgangs auf 10° sogar dazu führen, dass die instantane Widerstandserhöhung zum Zeitpunkt $t/t_{stell} = 1$ fast vollständig einbricht. Zur dreifachen Stellzeit sind bei allen Stellvorgängen bereits mindestens 94% des stationären Endwertes erreicht, lediglich beim zweitschnellsten Ausfahrvorgang auf 10° wird zu diesem Zeitpunkt infolge eines stark gedämpften Abklingverhaltens erst 85% des stationären Endwertes erreicht.

Abb. 5.12 zeigt abschließend das Abklingverhalten im Nickmomentenverlauf. Der Verlauf ähnelt dem des Widerstands, d. h. für Stellvorgänge mit $t_{stell}^* \geq 3 - 4$ liegt das Nickmoment bereits innerhalb einer Spanne von $\pm 10\%$ des stationären Endwertes. Bei kürzeren Stellzeiten führen die dann auftretenden Oszillation während des Stellvorgangs zu großen Schwankungen, bis hin zu negativen Ordinatenwerten bei den schnellsten Stellvorgängen auf 10° , d. h. in diesen Fällen herrschen zum Zeitpunkt

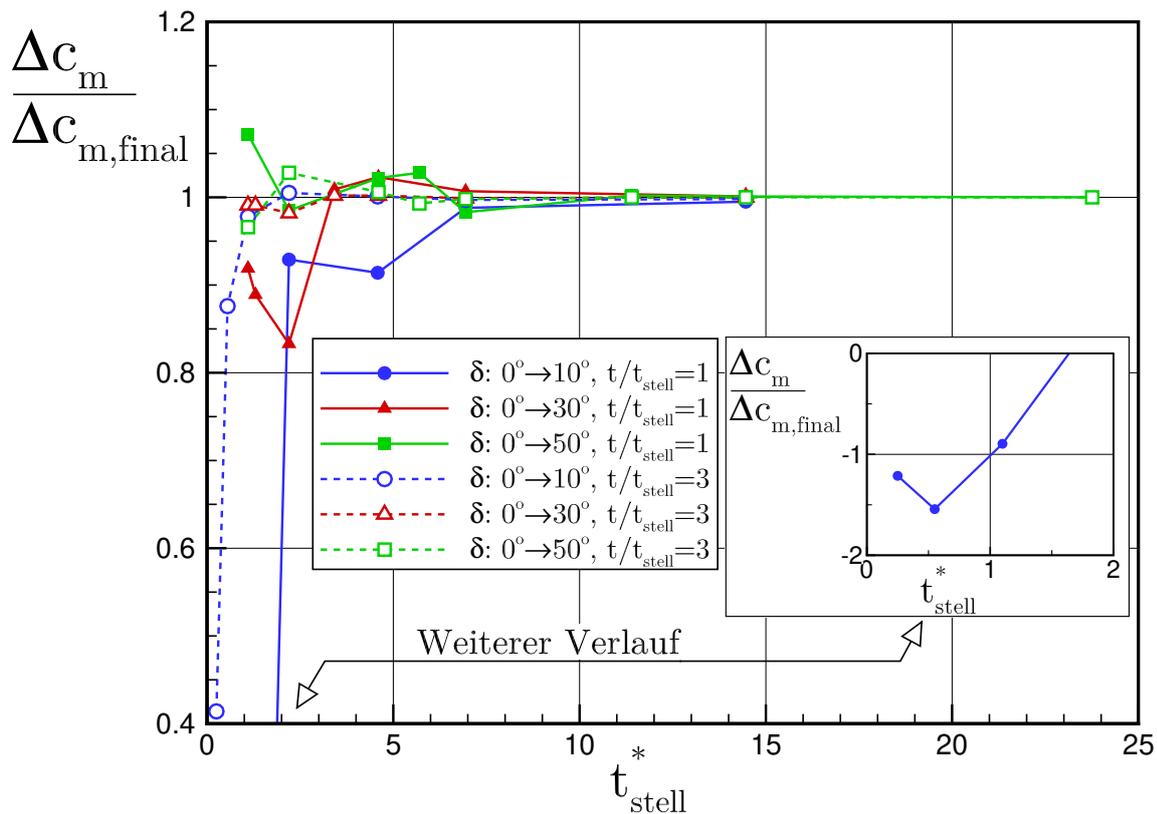


Abbildung 5.12: Einfluss der Stellzeit t_{stell}^* auf das Abklingverhalten des Nickmoments zu den Zeitpunkten $t/t_{\text{stell}} = 1$ und $t/t_{\text{stell}} = 3$, relativ zum stationären Endwert $\Delta c_{m,\text{final}}$.

$t/t_{\text{stell}} = 1$ noch transiente Nickmomentenänderungen mit umgekehrtem Vorzeichen vor. Abgesehen von den beiden schnellsten Stellvorgängen auf 10° sind die transienten Effekte zur dreifachen Stellzeit nahezu vollständig abgeschlossen, mit max. Abweichungen zum stationären Endwert von ca. 2%.

Fazit zum Einfluss der Stellzeit

Die aus der Literatur bekannten Effekte, wie die mit kürzer werdender Stellzeit stärkeren Unter- und Überschwingern, konnten numerisch reproduziert werden. Gleiches gilt für den Einbruch der Auftriebsüberhöhung bei Unterschreiten einer bestimmten Stellzeit, allerdings nur bei Ausfahrvorgängen auf 30° und 50° . Choi [32] beobachtete für Ausfahrvorgänge auf 90° einen ähnlichen Einbruch, ohne jedoch näher auf dessen Ursachen einzugehen. In Kap. 5.1.4 konnte gezeigt werden, dass dieser Einbruch im Wesentlichen mit einem starken Druckanstieg auf der Vorderseite des Spoilers und am stromauf angrenzenden Flügelbereich zusammenhängt. Der Spoiler muss hierzu allerdings einen bestimmten Mindeststellwinkel erreichen, was beim Ausfahren auf 10° nicht der Fall ist. Weiterhin wurde gezeigt, dass die Stellrate die Charakteristik des Antwortverhaltens beeinflusst, sofern dieser Mindeststellwinkel erreicht wird. Ausreichend hohe Stellraten können dann zu einem vollständigen Einbruch der Auftriebsüberhöhung führen. Da über diesen Effekt in der gesichteten Literatur bislang nicht berichtet wurde, wird der Einfluss der Stellrate im nachfolgenden Kapitel genauer untersucht.

Darüber hinaus bleibt festzuhalten, dass das Ausfahren eines Spoilers stets mit Totzeiten verbunden ist, in den untersuchten Fällen mindestens 20% der Stellzeit. Die Untersuchungen zum Abklingverhalten ergaben eine deutlich trägere Reaktion im Auftrieb als bei Widerstand und Nickmoment. Selbst nach der dreifachen Stellzeit sind die transienten Effekte beim Auftrieb erst für langsamere Stellvorgänge vollständig abgeklungen. Eine Erklärung für das unterschiedliche Abklingverhalten von Auftrieb und Nickmoment kann darin bestehen, dass die Auftriebsänderung im Neutralpunkt angreift.

5.2 Einfluss der Stellrate

Im vorherigen Kapitel wurde deutlich, dass die Charakteristik des instationären aerodynamischen Verhaltens beim ausfahrenden Spoiler, insbesondere was die Auftriebsüberhöhung an betrifft, maßgeblich durch die Stellrate beeinflusst wird. Zudem wurde die Vermutung geäußert, dass bei ausreichend großem Stellwinkel eine kritische Stellrate existiert, deren Überschreitung zunächst zu einem Einbruch der Auftriebsüberhöhung und schließlich sogar zu einem vollständigen Verschwinden führt. Dieser Vermutung wird in diesem Abschnitt im Detail nachgegangen. Um die Aussagen für den 10°-Fall abzusichern, wurde eine weitere Ausfahrtsimulation mit $t_{\text{stell}}^* = 0,4$ ($\bar{\delta}^* = 2,1$ bzw. $3167^\circ \text{ s}^{-1}$) durchgeführt.

Hierzu wird nachfolgend eine abgewandelte Version des in **Abb. 5.4** dargestellten Diagramms erstellt, in der an Stelle der Stellzeit der Einfluss der normierten Stellrate $\bar{\delta}^*$ auf die Auftriebsüberhöhung dargestellt ist. Letztere berechnet sich nach **Gl. (5.1)** aus der mittleren Stellrate $\bar{\delta}$, angegeben in $[\text{rad s}^{-1}]$, welche in Relation zur konvektiven Zeiteinheit der Hintergrundströmung gesetzt wird.

$$\bar{\delta}^* = \frac{u_\infty}{\bar{\delta} l} \quad \text{mit} \quad \bar{\delta} = \frac{\delta_{\text{stell}}}{t_{\text{stell}}} \quad (5.1)$$

Die resultierenden normierten Stellraten für die einzelnen Fälle sind in **Tab. 5.1** auf S. 76 zusammengefasst. Wie aus **Abb. 5.13** hervorgeht, wird die maximale Auftriebsüberhöhung beim Ausfahren auf 30° und 50° bei einer normierten Stellrate $\bar{\delta}^* = 2,55$ erreicht. Im 30°-Fall beträgt der instantane Stellwinkel in diesem Moment $\delta_{\text{adv}} = 22,1^\circ$, beim Ausfahren auf 50° $\delta_{\text{adv}} = 20,8^\circ$. Geringere normierte bzw. höhere dimensionsbehaftete Stellraten führen dann zu einem Einbruch der Auftriebsüberhöhung.

Dies lässt sich beim Ausfahren auf 10° nicht beobachten. Statt dessen stellt sich hier aufgrund der Tatsache, dass die zuvor genannten instantanen Stellwinkel infolge des begrenzten Stellbereiches nicht erreicht werden können, eine andere Charakteristik ein: höhere Stellraten führen zu höheren induzierten Wirbelstärken und somit einem höheren Unterdruck unterhalb sowie stromab des Spoilers. Da bei einem Stellwinkel von 9,5° keine nennenswerte Druckkraft auf der Vorderseite des Spoilers aufgebaut wird, nimmt die Auftriebserhöhung unterm Strich weiter zu.

Diese Ergebnisse stützen die in Kap. 5.1.4 geäußerte Theorie, wonach bei ausreichend großem Stellwinkel, hier bei $\delta_{\text{adv}} = 21 - 22^\circ$, eine *kritische* Stellrate auftritt, die zu einer maximalen Auftriebsüberhöhung führt und bei deren Überschreiten sich das Verhalten im Auftriebsverlauf ändert. Für die in dieser Arbeit betrachtete Flügel-Spoiler-

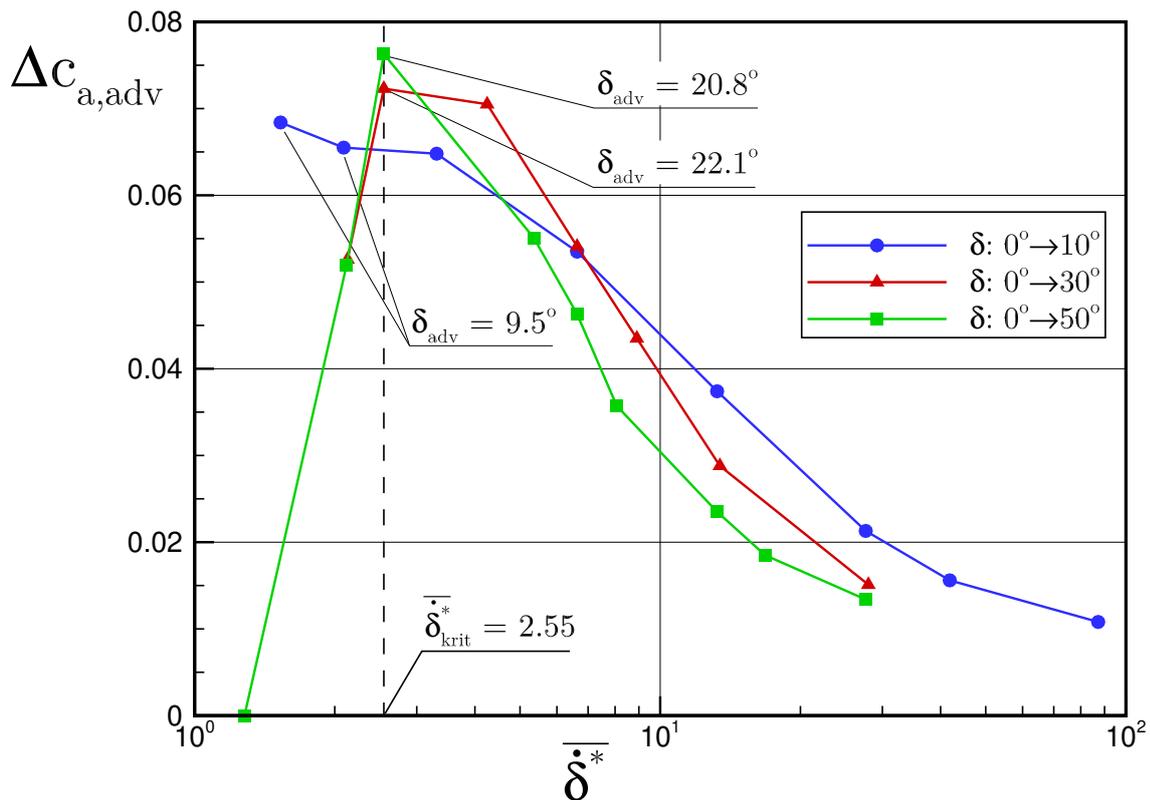


Abbildung 5.13: Einfluss der normierten Stellrate auf die Auftriebsüberhöhung.

Konfiguration kann somit festgehalten werden, dass unter den gegebenen Anströmbedingungen folgende kritische Stellrate existiert:

$$\bar{\delta}_{\text{krit}}^* = 2,55 \text{ bzw. } \bar{\delta} = 2595 \text{ }^\circ \text{ s}^{-1} \text{ für } \delta_{\text{adv}} > 22^\circ. \quad (5.2)$$

Eine Überschreitung dieser Schwelle hin zu absoluten Stellraten $\bar{\delta} > 2595 \text{ }^\circ \text{ s}^{-1}$ bzw. zu normierten Stellraten $\bar{\delta}_{\text{krit}}^* < 2,55$ führt somit in einen *überkritischen* Zustand, in dem die Auftriebsüberhöhung zunächst abnimmt und schließlich sogar vollständig eliminiert wird. Demzufolge ist im *unterkritischen* Bereich ein kontinuierliches Anwachsen der Auftriebsüberhöhung zu erwarten, je höher die dimensionsbehaftete Stellrate ist. Diese Beobachtungen decken sich zum Teil mit bekannten Erkenntnissen aus früheren experimentellen Arbeiten [24], wonach die Amplitude der Auftriebsüberhöhung von der Änderung der Stellrate abhängt. Die Erkenntnisse hinsichtlich der Existenz einer kritischen Stellrate wurden bislang weder in [24] noch in anderer, im Rahmen dieser Arbeit gesichteten Literatur berichtet.

5.3 Einfluss der Reynoldszahl

Die bisherigen Untersuchungen wurden unter Windkanalverhältnissen bei $Ma_\infty = 0,2$ und $Re_l = 2,7$ Mio. durchgeführt. Aus diesem Grund wurde im nächsten Schritt untersucht, welchen Einfluss die Reynoldszahl auf das Antwortverhalten hat. Exemplarisch für den Ausfahrvorgang auf 30° wurde die Reynoldszahl bis in den flugrelevanten Bereich hinein schrittweise verdoppelt, d. h. von $Re \approx 3$ Mio. bis zu $Re = 48$

Mio. Alle weiteren Strömungsgrößen wurden nicht verändert. Eine Erhöhung der Reynoldszahl führt bei ansonsten konstanten Bedingungen dazu, dass die Grenzschicht dünner wird. Würde man nun weiterhin das bislang benutzte Chimeranetz verwenden, welches zur Berechnung unter Windkanalbedingungen generiert wurde, so würde die zunehmend dünner werdende Grenzschicht nicht mehr adäquat aufgelöst werden. Der dimensionslose erste Wandabstand, der idealerweise im Bereich um $y^+ = 1$ liegen sollte, wäre dann zu hoch.

Aus diesem Grund wurde das Ausgangsnetz für Fälle mit $Re \geq 6$ Mio. y^+ -adaptiert. Bei unveränderlicher Netzpunktzahl wurden hierbei die Abstände der Netzpunkte in Wandnormalenrichtung derart verschoben, dass sich unter den lokalen Strömungsbedingungen wieder der Sollwert $y^+ = 1$ einstellt. **Abb. 5.14** veranschaulicht dies am Beispiel des Fall bei $Re = 48$ Mio. Es wird deutlich, dass die Verwendung des unadaptierten Ausgangsnetzes im vorderen und mittleren Flügelbereich zu $y^+ > 10$ geführt hätte. Somit wäre die räumliche Auflösung der Grenzschicht in diesem Fall unzureichend, was sich letztlich nachteilig auf die Genauigkeit der Simulation auswirken und die Vergleichbarkeit der Ergebnisse untereinander erschweren würde. Nach erfolgter y^+ -Adaption gilt dagegen in weiten Teilen wieder $y^+ = 1$. Eine angemessene Grenzschichtauflösung ist somit gewährleistet und die Vergleichbarkeit der Ergebnisse bei den unterschiedlichen Reynoldszahlen sichergestellt.

Vor der Durchführung von Ausfahrtsimulationen wurde bei eingefahrenem Spoiler untersucht, ob die Simulationen auf den adaptierten Netzen die bekannte Abhängigkeit der Kraft- und Momentenbeiwerte von der Reynoldszahl korrekt wiedergeben.

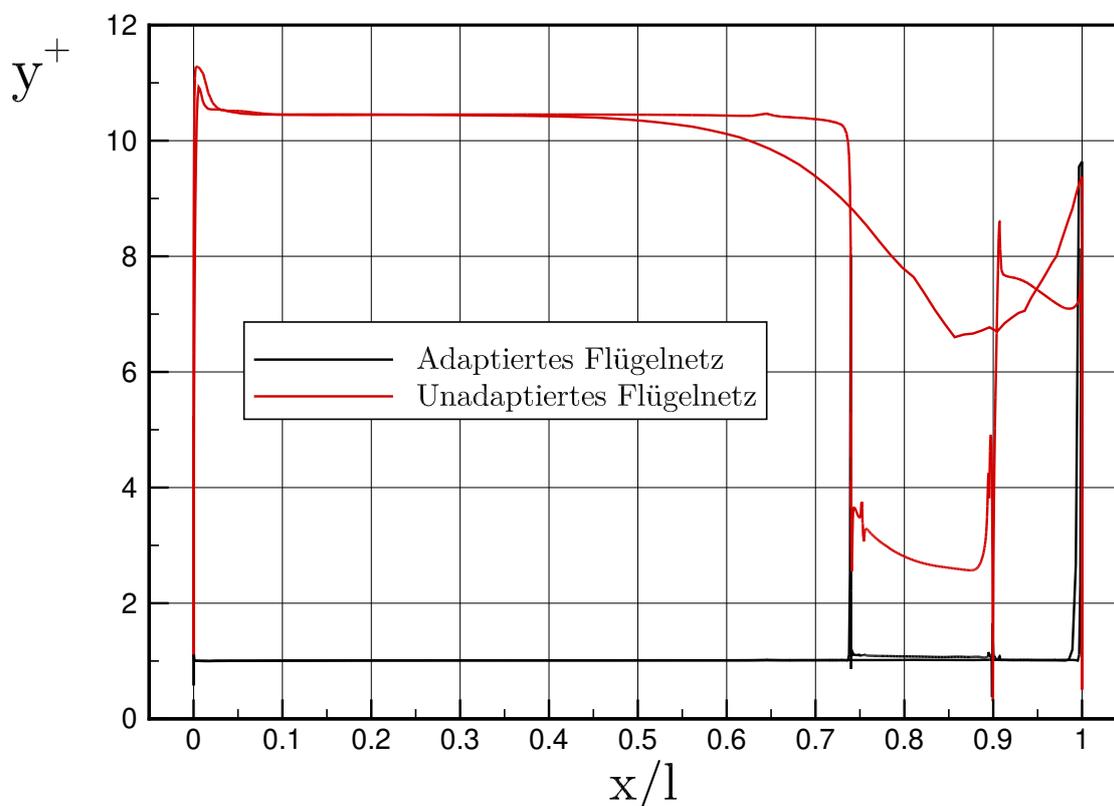


Abbildung 5.14: Einfluss der Netzadaption auf die lokale y^+ -Verteilung am Flügel bei $Re_l = 48$ Mio.

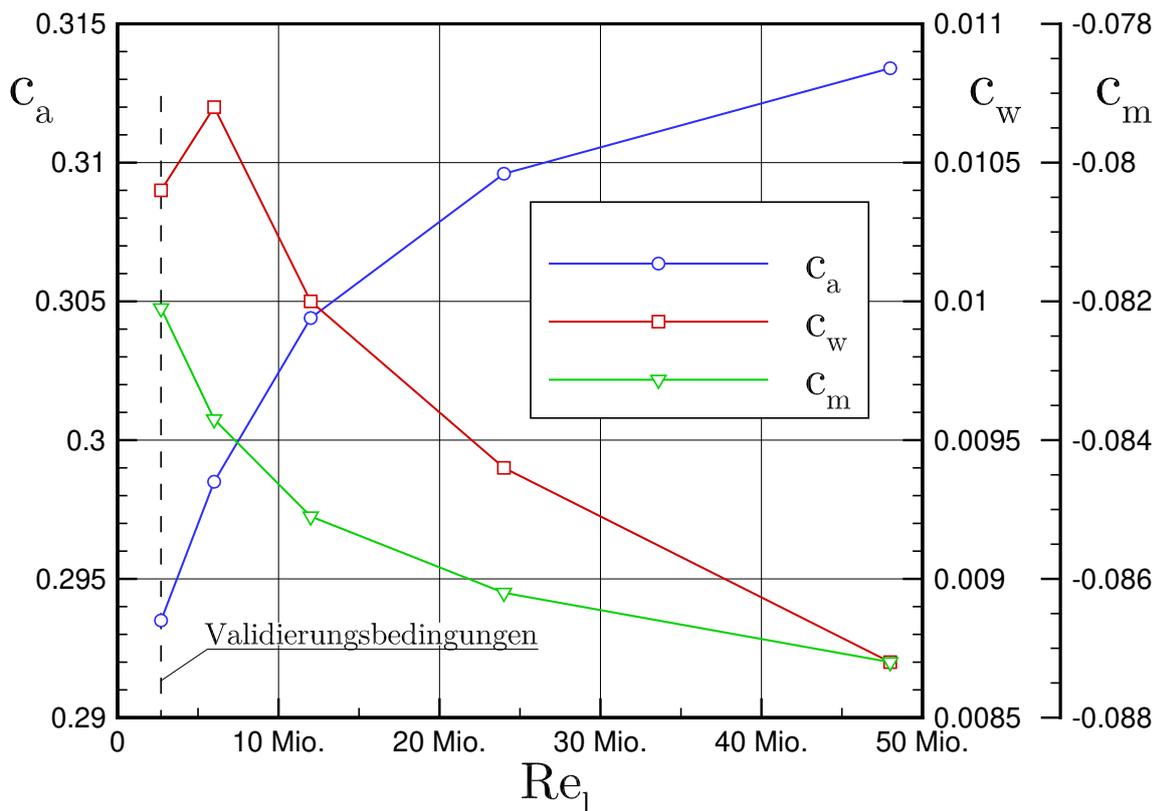


Abbildung 5.15: Einfluss der Reynoldszahl auf die Beiwerte der Clean-Konfiguration bei $\alpha = 0^\circ$. Die Simulation unter Validierungsbedingungen erfolgte auf einem nichtadaptierten Netz.

Wie **Abb. 5.15** entnommen werden kann, ist dies der Fall. Mit zunehmender Reynoldszahl steigt der Auftriebsbeiwert, während sich der Widerstandsbeiwert gleichzeitig verringert. Die Ursache für die Reduktion des Widerstandsbeiwertes beim Übergang von $Re_l = 6$ Mio. auf 2,7 Mio. ist der Tatsache geschuldet, dass das Netz, das zur Simulation unter Validierungsbedingungen verwendet wurde, zwar grundsätzlich mit dem Ziel $y^+ \approx 1$ erstellt wurde, nachträglich aber nicht nochmal explizit auf $y^+ = 1$ hin adaptiert wurde.

Abb. 5.16 zeigt schließlich den Einfluss der Reynoldszahl auf das Antwortverhalten, exemplarisch für fünf Ausfahrvorgänge auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $\alpha = 0^\circ$. Dieser Fall entspricht dem schnellsten Stellvorgang auf 30° , der im Rahmen der Validierung untersucht wurde. Insgesamt betrachtet ergeben sich im Verlauf der Kraft- und Momentenbeiwerte nur geringe Einflüsse durch die Variation der Reynoldszahl. So weichen die Zeitpunkte der maximalen Auftriebserhöhung t_{adv} und die Totzeiten t_d um weniger als 1% der Stellzeit voneinander ab. Die Amplitude der Auftriebserhöhung nimmt mit zunehmender Reynoldszahl leicht zu und ist bei $Re_l = 48$ Mio. ca. 9% höher als bei $Re_l = 2,7$. Die stationären Zustände von Auftrieb und Nickmoment, die sich nach dem Abklingen aller transienten Effekte einstellen, sind unabhängig von der Reynoldszahl. Beim Widerstandsverlauf lassen sich Einflüsse ab Erreichen der Spoilerendposition erkennen, wo mit zunehmender Reynoldszahl eine größere Widerstandszunahme beobachtet werden kann. Die Differenz nach Abklingen aller transienten Effekte beträgt beim Übergang von kleinster zu größter Reynoldszahl lediglich 1,7% und kann somit ebenfalls als klein angesehen werden.

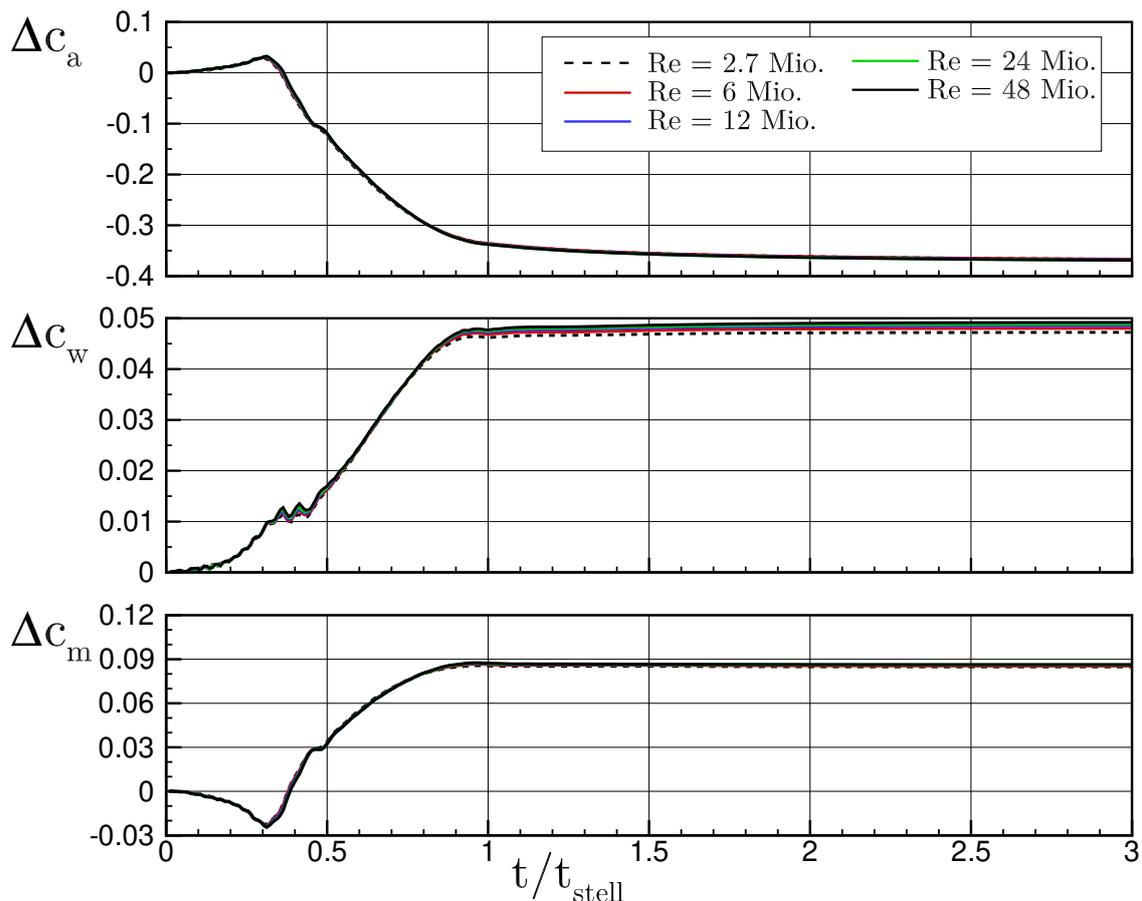


Abbildung 5.16: Einfluss der Reynoldszahl auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ in 60 ms ($t_{\text{stell}}^* = 6,9$) bei $\alpha = 0^\circ$.

Fazit zum Einfluss der Reynoldszahl

Insgesamt betrachtet sind die Einflüsse der Reynoldszahl auf das Antwortverhalten bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ gering. Die finalen Widerstandsänderungen in Abhängigkeit der Reynoldszahl unterscheiden sich beispielsweise nur um 1,7% voneinander. Demgegenüber hatte beispielsweise die Stellzeit zu einer mehr als doppelt so großen Variation geführt. Der geringe Einfluss der Reynoldszahl auf das Antwortverhalten ist sicherlich darauf zurückzuführen, dass die Strömungstopologie bei geringem und mittlerem Anstellwinkel einzig und allein durch die an der Spoilerhinterkante induzierte Ablösung beeinflusst wird. Diese Ablösung ist somit rein geometrisch bedingt und in dem genannten Anstellwinkelbereich gänzlich unabhängig von der Dicke der Grenzschicht und somit der Reynoldszahl. Darin besteht ein fundamentaler Unterschied des aerodynamischen Verhaltens am Spoiler, da Reynoldszahl-abhängige Ablösungen von der freien Oberfläche nicht auftreten.

5.4 Einfluss der Machzahl

Abschließend wurde nun der Einfluss von Kompressibilitätseffekten auf das Antwortverhalten untersucht. Ausgehend von den Validierungsbedingungen bei $Ma_\infty = 0,2$

wurde eine Variation der Machzahl bei ansonsten gleichbleibenden Strömungsbedingungen durchgeführt. Exemplarisch wurde dies erneut am Ausfahrvorgang auf 30° untersucht. Um einen sinnvollen Machzahlbereich für die Untersuchungen an diesem Flügelschnitt festzulegen, wurden zunächst die Auslegungsmachzahlen des zugehörigen Referenzflügels herangezogen. Der gepfeilte Referenzflügel, aus dem das hier verwendete DLR-F15-Profil stammt, wurde für eine Reiseflugmachzahl $Ma_C = 0,8$ entworfen [75]. Für diesen Flügel galten weiterhin als maximal zulässige Machzahl im Betrieb $Ma_{MO} = 0,84$ sowie als Dive-Machzahl $Ma_D = 0,91$. Die beiden letztgenannten Auslegungsmachzahlen stellen die obere Grenze einer sinnvollen Machzahlvariation dar. Da der Referenzflügel jedoch eine Pfeilung aufweist, müssen diese Machzahlen für 2D-Betrachtungen in das vorderkantennormale Koordinatensystem transformiert werden. Bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ und einem Pfeilungswinkel $\varphi = 30^\circ$ ergeben sich nach **Gl. (5.3)**

$$Ma_{2D} = Ma_{3D} \cdot \cos(\varphi) \quad (5.3)$$

die transformierten Machzahlen $Ma_{MO,2D} = 0,73$ und $Ma_{D,2D} = 0,8$. Obwohl die ursprüngliche Idee, im Rahmen dieser Arbeit verstärkt auf 2D-Simulationen zu setzen, bereits frühzeitig verworfen wurde (s. Kap. 4.3), wurden diese 2D-Machzahlen für die 3D-Untersuchungen am ungepfeilten Flügel in diesem Abschnitt beibehalten. Nachfolgende Betrachtungen wurden daher bei $Ma_\infty = 0,2/0,5/0,73/0,8$ durchgeführt.

Im Gegensatz zu den im vorherigen Kapitel vorgestellten Untersuchungen zum Einfluss der Reynoldszahl wurde das Rechenetz nicht adaptiert. Eine y^+ -Adaption ist hier nicht erforderlich, da die Reynoldszahl durchweg konstant auf $Re_l = 2,7$ Mio. gehalten wurde. Eine Adaption zur Verbesserung der Stoßauflösung bei höheren Machzahlen wäre grundsätzlich denkbar, würde aber dazu führen, dass sich die Rechenetze je nach Anströmmachzahl in ihrer Gesamtpunktzahl und Punkteverteilung unterschieden hätten. Dies würde im Ergebnis wiederum zu einer Vermischung von physikalischen (Machzahl) und numerischen (räumliche Diskretisierung) Effekten führen und somit vom bisherigen Vorgehen in dieser Arbeit, wonach Einflüsse möglichst isoliert betrachten werden, abweichen. Aus Konsistenzgründen wurde daher darauf verzichtet. Zudem wurde die Netzauflösung in Strömungsrichtung als ausreichend fein erachtet, um die grundlegenden Einflüsse einer Machzahlvariation untersuchen zu können.

Im ersten Schritt wurde nun untersucht, wie sich eine Erhöhung der Anströmmachzahl auf die Druckverteilung bei zunächst eingefahrenem Spoiler auswirkt. Zur Orientierung ist in den nachfolgenden c_p -Diagrammen jeweils der kritische Druckbeiwert $c_{p,krit}$ als gestrichelte, horizontale Linie dargestellt. In Abhängigkeit der Anströmmachzahl Ma_∞ und unter Verwendung des Isentropenexponenten $\kappa = 1,4$ berechnet sich dieser nach **Gl. (5.4)**. Zur besseren Übersichtlichkeit ist die Druckverteilung am Spoiler jeweils separat dargestellt.

$$c_{p,krit} = \frac{2}{\kappa Ma_\infty^2} \left[\left(\frac{1 + \frac{\kappa-1}{2} Ma_\infty^2}{1 + \frac{\kappa-1}{2}} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} - 1 \right] \quad (5.4)$$

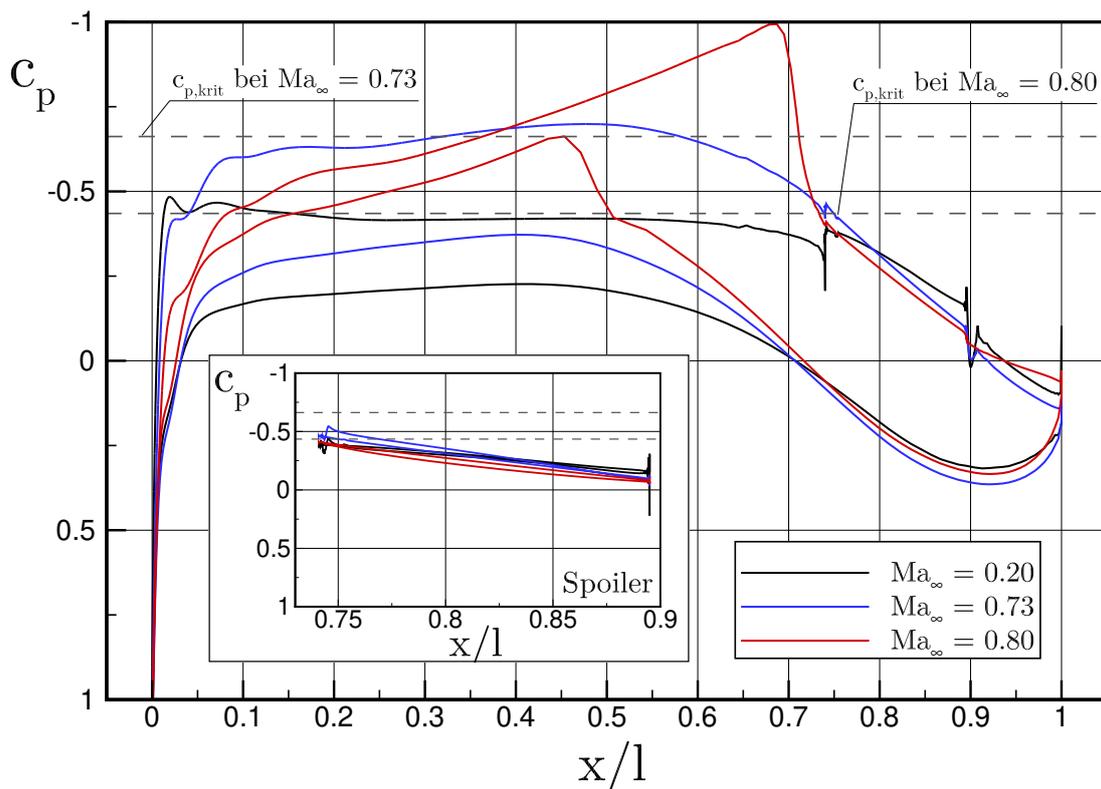


Abbildung 5.17: Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.

5.4.1 Eingefahrener Spoiler

Abb. 5.17 zeigt die Druckverteilung bei eingefahrenem Spoiler für die Referenz-Machzahl $Ma_\infty = 0,2$ sowie bei $Ma_\infty = 0,73$ und $0,8$. Bei $Ma_\infty = 0,73$ ist die Druckverteilung bereits deutlich fülliger als im Referenzfall, was integral betrachtet zu einem ca. 30% höheren lokalen Auftriebsbeiwert führt. Weiterhin wird der kritische Druckbeiwert auf der Flügeloberseite im Bereich $0,3 < x/l < 0,6$ gerade unterschritten, die Rekompensation erfolgt jedoch noch stoßfrei. Der integrale Widerstandsbeiwert ist bei $Ma_\infty = 0,73$ ca. 9% bzw. $\Delta c_w = 9,2 \cdot 10^{-4}$ größer als im Referenzfall.

Beim Übergang zur höchsten Machzahl zeigen sich dagegen deutliche Unterschiede am Flügel. Der kritische Druckbeiwert wird auf der Unterseite ab $x/l = 0,15$ unterschritten, auf der Oberseite bereits ab $x/l = 0,1$. In beiden Fällen erfolgt die Rekompensation nun stoßbehaftet, auf der Unterseite bei 45% der Profiltiefe, auf der Oberseite bei 70%. Gegenüber dem Fall bei $Ma_\infty = 0,73$ führt dies zu einem Einbruch des Auftriebsbeiwertes um 24% und gleichzeitiger Widerstandserhöhung um 87%. Im Gegensatz zur Unterseite kommt es auf der Flügeloberseite allerdings zu einer stoßinduzierten Ablösung.

Für eine genauere Analyse des Ablöseverhaltens ist es zunächst erforderlich, ein Verständnis für die lokale Strömungstopologie im Bereich des Spoilerspalt zu entwickeln. Exemplarisch ist hierzu in **Abb. 5.18** bei $Ma_\infty = 0,2$ der lokale Stromlinienverlauf dargestellt. Darin wird deutlich, dass die Strömung bei eingefahrenem Spoiler aus dem Spoilerspalt *herausgesogen* wird. Dies bedeutet, dass sich um den Spoiler

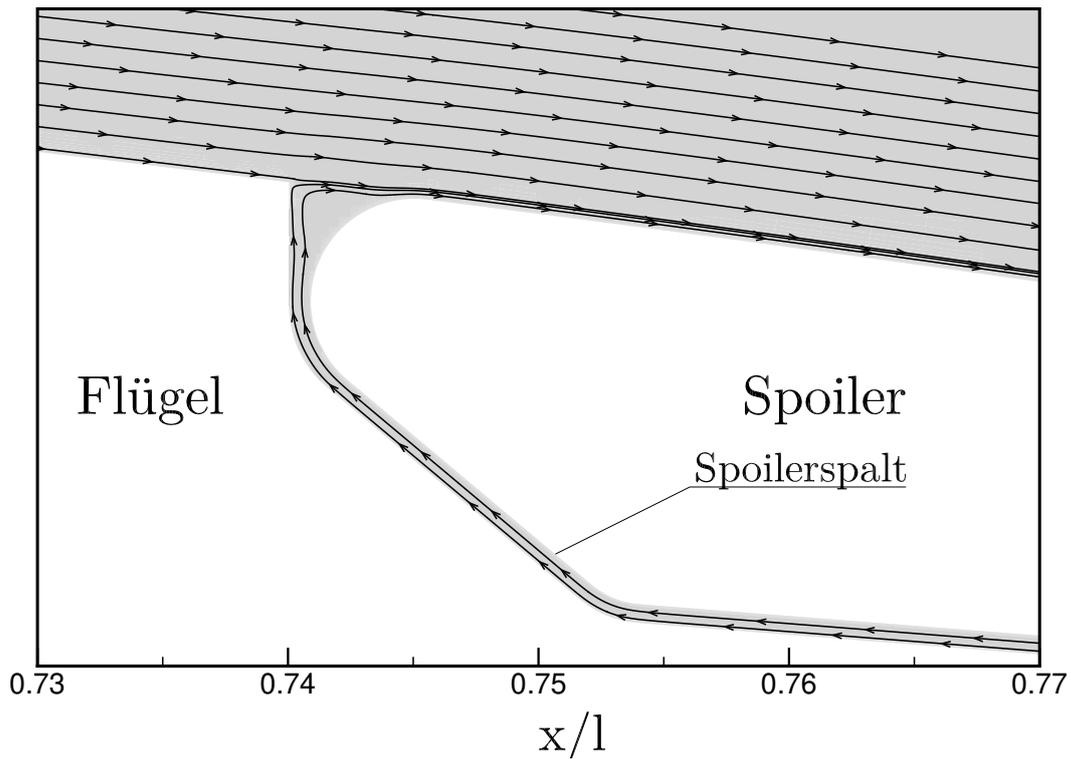


Abbildung 5.18: Stromlinienverlauf im Spalt zwischen Flügel und eingefahrenem Spoiler bei $\alpha = 0^\circ$, hier exemplarisch bei $Ma_\infty = 0,2$.

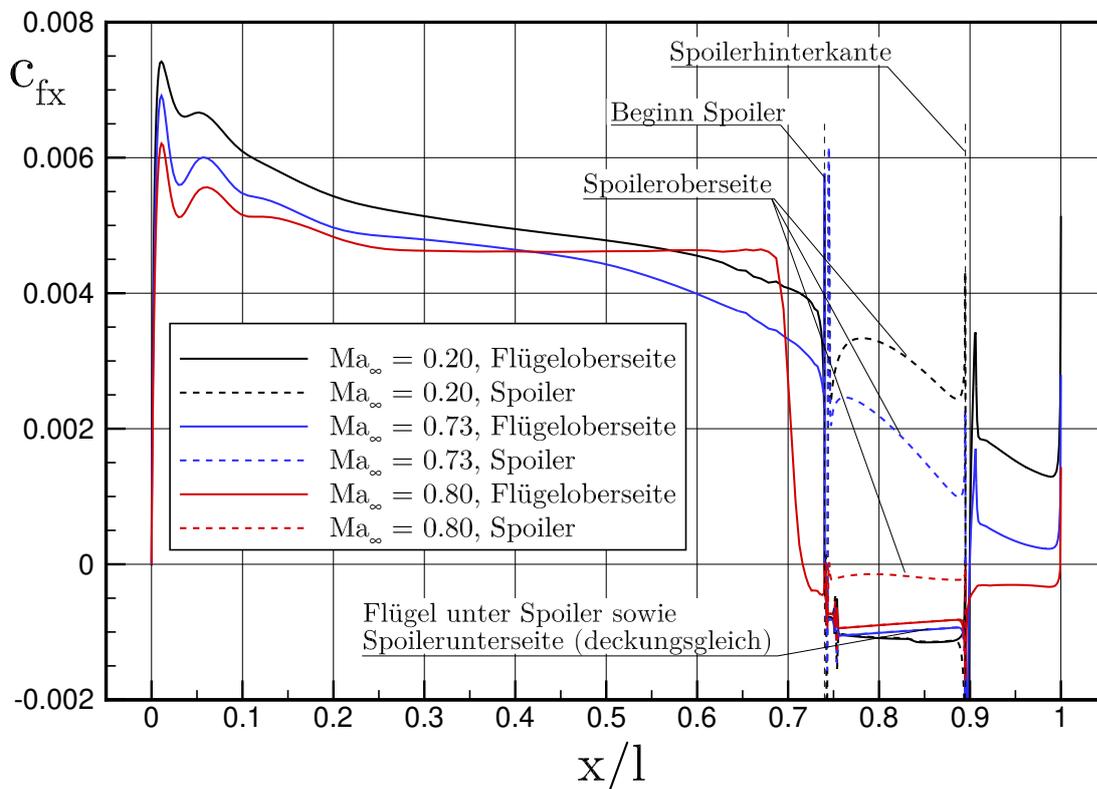


Abbildung 5.19: Einfluss der Machzahl auf den Reibungsbeiwert in x -Richtung bei $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler.

herum eine Zirkulation einstellt, die bewirkt, dass die Strömung im Spalt selbst der Hauptströmung in weiten Teilen entgegengerichtet ist. Dies gilt unabhängig von der Anströmmachzahl. Ein Durchströmung des Spaltes in Hauptströmungsrichtung findet erst statt, wenn der Spoiler ausgefahren wird.¹ Diese Tatsache ist für die nachfolgende Analyse des lokalen Reibungsbeiwertes von Bedeutung.

Abb. 5.19 zeigt den Einfluss der Machzahl auf die x -Komponente des lokalen Reibungsbeiwerts \vec{c}_f , dargestellt für den Spoiler und die Oberseite des Flügels. Der Reibungsbeiwert ist eine vektorielle Größe und berechnet sich nach **Gl. (5.5)** aus der lokalen Wandschubspannung $\vec{\tau}_w$, dem Staudruck q und der Bezugsfläche S .

$$\vec{c}_f = \frac{\vec{\tau}_w}{qS} \text{ bzw. } \begin{pmatrix} c_{fx} \\ c_{fy} \\ c_{fz} \end{pmatrix} = \frac{1}{qS} \begin{pmatrix} \tau_{wx} \\ \tau_{wy} \\ \tau_{wz} \end{pmatrix} \quad (5.5)$$

Betrachtet man zunächst den Bereich auf der Flügeloberseite, der unterhalb des eingefahrenen Spoilers liegt, d. h. zwischen $0,75 < x/l < 0,9$, dann fallen dort bei allen drei Machzahlen *negative* Werte für c_{fx} auf. Negative Reibungsbeiwerte in x -Richtung sind normalerweise ein Indikator dafür, dass die Strömung in diesen Bereichen *abgelöst* ist und es im wandnahen Bereich zu einer Rückströmung kommt. Wie zuvor beschrieben und in **Abb. 5.18** dargestellt, trifft dies im Spoilerspalt nicht zu. Es findet in Relation zur Hauptströmungsrichtung zwar eine „Rückströmung“ statt, aber die Strömung im Spalt bleibt komplett frei von Ablösungen.

Betrachtet man nun speziell den für die Flügeloberseite bei $Ma_\infty = 0,8$ dargestellten Verlauf (rote, durchgezogene Linie), dann fällt im Vergleich zu den anderen Verläufen der starke Einbruch von c_{fx} bei $x/l \approx 0,7$ auf. Hier werden noch vor Erreichen des Spoilerspaltes negative c_{fx} -Werte erreicht, d. h. die Strömung auf der Oberseite löst bereits vor Erreichen des Spoilerspaltes infolge des in **Abb. 5.17** abgebildeten, starken Verdichtungsstoßes ab. Ein derartiges Verhalten tritt ausschließlich bei $Ma_\infty = 0,8$ auf.

5.4.2 Statisch ausgefahrener Spoiler

Nachdem diese Kompressibilitätseffekte nun am eingefahrenen Spoiler untersucht wurden, wurde die Analyse im nächsten Schritt auf einen auf $\delta = 30^\circ$ statisch ausgeschlagenen Spoiler ausgeweitet. In der Praxis tritt dieser Fall bei hohen Machzahlen dann auf, wenn aus dem Reiseflug heraus ein sog. Steilabstieg² durchgeführt werden muss. Die Spoiler müssen aus diesem Grund im gesamten Geschwindigkeitsbereich des Flugzeuges eingesetzt werden können.

Abb. 5.20 zeigt hierzu die resultierenden Druckverteilungen bei $\alpha = 0^\circ$. Hierbei fällt zunächst auf, dass der Druckbeiwert auf der Flügeloberseite stromab des Spoilers im Bereich $x/l > 0,75$ nahezu unabhängig von der Machzahl ist. Wie bereits zuvor erläutert, s. **Abb. 4.18**, hängt der Druckbeiwert in diesem Bereich in erster Linie vom Stellwinkel des Spoilers ab.

Analog zu **Abb. 5.17** bleibt die Umströmung bei $Ma_\infty \leq 0,73$ stoßfrei. Im vorderen und mittleren Flügelbereich treten infolge des ausgefahrenen Spoilers nun stärkere

¹Der kleinste Winkel, bei dem dies beobachtet werden konnte, beträgt $\delta = 7^\circ$.

²Besser bekannt unter dem englischen Fachausdruck *Emergency Descent*.

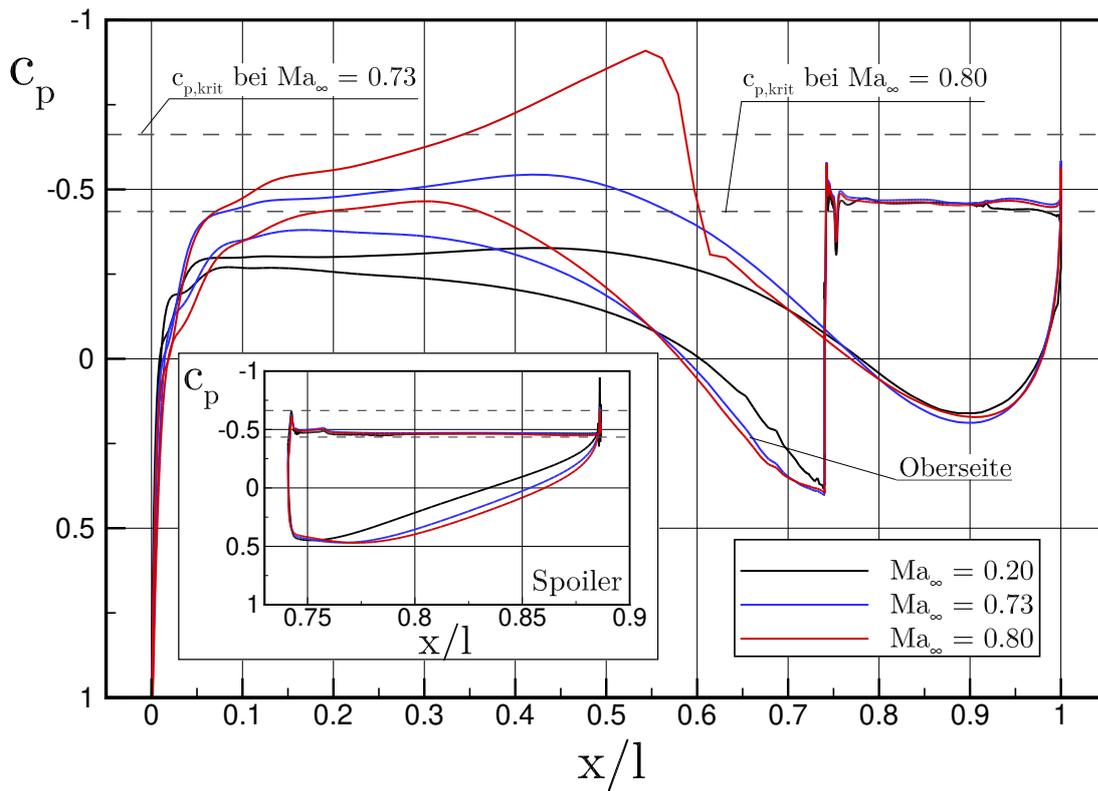


Abbildung 5.20: Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung bei $\alpha = 0^\circ$ und einem statisch auf $\delta = 30^\circ$ ausgefahrenen Spoiler.

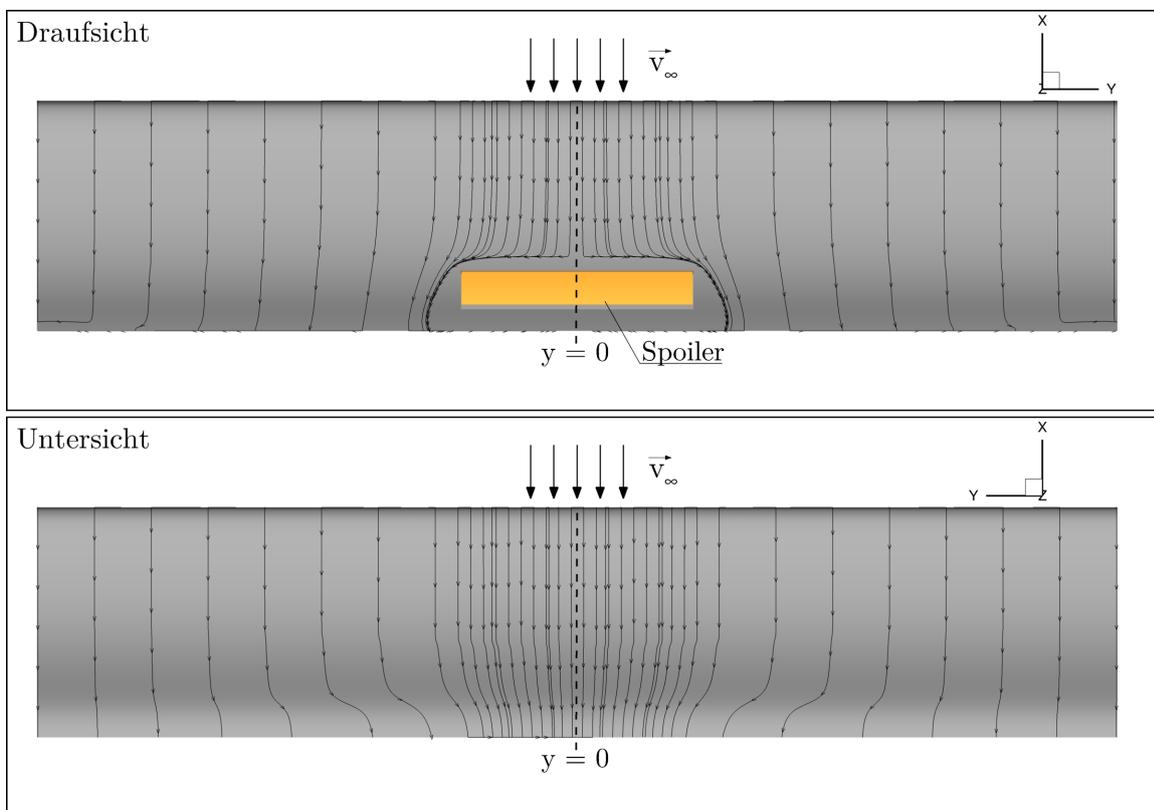


Abbildung 5.21: Wandstromlinien auf der Oberfläche bei $Ma_\infty = 0,8$, $\delta = 30^\circ$ und $\alpha = 0^\circ$.

Unterdrücke auf der Unterseite auf. Der kritische Druckbeiwert wird nun allerdings nur noch bei einer Anströmung mit $Ma_\infty = 0,8$ unterschritten. Im Gegensatz zum Fall bei eingefahrenem Spoiler tritt auf der Flügeloberseite *kein* Stoß mehr auf, da der durch den Spoiler induzierte Druckanstieg dafür sorgt, dass $c_{p,krit}$ kaum noch unterschritten wird. Anders auf der Flügelunterseite: die Entwölbung infolge des Spoilerausschlags führt zu höheren Übergeschwindigkeiten auf der Unterseite. Der kritische Druckbeiwert wird zwischen 6% und 60% der Profiltiefe deutlich unterschritten. **Abb. 5.21** zeigt, dass die Strömung auf der Unterseite trotz des Stoßes komplett anliegend bleibt. Auf der Oberseite, obwohl stoßfrei, tritt dagegen eine druckinduzierte Ablösung bereits stromauf der Scharnierlinie des Spoilers auf.

Mit Blick auf die resultierenden Beiwerte bei $\delta = 30^\circ$ lässt sich abschließend festhalten, dass sich der Auftriebsbeiwert bei $Ma_\infty = 0,73$ gegenüber dem Referenzfall um ca. 107% verringert hat. Gleichzeitig steigt der Widerstandsbeiwert um ca. 10%, d. h. die relative Widerstandszunahme beim Übergang von $Ma_\infty = 0,2$ auf 0,73 ist bei Stellwinkeln von $\delta = 0^\circ$ und 30° konstant geblieben. Eine Anströmung mit $Ma_\infty = 0,8$ führt gegenüber dem Fall bei $Ma_\infty = 0,73$ zu einer weiteren Auftriebsreduktion um 50%, der Widerstandsbeiwert steigt um weitere 7% an.

5.4.3 Dynamisch ausgefahrener Spoiler

Nachdem die grundlegenden Effekte nun bei Stellwinkeln von $\delta = 0^\circ$ und 30° ohne dynamische Einflüsse untersucht wurden, werden im nächsten Schritt Ausfahrvorgänge auf $\delta = 30^\circ$ betrachtet. Der Spoiler wurde hierbei bei jeder Machzahl mit einer dimensionslosen Stellzeit $t_{stell}^* = 6,9$ ausgefahren. Dies entspricht dem schnellsten Stellvorgang, der im Rahmen der Validierung bei $Ma_\infty = 0,2$ untersucht wurde. Da in die Berechnung von t_{stell}^* nach Gl. (2.1) u. a. die Anströmgeschwindigkeit, und somit die Anströmmachzahl, einfließt, führt dies in Abhängigkeit der Machzahl zu unterschiedlichen dimensionsbehafteten Stellzeiten und somit auch zu unterschiedlichen Stellraten. Eine Zusammenfassung der relevanten Bewegungsparameter dieser Studie ist in **Tab. 5.2** gegeben.

Tabelle 5.2: Randbedingungen für die Ausfahrsimulationen auf $\delta = 29,6^\circ$ bei $\alpha = 0^\circ$ in Abhängigkeit der jeweiligen Anströmmachzahl.

Ma_∞	t_{stell}^* (Gl. (2.1))	t_{stell}	$\bar{\delta}$
0,2	6,9	60 ms	493° s^{-1}
0,5	6,9	24 ms	$1233^\circ \text{ s}^{-1}$
0,73	6,9	16,4 ms	$1805^\circ \text{ s}^{-1}$
0,8	6,9	15 ms	$1973^\circ \text{ s}^{-1}$

Abb. 5.22 stellt das resultierende Antwortverhalten infolge des dynamischen Spoilerausschlags dar. In der Auftriebsantwort fällt zunächst auf, dass die Auftriebsüberhöhung in der ersten Hälfte des Stellvorgangs umso geringer ausfällt, je höher die Anströmmachzahl ist. Im Referenzfall mit niedrigster Machzahl betrug $\Delta c_{a,adv} = 0,028$, bei $Ma_\infty = 0,8$ dagegen nur noch $\Delta c_{a,adv} = 0,007$ bzw. ein Viertel des Ausgangswertes. Zudem tritt die maximale Auftriebsüberhöhung beim Übergang von $Ma_\infty = 0,2$ zu $Ma_\infty = 0,73$ früher ein, von ehemals 30% der Stellzeit zu knapp unter 25%.

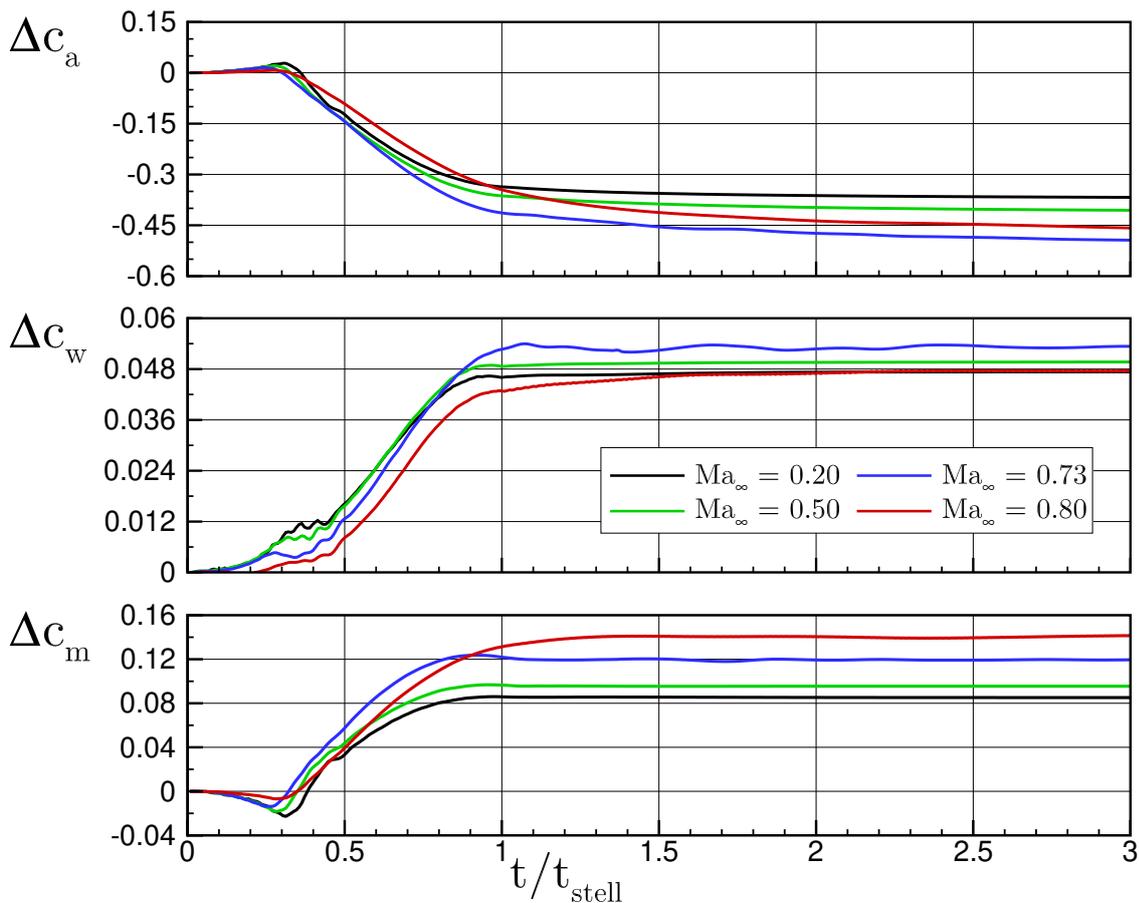


Abbildung 5.22: Einfluss der Machzahl auf das Antwortverhalten beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $\alpha = 0^\circ$.

Die Totzeit t_d verringert sich im selben Maße. Lediglich im Falle der höchsten Machzahl, dem einzigen Fall mit stoßbehafteter Strömung bei eingefahrenem Spoiler, kehrt sich dieser Trend wieder um. Dort tritt die max. Auftriebsüberhöhung nach 27% der Stellzeit auf.

Im weiteren Verlauf fällt auf, dass die Fälle bis einschließlich $Ma_\infty = 0,73$ bis zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 0,6$ einen qualitativ sehr ähnlichen Verlauf aufweisen. Größere quantitative Unterschiede bilden sich erst nach diesem Zeitpunkt, d. h. kurz vor Erreichen der Spoilerendposition, aus. Es lässt sich festhalten, dass die Auftriebsänderung in diesen Fällen zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 1$ umso größer ist, je höher die Kompressibilitätseinflüsse sind. Im Gegensatz dazu zeigen sich im Fall der stoßbehafteten Anströmung mit $Ma_\infty = 0,8$ schon frühzeitig qualitative Unterschiede im Antwortverhalten. So verläuft der Auftriebseinbruch beispielsweise deutlich flacher, was sich generell im Abklingverhalten des Auftriebsverlaufes widerspiegelt: zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 1$ hat der Auftrieb bei $Ma_\infty = 0,2$ bereits 92% seines späteren Endwertes erreicht, bei $Ma_\infty = 0,73$ erst 84% und bei $Ma_\infty = 0,8$ sogar erst 75%.

Auch im Widerstandsverlauf zeigt sich, dass sich die Verläufe bis $Ma_\infty = 0,73$ in den ersten 25% des Stellvorgangs sowie über weite Teile der zweiten Hälfte des Stellvorgangs qualitativ und quantitativ sehr ähnlich sind. Machzahlabhängige Unterschiede treten lediglich im Bereich $0,25 < t/t_{\text{stell}} < 0,5$ auf, also kurz vor bzw. nachdem der Spoilerwirbel die Flügelhinterkante erreicht hat. Während des Stellvorgangs ist zu-

dem auffällig, dass die Widerstandsänderung mit zunehmender Machzahl *langsamer* erfolgt. So findet bei $Ma_\infty = 0,8$ in den ersten 25% des Stellvorgangs nahezu keine Widerstandsänderung infolge des ausfahrenden Spoilers statt, bei $t/t_{\text{stell}} = 0,5$ beträgt die Widerstandsänderung gegenüber dem Fall bei $Ma_\infty = 0,2$ gerade einmal 50%.

Abb. 5.23 zeigt ergänzend dazu den Druckbeiwert auf der Flügeloberseite während des Ausfahrvorgangs bei $Ma_\infty = 0,8$. Die bereits aus **Abb. 5.17** bekannte Stoßlage unmittelbar stromauf der Spoilerscharnierlinie ist deutlich zu erkennen. Zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 0,27$ wurde der Stoß aufgrund des positiven Druckgradienten durch den ausfahrenden Spoiler, der zwischenzeitlich auf $\delta = 5,1^\circ$ ausgefahrenen ist, leicht stromauf gedrückt, seine Stärke jedoch gleichzeitig reduziert. Der stoßbedingte Anteil am Gesamtwiderstand reduziert sich dadurch. Gleichzeitig führt der im hinteren Bereich durch den ausfahrenden Spoiler induzierte Nachlauf zu einer Zunahme des Widerstands. Integral betrachtet kompensieren sich diese Effekte zu Beginn des Stellvorgangs, was den verzögerten Widerstandsanstieg in **Abb. 5.22** erklärt.

Nach Erreichen der Spoilerendposition lässt sich aus **Abb. 5.22** erkennen, dass die Widerstandserhöhung in Fällen mit stoßfreier Anströmung, d. h. bei $Ma_\infty \leq 0,73$, mit zunehmender Machzahl ansteigt. Im Fall der stoßbehafteten Anströmung mit $Ma_\infty = 0,8$ ist die Widerstandsänderung dagegen kleiner oder genauso groß wie in den anderen Fällen. Dies ist in erster Linie darauf zurückzuführen, dass der starke Stoß auf der Flügeloberseite gänzlich verschwindet, was in **Abb. 5.23** zu erkennen ist.

Im Nickmomentenverlauf zeigen sich ähnliche Tendenzen wie im Auftriebsverlauf, der Überschwinger während des Stellvorgangs nimmt mit zunehmender Machzahl ab und verschwindet bei $Ma_\infty \leq 0,8$ fast in Gänze. Im Gegensatz zum Auftriebsverlauf liegt bei Fällen mit $Ma_\infty < 0,73$ zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 1$ bereits der stationäre Endwert an, während dies bei $Ma_\infty < 0,8$ erst ca. 30% später der Fall ist. Insgesamt betrachtet werden die stationären Endwerte schneller erreicht als beim Auftrieb.

Aus Kap. 5.4.2 ist bereits bekannt, dass die Strömung bei $Ma_\infty = 0,80$ und $\alpha = 0^\circ$ und eingefahrenem Spoiler auf der Flügeloberseite stoßbehaftet ist, die Unterseite ist dagegen stoßfrei. Bei $\delta = 30^\circ$ ändert sich das Stoßsystem insofern, als dass der Stoß auf der Oberseite komplett verschwindet und sich statt dessen infolge der Entwölbung des Profils ein Stoß auf der Unterseite ausbildet. Dies lässt sich in **Abb. 5.17** und **5.20** erkennen. Für dynamische Stellvorgänge ist nun noch offen, wie sich der zeitliche Übergang von dem einen ins andere Stoßsystem beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ gestaltet.

Abb. 5.23 zeigt hierzu zunächst für die Flügeloberseite den instantanen Oberflächen-druckbeiwert und die zugehörigen Wandstromlinien für verschiedene Zeitpunkte des Stellvorgangs. Dabei ist deutlich zu erkennen, wie sich der Stoß kontinuierlich stromauf verschiebt, bis der Spoiler schließlich seine Endposition erreicht (Abb. Mitte rechts). Dabei nimmt die Stärke des Stoßes infolge des zunehmend positiven Druckgradienten, welcher durch den ausfahrenden Spoiler induziert wird, kontinuierlich ab. Zum Zeitpunkt $t/t_{\text{stell}} = 1$ ist der Stoß zwar noch zu erkennen, aber bereits derart abgeschwächt, dass es zu keiner stoßinduzierten Ablösung mehr kommt. Die Strömung löst erst kurz vor Erreichen der Scharnierlinie ab. Mit fortschreitender Simulationsdauer klingen auch die transienten Effekte ab, die Stoßstärke hat sich nach der 1,5-fachen Stellzeit bereits deutlich reduziert, nach der doppelten Stellzeit erfolgt die Rekompensation auf der Oberseite schließlich stoßfrei.

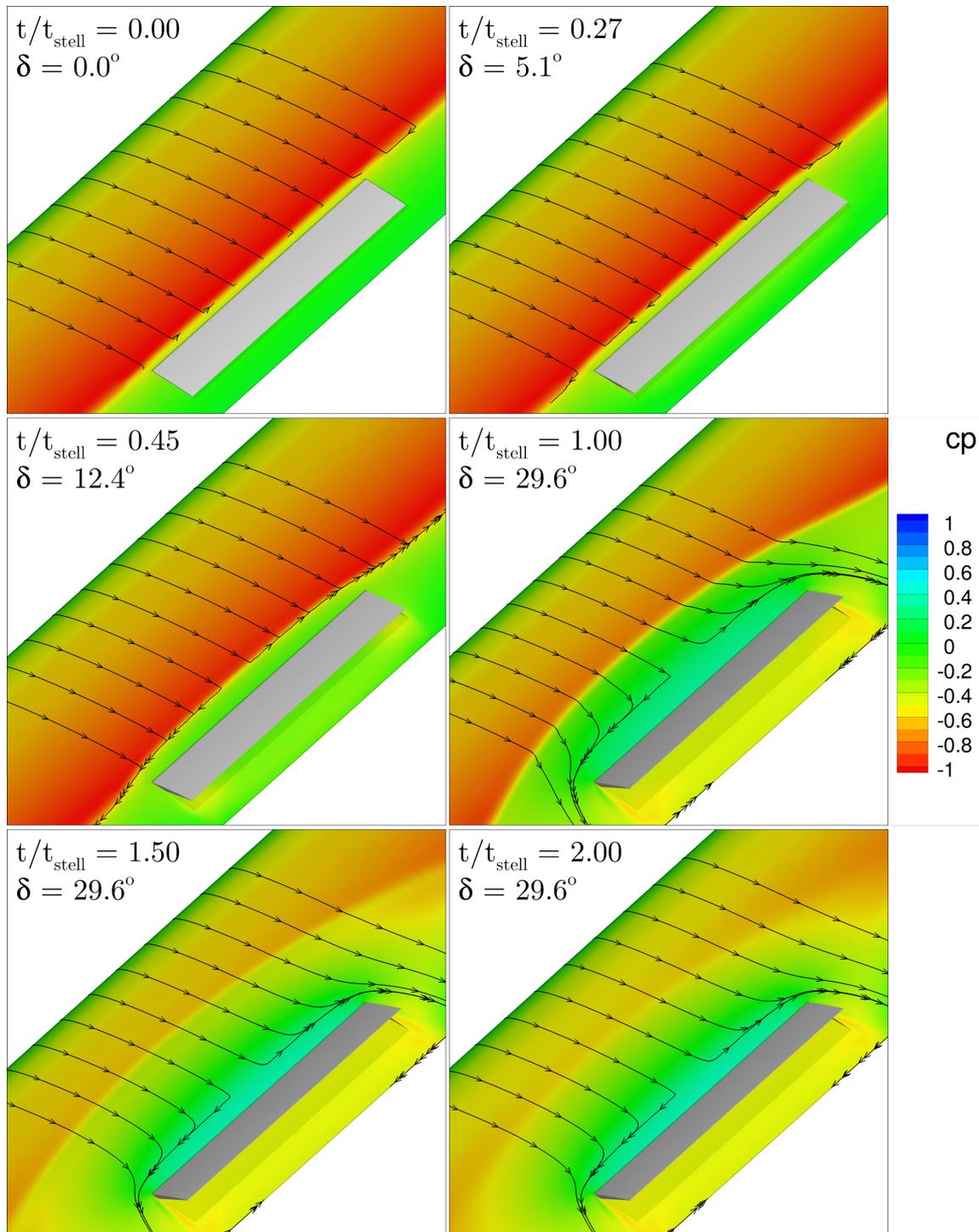


Abbildung 5.23: Einfluss des Spoilerwinkels auf Druckverteilung, Stoßlage und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $Ma_\infty = 0,8$ und $\alpha = 0^\circ$.

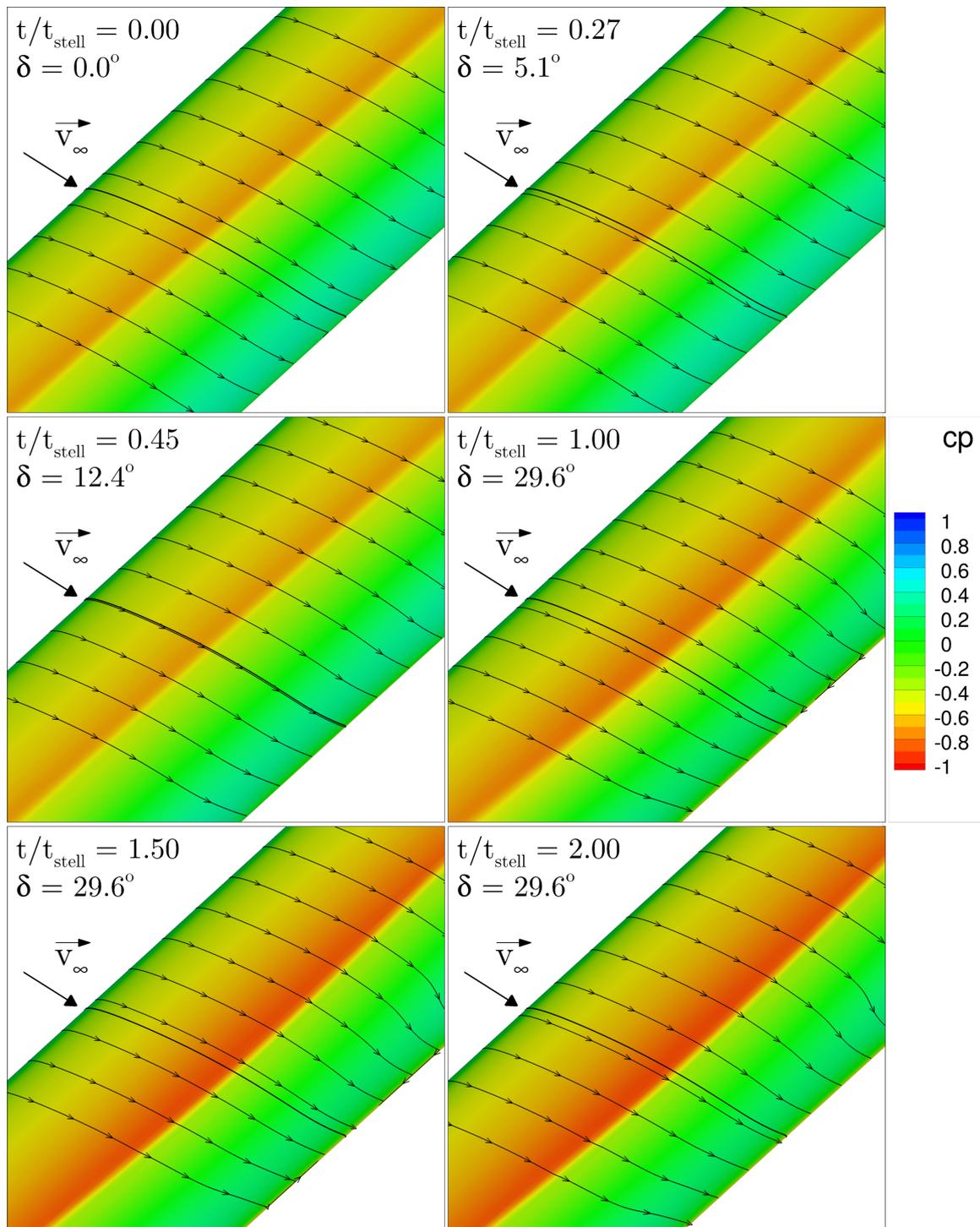


Abbildung 5.24: Einfluss des Spoilerwinkels auf Druckverteilung, Stoßlage und Wandstromlinien auf der Flügelunterseite beim Ausfahren auf $\delta = 30^\circ$ mit $t_{\text{stell}}^* = 6,9$ bei $Ma_\infty = 0,8$ und $\alpha = 0^\circ$. Die schwarze Linie stellt die Lage des Spoilermittelschnittes dar.

Abb. 5.24 zeigt den zeitlichen Verlauf auf der Flügelunterseite. Bis zum Erreichen der Spoilerendposition zeigen sich hier nur geringe Auswirkungen auf die Druckverteilung. Erst ab diesem Zeitpunkt treten stärkere Unterdrücke auf der Unterseite auf und es bildet sich ca. bei halber Profiltiefe ein Stoß aus. Dieser wird mit Abklingen der transienten Effekte stärker und ist ab $t/t_{\text{stell}} = 1,5$ voll ausgebildet. Zugleich zeigen sich am Verlauf der Wandstromlinien auch die dreidimensionalen Effekte infolge der Umströmung der Spoilerseitenkanten, die sich selbst auf der Unterseite in einer Ablenkung der Strömung hin zum Spoilermittelschnitt äußern.

Fazit zum Einfluss der Machzahl

Bei der hier durchgeführten Machzahlvariation wies lediglich die höchste Anströmmachzahl bereits eine stoßbehaftete Grundströmung bei eingefahrenem Spoiler auf. Während der Stoß auf der Flügelunterseite nur schwach ausgeprägt ist und keine Ablösung induziert, tritt auf der Oberseite eine stoßinduzierte Ablösung auf. Folglich findet ausschließlich in diesem Fall eine Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstößen und ausfahrendem Spoiler statt. Am Beispiel eines auf $\delta = 30^\circ$ statisch ausgeschlagenen Spoilers konnte für den Fall der höchsten Anströmmachzahl gezeigt werden, dass das Stoßsystem am Flügel quasi invertiert wird, d. h. der starke Stoß auf der Oberseite verschwindet infolge des Spoilerausschlags komplett, während sich auf der Unterseite aus einem schwachen Stoß ein starker Stoß entwickelt. Weiterhin wurde beobachtet, dass das Druckniveau im Nachlauf des Spoilers („base pressure“) unabhängig von der Machzahl ist und damit die bereits zuvor geäußerte Aussage stützt, wonach der Druck in diesem Bereich primär eine Funktion des Stellwinkels ist.

Bei dynamischen Ausfahrvorgängen zeigten sich teils deutliche machzahlbedingte Unterschiede im Antwortverhalten. Hierbei muss unterschieden werden zwischen Fällen, bei denen die Anströmung bei eingefahrenem Spoiler noch stoßfrei ist und solchen, bei denen bereits eine stoßbehaftete Grundströmung vorliegt.

Bei stoßfreier Anströmung wurde beobachtet, dass die transiente Auftriebsüberhöhung bei gleicher dimensionsloser Stellzeit umso geringer ausfällt, je höher die Anströmmachzahl ist. Gleichzeitig tritt dieser Effekt früher ein. Nach Erreichen des Endwinkels ist die Auftriebsänderung umso größer, je höher die Machzahl ist.

Bei stoßbehafteter Anströmung kehrt sich dieses Verhalten aufgrund der Stoß-Spoiler-Wechselwirkung teilweise wieder um. Ebenso wurde in diesem Fall ein deutlich verzögerter Widerstandsanstieg beobachtet, der auf sich kompensierende Effekte infolge der Stoß-Spoiler-Wechselwirkung zurückgeführt werden konnte. Im Falle der höchsten Anströmmachzahl dauert es zwischen dem 1,5-2-fachen der Stellzeit, bis die transienten Effekte abgeklungen sind und der Stoß auf der Flügeloberseite verschwunden ist. Der sich bildende Stoß auf der Unterseite ist dagegen bereits nach der 1,5-fachen Stellzeit voll ausgebildet.

6 Zusammenfassung und Ausblick

Das **Ziel dieser Arbeit** bestand zunächst darin, einen Simulationsansatz auf Basis des DLR Strömungslösers TAU zu erarbeiten, zu verifizieren und zu validieren, mit dessen Hilfe das aerodynamische Verhalten infolge statisch oder dynamisch ausgeschlagenem Spoiler berechnet werden kann. Dies stellt die Grundlage dar, um mit diesem Ansatz im nächsten Schritt über die Validierungsbedingungen hinausgehende numerische Studien zum Antwortverhalten von Spoilern durchzuführen. Im Vordergrund stand hierbei die Frage, worin die strömungsphysikalischen Ursachen für die charakteristischen Zeitverläufe von Kraft- und Momentenbeiträgen bestehen und welches die relevanten dynamischen Stellgrößen sind. Zudem galt es zu klären, inwiefern sich die unter Windkanalbedingungen gewonnenen Erkenntnisse verändern, wenn ein Übergang hin zu flugrelevanten Reynolds- oder Machzahlen erfolgt.

Obwohl der Strömungslöser TAU bereits zuvor für Simulationen von Konfigurationen mit ausgeschlagenen Spoilern genutzt wurde, erfolgte bislang keine systematische Verifikation und Validierung für derartige Anwendungsfälle. Dies gilt insbesondere für dynamische Ausschläge. Die **Vorgehensweise** in dieser Arbeit sah daher zunächst vor, eine umfassende Verifikation und Validierung von TAU durchzuführen. Hierzu wurde zunächst eine experimentelle Datenbasis geschaffen, indem ein bereits vorhandenes Windkanalmodell für die Untersuchungen des aerodynamischen Verhaltens eines Spoilers modifiziert und im Niedergeschwindigkeitsbereich vermessen wurde. Im Vordergrund stand dabei, Einflüsse infolge Anstellwinkel, Stellwinkel oder Stellzeit des Spoilers auf die Druckverteilung auf der Oberfläche zu erfassen.

Unter Nutzung dieser experimentellen Daten wurde im Anschluss ein dreistufiger Verifikations- und Validierungsprozess durchlaufen: zunächst 2D-Voruntersuchungen, gefolgt von 3D-Simulationen von statischen Spoilerausschlägen und schließlich 3D-Simulationen von Ausfahrvorgängen. Hierbei wurde zunächst der Einfluss numerischer Parameter, beispielsweise zeitliche und räumliche Diskretisierung, Turbulenzmodell oder Konvergenzeinstellungen, auf die Genauigkeit des Simulationsergebnisses hin untersucht. Die Einstellungen, die zur besten Übereinstimmung mit den experimentellen Daten führten, wurden im weiteren Verlauf der Arbeit beibehalten und nicht erneut variiert. Mit diesen Einstellungen wurden dann die Validierungsaktivitäten mit Hinblick auf den Einfluss physikalischer Parameter, wie Anstellwinkel, Stellwinkel oder Stellrate des Spoilers, vorangetrieben.

Nach Abschluss dieser Verifikations- und Validierungsphase wurden die bis dahin gewonnenen Erkenntnisse dazu genutzt, weitere, über die Validierungsbedingungen hinausgehende numerische Studien zum Antwortverhalten von Spoilern durchzuführen. Darin galt es, ein strömungsphysikalisches Verständnis für die vorherrschenden transienten Effekte zu entwickeln und deren Ursachen zu erklären. Weiterhin

wurde untersucht, wie sich das Antwortverhalten eines Spoilers ändert, wenn man von den bislang betrachteten Windkanalbedingungen auf Flugreynoldszahlen bzw. -machzahlen übergeht.

Auf Grundlage dieser Arbeit lassen sich folgende **Schlussfolgerungen** ziehen:

- der Simulationsansatz auf Grundlage des DLR Strömungslösers TAU ist grundsätzlich in der Lage, die Druckverteilung im Mittelschnitt eines ungepfeilten Flügels mit statisch ausgefahrenem Spoiler in guter bis sehr guter Übereinstimmung mit experimentellen Daten, d. h. innerhalb der experimentellen Streubreite, wiederzugeben. Dies ist nicht auf die Vorhersage von Trends beschränkt, sondern besitzt auch für absolute Vorhersagen Gültigkeit.
- Das Antwortverhalten infolge dynamischer Spoilerausschläge konnte ebenfalls nicht nur qualitativ, sondern über einen weiten Anstell- und Stellwinkelbereich und für unterschiedliche Stellzeiten auch quantitativ sehr gut wiedergegeben werden. So konnten alle charakteristischen dynamischen Effekte qualitativ richtig wiedergegeben werden. Quantitative Abweichungen zu Beginn des Stellvorgangs konnten auf abweichende Stellwinkelverläufe in Simulation und Experiment zurückgeführt werden. Erst bei Ausfahrvorgängen auf 50° zeigten sich auch nach Erreichen der Spoilerendposition Abweichungen in den Kraft- und Momentenverläufen von mehr als 10%. Unter diesen Einschränkungen kann die Verifikation und Validierung des Simulationsansatzes für die im Rahmen dieser Arbeit genutzte Konfiguration im Niedergeschwindigkeitsbereich somit als erfolgreich betrachtet werden.
- Eine Voraussetzung dafür, dass die Anwendung des RANS-basierten Simulationsansatzes grundsätzlich valide ist, besteht darin, dass sich die relevanten Strömungsphänomene deutlich von der Größe turbulenter Strukturen, welche mit RANS nur noch statistisch erfasst werden können, unterscheiden. Im vorliegenden Fall wird die Druckverteilung am Spoiler maßgeblich durch das Anwachsen und die Interaktion der Wirbel hinter dem ausgefahrenen Spoiler beeinflusst. Diese Wirbelstrukturen erstrecken sich über bis zu 15% der Profiltiefe und sind damit makroskopischer Natur, d. h. der geforderte Skalenabstand zur Größe der turbulenten Strukturen bleibt gewahrt. Die erfolgreiche Validierung des Simulationsansatzes bestätigt dies und stellt gleichzeitig unter Beweis, dass sowohl die Druckverteilung als auch das transiente Antwortverhalten infolge Spoilerausschlag über einen weiten Stell- und Anstellwinkelbereich hinweg mit RANS/uRANS berechnet werden kann.
- Die weitergehenden numerischen Studien zum Antwortverhalten haben gezeigt, dass sich die zum Teil bereits aus der Literatur bekannten aerodynamischen Effekte mit dem gewählten Simulationsansatz reproduzieren lassen. Hierzu zählt beispielsweise die Tatsache, dass die Auftriebsüberhöhung mit kürzer werdender Stellzeit zunächst zunimmt. Es konnte numerisch bestätigt werden, dass die Stellrate der relevante Einflussparameter für den Betrag der Auftriebsüberhöhung ist. Zusätzlich dazu konnte gezeigt werden, dass – bei ausreichend großem Stellbereich – eine kritische Stellrate existiert, deren Überschreiten dazu führt, dass die instationären Effekte im Auftriebsverlauf zunächst abgeschwächt werden und schließlich komplett verschwinden. In dieser Arbeit war dies bei di-

mensionslosen Stellraten $\overline{\delta_{\text{krit}}^*} < 2,55$ der Fall. Diese Erkenntnis wurde bislang in keiner im Rahmen dieser Arbeit gesichteten Literaturstellen erwähnt.

- Die Untersuchungen zum Einfluss der Stellzeit ergaben, dass der Spoiler mit kürzer werdender Stellzeit (höherer Stellrate) weiter ausfahren kann, bevor der Spoilerwirbel seine maximale Ausdehnung erreicht und schließlich über die Flügelhinterkante wegkonvektiert wird. Gleichzeitig nehmen die Überschwinger im transienten Verlauf der drei Beiwerte zu und es treten ausgeprägtere Nacheilwirkungen auf, d. h. die charakteristischen Zeitpunkte eines Stellvorgangs treten später ein und es dauert länger, bis die transienten Effekte abgeklungen sind. Auffällig hierbei ist, dass die Auftriebsantwort durchweg deutlich träger reagiert als Widerstand oder Nickmoment. Darüber hinaus wurde deutlich, dass Ausfahrvorgänge eines Spoilers *immer* mit Totzeiten verbunden sind. Selbst bei den langsamsten Stellvorgängen vergingen immer noch 20% der Stellzeit, bevor die gewünschte Auftriebsreduktion einsetzte.
- Was den Einfluss der Parameter *Stellzeit* und *Stellrate* anbetrifft, so konnte zunächst die aus der Literatur bereits bekannte Tatsache bestätigt werden, dass die *Stellzeit* ausschlaggebend für das Auftreten instationärer Effekte ist. Die Stärke dieser Effekte wird durch die *Stellrate* bestimmt. Generell gilt hierbei, dass höhere Stellraten zu einem stärkeren Spoilerwirbel und somit ausgeprägterem Unterdruck hinter dem Spoiler führen. Erreicht der Spoiler während des Ausfahrvorgangs allerdings einen Mindeststellwinkel, hier ca. $20^\circ - 22^\circ$, so wird der Unterdruck hinter dem Spoiler ausgeglichen durch einen Überdruck auf der Spoilervorderseite sowie auf der Flügeloberseite, unmittelbar stromauf der Scharnierlinie. Dies führt in Summe zunächst zu einer Reduktion und schließlich zu einem vollständigen Verschwinden der transienten Auftriebsüberhöhung. Demnach sind nicht nur *Stellzeit* und *Stellrate* maßgebliche Einflussgrößen, sondern auch der *Stellwinkel*, auf den ausgefahren wird. Liegt dieser unterhalb des Mindeststellwinkels, dann führt selbst die höchste *Stellrate* nicht zu einem Einbruch der Auftriebsüberhöhung.
- Beim Übergang zu Flugbedingungen stellte sich heraus, dass die Reynoldszahl bei dem betrachteten Anstellwinkel keinen Einfluss auf das Antwortverhalten hat. Dies ist sicherlich darauf zurückzuführen, dass die Strömungstopologie bei kleinem und mittlerem Anstellwinkel einzig und allein durch die an der Spoilerhinter- und -seitenkanten induzierte Ablösung beeinflusst wird. Diese Ablösung ist somit rein geometrisch bedingt und gänzlich unabhängig von der Dicke der Grenzschicht und somit der Reynoldszahl.
- Hinsichtlich der Abhängigkeit von der Machzahl wurde zunächst festgestellt, dass unterschieden werden muss zwischen Fällen, bei denen die Grundströmung bei eingefahrenem Spoiler noch stoßfrei ist und solchen, bei denen die Umströmung bereits stoßbehaftet ist. Bei stoßbehafteter Grundströmung bewirkt der Spoilerausschlag auf der Oberseite, dass der Stoß nach vorne verschoben wird und sich seine Stärke verringert. Je nach Stellwinkel des Spoilers kann dies dazu führen, dass der Stoß auf der Oberseite komplett verschwindet, während sich auf der Unterseite mit zunehmendem Stellwinkel ein neuer Stoß ausbildet. In Hinblick auf das Antwortverhalten wurde beobachtet, dass eine Erhöhung der Machzahl zu folgenden Effekten führt:

- einer Verringerung der Auftriebsüberhöhung.
- Bei stoßfreier Anströmung, hier also für $Ma_\infty \leq 0,73$, tritt die maximale Auftriebsüberhöhung früher auf, die Totzeit verringert sich in gleichem Maße.
- Die Auftriebsänderung nach Erreichen der Endposition ist umso größer, je höher die Machzahl ist.
- Die Zeit bis zum Abklingen der transienten Effekte nimmt zu.
- Der Anstieg des Widerstands erfolgt langsamer.
- Bei stoßbehafteter Anströmung führt die dann vorherrschende Stoß-Spoiler-Wechselwirkung teilweise zu sich kompensierenden Effekten, was dazu führt, dass das Antwortverhalten insgesamt träger ist.

Bei stoßbehafteter Grundströmung kehren sich diese Trends infolge der dort vorherrschenden Stoß-Spoiler-Wechselwirkung zum Teil wieder um.

Weiterhin wurden folgende Erkenntnisse im Rahmen dieser Arbeit erlangt:

- Der Simulationsansatz erwies sich durchweg als robust, selbst die schnellsten Stellvorgänge konnten mit der beschriebenen Vorgehensweise problemlos simuliert werden.
- Die ursprüngliche Idee, in dieser Arbeit verstärkt auf 2D-Simulationen zu setzen, wurde schnell verworfen. Es stellte sich heraus, dass die Druckverteilung im Mittelschnitt bei ausgeschlagenem Spoiler damit auch nicht näherungsweise korrekt wiedergegeben werden kann. Zu groß sind die 3D-Effekte infolge der Umströmung der Spoilerseitenkanten. Unter Umständen ließe sich hierzu ein Korrekturansatz erarbeiten, was in dieser Arbeit allerdings nicht weiter verfolgt wurde. In der Praxis weisen Spoiler ein noch kleineres Seitenverhältnis auf als an der Referenzkonfiguration dieser Arbeit, d. h. 3D-Effekte werden eher noch stärker sein. Zudem bestand eines der Ziele dieser Arbeit darin, einen Beitrag dazu zu leisten, dass zukünftig Simulationen mit mehreren beweglichen Spoiler am Flugzeug durchgeführt werden können. Derartige Anwendungen erfordern ohnehin eine dreidimensionale Betrachtungsweise.
- Hinsichtlich der räumlichen Diskretisierung stellte sich heraus, dass die Netzfeinheit allein einen eher geringen Einfluss auf die Genauigkeit der Simulation hatte. Selbst auf groben Netzen ließen sich brauchbare Ergebnisse erzielen. Andererseits blieben Ablagen zu den experimentellen Daten auch unter Verwendung des feinsten Netzes bestehen.
- Die Untersuchungen zum Einfluss der Turbulenzmodelle ergaben, dass die entsprechenden Druckverläufe mit allen untersuchten Modellen qualitativ gut wiedergegeben werden konnten. Quantitative Unterschiede bestehen insbesondere in der Vorhersage des Druckniveaus auf der Oberseite stromab des Spoilers. In diesem Bereich zeigten sich nur geringe Einflüsse durch das Turbulenzmodell. Über alle betrachteten Fälle hinweg lieferte das SA-Eingleichungsmodell gleichwertige oder sogar bessere Ergebnisse als das Zweigleichungs- oder das Reynoldsspannungsmodell. Aus diesem Grund, und aufgrund der geringeren

Rechendauer pro Iteration, wurde die große Mehrzahl der Simulationen in dieser Arbeit mit dem SA-Modell durchgeführt.

- Die Ablagen zwischen Simulation und Experiment in der Vorhersage des Druckniveaus hinter dem statisch ausgeschlagenen Spoiler konnten weder durch eine feinere räumliche Diskretisierung noch durch Verwendung höherwertiger Turbulenzmodelle verringert werden. Die Genauigkeit der Simulation in diesem Bereich konnte allerdings durch den Übergang von stationären auf zeitgenaue Simulationen signifikant verbessert werden. Hierbei müssen jedoch ca. 3,5x höhere Rechenzeiten in Kauf genommen werden. Ob sich dieser Aufwand lohnt, hängt in erster Linie von der zu beantwortenden Fragestellung ab. Geht es beispielsweise eher darum, Trends zu untersuchen, kann womöglich auf diesen Aufwand verzichtet werden.
- Bei den Ausfahrtsimulationen zeigten sich nur geringe Einflüsse der zeitlichen Diskretisierung. Die letztendlich gewählte Vorgehensweise, wonach die Zeitschrittweite so gewählt wird, dass eine Bewegungsauflösung in 0,25°-Schritten pro Zeitschritt erfolgt, erwies sich selbst bei den schnellsten Stellvorgängen als zielführend.
- Die Verwendung des Cauchy-Konvergenzkriteriums ist essentiell bei instationären Ausfahrtsimulationen, um den Simulationsaufwand in Grenzen zu halten. Mit den in dieser Arbeit genutzten Einstellungen ist es gelungen, unter Beibehaltung des Konvergenzverhaltens eine Reduktion der Rechenzeit um einen Faktor 6 gegenüber einer instationären Simulation mit fest gewählter Anzahl an inneren Iterationen zu erreichen.
- Die Untersuchungen zum Anstellwinkleinfluss bei exemplarischen Ausfahrvorgängen auf 30° ergaben, dass die Verläufe bei $\alpha = 5^\circ$ weiterhin sehr gut mit dem Experiment übereinstimmen und sich erst bei $\alpha = 10^\circ$ quantitative Unterschiede ergeben. Weniger in der Vorhersage der charakteristischen Zeiten, welche weiterhin mit einer Genauigkeit von über 95% wiedergegeben werden, sondern eher in der Vorhersage der Amplituden der Überschwinger sowie im stationären Endzustand nach Abklingen aller transienten Effekte. Insbesondere Auftriebs- und Nickmomentenverhalten verlaufen in weiten Teilen außerhalb des experimentellen Streubereichs. Diese Diskrepanzen zwischen Simulation und Experiment bei $\alpha = 10^\circ$ ließen sich auch durch Nachrechnungen mit experimentellem Stellwinkelverlauf bzw. unter Verwendung eines Reynoldsspannungsmodells nicht verbessern. Daher lässt sich festhalten, dass dieser Anstellwinkel für die gegebene Konfiguration den Grenzbereich für den gewählten Simulationsansatz darstellt.
- Für Anwendungsfälle jenseits des zuvor genannten Stell- und Anstellwinkelbereiches, für eine tieferegehende Separierung von strömungsphysikalischen Effekten oder in Fällen, in denen die Konvektion der Spoilerwirbel und deren Interaktion mit nachfolgenden Bauteilen wie z. B. dem Höhenleitwerk von Interesse ist, sollten höherwertige skalenauflösende Simulationsverfahren, beispielsweise hybride RANS/LES-Verfahren, zum Einsatz kommen.

An industriell relevanten Konfigurationen weisen die dort eingesetzten Spoiler typischerweise ein sehr niedriges Seitenverhältnis auf, stellenweise noch geringer als bei

dem in dieser Arbeit untersuchten Spoiler. Zur Simulation des aerodynamischen Verhaltens von Spoilern in zukünftigen **Anwendungsszenarien** muss daher berücksichtigt werden, dass zwingend ein 3D-Ansatz erforderlich ist, wenn es darum geht, Kräfte und Momente möglichst genau vorherzusagen. Hinsichtlich des Antwortverhaltens infolge Spoilerausschlag ist insbesondere für Aktivitäten im Bereich der Lastabminderung darauf zu achten, dass selbst relativ langsame Spoilerausschläge stets mit aerodynamisch bedingten Totzeiten verbunden sind, welche beispielsweise für eine effektive Böenabminderung mitberücksichtigt werden müssen. Vor dem Hintergrund, dass zukünftige Steuerflächenaktuatoren immer höhere Stellraten erreichen werden, insbesondere im militärischen Bereich, sind die in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse hinsichtlich der Auftriebsüberhöhung während des Stellvorgangs von Bedeutung. Möchte man bereits im Entwurf sicherstellen, dass derartige Effekte im späteren Betrieb nicht auftreten, so müssen die Stellraten entsprechend niedrig gewählt werden. In Abhängigkeit der dimensionslosen Stellzeit bzw. Stellrate kann beispielsweise die Amplitude der Überschwinger abgeschätzt werden.

Hierzu ein Beispiel: ein Flugzeug wie der Airbus A320 befindet sich im Anflug, d. h. Hochauftriebssystem noch eingefahren, 10.000 Fuß Höhe bei einer Fluggeschwindigkeit von 250 Knoten. Trifft das Flugzeug in dieser Höhe auf eine Böe und reagiert beispielsweise mit kurzzeitigem Spoilerausschlag auf 10° mit maximaler Stellgeschwindigkeit von 40° s^{-1} , dann treten auch hier dimensionslose Stellzeiten von $t_{\text{stell}}^* = 7$ auf, also in einer Größenordnung wie bei den schnellsten Stellvorgängen, die im Rahmen der Validierung untersucht wurden und bei der ausgeprägte dynamische Effekte auftraten. Bei größeren Flugzeugen oder höheren Aktuatorstellraten werden noch kleinere Zahlenwerte erreicht.

Zusammenfassend zeigt dies, dass die Voraussetzungen für das Auftreten der in dieser Arbeit untersuchten dynamischen Effekte nicht nur unter Windkanalbedingungen bestehen, sondern auch im heutigen Betrieb stellenweise schon gegeben sind. Ob diese Effekte an Verkehrsflugzeugen allerdings ähnlich stark ausgebildet sind wie an der in dieser Arbeit untersuchten Konfiguration, bleibt derzeit noch offen.

Aus diesem Grund ergeben sich aus dieser Arbeit heraus folgende Empfehlungen für **Nachfolgeaktivitäten**: zunächst sollten die Untersuchungen im Niedergeschwindigkeitsbereich, welche bislang ausschließlich an einer ungepfeilten Konfiguration durchgeführt wurden, auf gepfeilte Konfigurationen ausgeweitet werden. Dies sollte zunächst weiterhin mit nur einem aktuierten Spoiler geschehen, um Einflüsse nach wie vor separiert untersuchen zu können.

Um die Validierungslücke im Hochgeschwindigkeitsbereich zu schließen, wäre es hilfreich, dedizierte Experimente mit dynamischem Spoiler unter transsonischen Bedingungen durchzuführen und beispielsweise die in dieser Arbeit rein numerisch erzeugten Erkenntnisse zum Machzahleinfluss experimentell abzusichern. Um in der Transsonik allerdings eine dynamische Ähnlichkeit der Ausfahrvorgänge zu erzielen, müsste die Stellzeit des Spoilers aufgrund der höheren Anströmgeschwindigkeit deutlich reduziert werden. Die hierzu erforderlichen, hohen Stellraten eines Aktuators im Experiment erfordern sicherlich eine andere Form der Energieübertragung als das in dieser Arbeit verwendete elektromechanische Antriebssystem. Hierzu würden sich hydraulische oder sogar pneumatische Antriebssysteme sicher besser eignen, wobei bei letzteren die Kompressibilität des Mediums in Form des Übertragungsverhaltens zu berücksichtigen wäre.

Darüber hinaus wäre es in der Transsonik ebenfalls interessant zu untersuchen, was passiert, wenn der Stoß bei noch eingefahrenem Spoiler *auf* dem Spoiler steht. In der vorliegenden Arbeit befand sich die Stoßlage auch bei höchster Anströmmachzahl noch stromauf der Scharnierlinie des Spoilers. Dieser Fall wäre insbesondere für praktische Anwendungen am Flugzeug relevant, um sicherzustellen, dass sich das Ausfahren eines Spoilers im Hochgeschwindigkeitsbereich nicht nachteilig in Form von sog. Buffeting auf die Struktur des Spoilers bzw. des Flügels auswirkt.

Neben diesen Arbeiten, die sich weiterhin auf die Clean-Konfiguration stützen, sollte das Zusammenspiel von ausgefahrenem Spoiler und gleichzeitig ausgefahrenem Hochauftriebssystem untersucht werden. Aus der Literatur ist bekannt, dass die Nichtlinearitäten in dieser Konstellation weiter zunehmen. Hierzu würde sich beispielsweise das in dieser Arbeit genutzte DLR-F15-Modell sehr gut eignen.

In Hinblick auf Aktuatoreinflüsse wurden in dieser Arbeit Stellwinkel- als auch Stellrateneinflüsse untersucht. Nicht untersucht wurden dagegen Einflüsse infolge der Stellbeschleunigung. Dieser Punkt sollte der Vollständigkeit halber adressiert werden.

Für zukünftige Lastabminderungsanwendungen sollte einerseits untersucht werden, inwiefern sich mehrere dynamische Spoiler am Flügel gegenseitig in ihrer aerodynamischen Wirkung und ihrem Antwortverhalten beeinflussen. Zusätzlich dazu sollte das Übertragungsverhalten von Spoilern für die Auslegung von Flugreglern analysiert werden.

Des Weiteren bleibt die Frage offen, ob die dynamischen Effekte beim ausfahrenden Spoiler, insbesondere die kurzzeitige Auftriebsüberhöhung, zukünftig gezielt genutzt werden könnten. Hierzu ist es allerdings erforderlich, nicht nur den Ausfahrvorgang, sondern vollständige Stellzyklen, d. h. Ausfahren, Halten, Einfahren, zu betrachten. Aus der Literaturstudie ist bereits bekannt, dass die charakteristischen transienten Effekte, die beim Ausfahren beobachtet werden können, beim Einfahren nicht auftreten. Mit Hilfe des in dieser Arbeit validierten Simulationsansatz könnte daher im nächsten Schritt untersucht werden, welche Effekte sich bei vollständigen Stellzyklen einstellen bzw. welche der in dieser Arbeit gewonnenen Erkenntnisse auch bei der Betrachtung vollständiger Stellzyklen noch Bestand haben.

Literaturverzeichnis

- [1] LÖSER, T.: *Messungen am DLR F15-Modell mit dynamisch ausfahrbarem Spoiler im DNW-NWB*. Abschlussbericht zu den Messkampagnen TN 2634 und TN 2635. NWB-2016-04, DNW-BGK, März 2017.
- [2] INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: *Medium-term Passenger and Freight Traffic Forecasts*. https://www.icao.int/sustainability/pages/eap_fp_forecastmed.aspx, 2013. Zugriffsdatum 26.05.2021.
- [3] AIRBUS: *Global Market Forecast 2017–2036*. <http://www.aircraft.airbus.com/market/global-market-forecast-2017-2036>, 2017. Zugriffsdatum 25.07.2017.
- [4] AIRBUS: *Global Market Forecast 2019–2038*. <http://www.airbus.com/aircraft/market/global-market-forecast.html>, 2019. Zugriffsdatum 23.09.2021.
- [5] BOEING COMMERCIAL AIRPLANES: *Commercial Market Outlook 2020–2039*. http://www.boeing.com/resources/boeingdotcom/market/assets/downloads/2020_cmo_pdf_download.pdf, 2020. Zugriffsdatum 26.05.2021.
- [6] EUROPEAN ENVIRONMENT AGENCY, EASA und EUROCONTROL: *European Aviation Environmental Report 2016*. <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/european-aviation-environmental-report-2016-72dpi.pdf>, 2016. Zugriffsdatum 23.09.2021.
- [7] KHARINA, A. und D. RUTHERFORD: *Fuel Efficiency Trends for New Commercial Jet Aircraft: 1960 to 2014*. White Paper, The International Council on Clean Transportation (ICCT), 2015.
- [8] LEE, D. S., D. W. FAHEY, P. M. FORSTER, P. J. NEWTON, R. C. N. WIT et al.: *Aviation and Global Climate Change in the 21st Century*. *Atmospheric Environment*, 43, 2009.
- [9] HIGH-LEVEL GROUP ON AVIATION RESEARCH: *Flightpath 2050 - Europe's Vision for Aviation*. <https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/modes/air/doc/flightpath2050.pdf>, 2011. Zugriffsdatum 23.09.2021.
- [10] HÖNLINGER, H., H. ZIMMERMANN, O. SENSBURG und J. BECKER: *Structural Aspects of Active Control Technology: Applications and Lessons Learned*. In: *Active Control Technology: Applications and Lessons Learned*. AGARD-CP-560, 1995.
- [11] FAGE, A. und F. C. JOHANSEN: *On the Flow of Air Behind an Inclined Flat Plate of Infinite Span*. *Proceedings of the Royal Society of London, Series A*, 116(773):170–197, September 1927.

- [12] SENSBURG, O., J. BECKER, H. LUSEBRINK und F. WEISS: *Gust Load Alleviation on Airbus A300*. ICAS Paper 82-2.2.1, International Council of the Aeronautical Sciences, August 1982.
- [13] PAYNE, B. W.: *Designing a Load Alleviation System for a Modern Civil Aircraft*. ICAS Paper 86-5.2.3, International Council of the Aeronautical Sciences, September 1986.
- [14] MACK, M. D., H. D. SEETHARAM, W. G. KUHN und J. T. BRIGHT: *Aerodynamics of Spoiler Control Devices*. AIAA Paper 1979-1873, AIAA Aircraft Systems and Technology Meeting, August 1979.
- [15] AYOUB, A., B. SATYNARAYANA und K. KARAMCHETI: *Unsteady Flow Patterns Associated with Spoiler Control Devices*. AIAA Paper 1982-0127, 20th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 1982.
- [16] MCLACHLAN, B. G., K. KARAMCHETI, A. AYOUB und G. HADJIDAKIS: *A Study of the Unsteady Flow Field of an Airfoil with Deflected Spoiler*. AIAA Paper 1983-2131, 10th AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, August 1983.
- [17] MCLACHLAN, B. G. und K. KARAMCHETI: *An Experimental Study of Airfoil-Spoiler Aerodynamics*. JIAA-TR 52, Joint Institute for Aeronautics and Acoustics, Stanford University, April 1984.
- [18] LEE, C. S. und S. BODAPATI: *Experimental Investigations of the Flowfield of an Airfoil with Spoiler*. AIAA Journal, 25(4):1411–1416, November 1987.
- [19] WENTZ JR., W. H., C. OSTOWARI und H. C. SEETHARAM: *Effects of Design Variables on Spoiler Control Effectiveness, Hinge Moments and Wake Turbulence*. AIAA Paper 1981-0072, 19th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 1981.
- [20] SIDDALINGAPPA, S. R. und G. J. HANCOCK: *An Introduction to the Aerodynamics of Spoilers*. Paper QMC EP-1034, Department of Aeronautical Engineering, Queen Mary College, London, August 1980.
- [21] HANCOCK, G. J.: *Dynamic Effects of Controls*. In: *AGARD Special Course on Aerodynamic Characteristics of Controls*. AGARD-R-711, 1983.
- [22] MABEY, D. G.: *Experimental Methods to Determine Control Effectiveness in Wind Tunnels*. In: *AGARD Special Course on Aerodynamic Characteristics of Controls*. AGARD-R-711, 1983.
- [23] CONSIGNY, H., A. GRAVELLE und R. MOLINARO: *Aerodynamic Characteristics of a Moving Two-Dimensional Spoiler in Subsonic and Transonic Flow*. Journal of Aircraft, 21(9):687–683, September 1984.
- [24] KALLIGAS, K.: *The Dynamic Characteristics of Two-Dimensional Spoilers at Low Speeds*. Doktorarbeit, Department of Aeronautical Engineering, University of Bristol, 1986.
- [25] COSTES, M., A. GRAVELLE, J. J. PHILIPPE, S. VOGEL und H. TRIEBSTEIN: *Investigation of Unsteady Subsonic Spoiler and Flap Aerodynamics*. Journal of Aircraft, 24(9):629–637, September 1987.

- [26] YEUNG, W. W. H., C. XU und W. GU: *Reduction of Transient Adverse Spoiler Effects*. Journal of Aircraft, 34(4):479–484, Juli-August 1997.
- [27] MINECK, R. E.: *Reynolds Number Effects on the Performance of Ailerons and Spoilers*. AIAA Paper 2001-0908, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 2001.
- [28] OK, H. und D. S. EBERHARDT: *Calculation of the Flowfield Around an Airfoil with Spoiler*. AIAA Paper 93-0527, 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 1993.
- [29] WILKINSON, W. M., T. R. LINES und N. J. YU: *Navier-Stokes Calculations for Massively Separated Flows*. AIAA Paper 96-2383, 14th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Januar 1996.
- [30] KIM, J. H. und O. H. RHO: *Numerical Simulation of Flowfield Around Airfoil with Stationary or Oscillating Spoiler*. Journal of Aircraft, 35(5):704–711, September-Oktober 1998.
- [31] XU, C. und W. W. H. YEUNG: *Unsteady Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Moving Spoilers*. Journal of Aircraft, 36(3):530–540, Mai-Juni 1999.
- [32] CHOI, S.-W. und K.-S. CHANG: *Navier-Stokes Computation of a Rapidly Deploying Spoiler*. Journal of Aircraft, 37(4):655–661, Juli-August 2000.
- [33] CHOI, S.-W., K.-S. CHANG und H. OK: *Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Models*. Journal of Aircraft, 38(5):888–894, September-Oktober 2001.
- [34] CHOW, R. und C. P. VAN DAM: *Unsteady Computational Investigations of Deploying Load Control Microtabs*. Journal of Aircraft, 43(5):1458–1469, September-Oktober 2006.
- [35] BARTELS, R. E. und D. M. SCHUSTER: *Comparison of Two Navier-Stokes Methods with Benchmark Active Control Technology Experiments*. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 23(6):1094–1099, November-Dezember 2000.
- [36] FILLOLA, G., M.-C. LE PAPE und M. MONTAGNAC: *Numerical Simulations Around Wing Control Surfaces*. ICAS Paper 2004-2.3.2, International Council of the Aeronautical Sciences, August 2004.
- [37] FILLOLA, G., G. CARRIER und J.B. DOR: *Experimental Study and Numerical Simulation of Flow Around Wing Control Surface*. ICAS Paper 2006-3.6.2, International Council of the Aeronautical Sciences, September 2006.
- [38] MERTINS, R., E. ELSHOLZ, S. BARAKAT und B. COLAK: *3D Viscous Flow Analysis on Wing-Body-Aileron-Spoiler Configurations*. Aerospace Science and Technology, 9:476–484, Juli 2005.
- [39] JIANG, F., M. Y. AN und S. J. MYSKO: *Computational Analysis of Aileron Effectiveness Characteristics on an Advanced Wing*. AIAA Paper 2000-4324, 18th AIAA Applied Aerodynamics Conference, August 2000.

- [40] HANTRAIS-GERVOIS, J.-L., A. LEPAGE, F. TERNOY, G. CARRAZ und G. JEANFAIVRE: *Assessment of Numerical Tools to Predict Control Surface Effectiveness*. AIAA Paper 2010-4816, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Juni 2010.
- [41] GAND, F.: *Zonal Detached Eddy Simulation of a Civil Aircraft with a Deflected Spoiler*. AIAA Journal, 51(3):697–706, März 2013.
- [42] HARGROVE, W. J.: *The C-5A Active Lift Distribution Control System*. In: *Advanced Control Technology and its Potential for Future Transport Aircraft*. NASA TM X-3409, 1976.
- [43] JOHNSTON, J. F.: *Accelerated Development and Flight Evaluation of Active Controls Concepts for Subsonic Transport Aircraft. Volume 1: Load Alleviation/Extended Span Development and Flight Tests*. Technical Report NASA-CR-159097, NASA, September 1979.
- [44] FLAIG, A.: *Airbus A380: Solutions to the Aerodynamic Challenges of Designing the World's Largest Passenger Aircraft*. http://www.fzt.haw-hamburg.de/pers/Scholz/dg1r/hh/text_2008_01_30_A380.pdf, 2008. Zugriffsdatum 26.05.2021.
- [45] LELAIE, C.: *A380: Development of the Flight Control - Part 2*. In: *Safety First - The Airbus Safety Magazine*, https://safetyfirst.airbus.com/app/themes/mh_newsdesk/documents/archives/a380-development-of-the-flight-controls2.pdf, 2012. Airbus. Zugriffsdatum 23.09.2021.
- [46] SCHLICHTING, H. und K. GERSTEN: *Grenzschichttheorie*. Springer-Verlag, 10. Auflage Auflage, 2006.
- [47] REYNOLDS, O.: *On the Dynamical Theory of Incompressible Viscous Fluids and the Determination of the Criterion*. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, 186:123–164, 1895.
- [48] BLAZEK, J.: *Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications*. Elsevier, 2001.
- [49] GERHOLD, T., M. GALLE, O. FRIEDRICH und J. EVANS: *Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR-TAU-Code*. AIAA Paper 97-0167, 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 1997.
- [50] GALLE, M.: *Ein Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler, reibungsbehafteter Strömungen auf hybriden Netzen*. Doktorarbeit, DLR-FB-99-04, 1999.
- [51] GERHOLD, T.: *Overview of the Hybrid RANS Code TAU*. In: *MEGAFLOW – Numerical Flow Simulation for Aircraft Design*, Band 89 der Reihe *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2005.
- [52] SCHWAMBORN, D., T. GERHOLD und R. HEINRICH: *The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry*. Paper, ECCOMAS CFD, 2006.
- [53] JAMESON, A., W. SCHMIDT und E. TURKEL: *Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes*. AIAA Paper 81-1259, 14th AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conference, Juni 1981.

- [54] JAMESON, A. und E. TURKEL: *Implicit Schemes and LU Decompositions*. Mathematics of Computation, 37(156):385–397, Oktober 1981.
- [55] DWIGHT, R.: *Efficiency Improvements of RANS-based Analysis and Optimization Using Implicit and Adjoint Methods on Unstructured Grids*. Doktorarbeit, DLR-FB-2006-11, 2006.
- [56] SPALART, P. R. und S. R. ALLMARAS: *A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows*. Paper 92-0439, 30th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 1992.
- [57] ALLMARAS, S. R., F. T. JOHNSON und P. R. SPALART: *Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model*. In: *Proceedings of the 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD7*, Juli 2012.
- [58] MENTER, F.: *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*. AIAA Journal, 32(8):1598–1605, August 1994.
- [59] CECORA, R.-D., R. RADESPIEL, B. EISFELD und A. PROBST: *Differential Reynolds-Stress Modeling for Aeronautics*. AIAA Journal, 53(3):739–755, März 2015.
- [60] TOGITI, V. und B. EISFELD: *Assessment of g -Equation Formulation for a Second-Moment Reynolds Stress Turbulence Model*. AIAA Paper 2015-2925, 22nd AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, Juni 2015.
- [61] MADRANE, A., R. HEINRICH und T. GERHOLD: *Implementation of the Chimera Method in the Unstructured Hybrid DLR Finite Volume TAU-Code*. Paper, 6th Overset Composite Grid and Solution Technology Symposium, August 2002.
- [62] MADRANE, A., A. RAICHLE und A. STÜRMER: *Parallel Implementation of a Dynamic Overset Unstructured Grid Approach*. In: *Proceedings of the 3rd International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD3*, Juli 2004.
- [63] SPIERING, F.: *Development of a Fully Automatic Chimera Hole Cutting Procedure in the DLR TAU Code*. In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics X*, Band 132 der Reihe *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design*, 2016.
- [64] WILD, J.: *Aeroforce–Thrust/Drag Bookkeeping and Aerodynamic Force Breakdown over Components*. Interner Bericht DLR IB 129/99-9, DLR, Juni 1999.
- [65] JORDAN JR., F. L., W. GATO, M. F. MASIELLO, M. J. O’ROURKE und E. R. WHITE: *Experimental Investigation of Unsteady Aerodynamics on a Flap Element Induced by Rapid Spoiler Deflection*. AIAA Paper 1994-1886, 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Juni 1994.
- [66] BENNETT, R. M., R. C. SCOTT und C. D. WIESEMANN: *8E. Test Cases for the Benchmark Active Controls Model: Spoiler and Control Surface Oscillations and Flutter*. In: *Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics*. NATO-RTO-TR 26, 1983.

- [67] WILD, J., M. POTT-POLENSKE und B. NAGEL: *An Integrated Design Approach for Low-Noise Exposing High-Lift Devices*. AIAA Paper 2006-2843, 3rd AIAA Flow Control Conference, Juni 2006.
- [68] GEISBAUER, S. und T. LÖSER: *Towards the Investigation of Unsteady Spoiler Aerodynamics*. AIAA Paper 2017-4229, 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Juni 2017.
- [69] WILD, J.: *Experimental Investigation of Mach- and Reynolds-Number Dependencies of the Stall Behavior of 2-Element and 3-Element High-Lift Wing Sections*. AIAA Paper 2012-0108, 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Januar 2012.
- [70] ROGERS, E. W. E.: *Blockage Effects in Closed or Open Tunnels*. In: *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections*. AGARDograph 109, 1966.
- [71] KRYNYTZKY, A. J.: *Classical Corrections for Closed Test Sections*. In: *Wind Tunnel Wall Corrections*. AGARDograph 336, 1998.
- [72] ALLEN, H. J. und W. G. VINCENTI: *Wall Interference in a Two-Dimensional-Flow Wind Tunnel, with Consideration of the Effect of Compressibility*. Technical Report NACA-TR-782, National Advisory Committee for Aeronautics, Januar 1944.
- [73] MASKELL, E. C.: *A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel*. R&M 3400, Aeronautical Research Council, 1963.
- [74] SCHLICHTING, H. und E. TRUCKENBRODT: *Aerodynamik des Flugzeuges – Zweiter Band*. Springer-Verlag, 3. Auflage Auflage, 2001.
- [75] DARGEL, G., H. HANSEN, J. WILD, T. STREIT, H. ROSEMANN und K. RICHTER: *Aerodynamische Flügelauslegung mit multifunktionalen Steuerflächen*. In: *DGLR Jahrbuch 2002*, Band 1 der Reihe DGLR-2002-096, Seite 1605, 2002.