

**DLR-IB-AS-BS-2016-185**

**Aerodynamische Entwurfsstudien  
und Analyse der Strömungsphysik  
an einer Nurflügelkonfiguration**

**Diplomarbeit**

Jan Vormweg



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt



**DLR-IB-AS-BS-2016-185**

**Aerodynamische Entwurfsstudien und Analyse der  
Strömungsphysik an einer Nurflügelkonfiguration**

**Jan Vormweg**

**Herausgeber:**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

**ISSN 1614-7790**

Stufe der Zugänglichkeit: 1  
Braunschweig, im August 2016

Institutsdirektor:  
Prof. Dr.-Ing. habil. C.-C. Rossow

Verfasser:  
Dipl.-Ing. Jan Vormweg

Abteilung: Transportflugzeuge  
Abteilungsleiter:  
Dr.-Ing. Olaf Brodersen

Der Bericht enthält:  
87 Seiten  
75 Bilder  
5 Tabellen  
50 Literaturstellen

**DLR-IB-AS-BS-2016-185**

**Aerodynamische Entwurfsstudien und Analyse der Strömungsphysik an einer  
Nurflügelkonfiguration**

**Jan Vormweg**

Verteiler:

Institutsbibliothek	1 Exemplar
Verfasser/Co-Autoren	6 Exemplare
Institutsleitung	1 Exemplar
Abteilungsleiter	1 Exemplar
Deutsche Bibliothek in Frankfurt/Main	2 Exemplare
Niedersächsische Landesbibliothek Hannover	1 Exemplar
Techn. Informationsbibliothek Hannover	1 Exemplar
Zentralbibliothek BS	1 Exemplare
Zentralarchiv GÖ	1 Exemplar
Reserve	10 Exemplare

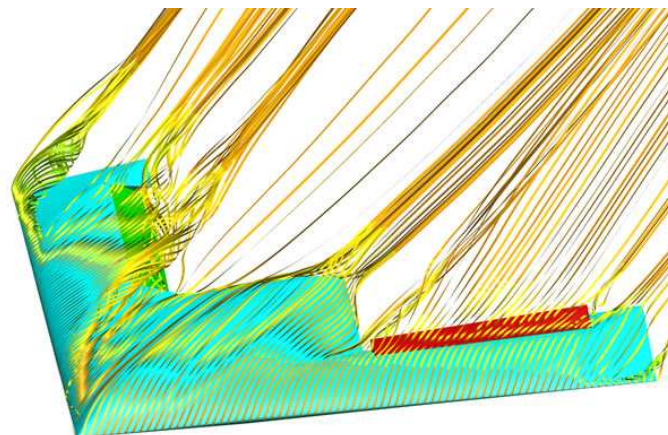


# Aerodynamische Entwurfsstudien und Analyse der Strömungsphysik an einer Nurflügelkonfiguration

DEUTSCHES ZENTRUM FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT  
INSTITUT FÜR AERODYNAMIK UND  
STRÖMUNGSTECHNIK  
ABTEILUNG TRANSPORTFLUGZEUGE  
BRAUNSCHWEIG



DIPLOMARBEIT  
VON  
JAN VORMWEG  
MATRIKELNUMMER: 2901167



Erstprüfer: Prof. Dr.-Ing. habil. Cord-Christian Rossow  
Betreuer: Dr.-Ing. Andreas Schütte

Braunschweig, 21.07.2016



# Übersicht

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden aerodynamische Entwurfsstudien an einer Nurflügelkonfiguration durchgeführt. Die Entwürfe basieren auf der am DLR entwickelten SACCON Konfiguration, welche in Kooperation mit NATO/STO Forschungsgruppen ausgearbeitet und geometrisch verändert wurde. Es wurden neue Profile basierend auf dem superkritischen Dornier Do728 eingesetzt und die Hinterkantenpfeilung reduziert, um die Wirkung der Steuerflächen zu erhöhen und die umströmte Oberfläche zu vergrößern. Mit Hilfe numerischer Berechnungen wurden die Auswirkungen dieser Veränderungen auf die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten analysiert und mit der SACCON Konfiguration verglichen. Hierbei wurde festgestellt, dass der Neuentwurf einen unstetigen Verlauf des Nickmomentes inklusive eines Wechsels des Vorzeichen aufweist. Ursächlich hierfür ist die Bildung eines Haupt- und Tipwirbels bei mittleren Anstellwinkeln, welche eine Lastverteilung zur Folge haben. Mit steigendem Anstellwinkel verändert sich die Lastverteilung weiter und der Einfluss des Wirbels auf das Gesamtnickmoment steigt an. Ausgehend von diesen Erkenntnissen wurden weitere Entwürfe mit einer veränderten Vorderkantengeometrie konzipiert, mit dem Ziel, das unerwünschte Verhalten des Nickmomentes zu verbessern. Dazu wurden die in früheren Untersuchungen von Schütte [1] entwickelten Entwurfsstrategien angewandt. So wurden für die Neuentwürfe der Nasenradius an der Vorderkante im Rumpfbereich sowie entlang der gesamten Vorderkante erhöht, mit dem Ziel, eine Verschiebung des Wirbelsystems und die daraus resultierende Lastverschiebung zu verhindern. Die Neuentwürfe wurden wiederum numerisch berechnet und die Ergebnisse mit dem Referenzentwurf verglichen. So zeigte sich, dass eine Veränderung des Vorderkantennasenradius im Rumpfbereich die Verschiebung des Wirbels bei hohen Anstellwinkeln zwar verhindern konnte, dies jedoch keine Auswirkungen auf das aerodynamische Verhalten zur Folge hatte. Wird jedoch der Nasenradius der gesamten Vorderkante erhöht, verschiebt sich die Wirbelentstehung zu höheren Anstellwinkeln und das unstetige Verhalten des Nickmomentes wird verbessert. Jedoch entstanden bei diesen Entwürfen im Tipbereich unerwünschte Ablösegebiete. Daher wurde für weitere Neuentwürfe der Nasenradius im Tipbereich reduziert, mit dem Ziel, die Strömung in diesem Bereich zu stabilisieren. Die Ergebnisse dieser Untersuchungen zeigten, dass mit der Reduzierung des Nasenradius im Tipbereich keine Stabilisierung der Ablösegebiete erzielt werden konnte. Die Ablösegebiete wurden durch die Veränderungen im Gegensatz zum eigentlichen Ziel sogar verstärkt. Jedoch zeigte sich ein Einfluss der Veränderungen im Tipbereich auf die stromaufwärts liegende Wirbelbildung, so dass das Nickmomentenverhalten schlussendlich positiv beeinflusst werden konnte. Des Weiteren wurde beispielhaft der Einfluss einer asymmetrischen Anströmung in Folge eines Schiebewinkels untersucht. Hier zeigte sich ein nur geringer Einfluss auf den Auftrieb und den Widerstand. Das Nickmoment und insbesondere das Rollmoment wurden durch den Schiebewinkel jedoch stark beeinflusst. Abschließend wurde beispielhaft die Wirksamkeit von Steuerflächen an den Hinterkanten überprüft und mit der SACCON Konfiguration verglichen. Hier wurde festgestellt, dass die Reduzierung des Hinterkantenpfeilwinkels eine große Verbesserung der Steuerflächenwirksamkeit zur Folge hat.



# Inhaltsverzeichnis

<b>Übersicht</b>	<b>iii</b>
<b>Bezeichnungen</b>	<b>vii</b>
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
1.1 Hintergrund . . . . .	1
1.2 Motivation . . . . .	4
1.3 Zielsetzung . . . . .	5
1.4 Vorgehensweise . . . . .	6
<b>2 Aerodynamische Grundlagen</b>	<b>7</b>
2.1 Aerodynamik von hochgepfeilten Konfigurationen . . . . .	7
2.2 Aerodynamik der SACCON Konfiguration . . . . .	9
<b>3 Numerisches Verfahren</b>	<b>12</b>
3.1 Navier-Stokes-Gleichungen . . . . .	12
3.2 RANS-Gleichungen . . . . .	14
3.3 Turbulenzmodelle . . . . .	15
3.4 Strömungslöser DLR-TAU . . . . .	16
<b>4 Netzgenerierung</b>	<b>18</b>
<b>5 Modellentwurf und Strömungsbedingungen</b>	<b>22</b>
5.1 Referenzentwurf und Modifikationen . . . . .	22
5.2 Randbedingungen der untersuchten Strömung . . . . .	23
<b>6 Numerische Ergebnisse</b>	<b>26</b>
6.1 Referenzentwurf . . . . .	26
6.2 Variation der Vorderkante . . . . .	28
6.3 Variation der Seitenkante . . . . .	31
6.4 Asymmetrische Anströmung . . . . .	35
6.5 Integrierte Steuerflächen . . . . .	36
<b>7 Zusammenfassung</b>	<b>38</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>45</b>
<b>Abbildungsverzeichnis</b>	<b>48</b>
<b>Abbildungen</b>	<b>49</b>



## Bezeichnungen

### Geometrische Größen

$S$	[m <sup>2</sup> ]	Flügelfläche
$b$	[m]	Flügelspannweite
$s$	[m]	Flügelhalbspannweite
$c_{ref}$	[m]	Referenzlänge am Flügel, Flügeltiefe Profil B
$r_{ref}$	[-]	Vorderkantennasenradius bezogen auf Wurzelprofil mit Sehnenlänge 1m
$x, y, z$	[m]	Kartesische Koordinaten
$y_W$	[m]	Wandabstand des ersten Netzpunktes von der Oberfläche
$\Lambda$	[-]	Flügelstreckung, $\Lambda = b^2/A$
$\alpha$	[°]	Anstellwinkel
$\beta$	[°]	Schiebewinkel
$\varphi$	[°]	Flügelpfeilung

### Stoff-, Strömungs- und aerodynamische Größen

$A$	[N]	Auftrieb
$W$	[N]	Widerstand
$M$	[Nm]	Nickmoment
$c_A$	[-]	Auftriebsbeiwert, $c_A = A/(0,5 \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot S)$
$c_W$	[-]	Widerstandsbeiwert, $c_W = W/(0,5 \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot S)$
$c_M$	[-]	Nickmomentenbeiwert um MBP, hecklastig positiv, $c_m = M/(0,5 \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot S \cdot c_{ref})$
$c_P$	[-]	Druckbeiwert, $c_P = (p - p_\infty)/(0,5 \cdot \rho \cdot U_\infty^2)$
$Ma_\infty$	[-]	Machzahl der Anströmung
$Re_\infty$	[-]	Reynoldszahl der Anströmung, $Re_\infty = (U_\infty \cdot c_{ref})/\nu$
$U_\infty$	[m/s]	Anströmgeschwindigkeit
$p$	[N/m <sup>2</sup> ]	Druck
$p_\infty$	[N/m <sup>2</sup> ]	Druck der Anströmung
$T$	[K]	Temperatur
$\nu$	[m <sup>2</sup> /s]	Kinematische Viskosität
$\rho$	[kg/m <sup>3</sup> ]	Dichte

## Numerische und mathematische Größen

$N$	[-]	Anzahl der Iterationen einer numerischen Berechnung
$y^+$	[-]	Dimensionslose Größe zur Beurteilung der Grenzschichtauflösung $y^+ = (\sqrt{\tau_W/\rho} \cdot y_W/\nu)$
DR	[kg/m <sup>3</sup> s]	Dichteresiduum $\ \frac{\partial \rho}{\partial t}\ $

## Tiefgestellte Indizes

$p$	Druck
$ref$	Referenzgröße
$\infty$	Größen der freien Anströmung
$VK$	Vorderkante
$SK$	Seitenkante

## Abkürzungen

$AVT$	<u>A</u> pp <u>l</u> ied <u>V</u> ehic <u>l</u> e <u>T</u> echnology
$C^2A^2S^2E$	<u>C</u> enter for <u>C</u> omputer <u>A</u> pplications in <u>A</u> ero <u>S</u> pace <u>S</u> cience and <u>E</u> ngineering
$CAD$	<u>C</u> omputer <u>A</u> ided <u>D</u> esign
$CFD$	<u>C</u> omputational <u>F</u> luid <u>D</u> ynamics
$CSF$	<u>C</u> lass <u>S</u> hape <u>F</u> unction
$DLR$	<u>D</u> eutsches Zentrum für <u>L</u> uft- und <u>R</u> aumfahrt
$FDM$	<u>F</u> inite <u>D</u> ifferenzen <u>M</u> ethode
$FVM$	<u>F</u> inite <u>V</u> olumen <u>M</u> ethode
$HM$	Halbmodell
$HPC$	<u>H</u> igh <u>P</u> erformance <u>C</u> omputing
$MBP$	<u>M</u> omenten <u>B</u> ezugs <u>P</u> unkt
$NATO$	<u>N</u> o <u>t</u> hern <u>A</u> tlantic <u>T</u> reaty <u>O</u> rganization
$RANS$	<u>R</u> eynolds <u>A</u> veraged <u>N</u> avier <u>S</u> tokes
$RTO$	<u>R</u> esearch and <u>T</u> echnology <u>O</u> rganization
$SA$	Spalart-Allmaras Turbulenzmodell
$STO$	<u>S</u> cience and <u>T</u> echnology <u>O</u> rganization (bis 2012 RTO)
$SACCON$	<u>S</u> tability <u>A</u> nd <u>C</u> ontrol <u>C</u> ONfiguration
$UCAV$	<u>U</u> n <u>m</u> anned <u>C</u> ombat <u>A</u> erial <u>V</u> ehicle
$VM$	Vollmodell
$VFE$	<u>V</u> ortex <u>F</u> low <u>E</u> xperiment



# 1 Einleitung

## 1.1 Hintergrund

Die Untersuchung des aerodynamischen Verhaltens von hochgefeilten Flügelkonfigurationen mit ihren wirbeldominierten Strömungsstrukturen wurde im Laufe der Zeit durch verschiedene Projekte des DLR vorangetrieben. Gemeinsam mit weiteren internationalen Forschungsinstituten und Unternehmen waren diese Projekte in internationale Gemeinschaftsprojekte der NATO/STO integriert. Hierbei ging es vor allem darum, die Vorhersagefähigkeit der nichtlinearen Aerodynamik und Strömungsphysik mit Hilfe der numerischen Simulation zu bestimmen. Bei vorherigen Flugzeugentwicklungen konnten Details der Strömungsphysik erst in der Phase der Flugversuche festgestellt werden. Je früher diese Effekte im Entwurfsprozess gefunden werden, desto geringer sind die dadurch entstehenden Kosten in Folge von Entwurfsänderungen. Die korrekte Vorhersage nichtlinearer aerodynamischer Effekte durch CFD-Verfahren vor den ersten Flugversuchen hätte daher eine erhebliche Kostenreduktion zur Folge. Im Folgenden werden einige dieser Projekte hinsichtlich ihrer Ziele, der Durchführung sowie der Ergebnisse vorgestellt.

Anfang der 1980er Jahre ermöglichten technologische Fortschritte die computergestützte numerische Lösung der Euler-Gleichungen. Dies schaffte die Voraussetzung der Simulation komplexer nichtlinearer aerodynamischer Effekte und somit auch die Vorhersage der Wirbelaerodynamik einer hochgefeilten Flügelkonfiguration mit Hilfe von CFD-Verfahren. Zur Validierung dieses neuen Ansatzes der numerischen Strömungssimulation bedurfte es jedoch der Erstellung einer umfangreichen experimentellen Datenbasis. Besonders im transsonischen Bereich fehlte es an experimentellen Daten. Um diese bereitzustellen wurde 1983 von verschiedenen Institutionen das Gemeinschaftsprojekt „The First International Vortex Flow Experiment“ (VFE-1) gegründet. Im Rahmen dieses Projektes fanden von 1984 bis 1986 weltweit numerische Untersuchungen und experimentelle Windkanalversuche an einer Deltaflügelkonfiguration mit  $65^\circ$  Pfeilung und scharfer Vorderkante statt. Die experimentellen Versuche wurden bei verschiedenen Zuströmbedingungen durchgeführt und bestanden zumeist aus Messungen der Kräfte und der Druckverteilungen sowie der visuellen Untersuchung des Strömungsfeldes. Neben der Validierung der CFD-Verfahren war das Ziel dieser Untersuchungen, die nichtlineare Wirbelaerodynamik einer solchen Konfiguration besser zu verstehen. Das Projekt und seine Ergebnisse sind u.a. von Elsenaar und Hjelmberg in [2] oder von Drougge in [3] im Detail beschrieben. Das Verständnis der Wirbelbildung wurde durch das Projekt vertieft. Der Vergleich der experimentellen und numerischen Daten zeigte jedoch, dass mit Hilfe der Euler-Gleichungen die Druckverteilung bei schlanken Flügeln auch bei einer scharfen Vorderkante mit fester Ablösung nicht adäquat vorhergesagt werden konnte. Da die Euler-Gleichungen keine Reibungseffekte beinhalten, konnte zudem die Sekundärablösung mit diesen Verfahren nicht abgebildet werden, wie von Hummel und Redeker in [4] beschrieben.

In den Jahren nach dem VFE-1 wurde die Möglichkeit der numerischen Simulation für die Navier-Stokes-Gleichungen weiterentwickelt. Die Navier-Stokes-Gleichungen beziehen im Gegensatz zu den Euler-Gleichungen Reibungseffekte mit ein und schafften so die Voraussetzung für eine realistischere Simulation der komplexen Wirbelaerodynamik. Analog zu der Validierung der Euler-Gleichungen mit Hilfe der Ergebnisse des VFE-1

benötigten nun auch die Navier-Stokes-Gleichungen für ihre Validierung eine neue experimentelle Datenbasis. Nachdem innerhalb der VFE-1 hochgepfeilte Flügel mit scharfen Vorderkanten untersucht wurden, sollte nun auch die Strömungsphysik bei runden Vorderkanten untersucht werden, da hier eine grundlegend andere Wirbelphysik vorliegt. In Kapitel 2 wird ausführlicher auf die Unterschiede eingegangen. Daher wurden zwischen 2003 und 2008 innerhalb des Projektes „Second International Vortex Flow Experiment“ (VFE-2) weitere Untersuchungen durchgeführt. Zusammen mit dem Projekt „Cranked Arrow Wing Aerodynamic Project International“ (CAWAPI) bildete das VFE-2 zudem die NATO RTO/AVT-113 Forschungsgruppe „Understanding and Modeling Vortical Flows to improve the Technology Readiness Level for Military Aircraft“. Wie im Namen angegeben sollte die Forschungsgruppe das Verständnis des aerodynamischen Verhaltens und der Wirbelbildung bei hochgepfeilten Flügeln mit runder Vorderkante verbessern und dazu den Technologie-Reifegrad der numerischen Simulationen erhöhen. Im Rahmen des CAWAPI-Projektes wurden Druckmessungen an der Oberfläche einer F-16XL-1 mit Hilfe von Flugversuchen bei variierenden Machzahlen und Anstell- sowie Schiebewinkeln durchgeführt. Die Flugversuchsdaten wurden zur Validierung vorhandener Flugversuchsdaten verwendet. Die Flugversuchsdaten wurden zudem mit den Ergebnissen numerischer Berechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen bei strukturierten und unstrukturierten Netzen verglichen. So konnten die jeweiligen Best-Practice-Fälle der CFD-Verfahren bei verschiedenen Strömungszuständen ermittelt werden.

Im Rahmen des VFE-2 wurden zudem Windkanaluntersuchungen bei variierenden Mach- und Reynoldszahlen an einer Deltaflügelkonfiguration mit  $65^\circ$  Pfeilung durchgeführt. Hierfür wurden zwei Modelle erstellt, welche mit vier austauschbaren, im Radius unterschiedlichen Vorderkanten versehen waren. Da innerhalb des VFE-2 besonders das Verständnis des aerodynamischen Verhaltens und der Wirbelbildung bei runden Vorderkanten verbessert werden sollte, waren drei der austauschbaren Vorderkanten rund und eine scharf konzipiert. Hauptziel der Windkanalversuche war die Bestimmung von Strömungsfelddaten, welche wiederum mit den Ergebnissen von numerischen Simulationen bei unterschiedlichen Turbulenzmodellen zur Ermittlung des Best-Practice-Fall für CFD-Verfahren verglichen wurden. Besonderes Augenmerk wurde hier auf die Entstehung der Wirbelströmung an der Vorderkante und auf die wandnahe Strömung auf der Oberseite gelegt. Die zu untersuchenden Anstellwinkel wurden so ausgewählt, dass drei unterschiedliche Zustände eines Wirbels abgebildet wurden. Der Beginn der Wirbelbildung bei der Konfiguration mit runder Vorderkante bei geringen Anstellwinkeln, voll ausgeprägte Wirbel ohne Wirbelaufplatzen bei mittleren Anstellwinkeln sowie voll ausgeprägte Wirbel mit Wirbelaufplatzen bei hohen Anstellwinkeln. Das DLR war mit seinem von 2002 bis 2004 stattfindenden Projekt SikMa an der Forschungsgruppe beteiligt. Ziel des DLR-Projektes war die Vorhersage und das Verständnis der Strömungsphysik an komplexen militärischen Flugzeugentwürfen mit Hilfe des Experiments und der numerischen Strömungssimulation zu verbessern.

Mit den Ergebnissen der Forschungsgruppe konnten die CFD-Verfahren im Bezug auf die Vorhersage der Strömungsphysik bei Deltaflügelkonfigurationen verbessert werden. Das Projekt CAWAPI zeigte, dass sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Netze in der Lage sind, wirbeldominierte Strömungszustände adäquat abzubilden. Eine detaillierte Beschreibung des CAWAPI Projektes und seine Ergebnisse finden sich z.B. in den Veröffentlichungen von Boelens et al. [5] und Fritz et al. [6]. Durch die Untersuchungen der wandnahen Strömung innerhalb des VFE-2 wurden neue Erkenntnisse über die Entstehung der Wirbelsysteme, insbesondere bei der mehrfachen Wirbelbildung bei runden Vorderkanten, erlangt. Zudem konnte festgestellt werden in welchen Bereichen der Technologie-Reifegrad noch nicht ausreichend war. Die Ergebnisse der numerischen Berechnungen werden von Fritz und Hummel in [7] und für das Verfahren DLR TAU von Schütte und Lüdeke in [8] diskutiert. Eine ausführliche Dokumentation der Ergebnisse der

Forschungsgruppe ist in dem AVT-113 Abschlussbericht [9] veröffentlicht.

Nach den Untersuchungen der Vorhersagemöglichkeiten numerischer Simulationen zur Wirbelentstehung bei hochgepfeilten Flügeln sowohl bei scharfen als auch bei runden Vorderkanten innerhalb der Forschungsgruppen VFE-1 und AVT-113 wurde anschließend die Möglichkeit der Vorhersage des Steuerungs- und Stabilitätsverhalten einer Nurflügelkonfiguration mit Hilfe numerischer Simulation untersucht. Hierzu fanden innerhalb der 2007 gegründeten NATO RTO/AVT-161 Forschungsgruppe „Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air & Sea Vehicles“ integrierte experimentelle und numerische Untersuchungen statt. Mit Hilfe der experimentellen Daten wurden die numerischen Berechnungen validiert und Best-Practice-Verfahren für CFD-Berechnungen in Bezug auf das statische und dynamische Verhalten einer UCAV-Konfiguration ermittelt. Die von 2008 bis 2011 durchgeführten Untersuchungen fanden an zwei Konfigurationen statt, der X-31 und der generischen UCAV-Konfiguration SACCON (Stability And Control CONfiguration), auf dessen Basis auch die Untersuchungen im Rahmen dieser Arbeit durchgeführt werden. Die X-31 ist eine Doppel-Delta-Konfiguration mit einem inneren Pfeilwinkel von  $57^\circ$ , einem äußeren Pfeilwinkel von  $45^\circ$  sowie Canard-Flügeln mit  $45^\circ$  Pfeilwinkel. Das SACCON ist eine Lambdaflügel-Konfiguration mit  $53^\circ$  Pfeilwinkel sowie einer variablen Vorderkantengeometrie mit runden und scharfen Bereichen. Die Untersuchungen zeigten, dass die numerischen Verfahren in der Lage waren die Aerodynamik der Konfigurationen qualitativ gut vorherzusagen. Zudem wurde herausgefunden, dass neben dem Anstellwinkel und der Reynolds- und Machzahl vor allem die Vorderkantenpfeilung und -geometrie entscheidenden Einfluss auf das Wirbelsystem und damit auf das aerodynamische Verhalten haben. Der genaue Einfluss einer veränderten Vorderkantengeometrie auf das Wirbelsystem und der Strömungsphysik wurde als weiterer Forschungsbedarf festgestellt. Die Ergebnisse der Forschungsgruppe sind in einer Vielzahl von Veröffentlichungen dokumentiert [10] [11] [12] als auch im Abschlussbericht der AVT-161 Forschungsgruppe [13]. Das DLR war mit seinem Projekt UCAV-2010 an den Untersuchungen beteiligt. Ziel des DLR-Projektes war die Bereitstellung experimenteller und numerischer Verfahren sowie die Identifikation relevanter Technologien für den Entwurf zukünftiger UCAV-Konfigurationen.

Da weiterhin Fragestellungen offen waren hinsichtlich der genauen Strömungsphysik und des Manöververhaltens an runden, variablen Vorderkantengeometrien, sollten neue Untersuchungen an militärischen Konfigurationen mit mittleren Pfeilwinkeln und runden Vorderkanten durchgeführt werden. So sollten die strömungsphysikalischen Effekte, die aus den Forschungsgruppen AVT-113 und AVT-161 noch nicht verstanden waren, entkoppelt werden, um ein verbessertes Verständnis der Strömungsphysik zu erlangen. Eine Fragestellung hierbei war, wie die genaue Ablösephysik an einer runden Vorderkante bestimmt werden kann. Daher wurde 2009 die NATO/STO Forschungsgruppe AVT-183 „Reliable Prediction of Separated Flow Onset and Progression for Air and Sea Vehicles“ gegründet. Im Rahmen dieser Forschungsgruppe fanden weitere experimentelle und numerische Untersuchungen an einem  $53^\circ$  Deltaflügel mit konstanter Radienverteilung entlang der Spannweite statt. Für die experimentellen Untersuchungen wurde ein neues Windkanalmodell auf Basis der SACCON Konfiguration mit einem definierten konstanten Nasenradius entlang der Spannweite konstruiert. Die experimentellen Daten dienten zudem zur Validierung der numerischen Ergebnisse. Die von 2010 bis 2014 durchgeführten Forschungen lieferten ein verbessertes Verständnis der wirbeldominierten Strömungsphysik bei runden Vorderkanten und den dort auftretenden Übergang anliegender Strömung zu einer abgelösten Wirbelströmung. Die experimentellen Untersuchungen werden u.a. von Hövelmann et al. in [14] und die numerischen Untersuchungen von Frink in [15] diskutiert.

Während in der AVT-183 nur eine Flügelgeometrie mit konstanten Zuströmbedingungen betrachtet wurde, wurden von Schütte in [1] parallel hierzu systematisch der Einfluss verschiedener Vorderkantennasenradien, Pfeilungswinkel, Anstellwinkel und Machzahlen auf die Strömungsphysik hochgefeilter Konfigurationen mit runden Vorderkanten untersucht.

Aufbauend auf die AVT-161 Forschungsgruppe wurde 2011 die NATO/STO Forschungsgruppe AVT-201 „Extended Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles“ gegründet. Ziel dieser Forschungsgruppe war es, durch Analysen der numerischen und experimentellen Untersuchungen die Vorhersagegenauigkeit der CFD-Verfahren für Stabilitäts- und Steuerverhalten zu bestimmen. Hierzu wurde im Unterschied zur AVT-161 auch der Einfluss von Steuerflächen analysiert. Für die von 2012 bis 2015 durchgeführten Untersuchungen wurden der SACCON Konfiguration verschiedene Steuerflächen an der Hinterkante implementiert. Für die experimentellen Untersuchungen wurde mit dem DLR-F19 ein neues Windkanalmodell mit Steuerflächen konstruiert. Für die numerischen Untersuchungen wurden verschiedene CFD-Verfahren mit strukturierten und unstrukturierten Netzen verwendet. Das Verfahren DLR-TAU konnte die wirbeldominierte Strömungsphysik qualitativ gut vorhersagen. Jedoch wurde festgestellt, dass für höhere Anstellwinkel ab etwa  $15^\circ$  höherwertige Turbulenzmodelle wie das „Reynolds Stress Model“ (RSM) verwendet werden müssen, da die üblicherweise verwendeten Ein- und Zweigleichungs-Turbulenzmodelle das Wirbelaufplatzen nicht korrekt wiedergeben können. Eine detaillierte Beschreibung der Forschungen und Ergebnisse sind von Jirasek et al. in [16] veröffentlicht. Die Ergebnisse der Windkanaluntersuchungen wurden von Huber et al. [17] und Vicroy et al. [18] veröffentlicht. Die numerischen Ergebnisse wurden u.a. von Schütte et al. in [19] diskutiert. Das DLR war mit seinem Projekt FaUSST an der AVT-201 beteiligt. Ziel des DLR-Projektes war die Weiterentwicklung UCAV-relevanter Technologien und die Verbesserung des Entwurfsprozesses und des Bewertungsverfahrens von UCAV-Konfigurationen. Die Ergebnisse des FaUSST Projektes wurden von Schütte et al. in [20] veröffentlicht.

Die Untersuchungen der vorliegenden Arbeit finden im Rahmen der NATO/RTO-AVT-251 Forschungsgruppe „Multi-disciplinary design and performance assessment of effective, agile NATO air vehicles“ statt. Die vorangegangenen Forschungsgruppen lieferten ein vertieftes Verständnis der Strömungsphysik, des aerodynamischen Verhalten, des Stabilitäts- und Steuerungsverhalten sowie die Validierung verschiedener CFD-Verfahren für die nicht-lineare Aerodynamik hochgefeilter Konfigurationen. Diese Ergebnisse bilden die Voraussetzung mit CFD-Verfahren reale Flugzeugkonfigurationen zu entwerfen. In der AVT-251 sollen die CFD-Verfahren nun für den Entwurf angewendet werden. Die SACCON-Geometrie wird überarbeitet um verbesserte aerodynamische Eigenschaften zu erhalten. Die neue Konfiguration mit der Bezeichnung „MULDICON“ (MULti DISciplinary CONfiguration) wird dabei im Gegensatz zur ursprünglichen SACCON Konfiguration anhand der Anforderungen konkreter Missionsprofile konzipiert. Dies führt zur Motivation dieser Arbeit, die sich mit dem Entwurf der Muldicon Konfiguration beschäftigt.

## 1.2 Motivation

Innerhalb der militärischen Luftfahrt lässt sich seit Jahren der Trend erkennen bemannte Luftfahrzeuge durch unbemannte Systeme zu ersetzen. Schätzungen von Valavanis und Vachtsevanos [21] oder des Strategic Defence Intelligence [22] gehen davon aus, dass der weltweite Marktwert von militärischen und zivilen Drohnen von 60 Mrd. \$ im Jahr 2015 auf über 80 Mrd. \$ im Jahr 2020 steigen wird. Ein Großteil dieses Marktwertes wird auf den Einsatz militärischer unbemannter Systeme beruhen. UCAVs bieten gegenüber

bemannten Luftfahrzeugen einige signifikante Vorteile. Für die Piloten besteht bei den Einsätzen keine direkte Gefahr. Auf ein klassisches Cockpit mit Lebenserhaltungs- und Rettungssystemen sowie Pilotensitz kann verzichtet werden. So können UCAVs deutlich kompakter konstruiert werden. Dies führt neben dem Gewichtsersparnis auch zu einer geringeren Radarsignatur. Die potentiellen Flugleistungen moderner UCAVs sind denen bemannter Luftfahrzeugen überlegen, da der Mensch als Schwachstelle der Belastungsgrenze entfällt. Das mögliche Lastvielfache und die Einsatzdauer können deutlich erhöht werden. Desweiteren sind die Kosten unbemannter Systeme geringer. Austin schätzt, dass die Anschaffungskosten eines UCAVs inklusive Bodenkontrollstation 40-80% und die Betriebskosten etwa 40% von bisherigen bemannten Systemen betragen [23].

Aktuelle UCAVs wie die General Atomics MQ-9 “Reaper“ sind durch ihren Turbo-  
propantrieb in ihrer maximalen Geschwindigkeit auf den mittleren Unterschallbereich begrenzt und weisen eine geringe Agilität auf. Ihr Schutz beruht alleine auf dem geringen Radarquerschnitt und der großen Flughöhe und beschränkt so den möglichen Einsatzbereich. Zukünftige UCAV-Konfigurationen sollen weitere Einsatzbereiche abdecken. So sind unter anderem neue, schnelle, hochagile und mit Tarnkappentechnik ausgestattete UCAV-Konfigurationen geplant, die in der Lage sind Kampfflugzeuge zu ergänzen oder auch zu ersetzen. Dazu müssen die UCAVs mit Strahltriebwerken ausgestattet werden, um durch die Erhöhung der Geschwindigkeit die nötige Agilität zu leisten und Einsätze in geringen Höhen zu ermöglichen. Die USA plant zukünftig 30% ihrer Kampfflugzeuge und Bomber durch moderne UCAVs einzutauschen. Um dieses Ziel zu erreichen, bedarf es allerdings weiterer technologischer Forschung, welche sowohl in den USA als auch in Europa und anderen Teilen der Welt aktuell vorangetrieben wird. Die USA setzen hier vor allem auf UCAV-Systeme mit ähnlichen Eigenschaften wie die bemannten Nurflügler Lockheed F-117 und Northrop B-2, die in großen Höhen agieren. Als Prototypen dieser UCAV-Systeme wurden z.B. die Boeing X-45 und die Northrop Grumman X-47 im Rahmen des DARPA-Forschungsprojektes J-UCAS entwickelt. In Europa liegt der Fokus der Forschung auf hochagile UCAV-Systeme, die mit hohen Geschwindigkeiten in niedrigen Flughöhen ihr Ziel erreichen können. Diese Anforderungen führen in Verbindung mit den benötigten Stealth-Fähigkeiten zu erhöhten aerodynamischen Herausforderungen, unabhängig davon, ob bemannte oder unbemannte Systeme entwickelt werden. Die nichtlineare Wirbel-aerodynamik, der Verzicht auf Seitenleitwerke und die Verwendung hochintegrierter Triebwerkseinläufe und -düsen in zukünftigen UCAV-Konfigurationen erfordern die weitere Erforschung der genauen Strömungsphysik und den Möglichkeiten ihrer Beeinflussung zur Optimierung des Stabilitäts- und Steuerungsverhaltens. Die Verbesserung des aerodynamischen Verhaltens durch geometrische Veränderungen einer Konfiguration liegt hier aktuell im besonderen Interesse. Europäische Prototypen für die Forschung an zukünftigen UCAV-Systemen sind unter anderem die Cassidian Barracuda und die Dassault Neuron [24]. Die AVT-251, das DLR-Projekt Mephisto und die vorliegende Arbeit sollen hierzu einen Beitrag leisten, indem sie die zur Validierung des Verfahrens DLR-TAU konzipierte SACCON Konfiguration in einen flugfähigen UCAV-Entwurf weiterentwickeln.

### 1.3 Zielsetzung

In dieser Arbeit werden die aerodynamischen Auswirkungen der Veränderungen an der SACCON Konfiguration im Rahmen des DLR-Projektes Mephisto und der AVT-251 Forschungsgruppe untersucht. Die Ziele der Arbeit sind somit die Analyse und Bewertung der Veränderungen an der SACCON Konfiguration, bezogen auf das aerodynamische Verhalten und die Wirksamkeit der Hinterkantensteuerflächen. Dazu sollen verschiede-



ne Entwurfsänderungen an der Vorderkantengeometrie der Konfiguration durchgeführt werden. Mit numerischen Berechnungen wird der Einfluss der vorgenommenen Geometrieänderungen auf das Wirbelsystem und das aerodynamische Verhalten analysiert und bewertet. Zudem soll mit Hilfe von numerischen Berechnungen der Einfluss dieser Änderungen auf die Wirksamkeit von Steuerflächen an der Hinterkante der Konfiguration analysiert und bewertet werden.

Mit Hilfe der daraus resultierenden Erkenntnissen liefert die Arbeit einen Beitrag für das tiefere Verständnis über den Einfluss der Vorderkantengeometrie auf die Strömungsphysik bei hochgepfeilten Flügeln mit runder Vorderkante. Die Ergebnisse dienen zur besseren Vorhersage der Einflüsse der variierten Parameter auf das aerodynamische Verhalten bei zukünftigen Entwürfen und können frühzeitig in den Entwurfsprozessen einbezogen werden.

## 1.4 Vorgehensweise

Die im Rahmen dieser Arbeit zu untersuchenden Entwürfe werden mit der CAD-Software "CATIA V5" von Dassault Systèmes [25] als CAD-Modelle konstruiert. Die CAD-Modelle werden wiederum für die numerische Berechnung mit der Netzgenerierungssoftware "Centaur" in der Version 10.6 von CentaurSoft [26] in unstrukturierte Rechennetze umgewandelt. Die numerischen Berechnungen finden mit Hilfe des numerischen Strömungslösers DLR-TAU statt. Das Verfahren DLR-TAU wird in Kapitel 3 näher erläutert. Die Ergebnisse des DLR-TAU-Verfahrens werden mit dem CFD-Post-Processing-Tool "Tecplot 360 EX 2016 R1" von Tecplot [27] aufbereitet. Anschließend werden die Ergebnisse anhand der aerodynamischen Beiwerte, der Oberflächendruckverteilungen, der Wandstromlinien sowie der Strömungsfeld Daten analysiert und so der Einfluss der jeweiligen Geometrieänderung auf die Aerodynamik bewertet.

Ausgehend von der SACCON-Geometrie wird zunächst ein Entwurf konstruiert, der die Randbedingungen des geforderten Grundrisses der Forschungsgruppen Mephisto und AVT-251 erfüllt. Die Randbedingungen beinhalten eine Reduzierung des Pfeilwinkels der Hinterkanten, mit dem Ziel die Zuströmung der Steuerflächen und damit ihre Wirkung zu verbessern. Gleichzeitig vergrößert die Reduzierung des Hinterkantenpfeilwinkels die umströmte Oberfläche und liefert so im Vergleich zum SACCON schon bei geringeren Anstellwinkeln einen höheren Auftrieb, der als Voraussetzung einer erhöhten Agilität dient. Desweiteren sollen neue Profile verwendet werden. Die Profile der überarbeiteten Konfiguration sollen wie beim SACCON an der Wurzel aufgedickt werden, um den erforderlichen Stauraum für ein integriertes Triebwerk und der Nutzlast zu ermöglichen. Eine detaillierte Beschreibung des benötigten Stauraums ist von Liersch und Huber in [28] veröffentlicht. Neben der veränderten Profilierung erfolgt eine Anpassung des Vorderkantennasenradius entlang der Spannweite. Der entstehende Entwurf bildet die Grundlage für weitere Entwürfe in dieser Arbeit. Dazu wird zunächst das aerodynamische Verhalten des Grundentwurfs numerisch berechnet und untersucht. Die Ergebnisse dienen als Basis für die Veränderungen der Vorderkantengeometrie für die weiteren Entwürfe. Das aerodynamische Verhalten der neuen Entwürfe wird ebenso numerisch berechnet und mit dem Grundentwurf verglichen. So sollen die Auswirkungen der Geometrieänderungen auf das aerodynamische Verhalten analysiert werden. Die Erkenntnisse dieser Analyse sollen wiederum die Basis für weitere Entwürfe bilden. Zuletzt werden in einen Entwurf Steuerflächen integriert, um so den Einfluss der Veränderungen an der SACCON-Geometrie auf das Steuerungsverhalten zu untersuchen.

## 2 Aerodynamische Grundlagen

Ausgangslage für die vorliegende Arbeit ist die Aerodynamik, die Strömungsphysik und das Stabilitäts- und Steuerungsverhalten der SACCON Konfiguration. Daher werden im folgenden Kapitel zunächst die grundlegenden aerodynamischen Besonderheiten einer hochgefeilten Konfiguration und seine Wirbelphysik erläutert. Anschließend wird die SACCON-Konfiguration und ihre aerodynamischen Eigenschaften vorgestellt.

### 2.1 Aerodynamik von hochgefeilten Konfigurationen

Hochgefeilte Konfigurationen mit beispielsweise Delta- oder Lambdaflügeln weisen eine grundverschiedene Strömungsphysik zu ebenen Tragflügeln auf. Während bei ebenen Tragflügeln im Normalfall eine über der kompletten Fläche anliegende Strömung entsteht, löst sich die Strömung bei hochgefeilten Konfigurationen an einer Ablöselinie ab und rollt sich zu zwei spiralförmigen Wirbeln auf. Die Wirbelachsen verlaufen in ähnlicher Richtung wie die Vorderkante. Voll ausgebildete Wirbel sind konusförmig, werden also in Strömungsrichtung größer und stärker. In **Abbildung 1** ist ein Wirbelsystem schematisch dargestellt. Die Wirbelsysteme und ihre Entstehung sind in zahlreichen Veröffentlichungen beschrieben, u.a. von Hörner [29] und von Hummel [30] [31]. Der Ort der Ablöselinie ist abhängig von der Vorderkantengeometrie. Das Wirbelgebiet erstreckt sich von der Ablöselinie bis zur Anlegelinie, ab welcher wieder eine anliegende Strömung vorliegt. Die entstehenden Vorderkantenwirbel, auch Primärwirbel genannt, haben einen starken Einfluss auf das aerodynamische Verhalten der Konfiguration. Die Rotation der Wirbel lenkt die Strömung auf der Saugseite in Richtung Vorderkante ab und beschleunigt sie dabei. Dies führt zu einem Unterdruckfeld mit starken Saugspitzen unterhalb der Wirbel und somit zu einem nichtlinearen Zusatzauftrieb. Der Maximalauftrieb, der Maximalanstellwinkel und der induzierte Widerstand der Konfiguration werden erhöht und gewährleisten so die Aufrechterhaltung der Manöverfähigkeit und Agilität auch bei hohen Anstellwinkeln. Der Anteil des nichtlinearen Auftriebs am Gesamtauftrieb nimmt mit einer stärker werdenden Pfeilung zu. Die Saugspitzen liegen direkt unterhalb der Wirbelachsen. Zwischen Wirbelachse und Vorderkante steigt der Druck folglich wieder an. Dabei kann die Grenzschicht ablösen und ein Sekundärwirbel unterhalb des Primärwirbels entsteht, welcher den Primärwirbel nach oben und in Richtung Flügelmitte verschiebt, wie von Breitsamter in [32] beschrieben wird. Das Wirbelsystem hat auch einen Einfluss auf das Stabilitäts- und Steuerungsverhalten. So wurde z.B. bei den Untersuchungen der SACCON Konfiguration im Rahmen der AVT-161 und AVT-201 aufgezeigt, dass die Wirkung konventioneller Steuerflächen durch die Interaktion mit dem Wirbelsystem verringert wird [33] und kleine Veränderungen des Wirbelsystems einen großen Einfluss auf das Nickmoment der SACCON Konfiguration haben [34]. Ein Beispiel dafür, wie sich die Änderung der Lage des Wirbelsystems im Zusammenhang mit der Lage des MBP für Änderungen des Nickmoments auswirken kann, wird von Schütte in [1] erklärt. Der Wirbel besitzt zunächst einen großen Einfluss auf die Lastverteilung hinter dem MBP und erzeugt so ein zusätzliches kopflastiges Nickmoment. Durch Veränderungen der Lage des Wirbelsystems wird der Einfluss des zusätzlichen Nickmoments auf das Gesamtnickmoment verändert. Dies kann so weit gehen, dass das Vorzeichen des Gesamtnickmoments wechselt und von einem kopflastigen in ein hecklastiges Verhalten übergeht.

Bei einem voll ausgebildeten Wirbel kann es zu dem Phänomen des Wirbelaufplatzens kommen. Das Wirbelaufplatzen entsteht durch einen Punkt der stagnierenden oder gar rückläufigen Strömung. Infolgedessen kommt es zu einer schlagartigen Vergrößerung des Wirbelquerschnitts, einer hohen Turbulenz, der Verringerung der Umfangsgeschwindigkeiten sowie einem Totaldruckverlust. Es stellt sich eine instationäre Strömung ein. Das Wirbelaufplatzen entsteht zunächst stromabwärts der Hinterkante. Mit steigenden Anstellwinkeln wandert der Aufplatzpunkt entgegen der Anströmrichtung. Sobald er die Hinterkante überschreitet kommt es zu Auswirkungen auf die aerodynamischen Beiwerte. Der nichtlineare Anteil des Auftriebs nimmt ab. Gesetz dem Fall, der MBP liegt vor dem Gebiet, das vom Auftriebsverlust betroffen ist, kommt es so zu einem Abfall des kopflastigen Nickmoments, was bei diesem Beispiel der Grund für den großen Einfluss der Wirbellage auf das Nickmoment ist. Dieses Phänomen wurde auch an der SACCON Konfiguration beobachtet, wie in [35] aufgezeigt wird. Bei einem weiteren Anstieg des Anstellwinkels beeinflusst das Wirbelaufplatzen größere Gebiete des Flügels. Es wird nicht mehr nur der nichtlineare Auftriebsanteil verringert, der Gesamtauftrieb bricht nach dem Durchlaufen des Maximalauftriebs ein. Hummel beschrieb schon 1967 in [36], dass der Punkt des Wirbelaufplatzens neben dem Anstellwinkel von der Vorderkantenpfeilung und der Streckung abhängig ist. Kommt es infolge einer asymmetrischen Anströmung auch zu einem asymmetrischen Wirbelaufplatzen, hat das Wirbelsystem zudem großen Einfluss auf das Roll- und Giermoment. Da es bei den im Rahmen dieser Arbeit berechneten Anstellwinkeln nicht zu einem Aufplatzen der Primärwirbel kommt, wird auf das Verhalten des Wirbelaufplatzens hier nicht näher eingegangen.

Die Entstehung und das Verhalten des Wirbelsystems sind abhängig von dem Anstell- und Schiebewinkel, der Mach- und Reynoldszahl sowie Eigenschaften der Flügelgeometrie wie Pfeilungswinkel, Nasenradius, Flügelprofil und Verwindung. Besonders die Vorderkantengeometrie hat einen entscheidenden Einfluss. Große Unterschiede sind zwischen Konfigurationen mit scharfer Vorderkante oder runder Vorderkante auszumachen. Bei Konfigurationen mit scharfer Vorderkante entsteht der Primärwirbel bereits bei sehr kleinen Anstellwinkeln. Der Wirbelursprung liegt an der Spitze der Flügelwurzel, im Folgenden Apex genannt, die Ablöselinie ist an der Vorderkante fixiert. Die Wirbeleigenschaften sind abhängig von der Machzahl und dem Anstellwinkel. Die Sekundärablösung ist im Gegensatz zu der Primärablösung zusätzlich abhängig von der Reynoldszahl.

Bei Konfigurationen mit runder Vorderkante folgt die Wirbelbildung anderen Gesetzmäßigkeiten. Die Entstehung des Primärwirbels ist abhängig von dem Zusammenspiel der Faktoren Anstellwinkel, Mach- und Reynoldszahl sowie der Kontur der Vorderkante. Im Gegensatz zu der Wirbelbildung bei scharfen Vorderkanten entsteht das Wirbelsystem in Abhängigkeit von den genannten Größen im Bereich der Vorderkante, die Primärablösung ist nicht an der Vorderkante fixiert.

Bei geringen Anstellwinkeln kann hier eine vollständig anliegende Strömung ohne Wirbelsystem vorherrschen. Der benötigte Anstellwinkel zur Wirbelbildung ist stark abhängig von der Krümmung der Kontur an der Flügelvorderkante. Mit steigendem Nasenradius verschiebt sich die Wirbelbildung zu höheren Anstellwinkeln. Die Machzahl hat einen ähnlichen Einfluss auf die Wirbelentstehung wie der Anstellwinkel. Erst ab einer hinreichend hohen Machzahl kann das Wirbelsystem entstehen. Zudem passt sich bei einer steigenden Machzahl die Wirbelachse in Richtung der freien Anströmung an. Auch die Lage des Primärwirbels ändert sich im Vergleich zur scharfen Vorderkante. Der Wirbelursprung liegt nicht mehr am Apex. Mit steigendem Nasenradius und bei konstantem Anstellwinkel wandert der Anfangspunkt vom Apex in Richtung der Flügelspitze. Ein steigender Anstellwinkel und eine steigende Machzahl bei konstantem Nasenradius verschieben den



Anfangspunkt wiederum in Richtung des Apex. Von der Vorderkante bis zur Ablöselinie besteht eine anliegende Strömung. Die Lage der Ablöselinie ist abhängig von der Reynoldszahl und dem Nasenradius. Schütte hat in [1] das Verhalten der Wirbelströmung systematisch auf die genauen Einflussfaktoren bei gepfeilten Konfigurationen untersucht. Seine Ergebnisse dienen als Grundlage der in der vorliegenden Arbeit durchgeführten Entwurfsstrategie. In der **Abbildung 2** sind die von Schütte aufgestellten Entwurfsregeln für den Einfluss des Vorderkantennasenradius, Anstellwinkel, Pfeilungswinkel und der Machzahl auf die Entstehung und Entwicklung der Wirbeltopologie bei runden Vorderkanten dargestellt. Die für diese Arbeit entscheidenden Entwurfsregeln beziehen sich auf den Einfluss des Vorderkantennasenradius. So zeigt Schütte in [1], dass sich bei einer Konfiguration mit konstantem Nasenradius entlang der Vorderkante der Wirbelansatzpunkt mit einer Erhöhung der Konturkrümmung bei konstantem Anstellwinkel und konstanter Machzahl in Richtung Flügelspitze verschiebt. Bei einer Reduzierung der Konturkrümmung verschiebt sich der Wirbelansatzpunkt analog in Richtung Apex. Bei einer Konfiguration mit variablem Nasenradius entlang der Vorderkante verschiebt sich der Wirbelansatzpunkt mit einer Erhöhung der Konturkrümmung in Richtung Außenflügel bei konstantem Anstellwinkel und konstanter Machzahl in Richtung Apex. Bei einer Reduzierung der Konturkrümmung in Richtung Außenflügel verschiebt sich der Wirbelansatzpunkt analog in Richtung Flügelspitze.

## 2.2 Aerodynamik der SACCON Konfiguration

Wie in Kapitel 1 bereits erläutert, werden an zukünftigen UCAV-Konfigurationen hohe operationelle Anforderungen bezüglich ihrer Signatureigenschaften Flugleistungen gestellt. Diese Anforderungen begrenzen die Möglichkeiten im Entwurf. So sind aktuelle UCAV-Entwürfe zumeist Nurflügelkonfigurationen ohne Seitenleitwerk mit einem Delta-, Drachen- oder Lambdaflügel-Grundriss. Die Vorderkantenpfeilung variiert im Bereich von  $\phi = 45^\circ - 60^\circ$ . Das Fehlen konventioneller Seitenleitwerke aus Signaturgründen erschwert die Möglichkeit, auf die nichtlineare Aerodynamik und das nichtlineare Stabilitäts- und Steuerungsverhalten Einfluss zu nehmen. Die genaue Vorhersage der Strömungsphysik und des nichtlinearen aerodynamischen Verhalten sind daher entscheidende Faktoren im Entwurfsprozess. Für die hierzu durchgeführten experimentellen und numerischen Untersuchungen im Rahmen des DLR-Projekts UCAV-2010 und der NATO Forschungsgruppe RTO/AVT-161 wurde die generische hochgepfeilte UCAV-Konfiguration SACCON entwickelt.

Die Abmessungen der SACCON Lambdaflügel-Konfiguration sind in **Abbildung 3** dargestellt. Der Pfeilungswinkel von  $53^\circ$  wurde von bestehenden Konfigurationen mit ähnlichen aerodynamischen Eigenschaften und Problemstellungen, wie etwa dem Eurofighter Typhoon, übernommen, und bietet einen guten Kompromiss aus Flugleistung und Signatureigenschaften. Vorder- und Hinterkanten wurden parallel ausgeführt, um den Winkelbereich, in dem es zu einem Anstieg des Radarquerschnitts kommt, minimal zu halten. Entlang der Halbspannweite gibt es drei verschiedene Profile. Ein Profil in der Symmetrieebene, eines im Übergang von Rumpf und Flügel, und ein weiteres im Übergang vom Flügel zum Außenflügel. Die unterschiedlichen Profile und ihre Position sind in **Abbildung 4** dargestellt. Bei mittleren Anstellwinkeln führt dies zu einer relativ stabilen Strömungsphysik. Die Anforderung an eine minimale Radarsignatur ließen neben dem Grundriss und der Profilierung nur die Vorderkantengeometrie sowie die Flügelverwindung als weitere Parameter zur Beeinflussung des aerodynamischen Verhaltens zu. Der ausgewählte, entlang der Vorderkante variable Nasenradius sowie die Verwindung am Tip wird in **Abbildung 5** dargestellt. Der Nasenradius wurde so gewählt, dass in der Symmetrieebene eine schar-

fe Vorderkante vorliegt. In Richtung Rumpf-Flügel-Übergang steigt der Radius zunächst leicht, und dann stark an, und hat im Übergang sein Maximum von  $r_N = 0,003$ . Im weiteren Verlauf wird der Radius wieder kontinuierlich kleiner, bis im Bereich des Außenflügels erneut eine scharfe Vorderkante entsteht. Der variierende Verlauf des Nasenradius sollte ein herausforderndes aerodynamisches Verhalten erzeugen um so einen komplexen Testfall für die Bewertung der Vorhersagefähigkeiten der CFD-Verfahren zu erhalten. Das Gebiet der runden Vorderkante soll dabei im Reiseflug und bei geringen Manövern für eine anliegende Strömung sorgen. Im Rumpfbereich wurde die scharfe Vorderkante unter anderem ausgewählt, um möglichst stabile Strömungsbedingungen zu erzielen. Die scharfe Vorderkante im Bereich des Außenflügels ermöglicht einen weichen Übergang zur Seitenkante, die aus Signaturgründen scharf ausgeführt ist. Desweiteren sorgt der kleine Nasenradius in diesem Bereich für eine klar definierte Ablöselinie bei mittleren und hohen Anstellwinkeln. So kann die Strömung in diesem Gebiet, welches eine hohe Hebelkraft auf das Roll- und Giermoment besitzt, beruhigt werden und die Bedingungen für den Einsatz möglicher Steuerkontrollen verbessert werden. Die Flügelverwindung steigt ab dem Rumpf-Flügel-Übergang bis zum Flügel-Außenflügel-Übergang von  $0^\circ$  auf  $5^\circ$  an, um so den effektiven Anstellwinkel in diesem Bereich zu verringern. So wird die Flügelbelastung verringert und die Ablösegrenze zu höheren Anstellwinkeln verschoben.

Die Untersuchungen der SACCON Konfiguration im Rahmen der AVT-161 ergaben, dass schon bei sehr geringen Anstellwinkeln am Apex ein Wirbel entsteht. Im Bereich der runden Vorderkante entsteht dagegen eine anliegende Strömung. An der Flügelspitze entsteht trotz der scharfen Vorderkante kein Wirbel, da hier die Verwindung den effektiven Anstellwinkel reduziert. Mit steigendem Anstellwinkel erhöhen sich der Auftrieb und das hecklastige Nickmoment, dazu wird der Apexwirbel stärker. Ab einem Anstellwinkel von  $11^\circ$  entsteht auch an der Flügelspitze ein Wirbel, im Folgenden als Tipwirbel bezeichnet. Nun ist ein Mehrwirbelsystem vorhanden, bei dem die beiden Wirbel von einem Gebiet anliegender Strömung getrennt werden. Der Tipwirbel erzeugt zusätzlichen Auftrieb hinter dem MBP und verringert somit das hecklastige Nickmoment. Bis zu einem Anstellwinkel von  $14^\circ$  wandert der Anfangspunkt des Tipwirbels an der Vorderkante entlang in Richtung Apex, erreicht dann allerdings das Gebiet, wo der Nasenradius für eine weitere Verschiebung zu groß ist. Im Bereich der anliegenden Strömung kommt es nun weiter stromabwärts zu einer Ablösung und ein schwacher Dickenwirbel entsteht. Die Ablöselinie in diesem Bereich liegt bei einem Anstellwinkel von  $15^\circ$  bei etwa 50% der Profilsehnenlänge, und wandert mit steigendem Anstellwinkel weiter Richtung Vorderkante. Bei einem Anstellwinkel von etwa  $18^\circ$  verbinden sich der Dickenwirbel und der Tipwirbel und bilden einen großen Außenwirbel. Das Gebiet anliegender Strömung verschwindet vollständig. In **Abbildung 6** wird der Nickmomentenverlauf über den Anstellwinkel dargestellt. Der Nickmomentenverlauf bricht durch die Entstehung des großen Außenwirbels ein, da dieser ein hohes kopflastiges Nickmoment erzeugt. Das Strömungsfeld wird nun von dem schwachen Apexwirbel und dem starken Außenwirbel dominiert. Ab einem Anstellwinkel von etwa  $22^\circ$  nimmt der Auftrieb und das hecklastige Nickmoment infolge des stromaufwärts wandernden Wirbelaufplatzens stetig ab. Die Geometrie und die Aerodynamik des SACCON sind bei Schütte in [37] detailliert beschrieben.

Nachdem die Aerodynamik des SACCON untersucht und verstanden war, wurden der Konfiguration Steuerflächen an der Hinterkante hinzugefügt. Mit Hilfe sich ergänzender experimentellen und numerischen Untersuchungen wurde die Wechselwirkung zwischen Wirbelströmung und Steuerflächen erforscht. **Abbildung 7** zeigt die SACCON Konfiguration mit integrierten Steuerflächen. Im Folgenden wird die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten für den Fall eines Ausschlags der linken Steuerfläche (rot) um  $20^\circ$

nach oben und der rechten Steuerfläche (grün) um  $20^\circ$  nach oben bei einem Anstellwinkel von  $15^\circ$  erläutert. Im vorderen Bereich der Konfiguration ist die Wirbeltopologie nahezu unverändert. Der Tipwirbel der rechten Seite ist aufgeweitet, was auf ein beginnendes Wirbelaufplatzen hindeutet. Der linke Tipwirbel ist konzentrierter, weshalb seine Saugspitze deutlich höher ist als die des rechten Tipwirbels. Die Achse des rechten Apexwirbels verläuft im Vergleich zum linken Apexwirbel weiter innen. Insgesamt wird die Strömung im linken Teil verzögert, während sie im rechten Teil beschleunigt wird. Im Vergleich zu den Berechnungen bei geringen Anstellwinkeln mit komplett anliegender Strömung wurde deutlich, dass die Steuerkräfte durch die Wirbelströmung verringert werden. Weitere Ergebnisse der durchgeführten Untersuchungen an der SACCON Konfiguration mit integrierten Steuerflächen sind u.a. von Schütte et al. in [19] und [35] veröffentlicht.

## 3 Numerisches Verfahren

Wurden aerodynamische Fragestellungen früher mit Experimenten untersucht und in wenigen Ausnahmefällen analytisch berechnet, hat sich mit der Steigerung der Computerleistungen auch die Numerik etabliert. Experimentelle Untersuchungen in Windkanälen oder bei Flugversuchen sind nicht nur sehr aufwendig und kostspielig, oftmals können auch nicht die gewünschten Details der Strömung erfasst werden. Die numerische Strömungsberechnung bietet hier eine Alternative, die besonders in der frühen Phase der Forschung und Entwicklung klare Vorteile gegenüber den Experimenten hat. In diesem Kapitel soll zunächst ein Überblick über die Theorie hinter CFD-Verfahren gegeben werden. Anschließend wird das für diese Arbeit verwendete CFD-Verfahren vorgestellt.

### 3.1 Navier-Stokes-Gleichungen

Heutige CFD-Verfahren basieren auf den Navier-Stokes-Gleichungen, mit denen kompressible und inkompressible Strömungen berechnet werden können. Im 18. Jahrhundert stellte Leonhard Euler die Euler-Gleichungen auf, mit denen die reibungsfreie Strömung beschrieben werden konnte. Im 19. Jahrhundert erweiterten Claude Louis Marie Henri Navier und George Gabriel Stokes die Euler-Gleichungen unabhängig voneinander um die innere Reibung und Viskosität. Mit den Navier-Stokes-Gleichungen können somit im Gegensatz zu den Euler-Gleichungen auch reibungsbehaftete Strömungen berechnet werden. Die Grundlage der Navier-Stokes-Gleichungen beruht auf fünf Erhaltungsgleichungen. Eine Erhaltungsgleichung für die Masse, drei Erhaltungsgleichungen für den Impuls, jeweils in x-, y- und z-Richtung, und eine Erhaltungsgleichung für die Energie.

Die Erhaltungsgleichungen können in Integral- oder in Differentialform angegeben werden, wobei beide Formen ineinander überführt werden können. Bei der Differentialform wird ein sich bewegendes, infinitesimales Fluidelement betrachtet. Die Diskretisierung findet als Finite-Differenzen-Verfahren (FDV) statt. Die Differentialform ist mathematisch anschaulicher, da keine Integrale auftauchen, jedoch physikalisch unanschaulicher, da das Volumen gegen Null geht. Zudem setzt das Verfahren die Differenzierbarkeit und damit die Stetigkeit der Strömungsgrößen voraus, was in der Praxis oft nicht gegeben ist. Bei der Integralform wird ein ortsfestes, endliches Kontrollvolumen betrachtet. Die Diskretisierung findet als Finites-Volumen-Verfahren (FVV) statt. Die Integralform ist durch die auftretenden Integrale mathematisch anspruchsvoller, jedoch physikalisch anschaulicher. Zudem bietet sie Vorteile bei unstetigen Verläufen. Heutige CFD-Verfahren basieren zumeist auf der Integralform, da mit diesem Verfahren auch Unstetigkeiten in den Strömungen berechnet werden können, die zum Beispiel bei Verdichtungsstößen auftreten. Trotzdem werden im Folgenden die Erhaltungsgleichung in ihrer Differentialform vorgestellt, da diese mathematisch anschaulicher ist. Die Notation bezieht sich dabei auf die von Lecheler in [38].

Die Erhaltungsgleichung der Masse beruht auf dem Prinzip, dass Masse erhalten bleibt. Innerhalb des Kontrollvolumens entspricht die Massenänderung somit immer dem Massenfluss durch die Oberflächen.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \cdot u) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \cdot v) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \cdot w) = 0 \quad (3.1)$$

Die Gleichung besagt, dass die Änderung der Dichte  $\rho$ , mit der Zeit addiert, mit den Änderungen der Massenströme  $\rho \cdot u, v, w$  in x-, y- und z-Richtung Null ergibt.

Die Impulsgleichungen beruhen auf dem zweiten Newtonschen Gesetz, welches besagt das Kraft bzw. die zeitliche Änderung des Impulses gleich Masse mal Beschleunigung ist. Für die x-Richtungen folgt daraus:

$$F_x = m \cdot a_x \quad \text{bzw.} \quad \frac{dI_x}{dt} = m \cdot \frac{du}{dt} \quad (3.2)$$

Nun seien  $p$  der Druck des Fluids,  $\tau_{xx}$  die Normalspannung in x-Richtung normal zur  $x = \text{const.}$ -Fläche,  $\tau_{yx}$  die Schubspannung in x-Richtung entlang der  $y = \text{const.}$ -Fläche und  $\tau_{zx}$  die Schubspannung in x-Richtung entlang der  $z = \text{const.}$ -Fläche. Die Normal- und Schubspannungen sind hierbei reibungsbehaftet. Betrachtet man ein infinitesimales Volumenelement, ergeben sich für die Kräfte in x-Richtung:

$$F_x = \frac{dI_x}{dt} = \left[ \frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{zx}) - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho \cdot g_x \right] \cdot dx \cdot dy \cdot dz \quad (3.3)$$

Die Masse innerhalb des Volumenelementes ergibt sich aus:

$$m = \rho \cdot V = \rho \cdot dx \cdot dy \cdot dz \quad (3.4)$$

Die Beschleunigung ergibt sich aus der Ableitung der Geschwindigkeit nach der Zeit:

$$a_x = \frac{du}{dt} = \frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial u}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial u}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial u}{\partial z} \quad (3.5)$$

Setzt man die Gleichungen 3.3, 3.4 und 3.5 in Gleichung 3.2 ein, so ergibt sich:

$$\frac{\partial}{\partial x}(\tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial z}(\tau_{zx}) - \frac{\partial p}{\partial x} + \rho \cdot g_x = \rho \cdot \frac{\partial u}{\partial t} + \rho \cdot u \cdot \frac{\partial u}{\partial x} + \rho \cdot v \cdot \frac{\partial u}{\partial y} + \rho \cdot w \cdot \frac{\partial u}{\partial z} \quad (3.6)$$

Dies ist die nicht-konservative Form der y-Impulsgleichung. Diese Form kann bei späteren Diskretisierungen ungenau sein. Daher wird die Gleichung durch weitere Umformungen in die konservative Form gebracht. Die Impulserhaltungsgleichung in Differentialform in x-Richtung sieht nun wie folgt aus:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot u) + \frac{\partial}{\partial x}(\rho \cdot u^2 + p - \tau_{xx}) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho \cdot u \cdot v - \tau_{yx}) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho \cdot u \cdot w - \tau_{zx}) - \rho \cdot g_x = 0 \quad (3.7)$$

Die Impulserhaltungsgleichungen in y- und z-Richtung ergeben sich analog.

Die Energieerhaltungsgleichung ergibt sich aus dem 1. Hauptsatz der Thermodynamik. Energie kann in seine verschiedenen Formen umgewandelt, jedoch nicht zerstört oder gebildet werden. Die Gleichung ergibt sich zu:

$$\frac{dE_{ges}}{dt} = \dot{W} + \dot{Q} \quad (3.8)$$

Die Gleichung sagt aus, dass die zeitliche Änderung der Gesamtenergie  $E_{ges}$  im Volumenelement gleich der Summe aus der Leistung  $\dot{W}$  und dem Wärmestrom  $\dot{Q}$  ist. Die Gesamtenergie setzt sich zusammen aus:

$$\begin{aligned} &\text{der inneren Energie } E_{in} = m \cdot e \\ &\text{der kinetischen Energie } E_{kin} = \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (u^2 + v^2 + w^2) \\ &\text{sowie der potentiellen Energie } E_{pot} = m \cdot g \cdot h \end{aligned}$$

Die Leistung bezieht sich auf die Leistung durch Körper- und Oberflächenkräfte und ergibt sich aus dem Produkt von Kraft mal Geschwindigkeitskomponente in Kraftrichtung. Sie setzt sich zusammen aus der Gravitation  $g$ , dem Druck  $p$  und den Normal- und Schubspannungen  $\tau$ . Der Wärmestrom  $\dot{Q}$  setzt sich aus den drei Teilen der Wärmeleitung  $\dot{q}_L$  über die Oberflächen des Volumenelements, der Wärmestrahlung  $\dot{q}_S$  auf das Volumenelement und der Konvektion zusammen. Für die Navier-Stokes-Gleichungen wird nur die Wärmeleitung berücksichtigt.

Werden die Gleichungen für die Gesamtenergie, der Leistung und den Wärmestrom in Gleichung 3.8 eingesetzt, ergibt sich nach dem Einsetzen der spezifischen Enthalpie  $h = e + p/\rho$  anstelle der spezifischen inneren Energie  $e$  sowie nach weiteren Umformungen und Vereinfachungen die Energieerhaltungsgleichung in Differentialform:

$$\begin{aligned} &\frac{\partial}{\partial t} \left[ \rho \cdot \left( e + \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 \right) \right] \\ &+ \frac{\partial}{\partial x} \left[ \rho \cdot u \cdot \left( h + \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 \right) - \left( u \cdot \tau_{xx} + v \cdot \tau_{xy} + w \cdot \tau_{xz} \right) - \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial x} \right] \\ &+ \frac{\partial}{\partial y} \left[ \rho \cdot v \cdot \left( h + \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 \right) - \left( u \cdot \tau_{yx} + v \cdot \tau_{yy} + w \cdot \tau_{yz} \right) - \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial y} \right] \\ &+ \frac{\partial}{\partial z} \left[ \rho \cdot w \cdot \left( h + \frac{1}{2} \cdot \vec{u}^2 \right) - \left( u \cdot \tau_{zx} + v \cdot \tau_{zy} + w \cdot \tau_{zz} \right) - \lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial z} \right] \\ &- \rho \cdot \left( u \cdot g_x + v \cdot g_y + w \cdot g_z \right) = 0 \end{aligned} \quad (3.9)$$

Diese fünf Erhaltungsgleichungen bilden anschließend die Navier-Stokes-Gleichungen. Die Navier-Stokes-Gleichungen lassen sich in der Skalarform, der Vektorform oder der Divergenzform darstellen. Die unterschiedlichen Formen sowie die genaue Herleitung der Erhaltungsgleichungen können u.a. bei Lecheler [38] nachgelesen werden.

## 3.2 RANS-Gleichungen

Reale technische Problemstellungen die mit CFD-Verfahren gelöst werden beinhalten in der Regel Turbulenzen. Die Navier-Stokes-Gleichungen sind in der Lage, auch die kleinsten

Turbulenzen zu berechnen. Dazu muss das Rechenetz allerdings sehr fein aufgelöst werden. Der dabei benötigte Rechenaufwand zur Auflösung jeder Turbulenz ist nur noch bei sehr niedrigen Reynoldszahlen vertretbar. Für Problemstellungen mit höheren Reynoldszahlen müssen die Navier-Stokes-Gleichungen folglich vereinfacht werden, um diese mit einem vertretbaren Aufwand zu lösen. Im Rahmen dieser Arbeit sowie bei den meisten CFD-Verfahren werden daher Reynolds-gemittelte Navier-Stokes-Gleichungen (RANS-Gleichungen) verwendet. Die Ergebnisse dieser Gleichungen geben die Strömungsphysik noch ausreichend dar, während sich die benötigte Rechenzeit signifikant verkürzt. Die RANS-Gleichungen sind von den Navier-Stokes-Gleichungen zeitlich gemittelte Ableitungen. Betrachtet man eine beliebige Zustandsgröße in einer turbulenten Strömung, so wird diese aufgrund der Nichtlinearität mit variierenden Frequenzen nichtperiodisch fluktuieren. Die Zustandsgröße kann dabei als Summe des zeitlichen Mittelwerts und der Schwankung dargestellt werden. Für technische Problemstellungen ist vor allem der zeitlich integrierte Mittelwert von Interesse, die Schwankungen im Detail sind nicht von Bedeutung. Da die Schwankungen jedoch Auswirkungen auf den Mittelwert haben, können sie nicht gänzlich vernachlässigt werden. So werden für die RANS-Gleichungen alle Terme der Navier-Stokes-Gleichungen zeitlich gemittelt. Bei der Mittelung entstehen zusätzliche Terme in den Gleichungen, welche die hochfrequenten Schwankungen wiedergeben. Diese Terme werden als Reynoldsspannungen bezeichnet. Die RANS-Gleichungen besitzen durch die Reynoldsspannungen mehr Variablen als Gleichungen. Sie sind also nicht geschlossen und können nicht direkt berechnet werden. Zur Schließung der Gleichung werden Turbulenzmodelle verwendet, welche im folgenden Unterkapitel näher erläutert werden. Die genaue Herleitung der RANS-Gleichungen und der Reynoldsspannungen können u.a. bei Laurien und Oertel [39] nachgelesen werden.

### 3.3 Turbulenzmodelle

Turbulenzmodelle schließen die RANS-Gleichungen, indem sie die Zusatzterme umformen und in Abhängigkeit der gemittelten Größen beschreiben. Es gibt verschiedene Arten von Turbulenzmodelle. Ein Großteil dieser Turbulenzmodelle sind Wirbelviskositätsmodelle. Diese beruhen auf der Annahme, dass die Auswirkungen einer turbulenten Strömung auf die Energiedissipation und den Transport von Masse, Impuls und Energie quer zu den Stromlinien durch eine erhöhte Viskosität beschrieben werden kann. Diese Annahme führt zu einer neuen Definition der Reynoldsspannungen mit der Wirbelviskosität als neue Variable. Mit der Definierung der Wirbelviskosität können die RANS-Gleichung schließlich geschlossen werden. Die unterschiedlichen Methoden, die diese Wirbelviskosität definieren, unterscheiden die Wirbelviskositätsmodelle in Nullgleichungsmodelle, Eingleichungsmodelle und Zweigleichungsmodelle. Beim Nullgleichungsmodell wird die Wirbelviskosität aus einer einfachen algebraischen Gleichung approximiert. Man spricht auch von einem algebraischen Turbulenzmodell. Die Gleichung definiert die Wirbelviskosität aus der kinetischen Energie  $k$  und dem Längenmaß  $L$ . Die kinetische Energie  $k$  wird aus dem mittleren Geschwindigkeitsfeld approximiert und  $L$  aus den Koordinaten bestimmt. Die genaue Bestimmung von  $L$  ist jedoch nur bei einfachen Strömungen möglich. Daher ist das Nullgleichungsmodell für abgelöste oder stark dreidimensionale Strömungen nicht zu verwenden. Ein bekanntes Nullgleichungsmodell ist das Baldwin-Lomax-Modell. Ein weiteres Problem dieser Modelle ist, dass Vorgänge, die durch den Transport von Turbulenzstrukturen verursacht werden, nicht mit diesem Modell beschrieben werden können. Um diese Vorgänge zu beschreiben, wird bei den Eingleichungsmodellen eine Transportgleichung eingeführt, um die Wirbelviskosität zu beschreiben. Diese Differentialgleichung berechnet den Transport der turbulenten kinetischen Energie. Ein typischer Vertreter ist das Spalart-Allmaras-Modell. Die hier verwendete Transportgleichung basiert auf empiri-



schen Daten, Dimensionsanalysen und der Forderung nach Galilei-Varianz. Das SA-Modell bietet einige Vorteile für die numerische Berechnung. Es ist sowohl für strukturierte als auch unstrukturierte Rechenetze geeignet. Dazu ist das Modell in den numerischen Berechnungen robust, konvergiert schnell zu einer stationären Lösung und erfordert nur eine moderate Auflösung des Rechenetzes in der wandnahen Region. Außerdem ist das Modell lokal, was bedeutet, dass die Lösung in einem Punkt unabhängig ist von den Lösungen anderer Punkte. Das Turbulenzmodell wird von Spalart und Allmaras in [40] und von Blazek in [41] detailliert beschrieben.

Da zur Berechnung der Wirbelviskosität die kinetische Energie  $k$  und das Längenmaß  $L$  benötigt werden, ist ein logischer Ansatz die zwei Variablen durch zwei Gleichungen zu lösen. Daher werden bei den Zweigleichungsmodellen zwei gekoppelte Transportgleichungen verwendet. Die typischen Vertreter sind  $k$ - $e$ - und  $k$ - $w$ -Turbulenzmodelle. Bei dem  $k$ - $e$ -Modell wird die Gleichung für  $k$  aus den Impulsgleichungen hergeleitet. In der Gleichung kommt nun auch die turbulente Dissipation  $e$  vor. Die turbulente Dissipation beschreibt die Rate, mit der kinetische Energie der Turbulenz unumgänglich in innere Energie umgewandelt wird. Durch weitere Modellannahmen kann nun ein Zusammenhang zwischen der Dissipation, der kinetischen Energie der Turbulenz und dem Längenmaß  $L$  erstellt werden. Das  $k$ - $e$ -Modell besitzt gute numerische Eigenschaften, hat jedoch Probleme bei Strömungen, die an der Wand ablösen. Hier liefert das  $k$ - $w$ -Modell genauere Ergebnisse. Bei diesem Modell wird nicht die turbulente Dissipation  $e$ , sondern die turbulente Frequenz  $w$  mit einbezogen. Dieses Modell ist in der Grenzschicht bei abgelösten Strömungen genauer als das  $k$ - $e$ -Modell, ist diesem jedoch im Inneren des Strömungsfeldes unterlegen. Eine genaue Beschreibung und Herleitung der beiden Turbulenzmodelle liefert Ferziger in [42]. Die Wahl des passenden Turbulenzmodells ist abhängig von dem Anwendungsfall. Kein Modell liefert universell für jeden Anwendungsfall eine zufriedenstellende Lösung. Desweiteren muss der benötigte Rechenaufwand immer mit einbezogen werden.

Für die vorliegende Arbeit wurde mit dem „Negative Spalart-Allmaras One Equation Model“ eine spezielle Version des Eingleichungsturbulenzmodells von Spalart und Allmaras verwendet. Diese Version wurde entwickelt, um auf Probleme bei unzureichend aufgelösten Rechenetzen, sowie unphysikalische transiente Zustände zu reagieren. Das SA-neg Model ist von Allmaras et al. in [43] detailliert beschrieben.

### 3.4 Strömungslöser DLR-TAU

Für die numerischen Berechnungen dieser Arbeit wurde der DLR-TAU Strömungslöser verwendet. Das RANS-Verfahren DLR-TAU wurde am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelt und löst die kompressiblen, dreidimensionalen und zeitgenauen reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen auf Basis eines Finite-Volumen-Verfahrens. Es stehen eine Vielzahl von Eingleichungs- und Zweigleichungsturbulenzmodellen sowie höherwertige Turbulenzmodelle wie das RSM zur Verfügung. Dazu kommen verschiedene Methoden zur Konvergenzbeschleunigung zum Einsatz. Für die Berechnungen können sowohl strukturierte als auch unstrukturierte hybride Rechenetze verwendet werden. Als Netzelemente können Prismen, Tetraeder, Hexaeder und Pyramiden verwendet werden. Durch den hybriden Ansatz kombiniert der DLR-TAU-Code die Vorteile von Prismen- und Hexaederelemente bei der detaillierten Grenzschichtauflösung mit der Flexibilität unstrukturierter Netze bei komplexen Geometrieformen. Das Verfahren beinhaltet mehrere Module. Im Folgenden werden die für diese Arbeit verwendeten Module kurz erläutert.

**Netzpartitionierung:** Eine der Stärken des DLR-TAU-Verfahrens liegt in seiner Effizienz der parallelen Berechnung. Das Netzpartitionierungsmodul bereitet das Rechenetz für diese parallel laufende Rechnung vor, indem es in eine vom Benutzer angegebene Zahl aufgeteilt wird. Für diese Arbeit wurden die Rechenetze auf 240 Domänen partitioniert.



Für eine Rechnung standen 10 Knoten mit jeweils 2 Prozessoren zur Verfügung. Jeder Prozessor besteht aus 12 Kernen (CPUs). Somit steht für die Berechnung jeder Domäne genau eine CPU zur Verfügung.

**Pre-processing:** Mit diesem Modul wird aus dem Primärnetz ein duales Netzgitter erstellt. Die Flächenschwerpunkte jeder Elementfläche des Primärnetzes werden mit dem Mittelpunkt jeder Elementseitenkante verbunden. Die Verbindungslinien dienen als Seitenkanten für die Flächen der neuen Kontrollvolumen, die das duale Gitternetz bilden. Der Strömungslöser wird durch das duale Netz unabhängig von den ursprünglich verwendeten Elemententypen.

**Strömungslöser:** Hier werden die Gleichungen mit einem Finite-Volumen-Verfahren zweiter Ordnung gelöst. Die Berechnungen können sowohl stationär als auch instationär berechnet werden. Für instationäre, zeitgenaue Rechnungen ein duales oder ein globales Zeitschrittverfahren nach Jameson [44] verwendet werden. Die Rechnungen dieser Arbeit wurden zunächst mit einem stationären Ansatz durchgeführt. Führte dieser Ansatz nicht zu einer konvergierten Lösung, wurden die Rechnungen mit dem dualen Zeitschrittverfahren fortgeführt. Weitere Information über das Verfahren DLR-TAU sind in [45] und [46] zu finden.

Die Rechnungen wurden auf dem Hochleistungsrechner C<sup>2</sup>A<sup>2</sup>S<sup>2</sup>E des DLR Braunschweig durchgeführt. C<sup>2</sup>A<sup>2</sup>S<sup>2</sup>E steht für „Center for Computer Applications in AeroSpace Science and Engineering“. Es handelt sich um einen HPC-Cluster. Diese Art wird häufig für wissenschaftliche Berechnungen verwendet und ermöglicht die Teilung der Aufgabe auf mehrere Knoten, die parallel berechnet werden.

## 4 Netzgenerierung

Für eine korrekte Vorhersage der Strömungsphysik muss das Rechennetz ausreichend fein aufgelöst sein. Besonders für Gebiete mit hohen Gradienten, wie der Grenzschicht, ist eine angemessene Netzauflösung ein Erfolgsfaktor der CFD Verfahren. Rechennetze dienen als Basis numerischer Berechnungen und beeinflussen sowohl die benötigte Dauer als auch die Qualität der Lösung. Es wird zwischen strukturierten, unstrukturierten und hybriden Rechennetzen unterschieden.

Strukturierte Netze bestehen üblicherweise im dreidimensionalen Fall aus Hexaedern. Auch Rechennetze mit Tetraedern sind möglich, benötigen jedoch mehr Elemente und werden daher nur selten verwendet. Die Elemente sind sich topologisch ähnlich, die einzelnen Punkte können eindeutig indiziert werden und erfordern so wenig Speicherplatz. Bei den in dieser Arbeit verwendeten unstrukturierten Rechennetzen werden üblicherweise im dreidimensionalen Fall Tetraeder verwendet. Die Elemente weisen keine topologische Ähnlichkeit zu ihren Nachbarn auf. Benachbarte Elemente können nicht anhand einer Indizierung festgestellt werden, die Informationen über Ort, Form und Verbindung zu Nachbarelementen müssen für jedes Element gespeichert werden, wodurch sich der Speicherbedarf und die Generierungszeit im Vergleich zu strukturierten Rechennetzen deutlich erhöht. Die Vorteile gegenüber strukturierten Rechennetzen liegen darin, dass sich komplexe Geometrien leicht automatisch modellieren lassen und die Netzverfeinerung in Bereichen hoher Gradienten einfacher möglich ist.

Die für diese Arbeit verwendeten Rechennetze wurden mit der Netzgenerierungssoftware Centaur [26] erstellt. Centaur verwendet wie die meisten modernen Netzgenerierungssoftwares einen hybriden Ansatz, bei dem sowohl Dreiecke, Vierecke, Tetraeder und Hexaeder gemeinsam verwendet werden. So können die Vorteile strukturierter und unstrukturierter Netze vereint werden. Centaur verwendet zu den oben genannten Elementtypen zusätzlich Prismen zur Auflösung der Grenzschicht und unter Umständen Pyramiden in Übergangsregionen von Hexaederelemente auf Tetraederelemente oder bei nicht vollständig ausgebildeten Prismenschichten. Die Netzgenerierung mit Centaur erfolgt zu einem hohen Grad automatisch.

Für diese Arbeit wurden dreizehn CAD Modelle mit CATIA V5 konstruiert. Acht dieser Modelle wurden aufgrund der symmetrischen Konfiguration und Zuströmbedingungen als Halbmodelle ausgeführt, um so Rechenzeit einzusparen. Fünf Modelle wurden als Vollmodell ausgeführt. Vier davon, weil sie aufgrund der Steuerflächenausschläge asymmetrisch konfiguriert sind, und ein Vollmodell, da es unter asymmetrischen Strömungsbedingungen berechnet werden soll. Die CAD Modelle wurden als Step-Datei gespeichert und in Centaur importiert. Anschließend wurde bei den Halbmodellen eine Halbkugel mit dem Radius  $r = 83,333 \cdot c_{ref}$  eingefügt und als Fernfeld definiert. Der Ursprung der Halbkugel lag im MBP bei  $x = 1 \cdot c_{ref} = 6m$ ,  $y = 0 \cdot c_{ref} = 0m$  und  $z = 0 \cdot c_{ref} = 0m$ . Bei den Vollmodellen wurde analog mit einer Vollkugel verfahren. Die Kreisflächen der Halbkugeln wurden zusätzlich mit den Schnittebenen der Halbmodelle verschnitten und als Symmetrieebenen definiert. Bei den Entwürfen 1 und 2 erzeugte die Netzgenerierung der Tetraeder eine Fehlermeldung. Diese konnte behoben werden, indem die Halbkugel durch einen Quader für das Fernfeld ersetzt wurde. Die Höhe bzw. die Tiefe in z-Richtung bzw. in x-Richtung entsprachen dabei dem dem zweifachen Radius der Halbkugel, während die Breite in y-Richtung dem genauen Radius der Halbkugel entsprach. Der Ursprung wurde an gleicher Stelle gewählt wie bei der Halbkugel. So wurde sichergestellt, dass das Fernfeld in jeder Richtung mindestens

genau so groß ist wie bei der Ausführung mit Halbkugel. Daher hat diese Veränderung keinen Einfluss auf die Ergebnisse der späteren numerischen Berechnungen. Auch hier wurde die Schnittfläche des Quaders mit dem Halbmodell als Symmetrieffläche definiert.

Anschließend wurden die einzelnen Flächen der Modelle als viskose Wände definiert. Die Elemente des Fernfeldes wurden als Tetraeder definiert und die Flächen des Modells als Prismen. Die Flächen der Hinterkante wurden als strukturierte Hexaeder definiert, welche qualitativ besser geeignet sind, um eine verbesserte Diskretisierung zu erreichen. Die Symmetrieebenen wiederum wurden als hybrid definiert, da diese sowohl auf die Prismen der Grenzschicht als auch auf die Tetraeder des Fernfeldes treffen.

Für eine korrekte Vorhersage der Strömungstopologie muss das Rechennetz in einigen kritischen Bereichen besonders fein aufgelöst sein. Die Untersuchungen der SACCON Konfiguration haben die Auflösung der Vorderkante als Ort der Wirbelablösung als wichtigen Faktor ausgemacht. Centaur bietet für solche Bereiche die Möglichkeit der lokalen Netzverfeinerung, entweder auf Basis des CAD Modells oder auf Basis einer benutzerdefinierten Geometrie, innerhalb derer die Zellgrößen manuell eingestellt werden können. Für alle Rechennetze dieser Arbeit wurden beide Methoden angewandt. Mit der ersten Methode wurde um die Vorderkante ein Zylinder mit dem Radius  $r = 5 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref} = 30\text{mm}$  definiert. Innerhalb dieses Zylinders wurde die Zellgröße auf  $3,3 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref} = 2\text{mm}$  festgelegt. Bei den Entwürfen mit veränderter Seitenkante reichte diese Verfeinerung nicht aus, um die Oberfläche der Vorderkante im Tipbereich ausreichend fein zu triangulieren. Daher wurde für diese Modelle der Zellgröße auf  $1,6 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref} = 1\text{mm}$  reduziert. Desweiteren wurde bei allen Modellen die Zellgröße auf der Fläche der Hinterkante auf  $8,3 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref} = 5\text{mm}$  festgelegt. Mit der zweiten Methode wurde über der kompletten Oberfläche sämtlicher Modelle ein Hexahedron als Nahfeld erzeugt. Innerhalb dieses Hexahedrons wurde die Zellgröße auf der Oberfläche auf  $5 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref} = 30\text{mm}$  und die Zellgröße der Tetraeder auf  $8,3 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref} = 50\text{mm}$  festgelegt.

Das konstruierte Nahfeld ist in der **Abbildung 8** in Gelb über der Konfiguration in Blau dargestellt. Die Parameter der Netzverfeinerung sind in **Tabelle 1** aufgelistet. Diese Netzverfeinerungsstrategie ist das Ergebnis vorangegangener Untersuchungen ähnlicher Konfigurationen, u.a. von Schütte in [1], und hat das Ziel, die entstehende Wirbelströmung über dem Flügel gut auflösen zu können. Als nächstes wurden die Netzeinstellungen definiert. Die für diese Arbeit verwendeten Netzeinstellungen sind ebenfalls in Tab. 1 aufgelistet. Sie beruhen auf vorangegangenen CFD Berechnungen ähnlicher Konfigurationen, u.a. von Schütte in [1].

Anschließend erfolgte die automatische Netzgenerierung. Centaur diskretisiert dazu zunächst die Oberfläche des Modells mit Dreiecken. Darauf wird die wandnahe Grenzschicht mit der eingestellten Anzahl an Prismenschichten belegt. Der restliche Raum des Strömungsfeldes zwischen den Prismen und dem Fernfeld wird mit Tetraedern und Hexaedern ausgefüllt. Die Daten der erstellten Rechennetze werden in der **Tabelle 2** aufgelistet. Hier zeigt sich, dass die als Vollmodelle konstruierten Entwürfe deutlich mehr Knotenpunkte aufweisen. Die Unterschiede bei den übrigen Entwürfen resultieren aus der unterschiedlichen Form des Fernfeldes sowie den angepassten Verfeinerungen der Vorderkante. In einigen Entwürfen wurde die Seitenkante deutlich schärfer konzipiert. Nach der Netzgenerierung dieser Entwürfe wurde festgestellt, dass die lokale Verfeinerung in diesem Bereich nicht ausreichend war. Daher wurden die Einstellungen angepasst und die Netze erneut generiert. In **Abbildung 9** ist die Diskretisierung der Vorderkante eines Modells an drei verschiedenen Positionen dargestellt. Gezeigt werden die Flügelspitze, der Übergang zwischen Flügel und Rumpf sowie der Übergang des Rumpfes in die Symmetrieebene. Die verfeinerte Auflösung entlang der Vorderkante setzt sich auch in der Prismenschicht fort, wie man in der Abb. 9 oben rechts sehen kann. In **Abbildung 10** zeigt die Netztopologie eines Modells. Hier sieht man die verfeinerte Netzauflösung der in Gelb dargestellten

Prismen zur Auflösung der Grenzschicht sowie die Verfeinerung innerhalb des Nahfeldes der in Grün dargestellten Tetraeder.

Netzverfeinerung	Wert bezogen auf $c_{ref}$
Erster Wandabstand $y_W$	$8,3 \cdot 10^{-7} \cdot c_{ref}$
Bereich der Verfeinerung an der Vorderkante	$5 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref}$
Zellgröße im Bereich der Vorderkante	1,6 bis $3,3 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref}$
Zellgröße im Bereich der Hinterkante	$8,3 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref}$
Zellgröße auf der Oberfläche	1,6 bis $3,3 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref}$
Max. Höhe des Nahfeldes	$0,4 \cdot c_{ref}$
Max. Breite des Nahfeldes	$1,75 \cdot c_{ref}$
Max. Tiefe des Nahfeldes	$2 \cdot c_{ref}$
Zellgröße innerhalb des Nahfeldes	$8,3 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref}$
Oberflächentriangulierung	Wert
Stretching ratio	1.8
Scaling factor	1
Maximum length scale (mm)	30
Minimum length scale (mm)	10
Factor for curvature clustering	6
Factor for proximity clustering	2
Factor for CAD clustering	2
Prismenelemente	Wert
Number of prism/hex layers	30
Initial layer thickness (mm)	0.005
Stretching factor	1.31
Ramp angle (lateral thickness growth)	5
Tetraderelemente	Wert
Stretching ratio	2
Interface length scales blending factor	0.8
Tet./prism interface thickness ratio	2
Tet grid quality	5

Tabelle 1: Netzverfeinerungen & Netzeinstellungen

Entwurf	Voll-/Halbmodell	Elemente	Tetraeder	Prismen	Knotenpunkte
1	HM	$76,8 \cdot 10^6$	$57,6 \cdot 10^6$	$19,2 \cdot 10^6$	$19,7 \cdot 10^6$
2	HM	$76,4 \cdot 10^6$	$57,5 \cdot 10^6$	$18,9 \cdot 10^6$	$19,6 \cdot 10^6$
3	HM	$52,1 \cdot 10^6$	$34,5 \cdot 10^6$	$17,4 \cdot 10^6$	$15,1 \cdot 10^6$
4	HM	$53,8 \cdot 10^6$	$34,5 \cdot 10^6$	$19,0 \cdot 10^6$	$15,9 \cdot 10^6$
5	HM	$61,1 \cdot 10^6$	$36,1 \cdot 10^6$	$24,8 \cdot 10^6$	$19,1 \cdot 10^6$
6	HM	$56,2 \cdot 10^6$	$35,4 \cdot 10^6$	$20,8 \cdot 10^6$	$16,8 \cdot 10^6$
7	HM	$69,5 \cdot 10^6$	$37,3 \cdot 10^6$	$31,9 \cdot 10^6$	$22,9 \cdot 10^6$
8	HM	$65,2 \cdot 10^6$	$36,2 \cdot 10^6$	$28,7 \cdot 10^6$	$21,1 \cdot 10^6$
9	VM	$109,6 \cdot 10^6$	$69,6 \cdot 10^6$	$39,5 \cdot 10^6$	$31,0 \cdot 10^6$
10-0	VM	$144,7 \cdot 10^6$	$94,8 \cdot 10^6$	$39,6 \cdot 10^6$	$45,8 \cdot 10^6$
10-1	VM	$147,0 \cdot 10^6$	$97,0 \cdot 10^6$	$39,5 \cdot 10^6$	$46,4 \cdot 10^6$
10-2	VM	$146,4 \cdot 10^6$	$96,6 \cdot 10^6$	$39,5 \cdot 10^6$	$46,2 \cdot 10^6$
10-3	VM	$145,3 \cdot 10^6$	$95,6 \cdot 10^6$	$39,5 \cdot 10^6$	$45,9 \cdot 10^6$

Tabelle 2: Netzelemente

# 5 Modellentwurf und Strömungsbedingungen

In diesem Kapitel werden zunächst die einzelnen Entwürfe vorgestellt und voneinander abgegrenzt. Anschließend werden die für die numerischen Berechnungen verwendeten Strömungsbedingungen sowie weitere Parametereinstellungen des DLR-TAU Verfahrens aufgezeigt.

## 5.1 Referenzentwurf und Modifikationen

Die Geometrie des Referenzentwurfs, auch als Entwurf 1 bezeichnet, basiert auf der SACCON Konfiguration. Innerhalb der AVT-251 wurde beschlossen, für weitere Untersuchungen sowohl den Grundriss als auch die Flügelprofile des SACCON zu verändern. Die Vorgaben der Forschungsgruppe führten zu dem Neuentwurf MULDICON, dessen Grundriss in **Abbildung 11** dargestellt wird. Der Pfeilungswinkel der beim SACCON parallel zu den Vorderkanten ausgerichteten Hinterkanten wurde von  $53^\circ$  auf  $30^\circ$  reduziert. Der Grundriss des MULDICON entspricht dem aller in dieser Arbeit verwendenden Entwürfe. Die Spannweite beträgt  $b = 15,38m$  und die Oberfläche  $S = 77,876m^2$ . Der Momentenbezugspunkt liegt 6m stromabwärts des Apex in der Symmetrieebene, die Referenzflügeltefe  $c_{ref}$  beträgt ebenfalls 6m. Die Flügelstreckung beträgt  $\lambda = b^2/A = 3,04$ .

Neben der Veränderung der Hinterkantenpfeilung wird auch das Flügelprofil des SACCON verändert. Das Flügelprofile wird wie in Abb. 4 dargestellt durch die drei Profile A, B und C im Halbmodell definiert. Die drei Profile werden in den laufenden Untersuchungen der AVT-251 durch verschiedene Profile ausgetauscht. Für die Entwürfe dieser Arbeit wurde das Dornier Do728 Profil als Grundlage verwendet. Das Do728 ist eines der Profile, die der Anforderung nach einem transsonischen Profil aufgrund des gewünschten Geschwindigkeitsbereichs erfüllt und dem DLR zur Verfügung steht. Das Profil wurde den weiteren Anforderungen des MULDICON entsprechend weiter angepasst.

Der Vorderkantennasenradius wurde auf  $r_{ref} = 1mm$  reduziert, da der Radius des Originalprofils für die Entstehung eines ausreichend starken Vorderkantenwirbels zu groß ist.  $r_{ref}$  ist dabei der effektive Radius an der Vorderkante des Wurzelprofils bei einer Sehnenlänge von 1m. Desweiteren wurde das Profil A aufgedickt, um ein vergleichbares Volumen wie beim SACCON bereitzustellen. Die Anpassungen der Profilkontur an der Vorderkante wurden mit Hilfe des CSF-Verfahrens (Class Shape Function) durchgeführt. Bei einer Veränderung des Nasenradius und der Aufdickung wird die übrige Geometrie des Profils so angepasst, dass eine krümmungsstetige Kontur erhalten bleibt. Das CSF-Verfahren wird von Kulfan in [47] beschrieben. Die so entstandenen Profile der Grundkonfiguration sind in **Abbildung 12** dargestellt.

Der Referenzentwurf sollte mit Hilfe der zwei Parameter dimensionsloser Nasenradius der Vorderkante  $r_{ref}$  sowie Nasenradius der Vorderkante der Seitenkante  $r_{SK}$  für weitere Entwürfe angepasst werden. Beide Parameteränderungen verfolgen das Ziel, das Wirbelsystem und somit das nichtlineare aerodynamische Verhalten der Konfiguration zu beeinflussen. Wie in Kapitel 1 bereits erläutert, wurde in den vorgestellten früheren Untersuchungen die Vorderkantengeometrie als ein maßgeblicher Faktor der Wirbelentstehung ausgemacht. Der Seitenkantenradius bestimmt ebenfalls den Vorderkantenradius im Bereich der Flügelspitze.

Bei Entwurf 1 beträgt der Nasenradius der Vorderkante entlang der Spannweite konstant  $r_{ref} = 1mm$  und der Seitenkantenradius  $r_{SK} = 30mm$ .

Für den Entwurf 2 wurde der Nasenradius im Profil A auf  $r_{ref} = 5mm$  erhöht. Die Profile B und C blieben unverändert. Der Nasenradiusverlauf nimmt somit im Rumpfbereich in Richtung Flügelspitze ab. Ab Profil B bleibt der Nasenradius bis zur Flügelspitze konstant.

Für Entwurf 3 wurden die Profile A, B und C angepasst. Der Nasenradius wurde entlang der kompletten Spannweite auf  $r_{ref} = 3mm$  erhöht.

Für Entwurf 4 wurde der Nasenradius entlang der kompletten Spannweite auf  $r_{ref} = 5mm$  erhöht. **Abbildung 13** vergleicht die Vorderkantenprofile bei  $r_{ref} = 1mm$ ,  $r_{ref} = 3mm$  und  $r_{ref} = 5mm$  miteinander.

Im weiteren Verlauf wurde auch der Radius der Vorderkante der Seitenkante angepasst. In dem Referenzentwurf beträgt der Seitenkantenradius  $r_{SK} = 30mm$ . Für den Entwurf 5 wurde der Radius auf  $r_{SK} = 10mm$  reduziert, für den Entwurf 6 auf  $r_{SK} = 5mm$ . Entwurf 7 und Entwurf 8 wurden nicht auf der Basis des Referenzentwurfs konstruiert. Für Entwurf 7 wurde der Seitenkantenradius bei Entwurf 3 auf  $r_{SK} = 5mm$  reduziert, der Entwurf 8 entspricht Entwurf 4, ebenfalls mit einem reduzierten Seitenkantenradius  $r_{SK} = 5mm$ . Entwurf 9 entspricht dem Entwurf 7 als Vollmodellausführung und diente zur Berechnung einer asymmetrischen Anströmung. **Abbildung 14** vergleicht die Seitenkanten bei  $r_{SK} = 30mm$ ,  $r_{SK} = 10mm$  und  $r_{SK} = 5mm$  im identischen Maßstab.

Für den Entwurf 10 wurde der Referenzentwurf mit integrierten konventionellen Hinterkantensteuerflächen ausgestattet. Die Steuerflächen entsprechen denen des SACCON, die in Abb. 7 dargestellt sind. Auf jeder Flügelseite befinden sich eine Inboard- und eine Outboard-Steuerfläche. Die jeweiligen Steuerflächen werden im Folgenden auch als RIB (Rechts InBoard), ROB (Recht OutBoard), LIB (Links InBoard) und LOB (Links OutBoard) bezeichnet. Zwischen den Inboard-Steuerflächen, den Outboard-Steuerflächen und dem Flügel wurde jeweils ein Spalt von 10mm eingefügt. Insgesamt wurden vier Entwürfe mit verschiedenen Steuerflächenausschlägen  $\eta$  modelliert. Bei Entwurf 10-0 sind die 4 Steuerflächen nicht ausgeschlagen und in Neutralstellung. Bei Entwurf 10-1 beträgt der Ausschlag der linken Inboard-Steuerfläche  $\eta_{LIB} = -10^\circ$ . Ein negatives  $\eta$  steht für eine nach oben ausgeschlagene Steuerfläche. Bei Entwurf 10-2 beträgt der Ausschlag der linken Inboard-Steuerfläche  $\eta_{LIB} = +10^\circ$ . Die Steuerfläche ist somit nach unten ausgeschlagen. Bei Entwurf 10-3 ist die linke Outboard-Steuerfläche um  $\eta_{LOB} = +10^\circ$  ausgeschlagen. **Abbildung 15** stellt die unterschiedlichen Steuerflächenausschläge dar.

In **Abbildung 16** wird der gesamte Entwurfsprozess zusammenfassend dargestellt und in **Tabelle 3** für alle in dieser Arbeit verwendeten Entwürfe die entsprechenden geometrischen Parameter der Vorder- und Seitenkante aufgeführt.

## 5.2 Randbedingungen der untersuchten Strömung

Die Randbedingungen für die numerischen Berechnungen ergeben sich aus dem Lastenheft der Projekte Mephisto und AVT-251. Für die vorliegende Arbeit ergibt sich damit eine Machzahl von  $Ma_\infty = 0.4$  bei einer Flughöhe auf MSL. Daraus ergibt sich eine Reynoldszahl von  $Re_\infty = 56 \cdot 10^6$  bezogen auf  $c_{ref}$ . In der folgenden **Tabelle 4** werden die für das Verfahren TAU eingesetzten Strömungsbedingungen aufgelistet.

Die Berechnungen wurden für den Anstellwinkelbereich zwischen  $\alpha = 2^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$  berechnet. Der Referenzentwurf sowie der Entwurf 2 wurden mit einem  $\Delta\alpha = 2^\circ$  für den kompletten Bereich berechnet. Im Übergang zwischen anliegender Strömung und Wirbelströmung wurde der Anstellwinkelabstand auf  $\Delta\alpha = 1^\circ$  reduziert. Die übrigen Entwürfe wurden bei ausgewählten Anstellwinkeln berechnet, wobei vor allem der Übergang zwi-



schen anliegender Strömung und Wirbelströmung simuliert werden sollte. Bei den Entwürfen mit integrierten Steuerklappen und der asymmetrischen Anströmung wurde ein Anstellwinkel  $\alpha = 10^\circ$  gewählt, da dieser den geringste Anstellwinkel mit vorhandener Wirbelströmung darstellt. In der folgenden **Tabelle 5** sind sämtliche berechneten Anstellwinkel und Schiebewinkel aufgeführt.

Wie im vorherigen Kapitel beschrieben ist die ausreichend feine Auflösung der Grenzschichtströmung und insbesondere der wandnahe Bereich der laminaren Unterschicht ein wichtiger Faktor für die korrekte Vorhersage der Ablösephysik. Wenn die Grenzschicht nicht korrekt wiedergegeben wird, können auch die Grenzschichteffekte wie die Ablösung an der Vorderkante und die Wirbelbildung nicht richtig vorhergesagt werden. Ein Parameter zur Überprüfung einer ausreichenden Auflösung ist der dimensionslose Wandabstand  $y^+$ . Dieser Wert drückt das Verhältnis von turbulenten zu laminaren Einflüssen in einer Zelle aus. Für eine hinreichend gute Auflösung sollte der  $y^+$ -Wert geringer oder gleich 1 sein. Nach der Durchführung der ersten numerischen Berechnungen konnten die  $y^+$ -Werte anhand der Lösungen überprüft werden. Die **Abbildung 17** zeigt die  $y^+$ -Werte für den Entwurf 1 bei  $\alpha = 2^\circ$  und  $\alpha = 10^\circ$ . Diese Anstellwinkel wurden gewählt um die Strömungstopologie mit anliegender Strömung und mit Wirbelströmung darzustellen. Man sieht bei beiden Anstellwinkeln, dass die  $y^+$ -Werte im Bereich der Vorderkante geringer als 1 sind und somit die laminare Unterschicht in den entscheidenden Bereich ausreichend aufgelöst ist. Unterhalb des Wirbelsystems steigen die  $y^+$ -Werte bei  $\alpha = 10^\circ$  an. Ursächlich hierfür ist beschleunigte Strömung in der Grenzschicht unter dem Wirbel. Durch weitere Verfeinerung des Rechnetetzes ist es möglich, die  $y^+$ -Werte für den gesamten Flügelbereich auf 1 oder geringer zu reduzieren. Für die qualitative Vorhersage der Wirbelphysik, die in der vorliegende Arbeit angestrebt wird, ist der in Abb. 17 dargestellte  $y^+$ -Verlauf jedoch ausreichend, da hier die Auflösung der Vorderkante von entscheidender Bedeutung ist.

Wie bereits beschrieben, wurden sämtliche Entwürfe stationär mit einem lokalen Zeitschrittverfahren berechnet. Die **Abbildung 18** zeigt das Konvergenzverhalten des Dichteresiduums, welches hier mit DR abgekürzt wird, sowie des Residuums für Auftrieb und Nickmoment für den Entwurf 7 bei  $\alpha = 4^\circ$  bis  $\alpha = 10^\circ$ . Einige der Lösungen zeigten kein konvergiertes Verhalten. Dies ist in **Abbildung 19** für den Entwurf 7 bei  $\alpha = 16^\circ$  zu sehen. Hier stellt sich ein Rauschen für das Dichteresiduum ein. Auch die Beiwerte des Auftriebs und des Nickmoments zeigten dieses Verhalten, welches in der Abb. 19 jedoch nicht erkennbar ist. Dieses Verhalten deutet auf instationäre Effekte im Strömungsfeld hin und kann daher mit dem stationären und lokalen Zeitschrittverfahren nicht gelöst werden. In diesen Fällen wurden die Entwürfe mit einem instationären dualen Zeitschrittverfahren ausgehend von der vorherigen nicht konvergierten Lösung berechnet. Die stationäre Lösung wird durch die zeitlich gemittelte instationäre Lösung repräsentiert. In Abb. 19 erkennt man, wie sich das Konvergenzverhalten des Dichteresiduums ab  $N = 50000$  durch die Umstellung des Zeitschrittverfahrens verändert und letztlich eine konvergierte Lösung erzielt wird.



Entwurf	Voll-/Halbmodell	$r_{\text{ref, Profil A}}$	$r_{\text{ref, Profil B}}$	$r_{\text{ref, Profil C}}$	$r_{\text{SK}}$
1 (Referenzentwurf)	HM	0,001	0,001	0,001	30 mm
2	HM	0,005	0,001	0,001	30mm
3	HM	0,003	0,003	0,003	30mm
4	HM	0,005	0,005	0,005	30mm
5	HM	0,001	0,001	0,001	10mm
6	HM	0,001	0,001	0,001	5mm
7	HM	0,003	0,003	0,003	5mm
8	HM	0,005	0,005	0,005	5mm
9	VM	0,003	0,003	0,003	5mm
10-0	VM	0,001	0,001	0,001	30mm
10-1	VM	0,001	0,001	0,001	30mm
10-2	VM	0,001	0,001	0,001	30mm
10-3	VM	0,001	0,001	0,001	30mm

Tabelle 3: Übersicht der Nasenradien

Referenzfläche (Halbmodell)	$38,938m^2$
Referenzfläche (Vollmodell)	$77,876m^2$
Reynoldsreferenzlänge	$c_{\text{ref}} = 6m$
Referenztemperatur	$T_{\text{ref}} = 288,15K$
Referenzdichte	$\rho_{\infty} = 1.225kg/m^3$
Referenzgeschwindigkeit	$v_{\infty} = 136,12m/s$
Referenzmachzahl	$Ma_{\infty} = 0.4$
Referenzreynoldszahl	$Re_{\infty} = 56 \cdot 10^6$

Tabelle 4: Strömungsbedingungen

Entwurf	Anstellwinkel $\alpha$	Schiebewinkel $\beta$
1	$2^{\circ}, 4^{\circ}, 6^{\circ}, 8^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 12^{\circ}, 14^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
2	$2^{\circ}, 4^{\circ}, 6^{\circ}, 8^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 12^{\circ}, 14^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
3	$4^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 11^{\circ}, 12^{\circ}, 13^{\circ}, 14^{\circ}, 15^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
4	$4^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 11^{\circ}, 12^{\circ}, 14^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
5	$4^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
6	$4^{\circ}, 9^{\circ}, 10^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
7	$4^{\circ}, 10^{\circ}, 12^{\circ}, 14^{\circ}, 15^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
8	$4^{\circ}, 10^{\circ}, 14^{\circ}, 16^{\circ}$	$0^{\circ}$
9	$10^{\circ}$	$5^{\circ}, 10^{\circ}$
10-0	$10^{\circ}$	$0^{\circ}$
10-1	$10^{\circ}$	$0^{\circ}$
10-2	$10^{\circ}$	$0^{\circ}$
10-3	$10^{\circ}$	$0^{\circ}$

Tabelle 5: Berechnete Anstell- und Schiebewinkel

## 6 Numerische Ergebnisse

In diesem Kapitel werden die Ergebnisse der numerischen Berechnungen vorgestellt und diskutiert. Hierbei werden jeweils die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten der einzelnen Entwürfe dargestellt und diskutiert. Zunächst werden die Ergebnisse des Referenzentwurfs, dem Entwurf 1, erläutert und mit den Ergebnissen der vorangegangenen Untersuchungen der SACCON Konfiguration verglichen. Anschließend werden die Ergebnisse der Entwürfe mit veränderter Vorderkanten- und Seitenkantengeometrie dargestellt und mit dem Referenzentwurf verglichen. Abschließend werden Ergebnisse der Entwürfe mit asymmetrischer Anströmung und mit integrierten Steuerflächen beschrieben und diskutiert.

### 6.1 Referenzentwurf

In diesem Abschnitt werden die numerischen Ergebnisse des Entwurf 1 vorgestellt und mit den Ergebnissen der vorangegangenen Untersuchungen der SACCON Konfiguration verglichen. Für den Entwurf wurde die SACCON Konfiguration als Basis verwendet. Der Grundriss wurde vergrößert, in dem der Hinterkantenpfeilungswinkel reduziert wurde. Zudem wurde der Entwurf 1 mit einer anderen Profilierung als das SACCON konzipiert.

#### Entwurf 1

In der **Abbildung 20** ist die Oberflächendruckverteilung und die Wandstromlinien für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 2^\circ$  und  $\alpha = 9^\circ$  dargestellt. Im Rumpfbereich kann man anhand der Wandstromlinien eine Dickenablösung und daraus folgende Umströmung der Hinterkante erkennen. Diese ist bedingt durch die Profilauswahl, hat jedoch keine weiteren Auswirkungen auf die Wirbeltopologie und das aerodynamische Verhalten und wird daher im weiteren Verlauf nicht näher diskutiert. Zudem wird die Geometrie in diesem Bereich bei der zukünftigen Integration eines Triebwerks durch die Düse bestimmt und erhält dort somit auch eine gänzlich andere Strömungspyshik. Beide Anstellwinkel weisen ansonsten eine vollständig anliegende Strömung auf. Bis zu einem Anstellwinkel von  $\alpha = 9^\circ$  kommt es somit zu keiner Veränderung der Strömungstopologie. Dies ändert sich, wenn der Anstellwinkel auf  $\alpha = 10^\circ$  erhöht wird. Betrachtet man die Oberflächendruckverteilung und die Wandstromlinien in **Abbildung 21**, zeigt sich eine grundlegend veränderte Strömungstopologie. Die in Richtung Vorderkante verlaufenden Wandstromlinien entstehen infolge eines Wirbels, der an der Vorderkante ablöst. An der Seitenkante hat sich zudem ein Tipwirbel gebildet. Die beiden Wirbel werden wie in Kapitel 2 beschrieben analog zum SACCON von einem Gebiet anliegender Strömung getrennt. Bei  $\alpha = 12^\circ$  in Abb. 21 und  $\alpha = 14^\circ$  sowie  $\alpha = 16^\circ$  in **Abbildung 22** verschiebt sich der Ursprung des Wirbels mit steigendem Anstellwinkel in Richtung Apex. In der **Abbildung 23** ist die dreidimensionale Strömungstopologie im Bereich der Flügelspitze auf der Oberseite des Flügels für die Anstellwinkel  $\alpha = 9^\circ$  und  $\alpha = 10^\circ$  dargestellt. Man sieht bei  $\alpha = 10^\circ$  den zusätzlich zum Hauptwirbel entstandenen Tipwirbel. Anhand der Wandstromlinien in Abb. 21 sieht man, dass der Tipwirbel bei  $\alpha = 12^\circ$  verschwunden ist. Ursächlich hierfür ist, dass sich auch der Tipwirbel in Analogie zu den SACCON Ergebnissen von Schütte in [37] mit steigendem Anstellwinkel in Richtung Apex verschiebt und im Zuge dessen vom Hauptwirbel

vereinnahmt wird.

In diesem Abschnitt soll der Einfluss der Strömungstopologie auf das aerodynamische Verhalten für den Entwurf 1 diskutiert werden. Das aerodynamische Verhalten wird dabei mit dem der SACCON Konfiguration verglichen, um den Einfluss der Geometrieänderungen deutlich zu machen. **Abbildung 24** zeigt den Auftriebsbeiwert  $C_A$ , den Widerstandsbeiwert  $C_W$  und das Nickmoment  $C_m$  über dem Anstellwinkel. Der nichtlineare Anteil von  $C_A$  ist für diese Konfiguration gering, da der Auftriebsbeiwert über den Anstellwinkel nahezu linear ist. Der Widerstandsbeiwert  $C_W$  steigt bei Entstehung des Wirbels bei  $\alpha = 10^\circ$  stark an.  $C_m$  nimmt für den Bereich der vollständig anliegenden Strömung ein stabiles, negatives und somit kopflastiges Nickmoment ein. Im Bereich der Wirbelentstehung von  $\alpha = 9^\circ$  auf  $\alpha = 10^\circ$  steigt das Nickmoment an. Die durch den Wirbel induzierten Unterdrücke verursachen eine Lasterhöhung vor dem MBP, wodurch ein zusätzliches positives Nickmoment induziert wird. Mit steigendem Anstellwinkel verschieben sich die induzierten Unterdrücke des Wirbels in Richtung Apex und entfernen sich weiter vom MBP, wodurch das Nickmoment weiter ansteigt. Bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 12^\circ$  durchläuft das Gesamtnickmoment den Nullpunkt und wechselt das Vorzeichen von einem kopflastigen zu einem hecklastigen Verhalten.

In der **Abbildung 25** sind die aerodynamischen Beiwerte des Referenzentwurfs mit den von Schütte et al. in [35] veröffentlichten Beiwerten der SACCON Konfiguration für den überschneidenden Anstellwinkelbereich vergleichend dargestellt. Hierzu muss erwähnt werden, dass die Beiwerte des SACCON für eine Konfiguration mit Bauchstiel sowie der Reynoldszahl  $Re_{ref} = 1,6 \cdot 10^6$  berechnet wurden, um einen Vergleich mit experimentellen Daten zu ermöglichen. Daher erfolgt lediglich ein qualitativer Vergleich der Beiwerte.

Man erkennt eine Verschiebung des Verlaufs der Auftriebsbeiwerte  $C_A$  auf höhere Werte für den Entwurf 1 im Vergleich zur SACCON Konfiguration, der Verlauf ist jedoch qualitativ ähnlich. Bei  $\alpha = 10^\circ$  liegt der Auftriebsbeiwert von Entwurf 1 14,2% über dem des SACCON. Bei  $\alpha = 16^\circ$  liegt die Steigerung mit 15,6% in einem ähnlichen Bereich. Der Widerstandsbeiwert  $C_W$  ist für den Anstellwinkel  $\alpha = 9^\circ$  nahezu identisch. Ab einem Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$ , als der Wirbel entsteht, kommt es bei Entwurf 1 zu einem steileren Verlauf als beim SACCON. So liegt der Widerstandsbeiwert des Referenzentwurf bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 16^\circ$  70,6% über dem Wert des SACCON. Während das Nickmoment  $C_m$  für das SACCON in diesem Anstellwinkelbereich einen fast linearen Verlauf einnimmt, kommt es bei Entwurf 1 zu einem unstetigen Verlauf im Bereich der Entstehung des Wirbels. Sobald der Wirbel bei Entwurf 1 vorhanden ist, steigt das Nickmoment beider Konfigurationen ähnlich an. Bei dem SACCON besteht im gesamten Anstellwinkelbereich ein hecklastiges Verhalten, während das Nickmoment des Referenzentwurf bei  $\alpha = 12^\circ$  von einem kopflastigen zu einem hecklastigen Verhalten wechselt. Der unterschiedliche Verlauf des Nickmoments lässt sich durch die veränderte Profilierung sowie der vergrößerten Oberfläche im Vergleich zum SACCON erklären. Für die Flügelentwürfe dieser Arbeit wurde aufgrund der Anforderung nach einem transsonischem Profil das superkritische Dornier Do728 Profil verwendet. Bei diesem Profil ist die hintere Flügelunterseite konvex ausgeführt, was zu den für superkritische Profile typischen „rear-loading“-Verhalten führt. Die zugefügte Oberfläche befindet sich hinter dem MBP und verändert so die Lastverteilung. Beim SACCON ist aufgrund einer anderen Profilierung und Lastverteilung ein hecklastiges Verhalten zu verzeichnen. Im Entwurf 1 ist bei einem Anstellwinkel bis  $\alpha = 12^\circ$  der größere Teil der Last hinter dem MBP und erzeugt ein kopflastiges Verhalten. Erst mit steigendem Anstellwinkel und der daraus folgenden Verschiebung des Wirbels in Richtung Apex liegt auch bei Entwurf 1 ein hecklastiges Verhalten vor. Der unstetige Verlauf des Nickmomentes sowie das Wechseln des Vorzei-

chens entsprechen einem ungewünschten Verhalten, da dieses für ein Flugregelungssystem schwerer zu kontrollieren ist sowie Steuerflächenauslässe notwendig macht, um einen ausgetrimmten Zustand zu erzielen, was wiederum den Widerstand erhöht. Die geometrischen Veränderungen der weiteren Entwürfe zielen daher vor allem darauf, den un stetigen und instabilen Verlauf des Nickmomentes zu stabilisieren oder sogar ein negatives  $dC_m/d\alpha$  zu erzeugen und so für einen möglichst großen Anstellwinkelbereich ein kopflastiges Verhalten beizubehalten. Dies soll durch eine Verschiebung der Wirbelentstehung auf höhere Anstellwinkel ermöglicht werden oder durch ein Verhindern der Verschiebung des Wirbelursprungs bei steigendem Anstellwinkel.

## 6.2 Variation der Vorderkante

In diesem Abschnitt werden die numerischen Ergebnisse der Entwürfe diskutiert, bei denen der Vorderkantennasenradius im Vergleich zum Referenzentwurf verändert wurde. Hierzu werden die Wirbeltopologie und das aerodynamische Verhalten vorgestellt und mit dem Referenzentwurf verglichen. Anschließend werden die Ergebnisse in Bezug auf die Motivation der Geometrieänderungen diskutiert.

### Entwurf 2

Zunächst werden die Ergebnisse des Entwurfs 2 erläutert und mit dem Referenzentwurf verglichen. Der Nasenradius wurde bei Entwurf 2 im Profil A von  $r_{ref} = 1mm$  auf  $r_{ref} = 5mm$  erhöht. Die Profile B und C wurden nicht verändert. So ergibt sich im Rumpfbereich zwischen Profil A und Profil B ein in Richtung Apex ansteigender Nasenradius. Die in Kapitel 1 vorgestellten Untersuchungen von Schütte [1] haben gezeigt, dass ein ansteigender Nasenradius die Verschiebung des Wirbels in Richtung Apex bei steigendem Anstellwinkel verzögern kann. Dieser Effekt sollte bei Entwurf 2 genutzt werden, um die Lastverschiebung in den Bereich vor dem MBP, und damit den un stetigen Anstieg des Nickmomentes zu höheren Anstellwinkeln zu verschieben.

In den **Abbildungen 26 bis 29** sind die Oberflächendruckverteilungen und Wandstromlinien von Entwurf 2 und dem Referenzentwurf vergleichend dargestellt. Aus Abb. 26 lässt sich entnehmen, dass der Wirbel bei beiden Entwürfen bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  entsteht und seinen Ursprung an gleicher Stelle hat. Auch bei Entwurf 2 hat sich an der Seitenkante ein kleiner Tipwirbel gebildet, der vom Hauptwirbel analog zum SACCON durch ein Gebiet anliegender Strömung getrennt wird. Der Bereich, in dem der Ursprung des Hauptwirbels liegt, ist nicht von der Geometrieänderung betroffen. Bei  $\alpha = 12^\circ$  in Abb. 27 hat sich der Wirbelursprung für Entwurf 2 in den Bereich der Geometrieänderung verschoben. Er ist nun weiter vom Apex entfernt als beim Referenzentwurf. Mit weiter steigendem Anstellwinkel nimmt der Abstand des Wirbelursprungs von Entwurf 1 und Entwurf 2 weiter zu, wie der Abb. 28 für  $\alpha = 14^\circ$  und der Abb. 29 für  $\alpha = 16^\circ$  zu entnehmen ist. Zur Bestimmung des Ortes der Wirbelablösung wurde der  $c_p$ -Verlauf an der Vorderkante analysiert. Bei einer vollständig anliegenden Strömung verläuft der  $c_p$ -Wert an der Vorderkante kontinuierlich. Bei einem bestehenden Wirbel nimmt der  $c_p$ -Wert an der Vorderkante ausgehend vom Apex in Richtung stetig ab, bis er ein Minimum erreicht. Diese Saugspitze wird von Frink in [48] als Kriterium definiert, um den Ort der Wirbelablösung an der Vorderkante näherungsweise zu bestimmen. Im weiteren Verlauf steigt der Druckbeiwert wieder an und besitzt einen Wendepunkt im Verlauf. Der Saugkraftverlust infolge des ansteigendem Druckbeiwert wird durch die Saugkraft des Wirbels kompensiert. Dies entspricht der von Polhamus [49] beschriebenen Analogie. Zur Bestimmung des Ortes der Wirbelablösung wurden für diese Arbeit daher die  $c_p$ -Werte entlang der Vorderkante in einem Diagramm aufgetragen. In der **Abbildung 30** ist ein

solches Diagramm für den  $c_{P_{VK}}$ -Verlauf der Entwürfe 1 und 2 dargestellt.  $y/s = 0$  steht hier für den Apex und  $y/s = 1$  für die Flügelspitze. Bei  $\alpha = 9^\circ$  und  $\alpha = 10^\circ$  kommt es nur zu geringen quantitativen Abweichungen im Bereich der veränderten Geometrie zwischen  $y/s = 0$  und  $y/s = 0,28$ . Durch den größeren Nasenradius bei Entwurf 2 in diesem Bereich kommt es hier zu einer verlangsamten Umströmung der Vorderkante und somit zu einer geringeren Saugwerten. Für  $\alpha = 10^\circ$  zeigt sich, dass die Saugspitze und somit der Ursprung der Wirbel bei beiden Entwürfen identisch bei  $y/s = 0,33$  liegt. Bei höheren Anstellwinkeln wird bei Entwurf 2 die Verschiebung des Wirbelursprungs Richtung Apex verzögert. So liegt der Ursprung des Wirbels für  $\alpha = 16^\circ$  im Entwurf 2 bei  $y/s = 0,20$ , beim Referenzentwurf liegt er dagegen bei  $y/s = 0,06$ .

Trotz der Unterschiede in der Verschiebung des Wirbelursprungs ab einem Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  ergeben sich keine Unterschiede im aerodynamischen Verhalten. **Abbildung 31** zeigt einen nahezu identischen Verlauf des Auftriebs, des Widerstands sowie des Nickmomentes über dem Anstellwinkel für Entwurf 1 und 2. Dies liegt daran, dass nur der Rumpfbereich von den Geometrieänderungen betroffen ist und die Unterschiede in der Wirbelverschiebung nur dort auftreten. Die Wirbelverschiebung innerhalb dieses Bereiches hat eine zu geringe Lastverschiebung zu Folge, um Auswirkungen auf das aerodynamische Verhalten zu erzeugen.

Es lässt sich zusammenfassen, dass eine Erhöhung des Nasenradius  $r_{ref}$  der Vorderkante im Rumpfbereich ab eine veränderte Wirbeltopologie zur Folge hat und wie gewünscht die Verschiebung des Wirbelursprungs in Richtung Apex verhindert, sobald der Ursprung des Wirbels den geometrisch veränderten Bereich zwischen Profil A und B an der Vorderkante erreicht. Die Wirbelentstehung, die einen großen Einfluss auf das aerodynamische Verhalten besitzt, wird bezüglich ihrer Stelle und des Anstellwinkels nicht verändert. Die Veränderung der Wirbeltopologie ab einem Anstellwinkeln von  $\alpha = 12^\circ$  hat keine Veränderung des aerodynamischen Verhaltens zur Folge.

### Entwurf 3 & Entwurf 4

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Entwürfe 3 und 4 vorgestellt und mit dem Referenzentwurf verglichen. Für die beiden Entwürfe wurde der Nasenradius  $r_{ref}$  entlang der gesamten Vorderkante auf  $r_{ref} = 3mm$  für Entwurf 3 und  $r_{ref} = 5mm$  für Entwurf 4 erhöht. So soll im Gegensatz zu Entwurf 2 auch der Bereich der Vorderkante verändert werden, in welchem die Wirbel entstehen, um so den gewünschten Effekt einer Verschiebung des Wirbels in Richtung Flügelspitze und das daraus resultierende aerodynamische Verhalten am Entwurf 2 zu verstärken.

In den **Abbildungen 32 bis 35** sind die Oberflächendruckverteilungen und Wandstromlinien von Entwurf 3 und Entwurf 4 im Vergleich dargestellt. Beide Entwürfen weisen bis zu einem Anstellwinkel von  $\alpha = 12^\circ$  abgesehen von einem Tipwirbel eine vollständig anliegende Strömung auf, wie man in den Abb. 32 und 33 sehen kann. Bei  $\alpha = 14^\circ$  entsteht im Entwurf 3 ein Bereich konvergierender Wandstromlinien, siehe Abb. 34. Dies deutet die Entstehung eines Wirbels an. Die entgegen der Strömungsrichtung verlaufenden Wandstromlinien im Bereich der Flügelspitze beider Entwürfe lassen vermuten, dass die Tipwirbel für höhere Anstellwinkel nicht stabil sind. Bei  $\alpha = 16^\circ$  in Abb. 35 ist der Hauptwirbel bei Entwurf 3 vollständig ausgebildet. Bei Entwurf 4 deutet sich dagegen auch hier weiter kein Hauptwirbel an. Im Bereich der Flügelspitze scheint dagegen ein Strudelpunkt entstanden zu sein. Die **Abbildungen 36 bis 38** zeigen die dreidimensionalen Stromlinien im Bereich der Flügelspitze für die Entwürfe 3 und 4 bei dem Anstellwinkeln  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\alpha = 11^\circ$  und  $\alpha = 14^\circ$ , um die Entwicklung der Tipwirbel darzustellen. Hier bestätigt sich die zuvor genannte Vermutung, dass die Tipwirbel nicht stabil sind. Bei  $\alpha = 10^\circ$  in Abb.



36 sind beide Tipwirbel klein und stabil. Bei  $\alpha = 11^\circ$  in Abb. 37 weiten sich beide Tipwirbel stark auf und weisen rückläufige Stromlinien auf. Bei  $\alpha = 14^\circ$  in Abb. 38 hat sich dieser Effekt weiter verstärkt. Die auftretenden rückläufigen Stromlinien sind Merkmal eines aufplatzenden Wirbels. Die **Abbildung 39** zeigt die dreidimensionalen Stromlinien des aufgeplatzten Tipwirbel mit dem vorher genannten Strudelpunkt von Entwurf 4 bei  $\alpha = 16^\circ$  im Detail. **Abbildung 40** zeigt die dreidimensionale Strömungstopologie auf der Oberseite des Flügels bei  $\alpha = 15^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$  für Entwurf 3. Man sieht, dass der Hauptwirbel bereits bei  $\alpha = 15^\circ$  ausgebildet ist. Zudem zeigt sich eine Stabilisierung des Tipwirbels im Vergleich zu Abb. 38 bei  $\alpha = 14^\circ$ . Bei einer Erhöhung des Anstellwinkels von  $\alpha = 15^\circ$  auf  $\alpha = 16^\circ$  in Abb. 40 lässt sich erkennen, dass sich der Tipwirbel in Richtung Hauptwirbel verschiebt und abgeschwächt ist.

**Abbildung 41** stellt den  $c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 3 und Entwurf 4 im Vergleich zum Referenzentwurf bei verschiedenen Anstellwinkeln dar. Bei  $\alpha = 12^\circ$  erkennt man die charakteristische Saugspitze des Hauptwirbels von Entwurf 1 in der Nähe des Apex. In der Nähe der Flügelspitze sind die Saugspitzen der Tipwirbel der Entwürfe 3 und 4 zu sehen. Bei  $\alpha = 14^\circ$  ist der  $c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 3 im Bereich zwischen dem Tipwirbel und dem Apex deutlich zu geringeren  $c_{P_{VK}}$ -Werten verschoben. Da kein Hauptwirbel vorhanden ist, fehlt jedoch weiterhin die charakteristische Saugspitze in dem Verlauf. Für Entwurf 4 ist der Verlauf im Bereich zwischen dem Tipwirbel und dem Apex nur leicht zu geringeren  $c_{P_{VK}}$ -Werten verschoben. Die Saugspitzen der Tipwirbel von Entwurf 3 und 4 sind leicht angestiegen und in Richtung Apex verschoben. Bei  $\alpha = 15^\circ$  ist nur der Verlauf für Entwurf 3 dargestellt, da die beiden anderen Entwürfe nicht für diesen Anstellwinkel berechnet wurden. Der Hauptwirbel ist bei diesem Anstellwinkel vorhanden und damit zeigt sich auch die charakteristische Saugspitze und der Wendepunkt im weiteren Verlauf, wenn auch nicht so definiert wie es bei Entwurf 1 der Fall ist, da dort  $r_{ref}$  geringer ist. Die Saugspitze des Tipwirbels hat sich in Stärke und Ort nicht verändert. Bei  $\alpha = 16^\circ$  sieht man, dass der Ursprung des Hauptwirbels von Entwurf 3 im Vergleich zu  $\alpha = 15^\circ$  nur geringfügig im Vergleich zu Entwurf 1 in Richtung Apex verschoben wurde. Hier zeigt sich zudem, dass die Saugspitze des Tipwirbels bei Entwurf 3 deutlich abgeschwächt ist und somit wie schon zuvor beschrieben auf einen abgeschwächten Tipwirbel hinweist. Der Verlauf bei Entwurf 4 hat sich im Vergleich zu  $\alpha = 14^\circ$  zu geringeren  $c_{P_{VK}}$ -Werten verschoben. Im Tipbereich hat sich dort die Saugspitze des Tipwirbels abgeschwächt. Dies ist auf das Entstehen des Strudelpunktes und dem zuvor vermuteten Aufplatzen des Tipwirbels zurückzuführen.

Der Verlauf des Auftriebsbeiwerts über den Anstellwinkel bleibt bei beiden Entwürfen nahezu identisch zum Referenzentwurf, wie **Abbildung 42** zu entnehmen ist. Auch der Widerstandsbeiwert ist bis zur jeweiligen Wirbelentstehung zunächst identisch. Bei Entwurf 1 steigt er ab  $\alpha = 10^\circ$  stärker an, bei Entwurf 3 ab  $\alpha = 15^\circ$ . Das gleiche Verhalten zeigt sich auch im Verlauf von  $C_A/C_W$  über dem Anstellwinkel. Durch die Verzögerung der Wirbelbildung zu höheren Anstellwinkeln bleibt der sprunghafte Anstieg des Nickmomentes bei Entwurf 3 und 4 aus. Das Nickmoment steigt mit steigendem Anstellwinkel stetig. Bei  $\alpha = 14^\circ$  beginnt die Wirbelbildung bei Entwurf 3 und erhöht so den Anstieg des Nickmomentenverlauf stärker als im Vergleich zu Entwurf 4. Ab  $\alpha = 15^\circ$  wechselt das Vorzeichen des Nickmomentes von Entwurf 3 und erzeugt ein hecklastiges anstatt eines kopflastigen Verhaltens. Der Nickmomentanstieg bei Entwurf 4 verläuft weiter gleichmäßig, da sich hier keine Wirbelentstehung andeutet. Auch bei  $\alpha = 16^\circ$  liegt hier weiter ein kopflastiges Verhalten vor.

Der erhöhte Nasenradius führt im Vergleich zu Entwurf 1 bei Entwurf 3 zu einer Verschiebung der Wirbelentstehung auf einen höheren Anstellwinkel und bei Entwurf 4 zu einem Ausbleiben der Wirbelentstehung im berechneten Anstellwinkelbereich. Das unstetige Verhalten des Nickmoments wird abgeschwächt. Es kommt zunächst zu einem leichten

linearen Anstieg des Moments im mittleren Anstellwinkelbereich. Der Anstieg infolge der Wirbelentstehung erfolgt im Gegensatz zum Referenzentwurf nicht mehr sprunghaft und der Wechsel des Vorzeichens von einem kopflastigen zu einem hecklastigen Verhalten bei  $\alpha = 10^\circ$  im Entwurf 1 wird zu  $\alpha = 15^\circ$  bei Entwurf 3 verschoben. Die Tipwirbel bei Entwurf 3 und 4 scheinen anhand der Abb. 37 bei  $\alpha = 11^\circ$  aufzuplatzen. Dies hat aufgrund der geringen beeinflussten Fläche keinen Einfluss auf das aerodynamische Verhalten, ist jedoch unerwünscht, weil sich das Ablösegebiet ausweiten kann. Durch die Entstehung des Hauptwirbels bei Entwurf 3 wird der Tipwirbel bei höheren Anstellwinkeln wieder stabilisiert, wie in Abb. 40 zu sehen ist. Bei Entwurf 4 entsteht bei  $\alpha = 16^\circ$  hingegen ein Strudelpunkt, wie Abb. 35 zeigt.

Es lässt sich zusammenfassen, dass eine Erhöhung des Nasenradius  $r_{ref}$  entlang der kompletten Vorderkante, wie in den vorherigen Untersuchungen von Schütte [1] gezeigt, die Entstehung der Wirbel zu höheren Anstellwinkeln verschiebt. Das nichtlineare Verhalten des Nickmoments wird dadurch abgeschwächt und der Wechsel von einem kopflastigen zu einem hecklastig Verhalten wurde bei Entwurf 3 zu höheren Anstellwinkeln verschoben und bei Entwurf 4 gänzlich verhindert. Als problematisch stellt sich die Entwicklung des Tipwirbels bei Entwurf 4 dar. Der Tipwirbel scheint mit steigendem Anstellwinkel instabiler zu werden und aufzuplatzen. Bei dem Entwurf 3 wird der Tipwirbel von dem entstehenden Hauptwirbel zunächst stabilisiert und dann vereinnahmt, so dass eine Weiterentwicklung dieses ungewünschten Verhaltens verhindert wird. Bei Entwurf 4 jedoch entsteht kein Hauptwirbel, der den Tipwirbel stabilisiert, so dass es bei  $\alpha = 16^\circ$  zu einer Ablösung auf der Oberseite und zu der Entstehung eines Strudelpunktes kommt. Dieses Gebiet besitzt eine hohe Hebelkraft auf das Roll- und Giermoment und ist daher für den Einsatz möglicher Steuerelemente von Bedeutung, wie z.B. Spoiler zur Giersteuerung. Ein Ablösegebiet würde die Wirksamkeit der Steuerkontrollen deutlich reduzieren. Daher sollten mit den folgenden Entwürfen die Strömung in diesem Gebiet stabilisiert werden.

### 6.3 Variation der Seitenkante

Nach den Geometrieänderungen entlang der Vorderkante wurde der Radius der Vorderkante an der Seitenkante verändert. So wird eine Verringerung des Nasenradius der Vorderkante zwischen dem Profil C und der Seitenkante erzeugt. Die Reduzierung des Radius soll die Entstehung des Tipwirbels zu geringeren Anstellwinkeln verschieben, die Zirkulation des Tipwirbels erhöhen und diesen so verstärken und bei höheren Anstellwinkeln stabilisieren. Diese Strategie zur Stabilisierung der Strömung im Tipbereich wurde schon beim SACCON durchgeführt. So soll zum einen untersucht werden, ob das Nickmomentenverhalten durch ein vergrößertes Nickmoment hinter dem MBP infolge des verstärkten Tipwirbel beeinflusst werden kann. Sollte dieses bei Anwendung auf den Entwurf 1 erfolgreich sein, könnte eine solche Anpassung möglicherweise die unerwünschten Effekte im Tipbereich bei höheren Anstellwinkeln von Entwurf 3 und 4 reduzieren.

#### Entwurf 5 & Entwurf 6

Für den Entwurf 5 wurde der Radius an der Vorderkante der Seitenkante bei Entwurf 1 von  $r_{SK} = 30\text{mm}$  auf  $r_{SK} = 10\text{mm}$  reduziert. Für den Entwurf 6 wurde der Radius bei Entwurf 1 auf  $r_{SK} = 5\text{mm}$  reduziert.

In den **Abbildungen 43 bis 45** sind die Oberflächendruckverteilungen und Wandstromlinien von Entwurf 3 und Entwurf 4 im Vergleich dargestellt. Die Wandstromlinien der beiden Entwürfe sind für den jeweils dargestellten Anstellwinkeln nahezu identisch. Anhand der Wandstromlinien erkennt man bei  $\alpha = 9^\circ$  in Abb. 43 einen deutlich ausge-

prägen Tipwirbel, während dessen Entstehung bei Entwurf 1 in Abb. 20 erst angedeutet wird. Die Hauptwirbel entstehen unverändert bei  $\alpha = 10^\circ$ , siehe Abb. 44 und werden wie bei Entwurf 1 und dem SACCON durch ein Gebiet anliegender Strömung von dem Tipwirbel getrennt. Bei  $\alpha = 16^\circ$  in Abb. 45 ist zu sehen, dass sich die Hauptwirbel, wie schon für den Entwurf 1, mit steigendem Anstellwinkel ebenfalls in Richtung Apex verschieben und die Tipwirbel bei beiden Entwürfen von den Hauptwirbeln vereinnahmt wurden. Anhand des Vergleichs der  $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für Entwurf 5 und 6 mit dem Referenzentwurf in **Abbildung 46** lässt sich bei  $\alpha = 10^\circ$  eine deutlich stärkere und definiertere Saugspitze bei beiden Entwürfen im Vergleich zu Entwurf 1 feststellen. Die Saugspitze des Hauptwirbels ist bei beiden Entwürfen weder in ihrer Stärke noch in ihrem Ort von Entwurf 1 verändert. Bei  $\alpha = 16^\circ$  sind die Verläufe der beiden veränderten Entwürfe mit dem des Referenzentwurf nahezu identisch. Nur bei Entwurf 6 liegt die  $c_{P_{VK}}$ -Kurve im veränderten Tipbereich leicht unter dem von Entwurf 1.

Der **Abbildung 47** ist zu entnehmen, dass das aerodynamische Verhalten der beiden Entwürfe 5 und 6 keine Veränderung zum Referenzentwurf aufweist. Sowohl die Auftriebsbeiwerte, Widerstandsbeiwerte als auch die Nickmomente verlaufen über dem Anstellwinkel identisch mit denen von Entwurf 1.

Für die Entwürfe 5 und 6 lässt sich zusammenfassend sagen, dass die Veränderung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante den Tipwirbel beeinflusst. Zwischen beiden Entwürfen sind nur geringe Unterschiede bei den Tipwirbeln zu erkennen. Durch das geringere  $r_{ref}$  von Entwurf 6 im Vergleich zu Entwurf 5 sind die  $c_{P_{VK}}$ -Werte hier leicht geringer und der Tipwirbel näher Richtung Apex. Beide Tipwirbel entstehen bei einem geringeren Anstellwinkel und besitzen eine deutlich höhere Saugspitze im Vergleich zu Entwurf 1. Das aerodynamische Verhalten wird durch die Veränderung der Tipwirbel jedoch nicht beeinflusst. Dies kann daran liegen, dass die durch den Tipwirbel beeinflusste Fläche zu gering ist oder dass der Tipwirbel nicht stark genug ist, um ein ausreichendes Moment zu erzeugen, welches eine messbare Änderung des aerodynamischen Verhaltens herbeiführt. Der Hauptwirbel weist bei beiden Entwürfen keine Veränderung zu dem Referenzentwurf auf.

## Entwurf 7 & Entwurf 8

Die Reduzierung des Radius an der Vorderkante der Seitenkante bei Entwurf 1 hat zu stärkeren Tipwirbeln bei den Entwürfen 5 und 6 geführt. Mit den Entwürfen 7 und 8 soll nun überprüft werden, ob dieser Effekt das instabile Verhalten der Tipwirbel von Entwurf 3 und 4 verbessern kann. Des Weiteren soll ein möglicher Einfluss des veränderten Tipbereichs auf das Nickmomentenverhalten untersucht werden. Dazu wurde für den Entwurf 7 der Radius an der Vorderkante der Seitenkante bei Entwurf 3 von  $r_{SK} = 30\text{mm}$  auf  $r_{SK} = 5\text{mm}$  reduziert. Für Entwurf 6 wurde der Radius im Entwurf 4 auf  $r_{SK} = 5\text{mm}$  reduziert.

In den **Abbildungen 48 bis 52** sind die Oberflächendruckverteilungen und die Wandstromlinien von Entwurf 7 mit seinem Basisentwurf 3 verglichen. Die Abb. 48 und 49 für  $\alpha = 10^\circ$  und  $\alpha = 12^\circ$  zeigen, dass durch die Veränderung des Tipbereichs der gleiche Effekt auf die Strömungstopologie entsteht wie vorher beschrieben von Entwurf 1 auf Entwurf 5. Der Unterschied liegt darin, dass bei Entwurf 3 und 7 für diese Anstellwinkel kein Hauptwirbel vorhanden ist. Der Tipwirbel hat sich durch die geometrische Änderung von Entwurf 7 zu Entwurf 3 vergrößert. Bei  $\alpha = 14^\circ$  in Abb. 50 sieht man, dass die Stromlinien über dem Hauptflügel bei Entwurf 7 kein konvergierendes Verhalten wie für Entwurf 3 aufweisen und sich somit im Gegensatz zu Entwurf 3 kein entstehender Hauptwirbel andeutet. Im Tipbereich ist bei Entwurf 7 ein Strudelpunkt zu erkennen, welcher bei Entwurf 3 nicht vorhanden ist. Bei  $\alpha = 15^\circ$  in Abb. 51 ist auch bei Entwurf 7 ein Hauptwirbel



entstanden. Dieser befindet sich jedoch deutlicher weiter vom Apex entfernt als bei dem Entwurf 3. Im Tipbereich ist bei Entwurf 7 weiterhin ein Strudelpunkt zu sehen, zudem hat sich das Ablösegebiet vergrößert. Auch bei  $\alpha = 16^\circ$  in Abb. 52 ist der Hauptwirbel von Entwurf 7 deutlich weiter vom Apex entfernt als bei dem Basisentwurf 3. Dazu hat sich der Bereich am Flügeltip stabilisiert und der Strudelpunkt ist nicht mehr vorhanden. In den **Abbildungen 53 bis 55** sind die Tipwirbel der Entwürfe 3 und 7 anhand der dreidimensionalen Stromlinien miteinander verglichen. Bei  $\alpha = 10^\circ$  in Abb. 53 ist der im Vergleich zu Entwurf 3 stärkere Tipwirbel von Entwurf 7 zu erkennen. In den Abb. 54 und 55 zeigt sich, dass beide Tipwirbel mit steigendem Anstellwinkel instabiler werden, wobei statt des aufgeplatzten Tipwirbels von Entwurf 3 bei  $\alpha = 14^\circ$  bei Entwurf 7 ein sehr viel ausgeprägteres Ablösegebiet mit dem vorher beschriebenen Strudelpunkt vorhanden ist. Die **Abbildung 56** zeigt die dreidimensionalen Stromlinien im Flügelbereich für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 15^\circ$ . Man sieht, dass der Hauptwirbel bei Entwurf 7 nicht gleich stark ausgeprägt ist wie bei Entwurf 3. Während sich der aufgeplatzte Tipwirbel von Entwurf 3 aufgrund des voll ausgeprägten Hauptwirbels im Vergleich zu  $\alpha = 14^\circ$  in Abb. 55 stabilisiert hat, wurde das Ablösegebiet im Tipbereich von Entwurf 7 von dem nicht vollständig ausgeprägten Hauptwirbel im Vergleich zu  $\alpha = 14^\circ$  in Abb. 55 nicht beeinflusst.

Die **Abbildung 57** vergleicht die  $c_{PVK}$ -Verläufe für die Entwürfe 3 und 7 bei  $\alpha = 12^\circ$ ,  $\alpha = 14^\circ$ ,  $\alpha = 15^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$ . Man sieht, dass bei  $\alpha = 12^\circ$  wie schon zuvor beschrieben der Tipwirbel vergrößert und daher sein Ursprung in Richtung Apex verschoben ist. Bei  $\alpha = 14^\circ$  sieht man, dass der Verlauf von Entwurf 7 im Vergleich zu Entwurf 3 nach unten verschoben ist, da sich für Entwurf 7 noch kein Hauptwirbel andeutet. Bei  $\alpha = 15^\circ$  sieht man für Entwurf 3 den charakteristischen Verlauf eines vollständig ausgeprägten Hauptwirbels, während für Entwurf 7 noch keine definierte Saugspitze vorhanden ist, da hier der Hauptwirbel noch nicht vollständig ausgeprägt ist. Bei  $\alpha = 16^\circ$  ist auch für Entwurf 7 eine definierte Saugspitze zu erkennen. Hier lässt sich der unterschiedliche Ursprungsort der Hauptwirbel deutlich erkennen. Während die Saugspitze bei Entwurf 3 bei  $y/s = 0.24$  liegt, ist sie bei Entwurf 7 mit  $y/s = 0.32$  wie schon zuvor beschrieben weiter vom Apex entfernt.

Die **Abbildungen 59 und 60** vergleichen die Oberflächendruckverteilungen, Wandstromlinien und die dreidimensionalen Stromlinien von Entwurf 8 mit seinem Basisentwurf 4 bei  $\alpha = 16^\circ$ . Abb. 59 zeigt, dass die Stromlinien außerhalb des veränderten Tipbereichs keine Unterschiede aufweisen. Im Tipbereich ist bei beiden Entwürfen ein Strudelpunkt vorhanden. Die Stromlinien des Tipbereichs in Abb. 60 zeigen, dass sich das Ablösegebiet von Entwurf 4 aufgrund der geometrischen Änderungen im Entwurf 8 weiter verstärkt hat. Dies zeigt sich auch im Vergleich der  $c_{PVK}$ -Verläufe bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 16^\circ$  in **Abbildung 61**, wo der Verlauf von Entwurf 8 im äußeren Tipbereich im Vergleich zu Entwurf 4 deutlich nach unten verschoben ist.

In der **Abbildung 62** ist der Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie der Auftriebs-/Widerstandsverhältnis für Entwurf 3 und 7 über dem Anstellwinkel aufgetragen. Der Auftrieb ist bei beiden Entwürfen identisch. Der Widerstand ist bei Entwurf 7 bis zur Wirbelentstehung minimal erhöht, ab der Wirbelentstehung ist er identisch mit Entwurf 3. Dies lässt sich mit einem erhöhten induzierten Widerstand aufgrund der Ablösung erklären. Der Auftriebs/Widerstandsverlauf liegt entsprechend dem veränderten Widerstandsverlauf bei Entwurf 7 minimal höher als bei Entwurf 3. Das Nickmoment von Entwurf 7 ist bis  $\alpha = 13^\circ$  nahezu identisch mit Entwurf 3. Ab  $\alpha = 14^\circ$  steigt das Nickmoment geringer an als bei Entwurf 3. Ursächlich hierfür ist die veränderte Lage des Hauptwirbels und daraus resultierende Unterschiede in der Lastverteilung. Bei Entwurf 7 liegt das Sauggebiet des Hauptwirbels weiter in Richtung Flügelspitze als bei Entwurf 3 und somit auch weiter stromab des MBP. Die durch den Hauptwirbel zusätzlich induzierte Last erzeugt so ein im Vergleich zu Entwurf 3 kopflastigeres Moment. Dadurch steigt das

Gesamtnickmoment weniger stark an und der Wechsel von einem kopflastigen zu einem hecklastig Verhalten wird zu einem höheren Anstellwinkel verschoben. Ob der verstärkte Tipwirbel einen Einfluss durch ein zusätzliches Moment erzeugt hat, lässt sich aufgrund der Verschiebung des Hauptwirbels hier nicht eindeutig sagen.

Die **Abbildung 63** zeigt den Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie das Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 8 und seinem Basisentwurf 4 über dem Anstellwinkel. Die Auftriebsbeiwerte sind bei beiden Entwürfen zunächst identisch. Erst bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 16^\circ$  liegt das  $C_A$  von Entwurf 8 minimal unter dem von Entwurf 4. Ursächlich hierfür ist das ausgeprägtere Ablösegebiet am Tip und damit der Einbruch des Auftriebs für diesen Bereich. Da der Tipbereich allerdings nur einen geringen Anteil am Gesamtauftrieb hat kommt es auch nur zu einer geringen Verminderung. Auch hier ist der Verlauf der Widerstandsbeiwerte bei Entwurf 8 leicht höher als bei Entwurf 4, was sich mit dem erhöhten Widerstand des größeren Ablösegebiets im Tipbereich erklären lässt. Beim Nickmoment lässt sich ein Unterschied bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 16^\circ$  erkennen. Hier ist der  $C_m$ -Wert von Entwurf 8 höher als bei Entwurf 4. Dies erklärt sich aus der Entstehung des Ablösegebiets im Tipbereich von Entwurf 8. Hierdurch nimmt der Sog im hinteren Teil stromabwärts des MBP ab und das Nickmoment verschiebt sich zu einem hecklastigeren Verhalten.

Für den Entwurf 7 lässt sich zusammenfassen, dass die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante die gewünschte Stabilisierung im Tipbereich nicht erreicht hat. Die unerwünschten Effekte haben sich dort sogar weiter verstärkt, so dass bei  $\alpha = 14^\circ$  für Entwurf 7 im Gegensatz zu Entwurf 3 ein Ablösegebiet mit einem Strudelpunkt entstanden ist. Das Ablösegebiet verstärkt sich bei  $\alpha = 15^\circ$  weiter. Bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 16^\circ$  wird das Ablösegebiet im Tipbereich mit seinem unerwünschten Strudelpunkt vom Hauptwirbel vereinnahmt, so dass der Tipbereich eine stabile Strömung aufweist. Bis zur Entstehung des Hauptwirbels entsteht durch das Ablösegebiet im Tipbereich jedoch ein leicht erhöhter Widerstand und durch die Lastveränderung ein leicht erhöhtes hecklastige Nickmoment. Neben der Strömung im Tipbereich wird auch der Hauptwirbel beeinflusst. Für Entwurf 3 gibt es bei  $\alpha = 14^\circ$  schon einen Bereich konvergierender Stromlinien, die für Entwurf 7 nicht mehr vorhanden sind. Dies lässt vermuten, dass die Entstehung des Wirbels zu einem höheren Anstellwinkel verschoben wird. Für eine genaue Bestimmung der Anstellwinkeldifferenz wären weitere Berechnungen im Bereich zwischen  $\alpha = 14^\circ$  und  $\alpha = 15^\circ$  notwendig. Es hat sich zudem gezeigt, dass der Ursprung des Hauptwirbels durch die Veränderungen in Richtung Flügelspitze verschoben wurde. Ursächlich hierfür könnte der von Schütte in [1] beschriebene Effekt sein, dass sich bei einer Konfiguration mit variablem Nasenradius entlang der Vorderkante der Wirbelansatzpunkt mit einer Reduzierung der Konturkrümmung in Richtung Außenflügel verschiebt. Obwohl die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante sich auf den Tipbereich zwischen Flügelspitze und Profil C beschränkt, könnte dies schon einen Effekt stromaufwärts beschreiben und so die Wirbelbildung beeinflussen. Die Verschiebung des Hauptwirbels in Richtung Flügelspitze hat die gewünschte Lastverschiebung und somit die Beeinflussung des Nickmomentenverlauf zur Folge. So konnte der Wechsel des Vorzeichens des Nickmomentes im Vergleich zu Entwurf 3 weiter zu höheren Anstellwinkeln verschoben werden.

Für den Entwurf 8 lässt sich zusammenfassen, dass die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante die Strömung im Tipbereich ebenfalls nicht stabilisiert hat. So hat sich das Ablösegebiet entgegen dem gewünschten Ergebnis weiter verstärkt. Dadurch reduziert sich der Auftriebsbeiwert um einen geringen Wert. Zudem erhält das Nickmoment ein leicht hecklastigeres Verhalten. Der Widerstand ist über dem gesamten Anstellwinkelbereich mit vorhandenem Tipwirbel leicht erhöht. Mit der Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante konnte die gewünschte Stabilisierung im

Tipbereich folglich nicht erzielt werden. Da dieser Bereich wie bereits erwähnt eine hohe Hebelkraft auf das Roll- und Giermoment besitzt und daher eine stabile Strömung für den dortigen Einsatz möglicher Steuerkontrollen von entscheidender Bedeutung ist, kann die Stabilisierung des Tipbereichs das Ziel zukünftiger Untersuchungen sein. Mögliche Strategien wären hier eine stärkere Verwindung oder einen veränderten Pfeilungswinkel für den Tipbereich.

## 6.4 Asymmetrische Anströmung

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Berechnung von Entwurf 9 mit asymmetrischer Anströmung vorgestellt und diskutiert. Für den Entwurf 9 ist der Entwurf 7 als Vollmodell ausgeführt worden, um den Einfluss eines Schiebewinkels auf die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten zu untersuchen.

### Entwurf 9

Die **Abbildungen 64 und 65** zeigen die dreidimensionalen Stromlinien für Entwurf 9 bei  $\alpha = 10^\circ$  und  $\beta = 5^\circ$  bzw.  $\beta = 10^\circ$ . Die Strömungsrichtung ist in den Abbildungen schematisch dargestellt. Für  $\beta = 5^\circ$  in Abb. 64 zeigt sich, dass sich die Stromlinien des rechten Flügels, der Strömung zugewandt, stärker der Strömungsrichtung anpassen als die Stromlinien des linken Flügels. Ursächlich hierfür ist die Reduzierung des effektiven Pfeilwinkels auf der rechten Seite. Die beiden Tipwirbel weisen keine Unterschiede auf. Dieses ändert sich bei  $\beta = 10^\circ$  in Abb. 65. Hier ist der Tipwirbel des linken Flügels deutlich konzentrierter, während der Tipwirbel des rechten Flügels Merkmale eines aufplatzenden Wirbels wie eine Aufweitung und entgegen der Strömungsrichtung laufende Stromlinien vorweist. Die **Abbildung 66** zeigt die beiden Tipwirbel im Detail.

Die **Abbildung 67** zeigt den Auftriebs-, Widerstands-, Nickmomenten- und Rollmomentenverlauf über den Schiebewinkel für Entwurf 9. Dazu sind ergänzend die Werte für die identische Konfiguration des Entwurf 7 mit  $\beta = 0^\circ$  aufgetragen. Man sieht, dass der Schiebewinkel den Auftrieb und den Widerstand minimal reduziert. Für  $\beta = 10^\circ$  sinkt der Auftriebsbeiwert hierbei lediglich um 3% und der Widerstandsbeiwert um 7% im Vergleich zu den Werten bei  $\beta = 0^\circ$ . Das kopflastige Nickmoment wird durch den Schiebewinkel erhöht. Hier steigen die Nickmomentenbeiwerte bei  $\beta = 5^\circ$  um 13% und bei  $\beta = 10^\circ$  um 44%. Auf das Rollmoment übt der Schiebewinkel ebenfalls einen größeren Einfluss auf. Hier steigt der Nickmomentbeiwert von  $C_l = 0$  bei  $\beta = 0^\circ$  auf  $C_l = 0.044$  bei  $\beta = 10^\circ$ . Auf die Einordnung dieses Wertes wird im folgenden Kapitel genauer eingegangen.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass ein Schiebewinkel für den betrachteten Anstellwinkel nur einen kleinen Einfluss auf die Strömungstopologie aufweist. Die anliegende Strömung wird leicht in Strömungsrichtung verschoben, und bei  $\beta = 10^\circ$  kommt es zu Unterschieden bei den Tipwirbeln. Hier könnten die unterschiedlichen Tipwirbel bei höheren Anstellwinkeln den Einfluss des Schiebewinkels auf das aerodynamische Verhalten erhöhen. Auch der Einfluss auf den Auftrieb und den Widerstand ist sehr gering. Das Nickmoment und insbesondere das Rollmoment wird jedoch mit steigendem Schiebewinkel stark verändert. Obwohl der Einfluss auf die Strömungstopologie bei den hier untersuchten Anstellwinkel nur gering ist, kommt es zu einer relevanten Änderung der aerodynamischen Beiwerte. Die Effekte auf einem Hauptwirbel und damit die Änderung der aerodynamischen Beiwerte sind vermutlich signifikant, wie sich aus den Untersuchungen von Schütte et al. [ ] ableiten lässt. Es ist zu erwarten, dass durch die Reduzierung des effektiven Pfeilwinkels auf der einen Seite und die Erhöhung des effektiven Pfeilwinkels auf der anderen Seite dazu führt, dass bei bestimmten Anstellwinkelbereichen auf einer Seite ein Wirbel entsteht, während auf der anderen Seite eine anliegende Strömung vorhanden ist. Diese

vermutete Strömungsphysik würde einen deutlich größeren Einfluss auf das aerodynamische Verhalten als für den in dieser Arbeit untersuchten Anstellwinkel implizieren, siehe [19]. Dies zeigt auch, dass stabile Strömungsverhältnisse bei symmetrischen Zuströmungen vonnöten sind, so dass die bei realen Flugmanövern nicht vermeidbaren geringen asymmetrischen Zuströmbedingungen nicht das gesamte Strömungsfeld destabilisieren.

## 6.5 Integrierte Steuerflächen

In diesem Abschnitt werden die Ergebnisse der Entwürfe mit integrierten Steuerflächen vorgestellt. Hierzu wurden vier Entwürfe mit jeweils zwei integrierten Steuerflächen pro Hinterkante untersucht. Drei dieser Entwürfe waren mit unterschiedlich ausgeschlagenen Steuerflächen konzipiert und ein Entwurf mit nicht ausgeschlagenen Steuerflächen, um so den Einfluss der Klappenspalten mit einzubeziehen. Zunächst wird die Strömungstopologie vorgestellt. Anschließend wird das aerodynamische Verhalten analysiert und mit experimentellen Daten der SACCON Konfiguration verglichen. Alle Berechnungen mit integrierten Steuerflächen fanden bei einem Anstellwinkelwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  statt und werden mit den entsprechenden Daten des SACCON für diesen Anstellwinkel verglichen. So soll der Einfluss des reduzierten Hinterkantenpfeilwinkels auf die Wirksamkeit der Steuerflächen ermittelt werden.

### Entwurf 10-0, Entwurf 10-1, Entwurf 10-2 & Entwurf 10-3

In den **Abbildungen 68 bis 71** sind die dreidimensionalen Stromlinien von Entwurf 10 bei verschiedenen Steuerflächenausschlägen dargestellt. Bei Entwurf 10-0 in Abb. 68 sind sämtliche Steuerflächen in Neutralstellung. Bei Entwurf 10-1 in Abb. 69 beträgt der Ausschlag der linken inneren Steuerfläche  $\eta = -10^\circ$ . Bei Entwurf 10-2 in Abb. 70 beträgt der Ausschlag der linken inneren Steuerfläche  $\eta = +10^\circ$ . Bei Entwurf 10-3 in Abb. 71 beträgt der Ausschlag der linken äußeren Steuerfläche  $\eta = +10^\circ$ . Vergleicht man die Abb. 68 bis 71 miteinander, zeigen sich nur leichte Veränderungen im Bereich der Hinterkante bei den ausgeführten Steuerflächen. Hier werden die Kanten der Steuerflächen umströmt. Die **Abbildung 72** zeigt diese Effekte anhand der Wandstromlinien im Bereich der Steuerflächen des linken Flügels von Entwurf 10-0 im Detail. In dem Bereich der stromaufwärts der Steuerflächen liegenden Strömung kommt es zu keinen erkennbare Auswirkung der verschiedenen Steuerflächenausschläge auf das Wirbelsystem.

Die **Abbildung 73** gibt die Differenzen der aerodynamischen Beiwerte für den Auftrieb, den Widerstand, das Nickmoment sowie dem Rollmoment für Entwurf 10-0 mit den Entwürfen 10-1 bis 10-3 wieder. Dargestellt ist der Einfluss der Steuerflächenausschläge auf die aerodynamischen Beiwerte. Es zeigt sich, dass der Auftrieb durch ein positives  $\eta$ , also einem Steuerflächenausschlag nach unten, erhöht und durch ein negatives  $\eta$ , also einem Steuerflächenausschlag nach oben, reduziert wird. Der Widerstand wird von den Steuerflächenausschlägen in gleicher Weise beeinflusst. Das Nickmoment wird infolge des negativen Klappenausschlags bei Entwurf 10-1 erhöht, und somit hecklastiger, während es bei Entwurf 10-2 und 10-3 reduziert, und somit kopflastiger, wird. Das Nickmoment infolge des positiven Steuerflächenausschlags ist bei Entwurf 10-2 und 10-3 nahezu identisch, es entstehen somit keine Unterschiede bei dem Ausschlagen der inneren oder äußeren Steuerfläche. Der negative Steuerflächenausschlag bei Entwurf 10-1 erzeugt ein positives Rollmoment, während der positive Steuerflächenausschlag bei Entwurf 10-2 und 10-3 ein negatives Rollmoment erzeugt. Das Rollmoment infolge des positiven Steuerflächenausschlags liegt bei Entwurf 10-2 und 10-3 nahezu identisch bei  $C_l = -0.011$ . Es entstehen somit für das Rollmoment keine Unterschiede bei dem Ausschlagen der inneren oder äußeren Steuerfläche, obwohl der Hebelarm unterschiedlich groß ist. Ursächlich hierfür ist der Einfluss

der Wirbelströmung, welcher die Wirksamkeit der Steuerflächen entscheidend reduziert. Der Wert von  $C_l = -0.011$  liegt deutlich unter dem im vorherigen Abschnitt berechneten Rollmomentenbeiwert  $C_l = 0.044$  infolge eines Schiebewinkels  $\beta = 10^\circ$ . Alleine mit einem einseitigen Steuerflächenausschlag würde sich der Effekt eines Schiebewinkels also nicht korrigieren lassen. Hierzu müsste der Steuerflächenausschlag erhöht, mehrere Steuerflächen miteinander kombiniert oder weitere Steuerungskonzepte wie etwa Spoiler verwendet werden.

Die **Abbildung 74** gibt die Differenzen der aerodynamischen Beiwerte für den Auftrieb, den Widerstand, das Nickmoment sowie dem Rollmoment für die Entwürfe 10-0 bis 10-3 mit den experimentell gemessenen Daten der SACCON Konfiguration bei jeweiligen gleichem Steuerflächenausschlag wieder. Sowohl der Auftrieb- als auch der Widerstandsbeiwert sind durch die Veränderung des Grundriss vergrößert worden. Das Nickmoment ist bei allen Entwürfen reduziert und somit kopflastiger als das Nickmoment des SACCON. Das Rollmoment des Entwurf 10-0 beträgt aufgrund seiner Symmetrie ebenso Null wie das Rollmoment des SACCON bei nicht ausgeschlagenen Steuerflächen. Von entscheidender Bedeutung ist, dass sich die Differenzen der Rollmomentenbeiwerte infolge der Steuerflächenausschläge bei Entwurf 10 im Vergleich zum SACCON vergrößert haben. Für Entwurf 10-1 mit  $\eta = -10^\circ$  bei der inneren Steuerfläche wurde das Rollmomentenbeiwert  $C_l$  um ca. 0.008 erhöht. Für Entwürfe 10-2 bzw. 10-3 mit  $\eta = +10^\circ$  bei der inneren bzw. äußeren Steuerflächen wurde das Rollmomentenbeiwert  $C_l$  um ca. 0.005 erhöht. **Abbildung 75** verdeutlicht die Änderungen, indem die jeweiligen Differenzen der Rollmomentenbeiwerte für den Entwurf 10 und dem SACCON dargestellt werden. So erhöht sich der Rollmomentenbeiwert bei Entwurf 10-1 im Vergleich zum äquivalenten Steuerflächenausschlag beim SACCON um 208%. Bei Entwurf 10-2 entspricht die Vergrößerung des Rollmomentes 85%, und bei Entwurf 10-3 92%.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Veränderungen des Grundrisses die Wirksamkeit der Steuerflächen deutlich verbessert haben. Auch wenn die Steuerflächen weiterhin in dem Wirbelgebiet liegen, konnte das durch sie induzierte Rollmoment bei den drei untersuchten Steuerflächenausschlägen um durchschnittlich 128% verbessert werden. Die Veränderung des Hinterkantenpfeilwinkels erzeugte somit die erwarteten Verbesserungen des Steuerungsverhaltens.



## 7 Zusammenfassung

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden aerodynamische Entwurfsstudien an einer Nurflügelkonfiguration durchgeführt. Die Entwürfe basieren auf der am DLR entwickelten SACCON Konfiguration, welche in Kooperation mit NATO/STO Forschungsgruppen ausgearbeitet und geometrisch verändert wurde. Es wurden neue Profile basierend auf dem superkritischen Dornier Do728 eingesetzt und die Hinterkantenpfeilung reduziert, um die Wirkung der Steuerflächen zu erhöhen und die umströmte Oberfläche zu vergrößern. Eine erhöhte Oberfläche ermöglicht einen höheren Auftrieb als Voraussetzung einer erhöhten Agilität auch bei geringeren Anstellwinkeln. Mit Hilfe numerischer Berechnungen wurden die Auswirkungen dieser Veränderungen auf die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten untersucht und mit dem SACCON verglichen. Im Folgenden wurden verschiedene Veränderungen an der Vorderkantengeometrie der Nurflügelkonfiguration vorgenommen und die resultierenden Auswirkungen auf die Strömungstopologie und das aerodynamische Verhalten mit weiteren numerischen Berechnungen untersucht und diskutiert. Dazu wurden die in früheren Untersuchungen wie von Schütte [1] entwickelten Entwurfsstrategien angewandt.

Die Ergebnisse dieser Arbeit liefern einen Beitrag für das tiefere Verständnis über den Einfluss der Vorderkantengeometrie auf die Strömungsphysik bei hochgepfeilten Flügeln mit runder Vorderkante und dienen zum besseren Verständnis der Einflüsse der variierten Parameter auf das aerodynamische Verhalten. Für die Weiterentwicklung der Nurflügelkonfiguration im Rahmen des DLR Projektes Mephisto und der AVT-251 können die Erkenntnisse dieser Arbeit unterstützend mit einbezogen werden.

Die Entwürfe wurden mit der CAD-Software "CATIA V5" konstruiert. Anschließend wurden die CAD-Modelle mit Hilfe der Netzgenerierungssoftware "Centaur" in unsturkturierte Rechennetze transferiert. Die numerischen Berechnungen wurden mit dem RANS-Verfahren DLR-TAU bei einer Machzahl  $Ma_\infty = 0.4$  und einer Reynoldszahl  $Re_\infty = 56 \cdot 10^6$  im Anstellwinkelbereich von  $\alpha = 0^\circ$  bis  $\alpha = 16^\circ$  durchgeführt.

Anschließend wurden die Ergebnisse des neuen Entwurfs, der zusätzlich als Referenzentwurf für spätere Entwürfe diente, mit dem SACCON verglichen. Der Referenzentwurf weist bis zu einem Anstellwinkel von  $\alpha = 9^\circ$  zunächst eine anliegende Strömung auf. Ab einem Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  entsteht ein Haupt- und ein Tipwirbel, die von einem Gebiet anliegender Strömung getrennt sind. Mit steigendem Anstellwinkel wandern beide Wirbel in Richtung Apex. Der Tipwirbel wird hierbei von dem Hauptwirbel vereinnahmt. Mit den Veränderungen des Grundriss und der Profilierung konnten die Auftriebsbeiwerte über dem gesamten Anstellwinkelbereich um etwa 15% vergrößert werden, der Verlauf des Auftriebs ist qualitativ identisch. Der Widerstand des neuen Entwurfs verläuft über dem Anstellwinkel aufgrund der Wirbelentstehung nicht ähnlich zum SACCON, sondern zeigt nach der Entstehung des Wirbels einen steileren Verlauf. Das Nickmoment des neuen Entwurfs nimmt durch die Wirbelentstehung einen unstetigen Verlauf an. Mit Beginn der Wirbelentstehung wächst das Nickmoment sprunghaft an und wechselt mit steigendem Anstellwinkel sein Verhalten von kopflastig zu hecklastig. Der unterschiedliche Verlauf des Nickmoments lässt sich durch die veränderte Profilierung sowie der vergrößerten Oberfläche im Vergleich zum SACCON erklären. Für die Neuentwürfe wurde aufgrund der Anforderung nach einem transsonischem Profil das superkritische Dornier Do728 Profil verwendet. Aufgrund der Lastcharakteristik und der unveränderten Lage des MBP im Vergleich zum SACCON ändert sich das Nickmomentenverhältnis so, dass der größere Teil

der Last zunächst hinter dem MBP liegt und ein kopflastiges Verhalten erzeugt, während beim SACCON der größere Teil der Last vor dem MBP liegt und ein hecklastiges Verhalten erzeugt. Erst mit steigendem Anstellwinkel und der daraus folgenden Verschiebung des Wirbels in Richtung Apex liegt auch dort ein hecklastiges Verhalten vor. Der unstetige Verlauf des Nickmomentes sowie das Wechseln des Vorzeichens entsprechen einem ungewünschten Verhalten, da dieses für ein Flugregelungssystem schwerer zu kontrollieren ist. Die geometrischen Veränderungen der weiteren Entwürfe zielen daher vor allem darauf, den unstetigen Verlauf des Nickmomentes zu stabilisieren und für einen möglichst großen Anstellwinkelbereich ein kopflastiges Verhalten beizubehalten. Dies soll durch eine Verschiebung der Wirbelentstehung auf höhere Anstellwinkel ermöglicht werden, oder durch ein Verhindern der Verschiebung des Beginns des Wirbels bei höheren Anstellwinkeln. Der charakteristische Verlauf des Nickmomentes beruht auf dem ausgewählten Profil sowie dem gewählten Druckpunkt. Die folgenden geometrischen Änderungen haben das Ziel, den unstetigen Nickmomentenverlauf zu verbessern. Einen grundlegend anderen Verlauf, der wie für solche Konfigurationen gewünscht ein stabiles kopflastiges Verhalten oder sogar eine negative Steigung des Nickmomentes bei steigendem Anstellwinkel aufweist, lässt sich nur mit Hilfe einer veränderten Vorderkantengeometrie nicht realisieren. Hier gilt es für die Weiterentwicklung der Nurflügelkonfiguration im Rahmen des DLR Projektes Mephisto und der AVT-251 weitere Profile zu verwenden, die dieses Verhalten zu verbessern. Eine weitere Möglichkeit ist die Verschiebung des Druckpunktes. Wird dieser weiter nach vorne verlegt, ändert sich die Sensitivität des Nickmomentes auf Verschiebungen der Wirbel. So kann der Wechsel zu einem ungewünschten hecklastigen Verhalten ohne geometrische Änderung auf höhere Anstellwinkel verschoben werden. Problematisch ist hierbei, dass aus Stabilitätsgründen durch die Verschiebung des Druckpunktes der Schwerpunkt ebenfalls nach vorne verschoben werden muss. Dies könnte wiederum den möglichen Stauraum einer Konfiguration reduzieren.

Im Folgenden wurde ein weiterer Entwurf mit einem im Rumpfbereich in Richtung Apex ansteigenden Nasenradius untersucht. Die vorhergegangenen Untersuchungen an der SACCON Konfiguration haben gezeigt, dass ein ansteigender Nasenradius die Verschiebung des Wirbels in Richtung Apex bei steigendem Anstellwinkel verzögern kann. Dieser Effekt sollte genutzt werden, um die Lastverschiebung in den Bereich vor dem MBP, und damit den unstetigen Anstieg des Nickmoments zu höheren Anstellwinkeln zu verschieben. Die Ergebnisse zeigten, dass diese Veränderung im hohen Anstellwinkelbereich eine veränderte Wirbeltopologie zur Folge hat und wie gewünscht die Verschiebung des Wirbels in Richtung Apex verhindert. Die Wirbelverschiebung wurde jedoch erst verhindert, wenn der Ursprung des Wirbels die veränderte Geometrie im Rumpfbereich erreichte. Das aerodynamische Verhalten und insbesondere der sprunghafte Anstieg des Nickmoments mit der Wirbelentstehung wurde dadurch nicht beeinflusst. Dies liegt daran, dass der Bereich der Vorderkante, in dem der Wirbel entsteht, nicht verändert wurde. Der Bereich, in dem die Vorderkante verändert wurde, besitzt einen zu geringen Einfluss auf das aerodynamische Verhalten.

Aus diesem Grund wurden im Folgenden der Nasenradius entlang der gesamten Vorderkante verändert. So sollte im Gegensatz zu dem vorangegangenen Entwurf auch der Bereich der Vorderkante verändert werden, in welchem die Wirbel entstehen, um so den gewünschten Effekt einer Verschiebung des Wirbels in Richtung Flügelspitze und das daraus resultierende aerodynamische Verhalten zu verstärken. Zu diesem Zweck wurden zwei Entwürfe mit einem jeweiligen Vorderkantennasenradius von  $r_{ref} = 3\text{mm}$  und  $r_{ref} = 5\text{mm}$  erstellt. Die Erhöhung des Nasenradius  $r_{ref}$  entlang der kompletten Vorderkante sorgte wie schon bei vorherigen Untersuchungen von Schütte [1] für eine Verschiebung der Entstehung des Wirbels zu höheren Anstellwinkeln. Der unstetige Verlauf des Nickmoments wird dadurch abgeschwächt und der Wechsel von einem kopflastigen zu einem hecklas-

tigen Verhalten bei  $r_{ref} = 3\text{mm}$  zu höheren Anstellwinkeln verschoben und bei  $r_{ref} = 5\text{mm}$  bis zu dem höchsten berechneten Anstellwinkel  $\alpha = 16^\circ$  gänzlich verhindert. Als problematisch stellte sich die Entwicklung des Tipwirbels dar. Dieser wurde mit steigendem Anstellwinkel instabiler und schien aufzuplatzen. Bei  $r_{ref} = 3\text{mm}$  wird der Tipwirbel von dem entstehenden Hauptwirbel stabilisiert und dann vereinnahmt, so dass eine Weiterentwicklung dieses ungewünschten Verhaltens verhindert wird. Bei  $r_{ref} = 5\text{mm}$  jedoch entsteht kein Hauptwirbel, der den Tipwirbel stabilisiert, so dass es bei weiter steigendem Anstellwinkel zu einer Ablösung auf der Oberseite und zu der Entstehung eines Strudelpunktes kommt. So konnte zwar der unerwünschte unetige Verlauf des Nickmomentes verbessert werden, gleichzeitig entstand jedoch einer neuer unerwünschter Effekt durch die Ablösung im Tipbereich. Dieses Gebiet besitzt eine hohe Hebelkraft auf das Roll- und Giermoment und ist daher für den Einsatz möglicher Steuerelemente von Bedeutung, wie z.B. Spoiler zur Giersteuerung. Ein Ablösegebiet würde die Wirksamkeit der Steuerkontrollen deutlich reduzieren. Daher sollten mit den folgenden Entwürfen die Strömung in diesem Gebiet stabilisiert werden.

Dazu wurde der Radius der Vorderkante an der Seitenkante verändert. So entstand eine Verringerung des Nasenradius der Vorderkante im Tipbereich mit dem Ziel, die Entstehung des Tipwirbels zu geringeren Anstellwinkeln zu verschieben, die Zirkulation des Tipwirbels zu erhöhen, ihn zu verstärken und bei höheren Anstellwinkeln zu stabilisieren. Diese Strategie zur Stabilisierung der Strömung im Tipbereich wurde schon beim SACCON durchgeführt. Neben der möglichen Stabilisierung der Strömung im Tipbereich sollte untersucht werden, ob das Nickmomentenverhalten durch ein vergrößertes Nickmoment hinter dem MBP infolge des verstärkten Tipwirbels beeinflusst werden kann. Hierzu wurden zwei Modelle erstellt, bei denen der Radius der Vorderkante der Seitenkante des Referenzentwurfs von  $r_{SK} = 30\text{mm}$  auf  $r_{SK} = 10\text{mm}$  bzw.  $r_{SK} = 5\text{mm}$  reduziert wurde. Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigten, dass die Veränderungen den Tipwirbel in gleicher Weise beeinflussen. Der Tipwirbel entsteht bei einem geringeren Anstellwinkel und besitzt eine deutlich höhere Saugspitze. Das aerodynamische Verhalten wird durch die Veränderung des Tipwirbels jedoch nicht beeinflusst. Dies kann daran liegen, dass die durch den Tipwirbel beeinflusste Fläche zu gering ist oder dass der Tipwirbel weiter nicht stark genug ist, um ein ausreichendes Moment zu erzeugen welches eine messbare Änderung des aerodynamischen Verhaltens herbeiführt. Der Hauptwirbel weist bei beiden Entwürfen keine Veränderung zu dem Referenzentwurf auf. So wurde aufgezeigt, dass durch die Reduzierung des Seitenkantenradius stärkere Tipwirbel erzeugt werden.

Mit den folgenden zwei Entwürfen wurde überprüft, ob dieser Effekt das instabile Verhalten der Tipwirbel bei den Entwürfen mit dem konstantem Nasenradius  $r_{ref} = 3\text{mm}$  bzw.  $r_{ref} = 5\text{mm}$  entlang der gesamten Vorderkante verbessern kann. Des Weiteren wurde ein möglicher Einfluss des veränderten Tipbereichs auf das Nickmomentenverhalten untersucht. Dazu wurde für beide Entwürfe der Radius an der Vorderkante der Seitenkante von  $r_{SK} = 30\text{mm}$  auf  $r_{SK} = 5\text{mm}$  reduziert. Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigten, dass die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante die gewünschte Stabilisierung im Tipbereich nicht erreicht hat. Die unerwünschten Effekte haben sich dort sogar weiter verstärkt, sodass es beim Entwurf mit  $r_{ref} = 3\text{mm}$  zur Entstehung eines Ablösegebiet mit einem Strudelpunkt kommt. Dieses Ablösegebiet wird mit steigendem Anstellwinkel verstärkt und erst mit der Entstehung des Hauptwirbels stabilisiert. Bis zur Entstehung des Hauptwirbels entsteht durch den verstärkten Tipwirbel bzw. durch das Ablösegebiet im Tipbereich jedoch ein leicht erhöhter Widerstand und durch die Lastveränderung ein leicht erhöhtes hecklastige Nickmoment. Neben der Strömung im Tipbereich wird zusätzlich der Hauptwirbel beeinflusst. Anhand der ausbleibenden Konvergenz der Stromlinien bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 14^\circ$  lässt sich vermuten, dass die Entstehung des Wirbels zu einem höheren Anstellwinkel verschoben wurde. Dies lässt sich jedoch



nicht mit Sicherheit sagen, da der Unterschied nicht sehr groß ist und so bei den untersuchten Anstellwinkeln der Hauptwirbel sowohl bei  $r_{SK} = 30\text{mm}$  als auch bei  $r_{SK} = 5\text{mm}$  erstmals bei  $\alpha = 15^\circ$  auftritt. Hier wären für eine genaue Aussage weitere Berechnungen im Bereich zwischen den Anstellwinkeln  $\alpha = 14^\circ$  und  $\alpha = 15^\circ$  notwendig. Es hat sich zudem gezeigt, dass der Ursprung des Wirbels durch die Veränderungen in Richtung Flügelspitze verschoben wurde. Ursächlich hierfür könnte der von Schütte in [1] beschriebene Effekt sein, dass sich bei einer Konfiguration mit variablem Nasenradius entlang der Vorderkante der Wirbelansatzpunkt mit einer Reduzierung der Konturkrümmung in Richtung Außenflügel verschiebt. Obwohl die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante sich auf den Tipbereich zwischen Flügelspitze und Profil C beschränkt, könnte dies schon einen Effekt stromaufwärts beschreiben und so die Wirbelbildung beeinflussen. Die Verschiebung des Hauptwirbels in Richtung Flügelspitze hat die gewünschte Lastverschiebung und somit die Beeinflussung des Nickmomentenverlauf zur Folge. So konnte der Wechsel des Vorzeichens des Nickmomentes durch die Reduzierung des Seitenkantenradius weiter zu höheren Anstellwinkeln verschoben werden.

Für den Entwurf mit  $r_{ref} = 5\text{mm}$  konnte die Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante die Strömung im Tipbereich ebenfalls nicht stabilisieren. So hat sich das vorhandene Ablösegebiet entgegen dem gewünschten Ergebnis weiter verstärkt. Dadurch reduziert sich der Auftriebsbeiwert um einen geringen Wert. Zudem erhält das Nickmoment ein leicht hecklastigeres Verhalten. Der Widerstand ist über dem gesamten Anstellwinkelbereich mit vorhandenem Tipwirbel leicht erhöht. Mit der Reduzierung des Radius der Vorderkante an der Seitenkante konnte die gewünschte Stabilisierung im Tipbereich folglich nicht erzielt werden. Da dieser Bereich wie bereits erwähnt eine hohe Hebelkraft auf das Roll- und Giermoment besitzt und daher eine stabile Strömung für den dortigen Einsatz möglicher Steuerkontrollen von entscheidender Bedeutung ist, kann die Stabilisierung des Tipbereichs das Ziel zukünftiger Untersuchungen sein. Mögliche Strategien wären hier eine stärkere Verwindung oder einen veränderten Pfeilungswinkel für den Tipbereich.

Bisher wurden nur symmetrische Anströmbedingungen untersucht. Nun sollte beispielhaft eine asymmetrische Anströmung untersucht werden, da diese die Wirbeltopologie und das aerodynamische Verhalten in der Realität stark verändern können. Daher wurde der Einfluss eines Schiebewinkels auf die Wirbeltopologie und das aerodynamische Verhalten untersucht. Hierzu wurde der zuvor untersuchte Entwurf mit konstantem Nasenradius  $r_{ref} = 3\text{mm}$  entlang der gesamten Vorderkante sowie reduziertem Seitenkantenradius  $r_{SK} = 5\text{mm}$  als Vollmodell konstruiert, da nunmehr keine symmetrischen Strömungsbedingungen untersucht wurden. Die Untersuchungen fanden für einen Anstellwinkel von  $\alpha = 10^\circ$  und einem Schiebewinkel von  $\beta = 5^\circ$  und  $\beta = 10^\circ$  statt. Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigten, dass ein Schiebewinkel nur einen kleinen Einfluss auf die Strömungstopologie aufweist. Die anliegende Strömung wird leicht in Strömungsrichtung verschoben, und bei  $\beta = 10^\circ$  kommt es zu Unterschieden bei den Tipwirbeln. Auch der Einfluss auf den Auftrieb und den Widerstand ist sehr gering. Das Nickmoment und insbesondere das Rollmoment wird jedoch mit steigendem Schiebewinkel stark verändert. Das infolge des Schiebewinkels eintretende Rollmoment würde sich durch eine der vorher untersuchten Steuerflächenausschläge nicht korrigieren lassen. Weitere Untersuchungen hierzu könnten den Einfluss des Schiebewinkels auf einen stark ausgeprägten Hauptwirbel analysieren. Hier ist zu erwarten, dass durch die Reduzierung des effektiven Pfeilwinkels auf der einen Seite und die Erhöhung des effektiven Pfeilwinkels auf der anderen Seite dazu führt, dass bei bestimmten Anstellwinkelbereichen auf einer Seite ein Wirbel entsteht, während auf der anderen, dem Wind zugewandten Seite, eine anliegende Strömung vorhanden ist. Diese Strömungsphysik lässt einen größeren Einfluss auf das aerodynamische Verhalten vermuten als für den in dieser Arbeit untersuchten Anstellwinkel.

Abschließend wurde entsprechend der Untersuchungen zur asymmetrischen Anströmung

beispielhaft der Einfluss der geometrischen Veränderungen auf die Wirksamkeit von integrierten Steuerflächen untersucht. Hierzu wurden vier Entwürfe mit jeweils zwei integrierten Steuerflächen pro Hinterkante erstellt. Drei dieser Entwürfe waren mit unterschiedlich ausgeschlagenen Steuerflächen konzipiert, ein Entwurf mit nicht ausgeschlagenen Steuerflächen, um so den Einfluss der zusätzlich konstruierten Lücken zwischen den Steuerflächen mit einzubeziehen. Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigten, dass die Veränderungen des Grundrisses die Wirksamkeit der Steuerflächen deutlich verbessert haben. Auch wenn die Steuerflächen weiterhin in dem Wirbelgebiet liegen, konnte das durch sie induzierte Rollmoment bei den drei untersuchten Steuerflächenausschlägen um durchschnittlich 128% verbessert werden. Die Veränderung des Hinterkantenpfeilwinkels erzeugte somit die erwarteten Verbesserungen des Steuerungsverhaltens.

# Literaturverzeichnis

- [1] SCHÜTTE, A.: Wirbelströmung an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten (2015).
- [2] A., Elsenaar ; HJELMBERG, L. ; BÜTEFISCH, K. ; BANNINK, W.J.: The international Vortex Flow Experiment. *AGARD Conference Proceeding, CP-437*, S. 9-1 – 9-23 (1988).
- [3] DROUGGE, G.: The international Vortex Flow Experiment for computer code validation. *ICAS Proceedings, 16th ICAS Congress*, Vol. 1, S. 35-41 (1988).
- [4] HUMMEL, D. ; REDEKER, G.: A new Vortex Flow Experiment for computer code validation. *RTO AVT Meeting Proceedings, RTO-MP-069-I*, S. 8-1 – 8-31 (2001).
- [5] BOELENS, O. ; GOERTZ, S. ; MORTON, S. ; FRITZ, W. ; LAMAR, J.: Description of the F16-XL Geometry and Computational Grids Used in CAWAPI. *AIAA Paper 2007-0488* (2007).
- [6] FRITZ, W. ; DAVIS, M. B. ; KARMAN, S. ; MICHAL, T.: Reynolds-averaged Navier-Stokes solutions for the CAWAPI F-16XL using different hybrids grids. *Journal of Aircraft* 46, Vol. 2, S. 409-422 (2009).
- [7] FRITZ, W. ; CUMMINGS, R. M.: What was learned from the numerical simulations for the VFE-2? *AIAA Paper 2008-0399* (2008).
- [8] SCHÜTTE, A. ; LÜDEKE, H.: Numerical investigations on the VFE-2 65-degree rounded leading edge delta wing using the unstructured DLR TAU-Code. *AST - Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, Nr. 1, S. 56-65 (2013).
- [9] LAMAR, J. ; HUMMEL, D.: Conclusions and Recommendations. *NATO/RTO AVT 113 Final Report* (2009).
- [10] SCHÜTTE, A. ; BOELENS, O. ; LOESER, T. ; OEHLKE, M.: Prediction of the flow around the X-31 aircraft using two different CFD methods. *AIAA Paper 2010-4692* (2010).
- [11] SCHÜTTE, A. ; CUMMINGS, R.M. ; LOESER, T.: An integrated computational/experimental approach - X-31 stability & control estimation. *AST - Aerospace Science and Technology*, Vol. 20, Nr. 1, S. 2-11 (2011).
- [12] HUBER, K.C. ; SCHÜTTE, A. ; REIN, M.: Numerical investigation of the aerodynamic properties of a flying wing configuration. *AIAA Paper 2012-3325* (2012).
- [13] SCHÜTTE, A. ; CUMMINGS, R.: Summary of the AVT-161, Lessons learned and the way ahead (2012).
- [14] HÖVELMANN, A. ; GRAWUNDER, M. ; BUZICA, A. ; BREITSAMTER, C.: Experimental Analyses on the Flow Field Characteristics of the AVT-183 Diamond Wing Configuration. *AIAA Paper 2015-0064* (2015).
- [15] FRINK, N. T.: Numerical Analysis of Incipient Separation on 53-Deg Swept Diamond Wing. *AIAA Paper 2015-0088* (2015).

- [16] JIRASEK, A. ; CUMMINGS, R.M. ; SCHÜTTE, A. ; HUBER, K.C.: The NATO STO AVT-201 Task Group on Extended assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles: Summary, Conclusions and Lessons Learned. *AIAA Paper 2014-2394* (2014).
- [17] HUBER, K.C. ; VICROY, D.D. ; SCHÜTTE, A. ; HÜBNER, A.-R.: UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and stability & control capabilities. *AIAA Paper 2014-2002* (2014).
- [18] VICROY, D.D. ; HUBER, K.C. ; LOESER, T.D. ; ROHLF, D.: Low-speed Dynamic Wind Tunnel Test Analysis of a Generic 53° Swept UCAV Configuration. *AIAA Paper 2014-2003* (2014).
- [19] SCHÜTTE, A. ; HUBER, K.C. ; BOELEN, O.J.: Static and dynamic numerical simulations of a generic UCAV configuration with and without control devices. *AIAA Paper 2014-2132* (2014).
- [20] SCHÜTTE, Andreas ; HUBER, Kerstin ; LIERSCH, Carsten ; RÜTTEN, Dr. M. ; REIN, Dr. M. ; KOCH, Dr. S. ; JAFFREZIC, Benoit ; ZIMPER, Dirk ; KONRATH, Dr. R. ; WIGGEN, Stefan ; VOSS, Guido ; LINDERMEIR, Dr. E. ; NAUROZ, Mobin ; KEMPTNER, Dr. E. ; STEINHAUSER, Dr. R. ; LOOYE, Dr. G. ; EHLERS, Jana ; ROHLF, Detlef ; SIGGEL, Dr. M.: Abschlussbericht DLR Projekt FaUSST „Fortschrittliche aerodynamische UCAV Stabilitäts- und Steuerungs- Technologien“ (2014).
- [21] VALAVANIS, Kimon P. ; VACHTSEVANOS, George J.: Handbook of Unmanned Aerial Vehicles (2014).
- [22] The Global UAV Market 2015–2025. In: Strategic Defence Intelligence, <http://www.marketresearch.com/product/sample-8691316.pdf> (2015).
- [23] AUSTIN, Reg: Unmanned Aircraft Systems - UAVS Design, Development and Deployment (2011).
- [24] UCAV-Systeme als zukünftige Ergänzung bemannter Flugzeuge. *Newsletter Verteidigung*, Vol. Special 08, S. 1-12 (2015).
- [25] "Catia V5". <http://www.3ds.com/de/produkte-und-services/catia/>. Aufgerufen am 15. Juli 2016.
- [26] CENTAURSOFT: <http://www.centaursoft.com>. *Webseite*.
- [27] "Tecplot 360 EX". <http://www.tecplot.com/products/tecplot-360/>. Aufgerufen am 15. Juli 2016.
- [28] LIERSCH, C. ; HUBER, K.: Conceptual Design and Aerodynamic Analyses of a Generic UCAV Configuration (2014).
- [29] HOERNER, Sighard F. ; BORST, Henry V.: Fluid-dynamic lift - practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift (1985).
- [30] HUMMEL, D.: Experimentelle Untersuchungen der Strömung auf der Saugseite eines schlanken Deltaflügels. *ZFW 13*, Vol. Heft 7 (1965).
- [31] HUMMEL, D.: Zur Umströmung scharfkantiger schlanker Deltaflügel bei großen Anstellwinkeln. *ZFW 15*, Vol. Heft 10 (1967).
- [32] BREITSAMTER, Christian: Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln (1997).

- [33] HUBER, K.C. ; VICROY, D.D. ; SCHÜTTE, A. ; HÜBNER, A.-R.: UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and stability & control capabilities. *AIAA Paper 2014-2002* (2014).
- [34] SCHÜTTE, A. ; HUMMEL, D. ; HITZEL, S.: Flow physics analyses of a generic unmanned combat aerial vehicle configuration. *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 49, Nr. 6, S. 1638-1651 (2012).
- [35] SCHÜTTE, A. ; HUBER, K. ; ZIMPER, D.: Numerische aerodynamische Analyse und Bewertung einer agilen und hoch gefeilteten Flugzeugkonfiguration. *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2015* (2015).
- [36] HUMMEL, D.: Vortex Breakdown effects on the low-speed aerodynamics characteristics of slender delta wings in symmetrical flow (1967).
- [37] SCHÜTTE, A. ; HUMMEL, D. ; M., Hitzel S.: Numerical and experimental analyses of the vortical flow around the SACCON configuration. *AIAA 2010-4690* (2010).
- [38] LECHERER, Stefan: Numerische Strömungsberechnung - Schneller Einstieg durch anschauliche Beispiele mit ANSYS 15.0 (2014).
- [39] LAURIEN, Eckart ; JR., Herbert O.: Numerische Strömungsmechanik - Grundgleichungen und Modelle - Lösungsmethoden - Qualität und Genauigkeit (2013).
- [40] SPALART, P. R. ; ALLMARAS, S. R.: A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. *AIAA Paper 92-0439* (1992).
- [41] BLAZEK, Jiri: Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications - (2015).
- [42] FERZIGER, Joel H. ; PERIC, Milovan: Numerische Strömungsmechanik (2008).
- [43] ALLMARAS, S. R. ; JOHNSON, F. T. ; SPALAR, P. R.: Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model. *Seventh International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD7)* (2012).
- [44] JAMESON, A.: Time dependent calculations using multigrid with applications unsteady flows past airfoils and wings. *AIAA Paper 91-1596* (1991).
- [45] DLR: Technical Documentation of the DLR TAU-Code - Release 2013.2.0. *DLR Technical Report, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* (2013).
- [46] DLR: TAU-Code User Guide - Release 2013.2.0. *DLR Technical Report, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* (2013).
- [47] KULFAN, B. M.: Universal parametric geometry representation method. *Journal of Aircraft*, Vol. 45, Nr. 1, S. 142-158 (2008).
- [48] FRINK, N.T.: Stability and Control CFD Investigations of a Generic 53-deg Swept UCAV Configuration. *AIAA Paper 2014-2133* (2014).
- [49] POLHAMUS, E.C.: Leading-edge-suction analogy of vortex lift to drag due to lift of sharp-edge delta wings. *NASA TN D-3767* (1966).
- [50] LIERSCH, C. ; HUBER, K. ; SCHÜTTE, A. ; ZIMPER, D. ; SIGGEL, M.: Multidisciplinary design and aerodynamic assessment of an agile and highly swept aircraft configuration (2015).

# Abbildungsverzeichnis

1	Strömungstopologie einer scharfkantigen Deltaflügel Konfiguration mit Primär- und Sekundärwirbel [29]. . . . .	50
2	Entwurfsregeln von Schütte über Einfluss des dimensionslosen Vorderkantennasenradius $r_N$ , Anstellwinkel $\alpha$ , Pfeilungswinkel $\varphi$ und der Machzahl $Ma_\infty$ auf Wirbeltopologie bei runden Vorderkanten [1]. . . . .	50
3	Grundriss und geometrische Abmessungen der SACCON Konfiguration [34].	51
4	Flügelprofile des SACCON [37]. . . . .	51
5	Vorderkantennasenradius und Verwindung des SACCON entlang Halbspannweite [37]. . . . .	52
6	Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel und eine Interpretation des Einflusses der Wirbeltopologie auf das aerodynamische Verhalten [35]. . . . .	52
7	SACCON Steuerflächengeometrie [50]. . . . .	53
8	Darstellung des Volumens für die Verfeinerung im Nahfeld des Flügels. . . . .	53
9	Triangulierung der Vorderkante und der Symmetrieebene am Beispiel des Entwurf 1. . . . .	54
10	Diskretisierung der Prismenschicht und Verfeinerung der Tetraeder im Nahfeld. . . . .	54
11	Grundriss des Neuentwurf MULDICON. . . . .	55
12	Profile Entwurf 1. . . . .	55
13	Vorderkantenprofile an der Flügelwurzel für $r_{ref} = 1mm$ , $r_{ref} = 3mm$ , $r_{ref} = 5mm$ . . . . .	56
14	Seitenkantenradius $r_{SK} = 30mm$ , $10mm$ , $5mm$ . . . . .	56
15	Steuerklappen Entwurf 10. . . . .	57
16	Entwurfsprozess. . . . .	57
17	$y^+$ -Verteilung für Entwurf 1 bei $\alpha = 2^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	58
18	Konvergenzverlauf einer stationären TAU Rechnung für Entwurf 7. Verlauf des Dichteresiduums sowie des Residuums für Auftrieb und Nickmoment bei $\alpha = 4^\circ$ bis $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	58
19	Konvergenzverlauf einer stationären und instationären TAU Rechnung für Entwurf 7. Verlauf des Dichteresiduums sowie des Residuums für Auftrieb und Nickmoment bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	59
20	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und $\alpha = 2^\circ$ , $\alpha = 9^\circ$ . . . . .	59
21	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und $\alpha = 10^\circ$ , $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	60
22	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und $\alpha = 14^\circ$ , $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	60
23	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 1 bei $\alpha = 9^\circ$ , $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	61
24	Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Nickmoment über Anstellwinkel für Entwurf 1. . . . .	61
25	Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Nickmoment über Anstellwinkel für Entwurf 1 und SACCON. . . . .	62

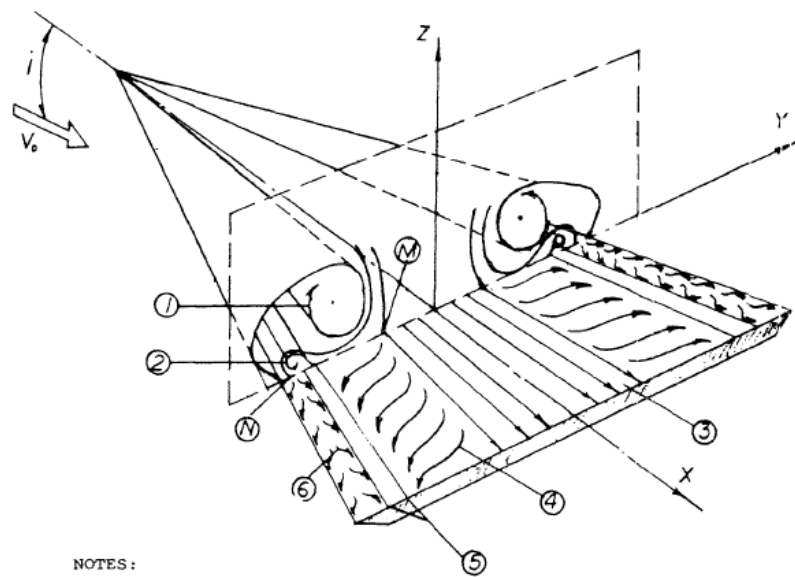


26	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	62
27	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	63
28	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	63
29	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	64
30	$c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 1 und 2 bei $\alpha = 9^\circ, \alpha = 10^\circ, \alpha = 12^\circ, \alpha = 16^\circ$ . . . . .	64
31	Auftriebs, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 1 und 2 über dem Anstellwinkel. . . . .	65
32	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	65
33	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	66
34	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	66
35	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	67
36	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	67
37	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 11^\circ$ . . . . .	68
38	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	68
39	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 4 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	69
40	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 3 bei $\alpha = 15^\circ$ und $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	69
41	$c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 1, 3, 4 bei $\alpha = 12^\circ, \alpha = 14^\circ, \alpha = 16^\circ$ sowie $\alpha = 15^\circ$ für Entwurf 3. . . . .	70
42	Auftriebs, Widerstands- und Nickmomentenverlauf für Entwurf 1, 3 und 4 über dem Anstellwinkel. . . . .	70
43	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei $\alpha = 9^\circ$ . . . . .	71
44	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	71
45	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	72
46	$c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 1, 5, 6 bei $\alpha = 10^\circ$ und $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	72
47	Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 1, 5 und 6 über dem Anstellwinkel. . . . .	73
48	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	73
49	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	74
50	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	74
51	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	75
52	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	75
53	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	76
54	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	76
55	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	77

56	Dreidimensionale Stromlinien im Flügelbereich für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 15^\circ$ . . . . .	77
57	$c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 3 und 7 bei $\alpha = 12^\circ$ , $\alpha = 14^\circ$ , $\alpha = 15^\circ$ und $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	78
58	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 4 und 8 bei $\alpha = 14^\circ$ . . . . .	78
59	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 4 und 8 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	79
60	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 4 und 8 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	79
61	$c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 4 und 8 bei $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	80
62	Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 3 und 7 über dem Anstellwinkel. . . . .	80
63	Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 4 und 8 über dem Anstellwinkel. . . . .	81
64	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 9 bei $\alpha = 10^\circ$ und bei $\beta = 5^\circ$ . . . . .	81
65	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 9 bei $\alpha = 10^\circ$ und bei $\beta = 10^\circ$ . . . . .	82
66	Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich Links und Rechts für Entwurf 9 bei $\alpha = 10^\circ$ und bei $\beta = 10^\circ$ . . . . .	82
67	Auftriebs-, Widerstands-, Nickmomenten- und Rollmomentenverlauf über den Schiebewinkel für Entwurf 7 und 9. . . . .	83
68	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-0 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	83
69	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-1 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	84
70	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-2 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	84
71	Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-3 bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	85
72	Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 10-0 im Bereich der Steuerflächen bei $\alpha = 10^\circ$ . . . . .	85
73	Differenzen der Auftriebs-, Widerstands, Nickmomenten- und Rollmomentenbeiwerte für Entwurf 10 neutraler Klappenstellung und ausgeschlagenen Steuerklappen. . . . .	86
74	Differenzen der Auftriebs-, Widerstands, Nickmomenten- und Rollmomentenbeiwerte für Entwurf 10 und SACCON. . . . .	86
75	Differenzen des Rollmomentenbeiwertes für Entwurf 10 und SACCON bei Klappenausschlägen. . . . .	87



# Abbildungen



- NOTES:
1. PRIMARY LEADING-EDGE VORTEX
  2. SECONDARY VORTEX
  3. AXIAL FLOW INBOARD ON WING SURFACE
  4. LATERAL FLOW
  5. TRANSITION
  6. TIP FLOW

Abbildung 1: Strömungstopologie einer scharfkantigen Deltaflügel Konfiguration mit Primär- und Sekundärwirbel [29].

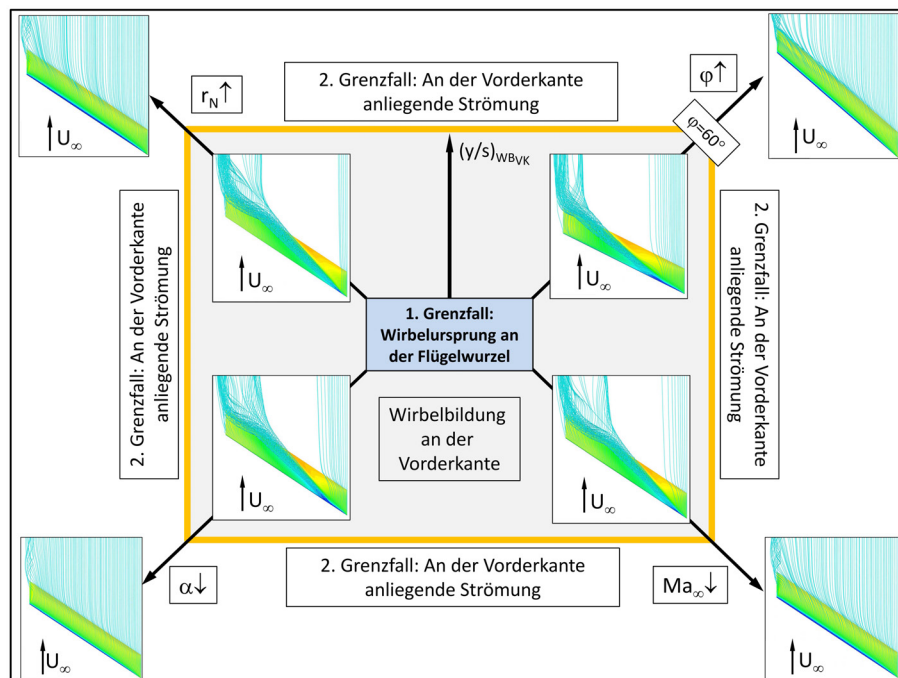


Abbildung 2: Entwurfsregeln von Schütte über Einfluss des dimensionslosen Vorderkantennasenradius  $r_N$ , Anstellwinkel  $\alpha$ , Pfeilungswinkel  $\varphi$  und der Machzahl  $Ma_\infty$  auf Wirbeltopologie bei runden Vorderkanten [1].

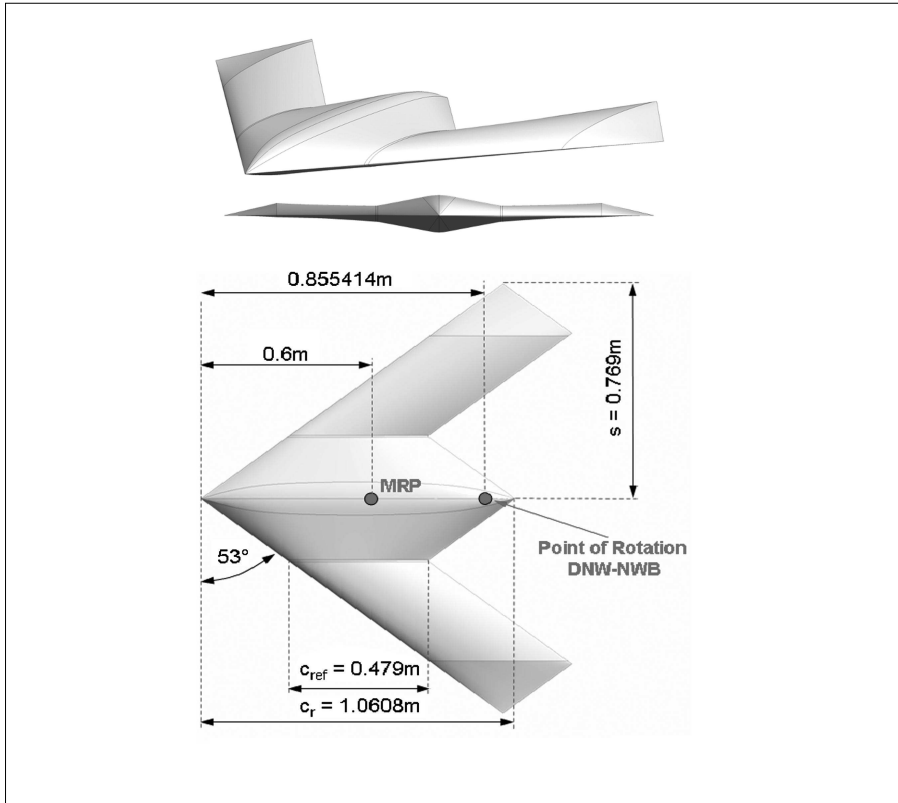


Abbildung 3: Grundriss und geometrische Abmessungen der SACCON Konfiguration [34].

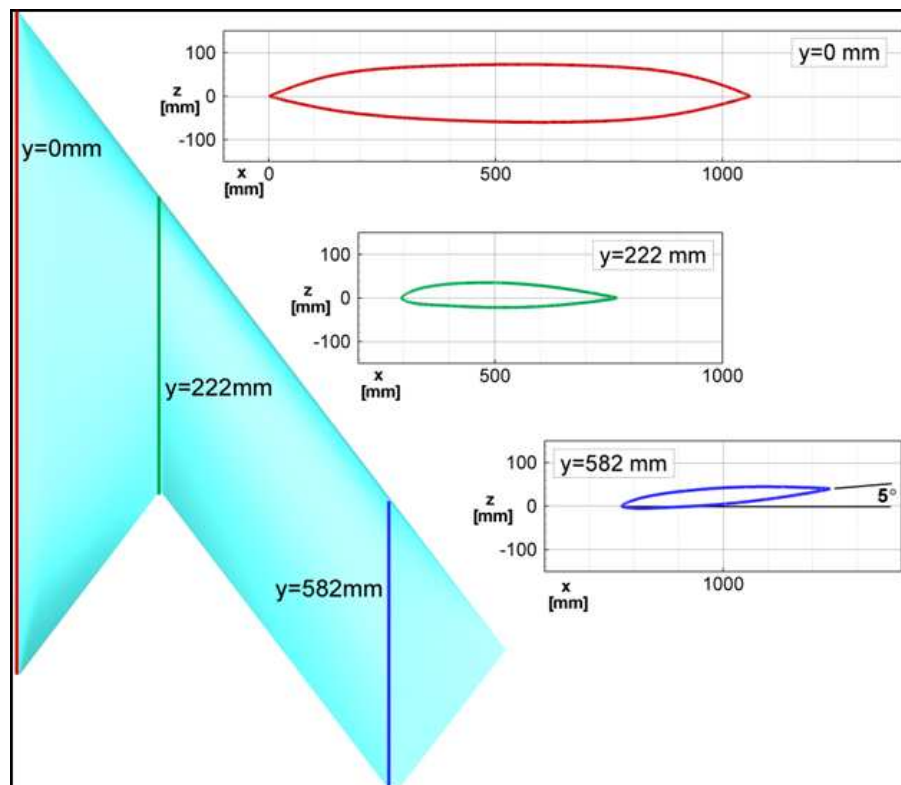


Abbildung 4: Flügelprofile des SACCON [37].

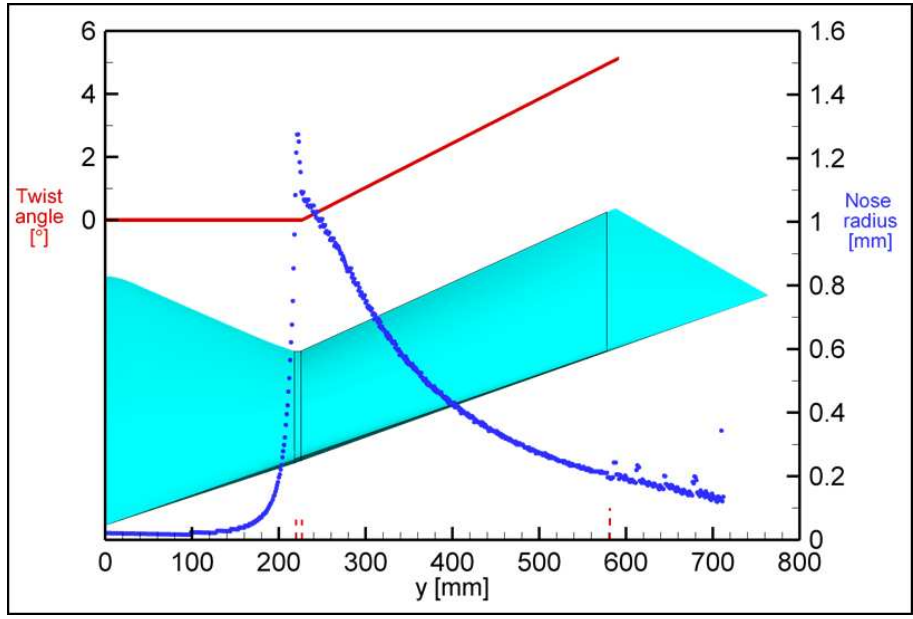


Abbildung 5: Vorderkantennasenradius und Verwindung des SACCON entlang Halbspannweite [37].

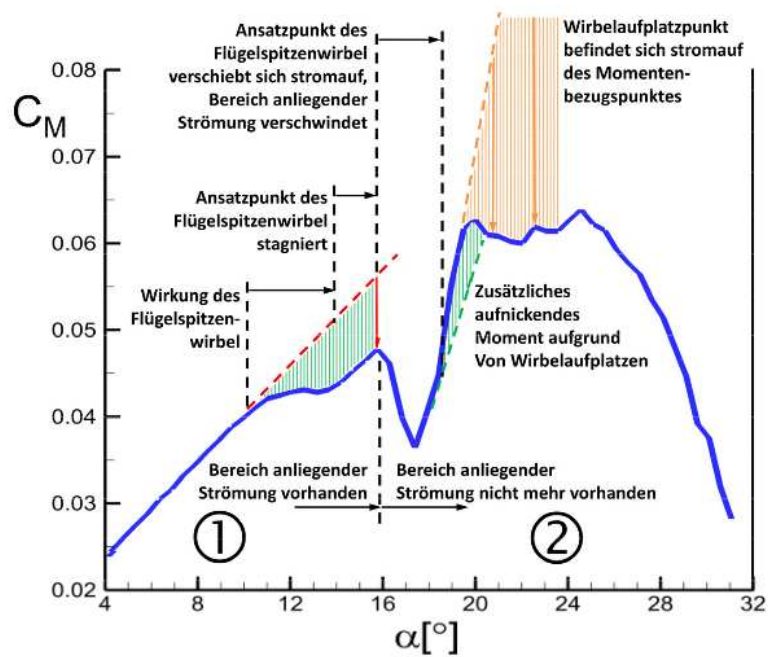


Abbildung 6: Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel und eine Interpretation des Einflusses der Wirbeltopologie auf das aerodynamische Verhalten [35].

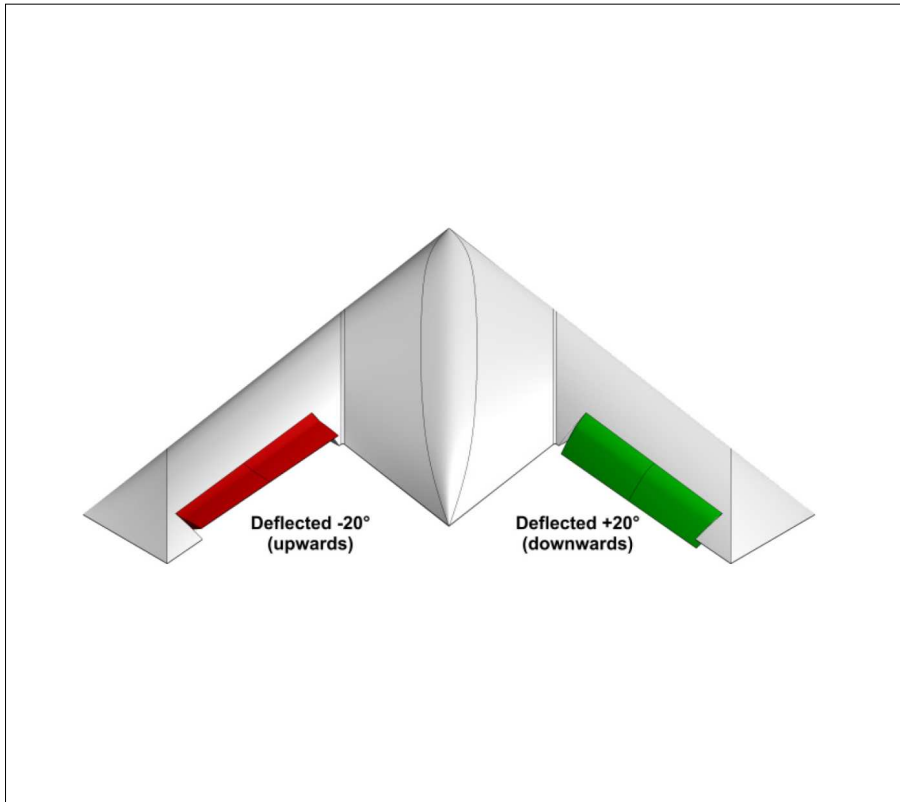


Abbildung 7: SACCON Steuerflächengeometrie [50].

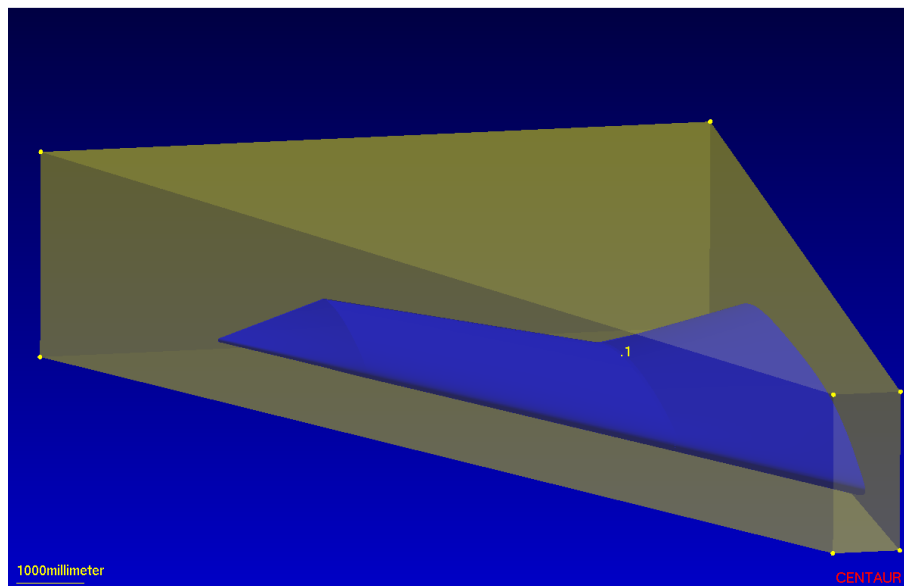


Abbildung 8: Darstellung des Volumens für die Verfeinerung im Nahfeld des Flügels.



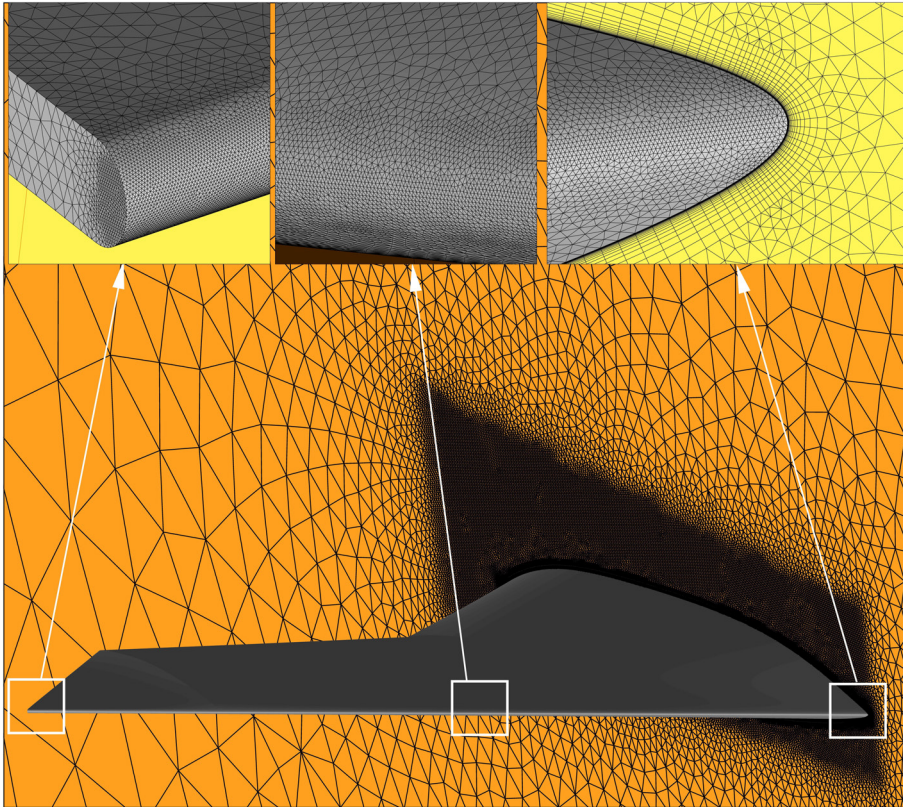


Abbildung 9: Triangulierung der Vorderkante und der Symmetrieebene am Beispiel des Entwurf 1.

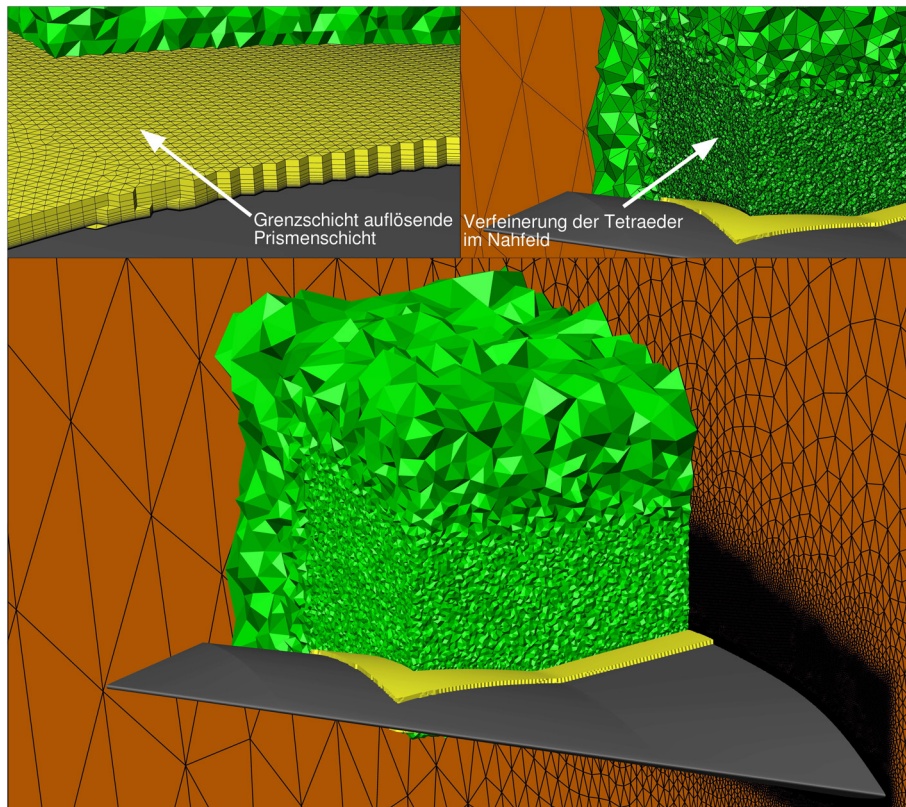


Abbildung 10: Diskretisierung der Prismenschicht und Verfeinerung der Tetraeder im Nahfeld.

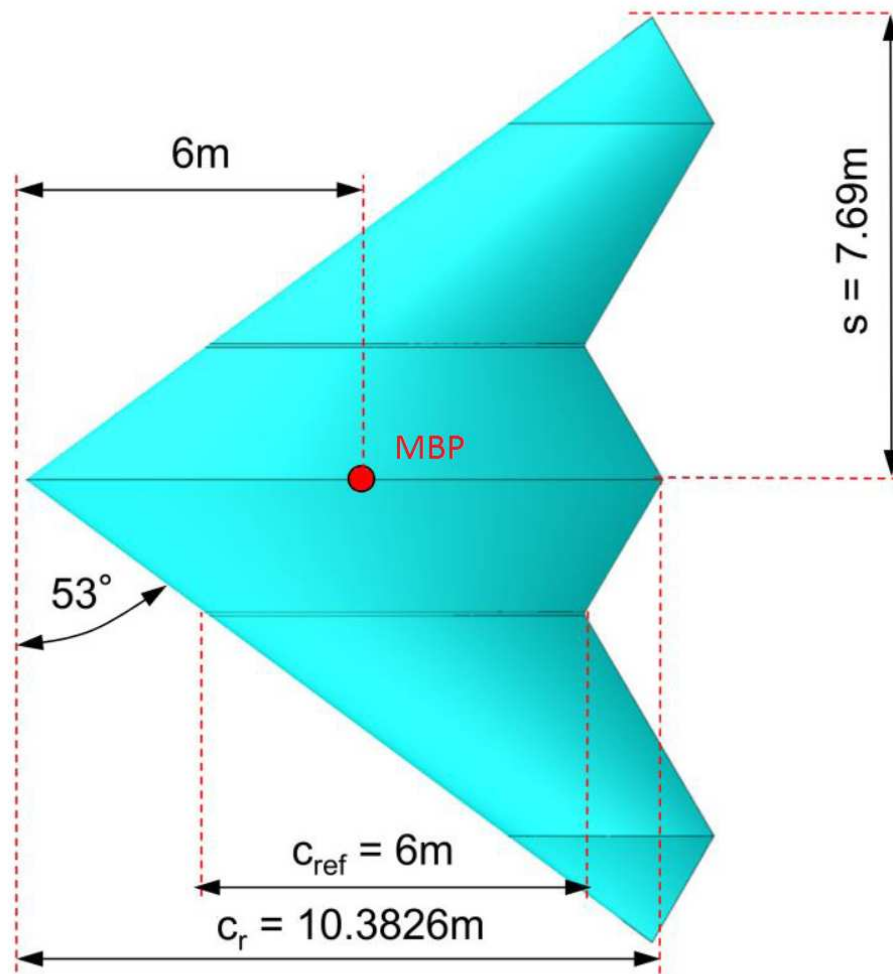


Abbildung 11: Grundriss des Neuentwurf MULDICON.

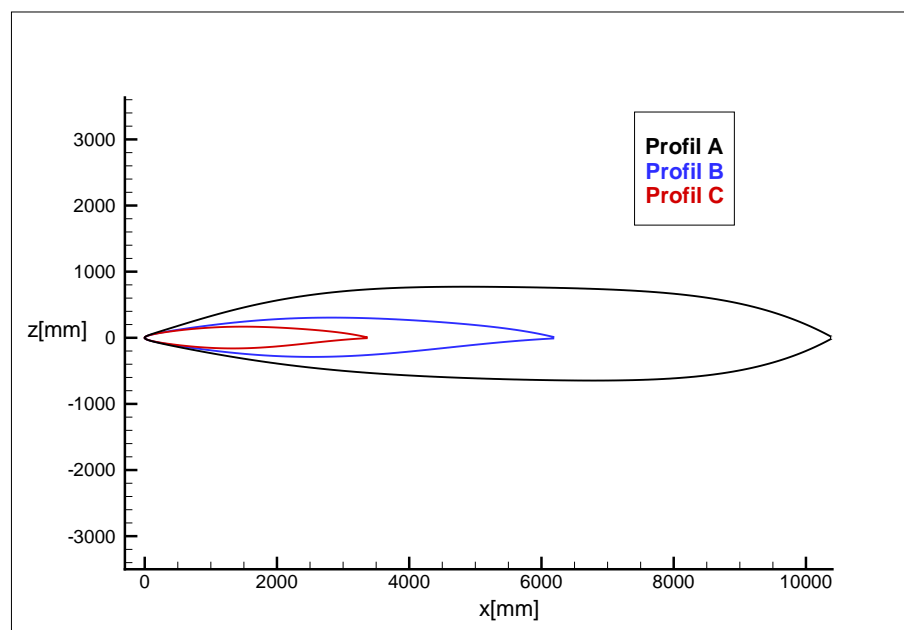


Abbildung 12: Profile Entwurf 1.

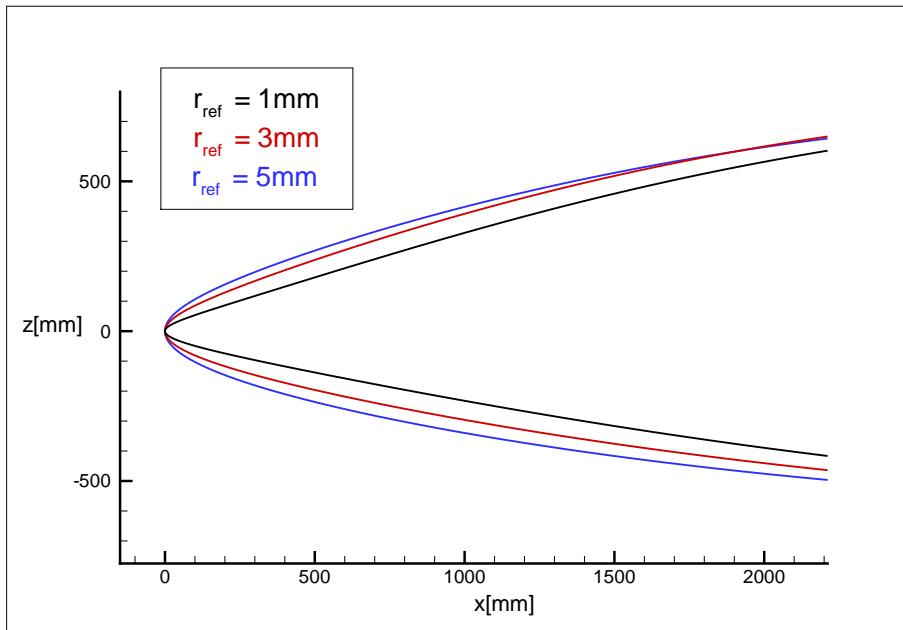


Abbildung 13: Vorderkantenprofile an der Flügelwurzel für  $r_{ref} = 1\text{mm}$ ,  $r_{ref} = 3\text{mm}$ ,  $r_{ref} = 5\text{mm}$ .

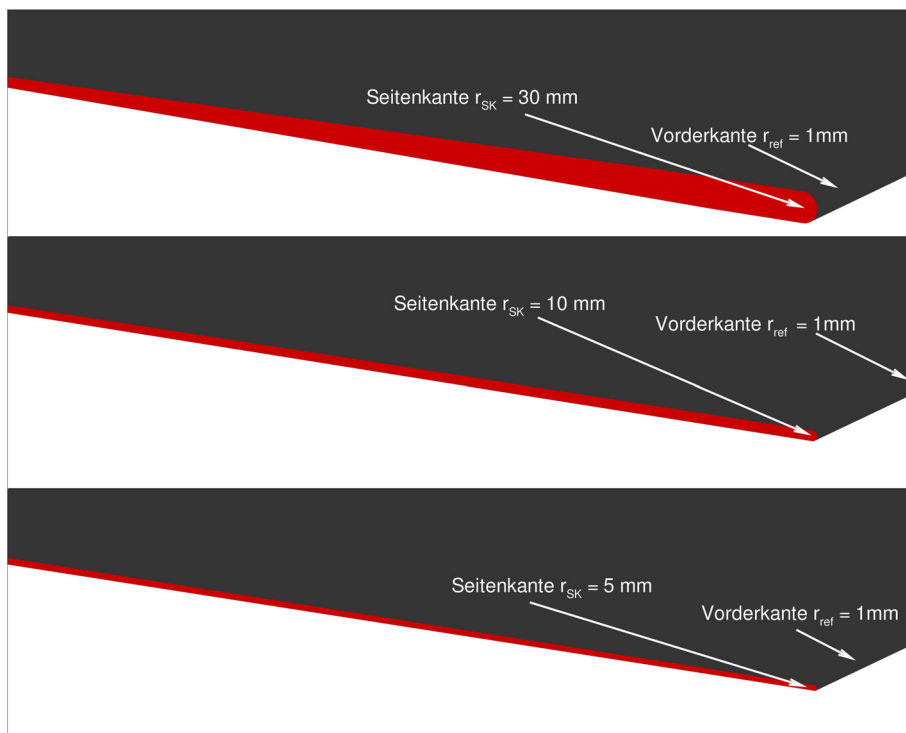


Abbildung 14: Seitenkantenradius  $r_{SK} = 30\text{mm}$ ,  $10\text{mm}$ ,  $5\text{mm}$ .



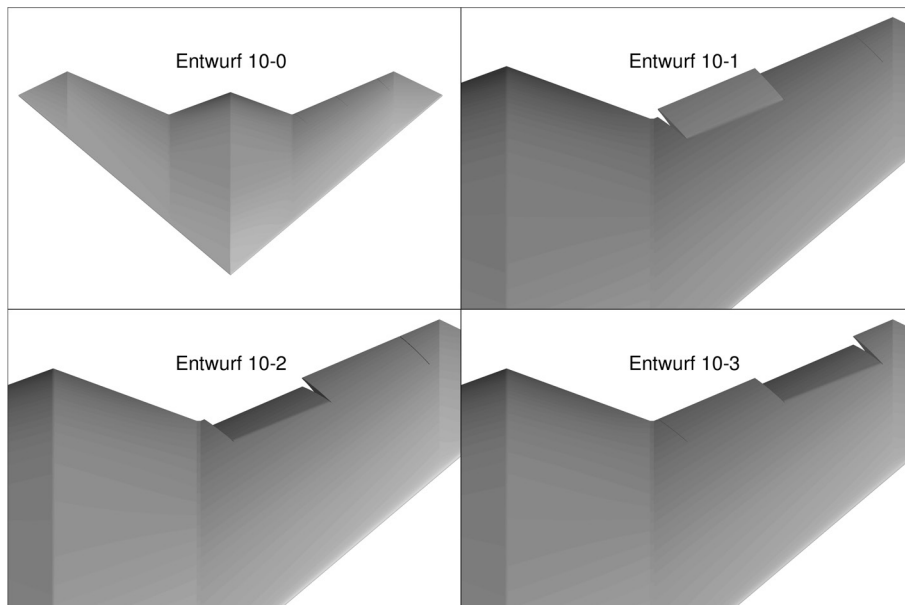


Abbildung 15: Steuerklappen Entwurf 10.

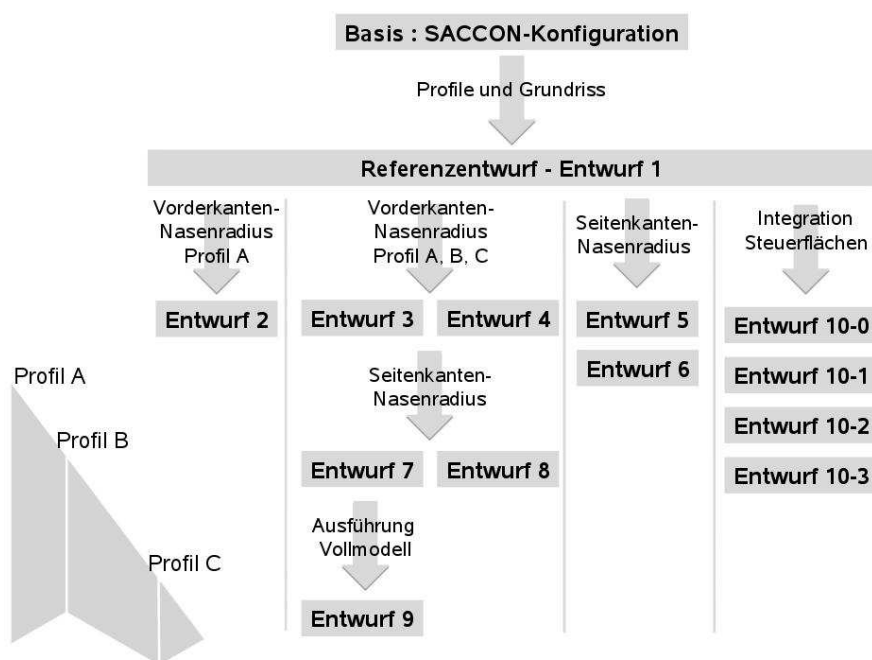


Abbildung 16: Entwurfsprozess.

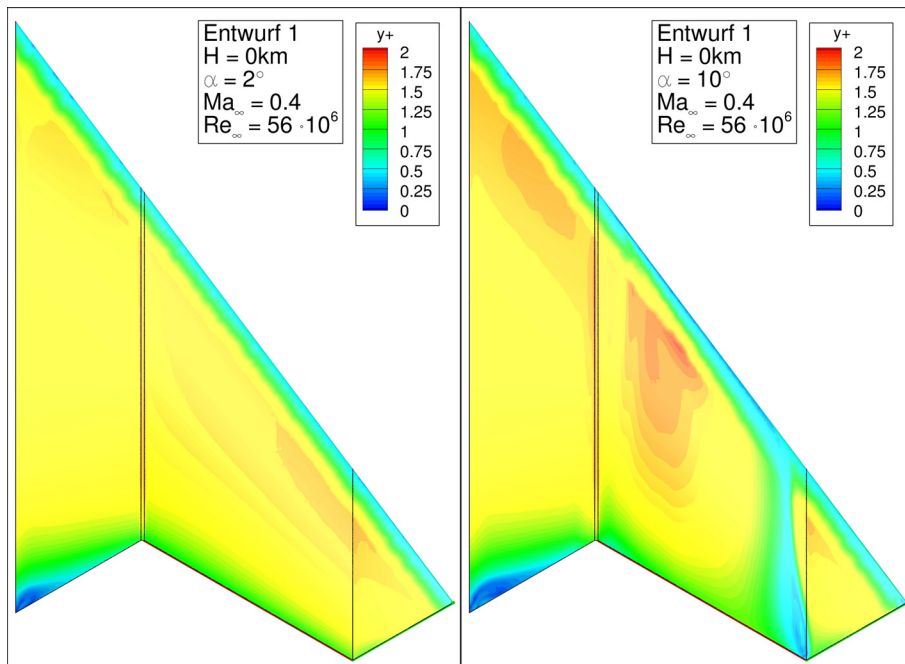


Abbildung 17:  $y^+$ -Verteilung für Entwurf 1 bei  $\alpha = 2^\circ$  und  $\alpha = 10^\circ$ .

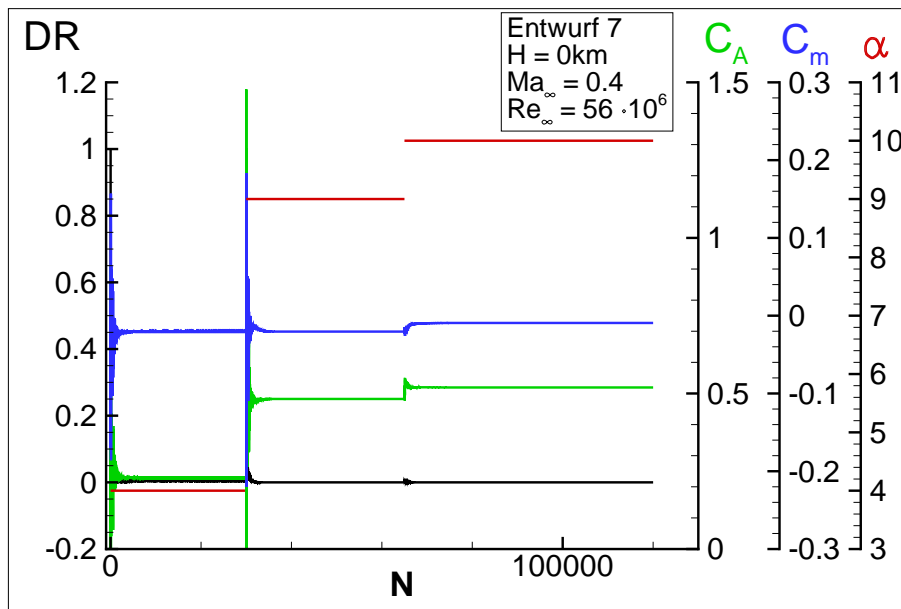


Abbildung 18: Konvergenzverlauf einer stationären TAU Rechnung für Entwurf 7. Verlauf des Dichteresiduums sowie des Residuums für Auftrieb und Nickmoment bei  $\alpha = 4^\circ$  bis  $\alpha = 10^\circ$ .

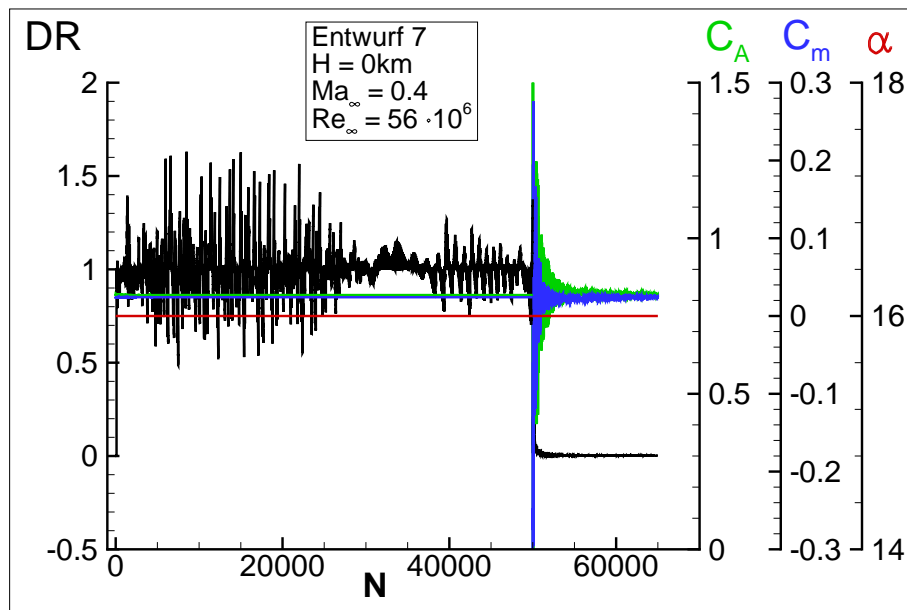


Abbildung 19: Konvergenzverlauf einer stationären und instationären TAU Rechnung für Entwurf 7. Verlauf des Dichteresiduums sowie des Residuums für Auftrieb und Nickmoment bei  $\alpha = 16^\circ$ .

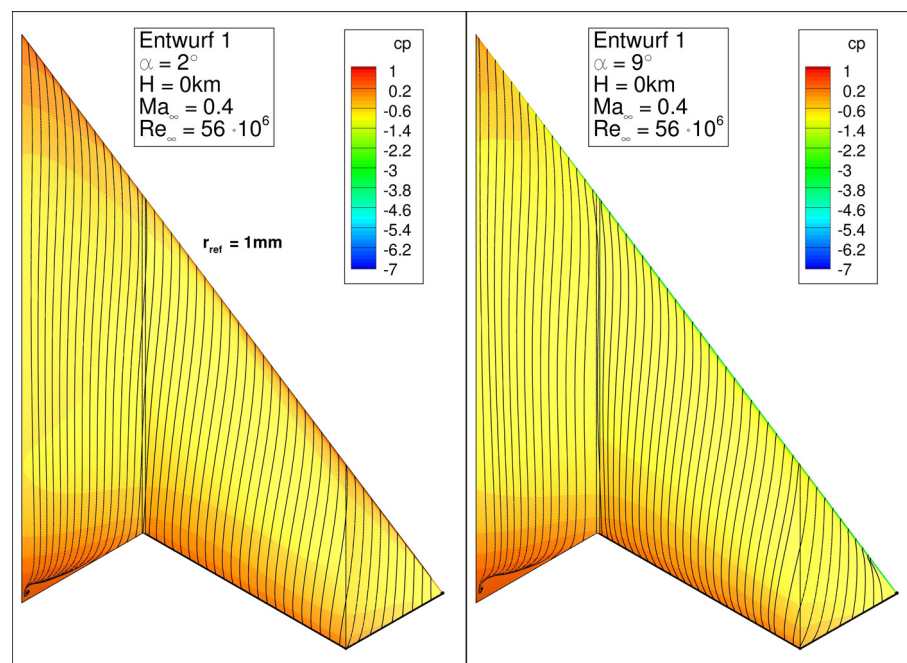


Abbildung 20: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und  $\alpha = 2^\circ$ ,  $\alpha = 9^\circ$ .

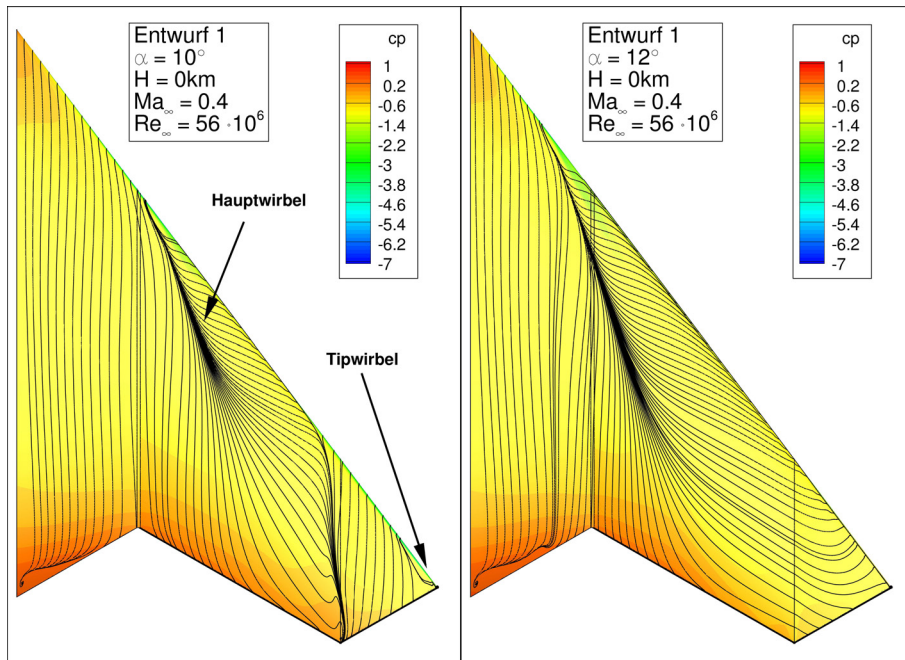


Abbildung 21: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\alpha = 12^\circ$ .

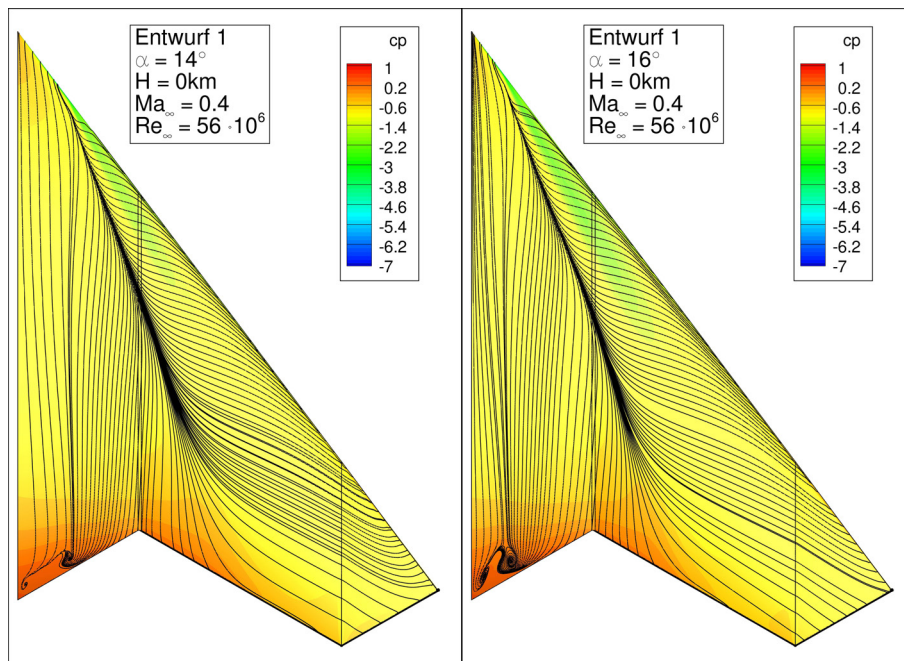


Abbildung 22: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und  $\alpha = 14^\circ$ ,  $\alpha = 16^\circ$ .

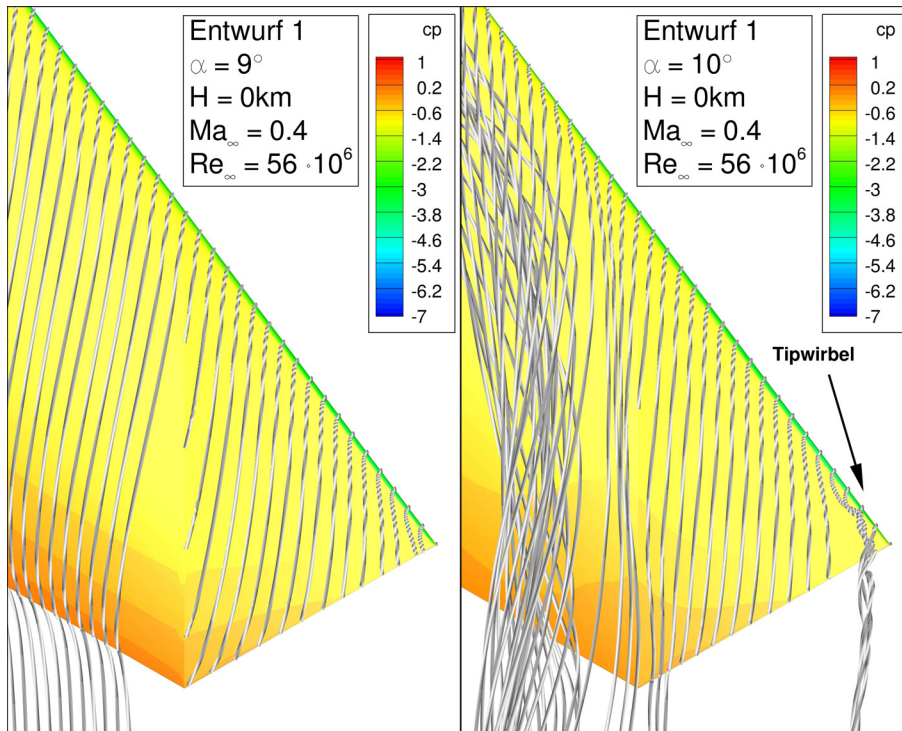


Abbildung 23: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 1 bei  $\alpha = 9^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$ .

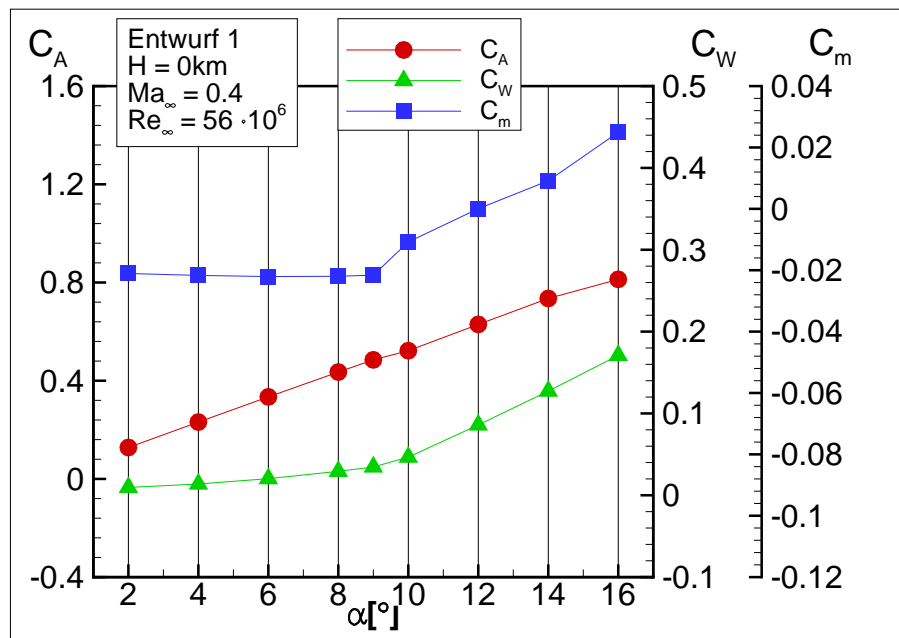


Abbildung 24: Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Nickmoment über Anstellwinkel für Entwurf 1.

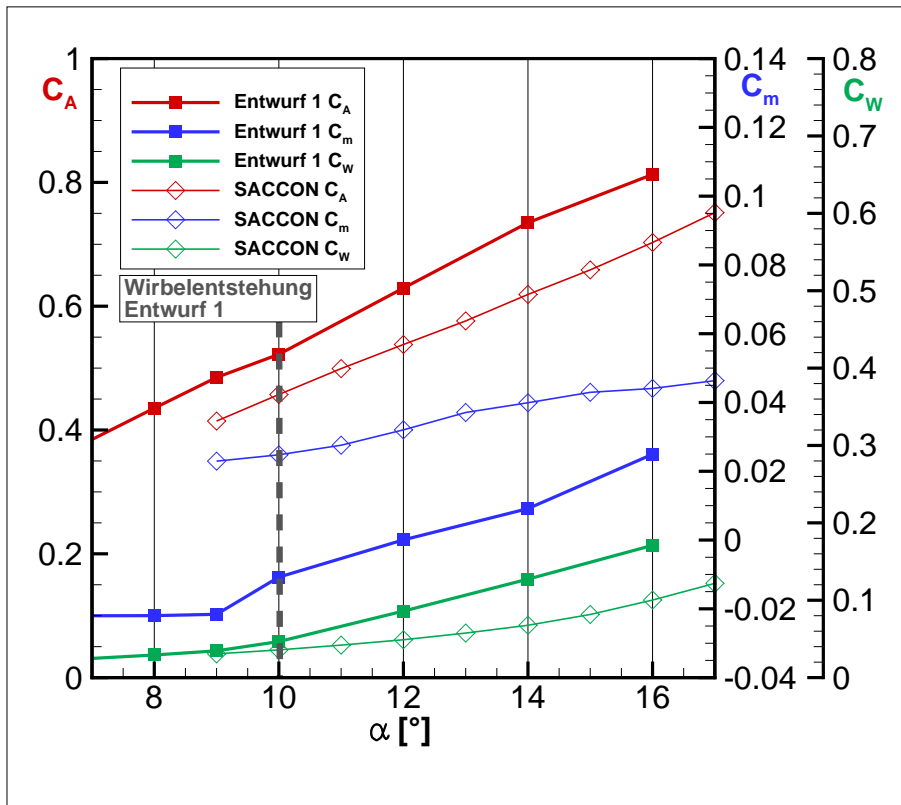


Abbildung 25: Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Nickmoment über Anstellwinkel für Entwurf 1 und SACCON.

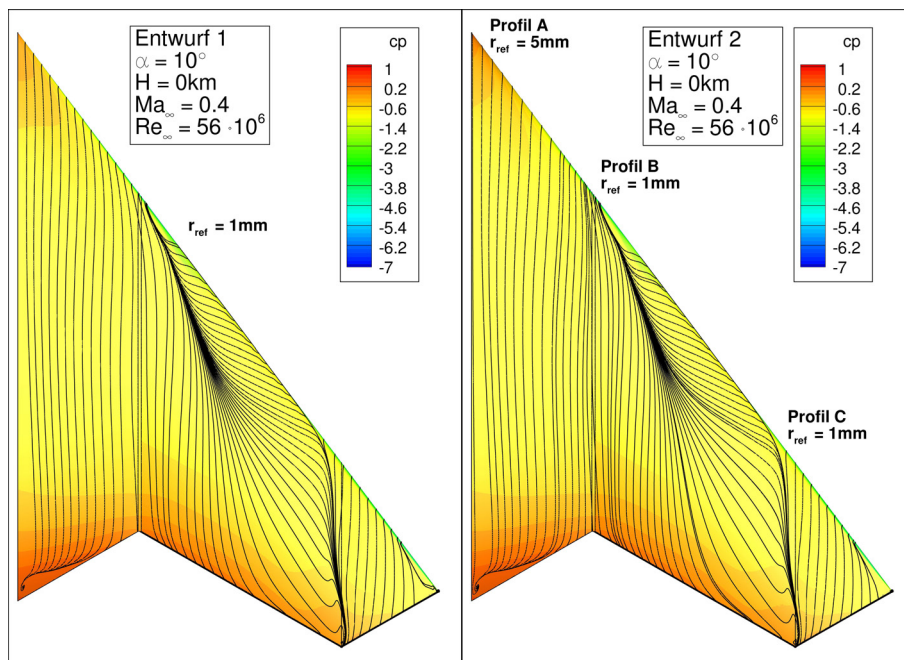


Abbildung 26: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei  $\alpha = 10^\circ$ .



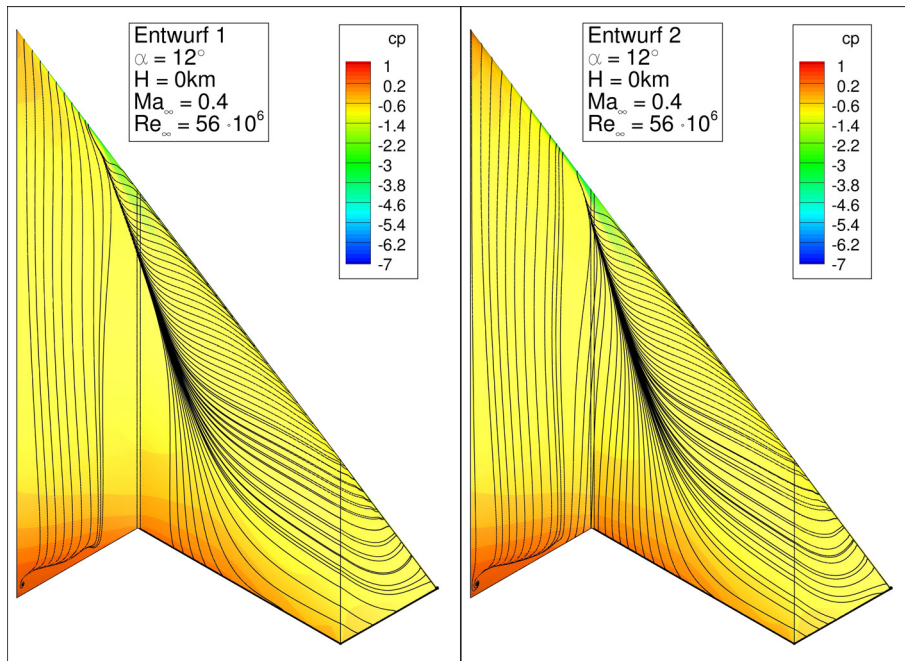


Abbildung 27: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei  $\alpha = 12^\circ$ .

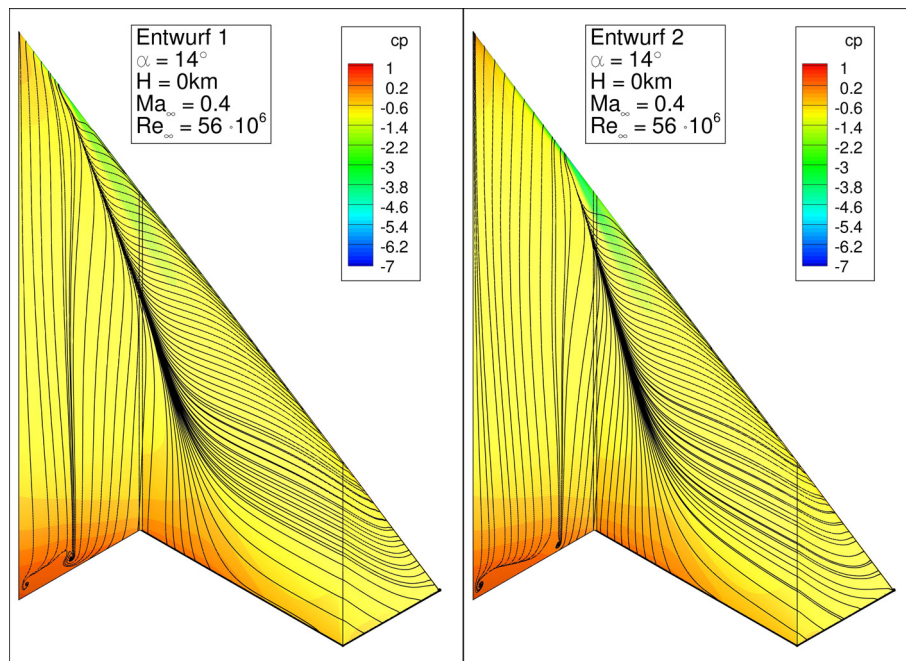


Abbildung 28: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei  $\alpha = 14^\circ$ .



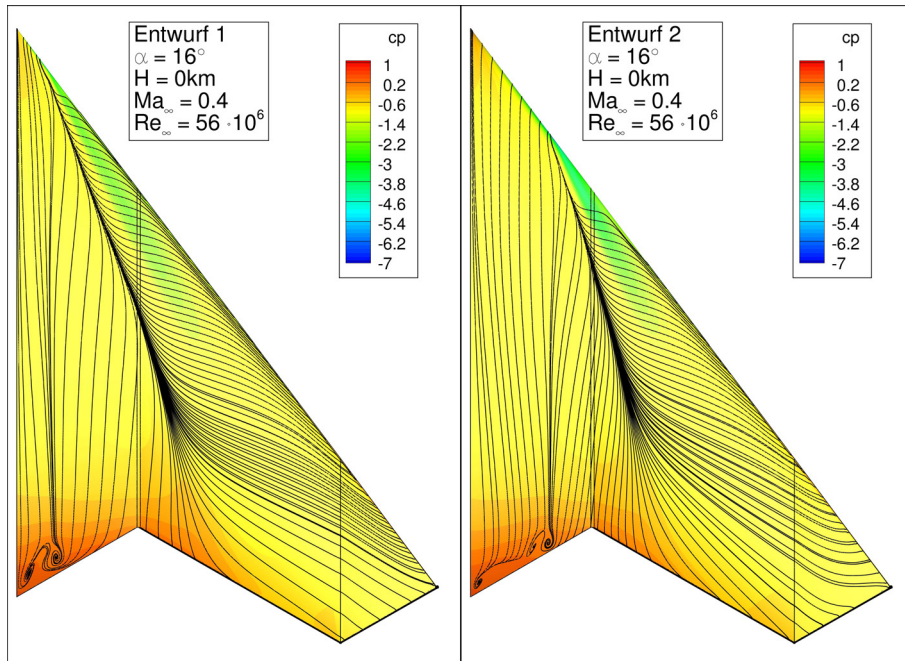


Abbildung 29: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 1 und 2 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

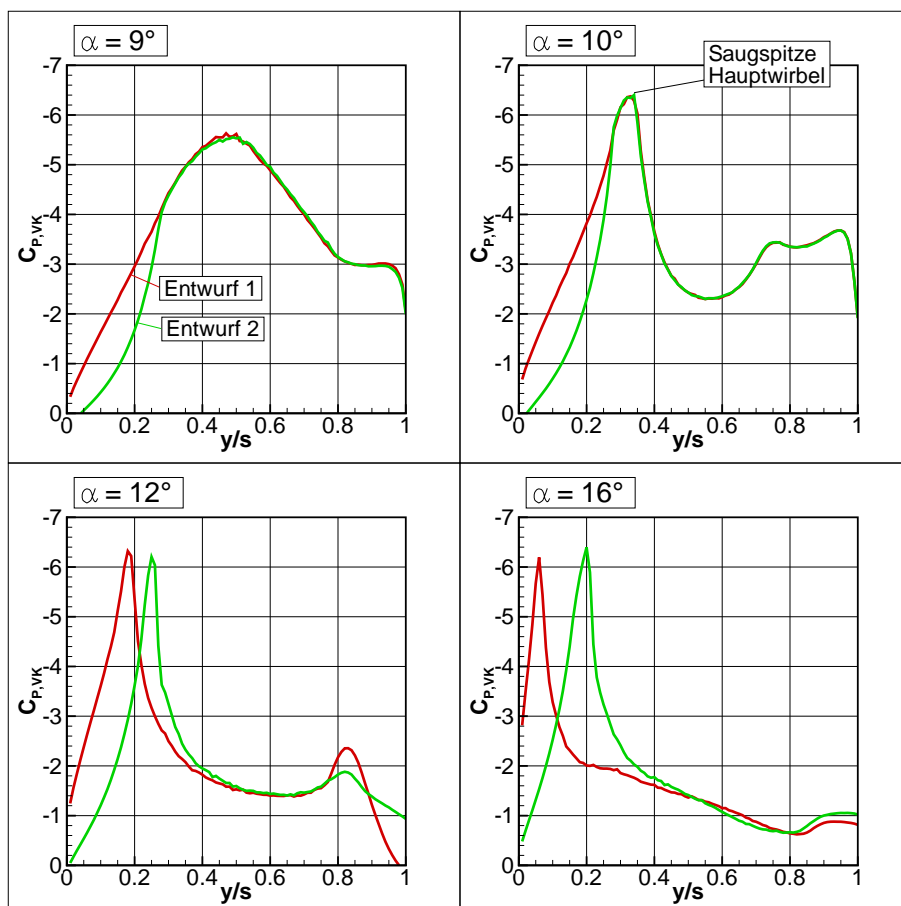


Abbildung 30:  $c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 1 und 2 bei  $\alpha = 9^\circ$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ,  $\alpha = 12^\circ$ ,  $\alpha = 16^\circ$ .

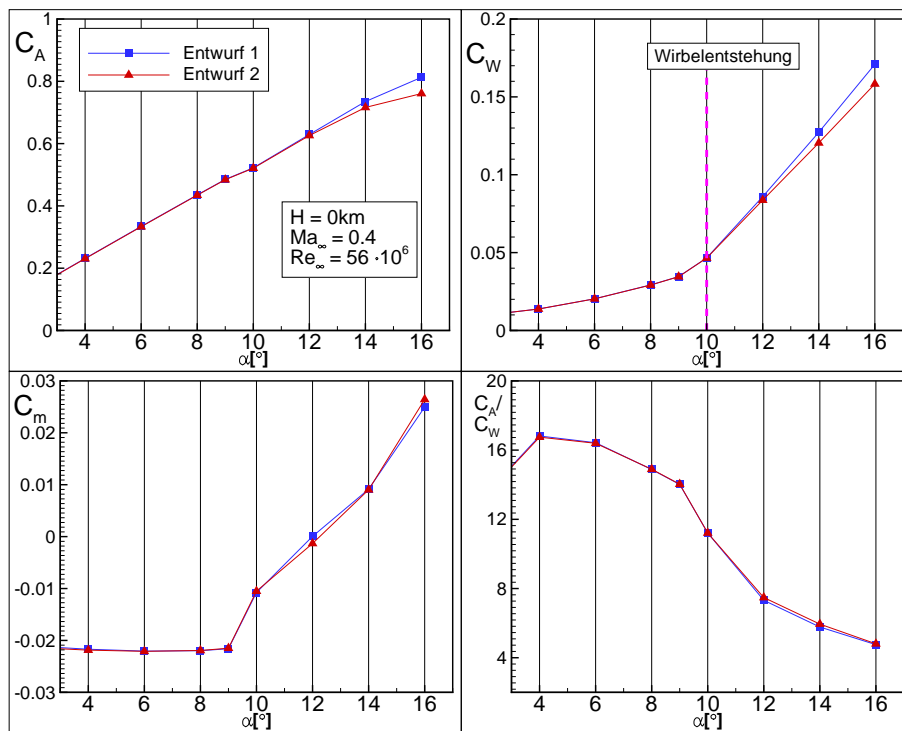


Abbildung 31: Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 1 und 2 über dem Anstellwinkel.

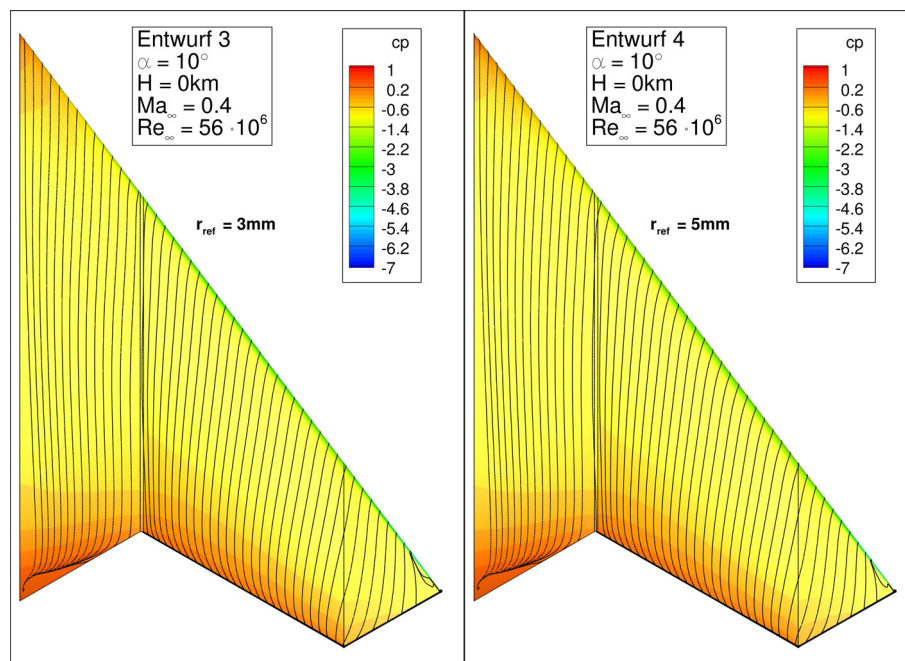


Abbildung 32: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

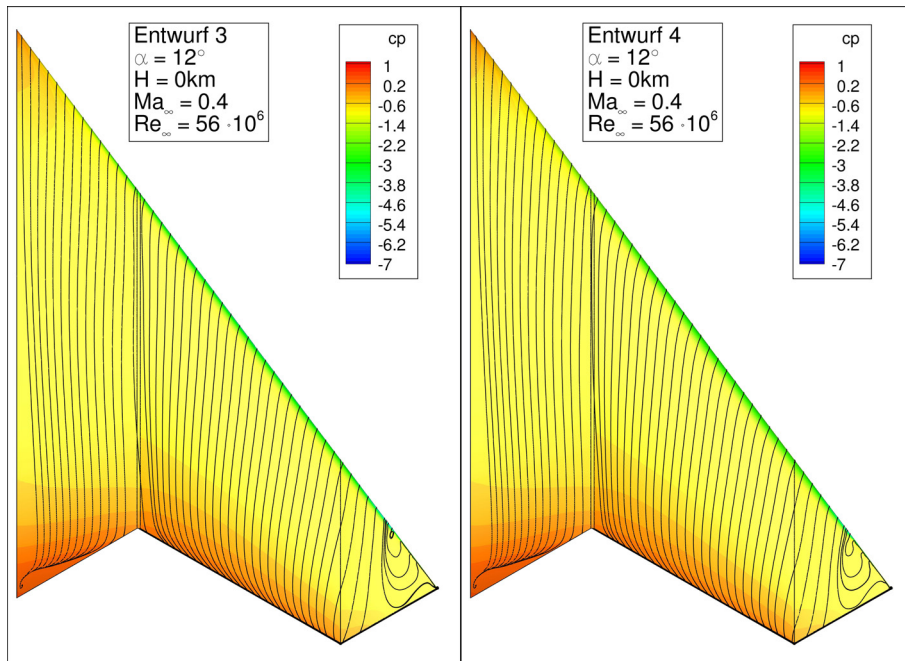


Abbildung 33: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 12^\circ$ .

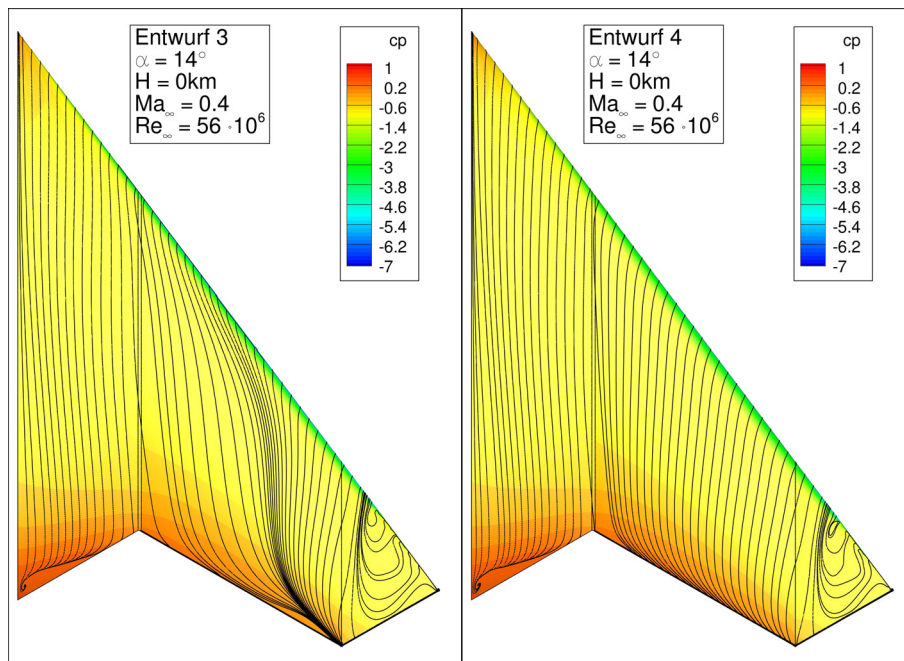


Abbildung 34: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 14^\circ$ .

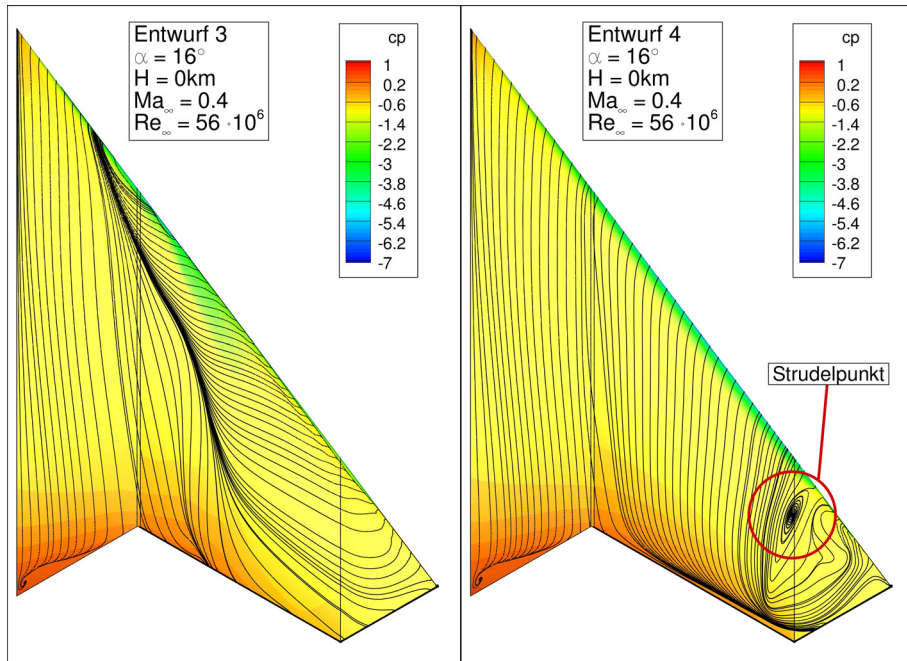


Abbildung 35: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

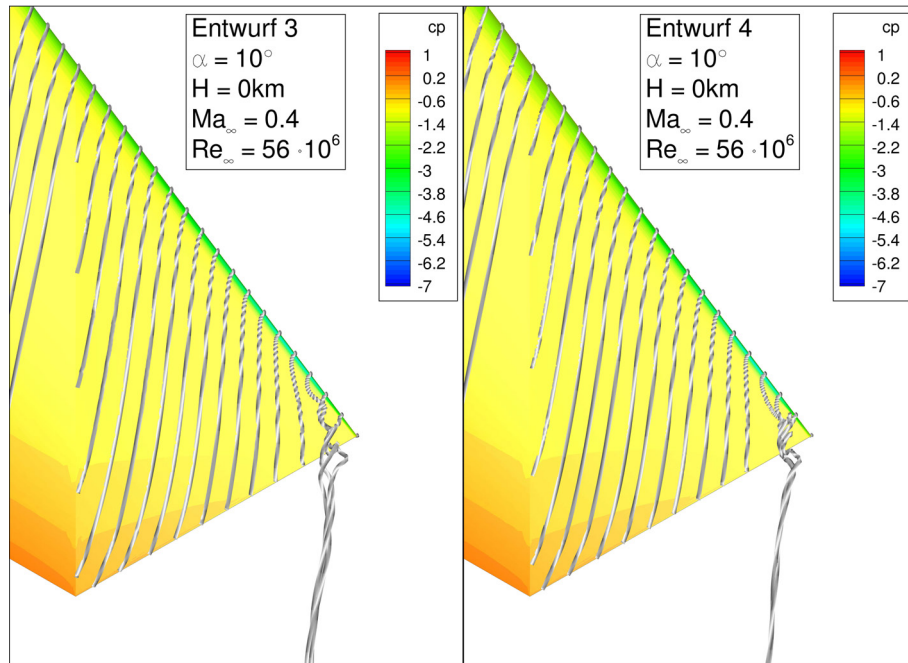


Abbildung 36: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 10^\circ$ .



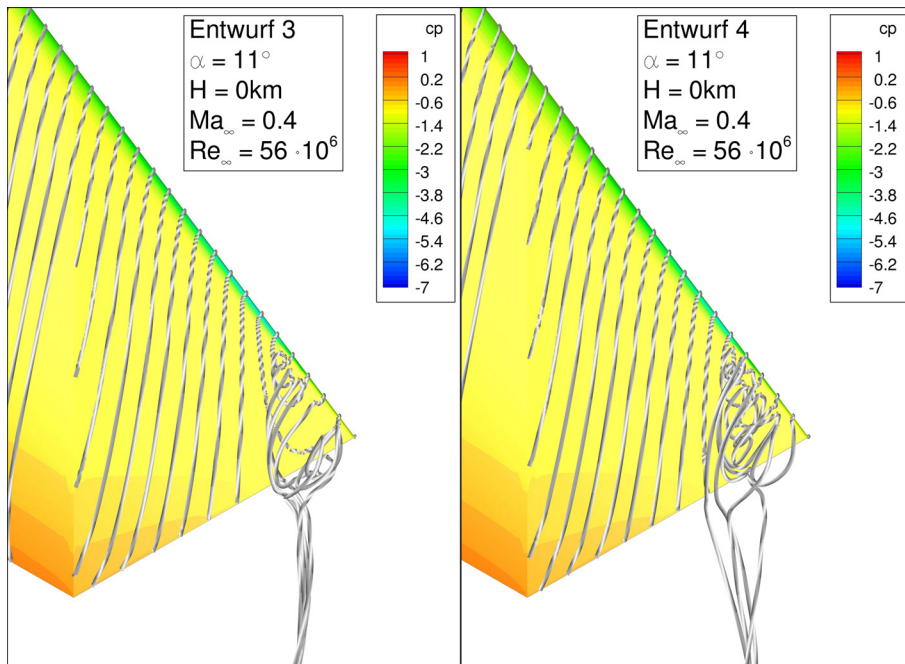


Abbildung 37: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 11^\circ$ .

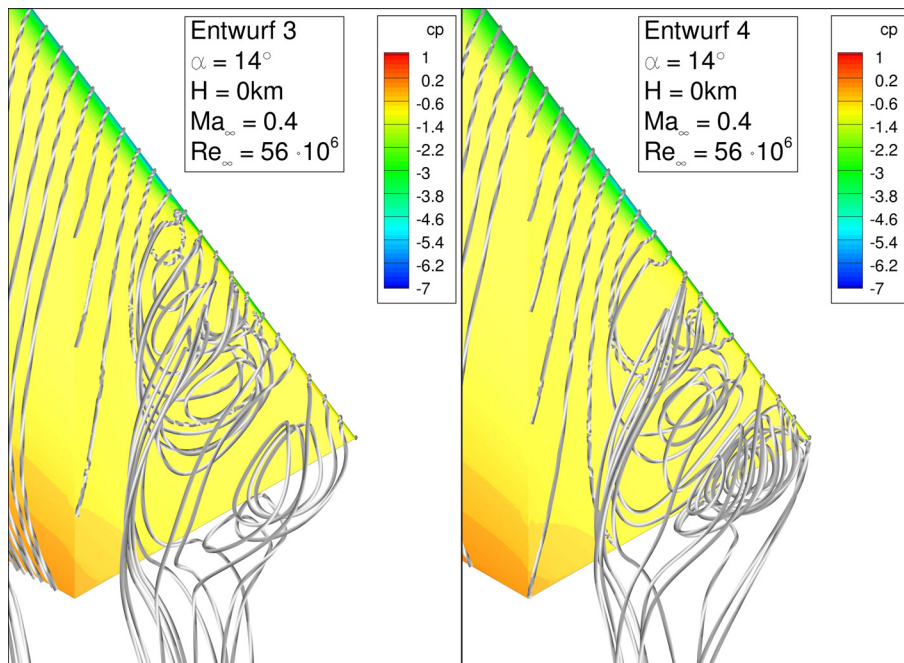


Abbildung 38: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 4 bei  $\alpha = 14^\circ$ .

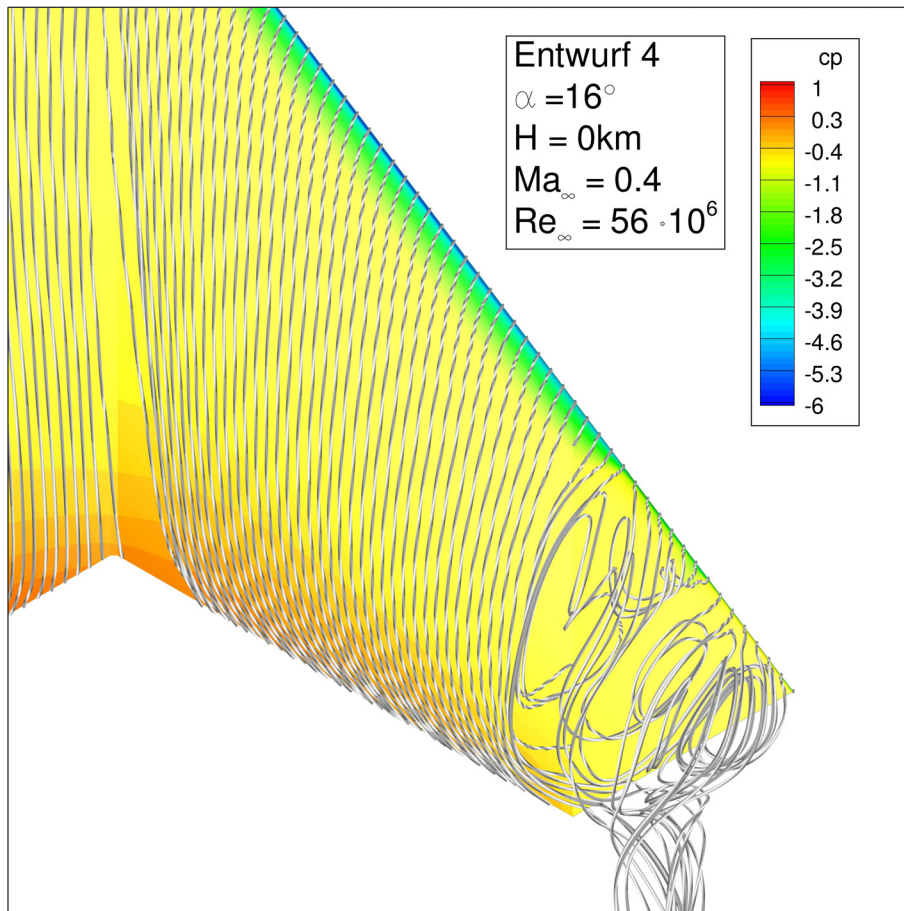


Abbildung 39: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 4 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

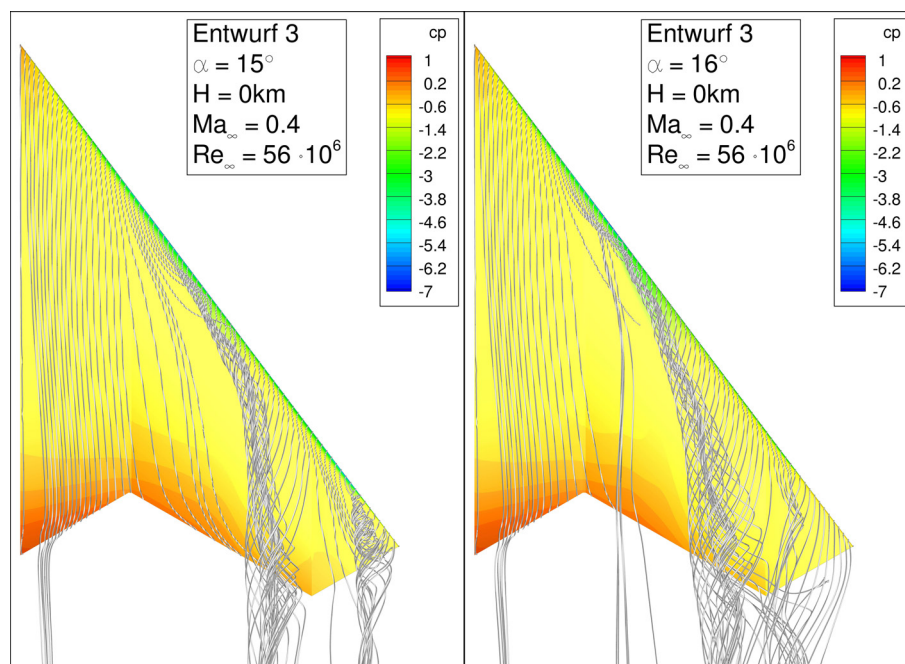


Abbildung 40: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 3 bei  $\alpha = 15^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$ .

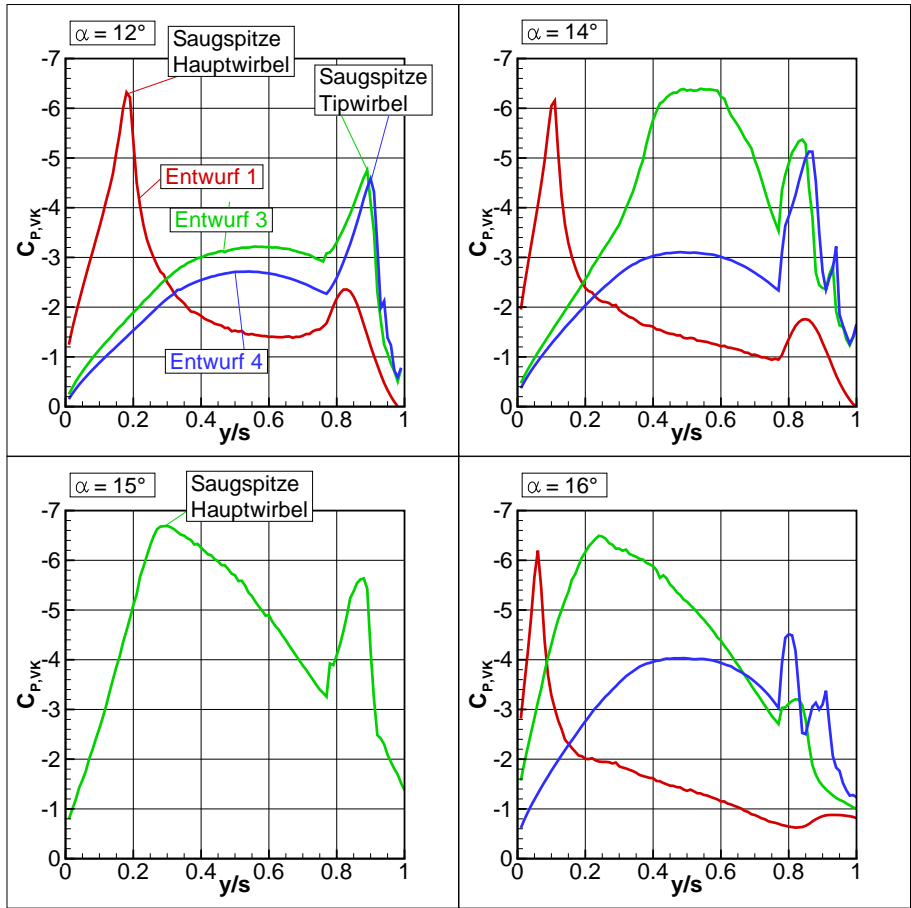


Abbildung 41:  $c_{P,VK}$ -Verlauf für Entwurf 1, 3, 4 bei  $\alpha = 12^\circ$ ,  $\alpha = 14^\circ$ ,  $\alpha = 16^\circ$  sowie  $\alpha = 15^\circ$  für Entwurf 3.

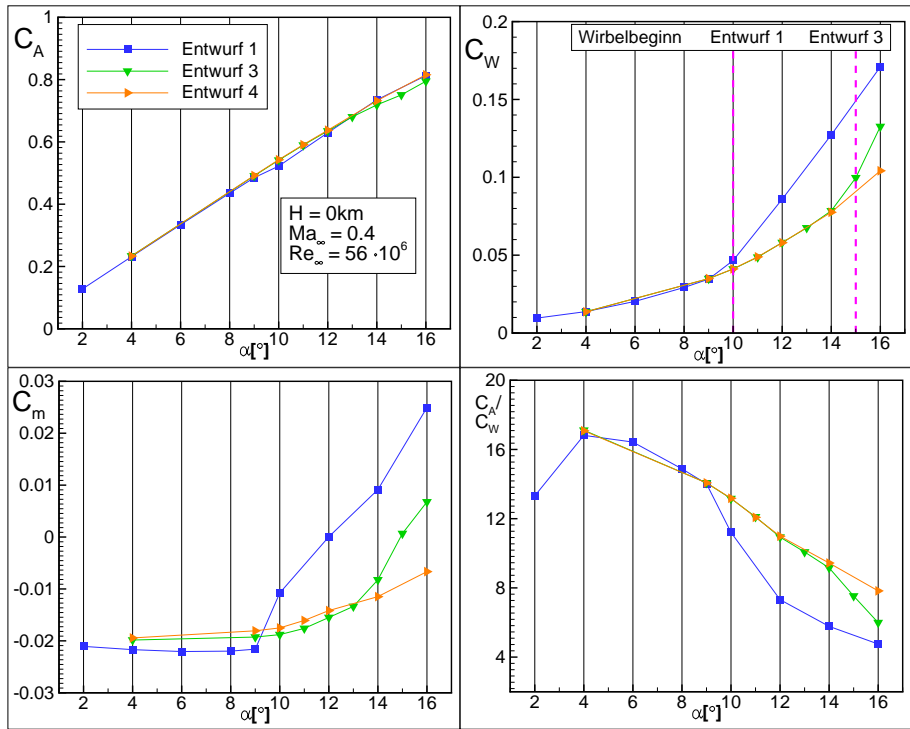


Abbildung 42: Auftriebs, Widerstands- und Nickmomentenverlauf für Entwurf 1, 3 und 4 über dem Anstellwinkel.



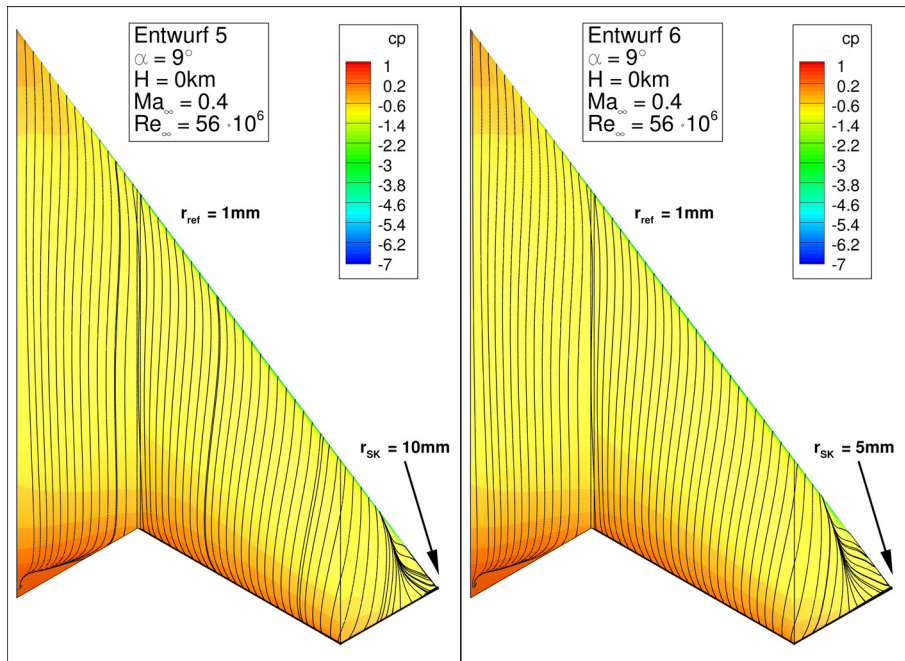


Abbildung 43: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei  $\alpha = 9^\circ$ .

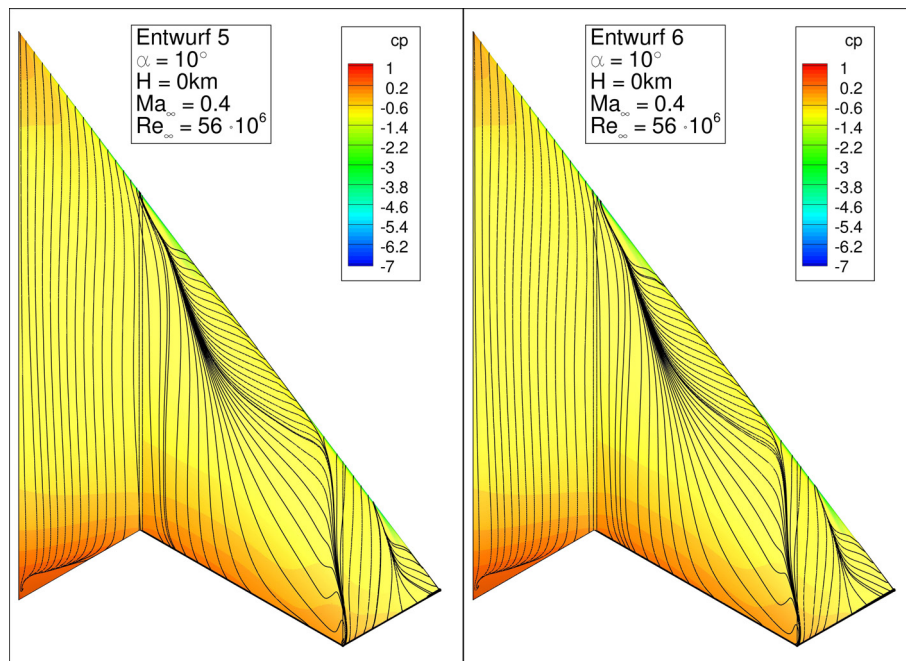


Abbildung 44: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

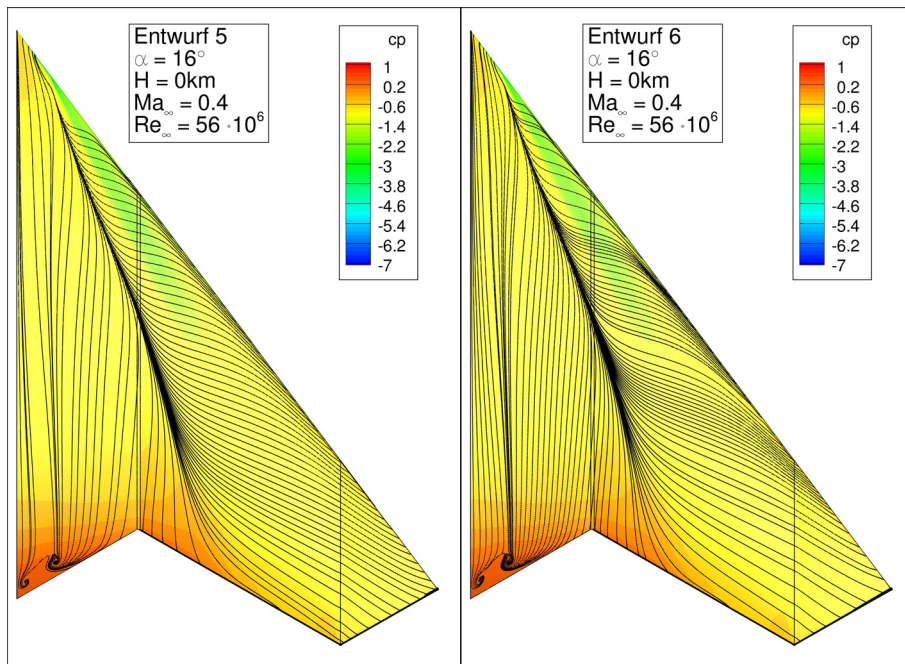


Abbildung 45: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 5 und 6 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

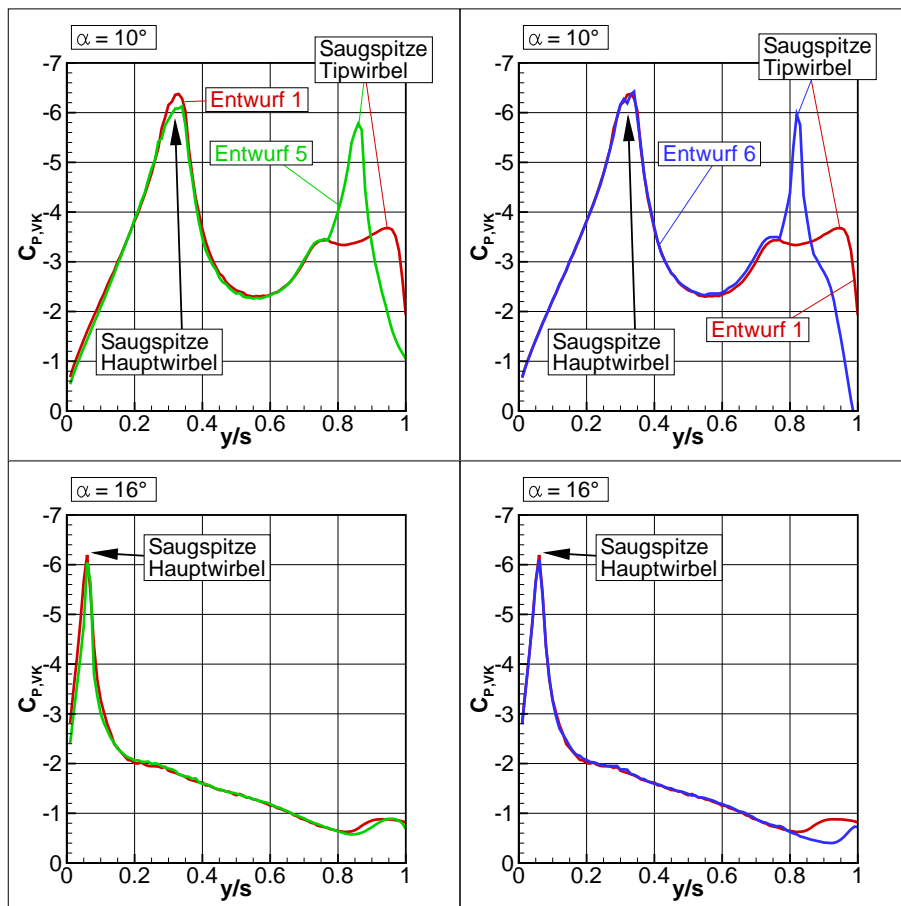


Abbildung 46:  $c_{P_{VK}}$ -Verlauf für Entwurf 1, 5, 6 bei  $\alpha = 10^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$ .

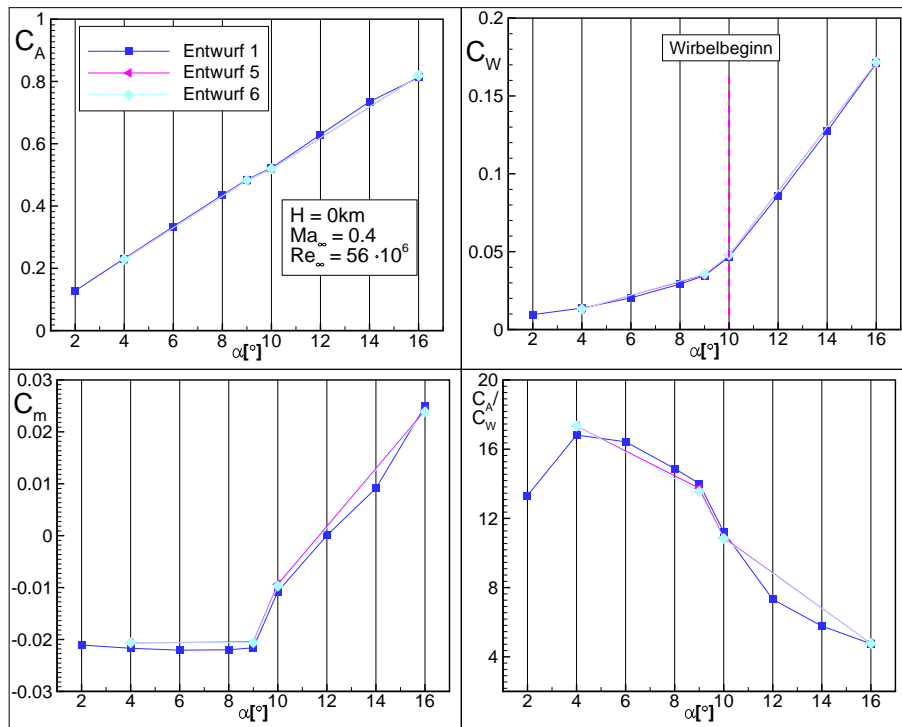


Abbildung 47: Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 1, 5 und 6 über dem Anstellwinkel.

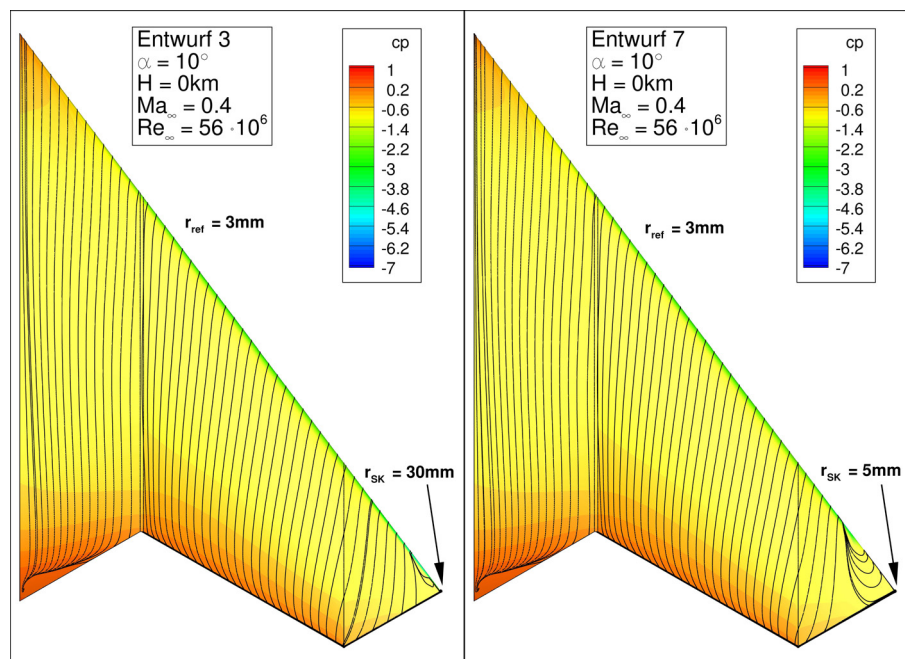


Abbildung 48: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

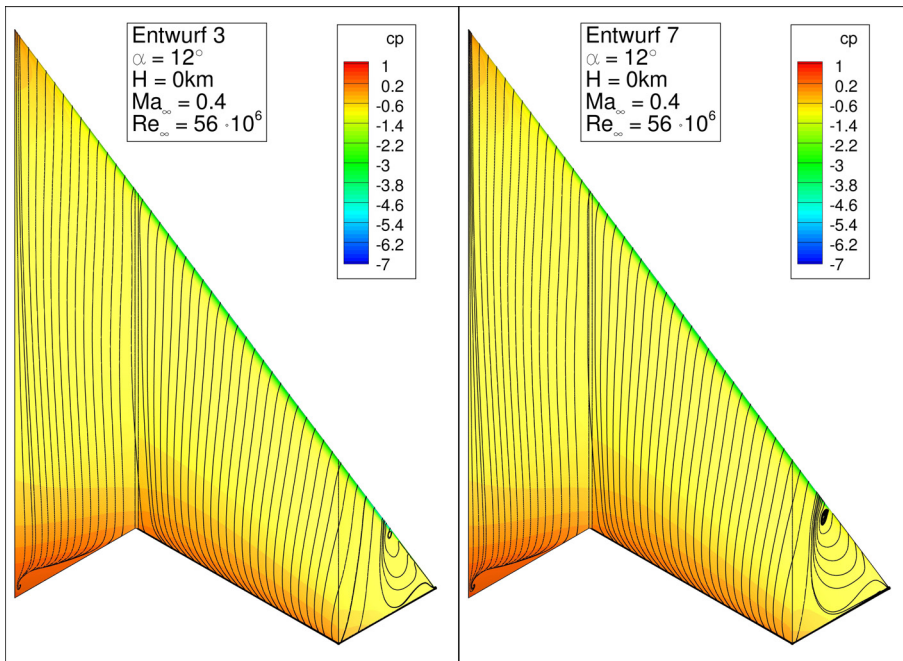


Abbildung 49: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 12^\circ$ .

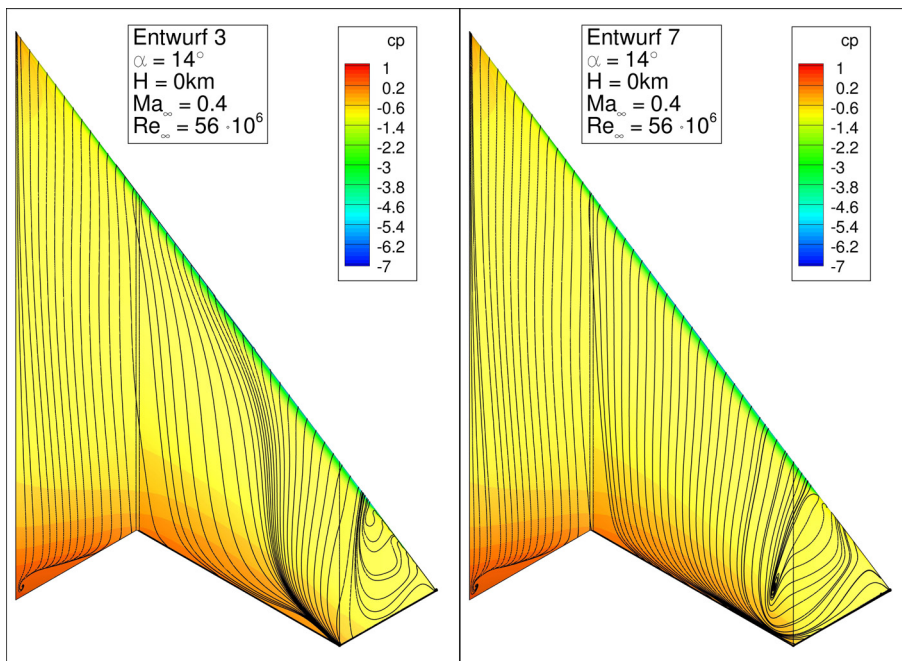


Abbildung 50: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 14^\circ$ .



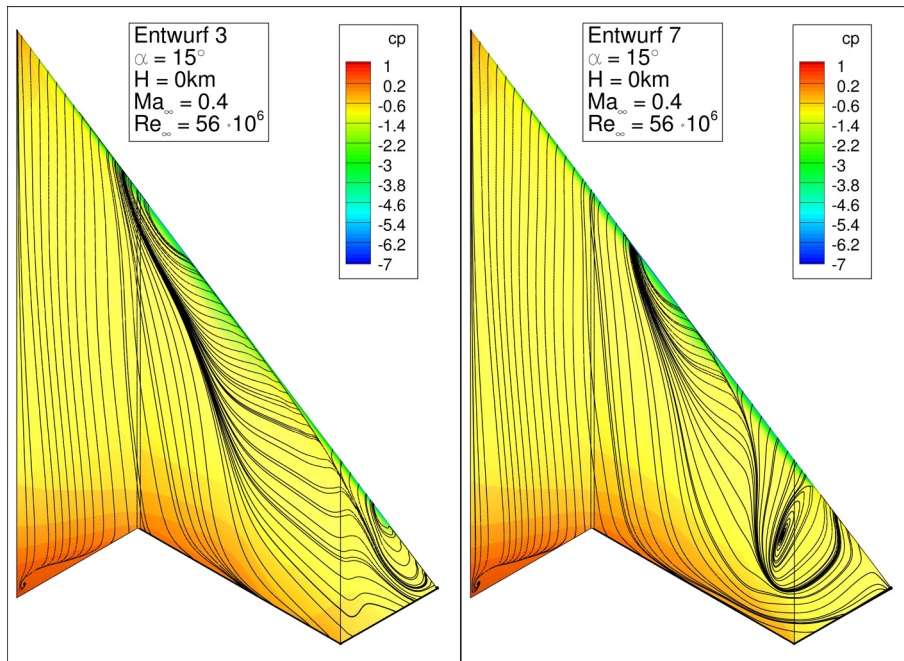


Abbildung 51: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 15^\circ$ .

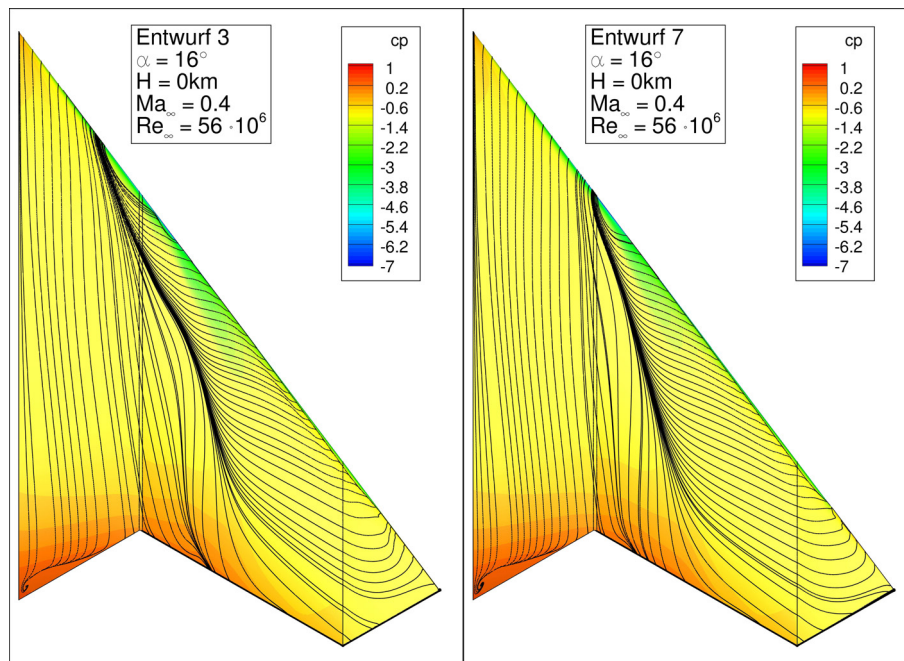


Abbildung 52: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

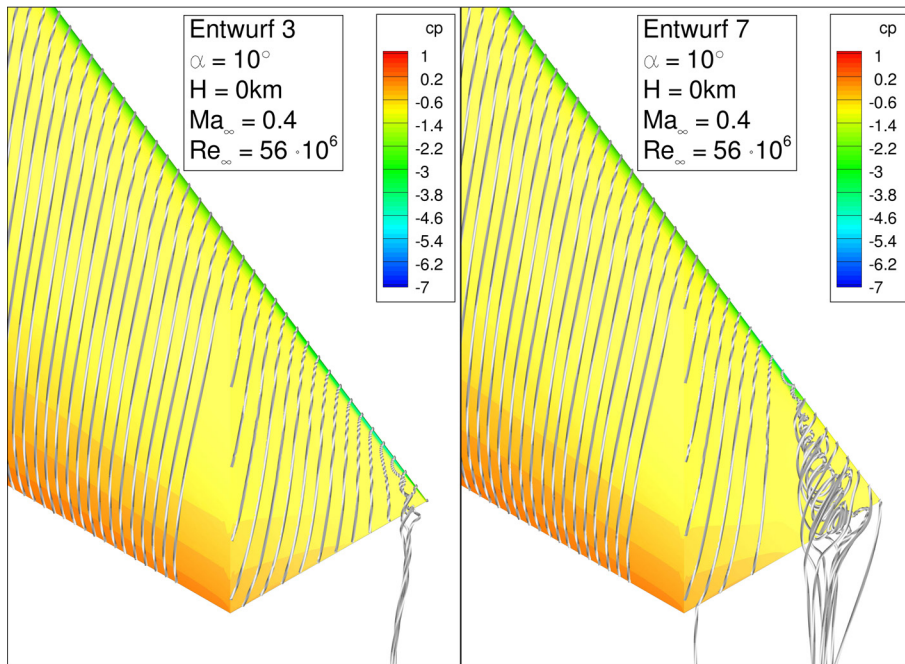


Abbildung 53: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

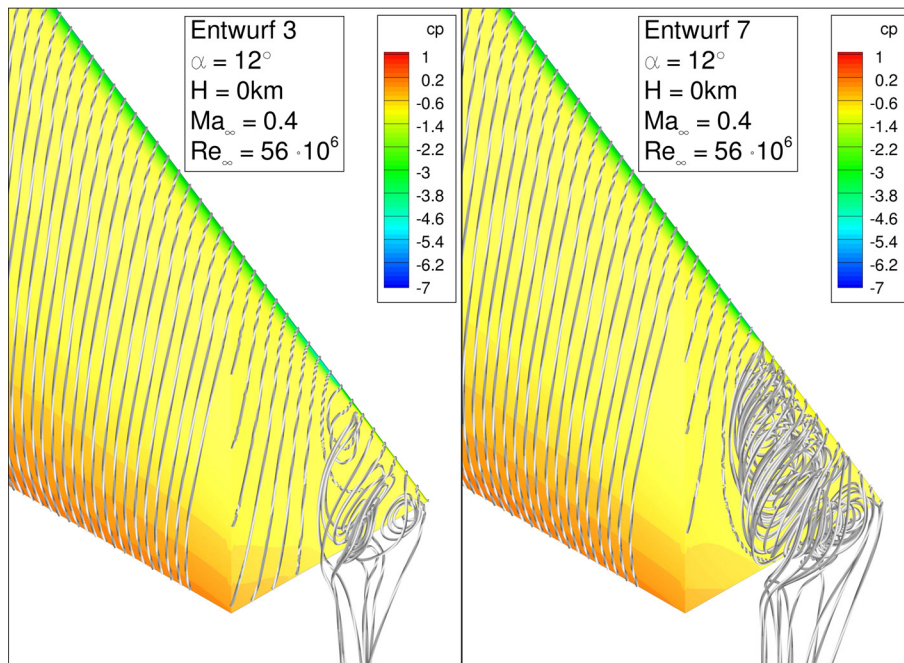


Abbildung 54: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 12^\circ$ .

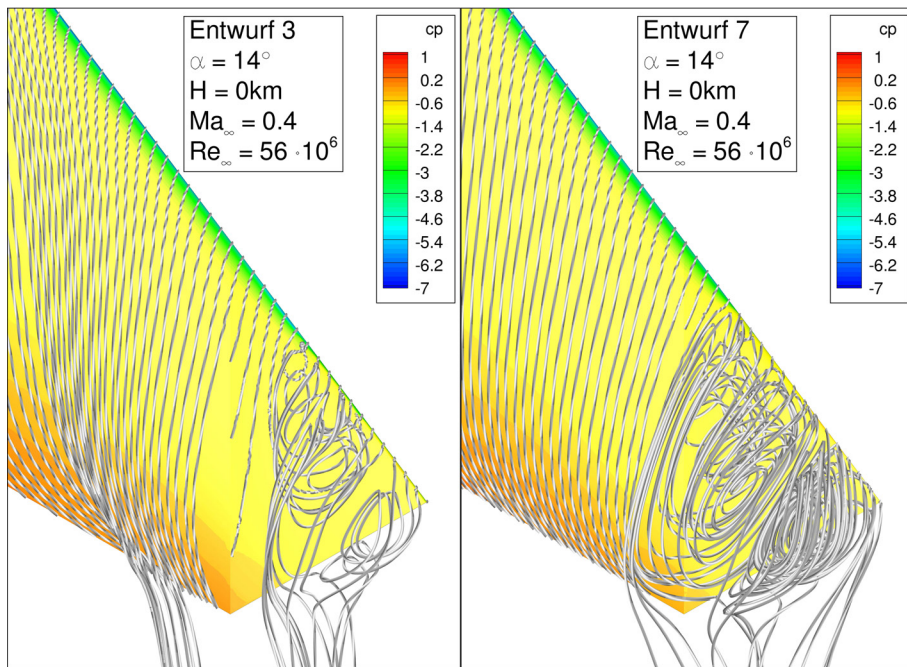


Abbildung 55: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 14^\circ$ .

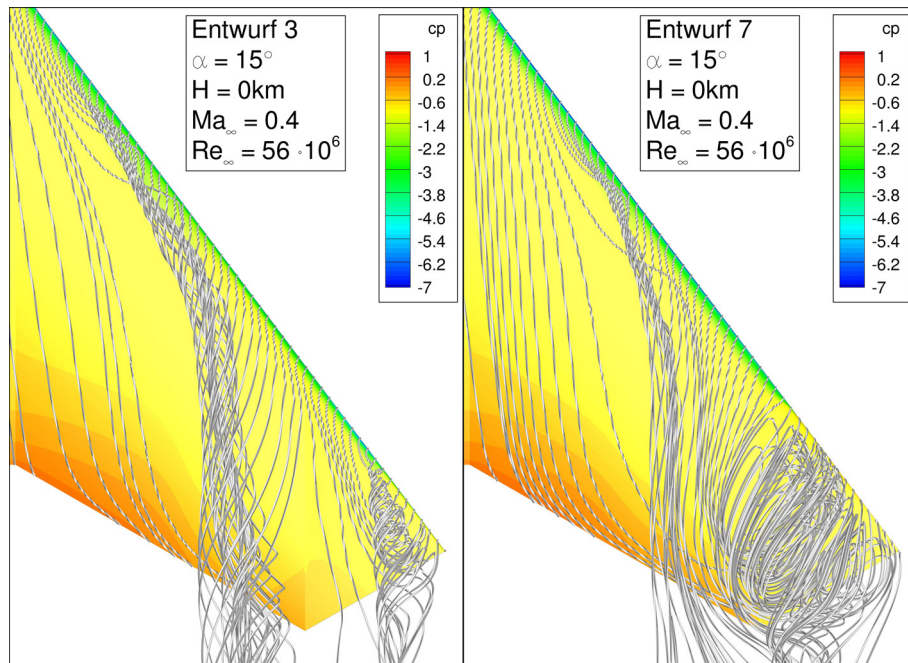


Abbildung 56: Dreidimensionale Stromlinien im Flügelbereich für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 15^\circ$ .



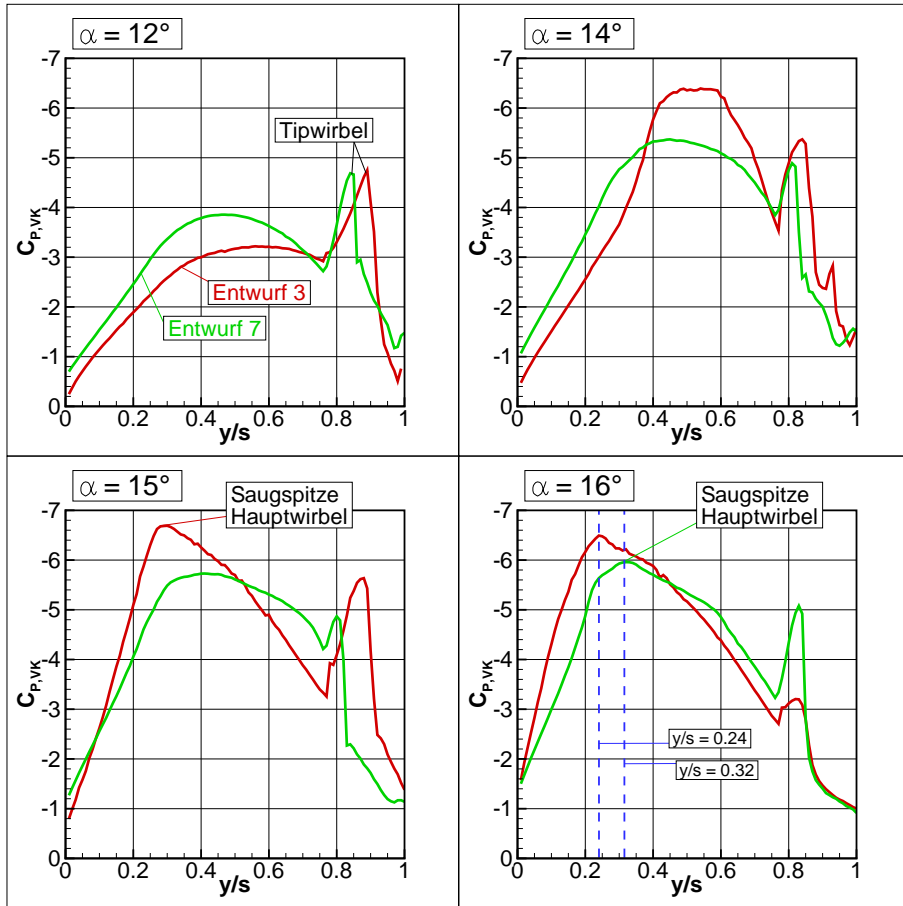


Abbildung 57:  $c_{P,VK}$ -Verlauf für Entwurf 3 und 7 bei  $\alpha = 12^\circ$ ,  $\alpha = 14^\circ$ ,  $\alpha = 15^\circ$  und  $\alpha = 16^\circ$ .

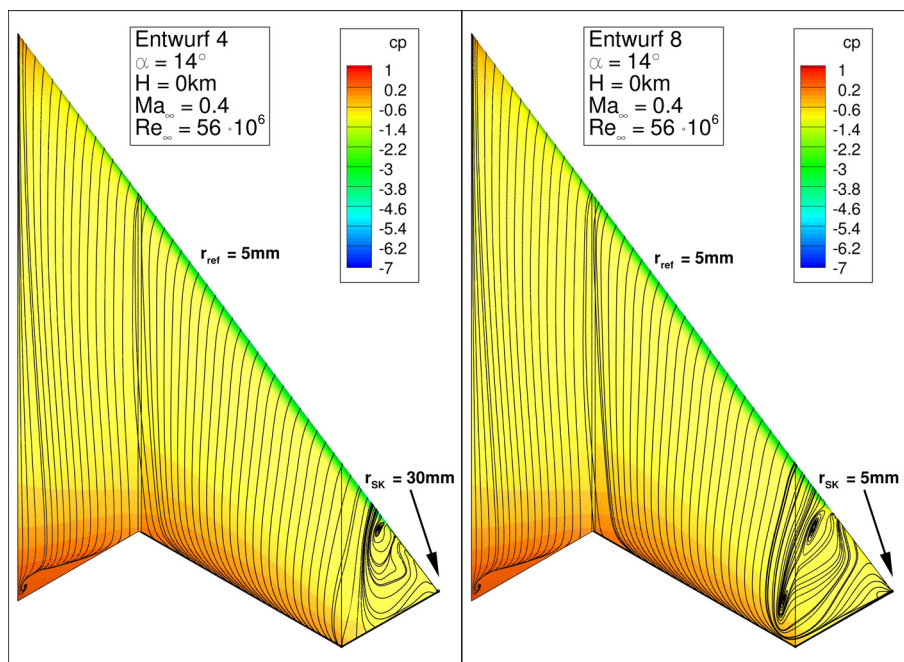


Abbildung 58: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 4 und 8 bei  $\alpha = 14^\circ$ .

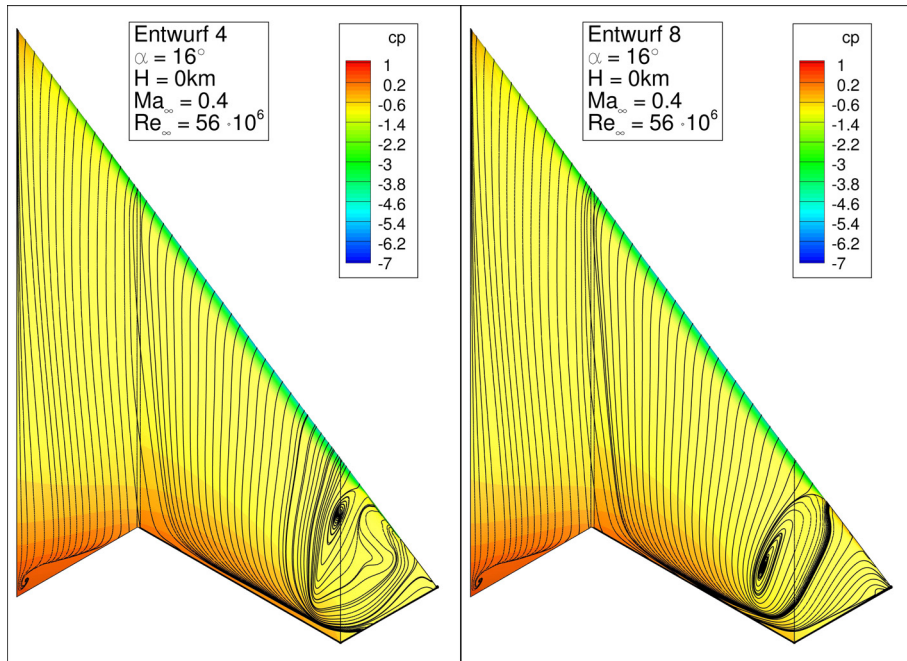


Abbildung 59: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 4 und 8 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

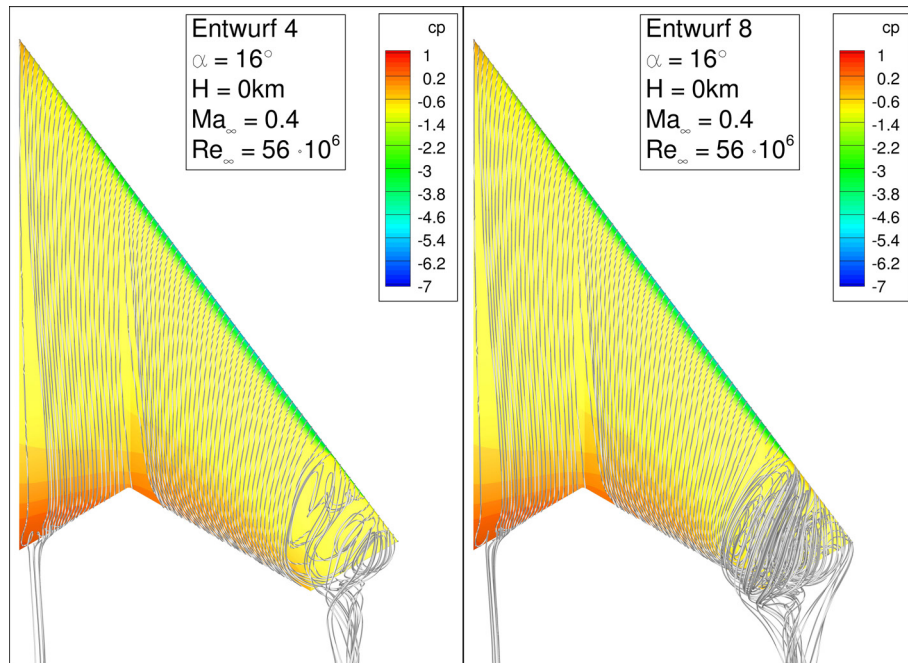


Abbildung 60: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 4 und 8 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

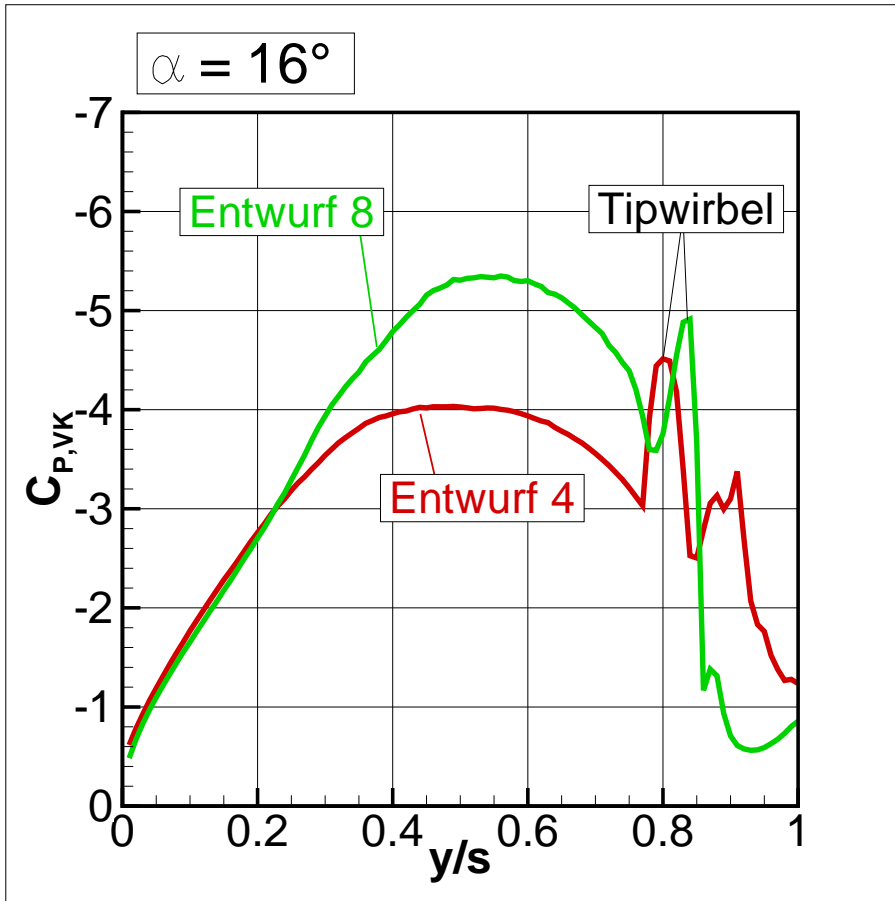


Abbildung 61:  $c_{P,VK}$ -Verlauf für Entwurf 4 und 8 bei  $\alpha = 16^\circ$ .

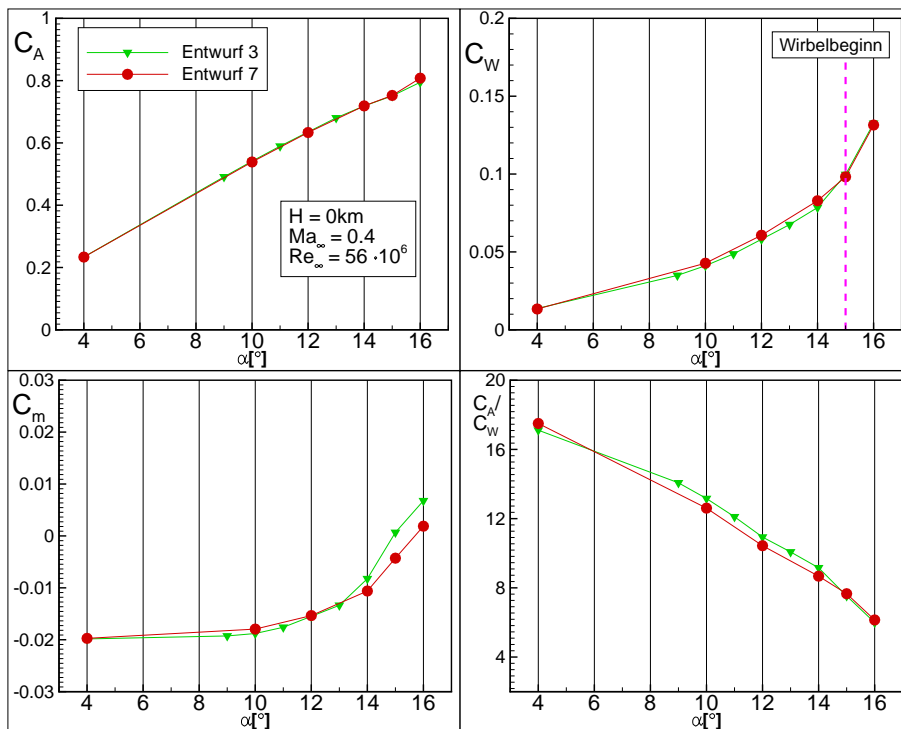


Abbildung 62: Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 3 und 7 über dem Anstellwinkel.

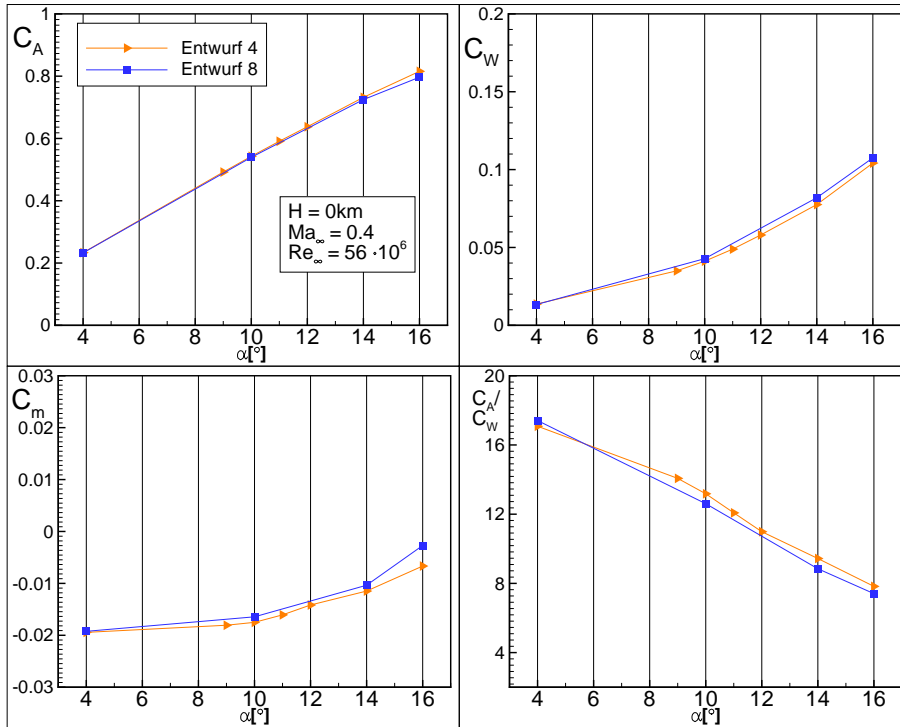


Abbildung 63: Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenverlauf sowie Auftriebs/Widerstandsverhältnis für Entwurf 4 und 8 über dem Anstellwinkel.

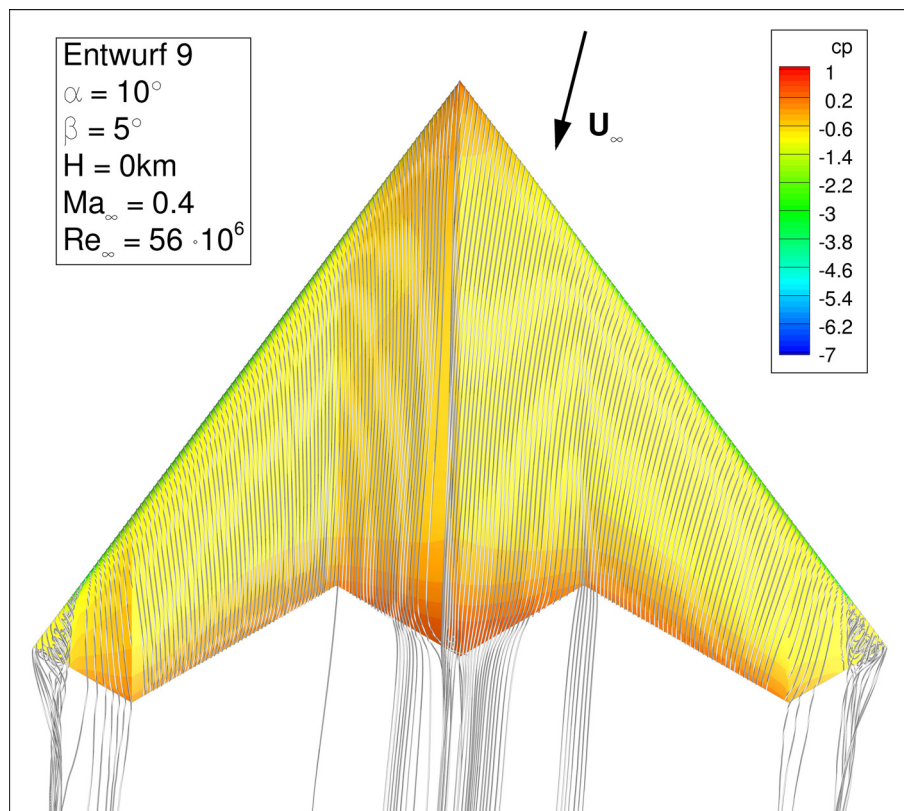


Abbildung 64: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 9 bei  $\alpha = 10^\circ$  und bei  $\beta = 5^\circ$ .

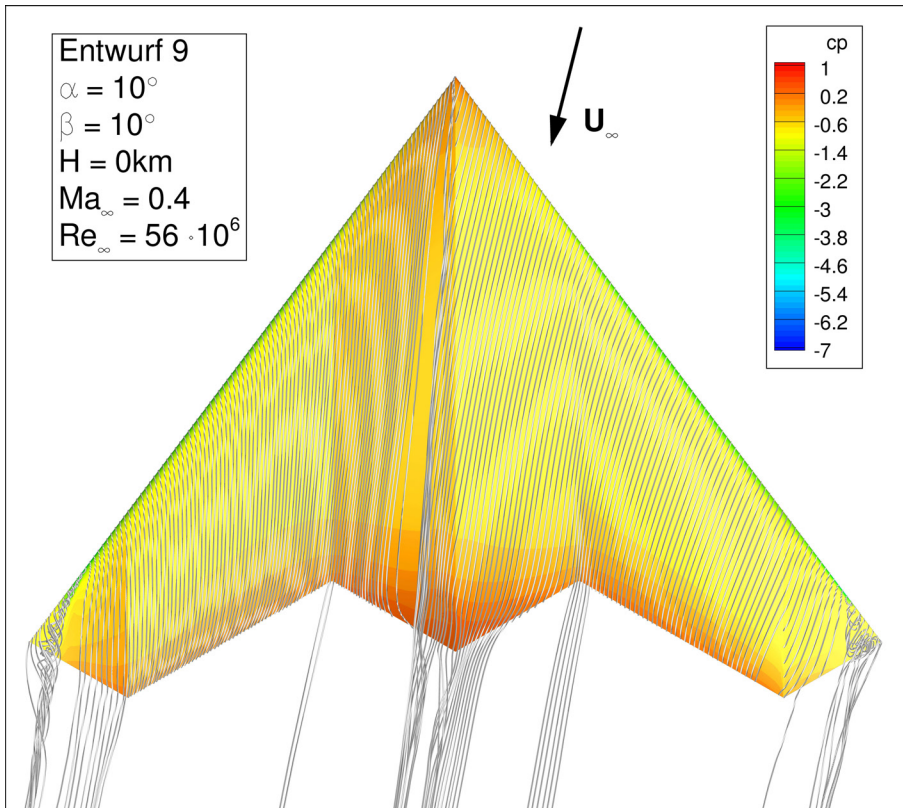


Abbildung 65: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 9 bei  $\alpha = 10^\circ$  und bei  $\beta = 10^\circ$ .

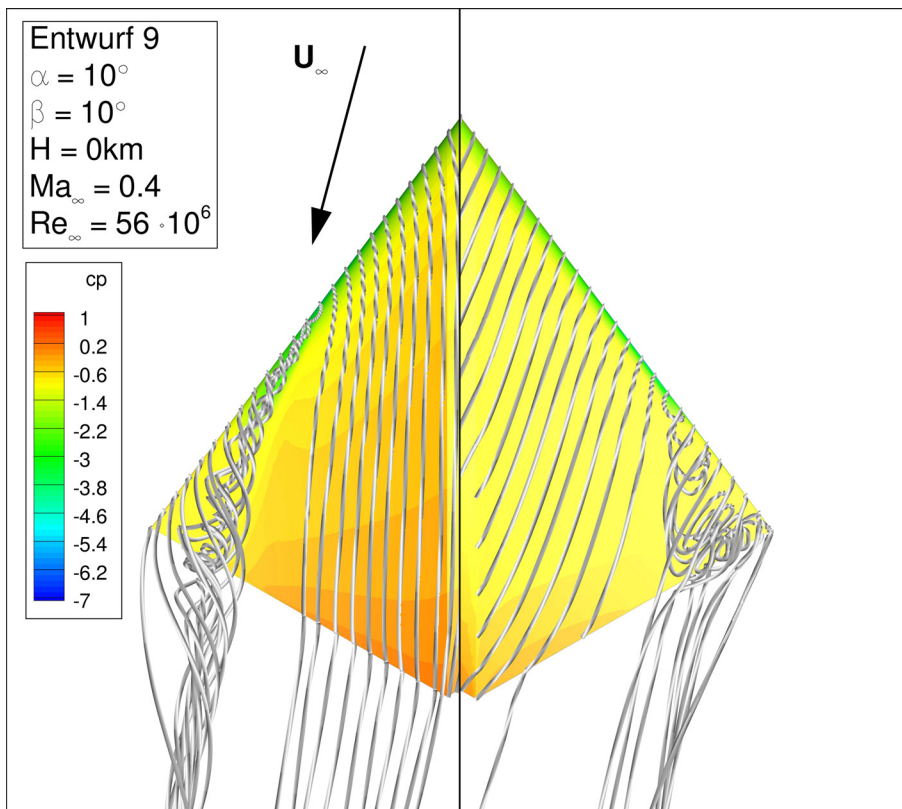


Abbildung 66: Dreidimensionale Stromlinien im Tipbereich Links und Rechts für Entwurf 9 bei  $\alpha = 10^\circ$  und bei  $\beta = 10^\circ$ .



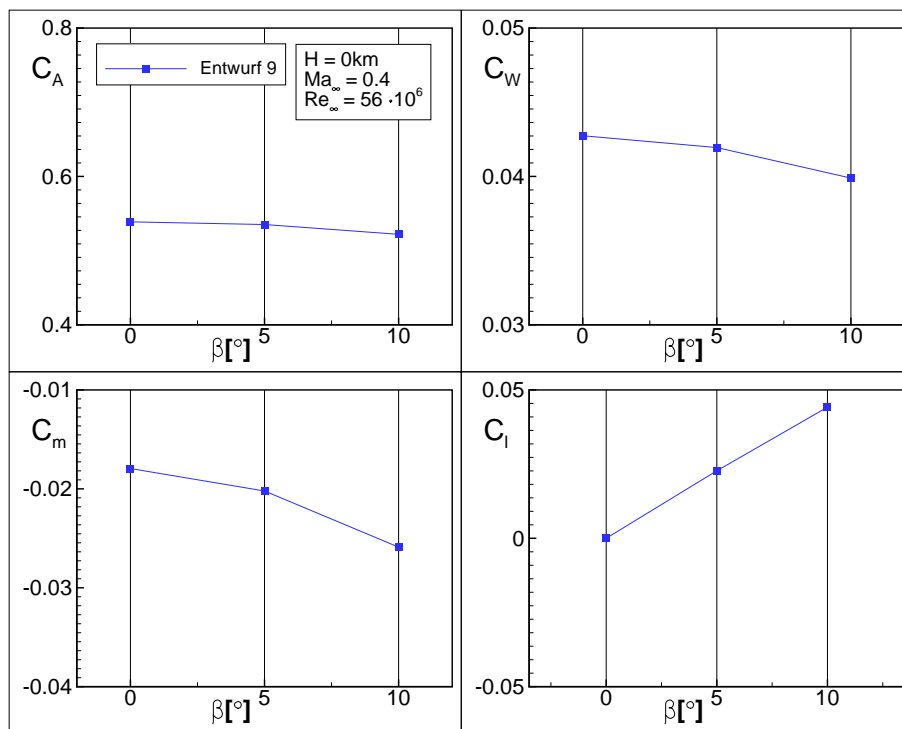


Abbildung 67: Auftriebs-, Widerstands-, Nickmomenten- und Rollmomentenverlauf über den Schiebewinkel für Entwurf 7 und 9.

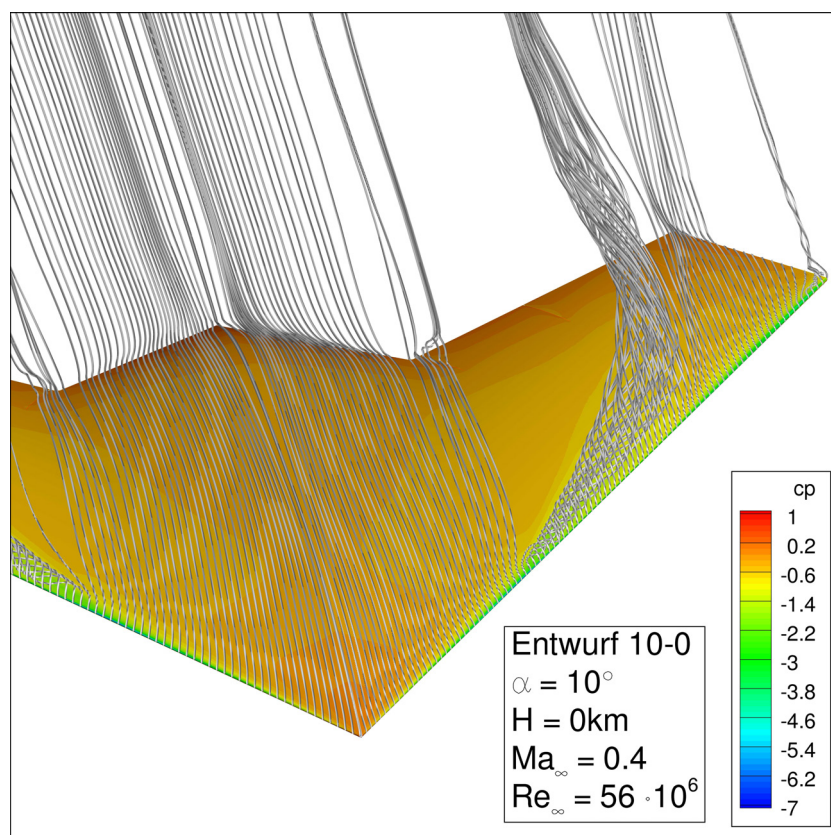


Abbildung 68: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-0 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

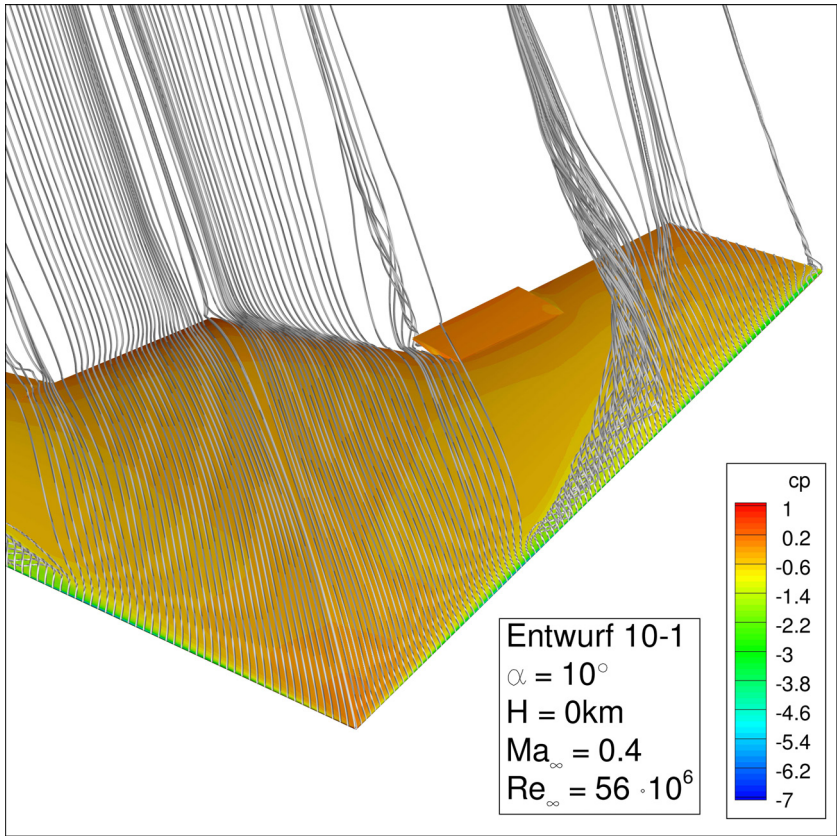


Abbildung 69: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-1 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

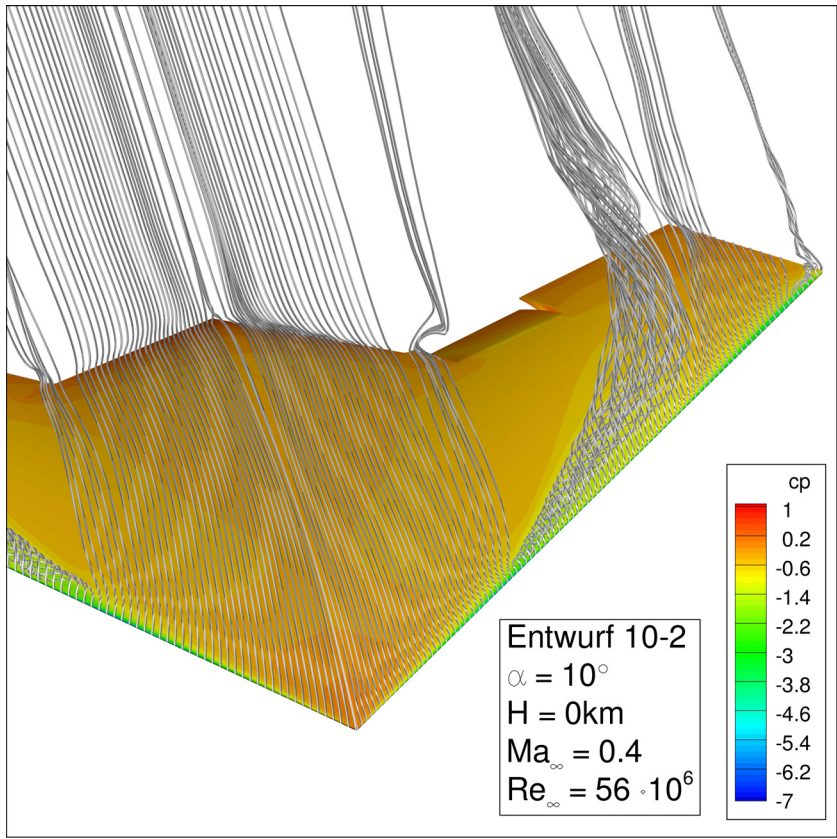


Abbildung 70: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-2 bei  $\alpha = 10^\circ$ .



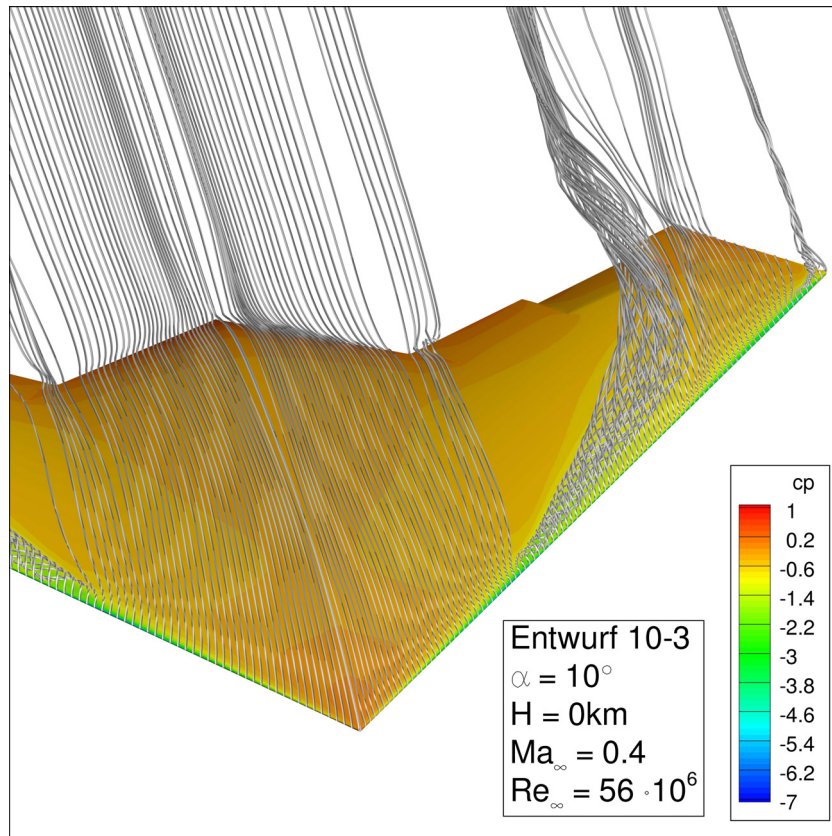


Abbildung 71: Dreidimensionale Stromlinien für Entwurf 10-3 bei  $\alpha = 10^\circ$ .

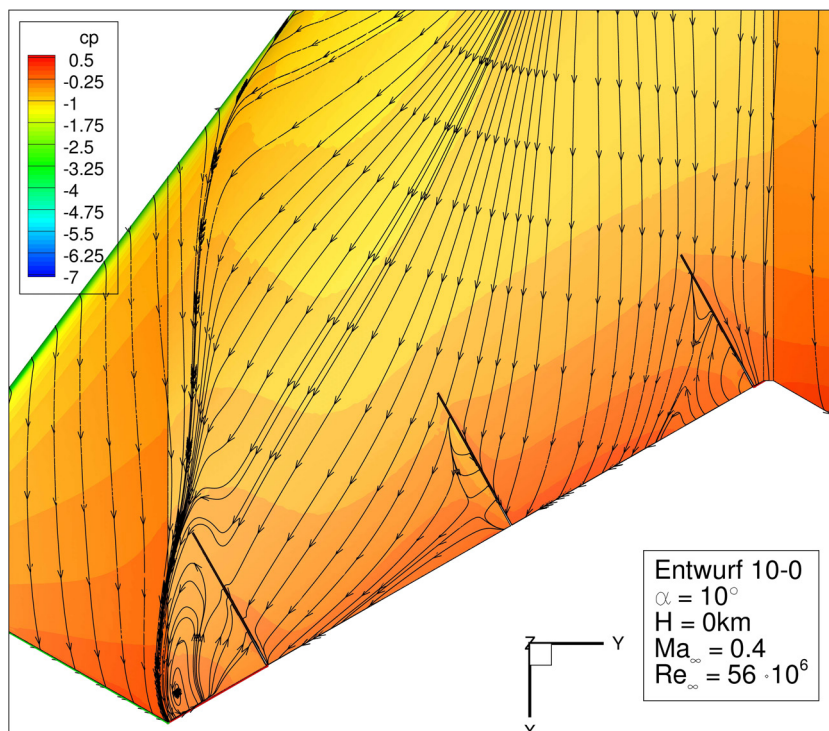


Abbildung 72: Oberflächendruckverteilung und Wandstromlinien für Entwurf 10-0 im Bereich der Steuerflächen bei  $\alpha = 10^\circ$ .

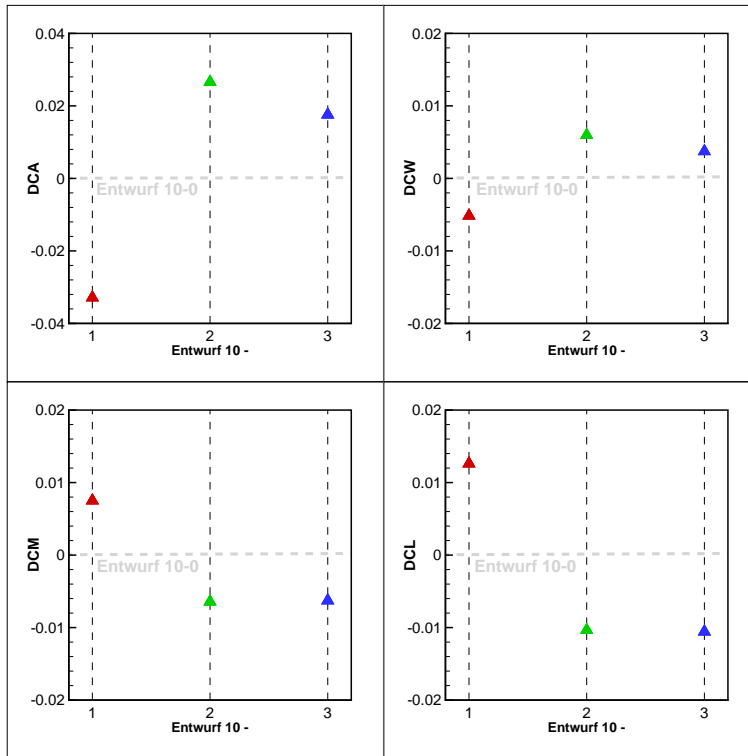


Abbildung 73: Differenzen der Auftriebs-, Widerstands, Nickmomenten- und Rollmomentenbeiwerte für Entwurf 10 neutraler Klappenstellung und ausgeschlagenen Steuerklappen.

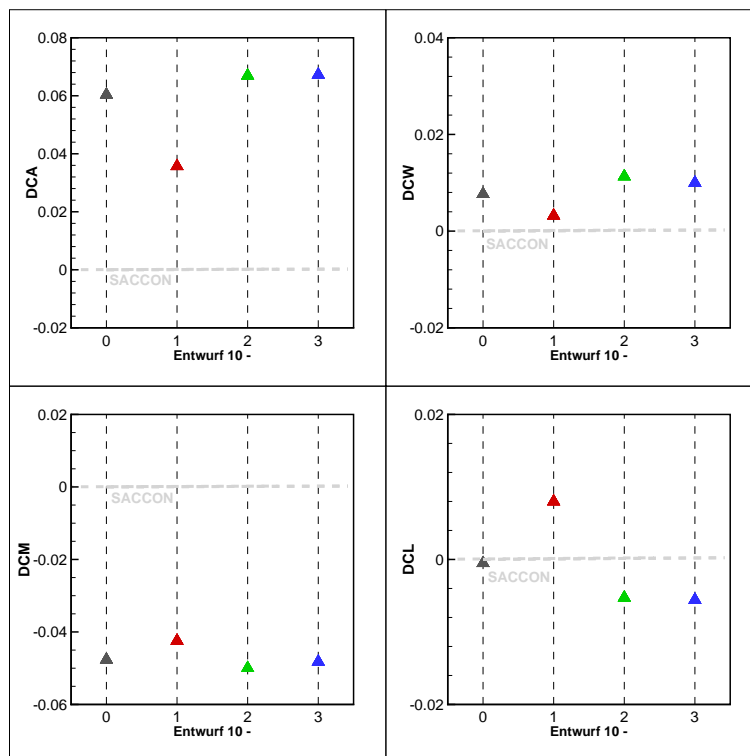


Abbildung 74: Differenzen der Auftriebs-, Widerstands, Nickmomenten- und Rollmomentenbeiwerte für Entwurf 10 und SACCON.

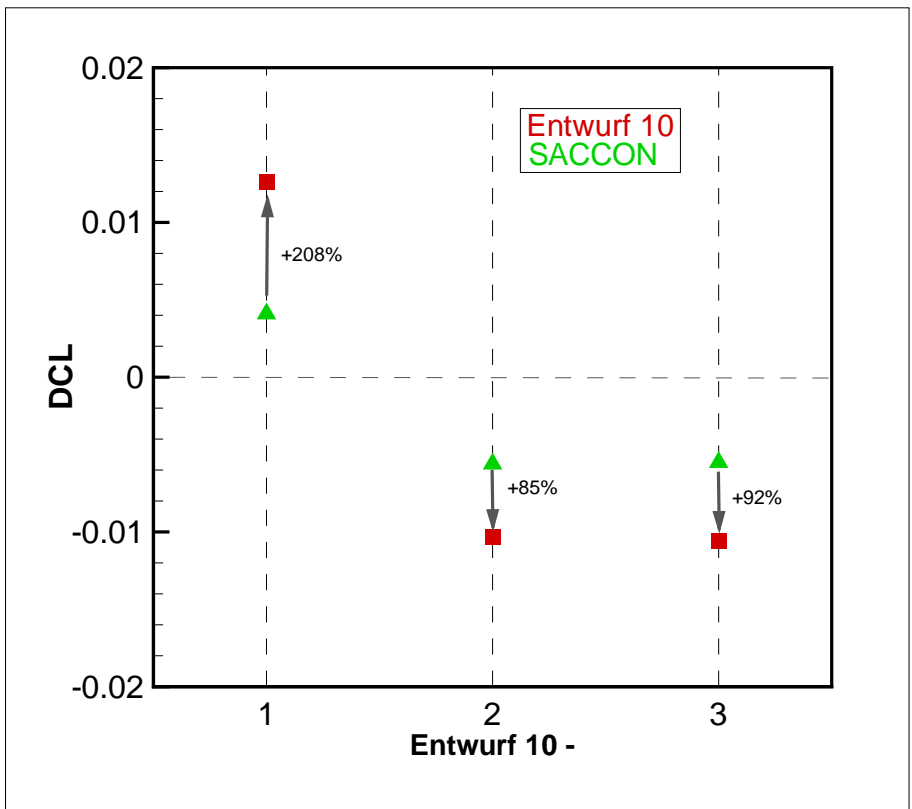


Abbildung 75: Differenzen des Rollmomentenbeiwertes für Entwurf 10 und SACCON bei Klappenausschlägen.