

CFD UNTERSUCHUNG ZUR INTERFERENZWIRKUNG SEITLICH AUSBLASENDER TRIEBWERKSSTRAHLEN

M^a. M. Giménez Pastor¹, M. Bremer, M. Havermann²

Diehl BGT Defence GmbH & Co. KG
Alte Nußdorfer Straße 13
88662 Überlingen

1. EINFÜHRUNG

Seit dem Beginn der Entwicklung von Lenkraketen stellt sich die Frage nach der Regelung und nach einer ansprechenden Steuerung. Aufgrund der geringen Größe und der wesentlich kleineren Massen ergeben sich bei Lenkflugkörpern weit mehr Möglichkeiten als bei Flugzeugen. Neben der Momentensteuerung um die drei Rotationsachsen, p , q und r steht die Lenkung mittels Kraftsteuerung zur Verfügung. Generell stehen hierzu drei verschiedene Arten zur Steuerung zur Wahl:

- 1) aerodynamische Steuerung; durch bewegliche Flächen, die den Staudruck der Anströmung nutzen, werden Querkraften generiert
- 2) Schubvektorsteuerung; zusätzliche laterale Kraftkomponente durch Änderung der Schubvektorierrichtung
- 3) Seitlich ausblasender Triebwerksstrahl

Bei der in Punkt 3 aufgeführten Möglichkeit, die eines seitlich ausblasenden Triebwerksstrahles, ist die Interferenz auf die gesamte Aerodynamik des Lenkflugkörpers sehr komplex. Während deren Auswirkungen bei inkompressibler Strömung sowie im höheren Überschall bereits relativ gut untersucht wurden, besteht im Bereich der transsonischen Strömung noch Forschungsbedarf. Um dies zu untersuchen wurden bereits am Deutsch-Französischen Forschungsinstitut in Saint-Louis (ISL) im Transschall-Stoßrohr experimentelle Untersuchungen an dem Modell eines modernen Hochleistungslenkflugkörpers mit einer Triebwerksdüse durchgeführt.

Die hier beschriebenen CFD-Untersuchungen bauen auf die Stoßrohrversuche auf. Ausgehend von den Ergebnissen aus diesem direkten Vergleich Versuch vs. Simulation wurde eine reelle Konfiguration mit vier Triebwerken untersucht.

2. QUERANGESTRÖMTE DÜSEN

Dieser Themenkomplex beinhaltet eine große Bandbreite von technischen Anwendungen und Problemen. Dazu zählen u.a. Brennkammer-Kühlung von Gastriebwerken, Vulkanausbrüche, Turbinenkühlung von Triebwerkschaufeln, senkrecht bzw. kurz startende und landende Flugzeuge (V/STOL) in der Transitionsphase, Schornsteinströmung in die Atmosphäre, Strahlsteuerung von Flugkörpern und Wiedereintrittskörpern, Vermischungsströmungen in chemischen Reaktoren, Treibstoff einspritzung bei Scramjet-Triebwerken oder Abwasser-einleitung aus Röhren in Fließgewässer. Dieses Spektrum umfasst viele partikuläre Anwendungen.

2.1. Charakteristika des Strömungsverhaltens querangeströmter Düsenströmungen

Das Strömungsverhalten von seitlich ausblasenden Düsenstrahlen in Querströmung ist durch die gegenseitige Wechselwirkung mehrdimensional. Dies trifft insbesondere auf Strömungen zu, die aus zylindrischen Querschnitten austreten. Abhängig von der Anströmung (Unterschall oder Überschall) entwickeln sich zwei unterschiedliche Strömungszustände, bei denen entweder die Strahlausprägung oder die Stoßformationen von wesentlicher Bedeutung sind. In der folgenden Untersuchung wird, soweit nicht anderweitig hingewiesen, von Strömung im Unterschall ausgegangen.

Für die Charakterisierung des Strömungsfeldes wird hier das Strömungsbild im Unterschall an einer orthogonal zur Hauptströmung ausströmenden Düsenströmung an einer ebenen Platte verwendet. Das Strömungsbild von seitlich ausblasenden Triebwerksstrahlen wird dominiert vom abgelenkten Verlauf der Düsenströmung mit einem zueinander in Beziehung stehenden Wirbelsystem, welches schematisch in Bild 1 dargestellt ist. Hauptbestandteil ist das gegensinnig rotierende Wirbelpaar, welches den Strömungsverlauf im Fernfeld dominiert (Fearn & Weston [1]), jedoch im Nahbereich durch den Strömungsverlauf geprägt wird. Darüber hinaus treten dabei drei weitere, sekundäre Wirbelphänomene auf:

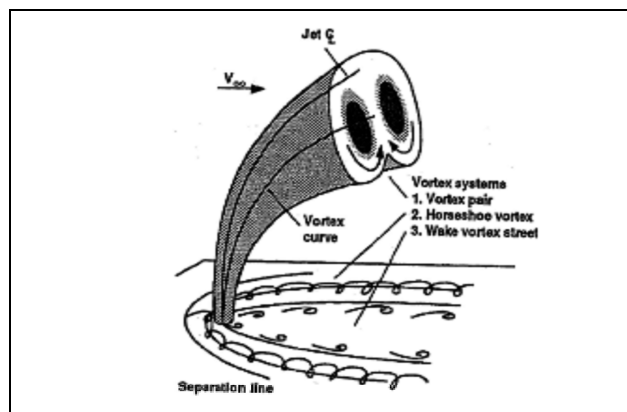


Bild 1 Schematische Darstellung des Strömungsfeldes eines Düsenstrahls in Querströmung [1]

- 1) der Hufeisenwirbel, der sich an der Austrittsebene um den Einflussbereich des gegensinnig rotierenden Wirbelpaares herum ausbildet

¹ Email: Magda.Gimenez@diehl-bgt-defence.de

² Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis

- 2) die orthogonal zur Querströmung auf der Austrittsebene stehenden Wirbel im "Nachlauf"
- 3) das Aufrollen der Scherschicht zwischen Düsenströmung und Querströmung durch Wirbelfilamente

2.2. Überblick über einige untersuchte Phänomene und gefundene Effekte

Während heutzutage die globalen Eigenschaften des Strahlverlaufes und seine Interaktionen inzwischen vorhergesagt werden können, so ist doch die Entstehung und die Evolution der Wirbelstrukturen noch nicht vollständig geklärt. Dabei ist die Ausbildung dieser Strukturen und deren Verhalten von wesentlicher Bedeutung für das Gesamtverhalten. Hier wird nur ein kurzer Überblick über die einzelnen Aspekte gegeben. Weitere Zusammenfassungen sind in der Literatur zu finden.

In der frühen Forschung wurde die komplexe Strömung durch die Definition eines äquivalenten Modells zu ersetzen. So sollte der Stoßwiderstand über ein vereinfachtes Stoßsystem und die noch weiter unten beschriebenen Interferenzen mit dem Flugkörper berechnet und somit die Beiwerte bestimmt werden. Diese Bestrebungen wurden unterstützt durch Versuche zur experimentellen Bestimmung "geometrischer" Größen wie Strahlablenkung und Eindringtiefe als Parameterstudien. Darüber hinaus wurde versucht, die resultierenden Kräfte über Druckverteilungen auf den Oberflächen zu bestimmen. Das Ziel war, dieses Phänomen mit empirischen Korrelationen zu beschreiben. Durch Berichte wie die von Shaw & Margason [2] wurde eine riesige Datenbasis zum Verständnis des auftretenden Geschwindigkeitsfeldes sowie der induzierten Druckverteilungen aufgebaut.

Durch die Systematik der Forschung entstand eine Art Kanon von Fearn & Weston mit folgenden Untersuchungsschwerpunkten:

1. induzierte Druckverteilung auf der Oberfläche [3]
2. Geschwindigkeitsfeld im und um den deformierten Düsenstrahl [4]
3. Variation des Einblaswinkels und Auswirkung auf Geschwindigkeitsfeld [5]

Eines der Hauptprobleme lag darin, dass praktisch keine Kenntnis über die Wichtigkeit der Düseninnen-Geometrie vorlag. So wurden Vergleiche von Versuchen sowohl mit einfachen Löchern als auch mit sich kontrahierenden Düsen wie auch mit einfachen Rohrenden als "Düsen" durchgeführt. Erst durch Moussa [7] wurde die Erkenntnis über die Bedeutung der Düsenströmung bei diesem Strömungsphänomen untermauert.

2.2.1. Induzierte Druckverteilung

Das induzierte Druckverhalten auf der Oberfläche einer ebenen Platte um den Düsenstrahl herum lässt sich in 3 Regionen unterschiedlicher Druckverteilung unterteilen, deren genaues Verhalten vom Geschwindigkeitsverhältnis abhängt (Fearn & Weston [3]). Stromauf des Düsenaustritts (Region 1) befinden sich auf Grund des Staudrucks der Querströmung an dem austretenden Düsenstrahl eine Zone positiven Drucks. An den Seiten (Region 2) liegt im Allgemeinen ein negativer Druck an, der durch die Beschleunigung

des Fluids um den Strahl herum bzw. durch die Mischung mit dem Düsenstrahl induziert wird. Das Verhalten in der dritten Region, dem Nachlauf, ist nicht so einfach zu beschreiben und von diversen aerodynamischen und geometrischen Parametern abhängig. Allgemein lässt sich sagen, dass auf der Rückseite des Strahls ein Wiederanstieg des Drucks zu verzeichnen ist, der eine Grenzschichtablösung impliziert.

2.2.2. Überschallströmungen

Während sich bei Unterschallströmungen die im Kapitel 2.1 genannten Charakteristiken ergeben, so ist deren Ausprägung bei Überschall-Strömungen zugunsten von Stoßsystemen in den Hintergrund getreten. Dies betrifft weniger die Düsenströmung als die Hauptströmung, wobei die Kontur des umströmten Körpers einen wesentlichen Aspekt zum Strömungsbild beiträgt.

Bei Überschall-Düsenströmung ist eine geringere Mischung der Strömungen zu verzeichnen als im Unterschall. Darüber hinaus ist ein Rückwirken der Hauptströmung bzw. der Interaktionseffekte von Düsen- und Hauptströmung in die Düse einfach nicht möglich. Hinzu kommen Effekte von nicht-angepasstem Düsendruck, so dass sich die bekannten Effekte von unter- und überexpandierter Düsenströmung zeigen.

Bei Überschallströmung gilt das Hauptinteresse der stoßinduzierten Druck- und damit Kraftverteilung auf dem Flugkörper mit dem Strahl als Hindernis und das Stoßsystem auf den Anwendungsfall abzustimmen. Dessen Verhalten ist aber grundsätzlich in allen Fällen ähnlich und kann somit repräsentativ beschrieben werden.

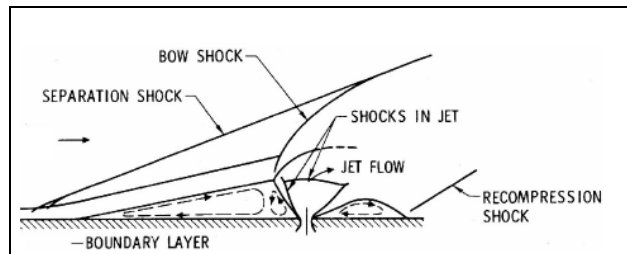


Bild 2 Schematische Darstellung des Strömungsfeldes [6]

Bei überexpandierenden Düsen bildet sich ein Fassstoßsystem aus (siehe Bild 2). Dieses wird in Strömungsrichtung verformt. Die Anströmung reagiert auf diesen Freistrahler wie auf einen Festkörper mit einer Kopfwelle. Vor dem Freistrahler löst die Grenzschicht ab und es entsteht ein Ablösestoß. Die abgelöste Grenzschicht zirkuliert in zwei gegeneinander drehenden Wirbeln in der Stauzone vor dem Strahl. Die Düsenströmung mit ihren umgebenden Stoßen wird von einer Scherschicht umgeben, die sich mit der abgelösten Strömung am Ende des Fassstoßes trifft. Beim Aufeinandertreffen beider Strömungen bildet sich ein gekrümmter Stoß aus. Dieser bildet zusammen mit dem Ablösestoß einen Lambda-Stoß. Dieses Stoßsystem ist jedoch nicht stationär. Der Düsenstrahl wird nach einer gewissen Länge von der Querströmung an die Wand angedrückt, wobei ein Rekompressionsstoß entsteht. Unterhalb der Überströmung entsteht ein

zweites Rezirkulationsgebiet. Das an dieser Stelle beschriebene Strömungsverhalten ist für die Lenkung von hyperschallschnellen Interzeptoren von außerordentlichem Interesse. Die bei dieser Art von stoßgelenkten Flugkörpern auftretende Interferenzkraft, hauptsächlich resultierend aus dem Ablösestoß vor dem Strahl, kann den Strahlschub um mehr als das Doppelte übertreffen.

2.2.3. Im Nachlauf

Das Strömungsverhalten durch Wirbel im Nachlauf wird nicht etwa durch den austretenden Düsenstrahl an sich geformt, sondern durch die in der Grenzschicht erzeugte Verwirbelung (siehe Fric & Roshko [8]). Da der austretende Düsenstrahl keine feste Oberfläche besitzt, kann dort keine Verwirbelung entstehen, die in den Nachlauf gelangt. Folglich liegt stromab des Düsenaustritts eine druckbedingte Ablösung der seitlich umfließenden Grenzschicht vor. Mit Strömungssichtbarmachung durch Rauch konnten Fric & Roshko, abhängig vom Geschwindigkeitsverhältnis und der Reynoldszahl, Strukturen aufzeigen, welche ein Pilzartiges, dreidimensionales Erscheinungsbild hatten. Der in [8] vorgeschlagene Entstehungsprozess wurde jedoch von Kelso et al. in [9] andersartig interpretiert und mit Aufnahmen bei anderen Strömungsbedingungen verglichen. Untersuchungen von Andreopoulos & Rodi [10] zeigten, dass auch das oberhalb liegende gegensinnig rotierende Wirbelpaar nicht ohne Einfluss auf den Nachlauf ist. Eine abschließende, allgemein anerkannte Theorie zur Entstehung konnte in der vorliegenden Literatur nicht gefunden werden.

2.2.4. Weitere Effekte

Nicht nur die Konditionen der Strömungen sind entscheidend für die Ausprägung der Strömung, sondern auch die Intensität der Turbulenz in der Querströmung. So wurden bei Versuchen mit hoher Turbulenzintensität in der Zuströmung eine deutlich stärkere Ausprägung der Wirbelstrukturen beobachtet als bei der Zuströmung mit geringer Turbulenzintensität.

Interessanterweise wurde bei sehr turbulenzarmer Zuströmung ein weiteres, assoziiertes Wirbelpaar, welches entgegengesetzt zum gegensinnig rotierenden, dreht aber wesentlich schwächer ist, aufgezeichnet. Dieses liegt innerhalb des vom Hufeisenwirbels umschlossenen Raum, hat jedoch die gleiche Drehrichtung.

2.3. Düsenströmungen bei Lenkflugkörpern

Während die obigen Betrachtungen zum größten Teil an Düsenstrahlen stattfanden, die aus ebenen Platten austraten, so gilt es die aufgezeigten Effekte auf Flugkörper zu übertragen und sie dort als technische Möglichkeiten zu nutzen. Die Einsatzmöglichkeiten sowie die Randbedingungen sind gegeneinander abzugrenzen, um gegenüber konventionellen Lenk- und Antriebssystemen Vorteile erzielen zu können.

2.3.1. Düsenarten

Zur Zeit werden zwei verschiedenen Arten von seitlich wirkenden Düsen genutzt [11]: Das erste System besteht aus vielen kleinen, seitlich angebrachten Schubdüsen. Diese werden in Feldern oder Ringen um die Flugkörper-Längsachse herum positioniert. Mittels kurzer und sehr

kurzer Impulse im Millisekundenbereich pro Düse wird ein seitlicher Schubimpuls aufgebracht, der zu einer Fluglageänderung führt. Nachteil dieser Konfiguration ist, dass die Schubdüse keinen zusätzlichen Schub in Flugrichtung erzeugen; durch das auftretende Stoßsystem wohl aber den Widerstand erhöhen. Durch die endliche Anzahl von Schubdüsen besteht der Nachteil, dass in der letzten Flugphase eventuell ein Rollen des Flugkörpers durchgeführt werden muss, um noch vorhandene Schubdüsen nutzen zu können. Ein weiterer Nachteil ist der erhöhte Gewicht des Lenkflugkörpers.

Ein zweites Fluglagekontrollsystem besteht aus 4 Düsen, die an den jeweiligen vorderen Flügelspitzen positioniert sind. Diese werden im Endanflug durch einen einzelnen im Rumpf liegenden Feststoffmotor gespeist. Mit diesen Düsen wird, da sie nahe am Schwerpunkt des Flugkörpers angebracht sind, eine Kraftlenkung bezweckt, die eine direkte Trajektorien-Änderung bewirkt. Offensichtlich wird durch die exponierte Lage der Düsen eine Vermeidung von aerodynamischen Interferenz mit Flügeln und Steuerrudern angestrebt und somit eine Unabhängigkeit von Fluglage und Aerodynamik gesucht.

2.3.2. Nutzung als Antrieb

Durch die Wahl von stark nach hinten gerichteten Düsen ist es somit möglich, den Antrieb mittels seitlich ausströmenden Düsen zu realisieren. Im Allgemeinen wird bei derartigen Konstruktionen auf eine Zweit-Nutzung der Düsen zur Steuerung um die Querachsen verzichtet.

Zum einen gilt es, die deformierten Düsenstrahlen und ihre Auswirkungen auf den Flugkörper zu beobachten, zum anderen die Problematik der Scherströmungen zwischen Flugkörper-Nachlauf und den Düsenstrahlen und deren komplexe Interaktion zu beachten. Während beim Gebrauch von querangeströmten Düsen zur Steuerung, die aerodynamischen Interferenzen meist gewollt sind und genutzt werden, so ist dies bei der Nutzung als Antrieb eher ein Nebeneffekt, der vermieden werden sollte.

Bei dem dieser Arbeit zu Grunde liegenden Lenkflugkörper erfolgt der Strahlaustritt des Triebwerks seitlich. Eine Lenkung des Flugkörpers ist mit diesem Triebwerk nicht angedacht. Folglich stehen auch nicht die dynamischen und instationären Aspekte im Vordergrund, sondern die stationär auftretenden Größen.

3. VERSUCHE IM STOßROHR AM ISL

Im Deutsch-Französischen Forschungsinstitut in Saint-Louis, ISL, wurde eine Messkampagne zur Untersuchung der aerodynamischen Wirkung eines Triebwerksstrahls auf Flugkörperkomponenten in dem dort vorhandenen Transschall-Stoßrohr durchgeführt.

3.1. Modell

Insbesondere im Transschall spielt die Interferenz der Düsenstrahlen auf die stromabliegenden Leitflächen einen nicht zu vernachlässigenden Beitrag. Die Stoßrohrversuche erfolgten mit einem Flugkörpermodell (siehe Bild 3), in dem eine mit kaltem Stickstoffgas ausblasende Triebwerksstrahldüse eingebaut war, deren Auslösung durch die anlaufende Stoßwelle getriggert wurde. Als Testgas im Laufröhr des STT befand sich Luft. Das für die Simulation des Triebwerksstrahls benutzte

Stickstoffgas strömte von einer außerhalb des STT befindlichen Druckflasche über ein elektromagnetisches Ventil durch eine Rohrleitung im Heckstiel in eine Ruhekammer ein, die unter der Triebwerksdüse mündete.

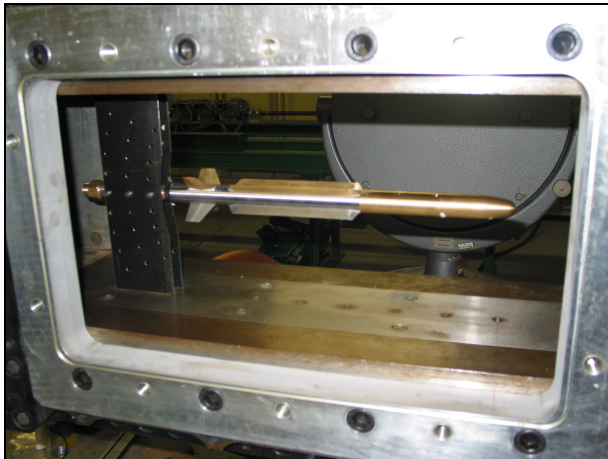


Bild 3 Modell im Stoßrohr am ISL

Einen visuellen und qualitativen Eindruck der Strömungsinterferenz vermittelte die durch ein Differentialinterferometer auf einer Trommelkamera sichtbar gemachte Modellumströmung. Das Dichtefeld wird dabei durch Helligkeitsvariationen charakterisiert.

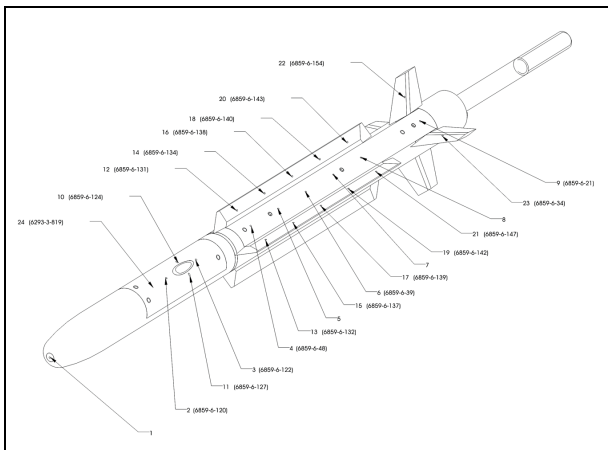


Bild 4 Positionen der Druckgeber am Modell

Quantitative Aussagen über die Wechselwirkung des Seitenstrahls mit der Modellumströmung und den Flugkörperkomponenten wurden mittels der Messung von 18 Wanddrücken (siehe Bild 4) an der Modelloberfläche bestimmt.

3.2. Strömungskonditionen

Das Modell wurde bei verschiedenen Anstell- und Rollwinkeln sowie unterschiedliche Düsenzustände im Stoßrohr untersucht (Havermann et al. [12]).

Einer groben Abschätzung nach könnte die simulierte Höhe sowie die vorliegende Geschwindigkeit einem Flugzustand zu Beginn des Marschfluges entsprechen. Dennoch werden die durchgeführten Anströmparameter eher mit Bezug auf den Charakter des spezifischen Kanals gewählt sein, da diese Versuche hauptsächlich zur Validierung von zusätzlichen CFD-Simulationen dienen sollten. Erst in

diesen werden dann die der Wirklichkeit entsprechenden Rahmenparameter gewählt.

4. SIMULATIONSERGEBNISSE

4.1. Numerische Simulationen

Die Darstellung aller beschriebenen Effekte mit CFD, vor allem die im Nachlauf, ist sehr anspruchsvoll und wird mit Verfahren zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen für nahezu ausgeschlossen gehalten. Zeitauflösende Rechnungen oder Verfahren wie DNS oder auch LES liefern wahrscheinlich realistischere Ergebnisse. Auf Grund des komplexen Verhaltens der Strömung sind zweidimensionale Verfahren nicht zur Simulation geeignet.

In den neunziger Jahren wurde ein Großzahl von 3D-CFD-Rechnungen, sowohl mit Lösung der Navier-Stokes Gleichungen, als auch mit Lösung der Euler-Gleichungen durchgeführt. Da die Ausbildung des Strömungszustandes jedoch maßgeblich von viskosen Anteilen geprägt ist, können die Euler-Gleichungen das reale Strömungsbild nur relativ schlecht nachempfinden. Bei der Nutzung der Navier-Stokes Gleichungen stellt sich darüber hinaus die Frage nach verlässlichen Turbulenzmodellen. Durch einfache Turbulenzmodelle wie Baldwin-Lomax kann der Strömungszustand, besonders die Scherströmungen, nicht richtig aufgelöst werden; ebenso haben auch $k\epsilon$ Modelle Probleme, die besagten Scherströmungen richtig wiederzugeben.

4.2. Validierung der Simulation aufgrund der Windkanalmessungen

Zur Validierung der Simulationen wurden die mit dem Windkanalmodell errechneten Strömungslösungen mit den Messergebnissen verglichen.

Die Aufarbeitung der Ergebnisse erfolgte für jeden Strömungsfall getrennt. bei der Darstellung der Ergebnisse und der Vergleich wurde das vom ISL verwendete Format [12] beibehalten.

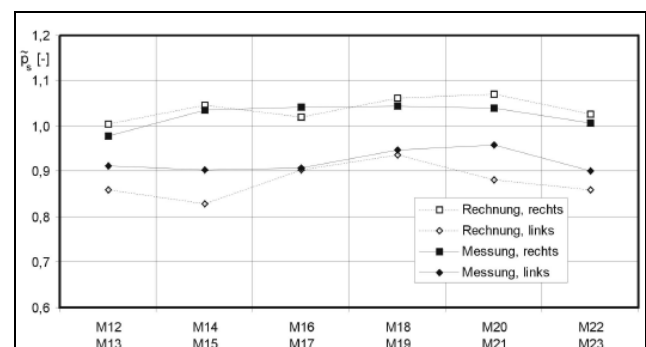


Bild 5 Vergleich der Druckverläufe

In Bild 5 ist die Druckverteilungen auf der Rumpf-Mittelachse des Flugkörpers, sowie auf den Flügeln und Rudern (links und rechts überlagert in einem kombinierten Diagramm). Die Messpunkte auf der linken Seite haben ungerade Nummern; die auf der rechten die geraden.

Die im Stoßrohr gemessenen und mit CFD-Verfahren nachsimulierten Strömungsfällen sind in Tab. 1

aufgelistet.

Fall	Anstellwinkel α [°]	Rollwinkel φ [°]
1	0	0
2	-15	0
3		10
4		90
5		100
6		180

Tab. 1 Strömungsfälle für Versuche und Simulation

4.2.1. Strömungsfall: $\alpha = 0^\circ$, $\varphi = 0^\circ$

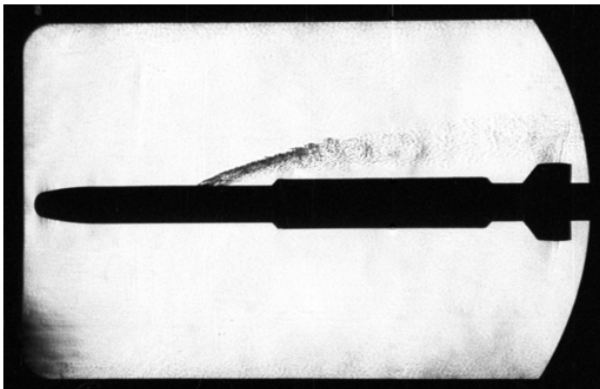


Bild 6 Differentialinterferometrie-Aufnahmen

Bild 6 zeigt die sichtbar gemachte Strömung um das Flugkörpermodell für einen Anstellwinkel von 0° und einen Rollwinkel von 0° . Deutlich ist der turbulente Charakter der Strömung in der Mischungszone zwischen Düsenströmung und Hauptströmung zu sehen. An der Flugkörpermaße entsteht durch Strömungsbeschleunigung offensichtlich ein lokales Überschallgebiet, welches durch kleine Stöße sichtbar wird. Ebenso sind an den Spitzen der Ruder durch Verdichtungsstöße entstehende Dichteänderungen sichtbar.

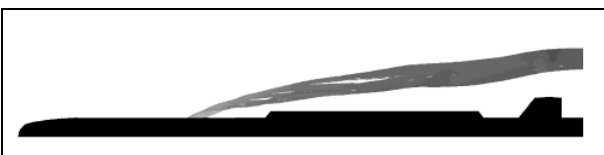


Bild 7 Längsschnitt des numerischen Modells mit Stromlinien

Der in Bild 7 zur vorherigen Darstellung äquivalenten Strömungsfall sind die aus der Düse austretenden Stromlinien eingezeichnet. Diese Gegenüberstellung zeigt die Verdeutlichung der Übereinstimmung der beiden (realen und numerischen) Strömungsverläufe. Sowohl die Eindringtiefe des Strahls in die Querströmung als auch der globale Strömungsverläufe sind sich sehr ähnlich.

Bei dem Vergleich der Versuche mit und ohne Strahl ist im Bereich der Düse deutlich der Einfluss des Strahles mit einhergehender Druckabsenkung zu sehen. In beiden Fällen sind die errechneten Druckverhältnisse links und rechts der Düse nahezu gleichgroß, allerdings sind sie

etwa 10% geringer als die gemessenen. Der Wanddruckverlauf auf der Mittelachse zeigt im Versuch keinen nennenswerten Einfluss des Strahls; nur eine leichte Druckabsenkung direkt hinter der Düse. An Flügeln und Rudern sind die Druckverläufe von Rechnung und Messung gut übereinstimmend. Bis auf die durchaus schwierig zu simulierende Strömung im Nachlauf der Düsenströmung, welche durch den Punkt M3 direkt hinter der Düse abgebildet wird, scheint die Simulation insbesondere den qualitativen aber auch den quantitativen Verlauf der Strömung gut gelöst zu haben.

4.2.2. Strömungsfall $\alpha = -15^\circ$, $\varphi = 0^\circ$

Die Druckverläufe zeigen eine gute Übereinstimmung der Werte aus Simulation und Versuch. Dies ist umso bemerkenswerter, als dass der Strahl bei diesem Strömungsfall näher am Rumpf und an den Trag- und Leitwerksflächen vorbeistreicht als bei allen anderen möglichen Fällen und folglich den größten Einfluss aufweisen dürfte. Am deutlichsten zeigt sich der Einfluss direkt hinter dem Strahlaustritt. Die Problematik, diesen exakt der Realität entsprechend zu simulieren, zeigt auch der abweichende Verlauf der Wanddrücke auf den Innenseiten der Flügel.

4.2.3. Strömungsfall $\alpha = -15^\circ$, $\varphi = 10^\circ$

Durch das Rollen des Modells um 10° nach rechts, in Flugrichtung gesehen, wird erstmals ein asymmetrischer Strömungsfall berechnet. Dadurch wird der Einfluss des Strahles auf die linke Hälfte des Flugkörpers verstärkt. Der Strahl wird nun nicht mehr in einer gedachten Raum zwischen den Leitflächen geführt.

In der Betrachtung des Drucks entlang der Rumpfmittelachse fällt die starke Ähnlichkeit mit dem vorherigen, ungerollten Strömungsfall auf. Die Simulationsergebnisse geben gut die Messwerte wieder. Anders ist dies bei den Druckverläufen auf den Flügeln. Der Druck auf den Rudern wird allerdings wiederum relativ gut nachgebildet.

4.2.4. Strömungsfall $\alpha = -15^\circ$, $\varphi = 90^\circ$

Dieser Strömungsfall entspricht strömungsmechanisch einem Flug mit einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ gekoppelt mit einem Schiebewinkel von $\beta = -15^\circ$. Die Anströmung erfolgt parallel zur Spiegelsymmetrieebene des Halbmodells.

Entlang der Mittelachse des Modells weist der Verlauf der Simulationsergebnisse praktisch keine Veränderung auf und ist scheinbar unabhängig von der veränderten Zuströmung. Die Messwerte zeigen jedoch gegenüber den vorherigen Strömungsfällen einen deutlich erhöhten Druck hinter der Düse an, der eine Folge des seitlich verwundenen Düsenstrahls ist.

Sehr deutlich ist der asymmetrische Anströmzustand in den Drücken neben der Düse sowie auf den Leitflächen zu sehen. Deren gemessenen Verläufe werden durch die Simulation sehr gut nachempfunden.

4.2.5. Strömungsfall $\alpha = -15^\circ$, $\varphi = 100^\circ$

Der Einfluss der stark seitlichen Zuströmung auf die Werte der Modellmittelachse ist gering. Dafür entsprechen nun die Simulationsergebnisse den Messwerten deutlich besser als bei den vorherigen Strömungsfällen.

Erneut ist eine deutliche Asymmetrie der Druckverläufe

auf den anderen beiden Werteverläufen zu erkennen. Die Druckwerte von Simulation und Messung liegen an der Düse jeweils nahe beieinander. Nicht so im hinteren Modellbereich; hier scheint der Einfluss der Tragflügel und Steuerflächen im Stoßrohrversuch, der in der Simulation nicht mitmodelliert wurde, zu Tage zu treten. Die linke Seite zeigt einen der Messung recht ähnlichen Druckverlauf. Auf der rechten Seite hingegen fällt der Druck ab Mitte der Flügel, im Gegensatz zum gleichbleibend erhöhten Druckverlauf der Messung, stark ab. Erst auf den Rudern nähert sich der errechnete Druck dem gemessenen wieder an.

4.2.6. Strömungsfall $\alpha = -15^\circ$, $\varphi = 180^\circ$

Der Einfluss des Strahles auf die Rumpfmittelachse sollte unter allen untersuchten Strömungsfällen am geringsten sein, da hier der Düsenstrahl den größten Abstand zum Rumpf erfährt.

Die Druckwerte links und rechts der Düse sind kaum von der nicht vorhandenen Rumpfumströmung beeinflusst worden, da sie nahe an den gemessenen Druckwerten liegen.

5. REALE KONFIGURATION

Die reale Konfiguration ist der des Windkanalmodells sehr ähnlich. Neben kleineren geometrischen Änderungen ist der Einsatz von 4 Düsen zu nennen. Im Folgenden wird das auf dieser Konfiguration beruhende Modell auch als Realmodell bezeichnet. Es wurden nur noch Simulationen mit Düsenströmung durchgeführt.

5.1. Vernetzung

Bei der Vernetzung des Realmodells wurde auf eine geometrische Modellierung der Düsen verzichtet und nur die Austrittskontur auf die Rumpfoberfläche projiziert. Diese Vorgehensweise ist deswegen erlaubt, da auf nahezu der kompletten Düsenaustrittsfläche Überschallströmung vorliegt. Auf diese Ausströmflächen wurden die strömungsmechanischen Größen, die in den Simulationen des Düsenmodells errechnet wurden, als Wandbedingung aufgeprägt.

5.2. Simulationsergebnisse

Im Gegensatz zu den Simulationen des Windkanalmodells wurden beim Realmodell keine diskreten Druckwerte mehr bestimmt. Dies hat mehrere Gründe: Die Druckbestimmung an festen Punkten, wie sie auch in den Stoßrohr-Versuchen durchgeführt wurde, dienten primär der Validierung des kompletten Rechenmodells. Da dieser Schritt erfolgreich verlaufen ist, wurden die Systemeinstellungen beibehalten und nur die Konfiguration leicht geändert. Beim Übergang von der Windkanalkonfiguration zu der realen Konfiguration hat sich der Abstand von Düsenaustrittsfläche zur Flügelvorderkante leicht erhöht, so dass eine Übertragbarkeit der Werte nicht gegeben ist, und nun 4 ausblasende Düsen vorzufinden sind, deren Strömungen sich nicht unerheblich gegenseitig beeinflussen.

Die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte auf den Flügeln und Rudern erfolgt mit dem Ziel, deren Abhängigkeit von der Düsenströmung zu bestimmen, damit diese Daten für Flugeigenschafts- und Flugleistungsberechnungen genutzt werden können. Somit gilt es, für die vorliegende Geometrie, diese aerodynamischen

Beiwerte sowie deren Verhalten bei Änderung der Anströmbedingungen zu ermitteln.

5.3. Kraftbeiwerte des realen Modells

Bei der Darstellung der Kraftbeiwerte auf den einzelnen Flächen kommen Polardiagramme zum Einsatz. Deren 4 Achsen entsprechen den Positionen der betrachteten Leitflächen in normaler Fluglage. Das Diagramm bleibt bei Veränderung der Anströmvektoren zum Relativsystem des Flugkörpers konstant, während sich die Winkel der Anströmbedingungen zum Diagramm verändern. Der Nummerierung der Flächen in mathematisch negativem Drehsinn entspricht einem Blick auf den Flugkörper entlang der x-Achse von der Nase aus. Die radialen Skalen zeigen die jeweiligen Beiwerte auf den angegebenen Positionen. Der grau dargestellte Bereich in der Mitte der Diagramme verdeutlicht den Bereich negativer Werte. Aus Gründen der Übersichtlichkeit wurde der Nullpunkt der Achsen nicht in das Zentrum des Diagramms gelegt. Aufgetragen mittels unterschiedlicher Symbole sind die auf den jeweiligen Positionen errechneten diskreten Werte. Deren Verbindung erfolgt über Linien, die Kreisbögen beschreiben. Dies stellt jedoch keinen kontinuierlichen Verlauf dar, sondern soll lediglich eine verbesserte Einschätzung der Lage der Punkte zueinander ermöglichen.

5.3.1. C_x auf den einzelnen Flächen

Bedeutender Parameter für die iterative Auslegung des Triebwerkes mit seinen Düsen an sich ist die Bestimmung des aerodynamischen Widerstandes. Elementarer Faktor zur dessen Bestimmung ist der Widerstandsbeiwert C_W , der im aerodynamischen Koordinatensystem definiert ist. Flugmechanisch einfacher ist die Betrachtung im Flugkörperkoordinatensystem. In diesem ist der Axialkraftbeiwert C_x von Bedeutung.

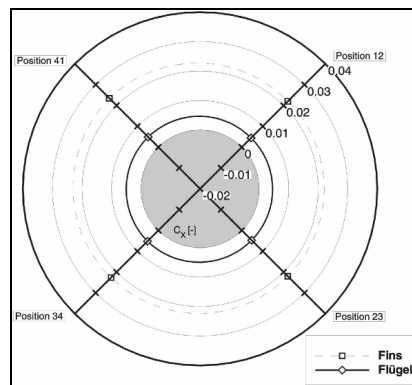


Bild 8 Beiwert C_x bei $\alpha = 0^\circ$ und $\varphi = 0^\circ$

Der Strömungsfall $\alpha = 0^\circ$, $\varphi = 0^\circ$, der in Bild 8 gezeigt wird, hat eine sehr gleichmäßige Verteilung von C_x auf allen Flügeln und Rudern. Der auf den Rudern 5-mal höhere Widerstandsbeiwert ist eine Folge lokaler Überschallgebiete. Diese sind bereits am Windkanalmodell zu registrieren gewesen. Ursächlich dafür ist die Geometrie der Rudern, welche kurz hintereinander folgende Geometrieänderungen durch scharfe Kanten aufweist.

In Bild 9 ist der Verlauf der Axialkraftbeiwerte bei einem Anstellwinkel von 15° zu sehen. Auf den Flügeln 23 und 34, die direkt angeströmt werden, verändert sich C_x

kaum. Auf den beiden oben liegenden hingegen sinkt der Beiwert auf nahezu null ab. Anscheinend findet durch den Rumpf bzw. die unten liegenden Flügel eine aerodynamische Abschattung statt, so dass integral ein sehr kleiner Axialkraftbeiwert dieser Flügel entsteht.

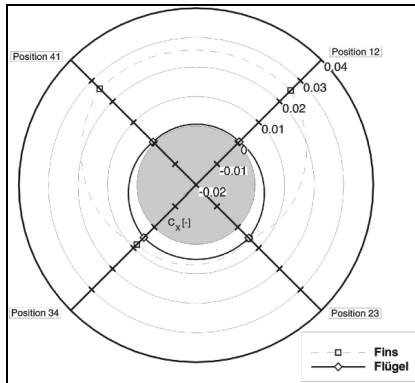


Bild 9 Beiwert C_x bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 0^\circ$

Genau entgegengesetzt verhalten sich die Ruder. Dort bleibt C_x auf den Positionen 41 und 12 annähernd gleich, nimmt aber auf den unteren Rudern stark ab. An dieser Stelle bietet es sich an, genauer auf den Ejektoreffekt der Düsen einzugehen: Die Umgebungsströmung im Bereich der Düsenstrahlen wird durch die große Geschwindigkeitsdifferenz über Mischung und viskose Reibung beschleunigt. Der Düsenstrahl strömt immer noch im Überschall bis zu dem Erreichen der Rudern in seinem Kern. Die bereits im transsonischen Bereich vorliegende Anströmung wird mit zunehmender Lauflänge des Düsenstrahls ebenfalls auf Überschall beschleunigt. Dieser Effekt wird unterstützt durch die Kanalisierung in dem Raum zwischen den Tragflächen und der Verengung des gedachten Strömungsquerschnitts zwischen den Rudern. Nun treten zwei verschiedene Folgen, die abhängig von der Entfernung des jeweiligen Düsenstrahles vom Rumpf sind, ein. (Zum besseren Verständnis siehe Bild 10)

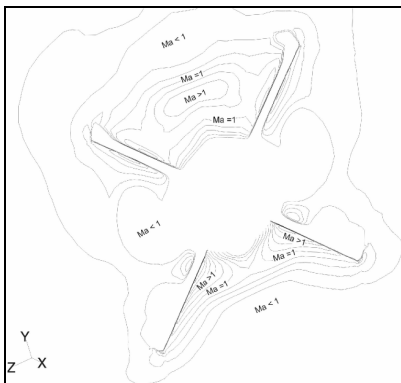


Bild 10 Machzahl-Linien bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 0^\circ$

Erster Fall: Liegt der Strahl sehr tief im Raum zwischen den Flügeln, wie es auf der Rumpfunterseite bei positivem Anstellwinkel der Fall ist, so ist am Eingang zu diesem Raum eine Blockade zu finden, so dass eine Verdrängung der anströmenden Luft in den angrenzenden Raum stattfindet. Die so auftretende Umströmung der Flügelnase sorgt für eine drastische Absenkung des statischen Drucks auf der Vorderkante. Dies führt zu einer

Verminderung des Axialkraftbeiwertes auf jenen untenliegenden Flügeln. Wird dem Lauf der angesprochenen Düsenströmung gefolgt, so findet sich eine Beschleunigung der Kanalströmung, verbunden mit einem Abflachen des deformierten Düsenstrahls. Kurz vor der Hinterkante findet der Übergang von Unter- auf Überschall statt. Erfolgt an der keilförmigen Hinterkante eine Erweiterung des gedachten Querschnitts, so versucht die Strömung zunächst der Kontur zu folgen, welche eine Überschalldüse darstellt. Da diese aber der Strömung nicht angepasst ist, sind direkt an der Hinterkante leichte, schräge Verdichtungsstöße zu beobachten, die sich jedoch nicht in der Mitte des Raums verbinden. Das hat zur Folge, dass der Düsenstrahl in zwei Hälften zerrissen wird. Stromab ist die Geschwindigkeitszunahme bis zu den Rudern zu gering, um in dem Raum nochmals auf Überschall beschleunigt zu werden. Wie Bild 10 zeigt, ist der Einfluss der geteilten Düsenströmung auf die Ruder deutlich erkennbar. So treten seitlich auf der Kontur der Ruder lokale Überschallfelder auf.

Im zweiten Fall ist an der Hinterkante der Flügel kein Überschallfeld zu beobachten, da sich der Düsenstrahl bereits aus dem Raum der Flügel herausbewegt hat. Auch ist der Strahl immer noch gebündelt. Beide Tatsachen haben zur Folge, dass in dem Raum zwischen den Rudern ein durchgängiges Überschallgebiet vorhanden ist. Hohe Axialkraftbeiwerte an den angrenzenden Rudern sind die Folge. Dieser Fall ist durchgängig bei allen berechneten Fällen zu beobachten. So erklären sich auch die hohen Axialkraftbeiwerte der Ruder des ersten Strömungsfalles.

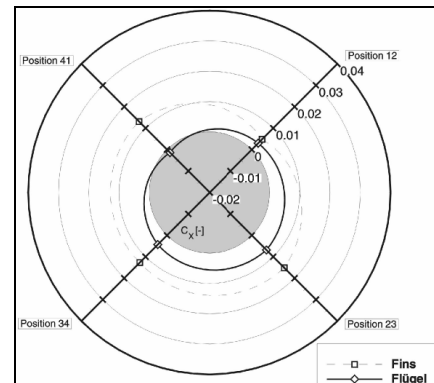


Bild 11 Beiwert C_x bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 10^\circ$

Wird der angestellte Flugkörper ($\alpha = 15^\circ$) nun ein wenig gerollt ($\varphi = 10^\circ$), so ergeben sich die Axialkraftbeiwerte, die in Bild 11 dargestellt sind. Die Verläufe sind im Vergleich zu dem vorhergehenden Strömungsfall leicht exzentrisch. Für die Flügel zeigt sich ein sehr ähnlicher Verlauf von C_x . Beachtenswert ist der am Flügel 41 berechnete negative Axialkraftbeiwert. Der Druckrückgewinn an der Hinterkante des Flügels ist so stark geworden, dass der entgegenwirkende Staudruck auf der Vorderkante überkompensiert wird. Der Wert für die Ruder ist bis auf die Position 12 fast genauso groß. Betrachtet man die vorhergehenden Strömungsfälle liegt der Axialkraftbeiwert auf einem mittlerem Niveau.

Der Verlauf des Axialkraftbeiwerts bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 45^\circ$ ist in Bild 12 dargestellt. Auf den Flügeln 41 und 23 ist C_x deutlich kleiner als 0 und folglich nach vorne gerichtet.

Die beiden unteren seitlichen Düsenstrahlen umströmen die Flügelspitzen ab dem ersten Drittel der Flügeltiefe und rollen sich dabei stromabwärts helixförmig auf. Durch dieses Überströmen der Flügelspitze sowie dem gewählten Anstellwinkel tritt im Bereich der Flügelvorderkanten eine Beschleunigung der Strömung um die Flügelvorderkante herum auf. Somit ergibt sich in der Betrachtung des kompletten Flügels eine nach vorne gerichtete Druckkraft.

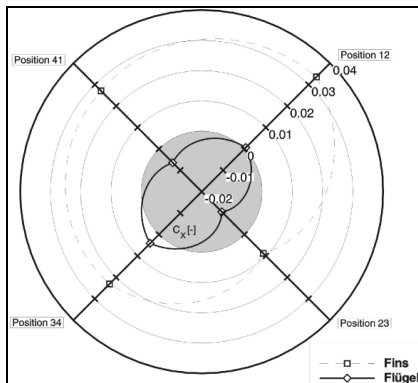


Bild 12 Beiwert C_x bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 45^\circ$

Auf den Flügeln entlang der Hochachse (12 und 34) ist dagegen ein kleiner, positiver Axialkraftbeiwert zu verzeichnen. Auf diesen beiden Flächen sind fast keine transsonischen Einflüsse bemerkbar. Die Asymmetrien der Verläufe an den Positionen 12 und 34 sind eine Auswirkung der ungerollten Initiallösung. Bei dem Ruder in der horizontalen Position 23 wird eine Verminderung von C_x angezeigt.

5.3.2. C_Y und C_Z auf den einzelnen Flächen

Die wichtigsten Größen, um Aussagen über die Flugeigenschaften und / oder -Leistungen treffen zu können, sind die Quer- und Seitenkraftbeiwerte C_Y und C_Z . Zwar sehen die Diagramme der orthogonal wirkenden Kraftbeiwerte genauso aus wie die des longitudinalen, aber die eingetragenen Werte liegen in einer anderen Größenordnung. Bei einer geraden Anströmung des Flugkörpers treten wie erwartet keine Quer- und Seitenkraftbeiwerte auf.

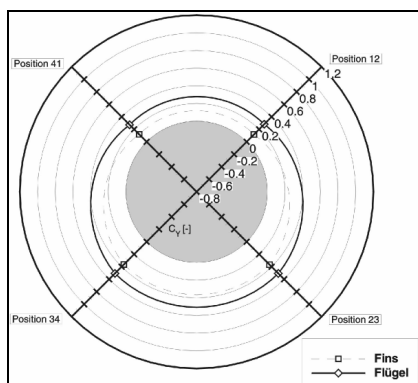


Bild 13 Beiwert C_Y bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 0^\circ$

Für den Fall mit angestellter Zuströmung ist ein bauchiger Verlauf von C_Y sowohl auf den Flügeln als auch auf den Rudern festzustellen (Bild 13). Die Leitflächen auf der Unterseite, welche direkt angeströmt werden, weisen

höhere Querkraftbeiwerte auf. Das Diagramm für den Verlauf von C_Z (Bild 14) wirkt zunächst etwas unübersichtlich, was jedoch lediglich auf die Darstellungsform zurückzuführen ist. Die Kraftangriffspunkte auf den Positionen 34 und 41 liegen im negativen Koordinatenbereich von z . Also haben die errechneten Werte auch ein negatives Vorzeichen und heben sich in Summation mit den spiegelsymmetrisch aufgetragenen Positionen 23 und 12 auf. Die unteren Leitflächen liefern dabei einen wesentlichen höheren Beitrag zum Seitenkraftbeiwert.

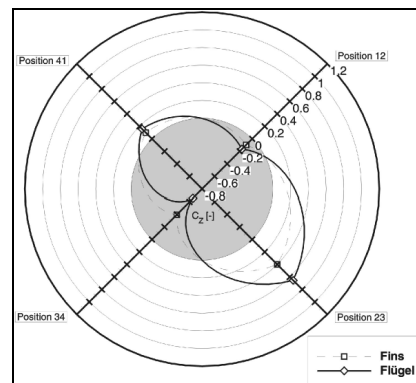


Bild 14 Beiwert C_Z bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 0^\circ$

Beim um 45° gerollten Anströmfall zeigt sich erneut der eingeschnürte Verlauf der Beiwerte. Der Querkraftbeiwert C_Y ist auf den tragenden Flügeln (Position 41 und 23) im Vergleich zu den anderen Strömungsfällen sehr hoch (Bild 15), während der auf den vertikal stehenden Flügel nahezu null ist. Gleiches gilt für die Ruder.

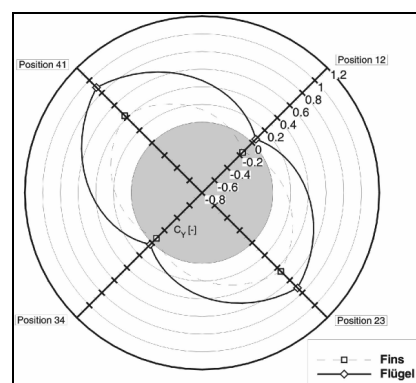


Bild 15 Beiwert C_Y bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 45^\circ$

Für den Seitenkraftbeiwert C_Z (Bild 16) gilt, dass dieser, auf Grund der Kopplung der Achsen y und z , bei diesen Zuströmbedingungen gleich groß sein muss. Als bemerkenswert erweist sich die Tatsache, dass die Werte für die Flügel auf den Positionen 23 und 41 von C_Y nach C_Z gewechselt zu haben scheinen. Dies lässt die Vermutung zu, dass die resultierenden Gesamtkräfte auf beiden Flügeln betragsmäßig fast identisch sind, jedoch die Kraftvektoren nicht senkrecht auf den Flächen stehen sondern leicht seitlich nach innen weisen.

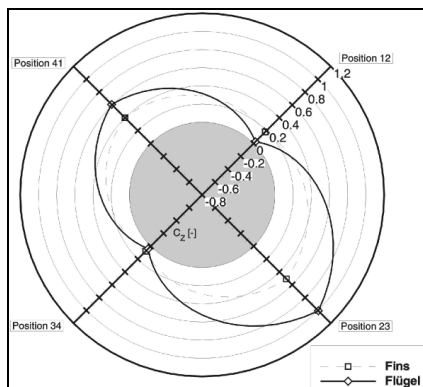


Bild 16 Beiwert C_Z bei $\alpha = 15^\circ$ und $\varphi = 45^\circ$

5.4. Momentenbeiwerte des realen Modells

Die Darstellung der Momentenbeiwerte erfolgt für Flügel und Ruder getrennt aufsummiert - je Strömungsfall.

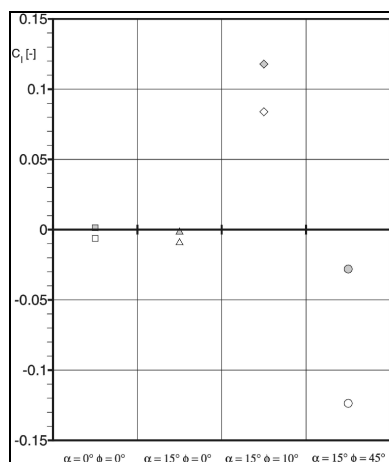


Bild 17 Rollmomentenbeiwert C_l für die Ruder (grau gefüllt) und die Flügel (leere Symbole)

Der Rollmomentenbeiwert C_l ist in Bild 17 dargestellt, der Giermomentenbeiwert C_m in Bild 18 und der Nickmomentenbeiwert C_n in Bild 19.

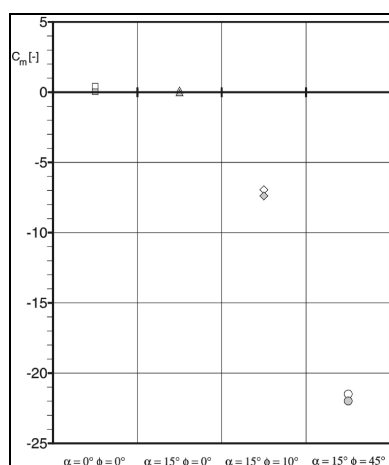


Bild 18 Giermomentenbeiwert C_m für die Ruder (grau gefüllt) und die Flügel (leere Symbole)

Für den Fall α und $\varphi = 0^\circ$ sind alle Momentenbeiwerte nahezu null. Bei einer Anstellung um $\alpha = 15^\circ$ sind die Roll-

und Giermomentenbeiwerte ebenfalls zu vernachlässigen. Beim Nickmomentenbeiwert zeigt sich deutlich der Einfluss von C_Y . Der Beiwert C_n auf den Flügeln ist höher als auf den Rudern.

Wird der angestellte Flugkörper nun gerollt ($\varphi = 10^\circ$), so zeigt sich deutlich die durch die Anströmung hervorgerufene Asymmetrie des Strömungszustands. Diese äußert sich zunächst in Werten von C_l von 0,08 für die Flügel und 0,12 auf den Rudern. Bei C_m ist nun ein deutlicher Abfall auf -7 zu verzeichnen. Wiederum ist der Wert auf den Rudern höher.

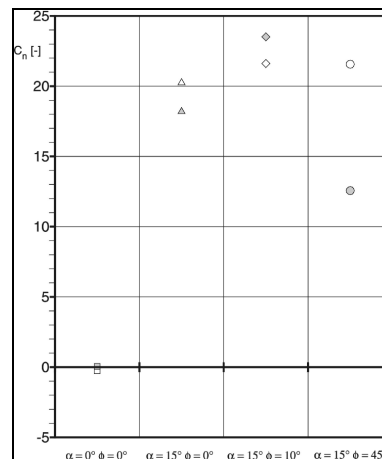


Bild 19 Nickmomentenbeiwert C_n für die Ruder (grau gefüllt) und die Flügel (leere Symbole)

Der Nickmomentenbeiwert C_n übersteigt den des vorherigen Falles leicht.

Für den angestellten Flug in + -Konfiguration lässt sich feststellen, dass C_l die Orientierung gewechselt hat. Trotz der nun wieder symmetrischen Umströmung ist nur bei den Rudern ein Rollbeiwert zu vermerken, der "prinzipiell" null sein müsste. Der Wert für die Flügel liegt bei -0,14. Dies liegt daran, dass die unsymmetrische Umströmung der waagerechten Flügel durch die Düsenumströmung und die damit verbundene asymmetrische Ausbildung der Wirbel diesen Rollmomentenbeiwert erzeugen.

Das Diagramm für C_m zeigt, eine - gegenüber dem vorhergehenden Fall - doppelt so starke Absenkung des Wertes. Der Verlauf für C_n verhält sich wie aus der Betrachtung der obigen Fälle sowie der Kraftbeiwerte wie erwartet: ein starker Abfall des Beiwerts der Ruder sowie ein in etwa konstanter Wert für die Flügel.

6. ZUSAMMENFASSUNG

Bei dieser Untersuchung wurden die bei den Stoßrohrversuchen verwendeten Konfiguration (mit einer Düse) als Halbmodell simuliert. Die in den Strömungsfällen simulierten Anströmwinkel entsprachen denen der Experimente. An Hand der Bestimmung statischer Drücke an diskreten Punkten auf der Modelloberfläche und deren Vergleich mit den Daten der Stoßrohr-Versuche wurden die Rechenergebnisse verifiziert. Dabei zeigte sich, dass die Simulationsergebnisse sowohl in den Einzelwerten als auch im Verlauf nur geringfügig von den Versuchsergebnissen abwichen. Lediglich bei kompletter Abschattung der Düsenausströmung durch den Rumpf

ist eine leicht erhöhte Abweichung zu verzeichnen gewesen. Aufbauend auf den Druckmessungen wurden die druckbedingten aerodynamischen Kraft- und Momentenbeiwerte auf die Flügel und Ruderns bestimmt. Nachfolgend wurde die reale Konfiguration mit insgesamt 4 Düsen simuliert. Die errechneten Strömungslösungen bilden die reale Strömungen der Fluide in der Düse und um den Flugkörper der Realität entsprechend ab.

7. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Fearn, Weston; Vorticity Assesment of Aerodynamic Interactions on missiles with transverse jet control; AIAA journal; Vol. 12, pp. 1666- 1671; 1974
- [2] C.S. Shaw, R.J. Margason; An experimental investigation of a highly underexpanded sonic jet ejecting from a flat plate into a subsonic cross flow; NASA TN D-7314, 1973
- [3] R.L. Fearn, R.P. Weston: Induced pressure distribution of a jet in a crossflow; NASA TN D-7916, 1975
- [4] R.L. Fearn, R.P. Weston: Induced velocity field of a jet in a crossflow; NASA TP-1087, 1978
- [5] R.L. Fearn, R.P. Weston: Velocity Field of a Round Jet in a Cross Flow for Various Jet Injection Angles and Velocity Ratios; NASA TP-1506, 1979
- [6] F.W. Spaid, L.A. Cassel: Aerodynamic interference induced by reaction controls AGARDograph n 173, 1973
- [7] Moussa et. al; The near field in the mizing of a round jet with a cross stream; Journal of Fluid Mechanics, Vol. 80 pp. 49-80; 1977
- [8] T.F. Fric, A. Roshko: Structure in the near field of the transverse jet 7th Symposium on Turbulent Shear Flows, pp. 6.4.1-6.4.6, Stanford University, 1989
- [9] M.S. Kavsaglu, I.S. Akmandor, S. Ciray, K. Fujii: Navier-Stokes Simulation of Two and Three Dimensional Jets in Crossflow, Effects of Grid and Boundary Conditions in AGARD CP-534: "Computational and experimental assessment of jets in crossflow", 1993
- [10] J. Andreopoulos, W. Rodi: Experimental investigation of jets in a crossflow Journal of Fluid Mechanics, vol. 138, p. 127, 1984
- [11] S.M. Hitzel, P. Hennig, H. Esch: Navier Stokes Simulation Around a High Velocity Missile with Cross-Flow Jet; in RTO MP-5: "Missile Aerodynamics", Sorrento, Italien, 1998
- [12] M. Havermann, F. Seiler, B. Sauerwein, J.-L. Striby: Experimentelle Untersuchungen zur Strahlinterferenz "seitlich ausblasendes Triebwerk / Tragflügel" Bericht ISL S-FV 307/2004, 2004 (eingestuft)