

# SYSTEMATISCHE AUSWERTUNG VON WINDKANALRESULTATEN ZUR EFFIZIENTEN GENERIERUNG DER AERODYNAMISCHEN DATENBASIS

Stefan von Bergen, Dr. Jürg Müller

RUAG Aerospace, Center Aerodynamik  
P.O. Box 301  
CH-6032 Emmen  
Schweiz

## Zusammenfassung

Im vorliegenden Bericht wird eine Systematik zur Organisation und Auswertung eines Windkanalversuches hinsichtlich der Erarbeitung einer minimalen aerodynamischen Datenbasis vorgeschlagen.

Die vorgestellte Methode, implementiert in der Software PolarInspector, bietet dem verantwortlichen Aerodynamiker während des Windkanalversuchs umgehend quantitative Wertungskriterien auf welche die Reduktion der ADB und damit des Aufwandes im Windkanal abgestützt werden kann. In der praktischen Anwendung ist dabei die gute Zugänglichkeit der Daten in einer geeigneten Software ebenso wichtig wie die implementierte Systematik.

Besonders bedeutungsvoll ist die Anwendung dieser Methode für weniger konventionelle Flugzeugkonfigurationen wie z.B. Canards oder Flugzeuge mit kleinen Abständen zwischen Flügeln und Leitwerk, bei welchen die einzelnen Steuerorgane grundsätzlich stärker gekoppelt sind (grössere Interferenzeffekte).

## 1 BEZEICHNUNGEN

$\{\underline{F}, \underline{M}_0\}_f$	Dyname des starren Körpers bezüglich dem Punkt 0 im Bezugssystem $f$
ADB	Aerodynamische Datenbasis
Ma	Machzahl
Re	Reynoldszahl
$\alpha, \beta$	Anstell-, Schiebewinkel
c.s.	Control Surface (Steuerfläche)
UAV	Unmanned Aerial Vehicle (unbemanntes Flugobjekt)

## 2 EINLEITUNG

Im Zeitalter der digitalen Entwicklung und autonom fliegender UAV's sind Simulationsmodelle von zentraler Bedeutung. Ein wesentlicher Teil des mathematischen Modells eines Flugkörpers beschreibt dessen aerodynamischen Eigenschaften, also die resultierenden Kräfte und Momente (Dynamik) die sich aufgrund der Umströmung einstellen. Im Allgemeinen wird die Dynamik bezüglich des Flugzeugschwerpunktes in Funktion des Staudrucks, der Machzahl, des Anstell- und

Schiebewinkel, der Drehraten, der Triebwerksleistung, der Steuerausschläge und weiterer Parameter beschrieben.

Die Effekte von Anstell- und Schiebewinkel, sowie der Steuerausschläge, der Triebwerksleistung und gegebenenfalls weiterer Parameter wie Fahrwerke oder externe Nutzlasten werden typischerweise anhand skalierter Windkanalmodelle ermittelt und anschliessend in eine aerodynamische Datenbasis überführt. Innerhalb der aerodynamischen Datenbasis (ADB) werden die verschiedenen nichtlinearen Effekte linear überlagert. Dabei ist zu beachten, dass sich gewisse Steuerausschläge gegenseitig beeinflussen (Interferenzeffekte). So kann man beispielsweise für konventionelle Flugzeugkonfigurationen annehmen, dass sich die Wirkung der Querruder und des Höhenruders in Abhängigkeit der Landeklappenstellung verändert, während die Wirkung der Querruder nicht beeinflusst wird durch die Stellung des Höhenruders.

Mathematische Modellbildung beinhaltet Vereinfachung der realen Gegebenheiten. Die "Kunst" der Modellbildung besteht darin, das richtige Mass an Abstraktion zu finden, so dass die Realität genügend genau beschrieben wird, das Modell aber trotzdem so einfach wie möglich bleibt (minimales Modell). "Genügend genau" kann je nach Anwendung eine andere Bedeutung haben.

Was die im Windkanal eruierten Anteile der ADB betrifft ist zu bemerken, dass die Anzahl der zu messenden Windkanalpolaren direkt von der (a priori noch

unbekannten) Komplexität des zu erarbeitenden Modells abhängt. Da der Windkanalversuch die Antworten zu den vorher beschriebenen Interferenzeffekten gibt und damit "bestimmt" wie komplex das mathematische Modell auszusehen hat, werden Instrumente benötigt, die es erlauben, die Windkanalresultate "online" auszuwerten und das Versuchsprogramm entsprechend anzupassen.

Im Beitrag wird eine Methode vorgeschlagen, die es erlaubt, Interferenzeffekte quantitativ und systematisch zu bewerten. Dies ermöglicht einerseits eine effiziente Planung und Durchführung des Windkanalversuchs sowie andererseits die Erarbeitung einer – auf quantitativen Bewertungskriterien basierenden – minimalen ADB. Die Methode wird anhand eines UAV Entwicklungsprojektes illustriert.

### 3 SYSTEMATIK

#### 3.1 Superposition der Aerodynamik

In der ADB wird die aerodynamische Charakteristik des Flugkörpers beschrieben. Dabei wird die Gruppe der Kräfte- und Drehmomente in den drei Raumrichtungen (Dynamik  $\{\underline{F}, \underline{M}_0\}_f$ ), welche durch die Wechselwirkung des Flugkörpers mit der Umströmung entsteht, als Funktion der folgenden Parameter dargestellt

$q$	Staudruck
$Ma, Re$	Zustandsgrößen der freien Anströmung
$\alpha, \beta$	Anstell-, Schiebewinkel
$\delta_{c.s.}$	Klappenausschläge
$\delta_{config}$	Konfiguration des Flugzeuges (i.A. externe Nutzlasten)
$\delta_{LG}$	Fahrwerk <sup>1</sup>
$J, \beta_p$	Fortschrittsgrad und Blattwinkel des Propellers <sup>2</sup>
$h$	Höhe über Boden ("Bodeneffekt")
$\dot{\alpha}, \dot{\beta}$	Anstell-, Schiebewinkelraten
$p, q, r$	Drehraten <sup>3</sup>

<sup>1</sup> typischerweise zwei Zustände: Eingefahren (keine Effekt) und ausgefahren

<sup>2</sup> für den Fall eines propellergetriebenen Flugzeuges. In der ADB werden nur die Interferenzeffekte des Propellers mit dem Flugzeug berücksichtigt ("Slipstream Effects")

<sup>3</sup> um die Achsen des gewählten Koordinatensystems. Typischerweise ist dies entweder das körperfeste oder die Stabilitätsachsen.

Allgemein kann die Dynamik als Funktion dieser Parameter angeschrieben werden.

$$(1) \quad \{\underline{F}, \underline{M}_{CG}\}_f = f(q, Ma, Re, \alpha, \beta, \delta_{c.s.}, \delta_{config}, \delta_{LG}, J, \beta_p, h, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, p, q, r)$$

Normalerweise wird die Dynamik in Form von dimensionslosen Beiwerten dargestellt. Dabei wird mit  $q$ , der Referenzflügelfläche (und Referenzlängen für die Momentenbeiwerte) normiert. Für genügend langsam fliegende Flugzeuge können Kompressibilitätseffekte vernachlässigt werden. Im Rahmen des in Kapitel 5 dargestellten Beispiels wurde im Weiteren der Einfluss der Reynoldszahl vernachlässigt. Die Dämpfungsbeiwerte, sowie Interferenzeffekte des Antriebs und der Bodennähe wurden nicht im Windkanal untersucht. Als Bezugspunkt für die Drehmomente soll der Schwerpunkt (Centre of Gravity, CG) des Flugzeuges gewählt werden. Somit lässt sich der windkanalbasierte Anteil der dimensionslosen Dynamik wie folgt anschreiben.

$$(2) \quad \{c_F, c_{M,CG}\}_f = \text{funct}(\alpha, \beta, \delta_{c.s.}, \delta_{config}, \delta_{LG})$$

Im Folgenden wird die Dynamik nicht als Gruppe, sondern als Vektor mit den jeweils drei Komponenten für die Kraft- und Momentbeiwerte dargestellt.

$$(3) \quad \underline{C}_{CG}^f = \begin{bmatrix} c_x \\ c_y \\ c_z \\ c_{mx} \\ c_{my} \\ c_{mz} \end{bmatrix}_{CG}^f$$

Im dargestellten Beispiel werden folgende Steuerorgane ( $\delta_{c.s.}$ ) berücksichtigt.

$\delta_f$	Landeklappen
$\delta_e$	Höhenruder
$\delta_a$	Querruder
$\delta_r$	Seitenruder

Der Beiwertvektor  $\underline{C}_{CG}^f$  wird als Summe der einzelnen Beiträge (z.B. von Steuerausschlägen) überlagert. Die Inkremente  $\Delta \underline{C}_{c.s.}$  werden gebildet aus der Differenz der Windkanalmessung mit entsprechend ausgeschlagener Steuerfläche und der entsprechenden Basiskonfiguration

(Steuerfläche in Neutralposition). Analog wird für den Fahrwerkseinfluss  $\underline{\Delta C}_{LG}$  verfahren.

Der Einfluss der Flugzeugkonfiguration wird der "Basisfläche" zugeschlagen. Es gibt also pro Konfiguration eine Basisfläche. "Fläche" bezieht sich in diesem Zusammenhang auf ein Feld von Anstell- und Schiebewinkel, über welches die Komponenten des Beiwertevektors üblicherweise dargestellt werden (siehe Abb 4 und folgende).

Für die Übersichtlichkeit wird im Folgenden auf die Angabe des Referenzkoordinatensystems und den Bezugspunkt der Momente verzichtet.

$$(4) \quad \underline{C} = \underline{C}_{Basis} + \underline{\Delta C}_f + \underline{\Delta C}_e + \underline{\Delta C}_a + \underline{\Delta C}_r + \underline{\Delta C}_{LG}$$

Jeder der Summanden von  $\underline{C}$  ist grundsätzlich wieder eine Funktion der Strömungswinkel, der Klappenausschläge, der Flugzeugkonfiguration und des Fahrwerks.

Nicht alle Summanden haben zwingendermassen einen Einfluss auf alle Komponenten von  $\underline{C}$ . Ein Höhenruderausschlag zum Beispiel wird nur einen sehr kleinen Einfluss auf die Seitenkraft haben. Solange der Schiebewinkel Null ist, muss dieser Beitrag aus Symmetriegründen sogar ganz verschwinden. Bezüglich des Aufwandes im Windkanal ist dies jedoch nicht relevant, da für eine Polare stets alle sechs Komponenten gemessen werden<sup>4</sup>.

Im folgenden Kapitel wird eine Methode vorgestellt, die systematisch untersucht, welche dieser Abhängigkeiten relevant sind.

### 3.2 Bewertungsschema

Abb 1 stellt das Vorgehen zur Minimierung der aerodynamischen Datenbasis grafisch dar.

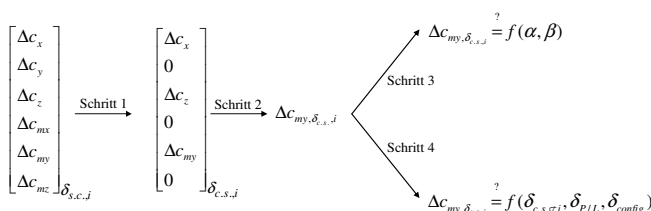


Abb 1: Bewertungsschema

Das Vorgehen für die Bestimmung der relevanten Effekte ist mehrstufig. In einem ersten Schritt wird festgestellt, auf welche Komponenten in  $\underline{C}$  ein Steuerausschlag einen Einfluss hat. Dazu wird für den maximalen

Steuerausschlag das Feld von Anstell- und Schiebewinkel gemessen und die Differenz zur Messung ohne Steuerausschlag (Basis) gebildet.

Danach wird die relative Grösse des Steuerausschlages für jede einzelne Komponente berechnet. Relativ im Bezug auf den Bereich der entsprechenden Komponente in der Basisfläche innerhalb eines definierten Anstell- und Schiebewinkelfelds.

$$(5) \quad E_{D,c,s,i,n} = \frac{\Delta c_{c,s,i,n}(\alpha, \beta)}{\max(c_{Basis,n}) - \min(c_{Basis,n})}$$

für alle Komponenten  $n$  und Steuerfläche  $i$ .

Jedes  $E_{D,c,s,i,n}$  ist eine Matrix für das Feld von Anstell- und Schiebewinkeln. Als skalares Entscheidungskriterium wird

$$(6) \quad E_{D,c,s,i,n} = \max \left( \left| \max E_{D,c,s,i,n} \right|, \left| \min E_{D,c,s,i,n} \right|, \left| \text{median } E_{D,c,s,i,n} \right| \right)$$

gebildet.

Der Einfluss eines Steuerausschlages eines bestimmten Steuerorgans auf eine der sechs Komponenten in  $\underline{C}$  wird in der ADB dann berücksichtigt, wenn  $E_{D,c,s,i,n}$  einen definierten Schwellenwert überschreitet, d.. die Komponente bezüglich ihres ganzen Wertebereichs um mindestens einen gewissen relativen Betrag verändert wird, wobei bezüglich des untersuchten Anstell- und Schiebewinkelfelds, der betragsmässig kleinste, der grösste Wert sowie der Mittelwert (Median) betrachtet wird.

Dieser Schwellenwert für  $E_{D,c,s,i,n}$  kann je nach Anwendung verschieden sein<sup>5</sup>. Für das in diesem Bericht dargestellte Beispiel wurde 5% gewählt.

In einem weiteren Schritt (Schritt 2 in Abb 1) wird entschieden, welches die "gesteuerten" Komponenten des jeweiligen Steuerorgans sind. Damit ist gemeint, welche Komponenten von  $\underline{C}$  durch das entsprechende Steuerorgan im Sinne der Flugzeugsteuerung primär beeinflusst werden. Normalerweise ist dies nur eine

<sup>4</sup> Sechs-Komponenten Waage

<sup>5</sup> Zum Beispiel in Abhängigkeit des spezifizierten Detaillierungsgrades einer Simulation oder - im Falle eines Reglerentwurfs - in Abhängigkeit der Robustheit des Closed-Loop Systems gegen Modellierungsfehler. Der technisch kleinstmögliche Schwellenwert ist durch die Unsicherheit der Messung gegeben.

Komponente pro Steuerorgan und zwar jene, für welche  $E_{D,c.s.i,n}$  am grössten ist. Für das Höhenruder ist diese Komponente typischerweise das Nickmoment. Für das Querruder das Rollmoment und für das Seitenruder das Giermoment. Für die Landeklappe der Auftrieb (und eventuell auch der Widerstand). Ein gut ausgelegte Flugzeugsteuerung zeichnet sich dadurch aus, dass die anderen (die "nicht gesteuerten") Komponenten möglichst klein bleiben. Auch dies kann anhand von  $E_{D,c.s.i,n}$  beurteilt werden. So soll beispielsweise für das Querruder  $E_{D,\delta_a,cmX}$  (Rollmoment) möglichst gross sein während  $E_{D,\delta_a,cmZ}$  (Giermoment) im Sinne der Steuerkopplung zum Seitenruder möglichst klein bleiben soll. Das Flugzeug soll also bei einem Querruderhausschlag möglichst nur rollen und nicht schieben.

Anhand der gesteuerten Komponente wird in Schritt 3 untersucht, ob eine Abhängigkeit der Anströmwinkel geben ist. Dazu wird der Verlauf von  $E_{D,c.s.i,n}$  (für  $n$  entsprechend der gesteuerte Komponente(n)) in Anstell- und Schiebewinkelrichtung beurteilt. Bezüglich des Messaufwandes im Windkanal ist dies ein entscheidender Schritt. Im später diskutierten Beispiel wird aufgrund dieser Analyse die Abhängigkeit der Höhenruderwirksamkeit vom Schiebewinkel vernachlässigt. Es wurden insgesamt acht diskrete Höhenruderwinkel gemessen. Das definierte Anstell- und Schiebewinkelfeld wurde mit neun Polen (vier Anstellwinkel- und fünf Schiebewinkelpolen) abgedeckt. Unter Berücksichtigung der Schiebewinkelabhängigkeit müssten für die neun Höhenruderposition also 81 Polen gemessen werden, mit Verzicht auf die Schiebewinkelabhängigkeit lediglich neun. Wird also festgestellt, dass die Schiebewinkelabhängigkeit vernachlässigbar klein ist, reduziert sich der Aufwand an Messungen erheblich.

Im letzten Schritt (Schritt 4 in Abb 1) werden die Interferenzeffekte beurteilt. Dazu wird der Effekt des Steuerausschlages (Tabelle 1: "beeinflusste Grösse") für zwei verschiedene Ausschläge der untersuchten Interferenz (Tabelle 1: "Einflussgrösse") gemessen und wieder in Relation zum Bereich der entsprechenden Komponente der Basiskonfiguration gesetzt. Beispielhaft wird der Interferenzeffekt der Landeklappe (eingefahren versus Landeposition) auf die Wirksamkeit des Höhenruders untersucht.

In Analogie zur Formel (5) kann

$$(7) \quad E_{I,c.s.i,j,n} = \frac{\Delta c_{c.s.i,Basis,n}(\alpha, \beta) - \Delta c_{c.s.i,j,n}(\alpha, \beta)}{\max(c_{Basis,n}) - \min(c_{Basis,n})}$$

für alle Komponenten  $n$  und Steuerorgane  $i$  und Interferenzeffekte  $j$ , gebildet werden.

Als Entscheidungskriterium wird wieder ein skalarer Wert gebildet

$$E_{I,c.s.i,j,n} = \max \left( \left| \max E_{D,c.s.i,n} \right|, \left| \min E_{D,c.s.i,n} \right|, \left| \text{median } E_{D,c.s.i,n} \right| \right)$$

Auch diese Untersuchung wird nur anhand der "gesteuerten" Komponente durchgeführt. Es liegt auf der Hand, dass die Interferenzeffekte der übrigen Komponenten ebenfalls unbedeutend sind, wenn diese für die gesteuerte Komponente klein genug sind.

Im Sinne der Grösse der Versuchsmatrize, welche im Windkanal abgedeckt werden muss, können gewisse Abhängigkeiten a priori ausgeschlossen werden. Welche, hängt stark von der Flugzeugkonfiguration ab. Im Fall des in diesem Bericht herangezogenen Beispiels einer konventionellen Konfiguration kann zum Beispiel vorausgesetzt werden, dass der Höhenruderausschlag die Querruderwirksamkeit nicht beeinflussen wird, ebenso umgekehrt der Querruderausschlag die Höhenruderwirksamkeit.

Die folgende Tabelle zeigt, welche Effekte im Versuchsprogramm berücksichtigt, und welche a priori ausgeschlossen wurden.

**Tabelle 1: Interferenz Matrix**

		beeinflusste Grösse $\Delta c$							
Einflussgrösse		$\alpha$	$\beta$	$\delta_f$	$\delta_e$	$\delta_a$	$\delta_r$	$\delta_{config}$	$\delta_{LG}$
	$\alpha$		WT	WT	WT	WT	WT	WT	WT
	$\beta$	WT		WT	WT	WT	WT	WT	WT
	$\delta_f$				WT	WT	WT	WT	WT
	$\delta_e$			a.p.		a.p.	a.p.	a.p.	a.p.
	$\delta_a$			WT	a.p.		a.p.	a.p.	a.p.
	$\delta_r$			a.p.	a.p.	a.p.		a.p.	a.p.
	$\delta_{config}$			WT	WT	a.p.	WT		WT
	$\delta_{LG}$			a.p.	a.p.	a.p.	a.p.	WT	

WT: Im Wind Kanal untersucht

a.p.: Interferenz a priori ausgeschlossen

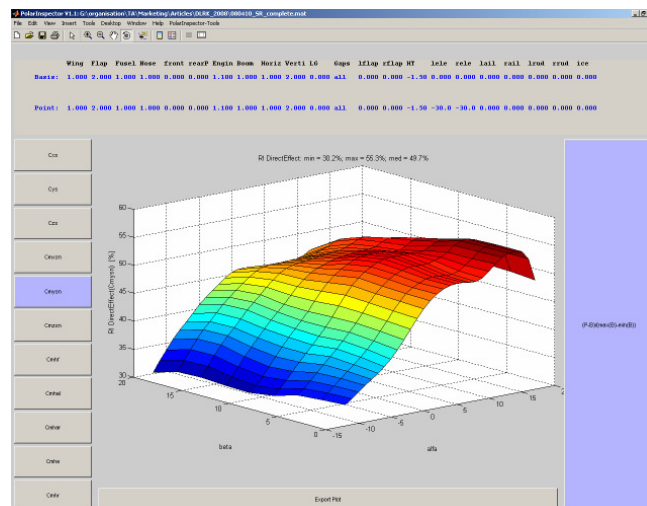
## 4 UMSETZUNG

Die im vorhergehenden Kapitel vorgeschlagene Methode zur Minimierung der Datenbasis beeinflusst den Umfang der Messkampagne. Wird festgestellt, dass eine bestimmte Abhängigkeit (z.B. Höhenruderwirksamkeit als Funktion des Schiebewinkels, siehe Abb 1 "Schritt 3") nicht relevant ist, müssen die entsprechenden Messungen nicht durchgeführt werden. Da diese Entscheidung während dem Versuch getroffen werden muss, ist eine adäquate Implementierung des Verfahrens von zentraler Wichtigkeit.

RUAG Aerospace hat für die Verwaltung und quantitative Auswertung von Windkanaldaten eine MATLAB® basierte Software unter dem Namen *PolarInspector* (kurz PI) entwickelt. PI bietet eine grafische Benutzeroberfläche und umfasst folgende Werkzeuge:

- Datenbasis-Verwaltung basierend auf Modellattributen<sup>6</sup>
- Frei konfigurierbare Visualisierung von Polardaten
- Berechnung von Beiwerteflächen über Anstell- und Schiebewinkel aus Windkanalpolaren
- Berechnung der Bewertungskriterien nach Kapitel 3
- Symmetrisieren von Beiwerteflächen
- Ausgabe der Polaren, Beiwerteflächen und weiteren Resultate in einer geschlossenen Matlab-Struktur
- "Live"-Modus aktualisiert die Datenbasis während dem Windkanalversuch laufen automatisch

Der Einsatz von PI erleichtert das Management von umfangreichen Windkanaldataset und deren Weiterverarbeitung erheblich.



**Abb 2: Sreen Shot der Benutzeroberfläche von PI**

## 5 RESULTATE

In diesem Kapitel wird die vorgeschlagene Methode anhand der Höhenrudereffekte und der Interferenz von der Landeklappenstellung auf die Höhenruderwirksamkeit für einen konkreten Flugkörper untersucht. Abschliessend wird anhand der Interferenz Matrix dargestellt welche der im Windkanal untersuchten Effekte schliesslich Einzug in die ADB gefunden haben, und welche als vernachlässigbar eingeschätzt wurden.

Abb 3 zeigt eine photorealistische Illustration des untersuchten UAV.

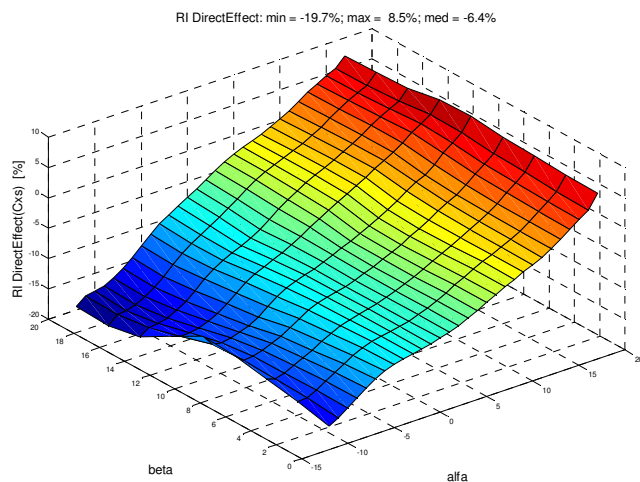


### Abb 3: Untersuchtes UAV

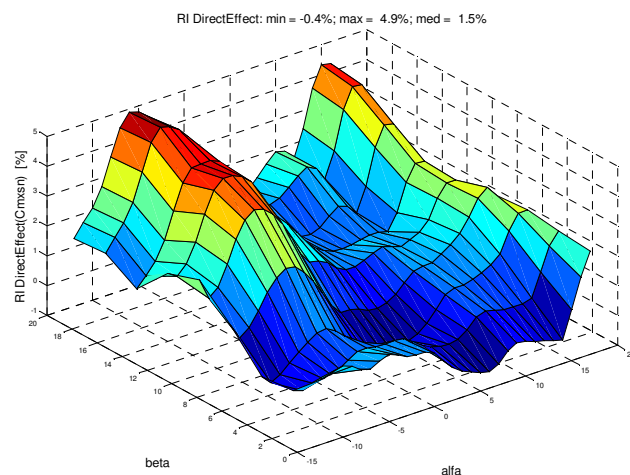
## 5.1 Höhenrudereffekte

Als erstes wird beurteilt, auf welche Komponenten ein Höhenruderausschlag einen relevanten Einfluss hat. Die Beurteilung wird im Koordinatensystem der Stabilitätsachsen durchgeführt. Die folgenden Abbildungen zeigen  $E_{\equiv D, \delta e}$  für die sechs Komponenten von  $C$ .

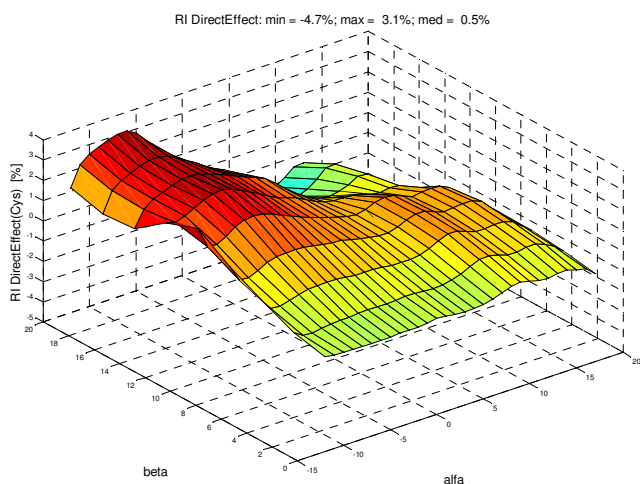
<sup>6</sup> Überbegriff für die Flugzeugkonfiguration bezüglich aller veränderbarer Modellteile, sprich Steuerausschläge, Fahrwerk (usw. im Sinne der in diesem Bericht untersuchten Einstellungen), aber auch Varianten von ganzen Leitwerken, Flügeln, usw.



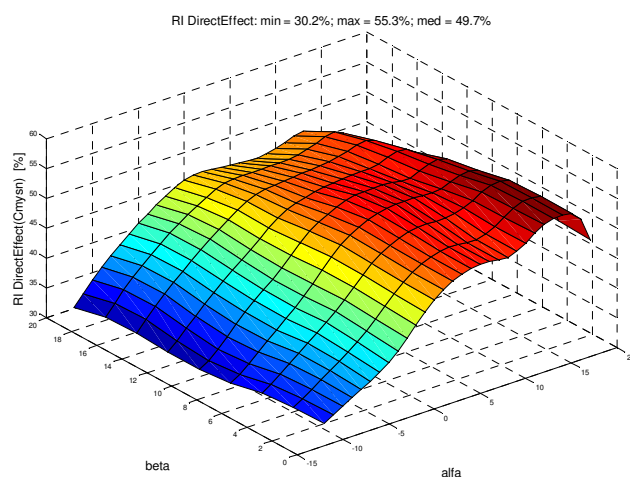
**Abb 4:**  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cX_s}$ ; relativer Einfluss des Höhenruderausschlages auf den Widerstand



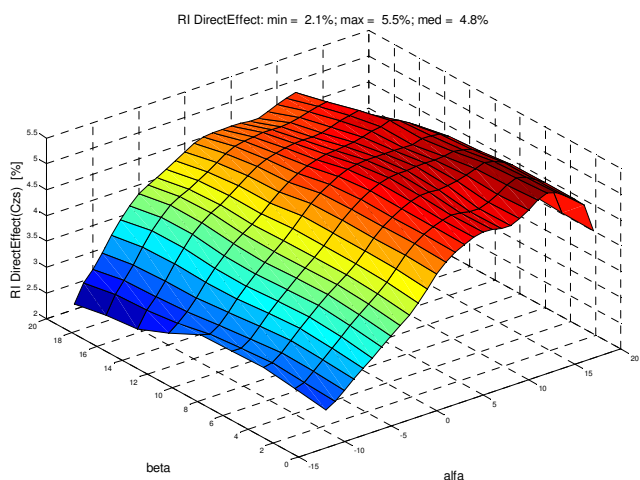
**Abb 7:**  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cmX_s}$ ; relativer Einfluss des Höhenruderausschlages auf das Rollmoment



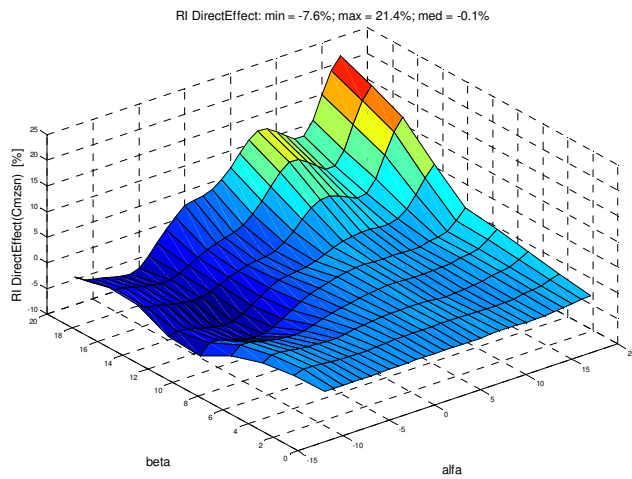
**Abb 5:**  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cY_s}$ ; relativer Einfluss des Höhenruderausschlages auf die Seitenkraft



**Abb 8:**  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cmY_s}$ ; relativer Einfluss des Höhenruderausschlages auf das Nickmoment



**Abb 6:**  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cZ_s}$ ; relativer Einfluss des Höhenruderausschlages auf den Auftrieb



**Abb 9:  $\underline{\underline{E}}_{D,\partial e,cmZ_s}$  ; relativer Einfluss des  
Höhenruderausschlages auf das Giermoment**



Aus den Abbildungen Abb 5 (Seitenkraft), Abb 7 (Rollmoment) und Abb 9 (Giermoment) erkennt man, dass der Effekt des Höhenruderausschlages für Flugzustände ohne Schiebewinkel ( $\beta=0$ ) erwartungsgemäss praktisch verschwindet. In diesem symmetrischen Flugzustand beeinflusst der Höhenruderausschlag nur die longitudinalen Komponenten Widerstand, Auftrieb und Nickmoment. Einzig bei sehr hohem Anstellwinkel und maximalem Schiebewinkel ( $16^\circ$ ) entsteht ein signifikanter Einfluss des Höhenruders auf das Giermoment. Dieser ist offensichtlich auf asymmetrische Ablöseeffekte der Seitenleitwerke zurückzuführen. Diese sind aber vielleicht stochastischen Ursprungs und repräsentieren in der Tat nicht wirkliche Höhenrudereffekte. Im linearen Auftriebsbereich ist der Effekt sehr klein (Median = -0.1%), daher wurde der Höhenrudereffekt auf das Giermoment in der ADB nicht in Betracht gezogen, obwohl  $E_{D,\partial e,cmZ_s}$  grösser als der oben angegebene Schwellenwert von 5% liegt.

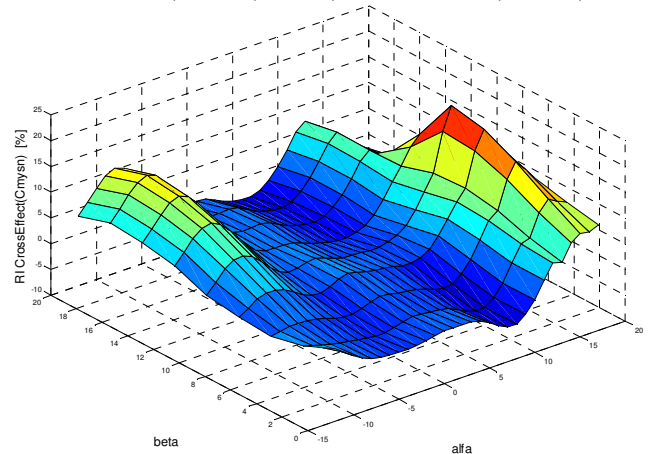
Als nächster Schritt wird jene Komponente für welche  $E_{D,\partial e}$  am grössten ist, als die "gesteuerte" Komponente identifiziert. Für das Höhenruder ist dies erwartungsgemäss das Nickmoment.

Als dritter Schritt wird das Nickmoment auf seine Abhängigkeit von den Anströmwindeln beurteilt. Die Höhenruderwirksamkeit zeigt eine signifikante Abhängigkeit vom Anstellwinkel, was insbesondere ausserhalb des linearen Auftriebsbereichs nicht erstaunlich ist. Bemerkenswert ist jedoch die Tatsache, dass die Abhängigkeit vom Schiebewinkel im ganzen betrachteten Bereich sehr klein bleibt (maximal zirka 5%). In der aerodynamischen Datenbasis für das Höhenruder wird die Schiebewinkelabhängigkeit demzufolge vernachlässigt, was den Aufwand im Windkanal für die Höhenrudereffekte um einen Faktor neun reduziert (siehe dazu Kapitel 3.2)

Als abschliessender Schritt wird die Abhängigkeit des durch das Höhenruder induzierte Nickmoment von anderen Klappenausschlägen untersucht. Gemäss Tabelle 1 wurde dies im beschriebenen Beispiel für die Landeklappenstellung sowie für verschiedene Konfigurationen bezüglich Unterrumpfnutzlasten gemacht.

Abb 10 zeigt den Interferenzeffekt der Landeklappen (in Landeposition) auf die Höhenruderwirksamkeit.

RI CrossEffect: min = -5.5%; max = 21.7%; med = 1.7%; RI DirectEffect: min = 30.2%; max = 55.3%; med = 49.7%



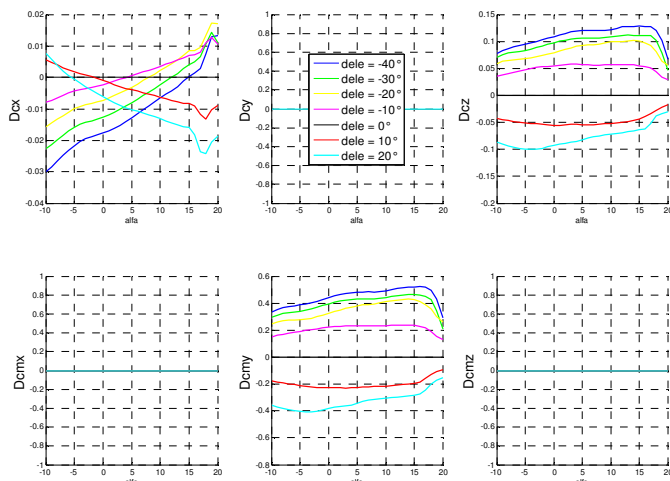
**Abb 10:**  $E_{I,\partial e,\partial f,cmY_s}$ ; Interferenzeffekt der Landeklappen auf das Höhenruder für das Nickmoment

Augenfällig in Abb 10 ist ein Tal in Schiebewinkelrichtung. Die Talsohle erstreckt sich etwa von minus fünf bis zehn Grad Anstellwinkel. Der maximale Wert von  $E_{I,\partial e,\partial f,cmY_s}$  tritt bei 17 Grad Anstellwinkel auf, was in Landekonfiguration über dem Anstellwinkel des maximalen Auftriebs (Post Stall) liegt. Der operationelle Anstellwinkelbereich mit ausgefahrenen Landeklappen fällt in etwa zusammen mit dem Bereich kleiner Interferenz. Daher wird die Abhängigkeit der Landeklappenstellung auf die Höhenruderwirksamkeit ebenfalls nicht in die aerodynamische Datenbasis einbezogen, womit nochmals 14 (Zwei Positionen für die Landeklappen mal sieben Höhenruderstellungen) Windkanalpolaren eingespart werden.

Da auch der Effekt der Nutzlastkonfiguration auf die Höhenruderwirksamkeit sehr begrenzt ist, bleibt für das Nickmoment zur Längssteuerung lediglich die Abhängigkeit des Höhenruderausschlages selber und die Abhängigkeit des Anstellwinkels stehen.

Abb 11 fasst diese Höhenrudereffekte, wie sie schlussendlich in der aerodynamischen Datenbasis eingebunden sind zusammen.





**Abb 11:**  $\Delta C_e$ ; Inkrementale Beiträge diskreter Höhenruderausschläge für die sechs Komponenten der Dyname

## 5.2 Zusammenfassung aller Effekte

Analog zur beispielhaft gezeigten Untersuchung für das Höhenruder werden alle Effekte gemäss Tabelle 1 "WT" untersucht. Der Aufbau der minimierten ADB (windkanalbasierte Anteile) ist in Tabelle 2 wiedergegeben.

## 5.3 Abschliessende Bemerkungen

Das in Tabelle 2 dargestellte Schlussresultat der Abhängigkeiten in der ABD mag weitgehend offensichtlich wirken. So ist es durchaus üblich, die Annahme zu treffen, dass Höhenruder- und Landeklappenausschläge lediglich die longitudinalen Komponenten beeinflussen. Nicht so offensichtlich ist z.B. die Unabhängigkeit der Querruderdwirkung von der Landeklappenstellung, oder – in Anbetracht des schräggestellten Doppelseitenleitwerks – auch Tatsache, dass Ruderausschläge keinen signifikanten Einfluss auf den Auftrieb haben.

**Tabelle 2: Struktur der ADB**

	Basic Maps $\alpha, \beta, P/L$	Flaps $\delta f$	Elevator $\delta e$	Aileron $\delta a$	Rudder $\delta r$	Landing Gear $k_{L/G}$
CX	$C_{X,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	$\Delta C_{X,\delta f} = f(\delta f, \alpha)$	$\Delta C_{X,\delta e} = f(\delta e, \alpha)$	$\Delta C_{X,\delta a} = f(\delta a, \alpha)$	$\Delta C_{X,\delta r} = f(\delta r, \alpha, \beta)$	$\Delta C_{X, L/G} = f(L/G, \alpha, \beta, P/L)$
CY	$C_{Y,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	0	0	0	$\Delta C_{Y,\delta r} = f(\delta r, \alpha, \beta)$	$\Delta C_{Y, L/G} = f(L/G, \alpha, \beta, P/L)$
CZ	$C_{Z,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	$\Delta C_{Z,\delta f} = f(\delta f, \alpha)$	$\Delta C_{Z,\delta e} = f(\delta e, \alpha)$	0	0	0
Cmx	$C_{mx,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	0	0	$\Delta C_{mx,\delta a} = f(\delta a, \alpha)$	$\Delta C_{mx,\delta r} = f(\delta r, \alpha, \beta)$	$\Delta C_{mx, L/G} = f(L/G, \alpha, \beta, P/L)$
Cmy	$C_{my,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	$\Delta C_{my,\delta f} = f(\delta f, \alpha)$	$\Delta C_{my,\delta e} = f(\delta e, \alpha)$	0	$\Delta C_{my,\delta r} = f(\delta r, \alpha, \beta)$	0
Cmz	$C_{mz,Basis} = f(\alpha, \beta, P/L)$	0	0	$\Delta C_{mz,\delta a} = f(\delta a, \alpha)$	$\Delta C_{mz,\delta r} = f(\delta r, \alpha, \beta)$	0