

# ERGEBNISSE NUMERISCHER STRÖMUNGSSIMULATIONEN ZUR BEWERTUNG DER STATISCHEN LÄNGSSTABILITÄT VON FLUGZEUGEN MIT RANDLEITWERKEN (TIPERONS)

M. Strohal, A. Trost, P. Stütz  
Universität der Bundeswehr München, Institut für Flugsysteme,  
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg, Deutschland

## Zusammenfassung

Auf der Suche nach weiterem Verbesserungspotential wurden und werden unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen untersucht. Einer dieser innovativen Flugzeugentwürfe weist als besonderes Merkmal ein Höhenleitwerk an den Tragflächenenden auf, welches auch als Randleitwerk, Tiperon oder Outboard Horizontal Stabilizers bezeichnet wird. Aufgrund dieser unkonventionellen Auslegung liegt das Höhenleitwerk im induzierten Randwirbel des Flügels. Dort erfährt das Randleitwerk im Gegensatz zur klassischen Leitwerkskonfiguration einen Aufwind. Dadurch wird zum einen die Leitwerkswirksamkeit erhöht als auch eine Saugkraft erzeugt, welche den Widerstand des Flugzeugs reduziert. Daraus resultiert im Vergleich zur klassischen Leitwerksanordnung eine verbesserte Gleitzahl.

In dieser Arbeit wird auf die Entstehung der statischen Längsstabilität bei dieser Konfiguration eingegangen und Untersuchungsergebnisse der Strömung um das Tragflächenende eines Flugzeugmodells mittels numerischer Strömungssimulation vorgestellt.

## 1. HISTORIE & STAND DER FORSCHUNG

Der Flugzeugkonstrukteur Dr. Richard Vogt entwarf einige der ausgefallensten Flugzeuge seiner Zeit. Dazu zählen die kolbengetriebene Blohm & Voss P 208 (Bild 1) sowie die strahlgetriebene P 212 und P 215, die durch ihre außergewöhnliche Leitwerkskonfiguration außen am Tragflächenende - Randleitwerke (RLW), wie er sie selbst nannte - Aufsehen erregten und dies noch immer tut.

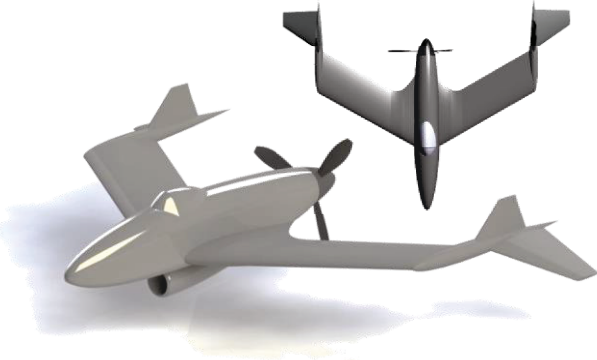


BILD 1. Blohm & Voss P208.01 von Dr. R. Vogt

Aus den erhalten gebliebenen Aufzeichnungen [1],[2] lassen sich die Vorteile des Entwurfs zusammenfassen, die Dr. R. Vogt mit seinem Team seinerzeit zu dem Entwurf animierten. Die Vorteile, die sich die Entwickler dieser Konfiguration damals versprochen, sind:

- ein außerhalb des Tragflügels vorhandener Aufwind, der die Leitwerkswirksamkeit um rund 100% verbessert
- kleinere Leitwerke und kurze Leitwerkshebelarme als Folge der erhöhten Leitwerkswirksamkeit
- das Entlasten des Hauptflügels durch die Kräfte am Leitwerk beim Abfangen

- ein Leitwerkshebelarm, der sich durch den Pfeilflügel ergibt und das Ansetzen der Randleitwerke unmittelbar an den Flügelenden erlaubt
- die gleichzeitige Nutzung der außenliegenden, schräggestellten Höhenleitwerke als Querruder und Seitenruder (Version P 208.03, abweichend zu Bild 1)
- eine einfache Fertigung aufgrund des Verzichts auf ein Seitenleitwerk und aufgrund der konstanten Flügeltiefe
- die Möglichkeit einen hohen Auftrieb beim Landen mithilfe spannerweiter Landeklappen zu erzielen, was bei schwanzlosen Flugzeugkonfigurationen sonst nicht ohne weiteres möglich ist.
- eine verkleinerte umströmte Oberfläche und damit ein reduzierter Widerstand
- ein geringeres Gesamtgewicht
- ein einfacher, leichter, betriebssicherer Antrieb

Nach dem Zweiten Weltkrieg erfolgten zunächst keine weiteren veröffentlichten Untersuchungen zu der Konfiguration mit Randleitwerken (RLW-Konfiguration). Erst in den späteren 1990iger Jahren wiederentdeckte Prof. J. Kentfield die Konfiguration, die er „Aircraft with outboard horizontal stabilizers (OHS)“ nannte und begann sie an der Universität von Calgary näher zu untersuchen. Seine Ergebnisse sind in einer Veröffentlichung von 2009 [3] zusammenfassend dargestellt.

An der Universität von Calgary in Kanada wurden in mehreren Versuchsreihen allgemeine Konfigurationen mit Randleitwerken untersucht. Bei Wind- und Wasser-tunneltests wurde die Aerodynamische Güte  $C_A/C_W$  mehrerer Entwürfe bestimmt und mit klassischen Konfigurationen verglichen. Dabei wurden insbesondere die Einflüsse vom Auftriebsbeiwert, sowie von Flügel-pfeilung und -streckung erforscht.

Es konnte gezeigt werden, dass eine RLW-Konfiguration ein größeres Verhältnis  $C_A/C_W$  und damit eine bessere aerodynamische Güte aufweist als eine klassische

Konfiguration. Zudem werden die Aufwindwinkel am Höhenleitwerk und Anströmwinkel des Seitenleitwerks bestimmt. Die Untersuchung der Universität von Calgary zielte damit vor allem auf das Potential der Widerstandsverringern ab, welches durch die Tiperon-Auslegung theoretisch vorhanden ist. Es gelang, die Saugkraftkomponenten am Höhenleitwerk und am Seitenleitwerk nachzuweisen und so die Theorie zu bestätigen.

Weitere, eher isoliertere Untersuchungen, fanden an der Universität von Oklahoma [4] und der US Navy Post-Graduate School, Monterey [5] statt.

## 2. UNTERSUCHUNGSZIEL AM ISF

Zunächst kam es am 01.03.2013 am ISF zum Erstflug eines unkonventionellen Fluggeräts mit Randleitwerken. Das Bild zeigt den am ISF entwickelten ersten Prototypen, der ausschließlich dem Nachweis des Funktionskonzepts dienen sollte. Nachdem der Erstflug sehr erfolgversprechend verlief, fiel die Entscheidung am Institut für Flugsysteme, die unkonventionelle Leitwerksanordnung mit Randleitwerken systematischer zu untersuchen.

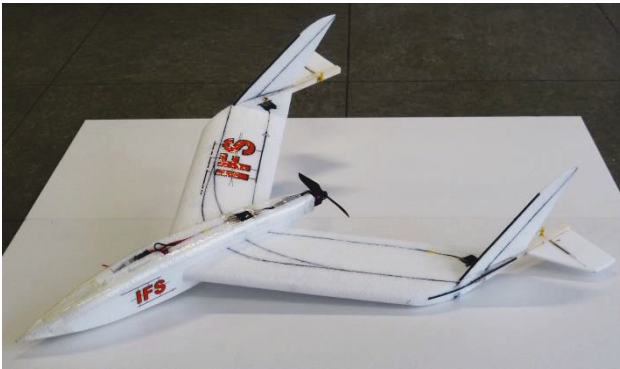


BILD 2. Erster Prototyp am ISF

Neben der Recherche zu den ursprünglichen Ideen und bereits geleisteten Arbeiten, die auf dem Gebiet der Flugzeuge mit Randleitwerken durchgeführt wurden, sind Stabilitätsuntersuchungen, Steuerbarkeitsbetrachtungen, Windkanalversuche und Flugversuche von Modellen mit Randleitwerken am ISF vorgesehen. Die Konfiguration erscheint am ISF insbesondere für UAV-Anwendungen auch deshalb sehr vorteilhaft, weil der Heckantrieb eine optimale Sensorintegration im Nasenbereich des Rumpfs zulässt (vgl. auch Bild 13). Eine entsprechende Sensorintegration mit Flugversuchen ist geplant.

Den weiter oben bereits genannten Stärken der RLW-Konfiguration stehen einige Risiken gegenüber, die es gilt, genauer mit den möglichen Vorteilen abzuwägen und schließlich für potentielle Einsatzmissionen auszuwerten.

Zu den Herausforderungen einer RLW-Konfiguration zählen:

- die Aufrechterhalten der Ruderwirksamkeit bei hohen Geschwindigkeiten
- die Vermeidung von Flattern aufgrund des Hebelarms der RLW zur elastischen Achse des Flügels
- die damit verbundene Forderung nach einem extrem torsionssteifen Flügel
- das sich daraus vermutlich ergebende hohe Flügelgewicht

Trotz einiger interessanten Studien und ersten Ergebnissen im Bereich der Flugzeuge mit Randleitwerken fehlen derzeit konkrete Entwurfswerkzeuge insbesondere auch zur Dimensionierung der Randleitwerke. Erst mithilfe solcher Werkzeuge lassen sich die Vor- und Nachteile der Konfiguration weiter untersuchen und gegeneinander abwägen.

In dieser Arbeit wird auf die effiziente Entstehung der statischen Längsstabilität bei dieser Konfiguration eingegangen und Untersuchungsergebnisse der Strömung um das Tragflächenende eines Flugzeugmodells mittels numerischer Strömungssimulation [6] vorgestellt.

Darüber hinaus werden flugmechanische Größen des Flugzeugs bestimmt, um die theoretischen Vorteile der Auslegung nachzuweisen. Dazu zählt der Abwindgradient am Höhenleitwerk für verschiedene Anstellwinkel, welcher ein wichtiges Maß für die Leitwerkswirksamkeit ist. Zudem werden die Auftriebsvektoren für einige getrimmte Flugzustände bestimmt. Die Arbeit bildet damit die Grundlage für eine Leitwerksauslegung und -optimierung.

## 3. STATISCHE LÄNGSSTABILITÄT

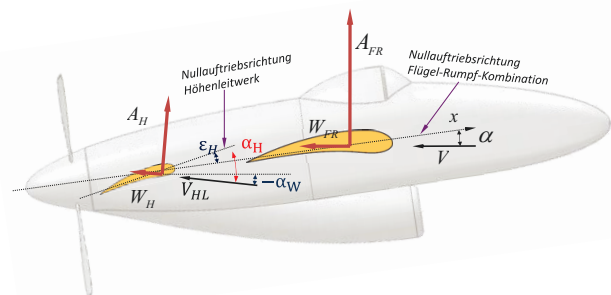


BILD 3. Kräfte und Winkel bei der RLW-Konfiguration

Das Bild 3 verdeutlicht vereinfachend die angreifenden Kräfte und Winkel an der RLW-Konfiguration. Die Anströmung des Flügels mit der Anströmgeschwindigkeit  $V$  und dem Anstellwinkel  $\alpha$  erzeugt den Auftrieb  $A_{FR}$  und den Widerstand  $W_{FR}$  am Hauptflügel. Infolge der Randumströmung des Flügels wird das Randleitwerk von unten mit dem Höhenrudereinstellwinkel  $\alpha_H$  und der Geschwindigkeit  $V_{HL}$  angeströmt und erzeugen am RLW den Höhenruderauftrieb  $A_H$  und den Widerstand  $W_H$ . Der effektive Höhenrudereinstellwinkel  $\alpha_H$  setzt sich dabei vereinfachend aus dem geometrischen Einstellwinkel des Höhenleitwerks  $\epsilon_H$  des RLW und dem durch die Randumströmung des Hauptflügels induzierten und für diese Konfiguration typischen Aufwindwinkel (negativen Abwindwinkel)  $-\alpha_W=f(\alpha)$  zusammen (vgl. für die flugmechanischen Definitionen auch [7]).

$$(1) \alpha_H = \alpha - \alpha_W + \epsilon_H = \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right) \cdot \alpha + \epsilon_H$$

Speziell der Abwindgradient  $\partial \alpha_H / \partial \alpha$  wird im Folgenden von Bedeutung sein:

$$(2) \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} = \left(1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha}\right)$$

Im Unterschied zur klassischen Leitwerksanordnung befindet sich das Randleitwerk in einem Aufwindfeld und nicht in einem Abwindfeld, weshalb ein negativer Abwindgradient  $\partial \alpha_H / \partial \alpha$  zu erwarten ist.

Für die Untersuchung der Längsstabilität wird die Momentenbilanz um den Schwerpunkt aufgestellt. Dazu zeigt Bild 4 die eingeführten Hebelarme und das

äquivalente mechanische Ersatzsystem, das die beiden Auftriebskomponenten zu einem Gesamtauftrieb A zusammenfasst:

$$(3) A = A_{FR} + A_H$$

Das Moment um den Schwerpunkt lautet folglich:

$$(4) M = A \cdot (x_S - x_{FR}) + M_{0FR} - A_H \cdot r_H^* = 0$$

bzw. in Beiwerteschreibweise:

$$(5) C_{mSP} = C_A \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} + C_{m0FR} - C_{A_H} \frac{r_H^* \bar{q}_H S_H}{\bar{q} S} = 0$$

mit dem sogenannten Leitwerksvolumen  $V_H^*$ :

$$(6) \frac{r_H^* \bar{q}_H S_H}{l_\mu \bar{q} S} = V_H^*$$

Dieses setzt sich wiederum aus dem Leitwerkshebelarm  $r_H^*$  der Bezugsflügelteufe  $l_\mu$ , dem jeweiligen Staudruck  $\bar{q}$  und der Fläche S des Flügels (ohne Index) und des Leitwerks (Index H) zusammen.

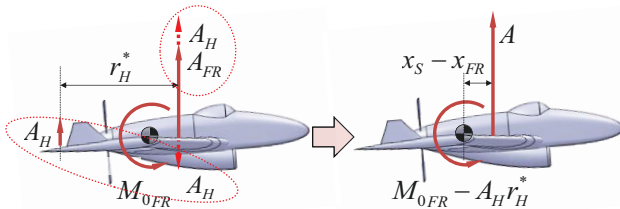


BILD 4. Mechanisches Ersatzsystem

Für das statische Stabilitätsmaß  $\partial C_m / \partial C_A$  kann hier näherungsweise gelten:

$$(7) \frac{\partial C_m}{\partial C_A} \approx \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} - \frac{\partial C_{A_H}}{\partial \alpha_H} \frac{\partial \alpha_H}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial C_{A_{FR}}} \frac{r_H^* \bar{q}_H S_H}{l_\mu \bar{q} S} \quad \text{bzw. mit (2)\&(6)}$$

$$(8) \frac{\partial C_m}{\partial C_A} \approx \frac{x_S - x_{FR}}{l_\mu} - \frac{(C_{A_H})}{(C_{A_{FR}})} \left( 1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) V_H^*$$

An dieser Stelle bleibt festzuhalten, dass mit der Forderung nach Statischer Längsstabilität ( $\partial C_m / \partial C_A < 0$ ) der Aufwind am Randleitwerk  $\partial \alpha_W / \partial \alpha$ , anders als der Abwind bei der klassischen Leitwerkskonfiguration, stabilisierend wirkt!

Darüber hinaus sind am Randleitwerk deutlich höhere Staudrücke  $\bar{q}_H$  zu erwarten als beim klassischen Höhenleitwerk, das sich im gestörten Abwindfeld des Hauptflügels befindet.

Für die Dimensionierung des Leitwerks spielt neben der Steuerbarkeit insbesondere die Lage des Neutralpunkts (NP) als hinterste zulässige Schwerpunktlage eines stabil ausgelegten Luftfahrzeugs eine zentrale Rolle. Für die Lage des Neutralpunktes  $x_{NP}$  gilt mit der Definition  $\partial C_m / \partial C_A = 0$ :

$$(9) \left( \frac{x_S}{l_\mu} \right)_{\frac{\partial C_m}{\partial C_A} = 0} = \frac{x_{NP}}{l_\mu} = \frac{x_{FR}}{l_\mu} + \frac{(C_{A_H})}{(C_{A_{FR}})} \left( 1 - \frac{\partial \alpha_W}{\partial \alpha} \right) V_H^*$$

$(C_{A_H})$  und  $(C_{A_{FR}})$  beschreiben in Gleichung (9) die Änderung des Auftriebs mit dem Anstellwinkel am Höhenruder (Index H) bzw. an der Flügel-Rumpf-Kombination (Index FR).

In der Praxis wird der Abstand des Schwerpunkts vom Neutralpunkt definiert und als Stabilitätsmaß in Prozent der Bezugsflügelteufe  $l_\mu$  angegeben.

Für die Bestimmung des Neutralpunkts können die beiden Auftriebsanstiege mit dem Anstellwinkel relativ gut mit semiempirischen Verfahren abgeschätzt werden. Der Leitwerkshebelarm  $r_H^*$ , die Bezugsflügelteufe  $l_\mu$  und die Bezugsflächen  $S_H$  und  $S$  sind durch die Geometrie vorgegeben. Für die flugmechanische Bewertung bleiben die Staudruckverhältnisse und der Abwindgradient  $\partial \alpha_H / \partial \alpha$  zu bestimmen. Aufgrund fehlender Abschätzung dieser Größen wurde eine numerische Strömungssimulation durchgeführt.

#### 4. NUMERISCHE STRÖMUNGSSIMULATION

Ziel der Numerischen Strömungssimulation war:

- die Visualisierung der Strömung an den Tragflächenenden
- die Bestimmung der Staudruckverhältnisse am RLW
- die Bestimmung des Aufwindwinkels und des Aufwindgradienten
- die Bestimmung von Widerständen bzw. Saugkräften für verschiedene Auftriebsbeiwerte am Leitwerk

Als Grundlage für die Strömungssimulation konnte ein bereits bestehendes CAD-Modell der P 208.01 dienen. Mit Blick auf die direkte Nutzung der Simulationsergebnisse für ein geplantes Flugmodell wurde das CAD-Modell auf 1/8 der Originalgröße skaliert. Die Spannweite des Modells beträgt damit 600mm, die Flügelteufe  $l_\mu$  liegt bei 250mm

Die Strömung an der skalierten Blohm & Voss P208.01 wurde mithilfe von CFD-Simulationen untersucht. Dies erfolgte in vier für CFD-Analysen üblichen Bearbeitungsschritten.

Zuerst wurde das geometrische Computermodell festgelegt und erstellt. Daraufhin wurde ein Rechengitter an der Geometrie erzeugt, welches die Grundlage der anschließenden numerischen Strömungssimulation darstellt. In dem letzten Schritt wurden die Strömungsdaten ausgewertet und im Hinblick auf die genannten Ziele analysiert.

Dazu wurden verschiedene Programme der Firma Ansys genutzt. Mit "Icem CFD" wurde die Flugzeuggeometrie bearbeitet und das Rechengitter erzeugt. Das Gitter wurde als MSH-Datei exportiert und in "Fluent" eingelesen. Dies stellt das eigentliche Simulationsprogramm dar, mit dem das Strömungsmodell ausgewählt, die Randbedingungen eingestellt und die Strömung iterativ gelöst wurde. Die Lösung wurde gespeichert und konnte anschließend mithilfe von "CFD Post" graphisch und rechnerisch analysiert werden.

Die Erstellung eines Rechengitters ist die Grundlage für die Numerische Strömungssimulation. Die iterative Lösung der Strömung erfolgt an den einzelnen Volumenelementen des Gitters.

Eine freie Außenströmung wurde mithilfe einer Strömungsbox modelliert, in welchem sich der umströmte Körper befindet. Für die Dimensionierung der Box stromaufwärts wurde ein Abstand vom Flugzeug von 15 Flügelteufen, hinter dem Flugzeug von 25 Flügelteufen gewählt.

Um Rechenzeit einzusparen, wurde das Flugzeugmodell an der Symmetrieebene halbiert. Die vordere Fläche und die Seitenflächen wurden als sogenannte "velocity-inlets" deklariert. An diesen können Strömungsgeschwindigkeiten und -richtungen, sowie Turbulenzgrößen, Umgebungsdrücke und -temperaturen des

Fernfeldes festgelegt werden. Die hintere Fläche ist ein "pressure-outlet", über welches die Strömung abfließen kann. Innerhalb dieses Fernfeldes wurde das Gitter erzeugt. Es wurde ein unstrukturiertes Tetraeder-Gitter gewählt, da dieses bei einer komplexen Geometrie einfach zu erzeugen ist. Zur Erstellung des Rechengitters wurden an den einzelnen Teilen der Geometrie die maximal zulässigen Elementgrößen eines Gitters und das Wachstumsverhältnis von einem zum nächsten Element vorgegeben.

Die Volumenelemente im wandnahen Bereich des Flugzeugs müssen sehr klein sein, damit die Strömung auch hier für geringe Reynoldszahlen korrekt aufgelöst wird. Das maßgebende Kriterium ist der dimensionslose Wandabstand  $y^+$ , welches den Wert  $y^+ = 1$  annehmen muss [8]. Aus diesem Wert, der Reynoldszahl  $Re$  und der charakteristischen Länge der Geometrie  $L$  kann nun die maximal zulässige Höhe der wandnächsten Volumenelemente bestimmt werden. Die geringe Größe der Volumenelemente führt zu sehr feinen Rechengittern. Die dadurch erhöhte Genauigkeit wird durch eine langsamere Konvergenz der Simulation erkauft. Die folgende Tabelle stellt diese Höhe für alle Komponenten des Flugzeugs dar.

Komponente	Länge L	Reynolds-Zahl $Re$	maximale Höhe
Flügel	250 mm	680.000	0,0082 mm
Ausleger	537,5 mm	1.460.000	0,0088 mm
Seitenleitwerk	144 mm	390.000	0,0078 mm

TAB 1. Maximale Höhe der wandnächsten Volumenelemente

Der Theorie entsprechend werden 20 Prismen-Schichten mit dem Wachstumsfaktor 1,2 von Schicht zu Schicht benötigt. Alle übrigen Elementgrößen können beliebig gewählt werden. Es muss jedoch beachtet werden, dass an den Vorder- und Hinterkanten von Flügel, Seitenleitwerk und Ausleger eine hohe Gitterdichte gewählt werden muss, um Staupunkte und die Strömung an den Hinterkanten gut aufzulösen. Im Allgemeinen ist das Simulationsergebnis umso besser, je feiner das Rechengitter ist. Mit steigender Anzahl der Elemente wird so das Ergebnis immer genauer, bis es schließlich gegen einen Wert konvergiert. Um nun die erforderliche Gitterdichte abschätzen zu können, wird das Gitter ausgehend von einem sehr groben immer weiter verfeinert. Die aerodynamischen Beiwerte  $C_A$ ,  $C_W$  und  $C_m$  werden für jedes Gitter ausgegeben und mithilfe dieser Werte die Konvergenz beobachtet.

Die Anzahl der Volumenelemente wurde dabei über eine einzige Einstellung gesteuert, den "Global Element Scale Factor". So wurde sichergestellt, dass sich der Aufbau des Gitters und die Verteilung der Gitterelemente nicht verändern. Ab einer Anzahl von ca. 16.200.000 Elementen ändern sich die Beiwerte nicht mehr. Daher wurde diese Gitterdichte für die nachfolgenden Strömungssimulationen gewählt.

Die nachfolgende Tabelle 2 enthält die vorgenommenen Einstellungen im CFD-Tool "Ansys Fluent".

Die Numerische Strömungssimulation wurde mit den oben genannten Daten durchgeführt, wobei der Anstellwinkel als einzige Größe in einem Bereich zwischen  $-0,5^\circ$  und  $17^\circ$  variiert wurde. Dies ermöglichte die Bestimmung des Abwindgradienten für einen großen Bereich. Die Begrenzung nach unten wird aufgrund des teilweise unsymmetrischen Profils gewählt. Dieses hat einen negativen Nullauftriebswinkel zur Folge, welcher durch

Interpolation bestimmt werden kann. Der Anstellwinkel von  $\alpha = 17^\circ$  weist bereits sehr starke Ablösungserscheinungen auf und konvergiert sehr langsam. Da derart hohe Anstellwinkel für den Horizontalflug keine Rolle spielen, wurde der Winkel nicht weiter erhöht.

Rubrik	Option	Auswahl
Allgemein	Turbulenzmodell	SST-k- $\omega$ -Modell
	Korrektur gekrümmter Stromlinien	an
	Energiegleichungen	aus ( $\rightarrow$ inkompressibel)
Randbedingungen	Heckausleger	Wall
	Flügel	Wall
	Seitenleitwerk	Wall
	Vordere Fläche des Fernfeldes (FF)	Velocity-Inlet
	Seitenwand des FF in Symmetrieebene des Flugzeugs	Symmetry
	Hinterer Fläche des FF	Pressure-Outlet
Velocity Inlets	Seitenwände des FF	Velocity-Inlet
	Betrag der Strömungsgeschwindigkeit $V$	40 m/s
	Atmosphärischer Druck $p$	101325 Pa
	X-,Y- und Z Komponente der Strömung	$\cos(\alpha)$ , 0, $\sin(\alpha)$
	Turbulente Kinetische Energie $k$	$10^{-8} \text{ m}^2/\text{s}^2$
	Wirbelfrequenz $\omega$	$20 \text{ s}^{-1}$
Pressure Outlet	Atmosphärischer Druck $p$	101325 Pa
	Turbulente Kinetische Energie $k$	$10^{-8} \text{ m}^2/\text{s}^2$
	Wirbelfrequenz $\omega$	$20 \text{ s}^{-1}$
Referenzgrößen	Ort für Beginn der Rechnung	Vordere Fläche des Fernfeldes
	Fläche (Bezugsflügelfläche) $S_{Ref}$	0,3 $\text{m}^2$
	Länge (Bezugsflügeltiefe) $l_\mu$	0,25 m
	Referenzzone	Strömungsgebiet (fluid)
Größen zur Beobachtung Konvergenz	Residuen	$10^{-6}$ für alle
	Auftriebsbeiwert $c_A$	$(-\sin(\alpha), 0, \cos(\alpha))$
	Widerstandsbeiwert $c_W$	$(\cos(\alpha), 0, \sin(\alpha))$
	Momentenbeiwert $c_m$	(0,1,0)
Lösung	Initialisierung: An den Velocity Inlets spezifizierten Druck übernehmen	ja
	Autospeichern	alle 100 Iterationen, 2 Speicherstände beibehalten
	Kalkulation starten: Anzahl der Iterationen	10.000
	Kalkulation starten: Berichtsintervall	10 Iterationen

TAB 2. Einstellungen zur Strömungsmodellierung und -simulation in Ansys Fluent

## 5. ERGEBNISSE

Die Visualisierung der Strömung an den Tragflächenenden erfolgt zunächst anhand eines Modells ohne Randleitwerke (BILD 5).

Durch die induzierten Wirbels am Tragflächenende wird eine tangentiale Geschwindigkeit  $V_t$  an den Tragflächenenden hervorgerufen. Diese Geschwindigkeit enthält die tangentialen Geschwindigkeitskomponenten gegenüber der Anströmrichtung  $v$  (Y-Komponente in Spannweitenrichtung) und  $w$  (Z-Komponente in Auftriebsrichtung).

$$(10) V_t = \sqrt{v^2 + w^2} / V$$

Die Gleichung (10) gibt die auf die Anströmgeschwindigkeit  $V$  normierte Tangentialgeschwindigkeit an.

Das nachfolgende Bild 5 veranschaulicht den Anstellwinkel und die Aufwindgeschwindigkeit  $w$  im Bereich des Tragflächenendes bei einer Anströmgeschwindigkeit  $V$  von 40 m/s.

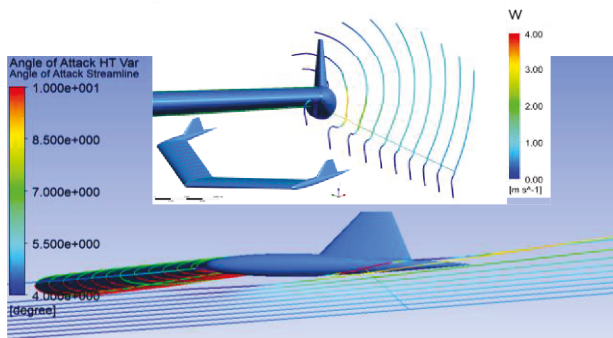


BILD 5. Visualisierung der Strömung an den Tragflächenenden ( $V=40$  m/s)

Im gesamten Bereich des Heckauslegers kann ein Aufwindfeld identifiziert werden.

Die Bestimmung der Staudruckverhältnisse am RLW kann anhand von Bild 6 nachvollzogen werden. Die Abbildung veranschaulicht nochmals die normierte Tangentialgeschwindigkeit im Bereich des Tragflächenendes. Zudem wird die normierte axiale Geschwindigkeit  $u/V$  dargestellt. Durch die Darstellung der Tangentialgeschwindigkeit in mehreren Ebenen wird das Wirbelsystem hervorgehoben. In Bild 6 (oben) ist gut zu erkennen, dass die Strömung an jeder Position  $x=0$  m (Ebene 1) bis  $x=0,8$  m (Ebene 5) eine, an der Strömungsgeschwindigkeit gemessenen, kleinen tangentialen Anteil besitzt. Am Heckausleger ist diese mit ca. 10 - 15% der Geschwindigkeit  $V$  am höchsten. Nach außen nimmt sie innerhalb eines Radius von ca. 0,2 m bis auf  $V_t \approx 0$  m/s ab. Am Seitenleitwerk (Ebene 2) vergrößert sich der Bereich der Tangentialgeschwindigkeit nach oben. Der Betrag und der seitliche Radius bleiben allerdings näherungsweise konstant. An der Spitze des Leitwerks bildet sich ein zweiter Wirbel aus (Ebene 3), der sich weiter stromabwärts mit dem Wirbel der Tragfläche verbindet (Ebene 4 & 5). In allen fünf Ebenen ist der Bereich mit einer Tangentialgeschwindigkeit von  $V_t \approx 0,04 \dots 0,06 \cdot V$  am größten und annähernd konstant.

Die axiale Geschwindigkeit, die in Bild 6 (unten) dargestellt ist, nimmt geringfügig ab. In Wandnähe wird sie aufgrund von Reibungseffekten um mehr als 5 % reduziert. Abseits des Heckauslegers ist die axiale

Komponente jedoch nur um 0 - 1 % verringert (2 - 5). Im Nachlauf ist der Umriss von Tragfläche und Seitenleitwerk als hellblaue Fläche zu erkennen. Diese symbolisiert eine um 2-4 % geringere Geschwindigkeit, da die Strömung zuvor Flächen umströmt und so Reibung erfahren hat.

Der Bereich, in dem sich das Randleitwerk befindet, weist eine um maximal 1% verringerte Geschwindigkeit auf.

Anhand der axialen Geschwindigkeit wird bereits deutlich, dass die Leitwerkswirksamkeit eines Tiperons im Vergleich zu einem konventionellen Leitwerk mit gleichem Hebelarm höher ist, da das Leitwerksvolumen gemäß Gleichung (6) proportional zum Dynamischen Druck  $\bar{q}_H \sim V_H^2$  am Leitwerk ist.

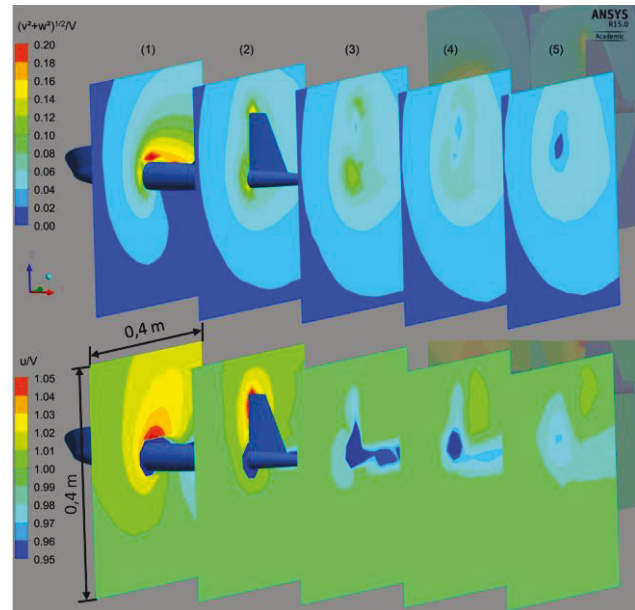


BILD 6. Normierte Tangential-(oben) und Axial-(unten) geschwindigkeit im Bereich des Randwirbels

Das Bild 7 zeigt im oberen Bildbereich nochmals die Stromlinien der Randumströmung zur Darstellung des Aufwindes  $w$  ( $V = 40$  m/s). Sie sind nach der Größe des Aufwindes  $w$  gegenüber der Anströmung gefärbt. Dadurch wird ersichtlich, dass der Aufwind in der Nähe des Heckauslegers bis zu  $w > 3$  m/s beträgt. Er ruft eine ortsabhängige Winkeldifferenz  $\Delta\alpha$  hervor, welche den Anstellwinkel in diesem Gebiet erhöht. Dieser Winkel wird im Folgenden Aufwindwinkel genannt.

Entgegen dieser Betrachtung ist in der Flugmechanik - angepasst für die klassischen Leitwerksanordnungen - der Abwindwinkel  $\alpha_w$  definiert, der sich lediglich im Vorzeichen unterscheidet. Der Aufwindwinkel erhält deshalb das Formelzeichen  $(-\alpha_w)$ .

Die schräg nach unten weisende Linie im oberen Bereich der Abbildungen 5 und 7 bildet in Lage, Länge und V-Stellung die 1/4-Linie des Randleitwerks vom Flugzeugentwurf P208.03 ab. Nach der Skeletttheorie befindet sich dort der Neutralpunkt eines Profils bei inkompressibler Anströmung. Deshalb werden alle flugmechanischen Größen des Höhenleitwerks an dieser Position ermittelt, so auch der Abwindgradient.

Der untere Bereich von Bild 7 stellt den Aufwindwinkel am Ort des Tiperons (25%-Linie) über mehrere Anstellwinkel des Flugzeugs dar. Dabei repräsentieren die Koordinaten  $y = 0$  m den Befestigungspunkt am Heckausleger und  $y \approx 0,2$  m die äußere Spitze des Tiperons.

Der Aufwindwinkel wird nach Gleichung (1) aus der Differenz zwischen den örtlichen Anstellwinkeln am Höhenleitwerk  $\alpha_H$  und der Anströmung  $\alpha$  gebildet. Die Erhöhung des Anstellwinkels bewirkt bis zu einem Wert von  $\alpha \approx 14^\circ$  eine stetige Steigerung des Aufwindwinkels. Die Steigung nimmt bei niedrigen Anstellwinkeln zu, erreicht bei ca.  $\alpha \approx 6^\circ$  ein Maximum und fällt anschließend wieder ab. Zudem variiert der Aufwind in Abhängigkeit des Ortes. Bild 7 verdeutlicht, dass der Aufwindwinkel nicht nur eine Funktion des Anstellwinkels ist, sondern auch des Ortes. Folglich ist auch der Abwindgradient, entgegen der vereinfachenden Betrachtung in der Flugmechanik, eine Funktion der beiden Größen.

In der Nähe des Heckauslegers ist der Aufwind stets am höchsten. Er sinkt mit steigendem Abstand asymptotisch, sodass an der Spitze ein deutlich geringer Aufwind herrscht als im Inneren des Höhenleitwerks.

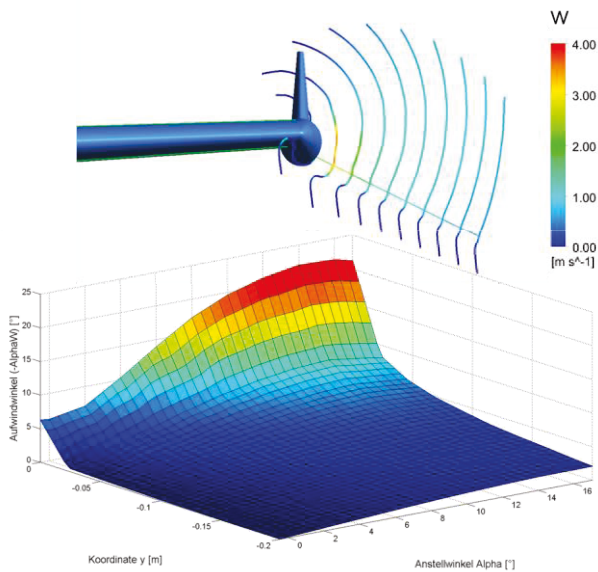


BILD 7. Aufwindwinkel ( $-\alpha_W$ ) in Relation zur Position auf der I/4-Linie und zum Anstellwinkel  $\alpha$

Die Flugmechanik betrachtet den Abwind bei Stabilitätsuntersuchungen im Vorentwurf üblicherweise als einzelne örtliche Größe am Höhenleitwerk. Diese Größe besitzt eine lineare Abhängigkeit zum Anstellwinkel. Der Proportionalitätsfaktor ist der Abwindgradient. Um die Ergebnisse der CFD-Analyse nun in eine flugmechanisch nutzbare Größe zu überführen und z.B. für Vergleichsuntersuchungen mit klassischen Leitwerksanordnungen zugänglich zu machen, wird der Aufwindwinkel  $\bar{\alpha}_W$  über das Längenintegral an der I/4-Linie gemittelt.

$$(11) \bar{\alpha}_W = \frac{1}{L} \int_L \alpha_W(L') dL' \quad (\text{gemittelter Aufwindwinkel})$$

Dadurch wird die örtliche Abhängigkeit allerdings vereinfachend ausgeblendet.

Somit ergibt sich der in Bild 8 dargestellte Verlauf des mittleren Abwindwinkels über den Anstellwinkel. Der Verlauf weist bei mäßigen Anstellwinkeln zwischen  $\alpha = 2^\circ$  und  $8^\circ$  einen annähernd linearen Zusammenhang auf. Abseits des Intervalls trifft die Annahme der Linearität nicht mehr zu. Dort weicht der Betrag der Steigung deutlich vom linearen Bereich ab. Der Gradient ist in einem Anstellwinkelbereich von  $\alpha = -6,2^\circ$  bis  $14,4^\circ$ , und damit über alle praktisch relevanten Anstellwinkel, negativ.

Sie wird mithilfe der Ableitung nach dem Anstellwinkel bestimmt und repräsentiert damit den Abwindgradienten  $\partial \bar{\alpha}_W / \partial \alpha$ . Das negative Vorzeichen drückt eine Aufwindsteigerung bei zunehmendem Anstellwinkel aus. Dies führt zu einer überproportionalen Zunahme des Anstellwinkels am Höhenleitwerk im Vergleich zum Anstellwinkel des Flugzeugs. Die Wirksamkeit des Leitwerks ( $1 - \partial \bar{\alpha}_W / \partial \alpha$ ) ist folglich größer als Eins.

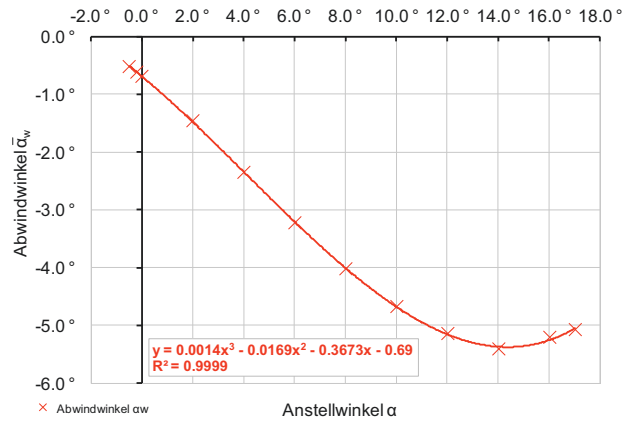


BILD 8. Abwindwinkel  $\bar{\alpha}_W$  in Abhängigkeit des Anstellwinkels  $\alpha$

Für die maximale Leitwerkswirksamkeit muss der Abwindgradient minimal werden (vgl. Gleichung 8). Dieses Minimum wird rechnerisch bei einem Anstellwinkel von  $\alpha = 4,096^\circ$  erreicht, der dem Flugzustand des geplanten Flugmodells bei  $V = 40$  m/s mit einem Anstellwinkel von  $\alpha = 4^\circ$  bei einer Flugzeugmasse von  $m = 7,6$  kg entspricht. Der Gradient beträgt dort  $\partial \bar{\alpha}_W / \partial \alpha = -0,44$ . Der Wirksamkeitsfaktor nimmt damit einen Wert von beeindruckenden 1,44 an.

Durch die erhöhte Wirksamkeit des Leitwerks, zum einen durch die günstigen Staudruckverhältnisse, zum anderen durch den hohen Wirksamkeitsfaktor, kann das Leitwerksvolumen bei gleichbleibender Statischer Längsstabilität verkleinert werden. Mit der Verkleinerung der Leitwerksfläche  $S_H$  kann so z.B. der Nullwiderstand reduziert werden. Da der Wirksamkeitsfaktor um mindestens 44% wächst, kann die Leitwerksfläche mindestens  $(1 - 1 / 1,44) \approx 30\%$  gegenüber einem konventionellen Leitwerk verkleinert werden.

Für die Bestimmung von Kräften und Momenten wird das bisherige Modell um ein Höhenleitwerk erweitert. Es weist einen Einstellwinkel auf, der von dem Flugzustand des Flugzeugs abhängt.



BILD 9. Flugzeugmodell mit einem Einstellwinkel  $\epsilon_H = -6,4^\circ$  am Randleitwerk

Mit diesem Modell wurden der getrimmte Auftrieb und der Widerstand jeweils für die Flügel-Rumpf-Anordnung und die Leitwerke sowie der Neutralpunkt des Gesamtflugzeugs bestimmt.

Getrimmt wird mithilfe des Einstellwinkels  $\epsilon_H$  am Leitwerk. Die Derivative  $C_{A\alpha}$  und  $(C_{A\alpha})_{FR}$ , die Nullmomentenbeiwerte  $C_{m0}$  und  $(C_{m0})_{FR}$  und die Nullauftriebsrichtung der Flügel-

Rumpf-Kombination  $(\alpha_0)_{FR}$  beschreiben das Flugzeug aus flugmechanischer Sicht ausreichend, um schließlich getrimmte Flugzustände zu bestimmen.

- Derivativ  $C_{A\alpha} = 4,17$
- Derivativ  $(C_{A\alpha})_{FR} = 3,66$
- Nullmomentenbeiwert  $C_{m0} = 0,04$
- Nullmomentenbeiwert  $(C_{m0})_{FR} = -0,01$
- Nullanstellwinkel  $(\alpha_0)_{FR} = -0,05^\circ$

Das Bild 10 zeigt grundlegend die stark nach vorne geneigte Resultierende aus Auftrieb  $A_H$  und Widerstand  $W_H$  am Höhenleitwerk aufgrund der Anströmung von unten. Es veranschaulicht eine potentielle Schubkomponente des Auftriebs und eine Auftriebskomponente des Widerstands.

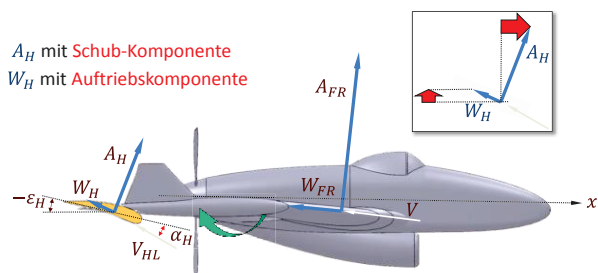


BILD 10. Kräfte am Höhenleitwerk

Sofern sich das Höhenleitwerk im Aufwind befindet, existiert demzufolge eine Saugkraftkomponente, welche den Widerstand reduziert.

Aus der Momentenbilanz Gleichung (4) ist unmittelbar ersichtlich, dass je weiter der Schwerpunkt nach hinten verlegt werden kann, der Auftrieb am Höhenleitwerk umso größer wird.

Die Schwerpunktlage wird – wie weiter oben erläutert – nach hinten durch den Neutralpunkt (inklusive dem geforderten Stabilitätsmaß) begrenzt.

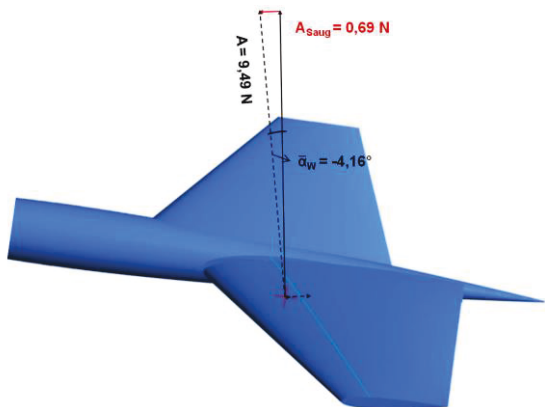


BILD 11. Kräfte am Höhenleitwerk

Die erhöhte Wirksamkeit der RLW-Konfiguration – und dem damit verbundenen weiter hinten liegenden Neutralpunkt – kann somit auch dazu genutzt werden, den möglichen Schwerpunktbereich weiter nach hinten auszudehnen als dies bei einer klassischen Leitwerksanordnung bei gleichem Leitwerksvolumen möglich wäre. Damit ist ein Erzielen von Auftrieb am Höhenleitwerk im Vergleich zur klassischen Konfiguration

bereits bei deutlich kleineren Auftriebsbeiwerten  $C_A$  möglich. Um dieses Potential besser einschätzen zu können, ist geplant, aufbauend auf den hier gewonnenen Ergebnissen ein Auslegungsprogramm zu erstellen, mit dem die Randleitwerke dimensioniert werden können.

Zur weiteren Illustration zeigt Bild 11 konkrete Ergebnisse anhand des untersuchten getrimmten Modells. Die Abbildung dokumentiert beispielhaft den Flugzustand bei einer Flächenbelastung von  $560 \text{ N/m}^2$  mit einem Anstellwinkel von  $\alpha = 8,4^\circ$  und der Einstellwinkel  $\epsilon_H = -8,7^\circ$ . Bei diesem Flugzustand beträgt der Abwindwinkel  $\bar{\alpha}_w = -4,16^\circ$ . Die Abbildung verdeutlicht das Auftreten einer Saugkraftkomponente des Auftriebs  $A_{Saug}$ , welche mit dem Aufwindwinkel über den Zusammenhang  $A_{Saug} = A \cdot \sin(-\bar{\alpha}_w)$  verknüpft ist.

Neben der Untersuchung der Anströmung des Höhenruders wurden zudem die Auswirkungen der Randumströmung auf das Seitenleitwerk untersucht. Wie bei Winglets kommt es durch die Schräganströmung auch hier zu einer Widerstandsreduzierung.

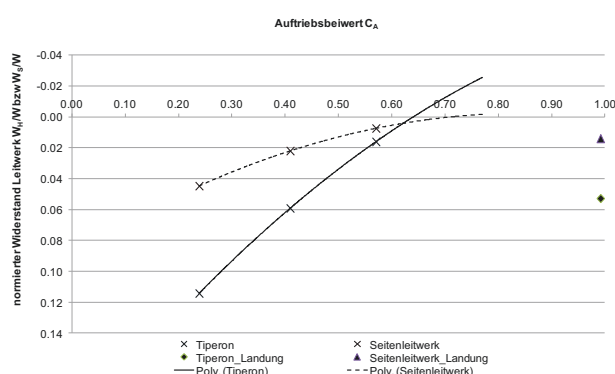


BILD 12. Widerstand bzw. Saugkraft am Höhenleitwerk

Wird der Flugzustand über verschiedene Auftriebsbeiwerte variiert, können die Ergebnisse in Analogie zu Untersuchung der University of Calgary [3] gemäß Bild 12 dargestellt werden, wobei der Widerstand bzw. die Saugkraftkomponente auf den Widerstand des Gesamtflugzeugs normiert und über den Auftriebsbeiwert des Gesamtflugzeugs aufgetragen ist.

Die normierten Widerstände des Höhen- und Seitenleitwerks nehmen mit Erhöhung des Auftriebsbeiwertes ab. Jedoch entwickelt sich im Gegensatz zu den Ergebnissen der University of Calgary noch keine positive Saugkraft, die den Widerstand des jeweiligen Leitwerks vollständig aufhebt. Durch Extrapolation der Regressionskurve ergibt sich erst ab einem Auftriebsbeiwert von zirka  $C_A \approx 0,65$  beim Tiperon und zirka  $C_A \approx 0,7$  beim Seitenleitwerk eine positive Saugkraft an den Leitwerksanteilen. Der Punkt, an dem der Widerstand sich in eine Saugkraft umkehrt, wird deutlich später erreicht als bei den Untersuchungsergebnissen der University of Calgary ( $C_A \approx 0,5$ ).

Die Abweichung in den Ergebnissen kann auf die unterschiedlichen Flugzeugkonfigurationen zurückgeführt werden. Aufgrund unterschiedlicher Streckungen, Leitwerkshebelarme und Heckausleger sind die Ergebnisse nicht zwingend vergleichbar.

Die Abnahme des Widerstands mit Erhöhung des Auftriebes belegt, dass eine Saugkraftkomponente des Auftriebes vorhanden ist.

## 6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die von Dr. Richard Vogt und seinem Team vorgeschlagene Flugzeugkonfiguration mit Randleitwerken war eine der außergewöhnlichsten und innovativsten Flugzeugentwürfe seiner Zeit. Sie weist als besonderes Merkmal ein Höhenleitwerk an den Tragflächenenden auf, welches am Institut für Flugsysteme ISF der UniBwM auch als Tiperon bezeichnet wird.

Diese Konfiguration erscheint insbesondere vor dem Hintergrund der heutigen Aktivitäten zur Widerstandsminimierung an Luftfahrzeugen interessant. Das beträchtliche Potential zur Widerstandsreduzierung resultiert aus der Lage des Tiperons im Aufwind des induzierten Wirbels, welche zum einen die Leitwerkswirksamkeit erhöht und zum anderen eine Saugkraftkomponente des Auftriebes am Leitwerk bewirkt.

Im Verlaufe dieser Arbeit werden diese beiden Effekte untersucht und das Potential zur Widerstandsreduzierung bestimmt. Dafür wird die Methode der Numerischen Strömungsanalyse angewendet und verschiedene Programme der Firma Ansys genutzt. Die Arbeit bildet damit die Grundlage für die Leitwerksauslegung und -optimierung, welche zukünftige Arbeiten thematisieren werden und unterstützt den Aufbau eines Flugmodells mit der anschließend geplanten Flugerprobung.



BILD 13. Studie zur Sensorintegration in eine RLW-Konfiguration

Die Untersuchungen belegen, dass die Leitwerkswirksamkeit gegenüber einer konventionellen Flugzeugkonfiguration beträchtlich erhöht ist.

Gegenüber einer konventionellen Auslegung mit gleichem Leitwerkshebelarm kann die Leitwerksfläche und damit einhergehend der Nullwiderstandsanteil des Leitwerks um mindestens 30% verringert werden.

Die Saugkraftkomponente wird ebenfalls durch den Aufwind hervorgerufen. Sofern Auftrieb am Tiperon erzeugt wird, ist die widerstandsreduzierende Saugkraft vorhanden. Ab einem Auftriebsbeiwert von  $C_A \approx 0,65$  übersteigt diese Komponente sogar den Widerstand des Leitwerks, sodass das Tiperon effektiv Schub generiert. An dem Seitenleitwerk am Tragflächenende stellt sich ebenfalls ab einem Auftriebsbeiwert von  $C_A \approx 0,7$  eine Schubkomponente ein, die allerdings sehr gering ist. Alles in allem belegt diese Arbeit das enorme Potential zur Widerstandsreduzierung.

Aufgrund der vielversprechenden Ergebnisse und weiteren Vorteilen gegenüber klassischen Konfigurationen, wie einer geringen gespülten Oberfläche, der Möglichkeit die Landeklappen über die gesamte Flügellänge auszuführen sowie die einfache Sensorintegration in der Nase (vgl. Bild 13), stellt diese

Konfiguration eine ausgesprochen interessante Alternative zur klassischen Drachen-Konfiguration für zukünftige sensortragende UAVs dar.

## 7. SCHRIFTTUM

- [1] Blohm & Voss "Blohm und Voss Jet Airplanes." National Air and Space Museum, German/Japanese Captured Air Technical Documents Microfilms Hamburg, Germany, 1944-45.
- [2] Blohm & Voss, Kurzbeschreibung P208 Schnell-Jäger mit Heckschraube und DB 603L, Blohm & Voss Flugzeugbau, Hamburg, Germany, November 1944.
- [3] Kentfield, John A.C; Aircraft with outboard horizontal stabilizers, history, current status, development potential. In: Progress in Aerospace Sciences 845), 2009, S. 169-202
- [4] Tipton, Brian, "The Preliminary Design Analysis of a Unique Semi-tailless Aircraft Configuration," Masters Thesis, University of Oklahoma, Norman, OK, 1995.
- [5] Muller K. W., Analysis of a semi-tailless aircraft design. MSc dissertation, US Navy Post-Graduate School, Monterey, California, 2002.
- [6] Trost A., Analyse von "Tiperons" zur Widerstandsreduzierung mittels Numerischer Strömungssimulation, Masterarbeit LFT 14/01, Universität der Bundeswehr München, 2014
- [7] Xaver X., Sachs G; Flugmechanik – Moderne Entwurfs- und Steuerkonzepte, Springer, 3. Auflage, 1993
- [8] Schwarze, Rüdiger; CFD-Modellierung – Grundlagen und Anwendungen bei Strömungsprozessen, Springer, 2013