

FLUGDYNAMISCHE UNTERSUCHUNG EINER LUFTFAHRZEUGKONFIGURATION MIT RANDLEITWERKEN (TIPERONS)

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

Zusammenfassung

An der Universität der Bundeswehr München wird eine unkonventionelle Luftfahrzeugkonstruktion mit Randleitwerken (RLW) untersucht, bei der das Höhenleitwerk aus dem Abwind des Tragflügels in den induzierten Aufwind der Randwirbel an den Tragflächenenden verlagert wird (vgl. Bild 1). Mit dieser Maßnahme wird die Leitwerkseffektivität erhöht und der Flugwiderstand vermindert. In dieser Arbeit wird am Beispiel der Blohm & Voss P208 zunächst auf die Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte und Derivative eingegangen, die über zwei unabhängige Modelle ermittelt wurden. Zum einen wird eine semi-empirische Methode vorgestellt, die sich an die Vorgehensweise und Vorentwurfs-Methoden des DATCOM anlehnt. Zum anderen wird parallel dazu die RLW-Konfiguration mit einem Wirbelgitterverfahren (XFLR5) analysiert und die Ergebnisse beider Methoden gegenübergestellt. Ausgangspunkt für die weitere Untersuchung der Längs- und Seitenbewegung ist das um den Bezugsflugzustand linearisierte Zustandsraummodell. Das Eigenverhalten einer Luftfahrzeugkonfiguration mit Randleitwerken wird analysiert und zum Vergleich klassischen Konfigurationen gegenübergestellt. Abschließend werden konstruktive Änderungen zur weiteren Verbesserung der Eigendynamik von RLW-Konfigurationen diskutiert.

1. STAND DER FORSCHUNG

Die von Dr. Richard Vogt und seinem Team in den 1940iger Jahren 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 (IFS) der UniBwM auch als Tiperon bezeichnet wird. [2],[3]

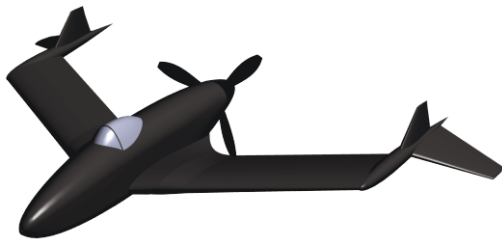


BILD 1. Blohm & Voss P208.03 in der dreidimensionalen Ansicht

Diese Konfiguration erscheint insbesondere vor dem Hintergrund der heutigen Aktivitäten zur Widerstandsminimierung an Luftfahrzeugen interessant. Die Verlagerung des Höhenleitwerks aus dem Abwindfeld des Hauptflügels in den induzierten Aufwind der Randwirbel an den Tragflächenenden erhöht die Leitwerkseffektivität und schafft damit die Möglichkeit, die Leitwerksgröße und folglich den Widerstand des Luftfahrzeuges zu minimieren. Ein weiterer potentieller Vorteil der Randleitwerke (RLW) ist eine aerodynamische Kraftkomponente in Schubrichtung, falls das infolge des Randwirbel-Aufwinds negativ eingestellte Leitwerk Auftrieb produziert (vgl. Bild 2 und [10]). Darüber hinaus ist das im Bereich der sensorbasierten und rechnergestützten Umweltinterpretation tätige Institut

für Flugsysteme (IFS) an der Nutzung einer RLW-Konfiguration als Sensorplattform für Aufklärungsmissionen interessiert. Durch die Verlagerung der Leitwerke bietet der hintere Rumpfbereich ausreichend Raum für den Heckantrieb mit Druckpropeller, wodurch in der Flugzeugnase eine optimale Sensorintegration möglich wird.

Des Weiteren ermöglicht die Pfeilflügel-Konstruktion auch im Kurvenflug freie Sicht auf aufzuklärende Objekte.

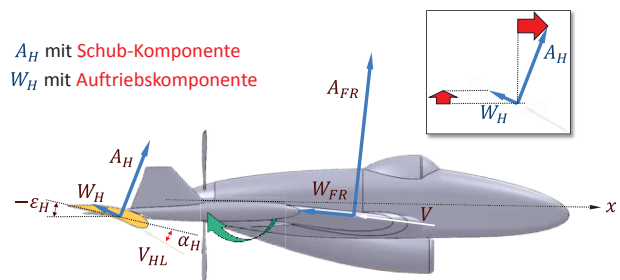


BILD 2. Kräfte am Höhenleitwerk

Bisherige Studien der University of Calgary in Kanada befassten sich in breiten Versuchsreihen von Wind- und Wasserkanalmessungen mit der aerodynamischen Güte von verschiedenen Luftfahrzeugen in RLW-Konfiguration. Es konnten zum Teil vielversprechende Widerstandsvorteile im Vergleich zu konventionellen Leitwerksanordnungen nachgewiesen werden [5]. Auch in [6] konnten sowohl ein positiver Widerstandseffekt als auch eine erhöhte Leitwerkseffektivität infolge des Aufwinds bzw. eines negativen Abwindgradienten nachgewiesen werden.

Das Institut für Flugsysteme (IFS) an der Universität der Bundeswehr München befasst sich mit der systematischen Untersuchung von Flugzeugkonfigurationen mit

Randleitwerken. Eine erste Arbeit thematisierte bereits die Widerstandsreduzierung der RLW speziell anhand der P208 [10],[12]. Mit Hilfe von numerischen Strömungsanalysen (Computational Fluid Dynamics) wurde das Aufwindfeld an den Flügelspitzen bei verschiedenen Anstellwinkeln des Tragflügels charakterisiert und insbesondere die Auswirkungen auf die statische Stabilität dieser unkonventionellen Konfiguration untersucht. Thema dieser Veröffentlichung ist nun die systematische Untersuchung der Flugdynamik von RLW-Konfigurationen, welche in den Entwurf von angepassten Flugreglern zur Verbesserung der dynamischen Eigenschaften des Luftfahrzeuges münden sollen. Eine bisherige Studie der Naval Postgraduate School in Monterey, Kalifornien zeigte bereits, dass die Eigenbewegungsformen der P208, welche aus einer rechnergestützten Wirbelgittermethode in Verbindung mit historischen Daten von Blohm & Voss bestimmt wurden, zum Teil zu schwach gedämpft sind [8].

2. BESTIMMUNG DES AERODYNAMISCHEN MODELLS VON RLW-KONFIGURATIONEN

Die Bestimmung der Eigenbewegungsformen und der Vergleich mit Luftfahrtspezifikationen impliziert die Notwendigkeit zum Aufbau eines dynamischen Flugmodells inklusive einer angemessenen aerodynamischen Modellierung. Dazu wurde das aerodynamische Modell der P208 einerseits mit Hilfe von XFLR5, einem quelloffenen rechnergestützten Simulationswerkzeug der Aerodynamik, bestimmt.

Zudem wird die Aerodynamik von RLW-Konstruktionen in dieser Arbeit ebenfalls mit Hilfe von Handbuchmethoden beschrieben, welche unter Nutzung von analytischen und empirischen Gleichungen auch Ursachen und Zusammenhänge zwischen dynamischen und konstruktiven Eigenschaften der RLW-Konfiguration liefern. Dies erlaubt analytisch Derivate der P208 abzuleiten, um auf konstruktivem Weg die Flugdynamik aber auch die Flugleistung zu verbessern.

Tabelle 1 stellt die in dieser Arbeit verwendeten Derivative bzw. Nullbeiwerte und somit die Abhängigkeiten der aerodynamischen Kräfte und Momente zusammen.

	α	$\dot{\alpha}$	q	η	β	p	r	ξ	ζ	00
W	$C_{W\alpha}$									C_{W00}
A	$C_{A\alpha}$			$C_{A\eta}$						C_{A00}
M	$C_{m\alpha}$	$C_{m\dot{\alpha}}$	C_{mq}	$C_{m\eta}$						C_{m00}
Q					$C_{Q\beta}$			$C_{Q\xi}$	$C_{Q\zeta}$	
L					$C_{l\beta}$	C_{lp}	C_{lr}	$C_{l\xi}$	$C_{l\zeta}$	
N					$C_{n\beta}$	C_{np}	C_{nr}	$C_{n\xi}$	$C_{n\zeta}$	

TAB 1. Zusammenstellung der aerodynamischen Derivative und Nullbeiwerte

2.1. Handbuchmethoden zur aerodynamischen Modellierung von RLW-Konfigurationen

Die wohl bekannteste und erfolgreichste Möglichkeit zur Bestimmung von flugdynamischen Derivativen erfolgt mit Hilfe des erstmals 1960 veröffentlichten USAF Stability and Control DATCOM der McDonnell Douglas Corporation [7]. Hierbei handelt es sich um eine systematische Sammlung von Methoden zur Abschätzung von Stabilitäts- und Steuerderivativen, welche bis auf den gegebenen Flugzustand und die Geometrien des Flugzeugs keine weiteren Informationen benötigen. Es eignet sich somit bestens für die Nutzung in der Entwurfs- bzw.

Konzeptphase, über welche diese Studie nicht hinausgehen soll.

Die DATCOM-Methoden erlauben (nur) die Untersuchung klassischer Leitwerksanordnungen im Abwind des Hauptflügels und sehen zudem weder Doppelleitwerke noch eine negative V-Stellung des Höhenleitwerks vor. Daher müssen für die zu untersuchende RLW-Konfiguration die DATCOM-Methoden erweitert bzw. angepasst werden. Dies soll im Folgenden beispielhaft anhand von zwei einfacheren Derivativen, jeweils eines der Längsbewegung und eines der Seitenbewegung, verdeutlicht werden.

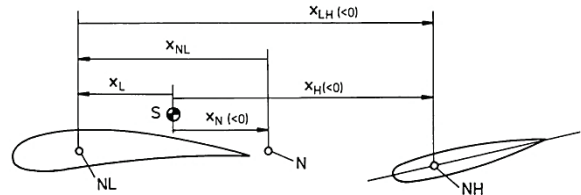


BILD 3. Momentengleichgewicht des Gesamtflugzeuges [1, Abb. 3.16]

Das Stabilitätsderivativ $C_{m\alpha}$ beschreibt die Abhängigkeit des Momentenbeiwertes C_m vom Anstellwinkel α und bestimmt somit die Längsstabilität des Flugzeuges. Es kann mit Glg. (1) aus [1, 3.2.3], welche erneut aufgrund der hohen V-Stellung des Leitwerks v_H (vgl. Bild 4) korrigiert wurde, bestimmt werden.

$$(1) \quad C_{m\alpha} = (C_{A\alpha})_L \frac{x_N}{\bar{c}}$$

$$C_{m\alpha} = (C_{A\alpha})_L \left[\frac{x_L}{\bar{c}} + \frac{x_H}{\bar{c}} \frac{q_H}{q} \frac{S_H}{S} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \frac{(C_{A\alpha})_H}{(C_{A\alpha})_L} \cos^2 v_H \right]$$

Die Gleichung beinhaltet die Lage des Gesamtnutralpunktes in Relation zum Schwerpunkt x_N , welcher für ein natürlich stabiles Flugzeug stets hinter dem Schwerpunkt liegen muss. Es sind nur die primär wirkenden aerodynamischen Kräfte des Tragflügels und Höhenleitwerkes in der Gleichung vertreten. Die Hilfsgrößen zur Beschreibung der veränderten Leitwerksströmung werden für das Staudruckverhältnis $q_H/q = 1$ sowie die Änderung des Abwindwinkels ε mit dem Anstellwinkel $\varepsilon_\alpha = -0.35$ gesetzt [vgl. 10,12]. Durch das negative Vorzeichen der Ableitung des Abwindwinkels ε_α erhöht sich die Längsstabilität des Flugzeugs. Hier liegt einer der Vorteile der RLW-Leitwerksanordnung, da sie bei gleicher Leitwerkfläche und gleicher Schwerpunktlage auf natürliche Weise stabiler ist [10].

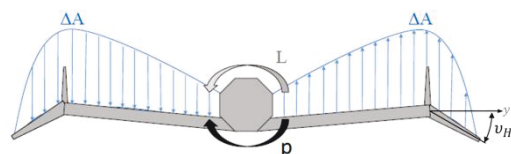


BILD 4. Zusatzauf- bzw. Abtrieb am Tragflügel infolge einer Rollgeschwindigkeit

Der Einfluss der Rollgeschwindigkeit p hat einen wesentlichen Einfluss auf die Momentenbeiwerte der Seitenbewegung. Aufgrund der hohen Entfernung des Leitwerks zur Drehachse besitzt auch das Höhenleitwerk einen wesentlichen Einfluss auf die Rolldämpfung. Da die Ausdehnung des Leitwerks in y-Richtung jedoch gering ist, wird hier vereinfachend eine konstante Anstellwinkeländerung von $\Delta\alpha = \pm \frac{p}{v} y_H$ angenommen. Das zugehörige

Derivativ lässt sich dann mit der folgenden Gleichung abschätzen:

$$(2) \quad (C_{lp})_H = -\left(\frac{y_H}{b/2}\right)^2 \frac{q_H S_H}{q S} (C_{A\alpha})_H \cos^2 \nu_H$$

Systematisch wurden so alle weiteren relevanten Derivative bestimmt, die zur Beschreibung des aerodynamischen Modells notwendig sind.

2.2. Aerodynamische Modellierung mit einem Wirbelgitterverfahren (XFLR5)

Allgemeingültige, rechnergestützte Algorithmen, die die Flugdynamik von Luftfahrzeugen in einem akzeptablen Verhältnis von Rechenzeit und aerodynamischer Genauigkeit qualitativ und quantitativ beschreiben können, sind von Vorteil und den Handbuchmethoden in der Entwurfs- bzw. Konzeptphase speziell bei vergleichenden Untersuchungen überlegen. Um dieser Anforderung nachzukommen, fand die OpenSource-Software XFLR5 in dieser Studie ihre Anwendung. Mit dem Programm sind zum einen der Entwurf und die Analyse von subsonischen Flügelprofilen auf Basis einer erweiterten Panelmethode möglich. Zum anderen bietet es auch Möglichkeiten zum Entwurf von dreidimensionalen Flügeln und Flugzeugkonstruktionen, welche mit Hilfe einer nichtlinearen Traglinientheorie, linearen Wirbelgittermethoden oder 3D-Panelverfahren analysiert werden können. Dank der Verwendung der dreidimensionalen Analyseverfahren in einer Stabilitäts- und Steueranalyse bietet XFLR5 neben Werkzeugen zur Flugleistung auch die Mittel zur Bestimmung der aerodynamischen Modell-Derivative.

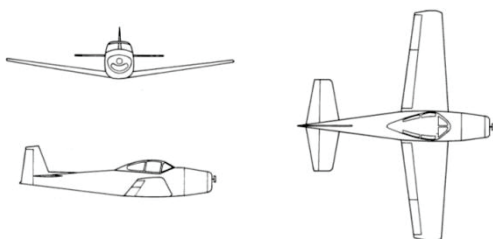


BILD 5. Dreiseitenansicht North American L-17 Navion

Um die Ermittlung von aerodynamischen Stabilitätsderivativen mit Hilfe von XFLR5 zu verifizieren, wird ein Modell der ab 1946 gebauten North American L-17 Navion angefertigt und simuliert. Diese wurde aufgrund ihrer guten Projektierung von Stabilitätsberechnungen ausgewählt [9]. Der Bezugsflugzustand befindet sich auf Meereshöhe und bei einer Geschwindigkeit von TAS = 54m/s.

Derivative	NASA-CR	XFLR5	Derivative	NASA-CR	XFLR5
C_W	0.05	0.02	$C_{Y\beta}$	-0.564	-0.217
$C_{W\alpha}$	0.33	0.24	$C_{l\beta}$	-0.074	-0.069
C_A	0.415	0.407	C_{lp}	-0.410	-0.426
$C_{A\alpha}$	4.44	4.30	C_{lr}	0.107	0.110
$C_{m\alpha}$	-0.683	-1.002	$C_{n\beta}$	0.070	0.082
C_{mq}	-9.96	-9.25	C_{np}	-0.058	-0.063
$C_{m\dot{\alpha}}$	-4.46	-	C_{nr}	-0.125	-0.108
Höhenruder			Seitenruder		
$C_{A\eta}$	0.355	0.396	$C_{Y\zeta}$	0.157	0.148
$C_{m\eta}$	-0.923	-1.010	$C_{l\zeta}$	0.012	0.005
			$C_{n\zeta}$	-0.072	-0.077
			Querruder		
			$C_{l\xi}$	-0.134 ²	-0.208
			$C_{n\xi}$	-0.003	-0.001

TAB 2. Stabilitäts- und Steuerderivative der L-17 Navion im Vergleich

Im Allgemeinen kann man von einem guten Analyseergebnis sprechen. Ein Großteil der Derivative wird sehr genau bestimmt ($\Delta C_{xx}/C_{xx} < 10\%$). Die größten Abweichungen weisen die Längsstabilität $C_{m\alpha}$ mit $\Delta C_{m\alpha}/C_{m\alpha} \approx 50\%$ und der Querkraftanstieg $C_{Y\beta}$ mit $\Delta C_{Y\beta}/C_{Y\beta} \approx 60\%$ auf.

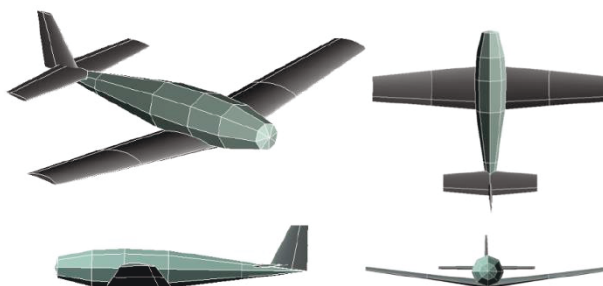


BILD 6. Dreiseitenansicht des XFLR5-Modells der North American L-17 Navion

Obwohl ein Großteil der Derivative recht genau bestimmt werden konnte, empfiehlt sich stets eine kritische Diskussion der Zahlenwerte und, falls möglich, ein Vergleich mit möglichen Handbuchmethoden, wie es in dieser Studie am Beispiel der P208 durchgeführt wurde.

3. DYNAMISCHE FLUGEIGENSCHAFTEN DER BLOHM & VOSS P208

Die P208 wurde ebenfalls als XFLR5-Modell modelliert und ist in Bild 9 als Dreiseitenansicht dargestellt (vgl. Tab. 10).

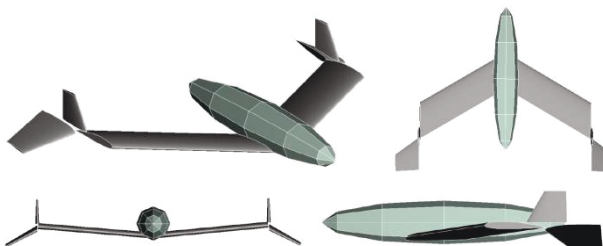


BILD 7. Dreiseitenansicht des XFLR5-Modells der Blohm & Voss P208

Die nachfolgende Abbildung zeigt beispielhaft eine XFLR5-Ergebnisdarstellung aus der Studie.

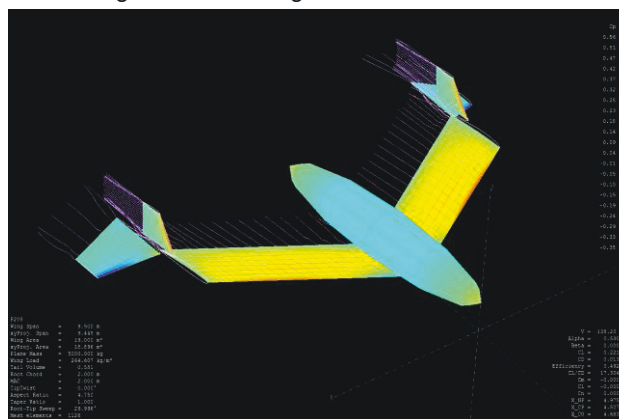


BILD 8. XFLR5-Ergebnisdarstellung (Druckverteilung) der Blohm & Voss P208

Vergleicht man die Ergebnisse der unterschiedlichen Methoden zur Bestimmung der Modellderivative im Bezugsflugzustand (Höhe 0, TAS 140 m/s) (vgl. Tabelle 3),

lässt sich im Allgemeinen ein ähnliches Resultat feststellen. Besonders die Derivative der Längsbewegung stimmen überraschend gut überein. Die größte Abweichung ergibt sich in der Nickdämpfung C_{mq} von rund 30%. Als eine Fehlerursache wird der bei dem Handbuch-Verfahren vernachlässigte Einfluss des Rumpfes, welcher einen dämpfenden Anteil in der Nickbewegung erzeugt, angesehen.

Derivative	Handbuch	XFLR5
C_W	0.016	0.013
C_A	0.215	0.219
$C_{W\alpha}$	0.129	0.106
$C_{A\alpha}$	3.69	3.28
$C_{m\alpha}$	-0.444	-0.478
C_{mq}	-1.23	-1.59
$C_{m\dot{\alpha}}$	0.25	-
Höhenruder		
$C_{A\eta}$	0.305	0.340
$C_{m\eta}$	-0.497	-0.515
Derivative		
$C_{Q\beta}$	-0.246	-0.315
$C_{l\beta}$	-0.108	0.049
$C_{n\beta}$	0.141	0.145
C_{lp}	-0.994	-1.31
C_{np}	-0.229	-0.214
C_{lr}	0.028	-0.042
C_{nr}	-0.095	-0.135
Seitenruder		
$C_{Q\zeta}$	0.158	0.143
$C_{l\zeta}$	0.0149	-0.0135
$C_{n\zeta}$	-0.0810	-0.0831
Querruder		
$C_{Q\xi}$	0.176	0.173
$C_{l\xi}$	-0.348	-0.320
$C_{n\xi}$	-0.131	-0.116

TAB 3. Stabilitätsderivative der Längs- (links) und Seitenbewegung (rechts)

In der Seitenbewegung fallen die Unterschiede bei $C_{l\beta}$, C_{lr} und $C_{l\zeta}$ auf. Das Schiebe-Rollmoment $C_{l\beta}$ wurde handbuchgemäß mit den primären Einflüssen vom Tragflügel (Index L) und Höhenleitwerk (Index H) berechnet. Diese Anteile heben sich betragsmäßig jedoch nahezu auf ($(C_{l\beta})_L = -0.283$, $(C_{l\beta})_H = -0.174$) und sekundäre Einflüsse gewinnen an Bedeutung. Ein solcher sekundärer Einfluss ist die Flügel-Rumpf-Anordnung, welche bei Tiefdeckern einen positiven Anteil ($C_{l\beta} > 0$) erzeugt.

Ähnlich verhalten sich die Anteile von Flügel und Höhenleitwerk bei der Handbuchberechnung des Gier-Rollmomentes ($(C_{lr})_L = 0.163$, $(C_{lr})_H = -0.141$). Die Differenz der Beträge wird als so gering eingestuft, dass sie im Fehler der Handbuchberechnung des Gier-Rollmomentes untergeht ($C_{lr} \approx 0$).

Zuletzt ist eine grobe Abweichung in den Seitenruder-Rollmomenten $C_{l\zeta}$ festzustellen. Bei der Berechnung mit Hilfe der flugmechanischen Gleichungen ist lediglich das Rollmoment, welches durch die positive Seitenkraft $C_{Q\zeta}$ und den Hebelarm z_V erzeugt wird, betrachtet worden. Zudem macht sich jedoch ein komplexerer Zusammenhang bemerkbar, welcher durch den hohen Hebelarm y_H des Höhenleitwerkes an Relevanz gewinnt und mit Handbuchmethoden schwer modellierbar ist. Die doppelten Seitenleitwerke erzeugen durch ihren Pendelausschlag ein antisymmetrisches Druckfeld auf der Oberseite des Höhenruders. Dieses eher geringe Druckfeld erzeugt über den hohen Hebelarm y_H ein merkliches, negatives Rollmoment $(C_{l\zeta})_H < 0$.

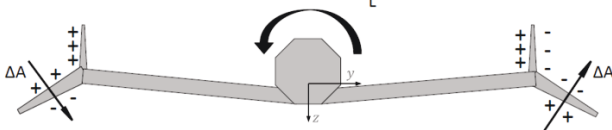


BILD 9. Stabilitätsderivative der Längs- und Seitenbewegung

3.1. Konventionelle Vergleichsflugzeuge

Um die Besonderheiten des dynamischen Verhaltens einer RLW-Konfiguration zu klären, wurden zwei Vergleichsflugzeuge entworfen, welche eine konventionelle Flugzeugkonfiguration aufweisen und einen aussagekräftigen Vergleich ermöglichen.

Ein Vergleich der P208 mit einem Luftfahrzeug, welches eine reine Verschiebung der Leitwerke in Richtung der Querachse zurück zum Flugzeugrumpf aufweist, stellt die dynamischen Unterschiede, welche nur auf die RLW zurückzuführen sind, am besten heraus. Zu diesem Zweck wurde die in Bild 10 dargestellte Konfiguration modelliert, welche im weiteren Verlauf der Arbeit als konventionelles Vergleichsflugzeug A bezeichnet wird.

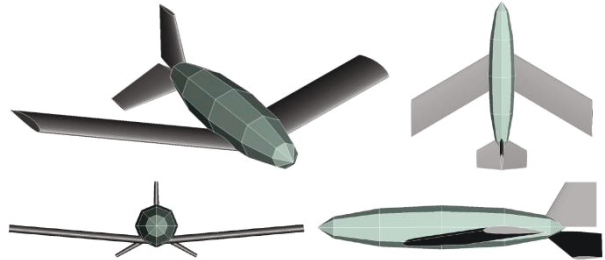


BILD 10. Dreiseitenansicht des Vergleichsflugzeugs A

Version A (KP VA) weist jedoch konstruktive Eigenschaften auf, welche hauptsächlich der RLW-Anordnung geschuldet sind. Dies sind insbesondere der Rechteckflügel aufgrund der benötigten Torsionssteifigkeit und die Flügelpfeilung zur Erhöhung des Leitwerkhebelarmes. Auch der Einfluss dieser beiden Parameter auf die Eigendynamik soll im Verlauf des Kapitels mit Hilfe eines weiteren Vergleichsflugzeuges, welches im folgenden Verlauf als Version B (KP VB) bezeichnet wird und in Bild 11 dargestellt ist, untersucht werden.

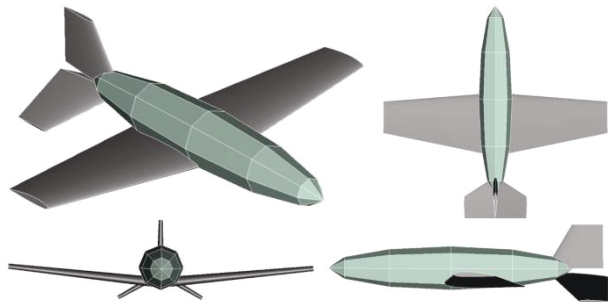


BILD 11. Dreiseitenansicht des Vergleichsflugzeugs A

Sowohl Version A als auch Version B weisen einen mit der P208 identischen Rumpf und eine identische Schwerpunktlage auf. Darüber hinaus ist auch der Tragflügel von Version A mit dem der P208 identisch. Der Flügel der Version B ist im Gegensatz zur Blohm & Voss ungepfeilt $\varphi_{25\%} = 0^\circ$ und weist eine Zuspitzung von $\lambda = 0.5$ auf. Die Position des Flügels relativ zum Rumpf ist so angepasst, dass der Abstand des $\bar{c}_L/4$ -Punktes der effektiven Flügelfläche zum Schwerpunkt (x_L in Bild 3) identisch bleibt. Der Flächeninhalt des Tragflügels sowie deren Breite und damit auch die Flügelstreckung stimmen mit den Parametern der P208 überein.

Die Höhenleitwerke beider Versionen wurden lediglich in Richtung der Querachse zurück zum Flugzeugrumpf verschoben, sodass die jeweiligen Hebelarme zum Schwerpunkt in x-Richtung mit dem der P208

übereinstimmen. Das Seitenleitwerk der Vergleichsflugzeuge weist denselben Gesamtflächeninhalt wie die Summe aus den zwei Seitenleitwerksflächen der P208 auf. Der Abstand des $\bar{c}_V/4$ -Seitenleitwerkspunktes zum Schwerpunkt ist ebenfalls an den der P208 angeglichen worden. Pfeilung und Zuspitzung der Leitwerksflächen sind mit denen der P208 identisch. Im Gegensatz zur P208 erfolgt die Steuerung um die Rollachse über konventionelle Querruder an den äußeren Tragflächen, welche sich über ca. 35% der Tragflügelbreite und über eine Flügeltiefe von $c_f = 30\%$ erstrecken. Diese Maße sind so gewählt worden, dass das resultierende Rollsteuer-Derivativ $C_{l\xi}$ einen zur P208 ähnlichen Zahlenwert aufweist.

3.2. Eigendynamik der P208

Der nachfolgende Abschnitt stellt zu Beginn die Derivative der P208 mit denen der Vergleichsflugzeuge gegenüber, um erste Unterschiede im dynamischen Verhalten festzustellen. Ergänzend dazu erfolgt eine anschließende Beschreibung des RLW-Flugzeuges mit Hilfe der Wurzelorte.

3.2.1. Derivative der P208 im Vergleich

Beim Vergleich der Derivative der Längsbewegung fällt die effektivere Höhenrudersteuerung der konventionellen Flugzeuge auf. Dies ist vor allem dem geringeren Auftriebsanstieg des geteilten Höhenleitwerks der RLW-Konfiguration geschuldet.

	P208	KP VA	KP VB
C_W	0.013	0.011	0.010
$C_{W\alpha}$	0.106	0.093	0.116
$C_{A\alpha}$	3.28	3.27	3.77
$C_{m\alpha}$	-0.478	-0.467	-0.381
C_{mq}	-1.59	-1.99	-1.63
$C_{m\dot{\alpha}}$	0.25	-0.11	-0.24
Höhenruder			
$C_{A\eta}$	0.340	0.548	0.548
$C_{m\eta}$	-0.515	-0.755	-0.742
	P208	KP VA	KP VB
$C_{Q\beta}$	-0.315	-0.318	-0.292
$C_{l\beta}$	0.049	-0.142	-0.040
$C_{n\beta}$	0.145	0.165	0.148
C_{lp}	-1.31	-0.72	-0.71
C_{np}	-0.214	-0.086	-0.067
C_{lr}	-0.042	0.156	0.094
C_{nr}	-0.135	-0.149	-0.142
Seitenruder			
$C_{Q\xi}$	0.143	0.126	0.125
$C_{l\xi}$	-0.0135	0.0132	0.0132
$C_{n\xi}$	-0.0831	-0.0960	-0.0952
Querruder			
$C_{Q\xi}$	0.173	0.061	0.060
$C_{l\xi}$	-0.320	-0.352	-0.407
$C_{n\xi}$	-0.116	0.003	0.004

TAB 4. Vergleich der Derivative P208 vs Vergleichsflugzeuge (V = 140m/s, H = 0m)

Bei gleicher Fläche bewirkt die Leitwerksteilung eine Halbierung der Streckung und eine Verminderung des Auftriebsanstieges $C_{A\alpha}$ um rund 45%.

Dies ist auch die Ursache, warum der Unterschied in der Längsstabilität $C_{m\alpha}$ unerwartet gering ausfällt.

Setzt man Glg. (1) jeweils für die RLW als auch die konventionellen Konfigurationen ins Verhältnis und nimmt eine Verminderung des Auftriebsanstieges bei Halbierung der Flügelstreckung von rund 45% an, so lassen sich die Hilfsgrößen zur Beschreibung der geänderten Höhenleitwerksströmung direkt vergleichen.

$$(3) \frac{(C_{m\alpha})_{RLW}}{(C_{m\alpha})_{Konv}} = \frac{\left\{ \frac{q_H}{q} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) (C_{A\alpha})_H \right\}_{RLW}}{\left\{ \frac{q_H}{q} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) (C_{A\alpha})_H \right\}_{Konv}} \approx 100\%|_{VA} \text{ bzw. } 125\%|_{VB}$$

$$\rightarrow \frac{\left\{ \frac{q_H}{q} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right\}_{RLW}}{\left\{ \frac{q_H}{q} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \right\}_{Konv}} \approx 145\%|_{VA} \text{ bzw. } 180\%|_{VB}$$

Durch eine Abschätzung der Parameter für die jeweiligen Höhenleitwerksströmungen der beiden konventionellen Flugzeuge und der Annahme eines dynamischen Druckverhältnisses der RLW-Konfiguration von $q_H/q = 1$ kann $(1 - \partial \varepsilon / \partial \alpha)_{RLW} = 1.35$ aus [10,12] durchaus bestätigt werden.

	q_H/q	ε_α
KP Version A	0.96	0.09
KP Version B	0.94	0.21
P208	1.0	-0.35

TAB 5. Parameter der Höhenleitwerksströmung

Infolge des verminderten Auftriebsanstieges $(C_{A\alpha})_H$ ist eine geringe Nickdämpfung C_{mq} der RLW-Konfiguration gegenüber der konventionellen Version mit bestehender Flügelpfeilung (Version A) festzustellen. Diese fällt jedoch relativ gering aus, da die Anteile des Tragflügels und Rumpfes an der Nickdämpfung durch die Leitwerksanordnung nicht beeinflusst werden. Aufgrund der fehlenden Flügelpfeilung des Vergleichsflugzeuges Version B entfällt jedoch der dämpfende Einfluss des Tragflügels im Derivativ C_{mq} und die Effekte heben sich gegenseitig auf. Verdeutlicht werden soll dies durch eine getrennte Berechnung der Anteile an der Nickdämpfung, welche in der folgenden Tabelle dargestellt sind.

	P208	KP VA	KP VB
$(C_{mq})^L$	-0.52	-0.52	-0.25
$(C_{mq})^F$	-0.38	-0.39	-0.36
$(C_{mq})^H$	-0.69	-1.08	-1.02
C_{mq}	-1.59	-1.99	-1.63
$C_{m\dot{\alpha}}$	0.25	-0.11	-0.24

TAB 6. Anteile der Nickdämpfung im Vergleich

Die Kopplungsderivative der Seitenbewegung weisen mitunter hohe Unterschiede zwischen der RLW- und den konventionellen Konfigurationen auf. Sie sind allesamt mit der Flügelpfeilung, dem Hebelarm in Querachsenrichtung und/oder der negativen V-Stellung des RLW-Leitwerkes zu begründen. Eine Interpretation der Derivative der Seitenbewegung für die Eigendynamik ist durch die hohe Kopplung untereinander nur schwierig möglich. Im Folgenden wird stattdessen auf die Pollagen der Seitenbewegung eingegangen, welche sich für zur Interpretation der Eigendynamik besser eignen.

3.2.2. Eigendynamik der P208 - Längsbewegung

Ausgangspunkt zur Beschreibung der Eigendynamik um die Flugzeuglängsachse ist das um den Bezugsflugzustand linearisierte Zustandsraummodell der Längsbewegung. Die Eigenwerte und Eigenvektoren der linearen Zustandsmatrix \underline{A} kennzeichnen die freie Bewegung des dynamischen Flugmodells und charakterisieren somit das Eigen- als auch das Übertragungsverhalten des Luftfahrzeugs.

Die Längsbewegung der P208 ist bestimmt durch zwei konjugiert komplexe Polpaare, was auch für allgemeine Flächenluftfahrzeuge sehr typisch ist. Diese komplexen Polpaare kennzeichnen zum einen die sogenannte Phyoide, eine schwach gedämpfte, langsame

Flugbahnschwingung und zum anderen die Anstellwinkelschwingung, eine stärker gedämpfte, jedoch auch relativ schnelle Drehschwingung [1, S.242f]. Die nachfolgende Tabelle stellt die Eigenwerte, Dämpfungsgrade D und natürliche Kreisfrequenzen ω_0 der RLW-Konfiguration mit denen des Vergleichsflugzeuges gegenüber.

	P208	KP Version A	KP Version B
Phygoide	$-0.0071 \pm 0.108 j$	$-0.0057 \pm 0.101 j$	$-0.0047 \pm 0.087 j$
D	0.066	0.056	0.054
ω_0	0.108	0.101	0.087
α-Schwingung	$-0.77 \pm 3.58 j$	$-0.95 \pm 3.61 j$	$-1.03 \pm 3.47 j$
D	0.210	0.255	0.285
ω_0	3.66	3.72	3.62

TAB 7. Eigenwerte, Dämpfungsgrade und Kreisfrequenzen der RLW-Konfiguration im Vergleich

Phygoide

Die Phygoide ist eine schwach gedämpfte, niederfrequente Bahnschwingung, an der hauptsächlich die Flugeschwindigkeit V und der Bahnwinkel γ , verbunden mit einer Nickbewegung θ , beteiligt sind. Die Anstellwinkeländerungen sind klein und können in guter Näherung vernachlässigt werden [1, S.246]. Zur grafischen Interpretation der Phygoide-Pollage zeigt Bild 12 die Phygoide-Eigenwerte der P208 bzw. die der Vergleichsflugzeuge in Relation zu dem nach MIL-STD-1797 geforderten Mindestdämpfungsgrad ($D_{PH/MIN} = 0.04$, [9]).

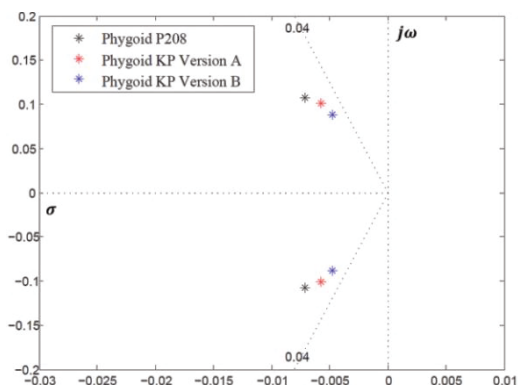


BILD 12. Phygoide - Pollage der P208 im Vergleich zur konventionellen Konfiguration und zur Mindestanforderung nach MIL-STD-1797

Die Luftfahrzeuge weisen eine untereinander ähnliche und ausreichend hohe relative Dämpfung auf. Eine Veränderung der dynamischen Eigenschaften der Phygoide ist nicht notwendig. In kritischen Fluglagen, d.h. z.B. bei Start und Landung, wird die Phygoide durch Ausfahren von Lande- und Störklappen, welche eine Minderung der Gleitzahl und somit eine Erhöhung der relativen Dämpfung verursachen, weiter gedämpft.

Anstellwinkelschwingung

Die Anstellwinkelschwingung ist eine relativ gut gedämpfte, hochfrequente Drehschwingung um die Querachse des Flugzeuges bei der sich im Wesentlichen der Anstellwinkel α und der Nicklagewinkel θ ändern. Die Anstellwinkelschwingung ist sehr gut in der Nickgeschwindigkeit q beobachtbar.

Abbildung 13 stellt die Pole der Anstellwinkelschwingung der P208 denen der konventionellen Vergleichsflugzeuge gegenüber. Zusätzlich wird nach MIL-STD-1797 ein

Mindestdämpfungsgrad von $D_{\alpha/MIN} = 0.35$ gefordert, welches erneut eine Grenze in der komplexen Zahlenebene darstellt [1, S.289]. Des Weiteren sind in MIL-STD-1797 Pollagen veröffentlicht, welche anhand von Pilotenbeurteilungen als optimal empfundenen wurden [9, S.368]. Auch diese sind zur besseren Interpretation der Eigenwerte der P208 in Bild 13 enthalten.

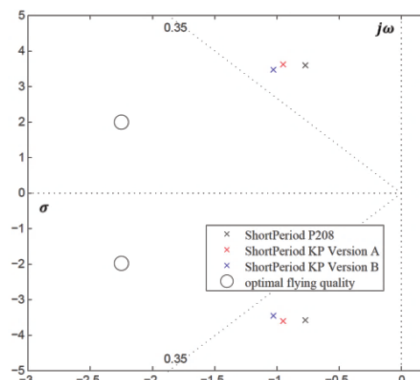


BILD 13. Anstellwinkelschwingung - Pollage der P208 im Vergleich zur den konventionellen Konfigurationen

Die Pollagen aller zur Diskussion stehenden Luftfahrzeuge sind in Relation mit dem Mindestdämpfungsgrad nach MIL-STD-1797 jeweils zu schwach gedämpft und relativ weit von der optimalen Pollage entfernt.

Nach einem direkten Vergleich der Polpositionen der Luftfahrzeuge fällt die geringe Abweichung in der Schwingfrequenz zur konventionellen Konfiguration Version B ($\Delta\omega \approx 4\%$) auf, obwohl diese ein weitaus unterschiedlicheres Stabilitätsderivativ ($\Delta C_{m\alpha} \approx 25\%$) aufweist. Dies hat seine Ursache in dem gleichermaßen geänderten Trägheitsmoment I_{yy} , deren Differenz durch die geänderte Flügelgeometrie zustande kommt.

Ein wirklich brauchbarer Gewinn an statischer Stabilität um die Flugzeugquerachse infolge der RLW-Konstruktion kann schlussendlich nicht festgestellt werden.

3.2.3. Eigendynamik der P208 – Seitenbewegung

Die Seitenbewegung der P208 ist bestimmt durch ein konjugiert komplexes Polpaar und zwei zusätzliche rein reelle Pole. Diese allgemeine Verteilung der Pollage ist auch für allgemeine Flächenluftfahrzeuge sehr typisch. Das komplexe Polpaar kennzeichnet die sogenannte Taumelschwingung, eine meist schwach gedämpfte, hochfrequente Drehschwingung [1, S.246]. Die rein reellen Pole kennzeichnen zum einen die stark gedämpfte, aperiodische Rollbewegung und zum anderen die meist leicht instabile, aperiodische Spiralbewegung [1, S.247]. Die nachfolgende Tabelle 8 stellt die Eigenwerte, Dämpfungsgrade D und natürliche Kreisfrequenzen ω_0 der RLW-Konfiguration mit denen der Vergleichsflugzeuge gegenüber.

	P208	KP Version A	KP Version B
Taumelschwingung	$-0.14 \pm 1.85 j$	$-0.05 \pm 2.40 j$	$-0.13 \pm 2.67 j$
D	0.076	0.021	0.049
ω_0	1.86	2.40	2.67
Spiralbewegung	0.0010	0.0029	0.0046
Rollbewegung	-1.66	-1.84	-2.82

TAB 8. Eigenwerte, Dämpfungsgrade und Kreisfrequenzen der RLW-Konfiguration im Vergleich

Taumelschwingung

Die Taumelschwingung ist eine schwach gedämpfte, hochfrequente Drehschwingung mit ständigem Austausch zwischen Schiebewinkel β und Gierwinkel ψ einerseits und Rollwinkel ϕ andererseits, was zu der namensgebenden Taumelbewegung führt.

Zur besseren grafischen Interpretation der Pollage der Taumelschwingung zeigt Bild 14 die Eigenwerte der P208 bzw. die der Vergleichsflugzeuge in Relation zu dem nach MIL-STD-1797 geforderten Mindestdämpfungsgrad ($D_{PH/MIN} = 0.19$), und der Mindestkreisfrequenz ($\omega_{OTS/MIN} = 0.4^{-1}$) für Klasse II Luftfahrzeuge [9, S.291].

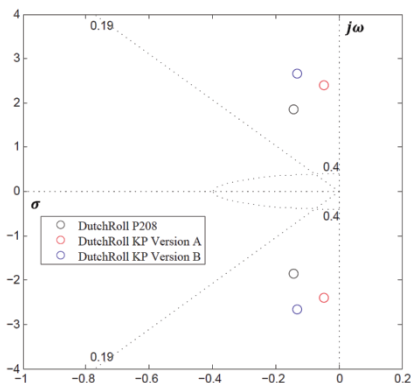


BILD 14. Taumelschwingung - Pollage der P208 im Vergleich zu den konventionellen Vergleichsflugzeugen

Die unterschiedlichen Pollagen der Luftfahrzeuge haben verschiedene Gründe. Bei ähnlichen Derivativen der Gierbewegung ($C_{n\beta}$, C_{nr}) weisen die Luftfahrzeuge in Abhängigkeit ihrer Konfiguration unterschiedliche Trägheitsmomente um die z-Achse auf ($(I_{zz})_{P208} = 42000kgm^2$, $(I_{zz})_{VA} = 32000kgm^2$, $(I_{zz})_{VB} = 22000kgm^2$). Das Trägheitsmoment der P208 ist aufgrund des Gewichtes der Randleitwerke und vor allem durch deren Abstand zu den Hauptachsen $\approx 30\%$ größer als das der konventionellen Luftfahrzeuge.

$$(4) \quad \omega_{OTS} \sim \sqrt{\frac{C_{n\beta}}{I_{zz}}}, \quad \sigma_{TS} = \frac{1}{2} N_r + Y_\beta \rightarrow \sigma_{TS} \sim \frac{C_{nr}}{I_{zz}}, \quad \sim \frac{C_{Q\beta}}{m}$$

Der Effekt der unterschiedlichen Trägheitsmomente prägt sich in der absoluten Dämpfung der Taumelschwingung in Relation zur Frequenz nur geringfügig aus, da der Hauptsummand der Dämpfung, das Seitenkraft-Derivat Y_β , nicht vom Trägheitsmoment abhängig ist (vgl. Glg. (4)). Die Anforderungen nach MIL-STD-1797 werden für keine der untersuchten Konfigurationen erfüllt.

Rollbewegung

Die Rollbewegung ist eine stark gedämpfte aperiodische Drehbewegung um die Rollachse, an der hauptsächlich der Rollwinkel ϕ und die Rollrate p beteiligt sind [1, S.246]. Nach dem Näherungssatz der Rollbewegung, (siehe [1, S.260]) entspricht die Nullstelle dem dimensions-behafteten Derivat L_p und ist somit vor allem von dem Verhältnis C_{lp}/I_{xx} abhängig. Bild 15 zeigt die Pole der Rollbewegung der P208 in Relation zu den konventionellen Vergleichsflugzeugen. MIL-STD-1797 fordert eine maximale Zeitkonstante der Rollbewegung von $T_{R/MAX} = 1s$, welches einer minimalen absoluten Dämpfung von $\sigma_{R/MAX} = -1$ entspricht.

Alle Luftfahrzeuge erfüllen diese Spezifikation. Wie aus Tabelle 9 hervorgeht, weist die P208 durch ihre RLW eine fast doppelte Rolldämpfung C_{lp} bei in grober Näherung doppeltem bzw. dreifachem Rollträgheitsmoment in Relation zu den Vergleichsflugzeugen auf.

	P208	KP VA	KP VB
C_{lp}	-1.31	-0.72	-0.71
$C_{l\xi}$	-0.32	-0.35	-0.41
$I_{xx} [kgm^2]$	26500	15200	9000

TAB 9. Rolldämpfung, -steuerung und -trägheitsmoment im Vergleich

Um eine bestimmte stationäre Rollrate p zu erreichen, benötigt die RLW-Konfiguration in Relation zu einer Konventionellen aufgrund ihrer höheren Rolldämpfung C_{lp} einen größeren Ruderausschlag. Aufgrund des höheren Trägheitsmoments ist ihre Reaktion auf Querruder-eingaben um die Rollachse träger.

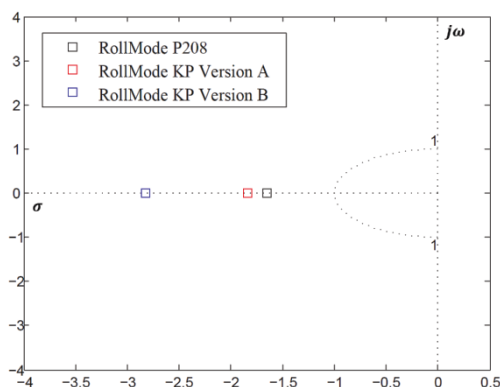


BILD 15. Pole der Übertragungsfunktion $Gp\xi$ im Vergleich

Spiralbewegung

Die Spiralbewegung ist ein aperiodischer, häufig leicht instabiler Vorgang an dem Roll- ϕ und Gierwinkel ψ gleichermaßen beteiligt sind [1, S.247].

Die Abbildung 16 zeigt den Spiralpol der P208 im Vergleich. Die jeweiligen Wurzelorte der Luftfahrzeuge liegen allesamt in der rechten s-Halbebene und zeigen demzufolge eine instabile Bewegungsform an. Die MIL-STD-1797 lässt zwar eine solche instabile Spiralbewegung zu, fordert jedoch Mindestzeiten, in der sich die Amplitude des Rollwinkels nicht verdoppeln sollte [9, S.291]. Trotz instabiler Pollage wird diese Forderung von allen drei Konfigurationen erfüllt.

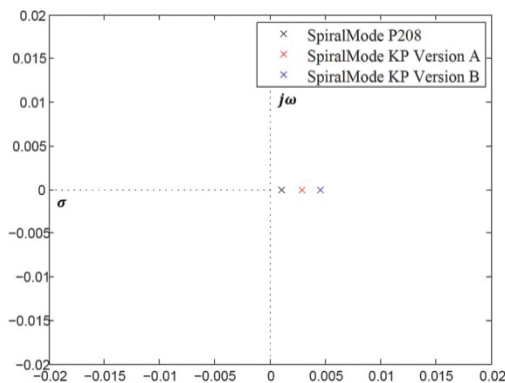


BILD 16. Spiralbewegung - Pole im Vergleich

3.3. Konstruktive Änderungen zur Verbesserung der Eigendynamik von RLW-Konstruktionen

Die bisherigen Ausführungen haben sich mit den Eigenbewegungsformen der P208 auseinandergesetzt. Vergleicht man die Pollagen mit denen der konventionellen Pendants sind nur geringfügige Unterschiede, welche auf die ungleichen Trägheitsmomente, das Aufwindfeld der Flügelspitzen oder die andersartigen Kopplungsmomente zurückgeführt werden konnten, festzustellen. Die Anstellwinkel- und Taumelschwingung erfüllen die Spezifikationen nach MIL-STD-1797 nicht, da sie jeweils eine zu geringe relative Dämpfung aufweisen. Dies ist jedoch nicht rein auf die RLW-Konfiguration zurückzuführen, sondern gilt für alle verglichenen Konfigurationen aufgrund des sehr geringen Leitwerksvolumen, das für alle Konfiguration bewusst vergleichbar zur P208 gewählt wurde.

Klassische Maßnahmen zur Erhöhung des Leitwerksvolumen bestehen in der Vergrößerung des Leitwerkshebelarms oder der Erhöhung des Auftriebsanstieges der jeweiligen aerodynamischen Fläche durch eine höhere Streckung. Die Erhöhung der Leitwerkshebelarme ist in der RLW-Konfiguration stets mit einem notwendigerweise steiferen Tragflügel verbunden, da sowohl Torsionsmomente als auch aeroelastische Effekte der Leitwerke auf den Flügel zunehmen.

3.3.1. Erhöhung der V-Stellung der RLW

Wie Bild 14 zeigt, erhöhen die Kopplungsderivative der RLW-Konstruktion die Dämpfung der Taumelschwingung. Eine Vergrößerung dieses Effektes ist relativ leicht durch die Änderung der V-Stellung v_H des Höhenleitwerks möglich. Die dämpfenden Derivative erreichen ihr Maximum bei $v_H = 45^\circ$. Eine Erhöhung der V-Stellung geht jedoch zwingend mit einer Verringerung der statischen Stabilität der Längsbewegung einher. Dies wird durch eine entsprechende Vergrößerung des Höhenleitwerkes ausgeglichen, welches $C_{m\alpha}$ vergrößert und sich ebenfalls positiv auf die Seitenbewegung auswirkt. Das resultierende Derivat, welches als P208V2 (Bild 17) bezeichnet wird, weist ein um rund 40% größeres RLW mit einer V-Stellung von besagten $v_H = 45^\circ$ auf.

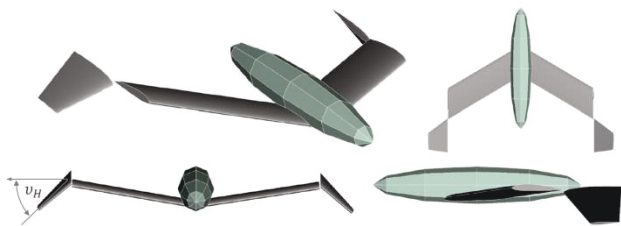


BILD 17. P208V2: Konstruktive Verbesserung der Taumel-schwingung der P208 durch veränderte RLW

Die Dämpfung der Taumelschwingung verbessert sich bei Anwendung der besagten Änderungen in einem solchen Maß, dass auf die Seitenleitwerke verzichtet werden kann. Dies führt wiederum sowohl zu Gewichts- als auch Widerstandsvorteilen.

Abbildung 18 zeigt die Änderung der Taumel-Pollage in Relation zur P208 und der konventionellen Vergleichskonfiguration Version B. Die erreichte relative Dämpfung

erfüllt sogar die Mindestforderung nach MIL-STD-1797, obwohl auf die Seitenleitwerke verzichtet wurde.

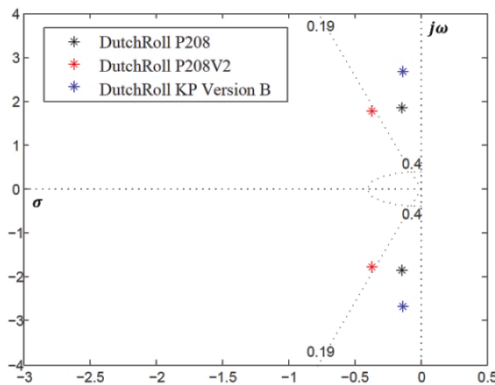


BILD 18. Eigenwerte der Taumelschwingung der P208V2 im Vergleich

Dieser Effekt geht jedoch stets mit einer Verminderung der Dämpfung der Rollbewegung einher. Die resultierende Rollbewegung erfüllt nach dem Poldiagramm in Abbildung 19 zwar die Luftfahrtspezifikation, ist aber um $\Delta\sigma_{RB} \approx 0,45$ schlechter gedämpft.

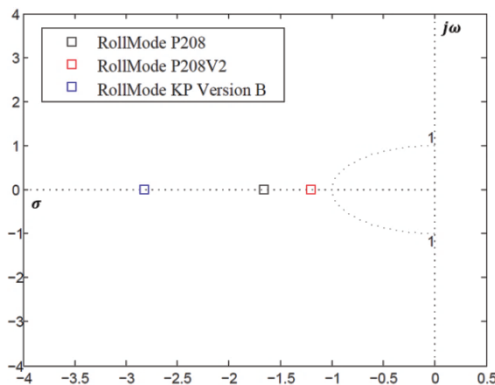


BILD 19. Eigenwerte der Rollbewegung der P208V2 im Vergleich

Des Weiteren wird die Spiralbewegung nach Bild 20 etwas instabiler. Dieser Effekt ist hauptsächlich auf das positive Schiebe-Rollmoment zurückzuführen, welches sich mit negativer V-Stellung erhöht.

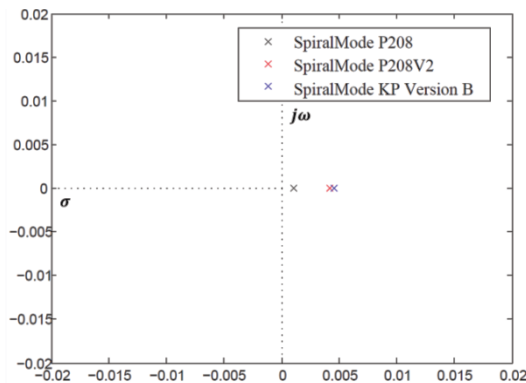


BILD 20. Eigenwerte der Spiralbewegung der P208V2 im Vergleich

Der Wegfall des Seitenruders kann in mehrerer Hinsicht als Vorteil gesehen werden. Wie bereits erwähnt, ergeben sich Vorteile im Widerstand und dem Gewicht.

Zudem wird der Radarquerschnitt gemindert, was evtl. für militärische Anwendungen interessant sein kann. Diesen Vorteilen steht eine bedeutsame Herausforderung gegenüber. Durch den Wegfall des Seitenruders entfällt auch die Seitenrudersteuerung, welche primär zur Lenkung der Gierbewegung eingesetzt wird. Ein antisymmetrischer Höhenruderausschlag erzeugt ein ähnlich starkes Roll- wie Giermoment, welches aus den Derivativen der P208V2 hervorgeht. Um jedoch eine Bewegung um lediglich eine Achse zu erzeugen, ist der Einbau von zusätzlichen Querrudern an dem Außentragflügel notwendig, welche das Rollmoment bei antisymmetrischem Höhenruderausschlag unterdrücken und ein reines Giermoment zulassen. Diese komplexe Mischung der Steuerungsarten muss bei der Auslegung der Steuerung bzw. von Flugbasisreglern beachtet werden.

3.3.2. Behinderung der Umströmung der RLW-Innenseite

Wie bereits in Kapitel 3.2.1 beim Vergleich der Derivative der Längsbewegung angesprochen wurde, verringert die Teilung des Höhenleitwerks bei gleicher Gesamtfläche den Auftriebsanstieg $(C_{A\alpha})_H$ um fast 50%. Dies sorgt zum einen für eine geringere Dämpfung um die Nickachse des Luftfahrzeugs und zum anderen für einen erheblichen statischen Stabilitätsverlust. Die Effizienz des RLW wird bei der P208 dadurch vermindert, dass durch die geteilten Höhenleitwerke der Druckausgleich an der RLW-Innenseite nicht verhindert wird.

Wird diese Umströmung in einer RLW-Konstruktion ebenfalls behindert (vgl. Bild 21), so steigt die Effizienz des Leitwerks und es kann in einer kleineren Fläche ausgeführt werden. Auch eine hecklastige Verschiebung des Schwerpunktes ist durch die Verschiebung des Gesamtneutralpunktes infolge einer höheren RLW-Effektivität möglich. Dies hat wiederum den Vorteil, dass das RLW im getrimmten Horizontalflug mehr Auftrieb produziert und somit die Saugkraft in Schubrichtung steigt.

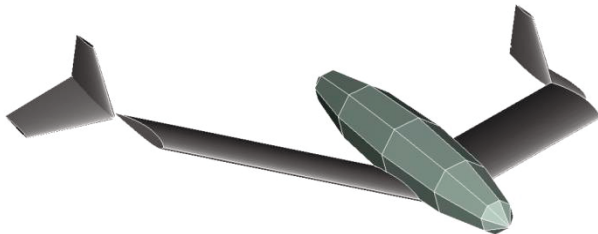


BILD 21. P208V4: Anbindung eines vergrößerten SLW an das RLW zur Behinderung

Eine Stabilitätsanalyse mit XFLR5 zeigt, bei gleicher Masse und Schwerpunktlage, eine Vergrößerung von $(C_{m\alpha})_{P208} = -0.478$ auf $(C_{m\alpha})_{P208V4} = -0.984$ sowie ein Anstieg der Nickdämpfung von $(C_{mq})_{P208} = -1.59$ auf $(C_{mq})_{P208V4} = -2.36$.

Wie aus Gleichung (1) ersichtlich, wandert mit kleiner werdendem $C_{m\alpha}$ der Gesamtneutralpunkt der P208V4 im Vergleich zur P208 weiter nach hinten, oder anders interpretiert, bei gleichem Stabilitätsmaß eröffnet sich ein größerer Schwerpunktbereich nach hinten (vgl. Bild 3: $(x_L)_{P208V4} > (x_L)_{P208}$).

Die Pole der Anstellwinkelschwingung sind im Vergleich zur originalen P208 in Bild 22 und 23 dargestellt.

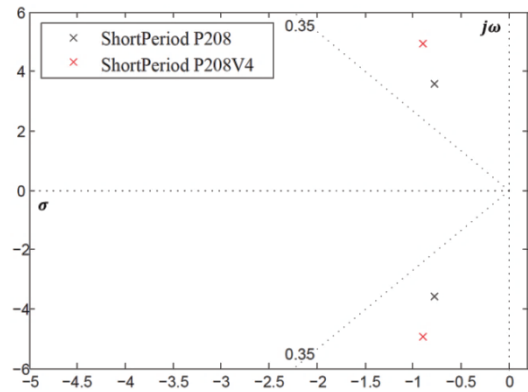


BILD 22. Eigenwerte der Anstellwinkelschwingung der P208V4 im Vergleich

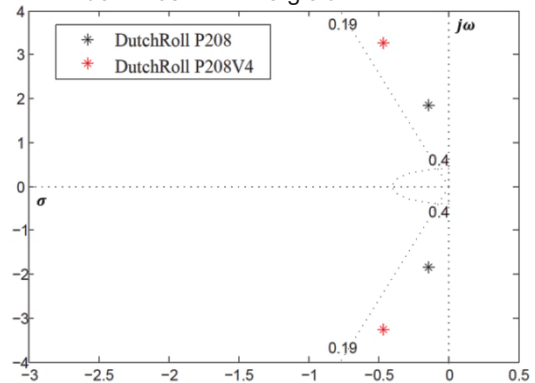


BILD 23. Eigenwerte der Taumelschwingung der P208V4 im Vergleich

Die Möglichkeit der hecklastigen Verschiebung des Schwerpunktes sollte ausgenutzt werden, um mit den resultierenden Auftrieb des RLW und seiner Saugkomponente in Schubrichtung den Gesamtwiderstand des Luftfahrzeugs zu vermindern. Die Konstruktion weist damit vielversprechendes Potential zur Verbesserung der Flugdynamik als auch Flugleistung auf. Der Nachteil dieser Konstruktion liegt im höheren Gewicht der gesamten RLW-SLW-Konstruktion, welches in einer weiteren Erhöhung des Strukturgewichtes der Tragfläche mündet.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Die vorliegende Arbeit thematisierte am Beispiel der Blohm & Voss P208 die flugdynamischen Besonderheiten von RLW-Konfigurationen. Über eine Gegenüberstellung zu konventionellen Vergleichsflugzeugen wurden die Ergebnisse bisheriger Studien überprüft bzw. weitere dynamische Unterschiede herausgestellt.

Eine erhöhte Leitwerkseffektivität infolge der Leitwerksverlagerung in das Aufwindfeld des Hauptflügels konnte zunächst nicht direkt festgestellt werden. Eine potentielle Verkleinerung der Leitwerksfläche infolge einer erhöhten Leitwerkseffektivität kann nur erfolgen, falls die Umströmung der Leitwerksinnenseite verhindert und somit der Auftriebsanstieg in Relation zu konventionellen Leitwerken konstant gehalten wird. Dazu wurde eine Möglichkeit aufgezeigt, welche die Umströmung durch ein verändertes Seitenleitwerk verhindert und somit die prognostizierte, weitaus höhere statische Stabilität zeigen konnte. Die bei gleichem Stabilitätsmaß mögliche Schwerpunktsverschiebung nach hinten liefert vielversprechendes Potential zur Verbesserung der Flugdynamik als auch Flugleistung.

Aufbauend auf den hier dargestellten Ergebnissen ist als nächstes die regelungstechnische Verbesserung der dargestellten Flugeigenschaften von RLW-Konfigurationen vorgesehen. Erste Untersuchungen hierzu wurden bereits am IFS durchgeführt [4]. Den klassischen Ansatz hierzu mit den Basisreglern jeweils für die Längs- und Seitenbewegung sowie den Flugbahnregler zeigt die folgende Abbildung.

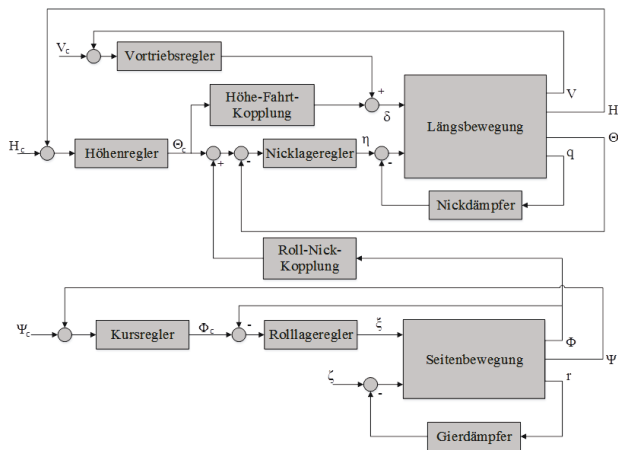


BILD 24. Blockschaltbild des Regelsystems

Derzeit fehlen zudem konkrete Entwurfswerkzeuge insbesondere zur Dimensionierung der Randleitwerke und zur Durchführung der Trimmrechnung, die für einen konkreten Entwurf notwendig sind.

Spezielle mit Blick auf die Nutzung einer RLW-Konfiguration als Sensorplattform für Aufklärungsmissionen ist die RLW-Konfiguration ähnlich der P208 mit Druckpropeller besonders interessant. In einem der nächsten Schritte soll der Entwurf mit einem Druckpropeller näher untersucht werden. Dabei ist bereits erkennbar, dass beim Start große, effiziente Luftschraubendurchmesser Probleme aufgrund der mangelnden Bodenfreiheit mit sich bringen. Daher ist eine Untersuchung geplant, inwieweit ummantelte Luftschrauben mit gleicher Leistung, aber geringerem Durchmesser zum Einsatz kommen können.

Schließlich ist der Bau einer RLW-Konfiguration beabsichtigt, mit der die Eigenschaften eines solchen Entwurfs weiter untersucht und die Vorhersagen und Entwurfswerkzeuge verifiziert werden können.

Masse	5000 kg	C.G.	0.405 \bar{c}_L
I_{xx}	26500 kgm ²	I_{yy}	16000/17300kgm ²
I_{zz}	42000/43400 kgm ²	I_{xy}	50/180 kgm ²
	Flügel	HLW	SLW
Fläche S	19 m ²	4.1 m ²	2.0/2.5 m ²
Streckung λ	4.75	2.2	2.0/1.6
Zuspitzung λ	1	0.52	0.52/0.39
MAC \bar{c}	2.00 m	1.41 m	1.03/1.33 m
Pfeilung $\varphi_{25\%}$	30°	23.4°	23.1/39.5°
V-Stellung ν	6°	-30°	0°

TAB 10. Daten zur P208 / P208V4

5. SCHRIFTTUM

- [1] Brockhaus, Rudolf, Flugregelung, 2. Auflage, Springer, 2001
- [2] Blohm & Voss "Blohm und Voss Jet Airplanes." National Air and Space Museum, German/Japanese Captured Air Technical Documents Microfilms Hamburg, Germany, 1944-45.
- [3] Blohm & Voss, Kurzbeschreibung P208 Schnell-Jäger mit Heckschraube und DB 603L, Blohm & Voss Flugzeugbau, Hamburg, Germany, November 1944.
- [4] Ertel, Eric, Flugdynamische Untersuchungen und Flugreglerauslegung einer Leitwerkskonfiguration mit Randleitwerken, Masterarbeit LFT 15/02, Universität der Bundeswehr München, 2014
- [5] Kentfield, John A.C, Aircraft with outboard horizontal stabilizers, history, current status, development potential. In: Progress in Aerospace Sciences 845), 2009, S. 169-202
- [6] Tipton, Brian, "The Preliminary Design Analysis of a Unique Semi-tailless Aircraft Configuration," Master Thesis, University of Oklahoma, Norman, OK, 1995.
- [7] McDonnell Douglas, USAF Stability and Control DATCOM, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 1978
- [8] Muller K. W., Analysis of a semi-tailless aircraft design. MSc dissertation, US Navy Post-Graduate School, Monterey, California, 2002.
- [9] Stevens, Brian L.; Lewis, Frank L.: Aircraft Control and Simulation. Wiley, 2003
- [10] Strohal M., Trost A., Stütz P., Ergebnisse numerischer Strömungssimulationen zur Bewertung der Statischen Längsstabilität von Flugzeugen mit Randleitwerken (Tiperons), DLRK, Rostock, 2015
- [11] Teper, Gary L.: Aircraft Stability and Control Data. In: National Technical Information Service (1969)
- [12] Trost A., Analyse von "Tiperons" zur Widerstandsreduzierung mittels Numerischer Strömungssimulation, Masterarbeit LFT 14/01, Universität der Bundeswehr München, 2014
- [13] Xaver X., Sachs G; Flugmechanik – Moderne Entwurfs- und Steuerkonzepte, Springer, 3. Auflage, 1993