

OPERATIONELLE FLUGMECHANISCHE UND FLUGLEISTUNGSBEZOGENE INTEGRATION VON AUßENLASTEN MIT BESTIMMUNG DES ZUSATZWIDERSTANDES AUS FLUGTESTERGEBNISSEN

K. Lesch, M. Heller
Cassidian , Rechliner Straße, 85077 Manching, Deutschland

Zusammenfassung

Im Laufe der üblicherweise über etliche Dekaden andauernden operationellen Phase ist ein Flugzeugsystem einer fortlaufenden Weiterentwicklung unterworfen. Dabei werden die jeweiligen Sub-Systeme entweder selbst modernisiert, ersetzt oder modernere Systeme mit neuartigen Funktionalitäten integriert bzw. an neue Anforderungen angepasst. Im Fokus stehen dabei auch immer die Kosten für die jeweilige Integrationsaufgabe.

Mit fortschreitendem Alter und damit geringerer Resteinsatzdauer des Systems wird immer weniger Aufwand in neue Entwicklungen investiert. Andererseits kann mehr und mehr auf Erfahrungen zurückgegriffen werden, die im Rahmen früherer Integrationsarbeiten gesammelt werden konnten. Dies erlaubt es, auf Basis einer pragmatischen Vorgehensweise unter Anwendung praktischer Nachweisverfahren eine möglichst kostengünstige Integration durchzuführen.

Der Vortrag befasst sich mit flugmechanischen sowie flugleistungsspezifischen Aspekten im Rahmen der Integration von Außenlasten auf Basis von sogenanntem "Read-Across" sowie der Validierung der Ergebnisse mittels Vergleichsflügen.

1. EINLEITUNG

Im Laufe der operationellen Phase ist ein Flugzeugsystem einer fortlaufenden Weiterentwicklung unterworfen. Dabei werden die jeweiligen Systeme entweder selbst modernisiert oder durch die Integration modernerer Systeme an neue Anforderungen angepasst. Einen Teil dieser Aufgabe stellt die Integration von Außenlasten dar.

Mit fortschreitendem Alter des Systems soll immer weniger Aufwand in neue Entwicklungen investiert werden. Zwar kann in diesem Zusammenhang mehr und mehr auf Erfahrungen zurückgegriffen werden, die im Rahmen früherer Integrationsarbeiten gesammelt werden konnten, allerdings öffnet sich die Schere zwischen vorhandenen Informationen und nicht mehr vorhandenen Ressourcen. Erstes bedeutet eine Fülle an dokumentierter Erfahrung in Form von Daten, Dokumenten sowie durch Knowledge-Management Maßnahmen erhaltenes Know How. Letzteres sind veraltete, nicht mehr vorhandene oder finanzierte Werkzeuge, mangelndes "Training on the Job" oder auch einfach Wegfall von Wissen infolge Ausscheidens von Mitarbeitern. Dies sowie der gesteigerte Kostendruck erfordern es, die Integration auf Basis praktisch orientierter Nachweisverfahren dennoch sicher durchzuführen.

2. INTEGRATIONS-AUFGABE

Bei der Integration von Außenlasten besteht die Aufgabe der Flugmechanik zumeist darin nachzuweisen, dass die Flugeigenschaften innerhalb eines in punkto Machzahl, Geschwindigkeit, Anstellwinkel, etc. vorgegebenen Flugbereichs (sogenannte "Target Envelope") den Mindestanfor-

derungen gemäß der anzuwendenden Spezifikation (z.B. MIL-Spec. [1]) genügen. Das Ziel ist es damit, die entsprechenden Außenlastkonfigurationen im Rahmen dieser Vorgaben freizugeben. Damit verbunden ist auch die Bestimmung des durch die Außenlasten erzeugten Zusatzwiderstandes.

2.1. Beispiel einer Integrationsaufgabe

In BILD 1 sind ausgewählte Behängungsvarianten von Außenlasten unter dem Rumpf eines Flugzeugs dargestellt. Die obere Zeile (Konfigurationen 1, 2) stellt Behängungen dar, deren Eigenschaften aus früheren Freigaben bekannt sind. Die untere Zeile zeigt Konfigurationen (3,4,5) mit neu zu integrierenden Außenlasten.

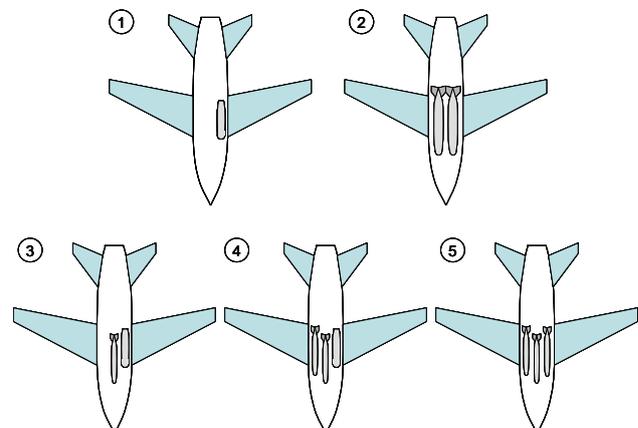


BILD 1. Betrachtete Außenlastkonfigurationen

2.2. Problematik und Vorgehensweise

Im Allgemeinen gibt es nur sehr wenige Informationen hinsichtlich der aerodynamischen Eigenschaften der Außenlasten. Um dennoch eine Freigabe, zunächst zu Testflügen (IFTC), geben zu können, wird aufgrund der geometrischen Ähnlichkeit eine Referenzkonfiguration aus der Datenbank ausgewählt, die als flugmechanisch repräsentativ oder kritischer als die freizugebende Konfiguration angesehen werden kann.

Nach Definition der "Target Envelope" gliedert sich die Integration dann in folgende Schritte:

1. Auswahl der Referenzkonfiguration durch Vergleich bekannter Konfigurationen mit den geforderten Zielkonfigurationen
2. Definition der erforderlichen Flugtestmanöver, Simulation und Freigabeempfehlung für Flugtests
3. Flugtests mit schrittweiser Annäherung (sog. "Stepped Approach") an die anvisierten Flugbereichsgrenzen
4. Auswertung der Flugtestergebnisse, Evaluierung der Flugeigenschaften, Bestimmung der Zusatzwiderstände sowie Nachsimulation
5. Freigabeempfehlung

3. FLUGMECHANISCHE INTEGRATION

Aufgabe der Integration aus flugmechanischer Sicht ist die Beurteilung der flugdynamischen Charakteristika, d.h. der spezifischen Stabilitäts- und Flugeigenschaften. Auf Basis dieser Analyse/Evaluierung wird eine entsprechende Freigabeempfehlung gegeben. Dabei wird unterschieden zwischen grundlegenden Flugeigenschaften "Basic Flying Qualities", den hochdynamischen Flugeigenschaften "Rapid Rolling" und Freigabe der Autopilot Funktionalitäten.

3.1. Referenzkonfiguration

Die äußere Form einer Außenlast kann sehr unterschiedlich sein. In der Regel handelt es sich um schlanke, aerodynamisch günstig gestaltete Formen. Je nach Verwendung (Tank, Radar, Aufklärung, etc.) können diese Formen aber auch stark variieren.

- Nasenradius, spitze/runde Nase
- Zylinderform, Spindel, eckige Kastenform
- Schlankheit (Länge zu Durchmesser)
- Öffnungen, Kanten, sonstige Anbauten
- Form und Lage der Leitwerke
- Stationen am Flugzeug sowie der Außenlasten untereinander

Während früherer Integrationen wurden im Rahmen intensiver Windkanal- und Flugversuche mit entsprechend instrumentierten Flugzeugen Erfahrungen mit den jeweils untersuchten Konfigurationen gesammelt und in einer Datenbank abgelegt. Heute wird auf diese Datenbank zurück gegriffen und eine Vorabschätzung der aerodynamischen Eigenschaften durch sogenanntes "Read-Across" vorgenommen. Dabei werden nicht die einzelnen aerodynamischen Beiwerte ermittelt, sondern in Form einer sog. "Worst Case" Betrachtung diejenige bekannte Konfiguration als Referenzkonfiguration bestimmt, von der man er-

wartet, dass deren Eigenschaften ähnlich, zumindest aber nicht besser als die der neu zu bewertenden Konfiguration sind.

Im Beispiel aus BILD 1 wäre in diesem Sinne Konfiguration 2 Referenz für die flugmechanische Integration, da hier aufgrund der aerodynamischen Expertise bezüglich der Stabilitätsinkremente ein größerer Einfluss auf die Flugeigenschaften als bei den Zielkonfigurationen erwartet wird. Deren Beiwerte werden dann für die neue Konfiguration als repräsentativ angenommen.

Ein weiteres Kriterium für die Auswahl der Referenzkonfiguration ist der angestrebte freizugebende Flugbereich. Soll z.B. die neue Konfiguration für einen höheren Anstellwinkelbereich freigegeben werden, so ist anhand der vorliegenden Dokumentation abzuschätzen, ob die Referenzkonfiguration diesbezüglich ausreichend Potenzial besitzt. Gegebenenfalls ist diesbezüglich eine andere Konfiguration als Referenz zu wählen bzw. in einem sogenannten "Stepped Approach" mit jeweiliger flugmechanischer Evaluierung und Freigabe nach jedem Schritt der Flugbereich zu erweitern und so die Limitierungen zu erfüllen. In diesem Sinne wurde auch Konfiguration 1 betrachtet, um die oberen Grenzen als Integrationsziel zu bestätigen.

Konfig. (BILD 1)	max. Mach	α_{max}		
		sym. Manöver	asym. Manöver	Airbrake ausgef.
1	0.9	14	12	11
2	0.85	12	10	10
3	0.85 0.9	12 14	10 12	10 11
4	0.85 0.9	12 14	10 12	10 11
5	0.85 0.9	12 14	10 12	10 11

TAB 1. Flugbereichsgrenzen

TAB 1 zeigt diesbezüglich ein Beispiel für die Konfigurationen aus BILD 1. Während für Konfiguration 1 relativ große obere Limitierungen gültig sind, ist Konfiguration 2 stärker eingeschränkt. Ziel ist es, die Konfigurationen 3, 4 und 5 innerhalb der gleichen Grenzen freizugeben wie Konfiguration 1 (rot markierte Zielwerte). Mit der stärker eingeschränkten Konfiguration 2 als Ausgangsbasis ist ein "Stepped Approach" für die Konfigurationen 3, 4 und 5 erforderlich, welcher mit den grün markierten Werten initiiert wird.

Zu berücksichtigen ist weiterhin, dass die Limitierungen abhängig von den Manövern, z.B. symmetrisch, asymmetrisch oder ein-/ausgefahrener Luftbremse, unterschiedlich sein können.

3.2. Limitierungen und Flugeigenschaftskriterien

Ein wesentlicher Aspekt der flugmechanischen Analyse ist die Bestimmung des maximalen Anstellwinkels, bei dem noch ein sicherer Betrieb des Luftfahrzeugs gewährleistet ist ("Departure Grenze"). So führt die Abschattung des Seitenleitwerks mit zunehmendem Anstellwinkel zu einem Verlust der Richtungsstabilität, der mit dem Schiebewinkel zunimmt [2]. BILD 2 zeigt ein Beispiel, wobei die Rautensymbole Punkte darstellen, an denen in früheren Flugversuchen mit Trudelschirm ein entsprechender Stabilitätsverlust beobachtet wurde. Dementsprechend wurde die "Departure Grenze" und damit die Freigabegrenze mit einem adäquaten Abstand unterhalb dieser kritischen Punkte festgelegt. Des Weiteren resultieren aus diesen Versuchen unterschiedliche Limitierungen für symmetrische und asymmetrische Flugmanöver, die in Form einer sogenannten "Departure-Glockenkurve" abstrahiert werden.

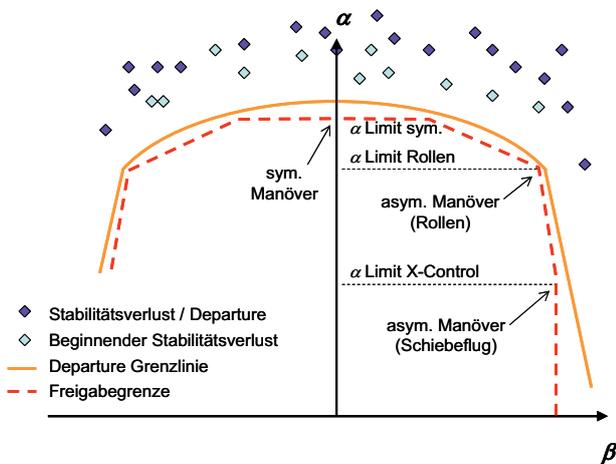


BILD 2. Stabilitätsgrenze für "beta-Departure"

Da im Rahmen heutiger Integrationsaufgaben auf besondere Maßnahmen wie z.B. Trudelschirm verzichtet wird, werden die Departure Grenzen in einem sogenannten "Stepped-Approach" schrittweise von der sicheren Seite her erfolgen. Nach jedem Testflug mit zunächst reduzierten Limitierungen wird zuerst ausgewertet und danach der Flugbereich erweitert und frei gegeben, bis die Zielwerte erreicht sind. Im Anschluss daran wird eine Initiale Freigabeempfehlung für den operationellen Betrieb (IOC) gegeben.

Kriterium	Bemerkungen
<ul style="list-style-type: none"> - Stick Force per g - CAP (natürliche Frequenz) - Dämpfungsgrad - Path-Attitude-Lag ($T_{\theta Z}/n_{z\alpha}$) - Pitch Rate Overshoot - (Gibson Dropback Criterion) 	<p>Manöverstabilität bzw. natürliche Frequenz und Dämpfung der Nickachse (Anstellwinkelschwingung), adäquates Steuerverhalten (Control Anticipation Parameter). MIL-Spec. Anforderungen [1]:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Level 1: Clearly adequate for Mission - Level 2: Adequate to accomplish Mission, with some increase in work load - Level 3: A/C can be controlled safely but workload is excessive

Kriterium	Bemerkungen
<ul style="list-style-type: none"> - Weissman Kriterien: <ul style="list-style-type: none"> - $C_{n\beta,dyn}$ - $LCDP$ - Dutch-Roll: <ul style="list-style-type: none"> - min. ω_D/σ - min. ζ - max. Φ/β - max. T_R - max. $T_{\phi 90}$ 	<p>Departure Grenzen:</p> <ul style="list-style-type: none"> - statische Stabilität der Dutch-Roll, Departure Grenze bzgl. β - Rollsteuerumkehrgrenze (induziert über β) i.d.R. Trigger für Departure Dutch-Roll → MIL-Forderungen: <ul style="list-style-type: none"> - Frequenz / Dämpfungsexponent - minimale Dämpfung - Eff. Roll-Gier-Kopplung (≤ 5) <p>Rollen:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Rollzeitkonstante (Roll-Stör-/Steuerdynamik) - Rolleistungsforderung

TAB 2. Angewendete Flugeigenschaftskriterien

Neben Forderungen nach sicheren Limitierungen bezüglich kritischer Flugzustände stehen auch die Steuerbarkeit und das generelle Verhalten des Luftfahrzeugs im Hinblick auf operationelle Kriterien im Blickpunkt. Hierzu sind entsprechende Forderungen und Gütekriterien, u. a. nach MIL-Spezifikation [1] zu erfüllen (TAB 2).

Die komplexeren, in TAB 2 nicht im Detail erläuterten Kriterien sind wie folgt definiert:

Control Anticipation Parameter CAP:

$$(1) \quad CAP = \frac{\dot{q}(0)}{n_{z\alpha}} \approx \frac{\omega_{n_{sp}}^2}{n_z / \alpha}$$

CAP [2][3] betrifft die natürliche Frequenz der Kurzzeitdynamik der Längsbewegung, die einem Level zugeordnet ist. Die rechte Identität gilt dabei streng genommen nur für konventionelle Flugzeuge, die maximal mit einem Dämpfersystem ausgerüstet sind aber keinen expliziten Regler an Bord haben.

Die Weissman Kriterien $C_{n\beta,dyn}$ und $LCDP$:

$$(2) \quad C_{n\beta,dyn} = C_{n\beta} \cdot \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} \cdot C_{l\beta} \cdot \sin \alpha > 0$$

$$(3) \quad LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \cdot \frac{C_{n\xi}}{C_{l\xi}} > 0$$

Die Weissman Kriterien [4][5] betreffen die Departure Kritikalität, wobei $C_{n\beta,dyn}$ die statische Stabilität der Dutch-Roll und $LCDP$ die Rollsteuerumkehr bestimmt. $LCDP$ als auch $C_{n\beta,dyn}$ müssen auf jeden Fall zumindest positiv sein, um ein stabiles Verhalten zu gewährleisten. Mangold empfiehlt sogar Mindetsgrenzen [4] im positiven Bereich.

Effektives Adverse/Proverse Yaw Kriterium:

$$(4) \quad C_{n\xi,dyn} = C_{n\xi} \cdot \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} \cdot C_{l\xi} \cdot \sin \alpha > 0$$

Analog zum Weissman Kriterium $C_{n\beta,dyn}$ ergibt sich das effektive Adverse/Proverse Yaw Kriterium aus dem auf die Anströmung bezogenen Stabilitätsderivativ $N_{\xi,s}$ [6]. Dabei bedeutet > 0 ein adverses und < 0 ein proverses Verhalten

im Hinblick auf den Schiebewinkel. Auch dieses Kriterium sollte ein adverses Verhalten > 0 offenbaren, ansonsten besteht vor allem bei kleinen Anstellwinkeln eine erhebliche Gefahr zur Autorotation.

3.3. Simulation

Anhand von Simulationen mit vorgegebenen Steuereingaben wird vor einem Flugtest gezeigt, dass für die Referenzkonfiguration die erwarteten Flugeigenschaften keine kritischen Flugzustände ergeben. Damit ist es unwahrscheinlich, dass die Zielkonfiguration in diesen Punkten kritisch ist. Die Testpunkte selbst werden dabei so gewählt, dass die kritischsten Bereiche innerhalb des operationellen Flugbereichs abgedeckt sind.

Nachsimulationen auf Basis der gemessenen Piloteneingaben im Nachgang zum Flugtest ermöglichen einen Vergleich zwischen Simulation und gemessenen Flugbewegungen. Anhand dieses Vergleichs kann dann auf die Flugeigenschaften der zu integrierenden Konfiguration geschlossen werden. Insbesondere lassen sich hierbei Störungen infolge Böen, aber auch unerwartetes Verhalten wie Anzeichen einer Departure oder Pitch-Up Tendenzen erkennen.

Basis für die Simulation bildet ein flugmechanisches Rechenmodell. Dieses ist gegeben als 6-Freiheitsgradmodell (6-DOF) mit dem Zustandsgrößenvektor $\mathbf{x}(t)$ und den Messgrößen \mathbf{y} .

$$(5) \quad \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \\ \mathbf{y} &= \mathbf{g}(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \end{aligned}$$

Eingabegrößen sind die Piloteneingaben $\mathbf{u}(t)$, im Einzelnen die Positionen der Seitenrudderpedale, der Knüppelausschläge für Roll- und Nicksteuerung sowie die Schubhebelstellungen als Funktion der Zeit. Berücksichtigt werden weiterhin Flügelgeilung, Klappenstellungen, Luftbremsen, Spoiler, Ruderausschläge sowie Flugregler (Regelgesetze, Aktuatormodell, etc.).

Ergebnis der Simulation sind Zeitschriebe für Anstellwinkel, Schiebewinkel, Rollwinkel, Druckhöhe, Machzahl, Bahnneigungswinkel, Lastfaktor, Knüppelkraft, Nickrate, Rollrate und Gierrate.

3.4. Testmanöver

Nicht nur hinsichtlich der Erweiterung des Flugbereichs, sondern auch in Bezug auf die dynamischen Anforderungen wird die Kritikalität der Manöver während einer Testreihe gesteigert. Zunächst werden im Rahmen der grundlegenden Flugeigenschaftsuntersuchungen symmetrische sowie moderate asymmetrische Manöver geflogen. Erst nach erfolgreichem Abschluss dieser Tests wird mit der Untersuchung hochdynamischer Rollmanöver fortgefahren.

3.4.1. Grundlegende Flugeigenschaften

Im Rahmen der grundlegenden Flugeigenschaften wird das Verhalten der reinen Längsbewegung sowie der Seitenbewegung bis zu moderaten Rolleingaben untersucht. Man unterscheidet zwischen:

- Symmetrische Manöver
- Asymmetrische Manöver:
 - Moderates Rollen (Gentle Rolling)
 - Stationärer Schiebeflug (SHSS)

TAB 3 zeigt die zum Nachweis der grundlegenden Flugeigenschaften durchgeführten Manöver. Diese wurden so gewählt, dass damit die für die grundlegenden Flugeigenschaften relevanten Parameter abgedeckt sind.

Manöver	Parameter	Auswertung
Pitch Dublette [PD]	Frequenz und Dämpfung	- Parameteridentifikation Eigenwerte Längsbew. - Transferfunktionen - Anstellwinkel / Elevator - Pitch Rate / Elevator - Pitch Rate / Pitch Stick
Yaw Dublette [YD]	Frequenz und Dämpfung	- Parameteridentifikation Dutch-Roll Dämpfung / Frequenz - Transferfunktionen - Yaw Rate / Pedal - Sideslip Angle / Rudder - Yaw Rate / Rudder
Wind Up Turn [WUT]	maximaler Anstellwinkel symmetrisch, Knüppelkraft, n_z über α	- Längsstabilität und Steuerbarkeit - Pitch-Up Tendenzen - Knüppelkraftgradient - $dn_z/d\alpha \rightarrow CAP$
Wind Up Turn Gentle Roll [WUR]	maximaler Anstell- und Schiebewinkel asymmetrisch, Rollrate	- Departure Tendenz über Verlust der Seitenstabilität ($C_{n\beta, dyn}$) - Tendenz zur Rollsteuerumkehr (LCDP) - eff. adverse/proverse Yaw - Pitch-Up Tendenzen - Transferfunktionen - Roll Rate / Roll Stick - Roll Rate / Roll Control Surfaces - Rollzeitkonstante
Steady Heading Side Slip [SHSS]	maximaler Anstell- und Schiebewinkel asymmetrisch (X-Control)	- Departure Tendenz über Verlust der Seitenstabilität - Rollsteuer/Giersteuer-Autorität adäquat - Tendenz zur Rollsteuerumkehr - Departure Tendenz über Verlust der Seitenstabilität ($C_{n\beta, dyn}$)
Slow Down plus Rolleingaben [SLDN]	maximaler Anstellwinkel symmetrisch Rollrate und induzierte Schiebewinkel bei kleinen Eingaben	- Längs- und Seitenstabilität - Steuerbarkeit im Langsamflug bei hohem Anstellwinkel und Rollsteuereffektivität
Push/Pull Airbrake OUT [PSPL]	maximaler Anstellwinkel symmetrisch mit ausgefahrener Luftbremse	- Anstellwinkel (Pitch-Up/-Down infolge Luftbremse) - Längsstabilität

TAB 3. Symmetrische und asymmetrische Manöver

Die Testpunkte selbst werden so gewählt, dass die kritischsten Bereiche innerhalb des operationellen Flugbereichs abgedeckt sind. Dies sind klassischerweise der hohe Anstellwinkelbereich bei niedrigem und hohem Staudruck sowie niedriger bis negativer Anstellwinkel bei hohem Staudruck.

TAB 4 zeigt beispielhaft einen Ausschnitt aus einer Testmatrix mit den geforderten Manövern sowie der schrittweisen Erweiterung des Anstellwinkels von Block 1 nach Block 2.

Nr.	H _p [kft]	M	CAS [kt]	MAN	Zielwerte / Limitierungen			
					α	n _z	AB	Block
1	20	0.85		PD		1g	in	1
2	20	0.85		YD		1g	in	1
3	20	0.85		WUT	12		in	1
4	20	0.85		WUR	10		in	1
5	20	0.85		SHSS	10		in	1
6	20	0.85		PSPL	10		out	1
7	20			SLDN	12		in	1
10	20	0.85		WUT	14		in	2
11	20	0.85		WUR	12		in	2
12	20	0.85		SHSS	12		in	2
13	20	0.85		PSPL	11		out	2
14	20			SLDN	14		in	2

TAB 4. Testmatrix grundlegende Flugeigenschaften

3.4.2. Rapid Rolling

Nach Abschluss der Untersuchungen zu den grundlegenden Flugeigenschaften folgt die Analyse hochdynamischer Rollmanöver (Rapid Rolling). Neben der verstärkten Wirkung insbesondere der Kopplungs- und Steuer-Derivativa infolge größerer Ruderausschläge führen hier zunehmend asymmetrische Aerodynamik sowie Inertialkopplungen zu möglicherweise kritischen Flugzuständen. Insbesondere folgende Bereiche sind diesbezüglich gefährdet (BILD 3):

- Autorotation möglich infolge "proverse Yaw" bei hohem Staudruck und niedrigem bis negativem Anstellwinkel, gekennzeichnet durch Zunahme des Schiebewinkels gepaart mit rapider Zunahme der Rollrate. Relevantes Kriterium: Effektives adverse/proverse Yaw Kriterium (4)
- Departure möglich infolge "adverse Yaw" im hohen Anstellwinkelbereich, gekennzeichnet durch Zunahme des Schiebewinkels gepaart mit abnehmender Rollrate bei unvermindertem Querruderkommando (Rollsteuerumkehr). Dies gilt sowohl im hohen als

auch im niedrigen Geschwindigkeitsbereich. Relevantes Kriterium: *LCDP* (3)

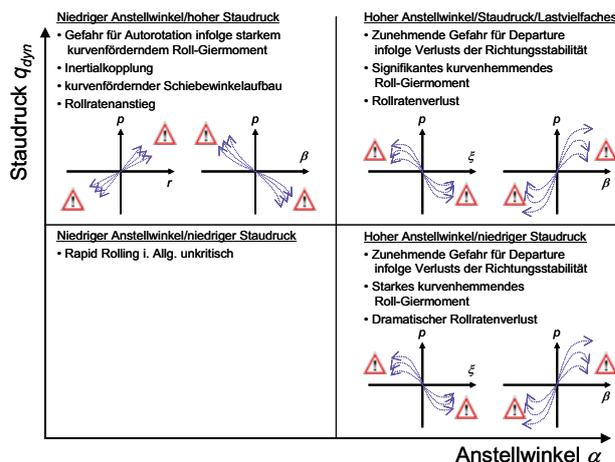


BILD 3. Kritische Flugbedingungen Rapid Rolling

Als Testmanöver werden 180° "Bank to Bank" Rollen "over the top" und "underneath" sowie volle 360° Rollen geflogen. Initiales Manöver für 180° Rollen ist ein Wind-Up Turn. Der Testpunktaufbau erfolgt schrittweise zunächst mit halbem Roll-Knüppel, danach mit vollem Kommando. Das Gleiche gilt für den schrittweisen Aufbau des maximalen Anstellwinkels. Da während der Rolle Korrekturen kaum möglich sind und um Limit-Überschreitungen zu vermeiden, werden die initialen Bedingungen mit einem Sicherheitsmargin bezüglich Anstellwinkel und Machzahl belegt.

3.4.3. Pitch-Up

Aufgrund lokaler Verdichtungsstöße sowie Wirbelbildung treten vor allem im höheren Machzahlbereich Ablösungen auf, die zu einer Reduktion der Längsstabilität führen können. Ergebnis ist eine mehr oder weniger ausgeprägte Tendenz zum Aufnicken im hohen Unterschallbereich. BILD 4 zeigt die hierfür typische nichtlineare Abhängigkeit des Höhenruderausschlags vom Anstellwinkel im Falle des aerodynamischen Pitch-Up.

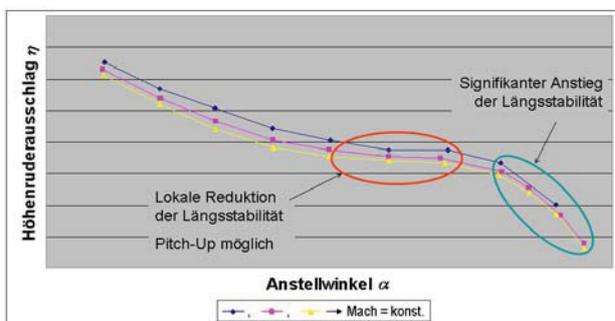


BILD 4. Pitch-Up Bereich

Zu unterscheiden sind drei Arten von Pitch-Up:

- Pitch-Up infolge aerodynamischer Effekte (lokale Verdichtungsstöße, Ablösung, Wirbelbildung)
- Pitch-Up infolge inertialer Effekte beim schnellen Rollen (Rapid-Rolling)
- Flugsteuerungsinduziertes Pitch-Up, z.B. bedingt durch Staudruckkompensation im Flugregler (FCS).

Die Untersuchung dieser Effekte erfolgt im Rahmen von Wind-Up Turns sowie Rapid Rolling Manövern im kritischen Machzahlbereich.

3.5. Ergebnisse

Ergebnis nach Abschluss aller flugmechanischen Untersuchungen ist letztlich die Freigabeempfehlung für den operationellen Betrieb (FOC) der zu untersuchenden Konfigurationen hinsichtlich der Anstellwinkelgrenzen abhängig von der Machzahl sowie der Analysebericht. Letzterer enthält die Beurteilung jedes einzelnen Manövers. Stellvertretend für die Analyse sind nachfolgend drei Beispiele vorgestellt.

3.5.1. Wind-Up Turn Gentle Roll

BILD 5 zeigt als Beispiel den Verlauf eines Wind-Up Turns mit moderatem Rollen im Bereich des maximalen Anstellwinkels. Dem Rollknüppelausschlag folgt der Querruderausschlag ξ , der Aufbau der Rollrate p und der Aufbau der Gierrate r . Der verbleibende positive Schiebewinkel β weist auf eine leichte Tendenz zur "adverse Yaw" in diesem Testpunkt.

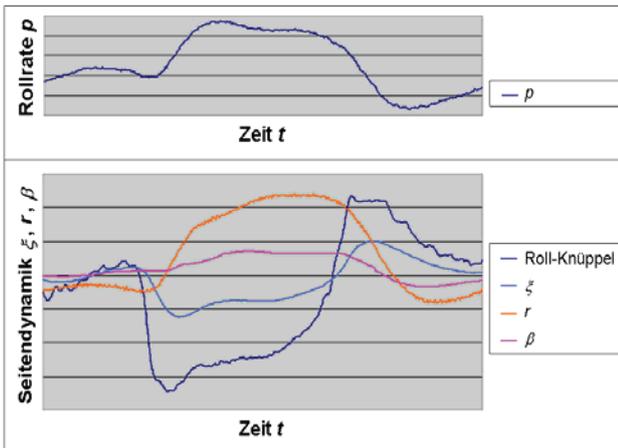


BILD 5. Beispiel: Wind-Up Turn Gentle Roll

3.5.2. Nachsimulation

BILD 6 zeigt als Beispiel einen Vergleich zwischen Flugtestdaten und Nachsimulation. Betrachtet wird ein Ausschnitt eines Manövers, an dem eine externe Störung der Rollrate p aufgetreten ist. Im ersten Drittel dieses Ausschnitts stimmen Simulation und Testdaten gut überein. Bei Eintritt der Störung erfolgt als Reaktion ein Querruderausschlag ξ entgegen der Rollrichtung. Dies ist gekoppelt mit einem Aufbau des Schiebewinkels β . Auf die daraufhin sich aufbauende Gierrate (nicht geplottet) reagiert der Gierdämpfer hier zunächst mit einem den Schiebewinkel unterstützenden Seitenruderausschlag ζ .

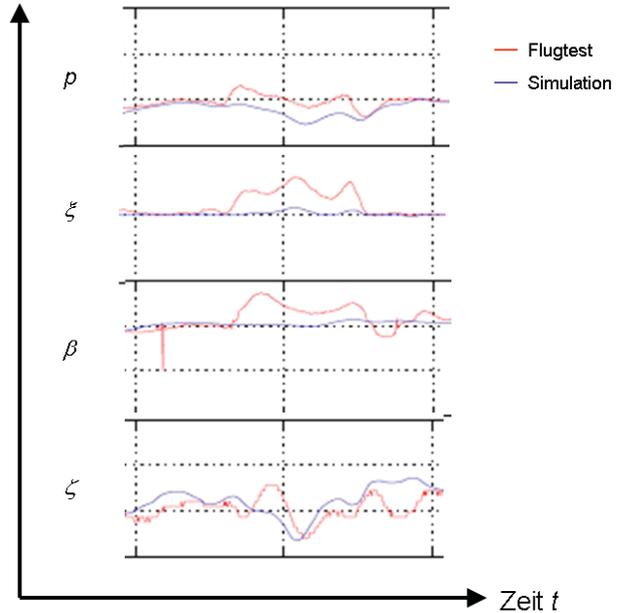


BILD 6. Simulation und Flugtest

3.5.3. Pitch-Up

Ein Beispiel für ein Pitch-Up zeigt BILD 7. Zunächst nimmt der Anstellwinkel mit langsamer Steigerung des Nickknüppelausschlags in Richtung "ziehen" zu. Bei Einsetzen des Pitch-Up nimmt die Nickrate q zu und der Anstellwinkel α erhöht sich dementsprechend schnell, obwohl der Knüppel in diesem Bereich nahezu fixiert wird und der Höhenruderausschlag η aufgrund des Flugregler Kommandos (FCS-Kommando) diesem nicht gewollten Aufbau entgegen wirkt. Bei höherem Anstellwinkel stellt sich wieder ein stabiler Zustand ein.

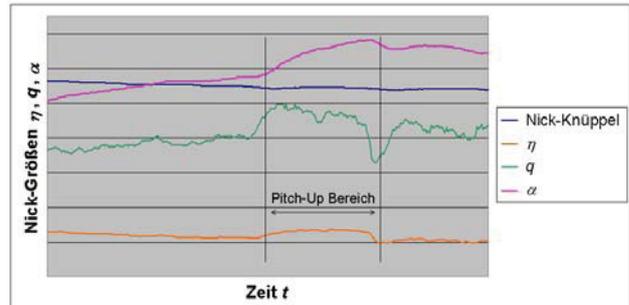


BILD 7. Beispiel: Pitch-Up

4. FLUGLEISTUNGSBEZOGENE INTEGRATION

Aufgabe der flugleistungsbezogenen Integration ist die Ermittlung der durch die Außenlasten verursachten Zusatzwiderstände. Der Fokus liegt dabei auf der Bestimmung des Machzahl-abhängigen Nullwiderstandes, welcher wiederum durch den sogenannten Drag Index repräsentiert wird.

Die Bestimmung des Zusatzwiderstandes kann auf verschiedene Weisen erfolgen [7]:

- Stationärer Horizontalflug bei gegebener Machzahl
- Stationäre Kurvenflüge
- Beschleunigungs- und Verzögerungsflüge bei maximalem bzw. minimalem Schub
- Roller Coaster Manöver
- Horizontalflüge mit instrumentiertem Triebwerk (Thrust in Flight)
- M.C.A. Methode [8], ebenfalls basierend auf stationären Horizontalflügen sowie horizontalen Beschleunigungs- und Verzögerungsflügen

Im vorliegenden Fall wurden Beschleunigungs- und Verzögerungsflüge bei maximalem bzw. minimalem Schub durchgeführt.

4.1. Referenzkonfiguration

Analog zur Vorgehensweise bei der flugmechanischen Integration werden die Zusatzwiderstände der Außenlasten anhand der geometrischen Eigenschaften sowie der in einer Datenbank gesammelten und dokumentierten Erfahrungen abgeschätzt. Dabei wird in der Regel zunächst ein eher konservativer Wert gewählt, auf dessen Basis dann die Flugversuche geplant werden. Nach Auswertung der Versuche wird dann der letztendlich gültige Wert ermittelt und in der technischen Dokumentation veröffentlicht.

TAB 5 zeigt ein stark vereinfachtes und auf die hier relevanten Informationen reduziertes Beispiel einer Datenbank für Außenlasten. Die geometrischen Eigenschaften sind in diesem Fall durch eine einfache Abbildung der Außenlast repräsentiert. Ein Maß für den Machzahl-abhängigen aerodynamischen Widerstand ist durch den sogenannten Drag Index gegeben. Dieser ist auch abhängig von der Aufhänge-Station der Außenlast am Flugzeug.

Beispiel: Bekannt sind die Daten eines Tanks sowie eines Aufklärungsbehälters. Neu und damit unbekannt ist ein Messinstrumenteträger auf Basis eines Tanks, der zur Aufnahme der Messgeräte durch eine runde Nase modifiziert wurde. Diesem wurde als "Worst Case" an Station 1 und 3 der Drag Index 11 analog dem Aufklärungsbehälter mit der ebenfalls runden Nase zugewiesen und an Station 2 der Drag Index 10, um der vom Tank bereits bekannten Reduktion des Drag Index an der Station 2 Rechnung zu tragen.

Store	Geometrie	Drag Index an Station	
		1=links 2=mitte 3=rechts	
		1, 3	2
Tank		8	7
Aufkl.		11	-
neu		11	10

TAB 5. Datenbank für Außenlasten – stark vereinfacht

Der Drag Index der jeweiligen vollständigen Außenlastkonfiguration entsprechend BILD 1 setzt sich dann additiv zusammen. Interferenzen der Außenlasten untereinander werden dabei vernachlässigt.

Diese Daten bilden dann während der Flugtestphase die Basis für die Flugplanung.

4.2. Bestimmung der Zusatzwiderstände

Die Bestimmung der Zusatzwiderstände der einzelnen Konfigurationen erfolgt durch Vergleichsflüge. Dabei werden mit jeder Konfiguration die gleichen Testmanöver wiederholt und die gemessenen Daten verglichen. Basis für den Vergleich bildet ein Massenpunktmodell mit drei Freiheitsgraden (3 DOF). Gleichung (6) zeigt davon die bahnparallele Beschleunigung [9].

$$(6) \quad \dot{V} = \frac{F_T - (W_0 + W_i) - m \cdot g \cdot \sin \gamma}{m}$$

mit $F_T = F \cdot \cos(\alpha + \sigma)$
 und $W_0 = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{W0}(M)$
 und $W_i = \frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S \cdot C_{Wi}(\alpha, M)$

Der Zusatzwiderstand der Außenlasten setzt sich zusammen aus dem Null-Widerstand W_0 und dem induzierten Widerstand W_i . Der Einfluss der Außenlasten auf den induzierten Luftwiderstand ist jedoch mit Ausnahme des hohen Anstellwinkelbereichs eher gering. Damit reduziert sich die Bestimmung des Zusatzwiderstandes auf die Ermittlung des Nullwiderstandes.

Des Weiteren ist die Einhaltung der Flughöhe während der Testflüge äußerst genau. Damit kann der Bahnneigungswinkel ohne Weiteres zu Null angenommen werden. Der Vergleich zweier Konfigurationen lässt sich damit wie folgt auswerten.

$$(7) \quad W_{0_2} - W_{0_1} = F_{T_2} - W_{i_2} - m_2 \cdot \dot{V}_2 - (F_{T_1} - W_{i_1} - m_1 \cdot \dot{V}_1)$$

Bei bekannten bahnparallelen Schubkomponenten F_{T1} , F_{T2} , induziertem Widerstand W_{i1} , W_{i2} , Widerstandsbeiwert C_{W01} sowie den gemessenen Werten, Masse, Luftdichte, Beschleunigung und ggf. Flugbahnwinkel ließe sich daraus der gesuchte Widerstandsbeiwert C_{W02} bestimmen.

4.2.1. Reduktion auf Standardbedingungen

Im Allgemeinen finden die jeweiligen Testflüge nicht unter den gleichen Umgebungsbedingungen statt. Zudem bestehen Modellunsicherheiten, z. B. im Schubniveau aufgrund der nicht instrumentierten Triebwerke.

Um alle Flüge auf einer gemeinsamen Basis miteinander vergleichen zu können, müssen die zugehörigen Daten zunächst auf Standardbedingungen skaliert werden. Dies erfolgt in folgenden Schritten:

1. Die Simulation auf Basis des vorliegenden Rechenmodells für die im Flugtest gemessenen Testbedin-

gungen liefert die theoretisch zu erzielenden Beschleunigungen: $\dot{\vec{V}}_{Test}$

2. Die Simulation auf Basis des vorliegenden Rechenmodells für Standardbedingungen liefert die unter Standardbedingungen theoretisch zu erzielenden Beschleunigungen: $\dot{\vec{V}}_{Std}$
3. Bestimmung des Skalierungsfaktors: $f = \dot{\vec{V}}_{Std} / \dot{\vec{V}}_{Test}$
Dieser quantifiziert die Änderung der Beschleunigungswerte bei Änderung der Umgebungsbedingungen
4. Reduktion der gemessenen Beschleunigungsdaten $\dot{\vec{V}}_{Test}$ auf Standardbedingungen: $\dot{\vec{V}}_{Std} = f \cdot \dot{\vec{V}}_{Test}$

Durch die Reduktion auf Standardbedingungen erhält man die gleichen atmosphärischen Bedingungen sowie das gleiche, zunächst theoretische Schubniveau für die reduzierten Testdaten. Passen alle Modellparameter einschließlich der Drag Indizes, so müssten die simulierten und die gemessenen Beschleunigungsdaten jetzt übereinstimmen. Ist dies nicht der Fall, so ist im folgenden Schritt der relevante Modellparameter zu korrigieren.

5. Variation des relevanten Modellparameters und Iteration über 1) bis 4) so, dass Simulation und Flugtest die gleichen Ergebnisse liefern: $\dot{\vec{V}}_{Std} = \dot{\vec{V}}_{Std}$

Relevanter Modellparameter ist dabei entweder der letztlich zu bestimmende Zusatzwiderstandsbeiwert oder aber eine Korrektur des Schubmodells.

4.2.2. Korrektur des Schubmodells

Aufgrund der Alterung der Triebwerke ist der Schub F nicht mit genügender Genauigkeit aus dem Modell bekannt. Diese Veränderungen gegenüber dem Modell müssen durch einen Flug mit einer Referenzkonfiguration erfasst werden, deren Zusatzwiderstand als bekannt vorausgesetzt wird. Im vorliegenden Fall ist dies Konfiguration 1 in BILD 1. Bezeichnet man den realen Schub mit F , den modellierten Schub mit \bar{F} und skaliert diesen über einen Machzahl-abhängigen Schubfaktor k_F , so lässt sich dieser Faktor aus Gleichung (6) bestimmen.

$$(8) \quad k_F = \frac{m \cdot \dot{V} + (W_0 + W_i)}{\bar{F}} \quad \text{mit } F = k_F \cdot \bar{F}$$

Dieser Faktor wird dann als gültig für alle weiteren Simulationen betrachtet.

4.2.3. Korrektur des Zusatzwiderstandes

Zur Bestimmung der Zusatzwiderstände der Konfigurationen entsprechend BILD 1 sind Testflüge mit folgenden Konfigurationen erforderlich (TAB 5):

- Konfiguration 1 zur Bestimmung der Schubfaktoren für Maximal- und Leerlaufschub.
- Konfiguration 3 zur Bestimmung des Zusatzwiderstandes an Station 2 durch Vergleich mit der Referenzkonfiguration 1
- Konfiguration 4 zur Bestimmung des Zusatzwiderstandes an den Stationen 1 bzw. 3 durch Vergleich mit Konfiguration 3

Der Zusatzwiderstand der Konfiguration 5 ergibt sich aus der Addition der Zusatzwiderstände an den Stationen 1,2,3.

Nach Reduktion auf Standardbedingungen reduziert sich der gesuchte Zusatzwiderstandsbeiwert aus Gleichung (7) zu:

$$(9) \quad \Delta C_{W0} = \left(\frac{F_T - W_{i_2} - m_2 \dot{V}_2 - (F_T - W_{i_1} - m_1 \dot{V}_1)}{\frac{\rho}{2} \cdot V^2 \cdot S} \right)_{Std}$$

Die eigentliche Bestimmung des jeweiligen Zusatzwiderstandes erfolgt dann in den bereits beschriebenen Schritten 1 bis 5 durch Variation des relevanten Modellparameters C_{W0} .

4.3. Auswertung der Flugtestdaten

Während der Testflüge wurden Beschleunigungs- und Verzögerungsflüge bei maximalem bzw. minimalem Schub durchgeführt. Als relevante Parameter wurden dabei folgende Größen gemessen:

- Beschleunigungen in flugzeugfester X, Y, Z Richtung
- Machzahl und Calibrated Airspeed
- Druckhöhe
- Temperatur
- Anstellwinkel
- Schiebewinkel
- Triebwerksdrehzahlen (NH, NL)

Zur Auswertung des jeweiligen Zusatzwiderstandes wurden die im flugzeugfesten Achsensystem gemessenen Beschleunigungen zunächst in bahnparallele bzw. normale Beschleunigungen umgerechnet. BILD 8 zeigt den Verlauf eines solchen Manövers als Funktion der Machzahl. Die Kontrolle des jeweiligen Messbereiches erfolgt anhand der Triebwerksdrehzahlen NH und NL. Um die Ergebnisse nicht durch dynamische Effekte zu verfälschen sollte ein möglichst stationärer Bereich für die Auswertung des jeweiligen Manövers gewählt werden.

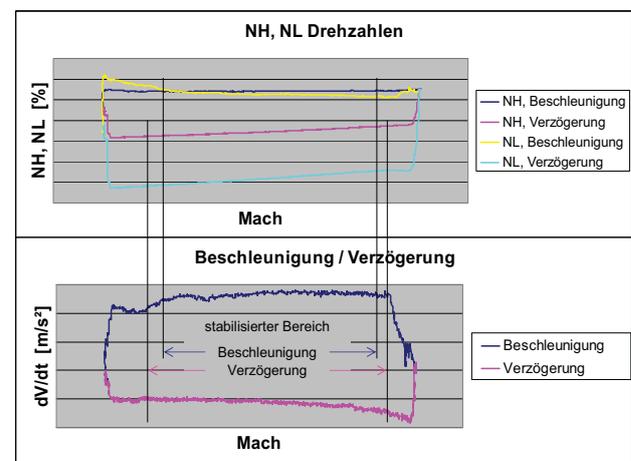


BILD 8. Beschleunigungs- und Verzögerungsmanöver

Einen Vergleich der drei gemessenen Konfigurationen zeigt BILD 9. Im oberen Teil ist der Verlauf der Machzahl über der Zeit dargestellt. Der untere Teil des Bildes zeigt die Beschleunigung dV/dt über der Machzahl.

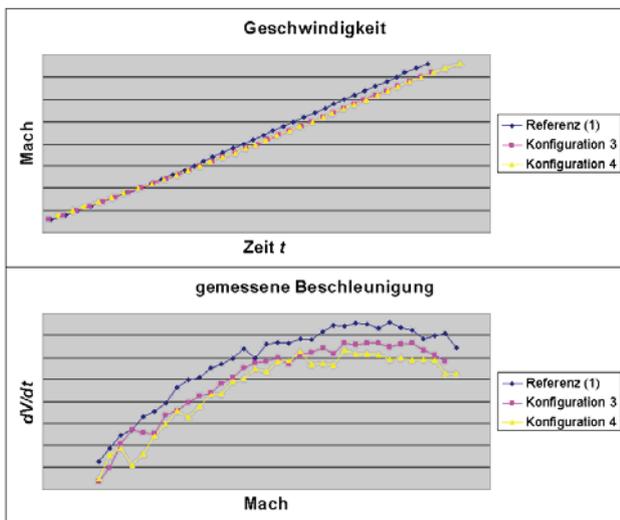


BILD 9. Beschleunigungsmanöver: Vergleich dreier Konfigurationen

Für die Auswertung selbst wurde in diesem Beispiel eine Schrittweite festgelegt, sodass etwa 30 Messpunkte pro Manöver betrachtet wurden. Die dabei ersichtliche Streuung der Messwerte lässt die eigentliche Problematik der Auswertung erkennen.

4.3.1. Punktweise Auswertung der Messdaten

Der ursprüngliche Ansatz war, die gemessenen Beschleunigungsdaten direkt zu vergleichen und entsprechend 4.2 den Zusatzwiderstand für jeden Messpunkt explizit auszuwerten. BILD 10 zeigt ein Ergebnis dieses Ansatzes. Die durchgezogenen Linien zeigen dabei den sich ergebenden Zusatzwiderstand jeweils für zwei Beschleunigungs- und Verzögerungsflüge der gleichen Konfiguration, wie sie sich aus den ungefilterten, bahnparallelen Beschleunigungswerten a_i ergeben.

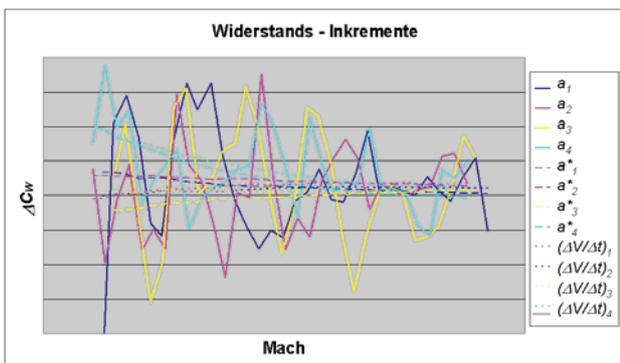


BILD 10. Widerstandsinkremente aus direktem Vergleich mit Referenz-Konfiguration

Um das Ergebnis zu verbessern wurden die Daten auf unterschiedliche Weise geglättet:

- Segmentweise Bestimmung der Beschleunigung $(\Delta V/\Delta t)_i$ aus gemessenen Geschwindigkeitsverläufen

mit verschiedenen Schrittweiten für Δt (gepunktete Verläufe in BILD 10)

- Mittelwert über definiertes Zeitintervall
- Polynomapproximation (gestrichelte Verläufe a_i^* in BILD 10)
- Tiefpass Filterung

Diese Maßnahmen brachten zwar eine Verbesserung der Ergebnisse, die Streuungen und damit Unsicherheiten blieben jedoch immer noch hoch. Vor allem folgende Nachteile haben sich gezeigt:

- In den vorliegenden Fällen nicht zufriedenstellender Kompromiss zwischen Streuung und Mittelwertbildung
- Abhängigkeit der Ergebnisse von der Parametrisierung der Glättungsfunktion

4.3.2. Auswertung auf Basis von Simulation

Nachdem durch die punktweise Auswertung der Messdaten kein zufriedenstellendes Ergebnis erzielt wurde, wurde der Ansatz dahin gehend geändert, dass die Simulation der Manöver zur Bestimmung der relevanten Modellparameter herangezogen wurde. Dabei werden die dynamischen Gleichungen integriert und die jeweiligen Modellparameter segmentweise so adaptiert, dass die Flugeschwindigkeit aus der Simulation mit den gemessenen Werten innerhalb eines Toleranzbandes übereinstimmt.

BILD 11 zeigt das Ergebnis einer solchen Simulation. Während im oberen Teil von BILD 11 die gemessenen Werte leichte Streuungen erkennen lassen (rote Linie), ist der Verlauf der simulierten Werte (blaue Linie) wie erwartet glatt und verläuft innerhalb der durch die gemessenen Werte gegebenen Toleranzen.

Der untere Teil von BILD 11 zeigt die entsprechenden Beschleunigungswerte. Die rote Linie zeigt die aus $\Delta V/\Delta t$ bestimmten allerdings mit einer zu kleinen Schrittweite Δt ungünstig angepassten Beschleunigungswerte. Gelb sind die aus den gemessenen Beschleunigungsdaten direkt ermittelten dV/dt Werte, während blau die Simulation wiedergibt.

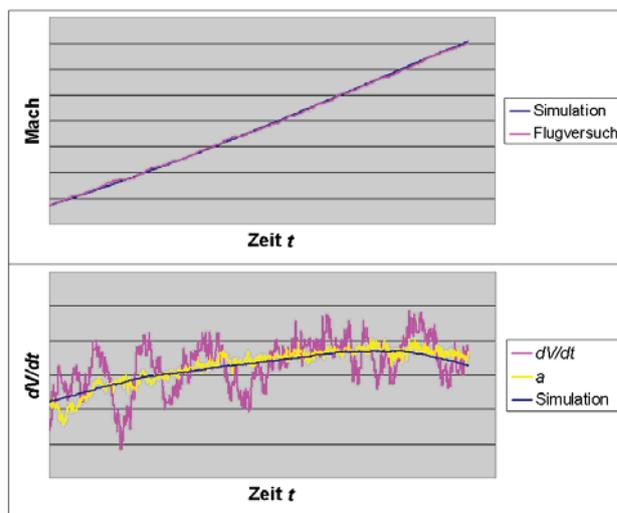


BILD 11. Beschleunigungsmanöver: Vergleich der Auswertemethoden

4.3.3. Ergebnisse

Während im vorliegenden Fall die punktweise Auswertung der Flugtestdaten aufgrund der beobachteten Streuungen keine zufriedenstellenden Ergebnisse lieferte, konnten durch Simulation der Manöver mit segmentweiser Adaption der Schubfaktoren bzw. der Widerstandsinkremente gute Ergebnisse erzielt werden. BILD 12 zeigt den Verlauf der Widerstandsinkremente im relevanten Machzahl-Bereich für die einzelnen Außenlasten sowie für die Gesamtkonfigurationen entsprechend BILD 1.

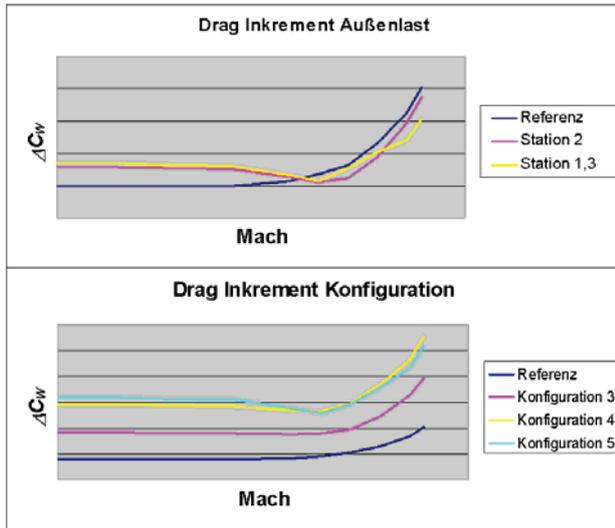


BILD 12. Widerstandsinkremente aus Simulation

Die auf diese Weise ermittelten Drag Index Werte lagen letztendlich um 10% unter den ursprünglich entsprechend TAB 5 erwarteten Werten.

5. ZUSAMMENFASSUNG

Es wurde gezeigt, wie anhand von "Read-Across" mit daran anschließender Flugerprobung und Auswertung der Testdaten eine Integration neuer Außenlasten an einem Luftfahrzeug durchgeführt wurde. Fehlende Windkanal-daten oder reduzierte Informationen, z.B. nicht genau bekannte Derivativa oder Triebwerksleistung, erschweren die Auswertung. Dies erfordert z. T. unterschiedliche Vorgehensweisen bei der Auswertung. Sowohl im Bereich Flugmechanik als auch Flugleistung hat sich dabei der Vergleich der im Flugtest gemessenen Daten mit der Simulation hinsichtlich Effizienz und Genauigkeit bewährt.

6. ABKÜRZUNGEN UND SYMBOLE

Abkürzungen

CAP	Control Anticipation Parameter
FOC	Final Operational Clearance
GCCM	Gentle Course Change Manoeuvre
IFTC	Initial Flight Test Clearance
IOC	Initial Operational Clearance
LCDP	Lateral Control Divergence Parameter
PD	Pitch Dublette
PSPL	Push/Pull
SLDN	Slow Down
SHSS	Steady Heading Sideslip

WUR	Wind-Up Turn mit Rolle
WUT	Wind-Up Turn
YD	Yaw Dublette

Symbole

a	Beschleunigung
$C_{l\beta}$	Schiebe-Rollmoment Derivat
$C_{n\beta}$	Schiebe-Giermoment Derivat
C_w	Widerstandsbeiwert
F	Schub
I_x, I_z	Trägheitsmomente
m	Masse
n_z	Lastvielfaches
p	Rollrate
q	Nickrate
q_{dyn}	Staudruck
r	Gierrate
S	Flügelfläche
t	Zeit
\mathbf{u}	Steuervektor
V	Geschwindigkeit
W	Widerstand
\mathbf{x}	Zustandsvektor
α	Anstellwinkel
β	Schiebewinkel
γ	Bahnneigungswinkel
ζ	Seitenruderausschlag
η	Höhenruderausschlag
ξ	Querruderausschlag
ρ	Luftdichte
σ	Schubvektorwinkel
ω	Kreisfrequenz

7. LITERATUR

- [1] Department of Defense, MIL-F-8785C, Military Specification "Flying Qualities of Piloted Airplanes", Washington, 1980
- [2] Hodgkinson, J., "Aircraft Handling Qualities", Blackwell Science Ltd, 1999
- [3] Gautrey, J.E., Cook, M.V., Bihle, W.A., "A Generic Control Anticipation Parameter for Aircraft Handling Qualities Evaluation", The Aeronautical Journal, Vol. 102, No. 1013, 1988, pp. 151-159
- [4] Mangold, P., "Flugmechanische Basisauslegung moderner Kampfflugzeuge", Carl Cranz Gesellschaft e.V., Manuskript-Nr. 3, Oberpfaffenhofen, Juli 1992
- [5] Mitchell, D. G., Johnston, D. E., "Investigation of High-Angle-Of-Attack Maneuver-Limiting Factors – Part II: Pilotes Simulation Assessment of Bihle Departure Criteria", Technical Report AFWAL-TR-80-3141, Part II, December 1980
- [6] Heller, M., "Untersuchung zur Steuerung und Robusten Regelung der Seitenbewegung von Hyperschall-Flugzeugen", Dissertation, Lehrstuhl für Flugmechanik und Flugregelung, Technische Universität München, 30.06.1999
- [7] Olson, W. M., "Aircraft Performance Flight Testing", Technical Information Handbook, AFFTC-TIH-99-01, AFFTC Edwards AFB, September 2000
- [8] Rosenberg, R., Schuch, G., "Die M.C.A.-Methode, ein flugversuchstechnisches Verfahren zur Ermittlung des Schubes von Strahlflugzeugen im Fluge", Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Heft 6, 1982
- [9] Brüning, G., Hafer, X., Sachs, G., "Flugleistungen", 3. Auflage, Springer Verlag, 1993