

Formationsflug von Verkehrsflugzeugen zur Treibstoffeinsparung

R. Luckner, A. Kaden

Technische Universität Berlin (TUB)
Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität

Zusammenfassung

Der Luftverkehr muss seine Emissionen in Zukunft deutlich reduzieren. Die Möglichkeit im Formationsflug wie Zugvögel Leistung einzusparen ist seit langem bekannt, aber bisher noch ungenutzt. Treibstoffeinsparungen von bis zu 18% für das nachfolgende Flugzeug konnten in Flugversuchen nachgewiesen werden. Aufgrund vieler noch offener Fragen an die praktische Umsetzung des Formationsflugs besonders im operationellen Linienbetrieb, fliegen Verkehrsflugzeuge bis heute nicht in Formation. Der vorliegende Artikel gibt eine Übersicht zum Stand der Forschung auf dem Gebiet des Formationsflugs und beschreibt dessen grundlegende physikalische Zusammenhänge. Weiterhin wird erläutert, wie das Aufwindfeld eines Flugzeugs und der Flug eines nachfolgenden Flugzeugs darin modelliert werden kann. Mit Hilfe dieser Modelle werden die Vorteile des Formationsflugs für den Linienverkehr untersucht, ein Flugregler entworfen, der die optimale Position im Formationsflug (genannt *Sweet Spot*) einstellt und im Flugsimulator wird untersucht, welche Anforderungen an den manuellen und automatischen Formationsflug aus Pilotensicht bestehen. Die Forschungsarbeiten fanden im Rahmen des Vorhabens „Automatischer Formationsflug“ am Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität (FMRA) der TU Berlin statt. Das Vorhaben wird von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG) gefördert. Die Flugsimulatorversuche zeigen offene Fragen auf, für die noch Klärungsbedarf besteht bevor Formationsflug in den operationellen Linienbetrieb eingeführt werden kann.

SYMBOLE

b	Spannweite
$d\Gamma_i$	Zirkulationsänderung
F	Triebwerksschub
H	Höhe
N_1	Triebwerksdrehzahl
p	Rollgeschwindigkeit
q	Nickgeschwindigkeit
r	Giergeschwindigkeit
r_c	Kernradius
u	Geschwindigkeitskomponente in x-Richtung
V	Fluggeschwindigkeit
v	Geschwindigkeitskomponente in y-Richtung
w	Geschwindigkeitskomponente in z-Richtung
x	Koordinate in longitudinaler Richtung
y	Koordinate in lateraler Richtung
z	Koordinate in vertikaler Richtung
α	Anstellwinkel
Γ	Zirkulation
ζ	Seitenruderausschlag
η	Höhenruderausschlag
θ	Längslagewinkel
ξ	Querruderausschlag
Φ	Hängewinkel
Ψ	Azimut

ABKÜRZUNGEN UND INDIZES

WVE *Wake Vortex Encounter*

1 EINLEITUNG

Die Möglichkeit im Formationsflug Leistung einzusparen wird von Zugvögeln ausgenutzt, s. BILD 1. Sie ist seit langem bekannt und wurde bereits 1914 von Wieselsberger in [1], von Schlichting in [2] sowie für heterogene Formationen

von Hummel in [3] beschrieben. Flugzeuge könnten damit 15-20% Treibstoff sparen. Dabei wird das Aufwindfeld eines vorausfliegenden Flugzeugs genutzt, um die Schubkraft und damit den Treibstoffverbrauch zu reduzieren. Treibstoffeinsparungen von 8-18% wurden bereits in Flugversuchen mit verschiedenen Flugzeugtypen nachgewiesen. Doch bis heute nutzen Verkehrsflugzeuge wegen ungelöster technischer und operationeller Fragen das Sparpotenzial des Formationsflugs nicht. Angesichts schärfer werdender ökonomischer und ökologischer Randbedingungen nehmen in den letzten Jahren die Forschungsaktivitäten zu, die noch offenen Fragen zu klären.



BILD 1: Formationsflug von Zugvögeln

Dieser Artikel gibt eine Übersicht über den Stand der Technik (Kap. 2) sowie die grundlegenden physikalischen Zusammenhänge des Formationsflugs (Kap. 3) und beschreibt, mit welchen Modellen das Aufwindfeld eines Flugzeugs und der Flug eines nachfolgenden Flugzeugs darin modelliert werden können (Kap. 4). Diese Modelle wurden am Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aeroelastizität (FMRA) der TU Berlin genutzt, um Vorteile des Formationsflugs für den Linienverkehr zu untersuchen (Kap. 5), einen Flugregler zu entwerfen, der die optimale Position im Formationsflug (genannt *Sweet Spot*) einstellt und im Flugsimulator zu untersuchen, welche Anforderungen an

den manuellen und automatischen Formationsflug aus Pilotensicht bestehen (Kap. 6). Die Flugsimulatorversuche zeigten offene Fragen auf, für die noch Klärungsbedarf besteht bevor Formationsflug in den operationellen Linienbetrieb eingeführt werden kann (Kap. 7).

2 STAND DER TECHNIK

Formationsflug ist seit den Anfängen der Luftfahrt von Flugtagen und militärischen Einsätzen bekannt, hatte aber lange Zeit nicht das Ziel das Aufwindfeld des Vorfliegers auszunutzen, um Treibstoff zu sparen. Der erste Formationsflug mit diesem Ziel fand am 25.07.1984 in Braunschweig statt¹. Die TU Braunschweig führte Flugversuche mit zwei Forschungsflugzeugen vom Typ Do 28-D1 durch, gefördert von der *Deutschen Forschungsgemeinschaft* (DFG). Die Versuchskampagne bestand aus mehreren Flügen und erstreckte sich bis in den August 1984. Die Ergebnisse dieser Formationsflüge wurden 1986 von Beukenberg und Hummel in [3] veröffentlicht. Der Formationsflug erfolgte manuell und es bestand kein Datenaustausch zwischen beiden Flugzeugen. Die optimale Position wurde dem Piloten mit optischen Hilfsmitteln angezeigt. Im Flugversuch konnten die theoretisch ermittelten Einsparungen bestätigt werden, so dass erstmals die Machbarkeit im Flugversuch nachgewiesen wurde. Die Leistungersparnis betrug für das nachfolgende Flugzeug maximal 16,5%. Die Versuche zeigten auch, dass der manuelle Formationsflug sehr hohe Anforderungen an den Piloten stellt.

Um den Piloten zu entlasten und die Einsparungen zu steigern, wurde ein Flugregler für den automatischen Formationsflug entwickelt und 1987/88 in einer zweiten Flugversuchsphase von der TU Braunschweig gemeinsam mit dem *Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt* (DLR)² im Flugversuch erprobt, s. [5] und [6]. Das nachfolgende Flugzeug war wie in der ersten Kampagne vom Typ Do 28-D1. Zur Wirbelerzeugung wurde ein Flugzeug vom Typ Do 228 (ca. 50% schwerer als die Do 28) eingesetzt. Der automatische Formationsflug wurde durch eine Positionsregelung in Kombination mit einer Extremwertsuche realisiert, wobei die Messung der Relativabstände indirekt über Ersatzgrößen wie Querruderausschlag, induzierter Aufwind usw. erfolgte. Bei den Versuchen wurden Leistungseinsparungen von durchschnittlich 10% erreicht. Es wurden keine höheren Einsparungen erzielt, da der Regler im Bereich größter Einsparungen (nahe dem Bereich, wo das Rollmoment das Vorzeichen wechselt, s. Kap. 3) instabil war und somit nur Positionen weiter außerhalb der Wirbelschleppe stationär gehalten werden konnten.

Die NASA (*Dryden Flight Research Center* - DFRC) berichtet 2002 über Formationsflugversuche mit zwei Flugzeugen vom Typ F/A-18 (s. [7], [8]). Die Flüge wurden manuell durchgeführt. Es wurden Treibstoffeinsparungen von bis zu 18% für das nachfolgende Flugzeug demonstriert. Es wurde auch ein Formationsflugregler getestet (s. [9]), allerdings war dieser nur außerhalb des Einflussbereiches der Wirbelschleppe stabil, so dass Einsparungen im automatischen Betrieb nicht nachgewiesen werden konnten. Auch die *US Air Force Test Pilot School* berichtet, über Flugversuche zum manuellen Formationsflug, 2002 mit zwei Flugzeugen vom Typ T-38 (s. [10]) und 2005 mit zwei Flugzeugen vom Typ F-16 (s. [11]). Die Treibstoffeinsparungen für das nachfolgende Flugzeug erreichten knapp 9% für die T-

38 und 13% für die F-16.

Pahle et al. veröffentlichen in [12] erstmals Ergebnisse zu Formationsflugversuchen der NASA mit großen Transportflugzeugen (Boeing C-17). Die Flugzeuge wurden in deutlich größerem Längsabstand (bis 1.000 m) als bisher üblich gestaffelt. Die Steuerung der lateralen Ablage vom Optimalpunkt erfolgte manuell, longitudinale und vertikale Ablagen vom Optimalpunkt wurden durch den Formationsflug-Autopiloten geregelt. Es wurde gezeigt, dass der Formationsflug mit großen Längsabständen möglich ist und dabei Einsparungen von 7-8% erreichbar sind.

Zwei weitere Flugkampagnen in den Jahren 2012 und 2013 (z.B. [13], [14]) hatten das Ziel zu untersuchen, ob der Formationsflug die Flugzeugstruktur, die Triebwerksleistung oder die Flugzeugbesatzung negativ beeinträchtigt und ob der Formationsflug über lange Strecken durchgeführt werden kann. In diesen Versuchen wurden 10% Treibstoff im automatischen Betrieb gespart, wobei die Flugzeugstruktur, die Triebwerke und die Besatzung durch den Formationsflug nicht oder nur geringfügig beeinträchtigt wurden.

Auch mit unbemannten Flugzeugen gab es eine Reihe von Flugversuchen zum automatischen Formationsflug. Die in [15], [16] beschriebenen Projekte hatten das Ziel, Flugzeuge in „losen Formationen“ (ohne Ausnutzung des Aufwindfeldes) simultan zu regeln, so dass sie sich als ein fliegender Schwarm verhalten. Der Relativabstand der Formationsteilnehmer wurde dabei stets so gewählt, dass nachfolgende Flugzeuge außerhalb des Einflussbereichs der Wirbelschleppe flogen. Die Nutzung des Aufwindfeldes eines vorausfliegenden Flugzeugs wurde für unbemannte Flugzeuge bisher nur in Simulationen betrachtet (z.B. [17]).

Aufgrund noch ungelöster technischer und operationeller Fragen, fliegen Verkehrsflugzeuge bis heute nicht in Formation, obwohl es aus ökologischer und ökonomischer Sicht sinnvoll ist (s. [18], [19]). Deshalb besteht Forschungsbedarf, den Formationsflug, dessen Einsparpotential und die offenen Fragen genauer zu untersuchen. Eine wichtige noch ungelöste Frage ist, wie das nachfolgende Flugzeug die optimale Position im Aufwindfeld über lange Zeiträume einhalten kann. Dazu ist die Entwicklung eines Flugreglers für den automatischen Formationsflug notwendig. Die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) fördert in diesem Zusammenhang das Vorhaben „Automatischer Formationsflug“ an der TU Berlin. Ziel ist, das Fliegen in einer Formation unter optimaler Ausnutzung des Aufwindfeldes eines vorausfliegenden Flugzeugs mittels Flugregler zu automatisieren, die dazu notwendigen Methoden zu entwickeln sowie die Erfolgchancen, den erforderlichen Realisierungsaufwand und die unter realistischen operationellen Bedingungen erreichbare Treibstoffersparnis zu untersuchen.

Wie stehen die großen Flugzeughersteller zum Formationsflug? Charles Champion, Executive Vice President Engineering Airbus, sagte 2012:

“Formation flying, actually we’re not talking about the Red Arrows, so you’re not wing-to-wing flying together but it’s more like birds, talking about maybe one nautical mile separation, so you actually use the wake of the aircraft in front of you to burn less fuel.”³

¹ Die Termine der Flugversuche der TU Braunschweig stammen aus einer privaten Kommunikation vom 24.2.2016 mit D. Hummel.

² Bis 1997 *Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt*

(DFVLR)

³ <http://www.reuters.com/video/2012/09/14/environmentalists-in-sync-with-airbus-on?videoid=237761016>

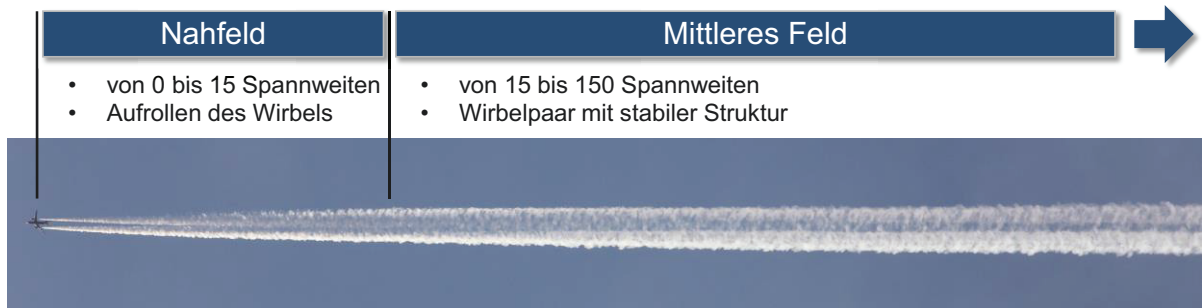


BILD 2: Regionen der Wirbelschleppe

Auch Mark Anderson, Director Boeing Flight Sciences Technology, wies 2014 darauf hin, dass Boeing gemeinsam mit der NASA den Formationsflug untersucht:

*"One of the prices we pay for living in a 3-dimensional world is that we leave behind swirling vortices in our wakes. What you're actually doing when flying in formation is you're harvesting some of that energy. [...] One of the things about working in research and technology, whether it's at a company like Boeing or at NASA, is you've really got to look far off into the future."*⁴

3 FLUGPHYSIKALISCHE GRUNDLAGEN

Die genaue Kenntnis über wirbelinduzierte Windgeschwindigkeiten und deren Wirkung auf einfliegende Flugzeuge ist Grundvoraussetzung für die Erforschung des nahen Formationsflugs. Wirbelschleppen entstehen durch den Druckunterschied zwischen Ober- und Unterseite eines Flügels wenn Auftrieb erzeugt wird. Dieses Wirbelsystem kann in drei Regionen unterteilt werden:

- 1) Nahfeld (bis 15 Spannweiten), in dem sich die Wirbelschicht zu zwei gegensinnig rotierenden Wirbeln aufrollt,
- 2) Mittelfeld (15 bis 150 Spannweiten), in dem das Wirbelpaar eine annähernd stabile Struktur besitzt und
- 3) Fernfeld (mehr als 150 Spannweiten), in dem das Wirbelsystem zerfällt.

Die ersten beiden Regionen (s. BILD 2) sind für den treibstoffeffizienten Formationsflug am besten geeignet.

Die meisten existierenden Modelle zur Berechnung wirbelinduzierter Geschwindigkeiten (*Wake Vortex Velocity Model – WVVM*) in Flugsimulationen verwenden zwei gegensinnig rotierende Wirbel mit gerader Wirbelachse und ein senkrecht dazu angeordnetes, zweidimensionales Geschwindigkeitsfeld, vgl. [20]. Diese analytischen Modelle zur Berechnung des globalen Windfeldes liefern eine gute Übereinstimmung mit experimentell ermittelten Ergebnissen, haben einen relativ einfachen Aufbau und eignen sich gut für die Verwendung in Schnellzeit- und Echtzeitsimulationen. Sie haben sich für die Darstellung des Mittelfeldes der Wirbelschleppe bewährt, können aber den Aufrollvorgang im Nahfeld nicht abbilden. Da auch dieser Bereich für den Formationsflug relevant ist, wurde an der TU Berlin ein Modell entwickelt, das den Aufrollvorgang der Wirbelschleppe mit Hilfe diskreter Einzelwirbel berechnet [23].

Die Simulation verwendet ein einfaches Modell für das vom Flugzeug erzeugte Wirbelsystem, welches auf der Tragli-

nientheorie von Prandtl aufbaut. Der Auftrieb der Tragfläche wird durch eine mit Zirkulation behaftete Wirbellinie, dem sog. gebundenen Wirbel, dargestellt. Die Modellierung des Flugzeugs erfolgt mit Hilfe zweier Tragflächen, die den Flügel (Spannweite b_w) und das Höhenleitwerk (Spannweite b_t) repräsentieren. Dabei wird eine elliptische Auftriebsverteilung für beide Tragflächen angenommen. In Übereinstimmung mit den Helmholtz'schen Wirbelsätzen, führt die Zirkulationsänderung ($d\Gamma_i$) entlang des gebundenen Wirbels zu einem System aus sog. freien Wirbeln, deren Wirbelachsen eine Wirbelfläche bilden, welche stromabwärts bis ins Unendliche reicht (der Anfahrwirbel wird dabei vernachlässigt). Diese Wirbelfläche wird in der Simulation durch eine endliche Anzahl diskreter Einzelwirbel approximiert. Die geometrische Modellierung des Wirbelsystems zeigt BILD 3.

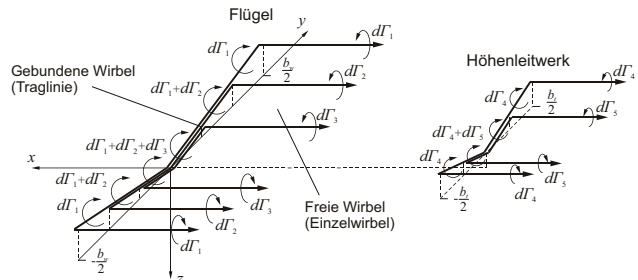


BILD 3: Geometrische Modellierung des Wirbelsystems (Tragflächen in V-Form)

Die Bewegung der Einzelwirbel aufgrund der gegenseitigen Geschwindigkeitsinduktion (Wirbelaufrollvorgang) wird mittels numerischer Integration berechnet. Der Bereich hinter dem Flugzeug wird dazu mit Hilfe einer endlichen Anzahl von Berechnungsebenen diskretisiert, die äquidistant und senkrecht zur Anströmrichtung angeordnet sind (s. BILD 4). Der Abstand zwischen zwei Ebenen definiert die Integrationsschrittweite. In jedem Integrationsschritt wird die Bewegung der freien Einzelwirbel zwischen zwei aufeinander folgenden Berechnungsebenen ermittelt. Die Bewegung resultiert aus der lokalen Geschwindigkeit, die von allen Wirbelsegmenten (freie und gebundene Wirbel des Flügels und des Höhenleitwerks) in dem entsprechenden Wirbelpunkt induziert wird. Die Geschwindigkeit, die das gesamte Wirbelsystem in einem beliebigen Punkt induziert, wird in einem zweiten Berechnungsschritt ermittelt.⁵

Für stationäre Flugzustände kann das Wirbelsystem im Voraus berechnet und die Wirbelpositionen in einer Datei abgelegt werden. Der zweite Berechnungsschritt, die Bestimmung der induzierten Geschwindigkeit in einem beliebigen

⁴ <http://www.nasa.gov/larc/boeing-exec-imagines-a-future-of-formation-flying/#.Vf26kZddcnU>

⁵ Eine Animation des Aufrollvorgangs ist unter

https://www.fmra.tu-berlin.de/menue/forschung/projekte/flugreglung/dfg_formationflug/ veröffentlicht.

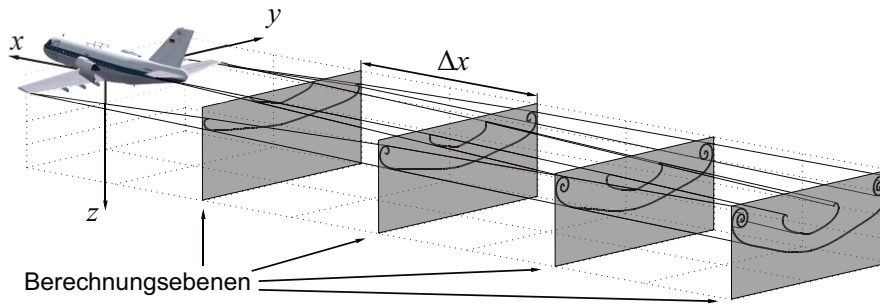


BILD 4: Berechnungsebenen für die Simulation des Wirbelaufrollvorgangs

Punkt im Nachlaufeld auf Basis der Einzelwirbelpositionen, ist echtzeitfähig. Das Wirbelfeld samt Aufrollvorgang ist parametrisierbar, d.h. es kann für beliebige Flugzeug-Geometrien, Flugzeugmassen und Trimmzustände berechnet werden.

Die induzierten Geschwindigkeiten werden mit Hilfe des Gesetzes von Biot-Savart berechnet, wobei bekannte Regularisierungsfunktionen einen realistischen Geschwindigkeitsverlauf mit Hilfe eines viskosen Kerns annähern (z.B. Regularisierungsfunktionen nach Burnham-Hallock [21] oder Gauß [22]). Die Simulationemethode ist in [23] beschrieben. Dort wird der Einfluss der lokalen Parameter, auf das vom gesamten Wirbelsystem induzierte globale Windfeld untersucht. Lokale Parameter sind die Regularisierungsfunktion und der Kernradius r_c der diskreten Einzelwirbel, die zur Berechnung der von ihnen induzierten Geschwindigkeit notwendig sind. Bisher konzentrierten sich die Arbeiten auf die räumliche Gestalt des Wirbelsystems als Simulationsergebnis (z.B. [24]). Als Referenz für das induzierte Geschwindigkeitsprofil wird ein einfaches, anerkanntes Wirbelmodell verwendet. Dieses Referenzmodell der Wirbelschlepe besteht aus zwei gegenseitig rotierenden Wirbeln mit gerader Wirbelachse, einem zweidimensionalen Windfeld (Burnham-Hallock) mit Kernradius von 4,5% der Flügelspannweite. Bekanntlich stimmt es für eine aufgerollte Wirbelschlepe gut mit Messungen überein.

BILD 5 vergleicht das simulierte Profil der Vertikalgeschwindigkeit für verschiedene lokale Kernradien unter Verwendung der Gauß'schen Regularisierungsfunktion mit dem Referenzmodell. Zu erkennen ist, dass kleinere lokale Kernradien auch zu kleineren globalen Kernradien und zu

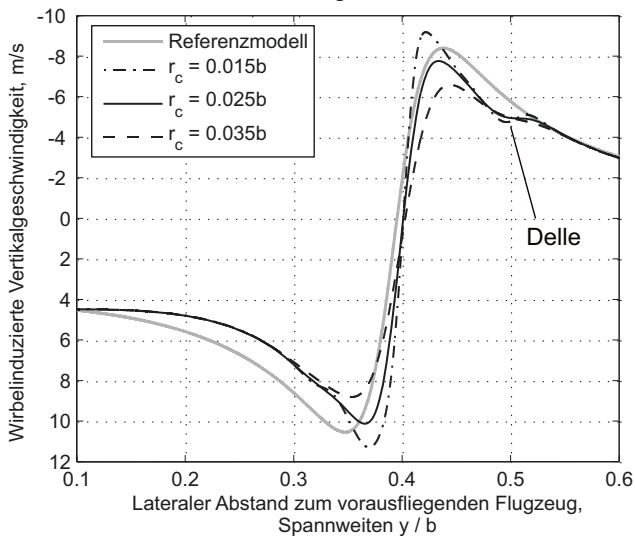


BILD 5: Vertikale Geschwindigkeitskomponente für verschiedene lokale Kernradien bei $x = -10 b$

größeren induzierten Geschwindigkeiten führen. Für den untersuchten Fall (VFW614-ATD im Reiseflug) führten die Gauß-Funktion sowie ein lokaler Kernradius von 2,5% der Flügelspannweite zu einem Geschwindigkeitsprofil, das die beste Übereinstimmung mit dem des Referenzmodells zeigt. Dabei ist zu beachten, dass beim Referenzmodell nicht berücksichtigt wird, wie sich der Gesamtauftrieb des Flugzeugs auf Flügel und Höhenleitwerk verteilt.

Die Delle im simulierten Geschwindigkeitsprofil (Bereich $y = 0,5 b$) entsteht durch die Form der aufgerollten Wirbelfläche (s. BILD 6 im Bereich $y = 0,5 b$ und $z = 0 b$) und ist sowohl bei experimentell ermittelten Geschwindigkeitsverläufen (z.B. [25], [26], [27]) als auch bei LES-Rechnungen (z.B. [28]) zu erkennen. Sie wird jedoch von den häufig verwendeten Stangenwirbelmodellen nicht abgebildet. Es ist anzunehmen, dass die entwickelte Simulationemethode den für den Formationsflug relevanten Bereich der Wirbelschlepe besser abbildet als das einfache Referenzmodell.

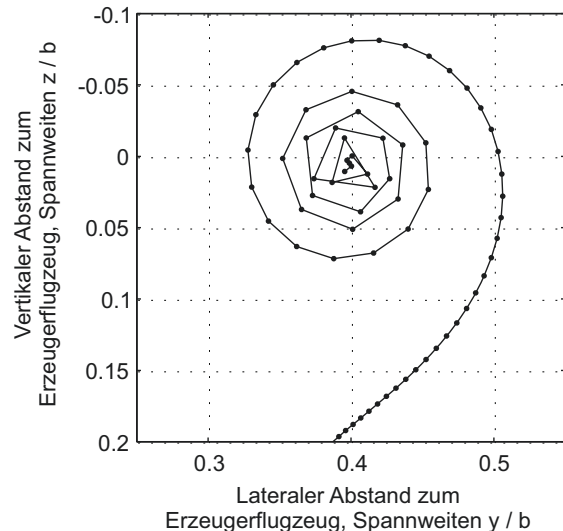


BILD 6: Wirbelfläche bei $x = -10 b$ (Gauß, $r_c = 0,025 b$)

Ziel im engen Formationsflug ist, den wirbelinduzierten Aufwind der Windschlepe optimal zu nutzen. BILD 7 zeigt, wie eine VFW614 innerhalb der Wirbelschlepe einer weiteren VFW614 zu positionieren ist, damit die Treibstoffeinsparungen maximal sind. Dabei beträgt der Längsabstand zwischen beiden Flugzeugen 5 Spannweiten. Neben dem erwünschten zusätzlichen Auftrieb werden jedoch auch störende Seitenkräfte sowie Roll- und Gierrmomente induziert. Deren Größe hängt stark nichtlinear von der Position relativ

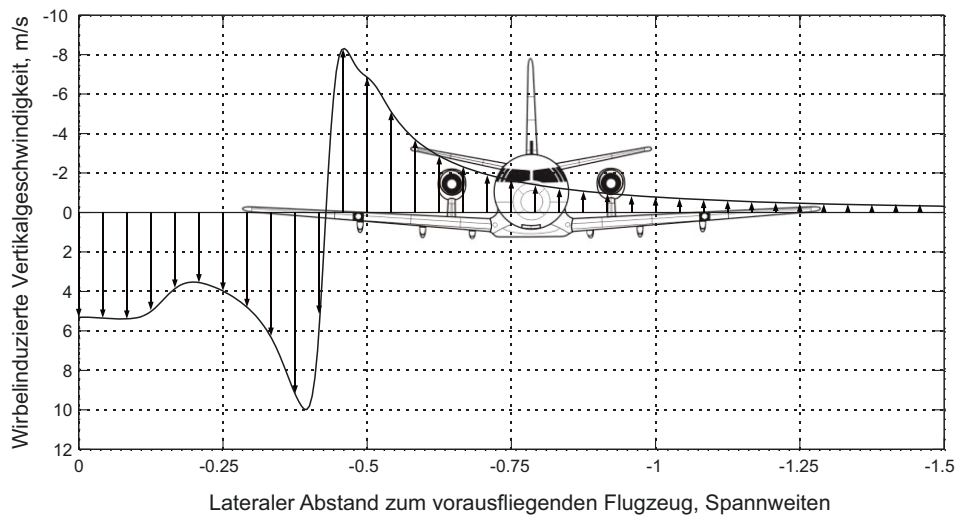


BILD 7: Wirbelinduzierte Vertikalgeschwindigkeiten 5 Spannweiten hinter dem vorausfliegenden Flugzeug und weiteres Flugzeug, welches in der treibstoffoptimalen Position fliegt

zum Wirbelsystem ab. Zu ihrer Kompensation werden Quer- und Seitenruder verwendet.

Für die Untersuchung des Formationsflugs und der erreichbaren Treibstoffersparnisse, wurde ein Algorithmus zur Berechnung des ausgetrimmten Flugzustands unter Formationsflugbedingungen auf Basis des nichtlinearen Flugsimulationsmodells, das in Kap. 4 beschrieben ist, entwickelt und validiert. Das Rechenprogramm ermittelt die Stellgrößenausschläge und den Triebwerkschub (inkl. Treibstofffluss) für den stationären Formationsflug in der Wirbelschlepe. Das Szenario ist durch Flughöhe, Fluggeschwindigkeit, Masse und Schwerpunktlage beider an der Formation teilnehmenden Flugzeuge sowie ihres Typs und die Position des nachfolgenden Flugzeugs relativ zum vorausfliegenden definiert. Trimmrechnungen sind für beliebige relative Abstände möglich.

Mit Hilfe des Trimmalgorithmus wurde die im Formationsflug erreichbare Treibstoffersparnis untersucht. Die Berücksichtigung des Trimmwiderstands liefert deutlich realistischere Ergebnisse als Betrachtungen, die sich ausschließlich auf den wirbelinduzierten, zusätzlichen Auftrieb bzw. den induzierten Widerstand konzentrieren. Die Ergebnisse der Trimmrechnung geben Auskunft über die Position für treibstoffoptimalen Formationsflug (*Sweet Spots*) sowie über Bereiche der Wirbelschlepe, die sich für den Formationsflug eignen. Die Bereiche mit hohen Querruderausschlägen sollten gemieden werden, da dort große Rollmomente induziert werden, wodurch die Gefahr besteht ins Wirbelzentrum zu gelangen, wo die Rollmomente so groß sind, dass die Flugbahn nicht mehr eingehalten werden kann. Der Trimmalgorithmus wurde systematisch für beliebige relative Positionen des nachfolgenden Flugzeugs ausgewertet. Die Positionen lagen in Ebenen senkrecht zur Flugbahn in einem frei wählbaren Raster. BILD 8 zeigt Trimmergebnisse für eine Ebene, die 5 Spannweiten hinter dem vorausfliegenden Flugzeug liegt. Die Formation besteht aus zwei identischen Flugzeugen vom Typ VFW614-ATD (Masse 17,4 t, Flügelspannweite 21,5 m), die sich im Reiseflug bei einer wahren Fluggeschwindigkeit von 140 m/s in einer Flughöhe von 6.400 m befinden. Dargestellt sind die prozentuale Änderung des Treibstoffflusses, der Längslagewinkel sowie Trimmwerte für Quer- und Seitenruder für verschiedene Relativpositionen des nachfolgenden Flugzeugs (bezogen auf den Flugzeugschwerpunkt). Dabei wurde gefordert, dass der Hängewinkel Null

ist. Im vorliegenden Fall konnte das nachfolgende Flugzeug an jeder untersuchten Relativposition ausgetrimmt werden. Im relevanten Bereich (*Sweet Spot*) sind die Stellgrößenausschläge moderat. Zum Wirbelzentrum hin, nehmen die Querruderausschläge sehr stark und progressiv zu. Okolo konnte in [29] bei Formationen von zwei Flugzeugen gleichen Typs und gleicher Masse nur laterale Relativabstände größer als 0,7 Spannweiten austrimmen, da die maximalen Querruderausschläge erreicht wurden. Dies zeigt, wie empfindlich der stationäre Flugzustand gegenüber Änderungen des lateralen Abstandes ist. Im *Sweet Spot* ist der Treibstofffluss um 11,4% reduziert. Der *Sweet Spot* liegt im Beispiel 0,78 Spannweiten neben und 0,0014 Spannweiten unter dem Schwerpunkt des wirbelerzeugenden Flugzeugs. Zum Trimmen dieser Relativposition sind nur geringe Ausschläge der Quer- und Seitenruder erforderlich. Der Bereich, in dem eine Reduktion des Treibstoffflusses um mehr als 10% möglich ist, ist mit 0,23 Spannweiten lateral und 0,12 Spannweiten vertikal relativ groß.

Die Ergebnisse der Trimmrechnungen zeigen eine gute Übereinstimmung mit Flugversuchsdaten aus [7] und [8]. In [7] wird der Bereich maximaler Einsparungen (bis 18% Treibstoff) mit $0,8 \pm 0,9$ Spannweiten in lateraler Richtung angegeben. Die Ergebnisse des FMRA zeigen, dass der Bereich, in dem mehr als 10% Treibstoff eingespart wird, mit $0,7 \pm 0,93$ Spannweiten ähnlich ist. Bei den Flugversuchen lag die Relativposition größter Treibstoffersparnis 4,2 Spannweiten hinter dem vorausfliegenden Flugzeug. Das entwickelte Trimmprogramm berücksichtigt den Wirbelauflaufvorgang bis zu 15 Spannweiten und ermöglicht so, die Relativposition in Längsrichtung zu variieren und zu optimieren. Das Optimum in dem vom FMRA untersuchten Fall liegt bei 4-5 Spannweiten Abstand (s. [23]). Es ist – wie im Flugversuch [7] – relativ unempfindlich auch gegenüber deutlichen Vergrößerungen des Abstandes, so dass der

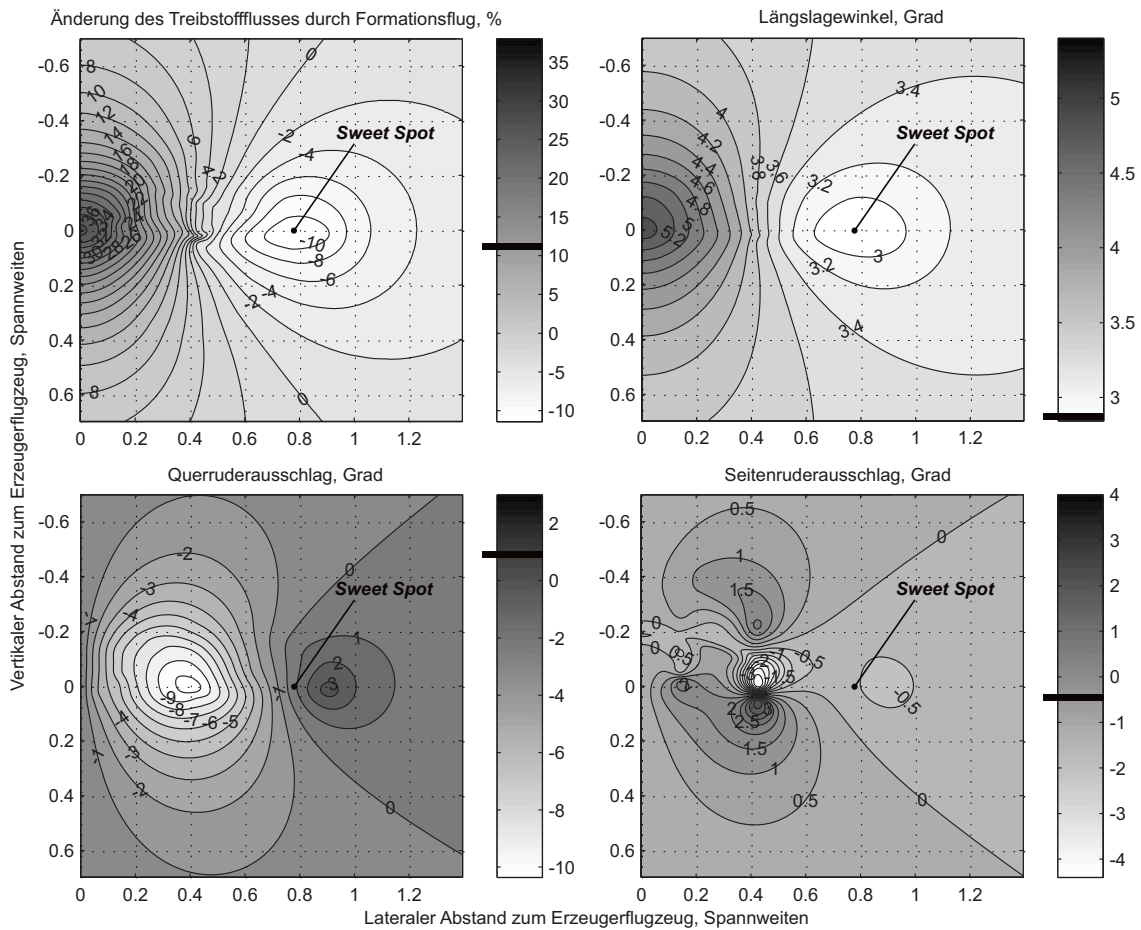


BILD 8: Trimmergebnisse für verschiedene Positionen des nachfolgenden Flugzeugs relativ zum vorausfliegenden und einem Längsabstand von 5 Spannweiten

Abstand aus Sicherheitsgründen durchaus vergrößert werden kann.

Eine einfache flugmechanische Betrachtung zeigt, dass zwischen dem Längslagewinkel und den Einsparungen im Formationsflug ein direkter Zusammenhang besteht (s. auch [30]). Die maximalen Einsparungen werden bei minimalem Längslagewinkel erreicht, da dieser im Formationsflug um den wirbelinduzierten Anstellwinkel reduziert wird. Die Trimmergebnisse in BILD 8 bestätigen diese Aussage. Sie zeigen, wie auch [31], dass der *Sweet Spot* gleichzeitig im Bereich geringen induzierten Rollmoments liegt. Hummel [32] und Chichka [33] schlagen als Gütekriterium den maximalen Querruderausschlag für die Extremwertregelung im Formationsflug vor, weil er gut messbar ist. Für diesen Optimalpunkt „max. wirbelsinniger Querruderausschlag“ ist die Flügelüberlappung ca. 10% der Flügeltiefe geringer und es ergeben sich immer noch hohe Treibstoffeinsparungen. Der im Rahmen des DFG Vorhabens entwickelte Regler (s. Kap. 6.2) verwendet jedoch, wie [30], den Längslagewinkel als Gütekriterium, da ein direkter Zusammenhang zu den momentanen Einsparungen besteht und er in Verkehrsflugzeugen als Messgröße vorliegt. Die Erhöhung des Widerstandes aufgrund des sich einstellenden Schiebewinkels und der zur Trimmung notwendigen Ruderausschläge wird so zwar nicht berücksichtigt, jedoch ist dieser Einfluss im *Sweet Spot* gering. Die Widerstandserhöhung kann leicht berücksichtigt werden, wenn im Regler der Treibstofffluss als weiteres Gütekriterium verwendet wird. Der Querruderausschlag könnte als Regelgröße für eine Schutzfunktion interessant sein, die einen Einflug in den Wirbelkern (max. Rollmoment) verhindert.

Mit Hilfe der Ergebnisse des Trimmergebnisses wurden verschiedene Regelungsstrategien untersucht und verglichen, z.B. der Einfluss der Ein- und Ausflugtrajektorie auf das Reglerverhalten und die Einsparungen. Eine Trajektorie entlang der Linie minimalen Rollmoments (äquivalent Querruderausschlag) hat sich als sehr günstig erwiesen. Die Möglichkeiten des Trimmergebnisses sind damit aber bei weitem nicht erschöpft. So können heterogene Formationen, d.h. Formationen mit Flugzeugen gleichen Typs aber unterschiedlichem Gewicht und Formationen mit verschiedenen Flugzeugen auf ihr Treibstoffeinsparpotential untersucht werden.

4 SIMULATIONSMODELLE

Das am Fachgebiet vorhandene *Wake Vortex Encounter* (WVE) Softwarepaket zur Simulation von Wirbelschleppeneinflügen verwendet Wirbelmodelle, die für den vollständig aufgerollten Zustand ab etwa 15 Spannweiten hinter dem Flugzeug gültig sind. Um auch das Nahfeld für den Formationsflug darstellen zu können, wurde das Softwarepaket um den in Kap. 3 beschriebenen Aufrollvorgang der Wirbelschleppe erweitert.

Beispielflugzeug ist ein Verkehrsflugzeug vom Typ VFW614-ATD, für das am Fachgebiet genaue Daten (Aerodynamik, Triebwerke, reglerunterstützte manuelle Flugsteuerung ähnlich der Airbus-Philosophie) sowie ein hochwertiges, realitätstreues, nichtlineares Flugsimulationsmodell vorliegen. Der größte Teil der Software ist in Fortran geschrieben, hardware-nahe Module in C. Das nichtlineare Simulationsmodell und die linearen Modelle werden für den

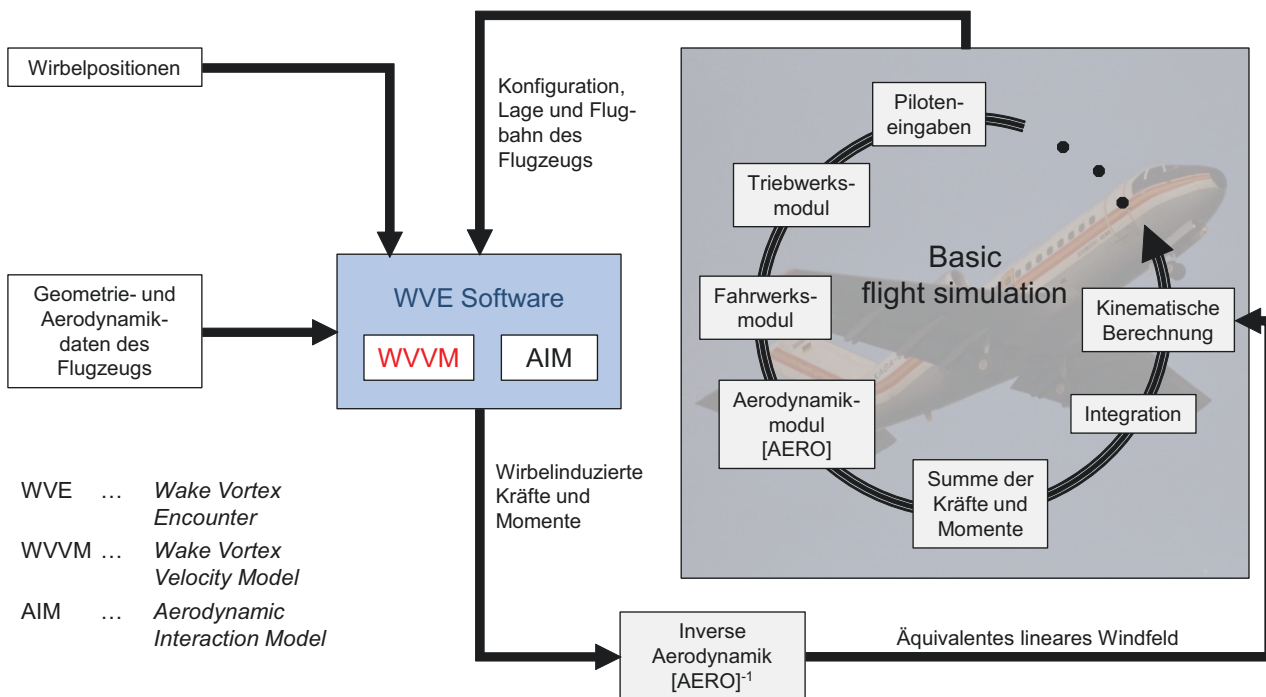


BILD 9: Integration des WVE-Softwarepakets in die Flugsimulation als äquivalente Windgeschwindigkeit

Reglerentwurf und für die Reglerüberprüfung am PC sowie für die Echtzeitsimulation im Flugsimulator SEPHIR (*Simulator for Educational Projects and Highly Innovative Research*) des Fachgebietes verwendet. Wie das *Wake Vortex Encounter* (WVE) Software-Paket in das Flugsimulationsmodell integriert ist, wird detailliert in [20] beschrieben. Die Wirkung des *verteilten* wirbelinduzierten Windfeldes wird in eine äquivalente Windgeschwindigkeit umgerechnet und in den kinematischen Gleichungen des *konzentrierten* flugmechanischen Modells addiert, vgl. BILD 9.

Außerdem wurde das Sichtsystem um die Darstellung des wirbelerzeugenden Flugzeugs, wie BILD 10 zeigt, und das primäre Anzeigesystem um die Darstellung der *Sweet Spot*-Ablage erweitert.⁶



BILD 10: Formationsflug im Flugsimulator SEPHIR

⁶ Ein Video zum manuellen und automatischen Formationsflug im Flugsimulator SEPHIR ist unter https://www.fmra.tu-berlin.de/menue/forschung/projekte/flugregelung/dfg_formationenflug/ veröffentlicht.

5 NUTZEN IM LINIENVERKEHR

Flugzeuge, die unter Instrumentenflugregeln fliegen, werden von der Flugsicherung gestaffelt. Insbesondere auf Langstrecken sind wegen der ungenauen Positionsinformationen sehr große Lufträume um die einzelnen Flugzeuge herum reserviert. Auf hoch frequentierten Flugrouten (z.B. *North Atlantic Tracks*) kommt es deshalb zu Engpässen, so dass Verkehrsflugzeuge nicht immer in ihrer verbrauchsoptimalen Flughöhe und Fluggeschwindigkeit fliegen können. Im *Single European Sky ATM Research Programme* (SESAR) der Europäischen Kommission und von EUROCONTROL und im US-amerikanischen Programm NextGen werden bereits für 2018 Verfahren zur Selbstseparation vorbereitet, bei denen die Verantwortung für die Separation vom Boden ins Cockpit delegiert wird (*In-trail Procedure in Oceanic Airspace, En route Pair-wise delegated Separation*). Diese Verfahren ermöglichen auf dicht beflogenen Langstrecken, dass Flugzeuge enger zusammen fliegen können.

Der Formationsflug ist die konsequente Weiterentwicklung dieser Methoden. Bereits im losen⁷ Formationsflug sind Treibstoffeinsparungen zu erwarten, ohne dass der wirbelinduzierte Auftrieb dabei genutzt wird. Die Methode trägt zur effizienteren Nutzung vorhandener Luftraumkapazitäten bei und ermöglicht es Flugzeugen in ihrer verbrauchsoptimalen Flughöhe zu fliegen. In [34] und [35] sind Untersuchungen zu den möglichen Vorteilen des losen Formationsflugs, den dazu notwendigen Verfahren und Systemanforderungen veröffentlicht.

Operationell relevante Aspekte zum kommerziellen Formationsflug in der Wirbelschleife hat Lademann in [19] untersucht. Dazu wurde eine quasi-stationäre Simulationsmethode entwickelt, mit der für verschiedene Szenarien die

⁷ Abstände zwischen Formationsteilnehmern geringer als derzeit vorgeschrieben aber noch außerhalb des Einflussbereichs der Wirbelschleife vorausfliegender Flugzeuge

Leistungseinsparungen unter Berücksichtigung des Bildens und Auflösens der Formation sowie der Gewichtsabnahme berechnet werden können. Die Berechnung des stationären Zustands ist für beliebige Verkehrsflugzeuge sehr schnell möglich. Sie basiert auf einfachen flugmechanischen Ansätzen und wurde mit Hilfe des Trimmalgorithmus am Beispiel der VFW614-ATD validiert. Das Rechenprogramm verfügt auch über Daten zur Kraftstoffberechnung des Airbus A330-200, somit lassen sich derzeit Formationsflugscenarien von zwei Flugzeugen dieses Typs berechnen. Die implementierten Tabellen sind jedoch auf beliebige Flugzeugmuster erweiterbar.

Für ein Beispielszenario wurden die Kraftstoffeinsparungen des Gesamtfluges beider Formationsteilnehmer bezogen auf die entsprechenden Einzelflüge ohne Formation berechnet. Wenn zwei Flugzeuge zeitgleich starten und den gesamten Reiseflug von New York nach Paris (ca. 89% der Gesamtflugstrecke) in leistungsoptimaler Formation (optimale Reiseflughöhe und optimale Fluggeschwindigkeit des vorausfliegenden Flugzeugs) fliegen, erreicht die Gesamtformation etwa 8,3% Kraftstoffeinsparungen bezogen auf die entsprechenden Einzelflüge. Wird der Formationsflug schon in der Kraftstoffplanung berücksichtigt, können in diesem Beispiel die Kraftstoffeinsparungen noch um etwa 1% erhöht werden (Schneeballeffekt). Es wurde auch untersucht, was geschieht: (i) wenn der Formationsflug in den Treibstoffberechnungen berücksichtigt wird, es aber nicht zum Formationsflug kommt und (ii) wenn die Einsparungen nicht berücksichtigt werden aber trotzdem Formationsflug stattfindet. Im ersten Fall ist es möglich, dass das nachfolgende Flugzeug nicht genug Treibstoff zum Erreichen des Zielorts hat. Der zweite Fall ist unkritisch, selbst unter ungünstigsten Bedingungen (längster anzunehmender Formationsflug bei maximaler Nutzlast und der sich daraus ergebenden maximalen Reichweite) wird das maximale Landegewicht des A330-200 nicht überschritten.

Wenn Flugzeuge von unterschiedlichen Flughäfen starten, wird ein optimaler Rendezvouspunkt (RP) und Separationspunkt (SP) bestimmt. BILD 11 zeigt, wie zwei Flüge (von A1 nach B1 bzw. von A2 nach B2) zum Formationsflug zusammengeführt werden können und beschreibt die einzelnen Flugabschnitte. Die Position des optimalen Rendezvouspunktes wurde für das Beispiel zweier Flüge von Miami und

von New York nach Paris untersucht (s. BILD 16 im Anhang). Die erwarteten Kraftstoffeinsparungen der Formation gegenüber den Einzelflügen (Direktverbindung) betragen im Beispiel ca. 4,2%. Die Kostenersparnis, in die neben den Ausgaben für den Treibstoff auch die zeitabhängigen Kosten durch die Umwege hinzu gerechnet wurden, erreichen 3,5%.

Bieniawski et al. ([36] und [13]) untersuchten, welche Treibstoffeinsparungen durch den Formationsflug im operationellen Betrieb zu erwarten sind und welche Auswirkungen der Formationsflug auf betriebliche Rahmenbedingungen hat. Auf Basis der C-17 Flugversuchsergebnisse (s. [12]) wurden Analysetools zur Untersuchung und Optimierung von Formationsflugrouten und Formationsnetzwerken entwickelt und auf historische Flugdaten der C-17 Flotte angewendet. Die Ergebnisse bestätigen die im operationellen Einsatz zu erwartenden erheblichen Treibstoffeinsparungen im Formationsflug.

Eine Studie aus Stanford (Xu et al. [18]) demonstriert anhand realer Verkehrsnetzwerke ebenfalls, welche signifikante Treibstoffeinsparungen mit Formationsflug möglich sind. Sie sind am höchsten, wenn Flugzeuge verschiedener Verkehrsgesellschaften den gleichen Korridor befliegen, z.B. ist eine Treibstoffersparnis von 6,8% für das transatlantische Netzwerk der Star Alliance denkbar.

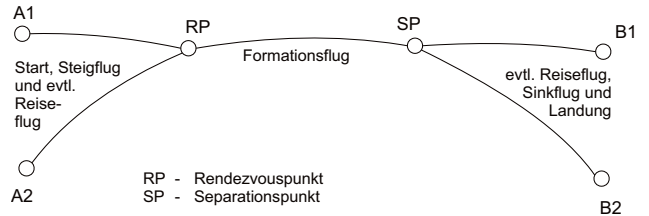


BILD 11: Definition von Formationsflugabschnitten

6 ENGER FORMATIONSFLUG

Um das Einsparpotential im engen Formationsflug zu untersuchen wurden am Fachgebiet FMRA zunächst Standardverfahren zum Einfliegen, Halten und Verlassen der Formation festgelegt. BILD 12 zeigt die ersten drei Formationsflugphasen. Ausgehend von der sog. Rendezvous-Formation, einer nahen Flugformation außerhalb der Wir-

Phase I Halten der Rendezvous-Formation vor Einflug in das Aufwindfeld	Phase II Einnehmen der Formation mit max. Leistungseinsparung (Sweet Spot)	Phase III Halten der Formation mit max. Leistungseinsparung (Sweet Spot)

BILD 12: Phasen I bis III des automatischen Formationsflugs

belschleppe des vorausfliegenden Flugzeugs, wird ein Manöver zum Einnehmen der Formation mit Leistungseinsparung durchgeführt. Anschließend wird die theoretisch ermittelte Position des *Sweet Spots* stationär gehalten. In Phase IV wird nach der tatsächlichen Position des *Sweet Spots* gesucht. Diese Position wird in Phase V gehalten und in Phase VI wird die Formation aufgelöst. Grundsätzliche Anforderungen an den Formationsflug sind, dass bestehende Sicherheits- und Flugeigenschaftskriterien nicht verletzt werden, ein standardmäßiger Passagierkomfort beibehalten wird, dynamische Schubänderungen vermieden werden und dass die Arbeitsbelastung für die Piloten akzeptabel ist.

6.1 Manueller Formationsflug

Der manuelle Formationsflug wurde mit erfahrenen Linienpiloten im Forschungsflugsimulator SEPHIR untersucht. Dabei wurde die grundsätzliche Durchführbarkeit, die Sicherheit, die Arbeitsbelastung und das Erfüllen von Genauigkeitsforderungen betrachtet sowie operationelle Randbedingungen mit den Piloten diskutiert. Die Aufgabe des Versuchspiloten war es, einen stationären Formationsflug herzustellen und dabei den Wirbeleinfluss des vorausfliegenden Flugzeugs zur Leistungseinsparung zu nutzen. Unterstützend wurde im primären Anzeigeelement die Ablage vom *Sweet Spot* dargestellt. Nach einer Trainingsphase gelang es den Piloten eine Position innerhalb der Wirbelschleppe quasi-stationär zu halten, in der Treibstoff eingespart werden konnte. Es war jedoch nicht möglich, diesen Flugzustand stationär zu trimmen. Der Treibstofffluss konnte um ca. 7% gegenüber dem Treibstofffluss, der außerhalb der Wirbelschleppe benötigt wird, reduziert werden. Die Arbeitsbelastung dabei schätzten die Versuchspiloten als sehr hoch ein. Die Pilotenkommentare identifizierten Fragen, die mit der Einführung des Formationsflugs in die kommerzielle Luftfahrt verbunden sind, wie beispielsweise:

- Was geschieht bei einem Triebwerksausfall am Führungsflugzeug? Stellen Trümmerteile eine potentielle Gefahr für das nachfolgende Flugzeug dar?
- Wie sollen Notverfahren (z.B. Auflösen der Formation im Fehlerfall) ablaufen, automatisiert oder manuell durch den Piloten gesteuert? Wie kann sichergestellt werden, dass der Pilot das automatische Notverfahren nicht durch manuelles Eingreifen behindert?
- Können Treibstoffeinsparungen durch den Formationsflug in die Treibstoffberechnungen einbezogen werden? Wenn ja, wie ist zu verfahren, wenn die Formation nicht zustande kommt?
- Welchen Einfluss hat das Wetter (Sicht und Turbulenz) auf den Formationsflug?

Die Versuche zeigten auch, dass die Simulation das Verhalten im Wirbelfeld plausibel darstellt und dass ein manueller Formationsflug bei extrem hoher Arbeitsbelastung grundsätzlich möglich ist, aber nur für kurze Zeit. Die hohen Genauigkeitsanforderungen an die Positionshaltung können im manuellen Betrieb nicht erreicht werden. Damit bestätigte sich die ursprüngliche Annahme, dass eine automatische Regelung für den Formationsflug eine notwendige Voraussetzung ist.

6.2 Formationsflug mit automatischer Regelung

Anhand der festgelegten Standardverfahren ergeben sich

allgemeine Anforderungen an die Funktionen eines Formationsflugreglers bezüglich der Betriebsarten und der erforderlichen Sensorik. Es wird angenommen, dass die Position des nachfolgenden Flugzeugs relativ zur Wirbelschleppe im automatischen Formationsflug zunächst geometrisch vorgegeben wird und ausgehend von dieser Position der *Sweet Spot* geregelt wird. Basis des Formationsflugreglers ist die Regelung der Relativposition des nachfolgenden Flugzeugs bezogen auf das vorausfliegende Flugzeug (Positionsregler als innere Reglerschleifen). Die Positionsregelung ist in allen Formationsflugphasen aktiv. Die äußere Reglerschleife bildet eine Extremwertregelung, die durch systematisches Variieren der Relativposition einen leistungsoptimalen Formationsflug einstellt. Zur Messung des Relativabstands zwischen beiden Flugzeugen der Formation eignet sich differentielles GPS (*Global Positioning System*). Mit der aus der Vermessungstechnik bekannten *Real Time Kinematic* (RTK) Methode zur Echtzeit-Bestimmung der relativen Position zweier bewegter Objekte zueinander, können Genauigkeiten von 1 ± 2 cm bei einer Abtastrate von 50 Hz erreicht werden. Dazu müssen beide Flugzeuge über RTK-fähige GPS-Sensoren verfügen und ein Datentransfer muss die Übertragung der Korrektursignale ermöglichen, beispielsweise mit ADS-B IN/OUT. Die Sensor-Technologien zur Messung der relativen Position sind vorhanden und die Simulationsergebnisse (s. Kap. 6.3) zeigen, dass ihre Genauigkeit für den Formationsflug ausreicht.

Die Reglerentwurfsmethodik zur Auslegung des Formationsflugreglers besteht aus drei Schritten:

- 1) Vorauslegung am linearen Modell der Regelstrecke,
- 2) Auslegung am nichtlinearen, offline Modell,
- 3) Erprobung am nichtlinearen, echtzeitfähigen Modell im Flugsimulator.

Bereits im ersten Schritt werden neben den wirbelinduzierten Störungen auch bekannte Nichtlinearitäten der Regelstrecke (z.B. Totzeit und Stellglieddynamik) berücksichtigt. Für die Vorauslegung wurde aus dem nichtlinearen Simulationsmodell der VFW614-ATD ein linearisiertes Modell abgeleitet. Der Wirbelschleppeneinfluss wird über ein einfaches zweidimensionales Windfeld als äußere Störung modelliert, wie in [37] beschrieben. Die Relativposition im Formationsflug (innere Reglerschleifen) wird mit Hilfe eines Zustandsreglers geregelt. Kienitz schlug dazu eine Entwurfsmethode zur Vorauslegung des Positionsreglers vor, welche gemeinsam entwickelt wurde [37]. Dabei handelt es sich um eine Methode zum Entwurf robuster Regler, die eine Formulierung der Unsicherheiten des Systems nach Petersen [38] nutzt. Der Vorteil ist, dass der Einfluss der Wirbelschleppe auf das nachfolgende Flugzeug bereits im ersten Entwurfsschritt in Form von Modellunsicherheiten berücksichtigt werden kann und die Methode zu einem garantiert robusten Regelgesetz führt.

Die Auslegung erfolgt anhand der linearen Gleichungen der Flugzeugdynamik in Zustandsform. Die wirbelinduzierten Einflüsse sind als positionsabhängige, äußere Störungen in einem formationsbezogenen Extraterm berücksichtigt. Um existierende Auslegungsverfahren für linear-quadratisch optimale Regler verwenden zu können, werden die formationspezifischen Einflüsse in zeitabhängige, unbekannte aber begrenzte Unsicherheiten überführt, welche in die lineare Zustandsgleichung eingehen. In der Längsbewegung wurden zusätzlich Integratoren für den relativen Längs- und Vertikalabstand zum vorausfliegenden Flugzeug als Zustandsgrößen hinzugefügt. Dies führt zu einer

PI-Positionsregelung und sorgt für stationäre Führungsgenauigkeit. Die stationäre Genauigkeit der lateralen Positionshaltung ist bereits ausreichend und wird durch die äußere Reglerschleife noch verbessert. Eine Erweiterung der Reglerstruktur ist aufgrund von Nichtlinearitäten im Stellglied notwendig. Totzeit und Aktuatordynamik wurden mit Hilfe einer Padé-Approximation nachgebildet und über zusätzliche Zustandsgrößen schon während der Vorauslegung berücksichtigt. Aus den entstandenen Rückführungen und der approximierten Dynamik wurde ein PDT₁-Vorhalteglied abgeleitet, das im Vorwärtszweig angeordnet die Totzeit und die Aktuatordynamik reguliert. Zur Vermeidung möglicher Instabilitäten, die aus Ratenbegrenzung und Sättigung der Stellgrößen resultieren, wird das Kommandosignal gefiltert. BILD 13 zeigt die Reglerstruktur der inneren Regelschleifen zur Positionsregelung.

Im zweiten Schritt erfolgt der nichtlineare Reglerentwurf modellbasiert mit MATLAB/Simulink. Die Regelstrecke ist eine in Simulink realisierte Version der VFW614-ATD-Simulation des Flugsimulators. Sie enthält das erweiterte WVE-Softwarepaket in Form eines Simulink-Blocks, so dass der Wirbelschleppeneinfluss durch ein dreidimensionales Windfeld inklusive des Wirbelaufrollvorgangs dargestellt wird. Auf Basis von Sensitivitätsstudien und Robustheitsanalysen am nichtlinearen Modell werden mit Hilfe des vom DLR entwickelten, matlab-basierten Software-Tools MOPS (*Multi-Objective Parameter Synthesis*) die Reglerparameter nachoptimiert (Kriterien waren u.a. Stabilität, Stellaktivität, Beschleunigungen und Treibstoffverbrauch).

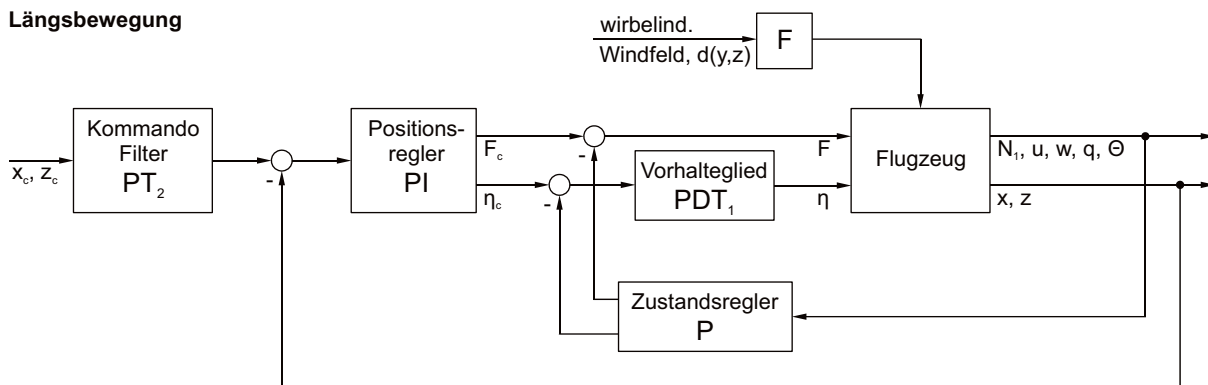
Im dritten Schritt wurde der Formationsflugregler mit Hilfe des nichtlinearen Modells der VFW614-ATD im Flugsimulator SEPHIR verifiziert und validiert. Dazu wurde aus dem Simulink-Modell mit Hilfe des MATLAB *Embedded Coder* C-Code generiert und in die Simulatorsoftware integriert.

Die Bedienung des Reglers im Simulator zu Testzwecken erfolgt derzeit vereinfacht mit Hilfe vorhandener Eingabegeräte im *Overhead Panel*.

Die Extremwertregelung wurde mit Hilfe eines Verfahrens nach Binetti [30] realisiert. Dabei wird durch sinusförmige Variation der Relativposition in lateraler und vertikaler Richtung, die Position minimalen Längslagewinkels eingestellt. Die Geschwindigkeit, mit der das Verfahren konvergiert hängt von der Startposition sowie der Frequenz und Amplitude der sinusförmigen Anregung ab. Eine Erhöhung der Frequenz und der Amplitude führt zu schnellerer Konvergenz aber auch zu stärker spürbaren Beschleunigungen. Es muss ein Kompromiss zwischen Passagierkomfort und Treibstoffeinsparungen gefunden werden. Die Untersuchungen zur Trimmung des stationären Formationsflugs haben gezeigt, dass in einem relativ weiten Positionsbe- reich ein Großteil der maximal möglichen Einsparungen erzielt werden können (vgl. BILD 8). Unter der Annahme, dass dieser Bereich gut vorhergesagt werden kann, müsste die Extremwertsuche erst dann aktiv werden, wenn die Treibstoffersparnis unter einen bestimmten Erwartungswert fällt. Alternativ könnte die Regelung in eine schnelle und langsame Extremwertsuche unterteilt werden.

Brodecki [39] untersucht am Beispiel der F-16 eine verbesserte Extremwertsuchmethode, die einen erweiterten Kalmanfilter zur Schätzung der Gradienten nach [40] nutzt. Der Regler findet aus einem vertikalen und lateraler Offset heraus den *Sweet Spot* innerhalb von 300 s. In einem anderen Anwendungsfall, in dem die Konfiguration eines Flugzeugs optimal bezüglich Treibstoffverbrauch eingestellt wird, zeigen Brown und Schaefer am Beispiel der NASA F/A-18 theoretisch und im Flugversuch, wie dieses Verfahren der Extremwertregelung zur optimalen Einstellung von Hinter- und Vorderkantenklappen und symmetrischen Querruderausschlägen eingesetzt werden kann [41], [42].

Längsbewegung



Seitenbewegung

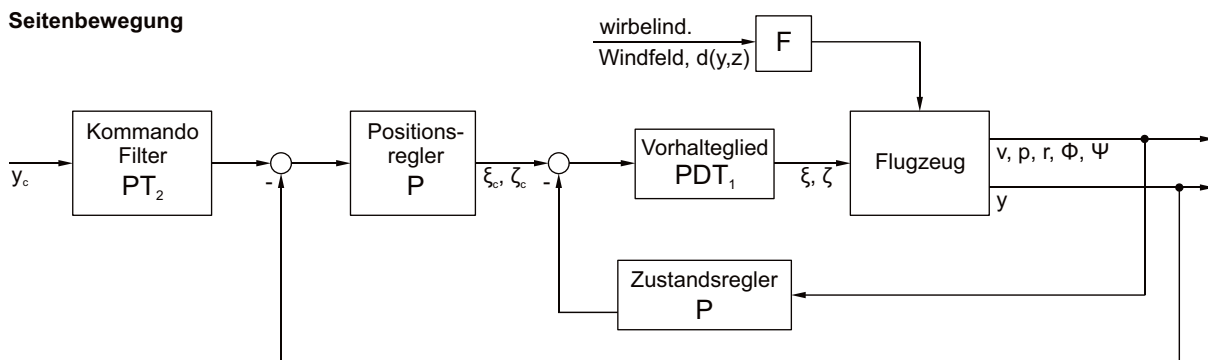


BILD 13: Reglerstruktur der inneren Regelschleifen

6.3 Simulationsergebnisse

BILD 14 zeigt Ergebnisse einer nichtlinearen Simulation des automatischen Formationsflugs zweier Verkehrsflugzeuge vom Typ VFW614-ATD in den Flugphasen Einfliegen und Halten der Formation. Dargestellt ist der zeitliche Verlauf der Position relativ zum Sweet Spot in y- und z-Richtung, des Längslage- und des Hängewinkels, des Treibstoffflusses sowie des Ausschlages der Quer- und Seitenruder für die ersten drei Formationsflugphasen. Der Verlauf des Treibstoffflusses zeigt, dass die erwarteten Einsparungen im automatischen Formationsflug erreicht werden; im Vergleich zu Phase I ist der Treibstofffluss in Phase III um 11,4% geringer. Der Verlauf zeigt aber auch, dass die angestrebte Schubruhe noch verbessert werden kann. Dies könnte durch eine Vorsteuerung im Regler geschehen. Wie erwartet, ist der Wirbeleinfluss auch in der Reduktion des Längslagewinkels zu erkennen. Sowohl für das Einflugmanöver als auch für das Halten der Formation in Flugphase III sind nur geringe Ausschläge der Quer- und Seitenruder notwendig.

Systematische Untersuchungen zur Robustheit des Formationsflugreglers bei sinusförmiger Variation der Wirbelposition in lateraler und vertikaler Richtung haben ein weitgehend stabiles Reglerverhalten über einen großen Frequenz- und Amplitudenbereich gezeigt. Die Amplitude der Wirbelverformung wurde zwischen 0,1 und 5 m verändert und die Wellenlänge vom Bereich der Phygoide bis zum Bereich der Crow-Instabilität (s. [43]) variiert. Daraus ergibt sich für den Reiseflugzustand eine Anregungsfrequenz von 0,01 bis 1 Hz. Der Formationsflugregler hält die theoretisch ermittelte Position des Sweet Spots. Bei Variation der vertikalen Wirbelachse treten keine Instabilitäten im betrachteten Bereich auf. Bei lateraler Variation ergab sich ein instabiles Regelverhalten bei einer Anregungsfrequenz von 1 Hz (Crow-Instabilität) und Amplituden größer als 3,85 m. Kritisch ist dabei die Nichtlinearität verursacht durch das induzierte Rollmoment, das bei großen Amplituden das Vorzeichen wechselt.

BILD 15 zeigt das Übertragungsverhalten von der Rollkomponente des wirbelinduzierten Windfeldes⁸ p_{wV} auf die flugzeugfeste Rollgeschwindigkeit p_K für einen Wirbelversatz von 2 m und 5 m in der Amplitude. Zu erkennen ist die Zunahme der Verstärkung im Bereich von 1 Hz. Da Turbulenz im Bereich von 0,1 Hz eine hohe Leistungsdichte hat (vgl. [44]), sollte die Reglerstabilität bei turbulenter Atmosphäre noch genauer untersucht werden. Die durch die Crow-Instabilität hervorgerufenen Wirbelverformungen sind unkritisch für den Formationsflug. Sie bilden sich erst im Fernfeld der Wirbelschleppe, d.h. mehr als 150 Spannweiten hinter dem wirbelerzeugenden Flugzeug aus und sind deshalb nicht relevant. In der Realität verformen sich die Wirbel dreidimensional, also eher weniger kritisch als die hier betrachtete idealisierte Verformung ausschließlich in lateraler Richtung.

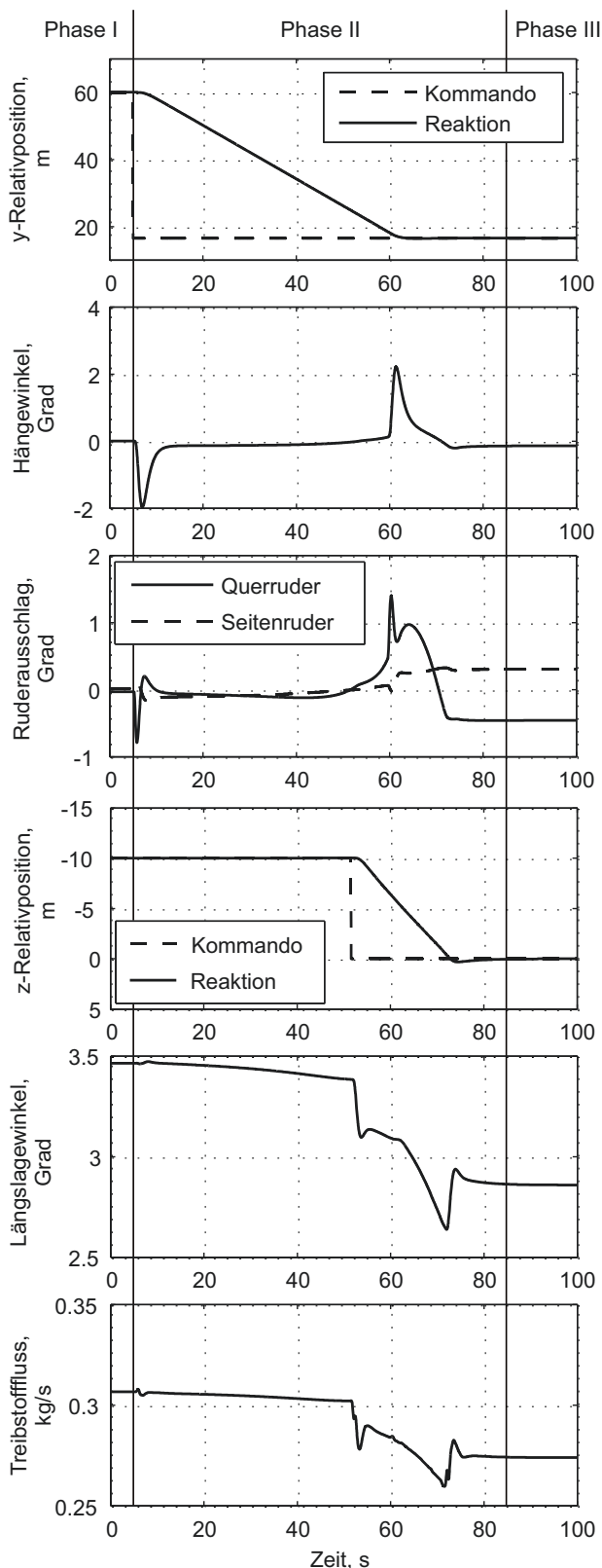


BILD 14: Nichtlineare Simulation eines Formationsflug-szenarios

⁸ Äquivalente Strömungsgröße bezogen auf den Schwerpunkt des

Flugzeugs.

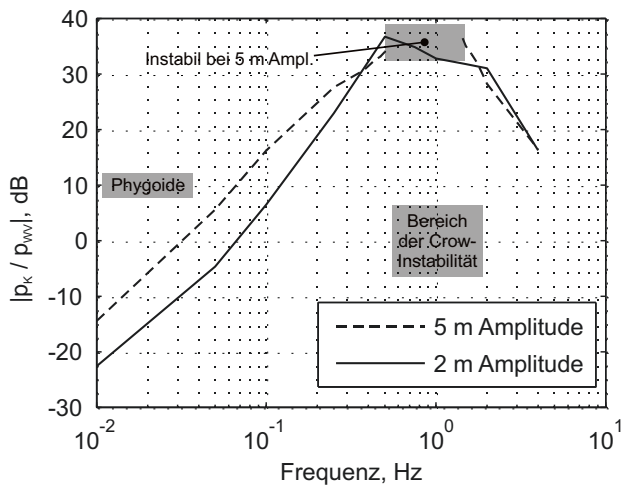


BILD 15: Übertragungsverhalten in der Rollachse bei sinusförmigem Versatz der Wirbelschleppe um ± 2 m und ± 5 m in der Amplitude

6.4 Zusammenfassung der Ergebnisse

Die bisher am Fachgebiet durchgeführten Untersuchungen zum engen Formationsflug haben dessen großes Potential für Treibstoffeinsparungen bestätigt. Die Pilotenversuche haben aber auch gezeigt, dass eine breite und nachhaltige Akzeptanz durch die zukünftigen Anwender sowie Nutzer (Piloten, Flugzeugbetreiber, Passagiere usw.) nur dann erreicht wird, wenn die offenen Fragen an die Sicherheit und den zuverlässigen, operationellen Betrieb beantwortet sind. Dies ist Grundvoraussetzung für die Zulassung von Verfahren zum Formationsflug und den dazu notwendigen Systemen.

Die Voruntersuchungen zur Bewertung des automatischen Formationsflugs durch Linien- und Testpiloten im Forschungssimulator SEPHIR ergaben, dass sie den Formationsflug – trotz vieler noch offener operationeller Fragen und Fragen zur Sicherheit – auch im zivilen Luftverkehr als grundsätzlich praktikabel ansehen. Allerdings sei der Formationsflug ausschließlich im automatischen Betrieb denkbar. Das Reglerverhalten in den Formationsflugphasen I bis III (s. BILD 12) wurde nach optischen Eindrücken bewertet und in ruhiger Atmosphäre als „sehr gut“ und mit Turbulenz⁹ als „gut“ bezeichnet. Des Weiteren wurde die Übernahme der manuellen Steuerung durch den Piloten nach Deaktivierung des Formationsflugreglers betrachtet. Ohne Steuereingaben des Piloten tendiert das Flugzeug zunächst dazu, sich aus dem Einflussbereich der Wirbelschleppe zu entfernen. Grund dafür sind die induzierten Rollmomente. Die Anfangsreaktion ist zwar stark von der Position relativ zur Wirbelachse sowie von atmosphärischen Störungen abhängig, sie wird jedoch in dem für den Formationsflug relevanten Betriebsbereich als unkritisch eingeschätzt. Für den untersuchten Fall sind die Abweichungen von der Fluglage gering, so dass das Flugzeug auch ohne manuelles Eingreifen des Piloten stabil bleibt. Die Übernahme der manuellen Steuerung hat sich als unproblematisch herausgestellt. Allerdings waren die Bedingungen dabei optimal, d.h. Sichtverbindung zum vorausfliegenden Flugzeug, kein Fehler (wie Triebwerksausfall), der zum Verlassen der Formation zwingt.

7 OFFENE FRAGEN

Bei den bisher betrachteten Verfahren zum Ein- und Ausfliegen sowie zum Halten der Formation, führt nur das nachfolgende Flugzeug Manöver durch, während das vorausfliegende Flugzeug sich im stationären Geradeausflug befindet. Auf Langstreckenflügen wird jedoch die Flughöhe alle 1 bis 2 Stunden an die wegen Treibstoffverbrauchs abnehmende Flugzeugmasse angepasst, um ständig im wirtschaftlich optimalen Flugzustand zu fliegen. Kursänderungen und Sinkflüge sind notwendig, auch um schlechtem Wetter auszuweichen. Für den operationellen Formationsflug im Reiseflug müssen deshalb Verfahren für alle Formationsteilnehmer und für alle Flugphasen und Manöver entwickelt werden, Bahnänderungen (Kurs und Flughöhe) der gesamten Formation eingeschlossen. Dabei muss das Verhalten der Wirbelschleppen im Kurven-, Sink- und Steigflug betrachtet und die Frage untersucht werden, wie das nachfolgende Flugzeug relativ zum vorausfliegenden Flugzeug zu koordinieren ist. Unerwünschte Einflüge in die Wirbelschleppe müssen ausgeschlossen werden können. Zwei Vorgehensweisen sind denkbar: (a) das gesamte Manöver wird in der leistungsoptimalen Relativposition durchgeführt und (b) der Relativabstand zum vorausfliegenden Flugzeug wird für die Dauer der Manöver auf Kosten geringerer Einsparungen vergrößert. Zu untersuchen ist, welche der beiden Möglichkeiten die höchste Sicherheit und die größten Treibstoffeinsparungen bietet und auch technisch realisierbar ist.

Eine koordinierte Bahnänderung ist nur dann möglich, wenn alle Formationsteilnehmer in den Entscheidungsprozess eingebunden sind und eine entsprechende Kommunikation untereinander gewährleistet ist. Welche Sensordaten werden benötigt und wie ist ein entsprechender Informationsaustausch zu realisieren? Dazu könnten vorhandene Kommunikationsmöglichkeiten wie z.B. ADS-B dienen.

Der Abstand der Formationsteilnehmer ist im Vergleich zum heutigen Linienflugbetrieb extrem gering und wird von Piloten als kritisch angesehen. Deshalb ist zu klären: Welche Anforderungen (bezüglich Wetter, Sichten, Anzeigen usw.) müssen erfüllt werden, damit der Formationsflug von Piloten akzeptiert wird? In welchem Längsabstand sollten die Formationsteilnehmer gestaffelt sein? Bei kleinen Längsabständen (ca. 5 Spannweiten), wie sie auch bei Zugvögeln beobachtet werden, sind die Position und die Struktur der Wirbelschleppe sicherlich gut vorhersagbar. Auch der Relativabstand zum vorausfliegenden Flugzeug ist optisch gut einschätzbar. Dem gegenüber steht jedoch eine kleine Sicherheitszone und nur wenig Zeit, um im Fehlerfall reagieren zu können. Mit wachsenden Längsabständen erhöht sich die Sicherheitsreserve aber die Relativabstände (besonders in lateraler Richtung) sind schwieriger einzuschätzen. Zusätzlich besteht die Gefahr, dass Alterungsprozesse die Wirbelschleppe verändern, was zu höheren Turbulenzen führen kann, denen das nachfolgende Flugzeug ausgesetzt ist.

Zusätzlich sind Notverfahren erforderlich. Dazu müssen zunächst alle relevanten Fehlerfälle definiert werden. Deren Auswirkungen auf den Formationsflug und auf die einzelnen Formationsteilnehmer sind in einer Gefährdungsanalyse (*Functional Hazard Analysis* – FHA) zu untersuchen und zu bewerten. Der Flug im Einflussbereich der Wirbel-

⁹ leichte Turbulenz mit einem RMS-Wert von 0,25 m/s (MIL-F-

8785C-Modell)

schleppe und die geringen Abstände zwischen den Formationsteilnehmern stellen hohe Anforderungen an die Sicherheit der zu entwickelnden Verfahren und Systeme. Betriebsgrenzen müssen streng formuliert sein, deren Einhaltung im Betrieb genau überwacht und auf Verletzungen schnell und angemessen reagiert werden. Zu jedem relevanten Fehlerfall muss festgelegt sein, welches Notverfahren einzuleiten ist. Dabei sollten möglichst automatisch ausgeführte Verfahren entwickelt werden, um eine plötzliche Übernahme der manuellen Steuerung durch den Piloten zu vermeiden. Denkbar ist, im Zuge der Deaktivierung des Formationsflugreglers das Flugzeug in eine Trajektorie zu überführen, die es sicher und schnell aus dem Einflussbereich der Wirbelschleppe bringt und den Abstand zwischen den Formationsteilnehmern effektiv vergrößert. Hierbei sind Abstände zum umgebenden Luftverkehr zu beachten. Alternativ könnte dem Piloten eine Ausweichempfehlung (*Resolution Advisory – RA*) gegeben werden, wie sie z.B. das bordeigene Kollisionsschutzsystem TCAS (*Traffic Collision Avoidance System*) zur Verfügung stellt.

Die meisten Untersuchungen beschränken sich bisher auf Formationen bestehend aus zwei Flugzeugen gleichen Typs (homogene Formation). Fragen zu heterogenen Formationen (ungleiche Flugzeugtypen oder gleiche Flugzeugtypen aber mit Unterschieden in Größe, Form und Gewicht) sind größtenteils noch offen. Welche Parameter beschreiben die Heterogenität einer Formation am besten (z.B. Spannweite und Masse der einzelnen Formationsteilnehmer) und wie beeinflussen sie die für den Formationsflug relevanten Größen (z.B. charakteristische Relativpositionen sowie günstige Ein- und Ausflugtrajektorien)? Kann ein funktionaler Zusammenhang identifiziert werden? Ist ein Wechsel der Führungsrolle im Reiseflug aufgrund sich ändernder Flugzeugmassen sinnvoll und wie beeinflusst ein entsprechendes Flugmanöver die Einsparungen, die Sicherheit und Passagierkomfort? Nach welchen Kriterien wird festgelegt, welches der Flugzeuge die Formation anführt (ohne Treibstoffersparnis) und welches folgt (mit Treibstoffersparnis)?

Die bisher zum Thema Formationsflug veröffentlichten Forschungsarbeiten konzentrieren sich meist auf die Regelung der Relativposition, die Extremwertsuche nach der treibstoffoptimalen Position sowie auf Leistungsbetrachtungen im stationären Fall und im operationellen Betrieb. Was noch fehlt, ist ein Konzept für das gesamte Formationsflug-Regelungssystem bestehend aus Regler, Sensorik, Anzeigen und Bedieneinheit. Dazu ist die Frage zu klären, inwieweit sich vorhandene Sensoren und Avioniksysteme aktueller Verkehrsflugzeuge für den Formationsflug eignen. Zu beachten ist dabei, dass das ungleichförmige Windfeld der Wirbelschleppe die Messungen der Sensoren beeinflussen kann. Die Messung des Relativabstandes zwischen den Formationsteilnehmern kann sowohl direkt als auch indirekt erfolgen. Eine direkte Methode ist die von uns vorgeschlagene Messung mittels differentiellen GPS (RTK-Methode). Dabei wird der Relativabstand zwischen den Teilnehmern direkt gemessen. Bei den indirekten Methoden wird die Position relativ zur Wirbelschleppe anhand von Ersatzgrößen bestimmt. Dabei geben z.B. die Ausschläge der Querruder Auskunft über die zu kompensierenden, induzierten Rollmomente oder spezielle Sensoren messen den induzierten Aufwind an bestimmten Positionen des Flugzeugs. Die Kenntnis über das wirbelinduzierte Windfeld und die wirbelinduzierten Kräfte und Momente gibt Auskunft über die Position relativ zur Wirbelschleppe. Die Genauigkeit dieser Methode hängt von der Güte der Modelle ab. Zur Überwa-

chung des automatischen Formationsflugs wird eine geeignete Anzeige benötigt, die den Piloten über alles, was für das Situationsbewusstsein erforderlich ist, informiert. Dazu gehören die relativen Positionen der Formationsteilnehmer, die Treibstoffersparnis sowie der Abstand zum *Sweet Spot*. Dazu ist zu klären, welche Größen angezeigt werden sollen und wie sie am besten darstellbar sind. Die Anzeigen sollen sowohl den Normal- als auch den Fehlerfall abdecken.

Neben den oben angesprochenen Fragen, die sich direkt auf die Phase des Formationsflugs beziehen, sind darüber hinaus Fragen zur Planung und operationellen Realisierung des Formationsflugs offen. Wie treffen sich verschiedene Flugzeuge vom gleichen oder unterschiedlichen Startflughäfen an einem Rendezvouspunkt? Welche Verfahren muss die Flugsicherung einführen? Dazu gehören auch die Einsatz- und Streckenplanung der Fluggesellschaften sowie die dafür notwendigen boden- und bordseitigen Werkzeuge und Informationssysteme.

8 SCHLUSSFOLGERUNGEN

Mit dem Formationsflug

- sind Einsparungen von mehr als 10% für das nachfolgende Flugzeug erreichbar und
- die Luftraum-Kapazität kann deutlich erhöht werden.

Die bisherigen Untersuchungen zur Positionshaltung im Formationsflug von Verkehrsflugzeugen haben gezeigt,

- dass der enge Formationsflug nur automatisch möglich ist und deshalb ein Flugregler unbedingt erforderlich ist, um das Aufwindfeld des vorausfliegenden Flugzeugs optimal auszunutzen und
- dass ein solcher Flugregler grundsätzlich realisierbar ist.

Ein Verfahren für den Einflug und das Halten der Formation wurde vorgeschlagen und von erfahrenen Linienpiloten als praktikabel bestätigt, die Reglerstruktur und die zu ihrer Auslegung erforderlichen Methoden liegen vor, der Regler ist robust gegenüber Variationen der Wirbelachse und ist im Flugsimulator demonstrierbar. Voraussetzungen dafür waren die Entwicklung einer Simulation des Wirbelaufrollvorgangs und die Verfügbarkeit hochwertiger, realitätsnaher Modelle der Regelstrecke (System Flugzeug-Wirbelschleppe) für den Reglerentwurf und für die Erprobung im Flugsimulator. Die Untersuchungen beschränkten sich bisher auf Formationen zweier gleichartiger Flugzeuge (homogene Formation), den stationären Horizontalflug und den Flug ohne Fehlfunktionen. Fragen zu heterogenen Formationen, zu allen für den operationellen Linienbetrieb notwendigen Verfahren und Flugmanövern sowie zu erforderlichen Komponenten für ein Formationsflug-Regelungssystem sind noch offen.

Auf Grundlage der bisher gewonnenen Erkenntnisse ist davon auszugehen, dass der Formationsflug im operationellen Linienbetrieb grundsätzlich anwendbar ist. Die erforderlichen Technologien sind verfügbar. Der zu erwartende Nutzen wird den erforderlichen Aufwand zur Entwicklung notwendiger Systeme und Verfahren rechtfertigen. Was noch fehlt, ist eine breite Akzeptanz durch die Flugzeugbetreiber, die Piloten und schließlich auch durch die Passagiere. Sie kann aber nur dann erreicht werden, wenn der Formationsflug nicht nur wirtschaftlich sondern auch sicher und zuverlässig möglich ist. Das erfordert ein gegenüber Parameteränderungen robustes Formationsflug-Regelungssystem inklusive Sensorik und Anzeigen sowie alle notwendigen Flugverfahren für den Normalbetrieb und den Fehlerfall.

DANKSAGUNG

Der Großteil der in diesem Bericht veröffentlichten Arbeiten entstand im Rahmen des Forschungsprojekts „Automatischer Formationsflug“, welches von der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG), LU 1397/2-1, gefördert wird.

9 SCHRIFTTUM

- [1] Wieselsberger, C.: *Beitrag zur Erklärung des Winkelfluges einiger Zugvögel*, Z. f. Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Jahrgang V, Heft 15, 1914, pp. 225-229.
- [2] Schlichting, H.: *Leistungsparsnis im Verbandsflug*, Mitt. Dt. Akad. Luftfahrtforschung, H.2 1942, pp. 97-139.
- [3] Hummel D.: Die Leistungsparsnis in Flugformationen von Vögeln mit Unterschieden in Größe, Form und Gewicht; J. Orn. 119, 1978: S. 52—73.
- [4] Beukenberg, M.; Hummel, D.: *Flugversuche zur Messung der Leistungsparsnis im Verbandsflug*, Jb. Dt. Ges. Luft- und Raumfahrt (DGLR), Vol. 1, 1986, pp. 133-145.
- [5] Beukenberg, M.: *Beiträge zur Aerodynamik und Flugmechanik des Formationsfluges*, Dissertation, TU Braunschweig, 1989.
- [6] Beukenberg M., Hummel D.: *Aerodynamics, Performance and Control of Airplanes in Formation Flight*, 17th Congress of the International Council of Aeronautical Science (ICAS), Stockholm, 1990
- [7] Vachon, M. J.; Ray, R. J.; Walsh, K. R.; Ennix, K.: *F/A-18 Aircraft Performance Benefits Measured During the Autonomous Formation Flight*, AIAA 2002-4491, AIAA Flight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, August 5-8, 2002.
- [8] Hansen, J. L.; Cobleigh, B. R.: *Induced Moment Effects of Formation Flight Using two F/A-18 Aircraft*, AIAA 2002-4489, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, California, August 5-8, 2002.
- [9] Hanson, C.E., Ryan, J., Allen, M.J., and Jacobson, S.R.: *An Overview of Flight Test Results for a Formation Flight Autopilot*; American Institute of Aeronautics and Astronautics, August, 2002.
- [10] Wagner, G.; Jacques, D.; Blake, W.; Pachter, M.: *Flight Test Results of Close Formation Flight for Fuel Savings*, AIAA 2002-4490, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, California, August 5-8, 2002.
- [11] Morgan, M. T.: *A Study in Drag Reduction of Close Formation Flight Accounting for Flight Control Trim Positions and Dissimilar Formations*, Masterarbeit, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio, 2005
- [12] Pahle, J.; Berger, D.; Venti, M.; Duggan, C.; Faber, J.; Cardinal, K.: *An Initial Flight Investigation of Formation Flight for Drag Reduction on the C-17 Aircraft*, AIAA 2012-4802, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Minneapolis, Minnesota, 13-16 August 2012.
- [13] Bieniawski S. R.; Clark, R. W.; Rosenzweig, S. E.; Blake, W. B.: *Summary of Flight Testing and Results for the Formation Flight for Aerodynamic Benefit Program*, AIAA 2014-1457, AIAA 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland, January 2014.
- [14] Flanzer T. C., Bieniawski S. R., Blake W.B.: *Operational Analysis for the Formation Flight for Aerodynamic Benefit Program*; AIAA 52nd Aerospace Sciences Meeting, National Harbor, Maryland, January 2014.
- [15] Seanor, B.; Campa, G.; Gu, Y.; Napolitano, M.; Rowe, L.; Perhinschi, M.: *Formation Flight Test Results for UAV Research Aircraft Models*, AIAA 2004-6251, AIAA 1st Intelligent Systems Technical Conference, Chicago, Illinois, 20-23 September, 2004.
- [16] How, J.; King, E.; Kurwata, Y.: *Flight Demonstration of Cooperative Control for UAV Teams*, AIAA 2004-6490, AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Workshop and Exhibit, Chicago, Illinois, 20-23 September, 2004.
- [17] Xie, F.; Zhang, X.; Fierro, R.; Motter, M.: *Autopilot-based Nonlinear UAV Formation Controller with Extremum-Seeking*, 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference, Seville, Spain, December 12-15, 2005.
- [18] Jia Xu, Ning S. A., Bower G., and Kroo I. M.: *Aircraft Route Optimization for Formation Flight*, Journal of Aircraft, Vol. 51, No. 2, pp. 490-501, 2014.
- [19] Lademann, S.: *Betrachtung des kommerziellen Formationsflugs unter operationellen Aspekten*, Technischer Bericht, TN-FMRA-2014-007, Fachgebiet Flugmechanik, Flugregelung und Aerolelastizität, TU Berlin, 2014. <https://www.fmra.tu-berlin.de/fileadmin/fq162/Grafiken/Projekte/DFGFormationsflug/TN-14-07.pdf>
- [20] Luckner, R.: *Modeling and Simulation of Wake Vortex Encounters: State-of-the-Art and Challenges*, AIAA-2012-4633, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Minneapolis, Minnesota, Aug. 13-16, 2012.
- [21] Burnham, D. C.; Hallock, J. N.: *Chicago Monostatic Acoustic Vortex Sensing System*, Vol. 4, Wake Vortex Decay, National Information Service, Springfield, Virginia, 1982.
- [22] De Visscher, I.; Win, G.; Lonfils, T.; Bricteux, L.; Duponcheel, M.; Bourgeois, N.: *The WAKE4D Simulation Platform for Predicting Aircraft Wake Vortex Transport and Decay: Description and Examples of Application*, AIAA 2010-7994, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Toronto, Ontario Canada, 2-5 August 2010.
- [23] Kaden, A.; Luckner, R.: *Modeling Wake Vortex Roll-Up and Vortex-Induced Forces and Moments for Tight Formation Flight*, AIAA 2013-5076, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Boston, Massachusetts, August 19-22, 2013.
- [24] Krasny, R.: *Computation of vortex sheet roll-up in the Trefftz plane*, Journal of Fluid Mechanics, Vol. 184, November 1987, pp. 123-155.
- [25] Rossow, V. J.; Fong, R. K.; Wright, M. S.; Bisbee, L. S.: *Vortex Wakes of Two Transports Measured in 80 by 120 Foot Wind Tunnel*, Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 2, March-April 1996, pp. 399-406.
- [26] Burnham, D. C.; Hallock, J. N.; Tombach, I. H.; Brashears, M. R.; Barber, M. R.: *Ground-Based Measurements of the Wake Vortex Characteristics of a B-747 Aircraft in Various Configurations*, FAA-RD-78-146, DOT Transportation Systems Center, Cambridge, MA, 1978.
- [27] Yadlin, Y.; Shmilovich, A.; Narducci, R.: *A Method and Applications for Tracking Airplane Trailing Wakes*, AIAA 2010-324, AIAA Aerospace Science Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, 4-7 January 2012.
- [28] Misaka, T.; Holzäpfel, F.; Gerz, T.: *Large-Eddy Simulation of Aircraft Wake Evolution from Roll-Up Until*

Vortex Decay, AIAA Journal, Vol. 53, No. 9, September 2015, pp. 2646-2670.

- [29] Okolo, W.; Dogan, A.; Blake, W.: *Application of Sweet Spot Determination to a Conventional Pair of Aircraft*, AIAA 2012-4402, AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Minneapolis, Minnesota, 13-16 August 2012.
- [30] Binetti, P.; Ariyur, K. B.; Krstic, M.; Bernelli, F.: *Formation Flight Optimization Using Extremum Seeking Feedback*, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 1, 2003, pp. 132-142.
- [31] Bower G. C., Flanzer T. C., Kroo I. M.: *Formation Geometries and Route Optimization for Commercial Formation Flight*; AIAA-2009-3615; 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference 22 - 25 June 2009, San Antonio, Texas.
- [32] Hummel, D.: *The Use of Aircraft Wakes to Achieve Power Reductions in Formation Flight*, AGARD Conference Proceedings 584, Trondheim, Norway, 20-23 May 1996, pp. 36.1-36.13.
- [33] Chichka, D.; Speyer, J.; Claudio, F.; Park, C.: *Peak-Seeking Control for Drag Reduction in Formation Flight*, Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 29, No. 5, 2006, pp. 1221-1230.
- [34] Knoll, A.; Steger, S.; Heni, M.: *Der „Jose“ Formationsflug unter Flugsicherungsaspekten*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 2012.
- [35] Steger, S.; Knoll, A.; Heni, M.: *Flugregelungsanforderungen an den „losen“ Formationsflug*, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Berlin, 2012.
- [36] Bieniawski S. R.; Blake W.B.; Flanzer T. C.: *Surfing aircraft vortices for energy*; The Journal of Defense Modeling and Simulation: Applications, Methodology, Technology January 2015 12: 31-39.
- [37] Kienitz, K.; Kaden, A.; Luckner, R.: *Modeling and Design Considerations for Robust Control of Aircraft in Tight Cruise Formation*, AIAA 2013-4858, AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, Massachusetts, August 19-22, 2013.
- [38] Petersen, I. R.: *A Stabilization Algorithm for a Class of Uncertain Linear Systems*, Systems & Control Letters, Vol. 8, 1987, pp. 351-357.
- [39] Brodecki M.; Subbarao K.; Chu Q. P.: *Formation Flight Control System for In-Flight Sweet Spot Estimation*; AIAA 2013-1037; 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition; Grapevine, Texas, January 2013.
- [40] Gelbert, G.; Moeck, J.P.; Paschereit, C.O.; King, R.: *Advanced algorithms for gradient estimation in one- and two-parameter extremum seeking controllers*, Journal of Process Control, No 22, March 2012.
- [41] Schaefer J.; Brown N. A.: *Peak-Seeking Optimization of Trim for Reduced Fuel Consumption: Architecture and Performance Predictions*; AIAA 2013-4856, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Boston, Massachusetts, 2013.
- [42] Brown N. A.; Schaefer J.: *Peak-Seeking Optimization of Trim for Reduced Fuel Consumption: Flight-Test Results*; AIAA 2013-5171, AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Boston, Massachusetts, 2013.
- [43] Crow, S. C.: *Stability Theory for a Pair of Trailing Vortices*, AIAA Journal, Vol. 8, No. 12, 1970, pp. 2172-2179.
- [44] Vörsmann, P.; Swolinsky, M.: *Wind-shear detection from PCM-recorded MLS-flight data*, ICAS-Kongress, München, 1980.

ANHANG

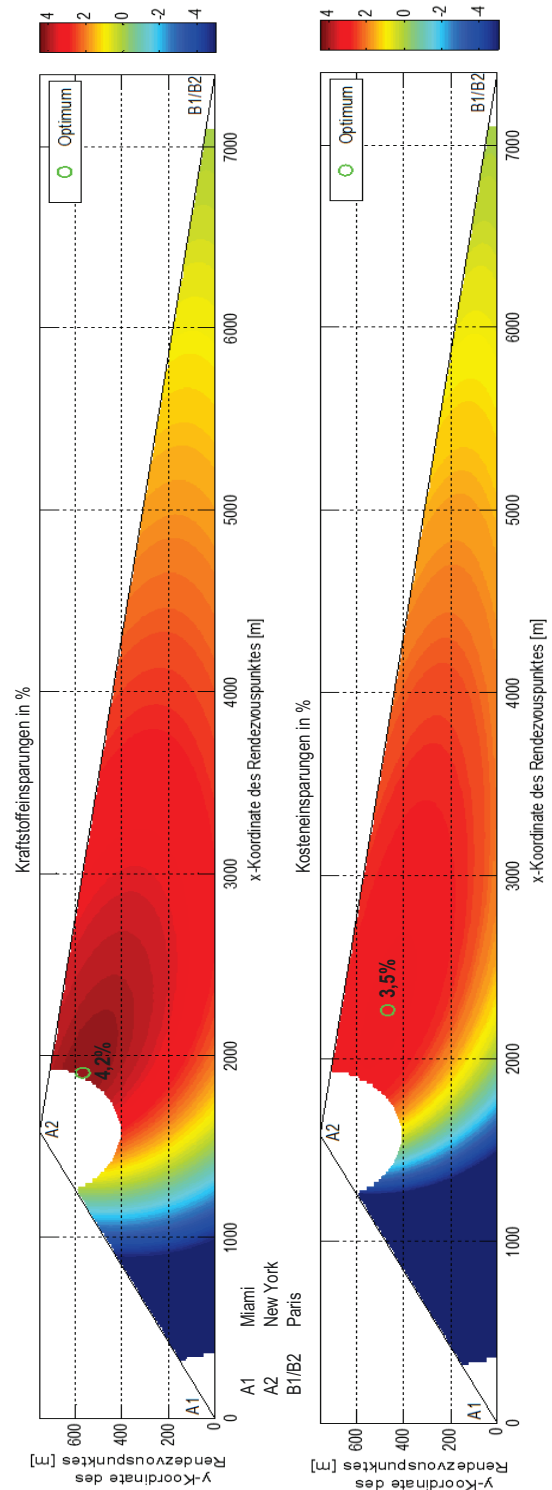


BILD 16: Kraftstoff- und Kosteneinsparungen bei verschiedenen Positionen des Rendezvouspunktes für ein Formationsflugszenario.

Dargestellt sind die Einsparungen der Formation bezogen auf den Kraftstoffverbrauch der Einzelflüge. In den weißen Bereichen um die Abflug- bzw. Zielflughäfen können die Rendezvous- und Separationspunkte nicht platziert werden, da die Steigflug- bzw. Sinkflugstrecken unterschritten würden. Mit grünem Kreis gekennzeichnet ist die Position zur Zusammenführung, für die der Treibstoffverbrauch bzw. die Kosten am geringsten sind.