

EIN ANSATZ ZUR BEWERTUNG DES KONZEPTEDES VON FORMATIONSFLÜGEN ZIVILER VERKEHRSFLUGZEUGE IM LUFTRANSPORTSYSTEM

T. Marks, F. Linke, V. Gollnick
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Lufttransportsysteme
21079 Hamburg, Deutschland

Zusammenfassung

Für die Bestimmung des operationell systemweit erzielbaren Kraftstoffreduktions-Potenzials des Konzeptes des zivilen Formationsflugs wurde eine Bewertungsmethodik entwickelt. Diese beinhaltet eine integrierte Softwareumgebung zur numerischen Simulation von Formationsflügen mit Hilfe eines mit einem vereinfachten Wirbelmodell gekoppelten Trajektorienrechners. Hierzu wurden Ineffizienzmetriken definiert, mit denen sich verschiedene Formationen charakterisieren sowie hinsichtlich ihres zu erwartenden Nutzens vergleichen und bewerten lassen. Mit der entwickelten Softwareumgebung wurden exemplarisch Parametervariationen einiger ausgewählter Anwendungsfälle durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen, dass die zu erwartenden Effekte durch die verwendeten Modelle abgebildet werden. Demnach sind Formationsflüge am effektivsten, wenn sie früh auf der Gesamtstrecke und bei niedrigeren Machzahlen durchgeführt werden. Je schwerer der Leader einer Formation ist, desto höher sind die Kraftstoffeinsparungen in der Formation. Gleichzeitig steigen bei gegebener Masse des Leaders die Einsparungen ebenso mit zunehmender Masse des Followers. Die Ergebnisse lassen den Schluss zu, dass sich auf Basis einfacherer Kennzahlen und Parameter bereits Aussagen über das zu erwartende Kraftstoffreduktions-Potenzial einer Formation treffen lassen. Hierbei kommt der Kombination aus Flugzeug-Gewichtsverhältnis und Fluggeschwindigkeit eine besondere Bedeutung zu. Die Ableitung einer entsprechenden Abbildungsfunktion soll im Rahmen weiterer detaillierter Studien erfolgen.

1. EINLEITUNG

Schon *Wieselsberger* [1] erkannte vor einem knappen Jahrhundert, dass die an einer Formation teilnehmenden Vögel durch Ausnutzen der Aufwindfelder vorausfliegender Vögel eine Verringerung des Luftwiderstands erfahren und somit weniger Leistung benötigen. *Lissaman et al.* [2] zeigten, dass in der Theorie Vogelformationen von 25 Vögeln dadurch eine Vergrößerung der Reichweite um bis zu 71% erreichen können und dabei maximale Einsparungen im induzierten Widerstand von 65% möglich sind. Aber auch kleinere Formationen können Einsparungen bis zu 40% erreichen.

Der Formationsflug von zivilen Verkehrsflugzeugen verspricht analog dazu signifikante Treibstoffeinsparungen und infolgedessen eine Reduktion der Betriebskosten und des CO₂-Ausstoßes. Motiviert durch die vielversprechenden Ergebnisse verschiedener analytischer Studien wurden im Laufe der Zeit auch Flugversuche zum Formationsflug durchgeführt. So konnten *Beukenberg et al.* [3] zeigen, dass die theoretischen Einsparungen auch in der Praxis erreicht werden können. Unter anderen hat auch die NASA erfolgreich mit zwei umgebauten Flugzeugen vom Typ F/A-18 Flugversuche zum Formationsflug durchgeführt [4]. *Vachon et al.* zeigten dabei, dass ein kontrollierter Flug im Wirbel eines anderen Flugzeuges möglich ist und sogar ohne eine Steuerungsautomatik durch manuelles Fliegen erreicht werden kann. In den durchgeführten Versuchen wurden eine maximale Verringerung des induzierten Widerstandes von 20% und eine maximale Reduktion des Treibstoffflusses von 18% gemessen. Es liegt also nahe, die Umsetzung eines solch vielversprechenden Verfahrens im heutigen Lufttransportsystem zu untersuchen. Die Integration dieses Verfahrens in das Lufttransportsystem stellt aber sowohl technisch als auch

operationell eine große Herausforderung dar. Neben den theoretisch in einzelnen Formationen erzielbaren Kraftstoffeinsparungen ist vor allem die Frage nach dem systemweit operationell überhaupt erreichbaren Potenzial wichtig, da es über die Realisierbarkeit eines solchen Konzeptes entscheidet.

In einem idealen Lufttransportsystem würden sämtliche Flugzeuge entlang ihrer jeweils optimalen Trajektorie zwischen Ursprungs- und Zielflughafen fliegen, wobei die jeweiligen Flugeigenschaften und atmosphärischen Bedingungen auf dieser Route berücksichtigt werden. Diese optimale Trajektorie wird in der Realität heute jedoch noch nicht erreicht, wenngleich die derzeit weltweit laufenden ATM-Harmonisierungsprogramme (z.B. *SESAR* [5], *Next-Gen* [6]) Anstrengungen unternehmen, einen Trajektorienbasierten Flugbetrieb einzuführen. Zusätzlich zu den mit den Abweichungen vom optimalen Flugprofil und -pfad einhergehenden Ineffizienzen aufgrund der heute herrschenden Restriktionen und Randbedingungen im ATM-System [7], ruft der Formationsflug mehrerer Flugzeuge weitere Ineffizienzen hervor (vgl. **Bild 1**). Hierbei ist vor allem die auf Grund eines Kompromisses zugunsten der Gesamtformation entstehende Abweichung von der individuell optimalen Einzelflugtrajektorie sowohl lateral in Bezug auf die Flugroute, als auch vertikal hinsichtlich des in der Formation eingestellten Betriebspunktes, zu beachten. Um eine Aussage über die systemweit operationell erreichbaren Einsparungen hinsichtlich Kraftstoffverbrauch und Emissionen zu erhalten, müssen diese Ineffizienzen mit berücksichtigt werden.

Neben allgemeinen Fragen zum Formationsflug werden in dieser Arbeit daher die oben genannten Effekte unter dem Aspekt der „Flight Inefficiency“ betrachtet und ihre Abhängigkeiten und Sensitivitäten analysiert. Zunächst werden

dazu Flugzeugformationen inklusive der zugehörigen Formationsrouten allgemein beschrieben. Im Anschluss an diese Definitionen erfolgt eine Betrachtung der unterschiedlichen Ineffizienzen beim Formationsflug. Hierzu zählen beispielsweise die Anpassung der Fluggeschwindigkeiten und -höhen aber auch die geänderte Routenführung der einzelnen Formationsteilnehmer. Anschließend werden Parameter und Kennwerte definiert, mit deren Hilfe man Formationen und Formationsrouten charakterisieren und vergleichen kann. Zur Beurteilung der Sensitivitäten dieser Parameter wurden unter Verwendung eines vereinfachten Trajektorien-Modells erste numerische Studien durchgeführt. Durch diese Studien kann eine erste qualitative Aussage über die allgemeinen Abhängigkeiten der Parameter und Kennwerte im Hinblick auf die Ineffizienzen beim Formationsflug getroffen werden. Die für diese Studien verwendete Software wird kurz vorgestellt, im Anschluss daran werden erste Berechnungsergebnisse beschrieben und diskutiert.

2. GRUNDLEGENDE ANNAHMEN

Formationen von Luftfahrzeugen können auf unterschiedliche Art aufgebaut sein. Dabei bestimmen Art, Anzahl und Reihenfolge sowie die Abstände der Luftfahrzeuge zueinander wesentlich die auf Grund der Formation erreichbaren Kraftstoffeinsparungen. Aber auch die vertikalen Flugprofile der Formation müssen definiert werden.

2.1. Aufbau von Formationen

Anzahl und Art der Flugzeuge

Da der Formationsflug mit nur zwei Luftfahrzeugen die einfachste Umsetzung dieses Konzeptes darstellt und wohl auch als erstes in die Realität umgesetzt werden kann, werden im Rahmen dieser Arbeit nur solche Formationen betrachtet. Dies erleichtert die Berechnung erheblich und ermöglicht eine überschaubare Variation der Parameter und Analyse der Sensitivitäten. Auch werden im Rahmen dieser Studie die gleichen Flugzeugtypen verwendet, um den Einfluss der unterschiedlichen Geometrien und Massen zu minimieren.

Reihenfolge der Flugzeuge

Bei zwei Teilnehmern in einer Formation gibt es entspre-

chend auch nur zwei verschiedene Anordnungen. Eine Positionsänderung der Teilnehmer während des Fluges ist zwar denkbar, wird in dieser Arbeit jedoch nicht betrachtet, da hier wenig Verbesserung bezüglich der auftretenden Effekte zu erwarten ist [8]. Es wird also davon ausgegangen, dass immer dasselbe Luftfahrzeug voraus fliegt. Dieses wird mit dem Index „Ld“ und der Bezeichnung „Leader“ versehen. Das nachfolgende Luftfahrzeug erhält den Index „Fw“ und wird „Follower“ genannt.

Abstände der Flugzeuge

Der laterale, longitudinale und vertikale Abstand der beiden Formationsteilnehmer ist wichtig für die Berechnung der Widerstandsreduktion. Es wird hierbei angenommen, dass das Flugregelungssystem des Followers in der Lage ist, das Luftfahrzeug immer in der optimalen Position hinter dem Leader zu halten.

Bezüglich des longitudinalen Abstands der Luftfahrzeuge in einer Formation unterscheidet man zwischen *close formation flight* (CFF) und *extended formation flight* (EFF). Beim EFF befinden sich die Flugzeuge in vergleichsweise großem Abstand hintereinander, um mögliche Sicherheitsrisiken auszuschließen. Dadurch reduzieren sich auch die Anforderungen an die Navigationsleistung. Nach *Ning* [8] liegen die Abstände hier zwischen 5 und 40 Spannweiten. Da man in diesem Bereich auch von einer vollständig aufgerollten Wirbelschleppung ausgehen kann [9], ist dieser Ansatz gut geeignet für die in dieser Analyse verwendete Modellierung des Einflusses des Leaders auf den Follower durch das Wirbelmodell von *Hallock-Burnham*. Bei großem Abstand kann zudem davon ausgegangen werden, dass der Einfluss des Followers auf den Leader sehr gering und damit vernachlässigbar ist [10]. In dieser Untersuchung wird aus oben genannten Gründen der EFF angenommen. Da sich der Wirbel des Leaders beim EFF vollständig aufgerollt hat und durch äußere Einflüsse sowie Eigeninduktion die Position verändert, ist eine Positionierung relativ zum vorausfliegenden Flugzeug wenig sinnvoll. Daher wird im Folgenden von einer Positionierung des Followers relativ zum Wirbel des Leaders ausgegangen.

Der vertikale Abstand des Followers zum Wirbel des Leaders wird zudem als vernachlässigbar angenommen. Dadurch vereinfacht sich die Modellierung auf ein ebenes Problem.

Der laterale Abstand zwischen Leader und Follower beeinflusst hingegen die erreichbare Einsparung im induzierten

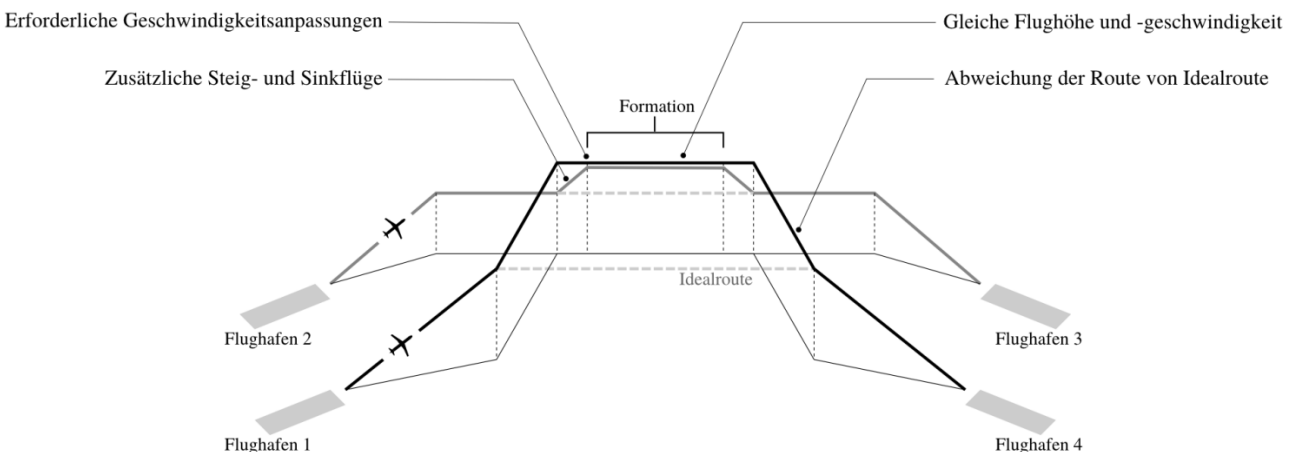


BILD 1. Ineffizienzen beim Formationsflug zweier Formationsteilnehmer

Widerstand maßgeblich, weshalb die Festlegung dieser Größe schwieriger ist. Nach Ning [8] ist auf Grund der durch den Wirbel induzierten Geschwindigkeiten der Flug in transsonischen Geschwindigkeitsbereichen problematisch, da durch das Ausbilden von Verdichtungsstößen und Strömungsablösungen ein erhöhter Widerstand und Buffeting auftreten können. Um diese Probleme zu vermeiden, schlägt Ning [8] vor, den Follower etwas außerhalb des Wirbels des Leaders zu positionieren und die Fluggeschwindigkeit leicht zu verringern. Zwar nimmt man damit eine Verschlechterung des Wirkungsgrades des Formationsfluges in Kauf, verringert aber die Gefahr, dass Kompressibilitätseffekte auftreten, deutlich. Des Weiteren stellt die Wahl einer Position leicht außerhalb des Wirbels bezüglich der Berechnung der Verringerung des induzierten Widerstandes eine konservative Annahme dar, da die Tangentialgeschwindigkeiten des Wirbels mit zunehmendem Abstand vom Wirbelkern abnehmen. Im hier betrachteten Fall wird der Flügel des Followers daher mit 5% der Spannweite außerhalb des Wirbels des Leaders positioniert.

2.2. Vertikale Flugprofile

Die einzelnen Teilnehmer einer Formation steigen nach dem Start zunächst auf die Flughöhe der Formation (vgl. Bild 2). Ist diese am *Top of Climb* (ToC) erreicht, gehen die einzelnen Luftfahrzeuge in Horizontalflug über, bis sie den Treffpunkt P^+ erreicht haben. In diese Übergangsphase fallen auch die notwendigen Beschleunigungsphasen sowie das Rendezvous-Manöver, das zum Bilden der Formation nötig ist.

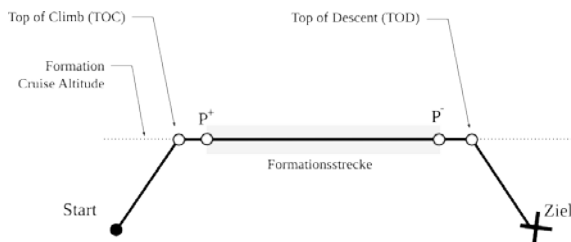


BILD 2. Vertikales Flugprofil eines einzelnen Formationsteilnehmers

Am Ende der Formation P^- trennen sich die Flugzeuge und gehen am *Top of Descent* (ToD) in den Sinkflug über, bis sie schließlich ihren jeweiligen Zielflughafen erreichen.

3. FORMATIONSINDUZIERT E INEFFIZIENZEN

Bei einem Formationsflug ist mit einer Reihe von Ineffizienzen zu rechnen, die durch die Bedingung entstehen, auf der gleichen Route und bei gleicher Fluggeschwindigkeit und -höhe zu fliegen.

Bild 2 zeigt eine Übersicht über die wichtigsten beim Formationsflug auftretenden Ineffizienzen. Aus den geänderten Routen ergeben sich dabei zusätzlich Beschleunigungs- und Verzögerungsphasen, um die nötigen Geschwindigkeiten zu erreichen. Theoretisch treten beim Formationsflug noch weitere Ineffizienzen auf, beispielsweise durch Timing-Probleme notwendige Warteschleifen

oder Aufholmanöver. Diese werden in dieser Arbeit jedoch noch nicht betrachtet, da sie für eine erste Betrachtung des Formationsfluges als sekundär angesehen werden können.

3.1. Gleiche Route

Durch die Teilnahme an einer Formation fliegt ein Luftfahrzeug auf einer für den Einzelflug nicht optimalen Route. Es wird gezwungen, die Routenführung zu Gunsten der Gesamtformation anzupassen. Die optimalen Routen für den Einzelflug und für die Formation sind in der Regel nicht identisch. Ausnahmen bilden die Fälle, bei denen die Formationsroute mit der idealen Route eines oder beider Formations-Teilnehmer zusammenfällt.

3.2. Gleiche Fluggeschwindigkeit und -höhe

Die Forderung, dass die Luftfahrzeuge in einer Formation mit der gleichen Geschwindigkeit und auf der gleichen Höhe fliegen müssen, führt dazu, dass sie nicht unter den für sie optimalen Bedingungen fliegen. Dies ist besonders bei unterschiedlichen Flugzeugtypen oder unterschiedlichen Beladungszuständen der Fall. Der Flug in Formation stellt somit einen Kompromiss dar und sollte so durchgeführt werden, dass der Gesamtnutzen maximal wird.

3.3. Schneeballeffekte

Wenn ein Luftfahrzeug durch Formationsflug weniger Treibstoff benötigt, ist es prinzipiell denkbar, das Abfluggewicht zu verringern. Als Schneeballeffekt wird daher der Effekt bezeichnet, dass durch das geänderte Abfluggewicht zusätzlich Kraftstoff eingespart wird. Da das Luftfahrzeug im Falle einer Störung oder eines Nicht-Zustandekommens der Formation aber je nach Anforderung in der Lage sein muss, die Route auch ohne Formation weiterzufliegen, ist die Betrachtung dieser Effekte unter dem Aspekt der Ineffizienzen interessant. Bei einer Formation wird sich dadurch der Gesamtvorteil verändern.

3.4. Definitionen

In Anlehnung an die oben definierten Ineffizienzen wird zunächst ein Überblick über die hier verwendeten Flugzustände und Routen mit den jeweiligen Bezeichnungen und Indices gegeben. Diese sind in Tabelle 1 aufgelistet.

Bez.	Definition
ref	Referenz-Route
route	Angepasste Route bei Formation
ben	Routenabschnitt mit aerodynamischem Gewinn durch Formationsflug
a	Streckenabschnitt vom Startflughafen bis zum Erreichen des Sammelpunktes P^+
b	Streckenabschnitt nach Trennung P^- bis zum Erreichen des Zielflughafens

TAB 1. Definition der betrachteten Routen und Streckenabschnitte

Dabei werden ein absoluter Streckenabschnitt mit S und ein prozentualer Anteil an der Gesamtstrecke mit ξ bezeichnet.

$$(1) \quad \xi = \frac{S}{S_{ges}}$$

S_{ben} bezeichnet also beispielsweise den Streckenabschnitt der Formation, ξ_{ben} den prozentualen Anteil dieser Strecke an der Gesamtstrecke. Die Strecken und Streckenanteile können für die einzelnen an der Formation teilnehmenden Luftfahrzeuge verschieden sein. Für die Gesamtformation gilt daher:

$$(2) \quad \xi = \frac{\sum S}{\sum S_{ges}}$$

Die einzelnen Streckenabschnitte sind in **Bild 3** dargestellt. Ebenfalls kann man dieser Grafik die unterschiedlichen Machzahlen M (vgl. Kapitel 4.2) auf den einzelnen Streckenabschnitten entnehmen.

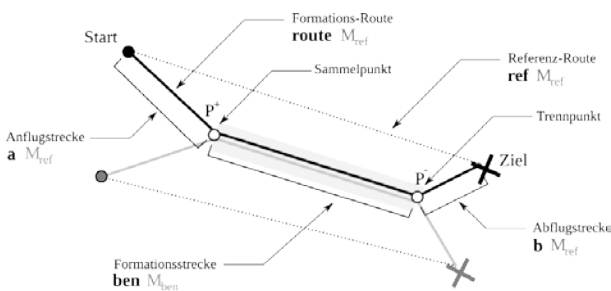


BILD 3. Formationsgeometrie für ein Szenario mit zwei Flugzeugen

Aus den oben genannten Routen und den verschiedenen Ineffizienzen leiten sich die entsprechenden in dieser Arbeit betrachteten Missionen ab. Diese sind in **Tabelle 2** dargestellt. Die einzelnen Missionen und der Berechnungsablauf werden in Kapitel 5.4 genauer beschrieben.

Bez.	Route	Geschw.	Höhe	benefit	TOW
ref	Referenz	M_{ref}	fix	Nein	iterativ
route	Formation	M_{ref}	fix	Nein	iterativ
mach	Formation	M_{ben}	fix	Nein	iterativ
form	Formation	M_{ben}	fix	Ja	iterativ
form*	Formation	M_{ben}	fix	Ja	fix

TAB 2. Definition der betrachteten Missionen

4. METRIKEN UND PARAMETER

4.1. Metriken

Zur Beurteilung der oben genannten Ineffizienzen ist es erforderlich, geeignete Bewertungsgrößen zu definieren. *Reynolds* [7] definiert entsprechende Ineffizienz-Metriken, die auch für den Formationsflug genutzt werden können. Er unterscheidet dabei zwischen lateralen, vertikalen, Treibstoff-basierten und Zeit-basierten Metriken. Die jeweiligen Vor- und Nachteile können der entsprechenden

Arbeit entnommen werden. Allgemein lässt sich eine Metrik α nach *Reynolds* [7] durch die Beziehung

$$(3) \quad \alpha = \frac{\text{Tatsächlich} - \text{Optimal}}{\text{Optimal}}$$

darstellen. Um den Vorteil durch eine Formation zu bestimmen, ist der Vergleich mit einem optimalen Wert jedoch irreführend. Besser geeignet ist der Bezug auf einen geeigneten Referenzfall. In dieser Arbeit wird die Berechnung der Metriken daher verallgemeinert zu

$$(4) \quad \alpha = \frac{\text{Tatsächlich} - \text{Referenz}}{\text{Referenz}}$$

Durch die Auswahl geeigneter Referenzen lassen sich dann unterschiedliche Flugzustände, beispielsweise ein Flug entlang derselben Route einmal ohne und einmal mit Einsparung durch Formation, miteinander vergleichen.

Bei den Metriken gilt es zudem, zwischen den Werten des einzelnen Formationsteilnehmers und denen der Gesamtformation zu unterscheiden. Die Gesamtmatrix einer Formation α_{ges} wird daher wie folgt definiert.

$$(5) \quad \alpha_{ges} = \frac{\sum \text{Tatsächlich} - \sum \text{Referenz}}{\sum \text{Referenz}}$$

Laterale Metrik

Bei der lateralen Metrik unterscheidet *Reynolds* [7] zwischen der bezüglich des erdfesten Koordinatensystems zurückgelegten Entfernung (Bodendistanz, Ground distance) sowie der bezüglich der ruhenden Luft zurückgelegten Entfernung (Luftdistanz, Air distance). Letztere liefert zwar bessere und realistischere Werte, ist aber auf Grund der notwendigen Kenntnisse über Windfelder schlecht zu verwenden. Bei der Verwendung der Bodendistanz kann auch das Optimum beispielsweise in Form eines Großkreises leichter angegeben werden, weshalb im Rahmen dieser Arbeit diese Methode Verwendung findet. Für eine Formation kann mit dieser Metrik dann die Abweichung der Länge der Formationsroute von der Referenzroute angegeben werden. Daher wird die laterale Metrik wie folgt definiert.

$$(6) \quad \sigma = \frac{S_{form} - S_{ref}}{S_{ref}}$$

σ bewertet also die Länge des Umwegs, den ein einzelnes Flugzeug oder die gesamte Formation bezüglich der Referenzmission fliegen muss.

Vertikale Metrik

Die von *Reynolds* [7] vorgeschlagene vertikale Metrik vergleicht die durchschnittlichen geflogenen Flughöhen mit den durchschnittlich optimalen Flughöhen. Für den Fall des Formationsfluges ist sie zunächst weniger relevant, da die zu erwartenden Ineffizienzen hauptsächlich durch Anpassungen der lateralen Routenführung auftreten. Daher wird die vertikale Metrik in dieser Arbeit zunächst nicht verwendet. Bei einer detaillierteren Analyse kann sie jedoch zum Bewerten der Formation herangezogen werden.

Treibstoff-basierte Metrik

Die Treibstoff-basierte Metrik fasst alle Effekte durch den Flug auf unterschiedlichen Trajektorien zusammen. Sie ermöglicht zudem eine direkte Beurteilung des Einflusses

auf die Umwelt. Treibstoff-basierte Metriken sind insbesondere für die Betrachtung der Ineffizienzen auf Grund der gleichen Fluggeschwindigkeit und -höhe interessant, da sie den Treibstoffverbrauch mit und ohne Formation miteinander vergleichen. Auch lässt sich der für den geflogenen Umweg benötigte Treibstoff im Vergleich zur Referenzroute darstellen. Dabei bezeichnet λ_{ges} das Verhältnis des Treibstoffverbrauchs bei Formation F_{form} zum Verbrauch auf der Referenzmission F_{ref} . Da die zu erwartenden Werte negativ sind, wird zusätzlich mit -1 multipliziert. Dadurch sind die Ergebnisse intuitiver verständlich.

$$(7) \quad \lambda_{ges} = \frac{F_{ref} - F_{form}}{F_{ref}}$$

Da λ_{ges} jedoch nicht nur die Effekte durch den Formationsflug beinhaltet, sondern auch die Effekte durch die veränderte Fluggeschwindigkeit, Flughöhe, den Beladungszustand etc., muss hier weiter unterschieden werden.

$$(8) \quad \lambda_{ges} = \lambda_{mach} + \lambda_{form}$$

$$(9) \quad \lambda_{mach} = \frac{F_{ref} - F_{mach}}{F_{ref}}$$

$$(10) \quad \lambda_{form} = \frac{F_{mach} - F_{form}}{F_{ref}}$$

λ_{mach} beinhaltet alle Effekte, die durch das Fliegen auf der Formationsroute bei gleicher Geschwindigkeit aber ohne aerodynamischen Gewinn auftreten, λ_{form} die Effekte, die dann durch Flug in Formation hinzukommen. Da λ_{mach} verschiedene Effekte beinhaltet, muss hier noch weiter differenziert werden. Im Rahmen dieser Arbeit werden die Parameter jedoch nur einzeln variiert, weshalb zunächst auf eine weitere Differenzierung verzichtet werden kann. Die Treibstoff-basierte Metrik ist zudem an die laterale Metrik gekoppelt, da sie den durch Umwege entstehenden erhöhten Treibstoffverbrauch ebenfalls mit berücksichtigt. Die Ableitung eines entsprechenden Zusammenhangs ist für weiterführende Studien interessant.

Zeit-basierte Metrik

Zeit-basierte Metriken benutzen die zurückgelegte Flugzeit als Basis. Dies ist besonders bei Umwegen und Änderungen der Fluggeschwindigkeit interessant.

$$(11) \quad \tau = \frac{T_{ref} - T_{form}}{T_{ref}}$$

τ bewertet also die zusätzliche Zeit, die ein an einer Formation teilnehmendes Luftfahrzeug gegenüber seiner Referenzmission benötigt.

4.2. Beschreibende Parameter

Im Folgenden werden charakteristische Parameter definiert, die eine Formation von Luftfahrzeugen beschreiben.

Aerodynamischer Gewinn eines Luftfahrzeugs

Fliegen zwei Luftfahrzeuge in einer aerodynamisch gekoppelten Formation, erfährt der Follower eine Reduktion des induzierten Widerstands. Dieser resultiert in einer

Verringerung des erforderlichen Schubs ΔN , wobei N_{ref} den erforderlichen Schub ohne Formation darstellt. Für den aerodynamischen Gewinn gilt dann:

$$(12) \quad \eta = \frac{N_{ref} - \Delta N}{N_{ref}}$$

Relative Länge der Formationsstrecke

Eine wichtige Größe zur Charakterisierung einer Luftfahrzeug-Formation ist der Anteil der Formationsstrecke mit aerodynamischem Gewinn (S_{ben}) an der Gesamtlänge der Route. Dieser Anteil wird mit ξ_{ben} bezeichnet.

$$(13) \quad \xi_{ben} = \frac{S_{ben}}{S_{form}}$$

Relative Position der Formationsstrecke

Auch die Lage von S_{ben} bezogen auf die Gesamtroute ist charakteristisch für eine Formation. Diese Lage wird durch die Streckenanteile des Anfluges ξ_a und des Abfluges und ξ_b (siehe Tabelle 1) bestimmt.

$$(14) \quad \delta_{ben} = \xi_a - \xi_b$$

Ein Wert von null bezeichnet die Lage genau in der Mitte der Route. Positive Werte ergeben sich für eine Verschiebung gegen Ende der Route, negative bezeichnen eine Verschiebung Richtung Anfang.

Cruise-Machzahl der Formation / Referenzmachzahl

M_{ben} bezeichnet die Fluggeschwindigkeit während der Formation. Fliegt das Luftfahrzeug nicht in Formation, fliegt es mit der jeweils individuellen Referenz-Machzahl M_{ref} . Diese kann beispielsweise die für den jeweiligen Einzelflug optimale Machzahl sein, kann aber auch von dieser abweichen. Die Referenzmachzahl wird auch der Berechnung der Referenzmission zu Grunde gelegt.

Flughöhe der Formation

Ähnlich wie die Cruise-Machzahl der Formation ist die Flughöhe H_{ben} der Formation definiert. Fliegt das Luftfahrzeug nicht in Formation, fliegt es auf der jeweiligen Referenz-Flughöhe H_{ref} . Diese kann beispielsweise die für den jeweiligen Einzelflug optimale Flughöhe sein, aber auch von dieser abweichen.

Gewichtsverhältnis

Als Gewichtsverhältnis μ wird das Verhältnis des Unterschiedes der Startmassen von Leader und Follower zur Summe beider Startmassen bezeichnet.

$$(15) \quad \mu = \frac{TOW_{Ld} - TOW_{Fw}}{TOW_{Ld} + TOW_{Fw}}$$

Da die Gewichte von Leader und Follower die Einsparungen durch Formationsflug beeinflussen, kann das Gewichtsverhältnis zur Beschreibung einer Formation herangezogen werden.

5. SOFTWARESEITIGE MODELLIERUNG

Um die Abhängigkeiten der verschiedenen Ineffizienzen beim Formationsflug zu analysieren, müssen die Formationen durch geeignete Modelle simuliert werden.

5.1. Strömungsmechanische Modellierung

Die einfachste strömungsmechanische Repräsentation einer Formation ist durch mehrere Hufeisenwirbel möglich (siehe **Bild 4**) (vgl. [11] [3]). Dabei werden die Auftrieb erzeugenden Tragflügel der Formationsteilnehmer durch Hufeisenwirbel mit der Wirbelstärke Γ ersetzt. Der Abstand der Schenkel b^* entspricht dabei nach *Schlichting* [11] dem Abstand der Wirbelschwerpunkte bei einer elliptischen Auftriebsverteilung.

$$(16) \quad b^* = \frac{\pi}{4} \cdot b$$

Dabei bezeichnet b die Spannweite des Wirbel erzeugenden Flugzeuges, l den longitudinalen Abstand und t den Abstand zwischen Flügelspitze des Followers und dem Randwirbel des Leaders.

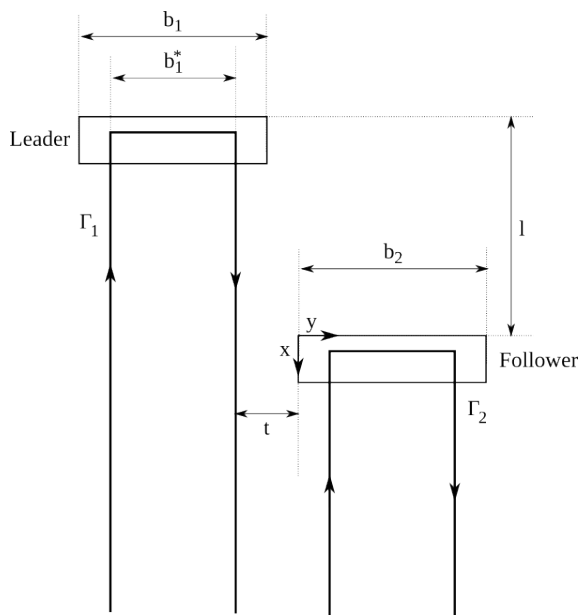


BILD 4. Zu Grunde gelegtes Wirbelmodell zur Berechnung der Widerstandsreduktion

Es gibt verschiedene Ansätze, um die tangentialen Geschwindigkeiten in einem Wirbel zu modellieren. *Jategaonkar et al.* [12] zeigen, dass das Modell von *Hallock-Burnham* gut geeignet ist, um die wirbelinduzierten Geschwindigkeitsfelder zu charakterisieren. Auf Grund des hohen longitudinalen Abstands zwischen Follower und Leader beim EFF kann zudem davon ausgegangen werden, dass der Einfluss des Followers auf den Leader gering ist [10]. Auch der Einfluss des gebundenen Wirbels des Leaders auf den Follower kann aus diesem Grund vernachlässigt werden. Dadurch wird das Problem häufig durch zwei parallele und unendlich lange *Hallock-Burnham*-Wirbel modelliert (vgl. [13] - [15]). Die tangential Geschwindigkeit eines solchen Wirbels errechnet sich zu:

$$(17) \quad v_{\theta}(r) = \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{r}{r^2 + r_c^2}$$

Dabei bezeichnet r den Abstand zum Wirbelzentrum, r_c den Radius des Wirbelkerns und Γ die Zirkulation des erzeugenden Wirbels. Es wird zudem angenommen, dass der vertikale Abstand der Flugzeuge null beträgt. Dadurch

reduziert sich die Modellierung auf ein ebenes Problem und es gilt für die Aufwärtsgeschwindigkeit:

$$(18) \quad w(a) = \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{a}{a^2 + r_c^2}$$

Dabei ist a der horizontale Abstand zum Wirbel. Nach dem Satz von *Kutta-Joukowski* (vgl. [16]) gilt für eine elliptische Zirkulationsverteilung im stationären Horizontalflug:

$$(19) \quad \Gamma_0 = \frac{mg}{\rho \frac{\pi}{4} b v}$$

Diese Beziehung kann unter Verwendung der geometrischen Randbedingungen errechnet werden. Entsprechende Geometriedaten, beispielsweise die Spannweite der beteiligten Flugzeuge, werden der *Base of Aircraft Data* (BADA) Datenbank entnommen [17]. BADA ist ein Flugleistungsmodell, das von *Eurocontrol* in Kooperation mit Flugzeugherstellern und Airlines entwickelt wird. Es beinhaltet unter anderem Leistungsparameter für ca. 300 unterschiedliche Flugzeugtypen und eignet sich gut zur Trajektorien-Modellierung. Die in Gleichung 19 benötigten Massen müssen jedoch für die Flugzustände errechnet werden.

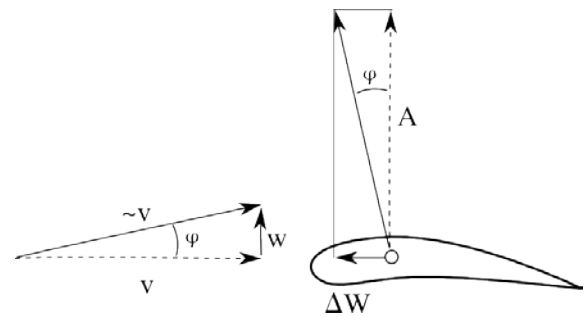


BILD 5. Widerstandseinsparung am Flügel durch Aufwind

Auf dieser Grundlage lassen sich dann der gemittelte, durch den Leader induzierte Aufwind w (siehe **Bild 5**) und daraus die gemittelte Änderung des Anstellwinkels φ am Flügel des Followers berechnen.

$$(20) \quad \bar{w} = \int_0^b w(y) dy$$

Für kleine Winkel φ ergibt sich daraus die gemittelte Änderung des Anstellwinkels zu

$$(21) \quad \bar{\varphi} = \frac{\bar{w}}{v}$$

Die Schubreduktion ΔF errechnet sich aus der Verringerung des induzierten Widerstandes ΔW durch die Drehung des Auftriebsvektors A (vgl. **Bild 5**)

$$(22) \quad \Delta F = \Delta W \cdot v = A \cdot \bar{\varphi} \cdot v = m \cdot g \cdot \bar{w}$$

Durch diesen Ansatz ist es möglich, für einen gegebenen Flugzustand den Einfluss des Wirbels des Leaders auf den Follower abzuschätzen.

Wirbelkern

Die Größe des Wirbelkerns r_c hängt nicht nur von der Zeit sondern auch von den Eigenschaften des Wirbel erzeugenden Luftfahrzeugs ab. In der Literatur werden für den initialen Radius des Wirbelkerns Werte zwischen 1% und

5% der Spannweite des wirbelerzeugenden Flugzeuges angegeben. Durch *Fischenberg* [18] und *Jategaonkar et al.* [12] wurden durch Auswertung von Flugmessdaten die Modellparameter für das Wirbelmodell von *Hallock-Burnham* ermittelt. Es zeigte sich, dass als initialer Kernradius ein Wert von 3,5% der Spannweite angesetzt werden kann.

$$(23) \quad \frac{r_c}{b} = 0,035$$

In den hier durchgeführten Berechnungen wird daher dieser Wert verwendet. Eine Berücksichtigung des Wirbelalters und die damit einhergehende Aufweitung des Wirbelkerns finden noch nicht statt.

5.2. Trajektorien-Modellierung

Unter der Annahme, dass die Auswirkungen des Leaders auf den Follower gering sind, vereinfacht sich die Berechnung des Formationsgewinns erheblich. Es erfolgt zunächst die Berechnung der Trajektorie des Leaders. Aus den so ermittelten Massen lässt sich dann die Wirbelstärke an einem beliebigen Punkt der Route abschätzen. Es folgt die entsprechende Berechnung der Trajektorie für den Follower, bei der die Wirbelstärke des Leaders an der jeweiligen Position des Followers während der Formation ermittelt wird und in die Berechnung von η mit Hilfe der Wirbelmodellierung eingeht. Zur Berechnung der Trajektorien wurde das in der Einrichtung *Lufttransportsysteme des DLR* entwickelte *Trajectory Calculation Module (TCM)* verwendet (vgl. [19]). Dieses auf BADA 3.9 basierende Werkzeug berechnet eine 4D-Trajektorie für einen gegebenen Flugplan. Das TCM simuliert die Flugzeugtrajektorien durch Integration der auf Basis des so genannten Total Energy Models unter Annahme kleiner Bahnneigungs- und Anstellwinkel vereinfachten Bewegungsgleichungen. Unter Verwendung der für den jeweiligen Flugzeugtyp charakterisierenden Steig-, Reiseflug- und Sinkgeschwindigkeitsvorgaben und einem standardisierten vertikalen Flugprofil ermittelt das Schnellzeitsimulationswerkzeug 4D-Flugzeugtrajektorien vom Abheben am Startflughafen bis zum Aufsetzen am Zielflughafen. Im stationären horizontalen Reiseflug ergibt sich der jeweilige Schubbedarf aus dem Kräftegleichgewicht in Flugzeuglängsrichtung. Für die Ermittlung des hierfür erforderlichen Luftwiderstands werden die in der BADA-Datenbank hinterlegten vereinfachten Widerstandspolaren herangezogen und - im Falle einer Formation - der Anteil des induzierten Widerstands durch obigen Zusammenhang (Gleichung 22) aus der Wirbelbetrachtung über den vom Leader induzierten Aufwind korrigiert. Sämtliche Flugzustandsgrößen liegen nach dem Durchlauf für jeden Zeitschritt der Simulation vor und können im Rahmen der Analyse zur Beurteilung der Flugeffizienz herangezogen werden.

5.3. Software-Implementierung

Zur Beurteilung und Bewertung des Formationsfluges im Lufttransportsystem wird am DLR eine Software-Umgebung mit dem Namen *MultiFly* entwickelt. *MultiFly* besteht aus mehreren Programmteilen, die unabhängig voneinander arbeiten und Formationsrouten in einem einheitlichen Datenformat untereinander austauschen. Zur Vereinheitlichung der softwareseitigen Definition von Formationsrouten wurde daher ein an das *Common Para-*

metric Configuration Scheme (CPACS) angelehntes Datenmodell entwickelt. CPACS ist ein XML-basiertes Datenmodell, das am DLR entwickelt wird und dem interdisziplinären Arbeiten im Flugzeugentwurf dient. Mit CPACS können zusätzlich zu geometrischen Flugzeugdaten auch andere Design-Daten definiert werden. Dazu zählen beispielsweise Missionen, Flotten und Airports (vgl. [20]). Die in Anlehnung an CPACS eindeutig beschriebenen Formationen beinhalten unter anderem Informationen zu Leader und Follower, deren Formations- und Referenzrouten sowie Informationen zum Zusammenfliegen. Sie können von den verschiedenen Programmteilen von *MultiFly* verwendet werden.

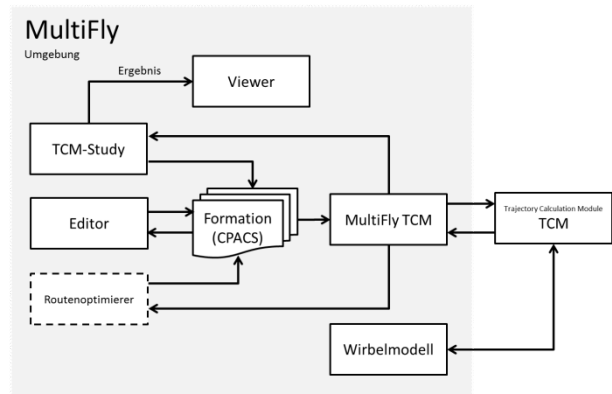


BILD 6. Verknüpfung der einzelnen Software-Komponenten in *MultiFly*

Bild 6 zeigt die Verknüpfung der einzelnen Software-Komponenten in der *MultiFly*-Umgebung. Die in CPACS definierten Formationen können mit Hilfe eines Editors bearbeitet und visualisiert werden. Es ist aber auch möglich, die Formationen direkt im XML-Format zu bearbeiten. Die *TCM-Study*-Komponente von *MultiFly* passt die Parameter der Formationen an und führt so Variationsstudien durch. *MultiFly-TCM* greift auf die Formationsdefinitionen zu und übergibt die Daten an das *Trajectory Calculation Module*. Die Ergebnisse der TCM-Rechnung werden an *MultiFly-TCM* und von diesem an *TCM-Study* zurückgegeben, welches sie auswertet und bereitstellt. Mit Hilfe eines Viewers lassen sich die Ergebnisse direkt begutachten. Eine weitere Komponente der *MultiFly*-Umgebung ist ein Routenoptimierer. Dieser erzeugt auf Basis verschiedener Optimierungsstrategien Formationen, die dann von *MultiFly-TCM* berechnet werden können. Die Ergebnisse der detaillierten Trajektorien-Berechnung können dann wiederum iterativ in die Optimierung eingehen.

5.4. Berechnungsablauf

Die Berechnung der Formationen erfolgt analog zu den in **Tabelle 2** definierten Missionen. Zu Anfang wird die Referenzmission (*ref*) berechnet, bei der die einzelnen Flugzeuge auf ihrer jeweiligen Referenzstrecke optimal fliegen. Als nächstes erfolgt die Berechnung bei geänderter Routenführung (*route*) aber weiterhin optimalem Einzelflug. In einem nächsten Schritt wird die gleiche Route mit geänderter Fluggeschwindigkeit auf dem Formationsabschnitt, d.h. bei Fluggeschwindigkeit der Formation (*mach*) gerechnet. Dazu wird eine Beschleunigungsphase (oder

Verzögerungsphase) so in den Flug integriert, dass diese genau zu Beginn der Formation (am Treffpunkt P^+) abgeschlossen ist; analog erfolgt nach Beendigung der Formation an Punkt P^- eine Verzögerung (Beschleunigung) auf die ursprüngliche Referenzmachzahl. Auf diese Weise wird der Einfluss des Zusammenfliegens ohne Widerstandseinsparung ermittelt. Die *mach*-Mission stellt also den Formationsflug ohne aerodynamischen Gewinn dar. Im Anschluss daran erfolgt die Berechnung des kompletten Fluges in Formation, also auf geänderter Route, bei gleicher Fluggeschwindigkeit und mit Widerstandsreduktion durch den Formationsflug (*form*). In einem weiteren Berechnungsschritt erfolgt die Abschätzung der Schneeballeffekte (*form**). Da das Abfluggewicht iterativ bestimmt wird, wird dazu die Startmasse aus der Berechnung mit gleicher Machzahl gewählt und bei der Berechnung der Formation konstant gehalten.

Durch diesen Berechnungsablauf können die Einflüsse der unterschiedlichen Parameter auf die Gesamteinsparung unabhängig voneinander ermittelt werden.

6. ANALYSEN

Zur Beurteilung der in Kapitel 4 definierten Ineffizienzmetriken wurden verschiedene Variationsstudien durchgeführt. Dabei wurden ausgehend von ausgewählten Szenarien unterschiedliche Formationsparameter variiert. Dazu gehörten die Fluggeschwindigkeit, relative Länge und Position der Formation sowie das Gewichtsverhältnis. Im Rahmen dieser Arbeit wird eine Variation der Flughöhe jedoch nicht betrachtet, da die verwendeten Modelle aus BADA nicht detailliert genug sind.

6.1. Szenarien

Zur Durchführung der Analysen wurden verschiedene Szenarien definiert. Dabei wurde zunächst ein möglichst generisches Ausgangsproblem angenommen, um die einzelnen Parameter unabhängig voneinander beurteilen zu können. Es wurden sowohl beim Leader als auch beim Follower die gleichen Flugzeuge von Typ Airbus A330-200 mit einem Ladefaktor I_{Ld} und I_{Fw} von jeweils 0,9 verwendet. Der Ladefaktor wird hier als Anteil der zu transportierenden Nutzlast an der maximalen Nutzlast definiert.

$$(24) \quad l = \frac{\text{tatsächliche Nutzlast}}{\text{maximale Nutzlast}}$$

6.1.1. Generisches Szenario

Im einfachsten Fall (Szenario 1a, **Bild 7**) wird ein einzelnes Flughafen-Paar durch Großkreise miteinander verbunden. Es wird angenommen, dass beide Formations Teilnehmer die gleiche Strecke fliegen. Der Zusammenschluss zur Formation erfolgt kurz nach Erreichen des *Top of Climb* (ToC), die Trennung kurz vor dem *Top of Descent* (ToD) (jeweils im Abstand von 15% der Gesamtstrecke). Dadurch ergibt sich ein Anteil der Formationsstrecke von $\xi = 0,7$. Die Auswertung der Trajektorien zeigt, dass zu diesem Zeitpunkt die Reiseflughöhe der Teilnehmer bereits erreicht ist und es kann davon ausgegangen werden, dass das Rendezvousmanöver bereits abgeschlossen ist, da die hierfür zur Verfügung stehende Strecke eher konservativ ausgelegt ist. Aus Szenario 1a wer-

den durch Variation verschiedener Parameter mehrere Varianten abgeleitet (Szenarien 1b bis 1d). **Tabelle 3** gibt eine Übersicht über das beschriebene Szenario und dessen Varianten (leere Felder entsprechen Szenario 1a).

Szenario	1a	1b	1c	1d
Start Ld	EDDF			
Ziel Ld	KEWR			
Typ Ld	A330-200			
$M_{ref Ld}$	0,82			
I_{Ld}	0,9	var		
Start Fw	EDDF			
Ziel Fw	KEWR			
Typ Fw	A330-200			
$M_{ref Fw}$	0,82			
I_{Fw}	0,9	var		
ref	Großkreis			
route	Großkreis			
P^+	15%		abh.	abh.
P^-	15%		abh.	abh.
ξ_{ben}	0,7		0,3	var
δ_{ben}	0		var	abh.

TAB 3. Definition der verwendeten Flugzustände bei Szenario 1



BILD 7. Generisches Szenario (Szenario 1a/1b)

In Szenario 1b findet eine Variation der Ladefaktoren der beteiligten Flugzeuge statt. Da die Wirbelstärke direkt vom Fluggewicht abhängig ist (vgl. Gleichung 19), beeinflusst eine Änderung des Ladefaktors des Leaders die Einsparungen während der Formation. Aber auch der Ladefaktor des Followers beeinflusst die aerodynamischen Einsparungen während der Formation (vgl. Gleichung 22). In den hier durchgeführten Variationsstudien werden die Ladefaktoren des Leaders und des Followers getrennt variiert. Dadurch ergibt sich eine Änderung des Massenverhältnisses μ , welches zur Beurteilung herangezogen wird.

Die Szenarien 1c und 1d unterscheiden sich von den Szenarien 1a und 1b darin, dass die Großkreisverbindung in äquidistante Streckenabschnitte unterteilt ist. Die Formation nimmt dabei nur einige dieser Streckenabschnitte ein. Durch eine Veränderung der Formationsstrecke auf der Gesamtroute (Variation von δ_{ben} und ξ_{ben}) kann dann auf eine Abhängigkeit der Einsparung η und der Metriken von diesen Parametern geschlossen werden.

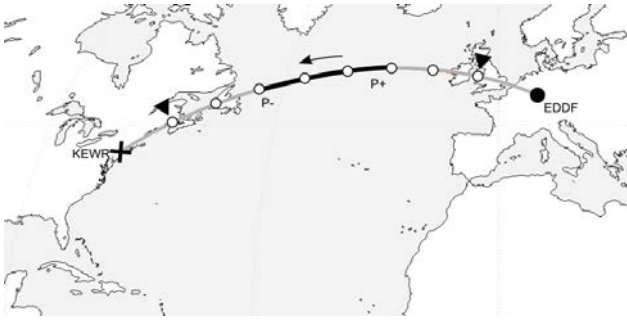


BILD 8. Generisches Szenario (Szenario 1c)

In Szenario 1c (vgl. **Bild 8**) findet eine Verschiebung der Formationsstrecke entlang der Route statt (Variation von δ_{ben}). Die Länge der Formationsstrecke bleibt dabei gleich.

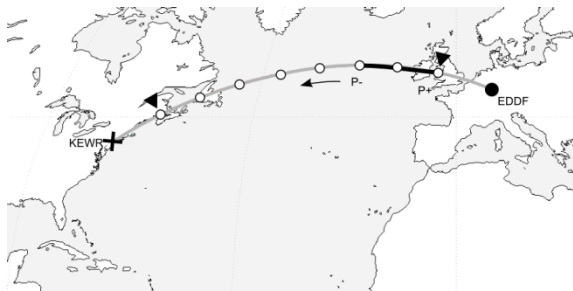


BILD 9. Generisches Szenario (Szenario 1d)

In Szenario 1d (vgl. **Bild 9**) findet eine sukzessive Verlängerung der Formationsstrecke um Abschnitte gleicher Länge statt (Variation von ξ_{ben}). Durch die Änderung von ξ_{ben} findet auch eine Änderung von δ_{ben} statt, die Parameter sind also nicht entkoppelt.

6.1.2. Umweg-Szenario

In einem weiteren Szenario (siehe **Bild 10**) bleiben der Zielflughafen von Leader und Follower sowie der Startflughafen des Leaders gleich, der Startflughafen des Followers ändert sich jedoch.

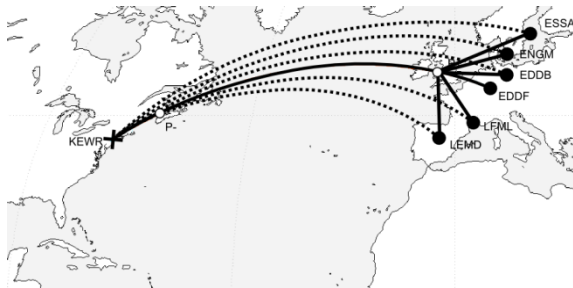


BILD 10. Umweg-Szenario (Szenario 2)

Der Formationsbeginn befindet sich wie bei Szenario 1 nach 15% der Strecke des Leaders und das Formationsende 15% vor dem Zielflughafen. Der Follower muss also zunächst auf einem Großkreis zum Formationsbeginn

fliegen um dann in die Formation mit dem Leader einzutreten. Dadurch ergibt sich ein Umweg gegenüber der Idealroute und die laterale Metrik σ ändert sich.

Szenario 2	
Start Ld	EDDF
Ziel Ld	KEWR
Typ Ld	A330-200
M_{refLd}	0,82
l_{Ld}	0,9
Start Fw	CFML, LEMD, EDDB, ENGM, ESSA
Ziel Fw	KEWR
Typ Fw	A330-200
M_{refFw}	0,82
l_{Fw}	0,9
ref	Direktverbindung / Großkreis
route	Direktverbindung / Großkreis
P ⁺	Nach 15% der Strecke Ld
P ⁻	15% vor Streckenende Ld
ξ_{ben}	variabel
δ_{ben}	variabel

TAB 4. Definition der verwendeten Flugzustände bei Szenario 2

Tabelle 4 zeigt eine Übersicht über die Flugzustände in Szenario 2. Durch die Wahl unterschiedlicher Startflughäfen für den Follower, ergeben sich unterschiedliche Umwege, die erste Erkenntnisse über den Einfluss des Umweges auf die Formations-Metriken liefern können.

6.2. Validierung

Die Trajektorien-Berechnung mit dem im DLR entwickelten TCM basiert auf den BADA-Flugleistungsmodellen der *Eurocontrol*. Zum Zeitpunkt der Studie wurden darin Daten der Revision 3.9 verwendet. Untersuchungen haben gezeigt, dass die Nutzung von BADA-Daten zur Flugprofilmodellierung für typische Betriebspunkte in Bezug auf Fluggeschwindigkeit und -höhe mit nur geringen Abweichungen valide möglich ist [21]. Das liegt unter anderem darin begründet, dass die Modellparameter durch aufwendige *Curve-Fitting*-Verfahren anhand realer Daten aus Flugdatenrekorden sowie mit Hilfe ausgewählter Flugbetriebs-Handbücher erstellt werden, welche nur den üblichen Betriebsbereich abdecken. Bei der hier durchgeführten Analyse wurde die Fluggeschwindigkeit teilweise über diesen Gültigkeitsbereich hinaus variiert, weshalb das Modellverhalten zusätzlich für das ausgewählte Flugzeugmuster Airbus A330-200 mit Hilfe des *Flight Crew Operating Manuals* [22] validiert wurde. Wengleich geringfügige Abweichungen in den absoluten Kraftstoffverbrauchswerten festgestellt wurden, zeigen die BADA-Flugleistungsparameter der A332 dennoch das erwartete Verhalten eines mit steigender Fluggeschwindigkeit zunehmenden Kraftstoffverbrauchs, so dass die gewünschten Effekte korrekt abgebildet werden können.

7. ERGEBNISSE

Um die Sensitivitäten der oben beschriebenen Metriken von den verschiedenen für die Formation charakteristischen Parametern zu beurteilen, wurden die in Kapitel 6 beschriebenen Variationsstudien durchgeführt. Die Ergebnisse werden im Folgenden dargestellt.

7.1. Variation der Cruise-Machzahl

Um den Einfluss der Cruise-Geschwindigkeit der Formation M_{ben} auf die Formationsmetriken zu untersuchen, wurde eine entsprechende Variationsstudie durchgeführt. Bei einem Startgewicht von ca. 200.000kg, einer Flughöhe von 33.000ft und einer Vernachlässigung von Wind liegt die optimale Cruise-Machzahl für eine A330-200 je nach Cost-Index zwischen 0,766 und 0,84 (*Mach Max Operating* (MMO) - 0,02) [23]. Der Variationsbereich für M_{ben} wurde daher auf 0,76 bis 0,84 festgelegt.

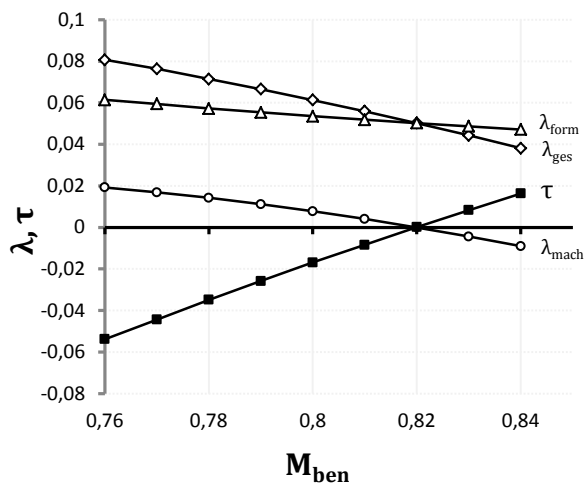


BILD 11. Änderung der Kennwerte bei Variation der Machzahl (Szenario 1a)

Man erkennt an der Parametervariation in **Bild 11**, dass mit steigender Machzahl der Vorteil durch Formationsflug λ_{form} abnimmt, der Zusammenhang ist dabei annähernd linear. Ebenso nimmt λ_{mach} ab, wobei die Abnahme mit höheren Machzahlen größer wird. Die Gesamteinsparung λ_{ges} nimmt mit steigenden Machzahlen ebenfalls ab, wobei auf Grund des Einflusses von λ_{mach} auch hier die Abnahme mit höheren Machzahlen größer wird. Die Zeit-basierte Metrik τ nimmt erwartungsgemäß zu, da die Formation mit höherer Geschwindigkeit fliegt.

Die Ergebnisse zeigen, dass für die untersuchte Formation eine niedrigere Machzahl während der Formation höhere Einsparungen verspricht. Dabei nimmt der allein durch den Flug in Formation erreichte Vorteil zu. Dies ist verständlich, da die Wirbelstärke des vom Leader erzeugten Wirbels mit steigender Geschwindigkeit abnimmt (vgl. Gleichung 19).

7.2. Verlauf von η über die Formationsstrecke

Die durch Formationsflug erreichte relative Schubreduktion η ist über die Länge der Formation nicht konstant. **Bild 12** zeigt den Verlauf der Einsparung η über die mit der Formationslänge S_{ben} normierte zurückgelegte Strecke s seit Beginn der Formation.

$$(22) \quad s^* = \frac{s}{S_{ben}}$$

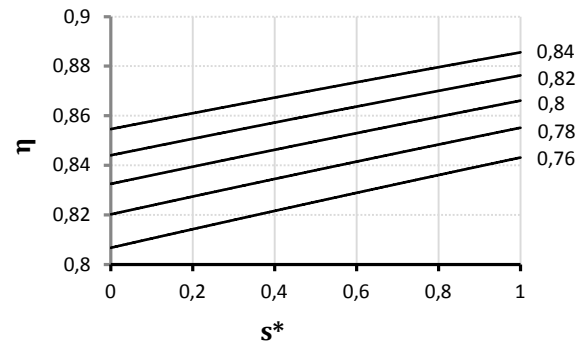


BILD 12. Verlauf von η über s^* (Szenario 1a)

Man erkennt eine lineare Zunahme von η vom Formationsbeginn bis zum Formationsende. Dabei nehmen der Anfangs- und der Endwert mit zunehmender Machzahl weiter zu, d.h. der aerodynamische Vorteil wird kleiner. Diese Zunahme ist jedoch nicht linear sondern nimmt mit höheren Machzahlen ab.

7.3. Variation von δ_{ben}

Bild 13 zeigt die Ergebnisse aus Szenario 1c bei Variation der Formationsposition. Dabei wurde eine Formationsstrecke mit $\xi_{ben} = 0,3$ zu Grunde gelegt und entlang der Route verschoben.

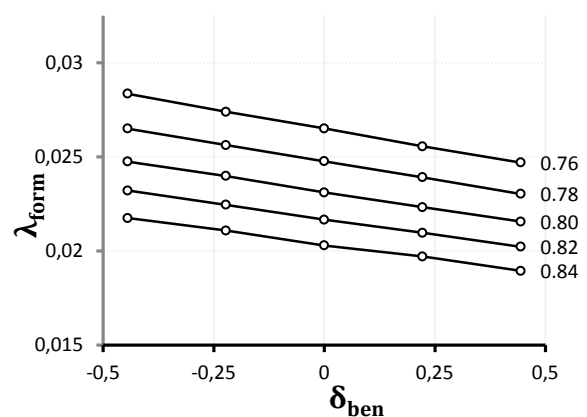


BILD 13. Änderung des Kennwerts λ_{form} bei Variation der Formationsposition δ_{ben} (Szenario 1c)

Es ist zu erkennen, dass der Vorteil durch Formationsflug mit erhöhtem δ_{ben} abnimmt. Daraus lässt sich schließen, dass die betrachtete Formation zu Beginn eines Fluges

effektiver ist als gegen Ende. Dies ist auch bei steigender Machzahl der Fall. Dieser Effekt kann dadurch erklärt werden, dass die Luftfahrzeuge beim Eintreten in die Formation umso leichter sind, je später die Formation beginnt, da sie vergleichsweise mehr Kraftstoff verbraucht haben. Die Gewichtsvariation (Kapitel 7.4) zeigt, dass der Vorteil durch Formationsflug umso effektiver ist, je schwerer die Formationsteilnehmer sind.

7.4. Variation des Ladefaktors I_{Ld} und I_{Fw}

In einer weiteren Variationsstudie wurden die Ladefaktoren I_{Ld} und I_{Fw} variiert. Der hierbei betrachtete Variationsbereich lag zwischen 0,5 und 1. In der Referenzmission werden $I_{Ld} = 0,9$ und $I_{Fw} = 0,9$ verwendet. Da die Variation der Ladefaktoren gleichzeitig eine Variation der Abfluggewichte der Luftfahrzeuge darstellt, kann der Parameter μ berechnet werden.

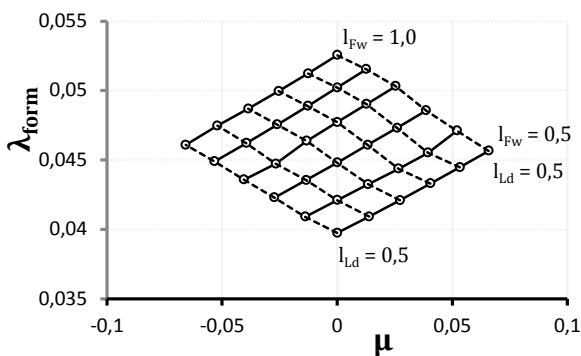


BILD 14. Änderung des Kennwerts λ_{form} über dem Gewichtsverhältnis μ bei Variation der Ladefaktoren I_{Ld} und I_{Fw} (Szenario 1b)

Bild 14 zeigt die Ergebnisse der oben beschriebenen Variationsstudie. Es ist zu erkennen, dass der Gewinn durch die Widerstandseinsparung beim Formationsflug bei gleicher Masse des Followers (durchgezogene Linien) mit der Erhöhung des Gewichtsverhältnisses zunimmt. Je schwerer der Leader also ist, desto höher ist die Einsparung durch die Formation. Dies lässt sich dadurch erklären, dass der erzeugte Wirbel des Leaders umso stärker wird, je größer dessen Masse ist. Gleiches lässt sich bei gleicher Masse des Leaders ablesen (gestrichelte Linien). Bei steigendem Gewicht des Followers also sinkendem μ erhöht sich der Gewinn durch Formationsflug.

7.5. Variation der Formationslänge ξ_{ben}

Um zu beurteilen, wie die Metriken von der Formationslänge abhängen, wurde eine weitere Variationsstudie durchgeführt. Dabei wurde die Formationslänge ξ_{ben} sukzessive vergrößert. Die Ergebnisse dieser Studie sind in **Bild 15** dargestellt.

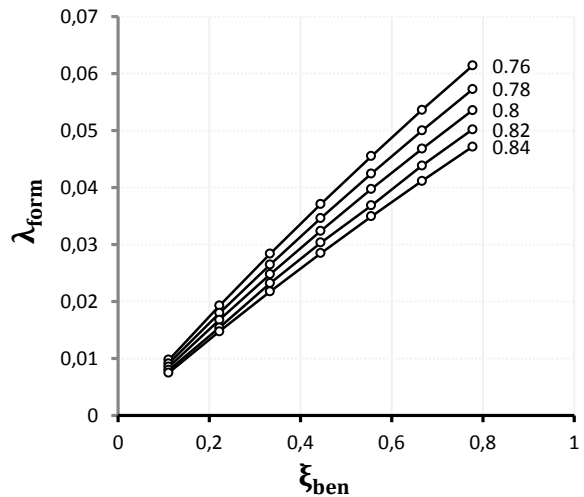


BILD 15. Änderung des Kennwerts λ_{form} bei Variation der Formationslänge ξ_{ben} (Szenario 1d)

Es ist zu erkennen, dass λ_{form} erwartungsgemäß mit ξ_{ben} zunimmt. Dabei ist die Zunahme umso stärker, je höher die Machzahl M_{ben} . Je geringer die Machzahl, desto größer ist die Einsparung.

7.6. Schneeballeffekte

Da das TCM bei vorgegebenem Ladefaktor die Abflugmasse einschließlich der benötigten Kraftstoffmasse iterativ berechnet, sind die Schneeball-Effekte (siehe Kapitel 3.3) in der Berechnung bereits mit erfasst. Bei Nicht-Zustandekommen der Formation, muss das Luftfahrzeug jedoch gegebenenfalls in der Lage sein, die gleiche Strecke ohne Widerstandsreduktion zu fliegen. Dies entspricht der in dieser Arbeit als *mach* definierten Mission (siehe Tabelle 2). Wird nun das TOW der *mach*-Mission bei der Berechnung der *form*-Mission verwendet, ergibt sich der Formationsflug ohne Schneeballeffekte λ_{form}^* .

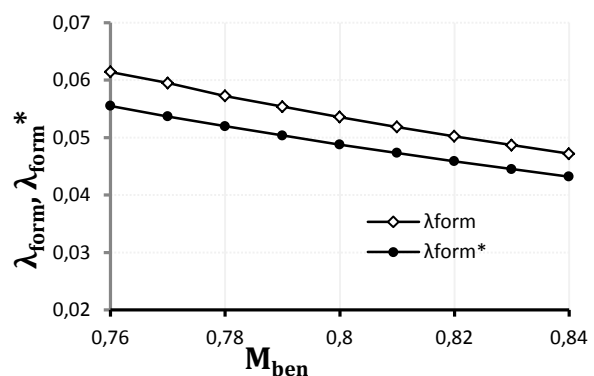


BILD 16. Einfluss der Schneeballeffekte auf λ_{form} bei Variation der Machzahl (Szenario 1a)

Bild 16 zeigt den Unterschied zwischen dem Flug in Formation mit und ohne Berücksichtigung der Schneeballeffekte. Es ist zu erkennen, dass der Vorteil durch Forma-

tionsflug wie zu erwarten abnimmt, wenn die Schneeball-effekte nicht berücksichtigt werden.

7.7. Variation des Umweges

Die Ergebnisse der Variation der Startflughäfen in Szenario 2 sind in **Bild 17** dargestellt. Durch die unterschiedlichen Strecken von den Startflughäfen zum Sammelpunkt der Formation ergeben sich unterschiedliche Umwege und somit unterschiedliche Werte für die laterale Metrik σ .

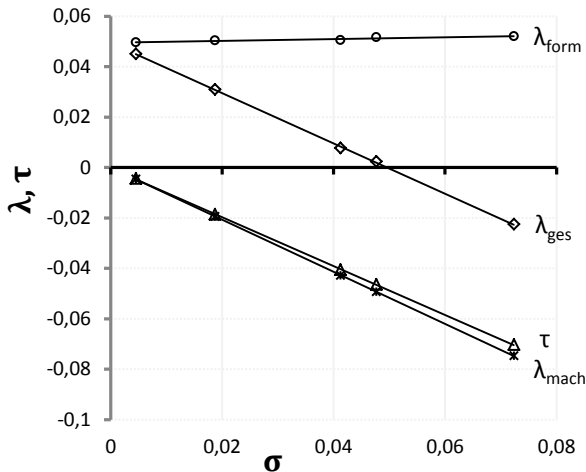


BILD 17. Änderung der Kennwerte bei Variation des Umweges (Szenario 2)

Man erkennt in **Bild 17**, dass ab einem Wert von σ der Gesamtgewinn der Formation λ_{ges} negativ wird. Ab einem gewissen Umweg erzielt also der Formationsflug keinen Gewinn mehr. Dieses Ergebnis zeigt, dass dieser Zusammenhang prinzipiell zur Beurteilung des Umweges einer Formation genutzt werden kann. Betrachtet man jedoch den reinen Gewinn durch den Flug in Formation, fällt auf, dass dieser nahezu konstant bleibt, sogar leicht zunimmt. Dies ist damit zu erklären, dass sich der Flug des Leaders in den betrachteten Szenarios nicht ändert, wodurch auch der erzeugte Wirbel konstant bleibt.

8. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In der vorliegenden Arbeit wurde eine Bewertungsmethodik zur Bestimmung des operationell systemweit erzielbaren Kraftstoffreduktions-Potenzials des Formationsfluges entwickelt. Neben der Implementierung einer integrierten Softwareumgebung zur numerischen Simulation von Formationsflügen mit Hilfe eines mit einem vereinfachten Wirbelmodell gekoppelten Trajektorienrechners wurden dabei Ineffizienzmetriken definiert, mit denen sich verschiedene Formationen charakterisieren sowie hinsichtlich ihres zu erwartenden Nutzens vergleichen und bewerten lassen. Mit der entwickelten Softwareumgebung wurden exemplarisch Parametervariationen einiger ausgewählter Anwendungsfälle durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen, dass die zu erwartenden Effekte durch die verwendeten Modelle abgebildet werden. Demnach sind Formationsflüge am effektivsten, wenn sie früh auf der Gesamtstrecke

und bei niedrigeren Machzahlen durchgeführt werden. Je schwerer der Leader einer Formation ist, desto höher sind die Kraftstoffeinsparungen. Gleiches trifft auf das Gewicht des Followers zu.

Die Ergebnisse lassen den Schluss zu, dass sich auf Basis einfacherer Kennzahlen und Parameter bereits Aussagen über das zu erwartende Kraftstoffreduktions-Potenzial einer Formation treffen lassen. Die Ableitung einer entsprechenden Abbildungsfunktion erfordert jedoch weitere detailliertere Studien.

In der vorliegenden Arbeit wurde zudem die Flughöhe der Formationen nicht betrachtet. Dies lag vor allem daran, dass die zu Grunde gelegten BADA 3 Modelle [17] für eine detaillierte Betrachtung der Höhe nicht geeignet sind. Mit der Einführung der BADA 4 Modell-Familie sollen diese Schwachstellen behoben werden; eine Anpassung des TCM mit anschließender Variationsstudie der Flughöhe ist dann vorgesehen.

Zur detaillierteren Abbildung der Strömungsverhältnisse ist auch die Integration des Wirbelalters in die Berechnung der aerodynamischen Einsparungen sowie die Implementierung einer höherwertigen Methode zur Strömungsbeurteilung sinnvoll.

Zur Beurteilung des Formationsfluges sind jedoch nicht nur das Kraftstoffreduktions-Potenzial sondern auch die veränderten Flugzeiten wichtig, da diese einen der größten Kostentreiber beim Betrieb von Flugzeugen darstellen. Um die Treibstoff-Einsparungen durch Formationsflug und die veränderten Flugzeiten gleichzeitig zu berücksichtigen, ist die Implementierung eines einfachen Kosten-Modells vorgesehen.

Durch weiterführende und umfangreichere Studien sollen zudem mögliche Zusammenhänge zwischen den einzelnen Parametern und Metriken abgeleitet werden. Dabei sollen neben generischen Szenarios auch reale Flugrouten analysiert und auf ihr Formationsflugs-Potenzial hin untersucht werden.

9. LITERATUR

- [1] Wieselsberger, C. (1914) "Beitrag zur Erklärung des Winkelfluges einiger Zugvögel", Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1914, Jahrgang V, Heft 15, 225-229
- [2] Lissaman, P. B. S.; Shollenberger, C. A. (1970) "Formation Flight of Birds", Science, 1970, 168, 1003-1005
- [3] Beukenberg, M.; Hummel, D. (1990) "Aerodynamics, performance and control of airplanes in formation flight", Technische Universität Braunschweig, ICAS-90-5.9.3
- [4] Vachon, M.J.; Ray, R.J.; Walsh, K. R.; Ennix, K. (2003) "F/A-18 Performance Benefits Measured During the Autonomous Formation Flight Project", Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit 2003
- [5] SESAR (2012) "European ATM Master Plan 2012 - The Roadmap for Sustainable Air Traffic Management", Edition 2, SESAR Joint Undertaking, www.atmmasterplan.eu

- [6] FAA (2013) "NextGen Implementation Plan 2013". U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, www.faa.gov/nextgen/implementation
- [7] Reynolds, Tom G. (2009) "Development of Flight Inefficiency Metrics for Environmental Performance Assessment of ATM", Eighth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar (ATM2009)
- [8] Ning, Andrew S. (2011) "Aircraft Drag Reduction through extended formation flight", Stanford University, Dep. Of Aeronautics and Astronautics
- [9] Hallock, J.N.; Eberle, W.R. (1977) "Aircraft Wake Vortices: A State-of-the-Art Review of the United States Research & Development Program", FAA-RD-77-23, DOT/TSC, Cambridge, MA.
- [10] Iglesias, S.; Mason, W.H. (2002) "Optimum Spanloads in Formation flight", 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2002-0258
- [11] Schlichting, H. (1942) "Leistungersparnis im Verbandsflug", *Mitteilungen dt. akad. Luftfahrtforschung*, S.97 – 134
- [12] Jategaonkar, R.; Fischenberg, D.; von Gruenhagen, W. (2004) "Aerodynamic Modeling and System Identification from Flight Data – Recent Applications at DLR"
- [13] Schwarz et al. (2010) "Wake Encounter Severity Assessment Based on Validated Aerodynamic Interaction Models", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference (AIAA 2010-7679)
- [14] Shan, Jinjun; Liu, Hong-Tao (2005) "Close-Formation Flight Control with Motion Synchronization", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 28, no. 6
- [15] Binetti, P. (2003) "Formation Flight Optimization Using Extremum Seeking Feedback", *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 26, no. 1
- [16] Schlichting, H.; Truckenbrodt, E. (1969) "Aerodynamik des Flugzeuges", Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, New York
- [17] Nuic, A. (2011) "User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) Revision 3.9", EEC Technical/Scientific Report No. 11/03/08-08, EUROCONTROL Experimental Centre
- [18] Fischenberg, D. (2002) "Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten", *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002*, DGLR-2002-170
- [19] Linke, F. (2009) "Trajectory Calculation Module (TCM) - Tool Description and Validation". Internal Report IB-328-2009-01, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
- [20] Liersch, C.; Hepperle, M. (2011) "A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design", *CEAS Aeronautical Journal*, vol. 2, no.1, S. 57-68
- [21] Poles, D.; Nuic, A.; Mouillet, V. (2010) "Advanced Aircraft Performance Modeling for ATM: Analysis of BADA Model Capabilities", 29th Digital Avionics Systems Conference (DASC) AIAA/IEEE
- [22] Airbus A330 Flight Crew Operating Manual, Lufthansa
- [23] Airbus Customer Services (1998) "Getting to grips with the cost index", Issue II