

ENTSCHEIDUNGSGRUNDLAGEN FÜR DEN LOSEN FORMATIONSFLUG

S. Steger, A. Knoll
Hochschule München

ZUSAMMENFASSUNG

Die verbrauchsoptimale Flughöhe heutiger Verkehrsflugzeuge liegt zwischen 30.000 ft und 40.000 ft. Die dementsprechend große Nachfrage nach diesem Höhenband kann bei hohem Flugverkehrsaufkommen zu einer Erschöpfung der Kapazitäten in diesem Band führen und dadurch einen Flug auf einer ungünstigeren Flughöhe erzwingen. Die verfügbare Kapazität ist unter anderem von den Separationsdistanzen zwischen zwei hintereinander fliegenden Flugzeugen abhängig, die sich wiederum aus Forderungen wie der Vermeidung von Wirbelschleppen ergeben. Der lose Formationsflug von Verkehrsflugzeugen sieht nun vor, dass die Flugzeuge in einem Verband zur Wirbelschleppenvermeidung lateral versetzt und zusätzlich durch ein neues System zur Relativpositionsregelung automatisch separiert werden.

Im Idealfall kann der lose Formationsflug einem Verkehrsflugzeug in einer ungünstigen Flughöhe die Bildung eines Verbands mit einem Flugzeug auf einer günstigeren Flughöhe ermöglichen und dadurch von einem verbrauchsoptimalen Flug profitieren. Eventuell bewegt sich dieses Flugzeug jedoch mit einer anderen Geschwindigkeit, folgt einem abweichenden Flugplan oder verfolgt einen anderen Steuerkurs. Um automatisch beurteilen zu können, ob ein Formationsflug mit diesem Flugzeug dennoch lohnenswert sein kann sind im Formationsregler Algorithmen erforderlich, welche mit den verfügbaren Informationen und Rechenkapazitäten eine Aussage über die Attraktivität jeder möglichen Option treffen können. Erst wenn die bestmögliche Variante gefunden wurde, wird diese dem Piloten als Alternative zum aktuellen Flugplan vorgeschlagen.

1. EINLEITUNG

Der Treibstoffverbrauch eines Verkehrsflugzeugs ist stark vom geflogenen Flugprofil abhängig. Pauschal gesagt, liegt die verbrauchsoptimale Flughöhe für Turbofan-betriebene Flugzeuge im Bereich von 30.000 ft bis 40.000 ft. Da der stetig zunehmende Flugverkehr zu einer Massierung der Flugzeuge in diesem Höhenband führt, kann es zu einer Erschöpfung der verfügbaren Kapazitäten in diesen Höhen kommen. Daraus kann eine Situation entstehen in der Flugzeugen ein ungünstigeres Fluglevel zugewiesen werden muss, was sich in einem erhöhten Treibstoffverbrauch äußert.

Um diesem Problem zu begegnen wird über eine Reduzierung des minimalen Separationsabstands im europäischen, radarüberwachten Luftraum von 5 NM auf 3 NM diskutiert. Die Gefahr bei einer solchen Änderung der Separa-

tionsvorschriften ist, dass die Wahrscheinlichkeit für den Kontakt eines nachfolgenden Flugzeugs mit einer Wirbelschlepppe des vorausfliegenden Flugzeugs steigt.

Eine Lösung für diese Wirbelschleppenproblematik ist zusätzlich zu der longitudinalen Separation eine laterale Versetzung der Flugzeuge einzuführen um die Wirbelschleppen gezielt zu vermeiden. Wenn man nun zu einem Flugzeug ein dazu versetztes Flugzeug hinzufügt, und diese Flugzeuge selbstständig eine ausreichende Relativpositionsregelung aufrechterhalten lässt, so ist eine weitere Reduzierung des Separationsabstands denkbar. Da hier immer noch große Abstände zwischen zwei Flugzeugen vorliegen wurde der Begriff des „losen Formationsflugs“ für dieses Konzept gewählt, um diese Verbände von kompakten Formationen unterscheiden zu können, wie sie beispielsweise für militärische Manöver angewen-

det werden. Diese Verbände sollen sich im normalen Luftraum einfügen können, wie in Abbildung 1 exemplarisch dargestellt ist.

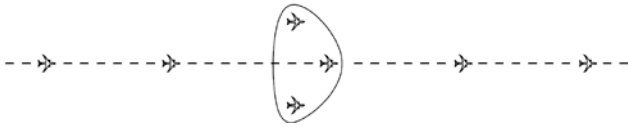


Abb. 1: Eine lose Formation auf einem Streckenabschnitt.

Um zu einem Formationsflug zu gelangen, muss zu einem Zeitpunkt die Formation aufgebaut und zuletzt auch wieder aufgelöst werden. Der Aufbau einer Formation ist nur sinnvoll, wenn die verbrauchsoptimale Flughöhe bereits durch ein anderes Flugzeug belegt ist und dadurch unter Einhaltung der regulären Separationsvorschriften nicht zur Verfügung steht. Eine weitere Voraussetzung ist, dass sich durch den Formationsflug entweder Treibstoff- oder Zeiteinsparungen ergeben.

Bei großem Verkehrsaufkommen befinden sich in der Umgebung eines Flugzeugs mit hoher Wahrscheinlichkeit mehrere Flugzeuge, die für einen gemeinsamen Formationsflug in Frage kommen. Diese Optionen müssen im Flug auf dem Bordrechner des Flugzeugs bewertet werden um den Piloten den bestmöglichen Formationsflug vorschlagen zu können. Zur Bewertung dieser Optionen sind Entscheidungsalgorithmen erforderlich, die mit den an Bord vorhandenen Informationen mit der verfügbaren Rechenleistung ausgeführt werden können.

Sobald eine geeignete Option ermittelt wurde und der Pilot und die Flugsicherung dieser Option zugestimmt haben, wird der Formationsaufbau eingeleitet und ein Teil der Separationsverantwortung an den Flugzeugverband delegiert. Die Verbandsflugzeuge sind nun selbst für die Separation untereinander zuständig, die Verantwortung zur Separation gegenüber dritten Flugzeugen oder Verbänden verbleibt jedoch weiterhin in den Händen der Flugsicherung. Es handelt sich daher um ein *Airborne*

Separation Assurance System (ASAS) der dritten Kategorie.

2. GRUNDLEGENDE SYSTEMARCHITEKTUR

In [1] wurde eine mögliche Struktur für ein System zur Realisierung des losen Formationsflugs beschrieben. Die für den losen Formationsflug erforderlichen Funktionalitäten wurden in zwei getrennte Systeme gegliedert: Das *Formation Management System*, welches für alle Planungs- und Kommunikationsaspekte zuständig ist, sowie das *Formation Control System*, das die eigentlichen Regelungsaufgaben übernimmt.

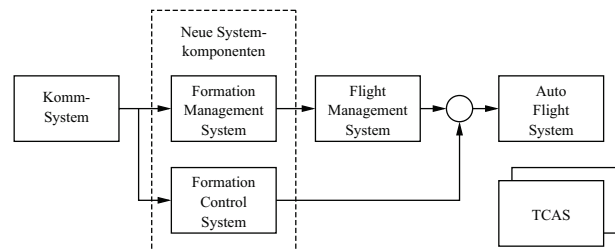


Abb. 2: Systemtechnischer Aufbau des Formationsreglers. [1]

Das *Formation Management System* übernimmt vor, während und nach dem Formationsaufbau zahlreiche Management- und Planungsaufgaben. Es ist für die automatische Luft-Luft- und Boden-Luft-Kommunikation zuständig und berechnet Anschluss- und Abtrenntrajektorien zum Beitritt zur Formation und zum Austritt aus der Formation. Darüber hinaus übernimmt es vor dem Formationsaufbau die Erfassung und Auswahl geeigneter Formationspartner, die später der Besatzung vorgeschlagen werden.

Die Erfassung der sich in der Umgebung aufhaltenden Flugzeuge soll zur Schonung des Funkbandes möglichst passiv erfolgen. Dies kann beispielsweise durch den Empfang und die Auswertung der periodischen *ADS-B¹ Out* Nachrichten geschehen, die immer mehr Ver-

¹ Automatic Dependent Surveillance - Broadcast

kehrflugzeuge aussenden können. Die passiv gewonnenen Daten (bei *ADS-B Out* normalerweise Position, Kurs, Geschwindigkeit, Steigrate sowie Flugzeugtyp) können für eine Vorfilterung der erfassten Flugzeuge herangezogen werden. Anschließend soll eine aktive Abfrage der verbleibenden Flugzeuge die Ermittlung der zur endgültigen Entscheidungsfindung erforderlichen Daten ermöglichen.

Die in dieser Arbeit beschriebene Entscheidungsfindung und die dazu verwendeten Algorithmen sind nach [2] als Teil des *Formation Management Systems* implementierbar.

3. IN DIE ENTSCHEIDUNGSFINDUNG EINGEHENDE FAKTOREN

Nach Kapitel 2 erfolgt die Auswahl geeigneter Flugzeuge zum Aufbau einer Formation in einem Zwei-Schritt-Verfahren. Zuerst findet eine grobe Vorfilterung der erfassten Flugzeuge anhand passiv gewinnbarer Daten statt, schließlich erfolgt die finale Auswahl potentieller Formationspartner. Es ist wichtig anzumerken, dass ein Formationsflug nur dann empfohlen wird, wenn sich erstens auf den optimaleren Flughöhen bereits andere Flugzeuge befinden und sich zweitens durch den gemeinsamen Formationsflug ökonomische Vorteile bieten. Hierzu ist eine Zielfunktion erforderlich, die die verschiedenen Vor- und Nachteile des jeweiligen Formationsflugs gewichtet. In diese Funktion können neben dem Treibstoffverbrauch auch andere Faktoren eingehen, wie beispielsweise der Zeitbedarf oder der Aufwand für die Flugsicherung.

3.1. Faktoren zur Vorauswahl

Anhand passiv verfügbarer Informationen kann bereits die Auswahl an möglichen Formationspartnern eingeschränkt werden. Dadurch kann der Aufwand für die komplexere Endauswahl begrenzt werden.

Unter anderem können Flugzeuge als nicht geeignet eingestuft werden, wenn deren Kurs sich deutlich vom eigenen Kurs unterscheidet, die Flughöhe mit der derzeitigen Flugzeugmasse und Flugzeugtyp nicht erreichbar ist, kein Manöver zur Bildung der Formation ermittelt werden kann oder es sich um ein inkompatibles Flugzeugmuster handelt. Ein Ausschlussgrund ist ebenfalls, wenn sich auf einer Zwischenflughöhe weitere Flugzeuge befinden, welche ein Steigen auf die Wunschflughöhe verhindern. Letzterer Grund kann in naher Zukunft zumindest in prozeduralem Luftraum durch Verfahren wie *In-Trail Procedure* (ATSA/ASEP-ITP) umgangen werden.

3.2. Faktoren zur Endauswahl

Um endgültig entscheiden zu können, ob ein Flugzeug für einen gemeinsamen Formationsflug geeignet ist, ist eine genaue Abwägung der Vor- und Nachteile erforderlich. Hierzu werden eventuell mehr Informationen benötigt als zur Vorauswahl erfasst wurden. Beispielsweise ist die Strecke, die man durch den losen Formationsflug auf einer günstigeren Flughöhe zurücklegen kann, sehr wichtig zur Aufstellung einer Treibstoffbilanz.

Um diese Strecke abschätzen zu können, ist im Vorhinein ein Vergleich des eigenen Flugplans mit den Flugplänen aller potentiellen Formationspartner erforderlich. Daraus können schließlich zahlreiche Vorschläge für neue Flugpläne generiert werden, die jeweils den gemeinsamen Streckenflug sowie das Anschluss- und Abtrennmanöver enthalten. Zur Bewertung des aktuellen Flugplans und der ermittelten Alternativen ist ein Algorithmus erforderlich, der die verschiedenen Möglichkeiten untersucht und bewertet.

Darüberhinaus gibt es auch Faktoren, welche nicht mit dem Treibstoffverbrauch zusammenhängen. Beispielsweise entsteht der Flugsicherung durch den Formationsaufbau und -abbau ein Aufwand, da sie am Entscheidungsprozess beteiligt ist. Eine für den Formationsanschluss erforderliche Höhen- oder Kursänderung kann zusätzlich den Übergang zwischen zwei Kontrollzonen erfordern und somit den Aufwand weiter erhöhen. Demgegenüber können sich Synergieeffekte, zum Beispiel durch die Nutzung des freiwerdenden Platzes durch ein drittes Flugzeug, ergeben. Ein weiteres Kriterium könnte der Zeitbedarf für das Zurücklegen einer Strecke sein. Diese und andere Aspekte müssen in die Bewertung mit einbezogen werden.

4. ALGORITHMEN ZUR ENTSCHEIDUNGSFINDUNG

Nachfolgend wird eine Methode beschrieben, mit der einen verbrauchsoptimalen Flugplan für den Flug mit einem Formationspartner erzeugt und bewertet werden kann. Hierfür wird zuerst ein Netz aus vielen möglichen Streckenabschnitten erstellt, in welchem durch Anwendung eines Algorithmus eine Kombination ausgewählt wird, die eine benutzerdefinierte Bewertungsfunktion (Cost-Function) bestmöglich erfüllt.

4.1. Generierung eines Flugplans

Zu allererst sind der eigene Flugplan sowie der Flugplan des zukünftigen Formationspartners erforderlich. In Abbildung 3 ist ein vereinfachtes Beispiel für ein mögliches Szenario dargestellt. Der reguläre Flugplan sieht eine Streckenführung von unten nach oben, über die Punkte A und B, vor. Zusätzlich ist im Punkt B eine leichte Kursänderung vorgesehen. Im Punkt A überfliegt ein möglicher Formationspartner in einem geringen Winkel ψ die Flugroute des Flugzeugs in einer günstigeren Höhe.

Es sei angenommen, dass das Flugzeug sich im Punkt A dem kreuzenden Flugzeug anschließen würde und daher als Anschlussmanöver eine Höhenänderung vollzieht. Um später

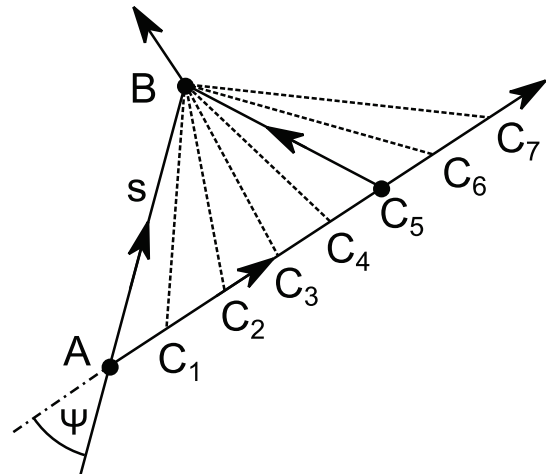


Abb. 3: Ein einfaches Beispielszenario in dem der optimale Formations-Auflösungspunkt zu ermitteln ist.

wieder auf seine alte Flugroute zurückzukehren (im Punkt B), muss es sich an einem Punkt C_x von seinem Formationspartner trennen und seinen Kurs ändern um in B wieder auf seinen Ausgangskurs und Ausgangshöhe zurückzukehren. Es ergeben sich hier also unendlich viele verschiedene Optionen aus denen die bestmögliche ermittelt werden soll. In diesem Beispiel wurde bereits eine Diskretisierung des Problems durchgeführt und ein Netz (gerichteter Graph) erstellt.

4.2. Ermittlung der optimalen Lösung

Um nun zu ermitteln welcher Punkt C_x das Optimum darstellt wurde ein A*-Algorithmus eingesetzt, welcher die effiziente Untersuchung beliebig komplexer Netze aus möglichen Streckenführungen erlaubt. Dem A*-Algorithmus wurde gegenüber einem Dijkstra-Algorithmus der Vorzug gegeben, da er die Möglichkeit einräumt mithilfe einer Abschätzfunktion die Lösungsfindung gezielt zu beschleunigen.

Die Verwendung dieses Algorithmus stellt eine sehr generische Herangehensweise an dieses Optimierungsproblem dar und funktioniert mit jedem Luftfahrzeug, sofern akkurate Datensätze vorliegen. In einer auf ein Luftfahrzeug angepassten Implementation kann die Abschätzfunktion an die jeweiligen flugmechanischen Eigenschaften angepasst werden. Zusätzlich

können diese Informationen verwendet werden um bei der Generierung des Netzes ungeeignete Routen auszuschließen oder von vornherein unwahrscheinliche Optionen herauszufiltern.

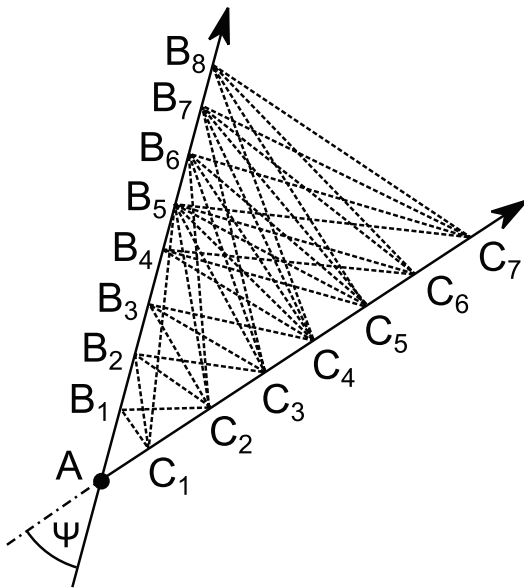


Abb. 4: Ein etwas komplexeres Optimierungsproblem.

In Abbildung 4 ist ein komplexeres Beispiel dargestellt, in dem der Rückkehrpunkt auf die ursprüngliche Flugroute (zum Punkt B) ebenfalls variabel ist. Weitere Optionen zur Bildung einer Formation hinter dem Rückkehrpunkt können in das Netz eingebaut und in die Optimierung mit einbezogen werden. So könnte dort eine Rückkehr auf die ursprüngliche Flughöhe vermieden und der Flug auf der optimalen Flughöhe fortgesetzt werden.

4.3. Erforderliche Datensätze

Für die erste Untersuchung verschiedener Szenarien wurden vier verschiedene Arten von Streckenabschnitten implementiert: Horizontalflug, Steig- und Sinkflug sowie Beschleunigungsmanöver. Für das Beispielszenario in Abbildung 3 ist die Kombination von Horizontalflug sowie Steig- und Sinkflug erforderlich.

Für den Streckenflug ergibt sich der Treibstoffverbrauch durch eine beliebige Funktion f aus Flughöhe h , zurückzulegender Strecke s , Flugzeugmasse m und der Machzahl Ma .

Horizontalflug

$$(1) \quad m_{\text{fuel}} = f(h, s, m, Ma)$$

Bei einem Steig- oder Sinkflug ist zu beachten, dass die für das Manöver benötigte Strecke s abhängig von der Flugzeugmasse m ist. Dadurch sind für den Steig- und Sinkflug zwei Funktionen erforderlich, als Parameter wird jeweils die Anfangshöhe h_1 und Endhöhe h_2 benötigt.

Steig- oder Sinkflug

$$(2) \quad m_{\text{fuel}} = f(h_1, h_2, m, Ma)$$

$$(3) \quad s = f(h_1, h_2, m, Ma)$$

Falls in die Zielfunktion als Kriterium nicht nur der Treibstoffverbrauch einfließen soll, sind eventuell weitere Datensätze erforderlich. Beispielsweise könnte man den Piloten die Möglichkeit bieten einen Cost-Index vorzugeben, wie dies auch in gängigen Flight Management Systemen (FMS) üblich ist. Dieser beeinflusst die Gewichtung des Zeit- und Treibstoffverbrauchs in der Optimierungsrechnung.

Die benötigten Datensätze liegen in modernen FMS bereits vor und werden für Prognosen jeglicher Art herangezogen. Zur Entscheidungsfindung für den losen Formationsflug sind diese gleichermaßen geeignet.

4.4. Implementation des A*-Algorithmus

Die Implementierung des A*-Algorithmus muss an die Besonderheiten der Problemstellung angepasst werden. Eine Verbindung zwischen zwei Knoten, also ein Streckenabschnitt, kann nicht ohne Kenntnis gewisser Zustandsgrößen bewertet werden. Diese Zustandsgrößen werden mit der ermittelten Bewertungszahl an jedem Knoten gespeichert und können für jeden abgehenden Streckenabschnitt verwendet werden. Ein Beispiel hierfür ist die Flugzeugmasse, welche sich in jedem Abschnitt schrittweise verringert.

Für den A*-Algorithmus werden zwei verschiedene Bewertungsfunktionen benötigt:

1. Funktion zur Ermittlung der tatsächlichen Kosten eines Streckenabschnitts. Diese Funktion wird zur Bewertung eines Lösungspfads verwendet.
2. Optionale Funktion zur Abschätzung der Kosten an einem Knoten bis zum Zielknoten. Diese Funktion dient nicht zur Bewertung einer Verbindung, sondern beeinflusst die Reihenfolge in der Streckenabschnitte geprüft werden. Dadurch kann die Rechenzeit beeinflusst werden.

Wie im vorherigen Kapitel beschrieben ist die erste Funktion aus Flight Performance Daten für jedweden Streckenabschnitt definierbar. Die Implementierung der zweiten Funktion erlaubt die effizientere Verarbeitung großer Entscheidungsbäume, kann jedoch dazu führen, dass nicht immer das globale Optimum gefunden wird.

5. SIMULATIONSMODELL

Für die Untersuchung verschiedener Szenarien wurde das Flight Performance Modell eines A300-ähnlichen Großraumflugzeugs implementiert.

Zur Untersuchung des vorgestellten Beispielszenarios werden Verbrauchswerte für den Horizontalflug auf verschiedenen Flughöhen, sowie für Steig- und Sinkmanöver benötigt. In Abbildung 5 bis 7 sind diese Kurven für Mach 0,78 und unterschiedliche Flugzeugmassen gegeben.

Für lange horizontale Flugabschnitte ist der Gesamtverbrauch nicht direkt aus Abbildung 5 ablesbar, da die Flugzeugmasse während des Fluges ständig abnimmt. Dies wurde in den nachfolgenden Betrachtungen berücksichtigt.

6. SIMULATIONSERGEBNISSE

Ein primäres Ziel des losen Formationsflugs ist es, möglichst vielen Flugzeugen den Flug in ihrem optimalen Höhenband zu ermöglichen.

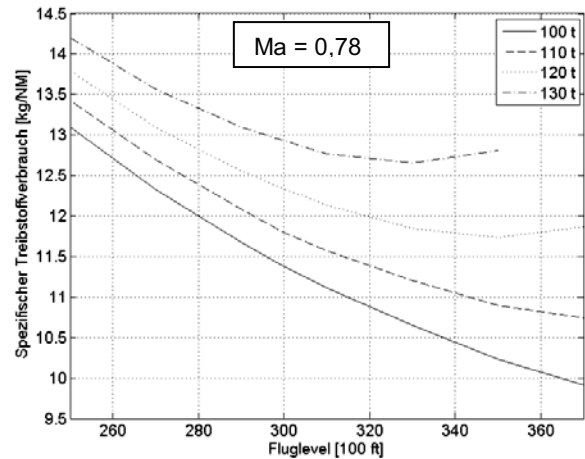


Abb. 5: Spezifische Treibstoffverbräuche für den Horizontalflug über die Flughöhe für Flugzeuge verschiedener Massen.

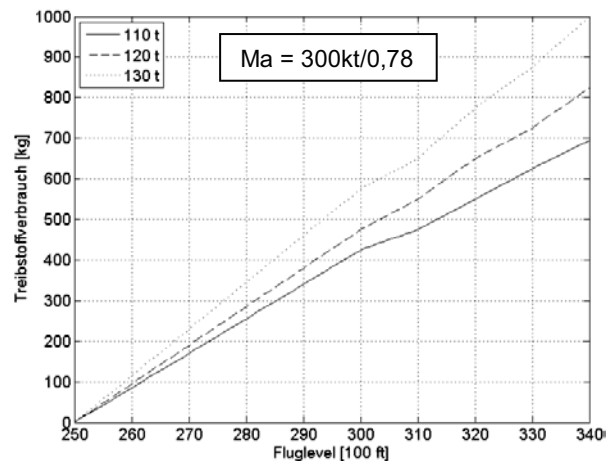


Abb. 6: Absolute Treibstoffverbräuche für den Steigflug von FL250 auf beliebige Flughöhen für Flugzeuge verschiedener Massen.

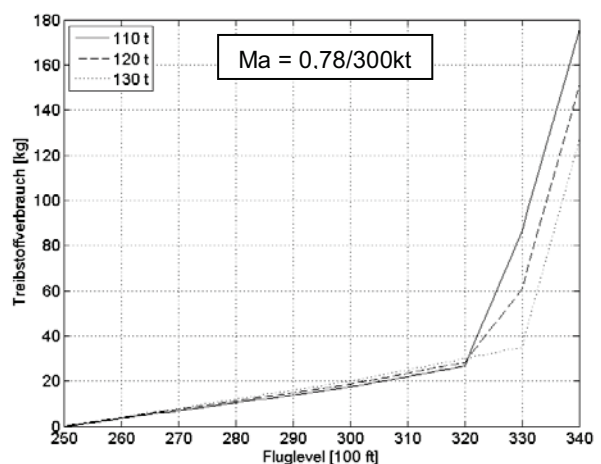


Abb. 7: Absolute Treibstoffverbräuche für den Sinkflug auf FL250 von beliebigen Flughöhen für Flugzeuge verschiedener Massen.

Das dies nicht immer ohne einen Nachteil an anderer Stelle möglich ist liegt auf der Hand. In diesem Abschnitt soll daher ein Beispiel untersucht werden, in dem auf den ersten Blick nicht offensichtlich ist, ob die Vor- oder Nachteile überwiegen.

Die in diesem Kapitel vorgestellten Ergebnisse beziehen sich auf das im vorherigen Abschnitt beschriebene Modell und lassen sich nicht vollständig auf andere Flugzeugmuster übertragen.

Das erste in Kapitel 4 vorgestellte Beispiel (vgl. Abb. 3, S. 2) basiert auf der Frage, ob der Flug in einer ökonomischeren Flughöhe trotz eines Umweges rentabel sein kann oder nicht. Diese Fragestellung lässt sich nicht allgemein beantworten, da die Antwort von der Höhen- und Wegdifferenz, den Flugleistungsdaten sowie der Bewertungsfunktion abhängt. Der bei Kursänderungen erforderliche Kurvenflug wird vernachlässigt. Der Winkel, von dem das Flugzeug nach dem Verlassen der Formation wieder auf seine ursprüngliche Route einschwenkt, soll gleich dem Winkel ψ sein. Somit ergibt sich die Streckenlänge der indirekten Route zu:

$$(4) \quad s_{\text{indirekt}} = \frac{s}{\cos \psi}$$

Als Beispiel sei angenommen, dass das Flugzeug sich zu Beginn auf FL250 bewegt, auf der indirekten Route ist durch den losen Formationsflug FL300 anstatt FL250 möglich. Die Flugmachzahl beträgt auf beiden Routen 0,78 und als Optimierungsziel soll die Minimierung des Treibstoffverbrauchs dienen.

Der Gesamtverbrauch der indirekten Route setzt sich aus Steig-, Horizontal- und Sinkflug zusammen. Für verschiedene Streckenlängen s und für verschiedene Winkel ψ ergeben sich die Graphen in Abbildung 8. Die Kosten des Steig- und Sinkflugs machen den losen Formationsflug bei einer geringen gemeinsamen Flugstrecke unattraktiv. Bei einer Kursabweichung von 25° oder mehr würde sich der Aufwand erst bei über 130 NM gemeinsamen Formationsflug amortisieren, selbst danach erge-

ben sich nur geringe Treibstoffeinsparungen. Für geringe Kursdifferenzen sind jedoch größere Einsparungen erzielbar.

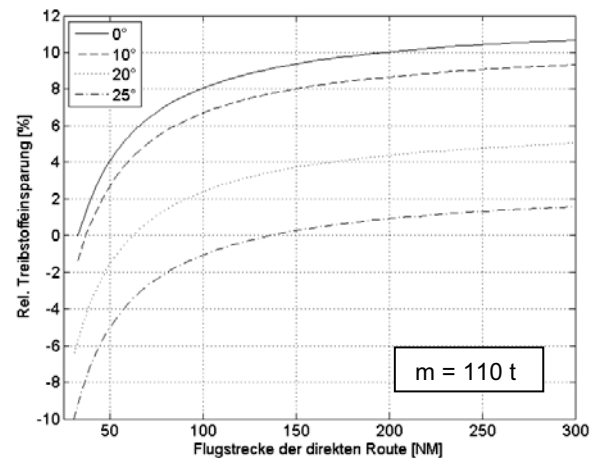


Abb. 8: Prozentuale Verbrauchersparnis durch den Flug auf der indirekten Route auf FL300 im Vergleich zum Direktflug auf FL250.

Der Nachteil an der indirekten Streckenführung ist, dass sich durch den Umweg und die gleichbleibende Reisegeschwindigkeit eine höhere Flugdauer ergeben würde. Falls kein Zeitverlust eintreten soll, müsste auf der indirekten Route schneller geflogen werden was sich negativ auf den Treibstoffverbrauch auswirkt. Solche Faktoren können in die Bewertungsfunktion mit einbezogen werden.

Die Betrachtung dieses Szenarios ist leicht ohne den Einsatz eines Optimierungsalgorithmus möglich, da die Anzahl der Streckenabschnitte hier äußerst gering ist. Falls in anderen Szenarien neben der Streckenführung noch weitere Parameter eingehen, kann die Anzahl der Verbindungen und Knoten stark ansteigen und einen effizienten Algorithmus erforderlich machen. Zusätzlich ist es möglich das Verfahren für die mittelfristige Vorausplanung einzusetzen, so könnten vor dem Formationsanschluss schon zukünftige Gelegenheiten zur Formationsbildung berücksichtigt werden.

7. FAZIT & AUSBLICK

Bevor die Vorteile des losen Formationsflugs zum Tragen kommen können, muss der Formationsregler aus den verfügbaren Optionen die Beste auswählen. In dieser Arbeit wurde daher die dem Formationsregler für diese Aufgabe zugrundeliegende Logik beschrieben und auf Implementationsdetails hingewiesen.

Um entscheiden zu können ob der lose Formationsflug auch in suboptimalen Szenarien eine Verbesserung ermöglicht sind verschiedene Faktoren in die Entscheidungsfindung mit einzubeziehen. Der implementierte Algorithmus erlaubt hierbei eine Bewertung verschiedener Szenarien durch die Auswertung einer festlegbaren Zielfunktion und dadurch eine flexible Gewichtung nach Treibstoffverbrauch und Zeitbedarf sowie nach beliebigen anderen Kriterien.

Anschließend wurden die Überlegungen anhand eines Zahlenbeispiels belegt.

8. LITERATUR

[1] A. Knoll, S. Steger, M. Heni, Der „lose“ Formationsflug unter Flugsicherungsaspekten, DLRK 2012

[2] S. Steger, A. Knoll, M. Heni, Flugregelungsanforderungen an den „losen“ Formationsflug, DLRK 2012