

Einfluss von Temperatur und Wind auf die Steigrate von Verkehrsflugzeugen

Christoph Schmand & Marvin Baudis

Einleitung

Diese Veröffentlichung beschreibt die Ergebnisse einer Datenanalyse mit dem Zweck den Einfluss der Umgebungstemperatur, der Windrichtung und der Windgeschwindigkeit auf die Steigrate (engl.: rate of climb (ROC)) eines Verkehrsflugzeuges zu bestimmen und wenn möglich mit Hilfe von Regressionsverfahren untersuchen zu können. Untersucht wurden dabei Daten von Verkehrsflugzeugen der Wirbelschleppen-kategorien Medium und Heavy [10]. Diese Datenanalyse unterstützt eine Studie zum maschinellen Lernen, die einen möglichen Anwendungsfall bei der Flugbahnvorhersage in der Flugsicherung beschreibt. In der Studie wurde ein neuronales Netz (hier: Deep-Feedforward-Netzwerk) verwendet, um Flughöhen für einen Zeitraum von bis zu 6 Minuten vorherzusagen [3].

Eine Möglichkeit, flugzeugbezogene meteorologische Informationen zu bekommen, ergibt sich aus den abgeleiteten Beobachtungen eines Sekundärradars, das für die Luftverkehrskontrolle verwendet wird. Diese Daten werden als Mode-S EHS (Enhanced Surveillance) bezeichnet, weil es den selektiven Abfragemodus des erweiterten Primärradars verwendet [1], [2]. Die Daten selbst werden durch das OpenSky Network [8] zur Verfügung gestellt und über die Mode-S Adresse um den Flugzeugtyp aus Flugplandaten erweitert. Das OpenSky Network ist ein gemeinnütziger Verein mit Sitz in der Schweiz. Ziel ist es, die Sicherheit, Zuverlässigkeit und Effizienz der Luftraumnutzung zu verbessern, indem der Öffentlichkeit ein offener Zugang zu Flugsicherungsdaten ermöglicht wird. Alle gesammelten Rohdaten werden in einer großen Datenbank archiviert. Die Datenbank wird hauptsächlich von Forschern aus verschiedenen Bereichen verwendet, um Technologien und Prozesse der Flugsicherung zu analysieren und zu verbessern [8].

Mode-S Sekundärradaranlagen fragen im Mittel alle 4,8 Sekunden selektiv die Flugzeuge in ihrer Reichweite eines nach dem anderen ab. Diese Nachrichten werden als Broadcast Dependent Surveillance bezeichnet. Die Binary Data Selector (BDS)-Pflichtregister, die diese Parameter für Mode-S enthalten, sind BDS 4.0, BDS 5.0 und BDS 6.0.

Tabelle 1: Downlink Aircraft Parameter (DAP) [5].

BDS Register	DAP set
BDS 4.0	Selected Altitude
BDS 5.0	Roll Angle Track Angle Rate True Track Angle True Airspeed Ground Speed
BDS 6.0	Magnetic Heading Angle Indicated Airspeed (IAS)/Mach No. Inertial Vertical Rate Barometric Altitude Rate

Der Transponder antwortet mit dem Senden der oben genannten Parameter über eine Funkverbindung an den Boden. Diese Parameter werden von der Internationalen Zivilluftfahrt-Organisation ICAO festgelegt [5]. Innerhalb des in Europa ausgewiesenen Mode-S EHS-Luftraums (z.B. Frankreich, Großbritannien und Deutschland), müssen Flugzeuge diese Informationen bei der Abfrage durch ein Mode-S EHS ATC-Radar aussenden [1], [2].

Bevor im Folgenden die Ergebnisse der Analyse beschrieben werden, erfolgt ein kurzer Exkurs zum Thema Data Mining, da die zugehörigen Methoden nicht als bekannt vorausgesetzt werden können. Hauptsächlich wurden für die Datenanalyse die Methoden Prognose und Abhängigkeitsanalyse angewendet.

Data Mining, was ist das?

„Data Mining ist die systematische Anwendung computergestützter Methoden, um in vorhandenen Datenbeständen Muster, Trends oder Zusammenhänge zu finden. Zur Wissensentdeckung eingesetzte Algorithmen basieren unter anderem auf statistischen Methoden.“ [6].

Bei der rechnergestützten Analyse von Datenbeständen werden Erkenntnisse aus den Bereichen der Informatik, Mathematik und Statistik genutzt. Auf der einen Seite werden unter anderem Verfahren der künstlichen Intelligenz eingesetzt, um große Datenbestände hinsichtlich neuer Querverbindungen, Trends oder Muster zu untersuchen. Auf der anderen Seite wird Data

Mining aber auch verwendet, um zu bestimmen mit welchen Daten eine Künstliche Intelligenz (KI) trainiert werden soll. Oft wird der Begriff Data Mining als Synonym zu „Knowledge Discovery in Databases“ (KDD) verwendet, obwohl es sich im eigentlichen Sinn nur um einen Teilbereich der KDD handelt. Im wissenschaftlichen Kontext wird ein Unterschied gemacht zwischen Knowledge Discovery in Databases und Data Mining. Danach ist KDD der allgemeinere, umfassendere Terminus und Data Mining nur ein Teil von KDD. In der Forschung wird KDD als gesamter Prozess der Wissensentdeckung bezeichnet. Data Mining ist in diesem Verständnis nur ein bestimmter Teil von KDD - nämlich das eigentliche Analyseverfahren, das konkret zur Entdeckung der Zusammenhänge führt [6].

Methoden des Data Minings

Die Aufgaben des Data Minings lassen sich in folgende Methoden aufteilen:

- Klassifikation
- Segmentierung
- Prognose
- Abhängigkeitsanalyse
- Abweichungsanalyse

Mit Hilfe der Klassifizierung werden Objekte einzelnen Klassen zugeordnet. Durch die Segmentierung werden gemeinsame Merkmale von Objekten identifiziert und dazugehörigen Gruppen zugeordnet. Alle Objekte einer Gruppe sollen dadurch möglichst homogen sein. Als Prognose bezeichnet man die Vorhersage von bisher unbekanntem Merkmalen auf Basis von anderen Merkmalen oder zuvor gewonnener Erkenntnisse. Meistens wird eine Regressionsanalyse bei Prognosen und Vorhersagen eingesetzt. Sie beruht auf den Konzepten der Varianz und Kovarianz. Dabei wird zwischen linearer und logistischer Regression unterschieden. Das Ziel der Abhängigkeitsanalyse ist die Entdeckung von signifikanten Abhängigkeiten unter den Attributen eines Objektes. Dabei unterscheidet man bei der Abhängigkeitsanalyse, ob die Zieldaten und die Richtung der Kausalitätsbeziehung unter den Attributen bekannt sind oder nicht.

Im Rahmen der Abweichungsanalyse schließlich werden die Objekte ermittelt und analysiert, die für bestimmte Merkmalswerte von einer Norm oder einem erwarteten Wert abweichen. Das Ziel besteht darin, diese Abweichungen zu analysieren und zu interpretieren. Dadurch lassen sich die Ursachen für die Abweichungen finden [6].

Big Data und Data Mining

Die Begriffe Big Data und Data Mining werden oft im ähnlichen Kontext genutzt. Data Mining kommt zwar häufig bei großen Datenmengen zum Einsatz, ist aber nicht auf Big Data beschränkt. Big Data befasst sich mit besonders großen Datenmengen, die sich mit den herkömmlichen Methoden und Tools nicht effizient und in vertretbarem zeitlichem Rahmen verarbeiten lassen. Dagegen beschreibt Data Mining den eigentlichen Vorgang der Analyse von Daten in Bezug auf relevante Zusammenhänge und Erkenntnisse. Es kann auch bei einer kleineren Datenbasis zur Anwendung kommen. Während Big Data große Datenmengen liefert und die geeignete technische Plattform für eine effiziente Verarbeitung zur Verfügung stellt, kümmert sich das Data Mining um den eigentlichen Vorgang der Gewinnung von Erkenntnissen aus den vorliegenden Daten. Zusammengefasst kann man sagen, dass Big Data und Data Mining Trendwörter sind, die auf bewährte Methoden in Kombination mit umfangreichen und teils unstrukturierten Daten setzen. Aufgrund der immer günstiger werdenden Hardware und damit steigende Hauptspeicherkapazitäten hebt die In-Memory-Technologie die Performance auf ein neues Level. Data Mining verwendet hierfür Algorithmen aus der Statistik und Verfahren der künstlichen Intelligenz, was durch die günstige Hardware ermöglicht wird. Durch die Kombination mit dem enormen Fortschritt im Bereich der Big-Data-Technologien wird die Nutzung von umfangreichen strukturierten und unstrukturierten Datenmengen von Data Mining und Big Data immer bessere Ergebnisse mit höherer Relevanz liefern [6].

Im konkreten Fall der hier beschriebenen Datenanalyse wird Data Mining genutzt, um zunächst die meteorologischen Einflussfaktoren Temperatur, Windrichtung und Windgeschwindigkeit auf die Steigrate eines Verkehrsflugzeuges zu betrachten. Nach der Identifizierung der Einflussfaktoren werden diese im Weiteren einzeln betrachtet, damit die Höhe des Einflusses bestimmt werden kann und Abweichungen analysiert werden können.

Analyse des Temperatureinflusses auf die „Rate of Climb“

In diesem Teil des Artikels wird die These der Temperaturabhängigkeit der Rate of Climb (ROC) näher betrachtet. Die durch das Luftfahrzeug gemessenen Temperaturen werden nicht durch die Radaranlagen der DFS GmbH ausgewertet und auch nur durch einen geringen Anteil der Luftfahrzeuge übertragen, deshalb

wird im ersten Ansatz versucht die Umgebungstemperatur aus der übertragenen Mach-Zahl zu bestimmen. Im Allgemeinen ist die Temperatur wichtig, da bei niedrigen Temperaturen die Luftdichte höher ist als bei hohen Temperaturen. Luft mit hoher Dichte ist deutlich tragfähiger, was eine erhöhte Rate of Climb zur Folge hat. Mit den Methoden des Data Minings wird untersucht, ob dies anhand der Radardaten ersichtlich wird. Die in Tabelle 2 aufgeführten Beispieltage wurden so ausgewählt, dass die Bodentemperaturen am Frankfurter Flughafen einen möglichst hohen Unterschied im Sommer und Winter aufweisen.

Tabelle 2: Tagestemperaturen am Flughafen Frankfurt passend zu vorhandenen Daten als Download bei Wetterkontor [7].

Tagestemperatur in [°C] Flughafen Frankfurt			
Datum	Min.	Max.	Mittel
04.02.2019	-4,5	5,6	0,4
05.02.2019	-2,4	4,6	1,6
06.02.2019	-4,1	6,6	-0,1
07.02.2019	-2,3	4,1	1
08.02.2019	2,9	9	6,3
09.02.2019	5,5	10,1	7,8
11.02.2019	0,9	7,6	5,1
18.06.2019	17,1	30,9	23,8
19.06.2019	16,5	32,6	25,1
20.06.2019	15,4	26,6	20,6
21.06.2019	14,8	25,6	20
22.06.2019	15,1	28,4	20,3
23.06.2019	16,6	29,5	23,5
24.06.2019	18,5	31,8	25,6
25.06.2019	19,8	35,2	27,3

In einem ersten Schritt sollte die unbekanntete Umgebungstemperatur anhand der Mach-Zahl ermittelt werden, um im Anschluss den angenommenen Zusammenhang zwischen Temperatur und Steigrate untersuchen zu können. Mit einem alternativen Ansatz wurden Temperaturänderungen über die Höhe ermittelt, um dort signifikante Änderungsbereiche der Steigrate zu identifizieren. In einem dritten Ansatz wurden Tage anhand von Wetterdaten erst in warme und kalte Tage kategorisiert, damit ein einfacher Vergleich der durch-

schnittlichen Steigrate je nach Tageskategorie durchgeführt werden konnte.

Die Ergebnisse aus der Untersuchung der drei unterschiedlichen Ansätze sollen im Folgenden anhand der Auswertung von abfliegenden Luftfahrzeugen aus Frankfurt beschrieben werden. Als beispielhafte Flugzeugmuster, die miteinander verglichen wurden, dienen A318, A319, A320, A321, A340, B737 und B747. Diese Flugzeugmuster sind die gängigsten und wurden ausgewählt, damit eine hohe Datenmenge für die Untersuchung zur Verfügung steht.

Bestimmung der Umgebungstemperatur aus der Mach-Zahl

Ist die Mach-Zahl aus den Downlink Parametern des jeweiligen Luftfahrzeuges bekannt, lässt sich theoretisch aus dieser die Umgebungstemperatur bei bekannter Fluggeschwindigkeit bestimmen, siehe (1).

$$T = TAS / (Ma^2 * \kappa * R) \quad (1)$$

$$\text{mit } \kappa = 1.402 \text{ und } R = 287.058 \text{ J/(kg * K)}$$

Mit Hilfe der barometrischen Höhenformel lassen sich Luftdruck (2) und -dichte (3) zum Vergleich mit der Normatmosphäre bestimmen, um eine Aussage über die Validität der errechneten Werte machen zu können.

$$p = p_0 * e^{-\frac{g}{R*T}*h} \quad (2)$$

$$\rho = \rho_0 * e^{-\frac{g}{R*T}*h} \quad (3)$$

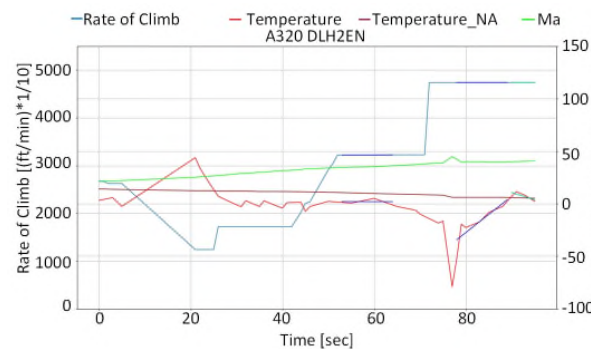


Abbildung 1: Berechnete Temperatur bis 5000ft.

Als ein Beispiel zur Visualisierung der berechneten meteorologischen Größen für alle untersuchten Tage dient ein am 04.02.2019 von Frankfurt abfliegender Airbus A320 der Lufthansa mit dem Rufzeichen DLH2EN. Abbildung 1 zeigt, dass der Fehler bei der Bestimmung der Temperatur aus der Mach-Zahl bei $\pm 25^\circ\text{C}$ liegt. Die dunkelrote Linie zeigt die Temperatur mit Hilfe der Normatmosphäre bestimmt. Als Vergleich wurde in Rot die Temperatur aus der Mach-Zahl abgeleitet. Die grüne

Kurve zeigt dabei den Verlauf der Mach-Zahl über der Zeit in Sekunden seit der ersten empfangen Transpondernachricht.

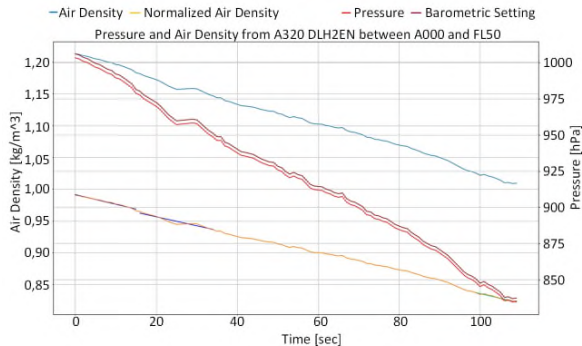


Abbildung 2: Vergleich der errechneten Werte mit Downlink Parameter Barometric Setting (dunkelrot).

Im Vergleich zum Verlauf des Luftdrucks und der Luftdichte mit der Normatmosphäre (siehe Abbildung 2) wird ersichtlich, dass diese Werte sehr nah an denen der Normatmosphäre liegen, im Gegensatz zur Temperatur. Die berechnete Temperatur lässt sich für die weitere Untersuchung für geringe Machzahlen bis Ma 0,4 nicht verwenden.

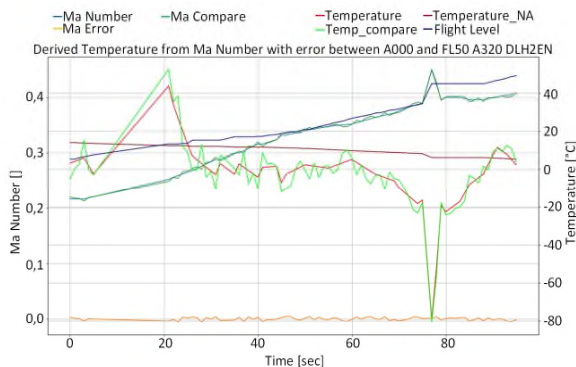


Abbildung 3: Fehlerbetrachtung bei der Bestimmung der Temperatur aus der Mach-Zahl.

Um ein Gefühl für den Fehler bei der Berechnung der Temperatur aus der Mach-Zahl zu bekommen, wird eine zufällige Zahl im Bereich von -0,005 bis +0,005 (gelbe Kurve in Abbildung 3) auf die Mach-Zahl aufaddiert und mit geplottet (grüne Kurve in Abbildung 3). An dieser Stelle wird aus Abbildung 3 im Vergleich der grünen und der roten Kurve ersichtlich, dass die dritte Nachkommastelle der Mach-Zahl einen Fehler in der Berechnung der Temperatur von ca. $\pm 10^{\circ}\text{C}$ ausmacht. Da bei der Temperaturbestimmung aus der Mach-Zahl diese (siehe Formel 1) quadratisch eingeht, haben geringe Schwankungen eine große Auswirkung.

Auch de Haan [1] beschreibt in seiner Untersuchung, dass die berechneten Temperaturen korrigiert werden müssen und selbst die durch Luftfahrzeuge gemessenen Temperaturen noch einen Bias aufweisen. Mode-S EHS sieht zwar die optionale Übertragung der meteorologischen Größen vor (BDS 4.4, BDS 4.5), diese werden zurzeit jedoch durch die DFS Deutsche Flugsicherung GmbH nicht abgefragt und ausgewertet. Außerdem werden diese nur von wenigen Luftfahrzeugtypen ausgesendet, z.B. nicht von Airbus und Boeing. Aus diesem Grund wird ein weiterer Ansatz untersucht, der im Folgenden beschrieben wird.

Bestimmung der Temperaturänderung über der Höhe zur Identifizierung signifikanter Bereiche der „Rate of Climb“

Bei diesem Ansatz wird nicht die Umgebungstemperatur allein betrachtet, sondern auch die Temperaturänderungen über der Höhe. Das Ergebnis bildet hierbei den Vergleich von großen und kleinen Temperaturänderungen über der Höhe an warmen und kalten Tagen ab. Hierfür wurde der Abflug in die Höhenbänder von 0 – 5000ft und von FL 50 – FL 110 eingeteilt und nach konstanter und beschleunigter Flugphase gefiltert. Diese Einteilung der Flugphasen wird vorgenommen, um einen eventuell bestehenden Einfluss der Schubhebelstellung auf die ROC zu sehen.

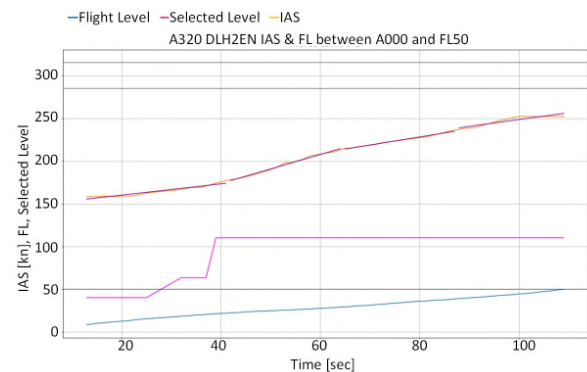


Abbildung 4: Bestimmung der Beschleunigungsphase eines Einzelfluges.

Abbildung 4 zeigt am Beispiel der DLH2EN anhand der gelben Kurve (Plot der Indicated Airspeed, IAS) und der magentafarbenen Regressionsgeraden die Bestimmung der Flugphasen über die Geschwindigkeitsänderung. Dabei wird die Beschleunigungsphase zwischen 0 und 5000ft betrachtet.

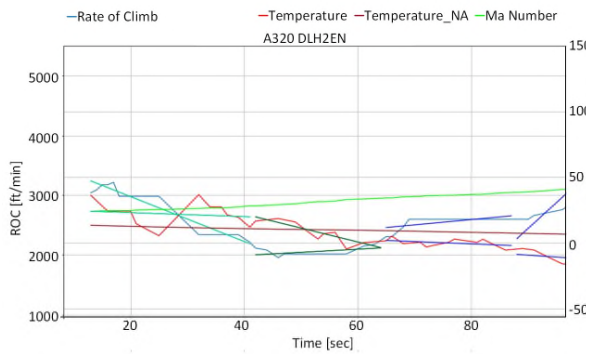


Abbildung 5: Bestimmung der relevanten Temperaturbereiche

Abbildung 5 stellt den nächsten Schritt dar. Dieser ist die Identifikation relevanter Temperaturbereiche (rote Kurve) abgeleitet von den Regressionsgeraden der IAS, um letztlich eine durchschnittliche ROC (blaue Kurve) für die relevanten Zeitintervalle (Länge der Regressionsgeraden) im Verlauf des Steigfluges zu bestimmen, welche für unterschiedliche Flugzeugmuster an warmen und kalten Tagen verglichen werden. Als Randbedingung gilt eine Änderung der Temperatur kleiner 4°C als geringe und größer 9°C als große Änderung über der Höhe. Diese Temperaturänderungen werden jedoch nur in den Zeitintervallen betrachtet, die zuvor bei der Ermittlung der Flugphasen über die IAS bestimmt wurden. Die dabei identifizierten Steigraten wurden in einem Histogramm (siehe Abbildung 6) gegenübergestellt. Dieser Ansatz betrachtet nur die Änderung der Temperatur und nicht die Absolute, da zuvor schon festgestellt wurde, dass der Fehler bei der Bestimmung der absoluten Temperatur zu groß ist.

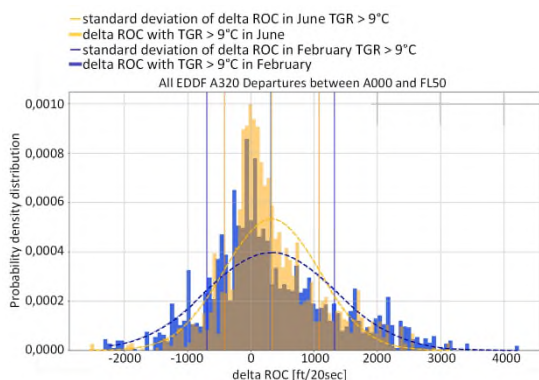


Abbildung 6: Änderung der ROC bei hohen Temperaturänderungen an warmen und kalten Tagen.

Abbildung 6 zeigt beispielhaft für den A320 in der Höhe 0ft – 5000ft ein Untersuchungsergebnis für die Verteilung von 717 Stichproben an kalten (Blau) und 1007 an warmen Tagen (Orange) bei hohen Änderungen

der Temperatur. Hier wurde eine mittlere Steigrate von gerundet 200ft/min ermittelt und ein Unterschied wird nur in der Standardabweichung ersichtlich. Eine Abweichung in der Steigrate tritt bei diesem Ansatz der Untersuchung nicht auf. Dieser Effekt der Angleichung der mittleren Steigrate wird bei Erhöhung der Stichproben immer deutlicher, was hierbei allgemein für die untersuchten Flugphasen und Flugzeugmuster gilt.

Als letzter Ansatz soll im Weiteren ein einfacher Vergleich der mittleren Steigrate an warmen und kalten Tagen gemacht werden.

Vergleich der mittleren Steigrate an warmen und kalten Tagen

Für den Vergleich wurden ebenfalls die Abflüge ab Frankfurt bis Flugfläche FL250 betrachtet. Dabei wurden einzelne Höhenbänder in den Abständen von jeweils 5000ft betrachtet. Der größte Einfluss wird dabei bei Luftfahrzeugen der Wirbelschleppen Kategorie „Medium“ in den Höhenbändern bis Flugfläche FL150 ersichtlich. Betrachtet wurden die Luftfahrzeuge A318, A319, A320, A321 und B737. Bei „Heavy Type Aircraft“ ist ein Einfluss der Umgebungstemperatur auf die Steigrate nicht erkennbar.

Die im Folgenden dargestellten Illustrationen veranschaulichen am Beispiel der Airbus-Typen A318, A319 und A321, die zur Erhöhung der Anzahl n der Stichproben (Samples) zusammengefasst wurden, wie sich die ROC an kalten Tagen zu höheren Werten hin verschiebt (siehe Abbildung 7).

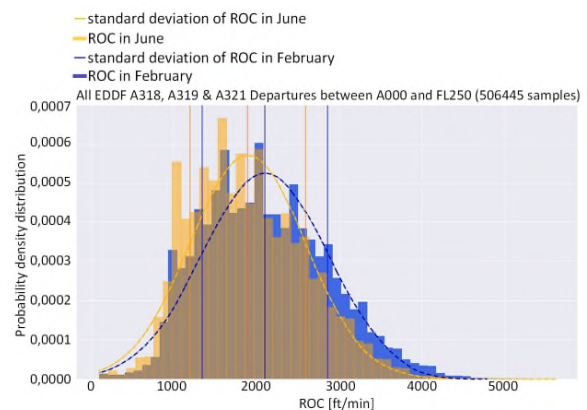


Abbildung 7: Verteilungsdichte der Steigraten im Höhenband FL000 - FL250 von A318, A319 und A321.

Im Schnitt aller „Medium Typ Aircraft“ ist diese ca. 200ft/min höher, wie an der Verschiebung des Mittelwertes zu erkennen ist. In der Summe wurden zur Erstellung von Abbildung 7 jeweils 506445 Samples für die kalten Tage (blaue Kurve) und die warmen Tage (orange Kurve) betrachtet.

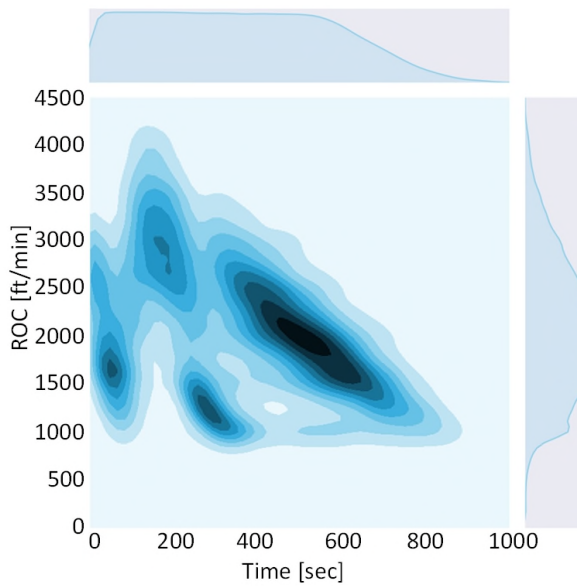


Abbildung 8: Verteilungsdichte der Steigraten im Höhenband FL000 - FL250 von A318, A319 und A321 an kalten Tagen im Februar (04. – 11.02.2019).

Dies wird auch in der Abbildung 8 und Abbildung 9 an der Ordinate (ROC) veranschaulicht. Sie zeigen die Verteilungsdichte der Steigraten über die Zeit im Höhenband FL000 - FL250 von A318, A319 und A321. Hierbei entspricht Time der Zeit in Sekunden seit der ersten empfangenen Transpondernachricht.

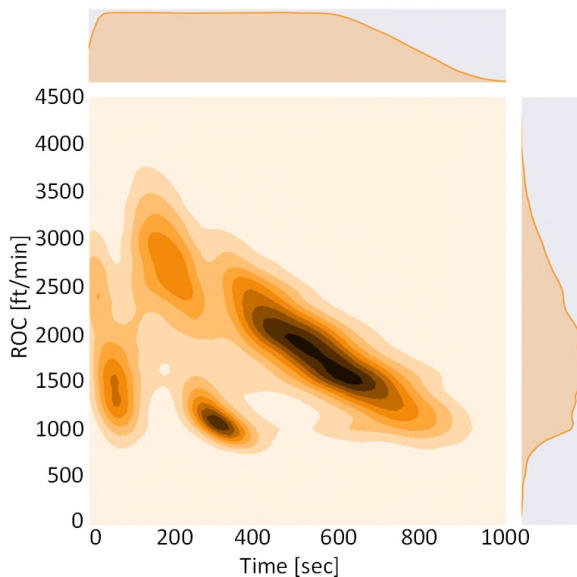


Abbildung 9: Verteilungsdichte der Steigraten im Höhenband FL000 - FL250 von A318, A319 und A321 an warmen Tagen im Juni (18. – 25.06.2019)

Außerdem werden an den höchsten Verteilungsdichten die am häufigsten geflogenen Steigraten während der

Abflugsegmente ersichtlich. Diese Bereiche sind an der dunklen Schattierung zu erkennen. Werden die beiden Abbildungen miteinander verglichen, fällt auf, dass sich im kühleren Februar (Abbildung 8) die dunklen Schattierungen zu höheren Steigraten hin verschieben als im wärmeren Juni (Abbildung 9).

Bei der Untersuchung mit Hilfe der oben genannten Ansätze wurde festgestellt, dass die Bestimmung der Umgebungstemperatur aus der Mach-Zahl ungeeignet ist für die weiteren Schritte der Untersuchung, da diese Methode einen Fehler von ca. $\pm 10^\circ\text{C}$ mit sich bringt. Werden nur die Änderungen der Temperatur betrachtet, wie in Ansatz zwei, treten dabei keine aussagekräftigen Ergebnisse in den Vordergrund. Wie sich gezeigt hat, treten diese Temperaturänderungen sowohl an kalten als auch an warmen Tagen auf. Bei dieser Untersuchung hat nur Ansatz drei „Vergleich der mittleren Steigrate an warmen und kalten Tagen“ zu einem verwertbaren Ergebnis geführt. Bei diesem Ansatz wurden die auszuwertenden Tage anhand der damals vorherrschenden Bodentemperatur identifiziert und es wurde angenommen, dass die Temperaturunterschiede zwischen den warmen und kalten Tagen im Verlauf des Tages nicht stark variieren. Damit wurden höhere Steigraten an kalten Tagen anhand der untersuchten Radardaten nachgewiesen (siehe auch Vergleich der Abbildung 8 und Abbildung 9).

Analyse des Einflusses der Windrichtung und Windgeschwindigkeit auf die „Rate of Climb“

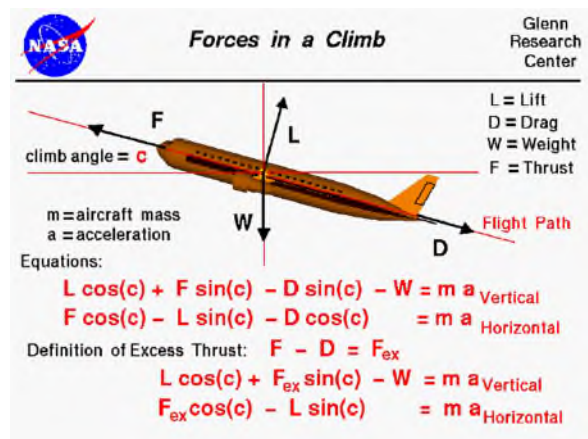


Abbildung 10: Kräfte im Steigflug, NASA Glenn Research Center [13]

$$L \cdot \cos(c) + F_{\text{ex}} \cdot \sin(c) - W = m \cdot a_{\text{vertical}} \quad (4)$$

Im weiteren Verlauf der Datenanalyse wird untersucht, ob es zwischen der Steigrate (ROC) und der Windgeschwindigkeit eine Abhängigkeit gibt. Zur Herleitung wird zunächst die Grundlage dieser Idee

erläutert. Im Steigflug entspricht die Änderung der Steigrate a_{vertical} der Änderung der ROC laut Abbildung 10. Bei näherungsweise für Zeitintervalle von rund 30s konstanten Größen für „climb angle“ c , „Excess Thrust“ F_{ex} und Gewichtskraft W hängt die Änderung der Steigrate a_{vertical} nur vom Auftrieb L ab. Ändert sich nun der Auftrieb, ändert sich entsprechend auch die Steigrate. Der Auftrieb L ergibt sich nach [14] zu:

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * S * C_L \quad (5)$$

Wird ebenso für einen bestimmten Zeitraum die Luftdichte ρ , die Oberfläche der Tragflächen S und der aerodynamische Auftriebskoeffizient C_L als konstant angesehen, kann eine Steigerung des Auftriebs also durch die Änderung der Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zur Luft V erreicht werden.

Die untersuchte Hypothese ist, dass eine Änderung der Windgeschwindigkeit V in Flugrichtung die Steigrate beeinflusst, da die Geschwindigkeit des Flugzeuges sich relativ zur umgebenden Luftmasse verändert, wobei die Luft das Flügelprofil mit zunehmender Geschwindigkeit umfließt, was einen erhöhten Auftrieb zur Folge hat. Dies sorgt für eine Änderung der vertikalen Beschleunigung, also eine Änderung der Steigrate gemäß Gleichung (4). Zudem wird angenommen, dass dieser Effekt nicht durch das FMS oder den Piloten ausgeglichen wird. Zur späteren Berechnung des Windvektors werden die Mode S EHS Daten aus den BDS Registern 5.0 und 6.0 verwendet (siehe Tabelle 1). Da Fehler bei der Vorverarbeitung der Daten nicht ausgeschlossen werden können, müssen diese jedoch zunächst überprüft werden.

Tabelle 3: Filterkriterien

Filterkriterien Flugdaten
FL120 < FL < FL265
250 ft/min < ROC < 5000 ft/min
selected_MCP > FL + 20
track_rate < 1°/sec
50 kts < TAS < 650 kts
50 kts < GS < 850 kts
True Heading – True Track Angle < 45°

Unwägbarkeiten wie Lotsen-Freigaben gehen nicht aus den Mode S EHS Daten hervor. Level-Offs, Turns oder Beschleunigungsphasen, die allesamt einen viel größeren Einfluss auf die Steigrate haben als kurzzeitige Windschwankungen, müssen zunächst identifiziert und gefiltert werden. Um den Einfluss des Windes zu verifizieren, werden diese Faktoren im Voraus soweit wie möglich durch die in Tabelle 3, genannten Filterkriterien

ausgeschlossen. Das betrachtete Höhenband erstreckt sich von FL120 bis FL265. Bis FL100 gilt maximal 250kn Indicated Airspeed (IAS), sodass in der Regel bis mindestens FL120 eine Beschleunigungsphase stattfindet, die wegen des dadurch bedingten Abfalls der Steigrate nicht betrachtet wird.

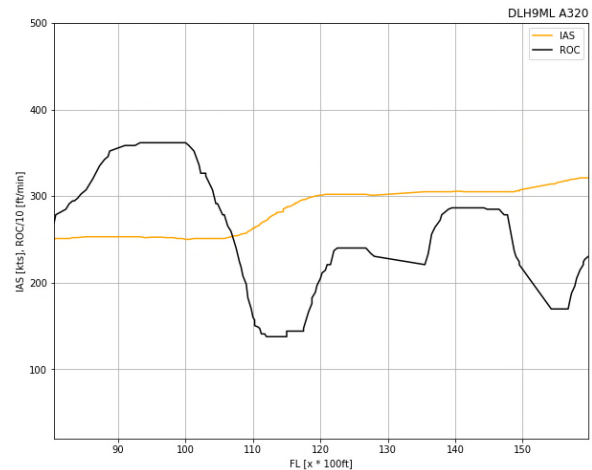


Abbildung 11: Einfluss von Beschleunigungsphasen auf die Steigrate

Abbildung 11 veranschaulicht diese Wechselwirkung von IAS (gelb) und ROC (schwarz) über dem FL aufgetragen. Beschleunigt der Flieger von 250kn auf 300kn IAS, sinkt im selben Zeitraum die Steigrate und wird erst wiederaufgebaut, nachdem der Beschleunigungsvorgang abgeschlossen ist. Die obere Grenze des Höhenbandes ist (mit Puffer) durch die „crossover altitude“ gegeben, bei der von IAS auf Mach-Zahl umgestellt wird.

Weitere Filter betreffen die Validierung der übermittelten Daten. Dabei werden z.B. Steigraten über 5000ft/min, TAS über 650kn oder GS über 850kn als fehlerhafte Übertragung eingestuft. Es werden nur Flüge untersucht, die sich im ungehinderten Steigflug bis zur Reiseflughöhe („continuous climb“) befinden (Tabelle 3, Zeile 3). Würde ein Flieger bis nach FL280 steigen, müsste aber wegen kreuzendem Verkehr auf FL180 „halt machen“, läge ein sogenanntes level-off vor. Dabei würde die ROC von 2000ft/min gegen Null sinken. Um danach den Steigflug wieder fortzusetzen, muss die Rate wieder aufgebaut werden. Während dieses gesamten Zeitintervalls hätte die Änderung der Windgeschwindigkeit also keinen - aus den Mode S Daten nachweisbaren - Einfluss auf die Steigrate. Die Auswahl bei der Analyse von kontinuierlichen Steigflügen wird sichergestellt, indem nur solche Daten des Fluges verwendet werden, in denen das nächste im Mode Control Panel (MCP) gewählte FL immer mindestens

2000ft höher ist, als das aktuelle FL. Werden Kurven während des Steigfluges geflogen, kann ein Flieger sich in den Wind hinein beziehungsweise aus dem Wind herausdrehen. Während dieser Turns ist es nicht sinnvoll, die errechneten Windwerte zu nutzen, da durch die Verwirbelungen der Luft verfälschte Werte von den Staudruckröhren zurückgegeben werden. Daten können also nur als valide eingestuft werden, wenn momentan kein Turn geflogen wird.

Der einzige Weg zur Ermittlung eines belastbaren Ergebnisses führt also über eine starke, begründete Filterung der Daten und eine Mittelung über eine Vielzahl von Flügen. Die genutzten Datensätze enthalten insgesamt Mode S EHS Daten von über 38000 Abflügen. Aus den gefilterten Mode S Daten wird dann ein zweidimensionaler Windvektor, bestehend aus Stärke und Richtung, berechnet.

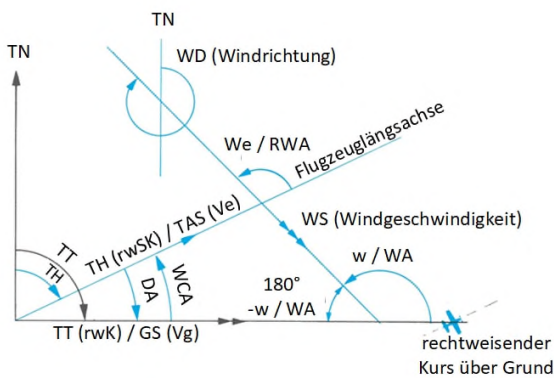


Abbildung 12: Winddreieck, Der Privatflugzeugführer Band 4A Flugnavigation (1989, Wolfgang Kühr)

Aus den in den BDS Registern 5.0 und 6.0 übertragenen Werten für Magnetic Heading (MH), True Track Angle (TTA), True Airspeed (TAS) und Groundspeed (GS) wird mit Hilfe des Cosinussatzes für allgemeine Dreiecke die Windgeschwindigkeit, also die Länge des Windvektors, bestimmt.

$$WS = \sqrt{TAS^2 + GS^2 - 2 * TAS * GS * \cos (TH - TTA)} \quad (6)$$

Hierzu wird das gelieferte Magnetic Heading in erster Näherung um die magnetische Deklination auf das True Heading korrigiert, um es mit dem TTA vergleichen zu können, da sich beide Größen auf rechtweisend Nord beziehen. Aus der errechneten Windgeschwindigkeit hat aber nur die Komponente Auswirkungen auf den Auftrieb, die auch in Richtung des Flugweges wirkt. Deswegen wird der Winkel des Windvektors relativ zur Flugrichtung bestimmt (RWA, Abbildung 12).

$$RWA = \cos^{-1} \left(\frac{TAS^2 + WS^2 - GS^2}{2 * TAS * WS} \right) \quad (7)$$

Der Cosinus dieses RWA gibt die Gewichtung der Windstärke bezogen auf den erzeugten Auftrieb an. Anschaulich betrachtet heißt das, bei Gegenwind von beispielsweise 30kn (RWA = 0°) gewinnt das Flugzeug an relativer Geschwindigkeit im Vergleich zur Luft +30kn, bei Rückenwind (RWA = 180°) ändert sich die relative Geschwindigkeit um -30 kn. Dies entspricht einer Gewichtung mit dem Cosinus, da $\cos(0^\circ) = 1$ und $\cos(180^\circ) = -1$.

Der gesuchte Windvektor WV berechnet sich also zu:

$$WV = WS * \cos(RWA) \quad (8)$$

Abbildung 13 zeigt in Blau den Ausschnitt des Steigfluges von DLH7YJ von FL120 - FL210 über der Zeit. In Schwarz ist der Verlauf der Komponente der Windgeschwindigkeit in Flugrichtung, also der Windvektor WV in Knoten (kn) aufgetragen. Die ROC in Rot wird damit verglichen und auf Korrelation untersucht.

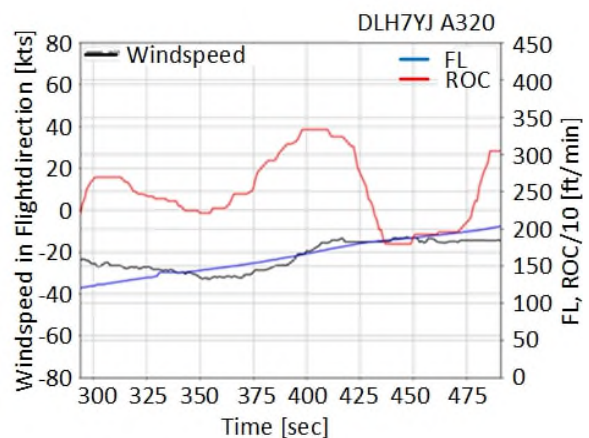


Abbildung 13: Korrelation Windgradient und ROC

Dazu werden Regressionsgeraden für die einzelnen Wertearrays mit Hilfe der Methode der kleinsten Quadrate berechnet. Dabei wird eine Ausgleichgerade durch alle in einem Zeitintervall befindlichen Punkte eines Vektors gelegt, sodass der Abstand zwischen dieser Ausgleichsgeraden und den Datenpunkten quadriert und aufsummiert möglichst gering wird.

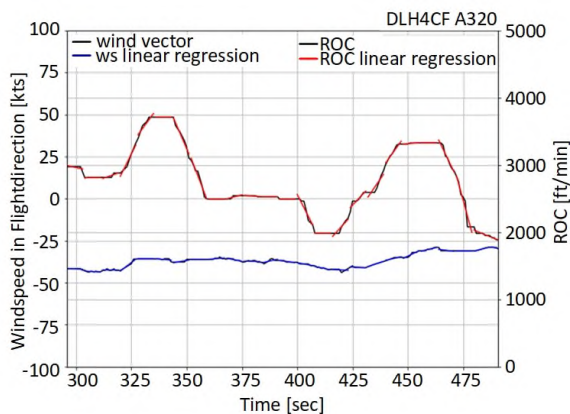


Abbildung 14: Lineare Regression

Abbildung 14 zeigt am Beispiel von DLH4CF, wie dazu der betrachtete Flugabschnitt in Intervalle aufgeteilt wird, für die jeweils Regressionsgeraden aus den Verlaufskurven von ROC und Windvektor berechnet werden, um die Änderungen über der Zeit quantifizieren zu können. Ändert sich in einem Bereich die Windstärke in Flugrichtung signifikant, kann ein Zusammenhang mit der Änderung der Steigrate vorliegen.

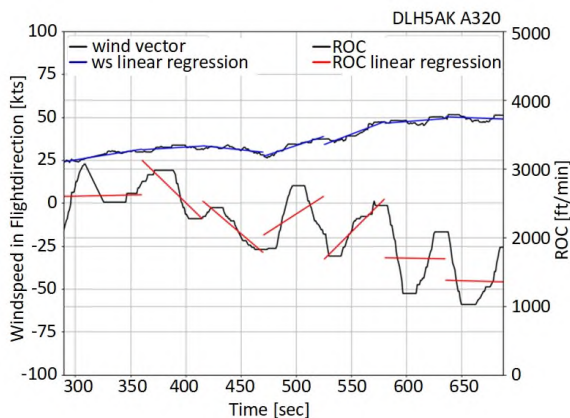


Abbildung 15: Wahl der Intervalllänge

Jedoch stellt es eine Herausforderung dar, reale Daten von tausenden Flügen in künstliche Zeitintervalle einzuteilen und daraus belastbare Statistiken zu generieren. Dies wird in Abbildung 15 dargestellt. Die Regressionsgeraden können die Daten etwa bei zu groß gewählten Zeitabschnitten nicht abbilden. Daher ist eine empirisch einzustellende Variable die Länge des Zeitintervalls. Mit Hilfe der Regressionsgeraden wird ein weiterer Faktor, der den Einfluss der Windänderung auf die Steigrate überlagert, eliminiert: die Änderung der IAS. Da der absolute Wert der IAS unerheblich ist, sondern nur die Änderung der IAS einen direkten Einfluss auf die ROC hat, ist es mit der bisher genutzten Filtermaske nicht möglich, die Daten zu filtern. Die

Intervalle, in denen die Änderung der IAS über einem Schwellwert liegt, werden gefiltert. Dies betrifft einerseits Beschleunigungsphasen, in denen die IAS ansteigt, während die ROC sinkt. Andererseits sind auch Phasen auszuschließen, in denen bewusst eine hohe Steigrate gehalten wird. Diese sind am gleichzeitigen Abfall der IAS zu erkennen. In solchen Fällen soll die Windänderung nicht mit der ROC korreliert werden. Daher werden diese Intervalle gelöscht und keine Regressionsgeraden gespeichert.

Insgesamt ist eine Reihe von Variablen einzustellen, auf deren Basis ein Ergebnis errechnet wird:

- Liste der untersuchten Luftfahrzeugtypen
- Filtermaske laut Tabelle 3
- Intervalllänge
- Festlegen eines Grenzwertes für die Änderung der IAS pro Intervall
- Festlegen oberer & unterer Grenzwerte für die Windänderung pro Intervall

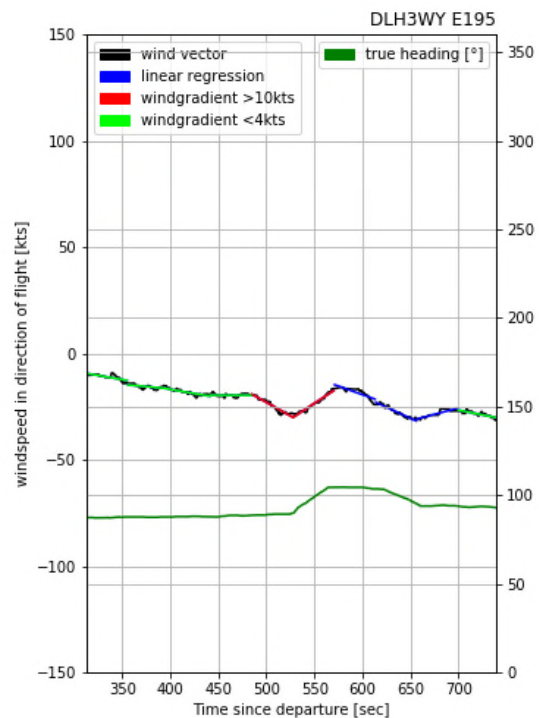


Abbildung 16: Exemplarische Korrelation von Windänderung und Steigrate - Teil Windänderung

Abbildung 16 und Abbildung 17 zeigen für einen festgelegten Parametersatz die grafische Auswertung des Ergebnisses des Fluges DLH3WY. Abbildung 16 stellt die Windgeschwindigkeit in Richtung der Flugzeugachse in Knoten über der Zeit dar. Der berechnete Windvektor WV ist in Schwarz dargestellt und wird von den Regressionsgeraden überlagert. Ist der

Betrag der Windänderung größer als 10kn/Intervalllänge, wird die Regression in Rot dargestellt. Ist der Betrag kleiner als 4kn, ist die Regression Hellgrün. Für alle Zwischenwerte wird die blaue Regression verwendet. Zusätzlich wird auf der rechten Achse in Grün das True Heading über der Zeit geplottet, um auf mögliche Kurven zu überprüfen.

Abbildung 17 zeichnet für denselben Flug (DLH3WY) mit der linken Achse die ROC in Grün über der Zeit auf. Die Regressionen sind entsprechend denen aus Abbildung 16 nach den Werten der Windänderung gefärbt, um die Intervalle gut miteinander zu vergleichen. Auf der rechten Achse ist die IAS in Schwarz mit oranger Regression aufgetragen. Eine relativ konstante IAS ist Voraussetzung, um Windänderung und Steigrate vergleichen zu können.

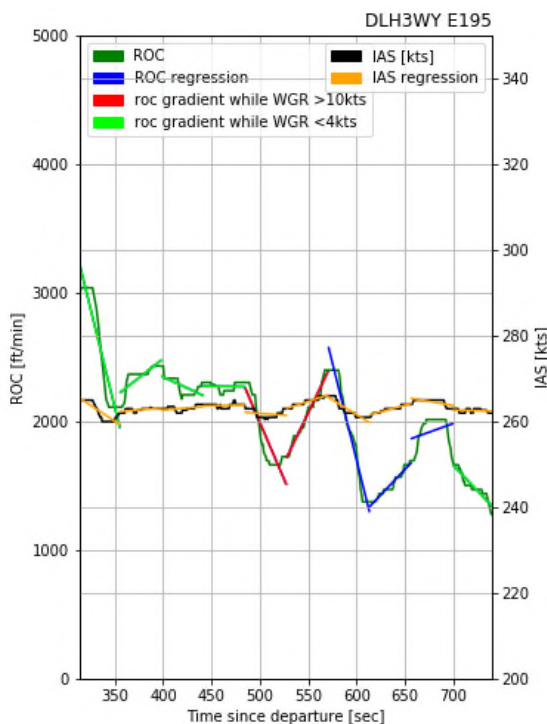


Abbildung 17: Exemplarische Korrelation von Windänderung und Steigrate - Teil Steigrate

Im ersten roten Intervall von links (ab 480s) ist zu erkennen, wie bei einer negativen Windänderung, der weniger als -10kn pro Intervall beträgt, die Steigrate ebenfalls absinkt. Im folgenden Intervall bei mehr als +10kn Windänderung steigt die ROC wieder deutlich. Dies ist der Effekt, der untersucht werden soll. In den hellgrünen Intervallen, in denen der Wind relativ konstant bleibt, ist auch die Fluktuation der ROC deutlich geringer. Auch dies würde mit der Hypothese, dass nur bei ansteigender Windstärke der Auftrieb zunimmt,

übereinstimmen. Für jeden Flug im Datensatz wird die Änderung der Steigrate in den Flugintervallen, in denen die Änderung des Windvektors betragsmäßig über einem definierten Grenzwert liegt, gemessen (rote Regressionen). Diese werden verglichen mit den Steigratenänderungen in den Abschnitten, in denen sich der Windvektor wenig ändert (grüne Regressionen).

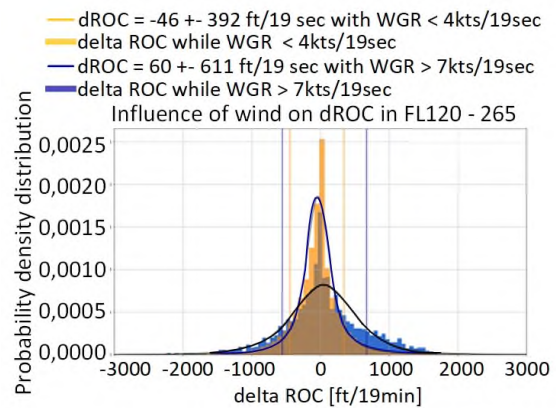


Abbildung 18: Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung der Steigratenänderungen

Für die Auswertung in Abbildung 18 wurden nun folgende Parameter empirisch ermittelt und gewählt:

- Flugzeugtypen B737-, A320-Familie und E190/5
- Filtermaske laut Tabelle 3
- Intervalllänge ca. 20 Sekunden
- Grenzwert für die Änderung der IAS: $\pm 7\text{kn/Intervall}$
- Untere Grenze für Windänderung: $\pm 4\text{kn/Intervall}$
- Obere Grenze für Windänderung: $\pm 7\text{kn/Intervall}$

Es wurden insgesamt 16 verschiedene Parametersätze analysiert. Der in Abbildung 18 gegebene veranschaulicht ein repräsentatives Resultat, das im Mittelwert des Ergebnisses aller Parametersätze liegt. Das orange, normierte Histogramm in Abbildung 18 zeigt auf, um wieviel sich die Steigraten in einem Zeitintervall ändern, wenn der Windvektor um weniger als 4kn pro Intervall variiert. Das blaue Histogramm stellt dar, wie sich die ROC entwickelt, falls der Windvektor sich mit mehr als 7kn pro Intervall ändert. Anhand der größeren Standardabweichung der blauen Verteilung wird deutlich, dass ein starkes Schwanken der Windstärke in Flugrichtung einen signifikanten Einfluss auf die momentane ROC hat. Für das Ergebnis ist irrelevant, ob die Steigrate zum Positiven oder zum Negativen verändert wird, sondern nur, um wieviel sich

die Steigratenänderungen bei betragsmäßig hohem und niedrigem Grenzwert der Windänderung unterscheiden.

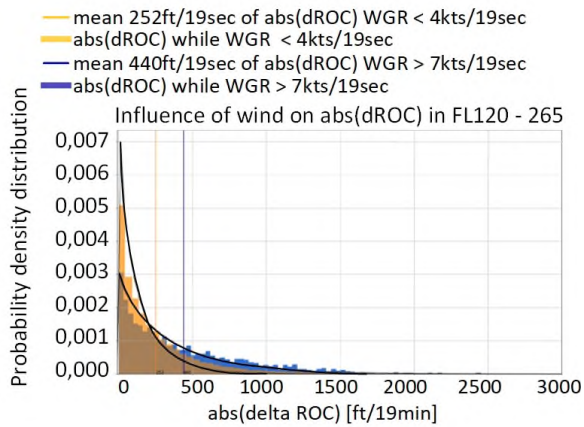


Abbildung 19: Betrag der Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung

Damit ist als Ergebnis eine Kenngröße zu definieren, die eben diesen Unterschied hervorhebt. Das ist die Differenz der Mittelwerte der Beträge der Wahrscheinlichkeitsdichteverteilungen (siehe Abbildung 19). Je nach untersuchtem Parametersatz fällt das Ergebnis ähnlich aus (150-300ft/Intervall) und kann anhand dieser Kenngröße verglichen werden. Als Referenzwert für den Einfluss der Änderung der Windgeschwindigkeit auf die Steigrate wird 200ft/20sec bestimmt, was einer Änderung der Steigrate um 600ft/min entspräche, wenn der Effekt eine Minute am Stück auftreten würde. In der Realität sind Windschwankungen zeitlich deutlich begrenzter.

Zur Einschätzung der Anwendbarkeit der gewählten Methodik und der Signifikanz der Ergebnisse kann der Vergleich mit dem Einfluss der Änderung der IAS auf die Steigrate herangezogen werden, die für jeden Flug in den Beschleunigungsphasen nachweisbar ist. In Abbildung 20 zeigt die Grafik die untere schwarze Kurve als Verlauf der ROC über der Zeit, angenähert durch die blaue Regressionsgerade bzw. die rote dort, wo die Änderung der IAS mehr als 7kn pro Intervall beträgt. Die Kurve der IAS ist orange eingezeichnet und die Regressionen sind ebenfalls bei hohen Änderungen der IAS rot gefärbt. Man sieht eine Beschleunigungsphase.

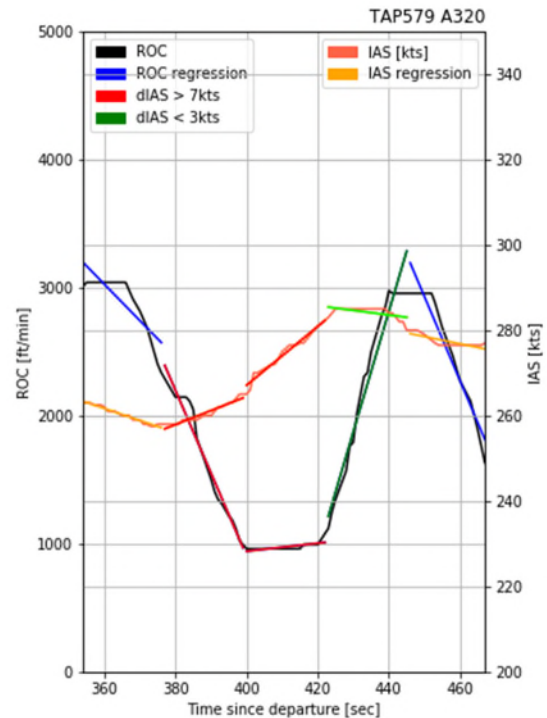


Abbildung 20: Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung der Steigratenänderungen

Die IAS wird von 250kn bis auf 320kn erhöht, die ROC fällt entsprechend ab. In den ersten 2 Intervallen ist die Steigratenänderung negativ, da Geschwindigkeit aufgebaut wird. In den nächsten Abschnitten zieht die Steigrate wieder an. Die Änderung der Steigrate in den rot gefärbten Abschnitten wird mit den Steigratenänderungen verglichen, in denen sich die IAS um weniger als 3kn geändert hat, wie an den hell- und dunkelgrünen Geraden zu sehen ist. Durch die Trägheit der großen Masse ist hier ein zeitlicher Verzug beobachtbar. Zur Einordnung des Einflusses gegenüber der Windänderung wird das Höhenband FL100-140 nach einem vergleichbaren Parametersatz wie für Abbildung 18 geprüft.

Die Wahrscheinlichkeitsdichteverteilungen in Abbildung 21 weichen diesmal noch deutlicher voneinander ab. Es gibt eine Tendenz zu einem Einbruch der Steigrate um bis zu 2000ft und eine anschließende Steigerung. Dies ist in Abbildung 20 nachzuvollziehen.

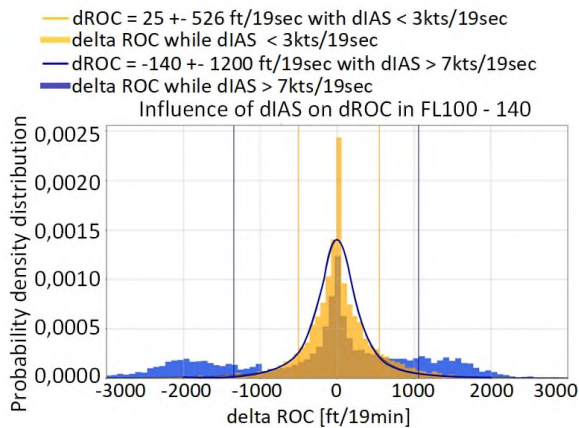


Abbildung 21: Wahrscheinlichkeitsdichteverteilung der Steigratenänderung in Beschleunigungsphasen

Erneut wird der Mittelwert der Betragsverteilung genutzt, um den Einfluss des Parameters, diesmal der Änderung der IAS, zu quantifizieren (siehe Abbildung 22).

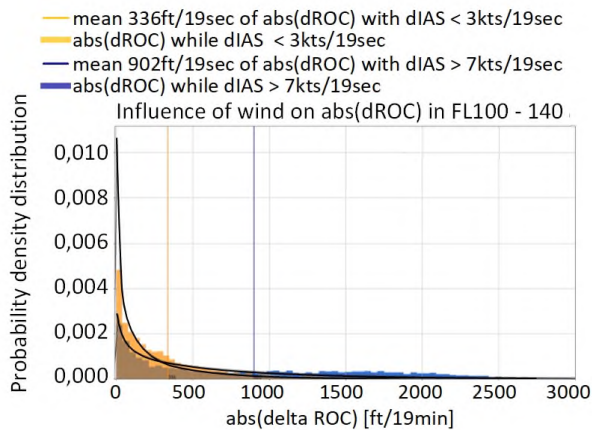


Abbildung 22: Betrag der Wahrscheinlichkeitsdichteverteilungen der Steigratenänderung FL100-140

Das Ergebnis des Einflusses der Änderung der IAS auf die Steigrate beträgt 565ft/19sec. Dies wird als Referenz für den Einfluss der IAS genutzt. Der tatsächliche Einfluss der Windänderung beträgt hierauf bezogen also $200/565 = 35,4\%$. Dies ist ein realistisches Ergebnis, da für jeden Flug Beschleunigungsphasen auftreten, die direkt die Steigratenänderung beeinflussen. Das Auftreten starker Winde in der Atmosphäre hingegen ist nicht vorhersagbar und tritt weniger frequent bezogen auf den Einzelflug auf.

Zusammenfassung

Letztendlich zeigt die Untersuchung, dass für einen außenstehenden Beobachter, in diesem Fall ein Sekundärradar als Empfänger der Mode S EHS Daten, Einflüsse auf die Steigrate eines Verkehrsflugzeuges mit Hilfe großer Datenmengen statistisch nachgewiesen werden können. Der Einfluss des Temperaturunterschiedes von Sommer zu Winter kann bei Wahl einer geeigneten Methode anhand der Differenz der mittleren Steigraten belegt werden. Hierbei ist anzumerken, dass dieser Einfluss auf die Steigrate über alle Höhenbänder quasi konstant wirkt. Zeitlich begrenzte Einflüsse von Temperaturschwankungen können auf Grund der hohen Fehleranfälligkeit der Berechnung aus der übertragenen Machzahl nicht genutzt werden.

Mit der Methode der Gradientenberechnung durch lineare Regression wird gezeigt, dass sich sowohl der Einfluss von Beschleunigungsphasen ab FL100 als auch von Änderungen der Windstärke und -richtung quantifizieren lassen. Dabei müssen Windänderungen kontinuierlich bestimmt werden, da Windrichtung und -stärke über der Höhe und der Zeit variieren. Zudem ist eine begründete vorhergehende Filterung notwendig, um die Auswertung nicht durch überlagernde Einflüsse zu verfälschen.

Diese Arbeit quantifiziert also verschiedene Einflüsse auf die Steigratenänderung eines Fluges über einen großen Datensatz. Diese können als Features für das Training des neuronalen Netzes zur Trajektorienprädiktion [3] genutzt werden. Über die Genauigkeit der Vorhersagen des neuronalen Netzes wird sich die flugsicherungs-technische Relevanz der Einflussfaktoren und die Güte der verwendeten Methoden rückwirkend einschätzen lassen.

Abkürzungsverzeichnis

ASC	Air Traffic Controll
ATM	Air Traffic Management
BDS	Binary Data Selector
DAP	Downlink Aircraft Parameter
EHS	Enhanced Surveillance
FL	Flugfläche
GS	Ground Speed
MH	Magnetic Heading
IAS	Indicated Airspeed
κ	Adiabatexponent trockener Luft
KDD	Knowledge Discovery in Databases
KI	Künstliche Intelligenz
MCP	Mode Control Panel
NN	Neuronales Netz
R	spezifische Gaskonstante für trockene Luft
ROC	Rate of climb (Steig- Sinkrate)
TAS	True Airspeed
TTA	True Track Angle
WTC	Wake Turbulence Category

Referenzen

- [1] Siebren de Haan, An improved correction method for high quality wind and temperature observations derived from Mode-S EHS, De Bilt, 2013, Technical report; TR-338.
- [2] Paul de Jong, Siebren de Haan, SESAR 2020 Task 2.2 Deriving Quality-Controlled, Corrected Meteorological Observations using Mode-S EHS Surveillance Data, KNMI; DFS 2018.
- [3] Matthias Poppe, Thomas Pütz & Roland Scharff. Improving Climb Performance Prediction in Air Traffic Control with Machine Learning and Full Flight Simulator Verification. Innovation im Fokus 01/2019.
- [4] Marvin Baudis, Bachelor Thesis, Einfluss der Änderung der Windgeschwindigkeit auf die Steigrate von Verkehrsflugzeugen. 11/2019.
- [5] ICAO Doc 9871 AN/464 Technical Provisions for Mode S Services and Extended Squitter, First Edition, 2008.
- [6] BigData Insider, Artikel: „Was ist Data Mining?“ [online], 09/2016. Verfügbar unter: <https://www.bigdata-insider.de/was-ist-data-mining-a-593421/>
- [7] WetterKontor GmbH [online]. Verfügbar unter: <https://www.wetterkontor.de/de/wetter/deutschland/rueckblick.asp>
- [8] OpenSky Network, „OpenSky Network Homepage,“ [Online], 10/2019. Verfügbar unter: <https://opensky-network.org/>
- [9] Skybrary.aero, „Mode S“ [Online], 11/2019. Verfügbar unter: https://www.skybrary.aero/index.php/Mode_S
- [10] Skybrary.aero, „ICAO Wake Turbulence Category“ [Online], 01/2020. Verfügbar unter: https://www.skybrary.aero/index.php/ICAO_Wake_Turbulence_Category
- [11] Deutscher Wetterdienst, „ICAO Standardatmosphäre (ISA),“ [Online]. Verfügbar unter: https://www.dwd.de/DE/service/lexikon/begriffe/S/Standardatmosphaere_pdf.pdf?__blob=publicationFile&v=3
- [12] Walter Bislins Aviatik Wiki, Barometrische Höhenformel [Online], 06/2014. Verfügbar unter: <http://walter.bislins.ch/aviatik/index.asp?page=Barometrische+H%F6henformel>
- [13] NASA Glenn Research Center, „Forces in a Climb,“ 10 2019. [Online]. Verfügbar unter: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/climb.html>
- [14] Anderson, John D. (2004), *Introduction to Flight* (5th ed.), McGraw-Hill, p. 260.