

# IMPLEMENTIERUNG EINER WERKZEUGKETTE ZUR ERSTELLUNG VON BEWEGUNGSPROFILIEN FÜR KINETOSE-UNTERSUCHUNGEN IM SIMULATOR

A. Alexander Schiller\*

\* Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Flugsystemtechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Deutschland

## Zusammenfassung

Kinetose, auch als Reisekrankheit bezeichnet, ist ein Phänomen, welches sich durch vielfältige Symptome äußern kann. Bei der Auslegung neuer Flugzeugtypen und -kabinen ist es wichtig dieses Phänomen frühzeitig zu berücksichtigen, um die Entwicklung von Kinetose zu minimieren. Zur Untersuchung dieses Phänomens steht daher am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt die Simulatorumgebung Air Vehicle Simulator (AVES) zusammen mit der Advanced Future Cabin (AFC) zur Verfügung. Der AVES ist ein Full Motion Flugsimulator mit wechselbarem Cockpitmodul. Eines dieser Module ist die Advanced Future Cabin, welche eine realistische Nachbildung einer Flugzeugkabine ist. Um Objektivität und Reliabilität für die Untersuchung von Kinetose auch in dieser Simulatorumgebung gewährleisten zu können, ist unter anderem eine möglichst hohe Standardisierung der Durchführungsbedingungen wichtig. Um diese zu erreichen, wird eine Replay-Infrastruktur verwendet. Diese ist in der Lage voraufgezeichnete Flugprofile wiederzugeben, welche dann vom Ton-, Sicht- und Bewegungssystem des Air Vehicle Simulators umgesetzt werden. So können die Durchführungsbedingungen für gesamte Flugprofile gut reproduziert werden. Problematisch ist jedoch, dass die Aufzeichnungen bisher durch manuelles Erfliegen der Flugprofile erstellt wurden. Dies führt zu einem hohen manuellen Aufwand und zu Problemen bezüglich der Reproduzierbarkeit. Daher werden mit einer modularen Werkzeugkette neue Ansätze zur automatischen Erstellung von Flugprofilen untersucht, um Kinetose im Simulator zukünftig einfacher und präziser bewerten zu können.

## Keywords

Simulator; Kinetose; Reproduzierbarkeit

## NOMENKLATUR

### Formelzeichen

$a$	Beschleunigung	$\text{m/s}^2$
$f$	Spezifische Kraft	$\text{m/s}^2$
$p, q, r$	Roll-, Nick-, Gier-Rate	$\text{rad/s}$

### Indizes

CG	Center of Gravity, Schwerpunkt
SP	Sitzposition

### Abkürzungen

AFC	Advanced Future Cabin
AP	Autopilot
ATRA	Advanced Technology Research Aircraft
Aufz.	Aufzeichnung
AVES	Air Vehicle Simulator
FFT	Fast Fourier Transformation
MCA	Motion Control Algorithmus
RMS	Root Mean Square; Quadratisches Mittel

## 1. EINLEITUNG

Kinetose, auch bekannt als Reisekrankheit, ist ein Phänomen, welches sich durch eine Vielzahl verschiedener Symptome wie Übelkeit, Erbrechen oder Kaltschweiß äußern kann. Kinetose wird durch eine Diskrepanz der Bewegungswahrnehmung zwischen verschiedenen Sinneseindrücken, oder zwischen wahrgenommener und erwarteter Bewegung, hervorgerufen [1]. In Luftfahrzeugen kann Kinetose durch eine Vielzahl von Einflüssen hervorgerufen werden, wie etwa durch die Bewegung des Luftfahrzeugs selbst [2] oder durch neue Technologien an Bord, wie eine künstliche Außensicht [3]. Da das Wohlbefinden an Bord jedoch ein relevantes Entscheidungskriterium von Passagieren bei der Wahl einer Airline ist, ist es von Interesse, potenzielle Einflüsse neuer Technologien auf die Entwicklung von Kinetose hin zu untersuchen. Untersuchungen mithilfe echter Luftfahrzeuge sind jedoch teuer und aufwändig oder für noch nicht real existierende Luftfahrzeuge sogar unmöglich. Eine Lösung kann daher die Verwendung eines Simulators mit Bewegungsplattform sein [4]. Die Nutzung eines Simulators kann sich jedoch durch verschiedene Faktoren auf die Entwicklung von Kinetose auswirken, welche deshalb gezielt berücksichtigt werden müssen. So wirken sich beispielsweise das Realismusempfinden im Simulator [3], sowie Bewegungen im Frequenzbereich zwischen 0.1 und 0.5 Hz auf das Entstehen von Kinetose aus [5]. Daraus folgend sollten Simulator und Bewegung eine möglichst realistische Darstellung ergeben und die Bewegungen im genannten Frequenzbereich zudem möglichst exakt abgebildet werden. Durch die mechanischen Limitierungen von Bewegungsplattformen ist eine exakte Bewegungsdarstellung jedoch nicht möglich. Um dennoch einen realistischen

Bewegungseindruck vermitteln zu können, werden in der Regel sogenannte Motion Control Algorithmen (MCA) verwendet [6]. Diese filtern die darzustellende Bewegung in geeigneter Weise, um die Bewegungsplattform nach der Darstellung des Einsetzens einer Bewegung wieder in eine zentrierte Neutralposition zu bewegen. Zusätzlich wird normalerweise eine Tilt-Koordination durchgeführt, welche niederfrequente Bewegungsanteile der darzustellenden spezifischen Kraft in x- und y-Richtung durch das Ankippen der Plattform ersetzt. Durch die beschriebene Arbeitsweise der Motion Control Algorithmen ergibt sich jedoch eine Verfälschung der tatsächlichen gegenüber der darzustellenden Bewegung. Hieraus kann ein Einfluss auf die Entwicklung von Kinetose resultieren. Zusätzlich ist für die Validität ein möglichst hoher Standardisierungsgrad der Durchführungsbedingungen wichtig [7]. Um dies zu erreichen, ist es notwendig, die Luftfahrzeugbewegung durch den Simulator exakt reproduzieren zu können.

### 1.1. Simulatorumgebung

Die Simulatorumgebung Air Vehicle Simulator (AVES) des Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) besteht aus einem Bewegungssystem mit sechs Freiheitsgraden in Form einer Stewart-Plattform sowie einem wechselbaren Cockpit- bzw. Kabinenmodul. Es besteht Zugriff auf alle zur Ansteuerung dieser Hardware nötigen Software-Komponenten. Verfügbare Module sind Cockpits für den Hubschrauber EC135, das Verkehrsflugzeug Airbus A320 sowie die Advanced Future Cabin (AFC), welche die Passagierkabine eines modernen Verkehrsflugzeuges nachbildet [8] [9] [3]. Die Modellapplikation bildet das flugphysikalische Verhalten eines Luftfahrzeugs nach und berechnet basierend auf Steuereingaben der Piloten im Cockpit Bewegungsdaten des Luftfahrzeugs. Diese werden an den MCA gesendet und von diesem in Bewegungen der Stewart-Plattform umgesetzt. Für Kinetoseuntersuchungen mit dem Kabinenmodul werden die Flugprofile bereits im Vorfeld festgelegt. Dafür werden die Flugprofile im Voraus aufgezeichnet und durch eine hierfür entwickelte Replay-Applikation wiedergegeben, was für eine hohe Reproduzierbarkeit sorgt. Die dafür benötigten Aufzeichnungen wurden bisher durch manuelles Erliegen der gewünschten Flugprofile in der A320 Simulationsumgebung erstellt.

### 1.2. Problematik und Verbesserungsansatz

Die Reproduzierbarkeit der Durchführungsbedingungen konnte durch die Verwendung von Voraufzeichnungen bereits erheblich gesteigert werden. Jedoch ergibt sich durch die manuelle Erstellung der Aufzeichnungen ein hoher Aufwand, weshalb eine Automatisierung des Aufzeichnungsprozesses wünschenswert ist. Zusätzlich würde sich daraus eine verbesserte Genauigkeit der resultierenden Aufzeichnungen ergeben. Aus diesem Grund wurde eine Werkzeugkette entwickelt, welche den Aufzeichnungsprozess automatisiert.

## 2. UMSETZUNG

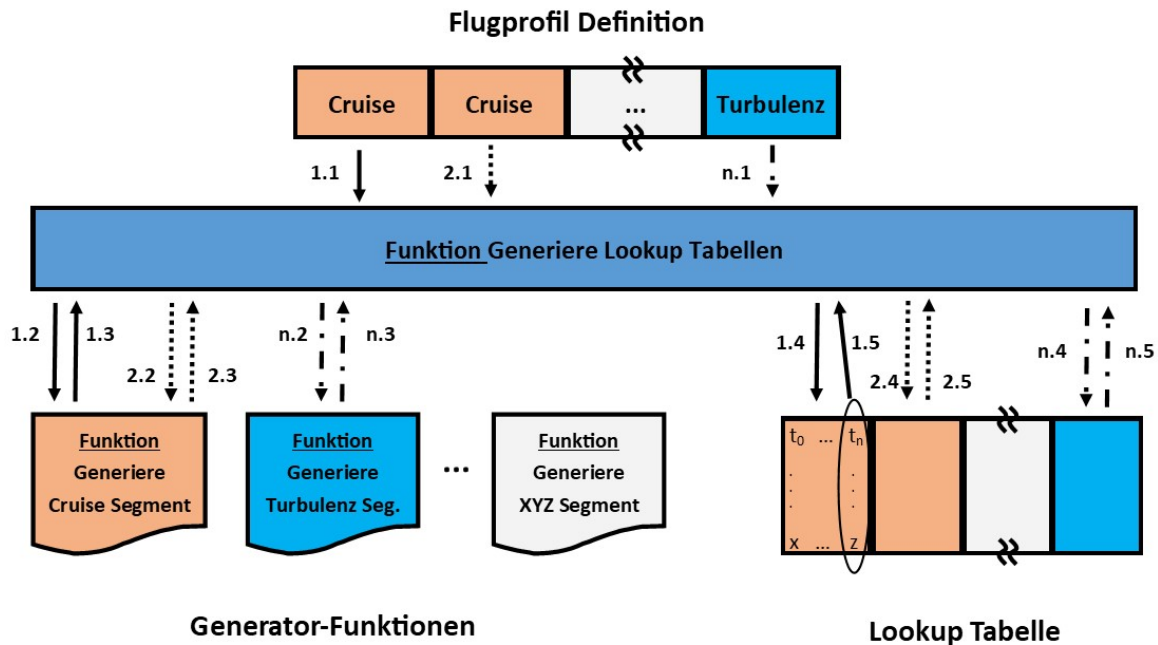
### 2.1. Framework

Die implementierte, modularisierte Werkzeugkette besteht derzeit aus einem Konfigurations- und einem Aufzeichnungsgenerator. Der Konfigurationsgenerator erhält eine vereinfachte Definition der benötigten Flugprofile, die

für die Aufzeichnung zu nutzenden Simulationsmodelle, Initialisierungsdaten (bspw. Position) und weitere zur automatischen Konfiguration benötigte Daten (bspw. Dateisystem Pfadangaben) als Eingangsdaten. Diese werden dafür in einem Matlab-Skript definiert und als Parameter an die Hauptfunktion des Konfigurationsgenerators übergeben. Diese Eingangsdaten werden in eine festgelegte Struktur überführt und in Form einer Konfigurationsdatei gespeichert. Die aufzuzeichnenden Flugprofile können als Zusammensetzung von einzelnen Segmenten betrachtet werden, wie Start, Cruise oder Kurvenflug. Sie werden daher im beschriebenen Matlab-Skript als einfache Liste von Strukturen, welche nur die Segmentart, die Segmentdauer, einen Faktor zum Einstellen der Turbulenzstärke und eine Liste mit ggf. zu nutzenden Wettereffekten (bspw. Böen) enthalten, definiert. Basierend auf der erstellten Konfigurationsdatei erstellt der Aufzeichnungsgenerator die gewünschten Aufzeichnungen. Die zu nutzenden Simulationsmodelle werden durch Wrapper-Funktionen aufgerufen, welche die spezifischen Funktionen für Initialisierung und Simulation über eine standardisierte Schnittstelle ansprechen. Durch dieses Vorgehen sind trotz Unterschieden zwischen den verwendeten Simulationsmodellen, bspw. bei der Initialisierung des Modells, keine Änderungen am Aufzeichnungsgenerator notwendig, wenn diese Funktionen verändert oder neue Modelle hinzugefügt werden.

### 2.2. Modifikation des A320 Simulationsmodells zur Aufzeichnung

Als Basis für das zur Aufzeichnung genutzte Simulationsmodell dient das flugphysikalische Modell des Airbus A320 aus der AVES Simulatorumgebung. Dieses wurde so modifiziert, dass sämtliche vorher manuell vorgenommenen Eingaben automatisiert werden. Dazu gehören sowohl Signale der Flugsteuerung, insbesondere die Modi des Autopiloten mit zugehörigen Sollwerten, als auch die Umgebung und das Wetter betreffende Signale. Die in der Konfigurationsdatei enthaltenen Teilsegmente des Flugprofils lassen sich jeweils durch die verwendeten Modi des Autopiloten und zugehörige Sollwerte oder durch bestimmte Eingaben an den Steuerelementen (bspw. Schubhebel und Sidestick) charakterisieren. Dabei lässt sich zwischen Segmenten unterscheiden, die nur von der Zeit abhängig sind und solchen, die auch von anderen Größen, wie z.B. dem Erreichen einer bestimmten Höhe, abhängig sind. Für diese beiden Segmentarten wird jeweils ein unterschiedlicher Implementierungsansatz zur Umsetzung der vereinfachten Segmentbeschreibung in automatisierte Steuerbefehle innerhalb des Simulationsmodells gewählt. Bei rein zeitabhängigen Segmenten ergeben sich Änderungen der AP Modi oder der Sollwerte nur in Abhängigkeit der Zeit, wie dies z.B. bei einem Slalomflug mit einem Richtungswechsel alle 15 Sekunden der Fall ist. Dies ermöglicht eine einfache Beschreibung dieser Segmente in Form einer Lookup Tabelle mit der Zeit als Eingangsgröße. Darin sind die zu setzenden Steuerbefehle zusammen mit dem Zeitpunkt, zu dem diese gesetzt werden sollen, eingetragen. Ist der zugehörige Zeitpunkt erreicht, werden die entsprechenden Werte als Ausgangswerte ausgegeben und speisen die zugehörigen Signale, bis der jeweils nächste eingetragene Zeitpunkt erreicht ist. Eine Funktion zum Generieren der Lookup Tabellen (in Bild 1 „Funktion - Generiere Lookup Tabellen“) wird während der Modellinitialisierung aufgerufen und erhält die das Flugprofil beschreibende Liste von Strukturen als Parameter. Diese Strukturen werden nacheinander verarbeitet. Abhängig von der darin festgelegten Segmentart wird dann



**BILD 1. Ablauf der Lookup Tabellen Generierung**

die entsprechende Funktion aufgerufen, welche den Teil der Lookup Tabelle für dieses Segment generiert. Diese Funktionen werden im Voraus für jede Segmentart implementiert. Als Eingangsdaten werden die vereinfachte Definition des Segmentes in Form des entsprechenden Teils der das Flugprofil beschreibenden Struktur sowie der letzte Eintrag des bis dahin erstellten Teils der Lookup Tabelle übergeben. Diese Eingangsdaten werden von der Funktion verwendet, um die nötigen Steuerbefehle und Zeitpunkte in Form von Spaltenvektoren zu erstellen und als Matrix aneinanderzureihen. Der resultierende Ablauf ist in Bild 1 zu sehen. Im ersten Teilschritt (.1) wird die jeweilige Segmentdefinition aus dem übergebenen Flugprofil abgerufen. Darauf basierend wird die dem zu erstellenden Segment zugehörige Generatorfunktion aufgerufen (Teilschritt .2). Von dieser wird, basierend auf den Eingangsdaten, der entsprechende Teil der Lookup Tabelle erstellt und zurückgegeben (Teilschritt .3). Dieser Teil wird anschließend (Teilschritt .4) an den derzeitigen Stand der Lookup Tabelle angehängt. Als Eingangsdaten für den nächsten Aufruf einer Generatorfunktion wird dann die letzte Spalte des neuen Eintrags zurückgegeben (Teilschritt .5). So kann einfach die gesamte Lookup Tabelle erstellt werden. Bei auch von anderen Größen als der Zeit abhängigen Segmenten ergeben sich hingegen auch Änderungen durch das Eintreten von bestimmten Ereignissen, beispielsweise beim Erreichen einer bestimmten Höhe. So muss etwa beim Startsegment das Fahrwerk nach dem Abheben eingefahren werden. Theoretisch wäre eine Bestimmung zugehöriger Zeitpunkte im Voraus und somit eine Erstellung eines Teils der entsprechenden Lookup Tabelle zwar möglich, jedoch wäre bei jeder Änderung einer der Bedingungen eine Neubestimmung der Zeitpunkte nötig. So müssten beispielsweise bei einer Änderung der Zielhöhe für einen Start mit Steigflug auf diese, die Zeitpunkte für die Level-Off Befehle neu bestimmt und angepasst werden. Daher werden diese Segmente nicht als einfache Lookup Tabellen implementiert, sondern als Verknüpfung von Logik-Blöcken zur Abfrage von Bedingungen sowie Schaltern zum Umschalten zwischen den Steuerbefehlen. Die Steuerbefehle selbst sind als Konstantenblöcke implemen-

tiert, in welche die Befehle jeweils als Spaltenvektor eingetragen sind. Der Schalter wird dabei durch das Ausgangssignal des jeweiligen Logikblocks gesteuert, welcher die notwendige Umschaltbedingung überprüft (bspw. durch Vergleich eines Flughöhensignals mit einer festgelegten Höhe). So wird abhängig von den gegenwärtigen Signalwerten zwischen den jeweils benötigten Steuerbefehlen umgeschaltet. Für die lediglich zeitabhängigen Segmente wurde diese Weise der Implementierung nicht gewählt, da der Änderungsaufwand für das Hinzufügen neuer Segmentarten als wesentlich größer eingeschätzt wurde, als dies für das implementieren einer neuen Generatorfunktion der Fall ist.

### 3. TESTS

Um die entstandene Werkzeugkette zu validieren, wurden verschiedene Tests durchgeführt. Als Basis hierfür wurden Funktionen zum Generieren für vier verschiedene Segmentarten erstellt: Start, horizontaler Geradeausflug bei niedriger Turbulenz (Cruise), horizontaler Geradeausflug bei starker Turbulenz (Turbulenz) und Kurvenflug mit wechselnder Richtung (Kurvenflug). Cruise wird zusätzlich als Zwischensegment verwendet. Die erstellten Flugprofile beginnen jeweils mit dem Start. Darauf folgen je abwechselnd Zwischensegmente und die drei Testsegmente (Cruise, Turbulenz, Kurvenflug). So wurden sechs verschiedene Reihenfolgen der Testsegmente abbilden (s. Tab. 1 im Anhang). Bei allen Segmenten (außer dem nicht rein zeitgesteuerten Start) wird eine Solldauer von 240 Sekunden vorgegeben. Um die Reproduzierbarkeit eines gegebenen Flugprofils zu überprüfen, wurden zehn Aufzeichnungen von Flugprofil 1 (s. Tab. 1 im Anhang) mit Reihenfolge Cruise-Kurvenflug-Turbulenz angefertigt und verglichen. Um die Reproduzierbarkeit der Testsegmente und deren Eigenschaften über verschiedene Profile hinweg zu überprüfen, wurden Aufzeichnungen aller sechs Varianten aus Tab. 1 (s. Anhang) erstellt und verglichen. Um die Umsetzung der Testsegmente durch die Bewegungsplattform zu testen, wurde eines der Profile im Simulator abgespielt und

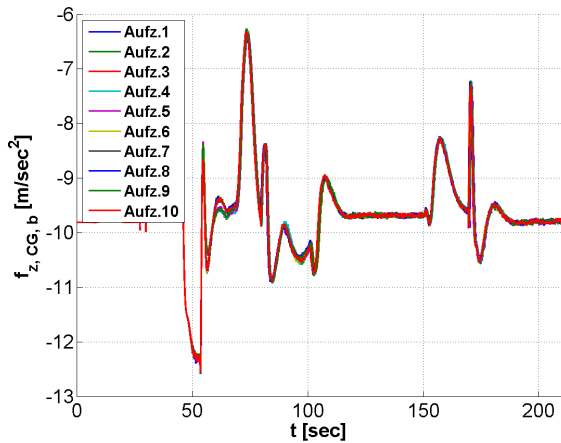


BILD 2. Spezifische Kraft in x-Richtung im Startsegment, mehrfache Aufzeichnung von Flugprofil 1

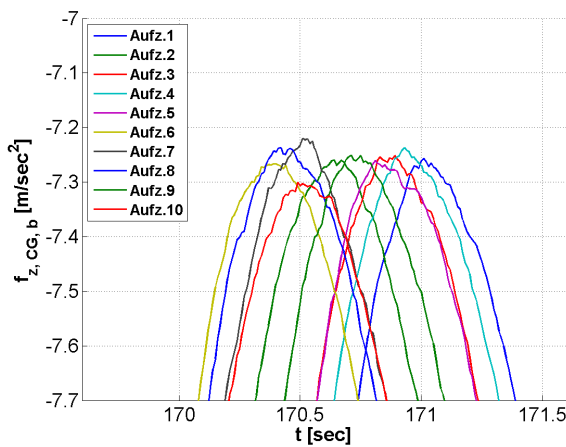


BILD 3. Spezifische Kraft in x-Richtung im Startsegment, Ausschnitt, mehrfache Aufzeichnung von Flugprofil 1

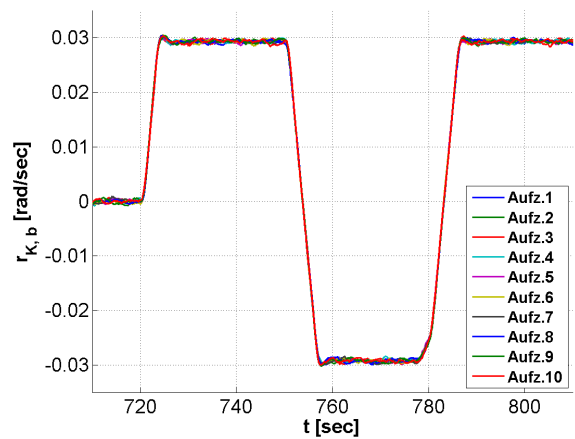


BILD 4. Giergeschwindigkeit im Kurvenflug, mehrfache Aufzeichnung von Flugprofil 1

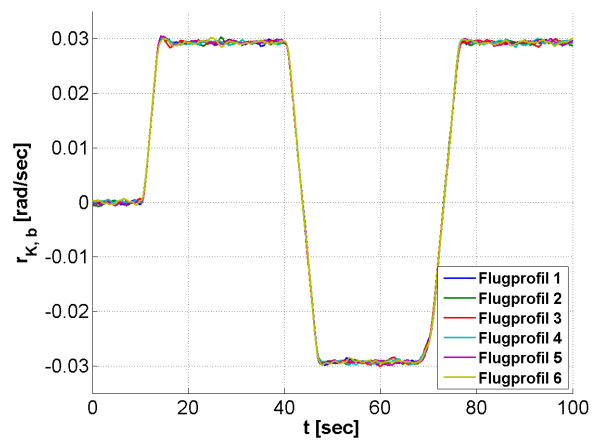


BILD 5. Giergeschwindigkeit im Kurvenflug in den verschiedenen Flugprofilen

die tatsächlichen Plattformbewegungen ausschnittsweise aufgezeichnet. Diese wurden mit den Sollbewegungen aus der Aufzeichnung verglichen, um etwaige Probleme zu identifizieren, eine quantitative Bestätigung des subjektiv gefühlten Realismusgrades zu erhalten, sowie die Abbildung des Frequenzbereichs zwischen 0.1 Hz und 0.5 Hz durch die Bewegungsplattform zu testen.

### 3.1. Ergebnisse

#### 3.1.1. Mehrfache Aufzeichnungen des gleichen Flugprofils

Beim Startsegment ergeben sich über alle zehn Aufzeichnungen sehr ähnliche Verläufe. Wie in Bild 2 beispielhaft für  $f_x$  zu sehen ist, stimmen die Amplituden der spezifischen Kräfte und Drehraten gut überein. Die Verläufe driften jedoch zeitlich auseinander, sodass die Endzeitpunkte der jeweiligen Startsegmente nicht exakt übereinstimmen. Diese Drift ist in Bild 3, welches einen Ausschnitt von Bild 2 darstellt, gut zu erkennen. Der früheste und späteste Endzeitpunkt der Startsegmente der verschiedenen Aufzeichnungen weisen eine Differenz von 0.66s zueinander auf. Um die Übereinstimmung der restlichen Verläufe der Aufzeichnungen besser miteinander vergleichen zu können, wurden diese so verschoben, dass die Startzeitpunkte des ersten Segments nach dem Startsegment dem Zeitpunkt Null ent-

sprechen. An den so korrigierten übrigen Verläufen zeigt sich keine zeitliche Drift, auch bei den Amplituden ergeben sich nur geringe Abweichungen voneinander. Ausschnittsweise zu sehen ist dies in Bild 4 für die Giergeschwindigkeit im Kurvenflug. Wie in Tab. 4 (s. Anhang) zu sehen ist, ergeben sich nur beim ersten Zwischensegment und dem Kurvenflug Abweichungen von der Solldauer von 240s. Die Dauer des ersten Zwischensegments beträgt in allen Aufzeichnungen exakt 240.01s. Die Differenz zur Solldauer von 0.01s entspricht der eingestellten Schrittgröße des numerischen Integrationsverfahrens des Aufzeichnungsmodells. Die Dauer des Kurvenflugsegments beträgt in allen Fällen exakt 225s und ist damit 15s kürzer als die Solldauer von 240s. Bei Betrachtung der Stärke der Turbulenz während Cruise- und Turbulenzsegment in Form von quadratischen Mittelwerten (RMS) der Beschleunigungen ergibt sich keine exakte Übereinstimmung. Für die Cruisesegmente ergeben sich Beträge der Abweichungen vom Mittelwert der RMS Werte von minimal 0.35% und maximal 7.24%, beim Turbulenzsegment minimal 0.13% und maximal 6.14% (s. Tab. 2 im Anhang).

#### 3.1.2. Vergleich der Segmenteigenschaften zwischen den verschiedenen Flugprofilen

Auch beim Vergleich der Startsegmente verschiedener Flugprofile ergeben sich gute Übereinstimmungen für  $f_z$

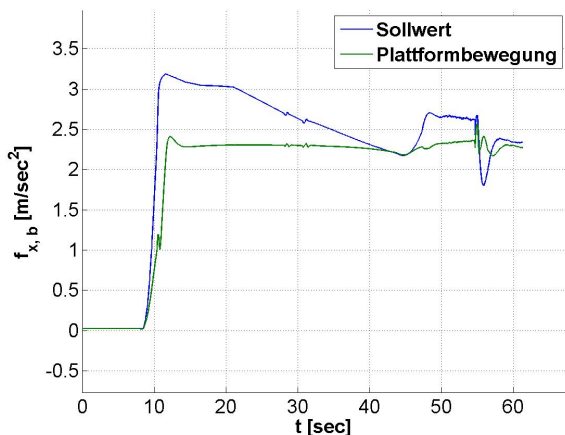


BILD 6. Spezifische Kraft in x-Richtung, Startsegment

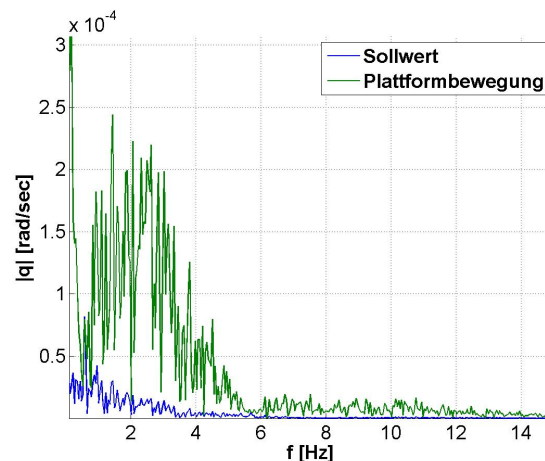


BILD 8. FFT der Nickgeschwindigkeit, Cruisesegment

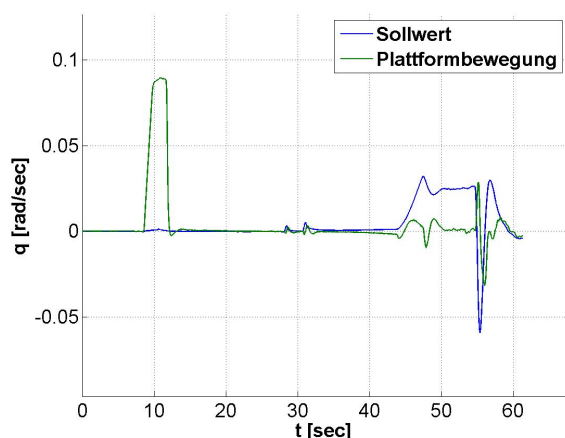


BILD 7. Nickgeschwindigkeit, Startsegment

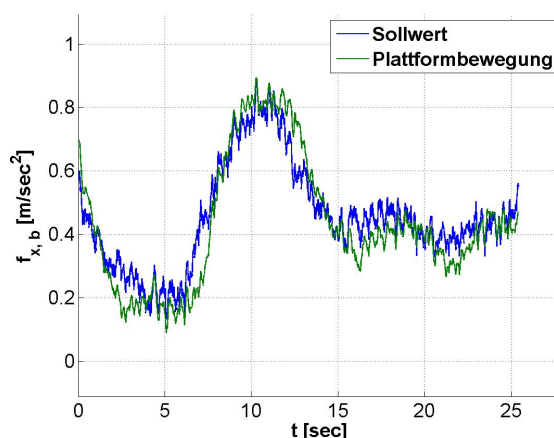


BILD 9. Spezifische Kraft in x-Richtung, Turbulenzsegment

, jedoch erneut mit der beschriebenen zeitlichen Drift. Bei der Dauer der übrigen Segmente zeigen sich die gleichen Abweichungen für Kurvenflug und das erste Zwischensegment wie bei der mehrfachen Aufzeichnung einer Flugprofilvariante. Allerdings ist auch bei diesem Test die Segmentdauer der jeweiligen Segmenttypen über die verschiedenen Aufzeichnungen hinweg exakt gleich (s. Tab. 5 im Anhang). Dies ist an der Giergeschwindigkeit im Kurvenflug wieder gut sichtbar (s. Bild 5). Die Verläufe wurden wie im vorangegangenen Abschnitt beschrieben korrigiert. Die quadratischen Mittelwerte der Beschleunigungen während Cruise- und Turbulenzsegment stimmen erneut nicht exakt überein. Für die Cruisesegmente ergeben sich Beträge der Abweichungen vom Mittelwert der RMS Werte von minimal 1.53% und maximal 4.27%, beim Turbulenzsegment minimal 0.09% und maximal 3.19% (s. Tab. 3 im Anhang).

### 3.1.3. Vergleich tatsächliche vs. Sollbewegung

Wie in Bild 6 zu sehen ist, folgt der Anteil der spezifischen Kraft in x-Richtung dem Sollwert aus der Aufzeichnung während des Startsegmentes zwar grundsätzlich, jedoch nicht exakt. Vom Maximum von  $f_x$  bei  $t = 11.6$  s werden etwa 75% erreicht. Die Rotation in Form einer Nickgeschwindigkeit (s. Bild 7) bei  $t = 47$  s ist als Onset Queue kurz vorhanden, folgt dem Sollwert allerdings nur kurz und verschwindet schnell. Bei  $t = 10.6$  s ist ein Ausschlag im Verlauf von  $f_x$  zu sehen, welcher im Sollwertverlauf nicht

vorhanden ist. Die Komponenten der spezifischen Kraft in x-Richtung folgen dem Sollwert während des Cruise- und Turbulenzsegmentes mit geringeren Abweichungen als während des Startsegmentes (vgl. Bild 6 und 9). Wie in Bild 10 (s. Anhang) zu sehen ist, ergeben sich beim Kurvenflug für alle Komponenten der spezifischen Kraft größere Abweichungen. Während der Verlauf der Komponenten in x- und y-Richtung dem Verlauf des Sollwertes qualitativ entspricht, ist dies für die z-Komponente nicht erkennbar. Die Rollgeschwindigkeit weicht während des Kurvenflugsegmentes ebenfalls stark vom Sollwert ab. Generell wird die Giergeschwindigkeit in allen Segmenten nicht gut dargestellt, was für den Kurvenflug in Bild 10 gut zu sehen ist. In allen Segmenten zeigen die per FFT berechneten Frequenzspektren der spezifischen Kraft in z-Richtung im Frequenzbereich von etwa 1.4 Hz bis 15 Hz gute Übereinstimmungen der Frequenzanteile mit dem Sollwert. In niedrigeren Frequenzbereichen entstehen größere Abweichungen vom Sollwert, wie dies bspw. in Bild 11 (s. Anhang) für Cruise- und Turbulenzsegment zu sehen ist. Beim Cruisesegment entsprechen die Anteile von  $f_x$  und  $f_y$  unter 2 Hz jeweils etwa den geforderten Werten, über 2 Hz liegen sie darüber. Beim Turbulenzsegment entsprechen die Anteile von  $f_x$  über den gesamten Frequenzbereich von 0.1 Hz bis 15 Hz etwa den Sollwerten. Für  $f_y$  hingegen sind die Abweichungen nur im Frequenzbereich von etwa 1.4 Hz bis 15 Hz klein, unter 1.4 Hz liegen die Werte unter den geforderten. Bei beiden Segmenten zeigt sich zudem

in der FFT der Nickgeschwindigkeit, in Bild 8 beispielhaft für das Cruisesegment zu sehen, dass die Frequenzanteile fast im gesamten Frequenzbereich von 0.1 Hz bis 15 Hz über den geforderten Werten liegen.

## 4. DISKUSSION

### 4.1. Reproduzierbarkeit von Aufzeichnungen

Mit Ausnahme des Kurvenflug- und des ersten Zwischensegmentes stimmt die jeweilige Segmentdauer immer exakt mit dem Sollwert überein. Die Abweichungen beim Kurvenflugsegment können durch die eingestellte Frequenz der Richtungswechsel erklärt werden, da sich aus der Periodendauer kein Vielfaches bilden lässt, welches mit 240s übereinstimmt. Durch eine bessere Abstimmung ließe sich auch eine bessere Übereinstimmung mit der Solldauer erzielen. Grundsätzlich ergibt sich jedoch in allen Varianten und auch bei Mehrfachaufzeichnungen des gleichen Profils jeweils die gleiche Segmentdauer, womit das Segment selbst reproduzierbar bleibt. Die Abweichung beim ersten Zwischensegment ergibt sich durch das Umschalten vom nicht nur zeitabhängigen Startsegment auf die nur zeitabhängigen übrigen Segmente. Das Umschalten benötigt dabei bisher implementierungsbedingt einen Zeitschritt. Dies kann ggf. durch eine Umstrukturierung vermieden werden, stellt aber durch die sehr kurze und ebenfalls exakt reproduzierbare Abweichung von 0.01s kein Problem dar. Die Abweichungen der Absolutwerte in den Verläufen der spezifischen Kraft und Rotationsgeschwindigkeiten ergeben sich durch die bei jeder Aufzeichnung jeweils neu generierte Turbulenz. Die Generierung der Turbulenz basiert auf der Filterung von weißem Rauschen, hängt allerdings auch von einigen Größen der Luftfahrzeugbewegung, wie dessen Geschwindigkeit ab. Durch das jeweils unterschiedliche, zufällige Rauschen in Kombination mit der Kopplung mit der Luftfahrzeugdynamik ergeben sich letztlich die Unterschiede in den Verläufen trotz grundsätzlich gleichem Ursprungszustand. Die Abweichungen der quadratischen Mittel der resultierenden Beschleunigungen sind mit maximal 7.24% jedoch gering. Durch den beschriebenen Zusammenhang lassen sich weiterhin auch die verschiedenen Endzeitpunkte des Startsegmentes erklären. Durch unterschiedliche Turbulenzeinflüsse kann es dazu kommen, dass die jeweiligen Bedingungen wie das Erreichen einer bestimmten Höhe zu anderen Zeitpunkten eintreffen, woraus die beobachtete zeitliche Drift zwischen den Verläufen resultiert. Da bei Eintreten der jeweiligen Bedingungen jedoch immer die gleichen Manöver, bspw. ein Level-Off bei Erreichen der Zielhöhe, erfolgen, welche jeweils mit den gleichen spezifischen Kräften verbunden sind, ergeben sich in den Amplituden jeweils nur kleine Unterschiede. Die zeitliche Drift zeigt zwar eine nicht optimale Reproduzierbarkeit, durch die geringen Abweichungen sollte sich jedoch kein signifikanter Einfluss auf die Entwicklung von Kinetose ergeben. Gleiches gilt für die nur sehr geringen Abweichungen der Amplituden zueinander.

### 4.2. Vergleich tatsächliche Plattformbewegungen mit Sollbewegung

Grundsätzlich ergibt sich für Start-, Cruise- und Turbulenzsegment eine gute Abbildung der Sollbewegungen, was sich mit dem Eindruck während des Tests deckt. Zwar werden bspw. beim Startsegment die Sollwerte für  $f_x$  nicht ganz erreicht, es ergeben sich jedoch ausreichend hohe

Werte, um eine realistische Darstellung zu erzielen. Der in  $f_x$  des Startsegmentes vorhandene Ausschlag, welcher nicht in den Sollwerten zu sehen ist, resultiert aus dem Motion Control Algorithmus. Daran zeigt sich, dass eine Simulation der MCA- und Plattformreaktion sinnvoll sein kann, um falsche Bewegungseindrücke, wie den durch diesen Ausschlag entstehenden, zu vermeiden. Ebenso wichtig ist daher auch ein Test im Simulator, um eventuell in Daten übersehene Spitzen oder Effekte dennoch identifizieren zu können. Dass  $f_z$  unterhalb von 1.4 Hz generell kleiner ist als die Sollwerte, lässt sich durch das Ankippen der Plattform zur Darstellung niederfrequenter Anteile von  $f_x$  und  $f_y$  erklären. Das Ankippen hat zusätzlich zur Folge, dass die Nickgeschwindigkeit überwiegend größer ist als gefordert. Dies zeigt, dass eine realistische Darstellung von  $f_x$  und  $f_y$  größere Nickgeschwindigkeiten im Frequenzbereich von 0.1 Hz bis 0.5 Hz erfordert und sich damit auf die Entwicklung von Kinetose auswirken kann. Die Rollgeschwindigkeit ist deutlich geringer als gefordert, da sich mit zunehmendem Rollwinkel fälschlicherweise eine zusätzliche Querkraft aufbauen würde, welche sich durch die mechanischen Limitierungen des Simulators nicht durch eine Beschleunigung zur Seite kompensieren ließe. Um diese falsche Querkraft zu verhindern, beinhaltet der verwendete MCA einen Hochpassfilter, um nur hochfrequente Rollbewegungen und damit nur einen Onset Queue für die Rollbewegung darzustellen. Dies deckt sich mit dem, im Vergleich zu den übrigen Segmenten, weniger realistischen Bewegungseindruck für den Kurvenflug während der Versuche. Eine Möglichkeit zur Verbesserung besteht hier im weiteren subjektiven Tuning, um für Versuche zur qualitativen Entwicklung von Kinetose zumindest einen subjektiv realistischen Bewegungseindruck zu erzielen. So ließ sich dieser im Kurvenflug durch eine Vergrößerung des Ankippens in der Nickbewegung verbessern. Dies führt zwar zu einer weiter verringerten spezifischen Kraftkomponente in z-Richtung, wurde subjektiv jedoch als realistischeres Gefühl des „in den Sitz gedrückt werdens“ wahrgenommen. Für Untersuchungen zur quantitativen Entwicklung von Kinetose ist es jedoch möglich, dass der fast verschwindende Rollanteil zu einer verringerten Entwicklung von Kinetose führt. Dadurch, dass bei der Sollbewegung die resultierende spezifische Kraft unverändert durch die Körperhochachse verläuft, würde das Lot ebenfalls als unverändert senkrecht durch diese Achse verlaufend wahrgenommen werden. Daher würde implizit ein Rollwinkel von Null wahrgenommen werden, was der gleichzeitig wahrgenommenen Rollgeschwindigkeit widerspräche und somit zu Kinetose führen kann (vgl. [5]). Durch die im Simulator fehlende Rollbewegung stimmen jedoch die wahrgenommenen Bewegungen überein (keine Veränderung des Lots, also kein Rollwinkel, gleichzeitig keine Rollgeschwindigkeit). Dementsprechend ergäbe sich keine Diskrepanz zwischen wahrgenommenen Bewegungsanteilen. Somit ergäbe sich durch den fehlenden Konflikt potenziell eine weniger starke Entwicklung von Kinetose, als dies für die Sollbewegung der Fall sein sollte. Die fast verschwindende Giergeschwindigkeit im Kurvenflug ist hingegen weniger problematisch, da der Betrag der geforderten Werte von maximal etwa 0.03 rad/sec unter der Wahrnehmungsschwelle von 0.045 rad/sec liegt [6] [10].

## 5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Insgesamt zeigt sich, dass das Ziel der Automatisierung des Aufzeichnungsprozesses erreicht werden konnte. Aufzeich-

nungen von Flugprofilen und Teile von diesen sind zuverlässig und mit wenig manuellem Aufwand reproduzierbar. Es zeigt sich jedoch auch, dass Tests im Simulator nach wie vor notwendig sind, um ggf. entstehende unerwünschte Effekte in den Bewegungsabläufen zu identifizieren. Um den verwendeten Motion Control Algorithmus für die darzustellenden Bewegungen und wichtigen Frequenzbereiche zu optimieren und die Bewegungsdarstellung weiter zu verbessern, ist es denkbar, ein weiteres entsprechendes Modul für die Werkzeugkette zu implementieren. Der subjektiv realistische Bewegungseindruck durch MCA und Bewegungsplattform ließ sich für die Segmente Start, Cruise und Turbulenz auch anhand der aufgezeichneten Daten bestätigen. Beim Kurvenflug ergaben sich schlechtere Übereinstimmungen mit den Sollbewegungen. Für qualitative Untersuchungen zu Kinetose zeigt sich, dass subjektives Tuning des verwendeten MCA hilfreich sein kann, um auch für weniger gut durch den Simulator darstellbare Flugsegmente eine realistische Darstellung zu erzielen. Für Untersuchungen zur quantitativen Entwicklung von Kinetose zeigt sich, dass sich im relevanten Frequenzbereich von 0.1 bis 0.5 Hz, beispielsweise durch das Ankippen der Plattform zur Darstellung von  $f_x$ , deutliche Unterschiede zwischen tatsächlicher und darzustellender Bewegung ergeben können. Deshalb könnten fehlende Bewegungsanteile eine Unterschätzung der Entwicklung der Kinetose zur Folge haben, während zu große Bewegungsanteile (wie bspw. die Nickgeschwindigkeit) zu einer Überschätzung führen könnten. Dies muss bei derartigen Untersuchungen entsprechend berücksichtigt werden. Eine gezielte Optimierung der MCA Parameter zur quantitativen Verbesserung der Darstellungsqualität im genannten Frequenzbereich erscheint ebenfalls sinnvoll.

#### Kontaktadresse:

[a.schiller@dlr.de](mailto:a.schiller@dlr.de)

#### Literatur

- [1] J.T. Reason and J.J. Brand. *Motion Sickness*. Academic Press, 1975. ISBN: 978-0125840507.
- [2] M. Turner, I. Holland, and M.J. Griffin. Airsickness and aircraft motion during short haul flights. *Aviation Space and Environmental Medicine*, 71(12):1181–1189, Dec. 2000. ISSN: 0095-6562.
- [3] D. Stelling, M. Hermes, G. Huelmann, J. Mittelstädt, D. Niedermeier, K. Schudlik, and H. Duda. Hi-tech windows in the aircraft cabin: The impact of display latencies on passengers' comfort. *Building and Environment*, 174:106794, 2020. ISSN: 0360-1323. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.buildenv.2020.106794>.
- [4] D. Mühlbacher, M. Tomzig, K. Reinmüller, and L. Rittger. Methodological considerations concerning motion sickness investigations during automated driving. *Information*, 11(5):265, 2020. DOI: [10.3390/info11050265](https://doi.org/10.3390/info11050265).
- [5] M.J. Griffin. *Handbook of Human Vibration*. Elsevier, 2 edition, 1996. ISBN: 0-12-303041.
- [6] L.D. Reid and M.A. Nahon. Flight simulation motion-base drive algorithms: Part 1 - developing and testing the equations. Technical report, UTIAS, 1985.
- [7] M. Pospeschill. *Testtheorie, Testkonstruktion, Testevaluation*. E. Reinhardt, 2010. ISBN: 978-3825234317.
- [8] U. Durak, T. Gerlach, H. Aydemir, and U. Zengin. Flight simulator model integration for supporting pilot-in-the-loop testing in model-based rotorcraft design, 2016. DOI: [10.2514/MMST16.2](https://doi.org/10.2514/MMST16.2).
- [9] H. Duda, T. Gerlach, S.K. Advani, and M. Potter. Design of the DLR AVES research flight simulator. In *AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013. DOI: [10.2514/6.2013-4737](https://doi.org/10.2514/6.2013-4737).
- [10] G.L. Zacharias. Motion cue models for pilot-vehicle analysis. Technical Report ADA061477, NASA, 1978.

ANHANG

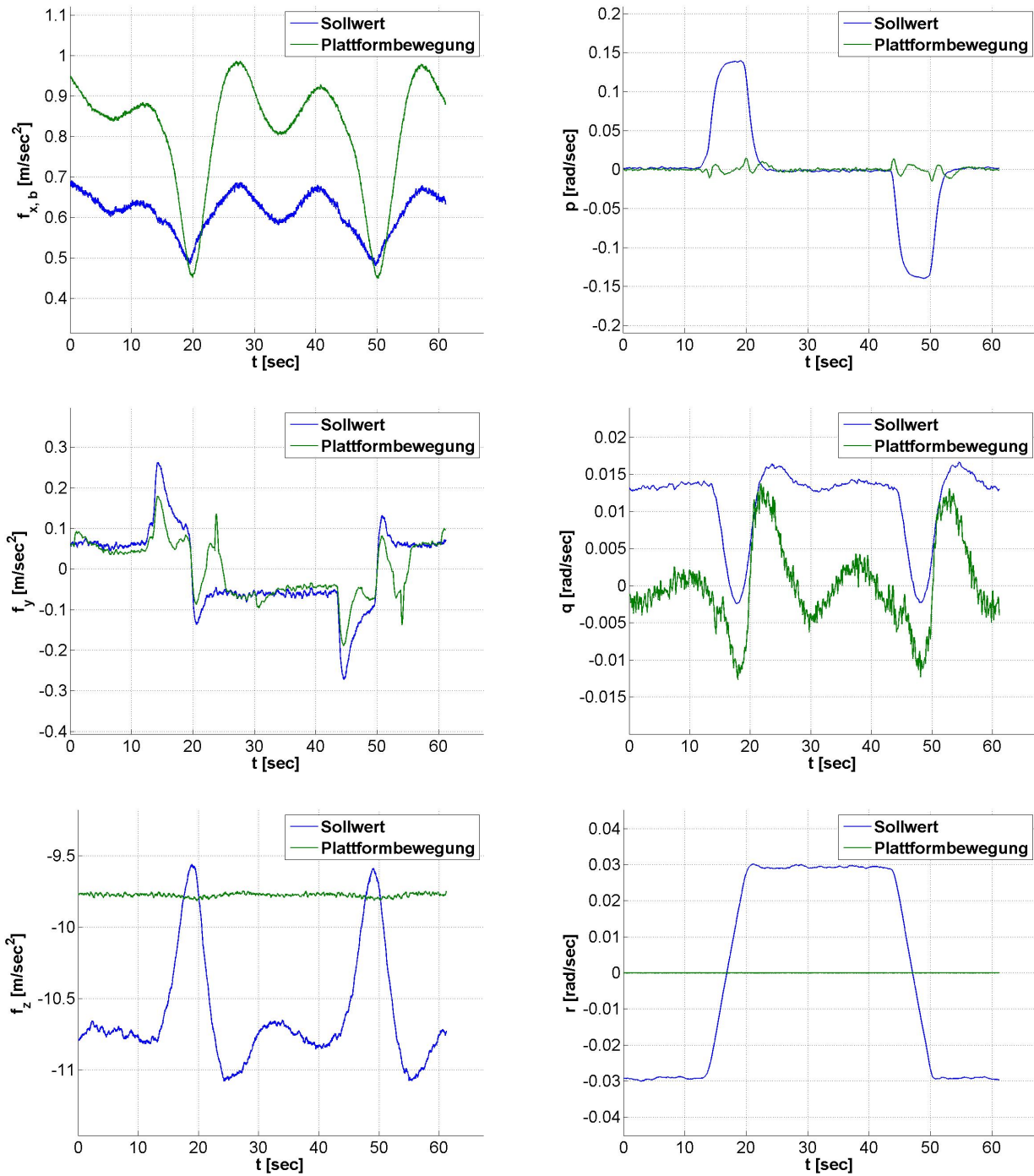


BILD 10. Kurvenflug - Verläufe der spezifischen Kraftkomponenten und Rotationsgeschwindigkeiten

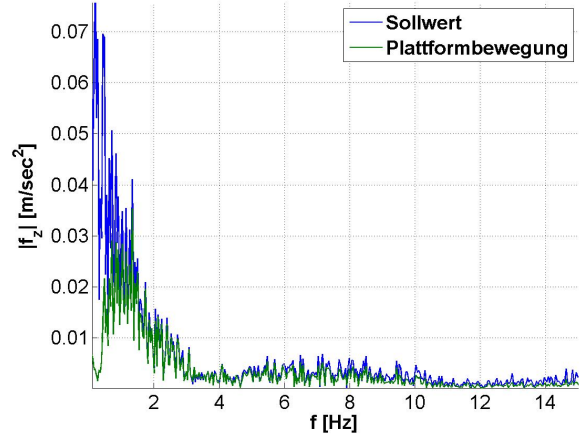
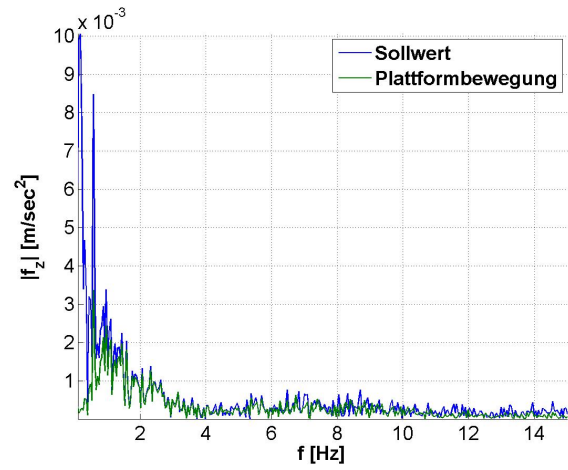
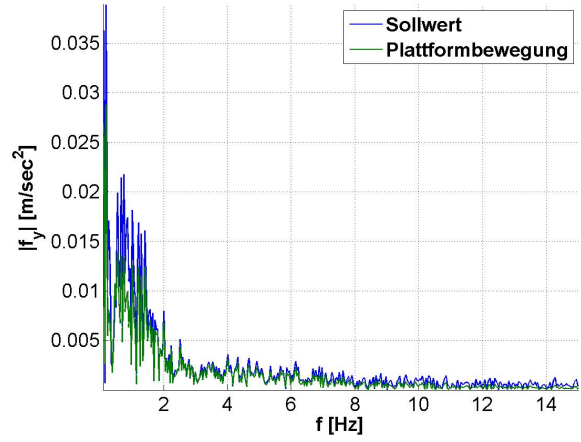
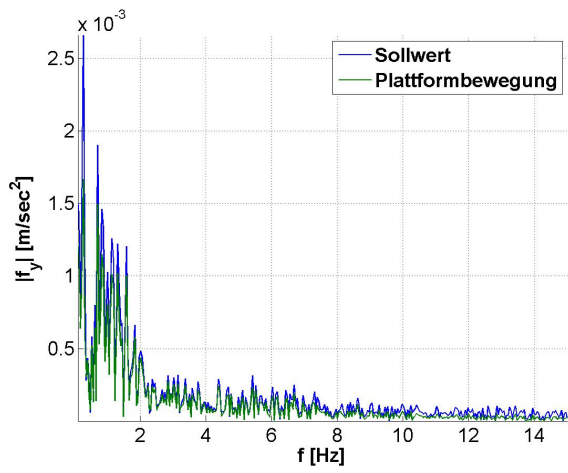
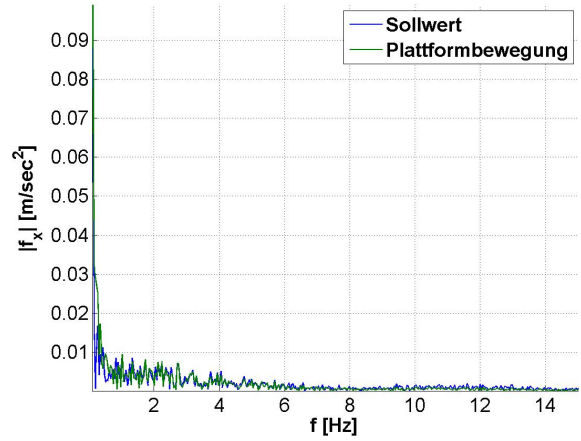
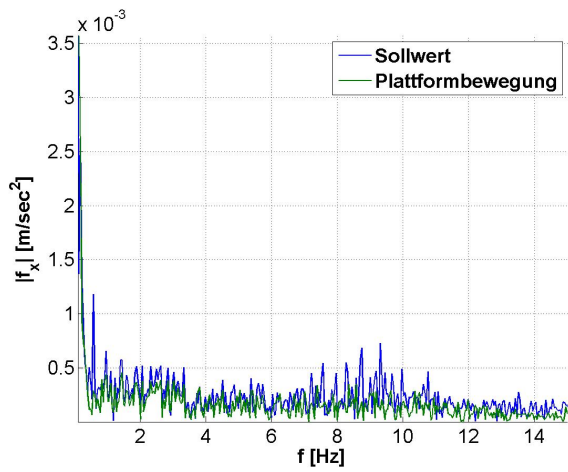


BILD 11. FFT der spezifischen Kraftkomponenten - links Cruise-, rechts Turbulenzsegment

Flugprofil	Reihenfolge
1	Cruise - Kurvenflug - Turbulenz
2	Cruise - Turbulenz - Kurvenflug
3	Kurvenflug - Cruise - Turbulenz
4	Kurvenflug - Turbulenz - Cruise
5	Turbulenz - Cruise - Kurvenflug
6	Turbulenz - Kurvenflug - Cruise

**TAB 1. Reihenfolge der Testsegmente der Flugprofilvarianten**

Durchführung	Cruise		Turbulenz	
	Nr.	$RMS [m/s^2]$	$\Delta\overline{RMS} [\%]$	$RMS [m/s^2]$
1	0.0259	-1.6092	0.2665	2.2497
2	0.0256	-2.8955	0.2575	-1.2115
3	0.0272	3.3469	0.2603	-0.1344
4	0.0267	1.2844	0.2509	-3.7349
5	0.0267	1.5088	0.2766	6.1397
6	0.0256	-2.8372	0.2504	-3.9254
7	0.0251	-4.5464	0.2624	0.6751
8	0.0258	-1.8404	0.2620	0.5425
9	0.0264	0.3525	0.2696	3.4583
10	0.0282	7.2361	0.2500	-4.0592
$\overline{RMS}$	0.0263	-	0.2606	-

**TAB 2. Quadratische Mittelwerte der Beschleunigungen während Cruise- und Turbulenzsegment bei mehrfacher Aufzeichnung einer Flugprofilvariante**

Durchführung	Cruise		Turbulenz	
	Flugprofil.	$RMS [m/s^2]$	$\Delta\overline{RMS} [\%]$	$RMS [m/s^2]$
1	0.0273	3.4464	0.3320	3.1907
2	0.0252	-4.2654	0.3235	0.5501
3	0.0259	-1.5328	0.3215	-0.0880
4	0.0272	3.2780	0.3125	-2.8911
5	0.0253	-3.8273	0.3144	-2.2808
6	0.0271	2.9009	0.3144	1.5192
$\overline{RMS}$	0.0263	-	0.3218	-

**TAB 3. Quadratische Mittelwerte der Beschleunigungen während Cruise- und Turbulenzsegment der verschiedenen Flugprofilvarianten**

Durchführung	Segmentdauer [sec]							
	Nr.	Start	Zwischenseg. 1	Cruise	Zwischenseg. 2	Turbulenz	Zwischenseg. 3	Kurvenflug
1	170.06	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
2	169.65	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
3	169.91	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
4	169.98	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
5	169.90	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
6	169.40	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
7	169.52	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
8	169.47	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
9	169.77	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
10	169.55	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
$\bar{t}$	169.72	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00

**TAB 4. Dauer der einzelnen Segmenttypen bei mehrfacher Aufzeichnung einer Flugprofilvariante**

Durchführung	Segmentdauer [sec]							
	Flugprofil	Start	Zwischenseg. 1	Cruise	Zwischenseg. 2	Turbulenz	Zwischenseg. 3	Kurvenflug
1	170.05	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
2	169.50	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
3	169.48	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
4	169.34	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
5	170.01	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
6	169.45	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00
$\bar{t}$	169.64	240.01	240.00	240.00	240.00	240.00	240.00	225.00

**TAB 5. Dauer der einzelnen Segmenttypen der verschiedenen Flugprofilvarianten (vgl. Tab. 1 im Anhang)**