

# SYNTHETISCHE PILOTENAUFGABEN – FREUD ODER LEID DES VERSUCHSPILOTEN ?

J.-M. Bauschat, D. Leißling, M. Gestwa  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR)  
Institut für Flugsystemtechnik  
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig  
michael.bauschat@dlr.de, dirk.leissling@dlr.de, martin.gestwa@dlr.de

## ÜBERSICHT

Im Rahmen eines wissenschaftlichen Projekts werden aufgrund definierter Randbedingungen Pilotenaufgaben eingesetzt, die zum Teil einen eher synthetischen Charakter haben. Es handelt sich um so genannte Tracking Tasks. Die hier eingesetzten Aufgaben unterscheiden sich stark in ihrer Dynamik. Es finden dabei in Echtzeit simulierte synthetische Instrumentenlandesysteme ebenso Anwendung, wie durch Superposition von Sinusfunktionen erzeugte Lagewinkelkommandos. Die Darstellung der jeweils durch die Aufgabe geforderten Fluglageadaptation an den Piloten erfolgt klassisch im PFD durch eine geeignete Kommandoanzeige. Pilotenaufgaben der erwähnten Art sind dahingehend problematisch, dass sie künstlich und damit für den Probanden schwer einschätzbar sind. Speziell, wenn er die eigene Leistung beurteilen will. Es wird hier gezeigt, dass sich dieser Sachverhalt nachteilig auf die Motivation und die Lösungsgüte auswirkt. Abhilfe konnte hier dadurch geschaffen werden, dass ein geeigneter Qualitäts-Algorithmus entwickelt wurde, über den die Aufgabenlösungsgüte bestimmbar wird. Der dem Gütemaß zugrunde liegende Algorithmus wurde echtzeitfähig gemacht und seine Wirkung im Rahmen einer Versuchskampagne gezielt untersucht. Die erzielten Ergebnisse, zu denen unbedingt auch die Bezüge zur gemessenen Pilotenbeanspruchung gehören, werden hier vorgestellt. Im Rahmen der Untersuchung findet bodengebundene Echtzeitsimulation ebenso Anwendung wie der Flugversuch mit einem High-Tech-Forschungsflugzeug.

## 1. BEZEICHNUNGEN UND ABKÜRZUNGEN

e	Fehler
I	Gütefunktion
$\Theta_0$	Längslagewinkel beim Einschalten einer Aufgabe
$\Theta$	aktueller Längslagewinkel
$\Theta_{cmd}$	kommandierter Längslagewinkel
ATTAS	Advanced Technologies Testing Aircraft System
FFT	hier: Forcing Function Task
MCHR	Modified Cooper Harper Rating
MT	Main Task
OPI	Optimum Profile Indicator
PFD	Primary Flight Display
ST	SubTask
TLX	Task Load index
ZFB	Zentrum für Flugsimulation Berlin

## 2. EINLEITUNG

*Wie erreiche ich ein hohes Maß an Determinismus ?* Ist eine der zentralen Fragestellungen bei Untersuchungen an der Schnittstelle Mensch und Maschine. Weiß man doch, dass diese Frage per se zunächst nicht leicht zu beantworten ist. Betrachtet man das Mensch-/Maschine-

System Pilot/Flugzeug, so sind sowohl sehr unterschiedliche Vorgehensweisen bei mehreren Piloten und gleicher Problematik zu beobachten, als auch Variationen in der Lösungsstrategie beim einzelnen Piloten und durchaus ähnlicher Aufgabenstellung. Eine vergleichbare Beobachtung macht man in aller Regel auch in Bezug auf Pilotenkommentare, die bei subjektiven Bewertungsverfahren von unschätzbarem Wert sind (Cooper et al. (1969), Wierwille et al. (1983)). Problematisch aber auch nicht ohne Reiz ist, dass sich viele Fragestellungen dieses Themengebiets mit den klassischen ingenieurwissenschaftlichen Ansätzen allein nicht vollständig ausleuchten lassen. Der interdisziplinäre Charakter der Thematik wurde längst in den maßgebenden Fachbüchern (s.u.a. Wickens 2003, Johannsen (1993)) beschrieben. Dennoch ist es erforderlich, dass jeder Untersuchung an der Mensch-/Maschine-Schnittstelle eine klare Definition der Zielsetzung, eine eingehende Analyse der Randbedingungen und die Erstellung eines Katalogs der Anforderungen an die eingesetzten Werkzeuge zugrunde liegt. Es zeigt sich dann, dass die hochinteressante Mensch-/Maschine-Schnittstelle Untersuchungen zugänglich ist, wenn eine solide wissenschaftliche Vorgehensweise gewählt wird. Dabei darf nicht vergessen werden, dass der Mensch mit seinen individuellen Unterschieden im Mittelpunkt derartiger Untersuchungen stehen muss. Hier zunächst beachtenswerte Punkte, die der Erlangung einer aussagekräftigen, belastbaren Datenbasis dienen:

- Die Wiederholung identischer Aufgaben durch eine Anzahl von Probanden reduziert die zu erhebende Datenmenge.
- Eine Absicherung von Ergebnissen kann üblicher Weise durch statistische Auswertungen erreicht werden.
- Die Belastbarkeit einer durch menschliche Subjektivität geprägten Datenbasis kann durch ein geeignetes Versuchs-Design erhöht werden.

Gegenstand dieser Arbeit sind Untersuchungen, bei denen Flugversuchsergebnisse mit solchen von Echtzeitflugsimulatoren verglichen werden. Will man derartige Aspekte näher untersuchen, so zeigt sich, dass man den Versuchspiloten Flugaufgaben stellen muss, die die volle Bandbreite der untersuchten Flugzeugdynamik abdecken und die Forderung nach Reproduzierbarkeit erfüllen. Allerdings: Eine experimentseitige Forderung nach der Lösung reproduzierbarer und womöglich synthetischer Aufgaben stößt bei den Probanden sehr häufig nur auf reduzierte Akzeptanz. Während eines ILS-Anfluges z.B. weiß der Pilot, dass er gut fliegt, wenn er auf der vorgegebenen Trajektorie, dem Gleitpfad, bleibt. Beim absolvieren einiger hier verwendeter Aufgaben äußerten Piloten häufig den Mangel an Information, der ihnen ein Qualitätsgefühl vermittelt.

### 3. MOTIVATION UND HINTERGRUND

#### 3.1 Allgemeines

Die Flugausbildung und das Flugtraining von Piloten basiert heute auf Simulatoren (Flight Training Devices, Level D-Simulatoren, etc.) und natürlich auf realen Flugzeugen. Die Bestrebung, den Einsatz von Simulatoren so stark auszuweiten wie irgend möglich, ist unter betriebswirtschaftlichen Gesichtspunkten einsichtig. Allerdings muss man sich über die Grenzen der jeweils verwendeten Echtzeitsimulationssysteme im Klaren sein. Im Rahmen eines Forschungsvorhabens im DLR-Institut für Flugsystemtechnik, in dem man sich mit dem Einfluss zunehmender Simulationsgüte und Realitätsnähe auf die Lösung definierter Pilotenaufgaben beschäftigt, stehen Fragestellungen im Vordergrund wie:

- Wo sind die Grenzen von Festsitz- und Bewegungssimulatoren in Bezug auf den Piloten und zu lösender Flugaufgaben?
- Ist der reale Flug bei Ausbildung und Training verzichtbar?
- Wie beeinflusst eine Erhöhung der Realitätsnähe im Echtzeitsimulator die Arbeit der Piloten im Cockpit?

Es ist zu prüfen, ob in manchen Anwendungsfällen ein kostspieliges Bewegungssystem verzichtbar ist. Häufig bringt ein sehr gutes Sichtsystem, das im Echtzeitbetrieb exzellent mit einem sehr guten Simulationsmodell abgestimmt ist, hervorragende Ergebnisse. Eine hochwertige Steuerkraftsimulation kann viel bedeutender sein, als eine suboptimale Bewegungssimulation, die schlecht mit der Sicht abgestimmt ist und Probanden beeinträchtigt (Stichwort: *Simulator Sickness*).

Es werden in dem hier diskutierten Vorhaben bodengebundene Festsitz- und Bewegungssimulatoren von Flugzeugen vergleichend mit dem Flugversuch betrachtet. Hierbei spielen rechnergenerierte, reproduzierbare Pilotenaufgaben unter Verwendung der in einem Cockpit verfügbaren Anzeigen eine zentrale Rolle. Die im Flugversuch unter realen Bedingungen gewonnenen Daten tragen dazu bei, Kriterien zu entwickeln, die eine Kategorisierung von Simulatoren und Simulationsaufgaben erlauben. In diesem Rahmen soll auf Einflüsse des Bewegungseindrucks besonderes Augenmerk gerichtet werden. Das Experimentkonzept sieht vor, die Pilotenaufgaben von mehreren Probanden fliegen zu lassen, um an eine repräsentative Datenbasis zu gelangen. Die Gruppe der Probanden besteht aus DLR-Testpiloten und ausgewählten externen Berufspiloten.

#### 3.1 Die eingesetzten Simulationssysteme

##### 3.1.1 ATTAS-Fliegender Simulator

Der Flugversuchsträger ATTAS des DLR (s. BILD 1) wurde auf der Basis eines Transportflugzeugs vom Typ VFW 614 aufgebaut. Es handelt sich hierbei um einen zweistrahligen Kurzstrecken-Jet, der 44 Passagieren Platz bot. Das eigentlich mit einer konventionellen mechanischen Steuerung ausgerüstete Basisflugzeug wurde für das DLR um eine elektrische Flugsteuerung (Fly by Wire) ergänzt. Wird ATTAS elektrisch geflogen, so kann jederzeit durch einen Sicherheitspiloten auf die mechanische Steuerung zurückgegangen werden, die somit eine Backup-Funktion hat. Der besonders gut ausgebildete und erfahrene Sicherheitspilot ist damit das zentrale Element im ATTAS-Sicherheitskonzept. Das Gewicht des Flugversuchsträgers beträgt ca. 20 Tonnen. ATTAS hat

eine Spannweite von 21,5 m und eine Länge von 25 m. Alle relevanten Messgrößen und Experimentdaten werden über ein Echtzeitdatenbanksystem gespeichert.

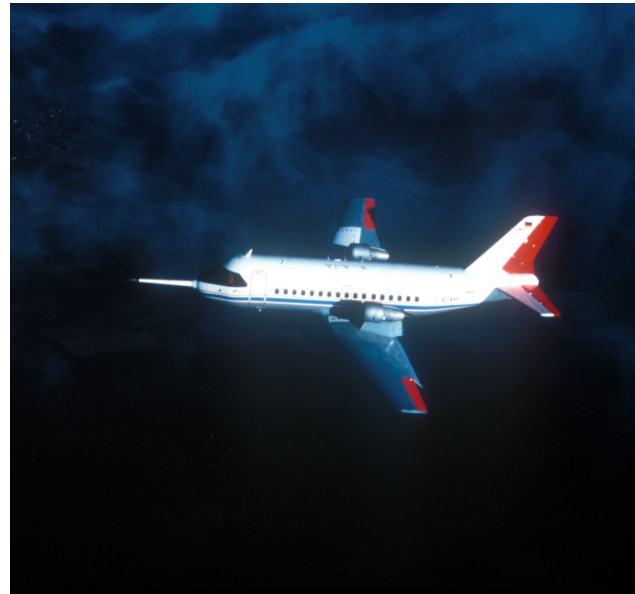


BILD 1: Flugversuchsträger ATTAS des DLR

Wesentlicher Bestandteil des Bordrechnersystems ist ein leistungsstarker Experiment-Computer, der für Flugversuche zur Verfügung steht, die spezielle Software-Funktionen erfordern. So kann über die Experiment-Software mit höchster Autorität steuernd in den Flugverlauf eingegriffen werden. Eine Ethernet-Schnittstelle an diesem Rechner erlaubt standardisiert die Anbindung externer Hardware. Der Arbeitsplatz des Versuchspiloten im Cockpit ist mit hochmodernen flachen Bildschirmen ausgestattet. Entsprechende Grafik-Software erlaubt in einfacher Weise Ergänzung und Modifikation der darzustellenden Symbole.

##### 3.1.2 Das Prinzip der In-Flight-Simulation

Die hier verwendeten Referenzergebnisse wurden durch eine relativ exotische Simulationstechnik gewonnen, die so genannte In-Flight- oder fliegende Simulation. Erfolgreiche, dokumentierte Flugversuche führten erstmals die Amerikaner durch, was durch die epochale Arbeit von Cooper und Harper (1969), oder durch Motyka et al. (1972) belegt wird. Ziel war es hier zunächst, das komplexe Thema der *Flugeigenschaften* systematisiert zugänglich zu machen und in Projekte für neue Flugzeuge einzubringen. Der Seltenheitswert der In-Flight-Simulation beruht vor allem darauf, dass ihre technische Realisierung einige essentielle und teilweise kostspielige Komponenten voraussetzt:

- einen geeigneten Flugversuchsträger
- eine sehr gutes identifiziertes Modell des Flugversuchsträgers
- systemtechnisches *Know-how*
- flugregelungstechnisches *Know-how*
- echtzeitsimulationstechnisches *Know-how*

Warum diese Elemente so essentiell sind wird klar, wenn man sich das Prinzip dieser Art der Flugsimulation vor Augen führt. BILD 2 dient hier der Veranschaulichung. Ziel ist es, eine gegebene, simulierte Flugzeugdynamik einem Flugversuchsträger aufzuprägen. Gelingt dieses, so erlebt der Versuchspilot eine veränderte Dynamik des von ihm gesteuerten Flugzeugs, die durch die im Flug in

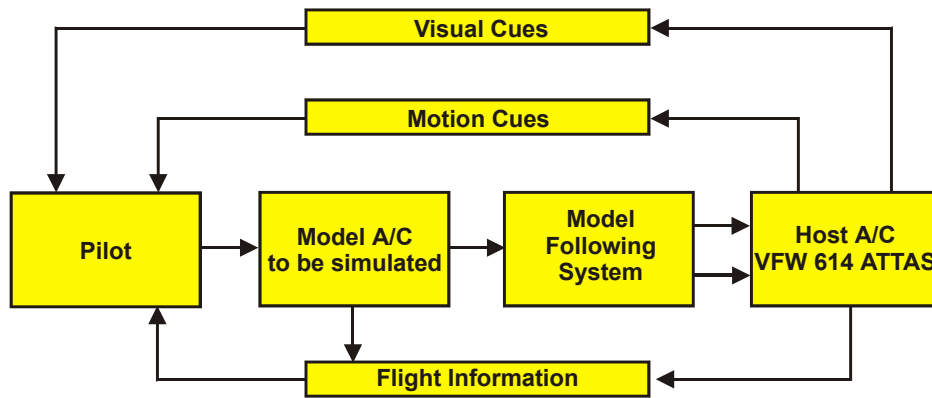


BILD 2: Das regelungstechnische Prinzip der fliegenden Simulation

Echtzeit simulierte Flugdynamik vorgegeben ist. Eine Möglichkeit diesen Effekt zu erzielen, ist der Einsatz eines *expliziten Modellfolgesystems* (vergl. u.a. Bauschat (1991), Mönlich (1999)). Das eingesetzte Versuchsflugzeug muss über eine elektrische Flugsteuerung und eine Schnittstelle verfügen, die einen Durchgriff auf die den Flug beeinflussenden Stellgrößen (u.a. Höhenruder, Schub, Querruder, etc.) erlaubt. Soll die Flugbewegung optimaler Weise in allen sechs Freiheitsgraden beeinflusst werden, so reichen die klassischen Steuerorgane nicht aus. Der Versuchsträger müsste zusätzlich noch mit Klappen an der Flügelhinterkante ausgerüstet werden, die schnell symmetrisch ausschlagen und den Auftrieb direkt beeinflussen. Seitenkraftgeneratoren würden es erlauben direkte Querbeschleunigungen zu erzeugen.

BILD 2 zeigt, dass der Versuchspilot nicht das reale Flugzeug steuert, sondern ein virtuelles Flugzeug, das in einem Computer des Flugversuchsträgers in Echtzeit gerechnet wird. Ausgewählte Zustandsgrößen des simulierten Flugzeugs werden dem Modellfolgesystem zur Verfügung gestellt. Es ist Aufgabe des Modellfolgesystems, Kommandos für die Stellgrößen des Flugversuchsträgers zu generieren, die bewirken, dass dieser die dynamischen Eigenschaften des simulierten Flugzeugs am Ort des Piloten wiedergibt. Der Pilot erhält den Eindruck, dieses synthetische Flugzeug wirklich zu fliegen. Eine ausführliche Beschreibung der flugregelungstechnischen Zusammenhänge und der dadurch gegebenen Möglichkeiten gibt Bauschat (1991, 2002).

In dem hier diskutierten Projekt ermöglicht die In-Flight-Simulation, dass die Probanden die unten näher erläuterten *reproduzierbaren Pilotenaufgaben* nicht nur mit der Basis-Dynamik der VFW 614 absolvieren. Es ist zu erwarten, dass die Relevanz und die Wirkung des Bewegungseindrucks auch von der Trägheit des simulierten Flugzeugs abhängt. Die Versuchspiloten absolvieren daher die Aufgaben auch mit einem im Flug simulierten Widebody-Transportflugzeug, das etwa das sechsfache Gewicht von ATTAS hat.

### 3.1.2 Full Flight-Bewegungssimulator

Der hier auch eingesetzte Level D-Full Flight-Trainingssimulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin (ZFB, Hüttig et al. (1994)) ist in BILD 3 gezeigt. Es ist ein Simulationssystem mit zwei Gesichtern. Einerseits handelt es sich um einen Level D Full Flight Simulator mit so genannter *Zero Flight-Time-Zulassung*<sup>1</sup>. Simuliert wird wahlweise ein zwei- oder ein vierstrahliges Widebody-

Transportflugzeug eines namhaften europäischen Herstellers. Andererseits steht der Simulator der Forschung zu Verfügung und kann hierzu in gegebenen Grenzen modifiziert werden. Hierbei sind Modifikationen, die die Software betreffen, relativ leicht realisierbar. Möglich ist das nur, wenn der zugelassene, vom Luftfahrtbundesamt gewissermaßen versiegelte Trainingsteil von derartigen Modifikationen nachweislich unberührt bleibt. Hard- und Software-Simulationssysteme wurden daher dupliziert. Ein Simulationsstrang dient nur dem Pilotentraining, ein zweiter steht der Forschung zur Verfügung (s.u.a. Kindel (1997)).



BILD 3: Full Flight Simulator des ZFB

Im Zusammenhang mit dem hier dargestellten Projekt wurde die Möglichkeit der Simulations-Software-Modifikation dahingehend genutzt, dass ein nichtlineares Modell der VFW 614 implementiert wurde. Dadurch ist die Vergleichbarkeit der Ergebnisse, die im Flugversuch und in der Festsitzsimulation (s.u.) erzielt werden, vom Prinzip her direkt gegeben.

### 3.1.3 ATTAS-Bodensimulator

Die ATTAS-Festsitzbodensimulation (BILD 4) dient allgemein der Erprobung von Software für den Flugversuchsträger, aber auch der Vorbereitung von Flugversuchen mit den Test- respektive Versuchspiloten. Es wurde hier bewusst auf die Bereitstellung einer Bewegungssimulation verzichtet, da das simulierte Flugzeug nicht nur als vollständiges echtzeitfähiges physikalisches Rechnermodell, sondern auch in realita zur Verfügung steht. In dem hier

<sup>1</sup> Ein Berufspilot kann das Type Rating für diesen Widebody-Typ erhalten, ohne das Muster real geflogen zu haben.

beschriebenen Projekt wird mit diesem Simulator die Datenbasis gewonnen, die Ergebnisse ohne Einfluss der Bewegung repräsentiert. Der Simulator besteht aus einem Original-Cockpit der VFW614, in dem die wesentlichen Bedieneinheiten des Flugzeugs dem Piloten zur Verfügung gestellt werden. Ein einfaches Sichtsystem ist ebenso vorhanden wie eine Geräuschsimulation und eine Datenaufzeichnung.



BILD 4: ATTAS Festsitzsimulator des DLR

#### 4. REPRODUZIERBARE PILOTENAUFGABEN

Die für das hier beschriebene Projekt entwickelten Pilotenaufgaben zielen auf zwei Bereiche der Flugzeugdynamik, in denen der Pilot arbeitet bzw. das Flugzeug durch seine Eingaben anregt:

- niederfrequenter Bereich  
Es geht darum, die Aufgaben unter Nebenbedingungen mit sehr hoher Präzision zu fliegen. Die Pilotenaktivitäten sind nicht sehr hoch. Es gibt Phasen, in denen der Pilot die Flugzeugreaktion und die Instrumente nur beobachtet (z.B. Anflugscenario).
- höherfrequenter Bereich  
Alle im folgenden genannten Tracking-Aufgaben bewirken, daß der Pilot das Flugzeug in einem weiten Frequenzspektrum anregt. Diese Aufgaben sind für den Piloten sehr anspruchsvoll, da sie ständige Eingaben erforderlich machen. Sie sind zudem so ausgelegt worden, dass sie bis an die Flugzeugleistungsgrenzen gehen, wobei selbstverständlich auf die Einhaltung betrieblicher Grenzen geachtet wird.

##### 4.1 Localizer Intercept

Der Localizer ist ein Landekursender, der zu den Anflughilfen größerer Flughäfen gehört. Das gesamte Instrumentenlandesystem (ILS) wird an Bord von ATTAS simuliert und kann daher in beliebiger Höhe und an beliebiger Position aufgeschaltet werden. Es sind dadurch keine Anflüge auf einen realen Flughafen notwendig, die den dortigen Betrieb stören und zudem bordseitige Rücksichtnahme erfordern.

Die Aufgabe besteht aus einem Localizer Intercept mit anschließendem Endanflug auf die simulierte Landebahn. Das Flugzeug befindet sich links vom Localizer in einer Höhe von 3000 ft (914 m). Der Anflugwinkel während des Intercept-Vorgangs beträgt 45°. Das Flugzeug fliegt solange um den Intercept-Winkel versetzt zur Landebahn, bis der Localizer-Anzeige einläuft. Dann folgt eine 45°-Kurve, so dass sich das Flugzeug auf dem Landebahnkurs befindet. Sobald der Gleitpfad einläuft, wird die Flugzeugkonfiguration auf Landekonfiguration geändert (Fahrwerk ausfahren und Landeklappen setzen, ggf.

Schub korrigieren). Der Gleitpfadwinkel für den Landeanflug beträgt 2.9°.

Die Lösung der Aufgabe kann durch mögliche Nebenaufgaben erschwert werden:

- Ausfall eines Triebwerks
- Turbulenz
- Scherwind
- konstanter Wind

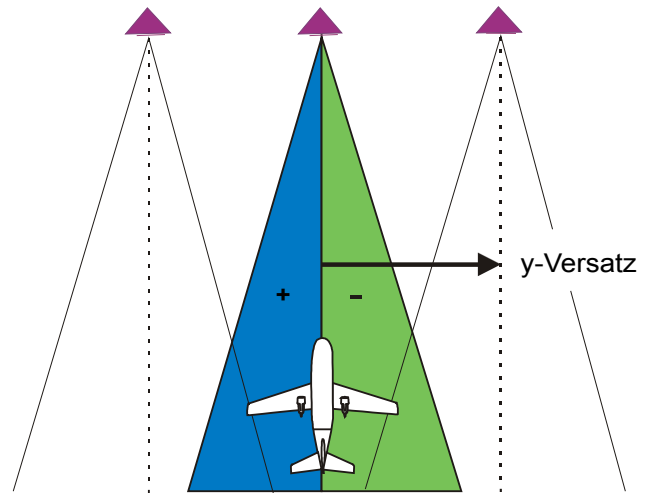


BILD 6: ILS Tracking Task für den Localizer

##### 4.2 ILS Tracking Task

Während des ITT werden Ablagen des Flugzeugs vom Sollpfad generiert, indem Gleitpfad- und Localizer-Sender des simulierten Instrumentenlandesystems über einen entsprechenden Algorithmus lateral und longitudinal versetzt werden. Die Aufgabe des Piloten besteht darin, die entstandene Ablage des Flugzeugs vom Sollpfad so schnell wie möglich und unter Einhaltung vorgegebener Randbedingungen zu kompensieren. Er regt dabei zwangsläufig die Flugzeugbewegung sowohl in der Längs- als auch in der Seitenbewegung an. BILD 6 zeigt das Prinzip in Bezug auf den Landekursender (Localizer): Hat der Versuchspilot ATTAS auf dem Localizer stabilisiert, wird der virtuelle Sender z.B. nach links versetzt, was bewirkt, dass sich das Flugzeug dadurch rechts von der Anfluggrundlinie befindet. Es ist nun die Aufgabe schnellstmöglich die Ablage zu kompensieren und das Flugzeug erneut zu stabilisieren. Eine derartige Aufgabe umfasst in der Regel insgesamt 6 Senderbewegungen.

##### 4.3 Forcing Function Task

Hier handelt es sich um eine hochdynamische, aggressive Tracking-Aufgabe. Es wird vom Versuchspiloten das Nachfliegen eines angezeigten Lagewinkels gefordert. Aus einer Summe von Sinuskurven wird ein Nick- oder Rollwinkel generiert, der um die getrimmte Lage des Flugzeugs schwingt. Die Aufgabe des Piloten besteht darin, den Bewegungen eines so genannten Birdy-Symbols im Primary Flight Display, dem die Schwingung aufgeprägt werden, zu folgen. Der generierte Zusatzwinkel soll so schnell wie möglich ausgeglichen werden. BILD 7 zeigt zwei typische Kommandofolgen, deren Dynamik an die des Flugzeugs VFW614 angepasst sind. Eine Kommandosequenz dauert zwei Minuten und zwingt den Probanden zu extremer Konzentration, will er die Aufgabe angemessen erfüllen. Eine Forcing Function kann sehr dynamisch gestaltet werden. Eine Pilotenaufgabe dieser Art gibt die Möglichkeit, eine Anregung über einen weiten

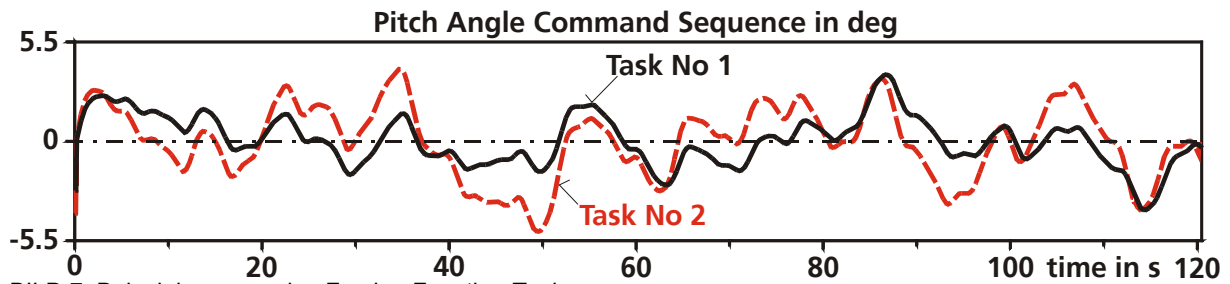


BILD 7: Beispielsequenz des Forcing Function Task

Frequenzbereich zu generieren. Durch eine geschickte Wahl der Frequenzen der Sinusfunktionen sowie deren Amplitude kann dem Piloten ein Signal generiert werden, das ihm stochastisch erscheint. Da aber das generierte Signal ganz bestimmte Frequenzen enthält, kann auch die Auswertung der Ergebnisse auf diese Eingangsfrequenzen bezogen werden.

## 5. EXEMPLARISCHE PROBANDENLEISTUNGSANALYSE

### 5.1 Allgemeines

Es ist an dieser Stelle nicht möglich, alle hier vorgestellten Pilotenaufgaben in Hinblick auf die erzielten Lösungen zu diskutieren. Die folgenden Betrachtungen konzentrieren sich daher auf den im vorangegangenen Abschnitt behandelten *Forcing Function Task*, der als sehr anspruchsvoll anzusehen ist. Zunächst wird dargestellt, wie die Leistung respektive erzielte Lösungsqualität der einzelnen Probanden anhand der zeitabhängigen Daten beurteilt wird.

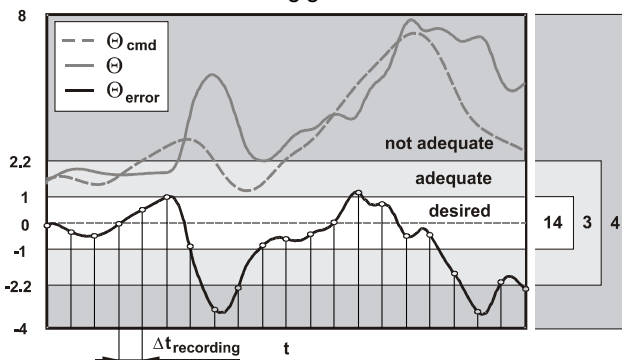


BILD 8: Beurteilung der Lösungsgüte für den FFT

### 5.2 Gütebeurteilung - Ein einfacher Ansatz

BILD 8 zeigt einen Ausschnitt aus dem Längslagewinkelkommando des FFT (Index *cmd*, vergl. hier auch BILD 7), dem real erreichten Längslagewinkel und die Differenz zwischen beiden Kurven (Index *error*). Zunächst wird eine *elementare Standardauswertung* vorgenommen, die einen ersten Eindruck über die erzielte Pilotenleistung vermittelt. BILD 8 zeigt, dass 3 Leistungskategorien definiert werden. Ein Fehler im Bereich  $\pm 1$  Grad ist *desired performance*. Liegt der Fehler im Bereich  $-2.2$  und  $-1$  Grad oder  $+1$  and  $+2.2$  Grad, so ist diese Leistung *adequate*. Ein Fehler größer als  $2.2$  Grad oder kleiner als  $-2.2$  Grad ist dann *not adequate performance*. Es wird nun ein Standard-Software-Tool verwendet, um die diskreten Werte zu zählen, die in den definierten Intervallen liegen. In BILD 8 liegen 14 Datenpunkte im Bereich *desired*, 3 beschreiben *adequate performance* und 4 Datenpunkte *not adequate performance*. Bezieht man diese Ergebnisse auf die Gesamtanzahl an Datenpunkten, so erhält man eine prozentuale Angabe.

BILD 9 zeigt gemittelte Ergebnisse nach der in diesem

Abschnitt vorgestellten *elementaren Standardauswertung*. Gegenübergestellt sieht man Ergebnisse, die Versuchspiloten mit ATTAS erzielt haben und Ergebnisse aus der VFW 614-Simulation mit dem Full-Flight-Simulator (Bewegungssystem aktiv). Es zeigt sich, dass der in BILD 7 dargestellte Task 2 offensichtlich anspruchsvoller ist als Task 1, denn hierfür fallen die Ergebnisse deutlich schlechter aus. BILD 9 zeigt aber auch, dass es besonders bei Task 2 einen klaren Unterschied zwischen Flugversuch und Bewegungssimulator gibt. So beträgt die Differenz bezüglich der Datenpunkte, die im *not adequate*-Bereich liegen 34,6 %.

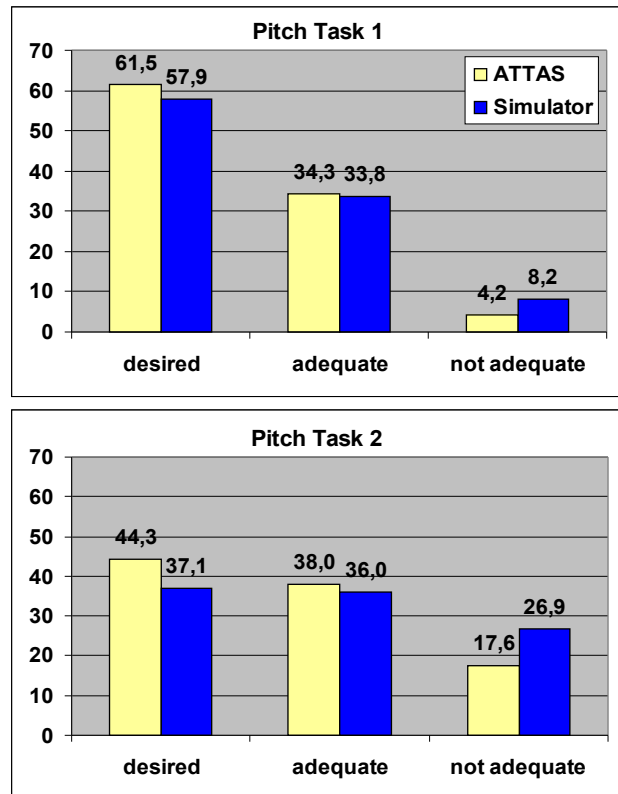


BILD 9: FFT-Leistungsvergleich – Flugversuch und Bewegungssimulation

Diese *elementare Standardauswertung* deckt nicht alle notwendigen Aspekte ab, um die erzielte Pilotenleistung zu bewerten. Es werden Nebenaufgaben (z.B. Rollwinkelfehler während einer Aufgabe in der Nickachse) nicht berücksichtigt. Lantzsch (2002) stellt ein Verfahren vor, das diesem Aspekt Rechnung trägt und im nächsten Kapitel kurz vorgestellt werden soll. Zunächst soll aber das Augenmerk auf einen zweiten Analyseaspekt bei der hier vorgestellten Untersuchung gerichtet werden. Das Thema *Pilotenbeanspruchung* hat sich in diesem Zusammenhang als sehr wichtig herausgestellt (s.a. Bauschat (2000)).

### 5.3 Auswahl geeigneter Methoden zur Beanspruchungsbestimmung

Im Rahmen einer kleinen Studie wurden sechs bekannte Verfahren zur subjektiven Beanspruchungsbeurteilung näher untersucht. Diese waren: Subjective Workload Assessment Technique (SWAT), Subjective Workload Dominance Technique (SWORD), Bedford Scale, Zweiebenen Intensitäts Skala (ZEIS). Die zwei weiteren Verfahren, die letztlich Anwendung fanden, werden in den folgenden Abschnitten kurz vorgestellt.

#### 5.3.1 NASA Task Load Index (NASA-TLX)

Hart et al. (1988) beschreiben das Ergebnis einer Studie, die im Ergebnis zu einer mehrdimensionalen Bewertungsskala führte. NASA-TLX basiert auf insgesamt sechs Subskalen, die mögliche Quellen für Beanspruchung darstellen. Die Subskalen sind:

Mental Demand (MD), Physical Demand (PD), Temporal Demand (TD), Own Performance (OP), Effort (EF), Frustration Level (FL).

In einem ersten Schritt gewichtet der Proband die Subskalen, indem er sie paarweise gegeneinander vergleicht. Damit ergeben sich fünfzehn Vergleiche, um zu entscheiden, welche der sechs Einflussfaktoren signifikant zur Beanspruchung während einer bestimmten Aufgabe beigetragen haben. In einem zweiten Schritt bewertet der Proband jede der sechs Subskalen direkt. Exemplarisch sei hier *Physical Demand (PD)* genannt. Die Bewertungsmöglichkeit reicht von *Low* bis *High*, was wiederum einem internen Wertebereich von 0 bis 100 entspricht. Die Ergebnisse der Paarabfragen werden nun verwendet, um die direkte Subskalenbewertung bezüglich jeder Aufgabe oder Teilaufgabe zu gewichten. Es ist daher auch nicht erforderlich, die Paarabfrage bei gleichartigen Aufgaben jedes Mal zu wiederholen. Hart et al. (1988) geben den Algorithmus an, mit dem man aus Subskalengewichtungen und den Paarabfrageergebnissen einen gewichteten Beanspruchungswert, den Task Load Index, erhält. Der TLX ist ein Wert zwischen 0 (keine Beanspruchung) und 100 (völlige Überbeanspruchung).

#### 5.3.2 Modified Cooper/Harper Rating (MCHR) Scale

Die Bewertung der Flugeigenschaften von Flugzeugen oder Hubschraubern erfolgt üblicher Weise auf der Basis der Cooper/Harper Rating Scale, die in Cooper et al. (1969) beschrieben wurde. Ein Testpilot kann hier eine Flugeigenschaftsbewertung zwischen 1 (excellent) und 10 (severe deficiencies) geben. Die sogenannte Modified Cooper/Harper Rating Scale von Wierwille et al. (1983) ist nichts anderes als die Cooper/Harper-Skala, wobei man versucht hat, die textlichen Beschreibungen so allgemein zu halten, dass die Skala nicht allein auf die Bewertung von Flugeigenschaften anwendbar ist.

In dieser wissenschaftlichen Untersuchung gaben die Probanden nach jeder durchgeführten reproduzierbaren Pilotenaufgabe zusätzlich ein NASA-TLX und MCH-Rating ab. Es zeigte sich ein interessantes, für die weitere Experimentdurchführung wichtiges Ergebnis, das sich an einem Beispiel anhand der Subskalen des NASA-TLX ablesen lässt und in BILD 10 dargestellt ist. BILD 10 zeigt die von einem Versuchspiloten gegebene Beanspruchungsbewertung für einen FFT Nr. 1 (vergl. hierzu BILD 7). Der zugrunde liegende Versuch wurde mit dem Widebody-Bewegungssimulator des ZFB durchgeführt. Während des hier dargestellten Versuchs war das Bewegungssystem abgeschaltet.

In diesem Fall liegt die vom Probanden beurteilte Gesamtbeanspruchung bei 41%. Diese mittlere Beanspruchung lässt genug Freiraum, um die zusätzlich für die Flugzeugführung erforderlichen Aufgaben zu erfüllen. Im BILD 10 wurde auch der Modified Cooper Harper-Beanspruchungswert angegeben, der eine noch kleinere Gesamtbeanspruchung reflektiert. MCHR-Wert 3=30% steht für: *fair, mild difficulty - acceptable operator mental effort is required to attain adequate system performance*

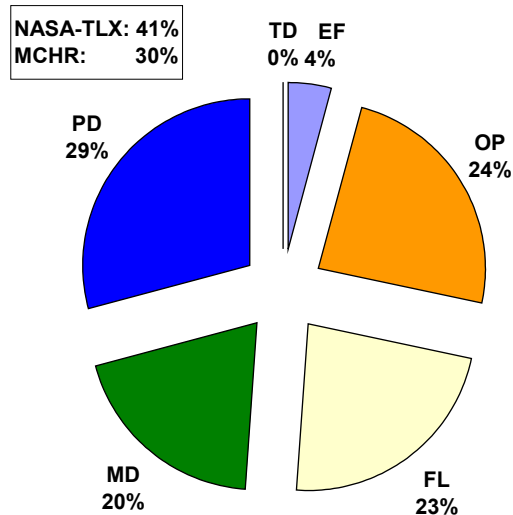


BILD 10: Exemplarisches TLX-Ergebnis für den FFT Nr. 1

Sehr interessant ist nun, dass der Proband zwar ein mit „gut“ zu bewertendes Ergebnis erzielt (*die Datenbasis für diese Beurteilung ist hier nicht dargestellt*), der Frustrationsanteil an der Gesamtbeanspruchung mit 23% aber hoch ist. Dieser Proband ist im Rahmen der Untersuchung kein Einzelfall und auch die im Anschluss an die Versuche durchgeführten Interviews spiegelten wieder, dass die Versuchspiloten mit dieser Aufgabe nicht wirklich zufrieden sind. Es wurden nachstehende Gründe genannt:

- Die Aufgabe ist sehr synthetisch.
- Man muss einer sich ständig bewegenden Kommandoanzeige folgen, ohne je einen Flugzustand zu stabilisieren.
- Während man die Aufgabe fliegt, hat man keine Idee, wie gut man sie löst – eine Selbsteinschätzung ist ausgeschlossen (im Gegensatz hierzu: Instrumentenflug).

Die Idee hinter der Aufgabe ist nun gerade, dass der Pilot das Flugzeug über einen gegebenen Zeitraum an der dynamischen Grenze anregen soll. Bei einem Transportflugzeug sind synthetisch wirkende Tracking-Aufgaben „leider“ ideal geeignet. Ganz besonders der zuletzt genannte Kritikpunkt *Schwierigkeit der Selbsteinschätzung* wurde hier sehr ernst genommen und eine Lösung näher verfolgt. Unter der Annahme, dass die Aufgabe als solche sinnvoll ist, wurde die Cockpit-Anzeige des Forcing Function Task modifiziert und ein so genanntes *Echtzeit-Score-Monitoring* implementiert. Die Idee wird im folgenden Abschnitt erläutert.

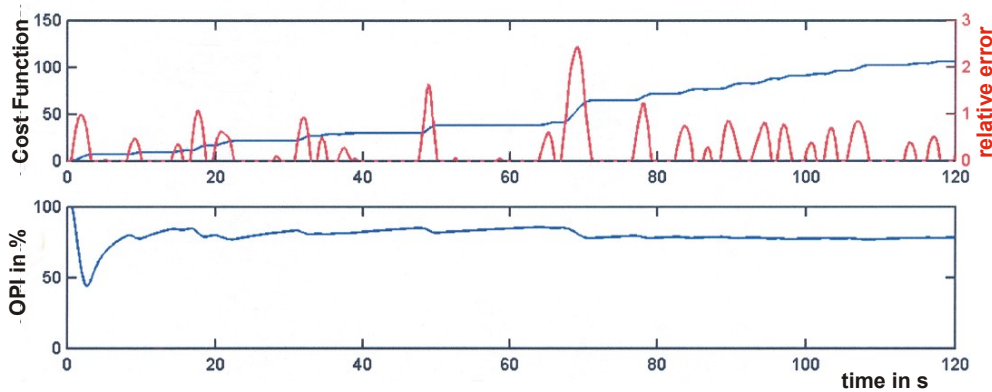


BILD 11: Optimum Profile Indicator für die Pilotenaufgabe FFT 1

## 6. ECHTZEIT-SCORE-MONITORING

### 6.1 Allgemeines

Es wurde zunächst grundsätzlich überlegt, wie die Güte eines FFT-Versuchs generell bestimmt werden kann. Das Ziel bestand hier darin, nach dem Versuch eine skalare Größe zu haben, die ein Gütemaß darstellt. Der theoretische Hintergrund wird im Folgenden kurz dargestellt. Zudem musste ein Weg gefunden werden, der die zum Teil sehr synthetischen Pilotenaufgaben für den Probandenkreis attraktiver macht. Hier beim FFT anzusetzen war deswegen sinnvoll, da diese Aufgabe am wenigsten mit denen gemein hat, die Piloten typischer Weise zu lösen haben. Der beschrittene Weg zeichnete sich dadurch aus, dass am Ende eine Lösung vorlag, die ganz wesentlich zur Motivation der Probanden beitrug.

### 6.2 Die Gütefunktion

Die Größe  $e(t)$  in Gl. (6.1) ist ein direktes Maß für die Qualität der FFT. Sie ergibt sich für den Fall eines zu kompensierenden Längslagewinkelfehlers aus der Differenz des kommandierten Lagewinkels und dem aktuellen Winkel. Der Längslagewinkel ist im Horizontalflug i.d.R. ungleich Null, was in die Fehlerbestimmung einbezogen werden muss.

$$(6.1) \quad e(t) = \Theta_0 + \Delta \Theta_{cmd} - \Theta(t)$$

Der in Gl. (6.1) dargestellte Zusammenhang macht deutlich, dass bei optimaler Lösung der Pilotenaufgabe der Fehler ständig Null sein müsste. Das Ergebnis der Gl. (6.1) wird dem Piloten über ein sogenanntes Birdy-Symbol im Primary Flight Display zur Anzeige gebracht.

Eine Möglichkeit der Beurteilung der Lösungsqualität bietet die Gütefunktion  $I(t)$  in Gl. (6.2). Dazu werden anhand der erlaubten Ablagen die relativen Fehler bestimmt und über der Versuchszeit aufsummiert. Im Folgenden wird die grundsätzliche Idee der Gütefunktion für die FFT nach Lantzsich (2002) zusammenfassend dargestellt.

$$(6.2) \quad I(t) = \int_0^{\infty} f[e(t)] dt$$

Der Gesamtfehler der sich aus der Überschreitung der zulässigen Ablagen ergibt, setzt sich aus dem entsprechenden Fehler in der Hauptaufgabe (MT, Nicklage halten) und in der Nebenaufgabe (ST, Rollage halten) zusammen. Die Verknüpfung der Fehleranteile erfolgt über Wichtungsfaktoren (s. Gl. (6.3)).

$$(6.3) \quad I(t) = \int_0^{\infty} \{c_1 f[e_{MT}(t)] + c_2 f[e_{ST}(t)]\} dt$$

Da der Wert der Gütefunktion, der mit jeder Ablage wächst, schwer zu interpretieren ist, wurde von Fokken (2000) eine geeignete Anzeigegröße entwickelt, die der Darstellung der Gütefunktion im PFD dient. Diese soll dem Piloten die Möglichkeit geben, die Qualität der Aufgabenlösung zu verfolgen und somit auch einen motivierenden Charakter besitzen.

### 6.3 Optimum Profile Indicator (OPI)

Der OPI wird auf eine Skala von 0 bis 100 % umgerechnet und ist ein Maß für die Aufgabenerfüllung zu einem bestimmten Zeitpunkt. 100% bedeuten, der Pilot hat sich zu jedem Zeitpunkt im Bereich desired befunden, während die Null Prozent für den Bereich not adequate stehen. Für die Berechnung des OPI wird folgender Ansatz verwendet:

$$(6.4) \quad OPI(t) = \left(1 - \frac{I(t)}{I_{max}(t)}\right) 100$$

Im Abschnitt 5.3 war für einen Simulatorversuch mit der FFT Nr.1 die von einem Probanden subjektiv beurteilte Beanspruchung angegeben worden. BILD 11 zeigt für den gleichen Versuch die entsprechenden Gütefunktionen. Der Verlauf des OPI in BILD 11 zeigt zu Beginn des Versuchs, dass er sehr stark bis auf unter 50% einbricht. Die Kommandosequenz in BILD 7 macht ersichtlich, dass die Aufgabe gleich mit einer deutlichen Kommandovorgabe beginnt und die volle Aufmerksamkeit des Versuchspiloten erfordert. Allerdings macht es der OPI-Ansatz nach Gl. (6.4) möglich, sich mit entsprechendem Bemühen auch wieder zu verbessern. Der integrale Charakter des OPI-Algorithmus hat zwei Konsequenzen:

1. Der OPI-Wert am Ende der FFT kann als skalarer Gütewert verstanden werden (im vorliegenden Beispiel, OPI = 78%).
2. Verwendet man den vorgestellten Ansatz als Anzeigewert, so schleppt man alte, ggf. schlechte Gütefunktionswerte, die ganze Zeit mit sich. Das bewirkt möglicherweise eine insgesamt schwer aufholbare Gütereduktion, die wiederum frustrierend wirken kann.

Der für die Echtzeitanwendung als Nachteil zu verstehende Punkt 2. machte eine Ergänzung des Algorithmus erforderlich, die im folgenden Abschnitt beschrieben wird.



BILD 12: Optimum Profile Indicator für die Pilotenaufgabe FFT 1

### 6.3 Modifikation des OPI-Gütefunktionsalgorithmus

Der OPI-Algorithmus nach Fokken (2000) erfüllt, wie bereits erwähnt, zwar die Forderung nach einem objektiven Gütewert zur Beurteilung der Aufgabenlösung, reagiert jedoch sehr träge und lässt sich nur durch über längere Zeiträume konstant gute bis sehr gute Aufgabenerfüllung merklich positiv beeinflussen. Der Ansatz wurde von Held (2003) dahingehend erweitert, dass die Auswertung der Gütefunktionsgleichung (6.3) in Verbindung mit einem Zeitfenster erfolgt, das mit der Versuchszeit mitläuft. Dieses Zeitfenster sorgt dafür, dass immer nur die Fehler der letzten  $n$  Sekunden berücksichtigt werden, während alle davor liegenden Fehlerfunktionswerte (Gl. (6.1)) herausfallen. Im Rahmen einer Versuchskampagne am ZFB wurde dieser Ansatz mit mehreren Berufspiloten erprobt.

#### 6.3.1 Dimensionierung des OPI-Zeitfensters

Die Zeitfenster-Dimensionierung erfolgte in zwei Schritten:

##### 1. Schritt: Grobauswahl

Ein sehr kleines Zeitfenster unterscheidet sich in der grundsätzlichen Aussage nicht erheblich von der durch den Birdy angezeigten momentanen Ablage, ist also nicht besonders zweckdienlich. Ein sehr großes Zeitfenster hingegen weist die gleichen Probleme auf, wie der oben bereits beschriebene Gütefunktionsalgorithmus. Unter diesen Aspekten kommen im Hinblick auf die Gesamtversuchsdauer von 120s Zeitfenstergrößen zwischen 20 – 40s in Frage.

##### 2. Schritt: Feinauswahl

Zur Dimensionierung eines sinnvollen OPI-Zeitfensters wurden zahlreiche Datenreihen von vorhergehenden Versuchen mit unterschiedlichen Fenstergrößen gegenüber-

gestellt und gegeneinander abgewägt. Im Ergebnis ergab sich eine Fenstergröße von 30s als guter Kompromiss.

### 6.4 Realisierung der OPI-Anzeige im Cockpit

Für die Umsetzung der OPI-Anzeige im Widebody-Cockpit des ZFB standen verschiedene Optionen zur Auswahl. Alle hatten eines gemein, sie setzten nämlich auf dem Ansatz auf, eine bereits vorhandene Anzeige zu überschreiben. Die Einführung eines neuen Symbols in der Simulatorumgebung des verwendeten Systems ist mit erheblichem Aufwand verbunden, der in diesem Vorhaben nicht erbracht werden konnte. Folgende Standardanzeigen standen zur engeren Wahl:

Primary Flight Display: Radio Height Label  
Barometric Altitude Label  
Navigation Display: Windanzeige

Es wurde als fundamentales Kriterium angesehen, dass Akzeptanz für die Modifikation der Cockpit-Anzeige durch die Piloten besteht. Zudem durfte während der Aufgabendurchführung kein relevantes Zusatz-Scanning der Anzeigen erforderlich werden.

Da für die Lösung der FFT das PFD vorrangige Bedeutung hat, lag es nahe die OPI-Anzeige hier zu implementieren. Innerhalb des PFD wurde die Darstellung des OPI im Radio Height Label favorisiert, da sich dieses direkt im unteren Bereich des künstlichen Horizonts und somit stets im engeren Blickfeld des Piloten befindet (BILD 12).

### 6.5 Einsatz der Echtzeitgütefunktionsanzeige im Full Flight Simulator

Die Erprobung der Anzeige fand im Bewegungssimulator des Zentrums für Flugsimulation Berlin statt. Insgesamt

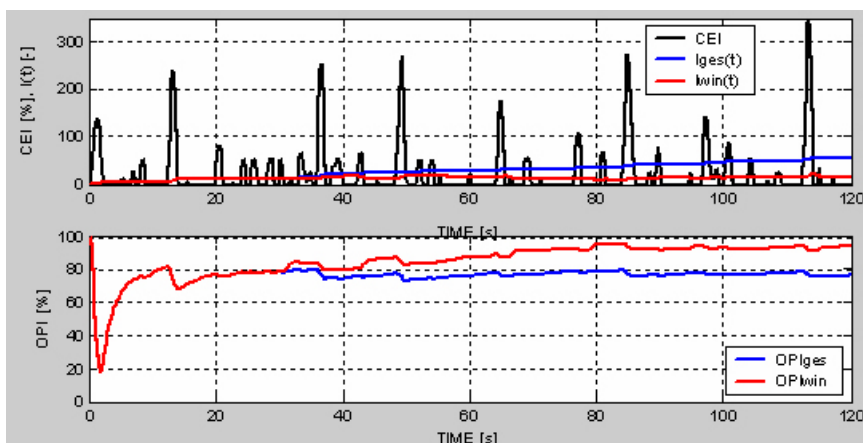


Bild 13: Forcing Function Task Nr. 1, Motion Off



standen drei Versuchspiloten für die Durchführung der Versuche zur Verfügung. Alle drei waren Berufspiloten mit beträchtlicher Erfahrung und Flugstundenanzahl auf Transportflugzeugen. Zwei der Piloten hatten zusätzliche Erfahrung im Bereich der Versuchsflygerei. Exemplarisch seien hier Ergebnisse des Probanden gezeigt, von dem in den einführenden Kapiteln bereits Ergebnisse vorgestellt wurden. Das zweite Diagramm in BILD 13 zeigt sehr schön, wie sich das 30-Sekunden-Zeitfenster im OPI-Verlauf auswirkt. Hätte der Versuchspilot ohne Fensterfunktion am Ende einen OPI=77% gehabt, bewirkt das Zeitfenster die zu erwartende Verbesserung, nämlich einen Endwert von 94%.

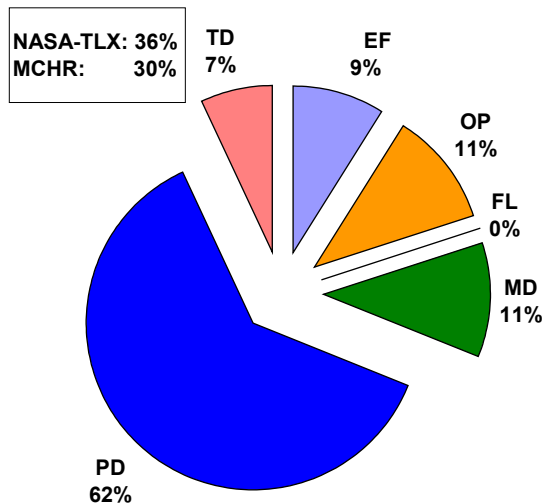


BILD 14: FFT Nr. 1, Pilotenbeanspruchung

BILD 14 zeigt die zu dem Versuch in Bild 6 zugehörigen Beanspruchungsdaten. Bemerkenswert ist hier, dass der Proband, der unter gleichen Versuchsbedingungen und bei der gleichen Aufgabe, aber ohne die beschriebene Fensterfunktion, einen Frustrationsanteil im TLX-Wert von 23% hatte, nun seine Frustration mit Null bewertet.

## 7. ABSCHLIESSENDE BEMERKUNGEN

Es wurden Probleme diskutiert, die Versuchspiloten bei der Lösung synthetischer Pilotenaufgaben haben. Ein typisches Beispiel wurde anhand erzielter Ergebnisse gezeigt und durch Pilotenkommentare ergänzt. Der Einsatz eines sogenannten *Pilot Performance Indicator* erhöht im Echtzeitbetrieb die Aufgabenakzeptanz bei den Probanden signifikant.

In Hinblick auf die Untersuchung des Einflusses der Bewegungssimulation und realistischer Simulatorbedingungen auf die Lösung z.B. aggressiver Flugaufgaben kann belegt werden, dass sich mit der gewählten Herangehensweise interessante Unterschiede ergeben.

Subjektiv erhobene Daten über die Pilotenbeanspruchung ergänzen die objektiven Daten bei der hier vorgestellten Untersuchung komplementär, sind aber geeignet zu validieren. Die Beträge der Beanspruchungswerte zeigen, dass sie bezüglich des hier diskutierten Mensch-/Maschinesystem-Themas nicht vernachlässigbar sind.

## 8. SCHRIFTTUM

- Bauschat, J.-M.; *On the Application of a Nonlinear In-Flight Simulation Technique*, Conference Proceedings of the First European Control Conference (ECC 91), Grenoble (France), Volume 3, pp. 2415-2422, (1991)
- Bauschat, J.-M.; *Ein wissensbasiertes Pilotenmodell für Untersuchungen mit unterschiedlichen Echtzeitflugsimulatoren*, Tagungsband zur 40. DGLR-Fachauschussitzung Anthropotechnik, DGLR-Bericht 98-02, Seiten 167-182, Bremen, 20. und 21. Oktober (1998)
- Bauschat, J.-M.; *An Investigation on the Dependence of Pilot Workload and Flight Simulation Fidelity Level*; Proceedings of the 3rd International Conference on Engineering Psychology and Cognitive Ergonomics, Edinburgh (Scotland), (2000)
- Bauschat, J.-M.; *Long-Term Flight-Test Experience: A Nonlinear In-Flight Simulation Approach*, CP American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Modeling and Simulation Conference, Monterey (USA), 5.-8. August (2002)
- Cooper, G.E.; Harper, R.P.; *The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities*, NASA TN D-5153, (1969)
- Fokken, M.; *Ein Cockpit-System zur Anzeige der Lösungsqualität von Pilotenaufgaben in einem Forschungsflugzeug*, Diplomarbeit am Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin, (2000)
- Hart, S.G.; Staveland, L.E.; *Development of NASA-TLX (Task Load Index): Results of Empirical and Theoretical Research*, pp. 139-183, Amsterdam, (1988)
- Held, K.; *Analyse eines optimierten Echtzeitgütealgorithmus bezüglich der Lösung einer hochdynamischen reproduzierbaren Pilotenaufgabe*, Studienarbeit am Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin, April (2003)
- Hüttig, G.; Bernard, H.; *Modern Flight Simulators for Research Applications*, CP American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) Flight Simulation Conference, Scottsdale (USA), (1994)
- Johannsen, G.; *Mensch-Maschine-Systeme*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, ISBN 3-540-56152-8, (1993)
- Kindel, W.; *Nutzung des A340-Simulators für Flugeigenchaftsanalysen*, in: Entwicklungstrends bei Basissystemen und ihre Wechselwirkungen zum Flugzeugentwurf, DGLR-Bericht 97-01, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, ISBN 3-922010-97-0, Bonn, September (1997)
- Lantzsich, R.; *Eine Analyse des Einflusses zunehmender echtzeitsimulationstechnischer Realitätsnähe auf die Lösung einer hochdynamischen reproduzierbaren Pilotenaufgabe*, Studienarbeit am Institut für Luft- und Raumfahrt der Technischen Universität Berlin, (2002)
- Mönnich, W. -Edt.-; *Vorsteuerungsansätze für Modellfolgesysteme*, DLR-Institutsbericht IB 111-1999/20, (1999)
- Motyka, P.R.; Rynaski, E.G.; Reynolds, P.A.; *Theory and Flight Verification of the TIFS Model-Following System*, Journal of Aircraft, Vol. 9, No. 5, pp. 347-353, May (1972)
- Wickens, C.D.; *Introduction to Human Factors Engineering*, 2nd Edition, Prentice Hall, ISBN 0131837362, November (2003)
- Wierwille, W.W.; Casali, J.G.; *A validated Rating Scale for Global Mental Workload Measurement Applications*, 27th Annual Meeting, Human Factors, (1983)