

---

# New Techniques in Investigating Handling Qualities

H. FRÖHLICH, W. KREIL, G. SCHWEIZER  
K. STOPFKUCHEN

*Dornier-Werke G.M.B.H., Friedrichshafen*

---

## ZUSAMMENFASSUNG

Die Auslegung der Steuerung eines bemannten Fluggerätes im Entwicklungsstadium erfordert eine möglichst genaue Kenntnis des dynamischen Verhaltens des Systems Pilot-Flugzeug. Während ein Flugzeug mit den heutigen Mitteln im allgemeinen leicht modellmäßig nachzubilden ist, stößt man bei der modellmäßigen Darstellung des dynamischen Verhaltens des Menschen auf beträchtliche Schwierigkeiten.

Das bisher allgemein verwendete Pilotenmodell führt nicht in allen Fällen zu befriedigenden Ergebnissen. Es wird deshalb ein neues Modell zur Diskussion gestellt, das sich von dem herkömmlichen dadurch unterscheidet, daß die Parameter nicht konstant angenommen werden, sondern sich stochastisch ändern können. Es wird vorausgesetzt, daß die stochastischen Parameteränderungen stationär sind. Das vorgelegte Modell kann sowohl bei der Simulation als auch für Meßzwecke bei Freiflügen verwendet werden. Mit Hilfe dieses Pilotenmodells wurden Steuerbarkeitsuntersuchungen an einem VTOL-Transporter und an verschiedenen Hubschraubern durchgeführt. Es werden Ergebnisse für simulierte Flüge und für Freiflüge vorgelegt. Aus den Messungen sind Leistungsstand und Verfassung verschiedener Piloten als auch unterschiedliche Geübtheit ein und desselben Piloten zu erkennen. Bei gleichem Fluggerät und gleichem Piloten zeichnen sich Änderungen an den Bedienorganen oder Regeleinrichtungen in den Leistungsspektren ab. Einige Meßergebnisse werden mit Pilotenurteilen verglichen.

## 1. EINLEITUNG

Die Erfahrung zeigt, daß das dynamische Verhalten eines Mensch-Maschine-Systems nur dann befriedigt, wenn die Systemeigenschaften den Fähigkeiten des Menschen angepaßt sind. Die Tatsache ist seit langem

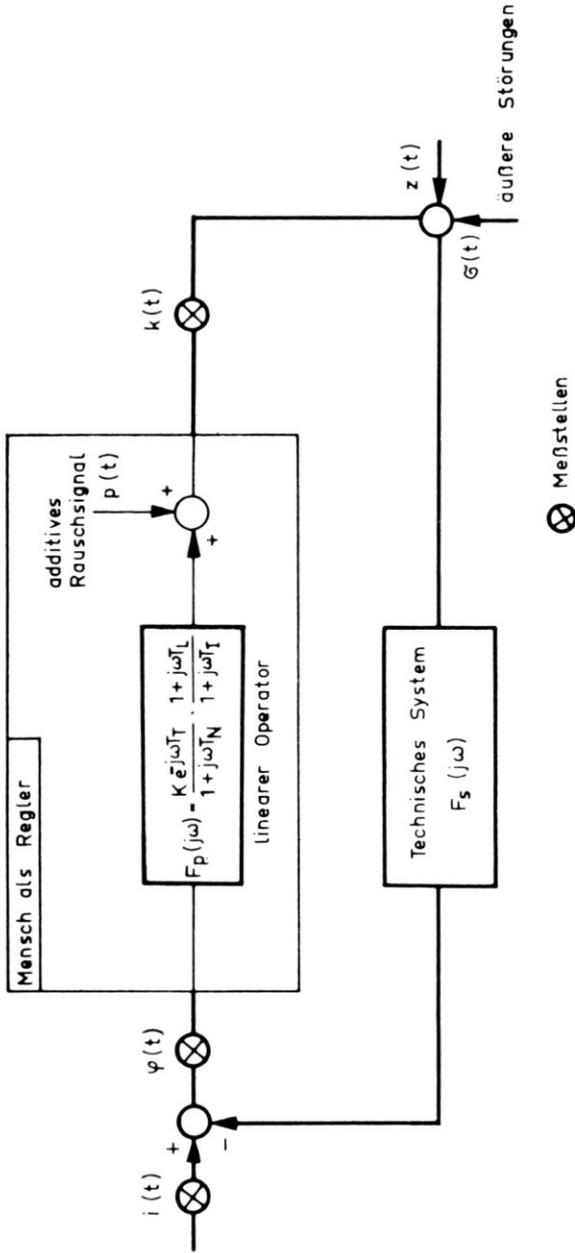


BILD 1 — Der Mensch als Glied eines Folge-Regelsystems (additives Modell des Menschen)

bekannt. Man versucht deshalb schon mehr als zwanzig Jahre lang, das dynamische Verhalten des Menschen zu erfassen, um damit Systeme, bei denen ein Mensch eingreift, optimal auslegen zu können<sup>(1)</sup>. Die ersten Modelle, die das dynamische Verhalten des Menschen als Regler beschreiben, wurden im Jahre 1944 von Tustin angegeben<sup>(2)</sup>. Diese Modelle, die die Übertragungseigenschaften von der Sinneswahrnehmung bis zur mechanischen Bewegung beschreiben, setzen sich alle im wesentlichen aus einem linearen Teil und einer additiven Rauschquelle zusammen. Dieses Rauschsignal ist ziemlich breitbandig und wird als nicht mit der Sinnesinformation korreliert angenommen.

$$F_p(j\omega) = \frac{K e^{-j\omega T_r}}{1 + j\omega T_N} \cdot \frac{1 + j\omega T_L}{1 + j\omega T_I} \quad (1)$$

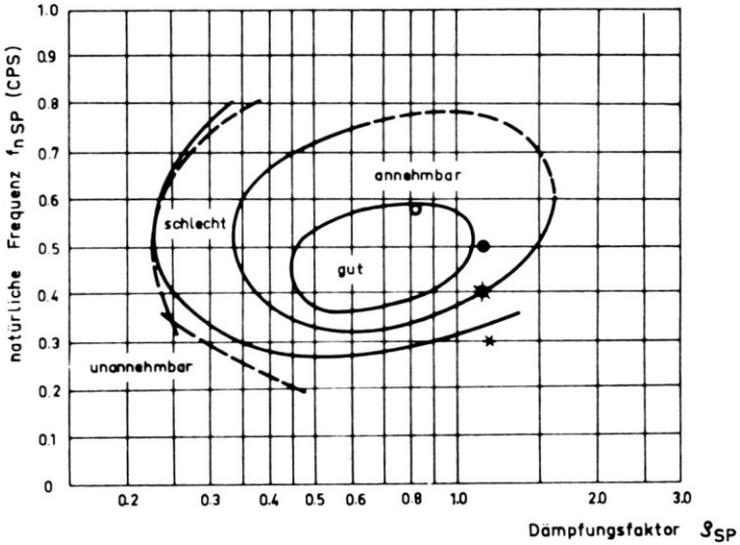
Das Blockschaltbild eines solchen Modells sieht man in Bild 1.

Dieses Modell hat sich seither wenig geändert, obwohl in der Zwischenzeit sehr viele Untersuchungen durchgeführt wurden mit dem Ziel, das in Bild 1 dargestellte Modell zu ergänzen und zu verbessern. Diese Verhältnisse und die Tatsache, daß analytische Modelle des Menschen in der Form von Bild 1 als Regler bei der Systemauslegung meistens nicht verwendet werden, deuten darauf hin, daß viele Probleme bis jetzt nicht gelöst sind und weitere Untersuchungen notwendig machen.

Da man bis heute mit einer analytischen Methode für die Kennzeichnung des Mensch-Maschine-Systems nicht recht weitergekommen ist, bedient man sich oft subjektiver beschreibender Methoden. Unter anderem hat man durch viele Versuche mit verschiedenen Versuchspersonen ermittelt, daß sich Systeme zweiter Ordnung als Regelstrecke dann vom Menschen als Regler in befriedigender Weise beherrschen lassen, wenn Dämpfung und natürliche Resonanzfrequenz des Systems in einem bestimmten Verhältnis zueinander stehen. Diese Versuche wurden vor allem im Hinblick auf die Steuerbarkeit der Längsbewegung eines Flugzeugs durchgeführt (Bild 2).

Die Methode, viele Versuche mit einzelnen Versuchspersonen durchzuführen und deren subjektive Urteile in Kennlinienfelder einzutragen, liefert wegen des qualitativen Charakters der Pilotenaussagen keine befriedigenden Unterlagen zur Auslegung der Steuerung. Zur optimalen Bemessung der Steuerungseinrichtungen eines nach dem heutigen Stand der Technik entwickeltes Fluggeräts, bedarf es vielmehr genauer quantitativer Unterlagen über das Pilotenverhalten. Derartige Aussagen können nur durch eine Analyse des Übertragungsverhaltens des Menschen gewonnen werden. Im Rahmen der Forschungsarbeiten im Hause Dornier werden Steuerbarkeit-untersuchungen durchgeführt, um zu erfahren, inwieweit das subjektive Pilotenurteil durch Messungen des Pilotenverhaltens untermauert und ergänzt werden kann. Über die Ergebnisse und über die theoretischen Grundlagen dieser Untersuchungen wird berichtet,

Abhängigkeit der Resonanzfrequenz und Dämpfung  
bei der Steuerbarkeit der Anstellwinkelschwingung



Abhängigkeit von Pilotenurteil und Resonanzfrequenz  
beim winkellage - geregelten Schwebeflug

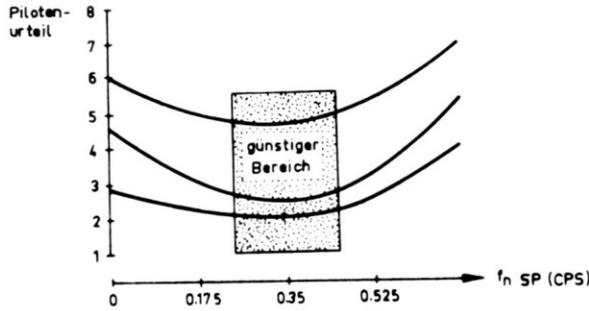


BILD 2 — Zusammenhang zwischen Pilotenurteil und Parametern eines Systems zweiter Ordnung

2. DYNAMISCHE MODELLE FÜR DAS VERHALTEN DES MENSCHEN ALS REGLER

Das Übertragungsverhalten des Menschen ist von einer Vielzahl verschiedener Einflüsse abhängig. Man könnte deshalb bei einer ersten Betrachtung des Problems meinen, daß es nahezu ausgeschlossen ist, entsprechende

Modelle für das dynamische Verhalten des Menschen zu suchen, die für einen weiten Anwendungsbereich Gültigkeit haben.

Die bisherige Erfahrung aufgrund vieler ausgewerter Versuche zeigt aber, daß die Struktur des Modells, welches das dynamische Verhalten des Menschen bei der Regelung stationärer Prozesse beschreibt, sich infolge der verschiedenen physiologischen und physikalischen Einflüsse nicht grundsätzlich ändert, sondern nur dessen Parameter.

Die Untersuchungen im Hause Dornier zeigen, daß das dynamische Verhalten des Menschen bei der Regelung stationärer Prozesse sich durch ein lineares Modell mit stochastisch veränderlichen Koeffizienten darstellen läßt.

### 3. EIGENSCHAFT UND NACHWEIS FÜR DIE RICHTIGKEIT DES GEWAHLTEN DYNAMISCHEN MODELLS

Die Bilder 1 und 3 zeigen zwei verschiedene Mensch-Maschine-Systeme, die durch zwei verschiedene Modelle für das dynamische Verhalten des Menschen gekennzeichnet sind. In beiden Modellen bedeutet  $\sigma(t)$  ein stets vorhandenes unbekanntes Störsignal, das für Meßzwecke künstlich eingeführt werden kann. Das Modell nach Bild 1 findet man im allgemeinen in der Literatur. Es wurde in der Einleitung beschrieben. Wenn man dieses Modell den Messungen zugrunde legt, kann man das dynamische Verhalten des Menschen nicht messen, wenn das Führungssignal  $i(t)$  oder das bekannte Störsignal  $z(t)$  fehlt. Man erkennt diese Eigenschaft aus folgender Ableitung.

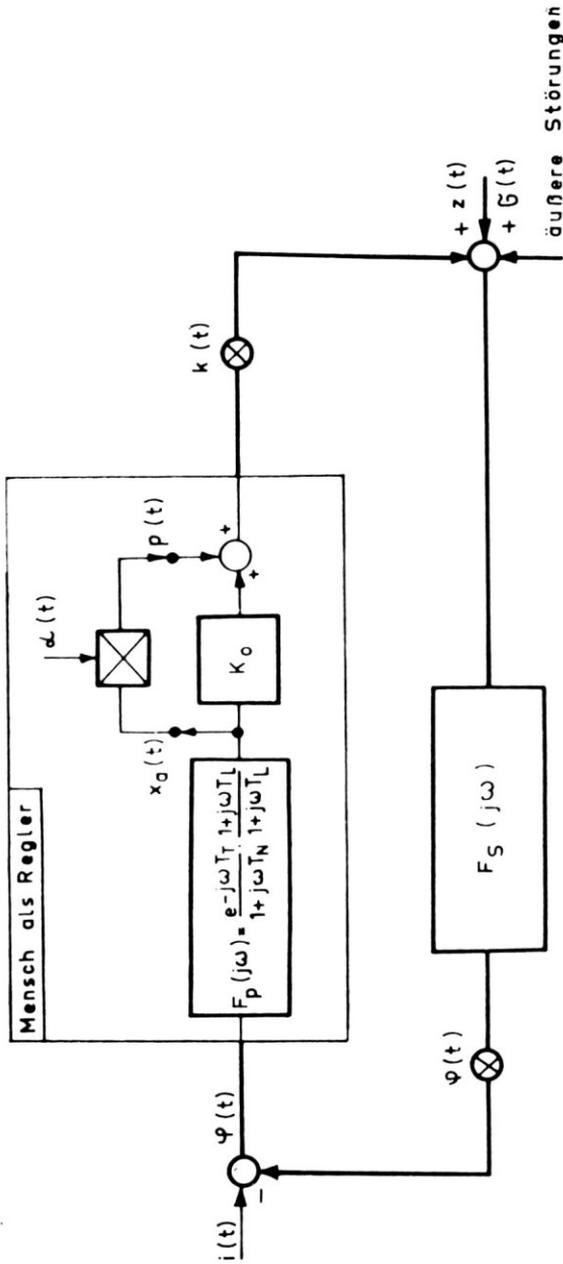
Es sei allgemein  $\phi(t)$  das Signal für die Sinneswahrnehmung,  $k(t)$  die mechanische Betätigung eines Bedienorganes. Im normalen Flugversuch fehlt ein künstliches Störsignal  $z(t)$ . Das immer vorhandene Störsignal  $\sigma(t)$  und das zusätzlich additiv eingeführte Rauschsignal  $p(t)$  des Menschen sind unbekannt. Für das Verhältnis zwischen dem Kreuzleistungsspektrum  $S_{\phi k}(j\omega)$  und dem Autoleistungsspektrum  $S_{\phi\phi}(\omega)$ , beides grundsätzlich meßbare Größen, besteht folgende Beziehung:

$$\frac{S_{\phi k}(j\omega)}{S_{\phi\phi}(\omega)} = -\frac{1}{F_s} \left[ 1 - \frac{1 + F_s F_p}{1 + [S_{pp}(\omega)/S_{\sigma\sigma}(\omega)]} \right] \quad (2)$$

Wenn das Störsignal  $\sigma(t)$  groß ist gegenüber dem Rauschsignal des Piloten  $p(t)$ , liefert Gl. (2) den Frequenzgang des Piloten.

$$\frac{S_{\phi k}(j\omega)}{S_{\phi\phi}(\omega)} = F_p(j\omega) \quad \text{für} \quad \sigma(t) \gg p(t) \quad (3a)$$

Die Messungen zeigen aber, daß das im allgemeinen nicht der Fall ist. In den meisten Fällen ist  $\sigma(t)$  klein gegenüber  $p(t)$ . Dann erhält man bei Verwendung des Modells nach Bild 1 anstelle der Übertragungsfunktion des



⊗ Meßstellen

BILD 3 — Mensch-Maschine-System mit multiplikativem Rauschen

Menschen den negativ inversen Frequenzgang der Strecke

$$\frac{S_{\phi k}(j\omega)}{S_{\phi\phi}(\omega)} = -\frac{1}{F_s(j\omega)} \quad \text{für} \quad \sigma(t) \ll p(t) \quad (3b)$$

Die Übertragungsfunktion des Menschen läßt sich aus diesen Gründen nur mit einem bekannten zusätzlichen Störsignal  $z(t)$ , bzw. bei einer Folgeregelung mit Hilfe des Führungssignals  $i(t)$  ermitteln. Dann kann man die folgende Beziehung bilden:

$$\frac{S_{z\phi}(j\omega)}{S_{zz}(\omega)} = \frac{F_s(j\omega)}{1 + F_s(j\omega) \cdot F_p(j\omega)} \quad (4)$$

$$\frac{S_{zk}(j\omega)}{S_{zz}(\omega)} = \frac{F_s(j\omega) \cdot F_p(j\omega)}{1 + F_s(j\omega) \cdot F_p(j\omega)} \quad (5)$$

Man geht dabei von der Annahme aus, daß die Signale  $z(t)$  und  $p(t)$  nicht miteinander korreliert sind.

Wenn man die beiden Ergebnisse dividiert, erhält man die gewünschte Übertragungsfunktion für das dynamische Verhalten des Menschen.

$$F_p(j\omega) = \frac{S_{zk}(j\omega)}{S_{z\phi}(j\omega)} \quad (6)$$

Das Resultat von Gl. (6) stimmt formal mit dem gewünschten Ergebnis überein. In der Praxis können aber solche Messungen aus folgenden Gründen oft nicht durchgeführt werden: Die Erfahrung zeigt, daß sich das Übertragungsverhalten des Menschen mit der ihm gestellten Aufgabe ändert. Bei großen Störungen verhält sich der Pilot anders als bei kleinen Störungen. Will man das dynamische Verhalten des Piloten bei einem wenig gestörten Flug ermitteln, darf das Signal  $z(t)$  nicht sehr groß sein. Damit wird im allgemeinen das Pilotenrauschen die dominierende Rauschquelle. Bei kleinem Störsignal  $z(t)$  ist eine genaue Messung nach Gl. (4) und (5) kaum durchführbar. Wenn man andererseits  $z(t)$  genügend groß wählt und dafür sorgt, daß das Signal im interessierenden Frequenzbereich genügend Leistung hat, simuliert man, von Einzelfällen abgesehen, einen stark gestörten Flug. Wenn also das Modell nach Bild 1 richtig wäre, wäre der Frequenzgang des Piloten bei einem nahezu ungestörten Flug überhaupt nicht meßbar.

Bei dem Modell in Bild 3 für das dynamische Verhalten des Menschen werden stochastisch veränderliche Koeffizienten angenommen. Wesentliche Eigenschaften dieses Modells sind, wie abgeleitet,<sup>(3,4)</sup> die statistische Unabhängigkeit der stochastischen Signale  $\alpha(t)$  mit dem Ausgangssignal  $k(t)$ , das die mechanische Betätigung von Bedienorganen darstellt. Man erhält daher

$$\begin{aligned} E\{\alpha(t) \cdot x_a(t+\tau)\} &= 0 \\ E\{\alpha(t) \cdot k(t+\tau)\} &= 0 \end{aligned} \quad (7)$$

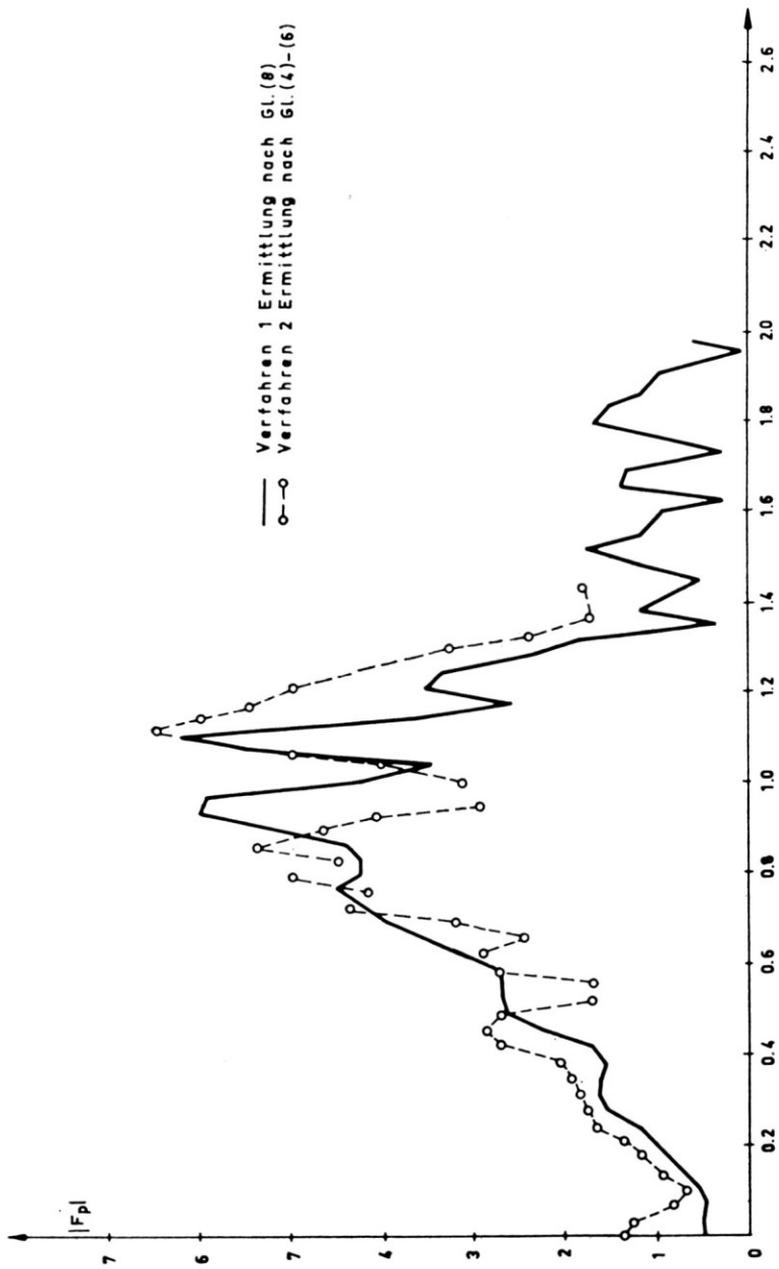


BILD 4 — Betrag des Pilotenfrequenzganges bei der Rollsteuerung des Schwebegestell

und damit

$$S_{\phi k}(j\omega) = F_p(j\omega) \cdot S_{\phi\phi}(\omega) \quad (8)$$

Man erkennt aus Gl. (8), daß man unter der Annahme, daß das Modell nach Bild 3 richtig ist, die Übertragungsfunktion des konstanten Anteils für das dynamische Verhalten des Menschen sehr gut messen kann. Die zwei Voraussetzungen dafür, ein vorhandenes kleines Störsignal  $\sigma(t)$  und genügend Leistung der Signale  $\phi(t)$  und  $k(t)$  sind in der Praxis bei den interessierenden Problemen bis jetzt immer erfüllt gewesen.

Mit Hilfe von Gl. (8) läßt sich mit den gezeigten Ableitungen<sup>(3,4)</sup> das Spektrum des Rauschens des Menschen messen. Man erhält dafür

$$S_{pp}(\omega) = S_{kk}(\omega) - |F_p(j\omega)|^2 \cdot S_{\phi\phi}(\omega) \quad (9)$$

Wenn man bei der Messung ein äußeres Störsignal  $z(t)$  mit genügender Leistung vorsieht, kann man auch bei einem Modell mit stochastischen Koeffizienten die Übertragungsfunktion des Menschen nach Gln. (4) bis (6) in der gleichen Weise wie oben gezeigt ermitteln. Eine Anzahl von Versuchen wurde deshalb durchgeführt, bei denen ein Störsignal  $z(t)$  künstlich während des Flugversuches eingeführt wurde. Unter der Annahme, daß das Bild 3 richtig ist, müssen die Messung nach Gln. (4) bis (6) und die Auswertung der Messung nach Gl. (8) das gleiche Ergebnis liefern. Ergebnisse von Messungen sieht man in Bild 4. Man erkennt daraus, daß das zeitvariable Modell den tatsächlichen Verhältnissen entspricht.

Versuche mit nahezu vernachlässigbaren Störungen während des Fluges führen auf das gleiche Ergebnis, wie jetzt gezeigt wird. Wenn das Modell nach Bild 1 richtig ist, müßte man bei einer Messung, bei der das Pilotenrauschen dominant ist, den inversen Frequenzgang der Strecke erhalten, wie aus Gl. (3) hervorgeht. Flugversuche mit einem Schwebegestell (Bild 5) zeigen, daß das nicht der Fall ist.

Der Frequenzgang des winkellagegeregelten Schwebegestells wurde zunächst mit Hilfe eines Versuchs, wobei das Schwebegestell auf einer Teleskopsäule gelagert wurde, gemessen.

Anschließend wurde der Frequenzgang während verschiedener Freiflüge gemessen. Eine Messung mit Hilfe des Kreuzleistungsspektrums ergibt mit dem Modell von Bild 1

$$\frac{S_{k\phi}(j\omega)}{S_{kk}(\omega)} = F_s(j\omega) \left[ \frac{1 - (1/F_p F_s) [S_{\sigma\sigma}(\omega)/S_{pp}(\omega)]}{1 + |F_s F_p|^2 [S_{\sigma\sigma}(\omega)/S_{pp}(\omega)]} \right] \quad (10)$$

Nach Gl. (10) erhält man die Übertragungsfunktion der Strecke, wenn  $\sigma(t) \ll p(t)$  ist. Bei Flügen unter normalen Bedingungen ergab sich, wie Bild 6 zeigt, bei Messungen die Übertragungsfunktion  $F_s(j\omega)$ . Daher war  $\sigma(t) \ll p(t)$  erfüllt. Bei der Rechnung mit dem Kreuzleistungsspektrum  $S_{\phi k}(j\omega)$  nach Gl. (8) ergab sich der konstante Anteil der Pilotenübertragungsfunktion, wie die Ergebnisse von Bild 7 zeigen, und nicht die inverse Übertragungsfunktion

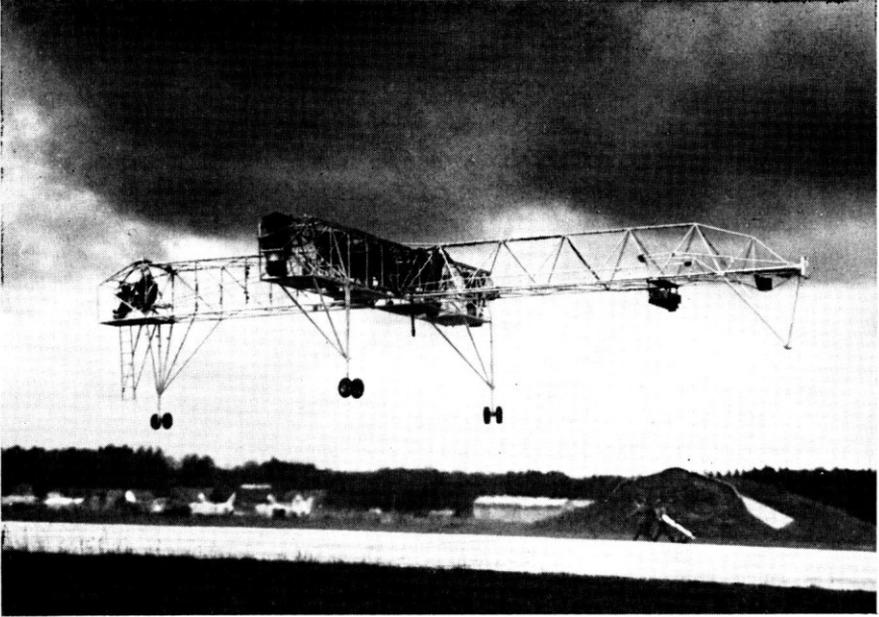


BILD 5 — Freifliegendes Schwebegestell

der Strecke, die man nach dem Modell von Bild 1 erhalten müßte. Daher muß das Modell mit stochastischen Koeffizienten nach Bild 3 den Verhältnissen bei ruhigen Flügen, d.h. bei einfachen Aufgaben, besser entsprechen als das Modell mit der additiven Rauschquelle nach Bild 1, das bis jetzt immer verwendet wird.

Das Modell nach Bild 3 hat naturgemäß ganz andere dynamische Eigenschaften im Vergleich zum Modell 1. Das dynamische Verhalten des letzteren wird in einem Mensch-Maschine-Kreis vollständig durch die Übertragungsfunktion  $F_p(j\omega)$  gekennzeichnet. Das dynamische Verhalten des zeitvariablen Modells dagegen wird durch beide, den stochastischen Verstärkungsgrad wie auch die Übertragungsfunktion des konstanten Anteils  $F_p(j\omega)$  bestimmt. Daher ergibt eine Messung der Übertragungsfunktion  $F_p(j\omega)$  allein ein unvollständiges Bild.

Die bisherigen Versuche zeigen, daß sich das Verhalten des Menschen zwar zeitlich ändert, aber oft während eines Versuchs mit der gleichen Aufgabe linear zu sein scheint. Zum Nachweis dafür wurden folgende Überlegungen gemacht: Ist das Verhalten mit stochastisch sich ändernder Verstärkung linear, kann man den Erwartungswert

$$E\{\phi(t) \cdot K_0 \cdot x_a(t + \tau)\} = K_0 \Phi_{\phi x_a}(\tau) \quad (11)$$

bilden (Bild 8a).

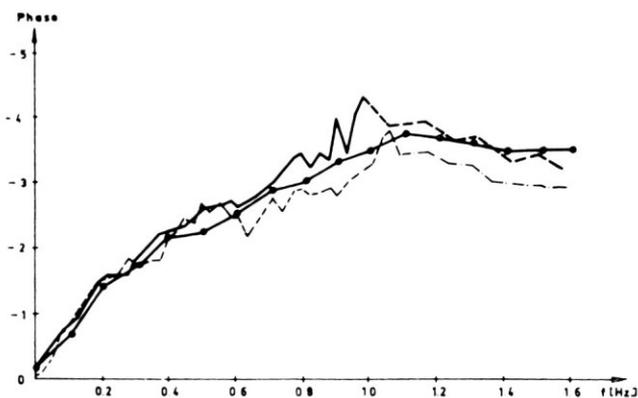
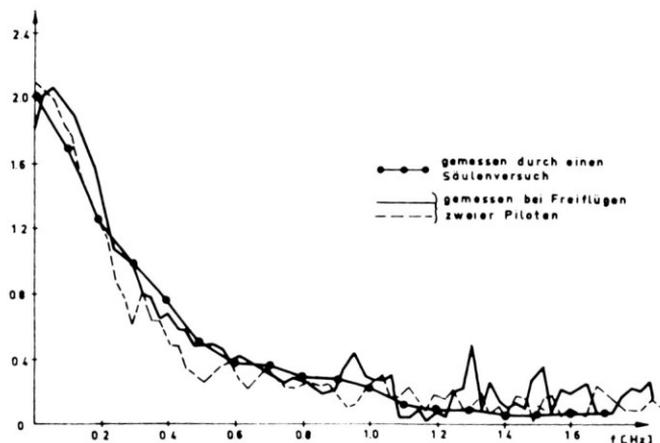


BILD 6 — Betrag und Phase der geregelten Strecke  $F_s(j\omega)$

In gleicher Weise kann der Erwartungswert

$$E\{\phi^3(t) \cdot K_0 \cdot x_a(t+\tau)\} = 3K_0\Phi_{\phi x_a}(\tau) \cdot \Phi_{\phi\phi}(0) \quad (12)$$

berechnet werden. Wenn der Verstärkungsgrad, wie in Bild 8b gezeigt, z.B. kubisch verläuft und sich gleichzeitig stochastisch ändert, ergibt sich folgender Erwartungswert:

$$\begin{aligned} E \cdot \{\phi^3(t) \cdot [K_0 \cdot x_a(t+\tau) + K_1 x_a^3(t+\tau)]\} \\ = 3K_0\Phi_{\phi x_a}(\tau) \cdot \Phi_{\phi\phi}(0) + E \cdot \{\phi^3(t) \cdot K_1 x_a^3(t+\tau)\} \end{aligned} \quad (13)$$

Die einzelnen Signale  $\phi(t)$  und  $x_a(t)$  sind normal verteilt. Unter der

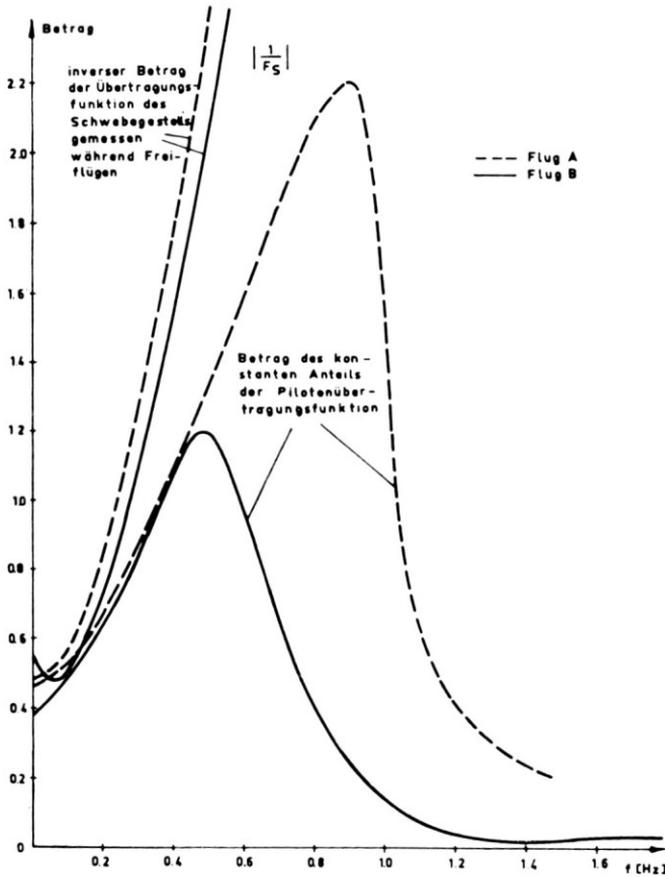


BILD 7 — Beträge zweier Pilotenfrequenzgänge und zweier inverser Strecken

Annahme, daß der Verstärkungsgrad einen kubischen Anteil hat, ergibt sich wie Gl. (13) zeigt, eine Summe aus der dreifachen Autokorrelationsfunktion und dem Erwartungswert eines Sechsfachproduktes. Messungen zeigen, daß der zusätzliche Erwartungswert, der zur dreifachen Korrelationsfunktion hinzukommt (Gl. (13)) sehr oft klein ist. Das Verhalten des Menschen muß also im wesentlichen linearer Natur sein. In der gleichen Weise, wie oben gezeigt, können außer einem angenommenen kubischen Verstärkungsgrad auch andere Nichtlinearitäten verwendet werden.† Bild 9 zeigt ein gemessenes Ergebnis.

† (Anm.: Die Untersuchungen des nichtlinearen Verhaltens des Menschen sind noch nicht abgeschlossen.)

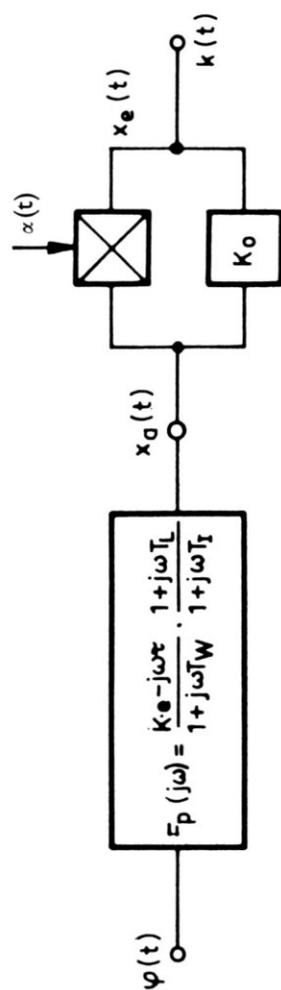


BILD 8a — Modell des Menschen als Regler mit multiplikativem Rauschen

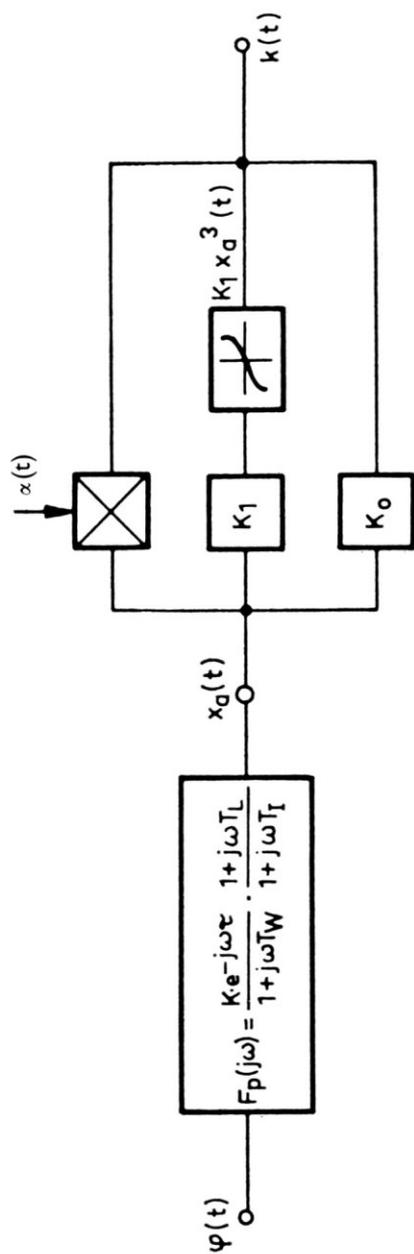


BILD 8b — Modell des Menschen als Regler mit multiplikativem Rauschen und nichtlinearem Verstärkungsgrad

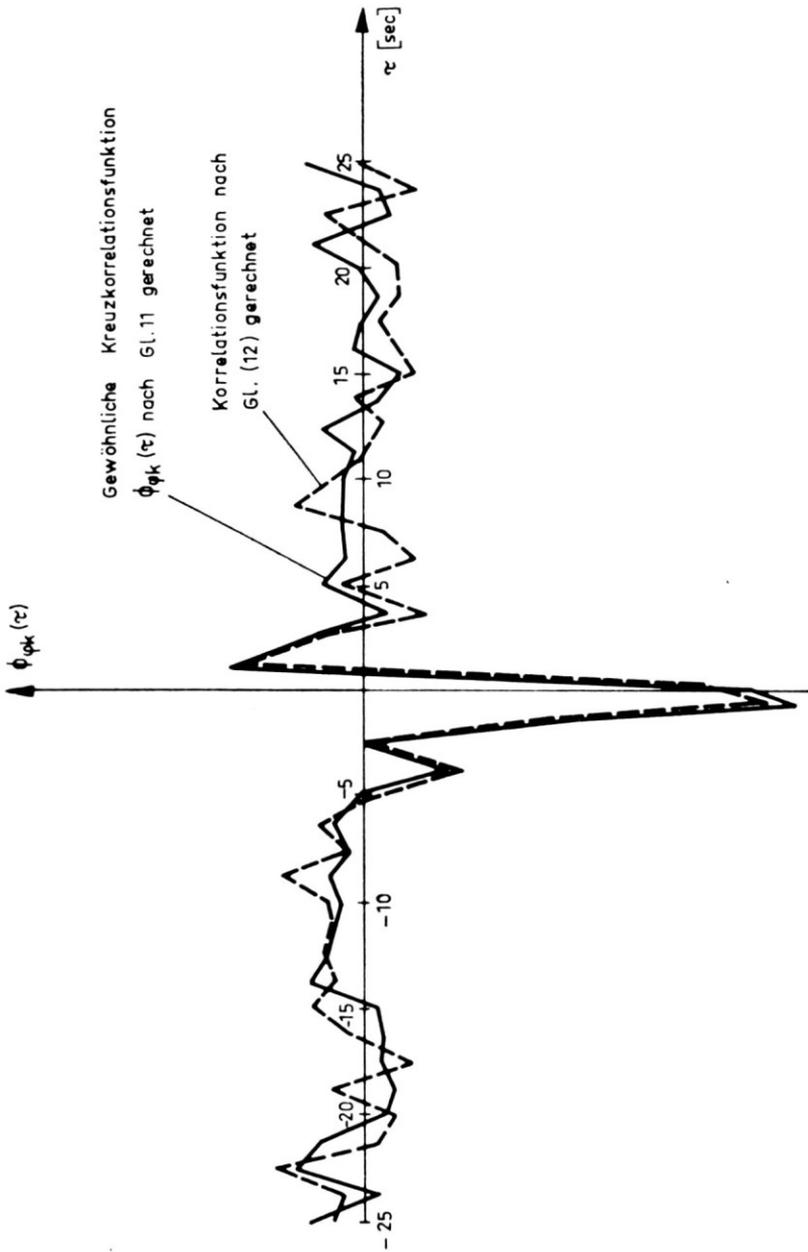


BILD 9 — Kreuzkorrelationsfunktionen zwischen Rollwinkel und Knüppelbetätigung bei einem Freiflugversuch mit dem Schwebegestell

#### 4. MESSERGEBNISSE VON FLUGVERSUCHEN MIT EINEM SCHWEBEGESTELL

Im Rahmen der Experimentalentwicklung eines senkrechtstartenden und -landenden Transportflugzeuges wurden Steuerbarkeitsversuche mit einem freifliegenden Schwebegestell, das in Bild 5 gezeigt ist, durchgeführt. Über einige Ergebnisse von diesen Versuchen, die mit Hilfe von elf verschiedenen Testpiloten aus Deutschland, Dänemark, England und den USA durchgeführt wurden, wird jetzt berichtet.

In Abschnitt 4 wurde erwähnt, daß durch die Messung des Teils der Übertragungsfunktion des Piloten mit konstanten Koeffizienten, dort  $F_p(j\omega)$  genannt, das dynamische Verhalten nur teilweise beschrieben wird, da der Einfluß der stochastischen Parameteränderungen damit nicht erfaßt wird. Aus diesem Grund wurden bei den Steuerbarkeitsuntersuchungen im Hause Dornier bei der Auswertung der Flugversuche jeweils die Leistungsspektren der Abweichung von der gewünschten Fluglage, die eingehalten werden soll, und der Betätigung der Bedienorgane gemessen. Das Leistungsspektrum der Winkellage kennzeichnet die Eingangsinformation, das der Bedienorganbetätigung das Ausgangssignal des Piloten. Außer den Leistungsspektren wurden die konstanten Anteile der Übertragungsfunktionen  $F_p(j\omega)$  und das Pilotenrauschen gemessen.

In<sup>(3)</sup> wurde gezeigt, daß das Spektrum des Rauschsignals  $p(t)$ , die Antwort des Systems als Wirkung der stochastischen Parameteränderungen näherungsweise durch die Beziehung

$$S_{pp}(f) = S_{\alpha\alpha} \bar{x}_a^2 \quad (14)$$

dargestellt werden kann. Bei der Ableitung wurde vorausgesetzt<sup>(3)</sup>, daß die stochastischen Parameteränderungen  $\alpha(t)$  breitbandig sind. Diese Annahme ist in der Praxis mit hinreichender Genauigkeit erfüllt. Das Spektrum  $S_{pp}(f)$  läßt sich jeweils bei der Auswertung von Flugversuchsmessungen mit Hilfe von Gl. (9) bestimmen.

Zunächst wird anhand von einigen Ergebnissen der Einfluß der Ausbildung und Verfassung des Piloten gezeigt. Dazu wurde das Verhalten von verschiedenen Piloten bei der gleichen Flugaufgabe untersucht. Es mußten jeweils Schwebeflüge mit dem Reglerversuchsgestell mit langsamen Versetzungen über Grund durchgeführt werden. Das Schwebegestell hatte bei diesen Versuchen keine künstliche Stabilisierung.

In Bild 10a und 10b sieht man vier verschiedene Spektren des Rollwinkels und der Knüppelbetätigung†. Die Spektren *a* wurden bei dem Chef-Testpiloten der Dornier GmbH gemessen, die Spektren *b* bei einem Testpiloten der

† Der besseren Übersichtlichkeit wegen wird in der gesamten Arbeit jeweils die Quadratwurzel der Leistungsspektren aufgetragen.

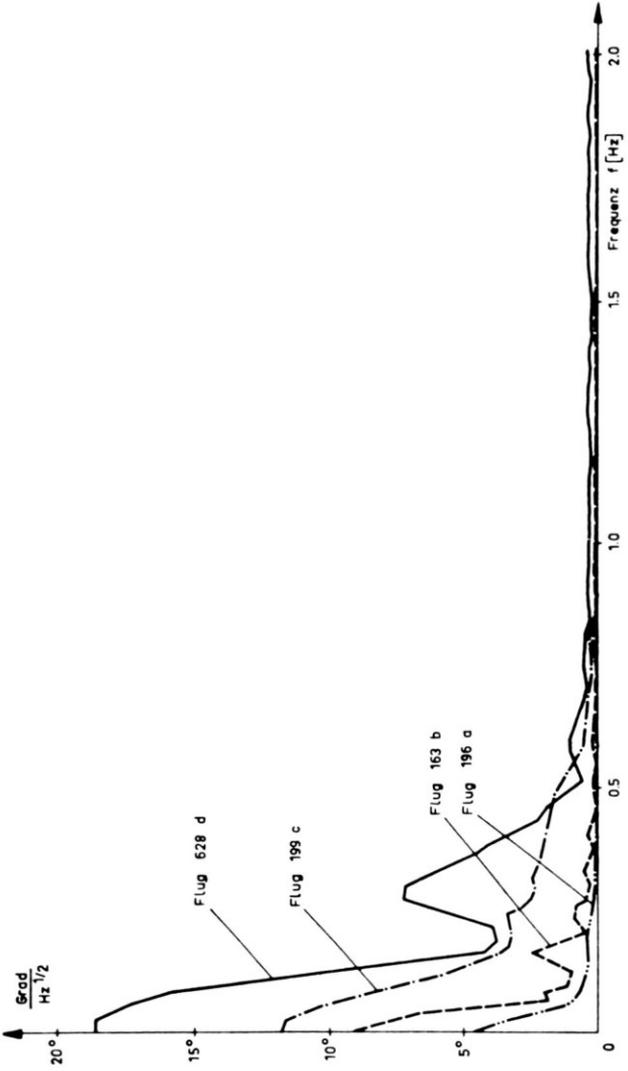


BILD 10a — Spektren der Abweichung der Rollage bei Flügen von vier verschiedenen Piloten

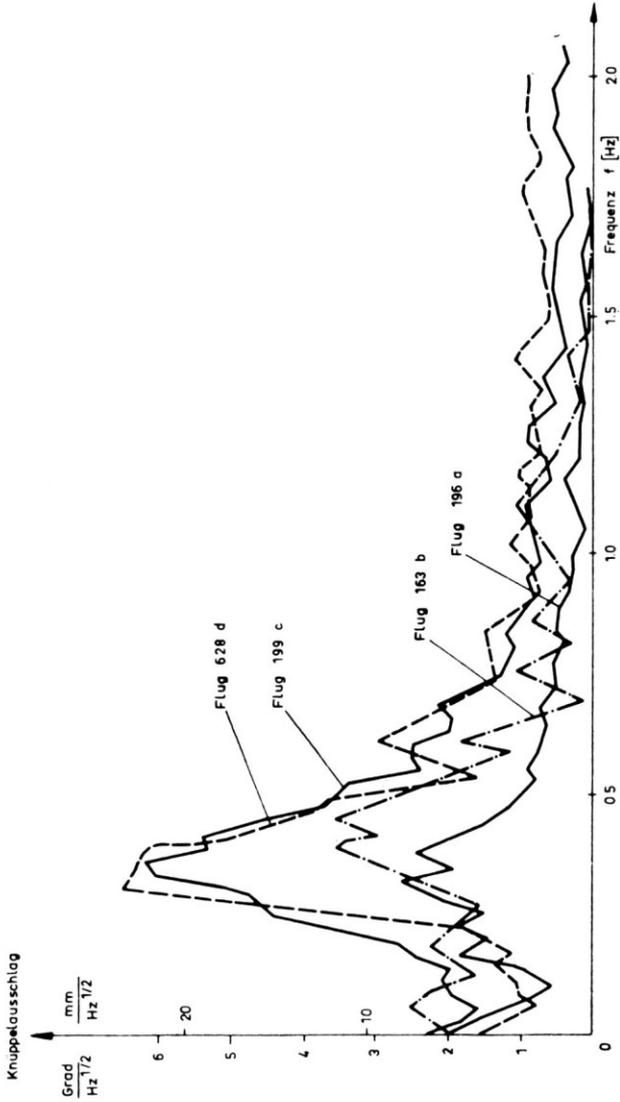


BILD 10b — Spektren des Knüppels zur Steuerung der Rollbewegung von vier verschiedenen Piloten

Hawker-Siddeley-Werke. Beide Piloten verfügten über viel VTOL-Flugzeugerfahrung. Die Spektren *c* wurden bei einem Testpiloten gemessen, der nach sechsmonatiger Unterbrechung nach einem Unfall zum ersten Mal wieder flog. Die Spektren *d* stammen von einem Flugversuchsingenieur ohne jegliche VTOL-Erfahrung. (Sie wurden bei einem Säulenversuch gemessen.)

Man erkennt aus Bild 10*b*, daß die Spektren für die Betätigung des Knüppels alle eine charakteristische Resonanzspitze haben, die bei einer Frequenz von 0.4 Hz liegt. Die Amplitude der Resonanzspitze ist aber sehr verschieden. Bei weniger geübten Piloten (*c* und *d*) ist sie wesentlich höher. Da der Verlauf der Eingangsspektren, nämlich der Abweichung des Lagewinkels von der Sollage, keine derartigen Resonanzspitzen zeigt, müssen diese eine Folge der stochastischen Koeffizientenänderungen (Pilotenrauschen) sein. Diese sind bei ungeübten Piloten wesentlich größer.

In Bild 11 sieht man Knüppelspektren der Betätigung der Rollsteuerung während gleichartiger Schwebeflüge. Die Flüge wurden alle von dem gleichen Piloten durchgeführt. Sie lagen zeitlich bis zu sechs Monaten auseinander. Man sieht aus Abb. 11, daß der Verlauf der Spektren nahezu gleich ist.

Zur Untersuchung des Verhaltens des Piloten bei Flügen mit sehr starken Störungen wurden Versuche durchgeführt, bei denen starke Momentenstörungen auf das Schwebegestell mit Hilfe von künstlichen Rauschsignalen aufgeprägt wurden. Dadurch wurde die Aufgabe des Piloten stark erschwert. In Bild 12 sieht man Ergebnisse solcher Versuche. In Bild 12*b* ist das Spektrum der Abweichung von der Winkellage aufgetragen. In Bild 12*a* sieht man das zugehörige Spektrum für die Rollsteuerung sowie die Spektren der aufgebrachten Störungen und des Pilotenrauschens.

Während der Erprobung des Reglerversuchsgestells ziegte es sich, daß das Verhältnis der Zuordnung von Knüppelausschlag zu Steuermoment einen starken Einfluß auf die Steuerbarkeit hat. Deshalb wurden Versuche durchgeführt, bei denen dieses Verhältnis systematisch geändert wurde. Bild 13 zeigt einige charakteristische Ergebnisse.

Eine Erhöhung der

$$\text{'Knüppelempfindlichkeit'} = \frac{\text{Steuer-/Trägheitsmoment}}{\text{Knüppelweg}}$$

über einen als gut empfundenen Wert hatte übereinstimmend nach dem Urteil verschiedener Piloten eine sehr viel schlechtere Steuerbarkeit zur Folge. In Bild 13 sind die Spektren der Abweichung von der Winkellage und der Knüppelbetätigung für einen dieser Versuche dargestellt. Bei diesem Versuch wurden in der gleichen Weise, wie oben beschrieben, künstliche Momentenstörungen aufgeprägt. Man erkennt aus Bild 13, daß das Pilotenrauschen viel größer geworden ist. Dadurch hat sich die Resonanzfrequenz des Knüppelspektrums zu höheren Frequenzen hin verlagert.

Die Knüppelspektren ändern sich stark mit der Aufgabe. In Bild 14 sieht

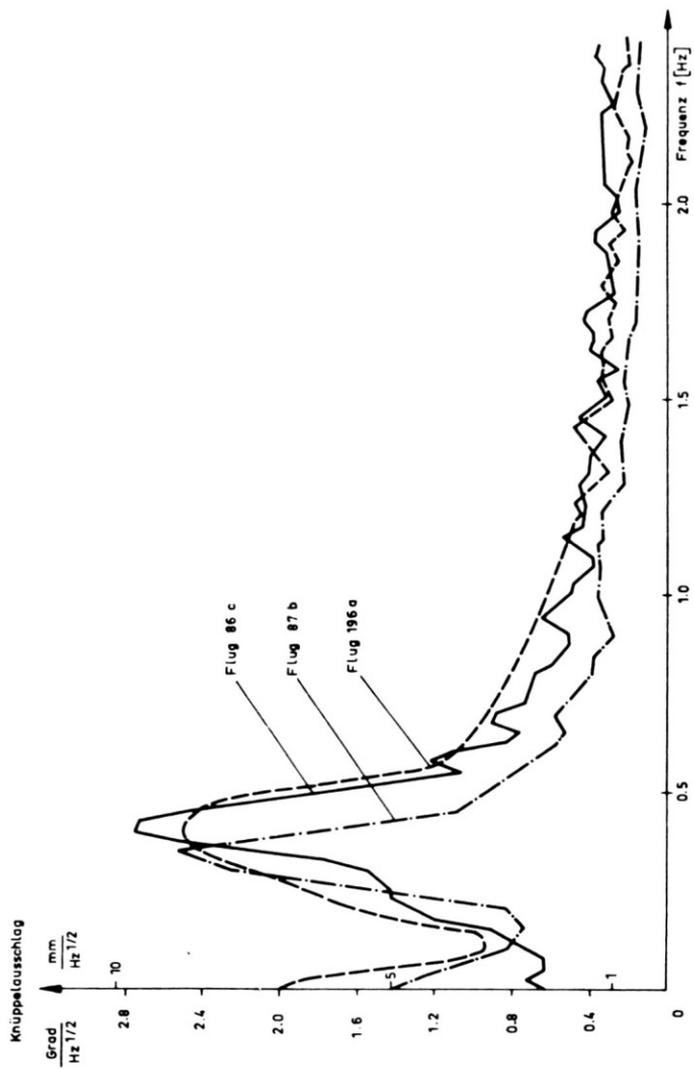


BILD 11 — Spektren des Knüppels zur Steuerung der Rollbewegung

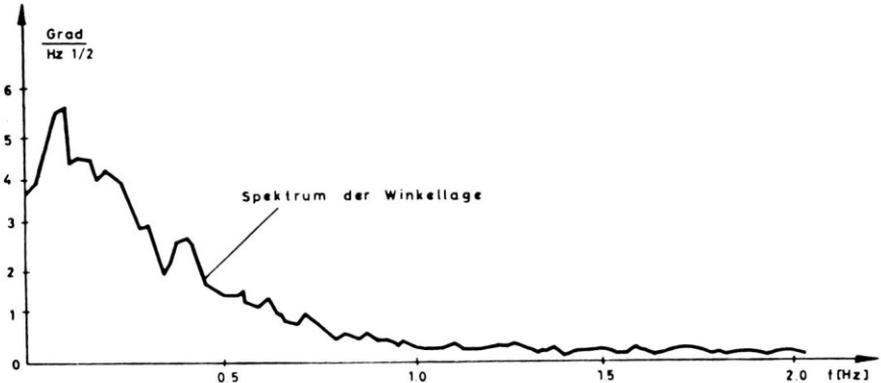
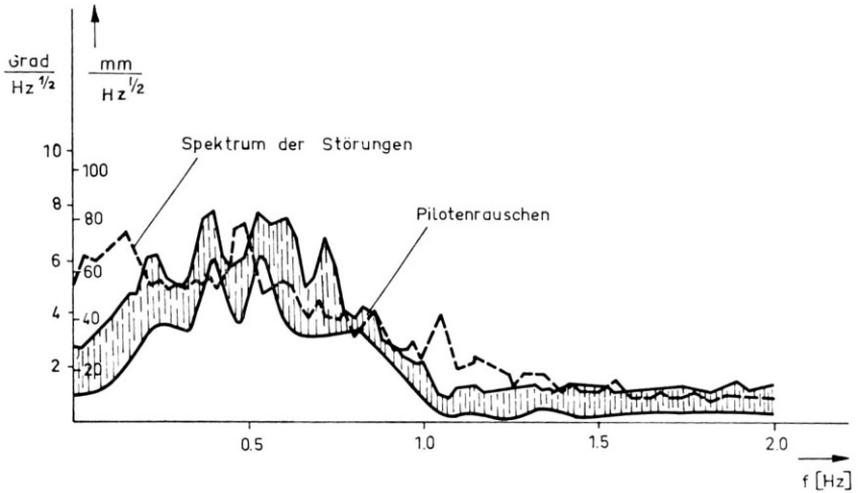


BILD 12 — Spektren der Rollsteuerung und Rollage bei starker Störung

man einige Spektren für die Rollsteuerung des Reglerversuchsgestells mit verschiedenen Regelungsanlagen. Das Spektrum *a* wurde bei einem Versuch mit Winkellageregelung, die Spektren *b* und *c* bei einem Flug mit einer Winkelgeschwindigkeitsregelung bzw. Dämpfungsregelung und das Spektrum *d* bei einem Flug mit manueller Steuerung ohne künstliche Stabilisierung ermittelt. Die Spektren *a* bis *c* sind wesentlich schmalbandiger im Vergleich zu *d*, da infolge der leichteren Aufgabe das Pilotenrauschen wesentlich kleiner ist.

Außer den Leistungsspektren und dem Pilotenrauschen wurden die konstanten Anteile der Übertragungsfunktion des Menschen gemessen. Bild 15 zeigt Ergebnisse. Die Frequenzgänge des Piloten zeigen die einleuchtende Eigenschaft, daß die Vorhaltzeitkonstante und der Verstärkungsgrad mit dem Schwierigkeitsgrad, den der Pilot empfindet, wachsen. Der Verlauf *a*

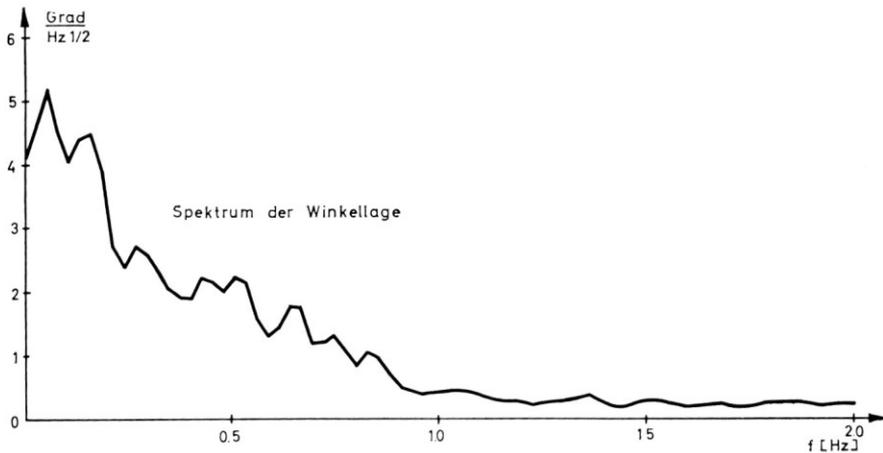
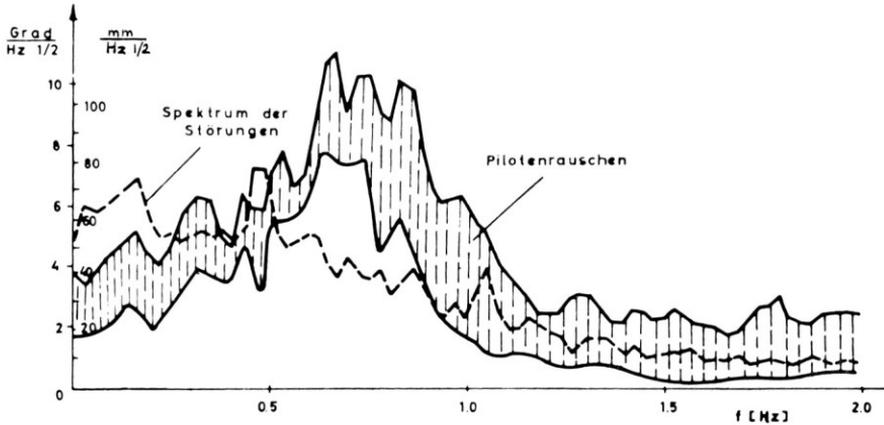


BILD 13 — Spektren der Rollsteuerung und Rolllage bei starker Störung und ungünstiger Knüppelempfindlichkeit

zeigt das Ergebnis von einem normalen Flug ohne künstliche Stabilisierung, der Verlauf *b* das Ergebnis des Fluges mit Handsteuerung und starken Momentenstörungen; der Verlauf *c* zeigt den Frequenzgang des handgesteuerten Fluges mit starken Störungen und ungünstiger Knüppelempfindlichkeit.

Zusammenfassend ergibt sich aus den unter Punkt 4 beschriebenen Meßergebnissen:

Der Leistungsstand und die Verfassung des Piloten sind über das beschriebene Verfahren meßbar. Unterschiedliche Geübtheit ein und desselben Piloten sind ebenso zu erkennen wie die unterschiedliche Flugerfahrung verschiedener Piloten. Eine Erschwerung der Aufgabe des Piloten wird von ihm mit einem größeren Phasenvorhalt und mit wachsendem Verstärkungs-

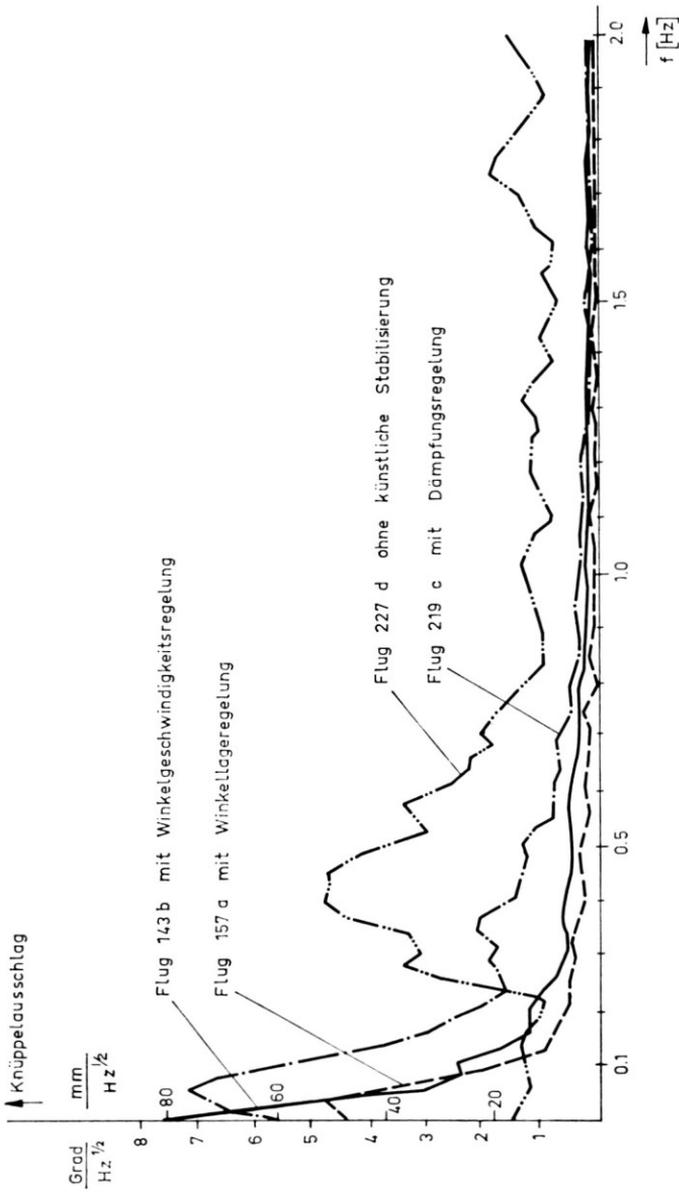


BILD 14 — Leistungsspektrum des Knüppelausschlages bei verschiedener Regelung

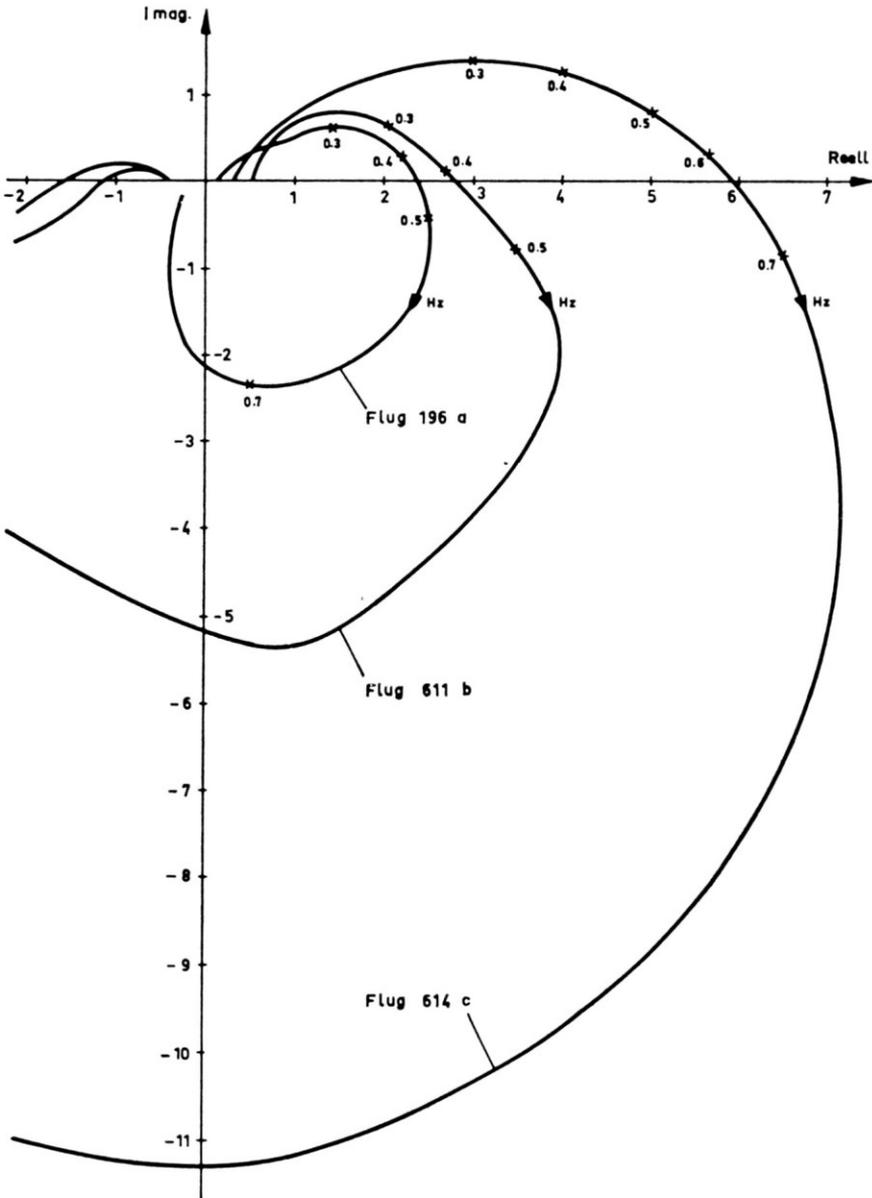


BILD 15 — Piloten-Frequenzgänge verschiedener Flüge

grad beantwortet. Der Leistungsanteil des vom Piloten erzeugten Rauschsignals wächst mit steigendem Schwierigkeitsgrad der Aufgabe und sinkt mit wachsender Geübtheit. Bei gleichem Fluggerät und gleichem Piloten zeichnen sich Änderungen an den Bedienorganen in den Leistungsspektren ab.

#### 5. MESSERGEBNISSE VON STEUERBARKEITSUNTERSUCHUNGEN VON HUBSCHRAUBERN AM SIMULATOR

Im Rahmen eines Forschungsauftrages über Steuerbarkeits-Untersuchungen von Hubschraubern wurden im Hause Dornier Simulatoruntersuchungen durchgeführt. Der Hubschrauber wurde als System mit 6 Freiheitsgraden modellmäßig nachgebildet. Der Freiheitsgrad der Schlagbewegung wurde bei der Bestimmung der flugmechanischen Daten mitberücksichtigt. Es wird angenommen, daß die Rotordrehzahl von einem Regler konstant gehalten wird. Da nur der Schwebeflug und der langsame Vorwärtsflug simuliert werden sollten, konnten die Bewegungsgleichungen linearisiert werden.

Die Nachbildung der flugmechanischen Eigenschaften macht mit Hilfe der zur Verfügung stehenden Hybrid-Rechenanlage keine Schwierigkeiten. Das gleiche gilt für die entsprechenden Attrappen der Cockpits und Bedienorgane. Große Probleme entstehen aber jeweils bei der Simulierung der Information für die Sinneswahrnehmung, z.B. der visuellen und der Beschleunigungs-Information. Auf die Nachbildung der Beschleunigungs-Information in dem Dornier-Simulator wurde bis jetzt bewußt verzichtet. Die visuelle Information wird mit Hilfe des in Bild 16 erkennbaren Musters auf einer Leinwand simuliert. Die Information wird jeweils entsprechend der Winkellage eines Flugzeugs perspektivisch wiedergegeben. Translationsbewegungen erkennt man durch weglauende Linien.

Einige Ergebnisse der Simulatorversuche werden jetzt beschrieben. Bild 17 zeigt z.B. die Spektren für die Betätigung des Knüppels und der Pedale während des Schwebeflugs mit einem Sikorsky S58-Hubschrauber mit und ohne äußere größere simulierte Störungen. Man erkennt aus Bild 17, daß die Spektren für die Betätigung der Roll- und Nicksteuerung schmalbandig sind ohne Resonanzspitzen. Die Steuerbarkeit wurde als recht gut bezeichnet. Infolge der guten Steuerbarkeit war das Pilotenrauschen recht klein. Das führte zu den niederfrequenten Spektren. Die sehr starken aufgebrachtten Momentenstörungen führten zu keinem grundsätzlich anderen Ergebnis. Da das Spektrum der Störungen ziemlich breitbandig war, werden die Spektren für die Roll- und Nicksteuerung notwendigerweise auch etwas breiter. Es bilden sich aber keine Resonanzspitzen aus. Die Spektren für die Giersteuerung sind jeweils etwas breitbandiger und zeigen eine deutliche Resonanzspitze. Das Spektrum für die Giersteuerung wird während des gestörten

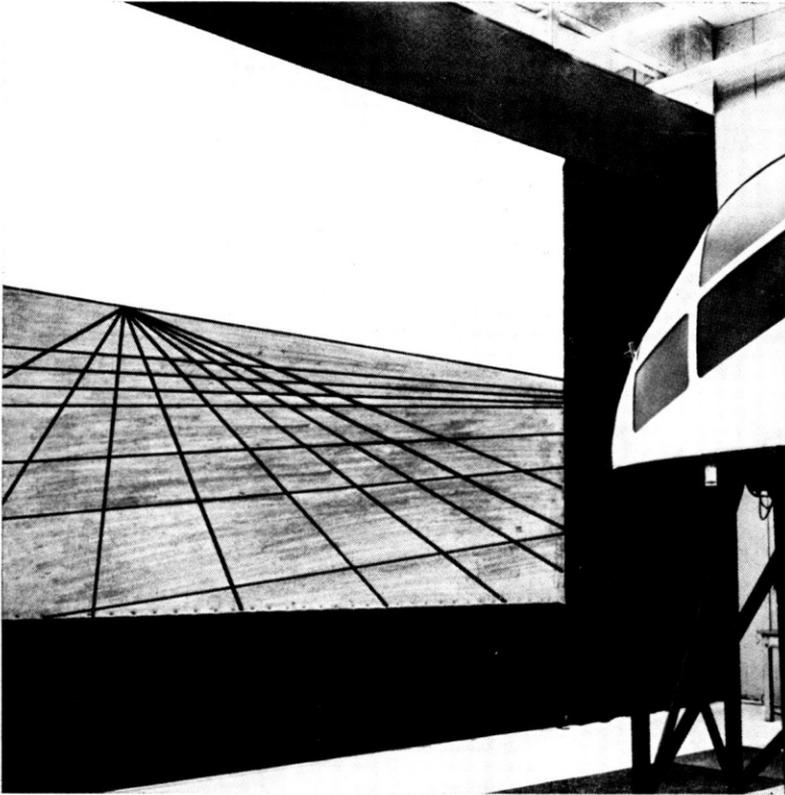


BILD 16 — Sichtsimulation des Dornier-Flugsimulators

simulierten Fluges etwas breitbandiger, obwohl nur Roll- und Nickmomentstörungen aufgebracht wurden. Die Ursache dafür liegt in den unvermeidlichen Kopplungen zwischen den Bewegungen um die einzelnen Achsen. Die Resonanzspitze der Spektren für die Giersteuerung wird vermutlich durch die Art der simulierten visuellen Information verursacht. Man erkennt aus Bild 16, daß der Fluchtpunkt der auf den Horizont zulaufenden Linien während einer Gierbewegung wandert. Da der Fluchtpunkt ziemlich schnell aus dem Bild auswandern kann, wobei der Pilot das zu verhindern sucht, empfindet er die Aufgabe schwieriger als in Wirklichkeit. Bei den Freiflügen empfindet der Pilot bei der Gierbewegung keine Gefahr, daß der Fluchtpunkt während der Drehung verschwinden könnte.

In Bild 18 sind die entsprechenden Spektren von zwei Simulator-Versuchen eines Reaktions-Hubschraubers der Reihe Do 32 dargestellt. Die Reaktionshubschrauber der Do 32-Familie, die von Dornier projektiert und teilweise gebaut werden, zeichnen sich durch sehr gute Steuerbarkeitseigenschaften

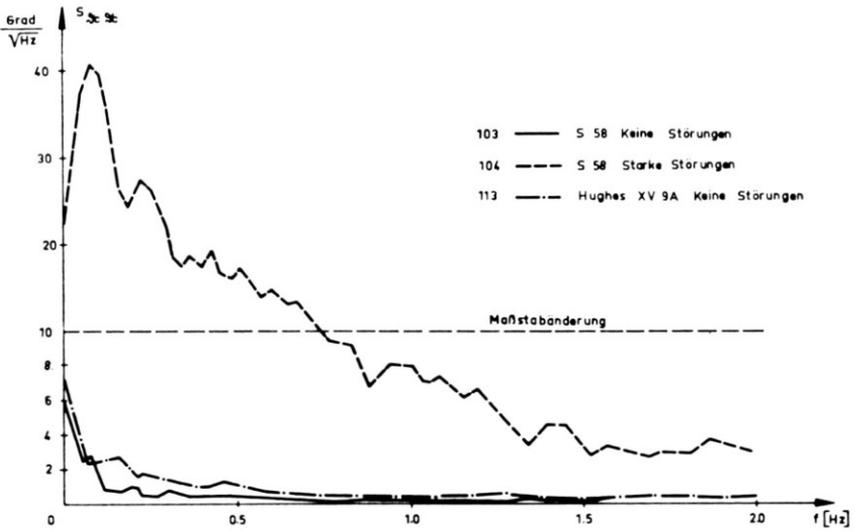


BILD 17a — Spektren der Knüppelbetätigung zur Rollsteuerung

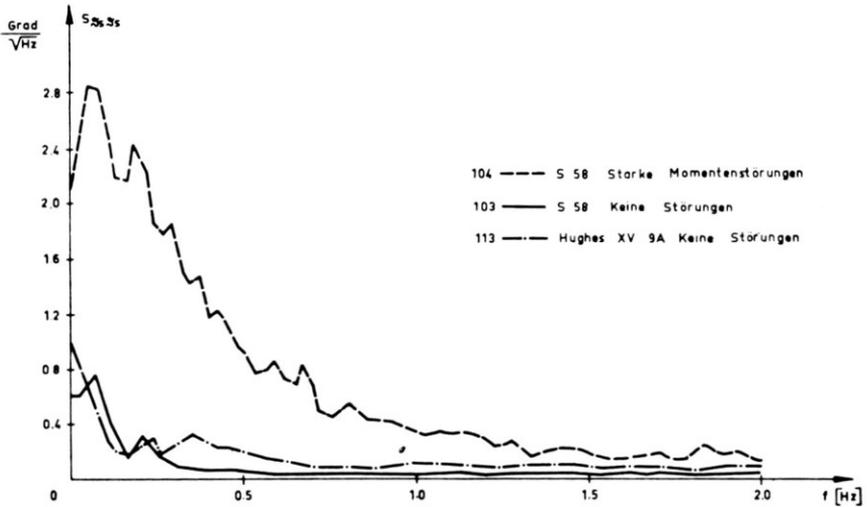


BILD 17b — Spektren der Knüppelbetätigung zur Nicksteuerung

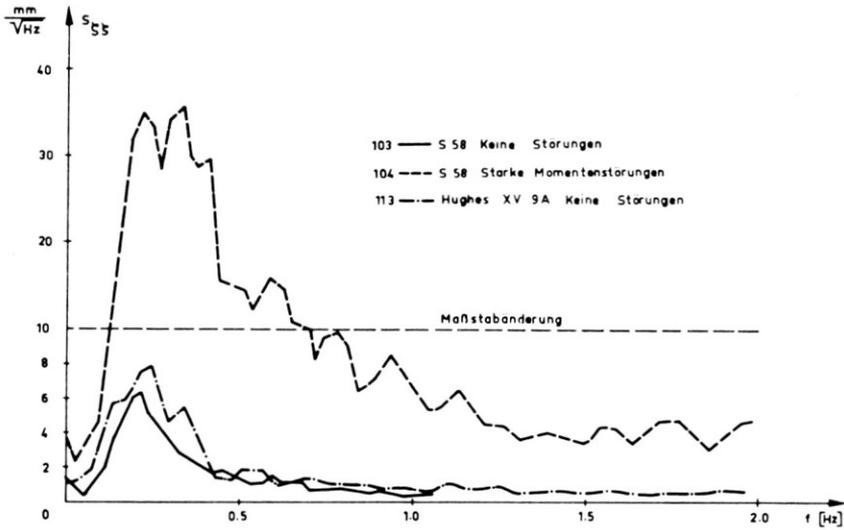


BILD 17c — Spektren der Pedalbetätigung zur Giersteuerung

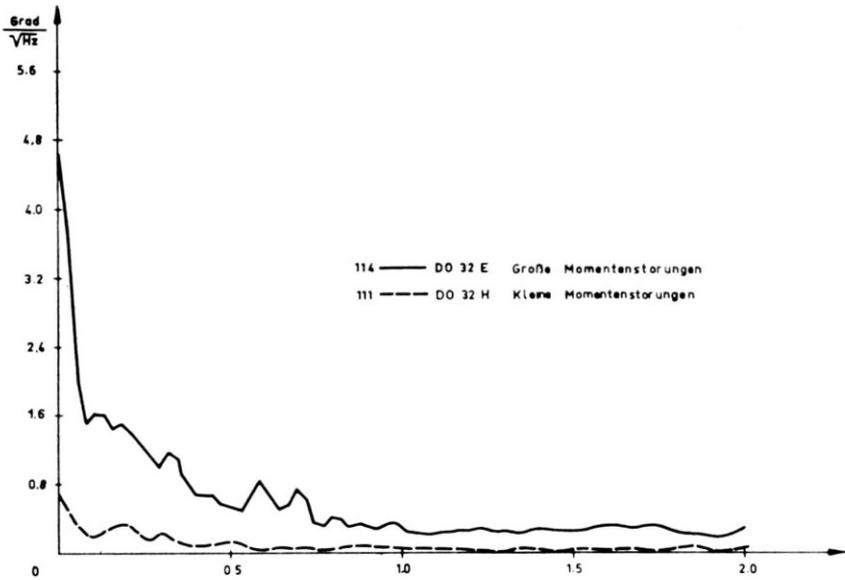


BILD 18a — Spektren der Knüppelbetätigung zur Rollsteuerung

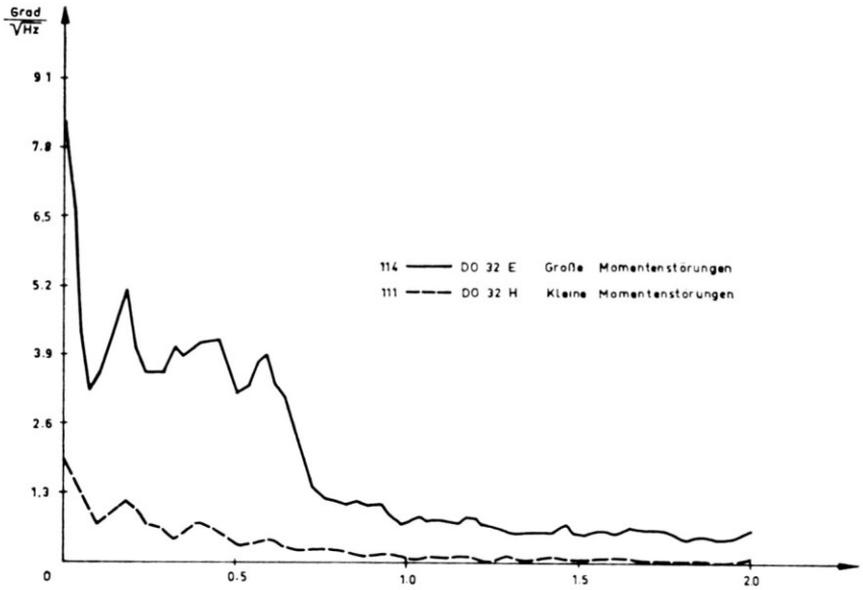


BILD 18b — Spektren der Knüppelbetätigung zur Nicksteuerung

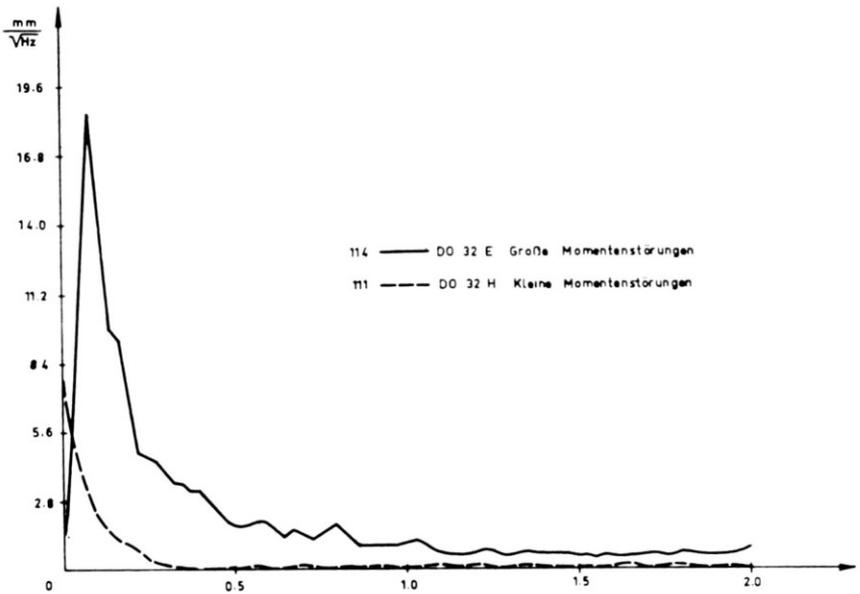


BILD 18c — Spektren der Pedalbetätigung zur Giersteuerung

aus. Im ungestörten Schwebeflug sind nur kleine niederfrequente Bewegungen zur Steuerung notwendig, vor allem, weil die vom Piloten selbst eingeführten Rauschsignale praktisch gleich null sind. Da bei diesen Reaktionshubschraubern die Gierbewegung weitgehend entkoppelt ist, wird deren Steuerbarkeit als gut empfunden. Das wirkt sich durch ein sehr schmalbandiges Spektrum aus. Bei gestörten Flügen mit großen Momentenstörungen in der

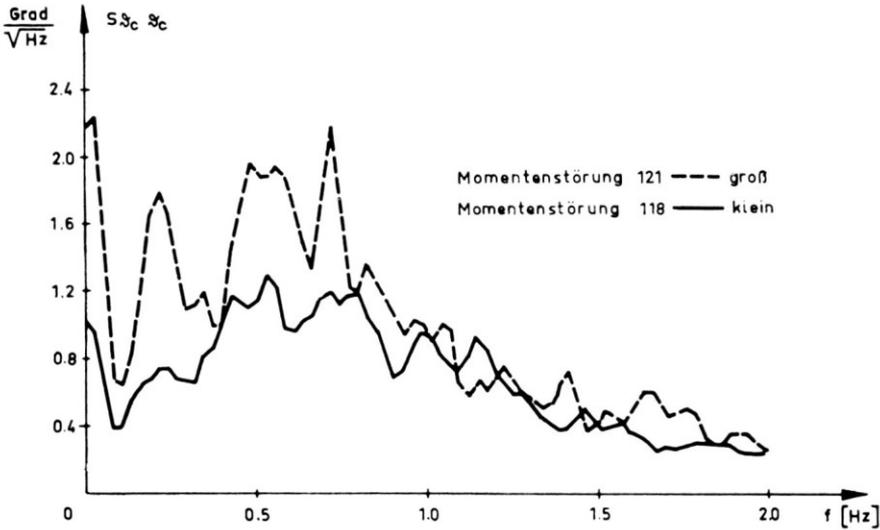


BILD 19a — Spektren der Knüppelbetätigung zur Rollsteuerung

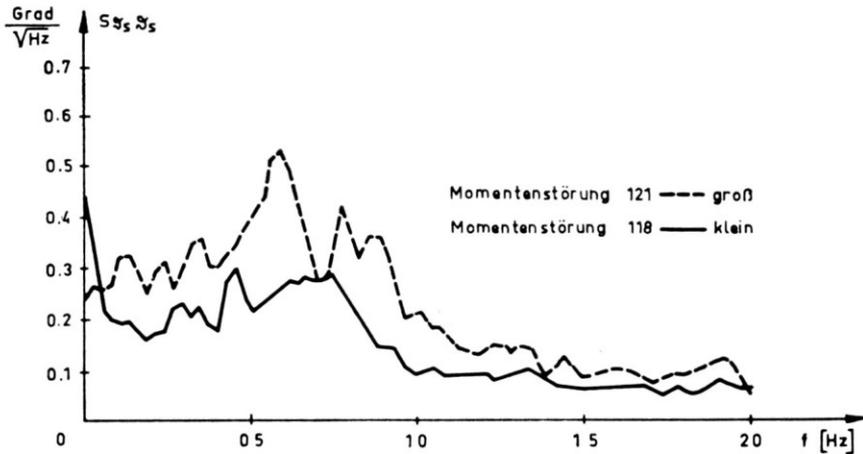


BILD 19b — Spektren der Knüppelbetätigung zur Nicksteuerung

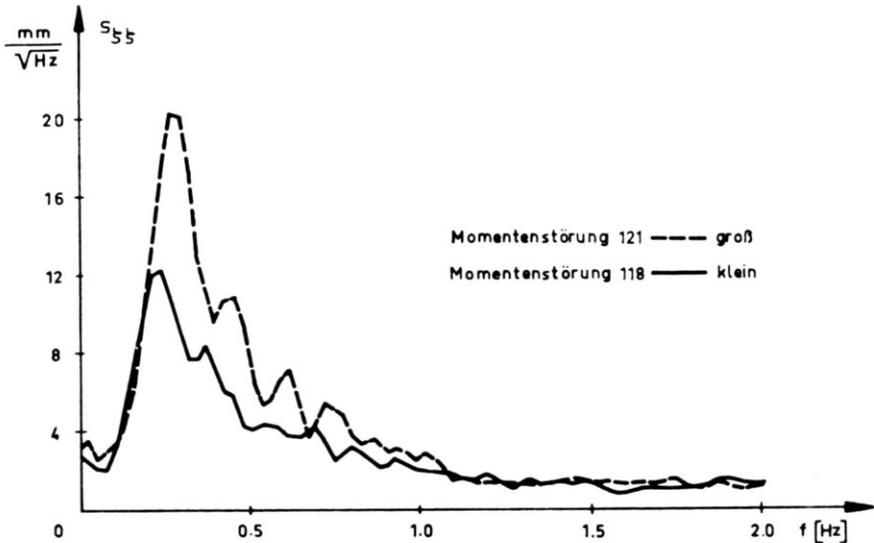


BILD 19c — Spektren der Pedalbetätigung zur Giersteuerung

Roll- und Nickbewegung ändert sich die Form der Spektren nicht stark. Sie werden aber infolge der auszuregelnden Störungen etwas breitbandiger.

Als Vergleich zu den Steuerbarkeitsuntersuchungen der Reaktions-Hubschrauber werden Ergebnisse von Simulatorversuchen mit einem mechanischen Hubschrauber der gleichen Größenklasse gezeigt. Bild 19 zeigt einige Ergebnisse von stark gestörten Schwebeflügen. Dabei wurden Momentenstörungen in der Roll- und Nickbewegung simuliert. Man sieht aus dem Verlauf der Spektren, daß das Pilotenrauschen beträchtlich ansteigt. Dadurch fühlt der Pilot recht unangenehme Steuerbarkeitseigenschaften. Die vom Piloten selbst eingeführten Störsignale führen zu sehr breitbandigen Spektren bei der Steuerung um alle Achsen.

## 6. SCHLUSSBETRACHTUNGEN

Die modernen Theorien der Regelungstechnik und die inzwischen verfügbaren. Datenaufbereitungsanlagen sowie die Digitalrechner ermöglichen objektive analytische Untersuchungen von Flug- und Simulatorenmessungen. Die Voraussetzung für die hier beschriebenen Versuche — quasistationäres Verhalten und Gauß'sche Prozesse — waren im wesentlichen erfüllt.

Die Ergebnisse, die man mit Hilfe moderner Datenverarbeitung gewinnt, geben einen viel besseren Einblick in die Vorgänge bei der Steuerung von Luftfahrzeugen als die bisherigen Methoden. Das Ziel von weiteren Unter-

suchungen ist es, zu versuchen, mit Hilfe der modernen Methoden möglichst einfache, neuere Steuerbarkeitskriterien aufzustellen.

#### LITERATURVERZEICHNIS

- (1) MCRUER, D. T., KRENDEL, E. S., 'Dynamic response of human operators,' WADC TR 56-524, Wright Patterson AFB, Ohio, 1957.
- (2) TUSTIN, A., 'An investigation of the operator's response in manual control of a power-driven gun,' C.S. Memorandum No. 169, Metropolitan-Vickers Electrical Co., Ltd., Sheffield, England, 1944.
- (3) SCHWEIZER, G., 'Pilot behaviour in VTOL aircraft,' AGARD-Bericht Nr. 521.
- (4) SCHWEIZER, G., KREIL, W., 'Der Mensch als Regler,' (erscheint in Regelungstechnik'.) Dornier-Bericht Nr. 5614-F05.

#### DISCUSSION

Henry R. Jex (Systems Technology, Inc., 13766 South Hawthorne Boulevard, Hawthorne, California): This paper reports excellent in-flight research which has been sadly lacking up to now. Extensive laboratory describing function measurements at STI† show similar control spectra, and, qualitatively at least, support these results. It would be interesting to know if the present results, when plotted as total open-loop describing functions on a Bode plot, ( $\log |Y|$  against  $\log \omega$ ) confirm the in-flight validity of the 'crossover' model, or its extended form, of the reference e.g.:

$$Y_{OL}(j\omega) = Y_p \cdot Y_c \doteq \frac{\omega_c}{j\omega} \exp[-j(\tau_c \omega + \alpha/\omega)]; \quad \text{near } \omega_c$$

If the data do fit this model, then the large peak seen in the control power spectral densities are probably due to small stability margins and are a clue to the crossover frequency and gain. Then, under difficult wide-band input conditions, the pilot may, as shown in the reference, use a low gain technique (' $\omega_c$ -regression') to suppress the peak. This would suggest caution in relating poor handling qualities to a peak in the control spectrum.

Also, there is some question on the validity of  $F_p$  obtained without any command or disturbance inputs, since under such circumstances  $F_p \doteq 1/F_s$  should be obtained.

Would the authors please comment?

† MCRUER, GRAHAM, KRENDEL, REISENER, 'Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems — Theory, Models and Experiments with Controlled Element and Forcing Function Variations,' USAF AFFDL-TR-65-15, January 1966.

*G. Schweizer:* Der Autor der Diskussionsbemerkung hat Zweifel, ob man bei den in der Arbeit verwendeten Verfahren tatsächlich die Übertragungsfunktion des Teils mit konstanten Parametern — nämlich  $F_p$  des Piloten erhält. Dazu ist zu bemerken, daß man dieses Ergebnis dann erhalten muß, wenn die Parameter-Änderungen des Pilotenmodells vorwiegend multiplikativer Art sind. Bei unseren Messungen — bei Freiflügen und am Simulator — war das der Fall. Es wäre aber von großem Interesse, daß die in dem Bericht skizzierten Versuche, die Aufschluß über die Art des Pilotenrauschens geben, an anderer Stelle unabhängig durchgeführt würden, um über diese Probleme noch größere Klarheit zu erhalten.

Der Autor regt außerdem an, zu prüfen, ob die in der Referenz † gewonnenen Ergebnisse mit den Versuchen der obigen Arbeit in Übereinstimmung zu bringen sind. Die entsprechenden Versuche dazu werden derzeit durchgeführt. Über die Ergebnisse wird anschließend berichtet. Nach unseren Erfahrungen ergeben sich Resonanzspitzen bei den Leistungsspektren bei höheren Frequenzen bei Mensch-Maschine-Systemen dann, wenn der Pilot die Aufgabe kaum bewältigen kann. Vermutlich kann man dann von Stabilitätsgrenze sprechen. Von dieser Seite aus gesehen ergeben sich zwischen den Arbeiten, die der obigen Diskussionsbemerkung zugrundeliegen und unseren Arbeiten keine Widersprüche.