
Zur Frage der Übertragungsfunktion des Piloten bei 'vorausahnbaren' Störungen der Flugbewegung

H. SCHMIDTLEIN

*Abteilungsleiter für Simulationstechnik, VFW, Bremen, W.
Germany*

Vor einigen Jahren wurde aus dem Verkehrsministerium der BRD die Frage aufgeworfen, ob theoretische Untersuchungen des Systems Pilot-Flugzeug Anhaltspunkte über dessen Bewegungsverhalten geben könnten. Diese Frage wurde am Institut für Flugtechnik der TH in Darmstadt aufgegriffen, und zwar interessierte hier besonders die Regelung der Hängewinkellage des Flugzeuges durch den Piloten während einer Landung bei Seitenwind. Es soll nun zunächst auf das spezielle Problem dieses Manövers eingegangen werden.

Die Landung eines Flugzeuges bei Seitenwind stellt für den Piloten eine komplexe Regelaufgabe dar. Wenn sich das Flugzeug in einigen Metern über dem Erdboden im nichtschiebenden Geradeausflug befindet und sich sein Schwerpunkt in Landebahnrichtung bewegt, dann schiebt es gegen den Erdboden (vergleiche Fig. 1). Da die meisten Flugzeuge kein drehbares Fahrwerk besitzen, wird angestrebt sie vor dem Aufsetzen auf die Landebahn mit ihrer Längsachse wenigstens annähernd in Landebahnrichtung zu schwenken. Das kann z.B. dadurch bewerkstelligt werden, daß kurz vor dem Aufsetzen das Seitenruder des Flugzeuges ausgeschlagen wird. Neben dem erwünschten Moment um die Hochachse des Flugzeuges wird durch den Seitenruderausschlag auch ein unerwünschtes Moment um dessen Längsachse hervorgerufen. Aufgabe des Piloten ist es unter anderem, durch einen Querruderausschlag zu verhindern, daß dieses Moment einen Hängewinkel des Flugzeuges nach sich zieht.

Regeltechnisch betrachtet ist der Hängewinkelverlauf die Eingangsgröße des Piloten und der Querruderausschlag dessen Ausgang. Beide Größen sind durch die 'Übertragungsfunktion des Piloten' verknüpft. Für diese Übertragungsfunktion war zu dem Zeitpunkt, als die oben genannte Frage

auftauchte, eine gleichungsmäßige Beziehung aus der Literatur bekannt⁽¹⁾.

$$\bar{F}_p(s) = K_p \cdot \frac{1 + T_1 \cdot s}{1 + T_2 \cdot s} \cdot \frac{e^{-\tau s}}{1 + T_N \cdot s}$$

Der erste Term enthält einen Verstärkungsfaktor K_p , einen Vorhalt T_1 und eine Verzögerung T_2 je erster Ordnung. Der zweite Anteil enthält eine Totzeit τ , die der Reaktionszeit des Piloten entspricht und eine Verzögerung

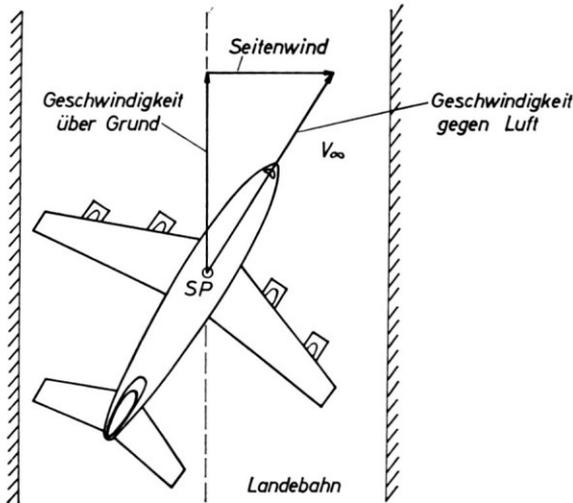


FIG. 1 — Zur Landung bei Seitenwind

T_N erster Ordnung, für die die Trägheit des Nerven- und Muskelsystems des Menschen verantwortlich zu machen ist. Während die Totzeit τ und die Verzögerungszeit T_N des menschlichen Nerven- und Muskelsystems nur schwach vom Übertragungsverhalten der Regelstrecke abhängen, verändern sich die Konstanten (K_p , T_1 , T_2) des 1. Anteils stark mit den Eigenschaften der Regelstrecke, weshalb dieser Anteil 'Anpaßterm' genannt wird.

Die genannte Gleichung wurde durch Versuche gewonnen, bei denen zur Störung des Systems Mensch-Maschine stochastische Funktionen benutzt wurden. Da der Seitenruderausschlag — als Störung des Systems Pilot-Flugzeug bei einer Seitenwindlandung — eine deterministische und keine stochastische Funktion ist, war es nicht sicher, ob die genannte Gleichung das Verhalten des Piloten beim Regeln der Hängewinkellage des Flugzeuges während einer Seitenwindlandung beschreibt. Zu diesem Zwecke wurde untersucht, von welcher Form die Gleichung für das Übertragungsverhalten des Piloten sein muß, damit sie die Bedingung erfüllt, daß der Hängewinkel des Flugzeuges nach Abklingen des Einschwingvorganges für die Dauer der Seitenwindlandung zu Null wird.

Es wird der Grenzfall betrachtet, daß das Seitenruder des Flugzeuges zu Beginn des Manövers auf einen dann konstant bleibenden Wert ausgeschlagen wird. Durch diesen Seitenruderausschlag bedingt, dreht sich das Flugzeug im neuen stationären Zustand nach Abklingen des Einschwingvorgangs fortwährend um seine Hochachse. Dies wiederum verursacht ein dauerndes Moment um die Längsachse. Das Moment muß vom Piloten durch einen bleibenden Querruderausschlag kompensiert werden. Das Querruder muß also um einen endlichen Wert ausgeschlagen sein, während der Hängewinkel Null ist. Dies ist im unvermaschten Regelkreis nur möglich, wenn die Übertragungsfunktion des Piloten einen integralen Anteil enthält. Ein solcher Anteil fehlt jedoch in der oben genannten Gleichung. Aus diesem Grunde mußte die Beantwortung der Frage zunächst zurückgestellt werden, ob man aus theoretischen Untersuchungen des Systems Pilot-Flugzeug Anhaltspunkte für etwaige Instabilitäten des Systems oder für das Auftreten besonders großer Bewegungsamplituden während einer Seitenwindlandung erhalten kann. Es galt zuerst, die Übertragungsfunktion des Piloten für den Fall der Landung von Flugzeugen bei Seitenwind aus praktischen Versuchen zu ermitteln. Zur Lösung dieses Problems trägt die vorliegende Untersuchung bei, die Messungen am Bo-707-Flugsimulator der Deutschen Lufthansa in Frankfurt/Main und deren Auswertung zur Bestimmung der Übertragungsfunktion des eingesetzten Lufthansapiloten umfaßt.

Die Messungen zur Ermittlung der Übertragungsfunktion des Piloten während einer Seitenwindlandung wurden am Boeing-707-Flugsimulator der Deutschen Lufthansa in Frankfurt/Main durchgeführt. Bei der Nachbildung einer Seitenwindlandung im Simulator sind einige Vereinfachungen unumgänglich. Die erste Vereinfachung bestand darin, daß die Versuche bei feststehender Simulatorkabine durchgeführt wurden. E. Seckel und I. A. M. Hall⁽²⁾ haben z.B. gezeigt, daß durch Fehlen der Bewegungsreize (motion cues) im Simulator im allgemeinen nicht die Form der Gleichung, die das Übertragungsverhalten des Piloten approximiert, gegen den wirklichen Flugfall geändert wird, sondern nur deren Konstanten, und zwar nur um einen geringen Prozentsatz.

Die Kabine des Simulators während der Versuche feststehen zu lassen, ist nicht der einzige Abstrich bei der Nachbildung der Seitenwindlandung im Simulatorversuch geblieben. Bei der Bestimmung einer Übertragungsfunktion des Piloten muß man alles von der Betrachtung ausschließen, was der Pilot aufgrund einer abhängigen oder unabhängigen Entscheidung tut. So sind z.B. die Ruderbewegungen auszuschließen, durch die er eine Änderung des Flugzustandes oder der Flugrichtung herbeiführt. Das Ausgleichen der bei solchen Handlungen eventuell entstehenden Schwingungen in den Flugbewegungen gehört hingegen in den Bereich der Reglerfähigkeiten des Menschen. Ebenso verhält sich der Pilot als Regler, wenn er Störungen unwillkürlich ausgleicht, die von außen die Bewegungen des Flugzeuges

beeinflussen oder die durch einen Fehler im Flugzeug selbst entstehen.

Betrachtet man den eingangs dargelegten Ablauf einer Seitenwindlandung unter diesem Aspekt, so ergibt sich, daß der Pilot allein bei der Regelung der Hängewinkellage des Flugzeuges als Regler fungiert. Seine anderen Eingriffe in die Querbewegungen des Flugzeuges beruhen auf einer Entscheidung. Es ist Aufgabe der vorliegenden Untersuchung, das Verhalten des Piloten bei der Regelung der Horizontallage des Flugzeuges während einer Seitenwindlandung gleichungsmäßig zu fassen. Bei Beschränkung auf die Lösung dieser einen Aufgabe ist es möglich, das tatsächliche Manöver der Landung von Flugzeugen bei Seitenwind für den Versuch stark zu vereinfachen.

1. Es kann darauf verzichtet werden, den Sinkvorgang bei der Landung zu simulieren, da er für die Regelung der Hängewinkellage des Flugzeuges keine erstrangige Bedeutung hat.

2. Es kann darauf verzichtet werden, dem Piloten das Bild der Landebahn vorzuspiegeln, da es bei der Regelung der Hängewinkellage des Flugzeuges unbedeutend ist, in welcher zeitlichen Relation der Seitenruderausschlag zum Aufsetzen des Flugzeuges auf die Landebahn steht und um wieviel Grad das Flugzeug um seine Hochachse geschwenkt wird. Die Information über die Querlage des Flugzeuges erhält der Pilot durch die Anzeige des künstlichen Horizontes.

3. Die 'Fluggeschwindigkeit' des Simulators wurde während des Manövers konstant gehalten.

4. Das Seitenruder wurde in kürzest möglicher Zeit auf einen dann konstant bleibenden Wert ausgeschlagen. Dadurch wurde der Zweck erreicht, der mit dem Seitenruderausschlag bei einer Seitenwindlandung verfolgt wird. Diese Maßnahme stellt eine gewisse Einschränkung der Allgemeingültigkeit der Ergebnisse dieser Untersuchungen dar; denn das Seitenruder wird häufig zur Verzögerung der Gierbewegung des Flugzeuges benutzt, nachdem es dieselbe eingeleitet hat. Es ist anzunehmen, daß die dabei entstehende Form des Seitenruderwinkelverlaufs sehr von der Art des Flugzeuges abhängt. Aus diesem Grunde schien es angebracht, die Versuche mit dem 'neutralen' sprungförmigen Seitenruderausschlag zu fahren.

Das Testflugmanöver zur Bestimmung der Übertragungsfunktion des Piloten in dem Bo-707-Simulator hatte also den in Fig. 2 gezeigten Ablauf: Wenn der Pilot bei einer ihm angegebenen Fluggeschwindigkeit einen stationären Geradeausflug erreicht hatte, wurde die Seitenrudertrimmung des Simulators von außen verstellt. Dadurch wehte das 'Seitenruder' des Simulators aus und stellte sich nach einigen Schwingungen auf einen konstanten Wert ein. Durch den Seitenruderausschlag bedingt, begann der Simulator eine Rotation um die Hochachse zu simulieren.

Zugleich begann der künstliche Horizont einen Hängewinkel anzuzeigen. Es war die Aufgabe des Piloten, diesen Hängewinkel zu Null zu machen.

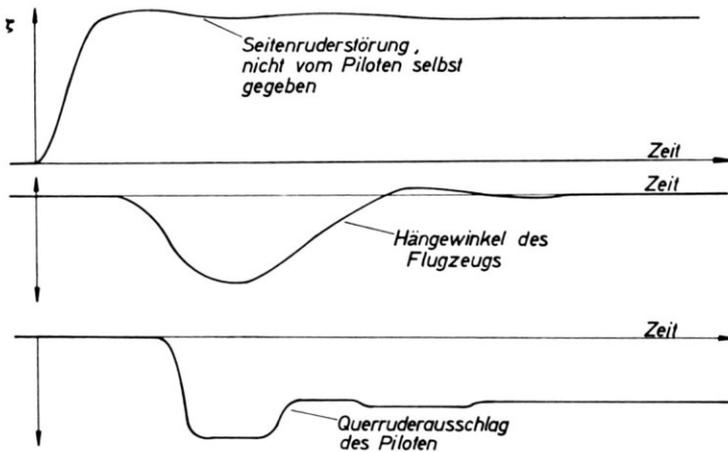


FIG. 2 — Beispiel für den Verlauf der Seitenruderstörung, des Hängewinkels und des Querruderausschlags beim untersuchten Flugmanöver

Hatte er dies endgültig erreicht, dann befand sich der Simulator wieder in einem stationären, und zwar schiebenden 'Flug' bei einer konstanten Giergeschwindigkeit. Die Messung wurde abgebrochen.

Während der Versuche wurden die folgenden Größen des Simulators abgegriffen und von einem Zwölfkomponenten-Lichtpunktliniensreiber aufgezeichnet.

1. Seitenruderausschlag ζ (Störgröße des Systems Pilot-Flugzeug),
2. Hängewinkelverlauf ϕ (Eingangsgröße des Piloten),
3. Querruderausschlag ξ (Ausgangsgröße des Piloten),
4. Fluggeschwindigkeit V_∞ .

Die Fluggeschwindigkeit wurde zur Kontrolle aufgezeichnet, um feststellen zu können, ob sie während einer Messung konstant geblieben war.

Es ist aus der Literatur bekannt, daß das Übertragungsverhalten des Piloten vom Übertragungsverhalten der Regelstrecke (Flugzeug) abhängt. Um diese Abhängigkeit studieren zu können, wurden 4 verschiedene Meßserien durchgeführt, die sich durch die jeweils gewählte Fluggeschwindigkeit unterscheiden. Da das Übertragungsverhalten des Flugzeuges von der Fluggeschwindigkeit abhängt, war es dadurch möglich, ein — wenn auch enges — Spektrum von Eigenschaften der Regelstrecke zu überstreichen.

Um feststellen zu können, ob das Übertragungsverhalten des Piloten von der Amplitude der Störfunktion abhängt, wurde innerhalb jeder Meßserie die Amplitude des Seitenruderausschlages über 3 Stufen variiert. Für jede Seitenruderamplitude wurde der Versuch durchschnittlich dreimal durchgeführt, um auch die statistischen Schwankungen des Übertragungsverhaltens des Piloten studieren zu können.

Eingangs wurde von der 'Übertragungsfunktion des Piloten' gesprochen. Dieser Begriff ist im Zusammenhang mit dem Regler Mensch irreführend. Es hat sich bei allen bisherigen Untersuchungen gezeigt, daß das Übertragungsverhalten des Menschen nichtlinear ist. Einmal ist es nichtlinear mit der Amplitude der Eingangsfunktion des Piloten und zum anderen schwankt es statistisch mit der Zeit. Eine Übertragungsfunktion kann also für den Menschen gar nicht existieren. Es hat sich jedoch generell ergeben, daß das Übertragungsverhalten des Menschen bei einer bestimmten Regelaufgabe — gekennzeichnet durch eine spezielle Regelstrecke, durch eine gegebene Form der Störung — durch eine Beschreibungsfunktion gut approximiert werden kann. Diese Beschreibungsfunktion verändert sich ähnlich wie das Verhalten eines adaptiven Reglers mit der Regelaufgabe. Sie bleibt dagegen in etwa konstant, wenn nur die Amplitude der Störung innerhalb ihrer Größenordnung verändert wird. Dies hat dazu geführt, daß häufig von der Übertragungsfunktion des Menschen gesprochen wird.

Soll das Übertragungsverhalten des Piloten bei den besprochenen Messungen gleichungsmäßig erfaßt werden, so ist es zunächst, wichtig, den Aufbau des Regelkreises zu kennen. Offensichtlich war die Anzeige des künstlichen Horizontes die einzige vom Piloten beobachtete Eingangsfunktion. Es entsteht jedoch die Frage, ob der Regelkreis Pilot-Simulator deshalb unbedingt unvermascht sein muß. Um dies zu untersuchen, wurde mitten in einer Versuchsreihe, die in der früher beschriebenen Art ablief, ohne Wissen des Piloten die Form der Seitenruderstörung verändert. Und zwar wurde das Seitenruder einmal nur kurz, impulsartig ausgeschlagen, statt es durch Verstellen der Seitenrudertrimmung auf einen konstanten Wert ausweichen zu lassen. Bei diesem eingeschobenen Versuch war der Pilot falsch vorbelastet; denn er erwartete ja einen konstanten Seitenruderausschlag als Störung. Er reagierte bei dem Versuch erstens zu stark und bemerkte zweitens erst nach mehreren Minuten, daß das Querruder im stationären, nicht hängenden Flug nach Abklingen des Einschwingvorganges nicht ausgeschlagen zu sein brauchte. Aus dieser Beobachtung wurde gefolgert, daß es für den Piloten eine wesentliche Information darstellt, Art und Form der zu erwartenden Störung vorauszukennen. Damit scheint es physikalisch sinnvoll, die Seitenruderstörung als zweite Eingangsfunktion des Piloten einzuführen. (Siehe Blockschaltbild in Fig. 3).

Diese Überlegungen führen zu der Gleichung für den Piloten:

$$L\zeta = N_{P\phi} \cdot L\phi + N_{P\zeta} \cdot L\zeta$$

Die Beschreibungsfunktionen $N_{P\phi}$ und $N_{P\zeta}$ des Piloten sind zunächst noch unbekannt. Um ihre gleichungsmäßige Form zu bestimmen, wurde die folgende Voraussetzung gemacht: Das von anderen Autoren gefundene und häufig bestätigte Ergebnis, daß sich das Übertragungsverhalten des Piloten

durch eine quasilineare Beschreibungsfunktion ohne große Fehler approximieren läßt, soll auch für die vorliegenden Messungen gelten. Unter dieser Voraussetzung ergaben sich für $N_{p\phi}$ und $N_{p\zeta}$ Beziehungen der folgenden Form:

$$N_{p\phi} = K_1 \cdot e^{-T_1 \cdot s}$$

$$N_{p\zeta} = K_2 \cdot e^{-T_2 \cdot s}$$

Die Zahlenwerte der Koeffizienten (K_1, T_1, K_2, T_2) wurden über die Bedingung, daß die Beschreibungsfunktion eines Regelkreisgliedes die beste lineare

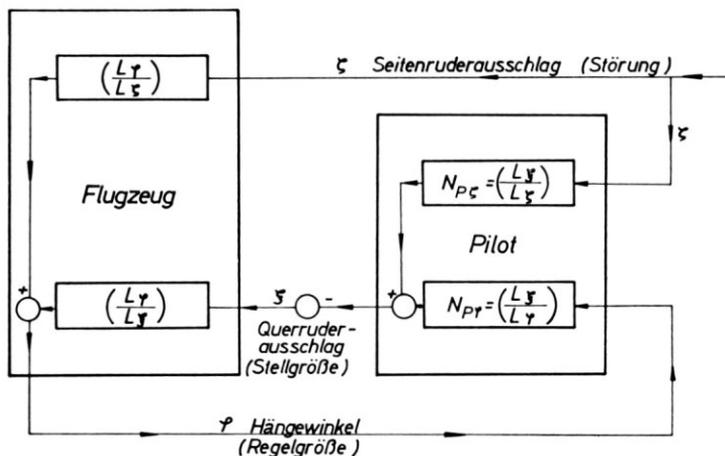


FIG. 3 — Blockschaltbild für den vermaschten Regelkreis Flugzeug-Pilot

Approximation seines tatsächlichen Übertragungsverhaltens ist, aus den im Simulator gewonnenen Meßkurven ermittelt. Setzt man die Ausdrücke für $N_{p\phi}$ und $N_{p\zeta}$ in die Gleichung des Piloten ein und transformiert diese Gleichung in den Zeitbereich, so ergibt sich:

$$\zeta(t) = K_1 \cdot \phi(t - T_1) + K_2 \zeta(t - T_2)$$

Es interessieren nun 3 Probleme:

1. Wie paßt der Pilot seine Reaktion an das Übertragungsverhalten des Simulators an?
2. Wie beeinflußt die Amplitude der Seitenruderstörung das Übertragungsverhalten des Piloten?
3. Wie stark streut es?

1. WIE PASST DER PILOT SEINE REAKTION AN DAS ÜBERTRAGUNGSVERHALTEN DES SIMULATORS AN?

Der Einfluß des Übertragungsverhaltens des Simulators auf das des Piloten läßt sich folgendermaßen kennzeichnen:

(a) Im stationären Schiebeflug bei konstanter Giergeschwindigkeit gehört zu einem bestimmten Seitenruderausschlag des Flugzeuges ein bestimmter Querruderausschlag. Vom Quotienten beider Winkel wird der Verstärkungsfaktor K_2 des Piloten bestimmt. Dieses Gesetz ergibt sich formal, wenn man in die Gleichung des Piloten die stationären Endwerte der Winkel ξ , ζ und ϕ einsetzt und beachtet, daß ϕ im Unendlichen gleich Null ist.

(b) Die Totzeit T_2 die den Beginn der Reaktionen des Piloten definiert, richtet sich ebenfalls nach dem Übertragungsverhalten des Simulators. Es hängt unter anderem von den Verzögerungen und der Totzeit des Simulators ab, wann der Pilot die ersten Veränderungen, die durch die Seitenruderstörung im Hängewinkel hervorgerufen werden, bemerkt.

Figure 4 gibt die Werte des Hängewinkels und der Rollgeschwindigkeit des Simulators an, bei denen die Empfindensschwelle des Piloten überschritten wurde und er zu reagieren beginnt. Dieser Zeitpunkt zeigt sich in den Meßkurven in einem plötzlichen Anstieg des Querruderwinkels zu Beginn des untersuchten Flugmanövers.

Trotz großen Streubereichs der Meßpunkte läßt sich die folgende Gesetzmäßigkeit erkennen: Der Hängewinkel, bei dem der Pilot reagiert, hängt von der Rollgeschwindigkeit des Simulators ab. Es gibt einen minimalen

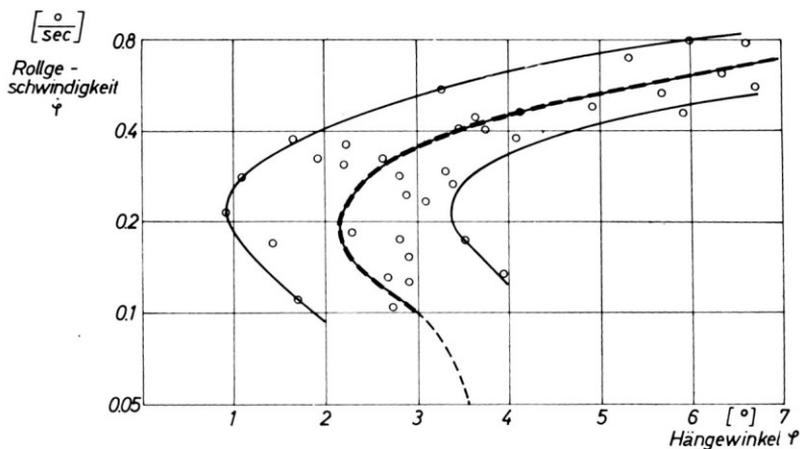


FIG. 4 — Amplitude und Steigung des Hängewinkels beim Beginn der Reaktion des Piloten

Hängewinkel, bei dem der Pilot reagieren kann. Er liegt bei einer Rollgeschwindigkeit von etwa 0.23 deg/sec und beträgt im Extremfall $\phi = 1^\circ$, im Mittel etwa $\phi = 2.2^\circ$. Wird die Rollgeschwindigkeit ($\dot{\phi}$) kleiner als etwa, 0.23 deg/sec, dann reagiert der Pilot im Mittel erst bei Hängewinkelamplituden über 2.2° . Die Ursache ist vermutlich, daß mit abnehmender Rollgeschwindigkeit des Simulators der Reiz schwächer wird, den die Bewegung des künstlichen Horizontes im Piloten hervorruft. Für sehr kleine Rollgeschwindigkeiten bemerkt der Pilot so lange nicht, daß der Zeiger des künstlichen Horizontes auswandert, bis er bereits einen auffallenden Winkelausschlag aufweist. Wird die Rollgeschwindigkeit größer als etwa 0.23 deg/sec, dann reagiert der Pilot im Mittel ebenfalls erst bei Hängewinkelamplituden über 2.2° . Die Ursache ist vermutlich, daß die Hängewinkelamplitude während der Reaktionszeit des Piloten mit zunehmender Rollgeschwindigkeit stärker anwächst. In diesen Fällen bemerkt der Pilot die Bewegung des Zeigers am künstlichen Horizont früher als den angezeigten Ausschlag.

Die genannten Zahlenwerte sind sicher keine absolut gültigen Werte, sondern hängen wahrscheinlich u.a. von dem Anzeigesystem der Regelstrecke ab, weiterhin ob das Cockpit bewegt ist, und sind sicher von Mensch zu Mensch etwas verschieden.

Um den Einfluß des Übertragungsverhaltens des Simulators auf den Verstärkungsfaktor K_1 des Piloten anzugeben, wurde aus den im Simulatorversuch gewonnenen Meßkurven die Beschreibungsfunktion des Simulators ermittelt, die seine Reaktion auf einen Querruderwinkel als Eingang angibt. Sie wird durch die folgende Gleichung beschrieben:

$$N_{\xi} = \left(\frac{\phi}{\zeta} \right) = \frac{K_{\xi}(1 + a_{\xi}s)}{s[1 + (s/s_1)] [1 + 2D(s/\omega_0) + (s/\omega_0)^2]}$$

Um den Einfluß des Übertragungsverhaltens der Regelstrecke auf den Verstärkungsfaktor K_1 des Piloten näherungsweise zu erfassen, eignet sich besonders — neben K_{ξ} — der wie folgt zu erklärende Parameter $\Delta\bar{\phi}$. Schlägt man das Querruder des durch obige Gleichung beschriebenen Simulators sprungartig auf den Wert '1' aus, so beginnt er, in der Fig. 5 schematisch gezeigten Art, zu rollen.

Im Rahmen der linearen Theorie läuft die Rollgeschwindigkeit des Simulators für $t \rightarrow \infty$ gegen einen konstanten Wert, der gleich dem Verstärkungsfaktor K_{ξ} ist. Die Kurve für den Hängewinkel ϕ als Funktion der Zeit, verläuft daher für $t \rightarrow \infty$ parallel zu der unter der Steigung K_{ξ} geneigten, vom Koordinatenursprung ausgehenden Geraden. Sie ist gegen diese Gerade um den Winkel $\Delta\bar{\phi}$ versetzt. $\Delta\bar{\phi}$ ist der Betrag, um den die Wirkung eines konstanten Querruderausschlages durch Verzögerungen vermindert wird. Vergleicht man Messungen, für die dieser Wert gleich ist, so läßt sich erkennen, daß der Pilot umso stärker eingreift, je schwächer der Simulator

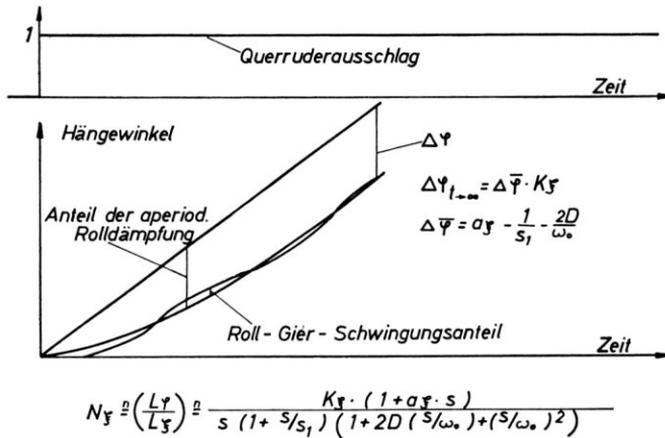


FIG. 5 — Zur Rollwinkelreaktion des Simulators auf einen sprungförmigen Querruderausschlag

auf einen Querruderausschlag reagiert. Es ergab sich ungefähr das Gesetz daß das Produkt der Verstärkungsfaktoren von Pilot und Simulator konstant ist. Fig. 6 zeigt dieses Ergebnis im Diagramm, dessen Ordinate den Faktor K_1 des Piloten und dessen Abszisse den Verstärkungsfaktor K_{ζ} des Simulators darstellt.

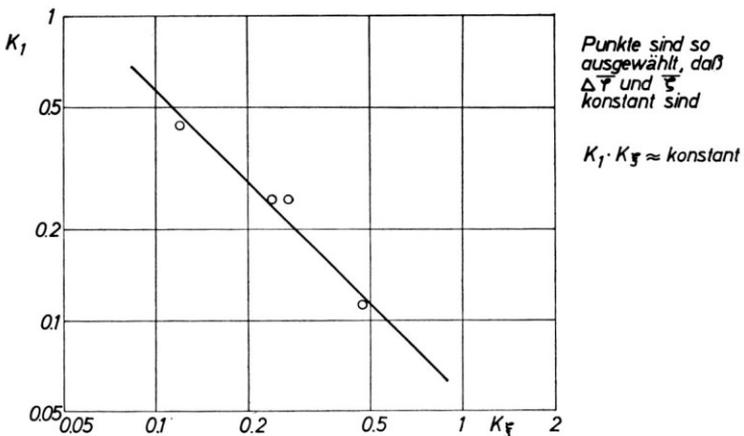


FIG. 6 — Zum Einfluß K_{ζ} des Simulators auf den Verstärkungsfaktor K_1 des Piloten $\xi(t) \cong K_1 \times \phi(t - T_1) + K_2 \times \zeta(t - T_2)$

Die Größe des Produkts ($K_1 \times K_{\zeta}$) verändert sich gemäß Fig. 7 linear mit dem oben erläuterten Parameter $\Delta\bar{\phi}$, den man Rollwinkelverminderung

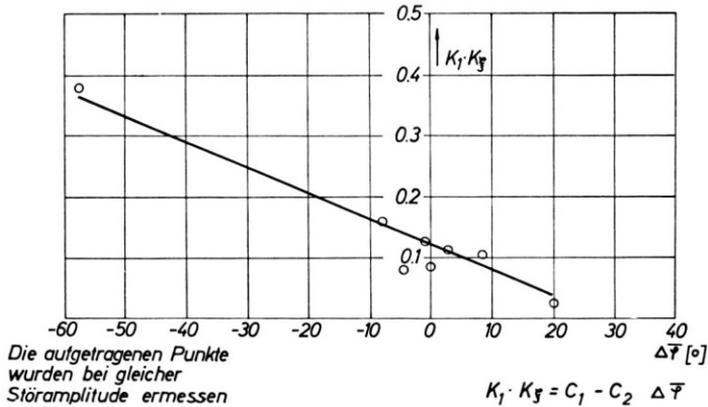
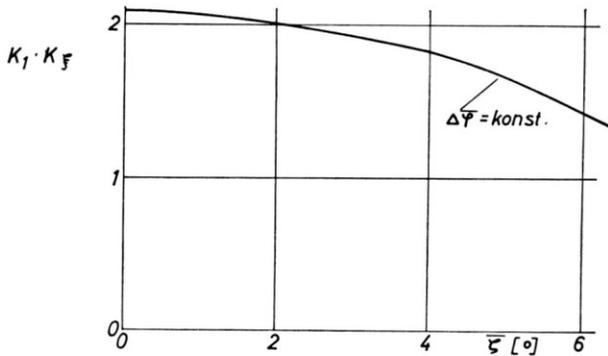


FIG. 7 — Zum Einfluß von $\Delta \bar{\varphi}$ auf Verstärkungsfaktor K_1 des Piloten
 $\xi(t) \cong K_1 \times \phi(t - T_1) + K_2 \times \zeta(t - T_2)$

nennen kann. Der Pilot greift umso stärker ein, je größer diese Rollwinkelverminderung ist.

2. WIE BEEINFLUSST DIE AMPLITUDE DER SEITENRUDERSTÖRUNG DAS ÜBERTRAGungsverHALTEN DES PILOTEN ?

Der Einfluß der Amplitude der Seitenruderstörung auf das Übertragungsverhalten des Piloten zeigt sich am stärksten im Verstärkungsfaktor K_1 . Ist die Amplitude der Seitenruderstörung unter etwa 1° , so ist der Verstärkungs-



$$\xi(t) \cong K_1 \cdot \varphi(t - T_1) + K_2 \cdot \zeta(t - T_2)$$

FIG. 8 — Zum Einfluß der Amplitude ζ der Seitenruderstörung auf den Verstärkungsfaktor K_1 des Piloten

faktor K_1 — gemäß Fig. 8 — von ihr kaum abhängig. Darüber wird er jedoch merkbar kleiner. Außer K_1 ist nur noch die Totzeit T_2 der Wirkung der Seitenruderstörung unterworfen. Ihre Größe hängt davon ab, wann der Pilot die erste Veränderung in der Hängewinkellage des Simulators feststellt. Dieser Zeitpunkt verschiebt sich geringfügig mit der Amplitude der Störung. Je grösser der Seitenruderausschlag ist, um so früher bemerkt der Pilot eine Veränderung in der Hängewinkellage des Simulators, um so kleiner ist seine Totzeit T_2 .

3. WIE STARK STREUT ES?

Die Beschreibungsfunktionen des Piloten streuen bei gleichen Beschreibungsfunktionen des Simulators und bei gleicher Seitenruderstörung verhältnismäßig stark. Die Ursache dafür mag darin zu suchen sein, daß eine Regelstrecke von der Art einer Bo-707 für ein großes Spektrum von Reglereigenschaften gut gedämpfte, ruhige Bewegungen ausführt. Nur sehr schwachen Streuungen unterliegt der Verstärkungsfaktor K_2 der die Reaktionen des Piloten auf den Seitenruderausschlag ζ angibt. Es wird darin deutlich, daß im stationären Schiebeflug zu einem bestimmten Seitenruderausschlag ebenfalls ein bestimmter Querruderausschlag gehört. Der Verstärkungsfaktor K_1 der die Reaktionen des Piloten auf den Hängewinkelverlauf angibt, streut bei gleichem Übertragungsverhalten des Simulators und bei gleicher Seitenruderstörung um $\pm 27\%$ des arithmetischen Mittelwertes. Die Totzeit T_2 , die den Beginn der Reaktionen auf die Seitenruderstörung markiert, streut im Mittel um 0.24 sec. Die Totzeit T_1 die angibt, mit welcher Verspätung der Pilot auf den Hängewinkelverlauf reagiert, schwankt statistisch zwischen 0 und 5 sec.

ZUSAMMENFASSUNG

Bei den Versuchen wurde ein deterministisches Störsignal benutzt. Für den Piloten ist daran wichtig, daß er den Verlauf der Störung bis zu einem gewissen Grade voraussehen kann und seine Reaktionen besser als bei stochastischen Störungen wählen kann. Das drückt sich darin aus, daß der Ausgang des Piloten außer von der Regelgröße auch von der Störgröße abhängt und der Regelkreis in diesem Falle zweckmäßigerweise als vermascht mit Störgrößenaufschaltung zu betrachten ist.

LITERATUR

- (1) McRUER, D. T., KRENDEL, E. S., 'Dynamic Response of Human Operators,' WADC TR 56-524, 1957

- (2) SECKEL, E., HALL, I. A. M., 'Human Pilot Dynamic Response in Flight and Simulator,' WADC TR 57-520, 1958.
- (3) SCHMIDTLEIN, H., 'Zur Frage der Übertragungsfunktion des Piloten bei einer fortwährend in eine Richtung wirkenden Störung der Querbewegung von Flugzeugen,' Dissertation, TH Darmstadt, 1966.

DISCUSSION

Dr. K. Kraemer (AVA, Bunsenstr. 10, 34, Göttingen, W-Germany): Die Annahme eines vermaschten Regelvorgangs scheint mir nur bei der Ausbildung des Piloten realistisch zu sein. Der geübte Pilot wird das Landemanöver (sideslip) mehr durch eine 'gesteuerte' als durch eine 'geregelte' Bewegung einleiten, d.h. er betätigt *a priori* Seitenruder und Querruder in geeigneter Kombination.

Dr. Schmidlein: Die zwei bei den zur Diskussion stehenden Messungen eingesetzten Piloten sind seit Jahren Linienpiloten der Deutschen Lufthansa. Ihre Ausbildung muß in erster Näherung — auch mit Rücksicht auf den Umgang mit dem benutzten Simulator — als beendet betrachtet werden.

Daß der ausgebildete Pilot bei dem beschriebenen Landemanöver versucht, Seiten- und Querruder in geeigneter Kombination auszuschlagen, kommt gerade durch die Darstellung des Systems Pilot-Flugzeug als vermaschter Regelkreis zum Ausdruck, und zwar in der Reaktion auf den Seitenruder-ausschlag. Im Vorhandensein des Anteils der Pilotenreaktion auf den Hängewinkelverlauf zeigt sich jedoch, daß der Pilot auch auf den tatsächlichen Hängewinkelverlauf Rücksicht nehmen muß. Denn schon kleine 'Fehler' im Querruderausschlag würden zu einer laufenden Vergrößerung des Hängewinkels führen.