

航空機の姿勢制御時におけるパイロット制御則同定への

H_∞制御問題の適用

桐谷 実^{*1}・小林 修^{*2}

Application of H_∞ Control Problem to the Identification of Pilot's Control Law in Aircraft Attitude Control

by

Minoru KIRITANI, Osamu KOBAYASHI

(Received on Sep. 30, 2003 & accepted on Nov. 26, 2003)

Abstract

The H_∞ control theory is effective for the performance and stability analyses of a system with uncertain controlled elements. The synthesis of the controller for such uncertain systems is called the H_∞ control problem. We applied a solution method for the H_∞ control problem to the identification of the human pilot as an aircraft controller. Experiments using a flight simulator were also carried out and compared to the derived H_∞ controller. We found that the application of the solution method for the H_∞ control problem has a large possibility of becoming an effective tool for the identification of a human pilot and analysis of the closed-loop system's performance and stability.

Keywords: Human Factor, Roll Control, H_∞ Control Problem

1. はじめに

航空機が操縦者であるパイロットに対して望ましい特性を備えているか、パイロットが操縦しやすい航空機とはどのような特性を持つものなのか、といった「航空機の飛行性」と呼ばれる問題に関しては、これまでにCAP理論¹⁾やC*基準²⁾を代表とする様々な飛行性基準が提案され、航空機の評価基準としても実際に用いられてきた。しかしながら、これらの評価基準は基本的にパイロットレイティング³⁾等の主観評価をよりどころに得られたものであり、パイロットの動特性にまで踏み込んだ閉ループでの解析結果から得られたものとは言い難い。近年、FBW(Fly-By-Wire)機等の複雑なシステムを伴う航空機の出現に伴い、古典的な航空機を対象とした飛行試験結果を中心として得られた上記の基準は、もはや飛行性の評価基準として決して十分なものとは言えず、システムをパイロットを含む閉ループ系で考えた新しい飛行性の評価法が必要とされている。

人間パイロットを含んだ閉ループシステムでの解析を行うためには人間パイロットの特性を十分に再現できるモデルが得られていることが必要であり、現在までに様々な研究がなされている。それらの最も代表的なものとしてMcRuer & Krendel⁴⁾の提案による伝達関数を用いた擬似線形モデル

$$H(s) = K \frac{1 + T_L s}{(1 + T_I s)(1 + T_N s)} e^{-\tau s} \quad (1)$$

をあげることができる。しかしながらこれらの1次あるいは2

次の進みおよび遅れ項をもつ伝達関数を用いた表現は全ての制御対象に対してひとつのモデルで適用できるというものではない。制御対象が変化するのに伴い(1)式中の各パラメータ K , T_L , T_I , T_N , τ もまた変化し、制御対象によっては(1)式が適用できない場合もある。またモデルが適用可能な周波数領域も狭く、全ての周波数領域において有効なものとも言い難い。

こういった背景のもと、本研究ではより一般的な人間パイロットの制御則モデルの導出に H_∞制御問題^{5,6)}の適用を試みた。(1)式で与えられるような従来の擬似線形モデルでは、一般に何故コントローラがこのような形で表されるかという物理的な意味合いがわかりにくく、制御対象の変化に伴い(1)式中の各パラメータがどのように変化するかという洞察も得にくい。次節において示すように H_∞制御問題を用いたコントローラの導出ではシステムの閉ループ特性に関する要求からコントローラが決定される。H_∞制御問題の適用により人間パイロットの制御則が同定できた場合にはコントローラとしてのパイロットに求められる条件が閉ループ特性に対する要求という形で表現されるため、何故コントローラがそのような形になるかという物理的な意味合いが非常にわかりやすいものとする可能性がある。

また人間パイロットの操縦動作にはなんらかの不確かさが伴うものと考えられ、その場合パイロットは自らが生み出す不確かさを見越した上で安定性と要求性能の確保を図っていると考える事ができる。H_∞制御理論は本来、制御対象にモデル化誤差やパラメータ変動などの不確かさが存在する場合においても所望の性能や安定性の獲得を図るロバスト性をもつコントローラ設計において有効な理論であるため、同理論の適用によりパイロットの制御則を同定できる見通しが得られればパイロット

* 1 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程前期

* 2 工学部航空宇宙学科教授

の不確かさも考慮に入れた解析も可能であろう。

本研究ではまずフライトシミュレータを用いて人間パイロットによる飛行操縦実験をおこない、この結果をもとにパイロットの制御則を特徴付ける閉ループシステムへの重みを推定した。次に、これらの重み関数を持ちて制御対象に対応して変化するパイロットの制御則を、 H_∞ 制御問題を適用することによって導出した。本稿ではパイロットモデルの導出に H_∞ 制御問題の適用が有効であるか検討した結果を述べる。

2. H_∞ 制御について

Fig.1 に示されるような典型的な MIMO(Multi Input Multi Output/多入力多出力)閉ループシステムを考えた場合、外界からの入力(参照入力 r , 外乱 d_u , ノイズ n)に対する制御量(追従誤差 e , 制御入力 u)の抑制の度合いは閉ループ伝達関数の H_∞ ノルムを用いることによって計測ができる。

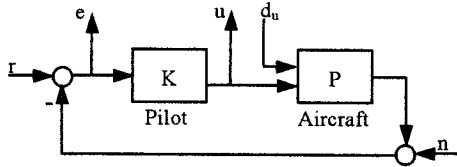


Fig.1 MIMO closed loop system

閉ループ伝達関数を T で表し、その入出力関係を Fig.2 に示すように、

$$z(s) = T(s)w(s) \quad (2)$$

$$w(s) = \begin{bmatrix} r(s) \\ d_u(s) \\ n(s) \end{bmatrix}, \quad z(s) = \begin{bmatrix} e(s) \\ u(s) \end{bmatrix}$$

とするとき、伝達関数 T の H_∞ ノルムは、

$$\|T\|_\infty = \sup_\omega \bar{\sigma}[T(j\omega)] \quad (3)$$

として得られる。

また T の H_∞ ノルムは閉ループへの入力信号 w および出力信号 z の L_2 ノルムを用いることで(4)式に示されるようにシステムの L_2 ゲインとしても表すことができる。

$$\|T\|_\infty = \sup_{w \neq 0} \frac{\|z\|_2}{\|w\|_2} \quad (4)$$

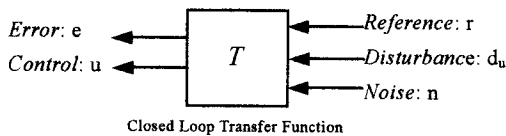


Fig.2 MIMO closed loop equivalent system

システムの評価に H_∞ ノルムを利用することの意味はシステムの入出力関係を表す写像関数 $T(s)$ ($=z(s)/w(s)$) に対して、そ

の H_∞ ノルムが

$$\|T\|_\infty = \sup_\omega \bar{\sigma}[T(j\omega)] = \beta \quad (5)$$

であるとき、次の関係が成り立つことで説明できる。

$$\|z\|_\infty = \|Tw\|_\infty \leq \|T\|_\infty \|w\|_\infty = \beta \|w\|_\infty \quad (6)$$

すなわち入力 w が、あらゆる形に変化した場合でもその出力 z に対するゲインが β 以下になるということである。このことは入力 w のとりうる値をあるクラスに限定したとき、出力 z の取りうるクラスをある範囲に限定することができるということを意味する。(5)式を満足する閉ループ伝達関数 T を持つシステムに対して

$$\|w\|_\infty \leq 1 \quad (7)$$

を想定するならばその出力の大きさは

$$\|z\|_\infty \leq \beta \quad (8)$$

となる。

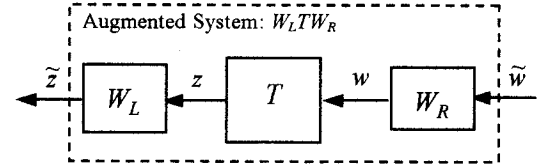


Fig.3 MIMO system with weightings

更に入出力信号の周波数依存性を重み関数を用いて考慮することで MIMO システムに対する性能要求をひとつの評価関数にまとめることができる。Fig.3 中に示される伝達要素 T は先に式(2)および Fig.2 によって示した閉ループ伝達関数であるとする。このシステム T に対し、入力側重み W_R と出力側重み W_L を付加する。 W_R は外界からの入力の周波数依存性を考慮するものであり、想定される外乱の形状を w に与えるものである。逆にこれによって重みを含めた拡大システム W_LTW_R への入力信号 \tilde{w} を正規化して表すことができる。また、 W_L は満たすべき性能要求を z に対して与えるものであり出力 \tilde{z} を正規化するものである。拡大システム W_LTW_R への閉ループ入力信号 \tilde{w} と出力信号 \tilde{z} との間に次の関係が満たされれば、想定される外部からの入力に対して性能要求が満たされることとなる。

$$\|W_LTW_R\|_\infty = \sup_\omega \bar{\sigma}[W_L(j\omega)T(j\omega)W_R(j\omega)] \leq 1 \quad (9)$$

システムに想定される外界からの影響の輪郭と性能要求を各入出力変数に与え、Fig.3 の形で表現することによりコントローラを含めた MIMO システムに対する要求を(9)式のただ1つの評価関数によってまとめることができる。重み関数を適切に選ぶことによってパイロットの制御則が再現できるならば、重み関数そのものが人間の制御則を導くと考えられる。

H_∞ ノルムを用いて表現される評価関数(9)式を満たし、かつシステムの閉ループ安定を導くようなコントローラを導出する問題は「 H_∞ 制御問題」と呼ばれ、その導出には一般に煩雑な計算作業を伴うが、現在では MATLAB[®]等の制御系 CAD を用いることにより問題設定の仮定条件のチェックからコントローラの導出までを効率よく行うことができる。本稿においても H_∞ 制御

理論を用いたコントローラの導出には MATLAB を使用している。

3. フライトシミュレータ実験

パイロットの制御則決定要因を導くと考えられる重み関数を推定する目的と、 H_∞ 制御問題の適用により導出を行ったパイロットモデルの再現性を確認するというふたつの目的から、フライトシミュレータによる飛行操縦実験を行った。フライトシミュレータには東海大学工学部航空宇宙学科の所有する固定座席式フライトシミュレータを用い、自家用操縦士資格を所有するパイロットに外乱が付加される中での機体の水平姿勢角保持を行わせた。Fig.4 にシミュレータ外観を Fig.5 にフライトシミュレータの構成図を示す。



Fig.4 External view of flight simulator

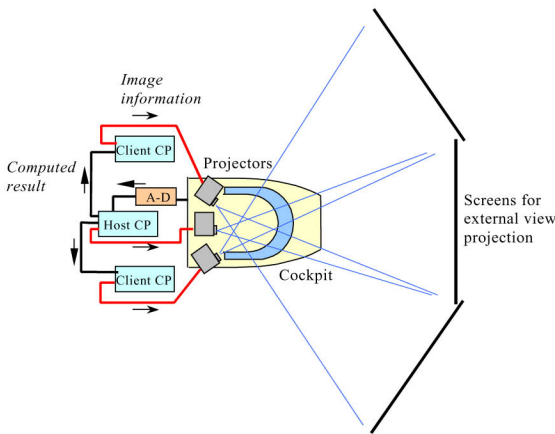


Fig.5 Configuration of simulator system

4. 航空機モデル

フライトシミュレータ実験および H_∞ 制御問題を用いたコントローラの導出には横方向の線形微小擾乱運動方程式をロールモードにおけるロール軸まわり 1 自由度に近似した航空機モデルを用いた。航空機モデルの運動方程式を以下に示す。

$$\frac{dp(t)}{dt} = L_p p(t) + \kappa_w L_{\delta a} \delta_w(t) \quad (10)$$

$$\frac{d\phi(t)}{dt} = p(t) \quad (11)$$

$$\delta_a(t) = \kappa_w \delta_w(t) \quad (12)$$

$p(t)$: ロールレート

$\phi(t)$: ロール角

$\delta_w(t)$: 操縦輪舵角

$\delta_a(t)$: 補助翼舵角

$L_p, L_{\delta a}$: 安定微係数

κ_w : 操縦輪-補助翼間ギアレシオ

運動方程式中の各係数を Table 1 に示す。これらの係数は MIL-SPEC F8785C⁷⁾のロールモード基準において level 1 の評価が得られる特性、すなわち飛行性に関して十分な満足が得られる、とされる値を基準として用いている。

Table 1 Reference derivatives of the aircraft model

Stability Derivatives	L_p	-1.695 [1/s]
	$L_{\delta a}$	27.25 [1/s ²]
Time constant (roll mode)	$T_p (= -1/L_p)$	0.588 [s]
Gear ratio	κ_w	0.13 [-]
Control wheel rotational range	δ_{wmax}	± 1.48 [rad] (84.8 [deg])

5. 付加外乱

本実験では突風による外乱を fig.6 に示すような出力外乱 d_y に擬似する形で入力した。付加外乱はホワイトノイズを 2 次遅れ系の整形フィルタを通過させることによって高周波成分を減衰させたものであり、低周波領域でパワーが大きくかつ変化が小さく、高周波領域で一方向的に減衰する、という実際の航空機の突風応答を通しての外乱が持つ基本的な性質を備えたものであり、それでいてパワーの変化する周波数が 1 箇所のみであり、その他の周波数領域では変化率が一定であるという簡素な性質も兼ね備えている。

今回の実験では整形フィルタの固有周波数 ω_d を 0.2[rad/s], 0.4[rad/s], 0.8[rad/s], 1.6[rad/s] と 4 通りに変化させ 4 種類の外乱を準備した。また整形フィルタのゲイン κ はすべての外乱でそのパワーが同じとなるように調整を行った。尚、参照入力 r は本実験では一定姿勢角の保持というタスクによりゼロとなる。

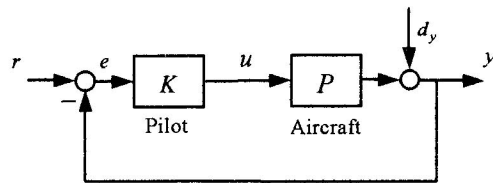


Fig. 6 Application of output disturbance

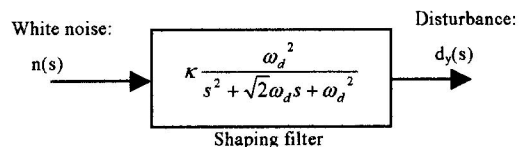


Fig.7 Formation of disturbance model

6. シミュレーション結果

Fig.8, Fig.9に固有周波数0.8[rad/s]の外乱を与えたときの外乱スペクトル, 追従誤差スペクトル, および感度関数の実験データからの推定結果を示す. それぞれの推定にはBlackman-Tukey法⁸⁾を用いている. なお感度関数は出力外乱から追従誤差への応答を表す伝達関数であり, 制御対象およびコントローラの伝達関数をそれぞれ $P(s)$, $K(s)$ とすると次式の形であらわされる.

$$S(s) = \frac{e(s)}{d_y(s)} = (1 + P(s)K(s))^{-1} \quad (13)$$

また外乱スペクトルを Φ_{d_y} , 追従誤差スペクトルを Φ_e としてあらわすとき, それぞれのスペクトルと感度関数の間には次の関係式が成立する.

$$\Phi_e(\omega) = |S(j\omega)|^2 \Phi_{d_y}(\omega) \quad (14)$$

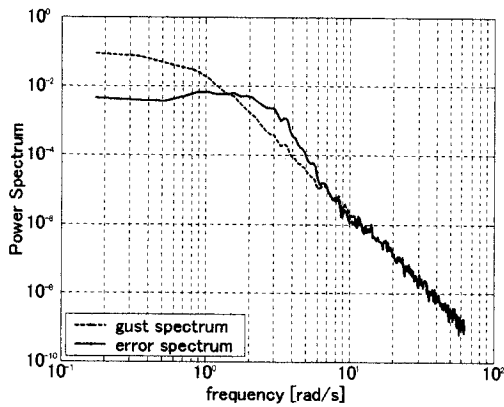


Fig.8 Power spectrum estimates of disturbance & error

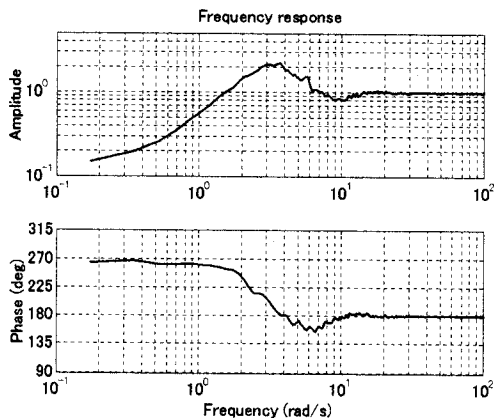


Fig.9 Sensitivity function estimate

Fig.9に示す感度関数の推定結果から1.4rad/s以下の周波数領域では感度関数のゲインは1以下となり外乱は良く抑制され, また10rad/s以上の高周波領域では感度関数はゲイン1を示しコントローラである人間は高周波領域の外乱に対して全く抑制しようとしていないことが見て取れる. 注目すべきは1.4~7rad/s付近の周波数領域であり, この領域では感度関数のゲインは1以上で逆に外乱を増幅している. Fig.8に示す外乱および追

従誤差のスペクトルの比較をみても明らかなように, パイロットは入力される外乱に対してその追従誤差に対するゲインを抑制する, というよりもむしろ外乱の周波数形状に関係なく出力としての追従誤差が全体としてある一定以下のスペクトルに抑まるように制御をおこなっているのではないかということが推測できる. このことからH ∞ コントローラ導出のための性能要求として外乱から追従誤差への閉ループ入出力の出力側重みとして以下のものを考える事ができる.

$$W_{L_ydy} = W_{perf} = 1/\varepsilon \quad (15)$$

ここで ε は望むべき追従誤差の上界であり, 誤差を全体として一定以下に収まるようにする場合には周波数に依存しないスカラー量として表され, ε の大きさが小さいほど外乱は全体として良く抑制されているといえる. また追従誤差のスペクトルを用いると次式に示す形でパイロットが自ら想定する性能要求をあらわすことができる.

$$\Phi_e(\omega) < \varepsilon^2 \quad (16)$$

7. H ∞ コントローラの導出

フライトシミュレータ実験で得られた(15)式であらわされる性能指標をもとにH ∞ コントローラの導出を行う. ここでシステムをFig.10のように拡大する.

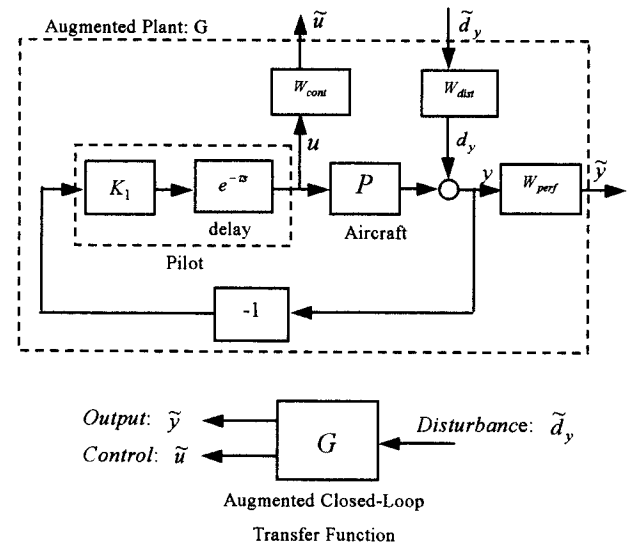


Fig.10 Augmented system for H-infinity controller synthesis

W_{dist} は付加外乱の周波数特性を与える入力側重みであり, シミュレータ実験において外乱形成に用いた周波数フィルタに等しく,

$$W_{dist}(s) = \kappa \frac{\omega_d^2}{s^2 + \sqrt{2}\omega_d s + \omega_d^2} \quad (17)$$

である. W_{perf} は(15)式に示した追従誤差に対する性能要求を与える出力側重み, そして W_{act} は操舵輪の稼働範囲および最大操作速度に関する制限を与える重みで,

$$W_{act}(s) = \frac{\delta_{wmax} \cdot s + \delta_{wpmax}}{\delta_{wmax} \cdot \delta_{wpmax}} \quad (18)$$

として制御入力信号 u に出力側重みとして加えられる。ただし δ_{wmax} は操縦輪の最大稼働角をあらわし δ_{wpmax} はパイロットの操作する操舵輪の最大操作速度をあらわす。また人間の反応時間遅れは Fig.10 に示したように導出するコントローラから切り離し、擬似的に制御対象として独立した形で表現する。この結果、 H_∞ 制御問題の解法を用いて求めるべきコントローラは Fig.10 に示される拡大閉ループ伝達関数 G に関して

$$\|G\|_\infty = \sup_\omega \sigma \|G(j\omega)\| \leq 1 \quad (19)$$

を満たすコントローラ K_1 である。人間パイロットを表現するコントローラは K_1 に時間遅れを加えた

$$K(s) = e^{-\tau} K_1(s) \quad (20)$$

となる。

8. H_∞ コントローラの導出結果

外乱の固有周波数が 0.8rad/s の場合の H_∞ 制御問題の解法を用いて導出したコントローラによる閉ループ系の一巡伝達関数および感度関数のボード線図を Fig.11, Fig.12 に、導出された H_∞ コントローラのボード線図を Fig.13 に示す。

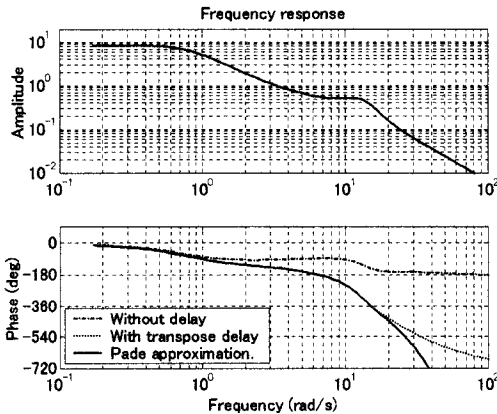


Fig.11 Loop transfer function

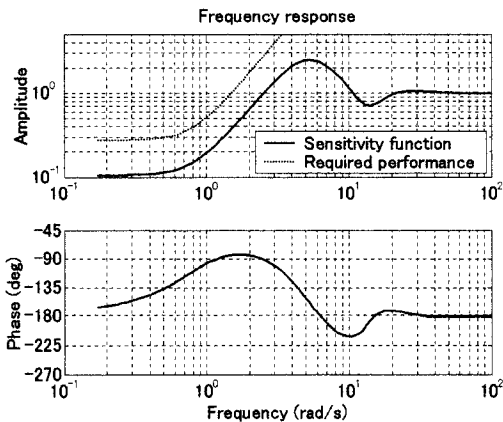


Fig.12 Sensitivity function

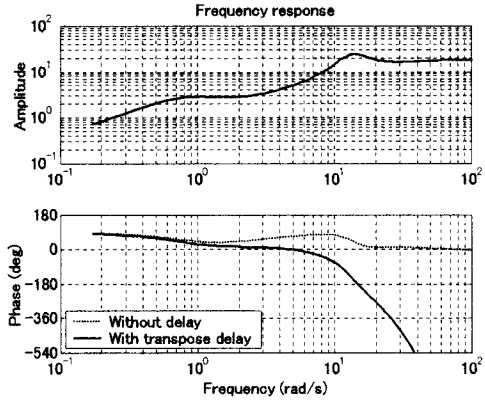


Fig.13 H_∞ controller

Fig.10 の拡大システムを形成する重み関数には次のものを用いている。

$$W_{dist} = \frac{0.4901s^2 + 217.8s + 48370}{98700s^2 + 111700s + 63170} \quad (21)$$

$$W_{perf} = 1/0.0819 \quad (22)$$

$$W_{act} = \frac{466.1s + 942.5}{4.451s + 1398} \quad (23)$$

また人間の反応時間遅れをあらわす $e^{-\tau}$ は 0.30sec の遅れ時間を仮定し、Pade 近似⁹⁾によって

$$K_{delay} = \frac{-s^3 + 40s^2 - 666.7s + 4444}{s^3 + 40s^2 + 666.7s + 4444} \quad (24)$$

とし、コントローラ K_1 の導出を行っている。尚、Fig.12 に示した感度関数のゲイン曲線には感度関数に関する閉ループ要求を点線によって示してある。これは入力側の重みである(21)式と出力側の重みである(22)式によって次式のように表されるものである。

$$\begin{aligned} |S(j\omega)| &\leq |W_{perf}(j\omega)| \cdot |W_{dist}^{-1}(j\omega)| \\ &= \frac{98700s^2 + 111700s + 63170}{2.31s^2 + 1027s + 228000} \end{aligned} \quad (25)$$

9. コントローラ導出結果に関する考察

今回の H_∞ コントローラの導出では付加外乱の形状を与える 1つの入力側重みと追従誤差と制御入力の大さに関する要求を与える 2つの出力側重みといういわば最低限の拘束条件のみを重み関数に用いて同定を行った。 H_∞ コントローラを用いた場合の感度関数とシミュレーション実験による感度関数を比較した場合、ある周波数領域でゲインが 1 以上を示し、それ以上では 1 となるという最も基本的な性質を両者は良く再現している。これは外乱の固有周波数を変えた場合でも同様の結果を示し、 H_∞ 制御問題の適用は人間パイロットモデルの導出の有効なツールとなりうる可能性を十分に示すものと考えられる。

またコントローラは入力側重み関数、すなわち外乱の特性を形成する W_{dist} によっても変化する事からパイロットは制御対象である航空機の特性のみではなく付加される外乱の特性によつ

てもその制御則を変化させるものと考えられる。今回の実験およびコントローラの導出では外乱は Fig.6 あるいは Fig.10 に示したように出力に直接付加されているが、本来ならば Fig.1 に示したように航空機の突風応答を介する形で付加されるべきである。このことから航空機の操舵応答のみではなく突風応答もまたパイロットの操縦則を決定する重要な要因である事がわかる。

一方導出されたコントローラにより得られる性能は Fig.12 のゲイン曲線に付記した式(25)によってあらわされる追従誤差に関する要求曲線との比較によってわかるように人間パイロットに比べて追従誤差が減少している、すなわち人間パイロットの発揮できる性能限界を再現できていない。このような発揮性能の正確さも含んだクリティカルな人間-機械系の閉ループ性能および安定性の解析において H_{∞} コントローラをパイロットモデルとして使用するためにはより正確なパイロットモデルを得るための重み関数の導出が必要となる。

今回導出したコントローラでは Fig.11 に示した一巡伝達関数のボード線図からわかるように人間の反応遅れに伴う位相遅れの増加が安定性確保に関する主な要求として考えられる。コントローラに対する要求としては 10rad/s 付近の周波数領域での要求となるが、人間の操縦動作に不確かさが伴うと考えるならばより低い周波数領域でシステムの安定性にかかわる要求が生じ、これに対する安定化を図るためにコントローラが変化し、その結果、発揮性能にも影響を及ぼしていることが考えられる。

10. まとめ／今後の展開

今回の H_{∞} 制御問題を用いた閉ループ解析のためのパイロットモデルの導出は研究の第一段階としてその有効性を模索するため、人間自身の持つ不確かさは考慮せず、重み関数を多く付加しない状態での試みであったが、コントローラとしての人間パイロットの基本的な特性を十分に再現できることがわかった。これによりパイロット制御則の同定に H_{∞} 制御問題の適用が有効であるという見通しを得られた。

更に人間パイロットの操縦による発揮性能等を正確に再現するには重み関数の追加あるいはパイロットの不確かさの考慮が必要となるであろうことが確認された。

今後の展開として人間の制御則を決定する重み関数をより詳細に導き出し、更に人間自身の不確かさや制御対象の不確かさをも考慮することで H_{∞} 制御問題の適用が人間-機械系の閉ループ解析に対して有効であるかを調べてゆく。

参考文献

- 1) D.A. DiFranco: In-Flight Investigation of the Effects of Higher-Order System Dynamics on Longitudinal Handling Qualities, AFFDL-TR-70-74, 1&2 (1970).
- 2) L.G. Malcom and H.N. Tobie: New Short Period Handling Qualities Criterion for Fighter Aircraft, Boeing Report D6-17841 T/N (1965).
- 3) G.E.Cooper and R.P.Harper: The Use of Pilot Ratings in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153, (1969).

- 4) D. McRuer and E. Krendel: The Human Operator as a Servo System Element, J. Franklin Inst. Vol. 267, Part I, II, (1959).
- 5) 藤森 篤「ロバスト制御」コロナ社 (2001).
- 6) G.J. Balas and J.C. Doyle et al., “ μ -Analysis and Synthesis Toolbox for Use with MATLAB” The Mathworks Inc. (2002).
- 7) Military Specification, Flying Qualities of Piloted Airplanes, MIL-8785C (1980).
- 8) R. B. Blackman and J.W. Tukey, “The Measurement of Power Spectra from the Point of View of Communication Engineering” Dover Publications, Inc. (1958).
- 9) Golub G.H. and C.F.VanLoan, “Matrix Computations” Johns Hopkins University Press, Baltimore (1989).