

ロール角保持状態でのラダー操作による横変位制御

野田 譲^{*1}・小林 修^{*2}

Lateral Displacement Control by Rudder Steering with Roll Angle Hold System

by

Yuzuru NODA^{*1} and Osamu KOBAYASHI^{*2}

(Received on Sep. 30, 2005 & accepted on Jan. 14, 2006)

Abstract

In general, lateral displacement deviation of an airplane from a reference flight path is compensated using an aileron with a changing roll angle and by turning. However, in aileron control, a pilot is required to operate the aileron with multiple phase-lead compensation. In this study, we propose a method of handling the lateral displacement control by rudder steering, holding its roll angle automatically using an aileron. Using rudder control in the roll angle hold state, the flight path is directly changed by a side force due to sideslipping. Therefore, the phase-lead compensation operation of a pilot is mitigated in contrast to aileron control. Then, experiments on the task of holding the flight path using a flight simulator are carried out. The experiments show that, in rudder control in the roll angle hold state, the pilot's control input is slower than in aileron control. This means that the pilot's work load is less than in aileron control. However, in some part of the pilot evaluation results, rudder control was slightly worse than aileron control. We inferred that the result is related to the pilot being unfamiliar with flight path correction in the roll angle hold state.

Keywords: Lateral displacement control, Rudder steering, Roll angle hold system, Airplane

1. はじめに

通常、航空機の横方向の飛行経路保持タスクにおいては、エルロン操作によってロール角を変更しながら制御する（以下、「エルロン方式」と称す）。

我々の研究室の研究テーマに、ラジコン模型飛行機を人間パイロットの操作によって風洞内で自由飛行させる研究¹⁾がある。この研究では、風洞内の限られたスペースで模型飛行機を釣り合い飛行させることができた。この研究の過程でエルロン方式により制御したところ、模型飛行機の位置を風洞の中心に保持すること、すなわち横変位 d （風洞中心位置からの左右のずれ）をゼロ近くにすることが困難であった。そこで、機体内部の飛行制御システムにエルロンによるロール（姿勢）角保持機能を加えた状態で、人間パイロットがラダー操作によって横変位制御を試みたところ（以下、「ラダー方式」と称す）、模型飛行機を風洞中心位置に保持することができるようになった。

このような背景のもと、エルロン方式とラダー方式における横変位発生過程を比較検討したところ、ラダー方式の方がエルロン方式に比べて純粋な積分要素が一つ少ないことがわかった。よって、ラダー方式ではパイロットの位相進み補償操作が少なくて済み（すなわち、操舵周波数が低くなり）、操縦が楽になるのではないかと推測された。そこで、有人航空機をモデルとしたフライト・シミュレータを用いて、これら2つの操縦方式における横変位制御の飛行性を比較評価した。

以下、本研究で使用する航空機モデルは「P2V-7 改・可変特性研究機²⁾」である。初期トリム飛行条件は、飛行高度約10,000ft(3,048m)、飛行速度89.55(m/s)で水平直線飛行時のものである。この飛行条件における有次元空力微係数及び運動モード特性の値については第3章にて示す。

航空機の線形化された横方向の運動方程式を式(1)に示す。この線形化された運動方程式は、激しい運動や失速飛行などの解析には不適であるが、本研究で扱っているような穏やかな（微小擾乱）飛行状態において十分な精度で使用できる。

$$\begin{aligned} & \begin{vmatrix} (U_0 s - Y_\beta) & -(Y_p s + g) & -(Y_r - U_0) \\ -L'_\beta & (s^2 - L'_p s) & -L'_r \\ -N'_\beta & -N'_p s & (s - N'_r) \end{vmatrix} \begin{pmatrix} \beta(s) \\ \phi(s) \\ r(s) \end{pmatrix} \\ & = \begin{vmatrix} Y_\alpha \\ L'_\alpha \\ N'_\alpha \end{vmatrix} \cdot \delta_a(s) + \begin{vmatrix} Y_\phi \\ L'_\phi \\ N'_\phi \end{vmatrix} \cdot \delta_r(s) \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、 β : 横滑り角、 ϕ : ロール角、 r : ヨー・レート、 p : ロール・レート、 δ_a : 舵角（添え字^{*}が a の場合はエルロン舵角、 r の場合はラダー舵角を表す）、 U_0 : 飛行速度、 s はラプラス演算子である。また、 Y_* , L'_* , N'_* は添え字^{*}の変数による横力、ローリング・モーメント、ヨーイング・モーメントに関する有次元空力微係数である。

2. 操舵入力から横変位発生までの過程

本章においては、式(1)を更に近似してエルロン方式とラダー

* 1 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程前期学生

* 2 工学部航空宇宙学科教授

方式における横変位の発生過程の概略を把握する。

2.1 エルロン方式における横変位の発生過程

エルロン操舵によって、機体はロール軸まわりのみに回転すると近似できるので、エルロン舵角入力 δ_a に対するロール・レート応答 p の伝達関数は次のようにになる。

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{L'_{\alpha a}}{s - L'_{p a}} \quad (2)$$

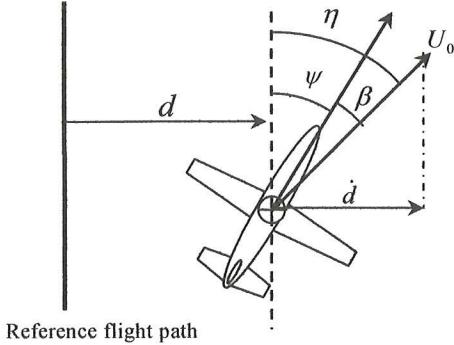


Fig.1 Definition of lateral directional flight parameters

エルロン操舵時において、航空機は発生したロール角に応じた水平定常釣り合い旋回($\beta = 0$)していると近似的に仮定できるので、旋回角速度 $\dot{\psi}$ とロール角 ϕ の関係は以下の式で表される。

$$\dot{\psi} = \frac{g}{U_0} \phi \quad (3)$$

上式で求めた $\dot{\psi}$ を時間積分すると方位角 ψ になる。よって、横変位速度 \dot{d} は次式で表される (Fig.1 参照)。

$$\dot{d} = U_0 \sin \psi \approx U_0 \psi \quad (4)$$

上式で求めた \dot{d} を時間積分することによって横変位 d が求まる。以上の過程をブロック図に示したものが Fig.2 である。

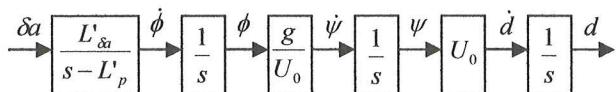


Fig.2 Block diagram of lateral displacement for aileron input

2.2 ラダー方式における横変位の発生過程

ロール角保持機能によってロール角が完全にゼロに保持されていると仮定して、ロール軸まわりの運動は発生しないとするならば、運動方程式(1)は式(5)のように近似できる。

$$\begin{vmatrix} (U_0 s - Y_\beta) & -(Y_r - U_0) \\ -N'_{\beta} & (s - N'_{r \beta}) \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \beta(s) \\ r(s) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} Y_{\delta r} \\ N'_{\delta r} \end{vmatrix} \cdot \delta_r(s) \quad (5)$$

よって、ラダー舵角入力 δ_r に対する横滑り角応答 β の伝達関数は次のようになる。

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \approx \frac{-N'_{\delta r} U_0}{\Delta} \quad (6a)$$

$$\Delta = U_0 s^2 - (U_0 N'_{r \beta} + Y_\beta) s + Y_\beta N'_{r \beta} - N'_{\beta} (Y_r - U_0) \quad (6b)$$

また、ラダー舵角入力 δ_r に対する旋回角速度応答 $\dot{\psi}$ の伝達関

数は次のようになる。

$$\frac{\dot{\psi}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{r(s)}{\delta_r(s)} \approx \frac{N'_{\delta r} (U_0 s - Y_\beta)}{\Delta} \quad (7)$$

よって、式 (6)、(7) より横方向の飛行経路角 η は次式で表せる (Fig.1 参照)。

$$\eta = \psi + \beta = \left(\dot{\psi} \frac{1}{s} + \beta \right) = \frac{-N'_{\delta r} Y_\beta}{s \cdot \Delta} \quad (8)$$

ここで、 η と横変位速度 \dot{d} は次式で表される。

$$\dot{d} \approx U_0 \eta \quad (9)$$

上式で求めた \dot{d} を時間積分することによって横変位 d が求まる。以上の過程をブロック図に示したものが Fig.3 である。

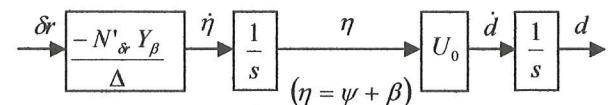


Fig.3 Block diagram of lateral displacement for rudder input

操舵入力の違いによる横変位の発生過程を比較すると、Fig.2 のエルロン操舵入力では、1 次遅れ系に純粋な積分要素を 3 個介して横変位が発生しているのに対し、Fig.3 のロール軸まわりの運動を無視したときのラダー操舵入力では、2 次遅れ系に純粋な積分要素を 2 個介して横変位が発生している。Fig.4 に、本研究で使用する航空機モデルにおける Fig.2 中の 1 次遅れ系(時定数 $= -1/L'_{p a} = 1.04 \text{ sec}$) と Fig.3 中の 2 次遅れ系(固有角振動数 $\omega_n = 1.01 \text{ rad/sec}$) のステップ応答を示す。Fig.4 を見ると、1 次遅れ系と 2 次遅れ系の速応性に大差ないことがわかる。したがってパイロットは、ラダー入力時には純粋な積分要素が一つ少ないため位相進み補償操作が少なくて済み、操縦が楽になると推測される。

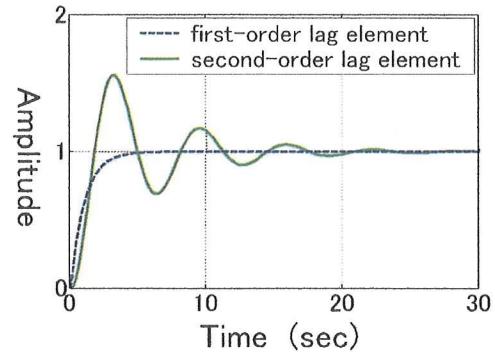


Fig.4 Comparison of step response

3. 航空機モデル及び飛行制御モデル

3.1 航空機モデル

航空機の空力特性モデルとして、参考文献 2 に示されている P2V-7 改可変特性研究機の安定軸基準の有次元空力微係数値を使用した。その値を Table.1 に示す（但し、文献 2 と異なり、本論文ではエルロン舵角の符号は右翼後縁下げ/左翼後縁上げのとき正であるとしている）。

以後、航空機の数学モデルには式(1)に示した線形化された運

Table.1 Aerodynamic dimensional derivatives of airplane model

$$\begin{aligned}
 Y_\beta &= -13.84(m/sec^2), L'_\beta = -1.71(1/sec^2), N'_\beta = .986(1/sec^2) \\
 Y_p &= .218(m/sec), L'_p = -.962(1/sec), N'_p = -.0632(1/sec) \\
 Y_r &= .811(m/sec), L'_r = .271(1/sec), N'_r = -.215(1/sec) \\
 Y_{\dot{\alpha}} &= 0(m/sec^2), L'_{\dot{\alpha}} = -1.72(1/sec^2), N'_{\dot{\alpha}} = -.0436(1/sec^2) \\
 Y_{\dot{\sigma}} &= 2.795(m/sec^2), L'_{\dot{\sigma}} = .244(1/sec^2), N'_{\dot{\sigma}} = -.666(1/sec^2) \\
 U_0 &= 89.55(m/sec)
 \end{aligned}$$

動方程式を使用し、特性多項式 Δ_{lat} は式(10)に示すように s に関する4次式となる。また、この飛行条件での運動モード特性は以下の通りである。

$$\Delta_{lat} = \{s + (1/\tau_s)\}\{s + (1/\tau_R)\}(s^2 + 2\zeta_d\omega_{nd}s + \omega_{nd}^2) \quad (10)$$

・ダッヂロール・モード

$$\text{減衰率 } \zeta_d = 0.100, \text{ 固有角振動数 } \omega_{nd} = 1.07(\text{rad/sec})$$

・ロール・モード

$$\text{時定数 } \tau_R = 0.90(\text{sec})$$

・スパイラル・モード

$$\text{時定数 } \tau_s = 117.1(\text{sec})$$

3.2 飛行制御システムのモデル

本研究における飛行制御システムを Fig.5 に示すブロック線図を参照しながら説明する。

ロール角保持機能として、ロール角をロール角コマンド $\phi_C = 0$ に保持するループ（ゲインは K_ϕ ）とロール・ダンパーのループ（ゲインは K_p ）を用意した。また、ダッヂロール・モード抑制を目的に、ヨー・ダンパーを用意した。そのループ内にハイパス・フィルタとしてウォッシュアウト回路を設けることにより、ヨー・ダンパーがダッヂロール・モード振動によるヨー・レートには反応するが、定常旋回によるヨー・レートには反応しないようにした。

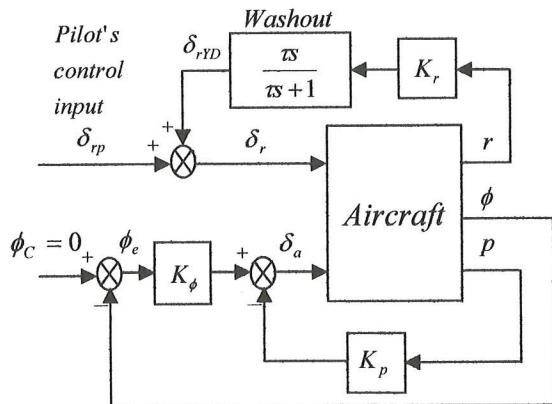


Fig.5 Flight control system

シミュレータ試験用にロール角保持機能のゲイン (K_ϕ と K_p のペア) を 2 通り用意した。ロール角保持機能が中程度のときは「gain1」、強いときは「gain2」とする。また、ヨー・ダンパーはダッヂロール・モードの減衰率 ζ_d が 0.4 となるように設計した。

Table.2 にロール角保持なしの状態 (normal) と gain1, gain2 の場合のダッヂロール・モードの減衰率 ζ_d 、固有角振動数 ω_{nd} 、振幅比 $|\phi/\beta|_d$ 、及びラダーステップ入力に対するロール角 ϕ

Table.2 Comparison of lateral directional characteristics

	ζ_d	$\omega_{nd}(\text{rad/sec})$	$\zeta_d\omega_{nd}(\text{rad/sec})$	$ \phi/\beta _d$	$\phi_{ss}/\delta r_{0.01}$
normal	0.10	1.07	0.11	1.04	-0.83
gain1	0.15	1.06	0.16	0.69	-0.07
gain2	0.18	1.00	0.18	0.28	-0.01
normal-YD	0.4	0.98	0.39	1.24	-0.83
gain1-YD	0.4	0.97	0.39	0.79	-0.07
gain2-YD	0.4	0.95	0.38	0.31	-0.01

定常値 $\phi_{ss}/\delta r$ を示す。表中の「normal-YD」の「-YD」はヨー・ダンパーが働いている状態であることを意味する。ここで、ダッヂロール・モードの振幅比 $|\phi/\beta|_d$ は次の近似式²⁾より求めた。

$$|\phi/\beta|_d \cong \left(-L'_\beta / \omega_{nd}^2 \right) / \sqrt{1 + \{1/(\tau_R \omega_{nd})\}^2} \quad (11)$$

4. 実験内容

4.1 フライト・シミュレータ

横変位制御における操縦方法の違い（エルロン方式とラダー方式）が飛行性にどのような影響を与えるかを、東海大学工学部航空宇宙学科所有の固定座席式フライト・シミュレータを用いて評価実験を実施した。Fig.6 にシミュレータ外観を、Fig.7 にその構成を示す。

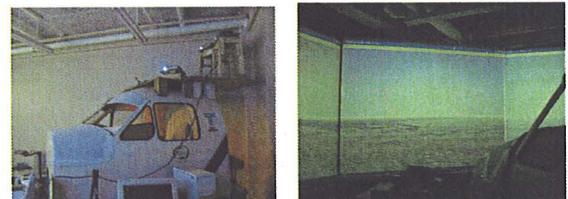


Fig.6 External view of flight simulator

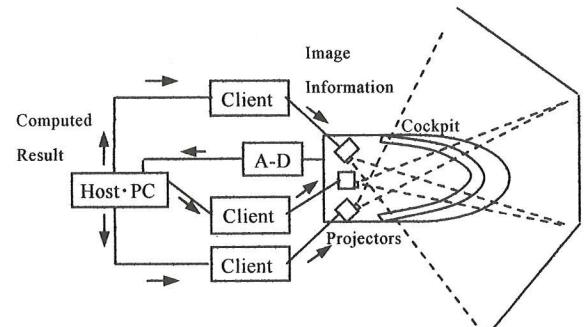


Fig.7 Configuration of flight simulator system

このシミュレータは軽飛行機クラスを模擬したコックピットを有している。また、大型 3 面スクリーンによって形成される外部視界の視野角は左右 110°、上下方向 26° である。

また、本研究では横方向 3 自由度のみの線形微小擾乱運動方程式を使用する。

4.2 実験タスク

実験タスクとして、パイロットには所定の飛行経路を保持するタスクを与えた。具体的には、スクリーン上の目標飛行経路を表す 4 本のバーが一直線上に重なり合うように操舵を行う。

また、補助的な情報としてスクリーンに航空機の進行方向を表す黄緑色のバーを HUD 方式のように表示した状態でも実験を行った (Fig.8 参照)。

本実験において、ラダー操作はラダーペダルではなく操縦輪を用いて行うこととした。操縦系統を統一することで、操作方法の違いによる影響を除去することができる。また、操縦輪操作（手による操舵）の方がラダーペダル（足による操舵）に比べ精密な操縦が可能となるため、操縦輪操作に統一した。

操縦輪操作量 δ_w からラダー舵角 δ_r へのギヤ比は、次のように設定した。操縦輪をステップ状に最大限使用したときに発生する方位角 ψ の応答と、ラダーペダルをステップ状に最大限使用したときの方方位角 ψ の応答を比較し、同じ応答となるようにギヤ比を設定した。テストパイロットにこのギヤ比での舵の効きに問題がないことを確認してもらった。また、操縦輪操作量 δ_w からエルロン舵角 δ_a へのギヤ比においても同様に、パイロットに舵の効きに問題がないか確認してもらった。

本研究では以下の 2 通りの実験を行った。これら 2 通りの実験の位置づけは、(1)は純粋な操縦性の評価、(2)は外乱を含んだ評価である。また操縦時間は、1 ケースにつき慣熟飛行 4 分間とデータ取得のための飛行 90 秒間のセットとした。

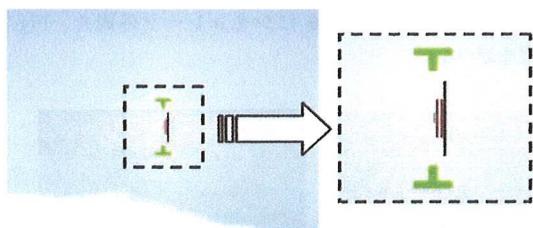


Fig.8(a) Visual scene on the front screen in the flight simulator

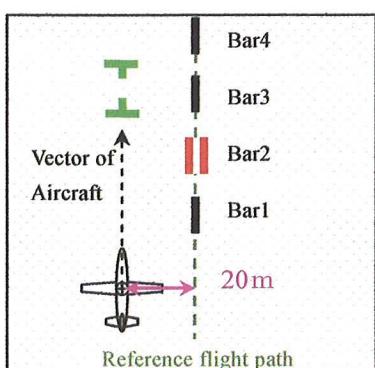


Fig.8(b) Arrangement of marks for flight path hold task

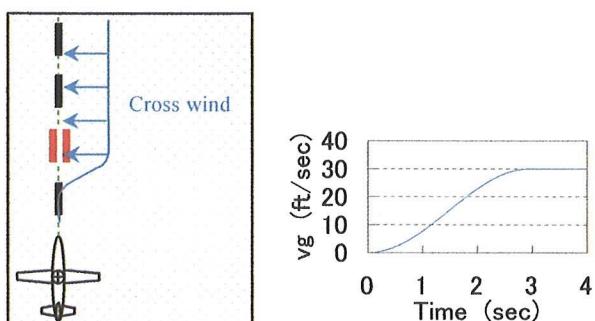


Fig.9 Cross wind model

(1) 目標飛行経路保持タスク

このタスクにおいて航空機は、目標飛行経路から 20m 横に離れた状態で水平直線飛行をしている状態から始まる。その状態から、目標飛行経路にできるだけ早く正確に経路を修正し保持するタスクである。この実験においては、シミュレータ画面に航空機の進行方向を表す黄緑色のバーを表示しない場合と、表示した場合の両を行った。(Fig.8 参照)

(2) 橫風突風によって乱された経路を修正するタスク

このタスクにおいて航空機は目標飛行経路上を飛行している状態から始まる。そこへ横風突風を外乱として与え、突風によって乱された飛行経路を、できるだけ早く正確に元の目標飛行経路にのせるタスクである。横風突風の形態は、立ち上り部を 1-cos 型にしたステップ型突風 (Fig.9 参照) である。この実験においては、シミュレータ画面に航空機の進行方向を示すバーを表示した状態で実験を行った。

4.3 飛行性の評価方法

飛行性の評価には、パイロット評価としてパイロットレイティング (Cooper-Harper Scale³⁾, PR) とワーカロード (WL) レイティングを取得した。WL は、5 段階評価 (5 に近づくほどタスクを達成するのに労力を要し、1 に近づくほど気楽に操縦できることを表す) とした。また、各フライト後には評価内容についてのパイロットコメントを取得した。

4.4 評価パイロット

評価実験を実施したパイロットは、様々な航空機の操縦経験を豊富に持つ、事業用操縦士資格及びテストパイロット資格を所有するパイロットである。

5. 実験結果と考察

シミュレータ試験の試験結果を実験ケース別に Fig.10～17 に示す。なお、これらの図にある「Vector」は航空機の進行方向表示、「YD」はヨー・ダンパー、「d (RMS)」は横方向の飛行経路逸脱量の RMS(Root Mean Square) 値を表す。

まず始めに、機体の進行方向表示とヨー・ダンパーがパイロット評価にどのような影響を与えたかについてまとめて述べる。

機体の進行方向表示について (Fig.10, Fig.11 参照) ; 航空機の進行方向情報をシミュレータ画面に付与することにより、横変位制御の正確さが全体的に 40～60% 向上しており、進行方向表示がタスク性能向上に寄与していることがわかる。

ヨー・ダンパーの有無について (Fig.11, 12, 及び Fig.15, 16) ; ヨー・ダンパーが働くことによりケース(1), (2)共にパイロット評価、タスク性能が向上していることがわかる。

次にケース毎の考察を述べる。

(1) 目標飛行経路保持タスク

パイロット評価について (Fig.10～12 参照) ; パイロット評価が最も良いのは、ヨー・ダンパーが働いている状態でのエルロン方式で、PR が「4」、WL が「1.5」である。それに対し、ヨー・ダンパーが働いている状態でのラダー方式 gain2 のケースでは、PR が「5」、WL が「2」であり、エルロン方式よりも若干劣っている。

タスク性能 (横変位制御の正確さ) について (Fig.10～12 参

照) ; Fig.10~12 を見ると、横変位制御の正確さにおいてエルロン方式とラダー方式には大差ないことがわかる。

操縦方法について (Fig.13 参照) ; Fig.13 は、ヨー・ダンパが働いていない状態での、エルロン方式とラダー方式 gain2 のときの操縦輪の操舵履歴、及びエルロン方式における操舵履歴の時間積分を一部抜粋したものである。Fig.13 を見ると、エルロン方式の操舵履歴を時間積分したものとラダー方式の操舵履歴が似た傾向の波形を示している。このことは、ラダー方式の方が横変位発生までに積分要素が 1 個少ないと対応した特性を有しており、操縦が楽になっていると推測される。Fig.13 は、進行方向表示ありでヨー・ダンパが働いていない状態での時系列データであるが、ヨー・ダンパが働いているケースにおいても同様の傾向が見られた。

操舵量について (Fig.14 参照) ; 操縦輪操作量 δ_w の RMS 値を見ると、エルロン方式よりラダー方式の方が操舵量は少なく、パイロット評価と逆の傾向を示していることがわかる。また、ロール保持が強いほうが操舵量は少なくなっていることがわかる。

実験(I)の総合評価；パイロットコメントには、「ロール角を保持した状態で飛行経路を変える操縦方法は、機体をバンクさせながら経路を修正する通常の操縦方法と比べて違和感を覚える。」とある。ラダー方式がエルロン方式に比べ PR が若干劣っている原因の一つとして、パイロットがロール角を保持した状態での経路修正に不慣れであることが推測される。しかし、ラダー方式はエルロン方式に比べ、パイロットの操舵周波数が低く、また操縦輪操舵量の総計も少ない。よって、今後パイロットが飛行経験を積めばラダー方式の評価が向上すると推測される。

(2) 横風突風によって乱された経路を修正するタスク

パイロット評価について (Fig.15,16 参照) ; パイロット評価が最も良いのは、ヨー・ダンパが働いた状態でのラダー方式 gain2 のときであり、PR が「3」、WL が「1」である。

ロール角保持機能の効果について (Fig.17~19 参照) ; Fig.17 を見ると、ロール角保持が全く働かないとき、機体は突風によって約 5m 流されているのに対し、ロール角保持 gain2 のときは約 3m にとどまっている。次に、操舵入力がない状態で横風突風のみによる効果を検証する (Fig.18,19 参照)。Fig.18 を見ると、ロール角保持機能により上反角効果が抑えられ、ロール角の変動が少なくなり機体が突風に流されにくくなっていることがわかる。また、風見安定効果によって速やかにクラブ姿勢 ($\beta = 0$) になる (Fig.19 参照) ので目標飛行経路からの逸脱量が小さくなることがわかる。

タスク性能(横変位制御の正確さ)について (Fig.15,16 参照) ; 横変位の RMS 値が最も小さいのは、ヨー・ダンパが働いた状態でのラダー方式 gain1 のときである。但し、ラダー方式 gain2 と大差はない。

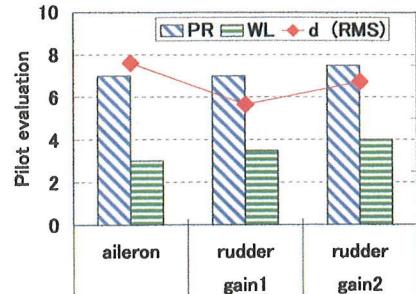


Fig.10 Results of flight simulation (without Vector and YD)

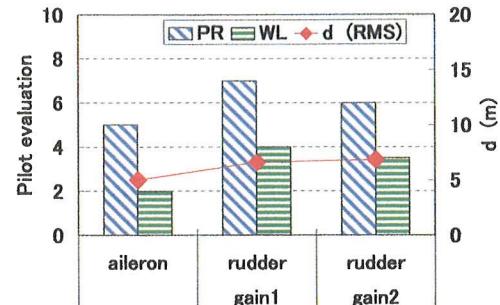


Fig.11 Results of flight simulation (with Vector, without YD)

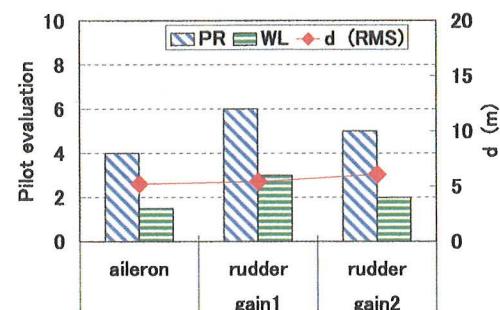


Fig.12 Results of flight simulation (with Vector and YD)

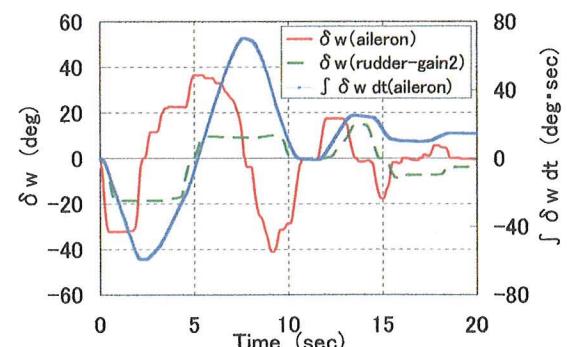


Fig.13 Time history data of control wheel input
in flight simulator test

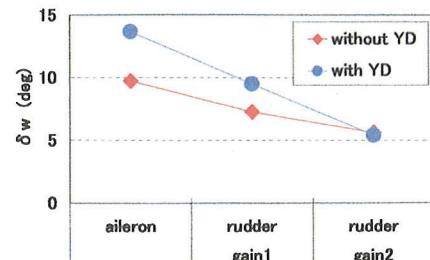


Fig.14 RMS of δ_w

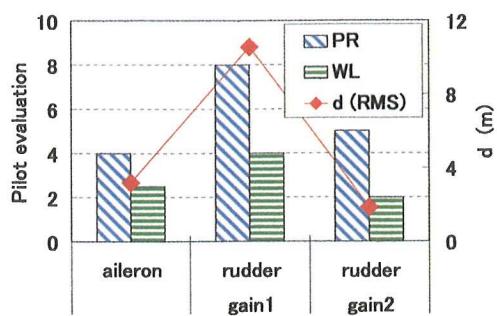


Fig.15 Results of flight simulation (with Vector, without YD)

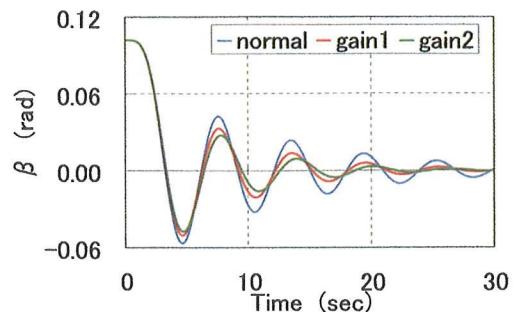


Fig.19 Response of sideslip angle for cross wind input

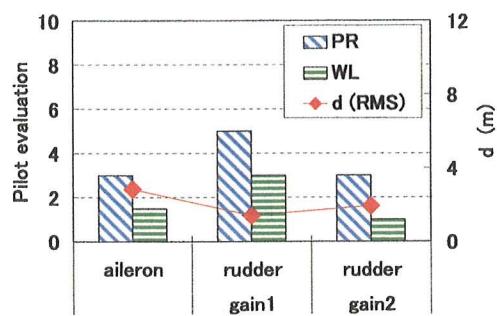


Fig.16 Results of flight simulation (with Vector and YD)

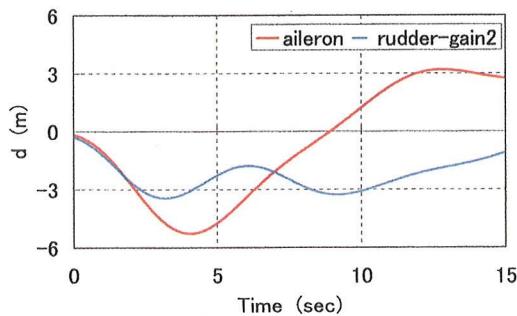


Fig.17 Time history data of lateral displacement in flight simulator test

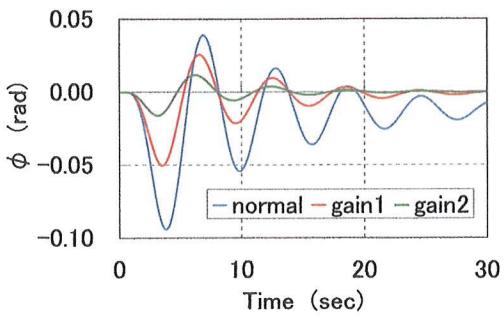


Fig.18 Response of roll angle for cross wind input

6. まとめ／今後の展開

目標飛行経路保持タスクにおいて、ラダー方式の方がパイロットの操舵が穏やかになった。このことはラダー方式の方が横変位が発生するまでに積分要素が1個少ないと対応している。また、タスク性能はエルロン方式とラダー方式で変化が見られなかった。しかし、PRはエルロン方式の方が全体的に評価が高かった。この原因の1つとして、ロール角を保持した状態での経路修正にパイロットが不慣れであることが関連していると推測される。よって、今後慣熟の度合いを高めていくことによりパイロット評価が向上すると推測される。

また横風突風を含んだ評価では、ロール角保持機能によって機体が突風に流されにくくなり、ラダー方式の方が評価がよかつた。

今後の課題として以下の2点を検討する予定である。

①ラダー方式では、横滑りによる横方向の加速度が相対的に大きくなつて飛行性に影響を与える可能性がある。そこで、人間パイロットにかかる横方向の加速度が、飛行性にどのような影響を与えるか検討する。

②ラダー方式では舵角に対する横変位の発生量がエルロン方式に比べて相対的に少ないため、ラダー方式をより実用に近づけるためにはエルロン方式とうまく組み合わせる必要がある。そこで新たに、「基準飛行経路からの横変位量が大きいときは操縦輪でエルロン操舵し、横変位がある範囲内に入ったとき、ロール角保持状態でのラダー操作（操縦輪操作）に切り替える」方式の有効性を検討する。

謝辞 本研究におけるフライト・シミュレータ試験の実施にあたり、海上自衛隊第51航空隊の藤倉昭夫氏、平野吉高氏にご指導いただきました。ここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- 坂田創、小林修：模型飛行機の風洞内自由飛行の試み（第2報）、第41回飛行機シンポジウム(2003).
- 加藤寛一郎、大屋昭男、柄沢研治「航空機力学入門」、東京大学出版会(1982)、p.109 & p.199.
- G. E. Cooper and R. P. Harper : The use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153 (1969).