ロール角保持状態でのラダー操作による横飛行経路制御^{*1} Lateral Flight-Path Control by Rudder Steering under Holding Roll Angle

野 田 譲^{*2,*3}・小 林 修^{*4}
Yuzuru NODA and Osamu KOBAYASHI

Key Words: Airplane, Flying Qualities, Flight-Path Control, Lateral-Directional Control

Abstract: Most airplanes use their ailerons to compensate the lateral displacement deviation from a reference flight-path. This study proposes a method of lateral flight-path control due to the rudder steering under constraint of automatic roll angle hold. This control method is estimated analytically to produce quicker lateral displacement response than the control due to aileron. Then, experiments using a flight simulator are carried out to evaluate the control characteristics on the task of holding the flight path. The pilot's evaluation results show that, the rudder steering method gives better flying qualities than aileron steering method. Furthermore, as the more practical control measures, the mixture type of method is worked out, which is transferred from aileron steering to rudder steering depending on the lateral displacement deviation from a reference flight-path.

1. は じ め に

本論文は、航空機が目標とする横飛行経路を保持する飛行タスクにおける新しい操縦方式の試みについて検討している。対象とする航空機は直接横力制御 (Direct Side-Force Control) の機能を有しない通常の航空機であり、有人機でも無人機でも良いが、いずれも人間パイロットが機首前方の外部視界を見ながら操縦することを想定している。つまり、無人機の場合はその機首に取り付けられたカメラからの映像が地上コックピットのモニターに映し出され、その映像を見ながら人間パイロットが操縦することを想定している。また、パイロットが横飛行経路保持タスクを実施するときは、ILS (Instrument Landing System) 着陸方式におけるローカライズのような目標とする横飛行経路がヘッドアップディスプレイ (Head-up display, HUD) などを用いてパイロットに視覚情報として示されているものとしている。

さて、通常の航空機における横飛行経路保持タスクは、エルロン操作でもってロール角を変更し、それに伴う旋回運動の結果として得られる機首方位変化を制御しながら実施される。以下、この操縦方式を「エルロン方式」と称することにする。この方式においては、ほぼ横滑りゼロとみなせる釣り合い旋回をしながら飛行しているとみなせることが特徴の一つであるが、もう一つの特徴として、エルロン

操舵入力から横飛行経路の変位出力までの位相遅れが著しく大きいために、横飛行経路保持に際してパイロットが位相進み操作をしなければならず、結果としてロール角の切り返しが繰り返される状況を生み出していることが挙げられる。従って、後者の特徴である応答の位相遅れが緩和されれば、それに伴って横飛行経路保持タスクにおいてパイロットに要求される進み操作も緩和され、操縦性の向上が期待できる。

そこで、横飛行経路保持タスクにおいて使用する舵面を、エルロンではなくラダーにしてみた場合の応答の位相遅れについて考えた。通常の航空機では、ラダーのみを操舵すると、機首方位と横滑りの発生だけでなく、それに続き上反角効果によって発生するロール運動 (Rudder-induced roll) が支配的になる。このロール運動はエルロン操舵に伴うロール運動よりも位相遅れがさらに大きいので、このままでは操縦性を劣化させてしまう。そこで、エルロンでロール角を自動的・機械的に保持しつつ、パイロットがラダーを操作するケースを検討対象とする。即ち、自動飛行制御システムのロール角保持モードを ON にした状態で、ラダーを操作して横飛行経路タスクを行う。以後、この操縦方式を「ラダー方式」と称することにする。ロール角の発生を無視できるラダー方式では、ラダー操舵が直接に機首方位と横滑りの応答を発生させる。しかも、その横滑りにより発生する横力は直接に横変位の加速度を与える。このように、このラダー方式ではエルロン方式よりも操舵入力から横変位出力までの位相遅れが小さいこと、およびその結果として横飛行経路保持タスクでのパイロット操縦性の向上が期待できる。

そこで、本論文ではラダー方式のエルロン方式に対する

^{*1} © 2006 日本航空宇宙学会

平成 17 年 10 月 12 日、第 43 回飛行機シンポジウムにおいて一部発表。平成 18 年 3 月 24 日原稿受理

^{*2} 東海大学大学院工学研究科航空宇宙学専攻

^{*3} 現 全日本空輸 (株)

^{*4} 東海大学工学部航空宇宙学科

第1表 機体モデルの有次元空力微係数¹⁾

$Y_\beta = -13.84 \text{ (m/s}^2\text{)},$	$L'_\beta = -1.71 \text{ (1/s}^2\text{)},$	$N'_\beta = 0.986 \text{ (1/s}^2\text{)}$
$Y_p = 0.218 \text{ (m/s)},$	$L'_p = -0.962 \text{ (1/s)},$	$N'_p = -0.0632 \text{ (1/s)}$
$Y_r = 0.811 \text{ (m/s)},$	$L'_r = 0.271 \text{ (1/s)},$	$N'_r = -0.215 \text{ (1/s)}$
$Y_{\delta a} = 0 \text{ (m/s}^2\text{)},$	$L'_{\delta a} = -1.72 \text{ (1/s}^2\text{)},$	$N'_{\delta a} = 0.0436 \text{ (1/s}^2\text{)}$
$Y_{\delta r} = 2.795 \text{ (m/s}^2\text{)},$	$L'_{\delta r} = 0.244 \text{ (1/s}^2\text{)},$	$N'_{\delta r} = -0.666 \text{ (1/s}^2\text{)}$
$U_0 = 89.55 \text{ (m/s)}$		

利点を解析的に理解するとともに、固定座席型フライトシミュレータを用いて基本的な効果や問題を調べる。さらにそれらの結果に基づき、目標飛行経路からの逸脱量が大いときはエルロン方式を、そして逸脱量が小さくなるとラダー方式に遷移していくより実用的な操縦システムを提案し、フライトシミュレータでその効果を検討した。

なお、エルロン方式とラダー方式とではパイロット操舵入力によって動作する舵面が異なるものの、パイロットが操舵入力を与えるために操作する装置はどちらも操縦輪としている。つまりラダー方式でのラダーも操縦輪を操作することによって動作する。これは操作方法の違いによる操縦性への影響を除去する目的もあるが、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であるという実用的な目的が主である。

以下、本研究で使用する航空機モデルを説明する。本論文が扱っている横飛行経路保持タスクはそれほど激しい運動を行うタスクではないので、運動方程式として下記の線形微小擾乱運動方程式(1)を用いる。

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

ここで、 β は横滑り角、 ϕ はロール角、 r はヨーレート、 p はロールレート、 δ_* は舵角（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 は初期トリム状態での飛行速度、および s はラプラス演算子である。また、 Y_* 、 L'_* および N'_* は添え字*の変数による横力、ローリングモーメントおよび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。また、航空機の空力特性値のモデルとして、参考文献1)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。その値を第1表に示す（ただし、本論文ではエルロン舵角の符号を、右翼後縁下げ/左翼後縁上げのとき正であるとしている）。初期トリム飛行条件は、飛行高度が約10,000ft(3,048m)、そして飛行速度が89.55m/sで水平直線飛行時のものである。

2. 操舵入力から横変位出力までの発生過程

本章では、式(1)をさらに近似して、エルロン方式とラダー方式における横変位の発生過程の本質的な違いを明確にする。

第1図 横方向の飛行パラメータ

第2図 エルロン入力時の横変位発生過程

2.1 エルロン方式における横変位の発生過程 エルロン方式の場合、航空機は常にエルロン操舵によって発生するロール角に応じた釣り合い旋回($\beta = 0$)をしていると近似的に仮定することができる。よって、横方向の運動方程式(1)は、次のように簡略化することができる。

$$\begin{vmatrix} (s^2 - L'_p s) & -L'_r \\ -N'_p s & (s - N'_r) \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \phi(s) \\ r(s) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} L'_{\delta a} \\ N'_{\delta a} \end{vmatrix} \cdot \delta_a(s) \quad (2)$$

また、通常の航空機であれば $N'_p \approx N'_{\delta a} \approx 0$ とみなせるので、エルロン舵角 δ_a に対するロールレート p の伝達関数は次のように表される。

$$\frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{L'_{\delta a}}{s - L'_p} = \frac{-L'_{\delta a}/L'_p}{(-1/L'_p)s + 1} \quad (3)$$

次に、航空機が水平定常釣り合い旋回しているとき、旋回角速度 $\dot{\psi}$ とロール角 ϕ の間には次の関係がある。

$$\dot{\psi} = \frac{g}{U_0} \phi \quad (4)$$

上式で求めた $\dot{\psi}$ を時間積分すると方位角 ψ が得られる。その ψ を用いて、横変位速度 $\dot{d}$ は次式で表される（第1図参照）。

$$\dot{d} = U_0 \psi \quad (5)$$

この $\dot{d}$ を時間積分することによって横変位 d が求まる。以上のエルロン操舵から横変位速度発生までの過程をブロック図に示したものが第2図である。

2.2 ラダー方式における横変位の発生過程とエルロン方式との比較 ラダー方式の場合、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する（すなわち、 $\phi = p = 0$ ）。従って、このときの運動方程式(1)は式(6)のように近似できる。

$$\begin{vmatrix} (U_0 s - Y_\beta) & -(Y_r - U_0) \\ -N'_\beta & (s - N'_r) \end{vmatrix} \begin{vmatrix} \beta(s) \\ r(s) \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} Y_{\delta r} \\ N'_{\delta r} \end{vmatrix} \cdot \delta_r(s) \quad (6)$$

第3図 ラダー入力時の横変位発生過程

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

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \cong \frac{-N'_{\delta_r} U_0}{\Delta'} \quad (7a)$$

ただし、 Δ' は横方向運動の特性方程式の近似式であり、次式で表される。なお、 ζ' および ω'_n はその近似式から得られる減衰比と固有角振動数の近似値である。

$$\begin{aligned} \Delta' &= U_0 s^2 - (U_0 N'_r + Y_\beta) s + Y_\beta N'_r - N'_\beta (Y_r - U_0) \\ &= U_0 (s^2 + 2\zeta' \omega'_n s + \omega'^2_n) \end{aligned} \quad (7b)$$

また、ラダー舵角 δ_r に対する旋回角速度 $\dot{\psi}$ の伝達関数は次式となる。

$$\frac{\dot{\psi}(s)}{\delta_r(s)} = \frac{r(s)}{\delta_r(s)} \cong \frac{N'_{\delta_r} (U_0 s - Y_\beta)}{\Delta'} \quad (8)$$

式(7)と(8)より横方向の飛行経路角 η は次式で表される(第1図参照)。

$$\begin{aligned} \frac{\eta(s)}{\delta_r(s)} &= \frac{\psi(s) + \beta(s)}{\delta_r(s)} \\ &= \left(\frac{\dot{\psi}(s)}{\delta_r(s)} \cdot \frac{1}{s} + \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} \right) \\ &= \frac{-N'_{\delta_r} Y_\beta}{s \cdot \Delta'} \end{aligned} \quad (9)$$

さらに、横変位速度 $\dot{d}$ は η を用いて次式で表される。

$$\dot{d} \approx U_0 \eta \quad (10)$$

この $\dot{d}$ を時間積分することによって横変位 d が求まる。以上のラダー操舵から横変位速度発生までの過程のブロック図を第3図に示す。

エルロン方式とラダー方式におけるそれぞれの操舵入力による横変位発生までの過程を比較してみる。第2図のエルロン操舵入力では、1次遅れ要素に続いて純粋な積分要素3個を通過して横変位が発生する。これに対して、第3図のラダー操舵入力では、2次遅れ要素の後に純粋な積分要素2個を経て横変位が発生する。ここで、機体応答に対する1次遅れ要素と2次遅れ要素の違いの程度を調べてみる。第4図に、本研究で使用する航空機モデルにおける第2図中の1次遅れ要素(時定数の近似値 $= -1/L'_p = 1.04$ s)と第3図中の2次遅れ要素(固有角振動数の近似値 $\omega'_n = 1.01$ rad/s, 減衰比の近似値 $\zeta' = 0.183$)におけるそれぞれの操舵入力に対するステップ応答を示す。この応答の比較から、1次遅れ要素と2次遅れ要素の速応性に大差ないことがわかる。

第4図 ステップ応答の比較

さらに、相対的に高周波成分からなるこれらの多少の差異はその後続くローパス・フィルタである積分要素を通過するとさらに薄れていくことを考えれば、1次遅れ要素と2次遅れ要素の応答への差異は無視できよう。したがって、ラダー方式の方が操舵入力から横変位発生までに積分要素が一つ少ないことが、両方式の差異の特徴であることがわかった。このことから横変位を制御する横飛行経路保持タスクにおいて、パイロットにとってラダー方式の方が位相進み補償操作が少なく済み、操縦が楽になる可能性があると推測される。

3. 航空機モデルおよび飛行制御システムモデル

3.1 航空機モデル 第1章にて述べたように本論文では、航空機の空力特性モデルとして、参考文献1)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(第1表参照)。航空機の運動方程式には式(1)に示した線形微小擾乱運動方程式を使用する。この機体の特性多項式 Δ_{lat} は次式(11)に示すように s に関する4次式となる。

$$\Delta_{lat} = \{s + (1/\tau_S)\} \{s + (1/\tau_R)\} (s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2) \quad (11)$$

また、この飛行条件での運動モード特性値は以下の通りである。

・ダッチロール・モード

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

・ロール・モード

時定数 $\tau_R = 0.90$ s

・スパイラル・モード

時定数 $\tau_S = 117.1$ s

3.2 飛行制御システムモデル ラダー方式の場合は自動的にロール角を保持する機能が飛行制御システムとして組み込まれていることを前提としている。また、一般にラダー操舵を行うと、エルロン操舵時と比較して、ダッチロール・モードの応答成分が大きく励起されることを考慮に入れて、ヨーダンパを用意しておいた。このヨーダンパは、両方式共通のシステムとしている。以下、その飛行制御システムを第5図に示すブロック線図を参照しながら説明する。

第 5 図 飛行制御システム

第 2 表 飛行制御システムのゲイン一覧 (基礎実験)

	K_ϕ	K_p	K_r	τ_r (s)
エルロン方式	0	0	0	0
ラダー方式	0.8	3	0	0
エルロン方式-YD	0	0	1.031	4.8
ラダー方式-YD	0.8	3	0.726	2.09

第 3 表 横方向の飛行パラメータの比較 (基礎実験)

	ζ_d	ω_{nd} (rad/s)	$\zeta_d \omega_{nd}$ (rad/s)	$ \phi/\beta _d$	ϕ_{ss}/δ_r
エルロン方式	0.10	1.07	0.11	1.04	-0.83
ラダー方式	0.18	1.03	0.19	0.28	-0.01
エルロン方式-YD	0.4	0.95	0.38	1.24	-0.83
ラダー方式-YD	0.4	0.93	0.37	0.31	-0.01

ロール角保持システムは、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 K_ϕ) とロールダンパのループ (ゲイン K_p) から構成される。また、ダッチロール・モード抑制を目的とするヨーダンパ (ゲイン K_r) 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要素 (時定数 τ_r) を組み込んでいる。これは、ヨーダンパがダッチロール・モード振動による相対的に高周波域のヨーレート応答成分には反応するが、旋回時の低周波域のヨーレート応答成分には反応をしないようにすることで、旋回操縦性への悪影響を与えないようにするためのものである。

本研究に供するロール角保持システムとして、ゲイン設定 (K_ϕ と K_p の組み合わせ) を用意した。また、ヨーダンパは両方式ともにダッチロール・モードの減衰率 ζ_d が 0.4 になるように設計して用意した。第 2 表にそれらゲイン等の設定値をまとめて示す。

第 3 表にエルロン方式とラダー方式の場合におけるダッチロール・モードの減衰率 ζ_d と固有角振動数 ω_{nd} 、横滑り角とロール角におけるそれぞれのダッチロール・モード成分の振幅比 $|\phi/\beta|_d$ 、およびラダーステップ入力に対するロール角 ϕ の定常値の比 ϕ_{ss}/δ_r を示す。表中の「エルロン方式-YD」の「YD」はヨーダンパが作動している状態であることを意味する。なお、 $|\phi/\beta|_d$ の値は次の近似式¹⁾より求めた。

PC: パーソナルコンピュータ A/D: アナログデジタル変換器

第 6 図 フライトシミュレータの構成

$$|\phi/\beta|_d \cong (| -L'_\beta | / \omega_{nd}^2) / \sqrt{1 + \{1/(\tau_R \omega_{nd})\}^2} \quad (12)$$

4. フライトシミュレータ実験

実施したフライトシミュレータ実験は二つに大きく分けられる。一つは、エルロン方式とラダー方式の基本的な特性の違いを調べる基礎実験であり、もう一つは、それらの結果を受けて提案する方式 (エルロン方式とラダー方式とを組み合わせたより実用に近い方式) の有効性についての応用実験である。これらの詳細を述べる前に、シミュレータ実験において、これらに共通な事項を本章にてまとめて示す。

4.1 シミュレータ装置と評価パイロット 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型フライトシミュレータを用いて評価実験を実施した。第 6 図にその構成を示す。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おり、3 台のプロジェクタから大型 3 面スクリーンに投影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、機体運動の演算には横方向 3 自由度のみの線形微小擾乱運動方程式を使用した。計算サイクルは 20 ms である。

評価パイロットにはテストパイロットとして飛行経験豊富な 2 名をお願いした。

飛行性の評価データとしては、パイロットレイティング (Cooper-Harper Scale, PR²⁾) とワークロード (WL) レイティングを取得した。WL は 10 段階評価 (ロール角保持機能もヨーダンパもない機体をエルロン方式で操縦したときの WL を基準値「4」とし、数値が大きくなるほどタスク達成に労力を要することを表す) 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。

本研究の実験では横飛行経路保持タスクの飛行性評価が対象である。そのタスクを行うために、第 7 図に示すように、目標飛行経路を表す 4 本のバーをスクリーン上に表示した。これらのバーは目標飛行経路上に立っており、機体からそれぞれ図に示す距離だけ前方に位置している (機体とともに動く)。これらのバーが一直線上に重なり合っ

(a) フライトシミュレータ中央画面の表示内容

(b) 目標線の配置

第7図 目標飛行経路の表示

えるとき、機体は目標飛行経路上を飛行していることになる。ラダー方式においてロール角保持機能が働くと、パイロットは外部視界情報、特にロール角から機体の進行方向を予測することが困難になる。そこで、補助的情報として航空機の進行方向を表す黄緑色のバー（以下、ベクトルと称する）をヘッドアップ・ディスプレイ（HUD）方式のようにスクリーン上に表示して実験を行った。このベクトルは、エルロン方式の場合も利用できるようにした。

4.2 パイロット操作装置 エルロン方式ではパイロットはエルロンを動かし、ラダー方式ではラダーを動かすが、いずれの方式でもパイロットが直接操作する装置は操縦輪にしている。つまり、ラダーもラダーペダルではなく操縦輪で操作する。パイロット操作装置を統一することで、その違いによる影響を除去することができるし、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である。

操縦輪操作量 δ_w からラダー舵角 δ_r へのギャ比は、次のように設定した。先ず初期設定値として、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位角 ψ の応答とがほぼ同じ大きさになるように設定した。次いで予備実験で評価パイロットからこのギャ比の値で舵効きに問題がないことの確認を得た上で使用した。また、操縦輪操作量 δ_w からエルロン舵角 δ_a へのギャ比についても同様に、パイロットによる事前確認を得ている。

5. 基礎実験

エルロン方式とラダー方式の基本的な特性の違いを調べるため実施した実験である。以下、後述の応用実験と区別

第8図 基礎実験（2）・横風突風モデル

するために基礎実験と呼称する。

5.1 基礎実験でのタスク 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。

基礎実験として下記の2種類の目標飛行経路保持タスク実験を行った。一つは外乱のない状態での純粋な操舵応答特性に関する評価実験であり、もう一つは外乱を含んだ場合の評価実験である。

(1) 初期横変位を修正するタスク: 目標飛行経路から 20 m 横の位置で目標飛行経路と平行な水平直線飛行をしている状態から、できるだけ早く正確に目標飛行経路上を飛行するように修正保持するタスクである（第7図参照）。

(2) 横風突風による経路逸脱を修正するタスク: 目標飛行経路上を飛行している航空機に横風突風を外乱として与え、それによって乱された飛行経路を、できるだけ早く正確に修正するタスクである。使用した横風突風 v_g は下記の式で示すように、立ち上がり部が $1 - \cos$ 型のステップ状の突風である（第8図参照）。

$$v_g = \frac{v_{CW}}{2}(1 - \cos \omega t) \quad 0 \leq t \leq \frac{\pi}{\omega} \quad (13a)$$

$$v_g = v_{CW} \quad \frac{\pi}{\omega} < t \quad (13b)$$

ここで、突風の定常値 v_{CW} は 30 ft/s とした。 ω はロール角保持機能もヨーダンパもない機体におけるダッチロール・モードの固有角振動数と同じ値 ($\omega = 1.07 \text{ rad/s}$) とした。

5.2 基礎実験の結果 基礎実験の結果を第9～13図に示す。これらの図中の「RMS」は二乗平均平方根 (Root Mean Square) を意味し、「 n_y 」は次式に示すように、機体重心位置で搭乗者や搭載センサーが感知する機体左右方向（機体 Y 軸方向）の加速度を重力加速度で除したものである。

$$n_y = \frac{U_0 \cdot (\dot{\beta} + r) - g \cdot \sin \phi}{g} \quad (14)$$

実験は2名のパイロット（A および B）で実施したが、エルロン方式でのラダー使用の程度に差異が見られたものの、各方式の評価結果の傾向は同じであった。そこで、本実験の慣熟飛行を含めた操縦時間が多く、かつ全実験ケースにおいてデータ取得したパイロット A の結果を用いて報告する。

(1) 初期横変位修正タスクの結果: 本タスクにおける各

第 9 図 基礎実験 (1)・パイロット評価とタスク性能および横加速度

第 10 図 操縦輪操作履歴の比較

方式の実験結果を比較したものを第 9 図に示す。エルロン方式よりもラダー方式の方がパイロット評価（パイロット・レーティング PR およびワークロード WL）が良い。ヨーダンパを作動させるとさらに評価が良くなっている。一方、目標飛行経路からの横逸脱量 d の RMS 値で表されるタスク性能を見ると、エルロン方式とラダー方式において大差ないことがわかる。パイロット評価とタスク性能のみを見ると、ラダー方式はエルロン方式と比較して、パイロットにとって同程度のタスク性能を得るのに労力も少なく操縦し易い操縦方式になり得ることを示している。

両方式における操縦性結果の差異の根拠について考察する。第 10 図は、エルロン方式とラダー方式についてのパイロット操縦輪操作量の時間履歴であり、参考にそのうちのエルロン方式の操作量を時間積分した量も追加表示している。この図から、ラダー方式の操作量履歴はエルロン方式のそれと比較して、位相進みが少なく周波数も低いことがわかる。そのラダー方式の操作履歴はエルロン方式の操作履歴を時間積分したものよりもさらに位相進みが少なく、かつ低周波数の履歴になっているほどである。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少なくとも 1 個以上少ないことを示しており、パイロットの位相進み補償操作が軽減されることを説明してくれるものである。また、この結果は第 2 章で近似的に得た積分要素数の違いと対応している。

第 11 図 横加速度の比較

第 12 図 基礎実験 (2)・パイロット評価とタスク性能

次に横加速度発生量について考察する。横加速度の発生量 n_y の RMS 値はヨーダンパの有無にかかわらず、エルロン方式の方が 40% 程度小さくなった（第 9 図参照）。このような結果になった原因は、エルロン方式においては釣り合い旋回を基本としながら経路を変更するのにに対し、ラダー方式では横滑りによって発生する横力で経路を変えるといった違いによる。ここで、第 11 図にエルロン方式とラダー方式（ともにヨーダンパあり）における横加速度 n_y の時系列データを示す。第 11 図において n_y の最大振幅を見ると、エルロン方式では約 $0.035 g's$ であるのに対し、ラダー方式では約 $0.05 g's$ である。ここで、ラダー方式における n_y の最大振幅の値は、ロール角を約 3 deg に保持しながら定常横滑り飛行する際にパイロットが感じる横加速度とほぼ同じ大きさであり、操縦性に大きな影響を及ぼすほどの値ではないと推測される。また、地上コックピットにおいてパイロットが操縦する無人機においては、モーションキューの影響を無視できるため、ラダー方式は有効な操縦方法となり得る。今回の評価実験は固定座席型シミュレータを使用したため、モーションキューを与えた状態での操縦性への影響を把握していない。よって今後はモーションキューを与えた状態で、評価実験をする必要があると考えている。

(2) 横風突風時の経路保持タスクの結果：本タスクにおける各方式の実験結果を比較したものを第 12 図に示す。エ

エルロン方式とラダー方式とのパイロット評価 (PR と WL) の差異はあまり明確ではないが、ラダー方式の方の WL 値が小さくなっており、パイロットの作業負担が軽減されていることが伺える。また、方式よりもヨーダンパを付けることによる効果の方が明確であり、パイロット評価が最も良いのは、ヨーダンパ有りのラダー方式のときである。一方、タスク性能については、ラダー方式の横変位逸脱量 d の RMS 値がエルロン方式のそれと比較して明らかに小さくなっており、ヨーダンパの有無にかかわらず性能が良くなっている。以上のことから、横風突風を受けたとき、ラダー方式はエルロン方式に比べて、操縦性評価はそれほど差異が認められないけれども、飛行経路保持のタスク性能が改善されることがわかる。前項 (1) に示した初期横変位修正タスクでの実験結果とは対照的な結果になっている。

(a) 横風突風によって生じるロール角の応答

(b) 横風突風によって生じる横滑り角の応答

(c) 横風突風によって生じる横変位の応答

第13図 横風突風による機体応答

ラダー方式の場合に飛行経路保持タスク性能が改善する理由は下記のように説明できる。まず、パイロットによる操舵入力がない状態で、上記実験タスクと同じ大きさの純ステップ型の横風突風を外乱として与えたときのロール角、横滑り角、横変位の機体応答を第13図に示す。ラダー方式の場合は、エルロン方式の場合に比べ、ロール角のダッチロール振動成分の大きさが小さく、かつ時間が経過するとロール角がゼロに落ち着いている。また、横滑り角においてもラダー方式の方が早くゼロに落ち着いている。これらはラダー方式の場合、内蔵されているロール角保持機能によって、横風を受けても上反角効果によって煽られるロール運動が抑えられて流されにくくなるとともに、風見安定効果によって速やかに横滑り角ゼロのクラブ姿勢になるために、目標飛行経路からの逸脱量が小さくなることを示している。即ち、横風突風時におけるタスク性能改善の理由は舵面としてエルロンを用いるかラダーを用いるかではなく、ラダー方式がロール角保持機能を有していることに拠る。

6. 遷移方式と応用実験

6.1 遷移方式の設定 上述の基礎実験によって、横飛行経路保持タスクにおけるラダー方式の潜在的な有効性の存在が確認された。しかしながら、このラダー方式の有効性が発揮されるのは、飛行経路からの横逸脱量が比較的小さい範囲にある場合に制限されることがパイロットコメントから明らかになった。その内容は次のようなものである。横飛行経路からの逸脱量が大きい場合、初めに機体を目標飛行経路に近づけるときはフィードフォワード的な操舵となり、目標経路付近に達したあとはフィードバック的な修正操舵となる。ラダー方式は後者の操舵には有効であるが、前者の操舵には従来の操舵方式であるエルロン方式が適している。本実験の機体の場合、ラダー方式が有効な限界は目標飛行経路からの横逸脱量が約 ± 20 m 程度である。

以上のパイロットからのコメントを参考にして、実用的な操縦方式に近づけるために、下記のようなエルロン方式とラダー方式とを組み合わせた方式 (以下、遷移方式と呼称する) を設定した。第14図に示すように、遷移方式では

第14図 遷移方式・横変位量と操縦方式

第 4 表 飛行制御システムのゲイン一覧 (応用実験)

	K_ϕ	K_p	K_r	τ_r (s)
エルロン方式-YD	0	0	1.031	4.8
遷移方式①-YD	0.8	3	0.726	2.09
遷移方式②-YD	0.07	0.66	0.875	2.47

第 15 図 ロール角保持機能の強さの比較

第 5 表 横方向の飛行パラメータの比較 (応用実験)

	ζ_d	ω_{nd} (rad/s)	$\zeta_d \omega_{nd}$ (rad/s)	$ \phi/\beta _d$	ϕ_{ss}/δ_r
エルロン方式-YD	0.4	0.95	0.38	1.24	-0.83
遷移方式①-YD	0.4	0.93	0.37	0.31	-0.01
遷移方式②-YD	0.4	0.95	0.38	0.79	-0.07

目標飛行経路からの逸脱量が 60 m 以上のときは操縦輪操作に対して 100%エルロンのみが動き、逸脱量が 20 m 以下のときは 100%ラダーのみが動作される。そして逸脱量が 60 m から 20 m に近づくにつれて、操縦輪操作に対するラダー動作比率とラダー方式に内蔵されているロール角保持機能が 0% から 100% へ (正確にはロール角保持システムのゲイン K_ϕ と K_p の値が 0 からラダー方式での設定値へ) と線形に変化するように設定した。

6.2 応用実験とその結果 この遷移方式の有効性を従来の操縦方式であるエルロン方式のそれと比較するため、フライトシミュレータ実験を実施した。以下、これを応用実験と呼称する。応用実験は基礎実験の場合と同じシミュレータ装置を用い、同じ評価パイロットによってなされた。パイロットに与えた飛行タスクは初期横変位を 100 m とした初期横変位修正タスクである。

応用実験を行うにあたり、パイロットより「エルロン方式からラダー方式に切り替わる際、ロール角保持機能が強すぎると違和感を覚える」との指摘を受けた。そこで、応用実験においてはエルロン方式からラダー方式に切り替わる際に、ロール角保持機能を弱く設定したものを新たに追加した。ラダー方式でのロール角保持機能が基礎実験と同じ強さのものを「遷移方式①」と、新たに追加した保持機能を弱く設定したものについては「遷移方式②」と呼称することにする。遷移方式において完全にラダー方式に切り替わった領域でのゲイン等の設定値を第 4 表に示す。遷移方式①と②におけるロール角保持機能の強さの比較を第 15 図に示す。第 15 図は、ステップ状にロール角コマンド $\phi_C = 0.1 \text{ rad}$ を与えたときのロール角の応答である。また、第 5 表にエ

第 16 図 応用実験・パイロット評価とタスク性能

ルロン方式と遷移方式 (完全にラダー方式に切り替わった領域) におけるダッチロール・モードの減衰率 ζ_d と固有角振動数 ω_{nd} , ダッチロール・モード成分の振幅比 $|\phi/\beta|_d$, およびラダーステップ入力に対するロール角 ϕ の定常値の比 ϕ_{ss}/δ_r を示す。

6.3 応用実験の結果 応用実験の結果を第 16 図に示す。パイロット評価が最も良いのは、遷移方式②のケースである。エルロン方式とラダー方式の違いについてパイロットは、「エルロン方式の場合、当て舵のタイミングを間違えるとオーバーシュートするときがある。それに対し、遷移方式では目標経路から遠いときは迅速に運動できるし、経路付近になると適度にロール角が小さく収束してくれるので機体の動きを把握しやすく、結果としてオーバーシュートしにくくなった」とコメントしており、遷移方式の方が従来方式 (エルロン方式) よりも操縦しやすいことを明確に指摘している。また、前述の通り「エルロン方式からラダー方式に切り替わる際、ロール角保持機能が強すぎると違和感を覚える」ともコメントしている。応用実験でのエルロン方式からラダー方式への遷移を含む総合タスクでは、ラダー方式のロール保持機能がある程度弱い方がパイロットにとって感覚的に円滑に遷移できる結果となった。

一方、タスク性能 (横変位制御の正確さ) についてはエルロン方式、遷移方式①および遷移方式②の間で明確な差異は見られなかった (第 16 図参照)。

7. ま と め

目標飛行経路からの横逸脱をゼロにする飛行経路保持タスクにおいて、従来からのエルロンを主体として操縦する方式 (エルロン方式) の代わりに、ロール角保持システムを作動した状態でラダーを操縦舵面として使用する方式 (ラダー方式) を考案して、フライトシミュレータ実験によりその有効性について検討した。両方式ともパイロットが操舵入力を加える操作装置は操縦輪としている。その実験の結果、主として下記のことが明らかになった。

(1) 目標飛行経路付近 (横変位 20 m 以下) では、ラダー方式とエルロン方式とでタスク性能にほとんど差が見られないのに、操縦のしやすさを示すパイロット評価はラダー

方式の方が明確に良かった．応答時間履歴データからは，ラダー方式のパイロット操舵の周波数がエルロン方式のそれよりも低く，操舵に要求される進み操作の低減が見られた．このことは，操舵入力から機体の横変位応答が発生するまでのプロセスにおいて純粋な積分要素が 1 個少ないことに対応している．

（2）横風突風によって乱された経路を修正するタスクにおいても，ラダー方式に内蔵の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，タスク性能が改良された．

（3）目標飛行経路からの横逸脱量が多いときは従来のエルロン方式を用い，目標飛行経路に近づくとき徐々にラダー方式に遷移していき，目標飛行経路付近では完全にラダー方式に移行するより実用的な方式（遷移方式）においても，その有効性がシミュレータ実験によって確認された．遷移方式では，ラダー方式に移行する際にロール角保持があまり強くない方が良いという結果が得られた．

（4）以上の結果をまとめると，通常の有人機や地上コック

ピットを用いて操縦する無人機において，横飛行経路保持タスクにおけるラダー方式の有効性が見出せた．なお，有人機の場合は，横加速度の発生による乗り心地への悪影響が懸念される．今後，実機での飛行試験あるいはモーシオンベース型シミュレータでの評価実験の実施が課題であると考えている．

本研究におけるフライトシミュレータ実験の実施にあたり，海上自衛隊第 51 航空隊の藤倉昭夫氏，渡邊清隆氏および平野吉高氏にご指導をいただいた．ここに感謝の意を表す．

参 考 文 献

- 1) 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，東京，1982, pp. 103–109, 199–200.
- 2) Cooper, G. E. and Harper, R. P.: The Use of Pilot Rating in the Evaluation of Aircraft Handling Qualities, NASA TN D-5153, 1969.