

人間パイロットによる横揺れ補償操縦に対する

1次進みビジュアル・キューの影響

小林修*¹・中濱秀夫*²・平野健介*³・田中将典*³

Influence of First-Order Lead Visual Cue on Roll Compensatory Control by Human Pilot

by

Osamu KOBAYASHI, Hideo NAKAHAMA, Kensuke HIRANO, and Masanori TANAKA

(Received on Mar. 31, 2004 & accepted on Jul. 21, 2004)

Abstract

A pilot controls the movement of his aircraft in the air, mainly observing the movement of its outside visual field, which plays a great role as a visual cue in handling the aircraft. If the virtual visual cue obtained by modifying the real movement of the outside visual field is given to the pilot, how are his handling qualities and task performance influenced? In this study, as the first simple case, the effects of the virtual visual cue obtained by adding a first-order lead compensation to the real roll response of the airplane were investigated in the roll compensatory control task using a fixed-based flight simulator. The results show that, as the time constant value of the applied first-order lead approaches the time constant value of the roll mode, the easiness of pilot's handling increases, and the task performance is degraded very small or is improved a little. These results indicate that the flying qualities of airplanes may be improved by giving a pilot the virtual visual cue without repairing the flight characteristics of airplanes.

Keywords: Human Pilot, Airplane, Roll Control, Virtual Visual Cue, Roll Mode

1. はじめに

航空機の人間パイロットは飛行中、主として外部視界や計器表示などの視覚情報および加速度など体感として感じる運動情報に基づいて(あるいは参考にしながら), 所与のタスクを遂行すべく操縦を行っている。前者の情報をビジュアル・キュー(Visual Cue), そして後者の情報をモーション・キュー(Motion Cue)と称する。特に航空機の位置/姿勢の制御において, ビジュアル・キューはパイロットにとって必要不可欠な情報の大部分を占める。航空機の開発において飛行性(パイロットのワークロードとタスク性能)を調べる際に, あるいはパイロット操縦訓練を行う際に, モーション・キューを与えることができない固定座席型のフライト・シミュレータを用いた関連試験が多々行われるのはこのことを示す好例である。

フライト・シミュレータにおいて, パイロット操舵入力によって発生する機体応答運動はパイロット前方に設置されたディスプレイに外部視界の動きとして表示される。外部視界の動きが精度良くかつ滑らかに見えるように, 飛行運動方程式の演算繰り返し周期は通常, 目安として大型機で 50ms 以下, 高運動性の小型機で 10ms 程度にすることが一般に推奨されている。ま

た, 操舵入力から外部視界の動きまでの演算・伝送などは実時間で処理されることが理想であるが, 現実には時間遅れが生じる。操舵入力に対する外部視界の動きの時間遅れはパイロットの操縦性に悪い影響を及ぼし, 例えばその時間遅れが 150ms 以上になるとパイロット誘起振動(PIO, Pilot Induced Oscillation)現象が発生し易くなるので, 少なくともそれ以下にする必要があるとされている¹⁾。このような時間遅れが顕著となるその他の好例としては, 人工衛星に搭載されている宇宙ロボットの地上オペレータによる遠隔操縦がある。ここでもオペレータが実時間感覚で操作できるようにする対策を講じることが主題となっている²⁾。

以上のように, ビジュアル・キューの時間遅れはパイロットによる手動操縦性に悪影響を与える。それならば逆に, “ビジュアル・キューの動きを実時間よりも進めたならば, パイロットの操縦性とタスク性能に対してどのような影響を与えるであろうか? 好ましい影響が得られる可能性があるのではないか?”, こうした期待を含む疑問が本研究の出発点である。実際問題としては, 厳密な意味で時間を進めることはできないため, 航空機の運動応答測定データを活用してある時間だけ先の運動応答として推算した仮想のビジュアル・キューをパイロットに与え, それで形成されるの視空間のもとで操縦した場合の飛行性への影響を調べることになる。より具体的な例を示すならば, コックピットの窓から見える現実の外部視界を機首に設置した広視

* 1 工学部航空宇宙学科教授
* 2 工学研究科航空宇宙学専攻博士課程前期学生
* 3 工学部航空宇宙学科学生

野角 CCD カメラで撮影して、機体運動とともに変化するその映像の動き（例えば回転角）をセンサーで測定された機体応答データを用いて加工する。その加工された外部視界の映像を、例えばヘッド・マウンテッド・ディスプレイ（head-mounted display, HMD）、あるいは機体内部に設置されたウィンドウレス・コックピット（windowless cockpit）^{3, 4)}、または遠隔操縦時の地上コックピットのディスプレイを通じてパイロットにビジュアル・キューとして与える。即ち、加工されたビジュアル・キューで構成される仮想視空間の中でパイロットに操縦させるということである。

この試みはパイロットへの視覚情報を操作することによってパイロットの操舵特性を変更させるものであり、パイロットと機体との間に、即ち操縦系統の中に補償器を挿入するといった従来型の処置の類とは全く性質を異にするものである。即ち、操舵入力から機体応答までの間のハードウェア的な機体に触れることなく、パイロットへの視覚情報の操作のみによって、「パイロット+航空機」という人間・機械システムの特性を変化させ、結果として航空機システム全体の操縦性とタスク性能の改善に繋げようとする試みである。

上記の視覚情報を操作する方法はもう一つの興味ある特徴を有している。それは従来のハードウェア的処置と比べて、ビジュアル・キューの加工は多様性に富んでいるということである。例えばパイロットと機体との間の操縦系統内に1次進み補償器を挿入するという従来処置方法を採用した場合、その系統を用いた操舵を行うとそれに伴って発生する全ての機体応答（例えばエルロン操舵であればロール、ヨーおよび横滑りの運動すべて）が画一的に1次進み補償の影響を受けてしまう。しかも突風に対する機体応答の位相を進めることは不可である。

これに対して、高空飛行中の航空機であれば、地表面を映し出している外部視界の短時間内の動きはオイラー角（バンク角 Φ 、ピッチ角 Θ 、方位角 Ψ ）で決定され、さらにこれらオイラー角の角速度は機体固定された動座標系でのロール、ピッチ、ヨーの機体角速度 P, Q, R によって決定される（後述の式(5a)～(5c)を参照）。従って、 Φ, Θ, Ψ のうちのどのオイラー角を対象にし、 P, Q, R によるどの寄与成分を用いてビジュアル・キューの加工を行うか、その選択肢は多様である。なお、それら個々の加工は1次進みとは異なる方法を採用することもできるから、ビジュアル・キューの加工の自由度は極めて高い。

例えば、ビジュアル・キューのバンク角 Φ の動きについてはロール角速度 P を用いて1次進み補償を施す。ピッチ角 Θ の動きについてはピッチ角速度 Q とその角加速度 \dot{Q} を用いて2次進み補償を施す。そして方位角 Ψ の動きについては何の補償もしないといったことも可能である。このようにビジュアル・キューの動きの加工の多様性が高いほど、その中に航空機システムの操縦性とタスク性能の改善に結びつく加工法が存在する可能性も高まると期待される。

本論文での研究はそうした最初の試みとして、できるだけ単純化した航空機モデルのもとで、加工されたビジュアル・キューが人間パイロットによるバンク角の補償制御に与える影響（操縦の容易さとタスク性能）についてフライトシミュレータ試験で検討することとした。

なお、井口⁵⁾は2次の積分要素からなる簡単な制御対象に対してその出力と出力指示装置との間に1次進み補償要素を挿入すると、手動制御操作を安定かつ即応性の良いものにするこ

ができることを示している。これは本論文が意図していることと本質的に同じであるが、①加工されるビジュアル・キュー部分が指示計器という極めて限定されたものであること、②その指針の動きは1自由度であって動きの加工の多様性とは無縁であること、さらに③積分要素からなる制御対象に限定されていること、などの点で大きな違いがある。

2. 数学モデル

2.1 全体構成

今回の検討内容の全体構成を Fig.1 に示すブロック図を参照しながら説明する：静止座標系（地表固定座標系）に対する動座標系（機体固定座標系）のオイラー角のうちのバンク角（ Φ ）に動座標系（機体固定座標系）のロール角速度（ p ）を用いた1次進み（即ち位相進み）要素を組み込んで仮想のバンク角（Virtual Φ ）を得る。この仮想オイラー角のときにコックピットから見える外部視界をビジュアル・キューとしてパイロットに与える。パイロットは、このビジュアル・キューのもとで形成される仮想視空間の中で、所与のバンク角コマンド（ Φ_C ）に対するバンク角誤差（Virtual Φ_e ）がゼロになるように補償制御を行う。パイロットが評価できるのは加工された仮想視空間内での飛行性についてであり、実際にコマンド指令に対して如何に小さい誤差で飛行できたかというタスク性能は実空間におけるバンク角誤差（ Φ_e ）から知ることができる。

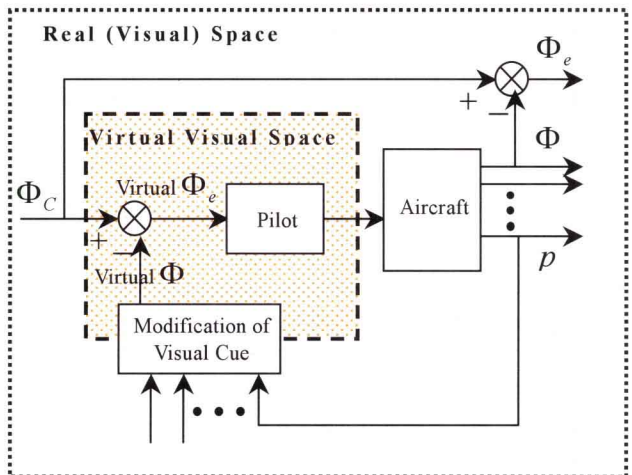


Fig.1 Virtual visual Space given by modified visual cue (In the case of only bank angle modification)

2.2 航空機の数学的モデル

航空機の運動方程式は機体固定座標系（ $X-Y-Z$ ）に基づいて記述される。機体固定座標系と応答変数（速度 U, V, W 、角速度 P, Q, R ）との関係を Fig.2 に示す。

制御対象としてシミュレータに組み込む航空機モデルには、バンク角補償制御に対するビジュアル・キュー加工の効果を明確に抽出し易い簡潔なモデルとして、下記2種のモデルを選択した。

なお、航空機の機体固定座標系には安定軸を採用し、かつ初期トリム状態は左右対称の水平直線飛行であるとする（即ち、初期トリム状態では $V = W = P = Q = R = 0$ ）。

(1) 1自由度モデル：最も簡潔な航空機運動モデルとして選

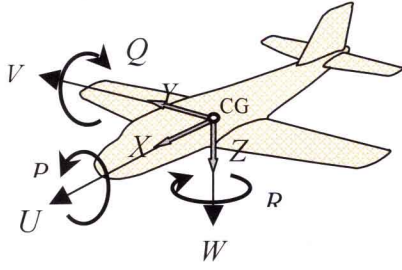


Fig.2 Body axes system (X-Y-Z), linear velocities (U,V,W) and angular velocities (P,Q,R)

定したものである。エルロン操舵によってロール回転運動のみが発生し、他の応答変数は初期トリムされた水平飛行状態の値のまま変化しない。その運動方程式は次式で表される。

$$\dot{P} = L_p P + L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (1)$$

但し、 $\dot{\alpha}$ はパイロットが操舵するエルロン舵角であり、 $L'_p, L'_{\dot{\alpha}}$ はそれぞれロール角速度とエルロン舵角による横揺れモーメントに関する有次元空力微係数である。

この運動方程式の入出力関係を伝達関数で表すと次のようになり、時定数 τ が $(-1/L_p)$ である1次遅れ系となる。但し、 s はラプラス演算子である。

$$\frac{p(s)}{\dot{\alpha}(s)} = \frac{L_{\dot{\alpha}}}{s - L_p} = \frac{-L_{\dot{\alpha}}/L_p}{(-1/L_p)s + 1} \quad (2)$$

(2) 3自由度モデル：縦運動とは非連成であるとした横方向運動の線形微小擾乱運動方程式であり、縦運動の応答変数は初期トリム時の値から変化しない。その運動方程式は次式で表される。

$$\dot{\beta} = Y_\beta \beta + Y_p P + g \Phi + (Y_r - U_0) R + Y_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (3a)$$

$$\dot{P} = L_\beta \beta + L_p P + L_r R + L_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (3b)$$

$$\dot{R} = N_\beta \beta + N_p P + N_r R + N_{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} \quad (3c)$$

$$\beta = V/U_0 \quad (3d)$$

但し、 U_0 は U の初期トリム値、 β は横滑り角、そして Y_β, L_p, N_r 等はそれぞれ添え字の変数による横力、横揺れモーメントおよび偏揺れモーメントに関する有次元空力微係数である。

この運動方程式におけるエルロン入力に対するロール角速度の伝達関数は次式で表される（例えば参考文献6参照）。

$$\frac{P(s)}{\dot{\alpha}(s)} = \frac{As^3 + Bs^2 + Cs + D}{(s + 1/\tau_s)(s + 1/\tau_r)(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)} \quad (4)$$

但し、 A, B, C, D は有次元微係数定数などの値から定まる定数、 τ_s はスパイラル・モードの時定数、 τ_r はロール・モードの時定数、 ζ と ω_n はそれぞれダッチロール・モードの減衰比および固有振動数である。

2.3 航空機の空力特性モデルとモード特性

航空機の空力特性モデル（有次元空力微係数値モデル）として、参考文献6に示されているP2V-7改可変特性研究機の安定軸基準の値を使用した。その値をTable.1に示す（但し、文献6とは異なり、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）。この航空機は元々洋上を長時間にわたって飛行できるように設計された哨戒機を母

機としており、運動性は高くないがどっしりと落ち着いた感じの飛行特性を有している。

Table 1 Aerodynamic dimensional derivatives of airplane model

$Y_\beta = -13.8 (m/sec^2), L_\beta = -1.71 (1/sec^2), N_\beta = .986 (1/sec^2)$
$Y_p = .218 (m/sec), L_p = -.962 (1/sec), N_p = -.0632 (1/sec)$
$Y_r = .811 (m/sec), L_r = .271 (1/sec), N_r = -.215 (1/sec)$
$Y_{\dot{\alpha}} = 0 (m/sec^2), L_{\dot{\alpha}} = -1.72 (1/sec^2), N_{\dot{\alpha}} = .0436 (1/sec^2)$

この空力モデルの機体の運動モード特性値は次の値となる。

1自由度モデルの場合：一次遅れ時定数 $\tau = 1.04 (s)$

3自由度モデルの場合： $\tau_s = 117 (s),$

$\tau_r = 0.901 (s), \zeta = 0.100, \omega_n = 1.07 (1/s)$

2.4 外部視界の動きの変数とその加工

コックピットからの外部視界の動きは、静止座標系におけるコックピット位置と、静止座標系に対する動座標系の姿勢であるオイラー角の計6個の変数によって決定される。しかし、本研究では飛行高度を約3,000 mと十分に高く設定して、航空機の位置が多少変化しても外部視界の見え方はほとんど影響を受けないようにしている。即ち、外部視界の動きを支配する変数はオイラー角（ Φ, Θ, Ψ ）のみとなる。オイラー角と機体応答変数との関係は次式で表される（例えば参考文献6参照）。

$$\dot{\Psi} = Q \sin \Phi / \cos \Theta + R \cos \Phi / \cos \Theta \quad (5a)$$

$$\dot{\Theta} = Q \cos \Phi - R \sin \Phi \quad (5b)$$

$$\dot{\Phi} = P + Q \sin \Phi \tan \Theta + R \cos \Phi \tan \Theta \quad (5c)$$

これらの式からわかるように、機体固定座標系に基づくロール角速度 P によって直接影響を受けるオイラー角はバンク角 Φ のみである。

本研究ではそれぞれの時刻での現実のバンク角 Φ に次のような加工を行う。航空機姿勢がそれによって得られた仮想のバンク角（Virtual Φ ）のときにコックピットから見える外部視界をビジュアル・キューとしてパイロットに与えることとした。

$$\text{Virtual } \Phi(t) = \Phi(t) + a \cdot P(t) \quad (6)$$

但し、 a は任意に設定できる定数であり、 (t) は時間領域の変数であることを示す。

バンク角 Φ において、ロール角速度 P によって発生する成分を Φ_p 、およびそれ以外の成分を Φ_{QR} とし、(6)式をラプラス変換すると次式で表される。

$$\text{Virtual } \Phi(s) = (1 + a \cdot s) \Phi_p(s) + \Phi_{QR}(s) \quad (7)$$

即ち、上記の加工は、機体固定座標系のロール運動によって発生するバンク角成分に対して、“ $1 + a \cdot s$ ”補償、即ち時定数 a の一次進み補償を施したことを意味する。

フライト・シミュレータ実験のパラメータとしての一次進み時定数 a の値として下記の5つを選んだ。そのうち2番目に大きな値（0.9 sec）は横方向3自由度運動モデルのロールモード時定数値に一致させている。

$$a = 0, 0.3, 0.6, 0.9, 1.2 \quad (\text{sec})$$

3. 実験内容

3.1 フライト・シミュレータ

人間パイロット操縦による飛行性(タスク性能とパイロット・ワークロード)がどのような影響を受けるのかを東海大学工学部航空宇宙学科所有のフライト・シミュレータを用いて評価実験を実施した。Fig.3 にシミュレータ外観を、Fig.4 にその構成図を示す。

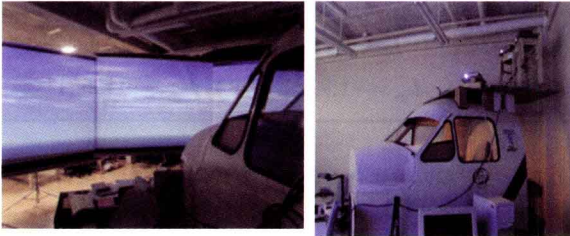


Fig.3 External view of flight simulator

このシミュレータは軽飛行機クラスの固定翼機を模擬したコックピットを有し、操縦桿はコントロール・ホイール・タイプである。また、このシミュレータの演算繰り返し周期は10msで、操舵入力から外部視界の動きまでの時間遅れは20msであり、ほぼ実時間処理がなされているとみなすことができる。また、3枚の大きなスクリーン(120インチ型)によって形成される外部視界の視野角は左右方向110°で上下方向26°である。

機体運動方程式、オイラー角および飛行経路等の演算における時間積分法として、Adams-Bashforth 2nd法を採用している⁷⁾。

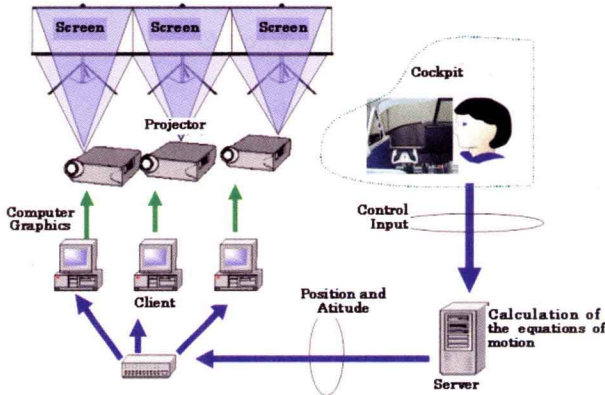


Fig.4 Structure of flight simulator system

3.2 操縦タスクとバンク角コマンド

今回の検討では、機体のロール角応答に1次進み要素を組み込んで得られる仮想バンク角のときに見える外部視界をビジュアル・キューとしてパイロットに与える。そしてこのビジュアル・キューのもとで形成される仮想視空間の中で、パイロットは機体のバンク角の補償制御を行い、その飛行性を評価する。

Fig.5 に示すように、パイロットがバンク角の補償制御を行うための仕掛けとして、機体前方の3面スクリーン全体にわたってほぼ上下中央に固定した一本の左右方向直線と、中央スクリーン上に回転作動するフライト・ディレクタとしてのコマンド・バーを外部視界に重畳した。後者の前者に対する回転角はバンク角コマンド(Φ_c)に対する仮想バンク角の誤差(Virtual Φ_e)を示す。即ち、パイロットのタスクは、Fig.5のように、このコマンド・バーが左に下がっていれば操縦輪を左回転方向に操作して左ロール運動を発生させ、コマンド・バーが固定の左右方向直線に一致するように操縦することである。もち

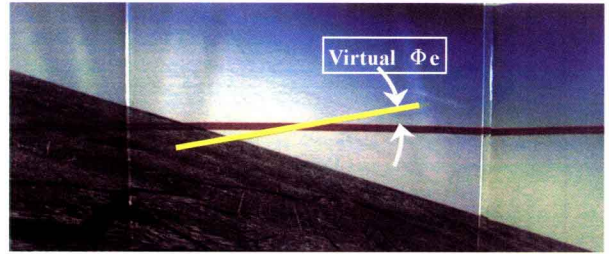


Fig.5 Outside visual field and a command bar as a flight director

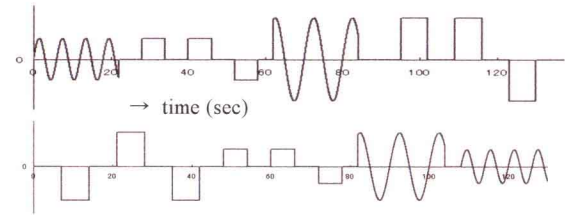


Fig.6 Examples of bank-command patterns

ろんこのときスクリーン上に映し出されている仮想外部視界も動き、臨場感ある仮想視空間をパイロットに与えている。

バンク角コマンドとして5種類のパターンを用意し、それらを慣熟飛行およびデータ取得飛行にランダムに用いた。これによって、パイロットがコマンド・パターンを予測し難くした。これらコマンド・パターンは最大/最小値が $\pm 15^\circ$ と $\pm 30^\circ$ の2つからなる矩形(時間幅7秒)と正弦波形の要素、即ち計4つの基本要素を適当に組み合わせた計4パターンであり、その例をFig.6に示す。なお、正弦波形の周期はダッチロールモードの周期値に合わせるように6秒と設定した。

3.3 パイロット評価法

タスクやミッション遂行における飛行性評価においては、通常、Cooper-Harperのパイロット・レイティング⁸⁾が用いられる。しかしながら本研究では、パイロットに課すタスクそのものが簡単すぎてCooper-Harperレイティングに馴染まないこともあって、バンク角補償制御(操縦)の難易度評価を“一対比較法”⁹⁾を用いて行うこととした。一対比較法は、パラメータ値の異なる2ケースを比較してどちらが易しいかを相対評価して行き、最後にすべての組み合わせについての結果を集積処理して全体評価を得る方法である。本研究の場合、基本モデルおよび L_p 値半減モデルとも、パラメータ(一次進み時定数 a)数は5個であるので、それぞれ10($=5 \cdot (5-1)/2$)の比較対について相対評価実験することになる。なお、実験に供する比較対の順番はランダムに設定し、パイロットにその内容が事前に予測できないように配慮した。

また、相対評価実験の際に同時に、最初に評価実験したケースを5点と仮定した場合の、各ケースの操縦の定量的な難易度をパイロットに採点してもらった(1点を最良点として)。これは相対評価における差について定量的な差異を知る手掛かりとするためである。以後、この評価点をパイロット・レイティング(PR)と称することにする。但し、このPR値は個々のパイロットにおける各試験ケースの相対評価に通用されるものの、Cooper-Harperレイティングと比べてパイロット間の共通性/汎用性は劣ると考えている。

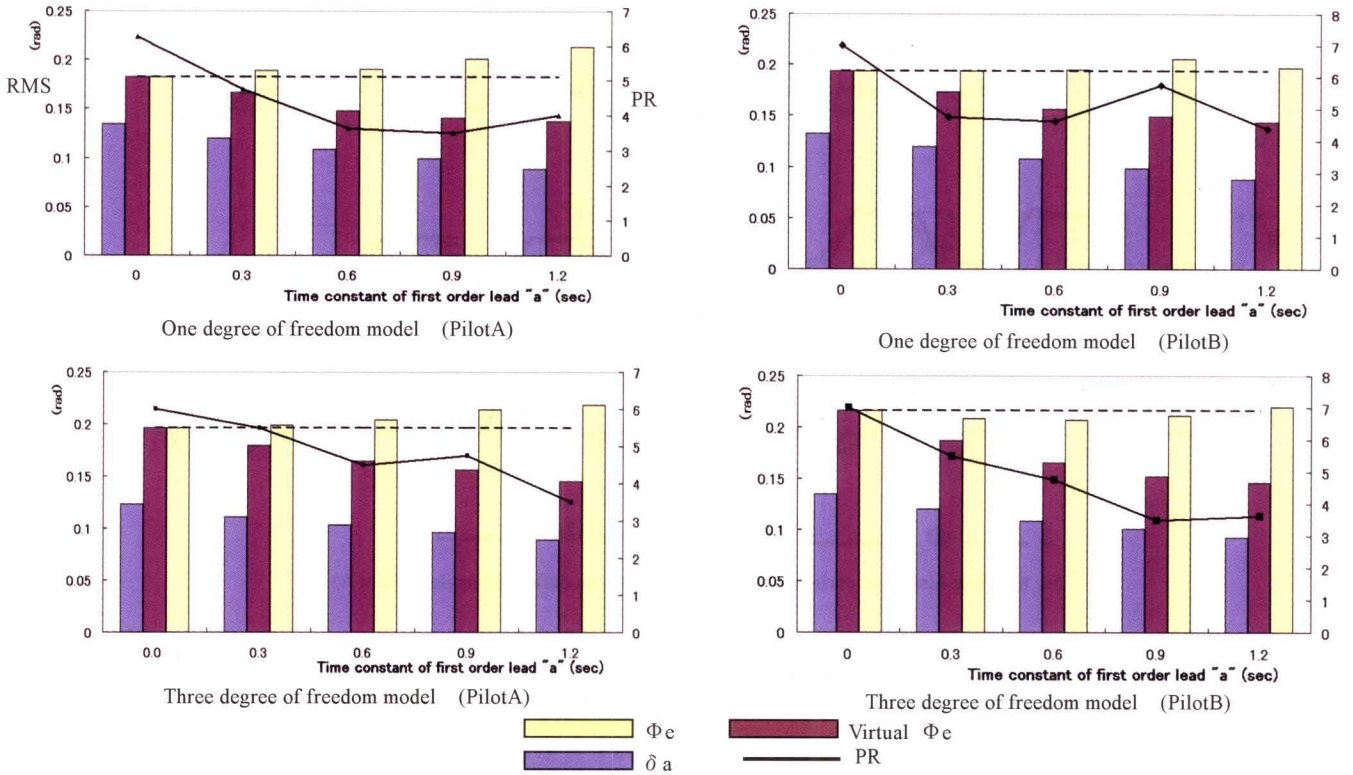


Fig.7 The results of flight simulation in roll rotation model

3.3 評価パイロット

評価実験を実施したパイロットは2名 (A と B) である。パイロット A はグライダーの教官資格を有する男性で、その飛行に関する知識と操縦経験は豊富である。パイロット B は航空機およびフライト・シミュレータに関する一般的な知識はあるものの、操縦経験はほとんどない男子大学生である。

4. 実験結果と考察

シミュレータ試験に供したモデル・ケース別の試験結果と操縦応答 (仮想ロール応答) 時歴の結果を以下に示す。

(1) 1自由度モデル : このモデル・ケースは1次進み補償の時定数 a の影響を簡潔明瞭に把握するために実施されたものである。そのタスク性能とパイロット評価結果を Fig.7 の上段部に示す。時定数 a がゼロから制御対象の一次遅れ時定数 0.9 秒に近づくにつれて、パイロットが補償制御しているエルロン操舵量 (δa) の二乗平均値の平方根 (RMS) 値、および仮想視空間でのバンク角誤差 (Virtual Φ_e) の RMS 値はかなり大きく減少していき、パイロットの操縦難易度についての評価 (PR) も大きく良くなっていく。これに対して、そのときの実空間でのバンク角誤差 Φ_e の RMS 値の増大率はそれほど大きくなく、特に時定数 a 値が小さい領域においては僅かな増加に留まっている。

(2) 3自由度モデル : この場合は、パイロットがバンク角補償操舵を行うと、操舵に対応したロール運動に加えてロール方向とヨー方向にダッチロール・モード振動の運動が重畳して発生するのが特色である (スパイラル・モードはその時定数が著しく大きいので、補償操舵中にパイロットがそのモードの運動成分に気づくことはない)。

そのタスク性能とパイロット評価結果を Fig.7 の下段に示す。パイロット A の場合は、上記(1)のモデルの場合とほぼ同じ結果が得られている。即ち、時定数 a がゼロからロールモード時定数 0.9 秒に近づくにつれて、エルロン操舵量 (δa) と仮想バンク角誤差 (Virtual Φ_e) の RMS 値はかなり大きく減少していき、パイロットの操縦難易度についての評価も大きく良くなっていく。一方、実空間でのバンク角誤差 (Φ_e) の RMS 値の増加はそれほど大きくならず、相対的に僅かな増加に留まっている。

パイロット B の場合はさらに際立った特徴が現れている。時定数 a が大きくなるにつれて、エルロン操舵量 (δa) と仮想バンク角誤差 (Virtual Φ_e) の RMS 値が大きく減少し、かつパイロットの操縦難易度も大きく改善されていくのはパイロット A の場合と同じである。ところが、実空間でのバンク角誤差 (Φ_e) の RMS 値も、時定数 a がロールモード時定数以下の領域において、減少していくという興味深い結果が得られている。つまり、この場合は、操縦のし易さだけでなく、実空間でのタスク性能も改善されていることを示している。

(3) 操舵応答時歴の結果 : 代表例として3自由度モデルでのパイロット A の $a = 0, 0.6, 0.9$ におけるシミュレータ試験における仮想バンク角などの時歴データ (矩形コマンド部分の一部) を Fig.8 に示す ($a = 0$ のときは仮想バンク角 (Virtual Φ) と実バンク角 (Φ) は等しい)。 a が大きくなるにつれて、仮想バンク角 (Virtual Φ) のコマンドへの立ち上がりが早くなり、コマンドの保持も振動的な振舞いが減少して良くなっている。それに対して、実バンク角 (Φ) の方はより1次遅れの滑らかな応答に変化していくけれども、その変化は小さい。さらに、エルロン操舵量 (δa) は無駄な切り返し操舵が減少して、操作そのものが単純なものに変化していることがわかる。これらは Fig.7 に示された結果と良く対応している。

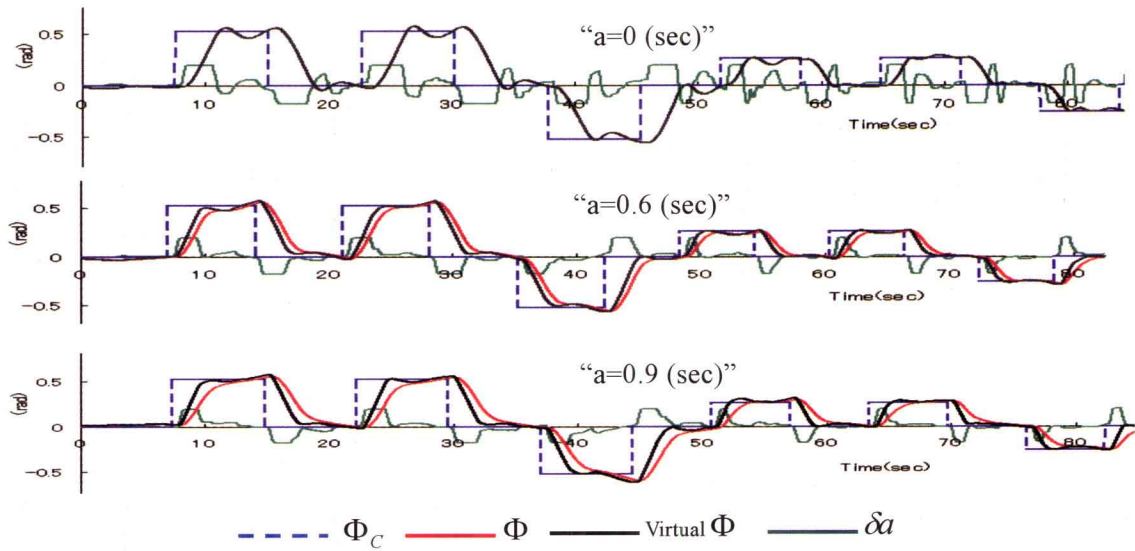


Fig.8 Time-history of various bank-angles and aileron deflection angle (Pilot A)

ここで、同じく3自由度モデルにおいて、各 a 値におけるエルロン・ステップ入力に対する仮想ロール角速度応答の解析結果を Fig.9 に示す。時定数 a 値が大きくなるにつれて、ロールモード応答成分が減少していき、エルロン舵角に比例する成分が次第に大きくなっていく。 a 値がロールモード時定数 0.9 秒に等しくなるとその一次遅れ成分がなくなり、ほぼ舵角に比例する成分とダッチロール振動成分の和として表される機体応答になる。これは“航空機と一次進み補償要素を含めた一巡伝達関数の分子（一次進み項）の根であるゼロ点”が“分母の根であるロールモード極”に近づき、互いに相殺し合うようになることに対応している。こうした a 値変化に伴う操舵応答の特性変化は上述のシミュレータ試験における時歴データの特徴と合致している。

さらに、こうした応答特性変化とタスク性能結果とから、この人間パイロットの動特性そのものにどのような変化が現れているかについて検討することは今後の課題であると考えている。なお、3自由度モデルにおいて、パイロットBの場合には、ビジュアル・キューの加工によって操縦のし易さだけでなく、タスク性能も改善されているという興味ある結果の理由については、被験者数が少ないので、ここで考察対象として取り上げることは困難である。ただ、仮想視空間においてエルロン操舵量にほぼ比例したロール角速度応答が時間遅れなく発生するという通常では有り得ない航空機を操縦する場合、これまでの飛行経験

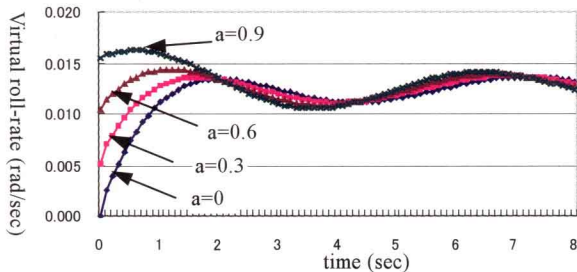


Fig.9 Time-history of roll-rate response to aileron step input (0.01rad)

によって操縦テクニックがそれなりに身に付いてしまっているベテラン・パイロットよりも、素人パイロットの方が見込み操作などを必要としない機械的な操舵を素直に行えると推測できるので、こうした結果が出て不思議でないといえる。

5. まとめ

パイロットが航空機を操縦する際のビジュアル・キューとして、実空間の外部視界そのものではなく、その動きを加工した仮想の視界をパイロットに与えることを提唱した。さらに、その仮想視空間の中でのパイロットの操縦の難易度とそのときの実空間でのタスク性能がどのような影響を受けるかを調べる最初の試みとして、ビジュアル・キューのバンク角にロールの1次進み補償を追加した場合の、バンク角補償制御についてフライト・シミュレータ試験を実施して、その結果を考察した。

その結果として、ロールの1次進み補償によって、パイロットの操縦のし易さは大きく改善される一方、実空間でのタスク性能の劣化は相対的にそれほど大きくない、あるいは逆にこちらも改善されることが示された。このことは少なくとも、ビジュアル・キューを加工した仮想視空間の中でパイロットに操縦してもらうというアイデアは必ずしも実用面からかけ離れたものではないこと示していると考えることができよう。

今後は、2次進み補償によってダッチロールモードや縦短周期モードなどの航空機の振動運動モード成分を減少させる仮想視空間の効果、あるいは外部視界のみを使用してフライトディレクタを使用しない場合のタスクへの影響について、さらに Pilot-Induced Oscillation が発生し易い飛行特性を有する航空機への影響などについて調査し、ビジュアル・キュー加工が航空機の飛行にとって有効となる条件を探っていく予定である。

最後に、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って、航空宇宙学科研修員の桐谷実氏と航空宇宙学科学生の大賀雄貴氏の両氏には評価パイロットを勤めて頂き、貴重なデータ取得にご協力いただきました。記してここに深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 日本航空宇宙学会編「第2版航空宇宙工学便覧」丸善(1992), p.765.
- 2) 町田和雄:宇宙におけるバーチャルリアリティ,計測と制御, Vol.43 (2004), No.2, pp.127-132.
- 3) NASA Langley Research Center: NASA News “WINDOWLESS COCKPIT CONCEPT FLIGHT TESTED”, (Feb. 1996).
http://oea.larc.nasa.gov/news_rels/1996/Feb96/96_12.html
- 4) NASA Langley Research Center: NASA Facts ONLINE: “NASA’s High-Speed Research Program, The eXternal Visibility System Concept”, (Sept. 1998).
<http://oea.larc.nasa.gov/PAIS/HSR-Cockpit.html>
- 5) 井口雅一:手動制御系の研究,日本機械学会誌, Vol.62 (1959), No.481, pp.215-222.
- 6) 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), pp.103-119,125-135.
- 7) 渡辺顕:飛行制御・飛行シミュレーションにおける実時間デジタル積分と積分きざみ幅,航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-743 (1982).
- 8) G. E. Cooper and R. P. Harper: The use of pilot rating in the evaluation of aircraft handling qualities, NASA TN D-5153 (1969).
- 9) 幸尾治朗:航空機の乗り心地に関する研究,航空宇宙技術研究所報告 NAL TR-604 (1980).