2108 航空機の操縦性に対する姿勢角の動きを加工した外部視界映像の効果

Effect of Modification of Angular Motion in Outside View Picture in Windowless Cockpit on Flying Qualities of Aircraft

田中 将典・東海大院

平野 健介・東海大院

小林 修・東海大学

Masanori TANAKA
Tokai UniversityKensuke HIRANO,
Tokai UniversityOsamu KOBAYASHI
Tokai UniversityKey Words: *Airplane, Human pilot, Visual Cue, Roll Mode, Dutch-Roll Mode*

論文要旨

Usually a human pilot controls aircraft, largely observing the movement of visual scene out of the window as a visual cue. In the case of windowless cockpit, a pilot observes synthetic image derived from the cameras and sensors that is projected on the display. If the angular movement of outside view is modified and a pilot watches, how are controllability and task performance influenced? In this study, we investigated the effect of these virtual visual cues in flight path task using fixed-based flight simulator. The results show that, the pilot's handling is improved dramatically and the task performance is degraded very small or same as non-modified. These results indicate that flying quality of aircraft may be improved by modifying the visual cue for a pilot without repairing the flight characteristics of aircraft.

1. はじめに

人間パイロットは外部視界や計器類から得るビジュアル・キュー（視覚情報）や加速度などから得るモーション・キュー（運動体感情報）を基にあるいは参考にしながら航空機を操縦している。中でもビジュアル・キューは人間パイロットが航空機を操縦する上で非常に重要な情報である。

通常の航空機の場合コックピットから見える景色が主要なビジュアル・キューである。一方、NASA で研究されているコックピットの窓の代わりにディスプレイを配したウィンドレス・コックピット¹⁾や、日本航空機開発協会で研究されているコックピット内の計器上に前方視界表示用の大画面ディスプレイを設けた SVS(Synthetic Vision System)²⁾、あるいは遠隔操縦時の地上コックピットでは航空機の機首に設けたカメラの映像や各々のセンサからの情報を基に作成された CG 画像をこれらのディスプレイに映し出す。パイロットはこの場合ディスプレイの CG 画像をビジュアル・キューとして操縦を行う。これらの場合、CG 画像に対して加工を施すことが可能となる。そこで本研究では機体の動きとともに変化する映像の動き、つまり姿勢角による外部視界の動きに対して加工を施した。その映像をパイロットに与え航空機を操縦した場合、操縦のし易さとタスク性能にどのような影響を与えるのかというのが本研究の目的である。つまり機体特性を改修することなく視覚情報の操作のみにより操縦のし易さとタスク性能への影響を総合的に見た場合に有利になる場合もあるのではないかとというのが本研究の狙いである。これらを調べるため、タスクとして飛行経路保持タスクを用意し、東海大学所有の大型 3 面スクリーンを備えた固定座席シミュレータで実験を行った。

今までに本研究では、外部視界の加工としてバンク角のロール軸成分に対する 1 次進み加工を施し、パイロットにバンク角補償操舵タスクを与え、実験を行った。その結果加工をしていないケースよりも 1 次進み補償を施したケースは操縦のし易さが向上するという有用な結果が得られた³⁾。そこで本稿ではその結果を踏まえて外部視界に対して先の加工に加え、ヨー軸に新たな加工を追加し横方向の飛行経路保持タスクを与え実験を行なった。その結果を報告する。

2. 航空機モデル

今回の実験では仮想ビジュアル・キューの効果を明確にするため通常の 6 自由度の航空機モデルではなく、横方向 3 自由度航空機モデルを用いて実験を行った。このモデルは以下の 3 式で表すことができる。

$$\dot{\beta} = Y_{\beta} \beta + Y_p p + g \cdot \Phi + (Y_r - U_0) r + Y_{\delta a} \delta a \quad (1)$$

$$\dot{p} = L_{\beta} \beta + L_p p + L_r r + L_{\delta a} \delta a \quad (2)$$

$$\dot{r} = N_{\beta} \beta + N_p p + N_r r + N_{\delta a} \delta a \quad (3)$$

ここで β は横滑り角、 g は重力加速度、 δa はパイロットが操縦するエルロン舵角、 U_0 は機体の X_B 軸方向の速度の初期値、 Y_{β}, L_p, N_r はそれぞれの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空力微係数である。この運動方程式におけるエルロン舵角入力 δa に対するロールレート p 及びヨーレート r の伝達関数は次式のようになる。

$$\frac{p(s)}{\delta a(s)} = \frac{As^3 + Bs^2 + Cs}{(s+1/T_s)(s+1/T_R)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2)} \quad (4)$$

$$\frac{r(s)}{\delta a(s)} = \frac{Ds^3 + Es^2 + Fs}{(s+1/T_s)(s+1/T_R)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2)} \quad (5)$$

但し分子多項式の $A \sim F$ は空力微係数によって決定される定数であり、 s はラプラス演算子である。また上記伝達関数における特性多項式は s に関する 4 次式となる。特性多項式 $= 0$ とした特性方程式を解くと、2 組の実根と 1 組の共役複素根が得られる。実根の方は非振動モードであり小さい方がスパイラル・モード、大きい方がロール・モード、共役複素根の方は振動モードでありダッチロール・モードと呼ばれる。 T_s はスパイラル・モードの時定数、 T_R はロール・モードの時定数であり ζ_d, ω_{nd} はそれぞれダッチロール・モードの減衰比、固有振動数である。本研究で使用した機体モデル P2V-7 改可変特性研究機のある飛行状態での空力微係数等の値⁴⁾は以下のものである。このときの各モードの時定数や減衰比、固有振動数は以下のようになる。

$$\begin{aligned}
 Y_{\beta} &= -13.8(m/sec^2), & Y_p &= 0.218(m/sec^2) \\
 Y_r &= 0.811(m/sec^2), & Y_{\delta a} &= 0(m/sec^2) \\
 L_{\beta} &= -1.71(1/sec^2), & L_p &= -0.962(1/sec^2) \\
 L_r &= 0.271(1/sec^2), & L_{\delta a} &= -1.72(1/sec^2) \\
 N_{\beta} &= 0.986(1/sec^2), & N_{\delta a} &= 0.0436(1/sec^2) \\
 N_r &= -0.215(1/sec^2), & N_p &= -0.0632(1/sec^2) \\
 U_0 &= 89.55(m/s) \\
 T_R &= 0.901(s), & T_S &= 117(s) \\
 \zeta_d &= 0.100, & \omega_{nd} &= 1.07(1/s)
 \end{aligned}$$

3. 外部視界の加工

パイロットがコックピットから見る外部視界の状態は6つの変数によって決定される。それはコックピットの位置を表す3つの変数とオイラー角(バンク角 Φ , ピッチ角 Θ , ヨー角 Ψ)の計6つである。

本研究の実験においては飛行高度を十分に高くし、さらに1回の実験時間が短いため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変わらない。よって本研究において外部視界の決定要素はオイラー角のみとなる。オイラー角と機体固定座標系における角速度(ロールレート p , ピッチレート q , ヨーレート r)と式(5)~(7)によって関係づけられる。

$$\dot{\Phi} = p + q \sin \Phi \tan \Theta + r \cos \Phi \tan \Theta \quad (6)$$

$$\dot{\Theta} = q \cos \Phi - r \sin \Phi \quad (7)$$

$$\dot{\Psi} = q \sin \Phi \sec \Theta + r \cos \Phi \sec \Theta \quad (8)$$

これらの式を積分すると以下ようになる。なお各々のオイラー角の添え字はそれぞれその各角速度によって発生するオイラー角成分を示す。

$$\begin{aligned}
 \Phi &= \int p dt + \int (q \sin \Phi \tan \Theta) dt + \int (r \cos \Phi \tan \Theta) dt \\
 &= \Phi_p + \Phi_q + \Phi_r \quad (9)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \Theta &= \int (q \cos \Phi) dt + \int (-r \sin \Phi) dt \\
 &= \Theta_q + \Theta_r \quad (10)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \Psi &= \int (q \sin \Phi \sec \Theta) dt + \int (r \cos \Phi \sec \Theta) dt \\
 &= \Psi_q + \Psi_r \quad (11)
 \end{aligned}$$

上記のようにオイラー角は各角速度成分に分けることができる。

3-1 ロール軸への1次進み加工

式(8)~(10)からロールレート p によって発生するオイラー角はバンク角 Φ のみということが分かる。そこでまず我々はロールレート p によって発生するバンク角成分 Φ_p に対して以下のように1次進み加工を施した。加工を施したバンク角を Φ^{V1} とした。

$$\Phi^{V1}(t) = \Phi_p(t) + \tau \cdot p + \Phi_q(t) + \Phi_r(t) \quad (12)$$

ここで τ は1次進み補償の時定数である。 $\dot{\Phi}_p = p$ とし、ラプラス変換を行うと次式が得られる。

$$\Phi^{V1}(s) = (1 + \tau \cdot s) \Phi_p(s) + \Phi_q(s) + \Phi_r(s) \quad (13)$$

式(12)はロールレートによって発生するバンク角成分 Φ_p に“(1 + $\tau \cdot s$)”という時定数 τ の1次の進み補償を施したこととなる。よってエルロン舵角入 δ_a に対するロールレート p の伝達関数は以下ようになる。

$$\frac{p(s)}{\delta a(s)} = \frac{(As^3 + Bs^2 + Cs)(1 + \tau \cdot s)}{(s + 1/T_S)(s + 1/T_R)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2)} \quad (14)$$

上式は式(4)の伝達関数に1次進み補償成分“(1 + $\tau \cdot s$)”という要素を加えた形の伝達関数となる。ここで本研究では新たに加えた1次進み補償(1 + $\tau \cdot s$)の時定数 τ の値を $\tau = 0.9$ (sec)としロール・モードの時定数と一致させた状態で実験を行った。よって新たに加わった1次進み補償の項と分母多項式中の1次遅れのロール・モード項が相殺され、あたかもロール・モードが消去されたような航空機の外部視界映像をパイロットに与えることになる。ここでエルロン・ステップ入力(0.01rad)に対するロールレートの応答を Fig.1 に示す。

Fig.1 Roll-rate response to aileron step input

この図から加工を施した方は加工なしと比べ1次遅れ成分がなくなり、パイロットの操舵入力とダッチロールの振動成分の和が応答となって現われている。

3-2 ヨー軸への2次進み

ロール軸への加工に加えさらにヨー軸への追加加工を行った。ヨー軸方向の運動はダッチロール・モードが卓越しているため、その消去を図ろうと考えた。式(5)~式(7)に示したオイラー角と機体の角速度との関係式からヨーレート r によって発生するオイラー角成分は全てのオイラー角が含まれている。そこですべてのオイラー角に対して加工を施した。加工後のオイラー角を $(\Phi^{V2}, \Theta^{V2}, \Psi^{V2})$ とした。

$$\begin{aligned}
 \Phi^{V2}(t) &= \Phi_p(t) + \tau \cdot p + \Phi_q(t) + \Phi_r(t) \\
 &\quad + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \cdot \cos \Phi \tan \Theta \quad (15) \\
 &= \Phi(t) + \tau \cdot p + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \cos \Phi \tan \Theta
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \Theta^{V2}(t) &= \Theta_q(t) + \Theta_r(t) + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \sin \Phi \quad (16) \\
 &= \Theta(t) + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \sin \Phi
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \Psi^{V2}(t) &= \Psi_q(t) + \Psi_r(t) + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \cos \Phi \sec \Theta \quad (17) \\
 &= \Psi(t) + (a \cdot r(t) + b \cdot \dot{r}(t)) \cos \Phi \sec \Theta
 \end{aligned}$$

これらはヨーレートによって発生するオイラー角に定数倍したその時刻のヨーレート r とヨー角加速度 $\dot{r}$ を加えるという加工である。 a, b は任意に設定できる定数であり、バンク角 Φ においてはロール軸へ1次進み加工とヨー軸への2次進み加工を施した形となる。ここでさらにラプラス変換すると以下ようになる。

$$\Phi^{V2}(s) = (1 + \tau \cdot s) \Phi_p(s) + \Phi_q(s) \quad (18)$$

$$+ (1 + a \cdot s + b \cdot s^2) \Phi_r(s)$$

$$\Theta^{V2}(s) = \Theta_q(s) + (1 + a \cdot s + b \cdot s^2) \Theta_r(s) \quad (19)$$

$$\Psi^{V2}(s) = \Psi_q(s) + (1 + a \cdot s + b \cdot s^2) \Psi_r(s) \quad (20)$$

これらはオイラー角のヨー軸への加工はヨーレートによって発生する各オイラー角成分に対して“(1+a・s+b・s²)”という2次の進み補償を施したことを意味している。これらから例えばエルロン入力 δ_a に対するヨーレート r の伝達関数は次式のようになる。

$$\frac{r(s)}{\delta a(s)} = \frac{(Ds^3 + Es^2 + Fs + G)(b \cdot s^2 + a \cdot s + 1)}{(s + 1/T_s)(s + 1/T_r)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2)} \quad (21)$$

ここで新たに加えた2次進みの項を $a/b = 2\zeta_d \omega_{nd}$, $1/b = \omega_{nd}^2$ とすることにより分母多項式中のダッチロール・モードの項 $s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2$ と一致し相殺され、振動モードであるダッチロール・モードがあたかもなくなったような航空機の外部視界映像が映し出されることになる。ここでエルロン・ステップ入力(0.01rad)に対するヨーレートの応答を Fig.2 に示す。またラダー・ステップ入力(0.01rad)に対するヨーレートの応答を Fig.3 に示す。2次進み加工を施すことにより、エルロン入力時、ラダー入力時ともにダッチロール・モードの振動成分が消去されている様子が分かる。

Fig.2 Yaw-rate response to aileron step input

Fig.3 Yaw-rate response to rudder step input

4. フライト・シミュレータ実験

4-1 実験概要

仮想ビジュアル・キューの効果をみるために固定座席型のフライト・シミュレータを用いて実験を行った。実験ケースとしては加工なし、ロール軸への1次進みのみ、ロール軸1

次進み+ヨー軸2次進みの計3ケースとした。パイロットによるタスク難易度の評価(パイロットレーティング)はCooper-Harper Scaleを使用した。この評価法はパイロットがタスクを遂行する上での難易度を10点満点で評価するもので、その評価点が低いほど操縦性が良いことを示す。

4-2 実験タスク

実験タスクとしてパイロットには目標飛行経路移動タスクを与えた。このタスクは画面上に目標飛行経路を表す4本のバーを表示し、パイロットはこの4本のバーを一直線上に合わすように操舵を行う。尚、一番手前のバーが常に機首から2.5km前方に位置するようにしてある。

また目標飛行経路は70秒毎に実験開始の元の飛行経路から左右に80m移動する。パイロットには移動した目標飛行経路上にできるだけ早く正確に航空機を飛行させるよう要求した。210秒間の実験時間を設けたので目標飛行経路は計3回移動することになる。(Fig.4 参照)

Fig.4 Task of holding flight path

5. 実験結果及び考察

それぞれ3つの実験ケースの時系列データを Fig.5 に示す。“ロール1次進み+ヨー2次進み”は他の2ケースと比べ単純な操舵で、エルロン舵角を表す δ_a の使用量も減少している。また今回の実験ではエルロン操舵を主体におこなっており、ラダー操舵はほとんど行われなかった。航空機の横方向の位置を表す Y_{pos} は所々でオーバーシュート成分が見られるが、各ケース共に目標飛行経路に対し大きな差は見られない。

次に目標飛行経路から機体の横方向位置との誤差(Y_e)の二乗平均平方根(RMS)値を Fig.6 に示す。差はわずかながら“加工なし”が最も誤差が少なかった。しかし“加工なし”の誤差量に対して“ロール1次進み”が+1.5mの誤差量、“ロール1次進み+ヨー2次進み”では同等の誤差量となり、さほど大きな差は生じていない。

エルロン舵角量 δ_a 、ラダー舵角量 δ_r のRMS値とパイロットレーティング(PR)を Fig.7 に示す。最もエルロン使用量のRMS値が最も少なかったのは“ロール1次進み+ヨー2次進み”であった。つまりパイロットのワークロードが加工を施すことにより減少したと考えられる。

Fig.5 Time history of flight

Fig.6 RMS of Y_e Fig.7 RMS of δa , δr and PR

パイロットレイティングも“加工なし”に比べ大幅に良くなっている。同様に“ロール1次進み”のケースも“加工なし”に比べ δ_a の RMS 値はさほど差がないものの、パイロットレイティングの向上が見られる。これらより加工を施すことにより操縦のし易さが向上したと考えられる。

6. まとめ

本研究はパイロットに与える外部視界の加工，つまりパイロットへの視覚情報のみの操作により機体の改修をせずにタスク性能，操縦性の向上を図ることを目的とし行ってきた。そこでロール軸へ1次進み加工，ヨー軸へ2次進み加工を施しその効果を確認める為に目標飛行経路保持タスクをパイロットに与え，固定座席型フライト・シミュレータを使用し実験を行なった。

その結果外部視界の加工を施すことによって，タスク性能を大きく劣化させずにエルロン操舵量の減少やPRの向上という有用な結果が得られた。これらのことから総合的に見て操縦のし易さが向上したと考えられる。

今後は縦の短周期モードやフゴイド・モードに対する外部視界の動きの加工，さらにPIOが発生するような機体に対する外部視界の動きの加工の有効性についても検討する予定である。

7. 謝辞

海上自衛隊第51航空隊平野吉高氏と渡邊清隆氏には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ご指導して頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) NASA Langley Research Center: NASA News "WINDOWLESS COCKPIT FLIGHT CONCEPT TESTED", (Feb. 1996).
http://oea.larc.nasa.gov/news_rels/1996/Feb96/96_12.html
- 2) 西山利幸，西孝祐樹，新川明義，森高義雄，中川則夫 将来型操縦室情報表示システム研究開発-パイロット評価試験 '03 飛行機シンポジウム 1B2 (2003)
- 3) 田中将典，平野健介，小林修 航空機における横揺れ補償操舵への時間進みビジュアル・キューの効果 第13回交通・物流部門大会 2212 (2004)
- 4) 加藤寛一郎，大屋昭男，柄沢研治 「航空力学入門」 東京大学出版会 (2001)