航空機のゼロ点位置が与える横方向操縦性への影響 Effect of Zero Position on Lateral-Direction Controllability of Airplane

○ 砂生 健志 (神奈川工大[学部生]) 正 小林 修 (神奈川工大) 正 水野 敏広 (神奈川工大)

Takeshi SASOH, Kanagawa Institute of Technology, Shimo-ogino 1030, Atsugi, Kanagawa

Osamu KOBAYASHI, Kanagawa Institute of Technology, Shimo-ogino 1030, Atsugi, Kanagawa

Toshihiro MIZUNO, Kanagawa Institute of Technology, Shimo-ogino 1030, Atsugi, Kanagawa

Key Words: Airplane, Pilot, Stability & Control

1. 序論

航空機の横方向の経路コントロールはパイロットがバンク角を制御しながら行われるため、バンク角の制御のし易さが操縦性に大きく影響してくる。

ダッチロール、ロールおよびスパイラルの横方向運動モード特性が安定であっても、パイロットがバンク角を制御しようとするときに逆にバンク角の動きが振動的になることがある (Pilot Induced Oscillation, P.I.O.)。この現象は人間が操縦しているときの機体特性であるので、パイロットを含めた閉ループ伝達関数に着目した。パイロットがバンク角制御した場合の閉ループの簡易モデルを Fig.1 に示す。

Fig.1 Closed loop model of bank control

この閉ループの伝達関数は次式となる。

$$\frac{\phi(s)}{\phi_c(s)} = \frac{K \cdot A (s^2 + 2\zeta_\phi \omega_{n\phi} s + \omega_{n\phi}^2)}{(s^2 + 2\zeta_D \omega_{nD} s + \omega_{nD}^2) \left(s + \frac{1}{\tau_R} \right) \left(s + \frac{1}{\tau_S} \right) + K \cdot A (s^2 + 2\zeta_\phi \omega_{n\phi} s + \omega_{n\phi}^2)}$$

これは閉ループの安定性を示すその特性多項式が機体のみの伝達関数の分子式、すなわちゼロ点の影響を受けることを表している。また、バンク角制御時の P.I.O.は振動モードであるダッチロールモード特性の変化によるものであることが知られているので、本研究ではダッチロール根に対する相対的なゼロ点の配置による操縦性への影響について検討することとした。

すなわち本研究の目的は以下のとおりである。航空機の横方向伝達関数のゼロ点のダッチロール根に対する相対位置によって航空機の操縦性がどのように変化するかをフライトシミュレータ実験検討し、操縦し易い領域およびし難い領域を区分けする。さらにエルロン・ステップ入力時の機体応答解析により、それらの領域区分と機体応答の形との関係を見出す。

2. 検討手順

2-1 航空機モデル

本研究のモデル機体は P2V-7 改可変特性機で、代表的な巡航時の諸データを使用した¹⁾

質量=28600Kgf 速度=89.55m/s 飛行高度=10000ft

2-2 フライトシミュレータ装置

本学小林研のワイドな模擬視界を有するフライトシミュレータを用いた (Fig.2-1)。これは機体運動の変化を計算するサーバ PC と模擬視界を作成する 5 台のクライアント PC・プロジェクタ・スクリーンから構成されている。

Fig.2-1 Flight simulator

2-3 ゼロ点配置

P2V-7 モデル機のダッチロール根とゼロ点を複素平面 (s-平面) 上にプロットし、それをもとに検討すべきゼロ点として全部で 36 個を Fig.2-2 に示すように配置して、シミュレータに組み込みこむとともに、応答解析データとして供した。

Fig.2-2 Location of candidate's zeros around Dutch-roll pole

2-4 シミュレータ実験手順

水平直線飛行状態からバンク角を $\pm 30^\circ$ へ変更し保持し続け、その後水平飛行に戻すタスクを行い、その際の操縦のし易さを Cooper-Harper パイロット・レーティング・スケールを用いて評価する。Cooper-Harper のパイロット・レーティング (P.R.) は 1 から 10 の段階からなっている²⁾

P.R. 10 → タスクが達成できない (uncontrollable)。

P.R. 7〜9 → 何とかタスクを達成できるが、作業負担が大き過ぎる (unacceptable)。

P.R. 4〜6 → 作業負担がかかるが、タスクを達成できる (acceptable)。

P.R. 1~3→タスクを達成でき、作業負担も少ない
(satisfactory)。

2-5 機体応答解析の手順

エルロン操舵に対する機体(airframe)のロール応答の伝達関数を伴系の状態方程式の形に変更して、36個のゼロ点それぞれについて運動解析を行う。それら応答計算結果をシミュレータ実験結果と比較検討してパイロットレーティングとの関係を探る。さらに、P2V-7モデル機の特徴のうちエルロン操舵時に発生するヨーイングモーメントの量を示す有次元空力微係数 $N\delta a$ の値を変化させたときのゼロ点位置の変化を調べ、シミュレータ実験結果と比較検討する。

3. シミュレータ実験結果

ダッチロール根まわりのゼロ点配置図の上に実験結果であるパイロットレーティング分布を Fig.3 に示す。ダッチロール根の極を中心にして取り巻く円状のゼロ点には内側から外側に Z, Q, R の記号を、また極から放射状に反時計回りに数字を付けている。

Fig.3 Result of flight simulator experiment

これらの結果のうち P.I.O.に入り易い区域と入り難い領域があり、P.R.=10を入り易い区域とし、実線の領域線、P.R.=1~3を入り難い区域とし、点線の領域線で表した。

4. 機体応答解析の結果

エルロン・ステップ入力に対するロールレート応答についての運動解析結果を Fig.4-1、Fig.4-2 に示す。これらの図から次のことがいえる。

(1)当然のことながらダッチロール根(極)からの任意の放射線上ではゼロ点が極から離れるに従って、ダッチロール振動の成分が大きくなっていく($Z < Q < R$ と振動が大きくなっている)。この振動成分の増大は操縦性の劣化に対応している。

(2)極からのゼロ点の方向によって振動成分の初期位相が変化するが、その影響により、極から左下にゼロ点がある場合(Z1, Q1, R1)はステップ応答における最初のピークが明快になる方向にダッチロール成分が現れている。

これに対してゼロ点が右上の場合(Z7, Q7, R7)は最初にピークが現れようとするとして続いて大きな応答になるように

振動成分が加わる形となる。後者の場合、そのままの操舵を行えばオーバーコントロールになるであろうし、あるいは最大応答量が同じ位になるように操舵調整すれば、応答が遅くなってしまう。いずれにしても P.I.O.を発生し易くなると考えられる。

Fig.4-1 Roll rate response due to ailerons step input (1/2)

Fig.4-2 Roll rate response due to ailerons step input (2/2)

5. 結論

シミュレータ実験では、極の位置よりゼロ点の位置が離れれば離れるほど操縦性が悪くなり、右上のほうに行くにつれて操縦性が悪くなった。解析の結果でも極からゼロ点の離れれば離れるほど振動の大きさが大きくなり、右上に行くほど最大ロールレート応答までの時間がかかった。また、ゼロ点が極に近いほど操縦性はよくなり左下は比較的操縦性がよくなっていた。これは、4.の(2)で述べたように、ロールレートの波形に差異が生じるからである。

以上のことから、運動解析して応答の波形を比較検討することで P.I.O.に入り易いかどうかを推測することができる。

これらのことを踏まえて航空機を設計する際は、P.I.O.に入らないように、ゼロ点を極に対して近づけ、左下に配置し、右上には配置しないようにすることが必要である。

参考文献

1. 加藤寛一郎、他：航空機力学入門、東京大学出版会、1982
2. R.P.Harper Jr. & G.E.Cooper：Handling Qualities and Pilot Evaluation, J. Guidance Vol.9, No.9, (1986)