

航空機の振動現象とその制御

2014SC037 近藤良祐

指導教員：大石泰章

1 はじめに

航空機は、私たちの日常に深く浸透しており、今や人々の生活になくてはならないものとなっている。その一方で、空中を移動経路とする航空機の事故は、他の移動手段と比べてはるかに重大なものになり得るため、航空機が安全に飛行するための制御の重要性は日に日に増していると言える。

文献 [1] では、McDonnell Douglas 社 (現 Boeing 社) の航空機、F/A-18 の Falling Leaf Motion と呼ばれる危険な挙動と、それを抑制する制御について議論している。ここでは F/A-18 の動特性を 9 状態の非線形システムでモデル化し、さらにこれを低次元化したシステムを使って 2 つの制御則の解析を行っている。本研究では、ある動作点のまわりで線形化したシステムを使って文献 [1] の 2 つの制御則の性能を検証するとともに、より優れた制御則の作成に取り組む。

2 Falling Leaf Motion

Falling Leaf Motion とは、上昇中の急旋回のような負荷の大きい操作によってロール角速度などの振動が半永久的に発生し、制御不能に陥ってしまう現象である。この現象は、上反角の原理に基づいて機体が自然に水平に保たれるように設計されていることの影響により発生する。(上反角の原理については文献 [2] を参照されたい。) すなわち、Falling Leaf Motion は、上反角の機体への作用が必要以上に生じることの結果である。その中でも補助翼の動作と関係なくロール動作を起こしながら操作不能となる現象は、パイロット自身による回復が難しく、墜落に直結してしまうため、これを抑制するための制御が必要となる。以下では Falling Leaf Motion の抑制にはロール角速度の抑制が最重要であると考えて解析を行う。

3 制御モデル (Revised Control Law)

本研究では文献 [1] で与えられた線形化モデルを制御対象として制御器設計を行う。この制御対象は以下の 6 つの変数を状態に持つ：

- α : 迎角 (rad),
- β : 横滑り角 (rad),
- p : ロール角速度 (rad/s),
- q : ピッチ角速度 (rad/s),
- r : ヨー角速度 (rad/s),
- ϕ : ロール角 (rad),

また入力は δ_{stab} , δ_{rud} , δ_{ail} の 3 つであり、それぞれ昇降舵、方向舵、補助翼の基準値からの偏差を表す。文献 [1] で

は Falling Leaf Motion を抑制するため、Baseline Control Law と Revised Control Law の 2 つの制御則が紹介されている。Falling Leaf Motion の特性上、ロール角速度の振動が最も大きく発生するため、Revised Control Law では、Baseline Control Law に対して、式 (3) のように β , $\dot{\beta}$ を用いて補助翼の制御を強化し、ロール角速度の振動を抑えるようにしている。詳細は文献 [1] を参照されたい。Revised Control Law の具体的な形は以下のとおりである：

$$\delta_{stab} = 0.8\alpha + 8q, \quad (1)$$

$$\delta_{rud} = \frac{1.1s + 6}{s + 1}r + 0.5a_y, \quad (2)$$

$$\delta_{ail} = -0.8p - 0.5\beta - 2\dot{\beta}. \quad (3)$$

ただし a_y は水平方向加速度である。ここで式 (1) はピッチ方向の制御入力である δ_{stab} を迎角 α とピッチ角速度 q に基づいて定めており、ピッチ方向の制御則であることがわかる。同様に式 (2) はヨー方向の、(3) はロール方向の制御則であると解釈できる。このように Revised Control Law は 3 つの方向に分かれた分散型の制御則なので制御則の物理的解釈が容易であるという特徴がある。

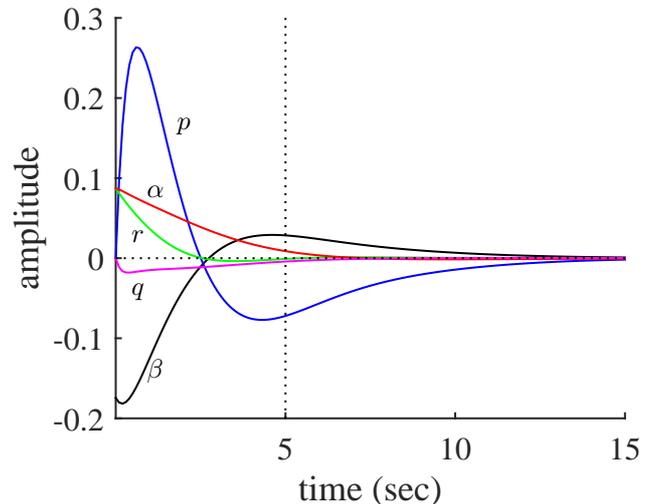


図 1 Revised Control Law を用いた場合の各変数の挙動、ただし、 α , β の単位は rad であり、 p , q , r の単位は rad/s である。

制御対象に、Revised Control Law を適用したものが図 1 である。初期条件は、文献 [1] を参考に Falling Leaf Motion の現象が起こり得る値として次のように設定する：

$$\begin{aligned}\alpha &= \frac{1}{36}\pi, & \beta &= -\frac{1}{18}\pi, \\ p &= \frac{1}{36}\pi, & q &= 0, \\ r &= \frac{1}{36}\pi, & \phi &= 0.\end{aligned}$$

シミュレーション開始時点でロール角速度 p が大きく振動しているのが徐々に抑制されているのがわかる。本研究では、この Revised Control Law のさらなる改良を試みる。

4 非線形最適化による分散型制御器の設計

最適レギュレータは広く用いられている制御則であるが、集中型の制御則であり、ピッチ方向、ロール方向、ヨー方向それぞれの制御則にすべての変数が関係するため物理的解釈が困難である。一方 Revised Control Law のような分散型の制御則は、制御則の物理的解釈が容易であり、実機試験後の改良がしやすい等のなどの利点をもつ。そこで本研究では、Revised Control Law の分散型の構造を尊重しつつ制御則の改善を行うこととした。Revised Control Law に基づき、求める制御則の形を以下のように定める：

$$\delta_{\text{stab}} = a_1\alpha + a_2q, \quad (4)$$

$$\delta_{\text{rud}} = \frac{a_3s + a_4}{s + 1}r + a_5a_y, \quad (5)$$

$$\delta_{\text{ail}} = a_6p + a_7\beta + a_8\dot{\beta}. \quad (6)$$

式 (4), (5), (6) の 8 つのパラメータ a_1, a_2, \dots, a_8 を、閉ループ系の H^2 ノルムを評価関数とし、制約なしの場合に多変数関数の局所的な最小値を求めることができる Matlab の関数 `fminunc` を用いて最適化する。ただし閉ループは、その H^2 ノルムが最適レギュレータの評価関数に一致するように定める。評価関数に H^2 ノルムを用いる理由として、ランダムな初期値に対する平均的な性能評価であるため、様々な初期値において有効なパラメータの算出が期待できることが挙げられる。結果として、以下の制御則が得られた：

$$\delta_{\text{stab}} = 0.8\alpha + 2.3q, \quad (7)$$

$$\delta_{\text{rud}} = \frac{2.7s + 6}{s + 1}r + 7.5a_y, \quad (8)$$

$$\delta_{\text{ail}} = -0.9p - 0.4\beta - 5.7\dot{\beta}. \quad (9)$$

式 (1), (2), (3) の制御則と比べて、ピッチ方向のパラメータ (a_2) による制御が弱くなっているのに対し、ロール、ヨー方向のパラメータ (a_5, a_8) による制御が強くなっていることにより、Falling Leaf Motion に対してより効果的な制御が期待できると考えられる。この制御則を用いてシミュレーションを行った結果が図 2 である。図 1 と比べてロール角速度 p の挙動を改善することに成功した。ピッチ角速度 q の変動が元の制御則と比較して大きくなっているが Falling Leaf Motion の挙動に対してピッチ角

速度 q が及ぼす影響は、ロール角速度 p が及ぼす影響よりも小さく、変動自体においてもロール角速度 p の変動より小さいため、問題はないと判断した。結果として、ロール角速度 p の変動を大きく抑制することに成功した。

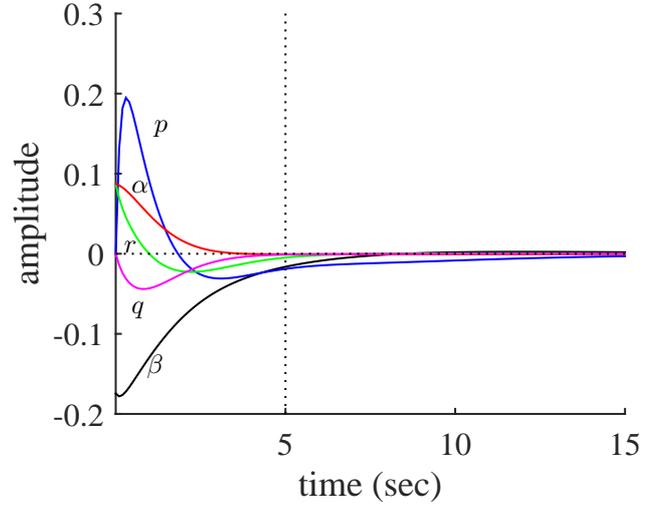


図 2 非線形最適化で求めた制御則を用いた場合の各変数の挙動、ただし、 α, β の単位は rad であり、 p, q, r の単位は rad/s である。

5 おわりに

本研究では F/A-18 の線形化モデルに基づいて新たな制御則を設計し、制御性能の向上に成功した。本研究での非線形最適化による分散型制御器の設計は、航空機をはじめとした最適レギュレータがふさわしくない場合の制御器設計において有効な手法であると考えことができ、他の分野への応用も期待できる。

参考文献

- [1] A. Chakraborty, P. Seiler, and G. J. Balas: Applications of linear and nonlinear robustness analysis techniques to the F/A-18 flight control laws. *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Chicago, USA, August 2009.
- [2] 上田浩史: <http://www.cfjapan.com/study/html/to199/html-to199/186b-how.htm>.