

PIO (Pilot-Induced Oscillation) を抑制する補償器の設計

2013SE203 高木佐和

指導教員：陳幹

1 はじめに

PIO (Pilot-Induced Oscillation) とは直訳すると「パイロットによって引き起こされる振動」である。航空機の制御系とパイロットの操作の干渉により引き起こされる、持続的かつ制御不能な振動現象である。PIO はさまざまな航空機事故の原因であることが知られており、現在、問題となっている。本研究では、PIO が発生する前に Actuator rate limit を考慮し、PIO を抑制する補償器の設計を行う。

2 PIO が発生する原因

PIO は前節で述べたように、航空機の制御系とパイロットの操作の干渉によって引き起こされる。主に PIO が発生するのは、旅客機の離着陸時、戦闘機のタイトな操縦時など大きな操作量を必要とするときである。PIO 発生の原因はパイロットが操縦桿を素早く操作しても、すぐにその指令に追従しないという、システムに含まれているアクチュエータの速度飽和である。

3 モデル

航空機モデルは一般に 6 自由度の非線形モデルであるが、制御対象としては短周期運動のみの縦運動を考える。本研究では、文献 [2] にある F-16 モデルを用いる。ノミナルな飛行条件を表 1 に、またその飛行条件で線形化した短周期モデルを式 (1) に示す。表 1 と短周期モデル (1) については文献 [3] を参照。

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{bmatrix} = A_{sp} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \end{bmatrix} + B_{sp} \delta_e \quad (1)$$

$$A_{sp} = \begin{bmatrix} -1.01887 & 0.90506 \\ 0.82225 & -1.07741 \end{bmatrix}$$

$$B_{sp} = \begin{bmatrix} -0.00215 \\ -0.17555 \end{bmatrix}$$

表 1 ノミナルな飛行条件

高度 h	0	[ft]
対気速度 V	153.0	[m/s]
迎角 α	0.03691	[rad]
ピッチ角 θ	0.03691	[rad]
ピッチレート q	0	[rad/s]
エレベータ舵角 δ_e	-0.7588	[deg]
スロットル角 δ_T	0.1385	[-]

4 PIO を抑制する SAAB 補償器 [1]

SAAB 補償器を組み込んだ航空機における制御系のブロック線図を図 1 に示す。ローパスフィルタの Filter1 を式 (2) に、Filter2 を式 (3) に示す。

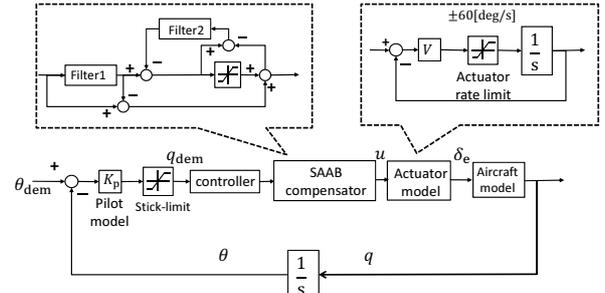


図 1 SAAB 補償器を組み込んだ制御系のブロック線図

$$\text{Filter1: } F_1(s) = \frac{1}{0.1s + 1} \quad (2)$$

$$\text{Filter2: } F_2(s) = \frac{8}{s + 1} \quad (3)$$

ローパスフィルタとは、フィルタの一種であり、なんらかの信号のうち、設定した遮断周波数より低い周波数の成分はほとんど減衰させず、遮断周波数より高い周波数の成分をしだいに減らしていくフィルタである。ハイカットフィルタ等と呼ぶ場合もある。

図 1 の SAAB 補償器部分は、anti-windup 補償器からアイデアを取り入れ、フィードバックの anti-windup フィルタとして考えることができる。この SAAB 補償器は、高い周波数応答と低い周波数応答の場合とで、バイパス回路を使っている。このバイパス回路を用いたところが、他の補償器にはない新しいところである。Filter1 では速度制限がないとき、システムの信号は変えていない。しかし、速度制限があるとき、制御要求よりも高い周波数はそのまま rate-limit にかけて、制御要求よりも低い周波数は Filter2 を通して anti-windup 型の補償器の影響を受ける。

5 Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器 [1]

Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を組み込んだ航空機における制御系のブロック線図を図 2 に示す。

図 2 において、 u は制御入力、 u_m は実際のプラントへの入力、P ゲイン、I ゲインはノミナルの制御器であり、 $u - u_m$ を入力とし、 v を出力とする。開ループが安定のときは大域的安定性が実現できるが、不安定なときは局所的安定化しか実現できないので、Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を設計する際は閉ループ系の安定性が維持されていなく

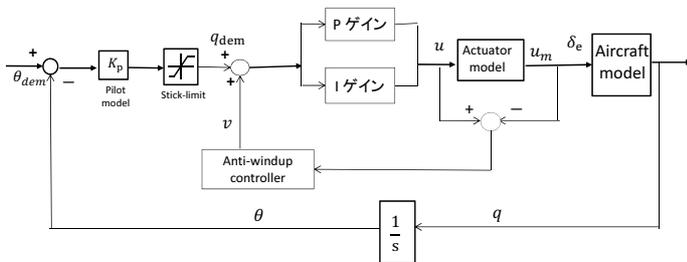


図2 Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を組み込んだ制御系のブロック線図

ればならない. Anti-windup 問題の目的は, Anti-windup 補償器が出力する信号のエネルギーを小さく抑えながら, 飽和している入力 u_m と飽和していない入力 u の差を抑えることである. よって, 最小化すべき量は, $\|u - u_m\|_2$, $\|v\|_2$ である. 標準的な H_∞ 最適制御の枠組みにするため, 図2を一般化プラントの形に書き直した図を図3に示す.

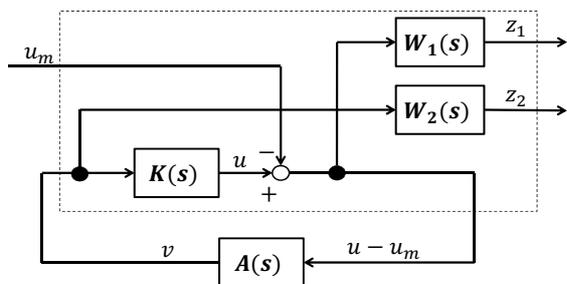


図3 一般化プラント

図3において, $K(s)$ はノミナルな制御器, $A(s)$ は Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器, z_1 は $u - u_m$ を W_1 で重み付けした出力, z_2 は v を W_2 で重み付けした出力であり, W_1 はローパスフィルタ, W_2 は $\text{diag}(J_1, J_2)$ とする [4]. 試行錯誤の結果, 重み W_1 と W_2 は以下のように選んだ. $W_1 = \frac{6}{2s+20}$, $W_2 = \text{diag}(0.01, 0.01)$

6 シミュレーション

パイロットモデル [3] の比例ゲイン $K_p = 1.5394$, コントローラの比例ゲインと積分ゲインをそれぞれ $K_{p0} = -32$, $K_{i0} = -2.4$ としてシミュレーションを行った. 補償器を組み込んでいないピッチ角を図4, SAAB 補償器を組み込んだピッチ角を図5, Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を組み込んだピッチ角を図6に示す.

7 おわりに

本研究では, PIO 発生メカニズムを理解し, SAAB 補償器と Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器の設計を行なった. SAAB 補償器と Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を比較すると, SAAB 補償器では遮断周波数より高い周波数の成分を

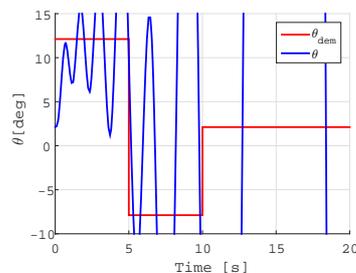


図4 補償器のないピッチ角

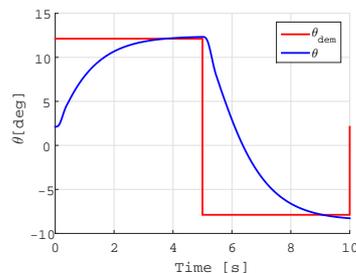


図5 SAAB 補償器ありのピッチ角

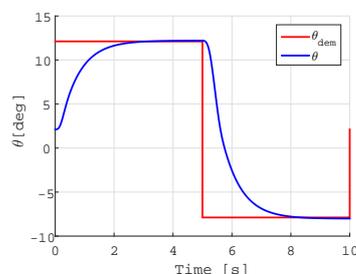


図6 Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器ありのピッチ角

バイパス回路によって分け, Actuator model の入力として使われている. 図5, 6の結果より SAAB 補償器よりも Anti-windup 型 \mathcal{H}_∞ 補償器を組み込んだほうが, 速く目標値に追従した.

参考文献

- [1] Sarah L., Matthew C., Ian P., Abhishek K., "A Comparison of rate-limit compensation schemes for pilot-induced-oscillation avoidance", Aerospace Science and Technology, Vol. 10, pp. 37-47, 2006.
- [2] Stevens B., Lewis F., "Aircraft control and simulation", John Wiley and Sons Inc, 1992.
- [3] Duda H., "Prediction of adverse aircraft-pilot coupling in the roll axis due to rate limiting in flight control systems", DLR-IB 111-95/24, Braunschwig, 1995.
- [4] 山岸聡, 坂本登, 佐藤昌之, "非線形最適制御によるPIOを防止する飛行制御系設計", 日本航空宇宙学会論文集, Vol.61, No.1, pp.1-8, 2013.