

卒業論文要旨

モデル予測制御による旅客機の突風回避飛行

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1210114 富岡 圭太

1. 序論

航空機的全損事故の確率は近年一定の値で推移している⁽¹⁾。航空機全損事故の原因の多くはパイロットに関するものとされており、1996～2005年の調査結果では主要原因の55%を占めると分析された⁽²⁾。現状の航空機は通常運航時は自動操縦で飛行可能である。しかし、悪天候時や機材故障時には急遽、自動操縦を手動操縦に切り替える必要がある⁽³⁾。そのような、パイロットのワークロードの急激な増加がヒューマンエラーを誘発する原因として考えられる。

そこで、通常の自動操縦では対処できない悪天候時に、パイロットを補助して、自動操縦のまま突風領域を回避するシステムの作成を目標とする。本研究では航空機を目標経路に追従させる制御則としてモデル予測制御を適用し、制御性能の向上を目的とする。モデル予測制御の利点として1)多入力多出力システムに適用しやすい2)制約条件を考慮できる、などがあげられ、モデル予測制御の飛行制御への適用例もいくつか報告されている⁽⁴⁾。

本論文では、航空機の縦運動についてモデル予測制御とPID制御の結果を比較し、モデル予測制御の航空機における有用性を検証する。

2. モデル予測制御

モデル予測制御は有限時間未来までの状態を予測しながら、各サンプリング周期ごとに最適制御をおこなう制御手法である。基本的なモデル予測制御(MPC)のブロック線図を図1に示す。モデル予測制御は離散時間系を対象とし、本論文では式(1)のような離散時間線形システムを考える。

$$\begin{aligned} \mathbf{x}[k+1] &= \mathbf{A}\mathbf{x}[k] + \mathbf{B}\mathbf{u}[k] \\ \mathbf{y}[k] &= \mathbf{C}\mathbf{x}[k] \end{aligned} \quad (1)$$

最適入力は現在時刻 k から予測ホライズン H_p の間、制約条件の範囲内で所定の評価関数を最小化するように各サンプリング周期ごとに求められる。

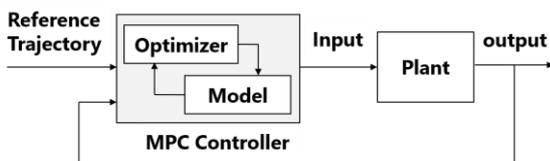


Fig.1 Basic Block diagram of MPC

3. 制御対象

固定翼機の厳密な運動モデルは、機体軸系における6自由度の非線形運動方程式として、式(2)～式(8)のように表される⁽⁵⁾。

$$m(\dot{U} + QW - RV) = X_a - mg \sin \theta \quad (2)$$

$$m(\dot{V} + RU - PW) = Y_a - mg \cos \theta \sin \phi \quad (3)$$

$$m(\dot{W} + PV - QU) = Z_a - mg \cos \theta \cos \phi \quad (4)$$

$$I_x \dot{P} - (I_y - I_z)QR - I_{xz}(\dot{R} + PQ) = L \quad (5)$$

$$I_y \dot{Q} - (I_z - I_x)RP - I_{xz}(R^2 - P^2) = M \quad (6)$$

$$I_z \dot{R} - (I_x - I_y)PQ - I_{xz}(\dot{P} - QR) = N \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (8)$$

ただし、 m : 航空機質量、 g : 重力加速度、 U, V, W : 機体軸方向の速度成分、 P, Q, R : 機体軸まわりの角速度成分、 X_a, Y_a, Z_a : 航空機に加わる機体軸方向の力成分(重力を除く)、 L, M, N : 航空機に加わる機体軸まわりのモーメント成分、 ϕ, θ, ψ : オイラー角(ロール・ピッチ・ヨー)、 α, β : 迎え角、横滑り角、 I_x, I_y, I_z, I_{xz} : 機体軸周りの慣性モーメントと慣性乗積である。

非線形モデルを、定常飛行状態からの微小変化であると考え、その動作点近傍で線形化し縦の線形運動方程式と横・方向の線形運動方程式に分けて考える。縦運動の線形状態方程式は式(9)のようになる

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \tilde{\mathbf{A}}\mathbf{x}(t) + \tilde{\mathbf{b}}\mathbf{u}(t) \quad (9)$$

ただし、

$$\mathbf{x}(t) = [u \quad \alpha \quad q \quad \theta \quad h]^T$$

$$\mathbf{u}(t) = \delta_e$$

$$\tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g & 0 \\ Z_u/U_0 & Z_\alpha/U_0 & 1 + Z_q/U_0 & 0 & 0 \\ M_u + M_\alpha(Z_u/U_0) & M_\alpha + M_\alpha(Z_\alpha/U_0) & M_q + M_\alpha(1 + Z_q/U_0) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -U_0 & 0 & 0 & U_0 \end{bmatrix}$$

$$\tilde{\mathbf{b}} = \begin{bmatrix} 0 \\ Z_{\delta_e}/U_0 \\ M_{\delta_e} + M_\alpha(Z_{\delta_e}/U_0) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

4. シミュレーション

本論文におけるシミュレーションは、B747-100 の高度 40,000[ft], Mach0.8 での巡航状態を基準とし、その点からの微小変化を考える。

4.1 縦運動のシミュレーション条件

入力をエレベータ舵角, 出力をピッチ角, 高度, 上昇率とする。時刻 0s において高度設定値に 50m, 150m のステップ変化を与えたとき (それぞれ, シミュレーション 1, シミュレーション 2 とする) のモデル予測制御と PID 制御の応答を求め比較する。PID 制御のブロック線図を図 2 に示す。これらの 2 つのシミュレーションにおいてモデル予測制御の各時刻で解く最適化問題の評価関数の重み, PID 制御のゲインはそれぞれ同値とした。航空機の構造上の制約, また, 飛行安全性確保のための制約条件を表 1 に示す。ただし, 無風状態を考え, 風による影響は考慮しない。

| Parameter | Value | Unit |
|---------------------|----------|---------|
| Elevator angle | -23 ~ 17 | [deg] |
| Elevator angle rate | 40 | [deg/s] |
| Pitch angle | 15 | [deg] |
| Rate of climb | 15 | [m/s] |

4.2 結果

図 3, 図 4 にそれぞれシミュレーション 1, シミュレーション 2 の結果を示す。

図 3 より, 50m の高度変化の場合はモデル予測制御と PID 制御は同じような応答を示した。目標高度を達成するために, 時刻 0 秒からエレベータを上げ, ピッチング・モーメントを発生させ, 機首上げをする。機首の上がりすぎを防ぐために, エレベータを下げ逆回りのピッチング・モーメントを発生させている。時刻 2 秒あたりからピッチ角が小さくなり, 目標

高度に近づくと再び機首を上げ, 時刻 10 秒で目標高度を達成するとエレベータ, ピッチ角, 上昇率, 高度は一定値に収束した。

次に図 4 の結果について考える。高度変化が 50m, 150m の場合において PID 制御では同じようなふるまいが得られた。しかし, 高度目標値が大きいため上昇率, ピッチ角ともに制約条件よりも大きい値をとっている。これは, 安全に飛行できる状態ではない。しかし, モデル予測制御では上昇率が制約を超えないように, 時刻 1 秒でエレベータを制約まで下げ, 機首下げのモーメントを発生させている。すべて制約条件の範囲内で飛行しており, 飛行安全性が確保できている。

次に PID 制御において高度目標値 150m でも制約条件の範囲内で目標高度を達成できるようにゲインを変化させた。これをシミュレーション 3 とする。シミュレーション 3 における MPC の各時刻で解く最適化問題の評価関数の重みはシミュレーション 1, 2 と同値である。シミュレーション 3 の結果を図 5 に示す。図 5(A), (B), (C) を見ると MPC, PID 制御ともにエレベータ舵角, ピッチ角, 上昇率すべて制約条件の範囲内で目標高度を達成できた。ここで, 図 5(C) の上昇率の応答を見ると PID 制御では 5 秒付近で最大の上昇率を取り, その点以降小さくなっている。それに対し, MPC では時刻 2.5 秒から 8 秒まで制約条件の近くで一定の上昇率で上昇している。これは非常に効率よく上昇できており, 制約を考慮して各時刻で最適制御をおこなう MPC の利点であると考えられる。図 5(D) を見ると制約近くで一定の上昇率で効率の良い上昇ができており, MPC のほうが速く目標高度を達成している。

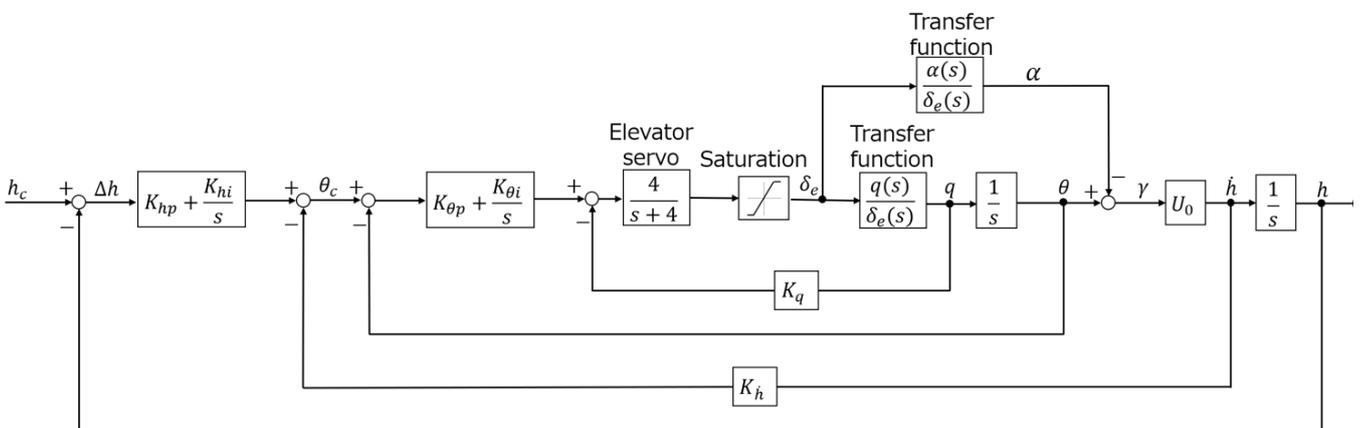


Fig.2 Block Diagram of PID Control

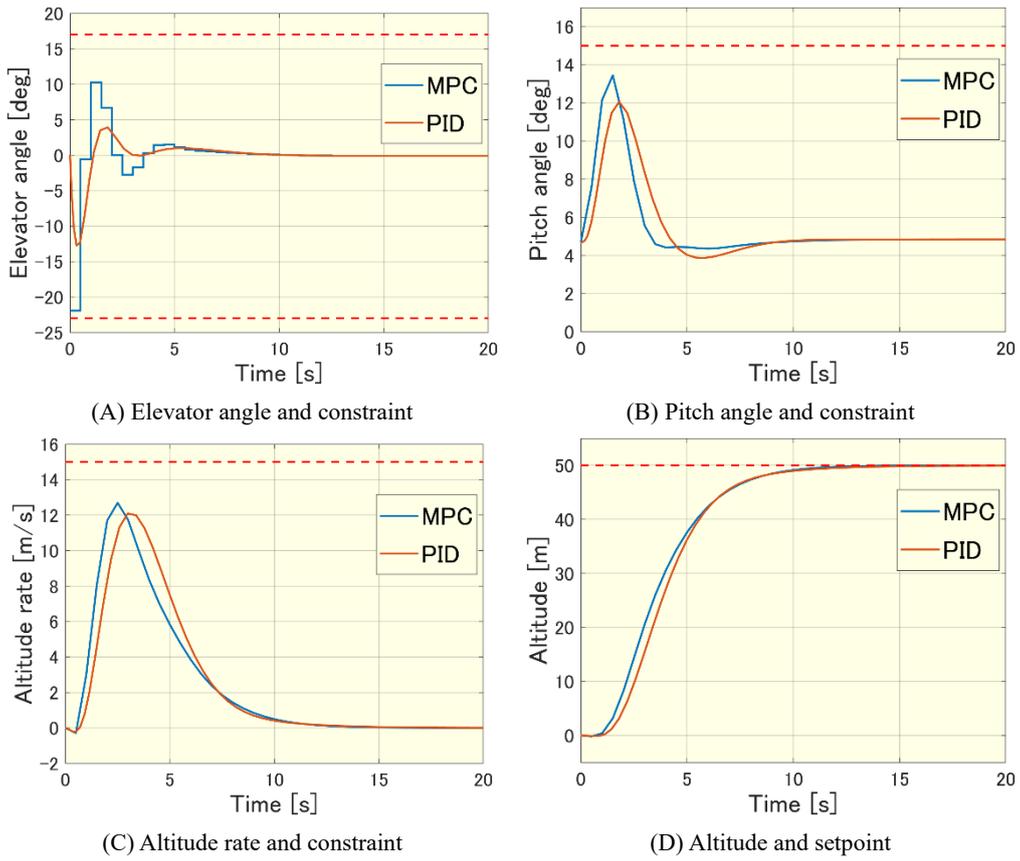


Fig. 3 Response of simulation1

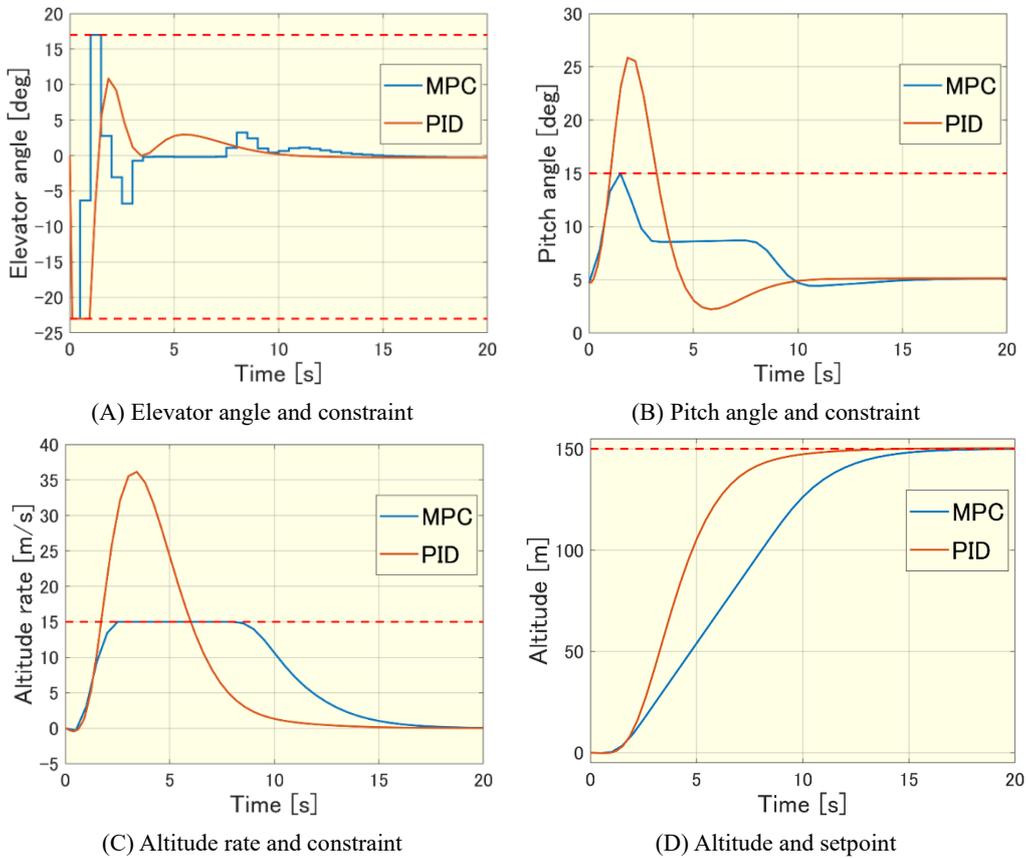


Fig. 4 Response of simulation2

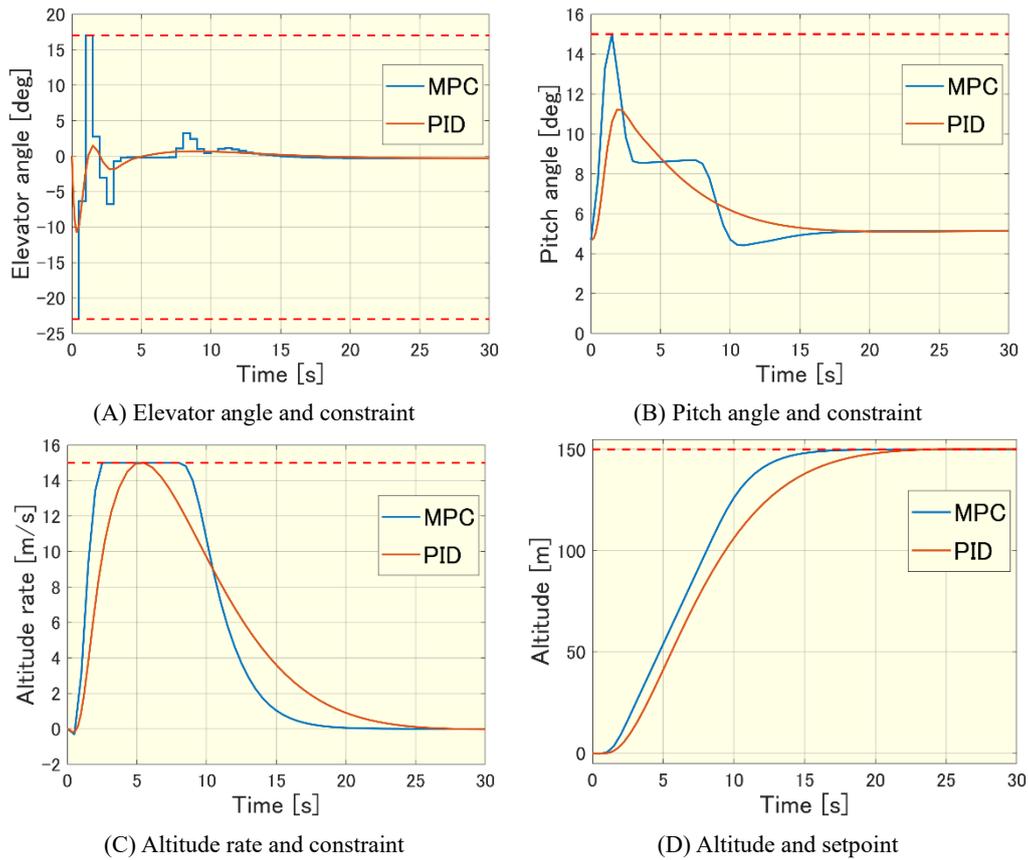


Fig. 5 Response of simulation3

5. 結論

本論文では、モデル予測制御とPID制御を用いて航空機の高度制御をし、その結果について比較した。PID制御では制約条件を超え、飛行安全性が確保できないような場合でも、モデル予測制御を用いると制約の範囲内で安全に、また、制約の近く動作することによって非常に効率よく設定目標を達成できることを示した。このことから、緊急で高度変化するときなどでも、モデル予測制御を用いることによって、制約条件の範囲内で飛行することによって、安全性を損なわずに素早く目標高度を達成することができると思われる。

参考文献

(1) Boeing, “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2016”, (2017),

p.16

- (2) Boeing, “Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959-2005”, (2006), p.17
- (3) 航空機国際共同開発促進基金, “オートパイロットの最新動向”, <http://www.iadf.or.jp/document/pdf/30-2.pdf> 2021.1.25 アクセス
- (4) 土屋武司, “航空機の突風回避飛行に対する実時時間最適制御”, 計測自動制御学会論文集, Vol.50, No.1(2014), pp.68-74
- (5) 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), p.13