

マイクロバースト現象における航空機制御

2017SC079 富所奎也

指導教員:中島明

1 はじめに

航空機の安全運行には常に気象状況を把握することが大切である。本研究では、マイクロバースト現象に対し、航空機制御を行うことを目的とした。この現象は、発達した積乱雲によって引き起こされる気象現象で、強い下降気流が地面に衝突し放射状に広がり災害を起こす。特に滑走路延長上に発生すると非常に危険であり、過去に多くの航空機がこの現象により墜落したとの事故報告がある [9]。

2 マイクロバーストモデル

マイクロバーストモデルは次式で表される。ただし R :マイクロバーストの円柱半径 λ :スケールファクタ w :高度方向の速度 z :高度方向の座標 z^* :境界層より上側の風速分布を特徴づける特性高度 ϵ 境界層より下側の速度分布を特徴づける特性高度

$$u(r, z) = \frac{\lambda R^2}{2r} 1 - e^{-(r/R)^2} (e^{-z/z^*} - e^{-z/\epsilon}) \quad (1)$$

$$w(r, z) = -\lambda e^{-(r/R)^2} z^* (1 - e^{-z/z^*}) (e^{-z/z^*} - \epsilon(1 - e^{-z/\epsilon})) \quad (2)$$

3 制御器設計

マイクロバーストでは急激な追い風に襲われ、大気速度の減少とともに揚力が減少するので高度に関する制御が必要である。これは文献 [1]、文献 [2] を参考にして設計したものである。文献 [1] モデルはどのような航空機を対象としたのか、記述されてなかったため、設計する際は文献 [2] から B747 の係数を参考にした。図 1 に高度制御器を示す。

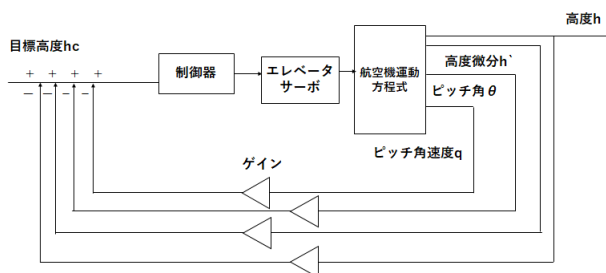


図 1 高度制御器

さらに、高度制御に安定性を増す新たな要素として、リー

ドラッグフィルタを取り入れた。リードラッグは位相進み要素で表される。これは文献 [2] を参考にしたものである。実験結果として、ゲインが高い状態では、ピッチ角 θ の振動が大きくなる結果が得られていた。これを改善するためにリードラッグを θ の偏差と PID 制御器の間に挿入し、さらに PID ゲインの値を徐々に変え、制御性の改善を図った。

4 マイクロバーストシミュレーション

4.1 シミュレーション 1

第 3 章で設計した高度制御器と同じ PID ゲインで行ったマイクロバースト現象に対するシミュレーション 1 の応答を図 2 に示す。この際、一般的な航空機縦運動方程式の \dot{w} の式に以下の第 6 項、7 項の式を加える。スペースの都合上、 \dot{w} の式のみを記述する。なお、第 3 章の運動方程式では、 $\dot{\alpha}$ の式で表している。 $\alpha = \frac{1}{U_0} w$ の関係がある。マイクロバーストの X 軸の風速を u_m 、Z 軸の風速を w_m とする。式 (3) の第 6 項はマイクロバーストの向かい風と追い風による揚力の式、第 7 項は下降気流による力の式である。通常、揚力は大気速度の二乗で表されるが、ここでは、向かい風による揚力の増加と、追い風による揚力の現象を表せないため、マイクロバーストの風速とその絶対値をかけた式とした。 C_L は揚力係数、 S は代表面積、 K_w はゲインである。

$$\frac{d}{dt} w = Z'_u u + Z_{\alpha'} \frac{1}{U_0} w + Z'_q u_0 \bar{z}_{\alpha'} q - g \bar{z}_{\alpha'} \sin \theta_0 \theta + Z_w \phi_{wg} - \frac{1}{2} C_L S u_m(t) |u_m(t)| + k_w w_m(t) \quad (3)$$

4.2 シミュレーション 2

パイロットは下降気流により高度の低下に気づく際、エンジン出力を最大にし上昇を試みるが、エンジン動特性によりすぐには機体の速度は上がらない。このシミュレーションではエンジン動特性を考えていないため、実際には 50 秒あたりから上昇する際、失速状態になり墜落する可能性がある。したがって、高度の急な増加はかえって墜落の危険性が増してしまうことがある。そのため、高度の急な増加をさせないように D ゲインの絶対値の値を上昇し始める 53 秒から小さくし高度の急激な変化に対し、あえて鈍らすようにした。シミュレーション 2 では 53 秒以降 D ゲインを小さくしている。制御器は switch ブロックを使って、ゲインを変える制御装置を作成した。また、シミュレーション 2 はシミュレーション 1 に比べ、小刻みに揺れていることがわかるが、これは D ゲインを小さくしたからであり、外乱の変化に対し影響をうけたからだと考えられる。しかし、先ほどのエンジン動特性を考慮すると、急な高度上昇はかえって失速をまねく原因となるため、一

概に揺れの有無を安全の基準としてはいけないと考えられる。

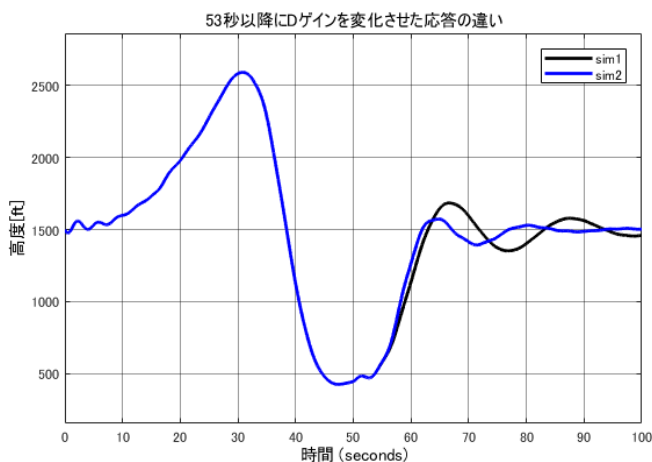


図 2 高度の応答

5 設計基準

縦方向制御において、設計の目安となるものに加速感度がある。これは、単位迎角あたりの荷重倍数の増加量を表し、 n/α と表される。加速感度は縦方向操縦性を支配する最も基本的なパラメータである。低速域では迎角の変化に対する垂直加速度が小さいために、 n/α は小さくなる。したがって、低速域では加速度制御よりは姿勢角の制御が操縦の主体となる。本研究では、着陸体勢の飛行を仮定しているので、低速域における飛行である。そのため、制御性の基準に加速感度より、航空機が目標値に追従していることを大きな設計要素としている。

このことを踏まえ、本研究ではシミュレーション 2 のほうが次の点から設計として良いと考える。

1. 高度回復する際、シミュレーション 1 より 2 のほうが、1500ft を基準とした振幅の幅が小さいこと。
2. D ゲインを小さくしているので、高度追従性を低くしていること。

つまり、加速感度がシミュレーション 1 より小さく、設計として優れている。

6 終わりに

本報告では、マイクロバーストによる墜落を回避することを目的とした制御を行った。制御設計では、高度が減少してから、再び高度を回復する際に、D ゲインを小さくしたほうが、制御性能として優れていることが得られた。今後の展望として、この制御を自動的に行うシステムとするか、手動で動作させるか、どちらが好ましいか、状況により考える必要があると考える。

近年ではボーイング 737MAX の墜落事故のように、センサーの誤作動により、制御装置が働き、その機能とパイロットの操作が反して、墜落となった事故がある [8]。

本研究でも、パイロットがマイクロバーストに遭遇した

かどうかを早く確認できるかが問題となる。このマイクロバーストに陥ったことに気づくことができなければ、パイロットと制御装置の相反する操作が行われることになり、非常に危険である。

近年ではドップラーレーダーの情報よりマイクロバーストの発生を予測しているが、ドップラーレーダーは雨がふっていないなければ効果がないため [7]、パイロットの判断が重要となる。その技術的な補助として、空港の着陸システム全体の安全性の向上は今後も不可欠な課題となると考える。

参考文献

- [1] <https://jp.mathworks.com/help/simulink/slref/aircraft-longitudinal-flight-control.html> AircraftLongitudinalFlightControl
- [2] 嶋田有三, 佐々修一, 「飛行力学」, P3 ~ P81, P218 ~ P238, P252, P282
- [3] 片柳亮二, 「航空機の飛行力学と制御」, P66 ~ P68, P158 ~ P161
- [4] 鈴木達郎, 安定多様体法を用いた非線形最適制御による横運動飛行制御系設計
- [5] <https://ja.wikipedia.org/wiki/>, ダウンバースト
- [6] <https://www.jma-net.go.jp/tsu/bosaiedu/cloud.html>, 気象庁 HP コンテンツ
- [7] 鈴木真二, 異常気象「マイクロバースト」にどう対応するか?, <https://10mtv.jp/pc/content/detail.php?movieid=2021>
- [8] エチオピア航空 302 墜落事故, <https://ja.wikipedia.org/wiki/エチオピア航空302墜落事故>
- [9] JTSB 航空安全委員会 <https://www.mlit.go.jp/jtsb/aircraft/p-pdf/AA2013-4-2-p.pdf>