



## 飛行条件変動及び高周波外乱を考慮した小型無人超音速機向けロバスト着陸制御法の研究

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2019-03-15 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 上羽, 正純, 中島, 桜子 メールアドレス: 所属:
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009792">http://hdl.handle.net/10258/00009792</a>

# 飛行条件変動及び高周波外乱を考慮した小型無人超音速機向けロバスト着陸制御法の研究

上羽 正純 (航空宇宙システム工学ユニット 教授)

○中島 桜子 (航空宇宙システム工学コース 学部4年)

## 1. 研究の背景と目的

超音速機をはじめとする大気中を高速かつ高高度で飛行する飛翔体実現のための基盤技術の1つである誘導制御技術は、離陸から着陸まで機体を安定的に自律飛行させるための重要技術である。本基盤技術確立のためには、小型無人超音速実験機を用いた飛行実証が必要であるが、着陸時においては低速時に受ける突風、高迎角機体の不安定さ及びダイナミクスの不確実さに対して機体に損傷がしない降下率でこれを着陸させる必要がある。

昨年度までの研究では、PID制御系によるシミュレーションから、突風下における接地時の降下率が大きくなる傾向にあることが明らかになった。このため本研究では、制御手法をPID制御から現代制御に切り替え、突風変動及びそれに伴うダイナミクスの変動に対応可能なロバスト性の高い制御系を構築し、そのロバスト性と制御性能を評価する。突風変動は、風速及び風向きが逐次変化するような突風、及びMIL規格により規定されている飛行可能な追風と向風の上限に近い風が吹いた場合を対象とし、加えて高周波外乱としてモデル化された応答の遅れも考慮に入れ、これらの外乱下でも一定の降下率を維持し、且つ接地時の降下率を最小とするような制御手法を検討、性能評価した。

## 2. 理論

### 2-1. 運動方程式

本設計では、機体の6自由度運動方程式[1]を拡張した(1)式を用いる。また、対象機体の機体諸元を表1にまとめる。運動モデルの空力微係数は過去の風洞試験データ及び数値解析から推算した値を引用した。

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\delta}_e \\ \dot{\delta}_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & -g \cos \theta_0 & 0 & 1/m \\ \bar{Z}_u & \bar{Z}_\alpha & 1 & -\frac{g \sin \theta_0}{V} & \bar{Z}_{\dot{\alpha}} & 0 \\ M'_u & M'_\alpha & M'_q & M'_\theta & M'_{\dot{\alpha}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_a & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_e \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \\ \delta_e \\ \delta_T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_a \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{ec} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1/\tau_e \end{bmatrix} \delta_{Tc} \quad (1)$$

表1 M2011 Nose-A 機体諸元

質量 [kg]	m	370	慣性能率 [kgm <sup>2</sup> ]	I <sub>x</sub>	42.97
翼面積 [m <sup>2</sup> ]	S	2.1484		I <sub>y</sub>	733.11
翼幅 [m]	b	2.4135		I <sub>z</sub>	725.68
平均空力翼弦長 [m]	$\bar{c}$	1.19	慣性乗積 [kgm <sup>2</sup> ]	I <sub>xz</sub>	31.72

## 2-2. 制御則

式(1)から, さらにもともとの状態量  $x = [u, \alpha, q, \theta, \delta e, \delta T]^T$  とグライドスロープ制御では制御量  $\gamma$  (飛行経路角) 及び  $M$  (飛行マッハ数), フレアフェーズでは制御量  $n_z$  (垂直荷重倍数) 及び  $M$  (飛行マッハ数) の誤差の積分からなる拡大した状態量  $\xi = [\int \varepsilon_\gamma d\tau, \int \varepsilon_M d\tau, x]^T$  あるいは  $\xi = [\int \varepsilon_{nz} d\tau, \int \varepsilon_M d\tau, x]^T$  を考え[3], 以下に示す拡大プラントの状態方程式, 観測方程式を制御設計に使用する.

$$\frac{d\xi}{dt} = A\xi + Bu + v \quad (2)$$

$$y = C\xi \quad (3)$$

フィードバックゲイン行列を  $K$  とおくと, 制御入力は以下の式により定まる.

$$u = Ky \quad u = \begin{bmatrix} \delta_{ec} \\ \delta_{Tc} \end{bmatrix} \quad (4)$$

### 2-2-1. 単一モデルでの最適ゲイン計算 (LQR 法)

LQR 法とは, 線形二次レギュレータ法と称され, 以下の式で表される評価関数を最小にする最適フィードバックゲイン行列  $K$  を求める方法である. この手法を用いて, まず外乱を考慮に入れない理想的な単一の飛行モデルについて最適なフィードバックゲインを求めた.

$$J = E \left[ \int_0^t \{x^T Q x + u^T R_0 u\} d\tau \right] \quad (5)$$

### 2-2-2. 多数設計点・多数遅れモデルでの最適ゲイン計算 (MDM/MDP 法)

MDM/MDP 法とは, 外乱を考慮に入れた多数の飛行モデルについてそれぞれ LQR 問題を解き, さらに, ペナルティ関数法[4] により各モデルの評価関数に重みを付して, 以下の式によって表される全評価関数を決定してこれを最小にする最適ゲインを計算する方法である. 外乱を考慮した運動モデルをグライドスロープフェーズでは遅れモデル  $2 \times$  設計点モデル  $8$  で計  $16$  通り, フレアフェーズでは遅れモデル  $2 \times$  設計点モデル  $3$  で計  $6$  通り設定した.

## 3. シミュレーション結果

図1及び図2は, 平均風速  $10 \text{ m/s}$  (向風), 分散  $0.1$ , 変動周期  $0.2 \text{ Hz}$  のランダムな突風及びおよそ  $0.4$  秒の高周波の外乱に因る遅れを想定した LQR 法, MDM/MDP 法により設計した制御系のシミュレーション結果である.

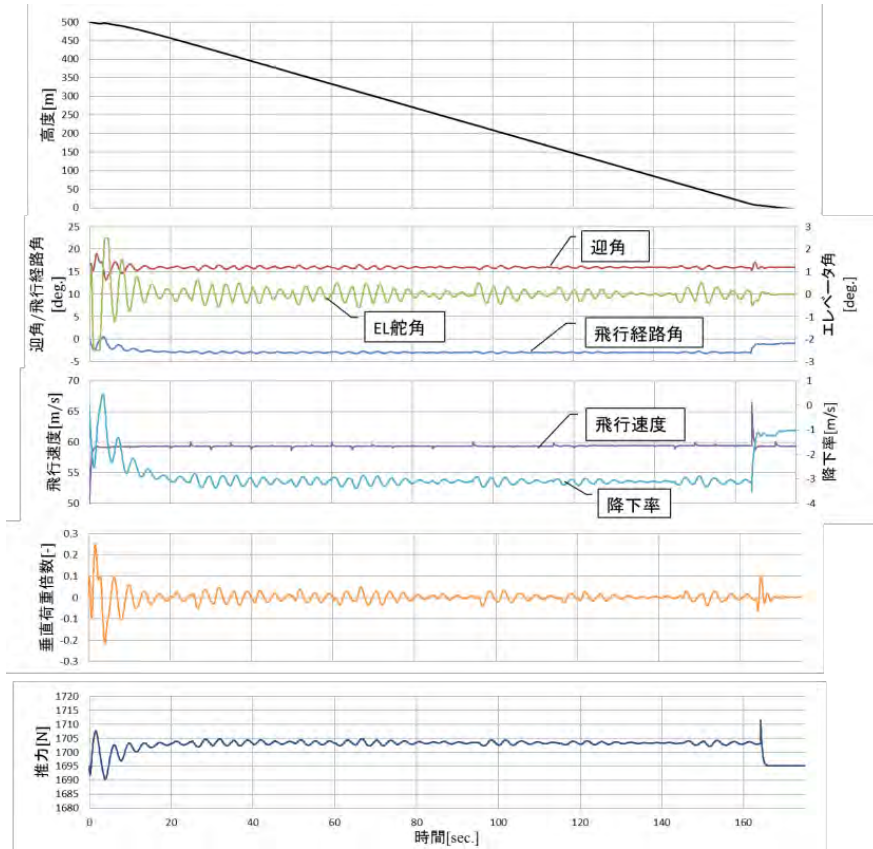


図1 LQR法による設計のシミュレーション結果

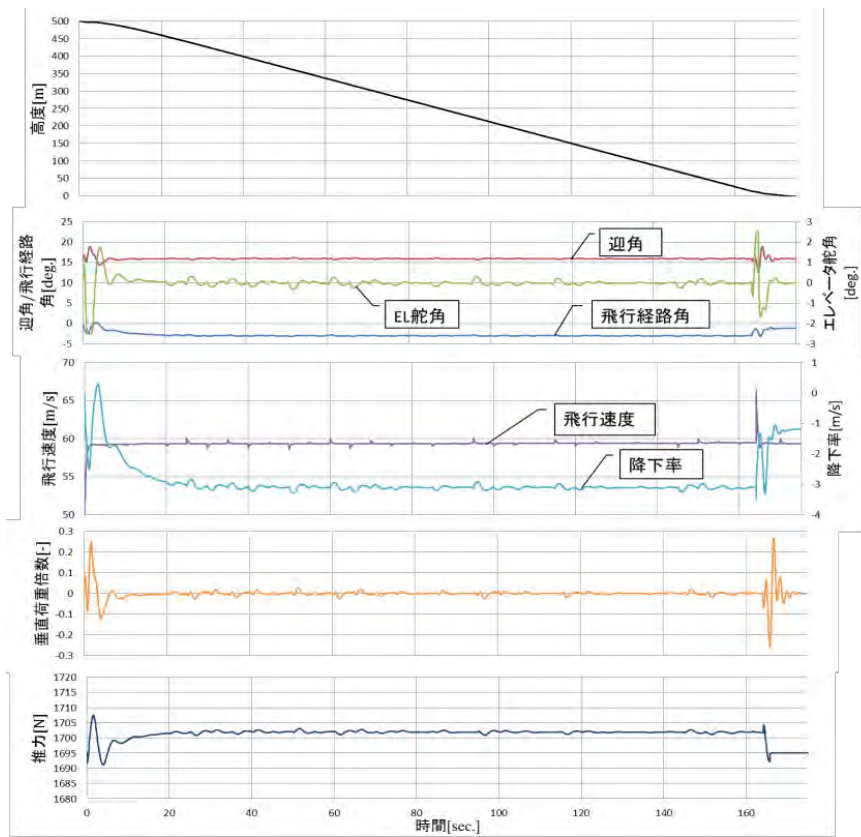


図2 MDM/MDP法による設計のシミュレーション結果

この結果から、LQR 法に比べて MDM/MDP 法における飛行経路角及びそれに伴う状態量変化が低減され、外乱の影響を受けにくくなったことが分かる。

#### 4. 能評価及びロバスト性能評価

グライドスロープ制御器とフレア制御器の性能を評価するにはそれぞれ以下の式に表される評価関数を LQR 法と MDM/MDP 法とで比較すればよい。風外乱のモデルは平均 0, 変動周期 0.2 Hz で正規分布するランダム変数とした。分散の条件ごとに風なし, 風 1, 2, 3 とする。(表 2)

$$J_Y = \int_0^t \left| \frac{\gamma_i(\tau) - \gamma_c}{\gamma_0} \right| d\tau \quad (t = 164.1 \text{ 秒}) \quad (6)$$

$$J_{n_z} = \int_0^t \left| \frac{n_{z_i}(\tau) - n_{z_c}}{n_{z_0}} \right| d\tau \quad (t = 164.1 \text{ 秒}) \quad (7)$$

表 2 風外乱の条件

項目	分散 [m/s]
風なし	0
風 1	0.1
風 2	0.5
風 3	1
風 4	5

風外乱の条件に関わらず評価関数が変動しない制御器程ロバスト性が高いといえる。図 3 はグライドスロープ制御における飛行経路角誤差の積分を評価関数とし、設計手法ごと(左の 2 グラフ)及び風外乱の条件ごと(右の 2 グラフ)に比較したものである。また、積分時間は両手法で共通である。左の 2 グラフから、遅れと突風変動両方がある場合には、LQR 法より MDM/MDP 法の方がロバスト性に優れていることが分かる。また、評価関数が小さいほど制御性能は良いといえる。よって右の 2 グラフから、遅れがない場合には LQR 法の制御性能の方が優れているが、遅れと突風変動両方がある場合には MDM/MDP 法の制御性能の方が優れていることが分かる。

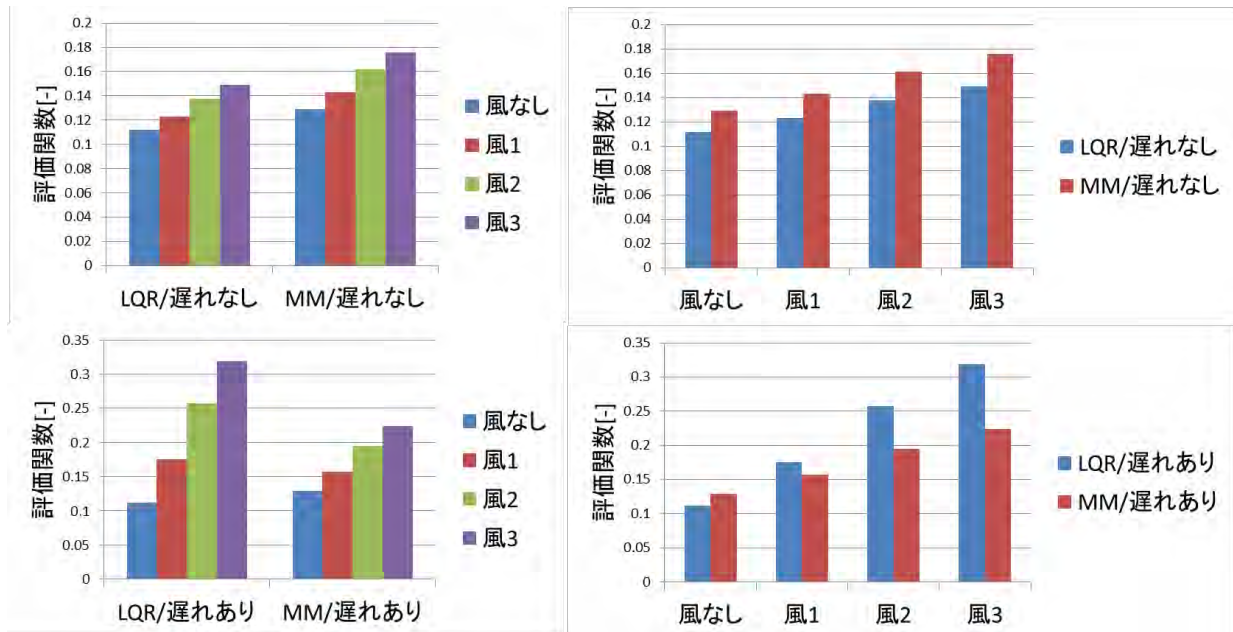


図 3 分散の異なる風に対する経路角制御の性能評価

同様に、フレア制御器について評価関数を比較したものを図4に示す。制御性能ロバスト性能ともにMDM/MDP法の優位性を確認できた。

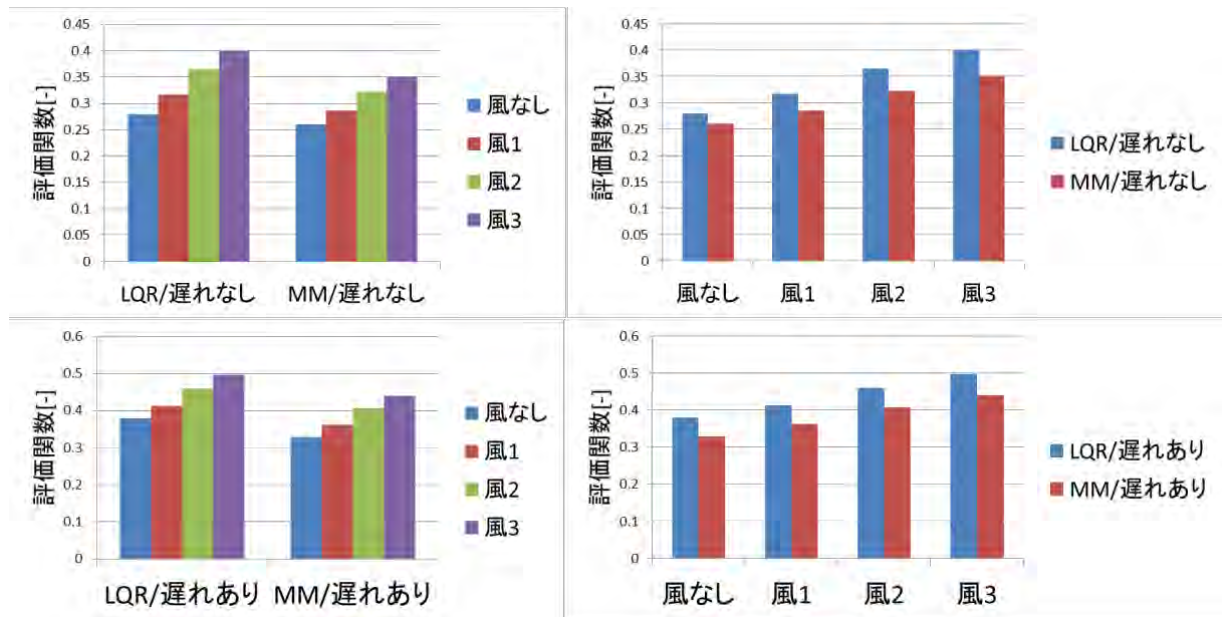


図4 分散の異なる風に対する垂直荷重倍数制御の性能評価

## 5. まとめ

### 5-1. 結果のまとめ

シミュレーション結果より、LQR法及びMDM/MDP法の性能評価を比較しまとめた結果を表3及び表4に示す。

表3 グライドスロープ制御性能評価

LQR	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	×	×
追風のみ	×	×
向風のみ	×	○
突風+遅れ	△	×
追風+遅れ	×	×
向風+遅れ	○	○
MDM/MDP	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	○	○
追風のみ	○	○
向風のみ	○	×
突風+遅れ	△	○
追風+遅れ	○	○
向風+遅れ	×	×

表4 フレア制御性能評価

LQR	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	×	○
追風/向風のみ	△	○
突風+遅れ	×	×
追風/向風+遅れ	△	×
MDM/MDP	ロバスト性能	制御性能
突風のみ	○	×
追風/向風のみ	△	×
突風+遅れ	○	○
追風/向風+遅れ	△	○

### 5-2. 今後の展望

今後は本設計手法にて決定した希望応答特性をもとに、着陸制御系についてさらに状態推定器あるいはノイズ除去のためのフィルタを含む制御系として、より外乱及びダイナミクス変動に対応

可能な制御器へ発展させていく予定である

### **参考文献**

- [1] 片柳亮二, 航空機の飛行力学と制御, 森北出版, 2011
- [2] 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, 1982
- [3] 畑剛, 泉達治, 川口淳一郎, 航空・宇宙における制御, コロナ社, 1999
- [4] 福島雅夫, 数理計画入門, 朝倉書店, 2012, pp. 132-136