

M-V ロケットのダイナミクスと姿勢制御アルゴリズムの設計

森田泰弘*, 後藤晋一**

概 要

M-V ロケットの姿勢制御アルゴリズムについては、1990年代前半の開発期に当時世界最先端の制御理論であった H_∞ 制御を積極的に導入することに成功し、初号機以降の機体に適用してきた。 H_∞ 制御はロバスト制御の範疇に属し、最適制御に代表される現代制御理論を発展させたもので、制御対象のダイナミクスの不確定性を許容して系の安定性（ロバスト安定性）を保証する理論である。事前にダイナミクスを検証することのできないロケットに適用することに真価があることを見抜いた先見であった。宇宙研が開発してきたMシリーズロケットとしては初めて、M-V ロケットは安定尾翼を装着していないため、ロバスト安定性の獲得は至上の命題である。当時この制御理論は理論的有効性がようやく示された段階にすぎなかった。産業界でもこの時点での応用例はごく限られたものにとどまり、ハードディスクの高速高精度制御や自動車のサスペンション制御など比較的小規模な対象においても本格的な実用化はそれ以降のことであった。加えて、ロケットのような複雑で大規模かつ原点に零点を持つ不安定な制御対象に対しては、この制御理論を直接適用することはできない。そこでM-V ロケットへの応用においては、 H_∞ 制御理論の源論を拡張してロケット飛翔体へ適用するための新たな方法論を確立した。設計手法の有効性とロバスト安定性能は、初号機を含めた合計3回の飛翔結果により実証された。一方、90年代後半には、小惑星探査ミッションに対応するためにM-V ロケットの2段ステージを改良して新型M-V ロケットを開発する計画が始まった。第2段の制御アクチュエータは、コストダウンを目的に、応答性の良い液体噴射方式から応答遅れの大きい可動ノズル方式への大変更である。M-V ロケットでは、重力損失を最小化するために、第1段の分離と同時に第2段ロケットの点火を行うファイア・イン・ザ・ホール（FITH）という特殊な段間分離方式を採用している。この分離方式は分離時に発生する擾乱が大きいため、制御アルゴリズムの性能次第では、応答遅れの大きい可動ノズルによる姿勢の収束に時間を要し、軌道投入精度の劣化を招く。したがって、新型M-V ロケットにおいては、制御対象の不確定性に対して、安定性だけでなく良好な応答性（ロバスト応答性）をも獲得することが必要となった。そこで、 H_∞ 制御の後継として当時登場したばかりの μ 制御理論を導入することに踏み切った。この制御理論は、ロバスト安定性だけでなくロバスト応答性も保証するもので、現在でも最も最先端の制御理論である。この制御理論の導入に成功した意義は大きい。ダイナミクスの不確定性を避けられないロケットの制御において、高い軌道投入精度を獲得するためにロバスト応答性は必須のものだからである。

* M-V プロジェクトマネージャ・宇宙輸送工学研究系教授
Project Manager of the M-V Launch Vehicle / Professor of Space Transportation Engineering (ISAS) / JAXA
** Mitsubishi Precision, Co., Ltd.

このような最先端の制御理論を衛星打上げ用ロケットに次々に適用しようという試みは世界にも例を見ないものであり、教育研究用のM-Vロケットだからこそ成し得たことであろう。これにより、M-Vロケットの制御においては、ロバスト安定性ばかりでなくロバスト応答性をも実現するに至り、ロケット飛翔体の高精度制御としてひとつの完成形を確立したと言える。設計手法の有効性は、合計4回の飛翔結果により実証されている。このような最先端の制御理論を搭載することにより、M-Vロケットは、世界で唯一惑星探査ミッションに活用可能な全段固体のロケットシステムとして、世界最高性能を誇るに至った。なお、M-Vロケットのダイナミクスと H_∞ 制御適用の詳細については、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号、M-V型ロケット（1号機から4号機まで）」を参照願いたい。

1. Introduction

M-Vロケットの姿勢制御には1号機から4号機まで H_∞ 制御を用いてきた ([1-2])。M-V開発期の1990年代前半において、 H_∞ 制御を衛星打上げ用の大型ロケットに適用する試みは、わが国はもちろん世界でも例をみないチャレンジであった。当時世界でも最先端のこの理論を導入したことにより、M-Vロケットでは余裕のあるロバスト安定性を獲得することができ、4号機の事故の異常飛翔時にも制御系が安定して動作したことでもその卓越性を知ることができる（ノズルの故障で機体はほぼ横向きに飛翔したが、制御はこれを挽回しようと機能し続けた）。このように、 H_∞ 制御は1号機以降3回のフライトで実績を積んだが、一方で5号機以降は、第2段の推力偏向制御（TVC）が液体噴射（LITVC）方式から可動ノズル（MNTVC）方式に変更となった。応答性の極めて速いLITVC方式から応答遅れとダイナミクスの不確定性の大きいMNTVC方式に変更になったことにより、第2段の制御論理には応答性についても高いロバスト性が求められるに至った。ファイア・イン・ザ・ホール（FITH）分離方式を採用するM-Vロケットにおいては、空気力のまだ大きい第2段着火直後の制御性はミッションの成否を左右するほど重要である。これを機会に、M-Vロケット第2段の制御論理として、これまでの H_∞ 制御をさらに発展させ、より大きなチャレンジとして μ 制御を導入した。この設計方法では摂動を考慮した形で感度関数を指定することができ、 H_∞ 理論がロバスト安定とノミナル応答性能を取り扱うのに対し、 μ 設計理論では、ロバスト応答性能をも考慮できることに注目されたい。つまり、 H_∞ 制御では安定性にのみ限定されていたロバスト性が、 μ 制御により応答性にも拡張されることになり、ダイナミクス不確定性の大きいMNTVC方式でも十分ロバストで安全なFITH分離を達成することが可能となったのである。M-Vロケット制御論理の発展をTable 1に示す。

Table 1 Evolution of the Design Format Applied to the M-V launch Vehicle

Rocket Launch No.	Design format	Robust stability	Robust performance
M-V-1 (1997)	H_∞	Yes	No
M-V-3 (1998)	H_∞	Yes	No
M-V-4 (2000)	H_∞	Yes	No
M-V-5 (2003)	μ	Yes	Yes
M-V-6 (2005)	μ	Yes	Yes
M-V-8 (2006)	μ	Yes	Yes
M-V-7 (2006)	μ	Yes	Yes

2. Plant Dynamics and its Uncertainties

ロケットのダイナミクスは機体の運動（剛体運動と曲げ振動）、制御アクチュエータである可動ノズル（TVC）、及びセンサである慣性誘導装置（ING）からなる。制御論理は、姿勢角度及び角速度を入力として可動ノズルに制御指令を送る出力フィードバックを構成する。制御対象としてのロケットのダイナミクスは合計25次元の高次系となる。加えて、可動ノズルはノズルの慣性に起因して大きな非線形特性を有するが、ここではこれを線形ダイナミクスの不確定性として取り扱う。これらダイナミクスの詳細と不確定性の考え方については、「宇宙科学研究所報告 特集 第47号, M-V型ロケット(1号機から4号機まで)」にて述べたとおりなので省略する。なお、ダイナミクスは空気力の影響で不安定であり、また経路角運動に起因して原点にゼロ点をもつ取り扱いの難しいシステムである。制御系全体の構成をFig. 1に示す。

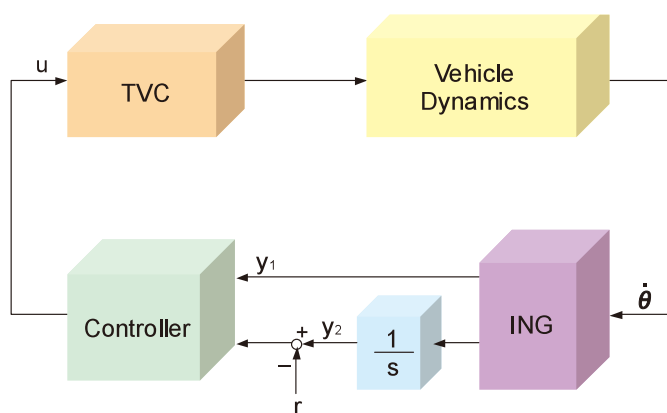


Fig. 1 Configuration of the Entire System involved in the Study.

3. Software Design

ロバスト応答性に関する摂動ブロックを考えることにより、ここでの制御問題は μ 設計の標準的なロバスト安定問題に帰着できる。しかしながら前章で述べたとおり、制御対象が原点にゼロ点をもつ高次の不安定システムであるために、単に標準的な μ 設計手法を適用するだけでは効率よく解を求めることはできない。そこで、ここでは H_∞ 制御で確立した方法論を踏襲し、あらかじめ制御プラントを安定化する目的で先験的にローカルフィードバックを挿入し、拡大された一般化プラントに対して μ 制御器を設計するという方策をとる（Fig. 2a）。これにより機械的に効率よく解を求めることが可能である。ロケット搭載の制御論理は、求められた解に先験的制御器を組み込むことで再構成する（Fig. 2b）。このような制御器の変換により、設定した重み関数がもとの制御プラントに直接対応しないことには注意が必要であるが、対応関係は数学的に導かれていることをつけ加えておく。この手法により、難解な対象に対する複雑な制御問題は標準的な μ 設計アプローチに変換することができ、解の導出を機械的に行うことができる（[3-4]）。なお、 μ 制御系設計では H_∞ 制御で得られた知見を最大限に活用し、ロバスト安定性とロバスト応答性に対する重み関数を下記のとおりとした。

$$W_1^{-1} = \left(\frac{a_1/\omega_1 s + 1}{1/\omega_1 s + 1} \right)^2 \cdot \frac{s/t_2 + 1}{s/t_1 + 1} \cdot \frac{s/\beta + 1}{s/\alpha + 1}, \quad W_3^{-1} = \left\{ \frac{a_3 (s + 1)}{1/\omega_3 s + 1} \right\}^2.$$

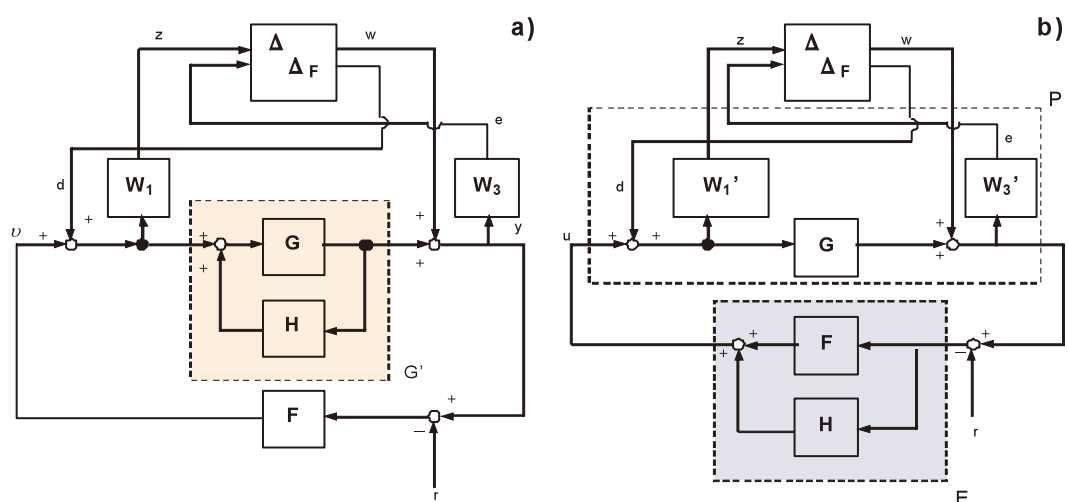


Fig. 2 Design conversion: (a) preliminarily stabilized plant (G') and its μ -controller (F); (b) entire compensator (E), which is yielded by the combination of μ -controller (F) and the pre-specified local feedback (H).

4. Results and Discussion

典型的な設計例に対する制御特性を順に示す。まず、ロバスト安定性であるが、代表的な時刻における安定解析の結果を Table 2 に示す。安定解析にあたっては、時刻を凍結した線形ダイナミクスに基づきパラメトリック・サーベイを実施した。ノミナルダイナミクスに対する安定余裕の目標は 6dB/20deg であるが、設計された制御器はこれを十分な余裕をもって満足するとともに、あらゆる摂動に対して安定であることがわかる。なお、X + 75 秒とはロケットの発射後 75 秒、すなわち第 2 段ロケットの点火時刻を指し、第 2 段飛翔中では空気力最大、つまり不安定性最大の時刻に相当する。

Table 2 Stability Margins of the Closed System.

Time mark	Nominal case	Worst margins
	Gain/Phase	Gain /Phase
X + 75 sec	10.4 (dB) / 27.3 (deg)	3.0 (dB) / 14.4 (deg)
X + 95 sec	9.8 (dB) / 27.3 (deg)	2.5 (dB) / 12.2 (deg)

一方、ロバスト応答性については、3 次元 6 自由度非線形時変のフルダイナミクスを用いてシミュレーションを行い確認した。Fig. 3 は X + 75 秒を原点とする全系のステップ応答を表すが、システムパラメータを振りつつ得られたものである。図から明らかなように、最悪の応答であってもノミナル応答に対して遜色はなく、十分なロバスト応答特性が達成されていることがわかる。

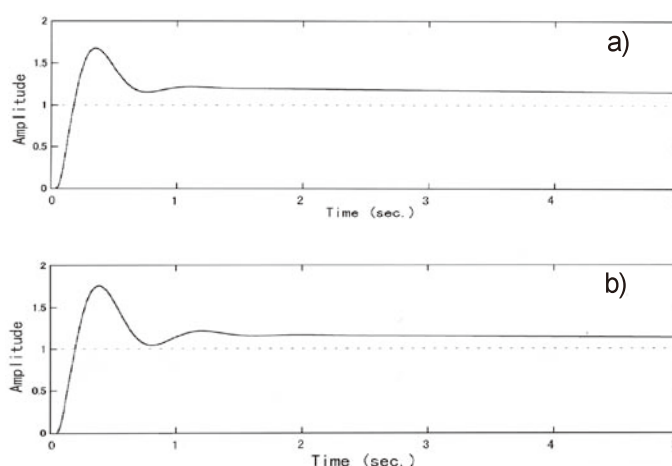


Fig. 3 Transient Step Response of the Entire Closed System:
(a) the Nominal Dynamics; (b) the Worst Case.

5. Concluding Remarks

ポスト現代制御理論と謳われた H_∞ 制御理論は、1990年代前半のM-V開発期にはまだ産業界での適用例も少なく、これを衛星打上げ用ロケットに応用しようという試みは世界でも例をみなかった。このような挑戦はさらに続き、5号機以降は H_∞ 制御の発展系である μ 制御理論を導入し、M-Vロケットの4連続成功という有終の美を飾るにふさわしい礎のひとつとなった。最先端の制御理論を積極的に適用しようというこのようなチャレンジは、研究教育用のロケットであるMロケットだからこそあり得たことであろう。今後は、このような前向きな精神をM-Vの後継機である次期固体ロケットの研究にも生かしていきたい。

References

- [1] Y. Morita. and J. Kawaguchi, "Design of the M-V Attitude Control Algorithm," *Lecture note for Dynamics and Control Seminar*, Dept. of Dynamics and Control Systems, NASA Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1997.
- [2] Y. Morita and J. Kawaguchi, "Attitude Control Design of the M-V Rocket," *Philosophical Transactions of the Royal Society, Series A*, Royal Society, London, United Kingdom, Vol. 359, No. 1788, November 2001, p.p. 2287-2303.
- [3] Y. Morita, "An Idea of Applying the μ -synthesis to Launcher Attitude and Vibration Control Design," *J. of Vibration and Control*, Vol. 10, 2004, p.p. 1243-1254.
- [4] Y. Morita and S. Goto, "Design for Robustness using the μ -synthesis applied to Launcher Attitude and Vibration Control," *Acta Astronautica*, Volume 62, Issue 1, January 2008, p.p. 1-8

Nomenclature:

a_1, a_3 : W1、W3のスカラーゲイン
 E : ロケット搭載制御器
 F : μ 制御器
 G : 制御対象
 G' : 安定化された制御対象
 H : 先験的制御器
 P : 拡大された制御対象
 r : 目標姿勢角
 t_1, t_2 : 位相遅れを規定するパラメータ

$W1$: ロバスト安定性に対する重み関数
 $W3$: ロバスト応答性に対する重み関数
 u : 制御指令
 y : 観測量
 α, β : 位相進みを規定するパラメータ
 Δ : ロバスト安定性に対する摂動ブロック
 Δ_F : ロバスト応答性に対する摂動ブロック
 ω_1, ω_3 : W1、W3のカットオフ周波数
 $\dot{\theta}$: 姿勢角速度