

M-V ダイナミクスと姿勢制御論理の設計

森田泰弘、川口淳一郎、後藤晋一

はじめに

本稿では、M-V型ロケットのダイナミクスと各段姿勢制御型論理（搭載制御則）の設計について説明する。制御器設計という観点から見た場合、M-V型ロケットにはM-3S II型ロケットと対比して以下のような特徴がある。

- * 第1段ステージが空力不安定
- * 第2段ステージで比例制御が可能
- * 第3段ステージに3軸制御を導入

制御アルゴリズムの設計にあたっては、ノミナルモデルに対する応答性や安定性はもちろんのこと、システムパラメータの不確定性に対するロバスト性も考慮した。特に、第1段ステージのTVC制御については、目標値追従性能（感度特性）とロバスト安定性（相補感度特性）に対する要請を同時に満足させるために H_{∞} 制御理論を適用し、混合感度問題の枠組みの中でその設計をすすめた。ただし、制御器の本質を把握するためにその古典的理解を並行して行った。なお、制御器の次元は、II型同様6次元にとどめた。

第2段、及び、第3段制御器の設計も第1段制御器と同様に、ロバスト設計となっている。ただし、第1段制御器の設計を通して得られた知見を基に、古典的手法を援用した。

なお、B2 SMSJ、及び、B3 SJについては、2次のレートフィルタという簡素な形式をとっているが、各段TVC制御と同様に、ロバスト設計とした。以下では、第1段ステージのピッチ及びヨー制御を例にとり、制御論理の設計手法について詳述する。なお、他段及びSMSJ/SJの制御論理の設計についても同様のアプローチをとった。

1. 第1段ステージ姿勢制御論理の設計 (B1 MNTVC)

既に述べたように、第1段姿勢制御論理は、目標値追従性能（感度特性）とロバスト安定性（相補感度特性）に対する要請を同時に満足させる H_{∞} 制御器である。

1-1 第1段ステージ姿勢制御器の構成と設計仕様

M-V型ロケット第1段ステージのピッチ/ヨー姿勢制御器は、直接観測量 (B3 姿勢角/B1 姿勢角レート) を入力とし、TVC サーボ・アクチュエータに対するコマンド電圧を出力とするものである (図1-1)。第1段ステージ飛行中は、動圧環境や機体の特性が時間とともに変化するために、制御プラントとしては時変系である。本設計では、時刻に対する一巡伝達特性の変化に対して、飛行時間 (全75秒) を8つの区間に区切ってゲインスケジュールを行うことにより対応する。また、制御器自体も、飛行前半、同圧最大付近、飛行後半、及び、スライバ燃焼域等に対応し切り替える。このうち、最も安定余裕を確保し難いのは同圧最大時 (X+35~40秒) である。

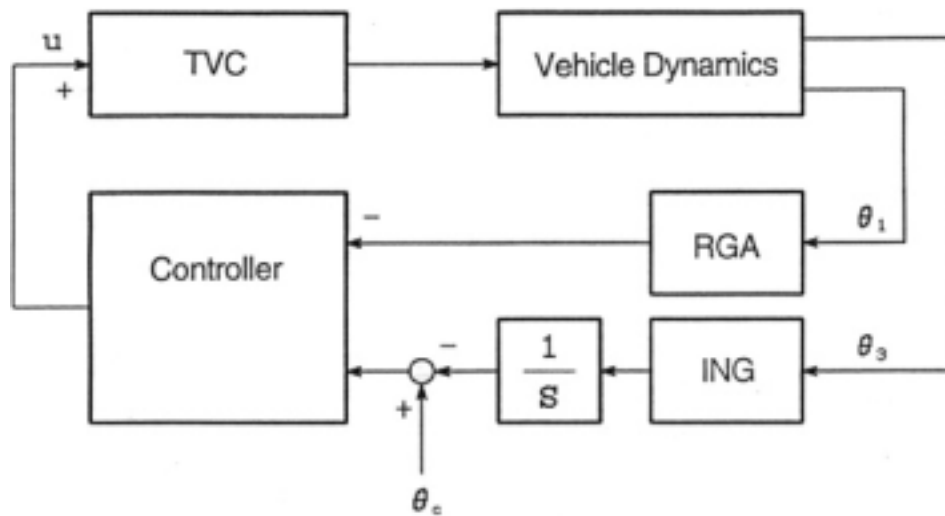


図1-1 制御系ブロック図

1-2 プラントダイナミクス

考慮するプラントの状態量は以下のとおりであり、合計31次元のダイナミクスをもつ。

- 剛体モード：経路角、姿勢角、及び、姿勢角レート (3)
- 振動モード：1次~5次曲げ振動モード (10)
- アクチュエータサーボ系：9次系 (9)
- 姿勢センサ：レートジャイロ (4)、レート積分ジャイロ (3)
- センサブロックダイナミクス：2次系 (2)

制御系設計モデルとしてここでは微小擾乱のみ取り扱い、次に示すように線型化した運動方程式を用いる。

1-2-1 運動の定式化

(1) 機体ダイナミクス

機体並進運動

$$(M + \mu)V\dot{\gamma} + \mu\alpha\ddot{\theta} + \mu\sum_j Y_{Tj}\ddot{\xi}_j = qS\sum_i C_{Ni}\alpha_i + T_M\left(1 + \frac{\mu}{M}\right)\left(\theta - \gamma + \sum_j Y'_{Tj}\xi_j\right) - T_M\psi - \frac{I_{np}}{\lambda}\ddot{\psi} \dots\dots\dots (1)$$

ここで、 $I_{np} = I_n + m_n \ell_n^2$, $\mu = \frac{m_n I_n}{I_{np}}$, $\frac{1}{\lambda} = \frac{m_n \ell_n}{I_{np}}$

機体回転運動

$$\begin{aligned} \mu Y_{x_i} \dot{\gamma} + (I_0 + \mu x_i^2) \ddot{\theta} + \mu x_i \sum_j Y_{Tj} \ddot{\xi}_j = qS \sum_i C_{N\alpha} \alpha_i x_{cpi} + \mu x_i \frac{T_M}{M} \left(\theta - \gamma + \sum_j Y'_{Tj} \xi_j \right) + T_M \left(x_i \sum_j Y'_{Tj} \xi_j - \sum_j Y_{Tj} \xi_j \right) \dots\dots\dots (2) \\ - (I_0 + \mu x_i^2) \dot{\theta} - T_M x_i \psi + I_{np} \left(1 - \frac{x_i}{\lambda} \right) \ddot{\psi} \end{aligned}$$

機体弾性振動

$$\begin{aligned} \mu Y_{T_k} V \dot{\gamma} + \mu Y_{T_k} x_i \ddot{\theta} + \mu Y_{T_k} \sum_j Y_{Tj} \ddot{\xi}_j + M (\ddot{\xi}_k + 2\zeta_k \omega_k \dot{\xi}_k + \omega_k^2 \xi_k) = qS \sum_i Y_{cpik} C_{N\alpha} \alpha_i + \mu \frac{T_M}{M} Y_{T_k} \left(\theta - \gamma + \sum_j Y'_{Tj} \xi_j \right) \dots\dots\dots (3) \\ + T_M Y_{T_k} \sum_j Y'_{Tj} \xi_j - T_M Y_{T_k} \psi + I_{np} \left(Y'_{T_k} - \frac{Y_{T_k}}{\lambda} \right) \ddot{\psi} \end{aligned}$$

迎角

$$\alpha_i = \theta - \gamma + \sum_j Y'_{cpij} \xi_j - \frac{1}{V} \left(x_{cpi} \dot{\theta} + \sum_j Y_{cpij} \dot{\xi}_j \right) \dots\dots\dots (4)$$

1 段角速度

$$\omega_{B1} = \dot{\theta} + \sum_j Y_{RGj} \dot{\xi}_j \dots\dots\dots (5)$$

3 段姿勢角

$$\theta_{B3} = \theta + \sum_j Y_{IMUj} \xi_j \dots\dots\dots (6)$$

(2) 姿勢センサ

1 段レートジャイロ (B1R/G)

$$G_{RG}(s) = \frac{\omega_R^2}{s^2 + 2\zeta_R \omega_R s + \omega_R^2} \cdot \frac{\omega_M^2}{s^2 + 2\zeta_M \omega_M s + \omega_M^2} \dots\dots\dots (7)$$

3 段レート積分ジャイロ (IMU)

$$G_{IMU}(s) = \frac{1 + T_{p2}s}{1 + T_{p1}s} \cdot \frac{1}{1 + 2\zeta_p T_p s + T_p^2 s^2} \dots\dots\dots (8)$$

$$\theta_{IMU}(s) = G_{IMU}(s) \{ \theta_{B3}(s) + \theta_H(s) \} \dots\dots\dots (9)$$

機体並進加速度による IMU センサブロックの角度変位

IMU 内センサブロックは緩衝器を介して取り付けられているため、センサブロックに重心オフセットがあると並進加速度によって角度変位が生じる。

$$G_X(s) = \frac{\theta_H(s)}{a_{IMU}(s)} = \frac{K_{acc} \cdot \omega_x^2}{s^2 + 2\zeta_x \omega_x s + \omega_x^2} \dots\dots\dots (10)$$

$$a_{IMU} = V \dot{\gamma} + x_a \ddot{\theta} + \sum_j Y_{IMUj} \ddot{\xi}_j - \frac{T_M}{M} (\theta - \gamma) \dots\dots\dots (11)$$

(3) アクチュエータサーボ系

$$G_{TVC}(s) = \frac{\psi}{V_C} = K_{TVC} \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s + 1} \cdot \frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2} \cdot \frac{\omega_2^2}{s^2 + 2\zeta_2 \omega_2 s + \omega_2^2} \cdot \frac{\omega_3^2}{\omega_4^2} \cdot \frac{s^2 + 2\zeta_4 \omega_4 s + \omega_4^2}{s^2 + 2\zeta_3 \omega_3 s + \omega_3^2} \cdot \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta_n \omega_n s + \omega_n^2} \dots\dots\dots (12)$$

ここで、運動の定式化に用いた記号の定義は、以下に示すとおりである。

記号表

- M : ノズルを除く全機質量。
- V : 対気速度。
- γ : 経路角。
- x_i : 推力着力点。
- θ : 姿勢角。
- Y_{Tj} : 推力着力点での j 次機体モード変位。
- Y'_{Tj} : 推力着力点での j 次機体モード傾斜。
- q : 動圧。
- S : 代表面積。
- X_{cpi} : 空力中心位置。
- $C_{N\alpha}$: X_{cpi} における法線力係数傾斜。
- α_i : X_{cpi} における局所迎角。
- T_M : 推力。
- ψ : 舵角。
- $\ddot{\psi}$: ノズル角加速度。
- I_n : ノズル慣性モーメント (局所重心まわり)。
- m_n : ノズル質量。
- ℓ_n : ノズル局所重心-ピボット点距離。
- I_0 : ノズルを除く全機慣性モーメント。
- ω_k : k 次機体弾性振動周波数。
- ζ_k : k 次機体弾性振動減衰係数。
- Y_{cpik} : X_{cpi} における k 次機体モード変位。
- ω_{B1} : 1 段レートジャイロ (B1R/G) 搭載位置での姿勢角レート。
- θ_{B3} : 3 段レート積分ジャイロ (IMU) 搭載位置での姿勢角レート。
- Y_{RGj} : 1 段レートジャイロ (B1R/G) 搭載位置での j 次機体モード変位。
- Y_{IMUj} : 3 段レート積分ジャイロ (IMU) 搭載位置での j 次機体モード変位。
- θ_H : IMU 内緩衝器と機体並進加速度によるセンサブロック角度変位量。
- a_{IMU} : IMU 取り付け位置での機体並進加速度。
- x_a : IMU 取り付け位置。

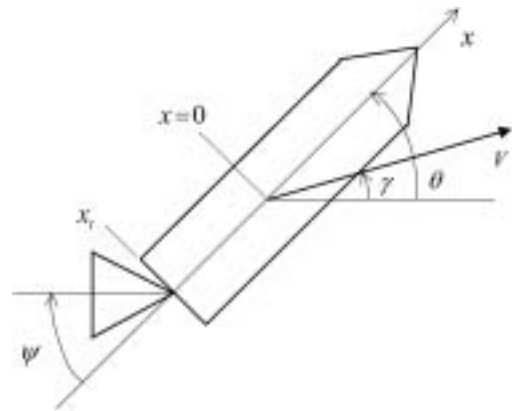


図 1-2-1-1 機体運動説明図

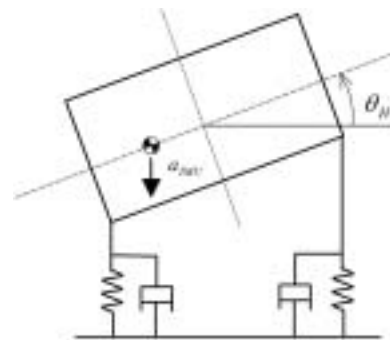


図 1-2-1-2 IMU 内緩衝器による角度変位説明図

1-2-2 制御プラントの周波数特性

図 1-2-2 に、代表的な時刻 (X+40秒) で評価した制御プラント (TVC コマンド電圧~B1R/G 出力) の周波数特性を示す。

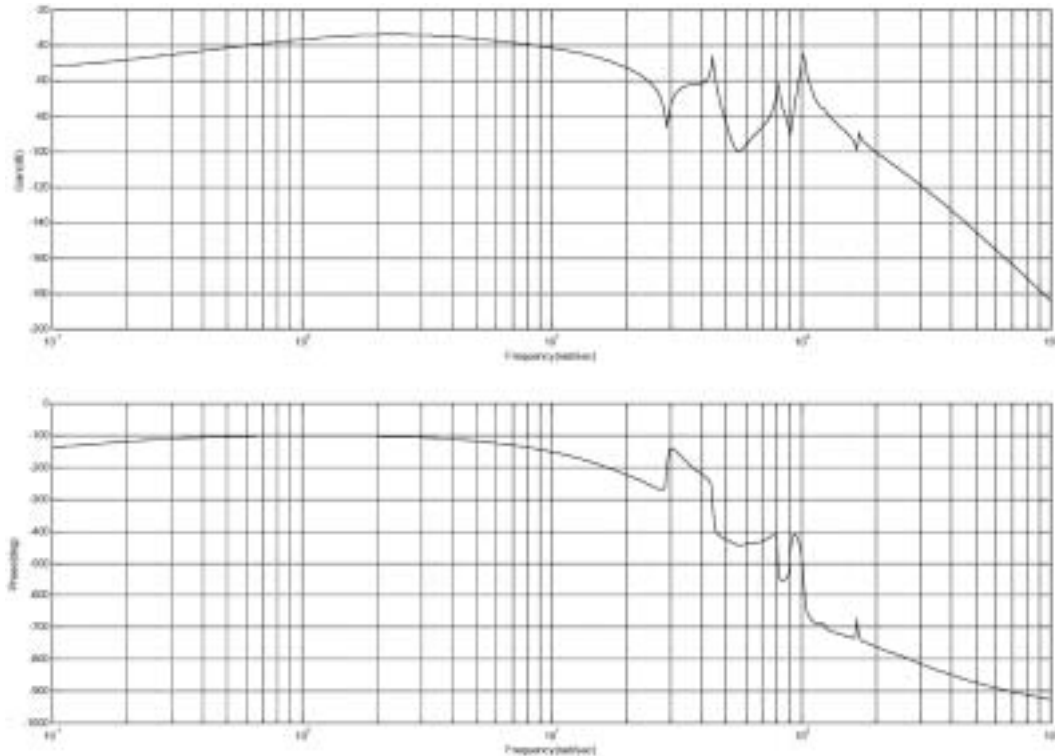


図1-2-2 プラント (TVC コマンド電圧~B1 R/G 出力) 周波数特性 (X+40秒)

1-3 不確定性の要因

不確定性の要因としては、以下のものを考える。

(1) 空力外乱量

空力外乱量の摂動要因としては、

- ①軌道分散による動圧の分散
- ②全機法線力係数傾斜 (C_{N_a}) 不確定性 ($\pm 10\%$)
- ③全機空力中心位置 (X_{cp}) 不確定性 ($\pm 4\%$)

がある。ここではこれらを空力モーメント係数 (C_{m_a}) に換算し、その RSS を全機法線力係数傾斜 (C_{N_a}) の分散として扱う。表1-3-1に1段ステージ代表時刻での空力モーメント係数 (C_{m_a}) 分散を示す。

(2) 機体剛性

機体剛性の不確定性は機体の各要素毎にあり、これら全ての組み合わせで安定解析を行うには膨大な時間を要する。そこで、以下を評価関数として制御系に対する感度解析を行い、感度が最小ならびに最大となる剛性の組み合わせでモードの不確定性を代表することとした。また、固有周波数の不確定性については全剛性を最小・最大のケースで代表している。以下に安定性サーベイでの機体剛性組み合わせを示す。また、図1-3-2に各ケースでの機体周波数特性を示す。

- ①全剛性ノミナル
- ②全剛性最小
- ③全剛性最大

- ④評価関数最小
- ⑤評価関数最大

(注) 評価関数： $J = \frac{Y_T \cdot Y'_{IMU}}{\omega}$ ここで、 Y_T : 推力着力点位置モード変位
 Y'_{IMU} : センサ位置モード傾斜
 ω : 機体固有周波数

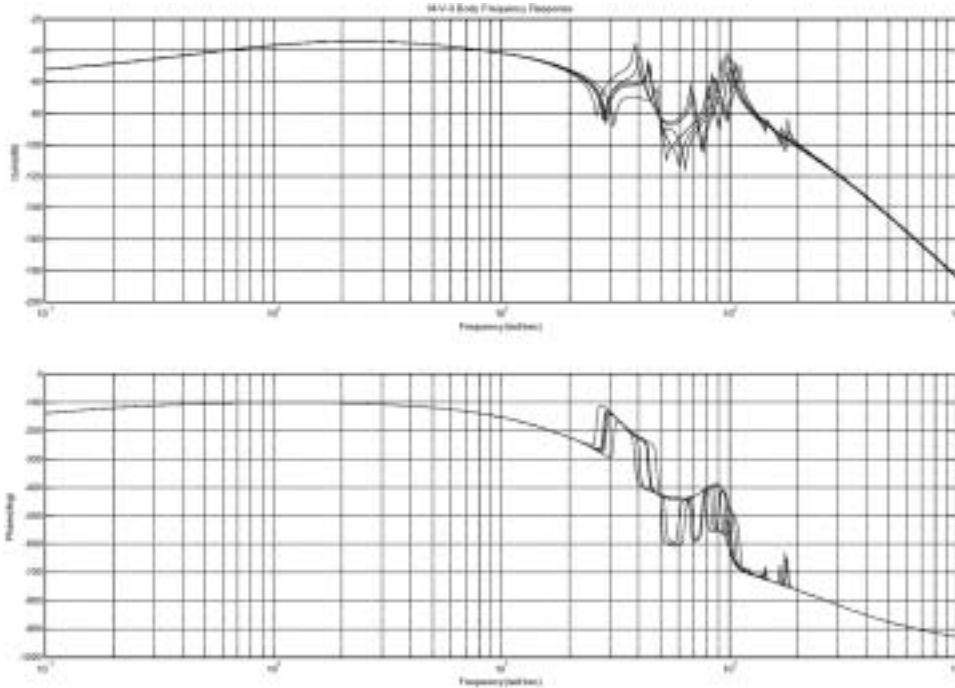


図1-3-2 機体（TVC コマンド電圧～B1 R/G 出力）周波数特性への機体剛性摂動の影響

表1-3-1 空力モーメント係数（Cma）分散（M-V-3）

TIME	nominal				δmin (%)				δmax (%)			
	Xcg	qnom	C _{Na}	Xcp	δq/q	δC _{Na} /C _{Na}	δXa/Xa	δ _(RSS-min)	δq/q	δC _{Na} /C _{Na}	δXa/Xa	δ _(RSS-max)
X+003	18.374	80.9	3.55	10.620	-15.8	-10	+15.8	-24.5	+51.3	+10	+15.8	+54.6
X+010	18.051	1267.2	3.50	10.538	-14.9	↑	+16.4	-24.3	+27.5	↑	+16.4	+33.5
X+020	17.492	5371.5	3.88	11.028	-12.1	↑	+19.0	-24.6	+21.4	↑	+19.0	+30.3
X+025	17.134	7765.0	3.97	9.264	-10.6	↑	+15.6	-21.3	+18.2	↑	+15.6	+26.0
X+030	16.776	9842.7	4.46	9.771	-8.9	↑	+17.5	-22.0	+14.6	↑	+17.5	+24.9
X+035	16.339	11164.8	4.57	9.037	-6.8	↑	+16.8	-20.7	+9.5	↑	+16.8	+21.7
X+040	15.902	10999.9	4.62	8.843	-3.1	↑	+17.4	-20.3	+2.9	↑	+17.4	+20.3
X+045	15.318	9316.5	4.69	8.735	-6.7	↑	+18.7	-22.2	+3.2	↑	+18.7	+21.4
X+050	14.733	7068.2	4.75	9.208	-22.8	↑	+22.2	-33.4	+10.5	↑	+22.2	+26.5
X+055	14.600	4227.4	4.77	9.357	-29.0	↑	+23.4	-38.6	+21.3	↑	+23.4	+33.2
X+060	14.466	2378.6	4.77	9.386	-31.9	↑	+24.2	-41.3	+25.1	↑	+24.2	+36.3
X+065	14.328	1331.5	4.76	9.360	-34.5	↑	+24.7	-43.6	+27.6	↑	+24.7	+38.4
X+070	14.189	749.4	4.76	9.287	-35.9	↑	+25.1	-44.9	+30.7	↑	+25.1	+40.9
X+075	14.158	432.6	4.74	9.176	-36.7	↑	+24.7	-45.4	+31.7	↑	+24.7	+41.4

$$\delta Xa/Xa = \delta Xa / (Xcg - Xcp) = 30.714 * 0.04 / (Xcg - Xcp)$$

$$\delta_{(RSS-max)} = \sqrt{(\delta q/q)^2 + (\delta C_{Na}/C_{Na})^2 + (\delta Xa/Xa)^2}$$

(3) 第1段レートジャイロ周波数特性

図1-3-3にB1R/G伝達関数パラメータの摂動量と、周波数特性の分散を示す。

伝達関数

$$G(s) = \frac{\omega_m^2}{s^2 + 2\zeta_m \omega_m s + \omega_m^2} \cdot \frac{\omega_r^2}{s^2 + 2\zeta_r \omega_r s + \omega_r^2}$$

パラメータ

	上限	ノミナル	下限
ω_m	240.38	262.0	126.52
ζ_m	0.538	0.7	1.099
ω_r	485.26	314.0	429.47
ζ_r	1.444	1.25	0.694

温度による変動要素として以下を考慮した結果である。

センサ部：ダンピング定数1.2~2.0

電気部：抵抗 = ±0.03% (5 ppm×60℃)、キャパシタ = ±6% (全温度範囲一律)

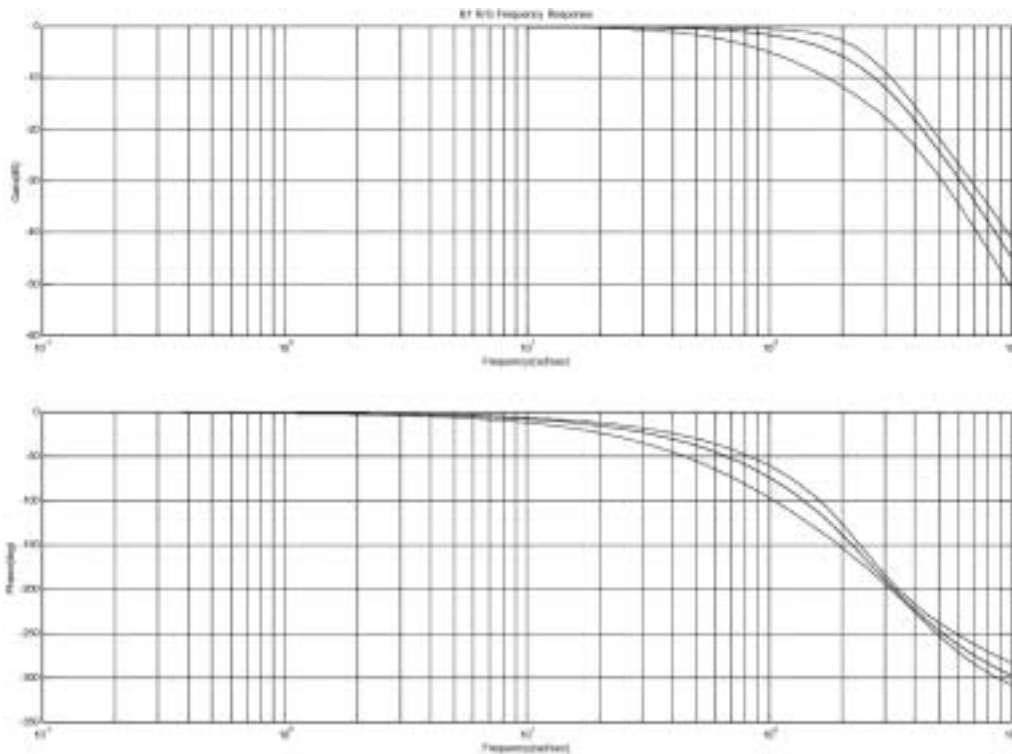


図1-3-3 第1段レートジャイロ (B1R/G) 周波数特性の摂動

(4) アクチュエータサーボ系周波数特性

図1-3-4にTVC伝達関数パラメータの摂動量と、周波数特性の分散を示す。

伝達関数

$$G(s) = \frac{\tau_2 s + 1}{\tau_1 s + 1} \cdot \frac{\omega_1^2}{s^2 + 2\zeta_1 \omega_1 s + \omega_1^2} \cdot \frac{\omega_2^2}{s^2 + 2\zeta_2 \omega_2 s + \omega_2^2} \cdot \frac{\omega_3^2}{\omega_4^2} \cdot \frac{s^2 + 2\zeta_4 \omega_4 s + \omega_4^2}{s^2 + 2\zeta_3 \omega_3 s + \omega_3^2} \cdot \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta_n \omega_n s + \omega_n^2}$$

パラメータ

	6 Aa (位相 max)	6 Ab (位相 min)	6 B	6 C	6 D	6 E	6 F
ω_1 (rad/sec)	26.39	26.39	26.39	21.11	21.11	15.71	17.43
ζ_1	0.76	0.76	0.76	0.7655	0.7655	0.60	0.66
ω_2 (rad/sec)	32.04	32.04	34.56	31.42	31.42	18.84	32.44
ζ_2	0.20	0.20	0.26	0.30	0.30	0.60	0.19
ω_3 (rad/sec)	---	---	---	---	---	37.70	---
ζ_3	---	---	---	---	---	0.50	---
ω_4 (rad/sec)	60.95	60.95	60.32	52.46	84.51	25.14	78.52
ζ_4	0.35	0.35	0.18	0.03232	0.03168	0.60	0.14
ω_n (rad/sec)	97.39	97.39	97.39	97.39	97.39	100.53	100.53
ζ_n	0.04	0.04	0.04	0.02	0.02	0.05	0.05
τ_1	0.0075	0.0225	0.004	0	0	0.0122	0
τ_2	-0.0075	-0.0225	-0.004	0	0	0.0199	0

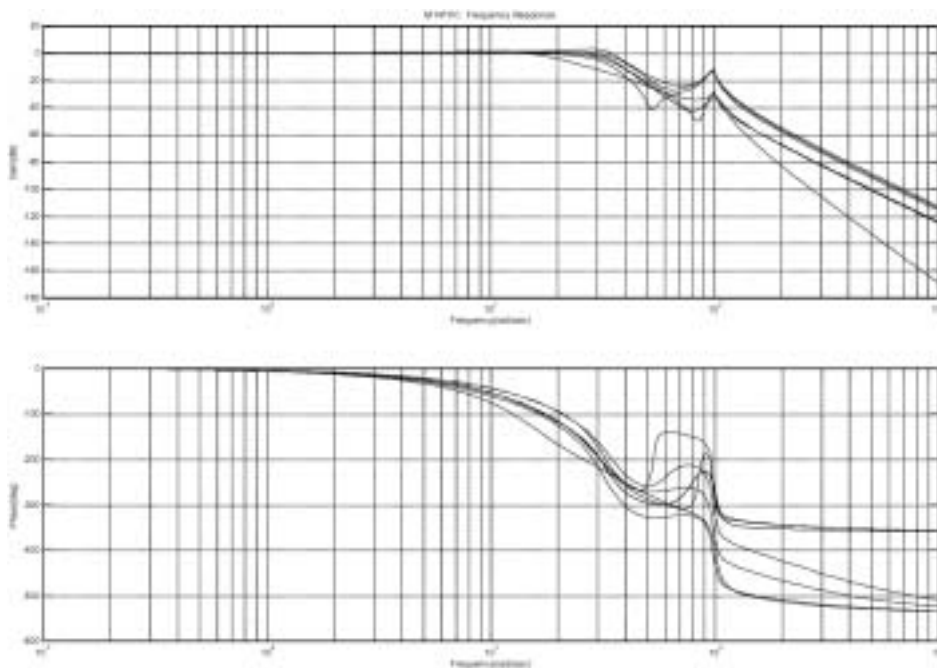


図 1-3-4 M14TVC 周波数特性の摂動

1-4 設計仕様

なお、姿勢制御系に対する設計仕様は以下のとおりである。

- 応答性に対する要求
 - 制御帯域として0.7Hz 程度以上
- 安定性に対する要求（ロバスト安定性）
 - ゲイン余裕 6 dB 以上
 - 位相余裕 20° 以上（8 Hz 以上の高周波数領域では30° 以上）

上記の設計仕様は各段共通であるが、第1段制御器には制御時定数に対する特別な要請がある。すなわち、第1段飛翔中は環境の時間変化率が大きいため、制御時定数は、ゲインスケジューリングのタイムスパンを考えると1秒以下であることが必要である。

1-5 第1段ステージ姿勢制御論理の設計

制御器の設計は、プラント・ダイナミクスからセンサ・ダイナミクスを除いた合計22次元の低次元化モデルに対して H_∞ 制御理論を適用することにより行った。ただし、安定性や一巡伝達特性、及び、瞬時応答性は31次元のフルモデルにて評価した。以下では、制御器設計の代表的な特徴について述べる。

1-5-1 先験的安定化補償器

制御プラントについては、経路角ダイナミクスに由来して原点に極が存在し、一方、剛体モードが不安定極をもつ。このために、 H_∞ 制御理論の標準的な解法アルゴリズムは、そのままの形では使いにくい。そこで、ここでは、予めプラントを安定化する目的で先験的に出力フィードバックをローカルに構成し、拡大された一般化プラントに対して制御器を設計するという方策をとった（図1-5-1 a）。制御器はこのマイナーループを含む形で再構成し（図1-5-1 b）、これに基づき安定解析を実施した。

1-5-2 制御器周波数特性の整形

H_∞ 制御理論により制御器を設計する場合・重み関数の調整を通して周波数特性の整形を行うことができる。つまり、感度、及び、相補感度それぞれに対して重み関数を設定し、制御器の周波数整形という煩雑な設計アプローチを重み関数上のパラメータのチューニングという単純な作業に置き換えることが可能である。なお、本設計では、設計結果の本質を理解することを前提として、制御仕様を満足しながら、周波数特性を古典的にも解釈できるような形に整形するものとした。設定した重み関数は次のとおりである。

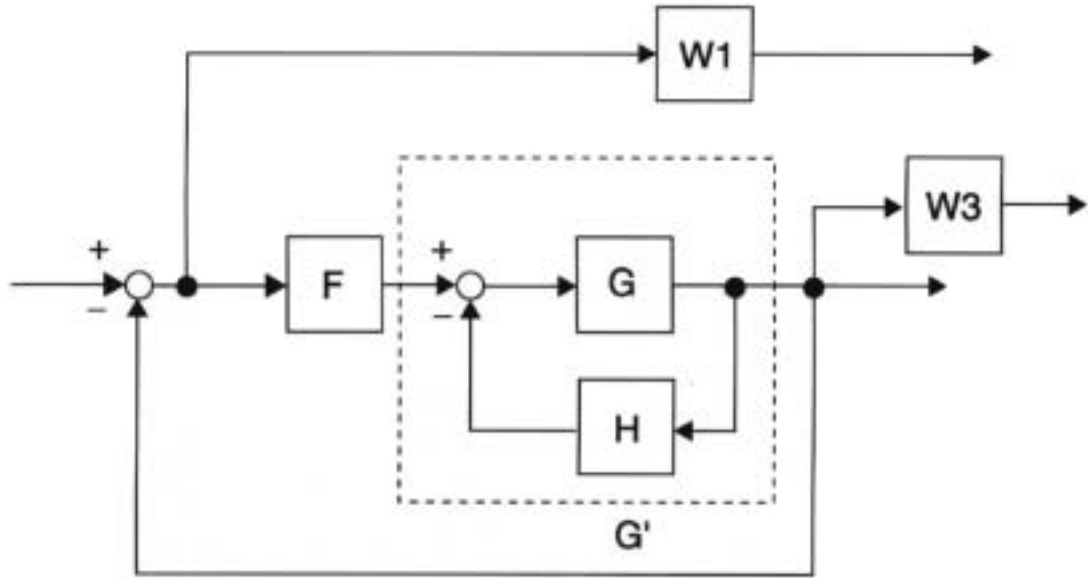


図1-5-1 (a) 先験的フィードバック(H)により安定化したプラント(G')に対する H_{∞} 補償器(F)

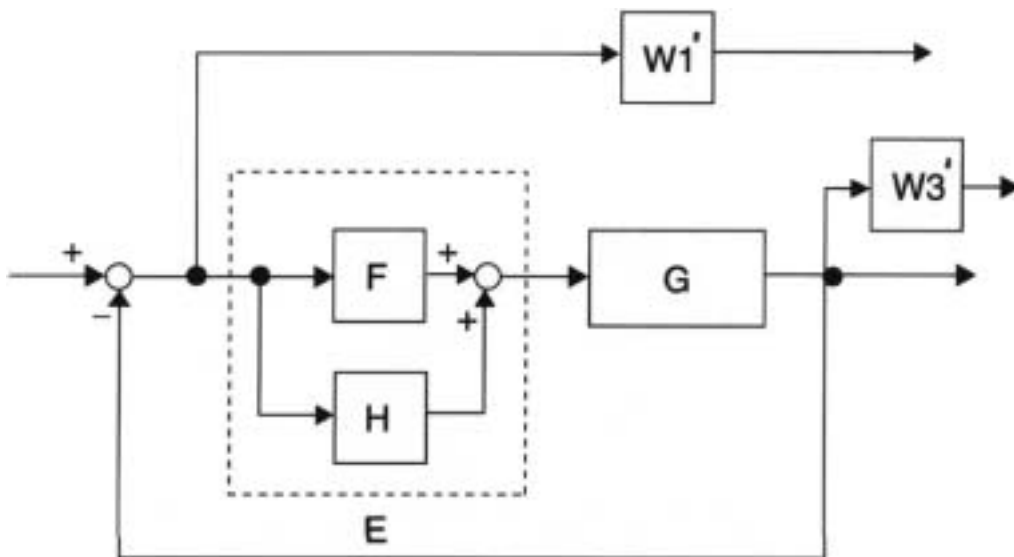


図1-5-1 (b) オリジナルプラント (G) に対して再構成した補償器 (E)

$$W_1^{-1} = \left(\frac{G_3/\omega_3 s + 1}{1/\omega_3 s + 1} \right)^2;$$

$$W_3^{-1} = \left\{ \frac{a(s+1)}{1/\omega_1 s + 1} \right\}^2.$$

ここで、 W_1 、及び、 W_3 は、それぞれ、先験的に安定化されたシステムに対して定義された感度関数、及び、相補感度関数に対する重み関数である。周波数整形は下記のパラメータのチューニングに帰着できる。

- ◇感度、及び、相補感度に対する重み関数のカットオフ周波数 (ω_3 、及び、 ω_1)
- ◇相補感度の重みに対する感度の重みの割合 (G_3)
- ◇相補感度の重みに対する整形パラメータ (a)

上記パラメータを調節することにより、低周波域から弾性1次振動周波数付近までの領域では、制御器周波数特性を有意に整形することができた。なお、整形上の指針（設計目標）は前述したとおりロバスト安定性と時間応答性である。

1-6 設計結果

得られる制御器は26次元であるが、注目している周波数領域で H_∞ ノルムを劣化させることのないよう留意して、ここでは、これを4次元まで低次元化した。この制御器は、古典的には、低域での位相進み・遅れ補償と弾性1次振動モードに対する2次のゲイン安定化フィルタの結合として解釈することができるものである。ただし、搭載する制御器としては、これに2次の高域用ゲイン低減フィルタを外付けで組み込んだ。これは、センサブラケットの局所振動（20Hz以上）に対処するためのもので、センサブラケットの振動が最悪高次の構造振動モードと共振した場合を想定している。

最終的に得られた制御器は、応答性、及び、ロバスト安定性に対する設計仕様を満足する良好なものである。代表的な時刻（X+35s）における設計例、すなわち、制御器の周波数特性と全系の一巡伝達特性を図1-6-1と図1-6-2に示す。安定性については、補償器切替え時刻において任意の不確定要因の組み合わせでサーベイを実施した。各秒時における安定解析の結果を表1-6に示す。一方、応答性についても、各秒時で瞬時時間応答（時刻固定の線形モデルに対する特性）を評価し、要求が満たされていることを確認した。なお、時変の効果や非線型性については、事項で述べるとおりフルダイナミクスモデルで総合的に評価する。ちなみに、設定した直流ゲインの妥当性は、外乱に対する定常偏差という観点からも評価した。

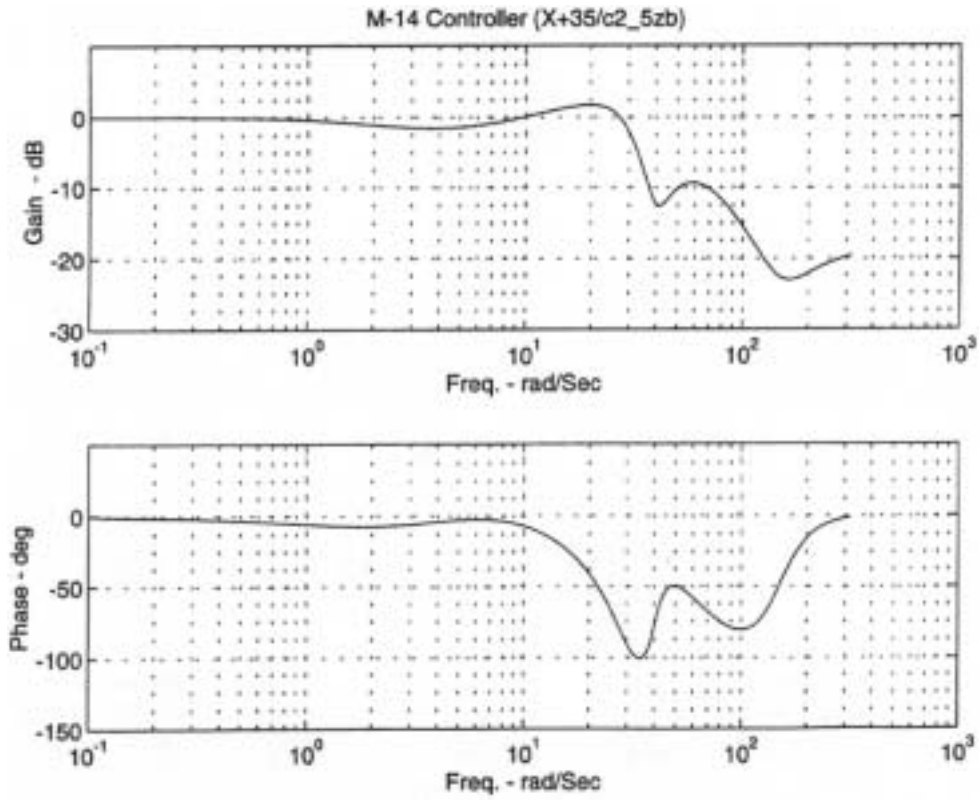


図1-6-1 補償器の周波数特性 (X+35秒)

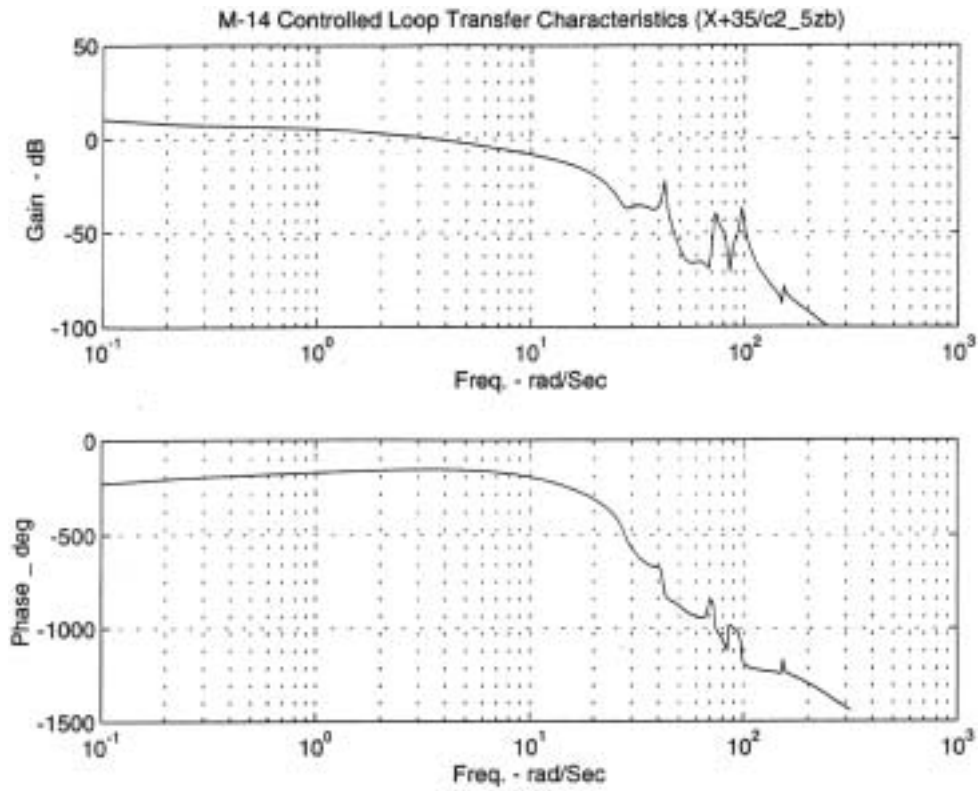


図1-6-2 閉ループ伝達特性 (X+35秒)

表 1-6 第 1 段ステージ安定性サーベイ結果

時刻 (sec)	補償器	ノミナル・ケース	ワースト・ケース	
		ゲイン余裕[dB]/位相余裕[deg]	ゲイン余裕[dB]/位相余裕[deg]	ケース番号
X+003	c2_5a_3	9.7 (9.7)/32.7 (3.3)	7.2 (7.6)/26.0 (3.4)	C221416/C221116
X+010	c2_5a_3	8.8 (9.8)/33.6 (3.6)	6.3 (7.7)/26.1 (3.7)	C221416/C221116
X+020	c2_5a_3	7.4 (9.9)/34.1 (3.8)	5.0 (7.7)/25.5 (4.1)	C221416/C221116
X+025	c2_5a_3	6.8 (9.9)/34.0 (3.9)	4.4 (7.7)/25.1 (4.2)	C221416/C221116
X+025	c2_5b_3	7.6 (9.7)/30.4 (3.5)	5.2 (7.5)/22.7 (3.1)	C221416/C223116
X+030	c2_5b_3	6.9 (9.7)/30.6 (3.6)	3.9 (0.8)/21.8 (2.9)	C223136/C223116
X+035	c2_5b_3	6.2 (9.7)/30.4 (3.6)	2.9 (0.8)/21.1 (2.8)	C223136/C223116
X+035	c6_8c_3	6.3 (0.7)/26.7 (3.3)	2.7 (0.9)/16.9 (2.5)	C223136/C223116
X+040	c6_8c_3	6.6 (9.8)/27.7 (3.8)	3.5 (0.8)/18.9 (3.1)	C223136/C223116
X+040	c6_8d_3	6.2 (0.7)/24.7 (3.3)	2.8 (0.9)/15.2 (2.5)	C223136/C223116
X+045	c6_8d_3	6.2 (9.8)/26.6 (4.0)	1.4 (96.6)/17.4 (4.5)	C221134/C221116
X+045	c2_8e_3	6.6 (9.6)/24.1 (3.7)	1.9 (96.5)/15.8 (3.2)	C221134/C223116
X+050	c2_8e_3	8.4 (0.5)/22.6 (3.0)	4.6 (0.7)/14.9 (2.5)	C223136/C223116
X+050	c5_7f_3	6.4 (8.3)/24.7 (3.8)	3.5 (6.3)/14.9 (4.2)	C221416/C221116
X+055	c5_7f_3	7.5 (0.3)/24.1 (2.2)	2.6 (0.4)/17.3 (1.6)	C223136/C223116
X+055	c6_2g_3	7.2 (6.3)/23.4 (2.8)	3.5 (0.3)/16.0 (3.1)	C223136/C221116
X+060	c6_2g_3	8.9 (0.2)/24.6 (1.9)	3.5 (0.2)/19.8 (1.5)	C223112/C223116
X+065	c6_2g_3	9.7 (0.1)/22.4 (1.4)	4.1 (0.2)/17.3 (1.1)	C223116/C223116
X+065	c7_2h_3	6.6 (5.5)/25.1 (2.8)	4.5 (4.6)/18.5 (2.9)	C221116/C221116
X+070	c7_2h_3	11.0 (5.5)/28.0 (1.9)	8.7 (4.6)/24.1 (2.0)	C221116/C221116
X+075	c7_2h_3	15.3 (5.4)/26.3 (1.4)	11.5 (0.1)/23.2 (1.4)	C223116/C223116

(注) 表中 () 内数値はゲイン余裕または位相余裕の規定周波数 (rad/sec)。

Case No. : C x x x x x x

(1 = -2.43e-6, 2 = 0, 3 = +2.43e-6) Kacc
 (1 = -0.7m, 2 = 0, 3 = +0.7m) B3PL
 (1 = AeroFmin, 2 = 0, 3 = AeroFmax) C_{Na}/Xcp
 TVC (1 = 6Aa, 2 = 6Ab, 3 = 6B, 4 = 6C, 5 = 6D, 6 = 6E, 7 = 6F)
 R/G (1 = BANDmin, 2 = nom, 3 = BANDmax)
 EI (1 = EImin, 2 = EINom, 3 = EImax, 4 = Jmin, 5 = Jmax)

1-7 6 自由度シミュレーション及びモーションテーブル試験

制御系の総合的機能と性能の確認は、6 自由度時変非線型のフルシミュレーション (ここでは詳細は省略)、及び実機センサを用いた M/T 試験により確認する。代表的なシミュレーション、及び、試験ケースを表 1-7 にかかげる。

表1-7 モーションテーブル試験ケース

Case no.	surface wind direction ¹⁾	wind profile	trust misalignment ⁴⁾	TVC	bending rigidity	burning rate	aerodynamic disturbance	Gust ⁹⁾	weight
1	no wind	nominal	pitch up	fit model ⁶⁾	nom	nom	nom	no	nom
2	SW	max ²⁾	pitch down	bandwidth max	min	max	max	↑	↑
3	S	max /s ³⁾	IG + 35 ⁵⁾	↑	max	↑	↑	yes	min
4	W	↑	↑	gain max	nom	↑	↑	no	nom
5	SW	max	pitch down	bandwidth min	min	min	↑	↑	↑
6	S	↑	IG + 35	↑	max	↑	↑	↑	min
7	N	max /s	↑	gain max	nom	max	↑	yes	nom
8	SW	max	pitch down	nonlinear fit model ⁷⁾	↑	nom	↑	no	↑
9	S	↑	IG + 35	↑	min	↑	↑	↑	min
10	E	nominal	pitch up	fit model	nom	↑	↑	↑	nom
11	no wind	max	roll disturbance max	bandwidth max	min	max	↑	↑	min
12	no wind	↑	↑	bandwidth min	max	min	↑	↑	↑
13	E	↑	pitch up	bandwidth max	Index max ⁸⁾	max	↑	↑	↑
14	S	↑	pitch down	↑	Index min	↑	min	↑	↑

- 1) maximum wind velocity expected (15m/s)
- 2) maximum dispersion added (20%)
- 3) wind shear involved
- 4) maximum misalignment estimated (1/500)
- 5) step disturbance applied at x + 35sec
- 6) representing the flight model hardware at small amplitude
- 7) representing the flight model hardware at large amplitude
- 8) showing the influence of oscillation on attitude response
- 9) wind velocity of 10m/s applied at x + 35sec to excite bending oscillation

2. まとめ

ここでは、M-V型ロケットのダイナミクスと姿勢制御論理（搭載制御則）の設計手法について説明した。