

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-294

人工衛星の3軸制御実験—デサチュレーション

中島 厚 ・ 村上 カ

1976年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	1
2. ガスジェットトルクによる衛星姿勢運動への影響	1
2.1 姿勢への影響	1
2.2 角速度への影響	3
2.3 リアクション・ホイールへの影響	4
2.4 姿勢制御系設計例	4
3. デサチュレーション時の補償	7
4. シミュレーション	9
5. 1軸テーブルによる実験	11
5.1 AC1Wサーボモータ使用の場合	11
5.2 DC45Wサーボモータ使用の場合	12
6. まとめ	12
7. 参考文献	13
付 録	14

人工衛星の3軸制御実験—デサチュレーション*

中島 厚**・村上 力**

1. まえがき

衛星に加わる宇宙空間の外乱トルクをリアクション・ホイールに吸収させて衛星の姿勢制御をしようとする方式においては、ガスジェット噴射によりリアクション・ホイールの不飽和化(デサチュレーション又はアンローディングともいう)をはかっている。その際ガスジェット噴射の反作用により衛星の姿勢は一時的にせよ大きくずれ、観測等に支障をきたす。現在ではミッションに支障のない時を選んでデサチュレーションを行なっている(ガスジェットの代わりに地磁気や重力傾度トルクを利用する場合もあるが、ここではそれについてふれない)。しかしミッションの中断の許されない衛星(例えば通信衛星)もあるので、ガスジェットを噴射しても衛星の姿勢に全く影響を与えないか、あるいは与えても要求精度以内に入るような何らかの対策をとらなければならない。本文ではまず姿勢制御中にガスジェットを噴射した場合、その影響がどのように衛星の姿勢と角速度に現われてくるかを解析的に解き、その結果について考察し、次いでその影響を軽減するための補償の方法について述べる。最後にアナログ計算機シミュレーションと1軸テーブルによる実験を行ない、本文で述べる補償方法が非常に有効である事を示す。

2. ガスジェットトルクによる衛星姿勢運動への影響

ガスジェットトルクによる衛星への影響を解析的に解く場合、次の様な仮定をする;高次の制御系においても補償要素等によりうまく設計された系は2次系に近似できる。つまりその応答が多数の特性根のうちの一対の代表根に大きく支配されるとみなせるといふ仮定である。この仮定というものは大きな太陽電池板を持つ柔軟構造衛星には直接当てはまらないが、今の場合衛星を剛体とみなして、そこへの影響がどの程度のオーダーになるかをみるだけであり、詳細にその応答を調べる事が目的でないので、上の仮定が正しいとして話を進めて行く事にする。

衛星の姿勢制御系(以下、系と略記する)の開ループ伝達関数 $F(s)$ を次の2次系で表わす。

$$F(s) = \frac{K}{S(1+ST)} \quad (2.1)^{***}$$

この時、外力に対する誤差応答(つまり、外乱に対する衛星の姿勢変化)を求めるブロック線図は図2.1の様に表わせる。

ここで $D(s)$ 、 $Y(s)$ 、 $E(s)$ はそれぞれガスジェットトルク、衛星ダイナミクス、姿勢変化の S 表示であり、 I を衛星の慣性モーメントとすると $Y(s)$ は

$$Y(s) = \frac{1}{IS^2} \quad (2.2)$$

で表わせる。

2.1 姿勢への影響

一般にガスジェットトルクは矩形波状に衛星に作用するが、これはステップ状トルクの重ね合わせで表現できるので、まずステップ入力に対する応答を調べてみる。

(1) ステップ入力

$$D(s) = \frac{T_j}{S} \quad T_j: \text{ガスジェットトルク} \quad (2.3)$$

と表わして $E(s)$ を求めてみる。

$$\begin{aligned} E(s) &= \frac{1}{1+F(s)} Y(s) D(s) \\ &= \frac{T_j}{I} \frac{S+2\alpha_0}{S^2(S+\alpha_0-j\omega_0)(S+\alpha_0+j\omega_0)} \end{aligned} \quad (2.4)$$

上式において特性根を

$$-\alpha_0 + j\omega_0 = (-\zeta + j\sqrt{1-\zeta^2})\omega_n \quad (2.5)$$

$$-\alpha_0 - j\omega_0 = (-\zeta - j\sqrt{1-\zeta^2})\omega_n \quad (2.6)$$

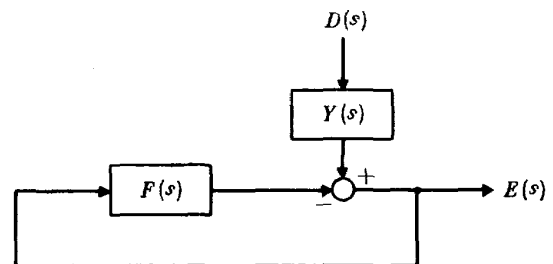


図 2.1 誤差応答ブロック線図

* 昭和50年11月19日 受付

** 宇宙研究グループ

*** 付録I参照

と置く。従って

$$\alpha_0 = \zeta \omega_n \quad (2.7)$$

$$\omega_0 = \sqrt{1 - \zeta^2} \omega_n \quad (2.8)$$

$$r_0 = \frac{\alpha_0}{\omega_0} = \frac{\zeta}{\sqrt{1 - \zeta^2}} \quad (2.9)$$

の関係があり、更に

$$\omega_n = \sqrt{\frac{K}{T}} \quad (2.10)$$

$$\zeta = \frac{1}{2\sqrt{KT}} \quad (2.11)$$

から

$$T = \frac{1}{2\zeta\omega_n} = \frac{1}{2\alpha_0} = \frac{1}{2r_0\omega_0} \quad (2.12)$$

$$K = \frac{\omega_n}{2\zeta} = \frac{\omega_0(1+r_0^2)}{2r_0} \quad (2.13)$$

と表わすことができる。以下の解析において α_0, r_0, ω_0 (それぞれ減衰指数, 減衰度, 減衰角周波数と呼ばれる) なる記号を使うものとする。

式 (2.4) を時間表示すると

$$e(t) = \frac{T_j}{I} \left[\frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} t + \frac{1-3r_0^2}{\omega_0^2(1+r_0^2)^2} + \frac{1}{\omega_0^2\sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0\omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \varphi) \right] \quad (2.14)$$

となる。ここで

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{r_0(r_0^2 - 3)}{3r_0^2 - 1} \quad (2.15)$$

である。式 (2.14) は時間と共に衛星の姿勢も増大することを表わしており、これは外乱トルクがステップ状に入った積分補償のない制御系の応答に対応している。

(2) 矩形波入力

この場合はガスジェット噴射時間を t_1 とすると

$$0 \leq t \leq t_1 \quad : T_j$$

$$t_1 < t \quad : 0$$

であるので、式 (2.14) を時間的に遅らせて重ね合わせることにより

$$e(t) = e(t) - e(t - t_1) \\ = \frac{T_j}{I} \left[\frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} t_1 + \frac{1}{\omega_0^2\sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0\omega_0 t} \times \{ \cos(\omega_0 t - \varphi) - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t - \varphi - \omega_0 t_1) \} \right] \quad (2.16)$$

が求まる。但し $t_1 < t$ 。上式の最大値を求めるために時間微分をとると

$$\dot{e}(t) = -\frac{T_j}{I} \frac{\sqrt{A^2 + B^2}}{\omega_0 \sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0\omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \varphi - \theta) \quad (2.17)$$

ここで

$$A = r_0 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1 + e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1 \quad (2.18)$$

$$B = 1 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1 - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1 \quad (2.19)$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{B}{A} \quad (2.20)$$

式 (2.17) の右辺を 0 として姿勢変化が最大になる時間を t_m とすると

$$\omega_0 t_m - \varphi - \theta = \frac{m}{2} \pi \quad (m = 1, 3, 5, \dots) \quad (2.21)$$

から

$$\omega_0 t_m = \frac{m}{2} \pi + \varphi + \theta \\ = \frac{m}{2} \pi + \tan^{-1} \frac{r_0(r_0^2 - 3)}{3r_0^2 - 1} + \tan^{-1} \frac{1 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1 - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1}{r_0 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1 + e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1} \quad (2.22)$$

となる。従って姿勢変化の最大値 e_{\max} は

$$e_{\max} = \frac{H_m}{I} \left[\frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} + \frac{1}{t_1 \omega_0^2 \sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0\omega_0 t_m} \times \{ \cos(\omega_0 t_m - \varphi) - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t_m - \varphi - \omega_0 t_1) \} \right] \quad (2.23)$$

ここで

$$H_m = T_j \cdot t_1 \quad (2.24)$$

はトルク T_j のガスジェットを t_1 噴射して衛星外に放出する角運動量であり、これがデサチュレーション量となる。尚式 (2.17) の右辺を 0 とおいただけでは $e(t)$ は、極値を表わすだけで最大値を表わすとはいえないが、最大値をとるような t_m を選択するものとする。

(3) 周期的入力

図 2.1 における $D(s)$ として、ガスジェットトルクばかりでなく、更に拡張して外乱トルクを入れてその応答を調べても何らさしつかえない。従って次に外乱トルクの主要な形態である周期的なトルクが衛星に作用した場合の影響について考察してみる。今そのトルクが角速度 ω で正弦波状に変化するとして

$$D(s) = \frac{\omega}{s^2 + \omega^2} T_d \quad (2.25)$$

で表わす。この場合も(1)と同様にして $e(t)$ を求めると

$$e(t) = \frac{T_d}{I} \left[-\frac{1}{\omega^2} \sin \omega t + \frac{1}{\omega} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} + K_1 \cos(\omega t + \theta_1) + K_2 e^{-\gamma_0 \omega_0 t} \sin(\omega t + \theta_2) \right] \quad (2.26)$$

ここで

$$\theta_1 = \tan^{-1} \frac{\alpha_0^2 + \omega_0^2 - \omega^2}{2\alpha_0\omega} \quad (2.27)$$

$$\theta_2 = \tan^{-1} \frac{2\alpha_0\omega_0[(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2) + (\alpha_0^2 - \omega_0^2)]}{(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2)(\alpha_0^2 - \omega_0^2) - 4\alpha_0^2\omega_0^2} \quad (2.28)$$

$$K_1 = -\frac{\alpha_0^2 + \omega_0^2}{\omega^2[(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha_0^2\omega_0^2]} \times \sqrt{(2\alpha_0\omega)^2 + (\alpha_0^2 + \omega_0^2 - \omega^2)^2} \quad (2.29)$$

$$K_2 = -\frac{\omega}{\omega_0[(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha_0^2\omega_0^2]^{1/2}} \quad (2.30)$$

更に $\omega/\omega_0 \ll 1$ として式(2.26)の近似式を求めると

$$e(t) = \frac{T_d}{I} \frac{1}{\omega} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} [1 - \cos \omega t] \quad (2.31)^*$$

となる。上式から外乱トルクの周期が長くなればなる程それに比例して誤差が大きくなる事がわかる。

2.2 角速度への影響

次にガスジェットトルクによって誘起される衛星の角速度について調べてみる。

(1) ステップ入力

式(2.14)の時間微分をとると

$$\dot{e}(t) = \frac{T_j}{I} \left[\frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} + \frac{1}{\omega_0} \dot{e}^{-\gamma_0 \omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \phi) \right] \quad (2.32)$$

ここで

$$\phi = \tan^{-1} \frac{\gamma_0^2 - 1}{2\gamma_0} \quad (2.33)$$

式(2.32)の右辺第1項は系のゲインに関係した項であり、ゲインの逆数(式(2.13)参照)となっているのでゲインを大きくすることにより、衛星の角速度を小さくすることができる。

(2) 矩形波入力

この場合は式(2.16)を微分したものであり、既に式(2.17)で求めてあるが、再述すると

$$\dot{e}(t) = -\frac{T_j}{I} \frac{\sqrt{A^2 + B^2}}{\omega_0 \sqrt{1 + \gamma_0^2}} e^{-\gamma_0 \omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \varphi - \theta) \quad (2.17)$$

となる。これは矩形波状のトルクにより衛星に生じた角速度であり、時間とともに減少する事を示している。

次に角速度を最大にする時間およびその最大値を求めてみる。まず式(2.17)をもう一度微分すると

$$\ddot{e}(t) = \frac{T_j}{I} \sqrt{\frac{(A^2 + B^2)(C^2 + D^2)}{1 + \gamma_0^2}} e^{-\gamma_0 \omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \varphi - \theta - \theta') \quad (2.34)$$

ここで

$$C = \gamma_0 \cos(\varphi + \theta) - \sin(\varphi + \theta) \quad (2.35)$$

$$D = \gamma_0 \sin(\varphi + \theta) + \cos(\varphi + \theta) \quad (2.36)$$

$$\theta' = \tan^{-1} \frac{D}{C} \quad (2.37)$$

従って角速度を最大にする時間を t'_m とすると

$$\omega_0 t'_m = \frac{m'}{2} \pi + \varphi + \theta + \theta' \quad (m' = 1, 3, 5, \dots) \quad (2.38)$$

となりその最大値は

$$\dot{e}_{\max} = -\frac{T_j}{I} \frac{\sqrt{A^2 + B^2}}{\omega_0 \sqrt{1 + \gamma_0^2}} e^{-\gamma_0 \omega_0 t'_m} \cos(\omega_0 t'_m - \varphi - \theta) \quad (2.39)$$

となる。

(3) 周期的入力

式(2.26)を微分すると

$$\dot{e}(t) = \frac{T_d}{I} \left[-\frac{1}{\omega} \cos \omega t + K_3 \sin(\omega t + \theta_3) + K_4 e^{-\gamma_0 \omega_0 t} \sin(\omega t + \theta_3) \right] \quad (2.40)$$

ここで

$$\theta_3 = \tan^{-1} \frac{\omega_0(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2) + 2\alpha_0^2\omega_0}{\alpha_0(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2) - 2\alpha_0\omega_0^2} \quad (2.41)$$

$$K_3 = \frac{\alpha_0^2 + \omega_0^2}{\omega[(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha_0^2\omega_0^2]} \times \sqrt{(2\alpha_0\omega)^2 + (\alpha_0^2 + \omega_0^2 - \omega^2)^2} \quad (2.42)$$

$$K_4 = \frac{\omega}{\omega_0[(\omega^2 + \alpha_0^2 - \omega_0^2)^2 + 4\alpha_0^2\omega_0^2]^{1/2}} \times \sqrt{\alpha_0^2 + \omega_0^2} \quad (2.43)$$

である。更に $\omega/\omega_0 \ll 1$ として近似式を求めると(あるいは式(2.31)を微分してもよい)

$$\dot{e}(t) = \frac{T_d}{I} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} \sin \omega t \quad (2.44)$$

となる。つまり衛星の制御を外乱トルクの周期に比べて

* 付録Ⅱ参照

充分早く行なえば ($\omega/\omega_0 \ll 1$), 衛星の角速度は外乱トルクの周期とその位相は一致し, 大きさは制御系のゲインに逆比例する事を表わしている。

2.3 リアクション・ホイールへの影響

リアクション・ホイールへの影響というのは, ガスジェットトルクにより衛星の姿勢が変化し, その変化分がリアクション・ホイールに入力されて回転数が変化するという事である。リアクション・ホイールの慣性モーメントを I_m , その角速度を $\omega_m(t)$, 角速度の初期値を ω_{m0} とすると角運動量保存則より

$$I_m (\omega_m(t) - \omega_{m0}) + I \dot{\epsilon}(t) = \int T_j dt \quad (2.45)$$

が成立する。従って

$$\omega_m(t) = \int \frac{T_j}{I_m} dt - \frac{I}{I_m} \dot{\epsilon}(t) + \omega_{m0} \quad (2.46)$$

と表わされる。

(1) ステップ入力

式 (2.46) の $\dot{\epsilon}(t)$ に式 (2.32) を代入すると

$$\omega_m(t) = \int \frac{T_j}{I_m} dt - \frac{T_j}{I_m} \left\{ \frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} + \frac{1}{\omega_0} e^{-r_0\omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \phi) \right\} + \omega_{m0} \quad (2.47)$$

となる。この時右辺第 1 項によりトルクが作用している間, 回転数は上昇する。

(2) 矩形波入力

$$\begin{aligned} 0 \leq t \leq t_1 & : T_j \\ t_1 < t & : 0 \end{aligned}$$

であるから式 (2.47) より

$$\begin{aligned} \omega_m(t) &= \omega_m(t) - \omega_m(t-t_1) \\ &= \frac{T_j}{I_m} t_1 - \frac{T_j}{I_m \omega_0} e^{-r_0\omega_0 t} \left\{ \cos(\omega_0 t - \phi) \right. \\ &\quad \left. - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t - \phi - \omega_0 t_1) \right\} \quad (2.48) \end{aligned}$$

と表わせる。今の場合, T_j をガスジェットトルクとしてあり, デサチュレーションのために作用させるのであるから $\omega_m(t)$ は減少するようになるが, T_j を外乱トルクとみると逆に $\omega_m(t)$ は増加する。従って矩形波トルクに対するリアクション・ホイールの応答としての $\omega_m(t)$ の最大値というものを求めておく。

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_m(t) &= \frac{T_j}{I_m} \sqrt{A^2 + B^2} e^{-r_0\omega_0 t} \cos(\omega_0 t - \phi - \theta) \\ &= 0 \quad (2.49) \end{aligned}$$

より

$$\begin{aligned} \omega_0 t_m'' &= \frac{m''}{2} \pi + \phi + \theta \\ &= \frac{m''}{2} \pi + \tan^{-1} \frac{r_0^2 - 1}{2r_0} \\ &\quad + \tan^{-1} \frac{1 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1 - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1}{r_0 - r_0 e^{r_0\omega_0 t_1} \cos \omega_0 t_1 + e^{r_0\omega_0 t_1} \sin \omega_0 t_1} \quad (2.50) \end{aligned}$$

$$(m'' = 1, 3, 5 \dots)$$

従って $\omega_m(t)$ の最大値 $\omega_{m \max}$ は

$$\begin{aligned} \omega_{m \max} &= \frac{H_m}{I_m} \left[1 - \frac{1}{\omega_0 t_1} e^{-r_0\omega_0 t_m''} \left\{ \cos(\omega_0 t_m'' - \phi) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - e^{r_0\omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t_m'' - \phi - \omega_0 t_1) \right\} \right] \quad (2.51) \end{aligned}$$

となる。

(3) 周期的入力

この時式 (2.47) は

$$\begin{aligned} \omega_m(t) &= \int_0^t \frac{T_d}{I_m} dt - \frac{I}{I_m} \dot{\epsilon}(t) + \omega_{m0} \\ &= \int_0^t \frac{T_d}{I_m} \sin \omega t dt - \frac{I}{I_m} \frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} \sin \omega t \\ &\quad + \omega_{m0} \\ &= \frac{T_d}{\omega I_m} (1 - \cos \omega t) - \frac{T_d}{I_m} \frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} \sin \omega t \\ &\quad + \omega_{m0} \quad (2.52) \end{aligned}$$

$\omega/\omega_0 \ll 1$ とすると式 (2.49) は簡単な計算の結果

$$\omega_m(t) = \frac{T_d}{\omega I_m} (1 - \cos \omega t) + \omega_{m0} \quad (2.53)$$

となる。この式 (2.31) に I/I_m の掛かっただけであり, リアクション・ホイールの回転数は姿勢誤差に比例して変化することを表わしている。

2.4 姿勢制御系設計例

前節で行なった解析結果を利用した一設計例について述べる。尚この方法は衛星の姿勢制御系を厳密に規定するものではなく, その挙動を大略的にみるためのものである。その際式 (2.22), (2.23), (2.38), (2.39), (2.50), (2.51) を使用するが, これらの式を計算するのは少々面倒なのであらかじめグラフにしておくことと便利である。上の 6 式をみるといずれも r_0, ω_0, t_1 の関数になっているので r_0 を与えて (つまり応答波形を与えて),

$\omega_0 t_1$ を横軸にとったグラフにする。その時の縦軸は式 (2.22), (2.38), (2.50) および式 (2.23), (2.39), (2.51) を変形した

$$\frac{I \omega_0}{H_m} e_{\max} = \frac{2 r_0}{1+r_0^2} + \frac{1}{\omega_0 t_1 \sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0 \omega_0 t_m} \times \{ \cos(\omega_0 t_m - \varphi) - e^{r_0 \omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t_m - \varphi - \omega_0 t_1) \} \quad (2.54)$$

$$\frac{I}{H_m} \dot{e}_{\max} = - \frac{\sqrt{A^2+B^2}}{\omega_0 t_1 \sqrt{1+r_0^2}} e^{-r_0 \omega_0 t'_m} \cos(\omega_0 t'_m - \varphi - \theta) \quad (2.55)$$

$$\frac{I_m}{H_m} \omega_m \max = 1 - \frac{1}{\omega_0 t_1} e^{-r_0 \omega_0 t''_m} \{ \cos(\omega_0 t''_m - \phi) - e^{r_0 \omega_0 t_1} \cos(\omega_0 t''_m - \phi - \omega_0 t_1) \} \quad (2.56)$$

をとればよい。図 2.2~図 2.4 では r_0 として 1.0 および 0.8 を与えた場合のグラフを描いてある。

1 回のガスジェット噴射によりどの位の角運動量を放出するかは、リアクション・ホイールに蓄えられる角運動量によって決定され、それはまた外乱トルクの大きさおよび何軌道周期毎にデサチュレーションを行なうかに

よる。今 n 周期毎にガスジェットを噴射するものとするとその間に蓄積される角運動量 H_m は、 $t_p (= 2\pi/\omega)$ を 1 周期、一定および周期的外乱トルクをそれぞれ T_{ds} , T_{dc} とすると

$$H_m = T_{ds} \cdot n t_p + \frac{2}{\omega} T_{dc} \quad (2.57)$$

となる。右辺第 2 項は周期的外乱トルクによって与えられる角運動量の最大値である。この H_m をトルク T_j 、噴射時間 t_1 のガスジェットで衛星外に放出しなければならないのであるから、既に述べたように

$$H_m = T_j \cdot t_1 \quad (2.24)$$

となる。一定外乱トルクによる n 周期後の姿勢誤差は式 (2.14) より近似的に

$$e_{ds} \doteq \frac{T_{ds}}{I} \frac{2 r_0}{\omega_0 (1+r_0^2)} n t_p \quad (2.58)$$

また周期的外乱トルクによる姿勢誤差の最大値は式 (2.31) より

$$e_{dc} = \frac{T_{dc}}{I} \frac{2 r_0}{\omega_0 (1+r_0^2)} \frac{2}{\omega} = \frac{T_{dc}}{I} \frac{2 r_0}{\omega_0 (1+r_0^2)} \frac{t_p}{\pi} \quad (2.59)$$

従って n 周期後の外乱トルクによる姿勢誤差の最大値は

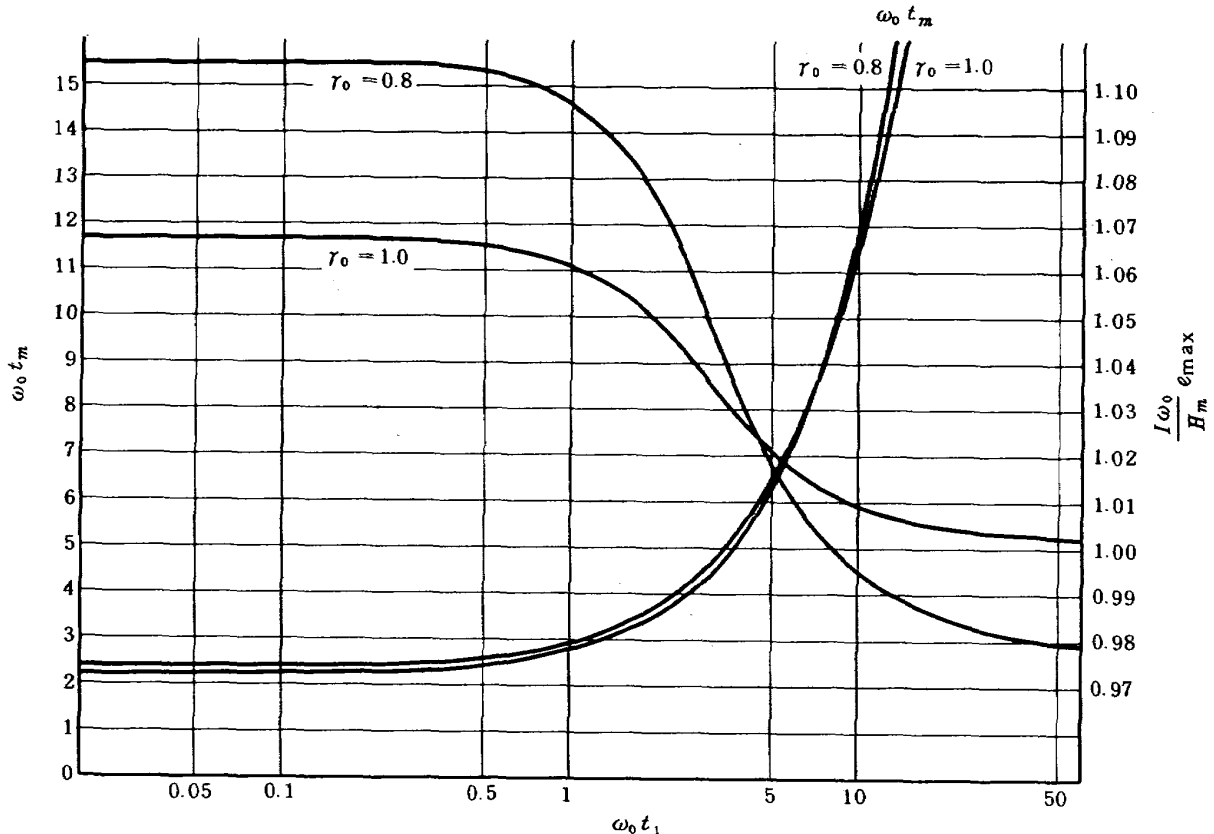


図 2.2 ガスジェット噴射時間 (t_1) と最大姿勢誤差 (e_{\max}) およびその時間 (t_m) との関係

$$e_{d\max} = \frac{T_{ds}}{I} \frac{2r_0}{\omega_0(1+r_0^2)} \left\{ n + \frac{T_{dc}}{T_{ds}} \frac{1}{\pi} \right\} t_p \quad (2.60)$$

となる。つまり上式より許容誤差の最大値を e_{req} でおさえようとする ω_0 の下限が決定されることになる。

それは

$$\omega_0 \geq \frac{T_{ds}}{I} \frac{2r_0}{1+r_0^2} \left\{ n + \frac{T_{dc}}{T_{ds}} \frac{1}{\pi} \right\} \frac{t_p}{e_{req}} \quad (2.61)$$

の不等式を満足する ω_0 をとるように設計すればよい。他方、デサチュレーション時における衛星の角速度の制限(式(2.39)あるいは図2.3)からも ω_0 が規定される。従ってこの両者の大きい方の値をとればよい。このようにして ω_0 が決定されると式(2.23)あるいは図2.2よりデサチュレーション時における姿勢変化の最大値がわかる。以下この手順で数値例をあげて計算してみよう。

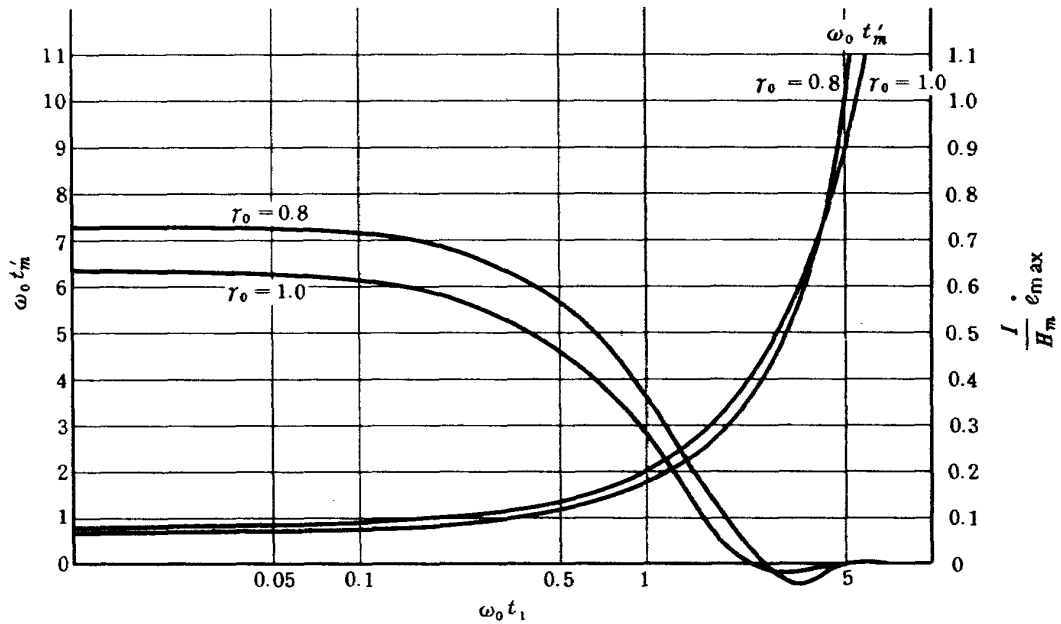


図 2.3 ガスジェット噴射時間(t_1)と最大角速度(e_{\max})およびその時間(t'_m)との関係

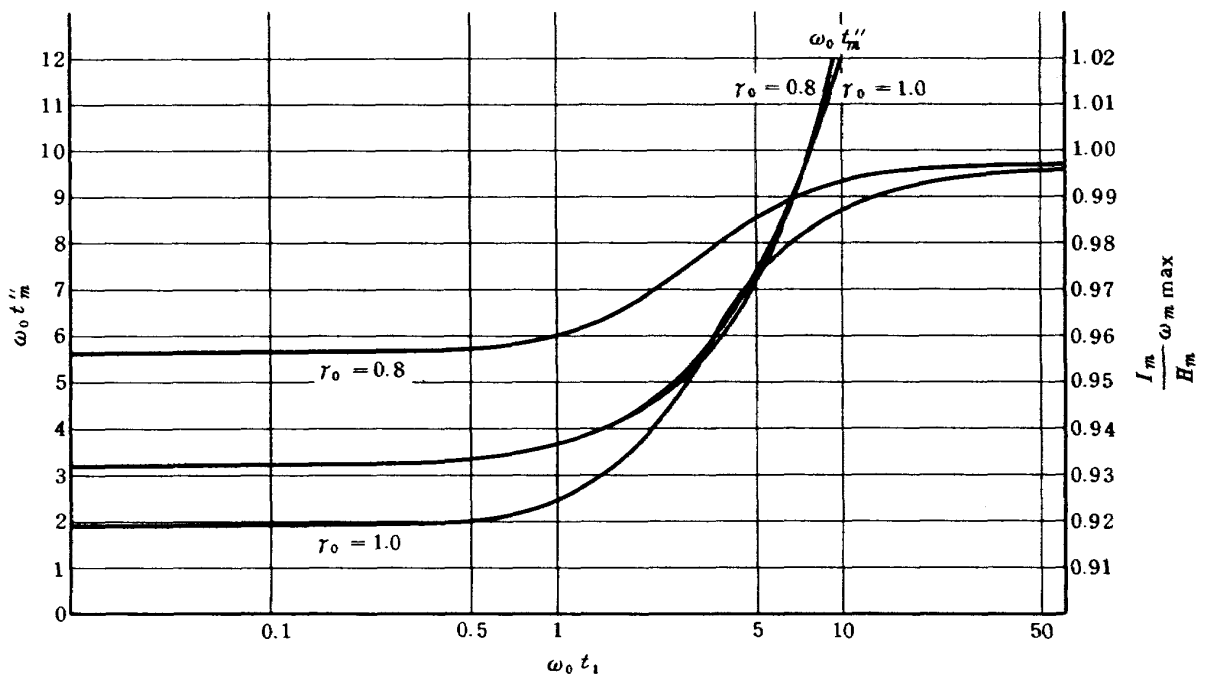


図 2.4 ガスジェット噴射時間(t_1)とホイール最大回転数($\omega_{m\max}$)およびその時間(t''_m)との関係

数値例

- $t_p = 6170 \text{ sec}$ (1周期)
- $n = 14$ (1日1回のデサチュレーション)
- $T_{ds} = 4.4 \times 10^{-8} \text{ N}\cdot\text{m}$ (一定外乱トルク)
- $T_{dc} = 1.0 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}$ (周期的外乱トルク)
- $T_j = 0.6 \text{ N}\cdot\text{m}$ (ガスジェットトルク)
- $I = 50 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ (衛星慣性モーメント)
- $e_{req} = 0.5 \text{ deg}$
 $= 8.73 \times 10^{-3} \text{ rad}$ (許容誤差)
- $\dot{e}_{req} = 0.2 \text{ deg/sec}$
 $= 3.49 \times 10^{-3} \text{ rad/sec}$ (許容角速度)

以上から14周期後においてリアクション・ホイールに蓄積される角運動量の最大値は

- 一定外乱トルクによる角運動量 $0.38 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$
- 周期的外乱トルクによる角運動量(最大値)
 $0.02 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$

であるので

$$H_m = 0.40 \text{ N}\cdot\text{m}\cdot\text{s} \quad (2.62)$$

これよりガスジェット噴射時間は

$$t_1 = \frac{H_m}{T_j} = 0.67 \text{ sec} \quad (2.63)$$

$r_0 = 1$ とした時、式(2.61)より

$$\omega_0 \geq 0.92 \text{ rad/sec} \quad (2.64)$$

また

$$\frac{I}{H_m} \dot{e}_{req} = \frac{50}{0.40} \times 3.49 \times 10^{-3} = 0.436 \quad (2.65)$$

であるから図2.3より

$$\omega_0 t_1 = 0.56 \quad (2.66)$$

従って

$$\omega_0 = \frac{0.56}{t_1} = 0.84 \text{ rad/sec} \quad (2.67)$$

よって式(2.64), (2.67)から

$$\omega_0 = 0.92 \text{ rad/sec} \quad (2.68)$$

をとる。

次に ω_0 がこのような値になるように設計した系ではデサチュレーション時にどの位姿勢誤差がでるか調べてみる。式(2.66)と図2.2より

$$\frac{I\omega_0}{H_m} e_{\max} = 1.065 \quad (2.69)$$

となり、これから

$$\begin{aligned} e_{\max} &= \frac{H_m}{I\omega_0} \times 1.065 \\ &= 9.26 \times 10^{-3} \text{ rad} \\ &= 0.53 \text{ deg} \end{aligned} \quad (2.70)$$

となり、ほぼ要求精度が満足される事がわかる。

この様に要求精度から決定される ω_0 が常にとればよいのであるが、精度を上げようとするとも必然的に ω_0 を大きくしなければならなくなり、その場合実際問題としてそのような値に設計する事が困難になってくる。この事は一般的に言えるようであり、そのためミッションの休止中にデサチュレーションを行なうなどの方法がとられている。次章ではこのようなわずらわしさをなく、どのような状況のもとでもデサチュレーション可能な方法について論ずる。尚2章で行なった解析は制御系が2次系に近似できるという大前提のもとに進められてきたものである事に留意を要する。

3. デサチュレーション時の補償

ここでもう一度デサチュレーション時の挙動について図3.1の姿勢制御系ブロック線図をみながら考えてみよう(系の構成については、例えば文献(1), (2)を参考にしたい)。主制御ループについて説明すると、まず衛星に外乱トルクが働くとその影響が衛星の姿勢誤差として現われてくる。この信号は適当な補償要素 $H_1(s)$

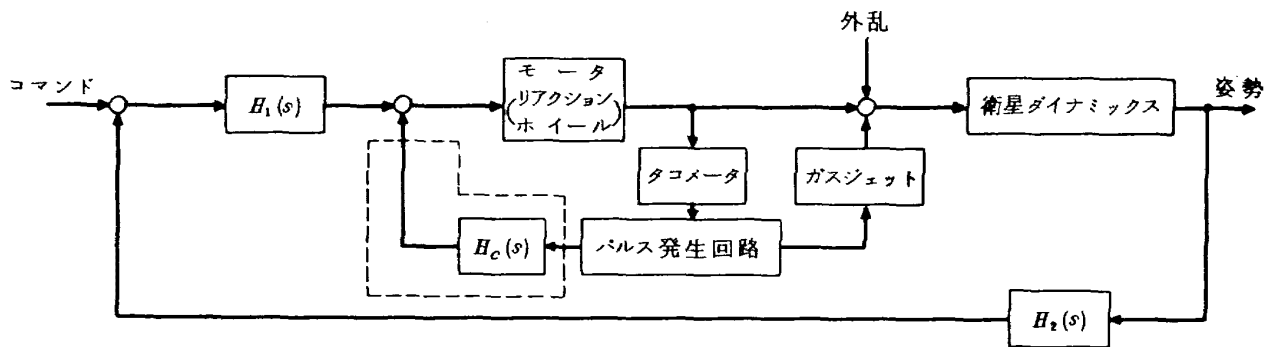


図3.1 姿勢制御系ブロック線図

([] の部分は本論文で改良された箇所)

$H_2(s)$ を通して主アクチュエータであるモータ（リアクション・ホイール）にされ、その発生する反作用トルクで姿勢誤差が軽減される。この課程はまた別の見方をすれば次の様にも言える。外乱トルクの時間的積分が衛星に加わる角運動量であり、このため衛星はある角速度を持ち姿勢がずれる様になる。この姿勢誤差を検出してその信号がリアクション・ホイールにされ、ホイールの回転数が変化する。つまりホイールに角運動量が蓄えられる様になる。結局衛星に与えられた角運動量が衛星自身ではなく、衛星に搭載されたリアクション・ホイールに蓄える事によって衛星の角速度および姿勢誤差をなくすのである。従ってもし常に一定方向の外乱トルクが働くと、それを吸収すべくホイールの回転数は上昇し、ついにはその最大回転数に達してしまひはやそれ以上の角運動量を吸収する事ができなくなる。そのため一般には最大回転数に達する前にホイールに蓄積された角運動量を衛星の外に放出する、いわゆるデサチュレーションという事が必要になる。本論文ではそれをガスジェットで行なうのである。

その課程は次の様になる。ホイールの回転数はタコメータで検出し、それがある値以上になるとパルス発生回路でパルスを発生し、その信号が電磁弁に入りガスジェットを噴射する。この噴射により $H_m = T_j \cdot t_1$ なる角運動量が衛星外に放出される。つまり T_j なる反作用トルクが t_1 働くとその影響は衛星ダイナミクスを通して衛星に姿勢誤差として現われ、それが主制御ループでフィードバックされてホイールの回転数が減少する様になる。この事は結果的にはホイールに蓄積されていた角運動量のうちの H_m なる量だけ減少した事になる。ここで問題となるのがこのデサチュレーション時に必ず衛星の姿勢変動を伴う事であり、この大きさは一般には要求精度を越してしまひためミッションの中断等をきたすのである。結局、衛星の姿勢に何ら変化を与えずにホイールに蓄積された角運動量を衛星外に放出する事はできないかが焦点となる。この問題を解決したのが補償要素 $H_c(s)$ であり、本文の主とするところである。パルス発生回路においてはホイールの回転数がある値に達すると、決められた幅のパルスを発生し、その間だけガスジェットを噴射する。それと同時に姿勢に誤差が現われる前に $H_c(s)$ なる補償要素を通して、フィードフォワード的にリアクション・ホイールの側に信号を加え、その時発生するリアクション・トルクによってガスジェットの反作用トルクを相殺し、衛星の姿勢変動を補償するのである。そしてもし両者のトルクが全く等しく相打ち消し合えば、衛星には何の外部トルクも働いた事にはならな

いので姿勢への影響は零であり、ただリアクション・ホイールの回転数のみ下がる、つまり角運動量の放出が行なわれるだけである。従って $H_c(s)$ として、パルス発生回路から $H_c(s)$ 、リアクション・ホイールを通った伝達関数と、同じくパルス発生回路から電磁弁、ガスジェット系までの伝達関数が等しくなる様に選べれば、衛星の姿勢には何らの影響なく、リアクション・ホイールに蓄積された角運動量のみを減らす事ができる。

次にガスジェットトルクの方がリアクション・ホイールの発生トルクよりも大きく、かつ姿勢変動が許容値を越えない様にするためにはガスジェット噴射時間をどの様に選べばよいかについて考察してみる。これは一般に、ガスジェットトルク T_j がリアクション・ホイールの最大発生トルク T_m よりも大きく、しかも指向精度角 $e(t)$ が許容範囲 e_{req} 内に収める必要のある場合（例えば通信衛星の場合。地球観測衛星などではこれと異なり、姿勢誤差よりも角速度への制限条件が厳しくなる）に、1回のデサチュレーションで放出可能な角運動量の限界、つまり噴射時間の限界をどの様に選べばよいかが問題になるからである。同時にこれによって本文の補償方式の原理をより直観的に説明する。

今一定方向の外乱トルクが持続して加えられ、リアクション・ホイールがそれを吸収してデサチュレーションの時に近いものとする。この場合、姿勢 $e(t)$ は外乱トルクによって殆ど許容限界 $-e_{req}$ に近い値をとっているものとする（図3.2参照）。ガスジェット噴射によって $e(t)$ は $-e_{req}$ から零の方へ戻される。ガスジェット噴射と同時にホイールも $-T_m$ によって急速に減速する。結局衛星には $T_j - T_m$ のトルクが加えられ、外乱トルクを無視すると

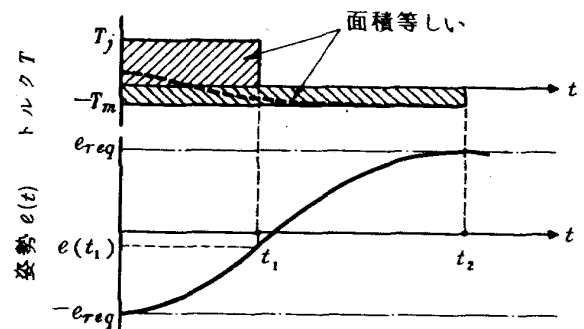


図3.2 矩形波トルクによる姿勢の変化
(破線は補償なしの場合の
近似的なモータ発生トルク)

$$\ddot{e}(t) = \frac{T_j - T_m}{I} \quad T_j > T_m \quad (3.1)$$

から

$$e(t_1) = \frac{1}{2} \frac{T_j - T_m}{I} t_1^2 - e_{req} \quad (3.2)$$

ここに $e(t_1)$ は t_1 における姿勢である。衛星が e_{req} で静止した状態になる t_2 まで T_m が作用し続けるとすれば、衛星本体の有する角運動量は T_j によるものと T_m によるもので相殺される。即ち $T_j t_1 = T_m t_2$ 、従って $T_j > T_m$ ならば $t_1 < t_2$ となる。 $t_1 < t$ の状態は

$$e(t) = -\frac{1}{2} \frac{I_m}{I} (t-t_1)^2 + \dot{e}(t_1)(t-t_1) + e(t_1) \quad (3.3)$$

で表わせる。ここで $\dot{e}(t_1)$ は式 (3.2) から

$$\dot{e}(t_1) = \frac{T_j - T_m}{I} t_1 \quad (3.4)$$

である。式 (3.3) から最大値 e_{max} を求め、 $e_{max} \leq e_{req}$ であればミッション続行可能な訳である。これを満足する t_1 を求めると

$$t_1 \leq \sqrt{\frac{A I e_{req} \cdot T_m}{T_j - T_m} \cdot \frac{T_m}{T_j}} \quad (3.5)$$

となる。これから $T_j \gg T_m$ とすると t_1 は極めて短くなり、逆に $T_j \leq T_m$ ならば t_1 は無制限となる。式 (3.5) は理想的な補償をした場合の限界値であるが、全く補償しない場合には T_m は最大トルクを発生せず、むしろ図 3.2 の破線のように外乱トルクに対抗すべく T_j と同方向に作用する。従って $e(t)$ の変化は極めて急激で、 $\dot{e}(t_1)$ が大となるために t_1 を極めて短時間にしないと e_{req} を越す可能性が大きくなる。 t_1 を小さくするとそれだけガスジェット噴射回数が増大し、電磁弁の寿命を短縮する。同時に比推力 I_{sp} が落ちて燃料消費が増大する結果となる。 t_1 を一定にした場合、補償した方が $e(t)$ の e_{req} を越す量が低減できてミッションの中断時間を短縮できる事は以上の説明からも容易に納得できるであろう。今回の

実験では $t_1 < t$ においてのモータ制御は行なわず（つまり $t_1 < t$ では $H_c(s) = 0$ ）、ガスジェット噴射時のみとしたが、図 3.2 の様にする場合にはガスジェット系への信号は t_1 まで、モータへの信号は t_2 まで出る様なパルス発生回路を作ればよい。

4. シミュレーション

前章において補償要素 $H_c(s)$ により、何ら衛星の姿勢変動を伴わずにデサチュレーションが可能な事を示したので、本章ではアナログ計算機によるシミュレーションを行なう。その時の各種定数は1軸テーブルによる実験にそのまま置き換え可能な様に選んである（但しシミュレーションではアンプの飽和を防ぐためにゲイン配分を変えてある）。パルス発生回路からガスジェット系まで何らの時間および位相遅れがないものとするれば、 $H_c(s)$ のとり方としてはリアクション・ホイールの伝達関数の逆数をとればよい。リアクション・ホイールの伝達関数 $G(s)$ は電圧入力に対するトルク出力として

$$G(s) = \frac{K_m I_m S}{1 + \tau_m S} \quad (4.1)$$

で表わせる。ここで τ_m はリアクション・ホイール時定数、 I_m はその慣性モーメント、 K_m はモータ定数である。従って $H_c(s)$ としては

$$\begin{aligned} H_c(s) &= \frac{1 + \tau_m S}{K' S} \\ &= \frac{K_1}{S} + K_2 \end{aligned} \quad (4.2)$$

となる。ゲインの選び方としては式 (4.1)、(4.2) より

$$H_c(s) \cdot G(s) = \frac{K_m I_m}{K'} \quad (4.3)$$

がガスジェットトルクと等しくなる様にとる。

主制御系としては $H_1(s)$ に PI 補償、 $H_2(s)$ に進み補償を行ない、設計仕様として代表根の減衰比 $\zeta = 0.707$ （従って $\gamma_0 = 1$ ）、外乱トルク $10^{-4} \text{ N}\cdot\text{m}$ に対し定常偏差 1

表 4.1 アナログ計算機シミュレーションにおける各種定数

I	衛星慣性モーメント	3.64	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
I_m	リアクションホイール慣性モーメント	1.0×10^{-4}	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
τ_m	リアクションホイール時定数	1.8	sec
K_m	モータゲイン	4.48×10	$\text{rad}/\text{sec}/\text{V}$
K_1	} $H_c(s)$ のゲイン	1.0	
K_2		1.8	
$H_1(s)$	PI 補償	$0.05(1+20s)/s$	
$H_2(s)$	進み補償	$(1+1.01s)/(1+0.24s)$	

$\widehat{\text{min}} (= 0.0167 \text{ deg})$ となる様にした。各種定数は表 4.1 に示してあり、この時のアナログ計算機によるシミュレーション・ブロック線図は図 4.1 に示してある。 $H_c(s)$ として式 (4.2) を満足しなければならないので、ゲイン K_1 を通して積分補償の積分器に、ゲイン K_2 を通してリアクション・ホイールの入力側にパルス発生回路からの信号を加えている。この方法により積分器の不飽和化も

行なう。パルス発生回路はリレーヒステリシス特性に一次遅れ系をフィードバックさせたパルスレシオ変調回路³⁾で任意の幅のパルスが発生できるようにしてある(実際に際してはタコメータ信号だけでなく姿勢情報も考慮した方が良い場合もある)。 $H_c(s)$ がある場合とない場合についてシミュレーションした結果が図 4.2 (a), (b) である。両者とも一定外乱トルクの下で定常偏差が $1 \widehat{\text{min}}$ に保た

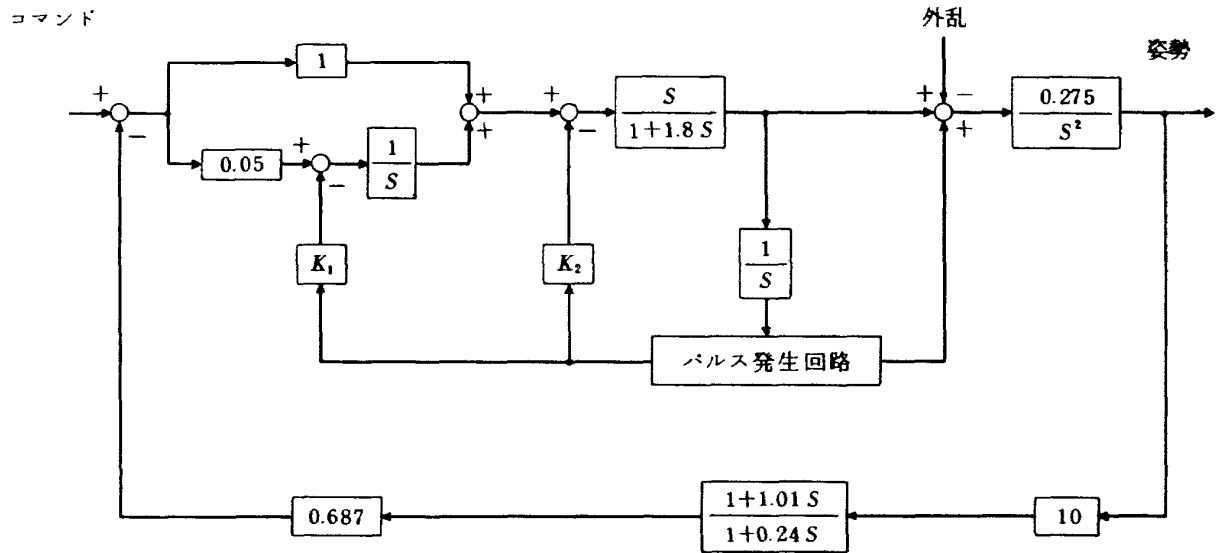


図 4.1 アナログ計算機によるシミュレーションブロック線図

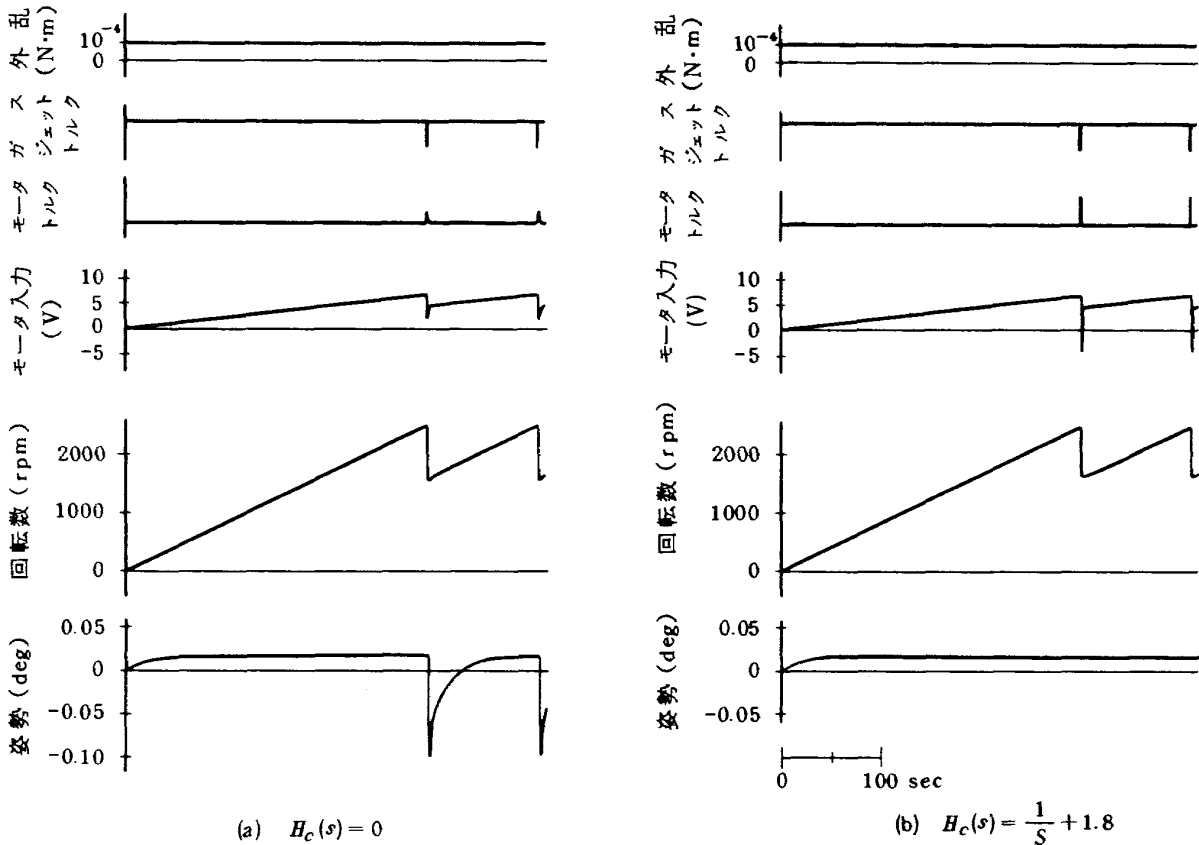


図 4.2 アナログ計算機によるシミュレーション

れている。この間リアクション・ホイールの回転数は上昇し、外乱トルクによって衛星に加えられる角運動量を吸収している。そしてその回転数が最高速度の70%位になった時、トルク $2.04 \times 10^{-2} \text{ N}\cdot\text{m}$ のガスジェットを0.54sec噴射してデサチュレーションを行なっている。 $H_c(s)=0$ の時の(a)では、その時姿勢は約7min狂い、1分以上かかって元の値にもどっている。これに対し式(4.2)を満足する $H_c(s)$ を選んだ(b)では、同じ大きさのガスジェットを同じ時間噴いて同じ量のデサチュレーションを行なったにもかかわらず、ガスジェット噴射による姿勢への影響は全く出ていない。この時モータには大きな信号が入り、モータの発生するトルクがガスジェットのそれと大きさが等しく向きが逆になっている事がわか

5. 1軸テーブルによる実験

空気軸受式1軸テーブルにハードウェアを搭載して実験を行なってみた。この実験装置については既に資料⁴⁾として出しているのを参考にしていただきたい。リアクション・ホイールとして2種類用意し、それぞれについて別個に実験を行なった。尚ここで使用したリアクション・ホイールの慣性モーメントは実用のものに比べてかなり小さい(1/10位)。

5.1 AC1Wサーボモータ使用の場合

リアクション・ホイール駆動用モータとしてAC1Wサ

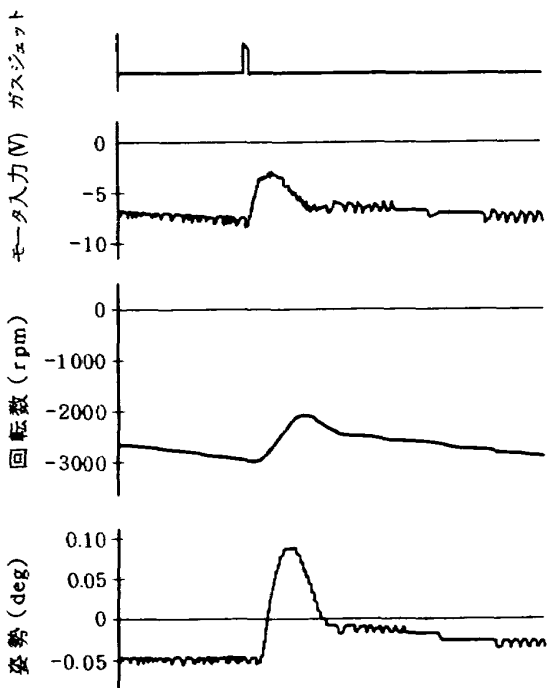
ーボモータを使用したもので、前章のシミュレーションをそのままハードに置き換えた場合に相当する。この時使用したリアクション・ホイールおよびガスジェット系の特性は表5.1, 5.2にまとめてある。表5.1においてモータ時定数は29secであるが、制御系の ω_0 あるいはゲインを大きくとれる様にタコメータ・フィードバックを施して1.8secに短縮している。この時の実験結果を図5.1(a), (b)に示す。(a)は $H_c(s)=0$ の場合で、デサチ

表5.1 リアクションホイール特性 (ACサーボモータ使用)

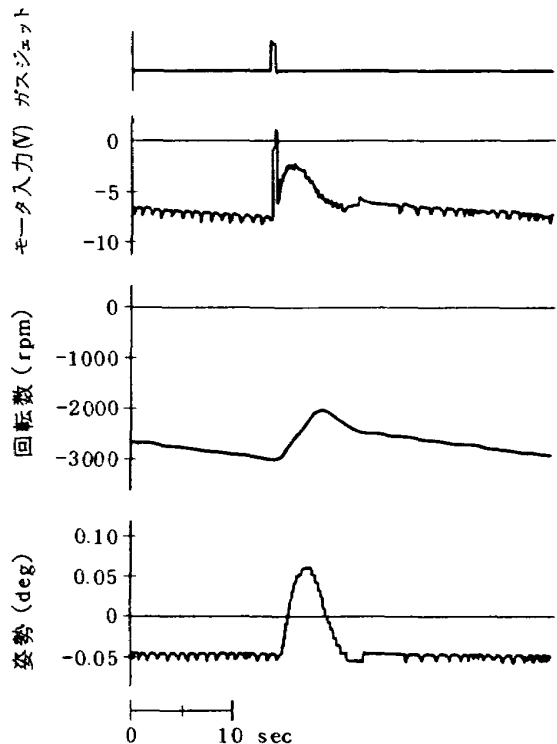
出力	1 W
最大回転数	4000 rpm以上
慣性モーメント	1 kg·cm ²
起動トルク	40 g·cm以上
最大角運動量	0.045 N·m·s
モータ時定数	29 sec
	1.8 sec (タコメータフィードバック)

表5.2 ガスジェット系特性

トルク	$1.77 \times 10^{-2} \text{ N}\cdot\text{m}$
トルクアーム	0.35m
スラスト	5.2 g
噴射時間	0.45 sec
デサチュレーション量	0.008 N·m·s



(a) $H_c(s) = 0$



(b) $H_c(s) = \frac{3.5(1+1.8S)}{S}$

図5.1 AC1Wサーボモータ使用時のデサチュレーション

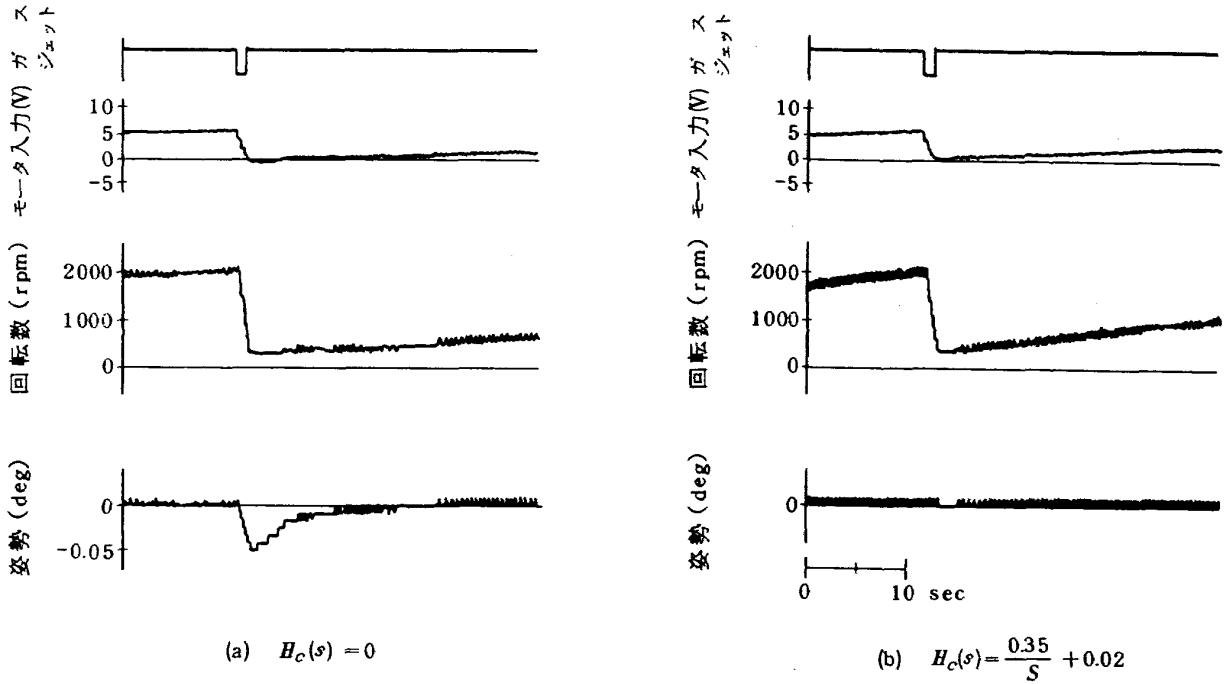


図 5.2 DC45Wサーボモータ使用時のデサチュレーション

表 5.3 リアクションホイール特性(DCサーボモータ使用)

出力	45 W
最大回転数	4000 rpm以上
慣性モーメント	1.4 kg·cm ²
定格トルク	1.1 kg·cm
最大角運動量	0.062 N·m·s
モータ時定数	0.07 sec

表 5.4 ガスジェット系特性

トルク	2.58 × 10 ⁻² N·m
トルクアーム	0.35 m
スラスト	7.5 g
噴射時間	1.0 sec
デサチュレーション量	0.026 N·m·s

デサチュレーション時に約 0.14 deg 姿勢がずれ、数十秒かかって元の値に戻っている。補償要素を入れた(b)では、この姿勢変動はもう少し小さく(約 0.11 deg)なっているが完全に補償はできなかった。その理由はガスジェットトルクの大きさが約 180 g·cm なのに対し、リアクション・ホイールの反作用トルクが数十 g·cm でしかないためである。ただ $H_c(s)$ を入れたために姿勢は 10 sec 以内に元に戻っており、この事は 10 sec 以内で衛星の角速度が零になるということで、 $H_c(s) = 0$ の場合に比べ特性は良くなっている。参考までに付録 III にガスジェットトルク

とモータトルクの比較を載せておく。

5.2 DC45Wサーボモータ使用の場合

5.1 ではリアクション・ホイールの発生トルクがガスジェットトルクよりも小さいために完全に補償できなかった。ここでは発生トルクの大きい DC45W サーボモータを使用して実験を行なってみた。この時使用したリアクション・ホイールおよびガスジェット系の特性を表 5.3、5.4 にまとめてある。その実験結果は図 5.2(a), (b) に示してあり、補償の有効性が明らかになった。この時 $H_c(s)$ としては式 (4.2) を満たすようにとると $k(\frac{1}{S} + 0.07)$ となるはずであるが、実際は $k(\frac{1}{S} + 0.06)$ となった。この理由はモータの時定数がこの様な大入力の時、表 5.3 に示すような 0.07 sec ではなくてより小さな値 (0.06 sec) をとるためである。尚図 5.1、5.2 において波形にギザギザがあるのは姿勢検出器がデジタル方式であり、それを D/A 変換したために生じたもので、1 ステップが約 0.009 deg に相当する。

6. まとめ

本論文で述べられた方式は、デサチュレーション時に生ずる衛星の姿勢変動を零にするかあるいはより小さくするために考案されたもので、その根本的原理は角運動量変換を姿勢検出器を媒体とせず直接予測制御する事にある。つまりガスジェットトルクとリアクション・ホイールの反作用トルクが等大反符号になる様に補償要素 $H_c(s)$ を決め、パルス発生回路の信号を同時に両者に加え

て、等価的には何らトルクが衛星に作用しなかった様にし、リアクション・ホイールに蓄えられた角運動量だけを衛星外に放出する方式である。アナログ計算機のシミュレーションおよびハード実験からこの方式の有効性が確認されたが、ただ問題はアクチュエータとして発生トルクの大きなもの（完全に補償しようとするガスジェットトルクと同じ大きさ）が必要になる事である。そのため発生トルクの小さいモータを使用した5.1の実験では顕著な補償が得られなかった（但し応答特性としては改良されている）。これに代る5.2の実験では発生トルクの大きなモータを使用したため理論通りの結果が得られた。実用においてはこのような電力消費の大きいモータを使用する事は得策でなく、むしろCMGなどのトルク増幅作用のあるアクチュエータを使用した方が良いであろう。

今後の参考として、今回実験は行なわなかったが将来実現可能性のある方法について述べる。デサチュレーションは常にホイールの減速を目的とするものであるから、もしリアクション・ホイールにブレーキ装置（打ち上げ時のロック装置などの改良でも良い）が使用可能ならば、大きな減速トルクが得られる。このトルクがガスジェットトルクにほぼ等しければ、パルス発生回路の信号をブレーキ装置にも同時に与える事によって補償は簡単に得られる。ただし実行に際しては、姿勢を安全側に戻す意味もあってガスジェット側よりもブレーキ側への信号を多少遅れ気味にするとか、ブレーキトルクを多少小さ目にする必要があるだろう。ガスジェットトルクに匹敵するブレーキトルクが得られない場合には、今回実験を行なった方式を併用すれば良い。この様にリアクション・ホイールの発生トルクがガスジェットトルクよりも小さい場合には、他の装置を併用したり、図3.2で示した様な方式を採る事により、デサチュレーション時の姿勢変動を許容値内におさめる事ができる。これらの点に関しては未だ改良の余地がある様に思われる。

最後に計算に助力された木田隆技官に謝意を述べる。

7. 参考文献

- 1) A.L. Greensite : Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, Vol. XI—Attitude Control in Space, NASA CR-831, PP.28~40, 1967.
- 2) J.S. White and Q.M. Hansen : Study of Systems Using Inertia Wheels for Precise Attitude Control of a Satellite, NASA TN D-691, 1961.

- 3) 村上力：パルスレシオ変調回路およびその修正回路について、航技研報告 TR-121. 1966.
- 4) 村上他：人工衛星の姿勢制御研究用1軸テーブル装置について、航技研資料 TM-257. 1974.

付録 I

衛星の姿勢制御系で補償要素のない最も簡単な系は姿勢検出器，アクチュエータ（ここではリアクション・ホイール），そして衛星ダイナミクスである。今姿勢検出器の出力が姿勢誤差に比例する（ゲインを K' とする）ものとする，リアクション・ホイールおよび衛星ダイナミクスの伝達関数 $G_1(s)$ ， $G_2(s)$ はそれぞれ

$$G_1(s) = \frac{K_m I_m S}{1 + \tau_m S} \quad (I-1)$$

$$G_2(s) = \frac{1}{IS^2} \quad (I-2)$$

であるから，結局系全体の開ループ伝達関数は

$$F(s) = K' G_1(s) G_2(s) = \frac{K}{S(1+ST)} \quad (I-3)$$

と表わせる。一般にはここに進み補償を加えるが，それはただ系の応答特性などが良くなるだけで，外乱に対する誤差応答の形態には変わりがない。しかし積分補償を入れると $1/S^2$ の項が出てきてその物理的状態が変わってしまうので，式(I-3)のようには表わせなくなる。

付録 II

$\omega/\omega_0 \ll 1$ として式(2.27)~(2.30)までの近似値を求めると

$$\theta_1 \doteq \tan^{-1} \frac{\gamma_0^2 + 1}{2\gamma_0 \left(\frac{\omega}{\omega_0}\right)} \rightarrow \frac{\pi}{2} \quad (II-1)$$

$$\theta_2 \doteq \tan^{-1} \frac{4\gamma_0(\gamma_0^2 - 1)}{(\gamma_0^2 + 2\gamma_0 - 1)(\gamma_0^2 - 2\gamma_0 - 1)} \quad (II-2)$$

$$K_1 \doteq -\frac{1}{\omega^2} \quad (II-3)$$

$$K_2 \doteq -\frac{\omega}{\omega_0^3(1+\gamma_0^2)} \rightarrow 0 \quad (II-4)$$

従って式(2.26)は

$$e(t) \doteq \frac{T_d}{I} \left[-\frac{1}{\omega^2} \sin \omega t + \frac{1}{\omega} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} - \frac{1}{\omega^2} \cos(\omega t + \theta_1) \right] \quad (II-5)$$

となる。更に上式右辺〔 〕内の(第1項)+(第3項)は

$$\begin{aligned} & -\frac{1}{\omega^2} [\sin \omega t + \cos(\omega t + \theta_1)] \\ & = -\frac{1}{\omega^2} \sqrt{2(1-\sin \theta_1)} \sin(\omega t + \phi_1) \end{aligned} \quad (II-6)$$

ここで

$$\phi_1 = \tan^{-1} \frac{\cos \theta_1}{1 - \sin \theta_1} \rightarrow \frac{\pi}{2} \quad (\theta_1 \rightarrow \frac{\pi}{2} \text{の時}) \quad (II-7)$$

一方

$$\begin{aligned} \sin \theta_1 & = \frac{\gamma_0^2 + 1}{\sqrt{(\gamma_0^2 + 1 - (\frac{\omega}{\omega_0})^2)^2 + 4\gamma_0^2 (\frac{\omega}{\omega_0})^2}} \\ & \doteq \frac{1}{\sqrt{1 + (\frac{2\gamma_0}{1+\gamma_0^2} \frac{\omega}{\omega_0})^2}} \\ & \doteq 1 - \frac{1}{2} \left(\frac{2\gamma_0}{1+\gamma_0^2} \frac{\omega}{\omega_0} \right)^2 \end{aligned} \quad (II-8)$$

従って

$$\sqrt{2(1-\sin \theta_1)} = \frac{2\gamma_0}{1+\gamma_0^2} \frac{\omega}{\omega_0} \quad (II-9)$$

であるから(第1項)+(第3項)は

$$-\frac{1}{\omega} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} \cos \omega t$$

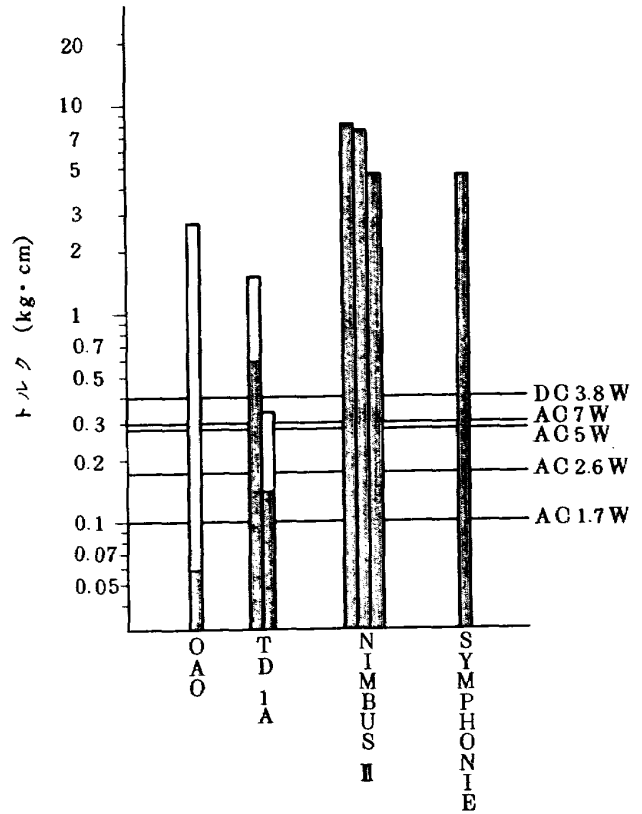
となり，結局式(II-5)(従って式(2.26))の近似式は

$$e(t) = \frac{T_d}{I} \frac{1}{\omega} \frac{2\gamma_0}{\omega_0(1+\gamma_0^2)} [1 - \cos \omega t] \quad (II-10)$$

となる。

付録III

各種衛星に搭載されたガスジェット系の発生するトルクを付表III-1に示す。これに現在市販されている数W程度の小型サーボモータの発生トルクとそれらの大きさを比較したのが付図III-1である。棒グラフはガスジェットトルクを表わしており、その白ぬりの部分はトルクの変動範囲を示す。直線はその最大出力が図に示すようなモータの発生できる最大トルクである。例えばAC5Wのモータはおよそ0.28kg・cmのトルクが発生できる。従ってOAOやTD1Aに搭載されたクラスのガスジェット系ならば、本文で述べた補償を行なうことによりデサチュレーション時の姿勢変動をなくす事ができる。



付図III-1 各種衛星のガスジェットおよび小型サーボモータの発生トルク

付表III-1 各種衛星のガスジェットトルク

衛星名	スラスト (gr)	トルクアーム (m)	トルク	
			kg・cm	N・m
OAO	1~45	約 0.6	0.06~2.70	0.006~0.265
TD 1A	2.7~6.7	約 2.25 (ピッチ)	0.61~1.51	0.06 ~0.15
		約 0.5 (ロール)	0.14~0.34	0.013~0.033
NIMBUS II	44.9	1.82 (ピッチ)	8.17	0.80
		1.07 (ロール)	7.52	0.74
		0.77 (ヨー)	4.68	0.46
SYMPHONIE	61.2	0.75	4.59	0.45
ATS-6	22.7~56.7	?	?	?

航空宇宙技術研究所資料 294号

昭和 51 年 3 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)
