観測ロケット姿勢制御システム (その1)

電 気 系*

東 口 實**・熊 沢 俊 治***

1. ま え が き

地球をはなれて、大気層の外で宇宙を観測し探査することはロケットや人工衛星の使命の一つである。空気のみだれや吸収などの影響をさけて観測するために、観測器の姿勢を真空中で所要の方向に向けることが要求される。しかしこのために複雑な装置を使用することは費用や信頼性あるいは有用性の面から制約を受けることも多い。多様な科学観測の形にできるだけ広く対応し、使用できるような標準的な観測ロケット用姿勢制御システムの開発を著者らは進めてきた。

科学観測用の姿勢制御システムでは、基本的に次の性能動作様式が要請される。

(1) 操作の容易性：ロケット発射までのシステムの点検調整が容易に進められること。また目標姿勢の設定や変更が、たとえば発射時刻の修正などに対して柔軟に対処できること。

(2) 定位性：姿勢制御の結果、観測器を観測目標に対して“静止”させ、所定の姿勢に整定させること。

(3) 機動性：観測目標の捕捉に対して初期姿勢の影響を小さくすることができること。また指定された観測領域について、指定のパターン、指定の速度で掃引走査が可能であること。

これらの機能に対して共通に必要なことは、慣性空間内で姿勢の基準（よりどころとなる座標系）を構成する方法と、観測器をその姿勢の基準に対して運動させる方法とである。さらにその姿勢の安定化の度合や姿勢の絶対精度がどこまで必要かを“静止”、“走査”の言葉の内容に関連して考えなければならない。ここでは姿勢検出系として太陽センサを用いたものと、ジャイロを用いて慣性空間内での姿勢を定めたものとを例として、これらに共通な姿勢制御システムの

考え方を述べる。

2. 姿勢制御システム

姿勢制御システムの基本的な構成を第1図に示す。このシステムはロケットの姿勢を安定化するための制御電子回路と、姿勢を変更する制御トルク発生用サイドジェットエンジンを中心として、姿勢検出系が追加されたものと見ることができる。すなわち観測の目的を達成させるためにまず必要なことは、姿勢の安定化であり、これに定位性を与えるために姿勢を指定するための姿勢基準・プログラマあるいは太陽センサの信号を使用して、姿勢誤差を零にするように制御トルクを加え“静止”させる。

姿勢制御のための姿勢誤差測定軸と、観測器の観測方向との位置合わせは観測目的に高精度が要求されるほど困難な問題となり、ロケット発射時の衝撃、宇宙空間での日照の違いなど環境条件の変化の影響を受けやすい。観測器それ自体に姿勢検出器をもち、その出力を“零”にするように制御すれば観測目的を十分満足させることができるので、K-10-6号機ではこの方式をとった⁶⁾。

天空を走査する場合にはあらかじめ定められる姿勢基準に対してピッチ角、ヨー角、ロール角を指定することで行なわれる。姿勢基準としては適当な天体を使用する方法も考えられるであろうが、操作の容易性、要求に対する対応の柔軟性からジャイロを使用した慣性基準座標系をロケット機体内に設置して、観測器の姿勢を測定することが有効である。観測方向はこの慣性基準座標系に対して指定される。プログラマにはあらかじめ定められた時刻におけるロケットの目標姿勢角（慣性基準座標系に対する）が記憶されており、測定された姿勢角との差を計算し制御電子回路の入力とする。

ここで慣性基準座標系の設定は発射前に行なわれ、機体内でロケットの飛しょう中にもその姿勢変化によって影響を受けることなく維持されなければならない。観測時期にあらためて校正して設定することはほとんど望みえないので飛しょう中の姿勢変化の影響を

* 昭和55年3月5日原稿受理 Attitude Control System for Sounding Rocket (Part 1) Electronics System

** 東京大学宇宙航空研究所 Minoru HIGASHIGUCHI

*** 三菱プレシジョン(株)航法機器技術部 Toshiharu KUMAZAWA

第1図 姿勢制御システムの構成

第2図 姿勢制御系ブロック図

あらかじめ考慮しておく必要がある。とくにジャイロを利用した系では、ジンバルロックや座標変換の特異点の出現に対して考慮するとともに、設定方向によるドリフトの大小も問題として、基準座標系を定めることが行なわれる。

姿勢制御系として欠かせないのは、姿勢運動に制動を与えることであり、過大な振動などを生ずることなく姿勢を静止の状態へ安定化させることである。これはピッチ、ヨー、ロール各軸に関する姿勢運動角速度をレートジャイロで測定し、帰還をかけることによって行なわれる。

機体の運動はスピンをかけることによって安定化することもできる。しかし姿勢を制御する場合にはピッチ、ヨー軸の運動に結合が生じるなど困難な問題を生ずる。そこでスピンがない状態で姿勢を制御することとした。また制御トルク発生用のサイドジェットはON-OFF動作として構成を単純化することとした。

姿勢制御システムはピッチ、ヨー、ロール各軸それぞれについて独立に第2図のバング・バング制御系が構成されているものと考えられる。ここで τ は制御電子回路およびサイドジェットのにおくれ時間をまとめてあらわしたものである。 τ と制御角加速度 μ_m 、不感帯幅 D 、制動比 K は制御応答が最適となるように選定する³⁾。この制御系の位相面軌跡は第3図のようになり、定常状態ではほぼ不感帯幅に等しい姿勢誤差振幅のリミットサイクルを生ずる。ここで姿勢角速度測定用のレートジャイロの出力がある角速度以上で飽和すると切替線は角速度軸と平行になる(第4図の点線)。この場合、大きな初期値から制御をはじめるとゆきすぎが生じたり、不安定になったりする。これをさけるために姿勢誤差出力に飽和特性を加えて第4図

第3図 位相面軌跡

第4図 切替線

の角度軸に平行な切替線を作り、角速度がある値より大きくなると姿勢角誤差に無関係に角速度を減少させる方向にサイドジェットを動作させる。

バング・バング制御系では制動比 K を大きくすると過制動の状態となり応答がおそくなる。におくれ時間 τ 、不感帯幅 D に対して許容範囲が定められる。このような理由から“静止”状態には制約があり、十分長い時間不感帯の中に入っていて角速度が小さいという状態しか作ることとはできない。このことは逆に小範囲の走査にこのリミットサイクルを利用できることを意味しており、太陽指向の制御で太陽面の走査に使用された。一方第4図に示すように角度軸に平行な切替線の間の状態になると、観測器の姿勢角速度は一定のまま(通常は角度軸に近いほうの切替線の角速度より少

し大きな値)で姿勢を変化させることができる。天球の走査で一定速度が要求される場合にこの方法によることもできよう。

3. K-10-11 号機姿勢制御系⁸⁾

3.1 構成 姿勢制御装置はできるだけ単純な一つの装置で汎用に使用できることが望ましいが、多様な観測対象に対して共通の姿勢センサを見つけることは困難である。

そこで K-10-11 号機では姿勢センサと姿勢安定制御系とを独立なものとして、姿勢センサは観測目的に応じて適当な方式を選択し、姿勢安定制御系は標準化されたものにするを試みた。

K-10-11号機は太陽紫外スペクトルの観測器および宇宙X線の観測器を搭載しており、それぞれ観測の精度を高めるために、太陽方向およびX線源(CYGX-1)の方向にできるだけ長時間観測器の方向を保持していることが要求される。このため、太陽センサを使用して、ロケットの飛しょう時期に無関係に太陽方向を検出した。また、地磁気ベクトルを利用して、X線の方角を天球上に指定した。姿勢制御系の系統図を第5図に示す。

ロール、ピッチ、ヨーの制御系はほぼ同一の構成になっている。姿勢制御サイドジェットエンジンは、ロール、ピッチ、ヨーをまったく独立に制御するためには8基必要であるが、ロールとヨーとを共用することにより、6基になっている。そこで論理回路により第

第1表 サイドジェットエンジン作動論理

ロ ー ル	ヨ ー			ピ ッ チ	
	CW	O	CCW	UP	DOWN
CW	J3	J2, J3	J2	UP	J6
O	J1, J3		J2, J4	O	
CCW	J1	J1, J4	J4	DOWN	J5

1表のエンジンを作動させる。

3.2 姿勢制御動作 K-10 型ロケットは2段ロケットで、第1段は尾翼安定、第2段はスピン安定によって飛しょうさせている。姿勢制御および観測は第2段燃焼終了後、第2段モータと頭胴部(観測器と姿勢制御装置をのせた部分)を切断してから開始するが、このときには約 2 rps のスピンをしているのでデスピンジェット(第5図の D_1, D_2)により、頭胴部のスピン速度を約 $10^\circ/\text{sec}$ まで下げ、その後三軸制御を開始する。デスピンジェットの停止信号はロール角速度検出用レートジャイロによって与えられる。この信号は同時に、三軸制御開始信号となっている。

制御動作は姿勢誤差が大きい状態から始まる。制御系として、収束時間を短くして、かつリミットサイクルの状態を適当にするため、制動比 K を切り替えている。最初は、制動比 K は大きく、姿勢誤差が 2° 以下、姿勢角速度が $1.4^\circ/\text{sec}$ 以下になると定常状態の精密制御モードに切り替わる。

太陽紫外スペクトルの観測はリミットサイクルにより太陽面上を走査することにより行なう。

第5図 K-10-11 号機姿勢制御系ブロック図

第1図 姿勢制御システムの構成

第2図 姿勢制御系ブロック図

あらかじめ考慮しておく必要がある。とくにジャイロを利用した系では、ジンバルロックや座標変換の特異点の出現に対して考慮するとともに、設定方向によるドリフトの大小も問題として、基準座標系を定めることが行なわれる。

姿勢制御系として欠かせないのは、姿勢運動に制動を与えることであり、過大な振動などを生ずることなく姿勢を静止の状態へ安定化させることである。これはピッチ、ヨー、ロール各軸に関する姿勢運動角速度をレートジャイロで測定し、帰還をかけることによって行なわれる。

機体の運動はスピンをかけることによって安定化することもできる。しかし姿勢を制御する場合にはピッチ、ヨー軸の運動に結合が生じるなど困難な問題を生ずる。そこでスピンがない状態で姿勢を制御することとした。また制御トルク発生用のサイドジェットはON-OFF 動作として構成を単純化することとした。

姿勢制御システムはピッチ、ヨー、ロール各軸それぞれについて独立に第2図のバング・バング制御系が構成されているものと考えられる。ここで τ は制御電子回路およびサイドジェットのおくれ時間をまとめてあらわしたものである。 τ と制御角加速度 μ_m 、不感帯幅 D 、制動比 K は制御応答が最適となるように選定する³⁾。この制御系の位相面軌跡は第3図のようになり、定常状態ではほぼ不感帯幅に等しい姿勢誤差振幅のリミットサイクルを生ずる。ここで姿勢角速度測定用のレートジャイロの出力がある角速度以上で飽和すると切替線は角速度軸と平行になる（第4図の点線）。この場合、大きな初期値から制御をはじめるとゆきすぎが生じたり、不安定になったりする。これをさけるために姿勢誤差出力に飽和特性を加えて第4図

第3図 位相面軌跡

第4図 切替線

の角度軸に平行な切替線を作り、角速度がある値より大きくなると姿勢角誤差に無関係に角速度を減少させる方向にサイドジェットを動作させる。

バング・バング制御系では制動比 K を大きくすると過制動の状態となり応答がおそくなる。おくれ時間 τ 、不感帯幅 D に対して許容範囲が定められる。このような理由から“静止”状態には制約があり、十分長い時間不感帯の中に入っていて角速度が小さいという状態しか作ることとはできない。このことは逆に小範囲の走査にこのリミットサイクルを利用できることを意味しており、太陽指向の制御で太陽面の走査に使用された。一方第4図に示すように角度軸に平行な切替線の間状態になると、観測器の姿勢角速度は一定のまま（通常は角度軸に近いほうの切替線の角速度より少

し大きな値)で姿勢を変化させることができる。天球の走査で一定速度が要求される場合にこの方法によることもできよう。

3. K-10-11 号機姿勢制御系⁸⁾

3.1 構成 姿勢制御装置はできるだけ単純な一つの装置で汎用に使用できることが望ましいが、多様な観測対象に対して共通の姿勢センサを見つけることは困難である。

そこで K-10-11 号機では姿勢センサと姿勢安定制御系とを独立なものとして、姿勢センサは観測目的に応じて適当な方式を選択し、姿勢安定制御系は標準化されたものにするを試みた。

K-10-11号機は太陽紫外スペクトルの観測器および宇宙X線の観測器を搭載しており、それぞれ観測の精度を高めるために、太陽方向およびX線源(CYGX-1)の方向にできるだけ長時間観測器の方向を保持していることが要求される。このため、太陽センサを使用して、ロケットの飛しょう時期に無関係に太陽方向を検出した。また、地磁気ベクトルを利用して、X線の方角を天球上に指定した。姿勢制御系の系統図を第5図に示す。

ロール、ピッチ、ヨーの制御系はほぼ同一の構成になっている。姿勢制御サイドジェットエンジンは、ロール、ピッチ、ヨーをまったく独立に制御するためには8基必要であるが、ロールとヨーとを共用することにより、6基になっている。そこで論理回路により第

第1表 サイドジェットエンジン作動論理

ロール	ヨー			ピッチ	
	CW	O	CCW		
CW	J3	J2, J3	J2	UP	J6
O	J1, J3		J2, J4	O	
CCW	J1	J1, J4	J4	DOWN	J5

1表のエンジンを作動させる。

3.2 姿勢制御動作 K-10 型ロケットは2段ロケットで、第1段は尾翼安定、第2段はスピン安定によって飛しょうさせている。姿勢制御および観測は第2段燃焼終了後、第2段モータと頭胴部(観測器と姿勢制御装置をのせた部分)を切断してから開始するが、このときには約 2 rps のスピンをしているのでデスピンジェット(第5図の D_1, D_2)により、頭胴部のスピン速度を約 $10^\circ/\text{sec}$ まで下げ、その後三軸制御を開始する。デスピンジェットの停止信号はロール角速度検出用レートジャイロによって与えられる。この信号は同時に、三軸制御開始信号となっている。

制御動作は姿勢誤差が大きい状態から始まる。制御系として、収束時間を短くして、かつリミットサイクルの状態を適当にするため、制動比 K を切り替えている。最初は、制動比 K は大きく、姿勢誤差が 2° 以下、姿勢角速度が $1.4^\circ/\text{sec}$ 以下になると定常状態の精密制御モードに切り替わる。

太陽紫外スペクトルの観測はリミットサイクルにより太陽面上を走査することにより行なう。

第5図 K-10-11 号機姿勢制御系ブロック図

第2表 K-10-11号機姿勢制御系のリミットサイクル
(計算値)

	ピッチ	ヨー	ロール
推力* (kg)	0.39	0.39×2	0.39×2
モーメントアーム (m)	0.695	0.695	0.14
慣性率 (kg-m-sec ²)	5.37	5.37	0.615
角加速度 (deg/sec ²)	2.89	5.78	5.09
不感帯幅 (d), (deg)	0.34	0.34	10.2
制動比 (K), (sec)	0.24	0.24	0.3
走査幅 (min)	± 19	± 18	± 66
走査速度 (min/sec)	8.7	17	29
周期 (sec)	9.0	4.3	9.3
Duty	0.0223	0.0469	0.02
姿勢誤差感度 (V/deg)	2.5	2.5	0.5
オフセット (rms), (min)	5.3	5.3	9.4

* 過酸化水素ジェットの場合、真空中では推力が空気中の約30%増となる。

姿勢制御系の定数とリミットサイクルの計算値を第2表に示す。

3.3 姿勢センサ^{11), 12)} ピッチ, ヨーの姿勢は太陽センサにより検出している。このセンサは $\pm 90^\circ$ の範囲を検出する粗太陽センサと、視野が $\pm 8^\circ$ で、零点付近の精度を上げた望遠鏡形式の精太陽センサを組み合わせている。これは制御開始時の引き込みを容易にするため、地球の反射の影響を除くように考慮されている。姿勢誤差角と誤差電圧の関係は太陽光の強度によって変化する。この変化については地上における較正測定から外挿して太陽センサのプリアンプの利得を決定するようにした。

また一方、粗センサと精センサとはその出力を加算することで合成し、ロケットの姿勢が精センサに入ったことを、粗センサ出力の低下と精センサ出力の増加との両方の条件で確認して、粗センサを切り離している。これによって、誤差角に対する誤差電圧の係数は変化するが、制御系としては、とくに問題にならない。

ロール姿勢は、地磁気センサの GAH (地磁気水平

第6図 電気部

成分) 出力を使用している。地磁気センサは周囲の磁気的影響を少なくするため、約30cmの伸展機構に取り付けられ、開頭後伸展される。ロールの零位置は地磁気センサの検出軸の取付方向によって定まる。K-10-11号機では、ランチャ上での機体上方から右側(機首より見て) 67° の面内に地磁気磁力線があるときに、GAH出力が零になるように取り付けられた。この場合も磁界の大きさによって、誤差電圧と誤差角の関係は変動するが、10%程度の偏差に定まれば十分である。

3.4 制御電子回路⁹⁾ 制御電子回路は、レートジャイロパッケージ、電気部、電池箱のユニットに分けられている。

レートジャイロパッケージではロール, ピッチ, ヨーのそれぞれの軸を入力軸とするように直交位置に3個のレートジャイロが取り付けられている。

電気部を第6図に示す。電気部は姿勢制御のための制御機能回路の他に、テレメータ信号回路、電源回路から構成され、おのおのの回路はいくつかのモジュール

第7図 エンジンコントロールモジュール

第8図 K-10-11号機エンジン切替線

ルに分けられ、試験調整の容易な構造になっている。

(1) 制御機能回路 制御機能回路のエンジンコントロールモジュールの構成を第7図に示す。エンジンコントロールモジュールは、ロール、ピッチ、ヨーの3個あり、同じ構成である。

姿勢センサからの入力、ピッチ、ヨーは 2.5 V/deg 、ロールは 0.5 V/deg の直流信号である。これらの入力は2項で述べたように飽和特性をもたせるためにリミッタに通している。一方レートジャイロ出力は、 400 Hz で振幅変調された信号であるので、ディモジュレータで同期検波を行ない直流に変換している。これらの信号を加算回路で $1:K$ の割合で加算し、コンパレータで不感帯幅に相当する電圧と比較してエンジンコマンド信号が得られる。制動比 K をレート信号の振幅によって切り替えているため、エンジン切替線は第8図のようになる。

ロール、ヨーのエンジンコマンド信号はさらに第9図のミクシング回路を通して第1表の論理を実現している。

(2) テレメータ信号回路 テレメータ信号回路はエンジン動作指令信号、噴射応答信号、ハウスキーピング用信号、姿勢誤差角、レート信号等をテレメータへ送っている。

(3) 電源回路 レートジャイロ動作のインバータと電気回路へ直流電圧を供給する直流安定化回路よ

第9図 ミクシング回路

りなる。これらの一次電圧は、電池箱の酸化銀電池から供給される。

4. K-10-13号機姿勢制御系¹³⁾

4.1 構成 K-10-13号機の目的は、宇宙X線の観測であり、天球の広い領域を走査する必要がある。また観測器の条件から打上げは夜間に限られた。

そこで二自由度ジャイロのロータ軸を基準としプログラムによって走査線および走査速度を定める方式をとることとした。

K-10-13号機の姿勢制御系のうち、姿勢基準部、プログラマ部、座標変換部を第10図に示す。K-10-13号機の姿勢制御系は、これに制御電子回路を加えたものであるが、その部分は、K-10-11号機とほぼ同じである。

姿勢基準部で測定される姿勢角、プログラマで設定される目標角は、慣性座標系に関する値である。一方姿勢制御は機体に固定した制御エンジンによっておこなわれる。そこで、座標変換部では、慣性空間に対する姿勢誤差角をシンクロリゾルバにより機体座標に変換している。

4.2 姿勢基準部 K-10-13号機で用いた姿勢基準は、人工衛星打上げ用 M-4 S 型ロケット用に開発されたスピントーブル型姿勢基準装置である^{2),4)}。

この装置は第11図に示すようにロール軸まわりに安定化したテーブル (Spin table) 上に、二自由度ジャイロを取り付けたもので、ロケットの機軸がスピンのとき、レート積分ジャイロにより、テーブルの回転軸まわりの角速度を零に保ち、二自由度ジャイロを慣性空間に静止させている。

二自由度ジャイロのロータ軸はジャイロの性質により、慣性空間に対して一定方向を保っている。二自由度ジャイロの内側のジンバルは、ヨー角 ψ 、外側のジ

第10図 K-10-13号機姿勢制御系

第11図 スピンテーブル型姿勢基準装置

第12図 姿勢基準の座標系

ンバルは、ピッチ角 θ を測定する。またロール角 ϕ は安定化テーブルと機体の相対角として測定される¹⁾。

したがって、慣性座標系 (x, y, z) に対する機体の姿勢は第12図のようにあらわされる。ここで、 (x_{sp}, y_{sp}, z_{sp}) はテーブルの座標系、 (ξ, η, ζ) は機体座標系、また、 ϕ_a はジャイロのロータ軸まわりのスキュー角をそれぞれあらわす。

テーブル上のロール軸方向の角速度 P_a は、

$$P_a = \dot{\phi}_a \cos \phi \cos \theta - \dot{\psi} \sin \theta \quad (2)$$

である。ここでは $P_a=0$ に保っているので

$$\dot{\phi}_a = \dot{\psi} \sec \phi \cdot \tan \theta \quad (3)$$

である。 ϕ_a の値は測定していないので、慣性座標系に対する姿勢を完全に決定できないが、最初 $\phi_a=0$ に

しておくと、ロケットの飛しょう中、ヨー角を小さく保つことにより、 $\phi_a \approx 0$ と考えることができる。しかしロケットの機軸が円錐運動をして最初の位置に戻ったとき、(3)式の積分値は零にならない。これはコーニング効果とよばれ、姿勢角の測定誤差の原因となる^{5), 7)}。

また、二自由度ジャイロを用いたスピンテーブル型姿勢基準装置には、次のような留意すべきことがある。

(1) ヨー角を $\pm 90^\circ$ にするとジンバルロックとよばれる現象が起こる。これは第13図に示すように姿勢基準が失われてしまう。したがって、ロケット飛しょう中、ヨー角が 90° にならないよう、実際には 0° 付近にあるように設定する。

第13図 ジンバルロック

第14図 制御利得=0

(2) ピッチ角を $\pm 90^\circ$ にすると制御利得が零になる。これは第14図に示すように機体のヨー角まわりの運動が検出できなくなるためである。ただし姿勢基準は失われないので、この点を過ぎれば問題はない。

4.3 プログラム 姿勢基準部からの姿勢角信号は、400 Hz のシンクロ信号である。プログラマ部ではこの信号を差動シンクロを通して、姿勢誤差角を求めている。目標角は差動シンクロのシャフト角として与えられる。目標角の変更は論理回路によって、あらかじめ定められた走査速度と走査角に従ったパルス列でステップモータを駆動し、ギャトレインを介して、シャフトを回転することによって行なう。1パルス当たりの目標角の変化は 0.1° としてある。

4.2 項で述べたように、ヨー角は零に保つ必要があるので、目標角が変化できるのはピッチとロールである。

論理部のブロック図を第15図に示す。多段インターバル実行のために、1回分の走査のための実行部を設け、これに各インターバルごとのデータを PROM から与える方式とした。1走査分のデータとして、(1)ロールかピッチか、それとも時間待ちか、(2)極性、(3)走査速度、(4)走査角を与え、実行部は走査速度相当のレートで走査角相当数だけのパルス列をステップモータに出力する。

8ビットを1ワードとし、4ワードのデータで1走査分を構成する。PROM はトランジスタ破壊形の

第3表 プログラム設定値

時刻(注1)	スイープ ポイント	プログラム シーケンス	項 目	スキャンレート	スキャンタイム	スキャンアングル
24.00 sec	A	0	WAIT	0.00 deg/sec	24.00 sec	0.00 deg
53.44 sec	B	1	ROLL $\ominus$	-1.25 deg/sec	29.44 sec	-36.70 deg
61.24 sec	C	2	PITCH $\ominus$	1.99 deg/sec	7.80 sec	15.56 deg
82.52 sec	D	3	ROLL $\ominus$	1.25 deg/sec	21.28 sec	26.53 deg
102.52 sec	E	4	ROLL $\ominus$	0.50 deg/sec	20.00 sec	9.97 deg
104.01 sec	F	5	PITCH $\ominus$	9.97 deg/sec	1.49 sec	14.86deg
105.35 sec	G	6	ROLL $\ominus$	-9.97 deg/sec	1.34 sec	-13.36 deg
179.72 sec	H	7	ROLL $\ominus$	-0.27 deg/sec	74.37 sec	-20.05 deg
187.72 sec	I	8	ROLL $\ominus$	-4.99 deg/sec	8.00 sec	-39.89 deg
203.80 sec	J	9	ROLL $\ominus$	1.25 deg/sec	16.08 sec	20.05 deg
209.80 sec	J'	10	PITCH $\ominus$	-9.97 deg/sec	6.00 sec	-59.84 deg
218.04 sec	K	11	PITCH $\ominus$	-4.99 deg/sec	8.24 sec	-41.09 deg
242.12 sec	L	12	ROLL $\ominus$	-1.25 deg/sec	24.08 sec	-30.02 deg
244.63 sec	M	13	ROLL $\ominus$	-9.97 deg/sec	2.51 sec	-25.03 deg
254.63 sec	N	14	ROLL $\ominus$	-1.00 deg/sec	10.00 sec	-9.97 deg
264.63 sec	M	15	ROLL $\ominus$	1.00 deg/sec	10.00 sec	9.97 deg

(注1) 時刻は姿勢制御開始後の経過時間を示す。シーケンス0のWAITは姿勢制御開始から機体がA点を向く姿勢をとるまでの待ち時間である。

J→Kの間でピッチの走査速度の切換えを行ない、走査軸切換え後の姿勢制御の収れんを早くするようにした。(第5表中のJ')

第18図 K-10-11号機実験結果(Ⅱ)

第19図 K-10-13 号機実験結果

テレメトリをとおして得られる姿勢データから軌跡を求め、観測器の観測結果にもとづいて姿勢基準のずれを求め軌跡を修正したもの。第16図の走査パターンと比較されたい。

第4表 K-10-13 号機実験結果

Point	目標位置		位置測定データ	
	銀経	銀緯	銀経	銀緯
I	87.51°	43.12°	93.30°	44.40°
J	61.26	39.37	67.40	42.00
K	74.00	52.00	81.30	52.40
L	74.00	22.00	79.60	22.80
N	74.00	-13.00	73.50	-11.40

実際の機体姿勢は観測器の姿勢検出器（アスペクトメータ）で測定された方向と比較すると 20° 角の誤差であった。これは制御用太陽センサの感度が不均一であったために生じたものと推定され¹⁰⁾、制御電子回路の誤差は 1° 角以内であった。

5.2 K-10-13 号機¹³⁾ K-10-13 号機は、昭和 52 年 9 月 14 日 21 時 22 分に発射された。

飛しょう実験に対する制御応答は予期したとおりの結果が得られた。一方、機体のピッチ軸方向に取り付けた観測器の観測結果は第 4 表に示すように予定点とずれている。この結果から第 12 図の軸まわりのずれを推定計算した結果、

ジャイロのロータ軸まわりに 3.9°

ヨ一軸まわりに -2.9°

ピッチ軸まわりに -3.0°

となった¹⁴⁾。これらのずれは、おもにジャイロのドリフトとコーニング効果によるものと推定される。またこの結果によって、姿勢制御装置のテレメータデータから得られた走査軌跡を修正して画いたのが第 19 図である。

6. あとがき

観測ロケット姿勢制御システムは、姿勢安定制御系として K-10-11 号機で、姿勢基準をもつ装置として K-10-13 号機で、ひとつのまとまったものになった。

これらの装置において、前者は姿勢センサと姿勢安定制御系を別々にする方式とし、後者は PROM を用いたプログラマにより、多様な観測の要求に対応できるように考慮されている。

姿勢制御装置をもった観測ロケットはいままで打ち上げられた数は少ない。しかし、最近では天文観測において、ロケットの姿勢制御がほとんど絶対の要求になってきている。それにともない、より効果的に観測を行なうため、さらに多様な制御が可能でしかも精度のよい姿勢制御装置が要求されている。これらの要求に応えるため、今後、姿勢制御装置の改良をすすめて

いく予定である。

終りに臨み、これらの装置の開発においてご指導、ご協力いただいた、東京大学宇宙航空研究所の野村教授、林教授、秋葉教授、制御エンジンを担当された上杉助教および三菱重工業(株)長崎造船所の方々、他関係の方々に謝意を表す。

参 考 文 献

- 1) 東口 實ほか: 姿勢制御, 東大宇宙研報告, 第3巻, 第1号 (B) (1967).
- 2) 高木 昇ほか: 東京大学におけるスペースエレクトロニクスの開発研究, 電子通信学会雑誌, 第30巻, 第6号 (1967).
- 3) 東口 實: オン・オフ制御系の一設計法, 第14回自動制御連合講演会 (1971), p. 1020.
- 4) 野村民也ほか: スピンテーパー型姿勢制御装置, 電子通信学会, 宇宙航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 71-25 (1972).
- 5) 東口 實: スピンテーパー型姿勢基準に於ける SKEW について, 第12回 SICE 学術講演会予稿 (1973), p.

- 3108.
- 6) 東口 實ほか: 太陽指向観測ロケットの姿勢制御, 電子通信学会, 宇宙航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 73-2 (1973).
- 7) 東口 實ほか: M-4S における制御, 東大宇宙研報告 第11巻, 第1号 (B) (1975).
- 8) 東口 實ほか: 観測ロケット (K-10-11 号機) の姿勢制御, 東大宇宙研報告, 第14巻, 第4号 (B) (1976).
- 9) 東口 實ほか: 観測ロケット用姿勢安定制御装置について, 東大宇宙研報告, 第14巻, 第4号 (B) (1976).
- 10) 西 恵三ほか: 姿勢制御用太陽センサの指向精度について, 東大宇宙研報告, 第14巻, 第4号 (B) (1976).
- 11) 東口 實ほか: K-10-11 号機太陽センサデータ処理回路 (SASE), 東大宇宙研報告, 第14巻, 第4号 (B) (1976).
- 12) 遠山文雄ほか: K-10-11 号機地磁気姿勢計, 東大宇宙研報告, 第14巻, 第4号 (B) (1976).
- 13) 東口 實ほか: 宇宙観測用三軸姿勢制御装置, 電子通信学会, 宇宙航行エレクトロニクス研究会資料, SANE 78-23 (1978).
- 14) 東口 實: 衛星姿勢決定の新しい方法, 電子通信学会, 宇宙航行エレクトロニクス研究会資料 SANE 78-24 (1978).

観測ロケット姿勢制御システム (その2)

エ ン ジ ン 系*

上 杉 邦 憲**・船 越 国 弘***
唐 津 信 弘***

1. ま え が き

観測ロケットの姿勢制御システムは大きく分けるといわゆる電気部とエンジン部になる。ここでは電気部に関する解説¹⁾に引き続きエンジン部に関し、筆者らが東大宇航研の観測ロケット K-10 型用に開発、標準化した過酸化水素一液式制御エンジンシステムを中心に解説を行なう。

2. エンジン部の概要

制御エンジンは、過酸化水素を触媒によって分解し高温、高圧のガスを得、これにより推力を発生させるいわゆる一液式エンジンで、定圧に制御された窒素ガスによりブラダー (隔膜) を介して過酸化水素を加圧し、定流量でエンジンへ圧送する方式をとっている。

基本構成は第1図に示すように、 N_2 ガスタンク、

調圧弁、 H_2O_2 タンク、エンジン (電磁弁、触媒装填室、ノズル) および安全装置 (安全弁) などから成る。

これらは K-10 型ロケットの場合、第2図に示す外径 414 mm、長さ 410 mm の円筒形ステンレス製胴体内に収められており、制御エンジン全体としてはロケット頭胴部の最下段に取り付けられる (第3図)。

3軸制御を行なう場合、必要なエンジンの個数は何通りか考えられるが、われわれの場合当初は8組 (K-10-1)、その後は6組 (K-10-6, 11, 13) を使用してきた。それぞれのエンジン配置を第4図に示す。

6組型は、電気部のロジックの組み方により作動エンジン数を変えられること、つまり無駄なジェットの作動を止められること、エンジンが故障した場合の冗長性をもたせられることなどの特徴があり、最近の制御エンジンは6組型の配置を採用している。この場合、姿勢誤差に対して電気部からの制御信号により第1表のとおり作動する。

エンジン1組当りの推力レベルおよび応答性は、シミュレーション計算により制御のリミットサイクルを $\pm 5^\circ$ 以下を目標として決定された²⁾。推力レベルは角速度ピッチ、ヨー、 $0.05 \sim 0.1 \text{ rad/sec}^2$ 、ロール $0.1 \sim$

* 昭和55年6月9日原稿受理 Attitude Control System for Sounding Rocket (Part 2) Engine System

** 東京大学宇宙航空研究所 Kuninori Uesugi

*** 三菱重工業(株)長崎造船所特殊機械部 Kunihiro FUNAKOSHI and Nobuhiro KARATSU