

南極ロケットの姿勢

青山 巖*・遠山文雄*

Study of the Attitudes of Rockets Launched at Syowa Station

Iwao AOYAMA* and Fumio TOHYAMA*

Abstract: Since the first flight of the S-160 type rocket at Syowa Station in February 1970, twenty-nine S-210 type rockets and three S-310 rockets were launched until September 1977. The attitudes of the rockets were measured by the geomagnetic attitude (GA) sensors aboard the rockets

In general, there are two possibilities for the precession angles of the rocket determined from the geomagnetic attitude sensor, since the sensor measures the angles between the rocket axis and the geomagnetic field lines. However, it is suggested that the precession angle is determined from only the GA data by using the data with regards to the principal inertia moments of the rocket

要旨: 南極ロケットに地磁気姿勢計を搭載し、ロケットの飛しょう中の姿勢を測定する実験は、最初のロケット実験以来続けられてきた。

ロケット実験も一段落したこの時期に、これまでの成果をここにまとめてみる。姿勢測定は S-210 型で 29 機、S-310 型では 3 機について行われた。これらの結果について解析および検討を行う。

地磁気姿勢計は地球磁力線を基準として、ロケットの姿勢を測定するため、もしこのセンサーのみでコーニング角を決定しようとするならば何らかの補助的手法が必要となる。この問題の 1 解決法として、ロケットの軸方向およびそれに垂直な方向の主慣性モーメントの比 ($C/C-A$) から判断する方法を試みた。

1. は し が き

南極ロケットに搭載した地磁気姿勢計によるロケットの姿勢測定は、S-210-1 号機に始まって、これまでほとんどの機種に搭載され観測されてきた。本論文ではこれまでの結果をまとめ、ロケットの姿勢特性について若干の検討を加え、さらに今後の観測資料としても役立つものとした。特に地磁気のみを参照とした姿勢測定法では、コーニング角を一義的に決定できない欠点がある。ここではロケットの慣性能率比からそれを推定する方法について検討してみる。

* 東海大学工学部, Laboratory of Space Science, Tokai University, Kitakaname 1117, Hiratsuka 259-12.

2. 地磁気姿勢計

この装置は2成分のフラックスゲート磁力計を使用して、ロケットの軸成分とこれに直角な成分を測定してロケットのスピン軸方向と地球磁力線とがなす角度を求めるものである。

実際にはセンサー周辺の磁界の乱れによって大きな誤差をまねくこともあるが、比較的小型軽量で信頼性もあるため、ロケットの基本的な計器の1つとして組み込まれている。

表1には、1972年のS-210JA-7号機から1977年のS-310JA-3号機まで25機の姿勢測定結果をまとめてある。表の最後の2列には、ロケットのプリセッションにおける半頂角と周期が示してある。*印は、この地磁気姿勢計以外に太陽センサー等が搭載されて絶対姿勢

表1 南極ロケットの姿勢に関する一覧表
Table 1. Attitude list of rockets in Antarctica

Rocket	Launching		Attitude results			
	Time (45° EST)	Azimuth (deg)	Rolling frequency (Hz)	Coning		
				Half angle (deg)	Period (sec)	
S-210JA- 7	002300 Dec. 14, 1972	315	1 10	21*	88	
8	040100 Aug 11, 1972	135	1 20	52	58	
9	021300 May 14, 1972	135	1 10	36	123	
10	020200 May 16, 1972	315	1 12	(13)	20	
11	044500 Aug. 7, 1972	315	1 20	50	57	
13	232000 June 10, 1973	315	1 32	(34)	95	
14	234700 Mar 25, 1973	315	1 21	(7)	20	
15	001100 June 12, 1973	315	1 15	20	52	
16	024500 Feb 15, 1973	135	1 20	46	45	
17	025400 Apr 23, 1973	135	1 05	67	77	
18	035300 Aug 23, 1973	315	1 32	45	70	
19	220900 July 15, 1973	135	1 56	42	100	
20	024030 June 25, 1976	135	1 82	12	105	
21	032300 July 26, 1976	315	2 50	15	75	
22	022000 Jan. 26, 1976	315	2 36	39*	74	
23	073102 Sep 13, 1976	315	2 00	14 (53)	50	
24	025428 Aug 17, 1976	135	2 12	13 (42)	100	
25	030040 Sep 1, 1976	315	2 27	11 (7)	90	
26	080020 Apr. 11, 1977	246	1 80	49*	52	
27	154703 Aug 10, 1977	135	2 21	36*	110	
28	065530 Mar. 27, 1977	264	1 80	87*	18	
29	191500 July 12, 1977	315	1 85	23 (66)	35	
S-310JA- 1	124500 Feb. 13, 1976	315	1 05	15 (22)	180	
2	032250 Feb. 10, 1977	315	0 89	24	200	
3	183529 July 26, 1977	315	0 96	6*	220	

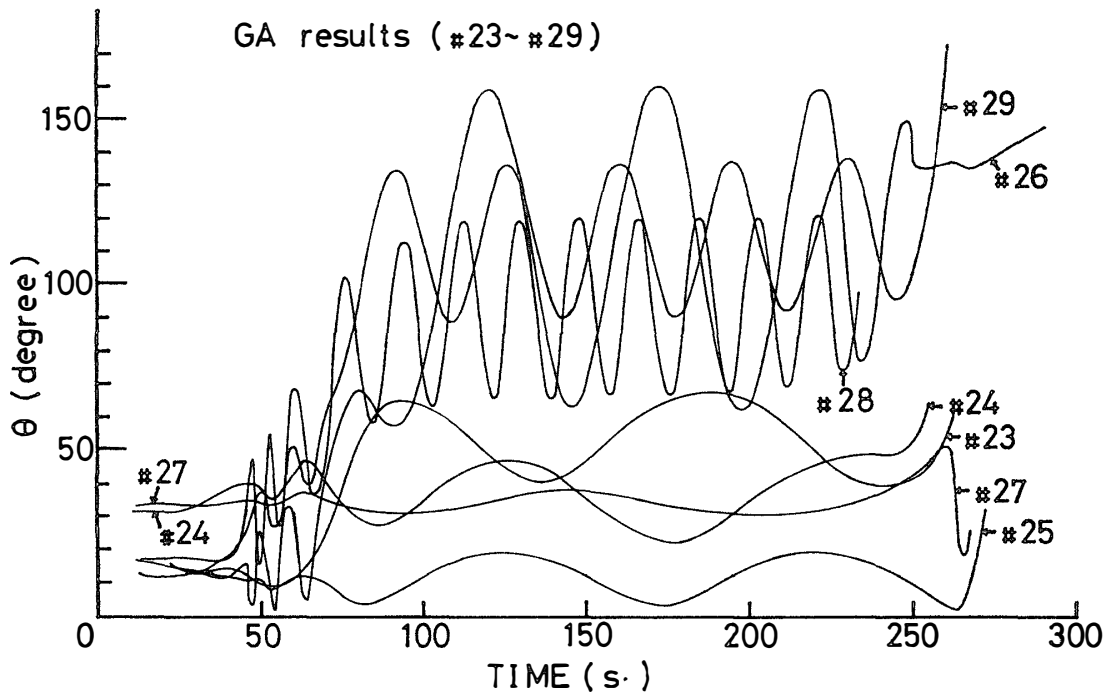


図 1 地磁気に対する典型的なロケットの姿勢例

Fig. 1 Typical example of the attitude which is referred to the geomagnetic field line

が求まったものである。また、() 内は半頂角の大きさが 2 つの場合が考えられ、一義的には求まらないため後に述べるような検討が必要である。

S-210 型ロケットの典型的な姿勢測定のおよぶ例を図 1 に示す。例は、23 号機から 29 号機までについて地磁気の方角とロケット軸とがなす角度を飛しょう時間に対して現してあるが、ほかのロケットにおいても同様な変化が得られている。図で明らかなのは、姿勢変化の形態が大きく 2 つのグループに分けられることである。すなわち第 1 のグループは、26, 28, 29 号機に見られる比較的短い周期で大きな振幅を有しているもので、これに対して第 2 のグループは、23, 24, 25, 27 号機等における長いプリセッション周期と見かけ上小さな振幅を示しているグループである。一方、S-310 型における同様な姿勢変化例を図 2 に示す。前例の S-210 型に比べて明らかにコーニク半頂角は小さく、その周期も長い。特に 3 号機においては、姿勢変化もほとんど無視できる程度のものである。S-310 型は、姿勢の面では非常にすぐれている特性を有していることがわかる。

これまで述べたことは地磁気に対する姿勢の時間的変化であるが、ほかのセンサーと併用すれば空間におけるロケットの絶対姿勢を決定することができる。最近のロケットに対してこの絶対姿勢を決定したものを図 3 に示す。この図はステレオ投影によるもので、1 つの特

GA results

S-310JA-1,2,3

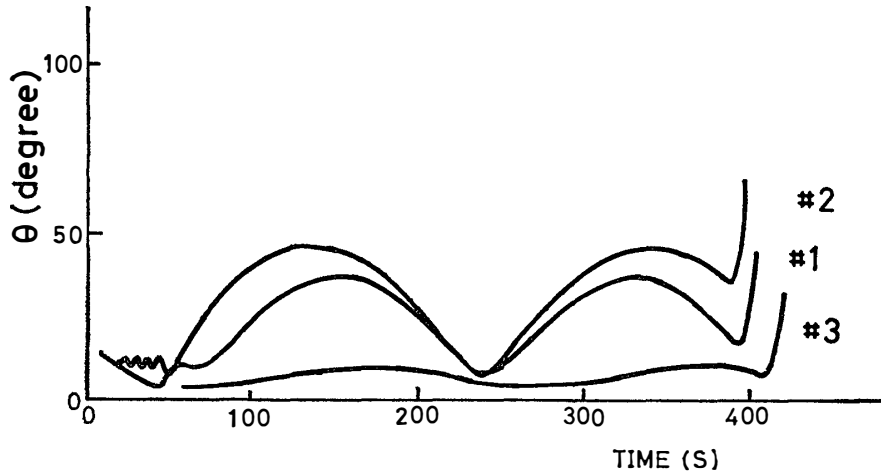


図 2 S-310 型ロケットの姿勢例
Fig 2. Attitude of the S-310 type rocket

Absolute Orientation
(#24,25,26,27,28 & 310-#3)

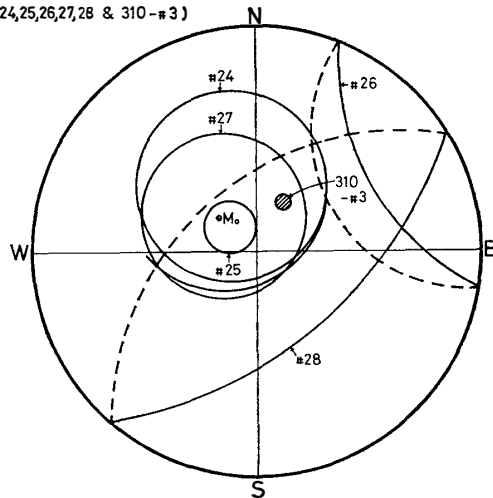


図 3 絶対姿勢の例
Fig. 3. Absolute attitude of rocket.

長としては空間に描かれる小円はそのまま円として投影される。すなわちロケットのコーニングが円として投影される。図中で M_0 と記されてあるのは、地球磁力線方向である。

S-210 型で 24, 27 号機は中程度、25 号機は比較的小さなコーニング、これに比べて 26, 28 号機は非常に大きな姿勢変化をしている。特に点線で示されている部分では、ロケットの頭部が一時的に地表の方向に向いていることを意味する。このような場合には、特殊な目的でもないかぎり一般の観測には不利である。

一方、S-310 型ではすでに述べたように姿勢変化は小さいが、図に示された斜線がほどこされた小円で見られる 3 号機においては、ロケットの方向が空間のほぼ 1 点を指向している

ことがわかる。これらの事実は、南極での実験だけでなく、国内での実験においても同様な結果が得られている

3. コーニング運動

一般に、スピン安定がとられているロケットは、観測のため頭部を開頭するが、このときにプリセッションが生ずる。ロケットの姿勢を決定する場合、この半頂角を求める必要があり、南極での実験においてロケットを磁力線方向に打ち上げた場合では、地磁気センサーのみで唯一に半頂角を決定することは難しい。それは磁力線中心の大きなコーニングでも地磁気に対する変化としては見かけ上小さなものになるからである。真のコーニングの大きさを求めるには、ほかのセンサーと併用するのが最良であるか、S-210型のような小型ロケットでは、地磁気センサーのみで推定する必要も生ずる。

そこで力学的面から見た1つの推定法をここに提案してみたい。スピン安定にあるロケットは、1つの対称こまと考えられる。主慣性モーメントを A, B, C とすれば、 C はロケット軸方向、この軸と直角な軸は A, B となりさらに $A=B$ とする。自由歳差運動の条件は、コーニングの中心とロケット軸とがなす角を θ 、スピン角速度を ω 、このときの歳差周期を T_p

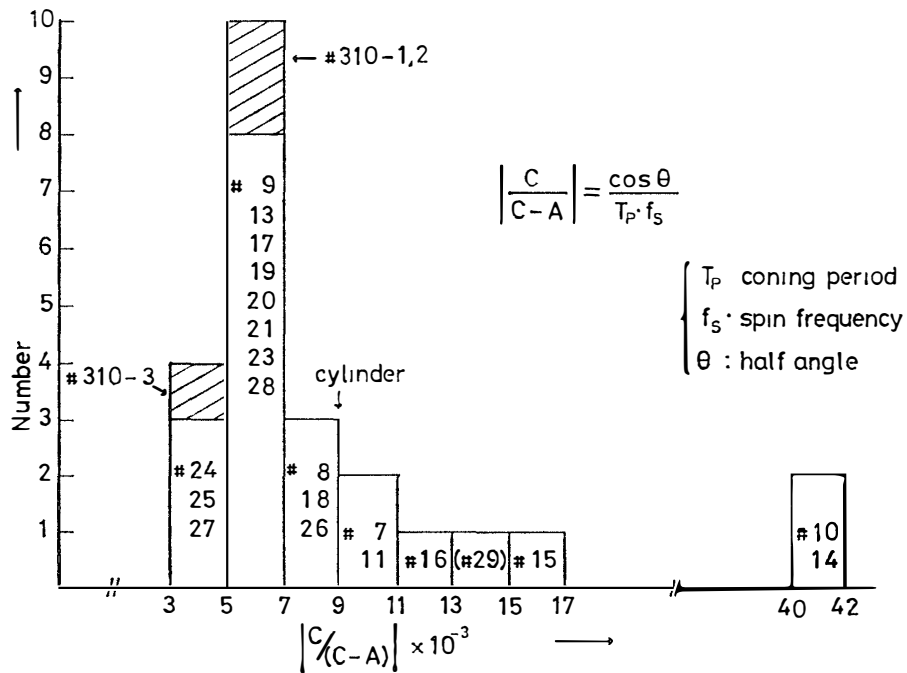


図 4 主慣性能率比 (C/C-A) とロケット数分布

Fig 4 Number distribution of rockets which are sorted with the ratio of principal moment of inertia (C/C-A)

($=2\pi/\Omega$) とすれば次の関係がある.

$$\Omega = -\frac{\omega}{\cos \theta} \cdot \frac{C}{C-A} = \frac{2\pi}{T_p}$$

一般に使用するパラメータとして, スピン周波数 f_s , コーニング半頂角 θ , 歳差周期 T_p について $C/(C-A)$ を求め, ロケット機数分布を図 4 に示した. 問題となる半頂角については, ロケットの絶対姿勢が求まったものについてはその値を採用し, 他は姿勢変化図から読み取ったものを使った. 図の縦軸は対応するロケットの数で, 横軸の 2 つの引き続いた数値内にある $C/(C-A)$ の値の範囲に存在しているものである.

この分布から明らかなことは, 2 つの山が存在していることである. 1 つは $C/(C-A)$ が

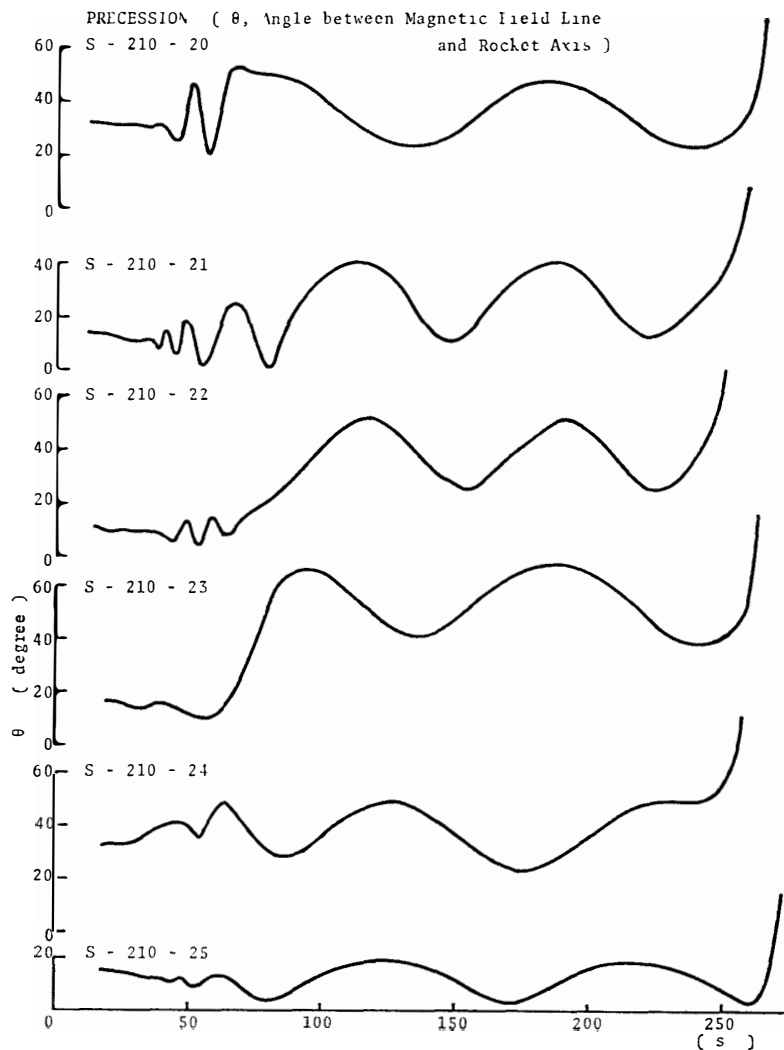


図 5 S-210 型ロケットの姿勢例
 Fig 5 Attitude of the S-210 type rocket

0.005~0.007 の範囲で最大となるもので、ほかは 10, 14 号機に対応した小さな山である。後者はおそらく、いわゆる同じ傾き θ に対して存在する 2 通りの異なる歳差運動のうち速い歳差に対応していると考えられる。最も一般的と考えられるのが、この前者の大きな分布と考えてよい。なお、ロケットを単なる均一な円筒と見れば $C/(C-A)$ は計算により求まり、その値は 0.009 となる。もちろん、尾翼、推薬分布、搭載計器の重量分布は無視しているため、実際には図における最大値が存在する部分がこの値であると考えられる。この事実から、特に長いアンテナ、ブーム等を展出しないものでは、力学的に見てコーニング角がある程度判断可能である。たとえば、24 号機では姿勢計のテータのみからでは 2 つのコーニング角が想定されるが、図 4 に示した位置でのコーニング角が最適であることが、ほかの観測結果の解析結果からも明らかとなった。また、図において 15, 16, 29 号機についても実際のコーニング角は、姿勢計データから直接求めたものより大きくとる必要があることを意味している。しかし、この場合は絶対姿勢が求まっていないため、そのままの値を使っているが観測データの解析にあたっては一応考慮する必要がある。一方、S-310 型では機数も少ないがばらつきはほとんどないといえる。なお、S-210 型の 20 号機から 25 号機までの姿勢を比較する上で図 5 にまとめて示した。

4. む す び

ロケットの姿勢を正確に決定することは、種々困難な点がある。特に南極での夜の観測においては太陽が使えず、地平線センサーではロケットの高度が低いため十分にその性能を発揮できない。もちろん月や星のセンサーもあるが技術上の問題もいくつかあり一般的とは考え難い。よく使われる地磁気姿勢計にもいくつかの難点もあるが、一応の成果は得られている。特に数多くの実験から、ロケットの代表的な姿勢特性が明らかになり、前節で検討した方法でも実際のコーニング角を求めることが可能であることが分かった。もちろん、ほかのセンサーが併用できればより高い信頼度が得られる。最後にこれまでのロケット実験で多大なご協力をいただいた国立極地研究所の皆様にはここに深く感謝します。

文 献

- AOYAMA, I and TOHYAMA, F. (1975): Study of the attitudes of rockets launched at Syowa Station Nankyoku Shiryô (Antarct. Rec.), **52**, 156-159
TOHYAMA, F and AOYAMA, I (1978). Attitudes of the Antarctic sounding rocket vehicles Mem. Natl Inst Polar Res, Spec Issue, **9**, 87-91.

(1979 年 5 月 10 日受理)