

SP-150 ロケットのスピン特性

戸田 康明・板橋 宗雄・中村 巖

1. はし が き

K-9L-1 の 2, 3 段は飛しよう中の安定性および性能の面から、5~10 cycle/sec のスピンを与えることが要求された。この場合、スピンはノズル後端に案内羽根を取り付け、噴出ガスにより与えることとなった。そして、このような方法で与えるスピンについては資料が少ないから、まず小型ロケットの飛しよう実験によって、スピンに関する実験資料を得ることになった。

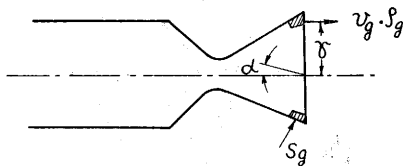
また、案内羽根によるスピン・トルクも小型エンジンで地上試験が行なわれ、データを得た。

本稿は、一般的スピン計算式、SP-150 ロケット（スピン・テスト用小型ロケット）、スピン・トルクの地上試験、案内羽根によるスピンの経験式、K-9L-1 のスピン・データと計算値との比較等を報告する。

2. スピン計算式

(1) スピン・トルク (M_θ)

一般に良く知られているように、断熱変化と仮定して得た計算式で、ノズルからの噴出ガスの性質を知れば、下記の (1) 式でスピン・トルクが求められる (第 1 図)。



第 1 図

v_g : 噴出ガスの速度 (m/sec)

ρ_g : 噴出ガスの密度 ($\frac{\text{kg}\cdot\text{sec}^2}{\text{m}^4}$)

S_g : 案内羽根の断面積 (m^2)

C'_{La} : 案内羽根の揚力係数

α : 案内羽根の迎角 (rad)

γ : 案内羽根の風圧中心とロケット軸との距離 (m)

n : 案内羽根数

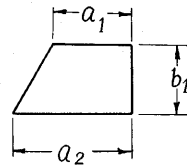
M : 噴出ガスのマッハ数 (v_g/a_2)

M_θ : 噴出ガスによるスピン・トルク (kg-m)

$$M_\theta = \frac{1}{2} C'_{La} \rho_g v_g^2 \cdot S_g \cdot \gamma \cdot n \cdot \alpha \dots\dots\dots (1)$$

ここで案内羽根の揚力係数 C'_{La} は矩形翼と仮定、(2) 式で与えられるものとした (第 2 図)。

$$C'_{La} = \frac{4}{B} \left(1 - \frac{1}{2AB} \right) \dots\dots\dots (2)$$



$$a = \frac{1}{2} (a_1 + a_2) \quad (\text{平均翼弦})$$

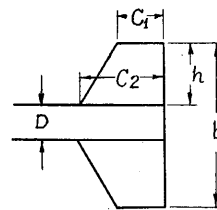
$$A = \frac{(2b_1)^2}{2S_g} = \frac{2b_1}{a} \quad (\text{アスペクト比})$$

$$B = \sqrt{M^2 - 1}$$

第 2 図

(2) スピン減衰モーメント ($M_{I\beta}$)

飛しよう中、ロケットの尾翼はスピンを減衰させる方向に作用する。この場合、減衰モーメントは (3) 式で与えられる (第 3 図)。



$M_{I\beta}$: スピン減衰モーメント (kg-m)

V : ロケットの飛しよう速度 (m/sec)

ρ : 空気密度 (ρ_0 : 地上における) ($\frac{\text{kg}\cdot\text{sec}^2}{\text{m}^4}$)

第 3 図

S : 1 対の尾翼面積 (m^2) $S = (C_1 + C_2)h$

P : スピン (rad/sec) $C_{I\beta}$: スピン減衰係数¹⁾

$$M_{I\beta} = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_{I\beta} \frac{bP}{2V} = \frac{1}{4} \rho S b^2 C_{I\beta} V P \dots\dots (3)$$

スピン運動するロケットが 2 段式で、それぞれに尾翼がついている場合、あるいはそのほかに一対のアンテナ、ケーブルのように回転円に対して突き出して取り付けられている場合には、そのおのおのの構造物に減衰モーメントが生ずる。この場合の減衰モーメントは (3) 式をかきかえて、次式の (4) 式で考慮した。すなわちブースタ、メイン、およびアンテナ・ケーブルに関する量をそれぞれ 1, 2, 3 の脚符で表わすと、

$$M_{I\beta} = \frac{1}{4} \rho V P [C_{I\beta 1} \cdot S_1 \cdot b_1^2 + C_{I\beta 2} \cdot S_2 \cdot b_2^2 + C_{I\beta 3} \cdot S_3 \cdot b_3^2]$$

簡単のため

$$C_{I\beta 1} = C_{I\beta 2} = \frac{1}{2} C_{I\beta 3}$$

とすると、

$$M_{I\beta} = \frac{1}{4} \rho V P C_{I\beta 1} [S_1 b_1^2 + S_2 b_2^2 + \frac{1}{2} S_3 b_3^2] \dots (4)$$

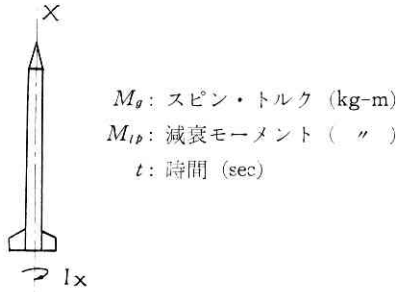
(3) スピンの釣合方程式

スピンはスピン・トルクと減衰モーメントとの釣合方程式から決まり、下記の (5) 式で与えられる (第 4 図)。

$$I_x \frac{dP}{dt} = M_\theta - M_{I\beta} \dots\dots\dots (5)$$

I_x : x 軸方向の慣性モーメント (kg-m²)

P : スピン (rad/sec)

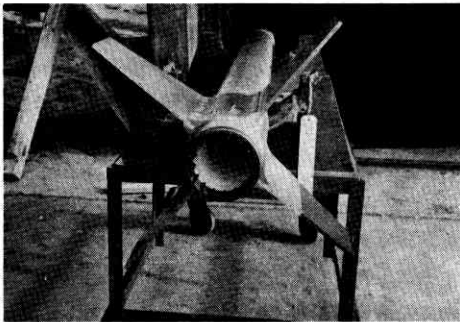


第 4 図

3. SP-150 ロケット

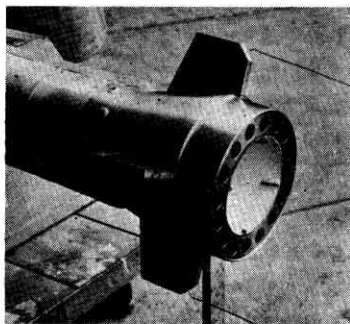
1960年12月22日 および 25日, 秋田実験場で SP-150 ロケット 2機の飛しょう試験が行なわれ, 振動計およびテレメータによって飛しょう中のスピンの記録された.

SP-150 ロケットは 2 段式で, その外形寸度は K-9L-1 号機の第 2 段+第 3 段の約 1/1.57 のモデルでメイン, ブースタともスピン用の案内羽根をノズル後端に取り付けた. 第 5 図にはこの 2 段式テスト機のブースタに取り付けられた案内羽根を示す.



第 5 図 ブースタのスピン用案内羽根

第 6 図は同テスト機のメインに取り付けられた案内羽根を示す. メイン・ステージでは減衰モーメントとして



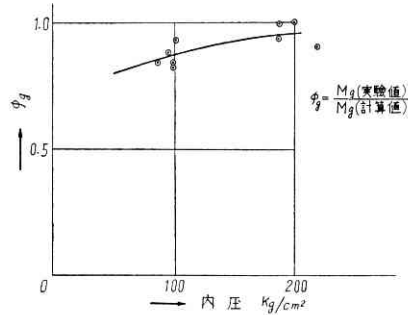
第 6 図 メインのスピン用案内羽根

作用する尾翼が小さいため案内羽根もブースタに比べ非常に小さく, また羽根数も少ない.

この実験から得られた SP-150 ロケットの スピン対時間の特性は第 9 図に

4. スピン・トルクの地上燃焼実験

スピン・トルクについては, 比較的小型のロケット・エンジンに, 鑄鉄製案内羽根で羽根の迎角 15° なるノズルを取り付けて行なった.



第 7 図 スピン・トルクの地上試験結果 (ϕ_g)

実験の結果, 理論値と実測値との比を内圧に対して整理し, これを図示すると

第 7 図のようになった. この結果からみると, 内圧の高い部分では摩擦あるいは熱的損失が少なく, 理論値に近い. しかし, 内圧が低くなるに従い損失は大きくなる傾向を示している.

SP-150 ロケットにこの結果を参照すると, 平均内圧約 50 kg/cm^2 であるので, 計算トルクの 80% が有効トルクとして作用すると考えられる.

5. スピンに関する経験式

尾翼の C_{ip} の値として第 8 図の A 曲線¹⁾ の値を用いて SP-150 ロケットの案内羽根の設計を行なったが, テレメータ送信機による実測結果は計算による予想値よりかなり低い値で終わっている.

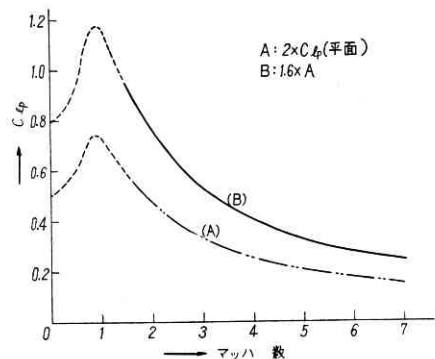
これについては, 下記の 2 項が考えられる.

- i 燃焼ガスによる案内羽根の溶解・変形
- ii 減衰モーメント係数の再検討

しかし, 第 i 項については羽根が鑄鉄製であること, 表面にローカイド・コーティングを施工したこと等からほとんど考えられず, 結局第 ii 項の検討を行ない, スピン回転速度対時間の曲線が実験値に合うような減衰モーメント係数の修正係数を探索することとした.

この結果, もとの C_{ip} (第 8 図. A) の曲線にいろいろの修正係数をかけたものについてスピン回転速度対時間曲線を比較した結果, この修正係数を 1.6 とすると比較的实验曲線に近いものが得られることが分かった.

細長い物体の理論²⁾ によれば, 平面翼の C_{ip} (平面) を修正して十字翼の C_{ip} (十字) を求める係数, および



第 8 図 スピン減衰モーメント係数 (C_{ip})

翼胴体干渉等次の3項が考えられた。まず、

- (1) C_{lp} (平面) を C_{lp} (十字) に引き直す係数としては $1.7C_{lp}$ (平面)
- (2) 延長翼面積を基準にした場合、翼、胴体干渉の修正係数は $D/b=0\sim 0.4$ ではほとんど影響なく 1.0 倍
- (3) 基準面積を露出面積とする場合の修正係数として 1.42 倍 (SP-150 ロケットの場合)

だから NACA-TR-1052¹⁾ から得られた C_{lp} (平面) に対して

$$C_{lp}(\text{theory}) = 1.7 \times 1.0 \times 1.42 \\ = 2.41 C_{lp} \text{ (平面)}$$

となる。

これに対して実験から得られた $C_{lp}(\text{exp.})$ は結局下記の通りとなっている。

$$C_{lp}(\text{exp.}) = 1.6A \quad A = 2 \times C_{lp} \text{ (平面)} \\ = 3.2C_{lp} \text{ (平面)}$$

したがって、 C_{lp} に関する実験結果と理論値との比は次の通り。

$$\frac{C_{lp}(\text{exp.})}{C_{lp}(\text{theory})} = 1.33$$

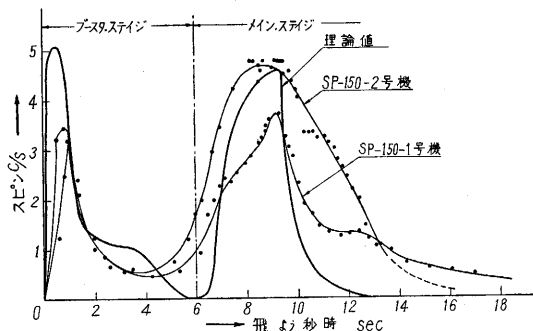
で、理論値の約 30% 増である。

以上の検討をまとめスピンの経験式とすると (6) 式の通りである。

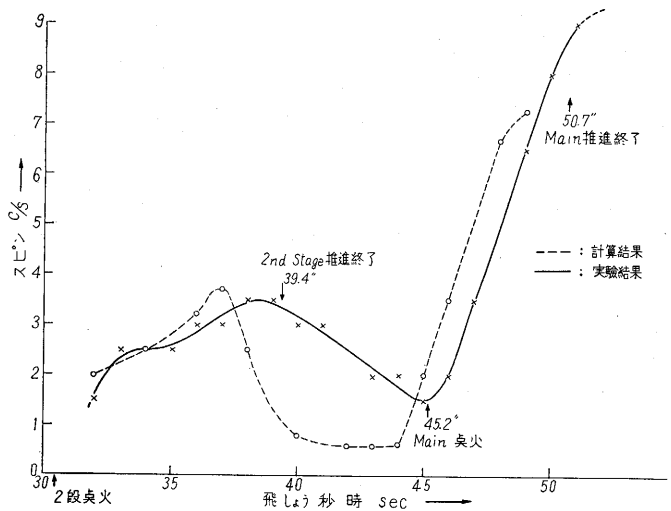
$$\frac{dP}{dt} = \frac{1}{2I_x} \left\{ C'_{L\alpha} \rho_a v^2 a_s S_b \gamma n \alpha \phi_a - \frac{1}{2} C_{lp}(\text{exp.}) \rho V P \right. \\ \left. \left(S_1 b_1^2 + S_2 b_2^2 + \frac{1}{2} S_3 b_3^2 \right) \right\} \dots \dots (6)$$

SP-150 ロケットのスピンの実験値と、(6) 式による計算値との比較を第 9 図に示した。第 9 図からわかるように、2 段階目のスピンは大体実験値と計算値とは一致したが、ブースタ・ステージにはなお相違があることがわかった。

これについては、ブースタ・ステージではスピンの変化が激しいため、実験データの整理にも難しさがあり、またロケットがランチャーを離脱するまでスピンの拘束されていた等の原因が考えられる。



第 9 図 SP-150 ロケットのスピンの特性



第10図 K-9L-1 号機のスピンの特性

6. K-9L-1 号機のスピン

K-9L-1 号機の 2 段階ブースタおよび 3 段階メイン・ロケットのノズルには前述の通り、スピン用案内羽根を取り付けた。この案内羽根の設計も (6) 式で行なった。第 10 図には、この K-9L-1 号機の 2 段階および 3 段階のスピンの実験値と計算値とを示した。第 10 図からわかるようにコーステングの間を除けば実験と計算とはほぼ一致した。

7. むすび

SP-150 ロケット 2 機の飛しょう実験および地上実験からノズルの後端に案内羽根を取り付け、ノズルからの噴出ガスを利用して所定のスピンをロケットに与えるための、設計資料を得ることができた。

これによって設計された K-9L-1 号機の 2 段階、3 段階のスピンの実験値と設計値とは前述の通り大体において満足すべきものであった。無誘導のカップ型式ではぜんぜんスピンを与えなくとも尾翼の取付精度あるいはノズルの偏心等でいくらかの自然スピが生じているので、実験値と計算値との多少の相違は止むを得ない結果ではないかと思われる。要求するスピンの自然スピンよりはるかに大きく、20~30 c/s 程度のものについて実験を行なえば、さらに満足すべき結果が得られるものと思われる。

なお本稿をまとめるに当たり、スピンの減衰モーメントに関する計算式については玉木教授 (東大生研) のご指導を得た。またスピン・トルクに関しては柴田和雄・田村真治両氏のご助言を得た。(1961 年 8 月 22 日受理)

参考文献

- 1) Jones, Arthur L., and Alksne, Alberta. "A summary of Lateral-Stability Derivatives Calculated for Wing Plan Forms in Supersonic Flow." NACA TR-1052, 1951.
- 2) N. Nielsen "Missile Aerodynamics," 1960.