

(II. 5. 2)

横風による分散について

富田 文治・小早川 眞也*・酒井 春雄*

On the Dispersion of SSR Rocket due to the Cross Wind

By

Bunji TOMITA, Shinya KOBAYAKAWA and Haruo SAKAI

Abstract: In this report, the effects of cross wind on the dispersion of trajectory of SSR Rocket during burning are analysed.

The analytical procedure is as follows; (a) Calculate the flight path angles at the end of burning for various launching angles in the case of no cross wind, (b) Calculate the flight path angles at the end of burning for various values of cross winds, (c) Comparing the results of (a) and (b), determine the effective launching angle under cross wind, which gives same flight path angle at the end of burning in the case of (a). The calculational results show that the corrective angles of launching are approximately $+0.6^\circ$ for 1 m/sec of head wind and -0.6° for 1 m/sec of tail wind.

1. は し が き

無誘導ロケットが横風をうけると、静安定性のためにロケットの速度と風の速度の合成ベクトルの方向に機首を向けようとする。したがって、この状態で推力が作用すればロケットは所定の軌道からはずれる。ロケットを所定の径路に沿って飛しょうさせようとするれば何らかの方法によって風による分散の補正を行わなければならない。この補正の方法として、モータ燃焼終了時の飛行径路角が無風状態における径路角と等しくなるようにあらかじめ発射方位および発射角を定める方法が通常採用されているので[1]、ここではこの観点から解析してみる。

任意の方向の風に対する発射方位および発射角の補正には厳密には三次元軌道計算を行なう必要があるが、ロケットは通常軸対称であり、また補正量も一次的には三軸方向成分の合成と考えて差しつかえないから、ここでは、飛しょう径路を含む鉛直面内の運動について、水平な追い風または向い風による必要補正量を計算してみる。それにはつぎのような手順によって解析を進める。

- (a) 無風状態における所定の発射角に対する燃焼終了時の飛しょう径路角を求める。
- (b) 風速をパラメータとして種々の発射角に対する燃焼終了時の飛しょう径路角を求める。

* 三菱重工業 K. K. 名古屋航空機製作所

- (c) (b)において燃焼終了時の発射角が(a)と等しくなる発射角を求め、風による影響を等価的に発射角の補正量として評価する。

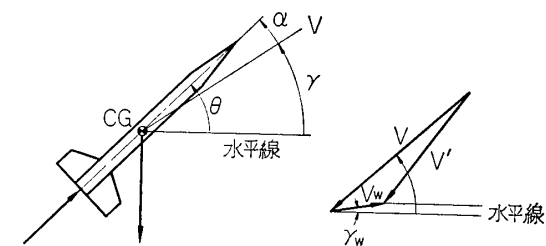
2. 運動方程式

ロケットを剛体と仮定したとき、鉛直面内の運動方程式は、高次の微小項を省略すれば次式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} \frac{W}{g}\dot{V} &= T \cos \alpha - W \sin \gamma - QS(C_{D0} + \Delta C_D) \\ \frac{W}{g}V\dot{\gamma} &= T \sin \alpha - W \cos \gamma + QSC_{La}\alpha' \\ I\dot{q} &= QSl\left[C_{ma}\alpha' + C_{mq}\left(\frac{l}{2V'}\right)q\right] + M_Jq \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

ここで、 W : ロケット重量 [kg], g : 重力加速度 [m/s²], V : ロケットの速度 [m/s], T : 推力 [kg], α : 迎角 [rad], γ : 径路角 [rad], Q : 動圧 [kg/m²], S : 基準面積 [m²], C_{D0} : 零揚力抵抗係数, ΔC_D : 誘導抵抗係数, C_{La} : 揚力傾斜 [1/rad], I : Y 軸まわりの慣性能率 [kg・m・s²], q : ピッチング角速度 [rad/sec], l : 基準長 [m], C_{ma} : ピッチングモーメント傾斜 [1/rad], C_{mq} : ピッチダンピング係数 [1/rad], M_J : ジェットダンピング係数 [kg・m・s/rad], θ : 姿勢角 [rad]

であり、'のついた量は風の影響を考慮した量を意味し、次式で表わされる (第1図参照)。



第1図 風の影響

$$\left. \begin{aligned} \frac{V'}{V} &= 1 - \frac{V_w}{V} \cos(\gamma - \gamma_w) \\ \alpha' &= \alpha + \frac{V_w}{V} \left[\frac{\sin \gamma_w}{\cos \gamma} - \tan \gamma \cos(\gamma - \gamma_w) \right] \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

ここに添字 W は風の諸量を意味する。

燃焼終了時の飛しょう径路角 (γ_{B0}) は、運動方程式を電子計算機 IBM 7044 を用い次の条件のもとに数値積分を行なって求めた。

- 重量 (W) および推力 (T) は時間 (t) の関数として 20 点以内の折れ線で近似する。
- 空力係数 C_D , C_{D0} , C_{La} , C_{ma} , C_{mq} はマッハ数 (M) の関数として 20 点以内の折れ線で近似する。
- ジェットダンピング係数 (M_J) は時間 (t) の関数として 20 点以内の折れ線で近似する。
- 大気の諸量 (音速 a , 密度 ρ , 圧力 p) は ICAO 標準大気による。
- 初期値はロケットを剛体と考えランチャー離脱時の値を用いる。

(f) 数値積分は Runge-Kutta の方法により、時間間隔は 0.004 秒とする。
 なお、モータ推力の高度補正は II. 5. 1 の (5) 式による。

3. 初期値

ロケットを剛体として扱う場合には、ロケットがランチャーを離脱する時頭下げの角速度を持つので、運動方程式を解くに当ってはこれを考慮しなければならない。HT-110 型ロケットはランチャーをスリッパ方式の前後 2 点の支持点ですべる。このとき運動方程式は次式で与えられる (記号は第 2 図参照)。

まず前の支持点がランチャーと接触しているときは、

$$\frac{W}{g}\ddot{Z}_0 = T - W \sin \theta_0 \quad (3)$$

で表わされ、前の支持点がランチャーを離れた後、後の支持点がランチャーを離れるまでは、

$$\frac{W}{g}\ddot{Z}_0 = T - W \sin \theta_0 \quad (4)$$

$$\frac{W}{g}\ddot{Y}_0 = T\varphi - W \cos \theta_0 - R \quad (5)$$

$$I\ddot{\varphi} = Rl_R \quad (6)$$

で表わされる。ここに φ は微小角とし、摩擦力は省略した。

また後の支持点がランチャーに接触しているという条件より、

$$Y_0 = l_R \varphi \quad (7)$$

を得る。ここに l_R は後の支持点のランチャー接触点とロケット中心線との距離である。ランチャー離脱に要する時間が短いことから、重量 (W) および推力 (T) の変化は、 φ 、 Z_0 、 Y_0 の変化に比べて少ないと考え、一定とする。(3) 式および (4) 式~(7) 式を初期条件

第 2 図 ロケットのランチャ離脱

を用いて解けば (t_1 は前の支持点がランチャーを離れる時間) 次の結果を得る。

$$t=0 \text{ で} \quad Z_0 = \dot{Z}_0 = 0 \quad (8)$$

$$t=t_1 \text{ で} \quad \varphi = \dot{\varphi} = 0 \quad (9)$$

を用いて解けば (t_1 は前の支持点がランチャーを離れる時間) 次の結果を得る。

$$\left. \begin{aligned} t_1 &= \sqrt{2L_1/K} \\ \varphi &= \frac{C}{B} \left[\cosh \sqrt{\frac{B}{A}}(t-t_1) - 1 \right] \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

ここに、

$$\left. \begin{aligned} K &= (T - W \sin \theta_0) / (W/g) \\ A &= \frac{W}{g} l_R^2 + 1 \\ B &= T l_R \\ C &= W l_R \cos \theta_0 \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

である。

ランチャー離脱時の頭下げ角速度 ($\dot{\theta}$) は、

$$\dot{\theta} = -\dot{\varphi} = \sqrt{\frac{C^2}{BA}} \sinh \sqrt{\frac{B}{A}} (t_2 - t_1) \quad (12)$$

となる。ここに t_2 は後の支点がランチャーを離れる時間で次式で表される。

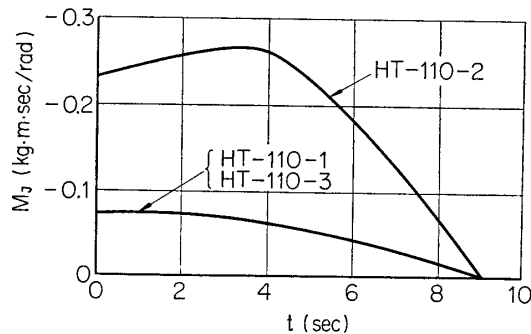
$$t_2 = \sqrt{2L_2/K} \quad (13)$$

同様にしてその他の初期値を求めると次のようになる。

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= [(l_R \dot{\varphi}) / \dot{Z}_0 - \varphi]_{t=t_2} \\ \theta &= [\theta_0 - \varphi]_{t=t_2} \\ \gamma &= [\theta - \alpha]_{t=t_2} \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

4. 射角補正量

第3図に文献[2]によって推定した HT-110 型ロケットのジェットダンピング係数 (M_j) を示す。第2表は HT-110 型ロケットの y 軸まわりの慣性能率を示したものである。慣性



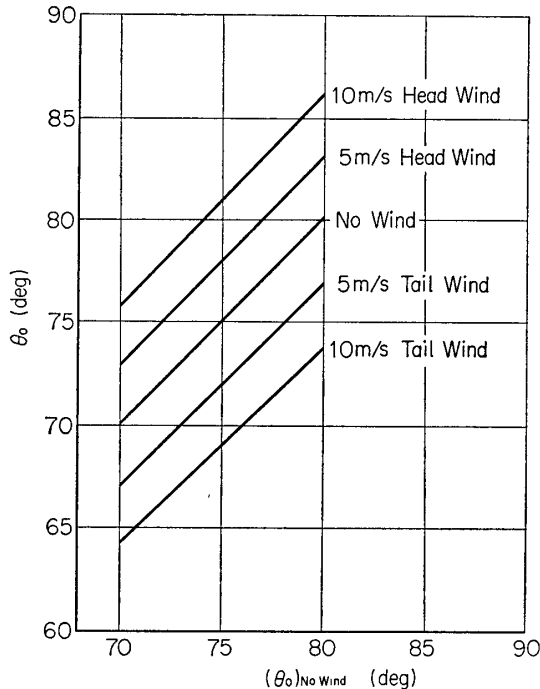
第3図 ジェットダンピング係数

能率の燃焼中における時間的变化は、簡単化のために発射時の値から燃焼終了時の値まで直線的になると仮定する。

第2表 慣性能率

機 種	HT-110-1	HT-110-2	HT-110-3
慣性能率 (kg·m·s ²)			
発射時	2.53	3.34	2.50
燃焼終了時	1.55	2.40	1.55

このほか計算に用いた数値は次のごとくである。



第 4 図 風による分散に対する発射角補正

$\theta_{0 \text{ NoWind}}$; 無風状態での発射角
 θ_0 ; 燃焼終了時における径路角が
 無風状態と等しくなる発射角

る準備を整えていたが、幸いにして 1~3 号機とも発射時の風速はあまり大きくなかったので実際の修正は行なわれなかった。これは HT-110 型ロケットのエンジン燃焼中の加速度が比較的大きいため、横風による修正量が $0.6^\circ/\text{m/sec}$ という小さい値であったことにも起因している。レーダの測定による飛しょう径路からみて実際の射角と等価的な射角の差が $1\sim 2^\circ$ 程度と推定されるが、これは発射時の風向、風速から判断して大きさ方向とも妥当な値と思われる。

1966 年 4 月 30 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] R. L. James J C and Ronald J. Harris: Calculation of Wind Compensation for Launching of Unguided Rockets. NASA TN. D-645
- [2] R. L. James. Jr.: A Three Dimensional Trajectory Simulation using Six Degrees of Freedom with Arbitrary Wind. NASA TN. D-641
- [3] NASA, U. S. A. F and USWB US Standard Atmosphere, 1962.
- [4] L. Davis. Jr., Exterior Ballistics of Rocket, D. Van Nostrand, 1958.

モータ推力および機体重量は軌道計算に使用したもの(第 4, 5 図, 第 1 表)を用いる。また空力特性は, II. 4 項に報告されている諸量を用いる。

風は鉛直面内の向い風および追い風についてそれぞれ 5 m/sec および 10 m/sec について計算する。高度による風速分布は一樣と仮定する。第 4 図は計算結果の発射角補正曲線を示す。計算結果によると、発射角補正量は機種による差はほとんどなく、風速 1 m/sec 当りほぼ 0.6° である。

5. む す び

横風によって生ずるロケットの飛しょう径路の分散の評価法および、この分散を防ぐためにあらかじめ補正すべき発射角または方位角の大きさについて検討した。HT-110 型ロケットの補正量は第 4 図に示したように簡単な図表にまとめ飛しょう試験時の風向、風速に応じて直ちに方位角および発射角を修正す