

M-3 S の空力特性

雛田元紀・塚本茂樹・小野島昇*・本田雅久*

(1986年4月25日受理)

1. はじめに

M-3 S 型ロケットは、M-3 H 型ロケットに続く科学衛星打上げ用ロケットとして計画された3段式固体燃料ロケットである。M-3 S の飛翔安定の方法は次の方による。

第1段：尾翼による空力安定およびTVCによるピッチ・ヨー制御、SMRCによるロール制御

第2段：TVCによるピッチ・ヨー制御、サイドジェットによるロール制御

第3段：打出し前に姿勢制御、のちにスピンドル安定

空力的な特徴をM-3 H[1]と比較して示す。

(1) TVC効果を高めるため尾翼は、M-3 H のものに比べて露出スパンが約2/3に縮少されており、このため静安定はM-3 H に較べて小さくなっている。

(2) SMRCは尾翼の先端に取付けられている。尾翼の厚さと比較してSMRCも等価的に翼とみなせる。

(3) M-3 H と同様、1, 2段間接手が骨組構造になっておりその部分に若干のくぼみがある。この部分の全体としての法線力、圧力中心、抵抗に対する影響はほとんどないが、この部分における部分的な圧力上昇、空力加熱の問題があり、また逆流のTVC配管、配線に対する影響を十分考慮する必要がある。

次章以降に、第1段、第2段の空力諸係数及びSB分離後の第1段モータ燃焼中の空気抵抗係数をフライトデータを用いて評価した結果を示す。

2. 第1段の空力特性

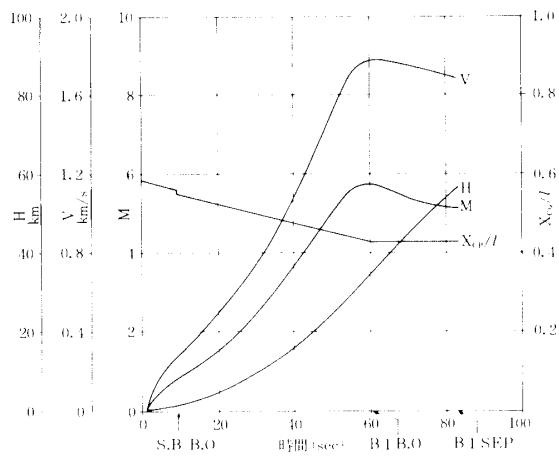
記号は、通常の記法に従う。計算法については、[2], [3]を参照されたい。

8本の補助ブースタの空力特性に及ぼす影響は、M-3 H の場合と同様に、胴体がその分だけ断面積を増したとする近似で計算した[2]。

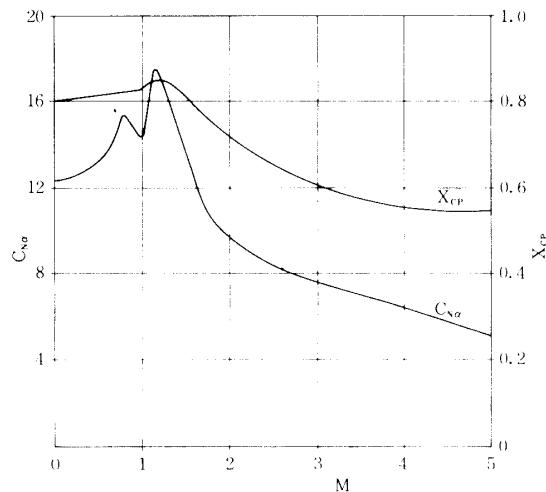
標準発射上下角70°に対する高度H、速度V、マッハ数M及び重心CGの変化を第1図に示す。ただし、 X_{CG} は先端から重心までの距離、lは全長である。

マッハ数に対し、第1段の法線力係数傾斜 C_{Na} 、先端から圧力中心位置までの距離 X_{cp}

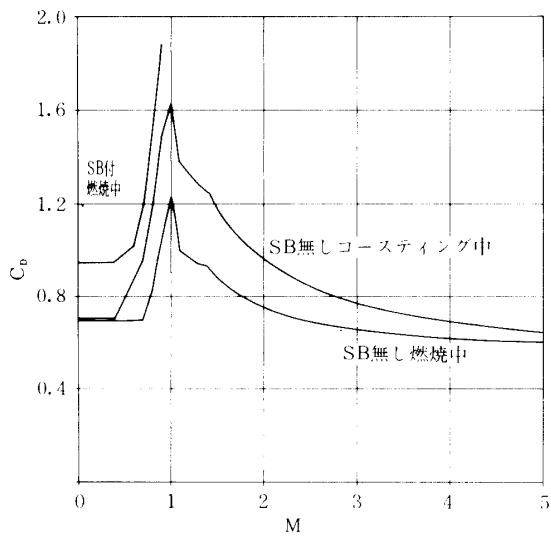
* 日産自動車宇宙航空事業部



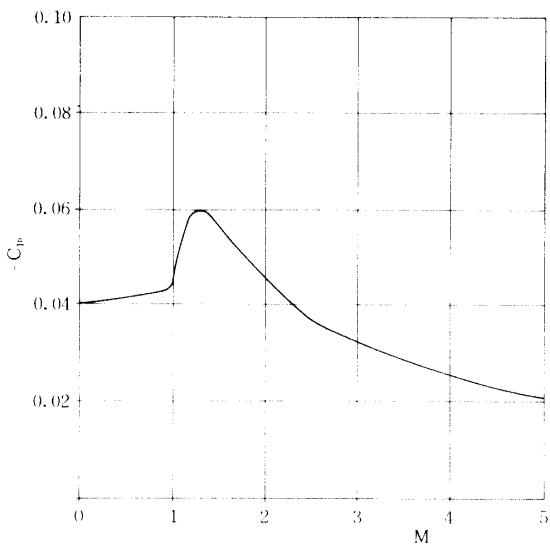
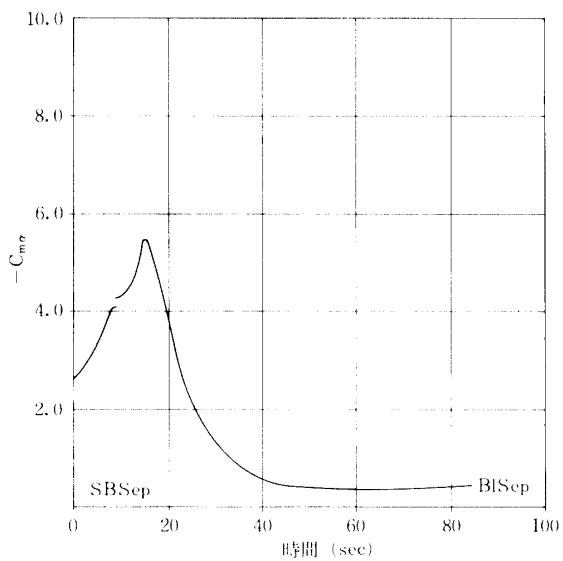
第1図 第1段の高度 H , 速度 V ,
マッハ数 M , 重心位置 X_{cg}



第2図 第1段の C_{Na} , X_{cp}



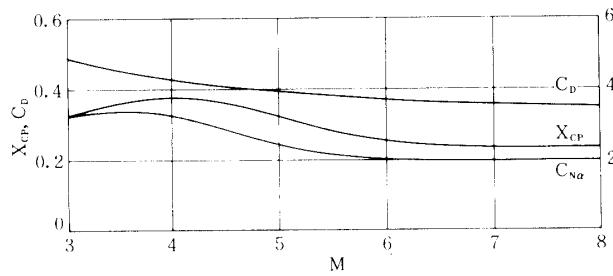
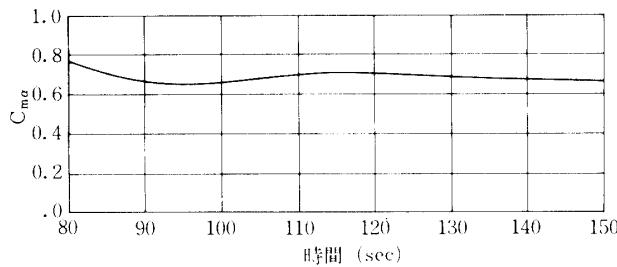
第3図 第1段の C_D

第4図 第1段の C_{lp} 第5図 第1段の C_{ma}

を第2図に、抵抗係数 C_D を第3図に、ロール減衰係数 C_{lp} を第4図に、また発射後の第1段静安定係数 C_{ma} を第5図に示す。

3. 第2段の空力特性

第2段は空力的には不安定であるが、TVCによって飛翔中の安定が保たれる。ただし、第1段切離しからTVC作動までの間は不安定である。 C_{cp} , X_{cp} , C_D を第6図に、 C_{ma} を第7図に示す。

第6図 第2段の $C_{N\alpha}$, X_{cp} , C_D 第7図 第2段の $C_{m\alpha}$

4. 第1段の空気抵抗係数評価

4.1 計算式

M-3 S-3号機のフライトデータを用いて、推力及び空気抵抗係数の0次推定を行った。推定は、線型最小自乗法を用いて、加速度データに理論計算値をフィッティングさせて行った。

ロケットの運動方程式は

$$A = \frac{T - T_{LOSS} - C_D Q S}{W_t} \quad (1)$$

ただし A : 軸加速度, T : M-13モータ真空推力, T_{LOSS} : 大気圧による推力の補正分, C_D : 空気抵抗係数, Q : 動圧, S : 基準断面積, W_t : 機体重量

(1)式をフライトデータ \bar{A} を用いて表現すると、偏回帰係数 k_1 , k_2 及び計算値とフライトデータの残差 e を導入して次式を得る。

$$\bar{A} = k_1 \bar{X}_1 + k_2 \bar{X}_2 + e \quad (2)$$

$$\bar{X}_1 = (\bar{T} - \bar{T}_{LOSS}) / \bar{W}_t$$

$$\bar{X}_2 = (-C_D \bar{Q} S) / \bar{W}_t$$

ここで \bar{A} 等は、フライトデータを意味する。

今データが時系列で n 個あるとすると

$$\begin{pmatrix} \bar{A}_1 \\ \bar{A}_2 \\ \vdots \\ \bar{A}_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \bar{X}_{11} & \bar{X}_{21} \\ \bar{X}_{12} & \bar{X}_{22} \\ \vdots & \vdots \\ \bar{X}_{1n} & \bar{X}_{2n} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} k_1 \\ k_2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ \vdots \\ e_n \end{pmatrix} \quad (3)$$

行列で表現すると

$$\mathbf{A} = \mathbf{X}\mathbf{k} + \mathbf{e}$$

残差の平方和 $\mathbf{e}^T \mathbf{e}$ を最小にするベクトル \mathbf{k} は、

$$\mathbf{k} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T \mathbf{A}$$

で与えられる。

4.2 入力データ

計算に用いたデータソースを第1表に示す。

その他に、次の2つの条件を加える。

- (1) 推定は、SB分離後、1段モータ燃焼中とする。
- (2) データは、0.1秒刻みを用いる。

推力及び空気抵抗係数を加速度レベルに変換したもの及び加速データ DAM を第8図に示す。

DMAより、推定に用いることができる時間は、 $X+10$ 秒～ $X+50$ 秒ぐらいと考えられる。これに対応したマッハ数は、マッハ1～マッハ5となる。

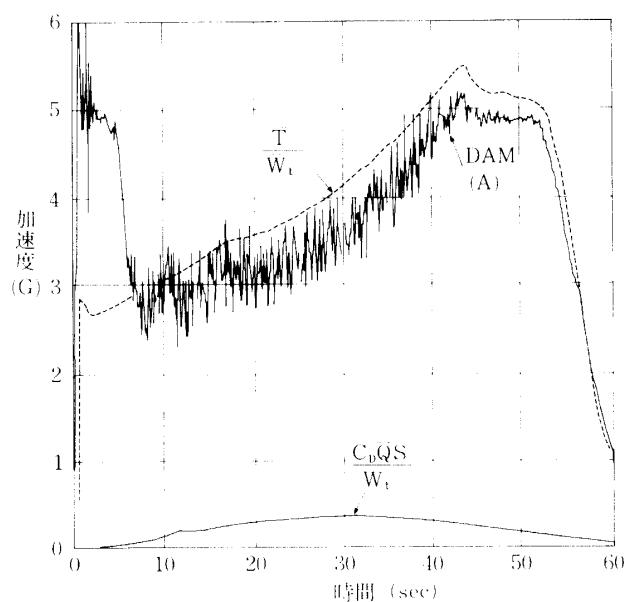
データのフィッティングは、次の2ケースについて行った。フィッティングの様子を第9図、第10図に示す。

- (A) $X+10$ 秒～ $X+50$ (秒)
- (B) $X+20$ 秒～ $X+50$ (秒)

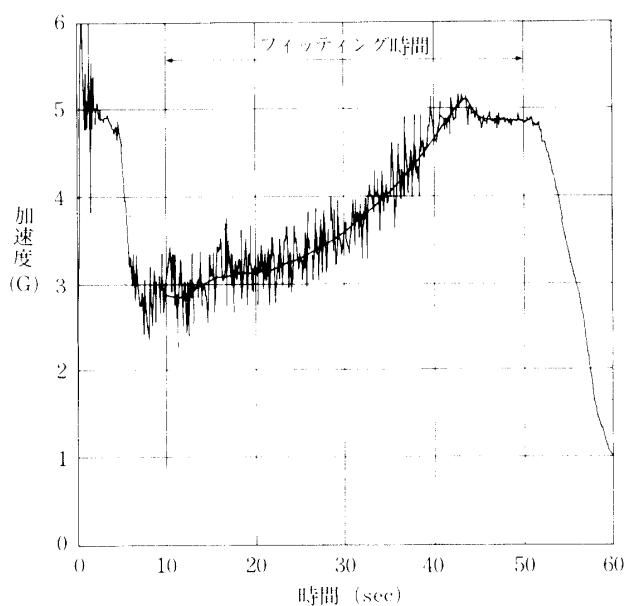
第1表 入力データ・ソース一覧

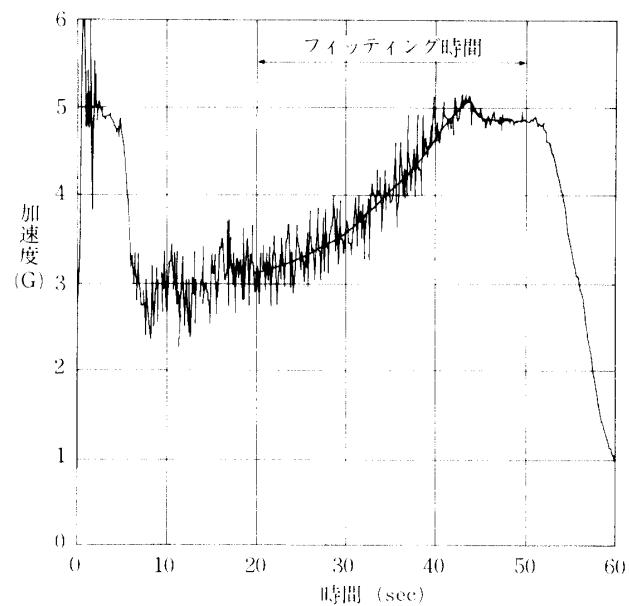
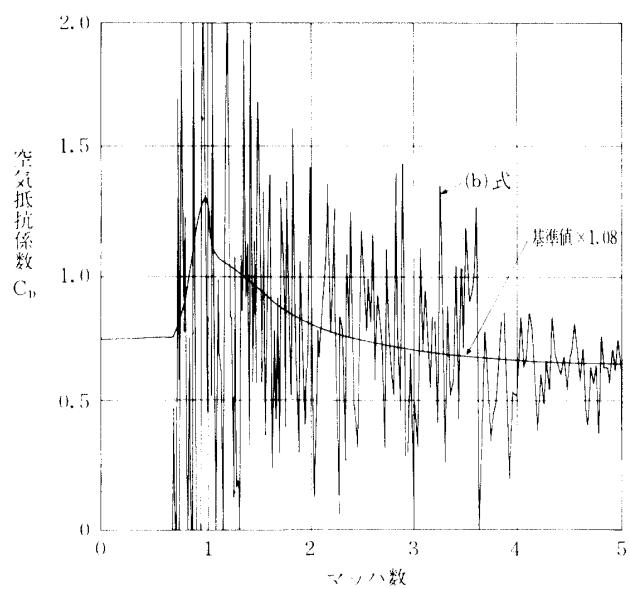
| 入力データ名称 | ソース |
|------------------------|-------------------------------------|
| M-13 真空推力(\bar{T}) | 地燃のデータを基にして計算されたもの。 $Isp=266$ 秒。 |
| 軸加速度(\bar{A}) | ライト・データの精密加速度計 DAM. |
| 動 壓(\bar{Q}) | CN 及び DAM から計算される。 |
| 機体重量(\bar{W}_t) | 地燃のデータを基にして計算されたもの。 |
| 空気抵抗係数(C_d) | ライト計算に用いられている標準値。 |

注) 姿勢角度データ(CN)および精密加速度データ(DAM)を用いて軌道を算出して、動圧を求める。



第8図 M-3 S-3 加速度データ

第9図 加速度データフィッティング($X+10 \sim X+50$)

第10図 加速度データフィッティング($X+20 \sim X+50$)第11図 加速度から逆算される C_D と推定 C_D

第2表 偏回帰係数 α 計算結果

| | k_1 (推力項) | k_2 (空気抵抗項) |
|---|-------------|---------------|
| A | 1.005 | 1.086 |
| B | 1.003 | 1.079 |

計算された偏回帰係数 k_1, k_2 は、第2表に示す通りである。

A, B 両ケース共、M-13 の真空比推力、 $I_{sp}=266$ 秒が正しい事を裏付けている。

空気抵抗係数は、平均して、1.08倍となっている。

推定された空気抵抗係数の妥当性を評価するために、(1)式から C_D について解いた次式を用いて直接計算した値と 1.08倍した値の比較を第11図に示す。

$$C_D = \frac{\bar{T} - \bar{T}_{LOSS} - \bar{A} \times \bar{W}_t}{QS} \quad (6)$$

マッハ 1.5 以下では、推定値が大きめであるが、マッハ 1.5 以上では、ほぼ良好な一致が見られる。

参考文献

- [1] 離田元紀ほか；東大宇宙研究報告第16巻第1号(B)pp. 210～pp. 213(1980)
- [2] 離田元紀ほか；東大宇宙研究報告第14巻第1号(B)pp. 77～pp. 83(1978)
- [3] W. C. Pitts et al; NACATR 1307(1957)