

## M-3S-Ⅱの空力特性

籾田 元紀・塚本 茂樹  
\*小野島 昇・\*本田 雅久

### 1. はじめに

M-3S-Ⅱ型ロケットは、M-3S型に比べ空力的にみた場合、(1) ノーズフェアリングが $\phi 1650\text{mm}$ と太くなり弱いハンマーヘッド型になっている。(2) 補助ブースタが太く長くなり、先端は、円錐に空気抵抗軽減のためスパイクノーズが取り付けられている等、従来にない形状をしている。ここでは、これらの空力形状に対して行った種々の検討、試験を以下にまとめる。

### 2. 第1段、第2段の法線力係数傾斜と空力中心 [1]

図-1～図-6に第1段と第2段の最も重要な特性である法線力係数傾斜、圧力中心位置、抵抗係数をそれぞれ示す。図中の実験値は、最終的な形状に近い模型を用いた風洞試験の結果である。図から判るように、法線力係数傾斜が亜音速、遷音速領域において計算値の方が実験値よりも高めになっている。これは、尾翼の法線力係数傾斜の評価が高すぎる為だと考えられる。また、SB付きの時、ロールの位相によって法線力係数傾斜、空力中心が異なり、SBが左右にある時は、SB単独にある時の効果が加算的になっているようであり、SBが上下にある時は、SB無しの場合とほぼ同等である。

### 3. 空気抵抗係数

M-3S-Ⅱ-1, 2号機では、飛翔前の要求として、最終段の軌道能力を高めるために空気抵抗係数をできるだけ小さくし、しかも、軌道予想精度をあげるために予測精度を極力上げることが求められていた。

#### 3.1 予測精度の向上

空気抵抗係数は、造波抵抗、底面抵抗、摩擦抵抗の3項目がある。この3項目について機体各部それぞれ計算し、風洞試験のデータを参考にしながら修正した抵抗係数を用いる。以下の前提のもとに計算を実施した。

- (1) 造波抵抗は主に線形理論により計算し、そのほかの抵抗は、経験式等を用いて計算した [2]。また、ノーズフェアリングのバックステップの部分は、second-order shock expansion method を用いた。 [3]

---

\*日産自動車(株)

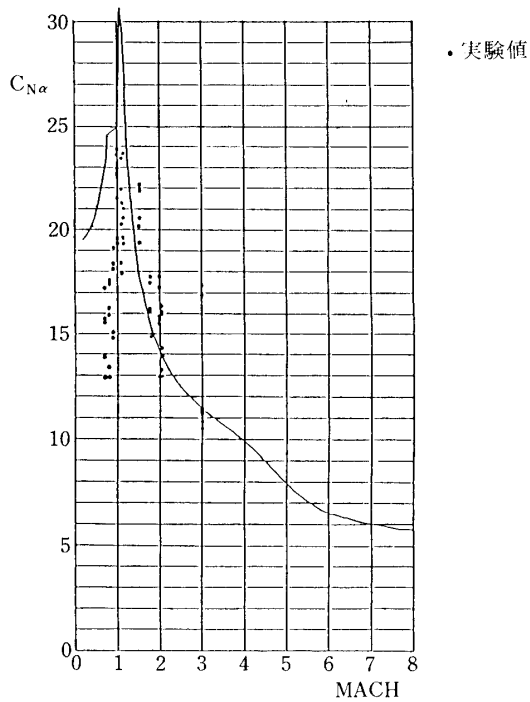


図-1-A 第1段の法線力係数傾斜 (SB付)

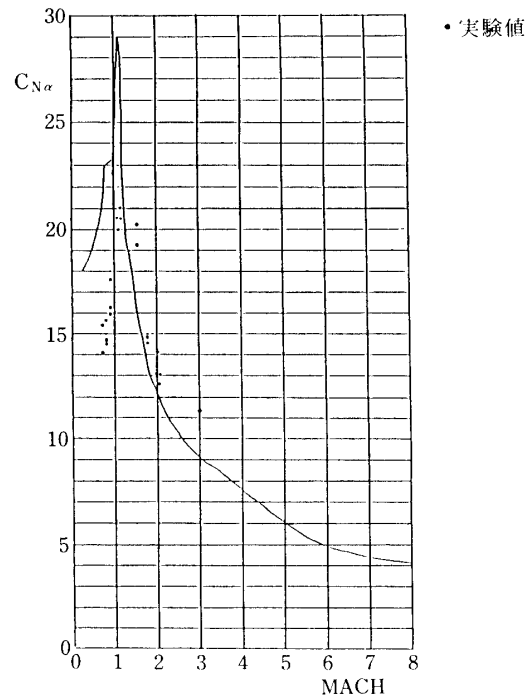


図-1-B 第1段の法線力係数傾斜 (SB無し)

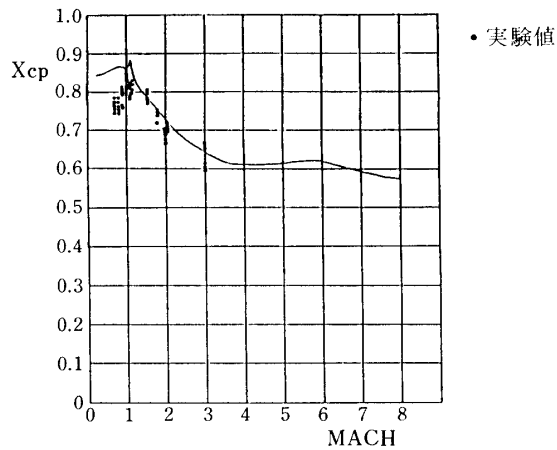


図-2-A 第1段の圧力中心 (SB付)

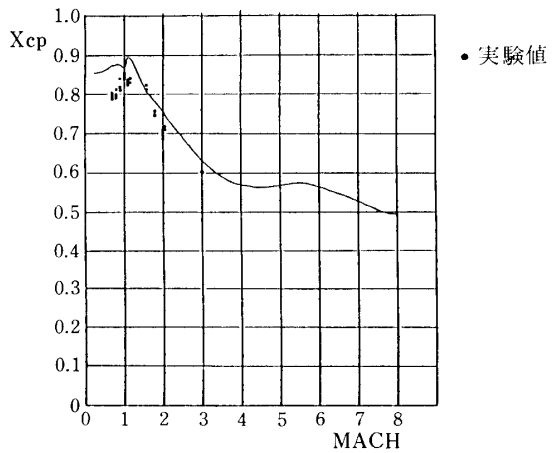


図-2-B 第1段の圧力中心 (SB無し)

- (2) 抵抗係数は、迎角が0度での値が計算され、その値は、迎角が0から5度の間は、変わらないものとした。
- (3) コアモータとSBの干渉は、無視した。
- (4) 1-2段接手部は、外気に露出した部分で流れが複雑になっているため、風洞試験によりデータを取得した [4]。
- (5) 摩擦抵抗は、あらかじめ決められた抵抗係数で飛翔計算を行い、これから算出される高度、マッハ数の履歴から計算する。

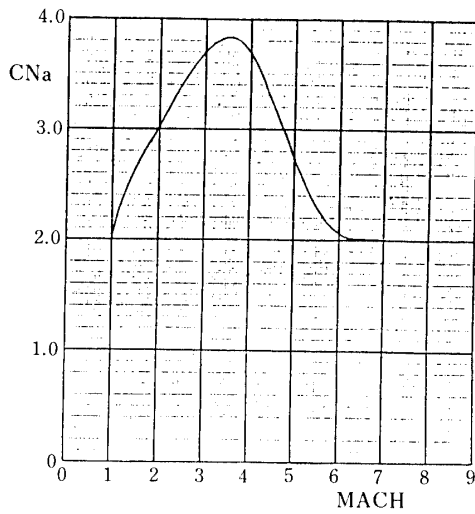


図-3 第2段の法線力係数傾斜

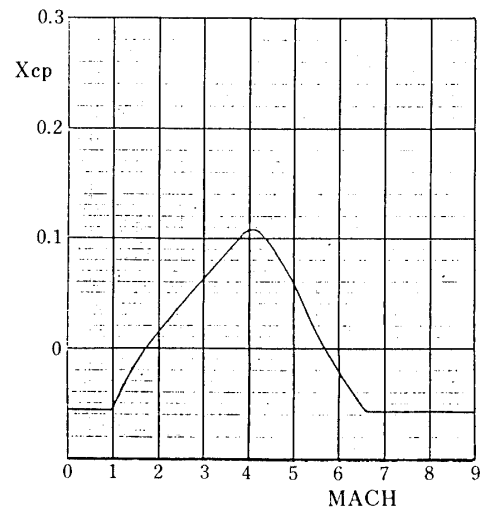


図-4 第2段の圧力中心

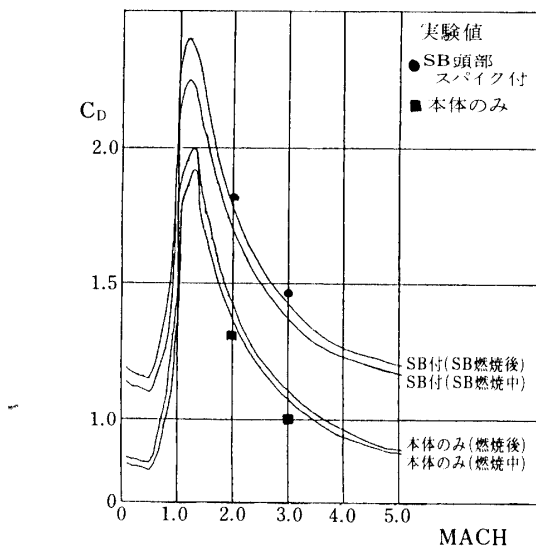


図-5 第1段の抵抗係数(胴体断面積基準)

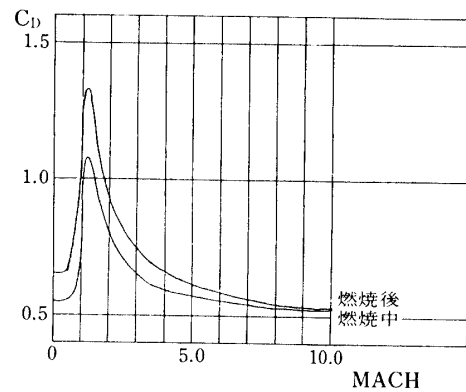


図-6 第2段の抵抗係数(胴体断面積基準)

- (6) モータ燃焼中の底面抵抗は、ノズル出口面積に対して発生していない。
  - (7) アンテナ等の突起物に対しては、ニュートン流を仮定して超音速時のみ考慮する。
- マッハ数に対する空気抵抗係数を風洞試験結果と併せて図-5, 6に示す。

M-3S-II-1号機の実際の飛行軌道は、ほぼ予想軌道であり、加速度データも予想履歴に近いことから、推力及び空気抵抗係数共概ね予想通りであったと推測される。また、飛行テレメータデータから第1段の空気抵抗係数の推定を実施した結果、計算値との差は、約5%以内であることが確認された [5]。

### 3.2 空気抵抗の軽減

空気抵抗を軽減する対策として図-2に示すようにSB頭部にスパイクノーズが取り付け

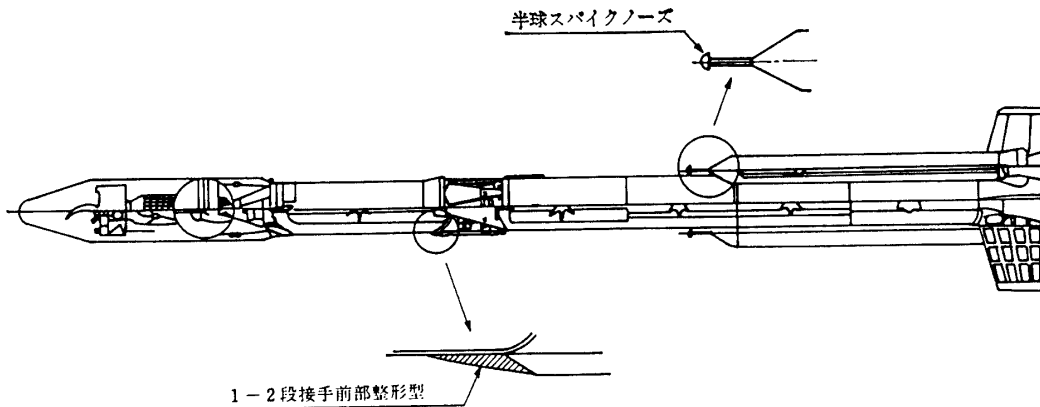


図-7 M-3S-II 空気抵抗軽減対策

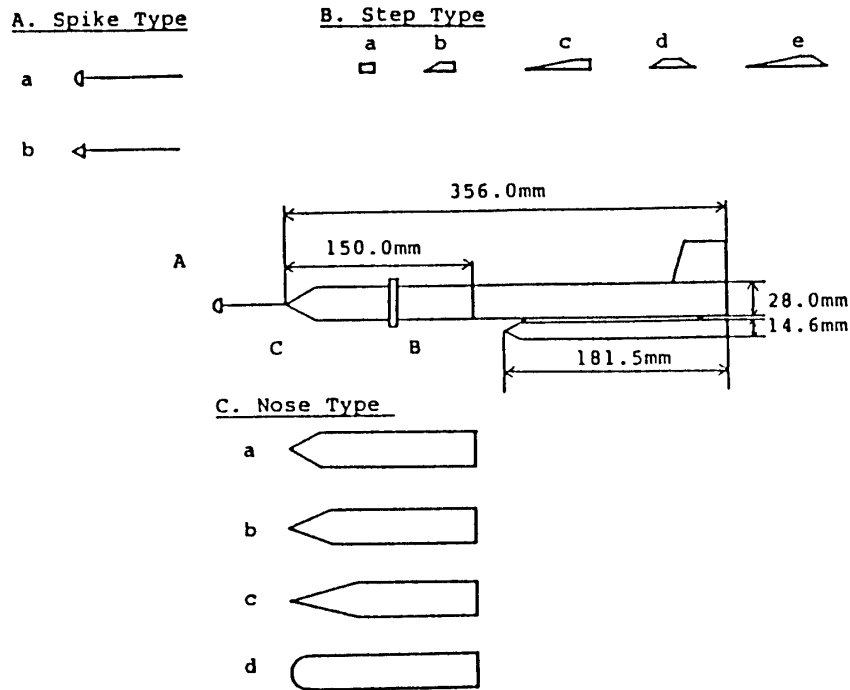


図-8 風洞試験モデル形状

られ、また第2段後端フランジ凸部が截頭円錐状に成形された。

各々の軽減対策によりSB付きの全機の抵抗係数の減少は、マッハ2, 3でそれぞれ0.2, 0.1である。これは、衛星重量で約2kgに相当する。

スパイクノーズ及びロケット胴体のフランジの空気抵抗に及ぼす影響について、詳細な風洞試験を実施したので概略を以下に示す。[6]

風洞試験は、宇宙科学研究所の0.4×0.4m超音速風洞で図-8に示すようなモデルを用いて、マッハ数2において実施した。

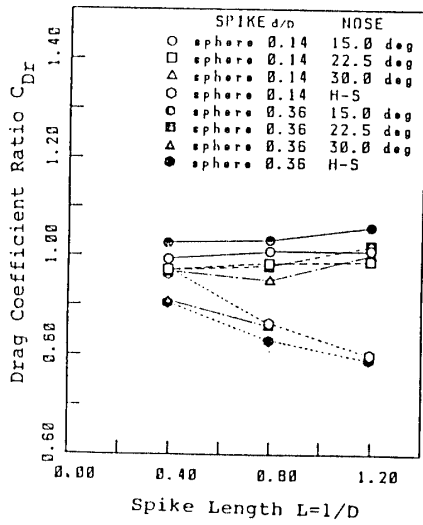


図-9 種々のノーズ形状に対する抵抗係数軽減効果

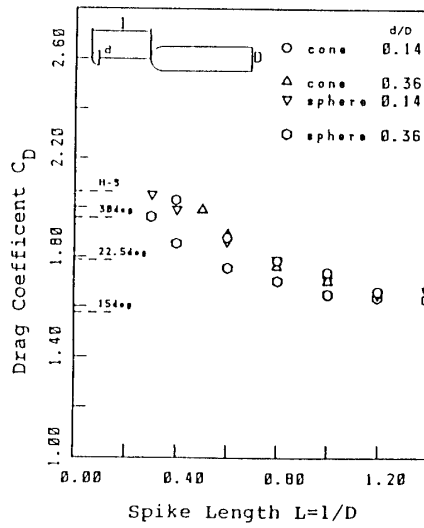


図-10 半球ノーズのスパイクの抵抗係数

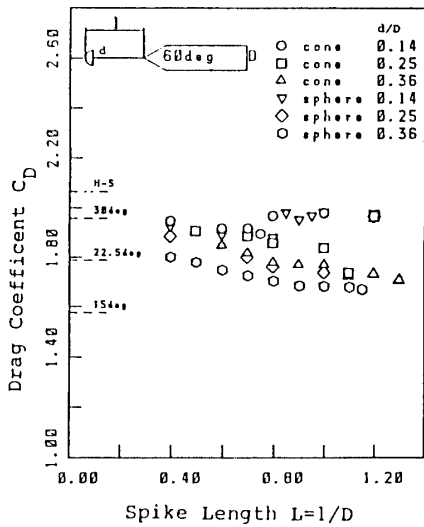


図-11 円錐(60度)ノーズのスパイクの抵抗係数

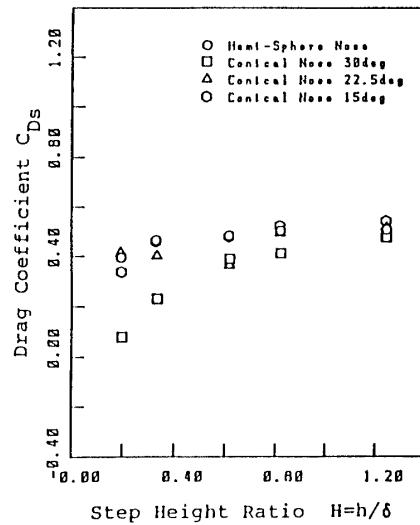


図-12 フランジの高さ ( $H/\delta = 0 \sim 5.0$ ) と抵抗係数

(1) スパイクノーズ

ノーズの形状が、半球か半頂角が30度以上の円錐の場合、抵抗の軽減が可能である。図-9に色々なノーズ形状に対する抵抗係数軽減効果を示す。また、スパイクの先端の形状は、半球より円錐の方がより軽減効果がある。

図-10及び図-11にノーズが、半球の場合と半頂角が60度の円錐の場合のスパイクの長さ と抵抗係数の関係を示す。

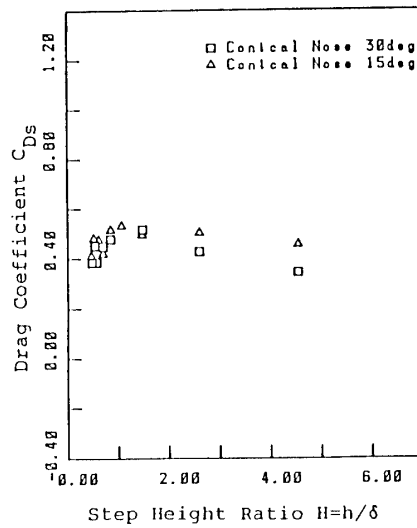


図-13 フランジの高さ ( $H/\delta=0 \sim 1.2$ ) と抵抗係数

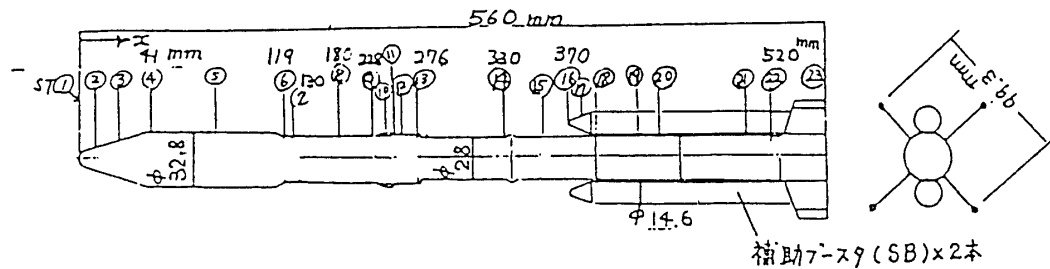


図-14 圧力測定点

## (2) フランジ

境界層とフランジの比 ( $H/\delta$ ) が1より大きい場合は、フランジ部の抵抗係数（フランジの投影面積基準）は、ほぼ0.5で一定ある。（図-12）一方、1より小さい場合は、抵抗係数は、高さが減少するにつれ減少していく。（図-13）

## 3. 全機圧力分布

ノーズフェアリング部ハンマーヘッドの空力特性及びコアモータとSBの干渉を見るためにマッハ2において全機の圧力分布の測定を風洞試験にて実施した。[7] [8] [9] 圧力の測定点は、図-14に示す通りである。

図-15に圧力測定結果を示す。実験のパラメータは、ロール角 ( $45^\circ$ おき)、迎角 ( $-3^\circ \sim 9^\circ$ ,  $3^\circ$ おき) である。SBの干渉効果は、相当複雑であり迎角にたいして非線形性が目立つ。また、SB先端より発生する衝撃波による影響が本体周上に達している。

各断面の圧力を積分して各断面の荷重係数  $\lambda$  を計算したものを図-16に示す。 $\lambda$  の定義を以下に示す。

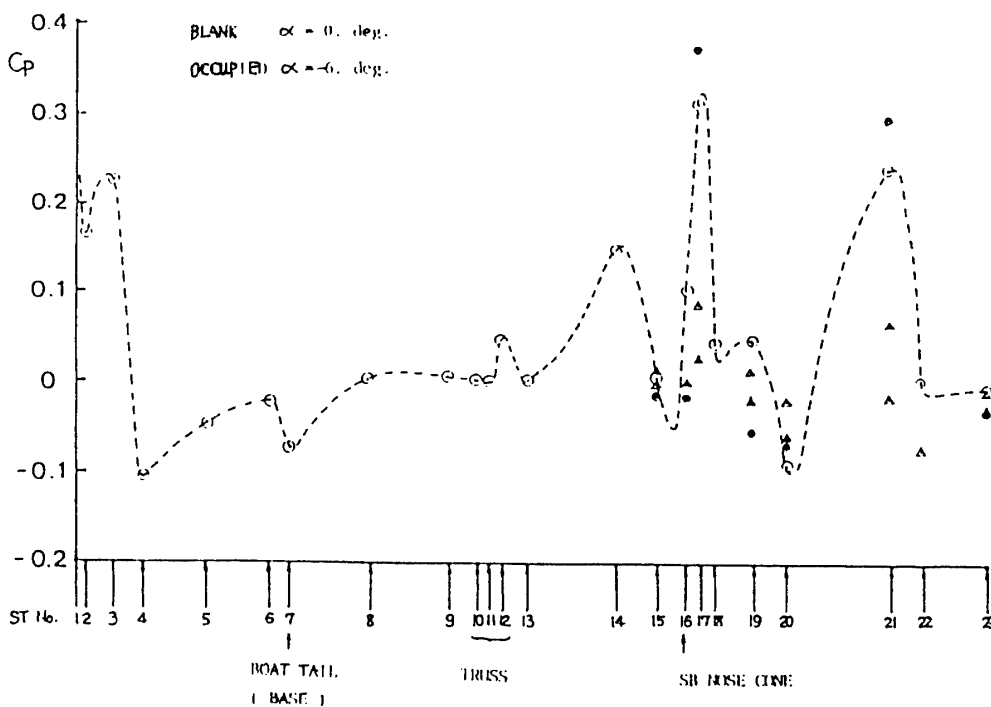


図-15-1 全機圧力分布 その1

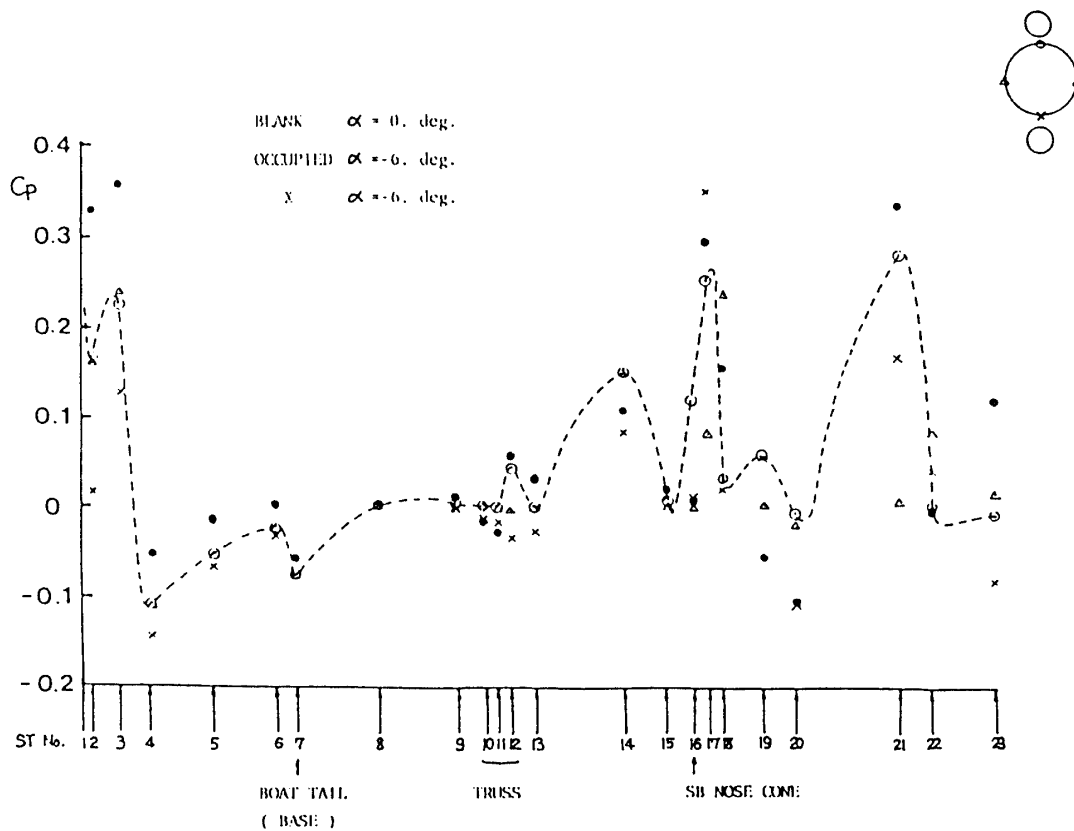


図-15-2 全機圧力分布 その2

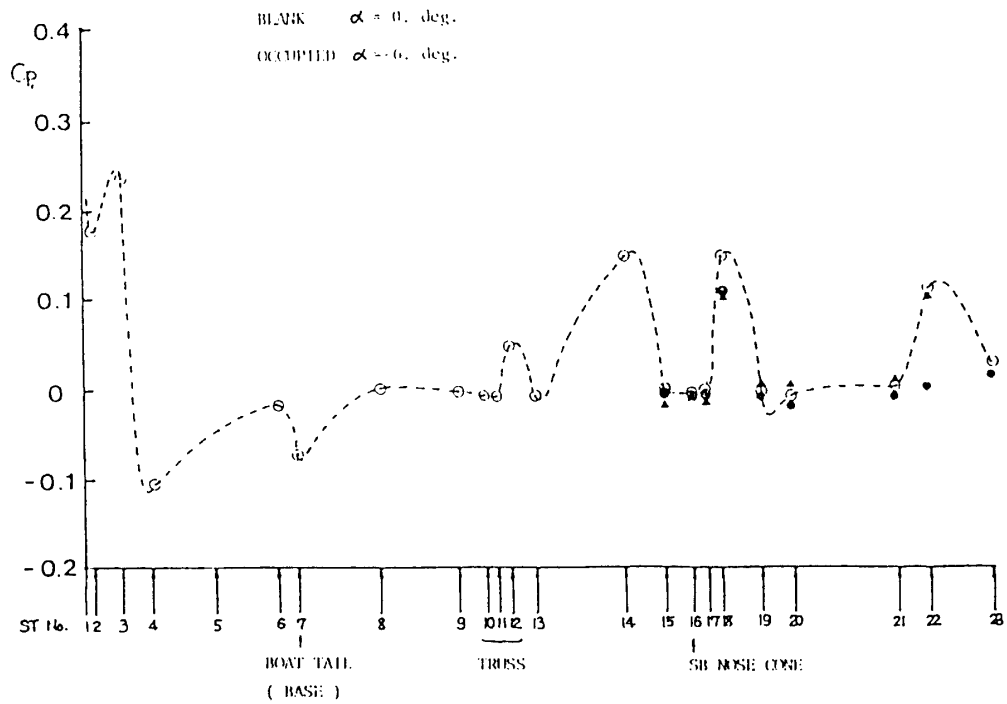


図-15-3 全機圧力分布 その3

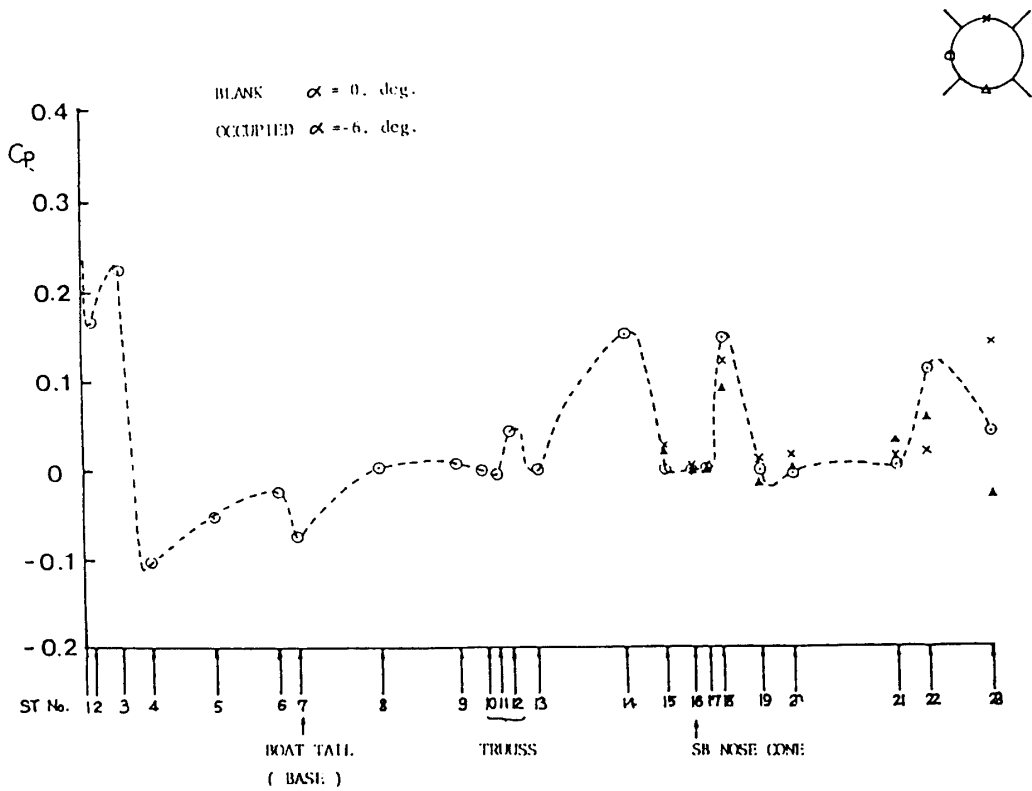


図-15-4 全機圧力分布 その4



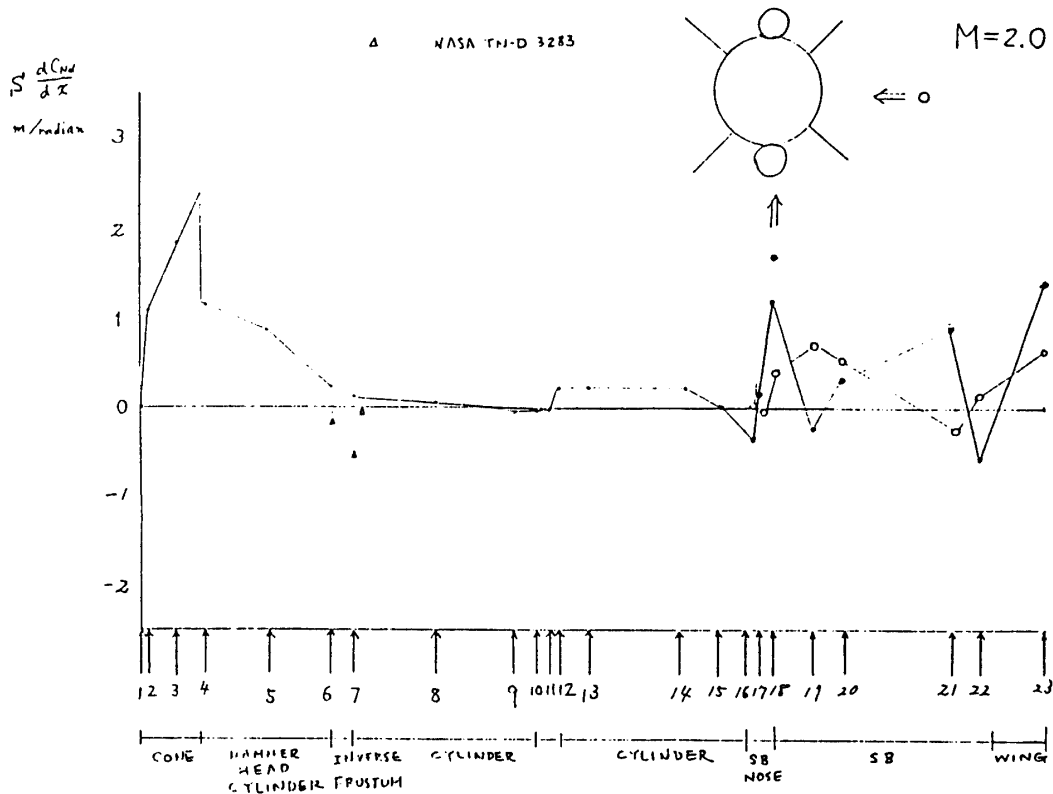


図-16 全機荷重係数分布

$$\lambda = \frac{1}{D} \left( \frac{dC_N \alpha}{dX} \right)$$

ただし、X : 先端からの距離

D : Xにおける胴体断面直径

$C_N \alpha$  : 先端からXまでのSを基準とする法線力傾斜

SBの先端側の法線力傾斜は、文献 [10] を用いて計算される結果とほぼ一致しているが、本実験では逆円錐部 (図-9で⑥, ⑦部) の負の揚力が発生しなかったことが文献 [10] と異なる点である。

#### 4. ST-735の試験結果 [11]

ST-735は、M-3S II型の相似形であり、フライトシミュレーションによる空力特性の把握を1つの目的としている。3項までに示したように、風洞試験、数値計算等で空力特性の把握は行ってきたが、マッハ数、レイノルズ数、模型支持の方法、迎角の制約のため、なお不明な点を残してきた。また、SBの分離に関しては、地上では、シミュレーションできないため、フライトによるシミュレーションがぜひとも必要であった。

##### 4.1 胴体上の圧力分布計測

半導体タイプの差圧計9点と圧力計3点 (絶対圧) 更にSB側2点を組み合わせてハンマ

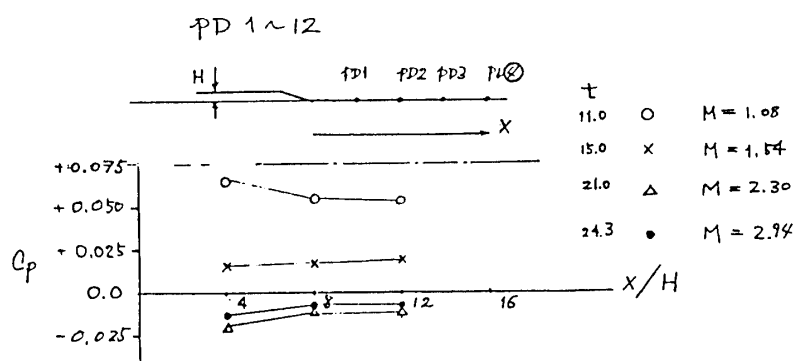


図-17 ノーズフェアリング後部圧力分布

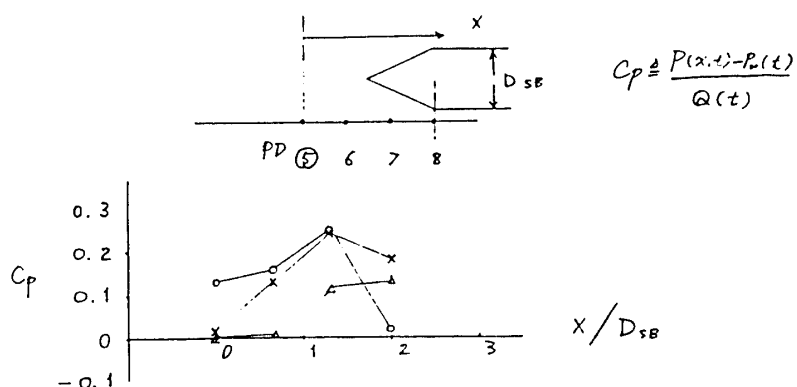


図-18 SB-コアモータ間圧力分布 (前部)

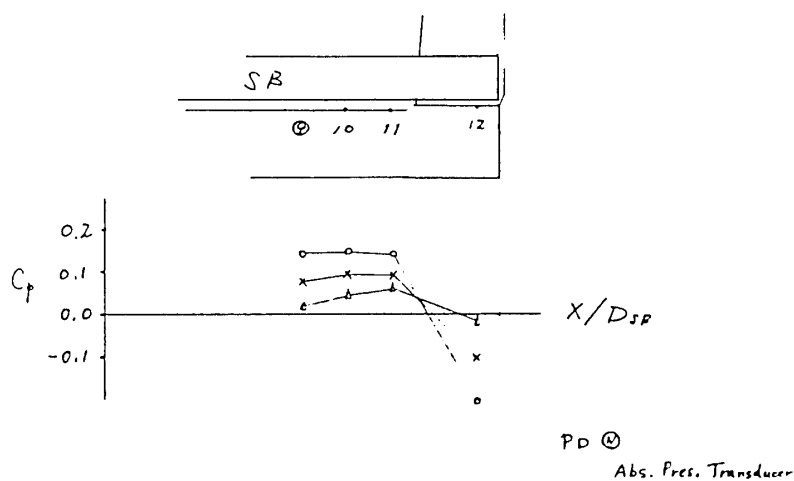


図-19 SB-コアモータ間圧力分布 (後部)

ヘッド部下流, SB ノーズ (この時は, まだスパイクは付いていない) のコアモータ側, 及び SB とコアモータ間隙部 3 ブロックの圧力計測を行った. 各点の圧力値は,  $C_p$  で示され, 動圧はレーダデータをもとに計算値を補正して求めた. 遷音速, 超音速領域での各  $C_p$  を図

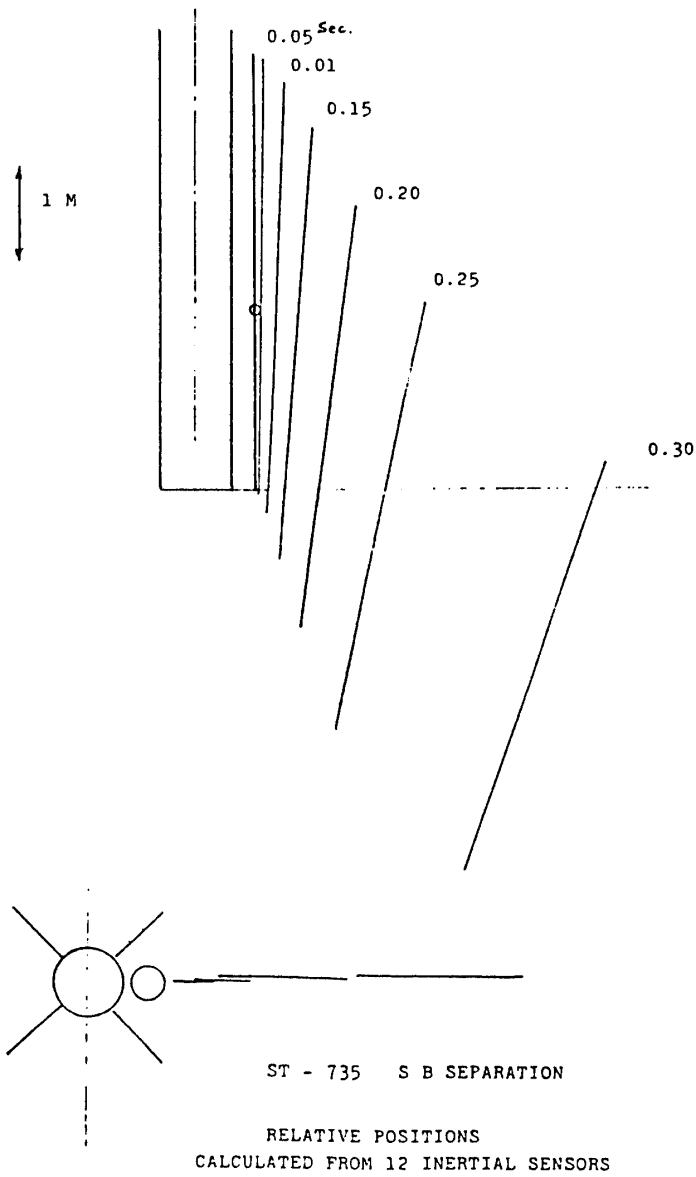


図-20 SBの相対分離運動

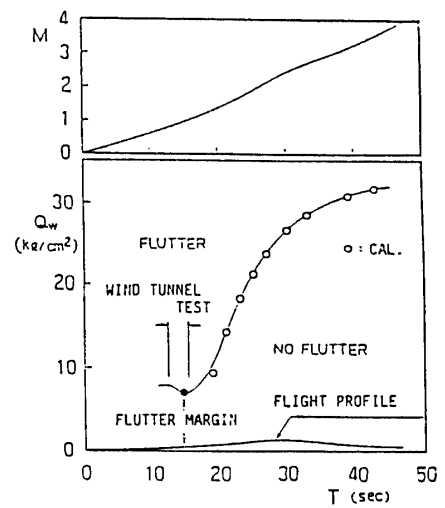


図-21 M-3S-II ロケット尾翼のフラッタマージン

−17~19に示す。図−17では、 $M > 2$ でのハンマヘッド下流での圧力回復領域の範囲が判る。図−18では、SB ノーズから出る衝撃波による圧力上昇、影響領域、その移動が判る。また、SB とコアモータ間では、本体後端の影響が  $X/D_{SB} = 2.2$ 程度まで及んでいる事が認められる。(図−19)

#### 4.2 加速度データによる抵抗係数の推定

推力、重量、動圧の時間履歴が正しく得られれば、加速度から抵抗係数は計算できる。得られた加速度のデータは、分解能が0.1G と粗く問題ではあるが、SB 無しでは風洞試験値に一致していると言え、また SB 有りでは抵抗係数は20%以内の誤差に押さえている事を確かめた。

#### 4.3 SB の分離運動

コアモータと SB に慣性センサ 1 を搭載し、SB のコアモータに対する相対運動を求めた。図−21に分離運動を示す。

### 5. 尾翼のフラッタ試験

尾翼のフラッタ特性を明らかにするために、振動解析、超音速フラッタ計算、遷音速フラッタモデルの製作、遷音速フラッタ風洞試験及びそのサブクリティカル応答解析といった一連の解析作業を実施した。[12]

飛翔動圧に対するフラッタ動圧をのマーヅンを図−22に示す。

### 参考文献

- [1] M-3S II -1/MS-T5飛翔実験計画書, SES-TD-014
- [2] Hoak, D. E., "USAF Stability and Control Datcom," McDonnell Douglas Corp., Douglas Aircraft Div., 1968
- [3] Syverton, C.A. and Dennis, D.H., "A Second Order Shock-Expansion Method Applicable to Bodies of Revolution Near Zero Lift," NASA Report 1328, 1957
- [4] 雛田他, M-3C の空力特性, 東京大学宇宙航空研究所報告 第14巻第1号(B) 1978
- [5] Hinada, M. et al., "M-3S-II Aerodynamic Drag Comparison of Flight Data with Preflight Prediction," AAS 85-680
- [6] Yamashita, N. et al., "Effect of Spike and Flange-like Step on Drag of Rocket at Supersonic Speeds," AAS 85-681
- [7] M-3S 改(I)設計資料, 東京大学宇宙航空研究所
- [8] M-3S II 第2次設計資料, SES-TD-82-002
- [9] M-3S II 第3次設計資料, SES-TD-83-003
- [10] Muraka, R.J., "An Empirical Method for Determining Static Distributed Aerodynamic Loads on Axisymmetric Multistage Launch Vehicles," NASA TN D3283
- [11] ST-735-1号機飛翔実験報告書, SES-TD-85-001
- [12] Onoda, J. et al., "Flutter Analysis of a Sounding Rocket Fin," The 14th ISTS 1984