

M-V ロケットの空力／耐熱特性

野中聡*, 稲谷芳文*, 小川博之*, 藤井孝蔵*, 飯塚宣行*, 平木講儒**
岸光一***, 関野展弘***, 平井研一***

1. はじめに

M-V ロケットは尾翼のない空力不安定な機体であり、能動的方式の姿勢制御により飛行している。その開発時における空力係数設定にあたっては各種突起物の効果を見積もることに注意が払われた。第1段および第2段形態における空力特性の3分力の推定は風洞試験結果に基づき、各突起物の効果について数値解析によるレイノルズ数補正を施すことによって行われた。また、M-V ロケットで採用されている1/2段分離と2段目モータ点火を同時に行うファイア・イン・ザ・ホール (FITH) では、過渡的な横推力が発生するためその特性を定量的に把握するための研究が行われた。耐熱についてはM-V 以前に従来行われてきた耐熱対策に加え、機体外周に搭載されたSMRCからのプルームによる加熱、スピンモータ燃焼プルームによる衛星への加熱に対する対策が施されてきた。1, 3, 4号機の飛行結果からそれぞれの推定方法、設計方法の妥当性を確認している。[1]

5号機からの空力に関する大きな変更点はB2SMSJ搭載位置変更に伴うカウリングの追加、1/2段接手非開傘グリッド方式への変更、B1SMRC本数削減によるカウリングの小型化である。これらの変更により空力係数の見直しが行われた。B2SMSJの機体外周への搭載とB1SMRCの本数削減は、飛行中に生じるロールトルクに大きく影響するため、数値解析によるロール特性評価を行った。またB2SMSJが機体外周に突出したことにより5号機以降の1/2段接手部への空力加熱が増加したため、流れ場の解析と耐熱対策が施された。6号機においてはM-V-2号機1段目で使用予定だったM-14モータを使用するため、FITH対策の外部インシュレーションの板厚を増やす必要があり、追加熱対策を施した。5, 8, 7号機ではNFノーズキャップ部において差圧センサによる迎角推定を行っている。本報告では5号機以降に行われたこれらの空力・耐熱に関する研究開発についてまとめる。

2. 研究開発の概要

2.1. 空力係数の設定

5号機以降ではM25モータの新規開発および制御方法の変更に伴い、外観において4号機までと比較し主に以下のような相違がある。

- ・ B2SMSJ 搭載位置変更に伴うカウリングの追加
- ・ 1/2段接手非開傘グリッド方式への変更

* The Institute of Space and Astronautical Science (ISAS) / JAXA
** Kyusyu Institute of Technology
*** IHI Aerospace Co., Ltd.

・BISMRC本数削減によるカウリングの小型化

これらの外観上の変更は尾翼を有しないM-Vロケットにおいては空力係数に影響を与えるものであり、空力係数の再評価が必要である。そこで1号機での空力係数設定の場合と同じく風洞試験による評価を行った。[1]

1段空力係数について各カウリングの影響を反映させるため、B2SMSJを含む突起物を付加した全機モデルによる風洞試験を行った。マッハ数は1.5～4.0の範囲で試験を行い、マッハ1.5未満の領域については風洞試験を行わず1号機用のデータベースを利用して補正することとした。5号機以降における1段空力係数のベースライン（1段抵抗係数、法線力係数傾斜、圧力中心ベースライン）を図2.1～2.3に示す。5号機から7号機までは大きな外観上の変更はなく同じ係数を使用している。また2段形態については4号機までのデータに対しB2SMSJカウリングの影響のみを補正する形で設定した。

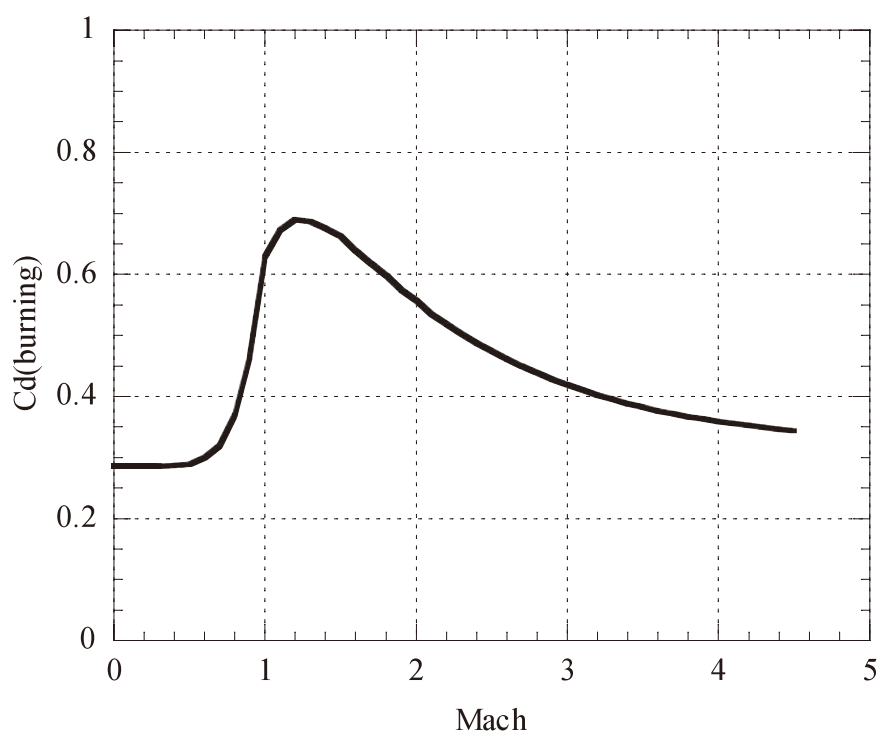


図2.1 1段抵抗係数ベースライン

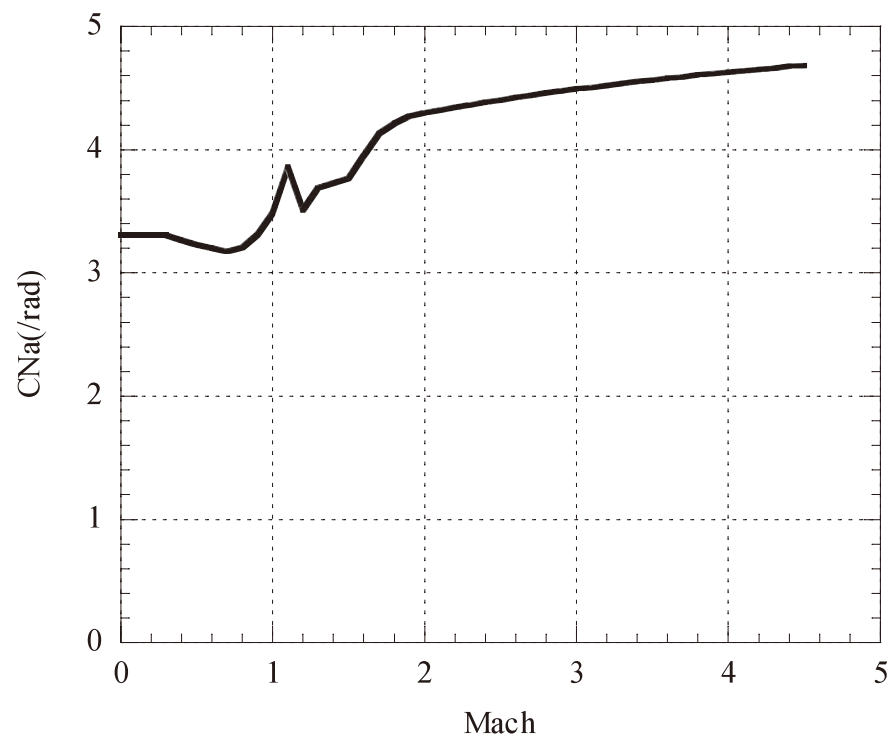


図2.2 1段法線力係数傾斜ベースライン

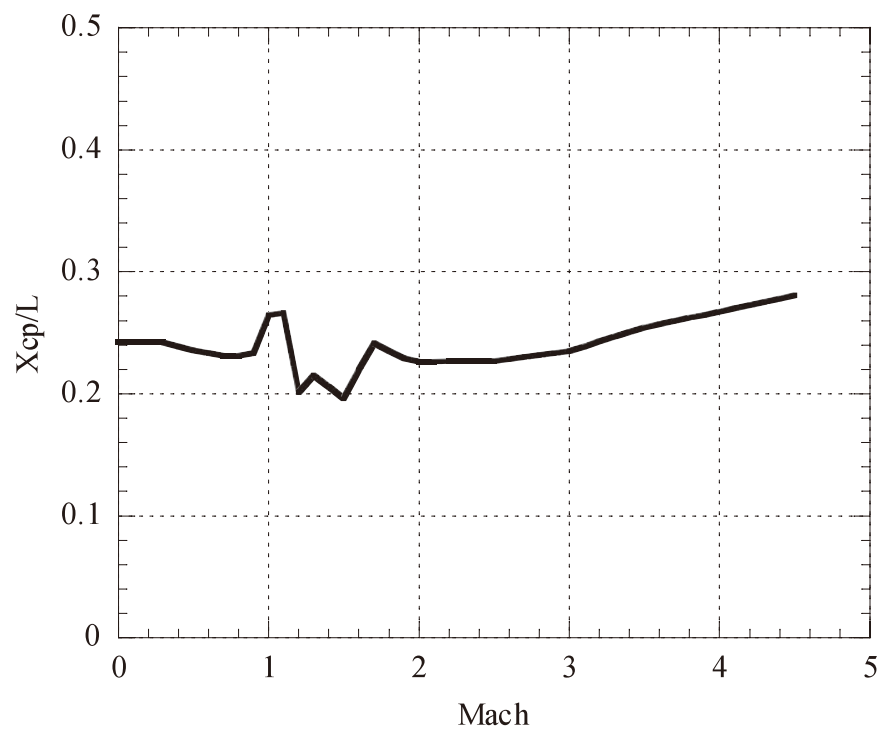


図2.3 1段圧力中心ベースライン

予測誤差の範囲は抵抗係数と法線力係数傾斜については4号機までと同じ誤差幅を設定した。ピッチングモーメントについてはロール角に依存する誤差を風洞試験で直接的に得られるピッチングモーメント係数傾斜 $Cm\alpha$ (B1IG時重心周り)で評価し、生じるモーメントに10%の誤差を設定することとした。

表2.1 1段各係数の予測誤差

項目	バラツキ幅
1段抵抗係数	$\pm 8\%$
1段 CN_α	$\pm 10\%$
1段 CM_α	$\pm 10\%$

カウリングの変更に伴いロールモーメント係数について再評価した。M-Vロケットのような尾翼を有しない機体では機体表面の凹凸により発生するロールトルクを評価する必要がある。ロールトルクの設定は以下のように行った。

1. B1SMRCカウリングだけが負荷された3次元形状周りの圧縮性粘性流解析を実施。(最大動圧時 $M = 2.8$, 高度10.24km)
2. ロール位相角 22.5° , 迎角 $2 \sim 10^\circ$ の9ケースに対して解析を行い、迎角に対する発生ロールトルクの特性を取得。各カウリングで発生するロールトルクからロール位相角に対する特性を求める。
3. B1SMRC以外の突起物で生じるロールトルクは翼面積に相当する側面から見た投影面積に比例すると考え、B1SMRCカウリングによるロールトルク係数を面積補正することにより求める。
4. 各突起物で発生するロールトルクを重ね合わせることで、全機でのロールトルクを求める。

以上の手順により求められたロールトルクを図2.4に示す。

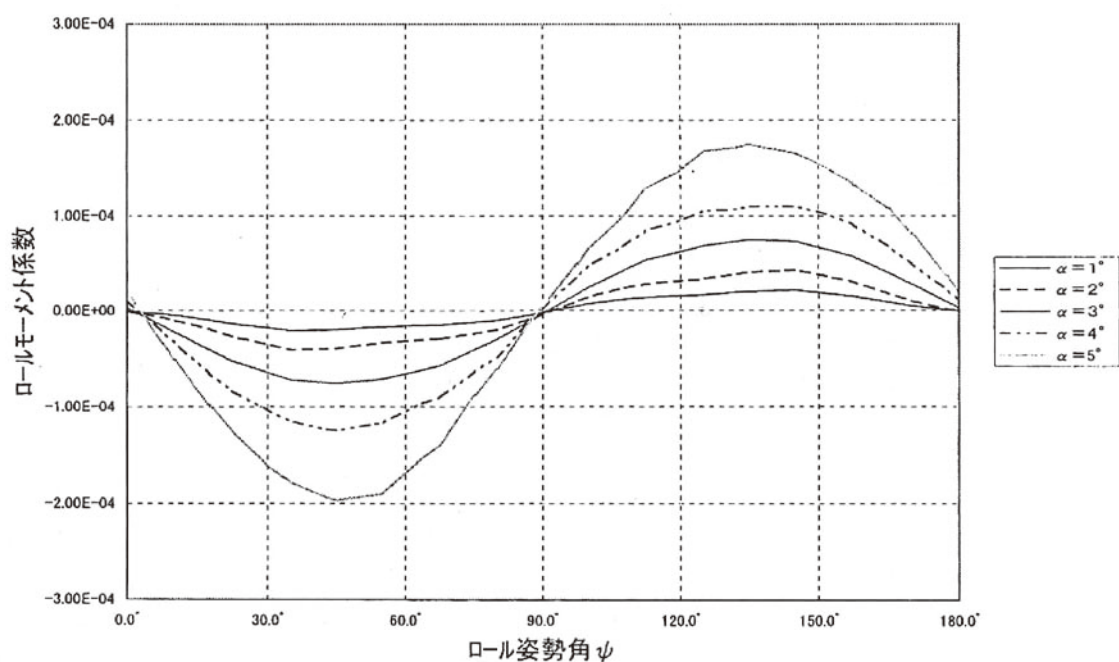


図2.4 1段ロールモーメント係数

カウリングにより生じるロールトルクはB1, B2でほぼ相殺され、結果としてB1ケーブルダクトにより生じるものが支配的となっている。この相殺効果を検証するため以下のCFDによる解析を行った。

5号機以降における機体形状を図2.5に示す。機体には制御用スラスタであるB1SMRC, B2SMRC, B2SMSJと、B1, B2ケーブルダクトが取付けられている。各モジュールの諸元を表2.2にまとめる。取付け位相角は機体を正面から見てz軸負側を起点に右周りを正に定義している。

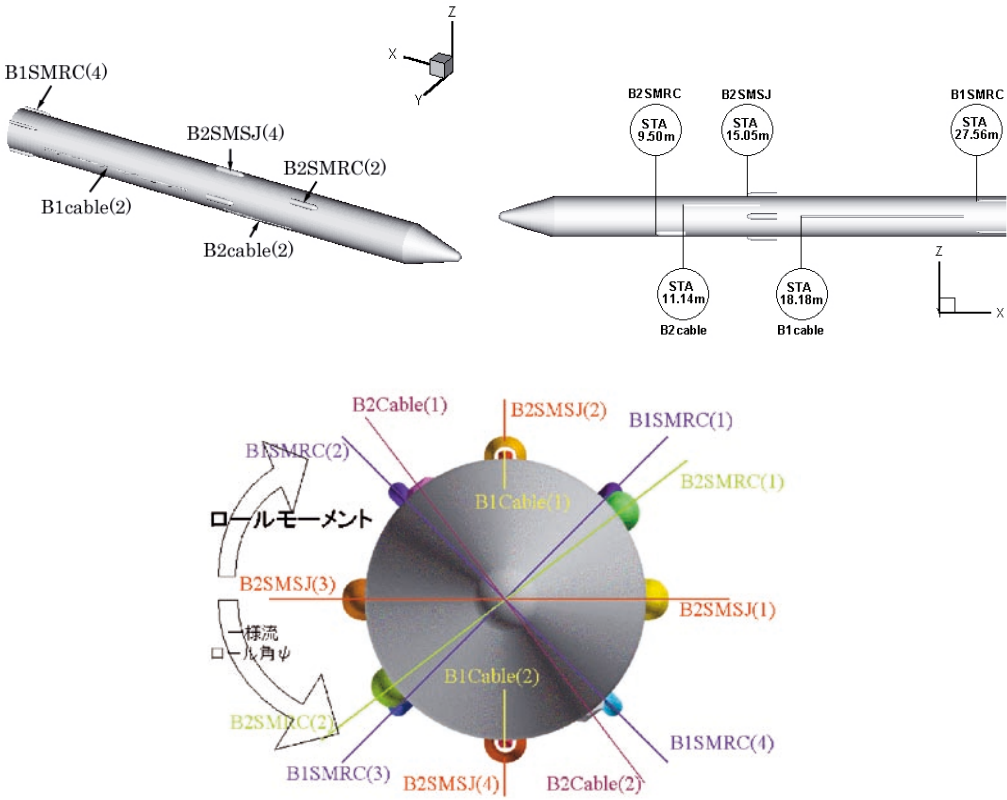


図2.5 機体形状

表2.2 各モジュール諸元

名称	取付け位置 (STA)	個数	高さ	射影面積	取付け位相角
B1SMRC	27.56m	4	0.18m	0.30m ²	45°,135°,225°,315°
B2SMSJ	15.05m	4	0.20m	0.34m ²	0°,90°,180°,270°
B2SMRC	9.50m	2	0.18m	0.3 m ²	37.5°, 127.5°
B1 ケーブル	18.18m	2	0.05m	0.5 m ²	90°, 270°
B2 ケーブル	11.14m	2	0.05m	0.235 m ²	127.5°, 307.5°

前方のB2SMRC, B2SMSJが後方のB1SMRCへ及ぼす影響を調べるためにこれらのモジュールを取り付けた形状で解析を行った。計算条件を表2.3に示す。図2.6は各モジュールが発生するロールモーメントとそれらを合計したものを示す。ロールモーメントの最大値は 9.40×10^5 , $\psi = 93.75^\circ$ の条件であった。設計上はB1SMRCとB2SMSJが互いにロールトルクを打消しあうように配置されている。仮に打消し合えばB2SMRCのロールモー

メント成分だけが合計のモーメントとなる。0～60°の範囲では打消し合っている様に見えるが、それ以上の角度になると干渉の影響で完全に打消し合わないことが分かる。B1SMRCとB2SMSJが互いに力を打消しあうと仮定すると、最大ロールモーメントを取るロール角は $\psi = 80^\circ$ 付近で生じると予測できるが干渉の影響によりピーク値を取る位相角にずれが生じている。

表2.3 計算条件

M_∞	2.8
Re_L	4.8×10^8
α	5.0°
ψ	$0^\circ, 11.25^\circ, 22.5^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 71.25^\circ, 82.5^\circ, 93.75^\circ, 101.25^\circ, 112.5^\circ$

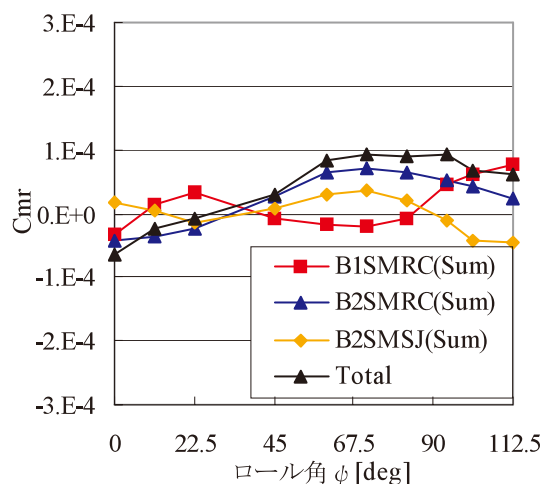


図2.6 B1SMRC, B2SMSJ, B2SMRCのモーメント特性と各モジュールのモーメントの総和

前方のモジュールが及ぼす後方のモジュールへの影響を確認するため、B2SMRC, B2SMSJ, B1SMRCに加えB1ケーブルダクト, B2ケーブルダクトを取り付けた形状の解析を行った。この形状は空力的なロールトルクを発生するモジュールをすべて取付けたものである。計算条件を表2.4に示す。図2.7より各モジュールとも発生するロールモーメントは 1.0×10^{-4} 以下である。またモジュール同士が互いにロールトルクを強めあうことはなく全てを合計した全ロールモーメントの最大値は 1.2×10^{-4} と同じオーダーに収まる。

この計算結果からB2SMSJのロールモーメントは全ロール角で小さな値にとどまっていることがわかる。また図2.8に示すとおり、B2ケーブルダクトとB2SMRCのロールモーメントはほぼ相殺しあう。したがって発生する全ロールモーメントはB1ケーブルダクトとロールモーメントのバランスが崩れたB1SMRCによって支配される。図2.9にその様子を示す。

表2.4 計算条件

M_{∞}	2.8
Re_L	4.8×10^8
$\alpha[\text{deg}]$	5.0
$\psi[\text{deg}]$	0, 22.5, 45, 67.5 90, 112.5, 135, 157.5

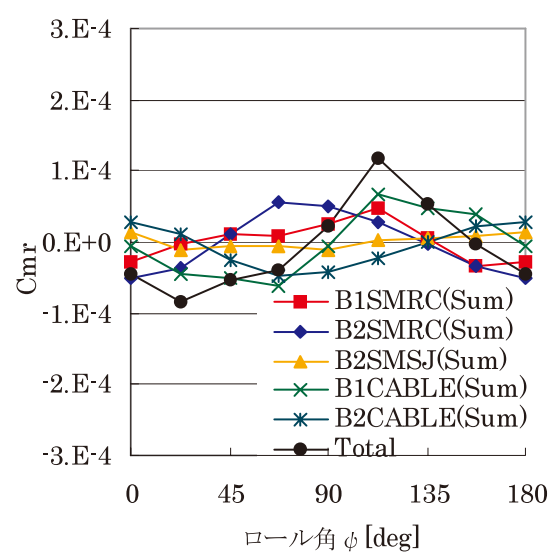


図2.7 B1SMRC, B2SMSJ, B2SMRCのモーメント特性と各モジュールのモーメントの総和

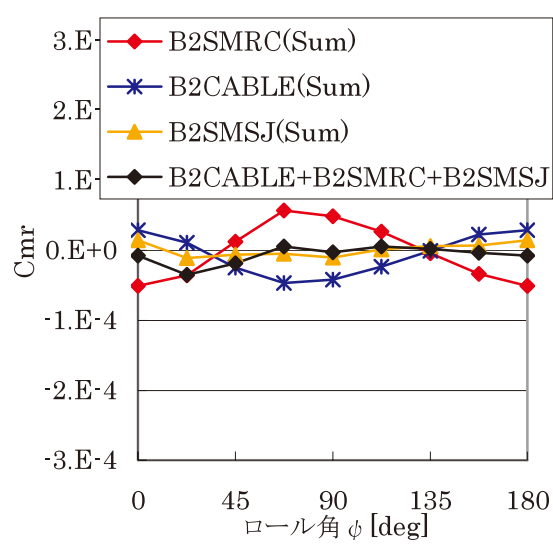


図2.8 ロールモーメントの相殺

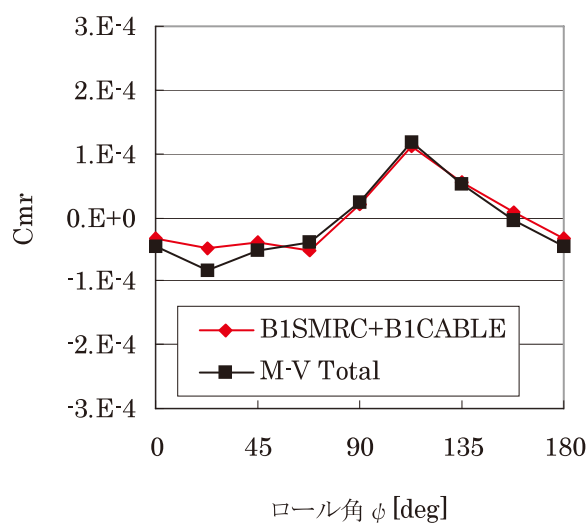


図2.9 B 1SMRC + B1CABLE と M-V Total の比較

8号機のフライトデータを用いて1段抵抗係数を下式により推定した.

$$m \cdot \ddot{x} = F_{th} - p_{\infty} \cdot A_{nzl} - C_d \cdot q \cdot S$$

$$\therefore C_d = \frac{(F_{th} - p_{\infty} \cdot A_{nzl} - m \cdot \ddot{x})}{q \cdot S}$$

ここで各記号は以下の通り.

記号	物理量	データ源泉
m	機体質量	設計予測値を使用. M-14 検定燃速を反映した時刻歴データ.
\ddot{x}	1 段機軸加速度	B3PL 部での機軸加速度データを使用.
F_{th}	1 段真空推力	フライト時の 1 段モータ内圧データからの推定値.
P_{∞}	大気圧	フライト時のレーダデータから標準大気テーブルを用いて推定.
A_{nzl}	1 段ノズル出口面積	4.504m ² (=2.3946m)
q	動圧	=1/2・ρV ² . ここで速度 V は軌道データ, 密度 ρ は標準大気テーブルを用いた推定値.
S	代表面積	4.909m ² (=2.5m)

上記より推定した1段抵抗数と設計値を比較して図2.10に示す. この結果, 1段飛翔中の全マッハ数領域において設計ベースラインおよび設計ノミナルに対してよい一致を示している. 8号機以外の号機 (5, 6, 7号機) についても同様の結果が得られている.

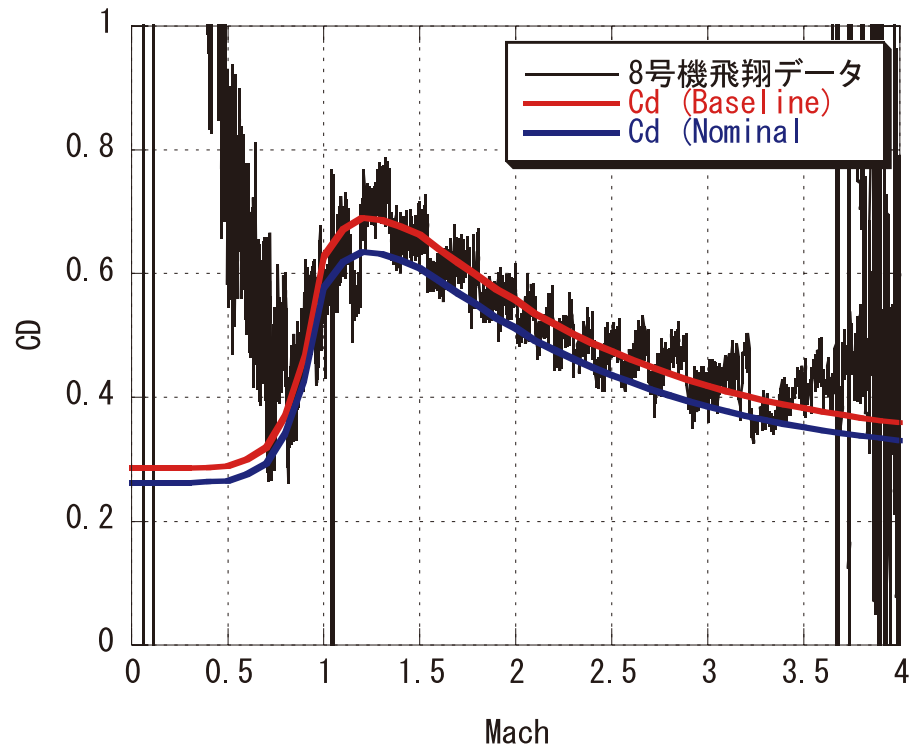


図2.10 1段抵抗係数の評価（8号機）

2.2. 1/2段接手周り空力加熱

5号機のフライトデータにおいて1/2段接手部の温度がそれまでの号機に比べ大きく上昇した。図2.11に1段飛行中における1/2段接手部の温度履歴を示す。5号機では打上げ後20秒付近から温度が急激に上昇し始め、50秒付近では最高100℃近くに達している。5号機ではB2SMSJの設置位置が変更されSMSJが突起物として大きく流れ場に突出していることから、SMSJで乱された流れが下流に影響を与えている事が推測される。このような背景の下、CFDにてB2SMSJ周りの解析を行い、加熱環境が厳しいと思われる範囲、グリッドでの巻き込みによる機体内部への空気流入について調べた。解析は3次元圧縮性非粘性流体解析とし、1段着火30秒後の条件を用いて行った。グリッド部は矩形格子状とした。図2.12に解析から得られた機体表面圧力係数分布と機体表面付近の流線を示す。

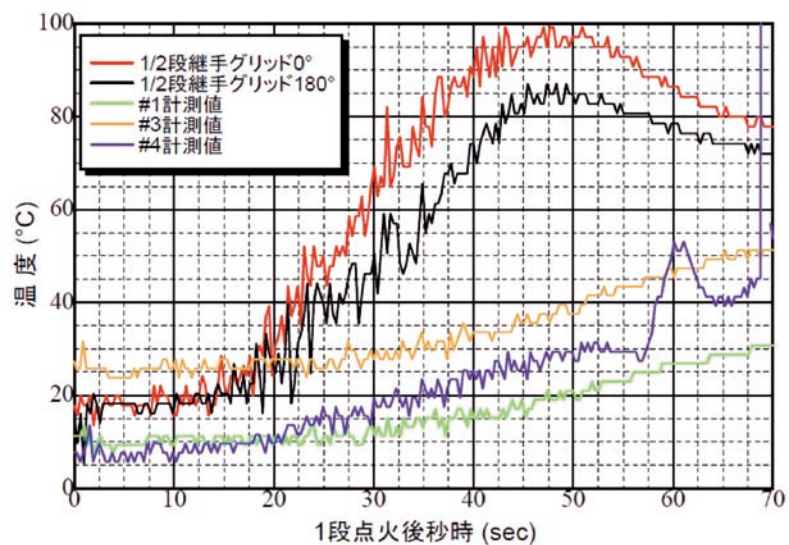


図2.11 1/2段接手部温度履歴（1，3，4，5号機）

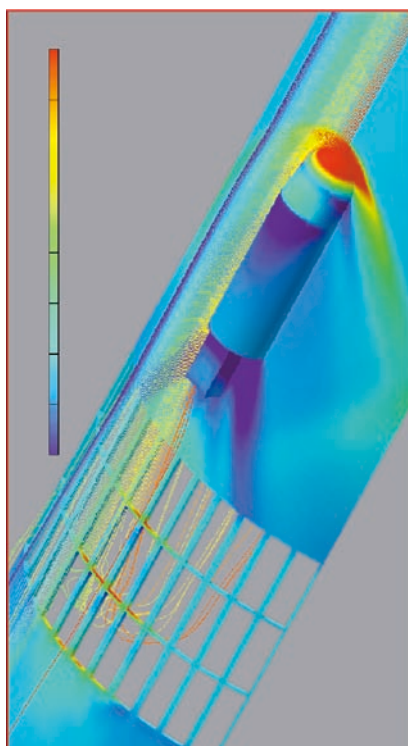


図2.12 機体表面圧力係数分布と機体表面付近の流線

機体表面から突出したSMSJ カウリング先端部において流れは圧縮され衝撃波を形成し、カウリング後端部では膨張波を生じている。その後流域ではグリッドを通過して機体内部へ巻き込むような流れ場が形成されることがわかった。SMSJ 背後のグリッド部では流れがグリッドを横切る事から、5号機以前と比べこの部分で加熱率が上昇することになる。5号機で実測された4号機までとは異なるグリッド部および周辺機器の温度上昇はこの外部流がグリッド部に衝突・流入したことによるものと考えられる。

グリッドからの外部気流の流入による1/2段接手内部の気体温度をCFD解析結果より見積もる。グリッド部における接手内部への流入速度分布を図2.13に示す。約20m/sの平均速度で外部流が接手内部に流入している。接手から流入した気流によるエネルギー獲得と外気圧と釣り合うために流出した質量分（流入質量分+外気圧低下による膨張分）によるエネルギーの損失を考慮し、接手内気体温度を見積もった結果を図2.14に示す。外気の流入速度が20m/sの場合、接手内部の気体温度は600K以上に上昇することがわかる。したがって、5号機以降のフライトデータに見られる1/2段接手周辺における温度上昇はB2SMSJの機体外部への取り付けによる外気流の流入が原因であると考えられる。

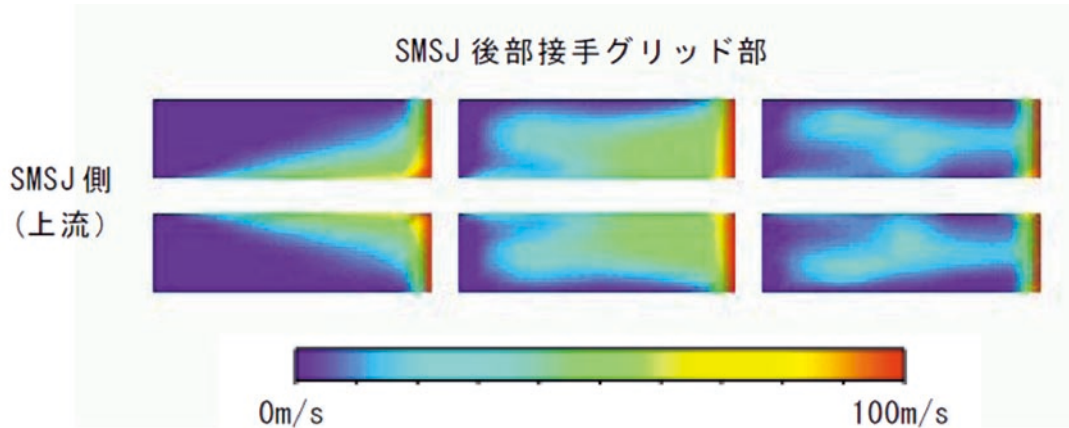


図2.13 グリッド部における外気流流入速度分布

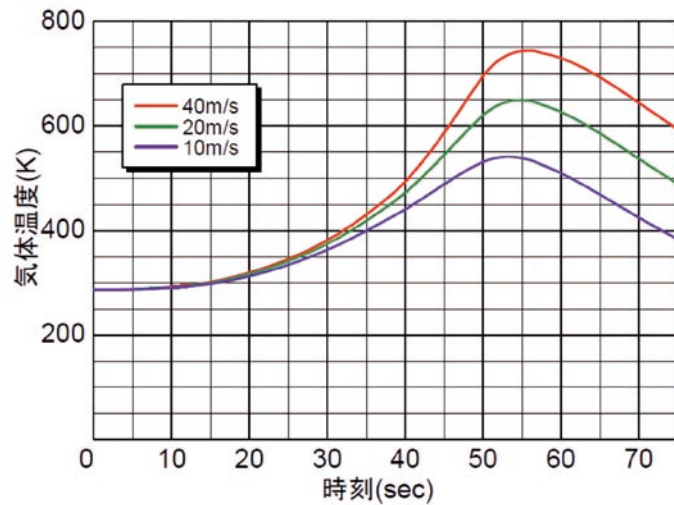


図2.14 1/2段接手内部における気体温度履歴予測

6号機以降、この1/2段接手部周辺の気体流入による加熱および2段飛翔中のプルームからの輻射加熱に対するM25ノズル周辺機器（SA、APDB、INS）への耐熱対策を施した。対策としては外部気流の機器部への流入を防ぐためサーマルブランケットを使用した。サーマルブランケットは各機器の全面（ブランケット取り付け面を除く）を覆う形態で、内部気体を排気するためのベントホールが設けられている。1段飛翔中はサーマルブランケット内部圧を外気圧以上に保てるようにその強度設計がなされている。図2.15にサーマルブランケット外観図を示す。

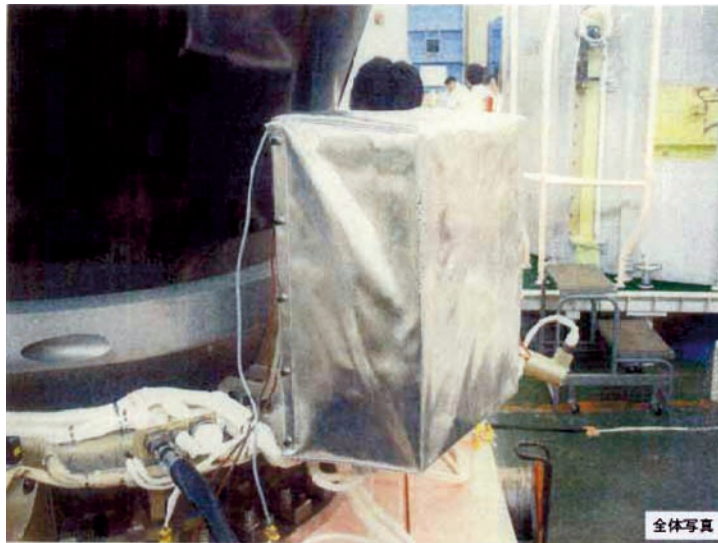


図2.15 サーマルブランケット外観

図2.16に耐熱対策前後のM25ノズル周辺機器の飛行中の温度履歴を示す。サーマルブランケットによる耐熱対策の結果、5号機で見られていた1段飛行中からの温度上昇は認められず、耐熱対策の効果が示されている。

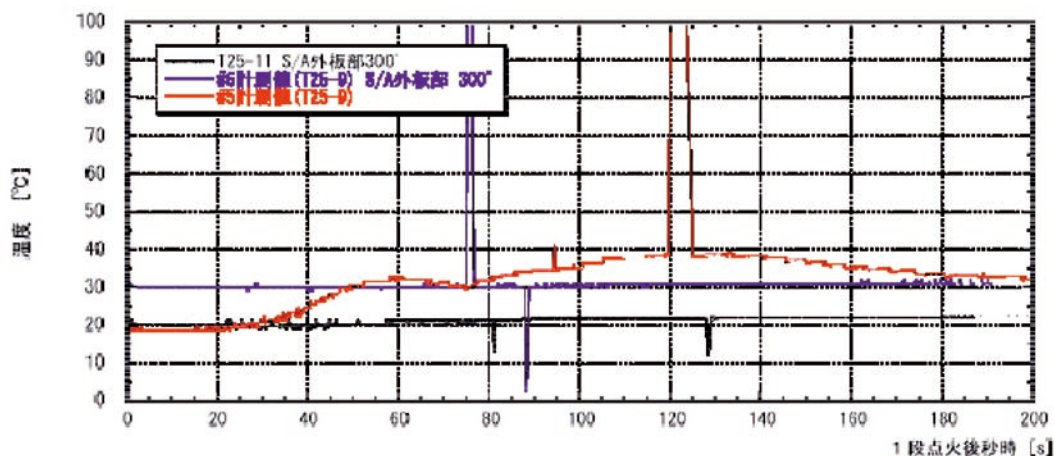


図2.16 5, 6, 8号機におけるS/A外板部の温度履歴

2.3. M-V-6号機におけるM14鏡板追加インシュレーション

M-V-6号機ではM-V-2号機1段目で使用予定だったM-14モータを使用するため、M-24モータを使用することを前提として設計されたM-14モータを6号機の1段目に使用することになる。6号機2段目はM-25モータであるため、使用するM-14の前部鏡板に施工されているFITH対策の外部インシュレーションの板厚を増やす必要がある。そこで、M-110モータのサブサイズ燃焼試験によりM-V-6号機で使用するM-14鏡板追加耐熱対策仕様の妥当性評価および外部インシュレーションの追加施工性を確認するため実機と同サイズの球面形状治具を用いた積層作業確認試験を行い、追加耐熱対策の仕様を確定した。サブサイズ燃焼試験結果から、多層積層にした場合でもエロージョンレートは一体成型品とほぼ同等であり、6号機用M-14のFITH対策としては、追加積層することで対応可能と判断した。インシュレーションの追加積層は厚さ1mmの追加用インシュレーションを接着剤ハイボンにより施工した。図2.17および2.18にインシュレーション追加施工概略および鏡板部追加施工完了状態を示す。

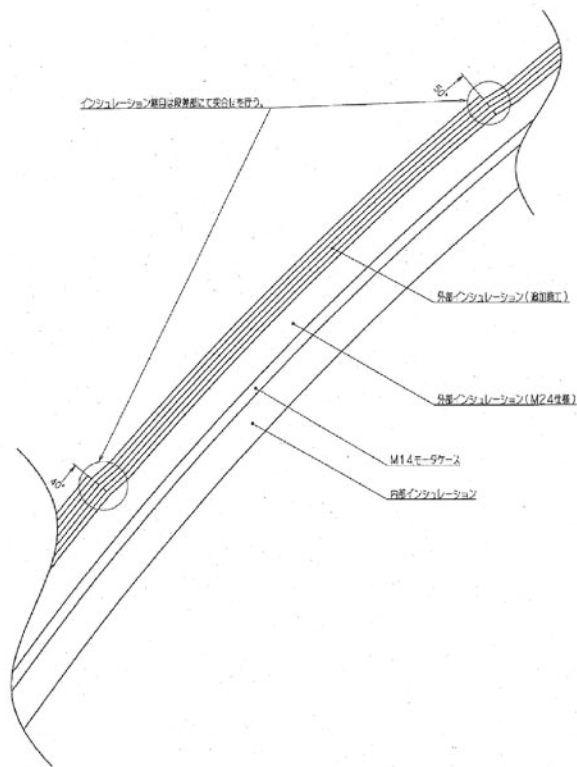


図2.17 インシュレーション追加施工概略

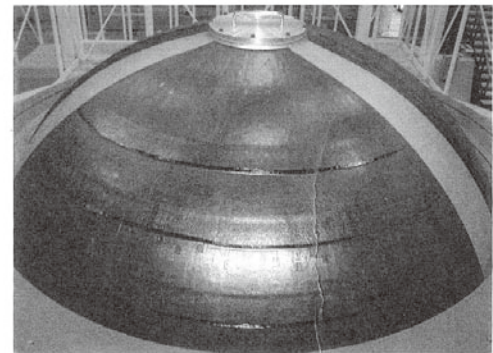
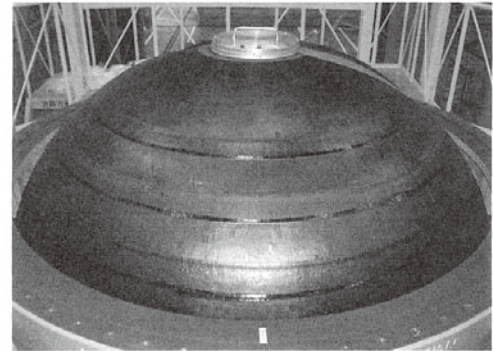


図2.18 鏡板部追加施工完了状態

追加インシュレーションの耐熱効果を評価するため6号機のフライトから得られたFITH時のB1頭部における温度計測結果を示す。B1頭部の計測点（図2.19：TMEM1～TMEM6）は、インシュレーション層内での深さを変えて計測を行うことにより計測深さまでのインシュレーション焼失時刻を推定することを目的としている。計測結果を図2.21に示す。TMEM1～TMEM3については最も外表面に近いTMEM3のみが $X + 75.6$ 秒付近で、TMEM4とTMEM5ではより外表面に近い位置にあるTMEM5が76.5秒付近で温度上昇を示し、それ以外の温度計測位置では温度上昇は見られない。したがって、インシュレーションによるM-14鏡板部の耐熱が十分であることが確認でき、インシュレーションの追加積層による耐熱が十分効果的であることを確認できた。

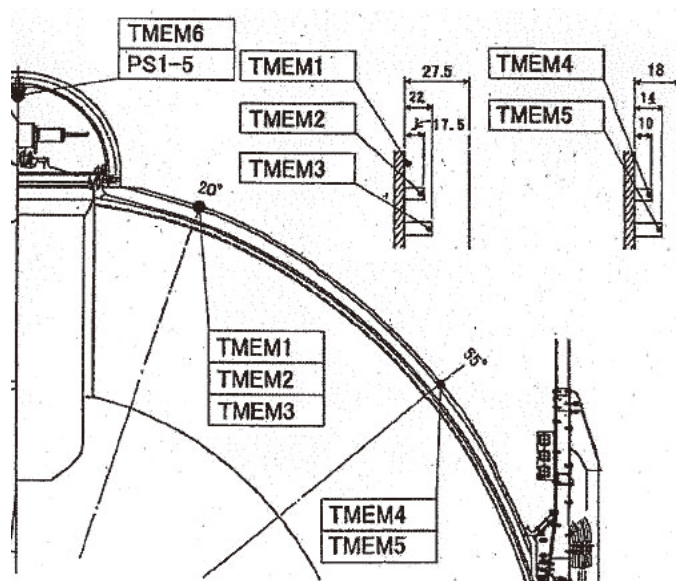


図2.20 B1 頭部計測位置概要 (6号機)

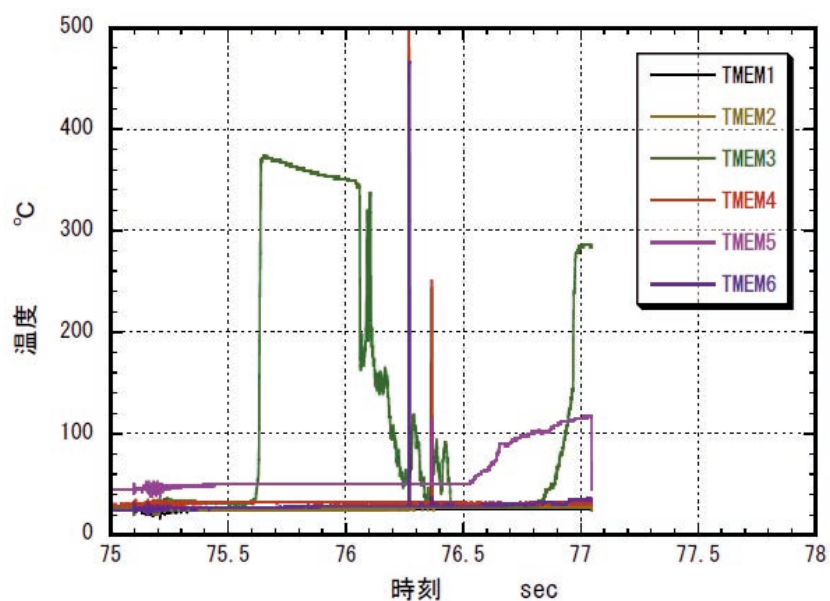


図2.21 B1 頭部温度計測結果 (6号機)

2.4. 差圧センサによる迎角計測

4号機において飛翔中の迎角推定の目的で絶対圧計を使用してNF ノーズキャップ部の圧力を測定したが, 5, 8, 7号機では同様の測定を, 差圧計を用いて行った. 圧力センサとして Kulite XCS-190-5D (定格34.47kPa) を使用した. ピッチ面 (位相0°, 180° 間) およびヨー面 (位相90°, 270° 間) の差圧を2つのセンサを用いて計測する. 圧力センサおよび配管系の設置概略を図2.22に示す.

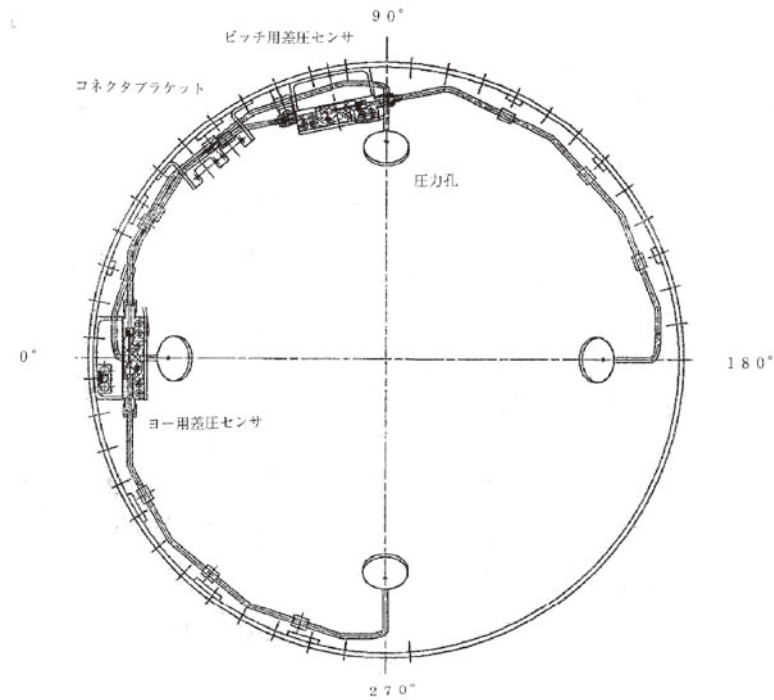


図2.22 NF ノーズキャップ部差圧計測概略

8号機における圧力計測結果を図2.23に示す。データは1段飛翔中の全領域において正常に取得され、計測された最大差圧はピッチ面で約9kPa、ヨー面で約14kPaであった。

差圧計測結果から、ニュートン流れを仮定して球面での圧力分布を算出し、1段飛翔中の迎角および横滑り角を推定した。算出に必要な飛翔環境データとして、高度・速度履歴はレーダデータを使用し、大気圧はUS標準大気テーブル1976を使用した。推定結果を図2.24に示す。60秒付近から迎角が大きな値となっているが1段飛翔中の後半では動圧が低く、計測される差圧も非常に小さいため計測誤差が大きくなることが影響していると考えられる。

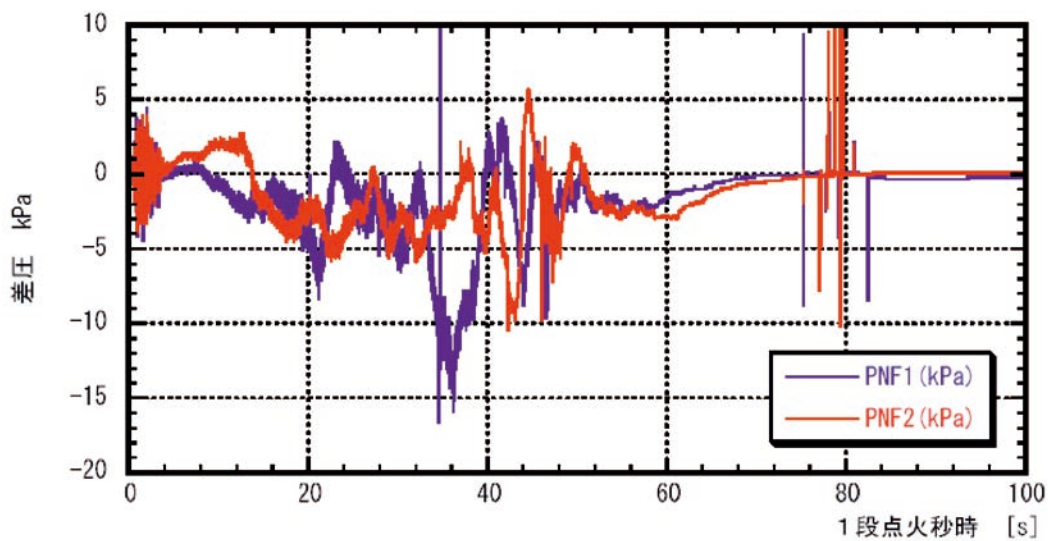


図2.23 圧力計測結果 (8号機)

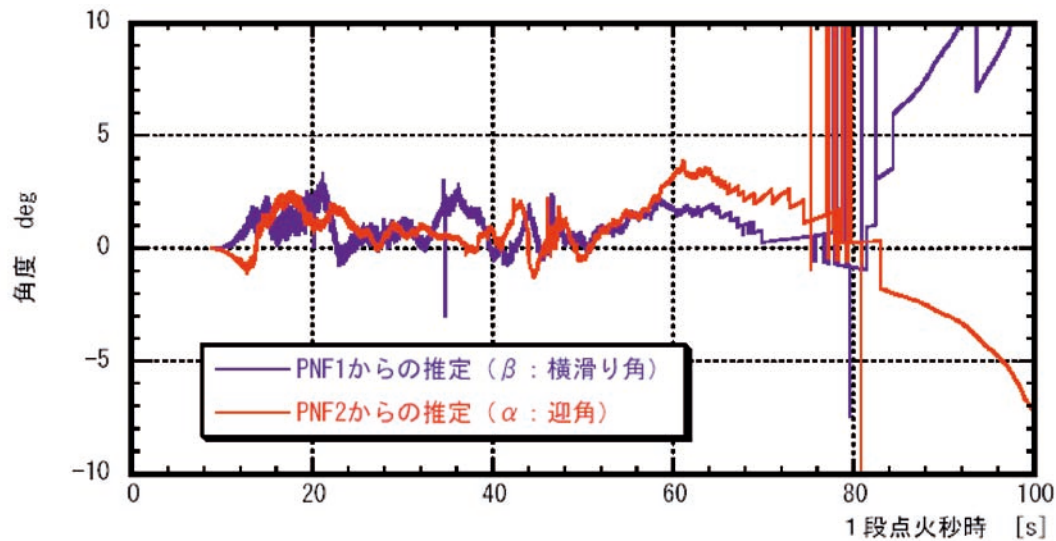


図2.24 迎角推定結果（8号機）

3. 成果の概要

- ・ 5号機以降の機体外観上の変更に伴い，風洞試験およびCFDによる空力係数の見直しを行い，飛翔結果よりそれらの妥当性を示した。
- ・ 5号機の打上げ時に1/2段接手部で高い温度上昇が見られ，その原因究明および耐熱対策検討を数値解析により実施した。B2SMSJ後流域の流れ場の解析により1/2段接手部への空力加熱を見直し，追加耐熱対策を施した。飛翔結果から対策効果は十分であった。
- ・ M-V-6号機ではFITH対策のM-14鏡板部外部インシュレーションの追加施工が必要なため，実機と同サイズの球面形状治具を用いた積層作業確認試験およびサブサイズ燃焼試験を行い，追加積層の仕様を決定した。フライトデータより追加耐熱対策が十分な効果を得られることを示した。
- ・ 5, 8, 7号機においてNFノーズキャップ部における差圧センサによる迎角推定を行い，飛翔中の迎角を推定するのに十分なデータが得られた。

4. 次期固体ロケットへの反映事項

- ・ 空力係数の推定には，これまでのMロケット，特にM-Vロケットで妥当性が確認された空力特性の評価方法を活かすことに加え，数値解析（CFD）による流れ場解析と全機風洞試験の組み合わせにより，さらに効率よく，精度の高い推定方法を確立することを目指す。また機体形態変更を伴う場合にも，これまでのデータの蓄積を活かすことで，臨機応変に空力係数を決定できるようにすることが望ましい。
- ・ 空力加熱対策，特に接手部やノズル周りの加熱については複雑な流れやブルームからの輻射が大きく寄与していることから，M-Vロケットでの耐熱対策検討の経験を活かして，地上試験および数値解析を十分に行った上で仕様を決定する必要がある。
- ・ M-Vロケットで経験を得たNF部での迎角計測を引き続き行い，計測精度向上を目指すことでフライト後性能解析や飛行安全に役立てる。

5. まとめ

M-V ロケット（5, 6, 8, 7号機）における空力および耐熱に関する研究開発についてまとめた。5号機以降の機体外観上の変更により空力係数の見直しを行い、飛翔結果よりその妥当性を示した。B2SMSJ後流域の流れ場の解析により1/2段接手部への空力加熱を見直し耐熱対策を施し、飛翔結果から対策効果は十分であった。6号機において外部インシュレーションの追加施工方法を検討し熱対策を施した。飛翔結果より追加熱対策が効果的であることを示した。5, 8, 7号機においてNF ノーズキャップ部における差圧センサによる迎角推定を行った。

参考文献

- [1] 稲谷, 平木, 山田, 「M-V型ロケットの空力/耐熱特性」, 宇宙科学研究所報告 特集 第47号 2003年3月