

M-V型ロケット空力/耐熱特性

稲谷芳文, 平木講儒, 山田哲哉

1. 概要

M-V型ロケットでは、従来のロケットのような尾翼による空力安定という受動的な方式から尾翼のない空力不安定な機体での制御という能動的な方式に変更になった。尾翼がなくなったことで発生する揚力が相対的に小さくなるために、発生する空気力の推定精度を上げる必要があり、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。

また、M-Vでは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) という方式が採用されているのが特色である。FITHではモータ内圧が立ち上がるまでに過渡的な横推力が発生されることが知られており、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、従来M-3SIIで行われてきた空力加熱対策に加えて、1段後部筒および2/3段接手の機体外周に搭載されたSMRCからのブルームによる加熱、スピンモータ燃焼ブルームによる衛星への加熱に対する対策などが施された。

4号機からは新たに、ノーズフェアリングキャップ表面の圧力を測定することにより飛行中の迎角の推定を行っている。

2. 空力係数の設定

2.1. 新しい手法による空力係数設定 (3分力)

M-V型ロケットの第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レイノルズ数補正を施すことによって行われた。例えば抵抗係数については、従来細かい突起物などを無視した概略形状の風試データに経験的な係数を乗じた推定が行われてきたが、今回正確な予測のために従来のロケットに対する方法と異なる点は、尾翼なし形態での機体の各種突起物の効果を見積もることに注意が払われたことである。図1のシュリーレン写真(主流マッハ数2)に示されるように、フランジやカウリングにより衝撃波が形成されていることから、その影響を窺い知ることができる。また、法線力の推定に対しても、従来尾翼が大部分の法線力を発生したのに対し、カウリングやストリンガーなど突起物の寄与を分離し、法線力分布の推定などに反映させた。

この手順は1段形態について、概略、図2に示すように、抵抗係数については各突起物の効果を風試データにより分離し、これらに対してレイノルズ数の補正を数値解析によって行う方法による。そのため、全部で9種類もの風試模型を用意し、それらの試験結果を互いに差し引きすることで、各突起物の寄与を求めている。ただ

し、風試では、実機と比較してレイノルズ数が1桁以上大きいために、相対的に境界層が薄くなり、結果として、突起物による造波抵抗の増大および粘性抵抗の減少の効果が生じる。この効果を補正するために、風試および実機のレイノルズ環境において各フランジを考慮した胴体（ノズル付）に対して軸対象計算（粘性、乱流を考慮）を行い、各突起物で発生する摩擦抵抗算出の根拠とした。造波抵抗成分は、風試で求めた抵抗増分から上述の風試環境下での摩擦抵抗成分を差し引くことにより求められる。さらに、実機飛行環境下での計算から求めた摩擦抵抗成分をここで算出した造波抵抗成分に足し合わせることで、各突起物による実機飛行環境下での抵抗増分を推定することができる。この手法は、特に1段形態飛行時の最大動圧の前後のマッハ2および3の場合について詳細に用いられた。ここで述べた方法を用いて、最終的に推定された1段/2段形態それぞれにおける抵抗係数、法線力係数傾斜および圧力中心位置の推定結果を図3～8に示す。

予測誤差の範囲は、計測および推定誤差の経験値から表1のように設定したが、抵抗については予想最大値をベースラインとした。

1段形態での法線力分布の設定は、従来から用いられている手法により分布を求め、特にカウリングなどの大きな突起物の付加されている2/3段接手部および後部筒部分に適切な法線力を足し込むことによって、全体としての法線力係数傾斜および圧力中心位置がベースラインと一致するように決定されている。法線力分布は各マッハ数ごとに決められているが、代表的な例としてマッハ2.5および3での分布を図9、10にそれぞれ示す。

2.2. ロールモーメント係数の推定

1段飛行中のロール制御は後部筒にとりつけたSMRCによって行うが、機体全体としてこのSMRCを収納しているカウリング部の突起が他に比べて大きく、その回転位相角に応じてロールトルクが発生する。もちろん

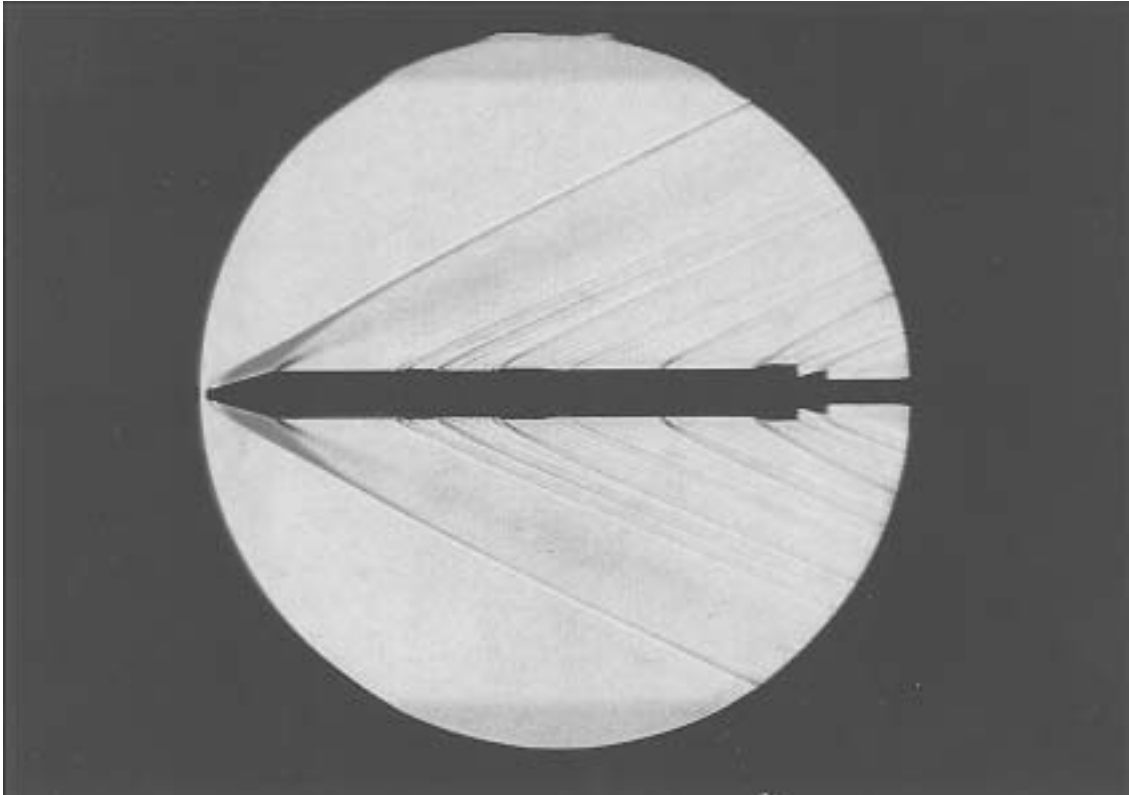


図1 突起物を顧慮した機体に生じる衝撃波
(マッハ2でのシュリーレン写真)

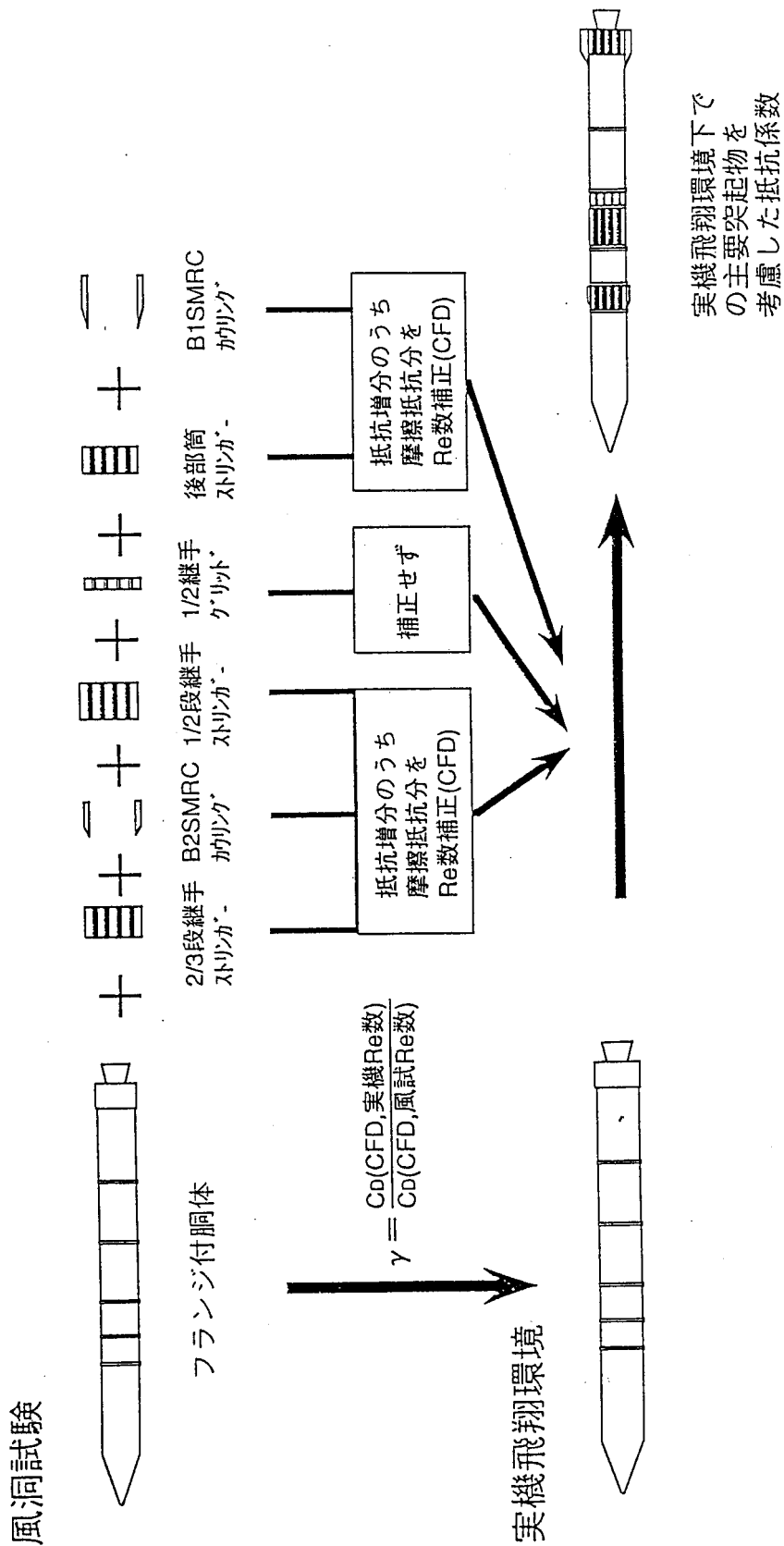


図2 実飛行環境での抵抗係数の推算

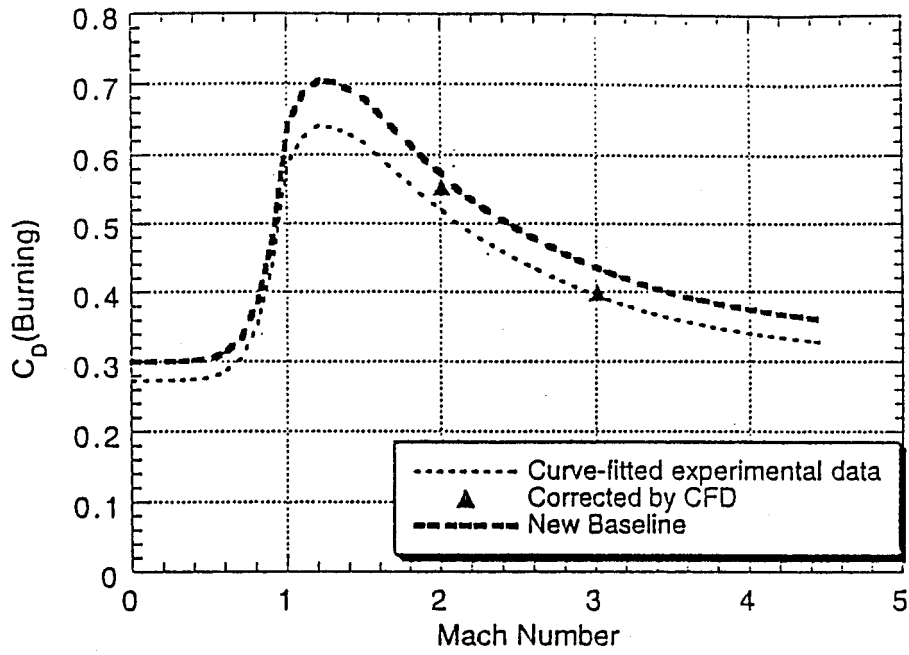


図3 第1段形態抵抗係数

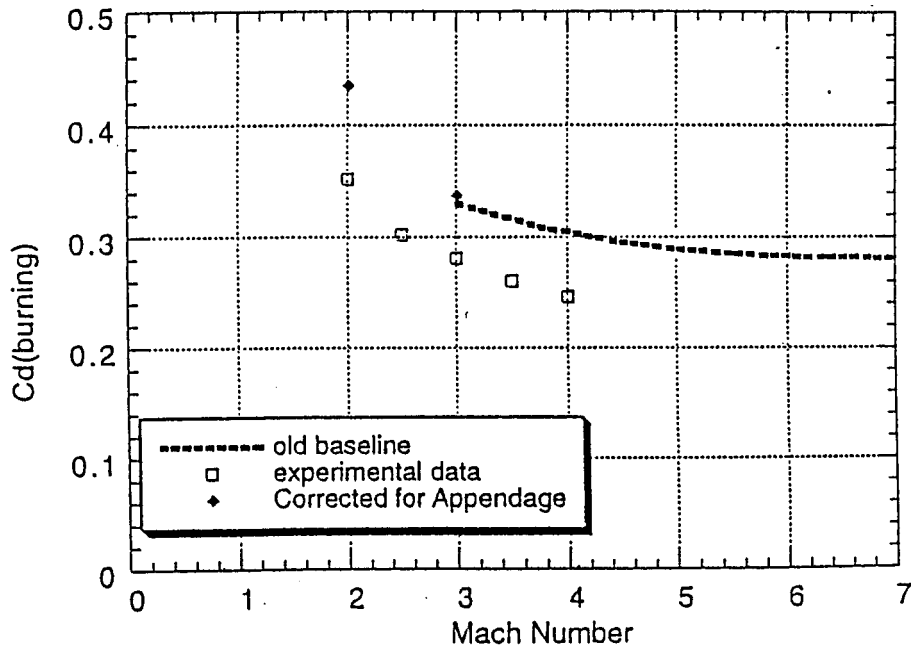


図4 第2段形態抵抗係数

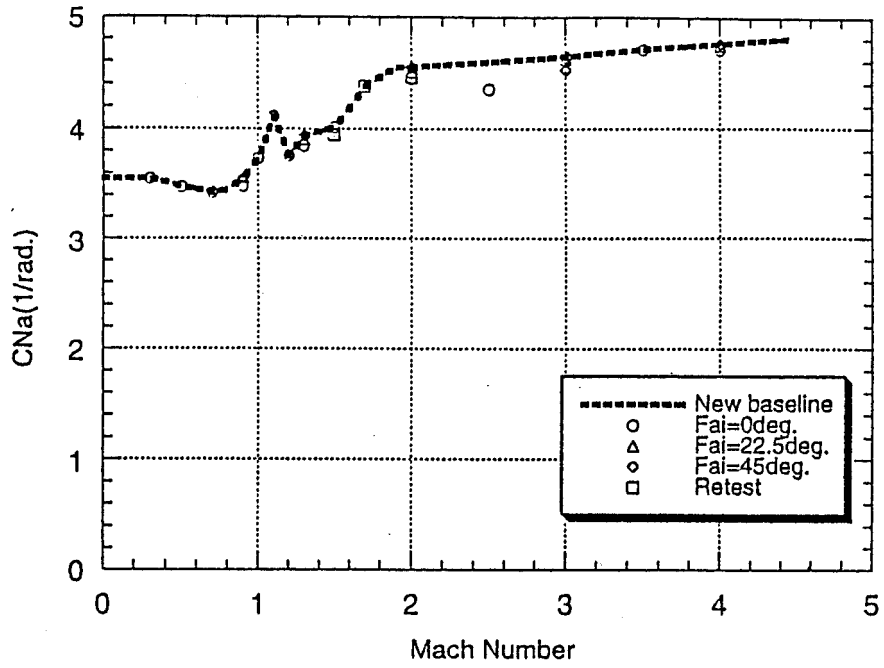


図5 第1段形態法線力傾斜

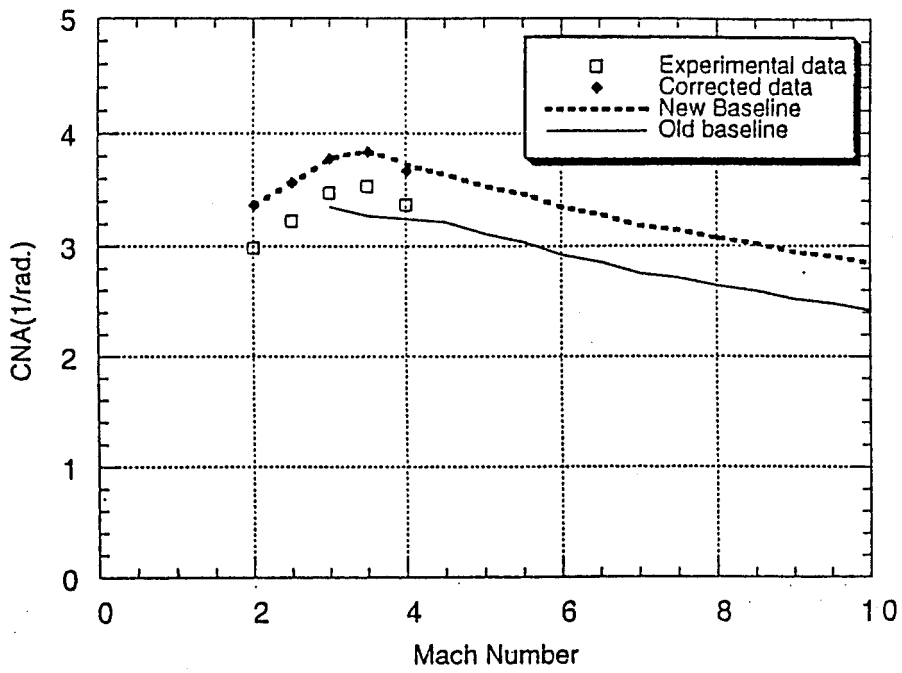


図6 第2段形態法線力傾斜

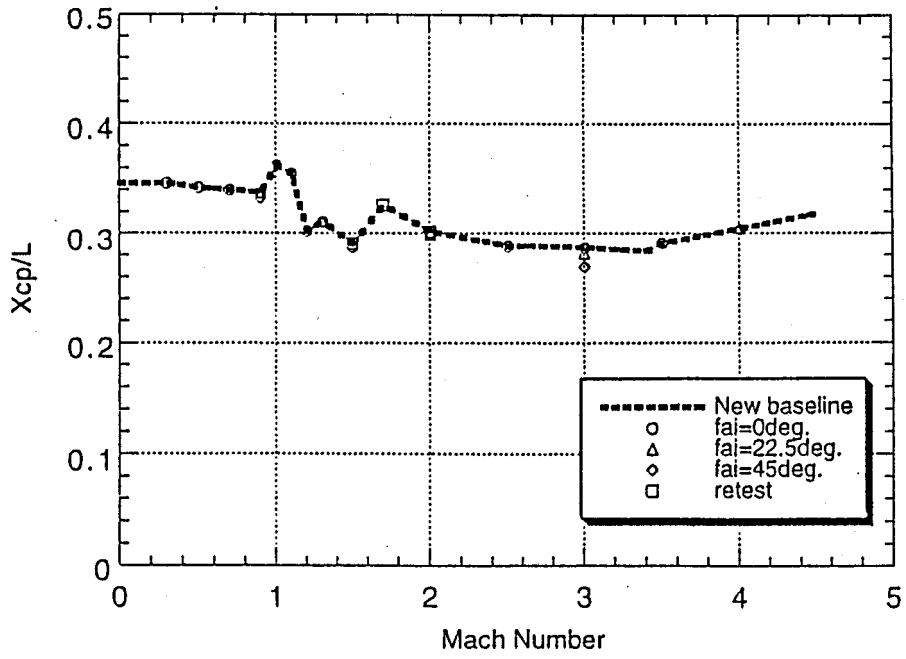


图7 第1段形态压力中心位置

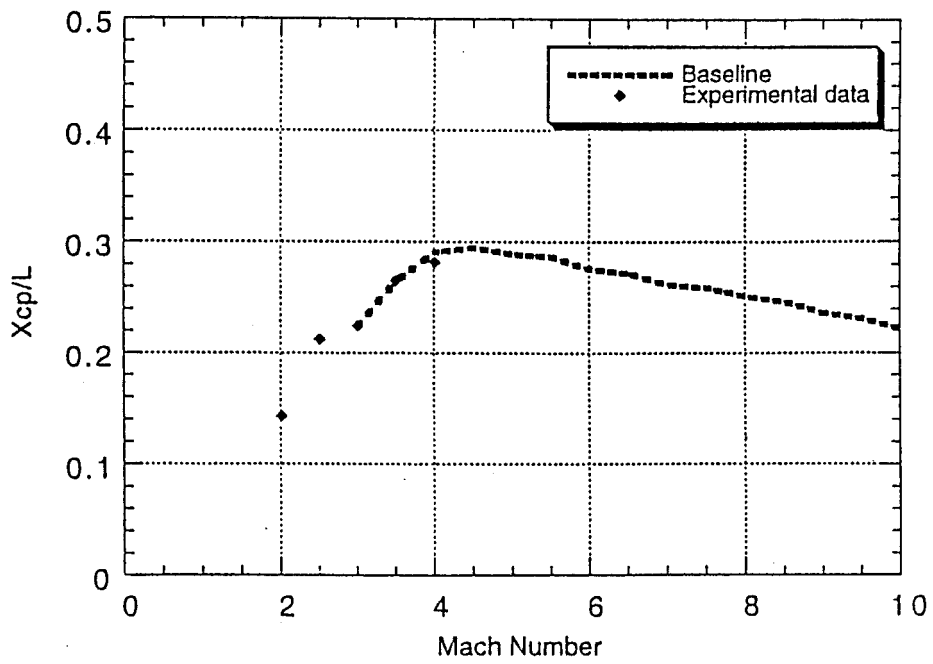


图8 第2段形态压力中心位置

表 1 空力係数の予測誤差

	1 段形態	2 段形態
抵抗係数	+ 0, - 1 6 %	+ 0, - 1 6 %
法線力係数傾斜	± 1 0 %	± 8 %
圧力中心位置*	± 4 %	± 4 %

(* 基準長 = 1 0 0 %)

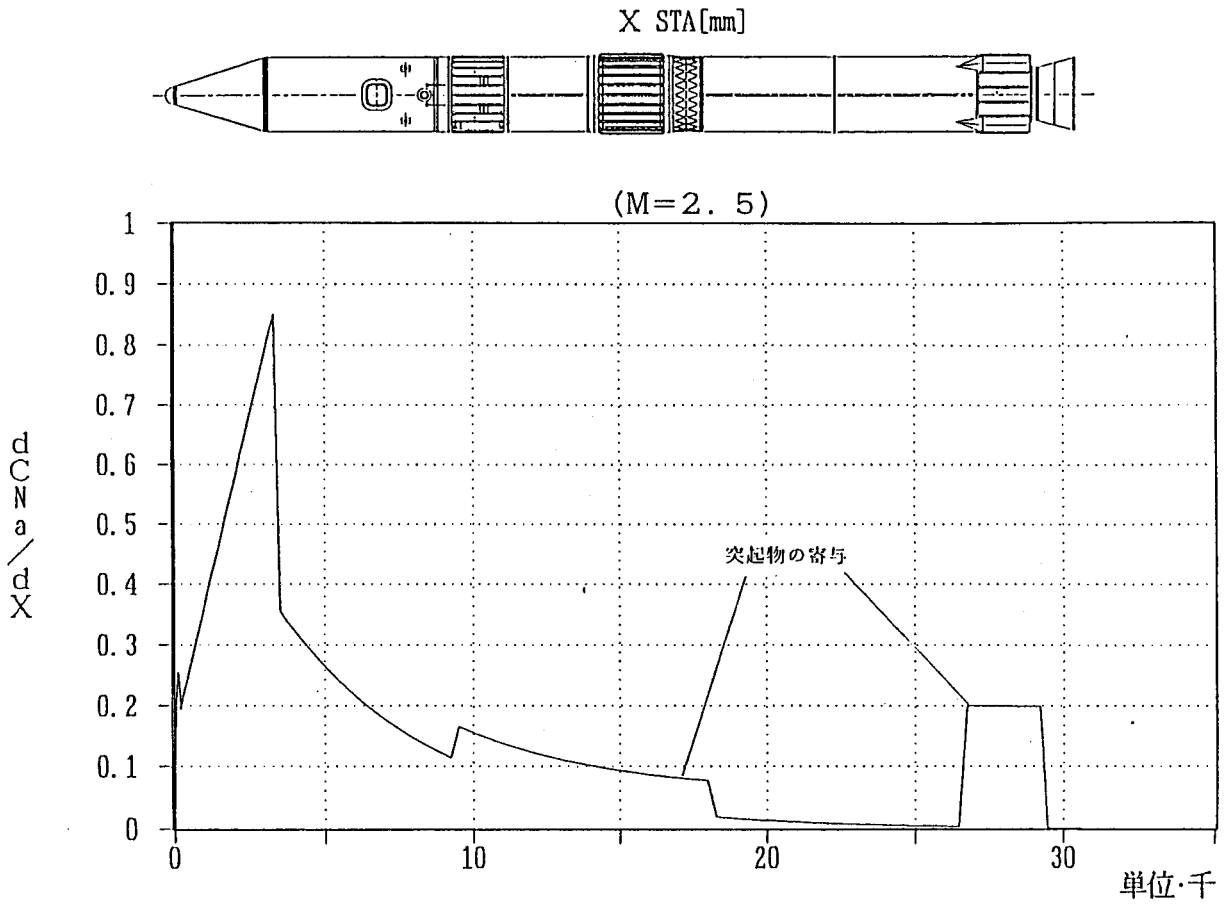


図 9 第 1 段形態法線力傾斜分布 (M=2.5)

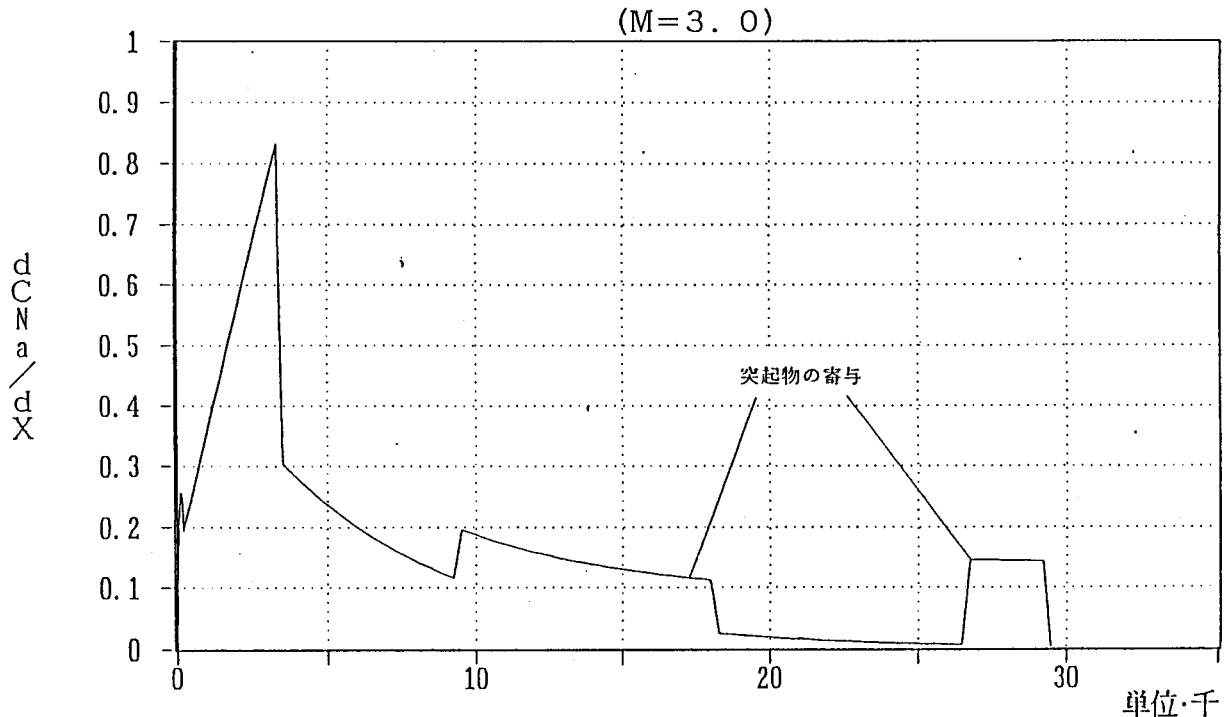


図10 第1段階形態法線力傾斜分布 (M=3.0)

ん、1段 SMRC カウリング以外のカウリング、あるいはケーブルダクトにおいてもロールトルクが発生し、それらの取り付け位相も互いに異なるために注意深い推定が必要となる。表2にここで考慮すべき主要な突起物の名称と位相関係を示す(図11参照)。

このようなロールトルクは一般に実験的な検証が困難であるため、推定の手法として数値解析によった。ロールトルク推定の手法は、以下のステップにより行われている。

- 1) B1 SMRC カウリングだけが付加された3次元形状まわりの圧縮性粘性流解析を実施(最大動圧となるマッハ2.8、高度10.24kmの条件下で実施)
- 2) ロール位相角 22.5° 、迎角を $2\sim 10^\circ$ 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する。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(図12)。
- 3) B1 SMRC 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、B1 SMRC カウリングによるロールモーメント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、全機でのロールモーメント係数を推定する。

表2 主要突起物の位相関係

名称	設置部位	個数	取付位相角 ($^\circ$) ^{*1}	長さ (m)	高さ (m)	投影面積 (m^2)
B1SMRC	後部筒	4	45, 135, 225, 315	2.5	0.34	0.69
B2SMRC	B2PL	2	37.5, 217.5	1.65	0.18	0.30
B1ケーブルダクト	M14 モータ	2	90, 270	10	0.05	0.50
B2ケーブルダクト	M24 モータ	2	127.5, 307.5	2.7	0.06	0.16

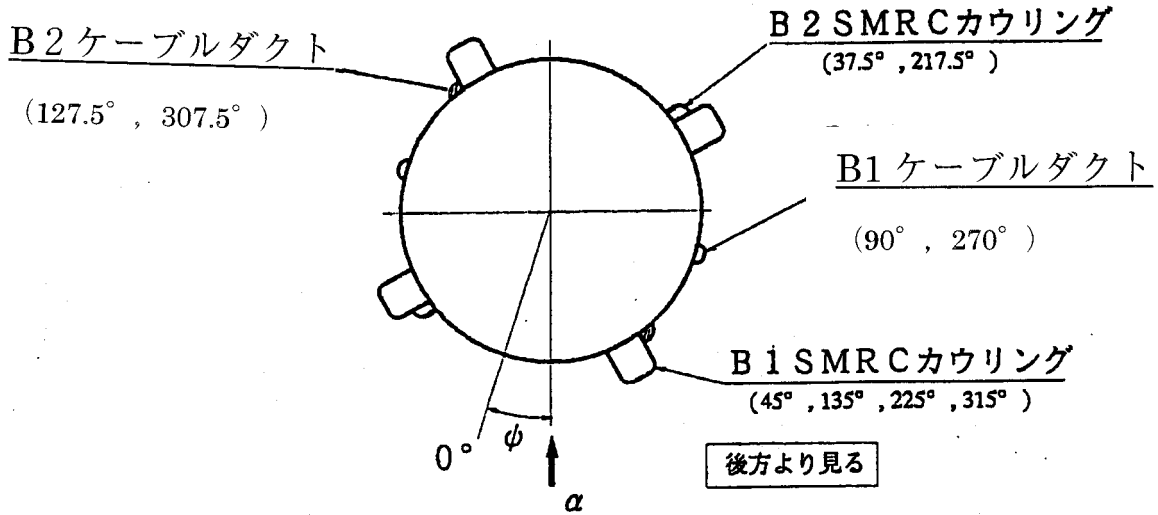


図11 突起物の位相配置

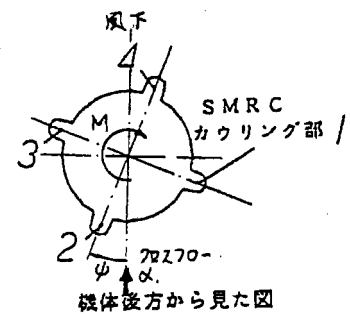
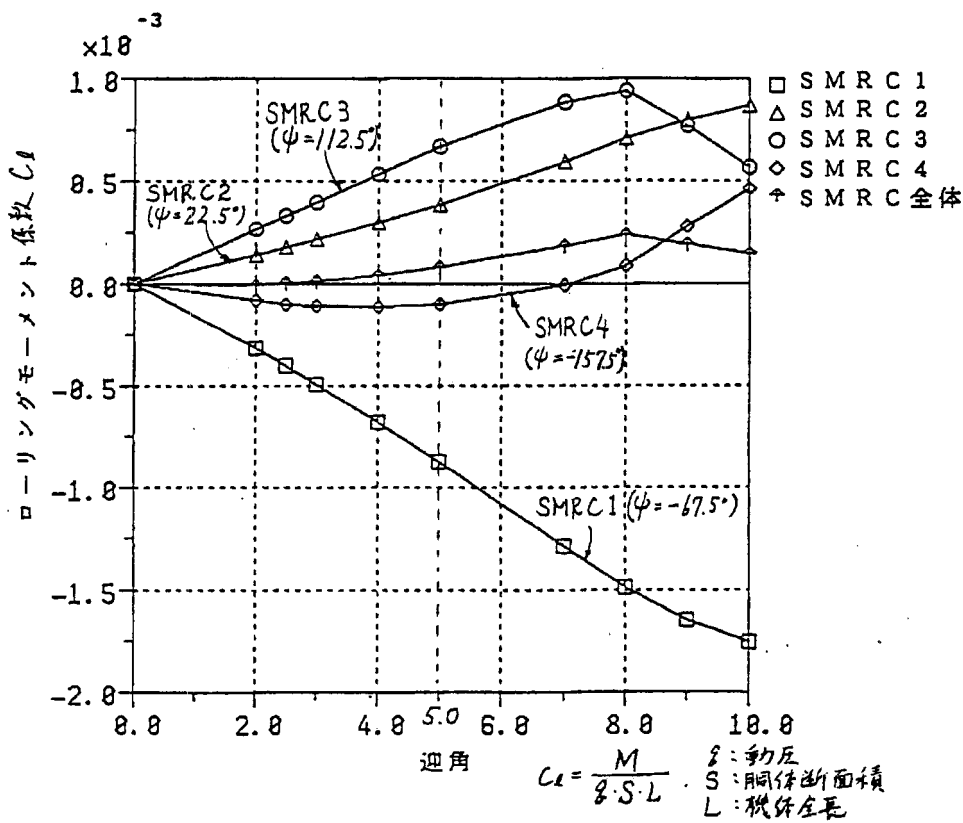


図12 迎角による SMRC 空力ロールモーメントの変化 (剥離の影響の変化)

このようにして推定された全機ロールモーメント係数を図13に示す。

このロールモーメントは最大動圧付近（マッハ2.8）について推定したものであるが、便宜的に他の速度領域でも同様の特性を持つと仮定して姿勢解析などに供している。

3号機では、1段 SMRC によるロール制御が行われなかった期間を対象として、ロール姿勢角およびロールレートの履歴を使って発生したロール外乱トルクの推定をフライト後に解析を行った。図14に推定結果と上記で設定したロールモーメント係数との比較を示す。フライト解析では迎角を正確に知ることができない点と、フライト結果では重心オフセットの効果と空力中心の機軸からのずれによって生じるモーメントも分離できずにロールモーメント係数におしつけてしまっている点を考慮すると、このフライト結果は上述の推定方法の妥当性を示すものと考えて差し支えないものと思われる。

3. ファイア・イン・ザ・ホール (FITH)

3.1. 横力モデルの構築

M-V ロケット 1/2 段分離時に行う Fire-in-the-hole (図15) では、第2段点火と同時に段間の分離を行う。このときに発生する横推力は点火後十分な TVC 制御力が発生する前に不測の姿勢運動を誘起する可能性や、第1段側に残される開傘接手との接触などの危険性が指摘される。想定される横推力はモータ内圧と外圧の関係において、ノズル内で燃焼ガスが十分に膨張する前の時点で非対称に剥離することによって考えられ、FITH の場合のようにノズル後方に障害物がある場合にこの剥離の有無およびその程度によって横推力の発生および大きさが決定されるとされている。この意味で FITH における横推力の発生について、

- [1] ノズル内で非対称剥離が起きるモータ内圧と外圧の圧力比 P_c/P_a の上限を知ること
- [2] この横推力がノズル後方に置かれた障害物によって受ける影響の程度を知ること

の両者の観点で、風洞内での実機相当の形態でのコールドガス噴射による外部流とブルームの干渉の相似実験、コールドガス噴射による静的なノズル内剥離状況の再現実験および小型モータによる点火時の動的な実験による非対称剥離による不整推力の計測実験の各実験によって FITH 後の第2段の飛行に対して設定すべき横推力の大きさを定量化した。

これによると、上記圧力比 (P_c/P_a) に対して発生する横推力は大略図16のように整理され、この結果は従来他のロケットで試みられた FITH における現象ともほぼ同一の傾向を示している。実験結果では、概ね横推力は図に示されているように2つの領域に分かれて発生しているが、図中の左上側の圧力比が10以下の範囲での横推力はノズル後方の障害物の有無に関係なくこの圧力比の範囲で常に発生する現象であり、その大きさからノズルスロット直後で発生する流れの剥離により片側のノズル壁に沿って偏った流れになっていると考えられる。一方、40~70程度の、圧力比が比較的大きい領域における横推力はノズル後方に障害物（1段鏡板）が存在する場合にのみ発生するもので、その発生する圧力比および大きさとも1, 2段の位置関係に対応して異なる（図中の黒丸）が、図中に示した圧力比および大きさの領域内にあることが示され、後者の場合の横推力は圧力比や位置関係などの設定された実験の条件に対応して発生する再現性のよい現象であることも確認された。

これらの結果を用いて1号機の飛翔に際しては、図16の包絡領域を設定すべき最大の横推力とし、飛行解析に用いることとした。また、この条件を達成するために必要な対策として1段先端の鏡板が分離を達成するまでの

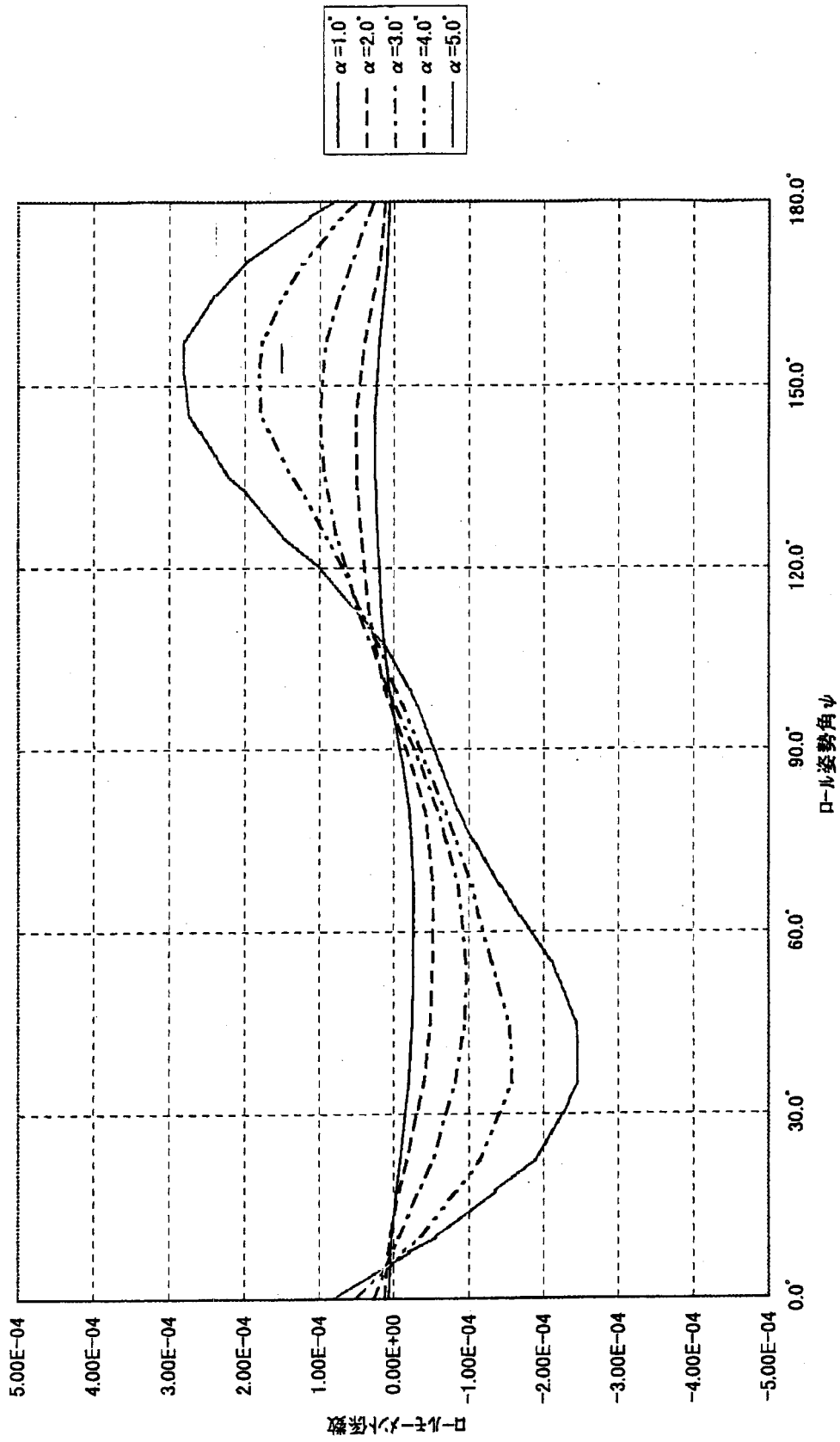


図13 M-V 全機ロールモーメント特性

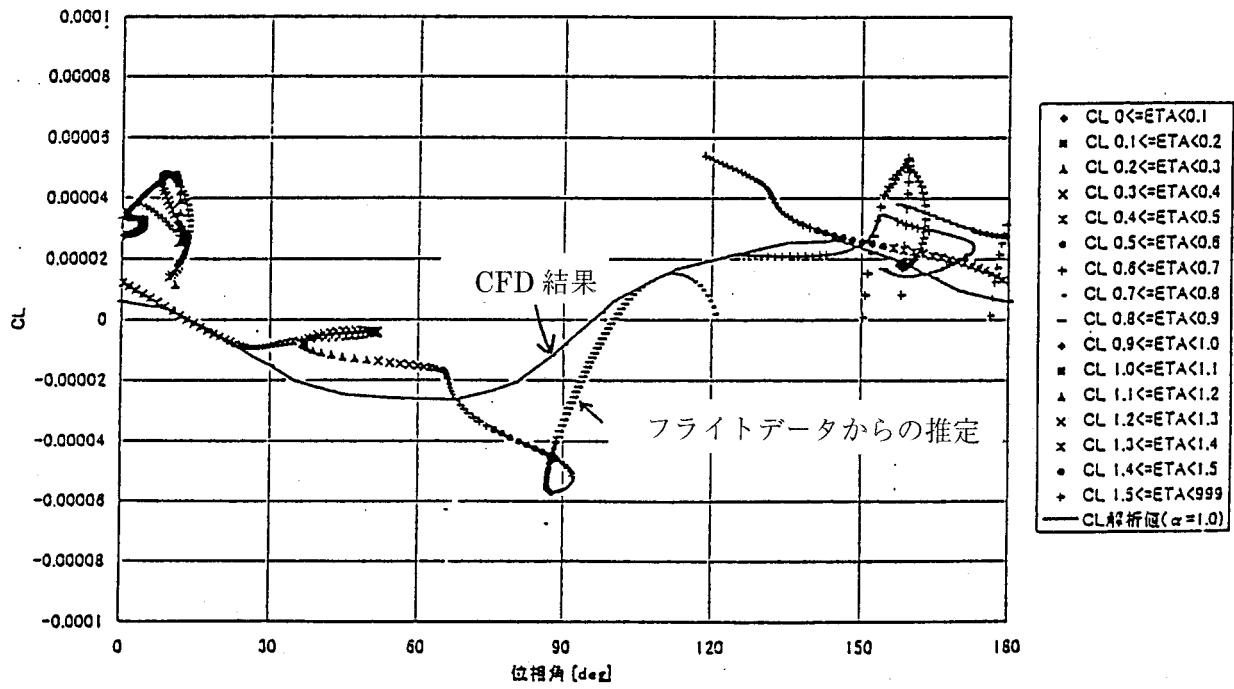


図14 M-V-フライトデータから推定したロールモーメント係数

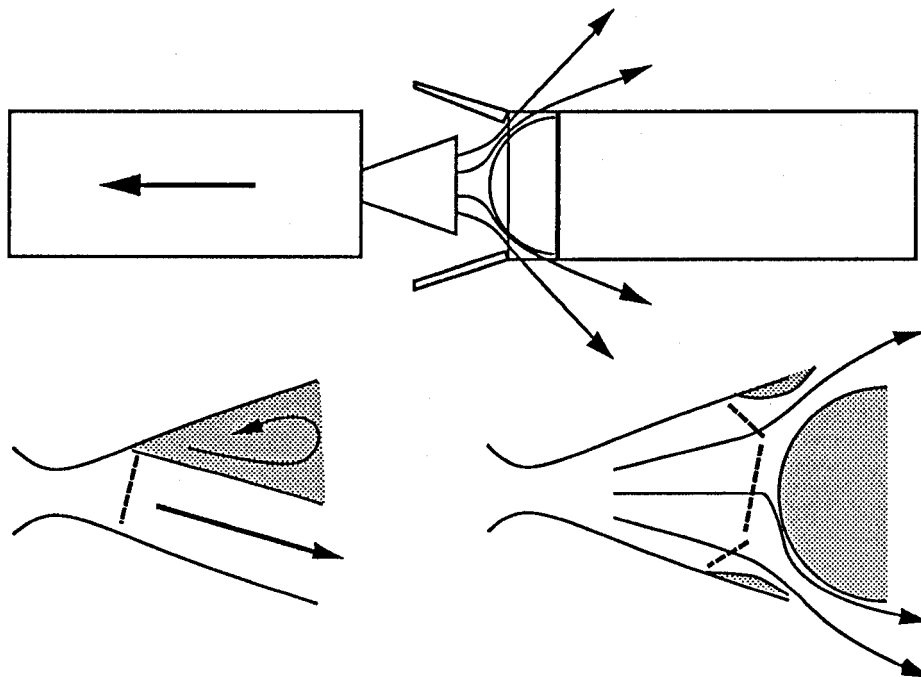


図15 ファイアインザホールと予想される典型的なノズル内非対称流れ

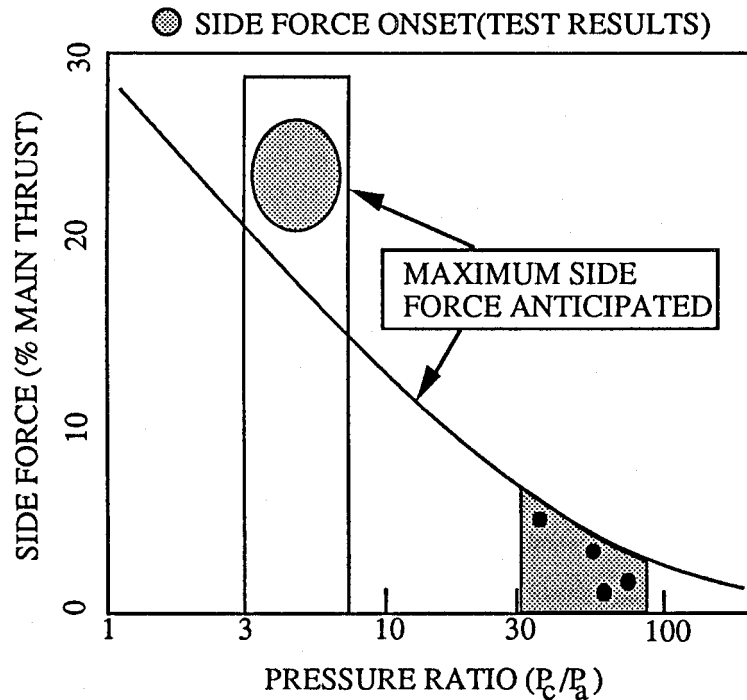


図16 各種地上実験の結果と飛行解析で用いる不整横推力（実線）

間形状を保ち、2段プルームの加熱などで有害な変形や座屈などを生じないことが条件となる。このため、鏡板部の図17に示すようにモーターケースインシュレーションと同一のアラミド EPDM 材による耐熱を施した。厚さの決定に際しては、アルミナの付着による加熱を想定し、小型モータの燃焼による相似実験による損耗量の評価を行った後に鏡板上で図17に示す厚さの分布を決定した。

3.2. 1/2 段分離時の FITH 時の挙動

1号機では2段点火時のプルームに起因する通信ブラックアウトにより分離時のデータを取得することができなかったが、3号機から、従来の開傘ペタル回転角と接手静圧に加え、3軸加速度をメモリ計測とし、分離後に繰り返し再生して地上に伝送する方式へと変更し、結果良好にデータ取得を行うことができた。

これにより得られた加速度データを用いて、FITH 時の2段モータ推力と1段側軸力の比を機軸方向相対分離距離に対してプロットしたものを図18に示す。図より、相対分離距離が1.5m 位になるまでは、2段推力の約7割の力が1段側の軸力方向に作用していることがわかる。分離距離が1m を超えると、1段軸力/2段軸力比は次第に小さくなり、4m 以上離れるとプルームにより1段に働く軸力はほとんど発生しなくなる。

M-V ロケットにおける分離距離～1段軸力/2段推力比の関係は、同じ図に示した試験機（ST-735-2号機）におけるフライト計測結果（分離距離はM-V ロケットのスケールに換算）と比べて、1段に働く軸力の比がやや小さい結果となっている。

4. 耐熱対策

機体の耐熱対策としては、大別して、機体外面の空力加熱対策、スピンモータ/キックモータプルームによる加熱対策、そして SMRC による加熱対策の3つが考えられる。

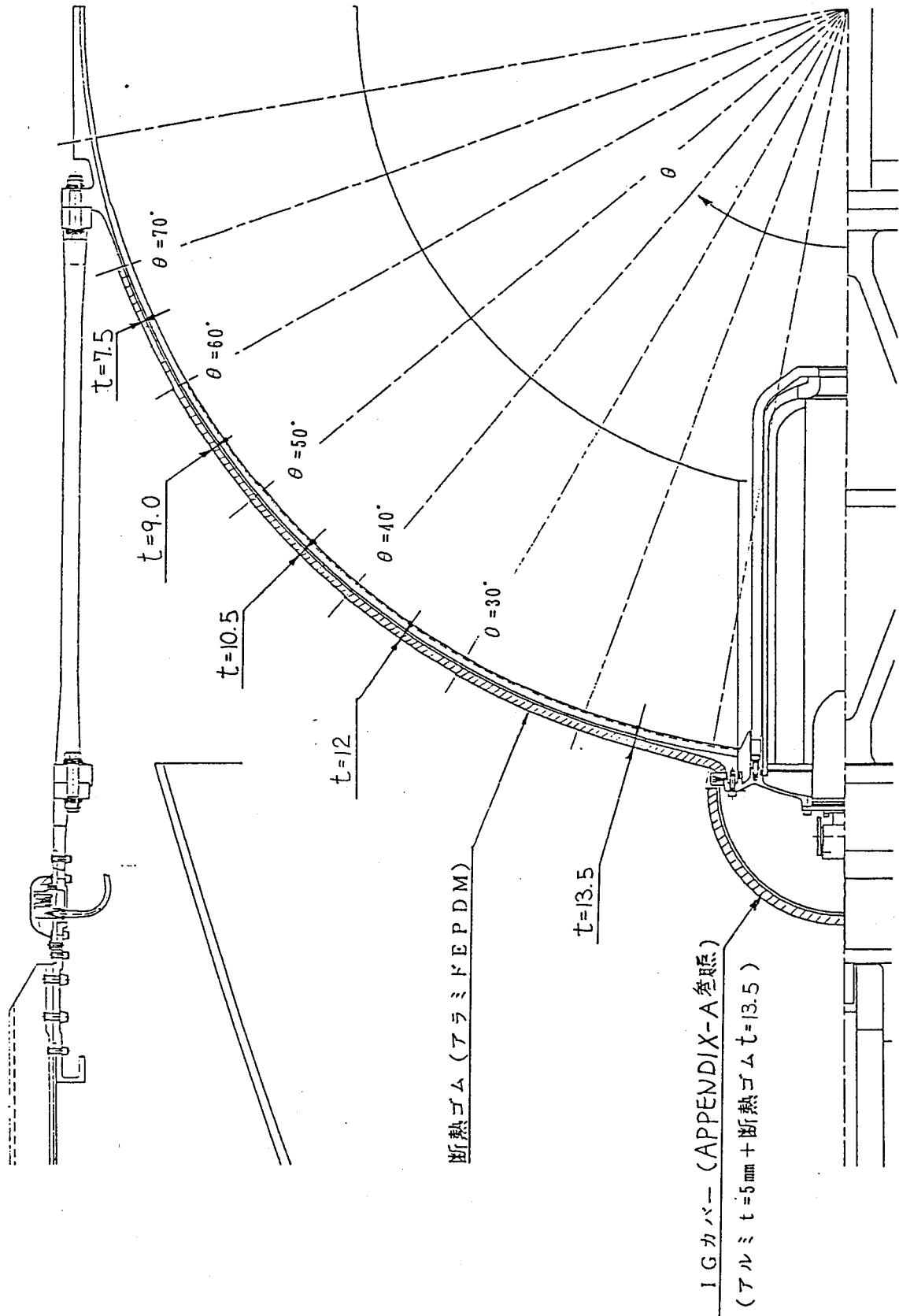


図17 第1段鏡板の耐熱対策

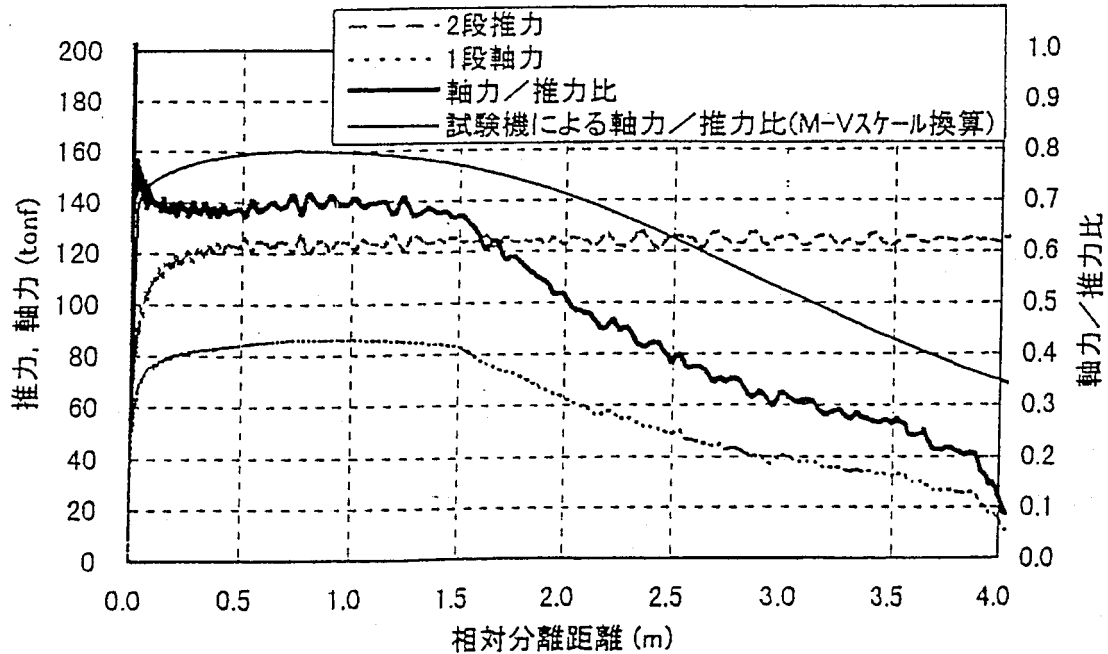


図18 FITH時におけるB2 プルームによる1段軸力/2段推力比

表3 M-V 機体表面への最大加熱率と耐熱対策 (M-V-1号機)

部位	最大加熱率 kW/m ²	構造材質 /厚さ[mm]	許容温度 ℃	コルク厚 mm
NF	機体コーン部	注1	100	5
	機体シリンダ部	注1	100	2
	分離機構コーン部	注2	80	2
	分離機構シリンダ部	注2	80	2
	結合リング部	アルミ:7	80	2
B2 PL	スキン	アルミ:2	100	2
	ストリング	アルミ:5	100	1
	SMRCカウリング・テーパ部	アルミ:3	100	2
	同 平行部	アルミ:3	100	1
B2 ケーブルダクト	テーパ部	アルミ:1.6	120	2
	平行部	アルミ:1.2	120	1
1/2 段継ぎ手	スキン	アルミ:4.8	100	1
	ストリング	アルミ:6	100	1
	FLSCカバー・テーパ部	アルミ:2	80	4
	同 平行部	アルミ:2	80	4
B1 ケーブルダクト	SO収納部・テーパ部	アルミ:1.6	80	4
	同 平行部	アルミ:1.2	80	4
	その他・テーパ部	アルミ:1.6	120	2
	同 平行部	アルミ:1.2	120	1
後部筒	スキン	アルミ:4.1	148	不要 注3)
	ストリング	アルミ:4	151	不要 注3)
	SMRCカウリング・先端部	アルミ:11	126	不要 注3)
	同 テーパ部	アルミ:3.2	204	不要 注3)
	同 平行部	アルミ:3.2	164	不要 注3)

注1) CFRP(0.8mm x 2)アルミハニカム(28mm)サンドイッチ構造
 注2) アルミ製ハウジング(熱容量約13mm相当) 注3) 許容温度=予想最高温度

4.1. 機体外面の空力加熱対策

M-V-1号機において、機体外面の耐熱対策については各種の突起やテーパ部などを含めた機体各部の代表点を抽出し、これらに対して空力加熱率時間履歴を推定した。耐熱対策の要否に関しては、対策なしの機体外板の温度履歴を求め、最高温度が許容温度を下回る場合は対策なしとし、上回る部分については従来の機体と同様、主にコルクを貼り付けることで対応している。尚、対策部分の外板温度の推定及びコルク表面の実効的熱流入の推定については、アーク風洞を用いた加熱試験により従来から用いられてきたブロッキング効果の係数(0.5)が妥当であることを確認検証した上で行なっている。表3にM-V機体表面への最大加熱率(軌道に沿って最大値)と耐熱対策(M-V-1号機)を示した。尚、厚さ6mmのCFRP製のN/F先端部は、冷温壁加熱率が180kW/m²であり、最高温度200℃と推定されている。N/Fに設けたベントホール外周はt=2mmのコルクによって対策してある。

その後、1号機の飛行結果により、空力加熱に対する対策については機体各部の温度上昇から判断される耐熱の良否については一部を除いて概ね計画通りであったことが確認された。唯一1箇所、1/2段接手の火工品取付けカバー温度が予想を大きく上回る温度上昇を示したが、これは前後の構体リングからの熱伝導が原因と判断され、M-V-3号機ではこの部分にコルク(t=1mm)の耐熱対策を追加した(図19参照)。

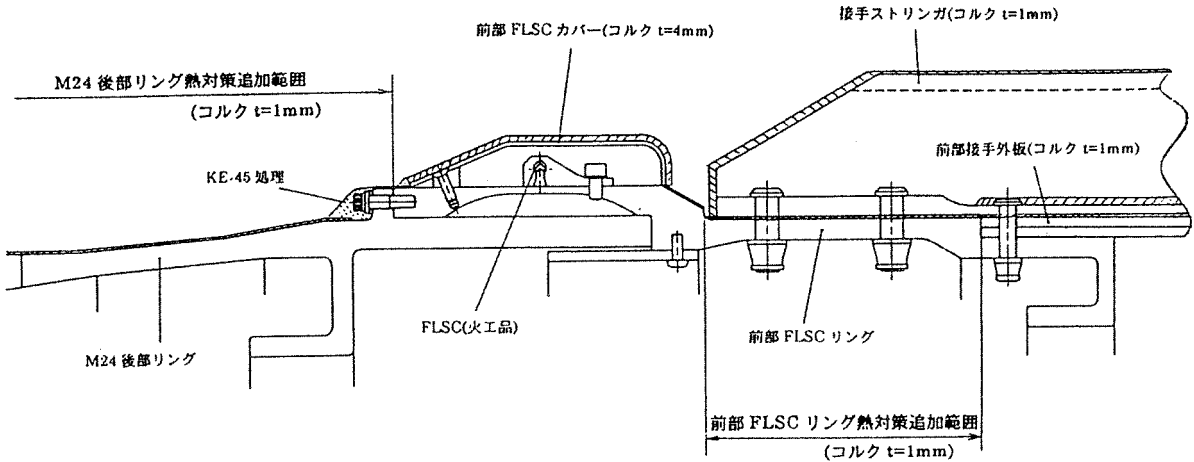


図19-a 1/2段接手 前部 FLSC 周辺熱対策 (M-V-3号機)

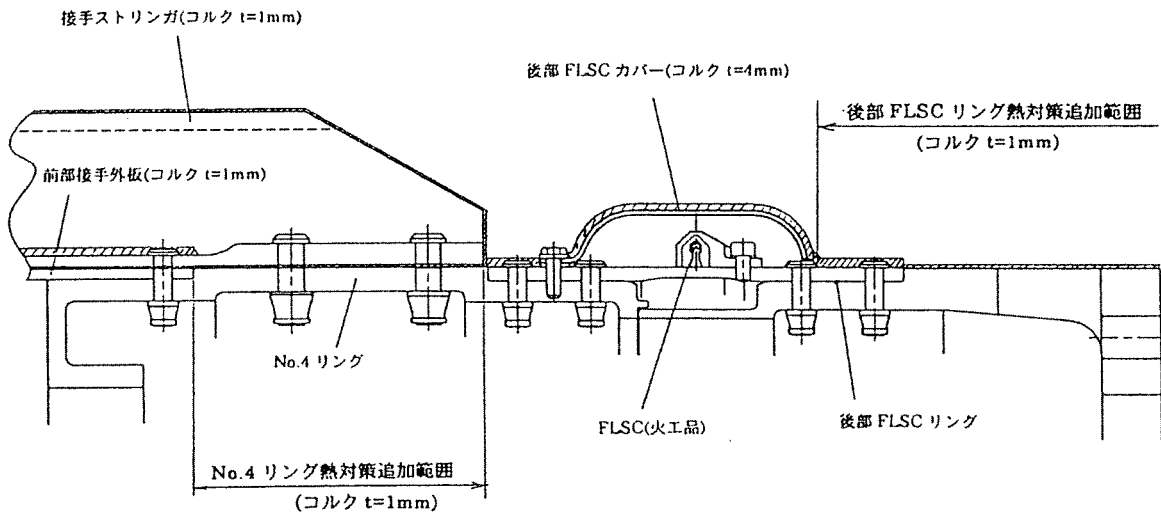


図19-b 1/2段接手 後部 FLSC 周辺熱対策 (M-V-3号機)

4.2. SMRC プルームからの加熱対策

第1段後部筒及び2-3段接手に搭載されたSMRCは、M-3SII型機で尾翼先端の搭載位置と異なり、機体外周に直接取り付けられているため、プルームによる機体の加熱を評価して、必要な対策を施している。

作動時の外圧条件を考慮すると第一段については飛翔の後半にプルームの周辺のスリング及び外板に直接接触れ、2段形態では終始周辺が機体表面がプルームに曝される。SMRCの作動時の加熱条件は、安全側を考慮して、片側に噴射し続けた場合を想定してプルームに曝される部分の加熱率を推算した。地上でのSMRCの地上燃焼を含む模擬試験を行ない、この結果に基づいて検証された3次元のCFD解析ツールを用いて、フライトの解析を行った。図20に例として、B1分離時におけるB1 SMRCによるスリング近傍の加熱率分布を示す。

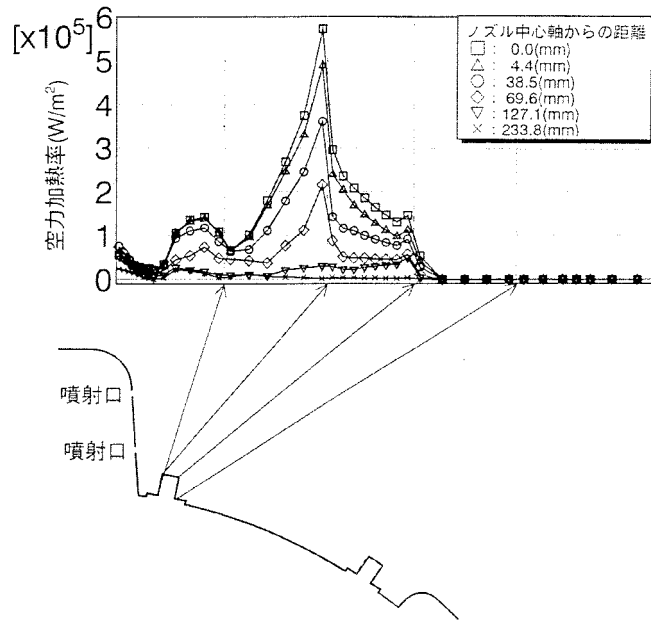


図20 B1分離時におけるB1 SMRCによるスリング近傍の加熱率分布 (M-V-1 予測解析値)

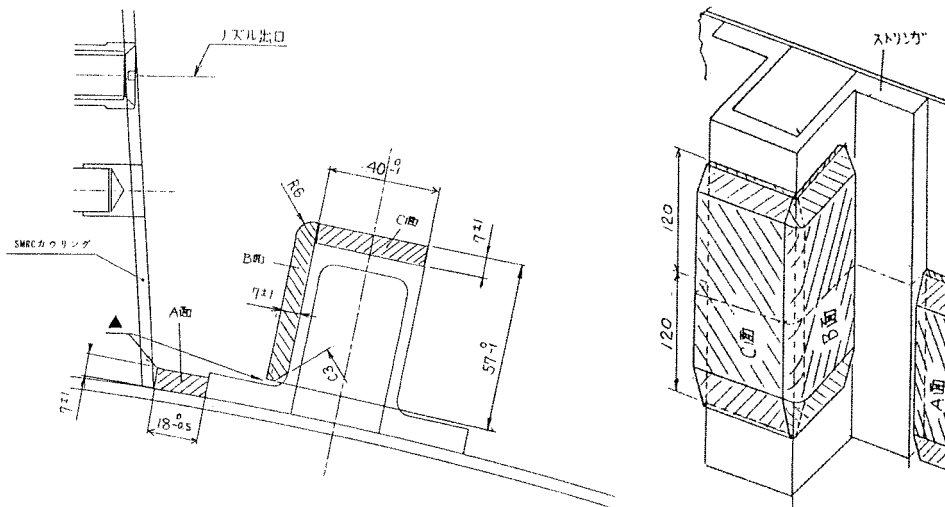


図21 後部筒 SMRC プルームに対する耐熱対策

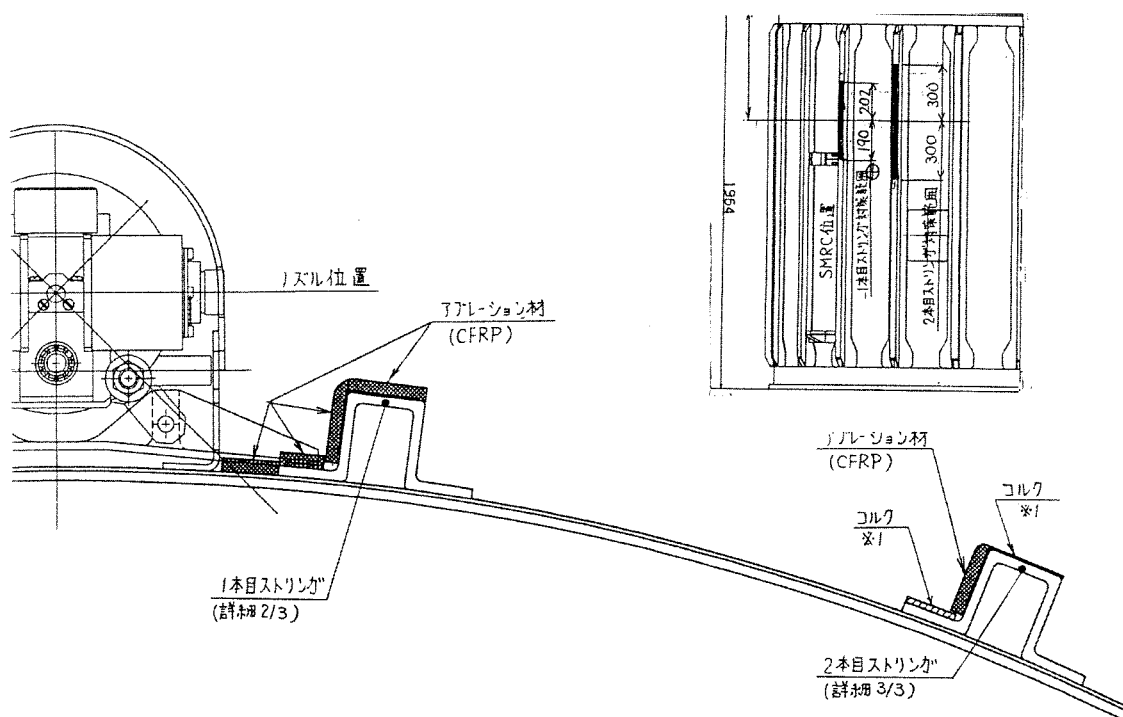


図22 2/3段接手のSMRCブームに対する耐熱対策

一段/二段形態とも CFRP 板を貼り付けることによって対策するものとして、対策の必要な部位、面積、及び必要板厚を求めた（図21、及び22参照）。外気圧とブームの広がりとの関係から、後部筒 SMRC については、ノズル中心軸の両側、ロケットの長手方向に $\pm 120\text{mm}$ の中に、2/3段接手 SMRC については近い側のストリングで $\pm 200\text{mm}$ 、遠い側で $\pm 300\text{mm}$ の中に、それぞれ CFRP を取付けた。二段 SMRC に対しては CFRP 板と機体との間の断熱を確保するため 1 mm の隙間を設けた。

4.3. スピンモータ/キックモータブームからの加熱対策

M-V-1号機では、キックモータ点火前に機体にスピンを与えるためにスピンモータを点火する。スピンモータは点火時形態での重心につける必要が求められており、3/4段接手上に搭載される。また、アルミナの付着を避けるためのアルミナなし推薬の採用により、大きさに制限が発生し、2本ずつのモータを並列・対称位置にとりつけている。以上のことから、スピンモータによる、B3 PL 計器搭載部への加熱、燃焼生成物の付着による衛星表面の熱制御材光学特性の変化が懸念されたため、以下の対策を講じた。

- 1) スピンモータの取り付け位置、及び方向を衛星に対して影響の少ない形とした。
- 2) 衛星接手にブームを遮断するための傘を MLI フィルム ($125\mu\text{m}$) と支持構造で構成した。
- 3) B3 PL 部について加熱される計器搭載面にブーム遮断のための覆い（アルミ板厚 5 mm）を取り付けた。

尚、M-V-1号機における衛星遮断膜の温度計測結果より、衛星に対する加熱源としては、スピンモータよりもキックモータブームからの加熱の方が、持続時間も長く支配的であることが分かった。M-V-3号機では、スピンモータ搭載位置が B3 PL 計器搭載板下面に移動したことで衛星から遠くなったことにより加熱の影響が相対的に減少したため、支配的なキックモータブームの輻射加熱に対して評価を行なった。その結果、衛星下面各部温度は材料耐熱温度を越えることはなく、熱的にも遮断膜なしでも問題ないことがわかった。B3 PL にスピンモータの搭載位置を移動したことにより、推力軸のモーメントアームを大きく取ることができたため、モ

ータ数も1号機の4個から、3号機の2個に半減しており、熱対策重量も19kgから9kgと半減している。

5. 飛翔中の迎角推定

5.1. ノーズフェアリング圧力計測概要

M-V-4号機(2000年2月に打ち上げ)において、1段飛翔中に機体に生じる迎角を測定するための予備試験として、ノーズフェアリング表面上4点の圧力測定を行った。

レーダデータから得られたM-V-4号機の1段目飛翔中の高度と標準大気を仮定した場合の動圧の履歴を図23に示す。動圧は打上げ後35秒付近で最大値約1.1kgf/cm²をとり、2段目の点火が行われる75秒付近では0.02kgf/cm²と最大値の約1/55と非常に小さい値となってしまう。迎角により生じる差圧は動圧に比例するため、最大動圧時でのレンジを確保しつつ動圧の小さい領域での精度のよい計測は困難である。図24には1段目燃焼中のマッハ数の時間履歴を示す。ロケットの速度が音速に達するのは打上げ後20秒付近、また2段目点火時のマッハ数は3.5の近辺である。

図25に示すようにノーズフェアリング表面上に4点(ピッチ面2点、ヨー面2点の計4点)の圧力測定孔を設け、ノーズフェアリング内側の各測定孔裏側に圧力センサを直接取り付けすることで各点での圧力を電気信号に変換し、2段目計器部に搭載されたアンプで増幅したのちテレメータにより地上へ伝送される。各測定点で使用している圧力センサは定格1.05kgf/cm²の絶対圧計(Kulite製XCS-190-15A)である。従って、ピッチ面(あるいはヨー面)内2点での圧力差は、フライト後に測定された圧力を差し引く形で求めている。本来ならば、動圧測定孔を設けて動圧を測定すべきであるが、NF天頂部に静圧孔(φ2mm)より大きな孔を設けることは耐熱の観点上好ましくなかったために、動圧測定孔は設けなかった。そのため、動圧はレーダデータを用いてフライト後の解析で求める方法をとった。

5.2. フライト圧力測定結果と迎角への換算

図26にフライトで得られたピッチ面およびヨー面内各2点での差圧の時間履歴を動圧とともに示す。ここで、差圧はピッチ面では0°位相での圧力から180°位相での圧力を、ヨー面では90°位相での圧力から270°位相での圧力をそれぞれ差し引いて求めている。ピッチ面での差圧を見ると、55秒付近から急激な減少が見られるが、これは前述の姿勢制御装置の動作停止により姿勢が急激に乱れ始めたことに対応している。

得られた差圧から迎角への換算については、圧力測定孔がノーズフェアリングの先端の球形のキャップ部にあることから、超音速中の球の表面圧力に関する簡単な実用計算式を用いた方法とした。測定された差圧とレーダデータから得られる動圧および静圧を使用して各点での局所圧力係数を求め、その差から上述の計算式を用いて気流の傾き(迎角)を求めることができる。迎角が微小であれば、ピッチ面とヨー面での迎角はそれぞれ独立に算出できる。この方法は、超音速でかつ迎角が微小であれば適用可能である。

図27にピッチ面において測定された差圧から上述の方法で求めた迎角と、姿勢制御装置にて計測された実際のピッチ角とノミナルの差との比較を示す。図中、差圧から求めた迎角は打上げ後18秒付近から示している(超音速の部分のみ示している)。これによると、ロケットが姿勢制御を行っている55秒付近までは両者はほぼ一致していることがわかる。姿勢を乱し始めた55秒以降でも、迎角20°程度までは両者は一致している。それ以降になると、両者の傾向は全く異なる。これは、迎角が20°を超えるようになると、実際のノーズフェアリングは球/円錐結合体となっているために、単純に球の表面圧力を使用して迎角を求める方法が適さなくなるためと考えられる。

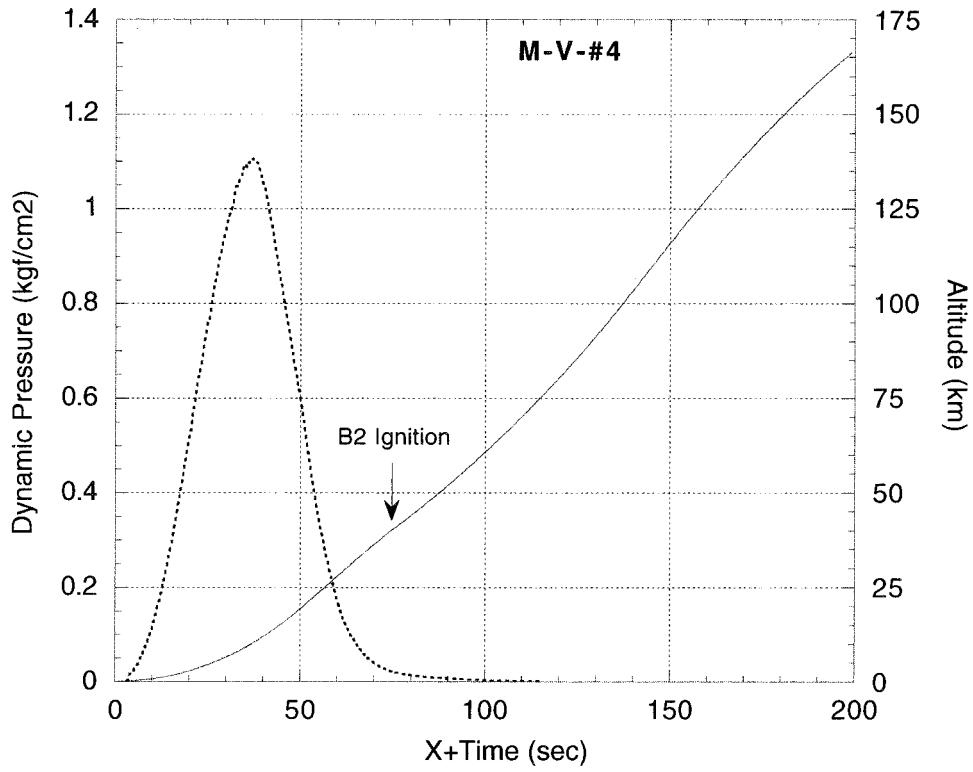


図23 1段および2段飛翔中の高度と動圧の履歴
(レーダデータ使用、標準大気仮定)

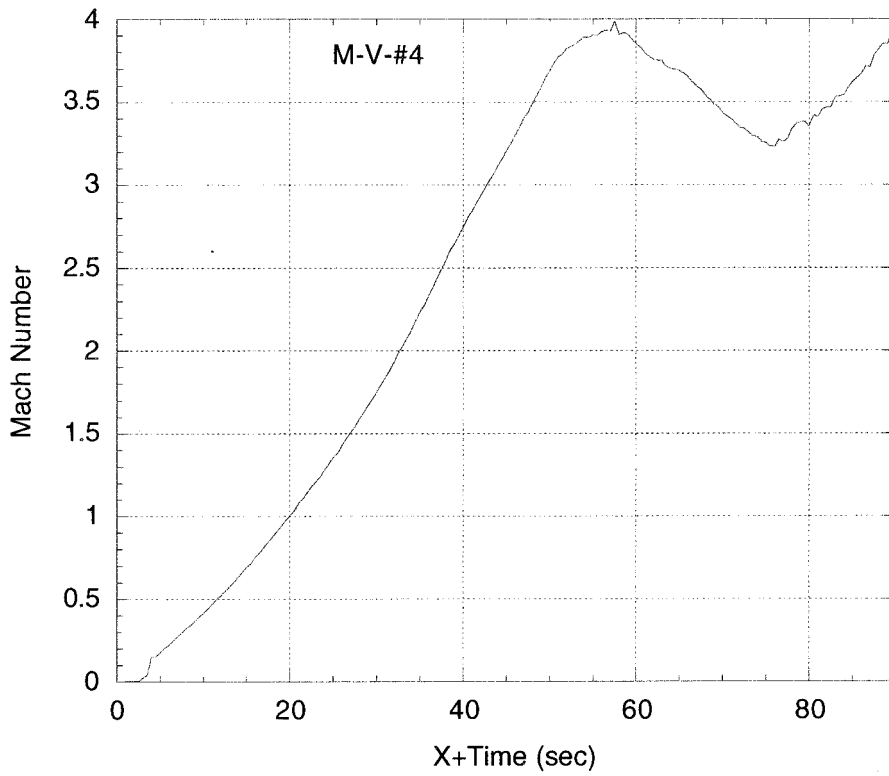


図24 1段飛翔中のマッハ数の時間履歴

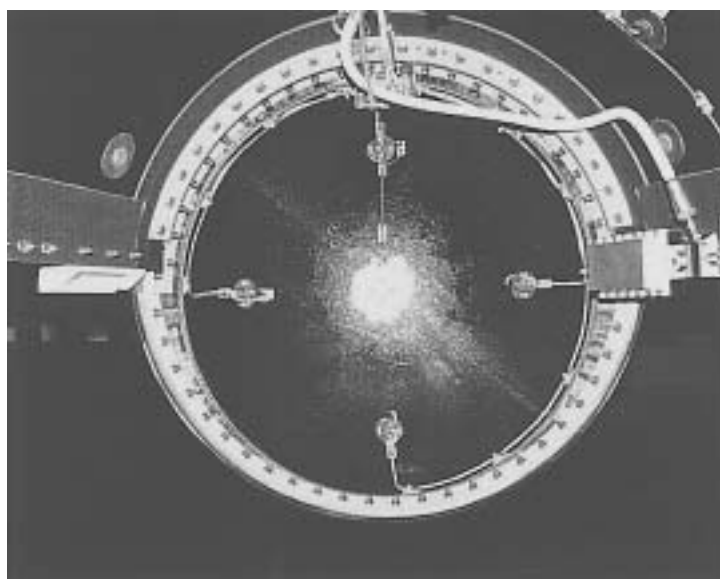
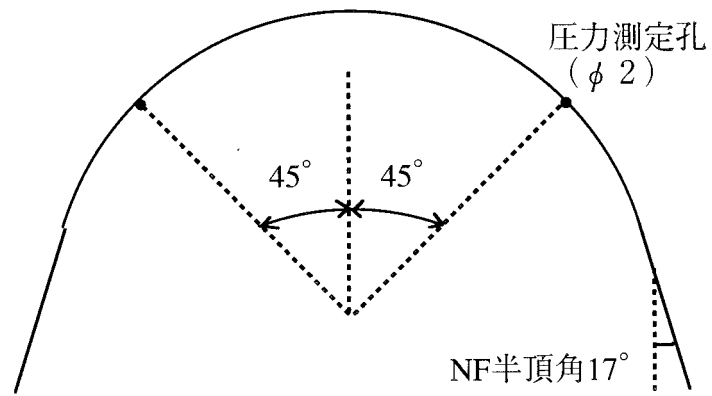


図25 ノーズフェアリング圧力測定孔およびセンサ

図28にはヨー面における差圧から導出した迎角と、姿勢制御装置で計測されたヨー角のノミナル値からの差の比較を示す。図より、打上げ後20秒を経過したところから、差圧から求めた迎角は負の値を示し始め、ロケットが姿勢を乱し始める55秒付近まで最大で3°強の負の迎角が生じていたことを示している。このことは、高度で4-20kmの間の予測風が実際とは異なっていたために、姿勢制御装置上は迎角はほぼ0°であっても風のせいで実際には最大で3°程度の迎角が生じていることを示している可能性がある。60秒以降で姿勢データの方が急激に上昇するのに対し、差圧からの迎角が同じような履歴を示さないのは、60秒の時点でピッチ面ではすでに60°近い迎角が生じており、もはやピッチとヨーで独立に迎角を求める前提が成り立っていないためである。

次号機では、より精度を高めるために差圧センサを搭載して計測を行うことを計画している。

6. まとめ

M-V ロケットの空力・耐熱システムについてM-V 開発時から4号機までの飛翔で得られた知見について記述した。耐熱システムについては、号機によって熱的環境も異なるために、号機ごとに耐熱対策の妥当性を評価しており、必要に応じて対策を施している。

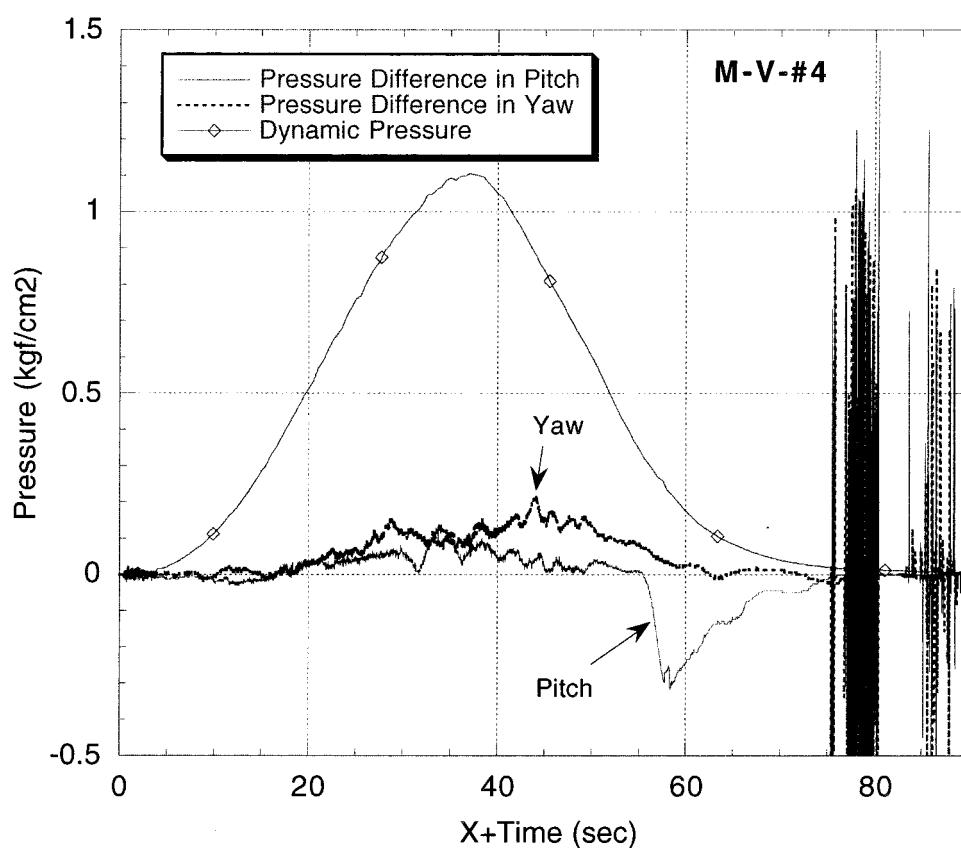


図26 1段飛翔中の動圧/ピッチ差圧/ヨー差圧の時間履歴

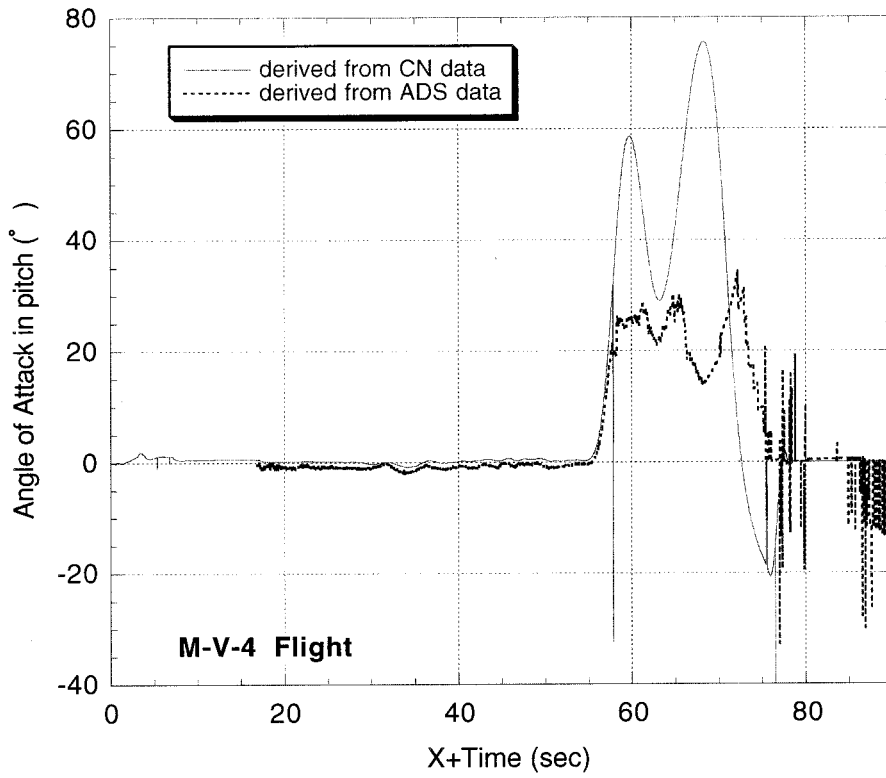


図27 ピッチ差圧から推定した迎角と姿勢ピッチ角誤差との比較

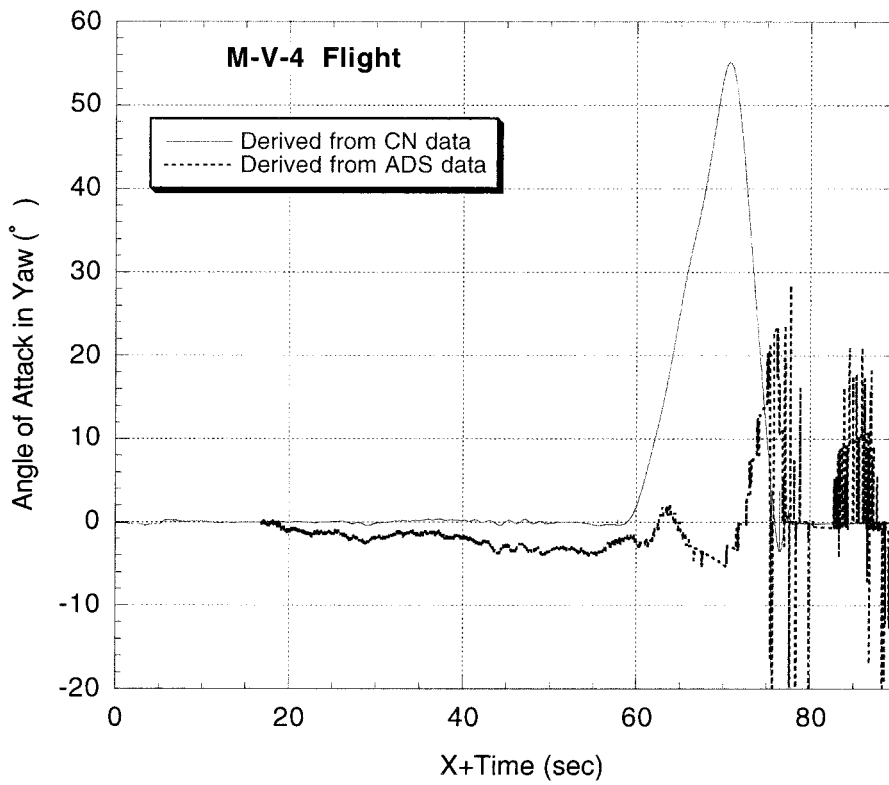


図28 ヨー差圧から推定した横滑り角とヨー姿勢角誤差との比較