

UDC 629.76.038:
629.7.062.22.036.53

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-256

ガスジェットによるロケットのロール制御について

毛利 浩

1974 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ガスジェットによるロケットのロール制御について*

(JCR型ロケット6, 7号機飛しょう実験データの解析)

毛利 浩**

Roll Control of Space Vehicles by Gas Jets

By Hiroshi MOORI

Abstract

The National Aero-Space Development Agency has undertaken a series of flight tests for attitude control systems with gas jets, and found that it is very difficult to despin the vehicle during the 1st stage and the earlier period of the 2nd stage. Moreover the telemetered data tell that when we blow the gas jets in roll-control positions, the adverse rolling moment acts on the vehicle. The rolling moment acting on the vehicle under control is primarily divided into three elements: the rolling moment due to misalignment, rolling moment generated by gas jets and aerodynamic damping moment. However in the case of the nose-mounted control systems we must add the fourth rolling moment which is due to the flow induced by the gas jets.

Among these tests, data of "JCR-6" and "JCR-7" are numerically analysed and divided into each element, and it is found that for gas jet effect sometimes the induced rolling moment exceeds the twice of the immediate rolling moment. If we assume that the momentum of the induced flow is constant about air density, the mass flow of the induced air becomes proportional to $\sqrt{\rho}$. Consequently the momentum of the flow which strikes against the tail-wing is proportional to $V\sqrt{\rho}$. This momentum is changed to rolling moment after impact. On this assumption, strength of the induced rolling moment is estimated, and it comes up to the analysed data.

1. まえがき

宇宙開発事業団では、LSC型ロケットおよびJCR型ロケットによって数次にわたって、ガス・ジェットによる姿勢制御の実験をくり返してきた。その結果、ピッチおよびヨーの制御については、プログラム制御を含め、ほぼ所期の成果を収めることができた。しかしロールについては、第1段および第2段の初期、すなわち、高度の比較的低い範囲内では、計画どおり回転を止めることができなかつた。それどころかガスを噴射すると、予想

とは正反対の回転運動を生ずることがわかつた。事業団で実験データを詳細に検討した結果¹⁾、明らかにガス・ジェットの噴射流がロケットの尾翼と干渉し、逆向きのロール・トルクを発生しているものと結論された。このような問題はこれまで外国でもほとんど研究されてなく、文献としてはNASAでの風洞実験結果²⁾が一つ見出されただけである。そこでこの問題をさらに追及してみようということになり、事業団と当研究所との共同研究として風洞試験による姿勢制御用ガス・ジェットのロケットに及ぼすロールトルクの研究³⁾が実施された。また、一方ではJCR-7号機の実験計画を急換変更し、第一段でのロール制御用ガスジェットの噴射時間と回数とをできるだけ多くして、ガスジェットとこれによって発生するロ

* 昭和49年2月27日 受付

** 計算センター (元宇宙研究グループ)

ールトルクとの関係を確認することとなり、筆者は、事業団の客員研究部員として、その飛しょう実験データの解析を引き受けた。なお、解析に際しては、JCR-7号機のデータといっしょにその一つ前のJCR-6号機のデータをも取り上げて総合的に取り扱った。

2. 実験機のおらまし

JCRの6号機と7号機とは細部を除き、ほとんど同じ形状構造になっているので、ここではこれらを代表して、7号機の外観形状および機器配置を図1および図2に、また諸元を表1に示す。なお、6号機および7号機の重量等に関する数値は表2のとおりである。

姿勢制御装置は、ジャイロ機器およびガス・ジェット

制御装置で構成されている。

(1) ジャイロ機器

ジャイロ機器は、ロケットのロール、ピッチおよびヨー軸まわりの角度および角速度を検出してガス・ジェット制御電子機器に信号を送るもので、つぎの機器で構成される。

- イ) フリージャイロ
- ロ) レートジャイロ
- ハ) インバータ
- ニ) 電源
- ホ) プログラマ
- ヘ) タイマ

このほかに、計測用センサとして、速度検出器および

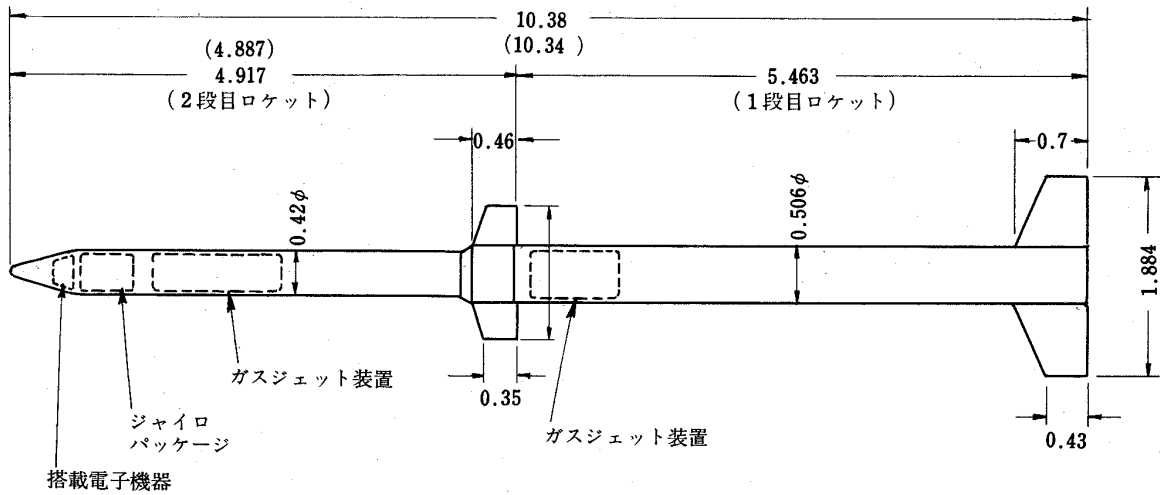


図1 JCR型ロケット7号機全体形状図(単位:m)
(ただしカッコ内は6号機の寸法を示す)

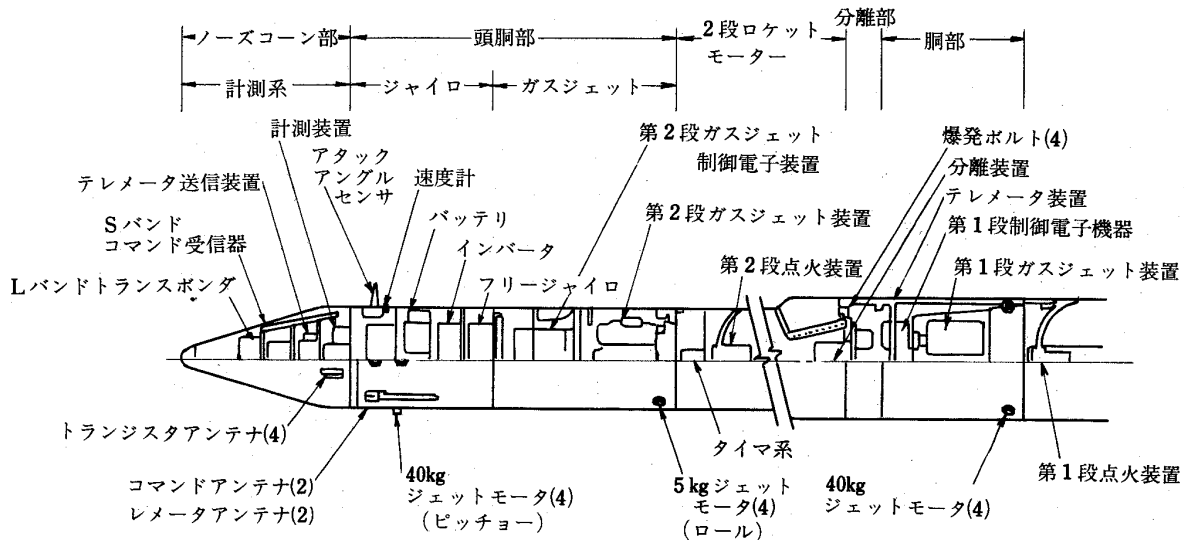


図2 JCR型ロケット7号機の構造(機器配置)

表1 JCR型ロケット7号機の諸元

項 目		諸 元	
		第 1 段	第 2 段
寸 度	長 さ (m)	5.463	4.917
	全 長 (m)	10.38	
	胴 径 (m)	0.506	0.42
	翼 巾 (m)	1.884	1.24
	翼弦長(付根部) (m)	0.7	0.46
重 量	各段重量(全備) (ton)	1.458	0.764
	全重量(全備) (ton)	2.22	
エンジン	型 式	内面燃焼式固体ロケット	
	推 進 薬	ポリブタジェン系コンボジット	
	推進薬重量 (ton)	0.938	0.322
	推進薬長 (m)	3.965	1.7
	総 推 力 (ton-sec)	214	73.2
	平均推力 (ton)	13.5	5.5
	燃焼時間 (sec)	21	18
	比 推 力 (S.L)(sec)	229	228
分離装置	方 式	爆発ボルト(4本), 分離スプリング	
	時間設定	タイマ	
搭載機器	電 子 機 器	レーダトランスポンダ装置 テレメータ送信装置 コマンド受信装置 計測装置, 電源, 速度計	
	ジャイロ機器	レートジャイロ フリージャイロ タイマ プログラマ インバータ	
	制 御 機 器	ガスジェット装置 制御電子機器装置	ガスジェット装置 制御電子機器装置

表2 実験機の重量・重心

(1) JCR 6号機

		重量 (kg)	重心 (ノーズから)		慣性モーメント	
			(mm)	(%)	I_x (kg m s ²)	I_y (kg m s ²)
全機	燃 焼 前	2,246	5,895	57.01	9.62	1,702.7
	燃 焼 後	1,307	4,615	44.63	6.08	1,062.4
第2段	燃 焼 前	791	2,706	55.49	2.63	138.4
	燃 焼 後	470	2,179	44.68	1.86	98.7

(2) JCR 7 号機

		重量 (kg)	重心 (ノーズから)		慣性モーメント	
			(mm)	(%)	I_x (kg m s ²)	I_y (kg m s ²)
全機	燃焼前	2,222	5,936	57.4	9.9	1,712
	燃焼後	1,284	4,558	44.1	6.4	1,070
第2段	燃焼前	764	2,753	56.4	2.8	147
	燃焼後	442	2,251	46.2	2.0	107

迎角検出器が搭載されている。(6号機にはこのほかに積分ジャイロが積まれていたが、7号機では積まれていない。)

ジャイロ機器の仕様はつきのとおりである。

イ) フリージャイロ

最大入力角 $\pm 180^\circ$

ロ) レートジャイロ

ロール $\pm 100^\circ/\text{sec}$

ピッチ, ヨー $\pm 40^\circ/\text{sec}$

(2) ガス・ジェット制御装置

ガス・ジェット制御装置は第2段頭胴部に搭載された

制御電子機器と第2段ガスジェット装置(ロール・ピッチ・ヨー用)および第1段胴部に搭載された第1段ガス・ジェット装置(ロール用)とで構成される。

自動制御は、ロケットの誤差角をフリージャイロおよびレート・ジャイロによって検出し、この誤差角を修正するための制御信号が制御電子機器からガス・ジェット装置に送られ制御を行なう仕組みになっているが、いまのところ自動制御については関係がないので、ここでは詳しいことは省略する。

ガス・ジェット装置の重要諸元は表3のとおりである。

表3 実験機のガス・ジェット装置諸元

(1) JCR 6 号機

	第1段ガス・ ジェット装置(ロール)	第2段ガス・ジェット装置		
		ロール		ピッチ・ヨー
ジェットモータ推力 (kg)	45.0	推力飛しょう	コースティング	5.0
		5.0	3.0	
モーメントアーム (m)	0.205	0.18	0.18	1.18
制御トルク (kg-m)	18.45	1.80	1.08	5.90
作動時間 (sec)	11.0	26.0	70	70
モータ全推力 (kg-s)	1,100 以上	1,000 以上		
H ₂ O ₂ 容量 (↓)	7.7 以上	7.0 以上		

N₂ 充填圧力 210 kg/cm²
H₂O₂ 加圧力 40 kg/cm²
燃料圧力 約 20 kg/cm²

(2) JCR 7 号機

	第1段ガス・ ジェット装置(ロール)	第2段ガス・ジェット装置		
		ロール		ピッチ・ヨー
ジェットモータ推力 (kg)	40.0	推力飛しょう	コースティング	40.0
		5.0	3.0	
モーメントアーム (m)	0.205	0.18	1.8	1.7
制御トルク (kg-m)	16.4	1.8	1.08	68
作動時間 (sec)	16.0	26.0		11.0

(モータ全推力, H₂O₂ 容量, その他すべて6号機に同じ)

3. 実験の概要および計測データ

(1) JCR 6号機

JCR 6号機は種子島宇宙センターにおいて昭和46年9月17日午後3時40分、上下角 73.7° 、方位角 97.5° で打ち上げられ、第1段、第2段とも正常に燃焼し、切り離しも正常に行なわれた。第2段は高度133 kmに達した後、発射後378秒で水平距離350 kmの水域に着水した。飛行中に行なわれたガス・ジェットによる姿勢制御の実

験の概要および結果はつぎのとおりである。

- (a) まず低高度におけるロール制御の特性を調べるため、発射後5秒、16秒および25秒からおのおの1秒間ずつ第1段のロール制御用ガス・ジェットを時計まわりのトルクが生ずる方向に噴射した。
- (b) ついで発射後27秒からタイマ信号によりロールの自動制御のテストに移った。すなわち、フリー・ジャイロおよびレート・ジャイロからの信号によって、

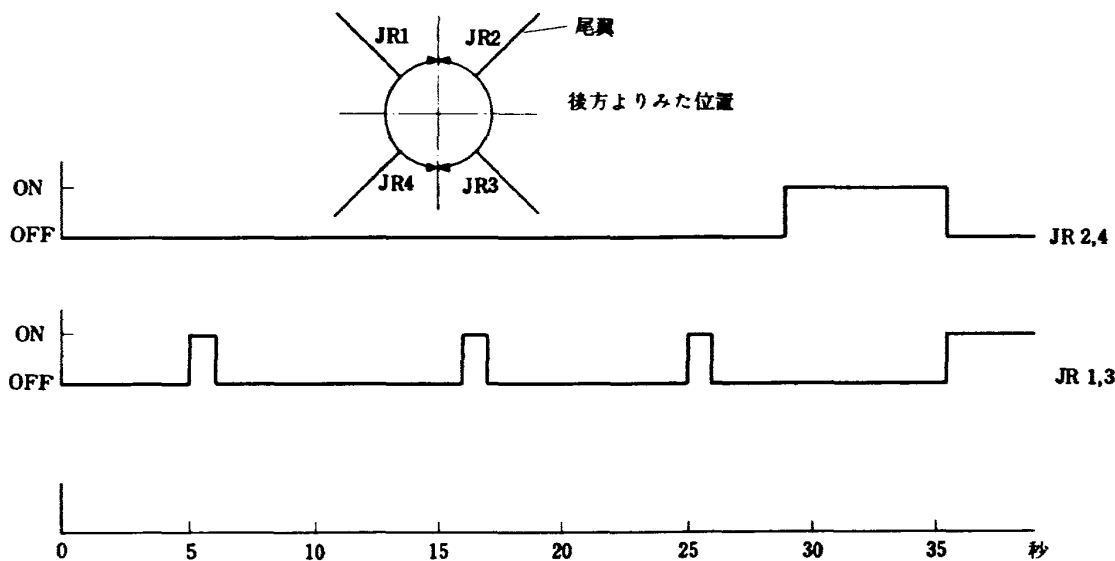


図3 JCR-6号機ロールガスジェットタイムスケジュール

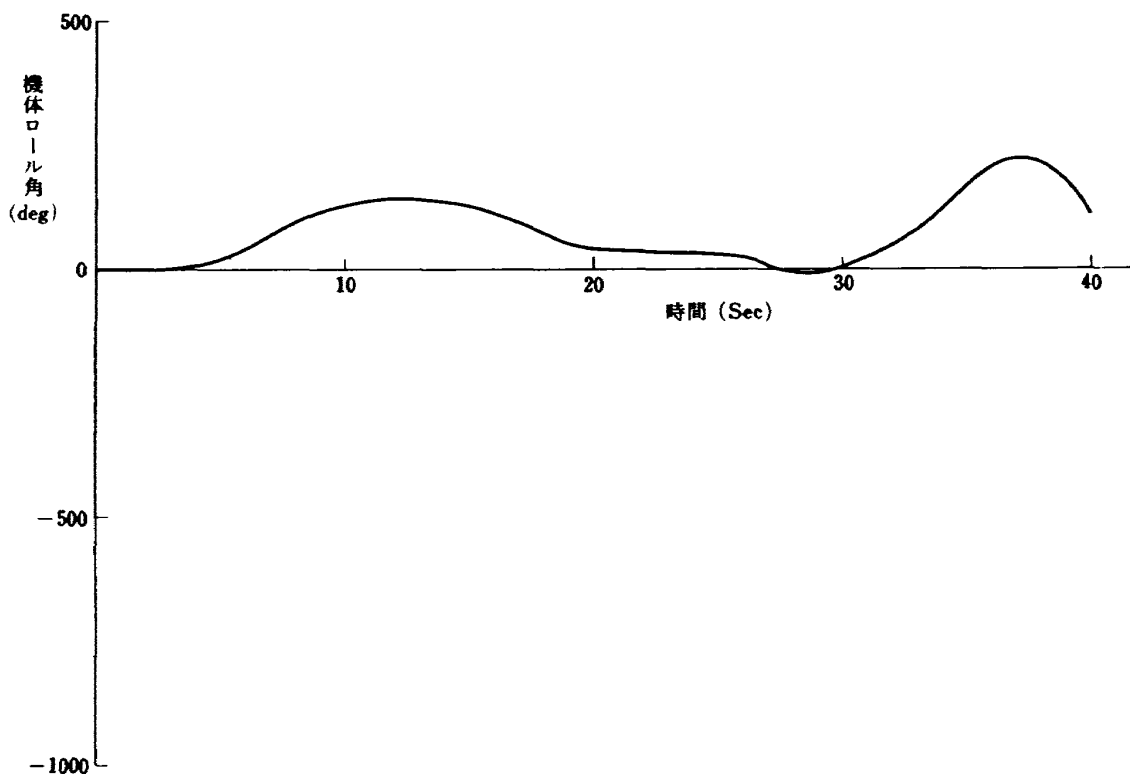


図4 JCR-6号機機体ロール角(フリージャイロ出力)

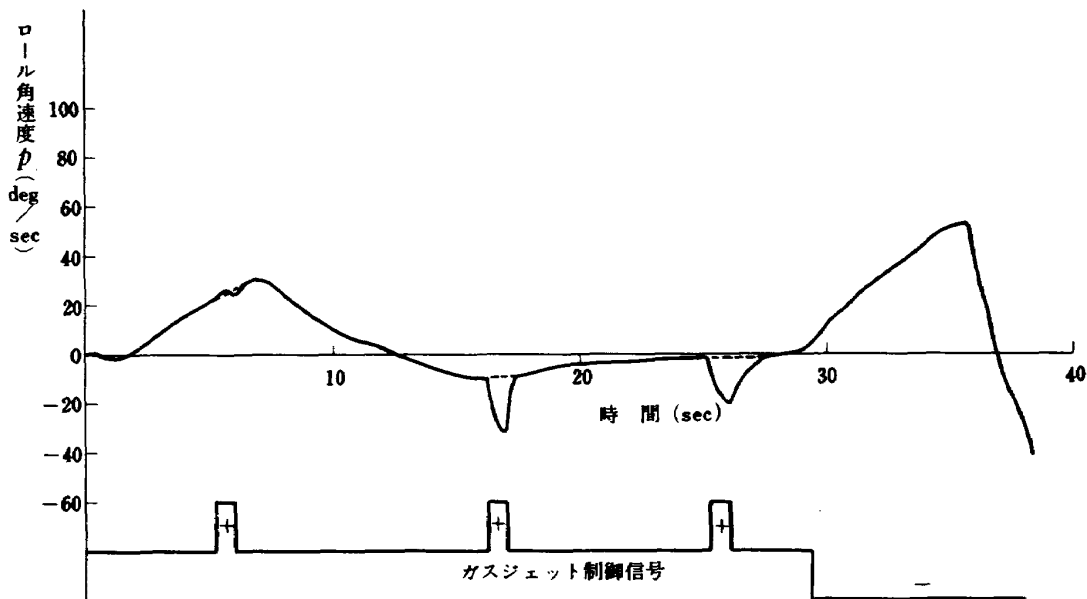


図5 JCR-6号機ロール角速度(ロールレートジャイロ出力)

自動的にガス・ジェットを噴射し、ロール角が 360° の整数倍の位置で回転を止めることを試みた。

(c) 発射後38秒で第1段が切り離された後は、制御を第2段ガス・ジェット制御装置に切り換え、引き続きロールの自動制御の試験を行なった。

テレメータ受信装置により記録されたこれらの試験の結果を図3ないし5に示す。これによると(a)は正常に作動したが、ガス・ジェットにより与えたトルクと、実際に機体に作動したトルクとは正反対になっていて、そのため、(b)項のテストは不成功に終り、(c)の開始の4秒後

の42秒で始めてロールの停止を成功した。

このあと、発射後64秒からピッチ・ヨーの積分ジャイロをアンケージし、3軸制御のテストに移行したが、これらについては別の機会に譲り、ここでは触れないことにする。

(2) JCR 7号機

JCR 7号機は同じく種子島宇宙センタから昭和47年2月6日午後3時35分上下角 73° 、方位角 94.5° で打ち上げられ、すべて順調に作動して、高度142.6kmに達したのち、発射後385秒に水平距離342kmの水域に着水した。

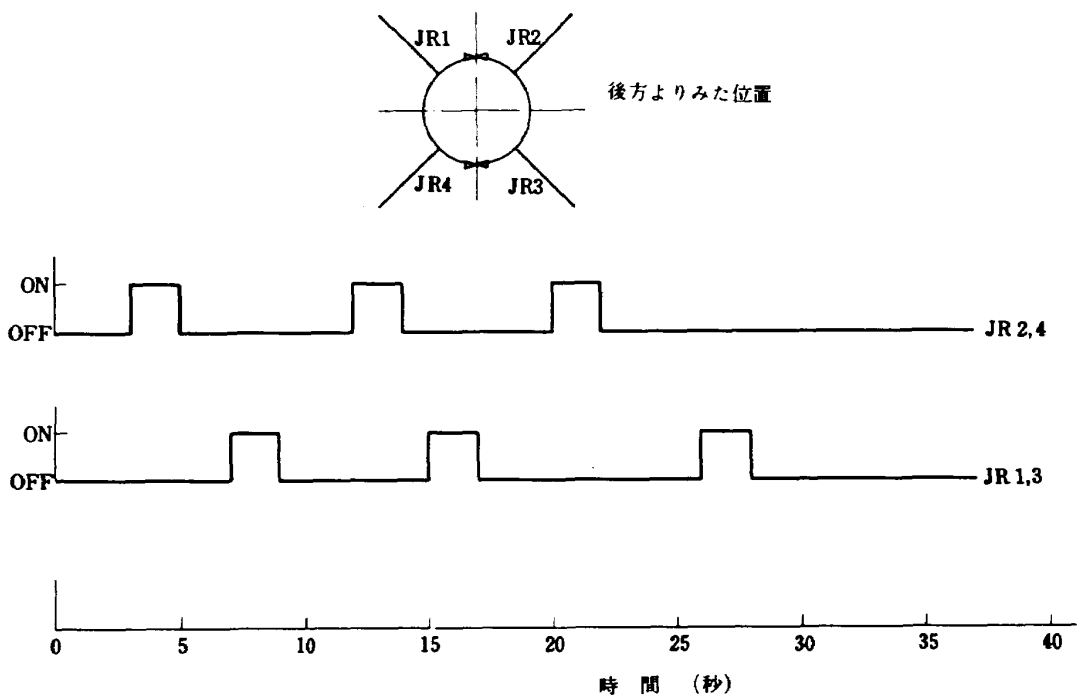


図6 JCR-7号機ロールガスジェットタイムスケジュール

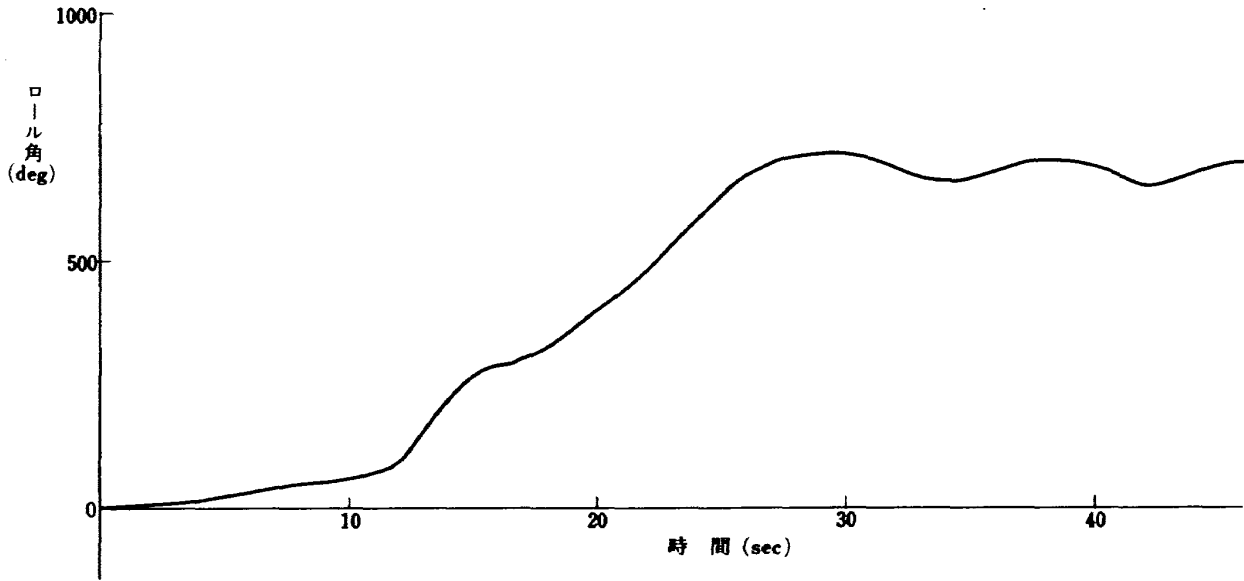


図7 JCR-7号機機体ロール角(フリージャイロ出力)

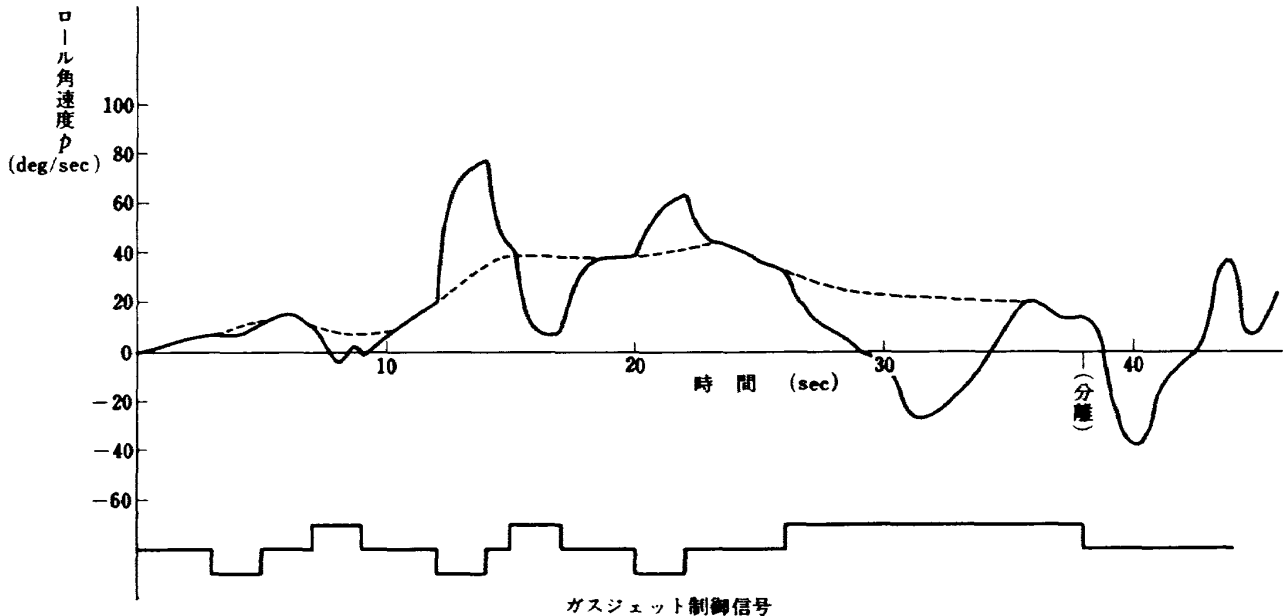


図8 JCR-7号機ロール角速度(ロール・レートジャイロ出力)

さて、7号機でのロール制御の実験としては、まずロール制御特性を求めるために、発射後3秒、12秒、および20秒から2秒間ずつ反時計まわりに、7秒、15秒、および26秒から2秒間時計まわりのトルクを与える方向にガス・ジェットを噴射しデータをとった。さらに発射後28秒からはフリージャイロおよびレートジャイロによる自動制御によりロールを止める試験を開始。ガスがなくなるまで噴射を続けた。第1段切り離しと同時に第2段ガス・ジェット制御装置によりロール制御を再開し、ロールを止めたのち定値制御に移行した。テレメータによるこれらのデータは図6ないし8に示す。試験としてはこれと並行して発射後23秒から64秒までの間にプログラムに従って、合計11回ピッチまたはヨーのジェット・

モータを噴射させ、これによる機体の運動を計測したがこれについては説明を省略する。

4. 実験結果の解析

機軸まわりの回転運動の方程式は

$$I_x \dot{p} = M_{x0} + M_{xp} + M_{xG} + M_{xi} \tag{1}$$

と書ける。ここに

p : ロール・レート (rad/sec)*

M_{x0} : ミスアライメントによるナチュラル・ローリング・モーメント

* 演算上での角度の単位にはすべて"radian"が用いられるが、表示は"度"を用いた

M_{xp} : 回転運動に伴って生ずるダンピングモーメント
 M_{xG} : ガス・ジェットによる直接のモーメント
 M_{xi} : ガス・ジェットにより誘起される二次的なモーメント (モーメントはいずれも kg-m)

(このほか主モータのジェット噴流によるジェット・ダンピング・モーメントが考えられるがここでは省略する。)

順序として、まずガス・ジェットの噴射のない場合について考えると、(1)式は

$$I_x \dot{p} = M_{x0} + M_{xp} \quad (2)$$

となる。

一般に基準面積および長さとして

S: ロケットの基準断面積

D: ロケットの基準直径

をとって

$$M_{x0} = C_{l0} q S D \quad (3)$$

$$M_{xp} = C_{lp} \frac{\rho D}{2V} q S D \quad (4)$$

とあらわされる。ここに q は動圧である。

さて、ここでデータを整理してみる。要目寸法についてはすでに述べたとおりである。さらに、飛しょう実験の記録として、レーダによる追跡記録およびテレメータ

による加速度計の結果が与えられているので、これらを参照しながら運動をシミュレートすることにより各時間における高度速度のほぼ正しい値を求めることができ、これから同時に動圧およびマッハ数も推定できる。JCR 6号機および7号機に対する計算結果はそれぞれ図9および10のとおりである。一方、図5および8からロールレート $\dot{\phi}$ がわかり、さらにこれらの曲線の傾斜から \dot{p} が得られる。 C_{l0} は全くの未知数で、これを求めるのが解析の目的の一つである。残るは C_{lp} であるが、これにも多少疑問があるが、これが未知のままでは解きようがないので、何らかの方法で推定することにする。まず考えられるのは風洞実験で求めることであるが、これはおいそれとはいかないので、ここでは理論計算によることとし、NASAのDATCOM⁴⁾を利用した。その計算結果は図11のように与えられる。

これらの数値を(2)~(4)式に代入することにより、 M_{x0} および C_{l0} が得られる。 M_{x0} の時間的な変化を図12に、また C_{l0} とマッハ数との関係を図13に示す。

ここで注目すべきことは

(a) 図5または8でみられるように、ガス・ジェットを噴射すると、ロールレートは急激に変化するが、噴射が止むとたちまち噴射前のロールレートに戻る。

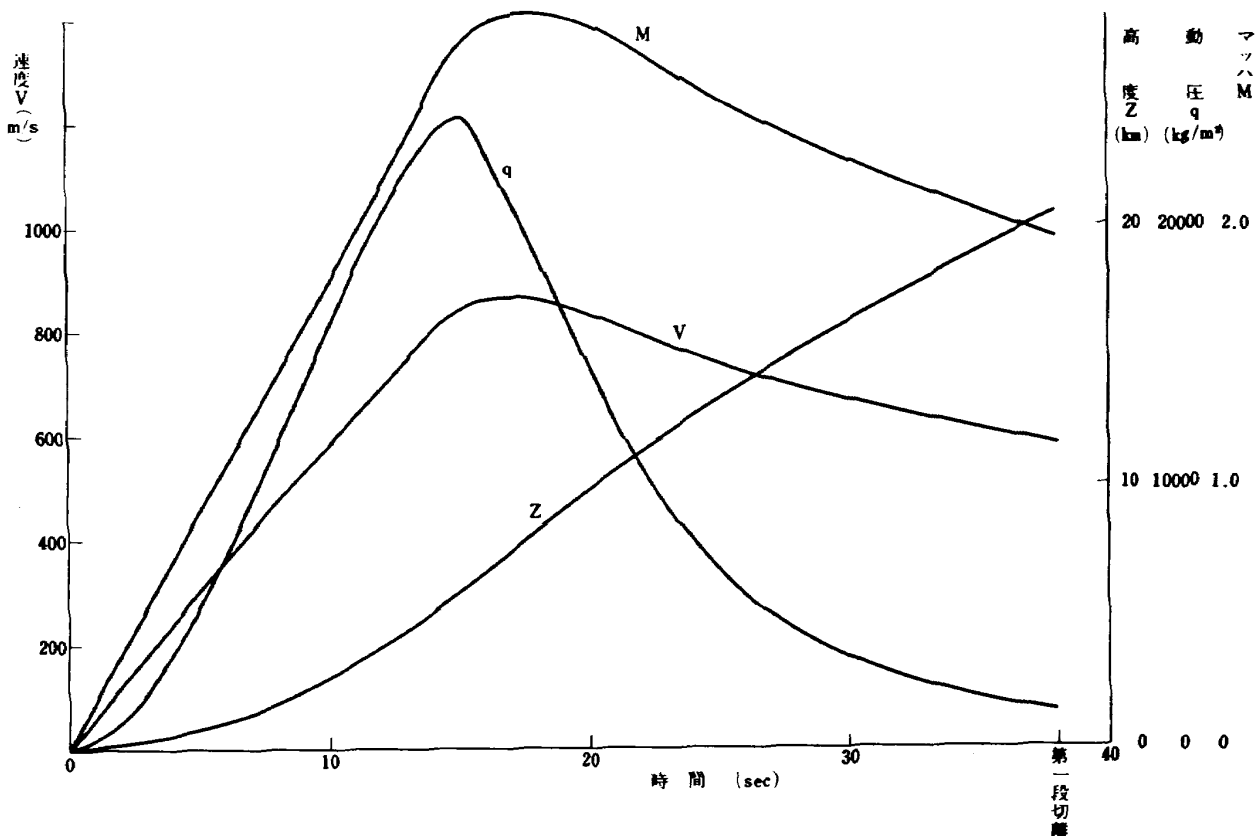


図9 JCR-6号機(第1段)高度・速度

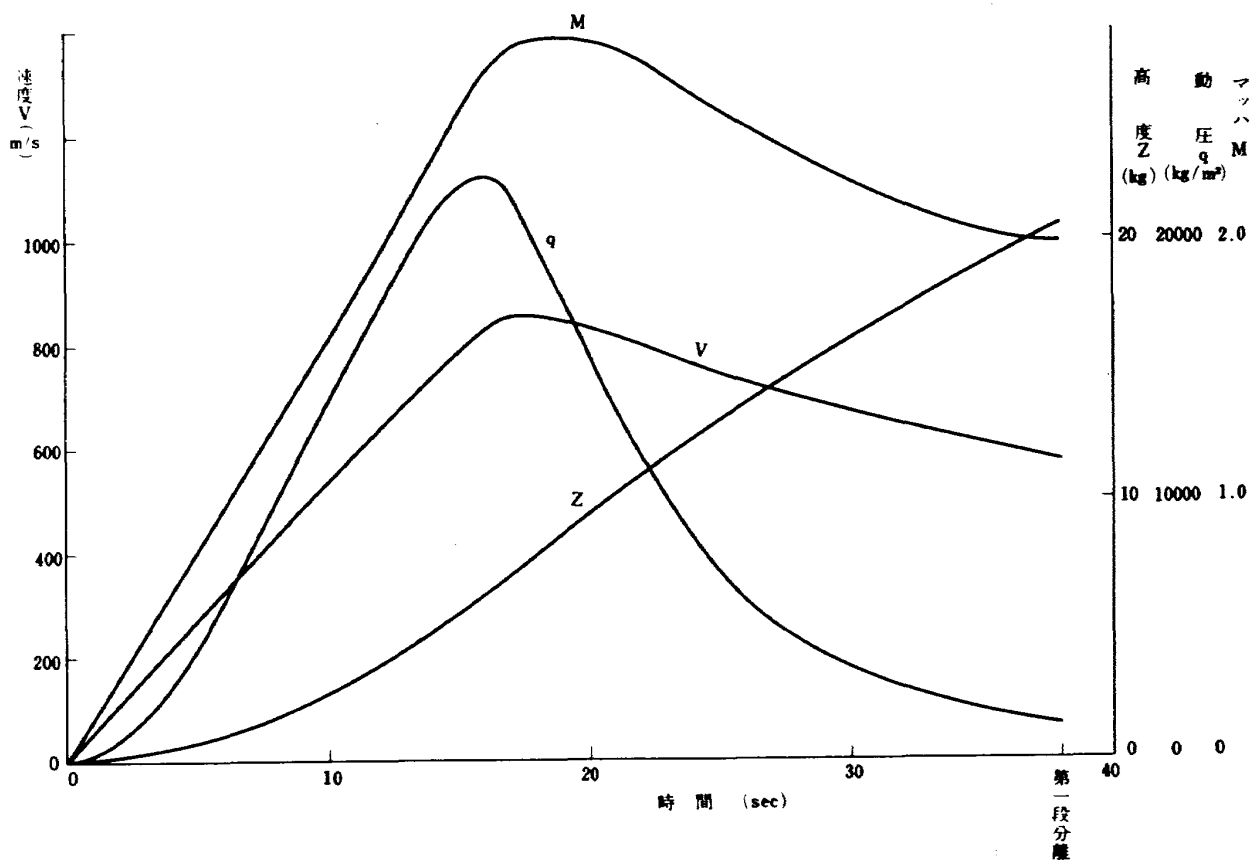


図10 JCR-7号機(第1段)高度・速度

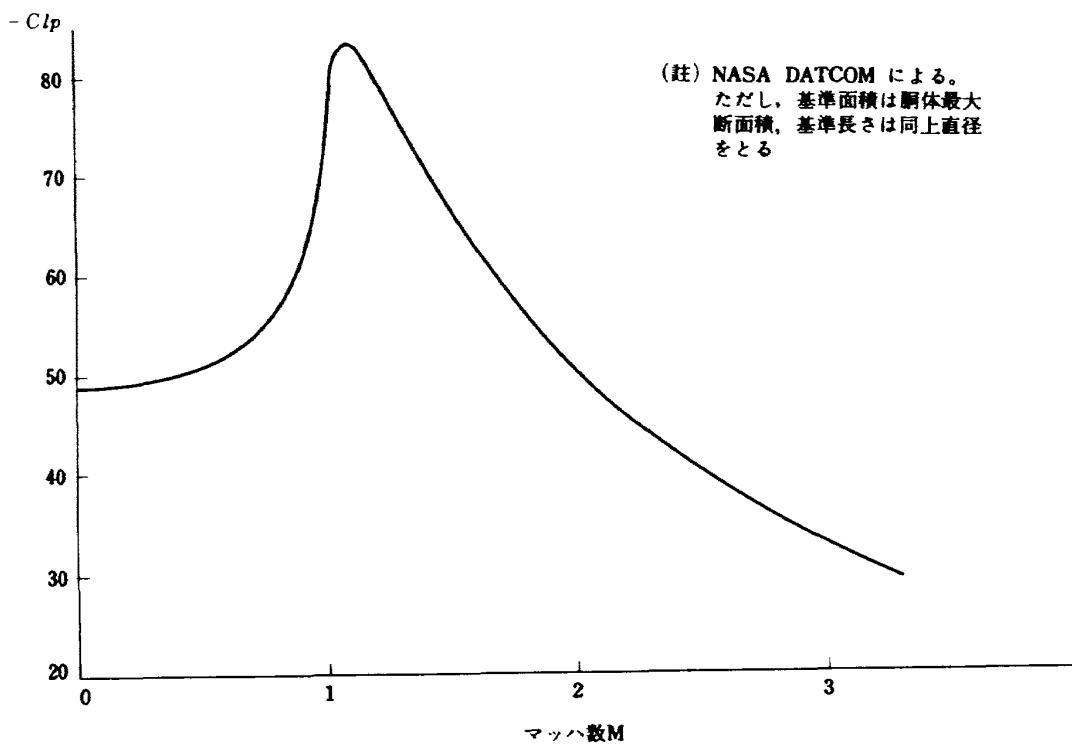


図11 解析に使用されたJCR6, 7号機の全機 $C_{lp} - M$ 線図

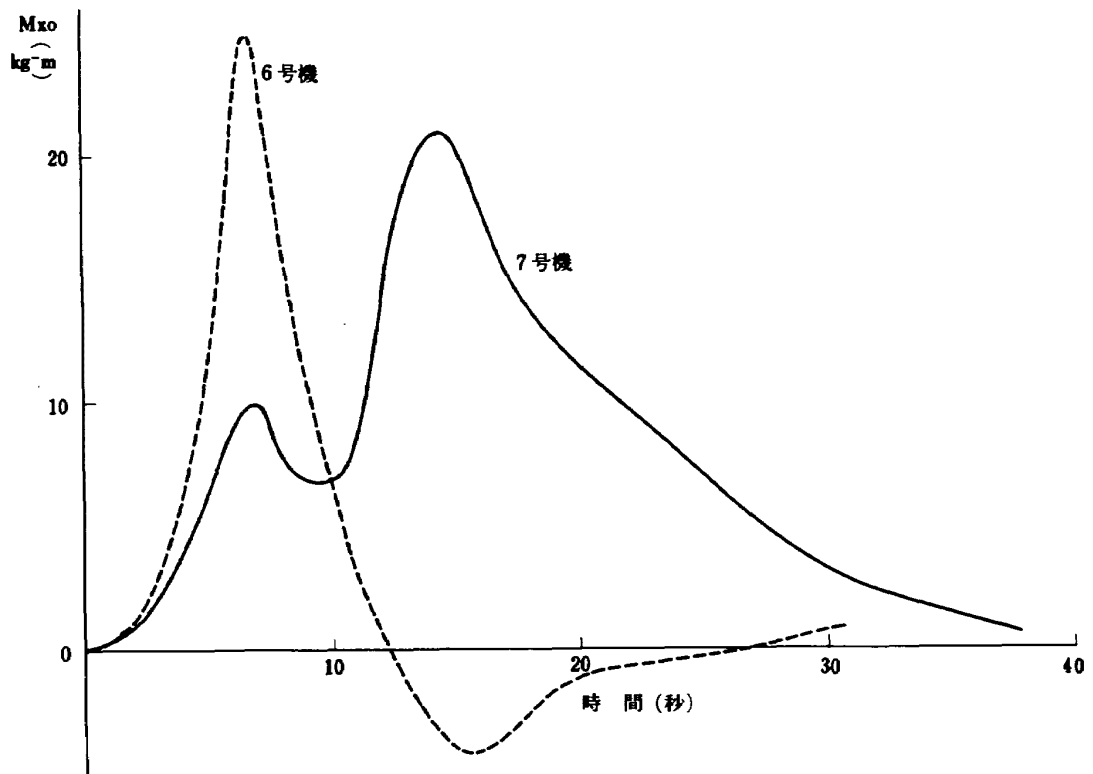


図 1 2 JCR 6, 7号機のみスアラインメントによる
ローリングモーメント

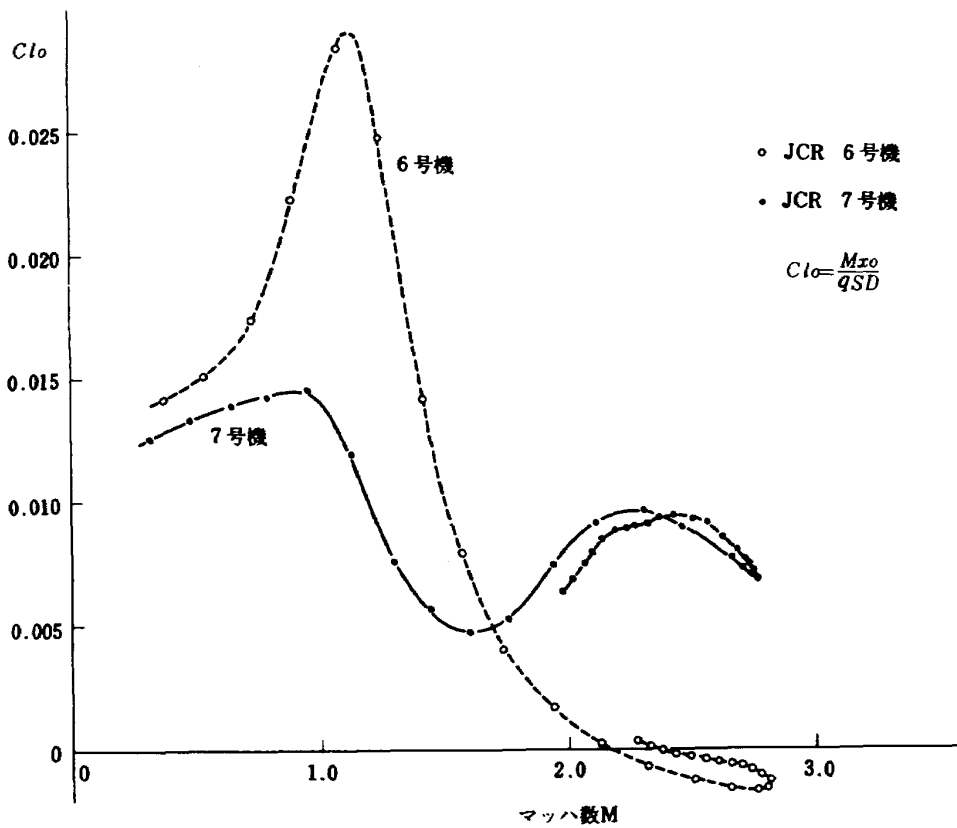


図 1 3 JCR 6, 7号機(全機)のみスアラインメントによる
ローリングモーメント係数

したがって噴射の直前と直後の線をそのまま延して結びつけることにより噴射のないときのロールレートも推定することができる。したがって M_{x0} の値は全期間にわたって連続的に求められる。

(b) 噴射を開始したときよりも中断した後の方がロールレート曲線の傾斜が急なことから、ロール制御をジェットによって行なうにはON-OFF制御でなく比例制御の方が望ましく、できれば間断なく噴射を続けることが必要である。

(c) 制御に完全に成功し、常にロールレートを0の状態に保つことができたとする、 M_{xp} は0となるから、制御トルクとしては M_{x0} とつりあうだけのものがあれば十分である。

これらのことから、図12の M_{x0} の絶対値を時間に関して積分すると、JCR 6号機もしくは7号機の第1段のロール制御に必要なトルク量が計算される。すなわち

JCR 6号機では 168 kg m sec

JCR 7号機では 312 kg m sec

を得る。なお、 M_{x0} の算出に当って C_{lp} の値が直接結果に影響するが、一般に理論値は実験値より絶対値が大きい目に出るといわれているので、実際に必要なトルク量は上記の値より少ない目になる可能性が強い。

さて、 M_{x0} の無次元表示として C_{l0} が使われることはすでに述べたとおりであるが、発生原因から考えて、結果は一機ごとに異なるであろうから、汎用性の点からはあまり意義はない。そこでこの係数をもう少し物理的に意味のある形に変換することを考える。ところで、ロケ

ットに働く力としては制御用のものを除くと、重力、推力および空気の三つが考えられるが、重力はもちろん、推力も特別な事情がない限り、横揺れモーメントの原因とはなりえない。したがって、空気力について考えればよい。ロールの場合は、ピッチやヨーと異なり、かりに機軸が気流に対して傾いていても、左右の翼に働く空気力がつりあっている限りトルクを生じない。したがって、ロールの原因と考えられるのは、左右の翼の取付角の違いによる空力法線力の差である。

いま、空力的な意味で、左側の翼の取付角が右側の翼よりも $\Delta\alpha$ だけ上向きになっていたとする。翼一枚当りの面積を S_w 、機軸から翼面の空力中心までの距離を \bar{r} 、また、翼に働く空力法線力係数の傾斜を $C_{N\alpha}$ とすると、ロケットの姿勢にはほとんど無関係に一对の翼に対しては常に

$$C_{N\alpha} q S_w \bar{r} \cdot \Delta\alpha$$

というローリング・モーメントが作用することになる、一段について翼は2対あるから、その算術平均を $\Delta\bar{\alpha}$ とすると

$$M_{x0} = 2 C_{N\alpha} q S_w \bar{r} \cdot \Delta\bar{\alpha} \tag{5}$$

となる。二段ロケットでは、これは第一段の翼と第二段の翼との値の和になる。しかし、一般に第二段の翼によるモーメントは第一段の翼によるものより小さいだけでなく、方向が同じ確率と反対になる確率は半半であるから、第1段の翼のミスアラインメントを求める上では、第2段の翼は中正であるとして、 M_{x0} をすべて第1段の翼によるものとみなして取り扱うこととする。さて

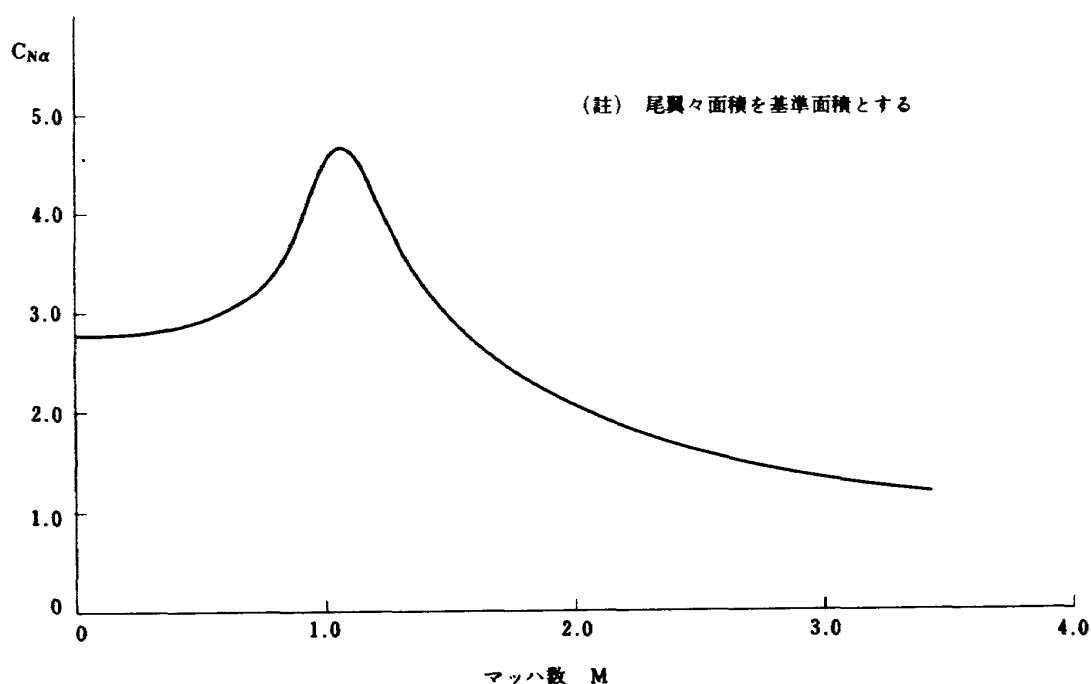


図14 解析に使用されたJCR 6, 7号機第1段尾翼 $C_{N\alpha}-M$ 線図

図1から

$$S_w = 0.389 \text{ m}^2$$

$$\bar{r} = 0.570 \text{ m}$$

と与えられる。また、 C_{Na} の値として翼理論により近似値⁵⁾を求め、図14のように推定した。これらの値を(5)式に代入することにより C_{I0} の代わりに翼の取付誤差 $\Delta\bar{\alpha}$ が与えられる。これをマッハ数に対してプロットすると、図15となる。

図15についてみると、 $\Delta\bar{\alpha}$ は最大で 0.1° となっているが、これは翼の弦長から計算すると、前後縁のギャップにして約1mmに過ぎず、組立精度からみて納得のいく数値といえる。問題は見かけ上、マッハ数に対してかな

り急激な変化がみられることで、計算に使用された C_{Ip} および C_{Na} の誤差だけではこれだけの開きが生ずるとは考えられない。また、飛行中はほとんど無揚力と考えられるから、空力弾性による変形は起り得ない。結局、表面の条件(たとえば局所的な衝撃波の発生)によるゼロ揚力角の変動とか、前翼との干渉によるものではないかと思われる。ところで、上昇中のロケットは燃焼が終了すると減速するので、マッハ数も燃焼終了前後をピークにして減少する。したがって、図13または図15の曲線も燃焼終了の時点を境にして折り返すことになる。この折り返し前後の状況を見ると、6号機、7号機ともに、往きと帰りとがほとんど重なっているのが知られる。こ

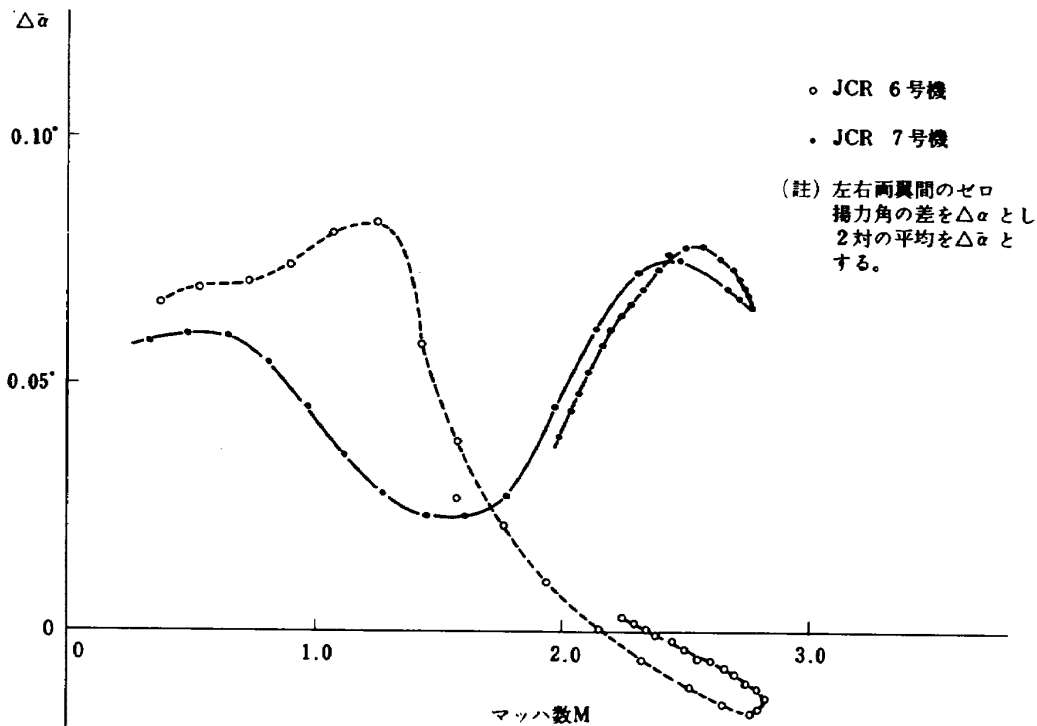


図15 JCR 6, 7号機第1段尾翼平均ミスアライメント角

れは明らかにこのゼロ揚力角の変動は主としてマッハ数によって支配されていることを物語っている。また、このように $\Delta\bar{\alpha}$ が燃焼中も燃焼終了後もマッハ数に対して同じ傾向を示すことから、推力はほとんどロールに無関係であることが裏づけられる。

つきに、ガス・ジェットを噴射しているときの運動について考える。

ガス・ジェットによって直接発生するモーメントを M_{xc} とする。単純に考えると、ガスを噴射しているときの運動の方程式は、

$$I_x \dot{p} = M_{x0} + M_{xp} + M_{xc} \quad (6)$$

となる。 M_{x0} はすでに図12のように求められているので、

さらに M_{xc} の値として表3で与えられている数値を代入することにより、容易に p の変化をシミュレートできるはずである。ところが、実際に数値を入れて計算してみるまでもなく、実験結果では、ガスを噴射すると予測とは正反対の方向のモーメントを生じ、明らかに(6)式は成立しないことに気がつく。しかし計算データをさらにくわしく調べてみると、このような傾向がみられるのは、高度が比較的低い範囲に限られ、高度30km付近に達し、空気密度が地上の $1/50$ 以下に下がるとほぼ常識どおりの結果に落ち着くようになる。これより大気圏内では、ガス噴流と一般大気との干渉が生ずることがわかる。すなわち、完全な運動の方程式としては、この干渉によるモー

メントの項 M_{xi} を加えた(1)式を用いる必要がある。

さて、図5および図8から、ガスを噴射しているときの ρ および $\dot{\rho}$ の値が容易に得られるので、これらを M_{x0} および M_{x0} とともに(1)式に代入することにより M_{xi} の値が計算できる。実際の演算に際しては、 $\dot{\rho}$ の値をいちいち曲線の傾斜から図式に求めるのはかなりわずらわしいだけでなく、数値もばらつく恐れがあるのでここではつぎの方法をとった。すなわち、図5または図8のうち、ガス噴射に関係のある部分だけを拡大してグラフに書き、これから0.2秒置きに ρ の値を読み取り、この読み取った値に最小自乗法を適用して、 ρ を時間 t に関する5次の多項式で表示し、この5次式の微分から $\dot{\rho}$ の値をデジタルに求めた。 ρ および $\dot{\rho}$ の値を(1)式に代入して得られた M_{xi} の計算結果(絶対値)は図16のとおりである。図16から、ガス・ジェットそのものによるトルクよりも

干渉によって誘起されるトルクの方が大きく、2倍以上に達することも珍しくないことが知られる。これについて、さらに検討してみる。

大気中にガスを噴射した場合、空気の粘性によって周りの空気が誘われて噴流と同じ方向の流れを生ずる。これを噴流の断面についてみると、まずノズルの中心線を中心として噴射ガスだけで構成される芯の部分ができ、その周りのガスと空気との混合領域を経て、外側に空気だけの層ができる。いまの場合、ロケットが高速で運動していることと考え合せると、つぎのようになる。まず、噴流源はロケットとともに運動しているから、これから出る噴流の主流は慣性によってロケットとほぼ一体になって進行し、周囲の大気からみると、棒が取りつけられたも同然といえる。したがって、その通過したあとには伴流が発生する。一方、外側の誘起された空気の流れは

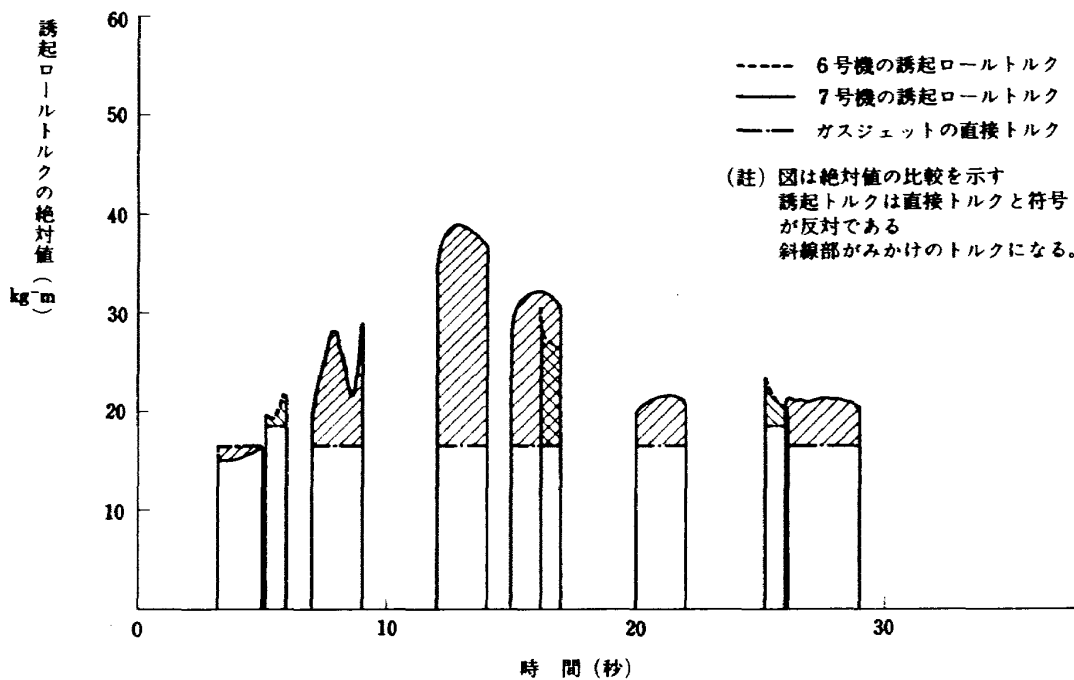


図16 JCR 6, 7号機における誘起ロール・トルクの大きさ(絶対値)

もともと静止状態から出発したものであるから、ロケットの速度には追いつけず、伴流とともに、あとに取り残されることになる。すなわち、この誘起気流は伴流にかき廻されながらこれと一つの層になって噴流のあとに続く形になる。ところで、尾翼はノズルよりもうしろについているから、その取付位置からみて、当然この伴流の層をつき切って進むことがわかる。

いま、尾翼のうち、伴流にさらされる部分の面積を S_w 、また、伴流に含まれる一般流と直角な横方向の速度成分の平均を \bar{v}_i とする。通常の伴流にはこのような横方向の

成分は生じえないから、これはすべて噴流によって誘起された流れによるものである。尾翼面はノズル軸に対して45°の傾きをもっているから、 v_i の翼面に垂直な成分は $\frac{\sqrt{2}}{2}v_i$ となる。一方、ロケットからみると、大気は速度 V で動いているから、その運動量は単位断面積当り ρV^2 と与えられる。この流れは本来尾翼面に平行であるが、伴流の部分だけでは $\frac{\sqrt{2}}{2}v_i/V$ の傾きをもっているため、翼面に衝突することになる。衝突により、翼面に垂直な運動量がそのまま力に変るものと考え、一枚の翼に

働く力は $\frac{\sqrt{2}}{2} \rho V \bar{v}_i S_{wi}$ となる。その着力点はノズルの中心線の延長が翼面と交わる点とみなすことによりロケットの中心からの距離は

$$r_i = \frac{\sqrt{2}}{2} D \tag{7}$$

で与えられる。ロール制御のための噴射には対応する一対のノズルが用いられるので、 180° 隔てた一対の尾翼がその影響を受ける。おのおのの翼に働く力は点対称となるから、一枚の翼について求めた結果を2倍すれば全体のモーメントになる。かくして、伴流の尾翼に働く力によって生ずるモーメントを誘起ローリング・モーメントと等しいとおくことにより

$$M_{xi} = \rho V \bar{v}_i S_{wi} D \tag{8}$$

という関係が成り立つ。ここに \bar{v}_i と S_{wi} とはともに未知数であるが、両者は表裏一体の関係にあるので、無理に分離せず、ここでは二つをいっしょにした形で取り扱う。すなわち、毎秒尾翼（一枚分）にぶつかる空気の流量は

$$Q_{wi} = \frac{\sqrt{2}}{2} \rho \bar{v}_i S_{wi} \tag{9}$$

で与えられるから、(8)式は Q_{wi} を使って書き直すと

$$M_{xi} = \sqrt{2} Q_{wi} V D \tag{10}$$

となる。この式に図16の M_{xi} の値を代入すれば Q_{wi} が計算できる。得られた結果は図17のとおりである。かくして、誘起ローリング・モーメントとガス・ジェットによる誘起気流の尾翼面に当る量 Q_{wi} との関係がわかったので、この Q_{wi} についてさらに検討を進める。

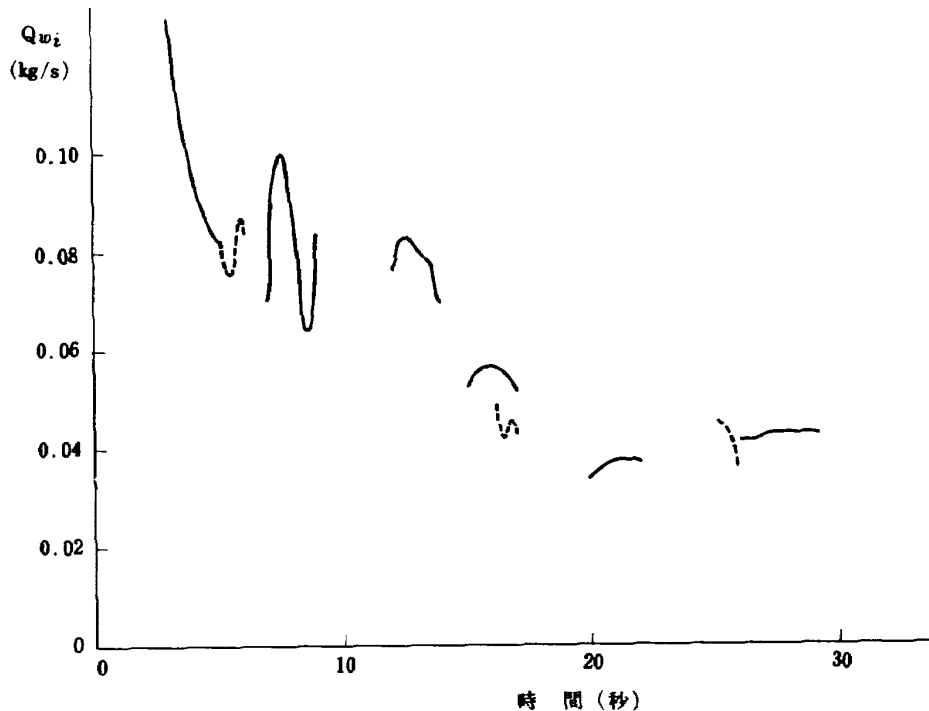


図17 尾翼面と衝突する誘起流の流量

前述のように、誘起気流の成因はガス・ジェットにあるから誘起気流の運動量はガス・ジェットの運動量の一部が拡散の際に形を変えたものにほかならない。運動量の拡散を支配するのは粘性だけであるが、大気の粘性は地表から高度数十 km の上空までの間でせいぜい 20% 程度変化するだけなので、その変化を無視すると、誘起気流の総運動量は高度に関係なく一定であるといえる。誘起気流中の任意の点における速度を v_i とすると、その部分の気流の単位面積当りの運動量は ρv_i^2 であるから、いま

$$\rho v_i^2 = \text{const} \tag{11}$$

とおくと、これより

$$v_i \propto \frac{1}{\sqrt{\rho}} \tag{12}$$

となる。すなわち、高度の変化に対しては、気流全体の速度が同じ比率で増減することになる。この関係を(9)式に適用すると、ほかの条件が同じならば

$$Q_{wi} \propto \sqrt{\rho} \tag{13}$$

という関係が成り立つことになる。実際に、横軸に $\sqrt{\rho}$ 縦軸に Q_{wi} をとってプロットしてみると図18のように、予想どおりほぼ直線に近い分布が得られた。しかし、よくみると、ロケットの速度の速いところでは流量は低く、

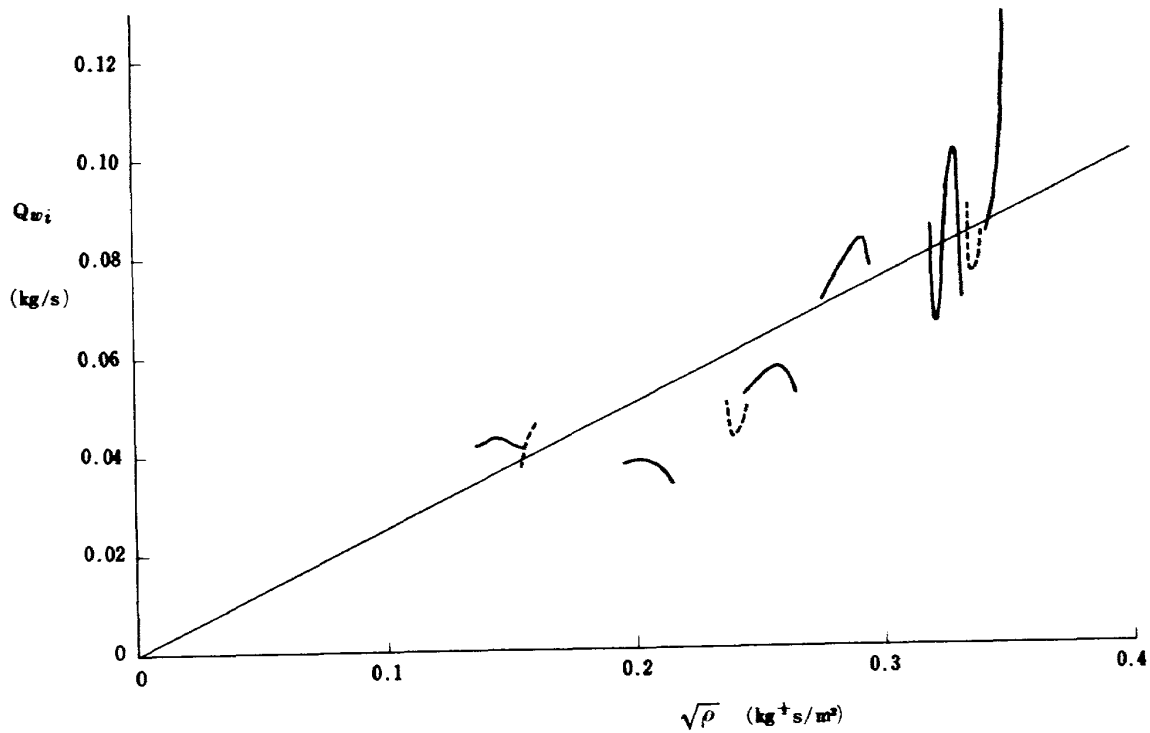


図 18 尾翼に当る誘起気流の流量と空気密度との関係

反対に速度の遅いところでは流量は多い目になっていることに気がつく、すなわち、 Q_{wi} は空気密度だけでなく、ロケットの速度 V にも関係することが知られる。つきにこれについて考えてみる。

まず直観的に考えられるのは、誘起気流が発生してから、これが尾翼と衝突するまでの時間の差である。誘起気流自身の拡散を考えると、この時間が短いほど流量が多くなって少なくなることはありえない。そしてロケットが速いほど短い時間ですむはずであることと思わせると実情は正反対で、これでは説明にならない。むしろこの程度の時間内では拡散の影響はないと考えた方がよからう。そこで、少し解析的な検討を加えてみる。

静止大気中でガスを噴射した場合、噴流断面の速度分布はノズル中心線からの放射線の長さを横軸にとって表示すると、噴流部分は中心部をピークとする山形の曲線になるが、噴流の境界部分で急降下してから、やがて次第にゆるやかな勾配になり、ずっと速くまですそを引く形になることはよく知られている。しかしいまの場合は、噴流の側面から高速の気流が吹きつけることになるから、流れの様子は少し変わってくる。前述のように、気流は噴流の内部まで入っていけないから、剛体の棒があるのと同じようにその周りを廻っていく。そして噴流の近くを通った粒子は噴流の影響を受けて、近ければ近いほど大きな横向き速度成分をもつようになる。噴流を通過した流れは再び合流して伴流になって下流にいくにつれて、

かく乱と減衰作用を受けて次第に平均化していくものと思われる。これを上下の面で切って観察すると、横の速度成分に関しては中央部が最大で、これから上下にいくほど距離に反比例して小さくなり、十分速いところでは消滅する、誤差分布曲線とよく似た速度分布になるものと考えられる。伴流内の横の速度成分がこのような分布をしているものとして、これらのうちのどの部分がどのようにして尾翼のところまで到達するかを考えてみよう。

便宜上、ノズルは機体の対称面上にあるものとみなし、ここを原点にとり、機軸に平行な線を x 軸、ノズル軸を y 軸、この二つの軸を直交する方向を z 軸とする(図19参照)。つきに、この y 軸から、尾翼のうちちょうど伴流の中心の高さに位置する弦線の前縁までの距離を l_1 、同じく後縁までの距離を l_2 とする、 l_1 および l_2 は図1から容易に求められる。また、ノズルの先端から、この弦線までの横の距離は $D/2$ であることがわかる。

一方、伴流については、 x 方向および y 方向でそれぞれ少しずつ変化していて当然であるが、ここではその違いを無視して考えることとする。 oy 軸上で発生した横向き運動量は速度 V の一般流によって後方へ運ばれると同時に自分自身の速度 v_i によって次第に y 方向へ移動する。終局的には、 oy 軸上で生じた伴流の全運動量は xz 面のどこかを通過して無限遠点に至るわけで、途中たまたま尾翼があったために、その一部がこれにぶつかったに過ぎない。高度および速度によって、噴流の状況

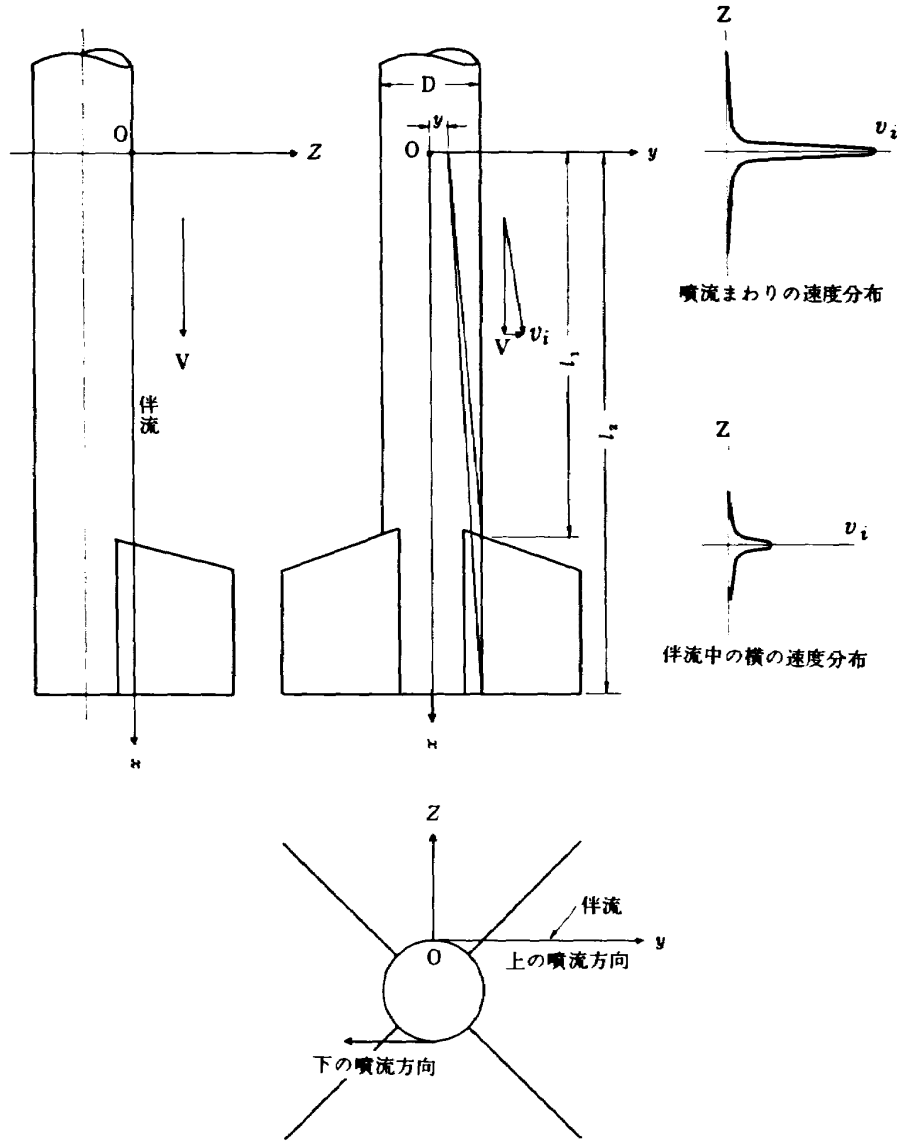


図 19 噴流と伴流との関係図

が変化しないとすれば、(13)式はむしろ、全伴流の xz 面に垂直な流量と空気密度との関係を示すものといえよう。したがって、全伴流のうち、ちょうど尾翼に当たるものとその前後を通り抜ける量との比率が問題になる。これには当然ロケットの速度が関係するはずである。伴流の yz 面での速度がそのまま持続するものとみなし、この面上の点 (y, z) を通過した粒子がちょうど尾翼にぶつかるための条件は、

$$\frac{V}{l_1} \left(\frac{D}{2} + z - y \right) \geq v_i \geq \frac{V}{l_2} \left(\frac{D}{2} + z - y \right) \quad (14)$$

となる。ただし z は伴流の内側の範囲内で、正負両方の値をとる、 v_i と z とは互に関数関係にあるが、ここでは、両者の関係を

$$z = f(v_i) \quad (15)$$

で定義しておく。

これを実際に解くには、前・後縁それぞれについて(14)

と(15)式とを連立させて解けばよい。いまのところ関数 $f(v_i)$ の形は未知なので直接解くことはできないが、かりに関数の形が与えられとすると、解は4組与えられることは容易に理解されよう。これらの解に上から順に添字で番号をつけたものとする、 oy 軸上の座標が y の点を通り oy 軸に垂直な線を通る伴流のうち、高さ z_1 から z_2 までの部分および z_3 から z_4 (z_3 および z_4 は負数) までの部分を通過したものだけが尾翼面に衝突することになる。そしてそれぞれの高さに対応する伴流の横の速度が v_{i1} 、 v_{i2} 、 v_{i3} および v_{i4} である。

簡単のため、 z の値は小さいものとして省略し、

$$\left. \begin{aligned} \frac{1}{l_1} \left(\frac{D}{2} - y \right) &= b_1 \\ \frac{1}{l_2} \left(\frac{D}{2} - y \right) &= b_2 \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

とおくと、 v_{i1} から v_{i2} までおよび v_{i3} から v_{i4} までの平均速度は

$$\bar{v}_i = (b_1 + b_2) V / 2 \quad (17)$$

で近似できる。さらに

$$\Delta z = z_1 - z_2 = z_3 - z_4 \quad (18)$$

とみなすと、 y の付近の中 dy の領域を通過した伴流のうちで尾翼と衝突する流量は

$$\begin{aligned} \Delta Q &= 2 \rho \bar{v}_i \Delta z dy \\ &= \rho (b_1 + b_2) V \Delta z dy \end{aligned} \quad (19)$$

で与えられる。

尾翼に当る伴流の分量はこれを必要な範囲について積分すればよい。尾翼より外側の流れは関係がないから、結局 y について、 o から伴流と尾翼の交わる点の座標値までの積分を考えればよい。伴流の厚さはあまり大きくないから、空気密度による厚さの変化は無視することにする。上記の積分の上限はロケットの高度や速度に無関係に一定とみなせる。したがって、全体の流量の大小を比べるには被積分関数の大小を比べればよい。

ところで、上述のように(15)式は未知であるから、(19)式の Δz を求めることはできない。しかし、ここで知りたいのは定性的な傾向だけであるから、巨視的に取り扱うこととし、 v_i は z を横軸にとると上に凹な曲線で近似されることに着目し、このような形をあらわす最も簡単な代数式

$$v_i = \frac{a}{z} \quad (20)$$

をおきかえてみる。考えてみると、 v_i は z の関数であると同時に空気密度の関数で(12)式の関係をも満足しなければならない。そこで、さらに、

$$a = \frac{a'}{\sqrt{\rho}} \quad (21)$$

とおくと、

$$v_i = \frac{a'}{z \sqrt{\rho}} \quad (22)$$

となり、 a' は高度および速度に無関係な定数とみなせる。これは書き直すと、

$$|z| = \frac{a'}{v_i \sqrt{\rho}} \quad (23)$$

とも書ける。この式を(18)式に適用すると

$$\Delta z = \frac{a'}{b_2 V \sqrt{\rho}} - \frac{a'}{b_1 V \sqrt{\rho}} \quad (24)$$

となるから、さらに(19)式に代入すると、

$$\begin{aligned} \Delta Q &= \sqrt{\rho} \frac{a'(b_1^2 - b_2^2)}{b_1 b_2} dy \\ &= \sqrt{\rho} \frac{a'(l_1^2 - l_2^2)}{l_1 l_2} dy \end{aligned} \quad (25)$$

を得る。 $\sqrt{\rho}$ 以外の係数は定数であるから、結局積分結果は、

$$Q_{wi} \propto \sqrt{\rho}$$

となり、(13)式と一致する。すなわち、 v_i の速度分布曲線が双曲線に近いときは(13)式は近似的に成立することが証明された。

ここで参考のために JCR-6, 7号機について(14)式で、

$$y = 0, \quad z = 0$$

とおいたときの v_i の大きさを計算してみると表4のよう

表4 ノズル出口の伴流が尾翼の前縁に衝突するに要する誘起速度の大きさ

	時間 t (sec)	速度 V (m/s)	空気密度 ρ ($\text{kg s}^{-3} \text{m}^{-4}$)	(14)式の解としての v_i
JCR-6	5.2	314.5	0.1158	18.94
	16.2	868.7	0.0602	52.30
	25.2	732.1	0.0256	44.08
JCR-7	4.0	217.5	0.1201	13.10
	8.0	431.2	0.1065	25.96
	13.0	687.7	0.0813	41.40
	16.0	797.5	0.0650	48.02
	21.0	803.6	0.0421	48.38
	27.0	701.0	0.0225	42.21

になり、ロケットの速度に比例して意外に大きな速度を必要とすることがわかる。実際は伴流中にある程度以上の横の速度は存在しえない(図19参照)から、その部分に対する(19)式の被積分値を0とみなすと、全体の積分結果はその分だけ少な目に出ることとなり、図18でロケットの速度の大きいところほど直線から下回っている事実が説明される。ともあれこのような細部はさておき、全体として(13)式の関係が第一近似として成立するものと考えてもよいから、図18の平均から実験式を求めると

$$Q_{wi} = 0.25 \sqrt{\rho}$$

が得られる。これを(5.10)式に代入すると、

$$M_{xi} = 0.3535 \sqrt{\rho} V D$$

となる。これを実際に時間に対してプロットすると、図20が得られる。これは JCR-6号機または7号機において連続的にガスを噴射したと仮定したときの誘起ローリング・モーメントの推移を示すものである。実験では発射後38秒で第1段の切り離しが行なわれたが、もしこのあとこのまま引続いて噴射を続けたとすれば空気密度の減少の効果でやがて微小値と化し、高空で消滅する事実を裏づけることとなろう。

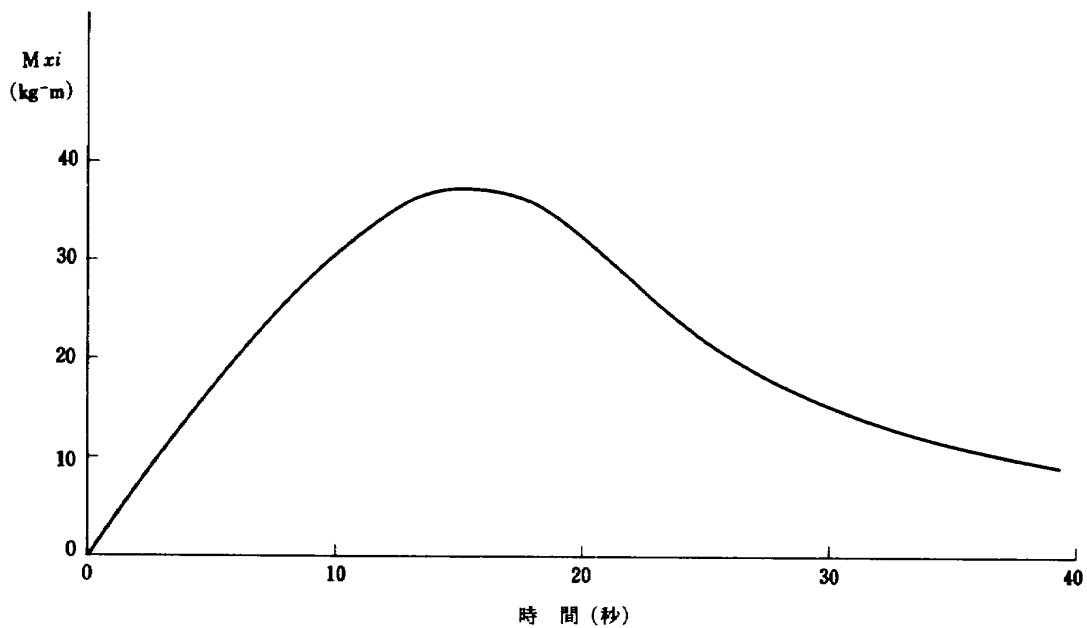


図 20 JCR-7号機の推定誘起ロールモーメントの時間的变化

5. 結 び

JCR-7号機のガス・ジェットによるロール制御試験データの解析の結果、つぎのことがわかった。

- (1) 尾翼取付のミスアライメントは2対の尾翼に対する左右両翼間のゼロ揚力角の差の平均に換算して、 0.1° をずっと下廻っていて、組立精度としては限界に達しているものと思われる。しかし、これによって発生するローリング・モーメントは意外に大きく、第1段だけの総量は $200\sim 300\text{ kg m sec}$ にもなる。これはこの試験に用意されたガスによる名目上の総出力を上廻っている。
- (2) ガス噴射を止めるとすぐもとの角速度に戻ろうとすることから、ロールを完全に止めるためには、各瞬間において常にローリング・モーメントとつりあうだけの制御トルクを与える必要があり、制御方式も ON・OFF方式でなく比例方式をとることが望ましい。
- (3) しかしながら、高度の低いところ（いかえれば空気密度の高いところ）では、ガス噴射によってロールを制御するには問題がある。すなわち噴射ノズルが尾翼よりも前方に位置している場合には、ガスの噴射によって生ずるトルクは一般の常識から予想されるものと向きが正反対で、しかもその大きさはその時々でまちまちになる。
- (4) その原因は噴流によってその周りに誘起気流が生じ、これが尾翼に当ることによって噴流とは逆の方向のトルクを生ずる。そして、しばしばこの誘起ト

ルクがもとの噴流によるトルクよりも大きい絶対値をもつため、見かけ上逆方向のトルクとなってあらわれる。

- (5) 誘起トルクの強さを推定するのに、ガス噴射によって誘起される流れの全流量は高度（または空気密度）に関係なく一定であるという仮説を立てると実験結果ときわめてよく合う結果が得られる。

なお、最後に、この研究に際して詳細なデータを提供して下さった宇宙開発事業団の方々、そのうちとくに解析にご協力された柴藤羊二開発部員に厚く感謝の意を表する。

参 考 文 献

- 1) 鈴木, 三戸, 高松: 有翼ロケットのロール特性の解析, 宇宙開発事業団 EP-8000, (非公刊 1971年 1月)
- 2) John T. Suttles and Robert L. James, Jr.: Effect of Nose-Mounted Control-System Jets in Roll-Control Positions on the Aerodynamics of a Space Vehicle, NASA TND-3282 (1966年2月)
- 3) 谷喬, 滝山謙磨ほか: 風洞試験による姿勢制御用ガス・ジェットのロケットに及ぼすロールトルクの研究, 航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団共同研究報告書(1972年5月)
- 4) USAF Stability and Control DATCOM (1968) AFFDL Wright Patterson Air Force Base, OHIO

- 5) 小橋安二郎, 宮沢政文: 二段式ロケット飛しょう体の揚力および圧力中心推定法, 航空宇宙技術研究所資料 TM-30 (1964年3月)

TM-256 正誤表

頁	行	誤	正
1	副題(上から2行目)	……………実験データの解析)	……………実験データの解析)

航空宇宙技術研究所資料256号

昭和49年5月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 有限会社 共 進
東京都杉並区久我山1-4-7(羽田ビル)
