

UDC 629. 136
551. 55

航空宇宙技術研究所資料

TM-72

地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化

戸川隼人・石黒登美子

1965年12月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 穂三, 木本 一, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	橋本 好美, 登雄, 戸川 隼人, 高橋 利之, 高板 芳保, 佐藤 幸雄, 鳥海 良三, 夫, 長洲 秀夫, 細川 巖登, 橋本 和之, 内田 為治
TM- 4	18cm×20cm 超音速風洞について	1962年 5 月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	
TM- 6	18cm×18cm 遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命におよぼす実験的研究	1962年 9 月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永井 文雄, 中幸彦, 小川 敏一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	林 洋一, 中井 暎一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的フラッタ実験	1963年 3 月	
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法について	1963年 3 月	中井 暎一, 小原 英勝, 鳥海 良三, 安藤 泰宏, 高井 暎一, 橋爪 本正, 高島 忠雄, 山崎 竜夫
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの予備試験	1963年 4 月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する一考察	1963年 5 月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル解析	1963年 6 月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの処理方式について (I)	1963年 6 月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B 三分力試験	1963年 7 月	高木 廣治, 谷 喬, 斎藤 秀夫, 新井 宗四郎, 竹内 和之, 飯田 治夫, 北谷 勇, 中井 治夫
TM-21	国産中型輸送機 Y S-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9 月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井 文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1 月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験設備の場合)	1964年 1 月	橋爪 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘利, 柳 盛三, 外立 政隆, 中井 暎一, 橋爪 俊朗, 安藤 泰勝, 高宮 沢政文, 小橋 安次郎
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および整備試験	1964年 2 月	
TM-30	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	1964年 3 月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞における試験	1964年 3 月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用された定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎並 敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正について	1964年 5 月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力試験	1964年 6 月	高木 廣治, 斎藤 秀夫, 石原 久蔵, 石井 孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の結合影響	1964年 7 月	
TM-40	国産中型輸送機 Y S-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9 月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治, 滝沢 実次, 田寺 木一, 古関 昌次, 日出 夫, 泉 貞吉, 塚 貞吉, 鈴木 邦男, 松本 宏, 石井 浅五郎, 広木 強, 山中 国雅, 竹内 和之, 藤枝 郭俊, 幸尾 治朗, 岡 遠一
TM-42	実在着水条件の測定について	1964年10月	
TM-44	高負荷燃焼器 (アニュラ模型) の実験結果	1964年12月	
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の抵抗について	1965年 1 月	

地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化*

戸川隼人**・石黒登美子**

1. ま え が き

この資料は、ロケットの姿勢角変化に及ぼす風の影響について、数量的な理解を深めることを目的とし、ランチャーを離れたばかりのロケットが風を受けた場合に、どのような運動をするか、風速が何メートルのときに何度くらい傾くか、またそれらが発射角や空力特性や加速特性とどのような関係にあるか、などについて計算した結果をまとめたものである。

このようなデータは、ロケットを打ち上げる場合に安全性の検討や危険水域の決定などに必要であり、また新しいロケットを設計したり、飛しょう試験の観測データを整理、解析する場合にも有用である。

風の影響を扱った研究はこれまでも少なくなかったが、その大部分のものはミサイルを対象にした研究であったため、観測用の小型ロケットの場合に参考になるような数値的データが乏しかった。そこで本資料では小型ロケットの一つの例として、当所で開発した NAL-HM-16 型ロケットを取り上げ、これを中心にして十分な解析を行ない、つぎに NAL-HM-16 の特性を広範囲に変化させた場合のデータを加えて、これらを適当に組み合わせて使用すれば、このクラスの小型ロケット全般に適用することができるようにした。

なお、運動はランチャーを含む鉛直面内に限定して二次元的に取り扱った。したがって本資料では特に断りなしに発射角、姿勢角、径路角ということばを用いるが、いずれも上下方向の角度の意味で使っている(図1)。

2. 記 号

α ; 迎 え 角	rad
γ ; 径 路 角	rad
θ ; 姿 勢 角	rad
ρ ; 大 気 密 度	kg/m ³

* 昭和40年11月15日受付

** 計測部

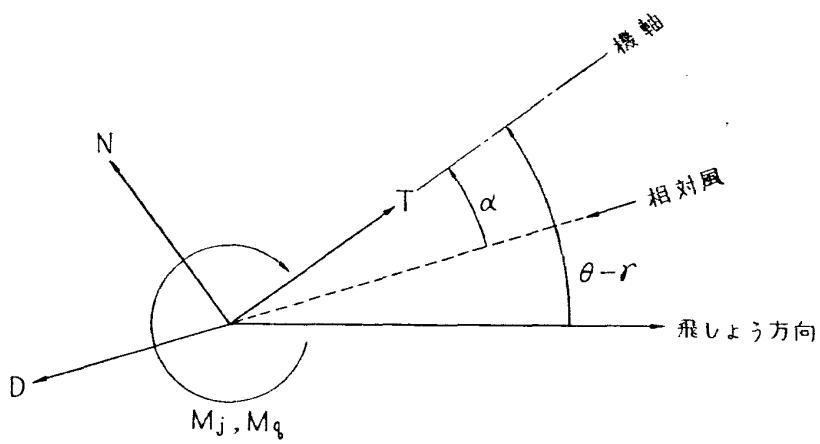
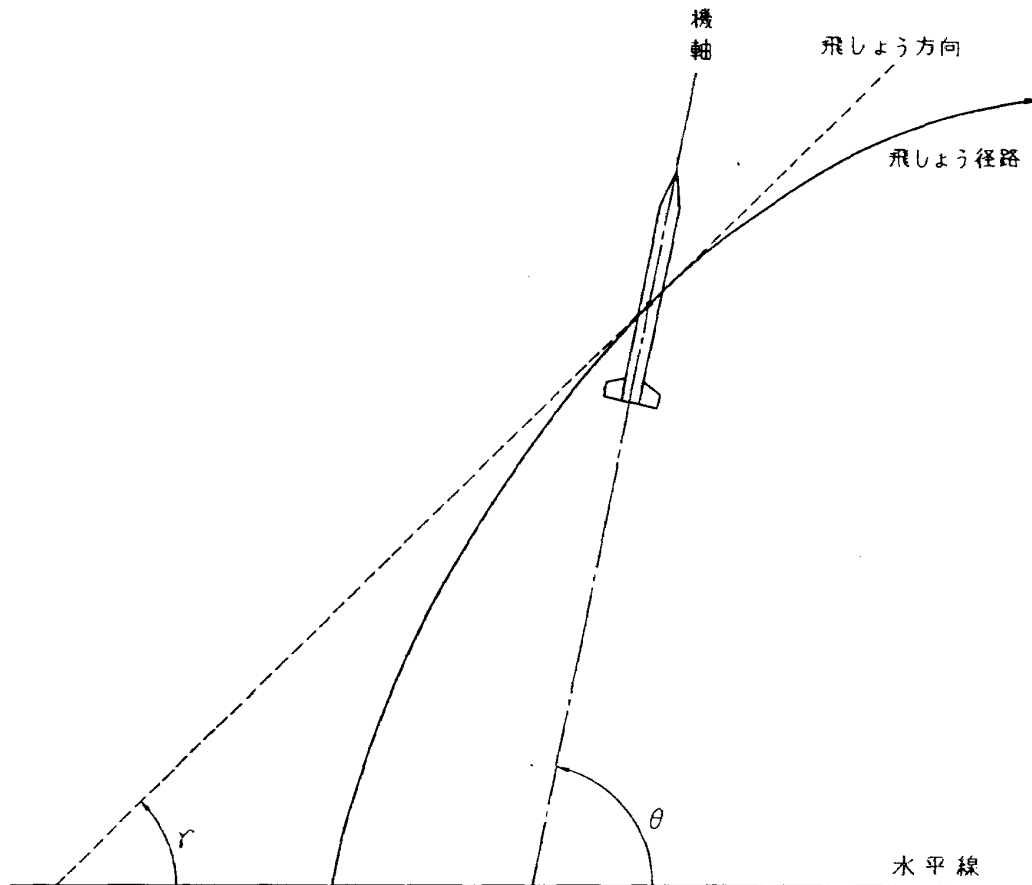


図1 角度などの定義

C ; 影響係数	deg/m/s
C_D ; 抗力係数	
$C_{N\alpha}$; 法線力係数	
D ; 抗力	kg·m/s ²
g ; 重力加速度	kg·m/s ²

g_0 ; 同上 (海面上の値)	$\text{kg}\cdot\text{m}/\text{s}^2$
I ; 慣性モーメント (全機。全機重心回り)	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
I_P ; 同上 (燃料のみ。燃料重心回り)	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
I_S ; 同上 (機体のみ。機体重心回り)	$\text{kg}\cdot\text{m}^2$
I_{SP} ; 比推力	s
K ; パラメータ (「10」参照)	m/t
l ; 全長	m
l_{CG} ; 重心位置	} (先端からの長さ) m
l_{CGP} ; 燃料重心位置	
l_{CGS} ; 機体重心位置	
l_{CP} ; 空力中心位置	
l_L ; ランチャー有効長さ	m
m ; 質量 (全機)	kg
m_P ; 同上 (燃料)	kg
m_S ; 同上 (機体)	kg
M ; マッハ数	
M_J ; ジェット・ダンピング・モーメント	$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}^2$
M_q ; 空力的なダンピング・モーメント	$\text{kg}\cdot\text{m}^2/\text{s}^2$
N ; 法線力	$\text{kg}\cdot\text{m}/\text{s}^2$
S ; 断面積	m^2
t ; 時間	s
T ; 推力	kg
V ; 対地速度	m/s
V_a ; 対気速度	m/s
V_L ; ランチャー離脱速度	m/s
V_w ; 風速 (追風を正, 向風を負とする)	m/s
z ; 高度	m

添字 0 は発射時における値, 添字 4 は発射 4 秒後の値を示す。角度や力の向きのと리카たは図 1 参照。

3. 運動方程式

文献 1), 2), 8) を参考にしてつぎのような運動方程式をたてた。小型ロケットの風の解析に

必要な条件はすべてもれなく記述してある。変数間の関係は図2を参照されたい。

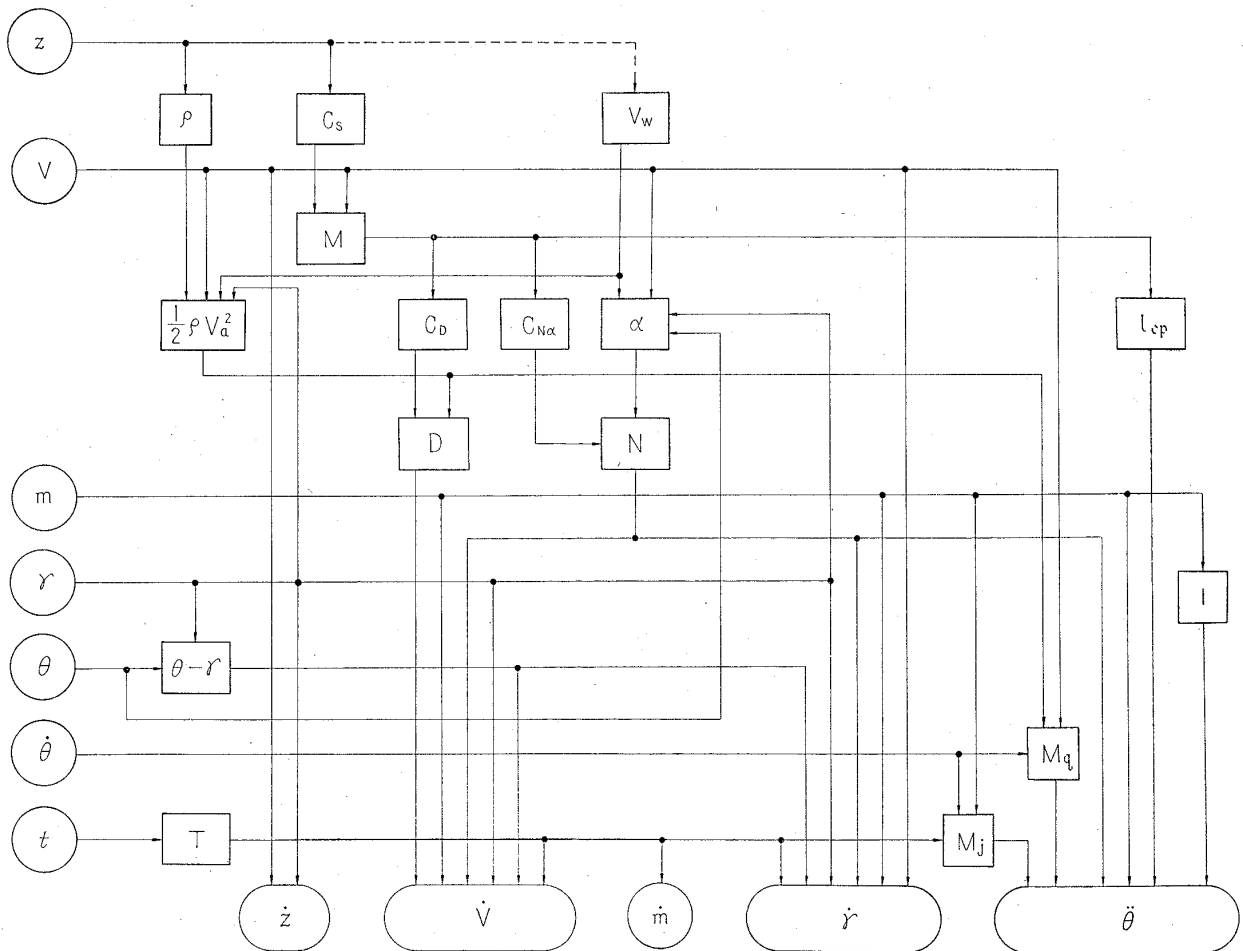


図2 変数間の関係

$$\frac{dz}{dt} = V \sin \gamma \quad (1)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T g_0 \cos(\theta - \gamma) - D \cos(\theta - \gamma - \alpha) - N \sin(\theta - \gamma) - g \sin \gamma}{m} \quad (2)$$

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{T}{I_{SP}} \quad (3)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = -\frac{g \cos \gamma}{V} + \frac{T g_0 \sin(\theta - \gamma) + N \cos(\theta - \gamma) + D \sin(\theta - \gamma - \alpha)}{m V} \quad (4)$$

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\frac{(l_{CP}(M) - l_{CG})N + M_j + M_q}{I} \quad (5)$$

$$D = \frac{1}{2} S \rho V_a^2 C_D(M) \quad (6)$$

$$N = \frac{1}{2} S \rho V_a^2 C_{N\alpha}(M) \cdot \alpha \quad (7)$$

$$V_a = \sqrt{(V \cos \gamma - V_w)^2 + (V \sin \gamma)^2} \quad (8)$$

$$\alpha = \theta - \tan^{-1} \frac{V \sin \gamma}{V \cos \gamma - V_w} \quad (9)$$

$$M_q = \frac{1}{2} S \rho V_a^2 \cdot \frac{l^2}{2 V_a} \cdot C_{mq} \dot{\theta} \quad (10)$$

$$M_j = \left[\left\{ (l - l_{CG})^2 - (l_{CGP} - l_{CG})^2 \right\} \left(\frac{dm}{dt} \right) + \frac{dI_P}{dt} \right] \cdot \dot{\theta} \quad (11)$$

$$I = I_P + I_S + \frac{m_P \cdot m_S}{m} \cdot (l_{CGP} - l_{CGS})^2 \quad (12)$$

$$m_P = m - m_S \quad (13)$$

$$l_{CG} = \frac{m_P \cdot l_{CGP} + m_S \cdot l_{CGS}}{m} \quad (14)$$

$$I_P = \frac{I_{P0}}{m_{P0}} \cdot m_P \quad (15)$$

注) 1 $C_D(M)$, $l_{CP}(M)$ などと書いてあるのはこれらの値がマッハ数 M の関数として計算されることを示す。

注) 2 I_P と l_{CGP} は時間 t の関数であるがその時間的変化の実測は困難なので燃焼形式から推定するはかない。ここでは固体燃料ロケットで燃焼速度は軸方向に関して一様であると仮定して (15) 式で I_P を求め l_{CGP} は一定として計算したが、液燃ロケットの場合や端面燃焼ロケットの場合にはその実情に応じて (15) 式を変更する必要がある。

4. 解 法

運動方程式をこのまま解くと計算量が相当に膨大となるが、ランチャー離脱直後の運動を解析するためには運動方程式をあまり簡単化してしまうことは好ましくないので、われわれは前節の運動方程式を省略、変形せずに、Runge-Kutta-Gill 法により数値的に解いた。

この Runge-Kutta-Gill 法の進行プログラムは文献 4) に発表されている手順によった。進行のきざみの幅 (積分間隔) は 0.05 秒にした。これはピッチング周期よりもかなり小さく選んでおかないと解が発散する危険があるが、ピッチングの周波数は速度の増加とともに急激に増大するから、きざみの幅は発射後何秒まで計算するかによって決められることになる。0.05 秒という値は本資料の対象としているロケットについて発射後 4 秒まで計算するために必要な限界値である。

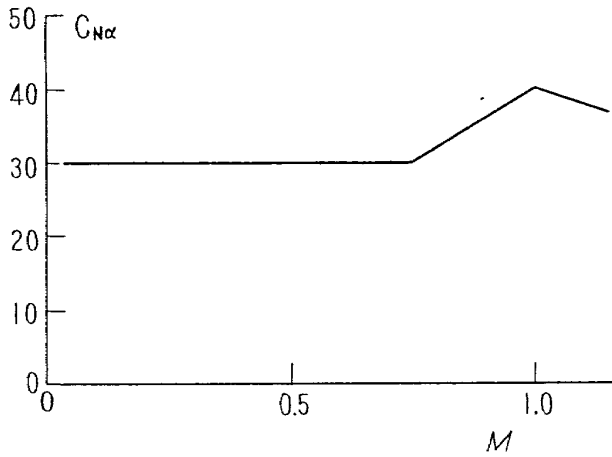
つぎに補助ルーチンの計算の概要を説明するとまずそのときの高度から大気密度と音速の値を多項式近似⁷⁾で求め、そのときの速度を音速で割ってマッハ数を出し、そのマッハ数に対する空力係数、空力中心位置などを数表から補間して求める。一方、対地速度、風速、径路角から対気速度および迎え角を求め、先に得られた空力係数と結合させて空気力 D 、 N を求める。つぎに重心位置、慣性モーメントを計算し、これと空気力から重心回りの角加速度を求める。推力は時間の関数として数表の形で記憶しておいたものを用いる。こうして得られた諸量を運動方程式の(1)～(5)式に入れて微係数を計算する。これで補助ルーチンの1回の計算が終わり、積分進行のプログラムがこの微係数を使ってつぎの状態を計算することになる。

5. 計算に使用したデータ

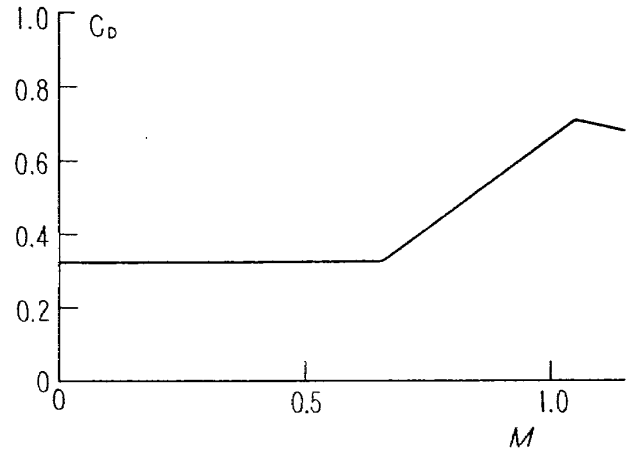
さきに述べたとおり、この資料では NAL-HM-16 型ロケットを中心にして解析しているが、その計算に使用したデータをつぎに示す。

l	3.5m
l_{CGP}	2.0m
l_{CGS}	1.736m
$m_P(0)$	66kg
m_S	52.6kg
$I_P(0)$	31.7kg·m ²
I_S	63.4kg·m ²
S	213.8cm ²
I_{SP}	228s
$C_{N\alpha}(M)$	図3(a)
$C_D(M)$	図3(b)
$l_{CP}(M)$	図3(c)
$T(t)$	図3(d)

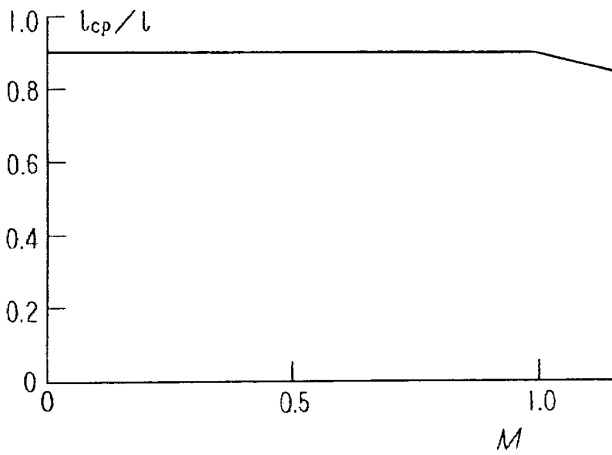
これらの数値は、あくまでも「計算のためのモデル」であって、実際には実験目的によって1機ごとに仕様が少しずつ異なっており、またこの計算を行なった時点では設計段階にあったために、 C_D 、 $C_{N\alpha}$ 、 l_{CP} などに関しては文献 5)、6) を参考にして決めている。しかし、風の影響に関する限り、最新のデータを使用した場合との差は、影響係数(後述)の値にして10%以下と考えられる。 C_{mq} は実測値がないので文献 2) と同様に細長い物体の理論式を用いて $C_{mq}=10.1$ として計算した。ランチャー離脱速度は、特にことわりのない限り 33m/s としてある。これは図 3 (d) のような推力曲線の場合はランチャー有効長さ 5 m に相当する。



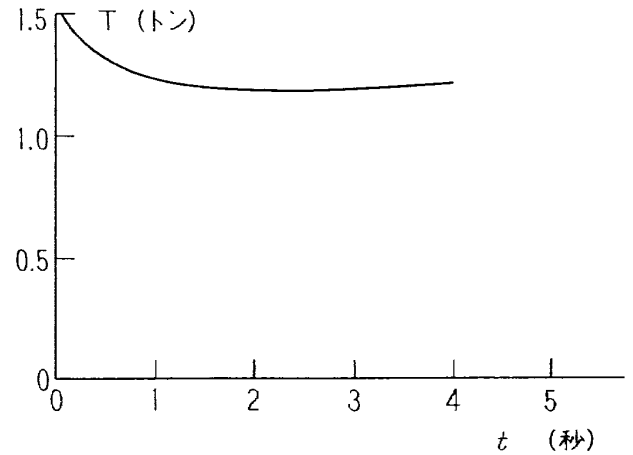
(a) 法線力係数のマッハ数による変化



(b) 抗力係数のマッハ数による変化



(c) 空力中心位置のマッハ数による移動



(d) 推力の時間的变化

図3 計算上仮定した諸特性

6. 風速分布の仮定

風速は高度 z の関数として扱うのが普通のようなものであるが、本資料ではコンスタントとして計算している。この理由は計算を簡単化するためではなく、あとで述べるように小型ロケットの場合には姿勢角変化の大勢がピッチングの最初の半サイクル（時間にして発射後2秒たらず）の間に決まってしまうので、非常に短い時間に、かつ機体の応答速度のおそい状態で外乱を受ける結果となり、そのために外力のミクロな変化は時間的に積分される形になって最終的にはある種の平均風速というようなマクロな量だけによって姿勢角変化量が決定されると考えられるからである。

また実際に適用する場合の状況を考えてみても、現在よく行なわれているように気球を飛ばせて追跡して求めた風速の値は一種の平均風速である。このようなデータを利用するには本資料のように風速一定として計算しておくほうが便利である。

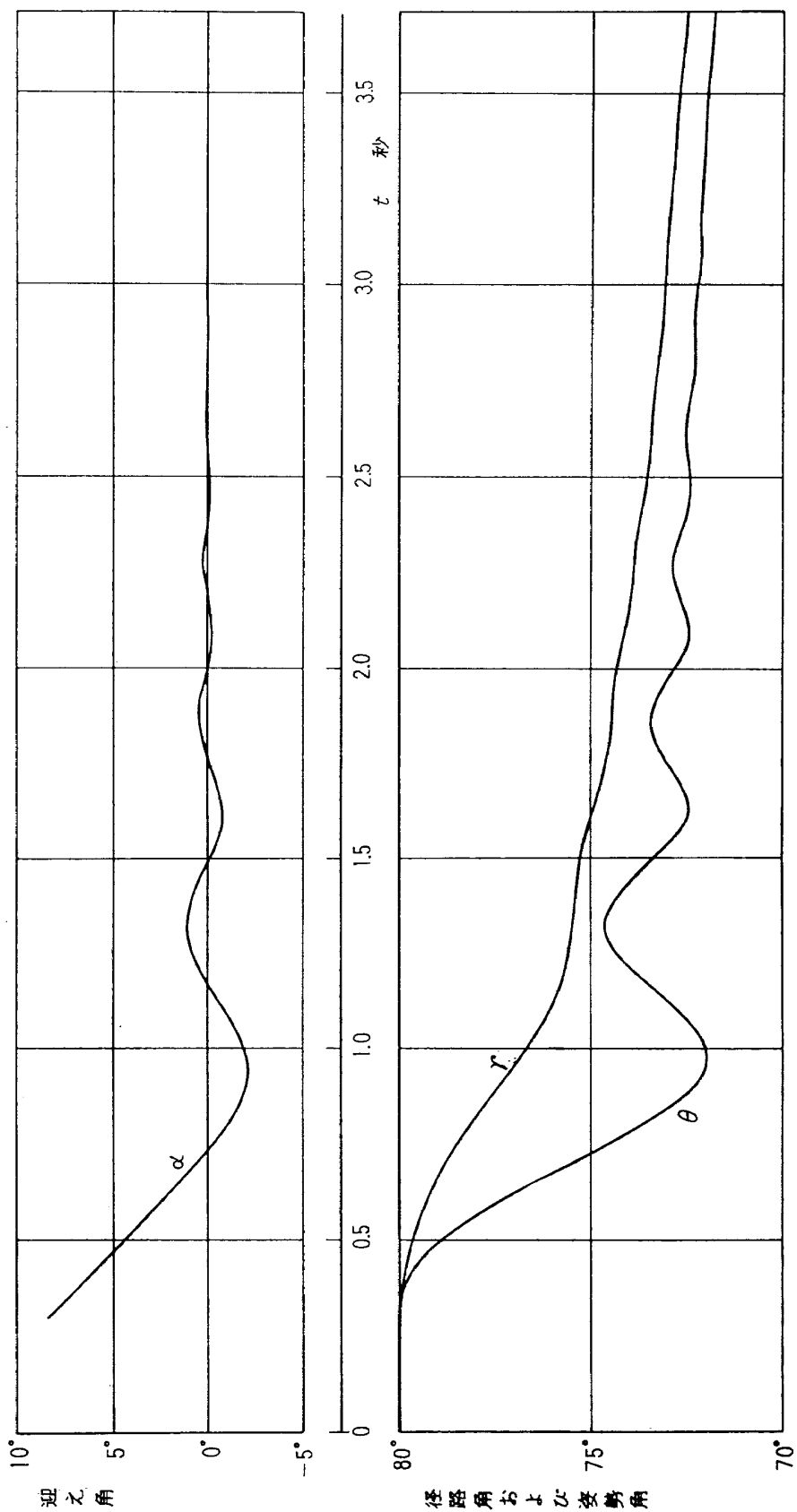


図4 秒速5 mの向風を受けた場合の迎え角，径路角および姿勢角の時間的变化

7. 運動の概要

風を受けた機体のピッチングのもようを図4に示した。この図は向風5m/s、発射角80°の場合である。着火時を時間の原点にとっているため最初の0.3秒間はランチャーに乗っていて角度の変化はない(本資料ではランチャー離脱時の tip off は無視している。これは風の影響とは独立の現象と考えられる。)ランチャーを離れる瞬間には迎え角は非常に大きな値をとるが空力的復元力が働いて姿勢角が傾き迎え角は減少し、やがてオーバーシュートし、しばらくの間減衰振動が続く。その間に速度の増加とともにピッチング周期はしだいに短くなり減衰項の効果が強くなって、発射後3~4秒には過渡的振動はほとんど消滅し、それ以後は常に迎え角0の状態で飛しょうすることになる。

図8は空力的復元力がもっと弱い場合の例である。復元力が弱いのでピッチング周期は当然長くなるが、迎え角は発射後3~4秒でほとんど0になっている。

そこで本資料では地上付近の風の影響は発射後4秒までで一応終了するものと考え、その間における姿勢角変化量

$$\Delta\theta_4 \equiv \theta_4 - \theta_0$$

に注目しながら計算結果を検討することにする。

図5は飛しょう径路と姿勢角の関係を見るためのもので、風速10mの追風および向風の場合である。発射の1秒後は図4の場合と同様にオーバーシュートで機体が最も傾いた状態であり、2秒後はやや落ちついた状態である。

8. 風速との関係

風速と姿勢角変化量 $\Delta\theta_4$ の関係を図6に示す。この図から明らかなように姿勢角の変化量は風速にはほぼ比例し、その直線的な比例関係は風速のかなり大きな範囲まで成立している。

そこで本資料では風速1mにつき何度傾くかという割合を

$$C \equiv d(\Delta\theta_4)/dV_w$$

で表わし、影響係数と呼ぶことにする。

9. 発射角との関係

図6は発射角が80°の場合であるが、発射角を変えた場合の影響係数の値を図7に示す。発射角が小さければ同じ風速でも最初の迎え角が小さくなるから姿勢角変化も少ない。しかし図7によれば、このような効果が目だつのは発射角60°以下の場合であって、普通観測ロケット打上げに使われている80°前後の発射角の場合には発射角を少々変えても影響係数は変わらないと考えてよいようである。

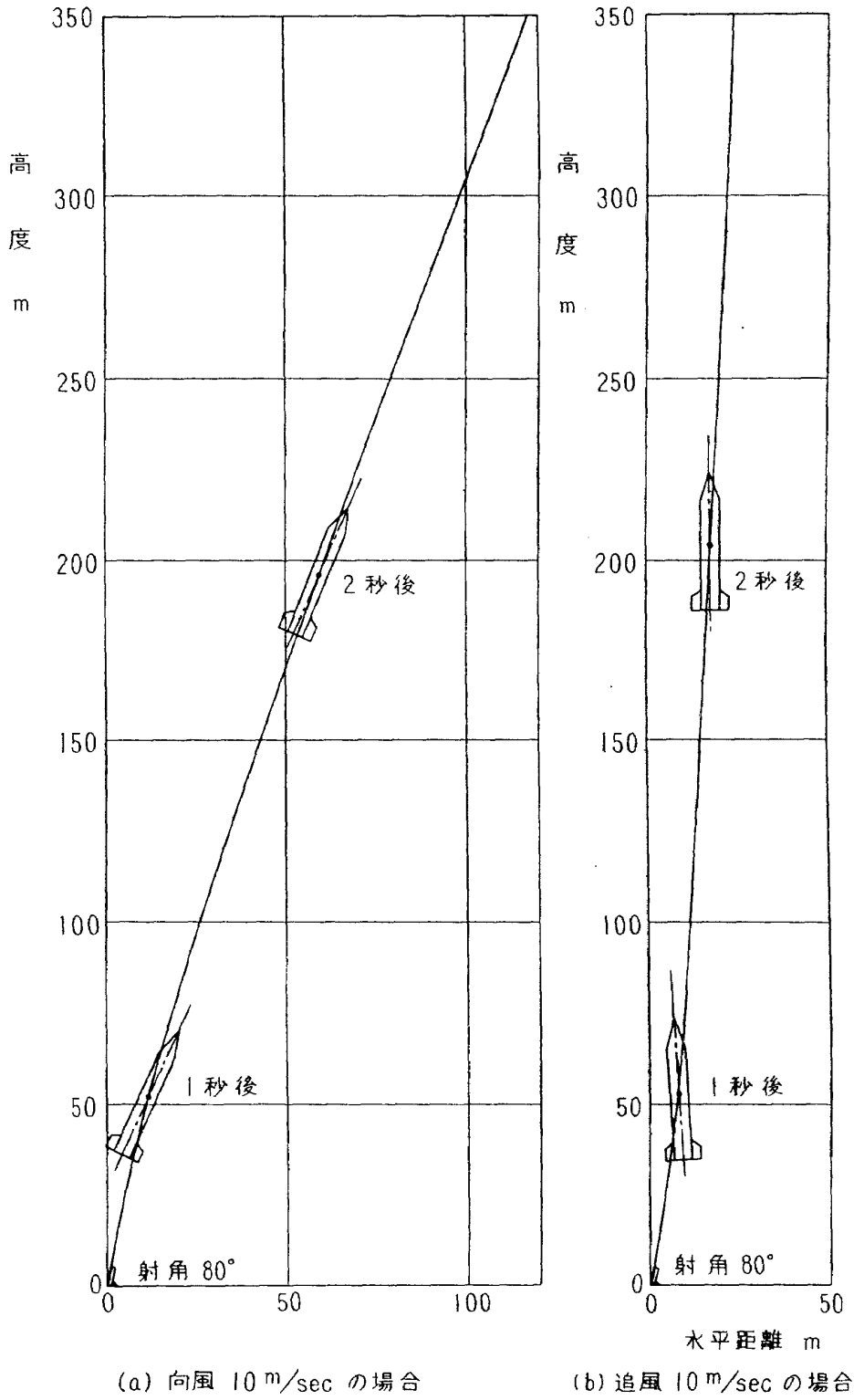


図5 飛しょう径路

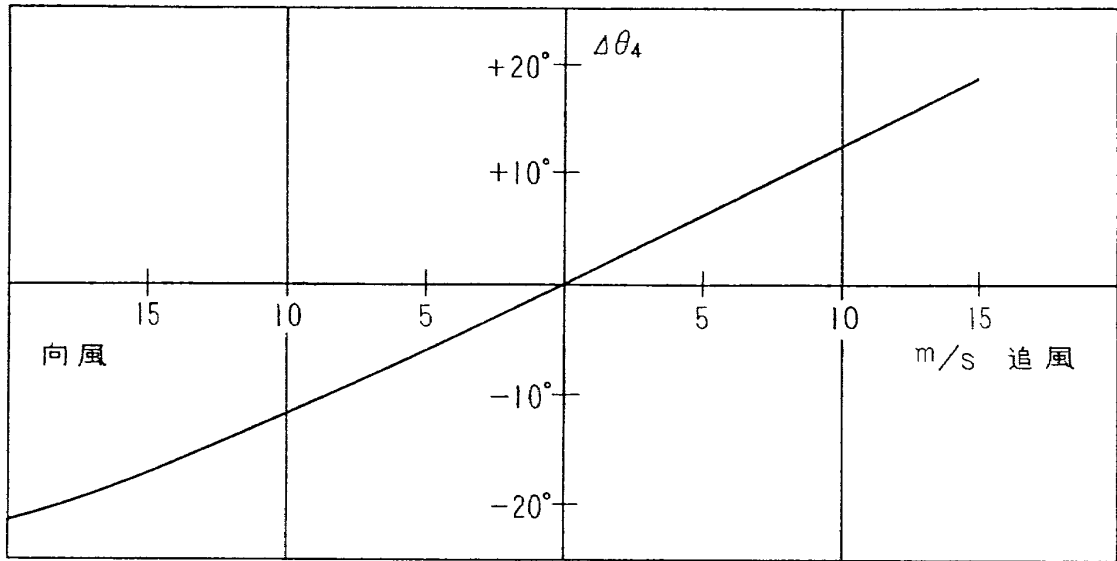


図6 風速と姿勢角変化量の関係

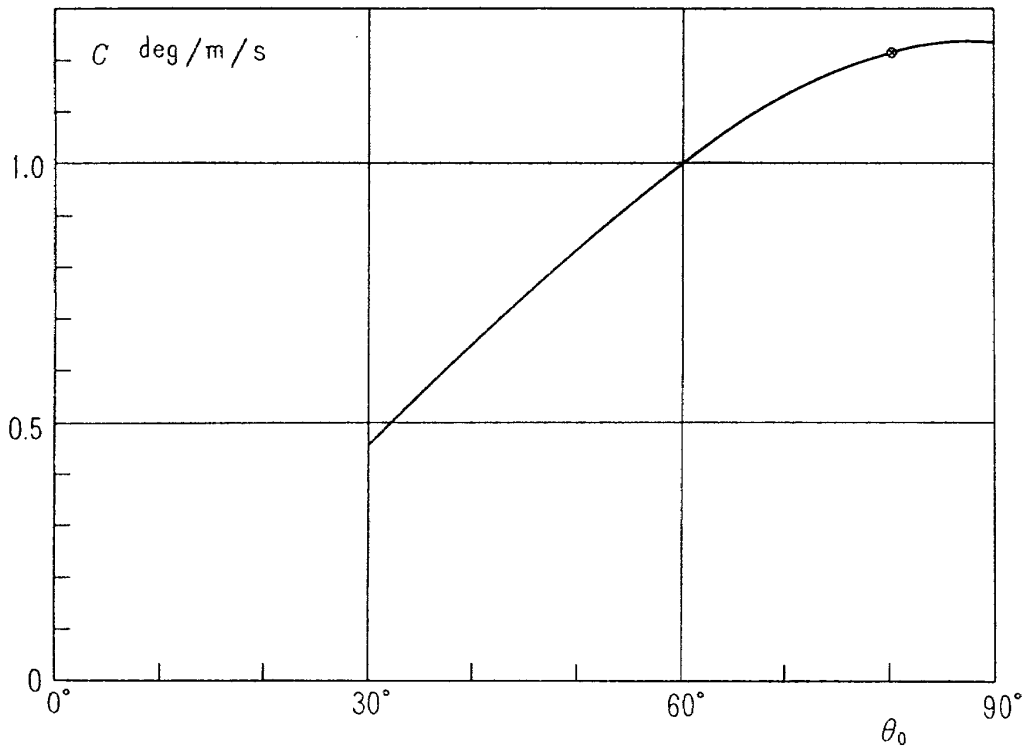


図7 射角 θ_0 と影響係数の関係

10. 空力特性との関係

姿勢角 θ を定めるものは運動方程式の (5) 式であるが、その中の M_j , M_q は第 1 項に比較して小さいので省略し、また N に (7) 式を代入すると

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\frac{(l_{CP}-l_{CG})S\rho V_a^2 C_{N\alpha}}{2I} \alpha \quad (16)$$

となる。右辺の α に掛かる係数 (分数の部分) は機体が傾いたり風を受けたりして α なる迎え角を生じた場合に迎え角を 0 にもどそうとして働く復元力による角加速度の α に対する割合を与えているもので、安定性の強さを表わしていると同時に、風に対する敏感さをも意味している。この項にはいろいろな要因が含まれているが、これを

$$-\frac{\rho}{2} \cdot V_a^2 \cdot \frac{S(l_{CP}-l_{CG}) C_{N\alpha}}{I}$$

の三つの部分に分け、その第 3 項を

$$K \equiv S(l_{CP}-l_{CG}) C_{N\alpha} / I$$

と置いて、 K を空力特性等を総合したパラメータとして扱うと便利である。($-\rho/2$ はすべての機体に共通であり、 V_a^2 は主として加速特性に関係する量であってこの影響については次節で述べる。)

K は無次元量ではない。本資料では m/t を単位として表わすことにする。また K は厳密に言えば時間的に変化する量である。しかし発射直後の数秒間だけに限定すれば近似的に一定と見なすことができる。そこで $M \ll 1$ の場合の l_{CP} および $C_{N\alpha}$ の値と $t=0$ における l_{CG} , I の値を用いて計算した K の値を K_0 と書いて発射直後の K の値を代表させることにする。

いま幾何学的に相似なロケットを考えると、大きさが n 倍ならば長さは n 倍、面積は n^2 倍、重量は n^3 倍になるから、 K の値は $1/n^2$ になる。したがって一般に大型で重いロケットほど K の値が小さい。他の条件が同一ならば K の値が小さいほど風によって傾きにくく、そのかわりに復元もおそいが全体としては風の影響による姿勢角変化は小さくなる。その一例として、 K_0 の値が NAL-HM-16 の約 1/5 の場合のピッチングのもようを図 8 に示した。

つぎの図 9 は K_0 の値と影響係数の間の関係である。 K_0 の小さいほうの極限 $K_0=0$ の場合はロケットは風の影響を全く受けずに一定の姿勢角 (これは発射角に等しい) を保って飛しょうことになるから影響係数は 0 となる。この反対に $K_0=\infty$ という場合を考えると、ランチャーを離れる瞬間に、そのときの迎え角

$$\alpha_L = \theta_0 - \tan^{-1} \frac{V_L \sin \gamma_0}{V_L \cos \gamma_0 - V_w} \quad *$$

注)* これは (9) 式による。 $\gamma_0 = \theta_0 =$ (発射角) である。

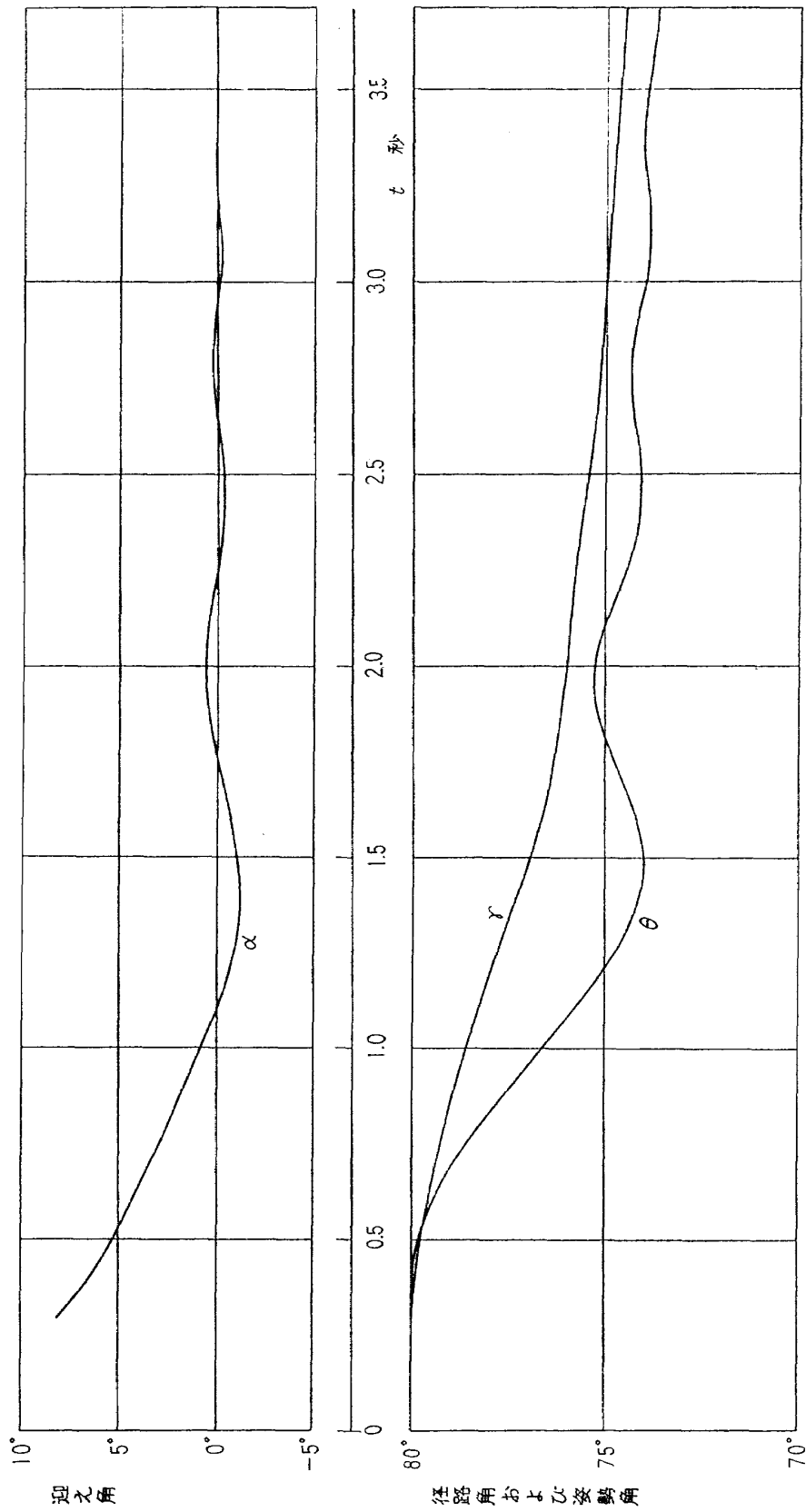


図8 K_0 値が小さい場合の一例 (向風5m/s)

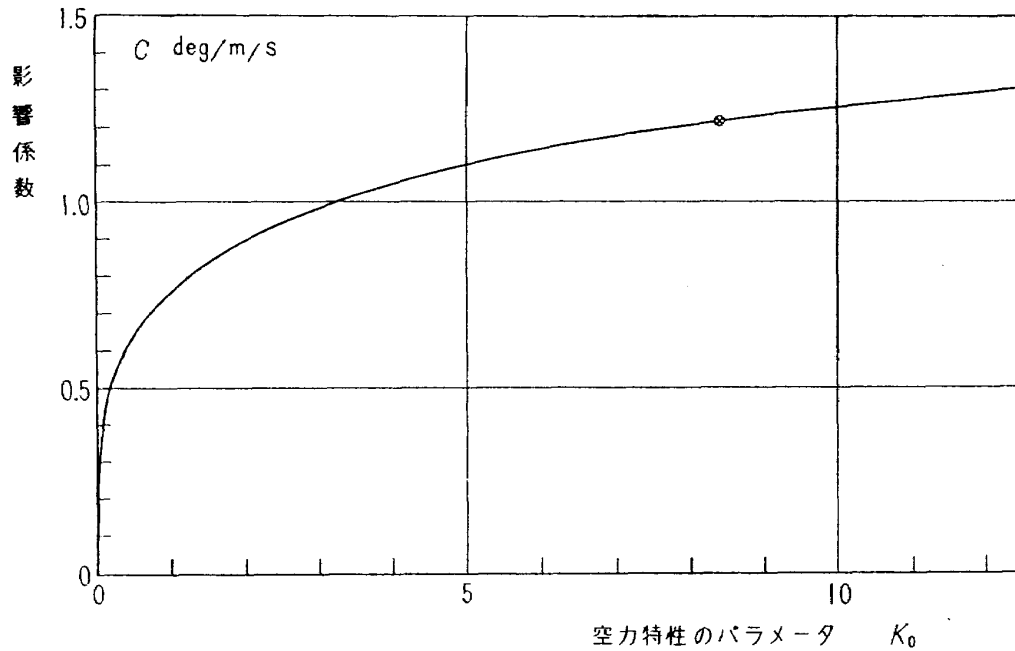


図9 空力特性と影響係数の関係

だけ傾いて安定するはずである。いま特に $\gamma_0 = \theta_0 = 90^\circ$ という場合を考えると、

$$\tan\left(\frac{\pi}{2} - \alpha_L\right) = -\frac{V_L}{V_w}$$

ここで α_L は十分小さいと考えると左辺は $1/\alpha_L$ となる。そこで $\Delta\theta_i \approx \alpha_L$ とみなして影響係数を求めると

$$C = 1/V_L \quad (\text{rad/m/s})$$

となる。われわれの場合は $V_L = 33\text{m/s}$ であるから $C = 0.03\text{rad/m/s}$ で、ラジアンを度になおすと結局、影響係数は約 $1.7^\circ/\text{m/s}$ となる。前節の結果によれば発射角が 80° でも 90° でも影響係数は大差ないから、図9のグラフも K_0 の大きいほうの極限は上記の値の近くに漸近するはずである。

11. 加速特性との関係

飛しょう速度 V と姿勢角変化の割合とは、主として運動方程式の (9) 式、(4) 式および (5) 式を変形した前節の (16) 式によって関係づけられている。

(9) 式は運動方程式の中で風速の項を含む唯一の式であるが、そこでの V_w の含まれかたは

$$\frac{V \sin \gamma}{V \cos \gamma - V_w}$$

の形になっているから、速度 V が大きい場合には風速 V_w が大きくても迎え角への影響が少なくなることになる。

また、(4) 式の第1項は重力によって機体が下向きに引っぱられて飛しょう径路が傾いていく

割合を表わしており、たとえ風がなくても V の値は γ の変化に大きな影響を与えるものであるが、この項はまた γ のバラツキを増大させる性質を持っている。すなわちなんらかの原因で γ が一たん減少すると、この項は γ をますます減少させるように作用する。 V はこの項の分母にはいつているから、 V が小さいほどこのような傾向が強くなる。いいかえれば風の影響を受けやすくなる。

一方、(16) 式においては、 V^2 が姿勢角変化に関係しているが、これは上に述べた二つの場合とは反対に、速度が大きいほど $\ddot{\theta}$ が α に敏感になるように働く。

このように姿勢角変化に直接関係しているのは加速度ではなく、速度のほうであるが、影響を論ずる場合のパラメータとしては、速度は時間とともに急激に変化する量なので不適當であり、むしろ加速度を用いるほうがよい。加速度も厳密に言えば時間的に変化する量であるが、発射後数秒間だけに限って考えれば、ほぼ一定と見なしてさしつかえない。本資料では発射後4秒間の平均加速度をパラメータとして用いる。

そのような平均加速度と影響係数の関係を図10に示す。ランチャーの長さが一定とすれば加速度によってランチャー離脱速度が変わり、これも姿勢角変化に関係するのであるが、本資料ではランチャー離脱速度の影響は次節において検討するので、図10ではランチャー離脱時の条件は加速度に関係なしに一定としている。したがってもしも同じ長さのランチャーで比較するならば加速度による影響係数の変化は図10よりもさらに急こうばいになる。

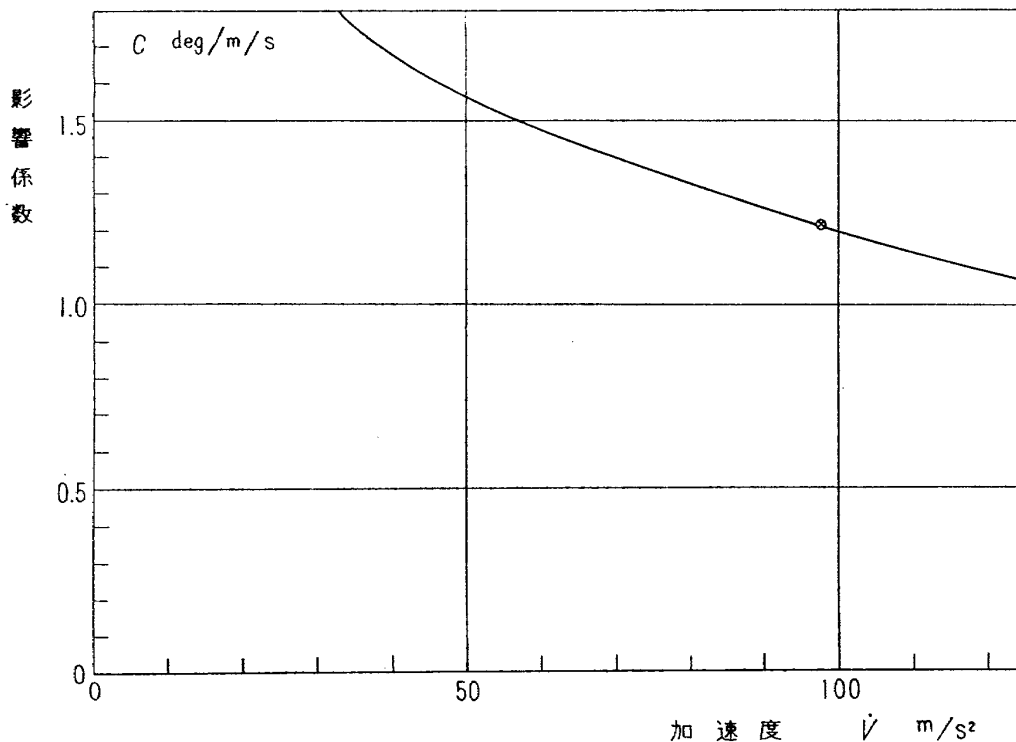


図10 加速度と影響係数の関係

12. ランチャー離脱速度との関係

ランチャー離脱速度は、その大小によって離脱時の迎え角が異なり、またそのあとの減衰振動の形も変わるので、姿勢角変化に影響を与える。その影響係数との関係を図11に示した。参考までに対応するランチャー有効長さ（推力曲線が図3（d）の場合）を付記しておいたが、ランチャーの長さを相当短かくしても、あるいは長くしても、影響係数がそれほど変化しないということがわかる。

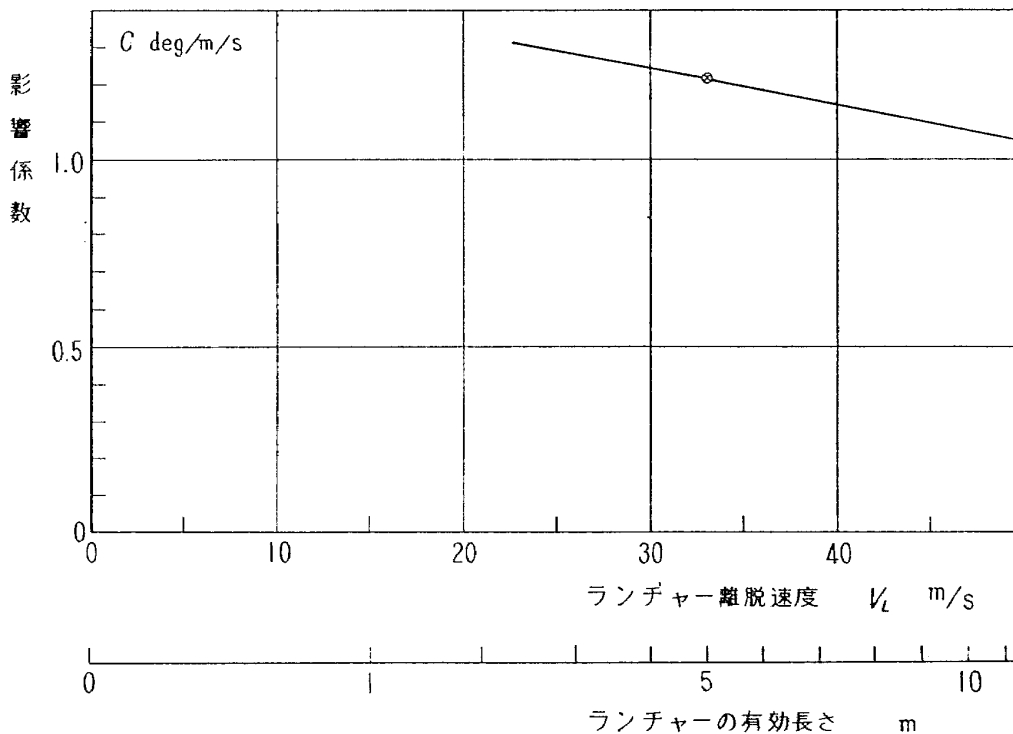


図11 ランチャー離脱速度と影響係数の関係

13. 無風時のデータ

前節までは、風速と姿勢角変化量の関係だけに注目してきたが、ここで最後に、風がない場合の姿勢角変化量についてのデータを加えておきたい。これがわかれば、姿勢角変化量は、無風時の変化量と、（風速）×（影響係数）の和というような形で簡単に推定することができるようになる。もう少し正確に書くと、

$$\theta_4 = \theta_0 + \Delta\theta_4(V_w=0) + C \cdot V_w$$

ただし θ_4 は発射4秒後の姿勢角、 θ_0 は発射角、 $\Delta\theta_4(V_w=0)$ は無風時の発射4秒後までの姿勢角変化量、 C は影響係数、 V_w は風速である。

無風時の姿勢角変化は、ランチャー離脱速度、発射角、加速特性、空力特性などによって決ま

る。これらの関係を図12~15に示す。発射角と加速特性の影響が最も大きいことがわかる。 K_0 が特別に小さな値をとらない限りでは、無風時の姿勢角変化量は(4)式の第1項で定めると考えられる。すなわち、重力で下向きに引っぱられるために径路角がまず傾き、これに追従して姿勢角が変化する。したがって無風時の姿勢角変化量は、重心まわりの運動を無視して解いた場合(たとえば文献1))の径路角変化にはほぼ等しい。 K_0 が非常に小さい場合は姿勢角変化は径路角変化に追従せずにはほぼ一定であり、(4)式の第2項の効果が大きくなるので径路角変化もおさえられる。

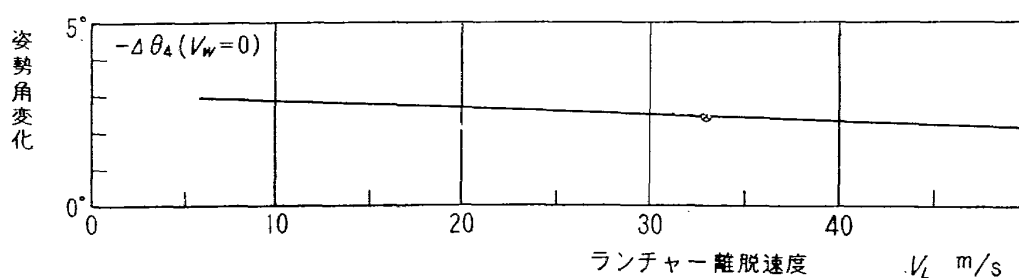


図12 ランチャー離脱速度と無風時姿勢角変化量の関係

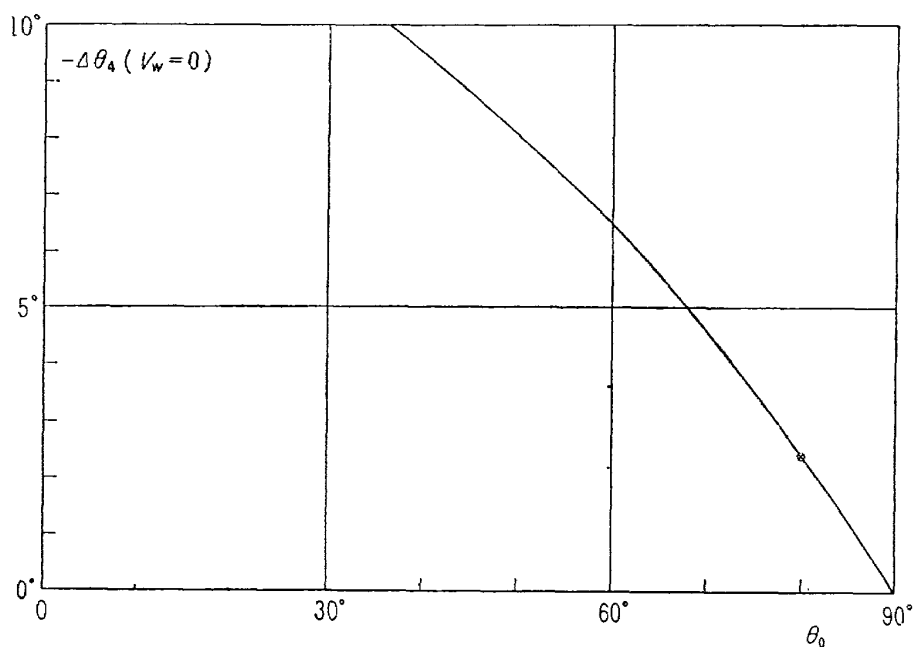


図13 発射角と無風時姿勢角変化量の関係

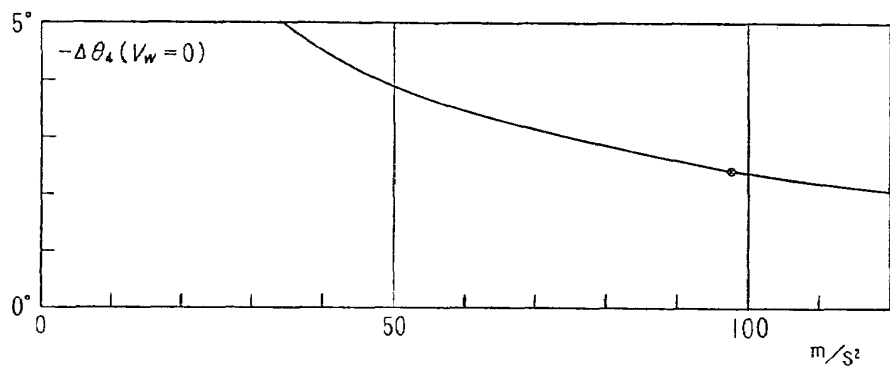
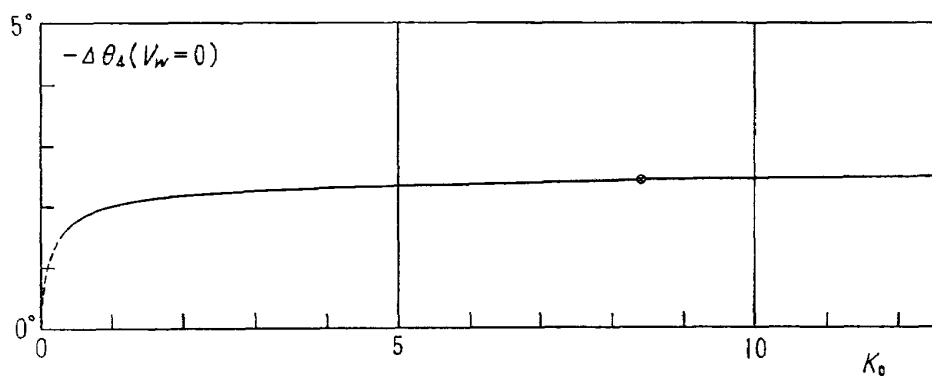


図14 加速度と無風時姿勢角変化量の関係

図15 K_0 と無風時姿勢角変化量の関係

14. 他のロケットに適用する方法

以上のデータをもとにして NAL-HM-16 型以外のロケットの姿勢角変化を推定する方法を、カッパ8型ロケットを例にとって説明する。カッパ8型の主要諸元と性能は、文献2), 3) によれば

全 長	約10m
第2段全長	約4.7m
外径(第1段)	約0.42m
全重量	約1500kg
第2段重量	約300kg
$C_{N\alpha}$	約29
空力中心位置	約74%
重心位置	約62%

である。これから

$$S \approx 0.14 \text{ m}^2$$

$$l_{CP} - l_{CG} = 1.2 \text{ m}$$

また慣性モーメントは、第1段と第2段に分けてそれぞれの部分で質量分布は一様と仮定して概算すると約 $9,361\text{kg}\cdot\text{m}^2$ となり、これをもとにして K_0 を計算すると

$$K_0 \doteq 0.5$$

となる。また文献3)の図5によれば発射直後の加速度は $80\sim 90\text{m}/\text{sec}^2$ であるから、ここではかりに

$$\dot{V}=85\text{m}/\text{s}^2$$

とする。

さて図9から図15を見て、これらの値に対する影響係数と無風時姿勢角変化量を調べてみると、本資料で標準としている NAL-HM-16 の場合 (×印) と著しく離れているのは、 $K_0=0.5$ に対する影響係数約 $0.65^\circ/\text{m}/\text{s}$ と、無風時姿勢角変化量約 1.8° である。したがって最も簡単な推定式は

$$\theta_4 = \theta_0 - 1.8^\circ + 0.65 \times (\text{風速})$$

である。つぎにこれを他の二次的な要因を考慮して補正してみる。たとえば図10によれば、加速度 $85\text{m}/\text{s}$ の場合の影響係数は標準の場合の約 1.06 倍である。そこで先に求めた影響係数の値 0.65 に今の 1.06 を掛けて

$$C = 0.65 \times 1.06 \doteq 0.69^\circ/\text{m}/\text{s}$$

を得る。同様にして図14を用いて無風時姿勢角変化量を補正すると

$$\Delta\theta_4(V_w=0) \doteq 1.8^\circ \times 1.14 = 2.03^\circ$$

となる。発射角が決まれば、これについても同様にして補正することができる。

ただしカップ8型の場合は K_0 の値が本資料の標準の場合の約 $1/20$ という非常にかげ離れた値であるから、いくら補正してもある程度以上の精度を望むことは無理である。しかし実際問題としては風速の計り方にしても風速の時間的变化にしても、相当に幅のあるものであるから、この程度のデータでも十分参考になると思う。

15. 結 論

われわれは風による姿勢角変化量が風速に比例することに注目して姿勢角変化量を

$$(\text{無風時の変化量}) + (\text{影響係数}) \times (\text{風速})$$

の形に書き、影響係数および無風時姿勢角変化量と諸特性の間の関係を求めた。

その結果は図9以下のグラフに示したとおりであるが、諸特性がかなり広範囲に変わっても影響係数は 0.5 から 1.5 ぐらいの間にあり、また発射4秒後までの無風時姿勢角変化量は $2\sim 4^\circ$ ぐらいであって、機種による差異はあまり著しいものではない。

したがって、ごく大ざっぱに言えば、風がなければ 3° 傾き、向風があればさらに風速 $1\text{m}/\text{s}$ につき 1° 傾き、追風があれば風速 $1\text{m}/\text{s}$ につき 1° 立つということになる。

他のロケットに適用する方法の概略は前節に述べたが、もっと正確な値が必要な場合には、それぞれのロケットのデータを用いて運動方程式を解いて図6, 7, 13のようなグラフを作ってみることが必要であろう。そのような場合にも本資料のグラフの形を参考にすれば、計算するケースの数を相当少なくすませることができる。たとえばわれわれは図6のために風速を5m/s ずつ変えて全部で8ケースの計算を行なったが、これだけの予備知識をもって新しいロケットについての計算をする場合には、追風10m/s, 無風時, 向風10m/sの計3ケースだけ計算すれば十分であろう。

文 献

- 1) 渡辺 勝, 樋口一雄, 戸川隼人; デジタルコンピュータによる飛しょう特性計算, 生産研究, 13巻10号(昭和36)
- 2) 玉木章夫, 三石 智, 永井達成; カップ7, 8, 9 L型ロケットの空気力学, 生産研究, 13巻10号(昭和36)
- 3) 糸川英夫; カップ8型について, 生産研究, 13巻10号(昭和36)
- 4) 森口繁一; 連立常微分方程式の解法, 情報処理, 4巻1号(昭和38)
- 5) プリンス自動車工業株式会社研究所; 気象観測ロケットの空力性能に関する研究報告書, 研究報告40号(昭和37)
- 6) 谷 喬, 原 亘利, 榎原盛三, 外立政隆; 一段式観測ロケットの超音速風洞試験, 航技研資料TM-28(昭和39)
- 7) 戸川隼人, 額田登美子; 軌道計算のための標準大気の近似多項式, 第7回宇宙科学技術シンポジウム講演集(昭和39)
- 8) L. Davis, Jr.; Exterior Ballistics of Rockets, D. van Nostrand Co., (1958)

<p>NAL TM-72 航空宇宙技術研究所 地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化</p> <p>1965年12月 20ページ</p>	<p>地上付近の風の影響による姿勢角変化の大きさをNAL-HIM-16クラス のロケットについて、風速、発射角、空力特性、加速度特性、ランチャ ー有効長さなどをパラメータとして、数值的に解析した。</p>	<p>I. 戸川隼人 石黒登美子 II. NAL TM-72 III. 629. 136 551. 55</p>	<p>NAL TM-72 航空宇宙技術研究所 地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化</p> <p>1965年12月 20ページ</p>	<p>地上付近の風の影響による姿勢角変化の大きさをNAL-HIM-16クラス のロケットについて、風速、発射角、空力特性、加速度特性、ランチャ ー有効長さなどをパラメータとして、数值的に解析した。</p>	<p>I. 戸川隼人 石黒登美子 II. NAL TM-72 III. 629. 136 551. 55</p>
<p>NAL TM-72 航空宇宙技術研究所 地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化</p> <p>1965年12月 20ページ</p>	<p>地上付近の風の影響による姿勢角変化の大きさをNAL-HIM-16クラス のロケットについて、風速、発射角、空力特性、加速度特性、ランチャ ー有効長さなどをパラメータとして、数值的に解析した。</p>	<p>I. 戸川隼人 石黒登美子 II. NAL TM-72 III. 629. 136 551. 55</p>	<p>NAL TM-72 航空宇宙技術研究所 地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化</p> <p>1965年12月 20ページ</p>	<p>地上付近の風の影響による姿勢角変化の大きさをNAL-HIM-16クラス のロケットについて、風速、発射角、空力特性、加速度特性、ランチャ ー有効長さなどをパラメータとして、数值的に解析した。</p>	<p>I. 戸川隼人 石黒登美子 II. NAL TM-72 III. 629. 136 551. 55</p>

TM-48	極超音速風洞用ベブル加熱器の予備実験	1965年2月	平木一, 橋本登 林吉, 永崇 山口富夫
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	山尾治朗, 岡遠一 幸井祐一, 鎌田幸 照中映夫, 塚武敏
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振動試験について	1965年5月	泉日出夫, 高島一 谷利, 近藤明 原豆, 利洋 板垣芳雄
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	武藤洋治郎, 池田為治 坂元思無邪, 光山敏 河崎俊夫, 谷雄
TM-53	ベクトルのノルムと行列ノルム — 数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	石田誠, 河野哲雄
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	曾我国男
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	齋藤秀夫, 木村友昭 近藤博, 増田惣平
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	原豆利, 高島一 関英夫, 中 正 戸川保子, 矢沢健 広末健一, 吉田司 塚野雄吉, 田村征 佐野四郎, 能村一 別昭信, 宏美 江川幸一
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	飯田宗一郎
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	池田為治, 坂元思無邪 光山政雄, 宮地敏 武内澄夫, 雄 星谷昌二, 隆 斎藤二隆, 堀内正 村浩子, 司 中村浩子, 計 原動機部
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取り入口の実験 (I)	1965年9月	
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料72号

昭和40年12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)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
東京都千代田区西神田1-10