

UDC 65.012  
629.76

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-145

スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム

戸川 隼人・石黒登美子  
山本 浩通

1968年 8 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-102 弾性支持片持板の振動	1967年3月	埴越 武敏, 築地 恒夫	林 洋一
TM-103 結合梁の振動について	1967年3月	築地 恒夫, 林 洋一	
TM-104 平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井 暎一, 森田 甫之	
TM-105 非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口 清子	
TM-106 動安定微係数測定用風胴天秤について	1967年5月	高島 一明, 榊原 盛三	北出 大三
TM-107 プロペラ後流偏向型 STOL 機の風胴試験 (II)	1967年6月	犬丸 矩夫, 岡部 祐二郎	北村 清美, 川幡 長勝
TM-108 インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	高橋 侔, 木村 友昭	長洲 秀夫, 柳沢 三憲
TM-109 ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川 隼人, 石黒 登美子	
TM-110 二次元スラットおよびスロットテッドフラップの実験的研究 (I)	1967年8月	犬丸 矩夫, 北村 清美	川幡 長勝
TM-111 リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	西村 博史	
TM-112 極超音速風胴用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪 宏, 橋本 登	
TM-113 リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年9月	森田 光男, 岩部 柱相	関根 静雄, 武田 克己
TM-114 五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井 昭一, 松木 正勝	五味 光男
TM-115 燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年9月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男	田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-116 高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)	1967年9月	鈴木 邦男, 相波 哲朗	
TM-117 ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田 慶治, 松崎 良継	
TM-118 操縦桿レート信号によるアイアンバー下制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上 力, 真柳 光美	
TM-119 ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畑 浄治, 松島 弘一	成田 健一, 塚本 憲男
TM-120 円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中 龍夫, 奥 岨 澄男	
TM-121 大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川 隼人, 戸川 保子	
TM-122 NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中 幸彦, 古田 敏康	小川 欽一, 朝田 洋雄
TM-123 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	豊原 恒彦, 五代 富克弥	湯沢 克宜, 伊藤 文弥
TM-124 吹出式超音速風胴の集合胴圧力制御について	1967年12月	西村 久男, 外立 政隆	中井 暎一, 古関 昌次
TM-125 航技研 1m×1m吹出式超音速風胴におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原 久蔵, 原 亘利夫	榊原 盛三, 関根 英夫
TM-127 2024-T3アルミニウム合金の3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田 宗四郎, 猿 本 光明	斎藤 信一郎
TM-130 リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤 博, 大城 章一郎	
TM-131 遷音速タービン翼列二次元試験 (III)	1968年5月	近藤 博, 養田 光弘	山崎 紀雄, 古川 昇

# スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム\*

戸川 隼人\*\*・石黒登美子\*\*・山本 浩通\*\*\*

## 概 要

スピンを伴うロケットの運動を計算するための、六自由度の運動方程式、計算法およびプログラムについての報告。ジェットダンピング、空力的ダンピング、推力のミスアラインメント、翼のミスアラインメント、固体ロケットの各種の燃焼方式における慣性モーメントの時間的变化などが考慮されている。計算例として、人工衛星打上用ロケットの最終段をスピンで安定化した場合の効果を検討した応用例等が示されている。

## 1. ま え が き

スピンのかかっているロケットの運動方程式を数值的に解くプログラムを作成したので報告する。この種のプログラムはスピンによる安定効果を検討するために必要であり、たとえば人工衛星打上用ロケットの最終段をスピンで安定化させた場合にその軌道分散等を求めるために不可欠のものである。また、このプログラムでは六自由度の運動方程式を扱っているが、六自由度の運動に関する理解を深めることは、姿勢制御の研究の基礎としてもきわめて重要である。たとえば、制御系を含めた飛しょう運動のシミュレーションのプログラムを開発する場合にも、六自由度の運動が問題になるから、本プログラムを基礎にして、これに制御特性の式を加えて行くのが最も簡単かつ確実である。

スピンを伴うロケットの運動に関しては数多くの研究<sup>1)~6)</sup>があるが、電子計算機を用いて数值的に解かれるようになったのは比較的最近のことで、わが国では東京大学宇宙航空研究所で行なわれた計算<sup>7), 8)</sup>が、公表されたものとしては唯一のものであろう。米国では計算機を駆使して相当に研究されているものと思われるが、計算法やプログラムの詳細に関してはあまり発表されていない。比較的ていねいに書かれている報告としては、Brown<sup>17)</sup>、Fogarty and Howe<sup>18)</sup>、Hintze

<sup>19)</sup>などの論文があるが、いずれもブロック図の中に重要な計算式を書き込んであるだけで、細部は全く省略されており、たとえばロールのダンピングの係数を常数として扱っているのか、それとも何かの関数として計算しているのか、というような点に関しては記述がないのであまり参考にはならない。Hintze<sup>19)</sup>の論文には制御系のモデル化に関してはかなり詳しく論じられているが、空力的な特性については簡略化したモデルしか示されていない。

剛体の六自由度の運動方程式を作ること自体は、古典力学の応用だけなので特に困難な問題ではないが、空気力学的およびロケット工学的諸特性をどのようにモデル化するか、という問題に関しては種々の議論があり、たとえば超音速におけるマグナス効果とか、ピッチングとローリングの空力的な干渉とかスピンがある場合のジェット・ダンピング<sup>14), 15)</sup>など、今後まだ研究を要する課題が多く残されている。また数値計算に関しては、オイラ角の特異点の問題<sup>13)</sup>があり、プログラミングに関しては記憶容量不足の対策その他の問題がある。これらの諸点に関し、(未解決のものは致し方ないが)できる限りの検討を行ない、妥当性のある計算式を作るよう努力した。

作成したプログラムTC-2は、汎用で使い易いように配慮してあり、推力のミスアラインメント、翼のミスアラインメント、風速風向の高度変化などの外乱の影響を見ることができ、各種の燃焼方式に対応する慣性モーメントの時間的变化の近似式を用意してあること、計算結果がXYプロッタでグラフ表示でき

\* 昭和43年5月27日受付

\*\* 計測部

\*\*\* 宇宙開発推進本部

ることなどが特長である。入力データの形式は先に発表したTC-1に準ずる。東京大学宇宙航空研究所のプログラムは詳細が発表されていないので十分な比較はできないが、東大の計算式が地球の丸みと自転を入れて大域的な計算を主眼にしているのに対し、当所では地球の自転を入れた計算は別のプログラムにまかせ、特定の段だけの比較的短かい時間の問題だけを対象にして地球自転と丸みを無視して計算しているので、本プログラムは、このような限られた問題に関しては、計算が簡単化されているので速く、誤差の混入の可能性も少ないはずである。

本プログラムでは、一応、制御系の計算は入れてない。簡単な例については、制御のある場合の計算も試験的に行なってみたが、制御系のモデルで現実のものに近いものを作ること自体がかなり研究を要する問題なので、ここでは割愛した。誘導と制御系を含むシミュレーションは現在当研究所データ処理研究室を中心に研究が進められているので、その種の解析も近い将来にはルーチン化して処理されるようになると思う。

本研究を進めるに当り、ロケット部の五代富文技官および宇宙開発推進本部の斎藤勝利技官から貴重な助言をいただいた。運動方程式の構成その他については、汎用飛行シミュレータの報告<sup>10)</sup>に負うところが多い。

## 2. 記 号

$b$	安定翼の翼幅 (常数)	m
$C_D$	抗力係数 (マッハ数の関数)	
$C_{lp}$	横揺れ減衰モーメント係数 (常数)	
$C_{mq}$	縦揺れ減衰モーメント係数 (常数)	
$C_{nr}$	偏揺れ減衰モーメント係数 (常数)	
$C_{Na}$	法線力係数 (マッハ数の関数)	
$C_{Y\beta}$	横力係数 (マッハ数の関数)	
$C_S$	音速 ( $Z_E$ の関数)	m/s
$D$	抗力 ((8)式)	ton
$g$	重力加速度 (逆2乗法則で計算)	m/s <sup>2</sup>
$g_0$	重力加速度 (海面上の値, 常数)	m/s <sup>2</sup>
$I_{p0}$	燃料だけの慣性モーメント (発射前, $y_B$ 軸回り, 常数)	ton·m·s <sup>2</sup>
$I_S$	機体だけの慣性モーメント ( $y_B$ 軸回り, 常数)	ton·m·s <sup>2</sup>
$I_{SXB}$	機体だけの慣性モーメント ( $x_B$ 軸回り, 常数)	ton·m·s <sup>2</sup>
$I_{sp}$	比推力 (常数)	s
$I_{xB}$	全機の慣性モーメント ( $x_B$ 軸回り, (29)式)	ton·m·s <sup>2</sup>
$I_{yB}$	全機の慣性モーメント ( $y_B$ 軸回り, (22)式)	ton·m·s <sup>2</sup>
$I_{zB}$	同上 ( $z_B$ 軸回り, (22)式)	ton·m·s <sup>2</sup>
$l$	機体全長 (常数)	m
$l_{CG}$	重心位置 ( $= (m_p l_{CGp} + m_s l_{CGs}) / m$ )	m
$l_{CGp}$	燃料だけの重心位置 (機体先端より)	m
$l_{CGs}$	機体だけの重心位置 (同上, 常数)	m
$l_{cp}$	空力中心位置 (同上, マッハ数の関係)	m
$l_{TM}$	推力ミスアラインメントの作用点位置 (常数)	m
$m$	質量 (全機の, $= m_p + m_s$ )	ton·s <sup>2</sup> /m
$m_p$	同上 (燃料のみ, $= m_{p0} - \int T/g_0 l_{sp} dt$ )	ton·s <sup>2</sup> /m
$m_{p0}$	同上 (同上, 燃焼前の値常数)	ton·s <sup>2</sup> /m
$m_s$	同上 (機体のみ, 常数)	ton·s <sup>2</sup> /m
$M_{FM}$	安定翼のミスアラインメントによる	
	$x_B$ 軸回りのモーメント ((15)式)	ton·m
$M_p$	$x_B$ 軸回りのモーメント ((14)式)	ton·m
$M_q$	$y_B$ 軸回りのモーメント (同上)	ton·m
$M_r$	$z_B$ 軸回りのモーメント (同上)	ton·m
$N$	法線力 ((8)式)	ton
$p$	$x_B$ 軸回りの角速度 ((5)式を積分して求める)	rad/s
$q$	$y_B$ 軸回りの角速度 (同上)	rad/s
$r$	$z_B$ 軸回りの角速度 (同上)	rad/s
$r_{f0}$	固体燃料の内半径 (常数)	m
$R_{f0}$	固体燃料の外半径 (常数)	m
$R_0$	地球の半径 (常数)	m
$S$	基準断面積 (常数)	m <sup>2</sup>
$t$	時間	s
$t_{B0}$	燃焼時間 (常数)	s
$T$	推力 ( $t$ の関数)	ton
$V_a$	対気速度 ((12)式)	
$V_{axB}, V_{ayB}, V_{azB}$	対気速度の機体座標成分 ((11)式)	m/s
$V_{xB}, V_{yB}, V_{zB}$	速度の機体座標成分 ((4)式を積分して求める)	m/s
$V_{xE}, V_{yE}, V_{zE}$	速度の地面座標成分 ((2)式)	m/s
$x_B, y_B, z_B$	機体座標	m
$x_E, y_E, z_E$	地面座標	m
$Y$	横力 ((8)式)	ton

$\alpha$	迎え角 ((13)式)	rad
$\beta$	横すべり角 ((13)式)	rad
$\delta$	翼のミスアラインメントの角度 (常数)	rad
$\varepsilon$	推力ミスアラインメントの角度 (常数)	rad
$\rho$	大気密度 ( $z_E$ の関数)	$\text{ton} \cdot \text{s}^2 / \text{m}^4$
$\theta$	縦揺れ角 ((6)式および(26)式より求める)	rad
$\phi$	横揺れ角 (同 上)	rad
$\psi$	偏揺れ角 (同 上)	rad

### 3. 座 標 系

機体座標系  $x_B, y_B, z_B$  は、機体重心を原点とし、航空関係の慣習に従って、機軸前向きを  $x_B$  軸、右向きを  $y_B$  軸、下向きを  $z_B$  軸 ( $y_B$  および  $z_B$  の向きに関しては  $\theta = \phi = \psi = 0$  の場合) とする (図 1)。各軸まわりの角速度およびモーメントは、軸の正方向をみて時計回りを正とする (したがって、頭上げ、右下げ、右首振り) が正である。図 1)。オイラ角  $\theta, \phi, \psi$  についても同様である。

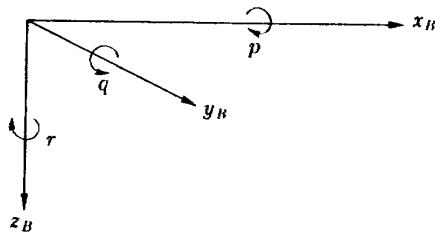


図 1 座標系、角度および角速度の正方向

地面座標系は、慣習とは逆になるが、便宜上、鉛直上向きを  $z_E$  軸の正方向と定めた。このようにすると  $z_E$  の値がそのまま高度を表わすので式やプログラムが少し簡単になり、過去に発表した計算式<sup>9)</sup>との対応もつけやすい。 $x_E$  軸は水平面内ならば任意にとって

よいが、発射方向に  $x_E$  軸をとれば  $x_E$  の値が水平飛しよう距離にほぼ等しくなるので便利である。 $x_E$  軸のとり方としては、このほかに東向きを正とする、という方式があり、これは風向きの影響を検討する場合に適している。右手系を構成する関係上、 $y_E$  軸は  $x_E$  軸の正方向をみて左向きが正になる。

抗力  $D$ 、横力  $Y$ 、法線力  $N$  は、それぞれ、空気力の  $-x_B$  方向、 $y_B$  方向、 $-z_B$  方向の成分とする。厳密に言えば、 $D$  は風軸に関する量であるが、航空機の場合と違って、大きな迎え角を保ったまま飛しようすることは少ないので、他の文献などでも、抗力と軸力は特に明確な区別はしていないようである。空力微係数の定義は、後述の (8) 式、(13) 式などから意味は明らかと思うが、念のため、通常の機体の場合の符号を掲げておくと、

$$C_{N\alpha} > 0, \quad C_{Y\beta} < 0, \quad C_D > 0 \\ C_{lp} < 0, \quad C_{mq} < 0, \quad C_{nr} < 0$$

迎え角および横すべり角の定義は

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{V_{azB}}{V_{axB}}, \quad \beta = \sin^{-1} \frac{V_{ayB}}{V_a}$$

この符号は、 $\alpha$  は頭上げが正、 $\beta$  は左首振りが正 (いずれも風の来る方をみて) である。 $\alpha, \beta$  の定義に對気速度を用いたのは風の影響を入れるためである。風速 (地面に対する) を  $V_w$  とし、その  $x_E, y_E, z_E$  成分を  $V_{wxE}, V_{wyE}, V_{wzE}$  とする。 $x_E$  軸を発射方向にとっておけば、 $V_{wxE} > 0$  のとき追風、 $V_{wxE} < 0$  のとき向風、 $V_{wyE} > 0$  のとき右からの横風、等々。一方、 $x_E$  軸を東向きにとった場合は、西風のとき  $V_{wxE} > 0$ 、南風のとき  $V_{wyE} > 0$  となる。

### 4. 運動方程式

飛しよう径路は各時点における速度を積分して行くことにより求められる。微分方程式の形で書けば、

$$\begin{pmatrix} \dot{x}_E \\ \dot{y}_E \\ \dot{z}_E \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{xE} \\ V_{yE} \\ V_{zE} \end{pmatrix} \quad (1)$$

この右辺は、機体座標に関して計算した速度を、座標変換することにより得られる。

$$\begin{pmatrix} V_{xE} \\ V_{yE} \\ V_{zE} \end{pmatrix} = A_{BE} \begin{pmatrix} V_{xB} \\ V_{yB} \\ V_{zB} \end{pmatrix} \quad (2)$$

ただし  $A_{BE}$  は、機体座標系から地面座標系への変換マトリクスで、

$$A_{BE} = \begin{pmatrix} \cos\theta \cos\psi & \sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi & \cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi \\ \cos\theta \sin\psi & \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi & \cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi \cos\theta & \cos\phi \cos\theta \end{pmatrix} \quad (3)$$

この式の中の  $\phi$ ,  $\theta$ ,  $\psi$  はオイラ角で, (6)式より求められる。

(2)式右辺の  $V_{xB}$ ,  $V_{yB}$ ,  $V_{zB}$  は, 機体座標系について表現した下記の運動方程式を積分することにより求められる。

$$\begin{cases} \dot{V}_{xB} = (T_{xB} - D)/m + (rV_{yB} - qV_{zB}) + G_{xB} \\ \dot{V}_{yB} = (T_{yB} + Y)/m + (pV_{zB} - rV_{xB}) + G_{yB} \\ \dot{V}_{zB} = (T_{zB} - N)/m + (qV_{xB} - pV_{yB}) + G_{zB} \end{cases} \quad (4)$$

第1項は推力および空気力によるもの, 第2項は機体座標系が回転するために現れるコリオリの力によるもの, 第3項は重力による加速度である。各項の計算法については後に詳述する。回転運動に関しては,

$$\begin{cases} \dot{p} = \{(I_{yB} - I_{zB})qr + M_p\}/I_{xB} \\ \dot{q} = \{(I_{zB} - I_{xB})rp + M_q\}/I_{yB} \\ \dot{r} = \{(I_{xB} - I_{yB})pq + M_r\}/I_{zB} \end{cases} \quad (5)$$

分子の第1項はジャイロ効果によるもの, 第2項はその他のモーメントで,  $M_p$ ,  $M_q$ ,  $M_r$  の内訳は (14)式のとおりである。オイラ角は,  $p$ ,  $q$ ,  $r$  より,

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \tan\theta (q\sin\phi + r\cos\phi) \\ \dot{\theta} = q\cos\phi - r\sin\phi \\ \dot{\psi} = (q\sin\phi + r\cos\phi)\sec\theta \end{cases} \quad (6)$$

を積分して求める。ただし  $\theta=90^\circ$  の近傍においては  $\tan\theta$  の値が異常に大きくなって積分ができなくなるので, 後に述べる方法により処理する。

つぎに各項の計算法を簡単に説明すると, (4)式の推力の項は, 推力軸が機軸と完全に一致していれば,

$$T_{xB} = T, \quad T_{yB} = T_{zB} = 0 \quad (7)$$

であるが, ミスアラインメントなどがあれば, その補正が必要になる。推力軸を  $x_B$ - $y_B$  平面および  $x_B$ - $z_B$  平面に射影し, それと  $x_B$  軸とのなす角を, それぞれ  $\varepsilon_r$  および  $\varepsilon_q$  とすれば, 厳密に書くと,

$$\begin{cases} T_{xB} = T \cos \varepsilon_q \cos \varepsilon_r \\ T_{yB} = T \sin \varepsilon_r \\ T_{zB} = T \sin \varepsilon_q \end{cases} \quad (7')$$

$\varepsilon$  は微小として近似式で置きかえれば

$$\begin{cases} T_{xB} = T \\ T_{yB} = T\varepsilon_r \\ T_{zB} = T\varepsilon_q \end{cases} \quad (7'')$$

となる。通常は, ミスアラインメントは非常に小さいから(7)式で十分であると考えられるが, 推力方向制御の計算を行なう場合などに応用するときには, せめて(7'')式程度の考慮は必要となるであろう。(7)と(7')とでは計算時間は大差ないし,  $\varepsilon_q$ ,  $\varepsilon_r$  が一定とすれば(7')としても時間の損にはならないから, 本プログラムでは一応(7')式で計算している。

空気力  $D$ ,  $Y$ ,  $N$  は, 次式で計算する。

$$\begin{cases} D = (1/2) S \rho V_a^2 C_D \\ Y = (1/2) S \rho V_a^2 C_{Y\beta} \beta \\ N = (1/2) S \rho V_a^2 C_{N\alpha} \alpha \end{cases} \quad (8)$$

ロケットは航空機と異なり, 大きな迎え角を保ちながら大きな揚力を発生して飛ぶということがないので, 誘導抵抗の項, あるいは  $\alpha^2$ ,  $\beta^2$  の項などは無視しても問題ないとする。上式中の対気速度  $V_a$  および迎え角, 横すべり角は, つぎのようにして求める。3ページで定義した対地風速ベクトル ( $V_{wxE}$ ,  $V_{wyE}$ ,  $V_{wzE}$ ) を機体座標系に変換する。

$$\begin{pmatrix} V_{wxB} \\ V_{wyB} \\ V_{wzB} \end{pmatrix} = A_{EB} \begin{pmatrix} V_{wxE} \\ V_{wyE} \\ V_{wzE} \end{pmatrix} \quad (9)$$

ただし  $A_{EB}$  は, 地面座標系から機体座標系への変換マトリクスで, (3)式の  $A_{BE}$  を転置したものに等しい。すなわち

$$A_{EB} = A_{BE}^{-1} = A_{BE}^T \quad (10)$$

対気速度はこれから

$$\begin{pmatrix} V_{axB} \\ V_{ayB} \\ V_{azB} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{xB} - V_{wxB} \\ V_{yB} - V_{wyB} \\ V_{zB} - V_{wzB} \end{pmatrix} \quad (11)$$

および

$$V_a = \sqrt{V_{axB}^2 + V_{ayB}^2 + V_{azB}^2} \quad (12)$$

により求められ,

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{V_{azB}}{V_{axB}}, \quad \beta = \sin^{-1} \frac{V_{ayB}}{V_a} \quad (13)$$

で迎え角と横すべり角が得られる。

(5)式の  $M_p$ ,  $M_q$ ,  $M_r$  は, 次式で計算する。こま

かく考えると、このほかにも多くの要因があるが、式だけ立ててもデータが入手も推定もできないならば結局は計算できないことになるので、一応、最重要と考えられる項だけ集めてみたものである。

$$M_p = M_{FM} + \frac{1}{2} \rho S V_a^2 \frac{d^2}{2V_a} C_{lp} \cdot p + r_{pc} F_{pc} + M_{Tp} + M_{Jp}$$

$$M_q = -(l_{cp} - l_{cg}) N + \frac{1}{2} \rho S V_a^2 \frac{l^2}{2V_a} C_{mq} q + (l_{qc} - l_{cg}) F_{qc} + T(l_r - l_{cg}) \sin \varepsilon_q + M_{Jq}$$

$$M_r = -(l_{cp} - l_{cg}) \gamma + \frac{1}{2} \rho S V_a^2 \frac{l^2}{2V_a} C_{nr} r + (l_{rc} - l_{cg}) F_{rc} + T(l_r - l_{cg}) \sin \varepsilon_r + M_{Jr} \quad (14)$$

これらの第1項は空気力による加速側のモーメント、第2項は空気力による減衰モーメント、第4項は推力のミスアラインメントなどによるモーメント、第5項はジェット・ダンピング・モーメントである。第3項は、姿勢制御用の補助ロケットエンジンを作動させた場合の解析用に付けておいた項で、 $F_{pc}$ 、 $F_{qc}$ 、 $F_{rc}$ が制御力、 $r_{pc}$ 、 $l_{qc}$ 、 $l_{rc}$ がその作用点位置 ( $l_{pc}$ は機軸からの距離、 $l_{qc}$ 、 $l_{rc}$ は先端からの距離) であるが、制御のない場合には外乱 (たとえば前段切離しの衝撃) をこの形に入れることができる (図2)。

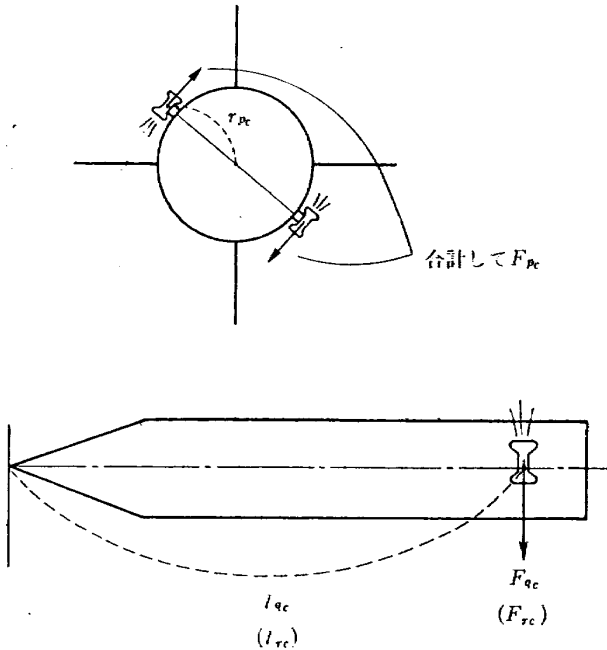


図2 制御モーメント

$M_{FM}$  としては一応、尾翼のミスアラインメントによるものだけを考えれば十分であろう。いま仮に尾翼は4枚とし、そのミスアラインメントの角度 (図3) を  $\delta_1$ 、 $\delta_2$ 、 $\delta_3$ 、 $\delta_4$  とし、翼の法線力係数 (1枚当たり) を  $C_{N\delta}$ 、空力中心位置 (機軸からの距離、片翼だけについて) を  $r_{FCP}$  とすれば、 $M_{FM}$  は4枚の翼の生ずるモーメントの和として次式より求められる。

$$M_{FM} = \sum_{i=1}^4 \left( \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{N\delta} \delta_i r_{FCP} \right) \quad (15)$$

実際の計算の時には、総和を毎回とるのは無駄であるから、

$$\delta = \sum_{i=1}^4 \delta_i$$

と置いて

$$M_{FM} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{N\delta} \delta r_{FCP} \quad (15')$$

により  $M_{FM}$  を計算する。

ジェット・ダンピングに関しては種々の議論があるがこの方面の研究の古典とされている Rossr<sup>20)</sup> の理論によれば基礎となる式は

$$M_{Jq} = -(\dot{m} k^2 + \overline{m} k^2 - \dot{m} r_e^2) q \quad (16)$$

ただし  $k$  は回転半径 ( $m k^2 = I$ )、 $r_e$  は重心からノズル出口までの距離である。 $\overline{k^2}$  は正確に書けば  $dk^2/dt$  である。この式はこのままでは  $\overline{k^2}$  の計算に不便なので Davis<sup>21)</sup> らは燃料重心位置が急激に変化しないという仮定を入れて次記のように変形した。

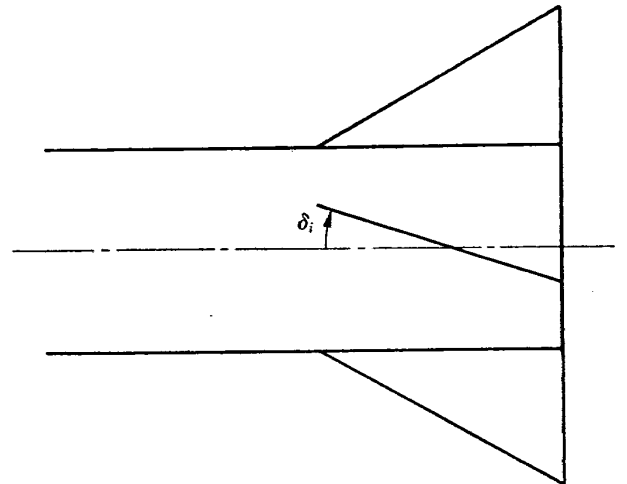


図3 尾翼のミスアラインメント

$$M_{Jq} = -[\dot{I}_p + \dot{m}\{(l_{CG} - l_{CGP})^2 - r_e^2\}] q \quad (16')$$

本資料のプログラムは、この式で  $M_{Jq}$  を計算している。ただし  $r_e$  のかわりに  $(l - l_{CGP})$  を用いている。 $\dot{I}_p$  は正確なデータが入手できれば、それを使用したいところであるが、それが不可能な場合、内面燃焼で燃料の充てんおよび燃焼速度が軸方向に関して一様であると仮定すれば

$$\dot{I}_p = \frac{\dot{m}}{m_{p0}} I_{p0} - \left(\frac{m_s}{m}\right)^2 (l_{CGP} - l_{CGS})^2 \dot{m} \quad (17)$$

また端面燃焼の場合には

$$\begin{aligned} \dot{I}_p = & \frac{\dot{m}}{m_{p0}} I_{p0} - \left(\frac{m_s}{m}\right)^2 (l_{CGP} - l_{CGS})^2 \dot{m} \\ & + \frac{2m_s}{t_{B0}} \left(1 - \frac{m_s}{m}\right) (l_{CGP} - l_{CGS}) \end{aligned} \quad (17')$$

等の式により一応の推定ができる。

(16), (16') 式はピッチングに関するダンピングであるが、ヨーイングに関しては同様に

$$M_{Jr} = -(\dot{m}k^2 + \overline{mk'^2} - mr_e^2) r \quad (18)$$

または

$$M_{Jr} = -[\dot{I}_p + \dot{m}\{(l_{CG} - l_{CGP})^2 - r_e^2\}] r \quad (18')$$

また、ロールに関して同じ考え方で減衰モーメントを求めると、

$$M_{Jp} = -(\dot{I}_p - \dot{m}r_e'^2) p \quad (19)$$

となる。ただし  $\dot{I}_p$  は燃料の機軸回りの慣性モーメント、 $r_e'^2$  は

$$r_e'^2 = (\text{ノズル半径})^2/2$$

これに相当する式は、たとえば文献<sup>14)</sup>に見られる。

以上に述べた古典的な理論においては、重心の移動による慣性モーメントの変化と、外部に出て行く燃焼気体が持ち去る角運動量だけが考慮されているが、さらにさかのぼってその減衰の成因を考えると、エンジンの中をノズルに向かって流れる気体の慣性と、ある角速度で回転する機体とそれに付属したエンジン内壁、そこに生ずる迎え角と揚力、というようなものが考慮されなければならない。しかしそれは非常に困難な問題であって、いろいろな研究が発表されているが計算は複雑で(偏微分方程式を解くことになる)スピンの解析に挿入するには適当でない。非常に簡単化した理論としては<sup>16)</sup>、固体ロケットの場合

$$M_{Jq} = -\dot{m} \left\{ \frac{1}{3} (l_n^2 + l_n l_0 + l_0^2) - r_e^2 \right\} q \quad (20)$$

(ただし  $l_n$  は燃料の後端、 $l_0$  は前端の位置、いずれも重心からの距離) また液体ロケットの場合

$$M_{Jq} = -\dot{m} (l_e^2 - l_0^2) q \quad (21)$$

というような計算式が提案されているが、この程度の理論では(16)式より格段に精密になったということにもならないので一応(16)式等を用いておいた。数値的には、あまり大きな差は出ないようである。

次に(5)式の計算に必要な慣性モーメント  $I_{xB}$ ,  $I_{yB}$ ,  $I_{zB}$  について述べる。これらは時間的に質量が減少し重心も移動するので各時点で計算しなおすことが必要である。まず  $I_{yB}$  と  $I_{zB}$  に関しては、(17) または (17') を積分すれば  $I_p$  が得られ、これと  $I_s$  を組み合わせれば  $I_{yB}$  ( $=I_{zB}$ ) が得られる。あるいは直接に

$$I_{yB} = \frac{m_p m_s}{m} (l_{CGP} - l_{CGS})^2 + \frac{I_{p0} \cdot m_p}{m_{p0}} + I_s \quad (22)$$

(燃焼が前後方向に一様な場合)等の式で計算することもできる。 $I_{xB}$  は推薬の形状により、個々のロケットに適合した式で計算しなければならないが、初期設計の段階でまだ形状も未決定の場合には文献<sup>11)</sup>などを参照して適当に推定して計算を進めるほかない。最も簡単な例としては端面燃焼の場合

$$I_{xB} = I_{sx} + m_p \cdot (\text{燃料の半径})^2/2 \quad (23)$$

内面燃焼で内部切口が円形の場合

$$I_{xB} = I_{sx} + m_p \left\{ \frac{R^2 f_o + r^2 f_o}{2} + \frac{R^2 f_o - r^2 f_o}{2} \left(1 - \frac{m_p}{m_{p0}}\right) \right\} \quad (23')$$

運動方程式は以上のとおりであるが、プログラムの上では空気のほとんどない所では ( $z_E > 90\text{km}$ ) 空力関係の計算はスキップするようになっている。

## 5. オイラ角の特異点について

オイラ角を計算する(6)式は  $\theta = 90^\circ$  において  $\dot{\phi}$  と  $\dot{\psi}$  が無限大となり計算の続行が不能になる。 $\theta = 90^\circ$  というケースはロケットの垂直発射などの場合にきわめて重要であるので、この対策を考えておかなければならない。

その一つの解決策は座標系を回転することで、鉛直上方に  $x_E$  軸をとればよい。この場合は重力の向きそ



の他二三の変更をするだけで前節の方程式はほとんどそのまま成立する。しかし時間が経過して機軸が水平まで傾いてきた時に再び特異点の問題が出てくることになる。

もう一つの解決策としては、C. Grubin の研究がある。 $p, q, r$  と  $\phi, \theta, \psi$  との関係

$$\begin{cases} \dot{p} = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{q} = \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi \\ \dot{r} = \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{cases} \quad (24)$$

を  $\dot{\psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$  について解くと(6)式が得られるが、これは書き換えると

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \sin \theta \cdot \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} & (25-1) \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi & (25-2) \\ \dot{\psi} = \frac{q \sin \theta + r \cos \theta}{\cos \phi} & (25-3) \end{cases}$$

となる。 $\theta \rightarrow 90^\circ$  の時に問題になる(25-1)式の右辺第2項と(25-3)式の右辺の、 $\theta \rightarrow 90^\circ$  の極限値を計算すると

$$\lim_{\theta \rightarrow 90^\circ} \frac{q \sin \theta + r \cos \theta}{\cos \phi} = - \frac{\dot{q} \sin \phi + \dot{r} \cos \phi + \dot{\theta} \phi}{\dot{\theta}}$$

これに(25-2)式を入れ、(25-1)、(25-3)を用いて解くと

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \frac{p}{2} - \frac{\dot{q} \sin \phi + \dot{r} \cos \phi}{2\dot{\theta}} \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = - \frac{p}{2} - \frac{\dot{q} \sin \phi + \dot{r} \cos \phi}{2\dot{\theta}} \end{cases} \quad (26)$$

となる。本プログラムでは  $\theta = 90^\circ$  の近傍において、この式に切り換えて計算を行なうことにした。

## 6. 数 値 積 分 法

積分公式は TC-1 の場合<sup>9)</sup> と同じ Runge-Kutta-Gill 法を用いている。積分間隔  $h$  は次のように自動的に設定される。

- (1) スピンがかかっている、コースティングをしている間は1回転に5ステップ、すなわち

$$h = 2\pi/5p$$

- (2) スピンがかかっている、燃焼中の場合は

$$h = 2\pi/10p$$

ただし推力曲線の読み取り間隔  $h_{TH}$  の方が小さい場合は

$$h = h_{TH}$$

- (3) スピンのない場合は

$$h = \begin{cases} \min(0.005, h_{TH}) & \text{燃焼中} \\ 0.01 & \text{燃焼後} \end{cases}$$

この方程式で決定される  $h$  はかなり粗いキザミである。もっとこまかくすれば精度的に好ましいが計算時間が長くなる。逆にこれ以上粗くすると発散して計算不能になる危険がある。これまでの経験によれば、上記の程度の間隔が適当なようである。

## 7. 使 用 法

スピンを含む飛しょう運動計算のプログラムを以上の解析に従って開発したが、それを使用する際次の準備が必要である。なお、メインプログラムその他は本計算センタに用意されている。

- (i) ロケットの推力の時間的変化を表わすサブプログラム THISP1 を作成する。
- (ii) 抗力係数とマッハ数との関係を表わすサブプログラム CD1 を作成する。
- (iii) 揚力係数とマッハ数との関係を表わすサブプログラム CNA1 を作成する。
- (iv) 翼部分の揚力係数とマッハ数との関係を表わすサブプログラム DCNAA1 を作成する。
- (v) 空力中心位置とマッハ数との関係を表わすサブプログラム LCPN1 を作成する。
- (vi) ロケット燃焼型式が、端面燃焼、管状全面燃焼、管状内面燃焼以外の場合には、機体ロール軸まわりの質量慣性モーメント  $I_{xB}$  の時間的変化を表わすサブプログラム IX1 を作成する。
- (vii) 機体諸元(機体重量、全長など)、発射条件(発射角度、ランチャ長さなど)および計算条件(計算開始時刻、計算打ち切り時間、XYプロッタで描かせるべきグラフの指定など)を表わすデータカードを作成する。
- (viii) 風の影響を計算する場合には、風のデータとして、高度に対する風速、風向の関係を表わすデータカードを作成する。

上述の諸手続きのうち、(i)・(ii)・(iii)・(iv)・(v)は、NAL TM-109<sup>9)</sup> と同じ手法であるが、このプログラムは単段式ロケット(多段式ロケットの場合には、1段ずつ区分けして計算する)を扱うようになっている点が異なる。以下、これらを具体的に順を追って説明する。

C式番号	つづき番号				
1	567	10	20	30	40
\$THISP1			HARP		
			SUBROUTINE THISP1		
			COMMON/THR/TH(200),HTH,THBAI/AE/AE,P0/ISPP/ISP		
			REAL ISP		

図4 THISP1 の書き出しの定形

C式番号	つづき番号				
1	567	10	20	30	40
\$CNA1			HARP		
			SUBROUTINE CNA1		
			COMMON/CNAA/CNAM(20),CNAL(20)		

図7 CNA1 の書き出しの定形

C式番号	つづき番号				
1	567	10	20	30	
			TH(1)=154.0		
			TH(2)=155.0		
			----		
			----		
			THBAI=17.0*235.0/(154.0*26.0)		
			HTH=0.5		
			ISP=21.0		
			AE=2.05		
			PQ=101.325		
			RETURN		
			END		

図5 THISP1 の記入例

C式番号	つづき番号				
1	567	10	20	30	40
\$CD1			HARP		
			SUBROUTINE CD1		
			COMMON/CD0/CDMACH(2,20),CDLINE(2,20)		

図6 CD1 の書き出しの定形

## [THISP1]

このサブプログラムは、NAL TM-109<sup>9)</sup> に準じて図4の通りの書き出しの定形を有し、図5のごときのデータを添えればよい。

(注意1)  $TH(n)$  の  $n$  は200を越えてはならない。

言い換えれば、推力時間曲線の読み取り間隔は、読み取る点が200点以下になるように取らなければならない。

(注意2) 単位は、推力は ton、読み取り間隔 HTH および比推力 ISP は秒、ノズルの出口面積 AE は  $m^2$ 、推力試験時の気圧 P0 は 0.1 mb である。

## [CD1]

このサブプログラムも、NAL TM-109 に準じ、抗

力係数とマッハ数との関係を示すもので、図6のとおり書き出しの定形をもっている。燃焼中およびコースティング中の係数の区別は次のようにする。

CDLINE (1,  $n$ ) = 燃焼中の抗力係数の値

CDLINE (2,  $n$ ) = コースティング中の抗力係数値

CDMACH (1,  $n$ ) = 燃焼中のマッハ数

CDMACH (2,  $n$ ) = コースティング中のマッハ数

(注意1) 計算途中で実際に現われるマッハ数が、予測できない場合には、最後のマッハ数値（抗力係数曲線の折線近似で最大のマッハ数の値）を十分に大きな値にしておく必要がある。これを怠るとメモリエラーが出て計算は正しく行なわれず計算機は演算を中止してしまうことがある。この処置は、他のサブプログラム、CNA1, DCNAA1, LCPN1についても同様である。

(注意2) 抗力係数の折線近似の読み取り点の個数は最大20個である。すなわち、上記の CDLINE( $i, n$ ), CDMACH( $i, n$ ) ただし、 $i=1, 2$  の  $n$  は20以下であること。

## [CNA1]

このサブプログラムは、抗力係数曲線と同様、揚力係数とマッハ数との関係を表わす図11のグラフを折線近似で表わすプログラムであり、図7のとおり書き出しの定形を有している。

CNAM( $n$ ) = マッハ数

CNAL( $n$ ) = 揚力係数

であり、 $n$  は20以下に押さえ、サブプログラムの最後は RETURN および END を書く。

## [DCNAA1]

翼部分の揚力係数とマッハ数との関係を表わす曲線を、図12のごとく折線近似で表わすサブプログラムであり、図8のとおり書き出しの定形を有している。折線頂点の座標は、

DCNAM( $n$ ) = マッハ数

DCNAL( $n$ ) = 翼の揚力係数

C式番号	つづき番号
1	567 10 20 30 40
\$DCNAA1	HARP
	SUBROUTINE DCNAA1
	COMMON/DCNAB/DCNAM(20),DCNAL(20)

図 8 DCNAA1 の書き出しの定形

C式番号	つづき番号
1	567 10 20 30 40
\$LCPN1	HARP
	SUBROUTINE LCPN1
	COMMON/LCPNM/LCPNM(20),LCPNL(20)
	REAL LCPNM,LCPNL

図 9 LCPN1 の書き出しの定形

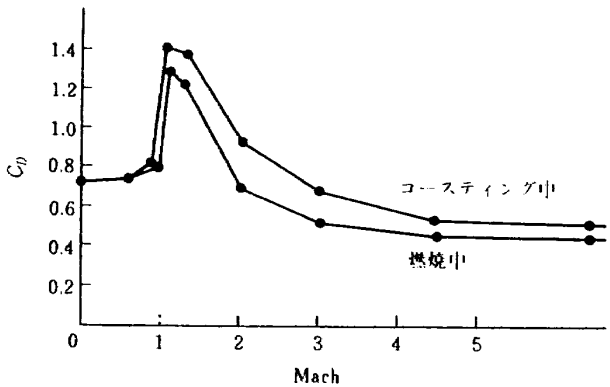


図 10 抗力係数

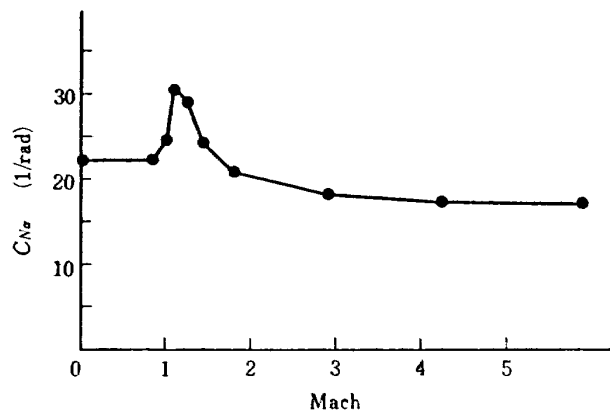


図 11 揚力係数

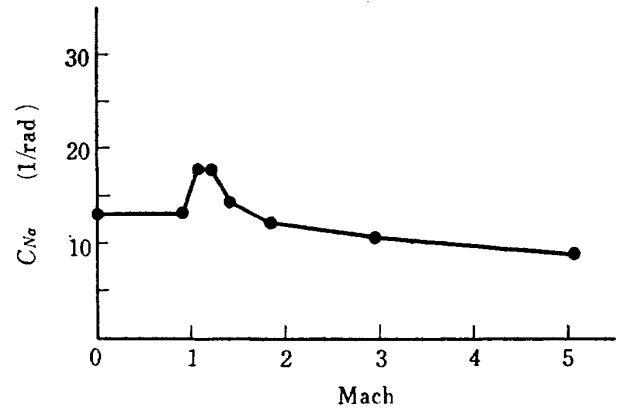


図 12 翼のみの揚力係数

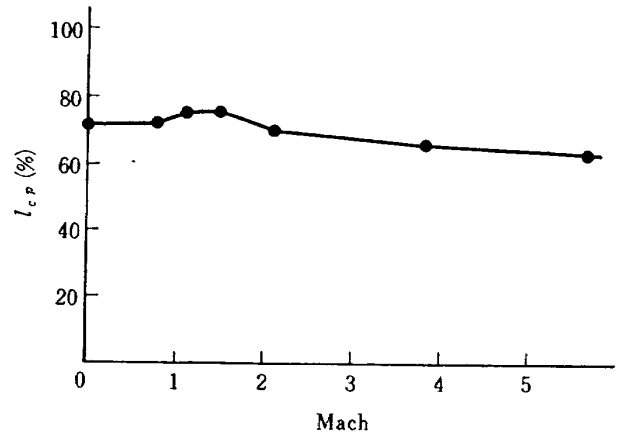


図 13 空力中心位置

C式番号	つづき番号
1	567 10 20 30 40
\$IX1	HARP
	SUBROUTINE IX1
	COMMON/IXX/IX(20),HIX
	REAL IX
	IX(1)=
	IX(2)=
	.....
	HIX=
	RETURN
	END

図 14 IX1 の形式 (その1)

C式番号	つづき番号
1	567 10 20 30
\$IX1	HARP
	SUBROUTINE IX1
	COMMON/IXX/IX(20),HIX
	REAL IX
	RETURN
	END

図 15 IX1 の形式 (その2)

の形式で表わし、読み取り頂点個数  $n$  は20以下に押さえる。このサブプログラムの最後にも、RETURN および END をつける。

#### [LCPN1]

機体の空力中心の位置とマッハ数との関係を表わすグラフを図13のごとく折線近似で表わすサブプログラムであり、図9のとおり書き出しの定形を有している。折線頂点の座標は、

$$\text{LCPNM}(n) = \text{マッハ数}$$

$$\text{LCPNL}(n) = \text{空力中心位置 (機体先端からの距離を機体全長に対する\%で表わした値)}$$

の形式で表わし、読み取り頂点の個数  $n$  は20以下に押さえる。このサブプログラムの最後にも、RETURN および END をつける。

#### [IX1]

機軸まわりの慣性モーメントの時間的変化を表わすサブプログラムで、図14のとおり定まった形式になる。ただし、燃焼形式が端面燃焼、管状全面燃焼、管状内面燃焼のいずれかの場合には、図15のとおりにすればよい。

$$\text{IX}(n) = \text{機軸まわりの慣性モーメント}$$

$$\text{HIX} = \text{慣性モーメント時間曲線の読み取り間隔時間。}$$

ただし、IX( $n$ )の  $n$  は20以下に押さえる。すなわち、慣性モーメント時間曲線の読み取り間隔は燃料の燃焼時間の1/20以上を取る必要がある。なお、燃焼終了後は慣性モーメントは一定値(機体構造部のみに依るもの)になるように設定される。単位は、HIX は sec IX は  $\text{ton} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2$  である。

#### [データカード]

機体諸元、発射条件、計算条件を表わすデータカードは以下のような形状で作成する。

先頭カードは、タイトル、データカードの枚数、描かせるグラフの数および風のデータ数を次のとおりにパンチする。

タイトル      52       $m$        $n$

タイトルは、8字(英字、数字、記号〔ブランクを含む〕)で使用者が適当に決めて書く。次の「52」は機体諸元その他で本プログラムで計算するに当り必要な入力データ数である。 $m$  はXYプロットで描かせるグラフの数の指定で、2桁の数字( $m < 10$ の場合には頭に0を付ける)にして第21字目と第22字目に書く。 $n$  は風のデータ数(風のデータは高度に対する風向、風速の値を1組として用いるから、風のデータ数として

は、その組数)を2桁の数字( $n < 10$ の場合には頭に0を付けて)で、第31字目と第32字目に書く。

機体諸元、発射条件および計算条件(計算初期値、計算打ち切り、計算結果の処置など)を指定する52枚のデータカードはすべて、指定諸元を表わす項目名を第1字目から書き出し、それに対応するデータ値または指定値は第11字目から書き出し、必ず小数点を付けて20桁以内(±の符号も含め)に書く。

機体諸元および計算指定諸元を表わす項目名およびその内容は次のとおりである。(カッコ内は単位)

WEIGHT	発射時全備重量	(ton)
WB $\bar{O}$	燃焼後の重量	(ton)
WPO	発射時燃料重量	(ton)
SB $\bar{O}$ DY	機体基準断面積	( $\text{m}^2$ )
SWING	翼基準断面積	( $\text{m}^2$ )
L	機体長さ	(m)
SPAN	翼スパン	(m)
LMP	機体の先端からピッチ面推力作用点までの距離	(m)
LMY	機体の先端からヨー面内推力作用点までの距離	(m)
RIRAGE	燃料の外半径	(m)
RISM $\bar{O}$ L	燃料の内半径	(m)
DCP	機軸から翼の圧力中心までの距離	(m)
LCGS	燃焼終了後の機体重心位置(機体先端からの距離)	(m)
LCGP	発射時の燃料のみの重心位置(機体先端からの距離)	(m)
IS	燃焼終了後の $x_B$ 軸まわりの慣性モーメント	( $\text{ton} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2$ )
IPO	発射時の $x_B$ 軸まわりの、燃料の慣性モーメント	( $\text{ton} \cdot \text{m} \cdot \text{sec}^2$ )
ISXO	燃焼終了後の機軸まわりの慣性モーメント	( $\text{ton} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2$ )
CLP	ロールダンピング係数	(1/rad)
CMQ	ピッチダンピング係数	(1/rad)
CNR	ヨーダンピング係数	(1/rad)
LRC	ロール外力作用点位置(機軸からの距離)	(m)
LPC	ピッチ外力作用点位置(機体先端からの距離)	(m)
LYC	ヨー外力作用点位置(機体先端からの距離)	(m)
FMA	翼のミスアライメント角度	(rad)

TMAP	推力のミスアライメント角度のピッチ方向成分 (rad)
TMAY	推力のミスアライメント角度のヨー方向成分 (rad)
X	発射時 (計算開始時) の $x$ 座標 (m)
Y	発射時 (計算開始時) の $y$ 座標 (m)
Z	発射時 (計算開始時) の高度 (m)
U	初速度の機軸方向成分 (m/sec)
V	初速度の機軸直角方向 ( $y_B$ 方向) 成分 (m/sec)
W	初速度の機軸直角方向 ( $z_B$ 方向) 成分 (m/sec)
P	発射時 (計算開始時) のスピン回転数 (r. p. s)
Q	発射時 (計算開始時) のピッチ角速度 (deg/sec)
R	発射時 (計算開始時) のヨー角速度 (deg/sec)
RÖLL	発射時 (計算開始時) の横揺れ角 (deg)
PITCH	発射時 (計算開始時) の上下角 (deg)
YAW	発射時 (計算開始時) の偏揺れ角 (deg)
FUKÖ	発射地点の風向 (真北を $0^\circ$ として時計まわりを正) (deg)
FUSOKU	発射地点での風速 (m/sec)
VWZ	上昇風 (下降風の時は負値) (m/sec)
LAUNCHER	ランチャー有効長さ (m)
T	計算開始時刻 (sec)
IGNITIÖN	燃料点火時刻 (計算開始時刻からの時間) (sec)
BÖTIME	燃焼時間 (点火から燃焼終了までの時間) (sec)
TEND	計算打ち切り時間 (計算開始時刻からの時間) (sec)
NENSHÖ	燃料の燃焼形式
PRINTTIME	計算結果のプリントの時間間隔 (sec)

SITEI 計算結果の処置の指定

燃焼形式の指定の NENSHÖ は次のように使用する。

NENSHÖ	1.0	は端面燃焼の場合
NENSHÖ	2.0	は管状全面燃焼の場合
NENSHÖ	3.0	は管状内面燃焼の場合
NENSHÖ	4.0	はその他の固体推進燃焼の場合
NENSHÖ	5.0	は液体推進の場合

〔グラフの指定〕

X-Yプロッタで描くことのできるグラフは 次の18種類である。

指定番号	グラフのタイトル
01	TIME—X
02	TIME—Y
03	TIME—Z
04	TIME—DV
05	TIME—V
06	TIME—MACH
07	TIME—DOATU
08	TIME—ALPHA
09	TIME—PITCH
10	Z—CV
11	Z—V
12	Z—MACH
13	Z—DÖATU
14	X—Y
15	X—Z
16	Y—Z
17	ALPH—BETA
18	PITCH—YAW

グラフの指定は次のとおりにする。

- データカードの中の SITEI を 2.0 又は 3.0 にする。(この SITEI データカードの使用法は、以下の〔計算結果〕の項を参照のこと。)
- データカードの先頭につける先頭カードの  $m$  を描かせるグラフの数に一致させる。(ただし、 $m < 10$  の時は頭に必ず 0 をつける。)
- 必要なグラフの種類は、指定番号により区別し、図16のような形式で書けばよい。すなわち、各グラフの指定番号を、データシートを用い、第1字目、第11字目、第21字目と10字おきに2桁の数字(ただし、小数点はつけない)で書けばよい。
- グラフが全然必要でない時は(すなわち、SITEI が 1.0 の時)、 $m$  は 0 0 とし (iii) の手続きは必要がない。

〔風のデータ〕

1	10	20	30	40
05	08	12	15	17

図 16 プロッターで描くグラフの種類の指定形式

1	10	20	30	40
0.0	500.0	1000.0	1500.0	2000.0
4000.0	4500.0	5000.0	5500.0	6000.0
10000.0	11000.0	12000.0	13000.0	14000.0

図 17 高層風の観測高度のデータ記入形式

1	10	20	30	40
350.0	340.0	285.0	271.0	270.0
290.0	278.0	250.0	235.0	262.0
271.0	275.0	281.0	273.0	265.0

図 18 高層風の風向のデータ記入形式

風の影響を考慮した計算を行う時は、各高度に対する風向、風速のデータを必要とする。この風のデータの作成は、つぎのように行う。

- (i) まず、風向、風速を観測した高度の値を低い順から図17のようにデータシートに記入する。
- (ii) つぎに、各高度に対応した風向のデータを図18のように記入する。
- (iii) 同様に、各高度に対応した風速のデータを図19のように記入する。

ただし、各データ値は必ず小数点を付け、10字以内の数字で（小数点も1字とみなす）記入する。さらに、データカードの先頭のカードの  $n$  は、高度データの数（風速または風向のデータ数でも同じ）に一致させる必要がある。風を考慮しない場合には、 $n$  を 00 にして、上記 (i), (ii), (iii) の手続きは全く必要ない。

(注意) 風のデータ数  $n$  は40以下に限る。

最高度以上では、風速は 0 (m/s) になる。

データカード作成上の注意点としては、

- (i) 左から10第字目までが項目名を書くところ、ここには定められた項目名を正確に、左側につめて書かなければいけない。ただし、項目名は最初の4字だけがデータカード識別に使用され、残りの字は利用者が見やすいように書くだけであるから、データカードの枚数が多くて書く手間がめんどうなときは第5字目以下を省略してもさしつかえない。
- (ii) 第11字目から第30字目までにはデータの値および指定すべき値が小数点を付けた数字で入るのであるが、この値は必ずしも左側につめて書く必要はない。ただし、必ず第30字目までには書き終わっていなければならない。
- (iii) 小数点、±の符号は各々1字としてマスの中に書く。

#### 〔データカードの配列〕

1 ケースだけの計算を行なう場合の標準的な配列は次のとおりである。

1	10	20	30	40
51.5	11.0	17.0	21.0	25.0
26.0	29.0	35.0	38.0	39.0
60.0	65.0	58.0	57.0	52.0

図 19 高層風の風速のデータ記入形式

タイトル 52  $m$   $n$

機体諸元の指定  
発射条件の指定  
計算条件の指定 } 合わせて52枚

グラフの種数の指定

風のデータ

\*\*\*END

ただし、機体諸元、発射条件および計算条件の指定カードの順序は任意でよい。

何ケースも続けて計算を行なう場合には

\*\*\*END

の前に、2 ケース目以下のデータカードを上と同じ形式、順序で入れる。この際、「タイトル」は各ケースごとに名前を付けると、計算結果の分類に便利である。

データカードの省略については、機体諸元、発射条件、計算条件の各指定が直前のケースと同じ内容のものは省略してもよい。したがって、省略しなかったものの枚数を「タイトル」カードの第11字目から2桁の数字で書く。（すなわち、10枚未満の場合は頭に0を必ず付けること。）

グラフの種類の指定に関しては、直前のケースと全く同じ種類のグラフである場合（順序は任意）は、「タイトル」カードの  $m$  を 00 にして種類指定のカードは省略できる。ただし、1種類でも異ったグラフを描きたい時は、必要とするグラフ全部の種類を指定することが必要である。

風のデータの省略に関しては、直前のケースの風のデータをそのまま使用する場合には、「タイトル」カードの  $n$  を -1 にして、高度・風速・風向のデータカードを全部省略することが可能である。

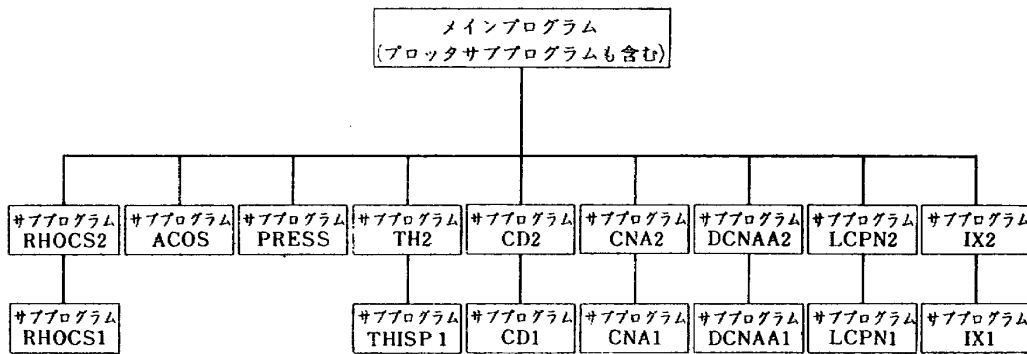


図 20 チェインジョブ構成図

〔全体のカードの配列〕

プログラムを含めた全体のカードの配列は次のとおりである。

\$	ID	HIJÖB
\$	SYSUT8	EQUAL E1
\$		HIJÖB
\$	TC2	HARP
\$	PLÖTSUB	LÖADERおよびバイナリデッキ
\$	AXISSUB	LÖADER //
\$	LINESUB	LÖADER //
\$	SCALESUB	LÖADER //
\$	ACÖS	LÖADER //
\$	RHÖCS2	LÖADER //
\$	RHÖCS1	LÖADER //
\$	PRESS	LÖADEP //
\$	TH2	LÖADER //
\$	CD2	LÖADER //
\$	CNA2	LÖADER //
\$	DCNAA2	LÖADER //
\$	LCPN2	LÖADER //
\$	IX2	LÖADER //

THISP1 のカード

CD1 のカード

CNA1 のカード

DCNAA1 のカード

LCPN1 のカード

IX1 のカード

\$ DATA

データカード

\$ EÖF

2 番目のカード \$ SYSUT8...は XYプロットを使用するためコントロールカードであり、5 番目以降のデ

ックは、すでに機械語として翻訳されているプログラムである。したがって、本プログラムを用いて、ロケットの飛しょう計算を行なおうとする場合には、そのロケット個々について、サブプログラム THISP1, CD1, CNA1, DCNAA1, LCPN1, IX1 およびデータカードを作成し上記のと通りの配列に並べればよい。

〔計算機記憶容量への配慮〕

このプログラムで使用するコアはメインプログラム TC2 だけでも約 15K 語を必要とし、この他、プロッタ用サブプログラム、THISP1, CD1 など全部で20 個のサブプログラムを使用するので、記憶容量の大きな計算機が必要である。そこで、65K 語のコア容量をもつ計算機を用いる場合には問題ないが、32K 語以下の計算機を用いる場合には、チェインジョブの方法によらなければならない。本プログラムをチェインジョブにより処理する場合には、図20の構成によりカードデッキを編成する。この図に示した番号αを用いて、各デッキに

\$ α CHAIN

なるカードを付ける。

〔計算結果〕

計算結果は、データカード中の「SITEI」により、次のように表わされる。

SITEI 1.0 は全計算結果のプリント

SITEI 2.0 は全計算結果のプリントとグラフ

SITEI 3.0 は最終結果のプリントとグラフ

プリント間隔は、データカード中の「PRINTTIME」により表わされる。プリントされる結果は下記の項目についてである。

見出し	内 容	単位
TIME	時 刻	sec
X	水平飛しょう距離（東が正）	m

Y	水平飛しょう距離 (北が正)	m	IY	ヨー軸まわりの慣性モーメント	
Z	高 度	m			ton・m・sec <sup>2</sup>
U	機体座標系の速度の $x_B$ 成分	m/sec	IZ	ピッチ軸まわりの慣性モーメント	
V	機体座標系の速度の $y_B$ 成分	m/sec			ton・m・sec <sup>2</sup>
W	機体座標系の速度の $z_B$ 成分	m/sec	DWEIGHT	重量の時間変化率	ton/sec
VELOCITY	対地速度の絶対値	m/sec	MP	ロールモーメント合成値	ton・m
VX	対地速度の $x$ 成分	m/sec	MP1	翼のミスアライメントによるロールモーメント	ton・m
VY	対地速度の $y$ 成分	m/sec	MP2	ロール減衰モーメント	ton・m
VZ	対地速度の $z$ 成分	m/sec	MP3	ロール外力によるロールモーメント	ton・m
DU	加速度 (G 値) の $x_B$ 成分				
DV	加速度 (G 値) の $y_B$ 成分				
DW	加速度 (G 値) の $z_B$ 成分		FUKŌ	風向 (真北を 0° にし, 時計回りを正にとる。)	deg
VVA	対気速度の絶対値	m/sec	FUSŌKU	風速	m/sec
UA	対気速度の $x$ 成分	m/sec	MQ	ピッチモーメント合成値	ton・m
VA	対気速度の $y$ 成分	m/sec	MQ1	空気力によるピッチモーメント	ton・m
WA	対気速度の $z$ 成分	m/sec			
VWBX	風速の $x_B$ 成分	m/sec	MQ2	ピッチ減衰モーメント	ton・m
VWBY	風速の $y_B$ 成分	m/sec	MQ3	ピッチ外力によるピッチモーメント	ton・m
VWBZ	風速の $z_B$ 成分	m/sec			
IDV+DWI/G	機体に印加する横加重 (G 値)				ton・m
P	スピン回転数	rps	MQ4	推力ミスアライメントによるピッチモーメント	ton・m
Q	ピッチ角速度	deg/sec	MO5	ジェットダンピング	ton・m
R	ヨー角速度	deg/sec	MR	ヨーモーメント合成値	ton・m
RŌLL	横揺れ角	deg	MR1	空気力によるヨーモーメント	ton・m
PITCH	上下角	deg	MR2	ヨー減衰モーメント	ton・m
YAW	偏揺れ角	deg	MR3	ヨー外力によるヨーモーメント	ton・m
MACH	マッハ数				
DP	スピン回転加速度	deg/sec <sup>2</sup>	MR4	推力ミスアライメントによるヨーモーメント	ton・m
DQ	ピッチ角加速度	deg/sec <sup>2</sup>	MR5	ジェットダンピング	ton・m
DR	ヨー角加速度	deg/sec <sup>2</sup>			
DRŌLL	横揺れ角速度	deg/sec			
DPICH	上下角速度	deg/sec			
DYAW	偏揺れ角速度	deg/sec			
DŌATU	動圧	ton/m <sup>2</sup>			
DRAG	抗力	ton			
YY	空気力による横力	ton			
N	空気力による法線力	ton			
RHŌ	大気密度	ton・s			
THRUST	推力	ton			
WEIGHT	重量	ton			
ALPHA	迎角	deg			
BETA	横すべり角	deg			
G	重力の加速度	m/sec <sup>2</sup>			
IX	機軸まわりの慣性モーメント	ton・m・sec <sup>2</sup>			

なお計算結果のプリントに先立って, 入力データのプリントが印字される。

データカードの SITEI で2.0または3.0と指定しておけば計算結果はグラフに描かれる。このグラフに描かれるデータはいったん磁気テープに書かれ, 計算終了後に磁気テープからXYプロッタに移されグラフが描かれるので, この磁気テープを保管しておけば同じグラフを後で何回でも書かせることが可能である。

## 8. 計 算 例

このプログラムの応用例として, 人工衛星打上用ロケットの最終段をスピンで安定化した場合の効果について計算した例を示す。

人工衛星打上用ロケットの最終段は, mass ratio を



向上させるため、姿勢制御装置を付けずにスピンの安定を保持させる方式がしばしば用いられる。外乱としては、前段を切り離す際に受ける tipping-off と推力のミスアラインメントが考えられる。衛星本体の強度上の問題があるのでスピンの回転数はなるべく低くおさえる方が好ましいが、スピンの回転数を少なくした場合の飛しょう径路の分散が一方で問題になる。そこで、スピン回転数と飛しょう径路分散の関係について、二三のケースについて計算した。

仮定した機体諸元のおもなものは表1のとおりで、数十キログラム程度の衛星を打ち上げるためのロケットの最終段である。この最終段に点火する高度は 500 km, その時の速度は 4.3km/sec と仮定した。

外乱としては、前段を切り離す時の衝撃を  $4.5\text{kg}\cdot\text{s}$  としてデルタ関数の形で加えた場合と、推力のミスアラインメント  $0.0002\text{ rad}$  (すなわち約 $0.1^\circ$ )がある場合を考え、一方、スピン回転数としては毎秒1回転、3回転、6回転の3段階を仮定し、これらの組みあわせについて計算を行なった。ここで仮定した外乱の値は、かなり大きい目の値であり、もしもスピンをかけず姿勢制御もしなければ、切り離しの衝撃の場合は約30秒、推力ミスアラインメントの場合は約5秒で機体は約 $90^\circ$ 回転して、思わぬ方向に飛しょうしてしまう程度の大きさである。

この計算の結果を簡単に述べると、切離しの衝撃を仮定した場合には、毎秒1回転のスピンをかけると約 $20^\circ$ の首振りをするみそすり運動をするが、とにかく正常な方向に飛しょうする。しかし首を振る角度が大きいので約100m/s の速度損失になる。毎秒3回転のスピンをかければ、首振りは約 $5^\circ$ 、毎秒6回転のスピンをかければ約 $1.7^\circ$ となり、速度損失はほとんどなくなり、飛しょう径路角誤差も $1^\circ$ 以下になる。推力のミスアラインメントを仮定した場合は、Davis<sup>3)</sup> にも指摘しているように、スピン回転数が低くてもミスアラインメントの影響が打ち消されてしまうので、スピンの効果が大きく、毎秒1回転でも、首振りの振幅を $5^\circ$ 以下におさえることができる。

図21～図26は、首振りのもようを見るため、縦揺れ角と偏揺れ角の変化をプロットさせたものである。人工衛星打上用ロケットの最終段は、ほぼ水平に飛しょうする(そうしないと軌道に乗らない)ので、 $\theta$ - $\psi$  曲線が首振りを表わすことになるわけである。プロットの間隔は0.2秒、×印の間隔は0.6秒である。図21～図23が tip-off の場合、図24～図26がミスアラインメントの場合で、外乱によって首振りのパターンが異なる

ことが、はっきり見られる。図24のパターンは、線型化して解いた理論的解析(たとえば文献<sup>2)</sup>)の結果と一致する。

所要時間は、1 ケース約5分であった。

つぎに、空気力の影響の入った一例として、0.002 ラジアン<sup>2)</sup>の推力ミスアラインメントのある小型ロケットに毎秒3回転のスピンを与えて地上から発射した場合の計算結果を図27に示す。機体諸元、推力曲線、空気微係数等は、NAL-16-IT のデータ<sup>23)</sup>を借用した。

表 1 機体諸元

発射時全備重量	1.0 ton
燃料重量	0.7 ton
機体重量	0.3 ton
機体長さ	3.1 m
直 径	0.7 m
平均推力	5.0 ton
Isp	270 sec
燃焼時間	38 sec
空気微係数	(高高度なので関係ない)

表 2 計算条件

発射高度	500 km
発射初速度	4.3 km/sec
スピンレート	1, 3 および 6 rps
ティプオフ外乱	4.5 kg·sec
計算打ち切り時間	10 sec
ジェットダンピング	(16')式で計算

## 文 献

- 1) 鷺津久一郎 ; 質量および重心位置が時間とともに変化するロケット航空機の運動方程式, 日本航空学会誌, 第5巻第43号(昭和32)
- 2) 玉木章夫, 三石 智, 永井達成 ; カップ 7, 8, 9L型ロケットの空気力学, 生産研究, 第13巻第10号(昭和36)
- 3) L.Davis, J.W.Follin and L.Blitzer; Exterior Ballistics of Rockets, D.van Nostrand Co. (1958)
- 4) K.Jarmolow; Dynamics of Spinning Rocket with Varying Inertia and Applied Moment, J. Appl.Phys., Vol. 28, No. 3 (1957)
- 5) M.C.William; Method for Apploximating the Vacuum Motion of Spinning Symmetrical Bodies with Nonconstant Spin Rates, NASATR R-115

- (1961)
- 6) A. G. Bennett; A Note on the Motion of a Spinning Pocket with Eccentric Thrust, J. A. S. vol. 28, No. 5 (1961)
  - 7) 秋葉鐐二郎, 松尾弘毅, 佐伯信吾; L-3H-1, 2, 3 および L-4S-1, 2 の性能計算, 宇宙航空研究所報告, 第3巻第1号B (昭和42)
  - 8) T. Nomura; Trajectory Computation by Hybrid Computer, Proc. 7th International Space Science and Technology Symposium (1967)
  - 9) 戸川隼人, 石黒登美子; ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム, 航技研資料TM-109 (昭和42)
  - 10) 松浦陽恵, 樋口一雄, 池谷光栄, 堀川勇壮, 百名盛之, 三好範子, 村上力, 岡部正典; 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性, 航技研報告TR-70 (昭和40)
  - 11) 野村政彦; 固形燃料の燃焼に伴う飛しょう体の重心位置および慣性モーメントの変化について, ロケット研究会ノート, 第1巻第16号 (昭和34)
  - 12) R. J. Harris; Trajectory Simulation Applicable to Stability and Control Studies of Large Multi-Engine Vehicles, NASA TN-D-1838 (1963)
  - 13) C. Grubin; Resolution of the  $90^\circ$  Euler Angle Singularity, AIAA. Journal, Vol. 2, No. 11 (1965)
  - 14) A. E. Seames; Jet Damping of Symmetric Rockets, AIAA. Journal, Vol. 3, No. 4 (1965)
  - 15) W. E. Thomson and G. S. Reiter; Jet Damping of a Solid Rocket, Theory and Flight Results, AIAA Journal, Vol. 3, No. 3 (1965)
  - 16) N. Rott; Simplified Calculation of the Jet-Damping Effects, AIAA Journal, Vol. 2, No. 4 (1964)
  - 17) R. C. Brown, Jr.; High Speed Computer Simulation of Missile Performance, Proc. Aerospace Support and Operation Meeting (1961)
  - 18) L. E. Fogarty and R. M. Howe; Flight Simulation of Orbital and Re-entry Vehicles, IRE Trans. EC-11, No. 4 (1962)
  - 19) G. Hintze; Computers—The Answer to Real-Time Flight Analysis, Proc. WJCC (1959)
  - 20) J. B. Rosser; Mathematical Theory of Rocket Flight, Mc Graw-Hill Co. (1947)
  - 21) 遠藤宏二(編); ロケット工学, (昭35)
  - 22) A. Azuma; Linear Dynamic Analysis of the Spinning Axisymmetrical Rocket or Vehicle, Tokyo University ISAS Report No. 399, (1965)
  - 23) ロケット性能研究室; NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験, 航技研報告, TR-115, (1966)

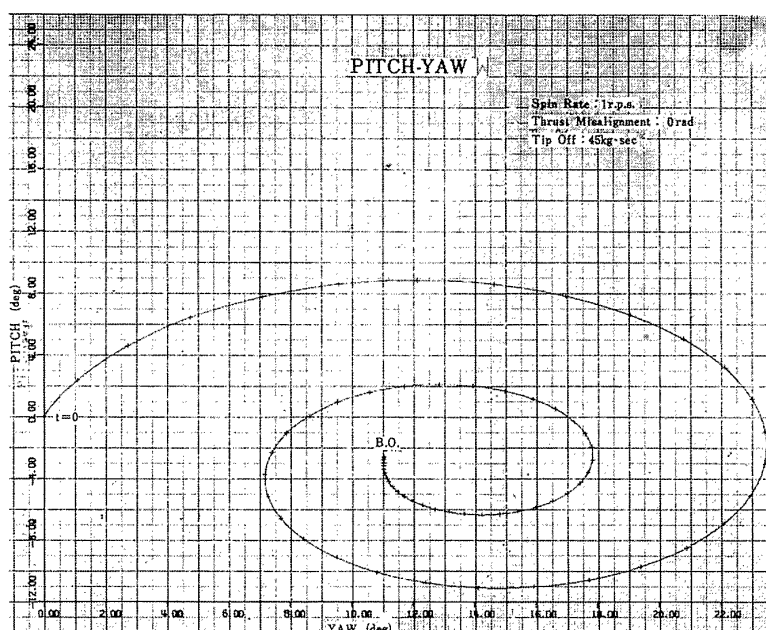


図 21

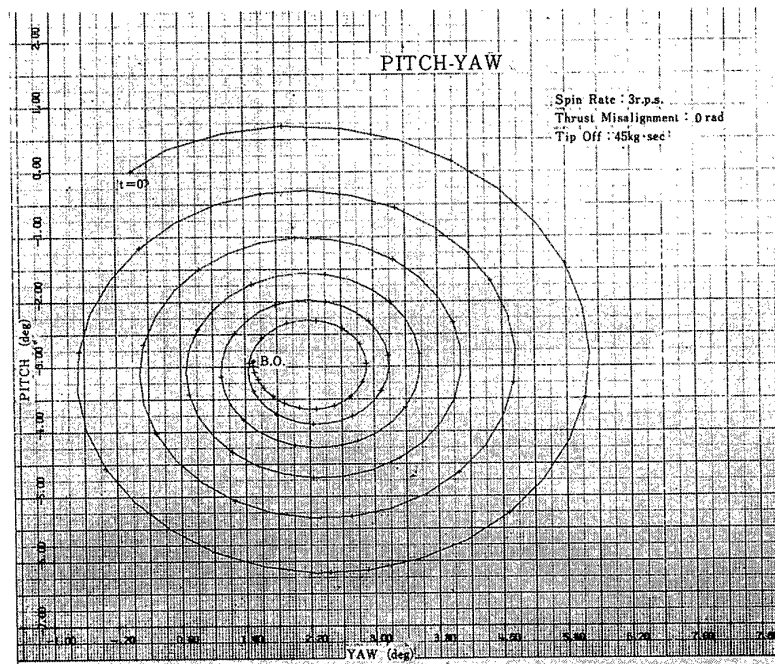


図 22

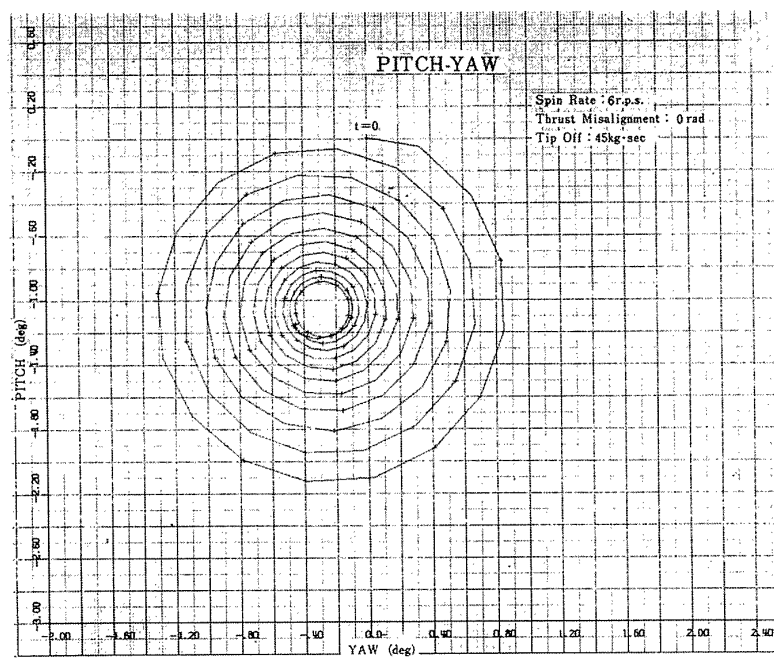


図 23

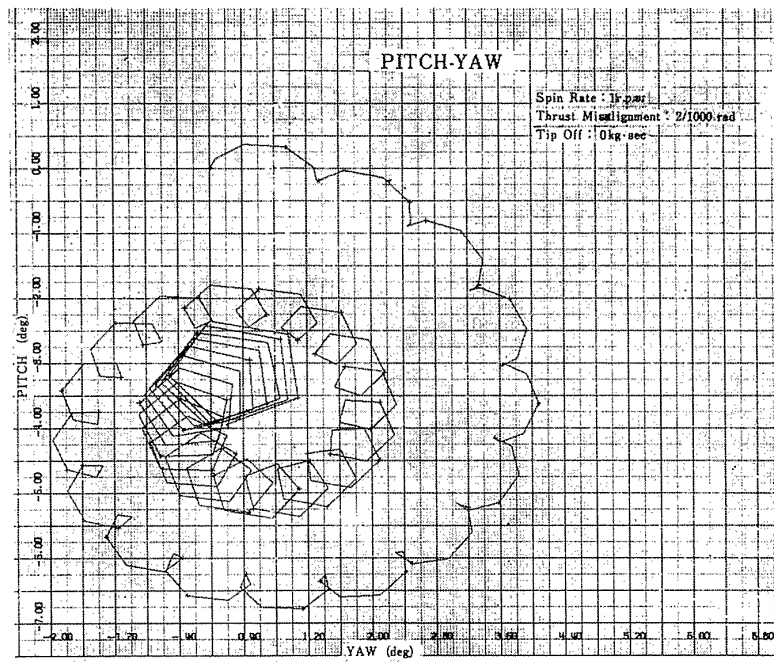


図 24

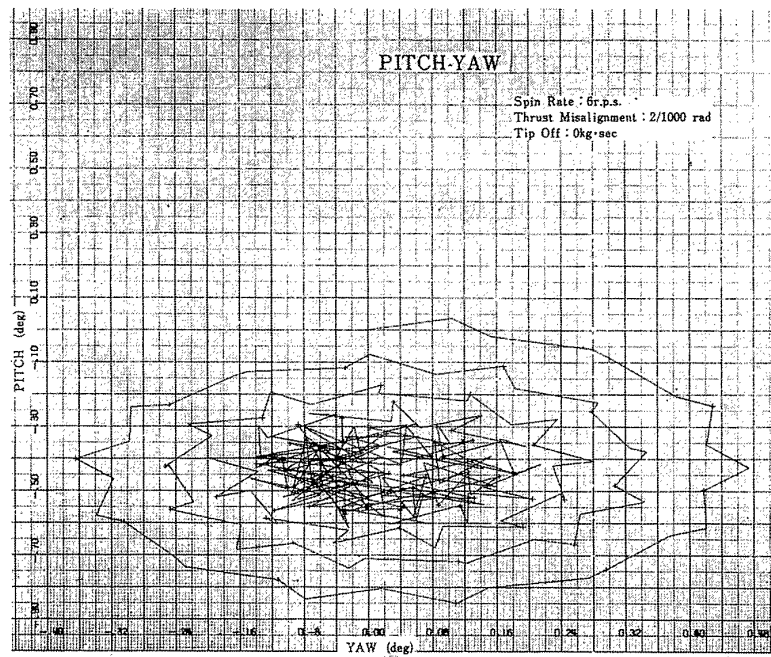


図 25

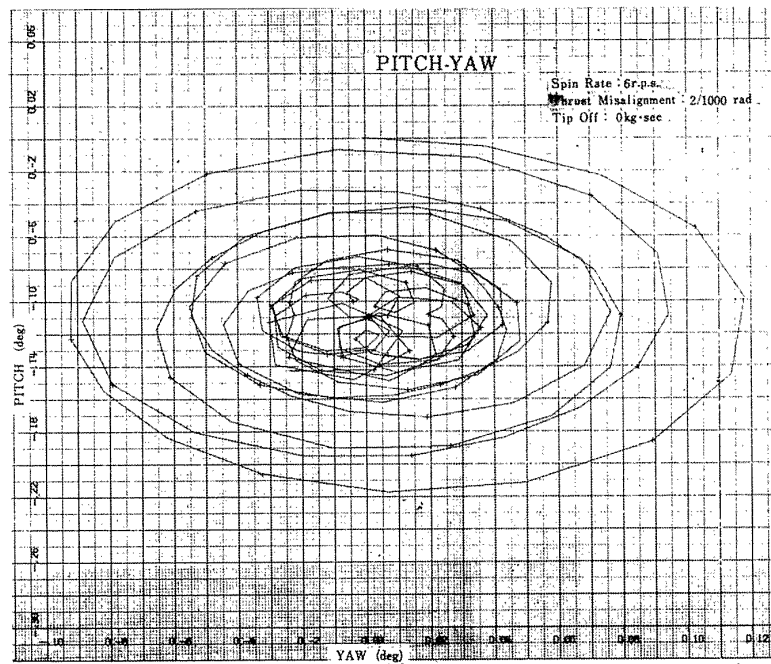


図 26

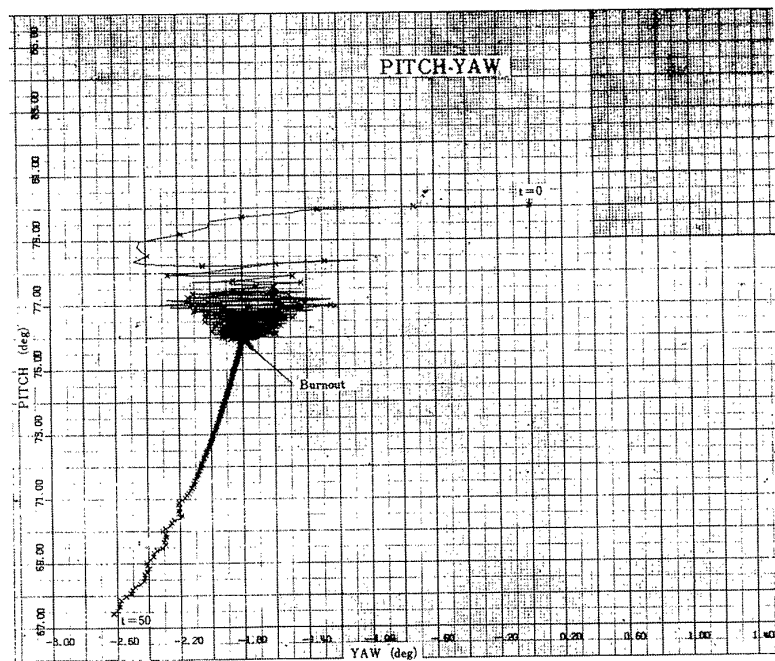


図 27 推力ミスアラインメントのある小型ロケットを地上から発射した場合

## 付 録 データカードおよび外部サブルーチンの実例

(前記計算例に使用したもの。Case 1 が図22, Case 2 が図25に対応する。)

C 1	式番号 5	つづき番号 6 7	つづき番号			
			10	20	30	40 50
			SUBROUTINE THISP1			
			COMMON/THR/TH(200),HTH,THBAI/AEI/AEI,PO/ISPP/ISPI			
			REAL ISPI			
			ISPI=270.0			
			AEI=0.85			
			TH(1)=5.0			
			TH(2)=5.0			
			HTH=38.0			
			THBAI=0.7*270.0/(38.0*5.0)			
			PO=101.325			
			RETURN			
			END			

C 1	式番号 5	つづき番号 6 7	つづき番号			
			10	20	30	40
			SUBROUTINE CIDI			
			COMMON/CIDI/CDMACHI(2,20),CDLINE(2,20)			
			DO 1,10 J=1,2			
			DO 1,10 N=1,2			
		10	CDLINE(J,N)=0.0			
			CDMACHI(1,1)=0.0			
			CDMACHI(1,2)=30.0			
			CDMACHI(2,1)=0.0			
			CDMACHI(2,2)=30.0			
			RETURN			

C	式番号	つづき番号						
		5	6	7	10	20	30	40
						SUBROUTINE	CNAI	
						COMMON /CNAI/	CNAM(20), CNAL(20)	
						CNAM(1) = 0.0		
						CNAM(2) = 3.0		
						CNAL(1) = 1.5		
						CNAL(2) = 1.5		
						RETURN		
						END		

C	式番号	つづき番号						
		5	6	7	10	20	30	40

1	10	20	30
CASE-1	52	00	04
WEIGHT	1.0		
WB0	0.3		
WPO	0.7		
SBODY	0.3815		
SWING	0.0		
L	3.1		
SPAN	0.35		
LMP	3.1		
LMY	3.1		
RILAGE	0.34		
RISMOL	0.15		
DCP	0.0		
LCGS	1.33		
LCGP	1.50		
IS	0.025		
IPO	0.0742		
ISXO	0.0026		
CLP	-0.1		
CMQ	-6.2		
\$	名 前 欄	操 作 欄	



	1	10	20
CNR	-6.2		
LRC	0.0		
LPC	3.1		
LYC	0.0		
FRC	0.0		
FPC	0.045		
FYC	0.0		
FMA	0.0		
TMAP	0.0		
TMAY	0.0		
X	0.0		
Y	0.0		
Z	50000.0		
U	4300.0		
V	0.0		
W	0.0		
P	3.0		
Q	0.0		
R	0.0		
ROLL	0.0		
\$	名 前 欄	操 作 欄	

	1	10	20	30	40
PITCH	1.0				
YAW	0.0				
FUKO	0.0				
FUSOKU	0.0				
VWZ	0.0				
LAUNCHER	0.0				
T	0.0				
IGNITION	0.0				
BOTIME	38.0				
TEND	10.0				
NENSHO	3.0				
PRINTTIME	0.				
SITEI	1.0				
14	15	16	17		
CASE-2	03	00			
P	1.0				
FPC	0.0				
TMAP	0.002				
***END					

## TC - 2 メインプログラム

```

***** TRAJECTORY CALCULATION, NO. 2 *****
DOUBLE LENGTH INTEGER LABEL, FINE, IPLOT, ISYML, IAX1, IAX2
INTEGER WAY, FM
DIMENSION Y(13), DY(13), KKG3(13), VE(3), A(3,3), VWB(3), VWE(3), NAME(52)
1), INAME(52), IDATA(52), DATA(52), VW(40), FUKU(40), TAKASA(40), PLV(1002)
2), PLW(1002), PLP(1002), PLPIT(1002), PT(1002), PX(1002), PY(1002), PZ(1002)
302), PA(1002), PL2(1002), PDV(1002), FM(4), IPL01(18), IP(18), COM1(1002)
4, COM2(1002), FLYAW(1002)
COMMON /ISPP/ISP
COMMON /ACE/AC,PU
COMMON/THK/TH(5), HTH, THDA1
COMMON/CON/CON, X, XA1, Z, U, V, W, P, U, R, RULL, PITCH, YAW/CONH/VHX, VHY, VWZ
EQUIVALENCE(M, Y)
REAL M, ISP, MACH, LMC, LCPN, LCG, H, LPC, LYC, IX, MP, MS, IY, IZ, LCGP, LCUS,
1IPU, IS, MPU, MP1, MP2, MP3, MU1, MU2, RU3, HR1, HR2, MR3, L, NAME,
2MU4, MK4, LMP, LMY, ISXU, MU5, MK5, LAUNCH
GU=9.798205
KU=6.37E6
PAI2=3.14159265358979*2.
DEGREE=57.29577952
IS=3
P1=0.
P2=0.3
P4=0.5
P5=1.
P9=6.
P10=9.
P12=11.
P13=12.
P19=15.
P20=90.
CALL THISP1
CALL CU1
CALL LCPN1
CALL CNA1
CALL DGNRA1
CALL RHUCS1
**** INPUT ROUTINE ****
INAME( 1)=4HWE13
INAME( 2)=4HFX
INAME( 3)=4HY
INAME( 4)=4HZ
INAME( 5)=4HU
INAME( 6)=4HV
INAME( 7)=4HW
INAME( 8)=4HP
INAME( 9)=4HQ
INAME(10)=4HR
INAME(11)=4HNULL
INAME(12)=4HPI13
INAME(13)=4HYAW
INAME(14)=4HLMY
INAME(15)=4HFUSJ
INAME(16)=4HVMZ
INAME(17)=4HSEBUJ
INAME(18)=4HCCP
INAME(19)=4HMA
INAME(20)=4HCLP
INAME(21)=4HB
INAME(22)=4HLC
INAME(23)=4HFRU
INAME(24)=4HGMU
INAME(25)=4HL
INAME(26)=4HLPC
INAME(27)=4HPC
INAME(28)=4HCHK
INAME(29)=4HLYC
INAME(30)=4HLYC
INAME(31)=4HWSU
INAME(32)=4HLCGP
INAME(33)=4HLCUS
INAME(34)=4H1PL
INAME(35)=4HJS
INAME(36)=4HWPB
INAME(37)=4HT
INAME(38)=4HNEUS
INAME(39)=4HTENDU
INAME(40)=4HSITE
INAME(41)=4HUKJ
INAME(42)=4HTMAP
INAME(43)=4HTMAY
INAME(44)=4HLMF
INAME(45)=4HPRIV

```

INAME(46)=4HSHIN	TC2	84
INAME(47)=4HBUFI	TC2	85
INAME(48)=4HISXU	TC2	86
INAME(49)=4HRIIA	TC2	87
INAME(50)=4HRIIM	TC2	88
INAME(51)=4HIAUN	TC2	89
INAME(52)=4HIGNI	TC2	90
IPLOT(1)=10HIME-X	TC2	91
IPLOT(2)=10HIME-Y	TC2	92
IPLOT(3)=10HIME-Z	TC2	93
IPLOT(4)=10HIME-UV	TC2	94
IPLOT(5)=10HIME-V	TC2	95
IPLOT(6)=10HIME-MACH	TC2	96
IPLOT(7)=10HIME-UOATU	TC2	97
IPLOT(8)=10HIME-ALPHA	TC2	98
IPLOT(9)=10HIME-PITCH	TC2	99
IPLOT(10)=10H 2-UV	TC2	100
IPLOT(11)=10H 2-V	TC2	101
IPLOT(12)=10H 2-MACH	TC2	102
IPLOT(13)=10H 2-UOATU	TC2	103
IPLOT(14)=10H X-Y	TC2	104
IPLOT(15)=10H X-Z	TC2	105
IPLOT(16)=10H Y-Z	TC2	106
IPLOT(17)=10H ALPHA-BETA	TC2	107
IPLOT(18)=10H PITCH-YAW	TC2	108
1000 READ(5,1) LABEL, VAS, IPR, NUVM	TC2	109
1 FORMAT(A8,2X12,8X12,8X12)	TC2	110
IF(LABEL.EQ.8H***END ) STOP	TC2	111
READ(5,2)(IDATA(I),DATA(I),I=1,NAS)	TC2	112
2 FORMAT(A4,6X2U,1U)	TC2	113
DO 3 I=1,NAS	TC2	114
DO 4 J=1,52	TC2	115
IF(IDATA(I).EQ.INAME(J)) GO TO 6	TC2	116
4 CONTINUE	TC2	117
WRITE(6,5)	TC2	118
5 FORMAT(5X28HERRJR DATA CARD IS INVALID.)	TC2	119
STOP	TC2	120
6 NAME(J)=DATA(I)	TC2	121
3 CONTINUE	TC2	122
IF(IPR.EQ.U) GO TO 15	TC2	123
IF(IPR.EQ.-1) GO TO 15	TC2	124
DO 12 I=1,17	TC2	125
12 IP(I)=0	TC2	126
READ(5,7)(IP(I),I=1,IPR)	TC2	127
7 FORMAT(8(12,8X))	TC2	128
15 WEIGHT=NAME( 1)	TC2	129
X =NAME( 2)	TC2	130
WAI =NAME( 3)	TC2	131
Z =NAME( 4)	TC2	132
U =NAME( 5)	TC2	133
V =NAME( 6)	TC2	134
W =NAME( 7)	TC2	135
P =NAME( 8)	TC2	136
Q =NAME( 9)	TC2	137
R =NAME(10)	TC2	138
ROLL =NAME(11)	TC2	139
PITCH =NAME(12)	TC2	140
YAW =NAME(13)	TC2	141
LMY =NAME(14)	TC2	142
VWD =NAME(15)	TC2	143
VWZ =NAME(16)	TC2	144
S =NAME(17)	TC2	145
DCP =NAME(18)	TC2	146
ANGLF =NAME(19)	TC2	147
CLP =NAME(20)	TC2	148
B =NAME(21)	TC2	149
LRC =NAME(22)	TC2	150
FKC =NAME(23)	TC2	151
CMQ =NAME(24)	TC2	152
L =NAME(25)	TC2	153
LPC =NAME(26)	TC2	154
FPC =NAME(27)	TC2	155
CNR =NAME(28)	TC2	156
LYC =NAME(29)	TC2	157
FYC =NAME(30)	TC2	158
WS =NAME(31)	TC2	159
LCGP =NAME(32)	TC2	160
LCGS =NAME(33)	TC2	161
IPD =NAME(34)	TC2	162
IS =NAME(35)	TC2	163
WPD =NAME(36)	TC2	164
T =NAME(37)	TC2	165
NENSHO=NAME(38)	TC2	166
1END =NAME(39)	TC2	167

```

ISITEI=NAME(40) TC2 168
FUKOU =NAME(41) TC2 169
EPSP =NAME(42) TC2 170
EPSY =NAME(43) TC2 171
LMP =NAME(44) TC2 172
OUTTII=NAME(45) TC2 173
SW =NAME(46) TC2 174
FINAL =NAME(47) TC2 175
ISXO =NAME(48) TC2 176
RILAGE=NAME(49) TC2 177
RISMOL=NAME(50) TC2 178
LAUNCH=NAME(51) TC2 179
BIGIN =NAME(52) TC2 180
TI=0.0 TC2 181
DY(3)=0.0 TC2 182
DY(4)=0.0 TC2 183
DY(9)=0.0 TC2 184
TI=TI-BIGIN TC2 185
IF (NOVW.EQ.0) GO TO 2050 TC2 186
READ(5,50) (VW(IAB),IAB=1,NOVW) TC2 187
READ(5,50) (FUKU(IAB),IAB=1,NOVW) TC2 188
READ(5,50) (TAKASA(IAB),IAB=1,NOVW) TC2 189
50 FORMAT(8F10.1) TC2 190
2050 FUKO(1)=FUKOU TC2 191
VW(1)=VW1 TC2 192
VW(3)=VW3 TC2 193
GO TO (156,157,158,159,159),RENSHU TC2 194
155 FIRE=6MSOLIU TC2 195
GO TO 149 TC2 196
156 FIRE=6HTANMEN TC2 197
GO TO 149 TC2 198
157 FIRE=6HZENMEN TC2 199
GO TO 149 TC2 200
158 FIRE=6HNAIMER TC2 201
GO TO 149 TC2 202
159 FIRE=6HLIQUID TC2 203
149 WRITE(6,150) LABEL,WEIGHT,X,U,P,ROLL,VWU,WS,WAI,V,U,PITCH,FUKOU,WPU TC2 204
1,Z,W,R,YAW,VWZ,LGCP,IS,DCP,CLP,FRC,LRC,LCS,IPU,SW,CMO,FPC,LPC,L,ITC2 205
2SXU,B,CNKK,FC,LYC TC2 206
150 FORMAT(1H1,20X,10H-----,3X,Z8 ,17H INPUT DATA TABLE,3X,10H-TC2 207
1-----//1X,64WEIGHT,E13.6,2X,1HX,4X,E13.6,2X,1MU,4X,E13.6,2X,1HITC2 208
2P,4X,E13.6,2X,54ROLL,E13.6,7H VWU ,E13.6,2X2HWS,3X,E13.6, /H YIC2 209
3 ,E13.6,7H V ,E13.6,7H U ,E13.6,7H PITCH,E13.6,7H FUKTC2 210
40U,E13.6,2X3HWPJ2X,E13.6,2X1H24X,E13.6,2X1H44X,E13.6,2X1HR4X,E13.6,TC2 211
5,2X3HYAW2X,E13.6,2X3HVVW2X,E13.6,2X4HLCGP1X,E13.6,2X2HIS3XE13.6,2XTC2 212
63HDCP2X,E13.6,2X3HCLP2XE13.6,2X3HFC2X,E13.6,2X3HLCRC2X,E13.6,2X4HLC2 213
7CGS1X,E13.6,2X34IPU2XE13.6,2X4HSW ,1X,E13.6,2X3HCHQ2X,E13.6,2X, TC2 214
83HFC2X,E13.6,2X3HLCPC2X,E13.6,2X1HL4X,E13.6,2X4HISX01XE13.6,2X1H84TC2 215
9X,E13.6,2X3HCNK2X,E13.6,2X3HFC2X,E13.6,2X3HLYC2X,E13.6) TC2 216
WRITE(6,151) S,ANGLF,EPSP,EPST,LMP,LHY,RILAGE,RISMOL TC2 217
151 FORMAT(1H ,1X1HS4XE13.6,2X5HDELTAIE13.6,2X4HEPSP1X,E13.6,2X4HEPSY1XTC2 218
1,E13.6,2X3HCLP2X,E13.6,2X3HLMY2X,E13.6/ TC2 219
21X3HRILAGE,E13.6,1X3HRISMOL,E13.6) TC2 220
WRITE(6,160)TI,BIGIN,FINAL,TEND,OUTTII,LAUNCH,FIRE ,NOVW,ISITEI TC2 221
160 FORMAT(1H ,2X1H13X,E13.6,1X5HBIGIN1X,E13.6,1X3HFINAL1X,E13.6,2X4HTC2 222
1END1X,E13.6,2X24KK3X,E13.6,1X6HLAUNCH,E13.6,6/// TC2 223
23X,10HNENSHU TYPE: ,A8/3X22HNUMBER OF WIND DATA = ,I3/3X6HSITEI=,ITC2 224
31/3X,9HPLUTIER :) TC2 225
IF (IMR.EQ.U) GO TO 180 TC2 226
IPN=1 TC2 227
I=1 TC2 228
170 IF (IP(I),NE.0) GO TO 171 TC2 229
GO TO 175 TC2 230
171 II=IPN+1 TC2 231
IF (IPN.EQ.1U) GO TO 172 TC2 232
IF (IPN.G1.9) GO TO 176 TC2 233
GO TO 173 TC2 234
172 WRITE(6,174) TC2 235
174 FORMAT(1H ) TC2 236
176 II=IPN-8 TC2 237
173 NN=12*(II-1) TC2 238
FM(1)=DH(1H+, TC2 239
FM(2)=IBTOD(NN) TC2 240
FM(3)=DHX,A1U TC2 241
FM(4)=DH,1H,) TC2 242
IPP=IP(I) TC2 243
WRITE(6,FM)IPLOT(IPP) TC2 244
IPN=IPN+1 TC2 245
175 IF (I.GE.18) GO TO 180 TC2 246
I=I+1 TC2 247
GO TO 170 TC2 248
**** INITIAL SET **** TC2 249
180 FINAL=FINAL+I+BEGIN TC2 250
BIGIN=BIGIN+I TC2 251

```

```

NN=1                                TC2 252
JU=2                                TC2 253
ZL=LAUNCH*SIN(PITCH)                TC2 254
Y(13)=Y(13)-90.0                     TC2 255
200 DU 201 I=11,13                   TC2 256
201 Y(I)=Y(I)*U,G1/45.329            TC2 257
Y(8)=Y(8)*PAI2                       TC2 258
Y(9)=Y(9)/DEGREE                     TC2 259
Y(10)=Y(10)/DEGREE                  TC2 260
DO 202 I=1,13                        TC2 261
202 RKG3(I)=U,U                      TC2 262
SINP=SIN(EPSP)                      TC2 263
COSY=COS(EPSP)                      TC2 264
COSP=COS(EPSP)                      TC2 265
SINY=SIN(EPSP)                      TC2 266
TANGL=SUMT((SINP/COSP)**2+(SINY/COSY)**2) TC2 267
THANGL=ATAN(TANGL)                  TC2 268
COST=COS(THANGL)                   TC2 269
WAI=-WAI                             TC2 270
Z=-Z                                 TC2 271
ICS=1                               TC2 272
IST=U                               TC2 273
M*WEIGHT/GU                         TC2 274
MS=WS/GO                            TC2 275
MPU=WPU/GU                          TC2 276
GO TO(220,220,300),ISIT=1          TC2 277
220 WRITE(6,221)                    TC2 278
221 FORMAT(1H1,3X4HTIME6X8HVELOCITY4X3HVVA8X9HIDV+DWI/G5X4HMACH8X5HDOATC2 279
1YU7X5HALPHA8X2H4P10X2HMQ10X2HMR/ TC2 280
24X1HX10X2HUX10X2HUA10X1HP11X2HDP10X4HDRAG8X4HBEIAYX3HMP19X3HMQ19X3TC2 281
3HMR1/ 4X1HY10X2HDY10X2HVA10X1HQ11X2HDO10X2HYY10X1HG12X3HMP29X3TC2 282
4HMQ29X3HMR2/ 4X1HZ10X2HDZ10X2HWA10X1HH11X2HUR10X1HN11X2HIX11TC2 283
5X3HMP39X3HMQ39X3HMR3/ 4X1HU10X2HDU10X4HVBX8X4HROLL8X5HDROLLTC2 284
67X3HHR09X2HIY11X4HFUKU8X3HMQ49X3HMR4/ 4X1HV10X2HDV10X4HVBX8X5HTC2 285
7PITCH7X6HDPITCH6X6HTRUST6X2HIZ11X6HFUSOKU6X3HMQ59X3HMR5/ 4X1HW1TC2 286
8UX2HDW10X4HVBX8X5HYAW9X4HDAW8X6HWEIGHT6X7HDWEIGHT) TC2 287
**** CONTROL ****                   TC2 288
300 PAA=ABS(P/PAI2)                 TC2 289
IF(PAA.LE.U,0) 30 TO 900           TC2 290
PPP=1,U/PAA/10,U                  TC2 291
IF(PPP.GI,U,01) GO TO 900          TC2 292
IF(PPP.GI,HTH) 30 TO 901           TC2 293

IF(T.GI.FINAL) 30 TO 902           TC2 294
GU TO 903                          TC2 295
900 IF(T.GI.FINAL) 30 TO 904        TC2 296
IF(HTH.LI,U,01) GO TO 901          TC2 297
H=0.005                            TC2 298
GU TO 950                          TC2 299
901 H=HTH                          TC2 300
GU TO 950                          TC2 301
902 IH=IFIX(2.0*PPP*1000,U)        TC2 302
H=(FLOAT(IH))/1000,U              TC2 303
GO TO 950                          TC2 304
903 IH=IFIX(PPP*1000,U)            TC2 305
H=(FLOAT(IH))/1000,U              TC2 306
GU TO 950                          TC2 307
904 H=0.01                         TC2 308
950 KKK=IFIX(OUTIIM/H)+1           TC2 309
WAY=1                              TC2 310
GO TO 400                          TC2 311
**** HOJYO ROUTINE ****            TC2 312
400 SK=SIN(ROLL)                   TC2 313
CK=COS(ROLL)                       TC2 314
SP=SIN(PITCH)                      TC2 315
CP=COS(PITCH)                      TC2 316
SY=SIN(YAW)                        TC2 317
CY=COS(YAW)                        TC2 318
A(1,1)=CP*CY                       TC2 319
A(1,2)=CP*SY                       TC2 320
A(1,3)=-SP                         TC2 321
A(2,1)=-SY*CK+SP*SP*CY            TC2 322
A(2,2)=CK*CY+SK*SP*SY             TC2 323
A(2,3)=CP*SK                       TC2 324
A(3,1)=SK*SY+CK*SP*CY             TC2 325
A(3,2)=-SK*CY+CK*SP*SY            TC2 326
A(3,3)=CK*CP                       TC2 327
DU 405 J=1,3                       TC2 328
VE(J)=U,U                         TC2 329
DU 406 I=1,3                       TC2 330
VE(J)=VE(J)+A(I,J)*Y(I+4)         TC2 331
406 CONTINUE                       TC2 332
405 CONTINUE                       TC2 333
ABCDY=-UY(3)                      TC2 334
ABCDY=-WAI                         TC2 335

```

```

      ABCDZ=-DY(4)
      ABCDZ=-Z
      IF(TT,GT,FINAL) GO TO 1010
      IF(TT,LE,U,U) GO TO 1010
      CALL TH2(11,THKJST)
      GO TO 1012
1010 THKUST=U,U
1012 G=GO*(RU/(RU-Z))*2
      GX=-G*SP
      GY=G*SR*CP
      GZ=G*CR*CP
      IF(NUVW,EU,U) GO TO 54
      IAB=1
51 IF(TAKASA(IAB)-ABCDZ)>2,52,53
52 IAB=IAB+1
      IF(IAB,GI,NUVW) GO TO 50
      GO TO 51
53 FUUKU=U,U
      GO TO 54
54 FUSOKU=(VW(IAB)-VW(IAB-1))*(ABCDZ-TAKASA(IAB-1))/(TAKASA(IAB)-TAKASA(IAB-1))+VW(IAB-1)
      FUAKO=(FUUKU(IAB)-FUUKU(IAB-1))*(ABCDZ-TAKASA(IAB-1))/(TAKASA(IAB)-TAKASA(IAB-1))+FUUKU(IAB-1)
      TAKASA(IAB)=FJRU(IAB-1)
54 FUUKU=(FUAKO-VU,U)/DEGRCC
      VWE(1)=-FUSOKU*JUS(FUUKU)
      VWE(2)=-FUSOKU*JIN(FUUKU)
      DU 407 I=1,3
      VWB(I)=U,U
      DU 408 J=1,3
      VWB(I)=VWB(I)+4(I,J)*VWE(J)
408 CONTINUE
407 CONTINUE
      UA=U-VWB(1)
      VA=V-VWB(2)
      WA=W-VWB(3)
      IF(ABCDZ,GI,ZL) GO TO 409
      UA=U
      VA=0.0
      WA=0.0
409 VVA=SQRT(UA**2+VA**2+WA**2)
      ALPHA=ATAN2(WA,JA)
      ACBETA=VVA/VVA
      CALL ACOS(ACBETA,ACBTA)
      BETA=3.141593/2,(U-ACBTA)
      IF(ABCDZ,GI,90000,0) GO TO 411
      CALL RHUCS2(ABCDZ,ABCDZ,ICS,RHU,CS)
      GO TO 412
411 RHU=U,U
      MACH=0.0
      GO TO 417
412 MACH=VVA/CS
417 CALL CD2(11,FINAL,MACH,CD)
      D=0.5*S*RHO*VVA**2*CD
      CALL CNAZ(MACH,CNA)
      CYB=-CNA
      YY=0.5*S*RHO*VVA**2*CYB*BETA
      N=0.5*S*RHO*VVA**2*CNA*ALPHA
      MP=M-MS
      LCG=(MS*LCGS+MP*LCGP)/M
      CALL DCNAA2(MACH,DCNA)
      FFF=0.5*S*RHO*VVA**2*ANGLF
      FFM=FFF*DCNA
      DUATU=U.5*RHO*VVA**2
      CALL LCPN2(MACH,L,LCPN)
      MP1=U,U
      MP2=U,U
      MP3=U,U
      MU1=U,U
      MU2=U,U
      MU3=U,U
      MU4=U,U
      MU5=U,U
      MK1=U,U
      MK2=U,U
      MK3=U,U
      MK4=U,U
      MK5=U,U
      IF(ABCDZ,L,ZL) GO TO 410
      MP1=DCP*FFM
      MP2=CLP*H**2*DUATU*P/2,U/VVA*S
      MP3=LRC*FFM
      MU1=(LCPN-LC3)*N
      MU2=CMU*L**2*DUATU*U/2,U/VVA*S
416 MU3=(LPC-LC3)*FFM

```

TC2 336  
 TC2 337  
 TC2 338  
 TC2 339  
 TC2 340  
 TC2 341  
 TC2 342  
 TC2 343  
 TC2 344  
 TC2 345  
 TC2 346  
 TC2 347  
 TC2 348  
 TC2 349  
 TC2 350  
 TC2 351  
 TC2 352  
 TC2 353  
 TC2 354  
 TC2 355  
 TC2 356  
 TC2 357  
 TC2 358  
 TC2 359  
 TC2 360  
 TC2 361  
 TC2 362  
 TC2 363  
 TC2 364  
 TC2 365  
 TC2 366  
 TC2 367  
 TC2 368  
 TC2 369  
 TC2 370  
 TC2 371  
 TC2 372  
 TC2 373  
 TC2 374  
 TC2 375  
 TC2 376  
 TC2 377  
 TC2 378  
 TC2 379  
 TC2 380  
 TC2 381  
 TC2 382  
 TC2 383  
 TC2 384  
 TC2 385  
 TC2 386  
 TC2 387  
 TC2 388  
 TC2 389  
 TC2 390  
 TC2 391  
 TC2 392  
 TC2 393  
 TC2 394  
 TC2 395  
 TC2 396  
 TC2 397  
 TC2 398  
 TC2 399  
 TC2 400  
 TC2 401  
 TC2 402  
 TC2 403  
 TC2 404  
 TC2 405  
 TC2 406  
 TC2 407  
 TC2 408  
 TC2 409  
 TC2 410  
 TC2 411  
 TC2 412  
 TC2 413  
 TC2 414  
 TC2 415  
 TC2 416  
 TC2 417  
 TC2 418  
 TC2 419

```

IF(T.GT.U,1) MU3=U,U                                TC2 420
M34=THRU51*SINP*(LCG-LMP)                            TC2 421
MK1=-(LCPN-LCG)*YY                                    TC2 422
MK2=CNH*L**2*JUATU*R/2,U/VVA*S                      TC2 423
MK3=(LYC-LCG)*FYC                                      TC2 424
MK4=THRU51*SINY*(LCG-LMY)                            TC2 425
GU TO (420,421,421,421),NENSHU                        TC2 426
420 DU1PQR=(MS/H)**2*DY(1)*(LCGP-LCGS)**2-MS*(1.0-MS/H)*2.0*(LCGP-LCGS) TC2 427
1)**2/FINAL-IPU/MPU*DY(1)                            TC2 428
GU TO 424                                              TC2 429
421 DU1PQR=(MS/H)**2*DY(1)*(LCGP-LCGS)**2-IPU/MPU*DY(1) TC2 430
424 AJT=((L-LCG)**2-(LCGP-LCG)**2)*DY(1)              TC2 431
MU5=(AJT+DU1PQR)*J                                    TC2 432
MR5=(AJT+DU1PQR)*R                                    TC2 433
410 EMP=MP1+MP2+MP3                                    TC2 434
EMQ=MO1+MU2+MU3+MU4+MU5                              TC2 435
EMR=MR1+MR2+MR3+MR4+MR5                              TC2 436
413 LY=MP*MS/H*(LCGP-LCGS)**2+IPU*MP/MPU+IS         TC2 437
IZ=IY                                                  TC2 438
*** DY ROUTINE ***                                    TC2 439
500 DY(1)=-THRU51/(30*ISP)                            TC2 440
MPU=MPU/GU                                             TC2 441
CALL IX2(PI,GY(1),RILAGE,RISHOL,ISXO,MPU,NENSHO,IX) TC2 442
MPU=MPU/GU                                             TC2 443
DY(2)=VE(1)                                            TC2 444
DY(3)=VE(2)                                            TC2 445
DY(4)=VE(3)                                            TC2 446
VVV=SQRT(DY(2)**2+DY(3)**2+DY(4)**2)                TC2 447
DY(5)=(THRU51*CU51-U)/H*K*V-U*W+GX                 TC2 448
505 DY(6)=(THRU51*SINY+YY)/H*P*W-R*U+GY             TC2 449
DY(7)=(-THRU51*SINP-N)/H*G*U-P*V+GZ                TC2 450
506 DY(8)=((IY-IZ)*J*K+EMP)/IX                      TC2 451
DY(9)=((IZ-IX)*R*P+EMQ)/IY                          TC2 452
DY(10)=((IX-IY)*F*Q+EMR)/IZ                         TC2 453
IF(PITCH.LI,1.5/0621792) GU TO 501                  TC2 454
IF(PITCH.GI,1.5/6970858) GU TO 501                  TC2 455
DY(11)=P/2,-(DY(9)*SR+DY(10)*CR)/(2.*(Q*CR-R*SR)) TC2 456
DY(12)=Q*CR-R*SR                                       TC2 457
DY(13)=-P/2,-(DY(9)*SR+DY(10)*CR)/(2.*(Q*CR-R*SR)) TC2 458
GU TO 504                                             TC2 459
501 DY(11)=P*(Q*SR+R*CR)/CP                           TC2 460
DY(12)=Q*CR-R*SR                                       TC2 461
DY(13)=(Q*SR+R*CR)/CP                                 TC2 462
502 GU TO (600,602,304,806),WAY                      TC2 463
*** OUT PUT ***                                       TC2 464
600 JU=JU-1                                            TC2 465
IF(JU.EQ.U) GU TO 601                                TC2 466
IF(JU.NE.NN) GU TO 700                               TC2 467
601 JU=KKK                                             TC2 468
602 UP=P/PAIZ                                          TC2 469
OU=Q*DEGREE                                           TC2 470
OR=R*DEGREE                                           TC2 471
OROLL=KOLL*DEGREE                                     TC2 472
OPITCH=PITCH*DEGREE                                  TC2 473
OYAW=YAW*DEGREE                                       TC2 474
OYAW=OYAW+90.0                                        TC2 475
OUU=DY(5)/GU                                           TC2 476
OUV=DY(6)/GU                                           TC2 477
OUW=DY(7)/GU                                           TC2 478
SIDE=SQRT(OUV**2+OUW**2)                              TC2 479
OUQ=DY(8)*DEGREE                                     TC2 480
OUQ=DY(9)*DEGREE                                     TC2 481
OUR=DY(10)*DEGREE                                    TC2 482
OUROLL=DY(11)*DEGREE                                  TC2 483
OUPITC=DY(12)*DEGREE                                  TC2 484
OUYAW=DY(13)*DEGREE                                  TC2 485
OROLL=KOLL*DEGREE                                     TC2 486
OALPHA=ALPHA*DEGREE                                   TC2 487
WEIGHT=M*GU                                            TC2 488
DWEIGH=DY(1)*GU                                       TC2 489
OSETA=BETA*DEGREE                                     TC2 490
IF(ISTE1.EQ.3) GU TO 650                             TC2 491
WRITE(6,610) T,VVV,VVA,SIDE,MACH,DOATU,OALPHA,EMP,EMQ,EMR,X,DY(2),TC2 492
1UA,OP,ODP,U,OSETA, MP1,MQ1,MR1,ABCDY,ABCDY,VA,OU,ODQ,YY,G,MP2,TC2 493
2MJ2,MR2,ABCUZ,ABCUZ,WA,OR,ODR,N,IX,MP3,MQ3,MR3, TC2 494
WRITE(6,611) U,OUU,VWB(1),OROLL,OUROLL,KHO,IY,FUAKO,MQ4,MR4,V,ODV,TC2 495
1,VWB(2),OPITCH,OPITC,THRUST,IZ,FUSOKU,MU5,MR5,W,ODW,VWB(3),OYAW, TC2 496
2OYAW,WEIGHT,DWEIGH                                  TC2 497
610 FORMAT(10E12.4)                                  TC2 498
611 FORMAT(10E12.4)                                  TC2 499
630 IF(IST.GT.1000) GU TO 700                         TC2 500
IF(ISTE1.EQ.1) GU TO 700                             TC2 501
IST=IST+1                                             TC2 502
PX(IST)=A                                             TC2 503

```

```

PLV(IST)=VVA TC2 504
PLW(IST)=MACH TC2 505
POV(IST)=ODU TC2 506
PLYAW(IST)=UYAW TC2 507
PLP(IST)=DOATU TC2 508
PLPIT(IST)=UPITCH TC2 509
PA(IST)=OALPHA TC2 510
PL2(IST)=UBETA TC2 511
PI(IST)=I TC2 512
PZ(IST)=ABCDZ TC2 513
PY(IST)=ABCUY TC2 514
**** FINISH TEST **** TC2 515
700 IF(ABCDZ.LI,0.0) GO TO 701 TC2 516
715 IF(T.LI,1END) GO TO 800 TC2 517
701 WRITE(6,702) TC2 518
702 FORMAT(1H1,3X4HTIME6X8HVELOCITY4X3HVVA8X9HIUV+DWI/G5X4HMMACH8X5HDOATC2 519
1TU7X5HALPHA8X2H4P10X2HMMU10X2HMR/ TC2 520
24X1HX10X2HDX10X2HUA10X1HP11X2HDP10X4HDRAG8X4HBETA9X3HMP19X3HMMU19X3TC2 521
3HMR1/ 4X1HY10X2HDY10X2HVA10X1HQ11X2HDDQ10X2HYY10X1HG12X3HMP29X3TC2 522
4HMQ29X3HMR2/ 4X1HZ10X2HDZ10X2HWA10X1HN11X2HUR10X1HN11X2HIX11TC2 523
5X3HMP39X3HMMU39X3HMR3/ 4X1HU10X2HUU10X4HVVW8X8X4HROLL8X5HROLLTC2 524
67X3HRRH09X2HIY11X4HFUKU8X3HMQ49X3HMR4/ 4X1HV10X2HDV10X4HVVBY8X5HTC2 525
7PITCH7X6HUPITCH6X6HTRUST6X2HIZ11X6HFUSOKU6X3HMQ59X3HMR5/ 4X1HW1TC2 526
80X2HDW10X4HVVW8Z8X3HYAW9X4HDYAW8X6HWEIGHT6X7HDWEIGHT) TC2 527
WRITE(6,610) T,VVV,VVA,SIDE,MACH,DOATU,OALPHA,EMP,EMQ,EMR,X,DY(2),TC2 528
1UA,OP,ODP,D,GBETA, MP1,MQ1,MR1,ABCDY,ABCUY,VA,OQ,ODQ,YY,G,MP2,TC2 529
2MU2,MR2,ABCDZ,ABCDZ,WA,OR,ODR,N,IX,MP3,MQ3,MR3, TC2 530
WRITE(6,611) U,OUU,VWB(1),OROLL,OUROLL,RHO,IY,FUAKO,MQ4,MR4,V,OUVTC2 531
1,VWB(2),UPIICH,ODPITC,THRUST,IZ,FUSOKU,MU5,MR5,W,ODW,VWB(3),OYAW, TC2 532
2OUYAW,WEIGHT,DWEIGH TC2 533
703 IF(ISITE1.EQ,1) GO TO 1000 TC2 534
**** PLOT ROUTINE **** TC2 535
I=1 TC2 536
782 IPP=IP(I) TC2 537
IF(IPP.EQ,0) GO TO 781 TC2 538
DO 790 I=1,1002 TC2 539
CUM1(I)=0.0 TC2 540
790 CUM2(I)=0.0 TC2 541
GO TO (721,722,723,724,725,726,727,728,729,730,731,732,733,734,735)TC2 542
1,736,737,738),IPP TC2 543
721 ISYMBL=10HTIME-X TC2 544
I11=6 TC2 545
IAIX1=10HTIME(S=C) TC2 546
IAIX2=10HX(M) TC2 547
I1=9 TC2 548
I2=4 TC2 549
DO 741 I=1,1002 TC2 550
CUM1(I)=PI(I) TC2 551
741 CUM2(I)=PA(I) TC2 552
GO TO 780 TC2 553
722 ISYMBL=10HTIME-Y TC2 554
I11=6 TC2 555
IAIX1=10HTIME(S=C) TC2 556
IAIX2=10HY(M) TC2 557
I1=9 TC2 558
I2=4 TC2 559
DO 742 I=1,1002 TC2 560
CUM1(I)=PI(I) TC2 561
742 CUM2(I)=PY(I) TC2 562
GO TO 780 TC2 563
723 ISYMBL=10HTIME-Z TC2 564
I11=6 TC2 565
IAIX1=10HTIME(SEC) TC2 566
IAIX2=10HZ(M) TC2 567
I1=9 TC2 568
I2=4 TC2 569
DO 743 I=1,1002 TC2 570
CUM1(I)=PI(I) TC2 571
743 CUM2(I)=PZ(I) TC2 572
GO TO 780 TC2 573
724 ISYMBL=10HTIME-JV TC2 574
I11=7 TC2 575
IAIX1=10HTIME(S=L) TC2 576
IAIX2=10HUV(G) TC2 577
I1=9 TC2 578
I2=5 TC2 579
DO 744 I=1,1002 TC2 580
CUM1(I)=PI(I) TC2 581
744 CUM2(I)=PUV(I) TC2 582
GO TO 780 TC2 583
725 ISYMBL=10HTIME-V TC2 584
I11=6 TC2 585
IAIX1=10HTIME(SEC) TC2 586
IAIX2=10HV(M/SEC) TC2 587

```



I1=9	TC2	588
I2=8	TC2	589
DO 745 I=1,1002	TC2	590
CUM1(I)=PI(I)	TC2	591
745 CUM2(I)=PLV(I)	TC2	592
GO TO 780	TC2	596
726 ISYMBL=10H1IME-MACH	TC2	594
I11=9	TC2	595
IAIX1=10H1IME(SEC)	TC2	596
IAIX2=10H1IME	TC2	597
I1=9	TC2	598
I2=4	TC2	599
DO 746 I=1,1002	TC2	600
CUM1(I)=PI(I)	TC2	601
746 CUM2(I)=PLW(I)	TC2	602
GO TO 780	TC2	603
727 ISYMBL=10H1IME-JOATU	TC2	604
I11=10	TC2	605
IAIX1=10H1IME(SEC)	TC2	606
IAIX2=10H1IME(TON/12)	TC2	607
I1=9	TC2	608
I2=9	TC2	609
DO 747 I=1,1002	TC2	610
CUM1(I)=PI(I)	TC2	611
747 CUM2(I)=PLP(I)	TC2	612
GO TO 780	TC2	613
728 ISYMBL=10H1IME-ALPHA	TC2	614
I11=10	TC2	615
IAIX1=10H1IME(SEC)	TC2	616
IAIX2=10H1IME(SEC)	TC2	617
I1=9	TC2	618
I2=10	TC2	619
DO 748 I=1,1002	TC2	620
CUM1(I)=PI(I)	TC2	621
748 CUM2(I)=PA(I)	TC2	622
GO TO 783	TC2	623
729 ISYMBL=10H1IME-PITCH	TC2	624
I11=10	TC2	625
IAIX1=10H1IME(SEC)	TC2	626
IAIX2=10H1IME(SEC)	TC2	627
I1=9	TC2	628
I2=10	TC2	629
DO 749 I=1,1002	TC2	630
CUM1(I)=PI(I)	TC2	631
749 CUM2(I)=PLPI(I)	TC2	632
GO TO 783	TC2	633
730 ISYMBL=10HZ-DV	TC2	634
I11=4	TC2	635
IAIX1=10H1IME(G)	TC2	636
IAIX2=10H1IME(M)	TC2	637
I1=5	TC2	638
I2=4	TC2	639
DO 750 I=1,1002	TC2	640
CUM2(I)=PZ(I)	TC2	641
750 CUM1(I)=PDV(I)	TC2	642
GO TO 783	TC2	643
731 ISYMBL=10HZ-V	TC2	644
I11=5	TC2	645
IAIX1=10H1IME(M/SEC)	TC2	646
IAIX2=10H1IME(M)	TC2	647
I1=8	TC2	648
I2=4	TC2	649
DO 751 I=1,1002	TC2	650
CUM2(I)=PZ(I)	TC2	651
751 CUM1(I)=PLV(I)	TC2	652
GO TO 780	TC2	653
732 ISYMBL=10HZ-MACH	TC2	654
I11=6	TC2	655
IAIX1=10H1IME	TC2	656
IAIX2=10H1IME(M)	TC2	657
I1=4	TC2	658
I2=4	TC2	659
DO 752 I=1,1002	TC2	660
CUM2(I)=PZ(I)	TC2	661
752 CUM1(I)=PLW(I)	TC2	662
GO TO 780	TC2	663
733 ISYMBL=10HZ-DDATU	TC2	664
I11=7	TC2	665
IAIX1=10H1IME(TON/M2)	TC2	666
IAIX2=10H1IME(M)	TC2	667
I1=9	TC2	668
I2=4	TC2	669
DO 753 I=1,1002	TC2	670
CUM2(I)=PZ(I)	TC2	671

753	CUM1(I)=PLP(I)	TC2	672
	GO TO 780	TC2	673
754	ISYMBL=10HX-Y	TC2	674
	I11=3	TC2	675
	IAIX1=10HX(M)	TC2	676
	IAIX2=10HY(M)	TC2	677
	I1=4	TC2	678
	I2=4	TC2	679
	DO 754 I=1,1002	TC2	680
	CUM1(I)=PX(I)	TC2	681
754	CUM2(I)=PY(I)	TC2	682
	GO TO 780	TC2	683
765	ISYMBL=10HX-Z	TC2	684
	I11=3	TC2	685
	IAIX1=10HX(M)	TC2	686
	IAIX2=10HZ(M)	TC2	687
	I1=4	TC2	688
	I2=4	TC2	689
	DO 755 I=1,1002	TC2	690
	CUM1(I)=PX(I)	TC2	691
755	CUM2(I)=PZ(I)	TC2	692
	GO TO 780	TC2	693
756	ISYMBL=10HY-Z	TC2	694
	I11=3	TC2	695
	IAIX1=10HY(M)	TC2	696
	IAIX2=10HZ(M)	TC2	697
	I1=4	TC2	698
	I2=4	TC2	699
	DO 756 I=1,1002	TC2	700
	CUM1(I)=PY(I)	TC2	701
756	CUM2(I)=PZ(I)	TC2	702
	GO TO 780	TC2	703
757	ISYMBL=10HALPHA-BETA	TC2	704
	I11=10	TC2	705
	IAIX1=10HBTATA(D=6)	TC2	706
	IAIX2=10HALPHA(UEG)	TC2	707
	I1=9	TC2	708
	I2=10	TC2	709
	DO 757 I=1,1002	TC2	710
	CUM2(I)=PA(I)	TC2	711
757	CUM1(I)=PL2(I)	TC2	712
	GO TO 780	TC2	713
758	ISYMBL=10HPIITCH-YAW	TC2	714
	I11=9	TC2	715
	IAIX1=10MYAW(DEG)	TC2	716
	IAIX2=10HPIITCH(UEG)	TC2	717
	I1=8	TC2	718
	I2=10	TC2	719
	DO 758 I=1,1002	TC2	720
	CUM2(I)=PLPIT(I)	TC2	721
758	CUM1(I)=PLYAW(I)	TC2	722
780	CALL PLOTIS(LABEL,0.)	TC2	723
	CALL SYMBUL(P9,P10,P2,ISYMBL,P1,I11)	TC2	724
783	CALL SCALE(CUM1,P13,IST,1)	TC2	725
	CALL SCALE(CUM2,P10,IST,1)	TC2	726
	CALL AXIS(P5,P4,IAIX1,-11,P12,P1,CUM1(IST+1),CUM1(IST+2))	TC2	727
	CALL AXIS(P5,P4,IAIX2,I2,P10,P20,CUM2(IST+1),CUM2(IST+2))	TC2	728
	CALL PLOT(P5,P4,-13)	TC2	729
	CALL LINE(CUM1,CUM2,IST,1,I3,2H04)	TC2	730
	CALL PLOT(P19,-P4,-13)	TC2	731
	CALL PLOT	TC2	732
781	IF(I,GE,17) GO TO 1000	TC2	733
	I=I+1	TC2	734
	GO TO 782	TC2	735
***	RUNGE,KUTIA,GILL METHOD ***	TC2	736
800	DO 801 I=1,13	TC2	737
	KKG1=H*DY(I)	TC2	738
	RKG2=0.5*KKG1-RKG3(I)	TC2	739
	KKG3(I)=KKG3(I)+3.0*RKG2-0.5*KKG1	TC2	740
801	Y(I)=Y(I)+KKG2	TC2	741
	TI=TI+0.5*H	TC2	742
	T=T+0.5*H	TC2	743
	WAY=2	TC2	744
	GO TO 400	TC2	745
802	DO 803 I=1,13	TC2	746
	KKG1=H*DY(I)	TC2	747
	KKG2=0.2928932*(RKG1-KKG3(I))	TC2	748
	KKG3(I)=KKG3(I)+3.0*RKG2-0.2928932*KKG1	TC2	749
803	Y(I)=Y(I)+KKG2	TC2	750
	WAY=3	TC2	751
	GO TO 400	TC2	752
804	DO 805 I=1,13	TC2	753

RKG1=H*DY(I)	TC2 754
RKG2=1.707107*(RKG1-RKG3(I))	TC2 755
RKG3(I)=RKG3(I)+3,U=RKG2-1.707107*RKG1	TC2 756
805 Y(I)=Y(I)+RKG2	TC2 757
TI=TI+U,5*M	TC2 758
T=T+U,5*M	TC2 759
MAY=4	TC2 760
GO TO 400	TC2 761
806 DO 807 I=1,10	TC2 762
RKG1=H*DY(I)	TC2 763
RKG2=(RKG1-2,U=RKG3(I))/0,0	TC2 764
RKG3(I)=RKG3(I)+3,0=RKG2-U,5*RKG1	TC2 765
807 Y(I)=Y(I)+RKG2	TC2 766
GO TO 300	TC2 767
END	TC2 768

TM-132 行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川 隼人, 戸川 保子
TM-133 フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中 幸彦, 齊藤 浩一 古田 敏康, 川島 矩一郎 三本 茂夫, 小川 鉦一 越出 慎一, 朝田 洋雄 越倉 郁夫, 大竹 邦彦
TM-134 AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年5月	齊藤 秀夫, 石原 久蔵 原 亘利, 野田 順一 関 根 英 夫
TM-135 歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川 鉦一, 遠藤 修司
TM-136 “NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井 暎一, 飯田 宗四郎 高木 俊朗, 安藤 泰勝 菊地 孝 男
TM-137 ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年5月	毛利 浩
TM-138 片持板の振動解析に関する考察	1968年6月	埴 武敏, 越出 慎一 林 洋 一
TM-139 薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年6月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田 宗四郎
TM-140 二次元スラットおよびスロットッドフラップの実験的研究 (II)	1968年7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141 超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年7月	近藤 博, 坂口 一 八 山 優, 高 森 晋 犬丸 矩夫, 高 橋 侔
TM-142 二次元スラットおよびスロットッドフラップの実験的研究 (III)	1968年7月	犬丸 矩夫, 高 橋 侔
TM-143 端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義 男
TM-144 真ひずみ計の試作	1968年8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義 男

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145号

昭和43年8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) ☎182  
印刷所 一誠社綜合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

