

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-216

安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法

大石 晃・山中龍夫・冠 昭夫

1972年2月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-180	ジェットエンジン燃焼器出口ガス流の乱れの測定(II) —レーザのドップラ効果を利用する方法—	1970年5月	相波 哲明
TM-181	航空機の乗り心地について	1970年6月	幸尾 治明
TM-182	排気系障害板の模型実験	1970年9月	田辺 義一
TM-183	ロケット模型の大型低速風洞試験	1970年9月	近藤 洋史, 高橋 宏 桑野 尚明
TM-184	金属線へ衝突する液滴の現象	1970年9月	田丸 卓, 乙幡 安雄
TM-185	推進エンジン用空気取入口の予備実験	1970年9月	近藤 博, 石賀 保正
TM-186	NAL-25・31型ロケットの試作と飛行試験	1970年11月	宇宙研究グループ
TM-187	推力300kg シンバル液体ロケットエンジンの揺動特性(I)	1970年11月	檜崎 哲二, 中野 富雄 橋本 亮平, 竹花 真一郎
TM-188	自由飛行模型 FFM-10の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について	1970年11月	河崎 俊夫, 河本 巖 戸田 勸
TM-189	燃料蒸発管に関する研究(III) —管内の燃料・空気二相流への熱伝達—	1970年12月	田丸 卓, 乙幡 安雄 鈴木 邦男
TM-191	大型電子計算機プログラム・ライブラリ	1970年12月	戸川 隼人, 磯部 俊夫
TM-192	極超音速風洞M9ノズル較正試験	1971年1月	長洲 秀夫, 橋本 登 穂積 弘一, 松崎 貴至
TM-194	航空機のSTOL性に関する一考察	1971年1月	田辺 義一
TM-195	曲面壁上の噴流に対する噴出孔形状, 配列の効果について	1971年1月	西村 英明, 臼井 弘 井上 重雄, 三村 富嗣雄
TM-196	NAL-16H型ロケットの研究試作	1971年1月	宇宙研究グループ
TM-197	二次元煙風洞について	1971年1月	高橋 宏, 戸田 亘洋 白井 正孝,
TM-198	等高線を描かせるプログラム	1971年2月	磯部 俊夫
TM-199	航空機用ヒーターの燃焼器の開発実験	1971年2月	堀内 正司, 本間 幸吉 矢 荻 恵一
TM-202	単発STOL実験機に関する研究 —テレメータ実験局の電界強度測定—	1971年6月	幸尾 治明, 小野 孝次 矢 沢 健司, 塚野 雄吉
TM-203	固体ロケットの比推力測定の標準化	1971年6月	五代 富文, 岡部 祐二郎 清水 昭紀, 伊藤 克弥 西村 久男
TM-204	サーボ機構の温度応用改善用デジタルコントローラについて	1971年7月	小川 鑛一, 島村 正人 (日本大学)
TM-205	自由飛行模型 FFM-10の動安定微係数の推定について	1971年7月	河崎 俊夫, 河本 巖
TM-206	静止衛星の軌道保持シミュレーションシステムの構成(I) —地球の重力場による摂動—	1971年8月	松島 弘一
TM-207	対称スピン衛星用ニューテーション・ダンパの解析	1971年9月	村上 力, 狼 嘉彰
TM-208	薄板継手構造の強度についての実験 —接着およびリベット継手—	1971年11月	池田 為治, 熊倉 郁夫 竹内 和之
TM-209	試作接着面応力センサの較正試験	1971年11月	大竹 邦彦, 遠藤 修司 野口 義男

安定板を有する固体ロケットの操舵要求軽減法*

大石 晃**・山中 龍夫**・冠 昭夫***

An Estimation of Deflection Requirements of An Aero-Stable Solid Propellant Rocket Vehicle

By Akira OHISHI, Tatsuo YAMANAKA, & Akio KAMMURI

In this paper, are estimated the peak deflection angles and the total injectants required to control an aero-stable solid propellant rocket vehicle (the 1st stage) by SITVC (secondary injection thrust vector control) system.

It is desirable to minimize those values under the given constraints; to minimize the aerodynamic load on the body, to minimize the flow rate capacity of the injection valves and to minimize the capacity of the injectants feed system. In order to realize the minimum deflection angles, the load relief auto-pilot method is used. A non-gravity-turn nominal trajectory is presented to reduce the effects of wind disturbance. The results of the computer simulation are discussed.

1. ま え が き

筆者らの行っている流体2次噴射による推力方向制御 (Secondary injection thrust vector control, 以下頭文字 SITVC と略称する) 機構の総合的解析の一環として, 実用規模の大型ロケットで必要とされる制御用噴射流体量を評価する。この評価に用いる具体的なパラメータは最大必要舵角と必要全噴射流体量である。これらは噴射弁容量やタンク容量などの設計上重要であるだけでなく, 機体構造の強度設計や各段の重量配分を考慮する上でも有用である。

すなわち最大舵角を小さく押えることが可能ならば, それに応じて最大噴射流量は小さくなり配管を含めた噴射弁容量は小さくてすむ, と同時に機体にかかる負荷も少なくなる。この観点から負荷軽減^{1,2)} (Load Relief) 航法を適用してその可能性と効果を探る。また噴射流体のタンク容量に関連して必要全噴射流体量の節減が望まれる。重力ターン(重力施回法, gravity turn, 以下同じ) によらない基準軌道を設定し, 偏西風外乱の影響を減少させることにより, その全流体量の大巾な節減効果を確認する。

負荷軽減航法に関しては, Borsody & Teren により一般化した風速モデル (三, 四角形状) に対し安定限界内で最小制御を行う問題として取り上げられ, さらに Scalzott & Teren²⁾ によってその最小舵角実現法が研究されている。そこでは動圧最大時の諸データを用いて最小舵角を評価する一般的な問題を取り扱っているが, 本稿では必要全噴射流体量の算出をも併せて行うため特定のロケット (既に中止された Q ロケット) を題材として取り上げて, 全時間にわたるデジタル・シミュレーションを実行する。舵角を評価するためのシミュレーションは, やはり Teren et al³⁾ により大型ロケット SIVB や SSÖPM を用いて行われているが, そこでの論点はカナール翼 (Canard), フィン (fin) など空力翼の効果で, 負荷軽減 (Load Relief) 効果や全流体量の評価には言及していない。又我国の固体ロケットは, SITVC を予定している M ロケットも上述の Q ロケットもいずれも空力安定型である点いくぶん異った結果を呈すると思われる。その点にも考慮を払って当解析を進める。

2. 記 号

文中とくに説明のない主な記号を記す。

θ : ピッチ姿勢角

γ : 経路角

* 昭和46年12月20日 受付

** 宇宙研究グループ

*** 角田支所

α : 迎え角
 α_W : 風角
 δ : 舵角
 M : ロケット質量
 W, W : ロケット重量
 T, T : 主推力
 F_A, F_A : 空力抵抗
 F_N, F_N : 単位迎え角あたりの揚力
 V, V : ロケットの絶対速度
 V_W, V_W : 風速
 V_R, V_R : ロケットの相対(対気)速度
 l : ロケット長
 l_{CG} : 先端から重心までの長さ
 l_{CP} : 先端から空力中心までの長さ
 l_a : 空力モーメントアーム
 l_c : 制御モーメントアーム
 I : 慣性モーメント
 J : 空力ダンピングモーメント
 μ_a : 空力パラメータ $F_N l_a / I$
 μ_c : 制御パラメータ $T l_c / I$
 ν : 空力ダンピングパラメータ J / I
 Q : 動圧
 $Trq-W$: 風外乱トルク
 $Trq-C$: 制御トルク
 $K_C, K_\theta, K_R, K_a, K_r, K_S, K_I$
: 制御系ゲイン定数
 \dot{m}_i : 2次噴射流量
 L_T : 必要全噴射流量

3. 方法の概説

後述するようないくつかの場合に分類して、ロケットを制御飛行させるディジタルシミュレーションを行う。その結果得られる必要最大舵角、制御力全力積などを比較する。ここで用いるロケットデータは既に計画の中止されたQロケットの諸元である。筆者などの行っている SITVC (流体2次噴射による推力方向制御) 特性の総合的解析の一環として、その必要噴射流量を実用規模のロケットを用いて評価することが主目的であるためこのロケットを用いた。

又この種の解析では、ミッションに応じて誘導側から課される制約条件は異なり、制御だけを切離して考察することは意味がなくなる。したがってここでは、このロケットにより200kmの円軌道に230kgの有償負荷を運ぶための誘導計画を基準に次の制約条件を設定する。

a1) ピッチ面内の運動に限る。

- a2) 発射方位角は局地東方 ($\phi_0=90^\circ$)
a3) 発射姿勢角は75° ($\theta_0=75^\circ$)
a4) 初段推力停止時の高度は $26.7 \pm 1 \text{ km}$
a5) いずれの飛行モードでも推力停止時の姿勢角を一致させる ($\theta(t_e)=\theta_N(t_e)$)

ここで速度について制約を課さないのは、発射条件と高度条件を与えれば、多少異った軌道に対しても空力抵抗の時間履歴、したがって速度の大きさにも大きな差異は現れないと思われること、又その方向(経路角 γ) に関して姿勢角の終端条件のため、すぐそれに引き続く2段目で修正可能な範囲にとどめられると考えられるためである。なお発射地点は宇宙開発事業団種子島発射基地(東経130°57', 北緯30°22')を想定する。

重力による経路角変化以外には外乱がないとして、5章に述べるような2種の基準軌道を提案する。すなわち、基準軌道がそれぞれ

- b1) 姿勢角 $\theta_{N1}(t)$, 変化率 $\dot{\theta}_{N1}(t)$
b2) 姿勢角 $\theta_{N2}(t)$, 変化率 $\dot{\theta}_{N2}(t)$

で規定する。b1)は外乱がない場合は原則として制御を必要としない軌道に相当し、b2)は平均風外乱に対して大きな制御を必要としない軌道に相当する。

それぞれの基準軌道に関して、外乱を印加し、次の制御則に従うような制御飛行を実行する。

C1) 追値制御 (Trimmed Control)

姿勢角 $\theta(t)$ が時々刻々 $\theta_N(t)$ と一致するような制御。

C2) 負荷軽減制御 (Load Relief Control)

機体にかかる空力、制御力負荷を軽減する目的で、制御能力が失われず、高度と姿勢角の終端条件が満たされる範囲内で、迎え角を小さくする制御。

次の二つを考える。

i) 制御系に迎え角 α からの負帰還を考慮する。

ii) 舵角 δ に制限を課する。すなわち c1) のときの $|\delta|_{MAX}$ より小さな δ_L を設けて

$$|\delta| \leq \delta_L$$

を満す範囲内で制御力を作用させる。

なお制御系については4章でふれる。又外乱としては初段で最も大きな影響を与える偏西風と推力ミスアライメントを取り上げる。

4. 計算式の説明

4.1 軌道シミュレーションの計算

筆者などが「ロケットの運動のハイブリッド計算」

方式評価のため開発した⁴⁾、回転運動を含む軌道のデジタルシミュレーション用計算プログラムを一部改良して使用する。このプログラムでは次の仮定をおいている。

- i) 地球は完全球形で密度分布は一様とする。
- ii) 定速度の地球回転を考える。
- iii) ロケットの運動は重心の並進運動と重心回りの回転運動よりなる。
- iv) ピッチ面内運動に限定する。
- v) ロールに関してはロケットのZ軸（ヨー軸）が、つねに地球中心を通る平面内にあるようにロール軸回りの制御が行われていると考える。
- vi) ヨー運動が起きないようにヨー軸回りの制御が行われていると考える。

本稿の制御力に関する解析もピッチ面内についてのみ行う。しかしロケットがX軸（ロール軸）回りに対称とすれば、ヨー面についてはピッチ面運動から重力の影響を取り去ったものとなるため、ピッチ面に関する解析結果からヨー面に関するそれらも推測できる。

4.2 短周期運動と制御の方程式

ロケットに働く力や角度を図1で概説する。力に関して、その符号は記入されている、X、Z軸の矢印方向をそれぞれ正として規定する。角度については、矢印が反時計回りを示すときを正とする。モーメントも、やはり反時計回りに作用するときを正とする。なお、空力安定型のロケットを取り上げているため、空力中心が重心よりも後方に位置している。

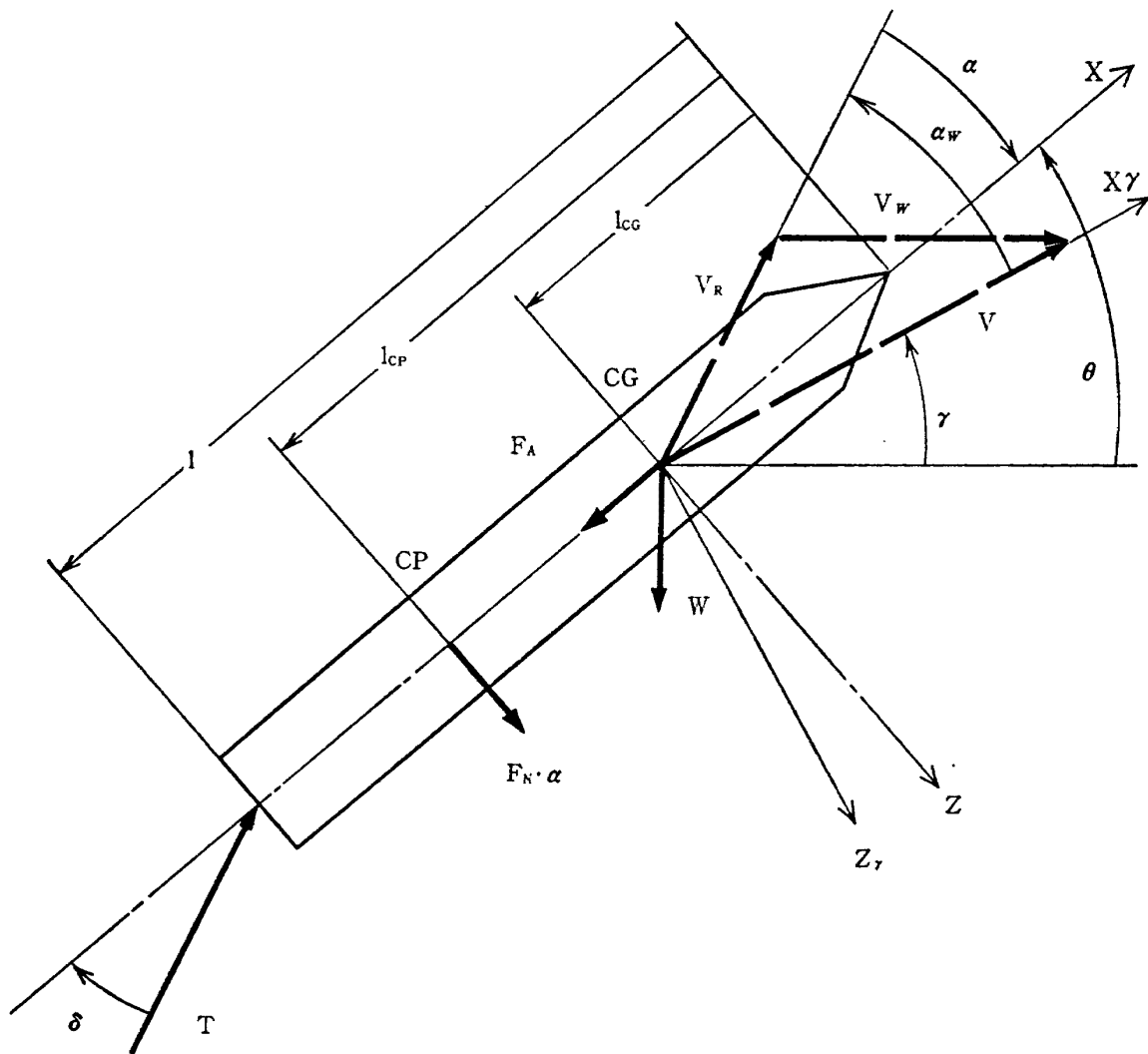


図1 ロケットに作用する力、角度などの概説

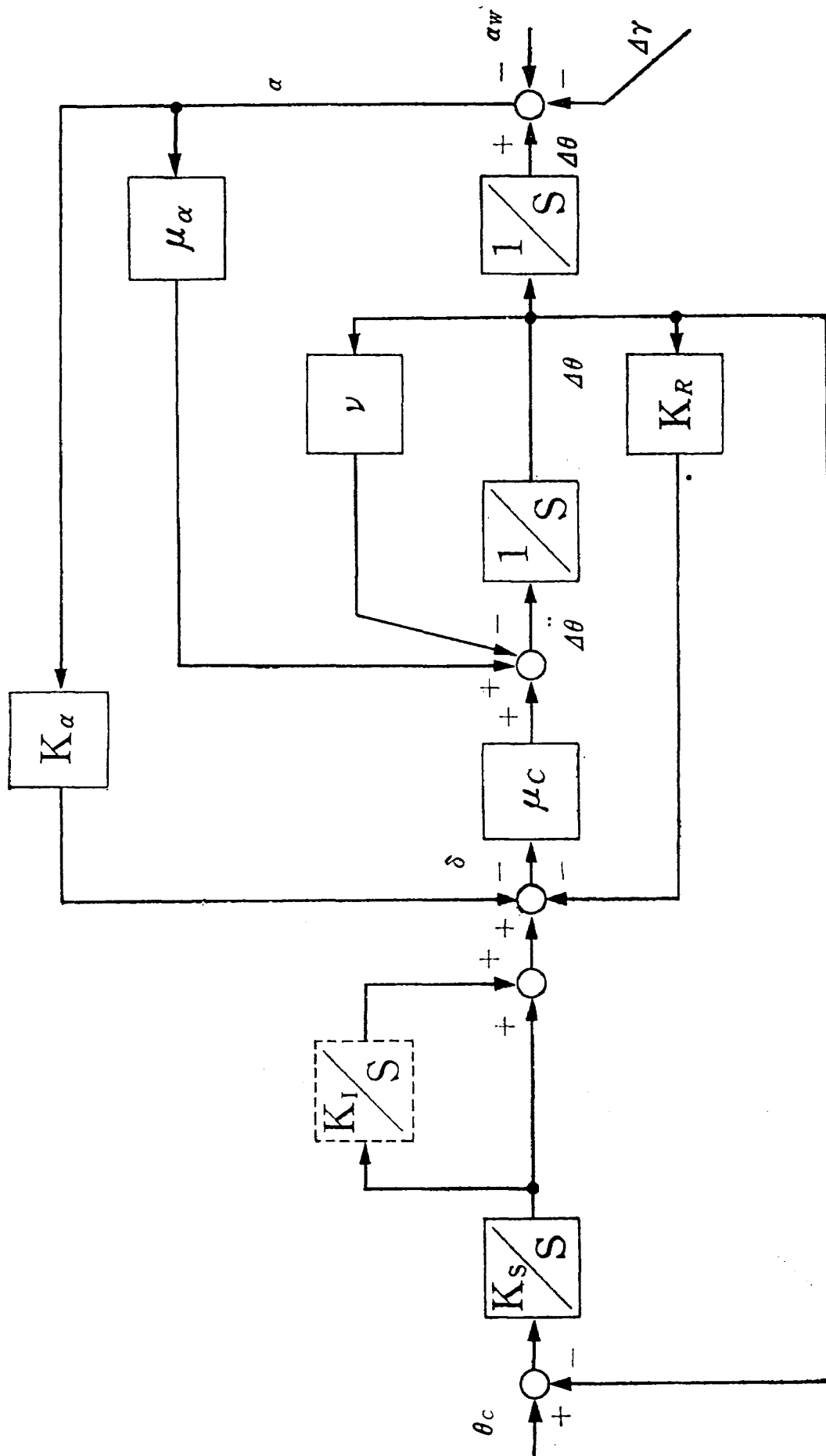


図 2 制御系ブロック図

付録 8.1に示すように、ピッチ面の短周期運動は、基準軌道回りに一次近似すると

$$\dot{\gamma} = (1/MV) \{ (T - F_A)\theta - (T - F_A - W \sin \gamma_N) \dot{\gamma} - T\delta + F_N \alpha \} \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} + \nu \dot{\theta} = \mu_c \delta + \mu_a \alpha \quad (2)$$

$$\alpha = \theta - \gamma - \alpha_W \quad (3)$$

$$\alpha_W = (V_W / V_N) \sin \gamma_N \quad (4)$$

で表わされる。表現の簡略化のため角度 θ , γ , $\dot{\theta}$ などはいずれも基準角からの偏差で表わしてある。

一方姿勢制御系において、その舵角は一般に次式で表現される。

$$\delta = K_c \theta_c - K_\theta \theta - K_R \dot{\theta} - K_\alpha \alpha - K_I \dot{\gamma} \quad (5)$$

ここで θ_c はピッチ姿勢の指令角で、開ループ誘導方式ではピッチプログラムで、又閉ループ誘導方式では誘導方程式の解として与えられる。

(1)~(5)により規定される運動は3次の応答特性を示すが、通常大型ロケットの場合2次系で妥当な近似がなされることが知られている。そのことは、大きな慣性のため経路角の変化率が姿勢角のそれに比べて極めてゆるやかで $\dot{\gamma} \ll \dot{\theta}$ と見なすことができることに対応し、そのとき経路角のノミナル角よりの偏差 γ は外乱の項にバイアスの形で含めて考えてよい。したがって、式(1)~(3)は γ に関する項が省かれて次式に帰する。

$$\ddot{\theta} + \nu \dot{\theta} = \mu_c \delta + \mu_a \alpha \quad (6)$$

$$\alpha = \theta - (\gamma + \alpha_W) = \theta - \alpha'_W \quad (7)$$

付録 8.2に記述するように当解析では図2の制御系を用いる。すなわち積分ジャイロの出力を積分補償して定常偏差を取り除いている。なお指令角はピッチレート・プログラムで与えることにする。そのとき舵角は次のようになる。

$$\delta = \int K_s (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) dt + \int K_I \int K_s (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) dt dt - K_R \dot{\theta} - K_\alpha \alpha \quad (8)$$

(6)~(8)式よりその特性関数 $F(s)$ は次式で表わされる。(付録 8.1, 8.2 参照)

$$F(s) = s^3 + (\mu_c K_R + \nu) s^2 + \{ \mu_c (K_s + K_\alpha) - \mu_a \} s + \mu_c K_s K_I = (s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2)(s + \beta) \quad (9)$$

このときゲイン定数は次のように決められる。

$$\left. \begin{aligned} K_R &= (2\zeta \omega_n - \nu + \beta) / \mu_c \\ K_s &= (\omega_n^2 + \mu_a + 2\zeta \omega_n \beta) / \mu_c - K_\alpha \\ K_I &= \beta \omega_n^2 / (\omega_n^2 + \mu_a + 2\zeta \omega_n \beta - \mu_c K_\alpha) \end{aligned} \right\} (10)$$

これら定数の設定に用いられる μ_c , μ_a , ν の値は制御に最も負担のかかると思われる時点を選ぶ。そのための指標として

$$C\mu(t) = | \mu_a(t) / \mu_c(t) | \quad (11)$$

を用いることにする。外乱により引き起される迎え角 $\alpha(t)$ に対する制御 (舵角) $\delta(t)$ についてその平衡状態を仮定すれば(2)又は(6)によって

$$C\mu(t) = | \delta | / | \alpha |$$

となる。すなわち迎え角当りに必要な舵角を表わすことになり、制御効果 (の悪さ) を示す指標となる。予備計算により $C\mu(t)$ 最大時点を確認し μ_c , μ_a を次のように決める。 ν の値は他のパラメータに比して無視できる程度に小さいことも確認する。

$$\mu_c = 14.5 \quad \mu_a = -5.89 \quad \nu = 0$$

ζ , ω_n , β は設計値として与える。すなわち機体の固有振動数、曲げ周波数などを考慮して共振の危険がなく、信号 (指令, 外乱) に対して適切なる波効果を有することなどが要求される。ここでは、それら要求データがないため、外国の固体ロケットデータを参考(2,4,5)に予備計算を実行して次の値を用いる。

$$\omega_n = 3 \quad \zeta = 0.4 \quad \beta = 0.6$$

これらの値からゲイン定数は次のように計算される。

(イ) 迎え角フィードバックのないとき

$$K_\alpha = 0 \quad K_R = 0.207 \quad K_s = 0.313 \quad K_I = 1.19$$

(ロ) 迎え角フィードバックを考慮するとき

$$K_\alpha = 0.1 \quad K_R = 0.207 \quad K_s = 0.213 \quad K_I = 1.75$$

4.3 操舵要求の評価式

舵角の (絶対値の) 最大値 $|\delta|_{max}$ を算出すれば、必要最大噴射流量 $(\dot{m}_i)_{max}$ は次式から容易に求められる。SITVC の比推力を Isp として

$$(\dot{m}_i)_{max} = |\delta|_{max} \cdot T / Isp \quad (13)$$

となる。また、必要全噴射流体量 L_T は次の積分で算出される。

$$L_T = \int_{t_0}^{t''} (T |\delta| / Isp) dt \quad (14)$$

ここで舵角 δ の構造について考えておく。指令信号と外乱は一般には区別せずに入力信号 (制御) u として取り扱われる。そして入力 u_1 , u_2 , u_3 …… に対する出力を舵角 δ_1 , δ_2 , δ_3 …… にとれば、全舵角 δ はそれらの線形和として表わされる。

$$\delta(t) = \delta_1(t) + \delta_2(t) + \delta_3(t) + \dots \quad (15)$$

$$\delta_1 = u_1 * g_1, \quad \delta_2 = u_2 * g_2, \quad \delta_3 = u_3 * g_3 \dots \quad (16)$$

ただし g_1 , g_2 , …… は重み関数, * は重畳積を表わす。また、ラプラス変換を用いれば上式はそれぞれ次のようになる。

$$\Delta(s) = \Delta_1(s) + \Delta_2(s) + \Delta_3(s) + \dots \quad (17)$$

$$\Delta_1 = U_1 G_1, \quad \Delta_2 = U_2 G_2, \quad \Delta_3 = U_3 G_3, \dots \quad (18)$$

本稿では U_1 としては指令信号 ($\dot{\theta}_c$ の積分値), U_2 としては外乱風の迎え角 α'_W , そして U_3 としては推力ミ

スライメント角といずれも角度信号を用いる。それらに対する出力としての(16)式の δ に関して(13), (14)式を算出することになる。ただミスライメントについては, 一定値を仮定して用いることと後述する理由からその伝達関数が $G_3 \equiv -1$ とみなされることから外挿計算することにする。 u_1, u_2 については

$$u_1 = \int_{t_0}^t \dot{\theta}_c(t) dt \quad (19)$$

$$u_2 = \alpha_W'(t) = \alpha_W(t) + \dot{\gamma}(t) \quad (20)$$

で表わされるが $\dot{\gamma}$ (経線角の基準飛行時よりの偏差)が大きくなれば, u_2 は飛行モードの差異によってほとんど影響を受けず風の形状により決る。一方 u_1 については, 基準軌道が重力ターン軌道で, しかもこの軌道にそって飛行する限りはその値がほとんど零になる。

$$u_1(t) \equiv 0, U_1(s) \equiv 0$$

$$\text{したがってそのとき } \delta \text{ は } \delta = \delta_1 + \delta_2 \quad (21)$$

となり外乱に対する操舵のみとなる。

次に舵角に初めから制限 $|\delta| \leq \delta_L$ を与える負荷軽減航法では, $|\delta|$ が δ_L を越える期間で u_1 に変更が加えられると考えられる。そのとき姿勢角の終端条件によって

$$\int_{t_0}^{t_1} u_1(t) dt = 0 \quad (22)$$

が満たされなければならない。 u_1 は δ_L 期間中は外乱 u_2, u_3 による効果を打ち消す方向に作用する。もし伝達関数 G_1 のゲインが一定値 C ならば

$$\int_{t_0}^{t_1} \delta_1(t) dt = c \int_{t_0}^{t_1} u_1(t) dt = 0$$

となり(14)式の L_T には影響しないが, 実際は δ_1 は次式で近似できる。

$$\delta_1(t) \equiv c_\mu(t) u_1(t) \quad (23)$$

C_μ は δ_L 期間中は大きく, ピークを過ぎて減少する傾向がある。このことより

$$\int |\delta_1 + \delta_2 + \delta_3| dt < \int |\delta_2 + \delta_3| dt$$

が成り立ち, 全噴射流体量 L_T も減少することが期待される。

なお基準軌道として重力ターン軌道を用いない場合は

$$u_1(t) \equiv 0 \quad (24)$$

となるが, u_3 を適切に選ぶことによって

$$|\delta| = |\delta_0 + \delta_2 + \delta_3| < |\delta_2 + \delta_3| \quad (25)$$

を実現することができる。それについては5章で述べる。

5. 基準飛行軌道

基準軌道は外乱を考慮に入れないときの基準軌道

で, これには単に計算上の比較基準のためのものと, 実際にそれに添わせて制御飛行をさせるための基準軌道の二つがある。ここでは後者の意味で用いられる場合について検討する。

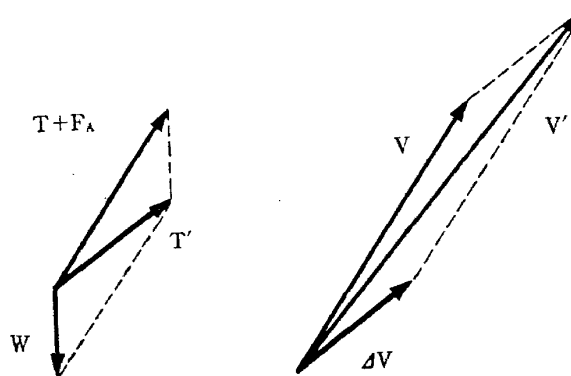


図3 重力ターンの概説

先ず通常よく使われる重力ターン軌道を考える。この場合, 図3に見るように実際にロケットに働く力は軸力(推力, 空力抵抗)と重力の合力 T' で, これによる加速度 ΔV により速度 V は V' に変化する。この速度方向すなわち経路角 γ に, 姿勢角 θ を瞬時々々一致させることにより重力ターン軌道は得られる。ただし, 発射台離脱直後は速度が小さいため, 初期に姿勢が下がりすぎ最終高度が低くなるので, 適当な時間定姿勢飛行をする。したがって重力ターンで決る基準姿勢角は

$$\theta_N(t) = \begin{cases} \theta_0 & 0 \leq t \leq t_1 \\ \lim_{h \rightarrow 0} \gamma(t-h) & t > t_1 \end{cases} \quad (26)$$

となる。ここで t_1 は他の要求より決る。例えば, 当解析では3章で数項目の拘束条件を与えたが, これは第一の要求となる。しかし他にも重要な要求がある。制御飛行をする場合, $0 \leq t \leq t_1$ 期間中定姿勢を保とうとすれば, 重力による経路角の変動したがって迎え角を生じる。これによるトルクは, t_1 が小さい時は動圧がほとんど出ていないので問題はないが, t_1 が大きくなると急速に増大し, これを制御するための舵角が大きくなる。発射直後に大きな舵角を要求するような飛行は安全上避けるべきと思われる。そのための指標にはやはり4章で説明した $C_\mu(t)$ を用いる。この C_μ は初期には増加関数となる。ここでは

$$C_\mu(t) \leq 0.05 \quad t \leq t_\mu$$

となるように t_1 の範囲に t_μ なる制限を加える。この程度に選べば, $|\alpha| = 20^\circ$ としても $|\delta| \leq 1^\circ$ となり, 実用上十分な安全が見込まれる。以上二つの要求を考慮して,

$$t_1 = 5 \text{ (秒)}$$

と定める。

基準軌道を上に述べた重力ターン軌道に選べば、外乱がないときはほとんど制御の必要がない。したがって外乱がほとんど無視できるときや、作用方向の予測できない外乱に対してはこの軌道を基準軌道とすることは妥当といえる。

しかし、初段では最も大きい外乱が（偏西）風であり、その形状（風向、風速）は発射地点と時期さえ決れば統計的に予測できる。たとえば、ここで用いた種子島上空・一月の観測データによれば（図8参照）、西風が支配的でありロケットの東方打ち上げに対して追い風になっている。空力安定型ロケットに対しては、この追い風外乱は姿勢を起す方向に作用する。

今上述の重力ターンで決る姿勢変化率 $\dot{\theta}_{N1}$ と異なる $\dot{\theta}_{N2}$

を考え

$$\dot{\theta}_{N2}(t) \begin{cases} \leq \dot{\theta}_{N1}(t) & t_0 \leq t \leq t_1 \\ > \dot{\theta}_{N1}(t) & t_1 < t \end{cases} \quad (27)$$

$$\int_{t_0}^{t_1} \dot{\theta}_{N2}(t) dt = \int_{t_0}^{t_1} \dot{\theta}_{N1}(t) dt \quad (28)$$

を満す姿勢角 θ_{N2} により別の飛行軌道を導入する。例として当解析で用いたものを図4に示す。もし外乱がないとして、ロケットをこの θ_{N2} に添わせて飛行させようとするれば、 t_1 を越える範囲では重力による姿勢変化（下向き）に抗して姿勢を起すような操舵が要求される。このときの舵角 δ_1 は、追い風外乱に対する舵角 δ_2 とは逆極性となる。したがって θ_{N2} による軌道をノミナル軌道として採用すれば、動圧の影響の強く現れる附近で

$$|\delta_{N2}| = |\delta_1 + \delta_2| < |\delta_2| = |\delta_{N1}| \quad (29)$$

により舵角を減少することができる。ここで δ_{N1} 、 δ_{N2} はそれぞれ θ_{N1} 、 θ_{N2} に従うときの舵角である。

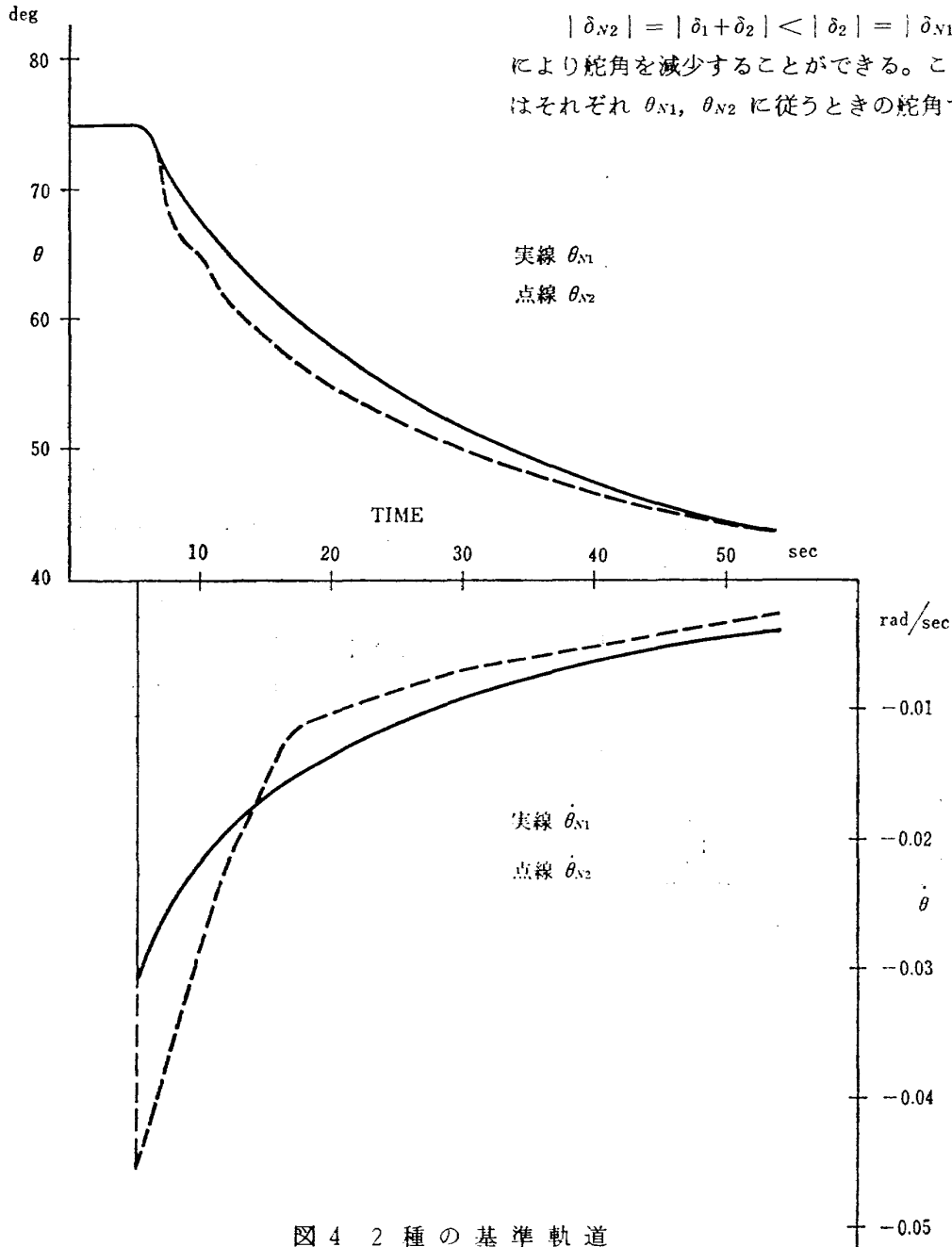
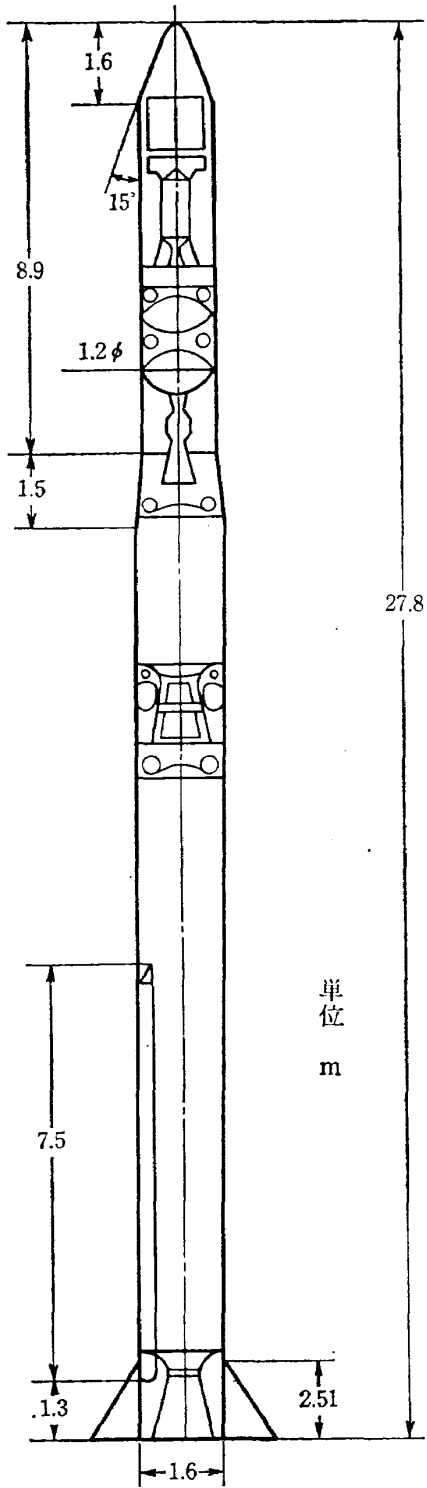


図4 2種の基準軌道



ロケット長 l	一定	27.8 m
初段直径 D	一定	1.6 m
推力 [海面換算] T	一定	130.0 ton
重量 [海面換算] W	0秒	51.53 ton
	54秒	21.13 ton
重心位置 [機首基準] l_{cc}	0秒	17.0 m
	54秒	12.9 m
慣性モーメント I	0秒	191.7 ton·m·sec ²
	54秒	80.9 ton·m·sec ²

図 5 ロケットの概観

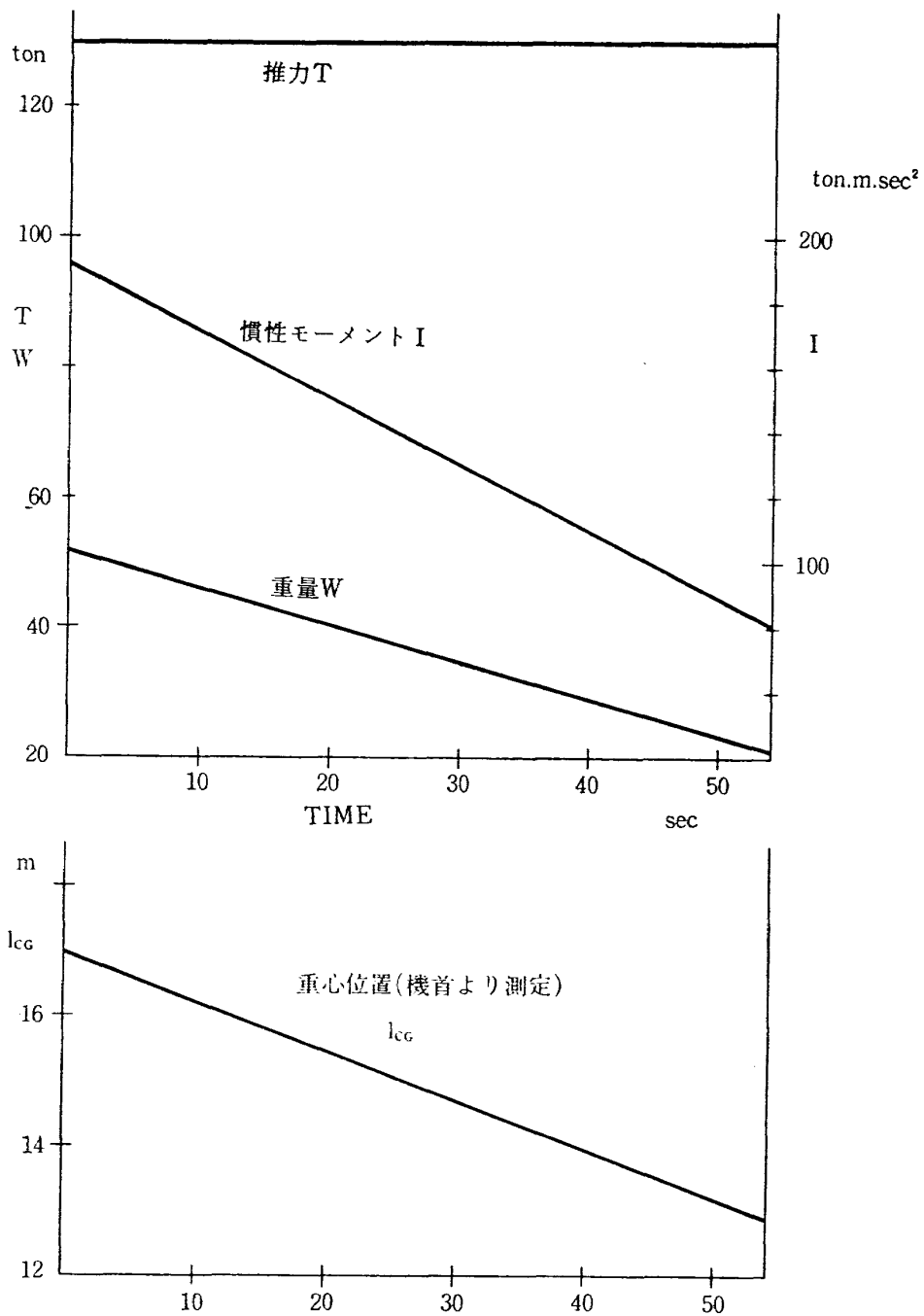


図 6 ロケット本体データ

6. 入力データ

使用した主な入力データは次のものである。関数関係は折線近似関数発生を使う。

6.1 ロケット諸元

- i) ロケット寸法 図 5
 - ii) 重量-時間
 - iii) 推力-時間
 - iv) 慣性モーメント-時間
 - v) 重心位置-時間
- } 図 6

重量、推力ともに海面換算数値で表わしてある。計

算では重量は質量に変換して実行するので問題ないが、推力は次式による高度（大気圧）補正をする。

$$\left. \begin{aligned} T(h) &= T_{\infty} - p(h) S \\ T_0 = T(o) &= T_{\infty} - p_0 S \end{aligned} \right\}$$

6.2 空力データ

- i) 空力中心-マッハ数
 - ii) 抵抗係数-マッハ数
 - iii) 揚力係数-マッハ数
 - iv) 縦減衰モーメント係数-マッハ数
- } 図 7

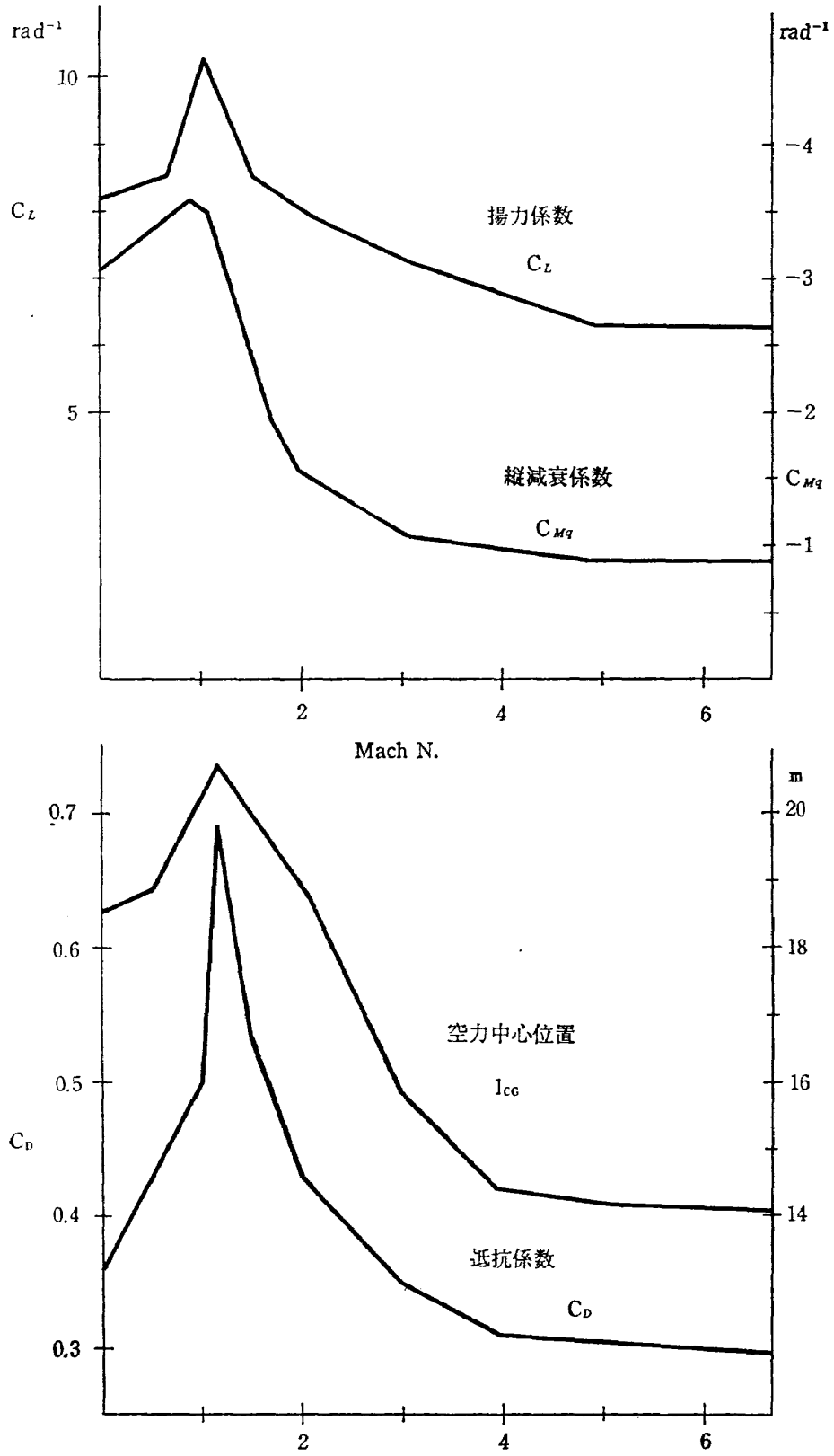
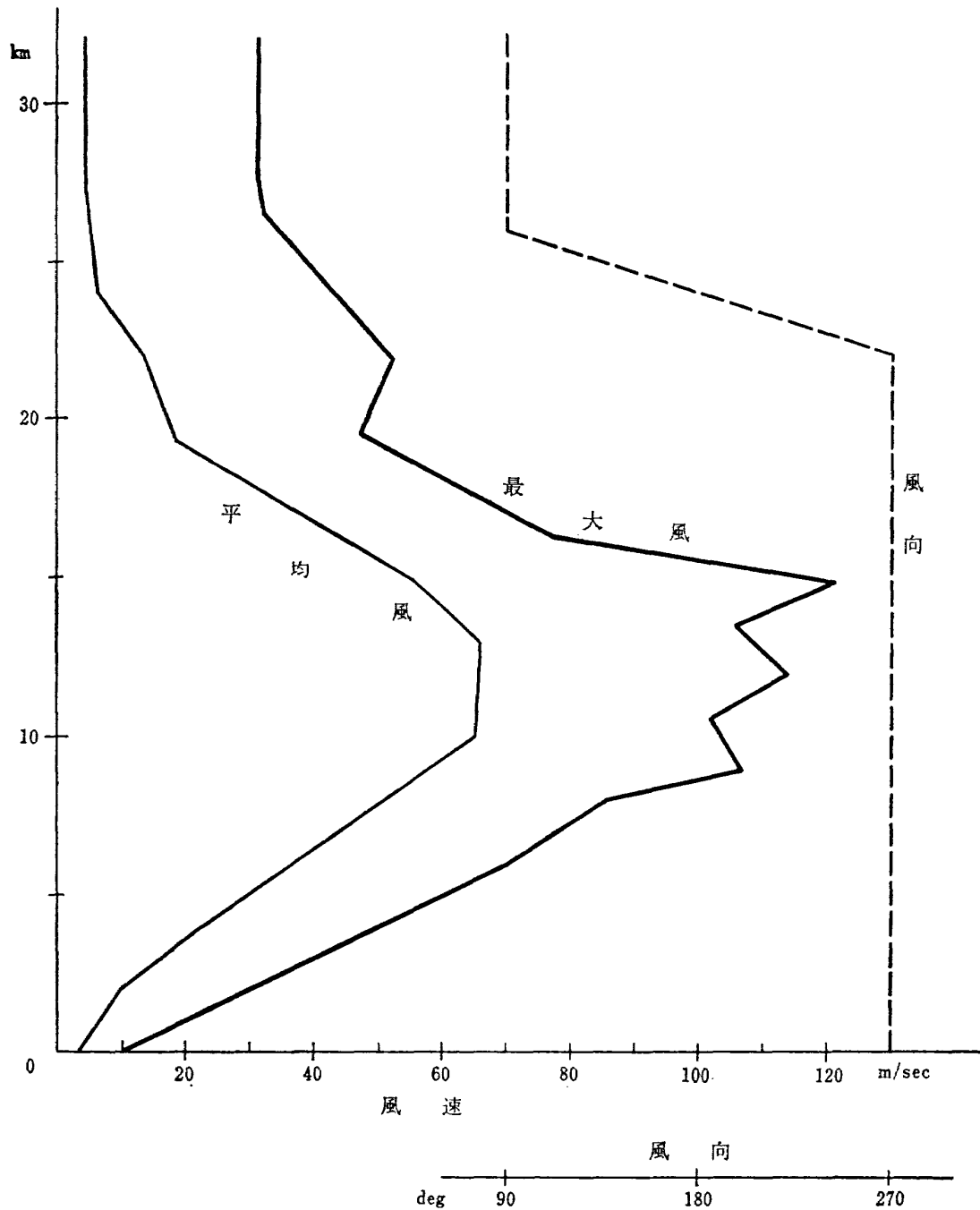


図 7 空 力 デ ー タ

図 8 種子島上空1月(1956~60)風分布



6.3 外乱データ

i) 推力ミスアライメント

一定値 1/300 rad を仮定

ii) 実測風—高度

風は種子島上空の実測データから、風速の最も大きい季節(1956~60年1月)を選ぶ。

推力ミスアライメントはその作用の仕方が風外乱とは異なる。その作用点が最後尾にあると見なされる時最も大きな影響を与えるが、これに対する制御は、大

きさがほぼ等しく方向が逆の制御力により、他の力やモーメントの釣り合いに影響を与えず実現できる。作用点が前方にあるときは、ミスアライメントの横分力とそれに対する制御力のベクトル和により横すべり運動を起して迎え角に影響を与えることになるが、この力は問題とする程大きくはない。いずれにしても、推力ミスアライメントは風による外乱とは独立に扱ってさしつかえないと判断する。したがって当計算ではミスアライメントの作用点は最後尾に仮定して外挿計算する。

7. 結果および結論

算出値のおもなものを表 1 に分類比較して示す。整理記号 1 A, 1 B……はノミナル姿勢角を θ_{N1} に, 同 2 A, 2 B……は θ_{N2} に選んだときに相当する。舵角欄の百分率で示してあるのは, その舵角における発生制御(側分)力の主推力に対する比率を意味する。全力積は制御力(側分力成分)の全制御期間にわたる積分値である。フロン量は噴射流体としてフロン 114 B₂ を用いる SITVC で必要とされる全流量で, 平均比推力 150 秒と仮定する。又デューティ サイクル (duty cycle) とあるのは, この制御を一定値 6.5ton の制御力によるオンオフ制御で実現すると仮定するときの全制御期間に対するオン時間の比率である。なおミスアライメント補正は, 風外乱による影響と同じ方向に作用する最悪の場合を想定して計算してある。

推力停止時のデータから, いずれの飛行モードも初めに設定した高度, 姿勢角の制約条件 (3章 a4), a5) を満足していることが分る。速度の大きさについては予測したようにそのバラツキは小さい (1%程度)。経路角については最大 5 度でかなり大きな差が認められ

るが, その影響を評価すると次のようになる。問題になるのは局地垂直方向 (高度の増加する方向) であるので, 速度のその方向の成分 V_V について考えると,

$$V_V = V \sin \gamma \tag{30}$$

$$\therefore dV_V = dV \sin \gamma + V \cos \gamma \cdot d\gamma \tag{31}$$

で表わされ, 相対誤差 ϵ_V は

$$\begin{aligned} \epsilon_V &= \left| \frac{dV_V}{V_V} \right| \leq \left| \frac{dV}{V} \right| + \left| d\gamma \right| \cot \gamma \\ &\approx \left| \frac{dV}{V} \right| + \left| d\gamma \right| \quad (\because \cot \gamma \approx 1) \end{aligned} \tag{31}$$

となる。数値を記入すれば次の値を得る。

$$V_V \approx 1.2 \text{ km/s}$$

$$\epsilon_V \approx 0.09$$

$$dV_V \approx 0.11 \text{ km/s}$$

すなわち, 経路角の 5 度のバラツキにより高度に与える影響は 1 秒当り約 110m となり, これは 2 段目の速やかな制御によって十分修正可能と判断される。したがってここに掲げた各種航法はいずれも実現可能である。

各飛行モードに対する主要な算出データを時間歴として図 9 ~ 図 16 に示す。内図 9 から図 12 まではそれぞれ

整理記号	制 御 則	外乱風	推 力 停 止 時 (54 秒) デ ー タ				
			高 度 km	水平距離 km	速 度 km/s	姿 勢 角 θ deg	経 路 角 γ deg
1 A	No	無	27.4	27.0	1.77	43.9	43.9
1 B	Trimmed	最 大	26.5	28.4	1.77	43.7	42.1
1 C	Load Relief	最 大	26.3	28.0	1.75	43.7	39.8
1 D	α Feedback	最 大	26.5	28.4	1.77	43.6	42.0
2 A	Trimmed	無	26.7	28.5	1.77	43.9	42.9
2 B	Trimmed	最 大	25.9	29.6	1.78	43.8	41.3
2 C	Lord Relief	最 大	25.9	29.3	1.77	43.8	38.8
2 D	Trimmed	平 均	26.3	29.1	1.78	43.9	42.9

表 1 主 要 な

れ1 A, 1 B, 1 C, 1 Dに、また図13から図16までは2 A, 2 B, 2 C, 2 Dに相当する。さらに1 Bと1 Cの比較のために図17を、1 B, 2 Bの比較のために図18を、そして2 Bと2 Cの比較として図19を作成する。図20, 図21は各飛行モードの姿勢角の差異を明らかにするために掲げる。これらの図を参照しながら表1の結果を検討する。

1) 舵角に制限を課する負荷軽減航法の効果

1 Bと1 Cの比較では舵角の最大ふれ角はほぼ半分に押さえられる。またフレオン量も多少減少している。これは4.3で述べたように $|C\mu|$ の大きい期間で大きな操舵を避けることによる付随効果として評価できる。(図9, 10, 11, 17)

2) 迎え角帰還の効果

1 Dに示されるように、舵角のふれにおいてもフレオン量においても好ましくない結果を招く。発射直後の非常に大きな迎え角の帰還が、減衰係数が小さいことにも影響され、かえってよけいな振動を引き起すためである。(図12, 20, 22)

3) θ_{N2} 導入の効果

2 Bを1 Bと比べることにより、舵角が小さく押さえられることに応じて必要とされるフレオン量も3割程度節減されていることが分る。(図10, 14, 18)

4) 基準軌道 θ_{N2} と舵角制限航法の組み合わせにより2 Cに示すように、きわめて大きな負荷軽減効果と大巾なフレオン量の節限が実現できることが確認される。(図10, 14, 15, 19)

5) なおここで用いた θ_{N2} 軌道は平均風外乱に対してほとんど操舵を必要としないものであることが2 Dによって示され、その効果は参考データとして掲げる2 Aにより定量的に示される。(図10, 13, 14, 16)

終りにあたり、ここで用いたロケットの資料提供に快く応じて頂くとともに適切な御指導を頂いた宇宙開発事業団の黒田泰弘システム計画部長、伊藤哲一開発部員に深甚な謝意を表す。また当研究所計測部本間幸造技官には終始御協力頂いたことを付記する。

操 舵 関 係 デ ー タ					推力ミスアラインメントのある時			備 考
舵角最大ふれ角 deg %	全力積 (制御力) ton·s	フレオン量 kg	デューティ サイクル %	全力積 (制御力) ton·s	フレオン量 kg	デューティ サイクル %		
								ノミナル飛行
-1.64	-2.87	85.5	570	25.3	110.8	739	32.8	
-0.86	-1.50	77.9	519	23.0	103.3	689	30.6	δ limit
-1.66	-2.89	92.3	615	27.3	117.6	784	34.8	$K\alpha=0.1$
0.71	1.23	3.39	226	10.0				ノミナル飛行
-1.16	-2.03	61.3	409	18.1	86.6	578	25.4	
-0.57	-1.00	58.6	391	17.3	84.0	560	24.9	δ limit
-0.37	-0.64	18.2	122	5.4	43.6	291	12.9	

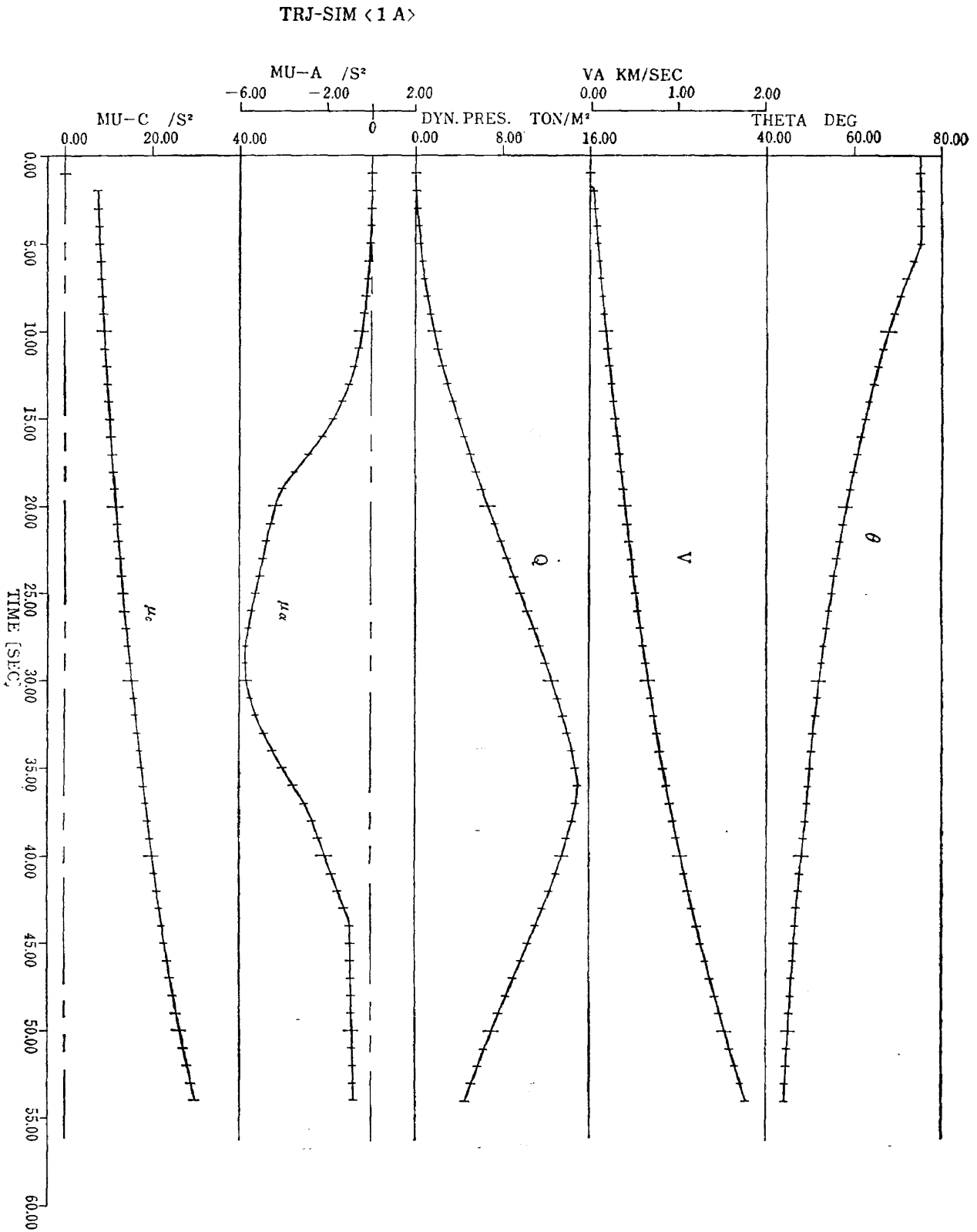


図 9 シミュレーション結果 1 A (表 1 参照, 以下図 10(a)~図 16(b)同様)

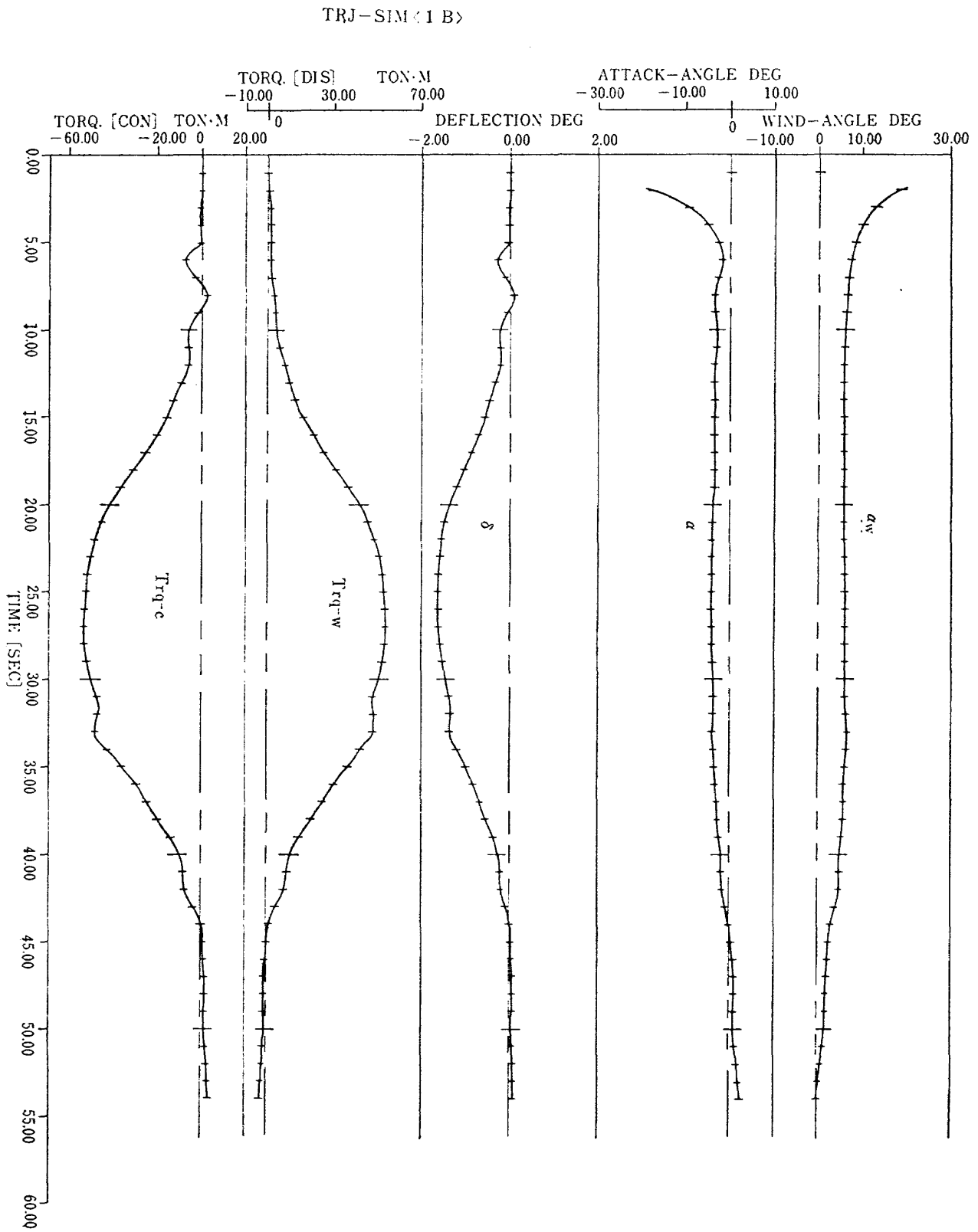


図 10 (a) シミュレーション結果<1 B>

TRJ-SIM <1B>

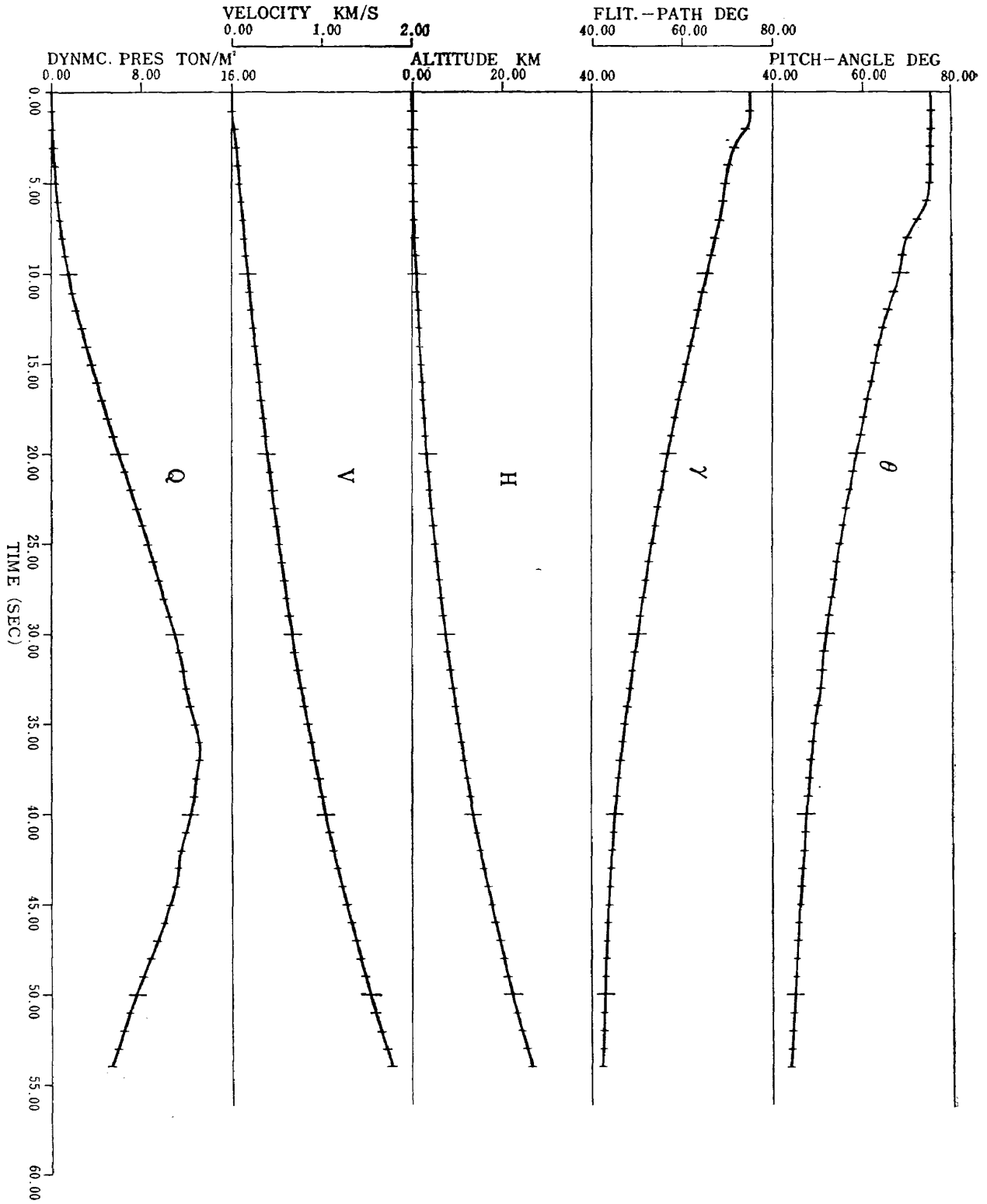


図 10 (b) シミュレーション結果<1B>

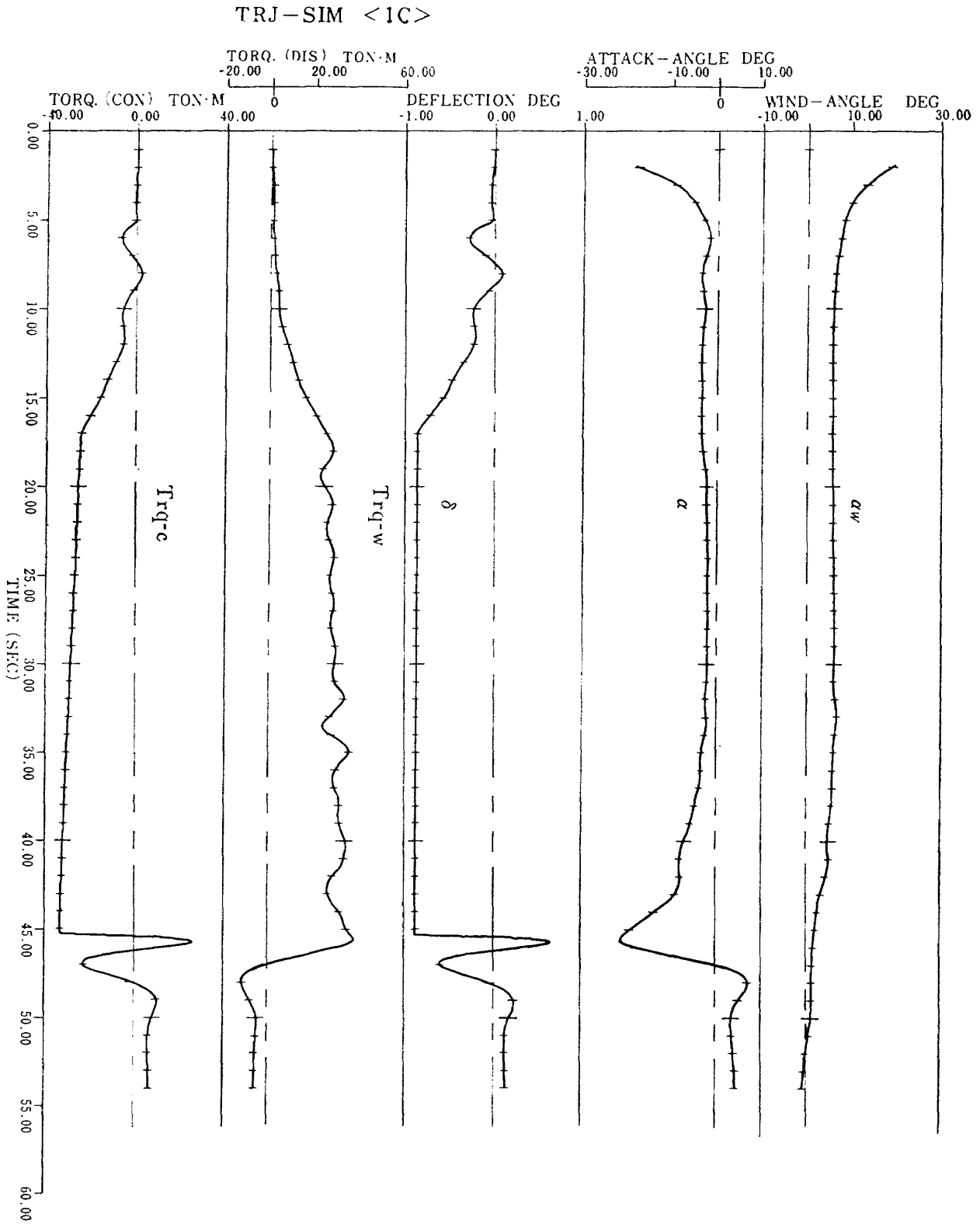


図 11 (a) シミュレーション結果<1C>

TRJ-SIM <1C>

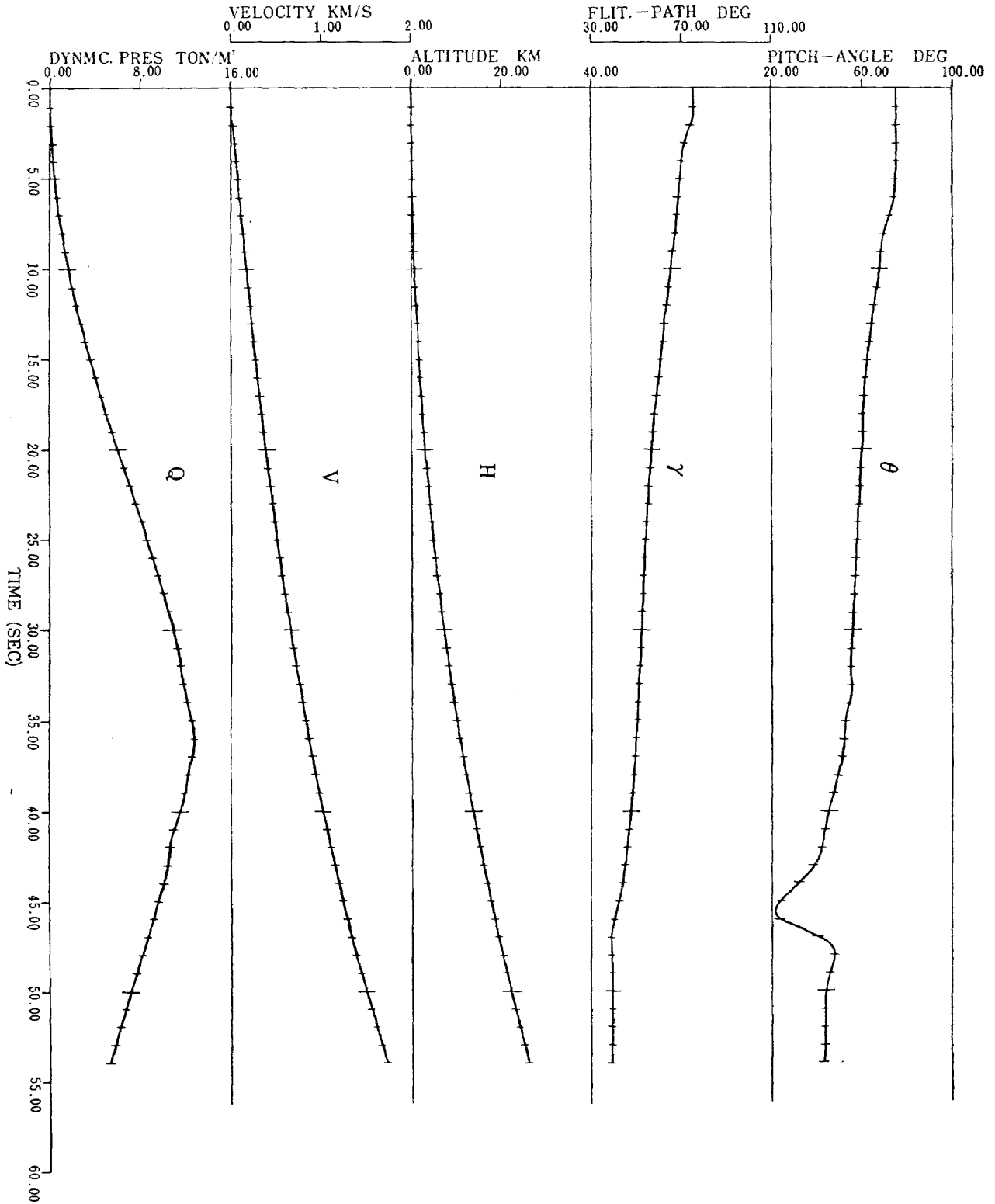


図 11 (b) シミュレーション結果<1C>

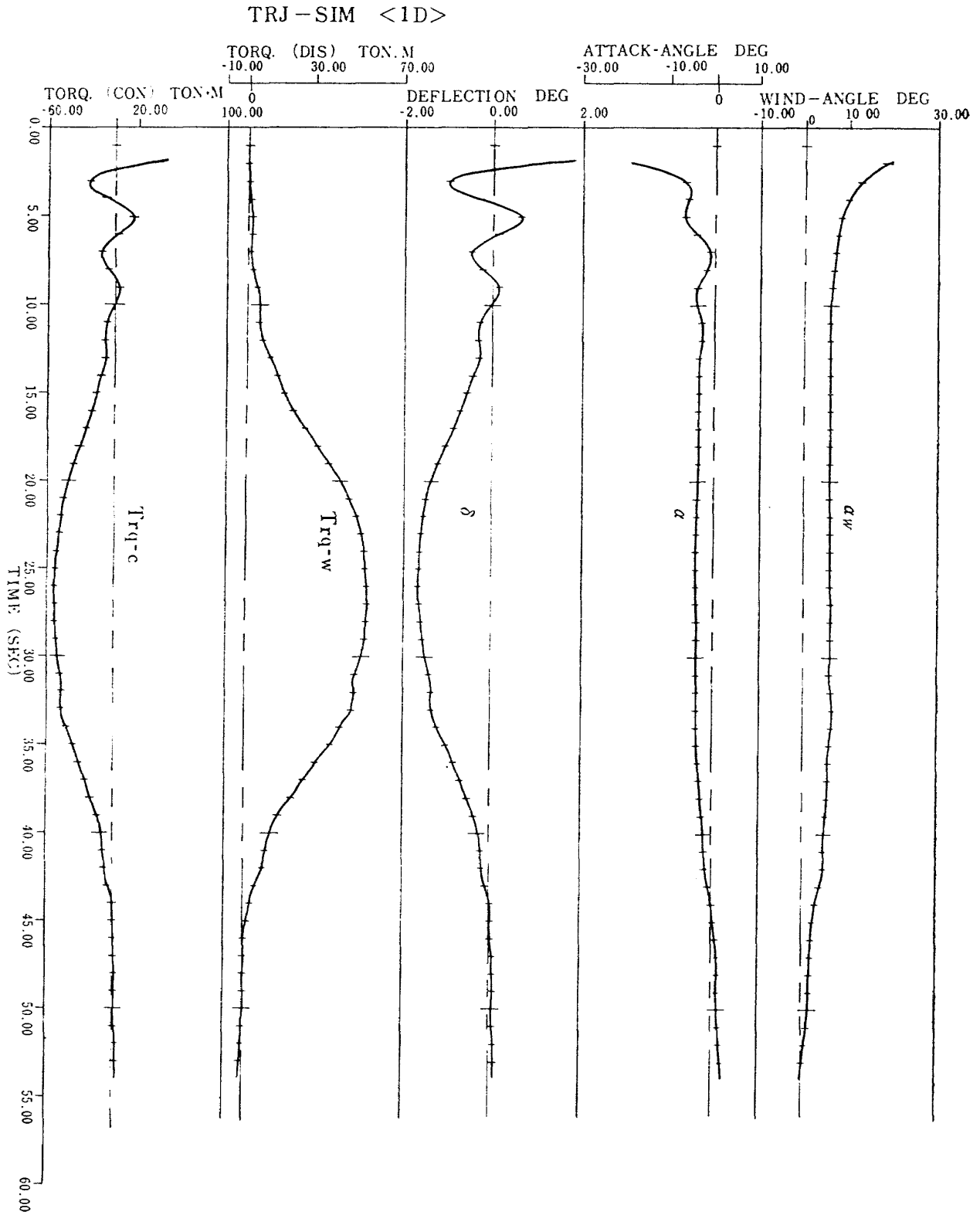


図 12 (e) シミュレーション結果<1D>

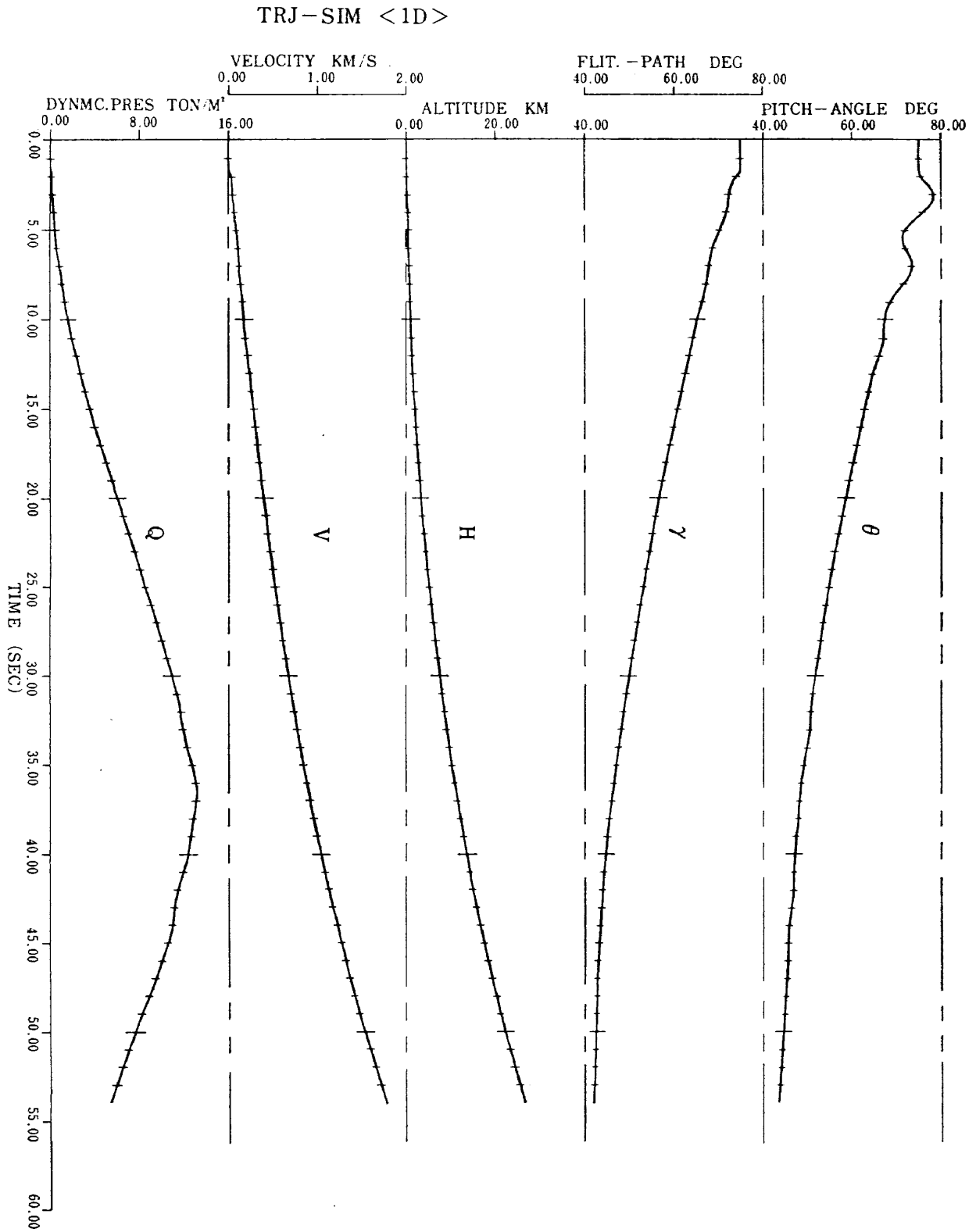


図 12 (b) シミュレーション結果<1D>

TRJ-SIM <2A>

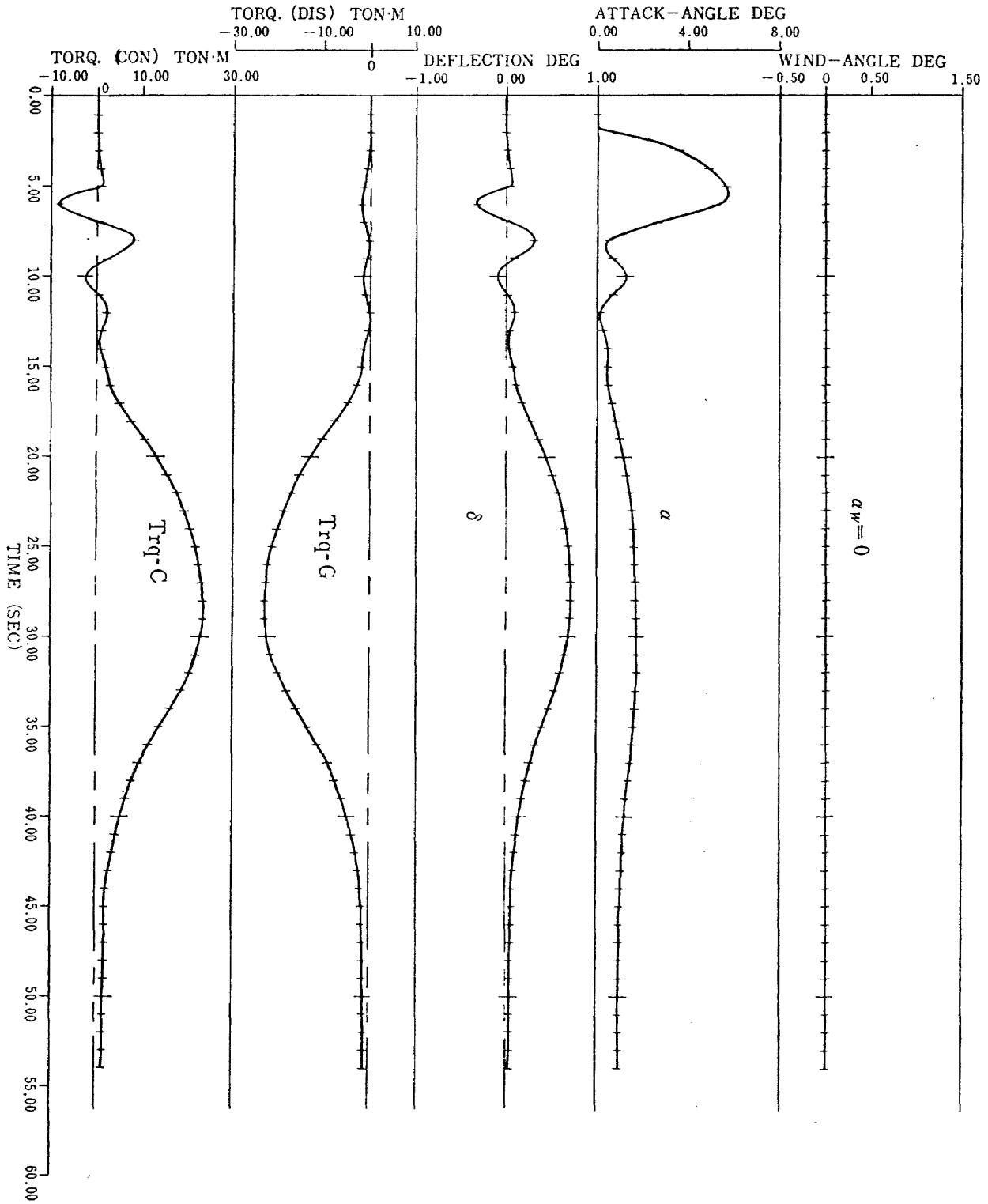


図 13 (a) シミュレーション結果<2A>

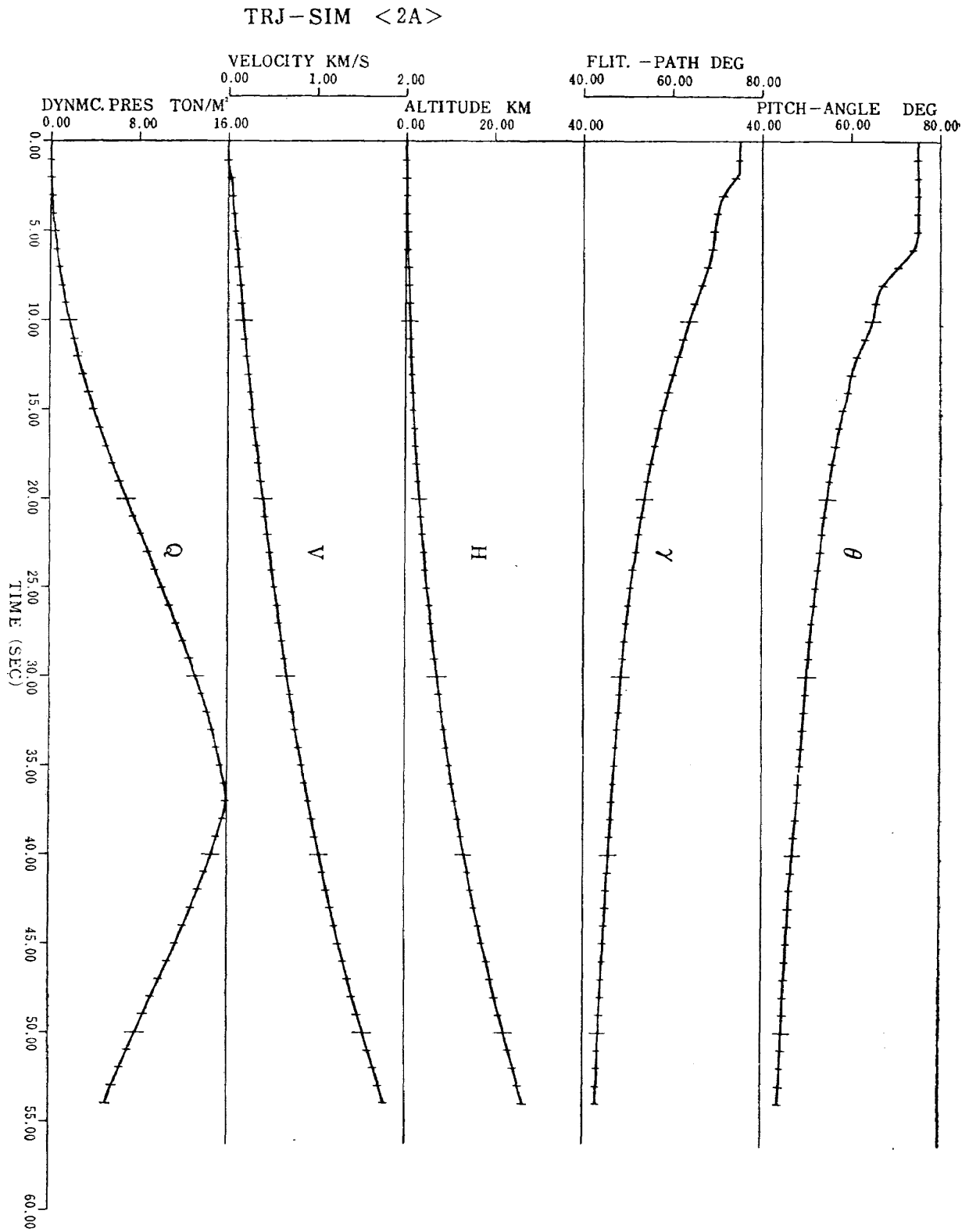


図 13 (b) シミュレーション結果<2A>

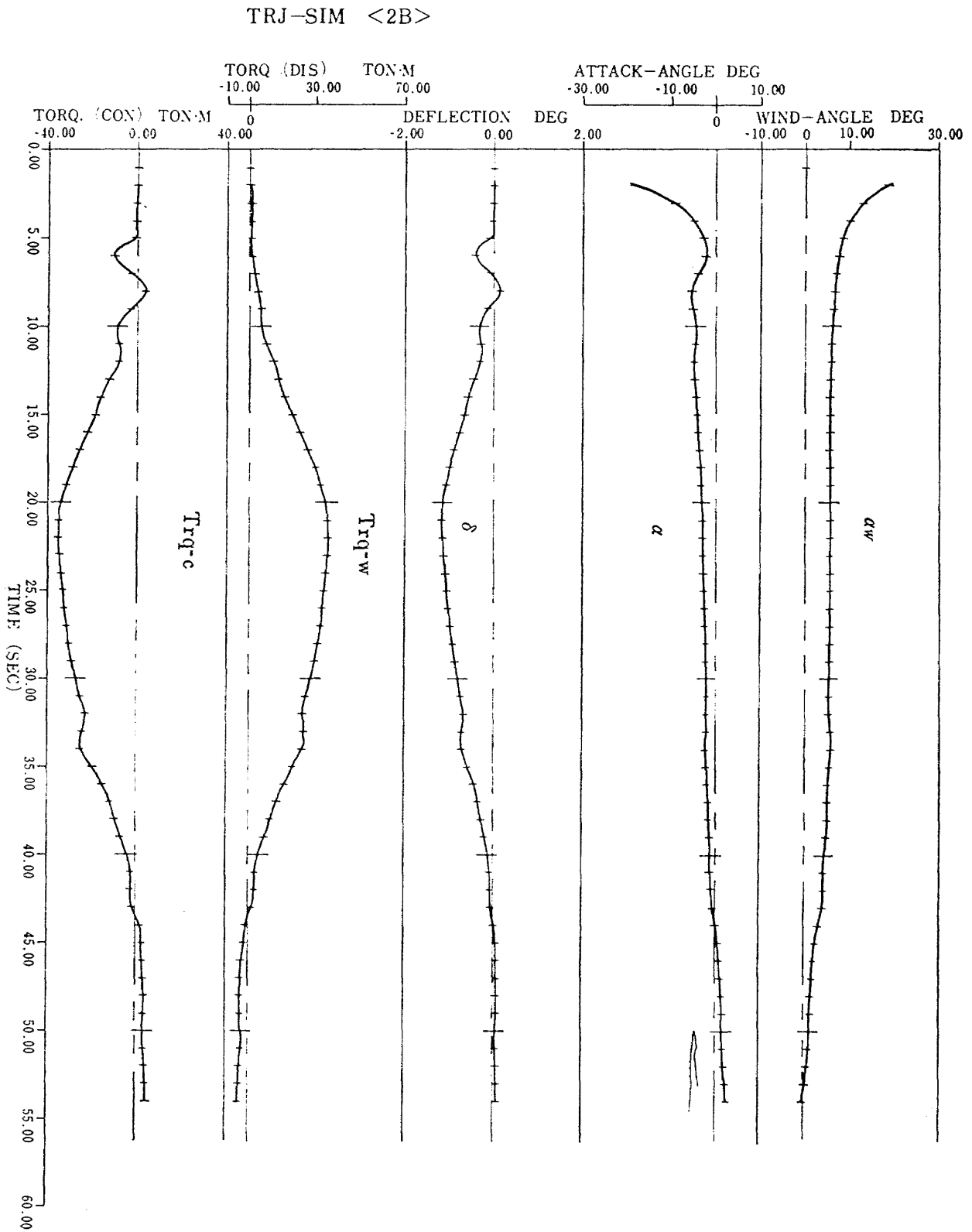


図 14 (a) シミュレーション結果<2B>

TRJ-SIM <2B>

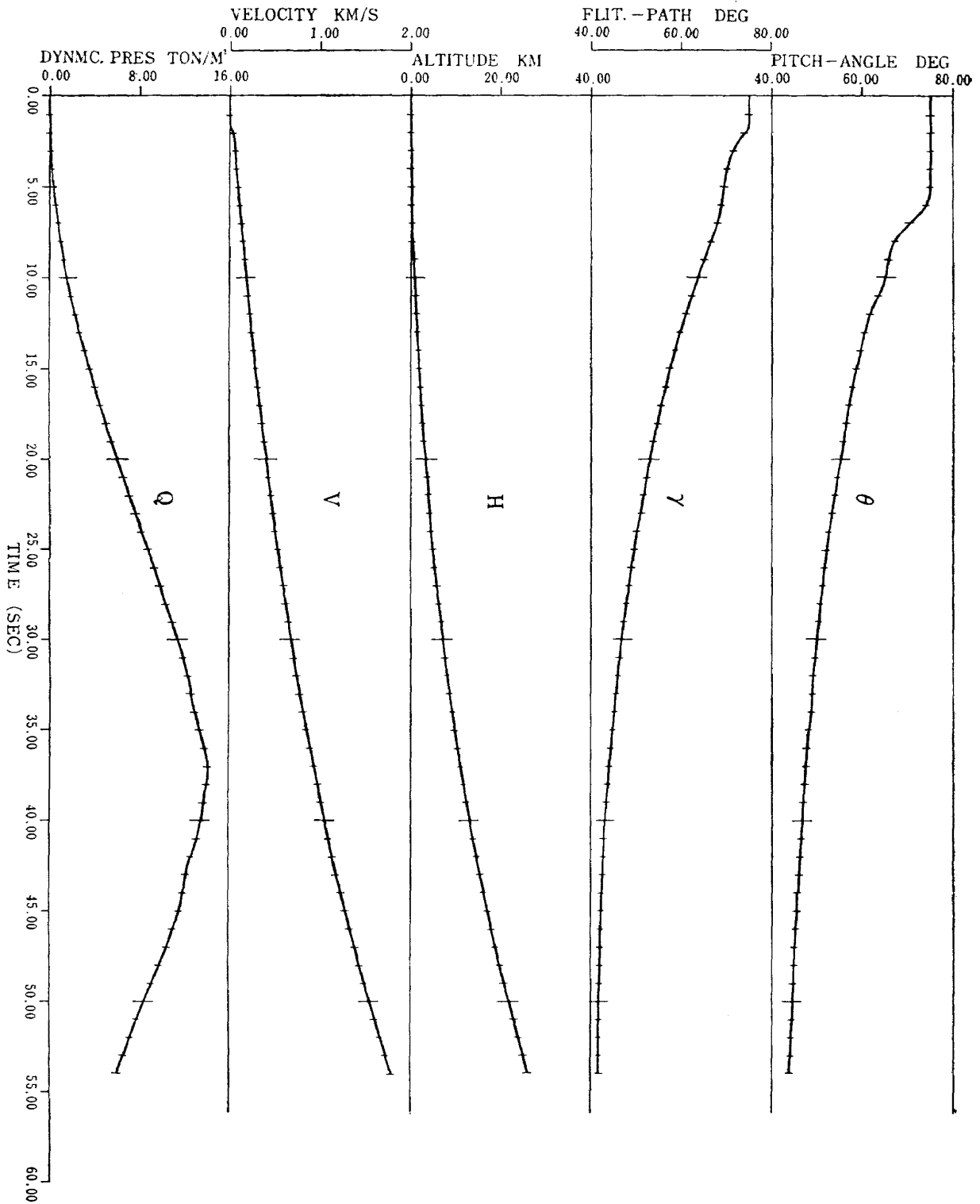


図 14 (b) シミュレーション結果<2 B>

TRJ-SIM <2C>

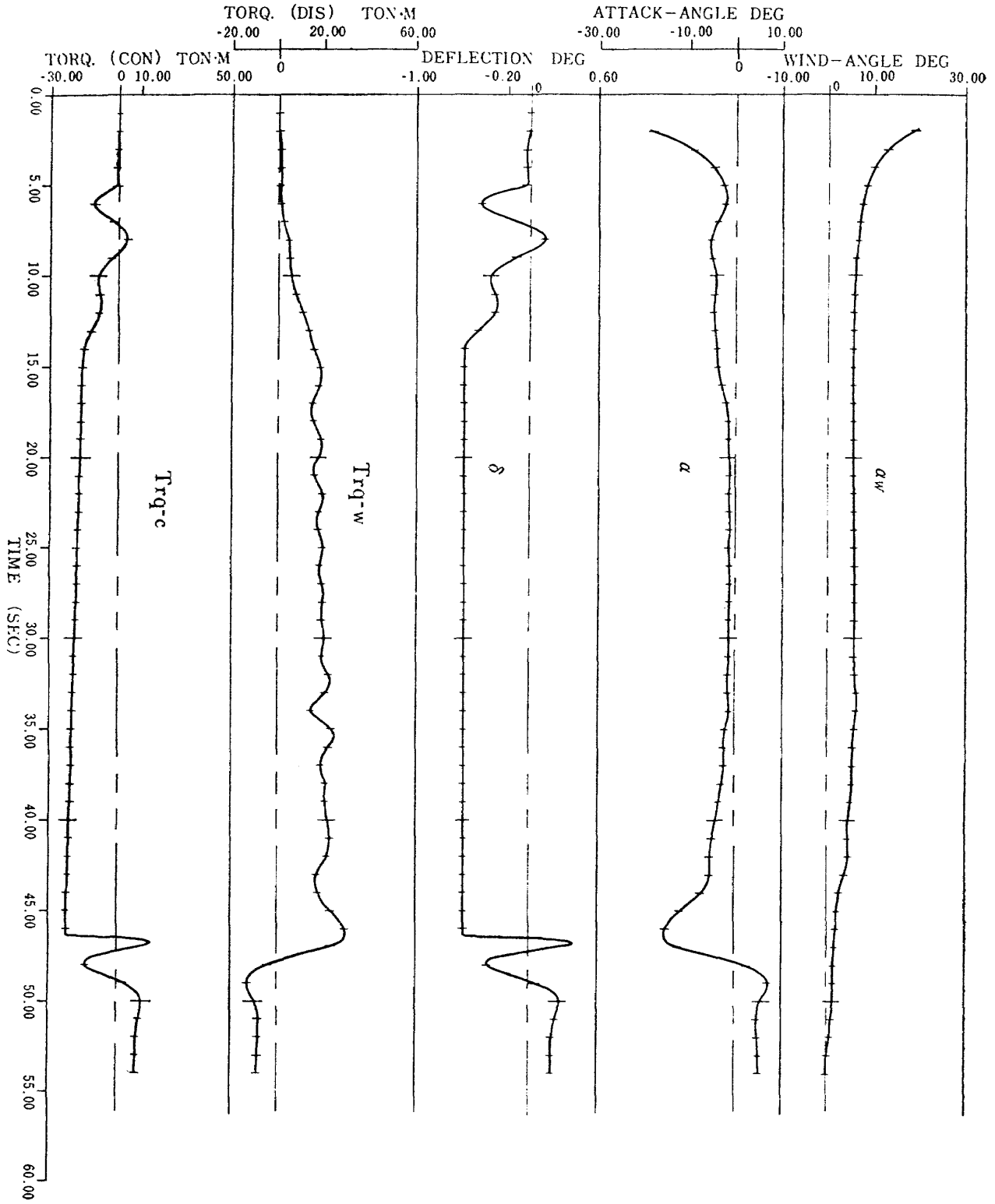


図 15 (a) シミュレーション結果<2C>

TRJ-SIM <2C>

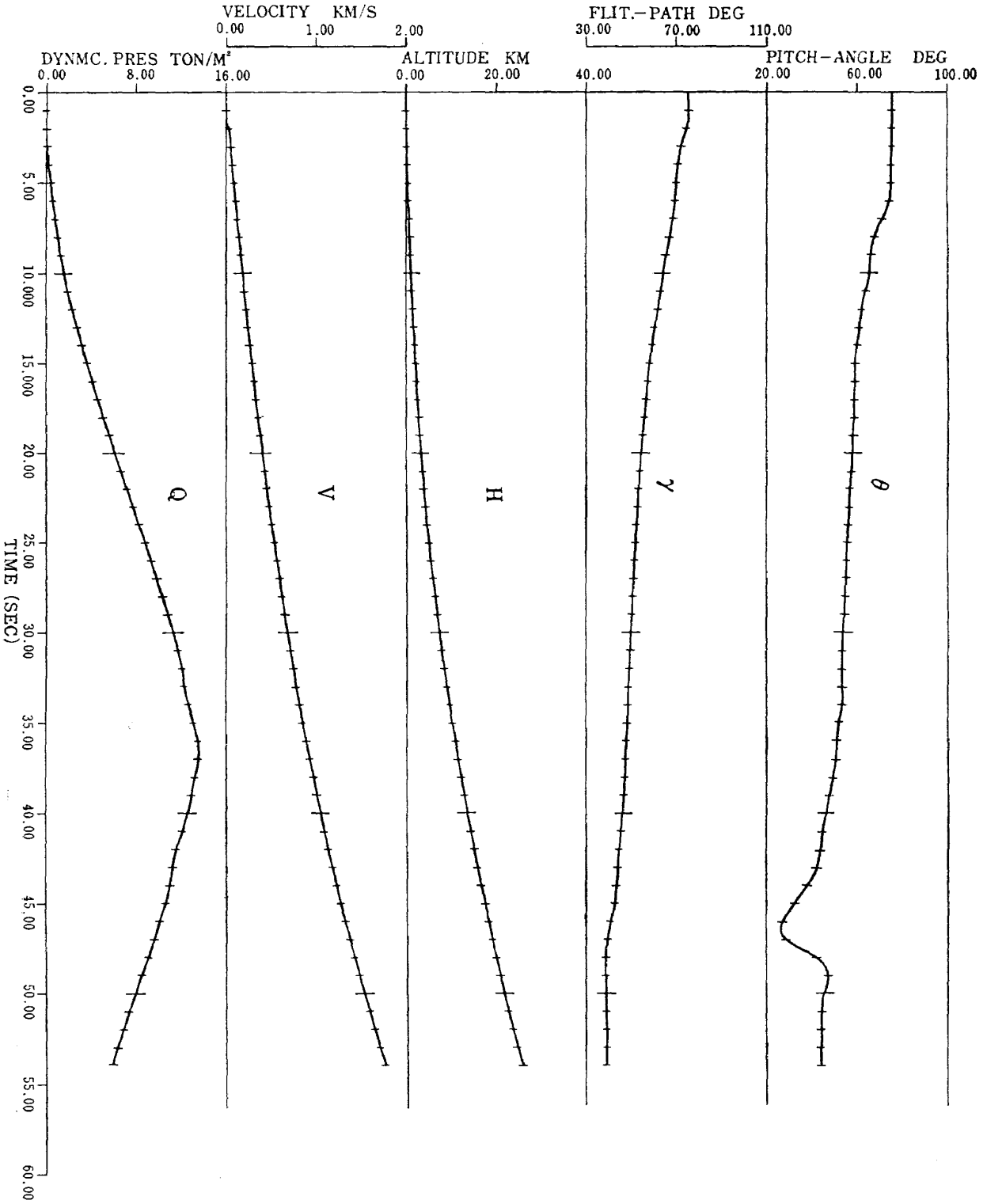


図 15 (b) シミュレーション結果<2C>

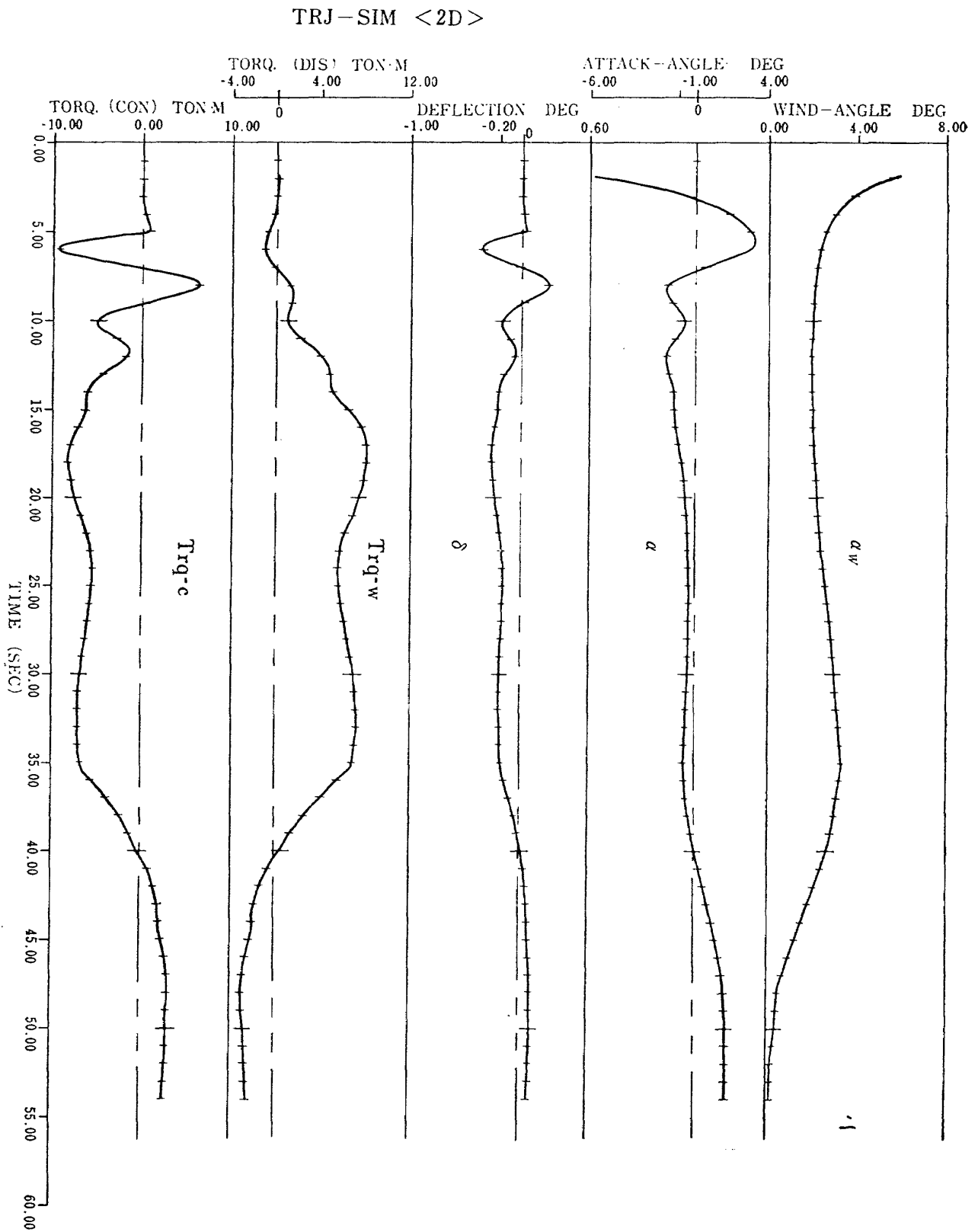


図 16 (a) シミュレーション結果<2D>

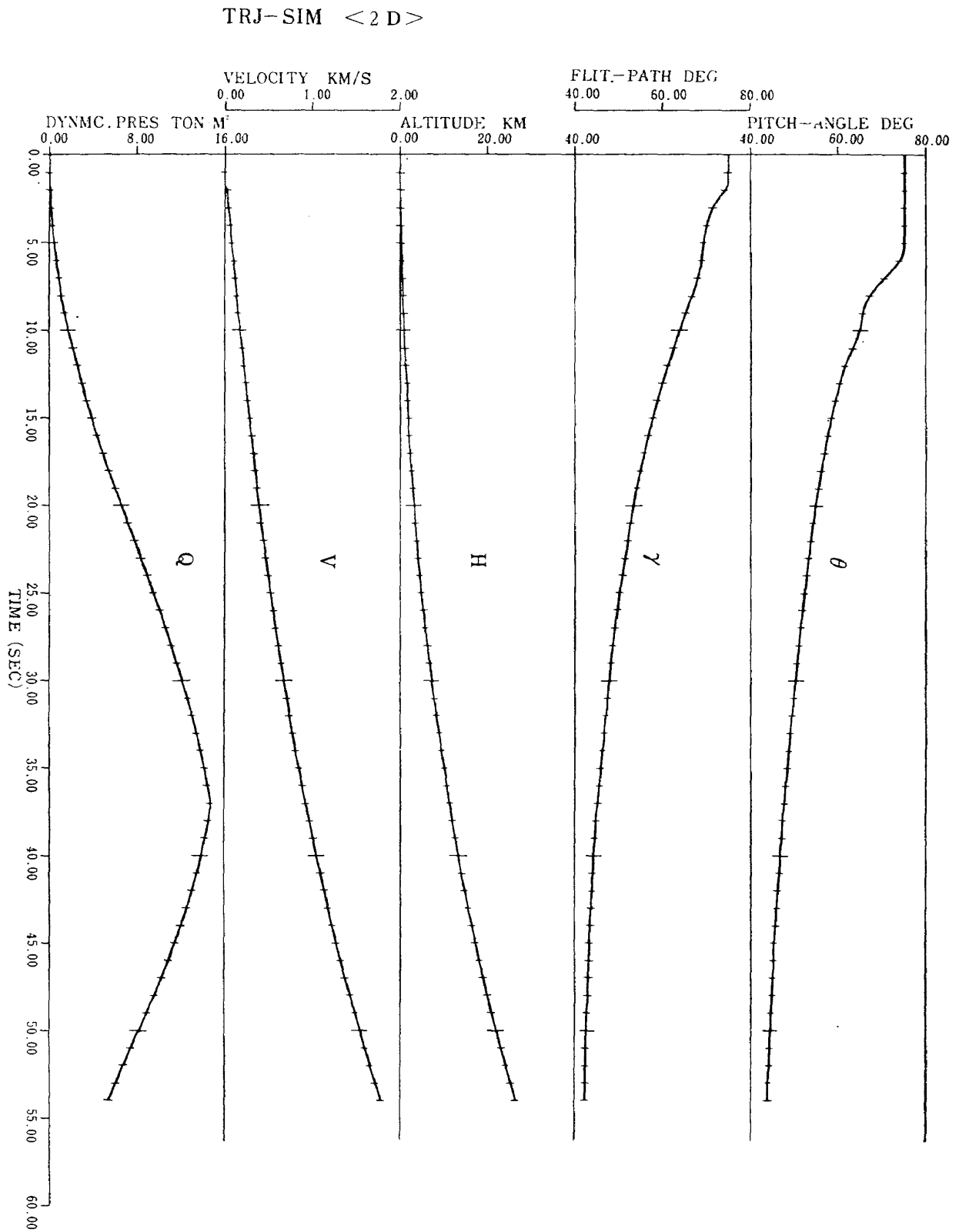


図 16 (b) シミュレーション結果 < 2 D >

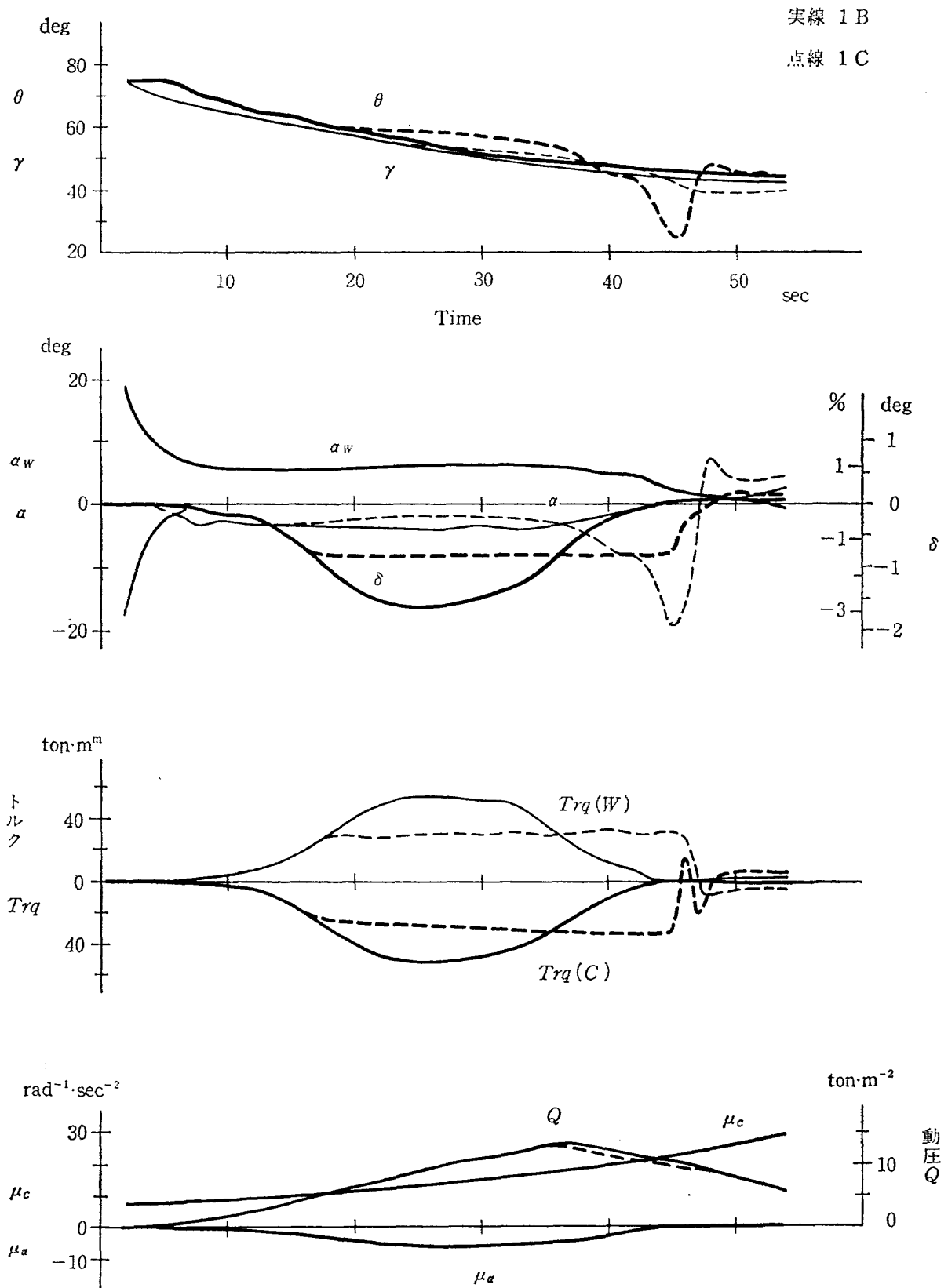


図 17 1Bと1Cの比較

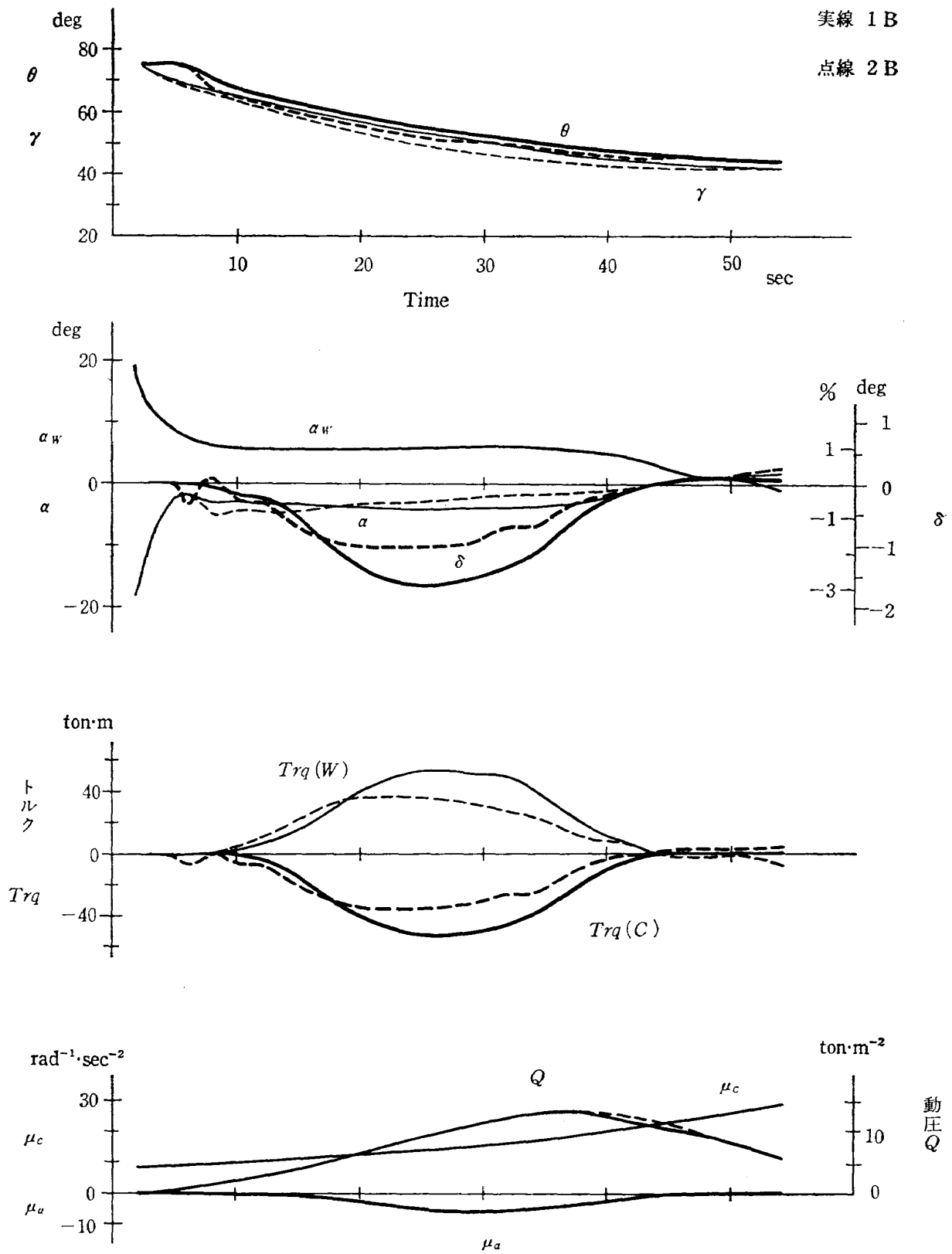


図 18 1 B と 2 B の比較

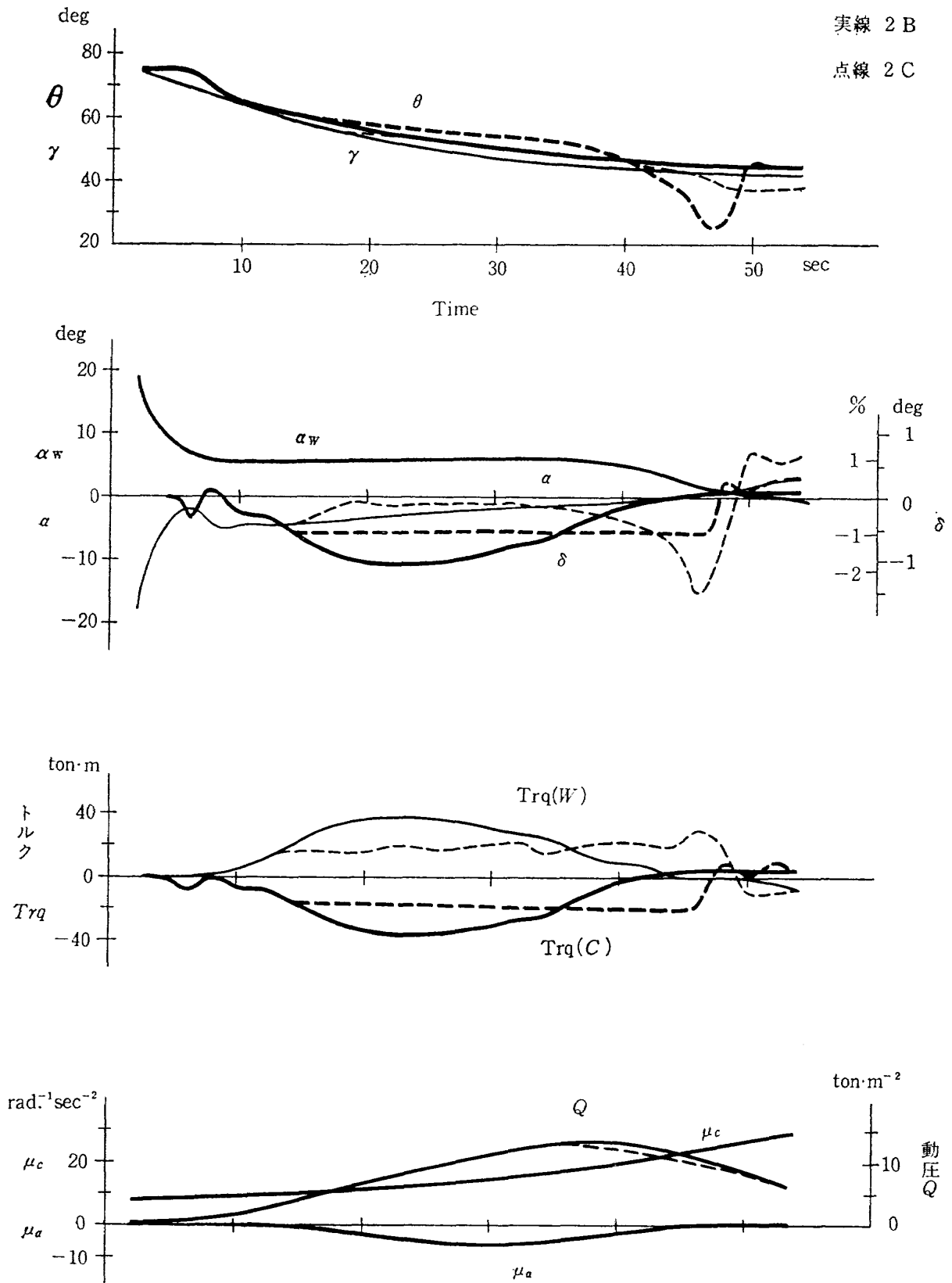


図 19 2Bと2Cの比較

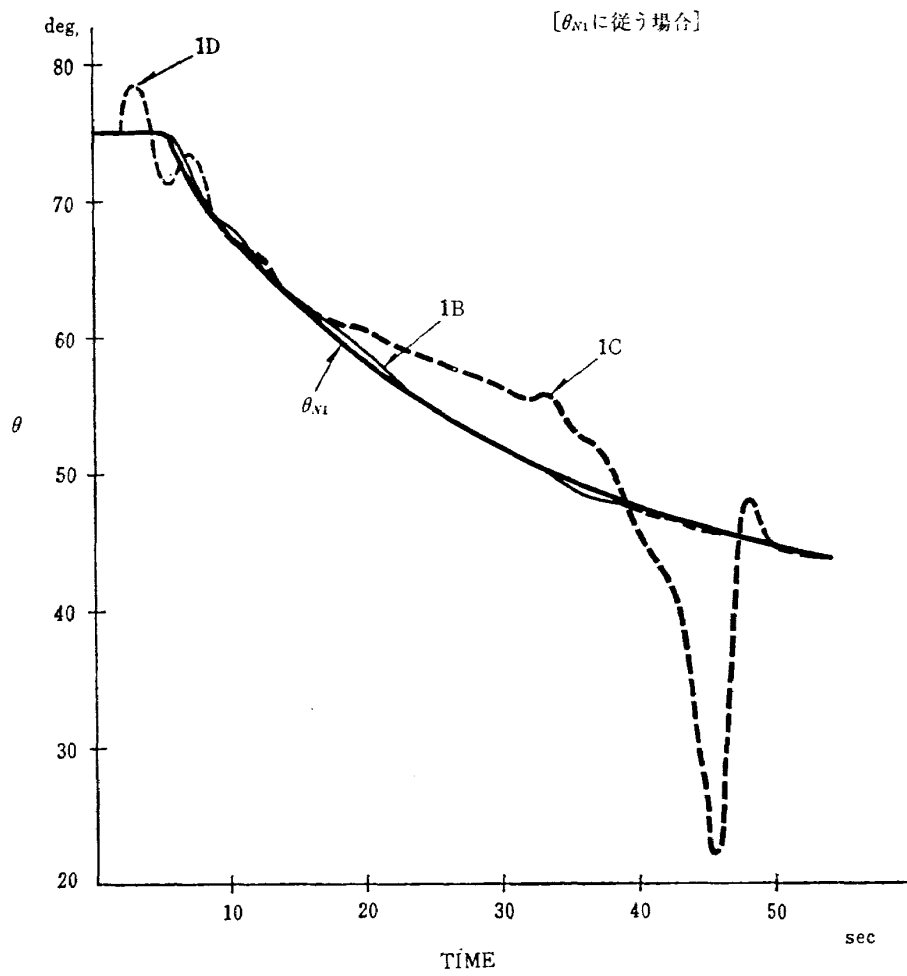


図 20 姿勢角の変化

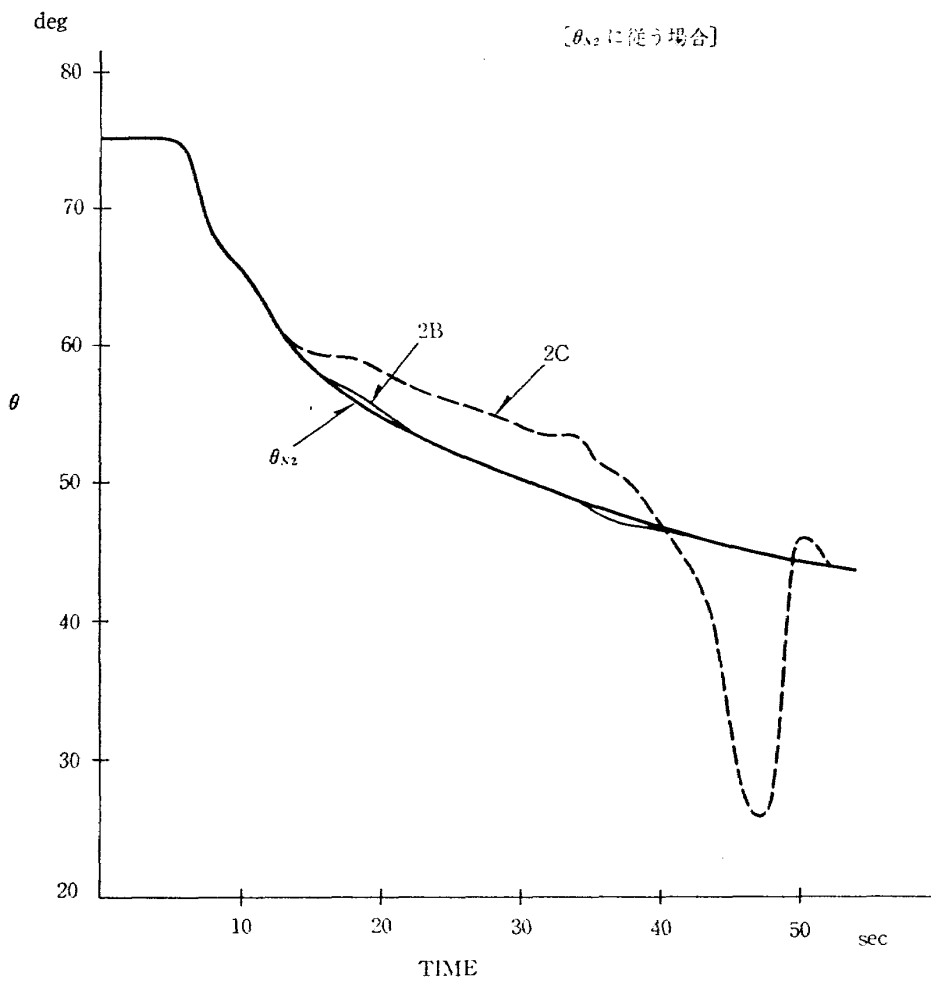


図 21 姿勢角の変化

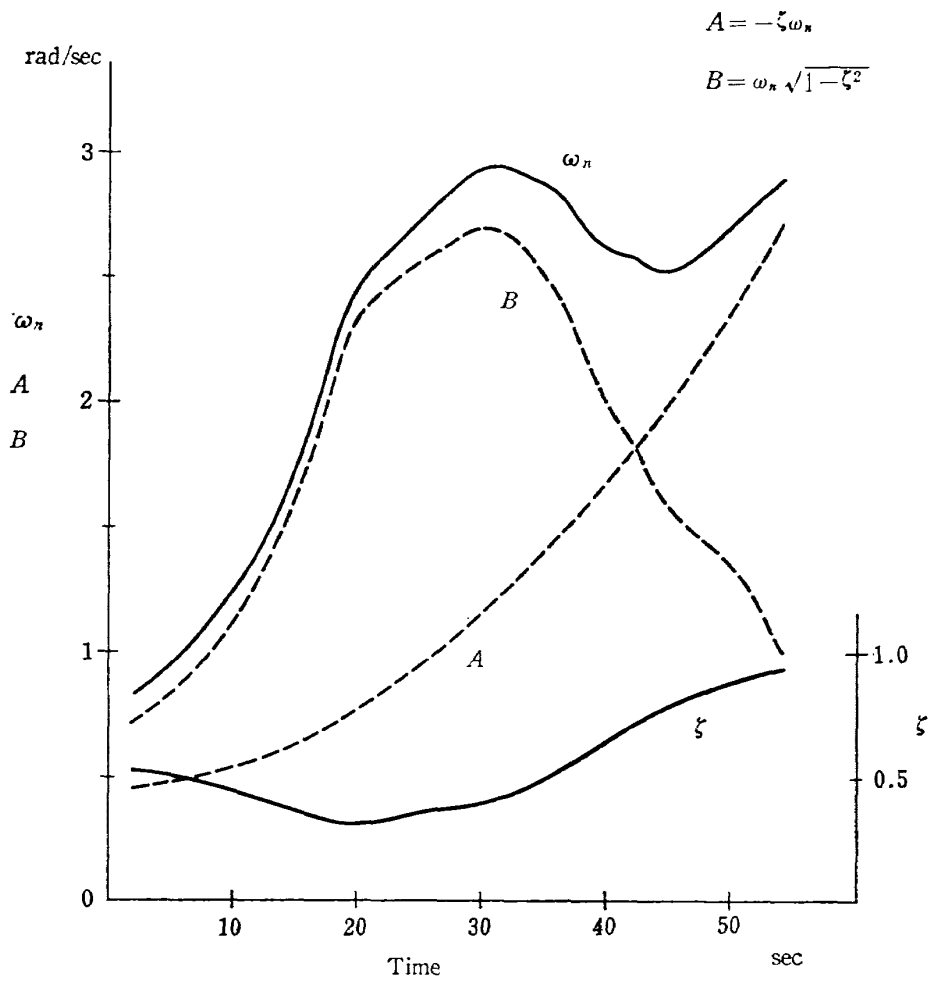


図 22 制御パラメータの時間歴 (1 A の場合)

8. 付 録

8. 1

ピッチ面の運動方程式は次式で近似的に表現できる。ここで並進運動は $X\dot{\gamma}-Z\dot{\gamma}$ 軸にそって分解する。

$$M\dot{V} = T\cos(\theta-\gamma-\delta) - F_A\cos(\theta-\gamma) - F_N\alpha\sin(\theta-\gamma) - W\sin\gamma \quad (8-1)$$

$$M V \dot{\gamma} = T\sin(\theta-\gamma-\delta) - F_A\sin(\theta-\gamma) + F_N\alpha\cos(\theta-\gamma) - W\cos\gamma \quad (8-2)$$

$$I\ddot{\theta} + J\dot{\theta} = T l_c \sin\delta + F_N l_a \alpha \quad (8-3)$$

$$\alpha = \theta - \gamma - \alpha_W \quad (8-4)$$

$$\sin\alpha_W = (V_W/V_R)\sin\gamma \quad (8-5)$$

θ -メントアーム l_c, l_a は次で決める。

$$l_c = l - l_{CG} (> 0) \quad (8-6)$$

$$l_a = l_{CG} - l_{CP} \begin{cases} < 0 & \text{安定機体} \\ \geq 0 & \text{不安定機体} \end{cases} \quad (8-7)$$

ここで、短周期運動を基準軌道回りに線形近似する。

$$\left. \begin{aligned} V &= V_N + \Delta V \\ \gamma &= \gamma_N + \Delta\gamma \\ \theta &= \theta_N + \Delta\theta \end{aligned} \right\} \quad (8-8)$$

とし、さらに典型的な基準飛行として迎え角零を考えて

$$\alpha_N = 0, \delta_N = 0, \theta_N = \gamma_N \quad (8-9)$$

とおけば、上の(8-1)式~(8-5)に対して次式を得る。

$$\Delta\dot{V} = -(W/M)\Delta\gamma\cos\gamma_N = -g\Delta\gamma\cos\gamma_N \quad (8-10)$$

$$\Delta\dot{\gamma} = (1/MV_N) [(T-F_A)\Delta\theta - (T-F_A - W\sin\gamma_N) - T\delta + F_N\alpha] \quad (8-11)$$

$$\Delta\dot{\theta} + \nu\Delta\dot{\theta} = \mu c\delta + \mu\alpha \quad (8-12)$$

$$\alpha = \Delta\theta - \Delta\gamma - \alpha_W \quad (8-13)$$

$$\alpha_W = (V_W/V_N)\sin\gamma_N \quad (8-14)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} \mu c &= T l_c / I \\ \mu\alpha &= F_N l_a / I \\ \nu &= J / I \end{aligned} \right\} \quad (8-15)$$

舵角 δ は一般に次式で表現できる。

$$\delta = K_c\theta_c - K_\theta\Delta\theta - K_R\Delta\dot{\theta} - K_\alpha\alpha - K_\gamma\Delta\dot{\gamma} \quad (8-16)$$

θ_c は指令信号である。この信号および外乱風に対するピッチ角、舵角などの応答は(8-11)~(8-16)より求めることができる。

以下表現の簡略化のために $\Delta\theta, \Delta\dot{\gamma}$ などは $\theta, \dot{\gamma}$ と書き改めることにすると、上式を $\theta, \dot{\gamma}, \delta$ について整理して

$$\left. \begin{aligned} a\theta - \dot{\gamma} - b\dot{\gamma} - c\delta &= (F_N/MV_N)\alpha_W \\ \ddot{\theta} + \nu\dot{\theta} - \mu\alpha\theta + \mu\alpha\dot{\gamma} - \mu c\delta &= -\mu\alpha\alpha_W \\ K_R\dot{\theta} + (K_\theta + K_\alpha)\theta + (K_\gamma - K_\alpha)\dot{\gamma} + \delta &= K_c\theta_c + K_\alpha\alpha_W \end{aligned} \right\} \quad (8-17)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} a &= (T - F_A + F_N) / M V_N \\ b &= (T - F_A + F_N - W\sin\gamma_N) / M V_N \\ c &= T / M V_N \end{aligned} \right\} \quad (8-18)$$

を得る。ラプラス演算子 s を用いて(8-17式)を書き直すと次になる。

$$\left. \begin{aligned} a\theta(s) - (s+b)\dot{\gamma}(s) - c\delta(s) &= (F_N/MV_N)\alpha_W(s) \\ (s^2 + \nu s - \mu\alpha)\theta(s) + \mu\alpha\dot{\gamma}(s) - \mu c\delta(s) &= -\mu\alpha\alpha_W(s) \\ (K_{RS} + K_\theta + K_\alpha)\theta(s) + (K_\gamma - K_\alpha)\dot{\gamma}(s) + \delta(s) &= K_c\theta_c(s) + K_\alpha\alpha_W(s) \end{aligned} \right\} \quad (8-19)$$

したがってこの特性関数 $F_1(s)$ は3次式となり次の形で表わされる。

$$F_1(s) = (s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)(s+d) \quad (8-20)$$

ここでピッチ角 θ の応答は

$$\theta/\theta_c(s) = \left\{ \mu c K_c [s + \{(1 + \mu\alpha/\mu c)T - F_A + F_N - W\sin\gamma_N\} / M V_N] \right\} / \left\{ (s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)(s+d) \right\} \quad (8-21)$$

となるから、(8-20)式の d を

$$d = \{(1 + \mu\alpha/\mu c)T - F_A + F_N - W\sin\gamma_N\} / M V_N \quad (8-22)$$

と選ぶことができれば(8-21)は2次式に帰することができる。与えられる ζ, ω_n に対して各ゲイン定数を次のように定めることにより、これは可能となる。

$$\left. \begin{aligned} K_R &= (2\zeta\omega_n - V) / \mu c \\ K_\theta &= (\omega_n^2 + \mu\alpha) / \mu c - K_\alpha \\ K_\gamma &= K_\alpha - \mu\alpha / \mu c \\ K_c &= \omega_n^2 / \mu c \end{aligned} \right\} \quad (8-23)$$

このときピッチ角の外乱風に対する応答もやはり2次式となり次式で表わされる。

$$-\theta/\alpha_W(s) = \frac{\mu\alpha - \mu c K_\alpha}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (8-24)$$

$\dot{\gamma}, \delta$ に関する応答も同様に(8-19)の連立式を解くことにより得られるが、いずれも3次系となる。

大型ロケットの場合、通常2次系で妥当な近似がなされるが、そのときは上の一連の式から $\dot{\gamma}$ に関する項が省略されたものとみなされる。すなわち運動方程式

$$\dot{\theta} + \nu\dot{\theta} = \mu c\delta + \mu\alpha \quad (8-25)$$

$$\alpha = \theta - (\dot{\gamma} + \alpha_W) = \theta - \alpha_W' \quad (8-26)$$

と舵角の設定

$$\delta = K_c\theta_c - K_\theta\theta - K_R\dot{\theta} - K_\alpha\alpha \quad (8-27)$$

より θ, δ について整理すれば次式となる。

$$\left. \begin{aligned} (s^2 + \nu s - \mu_a)\theta(s) - \mu_c \delta(s) &= -\mu_a \alpha w'(s) \\ (K_R s + K_\theta + K_a)\theta(s) + \delta(s) &= K_c \theta_c(s) + K_a \alpha w'(s) \end{aligned} \right\} \quad (8-28)$$

特性関数 $F_2(s)$ は

$$\begin{aligned} F_2(\delta) &= s^2 + (\mu_c K_R + \nu) s + \{\mu_c(K_\theta + K_a) - \mu_a\} \\ &= s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2 \end{aligned} \quad (8-29)$$

となり、各ゲイン定数は次式で規定される。

$$\left. \begin{aligned} K_R &= (2\zeta \omega_n - \nu) / \mu_c \\ K_\theta &= (\omega_n + \mu_a) / \mu_c - K_a \\ K_c &= \omega_n^2 / \mu_c \end{aligned} \right\} \quad (8-30)$$

8. 2

主センサとして積分ジャイロがしばしば用いられる。このとき舵角 δ を

$$\delta = K_s \int (\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) dt - K_R \dot{\theta} - K_a \alpha \quad (8-31)$$

とおけば (図2で点線ブロックを除いたもの)、

$$F_3(s) = s^2 + (\mu_c K_R + \nu) s + \{\mu_c(K_s + K_a) - \mu_a\} \quad (8-32)$$

なる特性関数が得られる。これは (8-29) 式的位置ゲイン定数 K_θ が積分ゲイン定数 K_s に置換されているにすぎない。しかしピッチ角速度の応答に関して定常偏差が残ることが分る。すなわち次の伝達関数

$$\begin{aligned} G_\delta(s) &= \dot{\theta} / \dot{\theta}_c(s) = \mu_c K_s / \{s^2 + (\mu_c K_R + \nu) s \\ &+ \{\mu_c(K_s + K_a) - \mu_a\}\} \end{aligned} \quad (8-33)$$

を用いて $\dot{\theta}_c$ のステップ入力に対する $\dot{\theta}$ の定常値は

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\theta}(t) &= \lim_{s \rightarrow 0} s(G_\delta(s)/s) = \lim_{s \rightarrow 0} G_\delta(s) \\ &= \mu_c K_s / \{\mu_c(K_s + K_a) - \mu_a\} \end{aligned} \quad (8-34)$$

となる。ここで取り扱う安定ロケットでは (8-6, 7, 15) 式より $\mu_c > 0$, $\mu_a < 0$ だから迎え角検出器のゲイン定数 $K_a \geq 0$ に対して

$$\mu_c K_a - \mu_a > 0$$

したがって

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\theta}(t) < 1 \quad (8-35)$$

となり、レート指令に対して十分追いつけない。

当解析では基本的に同一の制御系を用いて、種々の場合の比較を行おうとするので、これを用いることは適当でない。したがって図2の点線枠内に示すブロックを付加した制御系を用いることにする。そのとき舵角は

$$\begin{aligned} \delta &= \int K_s(\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) dt + \int K_1 dt \int K_s(\dot{\theta}_c - \dot{\theta}) dt - K_R \dot{\theta} \\ &- K_a \alpha \end{aligned} \quad (8-36)$$

となる。特性関数は

$$\begin{aligned} F_4(s) &= s^3 + (\mu_c K_R + \nu) s^2 + \{\mu_c(K_s + K_a) - \mu_a\} s^2 \\ &+ \mu_c K_s K_1 = (s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2)(s + \beta) \end{aligned} \quad (8-37)$$

で表わされ、各ゲイン定数は次式で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} K_R &= (2\zeta \omega_n - \nu + \beta) / \mu_c \\ K_S &= (\omega_n^2 + \mu_a + 2\zeta \omega_n \beta) / \mu_c - K_a \\ K_I &= \beta \omega_n^2 / (\omega_n^2 + \mu_a + 2\zeta \omega_n \beta - \mu_c K_a) \end{aligned} \right\} \quad (8-38)$$

試みに $\dot{\theta}$ の $\dot{\theta}_c$ に対する応答は

$$G_\delta(s) = \dot{\theta} / \dot{\theta}_c(s) = \mu_c K_s (s + K_I) / F_4(s)$$

$$\therefore \lim_{t \rightarrow \infty} \dot{\theta}(t) = \lim_{s \rightarrow 0} G_\delta(s) = \mu_c K_s K_I / F_4(0) = 1$$

で、たしかに定常偏差は残らない。

なおこの制御系では、指令信号、風乱風に対する舵角の応答をそれぞれ $\Delta_1(s)$, $\Delta_2(s)$ とすれば、次の伝達関数を導入できる。

$$\begin{aligned} G_1(s) &= \Delta_1(s) / \theta_c(s) = K_S (s^2 + \nu s - \mu_a) \\ &\times (s + K_I) / F_4(s) \end{aligned} \quad (8-39)$$

$$\begin{aligned} G_2(s) &= \Delta_2(s) / A_w(s) = [K_a s^3 + (\nu K_a + \mu_a K_R) s^2 \\ &+ \mu_a K_s s + \mu_a K_I K_S] / F_4(s) \end{aligned} \quad (8-40)$$

ただし

$$\theta_c(s) = \mathcal{L} \left\{ \int_0^t \dot{\theta}_c(t) \cdot dt \right\} \quad (8-41)$$

$$A_w(s) = \mathcal{L} \{ \alpha_w(t) \} \quad (8-42)$$

周知のように

$$\left. \begin{aligned} \Delta(s) &= \mathcal{L} \{ \delta(t) \} \\ \delta(t) &= \mathcal{L}^{-1} \{ \Delta(s) \} \end{aligned} \right\} \quad (8-43)$$

の関係によって、 $\delta(t)$ と二つの信号は

$$\begin{aligned} \Delta(s) &= \Delta_1(s) + \Delta_2(s) \\ &= G_1 \cdot \theta_c + G_2 \cdot A_w \end{aligned} \quad (8-44)$$

を通じて結びつけられる。

文 献

- 1) Borsody, J. & Teren, F. : Stability Analysis and Minimum Thrust Vector Control Requirements of Booster Vehicle During Atmospheric Flight, NASA TN-4593, 1968
- 2) Scalzott, L. L. & Teren, F. : Lord Relief Autopilot Analysis to minimize Launch Vehicle Peak Thrust Vector Deflection Requirements. NASA TN D-4786, 1969
- 3) Teren, F. Davidson, K. I., Borsody, J. & Daniel, C. J. : Thrust-Vector Control Requirements for Large Launch Vehicle with Solid-Propellant First Stages NASA TN D-4662 1968
- 4) 興石肇, 中正夫, 森英彦, 大石晃, 冠昭夫, 本間幸造 : 誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション, 航技研報告 TR-189, 1970
- 5) Mayhue, R. J. : NASA SCOUT ST-1 Flight Test Results and Analysis, Launch Operation and Tert Vehicle Description. NASA TN D-1240

TM-210	小型加速度計による風洞模型姿勢角の測定	1971年12月	原 亘利
TM-211	軽量ジェットプーストSTOLの一検討	1971年12月	西村博史
TM-212	原動機部要素試験設備用消音装置の特性試験	1972年1月	鳥崎忠雄, 小林 実
TM-213	フライングラストベッド空気系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男
TM-214	フライングラストベッド燃料系統試験	1972年2月	田辺義一, 小暮泰之 川崎純男

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216号

昭和47年2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(代表)〒182

印刷所 第一印刷株式会社
東京都新宿区富久町58
