

---

宇宙科学研究所報告第64号 1987年 3月

---

## 有翼再突入実験機の飛行制御系と 飛翔シミュレーション試験

川口淳一郎・稲谷芳文・米本浩一\*・細川 繁\*\*

(1989 年 2 月 15 日受理)

### On the Flight Control System of a Winged Space Vehicle and Physical Simulation Test

By

Junichiro KAWAGUCHI・Yoshifumi INATANI,  
Kouichi YONEMOTO and Shigeru HOSOKAWA

**Abstract :** A working group of ISAS on winged space vehicles was established in 1982. From that time, ISAS has already made several flight experiments ; such as 5 subsonic gliding tests. And in 1988, a more advanced flight test of reentry was planned using "Rockoon" technique.

This report deals with the development of its flight control system. Particularly, a physical simulation test utilizing 3-axis motion table is described in detail. This should be taken as a kind of design handbook for the control systems of space planes.

\* 川崎重工業(株),

\*\* 三菱プレシジョン(株).

#### 概 要

宇宙研における有翼飛翔体の研究は、1982 年に WG が発足して以来今日に至るまで、2 機のリモートコントロールによる機体動特性の同定試験、計 5 機の低速滑空試験と飛翔試験を行ってきた。そし

て、1988 年度には初のブーストフェーズを導入した再突入実験機をロックーンにより打ち上げることになった。この実験機は、小型ながらもリアクションコントロール、サーフェスコントロール、対気および慣性姿勢検出という将来型の機体にも共通な機能を持ち、求められる制御能力もまた従来宇宙研では行なったことのない新規のものである。

本報告は、この新たな飛行制御系の設計の経緯と基本的な考え方についてまとめたものである。特に、かなり高い応答性が要求されたモーションテーブル試験については、実験結果と設計の見直しというプロセスを詳しく記述している。本文は、今後の設計、試験に反映させやすいように、設計データ集の形で構成されている。

## 第 1 章 序 論

### 1-1 経緯

宇宙科学研究所では 1982 年に所内外の研究者によって[有翼飛翔体ワーキンググループ]を設け、完全再使用を目指した将来型の宇宙輸送システムの基礎研究を行ってきた。このワーキンググループでは中期的な目標として完全再使用型の弾道飛行が可能な HIMES 飛翔体(Highly Maneuverable Experimental Space Vehicle)を開発することを目指して空気力学、耐熱構造、誘導制御および推進システムなどの各分野で基礎的な研究活動を行ってきた。またこれらの基礎研究の成果を実際の飛行によって実証するために小型の飛翔体を用いた飛行実験の計画を進め、既に無線操縦の機体による空力特性の同定のための飛行実験および搭載オートパイロットシステムによる滑空飛行実験〔1〕が行われてきた。本報告書で述べる有翼飛翔体の大気圏再突入実験は将来必要となる大気圏への再突入飛行において遭遇する空気力学および飛行力学的な諸問題について、機体の空力的性能および飛行制御方法に対する検討結果を実際の飛行によって確認しようとするものであり揚力飛翔体の再突入飛行としてはわが国では初の試みである。

本実験は上に述べたようにこれまでに得られた有翼飛翔体の空力特性、飛行特性並びに飛行制御性能に基づいて飛行制御機能を有する小型の飛翔体を製作し、これを用いて十分に動圧の低い高空から大気圏再突入飛行を行い、これらの性能を確認することを目的とする。実験の目的として確認する項目は以下の通りである。

1. 実験方法の確立
2. 高速における空力性能
3. 再突入時の空力安定操縦性および飛行制御能力
4. RCS による姿勢制御から空力制御への切り替え
5. エアデータ計測システムの性能

揚力飛翔体による十分に動圧の低い高空から大気圏への再突入飛行を実現するためにはロケットを用いて加速上昇させることが必要である。今回の実験では初めての再突入飛行

の試みであることおよび地上との回線の確保などのために最大 4 程度のマッハ数の再突入飛行を行い飛行範囲を 300 km 程度の水平距離とすることを条件とした。これらの条件を実現させるための打ち上げ手段を地上から発射される通常の固体ロケットによるとすれば打ち上げ時の荷重および空力加熱量が再突入飛行時に比べてかなり大きく飛翔体の構造および機体材料の選択の観点では打ち上げ時の条件が支配的となる。また有翼飛翔体のような非対称形状を持った機体を可能な限り簡便に打ち上げるためには打ち上げ時の飛行制御についても最小限の能力で済ませることが望ましい。この両者の要求を満たす方法として本実験では気球によってある程度の高空に予め有翼翔体とブースタを持ち上げ、ここから加速上昇させる方法を採用した。これによって打ち上げ時の最大動圧を通常の観測ロケットなどに較べて 1/10 以下にしさらにブースタも小型化することが可能となった。同種の実験としては NASA の火星探査機のバイキングの減速用パラシュートの試験のために行われた例がある〔2〕。わが国においても気球からロケットを発射する試みは 1960 年代に行われ報告がなされているが〔3〕この時点ではロケットの能力不足を補うために採用された方法であり、気球およびロケット双方の技術が未熟であったために十分な成果が得られていない。今回の実験では過去の試みにおけるよりも気球に関する種々の技術およびロケット飛翔体の制御などに関する技術が確立され信頼に足るものになったためこの実験方法を採用した。

## 1-2 飛行計画概要

実験における飛行の概略を図-1-2-1 に示す。これに示されている様に、高度約 19 km においてペイロード部分の方位の制御機能を有する気球からブースタを搭載した有翼翔体を分離した後、モータに点火して加速上昇させる。モータの点火直後は推力のミスアライメントによる軌道分散を抑制するため有翼飛翔体に搭載した RCS(SJ 1)によってピッチ/ヨー軸の姿勢を制御する。モータ燃焼終了後ブースタを分離しコースティングの後大気圏に再突入させる。標準軌道では軌道の頂点条件は高度約 73 km, 水平速度約 800 m/s である。ブースタ分離後のコースティングの間は RCS(SJ 2)によって 3 軸姿勢制御を行う。高度の低下による飛行動圧の上昇にともなって舵面の駆動による空気力を用いた姿勢の制御を行う。RCS による制御のフェイズでは IMU 出力（3 軸姿勢角および角速度）を、空力操舵のフェイズではこれに加えてエアデータ（迎角および横滑り角）を姿勢情報として用いる。大気圏に再突入した後は通常の航空機と同様の方法により滑空飛行を行い、海上に着水す

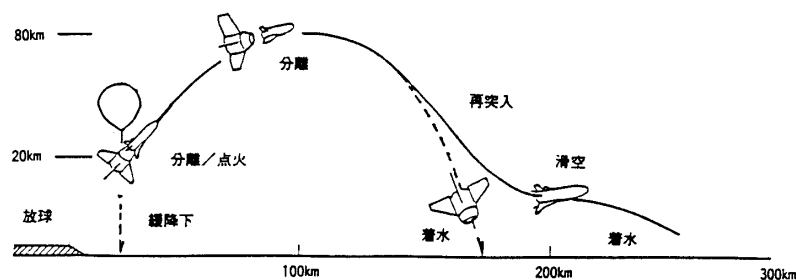


図 1-2-1 有翼飛翔体大気圏突入実験飛行計画概略

表 1-2-1 飛行計画概略

ロケット発射高度	19 km
発射上下角	77 deg
標準発射方位角	150 deg
標準軌道頂点高度	73 km
速度	760 m/sec
通過時刻	128 sec
再突入時の目標姿勢角	-30 deg
再突入時の目標迎角	15 deg
再突入時の最大マッハ数	3.7 —
総飛行距離	280 km
飛行時間	10 min

る。この間滑空飛行中には軌道分散による飛行経路のずれを補正するために有翼飛翔体の迎角およびバンク角を変更するコマンドを地上から送信し簡単な誘導を試みる。ロケット発射後着水までの所要時間は約 10 分である。本再突入実験における飛行の概略を表-1-2-1 に示す。

上に述べたように本飛行実験では

1. 気球ゴンドラによるロケット打ち出し方位の制御
2. ブースタ発射時の打ち上げ形態での 2 軸（ピッチ／ヨー）姿勢制御
3. ブースタ分離後再突入までの RCS による 3 軸姿勢制御
4. 大気圏再突入後の空気力による 3 軸姿勢制御

の 4 つの制御のフェイズが存在し実験全体に占める制御系の役割はきわめて重要である。

### 1-3 飛行制御系およびモーションテーブル試験

本報告書ではこの再突入実験における飛翔における飛翔体の搭載制御系の設計方法および搭載システムの性能確認のためのモーションテーブル試験についてその詳細を報告する。上に述べたように本実験の主たる目的は大気圏への再突入飛行に関連する空力性能および飛行制御能力の検証であるが、前節に述べたように再突入飛行時だけでなく実験全般にわたって制御系はミッションの成否に関わる重要な役割を担う。

大気圏への再突入飛行では飛行環境の急激な変化は勿論であるが高マッハ数における揚力体の飛行そのものもわが国では初の試みであり、減速のために要求される大迎角飛行時の空力および飛行力学特性など未経験の問題が多い。とくに大迎角飛行時の横/方向の安定操縦性については通常の航空機とは異なる特性について十分な検討が必要である。本実験計画を進める上ではこれらの事柄について実験計画、空力設計および飛行制御計画などについて詳細な検討を行い実験機の設計に反映させた。

この報告書では飛行計画全般についての概略、打ち上げ飛行も含めた飛行制御に関連する諸問題、これらの問題に対する制御系の設計の考え方および搭載ハードウェア/ソフトウ



エアなどについて述べ、さらに搭載制御システムの性能検証のために可能なかぎり搭載ハードウェアを制御ループに採り込んだ形で 3 軸モーションテーブルを用いた HARDWARE-IN-THE-LOOP の状態での試験を実施したのでこの試験についても述べる。

空気力の影響がない領域での RCS による機体の姿勢制御についてはロケット飛翔体による十分な経験が蓄積されているが本実験では機体の大きさなどの制約から特に空気力による制御のフェイズでの運動の時定数が比較的小さく搭載制御系は計測、演算および操舵系のそれぞれに対して比較的速度い応答が要求される。制御系の設計の観点では、モデル化されたダイナミクスによる制御ゲインの決定が行われ第 1 次のモーションテーブル試験に臨んだ訳であるがこの試験の結果、設計時に用いたダイナミクスでは説明できない不安定現象が現れ、飛行制御系の設計の全面的な見直しを余儀なくされた。

このため通常のロケット飛翔体では遅れを考慮しない要素についてもモデル化の全面的な見直しと応答特性の実測を行い、エアデーセンサ、搭載姿勢検出部、搭載計算機、操舵アクチュエータおよび SJ などの制御系の構成要素に対して遅れ要素としてのパラメータの精度向上を図った。またモーションテーブルのダイナミクスについても同様の応答特性の見直しと実測を行い、上記の不安定現象はこれらの当初の解析では小さいとして無視した遅れ要素の積み重ねによる現象であることが明らかとなり、第 1 次試験の結果を再現することができた。これらの結果を基に制御ゲインの再設計と飛行環境を決定する軌道計画までに及ぶ見直しが行われ第 2 次のモーションテーブル試験が行われた。この第 2 次の試験の結果は良好であり、上記の遅れ要素の詳細な把握および制御系の設計へのフィードバックが搭載ハードウェアを用いたループ試験を実行することによって有効に行われたと言え、この種の飛翔体の制御系の設計および機能確認に対して貴重な経験を積むことができたと考えている。

通常この種の報告は飛行実験結果と共にまとめるのが本来であるが不幸にして 1988 年 9 月に実施された第 1 回目の飛行実験では気球飛翔中の事故により実験の中断およびミッションの放棄を余儀なくされ、飛行制御に関する実飛翔時のデータを得ることができなかった。しかしながら飛行実験に臨むに当たってここに述べる飛行制御系の設計作業およびモーションテーブル試験による飛行計画および飛行制御系の見直しなどの作業を通じて獲得した知見はそれら自身で従来のロケット飛翔体において飛翔前に行われてきた実績以上のある種の成果をもたらしたことはいうまでもなく、あえてここに報告書としてまとめた次第である。

以下の章では本実験機の空力特性、飛行制御計画および実験供試体を含む本実験システムの概略についてまず述べ、制御関連搭載機器、制御系の解析方法および設計結果、モーションテーブル試験の機材、試験方法および試験結果などについて記述し、最後に本報告の意義などについてまとめて述べる。

## 第2章 実験システム概要

### 2-1 制御計画概要

打ち上げから大気圏再突入飛行全般にわたる姿勢制御シーケンスの概略を図 2-1-1 に示す。

気球は放球後 4.5 ないし 5 m/sec の速度で上昇し約 70 分ないし 80 分で高度約 19 km に達する。この時点でレベルフライト状態を保ち、気球の状態が安定した後にゴンドラに搭載されたガスジェットシステムによる方位制御を行い、ゴンドラをロケットの発射方向に向ける。気球側の方位制御が整定した時点で搭載制御系の初期姿勢設定などの準備作業が行われる。初期姿勢設定は CNE によるピッチおよびロール姿勢角の計測であり通常のロケットではランチャ上で行われる作業であるが今回の実験の場合は気球懸吊状態での機体の運動を考慮して計測が行われ、発射直前に開始される姿勢積分の初期値を与える。

打ち上げはブースタおよび有翼飛翔体を気球ゴンドラから分離し自由落下中にモータに点火して上昇させる。打ち上げ形態では基本的にはブースタに装着された尾翼によって空力安定を与えるが、ゴンドラからの分離直後からモータ点火直後の間は RCS(SJ 1)によって姿勢を制御する。モータの燃焼終了後も打ち上げ形態のまま上昇を続けブースタの分離はゴンドラからの分離後 65 秒で行う。この秒時は有翼飛翔体とブースタの空気抵抗の差によってこれらの衝突を避けること、および分離後有翼飛翔体単体の飛行になった時点で RCS(SJ 2)による姿勢制御トルクが飛行動圧による空気力に打ち勝って十分有効であること、の2点を考慮して決定されている。ブースタの分離時に想定される姿勢運動はこの RCS(SJ 2)によって最悪の場合でも約 30 秒以内で整定すると予想され、弾道軌道の頂点までに大気圏再突入に備えて目標姿勢角の変更が行われる。この制御フェイズでの姿勢目標は空気力の影響を受けないように飛行迎角および横滑り角が 0 に近い値になるような設定されている。

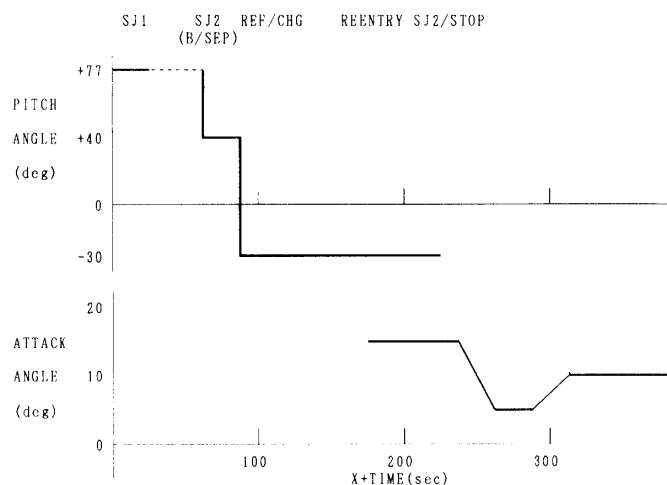


図 2-1-1 SJ および空力操舵による目標姿勢

上に述べた手順によって打ち上げられた有翼飛翔体はコースティングの後大気圏に再突入する。飛行軌道の頂点から高度約 50 km に達するまでの動圧の十分に低い飛行状態では打ち上げ時に引き続いて RCS (SJ 2) によって慣性系に対して設定された姿勢目標に対して機体の姿勢を制御する。この目標姿勢角は再突入時の動圧の増加に伴う空力操舵の開始の時点での目標迎角 (15 度, 当初は 30° に設定されていた。), 目標横滑り角 (0 度) および目標バンク角 (0 度) につながるよう設定されている。上昇のフェイズにおける目標姿勢角は軌道の頂点付近ではこの再突入に備えた姿勢制御が完了するように上記の値に変更される。打ち上げ軌道の分散による目標姿勢角の変更および再突入時の空力操舵開始以降の秒時変更は地上の誘導システムによって得たりアルタイムの軌道情報に基づいてコマンドを送信することによって行う。

空力操舵による姿勢制御に移行してからは機体のロール角, 迎角 (マッハ数に応じてコマンドされる) および横滑り角を制御し, また各機体軸回りの角速度はピッチ, ヨーおよびロール軸回りのダンパを構成するための制御状態量として取り込む。大気圏再突入時の RCS および空力操舵による制御力の大きさが逆転する時点では両者の制御を同時に動作させる。RCS による姿勢制御から空力操舵に移行するときの制御状態量としては, 目標姿勢角は局所水平に対するピッチ姿勢角および空力操舵時の迎角に対して与え, 他の目標姿勢 (ヘッディング, ロール角 (バンク角) および横滑り角) については 0 を目標とする。空力制御のフェイズではマッハ数に応じて設定された迎角の目標値を達成する様に制御が行われ滑空飛行を行う。また制御ゲインはマッハ数に応じて予め用意された値を用いるように切り替える。この際エアデータ (迎角, 横滑り角およびマッハ数) を機上で計測しこれらの制御信号として用いる。これらの目標迎角および制御ゲインは搭載計算機にプログラムされている。図-2-1-2 にマッハ数に対する迎角履歴を示す。

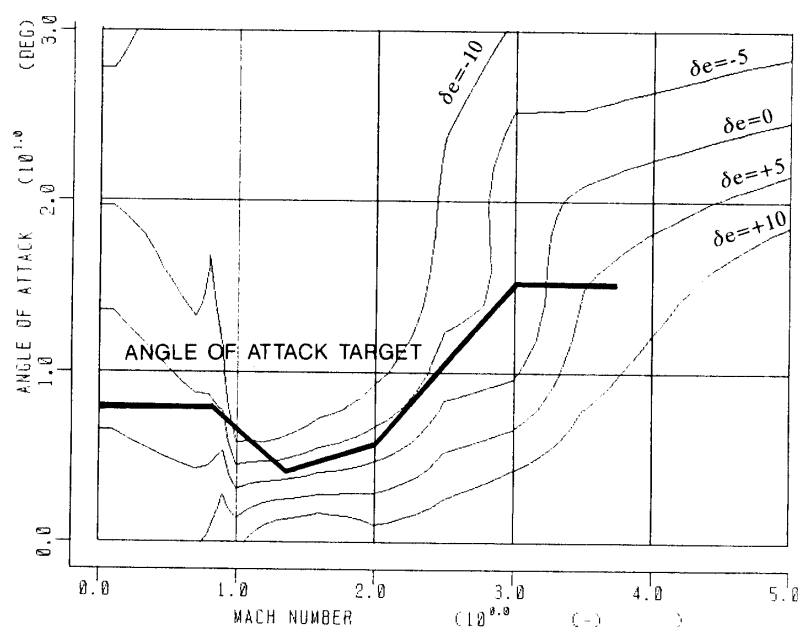


図 2-1-2 迎角履歴

表 2-2-1 タイムシーケンス概略

イベント	秒 時	高 度	マッハ数
EPT スタート	-30	—	—
CNE 演算開始	- 8	—	—
飛翔体およびブースタ分離	0	19	0
SJ 1 制御開始	0.5	19	0
ブースタ点火	1	19	0
SJ 1 制御終了	6	19	0.4
ブースタ燃焼終了	40	36	3.8
ブースタ分離	65	54	2.9
SJ 2 制御開始	66	55	2.9
SJ 2 姿勢整定	96	68	2.6
誘導コマンド送信 (I)	100	69	2.6
標準軌道頂点通過	128	73	2.6
空力操舵開始秒時	180	61	2.8
再突入時最大速度	224	32	3.7
SJ 2 終了	229	28	3.6
最大動圧通過	243	21	2.9
誘導コマンド送信 (II)	330	17	1.1
着 水	600	0	0.3

その後更に滑空飛行を行って減速を続け、海上に着水する。また滑空飛行中には軌道の分散の吸収のためのマニューバを地上からの追跡データにもとづいて行う。この誘導はダウンレンジ制御およびクロスレンジ制御の二つのフェイズに分け、目標迎角および目標バンク角をそれぞれのフェイズで地上で推定した軌道情報にもとづいて送信することによって行う。

表-2-1-1 に本実験における飛行制御を中心としたタイムシーケンスを示す。

## 2-2 空力性能

本実験の空力的機体形状は地球周回軌道からの大気圏再突入飛行および滑走路への水平着陸が可能な形状として設計されている。これらの飛行を実現するための空力的な要求を特徴的なものについてまとめると

1. 高速における大迎角トリム能力
2. 高速大迎角における横/方向の安定操縦性
3. 低速における十分な揚抗比

などである。その他全ての飛行領域において十分な安定および操縦性を有することは勿論であるが大気圏再突入初期の空気が有効に利用できない領域では、RCS による STABILITY AUGMENTATION を行うことも、通常の航空機と異なりこの種の再突入飛翔体に特徴的なことのひとつである。本大気圏再突入実験ではこのうち高速における大迎角

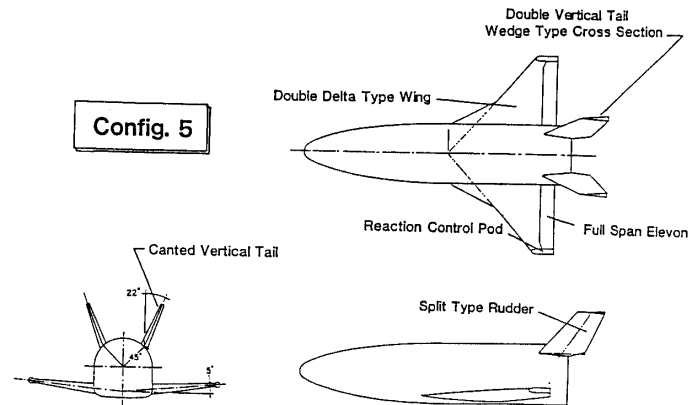


図 2-2-1 大気圏突入実験機空力形状

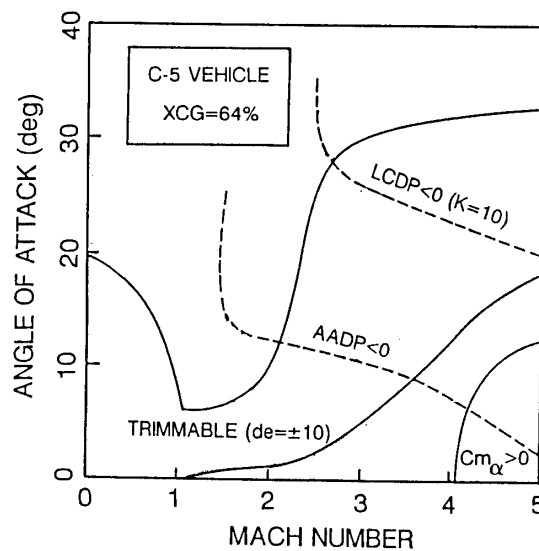


図 2-2-2 飛行可能領域

飛行に関する特性について、再突入時の飛行環境の変化と空力特性および飛行制御方法に関する諸問題を明らかにし飛翔実験によって実証することが実験の主題である。

空力設計の各フェイズでは種々の機体形状が考えられたが本実験機の形状として採用された最終形態(C-5)を図-2-2-1に示す。この空力特性に対して飛行制御の観点から飛行可能な領域を飛行マッハ数と迎角の領域として図-2-2-2に示す。これらは前節に述べた大気圏再突入飛行時の飛行特性を表す特徴的な以下の諸量について飛行可能な領域を表したものである。

$Cm\alpha < 0$ ; 縦の静安定

$Cm, Cm\delta_e$ ; トリム可能迎角

$Cn\beta, \text{dyn} > 0$ ; 大迎角時の方向安定

$LCPD > 0$ ; ラダーコーディネート時のロール制御応答

ただし  $Cn\beta, \text{dyn}$  はここに示した全領域において正である。これによると高速の大迎角飛

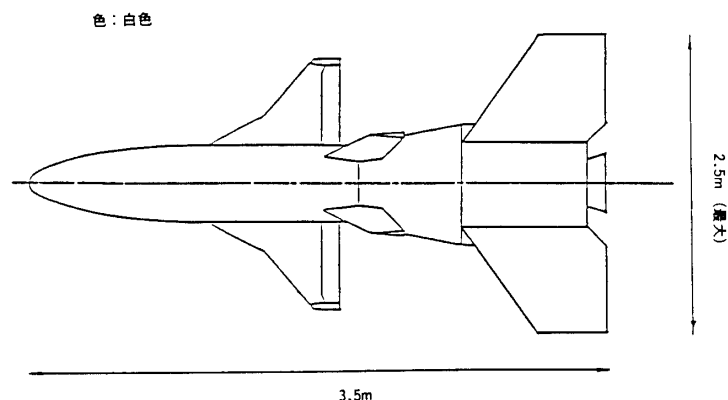


図 2-2-3 打ち上げ形態概略

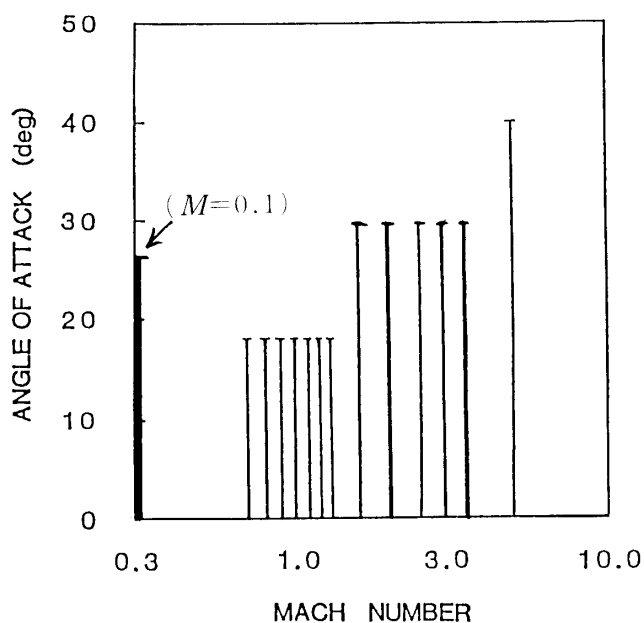


図 2-2-4 風試を行った領域

行および低速における高揚抗比による飛行が可能な機体であることが分かる。高速大迎角飛行時には適当なラダーのコーディネーションを行えば大気圏再突入から低速における領域において飛行が可能であることが示されていると言える〔4〕。

打ち上げ形態の空力形状では通常の観測ロケットと同程度の空力静安定性を有する様にブースタ尾翼が設定されている。形態は図-2-2-3 に示されているが重心位置に対するスタティックマージンが全飛行範囲 ( $M < 4$ ) で全長の 10 % 以上となる様にアスペクト比の大きい尾翼平面形を採用している。打ち上げ形態の姿勢安定は基本的には通常のロケットと同様に縦および横の静安定を有するように設定されているが、有翼飛翔体の上下非対称による効果を評価するためここでは航空機のダイナミクスを用いて検討した。

空力データの取得に際しては静的な空力係数は有翼飛翔体単体では低速、遷音速、超音

速，および極超音速風洞における風洞試験によった。打ち上げ形態においても遷音速および超音速風洞試験を実施した，有翼飛翔体単体について風洞試験を行ったマッハ数および迎角の領域を図-2-2-4 に示す。また動的な空力微係数については DATCOM〔5〕の推算式によった。これらの空力係数および微係数はすべてマッハ数と迎角の関数として整理し，データベース化して制御系の解析および 6 自由度の飛行シミュレーションなどに用いている。また舵面のヒンジモーメントについても風洞試験を行って係数化し，操舵アクチュエータの負荷の推定に用いている。

### 2-3 実験供試体概略

本実験の供試体は全体としては気球のペイロードとして実現可能なこと，再突入飛行を行うための打ち上げ能力を有するブースタを搭載できることおよび飛行制御を中心とした各種機器の搭載が可能なことなどの観点からその寸法および重量などの諸元が決定されている。

有翼飛翔体本体は全長 2 m，全幅 1.48 m，搭載機器も含めた重量は 173 kg である。操縦舵面は主翼に取り付けられたエレボンおよび 2 枚の垂直尾翼に取り付けられたラダーであり，それぞれ独立に電動アクチュエータによって駆動される。打ち上げ直後 (SJ 1) およびブースタ分離後再突入までのコースティング中 (SJ 2) に使用する SJ は機首部および主翼端部にそれぞれ装着されている。SJ システムは GN 2 コールドガスジェットを用い，SJ 1 および SJ 2 共に共通の気蓄器から供給される。飛行制御に用いる搭載機器は上記の操舵アクチュエータおよび SJ システムの外，エアデータ計測システム，ジャイロ部および搭載計算機から構成され，図-2-3-1 に示される位置にそれぞれ搭載されている。その他の搭載機器はテレメータ/コマンド系，機体計測系および電源系などである。

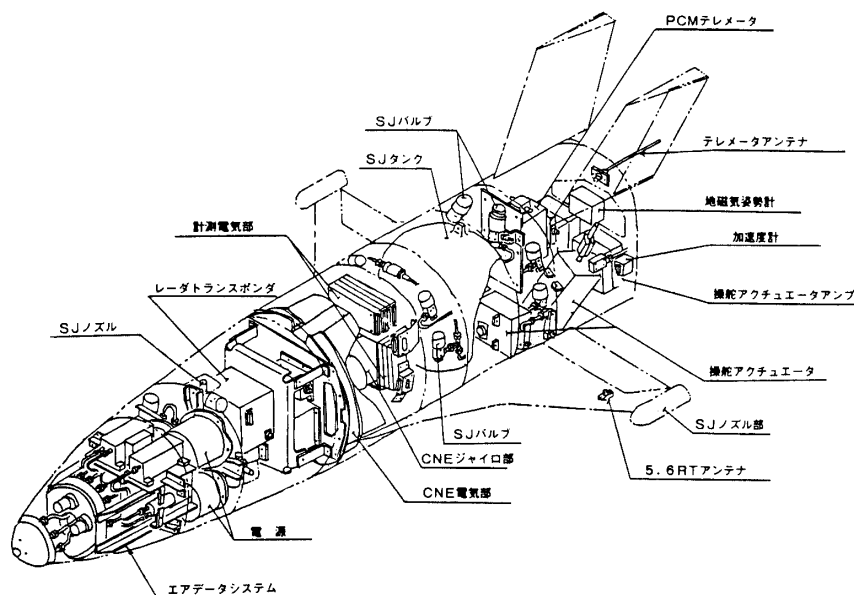


図 2-3-1 有翼飛翔体搭載機器配置

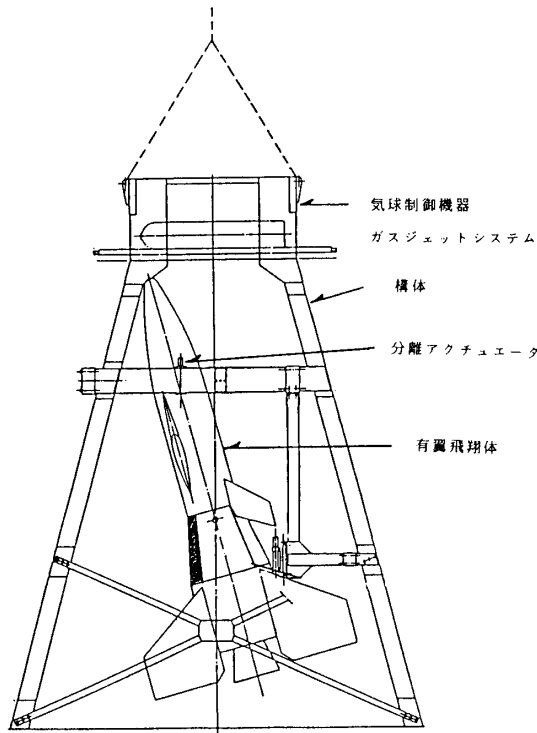


図 2-3-2 気球 Gondola 概略

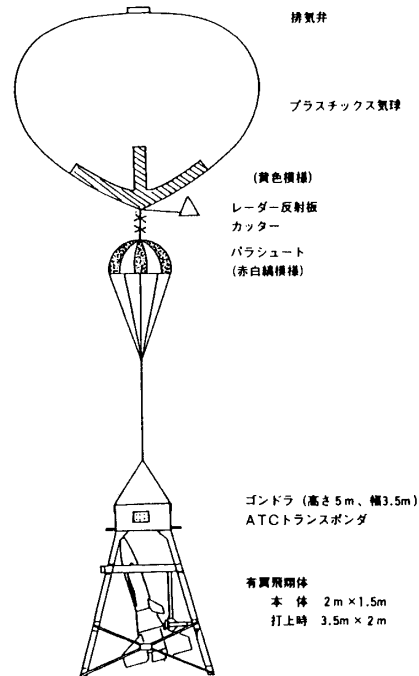


図 2-3-3 放球時形態概略

表 2-3-1 有翼飛翔体重量特性

重 量	W=173.73 kg (SJ ガス: 3.20 kg 含む)
慣性性能率	$I_{xx} = 9.614 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $I_{yy} = 52.572 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $I_{zz} = 56.212 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $I_{yz} = 0.000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $I_{zy} = 0.549 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $I_{xy} = 0.000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ (重心位置まわり)
重心位置	$X_{cg} = 64.0 \%$ $Y_{cg} = 0.00 \%$ $Z_{cg} = 0.65 \%$ (全長=2.000 m, 機軸に対して)

表 2-3-2 打ち上げ形態重量特性

重 量	W=476.56	264.96 kg
	(薬量 211.60 kg)	
慣性性能率	$I_{xx} = 29.35$ $I_{yy} = 299.78$ $I_{zz} = 302.52$ $I_{yz} = 0.001$ $I_{zx} = 4.450$ $I_{xy} = 0.007$ (重心位置まわり)	$20.82 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $197.96 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $200.70 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $0.001 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $4.420 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ $0.010 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
重心位置	$X_{cg} = 61.5$ $Y_{cg} = 0.00$ $Z_{cg} = 0.00$ (全長=3.510 m)	$51.0 \%$ $0.00 \%$ $0.00 \%$

打ち上げに使用するブースタはロケットモータおよび尾翼/尾翼筒からなる。モータは衛星打ち上げ用球形モータを使用し、これと打ち上げ時の空力安定を確保するための4枚の尾翼が尾翼筒に装着されている。尾翼筒内にはタイマ/点火系および電源などの機器が搭載されている。尾翼および尾翼筒は全長 1.5 m, スパン 2.5 m 打ち上げ時重量 304 kg, 推進剤重量約 210 kg である。



表 2-3-3 放球時重量

有翼飛翔体およびブースタ	476 (kg)
気球ゴンドラ	513
バラスト	60
吊り紐	13
パラシュート	25
気球 (排気弁含む)	153
放球時全重量	1240

表 2-3-4 気球諸元

気球容積	(m <sup>3</sup> )	14158	(B 15)
許容ペイロード重量	(kg)	294	(最小)
		1000	(最適)
		1257	(最大)
気球重量	(kg)	148	
全 長	(m)	28.44	
直 径	(m)	32.31	
安全率	(-)	10.8	
付属荷姿全長 (パラシュート/吊り紐:m)		28.0	
上昇速度	(m/min)	275	
理論上昇高度	(km)	18.6	
パラシュート降下速度	(m/sec)	11.0 (有翼なし)	
		15.0 (有翼あり)	
放球方法		完全立て上げ方式	

気球飛翔時にはこれらの供試体は気球ゴンドラ内にロケットの発射上下方向に固定されて取り付けられている。図-2-3-2 に気球ゴンドラの概略を示す。打ち上げ形態の機体は 3 カ所の分離アクチュエータによってゴンドラに支持され、ブースタ内に搭載されたタイマ信号によって分離される。ゴンドラの上部には GN<sub>2</sub>スラスタを用いた方向制御システム、テレメータ/コマンド系、計測系および気球飛翔体に電力を供給する外部電源系等の機器が搭載されている。放球時総重量は約 1 250 kg である。放球時の形態を図-2-3-3 に示す。

表-2-3-1, 2 および 3 に有翼飛翔体単体, 打ち上げ形態および気球放球時の重量諸元をそれぞれ示す。また本実験に使用する気球の諸元を表-2-3-4 に示す。

## 参 考 文 献

(第 1 章, 第 2 章)

- [1] Nagatomo, M. et. al. "Low-Speed Glide Characteristics of a Winged Space Vehicle", Journal of Space Technology and Science, vol. 4, No. 2, 1988 pp. 1~10

- [2] Lundstrom, R. R, et. al. "Flight Tests of Viking Parachute System in Three Mach Number Regimes", NASA TN D-7692, 1974
- [3] 東京大学生産技術研究所 "ロックオン特集号", 生産研究, vol. 12, No. 3, 1960年3月
- [4] Inatani, Y. "High Speed and High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics of Winged Space Vehicle", ISAS Report, No. 624, 1987.
- [5] Hoak, D. E., "USAF Stability and Control DATCOM", Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, 1960.

### 第3章 搭載制御装置の概略

主な搭載機器およびその配置を図3-1に示す。

図3-1の中で、姿勢制御装置に関する搭載機器について以下にその概略を述べる。

#### 3-1 姿勢検出装置

有翼飛翔体用姿勢検出装置は、IMU (Inertial Measurement Unit)部については従来のロケット用と同様にSFAP (Spin Free Analytic Platform)型を用いている。しかし、システムの異なる点として次の項目が挙げられる。

- 1) Reentry 時の空力制御機能を追加
- 2) 地上コマンドにより上空での自動立ち上げ機能を追加
- 3) 制御電子部と検出部を分離して搭載する
- 4) 省電力化の為にマイクロプロセッサをC-MOS タイプ(MD-80 C 86/B)に変更。

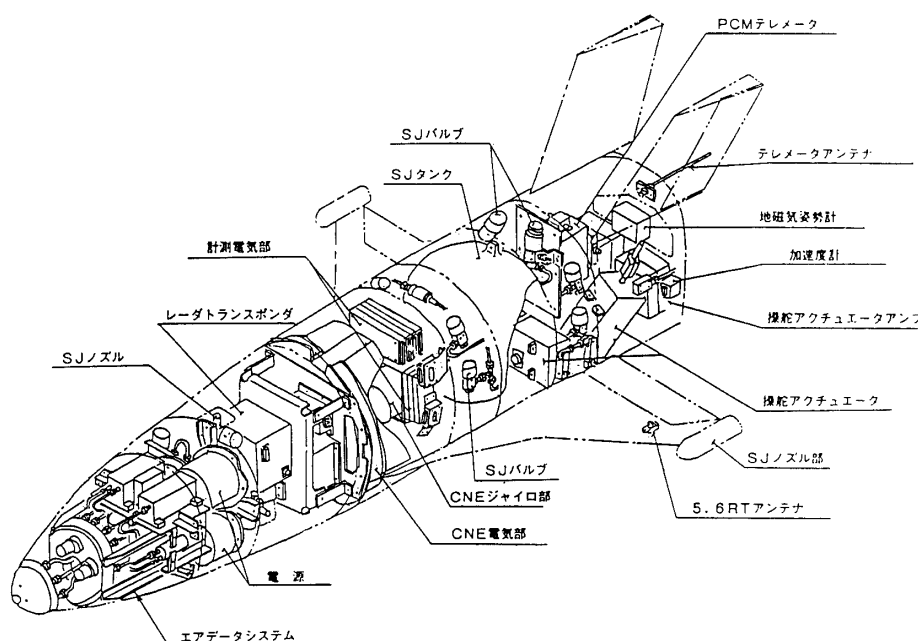


図 3-1

表 3-1-1 姿勢検出装置の主性能

姿勢基準	
初期設定精度	0.2 deg 以下
総合ドリフト (ピッチ, ヨー)	0.5 deg/5 分以下
総合ドリフト (ロール)	1.0 deg/5 分以下
入力範囲	
角 度	
ピッチ, ヨー	±150 deg
ロール	制限無し
角速度	
ピッチ, ヨー	±27 deg/sec
ロール	±150 deg/sec
内部電源動作時間	30 分間以上

表 3-1-2 姿勢検出装置の構成

ユニット名	重量 (kg)	外観構造寸法
検出部	4.5	図 3-1-2
制御電子部	11.5	図 3-1-3
電源部	3.5	図 3-1-7
ケーブル	1.0	
合 計	20.5	

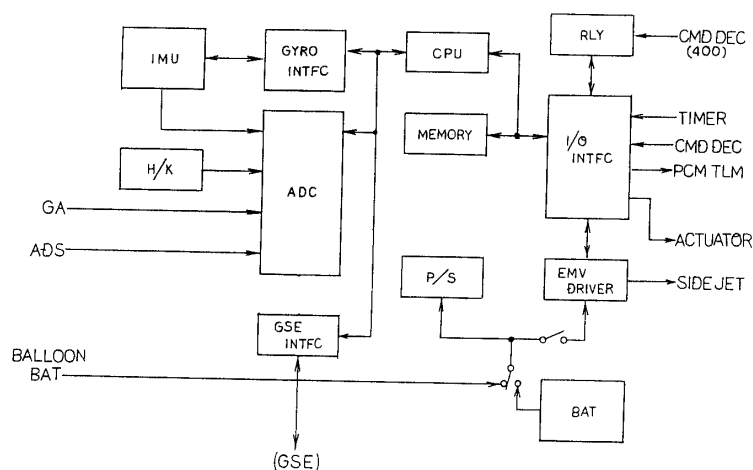


図 3-1-1 CNE BLOCK DIAGRAM

姿勢検出装置の主要性能を、表 3-1-1 に示す。

姿勢検出装置の構成は、大きく分けて次の 3 つのユニットから成る。

- 1) 検出部
- 2) 制御電子部

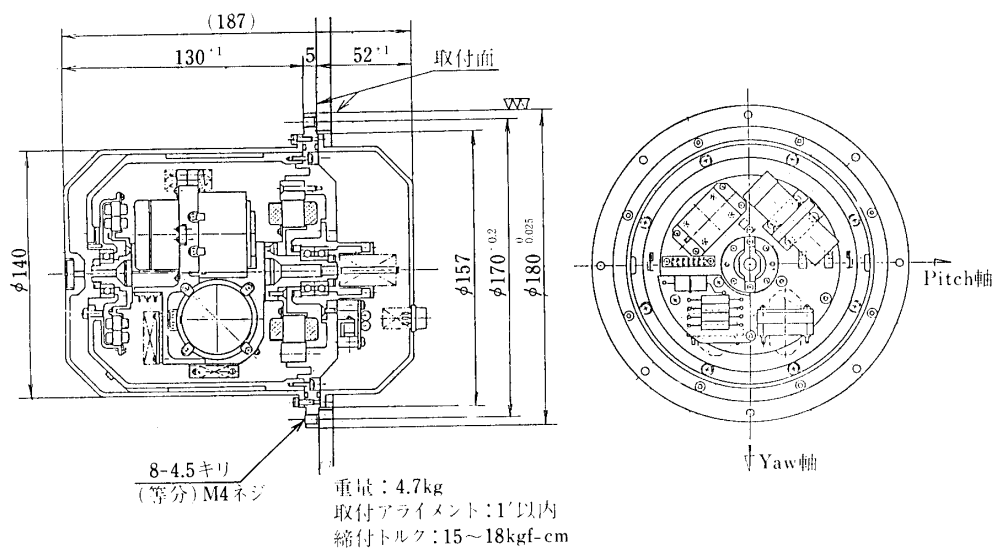


図 3-1-2 SENSOR PKG 外観構造

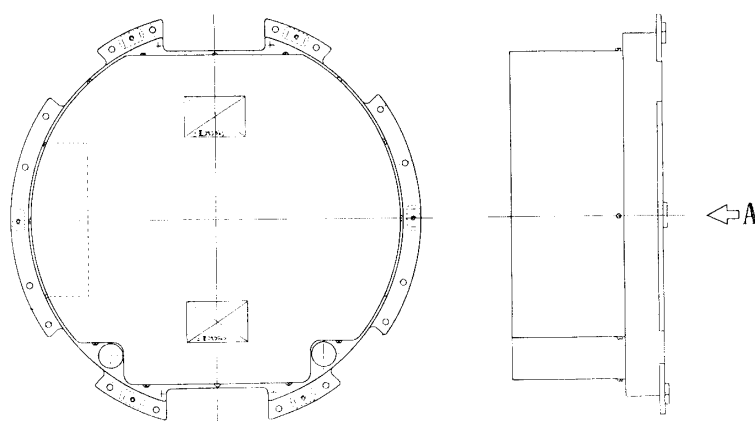


図 3-1-3 制御電子部の外観構造

### 3) 電源部

姿勢検出装置の構成を、表 3-1-2 に示す。

#### (1) 検出部

検出部は、いわゆる GYRO 部のことでピッチ、ヨー、ロール 3 軸の姿勢を検出するレート積分ジャイロ 3 個がスピン安定テーブルの上に載せられている。また、ロール(スピン)レートを検出するためのレートジャイロ 1 個が組み込まれている。

検出部の外観構造を図 3-1-2 に示す。

#### (2) 制御電子部

制御電子部は、さらにセンサーエレクトロニクス部と演算部 (CPU) とに分けられる。制御電子部の構造を図 3-1-3 に示す。

## (a) センサーエレクトロニクス部

センサーエレクトロニクスは、検出部を動作させるのに必要なパルスリバランス回路、プラットホーム制御回路および温度制御回路から構成される。

パルスリバランス回路はピッチとヨーの 2 系統あり同一構成である。最大入力角速度は  $\pm 27 \text{ deg/sec}$  である。パルスリバランス方式は、バイナリの PWM 方式で、パルス幅  $2^{-16} \text{ rad}$  で量子化する。繰り返し周期は  $1024 \mu \text{ sec}$  である。

プラットホーム制御回路はプラットホーム安定化のための回路でロールレート積分の出力を補償回路を通して DC トルカにフィードバックする。また、プラットホーム補正角信号を  $2^{-12} \text{ rad}$  で量子化された電流パルスとしてロールレート積分ジャイロのトルカに加える。

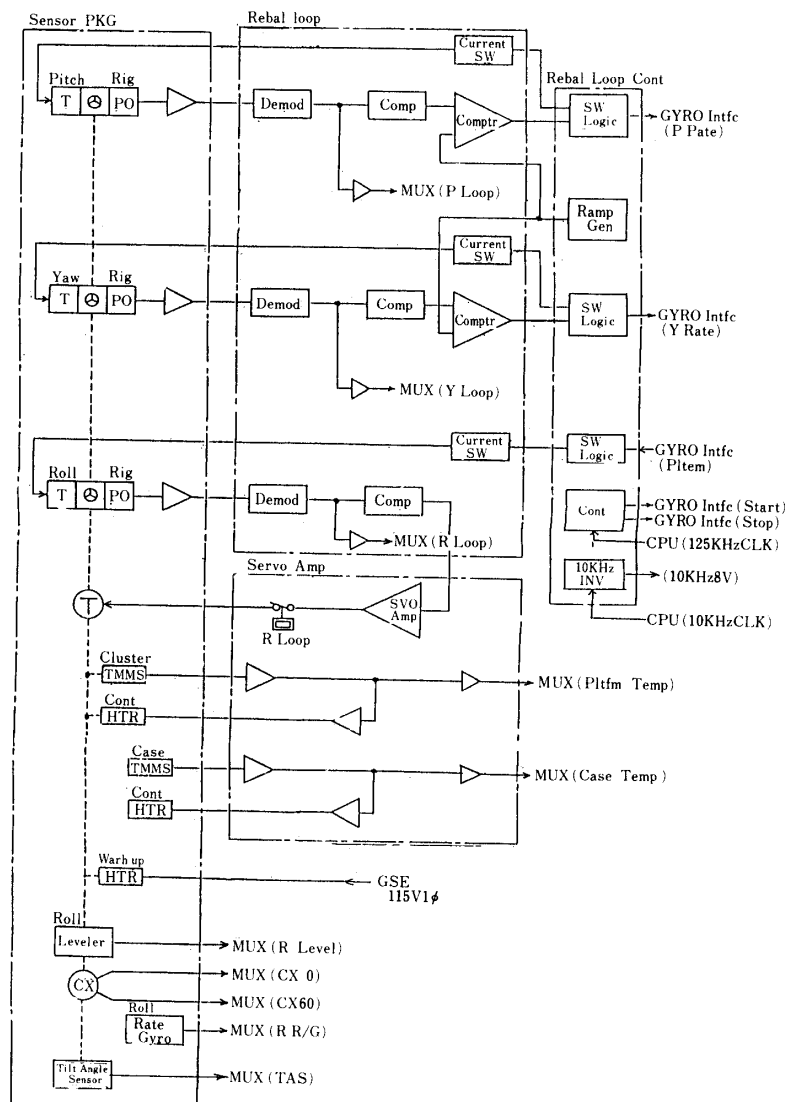


図 3-1-4 姿勢計測部ブロック図



温度制御回路は，プラットホームを  $70 \pm 1^\circ\text{C}$  に保ち，ジャイロのドリフトを最小にする様にしている．また，プラットホームの温度変動を小さくするため，検出部のケースを約  $50^\circ\text{C}$  に制御する．

センサエレクトロニクス部の構成は，次のモジュールから成る．

- 1) REBAL LOOP (Pitch, Yaw, Roll を含む)
- 2) REBAL LOOP CONT (8 V-10 kHz を含む)
- 3) SJ SERVO AMP (TEMP CONT を含む)

センサエレクトロニクス部のシステムブロック図を図 3-1-4 に示す．

#### (b) 演算部

本装置の演算はマイクロプロセッサを用いて実時間処理を行う．

演算部のタスクは姿勢制御演算の部分と，ハードウェアとリンクする部分に分かれる．

マイクロプロセッサは 80C86 を用いる．80C86 は語長 16 ビット，基本命令数 86 種，クロック周波数は 5 MHz を使用する．CPU は，EP-ROM 32 K バイト，RAM 32 K バイトを持つ．

演算部の構成は，次のモジュールから成る．

- 1) CPU/MEMORY

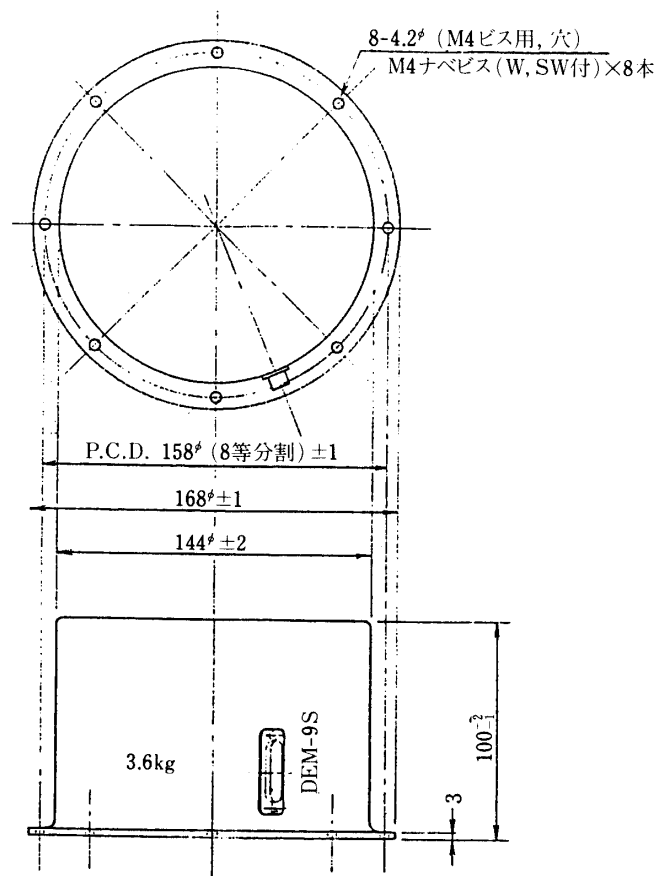


図 3-1-6 CNE BAT 外観構造方法

- 2) GYRO INTFC
- 3) MUX
- 4) GSE/RLY INTFC
- 5) TLM INTFC
- 6) MUX/CMDDEC INTFC
- 7) ELEVON/RUDDER INTFC

演算部のシステムブロック図を図 3-1-5 に示す。

### (3) 電源部

電源部の外観構造図を図 3-1-6 に示す。また、ブロック図を図 3-1-7 に示す。

1次電源電圧は、+28 V である。電源部では、DC/DC CONV, DC/AC CONV により表 3-1-3 および表 3-1-4 の電圧を作り、各回路に供給する。ただし、8 V 10 kHz は姿勢計測部の REBAL LOOP CONT モジュールに実装される。

#### 姿勢検出装置の周波数特性

姿勢検出装置の周波数特性を宇宙科学研究所の 3 軸モーシヨントーブルを用いて測定した。

測定は、次の 3 項目について行った。

- 1) ピッチ、ヨー制御特性

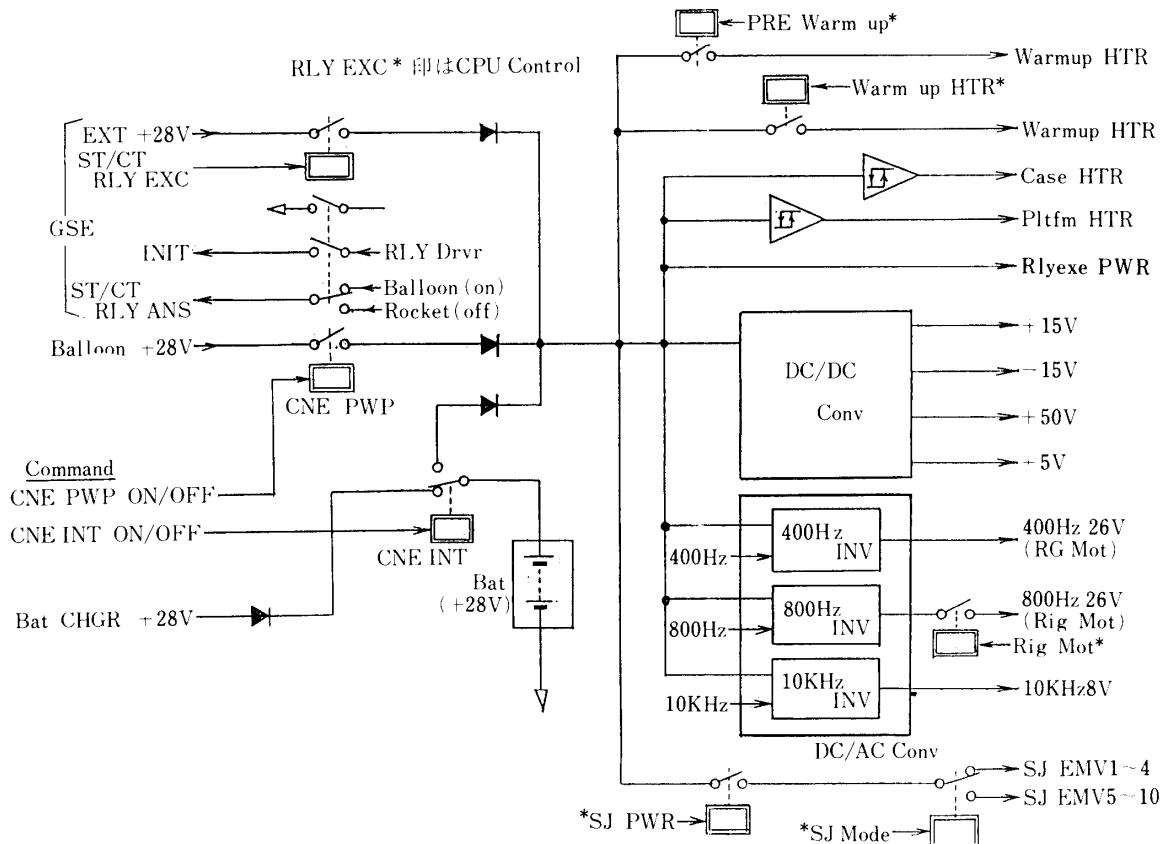


図 3-1-7 CNE POWER SYSTEM



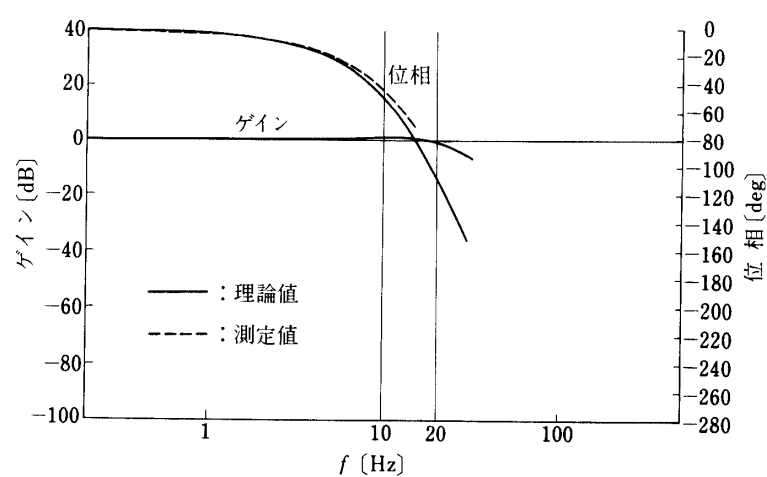
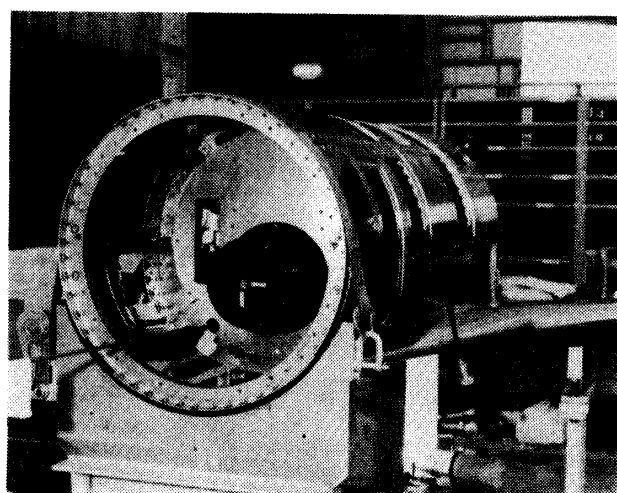
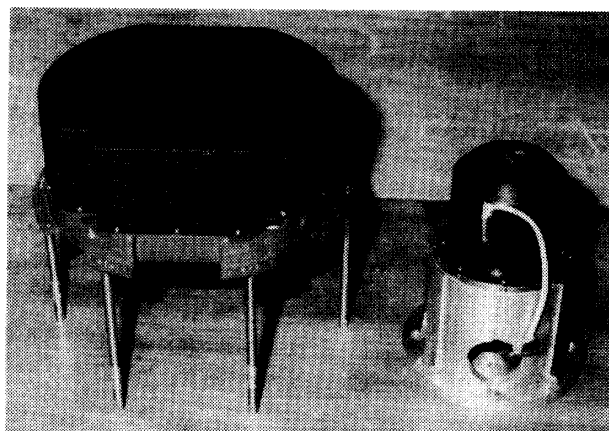


図 3-1-9 M/T アンサに対するピッチレート特性

表 3-1-3 DC/DC CONV

電圧	定常電流	最大電流
+ 5 V	1250 mA	2500 mA
+15 V	290 mA	1500 mA
-15 V	260 mA	1500 mA
+50 V	230 mA	500 mA

表 3-1-4 DC/AC CONV

周波数, 電圧	定常電力	最大電力
400 Hz 26 V	6 W	8.3 W
800 Hz 26 V	10 W	10.5 W
10 KHz 8 V	0.25 W	0.3 W

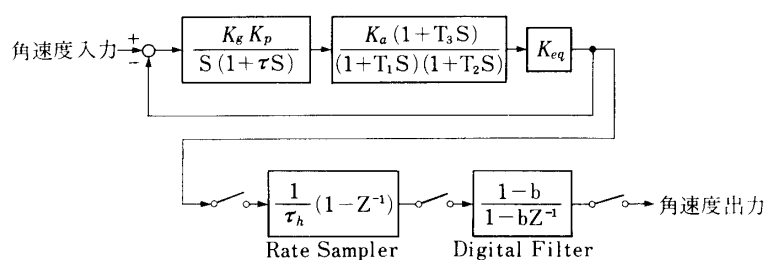


図 3-1-8 ピッチ，ヨー制御ループのブロック図

- 2) プラットホーム制御特性  
 3) ロールレート検出特性  
 (1) ピッチ，ヨー制御特性

ピッチ，ヨー制御ループのブロック図，図 3-1-8 に示す。

図 3-1-8 に示す制御ループの一巡伝達関数は，次の様になる。

$$G(s) = \frac{K_g K_p K_a K_{eq} (1 + T_3 S)}{S(1 + \tau S)(1 + T_1 S)(1 + T_2 S)} \frac{(-e^{-at})(1 - e^{-ts})}{S \cdot \tau_h (1 - e^{-at} e^{-ts})} \quad (3-1-1)$$

ここで

- $K_g = 1$  (ジャイロゲイン)  
 $K_p = 0.065 \text{ V/deg}$  (ジャイロピックオフスケールファクター)  
 $\tau = 0.0005 \text{ sec}$  (ジャイロ時定数)  
 $K_a = 2050$  (エレクトロニクスゲイン;  $K_g, K_p$  の調整ゲイン)  
 $T_1 = 0.1 \text{ sec}$  (補償要素時定数)  
 $T_2 = 0.002 \text{ sec}$  (補償要素時定数)  
 $T_3 = 0.02 \text{ sec}$  (補償要素時定数)  
 $T_{eq} = 5.05 \text{ deg/sec/V}$  (等価ゲイン)  
 $a = 125.6$  (デジタルフィルタ時定数)  
 $\tau_h = 0.01 \text{ sec}$  (CNE サンプリング時間)

(3-1-1)式に示す一巡伝達関数の周波数特性を理論的(計算値)に求めたものを，ピッチについて図 3-1-9 に示す。また，同測定値も同図に示した。同様に，ヨーについて図 3-1-10 にそれぞれ示す。

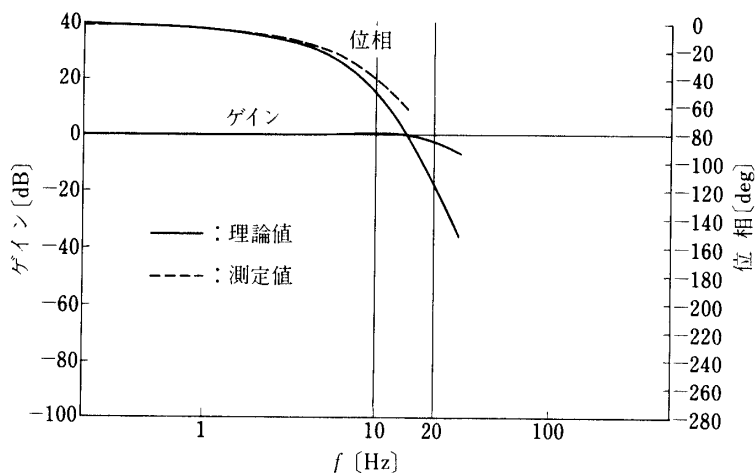


図 3-1-10 M/T アンサに対するヨーレート特性

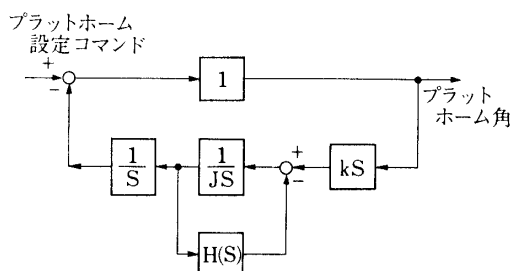


図 3-1-11 プラットホーム制御ループのブロック図

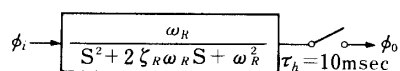


図 3-1-12 ロールレート検出部のブロック図

## (2) プラットホーム制御特性

プラットフォーム制御ループのブロック図を図 3-1-11 に示す。

図 3-1-11 に示す制御ループの-巡伝達関数は、次の様になる。

$$G(s) = \frac{k}{J \cdot S + H(S)} \quad \left. \begin{aligned} &\cong \frac{ks}{K_\theta K_p K_a K_d} \triangleq K's \end{aligned} \right\} \quad (3-1-2)$$

ここに  $k$  は 1 rad/s あたりの摩擦トルクを示している。値は 2.5 kg cm・s 程度。  $K'$  はこの閉ループの時定義を与える。

$$K' = \frac{2.5}{1250} = 0.002 \quad (\text{sec})$$

## (3) ロールレート検出特性

ロールレート検出部のブロック図を、図 3-1-12 に示す。

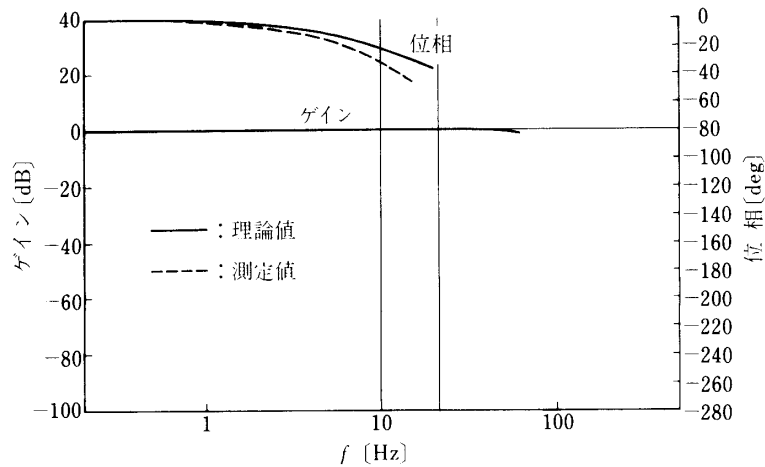


図 3-1-13 M/T アンサに対するロールレート特性

図 3-1-12 に示す伝達関数は，次の様になる．

$$G(s) = \frac{\omega_R}{s^2 + 2\zeta_R \omega_R s + \omega_R^2} \quad (3-1-3)$$

ここで

$$\omega_R = 502.7 \text{ rad/sec} \quad (f_0 = 80 \text{ Hz})$$

$$\zeta_R = 0.7$$

(3-1-3)式の周波数特性を理論的（計算値）に求めたものを，図 3-1-13 に示す．また，同測定値も同図に示した．

### 3-2 ADS

#### 3-2-1 システムの概要

本実験の飛行制御には飛行迎角，横滑り角およびマッハ数（以下エアデータと呼ぶ）の計測が不可欠である．また本実験機の搭載 CNE は 3 軸姿勢角および角速度の検出機能を有するがここで必要な大気中を飛行する際に必要となる対気姿勢についての情報は他の方法に頼らざるを得ない．これには搭載 INS（慣性航法システム）によって機上で求めた速度ベクトルの機体軸成分から風の影響を無視したエアデータを得る方法かあるいは直接的に機体表面の静圧を計測することによる方法が考えられるがここでは後者の方法によった．

図-3-2-1-1 に機体表面に設けられた静圧孔の配置を示す．計測する圧力は差圧として  $P_0 - P\beta_1$   $P\alpha_1 - P\alpha_2$   $P\beta_1 - P\beta_2$   $P_0 - P_s$  の 4 点および絶対圧として  $P_s$  の合計 5 点である．これらの計測値からマッハ数は

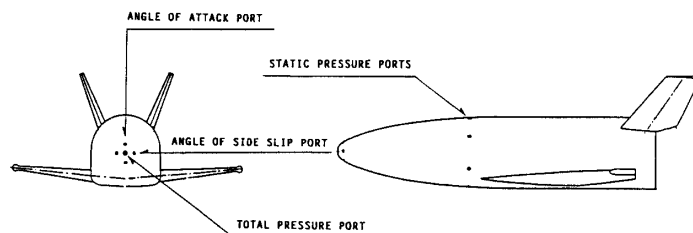


図 3-2-1-1 ADS 用静圧孔配置

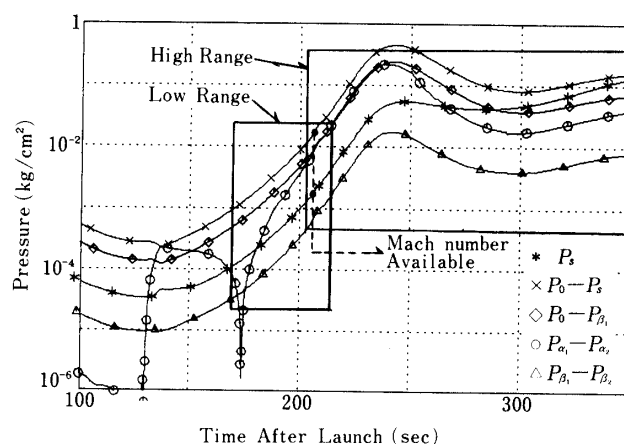


図 3-2-1-2 ADS 圧力計測範囲

$$P_0/P_s = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\gamma/(\gamma-1)} \quad : M < 1$$

$$P_0/P_s = \frac{\left(\frac{\gamma+1}{2} \cdot M^2\right)^{\gamma/\gamma-1}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} \cdot M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)^{1/(\gamma-1)}} \quad : M > 1$$

よって、迎角および横滑り角は

$$\alpha = \frac{P_{\alpha 1} - P_{\alpha 2}}{K_{1\alpha} \left\{ (P_0 - P_{\beta 2}) - (P_{\beta 1} - P_{\beta 2})/2 \right\}}$$

$$\beta = \frac{P_{\beta 1} - P_{\beta 2}}{K_{1\beta} \left\{ (P_0 - P_{\beta 2}) - (P_{\beta 1} - P_{\beta 2})/2 \right\}}$$

によってそれぞれ求める。これらの内の計測されたマッハ数と真値との関係および角度の係数  $K_{1\alpha}$ ,  $K_{1\beta}$  は次節に述べる風洞試験による較正結果によって決定した。

この方法によって得られる各計測点の圧力を標準軌道にそって大気圏再突入時の時間に対して図-3-2-1-2 に示す。当然の事ながら動圧の増加による空力操舵を用いた姿勢制御の開始の時点では、十分な精度で上記のエアデータが計測されていることが条件であるが、



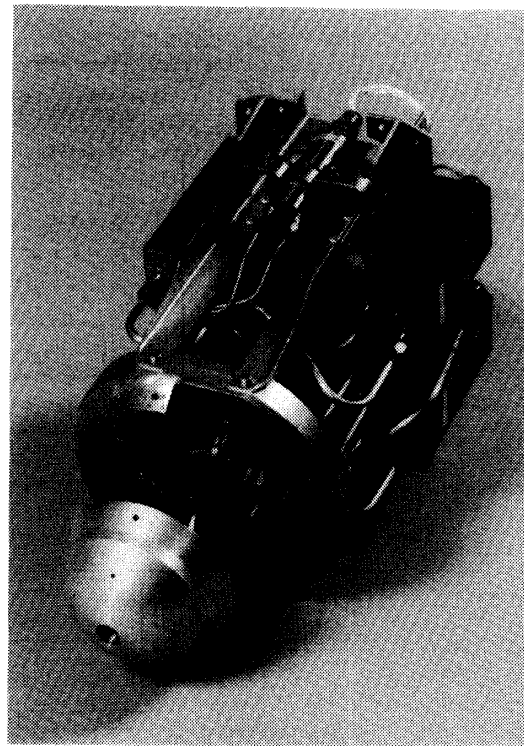
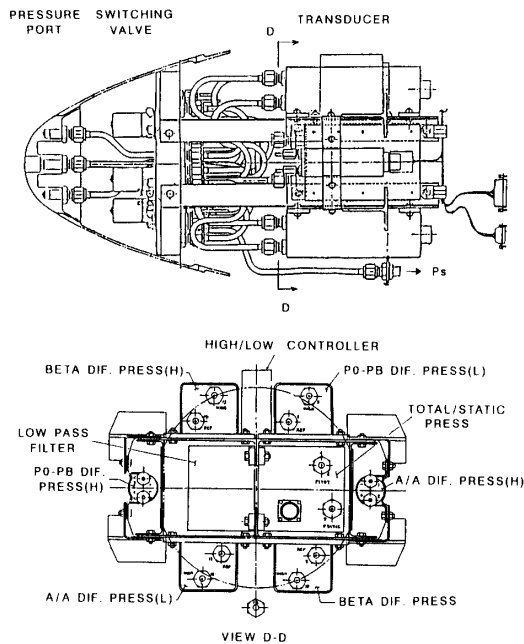


図 3-2-2-2 ADS

この図によれば再突入飛行の初期から十分な減速を行うまでには、通常の圧力計測器によって計測可能な範囲以上に飛行動圧が変化しているため図に示す様に本実験機ではレンジの異なる 2 種類の圧力センサによって各点の差圧を計測しその大きさによって切替えを行い計測値の精度を確保するシステムとした。

### 3-2-2 搭載システム

搭載エアデータシステム(ADS)のハードウェア構成を図-3-2-2-1に示す。 $P_0$ – $P_s$ および $P_s$ のチャンネルを除いて高/低 2 種類のレンジのセンサを搭載する。低圧側のセンサ入力ポートは高動圧時に加わる過負荷を防止するため電磁弁による配管系の切り替えを行い、飛行中の高動圧時には負荷が加わらない構造にした。この電磁弁の作動は $P_0$ – $P_s$ のチャンネルの差圧が $0.03 \text{ kg/cm}^2$ の時点で行い、同時に CNE 側に切り替えのアンサを出す。CNE 側はこの信号に基づいて高/低の出力の判断を行う。搭載エアデータシステムの概略形状および圧力トランスデューサなどの配置を図-3-2-2に示す。また各センサのレンジおよび CNE 側で A/D 変換したときの分解能を表-3-2-2-1に示す。なお $P_s$ のチャンネルを除いて搭載圧力センサの出力のドリフトはゴンドラからのロケットの分離直前に CNE 側でソフト的にリセットする。またこれらの圧力出力のうちマッハ数の算出に関する $P_0$ – $P_s$ および $P_s$ の出力は基本的に軌道に関わる変化の時定数で変化することおよび計測上のノイズによる計測マッハ数の変動が搭載計算機内の演算における制御ゲインの判定に悪影響を及ぼさないことなど考慮してローパスフィルタを設けた。このフィルタの時定数は $0.3 \text{ Hz}$ とした。

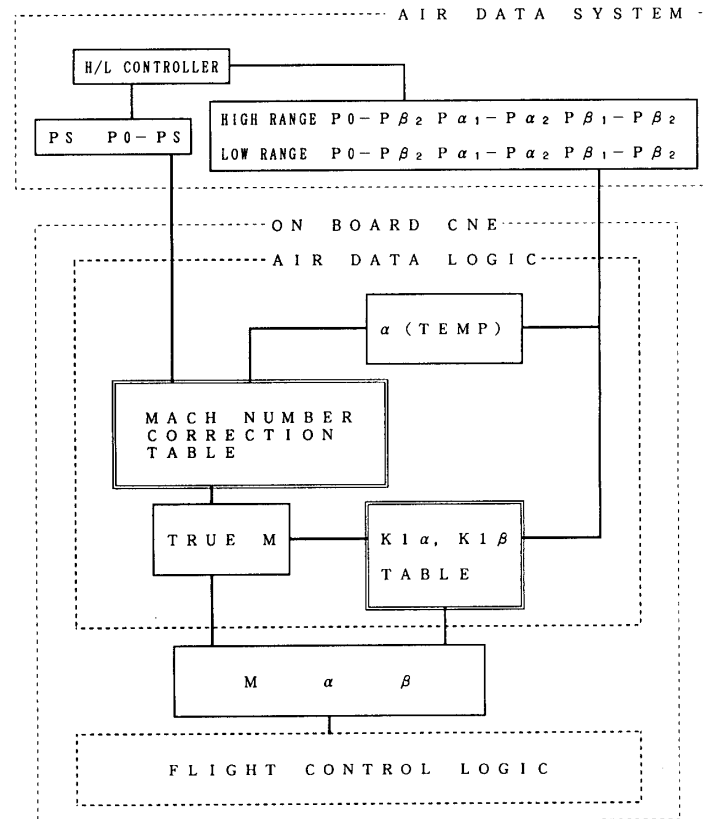


図 3-2-2-3 搭載計算機によるエアデータ再現手続き

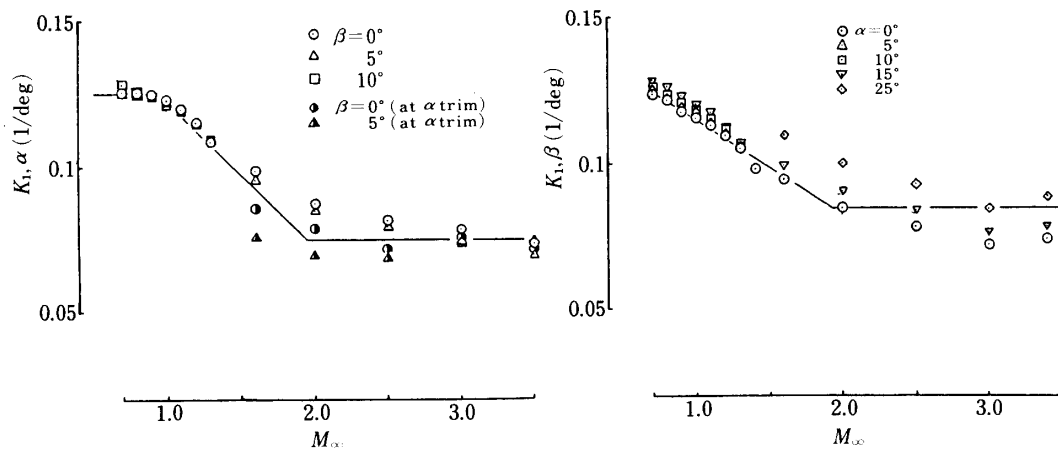


図 3-2-2-4 迎角および横滑り角の換算係数

搭載計算機内で処理するエアデータの算出方法を図-3-2-2-3 にまとめて示す。この手順は

1.  $P_0 - P_s$  と  $P_s$  のデータによるマッハ数の算出
2. 計測マッハ数の補正



## 3. 迎角および横滑り角の算出

の順であり、2 では高マッハ数における計測マッハ数の精度確保のために仮りの迎角 ( $K_1\alpha = 0.068$ ) を用い、較正データに基づく計測マッハ数とこの迎角による真のマッハ数のテーブルから補正する。3 ではマッハ数を用いて角度の換算係数 ( $K_1\alpha, K_1\beta$ ) を求めこれから迎角および横滑り角を算出する。

搭載計算機内の過程で必要となるデータテーブルは上記のうち計測された  $(P_0 - P_s)/P_s$  と真値の関係のテーブルおよび差圧値からの角度の変換係数  $K_1\alpha, K_1\beta$  のテーブルであ

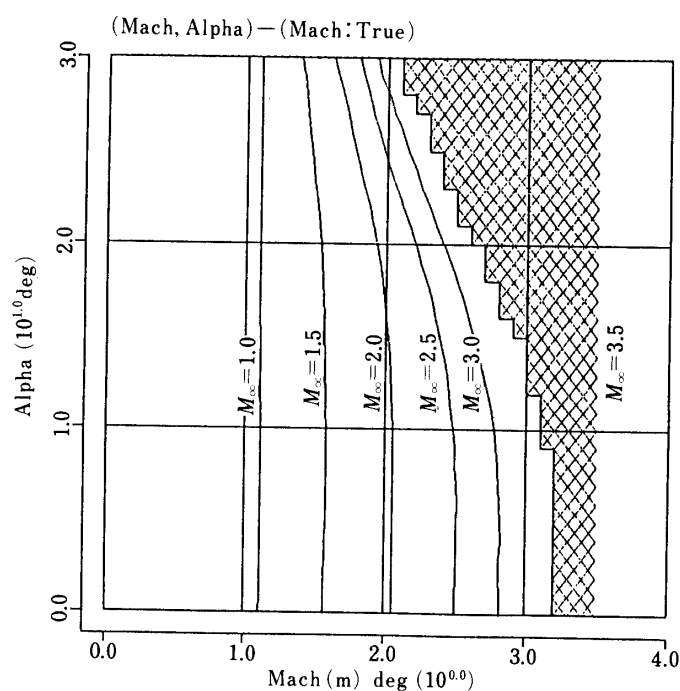


図 3-2-2-5 計測マッハ数と真値の関係

表 3-2-2-1 エアデータセンサ対応および計測レンジ

RANGE	PORT	FULL SCALE (KG/CM <sup>2</sup> )	OUTPUT (V)	RESOLUTION (kg/cm <sup>2</sup> /bit)
L	$P_0 - P\beta$ 2	$\pm 0.018$	$\pm 5$	$1.09 \times 10^{-5}$
L	$P\alpha$ 2 - $P\alpha$ 1	$\pm 0.018$	$\pm 5$	$1.09 \times 10^{-5}$
L	$P\beta$ 2 - $P\beta$ 1	$\pm 0.0072$	$\pm 5$	$4.35 \times 10^{-6}$
H	$P_0 - P\beta$ 2	$\pm 0.36$	0 - 5	$4.35 \times 10^{-4}$
H	$P\alpha$ 2 - $P\alpha$ 1	$\pm 0.36$	0 - 5	$4.35 \times 10^{-4}$
H	$P\beta$ 2 - $P\beta$ 1	$\pm 0.072$	$\pm 5$	$4.35 \times 10^{-5}$
—	$P_0 - P_s$	0 - 0.67	0 - 10	$3.97 \times 10^{-4}$
—	$P_s$	0 - 1.07	0 - 10	$6.33 \times 10^{-4}$

る。これらの数値は超音速および遷音速風洞における較正風洞試験によって取得した。この結果を図-3-2-2-4 および5に示す。また本システムの計測精度および搭載計算機によるエアデータの再現精度については4-3-4節で述べる。

### 3-2-3 周波数応答特性

本ADSシステムは配管系と圧力変換器から構成されるため制御系全体の特性に与える計測上の遅れを十分評価しておく必要がある。図-3-2-3-1に周波数応答試験の結果の一例を示す。これは実機に搭載される配管も含めたシステムを用いて静圧孔に正弦波変動圧力を負荷して計測したものである。この結果、制御系の解析に用いる応答遅れのモデルは2次形とし、周波数( $\omega$ )=30 Hz, 減衰係数( $\zeta$ )=0.4とした。後に述べるモーションテーブル試験における地上系のシミュレーション計算機の疑似ADS出力信号の生成に際してもこのモデルを用いた。

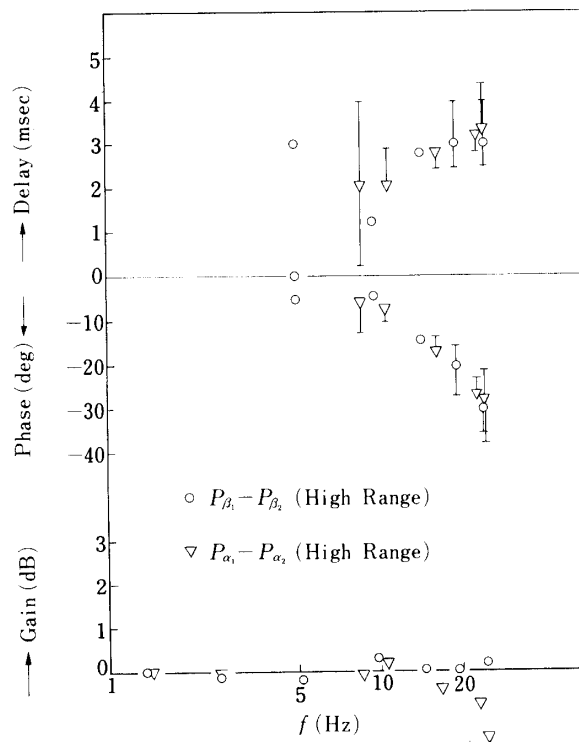


図 3-2-3-1 ADS 周波数応答特性

## 3-3 空力操舵アクチュエータ

### 3-3-1 要求仕様

空力操舵用アクチュエータは今回の再突入実験機のために新規開発を行ったものである。機体運用上の観点から DC 28 V (制御部は 15 V) で駆動される電動式アクチュエータ

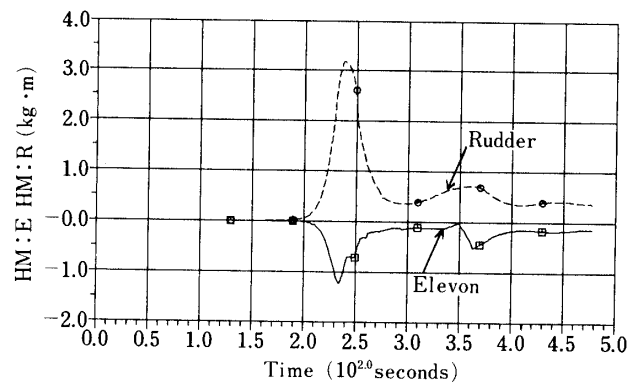
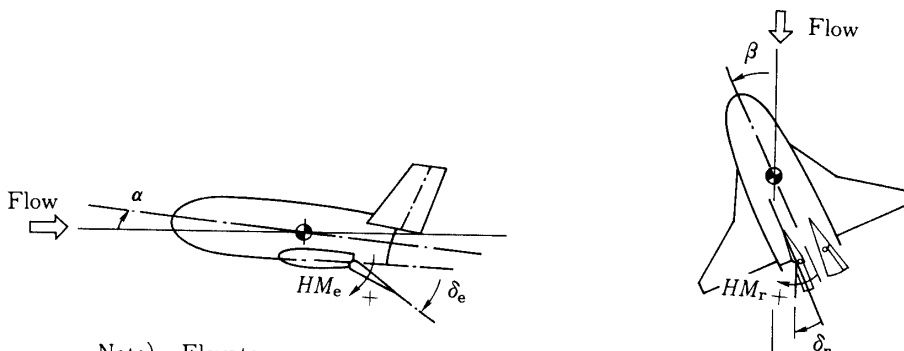


図 3-3-1 標準再突入軌道上での舵面ヒンジモーメントの履歴

表 3-3-1 舵のヒンジモーメント係数

$M_\infty$	Elevator		Rudder	
	$Ch\alpha$ (1/deg)	$Ch\delta_e$ (1/deg)	$Ch\beta$ (1/deg)	$Ch\delta_r$ (1/deg)
0	-0.0072	-0.0079	0.0060	-0.0074
0.5	-0.0081	-0.0105	0.0072	-0.0114
1.0	-0.0242	-0.0202	0.0142	-0.0153
1.5	-0.0202	-0.0158	-0.0184	-0.0158
2.0	-0.0140	-0.0153	0.0186	-0.0137
2.5	-0.0093	-0.0123	0.0188	-0.0114
3.0	-0.0063	-0.0100	0.0191	-0.0100
3.5	-0.0044	-0.0121	0.0191	-0.0100
5.0	-0.0070	-0.0130	-0.0128	-0.0067
8.0	-0.0151	-0.0151	0.0	0.0



Note) Elevator

$$HM_e = q \cdot S_e \cdot c_e (Ch_\alpha \cdot \alpha + Ch_{\delta_e} \cdot \delta_e)$$

Rudder

$$HM_r = q \cdot S_r \cdot c_r (Ch_\beta \cdot \beta + Ch_{\delta_r} \cdot \delta_r)$$



表 3-3-2 空力操舵用アクチュエータの設計仕様

		左舷ラダー用	右舷ラダー用	左 舷 エレボン用	右 舷 エレボン用	備 考
定格トルク		1.38 kgf・m				
ピークトルク		2.91 kgf・m				
フランジ部取付強度		5 kgf・m				
軸端荷重		69 kgf				軸端より15mm
回転速度		60°/s				ピークトルク時
回転角度		0°～+30°	-30°～0°	-20°～+20°	-20°～+20°	
製作台数		1 台	1 台	*1 2 台	1 台	*1内 1 台はフィジカルシミュレーション用
精 度	出力軸位置決め精度	±0.4°				
	直 線 性	0.5°				
	ヒステリシス	0.3°				
応 答 性 (周波数応答)		負荷トルク 2.76 kgf・m に、回転角に比例する負荷トルク (0.15 kgf・m/°) を加えた負荷条件で、振幅±1°正弦波入力を加えた場合、位相遅れ 90°で 24 Hz 以上 ただし、規定範囲は 8 Hz 以下				
付 属 機 構	角度制御用 リミットスイッチ	-5°, +35°	-35°, +5°	-25°, +25°	-25°, +25°	検出角度
	角度制限用 ストッパー	-7°, +40°	-40°, +7°	-30°, +30°	-30°, +30°	作動角度
	ブレーキ	無				
減速機構		平歯車 (減速比 252)				
サーボモータ		ブラシレスサーボモータ				
速度検出器		ブラシレスレゾルバ				
位置検出器		ポテンショメータ				
重 量		4 kgf 以下				含むアンプ
作動時間		ピークトルクにて 10 min				
作動寿命時間		10 Hr 以上				

こと。  
の 2 点である。機体の慣性能率が小さく、その結果時定数がきわめて小さい運動を制御するという立場上、この種のアクチュエータとしてはその周波数が 1 度片振幅で 24 Hz の応答特性が必要という極めてきびしい要求となった。

以上の検討結果に基づき空力操舵用電動アクチュエータの要求仕様は表 3-3-2 の通りに

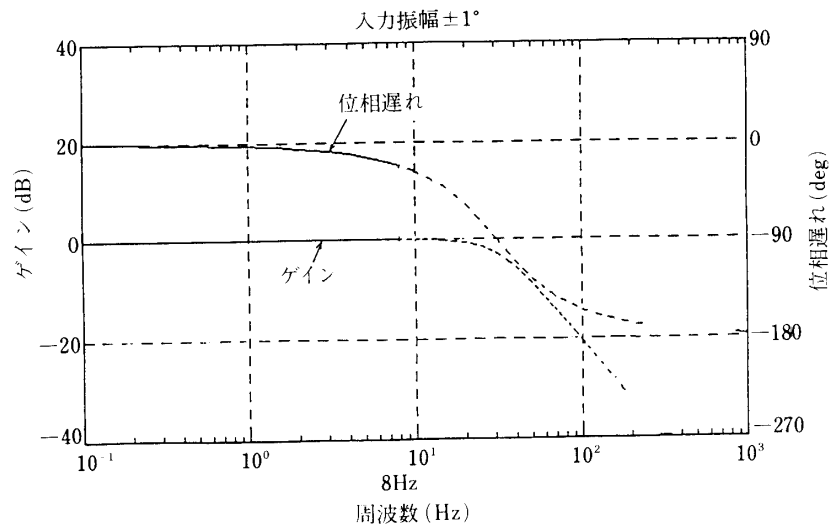


図 3-3-3 空力操舵アークチュエータの要求応答特性

表 3-3-3 空力操舵用アクチュエータの設計定数  
制御系の定数表

項 目	数 値
定常負荷トルク $TLO$ ( $\text{kg} \cdot \text{cm}$ )	276
[ピークトルク ( $\text{kg} \cdot \text{cm}$ )]	[291]
負荷定数 $TLK$ ( $\text{kg} \cdot \text{cm}/\text{deg}$ )	14.7
サーボモータ慣性 $J_0$ ( $\text{kg} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$ )	$5.67 \times 10^{-5}$
アクチュエータ慣性 $J$ ( $\text{kg} \cdot \text{cm} \cdot \text{s}^2$ )	$7.90 \times 10^{-5}$
トルク定数 $Kt$ ( $\text{kg} \cdot \text{cm}/\text{A}$ )	0.375
巻線抵抗 $R$ ( $\Omega$ )	1.242
逆起電力定数 $K_e$ ( $\text{v}/\text{krpm}$ )	4.522
レゾルバ起電力定数 $k_v$ ( $\text{v}/\text{rps}$ )	0.476
減速比	252
最大電流値 (A)	10
固有振動数 $f_0$ (Hz)	24
減衰係数 $\xi$ (—)	0.7
初期偏差 $\Delta\theta$ (deg)	Max. 0.2
位置制御ゲイン $A$ ( $\text{V}/\text{deg}$ )	10
パワーアンプゲイン $B$ (—)	5.2
速度フィードバックゲイン $C$ (—)	0.11

まとめられた。設計計算に供された制御ブロック線図を図 3-3-2 に示す。制御回路の中には電気部の過負過防止とアクチュエータ自身の焼付け防止のために電流と電圧のリミッタが組み込まれている。従って 24 Hz の応答速度が満足できるのは 8 Hz までの帯域でしかない。要求したアクチュエータの周波数応答特性を図 3-3-3 に示す。

### 3-3-2 アクチュエータの設計定数

空力操舵用アクチュエータ本体の設計定数を表 3-3-3 に、また制御アンプ部の設計条件を表 3-3-4 に示す。なお、このアクチュエータの使用環境は再突入実験機の運用上表 3-3-

表 3-3-4 空力操舵用アクチュエータアンプの設計条件

	左舷ラダー用	右舷ラダー用	左 舷 エレボン用	右 舷 エレボン用	備 考
製作台数	1 台	1 台	*1 2 台	1 台	*1 内 1 台はフィジカルシミュレーション用
制御方式	トランジスタ PWM 方式				
電 源 主回路 制御回路	DC 2 電源方式 DC +28 V DC $\pm 15 \pm 0.3$ V				
指令入力	0° ~ +30° ..... 0 ~ +5 V	-30° ~ 0° ..... 0 ~ +5 V	-20° ~ +20° ..... -5 ~ +5 V	-20° ~ +20° ..... -5 ~ +5 V	KES 4020 による入力インピーダンス 約 500 K $\Omega$
信 号 出 力 (アクチュエータ) (出力軸位置信号)	0° ~ +30° ..... 0 ~ +5 V	-30° ~ 0° ..... 0 ~ +5 V	-20° ~ +20° ..... -5 ~ +5 V	-20° ~ +20° ..... -5 ~ +5 V	
安全機能	電流制限機能 (10 A)				
その他	アクチュエータ出力軸中立位置が、電気的方法にて -5 ~ +5° で調整可能。				

表 3-3-5 空力舵用アクチュエータの使用環境条件

高 度		0 ∼100 km
大気密度		760∼10 <sup>-3</sup> torr
温 度		−20∼70℃
振 動		10∼35 Hz 3.06 mm <sup>0-P</sup> 35∼400 Hz 7.5 G <sup>0-P</sup> 400∼2000 Hz 15 G <sup>0-P</sup>
衝 撃	衝撃加速度	40 G <sup>0-P</sup>
	作用時間	8 ∼10 msec
	波 形	正弦半波

注) 試験時の環境条件は KES 4020 による。

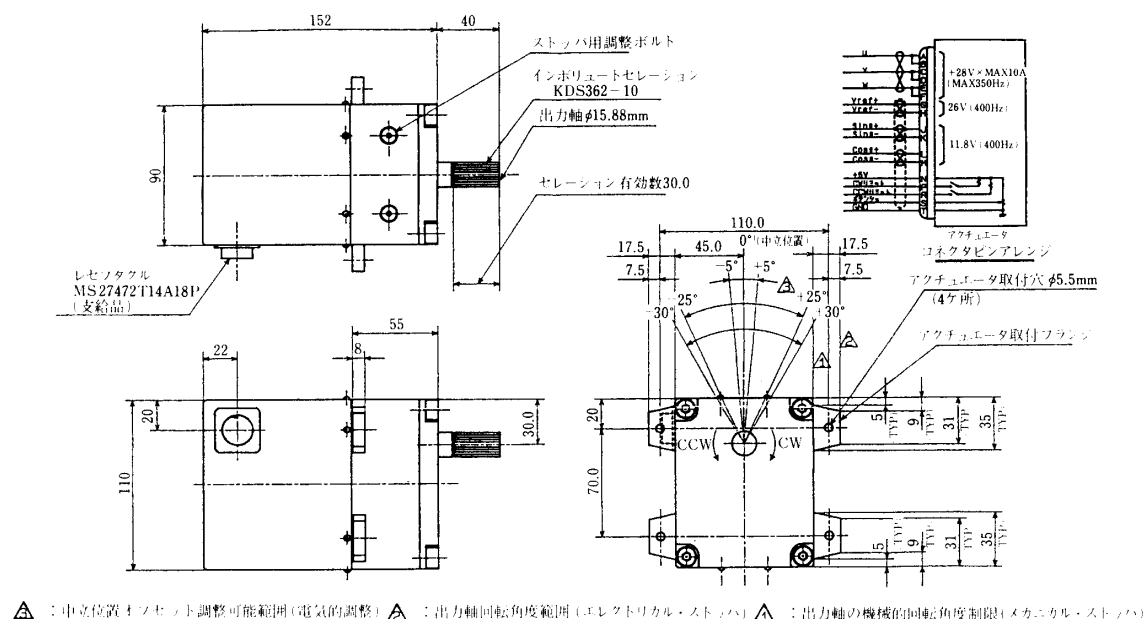


図 3-3-4 空力操舵用アクチュエータの外観図

		A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M
図 示 寸 法		186	166	10	128	108	10	44	80	14	3.5	—	—	—
実 測 寸 法	左舷ラダー アクチュエータ用	186.1	166.3	9.9	127.8	108.1	9.9	44.2	78.9	14.3	3	108.5	65	24.5
	右舷ラダー アクチュエータ用	185.9	165.9	10	127.8	107.9	10	43.8	78.5	14.1	3.1	108.5	65	23.5
	左舷エレボン アクチュエータ用	186.2	165.7	10.1	127.8	107.9	9.9	43.9	78.6	14.4	3	108	65.5	23
	右舷エレボン アクチュエータ用	186	165.5	10.1	127.8	108	9.9	43.8	78.5	14.1	3.1	108.8	65.5	23
	試作 アクチュエータ用	186.1	166.5	10	128	108	10	44.2	80	14.1	3.1	108.8	65.5	23.5
用 途		左舷ラダーアク チュエータ用アンプ		右舷ラダーアク チュエータ用アンプ		左舷エレボンアク チュエータ用アンプ		右舷エレボンアク チュエータ用アンプ		試作アクチュエ ータ用アンプ				
重 量		800 g		800 g		800 g		800 g		800 g				
部品番号		S×6002-11		S×6001-12		S×6001-13		S×6001-14		S×6001-31				

図 3-3-5 アクチュエータ電気部の外観図



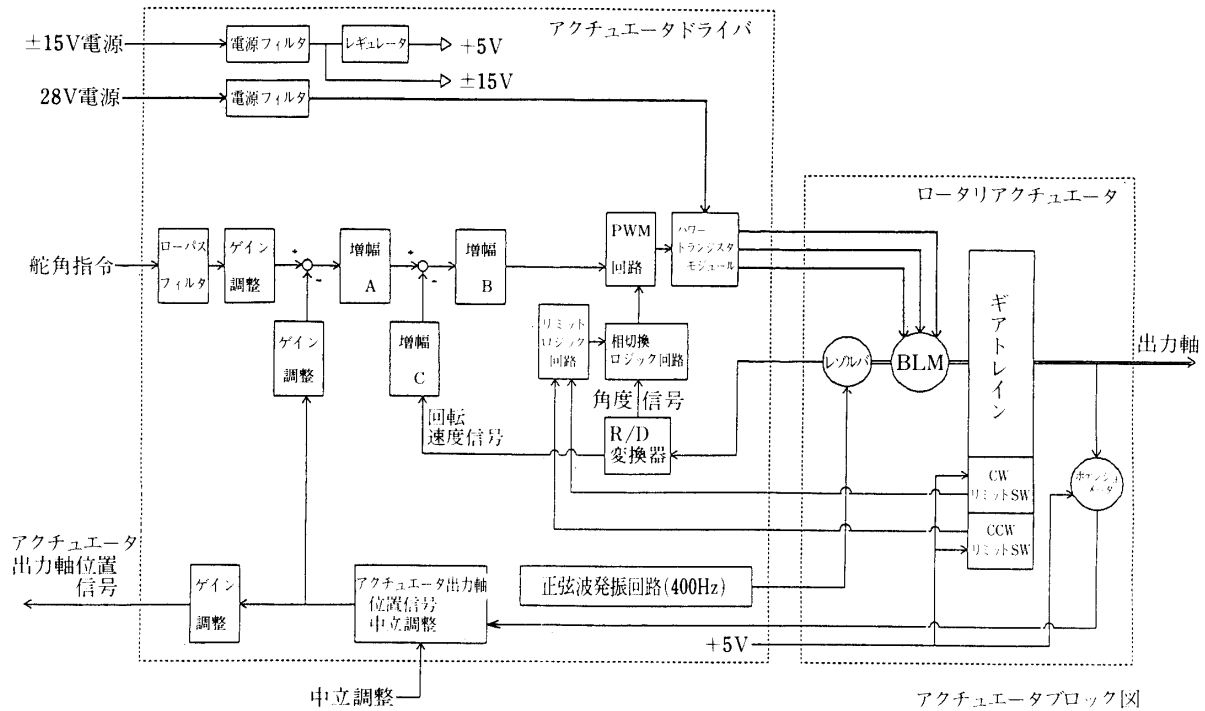


図 3-3-6 空力操舵用アクチュエータの機能構成ブロック図

表 3-3-6 リミットが作動する周波数 (Hz)

角振幅 (o-p)	角度リミット	レートリミット	電流リミット (6 A)
1°	11.5	23.4	12.8
3°	3.8	7.8	7.4
5°	2.3	4.7	5.7
10°	1.2	2.3	4.1
15°	1.0 以下	1.6	3.3
備考	位相遅れに影響なし	90°位相遅れに寄与	180°位相遅れに寄与

5 に示す条件を満たすものとしている。図 3-3-4 はアクチュエータ自身の外形諸元を、図 3-3-5 はそのアンプの外形諸元を示す。また全体の機能を図 3-3-6 のブロック図にまとめている。ところで高迎角で再突入飛行を要求される有翼飛翔体は、その空力操舵による姿勢制御系に通常の航空機とは事情がことなり比較的フィードバックゲインの高い制御則となるため、高マニューバを行う場合前節で述べた各種リミットが動作し、これが障害となって応答特性の低下が予測される。表 3-3-6 にはアクチュエータがいろいろな振幅で動作する場合、電圧や電流リミットの動作がその周波数特性に及ぼす影響を検討したものである。

## 3-3-3 周波数応答特性の計測

操舵振幅と設計仕様書にうたわれているバネ負荷の有無を試験パラメータとして電動アクチュエータの周波数応答を計測したのが図 3-3-7 である。操舵振幅が大きくなるほど、

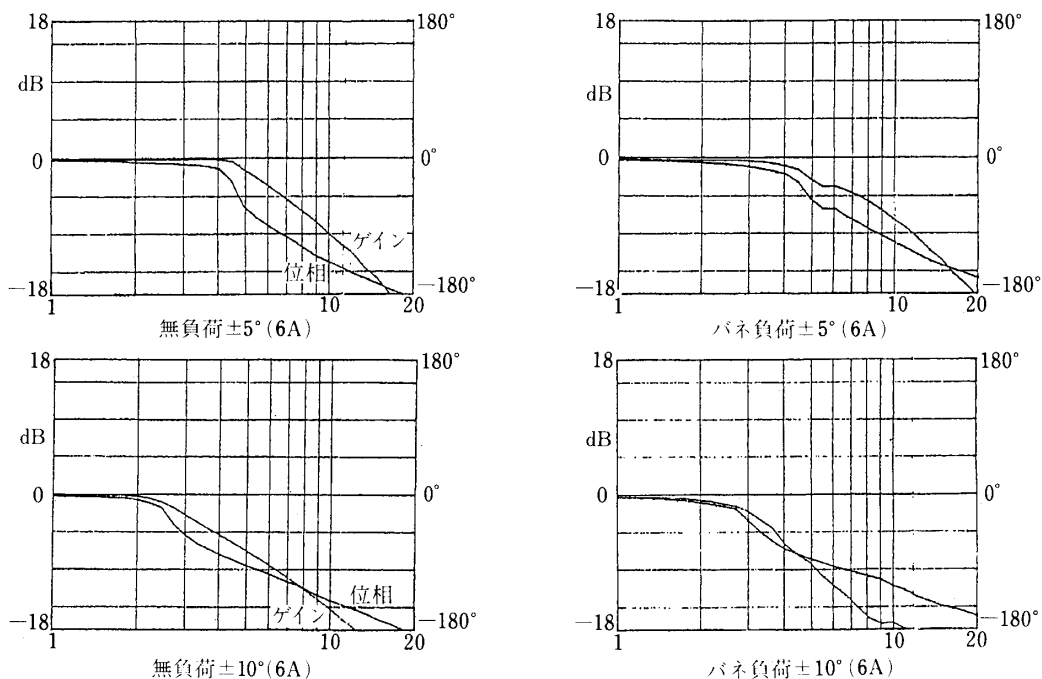


図 3-3-7(a) 空力操舵用アクチュエータの周波数応答計測結果

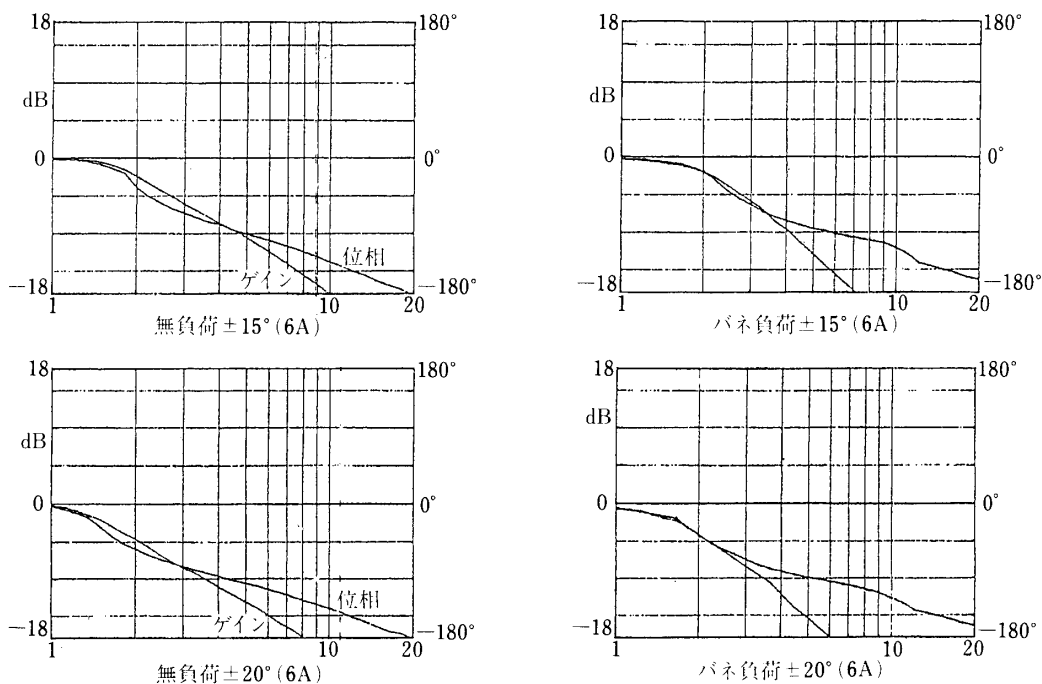


図 3-3-7(b) 空力操舵用アクチュエータの周波数特性計測結果

また負荷が増すほどアクチュエータの周波数応答特性の低下が著しいことが得られている。何れも前節で検討したように電気部や機械的な過負荷に対する保護を目的としたリミッタが動作するために生じる現象である。本実験機の場合、姿勢制御系の設計に関してこのような非線形効果は無視することが出来ず、アクチュエータが比較的大きい振幅動作を要求されても系全体の安定余裕が確保できるようなものでなければならない。このことを配慮した姿勢制御系の検討を第 4-3 節で詳細に述べている。

### 3. 仕 様

#### 3-1 アクチュエータ

#### 3-2 アクチュエータ・アンプ

#### 3-4 環境条件

### 3-4 SJ(サイドジェットシステム)

#### 3-4-1 SJ 1, 2 概略

本実験機のサイドジェットシステム(SJ)は有翼飛翔体機体内に搭載された GN<sub>2</sub> コール

表 3-4-1-1 SJ-1, 2 の基本諸元

		単 位	SJ- 1		SJ- 2		
[機体システム]							
1	機 体		ブースター＋有翼飛翔体		有翼飛翔体		
2	作動高度	km	19～20		約 50～100		
3	制御軸		Pitch	Yaw	Pitch	Yaw	Roll
4	慣性モーメント	kg・m・s <sup>2</sup>	30.57	30.85	5.36	5.73	0.98
5	モーメント・アーム	m	1.53	1.53	0.53	0.70	0.70
6	角加速度	deg/s <sup>2</sup>	25.2～17.2	25.0～17.1	2.5	3.4	4.2
7	機体重量	kg	約 477		約 174		
[エンジン・システム]							
8	噴射流体		常温室素ガス (GN <sub>2</sub> )				
9	GN <sub>2</sub> 充填量	kg	約 3.4				
10	GN <sub>2</sub> 消費量(見積)	kg	1.6 以下		約 0.85		
11	噴射ノズル数	個	2	2	4	2	4
12	噴射弁数	個	2	2	2	2	2
13	推力 (公称)	kgf×個	8.79～6.01		0.219×2	0.49	0.051×2
14	チャンバー内圧(公称)	kgf/cm <sup>2</sup>	143～97		5.11	6.61	8.04
15	スロート直径	mm	2.2	2.2	1.85	2.46	0.71
16	ノズル開口比		52.9	52.9	18.7	10.6	31.7

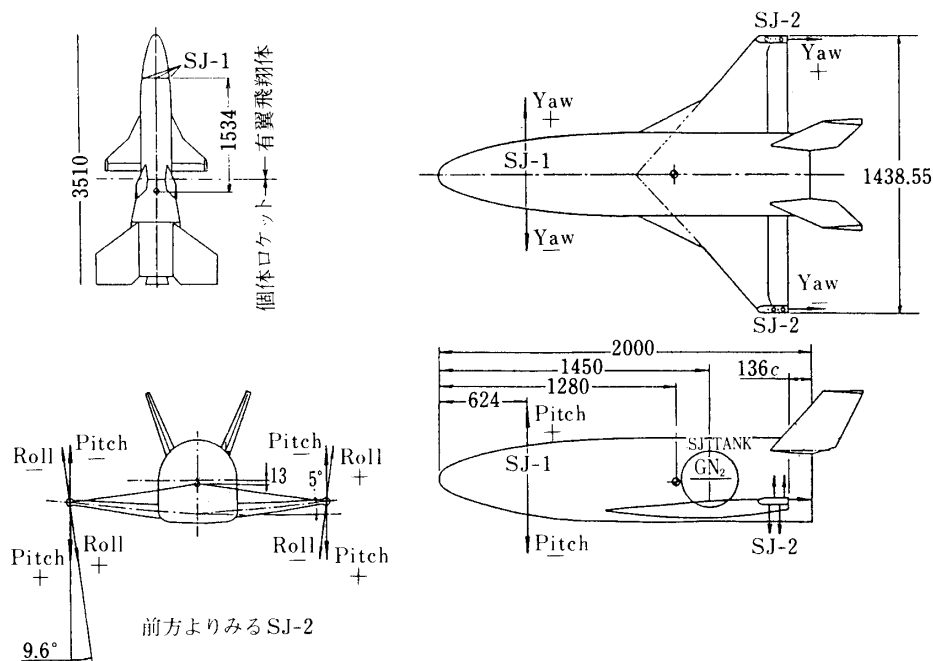
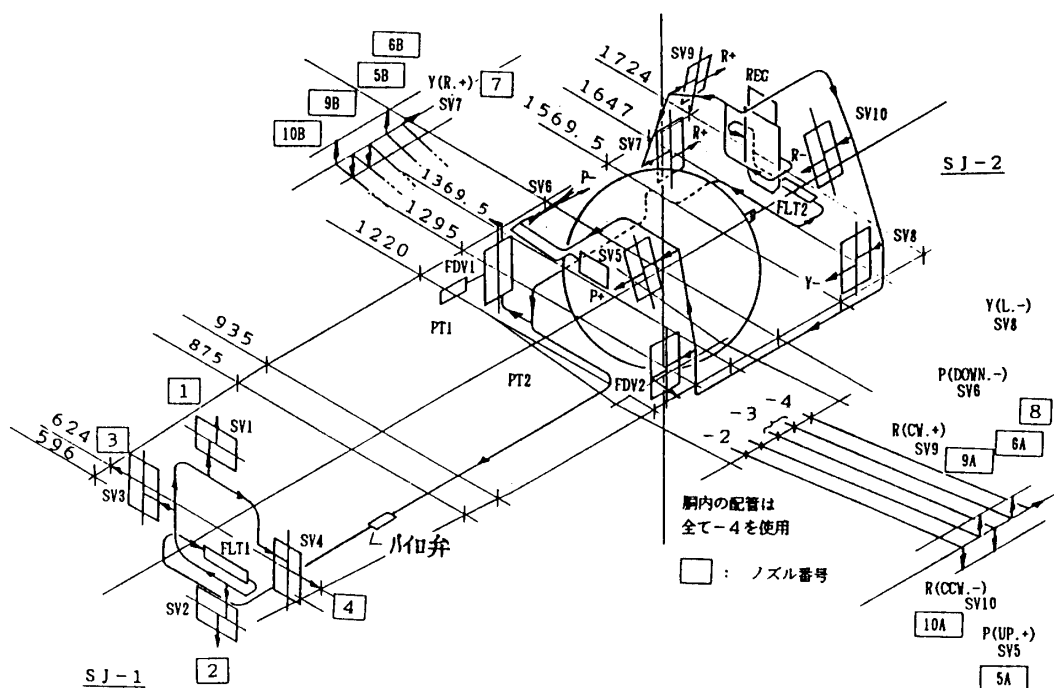


図 3-4-1-1 SJ 噴射ノズルの配置

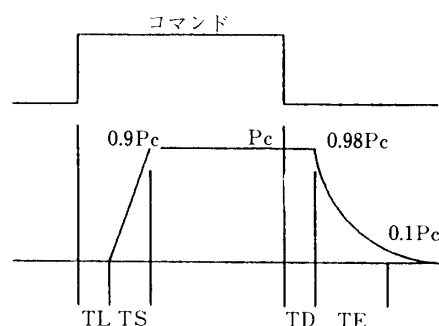
図 3-4-1-2 SJ<sub>1</sub>, 2 配管構成

ドガスジェットである。これまでに述べたように SJ は気球から分離の後ブースタロケットに点火直後の姿勢制御を行うための有翼飛翔体の機種部分に搭載された大推力用ノズル (SJ<sub>1</sub>) とブースタを分離後再突入までの有翼飛翔体単体のコースティング飛行時に使用する

る小推力用ノズル(SJ<sub>2</sub>)から構成される。SJ<sub>1</sub>はピッチおよびヨーの2軸を、SJ<sub>2</sub>は3軸の姿勢制御をそれぞれ行う。ガスの噴射はCNE側のドライバ回路より供給される駆動電流によって電磁弁を作動させることによって行う。気蓄器はチタン合金製の球形タンクを採用することによって軽量化が図られており、各ノズルへは配管の圧力損失、立ち上がりおよび立ち下がり特性を考慮した管径の配管を介してガスが導かれる。初期のタンク圧は200 kg/cm<sup>2</sup>である。またタンク容量はSJ<sub>1</sub>が使用中にピッチ/ヨー軸とも連続噴射、またSJ<sub>2</sub>は制御開始後空力制御に移行するまでの期間の50%連続噴射の場合のガス消費量にもとづいて設定されている。SJ<sub>2</sub>ノズルは再突入時の飛行動圧の下で発生するノズル下流のブルームと主流との干渉によって発生する流れ場が主翼あるいは尾翼と干渉することによって生じる空気力の効果を可能な限り抑え、制御上の不確定な要素を排除するために主翼端に設けられている。またSJ<sub>1</sub>はブースタ点火時の推力ミスアライメントを相殺するために5 kg以上の推力が要求されるため球形タンクから直接噴射するブローダウンの方式を、SJ<sub>2</sub>については長秒時にわたって一定な推力が得られる必要があるため調圧器によって減圧して噴射する方式とした。またSJ<sub>1</sub>による制御終了後これに関わる配管系および電磁弁からのガスリークを防止するためSJ<sub>1</sub>系統の上流に火工品による流路の遮断弁(PYRO弁)が設けられSJ<sub>1</sub>動作終了後に点火し作動させる。SJ<sub>1</sub>およびSJ<sub>2</sub>の基本諸元を表-3-4-1-1に、ノズル配置およびSJシステムの全体構成を図-3-4-1-1および2に示す。

### 3-4-2 作動特性

SJ噴射コマンドと実際の推力の立ち上がりは電磁弁の下流に1 m程度の比較的長い配



T<sub>L</sub> 弁閉信号から内圧立ち上がり開始までに必要な時間(msec)

T<sub>S</sub> 内圧立ち上がり開始から90%P<sub>c</sub>までの時間(msec)

T<sub>D</sub> 弁閉信号から98%P<sub>c</sub>になる時間(msec)

T<sub>E</sub> 98%P<sub>c</sub>から10%P<sub>c</sub>に降下するまでの時間(msec)

P<sub>c</sub> 弁閉信号入力時のチャンバー内圧値(kgf/cm<sup>2</sup>)

		TL	TS	TD	TE
Pitch	msec	27	39	17	62
Yaw	msec	27	42	17	60
Roll	msec	27	24	17	160

図 3-4-2-1 SJ 2 応答遅れ特性

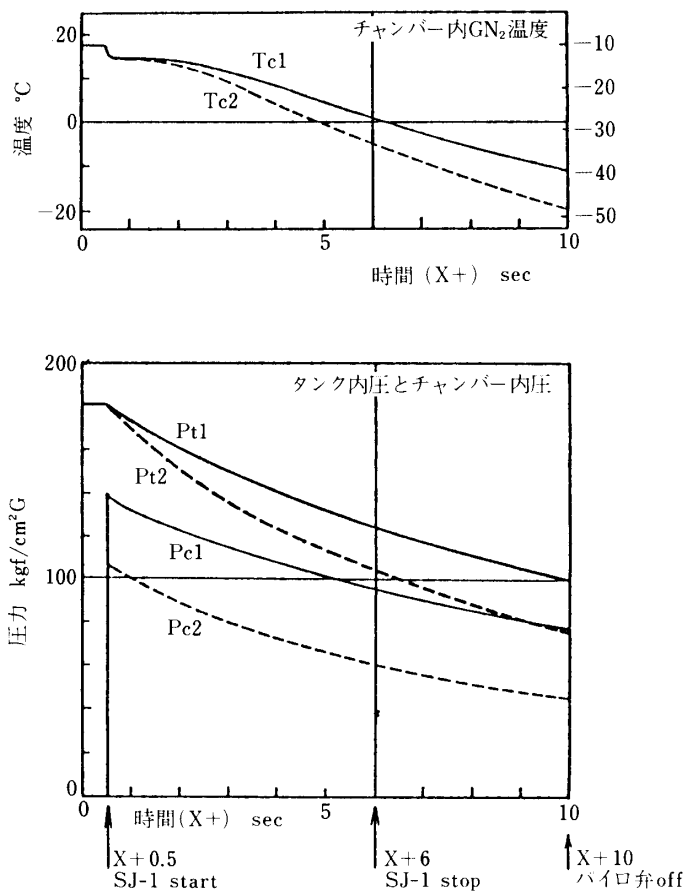


図 3-4-2-2 SJ-1 プロダウン特性

表 3-4-2-1 SJ 2 の推力干渉係数

	R	P	Y	RP	RY	YR
R		0.94	0.93		0.84	
P	1.00		0.88			0.88
Y	1.00	0.93		0.93		

管系を持つ SJ<sub>2</sub>に対して十分考慮する必要がある。この様子を実際の配管を用いて計測し制御系の設計に反映させた。図-3-4-2-1 にこの結果を示す。SJ<sub>1</sub>については電磁弁の直後にノズルを配置してあるため電管系に起因する応答遅れは事実上ないとみなせる。このため立ち上がりおよび立ち下がりの遅れとしては図-3-4-1 の電磁弁単体の作動遅れに相当する TL および TD のみを考慮すればよいとした。

また本システムでは共通の気蓄器から高圧ガスを供給するため単一噴射と 2 軸以上の同時噴射の場合とではその特性が異なる。また SJ<sub>1</sub>についてはプロダウン方式のためその推力は噴射時間の関数であり流量が比較的大きいため気蓄器内のガス温度にも依存しこれらの点で特性に把握しておくことが必要である。図-3-4-2-2 には SJ 1 のこの特性を噴射

パターンに応じて計測した結果を示す。また表-3-4-2-1 には SJ 2 の推力の干渉係数(実推力 =  $\eta_{ix}$  公称推力)を 2 軸および 3 軸同時噴射の場合について示す。

## 第 4 章 飛行力学特性と制御則の設計

### 4-1 飛行力学上の問題

ここでは本飛行実験における飛行力学上の問題点について述べ、空力特性およびダイナミクスの観点から本実験機の飛行に特徴的な事柄を列挙し飛行計画の立場から制御系に対して要求される事柄を明確にする。

#### 4-1-1 打ち上げ形態空力特性

図 4-1-1 および 2 に縦の運動の特性根の周期とダンピング時定数を標準的な打ち上げ軌道に沿って打ち上げ後の時間の関数として示す。縦の静安定( $C_m \alpha$ )によって定まる短周期の振動根とフゴイドに相当する不安定根が示されている。後者のフゴイドに相当する根は今回のような打ち上げ軌道の場合には重力ターンによる軌道の変化の時定数と考えればよく姿勢安定の意味では特に問題となることはない。図-4-1-1-3 および 4 に横の特性根の時間履歴を示す。ダッチロールに相当する横の短周期振動根、ロールダンプおよびスパイラ

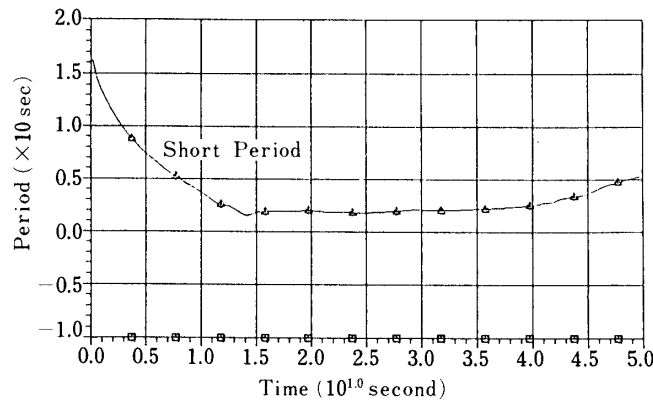


図 4-1-1-1 縦の振動根の周期

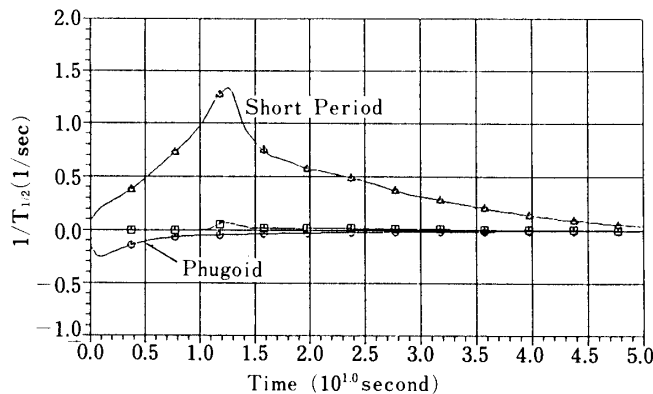


図 4-1-1-2 ダンピング時定数

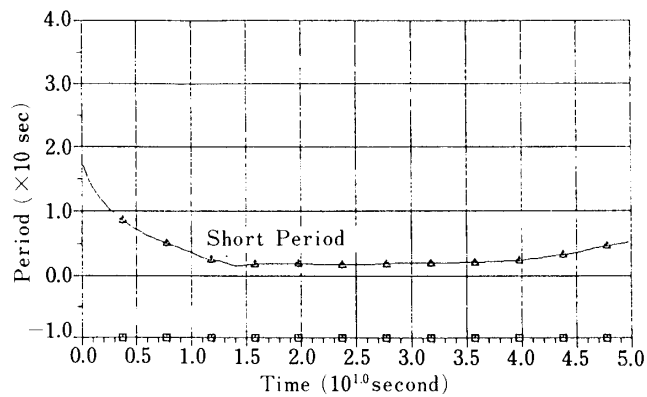


図 4-1-1-3 横方向の振動根の周期

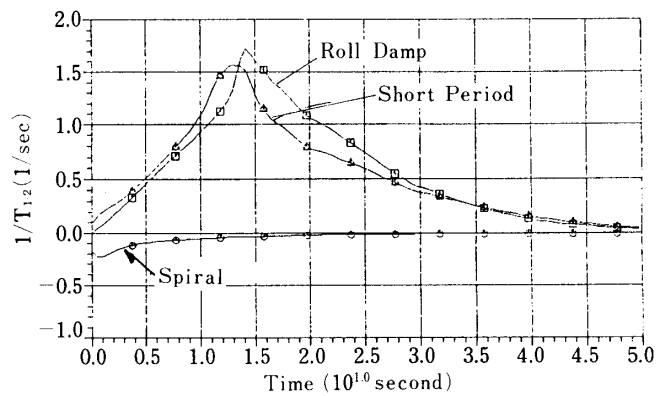


図 4-1-1-4 横方向の運動の時定数

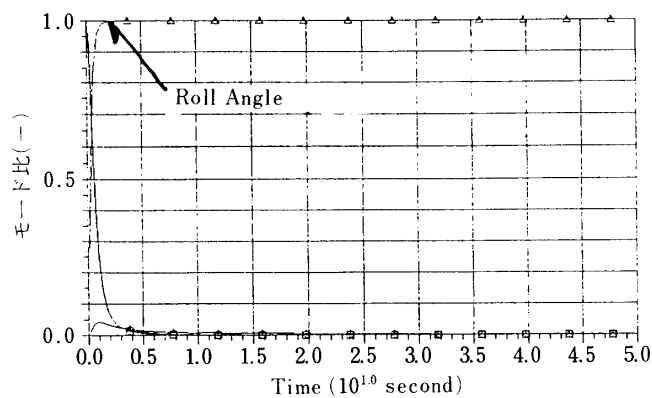


図 4-1-1-5 SPIRAL 運動のモード比

ル運動に相当する根が現れていることが分かる。これらのうち振動根はその成分の殆どが横滑り角の振動であり、縦の短周期運動と同様の運動である。ロールダンプの根も通常のロケットと同様のロールの回転の減衰運動である。最後のスパイラル運動の根はその成分を図 4-1-1-5 に示すがその殆どがロールの回転成分でありその不安定の程度も小さい。従



って安定な打ち上げ飛行のためには発射直後を除いて受動的な空力安定による方法で打ち上げが達成されるものと判断される。

#### 4-1-2 ピッチロールの共振

本実験は打ち上げ時に積極的なスピン安定を採用していないが、ナチュラルスピンによって生じる縦および横の運動の連成の結果、燃焼終了後にピッチロールの共振が現れる可能性がある。この大きさをブースタ尾翼の製作精度を見積るとこれは4枚の尾翼のねじれ角の合計として最悪値は  $\delta F = 0.28(\text{deg})$  の程度であると予測される。これらを基に縦および横の短周期振動とナチュラルスピンの周波数を標準的な打ち上げ軌道について打ち上げ後の時間に対して図-4-1-2-1に示す。後で述べる様に有翼飛翔体とブースタの分離は打ち上げ後65秒に設定されているが、この結果によればこの前後でピッチロールの共振に陥る可能性のあることが示されている。さらに両者の周波数の時間変化が同じ程度であるため、これらが一致する前後の時間帯で共振の可能性を考慮すべきである。共振時の振幅はゼロ揚力およびゼロピッチングモーメントの機体の慣性主軸に対する角度を  $\delta L$  および  $\delta A$  として

$$|A_{\max}| = |k_1 \delta A + j\mu \delta L| / (k_2 + \mu)$$

と表せる。ただし  $k_1^2 = \rho S L |C_{ma}| / 2I$ ,  $k_2 = \rho S L^2 |C_{mg}| / 4I$ ,  $\mu = \rho S C_{Na} / 2m$  である。仮に  $X+60$  秒で共振に入ったとするとこの時点では  $k_1 \gg \mu$  でありピッチングモーメントの項が支配的となりこの時点での振幅は  $|A_{\max}| = 27\delta A(\text{deg})$  の程度となる。ここでアライメントの量  $\delta A$  を見積ると、慣性主軸の機体軸に対するずれの角度  $\theta$  は重量データによると燃焼終了後では、 $\theta = 1.4$  度の程度となる。一方空力的非対称の効果を風試結果から見積ると、図4-1-2-2の様である。これらに比べて機体の製作精度や変形などによる効果は十分小さく前期の  $\delta A$  としてはこの2者について考えればよい。従って燃焼終了後の状態ではピッチングモーメントの慣性主軸に対するずれ角としては  $\delta A \sim 2 \text{ deg}$  と見積られ、上記の共振時の最大振幅はかなり大きな値になることを想定する必要があることがわかる。

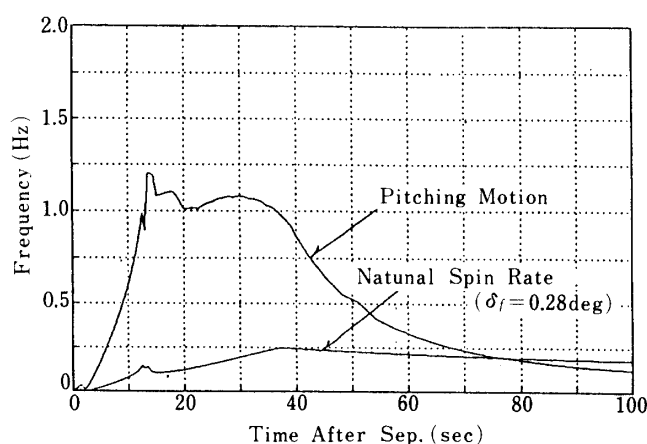


図 4-1-2-1 SPIN RATE と PITCH 周波数

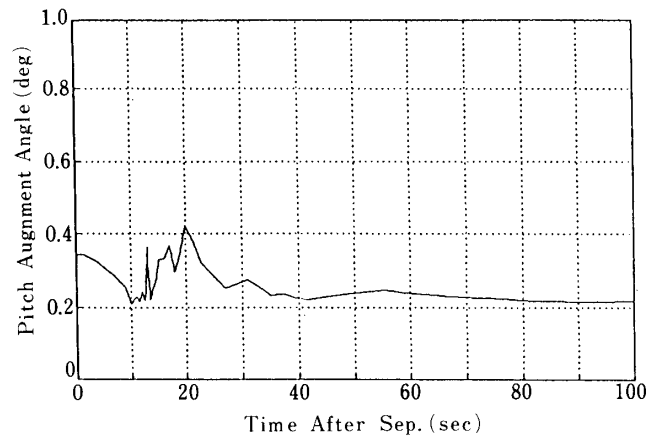


図 4-1-2-2 空力的非対称角 (ピッチ)

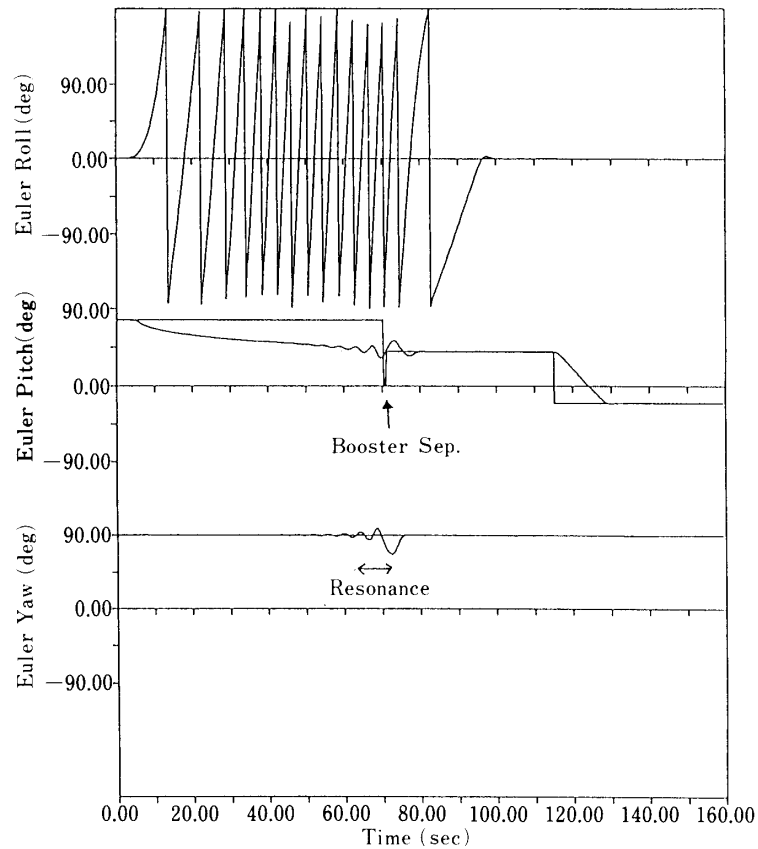


図 4-1-2-3 PITCH/ROLL RESONANCE のシミュレーション

これらの事情を確認するために6自由度のシミュレーションの結果を図-4-1-2-3に示すが、予想された通りのX+60秒付近から振動が発散傾向を示しており、振幅の絶対値も上に述べた程度となっていることが分かる。

#### 4-1-3 発射直後の姿勢運動

この飛行体では積極的に機体にスピンを与えないため機体の重心と推力軸の位置関係によっては姿勢運動に影響を与え、打ち上げ軌道分散の要因となることが予想される。また発射直後に気球および気球ゴンドラと飛行体の接触を避けるためにもロケット点火時の姿勢運動には十分な注意を要する。

このため本実験では推力ミスアライメント（推力軸の重心に対するずれが重心回りに発生するトルク）に対抗して発射直後のみ SJ (SJ<sub>1</sub>) によって機体の姿勢の制御を行う。

通常のロケットの場合に想定される推力軸のずれは機体軸に対する角度として  $\delta=1/1000(\text{rad})$  の程度とされている。今回の機体では機体の構成が複雑であり、重心位置の管理について期待される精度から判断して

$$\delta=1/500(\text{rad})$$

を仮定する。発射直後にこの推力ミスアライメントに対抗して飛行体の姿勢を維持するために RCS(SJ<sub>1</sub>) を有翼飛行体の機体前端部に搭載した。SJ<sub>1</sub> は上に述べたように軌道の分散を抑制することが目的であるため、ピッチおよびヨー軸のみの制御を行うものとした。

また発射直後には次節に述べる打ち上げ軌道に対する要求から気球から分離後約1秒程度の比較的に早い時期にロケットに点火する必要がある。このため点火後の上昇開始の時点で気球ゴンドラおよび気球自体に対して安全な距離を保って飛行させる必要が生じるが、この時点での目標姿勢角はこの気球との接触を避けることおよび要求される打ち上げ軌道を実現することの観点から決定される。打ち上げ直後の気球付近での飛行の様子为例

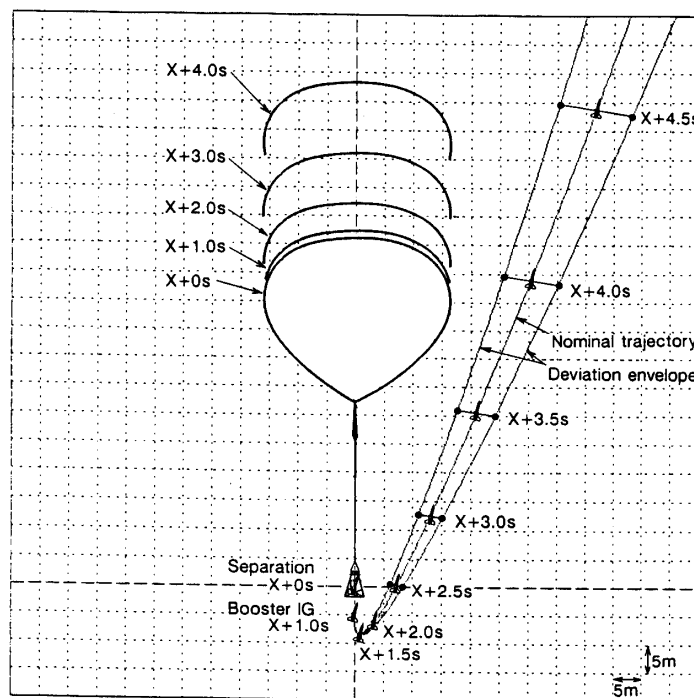


図 4-1-3-1 発射直後の軌道

を図-4-1-3-1 に示す。飛翔体を分離した後は気球は浮力と自重のバランスを失うため急激に上昇することが予想されるがこの図にはこの様子も示されている。

#### 4-1-4 目標軌道および軌道分散

打ち上げ軌道に対する要求は主として大気圏再突入飛行に対する要求から、決定される。これは図-4-1-4-1 に示す様に

1. 大気圏再突入飛行時の最大マッハ数 ( $M > 3.5$ )
2. 再突入時の最大荷重倍数 ( $n < 6G$ )
3. 軌道頂点付近での動圧 ( $Q < 10^{-4} \text{kg/cm}^2$ )

と設定した。1. の最大マッハ数は再突入の空気力による減速時に 2. に制限されている荷重の範囲で十分な減速を行うために大迎角による飛行を行うことが必要となるためであり、後で述べる有翼飛翔体の空力特性によれば  $M > 3$  の程度で初期の減速を行う必要がある。2. は機体の構造強度の制約から決定されている。3. は明らかな大気圏再突入飛行を行うために、弾道飛行の頂点の前後では動圧の低下によって空力的な制御が不可能であり、かつ再突入の前に RCS による充分な姿勢の制御が行うことのできる条件として設定されている。これに対して前節で述べた打ち上げ形態の重量および推進性能によって達成でき

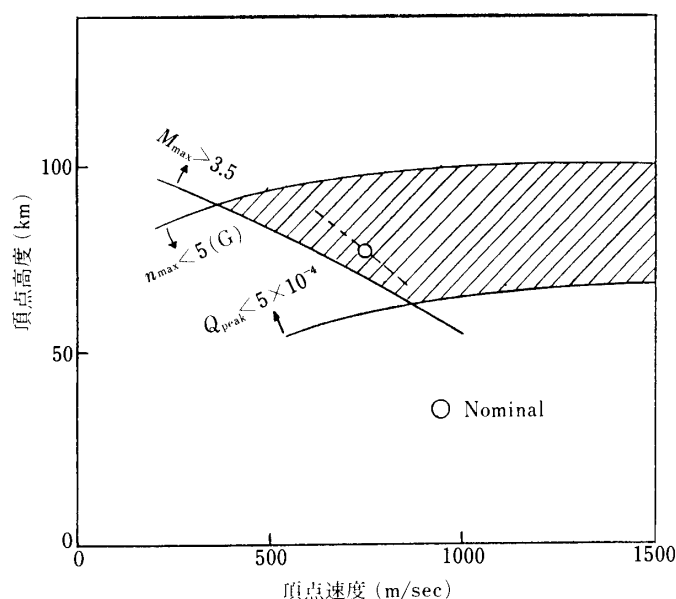


図 4-1-4-1 目標軌道の頂点条件

表 4-1-4-1 打ち上げ飛行軌道概略

ロケット発射高度	18.6 km
発射上下角	77 deg
標準発射方位角	150 deg
標準軌道頂点高度	73 km
速度	760 m/sec
通過時刻	128 sec

表 4-1-4-2 打ち上げ軌道分散要因

気球レベルフライト高度	$18.6 \pm 0.2$ km
総合初期姿勢設定誤差	$77.0 \pm 0.5$ 度
ブースタ推力ミスアラインメント	$\pm 1/500$ rad
モータ推薬燃焼速度	$6.45 \pm 0.15$ mm/s
その他の誤差要因(発射上下角)	$\pm 0.5$ 度

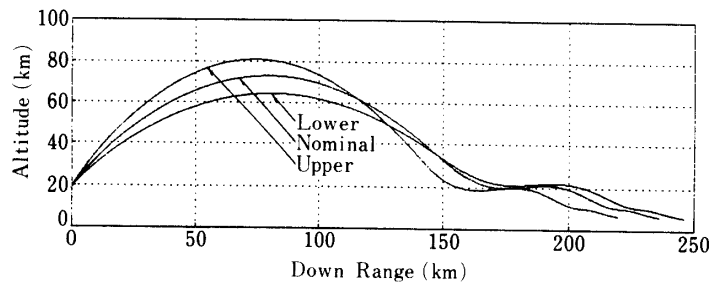


図 4-1-4-2 軌道分散

る範囲は図に示されている通りである。

これまでに述べた打ち上げ飛行に関する様々な要素を考慮した上で標準軌道を決定した。その結果を表-4-1-4-1に示す。また図-4-1-4-1の再突入可能軌道頂点条件にもこの点が示されている。また打ち上げ軌道の分散は上に述べた標準軌道に対して表-4-1-4-2に示す分散要因を考慮して決定する。ただし通常ロケットの打ち上げエネルギーに影響を及ぼす $I_{sp}$ や空気抵抗などの打ち上げエネルギーの分散要因の効果はこの表に示した発射上下角方向の分散要因に比べて小さいため示していない。図-4-1-4-2には標準軌道および表-4-1-4-2の分散要因による飛行軌道を再突入飛行まで含めて示す。以下の節および章で述べる飛行制御系の設計に当たっては標準軌道に対してのみではなくオフデザイン点としてこれらの分散軌道に対しても安定余有などの検討を行った。

#### 4-1-5 縦のトリムおよび静安定

図-4-1-5-1に有翼飛翔体単独の縦の静安定( $C_{m\alpha} < 0$ )および迎角のトリム可能領域を

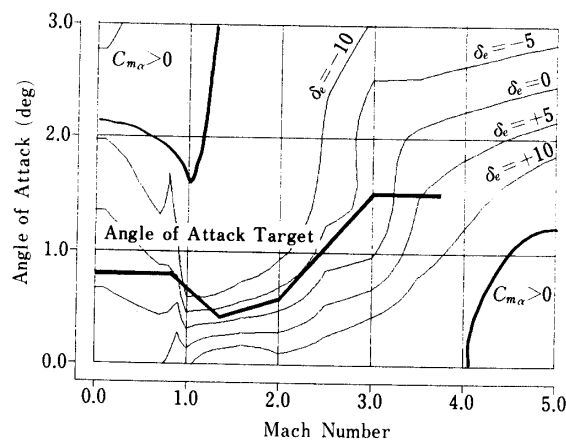


図 4-1-5-1 縦のトリムおよび静安定

マッハ数と迎角の領域で示す。この図からわかるように高速における大迎角飛行時および低速における高揚抗比状態 ( $\alpha \sim 10$  度)での静安定およびトリム能力が確保されている。本実験では再突入飛行時は特に後で述べる横方向飛行特性との関係および上に述べた再突入時の過度の空力荷重を避けるために適当な大迎角姿勢を維持することが必要であるがこれらの観点では縦の特性は満足すべきものであると言える。

#### 4-1-6 再突入飛行時の開ループ飛行特性

図-4-1-6-1 および 2 に縦および横の開ループの特性根(周波数と減衰係数)を標準的な飛行軌道に沿って示す。ここに飛行軌道の頂点は約 130 秒の時点であり、再突入時の動圧の立ち上がりによって空気が支配的になる時点は約 180 秒の付近である。空力特性から決定されるこれらの特性は静安定は縦および横方向共に確保されていることがわかる。しかしながら再突入飛行に伴う飛行動圧の上昇にともなって機体の固有振動数は急激に変化するが、再突入初期の 180 秒より以前では機体の姿勢を保持するためには空力力による制

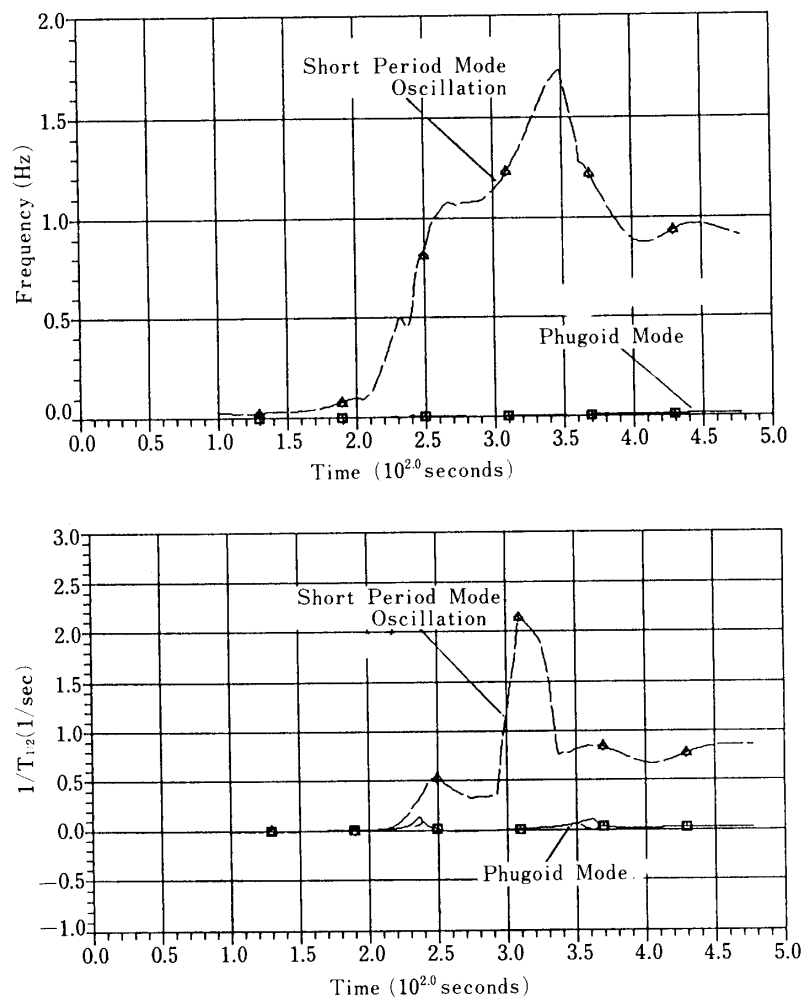


図 4-1-6-1 縦の開ループ特性根の周期と減衰時定数

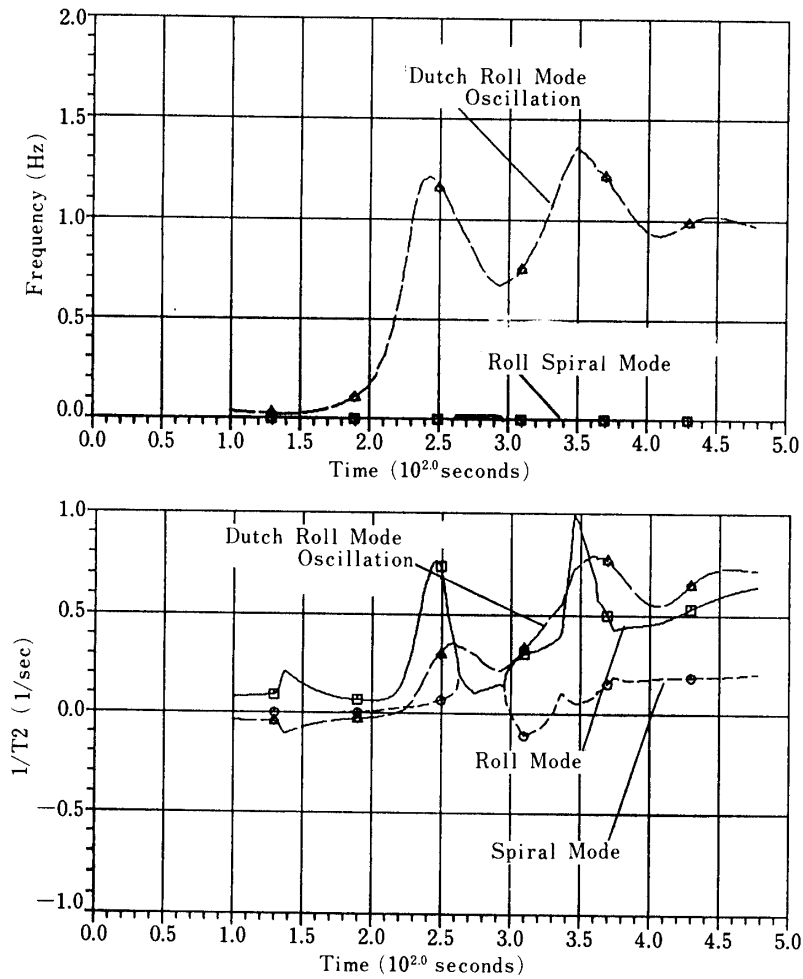


図 4-1-6-2 横方向の開ループ特性根の周期と減衰時定数

御では不足であり RCS によって機体を所望の姿勢に制御する必要があることがわかる。また減衰時定数も概ね安定な傾向を示しているが一部にスパイラルモードの発散傾向が見られるため適当な制御系による剛性および減衰の確保が必要であることがわかる。

#### 4-1-7 再突入時の横方向飛行性

大迎角飛行の横方向の安定性および操縦性の観点では  $Cn\beta$ ,  $\text{dyn}$  および LCDP が共に正であれば通常の航空機と同様のオートパイロットシステムが、構成できる。 $Cn\beta$ ,  $\text{dyn}$  および LCDP は空力微係数で書くと

$$Cn\beta, \text{dyn} = Cn_{\beta} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin \alpha$$

$$\text{LCDP} = Cn_{\beta} + K \left( \frac{Cn\delta a}{Cl\delta a} C_{l\delta r} - Cn\delta r \right); \delta r = K \cdot \beta$$

であり、この LCDP に含まれる  $K$  はラダー操舵角への横滑り角のフィードバックゲイン

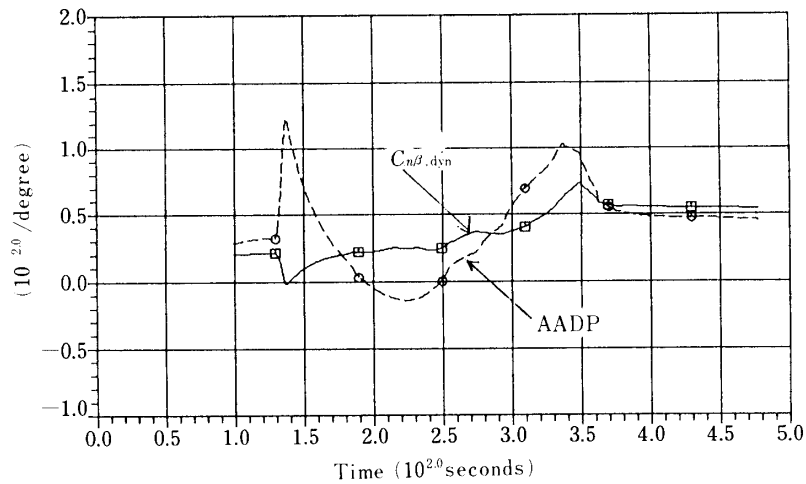
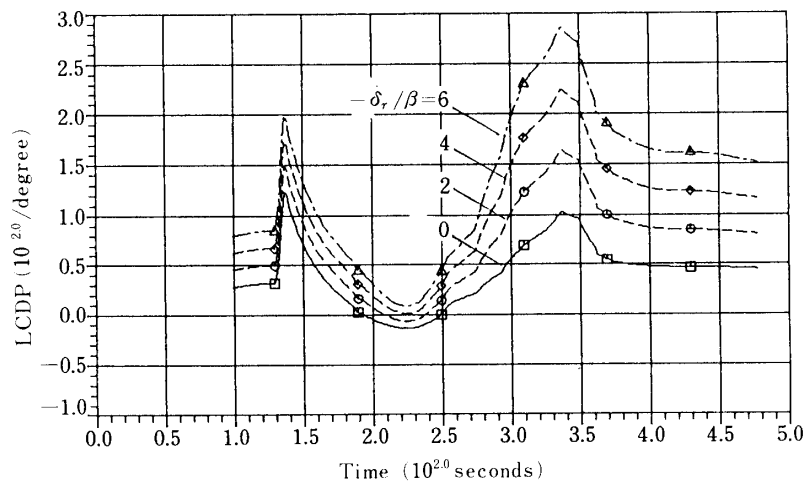
図 4-1-7-1 再突入飛行時の  $C_{n\beta, \text{dyn}}$  と AADP

図 4-1-7-2 再突入飛行時の LCDP

に対応するものである。図-4-1-7-1 に標準飛行軌道に沿った AADP (ラダーコーディネーションを行わない場合のロール制御性: LCDP ( $K=0$ )) と  $C_{n\beta, \text{dyn}}$  を示す。再突入飛行の初期において  $AADP < 0$  となりラダーのコーディネーションが不可欠であることがわかる。 $C_{n\beta, \text{dyn}}$  はここに示した領域では終始正であり静的な安定性は保証されているといえる。LCDP が正である範囲はこのラダーのコーディネーション量  $K$  に依存するが、図-4-1-7-2 に示す様にこの実験機の飛行範囲では再突入時においても  $K=4$  程度以上のコーディネーションを行えば空力制御のみによる飛行が可能であることが示されている訳である。これより以前では実質的に空気力は小さく RCS による姿勢制御を用いることで十分な姿勢の維持が達成される訳である。従って本実験機では大気圏再突入の際には空気力を利用できない動圧の低い領域では RCS ( $SJ_2$ ) による 3 軸の姿勢の制御を行い、高度の低下による動圧の増加にともなって適当なラダーのコーディネーションを行えば 3 軸とも



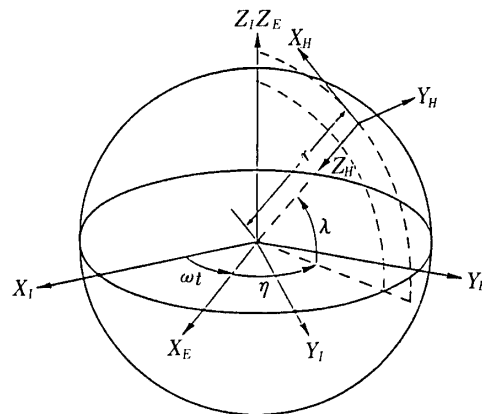
同時に空力制御に切替えることが可能であることが示されていると言える。ただしこの際に横滑り角のフィードバックについてはそのゲインがかなり大きな値を要求されることおよび飛行の状況に応じ適当な制御性能を確保するためにこの制御ゲインをマッハ数に応じて変更する必要があるため搭載系における横滑り角およびマッハ数の計測精度には十分な注意を要する。

## 4-2 姿勢軌道の数学モデル

本節では再突入実験機の姿勢制御系を設計する際に用いた機体運動方程式，線形状態方程式について概略する。

### 4-2-1 機体運動の座標系

図 4-2-1 に示すように 3 つの座標系を用いて機体の運動を解析した。



慣性座標系, 地球固定座標系, 局所水平座標系

Inertia Coordinate System ;  $\{X_I, Y_I, Z_I\}^T$

Earth Coordinate System ;  $\{X_E, Y_E, Z_E\}^T$

Local Horizon Coordinate System ;  $\{X_H, Y_H, Z_H\}^T$

図 4-2-1 機体運動の座標系

#### a. 慣性座標系： $\{X_I, Y_I, Z_I\}^T$

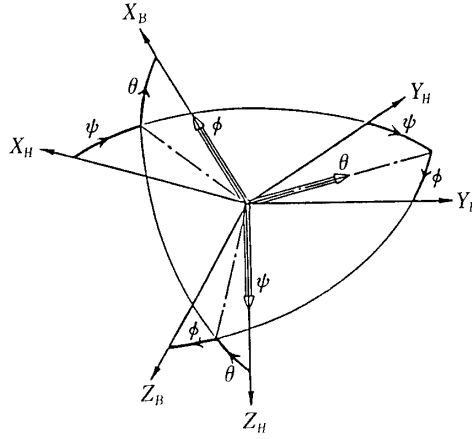
慣性空間に固定された座標系において 3 つの機体軸成分に展開した運動方程式を解くことにより，機体の運動をシミュレーションする。

#### b. 地球固定座標系： $\{X_E, Y_E, Z_E\}^T$

この慣性空間に対して地球の自転と共に回転する座標系であり，例えば風などの大気モデルはこの座標系に対して表される。また，機体の位置は地球固定座標系でみた緯度経度と地心からの距離で示す。

#### c. 局所水平座標系： $\{X_H, Y_H, Z_H\}^T$

機体の位置を原点として地理地心方向を鉛直成分とし，これに直角に交わる水平面を局所水平座標系と定義する。ただし，この水平面を構成する一つの軸は真北に向



局所水平座標系，機体座標系とオイラー角  
 Local Horizon Coordinate;  $[X_H, Y_H, Z_H]^T$   
 System  
 Body Coordinate System ;  $[X_B, Y_B, Z_B]^T$   
 Euler Angle ;  $[\phi, \theta, \psi]^T$

図 4-2-2 機体姿勢の座標系

いているものとする。そして機体の姿勢はこの局所水平座標に対するオイラー角で図 4-2-2 の様に定義される。以下は上記座標間の交換行列である。

$$T_{EI} = \begin{bmatrix} \cos \omega t & \sin \omega t & 0 \\ -\sin \omega t & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4-2-1 a)$$

$$T_{HE} = \begin{bmatrix} -\cos \eta \sin \lambda & -\sin \eta \sin \lambda & \cos \lambda \\ -\sin \eta & \cos \eta & 0 \\ -\cos \eta \cos \lambda & -\sin \eta \cos \lambda & -\sin \lambda \end{bmatrix} \quad (4-2-1 b)$$

$$T_{BH} = \begin{bmatrix} \cos \Psi \sin \theta & \sin \Psi \cos \theta & & \\ \cos \Psi \cos \theta \sin \phi - \sin \Psi \cos \phi & \sin \Psi \sin \theta \sin \phi + \cos \Psi \cos \phi & & \\ \cos \Psi \sin \theta + \sin \Psi \cos \phi & \sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi & & \\ & -\sin \theta & & \\ & \cos \theta \sin \phi & & \\ & \cos \theta \cos \phi & & \end{bmatrix} \quad (4-2-1 c)$$

ただし、

$T_{EI}$  ; Inertia to Earth Transformation

$T_{HE}$  ; Earth to Local Horizon Transformation

$T_{BH}$  ; Local Horizon to Body Transformation

## 4-2-2 機体の運動方程式

慣性座標系において，機体軸回りに展開した運動方程式は以下のように表される．機体軸方向の加速度は

$$a_x = V \cdot r - W \cdot q + F_x/M + g_x \quad (4-2-2 \text{ a})$$

$$a_y = W \cdot p - U \cdot r + F_y/M + g_y \quad (4-2-2 \text{ b})$$

$$a_z = U \cdot q - V \cdot p + F_z/M + g_z \quad (4-2-2 \text{ c})$$

また，機体軸回りの角加速度は

$$\begin{aligned} \dot{p} = & [L \cdot I_{zz} + N \cdot I_{xz}(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz})p \cdot q \\ & - (I_{zz}^2 - I_{yy} \cdot I_{zz} + I_{xz}^2) \cdot q \cdot r] / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2) \\ \dot{q} = & [M - (I_{xx} - I_{zz})r \cdot p - I_{xz}(p^2 - r^2)] / I_{yy} \end{aligned} \quad (4-2-2 \text{ e})$$

$$\begin{aligned} \dot{r} = & [N \cdot I_{xx} + L \cdot I_{xz} - I_{xz}(I_{xx} + I_{zz} - I_{yy}) \cdot q \cdot r \\ & - (I_{xx} \cdot I_{yy} - I_{xz}^2 - I_{xx}^2) \cdot p \cdot q] / (I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2) \end{aligned} \quad (4-2-2 \text{ f})$$

$p, q, r$  は機体  $x, y, z$  軸回り角速度， $U, V, W$  は同速度成分で， $g_x, g_y, g_z$  は重力成分である．

これら運動方程式の右辺に現れる外力項の内，空気力に起因するものは以下に示す式で計算される．機体軸方向の空力項は，

$$\begin{aligned} F_x = & q'(-C_D \cdot \cos \alpha + C_L \cdot \sin \alpha + C_{x\delta e} \cdot \delta_e + C_{x\delta s} \cdot \delta_s) \\ & + \frac{q'}{2V} C_{mac} \cdot C_{xq} \cdot q \end{aligned} \quad (4-2-3 \text{ a})$$

$$\begin{aligned} F_y = & q'(C_{y\beta} \cdot \beta + C_{y\delta a} \cdot \delta_a + C_{y\delta r} \cdot \delta_r) \\ & + \frac{q'}{2V} (C_{yp} \cdot P + C_{yr} \cdot r) \end{aligned} \quad (4-2-3 \text{ b})$$

$$\begin{aligned} F_z = & q'(-C_L \cdot \cos \alpha - C_D \cdot \sin \alpha + C_{z\delta e} \cdot \delta_e + C_{z\delta s} \cdot \delta_s) \\ & + \frac{q'}{2V} C_{mac} \cdot C_{zq} \cdot q \end{aligned} \quad (4-2-3 \text{ c})$$

また，機体軸回りの空力モーメントは，

$$L = q'b(C_{lp} \cdot \beta + C_{l\delta a} \cdot \delta_a + C_{l\delta r} \cdot \delta_r)$$

$$+\frac{q'}{2V}b^2(C_{lp}\cdot P+C_{lr}\cdot r) \quad (4-2-3d)$$

$$M=q'\cdot c_{mac}(C_m+C_{m\delta e}\cdot\delta_e+C_{m\delta s}\cdot\delta_s) \\ +\frac{q'}{2V}C_{mac}^2(C_{mq}\cdot q+C_{ma}\cdot q) \quad (4-2-3e)$$

$$N=q'\cdot b\cdot(C_{n\beta}\cdot\beta+C_{n\delta a}\cdot\delta_a+C_{n\delta r}\cdot\delta_r) \\ +\frac{q'}{2V}b^2(C_{np}\cdot p+C_{nr}\cdot r) \quad (4-2-3f)$$

ただし,

$$q'=\frac{1}{2}\rho\cdot V^2\cdot S$$

次に, 局所水平座標に対する機体の姿勢を表すオイラー角は,

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} P_H \\ Q_H \\ R_H \end{bmatrix} \quad (4-2-a)$$

$$= \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta & \sin\phi & \tan\theta & \cos\phi \\ 0 & & \cos\phi & & -\sin\phi \\ 0 & \sec\theta & \sin\phi & \sec\theta & \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P-(l_1\cos\lambda-n_1\sin\lambda)(\dot{\eta}+\omega)+m_1\dot{\lambda} \\ Q-(l_2\cos\lambda-n_2\sin\lambda)(\dot{\eta}+\omega)+m_2\dot{\lambda} \\ R-(l_3\cos\lambda-n_3\sin\lambda)(\dot{\eta}+\omega)+m_3\dot{\lambda} \end{bmatrix} \quad (4-2-4b)$$

$$= \begin{bmatrix} P+\tan\theta\sin\phi Q+\tan\theta\cos\phi R \\ \cos\phi Q-\sin\phi R \\ \sec\theta\sin\phi Q+\sec\theta\cos\phi R \\ -\cos\lambda\cdot\sec\theta\cos\psi(\dot{\eta}+\omega) & +\sec\theta\sin\phi\dot{\lambda} \\ +\cos\lambda\sin\psi(\dot{\eta}+\omega) & +\cos\phi\dot{\lambda} \\ -(\cos\lambda\cdot\tan\theta\cos\psi-\sin\lambda)(\dot{\eta}+\omega) & +\tan\theta\sin\psi\dot{\lambda} \end{bmatrix} \quad (4-2-4c)$$

を積分することによって計算される。

ところで, 地球固定座標における機体の位置を緯度経度( $\eta, \lambda$ )と地心距離( $r$ )で示すが, その微分方程式は以下の式による。

$$\begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1/r\cos\lambda & 0 \\ 1/r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_{BH}^{-1} \begin{bmatrix} U_E \\ V_E \\ W_E \end{bmatrix} \quad (4-2-5) \\ = \begin{bmatrix} 0 & 1/r\cos\lambda & 0 \\ 1/r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} T_{BH}^{-1} \left( \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} - T_{BH} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega r\cos\lambda \\ 0 \end{bmatrix} \right)$$

$$\begin{aligned}
&= \begin{bmatrix} 0 & 1/r \cos \lambda & 0 \\ 1/r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \left( \begin{bmatrix} l_1 & l_2 & l_3 \\ m_1 & m_2 & m_3 \\ n_1 & n_2 & n_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ \omega r \cos \lambda \\ 0 \end{bmatrix} \right) \\
&= \begin{bmatrix} 0 & 1/r \cos \lambda & 0 \\ 1/r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} l_1 U + l_2 V + l_3 W \\ m_1 U + m_2 V + m_3 W - \omega r \cos \lambda \\ n_1 U + n_2 V + n_3 W \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} (m_1 U + m_2 V + m_3 W)/r \cos \lambda - \omega \\ (l_1 U + l_2 V + l_3 W)/r \\ -(n_1 U + n_2 V + n_3 W) \end{bmatrix}
\end{aligned}$$

#### 4-2-3 線形化した運動方程式

本実験機の姿勢制御系を設計するために必要な線形運動方程式について述べる。機体の運動は定常横滑り無しの直線定常飛行であるとして、式(4-2-2)と式(4-2-3)を用いて運動の微小擾乱量について線形な状態式を求めたものである。まず縦の運動方程式はエレベータを制御入力とすると、

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4-2-6)$$

つまり

$$x^T = [u, \alpha, \theta, q]$$

$$u^t = [\delta e]$$

で表される。ただし、

$$A = \begin{bmatrix} Xu & X\alpha & -g \cos \theta_0 & W_0 \\ \frac{Zu}{U_0} & \frac{Z\alpha}{U_0} & -g \frac{\sin \theta_0}{U_0} & \frac{(U_0 + Zq)}{U_0} \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \frac{M\dot{\alpha}}{U_0} \cdot Zu & \frac{M\dot{\alpha}}{U_0} \cdot Z\alpha & \frac{M\dot{\alpha}}{U_0} g \sin \theta_0 & Mq \\ +Mu & +M\alpha & & +(U_0 + Zq) \frac{M\dot{\alpha}}{U_0} \end{bmatrix}$$

次に横の運動方程式は、エルロンとラダーの2入力となる。

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4-2-6)$$

つまり

$$x^T = [\beta, p, r, \phi]$$

$$u^T = [\delta a, \delta r]$$

で表される。ただし、

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{U_0} & \frac{W_0 + Yp}{U_0} & -\frac{(U_0 - Yr)}{U_0} & \frac{g \cos \theta}{U_0} \\ L\beta' & Lp' & Lr' & 0 \\ N\beta' & Np' & Nr' & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} 0 & \frac{Y\delta r}{U_0} \\ L\delta a' & L\delta r' \\ N\delta a' & N\delta r' \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

#### 4-3 姿勢制御系の設計

この報告の主題である制御系設計について述べるまえに、1つコメントしておかなくてはならない。

この有翼翔体では制御系の設計は2回行なわれていることである。文章の構成上、モーションテーブル試験とその結果再度おこなわれた設計（設計-II）のいきさつは主として第6章にまとめられており、この章ではとくにことわらないかぎり、第1回目の設計（設計-I）とその基本的な設計方針を述べることにする。

##### 4-3-1 姿勢制御の基本方針

この実験機には大別して2種類のアクチュエータと2種類のセンサが搭載されている。

Event	SJ1	SJ2/Start	AERO/CNTL	SJ2/Stop
X+Time (sec)	0.56	66	180	229
Attitude $\phi$ $\theta$ $\psi$				
Body Rate $p$ $q$ $r$				
Air Data $\alpha$ $\beta$				

図 4-3-1-1 制御状態量

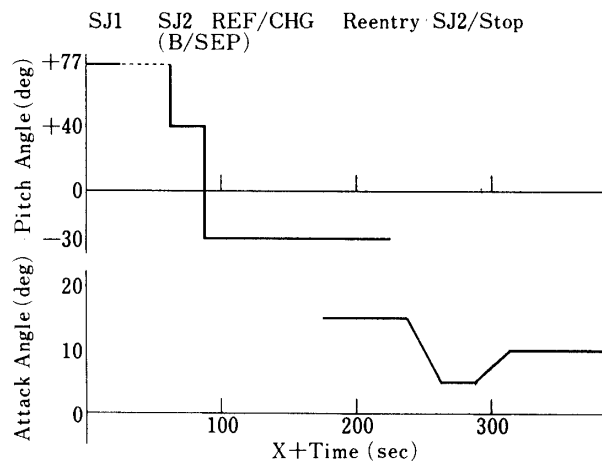


図 4-3-1-2 SJ および空力操舵による目標姿勢

すなわち，アクチュエータとしては舵面制御装置とサイドジェット装置が，センサとしては慣性姿勢基準装置と対気姿勢計測装置（エアデータセンサ）である．制御の大略は，図 4-3-1-1 に示した通りで，上層に於いてはサイドジェットによるリアクションコントロールが，下層の動圧の大きな領域では舵面制御(Surface Control)が採用されている．この 2 つの領域での被制御量は，前者では慣性系に対する姿勢であり，後者では空気に対する相対姿勢である．但し，ロール角については，どちらの領域でも局所水平系に換算されたロール角が被制御量である．制御特性のダンピングを計るためにはどちらの領域でも慣性系に対する機体の 3 軸周りの角速度を用いている．

この実験での主目的である，再突入時の制御特性を把握するために，サイドジェット，空力姿勢制御が同時に作用する，“共用区間”が設けられている．この区間では，所定の姿勢角を採った場合にやはり所定の迎角となるようノミナルプランは立てられているが，軌道の分散によっては両者に誤差のでないよう，RG(Radio Guidance)システムによってリアルタイムで軌道制御が計られている．対慣性系の姿勢制御のターゲットは上昇時には，迎角が 0，突入時にはここで述べたように所定の迎角となるよう図 4-3-1-2 のように設定されている．図中の Ref. Change は，ブースタ分離時に不適當な迎角が生じないように，標準軌道のその時刻における飛行経路方向に姿勢目標が設定されていることを示している．

サイドジェットによる姿勢制御則の設計及びシミュレーション結果については 4-4 節で述べるとして，以下には空力制御について言及する．

#### 4-3-2 空力姿勢制御系の設計について

##### ・制御の形態

空力制御も，基本的にはいわゆる 3 軸制御の考え方に基づいて設計されている．一般に空力的なダイナミクスは 3 軸各々記述されることは少なく，前節でも述べられたように，縦(longitudinal)と横(Lateral)として表現される．これは，横のダイナミクスにおいては，ロール軸周りとヨー軸周りのダイナミクスの干渉が強く分離できないためである．

設計パラメータの最大値は、入力値の数（3軸の姿勢角とその角速度）6個に対して3つの舵面の駆動値を決定するもので、したがって18個ある。先の議論の結果から、少なくとも縦と横は分離できるため設計パラメータの数はピッチ軸周りで2つ、横については4つの信号から2つの舵面駆動値を求めるために8つの計10個へと減らされたことになる。この実験では通常の航空機のシステムと異なり、制御対象のモデルに相当の不確定性(Ambiguity)が予測されることや、飛翔後の解析(Post-flight Analyses)でその飛行動特性を同定する事も主たるミッションであるため、制御系の設計パラメータの数を最小限にとどめたいという要請もある。特に横のダイナミクスについては、そのクロスフィード制御、すなわち4入力に対し2出力を求める8個のパラメータを設計することは、最適制御理論の応用として後述するが、基本的にはクロスフィードをいっさい排除した最も簡単な制御系を構成することにした。この場合設計すべきパラメータの数は縦、横あわせても僅かに6個である。

・制御系ブロック図

図4-3-2-1, 2にはそれぞれ縦と横の姿勢制御系のブロックダイアグラムを示した。図中の  $G\alpha$ ,  $Gq$ ,  $G\beta$ ,  $G_r$ ,  $G\phi$ ,  $G_p$  がさきに述べた設計パラメータである。これは後の節でも述べられるようにSJの制御ブロック図とほぼ同一である。これらのうち、 $G\alpha$ ,  $G\beta$ ,  $G\phi$  は直流ゲインと呼ばれ、制御系の性能を直接に表現するもっとも基本的なパラメータである。

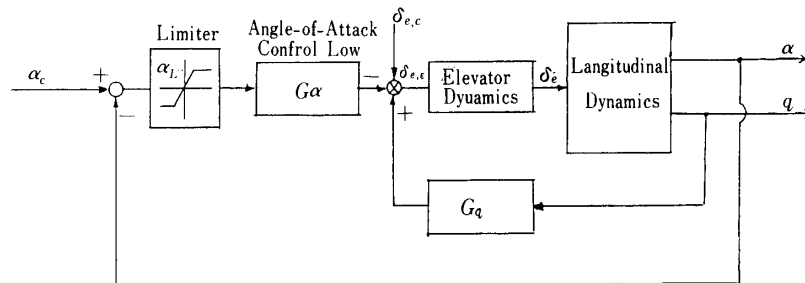


図 4-3-2-1 Longitudinal Control Law

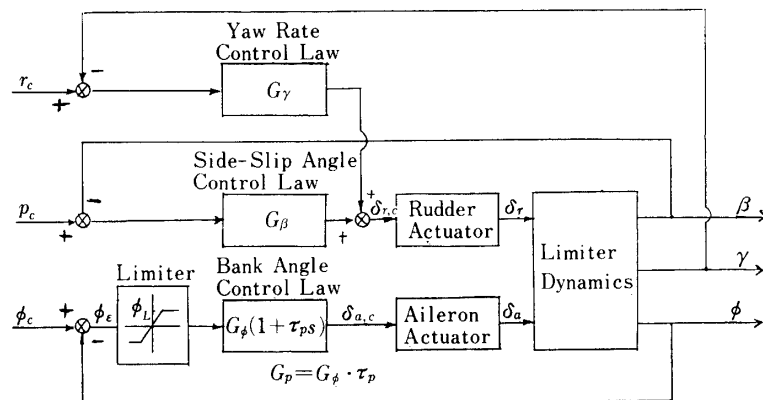


図 4-3-2-2 Lateral Multi-Loop Control Law



- 横の安定性

飛行力学上の問題点で触れたように、この種の大きな垂直尾翼で大迎角時の方向安定 (Directional Stability) を得るように飛行させる場合には、エルロンを通じてロール、ヨーの間に強い干渉を生じ、静安定を崩す現象が生じる。これはヨー軸回りの横滑り角フィードバックゲイン  $K_\beta$  を大きくすることで再安定化可能である。

- 制御則の決定法

一般にシステムの特性方程式が  $\Phi(s)=0$  で記述され、

$$\Phi(s)=\det(s \cdot \mathbf{1} - (\mathbf{A} + \mathbf{BKC}))=0$$

系の安定への必要条件 (ラウス条件) の 1 つは、次のように書かれる。

$$\Delta \triangleq (-1)^n \cdot \det(\mathbf{A} + \mathbf{BKC}) > 0 \quad \text{necessary cond (Routh)}$$

ここで、エルロン ( $\delta a$ ) とラダー ( $\delta r$ ) のフィードバックを次のように一般化して定める。

$$\begin{cases} \delta a = K_\phi(\phi - \phi_c) + G_\beta(\beta - \beta_c) \\ \delta r = K_\beta(\beta - \beta_c) + G_\phi(\phi - \phi_c) \end{cases}$$

この場合、先の判定をあてはめると

$$\Delta = (-Cl\delta a) \cdot \left\{ K_\phi \cdot \text{LCDP} + G_\phi \left[ \gamma - G_\beta (Cn\delta r - Cl\delta r \cdot \frac{Cn\delta a}{Cl\delta a}) \right] \right\}$$

となる。ここに、LCDP と  $\gamma$  は次のように定義される量である。

$$\begin{cases} \text{LCDP} \triangleq \underbrace{(Cn\beta - Cl\beta \cdot \frac{Cn\delta a}{Cl\delta a})}_{\text{AADP}} + K_\beta (Cn\delta r - Cl\delta r \cdot \frac{Cn\delta a}{Cl\delta a}), \\ \gamma \triangleq \frac{1}{Cl\delta a} (Cn\beta - Cl\delta r - Cl\beta \cdot Cn\delta r) \end{cases}$$

注目すべきはクヨロスフィードが零の場合で、この時

$$G_\beta = G_\phi = 0, Cl\delta a > 0, K_\phi < 0,$$

となり結局

$$\text{LCDP}(K_\beta) > 0$$

を得るのである。

注意すべきなのは、クロスフィードを施せば、 $K_\beta$  を固定しても安定化は可能であることで、より高度な制御の存在を伺わせるものである。実際、この機体では  $\gamma < 0$  であるため  $K_\beta = 0$ 、 $G_\beta = 0$  でも  $G_\phi > 0$  (ロールをラダーにフィード) で安定化できることになる。

・制御則の決定法

一般的にいて、制御系の設計とは、いかに不確定要因を許容しながら高い直流ゲインを設計できるかということである。このための手法として、数々の制御技法が研究されているのである。最適制御でいうところの評価関数とこの直流ゲインとは、大まかにいえば相関がある。

制御理論面で設計法を分類すると、現在一般的なのは次の 5 つの手法である。

- (1) Classical Approach；古典的手法で、本報告でも採用している。
- ・直流ゲイン→レート加算→安定性、余有、過渡・定常特性の評価をくりかえす。
- (2) Singular Value Analyses；特異値解析とよばれ、古典的安定余有を一般化したもの。開ループ系と閉ループ系間の感度(Sensitivity)は次式で定義される。

$$\Delta G_{\text{closed}} = (1 + G \cdot K)^{-1} \cdot \Delta G_{\text{open}}$$

Sensitivity

定域での低感度化と高域でのロバスト性の設計指針は次式で与えられる。

$$[A] \quad \sigma(1 + G(j\omega) \cdot K(j\omega)) \geq P(\omega) ; \text{感度上限の設定}$$

$$[B] \quad \bar{\sigma}(G(j\omega) \cdot K(j\omega)) < \frac{1}{l(\omega)}, ; \text{robustness}$$

$$\tilde{G}(j\omega) = (1 + L(j\omega)) \cdot G(j\omega), \quad \bar{\sigma}(L(j\omega)) < l(\omega)$$

(3) Output Feedback；出力フィードバック法で、大規模系に小制御構造を  $LQ$  的に定める方法。システムが次のように記述されているとする。

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad \dot{z} = Fz + Gy, \quad y = Cx, \quad u = K_1 y + K_2 \dot{y}$$

この時、拡大系の出力フィードバック系を構成する問題が、

$$\dot{x} = Ax + Bu, \quad y = Cx, \quad u = K \cdot y$$

with

$$J = \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q x + u^T R u) dt \rightarrow \text{to be minimized.}$$

と定義され、その定常解は、

$$0 = \tilde{A}^T S + S \tilde{A} + Q + C^T R K C,$$

$$0 = P \tilde{A}^T + \tilde{A} P + P_0,$$

$$K = -R^{-1} B^T S \cdot P C^T (C P C^T)^{-1},$$

$$\tilde{A} = A + BKC.$$

で与えられる。評価関数として、Guaranteed Cost Function 法を用いることも有力で、M ロケットの制御に応用されている。

(4) LQG/LTR (Loop Transfer Recovery) ; LQ 制御での安定余有の改善を計る手法である。

$$\dot{x} = Ax + Bu + \xi, y = Cx + \eta, J = E \left[ \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q x + u^T R u) dt \right].$$

この解は周知の如く、

$$\begin{cases} PA + A^T P + Q - PBR^{-1}B^T P = 0, K = R^{-1}B^T P, u = -K \cdot x \\ \dot{\hat{x}} = A\hat{x} + Bu + G(y - C\hat{x}), \\ A \cdot S + SA^T + Q_\xi - SC^T R_\eta^{-1} CS = 0, G = SC^T R_\eta^{-1} \end{cases}$$

となるが、カルマンフィルタを導入するために生ずる安定余有の低下を改善することができ、

$$\text{LTR} ; Q_\xi \leftarrow Q_\xi + q \cdot B \cdot B^T (q \rightarrow \infty)$$

と仮想ノイズを導入することで、理論的に近づけることが可能である。

(5) Frequency Shaping ; (Frequency Shaped Cost Function)

LQ 問題を時間領域でなく、周波数領域で設定する考え方で、コスト  $J$  を

$$J = \int_{-\infty}^{\infty} (x^*(j\omega) Q(j\omega) x(j\omega) + u^*(j\omega) R(j\omega) \cdot u(j\omega)) d\omega$$

とすれば、次の  $Q_1, R_1$  の副ダイナミクスを

$$Q_1^*(j\omega) \cdot Q_1(j\omega) = Q(j\omega), R_1^*(j\omega) \cdot R_1(j\omega) = R(j\omega)$$

$F_1, F_2$  系でおきかえ

$$\dot{z}_1 = F_1 z_1 + G_1 \cdot x, x^1 = H_1 z_1 + D_1 x,$$

$$\dot{z}_2 = F_2 z_2 + G_2 \cdot u, u^1 = H_2 z_2 + D_2 \cdot u$$

結局、次のような拡大系の時間領域の LQ 問題に帰着できる。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x \\ z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & 0 & 0 \\ G_1 & F_1 & 0 \\ 0 & 0 & F_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} G \\ 0 \\ G_2 \end{bmatrix} \cdot u$$

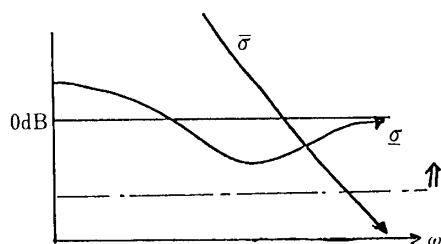


図 4-3-2-3

$$\text{with } J = \frac{1}{T} \int_0^T [\mathbf{x}^T | \mathbf{u}^T] \bar{\mathbf{Q}} \begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \mathbf{u} \end{bmatrix} \cdot dt$$

これは、(3)の手法で解くことができる。

古典的な手法、すなわち理論的なアプローチを採らない場合は設計は2段階に分けて行うことになる。第1は直流ゲインを決定することで、第2段階はレートの加算係数を設定することである。前者は設計者側の制御系に対する希望、あるいは要求によってかなり明確な概念で、これを一旦設定したのちに、安定余有を採るための第2段階へと進のである。もちろん任意に要求した直流ゲインが採用できるかどうかはその第2段階の設計結果によるのであり、それによっては第1段階で一旦要請した直流ゲインを妥協して小さくせざるを得ない場合も起こりうるし、またより高い値へと追求できることもある。これらの作業は何回かの繰り返し作業となり、モデルの高精度化にともなっては幾度か繰り返しを余儀なくされるのが常である。

この古典的な方法は、この有翼飛翔体では、低次のダイナミクスに対して状態量そのものをフィードバックできる。いわゆるフルステートの制御が可能であることと近い。したがって、高次のモデルを無視すれば理想的なLQに近い制御構造を古典的にも与えられることになる。この報告ではこの古典法を用いることとした。

#### ・定常特性

直流ゲインは系全体の安定性よりも、外乱や制御目標への追従性能という定常的な制御残差からの要請で決定される。この両者、外乱、設定値変動ダイナミクス上は等価であり、システム設計上の許容残差量は容易に評価できる。

表4-3-2-1には縦についてこの残差を求めた結果であるが、トリム舵角のずれにともなう制御残差の制御定数値に対する比が各マッハ数に対して設計-IIのもとで評価されている。機体設計の目標は当初(設計-I)はこの誤差比が20%以下になるように定められたが、最終的(設計-II)ではこの表のように50%以下のレベルで残差をサプレスできているにすぎない。マッハ数1.0の評定点ではかなり消極的な設定となっているが、これはこの領域でのアンビギュティに対して十分なマージンが確保できなかったことを示している。ダイナミクスに関する前節の記述にもあるように、この実験では標準の飛行迎角の履歴を、エレベータ舵角で0degに対応するトリム迎角に一致させて定めており、基本的に舵

表 4-3-2-1

M	K $\alpha$	$\alpha$	$\alpha$ error(%)
3.3	2.0	15.2°	12
2.5	3.0	10.9°	31
1.5	5.0	4.9°	42
1.0	1.2	4.7°	74
0.6	2.0	7.2°	33

表 4-3-2-2 横の制御残差

M	$\alpha$	K $\phi$	K $\beta$	LCDP	$\phi/\delta a$	$\phi/\delta r$	$\beta/\delta r$
3.3	15.2	-0.25	-5.0	0.081	4.00	3.57	0.34
2.5	10.9	-0.40	-3.0	0.144	2.50	2.06	0.30
1.5	4.9	-0.50	-1.0	0.236	2.00	0.77	0.33
1.0	4.8	-0.30	-0.5	0.637	3.33	0.58	0.26
0.6	7.2	-0.30	-0.5	0.331	3.33	0.62	0.34

面のミスアライメントなどがなければ残差は 0 のはずである。この表は、この機体が初号機であるために機体にアンビグイティが多いことを配慮したことを示している。この縦の制御残差は次の定常値との差として表現される。

○定常性能

$$\textcircled{1} \quad \alpha_{res} = \left| \frac{Cm\delta e}{Cma - K\alpha \cdot Cm\delta e} \cdot K\alpha \cdot \alpha_{co} \right|$$

$$\text{or} \quad \left| \frac{Cm\delta e}{Cma - K\alpha \cdot Cm\delta e} \cdot \alpha_{co} \right|$$

一方横についてもこの残差は表 4-3-2-2 に示したようにまとめられる。(設計-II) 図中の値は各舵面に 1 deg 相当のミスアライメントがあった場合の残差である。この場合、典型的な特性量はこの表中の AADP, LCDP の 2 量で、定常性能はこれら同士の比として表現される。2 量の具体的な記述は次の通りである。

$$\textcircled{2} \quad \phi_{res} = \left\{ \begin{array}{l} |\phi_{co}| \\ \text{or} \\ \left| \frac{\delta a_0}{K_\phi} \right| \end{array} \right\} + \left\{ \begin{array}{l} \left| \frac{\gamma}{K_\phi \cdot \text{LCDP}} \cdot K\beta \cdot \beta_{co} \right| \\ \text{or} \\ \left| \frac{\gamma}{K_\phi \cdot \text{LCDP}} \cdot \delta r \right| \end{array} \right\}$$

表 4-3-2-3 Command Response

$t$	$M_{\infty}$	Long <sup>*1</sup>	Lateral <sup>*2</sup>	
		$dq/d\alpha_c$	$dp/d\phi_c$	$dr/d\phi_c$
237.4	3.3	4.64	4.92	0.26
242.6	3.0	5.27	5.87	0.34
248.2	2.7	4.47	5.20	0.31
253.0	2.5	3.94	4.60	0.37
269.0	2.0	4.95	5.31	0.27
291.8	1.5	5.08	4.97	0.13
351.8	1.0	6.57	3.63	0.27
407.4	0.6	6.66	8.45	0.56

Note) \* 1  $\alpha_c = 5$  deg Input Command\* 2  $\phi_c = 10$  deg Input Command

$$\textcircled{3} \quad \beta_{res}=0 + \left\{ \begin{array}{l} \left| \left( 1 - \frac{AADP}{LCDP} \right) \cdot \beta_{c0} \right| \\ \text{or} \\ \left| \left( 1 - \frac{AADP}{LCDP} \right) \cdot \frac{\delta r_0}{K\beta} \right| \end{array} \right\}$$

これらの数値は縦の場合も含め最終的に設定されることになる制御パラメータ（設計-II）について算出されたものであるが、これから、この制御系が縦に対しては 40 % 以下、横については 4 倍以下に残差を制限できていることがわかる。横の場合、本来この設計で期待していた感度は 1 倍以下であり、この表は後述するトレードオフによって直流ゲインを低下せざるを得なかったことを示すものである。これはこの実験機のような形状の機体にはかなり特徴的なことで、ロール軸回りの慣性モーメントが小さいことや、大迎角時のヘッディング角安定化のための大垂直尾翼がロールに与える外乱が大きいということによる。

もちろん、直流ゲインは高く設定できるにこしたことはないが、あまりにも過大な値はアクチュエータのレンジに適當ではないばかりか、負荷の増加、誘導コマンドへ追従時に過大なレートが発生して好ましくない。表 4-3-2-3 は過渡的に発生することが予想されるピッチ、ロール、ヨーレートを舵面のステップ換算で評価したものである。この結果は亜音速域を除いては 6 deg/sec 以下に過渡的なレートを抑えるためにはエレベータ角では 5°、エルロン角で 10° 以下にステップ量を制限すればよいことを示している。（この検討は RG コマンドの 1 回の操作量の上限を評価する目的で行なわれたものである。）

#### ・設計プログラム

かくして、設計方針が決まったものであるが、モデルの記述誤差や設計法の誤解を排除するため、2 つの全く異なった設計手法を用いて解析することにした。1 つは全くの伝達関数表現で特性多項式を代数的に解くもの（設計法-A）と、もう 1 つは M ロケットの制御

系設計で実績のある状態空間法（設計-B）である。以下これらの 2 つの結果を併記して記述する。全体として両者の差はモデル化に伴う分をふくめてもあまり大きくない。

#### 4-3-3 第 1 次設計の結果

以上のような手順によって設計された第 1 次の制御パラメータを表 4-3-3-1, 2 に示す（設計-A）。第 1 次設計では、機体ダイナミクス以外には計算時間遅れ、アクチュエータの 2 次系特性のみが考慮されていた。これは後述するように第 2 次の設計で大幅に見直されることになる。前節で触れたように設計は代表的な飛翔環境に対応するマッハ数の点でおこなわれた。（マッハスライス）表中には打ち上げ時点からの経過時間と、機体運動モードの特性根の位置、及び安定余有も併せて示した。マッハ数評定点はこの第 1 次設計では 3.0, 2.5, 1.5, 1.0, 0.6 の 5 点である。この諸特性を確認するために設計-B を用いて、同一の制御パラメータに対する安定余有を評価しなおした結果を表 4-3-3-3, 4 に掲げた。設計-A の結果が 10 dB, 45 deg の安定余有が全域にわたって確保できることとしてあるのに対して、B は 9 dB, 40 deg 程度とやや安定余有は小さくなるという結果を与えている。これは B 解析が連続系と離散系のハイブリッド系を記述しているのに対し、A はこれを近似的にしか取り扱えない点によると考えられる。

図 4-3-3-1~5 には各評定点での縦のパラメータ設計結果（設計-B）を示した。図の下には設計上のパラメータを、上には Bode 図を示した設計 B ではこの計算機画面で対話的に解析することが可能である。Bode 図上の数字はゲイン余裕と位相余裕を、示している。図の 4-3-3-6~10 には横のダイナミクスに対する結果をまとめた。パラメータ欄の 2-1 はセパレーション点をエルロン舵面入力点で、2-2 はラダー点で評価したことを示している。（安定余有は横に関しては 2 組存在する。）エルロンのステップ応答では横滑り（ $\beta$ ）が副次的に生じるが、それによらず、ロール角は目標値に一致する。これは  $\beta$  の設定値が 0 であることを考慮すると、先の定常値の議論でも明かである。一方ラダーのステップ応答では、

表 4-3-3-1 Longitudinal Feed back Gain

$t$	$M_{\infty}$	Gain		Short Period		Stability Margin	
		$G_a$	$G_q$	Freq	$\xi$	dB	phase
237.4	3.3	5.2	1.0	1.78	0.742	15.3	55.0
242.6	3.0	5.12	0.9	2.04	0.779	14.1	53.6
248.2	2.7	4.86	0.9	1.70	0.777	15.4	54.9
253.0	2.5	4.60	1.0	1.69	0.815	16.8	57.9
269.0	2.0	9.72	1.3	2.81	0.766	12.2	47.7
291.8	1.5	12.56	1.5	3.35	0.752	11.3	44.8
351.8	1.0	5.1	0.65	3.97	0.726	10.8	45.6
407.4	0.6	4.04	0.55	2.51	0.748	13.1	50.2

表 4-3-3-2 Lateral Feedback Controller

$t$	$M_\infty$	Gain				Dutch Roll Mode		$\delta_a$		$\delta_r$	
		$G\beta$	$G_r$	$G\phi$	$(G_p)$ $\tau_p$	Freq	$\xi$	$dB$	phase	$dB$	phase
237.4	3.3	15.0	6.0	1.0	0.20 (0.20)	2.79	0.777	12.2	55.8	14.0 -5.1*	61.7
242.6	3.0	13.0	5.0	1.0	0.17 (0.17)	3.21	0.735	11.5	52.5	12.8 -4.9*	59.1
248.2	2.7	8.0	2.0	1.0	0.20 (0.20)	3.56	0.843	11.7	54.8	13.5 -10.3*	59.4
253.0	2.5	5.0	1.2	1.0	0.21 (0.21)	2.75	0.738	14.6	57.0	15.3 -19.7*	59.6
269.0	2.0	3.0	1.1	1.0	0.18 (0.18)	2.27	0.775	13.9	55.8	17.9	67.2
291.8	1.5	3.0	1.1	1.0	0.21 (0.21)	2.13	0.782	15.1	53.7	19.0	61.9
351.8	1.0	3.0	0.75	0.2	0.18 (0.036)	1.91	0.626	27.3	48.7	15.2 -13.9*	51.4
407.4	0.6	3.0	1.1	1.0	0.15 (0.15)	3.02	0.813	10.9	45.5	17.7	58.6

Note) \* Lower Limit

表 4-3-3-3 縦の制御ゲインと安定余有

マッハ数	ゲ イ ン		安 定 余 有	
	$K\alpha$	$Kq$	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.3	5.20	1.0	13.3	50.7
3.0 3~2.5	5.12	0.9	12.1	48.8
2.7	4.86	0.9	13.4	50.8
2.5 2.5~2	4.60	1.0	13.3	53.6
2.0	9.72	1.3	9.9	42.0
1.5 2~1.3	12.56	1.5	8.9	38.4
1.0 1.3~0.8	5.10	0.6	9.0	38.5
0.6	4.04	0.55	10.9	44.7



表 4-3-3-4 横の制御ゲインと安定余有

マッハ数	ゲ イ ン				安 定 余 有			
	$K\beta$ (-)	$Kr$ (+)	$K\phi$ (-)	$Kp$ (-)	ラ ダ ー		エルロン	
					ゲイン(dB)	位相(deg)	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.3	15.0	6.0	1.0	0.20	10.7	64.3	10.4	54.1
3.0	13.0	5.0	1.0	0.17	9.6	51.5	9.4	62.0
2.7	8.0	2.0	1.0	0.20	9.8	52.6	11.6	59.2
2.5	5.0	1.2	1.0	0.21	11.1	53.1	13.4	57.3
2.0	3.0	1.1	1.0	0.18	11.9	50.9	14.6	63.7
1.5	3.0	1.1	1.0	0.21	11.6	48.3	15.8	58.1
1.0	3.0	0.75	0.2	0.036	11.8	48.5	23.3	41.6
0.6	3.0	1.1	1.0	0.15	8.8	38.4	14.7	54.8

表 4-3-3-5 制御ゲインのスケジューリング

$M_\infty$ Switch	Design Mach No.	Longitudinal Controller		Lateral Controller				Remarks
		$G\alpha$	$Gq$	$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$Gp$	
$\infty$								
2.5	3.0	5.12	0.9	13.0	5.0	1.0	0.17	
	2.5	4.60	1.0	5.0	1.2	1.0	0.21	
2.0								
1.3	1.5	12.56	1.5	3.0	1.1	1.0	0.21	
	1.0	5.1	0.6	3.0	0.75	0.2	0.036	
0.8								
0	0.6	4.04	0.55	3.0	1.1	1.0	0.15	

&lt;Controller&gt;

definition of error

$$\delta e = -G\alpha \cdot \alpha e + Gq \cdot q$$

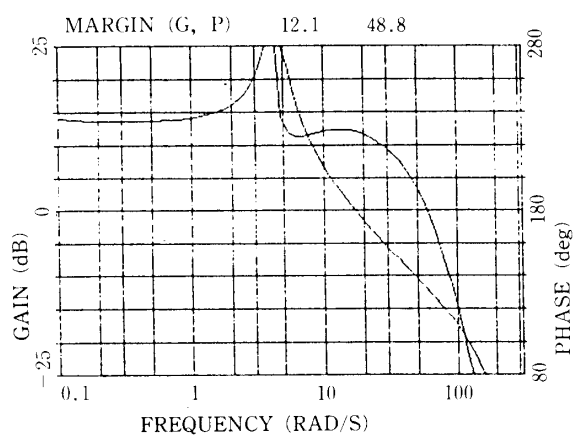
$$\alpha e = \alpha_T - \alpha$$

$$\delta a = G\phi \cdot \phi e - Gp \cdot p$$

$$\phi e = \phi_T - \phi$$

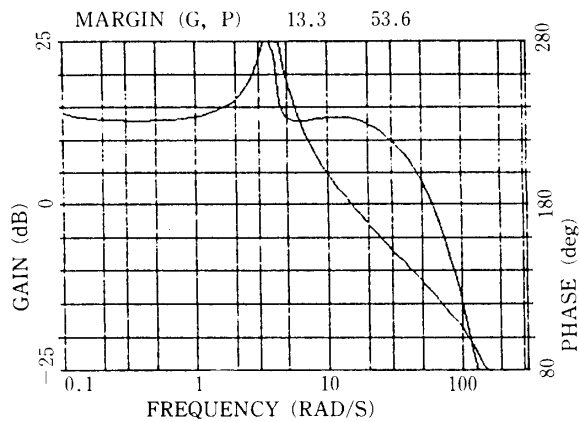
$$\delta r = Gp \cdot \beta e + Gr \cdot r$$

$$\beta e = \beta_T - \beta$$



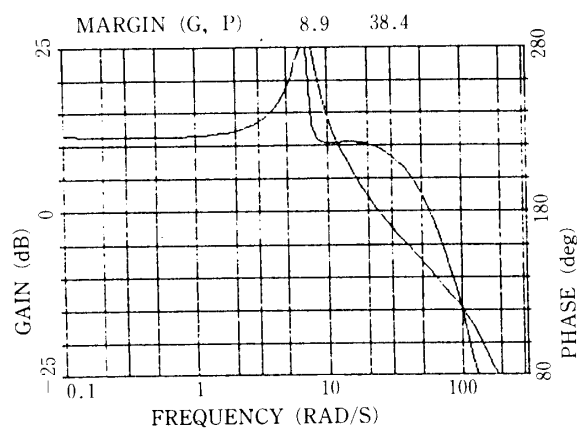
DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1 0  
 $\alpha$ ,  $\delta e$ ,  $\theta_0$  24.90 -3.00 -10.00  
 Q. V. M- 1530.0 896.00 3.000  
 LONG. GAIN & PARAM  
 5.120 0.900 0.000 0.010 0.010

図 4-3-3-1



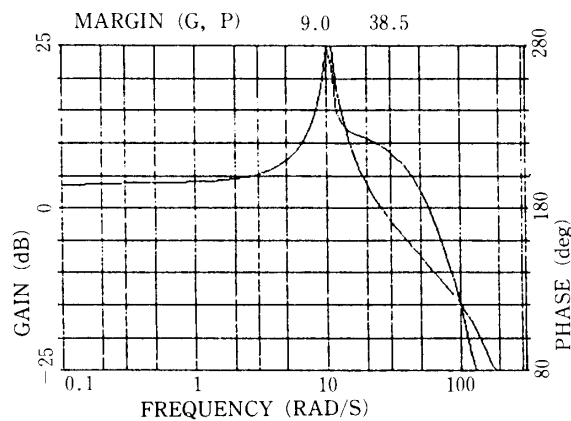
DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1-0  
 $\alpha$ ,  $\delta e$ ,  $\theta_0$  12.43 -3.00 -10.00  
 Q. V. M- 1678.3 739.05 2.500  
 LONG. GAIN & PARAM  
 4.600 1.000 0.000 0.010 0.010

図 4-3-3-2



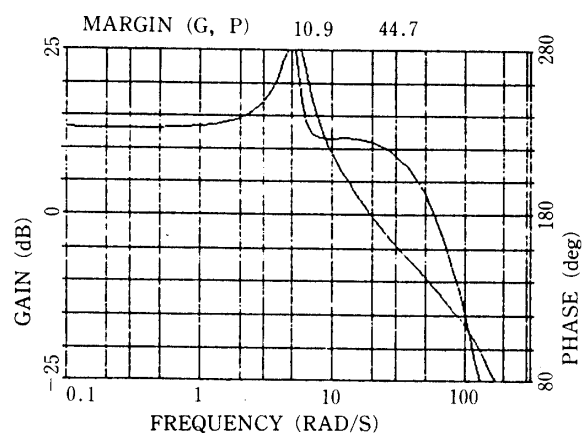
DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1 0  
 $\alpha$ ,  $\delta e$ ,  $\theta_0$  5.50 -3.00 -10.00  
 Q. V. M- 818.3 441.00 1.500  
 LONG. GAIN & PARAM  
 12.560 1.500 0.000 0.010 0.010

図 4-3-3-3



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1-0  
 $\alpha$ ,  $\delta e$ ,  $\theta_0$  4.67 -3.00 -10.00  
 Q. V. M- 1011.0 295.00 1.000  
 LONG. GAIN & PARAM  
 5.100 0.600 0.000 0.010 0.010

図 4-3-3-4



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 1-0

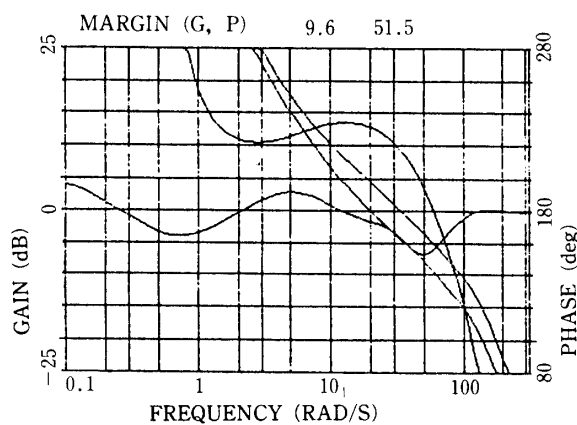
$\alpha, \delta e, \theta_0$  8.50 -3.00 -10.00

Q. V. M- 677.5 182.00 0.600

LONG. GAIN & PARAM

4.040 0.550 0.000 0.010 0.010

図 4-3-3-5



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2-1

$\alpha, \delta e, \theta_0$  24.90 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1530.0 896.00 3.000

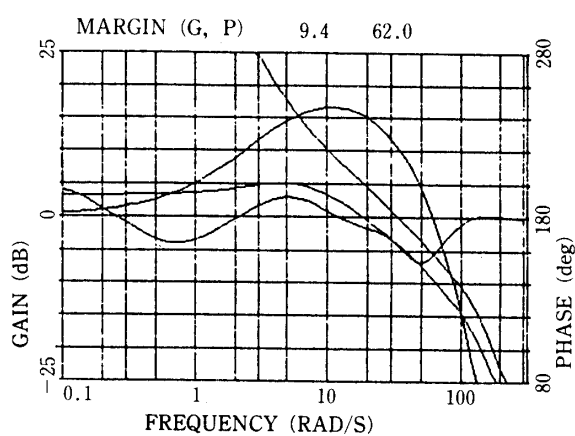
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.170 0.000 0.010 0.010

-13.00 5.000 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-6(a)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2-2

$\alpha, \delta e, \theta_0$  24.90 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1530.0 896.00 3.000

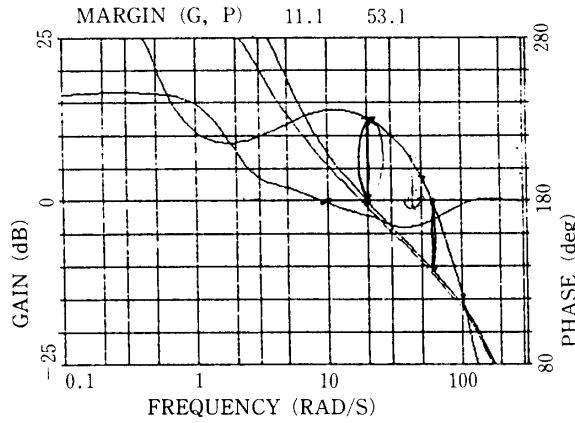
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.170 0.000 0.010 0.010

-13.00 5.000 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-6(b)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 1

$\alpha, \delta e, \theta o-$  12.43 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1678.3 739.05 2.500

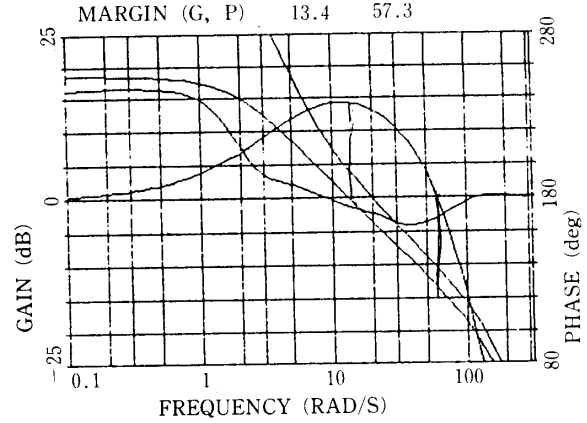
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.210 0.000 0.010 0.010

-5.00 1.200 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-7(a)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 2

$\alpha, \delta e, \theta o-$  12.43 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1678.3 739.05 2.500

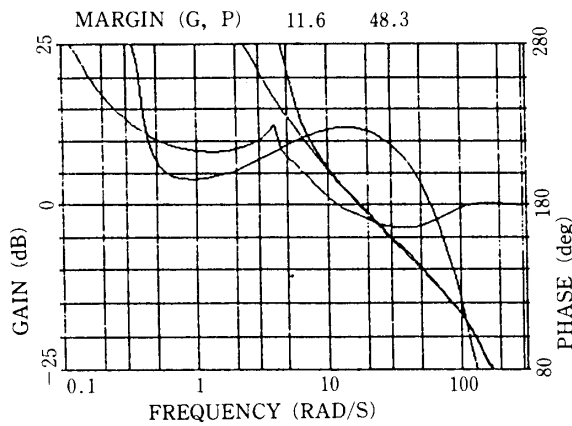
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.210 0.000 0.010 0.010

-5.00 1.200 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-7(b)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 1

$\alpha, \delta e, \theta o-$  5.51 -3.00 -10.00

Q. V. M- 818.3 441.90 1.500

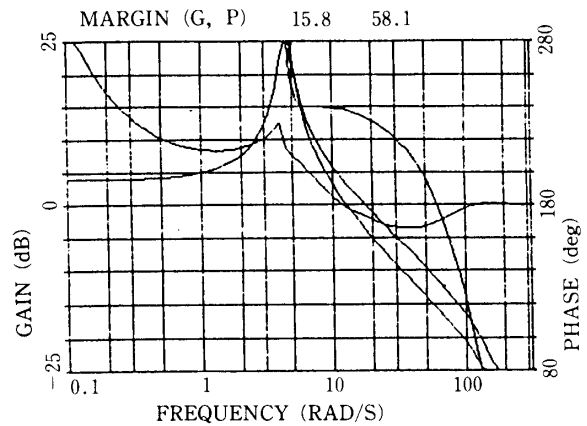
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.210 0.000 0.010 0.010

-3.00 1.100 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-8(a)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 2

$\alpha, \delta e, \theta o-$  5.51 -3.00 -10.00

Q. V. M- 818.3 441.90 1.500

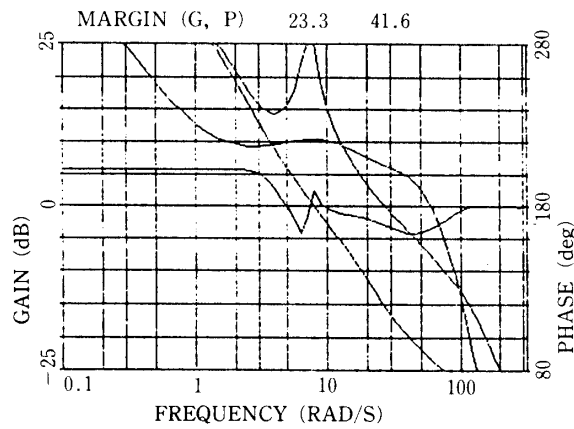
LATE. GAIN & PARAM

-1.000 -0.210 0.000 0.010 0.010

-3.00 1.100 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-8(b)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 1

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  4.67 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1011.0 295.00 1.000

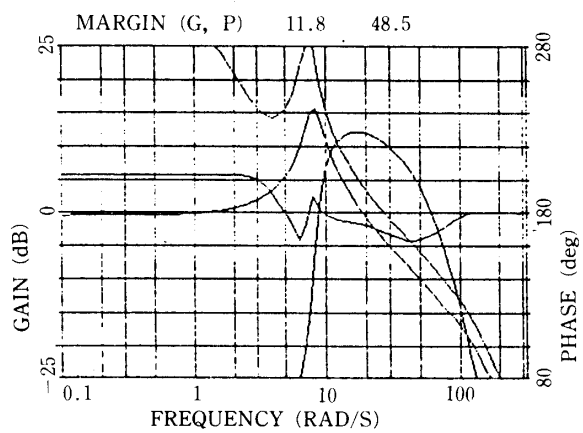
LATE. GAIN &amp; PARAM

-0.200 -0.036 0.000 0.010 0.010

-3.00 0.750 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-9(a)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 2

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  4.67 -3.00 -10.00

Q. V. M- 1011.0 295.00 1.000

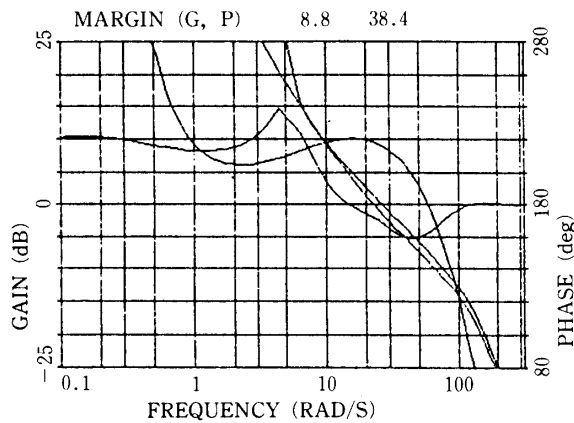
LATE. GAIN &amp; PARAM

-0.200 -0.036 0.000 0.010 0.010

-3.00 0.750 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

(b)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 1

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  8.48 -3.00 -10.00

Q. V. M- 677.5 182.00 0.600

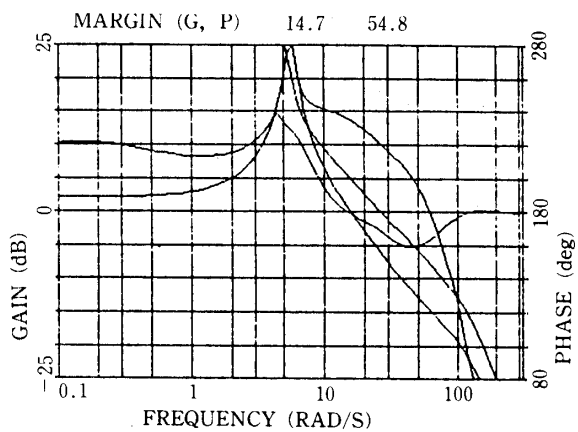
LATE. GAIN &amp; PARAM

-1.000 -0.150 0.000 0.010 0.010

-3.00 1.100 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

図 4-3-3-10(a)



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 2 2

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  8.48 -3.00 -10.00

Q. V. M- 677.5 182.00 0.600

LATE. GAIN &amp; PARAM

-1.000 -0.150 0.000 0.010 0.010

-3.00 1.100 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

(b)

表 4-3-3-6 切替マッハ数間での制御特性

$M_{\infty}$		Longitudinal				Lateral						Remarks
		Short Period		Elevator S.M.		Dutch—Roll		Aileron S.M.		Rudder S.M.		
Switch	Design	$f$ (Hz)	$\xi$	$dB$	$\phi$ (deg)	$f$ (Hz)	$\xi$	$dB$	$\phi$ (deg)	$dB$	$\phi$ (deg)	
$\infty$												
3.3	3.0 ▷	1.72	0.652	16.2	53.5	2.71	0.617	13.7	54.6	15.6 (−3.9)	62.5	( )
		2.04	0.779	14.1	53.6	3.21	0.735	11.5	52.5	12.8 (−4.9)	59.1	=Lower
		1.71	0.675	16.1	54.3	2.27	0.676	14.3	58.7	4.5 (−28.2)	24.2	Limit
2.5												
	2.5 ▷	1.69	0.815	16.8	57.9	2.75	0.738	14.6	57.0	15.3 (−19.7)	59.6	
		1.95	0.787	16.1	57.2	2.15	0.858	14.1	56.6	17.1 (−11.8)	60.5	
2.0												
	1.5 ▷	3.45	0.820	11.0	44.7	1.91	0.930	14.1	57.2	17.9	66.9	
		3.35	0.752	11.3	44.8	2.13	0.782	15.1	53.7	19.0	61.9	
		3.66	0.784	10.8	44.5	2.41	0.596	16.0	47.8	17.9	52.2	
1.3												
	1.0 ▷	2.00	0.365	11.8	46.9	1.25	0.403	29.7	50.8	21.0	52.1	
		3.97	0.726	10.8	45.6	1.91	0.626	27.3	48.7	15.2 (−13.9)	51.4	
		7.68	0.671	8.7	41.8	2.0	0.476	20.4	50.7	16.1	52.5	
0.8												
	0.6	7.51	0.789	9.5	45.6	6.03	0.453	8.1	34.4	13.3	47.0	
		2.51	0.748	13.1	50.2	3.02	0.813	10.9	45.5	17.7	58.6	
0												

Note ; ▷ = Design Condition

ロール、横滑りともかなりの誤差を生ずる。これも、先の定常誤差の検討から明かであるが、実際には、横滑り角をコマンドすることは飛翔中には有り得ないことで、このような大きな誤差を生ずると考えるのは早計である。ただし、このことはラダー換算のミスアライメントが、高マッハ数の領域で非常に高い感度で系の特性に影響することを示唆しており、システムの検討としてはきわめて重要である。このことは表 4-3-2-2 のミスアライメント感度でもはっきりと現れている。エルロンのアライメントがロール角に影響するのと同様に、ラダーのそれがロール角に及ぼす効果はとくに高いマッハ数域で大きい。

飛翔環境は動圧やマッハ数が変化し、この有翼飛翔体ではこれらに対してマッハ数による制御パラメータの更新が必要となる。先に述べた評定点を中心に、表 4-3-3-5 に示した

表 4-3-3-7 分散軌道上での制御特性

$M_\infty$	Trajectory Deviation	Longitudinal				Lateral						Remarks
		Short Period		Elevator S.M.		Dutch-Roll		Aileron S.M.		Rudder S.M.		
		$f$ (Hz)	$\zeta$	$dB$	$\phi$ (deg)	$f$ (Hz)	$\zeta$	$dB$	$\phi$ (deg)	$dB$	$\phi$ (deg)	
3.0	U	2.64	0.974	11.9	51.8	4.09	0.903	9.1	48.3	8.8 (-5.4)	54.9	( )  Lower Limit
	N▷	2.04	0.779	14.1	53.6	3.21	0.735	11.5	52.5	12.8 (-4.9)	59.1	
	L	1.30	0.513	19.8	51.7	2.06	0.464	17.5	56.0	18.6 (-4.3)	62.3	
2.5	U	2.11	0.992	14.6	56.3	3.33	0.976	12.3	53.6	13.0 (-21.1)	58.1	
	N▷	1.69	0.815	16.8	57.9	2.75	0.738	14.6	57.0	15.3 (-19.7)	59.6	
	L	1.26	0.620	20.6	56.8	1.95	0.544	18.4	59.8	19.1 (-19.9)	59.9	
1.5	U	7.20	0.730	9.0	42.1	3.24	0.914	12.8	51.6	16.8	60.8	
	N▷	3.35	0.752	11.3	44.8	2.13	0.782	15.1	53.7	19.0	61.9	
	L	3.50	0.775	11.0	44.8							
1.0	U	3.07	0.558	13.0	46.7	1.77	0.552	28.7	47.8	16.7 (-15.0)	52.5	
	N▷	3.97	0.726	10.8	45.6	1.91	0.626	27.3	48.7	15.2 (-13.9)	51.4	
	L	3.65	0.633	11.5	45.2							
0.6	U	2.54	0.755	13.0	50.2	3.06	0.826	10.7	44.9	17.6	58.7	
	N▷	2.51	0.748	13.1	50.2	3.02	0.813	10.9	45.5	17.7	58.6	
	L	2.47	0.739	13.2	50.2							

Note : ▷ = Design Condition

ような不連続な切り替えが採られている（設計-I）。この切り替えマッハ数での制御特性を表 4-3-3-6 にまとめた。縦、横ともほぼ問題ないが、マッハ数が 2.5 では評定設計点がマッハ数 3.0 のケースに、ラダー系のゲイン余有が 4.5 dB、位相余有が 24.2° とややマージンにとぼしくなる。また、予想される軌道分散に対しての各評定点での制御特性と安定余裕をまとめたのが表 4-3-7-7 である。ここで設計された（設計-I）制御則は軌道が高め（U）、低め（L）の場合にも全く問題ないことがわかる。

#### 4-3-4 ADS の計測精度および搭載計算機による再現精度

再突入飛行時の空力操舵による姿勢制御を行うフェイズでは代表的なマッハ数に応じて切り替え点を設けて目標迎角を設定し、その間は線形補間を行った迎角を姿勢制御系にコマンドする。また姿勢制御演算に用いる制御ゲインも飛行環境に応じて変更する必要がある。マッハ数領域に応じてゲインのスケジューリングを行う。この際大気圏への再突入飛行の初期では飛行動圧が極めて小さくエアデータシステムの計測精度との関係において上

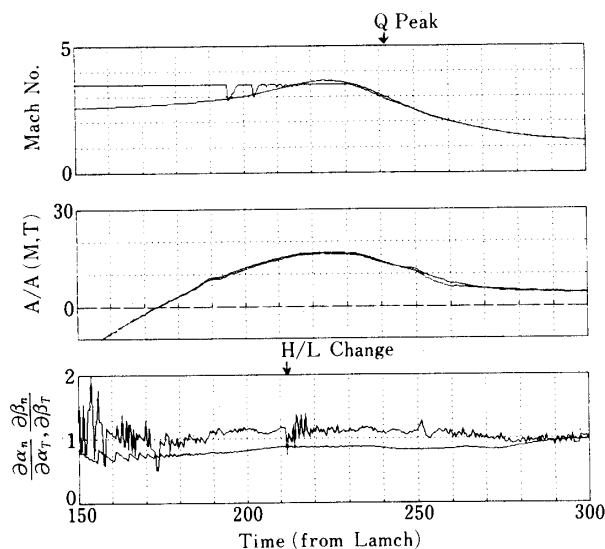


図 4-3-4-1 搭載計算機によるエアデータの再現シミュレーション

記の抑角および制御ゲインの切り替えマッハ数を設定する必要がある。

3-2 節で述べた手続きによって搭載計算機が演算するマッハ数，迎角の絶対値および迎角と横滑り角の真値に対する計測値の感度を標準的な再突入飛行時の時間に対して図-4-3-4-1 に示す。ここでは搭載 CNE による AD 変換の際の分解能の効果も考慮されている。またこの図には再突入飛行時の空力制御の開始および上記の ADS の高/低のレンジの切り替えの時点も示されている。これによると空力制御の開始の時点では各々の推定値は制御信号として使用するに足る精度を有し，他の節で述べるマッハ数による制御ゲインの変更および迎角，横滑り角のフィードバックが可能であることが示されていると言える。また再突入飛行の初期にこのエアデータのうち制御信号として迎角と横滑り角を用いることのできるのは約 170 秒以降であることがわかる。さらに制御ゲインおよび目標迎角の決定のために用いるマッハ数の計測精度が十分に確保されるのは約 230 秒以降であることも示されている。本実験機の計測システムでは特にマッハ数の計測精度が制御ゲインおよび目標迎角のスケジュールに影響を及ぼさないようにするため  $X+240$  秒以前では迎角コマンドと制御ゲインはもっとも高いマッハ数での設定値を採るように設定する必要があること，また上記の切り替えマッハ数は 3 程度を最大にすべきであることが示されている。

#### 4-4 SJ 制御

有翼飛翔体用 SJ 制御(Bang-Bang Control)パラメータを決める場合，制御エンジンの特性(角加速度  $a$  および時間遅れ  $Td$ ) が与えられている場合についての設計方法となる。設計の基準として，次の点を考慮する。

- 1) 不感帯幅  $D$  は，リミットサイクルの角度振幅を小さくするために，できるだけ小さい値にする。ただし，ジャイロノイズを考慮すると  $D > 0.2 \text{ deg}$  程度が限界となる。
- 2) レート加算比  $k$  は，燃料消費の点から小さい値が望ましい。ただし，安定性の条件



より, 正規化レート加算比  $K=k/Td>1$  が必要であるが, パラメータの不確定性を考慮して,  $K>4$  が限界となる。

#### 4-4-1 SJ-1 制御パラメータの設定 (ピッチおよびヨー)

SJ の応答時間遅れ  $Td=50$  msec

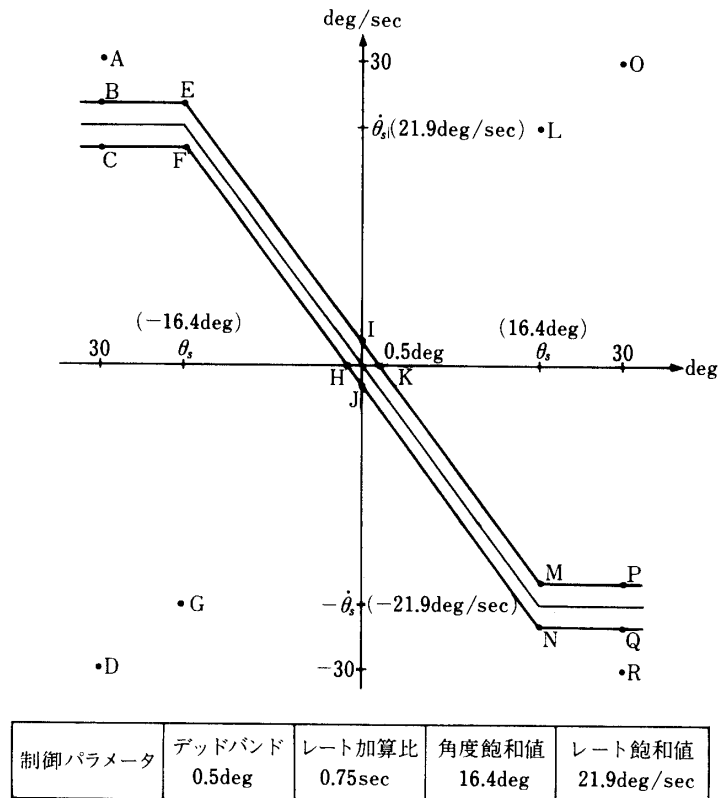
正規化レート加算比  $K=k/Td$   $0.75 \div 0.05 = 15$

角度飽和値  $\theta_s = 2 \cdot a \cdot k = 2 \times 14.6 \times 0.75 = 16.4$  deg

角速度飽和値  $\dot{\theta}_s = 2 \cdot a \cdot \theta_s = 2 \times 14.6 \times 16.4 = 21.9$  deg/sec

SJ-1 (ピッチ, ヨー) の制御切替え線を図 4-4-1 に示す。

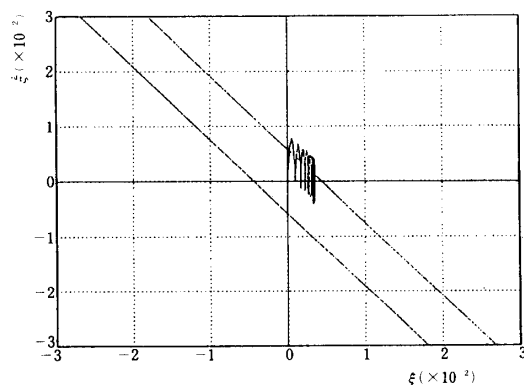
図 4-4-2, 3 にはそれぞれピッチ, ヨー軸回りの SJ-1 制御シミュレーション結果を示した。SJ-1 はブローダウン型であるが, このシミュレーションでのスラストの劣化の様子を図 4-4-4 に示した。全く問題ない。



• A~Rは測定点を示す

図 4-4-1 ピッチ・ヨー切替線 (SJ 1)

Rockoon SJ-1 Simulation



Angular Velocity About Rocket-Body Pitch Axis

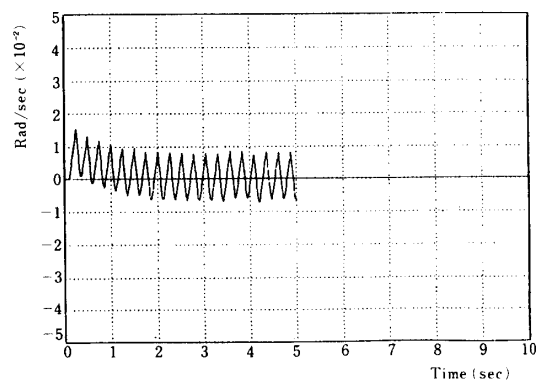
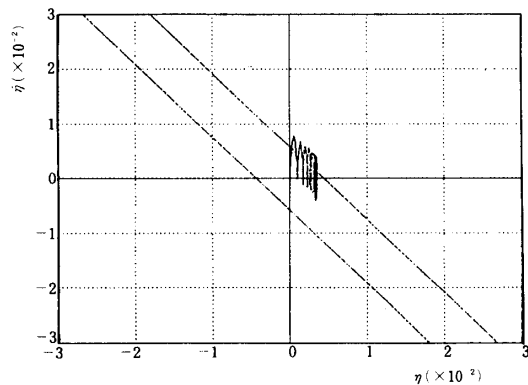


図 4-4-2 SJ-1 ピッチ制御シミュレーション  
ピッチ軸外乱トルク 3.1 kg

Rockoon SJ-1 Simulation



Angular Velocity About Rocket-Body Yaw Axis

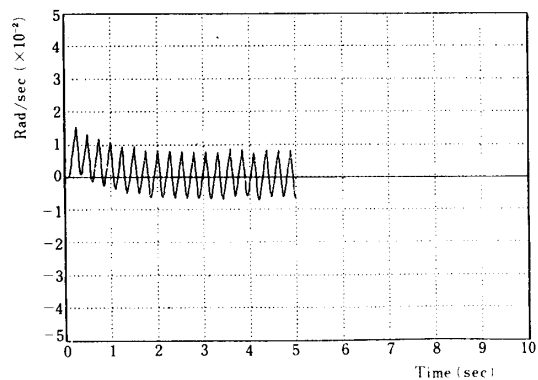
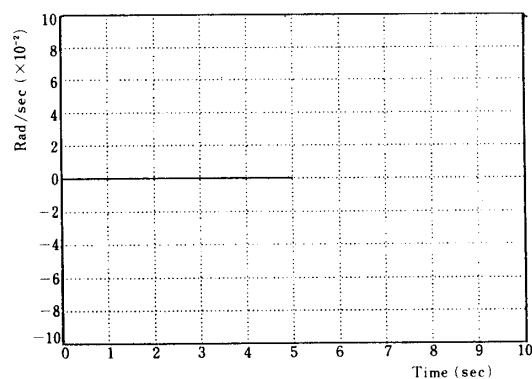


図 4-4-3 SJ-1 ヨー制御シミュレーション  
ヨー軸外乱トルク 3.1 kg

Angular Velocity About Rocket-Body Roll Axis



Engine Thrust Time Transient Value

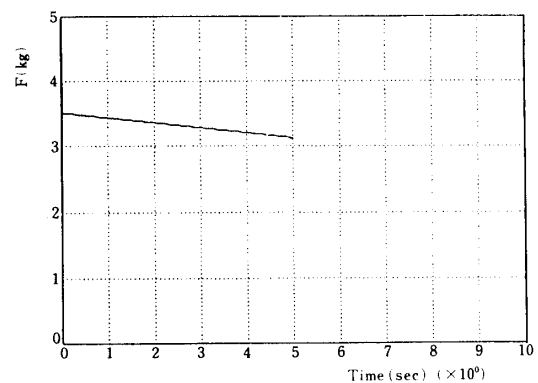


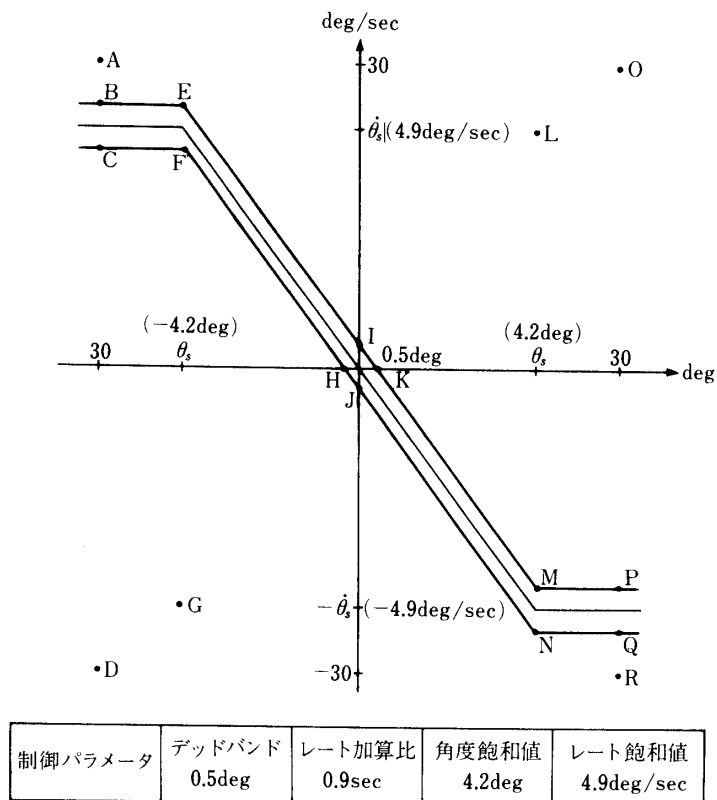
図 4-4-4 SJ-1 燃料消費シミュレーション

## 4-4-2 SJ-2 制御パラメータの設定

## (1) ピッチ

SJ の応答時間遅れ  $Td = 90 \text{ msec}$ 正規化レート加算比  $K = k/Td = 0.9 \div 0.09 = 10$ 角度飽和値  $\theta_s = 2 \cdot a \cdot k = 2 \times 2.9 \times 0.9 = 4.7 \text{ deg}$ 角速度飽和値  $\dot{\theta}_s = 2 \cdot a \cdot \theta_s = 2 \times 2.9 \times 4.7 = 5.2 \text{ deg/sec}$ 

制御切替え線を図 4-4-5 に示す。



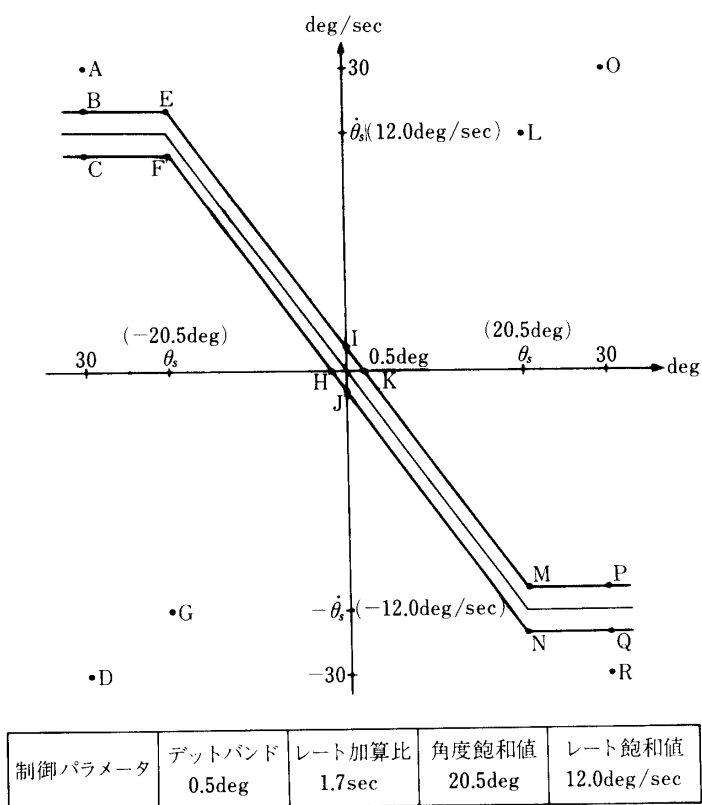
• A~Rは測定点を示す

図 4-4-5 ピッチ切替線(SJ-2)

## (2) ヨー

SJ の応答時間遅れ  $Td = 90 \text{ msec}$ 正規化レート加算比  $K = k/Td = 1.7 \div 0.09 = 18.9$ 角度飽和値  $\theta_s = 2 \cdot a \cdot k = 2 \times 3.5 \times 1.7 = 20.5 \text{ deg}$ 角速度飽和値  $\dot{\theta}_s = 2 \cdot a \cdot \theta_s = 2 \times 3.5 \times 20.5 = 12 \text{ deg/sec}$ 

制御切替え線を図 4-4-6 に示す。

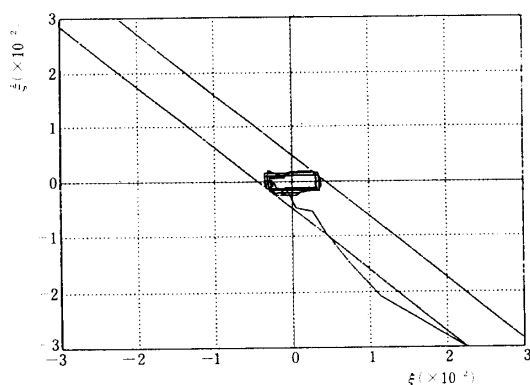


• A~Rは測定点を示す

図 4-4-6 ヨー切替線(SJ-2)



Rockoon SJ-2 Simulation



Angular Velocity About Rocket-Body Pitch Axis

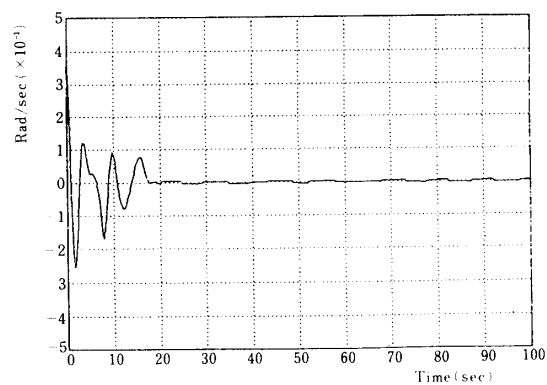
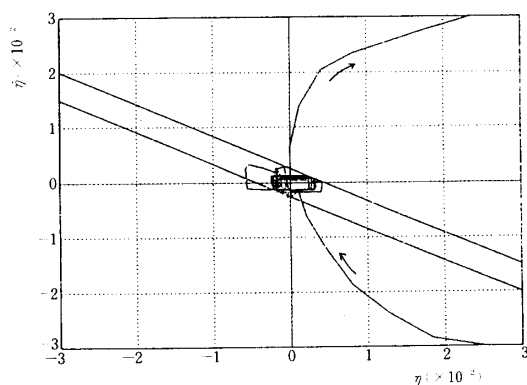


図 4-4-8 SJ-2 ピッチ制御シミュレーション

{ ロールレート初期値 120 deg/sec  
 { ピッチレート初期値 20 deg/sec

Rockoon SJ-2 Simulation



Angular Velocity About Rocket-Body Pitch Axis

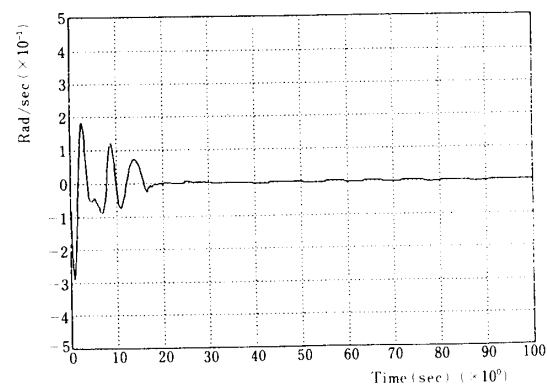


図 4-4-9 SJ-2 ヨー制御シミュレーション

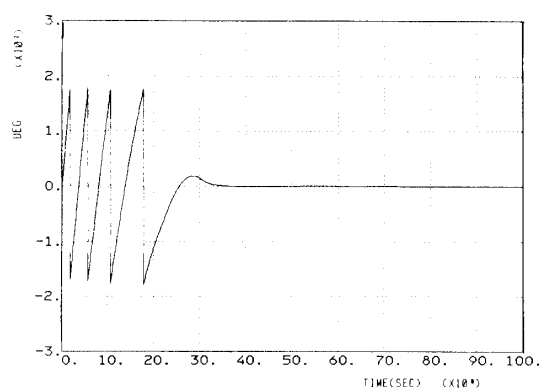


図 4-4-10(a) ロール角誤差

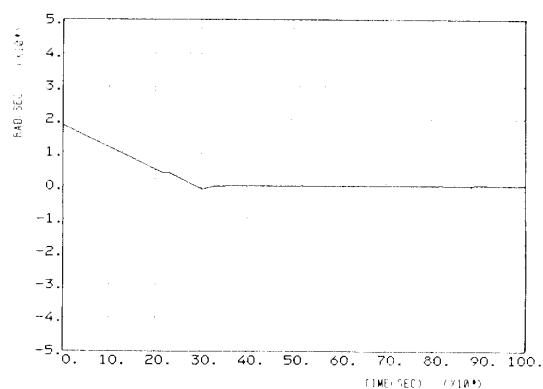


図 4-4-10(c) ロール位相面 (I)

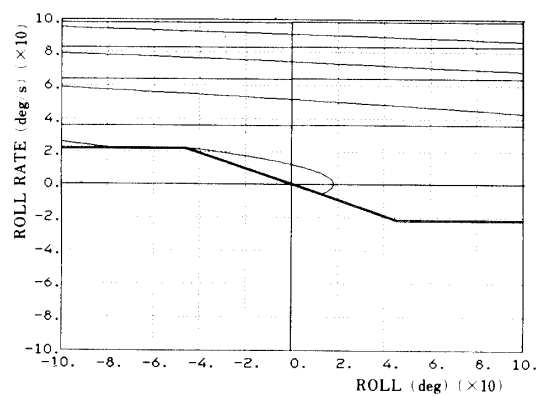


図 4-4-10(b) ロール角速度

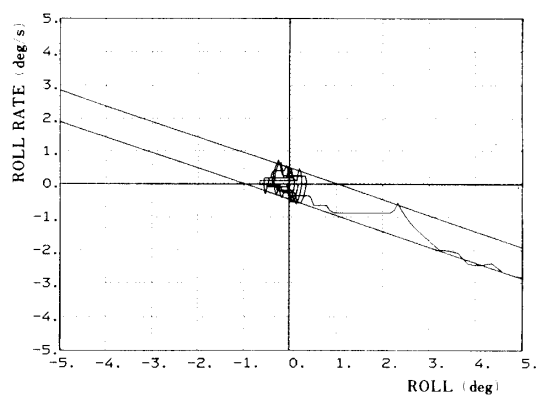


図 4-4-10(d) ロール位相面 (II)

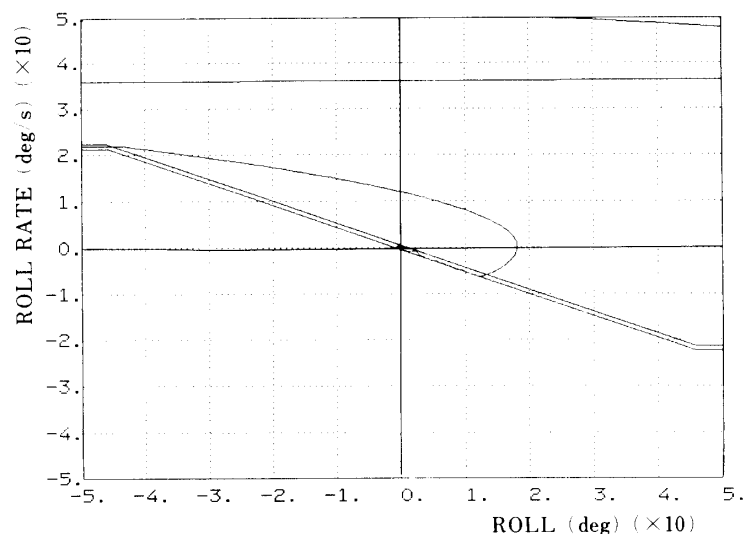


図4-4-10(e) リミットサイクル

#### 4-5 誘導制御の方法

本再突入実験は冒頭でも述べたように軌道からの帰還で経験する高迎角姿勢を用いた空力制動時の姿勢制御性能を調べる目的で行われる弾道飛行実験であり、機体の回収は行わない予定である。しかし、次の様な観点から大気圏に再突入を行うまでのSJ(Side Jet)による姿勢制御のフェーズと完全に空力操舵に移行した時点において本実験機の電波誘導が必要である。

##### 4-5-1 再突入フェーズにおける誘導制御

まず大気圏に再突入するまでのフェーズでは、固体ロケットと気球を用いて打ち上げる際に生じる軌道分散により各種イベント時間の繰上げまたは繰下げを行わなければならないことが一つ、そして再突入姿勢角の補正がもう一つの誘導上の項目となる。この電波誘導をRG-1と称する。前章でも詳しく述べたとうり、再突入に至るまでのタイムシーケンスの調整は打ち上げ形態の機体ミスアライメントに起因する姿勢の乱れ、例えばナチュラルスピンやピッチロールレゾナンスを静定する時間以降のイベントに対して行われるが、SJと空力制御力のインターフェースやADS(Air Data System)などのセンサー系の計測レンジの切り替えなど、その実行には注意を要する誘導であると考えることができる。したがって、地上施設からの軌道推定とこれに基づいた電波誘導が実験の成否を大きく左右するといえよう。

飛行力学上の問題点を議論した章で述べたように、打ち上げ時は能動的な誘導を全く行わないため、軌道の分散を誘発する要素は多い。この問題の検討では標準軌道からずれる何れの要因も十分に起こりえる確率が高いとして分散軌道を予測した。図4-5-1はその分散軌道である。姿勢制御で特に注意を要する最高マッハ数から遷音速に至るまでの飛



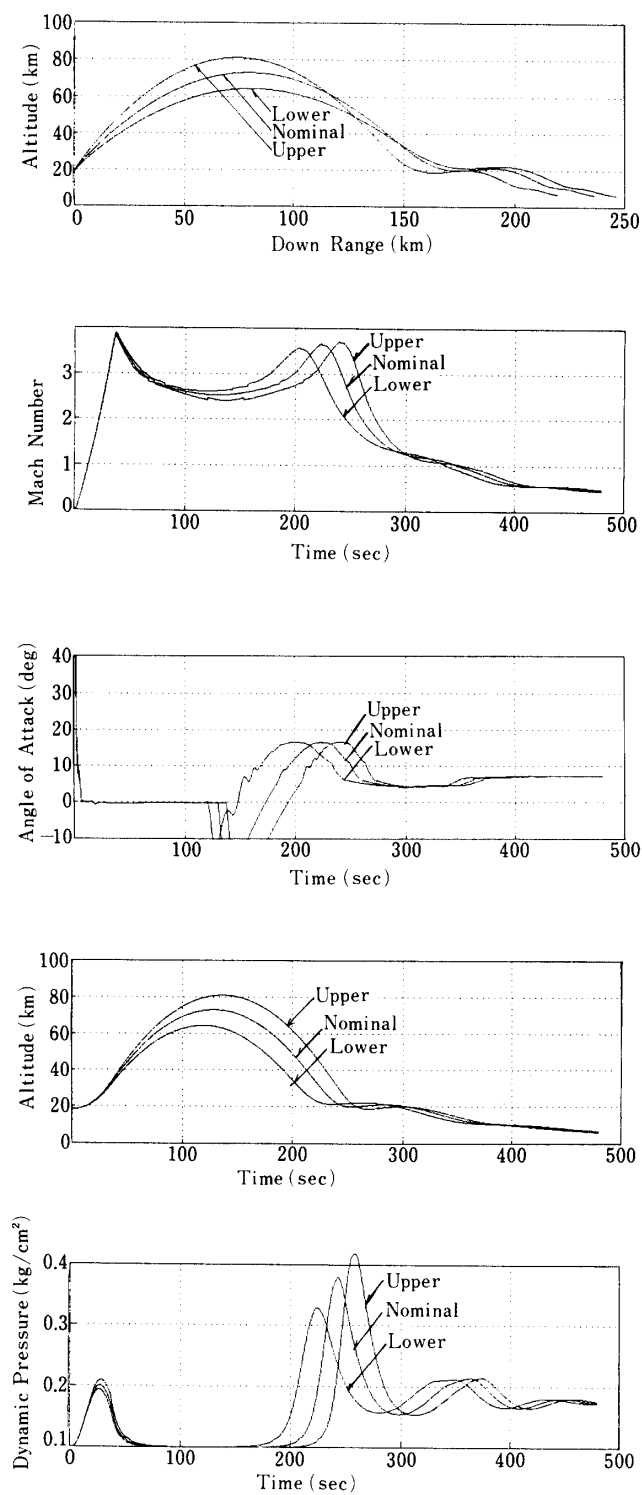


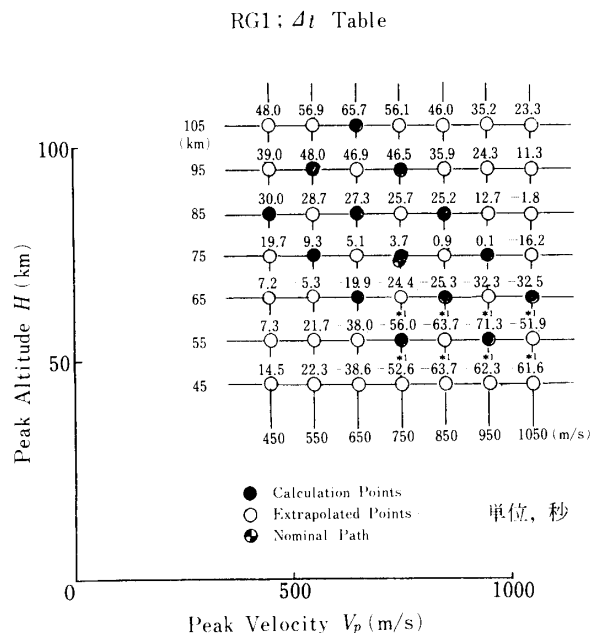
図 4-5-1 再突入実験分散軌道

翔環境の時間的変化は極めて早く、軌道が分散することによる各種イベントのシフトは極めて的確でなければならない。もちろん、軌道が高くずれた場合や低くなった場合の大気圏への初期姿勢も修正しなければ、スムーズな SJ から空力操舵への移行が難しくなる。

このような軌道分散を吸収するための誘導則を速度/高度図上で表したものを図 4-5-2 に示す。同図は標準状態からのずれ量を示している。時間のシフトを行うテーブルではイベントのシーケンスが不慮の場合前後することがある。従って 50 秒以上軌道の頂点以降のイベント時間を繰り上げるような電波誘導は行われなくなっている。また、再突入姿勢の縦方向の修正量は空力操舵力が SJ 制御力に対して十分卓越する動圧  $0.003 \text{ kg/cm}^2$  と設定し軌道が分散してもこの動圧で予定した空力姿勢、つまりトリム迎角に移行するように決めたものである。ちなみに標準軌道における再突入姿勢は  $-30$  度である。もう一つ重要な誘導制御則は方位姿勢の修正である。この誘導は速度方位に機体軸を向けることで行われ、大気圏に再突入する際に生ずる横滑り角を極力吸収することを考えている。不用意に過大な横滑り角を生じることがあると、ラダー操舵によってその横滑り角を抑えきれず、その結果エルエロンによる横/方向安定が損なわれてしまう心配があるからである。

#### 4-5-2 空力操舵フェーズにおける誘導

完全に空力操舵だけにたよる滑空フェーズの誘導には、これを RG-2 と称するが、次のような意味がある。一つは打ち上げから SJ による姿勢制御が終了するまでは全く軌道の修正が出来ないため、空力操舵で実行することである。もう一つの狙いは空力操舵による



Note: \*1)  $\Delta t$  が  $-50 \text{ sec}$  を下まわるものについては  $-50$  に固定する。

図 4-5-2(a) 軌道分散に伴う誘導則 (時間のシフト)

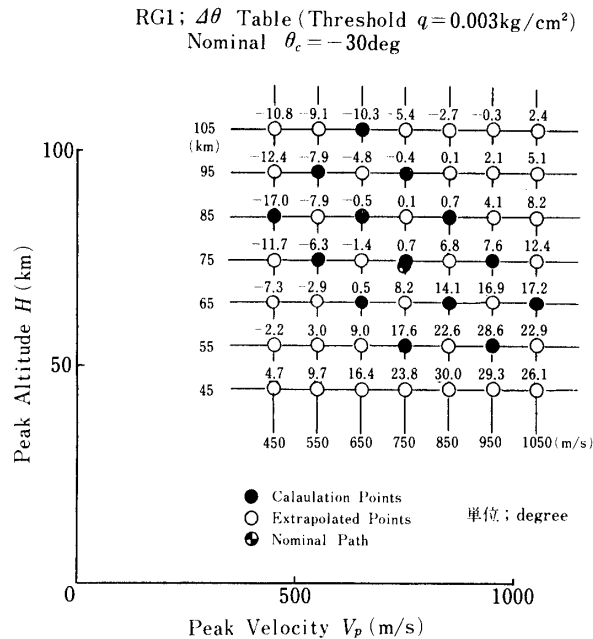


図 4-5-2(b) 軌道分散に伴う誘導則 (機体姿勢のシフト)

運動性能を確認することにある。前節でも述べたように、このフェーズでの誘導は大気中での安定した滑空飛行が達成できた時点でおこなうべきものとして、マッハ数が1付近で誘導を開始することとした。ここでもクロスレンジ方向の誘導がシーケンスシャルに行われる。

クロスレンジ方向の誘導は速度方位を初期の打ち上げ方位に合わせるようにのみ行われるものであり、軌道自身を計画されている方位に修正することではない。この誘導則を以下に示す。

$$\phi_c = K(\psi_c - \psi) \quad (4-5-1)$$

ただし、

$k$ : 誘導ゲイン

$\phi_c$ : バンクコマンド

$\psi, \psi_c$ : 飛行方位と方位コマンド

ところでバンクコマンドに以下のような範囲を設ける。

$$-30(\text{deg}) < \phi_c < 30(\text{deg})$$

このような上限を設けたのは、過度のマニューバに陥らないように配慮した結果である。この誘導系の運用上の問題点の一つは地上施設から自動的に発せられるコマンドの転送速

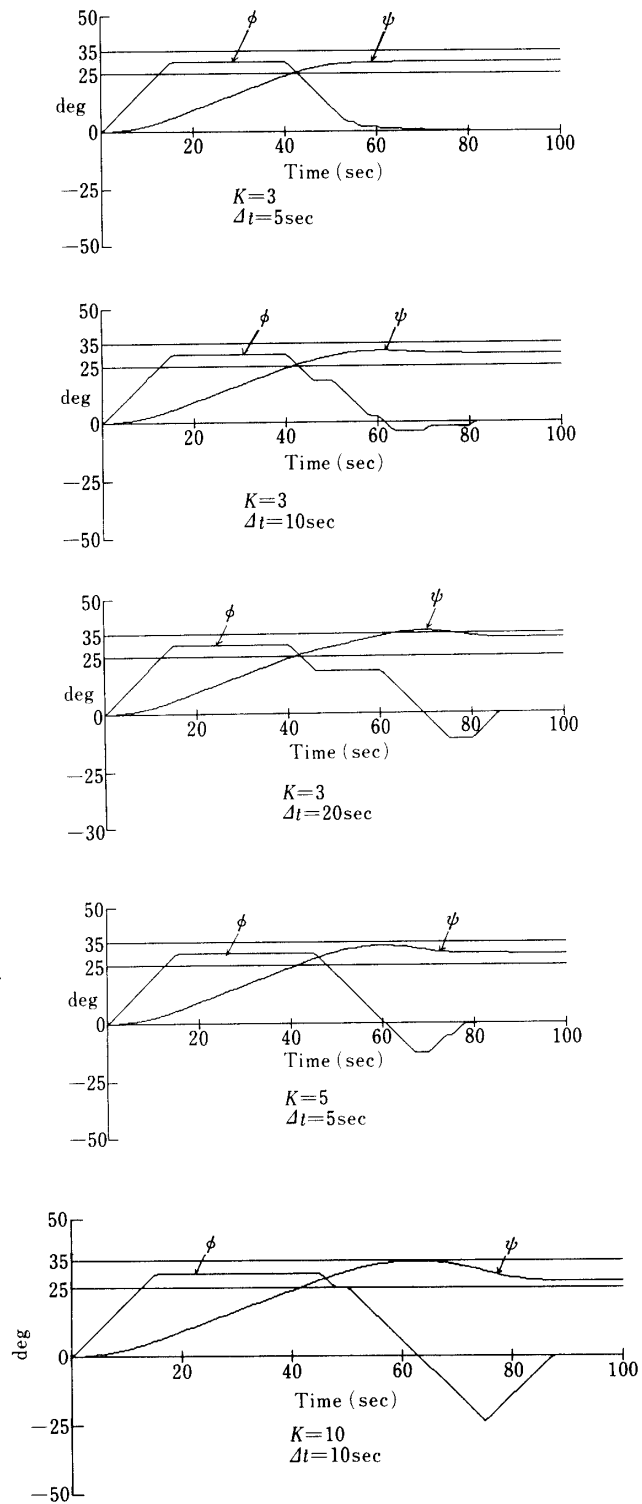


図 4-5-3 誘導則 RG-2 設計の為のシミュレーション

度に限界があることである。その転送速度は角度にして一秒間に約 2 度相当(0.1 deg/pulse)のコマンドが送れる能力となっている。もう一つはある一定時間間隔でしか誘導できないことである。したがって誘導する時間のインターバルが開きすぎると誘導系として発散してしまうこともあり注意を要する。

これら誘導則のゲインを決めるにあたって行ったシミュレーション計算結果を図 4-5-3 に示す。この例では方位コマンドを 30 度で与え、ゲイン  $K$  と誘導間隔  $\delta t$  をパラメータとして計算したものである。 $\delta t$  が大きいほど誘導性能が低下し、また  $K$  も余り大きく取れないことが分かる。検討の結果  $K$  が 3、また  $\delta t$  が 5 秒程度とすることが好ましいことが示されている。

## 4-6 搭載ソフトウェア

### 4-6-1 プログラム/システム解説

搭載ソフトウェアは、姿勢演算、制御演算を行う部分と直接ハードウェアにアクセスし、データの入出力機能を有する部分がある。さらに、これらのプログラムモジュールの動作運用を司る管理プログラムの合計 3 つの項目から成る。他に、CNE を起動、発射状態にするプログラムがある。

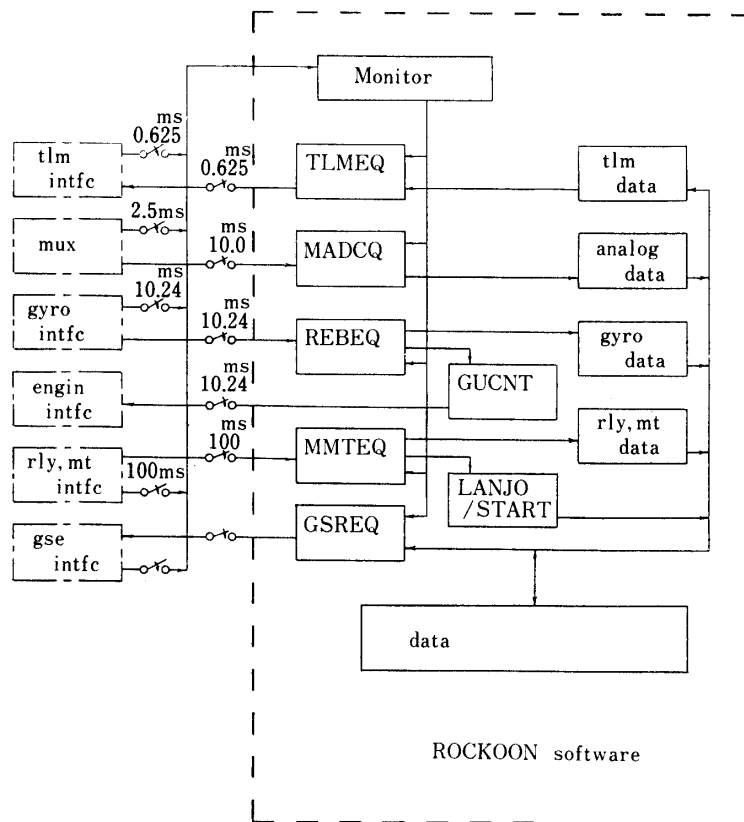


図 4-6-1 システム概念図

ソフトウェアの構成，モジュールインタフェースを表したシステム概念図を図4-6-1に示す。

これらのプログラムは，アセンブラ(ASM 86)で記述され，ロードモジュールを作成後 EP・ROM に書き込まれる。EP・ROM は CPU/MEM モジュールに実装され，動作する。

#### 〔1〕 管理プログラム

管理プログラムは，電源オンあるいはリセット信号によりシステムをイニシャライズするプログラムである。同時に，リアルタイムモニタとして各割り込みレベルの処理，タスクトラップを行う機能がある。

#### 〔2〕 ハードウェアリンクプログラム

ハードウェア・リンク・プログラムは，各インタフェース・ハードウェアにアクセスしてデータの授受を司る機能を有する。

#### 〔3〕 姿勢制御プログラム

姿勢制御プログラムは，センサデータを基に機体の姿勢安定制御のためのエンジンコマンドを計算するもので，下記の2つのモードから成る。

- a. 機体姿勢計算モード
- b. 姿勢制御計算モード

さらに，地上モードにおいては次の3つのモードがある。

- c. アイドリングモード
- d. ロールプラットホームレベリングモード
- e. ロールプラットホームトルキングモード

#### (1) 機体姿勢計算

##### 1) GYRO 系

Ascent フェーズでの姿勢角ピッチ，ヨー，ロールは，ジャイロからの信号を基に姿勢計算を行う。

一軸プラットホームを用いた姿勢基準装置では，有翼飛翔体の姿勢を表すためにプラットホームのロール軸の方向を表す2つの値とプラットホームに対する機体の相対角（ロール角）を用いる。

Single Pole 座標系(Appendix 3)は，球面上の一点（特異点）を通る平面と球面との交線で表される。プラットホームのロール軸の方向を表す2つの値は，この座標系では  $\xi, \eta$  で決定され，プラットホーム上のピッチ，ヨー角速度  $\omega_p, \omega_y$  を測定することにより，次の式から求められる。

$$\frac{d\xi}{dt} = \frac{1 + \xi^2 + \eta^2}{2} \cdot \omega_p$$

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{1 + \xi^2 + \eta^2}{2} \cdot \omega_y$$

また，コーニング誤差を補正するためのプラットホーム角速度は，次の式から求められる。

$$\omega_R = \eta\omega_p - \xi\omega_Y$$

機体のロール角  $\phi$  は、プラットホームのロール軸に取り付けられたシンクロトランスミッタにより測定される。

このように、機体の姿勢は 3 つのパラメータ  $\xi, \eta, \phi$  により決定される。

搭載計算機では、4 元数と  $\omega_p, \omega_Y$  を用いて  $\xi, \eta$  を求めている。

## 2) ADS (Air Data System) 系

Reentry フェーズでの姿勢角  $\alpha$  (迎え角),  $\beta$  (横滑り角) は、ADS からの信号を基に姿勢計算を行う。また、ロール角については Ascent フェーズと同様ジャイロからの信号を基に姿勢計算を行う。

$$\alpha = \frac{(P\alpha_1 - P\alpha_2)}{K_1 \left\{ (P_0 - P\beta_2) - \frac{(P\beta_1 - P\beta_2)}{2} \right\}}$$

$$\beta = \frac{(P\beta_1 - P\beta_2)}{K_2 \left\{ (P_0 - P\beta_2) - \frac{(P\beta_1 - P\beta_2)}{2} \right\}}$$

ここで

$K_1, K_2$  はマッハ数による  $\alpha, \beta$  の較正係数で、

$(P\alpha_1 - P\alpha_2), (P_0 - P\beta_1)$  及び  $(P\beta_1 - P\beta_2)$  は ADS からの差圧信号である。

## (2) 姿勢制御計算

SJ による姿勢制御は、4-4 項で述べた制御パラメータを基に制御コマンドの計算を行う。

### 1) SJ-1 制御論理

SJ-1 制御コマンド (ECMD 1) は、ピッチコマンド (PCMD), ヨーコマンド (YCMD) およびロール角により定まるロールオフセット値から求まる。

ECMD 1 は、機体に固定された V 1~V 4 の SJ-1 エンジンへのオンオフコマンドである。

ECMD 1 は、機体に固定された V 1~V 4 の SJ-1 エンジンのオンオフコマンドである。SJ-1 のエンジン配置を図 3-4-1-1 に示す。

### (I) OCTR

OCTR は、PCMD, YCMD の組合せにより定まる 0~8 までの数である。

PCMD, YCMD と OCTR との対応を表 4-6-1 に示す。これで OCTR を求める。

### (II) OCTB

OCTB は、OCTR にロールオフセット値 (ROFF) による補正を加えて求める。

ROFF は、ロール角を 0~7 の数で表されるものでロール角 = 0 deg ± 22.5 deg で 0 とし、以後 45 deg おき CW 方向に 1 ずつ増える。ROFF が 0 のとき、OCTB = OCTR である。

表4-6-1 OCTR

OCTR	0	1	2	3	4	5	6	7	8
PCMD	OFF	OFF	CW	CW	CW	OFF	CCW	CCW	CCW
YCMD	OFF	CCW	CCW	OFF	CW	CW	CW	OFF	CCW
PCMD ; CCW = 0		OFF = 3	CW = 6						
YCMD ; CCW = 0		OFF = 1	CW = 2						

表4-6-2 OCTB

OCTR	ROFF	0	1	2	3	4	5	6	7
0		0	0	0	0	0	0	0	0
1		1	2	3	4	5	6	7	8
2		2	3	4	5	6	7	8	1
3		3	4	5	6	7	8	1	2
4		4	5	6	7	8	1	2	3
5		5	6	7	8	1	2	3	4
6		6	7	8	1	2	3	4	5
7		7	8	1	2	3	4	5	6
8		8	1	2	3	4	5	6	7

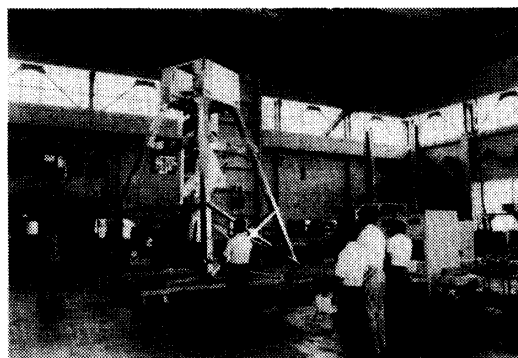
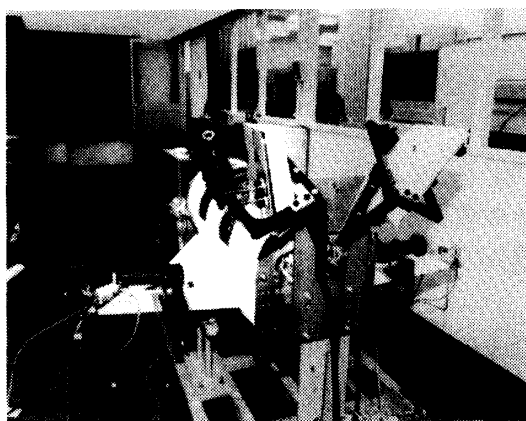


図4-6-2

OCTB と OCTR の対応を，表 4-6-2 に示す。

### (III) ECMD 1

ECMD 1 は，OCTB により定まる。

ECMD 1 とエンジンバルブ No の対応を表 4-6-3 に示す。

### 2) SJ-2 制御論理

SJ-2 制御コマンド (ECMD 2) は，ピッチコマンド (PCMD)，ヨーコマンド (YCMD)，ロ



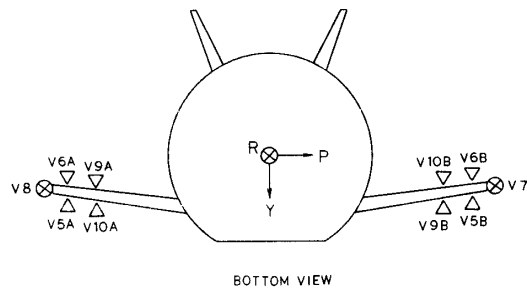


図 4-6-3

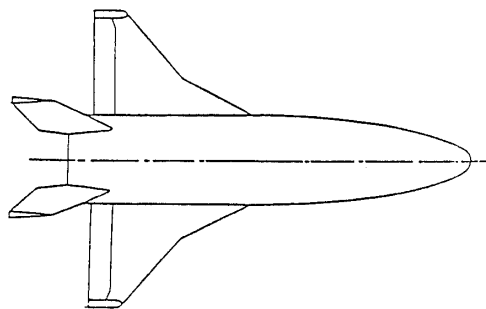


図 4-6-4

表 4-6-3 SJ-1 エンジン制御論理

OCTB	V 1	V 2	V 3	V 4	ERR * 1			
0	OFF	OFF	OFF	OFF				
1	OFF	OFF	OFF	ON		Y	CCW	
2	ON	OFF	OFF	ON	P UP	+Y	CCW	
3	ON	OFF	OFF	OFF	P UP			
4	ON	OFF	ON	OFF	P UP	+Y	CW	
5	OFF	OFF	ON	OFF		Y	CW	
6	OFF	ON	ON	OFF	P DWN	+Y	CW	
7	OFF	ON	OFF	OFF	P DWN			
8	OFF	ON	OFF	ON	P DWN	+Y	CCW	

\* 1 ; ERR は ROFF = 0 の場合の状態を示す。

ールコマンド (RCMD) およびロール角により定まるロールオフセット値から求まる。

ECMD 2 は機体に固定された V 5 ~ V 10 の SJ-2 エンジンへのオンオフコマンドである。

SJ-2 のエンジン配置を図 4-6-3, 4 に示す。

(I) OCTR

表 4-6-1 に同じ。

表4-6-4 SJ-2 エンジン制御論理

OCTB	R CW						R OFF						R CCW					
	V5	V6	V7	V8	V9	V10	V5	V6	V7	V8	V9	V10	V5	V6	V7	V8	V9	V10
0					○													○
1				○	○					○						○		○
2	○			○	○		○			○			○			○		○
3	○				○		○						○					○
4	○		○		○		○		○				○		○			○
5			○		○				○						○			○
6		○	○		○			○	○					○	○			○
7		○			○			○						○				○
8		○		○	○			○		○				○		○		○

○：ON，その他：OFF

## (II) OCTB

表4-6-2に同じ。

## (III) ECMD2

ECMD2は、OCTBとRCMDにより定まる。

RCMDは、ロール制御用コマンドでCCWのロール誤差のときV10, CWの誤差のときV9をオンにする。

ECMDとOCTB, RCMDの対応を表4-6-4に示す。

## 3) エレボン，ラダー制御論理

エレボンコマンドは、アタック角とバンク角の制御を兼ねており、角度誤差によってエレベータコマンド( $\delta_e$ )とエルロンコマンド( $\delta_a$ )の合成となる。また、ラダーコマンド( $\delta_r$ )はサイドスリップ角の制御コマンドで次式より求める。

$$\delta_e = K_a \cdot \alpha_e + K_q \cdot q$$

$$\delta_a = K_\phi \cdot \phi_e + K_p \cdot p$$

$$\delta_r = K_\beta \cdot \beta_e + K_r \cdot r$$

ここで

 $K_a$ ；アタック角度ゲイン $K_q$ ；ピッチ角速度ゲイン $K_\phi$ ；ロール角度ゲイン $K_p$ ；ロール角速度ゲイン $K_\beta$ ；サイドスリップ角度ゲイン $K_r$ ；ヨー角速度ゲイン $\alpha_e$ ；アタック角度エラー（検出値 $\alpha$ －目標値 $\alpha_t$ ）

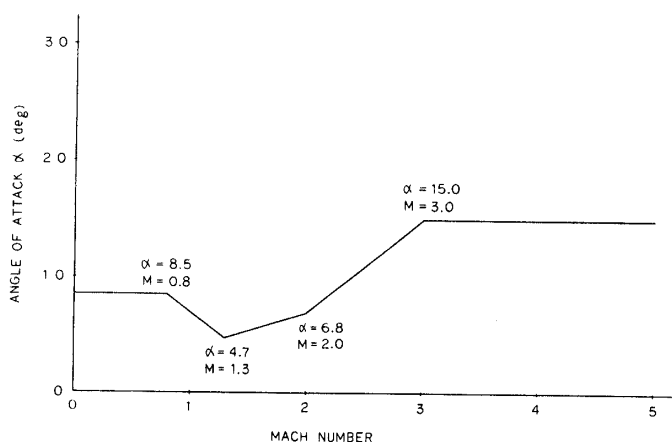


図 4-6-5

表 4-6-5 マッハ数における姿勢制御ゲイン

$M_{\infty}$	$K_{\alpha}$	$K_q$	$K_{\beta}$	$K_r$	$K_{\phi}$	$K_p$
3.3	2.0	0.5	5.0	0.5	0.25	0.075
2.5	3.0	0.5	3.0	0.7	0.4	0.080
1.5	5.0	0.6	1.0	1.0	0.5	0.175
1.0	1.2	0.15	0.5	0.5	0.3	0.045
0.6	2.0	0.2	0.5	0.7	0.3	0.090

$\phi_e$ ; ロール角度エラー (検出値  $\phi$  - 目標値  $\phi_t$ )

$\beta_e$ ; サイドスリップ角度エラー (検出値  $\beta$  - 目標値  $\beta_t$ )

$q$ ; ピッチ角速度検出値 (ピッチレート積分ジャイロ)

$p$ ; ロール角速度検出値 (ロールレート積分ジャイロ)

$r$ ; ヨー角速度検出値 (ヨーレート積分ジャイロ)

また、制御ゲイン  $K_{\alpha}$ ,  $K_q$ ,  $K_{\beta}$ ,  $K_r$ ,  $K_{\phi}$ ,  $K_p$  は飛翔中のマッハ数によって表 4-6-5 に示す様に切り替わる。

同様に、アタックの目標角  $\alpha_t$  も飛翔中のマッハ数によって図 4-6-5 の様に切り替える。

次に、飛翔中 CNE の内部タイマー秒時によって実行される CNE の EVENT 項目を表 4-6-6 に示す。

飛翔中の SJ-1, SJ-2 および空力操舵の制御シーケンスを、図 4-6-6 に示す。また、図 4-6-7 に CNE 内部の演算モード (□ 枠内の①～⑦) を示し、表 4-6-6 の演算ブロックの欄に各 EVENT に対応して実行される演算を示す。

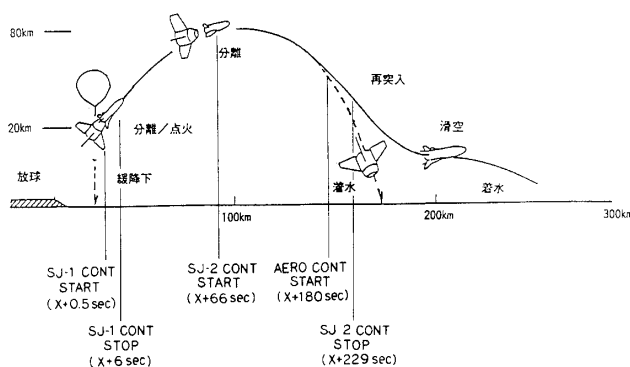


図 4-6-6

表 4-6-6 CNE の EVENT 項目

X ± Time (sec)	EVENT	演算ブロック
- 8	NAVIGATION START	①
+ 0.5	SJ-1 START	①②③
+ 6	SJ-1 STOP	①②
+ 66	SJ-2 START	①② ④
+ 96	REFERENCE CHANGE	①② ④
+ 97	R/G-1 ENABLE	①② ④⑤
+150	PRESSURE Hi/Lo CHANGE ENABLE	①② ④⑤
+170	R/G-1 DISABLE	①② ④⑤
+180	AERO CONT START	①② ④⑤⑥⑦
+229	SJ-2 STOP	①② ⑤⑥⑦
+230	CONTROL PARAMETER CHANGE ENABLE	①② ⑤⑥⑦
+260	R/G-2 ENABLE	①② ⑤⑥⑦
+950	INTERNAL TIMER END	

#### 4-6-2 姿勢角の初期設定

ロックオン方式打ち上げ時の最大の問題は、ランチャーがないことによる初期姿勢角の設定と安定化である。姿勢の安定化は SJ によりアクティブに行なうのであるが、このためにも初期設定を精度よく行なう必要がある。気球飛翔時にはゴンドラの揺動が存在するため、長時定数の運動に対しては CNE の姿勢レベラに Low Pass Filter (LPF) を付加してその出力を用い、短時間の時定数の運動についてはレベラ出力にリップルが重畳する可能性があるため搭載のジャイロ系による姿勢積分値を用いるという基本的な方針で臨むこととした。

図 4-6-14 はピッチの初期姿勢設定ブロック図である。左上から右にいたる部分が CNE の姿勢積分ループで、これが基本的な流れである。図では明確ではないが  $\theta_{ob}$  の

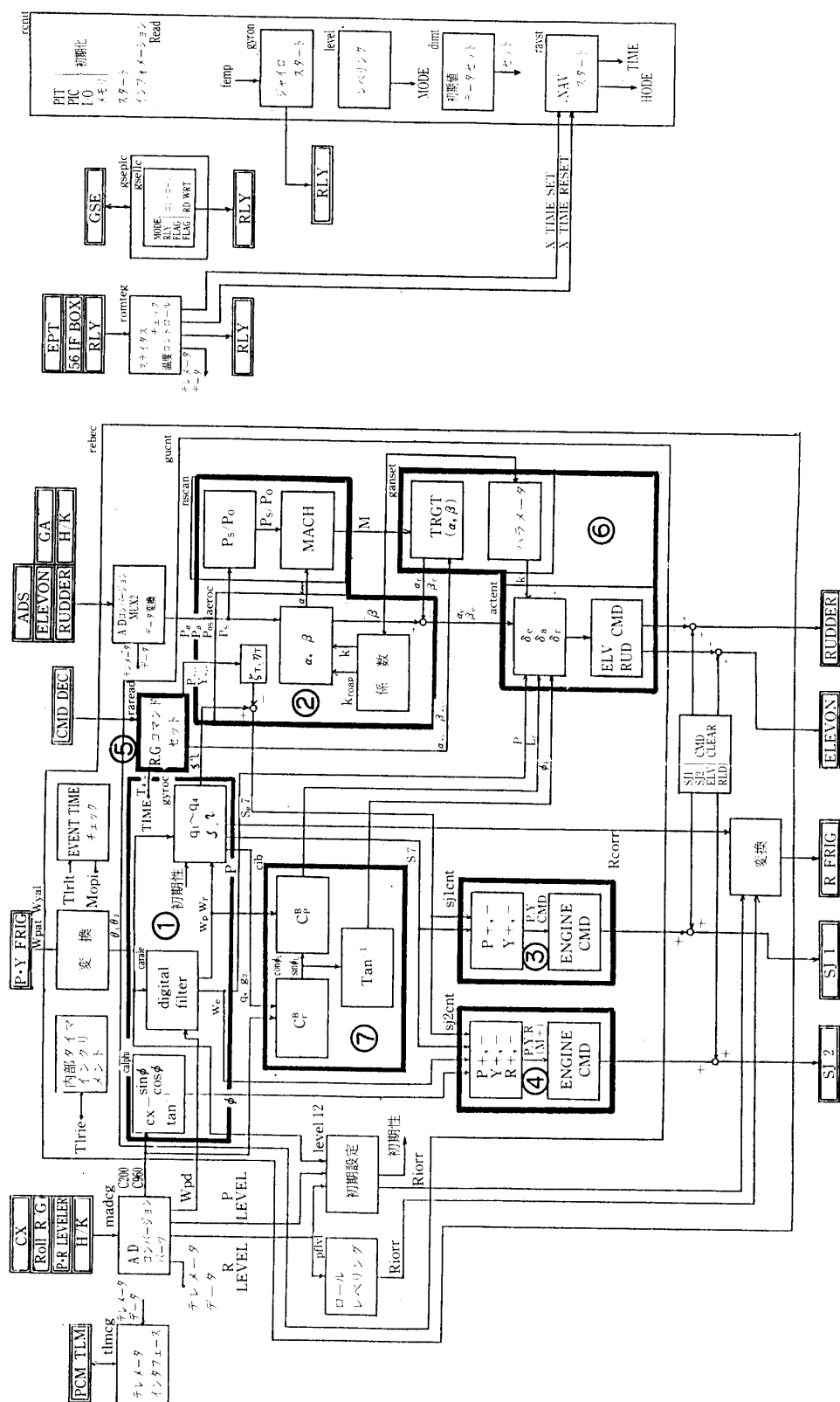


図 4-6-7

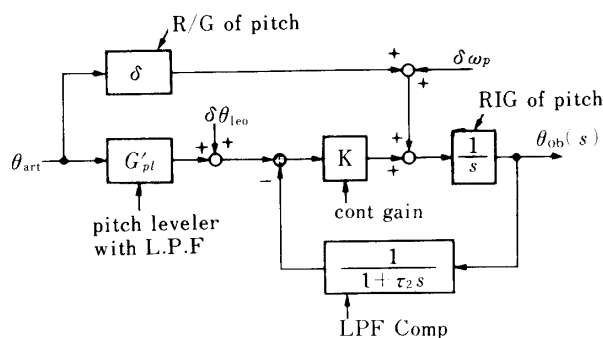


図 4-6-8

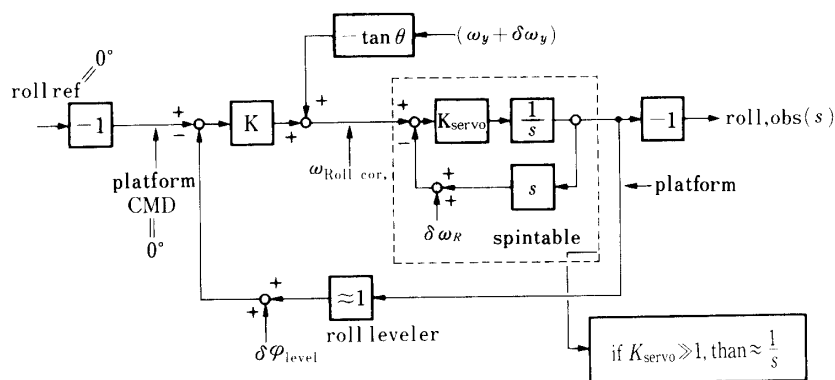


図 4-6-9

値は RIG の積分初期値として常時用いられている。RIG の入力レートに現時点の CNE の認識する初期値とレベルからの姿勢のずれを情報として加えることで長時間スケールでの安定化を計っている。 $\tau_2$  はレベルに対する 1 次フィルタ定数である。このとき最終的な入出力の関係は次の式で表現される。

ここに、

$$\frac{\theta_{ob}(S)}{\theta_{act}(S_b)} = \left( G_{pl}'(S) + \frac{1}{K} S \right) \frac{(1 + \tau_2 \cdot S)}{1 + \frac{1}{K} S (1 + \tau_2 \cdot S)}$$

$$G_{pl}'(S) = \frac{1}{1 + \tau_2 S} \cdot \frac{S^2 + 2\zeta\omega_p S + \omega_p^2}{S^2 + \omega_p^2}$$

である。系の安定性は次の特性方程式の判定となる。

$$S^2 + \frac{1}{\tau_2} S + \frac{1}{\tau_2} K = 0$$

よって、 $\tau_2$  と  $K$  が正であれば問題はない。 $\tau_1$  はレベルの動特性によって定められなくてはならない。図 4-6-10 はピッチレベルにステップ入力を加えた結果であるが、これはかなり

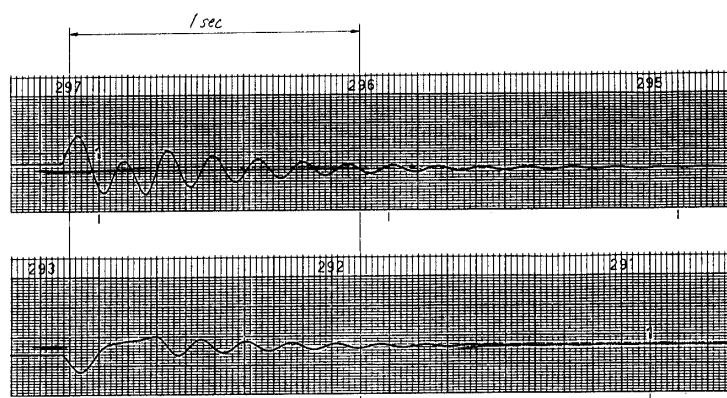


図 4-6-10 ピッチレベラステップ応答

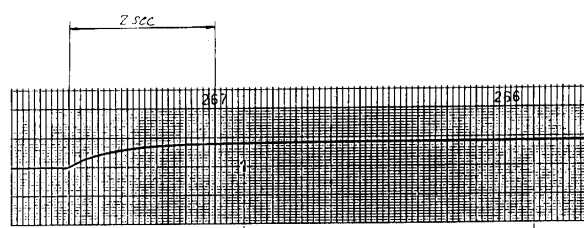


図 4-6-11 ロールレベラステップ応答

ダンピングの悪い固有周波数が 7.5 Hz 程度の振動特性を示している。 $\tau_1$  はこれをサプレスするため 10 sec に選ばれた。  $\tau_2$  はゴンドラの揺動による CNE の出力変動がさきのそれと同程度となるようにやはり 10 sec に設定された。  $K$  は閉ループ時定数があまり大きくなり、かつオーバーシュートが少ない  $\zeta=0.7$  となるよう調整され 0.05 に採られた。この結果閉ループ時定数は 90 秒程となった。ピッチジャイロのドリフトはこの系に定常残差をもたらすが、その値は次式で評価できる。

$$\frac{1}{K} \cdot \delta \omega_p$$

この量は  $0.07^\circ$  以下であることが確認されている。

一方、ロールの初期設定であるが、これは検出されたレベラ出力が  $0^\circ$  となるようアクティブにテーブルを回転することによって達成される。このとき、ピッチ系と同様にヨー軸回りの運動に対しては CNE による姿勢積分を行い、必要となるロールコレクション量をトルカに加えることで短時間的な追従性を確保している。図 4-6-9 はこのブロック図で、上の印加部分がコレクション入力でこのハード的な座標変換を常時行なうのが基本的な流れである。これに対して、検出されたレベラと CNE 出力の差をトルカを通じて加える左からの部分が長時間の安定性を確保する機構である。図 4-6-11 にはロールレベラのステップ応答を示したが、これはピッチのそれと全く挙動がことなり、かなり長時定数の 1 次遅れ特性を持つ。これは次のようにモデル化される。

$$\text{roll leveler} = \frac{1}{1 + \tau_R \cdot S} = 1$$

このとき系全体の安定性は

$$S^2 + \frac{1}{\tau_R} S + \frac{1}{\tau_R} K = 0$$

で評価でき、結局  $\tau_R$  と  $K$  が正であれば問題はないことがわかる。 $\tau_R$  は自動的に約 0.7 秒程度とされるため、 $K$  による調整を残すのみとなる。今回は 0.1 に採られた。ロールとヨーのジャイロドリフトが定常残差をもたらすが、その量は、

$$\frac{1}{K} \cdot \delta \omega_R$$

$$\frac{1}{K} \cdot \tan \theta \cdot \delta \omega_Y$$

と見積られ、後者が圧倒的に大きいものの、その大きさは最悪でも  $0.14^\circ$  にとどまりシステム的には問題はない。

#### 4-6-3 座標系

有翼飛翔体用姿勢制御装置では、次の 3 つの座標系を用いる。

- a. 基準座標系
- b. プラットホーム座標系
- c. 機体座標系

機体座標系は、飛翔体の機体に固定された座標系で、従来のロケットと同様に次の様に定義する。

ロール軸 ( $X_B$ ) ; 機軸方向

ピッチ軸 ( $Z_B$ ) ; 機軸と直交し、機体の下方を向く

ヨー軸 ( $Y_B$ ) ;  $X_B$ - $Y_B$ - $Z_B$  軸が右手系を成す方向にとる

##### (1) SJ 制御における基準座標

SJ 制御中の基準座標は、発射時 (NAV-START 時) の局地水平座標系 (X 軸 : North, Y 軸 : East, Z 軸 : Down) を慣性空間に固定した座標系で定義する。

##### (2) 空力制御における基準座標

有翼飛翔体の空力操舵時は、局地座標 (L-座標) から見た機体姿勢を姿勢制御のために用いる。

SJ 制御の基準座標で述べた様に CNE は、慣性空間に固定された姿勢基準座標 (I-座標) から見た機体姿勢を保持する。

したがって、空力操舵時の姿勢制御は、CNE が保持する I-座標から見た機体姿勢を L-座標から見た機体座標に変換する必要がある。有翼飛翔体の I-座標は、発射点での局地



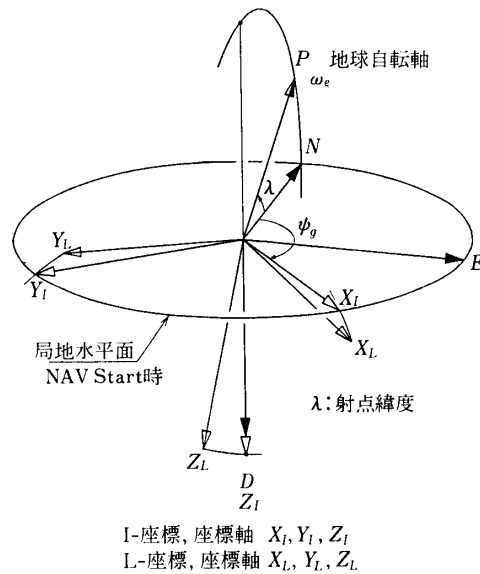


図 4-6-12 I, L 座標系

NED 座標をその D 軸まわりに  $\phi_g$  (ゴンドラの目標方位角) だけ回転した座標を NAV-START 時に慣性空間に固定した座標を用いる。(図 4-6-12)

L-座標は, NAV-START 時に I-座標と一致している。したがって, 地球の自転, 飛翔による位置変化に応じて I-座標に対し傾いた座標となる。

有翼飛翔体用 CNE は, 位置を知る機能がないので機体姿勢を I-座標での表現から L-座標での表現に変換するために, 有翼飛翔体のノミナルな飛翔経路に対し飛翔体位置を経過時間 (NAV-START 以後の経過時間) の関数として与える方法で補正を行った。

### (3) L-座標から見た機体姿勢の計算

I-座標から見た飛翔体の位置は, I-座標から見た発射点の局地座標 (Lo-座標) の地球自転に伴う移動と, Lo-座標から見た飛翔体位置を合成して得られる。

I-座標から見た機体姿勢を L-座標から見た機体姿勢に変換するには次のようにする。

- 1)  $C_I^B$  ; I-座標から機体座標 (B-座標) への変換
- 2)  $C_I^{L^0}$  ; I-座標から  $L_0$ -座標への変換
- 3)  $C_{L^0}^L$  ;  $L_0$ -座標から L-座標への変換
- 4)  $C_L^B$  ; L-座標から B-座標への変換

$$\begin{aligned} C_L^B &= C_I^B \cdot (C_I^{L^0})^{-1} \cdot (C_{L^0}^L)^{-1} \\ &= C_I^B \cdot C_{L^0}^L \cdot C_L^{L^0} \end{aligned} \quad (4-6-1)$$

- 5)  $\phi_L, \beta_L, \phi_L$  ; L-座標から見た姿勢角

$$C_L^B = C_1(\phi_L) \cdot C_2(\theta_L) \cdot C_3(\phi_L) \quad (4-6-2)$$

$C_1 \sim C_3$  ; Appendix-1

$\phi_L$  ; L-座標から見た機体ロール角

$\theta_L$  ; L-座標から見た機体ピッチ角

$\psi_L$  ; L-座標から見た機体ヨー角

(4)  $C_I^B$  の計算

$C_I^B$  は CNE が保持する姿勢角  $\xi, \eta$  あるいは  $q_1 \sim q_4$  と  $\phi_I$  とから求まる。  
ここでは,  $q_1 \sim q_4$  と  $\phi_I$  とから  $C_I^B$  を求める。

$$C_I^B = C_1(\phi_I) \cdot C_I^P \quad (4-6-3)$$

$$C_I^P = \begin{pmatrix} -q_1^2 + q_2^2 + q_4^2 & 2 \cdot q_1 \cdot q_4 & 2 \cdot q_1 \cdot q_2 \\ -2 \cdot q_1 \cdot q_4 & -q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 & 2 \cdot q_2 \cdot q_4 \\ 2 \cdot q_1 \cdot q_2 & -2 \cdot q_2 \cdot q_4 & q_1^2 - q_2^2 + q_4^2 \end{pmatrix} \quad (4-6-4)$$

$C_I^P$  ; I-座標から見た CNE プラットホーム座標(P-座標)への変換, Appendix-2

(4)  $C_I^{Lo}$  の計算

$C_I^{Lo}$  は, 地球の自転に伴う発射点の局地座標の傾きを示す。発射点緯度 ( $\lambda$ ), NAV-START からの経過時間 ( $t$ ), ゴンドラ方位 ( $\psi_g$ ) とから求まる。

$$C_I^{Lo} = C_3(\psi_g) \cdot C_2(-\lambda) \cdot C_1(\omega_e \cdot t) \\ \cdot C_2(\lambda) \cdot C_3(-\psi_g) \quad (4-6-5)$$

$\omega_e$  ; 地球自転角速度

(5)  $C_{Lo}^L$  の計算

$C_{Lo}^L$  は, 飛翔による位置変化が原因で生じる飛翔体の局地座標の  $Lo$ -座標から見た傾きを示す。 $Lo$ -座標から見て  $X$  軸方向に飛翔するものとすれば飛翔体の局地座標  $L$  は  $Lo$ -座標を  $Y$  軸まわりに飛翔距離に応じた局地水平面の傾きだけ回転した座標となる。

$$C_{Lo}^L = C_2(\theta_F(S)) \quad (4-6-6)$$

$S$  ; 飛翔距離 ( $S = f(t)$ )

$\theta_F(S)$  ;  $S$  による局地水平面の傾き

(6)  $C_L^B$  の計算

$$C_I^B = C_L^B \cdot C_{Lo}^L \cdot C_I^{Lo} \\ C_L^B = C_I^B \cdot (C_I^{Lo})^{-1} \cdot (C_{Lo}^L)^{-1} \\ = C_I^B \cdot C_{Lo}^L \cdot C_I^{Lo} \quad (4-6-7)$$

(7)  $\phi_L, \theta_L, \psi_L$  の計算

$$C_L^B = C_1(\phi_L) \cdot C_2(\theta_L) \cdot C_3(\psi_L) \quad (4-6-8)$$

## Appendix 1

$$C_1(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \quad (4-1-9)$$

$$C_2(\theta) = \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix}$$

$$C_3(\psi) = \begin{pmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (4-6-11)$$

ここで

$\phi$  ; ロール角

$\theta$  ; ピッチ角

$\psi$  ; ヨー角

## Appendix 2

CNE は、姿勢基準座標から見た機体姿勢を 4 元数 ( $q_1 \sim q_4$ ) とロール角 ( $\phi_I$ ) で表す。

$q_1 \sim q_4$  は、CNE のプラットホームの姿勢を表す。プラットホームのロール軸 ( $X_p$ ) と機体ロール軸 ( $X_B$ ) とは一致する様に取りられており、ロール角 ( $\phi_I$ ) はプラットホームロール軸まわりの機体の回転角を示す。姿勢基準座標からプラットホーム座標への変換 ( $C_I^p$ ) は、 $q_1 \sim q_4$  より次のように表される。

$$C_I^p = \begin{pmatrix} -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2q_2q_3 + 2q_1q_4 & 2q_1q_2 - 2q_3q_4 \\ 2q_2q_3 - 2q_1q_4 & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 & 2q_1q_3 + 2q_2q_4 \\ 2q_1q_2 + 2q_3q_4 & 2q_1q_3 - 2q_2q_4 & q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 \end{pmatrix} \quad (4-6-12)$$

Single Pole 座標系 (Appendix 3) では、 $q_3=0$  である。

姿勢基準座標から機体座標への変換 ( $C^B$ ) は次の様になる。

$$C^B = C_1(\phi_I) \cdot C_I^p \quad (4-6-13)$$

$C_1$  ; Appendix 1

## Appendix 3

Single Pole 座標系

一軸プラットホームを用いた姿勢基準装置では姿勢を表すために、プラットホームの回転軸の方向を表す 2 つのパラメータとプラットホームに対する機体の相対角 (ロール角) を用いている。

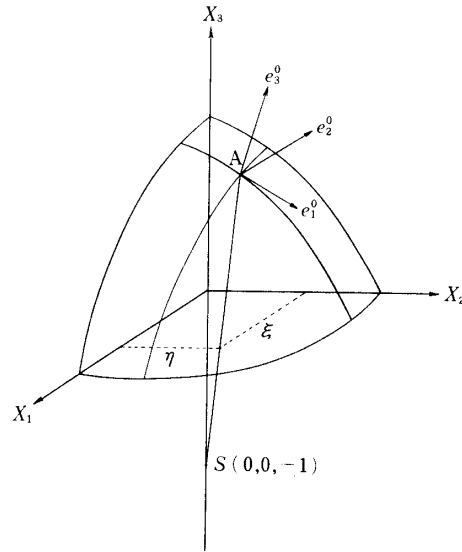


図 4-6-19 SINGLE POLE 座標系

プラットホームの回転軸の方向を表すために、従来の姿勢基準装置ではオイラー角を用いていたが、この場合特異点が2つあるため観測ロケットのように広い範囲で姿勢を変える必要がある場合に制約が大きいので不便である。ここでは、特異点を1つしか持たない座標系と、それを利用した一軸プラットホームを用いた姿勢基準装置の構成について述べる。

一軸プラットホームに固定した座標系を  $[e_1, e_2, e_3]$  とし、 $e_3$  を回転軸の方向にとる。 $(e_1, e_2, e_3)$  は、右手正規直交系の基底ベクトルである。）

原点を固定して考えると機体の姿勢が変化したとき  $e_3$  は単位球面上を動く。したがって単位球面上の点とプラットホームの回転軸の方向は1対1に対応させることができる。単位球面上の点  $A(x_1, x_2, x_3)$  を次の様に定義した2つのパラメータ  $\xi, \eta$  で表す。(図 4-6-13)

球面上の点  $A$  と点  $S(0, 0, -1)$  をむすんだ直線と  $(x_1, x_2)$  平面の交点の座標を  $(\xi, \eta, 0)$  とする。(点  $S$  は特異点になる。) このとき、次の関係式が成立する。

$$\begin{aligned} x_1^2 + x_2^2 + x_3^2 &= 1 \\ \frac{x_1}{\xi} &= \frac{x_2}{\eta} = \frac{x_3 + 1}{1} \end{aligned} \quad (4-6-19)$$

したがって、 $A$  点の座標は次の様に表される。

$$A = \left( \frac{2\xi}{1 + \xi^2 + \eta^2}, \frac{2\eta}{1 + \xi^2 + \eta^2}, \frac{1 - \xi^2 - \eta^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \right)$$

次に、単位球面上の各点  $A$  に座標系  $[e_1^0, e_2^0, e_3^0]$  を付随させる。

$e_1^0$  は  $\frac{\partial A}{\partial \eta}$  の方向、 $e_2^0$  は  $-\frac{\partial A}{\partial \xi}$  の方向にとり、 $[e_1^0, e_2^0, e_3^0]$  が右手正規直交系の基底ベクトル

になるようにする。

$$\begin{aligned}
 e_1^0 &= \frac{1+\xi^2+\eta^2}{2} \cdot \frac{\partial A}{\partial \eta} = \left( \frac{-2\xi\eta}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{1+\xi^2-\eta^2}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{-2\eta}{1+\xi^2+\eta^2} \right)^T \\
 e_2^0 &= -\frac{1+\xi^2+\eta^2}{2} \cdot \frac{\partial A}{\partial \xi} = \left( -\frac{1-\xi^2+\eta^2}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{2\xi\eta}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{2\xi}{1+\xi^2+\eta^2} \right)^T \\
 e_3^0 &= A = \left( \frac{2\xi}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{2\eta}{1+\xi^2+\eta^2}, \frac{1-\xi^2-\eta^2}{1+\xi^2+\eta^2} \right)^T
 \end{aligned}$$

$\xi, \eta$  を  $t$  の関数として微分すると、次の運動方程式が得られる。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} e_1^0 \\ e_2^0 \\ e_3^0 \end{pmatrix} = \frac{1}{1+\xi^2+\eta^2} \begin{pmatrix} 0 & 2\eta \frac{d\xi}{dt} - 2\xi \frac{d\eta}{dt} & -2 \frac{d\eta}{dt} \\ -2\eta \frac{d\xi}{dt} + 2\xi \frac{d\eta}{dt} & 0 & 2 \frac{d\xi}{dt} \\ 2 \frac{d\eta}{dt} & -2 \frac{d\xi}{dt} & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{pmatrix}$$

$e_1^0, e_2^0, e_3^0$  軸まわりの角速度成分  $\omega_1^0, \omega_2^0, \omega_3^0$  は次式より求められる。

$$\begin{aligned}
 \omega_1^0 &= \frac{2}{1+\xi^2+\eta^2} \cdot \frac{d\xi}{dt} \\
 \omega_2^0 &= \frac{2}{1+\xi^2+\eta^2} \cdot \frac{d\eta}{dt} \\
 \omega_3^0 &= \frac{2\eta}{1+\xi^2+\eta^2} \cdot \frac{d\xi}{dt} - \frac{2\xi}{1+\xi^2+\eta^2} \cdot \frac{d\eta}{dt}
 \end{aligned}$$

### Appendix 3

一軸プラットフォームを用いた姿勢基準装置

一軸プラットフォームに固定した座標系は、プラットフォームの回転軸方向 ( $e_3$  の方向) に対応する A 点に付随させた座標系を  $e_3$  軸まわりに、ある角  $\phi_p$  回転させることによって一致させることができる。(原点を一致させておくこと)。したがって

$$\begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \phi_p & \sin \phi_p & 0 \\ -\sin \phi_p & \cos \phi_p & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_1^0 \\ e_2^0 \\ e_3^0 \end{pmatrix}$$

が成立する。

プラットフォームに固定した座標系の運動方程式は次のように表される。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \omega_3^0 + \frac{d\phi_p}{dt} & \omega_1^0 \sin \phi_p - \omega_2^0 \cos \phi_p \\ -\omega_3^0 - \frac{d\phi_p}{dt} & 0 & \omega_1^0 \cos \phi_p + \omega_2^0 \sin \phi_p \\ \omega_2^0 \cos \phi_p - \omega_1^0 \sin \phi_p & -\omega_1^0 \cos \phi_p - \omega_2^0 \sin \phi_p & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{pmatrix}$$

$e_1, e_2, e_3$  軸まわりの角速度成分をそれぞれ  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$  とすると

$$\omega_1 = \omega_1^0 \cos \phi_p + \omega_2^0 \sin \phi_p$$

$$\omega_2 = -\omega_1^0 \sin \phi_p + \omega_2^0 \cos \phi_p$$

$$\omega_3 = \omega_3^0 + \frac{d\phi_p}{dt}$$

が求められる。

ここで、 $\phi_p$  の初期値  $\phi_{p0}=0$  としてプラットホームの回転軸の移動につれて、プラットホームをその回転軸まわりに  $\omega_3$  で回転させると  $\frac{d\phi_p}{dt}=0$  となり、プラットホームに固定された座標系  $[e_1, e_2, e_3]$  はあらかじめ設定した座標系  $[e_1^0, e_2^0, e_3^0]$  と常に一致するように動く。この場合上式より

$$\omega_1 = \omega_1^0, \omega_2^0 = \omega_2^0$$

が成立する。

したがって式が成立するから、プラットホーム上の速度  $\omega_1, \omega_2$  を測定することにより  $\xi, \eta$  および  $\omega_3^0$  を次の式により計算できる。

$$\frac{d\xi}{dt} = \frac{1 + \xi^2 + \eta^2}{2} \cdot \omega_1$$

$$\frac{d\eta}{dt} = \frac{1 + \xi^2 + \eta^2}{2} \cdot \omega_2$$

$$\omega_3^0 = \eta\omega_1 - \xi\omega_2$$

## Appendix 4

### 4 元数との関係

座標系  $[e_{F1}, e_{F2}, e_{F3}]$  を一つの回転軸  $e\theta$  (方向余弦;  $l, m, n$ ) のまわりに  $\theta$  だけ回転すると座標系  $[e_1^0, e_2^0, e_3^0]$  と一致すると仮定する。

この回転を表す 4 元数を

$$\begin{aligned} q &= l \sin \frac{\theta}{2} i + m \sin \frac{\theta}{2} j + n \sin \frac{\theta}{2} k + \cos \frac{\theta}{2} \\ &= q_1 i + q_2 j + q_3 k + q_4 \end{aligned}$$

とする。ただし

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1$$

が成立する。

変換マトリックス  $P$  は 4 元数によって、次の様に表される。

$$P = \begin{pmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_4 + q_2q_3) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{pmatrix}$$

変換マトリックスの比較から、次の関係式が得られる。

$$\begin{aligned} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 &= \frac{1 + \xi^2 - \eta^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \\ -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 &= \frac{1 - \xi^2 + \eta^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \\ -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 &= \frac{1 - \xi^2 - \eta^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \end{aligned}$$

したがって

$$\begin{aligned} q_1^2 &= \frac{\xi^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \\ q_2^2 &= \frac{\eta^2}{1 + \xi^2 + \eta^2} \\ q_3^2 &= 0 \\ q_4^2 &= \frac{1}{1 + \xi^2 + \eta^2} \end{aligned}$$

プラットフォーム上の座標系  $[e_1, e_2, e_3]$  の各角速度成分を  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$  とすると、4 元数は次の微分方程式で表される。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & -\omega_2 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_1 & \omega_2 \\ \omega_2 & -\omega_1 & 0 & \omega_3 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & -\omega_3 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix}$$

このシステムのプラットフォーム座標系では、式より次の微分方程式が得られる。

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_4 \end{pmatrix} = \frac{1}{2} \begin{pmatrix} 0 & \omega_3 & \omega_1 \\ -\omega_3 & 0 & \omega_2 \\ -\omega_1 & -\omega_2 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_4 \end{pmatrix}$$

ただし

$$\omega_3 = \frac{q_2 \omega_1 - q_1 \omega_2}{q_4}$$

$$q_1^2 + q_2^2 + q_4^2 = 1$$

また、次の関係が成立する.

$$\xi = \frac{q_1}{q_4}$$

$$\eta = \frac{q_2}{q_4}$$

次に、機体の回転を表す 4 元数

$$q_B = q_{B1}i + q_{B2}j + q_{B3}k + q_{B4}$$

を求める.

機体のロール角を  $\phi$  とすると、プラットホーム座標系に対する機体の回転を表す 4 元数  $q_B$  は次の様に表される.

$$q_R = \sin \frac{\phi}{2} k + \cos \frac{\phi}{2}$$

$$q_B = q \cdot q_R$$

$$\begin{aligned} &= (q_1 \cos \frac{\phi}{2} + q_2 \sin \frac{\phi}{2})i + \left( -q_1 \sin \frac{\phi}{2} + q_2 \cos \frac{\phi}{2} \right)j \\ &\quad + \left( q_3 \cos \frac{\phi}{2} + q_4 \sin \frac{\phi}{2} \right)k + \left( -q_3 \sin \frac{\phi}{2} + q_4 \cos \frac{\phi}{2} \right) \end{aligned}$$

したがって  $q_{Bi}$  が  $\xi, \eta, \phi$  の関数として得られる.

$$q_{B1} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi^2+\eta^2}} \left( \xi \cos \frac{\phi}{2} + \eta \sin \frac{\phi}{2} \right)$$

$$q_{B2} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi^2+\eta^2}} \left( -\xi \sin \frac{\phi}{2} + \eta \cos \frac{\phi}{2} \right)$$

$$q_{B3} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi^2+\eta^2}} \cdot \sin \frac{\phi}{2}$$

$$q_{B4} = \frac{1}{\sqrt{1+\xi^2+\eta^2}} \cdot \cos \frac{\phi}{2}$$



## Appendix 5

オイラー角との関係

基準座標系  $[e_{F1}, e_{F2}, e_{F3}]$  に対する座標系  $[e_1^0, e_2^0, e_3^0]$  の方向をオイラー角で表したとき  $\xi, \eta$  とオイラー角の関係を求める。ただし、 $e_1^0$  をピッチ軸、 $e_2^0$  をヨー軸、 $e_3^0$  をロール軸とする。

(1) ピッチ・ヨー・ロール系

ピッチ角  $\theta$ 、ヨー角  $\psi$ 、ロール角  $\phi$  を次の順序の回転で定義される角度とする。

$[e_{F1}, e_{F2}, e_{F3}] \rightarrow \theta$  (ピッチ軸まわり)  $\rightarrow \psi$  (ヨー軸まわり)  
 $\rightarrow \phi$  (ロール軸まわり)  $\rightarrow [e_1^0, e_2^0, e_3^0]$

変換マトリックス  $P$  はオイラー角によって次の様に表される。

$$P = T_3(\phi) \cdot T_2(\psi) \cdot T_1(\theta)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \psi & 0 & -\sin \psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \psi & 0 & \cos \psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{pmatrix}$$

変換行列の比較から次の関係式が得られる。

$$\sin \theta = \frac{2\xi}{\sqrt{(1-\xi^2-\eta^2)^2+4\xi^2}}$$

$$\cos \theta = \frac{1-\xi^2-\eta^2}{\sqrt{(1-\xi^2-\eta^2)^2+4\xi^2}}$$

$$(+180 \text{ deg} > \theta > -180 \text{ deg})$$

$$\sin \psi = \frac{2\eta}{1+\xi^2+\eta^2}$$

$$\cos \psi = \frac{\sqrt{(1-\xi^2-\eta^2)^2+4\xi^2}}{1+\xi^2+\eta^2}$$

$$(+90 \text{ deg} > \psi > -90 \text{ deg})$$

$$\sin \phi = \frac{-2\xi\eta}{\sqrt{(1-\xi^2-\eta^2)^2+4\xi^2}}$$

$$\cos \phi = \frac{1+\xi^2-\eta^2}{\sqrt{(1-\xi^2-\eta^2)^2+4\xi^2}}$$

$$(+180 \text{ deg} > \phi > -180 \text{ deg})$$

$\phi$  は、ピッチ・ヨー・ロール系で表したときの機体ロールと Single Pole 座標系で表した機体ロールとの差である。

(2) ヨー・ピッチ・ロール系

ピッチ角  $\Theta$ 、ヨー角  $\Psi$ 、ロール角  $\Phi$  を次の順序の回転で定義される角度とする。

$[e_{F1}, e_{F2}, e_{F3}] \rightarrow \Psi$  (ヨー軸まわり)  $\rightarrow \Theta$  (ピッチ軸まわり)  
 $\rightarrow \Phi$  (ロール軸まわり)  $\rightarrow [e_1^0, e_2^0, e_3^0]$

変換マトリックス  $P$  はオイラー角によって次の様に表される。

$$P = T_3(\Phi) \cdot T_1(\Theta) \cdot T_2(\Psi)$$

$$= \begin{pmatrix} \cos \Phi & \sin \Phi & 0 \\ -\sin \Phi & \cos \Phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Theta & \sin \Theta \\ 0 & -\sin \Theta & \cos \Theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \Psi & 0 & -\sin \Psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Psi & 0 & \cos \Psi \end{pmatrix}$$

変換行列の比較から次の関係式が得られる。

$$\sin \Theta = \frac{2\xi}{1 + \xi^2 + \eta^2}$$

$$\cos \Theta = \frac{\sqrt{(1 - \xi^2 - \eta^2)^2 + 4\eta^2}}{1 + \xi^2 + \eta^2}$$

$$(90 \text{ deg} > \Theta > -90 \text{ deg})$$

$$\sin \Psi = \frac{2\eta}{\sqrt{(1 - \xi^2 - \eta^2)^2 + 4\eta^2}}$$

$$\cos \Psi = \frac{1 - \xi^2 - \eta^2}{\sqrt{(1 - \xi^2 - \eta^2)^2 + 4\eta^2}}$$

$$(+180 \text{ deg} > \Psi > -180 \text{ deg})$$

$$\sin \Phi = \frac{2\xi\eta}{\sqrt{(1 - \xi^2 - \eta^2)^2 + 4\eta^2}}$$

$$\cos \Phi = \frac{1 + \xi^2 - \eta^2}{\sqrt{(1 - \xi^2 - \eta^2)^2 + 4\eta^2}}$$

$$(+180 \text{ deg} > \Phi > -180 \text{ deg})$$

$\Phi$  は、ヨー・ピッチ・ロール系で表したときの機体ロールと Single Pole 座標系で表したときの機体ロールとの差である。

## 第5章 モーションテーブル試験設備

### 5.1 モーションテーブルにもとめられる動特性、計算機処理能力

モーションテーブル試験は搭載されるハードウェアをループに取り込んだ実時間のシミュレーションである。このため、数学的なダイナミクスの遅れを躊躇なく実行、実現することが必要である。この応答性は1つには機械的なフライトテーブルのダイナミックレンジと、もつ1つの計算機処理能力を兼ね備えなくては実現できない。

この有翼翔体の試験では、機体の搭載機器の要請では

- 1) 角速度；最大 30 deg/sec, at 8 Hz が位相遅れ 10° 以内 (ピッチ, ヨー),  
最大 150 deg/sec, at 8 Hz が位相遅れ 10° 以内 (ロール)
- 2) 角度 ; +80 deg ~ -30 deg (ピッチ)  
+10 deg ~ -10 deg (ヨー)  
+90 deg ~ -90 deg (ロール)

3) 計算機インターバル ; 2 msec 以下 (フルダイナミクス)

※最低限 CNE/IMU 部分を搭載できること。

というのがリアルタイムでどうにか試験できる限界であった。これらのうち、最も厳しい条件は角速度と計算機能力である。

宇宙研では衛星の姿勢制御試験はもとより、ロケット系のテーブル試験でも、宇宙研に備え付けのコントラバス社製のフライトテーブルを用いてハード/ソフトウェア試験を行ってきた。このテーブルを利用できないかと調査した結果、角速度と付属計算機の基本性能が実測値で次の通りであることがわかった。

1) 角速度；位相遅れが $10^\circ$  以下で駆動できるのは、

5 deg/sec, at 2 Hz,	} for outer, Middle (ピッチ, ヨー)
10 deg/sec, at 1 Hz,	
30 deg/sec, at 0.5 Hz,	
5 deg/sec, at 5 Hz,	} for Inner (ロール)
10 deg/sec, at 2 Hz,	
30 deg/sec, at 0.5 Hz 以上	
50 deg/sec, at 0.2 Hz 以上	

2) 計算機インターバル；最速で 20 msec.

したがって宇宙研での試験は断念された。

本試験は川崎重工業(株)の飛翔体試験用テーブルにて行なうこととした。以下このフライトテーブルの詳細を記す。

## 5-2 シミュレータシステム

### 5-2-1. シミュレータ設備の概要

本試験で用いたシミュレータシステムは図 5-2-1 でその外観を示すように高速度、高精度の 5 軸フライトテーブルであり、機体の運動いわゆる「実時間」でのデジタル演算によって模擬することができる。このシミュレータシステムは本来小型飛翔体の設計開発に利用されているものであり、極めて運動の時定数の小さい機体に対しても十分高い模擬精度を実現するために、約 70 馬力を有する油圧システムによって駆動されている。フライトテ

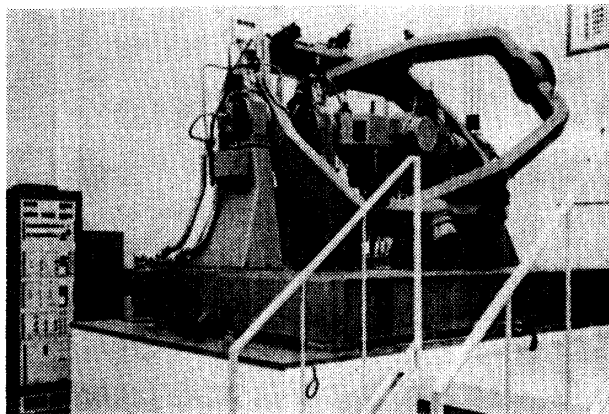


図 5-2-1 フライトテーブル

表 5-2-1 シミュレータ諸元

項 目	ミ サ イ ル 軸			ターゲット軸	
	インナ	ミドル	アウト	インナ	アウト
角 度 範 囲 (°)	連 続	±50	±50	±50	±50
最 大 速 度 (°/s)	7200	200	200	34	34
周波数応答 (Hz) (1p-p 90°位相遅れ)	50	30	30	7	7
駆 動 方 式	電気モータ		油 圧 モ ー タ		

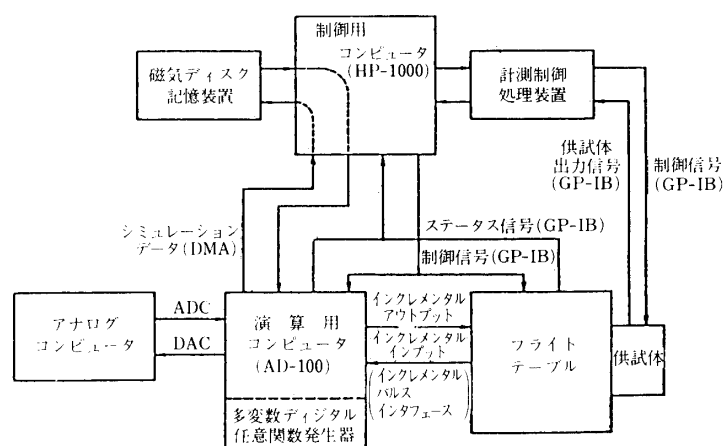


図 5-2-2 フライトシミュレータシステムブロック図

ーブルが5軸となっているのは、各軸が互いに直交する軸回りに回転し、飛翔体の運動を模擬する3軸と、標的の運動を模擬するための2軸からなっているためである。ただし、飛翔体のスピンシミュレーションを想定してインナ軸のみ電気モータによる駆動方式としている。表 5-2-1 に本シミュレータの主要諸元ならびに動特性を示す。供試体を何も搭載しない状態で 30 Hz 以上の応答特性が実現されている。

本試験設備のシステムブロック図を図 5-2-2 に示す。演算用コンピュータは DDA (Digital Differential Analyzer) を連動させ、フライトテーブル制御系とはインクリメンタルパルス方式によるデジタル結合を行っている。これを制御するためのホストコンピュータが用意されており、演算用ソフトウェアの管理や起動、そして試験データの収録を行っている。

図 5-2-3 では飛翔体に搭載される CNE がフライトテーブルのジンバル軸に取り付けられている様子を示している。ところで、表 5-2-1 の諸元が示す通り、これらジンバル軸の作動範囲は限られているため、再突入実験のシミュレーションは弾道飛行頂点までの上昇

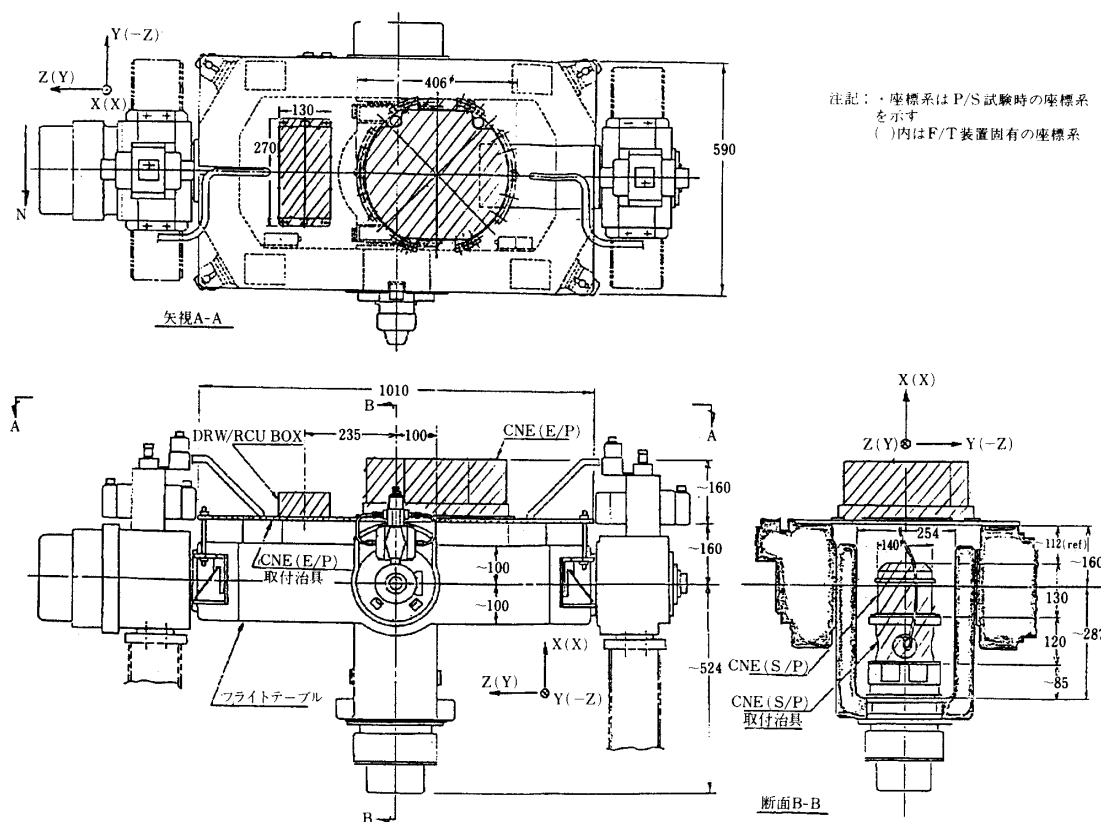
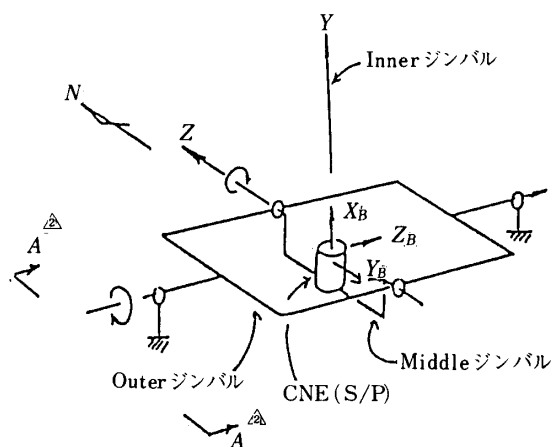


図 5-2-3 CNE のフライトテーブルへの取付要領



注記：

1.  $X_B, Y_B, Z_B$  各軸とジンバル回転軸とは一致している
- △ 右図は、矢視A-Aを示す
- △ Outerジンバル (ピッチ軸) の可動範囲は鉛直方向に対して $\pm 47^\circ$   
このため、運動計算は $X_B Y_B Z_B$ について行なうが、角度変位の表示はピッチ角のみ仮定の $0^\circ$ 方向に対して示す  
(Roll, Yawは問題無し)

図 5-2-4 a

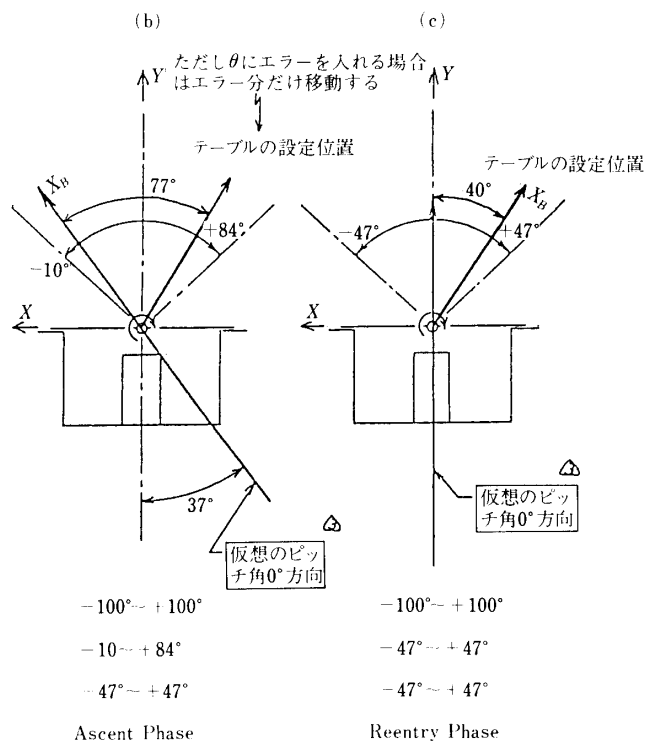


図 5-2-4-b

フェーズと再突入フェーズに分けて行わなければならなかった。機体軸とフライトテーブルとの取り付け状態は図 5-2-4 a の通りであるが、上昇と再突入フェーズのシミュレーションに応じてその基準姿勢を変更している (図 5-2-4-b)。

### 5-2-2. 試験システム

図 5-2-5 に試験システムの概要、図 5-2-6 にシステムのハードウェアインターフェースを示す。また実際にフライトテーブルと実験機をつないでいる状態を図 5-2-7 に示す。前節も述べた通り、試験では実際に搭載される姿勢制御系機器の機能確認と制御性能を検証することを目的としており、いわゆるハードウェア・イン・ループのシミュレーション試験と呼ばれるものである。エアデータセンサーがこのループから唯一もれている。システムの制御信号の流れは以下の通りである。フライトテーブルの運動に応じて、CNE (Control Navigation Equipment) センサー部から検出されるジャイロ信号 (姿勢角と角速度) を得て、同電気部は搭載姿勢制御則により SJ (Side Jet) と空力舵面へのコマンド信号を演算しこれを駆動する。空力舵面制御用アクチュエータの角度はポテンシオメータにより検出し、空力操舵制御力としてシミュレータ計算機に取り込まれるが、SJ の場合は実際に窒素ガスが噴出される際のチャンバー圧を計測し、計算機の中で制御推力に換算する。そして、これらの制御力により機体の運動方程式や軌道を解きながら、フライトテーブルを駆動することになる。ただし、本来エアデータセンサーが検出すべき迎角や横滑り角な

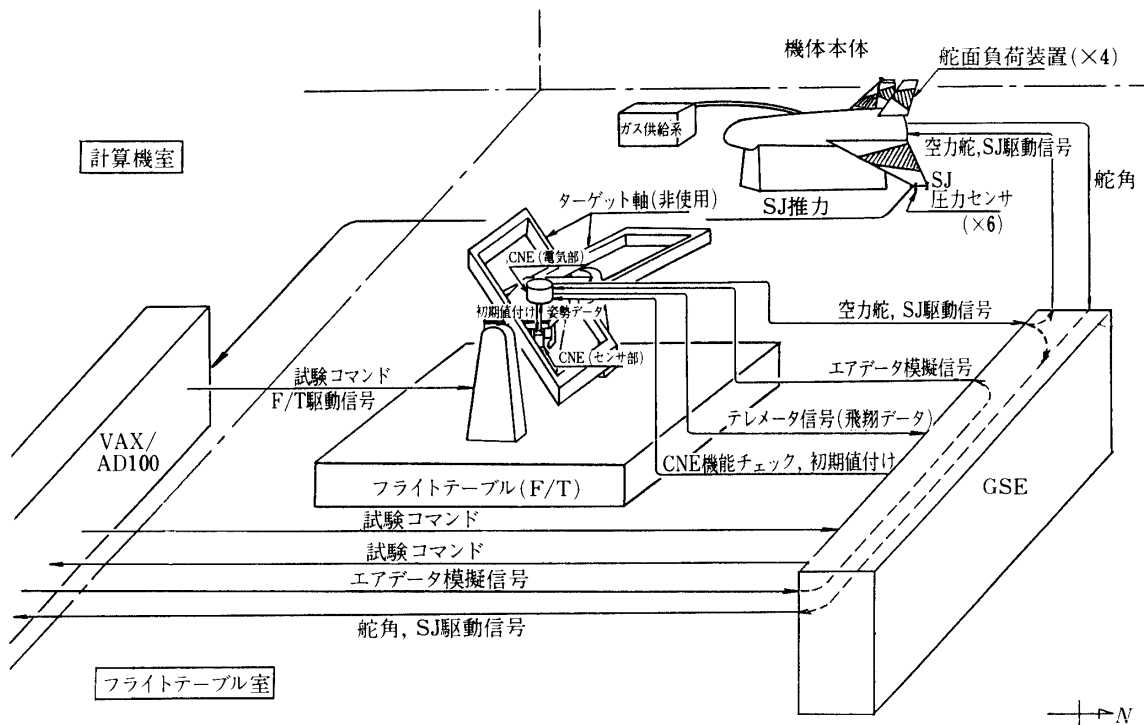


図 5-2-5 試験システムの概要図

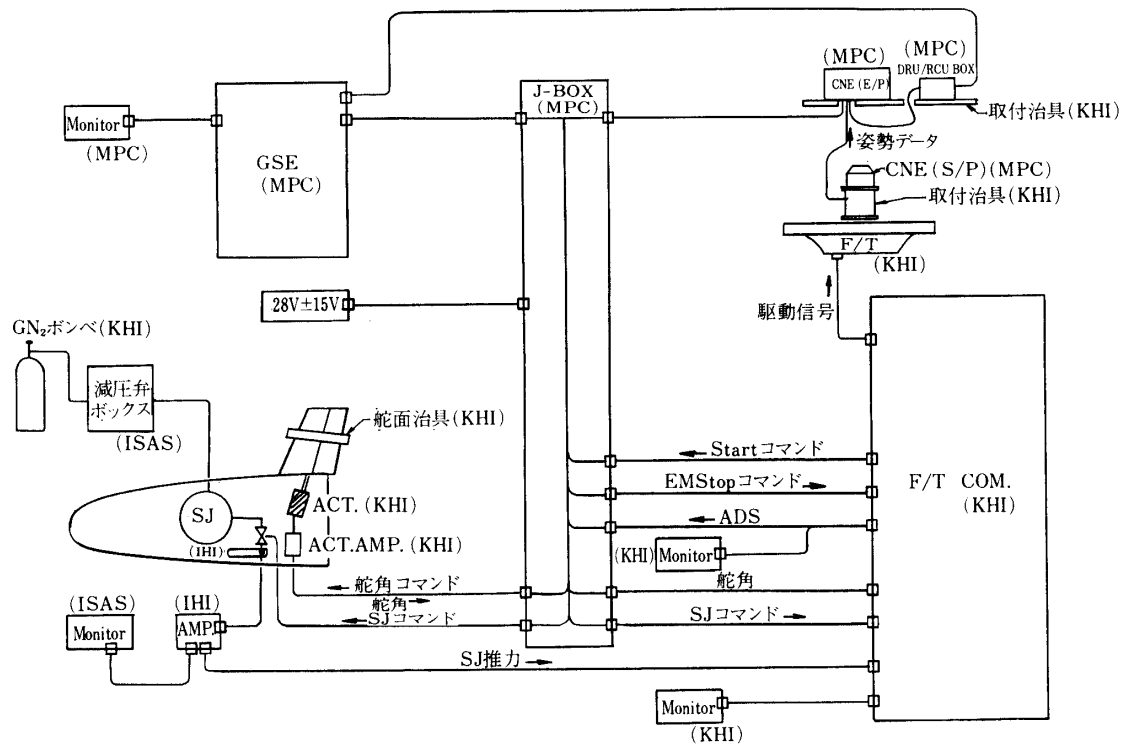


図 5-2-6 試験システムのハードウェア・インタフェース

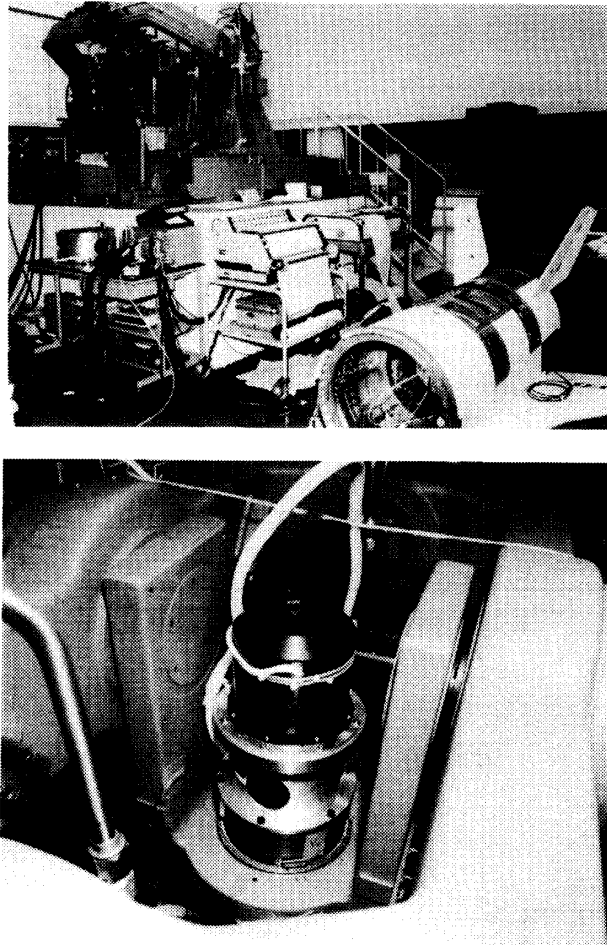


図 5-2-7

どの空力姿勢に関しては、シミュレータ計算機の中で模擬的に生成され、直接搭載コンピュータである CNE に出力される。

電波誘導である RG 機能の模擬は、地上支援装置 GSE により有線で直接搭載計算機に送る方式を採っている。

### 5-2-3. シミュレーションソフトウェア

シミュレーション計算機で行われる模擬計算のソフトウェアブロック図を図 5-2-8 に示す。この中で実際に SJ のガス噴出を行わない場合は、制御用電磁弁の開閉コマンドを取り込み、その推力プロファイルを模擬することができる。以下の式は上昇フェーズで採用される SJ 1 と弾道飛行軌道頂点付近での姿勢制御で使われる SJ 2 の推力プロファイルの模擬計算式である。

まず SJ 1 推力プロファイル (図 5-2-9) の模擬式は以下の通りである。

$$F_A = C \cdot \frac{(\tau - t_k^A)}{19 \times 10^{-3}} \cdot P_c (9.5 \times 10^{-3} + \sum_{h=0}^{k-1} (t_h^B - t_h^A + 3 \times 10^{-3}))$$

$$(t_k^A \leq \tau < t_k^A + 19 \times 10^{-3})$$



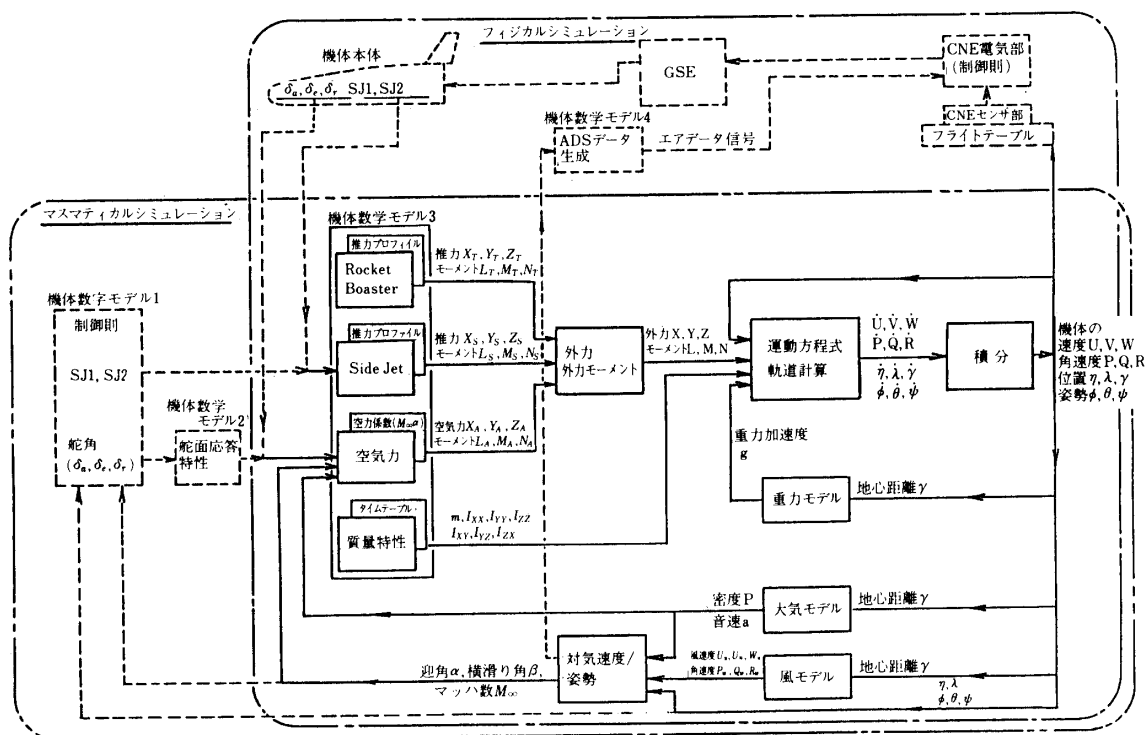
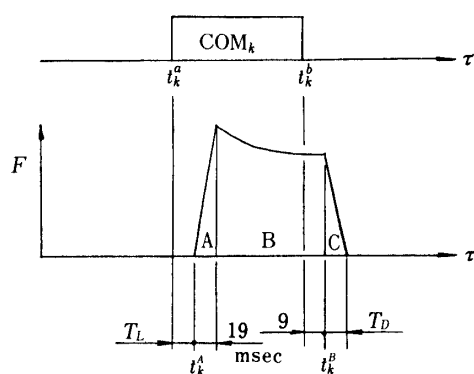
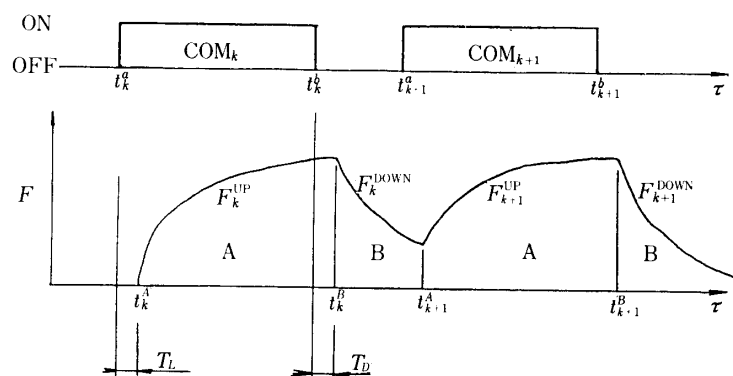


図 5-2-8 試験ソフトウェアブロックダイアグラム



組		P		Y	
		+	-	+	-
S J 1	$T_L \times 10^{-3}$ sec	20.0	18.3	21.5	23.8
	$T_D \times 10^{-3}$	13.0	13.0	13.5	14.0

図 5-2-9 SJ-1 推力曲線



COM<sub>k</sub> :  $k$  番目のコマンド

$t_k^a$  : " " のON時間 (sec)

$t_k^b$  : " " のOFF時間 (sec)

$F$  : 推力 (N)

$F_k^{UP}$  :  $k$  番目のコマンドによる推力立上り

$F_k^{DOWN}$  : " " 立下り

$t_k^A$  : 推力が立上り始めた時間 (sec)

$t_k^B$  : 推力が立下り " (sec)

$T_L$  : 時間遅れ (立上り)

$T_D$  : 時間遅れ (立下り)

$\tau$  : 時間 (sec)

図 5-2-10 SJ プロファイルの模式図

$$F_B = C \cdot P_c((\tau - t_k^A - 9.5 \times 10^{-3}) + \sum_{h=0}^{k-1} (t_h^B - t_h^A + 3 \times 10^{-3}))$$

$$(t_k^A + 19 \times 10^{-3} \leq \tau < t_k^B)$$

$$F_c = C \cdot \frac{(t_k^B + T_D - \tau)}{T_D} \cdot P_c((t_k^B - t_k^A - 9.5 \times 10^{-3}) + \sum_{h=0}^{k-1} (t_h^B - t_h^A + 3 \times 10^{-3}))$$

$$(t_k^B \leq j < t_k^B + T_D)$$

但し,

$$C = 61.07 \times 10^{-7}$$

$$P_c(x) = (0.9192 - 0.1667 \times s) \times P_T$$

$$\times \{(0.9192 - 0.1667 \times s) \times s \times 0.06412x + 1\}^{-1.6143}$$

$$S = 1 \text{ or } 2$$

$$\begin{cases} 1 \text{ のとき単噴射} \\ 2 \text{ のとき干渉} \end{cases}$$

$$P_{T0} = 1.901 \times 10^7 (\text{pa})$$

次に SJ 2 の推力プロファイル (図 5-2-10) はいかに示す式で模擬する。またこの模擬式の中に現れるパラメータは表 5-2-2 に示されている。

$$A : F_{k,j}^{UP}(\tau) = C_i P_{k,j}^{UP}(\tau)$$

表 5-2-2 SJ 2 プロファイルのパラメータ

$i$	R		P		Y	
	+	-	+	-	+	-
$\alpha$	0.24	0.37	3.65	3.39	3.46	3.03
$n$	44.18	28.79	9.20	9.95	10.45	12.19
$\beta$	1.61	1.01	9.21	10.35	10.72	14.37
$m$	24.67	35.73	6.70	6.04	6.59	5.38
$P (\times 10^5 \text{pa})$	8.747	7.526	4.998	4.787	6.413	6.500
$(P_{(\text{kg}/\text{cm}^2)})$	8.926	7.680	5.100	4.885	6.544	6.633
$T_L \times 10^{-3} (\text{S})$	18.0	17.3	18.0	19.0	19.6	18.4
$T_D \times 10^{-3} (\text{S})$	10.1	10.0	10.0	10.0	9.5	10.5
$C \times 10^{-7}$	6.37		42.83		74.23	
$TE \times 10^{-3} (\text{参考})$	225	227	80	77	72	70
アンバランス	L	R	L	R	L	R
	1	1	1	0.979	1	1.042
実 験 名	VRPII	VRMII	VPPII	VPMII	VYPII	VYMII

注)  $T_L$ ,  $T_D$ は低温時(フライト時)には約 5~7 m<sub>SEC</sub>程度増すことが予想される。  
(ゴンドラ SJ-3 低温試験データによる。)

表 5-2-2  $\eta_{ij}$  の値

	R	P	Y
R		1.00	1.00
P	0.94		0.93
Y	0.93	0.88	

R.P.Y 同時噴射時は計算により次のようになる

	R	P	Y
$\eta_{R.P.Y}$	0.84	0.88	0.93

$$P_{k,j}^{UP}(\tau) = \eta_{ij} P_j - \frac{\eta_{ij} P_i - P_{k-1,i}^{\text{DOWN}}(t_k^A)}{\{\beta_i(\tau - t_k^A) + 1\}^{mi}}$$

$$P_{0,j}^{\text{DOWN}} = 0, \quad \eta_{ij} = 1$$

$$(t_k^A < \tau \leq t_k^B)$$

$$B: F_{k,i}^{\text{DOWN}}(\tau) = C_i P_{k,j}^{\text{DOWN}}(\tau)$$

$$P_{k,j}^{\text{UP}}(\tau) = \frac{P_{k,j}^{\text{UP}}(t_k^B)}{(\alpha_i(\tau - t_k^B) + 1)^{n_i}}$$

$$(t_k^B < \tau < t_{k+1}^A), \quad i = R_{\pm}, P_{\pm}, Y_{\pm}$$

ただし

$\eta_1$ :  $ij$  が同時に吹いたとき, R 側の推力変化を示す係数

また, 搭載ハードウェアを完全に切り放して, 数学的にはシミュレーションのみを実行するときには前述のアクチュエータの各種リミッタを含んだ制御ブロック図をそのままシミュレータ計算機の中で模擬した. また空力舵面に働くヒンジモーメントも計算機の内部で模擬生成し, アクチュエータの特性を左右する要素として考慮している. 次に外乱としての突風はドライデンのモデルを採用し, 分散速度としては高度 20 km 以上で想定される定常風の約 20 % を見込むこととした. なおこのソフトウェアでは, 機体運動をシミュレーションする上で多くの飛翔環境データベースを参照する必要がある, 一連の計算には約 1.5 ms を要した. そのため, 余裕をみて計算インターバルは 2 ms としている.

またシミュレーションを完全に実行するためのリミッタもソフトウェアの中でかけられている. もちろん機械的な安全装置のほかにフライトテーブルのジンバル角に対する制御もソフトウェアからバックアップ的に用意されている. そのほかに搭載ジャイロを保護することを目的として, 例えば機体ロール軸回りに 150 deg/s, ピッチ軸とヨー軸回りに 27 deg/s 以上の角加速度がでないようにフライトテーブルの運動に対してもソフトウェアによってリミッタがかけられている.

#### 5-2-4. 舵面負荷装置

実機飛行環境を模擬できない要素の一つに空力荷重がある. この効果は操舵アクチュエータへの負荷荷重として働き, 大きさによってはその動特性に多大な影響を及ぼすことになり, 姿勢制御性能を評価する上で無視することはできない. 本シミュレーション試験では実機の飛行環境をなるべく模擬する目的で図 5-2-1-11 に示すような舵面負荷装置を開発した. 左右のエレポンにそれぞれ一つずつ, また左右のラダーにもそれぞれ負荷装置を装着した(図 5-2-12). 図 5-2-13 はエレポン用とラダー用の装置図面である. 本来は実験機の飛翔環境や空力姿勢に応じて能動的に舵面に働くヒンジモーメントを変化させる必要があるが, 本試験で用いた装置は代表的な飛翔環境での条件で決められた負荷をバネによってプリセット方式で加えることとした. 図 5-2-14 はそれぞれ模擬するヒンジモーメント特性である.

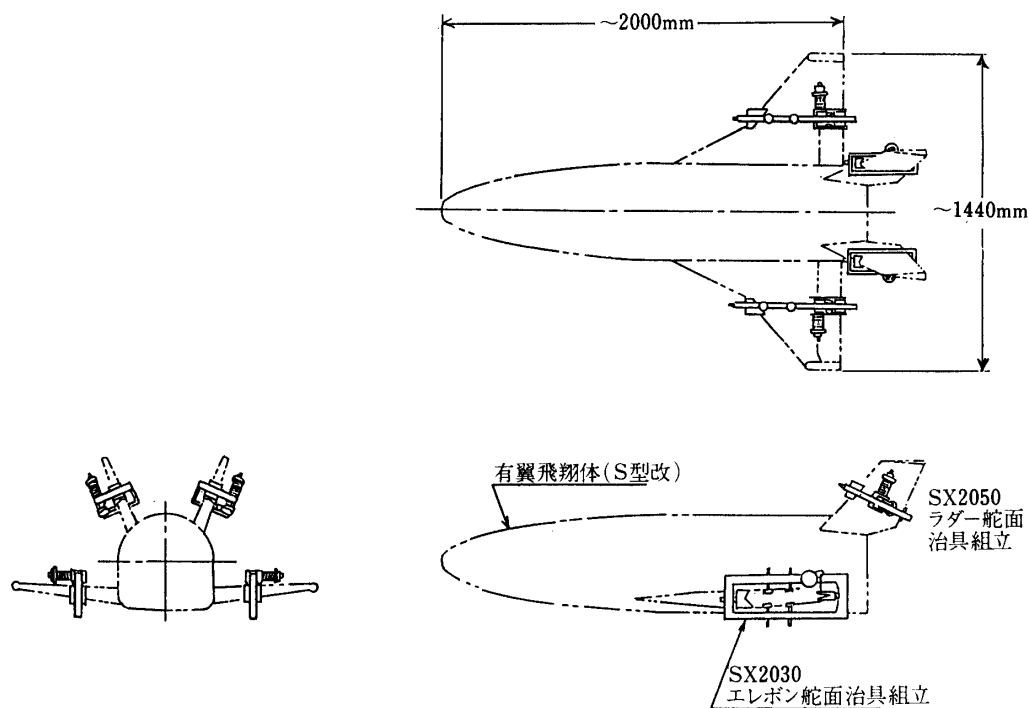


図 5-2-11 舵面負荷装置の配置図

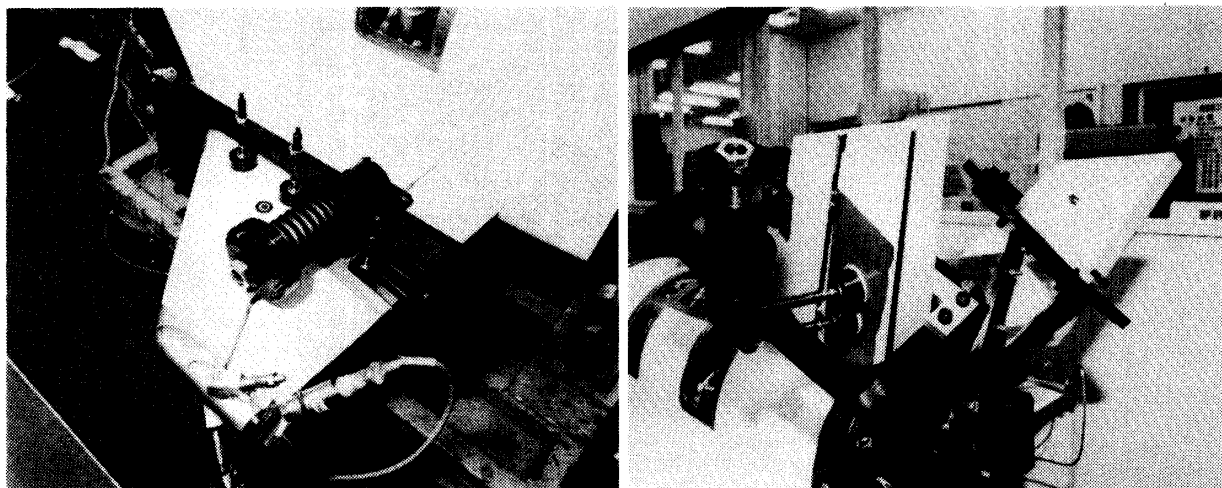


図 5-2-12 舵面負荷装置取付図

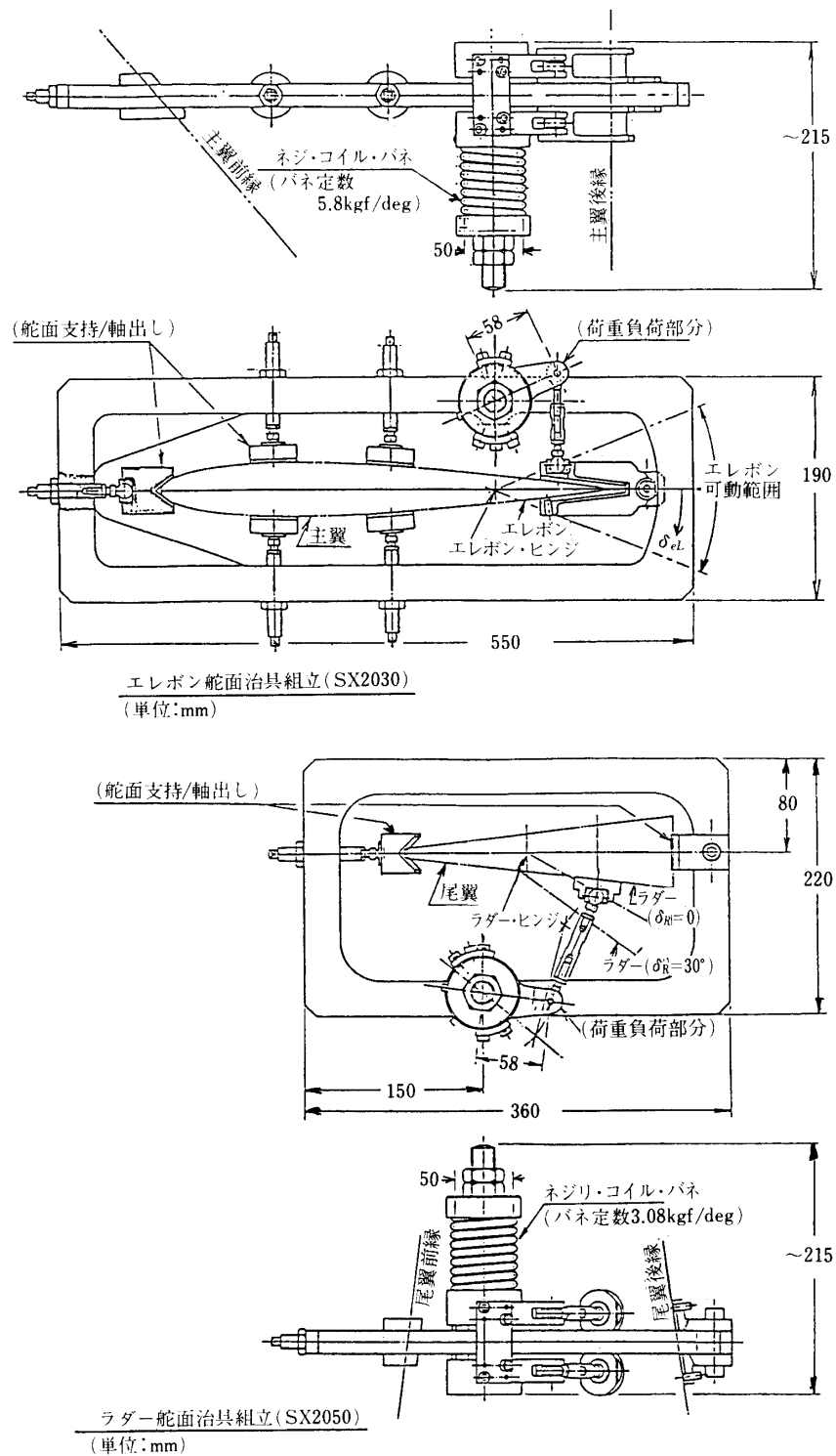


図 5-2-13 舵面負荷装置図面

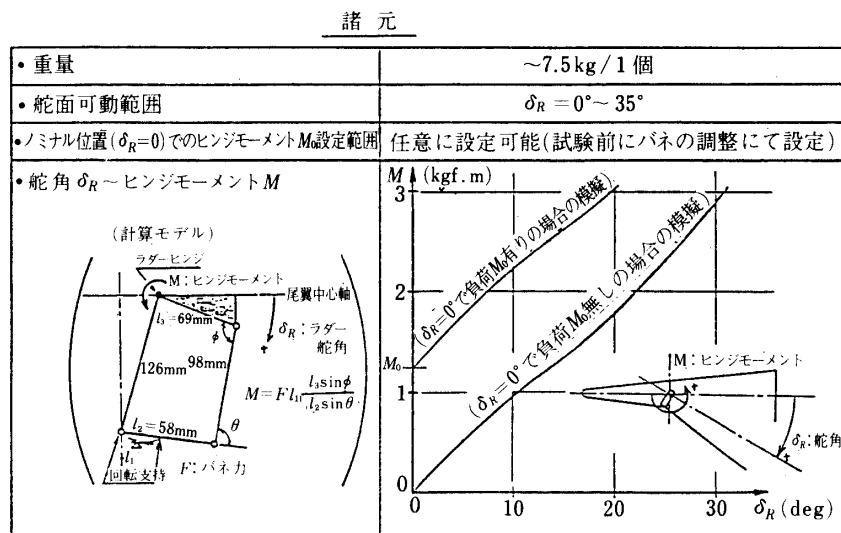
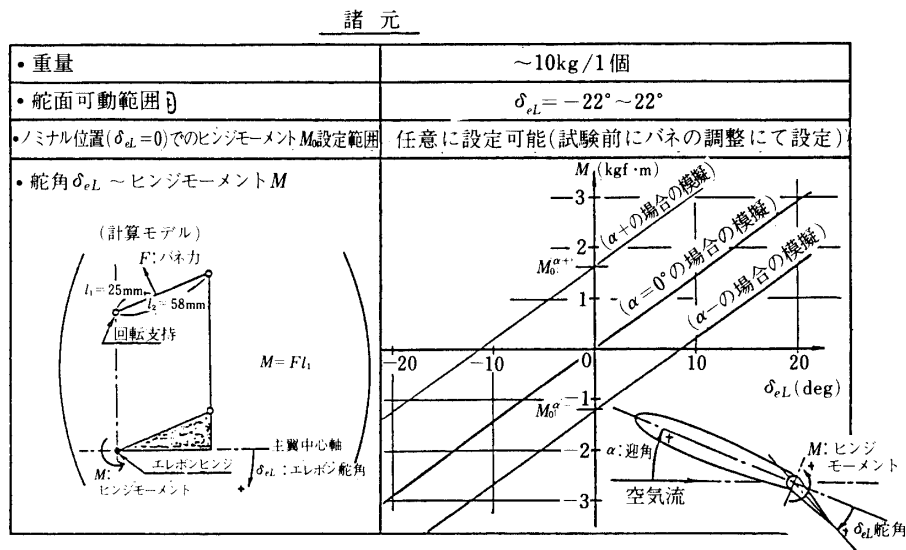


図 5-2-14 舵面負荷装置ヒンジモーメント特性

## 第 6 章 シミュレーション試験結果と解析

再突入実験に向けてのシミュレーション試験は昭和 63 年の 6 月 (第一次シミュレーション試験) と 8 月 (第 2 次シミュレーション試験) の 2 回に分けて実施した。6 月度のシミュレーション試験でハードウェアに起因する姿勢制御系のロジックに大幅な変更を必要とする結論が得られ、急ぎ 8 月度の試験を追加実施することになったものである。本節では一連のシミュレーション試験の経緯と、必要とした改修点について述べる。

### 6-1 試験のフェーズ分けとシーケンス

本試験設備の概要を説明したところでも述べた通り、再突入実験のシミュレーションは

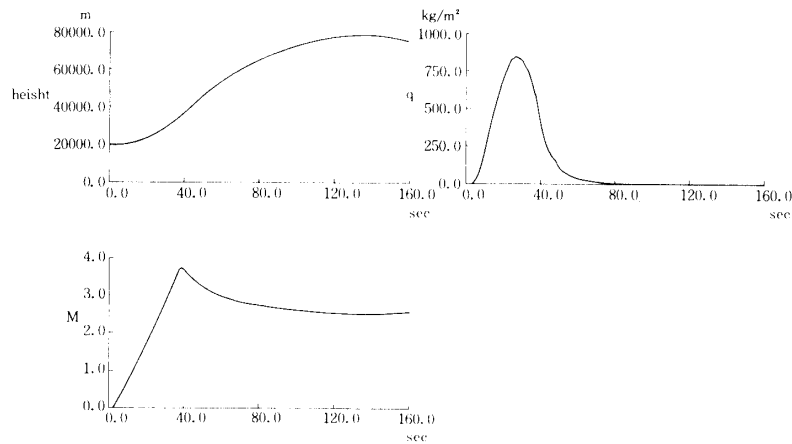


図 6-1-1-a シミュレーション標準軌道 (打ち上げフェーズ)

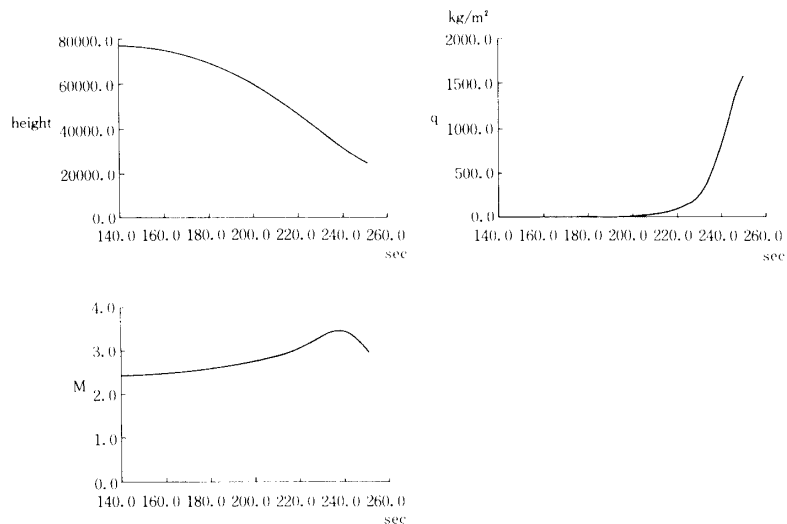


図 6-1-1 b シミュレーション標準軌道 (再突入フェーズ)

打ち上げから大気圏への再突入をへて、着水まで全体を通して行うことはできない。これは打ち上げの基準姿勢角が 77 度と大きく、再突入飛行に至る負の姿勢角の範囲までフライトテーブルのジンバル角がカバーしきれないためである。従って試験では打ち上げから頂点高度に至るまでのフェーズと、頂点から大気圏再突入と平行滑空に至るまでの 2 つのフェーズに分けて試験を行った。打ち上げフェーズと再突入フェーズの代表的な軌道を図 6-1-1 に示す。

図 6-1-2 は本シミュレーション試験で行った各イベントのシーケンスである。このシーケンスは本番に沿ったものであるが、唯一異なる点は再突入姿勢角のコマンド値を 20 度とした点である。本番の再突入実験では -30 度を予定しているが、これはフライトテーブルのジンバル角に制限があるためである。また、第 1 回目で用いた姿勢制御ゲインと迎角コマンドのプロファイルは第 2 回目で用いたものとは、制御則の設計の章で説明した通り、異なったものとなっている。



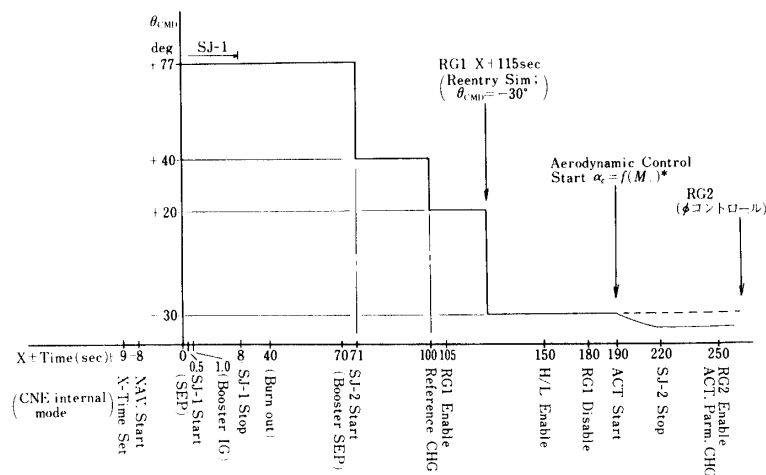


図 6-1-2 シミュレーション試験イベント

## 6-2 第1次シミュレーション試験

表 6-2-1 に昭和 63 年 6 月に実施したシミュレーション試験ケースの要約を示す。

### 6-2-1 システム機能試験の概要

試験ケース表には示されていないが、システムの機能試験をより入念に行ったことを述べておかねばならない。以下ではその機能試験を補足説明する。

本実験に先だちシミュレーションシステムに関わる 3 段階の確認試験を実施した。

- a. 単体機能確認試験
- b. 試験システム検証
- c. 機体とシミュレータ系のオープンループ応答特性試験

単体機能試験においては、主として搭載計算機の動作チェックとシミュレータ計算機とのインタフェース確認、シミュレータ計算機のソフトウェアの機能確認、フライトテーブルエンジンバルのアライメントや制御ゲインと起動特性の確認の 3 項目について実施した。特にシミュレータ計算機のソフトウェアについてはいくつかに飛翔モードについて大型計算機による結果と比較検証している。ところで本シミュレータは油圧アクチュエータを駆動源とする方式を採っているため、起動時に生じる衝撃力や角速度が搭載ジャイロ (CNE 検出部) の強度やその計測ダイナミックレンジを越えることが心配されたため試験開始のオペレーションはきわめて慎重に行われた。

次にシステム試験であるが、これは搭載計算機と制御用ハードウェアそしてシミュレータ計算機を結合しての機能チェックである。この機能確認では、J-Box (信号分配機) を介してシミュレータ計算機と搭載計算機や制御用アクチュエータとの信号極性やノイズレベルの計測、シミュレータ計算機内で生成するエアデータ模擬信号の妥当性を検証した。

表 6-2-1-(a) 第 1 次シミュレーション試験のケース

試験	試験ケース		実施日	検 証 項 目	シミュレーションに 取込むハード			誤差/外乱の影響					
	区分	case No.			CNE	舵面	SJ-2	軌道姿勢誤差	SJ 干渉	ブースタ推カミ スアテイメント	ADS ノイズ	風	舵面 負荷
予備シミュレーション	10××	1010	63年 6.25	・SJ-1/2による制御機能  ・RG 1 による目標修正機能  (Nominal 軌道)	○	○	—	—	—	—	—	—	—
		1011	〃										
		1020	〃										
		1030	〃										
本シミュレーション	11××	1110	6.28	・ Actual SJ-2による制御特性  (Nominal 軌道)  ←(舵面荷重の影響)	○	○	○	—	—	—	—	—	—
		1120	〃										
		1130	〃										
		1111	6.29										
	12××	1210	6.30	・ 打出誤差、ブースタ推力ミスアライメントの影響	○	⊗ 24Hz モデル	—	○	—	○	—	—	⊗
		1220	〃										
	13××	1310	〃	・ 打出誤差、ブースタ推力ミスアライメント、SJ 干渉の影響	○	⊗ 24Hz モデル	—	○	○	○	—	—	⊗
		1320	〃										
		1330	〃										

シミュレーション時間 sec		試 験 パ ラ メ ー タ									試 験 結 果 概 要	備 考
		初期条件			ミスアライメント		ADS ノイズ ±mV	外 乱		RG CMD		
		高 度 km	速 度 m/s	姿 勢 deg	SJ 干渉 $\theta, \psi \rightarrow \alpha, \beta$	ブースタ $\alpha T \rightarrow \theta, \psi$		風 $\sigma m/s$	舵面 負荷			
0~160	19.3	U=0 V=0 W=0	$\phi=0$ $\theta=77$ $\psi=90$	$\theta \rightarrow 0\%$ $\psi \rightarrow 0\%$	$\theta: 0\%$ $\psi: 0\%$	0	0	off	—	・打上げ後機体は右にローレル、ジンバル角リミッタにより停止、一機体の舵角信号バイアス量をブースタフィンの舵角として計算に取込んだため。	・CaseNo. 1010, 1011, 1020, 1030, 2010は F/T 計算機側のジンバル角スケールファクタが不正確、このため F/T は正しい運動を模擬していない。 ・以後修正	
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	—	・1010の再試。本試験以降は、SJ-2開始まで、計算機ソフトにより $\delta_a=\delta_e=\delta_r=0$ に固定。 ・結果は良好。Ref. CHG.も予定通り、		
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	RG 1 : $d\theta=10^\circ$	・良 好 ・RG 1 は予定通り、		
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	RG 1 : $d\psi=10^\circ$ $dt=-10s$	・良 好 ・RG 1 は予定通り		
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	—	・良 好 ・SJ-2(Actual)の極性、応答性は良好	・F/T 計算機は、SJ-2ON の前からノイズ電圧をひらって推力を発生させていた。 ・以後のシミュレーションでは、SJ-2ON までは推力0となるようにソフトを修正、	
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	RG 1 : $d\theta=10^\circ$	・良 好 ・RG 1 は予定通り		
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	off	RG 1 : $d\psi=10^\circ$ $dt=-10s$	・良 好 ・RG 1 は予定通り		
	19.3	0 0 0	0 77 90	0 0 0	0 0 0	0	0	on	—	・良 好 ・舵面負荷の影響は無し		
	19.5**	0 0 0	0 79 90	0 0 0	0.2 0 0	0	0	on	—	・良 好		
	19.1**	0 0 0	0 75 90	0 0 0	-0.2 0 0	0	0	on	RG 1 : $d\theta=10^\circ$ $d\psi=10^\circ$ $dt=-10s$	・良 好	舵面は24Hz モデルを使用、 Reentry Phase の試験で、舵面の応答特性が、制御則設計の前提としたものと異なることが判明したため、	
	19.3	0 0 0	0 77 90	5 5 0	0 0 0	0	0	on	—	・良 好		
	19.5**	0 0 0	0 79 90	5 5 0	0.2 0 0	0	0	on	—	・良 好		
	19.1**	0 0 0	0 75 90	5 5 0	-0.2 0 0	0	0	on	RG 1 : $d\theta=10^\circ$ $d\psi=10^\circ$ $dt=-10s$	・良 好		
	* 1	ブース タ燃焼	High									
	* 2	”	Low									

表 6-2-1-(b) 第 1 次シミュレーション試験のケース

試験	試験ケース		実施日	検証項目	シミュレーションに 取込むハード			誤差/外乱の影響					
	区分	case No.			CNE	舵面	SJ-2	軌道姿勢誤差	SJ 干渉	ブースタ推カミ スアテイメント	ADS ノイズ	風	舵面 負荷
予備 シミュレーション	20 × ×	2010	63年 6.25	・ SJ-2 による制御機能 ・ 空力操舵による制御機能 ・ RG2 による目標修正機能	○	○	—	—	—	—	—	—	—
		2020	—	(Nominal 軌道)									
本 シ ミュ レ ー シ ョ ン	21 × ×	2110	6.28	・ Actual SJ-2 による 制御特性	○	○	○	—	—	—	—	—	—
		2120	—	(Nominal 軌道)									
		2111	6.28	・ 20××, 21×× で明らかになった、横不安定 の原因検討	○	○	○						
		2011	〃	Gain の 検 討									
		2012	〃		○	○	—	—	—	—	—	—	—
		2013	〃										
		2014 MPC 2015	〃										
		2112	6.29	$\alpha_{\text{target}}$ の 検 討	○	○	○						○
		2113	〃										
		2114	〃	実舵面の遅 れの評価	○	* 3	○						
		2115	〃										

注 1. RG 2 at X+300 sec

試 験 パ ラ メ ー タ										試 験 結 果 概 要		備 考
シミュレーション時間 sec	初期条件			ミスアライメント		ADS ノイズ ±mV	外 風 σm/s	乱 舵面 負荷	RG CMD			
	高 度 km	速 度 m/s	姿 勢 deg	SJ 干渉 θ, ψ → dθ dT → θ, ψ	ブースタ θ: 0% ψ: 0%							
140～400	77	U=588 V= 0 W=-340	φ=0 θ=-30 ψ=90	θ→0% ψ→0%	θ: 0% ψ: 0%	0	0	off	—	<ul style="list-style-type: none"><li>• SJ-2の極性、制御特性は良好。</li><li>• 空力操舵に移行後の X+233.9 sec で横方向不安定によりシミュレーション停止。 (R=27.2 deg/sec) → ADS H/L 切替えの秒が遅く迎角センサが飽和、H/L CHG を変更0.02→0.015kg/cm<sup>2</sup></li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• Case No.1010-1030同様、ジンバル角のスケールファクタが不正確。</li><li>• 以後修正。</li></ul>	
	77	588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	off	RG 2 : φ=30°	中 止		
	77	588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	off	—	<ul style="list-style-type: none"><li>• Actual SJ-2の極性、制御特性は良好。</li><li>• M=2.8付近で横不安定、X+250.8sec でシミュレーション停止(P=154.4deg/sec)</li></ul>		
	77	588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	off	RG 2 : φ=30°	中 止		
	77	588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	off	—	ADS の $P_{\theta_1}-P_{\theta_2}$ を1.5倍して CNE に送り、 $G_{\theta}$ を等価的に50%UPしてシミュレーション • Case No. 2110同様横不安定により、 $P>150\text{deg/sec}$ となってシミュレーション停止		
									試験結果参照	$P_{\theta_1}-P_{\theta_2}$ を1.5倍、または RG 2 により Act. PARM. CHG. を X+250→260sec に変更。 • X+258.1sec で発散、シミュレーション停止(P=151.7deg/sec)		
									—	( $P_{\theta_1}-P_{\theta_2}$ を1.5倍、F/T の f 特性を High) • X+251sec で横不安定発散、( $P>150\text{deg/sec}$ )	F/T の f 特の影響無し。以後、f 特は high のまま	
									—	( $P_{\theta_1}-P_{\theta_2}$ を2倍して出力) • 不安定さ増大、X+245sec で横不安定により発散。		
									—	GSE より、 $G_{\alpha}$ , $G_{\beta}$ , $G_{\gamma}$ , $G_{\delta}$ の初期値を0.5倍してシミュレーション。 • 不安定さはかわらず。		
									試験結果参照	(RG 1 により、Time Sequence -3sec を CMD) • X+250sec で横不安定により発散		
									試験結果参照	(RG 1 により、Time Sequence -5sec を CMD) • X+250sec で横不安定により発散。		
									—	• X+250sec 付近で不安定になるが、シミュレーションは最後まで続けられた。	*3. Act. の CMD 信号を直接 Ans として取込む	
									試験結果参照	RG 2 により Act. PARM. CHG を X+250→260 sec に変更。 • X+259.9sec で停止、(Q=27.3 deg/sec)		

(Case No. 2010, 2110 と同条件)

試験	試験ケース		実施日	検 証 項 目	シミュレーションに 取込むハード			誤差/外乱の影響					
	区分	case No.			CNE	舵面	SJ-2	軌道姿勢 誤差	SJ 干渉	ブースタ推カミ スアテイメント	ADS ノイズ	風	舵面 負荷
本 シ ミ ュ レ ー シ ヨ ン		2701	63年 6.30	実舵面の遅れ の評価	○	△**							
		2702	〃			△*5							
		2703	〃			△*5							
		2704	〃			--							
		2705	〃			24Hz モデル							
		2706	〃			--							
				舵面数学モデル による遅れ の評価	--	12Hz モデル	--	6 Hz モデル					
		2210	--		・初期姿勢誤差、舵面負 荷の影響	○	○	○	○	--	--	--	○
		2220	--										
		2230	--										
		2310	--	・軌道分散の影響	○	○	○	○					○
		2320	--										
		2413	7.1	・軌道分散、風の影響	○	⊗ 24Hz モデル	--	○	--	--	○	○	⊗
		2420	〃										
		2430	〃										
	2510	〃	・軌道分散、風、ADS ノイズの影響	○	⊗ 24Hz モデル	--	○	--	--	○	○	⊗	
	2520	〃											
	2530	〃											

注 1. RG 2 at X+300sec

2. 表中の×印は、実施時に計画を変更した内容

試 験 パ ラ メ ー タ										試 験 結 果 概 要	備 考
シミュレーション時間 sec	高 度 km	初 期 条 件 速 度 m/s	姿 勢 deg	ミ ス ア ラ イ メ ン ト S J 干 渉 0.4 → dφ ブ ー ス タ dT → 0.4		ADS ノイズ ±mV	外 風 σm/s	乱 舵面 負荷	RG CMD		
140～400	77	U = V = W =	φ = θ = ψ =	θ → % ψ → %	θ : % ψ : %					・ X + 251.7sec で横不安定発散 (P = 151.3deg/sec)	* 4 ラダー : CMD → Ans. エレボ : 舵角 Ans.
										・ X + 250sec 付近の不安定は、かろうじてクリア。 ・ X + 395sec で横不安定により発散。	* 5 ラダー : 舵角 Ans. エレボ : CMD → Ans.
										・ X + 258.4sec で横不安定発散。 (R = 27.1deg/sec)	・ 2702, 2703は全く同一条件
		588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	off	—	・ X + 250sec 付近不安定振動 280sec // // ・ X + 385.0sec Q = 27.7deg/sec で STOP	24Hz モデルは、制御則設計に使用したモデル
										・ X + 250sec 付近不安定振動 X + 270 ~ 310sec // ・ X + 377.1sec Q = 27.7deg/sec で STOP	
										・ X + 246.1sec P = 152.2deg/sec でシミュレーション STOP	
	77	588 -240 -240	45 -30 90	0 0	0 0	0	0	on	—	中 止	
	77	679 0 0	0 0 90	0 0	0 0	0	0	on	—	//	
	77	579 -168 312	45 10 120	0 0	0 0	0	0	on	RG 2 : φ = 30°	//	
	91	431 0 -248	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	on	—	//	
	55	742 0 -428	0 -30 90	0 0	0 0	0	0	on	RG 2 : φ = 30°	//	
	77	588 0 -340	0 -30 90	0 0	0 0	0	10	on	—	・ X + 250 ~ 260sec 横振動 X + 274 ~ 310sec 縦 // ・ X + 382.5sec Q = 28.3deg/sec で STOP	2410, 2411は F/T ソフトのエラー。2412はチェック Run.
	91	431 0 -248	0 -30 90	0 0	0 0	0	10	on	—	・ X + 250 ~ 260sec 横振動 X + 274 ~ 310sec 縦 // ・ X + 382.1sec Q = 28.9deg/sec で STOP	舵面は24Hz モデルを使用
	55	742 0 -428	0 -30 90	0 0	0 0	0	10	on	RG 2 : φ = 30°	・すぐに Pitch UP, X + 4sec で θ > 20deg となり、シミュレーション STOP (解析結果と一致)	

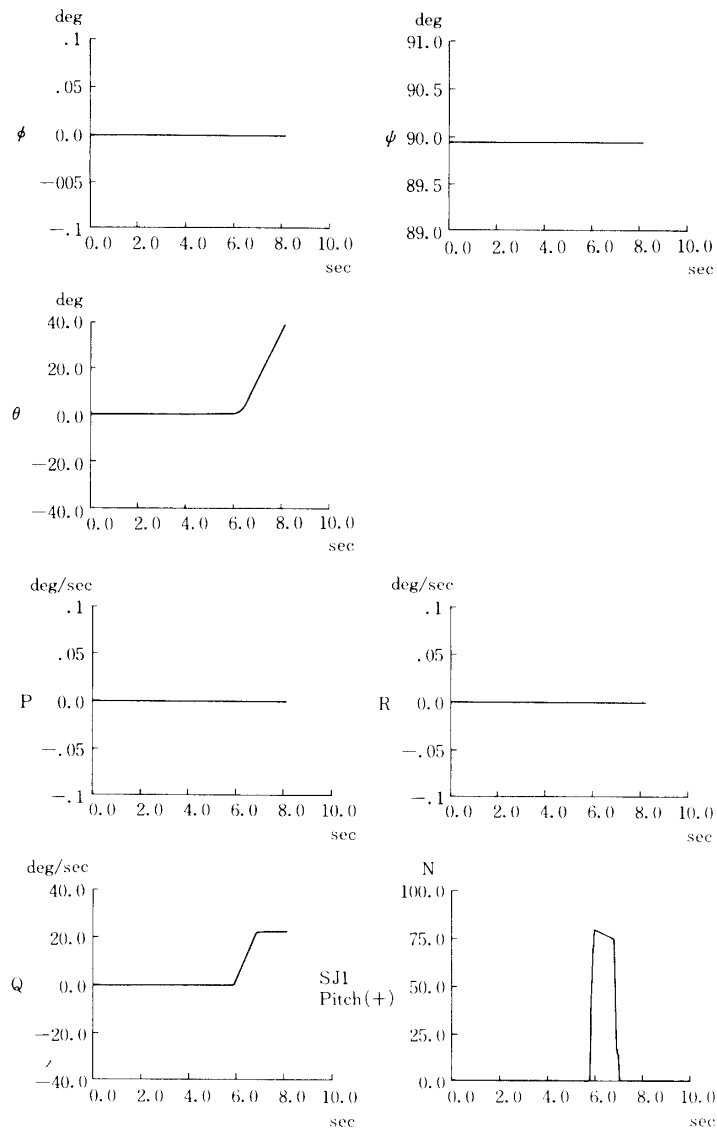


図 6-2-1 SJ スラストに対する機体の応答チェック  
SJ-1, Pitch(+)

この場合、予め決めた再突入軌道において生成した模擬信号を搭載計算機で再生処理することで確認した。もう一つの重要システムチェックはフライトテーブルの動作角度とジャイロ出力から搭載計算機にて計算処理された姿勢検証である。フライトテーブルはその動特性を向上させる目的で、ある程度は位置精度を犠牲にするモードで動作するために、このチェックの重要度は高いといえる。

最終的な機能試験として、搭載ハードウェアを含めて搭載計算機とフライトテーブルをつないだ状態でのオープンループ応答特性試験を実施した。この機能確認には、SJ 系の制御力によるものと、空力舵面を操舵したときの機体の応答を調べる 2 種類を実施している。図 6-2-1 は代表的な例として真空中の環境で搭載計算機によるピッチコマンドにより



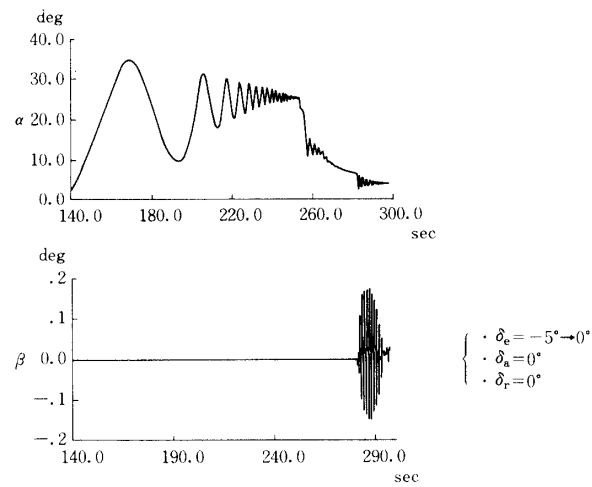


図 6-2-2(a) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Elevator(+)

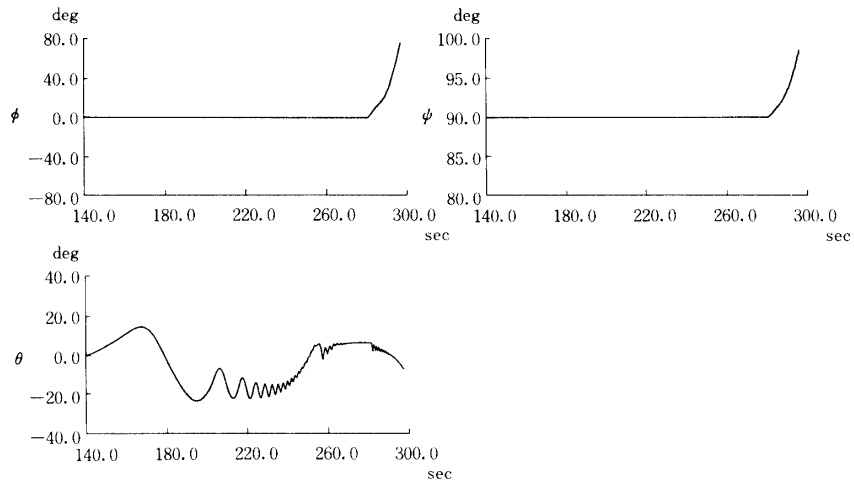


図 6-2-2(b) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Elevator(+)

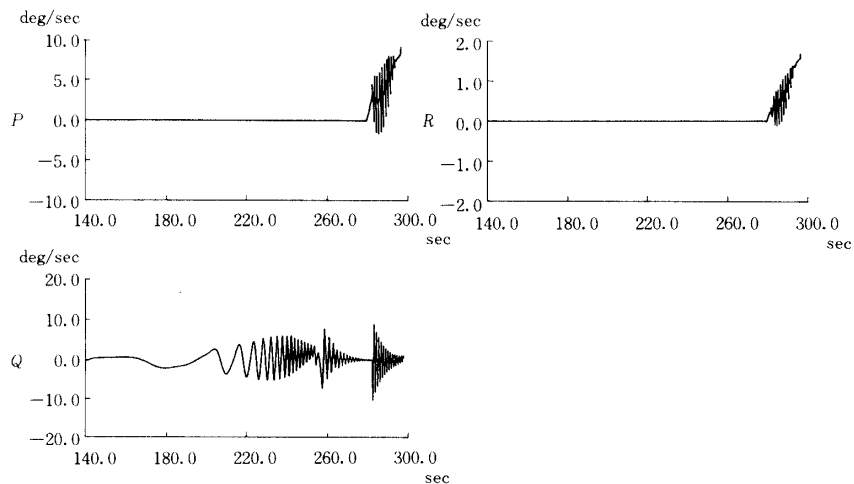


図 6-2-2(c) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Elevator(+)

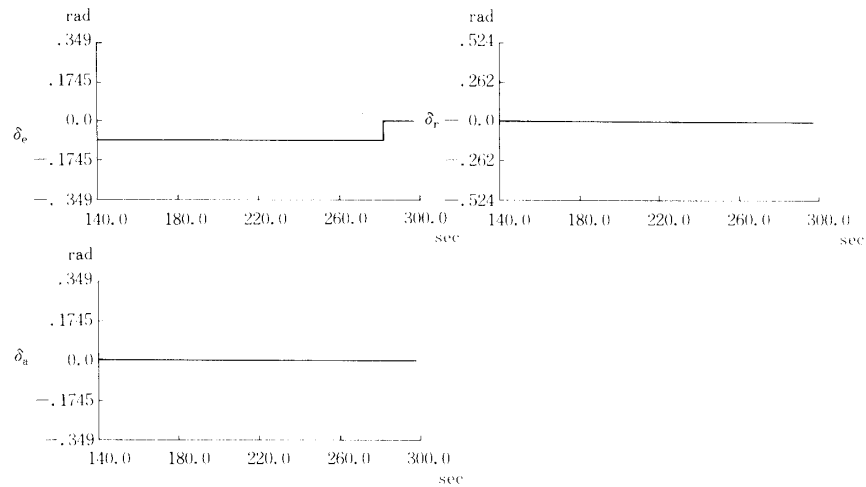


図 6-2-2(d) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Elevator(+)

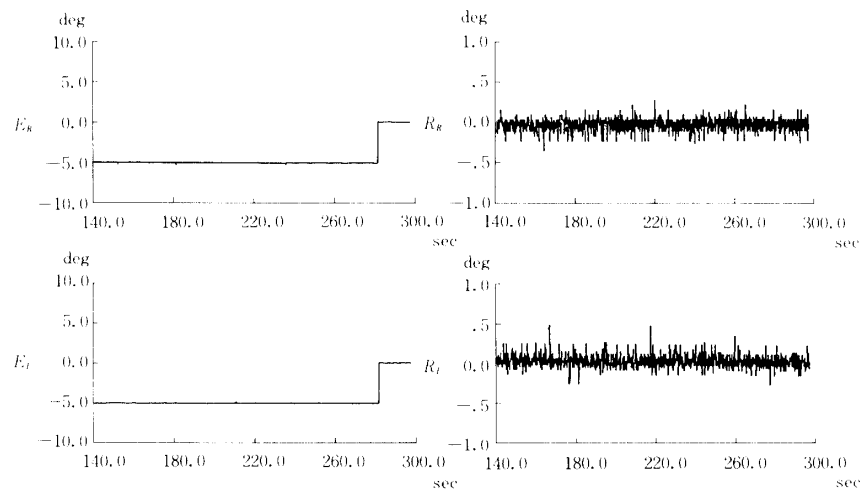


図 6-2-2(e) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Elevator(+)

SJ 1 を約 1 秒間噴射したときの機体の応答特性を調べた結果である。また、図 6-2-2 と図 6-2-3 は再突入飛行フェーズでマッハ数が 2 付近において、空力舵面であるエレベータとエルロン操舵による応答特性をそれぞれ取得したものである。ただし、SJ と空力舵面による姿勢制御は行っておらずフリーフライト状態でステップ的な入力を加えたものである。何れの結果も完全に数学的シミュレーション結果と一致しており、試験システムとしての妥当性を検証するに至った。

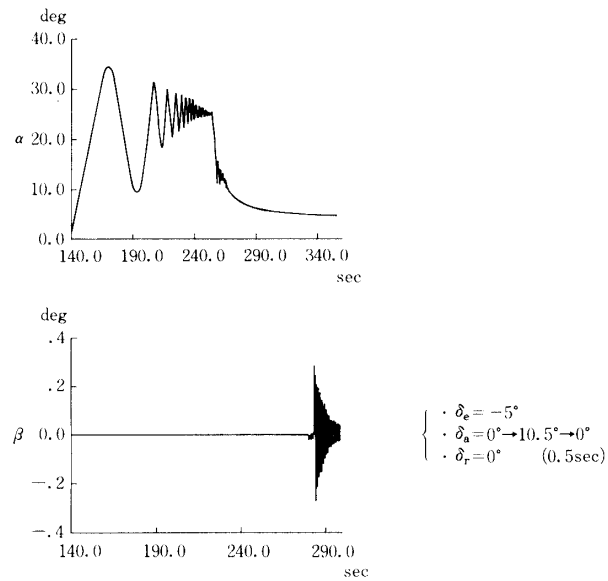


図 6-2-3(a) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Aileron(+)

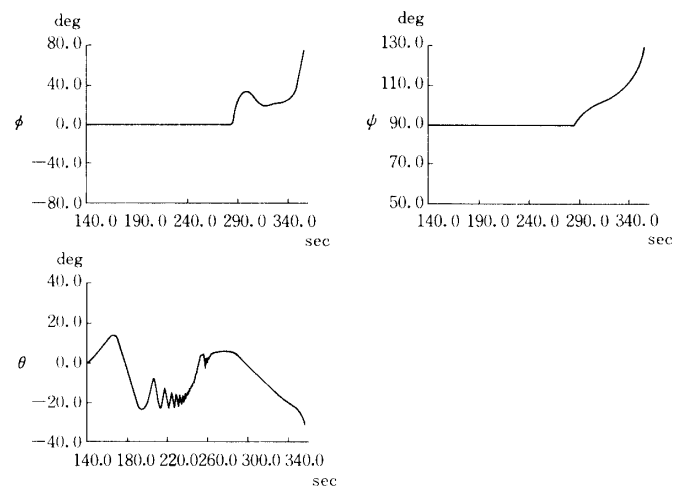


図 6-2-3(b) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Aileron(+)

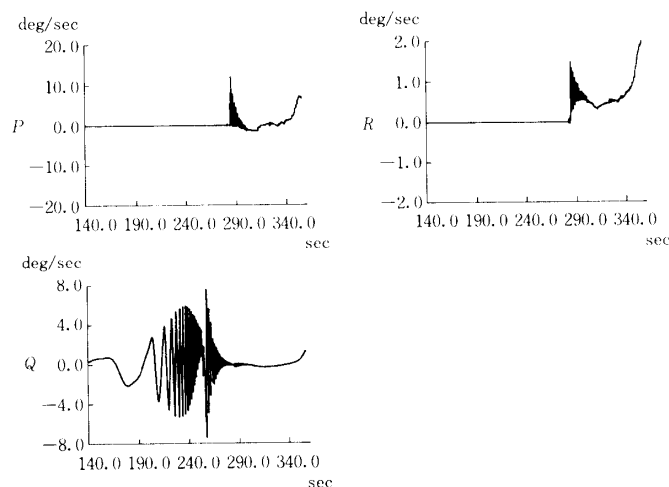


図 6-2-3(c) 空力操舵に対する機体の応答チェック—Aileron(+)

### 6-2-2 シミュレーション試験と結果

表 6-2-1 に示されている試験内容の中でケース番号が 1 000 番台は打ち上げフェーズのシミュレーションであり, 2 000 番台は再突入フェーズを模擬する試験である。以下に代表的な試験結果を示す。

#### 1) 打ち上げフェーズ (試験ケース番号 1130, 図 6-2-4)

この試験では実際に SJ のガスを噴出し実施したシミュレーション試験である。X+70 秒後にロケットブースタを分離し, X+100 秒後に 20 度の目標姿勢角への変更が行われている。また, X+120 秒には模擬的に方位の修正 (90 度から 120 度) がコマンドされたが, その姿勢変更は問題なく実行された。

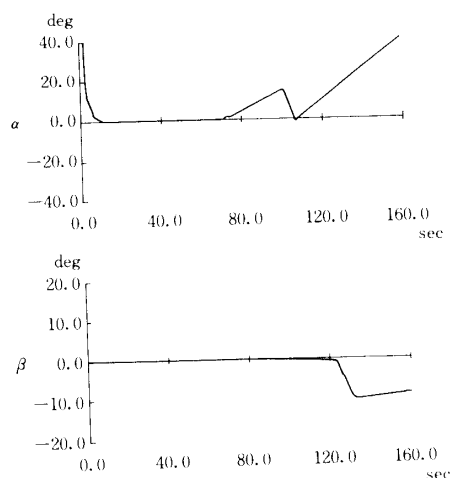


図 6-2-4(a) 打上げフェーズ (Case No. 1130)

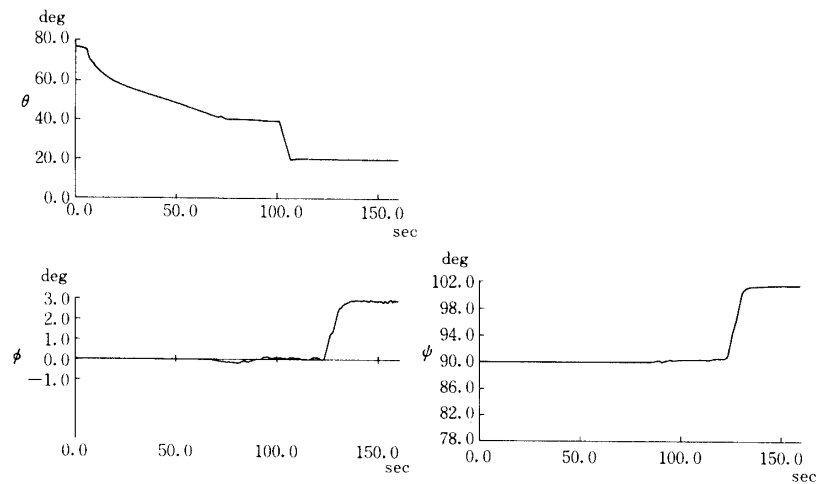


図 6-2-4(b) 打上げフェーズ (Case No. 1130)

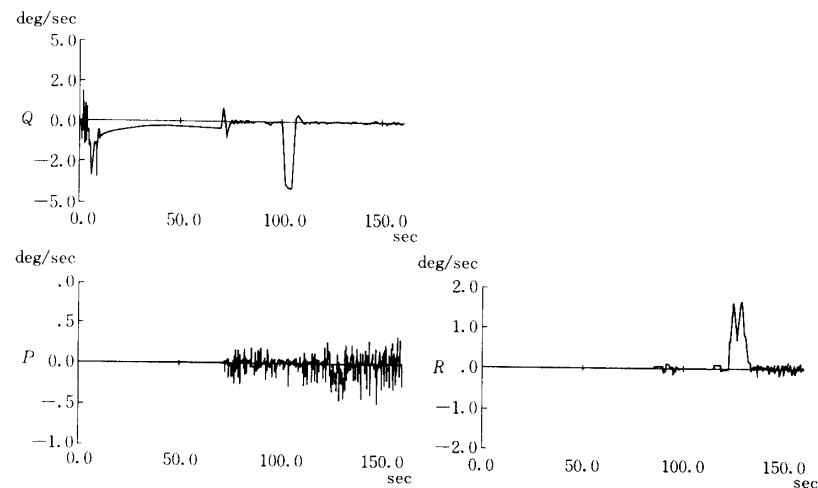


図 6-2-4(c) 打上げフェーズ (Case No. 1130)

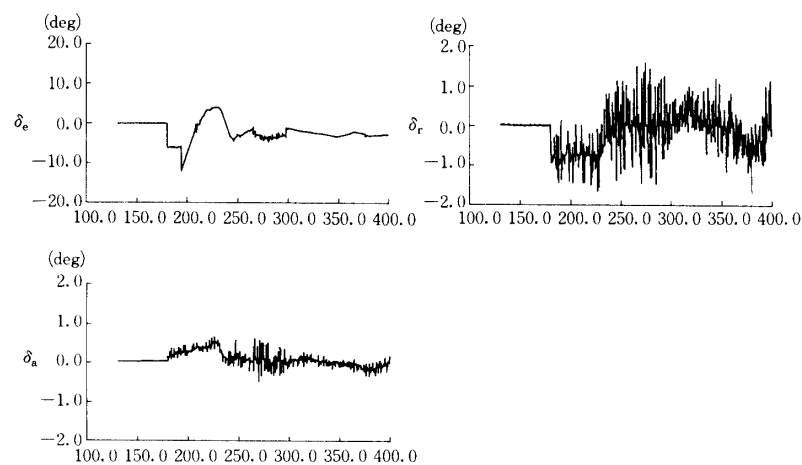


図 6-2-4(d) 打上げフェーズ (Case No. 1130)

## 2) 再突入フェーズ(試験ケース番号 2110, 図 6-2-5)

この試験ケースも再突入初期の姿勢制御で実際の SJ ガスを噴射してシミュレーションしたものである。シミュレーション結果が示す通り、大気圏への再突入初期で機体が完全に不安定に陥り、模擬できる姿勢の範囲を越えたためにシミュレーションが中断した。SJ よりも空力操舵が卓越するのが X+210 秒以降であるが、試験結果を詳細に調べてみるとこの時点から既に横方向の制御は不安定気味であることが分かった。そして、X+250 秒の時点、つまりマッハ数が 3.0、動圧にして  $0.16 \text{ kg/cm}^2$  に達した時点で搭載ジャイロのダイナミックレンジであるロールの角速度が  $150 \text{ deg/s}$  を越えたためにシミュレーションは停止したものである。現象としては振動的な不安定であるという結果が得られている。初めは搭載制御則に何か不具合が生じたのではないかとか、またはシミュレータ計算機のソフトウェアに誤りがあったのではないかとか、原因を特定できるようないろいろなトラブルシュートが行われたが、結局何が主たる原因であったかが全く分からない状態であった。

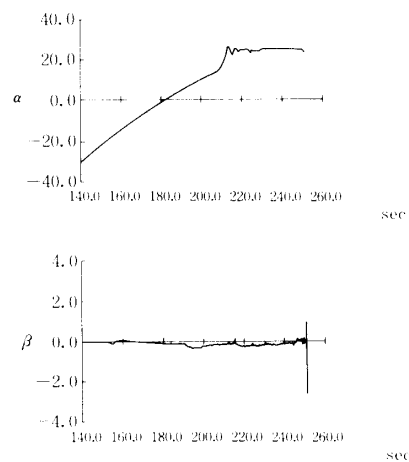


図 6-2-5(a) 再突入フェーズ(Case No. 2110)

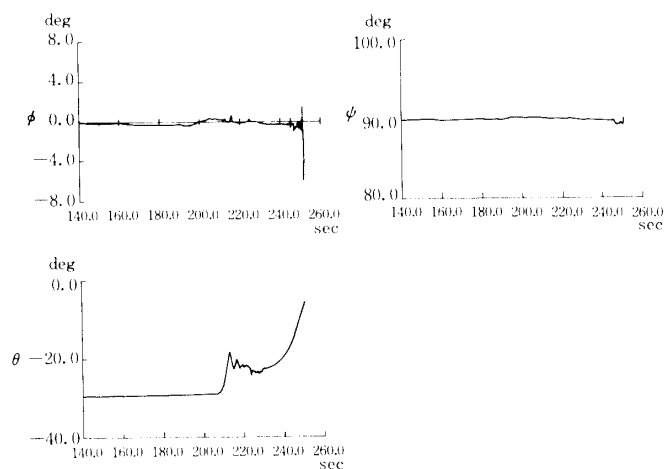


図 6-2-5(b) 再突入フェーズ(Case No. 2110)

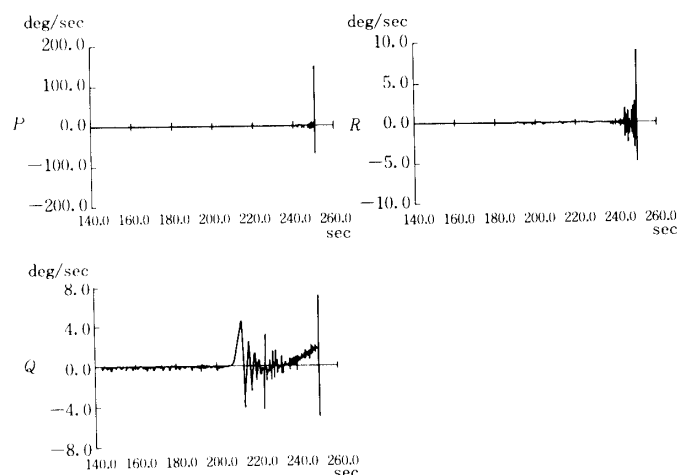


図 6-2-5(c) 再突入フェーズ (Case No. 2110)

### 3) 再突入フェーズ (試験ケース番号 2114, 図 6-2-6)

前述のシミュレーション失敗が明らかにシステムの不具合に起因するものではないということが確認されてからは、この期間の一連のシリーズの試験は実験機自身の姿勢制御システムの問題点を特定する試験内容に変更された。そのケースの一つが、本ケースの空力操舵アクチュエータをシステムのループから外して行った試験である。本来ポテンシオメータによりアクチュエータの角度信号を検出すべきところを、そのアクチュエータへのコマンド信号を直接シミュレータ計算機に取り込んだものである。従って、アクチュエータの動特性をスキップしているから、これによる遅れの効果は当然ループから除外されている。このシステムでのシミュレーションは成功し、機体は滑空フェーズの最後まで飛翔することができた。ここから得られた結果の意味することは、機体の姿勢不安定の主たる原

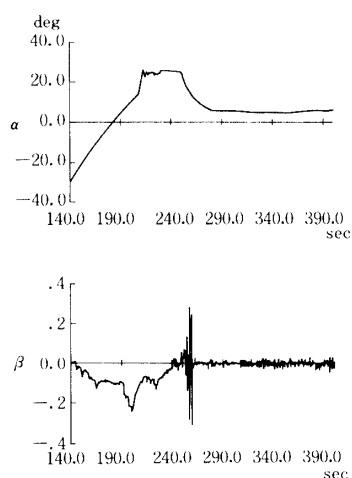


図 6-2-6(a) 再突入フェーズ (Case No. 2114)

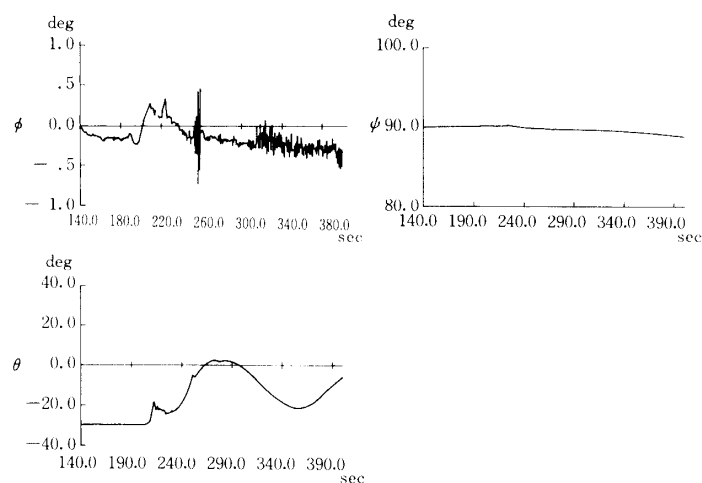


図 6-2-6(b) 再突入フェーズ (Case No. 2114)

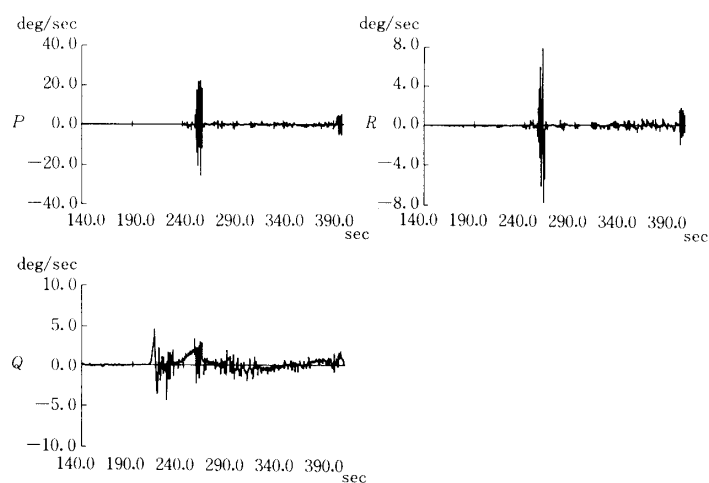


図 6-2-6(c) 再突入フェーズ (Case No. 2114)

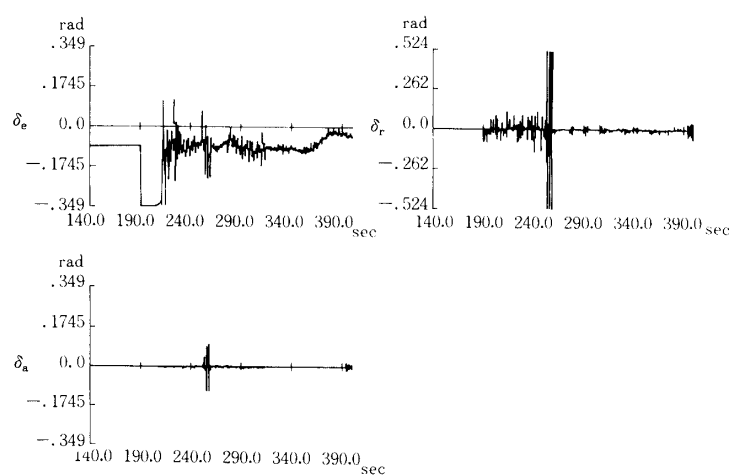


図 6-2-6(d) 再突入フェーズ (Case No. 2114)



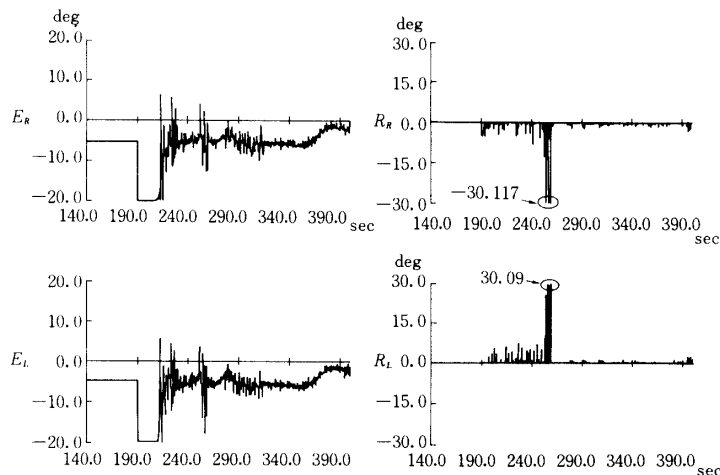


図 6-2-6(e) 再突入フェーズ (Case No. 2114)

因がこの操舵アクチュエータによるものということである。それでもマッハ数が 3 から 2.5 にかけての領域 (X+250 から X+260 秒) やマッハ数が 1.5 から 0.8 にかけての遷音速領域 (X+315 秒以降) で横の振動的不安定な現象が見られるのは、もちろんこの付近では比較的安定余裕の少ないことが事前に分かってはいたが、意外な結果でもあった。何れにしても、実験機の姿勢制御システムの設計に重大な見落としがあることを示唆する重要なシミュレーション試験であったことは間違いない。

#### 4) 再突入フェーズ (試験ケース 2704, 図 6-2-7)

試験ケース 2114 で推定された結論を補足説明するのに役だったのが本シミュレーションケースである。ここではアクチュエータの設計仕様やまた単体での周波数応答特性測定試験で確認されている動特性を、実際のアクチュエータの代わりにシミュレータ計算機の中で模擬したものである。その特性は 2 次形で 24 Hz の応答特性とした。再突入の初期とか遷音速領域に現れる横運動の不安定現象など、全くアクチュエータの特性をループから

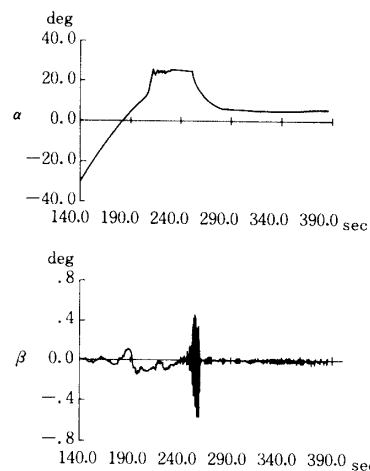


図 6-2-7(a) 再突入フェーズ (Case No. 2704)

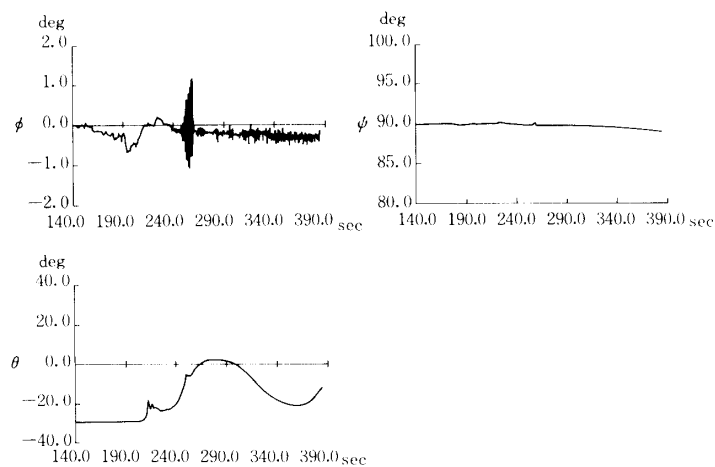


図 6-2-7(b) 再突入フェーズ (Case No. 2704)

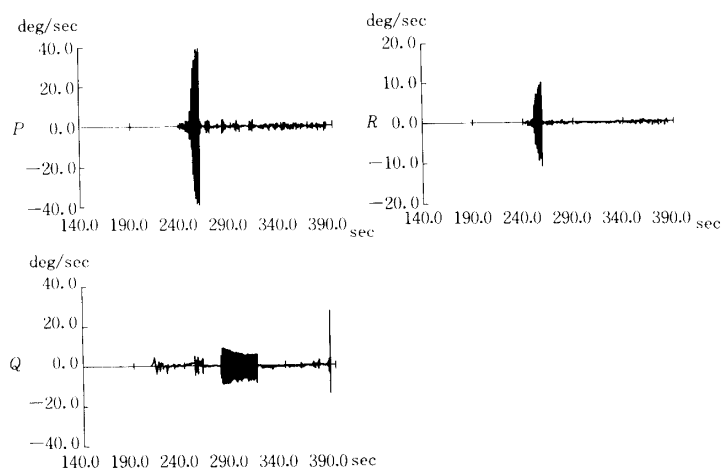


図 6-2-7(c) 再突入フェーズ (Case No. 2704)

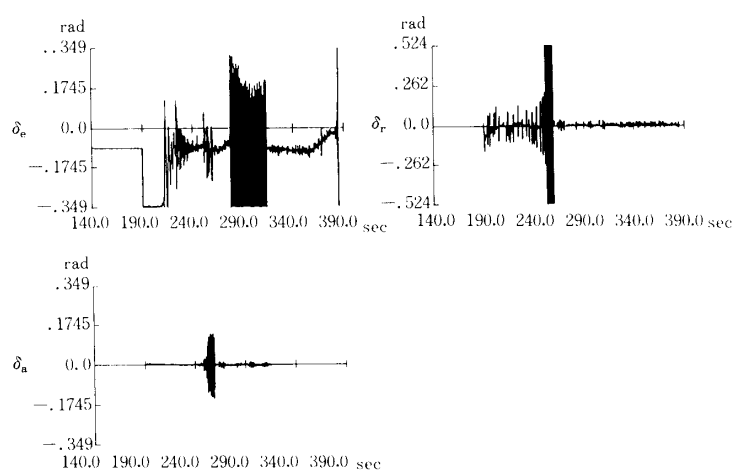


図 6-2-7(d) 再突入フェーズ (Case No. 2704)

外して考えたケースとよく似たシミュレーションとなったが、最後にマッハ数が約0.8付近(X+385秒)以後では縦の姿勢が不安定となり、ピッチ角速度が27 deg/sを越えたためにシミュレーションが停止している。この試験結果から考察されるものの一つは、実際に搭載されているアクチュエータが予期したような動特性を有していないのではないかという疑いである。しかし、このシミュレーション飛翔の最後になってピッチ姿勢が不安定になったことに対しては、アクチュエータの他にに別要素も複合した現象であることを示しているのではないかと考えられた。

### 6-2-3 システム検証のための補足試験

このシリーズの試験で得られた教訓は、もう一度シミュレーションシステムの遅れを徹底的に洗い出すべきであろうということである。そのために行った追加試験は、実際に用いた空力操舵用のアクチュエータの応答特性を取り直すことであり、もう一つはフライトテーブル自身の応答特性を確認することの2項目である。

アクチュエータを説明している章の図3-1-7は仕様書に定められた負荷がある場合となない場合のアクチュエータの応答特性を、この試験期間の中で操舵舵角をパラメータとして計測し直したものである。負荷があっても際だってその応答特性が低下することはないように見られるが、操舵振幅の影響は極めて大きいことが認識された。これはアクチュエータの焼付けを防止するために電流あるいは電圧のリミッタが働くことによる。従って本実験機は大気圏への再突入飛行の際の高迎角の姿勢制御を目的としているため、空力姿勢からの舵面のコマンドゲインは通常の航空機と違ってかなり高めに設定されていることから、このことが大きな操舵を要求し、その結果アクチュエータの応答特性の低下をもたらすと考えられた。

もう一つ行った試験は、フライトテーブルの応答特性試験である。実際にはフライトテーブルに載っている搭載ジャイロや計算機は、許容範囲ぎりぎりの重さであるため、その応答特性の低下も実は不安な要素の一つでもあった。図6-2-8は搭載状態でのフライトテーブルの応答特性を計測した結果である。ジンバル角の大きさをパラメータとして計測し

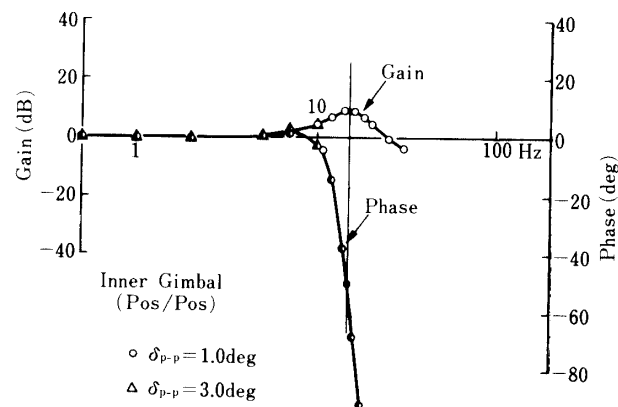


図6-2-8(a) フライトテーブル搭載状態の周波数応答特性

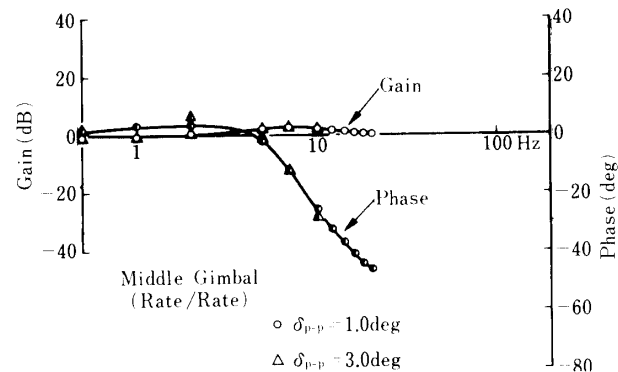


図 6-2-8(b) フライトテーブル搭載状態の周波数応答特性

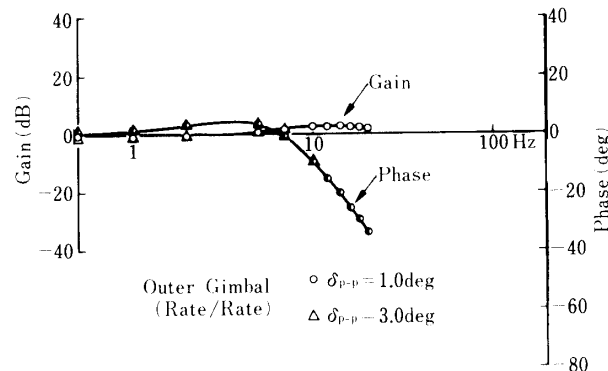


図 6-2-8(c) フライトテーブル搭載状態の周波数応答特性

たものであるが、何れのジンバル軸もその仕様に示されている応答特性より低下してしまったことが明かとなった。また特に、インナー軸の応答特性は位相が 90 度を越える辺りで応答のゲインが増える特徴が現れた。

このように、システムの遅れを再検討した結果は次章に示すように一連シミュレーション試験の不具合要因の特定に反映されることになる。

### 6-3 第 1 次試験結果の考察と空力制御系の再設計

#### 6-3-1 サイドジェットシステム

前節でまとめたように、サイドジェット系は Ascent Phase で 3 ケース、Reentry Phase で 5 ケースの合計 8 ケースの実際のハードウェアを用いたモーションテーブル試験を行なった。図 6-3-1-1 には、ケース 1130(Ascent)とケース 2114(Reentry)の 2 つにおいて各スラストのチャンバー圧を連続的に示した。既に述べた通り、この 2 つのケースは時刻  $T=150 \text{ sec}$  を境に分割して試験されたものである。

ピッチ、ヨーの Ascent フェーズには全く問題がない。ピッチスラストに見られる比較的幅の広い噴射は、この  $X+100$  秒前後にイベントとしてある Reference Change に伴うも

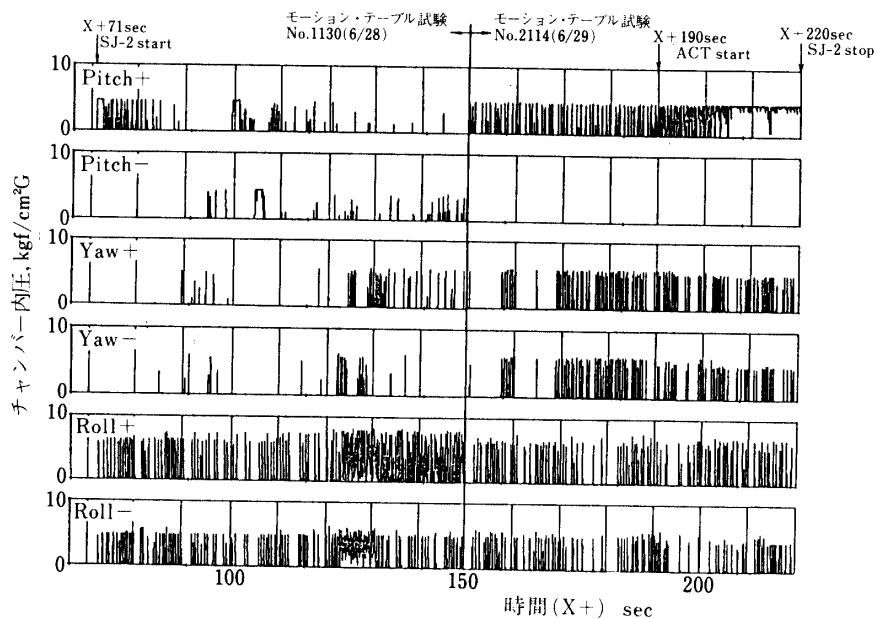


図 6-3-1-1 モーション・テーブル試験時の SJ-2 噴射パターンの例

ので応答の履歴はきわめて正常であったと判断される。

ロール系の Ascent フェーズの結果は計算機シミュレーションでは起こり得なかったのかなり特異な様相を示している。それは、非常に duty が高いことで、真空中の場合にはリミットサイクルの周期は 10 秒近くにも達することが計算機シミュレーションから予測されていたのとは相当の違いであった。この状況は特に軌道の頂点付近 (X+130 秒付近) で顕著で、この時刻付近では殆ど連続的な噴射となっている。このことは、頂点付近ではもっとも外乱が少ないことを考えると、状況を説明できないことになる。このロールのレスポンスがヨーにも影響しているのがよくわかる。じつはこの様相は Reentry フェーズに移行しても依然として存在しており、真のダイナミクスの結果とは考えにくい点である。

ピッチ系の Reentry フェーズの結果は全く予想通りで、片側のスラストのみの作動は外乱力を考慮すれば至極当然である。また duty も軌道の推移、動圧の上昇にともなって、増加し X+205 秒以後にはほぼ連続となっているのがよくわかる。

ヨー系の Reentry フェーズは、LCDP の不足を補う意味で SJ の役割は重要であるが、この図から、特に空力のアクチュエータの動作開始 (X+190 sec) 以前にはこの SJ が姿勢安定に大きく貢献していることがわかる。duty もアクチュエータ作動以前には動圧の上昇にともなって次第に高くなっている。しかしこの点でのロール系にアクチュエータスタートの影響がみられないのが不思議である。

実際に消費された GN<sub>2</sub>重量とモーションテーブル付属の地上コンピュータ内の仮想 SJ システムでのそれを比較したのが表 6-3-1-1 である。これは、SJ 系の重量算定の地上計算機内のモデル化の精度が満足できることを示している。

図 6-3-1-2 は試験ケース 1130 のロール系のスラスト応答を拡大して示したものである

表 6-3-1-1 SJ 消費量計算

CASE	① SJ/Bombe	② $\int F dt$ $Isp = 50$
1111	0.253 (kg)	(kg)
1120	0.127	0.166
1130	0.260	0.178
2110	0.349	0.318
2111	0.317	0.313
2112	0.380	0.391
2113	0.349	—
2114	0.450	0.403

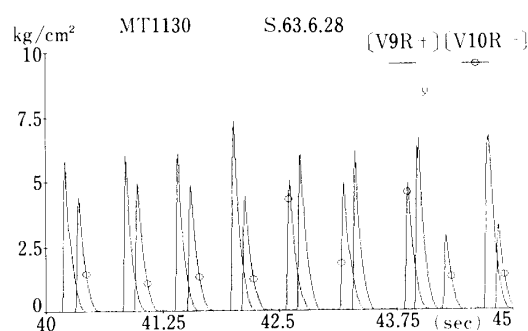


図 6-3-1-2 ケース 1130, ロール SJ 応答

が、先に述べた異常に duty が高いことがみてとれる。さらに、+バルブのオン後直ちに－バルブが立ち上がるという奇妙なリミットサイクルが作られていることが同時にわかる。このことは、計算機内部で発生されるとしてある角加速度が設計時よりもかなり高いことと、バルブの応答が単体試験の場合よりも相当遅れていることの2つを示唆するものと考えられる。しかし、テーブル試験に先だって行なった SJ 系の予備試験の結果ではこの角加速度に関連する誤りは確認されておらず、以前として未解明である。しかし duty の点ではバルブの僅かな遅れ時間の増加がかなりの影響をもつことが明かであり、このテーブル試験固有のシステム的な遅れが原因と予想される。このシステム的な遅れとは、フライトテーブルとバルブアンサの取り込み、地上計算機の出力遅れであり、次の節で考察するように、それらは決して小さくさないことから、現段階ではほぼこれが原因だと考えられる。

### 6-3-2 第1次試験で生じた空力制御系の発散

6-2 節で述べたように、空力制御系は Ascent フェーズでは殆ど問題はなかったものの、Reentry フェーズでは、予想外の発散現象を生じた。もっとも大きな問題は、X+250 秒前後、マッハ数が3付近で横の強い不安定が発生し、ロールの角速度が 150 deg/s の姿勢検出

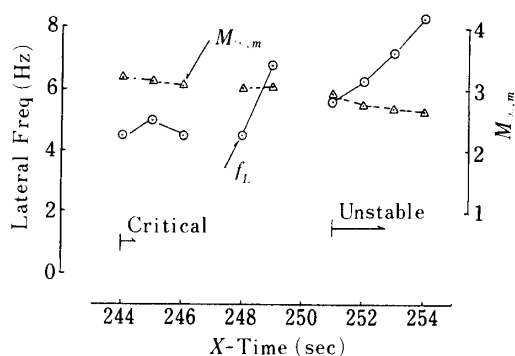


図 6-3-2-1

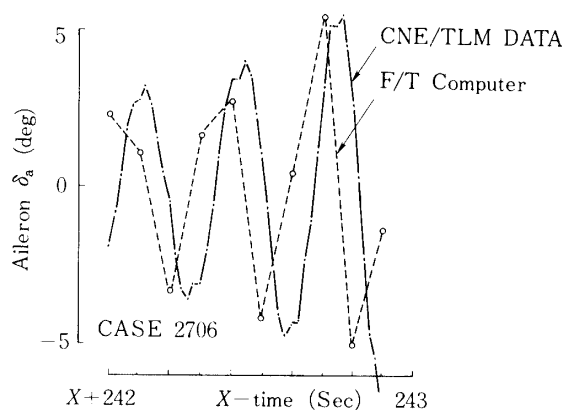


図 6-3-2-2

系の上限を越えて試験が中止したことであった。(ケース 2110) この原因は舵面の大振幅時の遅れに代表されるテーブル試験システムの遅れであると最終的には結論されることになる。この節では、ケース 2110 以後の追跡試験で取得されたデータについて述べることにする。

図 6-3-2-1 は、アクチュエータ系の時間遅れを排除するために、搭載の CNE 信号を直接に地上計算機に入力させたケース (2114) の結果である。幸いこの場合には制御系は不安定であったものの、大振幅特性が自然にシステム内に存在するゲインの頭うちが発散をかうじて抑え、最後まで試験を続行できた。この図は、不安定振動を生じた X+250 秒付近のデータで、蓄積データから読みだせた結果をプロットしたものである。不安定となる時点での周波数は 6 Hz~8 Hz ということがわかる。不安定性のトリガーとなっているものが何かを考察してみる。姿勢制御パラメータの切り替えはマッハ数が 2.5 であり問題となっているこの秒時とは無関係である。また、マッハ数が 3 以下にイフェクティブとなる迎角ターゲットの更新も、確認の意味で意図的にずらせたケース (2112, 2113) でもやはり同一秒時で発散を生じていることからこの発散の直接要因ではないと考えられる。X+250 秒で発散現象が生ずる理由はしたがって、動圧環境の立ち上がりだと推定される。地上計算

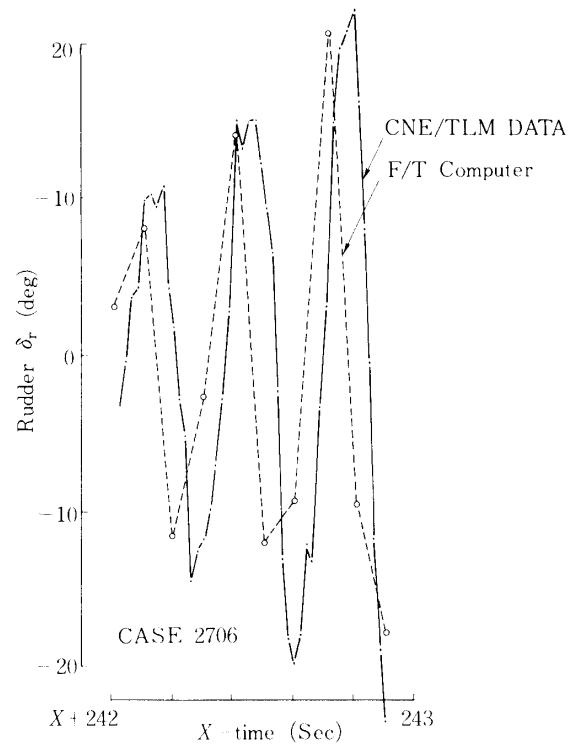


図 6-3-2-3

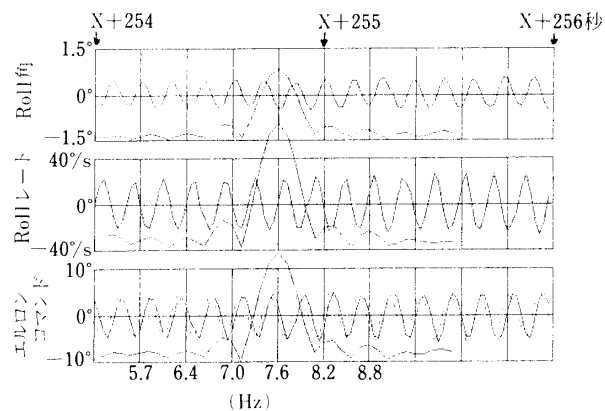


図 6-3-2-4 M=2.5, Case 2114, ロール系

機側の舵面角度の取り込みは図 6-3-2-2, 3 に示したように、搭載の CNE の出力とよい一致をみせており、問題ないと判断された。(この図での時間方向のずれは 2 つのデータ間に時間同期がないため意味がない。)

図 6-3-2-4 は、アクチュエータを直結にしたケース 2114 でのマッハ数が 2.5 付近のロール角、ロール角速度、エルロンコマンドの履歴である。図中には同時に周波数スペクトルもプロットしてある。この図から問題となっている周波数が 7.6 Hz であることがわかる。



エルロマンコマンド図の破線はロール角，角速度から搭載ソフトでコマンドされるべき値を示したもので，これは，実線の実応答が 10 msec 遅れていることを示しており，CNE の演算サイクル(10 msec)とよく一致していて搭載系でのコマンド出力遅れは計画通りであることが確認できた。同様の周波数解析と演算遅れの検証は振動を生じている他のケースでもおこなわれ，後述のシステムの再厳密モデル化に役立てられた。

図 6-3-2-5 はケース 2114 のアクチュエータ直結の場合での，ロール角とロール角速度の履歴をシミュレーション終了まで凝縮させて示したものである。この直結のケースでもマッハ数が 2.5 以上と 0.8 以下の領域では不安定となっていることがわかる。実はこの 2 つの点は制御パラメータの切り替え点にあっており，位相マージンの相対的に少ない領域で問題を生じていることが予想された。図中の数字は，後述するより厳密なモデリングに基づく安定性解析の結果(解析-A)を付記したものである。これらは実際，X+255 秒付近の不安定性や，X+393 秒で切り替え直後に安定限界にあることをしめしており，よく符合する。図 6-3-2-6, 7 は，アクチュエータ特性を地上計算機で 24 Hz にモデル化した場合のケース 2704 のピッチ，ロール系の応答である。これらは，特に不安定性が制御則の切り替

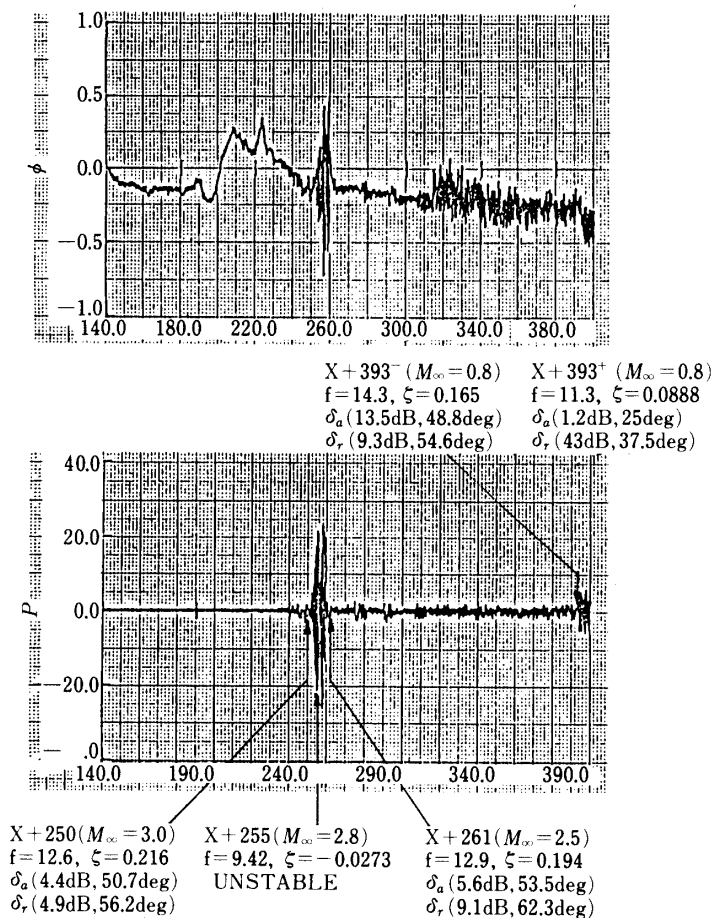


図 6-3-2-5 ケース 2114, ロール系応答

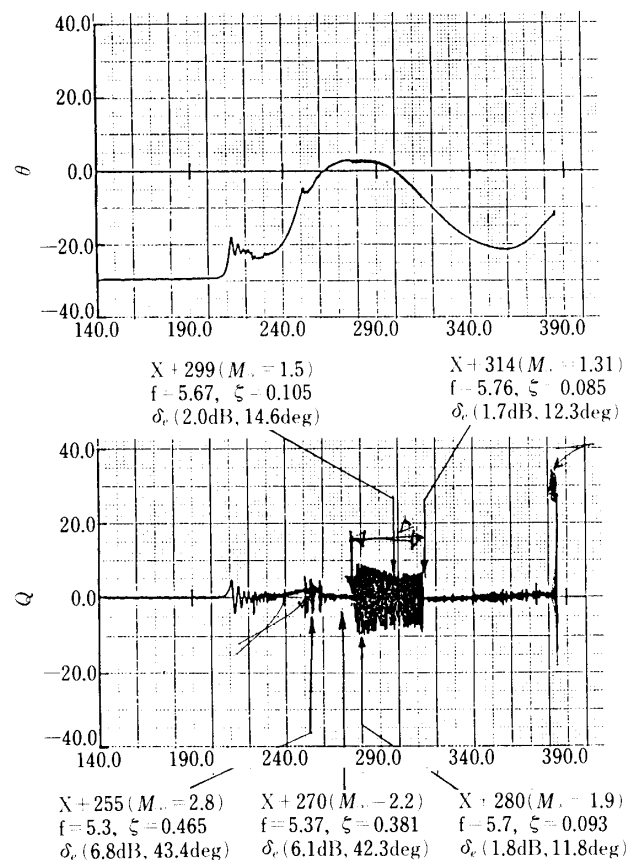


図 6-3-2-6 ケース 2704, ピッチ系の応答

えに伴って生じていることをより明確にしめすもので、また、後述の厳密モデルでマージンの少ない区間とこの振動を生じている部分がよく説明できることも示している（解析-A）。図 6-3-2-8 はアクチュエータ特性周波数が 12 Hz の場合に対応したケース 2705 でのピッチ系の応答をしめしたものであるが、同様の見通しを与えているといえよう（解析-A）。

### 6-3-3 テーブル試験での横の制御系

これまでのデータはテーブル試験の結果が設計、計画時の予想と大きく違うことを示しているが、それは特に横の安定性にとって重大で、アクチュエータ特性が設計の仮定としていた 24 Hz でも不安定性がみられたことは、舵面応答が主要因であると断言できないことを示すものである。未考慮のシステム的な遅れはフライトテーブル+地上計算機の部分の飛行時と形態が異なることによるものと、搭載ハードウェアのモデル化の際に 2nd オーダとして無視されたものがある。これを、横の制御系を例に述べてみよう。図 6-3-3-1 はテーブル試験時の横の制御系ブロック図である。設計時には 2 つの M/T, 地上計算機のサンプリング, ADS-D/A, roll-R/G, Yaw-R/G, Spin-table, Digital-Filter は遅れ要素と

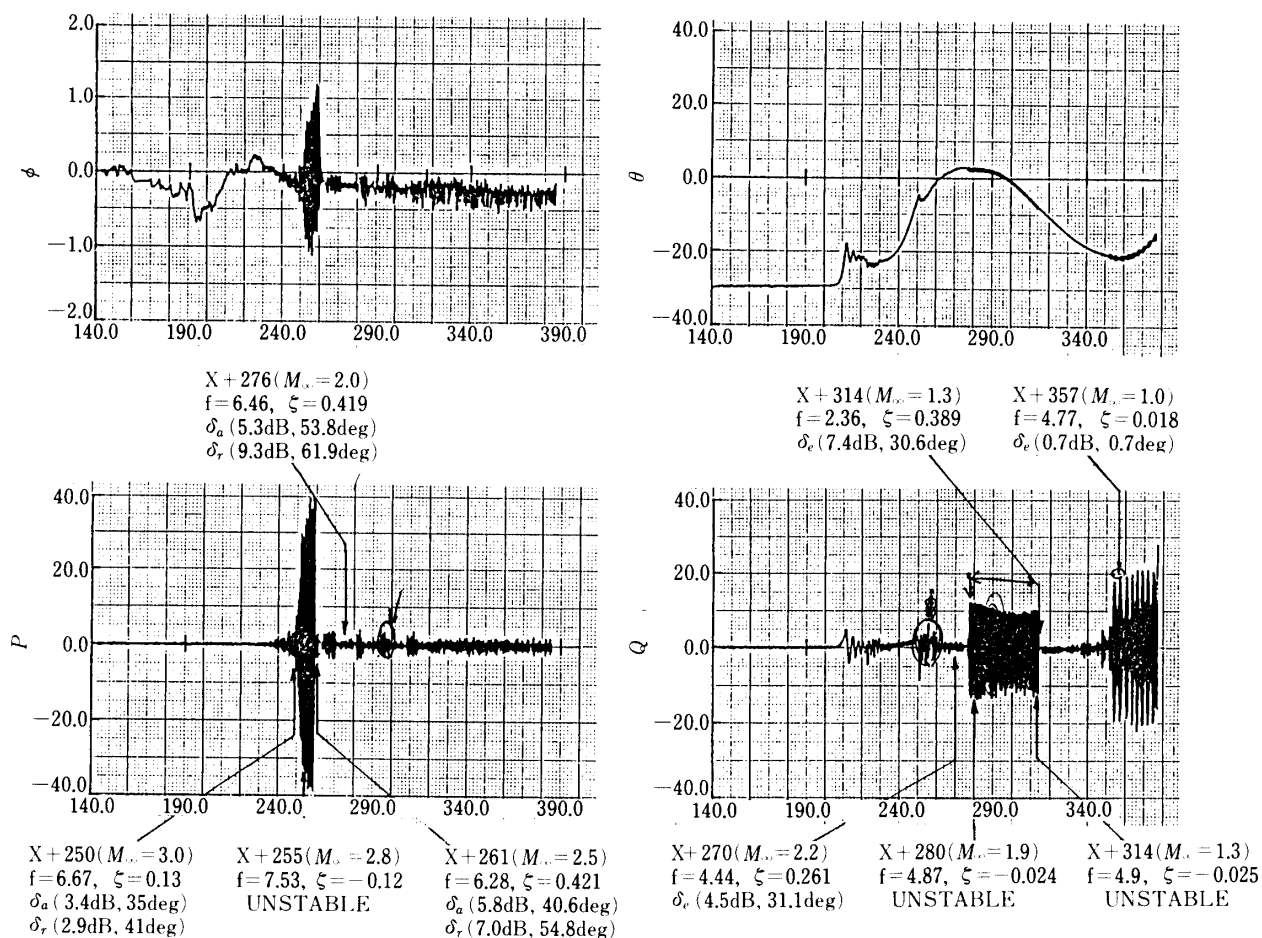


図 6-3-2-7 ケース 2704, ロール系応答

図 6-3-2-8 ケース 2705, ピッチ系の応答

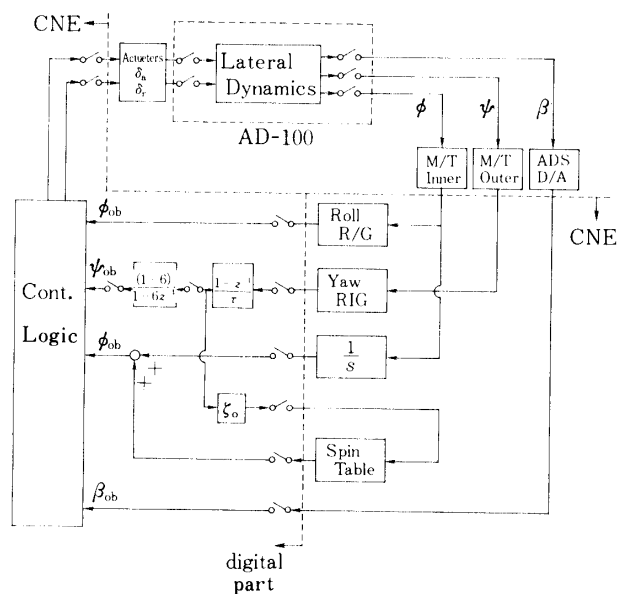


図 6-3-3-1 横のテーブル試験ブロック図

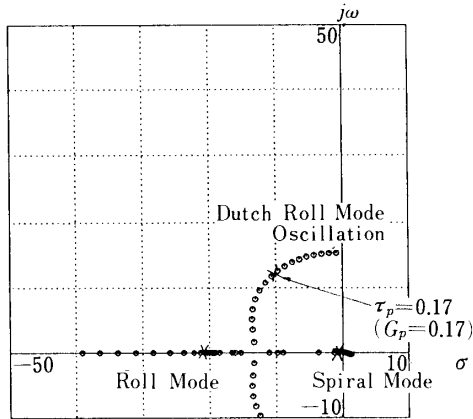


図 6-3-3-2(a) 理想状態の横制御特性  
( $M=3.0$ )

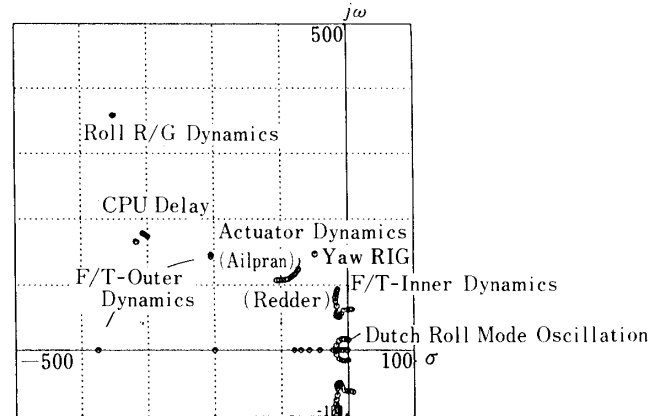


図 6-3-3-3(a) テーブル試験時の横制御特性  
( $M=3.0$ )

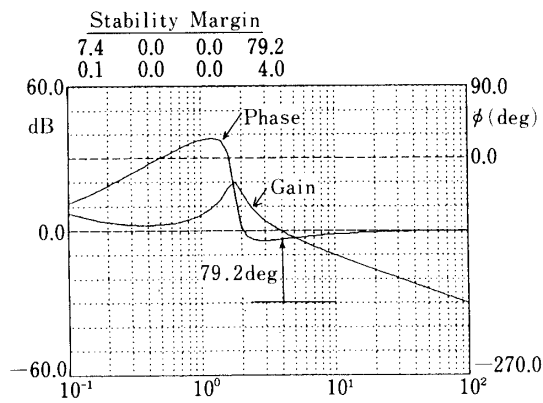


図 6-3-3-2(b) 理想的横制御特性  
(エルロン) ( $M=3.0$ )

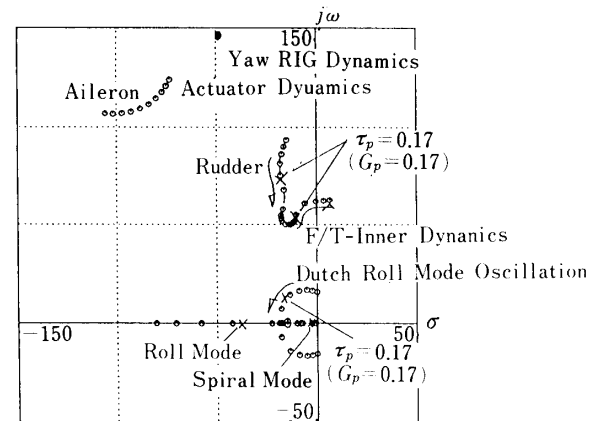


図 6-3-3-3(b) テーブル試験時の横制御特性  
(拡大) ( $M=3.0$ )

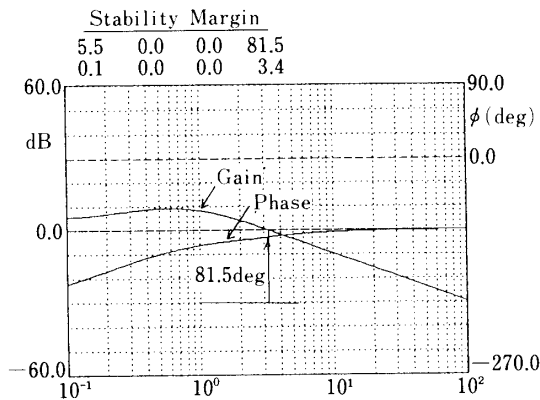


図 6-3-3-2(c) 理想的横制御特性  
(ラダー) ( $M=3.0$ )

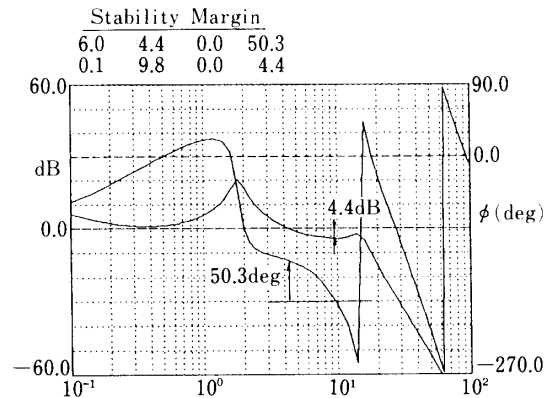
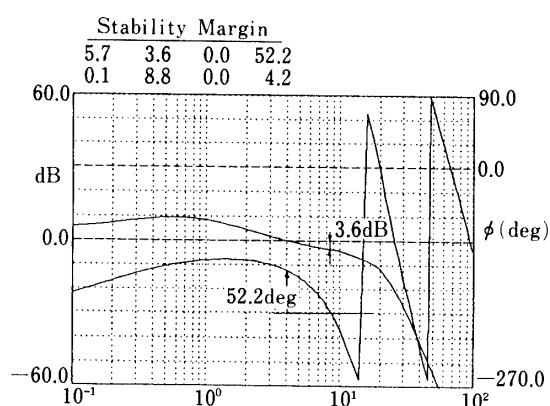


図 6-3-3-3(c) テーブル試験時の横制御特性  
(エルロン) ( $M=3.0$ )

図 6-3-3-3(d) テーブル試験時の横制御特性 (ラダー) ( $M=3.0$ )

しては考慮されていなかったものである。また、アクチュエータもきわめて小振幅時の 24 Hz という高い特性周波数を仮定して設計されており、結果として低次元なシステム記述となっていたのである。これらの未考慮ダイナミクスは果してどの程度の影響を与えるのかを評価してみた。図 6-3-3-2-(a), (b), (c) は、問題となっている  $M=3.0$  での遅れ要素の一切ない場合の根軌跡、Bode 線図である。これに対して、図 6-3-3-3-(a), (b), (c), (d) はアクチュエータを 24 Hz 特性に、ジャイロ特性を考慮して解析した結果で、ダッチロール等の機体モードはほぼ同じ特性を示すものの、アクチュエータ、テーブルの干渉から Inner-Table モードの不安定化が引き起こされることをしめている。この結果はマージンが相当減少することを述べているだけであるが、アクチュエータ特性を振幅依存に置き換えるとはっきりと不安定となることが後に示されるのである。問題となっている周波数が 10 Hz 近く、システム内の 2 msec の非考慮時間遅れが  $7^\circ$  の位相遅れに対応するため、かりに位相余裕が  $30^\circ$  程度存在しても、そのようなごく小さな遅れ要素が 4 重に存在すれば、不安定になってしまうのである。これは、このような小型の機体の宿命である。翼面荷重を一定としたとき、重量は長さスケールの 2 乗で、慣性モーメントは 4 乗で変化するのに対して、空力モーメントは 3 乗でしか増加しないため大きな機体程この問題は楽になる。

#### 6-3-4 制御要素モデルの再構築

こうして、モデリングにかなりの精度が要求されることが明かとなったため、いくつかの部分要素を再検討した。

(1) ジャイロ系+テーブル系；第 3 章で述べたようにジャイロ系は、ピッチ、ヨーのレート積分ジャイロ (RIG) とロールレートジャイロ (R/G)、スピンプリーテーブルとから構成されている。ピッチ、ヨーの RIG のレート出力特性はその周波数応答を実測した結果、図 6-3-4-1 のデータを得た。その特性は理論値よりも固有周波数が高かった。もっとも、RIG は制御系設計の時点では無限の周波数特性を持つとしていたため、それに比べると 10 Hz でも  $10^\circ$  以上の位相遅れとなる。図 6-3-4-2 はこれを、第 5 章で述べたモーションテー

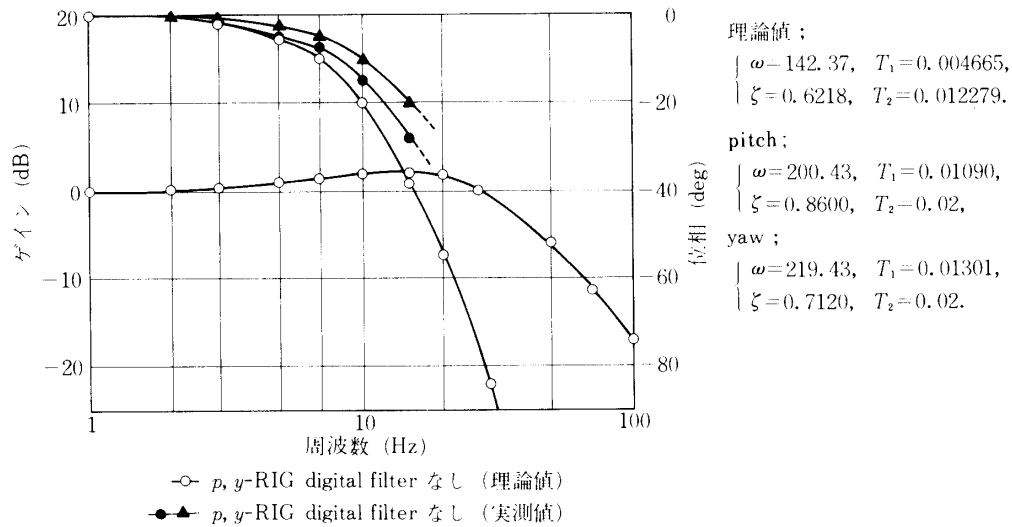


図6-3-4-1 ピッチ，ヨーレート積分ジャイロ特性

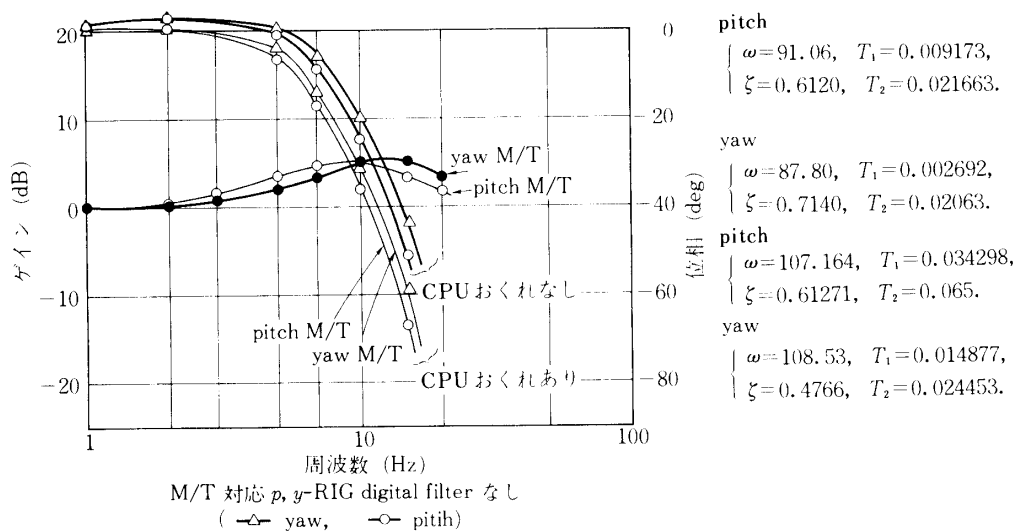


図6-3-4-2 M/T+ピッチ，ヨー RIG 特性

ブルの動特性と重ね合わせたものである。これは、実に 10 Hz で 30° 以上の遅れを示しており、無視するところではない。しかも、モーションテーブルが高域で位相進み型となっているためにゲインが持ち上がっており、これは安定余裕をさらに減らす原因となっていると考えられる。図の 6-3-4-3, 4 は同様にロール系のレートジャイロ (R/G) の実測結果と理論値、及びモーションテーブルとの重ね合わせを示したものである。この結果は理論、計画値から大きく遅れており、モーションテーブルとの総合特性では、10 Hz で 40° 以上の遅れとなっていた。しかも、ゲインは 5 dB ほどに補償されているため、位相が遅れなくとも、ゲイン余裕は 5 dB 減少するという致命的な状態であった。図 6-3-4-5 は、CNE 内部にハード的に実現されているスキュー補正の座標変換部の周波数特性で、コレクションレートが 5°/sec では 10 Hz で 13° 程の位相遅れとなることがわかる。このコレクションレ

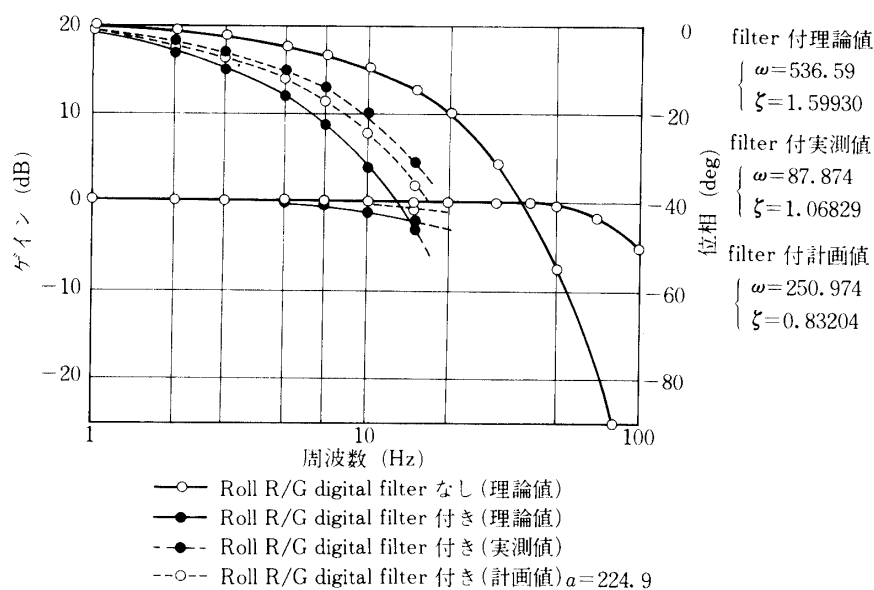


図 6-3-4-3 ロールレートジャイロ特性

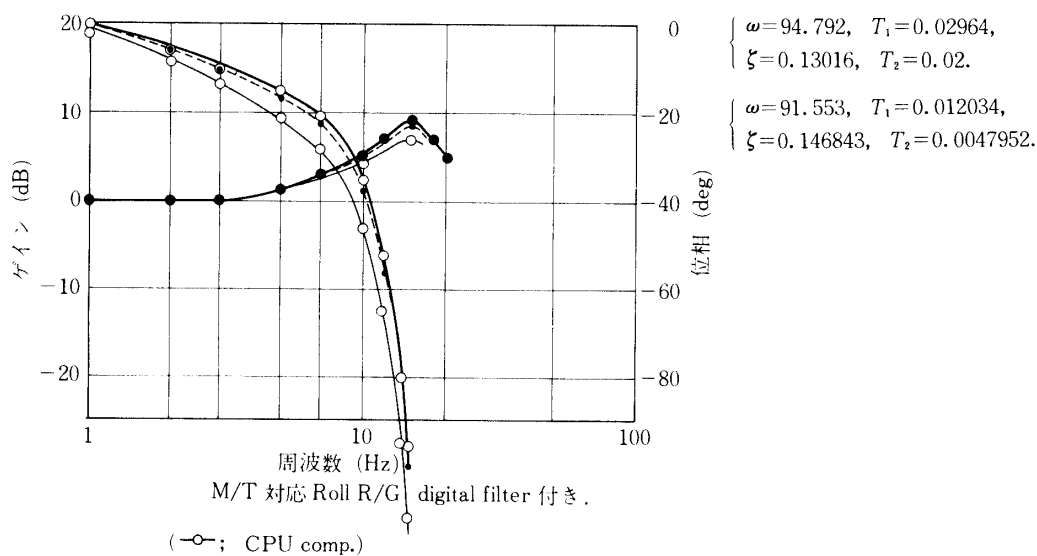
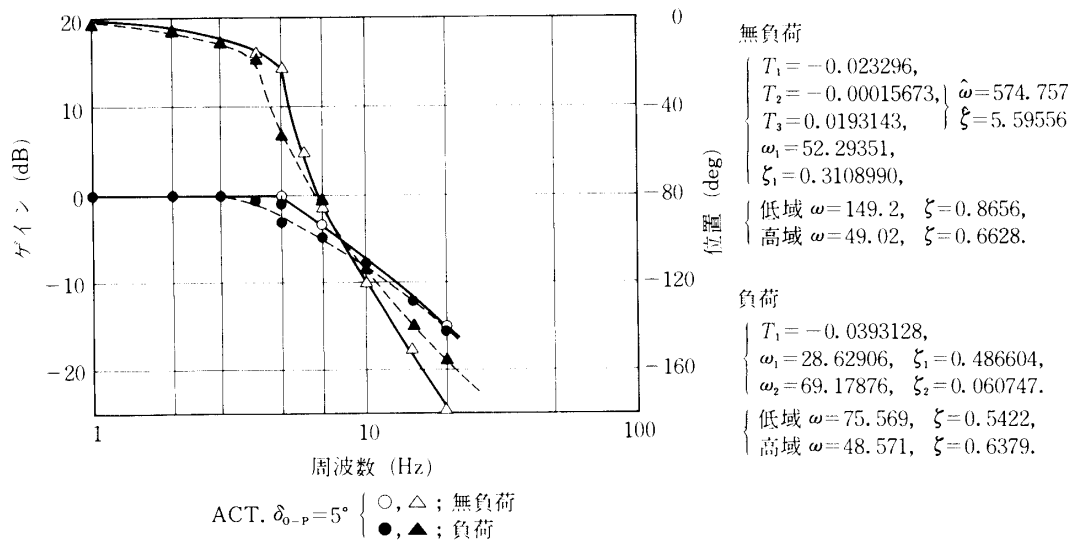
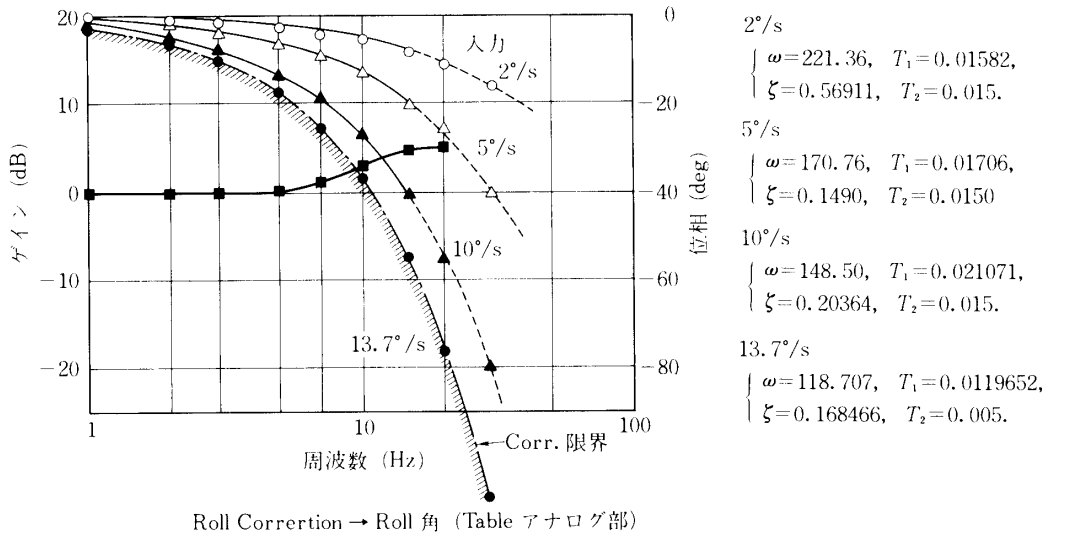


図 6-3-4-4 M/T+ロール R/G 特性

トとは、ヨーレートのピッチ角( $\xi$ )倍のオーダの値で、ほぼ水平に近い飛行をする場合にはあまり問題とはならない。この姿勢検出系はロール角については無限のレンジを、ロールレートについては  $150^\circ/\text{sec}$  のレンジを持つため、このコレクション特性についてはほぼ問題ないと判断できる。

(2) アクチュエータ系；第3章でも述べられた動特性を図 6-3-4-6, 7, 8 にそれぞれ振幅が  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$  の場合についてまとめた。図の横にはフィッティングされた要素モデルの数値も同時に揚げた。設計時点のモデルとまったく違ったのは、このアクチュエータである。実は設計時点でこの点に関しては、アクチュエータ振幅は小振幅にとどまるであ



ろうとの前提を設けていたため、それが設計後のシミュレーションからフィードバックされなかったということである。この差は非常におおきく、振幅 10° の場合には 10 Hz で 120° 以上の位相遅れに対応し、もはや、高域での安定性を議論できる範囲ではない。なお高次モデルはそれ自身不安定系にフィットされているが、解析上は問題ない。

(3) エタデータセンサ系；第3章の ADS の周波数特性をモデル化した結果を図 6-3-4-9 に掲げた。遅れは 10 Hz で 10° 強とそれほどのインパクトはない。

(4) 地上計算機；モーションテーブル駆動用の地上計算機はインターバルが 2 msec と高速であるが、すでに述べた理由からこれも遅れ要因としてカウントする。実際には、アナログ的に入出力をながめれば、平均的には 3 msec の遅れとなる。

表 6-3-4-1 にはこの作業、解析によって更新された各サブ要素のモデルを対比して掲げ



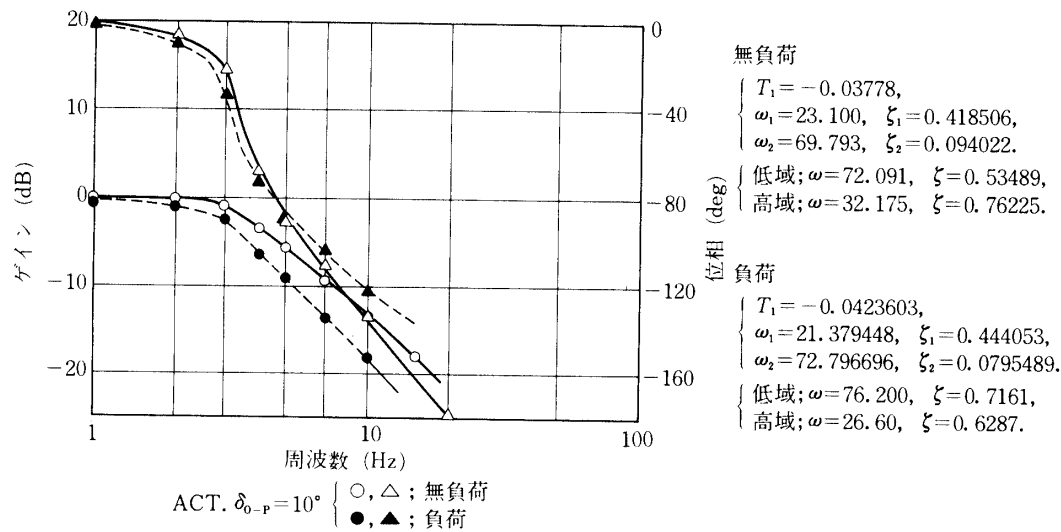


図 6-3-4-7 舵面 ACT 特性 (振幅 10°)

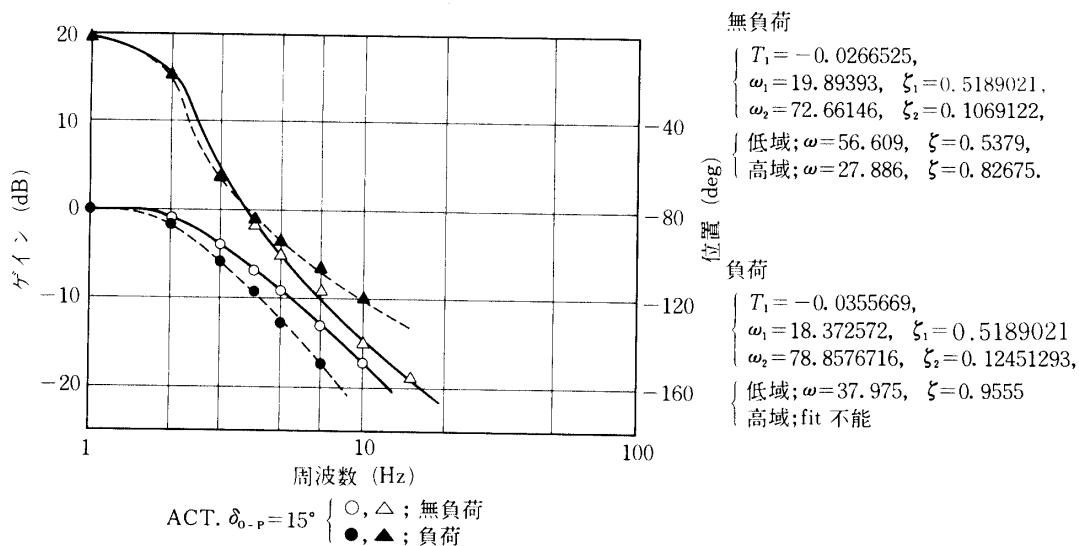


図 6-3-4-8 舵面 ACT 特性 (振幅 15°)

た. 1st Design で“1”と示されている要素はモデル化されていなかったことを示している. 最終的には, この再モデル化によって解析系の次数は 30 数次に及ぶ場合も生じることとなった.

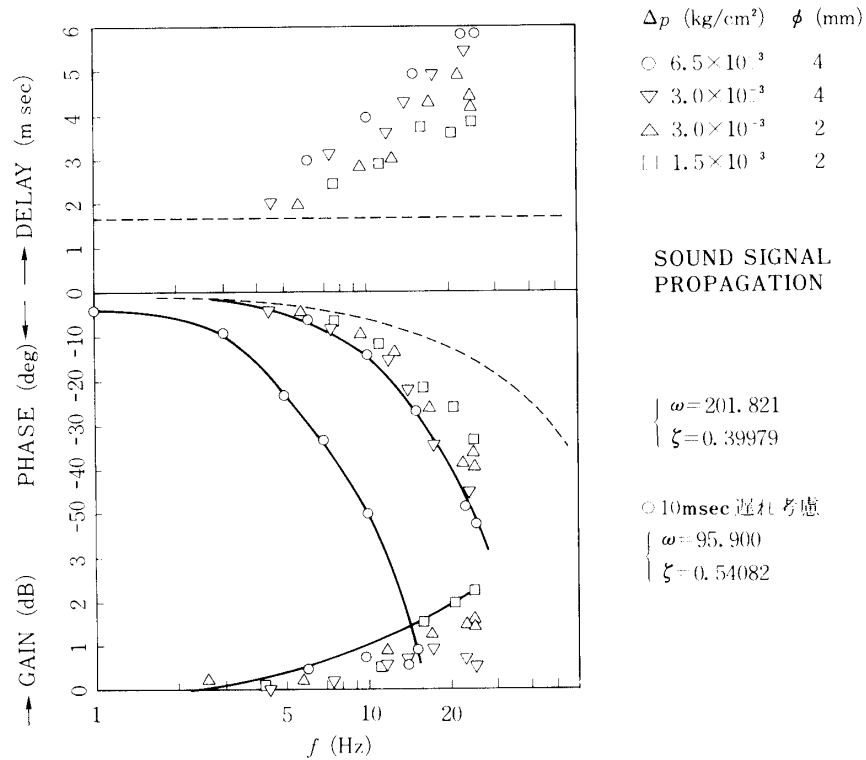


図 6-3-4-9 エアデントセンサー特性

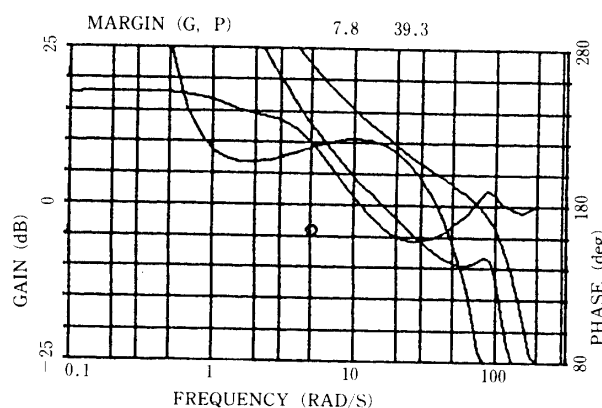
表 6-3-4-1 設計モデルの更新

Items	1st Design	2nd Design
1. Actuator	$\frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2}$	$\frac{\omega_1^2 \omega_2^2}{(1+TS)(S^2 + 2\zeta\omega_2 S + \omega_2^2)}$
2. RIG	1	$\frac{(1+T_2)\omega^2}{(1+T_1S)(S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2)}$ with digital filter
3. Comp. Out	1-sample delay	1-sample delay
4. ADS	1	$\frac{\omega^2}{s^2 + 2\zeta\omega s + \omega^2}$
5. Table	1	$\frac{(1+T_2)\omega^2}{(1+T_1S)(S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2)}$
6. Table Cmpst.	1	$\frac{S^2 + 2\zeta\omega_2 S + \omega_2^2}{S^2 + 2\zeta\omega_1 S + \omega_1^2}$
7. Ground Comp. Int.	1	1-sample delay
8. Modeling	Hybrid-→ digitization	Hybrid-→ digitization + nonlinearity

## 6-3-5 第1次試験での発散振動の再現

6-3-2 節では解析法-A で実際に生じた発散的な振動がほぼ説明できそうであることを述べた。図 6-3-2-7 に示した 24 Hz アクチュエータ系の横の試験結果 2704 に対して解析法-B でより精密に評価した結果を以下に述べる。図 6-3-5-1 は X+260 秒点での解析結果 (B) である。6-3-4 で再構築したモデルのもとでは明らかに発散している。ところが、図 6-3-5-2 の x+262 秒の結果には発散振動は全くみられない。これは実際の試験結果 (図 6-3-2-7) と符合する。この理由はマッハ数 2.5 で制御パラメータが切り替わるため、切り替わった後の制御系の安定余裕が相対的に大きいことによる。

図 6-3-5-3, 4 は、同じ 2704 のそれぞれ x+270 秒と x+280 秒の縦の試験について、その再現を試みた結果である。X+270 秒では全く安定であったものが X+280 秒には、制御



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 2:1

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  12.68 -5.00 -8.35

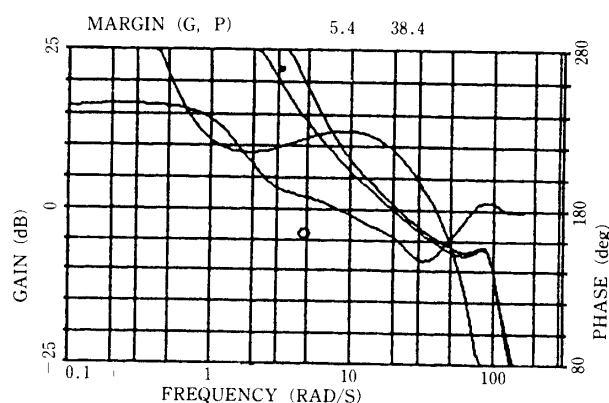
Q. V. M- 1729.0 738.00 2.500

LATE. GAIN &amp; PARAM

-1.000 -0.170 0.000 0.010 0.010

-13.00 5.000 0.000 0.010 0.010

CASE 2704, X+260



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 2:1

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  12.60 -5.00 -0.35

Q. V. M- 1729.0 738.00 2.500

LATE. GAIN &amp; PARAM

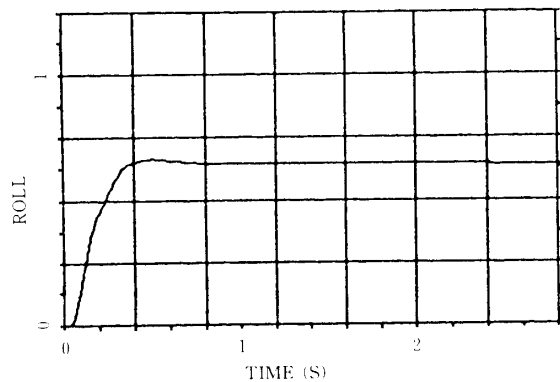
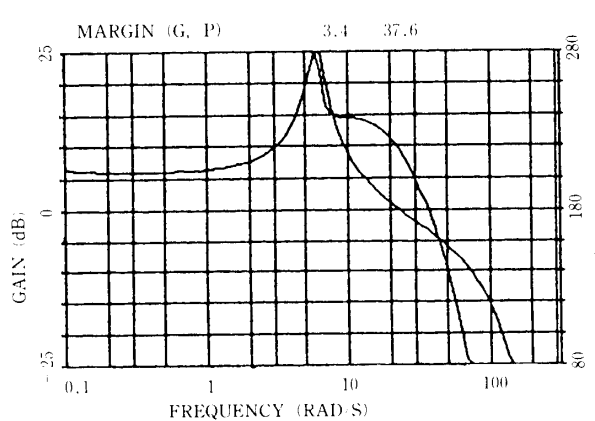
-1.000 -0.218 0.000 0.010 0.010

-5.00 1.200 0.000 0.010 0.010

CASE 2704, X+262

図 6-3-5-1 CASE 2704, X+260(横)

図 6-3-5-2 CASE 2704, X+262(横)



DYNAMICS (1: LON, 2: LAT.) 1 0

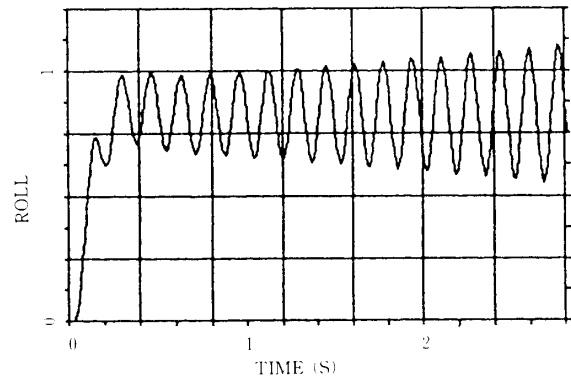
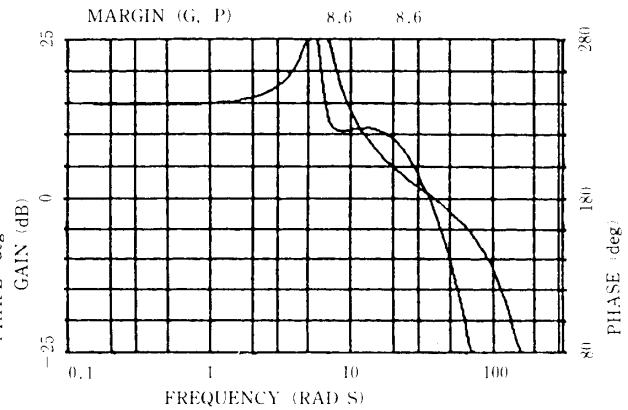
 $\alpha, \delta e, \theta_0$  6.30 5.00 2.84

Q, V, M 1383.0 595.00 2.000

LONG. GAIN &amp; PARAM

4.000 1.000 0.000 0.010 0.010

CASE 2704, X + 270



DYNAMICS (1: LON, 2: LAT.) 1 0

 $\alpha, \delta e, \theta_0$  6.30 5.00 2.84

Q, V, M 1383.0 595.00 2.000

LONG. GAIN &amp; PARAM

12.980 1.500 0.000 0.010 0.010

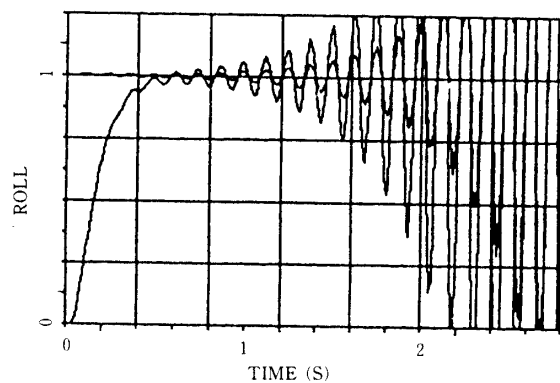
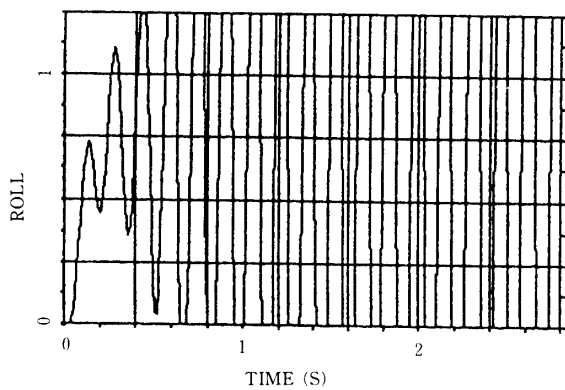
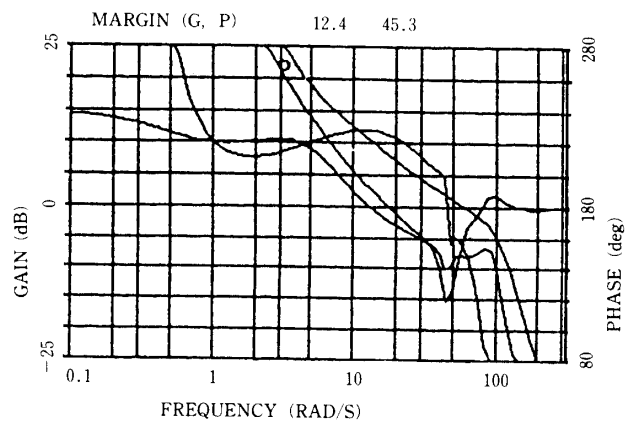
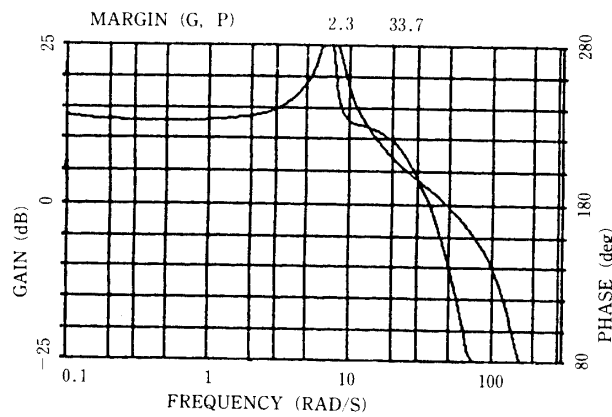
CASE 2704, X + 280

図 6-3-5-3 CASE 2704, X+270(縦)

図 6-3-5-4 CASE 2704, X+280(縦)

則がマッハ数 2.0 を境に切り替えられたために不安定に陥っているのがわかる。これは、図 6-3-2-6 の結果とも見事に一致する。実はこのケース 2704 は、この図の右端の X+396 秒でピッチ系の発散で試験中止に終わっているのであるが、その再現も図 6-3-5-5 に揚げたように完全に再現できた。図 6-3-2-5 のケース 2114 は直結アクチュエータによる試験結果であるが、この X+254 秒付近のロール系の発散も、図 6-3-5-6 に示したようによく再現できた。図 6-3-5-7, 8 はケース 2705 の X+300 秒と X+360 秒時点での縦の安定性を再検討した結果である。どちらも、実際の発散振動(図 6-3-2-8)をよく説明している。

これらの結果は一見、安定、不安定のみ再現としか見えないが、実は定量的に試験結果を説明できている。表 6-3-5-1 には第 1 次試験で計測された発散振動の周波数(TEST)と再現モデルによるそれ(MODEL)を列記した。これにまとめたケースはいずれも発散振動をおこしているもので、その周波数の値は正確に計測できている。データの再現性は驚くほどよく、これから再構築されたモデルが妥当であると結論される。



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta o-$  5.70 -5.00 -8.50  
 Q. V. M- 1054.0 242.00 0.800

LONG. GAIN &amp; PARAM

5.100 0.600 0.000 0.010 0.010

CASE 2704, X+396

DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 2 1

$\alpha, \delta e, \theta o-$  16.90 -5.00 -4.00  
 Q. V. M- 1701.0 816.00 2.754

LATE. GAIN &amp; PARAM

-1.000 -8.170 0.000 0.010 0.010  
 -13.00 5.000 0.000 0.010 0.010

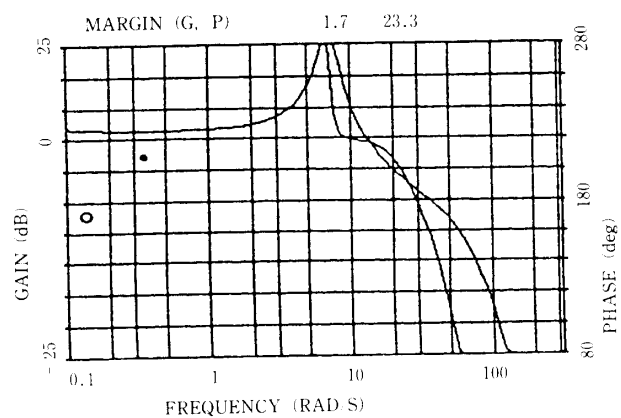
CASE 2114, X+254

図 6-3-5-5 CASE 2704, X+396(縦)

図 6-3-5-6 CASE 2114, X+254(横)

表 6-3-5-1 第1次試験発振の再現

CASE	CONDITIONS.	FREQ.(TEST)	FREQ.(MODEL)
2114	X+254, M=2.8, Act, $\delta a$	7.6	7.5
2704	X+254, M=2.8, Act, 24 Hz, $\delta a$	6.0	6.5
2704	X+300, M=1.5, Act, 24 Hz, $\delta e$	5.4	5.8
2705	X+254, M=2.8, Act, 12 Hz, $\delta a$	4.8	5.4
2705	X+300, M=1.5, Act, 12 Hz, $\delta e$	4.5	4.9
2705	X+360, M=1.0, Act, 12 Hz, $\delta e$	4.9	4.9



DYNAMICS (1 : LON. 2 : LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta_0$  5.58 -5.00 0.27

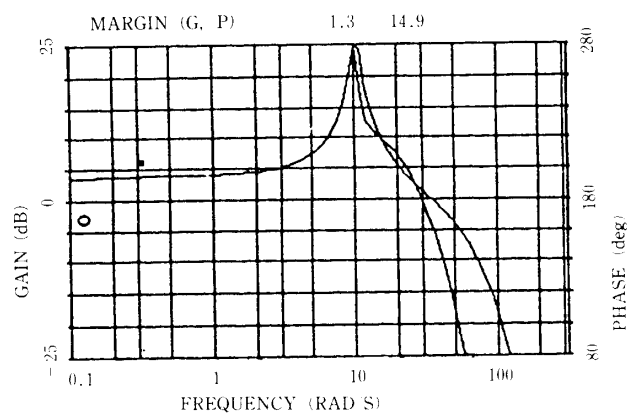
Q, V, M 852.0 42.00 1.500

LONG. GAIN & PARAM

12.560 1.500 0.000 0.010 0.010

CASE 2705, X + 300

図 6-3-5-7 CASE 7205, X+300(縦)



DYNAMICS (1 : LON. 2 : LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta_0$  4.90 5.00 21.60

Q, V, M 979.0 295.00 1.000

LONG. GAIN & PARAM

5.100 0.600 0.000 0.010 0.010

CASE 2705, X + 360

図 6-3-5-8 CASE 2705, X+360(縦)

## 6-3-6 テーブル試験の一巡伝達特性の確認

2つの数値的な解析-A, Bにより, 第1次試験の結果はよく説明できたが, これを実際のハードウェアを含めて検証することも試みた。これは, 第2次試験実施の際に生ずるかもしれない不具合に対して, できるだけアンビグイティを減らす目的で行なったものである。

図6-3-6-1にはこのための計測系のコンセプトを掲げた。ここでいう一巡ループとは全てのハードウェアを動員するもので, これが予期しているものと一致することはほぼ完全にシステム全体を把握することを意味する。図6-3-6-2, 3, 4はそれぞれOuter, Middle, Inner 3軸まわりの実測値を計画予測値と重ねてプロットしたものである。計画予想値の方は実線で示してある。いずれも, 概ね良好な一致をしめしているが, ややInner軸系の位相誤差が大きい。この段階ではこれ以上パーフェクトに合致させるのは困難だと判断し,

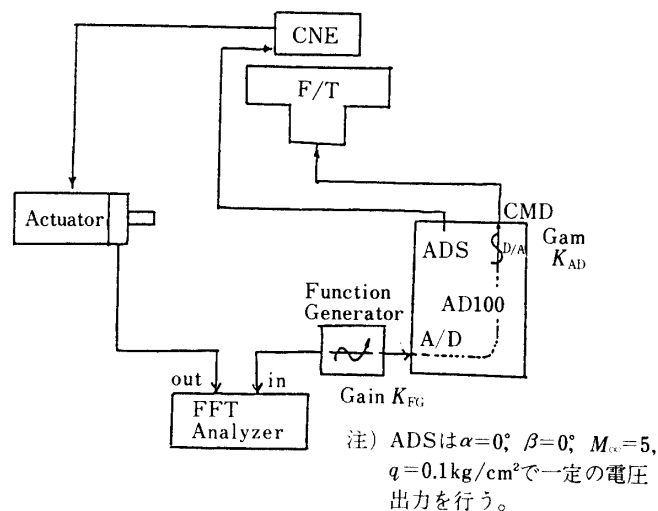


図6-3-6-1 システムの遅れ計測ブロック図

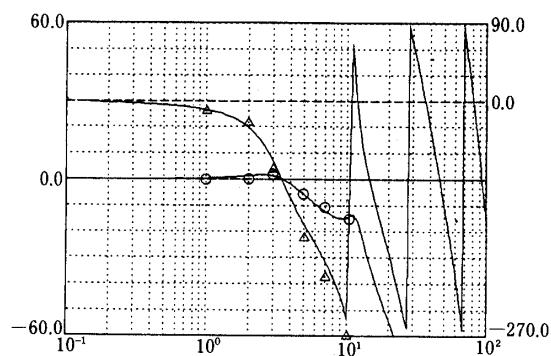


図6-3-6-2 Outer軸一巡伝達特性

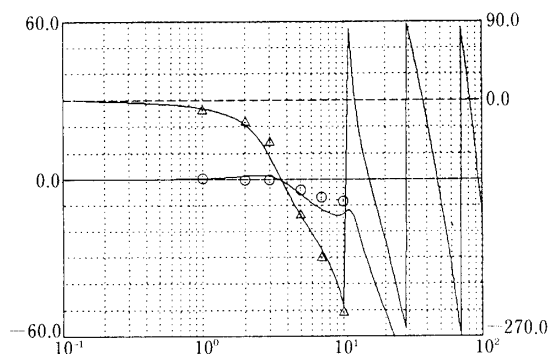


図 6-3-6-3 Middle 軸一巡伝達特性

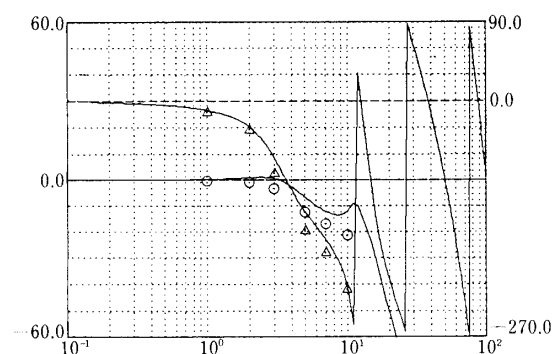


図 6-3-6-4 Inner 軸一巡伝達特性

第2次試験に臨むこととした。このような全系の遅れを実際に測定することは、あまり例がないのではないだろうか。

#### 6-3-7 第2次設計の結果

こうしてモデルを更新後、再設計された制御パラメータを表 6-3-7-1 に第1次設計の値と対比して総合的に示した。この表中の安定余有の値は解析-A、-B の双方の悪い側の値を採用してある。制御構造を変えていないため結果としてゲインは大幅に小さくしてある。また、ゲインの低下だけでは対応できない高マッハ数の大迎角域では、根本的にパスの設定から見直しをおこない最大の迎角を  $30^\circ$  から  $15^\circ$  へと大きく減らして LCDP 改善のために  $K\beta$  が極端に大きくならないよう配慮した。これが大変効果的で、比較的小さいゲイン安定化可能となった。これは、同時に舵面の振れ角をも抑えることになり、舵面から生ずる遅れを少なくすることにつながった。

表 6-3-7-2 には縦の制御系の安定解析結果(解析-A)をアクチュエータが 24 Hz 相当の小振幅時を前提としてまとめた。さらに、実際の非線形性の強いアクチュエータを用いた場合の標準、高め、低めの軌道分散が生じたケースについて、その結果を表 6-3-7-3~5 にまとめた。高めに飛んだ場合に余有が少なくなるが、全経路を通じてどうにか安定性を確保できたといえよう。表 6-3-7-6~9 には同様の結果(解析-A)を横について行なった結果



表 6-3-7-1-(a) 第 1 次設計パラメータ

	Longitudinal.				Lateral.							
	Gain		Margin		Gain				Margin(r)		Margin(a)	
$M$	$K\alpha$	$Kq$	G	P	$K\beta$	$Kr$	$K\phi$	$Kp$	G	P	G	P
3.0	5.1	0.9	12	51	15.0	5.0	1.0	0.17	10	52	9	62
2.5	4.6	1.0	13	54	5.0	1.2	1.0	0.21	11	53	13	57
1.5	12.6	1.5	9	38	3.0	1.1	1.0	0.21	12	48	16	58
1.0	5.1	0.6	9	39	3.0	0.75	0.2	0.036	12	49	23	42
0.6	4.0	0.6	11	45	3.0	1.1	1.0	0.15	9	38	15	55

表 6-3-7-1-(b) 第 2 次設計パラメータ

	Longitudinal.				Lateral.							
	Gain		Margin		Gain				Margin(r)		Margin(a)	
$M$	$K\alpha$	$Kq$	G	P	$K\beta$	$Kr$	$K\phi$	$Kp$	G	P	G	P
3.3	2.0	0.5	7	52	5.0	0.5	0.25	0.075	8	23	5	42
2.5	3.0	0.5	6	41	3.0	0.7	0.4	0.08	10	58	5	29
1.5	5.0	0.6	6	33	1.0	1.0	0.5	0.175	9	47	11	57
1.0	1.2	0.15	8	36	0.5	0.5	0.3	0.045	7	18	7	12
0.6	2.0	0.2	8	34	0.5	0.7	0.3	0.09	9	38	13	57

標準軌道の標定マッハ数における姿勢制御ゲイン

$M$	$G\alpha$	$Gq$	$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$Gp$
3.3	2.0	0.5	5.0	0.5	0.25	0.075
2.5	3.0	0.5	3.0	0.7	0.4	0.080
1.5	5.0	0.6	1.0	1.0	0.5	0.175
1.0	1.2	0.15	0.5	0.5	0.3	0.045
0.6	2.0	0.2	0.5	0.7	0.3	0.090

$$\delta e = -G\alpha \cdot \alpha e + Gq \cdot q \quad \alpha e = \alpha_t - \alpha$$

$$\delta a = G\phi \cdot \phi e - Gp \cdot p \quad \phi e = \phi_t - \phi$$

$$\delta r = G\beta \cdot \beta e + Gr \cdot r \quad \beta e = \beta_t - \beta$$

制御ゲインのスケジューリング

$M$	$G\alpha$	$Gq$	$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$Gp$
3.0	2.0	0.5	5.0	0.5	0.25	0.075
2.0	3.0	0.5	3.0	0.7	0.4	0.080
1.3	5.0	0.6	1.0	1.0	0.5	0.175
0.8	1.2	0.15	0.5	0.5	0.3	0.045
	2.0	0.2	0.5	0.7	0.3	0.090

表 6-3-7-2 Longitudinal Feedback Gain (解析-A)

$t$	$M_{\infty 0}$	Gain		Stability Margin	
		$G\alpha$	$Gq$	$dB$	phase
232.2	3.5	↑	↑	16.4	52.9
▷ 236.6	3.3	2.0	0.5	14.2	53.2
241.8	3.0	↓	↓	13.0	53.2
241.8	3.0	↑	↑	12.5	45.4
246.6	2.7				
▷ 249.8	2.5	3.0	0.5	13.4	45.9
261.0	2.0	↓	↓	12.5	45.4
261.0	2.0	↑	↑	10.5	37.5
▷ 278.6	1.5	5.0	0.6	14.7	38.4
293.0	1.3	↓	↓	15.5	39.1
293.0	1.3	↑	↑	27.9	42.1
▷ 349.0	1.0	1.2	0.15	17.5	45.3
373.8	0.8	↓	↓	15.7	43.0
373.8	0.8	↑	↑	12.7	36.4
▷ 403.0	0.6	2.0	0.2	15.9	37.0

Nominal Path

Actuator 24 Hz

表 6-3-7-3 Longitudinal Feedback Gain (解析-A)

$t$	$M_{\infty 0}$	Gain		Stability Margin	
		$G\alpha$	$Gq$	$dB$	phase
232.20	3.5	↑	↑	11.0	51.9
▷ 236.6	3.3	2.0	0.5	8.8	47.0
241.8	3.0	↓	↓	7.5	43.4
241.8	3.0	↑	↑	6.0	32.0
246.6	2.7				
▷ 249.8	2.5	3.0	0.5	6.7	37.2
261.0	2.0	↓	↓	7.4	36.9
261.0	2.0	↑	↑	5.5	20.4
▷ 278.6	1.5	5.0	0.6	7.8	29.8
293.0	1.3	↓	↓	8.5	30.2
293.0	1.3	↑	↑	20.6	42.4
▷ 349.0	1.0	1.2	0.15	8.9	32.6
373.8	0.8	↓	↓	8.4	34.3
373.8	0.8	↑	↑	4.2	19.2
▷ 403.0	0.6	2.0	0.2	7.8	31.5

Nominal Path

Actuator  $10^\circ$  (5 次)

を掲げた。やはり、高めのケースでやや余有にとぼしい点もあるが、大振幅時にもある程度の余有を有して安定であることから問題ないと判断した。表 6-3-7-10, 11 はさらに、モーションテーブル時の安定性も検討したものだが、これによると飛翔時よりもはるかに条件の悪いテーブル試験時にも安定であることがわかる。このことは、飛翔状態とは異なるテーブル試験の際に、最悪側の安定性評価が可能であることを意味する。図 6-3-7-1~5 に縦の系で、根軌跡と Bode 図をアクチュエータが 24 Hz 相当であることを前提に解析した結果(解析-A)を掲げた。これらの根軌道跡はレート加算比をパラメータとしたものである。一方図 6-3-7-6~10 には同様の結果(解析-A)を横の系についてまとめた。この根軌跡はロールのレート加算比がパラメータとなっている。

解析-B の安定余有に対する結果を表 6-3-7-11~20 に掲げた。前半は縦の制御系の特性で、後半は横のものである。アクチュエータを 5 次にフィットさせた実際のモデルに対しては軌道の上下の分散を考慮してまとめている。この実アクチュエータを用いた場合には、高めの軌道や、切り替え点付近で安定限界にまでいたることもあるが、大振幅時にも、と

表 6-3-7-4 Longitudinal Feedback Gain (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain		Stability Margin	
		$G\alpha$	$Gq$	$dB$	phase
249	3.5	↑	↑	9.1	46.9
▷ 252.6	3.3	2.0	0.5	7.4	43.2
257.0	3.0	↓	↓	6.2	32.7
257.0	3.0	↑	↑	4.6	26.8
261.0	2.7				
▷ 263.8	2.5	3.0	0.5	5.0	27.3
273.0	2.0	↓	↓	5.4	27.1
273.0	2.0	↑	↑	3.4	8.3
▷ 287.4	1.5	5.0	0.6	5.7	20.6
297.8	1.3	↓	↓	7.2	26.1
297.8	1.3	↑	↑	19.3	41.2
▷ 353.8	1.0	1.2	0.15	10.1	31.0
383.0	0.8	↓	↓	8.3	34.4
383.0	0.8	↑	↑	4.1	19.2
▷ 411.0	0.6	2.0	0.2	7.7	31.5

Upper Path

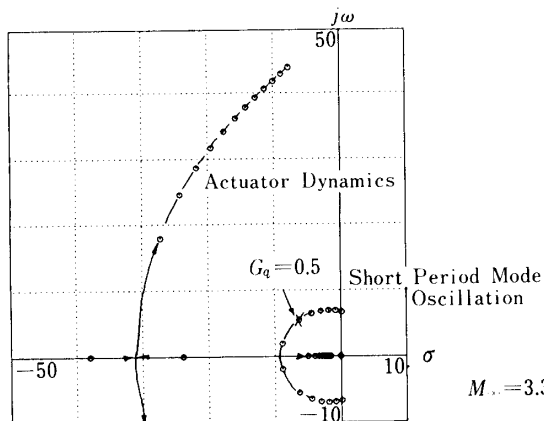
Actuator  $\delta_{o-p} = 10^\circ$  (5次)

図 6-3-7-1(a)

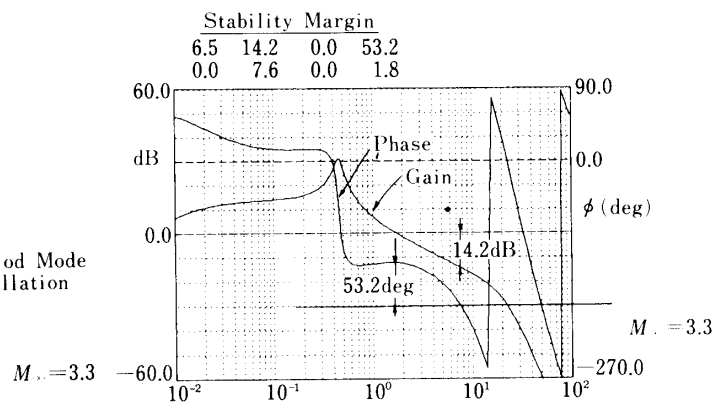


図 6-3-7-1(b)

表 6-3-7-5 Longitudinal Feedback Gain (解析-A)

$t$	$M_{0\infty}$	Gain		Stability Margin	
		$G\alpha$	$Gq$	dB	phase
210.4	3.5	↑	↑	14.1	52.4
▷ 216.8	3.3	2.0	0.5	10.8	52.0
223.2	3.0	↓	↓	9.3	50.5
223.2	3.0	↑	↑	7.7	39.9
229.2	2.7				
▷ 233.2	2.5	3.0	0.5	8.4	40.5
246.4	2.0	↓	↓	9.5	40.1
246.4	2.0	↑	↑	7.5	29.4
▷ 269.6	1.5	5.0	0.6	9.3	32.7
296.4	1.3	↓	↓	7.0	26.1
296.4	1.3	↑	↑	19.1	41.2
▷ 338.0	1.0	1.2	0.15	8.5	26.2
361.2	0.8	↓	↓	8.6	34.1
361.2	0.8	↑	↑	4.4	19.1
▷ 392.4	0.6	2.0	0.2	7.8	31.5

Lower Path

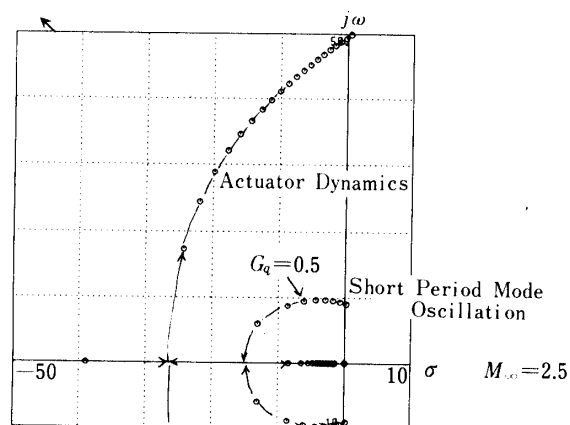
Actuaton  $\delta_{o-p} = 10^\circ$  (5 次)

図 6-3-7-2(a)

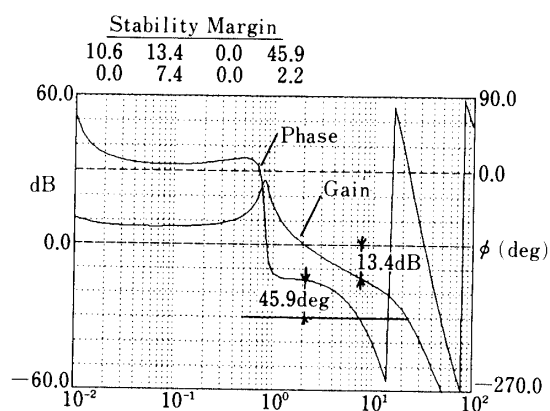


図 6-3-7-2(b)

表 6-3-7-6 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain				Stability Margin			
		$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$\tau_p$	$\delta a$ dB	$\delta a$ phase	$\delta r$ dB	$\delta r$ phase
232.20	3.5	↓	↓	↓	↓	18.5	55.4	19.3	58.4
○ 236.60	3.3	5.0	0.5	0.25	0.3	16.6	54.7	15.7	43.6
241.80	3.0	↓	↓	↓	↓	16.1	61.2	13.2	36.7
241.80	3.0	↑	↑	↑	↑	15.2	60.5	12.0	52.4
246.60	2.7								
○ 249.80	1.5	3.0	0.7	0.4	0.2	17.5	63.7	11.8	47.5
261.0	2.0	↓	↓	↓	↓	18.6	65.0	14.4	53.4
261.0	2.0	↑	↑	↑	↑	12.2	59.3	12.0	64.7
○ 278.60	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35	15.0	56.8	15.1	64.5
293.0	1.3	↓	↓	↓	↓	17.5	49.3	15.5	54.7
293.0	1.3	↑	↑	↑	↑	28.2	19.3	21.2	59.5
○ 349.0	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15	22.5	32.9	12.7	49.3
373.8	0.8	↓	↓	↓	↓	17.3	38.3	14.3	55.5
373.8	0.8	↑	↑	↑	↑	11.8	44.9	11.8	51.6
○ 403.0	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3	14.2	53.0	16.2	65.1

Nominal Pack

Actuator 24 Hz

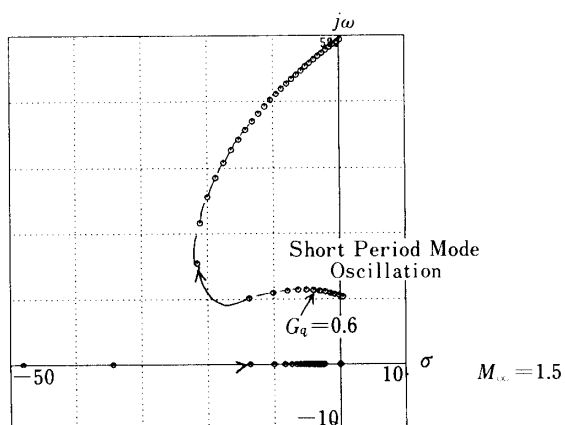


図 6-3-7-3(a)

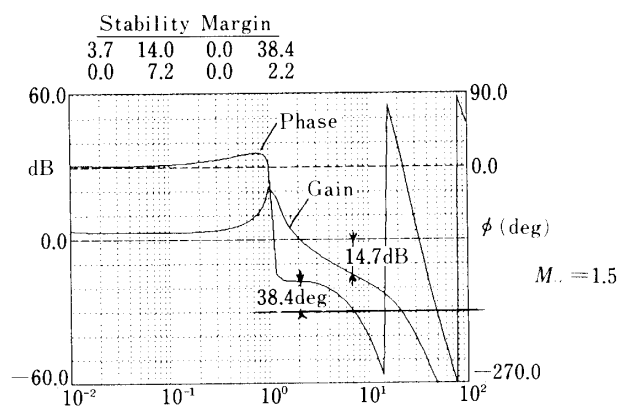


図 6-3-7-3(b)

表 6-3-7-7 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain					Stability Margin			
		$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$\tau_p$		$\delta_a$		$\delta_r$	
							$dB$	phase	$dB$	phase
232.20	3.5	↓	↑	↑	↑		11.7	38.1	9.0	50.6
▷ 236.60	3.3	5.0	0.5	0.25	0.3		8.1	22.6	4.8	42.0
241.80	3.0	↓	↓	↓	↓		7.6	12.9	2.1	20.6
241.80	3.0	↑	↑	↑	↑		6.6	20.5	4.6	36.6
246.60	2.7						7.8	46.5	4.2	23.3
▷ 249.80	2.5	3.0	0.7	0.4	0.2		9.5	58.4	4.9	28.7
261.0	2.0	↓	↓	↓	↓		12.5	63.8	8.7	43.6
261.0	2.0	↑	↑	↑	↑		5.9	36.7	7.2	52.9
▷ 278.60	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35		9.2	46.7	10.7	56.8
293.0	1.3	↓	↓	↓	↓		12.0	45.8	11.4	46.9
293.0	1.3	↑	↑	↑	↑		21.6	21.3	9.3	60.0
▷ 349.0	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15		7.2	17.8	7.2	12.4
373.8	0.8	↓	↓	↓	↓		9.7	32.3	11.0	38.4
373.8	0.8	↑	↑	↑	↑		4.8	8.7	3.3	10.1
▷ 403.0	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3		8.5	38.3	13.1	56.6

Nominal Pack

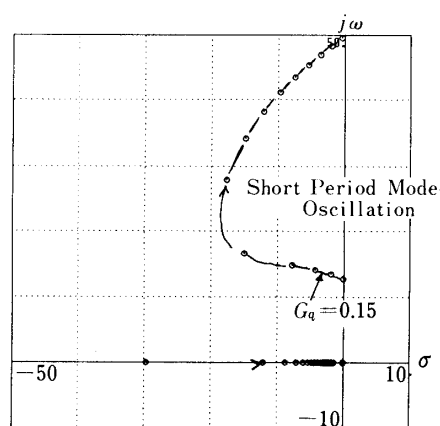
Actuator  $\delta_{o-p}=10^\circ$  (5 次)

図 6-3-7-4(a)

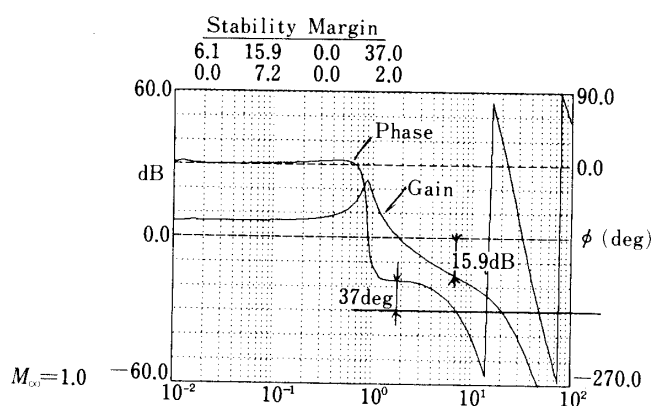


図 6-3-7-4(b)

表 6-3-7-8 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain				Stability Margin			
		$G\beta$	$G_r$	$G\phi$	$\tau_p$	$\delta_a$ dB	$\delta_a$ phase	$\delta_r$ dB	$\delta_r$ phase
249.0	3.5	↓	↓	↓	↓	9.6	3.7	6.2	55.3
▷ 252.6	3.3	5.0	0.5	0.25	0.3	6.3	13.0	4.0	40.5
257.0	3.0	↓	↓	↓	↓	5.9	3.3	1.5	5.4
257.0	3.0	↑	↑	↑	↑	4.8	9.8	2.6	7.5
261.0	2.7								
▷ 263.8	2.5	3.0	0.7	0.4	0.2	7.7	47.6	3.2	14.6
273.0	2.0	↓	↓	↓	↓	8.5	51.0	6.5	35.3
273.0	2.0	↑	↑	↑	↑	3.8	24.4	4.9	33.5
▷ 287.4	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35	7.4	35.3	9.0	45.6
297.8	1.3	↓	↓	↓	↓	10.7	43.0	10.3	42.0
297.8	1.3	↑	↑	↑	↑	20.3	24.3	10.6	57.3
▷ 353.8	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15	7.7	30.0	10.2	37.1
383.0	0.8	↓	↓	↓	↓	9.7	32.4	10.9	38.2
383.0	0.8	↑	↑	↑	↑	2.5	8.4	3.2	9.9
▷ 411.0	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3	8.4	38.3	13.0	56.7

Upper Path

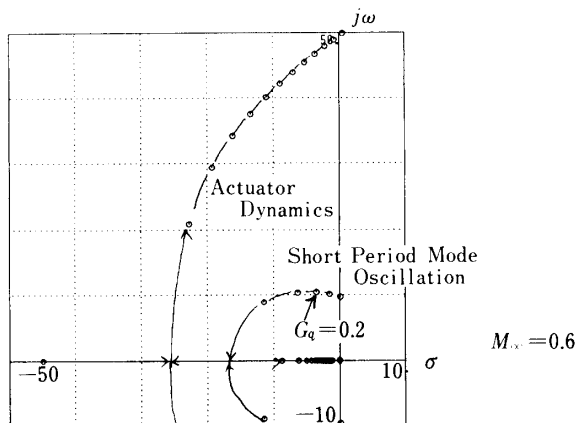
Actuator  $\delta_{o-p} = 10^\circ$  (5次)

図 6-3-7-5(a)

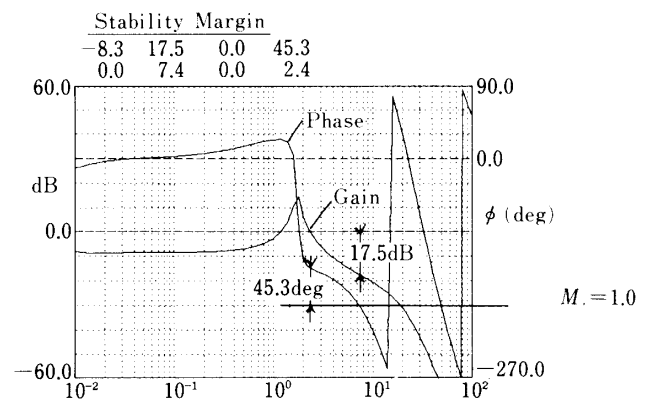


図 6-3-7-5(b)



表 6-3-7-9 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain				Stability Margin			
		$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$\tau_p$	$\delta_a$ $dB$	$\delta_a$ phase	$\delta_r$ $dB$	$\delta_r$ phase
210.4	3.5	↓	↓	↓	↓	15.1	49.5	11.7	47.1
▷ 216.8	3.3	5.0	0.5	0.25	0.3	11.9	38.5	7.7	41.5
223.2	3.0	↓	↓	↓	↓	11.1	31.7	4.6	22.2
223.2	3.0	↑	↑	↑	↑	8.7	38.1	6.7	45.9
× 229.2	2.7								
▷ 233.2	2.5	3.0	0.7	0.4	0.2	11.4	60.4	8.0	33.5
246.4	2.0	↓	↓	↓	↓	13.1	67.1	10.7	50.5
246.4	2.0	↑	↑	↑	↑	7.9	48.1	9.2	63.4
▷ 269.6	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35	10.6	54.1	12.1	60.8
296.4	1.3	↓	↓	↓	↓	11.3	35.7	10.4	39.2
296.4	1.3	↑	↑	↑	↑	20.7	23.9	15.5	55.2
▷ 338.0	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15	6.7	29.6	8.9	31.2
361.2	0.8	↓	↓	↓	↓	9.9	32.2	11.2	43.8
361.2	0.8	↑	↑	↑	↑	7.1	9.0	9.0	10.3
▷ 392.4	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3	8.5	38.2	13.1	56.5

Lower Path

Actuator  $\delta_{o-p}=10^\circ$  (5 次)

表 6-3-7-10 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain				Stability Margin			
		$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$\tau_p$	$\delta_a$ $dB$	$\delta_a$ phase	$\delta_r$ $dB$	$\delta_r$ phase
232.20	3.5	↓	↓	↓	↓	11.7	50.6	17.2	56.2
○ 236.60	3.3	5.0	0.5	0.5	0.2	9.8	49.0	13.8	57.7
241.80	3.0	↓	↓	↓	↓				
241.80	3.0	↑	↑	↑	↑				
246.60	2.7								
○ 249.80	2.5	3.0	0.7	0.5	0.2	11.7	59.7	9.0	52.8
261.0	2.0	↓	↓	↓	↓				
261.0	2.0	↑	↑	↑	↑				
○ 278.60	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35	10.9	57.8	12.1	67.2
293.0	1.3	↓	↓	↓	↓				
293.0	1.3	↑	↑	↑	↑				
○ 349.0	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15	19.0	34.0	10.0	53.9
373.8	0.8	↓	↓	↓	↓				
373.8	0.8	↑	↑	↑	↑				
○ 403.0	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3	10.2	54.2	13.2	67.3

Nomial Path

Actuator 24 Hz/FT Dynamics

表 6-3-7-11 Lateral Feedback Controller. (解析-A)

$t$	$M_\infty$	Gain				Stability Margin			
		$G\beta$	$Gr$	$G\phi$	$\tau_p$	$\delta_a$ dB	$\delta_a$ phase	$\delta_r$ dB	$\delta_r$ phase
232.20	3.5								
○ 236.60	3.3	5.0	0.5	0.5	0.2	4.8	8.5	4.3	56.4
241.80	3.0	↓	↓	↓	↓				
241.80	3.0	↑	↑	↑	↑				
246.60	2.7								
○ 249.80	2.5	3.0	0.7	0.5	0.2	8.4	41.9	5.2	29.1
261.0	2.0	↓	↓	↓	↓				
261.0	2.0	↑	↑	↑	↑				
○ 278.6	1.5	1.0	1.0	0.5	0.35	8.6	47.9	10.7	61.4
293.0	1.3	↓	↓	↓	↓				
293.0	1.3	↑	↑	↑	↑				
○ 349	1.0	0.5	0.5	0.3	0.15	6.7	33.8	7.9	35.8
373.8	0.8	↓	↓	↓	↓				
373.8	0.8	↑	↑	↑	↑				
○ 403.0	0.6	0.5	0.7	0.3	0.3	7.9	39.6	11.8	61.3

Nominal Path

Actuator  $\delta_{o-p} = 10^\circ/\text{FT}$  Dynamics

表 6-3-7-12 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有 (縦) (解析-B)

{ アクチュエータ; 24 Hz  
軌道; ノミナル

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン		安 定 余 有	
	$G\alpha$	$G_q$	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	2.0	0.5	14.2	51.0
* 3.3			12.1	51.6
3.0			10.9	51.5
3.0	3.0	0.5	10.6	43.4
* 2.5			11.4	44.1
2.0			12.4	43.9
2.0	5.0	0.6	10.5	35.3
* 1.5			12.8	35.6
1.3			13.6	35.9
1.3	1.2	0.15	25.7	41.4
* 1.0			15.3	43.8
0.8			13.6	41.0
0.8	2.0	0.2	10.7	33.6
* 0.6			14.0	33.6

表 6-3-7-13 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有 (縦) (解析-B)

{ アクチュエータ; 5 次の近似モデル  
軌道; ノミナル

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン		安 定 余 有	
	$G\alpha$	$G_q$	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	2.0	0.5	9.5	53.7
* 3.3			7.3	52.4
3.0			6.1	48.4
3.0	3.0	0.5	5.3	39.4
* 2.5			6.0	40.9
2.0			6.8	41.2
2.0	5.0	0.6	4.2	26.6
* 1.5			6.4	32.9
1.3			7.2	34.5
1.3	1.2	0.15	19.4	43.9
* 1.0			8.0	36.1
0.8			7.4	38.5
0.8	2.0	0.2	3.9	23.5
* 0.6			7.4	33.6

表 6-3-7-14 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(縦) (解析-B)

{ アクチュエータ；5 次の近似モデル  
軌道；Upper

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン		安 定 余 有	
	$G_\alpha$	$G_q$	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	2.0	0.5	7.6	52.4
* 3.3			5.9	48.2
3.0			4.8	40.6
3.0	3.0	0.5	4.0	32.1
* 2.5			4.4	33.5
2.0			4.7	32.6
2.0	5.0	0.6	2.1	14.1
* 1.5			4.3	26.2
1.3			5.8	31.5
1.3	1.2	0.15	18.0	45.0
* 1.0			9.2	39.0
0.8			7.3	38.3
0.8	2.0	0.2	3.8	23.0
* 0.6			7.4	33.4

表 6-3-7-15 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(縦) (解析-B)

{ アクチュエータ；5 次の近似モデル  
軌道；Lower

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン		安 定 余 有	
	$G_\alpha$	$G_q$	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	2.0	0.5	12.5	51.7
* 3.3			9.3	53.8
3.0			7.8	53.0
3.0	3.0	0.5	7.0	43.7
* 2.5			7.7	44.6
2.0			8.7	44.5
2.0	5.0	0.6	6.1	33.2
* 1.5			7.9	35.2
1.3			5.7	31.0
1.3	1.2	0.15	17.9	45.0
* 1.0			7.7	35.2
0.8			7.6	38.9
0.8	2.0	0.2	4.1	24.5
* 0.6			7.4	33.5

表 6-3-7-16 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(横)(解析-B)

{ アクチュエータ：24 Hz  
軌道：ノミナル

マッハ数 *設計値	ゲイン				安定余有			
	$G_\beta$	$G_r$	$G_\phi$	$G_p$	$\delta_a$		$\delta_r$	
					ゲイン(dB)	位相(deg)	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	5.0	0.5	0.25	0.075	16.1	59.4	18.6	24.7
* 3.3					14.2	62.3	15.0	33.8
3.0					13.7	74.8	12.2	36.7
3.0	0.3	0.7	0.4	0.08	12.7	56.8	10.2	59.2
* 2.5					15.0	50.2	10.0	50.5
2.0					16.0	48.0	12.5	52.8
2.0	1.0	1.0	0.5	0.175	9.6	53.3	9.8	63.2
* 1.5					12.6	50.7	13.0	60.9
1.3					14.9	43.7	13.4	51.5
1.3	0.5	0.5	0.3	0.045	25.6	2.8	0.9	28.5
* 1.0					18.9	25.7	8.8	48.6
0.8					14.5	28.4	12.2	49.3
0.8	0.5	0.7	0.3	0.09	9.5	37.5	9.7	45.3
* 0.6					11.7	46.6	14.1	60.2

表 6-3-7-17 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(横)(解析-B)

{ アクチュエータ：5次の近似モデル  
軌道：ノミナル

マッハ数 *設計値	ゲイン				安定余有			
	$G_\beta$	$G_r$	$G_\phi$	$G_p$	$\delta_a$		$\delta_r$	
					ゲイン(dB)	位相(deg)	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5	5.0	0.5	0.25	0.075	10.1	62.2	12.2	27.6
* 3.3					8.1	62.3	8.6	36.4
3.0					7.4	73.3	5.7	38.0
3.0	0.3	0.7	0.4	0.08	5.9	56.3	4.9	57.4
* 2.5					8.7	52.6	5.0	44.2
2.0					9.8	51.1	7.4	52.2
2.0	1.0	1.0	0.5	0.175	3.9	37.9	5.3	52.6
* 1.5					7.2	49.1	9.0	60.1
1.3					9.9	46.0	9.8	51.3
1.3	0.5	0.5	0.3	0.045	19.3	6.0	1.9	41.5
* 1.0					6.8	28.8	6.5	38.9
0.8					7.0	30.4	8.4	43.9
0.8	0.5	0.7	0.3	0.09	0.6	4.9	0.9	7.1
* 0.6					6.3	41.8	10.5	59.6

表 6-3-7-18 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(横)(解析-B)

{ アクチュエータ；5 次の近似モデル  
軌道；Upper

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン				安 定 余 有			
	$G_\beta$	$G_r$	$G_\phi$	$G_p$	$\delta_a$		$\delta_r$	
					ゲイン(dB)	位相(deg)	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5					8.2	59.2	10.3	29.7
* 3.3	5.0	0.5	0.25	0.075	6.5	56.0	7.1	37.5
3.0					5.9	67.7	4.3	37.2
3.0					4.2	52.8	3.3	49.0
* 2.5	3.0	0.7	0.4	0.08	7.1	51.7	3.4	30.8
2.0					7.8	51.3	5.3	44.0
2.0					1.8	20.8	3.0	35.0
* 1.5	1.0	1.0	0.5	0.175	5.5	36.8	7.5	49.0
1.3					8.8	42.4	8.8	44.6
1.3					18.2	10.0	3.3	49.3
* 1.0	0.5	0.5	0.3	0.045	8.4	27.3	7.3	44.1
0.8					6.8	30.4	8.3	43.3
0.8					0.4	3.4	0.6	5.0
* 0.6	0.5	0.7	0.3	0.09	6.2	41.2	10.4	59.2

表 6-3-7-19 制御ゲイン切替えマッハ数間での安定余有(横)(解析-B)

{ アクチュエータ；5 次の近似モデル  
軌道；Lower

マッハ数 * 設計値	ゲ イ ン				安 定 余 有			
	$G_\beta$	$G_r$	$G_\phi$	$G_p$	$\delta_a$		$\delta_r$	
					ゲイン(dB)	位相(deg)	ゲイン(dB)	位相(deg)
3.5					13.2	62.3	15.3	24.2
* 3.3	5.0	0.5	0.25	0.075	10.2	66.3	10.6	35.3
3.0					9.3	78.5	7.5	37.6
3.0					7.8	58.2	6.8	61.2
* 2.5	0.3	0.7	0.4	0.08	10.5	51.7	6.7	51.2
2.0					11.7	49.3	9.3	54.8
2.0					5.8	51.9	7.3	64.9
* 1.5	1.0	1.0	0.5	0.175	8.5	53.2	10.4	64.5
1.3					8.8	41.9	8.7	43.6
1.3					18.1	9.7	3.1	48.6
* 1.0	0.5	0.5	0.3	0.045	6.4	29.2	6.2	37.2
0.8					7.4	30.6	8.6	45.1
0.8					1.0	7.7	1.5	10.9
* 0.6	0.5	0.7	0.3	0.09	6.3	41.8	10.5	59.5

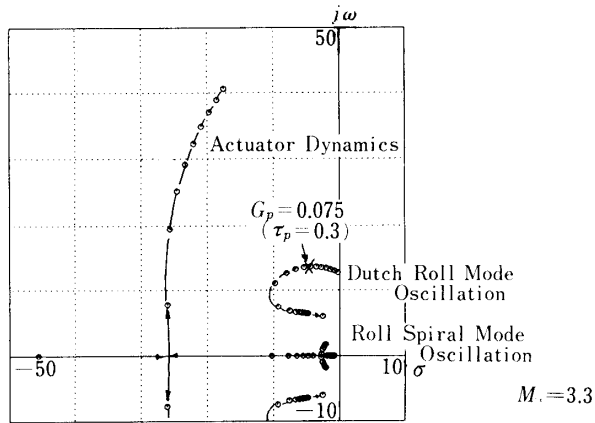


図 6-3-7-6(a)

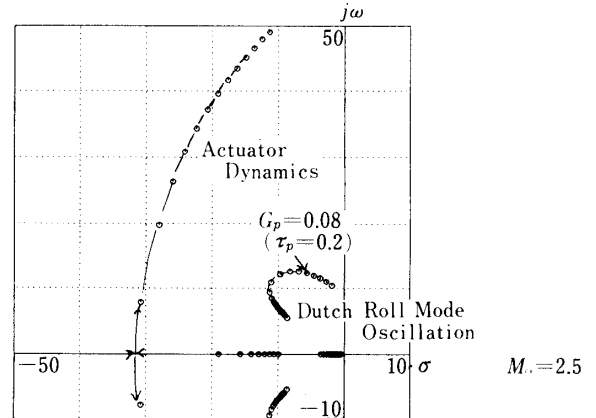


図 6-3-7-7(a)

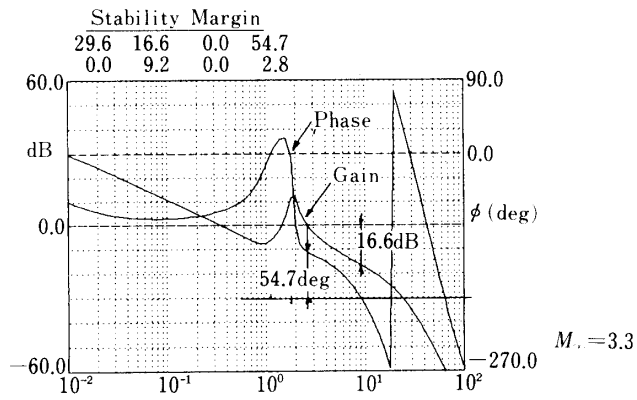


図 6-3-7-6(b)

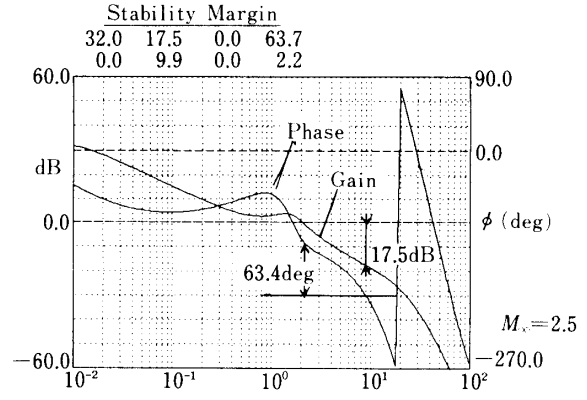


図 6-3-7-7(b)

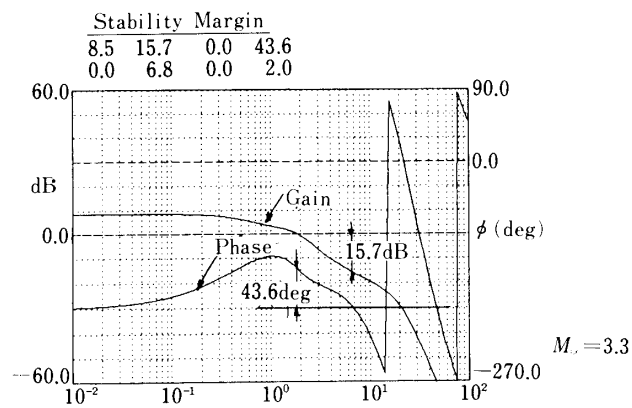


図 6-3-7-6(c)

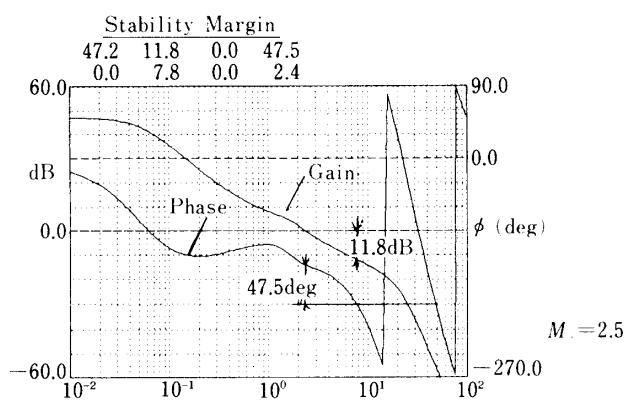


図 6-3-7-7(c)



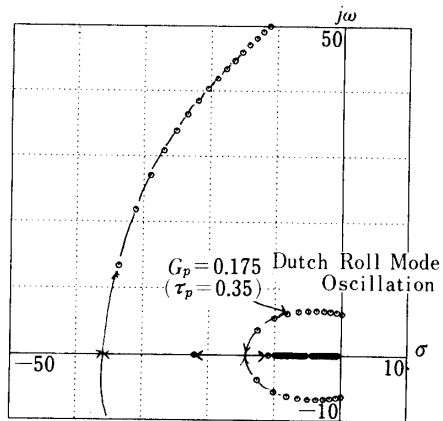


図 6-3-7-8(a)

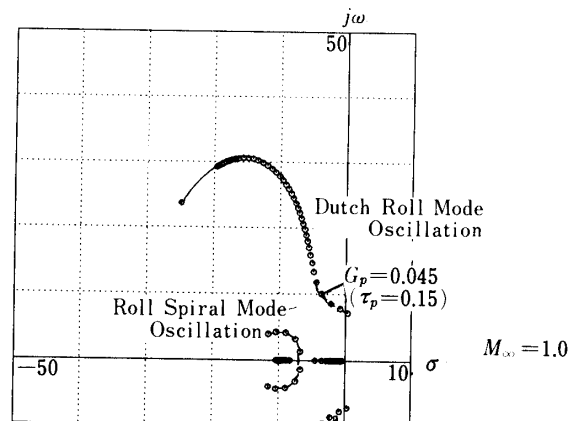
 $M_{\infty} = 1.5$ 

図 6-3-7-9(a)

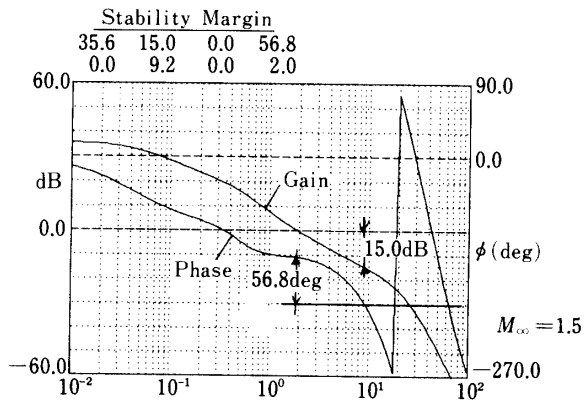
 $M_{\infty} = 1.0$ 

図 6-3-7-8(b)

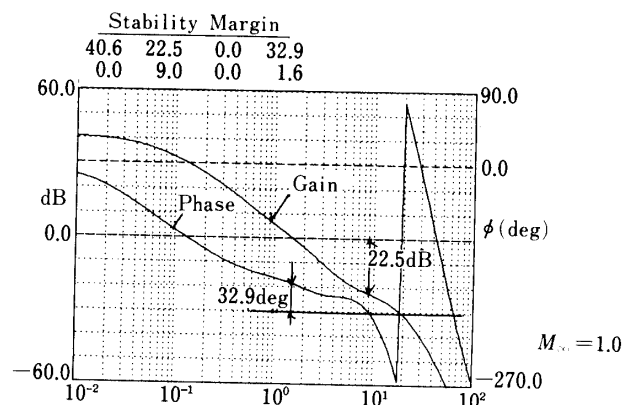


図 6-3-7-9(b)

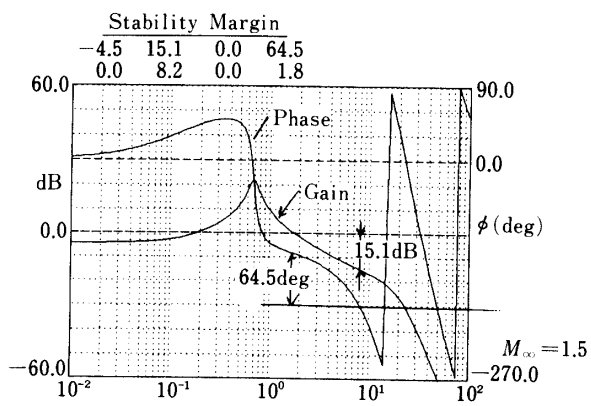


図 6-3-7-8(c)

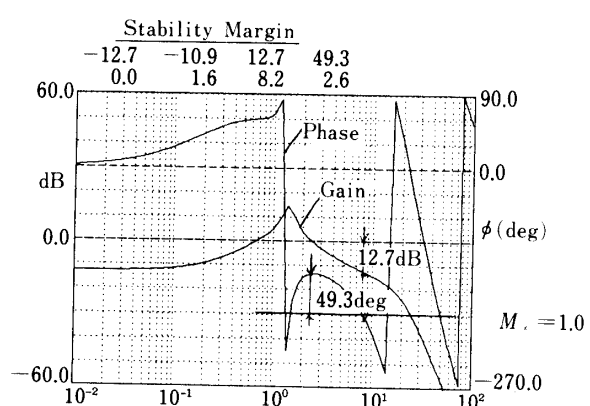


図 6-3-7-9(c)

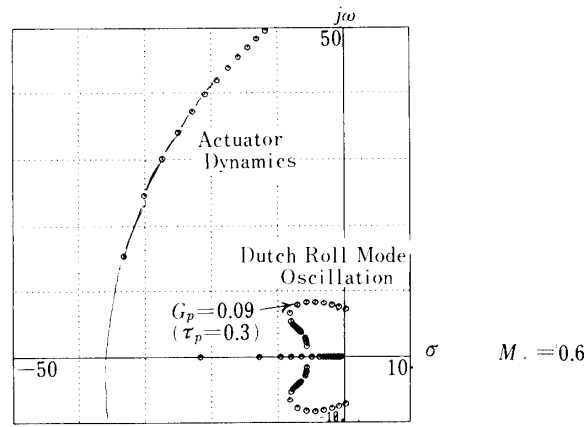


図 6-3-7-10(a)

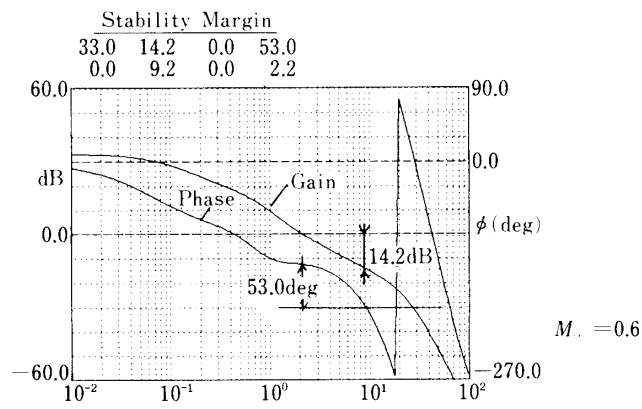


図 6-3-7-10(b)

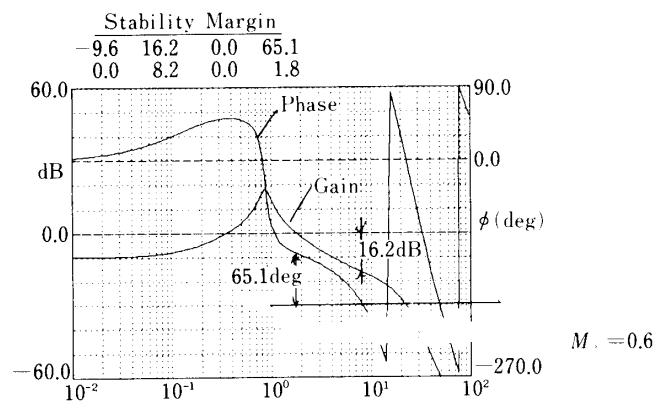
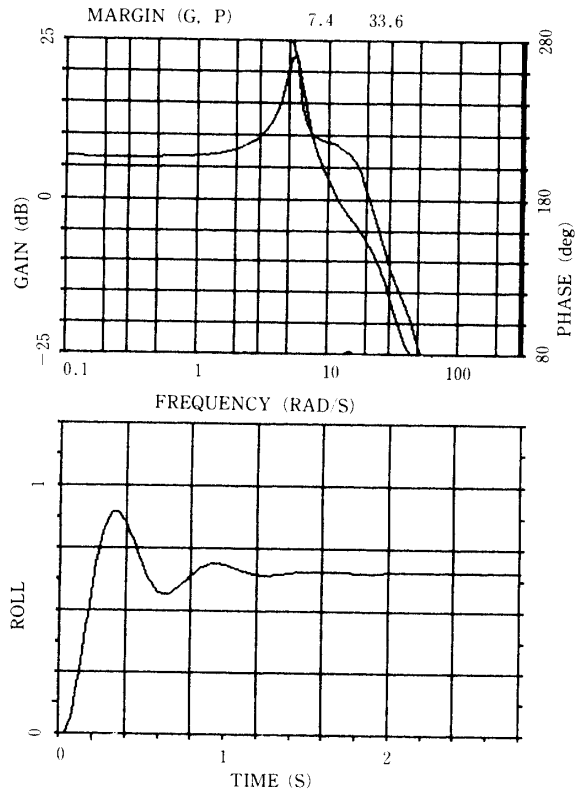


図 6-3-7-10(c)



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1 0

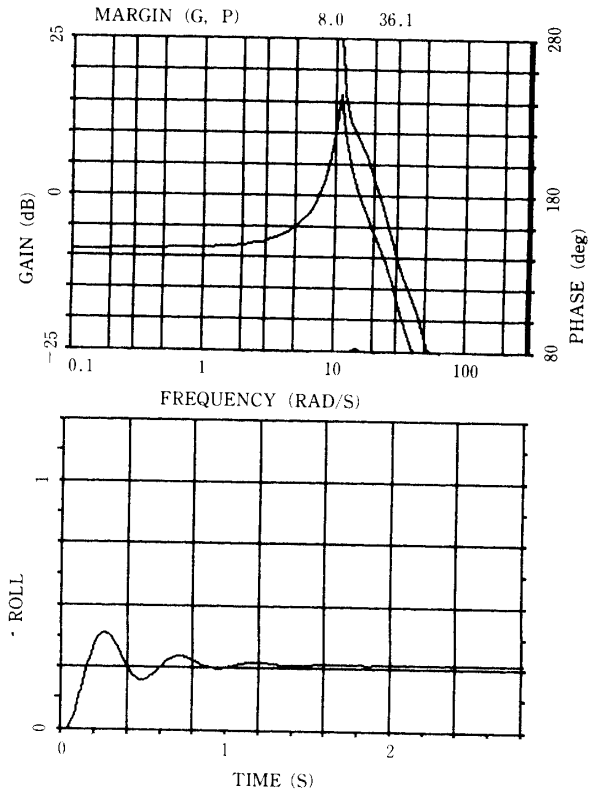
$\alpha, \delta e, \theta_0$	7.21	0.00	-3.29
------------------------------	------	------	-------

Q. V. M-	669.0	181.00	0.600
----------	-------	--------	-------

LONG. GAIN &amp; PARAM

2.000	0.200	0.000	0.015	0.015
-------	-------	-------	-------	-------

LONG. -5 TH MODEL-M=0.6



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta_0$	4.78	0.00	-24.26
------------------------------	------	------	--------

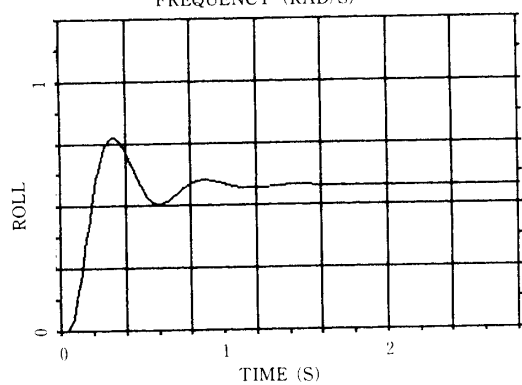
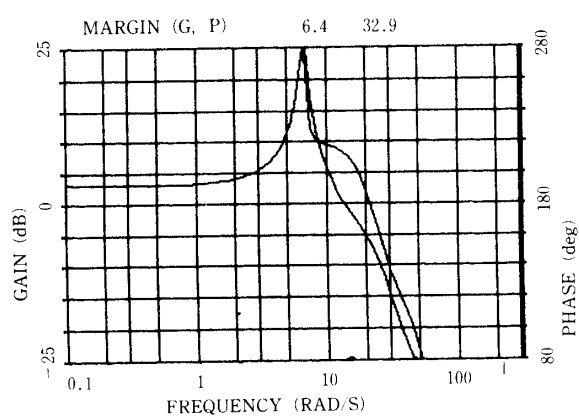
Q. V. M-	1074.0	295.00	1.000
----------	--------	--------	-------

LONG. GAIN &amp; PARAM

1.200	0.150	0.000	0.015	0.015
-------	-------	-------	-------	-------

LONG. -5 TH MODEL-M=1.0

図 6-3-7-11 縦,  $M=0.6$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$ 図 6-3-7-12 縦,  $M=1.0$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta_0$  4.91 0.00 7.89

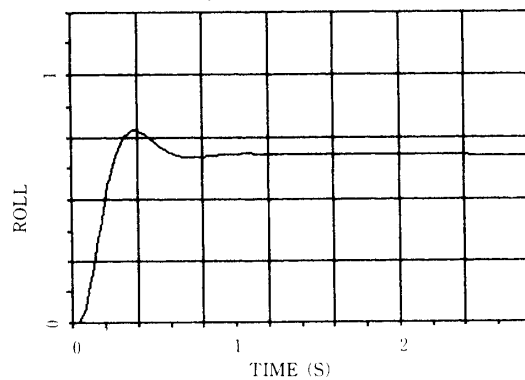
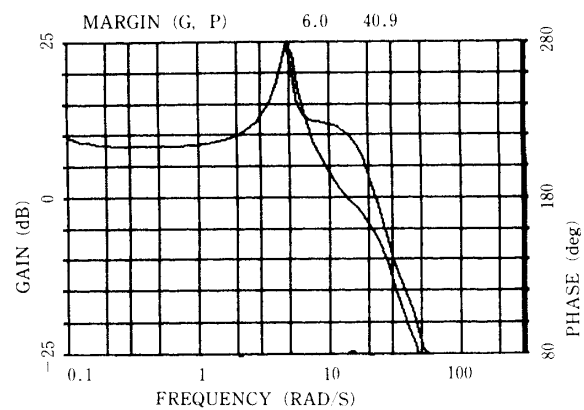
Q, V, M- 735.0 443.00 1.500

LONG. GAIN & PARAM

5.000 0.600 0.000 0.015 0.015

LONG. -5 TH MODEL-M=1.5

図 6-3-7-13 縦, M=1.5, ACT=5 次, 10°



DYNAMICS (1 : LON./2 : LAT.) 1 0

$\alpha, \delta e, \theta_0$  10.89 0.00 6.47

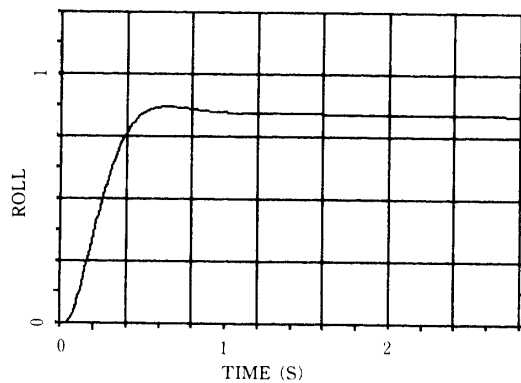
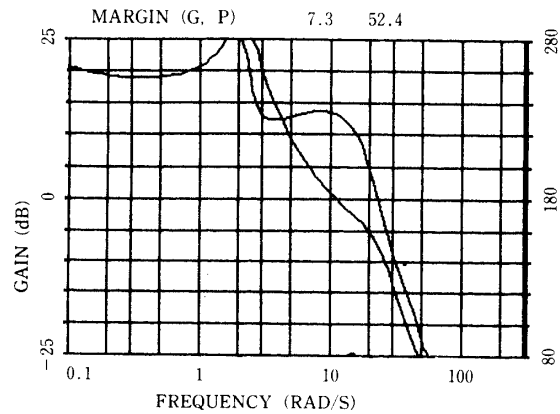
Q, V, M- 2380.0 736.00 2.500

LONG. GAIN & PARAM

3.000 0.500 0.000 0.015 0.015

LONG. -5 TH MODEL-M=2.5

図 6-3-7-14 縦, M=2.5, ACT=5 次, 10°



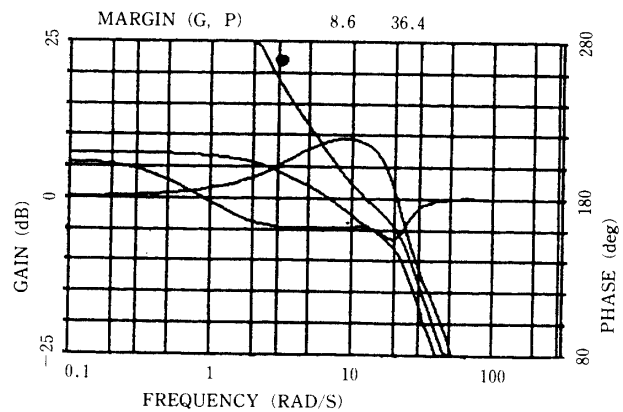
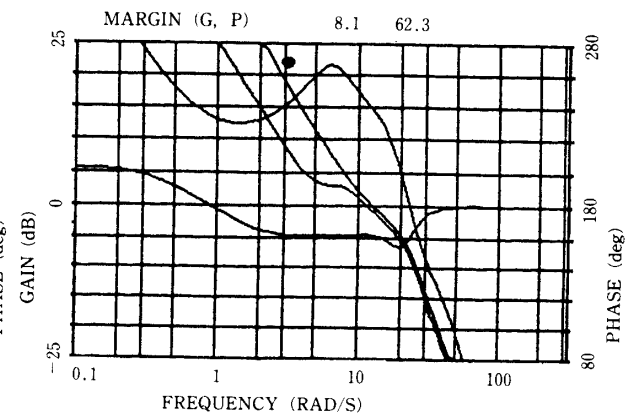
DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 1-0

$\alpha, \delta e, \theta_0$  15.17 0.00 -14.51  
 Q. V. M- 2450.0 978.00 3.300

LONG. GAIN &amp; PARAM

2.000 0.500 0.000 0.015 0.015

LONG. -5 TH MODEL-M=3.3



DYNAMICS (1: LON./2: LAT.) 2-1,2

$\alpha, \delta e, \theta_0$  15.17 0.00 -14.51  
 Q. V. M- 2450.0 978.00 3.300

LATE. GAIN &amp; PARAM

-0.250 -0.075 0.000 0.010 0.010

-5.00 0.500 0.000 0.010 0.010

WASH-OUT FILTER T-CONST. 100.00

LATE. -5 TH MODEL-M=3.3

図 6-3-7-15 縦,  $M=3.3$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$ 図 6-3-7-16(a, b) 横,  $M=3.3$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$

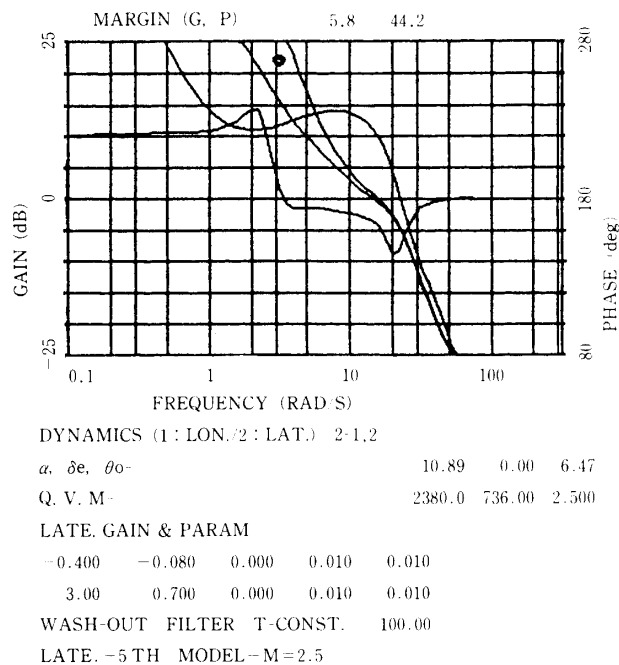
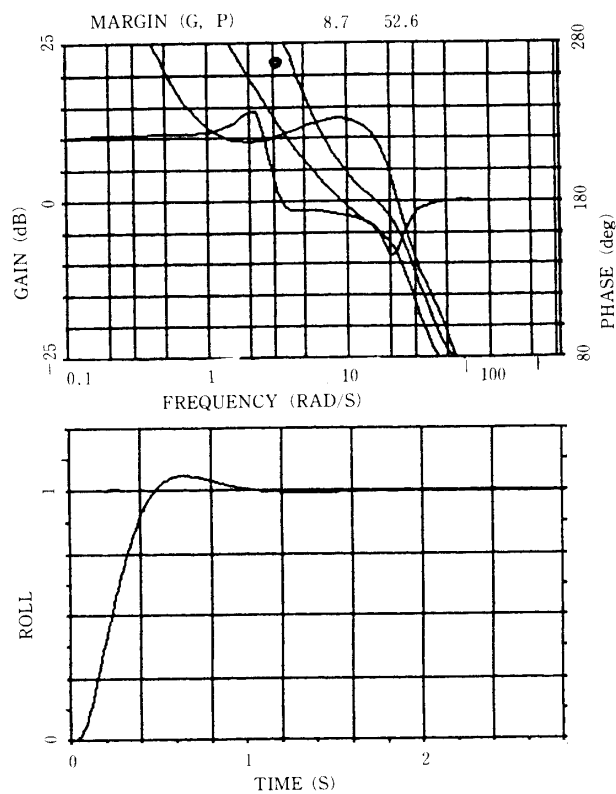


図 6-3-7-17(a, b) 横,  $M=2.5$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$   
(エルロン, ラダー)

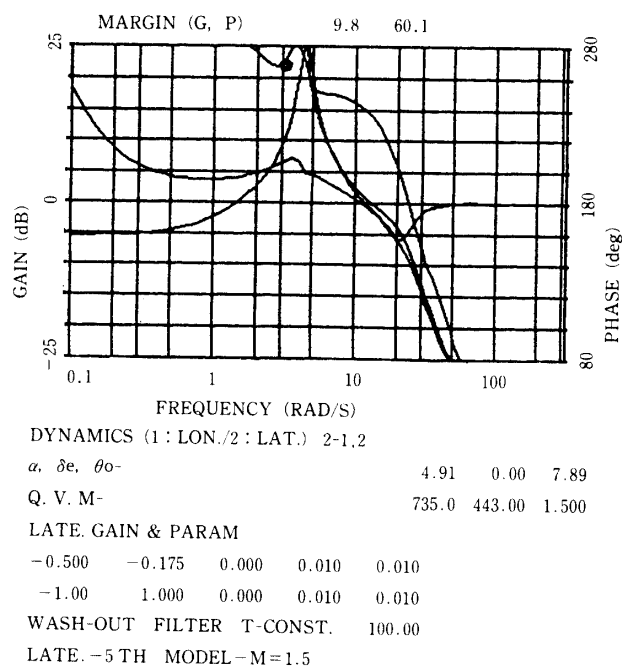
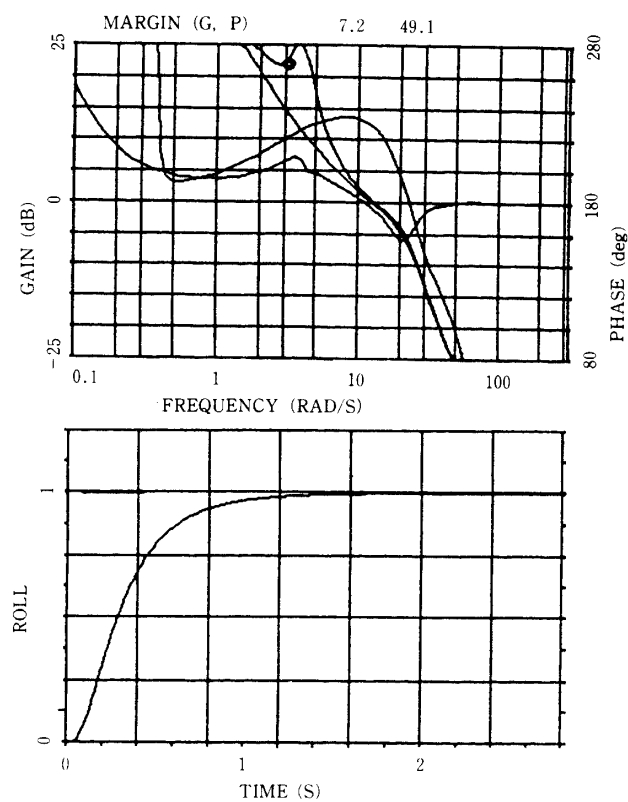


図 6-3-7-18(a, b) 横,  $M=1.5$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$   
(エルロン, ラダー)

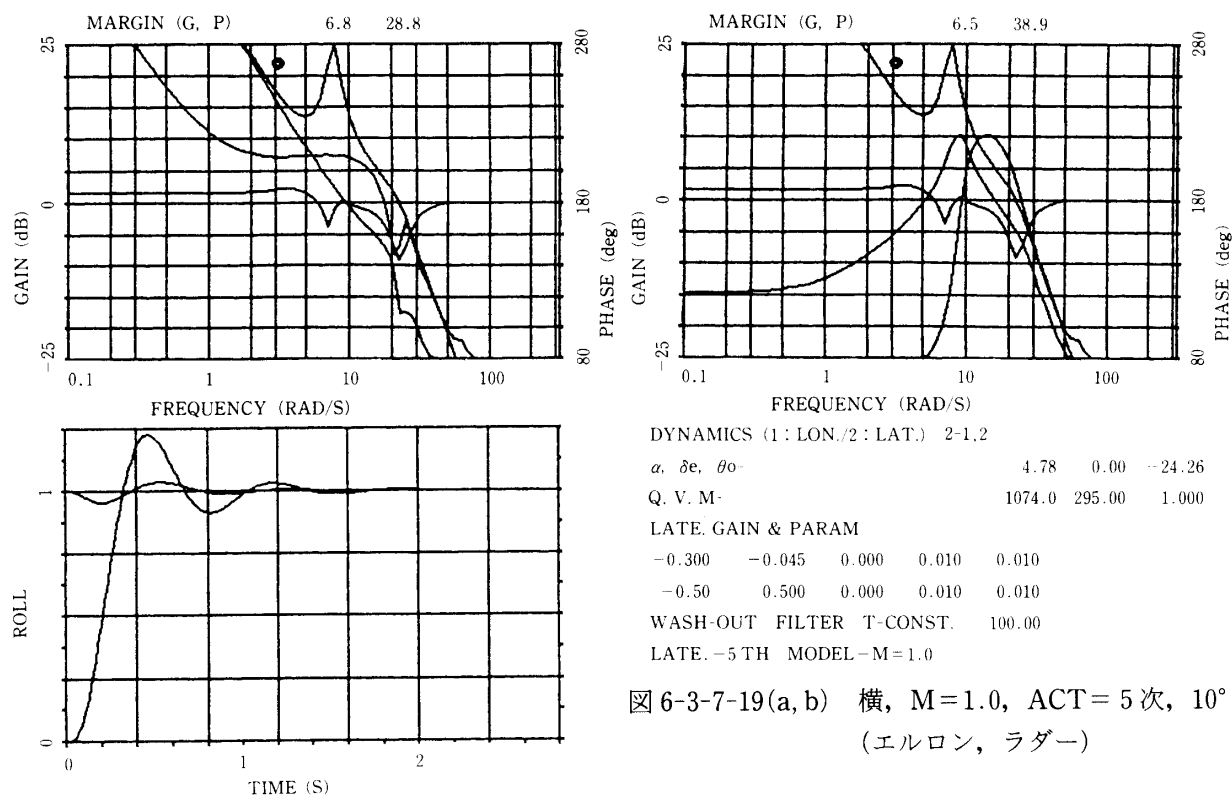


図 6-3-7-19(a, b) 横,  $M=1.0$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$   
(エルロン, ラダー)



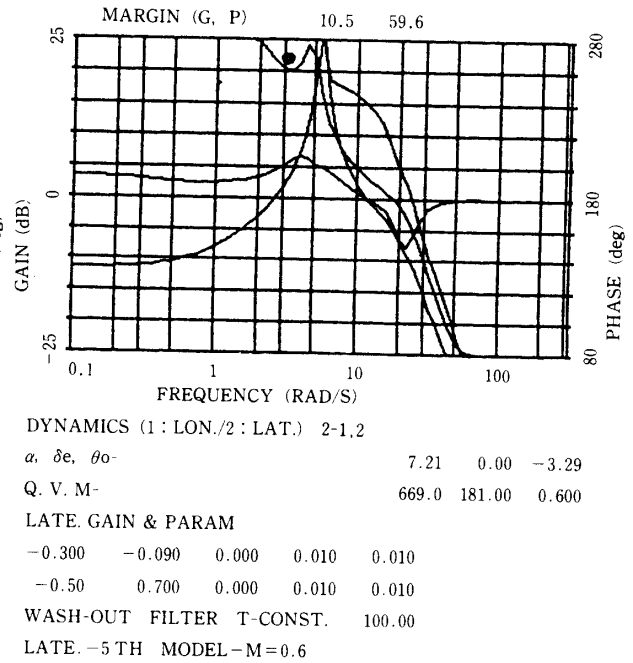
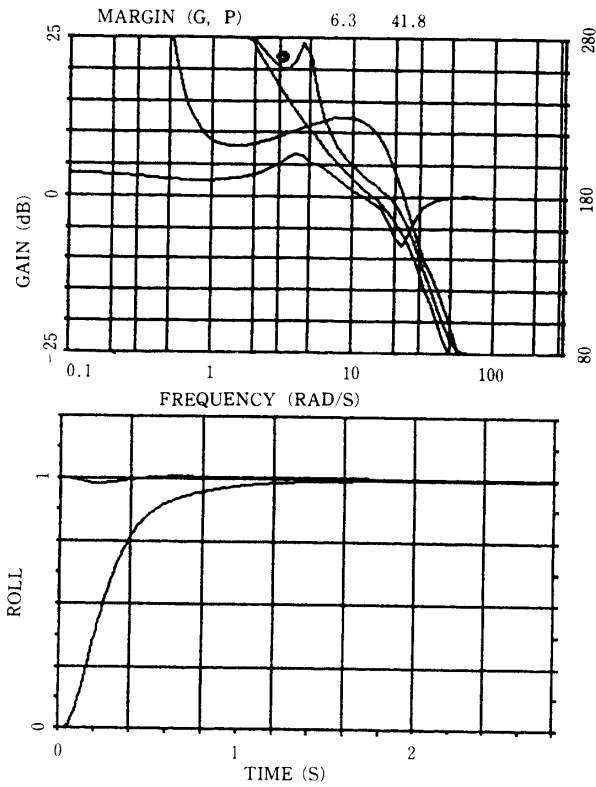


図 6-3-7-20(a, b) 横,  $M=0.6$ ,  $ACT=5$  次,  $10^\circ$   
(エルロン, ラダー)

もかく安定であることはシステム上のマージンとして十分と考えるべきであろう。解析-Aよりも不安定側に結果がでるのは第1次設計と同じで、連続系、離散系の複合系としての取扱の差である。図6-3-7-11~15には、アクチュエータを実際のもの(5次フィットモデル)と仮定した設計結果(解析-B)を横について示したものである。解析-Bの根軌跡はトータルゲインをパラメータとしてある。横滑り角のステップ応答はこの場合も意味がない。

以上のような第1次試験からの見直しを経て、あらたに設計された制御パラメータによる第2次テーブル試験が実行されることとなった。

## 6-4 第2次シミュレーション試験

### 6-4-1 試験ケースの概要

本シリーズの試験は第1次のシミュレーション結果を反映して、迎角のプロファイルと、それに伴う再突入軌道の変更が行われている。また姿勢制御則は新たな設計となっている。この詳細は前節に記した。本試験から改善変更となった主な点は、エアデータセンサの総圧と動圧計測用センサ用ローパスフィルターモデルの追加とフライトテーブルインナー軸の特性補償フィルター導入である。また本試験では搭載機器噛み合わせの一環として搭載用バッテリーを用いたシミュレーション試験も実施した。これはバッテリー消費の見積を評価するために行ったものである。

本試験で行ったシステム試験は前回の第1次試験とほぼ同様の確認作業を行っている。その中で搭載エアデータシステムの再生確認試験結果を図6-4-1に示す。この試験は標準軌道回りでシミュレータ計算機の中で模擬したエアデータのピトー圧力を搭載計算機の

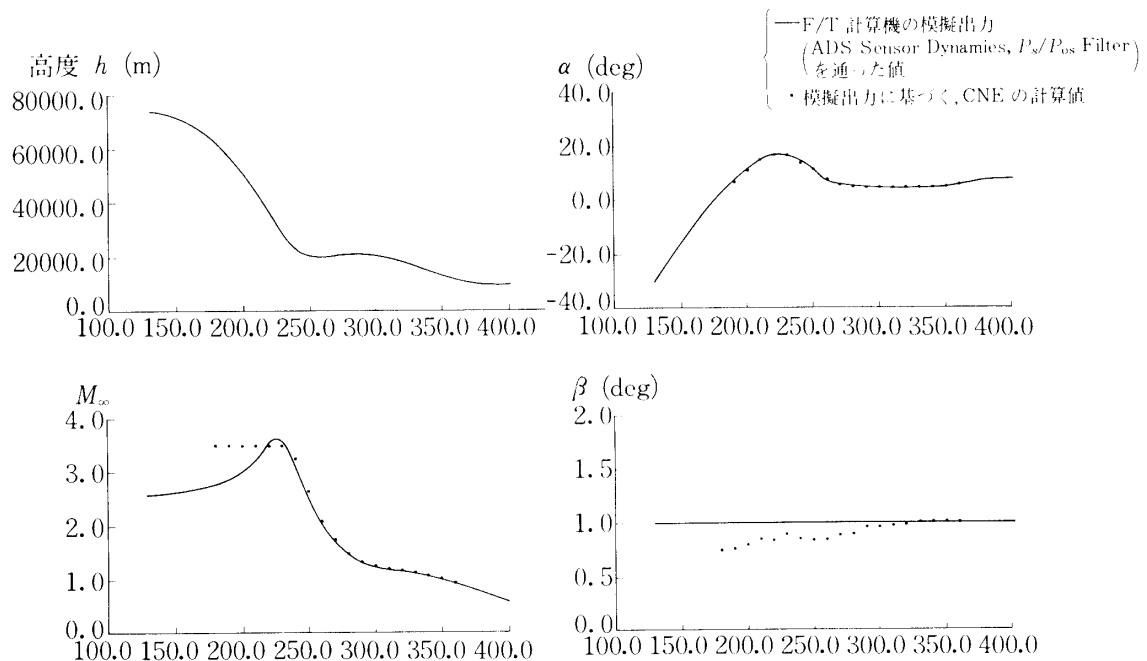


図6-4-1 ADSの再生確認試験

中のソフトウェアで再生出力したものである。

表 6-4-1 は第 2 次試験のケース表である。打ち上げフェーズは第 1 回目の試験で、その機能において何等問題点が発見されなかったので省略されている。従って試験番号 3000 番台はすべて再突入フェーズをシミュレーションしたものである。ところで第 1 回目に関わった問題点をトレースするために、アクチュエータをループから外すシミュレーションを真っ先に実施した。その後計算機の中でアクチュエータを模擬する試験を行い、本番のシミュレーション試験に臨んだ。実際の搭載バッテリーを用いた試験を含めて合計 6 回のフルシミュレーションを行った。

#### 6-4-2 試験結果

代表的なシミュレーション試験結果について述べる。

##### 1) 再突入フェーズ (試験ケース番号 3021, 図 6-4-2)

この試験ケースはアクチュエータの動特性をシミュレータ計算機の中で模擬したもので

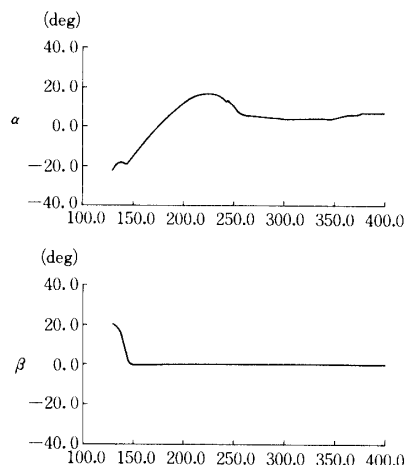


図 6-4-2(a) Case No. 3201

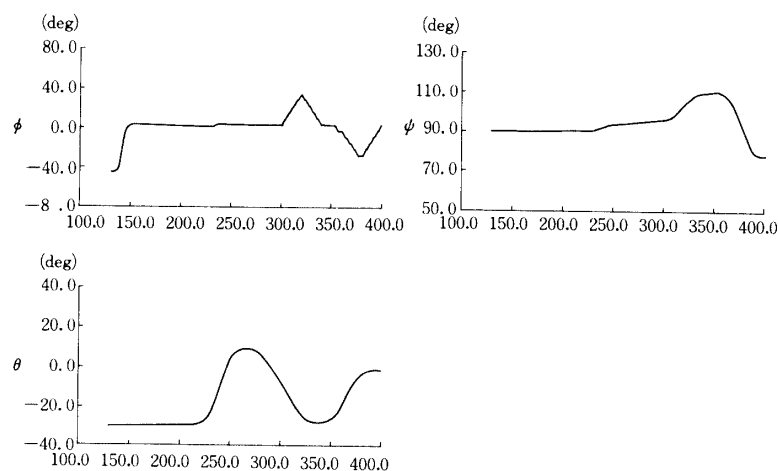


図 6-4-2(b) Case No. 3201

表 6-4-1- 第 2 次シミュレーション

試験	試験ケース		検証項目	シミュレーションに取込むハード				誤差/外乱の影響					
	区分	case No.		CNE	舵面	SJ	搭載 バッテリー	軌道	姿勢 誤差	SJ 干渉	ADS ノイズ	Gust	舵面 負荷
追加試験	30 × ×	3010	• 空力操舵による 制御機能 制御ゲイン, $\alpha$ - Target 変更の 効果.	○	through CMD を 直接 Ans として取込 む.	—	—	Nominal	—	—	—	—	—
		3011											
		3020	• RG-2 による目 標修正機能	○	数学モデル ( $f=24\text{Hz}$ )	—	—	Nominal	○	—	—	—	—
		3021											
		3030	SJ-2 の制御則, Actual SJ-2 の動作特性 の妥当性は, 本試 験で確認済み.	○	○	—	—	Nominal	—	—	—	—	—
		3031											
	31 × ×	3110	• 誤差, 外乱の影響 評価 • 搭載バッテリーを 使用した場合の 制御特性評価	○	○	—	—	Upper	—	—	—	—	○
		3120		○	○	—	—	Lower	—	—	—	—	○
		3130		○	○	—	—	Nominal	—	—	—	○	○
		3140		○	○	—	Nominal	○	—	—	—	○	○

注記 \*1. RG-2 at X+300sec

\*2. 数学シミュレーションは下記の特性モデルを含む。モデルの詳細は, 表 4 参照。

{ Act. Dynamics Model  
 Gyro       "  
 { ADS filter Model  
 ADS Sensor Model

\*3. 機軸方向初速  $U$  を誤って設定したため, 正確な Upper Path シミュレーションでは無い。  
 (正しくは,  $U=562\text{m/s}$ )

試 験 パ ラ メ ー タ							試 験 結 果 概 要	備 考
シミュレーション時間 sec	初 期 条 件					RG*1 CMD		
	高 度 km	速 度 m/s	姿 勢 deg	Gust $\sigma$ m/s	舵面 負荷			
130~400	73.3	U = 644 V = 0 W = -372	$\phi = 0$ $\theta = -30$ $\psi = 90$	0	OFF	—	ジンバル軸駆動の Scale Factor 不正確のため再試	本試験結果、 STS -2437図33 と比較。
							• 飛翔状態は良好 • 途中、微小な振動あり、但し、 本試験の同様なケースと比較すると、 240~250sec の不安定が全くなくなる等、 特性は大きく改善。	
	73.3	644 263 -263	-45 -30 90	0	OFF	RG-2 : $\phi = 30^\circ$	• 初期姿勢エラーの修正動作が遅い。 初期エラー大のとき、空気がSJ 推力 近くまで大きくなることが判明。 • RG-2 CMD に対する応答は良好。	RG-2 CMD は X + 300sec 以降も何発か打ったがい ずれも応答は良好。
	73.3	644 0 -372	0 -30 90	0	OFF	—	ジンバル軸駆動の Scale Factor 不正確のため再試	• シミュレーション結果は良好。 図で比較する限り、Case No. 3011 との差異は小さい
	81.2	652* <sup>3</sup> 0 -324	0 -30 90	0	ON	RG-1 : dt = 7s	• シミュレーション結果は良好 RG CMD により、操舵開始は X + 180sec $\rightarrow$ X + 187sec に移行 している。 • 舵面負荷の影響は認められない。	
	64.7	716 0 -414	0 -30 90	0	ON	RG-1 : dt = -10s	• シミュレーション結果は良好。 但し、操舵開始が X + 160sec と なっているのは、GSE からの CMD 発信ミスか？	
	73.3	644 0 -372	0 -30 90	10	ON	—	• シミュレーション結果は良好。 Gust の影響はほとんど無し。 Case No. 3031と比較すると、 $\psi$ が少し異なる。	
73.3	644 0 -372	0 -30 90	10	ON	—	• シミュレーション結果は良好。 バッテリー消費の影響は無し。 (Case No. 3130と同様の結果)		

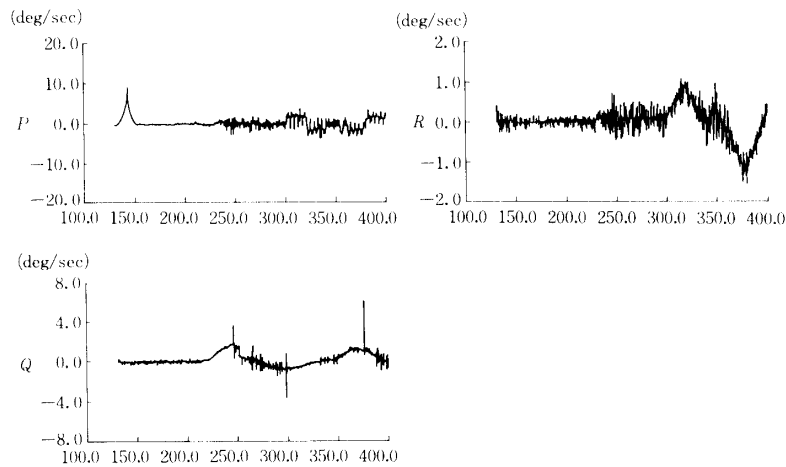


図 6-4-2(c) Case No. 3201

ある。再突入飛行の姿勢安定は十分であり、X+300 秒に送信された電波誘導コマンドに対しても 30 度のバンクを問題なく実行することができた。ところが、このシミュレーションで初めて行った初期エラーの修正に約 20 秒を要するという予想外の結果が示された。このことは、比較的大きな横滑り角を生ずる姿勢エラーであったために非常に小さい動圧にも拘らずに上反角効果に起因した逆のロールトルクが意外に大きく働き、再突入初期の姿勢制御力である SJ の能力が不足したためである。この結果が与えるインパクトは大きく、N<sub>2</sub>ガスの消費量とのトレードオフが必要であるが、実際の再突入実験ではロール方向の SJ のスラストレベルを増大する方向で検討することになっている。

## 2) 再突入フェーズ (試験ケース番号 3022, 図 6-4-3)

このケースは実際の搭載用バッテリーを用いたシミュレーションを行ったものである。舵面に負荷を加え、ランダム突風がある飛行環境でのバッテリーの消費量を見積ることと、最大電流値をモニタすることが本シミュレーションの狙いであった。この結果バッテリーの容量に関しては十分余裕があり問題点も見られないこと、またアクチュエータへの最大電流値も低い値に抑えられ応答特性も損なわれない程度の負荷状態であることが分かった。もちろん再突入飛行における姿勢制御性も満足できる結果であった。

## 第 7 章 結 言

以上、述べてきたような試験を実施した後、1988 年 9 月 21 日に宇宙研鹿児島宇宙空間観測所にて実験が行なわれた。図 7-1 は飛揚時のロックーンの形態で、最終的な重量構成は表 7-1 のようになった。手順は表 7-2 のように、順調に進められ、気球の上昇もほぼ計画通りであった。(図 7-2) しかし残念ながら、水平浮遊を目前にして、気球がバーストし、本実験にはいたらなかった。バースト時の計測状態は正常で加速度データも取得されており、図 7-3 から気球下部からバーストしたのではないかと推定されている。現時点での見解では極めて希な事故であると考えられるが、放球方法の改良などを行なって 1991 年に再度実験を計画することとなった。

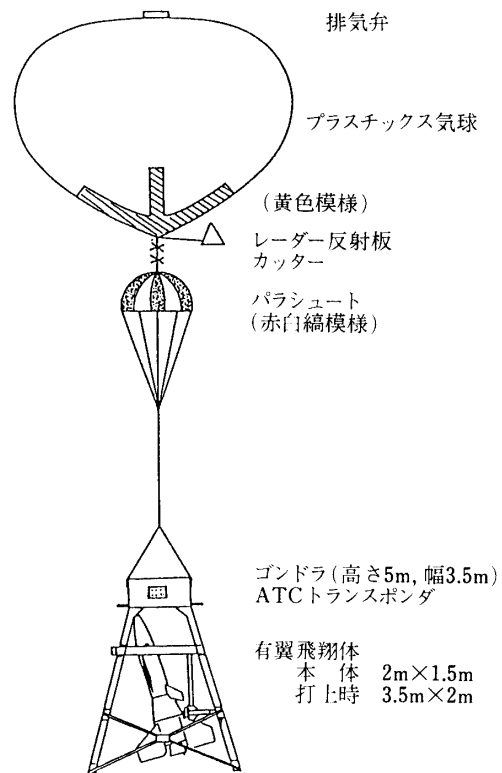


図 7-1 実験供試体

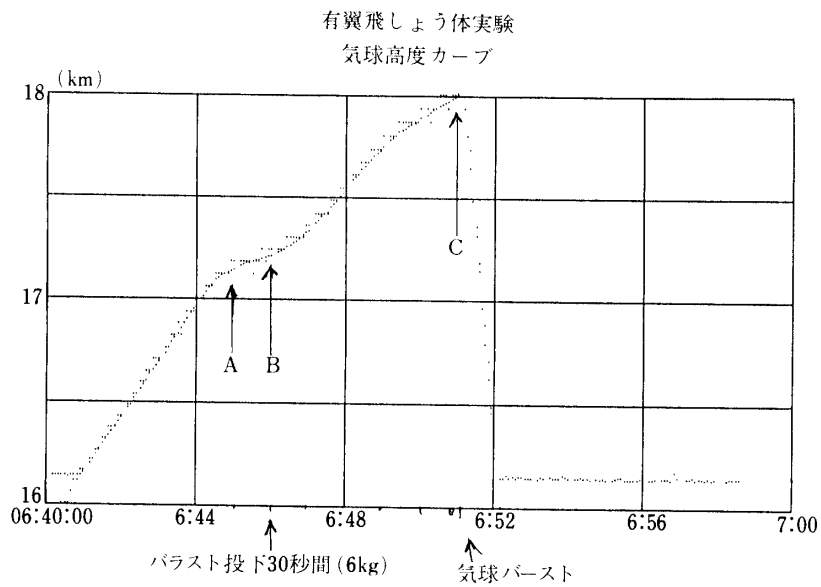


図 7-2 気球降下開始後の高度曲線

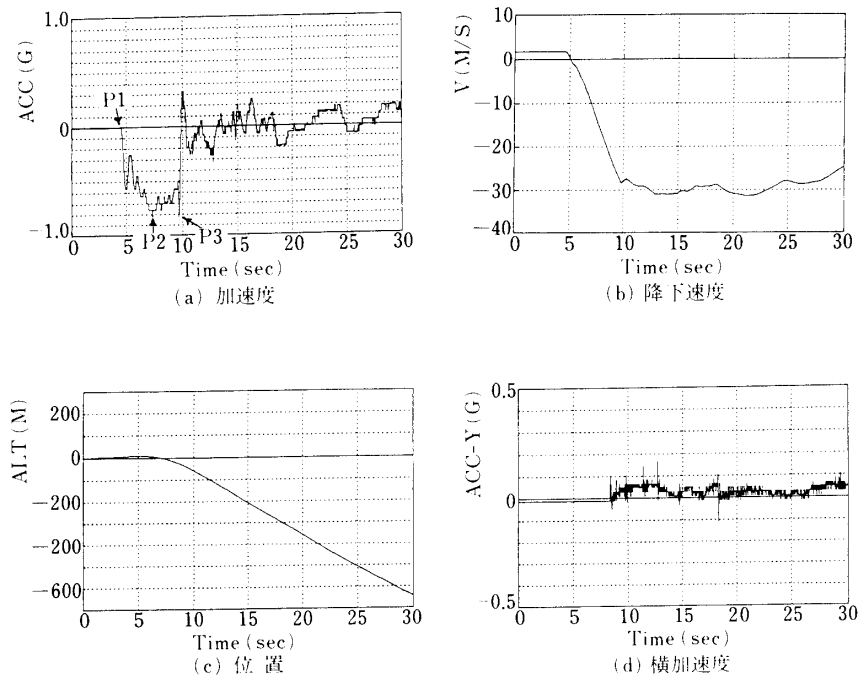


図 7-3 有翼搭載加速度計による気球降下データ

表 7-1 有翼飛翔体実験 重量配分

有翼飛翔実験体	1038.0
バラスト	60.0
パラシュート類	27.0
小 計	1125.0
気 球	151.8
総 重 量	1277.6
自由浮力	102.2
総 浮 力	1379.8



表 7-2 実験実施過程

2:40	ゴンドラ放球点へ移動
3:10	点火系導通チェック〈放球点退避〉
3:40	動作チェック (有翼飛翔体, 気球ゴンドラ)/気球搬出
4:10	ガス注入開始
5:12	地上風確認/ランチャ移動
5:39	完全立てあげ
5:42	点火系飛翔モード
5:46	放球 (上昇速度 240 m/分)
6:06	バラスト投下 (12 kg: 上昇速度 300 m/分)
6:45	上昇速度低下
6:46	バラスト投下 (6 kg)
6:51	降下開始 (北緯 31 度 20 分, 東経 131 度 44 分)
6:52	点火系安全側 (コマンド)
6:55	気球カット (コマンド)
7:05	有翼電源 OFF (コマンド)
7:08	着水 (北緯 31 度 22 分, 東経 131 度 52 分)

本レポートは、今回計画された有翼飛翔体飛行制御系の経緯、コンセプト、手法と、フライトテーブルによる物理的なシミュレーション実施結果から設計の見直しにいたった状況をまとめたものである。これらは、設計ノウハウのデータ集ともいえるものであり、今後の再試験や新たな実験機の設計に必ずや役立つものと確信している。

最後に、この実験のために最高の協力を惜しまず御協力いただいた大気球実験班の方々に心から感謝する次第である。