

NASDA-TMR-950012

宇宙開発事業団技術報告

再使用型輸送系の研究：離着陸実験構想の検討

1995年8月

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

再使用型輸送系の研究：離着陸実験構想の検討

Research of Reusable Transportation System:
Study of VTOL (Vertical Takeoff and Landing) Experiment

青木 宏 高野 裕 和田 盛哲 岩永 則城 宜野座 朗
Aoki, Hiroshi Takano, Yutaka Wada, Shigeaki Iwanaga, Noriki Ginoza, Akira

技術研究本部システム技術研究部未来宇宙システム研究室
Future Space Systems Laboratory, Systems Engineering Department,
Office of Research and Development

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

目 次

1. 目 的	1
2. 実験構想検討のガイドライン	2
3. ミッション検討	3
4. システム検討	17
5. サブシステム検討	36
5.1 推進系	37
5.2 構造系および熱制御系	64
5.2.1 主構造	64
5.2.2 着陸脚	72
5.2.3 熱制御	95
5.3 航法誘導制御系	129
5.4 電気系	133
5.5 全機組立	142
5.6 飛行試験構想	150
6. 地上設備検討	154
7. 運用計画	167
8. 部品流用可能性の調査・検討	169
9. 開発スケジュール	175
10. 基礎試験	177
11. 模型製作	220
12. まとめ	221
13. 関連文書	221
付録. 解析ツール	221

1. 目的

「再使用型ロケット」「月・惑星着陸機」の実現に必要な共通技術課題の一つである「ロケットエンジンによる垂直着陸技術」を確立する第1歩として、地上における「離着陸飛行実験」を計画する。

2. 実験構想検討のガイドライン

2.1. 実験の目的

現在、「再使用型ロケット」の帰還形態については、「有翼型」「垂直軟着陸型」が考えられ、前者については「HOPE実験」で検討が進んでいることから、本研究では、「後者」に注目し、大量貨物輸送における優位性を確認しつつある。また、米国においても、「デルタクリップ」の飛行試験が進捗し、「垂直離着陸」の運用形態が検証されつつある。

一方、宇宙開発の大きなステップとなる「月面着陸探査」に際しても、「垂直軟着陸技術」は、常用される降着手段であり、わが国でも、早期にこの技術を実証・獲得する必要がある。

もちろん、大気の有無、重量の程度により、模擬すべき条件は異なるが、減速、ホッピングから、降下、軟着陸に至る基本的技術課題は、地球環境における飛行試験で実証可能と考えられ、必ずしも直接の模擬を意図する必要はない。

以上に鑑み、本実験の目的を以下に設定する。「エンジン推力制御技術」などについては、エンジン単体試験で検証できる部分もあるが、本実験では、最終的には全系を組み合わせ、システムとしての整合性を実検証するとともに、全系の技術リスク・マージンの合理的配分を見直す根拠データを取得する。

- (1) エンジン推力制御技術の獲得
 - 推力制御エンジンの設計手法の確認
 - 推力制御エンジンの運転方法の確認
 - 推力制御エンジンの運転限界およびその原因の確認
 - 推力制御エンジンの応答性およびその支配要因の確認
 - その他推力制御エンジン問題点の抽出
- (2) エンジンクラスタ技術の獲得
 - 干渉防止設計方法の確認
 - 個体差、アライメント補償方法の確認
- (3) 軟着陸誘導制御技術の獲得
 - 垂直離着陸用誘導制御則の設計手法の確認
 - 推力可変エンジンを用いた垂直離着陸誘導制御技術の評価
- (4) 液面揺動対策技術の獲得
- (5) 地面効果の確認
- (6) 火炎防御方法の確認
- (7) 着陸脚設計手法の確認
- (8) 地上運用方法の確認
- (9) 再使用運用方法の確認
- (10) 離着陸全機システムの整合検証

これら成果は、「再使用型ロケット」また「月面着陸機」の概念設計に資することが期待される。

図2.1-1

2.2. 実験構想検討の前提

実験構想を具体化するに際して、前提とした項目を以下とする。前提は今後の検討の進捗に応じ、見直すことも考慮する。

(実験の時期)

3年以内の実施を目標として、飛行実験を構想する。

(実験コスト)

3年間の研究予算の累計相当額を実験コストの目標とする。

(実施場所)

実験実施場所は、保安距離を確保でき、かつ環境保全上問題のない国内適地を当面の前提とするが、展開により国外地も考慮する。

(技術水準)

国内に蓄積された既存の技術を集約し、本離着陸実験を行う。新規技術は、試験目的に関わる項目を除き、導入は避けるものとする。

(構成機器)

本実験の装置・機器は、極力既開発品、民生品を利用するものとする。

(使用機器の位置づけ)

本実験においては、設計手法の確認など今後に反映できる技術獲得を目的とし、次計画に用いる装置・機器類を直接に評価することは、必ずしも意図しない。

(低コスト化)

既開発品、保存品を極力流用し、コスト低減を図る。

(海外製品)

海外製品の使用については、これを妨げないが、関する技術内容が公開されていることを条件とする。

(推進系)

垂直軟着陸に用いる原動機は、推力可変機能を有するロケットエンジンとする。主推進系には、既開発のガス押し2液推進系の採用を当面の前提とする。

(月環境の模擬)

「月面重力加速度」を模擬することは意図しない。

(空力制御)

「空力制御」模擬することは、意図しない。

(飛行形態)

遠隔操縦によらない自律的自由飛行の実証を本実験機の目的とする。

(重量管制)

重量軽減のための限界設計は極力排除する。

(地上装置)

地上装置は、最小とし、かつ可搬型とする。

2.3. ミッション前提

「再使用型ロケット」「月・惑星着陸機」の実現に必要な技術のうち「垂直離着陸」に関わる共通技術を可能な範囲で実証し、また問題点の洗い出しを行う。

(離陸)

自己推進力により、離昇する。

(自律制御)

全飛行領域で、搭載機器の自律制御により、位置・姿勢・速度制御が可能なこと。

(着陸方式)

ロケットエンジンを用いた自動垂直軟着陸とし、地上支援装置を用いないことを原則とする。

(飛行高度)

100[m]以上、可視範囲を当面の前提とする。

(飛行距離)

規定しない。

(空中停止・移動)

将来の障害物回避飛行を模し、ホバリングおよび低速横移動が可能なこと。

(飛行時間)

空中停止時間を含め、60[S]程度とする。

(飛行パターン)

試験すべき飛行パターン案を図2.2-1に示す。

(データ取得)

取得データは、位置・姿勢・速度情報、制御出力信号及び圧力・各部データとし、テレメータにより実時間で地上に伝送可能なこと。

(再使用性)

本実験機は、主要部品の交換なしに、10回以上の繰り返し飛行が可能なこと。

(不時着)

緊急時に際しては、不整地であってもに不時着できること。

2.4. システム前提

ミッション要求を満足するシステムであること。その詳細、また付加機能要求を以下に示す。

(全体構造・配置)

トラス組による自立構造を前提する。外周部に、3脚以上の緩衝着陸脚を設け、構成装置の直接の接地を防ぐとともに、主推進機出口-地表間のクリアランスを確保する。

(全高・全備重量)

取扱い上、全高5[M]、全備重量1[TON]を上限とする。

(地上装置インターフェース)

構造系・熱制御系・推進系・電力系は、汎用可搬式地上装置と直接インターフェースがとれること。

2.5. サブシステム前提

2.5.1. 推進系

(主推進系)

ガス押し式2液推進系の採用を前提とする。燃焼室は、単数もしくは複数とする。

(推力制御系)

主推進系で60[%]以下(T.B.D.)の推力調整が可能なこと。

(タンク系)

供給配管には、流量計を有すること。液位計は必要に応じて設ける。

(姿勢制御系)

ガスジェット、主推力制御また、必要に応じ、主推力方向制御(ジンバル)により、あるいはこれらの組み合わせにより姿勢を制御する。

2.5.2. 構造系

(全体構造)

輸送・移動のためのつり上げ機構を有すること。

(着陸脚)

着地衝撃に対し、繰り返し使用可能な緩衝装置つき着陸脚とし、かつ静的全備重量に耐えること。着陸地点は、基本的に平坦地とするが、砂地の可能性も考慮し、姿勢を保ち得る接地部構造とすること。

(推力支持構造)

特に規定しない。

2.5.3. 熱制御系

(火炎防御)

着陸逆噴射時の火炎防御を目的として、必要部位に断熱を施す。

2.5.4. 航法誘導制御系

(航法)

IMUとRA(RADIO ALTIMETER:電波高度計)を組み合わせた複合航法を行う機能をもつ。また、今後の検討の進捗により、速度計の採用も考慮する。

(誘導)

あらかじめ定められた飛行プロファイルに沿うように誘導コマンドが出力できること。なお、実験を実施する上で想定される風を考慮すること。

(制御)

主エンジン、RCS、ジンバルのうち必要なものを組み合わせて姿勢制御を行う。

(システム管理)

シーケンス制御、入出力管理、データ管理、動作状況監視、地上点検を行う機能を有すること。

2.5.5. 通信系

(通信器)

T.B.D.

(アンテナ系)

T.B.D.

(指令破壊系)

T.B.D.

2.5.6. 電源系

(バッテリー)

T B D

(電力分配機)

T B D

2.6. 運用前提

実験場現地における機材搬入から、撤収までを「運用段階」と定義し、この間の要求を以下に示す。

(運用要求)

10名程度の要因により運用可能なこと。また、標準時に中3日以内の点検により繰り返し運用が可能なこと。

(保全要求)

非破壊検査により、再使用可能なこと。極力、検査のために分解を要しない設計とすること。また、現地保全に恒久建造物を要しないこと。

(信頼性要求)

一般の実験機相当とする。原則として、冗長設計は採用しない。

(安全要求)

想定される不具合発生に対し、被害発生モード及びその領域を予測できること。また、可能な範囲で、パラシュート等の使用により機体の回収が可能なこと。必要に応じ、指令破壊装置の搭載も検討対象とする。

(環境保全)

想定される不具合発生に対し、環境汚染の程度、領域、その影響が予測できること。

2.7. 実験実施場所選定基準

2液式推進薬を用いること前提とし、以下を選定基準とする。

(保安距離)

AFR-100に準拠する保安距離を満足すること。

(落下分散域)

落下分散域を陸域にとれること。

(推進薬拡散域)

非常時の推進薬拡散で、周辺の生物が致命的影響を受けないこと。

(気象)

実験機材の屋外運用を前提とするところから、降雨量が少ないことが望ましい。

(水利)

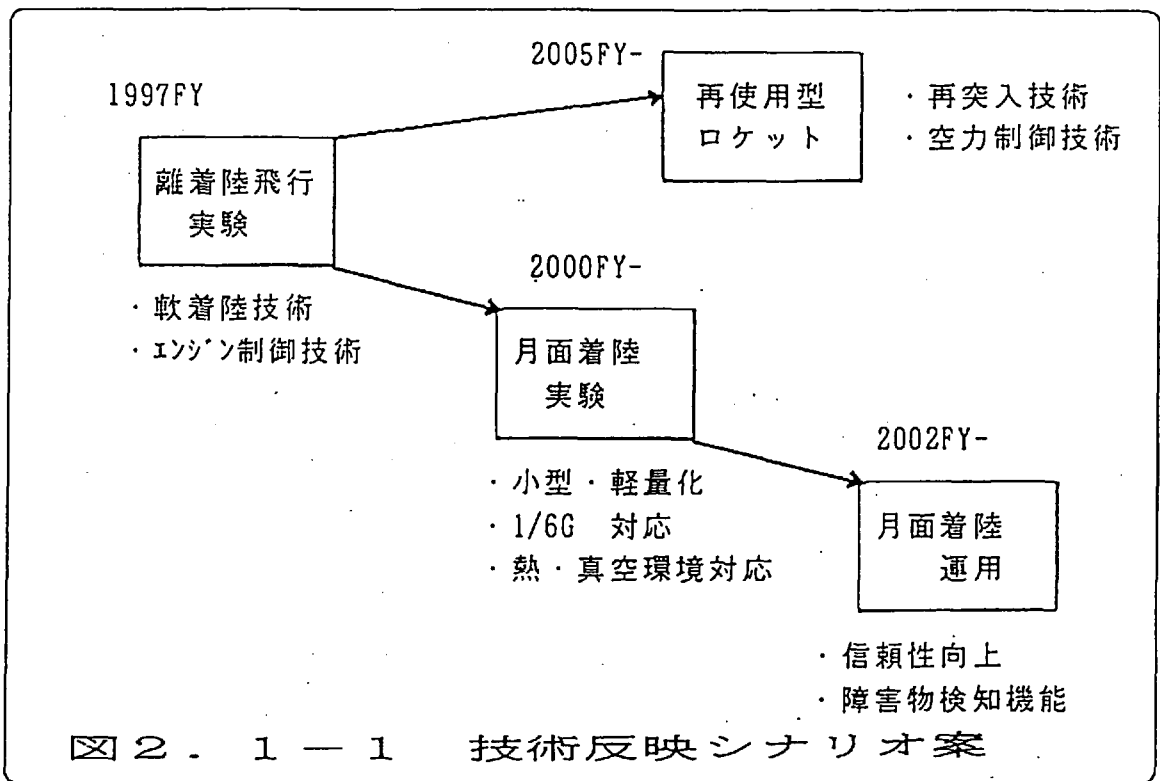
実験場内あるいは近傍で、冷却用、散水用、消化用水利が得られること。

(輸送)

現地作業を極小化するため、分解なしに、機体を搬入できること。

(その他)

T. B. D.



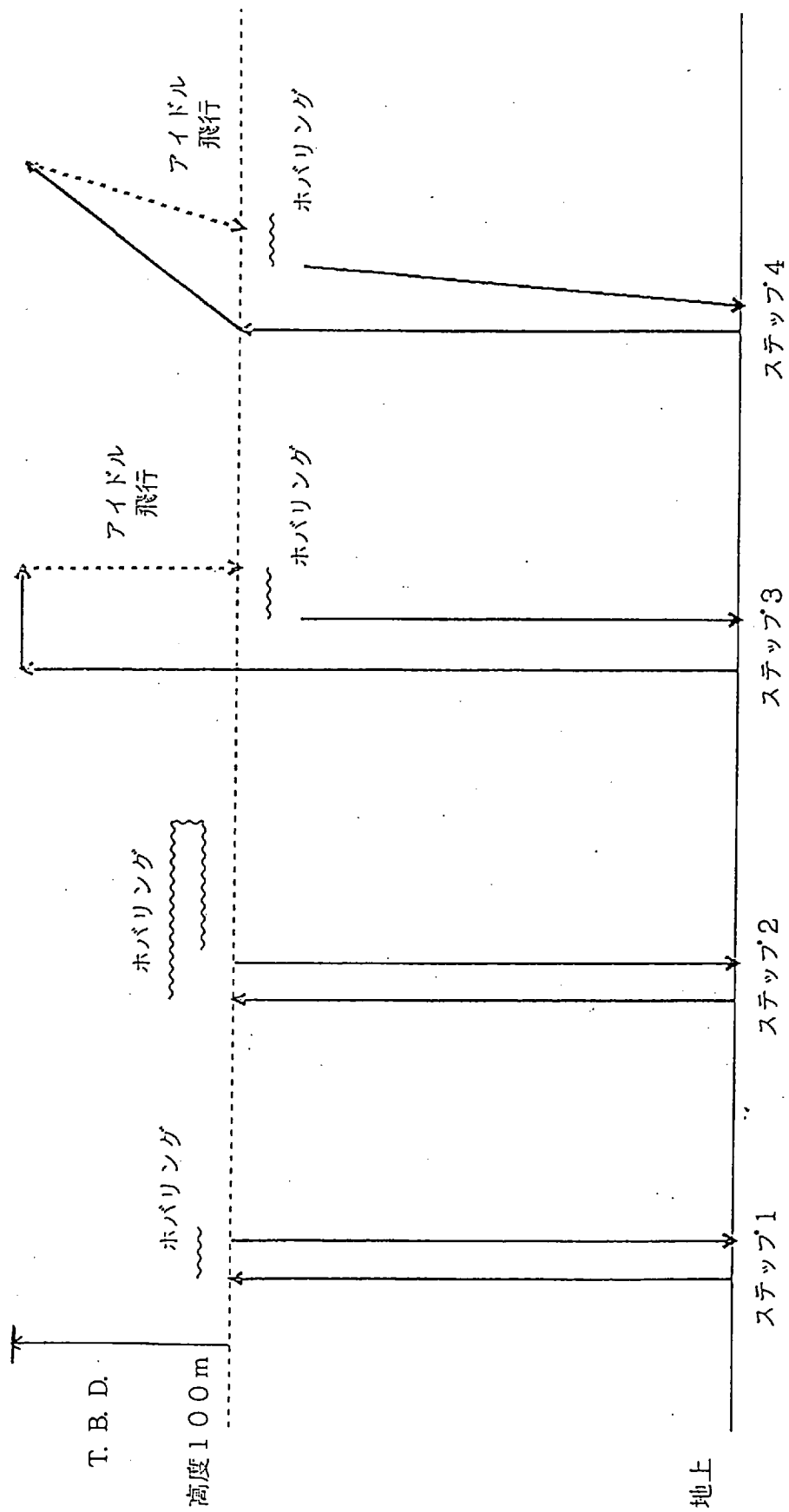


図2. 2-1 ミッション要求 (飛行パターン案)

3. ミッション検討

3.1. ミッション要求

月面着陸機、再使用型ブースターに要求される技術のうち垂直着陸に関するものが実証できるように複数の飛行が可能であること。基本的には、垂直成分・水平成分の両方の速度をもった状態からの空中停止、ホバリング、軟着陸ができればよいものとする。

具体的には、以下の項目を確認できるように複数の飛行を行うこととする。

- (A) 推進系
 - (a) エンジン推力可変技術
 - (b) 再使用型エンジン
 - (c) エンジン逆噴射時の熱、流体特性
 - (d) 推進剤揺動制御技術（液位監視、揺動防止他）
 - (e) エンジンクラスタ技術
- (B) 航法誘導制御系
 - (a) 自動誘導制御技術
 - (b) エンジン逆噴射時の制御特性
- (C) 着陸系
 - (a) 着陸脚技術（衝撃緩和、転倒防止）
- (D) 熱制御系
 - (a) 着陸時の火炎防御技術

3.2. ミッション設計

(A) 飛行フェーズ

飛行は、4つのフェーズからなるものとする。

- (a) 運動フェーズ
- (b) 動力飛行フェーズ
- (c) ホバリングフェーズ
- (d) 軟着陸フェーズ

図3.2-1

(B) 飛行形態

飛行形態は、図2.2のステップ1から4の順序で実施する。具体的には、水平方向、垂直方向の速度成分をもった状態から、空中での停止、ホバリング、軟着陸飛行の実施を最終目標とする。

図3.2-2

(C) 再使用性

再使用性を重視する。部品交換なしに10回程度飛べること。

(D) 離着陸場

離着陸試験場として、コンクリート舗装範囲が100[M]*100[M]程度確保できる場所とするが、場合により不足分は鉄板敷などで対応する。また、周囲+100[M]以上は平坦な保安地とする。

平坦地で離着陸を行う。

舗装値を基本とするが砂地も考慮する。

(E) 着地精度(T. B. D.)

着地精度をDC-X並みとし、つぎの数字を目標とする。

- 位置誤差 目標地点より、45[m]以内。
- 速度誤差 水平方向 1.5[m/s]以内
垂直方向 0.6[m/s]以内。
- 姿勢角誤差 0.6[deg] 以下
- 姿勢角速度誤差 (T. B. D.) 以下

着陸脚の設計条件を以下とする。

- 速度誤差 水平方向 3.0[m/s]以内
垂直方向 0.7[m/s]以内。
- 姿勢角誤差 5[deg] 以下
- 姿勢角速度誤差 (T. B. D.) 以下

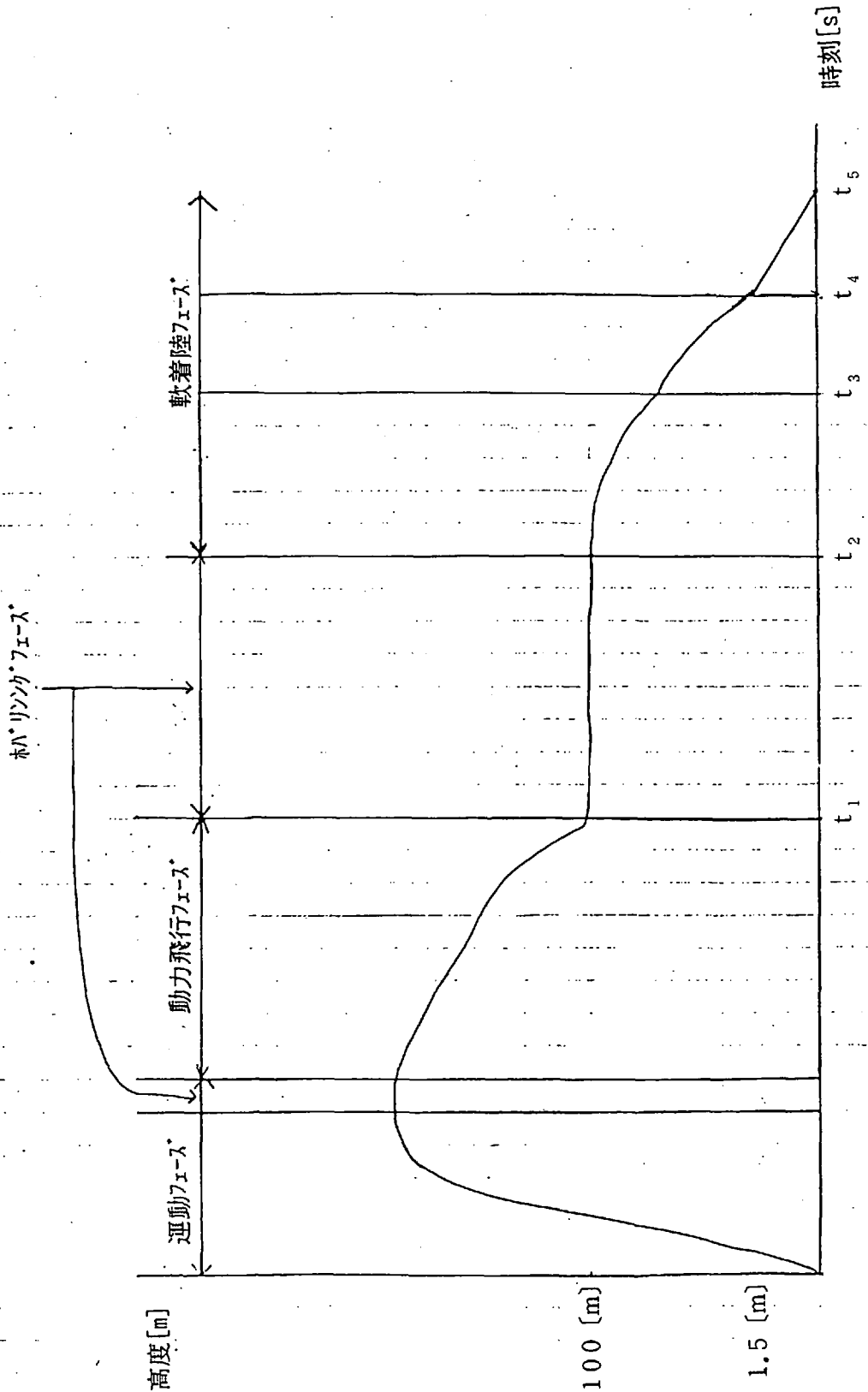


図3. 2-1 飛行フェーズの定義

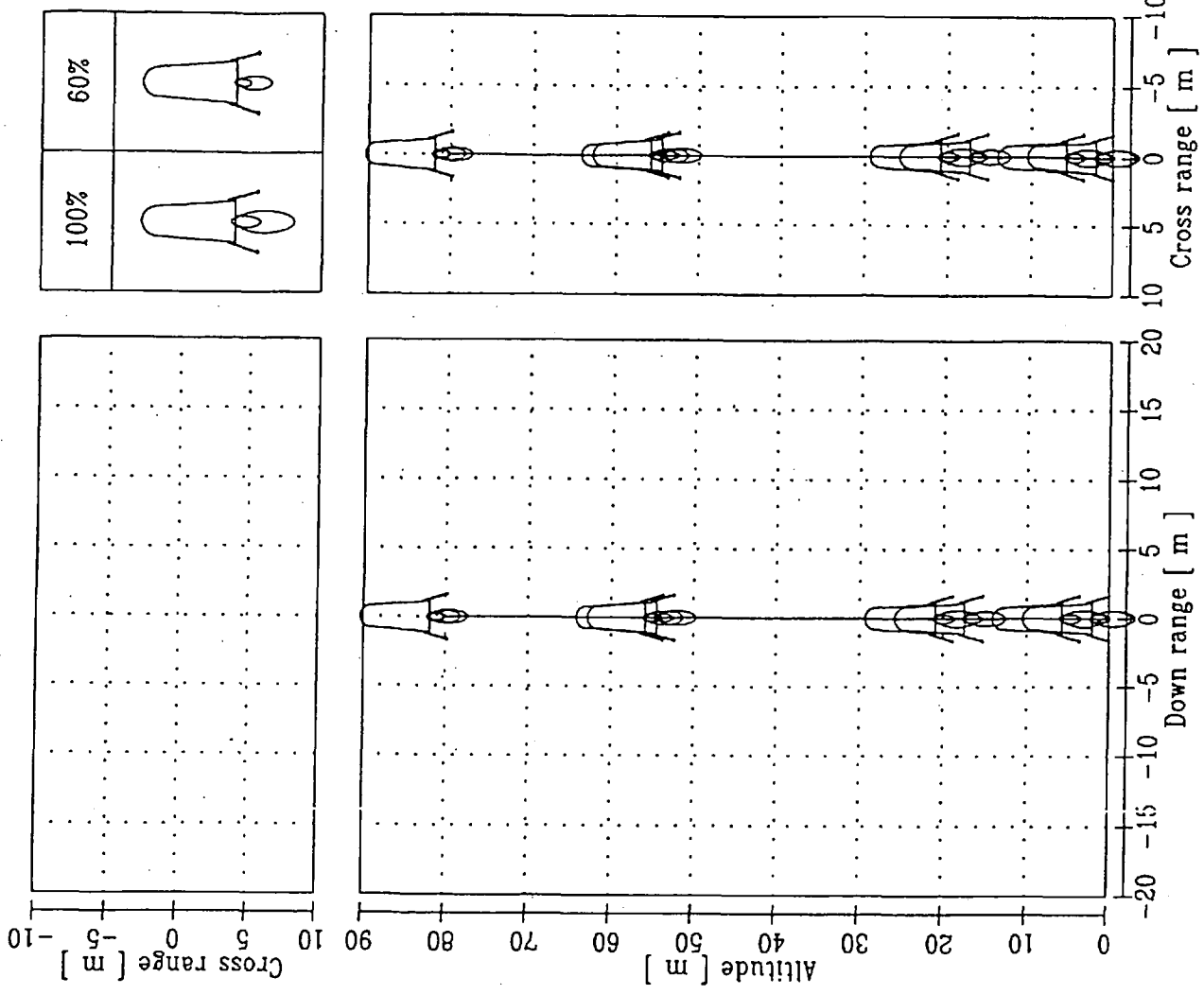
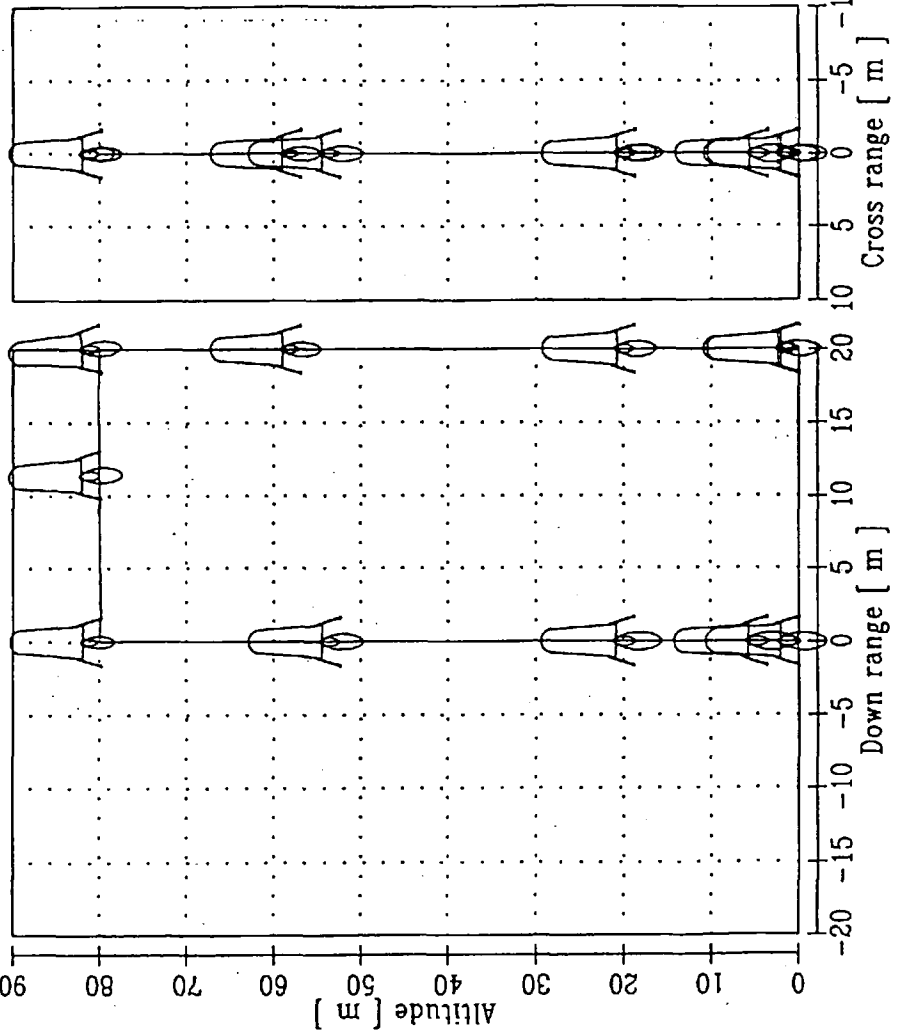
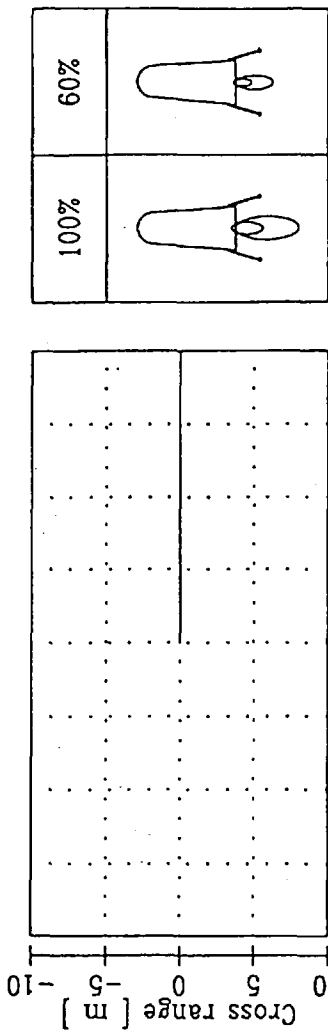


図3.2-2 (その1) 垂直ジャンプ飛行シミュレーション結果 (風なし)



ホバリング操縦性
動安定性確認

機体プロット：5秒間隔

図3.2-2 (その2) ホバリング水平移動飛行シミュレーション結果 (風なし)

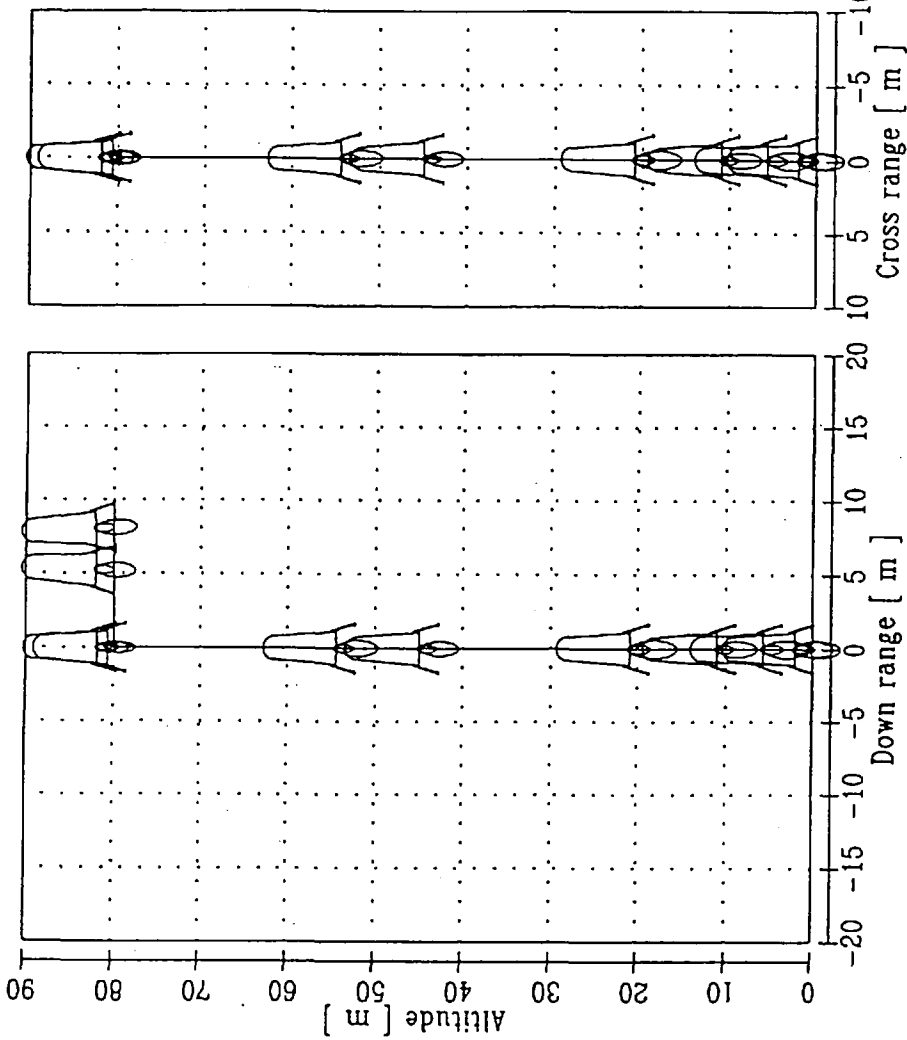
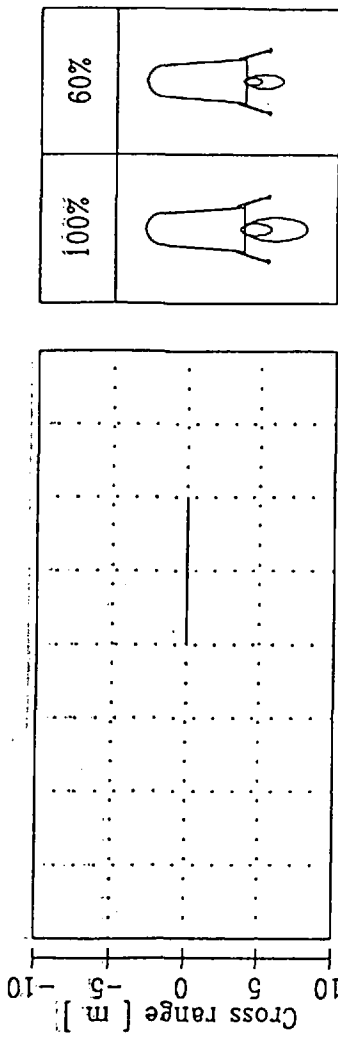
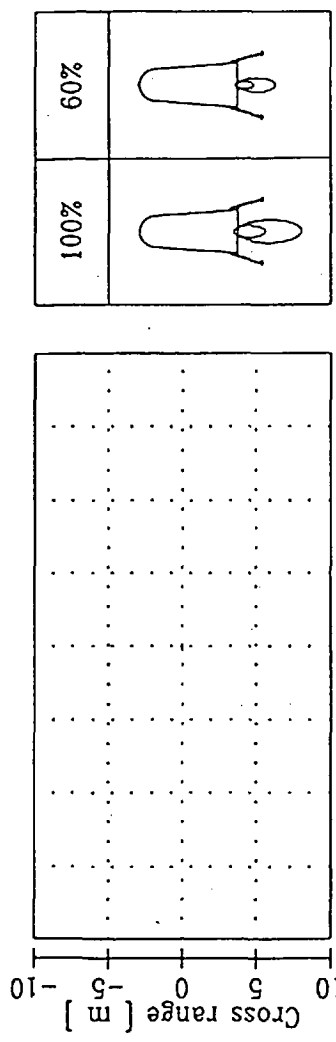
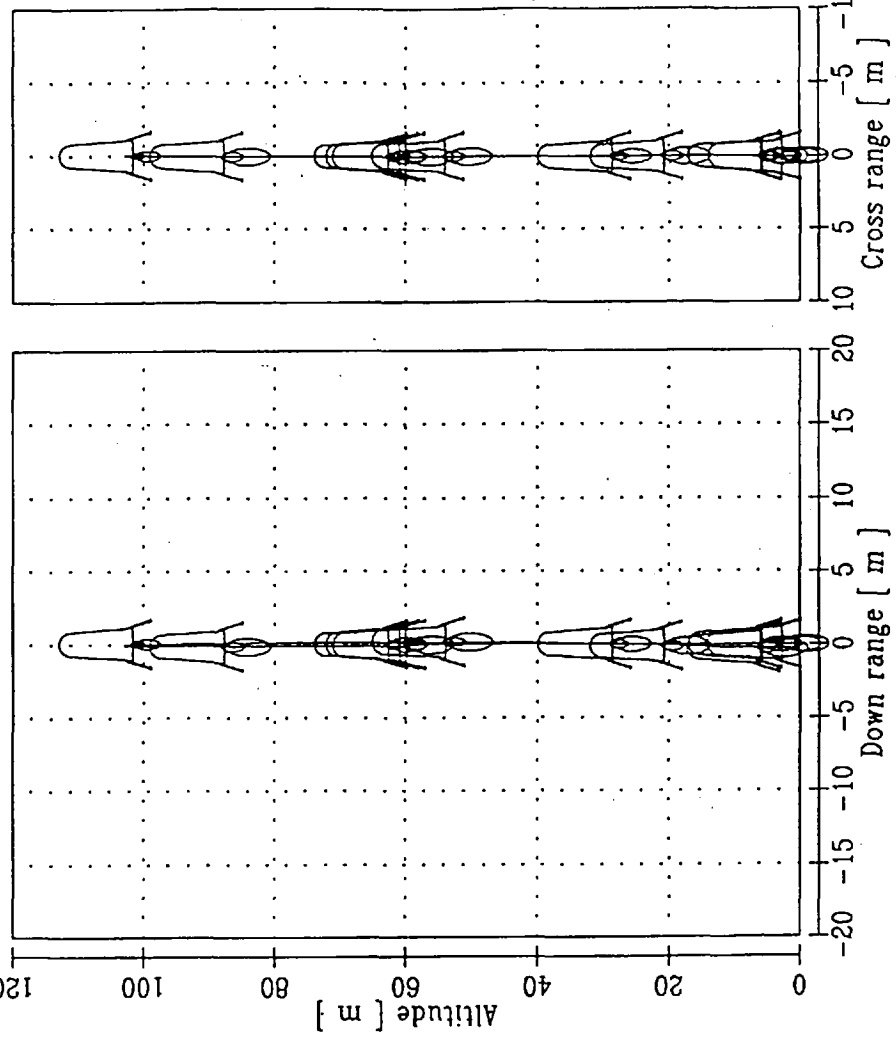


図3.2-2 (その3) ホバリング水平往復移動飛行シミュレーション結果 (風なし)

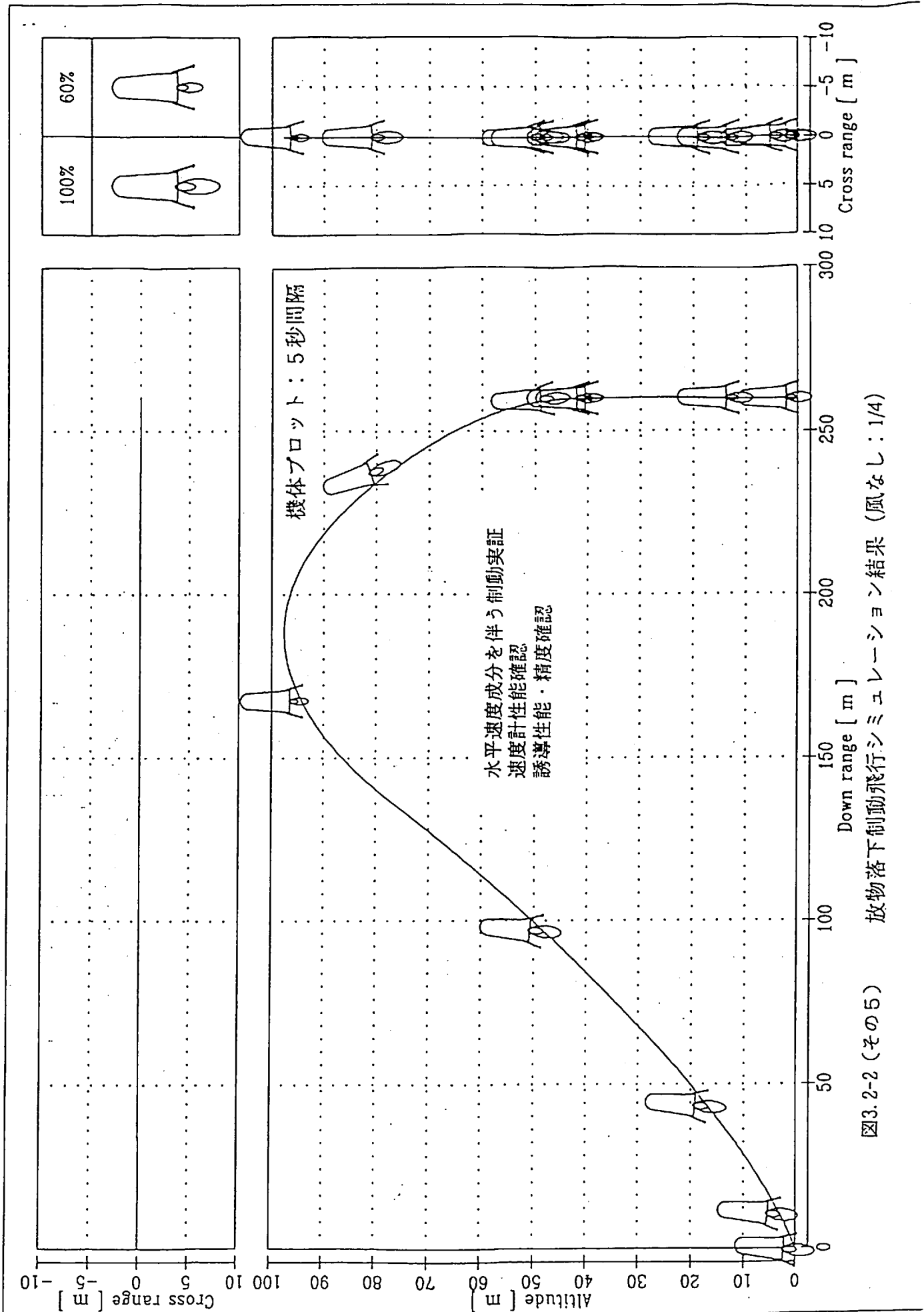


エンジン急加速実証



機体プロット：5秒間隔

図3.2-2 (その4) 落下制動飛行シミュレーション結果 (風なし)



4. システム検討

4.1. システム要求

2.4項のシステム前提の一般的事項に加えて以下の4項目を考慮して検討した。

- (a) メンテナンス性が優れていること。
- (b) ターンアラウンド時間が短いこと。
- (c) 実験機は、着陸点から離陸点までクレーンなどで、容易に輸送可能なこと。
- (d) 離着陸飛行試験上への実験機の陸上輸送性、海上輸送性を考慮すること。

4.2. システム設計

4.2.1. エンジン、基数、配置、全備質量、構造質量

実験機のシステム設計案について検討を行った結果を以下に示す。

エンジン基数を少くし、開発リスク、開発コストを低減する。そのため、J-1ロケット外部ハニアエンジン(EVE : EXTERNAL VERNIER ENGINE)を2基使用する。

(検討前提)

貯蔵性推進剤を用いたガス圧式エンジンで、かつ'94年度中に完成度が確認される可能性があるものを候補とする。候補となるエンジンは、表4.2.1-1参照。

下記(a)～(e)を考慮して、エンジン、基数、配置、全備質量、構造質量を決定した。

- (a) 離陸、高度200[m]程度の位置から高度100[m]程度の位置への落下制動、高度100[m]程度の位置でのホッピング、軟着陸が可能なこと。
- (b) 推力が大きいエンジンほど、少ない基数で実験機を構成できるので、有利である。
- (c) 軟着陸のためにはホッピング能力が必要である。
- (d) ノズルは、大気圧力に対応したものが必要である。
- (e) 開発リスク最小化、開発期間短縮のため既開発のエンジンが望ましい。

(検討結果)

全備質量は541[kg]、構造質量は417[kg]とする。

J-1EVEを2基用いる。

2基はいずれも、ホッピング能力を持つ。

4.2.2. 全体配置

○ 2基のエンジンを底部に配置する。

○ 2個のタンクを垂直に配置する。

図4.2.2-1参照、図4.2.2-2参照

(A) 酸化剤タンク・燃料タンク

N₂O₄タンク、N₂H₄タンクの間関係は、密度の大きいN₂O₄を上にした方が動的安定性が高いが、エンジンの混合比制御を確実にするため、N₂H₄を上にする。

(B) 電気・電子機器

エンジンから振動・熱環境条件を緩和するため、電気・電子機器はできるだけエンジンから遠方に配置する。

4.2.3. システム構成、重量・電力配分

表4.2.3-1参照。

月面着陸機や再使用型ブースターのシステム構成、重量・電力配分を考慮して決定する。

4.2.4. 姿勢制御関連（重心・慣性能率・慣性乗積、RCS配置、ジンバル機構など）

4.2.4.1. 重心・慣性能率・慣性乗積

4.2.2項の全体配置より下表のように定まる。

		トライ	ウエイト（最大）
重心	X [cm]	85	83
	Y [cm]	0	0
	Z [cm]	0	0
慣性能率	I _{xx} [kgm ²]	95	100
	I _{yy} [kgm ²]	350	380
	I _{zz} [kgm ²]	350	380
慣性乗積	I _{xy} [kgm ²]	0	0
	I _{yz} [kgm ²]	0	0
	I _{zx} [kgm ²]	0	0

4.2.4.2. 姿勢制御方式

以下のようにいくつかの方法が考えられる。

- (a) ジンバル機構（2軸のものを2つ）
- (b) ジンバル機構（1軸のものを2つ）
- (c) RCS*4

(a)案は、ジンバルのみでロール、ピッチ、ヨー制御のすべてが可能であるが、ヨー制御に関しては、スロットリング制御のみで行える可能性があるため、機能的に冗長であるかもしれない。

(b)案で、ロール、ピッチ、ヨー制御すべてが原理的には可能であるが、ヨー制御に関しては、強力な横風などが加かった場合、推力可変の応答速度が小さすぎたり、推重比が小さすぎたりすると転倒するおそれがある。

(c)案はロール、ピッチ制御のリアクターが重複しているため制御力が減少するおそれがある。また、姿勢制御速度もあまり早くできず、機体の重心がずれた場合の対応も楽ではない。

外乱などへの、対応能力を重視して、(a)案を第1案とする。しかし、今後の詳細な制御性解析等の結果によっては、(b)案に変更することも有り得る。

4.2.4.3. 姿勢要求

外乱に対し機体軸の傾きを5[deg]以内に保つこと。

4.2.4.4. 応答性要求

(a) ジンハリング要求(T. B. D.)

ジンハリング角速度 (T. B. D.)
遅れ時間 (T. B. D.)

(b) スロットリング要求(T. B. D.)

スロットリング変化速度 (T. B. D.)
遅れ時間 (T. B. D.)

4.2.5. 着陸時の速度/姿勢要求(T. B. D.)

(a) 水平速度/姿勢角

接地寸前の機体角速度をゼロとした条件で求めた転倒しないための最大水平速度を図4.2.5-1に示す。本結果に25[%]のマージンを取り、水平速度と機体軸の傾きを以下のように設定する。

機体軸の傾きを最大5[deg]とすれば、水平速度は0.7[m/s]以下。

機体軸の傾きを最大1[deg]とすれば、水平速度は1.0[m/s]以下。

(b) 水平速度/角速度

接地寸前の機体軸の傾きをゼロとした条件で求めた転倒しないための最大水平速度を図4.2.5-2に示す。本結果に25[%]のマージンを取り、水平速度と機体の回転角速度を以下のように設定する。

水平速度を最大0.7[m/s]とすれば、ピッチ/ヨー角速度は45[deg/s]以下。

水平速度を最大1.0[m/s]とすれば、ピッチ/ヨー角速度は8[deg/s]以下。

4.2.6. 空力影響(T. B. D.)

本実験機では、技術的、コスト的な問題から、飛行速度に制限を設け、機体の空力成形が不要になるようにし、飛行形態を月面着陸機にちかいものとする。

飛行速度 約20[m/s]以下

空力中心概略値 重心から約10[cm]上方

しかし、突風に適切な応答をとることは可能なような設計を行うこととする。

4.2.7. 再使用性

燃焼器は20回以上とする。

タンクは50回以上とする。

気蓄器は最高使用圧力により寿命を決定する。

熱防御は10回以上とする。

4.2.8. 電装系

図4.2.8-1

図4.2.8-2

4.2.9. システム諸元

表4.2.9-1

図4.2.9-1

機器およびシステムは冗長構成をとらない。ただし、非常マウント系(異常時のエンジン停止指令/強制降下)を除く。

4.2.10. 地上インターフェース

主要なインターフェース項目

構造系	ハートポイント (スリング / ハンドリング用)	
熱制御系	空調 (搭載電子・電気機器用) 入出口	
推進系	燃料充填 / 排出口 酸化剤充填 / 排出口 加圧ガス充填 / 排気口 機能チェックアウト	
航法誘導制御系	機能チェックアウト] 通信アンテナリカル
通信系	機能チェックアウト	
電力系	搭載電池の充電 外部電源の供給] 電力アンテナリカル

・外形寸法

全高	325cm
全幅	140cm
機体径	110cm
・構造質量	417kg
・全備質量	541kg
推薬質量	124kg
┌ NTO	60kg
├ N ₂ H ₄	60kg
└ GHe	4kg

・平均電力 1149w(ノミナル), 1846w(ピーク)

・アンテナリカルライン/外部インターフェース

1) 空調ダクト(10cmφ)	1個	GL+2.5m
2) 空調出口(2cmφ)	2個	GL+1.3m
3) 加圧ガス充填口	1個	GL+1.5m
4) 加圧ガス排出口	2個	GL+1.5m
5) トリッパ 充填口	1個	GL+1.5m
6) NTO 充填口	1個	GL+1.5m
7) トリッパ 排出口	3個	GL+1.5m
8) NTO 排出口	2個	GL+1.5m
9) 信号及び電力アンテナリカル	1個	GL+2.0m

(いずれも打上げ前に手動で取外す)

・機体整備足場として、表殻を外した形態で、機体外周り全周にアクセスできること。

4.3. システム解析

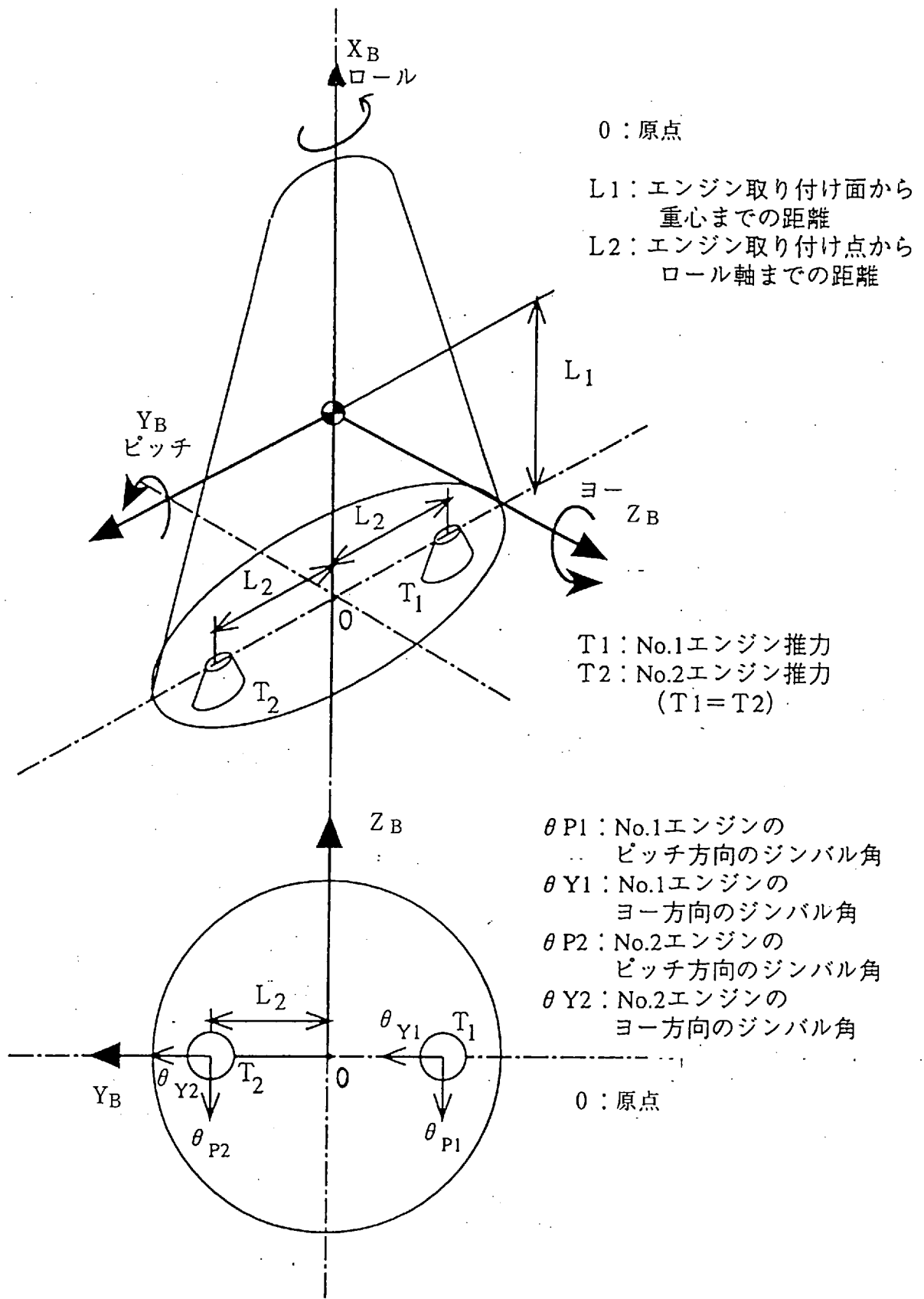
飛行能力／飛行性能の概略検討

(a) 垂直／水平飛行能力

図4.3-1

(b) ホッピング飛行能力

図4.3-2



0 : 原点

L_1 : エンジン取り付け面から
重心までの距離

L_2 : エンジン取り付け点から
ロール軸までの距離

T_1 : No.1エンジン推力
 T_2 : No.2エンジン推力
($T_1 = T_2$)

θ_{P1} : No.1エンジンの
ピッチ方向のジンバル角
 θ_{Y1} : No.1エンジンの
ヨー方向のジンバル角
 θ_{P2} : No.2エンジンの
ピッチ方向のジンバル角
 θ_{Y2} : No.2エンジンの
ヨー方向のジンバル角

0 : 原点

図4.2.2-1 機体モデル イメージ図 (二軸ジンバル)

検討案

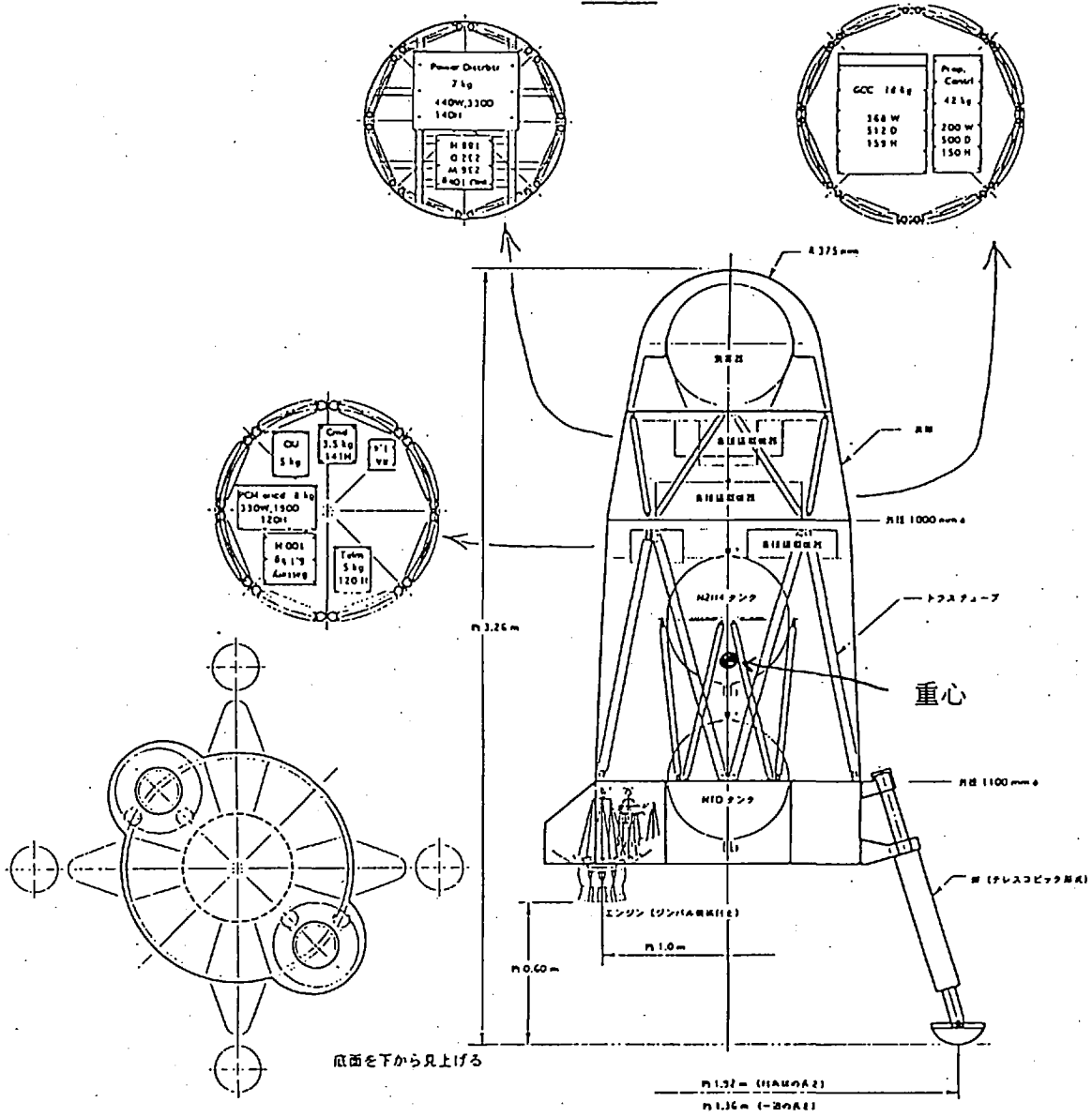


図4.2.2-2 全体配置

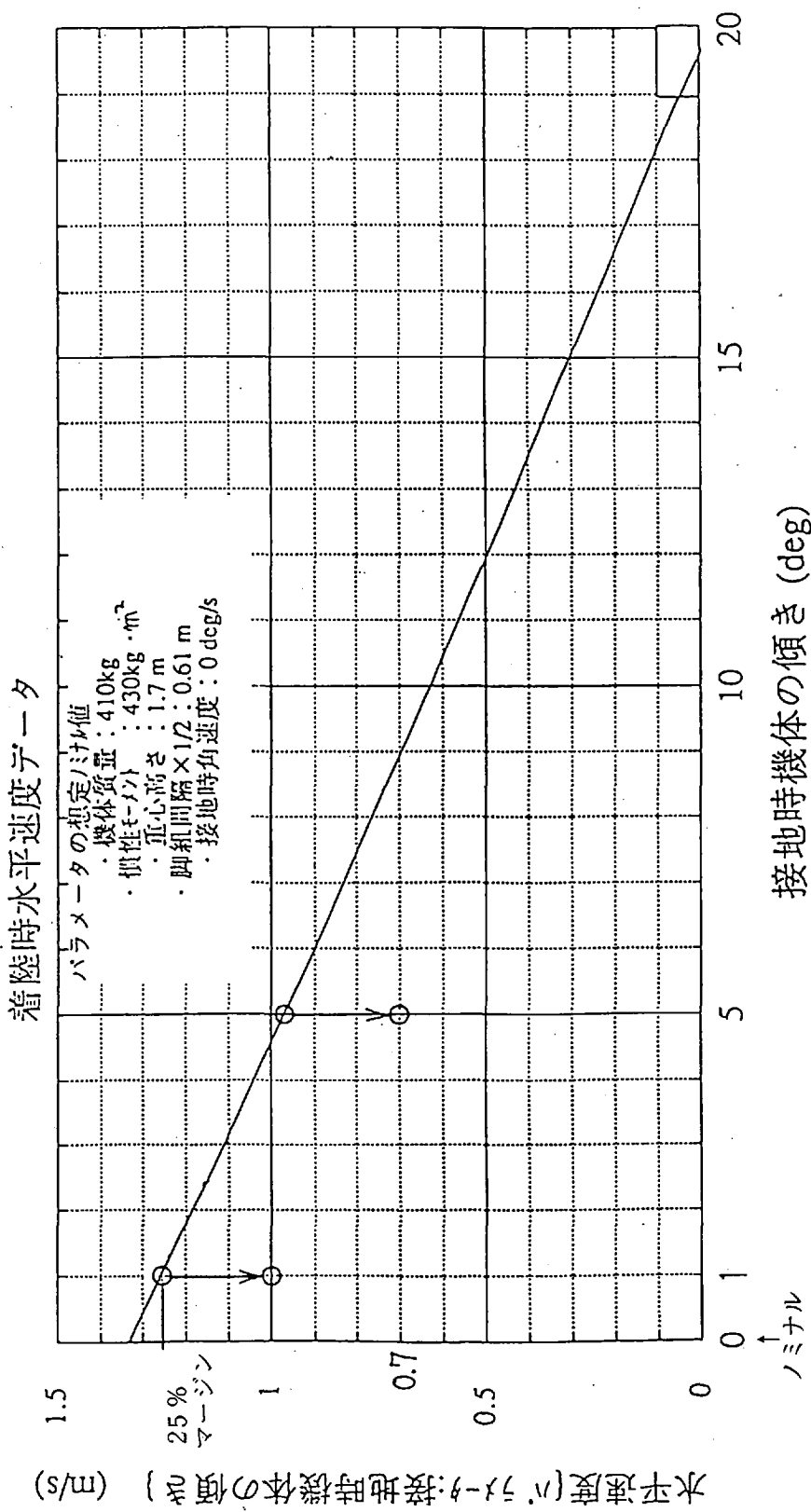
離着陸飛行実験構想

表4.2.3-1

機体システム構成および重量・電力

機体システム	システム構成	数量	重量 (kg)	平均電力 (W)	備考
乾燥重量 417 kg 全備重量 541 kg 平均電力 1200 W ピーク電力 2000 W	推進系 ・ 加圧系 ・ タンクシステム ・ エンジンシステム ・ 推力制御系 ・ シンバル系 ・ コントローラ系	1式 1式 1式 1式 1式	184 27 40 24 26 25 42	914	推進系重量はマージン3kgを除く。 推進系のピーク電力は1611W
	構造系 ・ 主構造 ・ 着陸脚	1式 4式	132 82 50	0	
	熱制御系 ・ 火炎防御 ・ 温度制御 / 温度計測	1式 1式	7	0	熱制御系電力はマージンに含める
	航法誘導制御系 ・ 搭載計算機 ・ 慣性センサー ・ 電波高度計 / アンテナ ・ CIU ・ その他 (コネクタ / ハーネス類)	1 1 1 1 1 1式	38 18 10 25 3	150	
	通信系 ・ テレメータ送信機 / アンテナ ・ PCMEコネクタ ・ コマンド受信機 / 復調器 / アンテナ ・ その他 (コネクタ / ハーネス類)	1 1 1 1式	20 5 8 4 3	85	
	電源系 ・ 搭載電池 ・ 電力分配制御器 ・ その他 (コネクタ / ハーネス類)	1 1 1式	16 6 7 3	0	
	(機体マージン)		20	51	マージンは5%程度
	推進剤等 ・ 燃料 (N2H4) ・ 酸化剤 (NTO) ・ 加圧ガス (GHe)		124 60 60 4		

—— 水平速度 {パラメータ: 機体の傾き} (m/s)



転倒しないための水平速度最大値
パラメータ: 接地時機体の傾き

図4.2.5-1

—— 水平速度 {パラメータ:角速度} (m/s)

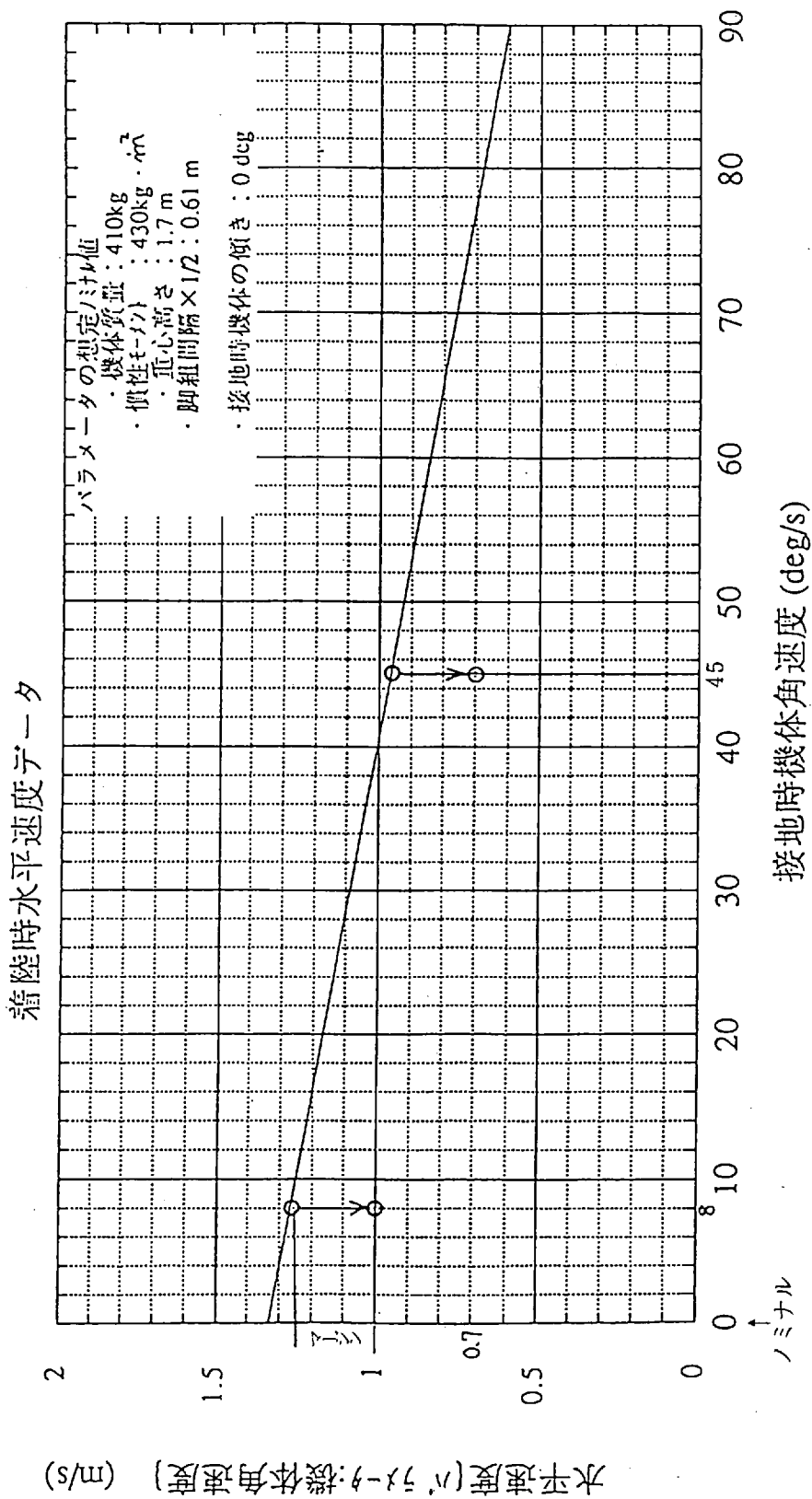


図4.2.5-2 転倒しないための水平速度最大値
パラメータ: 接地時機体角速度

図4.2.5-2

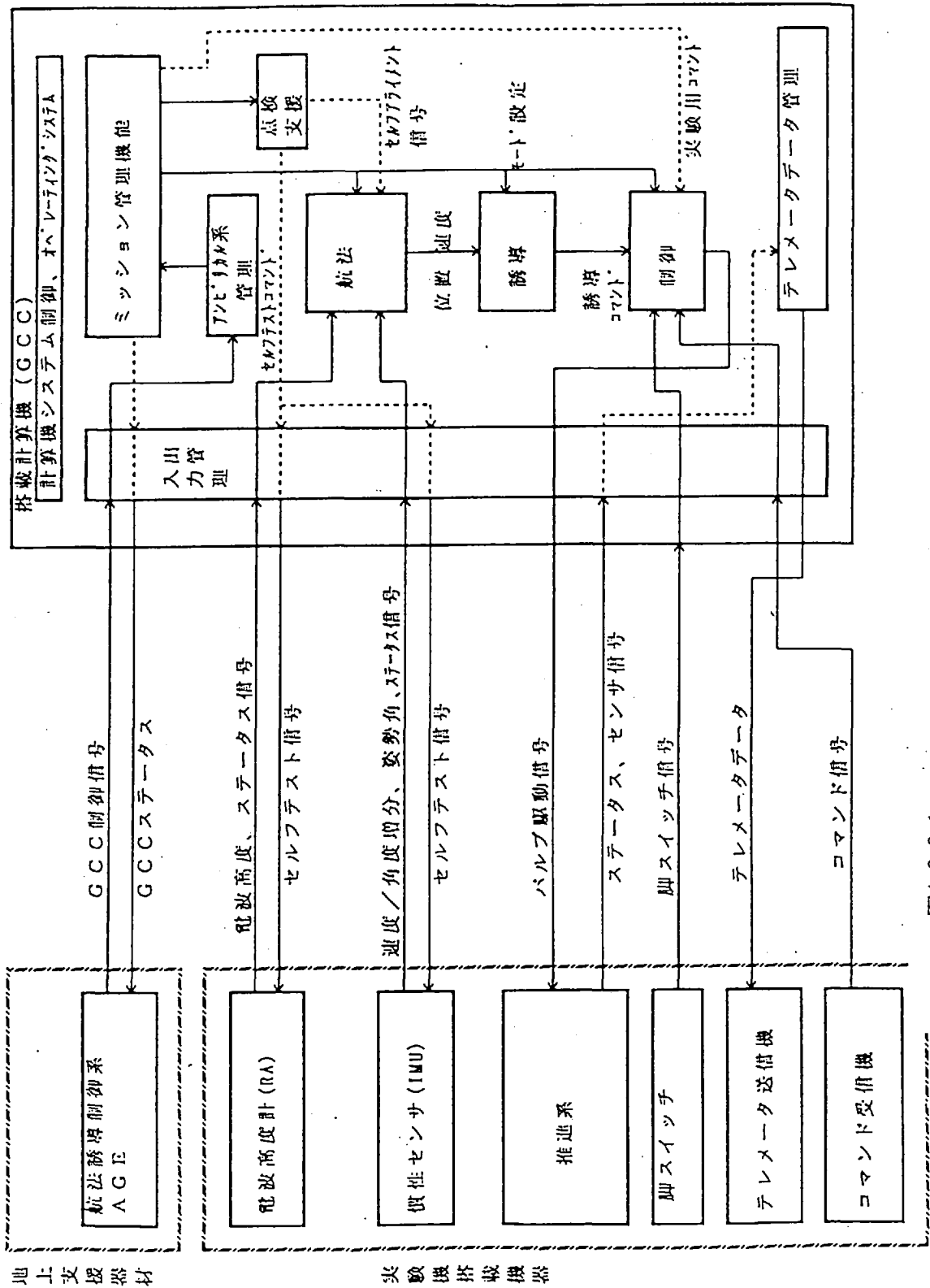


図4.2.8-1 実験機搭載システム機能ブロック図

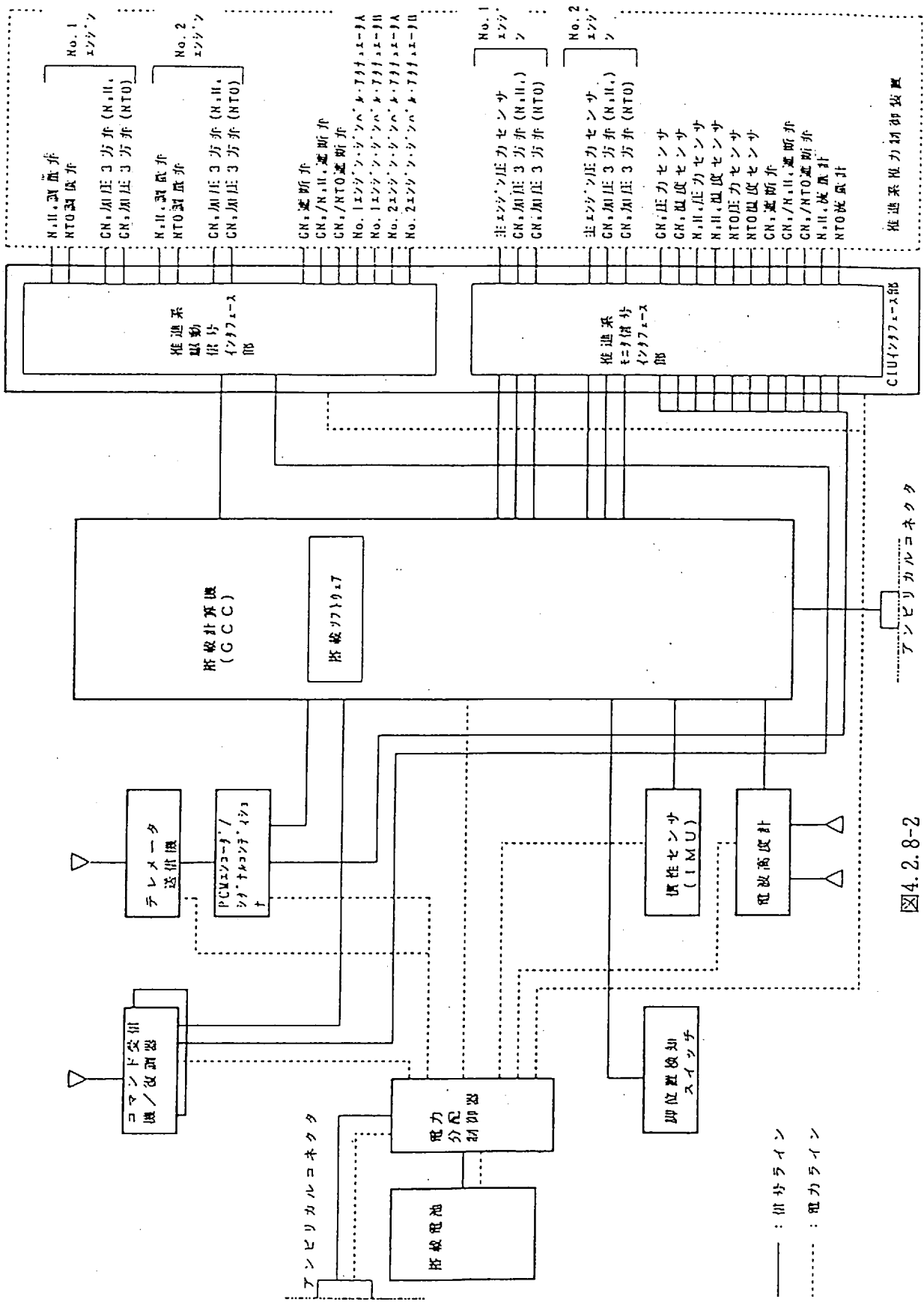


図4.2.8-2

— : 信号ライン
 : 電力ライン

表4.2.9-1

システム概略

(A) 重量	全備質量 541[kg] 構造質量 417[kg]
(B) 推進系	エンジン 基数 2 推進剤 NTO/N ₂ H ₄ 推力 F = 280[kgf]以上 at SL 比推力 I _{sp} = 200[s]以上 at SL スロットリング能力 60~100[%] (2基とも) 全推力範囲 560[kgf] (全基 100[%]推力) 336[kgf] (全基 60[%]推力) ジンバル 2基とも2軸のものを持つ。 RCSをもたない。
(C) 機体外形寸法	全高 3.3[M] 全幅 1.4[M] (静止状態脚幅) 機体径 1.1[M]

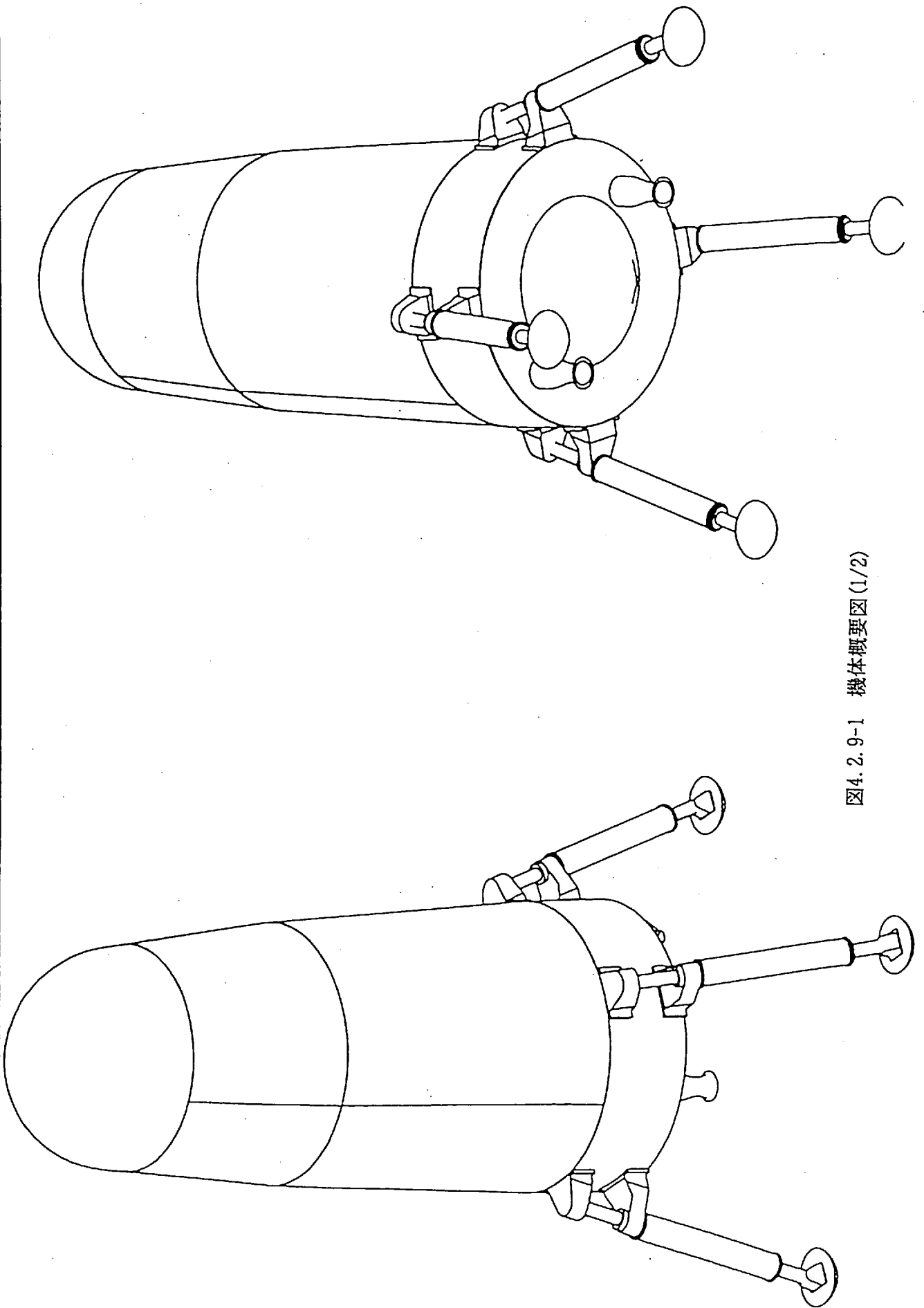
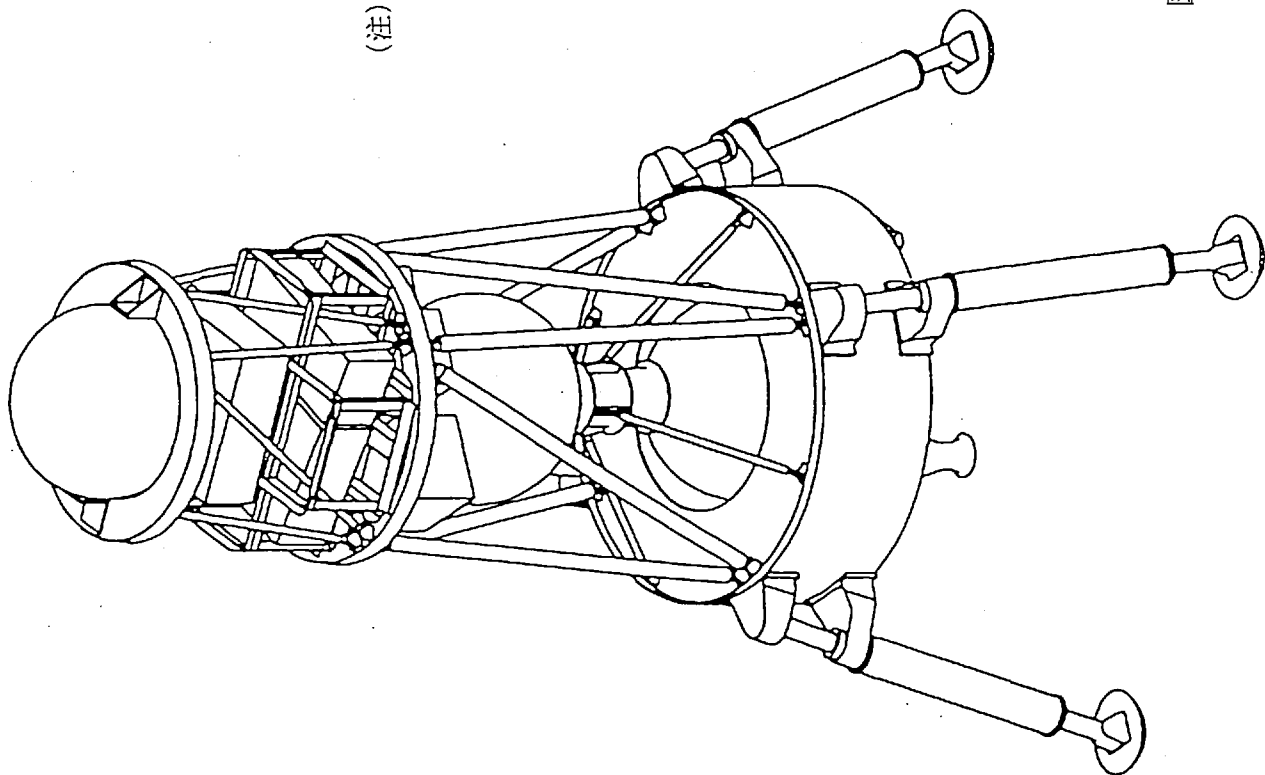


図4.2.9-1 機体概要図(1/2)



(注) 推進剤タンクサポート方法は、
旧案を図示。
現案は赤道部タブで支持。

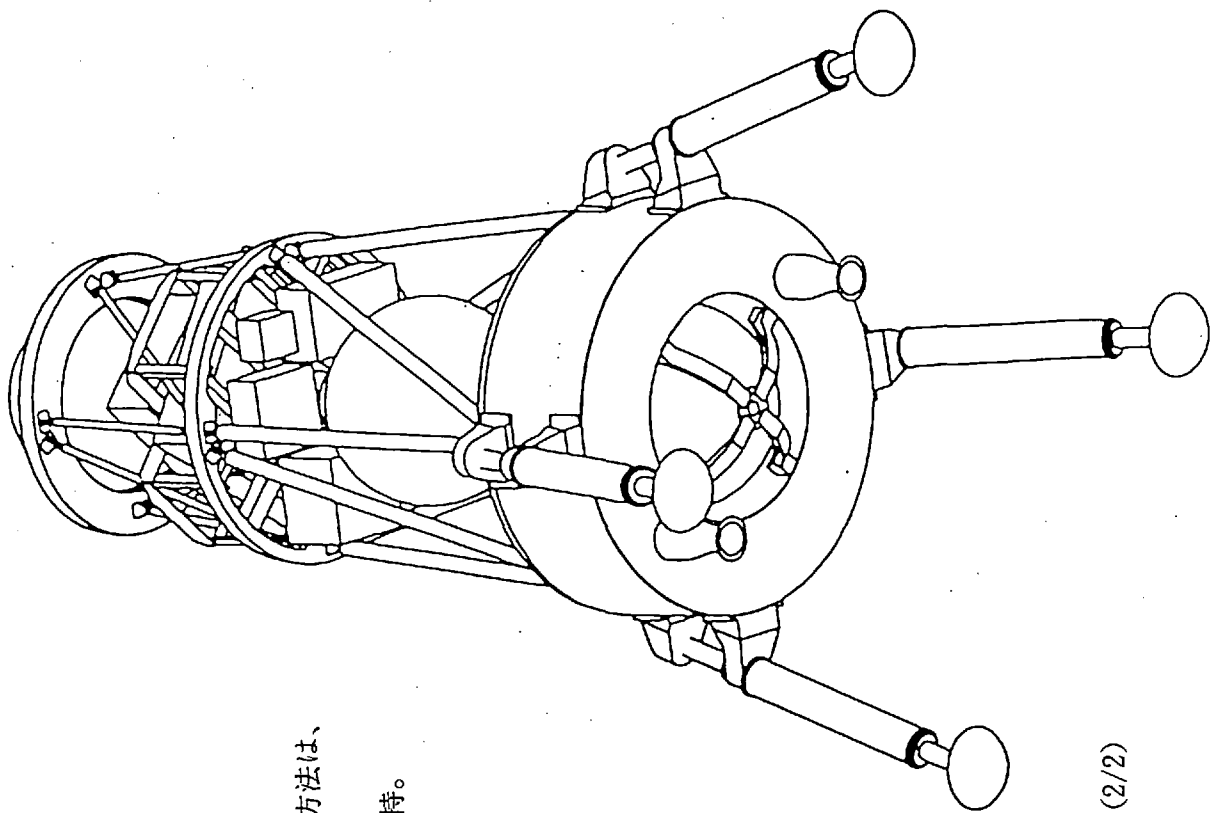


図4.2.9-1 機体概要図(2/2)

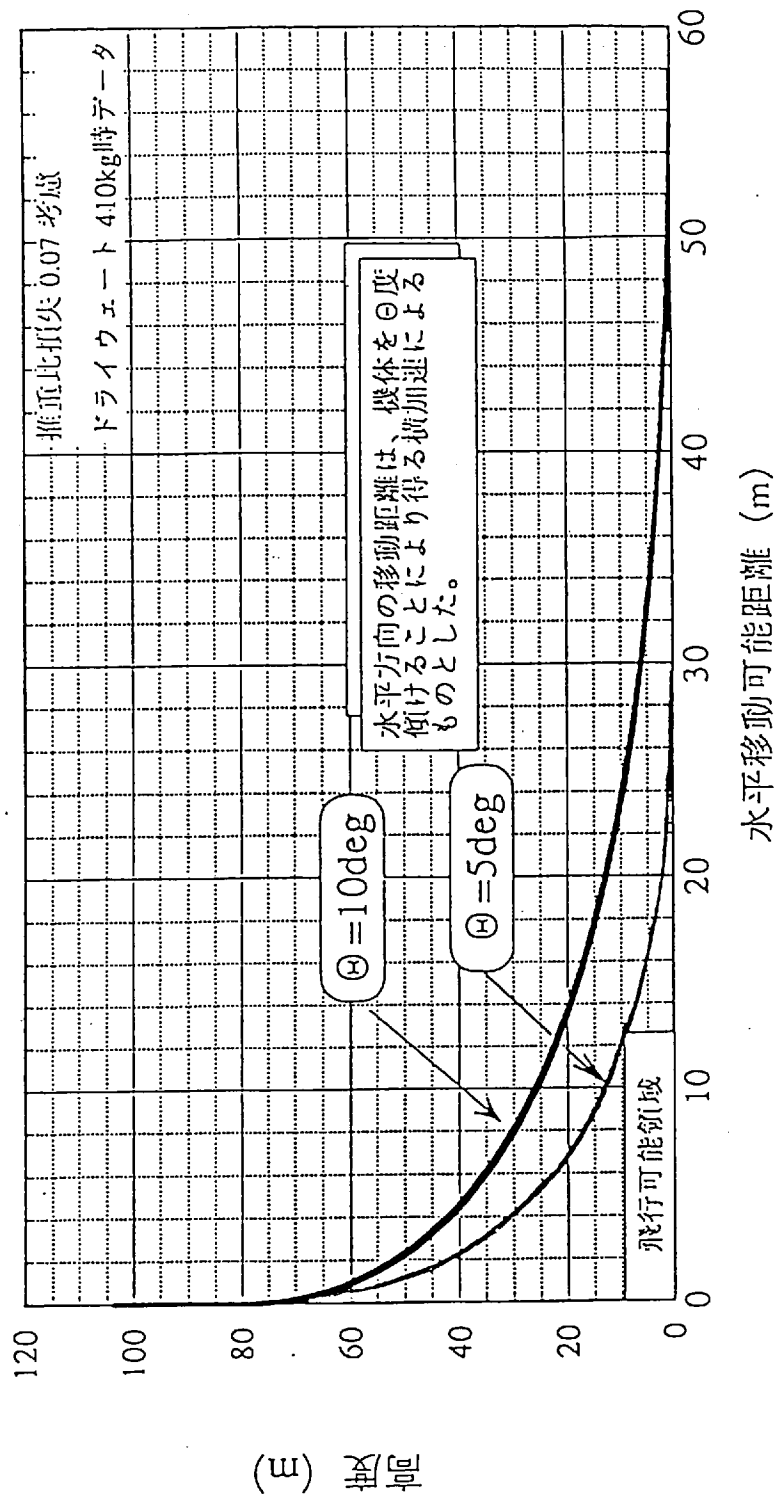


図4.3-1

飛行可能領域

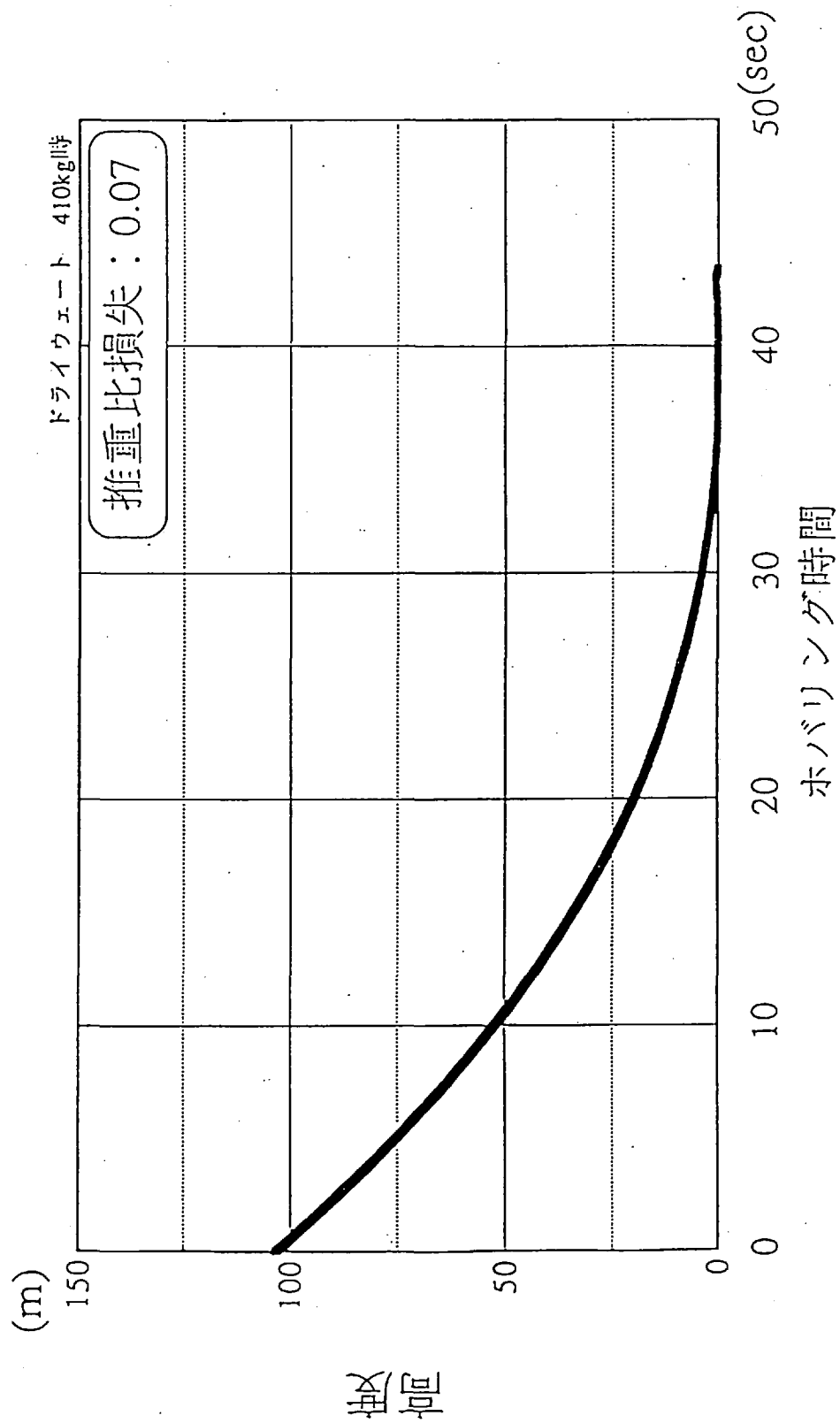


図4.3-2 ホバリング時間と到達高度

5. サブシステム検討

推進系
構造系
熱制御系
航法誘導制御系
通信系
電源系

上記のサブシステムについて検討した結果を示す。

5.1.3 推進系システム検討

(1)推進系構成

現在、開発中のスロットリングエンジンシステムのベースである調圧方式とし、ジンバル機能を付加する。推進系の構成および機能を表 5.1-1に示す。

(2)全体配置

以下の点を考慮して配置した推進系の全体形状を図 5.1-1に示す。

(a)推進系のモジュール化をはかる。(CFTで推進系のみでの作動調整試験が必要であり、推進系取付構体を含めた同時開発が必要となる。)

(b)推進系の組立性を考慮している。

(c)エンジン取付け面にタンク、流量制御弁等の重要なコンポーネントを取付けない。

また、全体配置はタンク配置に大きく依存する。推薬タンク個数と配置に関するトレードオフ結果を表 5.1-2に示す。トレードオフ結果よりタンク 2 個の縦型配置を前提とした。

(3)系統図

推薬の充填、排出等の整備性を考慮した推進系系統図を図 5.1-2に示す。

(4)推進系電気系統

推進系電気系統機能ブロック図を図 5.1-3に示す。コントローラ系は、推進系と航法誘導制御系、計測通信系とのインタフェース機能を有し、垂直離着陸実験機ではじめての推力制御機能、ジンバル制御機能も含めた機能を有する。流量制御弁ドライバ、ジンバルアクチュエータドライバは民生品のままでは、重量増となるため、民生品を改修することにより軽量化を図る。

(5)質量特性

表 5.1-3

(6)消費電力

消費電力の積み上げ値を表 5.1-4に示す。システム上、許容可能な消費電力である。

5.1.4. 推進系仕様

エンジン基数を2とする。

5.1.4.1. 加圧系

要求：タンク加圧、及び空圧機構にガス供給可能なこと。

高圧の系であるので、HYFLEXの調圧弁を使用し、低リスク、低コスト化を図る。

気蓄器は、COMETS/UPSのEM品を流用する。

加圧ガスは、軽量化のためGHeとする。

容量 : 57.9[l]

初期充填圧力 : 140[KGF/CM2a](T. B. D.)

5.1.4.2. タンク系

要求：

推進剤保持機能を有すること。

検討：

Ti合金のタンクを、NT0/N2H4の両方について、1個ずつ用いる。

タンクの製造に関しては、低コスト化のために、H-2G/J用タンクで実績のある超塑性(SPF)製法を使用する。

また、安全率が高い値をとるのが望ましいが、寿命を50回程度とすれば、軽量化のため安全率は2で問題ないとする。高圧ガス取締法が適用となるため関係機関との調整が必要となる。

図5.1-4

材質 Ti-6Al-4V

構成 ヘッドタンク

ハッフル板

渦防止板

デューザー

5.1.4.3. エンジン系

要求：飛行経路制御に必要な推力、Ispを有すること。

J-1EVEの燃焼器相当を用いる。

基数 2

Isp 200[s]以上 at SL 図5.1-5 参照

推力 280[kgf]以上 at SL 図5.1-6 参照

1[kgf/cm2a]の大気圧でガスが最適膨張するようにノズル開口比を定める。

$\epsilon = 2.0$ (T. B. D.)

スロットリング

流量制御弁により推進剤流量を変化させ、推力を制御する。燃焼圧をフィードバックすることにより、燃量側、酸化剤側2個の流量制御弁を適正に制御する。

図5.1-7

図5.1-8

図5.1-9

寿命

90[s]*20回 程度 (T. B. D.)

メンテナンス T. B. D.

5.1.4.4. ジンバル系

要求：空力、ミスライメント、重心のずれなどの消去や、機体の能動的制御に必要な応答速度などをゆうすること。

構成 エンジンジンバル組立 1式
電動アクチュエータ 2式
エンジンジンバルマウント 1式
アクチュエータ外ライバ 1式
ジンバルアクチュエータ要求諸元

ジンバル	
ジンバル方式	ピボットマウント方式
ジンバル最大角	±7[DEG]
ジンバル速度	6[DEG]/S

図5.1-10

5.1.4.5. 安全系

要求：何らかの方法で、実験機に異常がおきた場合でも、周囲の環境や施設の安全が確保できること。

推進系コントローラとテレトリマント系が直接インターフェースを持つことにより、地上からのコマンドにより推薬弁または流量制御弁を閉としエンジンをシャットダウンさせる。

5.1.5 推進系組立・試験

推進系組立・試験フローを図5.1-11に示す。低コスト化を図るために各サブシステムごとでの試験は実施せず、推進系全体として、試験を実施する。

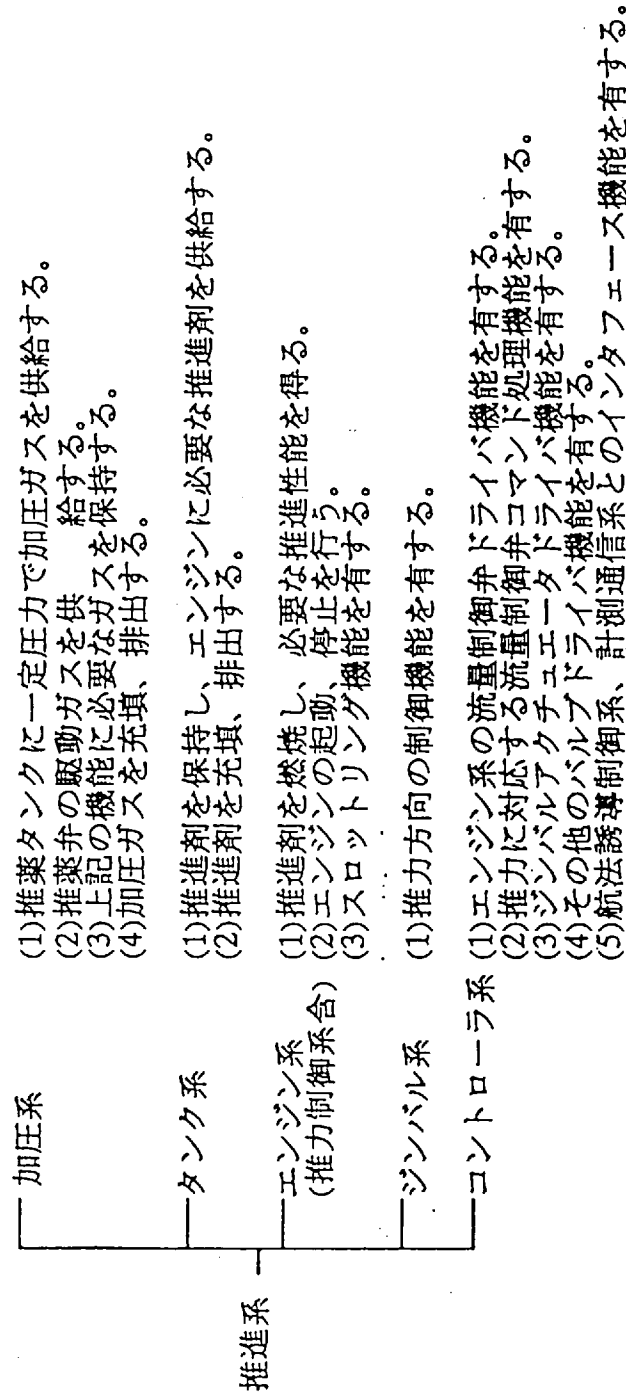
5.1.6 推進系開発計画・コンポーネント調達方法

推進系開発計画を表5.1-5 に示す。また、推進系コンポーネント調達方法を表5.1-6 に示す。

推進系として、エンジン1台で実施するスロットリング燃焼試験でスロットリング技術を獲得し、H7FY実施予定のクラスタ燃焼試験でエンジン2台でのスロットリングおよびクラスタ技術を獲得する。それらの技術をベースとして開発リスクを少なくし、垂直離着陸実験用推進系を開発する。

また、低コスト化を図るためスロットリング燃焼試験およびクラスタ燃焼試験のコンポーネントを極力、垂直離着陸実験機に流用する。

表5.1.1-1 推進システム構成



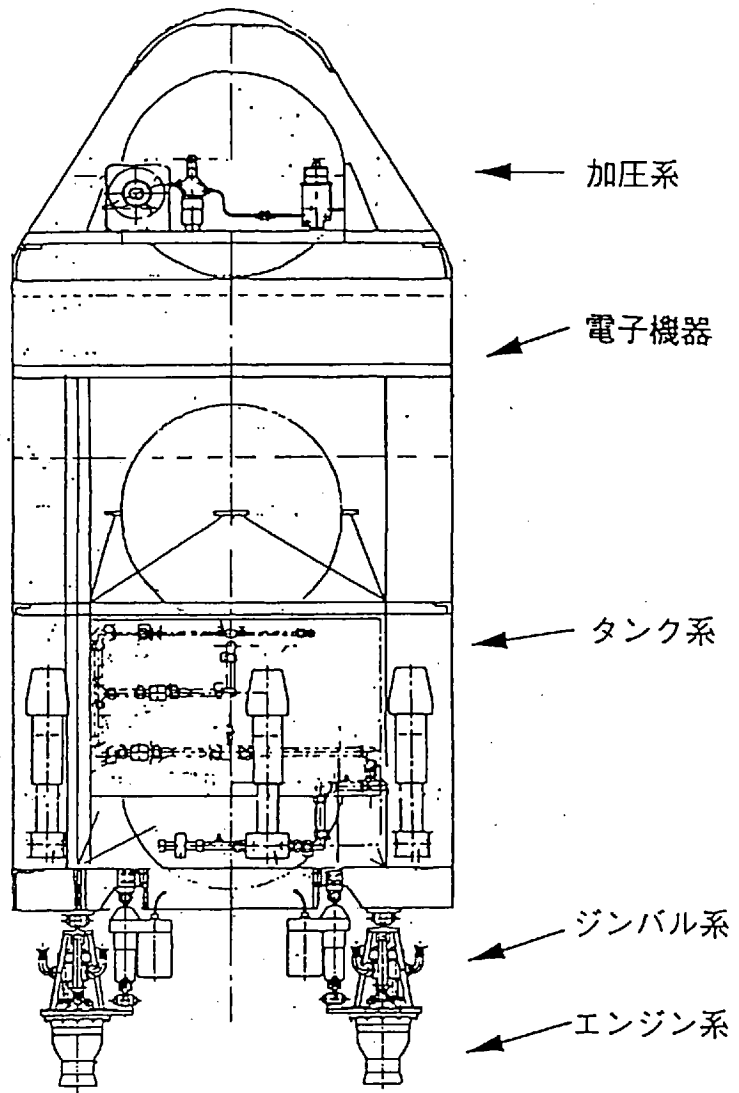
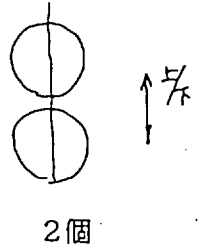
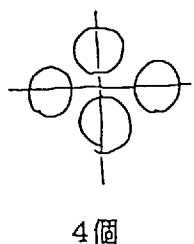
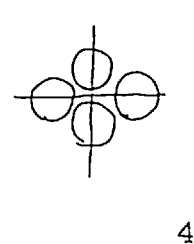
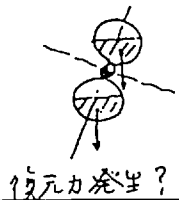
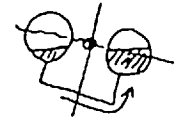
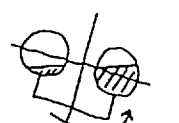
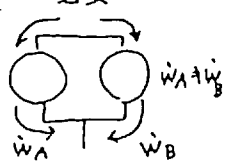






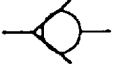







図 5.1-1 推進系全体形状

表 5.1-2 推進薬タンク個数と配置に関するトレードオフ結果

トレード・オフ項目	タンデム (Ti合金製)		水平対向 (Ti合金製)		水平対向 (Al合金製)	
配置/個数	 2個		 4個		 4個	
材質/推進薬適合性	Ti-6Al-4V 実績有り	○	Ti-6Al-4V 実績有り	○	Al合金 (長期間使用時の NTO適合性?)	?
重量	軽量	○	2個と比較して、 やや重くなる。 (タブ等の付属品 重量分、数kg)	△	同左	△
* 重心移動 (上下方向)	有り(大?)	△	有り(小?)	⊙	有り(小?)	⊙
* 重心移動 (水平方向)	無し	○	無し	○	無し	○
* 重心移動 (機体傾き時)	小  復元力発生?	○	大 (タンク間の液の 移動発生) 	△	大 (タンク間の液の 移動発生) 	△
無効推進薬量	小	○	大 (タンク間の液の 移動発生) (タブ付着分は 1.25倍 (化剤によるガス注入 で多量発生)	△	大 (タンク間の液の 移動発生)	△
機体重心位置	高	△	低	○	低	○
タンク間の圧力調整 (推進の排出特性)	不要	○	必要 	△	必要 同左	△
総合評価	○		×		×	

(注) 衛星用推進系では複数タンクの採用を行っているが、上記問題点に対して、
十分対策を実施している。

* 重心位置に依存する。

-  安全弁
-  手動遮断弁
-  遮断弁
-  フィルタ
-  調圧弁
-  逆止弁
-  調量弁
-  3方弁
-  推薬弁
-  温度センサ
-  圧力センサ
-  流量計

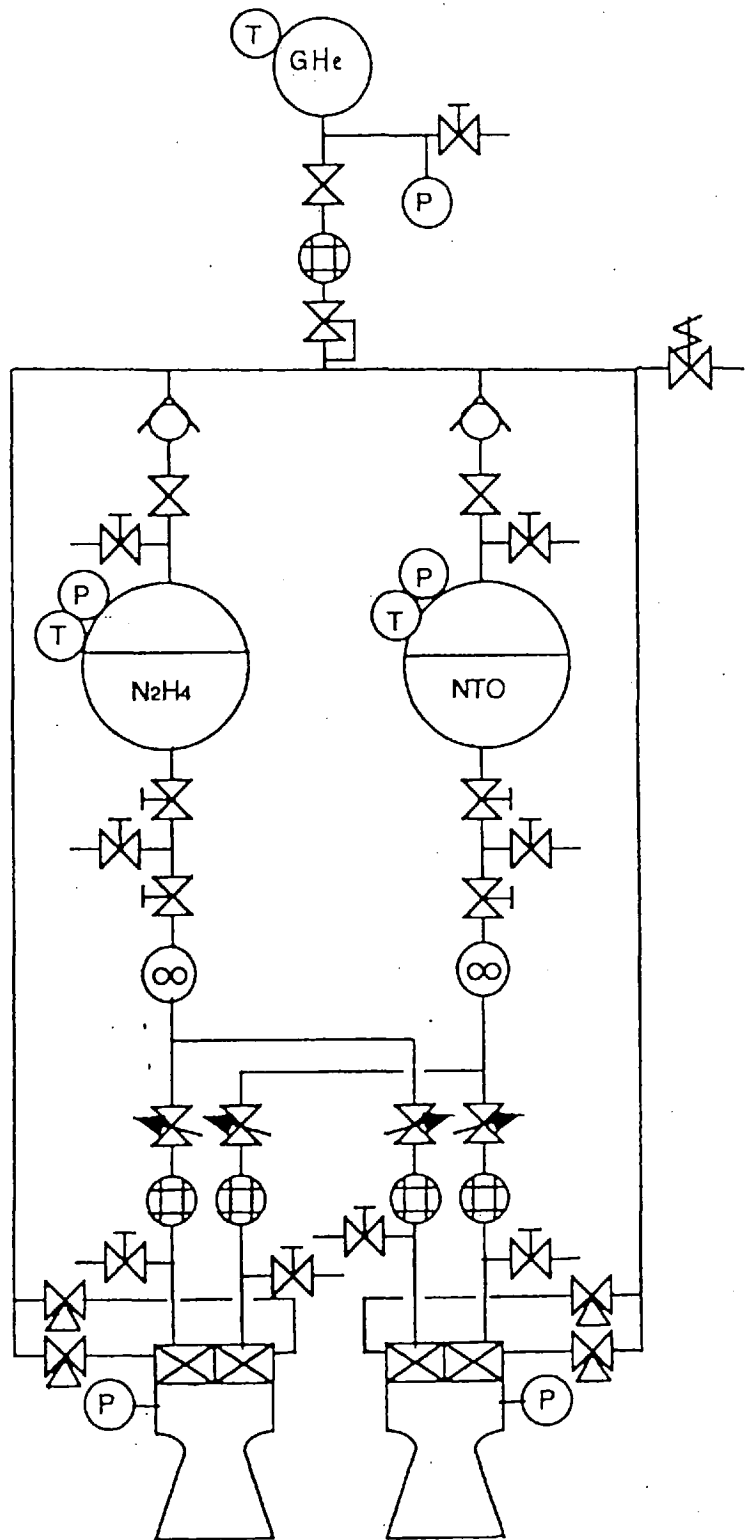


図 5.1-2 系統図

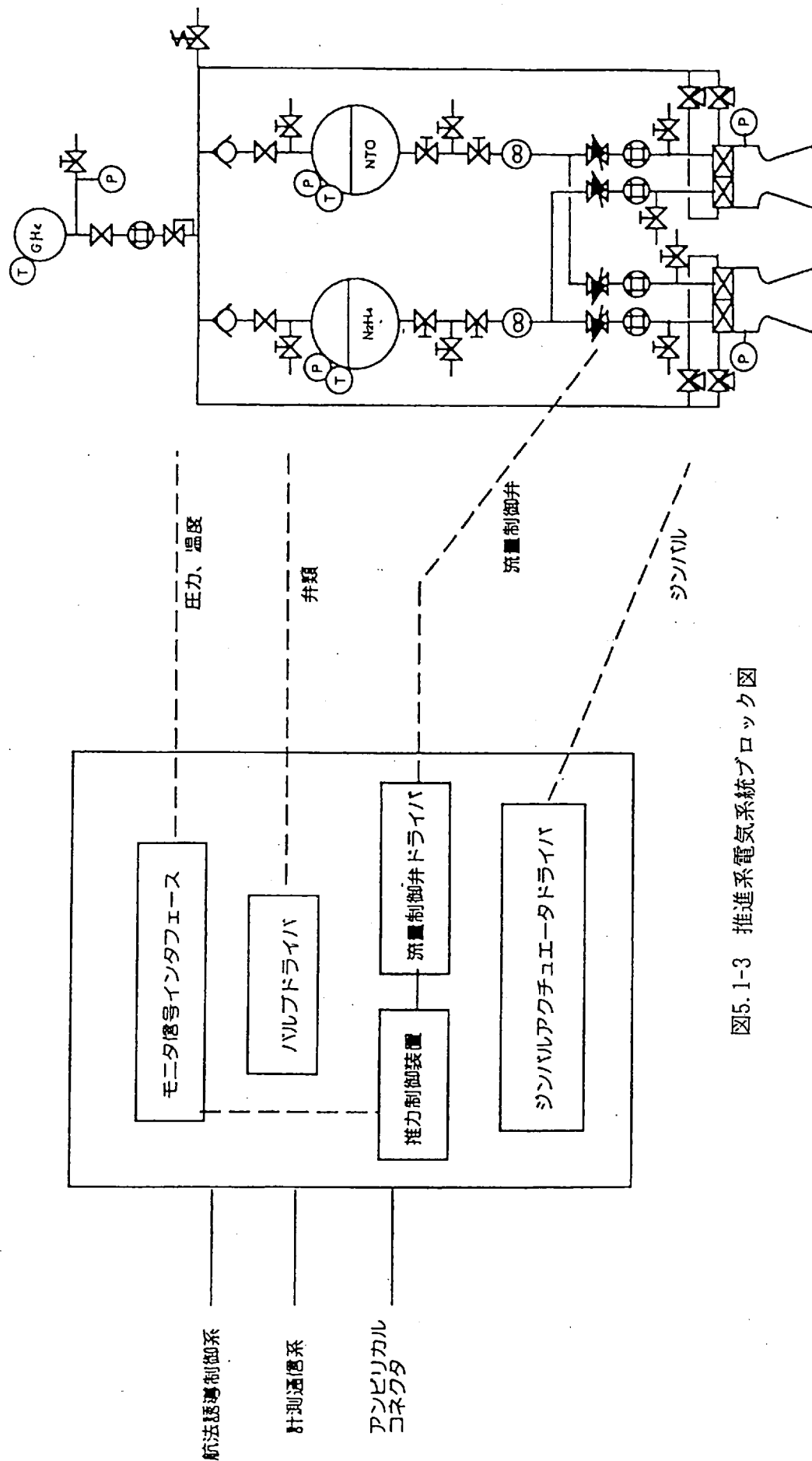


図5.1-3 推進系電気系統ブロック図

表5.1-3 推進系構成成品重量表

		0次案 (Kg)	1次検討結果 (Kg)
推進系	加圧系	26	27
	タンク系	50	40
	エンジン系	44	24
	推力制御系	—	26
	ジンバル系	48	25
	コントローラ系 推力制御装置 流量制御弁ドライバ ジンバルアクチュエータドライバ バルブドライバ, CIU	—	42 (17) (12) (12) (1)
	乾燥重量	168	184
	N2H4重量	60	60
	NTO重量	60	60
	加圧ガス重量	10	4
	総重量	298	308

表5.1-4 推進系コンポーネント消費電力

	通常消費電力 (1台分)	最大消費電力 (1台分)	台数	通常消費電力 (合計)	最大消費電力 (合計)	備考
加圧供給系						
高圧圧力センサ	8 W	8 W	1	8 W	8 W	
高圧遮断弁	0 W	47 W	1	0 W	47 W	ラッチ弁
加圧遮断弁	0 W	9 W	2	0 W	18 W	ラッチ弁
推奨供給系						
低圧圧力センサ	8 W	8 W	2	16 W	16 W	
流量計	5 W	5 W	2	10 W	10 W	
調量弁	0 W	160 W	4	320 W	640 W	最大負荷時
エンジン系						
3方弁	37 W	37 W	4	148 W	148 W	
ジンバル系						
アクチュエータ	0 W	156 W	4	312 W	624 W	
コントローラ系						
推力制御装置	50 W	50 W	2	100 W	100 W	
				914 W	1611 W	

ヒータ電力については環境によっては別途必要

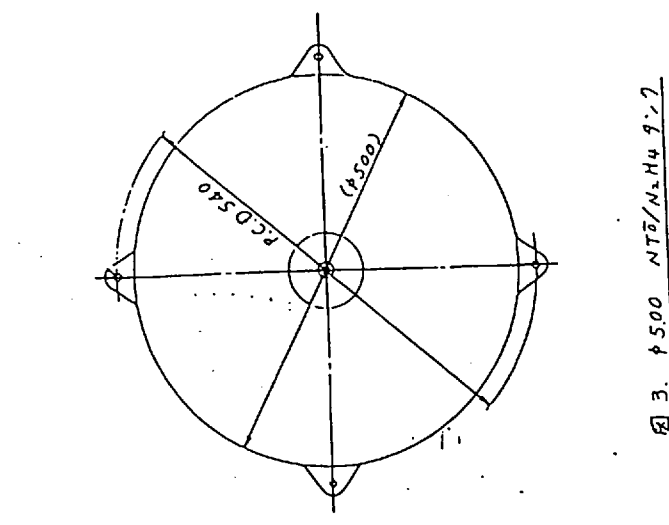


図3. φ500 NT5/NzH4 9-7

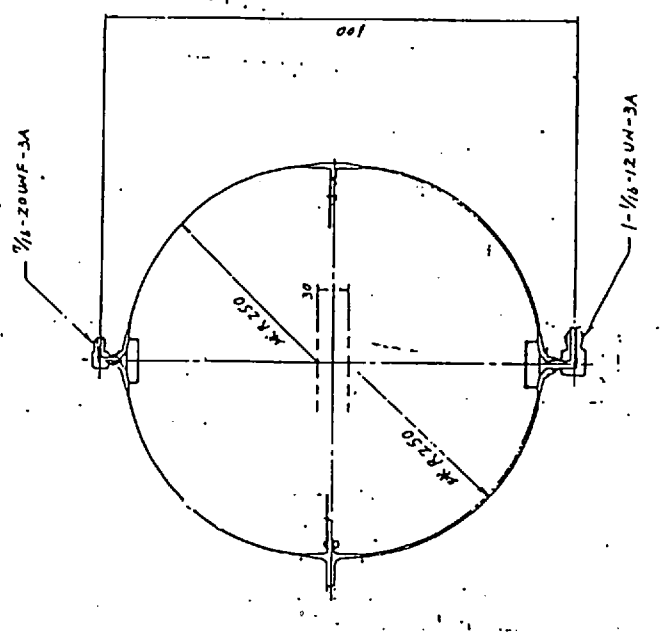


図2. φ500 NzH4 9-7

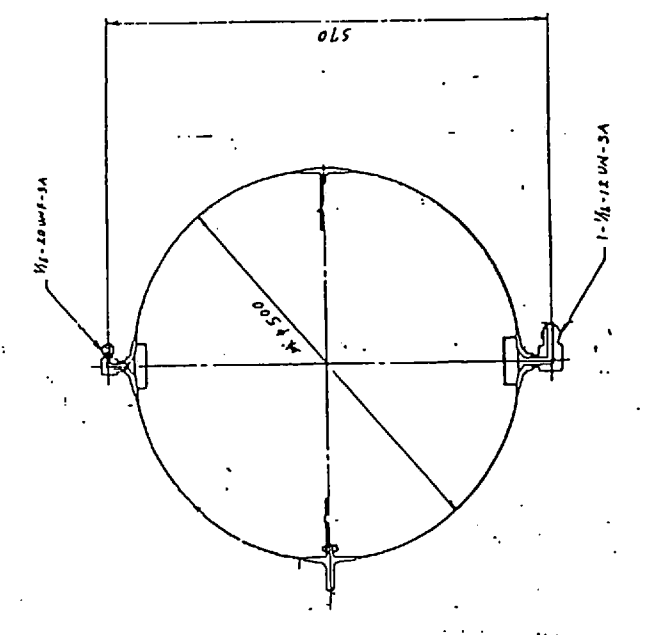


図1. φ500 NT5 9-7

図5.1-4 タンク概略形状

J-1 EVE 燃焼器
最適膨張比計算

$$P_c = 9 \text{ [kgf/cm}^2\text{]}$$

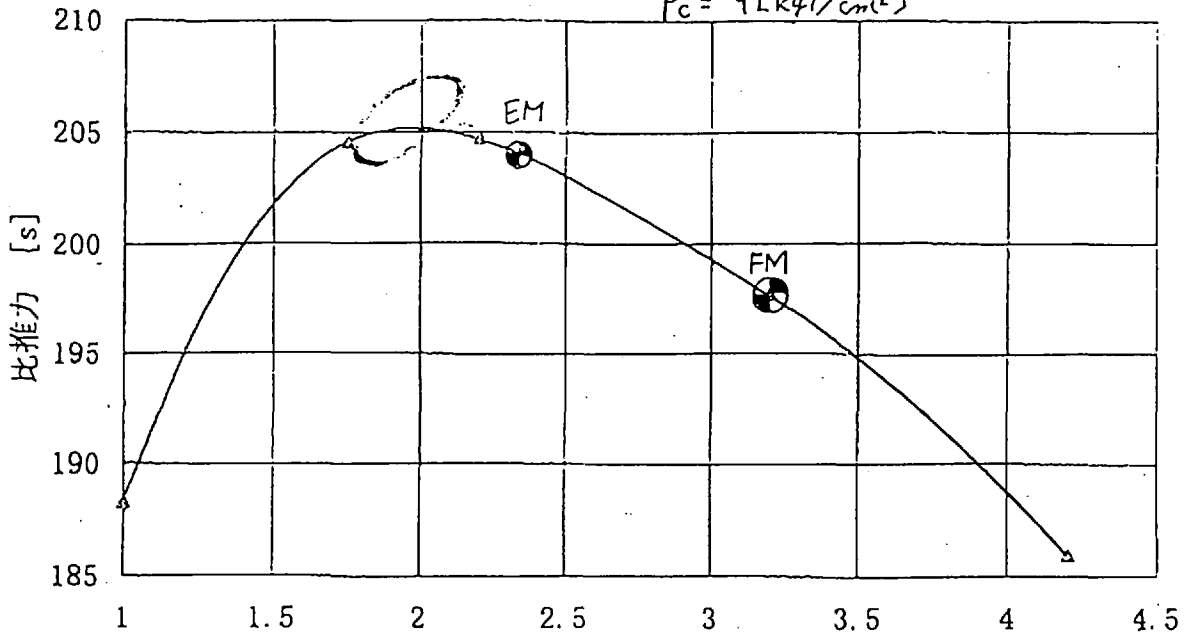


図5.1-5 ノズル膨張比 ϵ

J-1 EVE 燃焼器
最適膨張比計算

$$P_c = 9 \text{ [kgf/cm}^2\text{]}$$

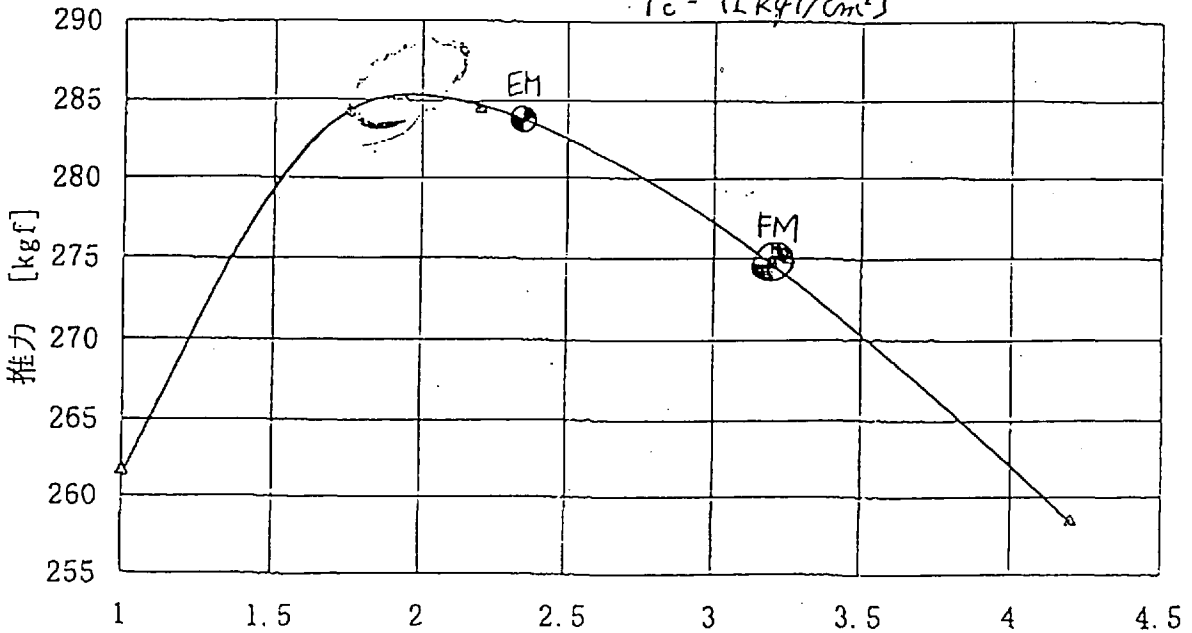


図5.1-6 ノズル膨張比 ϵ

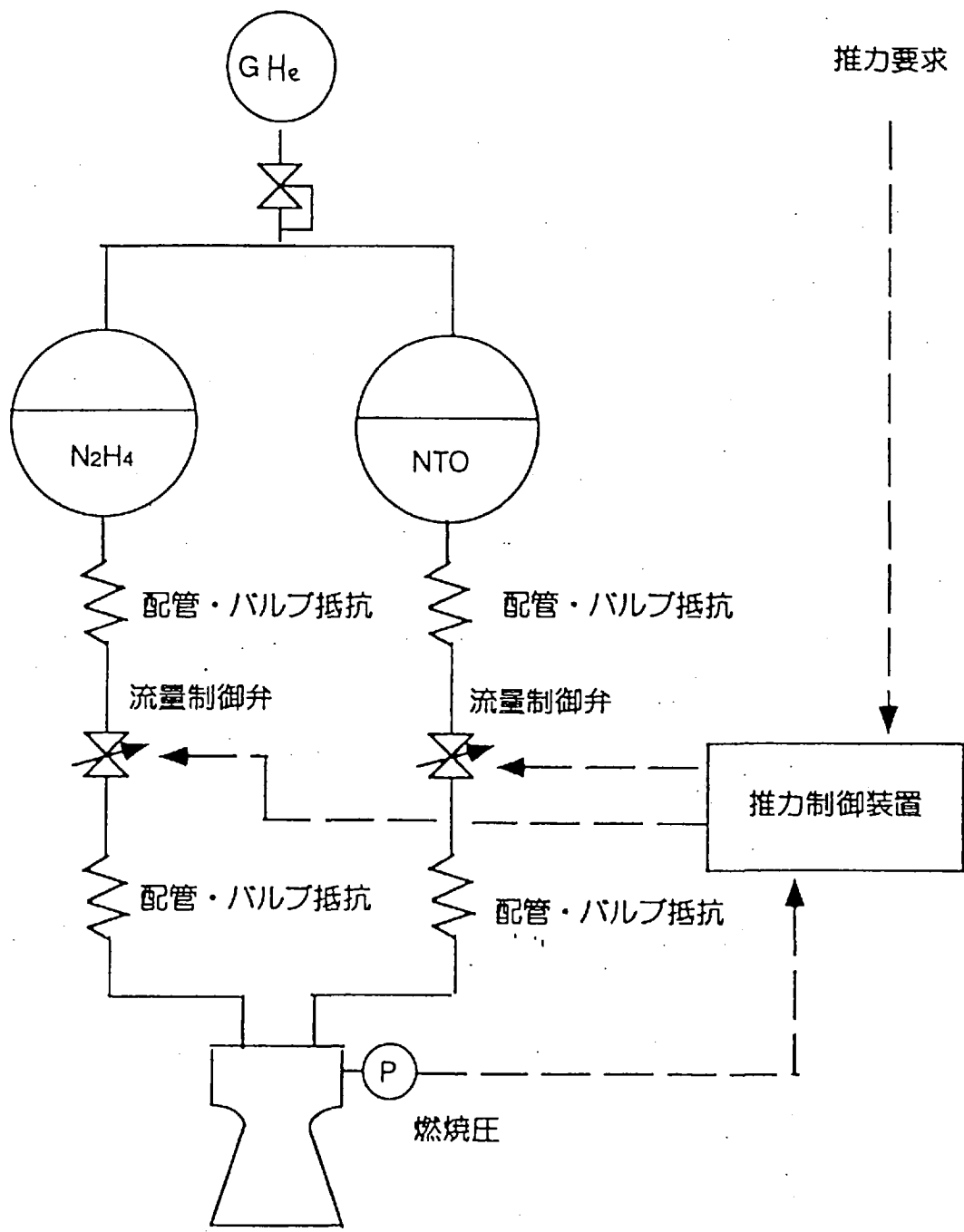


図5.1-7 推力制御系機能構成

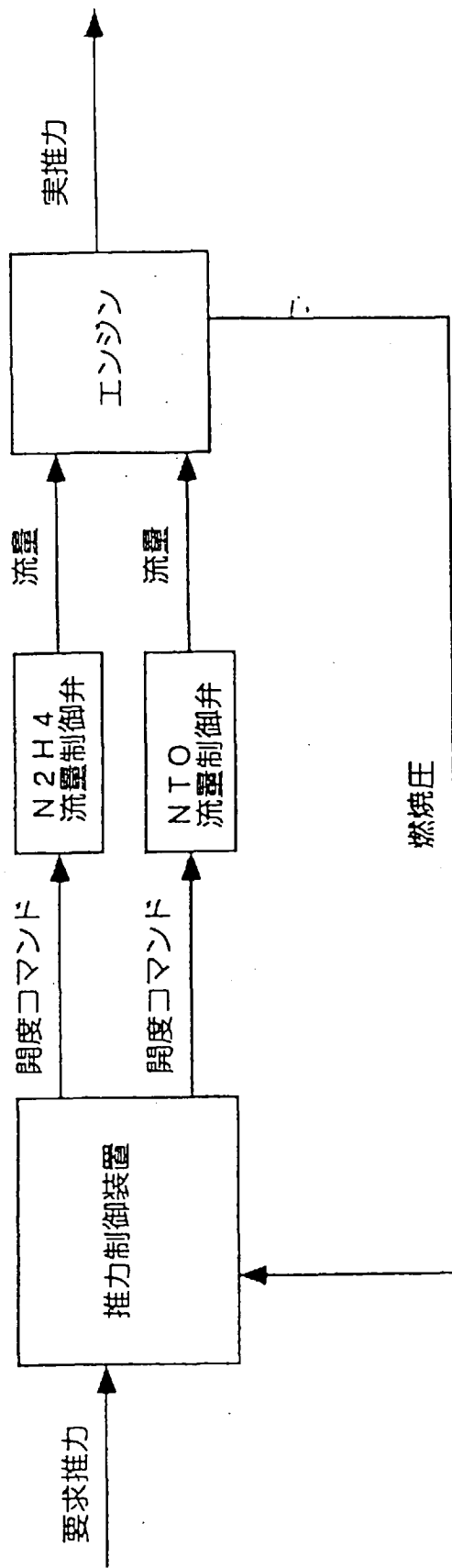


図5.1-8 推力制御系ブロック図

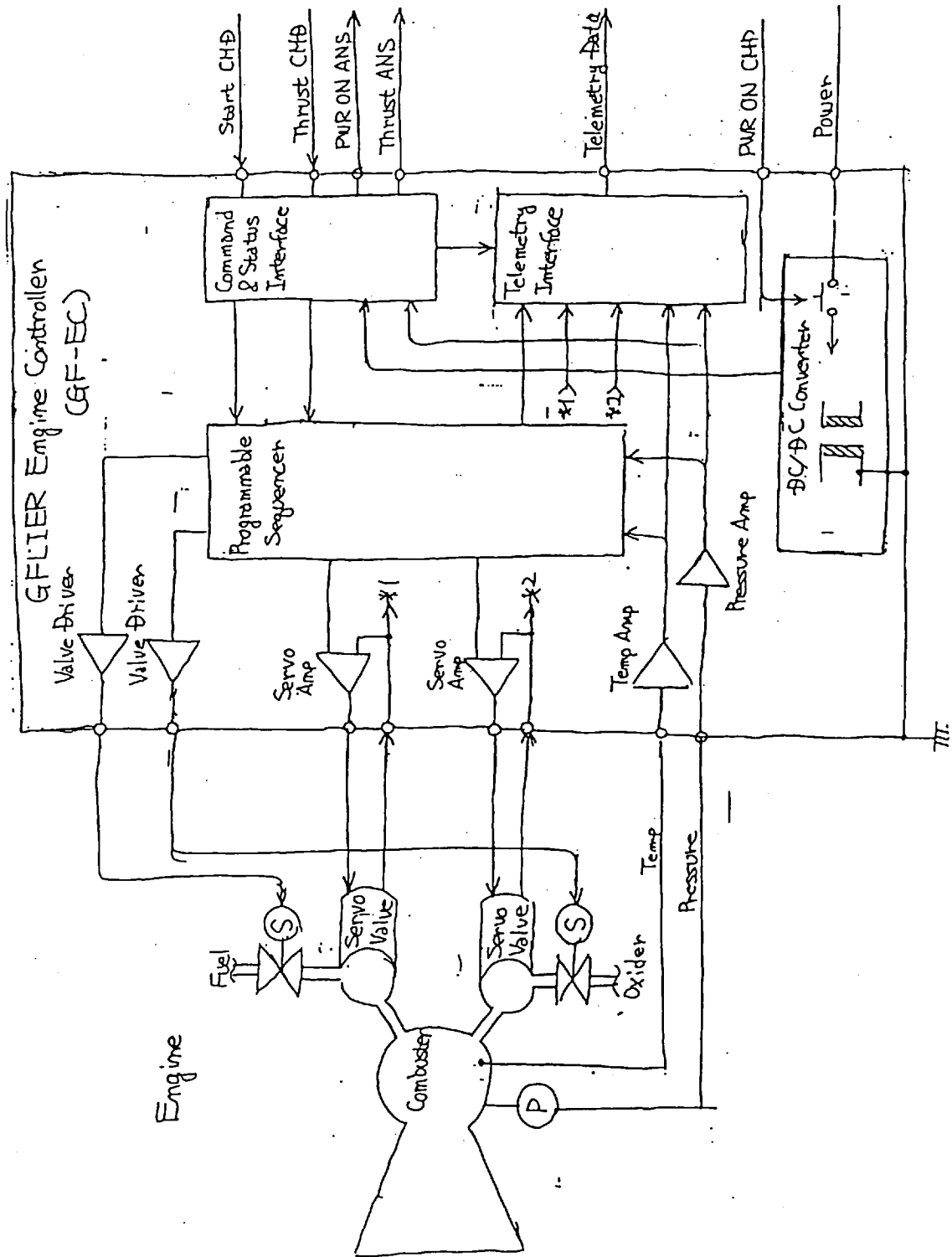


図5.1-9 推力制御装置ブロック図

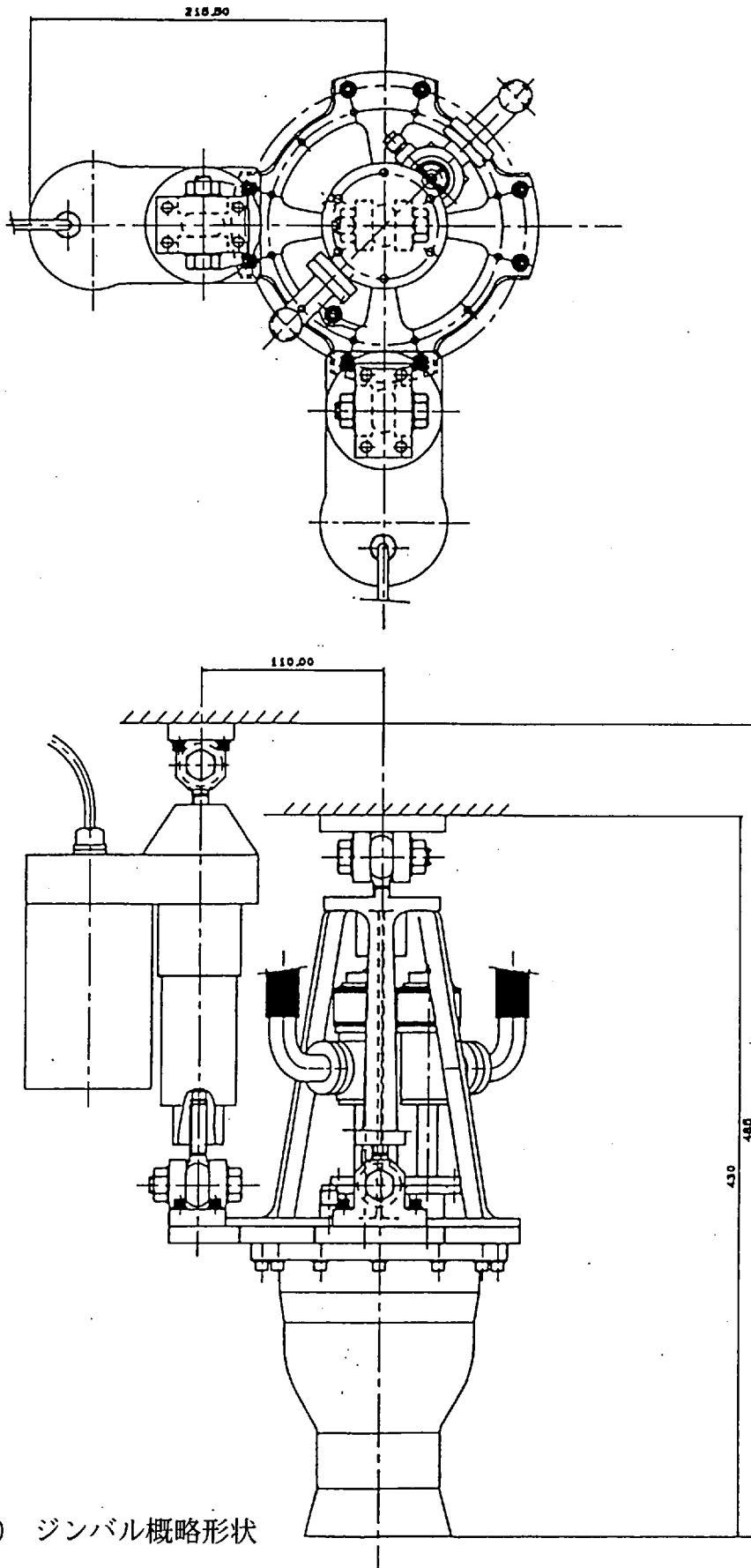
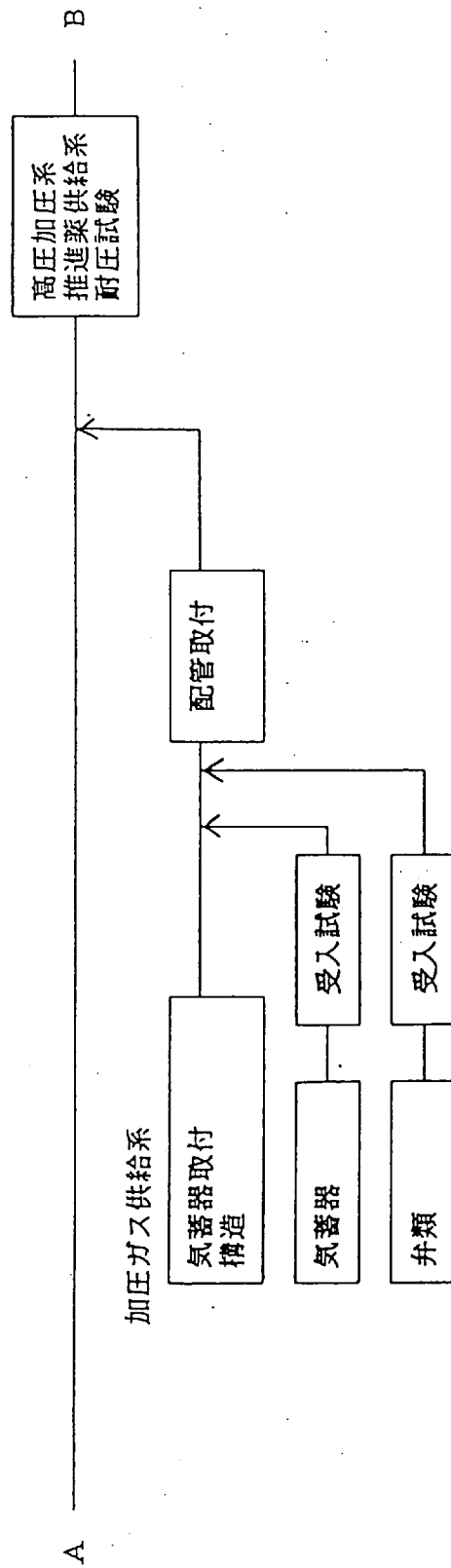


図5.1-10 ジンバル概略形状

図5.1-11 推進系組立試験フロー(2/4)

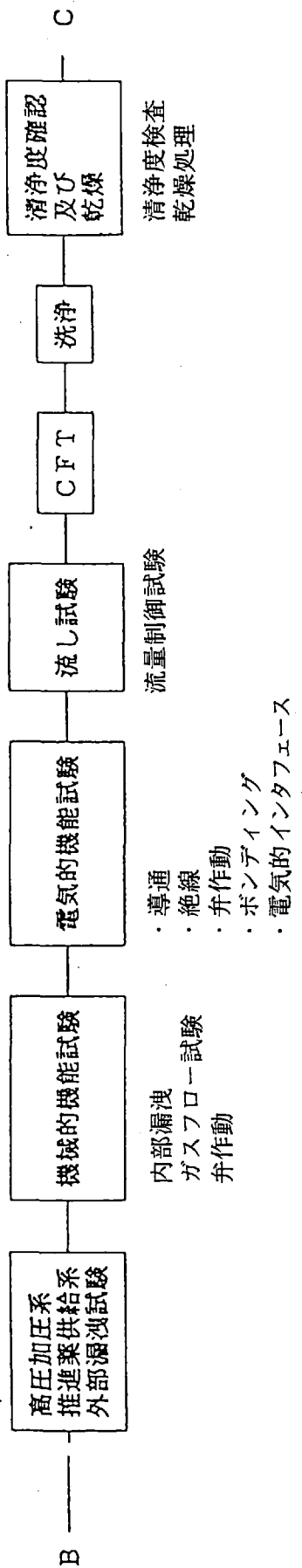


使用AGE

高圧試験設備

高圧試験設備
(IHI設備)

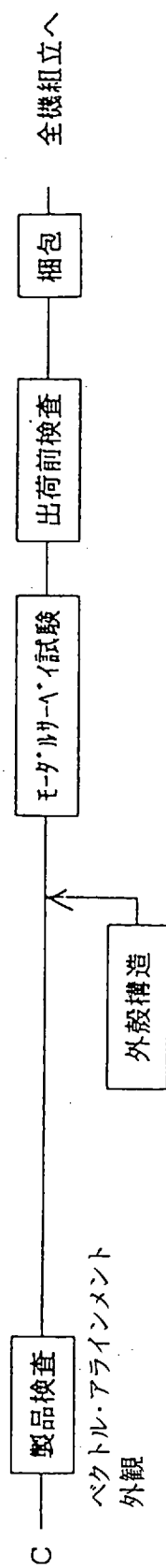
図5.1-11 推進系組立試験フロー(3/4)



使用AGE

ダミー推進薬充填装置
 (IHI 治具流用)
 CFT試験設備
 (流用)

図5.1-11 推進系組立試験フロー(4/4)



使用AGE

アライメント装置
(J-1用流用)

輸送用コンテナ
(木箱)

表 5.1-5 推進系開発スケジュール

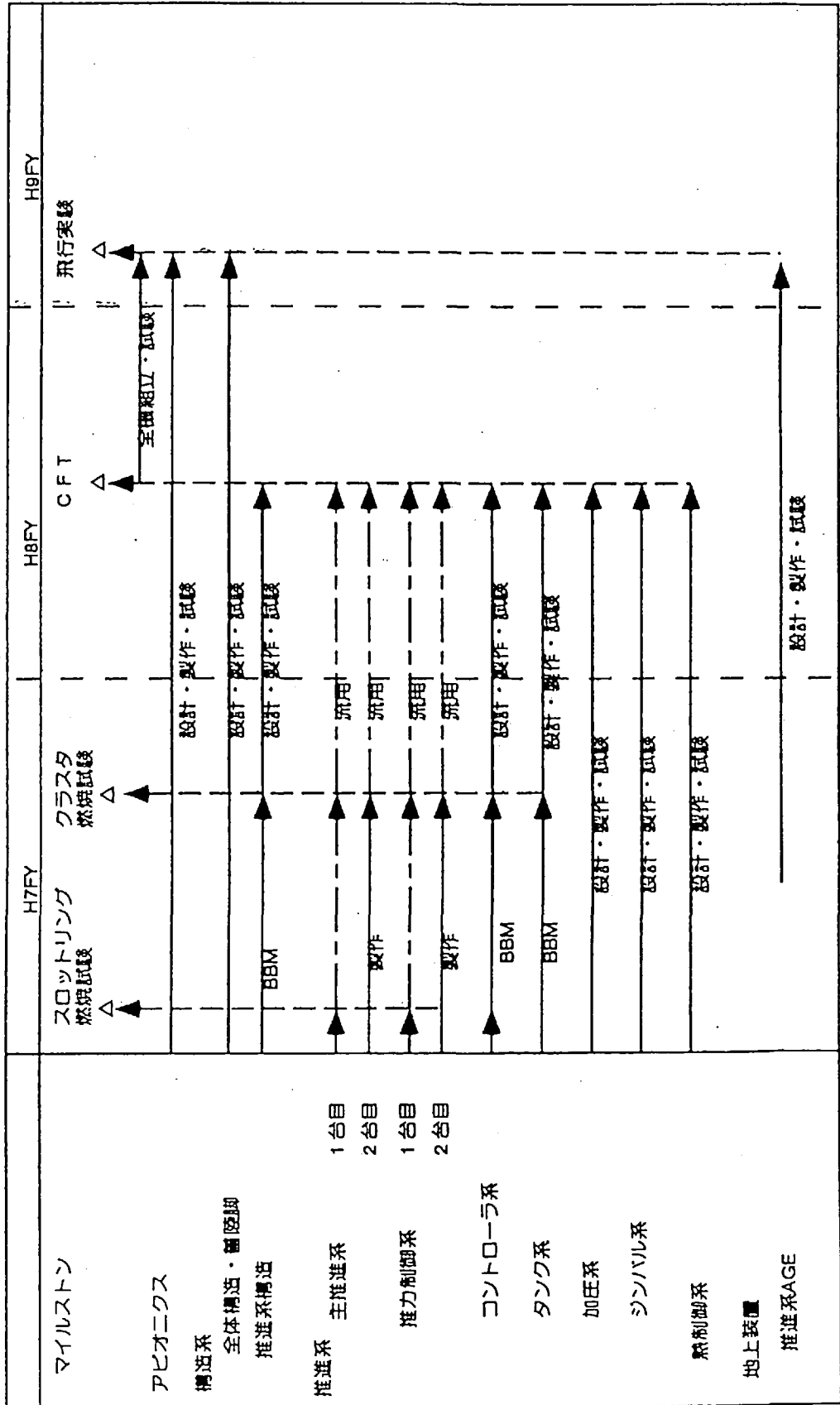


表 5.1-6(1/2) コンポーネント調達方法

システム	システム	部品	個数	調達方法	実績
推進系	加圧系	気蓄器	1	流用(SFT2)	COMETS
		高圧圧力バルブ	1	新規購入	HYFLEX
		高圧注排弁	1	新規購入	HYFLEX
		高圧遮断弁	1	新規購入	HYFLEX
		温度バルブ	1	新規購入	HYFLEX
		高圧フィルタ	1	新規購入	HYFLEX
		調圧弁	1	新規購入	HYFLEX
		安全弁	1	新規購入	
		チェック弁	2	新規購入	
		加圧遮断弁	2	新規購入	
		配管	1式	新規製作	
		ブラケット	1式	新規製作	
		ハース	1式	新規製作	
		ワッシャー類	1式	新規購入	
	タンク系	酸化剤バルブ	1	新規製作	
		燃料バルブ	1	新規製作	
		温度バルブ	2	新規購入	
		低圧力バルブ	2	ス燃流用	
		排気弁	2	ス燃流用	
		注排弁	2	ス燃流用	
		手動遮断弁	4	ス燃流用	
		流量計	2	ス燃流用	
		主推進薬配管	1式	新規製作	
		ブラケット	1式	新規製作	
		ハース	1式	新規製作	
ワッシャー類	1式	新規購入			
	推力制御系	調整弁	4	ク燃流用	
		フィルタ	4	ク燃流用	
		排出弁	4	ク燃流用	
		ブラケット	1式	新規製作	
		ハース	1式	新規製作	
		ワッシャー類	1式	新規購入	

ス燃：H6FY 実施予定 スロットリング燃焼試験
ク燃：H7FY 実施予定 クラスタ燃焼試験

表 5.1-6(2/2) コンポーネント調達方法

	エンジン系	インジ	2	ク燃流用	J-1EVE
		推薬弁	4	ク燃流用	COMETS
		推薬弁用バ ¹⁰ ット弁	4	ク燃流用	
		圧力センサ	2	ク燃流用	
		インジ配管	2	新規製作	
		ブラケット	1式	新規製作	
		ハネ	1式	新規製作	
		ファスナ類	1式	新規購入	
	ジンバル系	アクチュエータ	4	新規購入	
		ジンバル支持	2	新規製作	
	コントローラ系	推力制御装置	2	新規製作	
	CIU	調整弁ドライバ	4	民生品改修	
		ジンバルドライバ	4	民生品改修	
		バルブドライバ	1	新規製作	

5.2. 構造系および熱制御系

5.2.1. 主構造

(1) 開発方針

- ・ 既存技術の活用

航空機・ロケット・衛星など、各種構体の設計／製造／運用技術を基にした確実な構造開発とする。

- ・ 限界設計の排除

軽量化に偏ることなく、開発試験による設計確認までは必要としない程度に強度マージンを確保した設計を行う。

- ・ モジュール化の指向

各種サブシステムの並行開発を確実なものとするため、モジュール化とインターフェースに重点を置いた構造設計を指向する。

- ・ 整備性

航空機でのモジュール化技術と宇宙用推進装置の組立・ぎ装技術を組み合わせることにより、製造性・整備性に優れた構造を開発する。

(2) 要求仕様

- ・ 全搭載品を支持し、運用上の全シナシスの環境荷重に耐え得ること。
- ・ 提案搭載機器などの整備点検が容易であること。
- ・ 輸送用荷重条件が過大とならないようAGEとインターフェースしていく。
- ・ クレーンなどでの運搬が可能なように吊り上げ用具と横置輸送用支持金具を装備する。
- ・ 違和感がない程度の外観形状は確保する。

(3) 設計仕様

構造主要部は、主として座屈強度が標定であり、繰返し荷重は強度上特に問題とはならない。

ここでは構造概要を2案提示している。重量やコストの面で両案に差がなく成立性での問題はないことや、いずれの案にも今後の構造検討を進める上で有益な考え方が盛り込まれていることから、今後のフェーズで絞り込みを実施する。

部品・材料は、航空宇宙用として一般的なものを使用する予定であり、入手性などの問題はない。

(A) 上部構造

主として、機器、タコを支える部分である。トラス方式を用いる。タコは上下極位置で支持する。

トラス部 : CFRP

パネル部 : Alハニカム

結合部 : Al合金

推進剤タコと加圧用タコとの間に機器取り付け用の構造を接地し、装備する。

(B) 下部構造

主として、脚、エンジンなどを装備する部分である。ボックスフレーム方式を用いる。

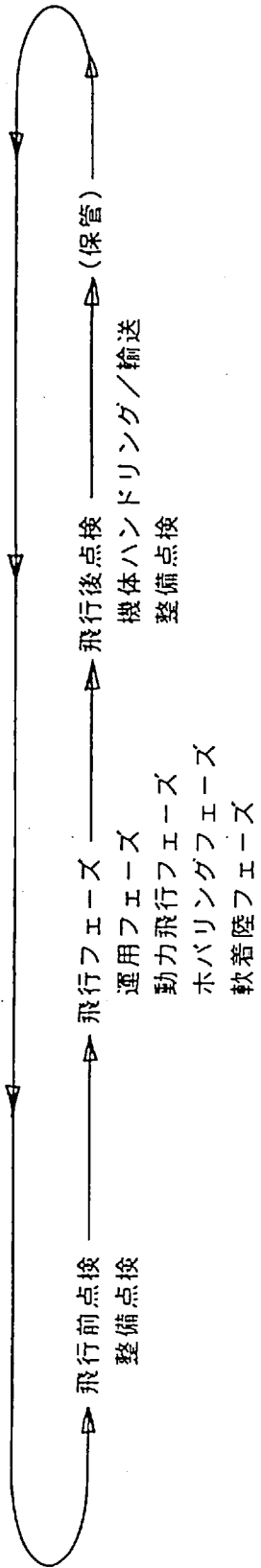
トラス部 : CFRP

パネル部 : Alハニカム

結合部 : Al合金

(4) 試験計画

主構造系の開発試験は実施しない。



・機軸直角方向加速度

飛行時および着陸時：安全側に1g (LMT) と想定する
 トラックでの横置き輸送時：3g (LMT) (輸送用AGEへの配慮要)

・機軸方向加速度

飛行フェーズ

着陸時以外：0~2g (LMT)

(推重比max) + (傾いた姿勢での横風10 m/secによる加速度) にマージンをみて設定

着陸時：3g (LMT)

搭載機器の耐荷条件内で、重量脚作動着陸制御等のバランスを考慮して設定するが、当面は航空機並みの3gを想定する。

機体ハンドリング/輸送時

クレーン車での吊上げ、及び、トラックでの横置き輸送を想定する。

クレーン車での吊上げ時：0~2g (LMT), トラックでの横置き輸送時：3g (LMT) (輸送用AGEへの配慮要)

整備点検時

20%の不確定変動を考慮し、0.8~1.2g (LMT) と想定。

・終極荷重(ULT) = 制限荷重(LMT) × 1.25 とする。(ロケット構造の一般的条件を適用)

・構造強度試験無しでの飛行試験実施を想定するが、重量増防止も考慮し、構造強度の安全余裕は0.5程度を目標とする。

図5.2.1-1 荷重条件及び構造強度

本構造の考え方および特徴

- ・タンクや各種機器を支持するトラス方式の上部構造と、エンジンや脚を支持するボックス方式の下部構造で構成した。
- ・上部構造の表殻は非構造とし、整備性を確保した。
- ・キャップ部は成形性を考慮しFRPカバーとした。その他の部材は一般的なアルミ材とした。
- ・エンジンと底面スキンとの隙間は球面状カバーでふさぐ方式とした。
- ・推進系艀装と電子機器関連艀装が互いに影響しないような部材配置を考える等、モジュール化と整合した構造を指向した。

今後の検討課題

- ・各種搭載機器や推進系構成機器、着陸脚等の設計進捗と整合した構造の詳細検討と見直し

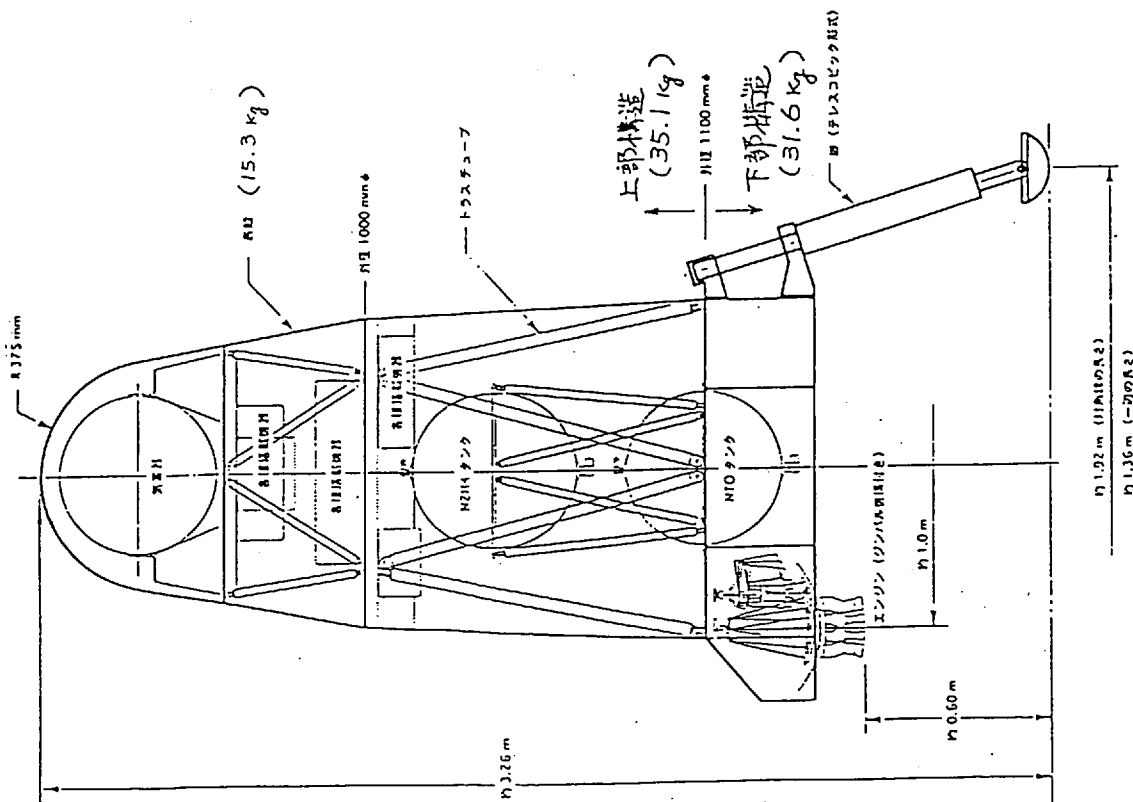


図5.2.1-2 A案 (トラス構造案)

本構造の考え方および特徴

- ・モジュール化を指向することにより開発期間の短縮と低コスト化を図った。(サブシステムの同時開発に対応)
- ・モジュール化を指向することにより推進系の組立性・艤装性の向上を図った。
- ・タンクや流量制御弁等の重要なコンポーネントをエンジン取付面から離すことによりエンジン振動の影響を軽減し、開発リスクを軽減させた。
- ・表殻を構造部材とすることにより軽量化を図っているが、フラスコを取り外すことにより、整備性も確保した。

今後の検討課題

- ・着陸脚、推進系機器、電子機器の重量・重心を考慮したシステム構造としての詳細検討

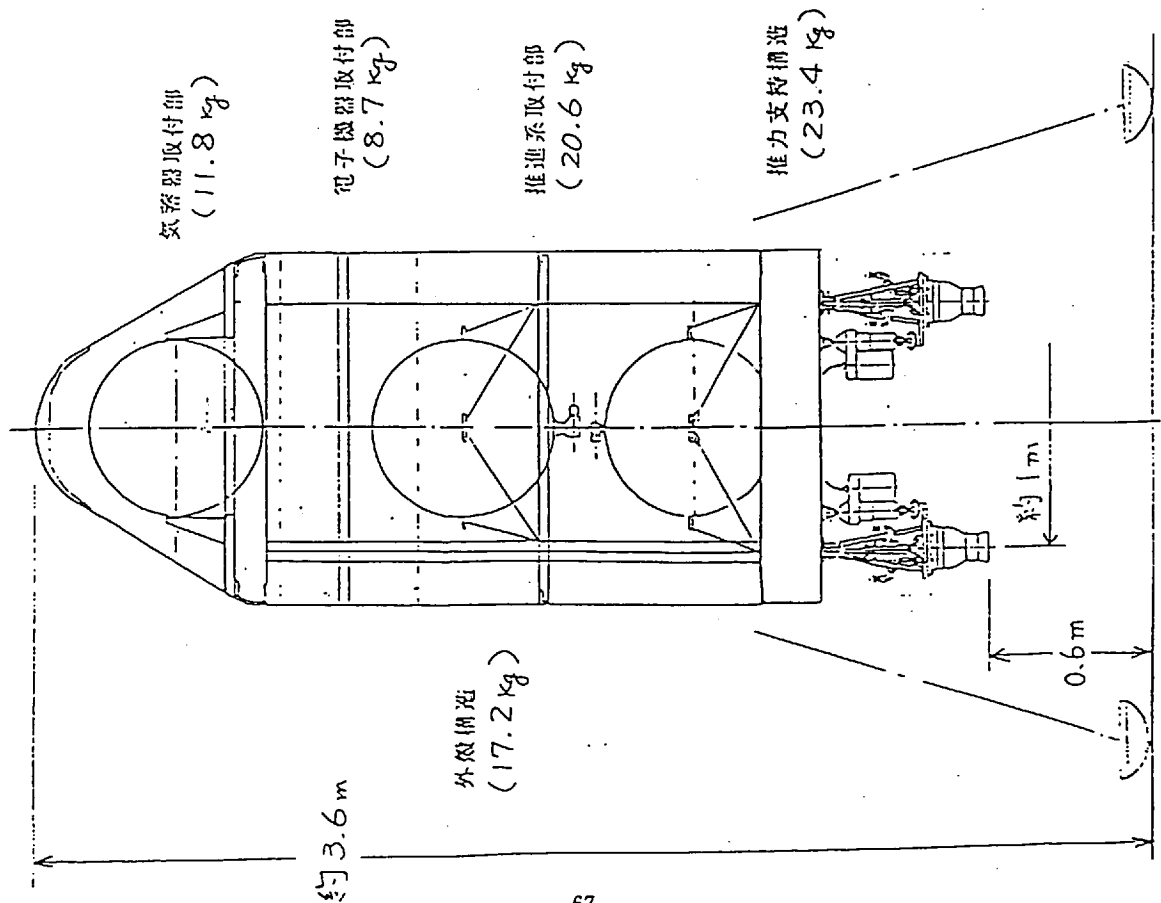


図5.2.1-3 B案 (外殻構造案)

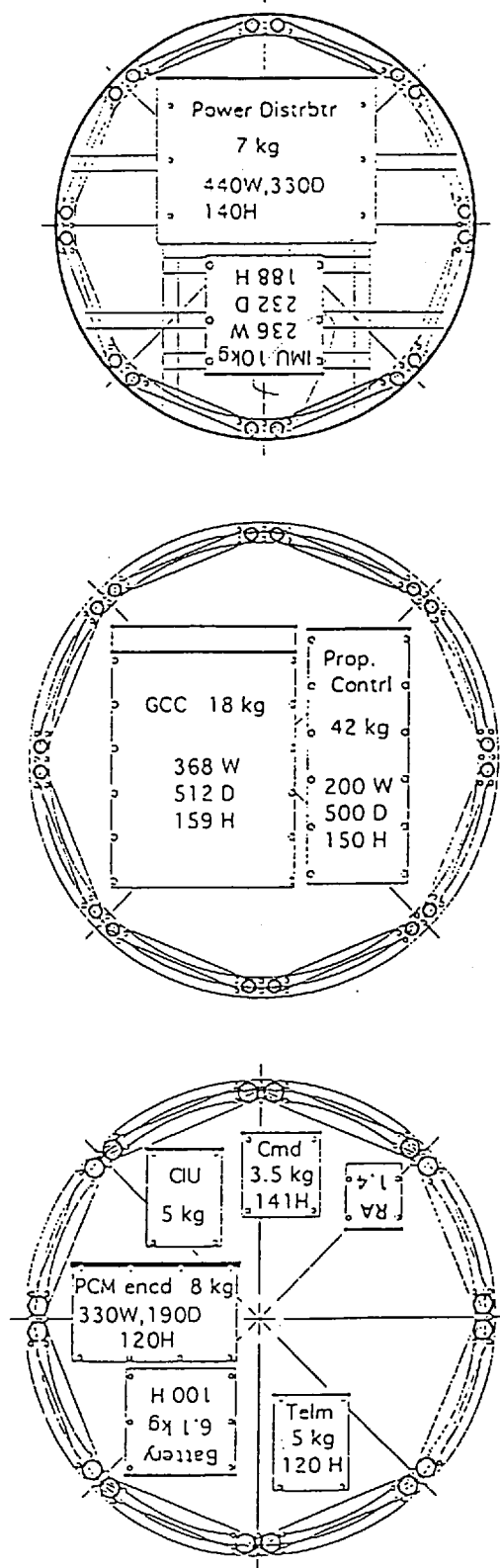


図5.2.1-4 機器搭載状況一例

表5.2.1-1(1/3) A案の重量内訳

G-FLIER 構造系 重量概算 4次 (タンク製造B1案 ジンバル) REV.A H7.2.20 (単位: kg)					
*** AL構造/テレスコピック脚 下部構造=1100mmφ 機器取付部=1000mmφ キャップ半径=375mmR***					
区分	個数	重量	合計重量	備考	
			構造系重量 Total =	132.000	上部構造+下部構造+表殻/塗装+着陸脚
主構造			66.745	上部構造+下部構造	
上部トラス構造			35.108		
上部リングフレーム	1	2.305		AL ring machined, thickness 2t	
GN2タンク支持金具	2	0.249		AL angle machined and extension fitting	
		0.249			
ロッド結合金具上A	2	0.140		AL fitting	
		0.140			
ロッド結合金具上B	2	0.140		AL fitting	
		0.140			
ロッド組立 上	8	0.468		AL tube 1 inφ X .040int X 500L with two AL end-fittings	
		0.468			
		0.468			
		0.468			
X 機器取付部リングフレーム	1	2.922	13.747	AL ring machined, thickness 2t 輸送時結合金具を含む	
チャンネルA	2	0.302		AL formed channel (25w*40h*1.6t) L=750	
		0.302			
チャンネルB	2	0.323		AL formed channel (25w*40h*1.6t) L=800	
		0.323			
チャンネルC	2	0.161		AL formed channel (25w*40h*1.6t) L=400	
		0.161			
クリップ	16	0.252		AL machined T section	
ガセットA	4	0.086		AL sheet (.063in t)	
ガセットB	8	0.271		AL sheet (.063in t)	
リップ	14	0.204		AL formed channel 1.6t	
機器取付パネル スキン/ダブラ		1.828	7.680	.012 skin & .012 doubler	
フィルム接着剤		0.647		.06 psf	
コア		1.561		3.1 pcf	
発泡接着剤		0.352		2.93 kg/m2/ply	
ポッティング		2.093		0.58 g/cm3	
マウント		1.200		20 g * 60 ea	
		0.000			
		0.000			
		0.000			
		0.000			
気蓄器支持構造	2	0.379		AL formed pannel	
		0.379			
		0.000			
		0.000			
		0.000			
		0.000			
		0.000			
		0.000			
ロッド結合金具 中上	4	0.272		AL fitting	
		0.272			
		0.272			
		0.272			
ロッド結合金具 中下	4	0.272		AL fitting	
		0.272			
		0.272			
		0.272			
ロッド組立 下	8	1.455		AL tube 1.5 inφ X .058int X 1100L with two AL end-fittings	
		1.455			
		1.455			
		1.455			
タンク支持ロッド組立	8	0.564		AL tube 1 inφ X .040int X 700L with two AL end-fittings	
		0.564			
		0.564			
		0.564			
ロッド結合金具 下	4	0.544		AL fitting	
		0.544			
		0.544		AL fitting	
		0.544			
タンク結合金具	4	0.200		AL plate	
		0.200			
		0.200			
		0.200			
パネル取付部材A	4	0.939		AL machined T section bar with nutplates	
		0.939			

表5.2.1-1(2/3) A案の重量内訳

G-FLIER 構造系 重量内訳 4次(タンク設置型) ジンバル REVA H7.2.20 (単位: kg)				
*** AL構造/テレスコピック脚 下部構造=1100mmφ 機器取付部=1000mmφ キャップ半径=375mmR***				
区分	個数	重量	合計重量	備考
吊上金具取付	4	0.127		AL fitting
		0.127		
		0.127		
		0.127		
M S P	1	0.500		bolt, nut, washer etc
下部構造			31.637	
機器取付パネル	1	2.999		AL skin (.032t) & angle(20×20×.050t, (24+8)ea) build up
上側フレームA	1	1.703		AL ring machined, 50×30×2t (T)
上側フレームB	1	0.604		AL ring formed, 30×30×2t (angle)
外側面スキン	1	3.028		AL skin (.032t)
外側面スティフナ	1	1.769		Al formed angle (20×20×2t)
ウェブ	1	2.714		AL formed web (.032t) with bead & hole
内側面スキン	1	1.431		AL skin (.032t)
内側面スティフナ	1	0.767		Al formed angle (20×20×2t)
下側フレームA	1	1.277		AL ring formed, 30×30×2t (angle)
下側フレームB	1	0.604		AL ring formed, 30×30×2t (angle)
底面パネルA	1	2.999		AL skin (.032t) with stiffner
底面パネルB	1	1.391		AL skin (.032t) with stiffner, removable panel
	0	0.000		
トラス支持部構造補強	4	0.600		beam, doubler, etc
脚取付部構造補強	4	1.200		beam, doubler, etc
脚取付金具A	4	1.600		AL fitting
脚取付金具B	4	2.400		AL fitting
主エンジン取付部構造/補強	2	0.800		beam, doubler, etc
スラスト取付部構造/補強	2	0.600		beam, doubler, etc
ふくれ部構造/補強・シール	2	0.800		beam, doubler, etc
高度計取付部構造/補強	1	0.350		beam, doubler, etc
点検扉設置用構造補強	1	1.000		beam, doubler, etc
M S P	1	1.000		bolt, nut, washer etc
表紙/塗装			15.256	
キャップ	1	3.415		FRP CAP
パネルA	2	2.959		.020t AL skin and .020t Al former, build up with spot welding
パネルB	2	8.137		.020t AL skin and .020t Al former, build up with spot welding
(断熱材: 熱制御系で計上)	1	0.000		insul coat 3t (密度0.35) & top coat 0.08t (密度1.5)
(外表面塗装: 熱制御系で計上)	1	0.000		0.17 kg / m2
M S P	1	0.744		bolt, nut, washer etc
着陸脚	4	12.500	50.000	細部内訳は脚検付参照
		12.500		
		12.500		
		12.500		
搭載機器			74.000	
IMU		10.000		
GCC		18.000		
RA (電圧高度計)		1.400		
RA アンテナ		0.060		
CIU		5.000		
テレメ送信機		5.000		
PCMエンコーダ/シグコン		8.000		
コマンド受信機/復調器		3.500		
テレメ送信機アンテナ		0.100		
コマンド受信機アンテナ		0.050		
バッテリー	1	6.100		
配線盤&電力制御器		7.000		
ショックマウント		2.000		
ワイヤハーネス,コネクタ,クランプ		7.790		
推進系			142.000	
加圧供給系		27.000		
推進供給系		20.000		
		20.000		
エンジン系		12.000		
		12.000		
ジンバル系		12.500		
		12.500		
電力制御系		6.500		

5.2.2 着陸脚

(1) 関連文書

- (a) GAF-94012「垂直着陸飛行実験構想NASDA原案」
(1994年 11月 4日)
- (b) ————— 「実験構想 NASDA案 (リファレンス・モデル)」

(2) 設計方針

上記(1)項の関連文書(a)を参考にして、次の設計方針を設定の上、適用した。

- (a) 既存技術を活用し、新規技術は必要最小限にとどめる。
- (b) 機能部品等は、極力、既製品や民生品を活用し、コスト低減を図る。
- (c) 重量軽減等の限界設計は、適用しない。
但し、機体成立性の観点から必要な場合(部材)は、軽量化設計を実施する。
- (d) 冗長設計も、適用しない。

(3) 設計条件

本垂直離着陸実験機用脚組の設計に適用する設計条件(システムからの設計要求条件)を、まとめた。

主なものを、表5.2.2-1に示す。

表5.2.2-1 脚組設計条件

項 目		システムからの 設計要求条件 *1	本検討で使用した 設計条件	
必要機能		① 着陸衝撃緩和。 ② 機体支持。 ③ 転倒防止。 ④ 展開機構は不要。 ⑤ エンジン噴射口の地上クリアランスの確保。	・同左。 〔但し、構造重量=420 kgf〕 〔MAXとする。〕	
最大離着陸重量		・550 kgf (構造重量=390 kgf MAX)		
機体重心の機体底面からの高さ		・TBD	・0.82 m MAX.	
着陸条件	姿勢	離陸時	降着装置により 離着陸可能なこと。	
		着陸時		
	速度	垂直方向	・TBD	・同左。但し、接地時の機体の傾きは、1° MAX とする。
		水平方向	・TBD	・通常着陸時のコンクリート面への着陸では考慮する。 ・緊急時の砂地等への着陸では考慮しないものとする。 *2
	制限荷重倍数	・TBD	・3.0 MAX.	
	エンジン推力	・着陸時は、エンジン作動状態とする。	・着陸接地時機体が停止する迄、エンジン推力は自重と吊合い状態にあるものとする。	
着陸面	・通常はコンクリート舗装面。 ・緊急時は、予め準備のない平坦地に着陸可能なこと(砂地への着陸も考慮する)。	・接地部は、砂地への着陸時にも機体姿勢を保持可能なものとする。		
地上クリアランス	離陸時	・TBD	・約0.4 m。 *3 (エンジン噴射口の地上高)	
	着陸時	・TBD		
耐熱性		・エンジン噴炎に対する耐熱性を考慮のこと。	・周囲温度が脚組の耐熱温度以上にならないよう、熱制御を行うものとする。	
エンジン噴炎温度		・TBD		
空力加熱		・考慮不要。		
寿命		・10 回以上。 (繰返し使用可能なこと)。	同左	
飛行時間		・約60秒。		
運用高度		・300 m 以下。		
打上げ時期		・1997FY 目標。		
有/無人の別		・無人。		

注記

- *1. (1) 項の関連文書 (a) より抜粋。
- *2. 接地時の横風 (50 m/s) は、考慮する。
- *3. 1G自立状態でのクリアランス。 着陸沈下時の最小クリアランスは0.1m 以上とする。

(4) 検討

(a) 脚組間隔

(ア) 最小所要脚組間隔

脚組の間隔は、次に示す (i) の①～④項、及び (ii) 項を考慮し、これらを満足する必要最小限の間隔とした。

但し、各項目の値は、下記に示す値を使用した。

	検討に使用した値
(i) 機体の転倒防止	
① 接地時の横滑り速度の有無 . . .	通常着陸；考慮する。 緊急着陸；考慮しない。 横風は考慮する。 (表 5.2.2-1 参照)
② 接地部の摩擦係数の大きさ . . .	0.4 *1 MAX.
③ 接地時の機体の傾き	1 ° MAX.
④ 機体重心の機体底面からの高さ . . .	0.82 m MAX. (エンジン噴射口の地上クリアランス . 約 0.4 m 以上)

(ii) ショック・ストラットの緩衝機能の確保
(スイング・アーム形式の脚組の場合は、考慮する必要が有る)



表 5.2.2-2 に示す通り、脚組間隔 *2 は、 $0.61 \times 2 = 1.22 \text{ m}$ 以上必要。

* 1. コンクリート路面の最大摩擦係数。

* 2. 正方形の一辺の長さ。

表 5.2.2-2 所要脚組間隔

μ ^{**}	θ (°) ^{**}	B (m) ^{*1,2} ^{**}	B' (m) ^{*1,2} ^{**}	参考図
0.4	67.2	0.61	0.86	図 5.2.2-1
0.6	58.0	0.91	1.29	—
0.8	50.3	1.20	1.70	図 5.2.2-2

注記

- * 1. 実験機には、4脚の脚組を正方形に配置するものとした。
- * 2. 上記は、重心の地上高が 1.45 mの場合の値である。
- 3. 接地時の機体傾斜角度は、1°MAXとした。
- * 4. μ : 接地部の摩擦係数。
 θ : 2点接地時の機体転覆角度。
 $2B$: 4脚を正方形に配置した時の脚組間隔（一辺の長さ）。
 $2B'$: 4脚を正方形に配置した時の脚組間隔（対角線の長さ）。

(イ) 摩擦係数と所要脚組間隔

接地部の摩擦係数が増加すると、所要脚組間隔は大きくなる。

図 5.2.2-2 に示すように、所要脚組間隔の増加は、テレスコピック形式の脚組に特に大きな影響を及ぼす。

従って、本機では、接地部の摩擦係数は、表 5.2.2-1 に示す脚組設計条件を満足する最小の値とする。

$$\Rightarrow \mu \leq 0.4 *$$

*. 接地部のコンクリート路面に対する最大滑り摩擦係数。

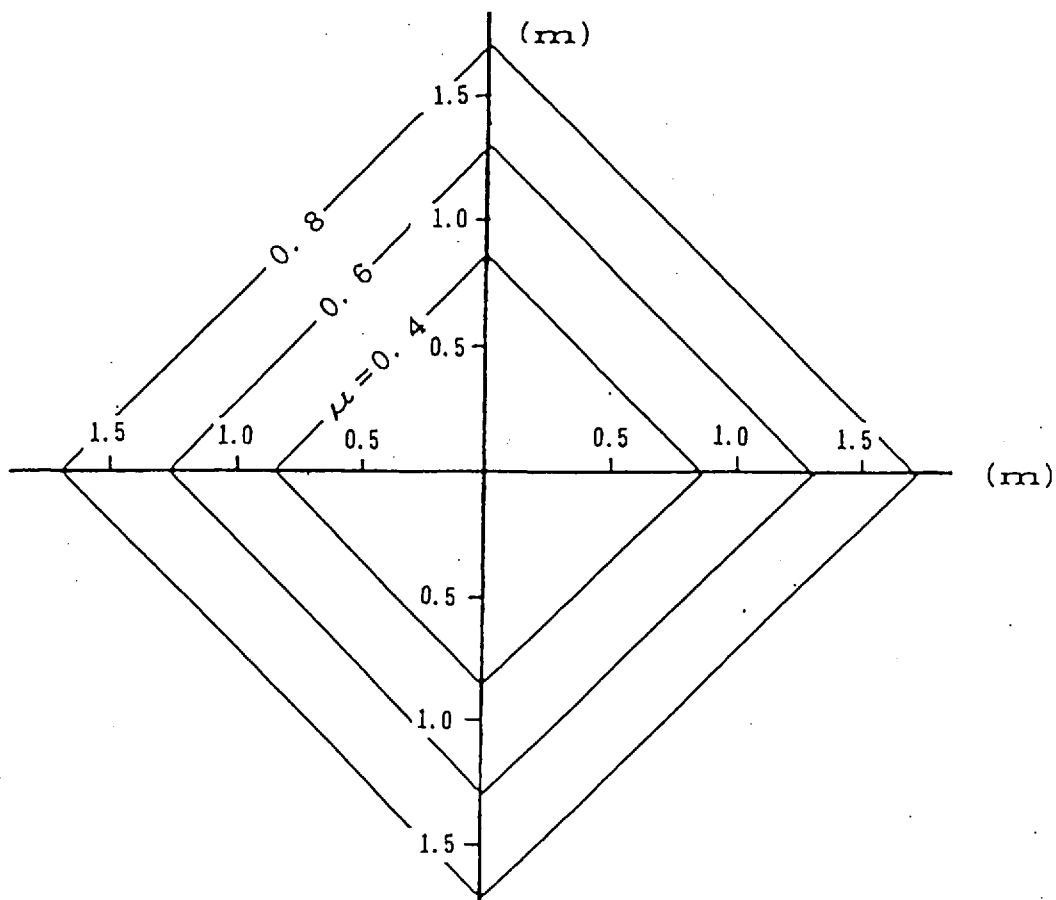
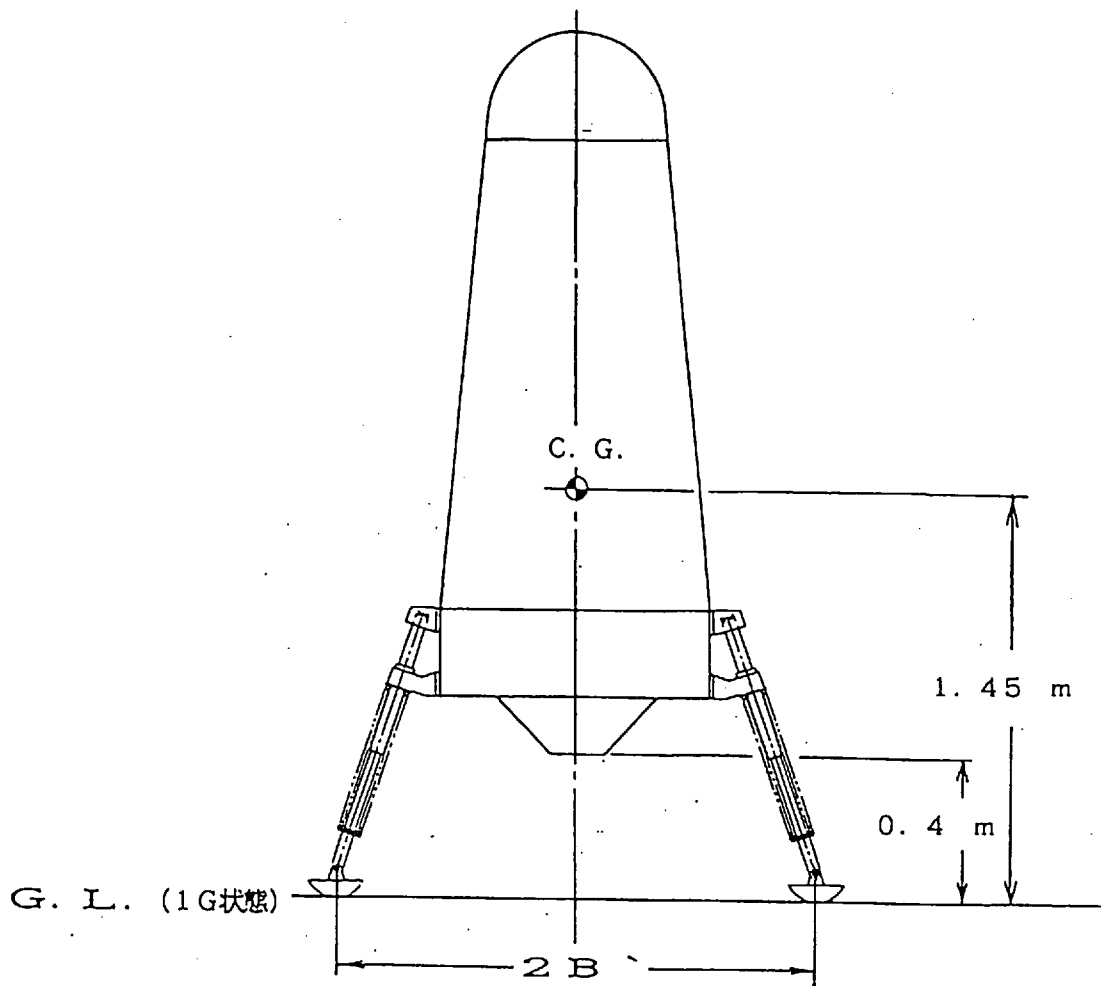


図 5.2.2-1 所要脚組間隔

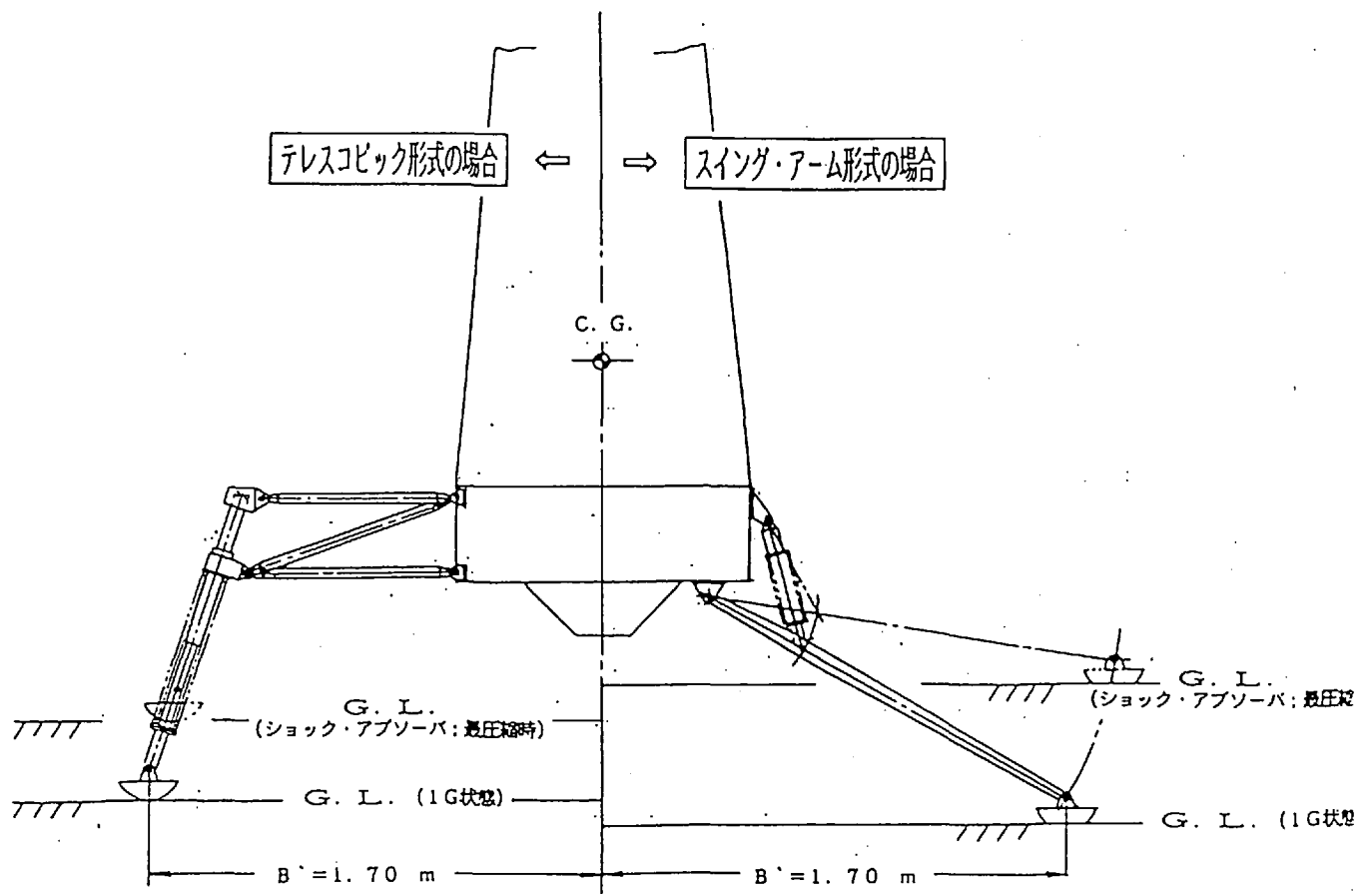


図 5.2.2-2 $\mu = 0.8$ の時の所要脚組間隔

(b) 脚組案の選定

本実験機用脚組の構想案を設定する為、種々の候補案について比較検討を行った。

その結果、テレスコピック形式を脚組第一候補案(図 5.2.2-3 参照)として選定した。

又、スイング・アーム形式を、脚組第2候補案(図 5.2.2-4 参照)として選定した。

表 5.2.2-3 に、脚組構想案を選定する為に検討した、各種脚組案のトレード・オフの概要を示す。

又、表 5.2.2-4 に、テレスコピック形式とスイング・アーム形式の比較検討結果の概要を示す。

(c) 緩衝装置(オレオ)の選定

従来の航空機や宇宙機用の緩衝装置のように、その機体に最適な緩衝装置を新たに開発すれば軽量・コンパクトで高性能な緩衝装置にすることが可能であるが、非常に高価である。^{*1}

従って、本機では、民生用緩衝装置が緩衝装置に要求される必要最小限の機能・性能を満足できればその流用を図るという方針に基づいて、各種民生用の緩衝装置を調査の上、候補案を選定した。

その結果、第1候補には、オフ・ロード用オートバイのフロント・サスペンションに使用されている、テレスコピック形式のショック・アブソーバを選定した。

第2候補には、同じくオフ・ロード用オートバイのリア・サスペンションに使用されているスイング・アーム形式のショック・アブソーバを選定した。

トレード・オフ結果の概要を、表 5.2.2-5 に示す。

* 1. 小型固定翼機(練習機)の前脚ショック・ストラットのみで(抗力支柱や、車輪タイヤ等は全て含まず)、約1千万円程度(製品価格のみ。開発費は含まず)。

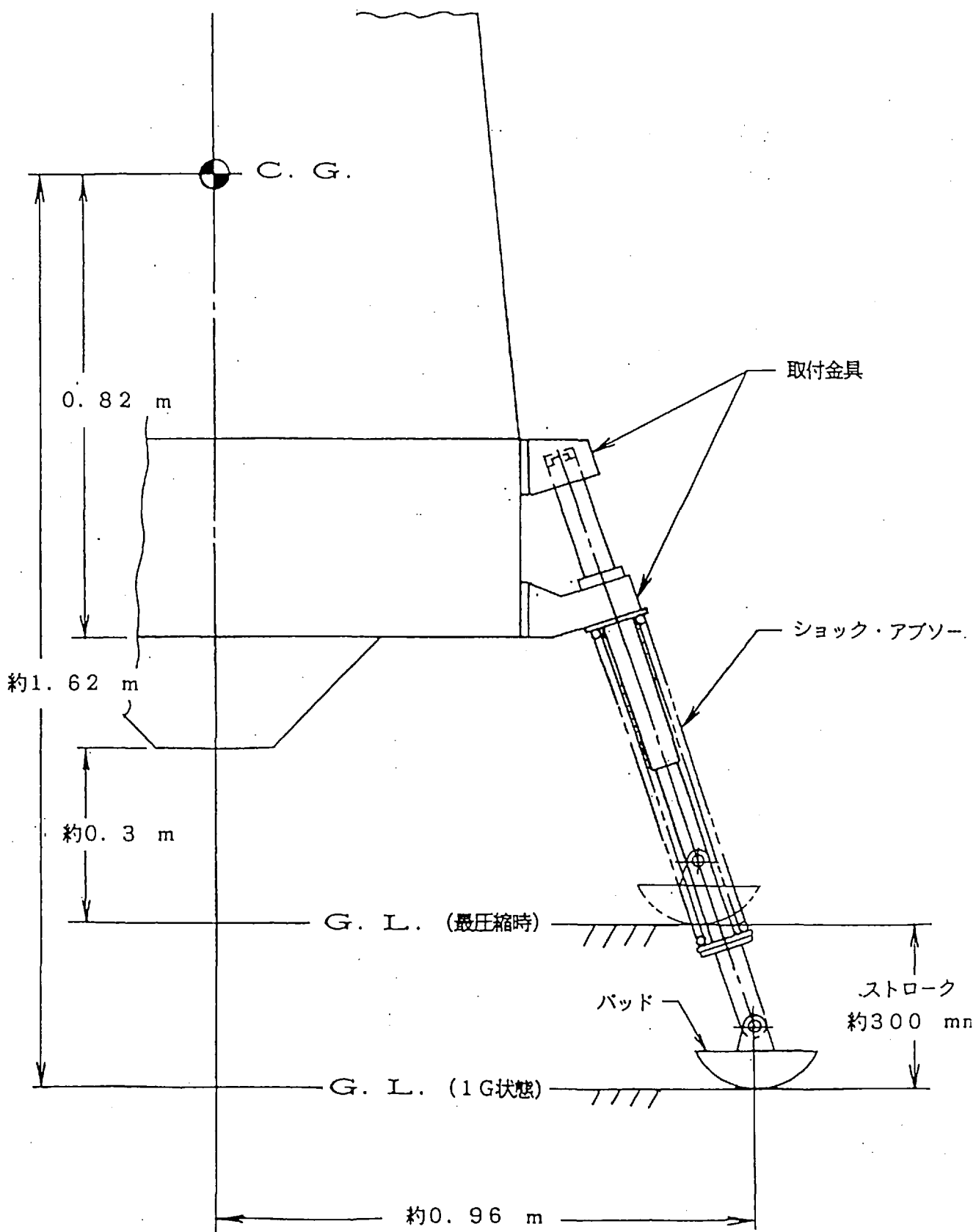
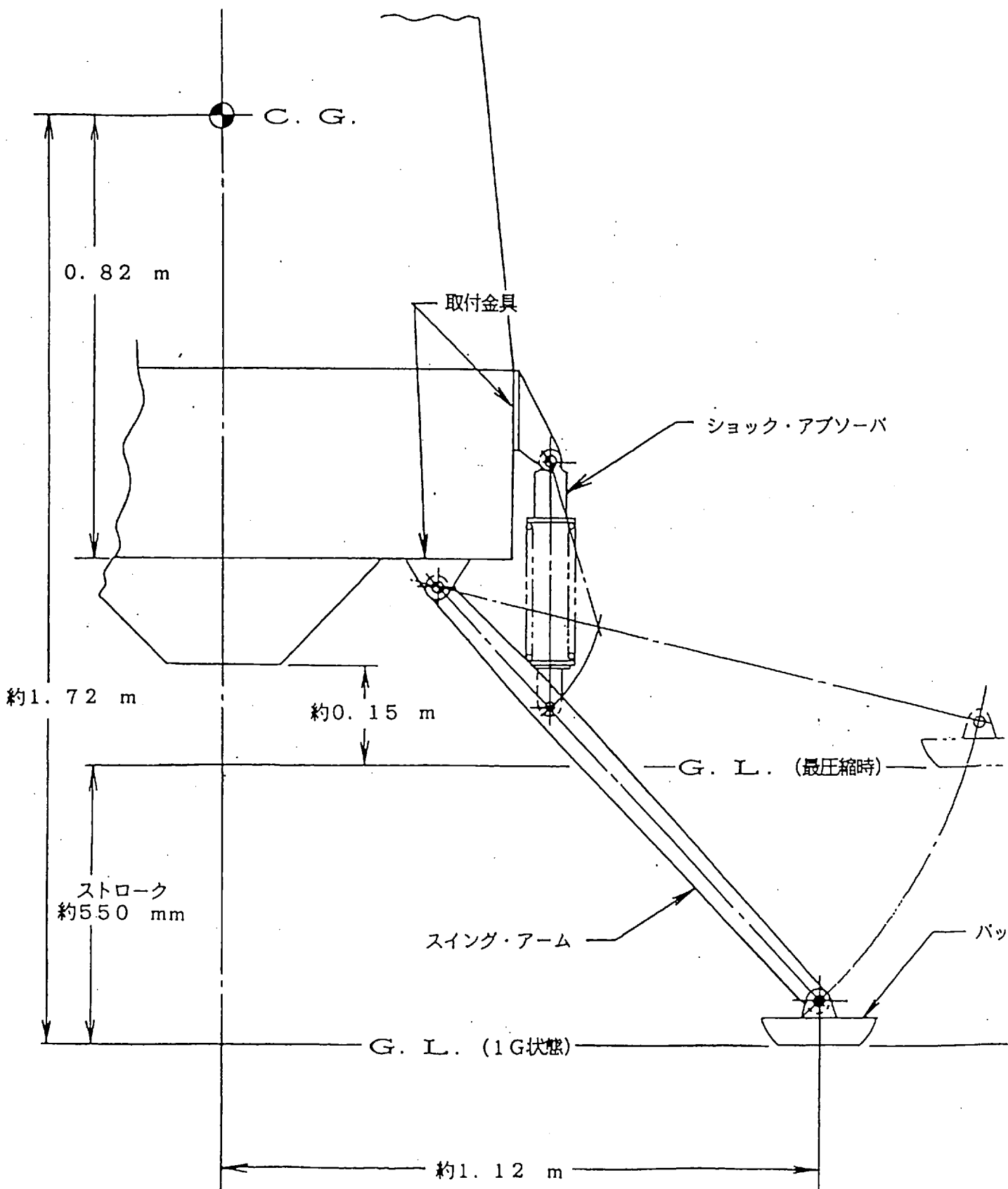
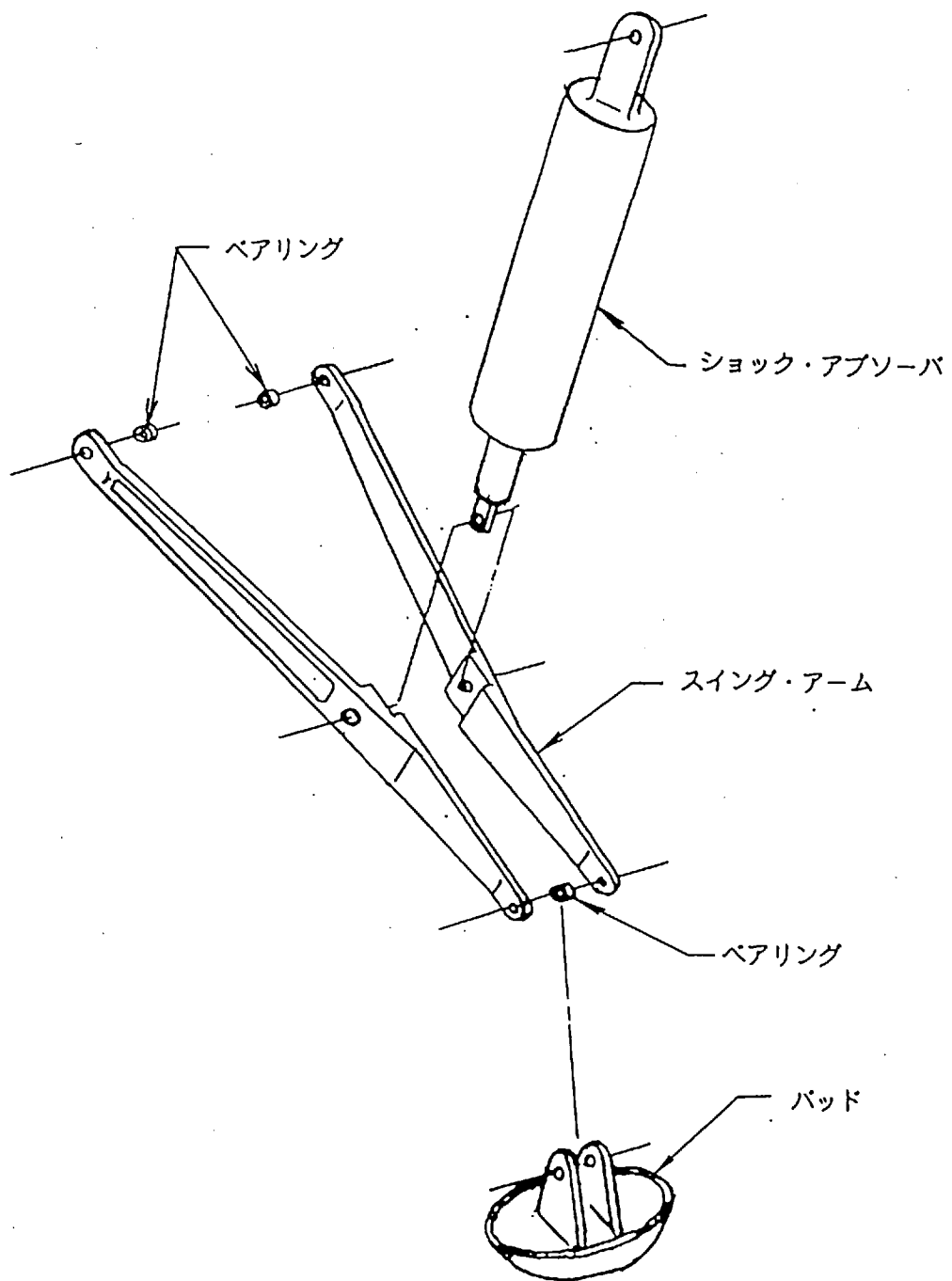


図5.2.2-3 脚組第1候補案 (テレスコピック形式)



☒ 5.2.2-4 脚組第2候補案
(スイング・アーム形式) (1/2)



☒ 5.2.2-4 脚組第2候補案
 (スイング・アーム形式) (2/2)

表 5.2.2-3 脚組トレード・オフ結果の概要(1/2)

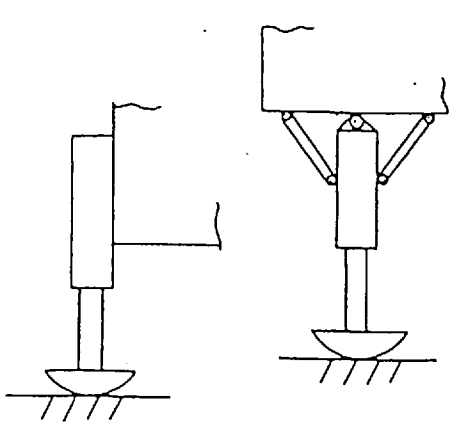
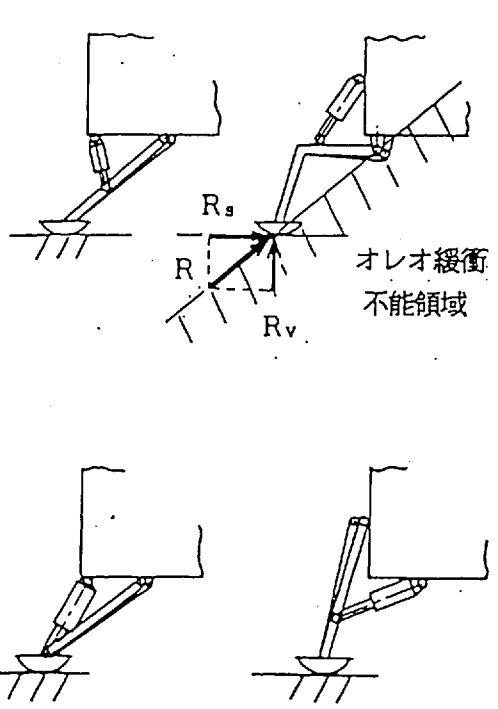
形式	概要	実機例	特徴	判定
テレスコピック 基 本 形	 <div style="border: 1px dashed black; padding: 5px; width: fit-content; margin: 10px auto;">第1候補案とする。</div>	<ul style="list-style-type: none"> ・DC-X ・航空機一般 ・オートバイのフロント ・サスペンション 	<p>・シンプル、軽量であるが、着陸時オレオに曲げモーメントが加わる。</p> <p>一般に、民生用緩衝装置（オイル・バッファ、自動車用ショック・アブソーバ）は曲げモーメントに耐えられない。</p> <p>オートバイのフロント・サスペンションには、このテレスコピック形式のショック・アブソーバが使用されている。エネルギー吸収能力、横荷重に対する強度、重量等の面で本実験機に適合すれば、採用できる可能性がある</p> <p style="text-align: center;">← [調査の結果、本機に適用可能な既存品（但し、改修を要する）あり。]</p>	△
スイング・アーム [リヤ・サスペンション] 基 本 形	 <div style="border: 1px dashed black; padding: 5px; width: fit-content; margin: 10px auto;">第2候補案とする。</div>	<ul style="list-style-type: none"> ・サーベイヤ ・バイキング ・ルノフォート ・オートバイのリア・サスペンション 	<p>・脚組間隔を自由に設定でき、安定の良い脚組配置が得られるという利点がある。</p> <p>一般的には、テレスコピック形式より重量的に不利。</p> <p>接地点とスイング・アームのヒンジ・ポイントを結ぶ線上より下側に着陸荷重が働く場合、オレオの緩衝効果が得られない。</p> <p>機体を高い位置に支える必要がある場合はこの緩衝不能領域が立ち上るので、好ましくない。</p> <p>着陸時の接地部の横滑りにより、オレオの緩衝作動が不安定になる恐れがある。</p> <p style="text-align: center;">← [調査の結果、本機に適用可能な既存品（但し、改修を要する）あり。]</p>	△

表 5.2.2-3 脚組トレード・オフ結果の概要(2/2)

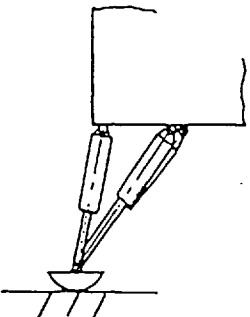
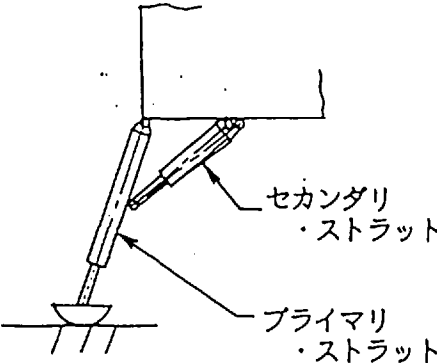
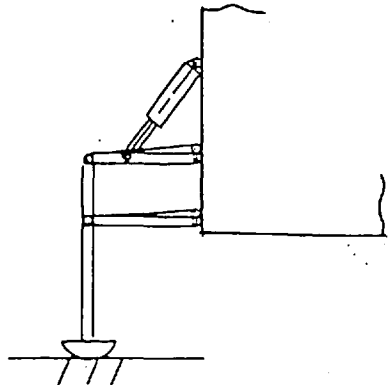
形 式	概 要	実機例	特 徴	判定
基本形 トライ ポッド	 <p>3脚ともオレオ付き</p>	・アポロの初期計画	<ul style="list-style-type: none"> ・ スイング・アーム形式の改善方式。どの方向の荷重に対しても緩衝できる。 ・ 又、曲げモーメントの加わる部材が無いので軽量化し易いが、オレオの個数が多くダイナミック解析が難しい。 ・ 大きな傾斜姿勢、又は凹凸や傾斜が大きな面に高エネルギー着陸するようなランダーには、将来的には有望と考えられる。 	×
派 生 型 カンチ ・レバー 〔テレスコピック + トライポッド〕	 <p>セカンダリ・ストラット プライマリ・ストラット</p>	・アポロ	<ul style="list-style-type: none"> ・ テレスコピックの横荷重に対して緩衝能力を持たせたもので、上記と同様高エネルギー着陸向きである。 ・ プライマリ・ストラットに曲げモーメントが作用する点は、不利である。 	×
ダブル ・ウイッシュ ・ボーン 〔2重スイング ・アーム〕		・自動車	<ul style="list-style-type: none"> ・ テレスコピック形式で問題になる、オレオに曲げモーメントが作用するのを防ぐことができる。 ・ 又、スイング・アームの緩衝不能領域も無くすることができる。 ・ 平行四辺形リンクにすれば、ストロークに伴う接地点の横移動を防ぐことができる。 ・ 重量的には不利であるが、オレオをエンジン噴射炎から遠ざけることにより、オレオの加熱を防ぐことができる。 	×

表 5.2.2-4 テレスコピック形式とスイング・アーム形式の比較概要

項 目		テレスコピック形式	スイング・アーム形式
性能	着陸速度 (垂直方向)	○ ・ 3.0 m/s MAX	△ ・ 2.5 m/s MAX
	制限着陸荷重倍数	○ ・ 3.0 MAX	○ ・ 3.0 MAX
	ストローク	○ ・ 約300 mm	△ ・ 約550 mm
	緩衝作動	○ ・ 右記のような現象はそれほど問題にならない。	△ ・ 接地部の横滑りにより発生する摩擦力により、ショック・アブソーバの緩衝作動が不安定になる恐れがある。
	横荷重に対する強度	△ ・ ショック・アブソーバの曲げ強度に制約がある為、取付角度が制限される。従って、大きな脚組間隔が要求される場合には、対応が困難になる。	○ ・ ショック・アブソーバには軸力しか作用しないので、問題にならない。
重量 kgf/脚組	ショック・アブソーバ	12.0 (10.5) **	8.0
	その他 (パッド等)	2.0	5.0
	合 計	○ 14.0 (12.5) **	○ 13.0
コスト	TBD		
<p><u>注記</u></p> <p>*1. () 内は、Ti合金線製スプリングを使用した場合の重量を示す。</p>			
総合評価	○		△

表5.2.2-5 緩衝装置のトレード・オフ結果の概要 (1/4)

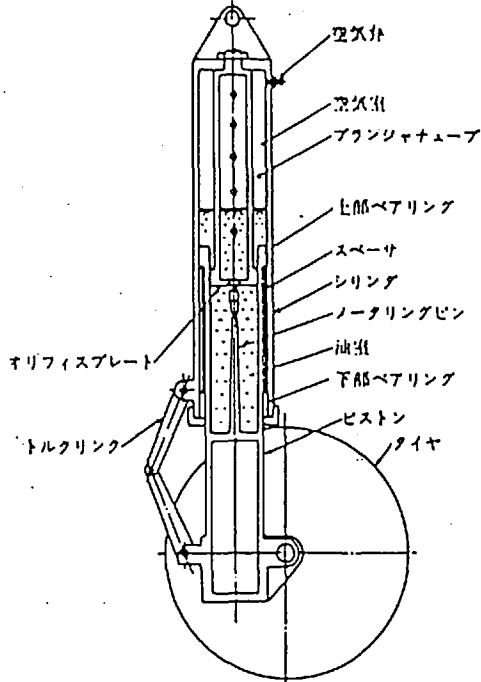
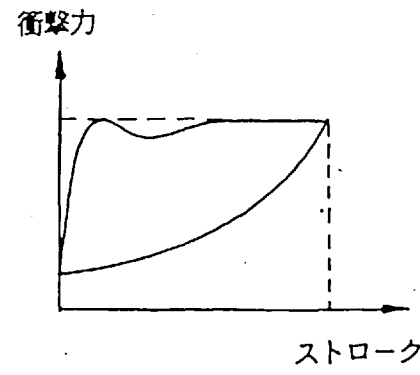
开形式	概 要	実機例	特 徴	判定
航空機用 オレオ	 <p>・テレスコピック形式の場合を示す。 ・レバー・サスペンション形式用のダンパもあるが、内部構造は本図と同じ。</p>  <p>衝撃力</p> <p>ストローク</p>	航空機一般	<p>内部には高压ガスと作動油が封入され、メータリング・ピンによりオリフィス面積を制御することにより、最適の緩衝特性を得る (オレオ効率が高い)</p> <p>機体自重の支持、低速緩衝時のエネルギー吸収及びブレーキング等による姿勢変化や底付き防止は、高压ガスにより行う。</p> <p>着陸や走行時等の高速緩衝時は、作動油の粘性抵抗によりエネルギーを吸収する。</p> <p>高い信頼性を確保し、又、極限の軽量化を図っている為、高価である。</p>	×

表5.2.2-5 緩衝装置のトレード・オフ結果の概要 (2/4)

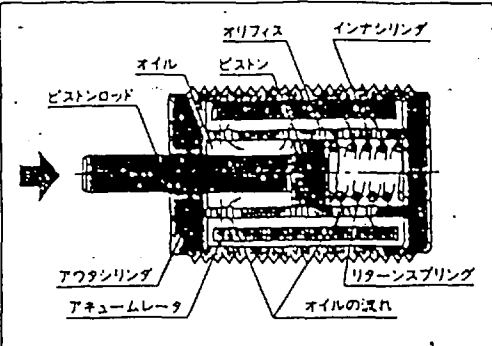
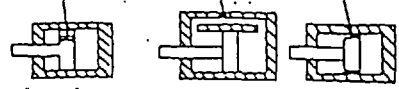
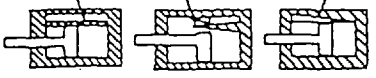

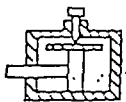
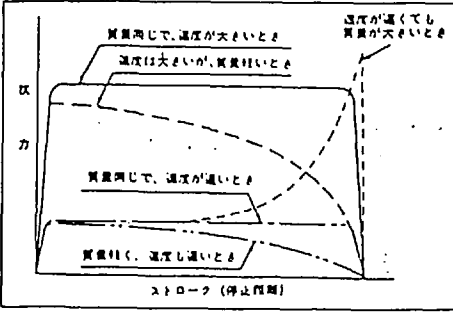
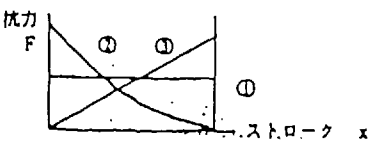
开形式	概 要	実機例	特 徴	判定
産業用オイル・バッファ	 <p>1. 一定オリフィス式 (例) 単孔オリフィス バイパスオリフィス 円環オリフィス</p>  <p>2. ストローク依存オリフィス式 オリフィス面積 ストローク</p> <p>(例) 多孔オリフィス ナーバピン ナーバ溝</p>  <p>3. リリーフ式 多くは一定オリフィス式やストローク依存オリフィス式と併用する。 (例)</p>  <p>4. 調整式 オリフィス面積を調整することによって、抗力を調整する。 (例)</p>    <p>① ストローク依存オリフィス式 (η=100%) η: 緩衝効率 ② 一定オリフィス式 (η=30%) ③ 金属ばねなど (η=60%)</p>	<ul style="list-style-type: none"> 産業機械 搬送設備 クレーン エレベータ 車両連結器、衝突止め 	<p>運動物の運動エネルギーを吸収して衝撃力を緩和する装置。 内部の作動油がオリフィスを通る時の抵抗力により、運動エネルギーを熱エネルギーに変換して、運動エネルギーを吸収する。</p> <p>① 緩衝方向は、ピストンのストローク方向に限定される(曲げモーメントは取れない)。 ⇒ スイング・アーム形式の脚組にする必要が有る。</p> <p>② 重い。 ⇒ 機体重量との適合性を考えると成立が困難。 ex. エニダイン(株)の固定型ダンパーで、約15 kgf/個。</p> <p>③ スプリング力はピストンを元の位置に戻す程度なので、自立機能を得る為には強力なスプリングの装着、又はガスを封入する等の大きな変更が必要。 ⇒ 本実験機は、地上走行、ブレーキング等必要ないので、底付き使用することも考えられるが、その為の変更が必要になる。</p> <p>④ 許容温度が低い(約80°C) ⇒ 作動油、パッキン等を交換することで、120°C程度迄上げることが可能。</p>	×

表5.2.2-5 緩衝装置のトレード・オフ結果の概要 (3/4)

开形式	概 要	実機例	特 徴	判定
<p>オフ・ロード オートバイ用 ショック・ アブソーバ</p>		<p>オートバイのリアサスペンション用 スイングアームサスペンション用</p>	<p>・ スプリングとダンバにより構成され、路面からの振動を吸収する スプリングは機体重量の支持と入力振動を弾性エネルギーに変換して振動を緩和する。 ダンバは、スプリングの弾性エネルギーを減衰力により熱エネルギーに変換し、振動を緩和する。 スプリングにより静荷重を支持する為強力なスプリングが必要になり、重くなる。又、プログレッシブ特性が得にくい。</p> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin: 10px 0;"> <p>調査の結果、表 5.2.2-4 に示すように、ほぼ本機に適合する既存品あり。 (但し、改修要)</p> </div> <p style="text-align: center;">↓ ↓ ↓</p> <div style="border: 1px solid black; padding: 5px; margin: 10px 0;"> <p>第 2 候補案とする。</p> </div>	<p>△</p>

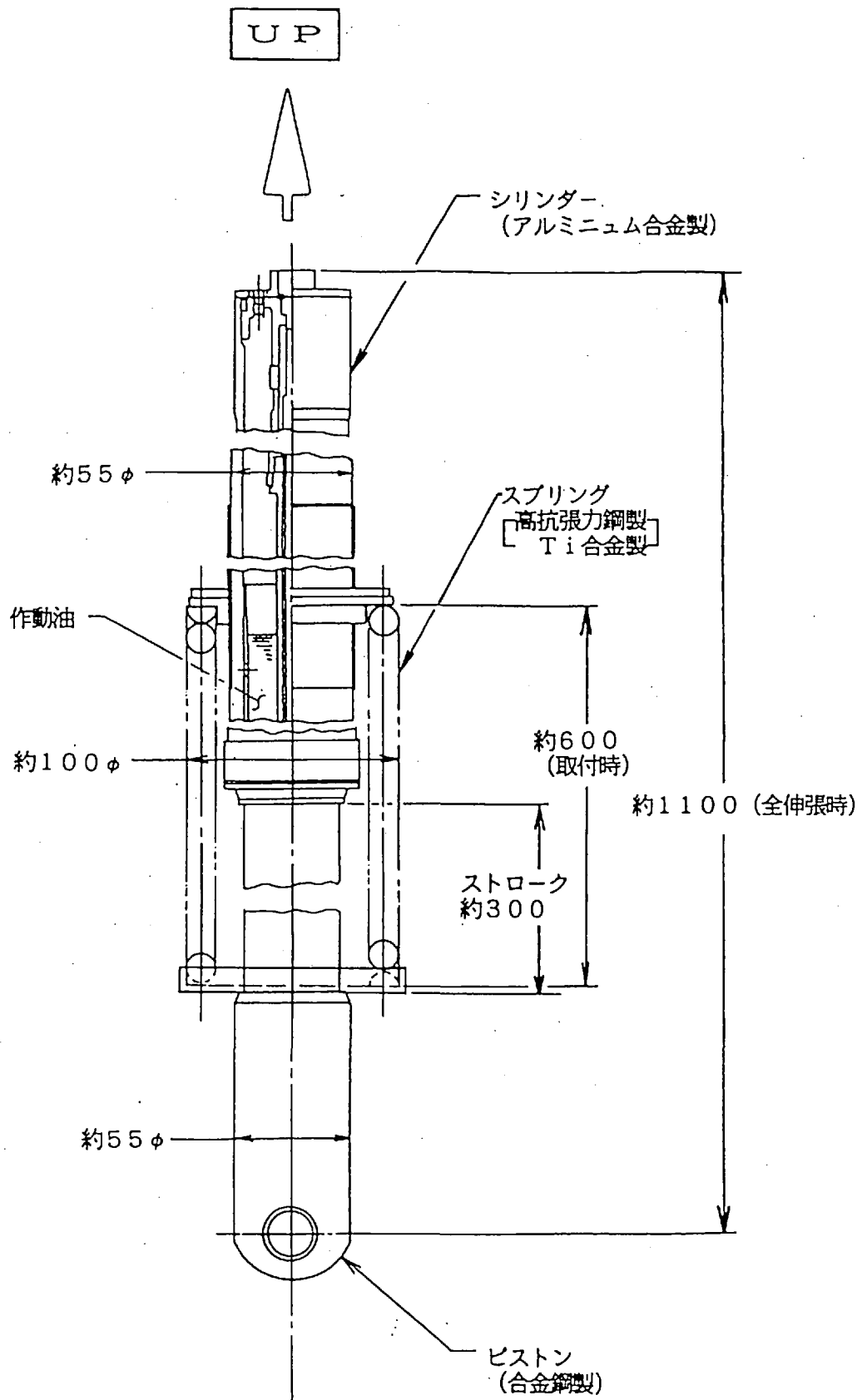


図5.2.2-5 ショック・アブソーバ候補品概要 (テレスコピック形式)

(d) 接地部要素案の検討

接地部要素を設計する場合に考慮すべき主な諸元は、2つある。形状と接地面圧である。

形状としては、お椀形状、お皿形状、平板形状等、種々のものが考えられる。接地面圧は、着陸予定地の路面固さ、面圧と沈下量の関係及び沈下量と横滑り抗力の関係等を考慮の上、決める必要がある。

(ア) 必要機能

接地部要素には、次の機能が必要である。

- ① コンクリート路面に横滑り着陸しても機体が転倒しないこと（機体が横滑りすること）。

その為には、接地面の横滑り摩擦係数（ μ ）は小さい方が良い。

目標は、 $\mu \leq 0.4$ とする。

- ② 不整地に着陸時、接地面が過度に変形して横滑り抵抗力の増大や機体の傾きの増加（転倒）等の不具合の発生を防止する。

その為に、接地部要素の形状・寸法を適正にする必要がある。

(イ) 形状

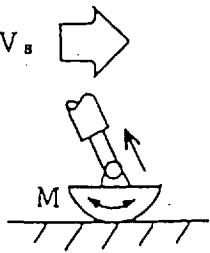
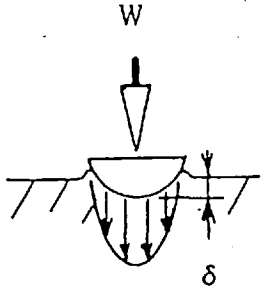
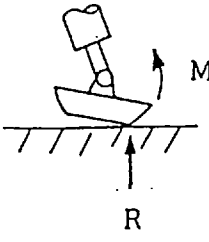
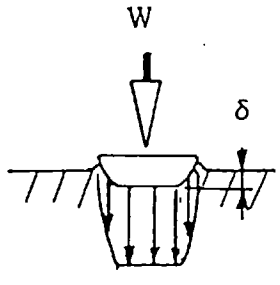
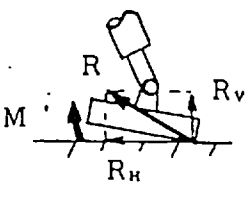
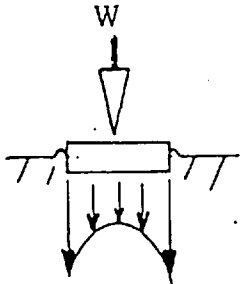
接地部要素の形状としては、お椀形状、お皿形状及び平板形状が考えられる。

表 5.2.2-6 に示す通り、接地部要素の安定性や接地面の変形量の大きさを考慮すると、お皿形状が優れている。

従って、本機用接地部要素は、お皿形状とする。

類似他機も殆んどお皿形状になっている。

表 5.2.2-6 接地部要素形状のトレード・オフ

No	形状	安定性	不整地の変形量	評価
1	お椀形状	 <p>・ショック・アブソーバ作動時あるいは横滑り着陸時、接地部要素が回転しようとするので、これを止める機構（ストッパ等）が必要になる。</p>	 <p>・接地面の面圧分布が一様でない為 delta が大きい。</p>	×
2	お皿形状	 <p>・接地部要素が傾いて接地しても、接地点に接地部要素を安定な姿勢（接地面に平行な）に戻すモーメントが作用するので、安定である。</p>	 <p>・接地面の面圧分布がほぼ一様になり、delta も小さい。</p>	○
3	平板形状	 <p>・同上。但し、横滑り抵抗が大きくなると、上図のように逆に不安定モーメント (M') が発生し不安定になる。</p>	 <p>・同上。 ・横滑り時、土はけが悪く抵抗力が大きくなる。特に、左記のように不安定モーメントが作用すると接地部要素先端が土に食い込み、抵抗力は大きくなる。</p>	×

(e) 脚組重量

(ア) 脚組重量の推算

脚組重量は、脚組配置や脚組形式、使用する緩衝装置の形式、及びコスト上の制約等により、大きく変動する。

脚組の第一候補案（テレスコピック形式脚組。緩衝装置には、オフ・ロード・オートバイのフロント・サスペンション用ショック・アブソーバを使用）（図 5.2.2-3 及び 5.2.2-5 参照）について、重量を推算した。

脚組の推算重量は、14.0 kgf/脚組、56.0 kgf/機である。
重量内訳は、表 5.2.2-7 の通りである。

表 5.2.2-7 脚組推算重量

部品名称	個数/脚組	単位重量 (kgf/個)	脚組当り重量 (kgf/脚組)
ショック・アブソーバ	1	12.0	48.0
パッド、取付ボルト等	1式	2.0	8.0
上部取付金具	1	構造重量の中で計上。	
下部取付金具	1		

脚組一脚の合計重量	14.0 kgf
-----------	----------

↓

一機当りの脚組合計重量	56.0 kgf
-------------	----------

(イ) 脚組重量の軽量化

脚組重量について、システムより全機の成立性の観点から軽量化の要請があったので、脚組の軽量化を検討した。

その結果、かなりのコスト・アップになること、及び素材の入手性については更に今後の調査を要するが、ショック・アブソーバのスプリングを高抗張力線 (SWK) からTi合金線 (Ti-6Al-4V) に変更する。

従って、

$$\begin{aligned}\text{脚組重量} &= (14 - 1.5) \text{ kgf/個} \times 4\text{個} \\ &= 12.5 \text{ kgf/個} \times 4\text{個} \\ &= 50 \text{ kgf/機}\end{aligned}$$

とする。

(5) 脚組案の概略仕様

脚組案の概略仕様を、表 5.2.2-8 に示す。

表 5.2.2-8 脚組案の概略仕様

項目		仕様案	備考
脚組配置	個数	・ 4 脚/機を正方形に配置する。	
	間隔	・ 1.36 m (正方形の一辺の長さ)	・ 正方形の対角線の長さは、1.92 m。
	転覆角	・ 67 °。	
	地上クリアランス	・ 地上静止姿勢 : 約 0.4 m。 ・ 脚最圧縮時 : 約 0.3 m。	・ エンジン噴射口の地上高。
脚組形式		・ テレスコピック形式	・ 図 5.2.2-3 参照。
緩衝装置形式		・ オフ・ロード・オートバイのフロント・サスペンション用ショック・アブソーバ (テレスコピック形式)	・ 図 5.2.2-5 参照。
脚組の構成		・ ショック・アブソーバ及びパッド等より構成する。	・ 図 5.2.2-3 参照。
着地面		・ 通常は、平坦なコンクリート舗装面。 ・ 緊急時は、予め準備のない平坦地 (砂地等) に着陸することも考慮。	
最大離着陸重量		・ 550 kgf (一脚での着陸を考慮)。	
着陸速度	垂直方向	・ 3 m/s MAX。	
	水平方向	・ 通常着陸時のコンクリート面への着陸では考慮する。 ・ 緊急時の砂地等への着陸では考慮しない。但し、接地時の横風 (50 m/s) は考慮する。	接地部の滑り摩擦係数 ≤ 0.4 とする。
制限着陸荷重倍数		・ 3.0 MAX。	
ストローク		・ 約 300 mm。	
重量 (kgf/機)		・ 50.0 *2	・ 取付金具の重量は含まず。ショック・アブソーバ内部の作動油は含む。
熱制御		・ 脚組の許容温度を越えないように、必要に応じて熱制御を行う。	
<p>注記</p> <p>1. 脚組に対するシステム設計条件は (脚組設計条件)、表 5.2.2-1 によるものとする。</p> <p>* 2. Ti合金線製スプリング使用時の重量。高抗張力線製スプリング使用時の重量は、56.0 kgf/機 になる。</p>			

5.2.3 熱制御

(1) 概要

垂直離着実験機の搭載機器および機体を全飛行実験ミッション期間に渡って許容温度範囲に維持する熱制御系（熱防御系を含む）について検討し基本構想をまとめた。

本検討においては、熱制御系への要求条件を整理・設定し、離陸前および飛行～着陸時における熱環境を考慮して、各部の熱制御/熱防御方式案を設定した。

特に、本実験機においては、エンジン・ブルームによる加熱（特に着陸時）から機体底部および着陸脚を保護する熱防御が重要であり、この検討に重点を置いて検討を実施した。

(2) 要求条件

垂直離着陸実験機の熱制御系に要求される条件の洗い出しを行い、要求条件（案）をまとめた結果を、表 5.2.3-1 に示す。

(3) 設計

前（2）項の要求条件に対する熱制御系の設計概要を、表 5.2.3 - 3 に示す。

また、熱制御系の設計フローを、図 5.2.3-2 に示す。

(4) 熱解析・検討

前（3）項の設計仕様を決めるにあたって実施した熱解析・検討の内容を以下に示す。

(a) 離陸前の熱制御

① 地上熱環境

地上熱環境として、8月の帯広周辺の気象条件を想定した。（外気温度が高い夏期の実験が高温標定となる。）

地上熱環境条件（案）を、表 5.2.3-5 - 5 に示す。

② 熱制御方式の検討

垂直離着陸実験機は、発射台に設置されてから離陸するまでの間に、以下の加熱を受ける。

- ・ 太陽光の照射
- ・ 搭載機器（電子機器、バッテリー等）の発熱

表 5. 2. 3-1

熱制御系への要求条件

項目	内容	備考
機能要求	垂直離着陸実験機の搭載機器及び機体を全飛行実験ミッション期間に渡って許容温度範囲内に維持すること。	表 5. 2. 3-2 に示す。
重量	10 kg 以下	システム配分値
電力	TBD	温度計測用
再使用性	10 回以上の繰り返し飛行が可能なこと。 (適時補修を行うことにより、100 回以上の飛行に耐えることを目標とする。) なお、1 回の飛行時間は 60 秒程度とする。	
耐環境性	飛行時等の環境条件によって損傷等のないこと。 (特に音響・振動・衝撃・降雨)	

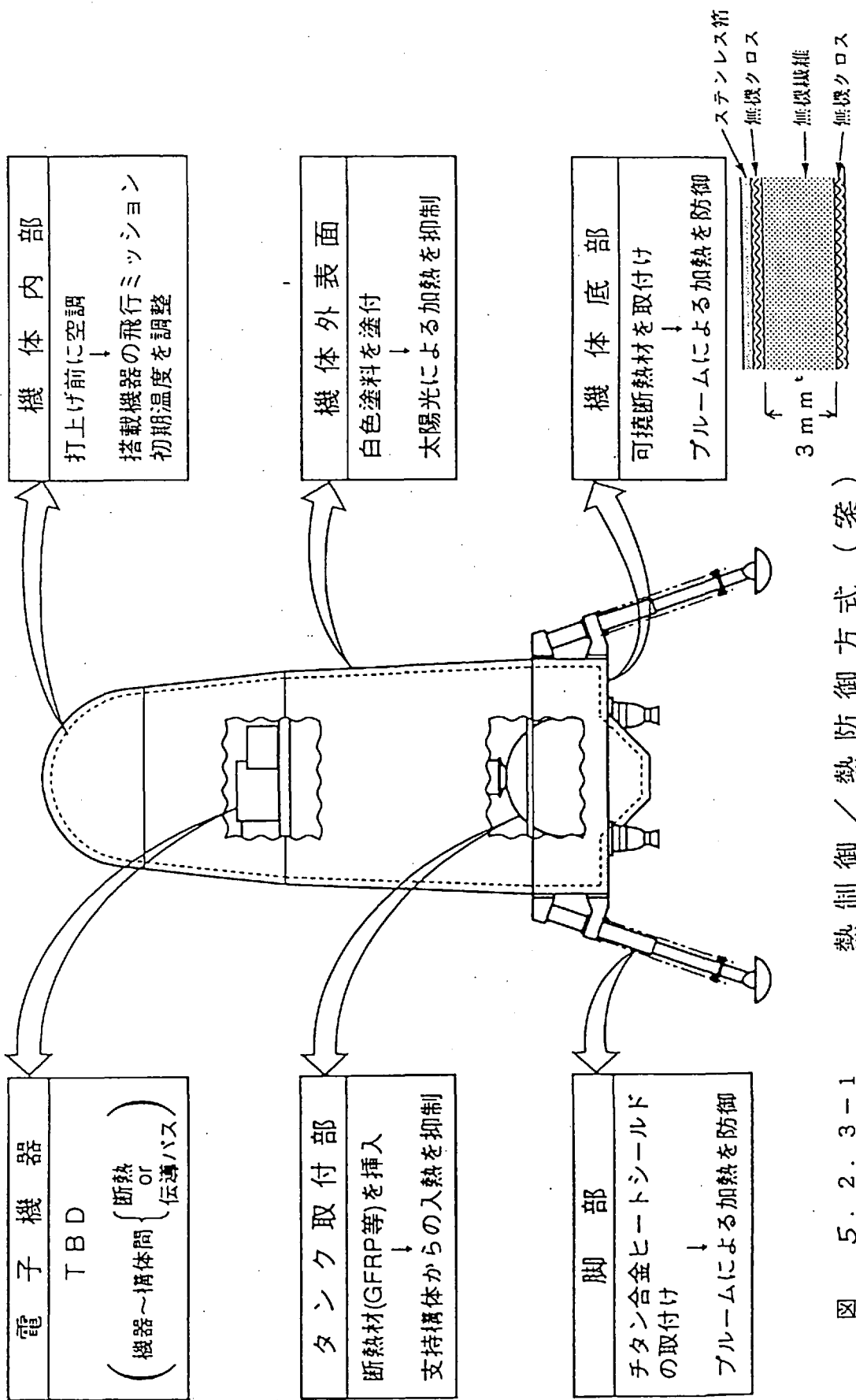
表 5.2.3-2 搭載機器等の設計温度条件(案)

項目	許容温度範囲 (°C)	設計予測温度範囲 (°C)	温度マージン (°C)
ヒドラジンタンク	5 ~ 40	10 ~ 35	5 Δ
NTOタンク	5 ~ 40	10 ~ 35	5 Δ
GHeタンク	5 ~ 40	10 ~ 35	5 Δ
機体部分設置	~ 100	~ 85	15
搭載電子機器	-10 ~ 55	5 ~ 40	15
川印	(袖口等部)	~ 80	15
	(バネ)	~ 120	15

注) Δ タンク圧力に影響を与えるガス部外壁温度を規定温度とした。また、これに対して十分な設計マージンが取れず暫定的に5°Cとした。

表 5. 2. 3-3 熱制御系の設計概要

項目	要求条件	設計内容
機能要求	垂直離着陸機の搭載機器及び機体全体を全飛行ミッション期間に渡って許容温度範囲内 (表 2.3-2) に維持すること。	<ul style="list-style-type: none"> ・図 2.3-1 に示す熱制御/熱防御方式により、搭載機器および機体各部の温度を許容温度範囲内に維持する。
重量	10 kg 以下	<ul style="list-style-type: none"> ・熱制御系の総重量=6.6 kg (推定値) <p>表 2.3-4 に重量内訳を示す。</p>
電力	T B D	<ul style="list-style-type: none"> ・T B D (詳細検討は、今後の課題)
再使用性	<p>10 回以上の繰り返し飛行が可能なこと。 (適時補修を行うことにより、100 回以上の飛行に耐えることを目標とする。)</p> <p>なお、1 回の飛行時間は 60 秒程度とする。</p>	<ul style="list-style-type: none"> ・ブルームの加熱条件の厳しい機体底部および着陸脚に対し、下記の設計方式により再使用性を高める。 <ul style="list-style-type: none"> 1). 機体底部熱防御材 (可撓断熱材) の表面を耐熱性の高いステンレス・フォイルで覆い、フォイル表面も耐熱塗料 (耐熱温度$\sim 600^{\circ}\text{C}$) で保護し、耐久性の高い設計とする。 2). 着陸脚ヒートシールドとして耐熱性の高いチタン合金を採用しヒートシールド表面を耐熱塗料 (耐熱温度$\sim 600^{\circ}\text{C}$) で保護し、耐久性の高い設計とする。
耐環境性	飛行時の環境条件によって損傷等のないこと。 (特に、音響、振動、衝撃、降雨)	<ul style="list-style-type: none"> 1). 音響・振動・衝撃熱防御材は、離陸\simホバリング\sim着陸までの全飛行ミッションに渡り、音響・振動・衝撃環境に耐える設計とする。(詳細検討は、今後の課題) 2). 降雨機体底部の可撓断熱材に防水性を持たせる設計とする。(水の侵入により、断熱性能が低下する可能性があるため)



熱制御 / 熱防御方式 (案)

図 5.2.3-1

表 5.2.3-4 熱制御系重量内訳

項目	重量 (kg)	備考
機体外板塗装	1.6	<ul style="list-style-type: none"> 機体外板の白色ペイント 機体底部、脚部の耐熱コーティング
機体底部耐熱防熱材	1.8	<ul style="list-style-type: none"> ステンレスホイル、断熱材 (1 m² の面積を仮定)
脚耐熱防熱材	1.6	<ul style="list-style-type: none"> Ti合金0.4mm² 100φ×700mmのチューブ(4個)を想定。
タンク・搭載機器断熱材	0.5	<ul style="list-style-type: none"> タンク/搭載機器用の断熱ブロック、スペーサ等。
MSP	0.5	<ul style="list-style-type: none"> 耐熱防熱材取付け用のファスナ等の小部品。
マージン	0.6	<ul style="list-style-type: none"> 総重量の10%
合計	6.6	

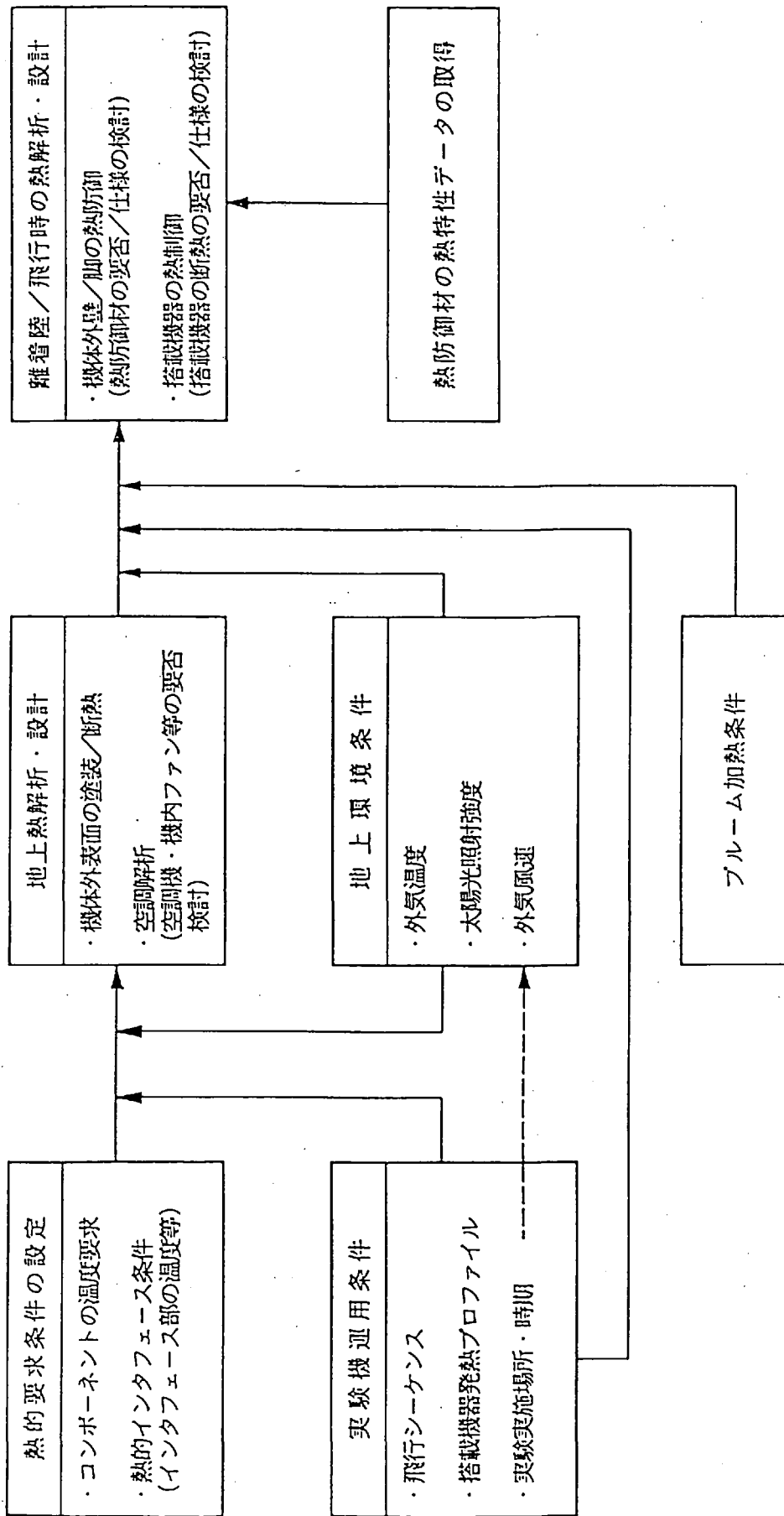


図 5.2.3-2 垂直気流着陸実験機発熱後の熱気流解析・発言十フロア (案)

表 5.2.2.3-5 地上環境条件(案)

項目	環境条件	備考
外気温度	24.7 (°C)	△ ・帯広の日最高気温の8月平均値
外気風速	T B D (m/s)	
太陽光照射量	0.85 (kW/m ²)	△ ・根室の直達日射量の8月平均値
地上曝露時間	T B D (時間)	
搭載機器発熱量	T B D (kW)	

注) △ 理科年表による。

そのため、熱制御を行わなければ、機内を搭載機器（特にタンク）の許容温度以下に保持することが困難な事態が予想される。

また、飛行ミッション中には実験機各部の温度が上昇するため、離陸前に可能な限り冷却しておくことが望ましい。

そこで、以下の熱制御方式の採用が有効であると考える。

1). 機体外表面の白色塗装

太陽光の照射による加熱を抑えるため、太陽光吸収率の小さい白色塗料 ($\alpha_s \approx 0.2$) を機体外表面に施工する。

2). 機内空調

空調機 (AGE) による機内空調を行い、搭載機器の温度制御を実施する。

③ 離陸時の初期温度の推定

離陸時の初期温度は次のように概算推定した。

1). 太陽光が照射されない部分： 25 (°C)

(機体底部の部材、搭載機器、タンク等)

2). 太陽光が照射される部分： 40 (°C)

(機体外板、着陸脚等)

上記の初期温度については、環境条件、空調条件、内部発熱条件等が決まった時点で、さらに詳細な検討を行うものとする。

(b) 飛行ミッション時の熱防御/熱制御

①ブルーム加熱の推定

1). 離陸～ホバリング時のブルーム加熱

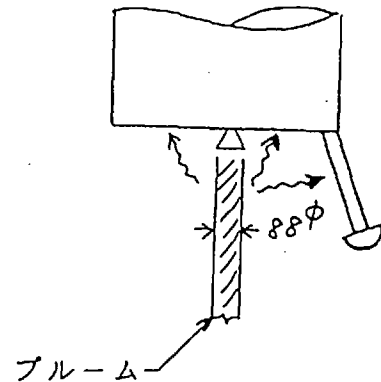
離陸時のブルームは、排気口へ排気されるとして、飛行時と同じブルーム輻射加熱率を仮定した。

飛行時のブルーム輻射加熱率は、次のように概算推定した。

- ・大気中へロケット・エンジンを噴射すると、ブルームはノズル近傍ではほとんど膨張せず、円柱に近い形状になると予想される。

(右図参照)

この場合、機体底部および着陸脚の位置においては、約 $5 \text{ (kW/m}^2\text{)}$ の輻射加熱率が推定される。(概算結果)



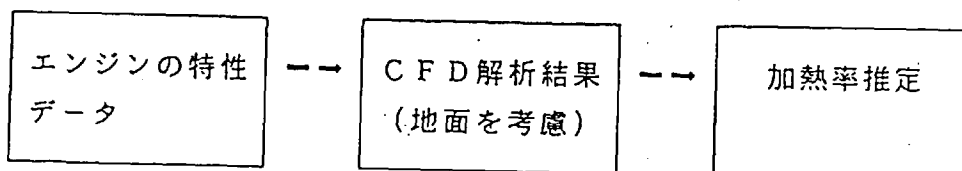
計算条件

- a). ブルーム温度: 2000 (K) (ノズル出口温度を仮定)
- b). ブルーム形状: $88 \text{ mm } \phi \times 1 \text{ m}$
- c). ブルーム輻射率: 0.1 (液体燃料の火炎の輻射率を仮定)

実際のブルーム温度は、ノズル出口温度よりも下がると予想されるため、上記は高温に対し安全側の検討になっていると考える。

2). 降着時のブルーム加熱(火炎加熱)

降着時(下降、着陸を含め10秒)のブルーム加熱率の推定フローは、次の通り。



降着時のブルーム加熱の解析条件を、表 5.2.3-6 に示す。
また、CFD解析結果を、図 5.2.3-3 ~ 図 5.2.3-8 に示す。

表 5.2.3-6 プルーフ加熱の解析条件

項目	解析条件	備考	
エンジン特性	ノズル出口のマッハ数	2.16	EVEエンジンの特性
	ノズル出口温度	2000 (K)	EVEエンジンの特性
	ノズル出口角	15 (°)	EVEエンジンの特性
	ノズル出口圧	0.83 (kg/cm ²)	EVEエンジンの特性
	地面からの距離	600 (mm)	暫定
CFD解析手法	KHI解析ソフト「ENMA3D」による。	CFD解析結果を図5.2.3-3に示す。	
加熱率解析	<p>プルーフ加熱率Qの推定は、下記の解析式による。</p> $Q = 1.49 \times 10^{-9} / (\rho_{sl} \cdot X)^{0.5} \times [1 + 5 / (0.85 \cdot M_1^2)] \times [(1 - T_w / T_1)] \times T_1^{0.333} \times \rho_1^{0.5} \times U_1^{2.39} \text{ (BTU/ft}^2 \cdot \text{sec)}$ <p> ρ_{sl}: sea level での空気密度 (lb/ft³) X: ノズルからの距離 (ft) → 0.6mを仮定 M_1: プルーフのマッハ数 T_1: プルーフの温度 (°R) ρ_1: プルーフの密度 (lb/ft³) U_1: プルーフの速度 (ft/sec) T_w: 壁温 (°R) → 20 (°C)を仮定 </p>	<p>出典: J. SPACECRAFT Vol.6, No.3 March 1969</p> <p>加熱率の解析結果を下記に示す。</p> <ul style="list-style-type: none"> 機体底部: 図5.2.3-9 着陸脚: 図5.2.3-11 	

CFD解析条件

項目	解析条件
ノズル出口マッハ数	2.16
ノズル出口温度	2000 (K)
ノズル出口角	15 (°)
ノズル出口圧	0.83 (kgf/cm ²)
地面からの高さ	600 (mm)

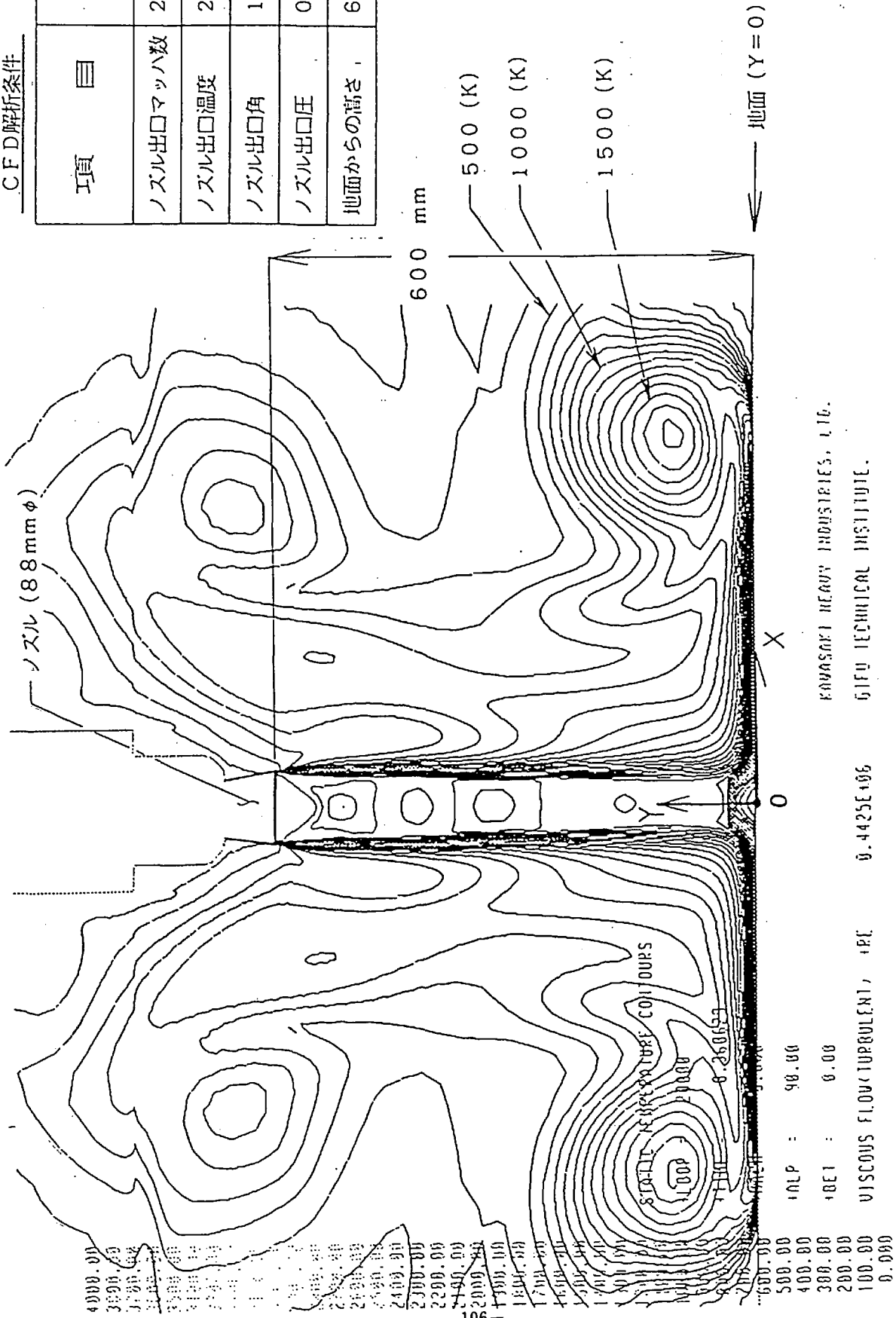
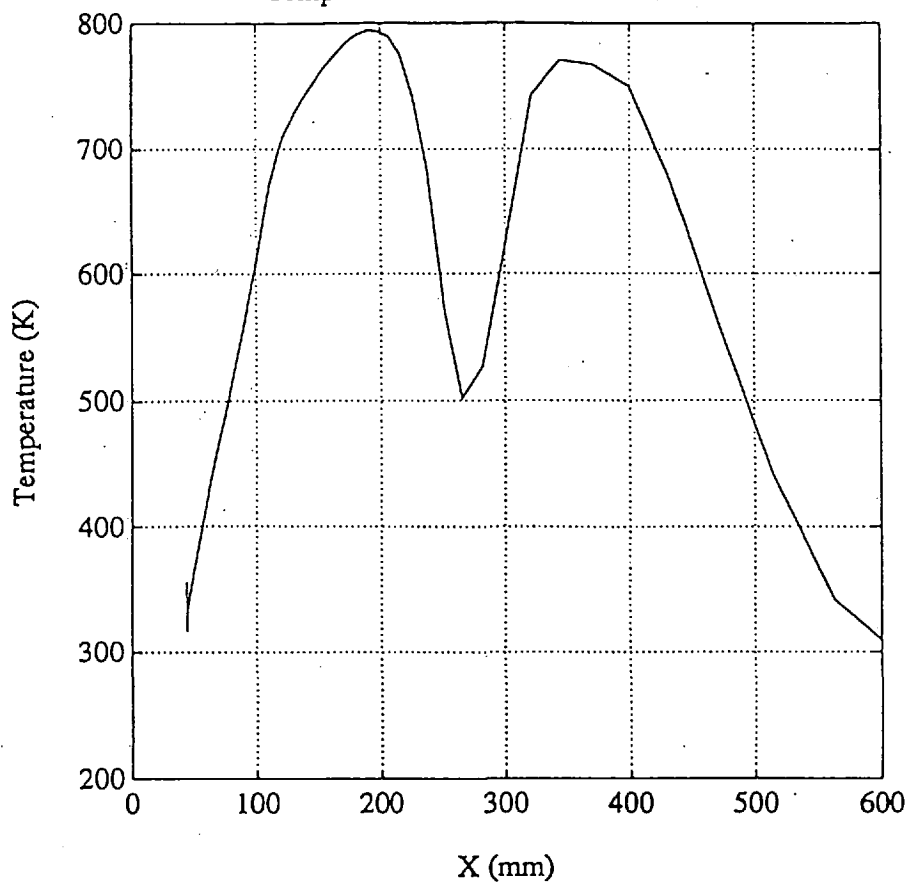
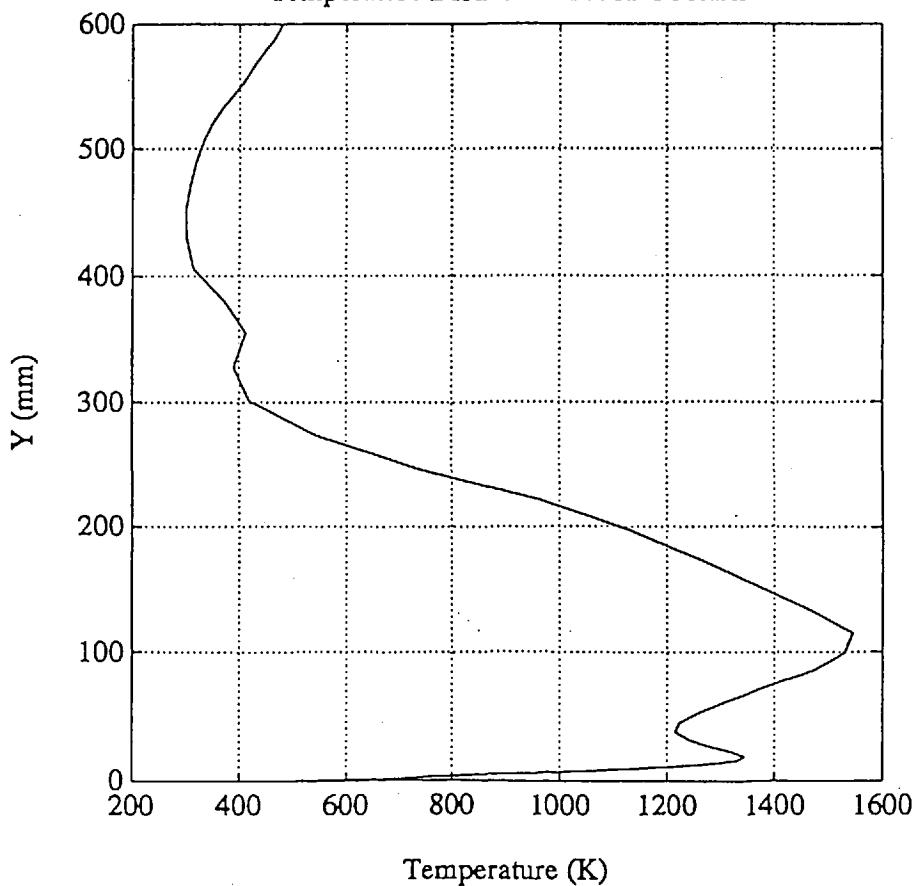


図 5.2.3-3 着陸時のブルームのCFD解析結果 (温度分布図の例)

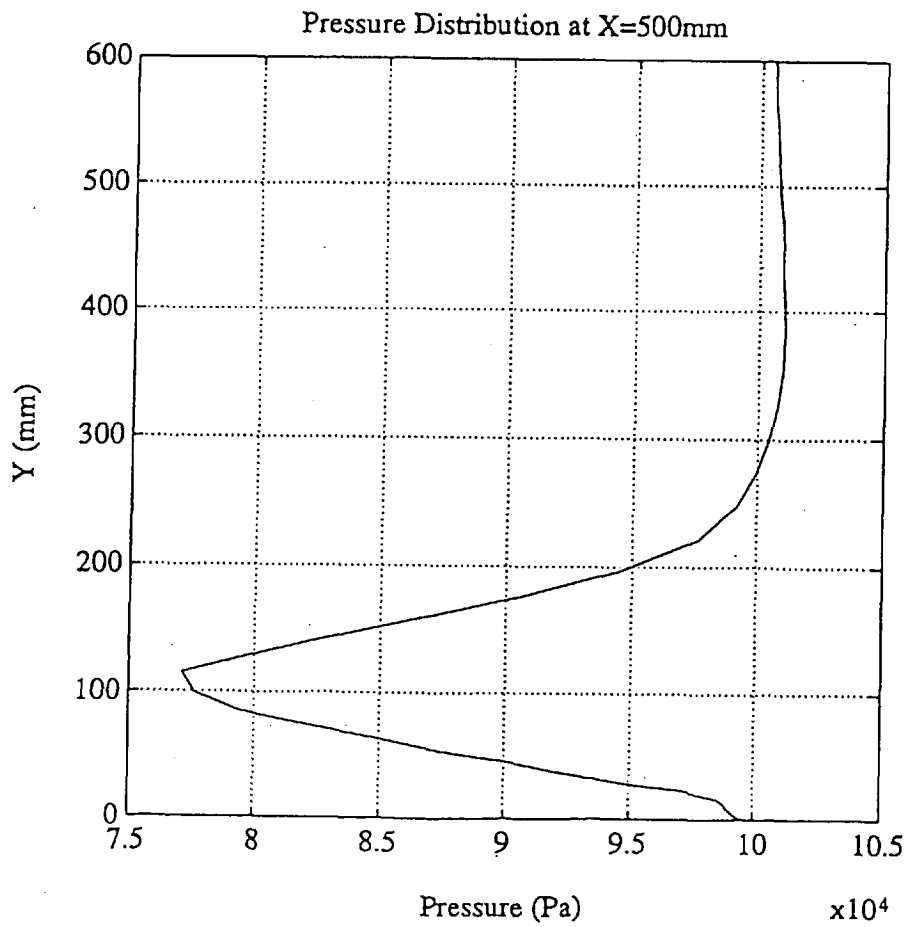
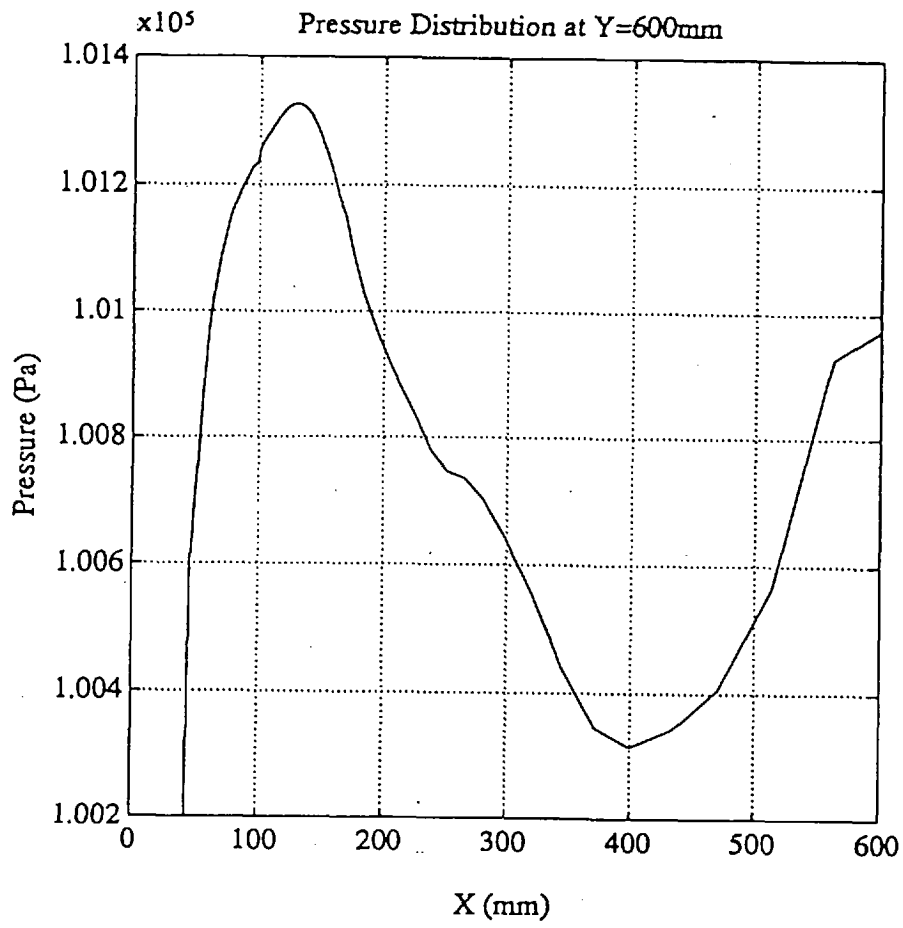
Temperature Distribution at Y=600mm



Temperature Distribution at X=500mm

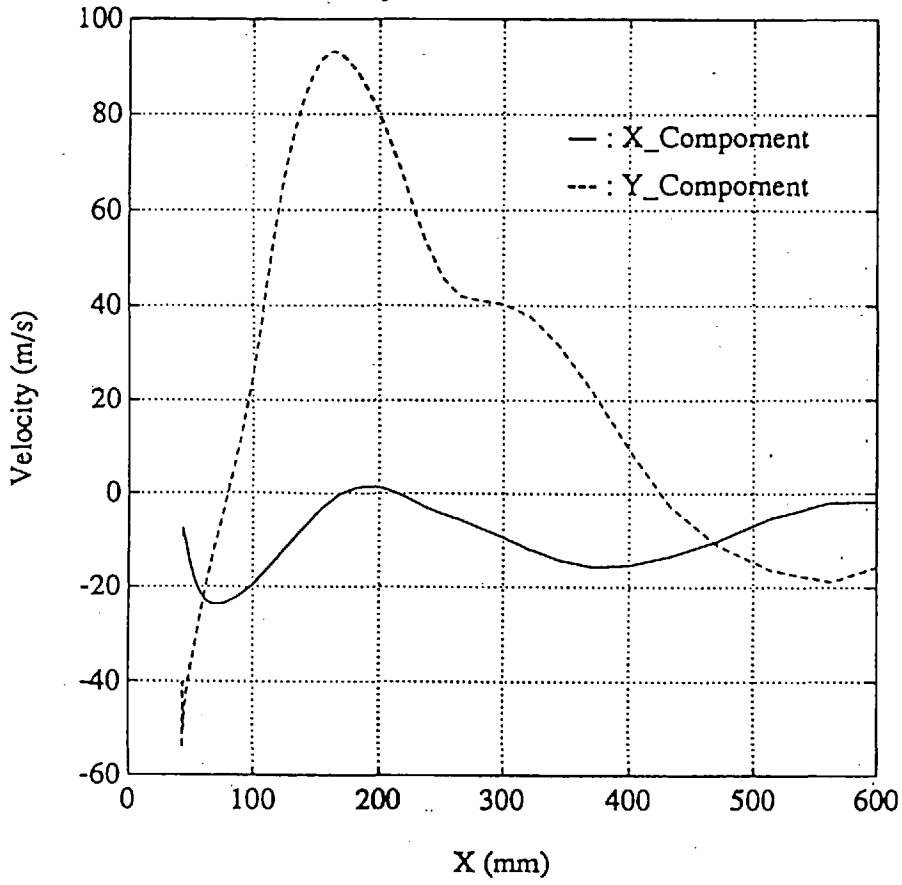


☒ 5. 2. 3 - 4 CFD解析結果 (温度分布)

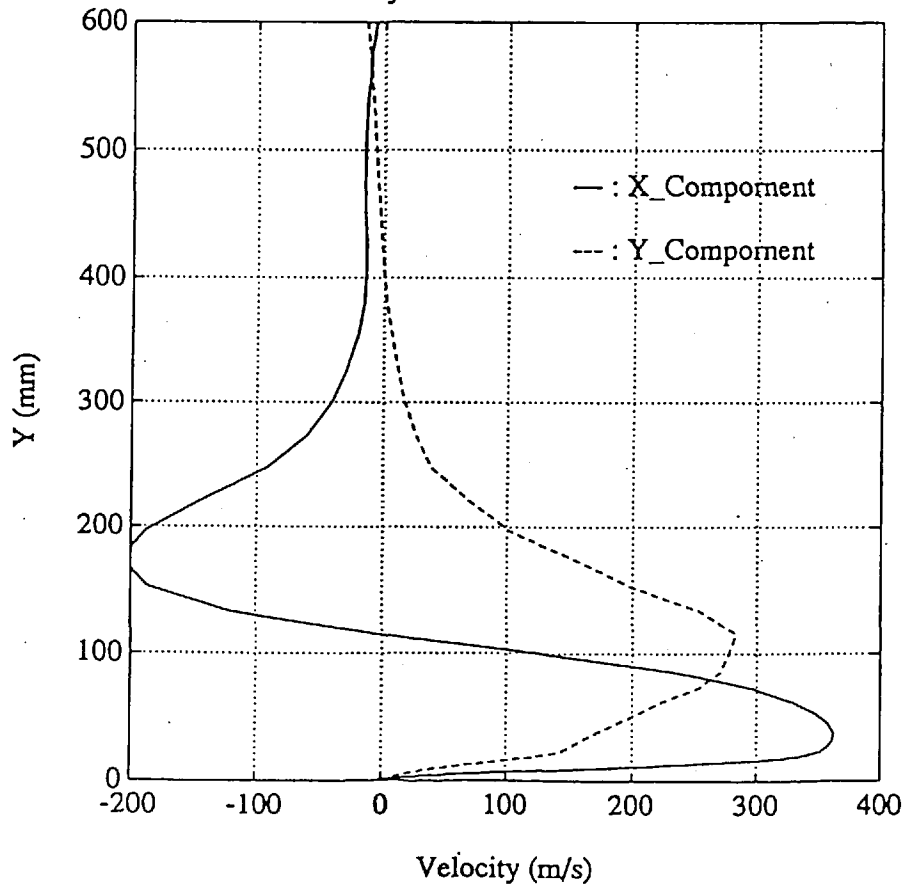


☒ 5. 2. 3 - 5 C F D解析結果 (圧力分布)

Velocity Distribution at Y=600mm



Velocity Distribution at X=500mm



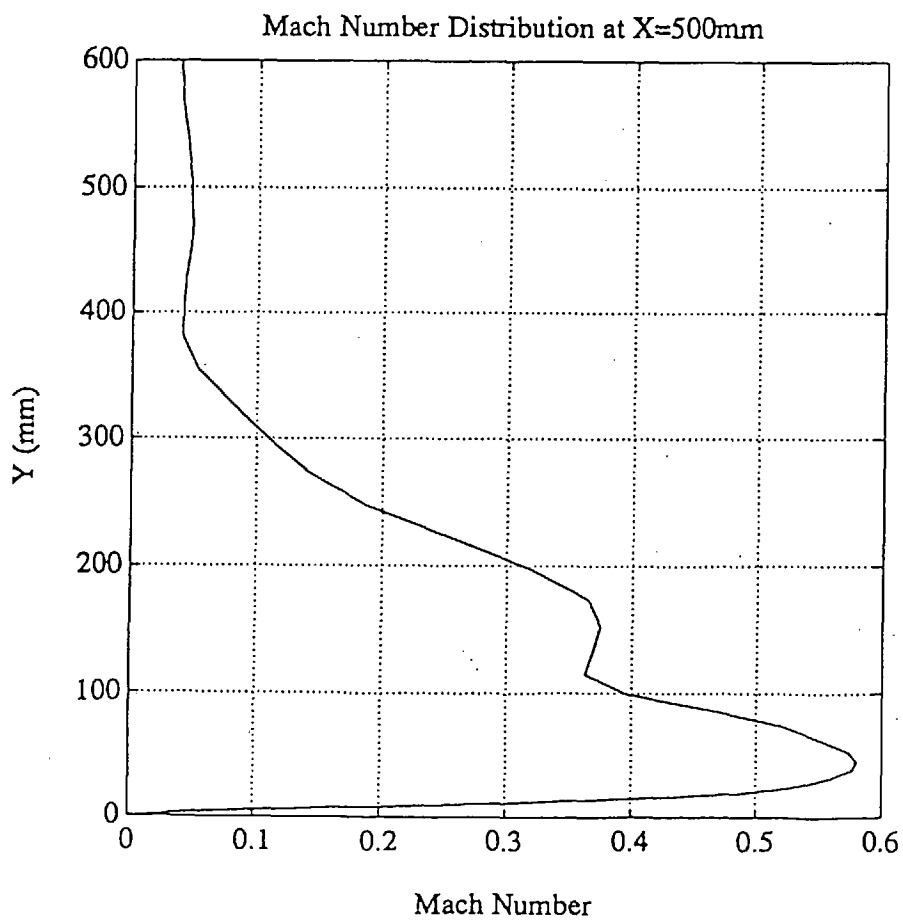
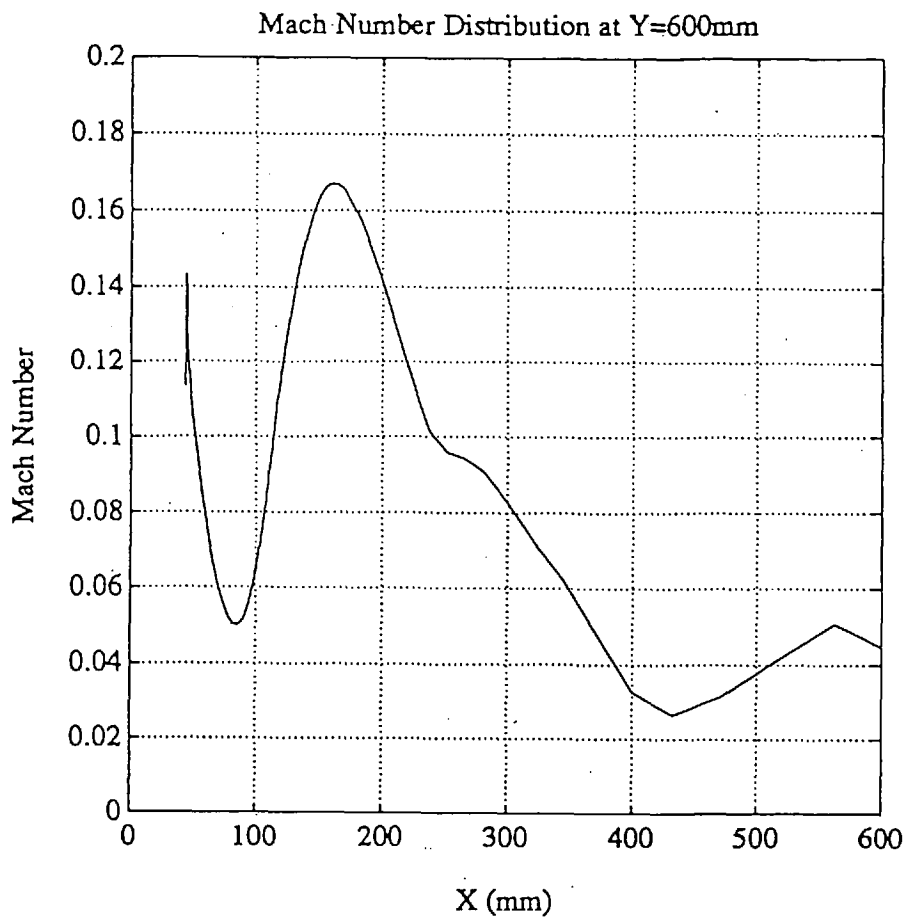
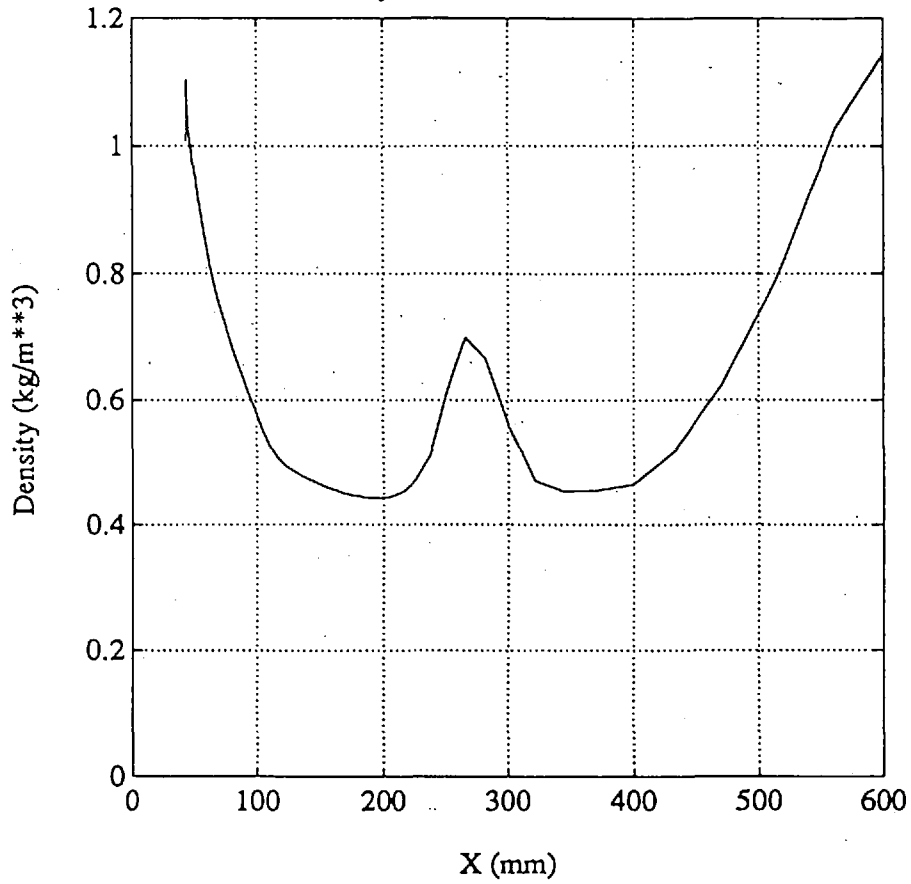
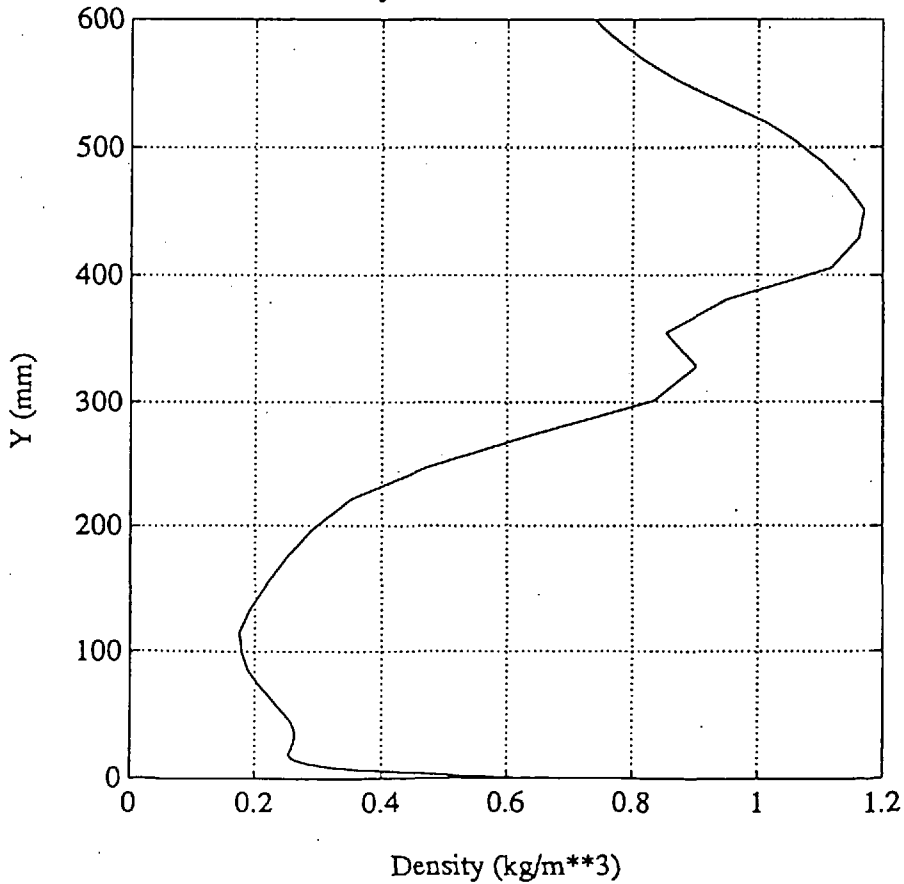


図 5. 2. 3-7 CFD解析結果 (マッハ数)

Density Distribution at Y=600mm



Density Distribution at X=500mm



上記CFD解析結果を用いて、機体底部および着陸脚の加熱率を推定した。

加熱率の解析結果は、次の通り。

a). 機体底部の加熱率の推定結果： 図 5.2.3-9 に示す。

(地面より600mmの高さにおける加熱分布)

上図の機体底部の加熱率の最大値 $1.4 \text{ (kW/m}^2\text{)}$ を機体底部の加熱率とした。

(機体底部全面に対し上記加熱率を適用 → 安全側の検討)
本解析にて想定した機体底部の加熱履歴を、図 5.2.3-10 に示す。

b). 着陸脚の加熱率の推定結果： 図 5.2.3-11 に示す。

(ブルーム中心から500mm離れた位置における加熱分布)

上図の脚加熱率の最大値 $5.2 \text{ (kW/m}^2\text{)}$ を脚の加熱率とした。

(脚全体に対し上記加熱率を適用 → 安全側の検討)

本解析にて想定した機体底部の加熱履歴を、図 5.2.3-12 に示す。

②温度解析／熱防御方式の検討

1). 機体底部の温度解析／熱防御

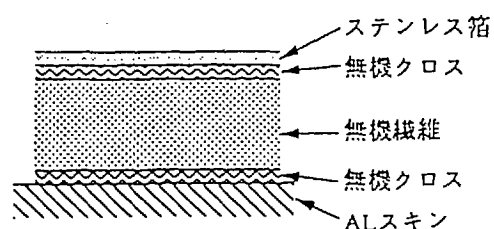
前①項で推定した加熱率を用いて機体底部の温度解析を実施した。

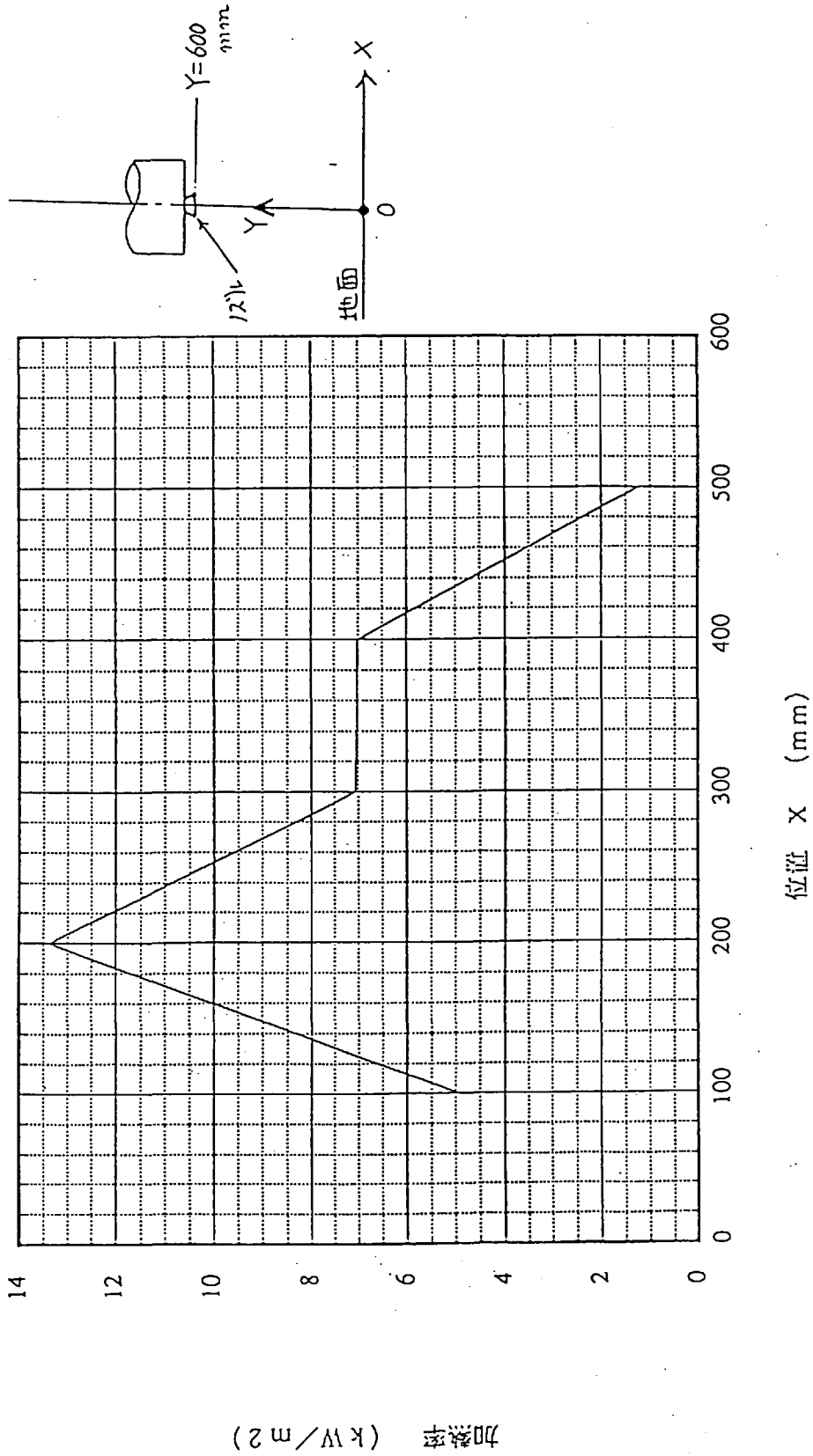
機体底部に熱防御材を取り付けなかった場合 (ALスキンのみ) の機体底部ALスキン温度履歴を、図 5.2.3-13 に示す。

上図より、ALスキンを0.8mm^tとした場合 (構造設計で想定している板厚)、熱防御材なしでは要求条件 (85℃以下) を満足できないという結果を得た。

次に、機体底部に熱防御材を取り付けたとして温度解析を実施し熱防御材の厚さ ~ ALスキン最高温度の関係を求めた結果を、図 5.2.3-14 に示す。

本結果より熱防御材の無機繊維部の厚さを 3 mm^t と設定した。
(暫定値) (右図参照)





(注記) 壁温 = 20 (°C)

図5.2.3-9 Y=600mmの高さにおける加熱量分布 (機体底面の加熱量分布)

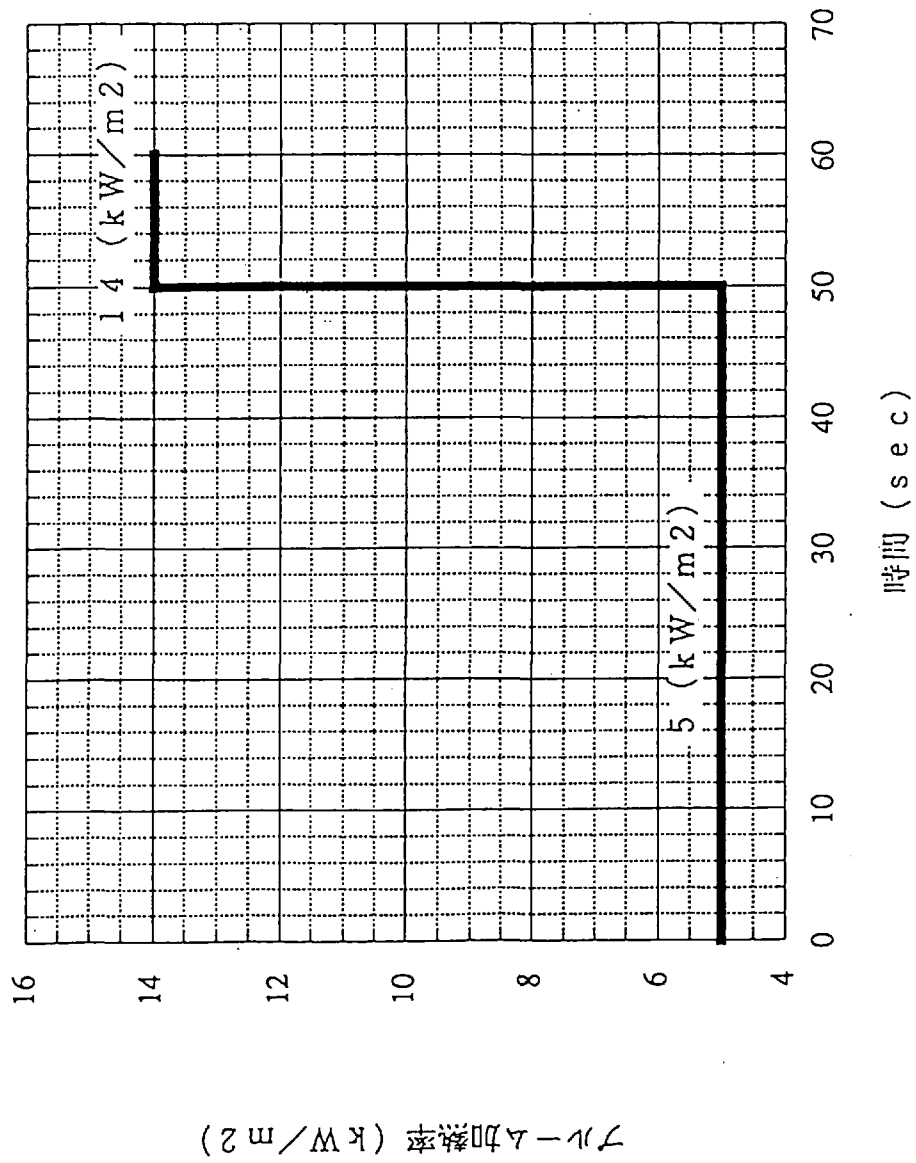
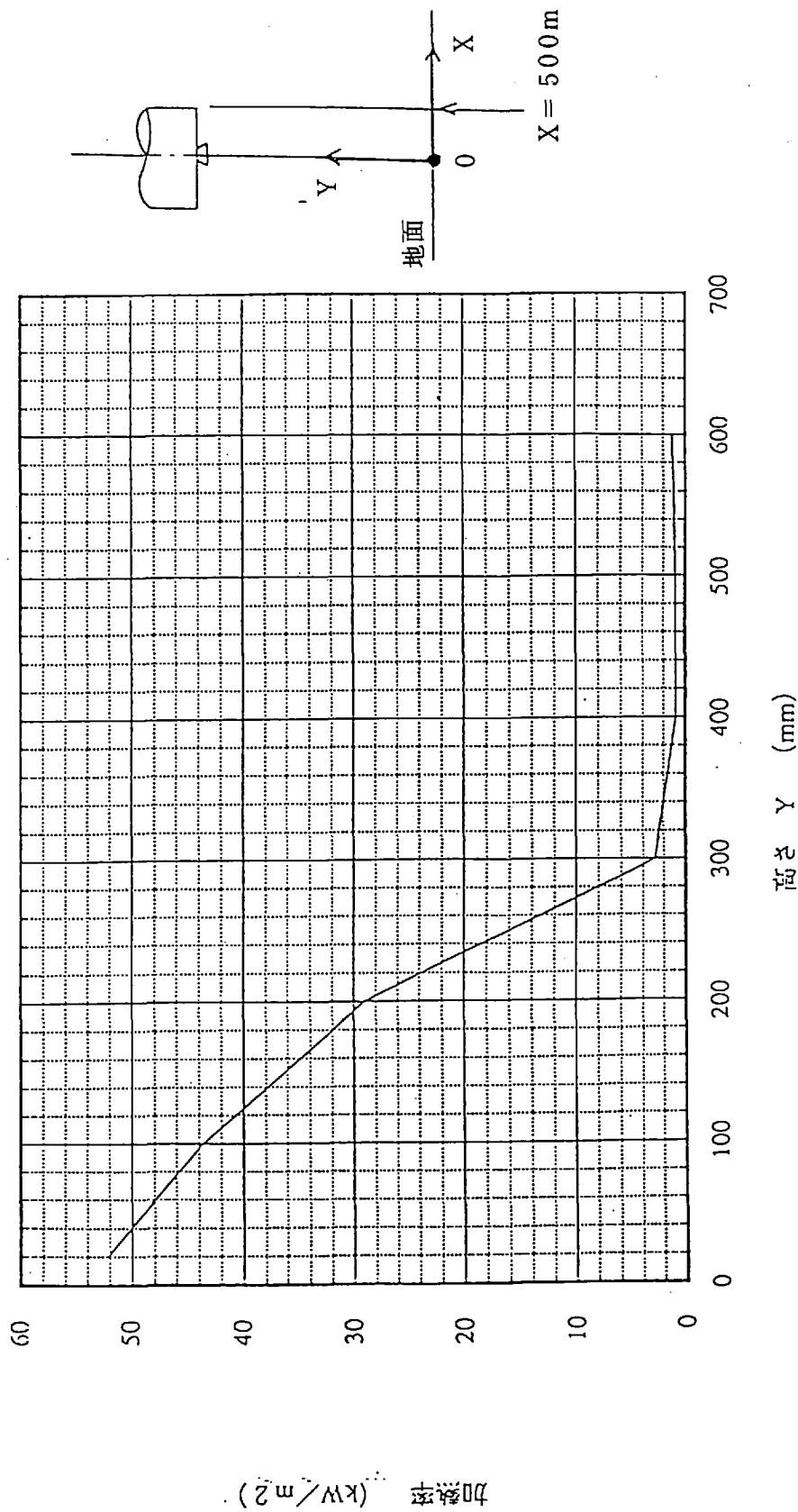


図5.2.3-10 機体底面におけるプール△加熱率時歴



(注記) 壁温=20 (°C) を仮定。

図5.2.3-11 X=500mmの位置における加熱率分布 (脚部の加熱率分布)

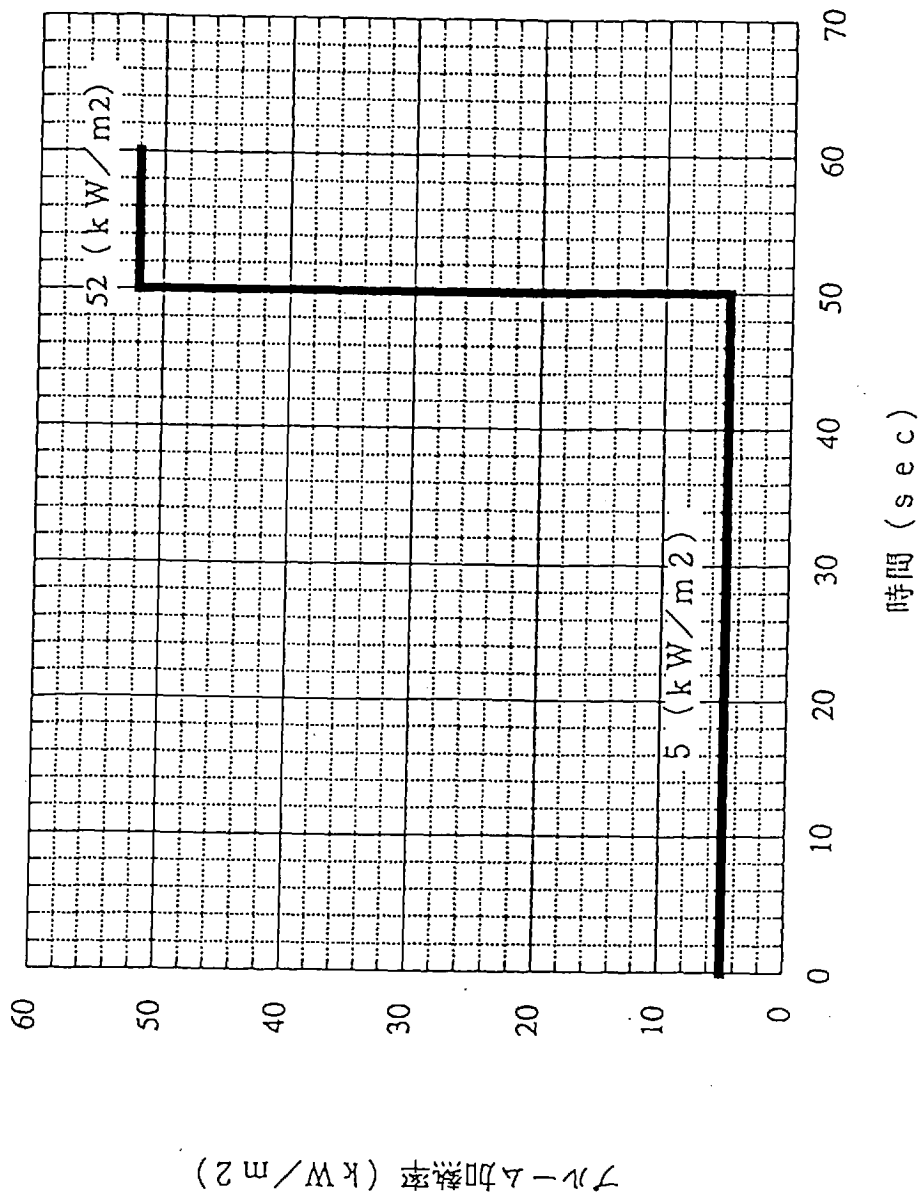


図5.2.3-12 脚部におけるプルーム加熱率時歴

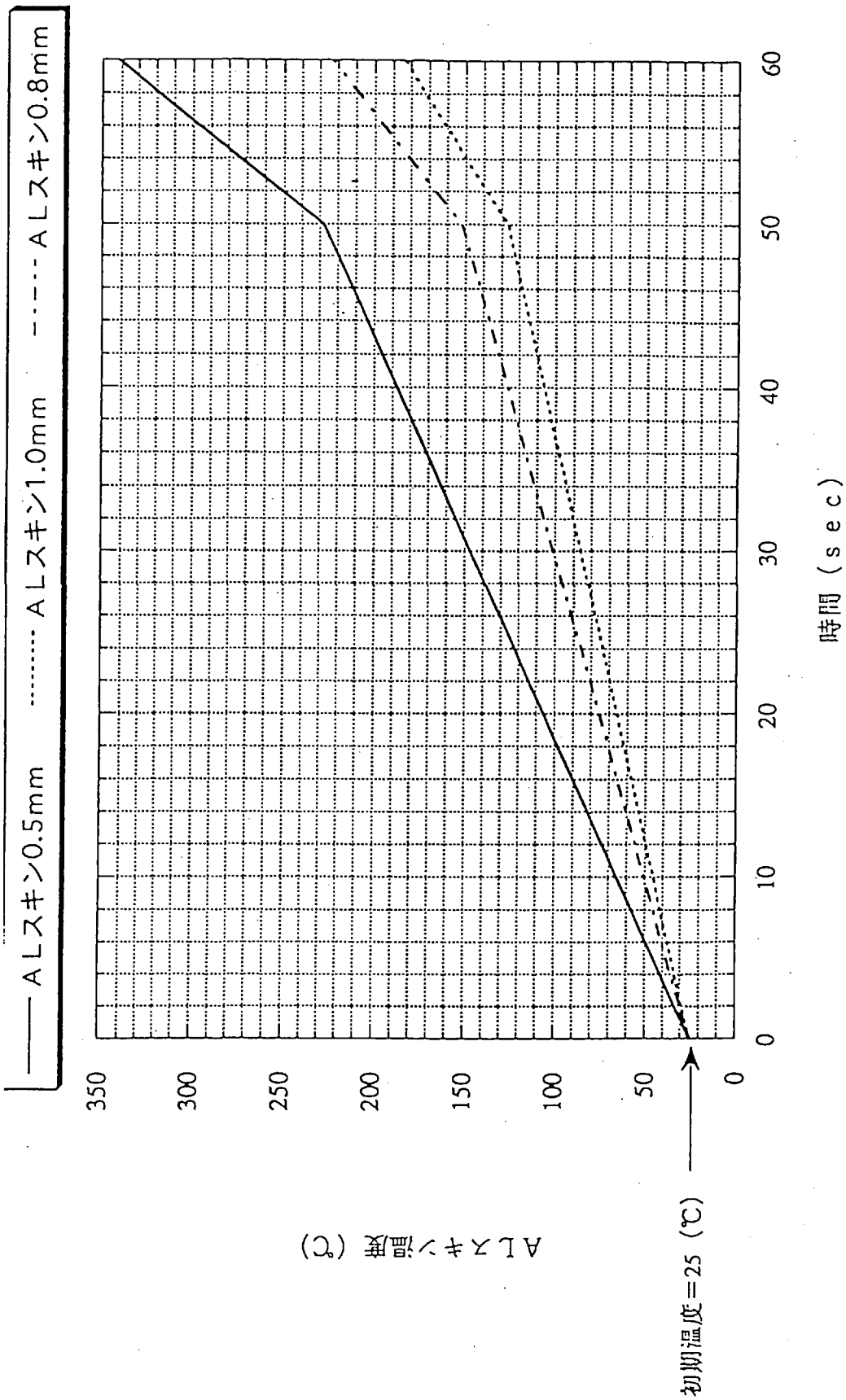


図5.2.3-13 機体底部ALスキンの温度履歴 (熱防御材がない場合)

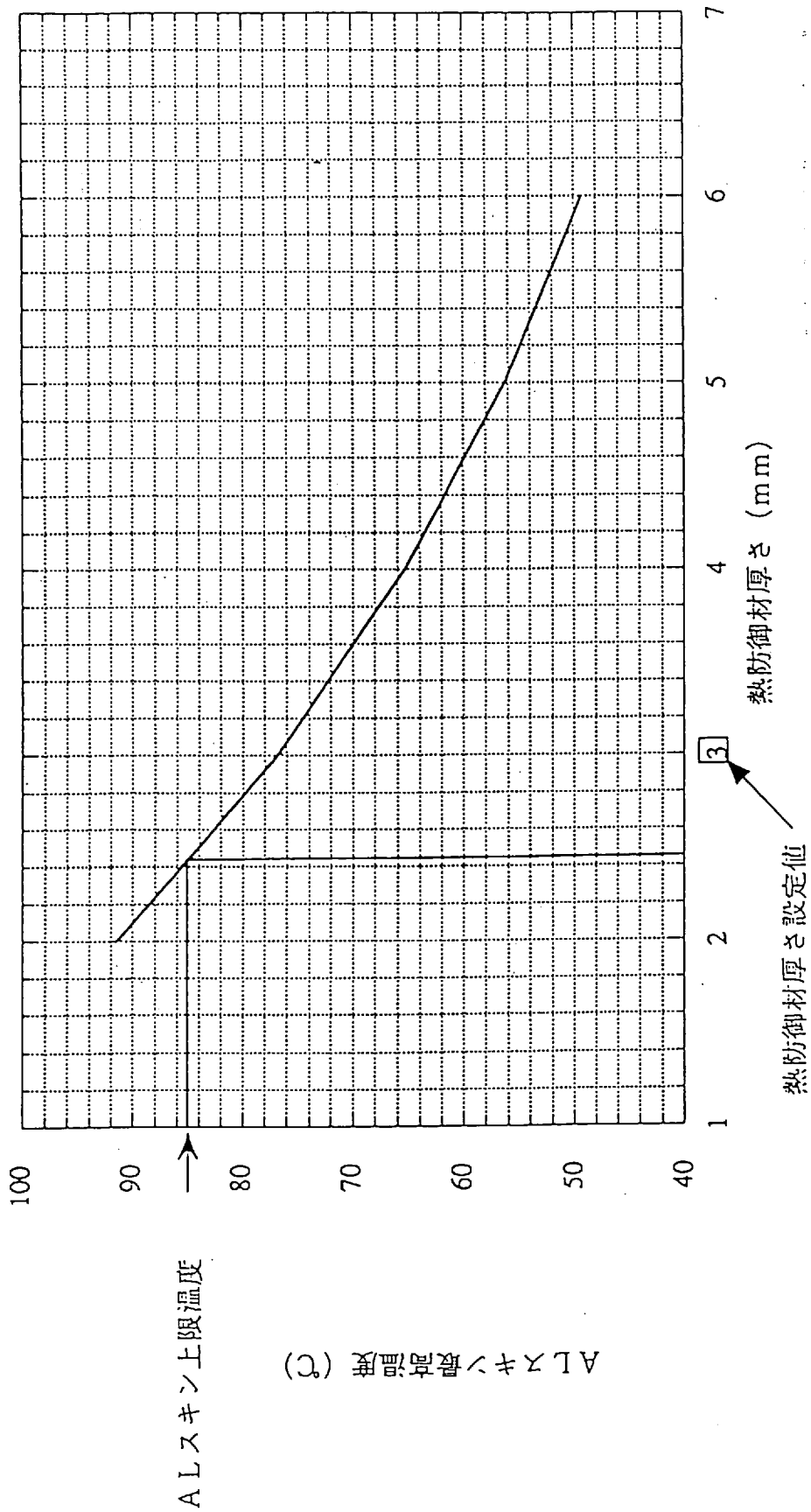


図5.2.3-14 熱防御材厚さ～ALスキン最高温度の関係

また、熱防御材の厚さを、 3 mm^{\ast} とした場合の温度履歴を、
図 5.2.3-15 に示す。

このとき、機体底部のALスキン近傍にあるタンク外壁温度は、離陸～着陸まで、ほとんど温度が上昇しないという予測結果が得られたため、タンク外壁への断熱材の施工は不要であるという見通しを得た。

ただし、機体底部から支持構造を介してのタンクへの伝熱も考えられるため、支持構造の設計仕様が決まった時点でタンク取付け部の熱制御方式を検討するものとする。

上記機体底部の温度解析にて想定した熱解析モデルの概要を、
図 5.2.3-16 に示す。

また、機体底部には、太陽光が照射されないため、各部材の初期温度は、 $25\text{ }(^{\circ}\text{C})$ とした。

2). 着陸脚の温度解析／熱防御

前①項で推定した加熱率を用いて脚の温度解析を実施した。脚の温度解析において想定した脚の仕様概要（暫定仕様）を、
図 5.2.3-17 に示す。

脚の主要構成は、次の通り。

- a). 油室部（AL材、部材厚さ = 5 mm^{\ast} ）
- b). シャフト部（ステンレス・スチール 部材材厚さ = 1.5 mm^{\ast} ）
- c). バネ（スチール材 線径 = $1.5\text{ mm}\phi$ ）

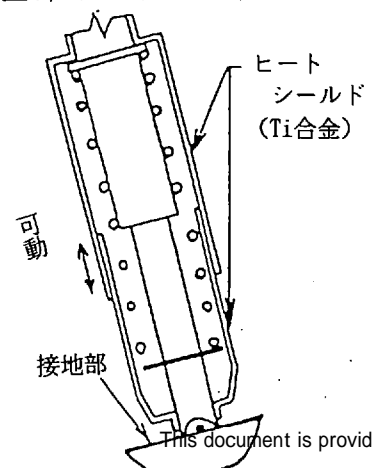
上記のうち、高温標定となるのは、作動油のある油室部である。
（要求温度 $65\text{ }(^{\circ}\text{C})$ 以下）

脚に熱防御材がないとした場合の脚各部の温度履歴を図 5.2.3-18 に示す。

上図より、脚に熱防御材を付けなければ、油室部とシャフト部で要求条件を満足しないという結果を得た。

（バネに対しては、防御不要）

上記の油室部とシャフト部の熱防御方法としてチタン合金のヒートシールドを提案する。（右図参照）



— タンク外壁 …… 機体ALスキン - - - - ステンレス鋼表面

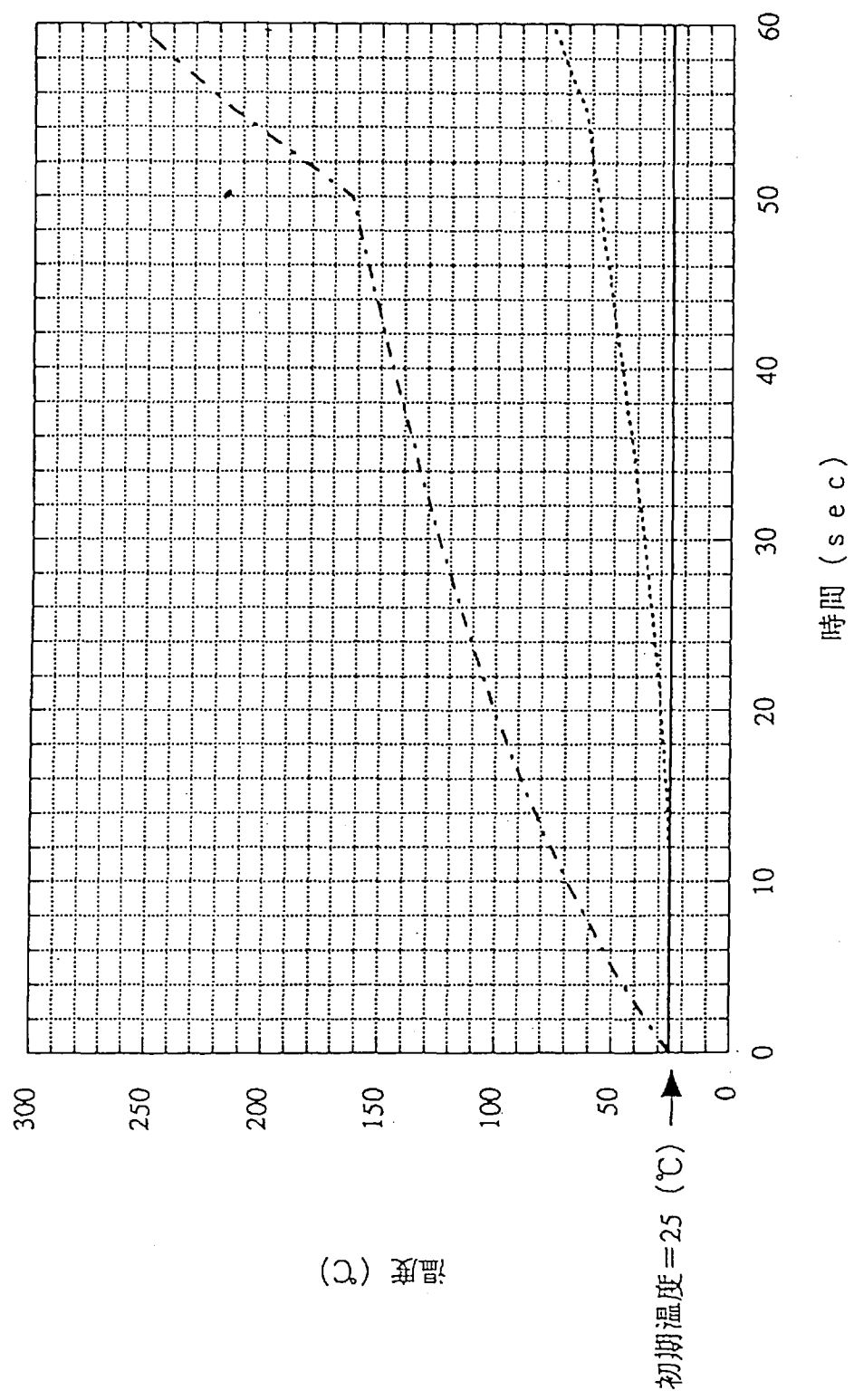
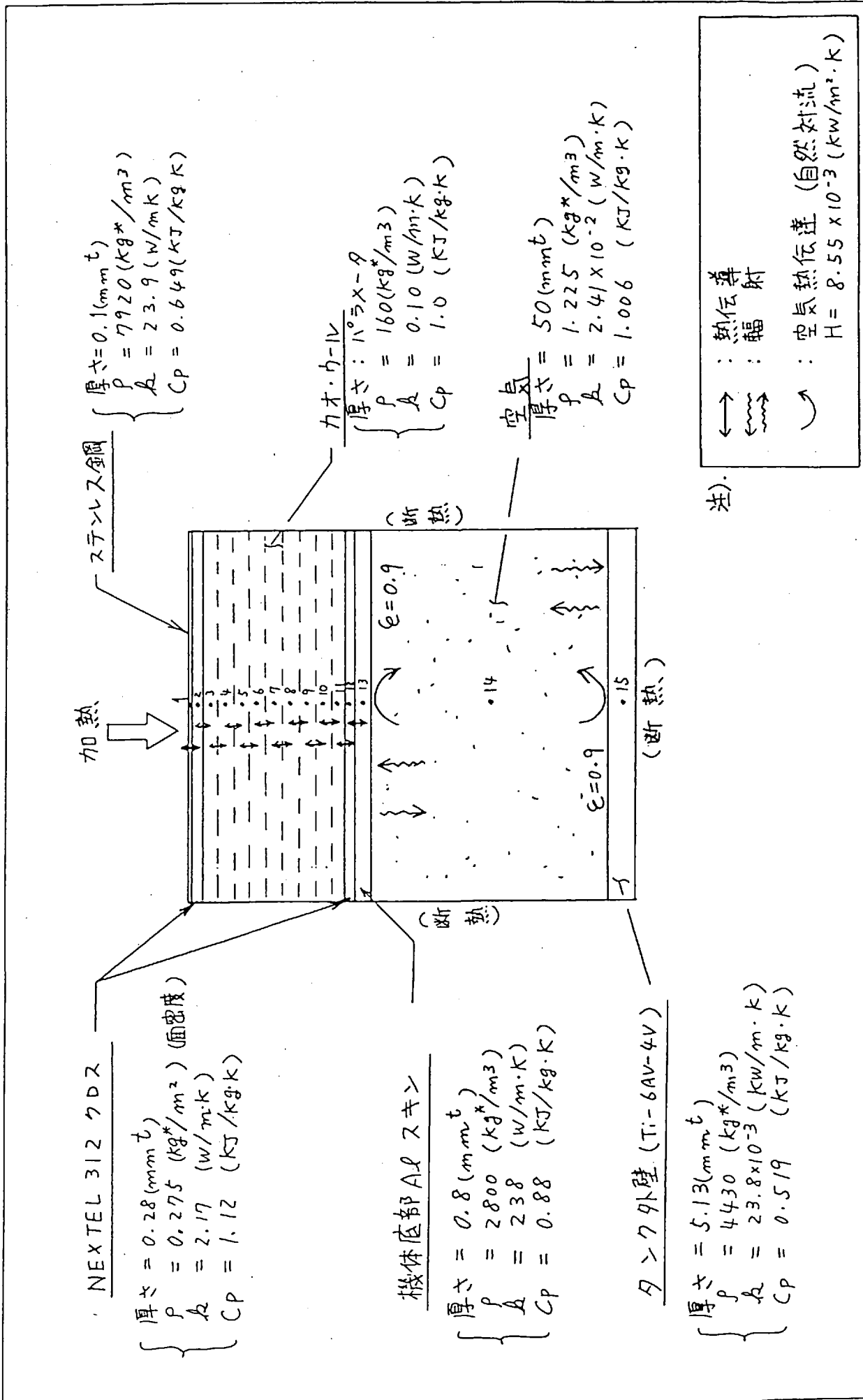


図5.2.3-15 機体底部の温度履歴 (熱防御材厚さ=3mm t)



厚さ = 0.1 (mm t)
 $\rho = 7920$ (kg*/m³)
 $k = 23.9$ (W/m·K)
 $C_p = 0.649$ (KJ/kg·K)

厚さ: 11°ラ-X-夕
 $\rho = 160$ (kg*/m³)
 $k = 0.10$ (W/m·K)
 $C_p = 1.0$ (KJ/kg·K)

厚さ = 50 (mm t)
 $\rho = 1.225$ (kg*/m³)
 $k = 2.41 \times 10^{-2}$ (W/m·K)
 $C_p = 1.006$ (KJ/kg·K)

NEXTEL 312 クラス
 厚さ = 0.28 (mm t)
 $\rho = 0.275$ (kg*/m²) (面密度)
 $k = 2.17$ (W/m·K)
 $C_p = 1.12$ (KJ/kg·K)

機体底部 Al スキン
 厚さ = 0.8 (mm t)
 $\rho = 2800$ (kg*/m³)
 $k = 238$ (W/m·K)
 $C_p = 0.88$ (KJ/kg·K)

タンク外壁 (Ti-6Al-4V)
 厚さ = 5.13 (mm t)
 $\rho = 4430$ (kg*/m³)
 $k = 23.8 \times 10^{-3}$ (kW/m·K)
 $C_p = 0.519$ (KJ/kg·K)

図5.2.3-16 機体底部の温度解析モデル概要

(単位: mm)

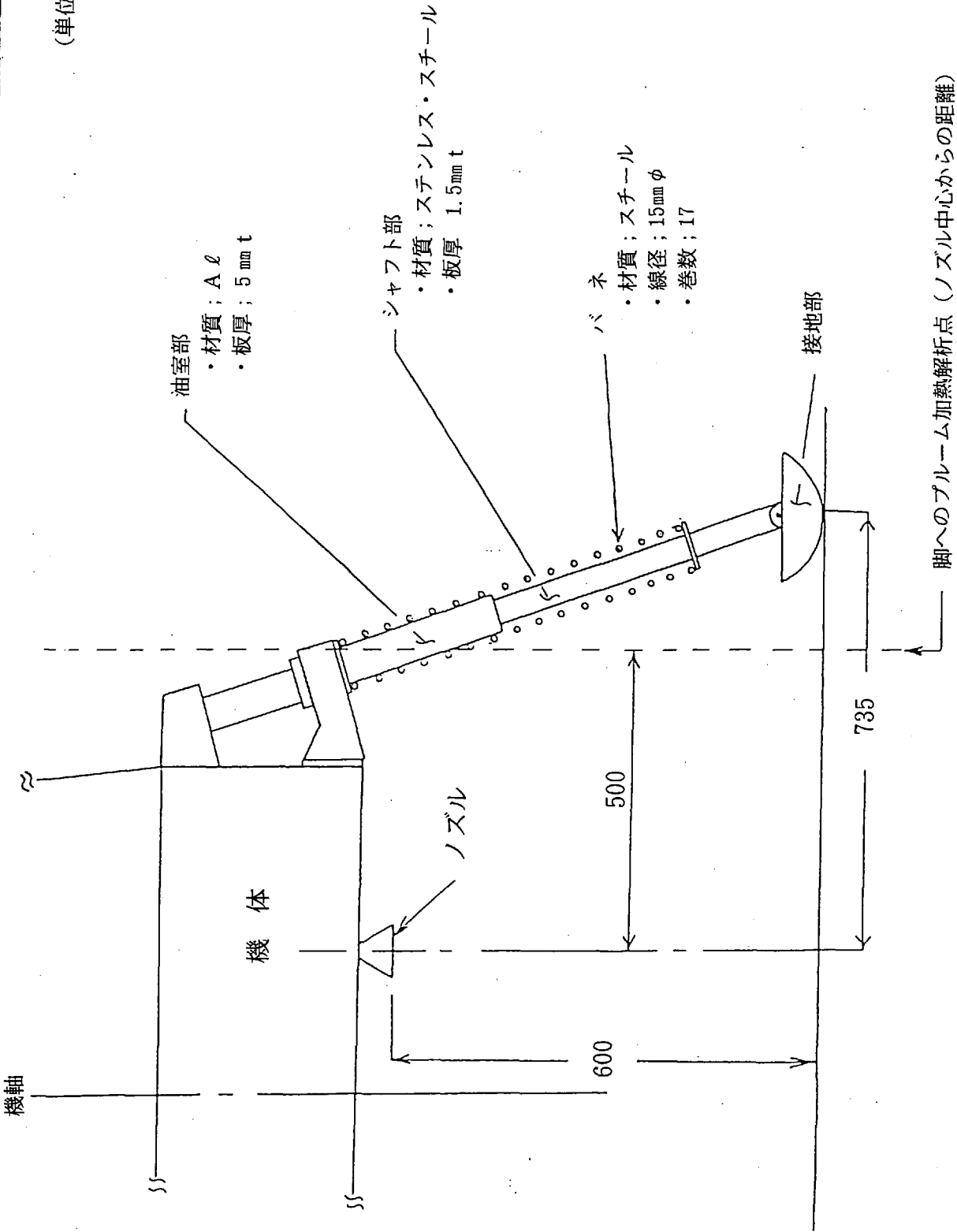
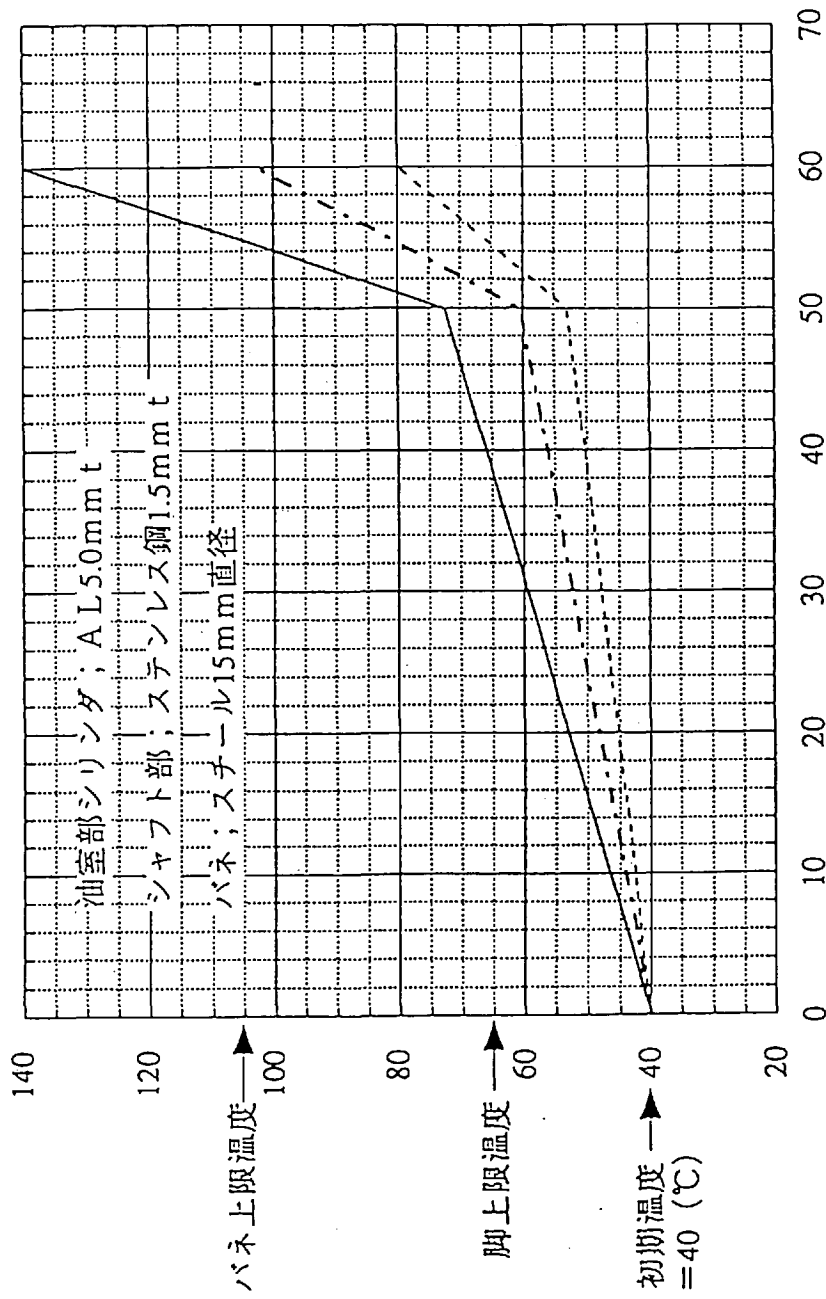


図5.2.3-17 脚の仕様概要 (案)

——— 油室部シリンダ - - - - - シヤフト部 ··········· パネ



(c) 脚の温度 (°C)

図5.2.3-18 熱防御材がない場合の脚各部の温度履歴

ただし、ヒートシールドは、下記の要求を満足する必要がある。

- ・着陸時に脚の伸縮を妨げないこと。
- ・接地部と干渉しないこと。
- ・振動、熱変形による干渉、かみ込み等がないこと。

チタン合金のヒートシールド（板厚 0.4 mm²）を脚に取付た場合の油室部およびシャフト部の温度履歴を、図 5.2.3-19 に示す。

上図より、厚さ 0.4 mm² のヒートシールドを取り付ければ、脚の温度を要求温度範囲内に保持できると考える。

なお、高温環境において、ヒートシールド表面を保護するためにヒートシールド表面に耐熱塗料を施工するものとする。

（耐熱塗料： 白色、耐熱温度 600℃ ）

脚の温度解析において想定した熱解析モデルの概要を図 5.2.3-20 に示す。

ただし、本熱解析モデルでは、下記を仮定した。

- ・ヒートシールド内のバネの熱容量を考慮しない。
（高温に対し安全側の条件）
- ・ヒートシールドとバネ間は断熱。
（ヒートシールドとバネは接触しない取付け方法を仮定）

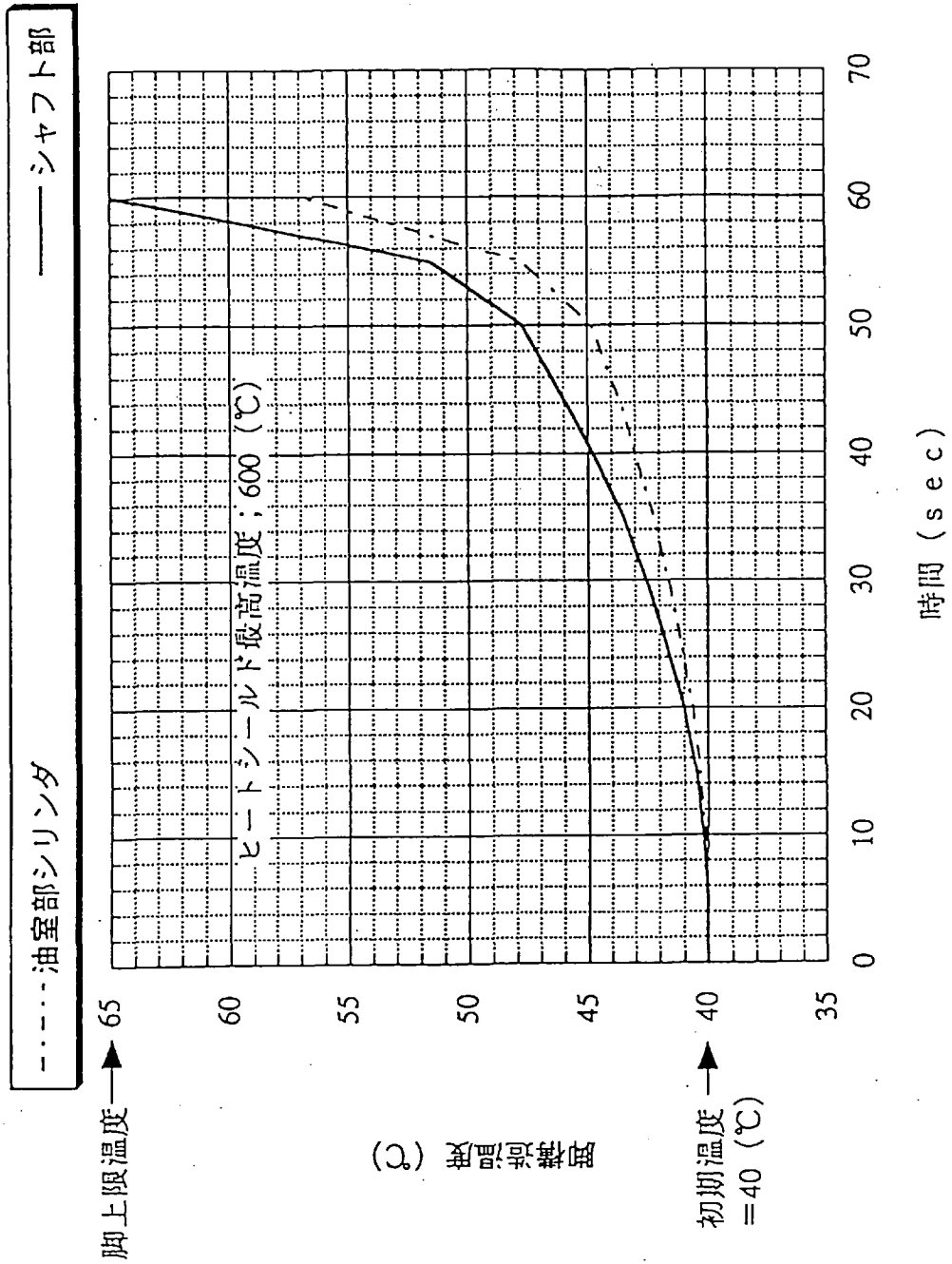


図5.2.3-19 ヒートシートを取付けた場合の脚構造温度履歴

3). 搭載機器の熱制御方式

a) 電子機器の熱制御方式

実験機の機内は離陸直前まで空調されており、また飛行実験時間が約1分と短いため、電子機器（バッテリーを含む）の自己発熱による温度の上昇は、自身の熱容量によって許容温度範囲内に抑えられると予想される。

したがって、特に熱制御は必要ないと考えられるが、機体構造の温度が高くなると、機器の支持構体から伝導によって熱が入ってくることも考えられる（他に対流、輻射熱入力もある）。

この熱量が大きければ、機器と支持構体との間に断熱スペーサを挿入する等の処置が必要となる。

これらの検討は、機器の発熱プロファイル、配置、支持構体の仕様等が設定された時点で実施する方針である。

b). タンクの熱制御方式

タンクは自己発熱がないが、電子機器と同様に機体構造からの入熱が予想される。

特に、NTOタンクは機体底面の近傍に設置されるため、ブルーム加熱によって温度が上昇した構造体から支持構体を介して熱が伝わるため、断熱スペーサの挿入が必要となる可能性がある。

これらの検討は、タンクおよび支持構体の仕様が設定された時点で実施する方針である。

(5) 計測計画

地上空調時、飛行時、着陸後の機体および搭載機器の温度および熱流束を計測し、再使用型ロケットの設計のためのデータを取得する。

なお、センサの出力信号は、通信系のシグナルコンディショナーを経て、テレメータにて地上局へ送信する方式とする。

(a) 計測点数/項目 (案)

① 温度計測

機体温度計測

・機体底部熱防御材外表面	:	5点
・機体底部外板	:	5点
・機体底部内板	:	5点
・脚油圧部	:	4点
・脚シャフト部	:	4点
・脚ヒートシールド部	:	<u>4点</u>
小計		27点

搭載機器温度計測

・ヒドラジタンク外壁	:	2点
・NTOタンク外壁	:	2点
・GHeタンク外壁	:	2点
・電子機器	:	<u>3点</u>
小計		9点

合計 36点

② 熱流束計測

・機体底部	:	4点
・脚部	:	<u>4点</u>
合計		8点

(b) センサ

① 温度センサ

測温抵抗体を用いるとバイアス電圧用の電源が必要となるため、バイアス電源を使用しない熱電対を使用する方針とする。

② 熱流束センサ

輻射熱流束と対流熱流束の両方が測定可能なセンサを使用する。

5.3 誘導制御

別途契約で行う「再使用型宇宙機の誘導制御技術の検討」作業の根拠となる、誘導制御サブシステムの要求条件を纏める。結果を表5.3-1 に示す。

尚、詳細のサブシステムブロック等の検討は、次章の 5.4 で行われている。

表5.3-1 誘導制御系に対する要求条件のまとめ (1/3)

<p>1. 開発方針</p>	<p>(1) 誘導制御機器はNASDA殿支給品を基本とし、開発環境もNASDA殿既存設備 (あるいは自社相当設備)を利用することを前提とする。</p> <p>(2) 上記既存設備の利用により、ソフトウェア開発及びその検証の効率化を図り、極力 開発コストの低減に努める。</p> <p>(3) ソフトウェアは高級言語(たとえばC言語)を使用することで、開発の平易化を図る。</p>
----------------	---

表5.3-1 誘導制御系に対する要求条件のまとめ (2/3)

11. ソフトウェアの構成

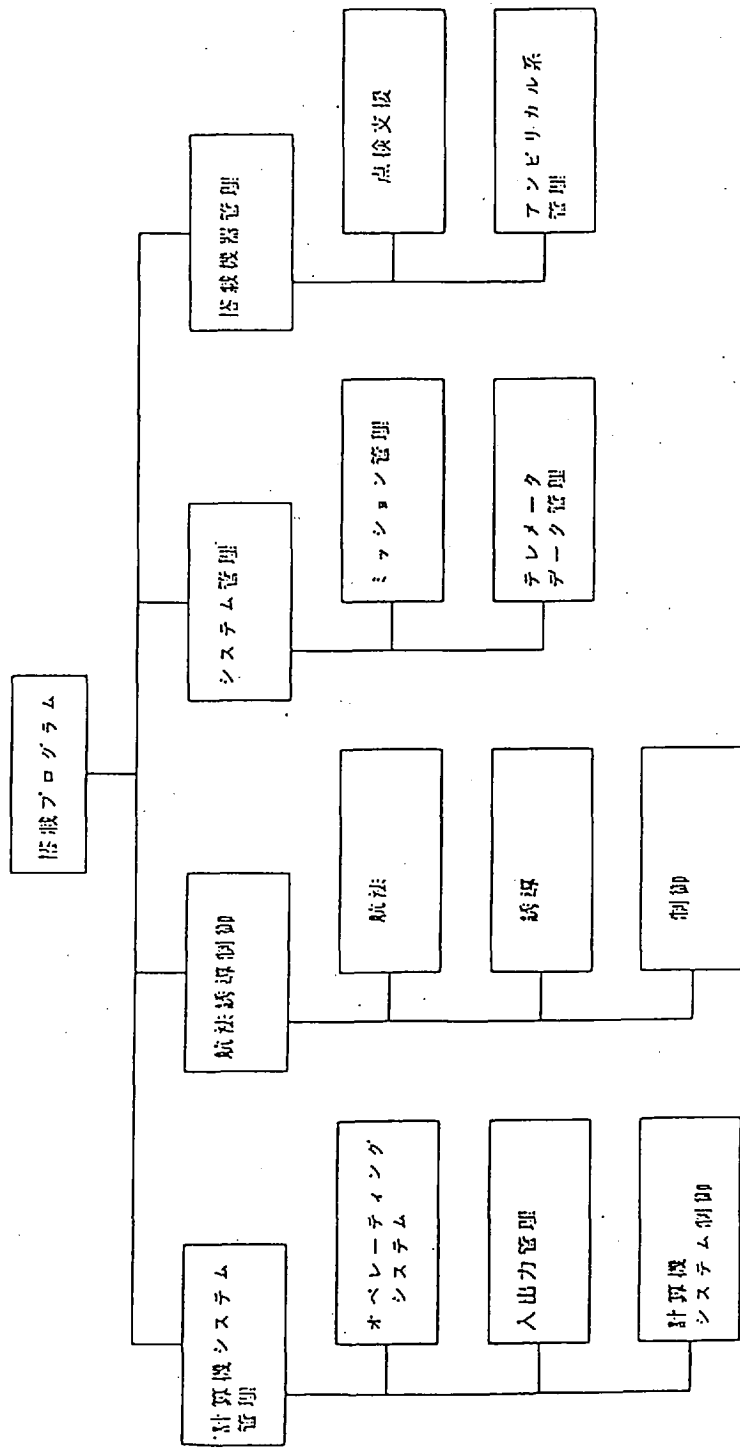


表5.3-1 誘導制御系に対する要求条件のまとめ (3/3)

<p>1-1-1. 試験計画</p>	<p>(1) 設計検証</p> <p>a. 既存開発環境の中で、搭載計算機に入出力を模擬する計算機（模擬計算機）をつなぎ、ソフトウェアの適合性試験を実施する。</p> <p>b. 全機システム試験の前に、主要な航法誘導制御機器をつなぐシステム試験を実施し、最終的な設計確認と検証を行う。</p> <p>(2) システム試験</p> <p>搭載ソフトウェアを組み込んだ全機組立状態で、航法誘導制御系の閉ループシミュレーション試験を実施し、システム機能を総合確認する。</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ センサー機能試験 <ul style="list-style-type: none"> ・ センサー入力模擬信号に対する計算機演算と出力の確認 ■ エンジン機能試験 <ul style="list-style-type: none"> ・ 計算機模擬コマンドに対するエンジン出力/ジナル動作の確認 ■ 閉ループシミュレーション試験 <ul style="list-style-type: none"> ・ 航法誘導制御システム機能/性能の確認 ・ 模擬飛行シミュレーション
--------------------	--

5.4 電気系

離着陸飛行実験機の電気系について、開発の方針、要求仕様及び設計検討を以下に述べる。

(1) 開発の方針

要求仕様を満足する範囲内において簡素なシステムとし、軽量化及び低コスト化を図るため次の方針とする。

- ① ALFLEX等で開発した機器を流用し、又、機器の新規開発を行わない。
- ② 流用する機器については、極力NASDAより支給されるものとする。
- ③ 新規に整備する必要がある機器については、一般民生品（市販品）の活用を図る。
- ④ 耐打上げ環境性が確認されていない機器（NASDA殿研究品、民生品等）は、機器側への負担を軽減するため、ショックマウント等を介して機体への取付を行うこととする。ただし、取付アライメント精度が要求される慣性センサユニットは除く。
- ⑤ 非常停止を除き、機器／系統は冗長構成としない。

(2) 要求仕様

電気系に対する要求仕様を表 5.4-1に示す。

(3) 設計検討

上記要求仕様を満たすための電気系の構成、機能及びコンポーネントの設計仕様等について示す。

(a) 機器構成

機器構成ブロックを図 5.4-1に、機能ブロックを図6.4.4-2に、搭載機器諸元を表 5.4-2に示す。以下、各系について、内容を示す。

(b) 航法誘導制御系

- ・航法誘導制御系のセンサとして、慣性センサユニット（IMU）及び電波高度計（RA）を搭載する。
- ・航法誘導制御演算は、搭載計算機で行い、計算機内部には図 5.4-3に示す搭載ソフトウェアを組み込む。
- ・フライト実験時のシーケンス制御のため、離着陸確認用として脚位置検知スイッチを装備する。
- ・推進系のコントローラである推力制御装置と搭載計算機とのインタフェースをとるため、CIUインタフェース部を装備する。
- ・実験データの解析のため、航法誘導制御系のセンサデータ及びステータスデータを通信系を介して地上設備へ送る。

表5.4-1

電気系要求仕様

項目	要求内容
1. 機能要求 ① 航法誘導制御機能 ② テレメトリ・コマンド機能 ③ 電力供給機能	<ul style="list-style-type: none"> ・ 軌道制御及び姿勢制御に必要な加速度、角加速度等の信号の計測機能をも有すること。 ・ エンジン制御及びエンジンバルブ・アクチュエータ制御機能をも有すること。 ・ 機種別の飛行パターンが選定でき、選定したパターンの制御が可能であること。 ・ 飛行実験データの計測及び地上設備へのデータの伝送ができること。 ・ 飛行実験データの記録は地上設備とし、オンボードでは行わない。 ・ 地上設備からのコマンドを受け、コマンド内容に応じた処理をおこなうこと。 ・ 搭載機器に飛行実験中、電力を供給すること。 ・ 飛行実験前、地上設備からの電力の供給を受け、搭載機器の保守点検ができること。
2. 整備性要求	<ul style="list-style-type: none"> ・ 繰り返しの飛行実験が、迅速に実施できるよう、整備性に配慮すること。
3. 安全性要求	<ul style="list-style-type: none"> ・ 飛行中の故障による危険な状態を考慮し、十分な安全対策を施すこと。
4. 電力要求	ノミナル：1200 w 以下 最大：2000 w 以下
5. 重量要求	90 kg 以下

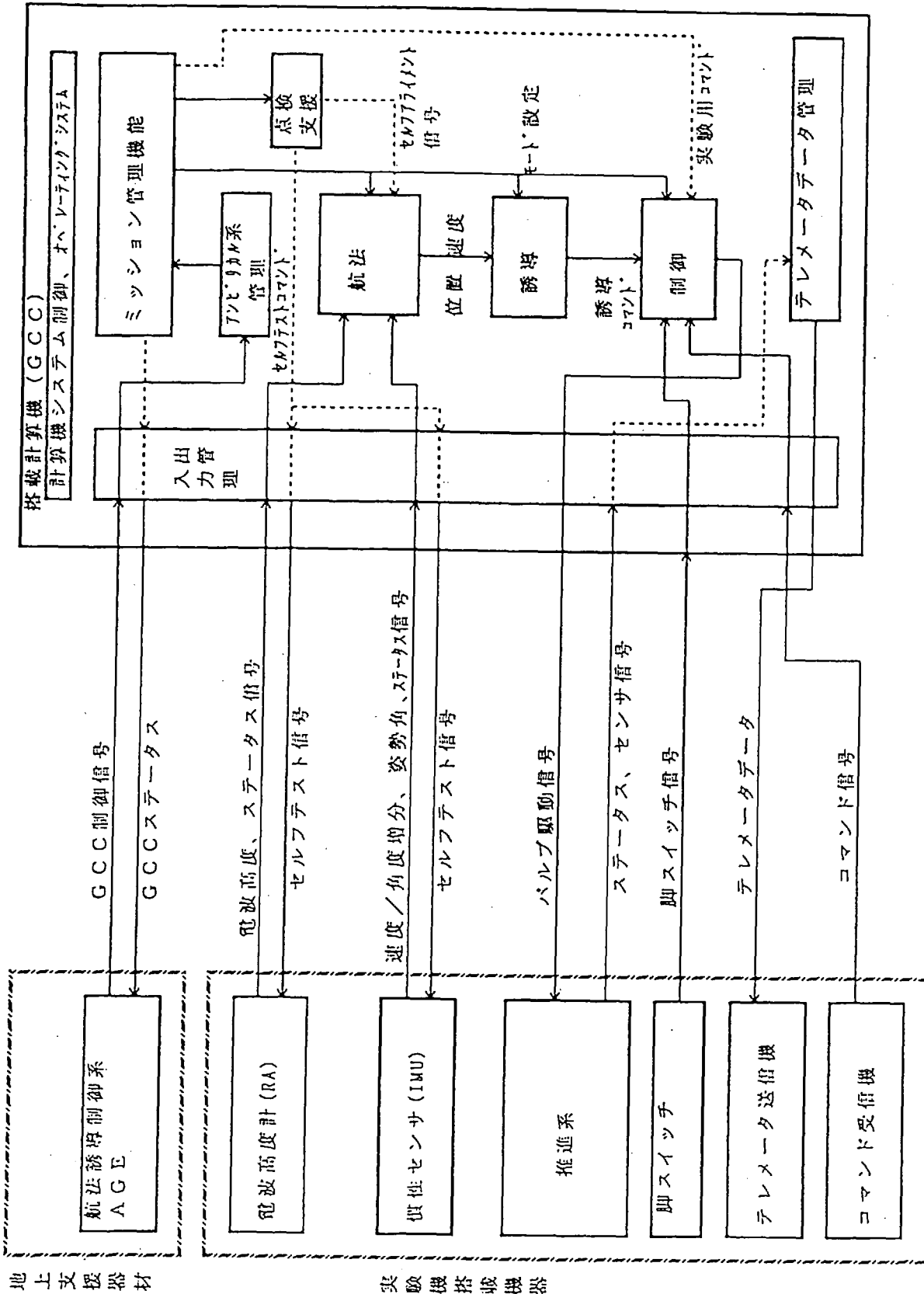


図5.4-2 実験機制御システム機能ブロック図

※1台当たり

系統	機器名	数量	消費電力(W)※		重量※ (Kg)	外形寸法 (W×H×Dmm)	備考
			ワット	ピーク			
推進系	加圧供給系						
	高圧圧力センサ	1	8	8	(推進系を含む)		ラッチ弁
	高圧遮断弁	1	0	4			ラッチ弁
	加圧遮断弁	2	0	9			
	低圧圧力センサ	2	8	8			
	流量計	2	5	5			
	調整弁	4	80	160			
	エンジン系	3	37	37			
	ジンバル系	4	78	156			
航法誘導 制御系	アクチュエータ	4	100	100			
	CIU	1					
	ヒータ						
	慣性センサ(IMU)	1	55	55		236×188×232	
	計算機(GCC)	1	60	60		368×159×512	
	電波高度計(RA)	1	25	25		109×84×129	
	RAアンテナ	1	—	—		91×28×91	
	CIUインテイク部	1	10	10		150×200×100	
	その他	1	—	—		—	ワイヤハーネス等
	通信系	テレメータ送信機	1	30	30		150×120×190
PCMエンコーダ		1	35	35		330×120×190	
コマンド受信機		1	20	20		155×141×165	復調器を含む
テレメータ送信機アンテナ		1	—	—		φ17×250	数量はTBR
コマンド受信機アンテナ		1	—	—		φ17×250	数量はTBR
その他		1	—	—		—	ワイヤハーネス等
電源系	電池	1	—	—		220×100×210	
	電力分配制御器	1	—	—		440×140×330	
	その他	1	—	—		—	ワイヤハーネス等

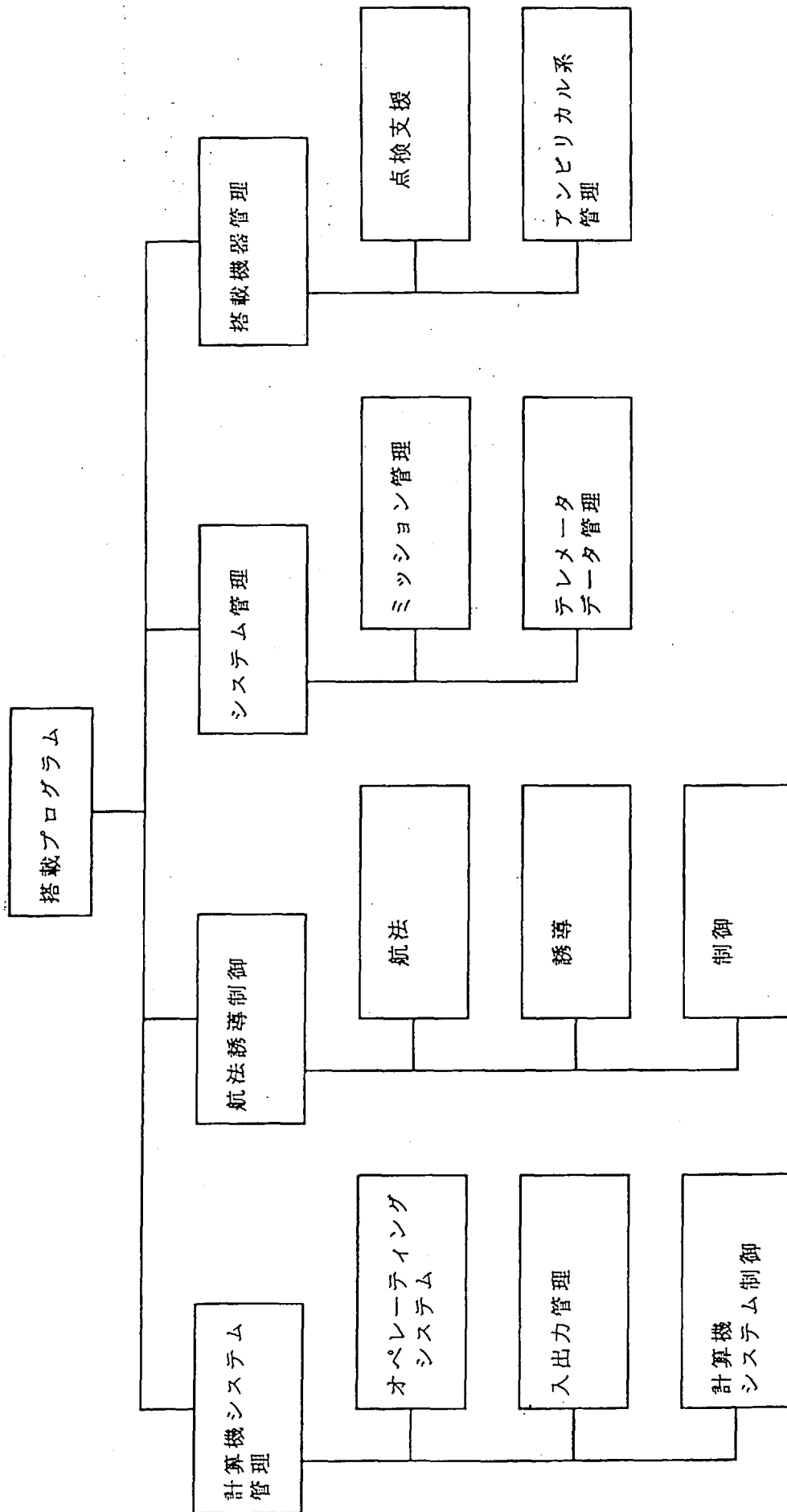


図5.4-3 搭載ソフトウェア主要機能階層図

(c) 通信系

- ・搭載センサ信号の地上設備への伝送のためテレメータ送信機及びエンコーダを装備する。
- ・地上設備からのコマンドを受信するために、コマンド受信機を装備する。コマンドは必要最少限とし、非常停止信号のみとする。

(d) 電源系

- ・図 5.4-4 に電源系の構成を示す。
- ・飛行実験時は搭載電池から各機器に電力を供給する。
- ・地上における点検・調整時には外部電源から搭載機器に電力の供給を行う。
- ・再使用性から、搭載電池として充電可能なNiCd電池セルを使用する。
- ・外部電源と内部電源の切替、各機器への電力の分配及び搭載電池の充電のため、電力分配制御器を装備する。
- ・図 5.4-5 に実験機の電力プロファイルと必要電力量及び電池の容量を示す。

(e) アンビリカル系

- ・外部電源の供給及び搭載計算機の機能チェック等のため、アンビリカルラインを設ける。
- ・アンビリカルラインはクイックディスコネクタイプのコネクタにより、飛行実験開始直前に切り離す。切り離しは、整備塔側にリニアアクチュエータを取り付け、ランヤードを引くことにより行う。

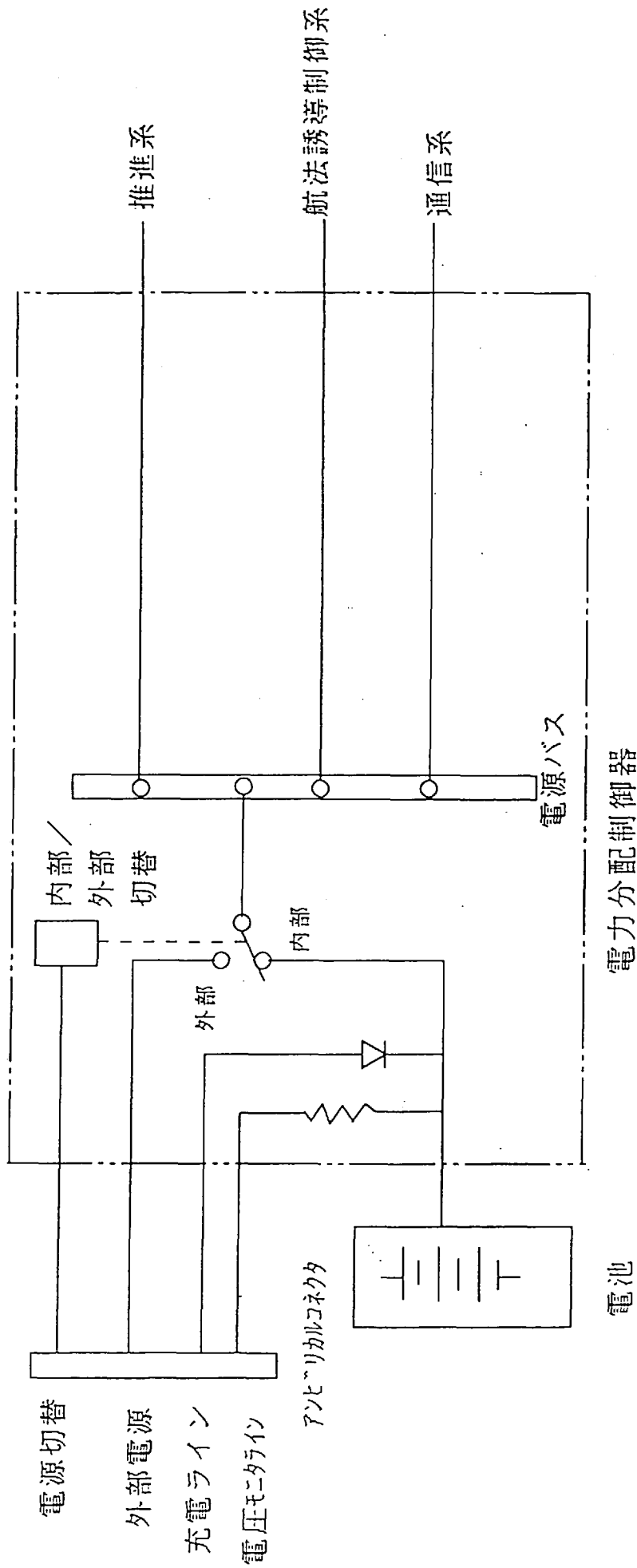
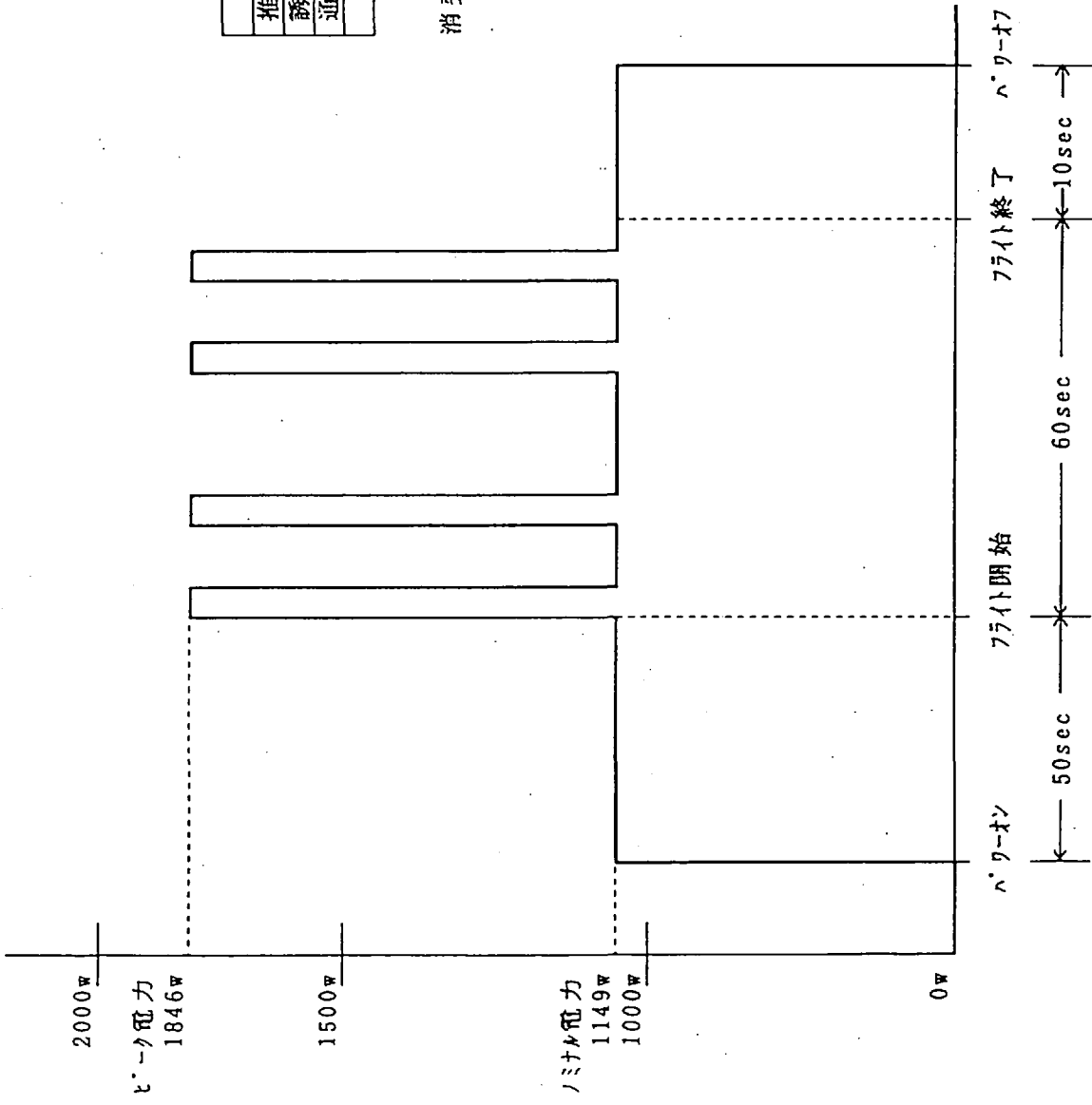


図5.4-4 電源系



	ノミナル電力	ピーク電力
推進系	914 W	1611 W
誘導制御系	150 W	150 W
通信系	85 W	85 W
計	1149 W	1846 W

消費電力量 = (ノミナル電力 + (ピーク電力 - ノミナル電力) × デューティ) × パワーオン時間
 デューティ：推進系のパワーオン時間との比

デューティ 消費電力量
 50%時 49.9 Wh
 25%時 44.1 Wh
 10%時 40.6 Wh



$$49.9 \text{ Wh} = 28 \text{ V (セル電圧)} \times 1.78 \text{ Ah}$$

従って、NiCd電池4000DR(4Ah)を使用する。また、セル数は電圧の余裕を見込んで27個直列接続とする。

図5.4-5 消費電力量

5.5 全機組立

離着陸飛行実験機のシステム設計として、システムインテグレーション、運用計画検討の中で、機体組立工程から全機システム試験、自由飛行試験に至る組立／運用構想を概略検討した。これにより、システム試験項目、地上支援設備、および飛行試験場での試験内容等を明らかにした。なお、ここで想定した飛行試験の規模は、本飛行実験の最終目標である広域自由飛行試験とした。

(1) 飛行実験WBS

実験機の設計／製作、地上支援設備の製作、運用計画検討等、離着陸飛行実験全体のWBSを 図 5.5-1 に示す。

(2) 組立／試験構想

実験構想WBSに基づき、組立／試験の主要工程の流れを 図 5.5-2 のように設定した。実験機の組立・検査・試験は、基本機能の確認、ソフトウェア／搭載機器インターフェースの確認、機体物理特性の測定・調整等の製造工場における必要最小限の作業に留めるとともに、機器レベル、サブシステムレベルで実施する試験等との重複は避けるようにする。

a) 全機組立

推進系艀装、脚取付、機器取付後の全機組立の段階では、以下の作業を製造工場で行う。

- ・アライメント測定／調整
- ・質量特性の測定／調整
 - 慣性モーメント／調整は、試験装置を持たないため、NASDA筑波宇宙センター設備の借用等、今後の調整課題と考える。
- ・電気系／推進系の機能検査

b) 全機システム試験

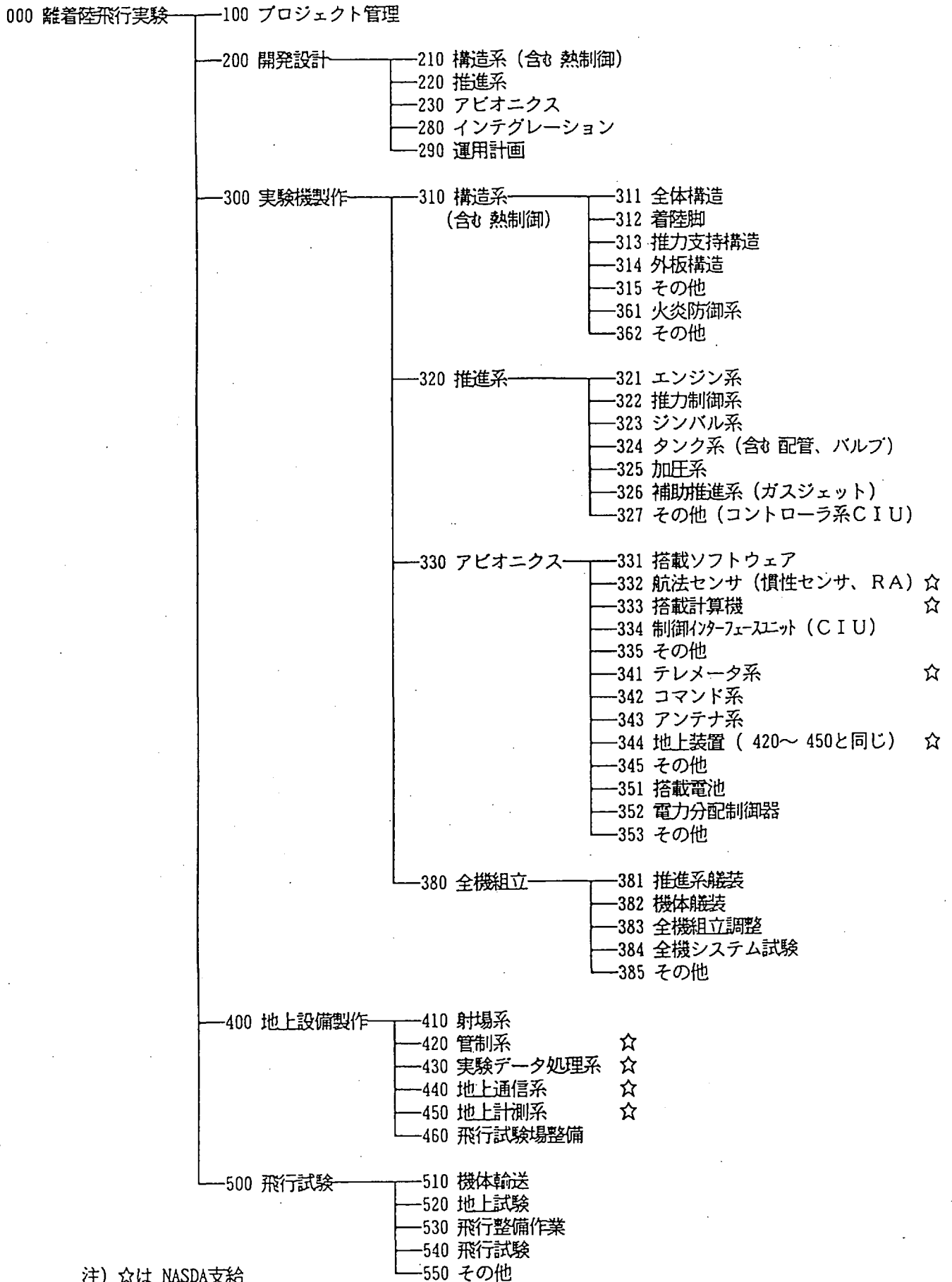
実験機の出荷前検査、完成検査の一環として、ソフトウェアを組み込んだ状態で誘導制御および電気系の総合試験を行い、飛行試験場での後戻り作業負担の軽減を図る。全機組立状態での燃焼試験は、飛行試験場にて地上試験として実施することとし、工場等では実施しない。全機システム試験項目は以下とした。

- ・航法誘導制御系シミュレーション試験
- ・電気系総合試験

c) 飛行試験

飛行試験場では、システム総合機能の最終確認との位置付けで地上試験（推進系燃焼試験等）を行い、その後拘束型飛行試験、自由飛行試験へと展開していく計画とした。

以上をまとめ、組立／試験フローの主要作業項目について、作業の概要、使用装置・治具、実施場所等を 表 5.5-1 に示す。



注) ☆は NASDA支給

図5.5-1 離着陸飛行実験WBS

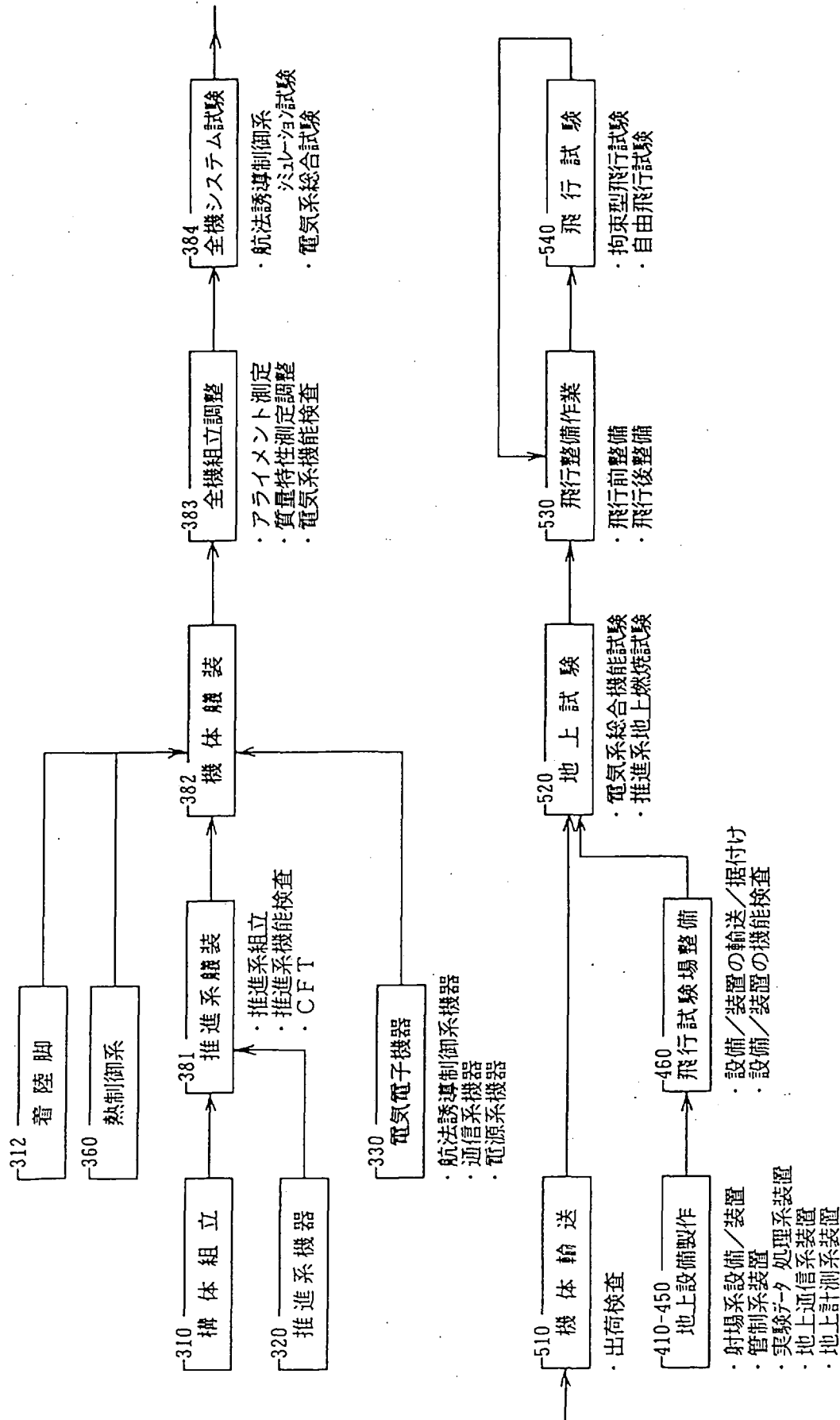


図5.5-2 垂直離着陸飛行実験機 組立/試験フロー

離着陸飛行実験構想

表5.5-1

組立/試験の概要 (1/5)

(1/5)

全機組立/システム試験/飛行試験の概要 - [区分4] インテグレートおよび運用

WBS項目	作業の概要	装置・設備・治具等	実施場所	実施時期	備考
380 全機組立 381 推進系組立	<p>構体組立への推進系機器（含む、配管）の取付、機能検査、CFTを行う。</p> <p>(1) 推進系組立</p> <ul style="list-style-type: none"> ・エンジン系、推力制御系、シフト系、タンク系、加圧系等取付 <p>(2) 推進系機能検査</p> <ul style="list-style-type: none"> ・系統気密漏洩チェック (ヌーフ液、圧力ゲイクイによる) ・コンポーネント (ワフ類、センサー類、アジャスター類) 機能チェック <p>(3) CFT</p> <ul style="list-style-type: none"> ・推進系/構造組立状態 	<p>推進系各種試験装置 (既存/流用)</p> <p>高圧試験設備 (既存)</p>		FY8/下期	
382 機体組立	<p>機体組立への機能品の取付を行う。(含む、配線)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・航法誘導制御系機器、通信系機器、電源系機器 ・着陸脚、熱制御系機器/部品 	—		FY8/下期	
383 全機組立調整	<p>機体全体組立にて、物理的特性の測定・調整、電気系機能検査を行い、機体製造を完了する。</p> <p>(1) アライメント測定</p> <ul style="list-style-type: none"> ・基準軸の設定 ・IMU、RAのアライメント測定 ・主エンジン、ジンバル系のアライメント測定/調整 ・推進剤タンク、着陸脚のアライメント測定/調整 <p>(2) 質量特性測定調整 (ドライ)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・重量測定 ・重心位置 (3方向) 測定調整 ・慣性性能率測定調整 (I B D -- 装置なし) 	<p>アライメント測定装置 (既存)</p> <p>小型ロードセル装置 (既存)</p>		FY8/下期	

離着陸飛行実験構想

表5.5-1

組立/試験の概要 (2/5)

全機組立/システム試験/飛行試験の概要 - [区分4] インテグレートおよび運用

(2/5)

WBS項目	作業の概要	装置・設備・治具等	実施場所	実施時期	備考
<p>383 全機組立調整 (続き)</p>	<p>(3) 電気系機能検査 ・搭載計算機の機能チェックおよび入出力信号チェック ・搭載機器 (IMU、RA等) の機能チェック ・センサー信号チェック ・電源系機能チェック ・外部アンビリカルラインの機能チェック</p>	<p>GCチェック外 装置 (新規製作) 各種検査装置/機器 (既存)</p>			
<p>384 全機システム試験</p>	<p>搭載ソフトウェアを組み込んだ全機組立状態で、航法誘導制御系の閉ループ・シミュレーション、通信系と電源系の機能試験を実施し、システム機能を確認する。</p> <p>(1) 航法誘導制御系シミュレーション試験 a) センサー系機能試験 ・センサー入力模擬信号/計算機出力の確認</p> <p>b) エンジン系機能試験 ・計算機模擬コマンド/エンジン側出力信号の確認</p> <p>c) 閉ループシミュレーション ・航法誘導制御システム機能/性能の確認</p> <p>d) ジンバル系機能試験 ・ジンバルアクチュエータ静的作動確認</p> <p>(2) 電気系総合試験 ・フライトシケンス模擬による全系統機能の確認</p>	<p>GCチェック外 装置 推進系チェック外 装置 航法誘導制御系AGE (新規製作)</p>		<p>FY8/下期</p>	

全機組立/システム試験/飛行試験の概要 - [区分4] インテグレートおよび運用

(3/5)

WBS項目	作業の概要	装置・設備・治具等	実施場所	実施時期	備考
<p>400 地上設備製作</p> <p>410 射場系</p>	<p>作業の概要</p> <p>実験機の射場運用（飛行試験実施）に必要な以下の設備/装置、および管制系装置等とのインタフェース（接続ハーネス等）について仕様設定、調達（製作/購入）を行う。</p> <p>(1) 射場設備 (2) 機体点検整備装置 (3) 推進剤関連装置 (4) 安全/環境保全用装置 (5) その他</p>	<p>—</p>		<p>FY7/下期 FY8/下期</p>	
<p>420 管制系</p> <p>430 実験データ処理系</p> <p>440 地上通信系</p> <p>450 地上計測系</p>	<p>NASDA支給品の仕様、機能性能、インターフェースの確認、および各地上系のデザイン・インテグレーションを行う。</p>	<p>—</p>		<p>FY7/下期 FY8/下期</p>	
<p>460 飛行試験場整備</p>	<p>地上支援設備の据付け調整、機能確認を行い、実験機の射場運用準備を完了する。</p> <p>(1) 設備/装置の輸送/据付け ・設備/装置の輸送 ・設備/装置の据付け等現地工事 （配管類/ハーネス類の取付け調整等を含む）</p> <p>(2) 設備/装置の機能検査 ・電気系、推進剤関連、その他設備/装置の機能検査</p>	<p>—</p> <p>各種検査装置/機器 （既存）</p>	<p>飛行試験場</p>	<p>FY8/下期 FY9/上期</p>	<p>実施場所は 国内選場地</p>

離着陸飛行実験構想

表5.5-1

組立/試験の概要 (4/5)

全機組立/システム試験/飛行試験の概要 - [区分4] インテグレートおよび運用

(4/5)

WBS項目	作業の概要	装置・設備・治具等	実施場所	実施時期	備考
500 飛行試験					
510 機体輸送	出荷検査後、機体全体を適切に梱包の上、トレーラ、船等で飛行試験場に輸送する。	輸送用治具 (既存)	—	FY9/上期	実施場所は国内遠隔地
520 地上試験	<p>飛行試験実施前の最終的な機体システム機能/性能の確認および地上設備とのインターフェースの確認を行う。</p> <p>(1) 電気系総合機能試験</p> <ul style="list-style-type: none"> ・航法誘導制御システムの機能/性能確認 ・通信システム、電源システムの機能/性能確認 ・実験機/地上設備間の電氣的インターフェース確認 ・実験機/地上設備の空調系機能確認 <p>(2) 推進系地上燃焼試験</p> <ul style="list-style-type: none"> ・シケケンスチェック (推進剤なしの状態) ・推進剤確認試験 ・ジンバリング確認試験 (推進剤あり/なしのケース) ・フライト模擬試験 (制御系との適合性確認) 	<p>射場系設備/装置</p> <p>管制系等の地上装置</p> <p>航法誘導制御系AG E</p> <p>各種検査装置/機器 (既存)</p>	飛行試験場	FY9/上期	
530 飛行整備作業	<p>飛行試験前後の機体整備、および、安全処置/環境保全を行う。</p> <p>(1) 飛行前整備</p> <ul style="list-style-type: none"> ・フリフライトチェック ・推進剤充填/加圧 (漏洩点検等を含む) <p>(2) 飛行後整備</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ポストフライトチェック ・推進系汚染防止処置 (漏洩点検、減圧、推葉排出) ・バッテリー充電 	射場系設備/装置 管制系等の地上装置	飛行試験場	FY9/上期	推進剤/加圧ガスの調達を含む

離着陸飛行実験構想 表5.5-1 組立/試験の概要 (5/5)

全機組立/システム試験/飛行試験の概要 - [区分4] インテグレートおよび運用

(5/5)

WBS項目	作業の概要	装置・設備・治具等	実施場所	実施時期	備考
540 飛行試験	<p>飛行の自由度を一部制限した拘束型飛行試験、単純な飛行形態から複雑な飛行形態へ拡大しながら複数回の飛行能力を証明する自由飛行試験を実施する。</p> <p>(1) <u>拘束型飛行試験</u> ・ TN0 飛行高度/姿勢制限飛行 地上すれすれの離陸～着陸飛行 ロープ等により転倒角を越えないように機体拘束推進系、誘導制御系の性能確認</p> <p>(2) <u>自由飛行試験</u> ・ TN1～TN2 垂直ジャンプ (50m～100m) 推力制御、姿勢安定性、軟着陸、火炎防御等 ・ TN3～TN4 ホバリング水平移動 (片道、往復) ホバリング安定性、動安定性、誘導制御等 ・ TN5～TN6 落下制動 (低速、高速) 深スロットリング、エンジン急加速、高速制動等 ・ TN7～TN8 放物落下制動 (低速、高速) 水平/垂直同時制動、誘導制御、高速制動等</p>	射場系設備/装置 管制系等の地上装置	飛行試験場	FY9/上期 実施期間 2ヶ月程 度と想定	実施場所は 国内選隔地 推進剤/加圧 ガスの調達を 含む

5.6 飛行試験構想

実験機システムの運用計画検討として、飛行試験場で実施する試験項目とその内容、飛行異常時の安全対策、外乱による飛行範囲への影響等を概略検討した。

この検討では、本飛行実験の最終目標である「広域自由飛行試験」を実施する規模のものを考え、試験実施場所は広大な試験保安領域が確保できるであろう、国内遠隔地（北海道地区等）を想定している。

(1) 飛行試験計画

飛行試験場での地上試験を含む飛行試験の構想案を 表 5.6-1 に示す。

試験項目は以下とした。

- ・地上試験（電気系総合機能試験、推進系地上燃焼試験）
- ・飛行試験（拘束型飛行試験、自由飛行試験）

飛行前後の整備作業を含む試験スケジュール案を 表 5.6-2 に示す。

このスケジュール案は、図 5-3 の射場整備作業フローに従い計画をたてたもので、試験期間として1試験サイクルに10日程度必要と考える。

(2) 飛行異常時の安全対策

実験機に異常がおきた場合でも、何らかの方法で周囲の環境や施設の安全を確保する必要がある。特に、飛行中の制御異常に対しては、機体に非常コマンド系を装備し、エンジンカットオフ指令で機体を安全に落下させ、予め設定する試験保安領域から逸脱しないようにすべきである。

この安全対策について、以下に概略検討結果を示す。

a) 飛行異常の検知

実験機の飛行位置を以下の方法により計測し、異常事態であるか否かを判定する。

方法

- 1) 光学的追跡による（地上観測確認）
- 2) IMU航法データによる（機上自律）
- 3) IMU航法データによる（地上テレメトリ確認）

判定レベル

- a) 飛行計画どおりであるか
- b) 飛行試験領域内にあるか
- c) エンジンカットオフ発信限界を越えていないか

b) 落下させる手段

実験機エンジンへの推進剤流入をシャットダウンすれば、飛行不能となり機体は落下する。シャットダウンの方法は以下のように2通り以上考えられる。

バルブ作動

- 1) 推進弁用パイロットバルブ（3方弁）閉
- 2) 推力制御弁（調量弁）閉

信号経路 1) コマンド受信機／復調器からGCC経由で推進系コントローラへ
2) コマンド受信機／復調器から直接推進系コントローラへ

指令発信 1) 地上判断／コマンド送信（光学的検出、テレメトリデータ）
2) 機上自律（プログラム組込み）

(3) 外乱が飛行範囲に与える影響

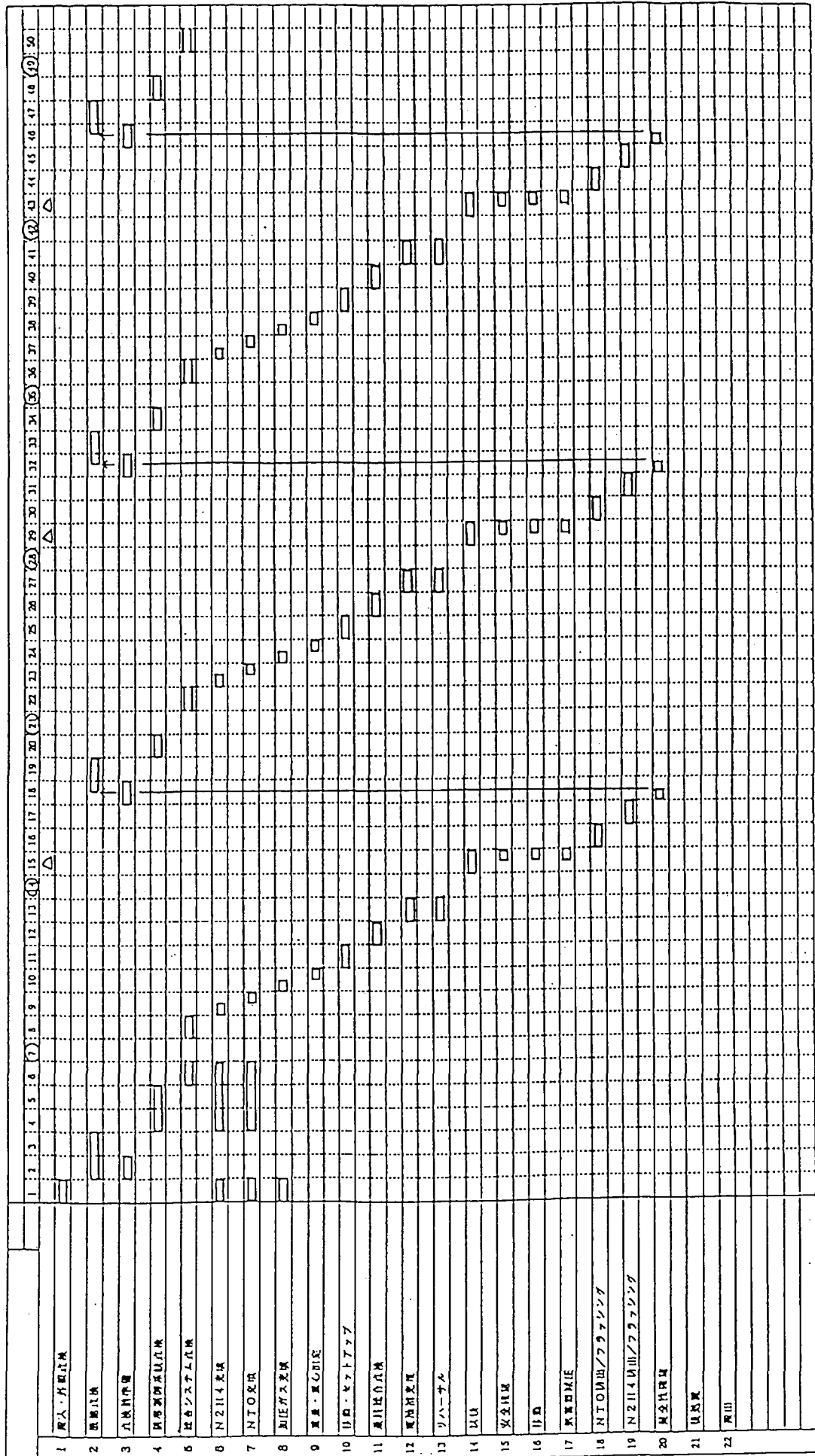
飛行試験時の風速制限を 5 m/sec（突風は 10 m/sec まで^{*}）とし、定常的にこの風が吹いている中で試験をする場合、水平方向へのずれ量を簡易計算で求めた。

- ・機体特性をKHI構想案とした場合、この程度の風によるいざりは高々1 mであり、試験保安領域、試験安全の面で問題はないと判断される。
ただし、今後、誘導制御におけるIMU等の機器の誤差、制御系の誤差を含めて検討を要する。

外乱（風）による姿勢制御への影響と安全性については、5.1(3)項で示すような制御要求を満たすことで大きな問題は生じない。

- (1) 試験場所：国内遠隔地（北海道地区、または種子島地区）
- (2) 試験時期：H9年夏～秋
- (3) 実施期間：実質の飛行試験期間は2ヶ月程度（最大3ヶ月）とする。（飛行試験場整備、試験準備、撤収の期間は除く）
- (4) 試験項目：A) 地上試験
 ㊸電気系総合機能試験
 ㊹推進系地上燃焼試験（試験前後の整備作業を含む）
- B) 飛行試験
 ㊸拘束型飛行試験（試験前後の整備作業を含む）
 ㊹自由飛行試験（試験前後の整備作業を含む）
- (5) 試験手順：地上燃焼試験から始め、単純な飛行形態から複雑な飛行形態へ拡大しながら試験を進める。詳細な試験手順は5.1項参照。
- (6) 試験回数：10日程度／1サイクル、計5～6回／2ヶ月（天候が良好な実質労働日を考慮）
- (7) 試験要員：平均12人 [内訳]・試験とりまとめ（主/副） 2人 ・飛行運用 管制関係 1人（兼任）
 ・機体技術 構造/脚/熱 1人 通信関係 2人（兼任）
 推進系 2人 計測関係 2人（兼任）
 誘導制御/電気 2人 安全関係 1人（兼任）
 製造/検査技術 1人
 設備（機械、電気） 2人
 ・射場設備 推進系 2人
- (8) 推進剤等の調達：推進剤/加圧ガスの調達は、試験（燃焼）回数に対応して調達/購入する。
 1回の試験（燃焼）での消費量は、燃料、酸化剤ともに最大約75ℓ。
- (9) その他：①本計画では、飛行試験場/AGE等の整備が終わわり、いつでも試験が実施可能な状態を初期状態と想定した。
 ②安全に係る作業（ガス加圧/排出、推進剤充填/排出）は、法規制、安全運用を考慮し、資格等を有する専任の作業者により行う。
 ③実験機の機体輸送（製造工場～飛行試験場）に係る作業、必要治具（コンテナ等）を考慮する。
 ④新規に製作/購入しない機器/装置等は借用によること、また給水/廃液等のサービスを受けることを想定する。

表5.6-2 射場整備作業スケジュール(案)



6. 地上設備

6.1. 基本方針

再使用性を重視しているため、機体の検討とあわせて離着陸場の検討が必要である。
試験場選定を以下の観点から考える。

- (A) 飛行試験のための十分な面積。(保安距離)
- (B) 資材搬入、設備構築の便益。
- (C) 高い建物等のないこと。
- (D) 人家等のないこと
- (E) 借用手続き、費用等の困難さが少ないこと。
- (F) 私有地でないこと。
- (G) 国内であること。

以上の条件を満たす場所を北海道内でみつけることとする。

地上設備は以下のものから成るとする。

- (A) 射場系
- (B) 管制系
- (C) データ処理系
- (D) 地上通信系
- (E) 地上計測系

図6.1-1、図6.1-2、図6.1-3

6.2. 半拘束試験

図6.2-1

自由に飛行させて試験を行う前に、拘束治具をとりつけて、実験機の基本機能の確認を行う。垂直ジャンプで確認すべき項目の大部分は、この半拘束試験で実証可能である。

推力制御性能
シノバル性能
姿勢静安定性
高度計性能
緩衝脚設計
火炎防御対策
軟着陸・機体回収
再使用性
標準降下
地上運用性

6.3. 飛行試験領域（安全領域）

本実験機は、NT0/N2H4を用い、しかも機体が着陸場に帰ってくるので、通常のカット等より環境保全に対する考慮が必要である。

実験機の最大飛行能力（水平飛行限界）と飛行安全管理の観点から、飛行試験保安距離を求め、飛行試験場の広さ要求案を設定した。

(A) 最大飛行能力

実験機の試験場への帰還・着陸を考慮せず、水平方向にどれだけ飛ぶことができるか（燃料切れ後は慣性飛行／自由落下）を求めた。これは、打ち上げ後の制御系故障などにより飛行制御不能に陥った場合の異常飛行状態に相当する。

水平飛行限界距離は、約5[KM]である。図6.3-1

なお、垂直飛行限界距離（最大到達高度）は、1.4[KM]である。

(B) 試験保安領域

水平飛行限界は上記のようにかなり大きく、これをそのまま試験保安領域とするのは難しい。（広大な場所の確保の観点から）

したがって、試験ケース毎に規定する試験領域を基に、距離マージンを入れた強制落下境界を設定し、それを超える異常飛行に対しエンジンカット指令を出して機体を安全に落下させ、保安領域を狭める方法が考えられる。

射点から300[M]程度をエンジンカット指令発信境界とし、機体の落下飛行域、推進剤の保安距離から、試験場の保安距離を半径1.2[KM]程度に設定した。これは、まだまだ広すぎた領域であり、今後の見直しが必要と考える。図6.3-2、図6.3-3

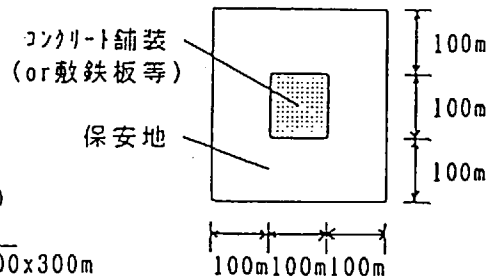
6.4. 射場系

・難着陸試験場として、コンクリート舗装範囲が100x100m程度確保できる場所とするが、場合により不足分は敷鉄板等で対応する。また周囲+100m以上は平坦な保安地とする。

・「飛行領域検討」(基本案ベース)

- 1) 保安距離 90m
- 2) 機体の水平方向移動可能距離 40m
- 3) 誘導制御系の誤差等のマージン 20m (暫定)

150mφ → 300x300m



・実験機はクレーン車で射座に据付られるものとする。

・地上支援装置は自走式もしくは牽引または、吊り下げ式の可搬型とする。

400 地上設備製作

410 射場系

(1) 射場設備

- | | | |
|-------------|---------|---|
| a) 飛行試験場整備 | 1式 (流用) | ・コンクリート舗装100x100m程度及び周囲+100m以上が平坦な保安地を確保 |
| b) 移動式火焰偏向板 | 1(製作) | ・耐熱材を塗布した鋼板製とする |
| c) 整備点検車 | 1式 (製作) | ・供試体開梱, 員数外観点検
・機能点検(ツバル, 弁作動, 気密漏洩計測点検等)
・機体重量, 推薬充填量の計測 |
| d) 空調車 | 1(レンタル) | ・機体空調及び推薬充填, 排出作業環境の維持 |
| e) 電源車 | 1(レンタル) | ・機体, ACE, 設備等への電力供給 |
| f) クレーン車 | 1(レンタル) | ・機体重量, 推薬充填量計測時の吊上げ |

(2) 機体点検整備装置

- | | | |
|------------------|---------|--------------|
| a) GCC チェックアウト装置 | 1(レンタル) | ・ソフトウェアは新規製作 |
| b) バッテリ充填装置 | 1(レンタル) | ・機体バッテリ充填 |
| c) 推進系チェックアウト装置 | 1(製作) | ・推進系機能点検 |

(3) 推進剤関連装置

- | | | |
|--------------|---------|---------------------------|
| a) 推進剤充填装置 | 2式 (製作) | ・推進薬充填, 気密器加圧 |
| b) 推進剤中和装置 | 2式 (製作) | ・推進薬排出, 推進薬充填排出ラインのフラッシング |
| c) 加圧ガス充填装置 | 1式 (製作) | ・廃液, 排ガス処理 |
| d) 推進剤輸送容器 | 2式 (借用) | ・簡易洗浄 |
| e) IPA/水供給装置 | 1式 (製作) | |

(4) 安全/環境保全用装置

- | | |
|--------------|---------|
| a) 消防車 | 1(借用) |
| b) 給水車 | 1(レンタル) |
| c) 廃液槽 | 2(製作) |
| d) NTO 保管庫 | 1(製作) |
| e) ヒフラン 保管庫 | 1(製作) |
| f) シャワー/洗眼装置 | 1(製作) |
| g) 防護服/ガス濃度計 | 1式 (借用) |
| h) 呼吸用空気供給装置 | 1(製作) |

(5) アンベリカル

- | | |
|-----------|---------|
| a) アンベリカル | 1式 (製作) |
|-----------|---------|

(6) その他

- | | | |
|------------|---------|------------------------------------|
| a) 運用棟 | 1(製作) | ・飛行管制, 地上通信, 地上計測, 実験データ処理, 実験隊控室等 |
| b) ACE 保管庫 | 1(製作) | |
| c) トラック | 1(レンタル) | |
| d) 工具 | 1式 (借用) | |

6.5. 管制系

基本的には、ALFLEX用設備を流用する。

飛行管制卓

飛行管制演算装置

6.6. 実験データ処理系

基本的には、ALFLEX用設備を流用する。

T. B. D.

実験機

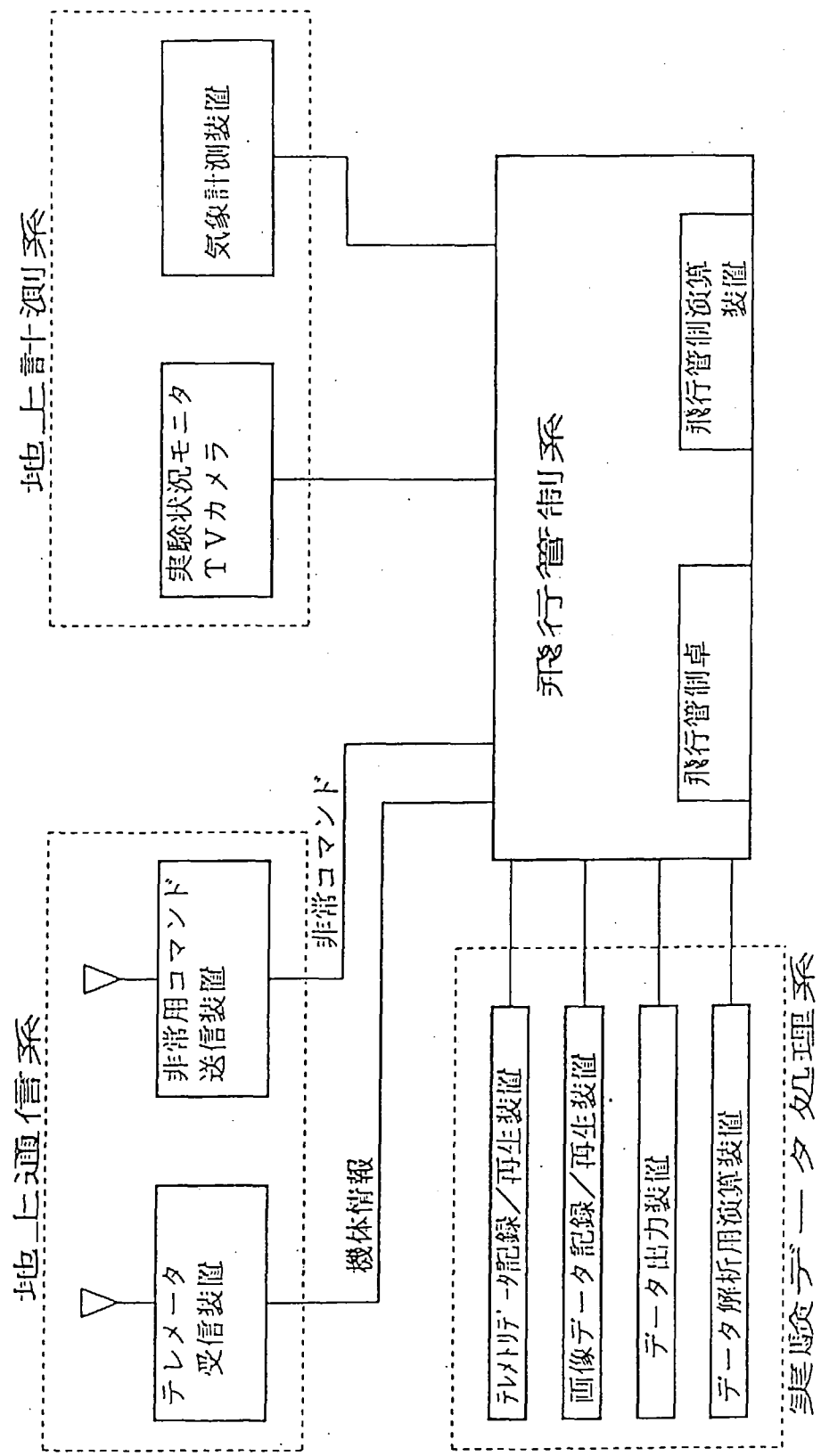


図6.1-1 地上設備 構成概要図

6.7. 地上通信系

基本的には、ALFLEX用設備を流用する。

追跡管制に必要な設備は、離着陸点付近に仮設する。

コマンド項目は、推進剤充填などに必要なものと、非常系作動用のもののみとする。テレメトリ項目は、実験機のHKデータのみとする。

(A) 構成

次の構成品より成る。

- SA*NT*通信アンテナ
- SA*NT*送受信機
- SA*NT*電力増幅器
- SA*NT*高出力電力増幅器
- SA*NT*低雑音増幅器
- SA*NT*ダイレクタ
- SA*NT*アンテナスイッチネットワーク
- スイッチネットワーク

(B) 性能

(1) 使用周波数帯

アップリンク

SA*NT*: 2025~2110[MHz]から選択

ダウンリンク

SA*NT*: 2200~2290[MHz]から選択

(2) 変調方式

	伝送形式	伝送符号形式	変調方式
コマンド信号	PCM	NRZ-L	PSK/PM
HKデータ	PCM	Biφ-L	PSK/PM
環境計測信号	PCM	Biφ-L	PSK/PM

(3) 送信出力

T. B. D.

(4) 最小受信感度

T. B. D.

(5) アンテナ履域/利得

履域: T. B. D.

利得: T. B. D.

6.8. 地上計測系

基本的には、ALFLEX用設備を借用する。

実験状況モニタTVカメラ

レーザトラッカ

気象計測装置

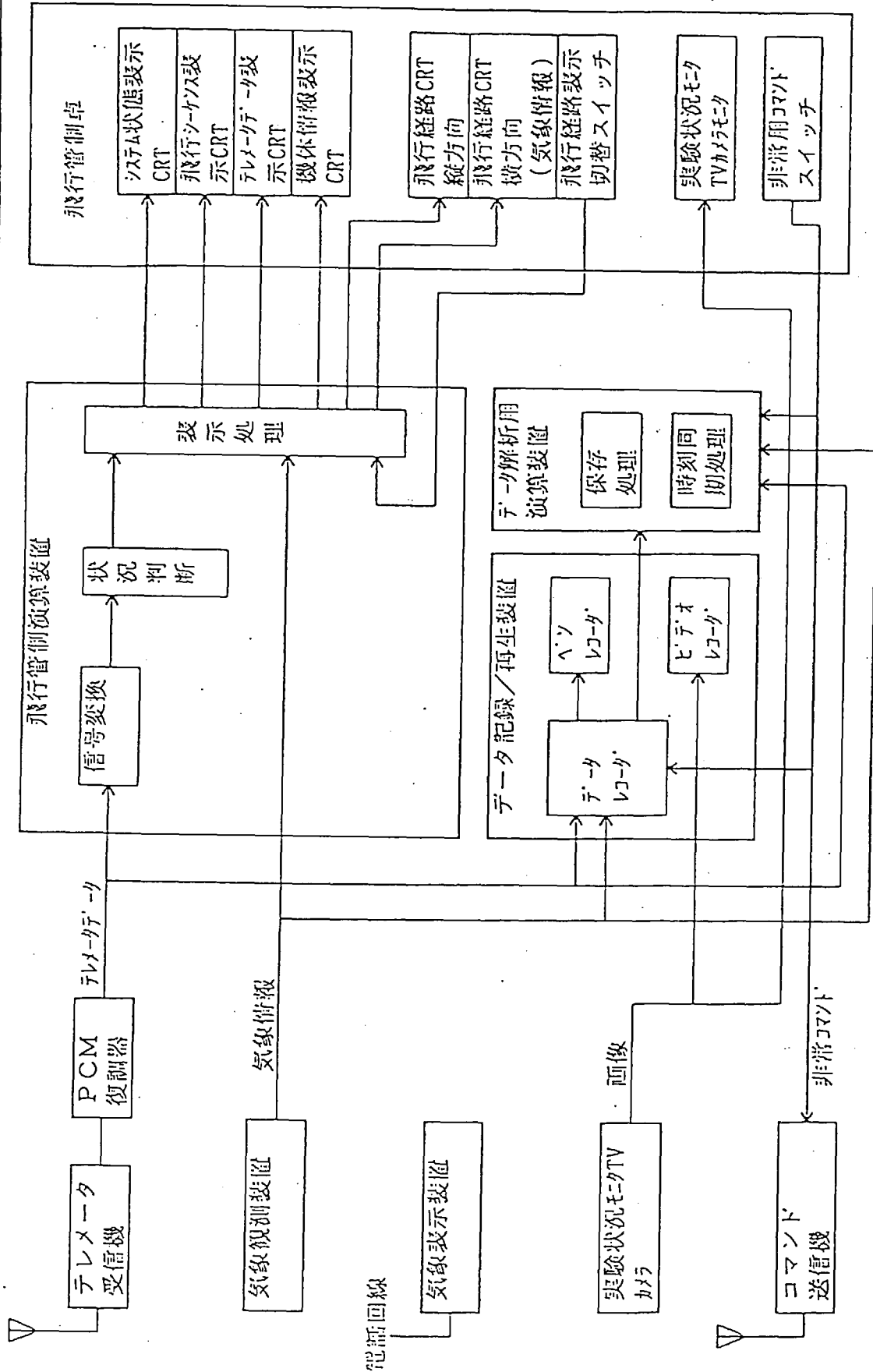


図6.1-2 地上設備情報 後送命令ブロック図

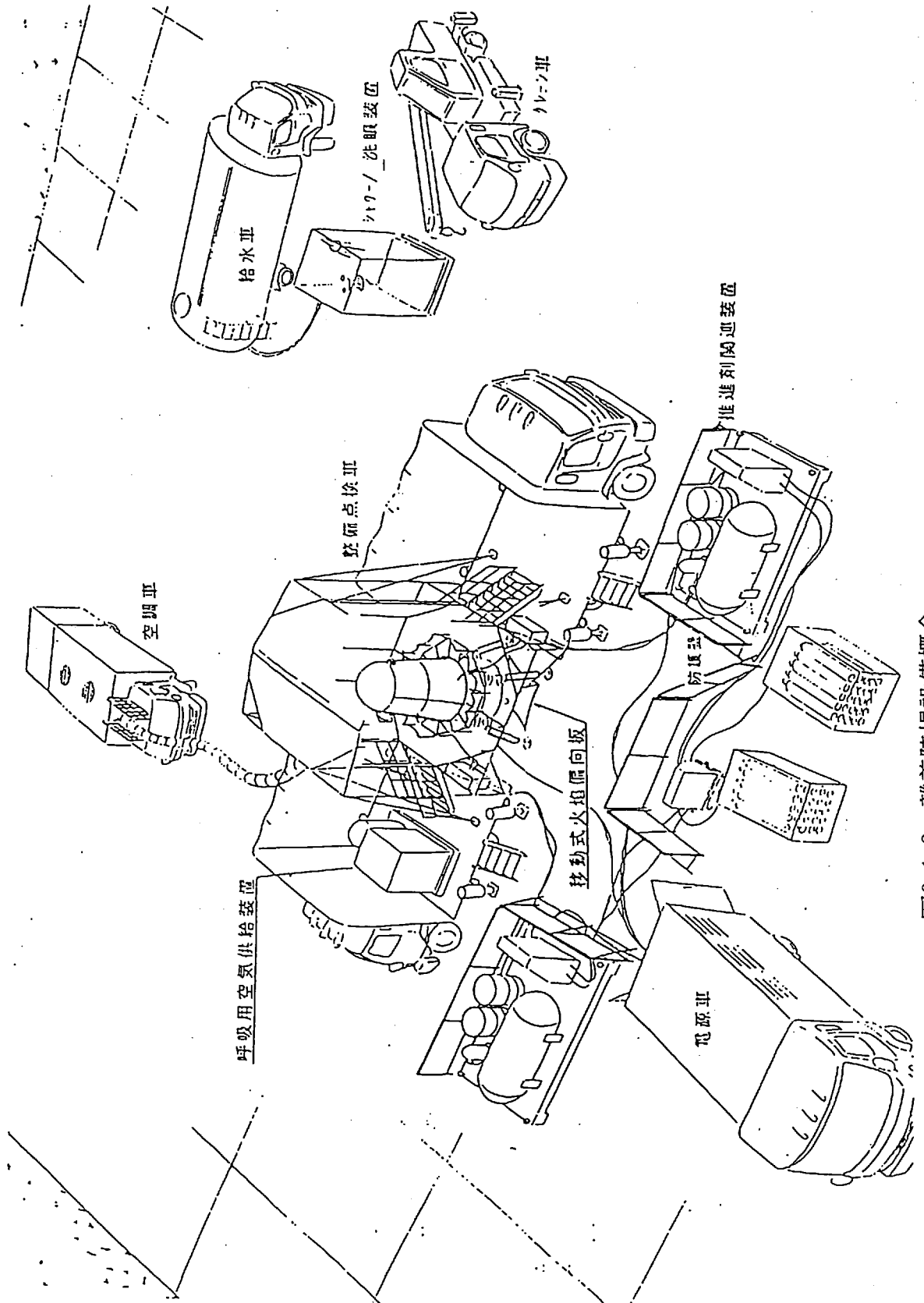


図6.1-3 離着陸場設備概念

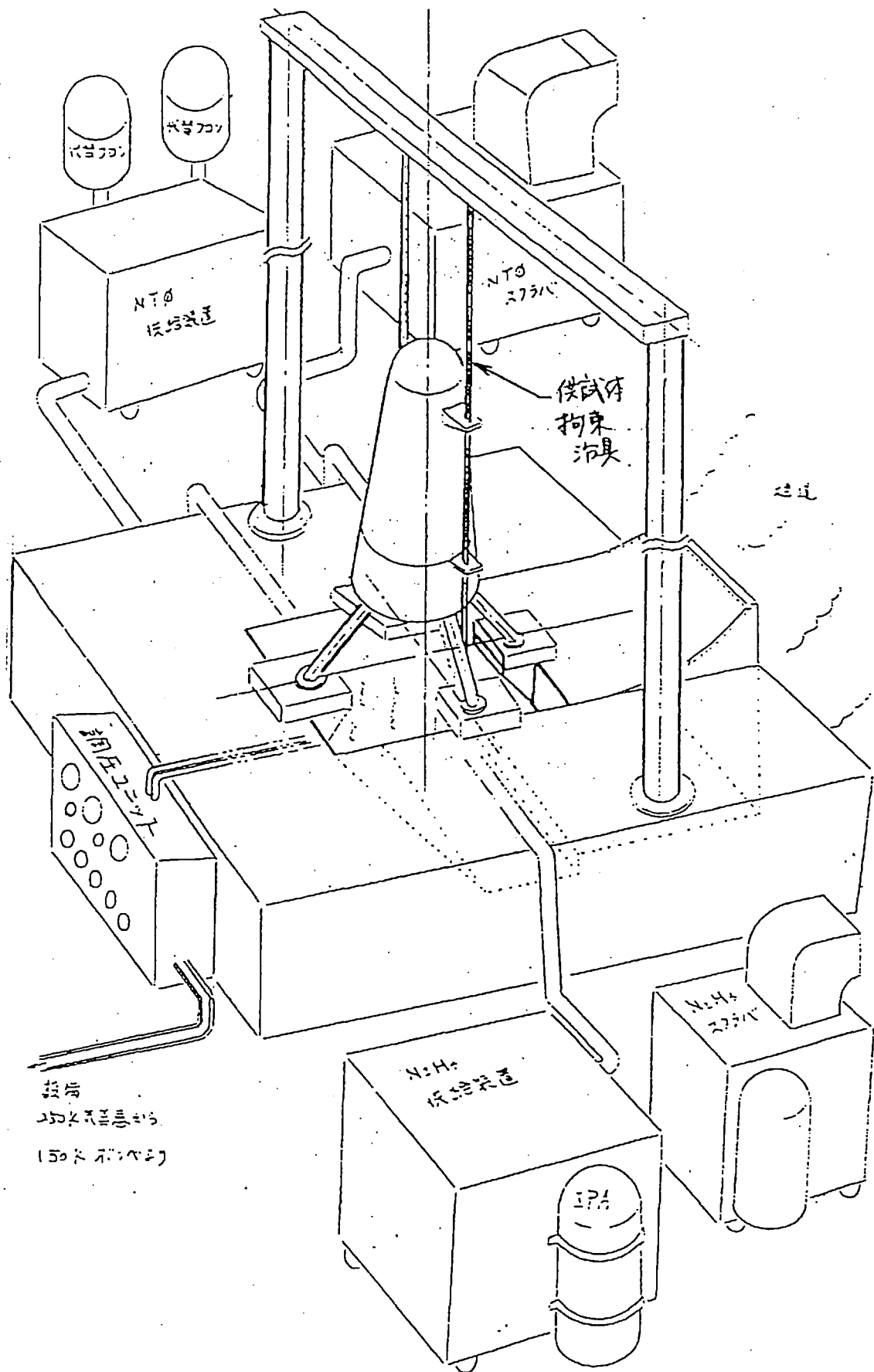


図6.2-1(その1) 試験構想図

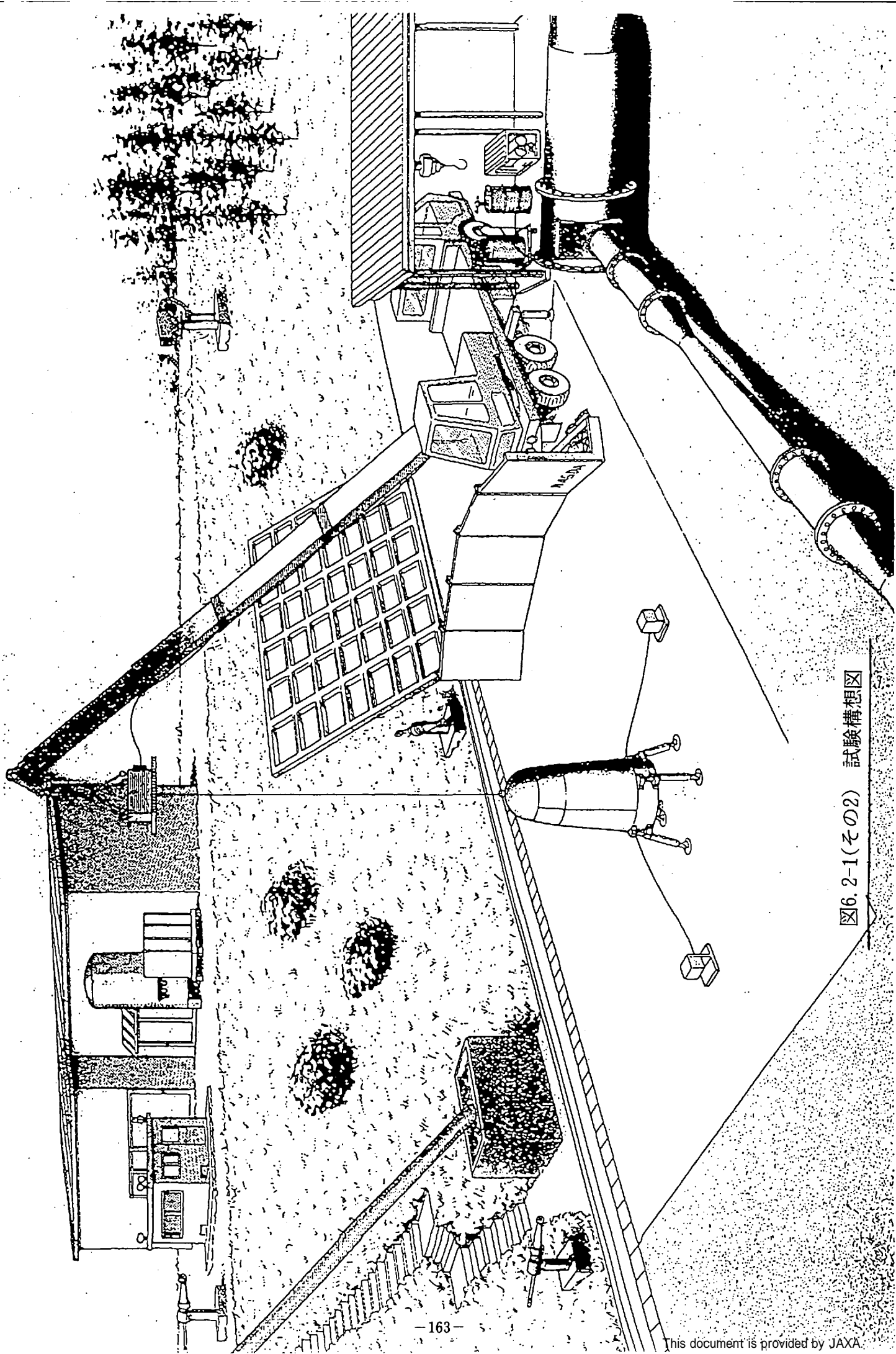
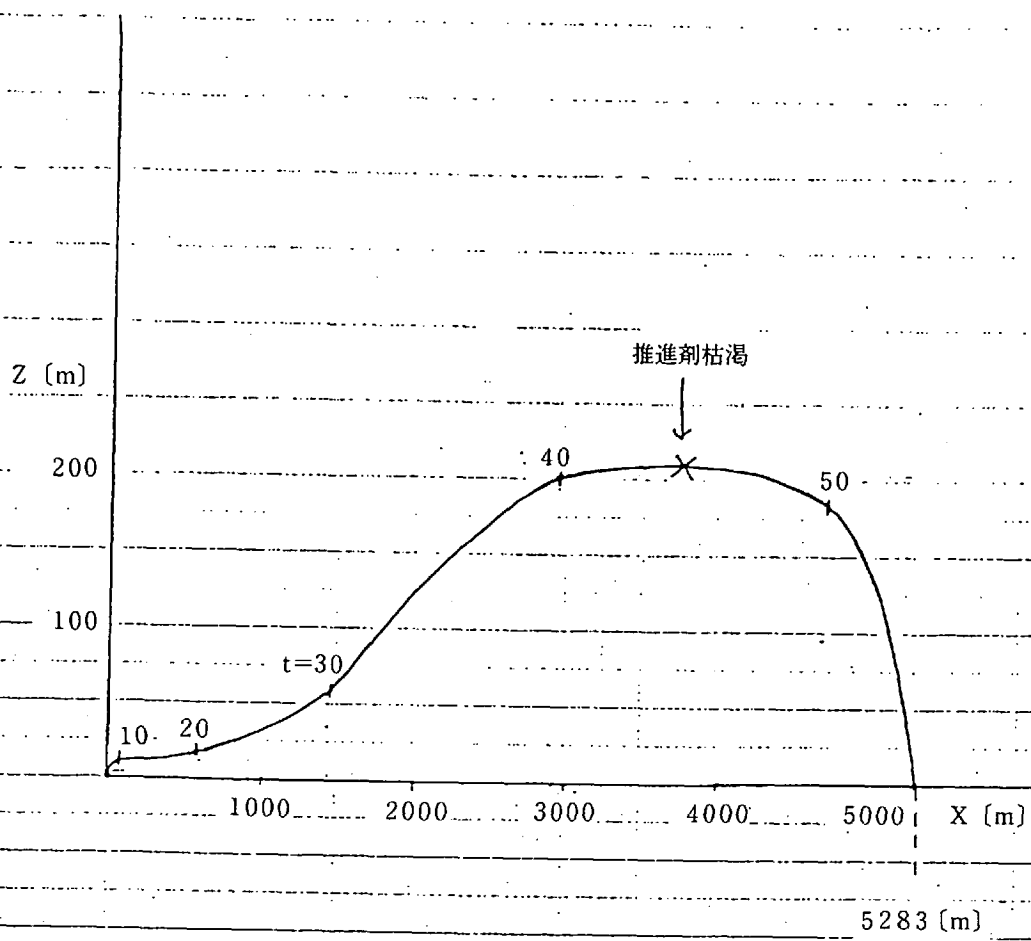


図6.2-1(その2) 試験構想図



飛行経路

(最も遠方に落下する場合)

図6.3-1 飛行経路

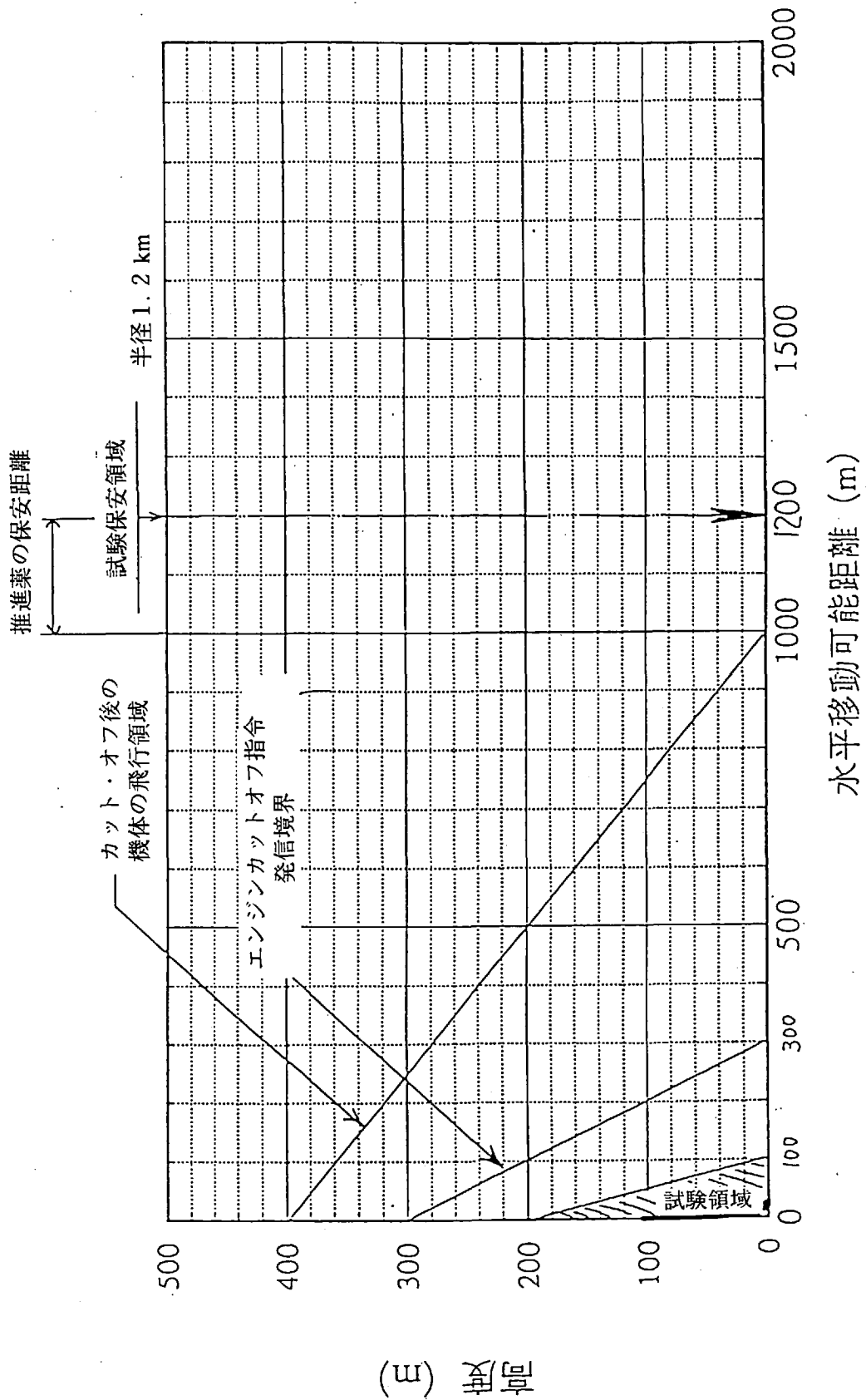
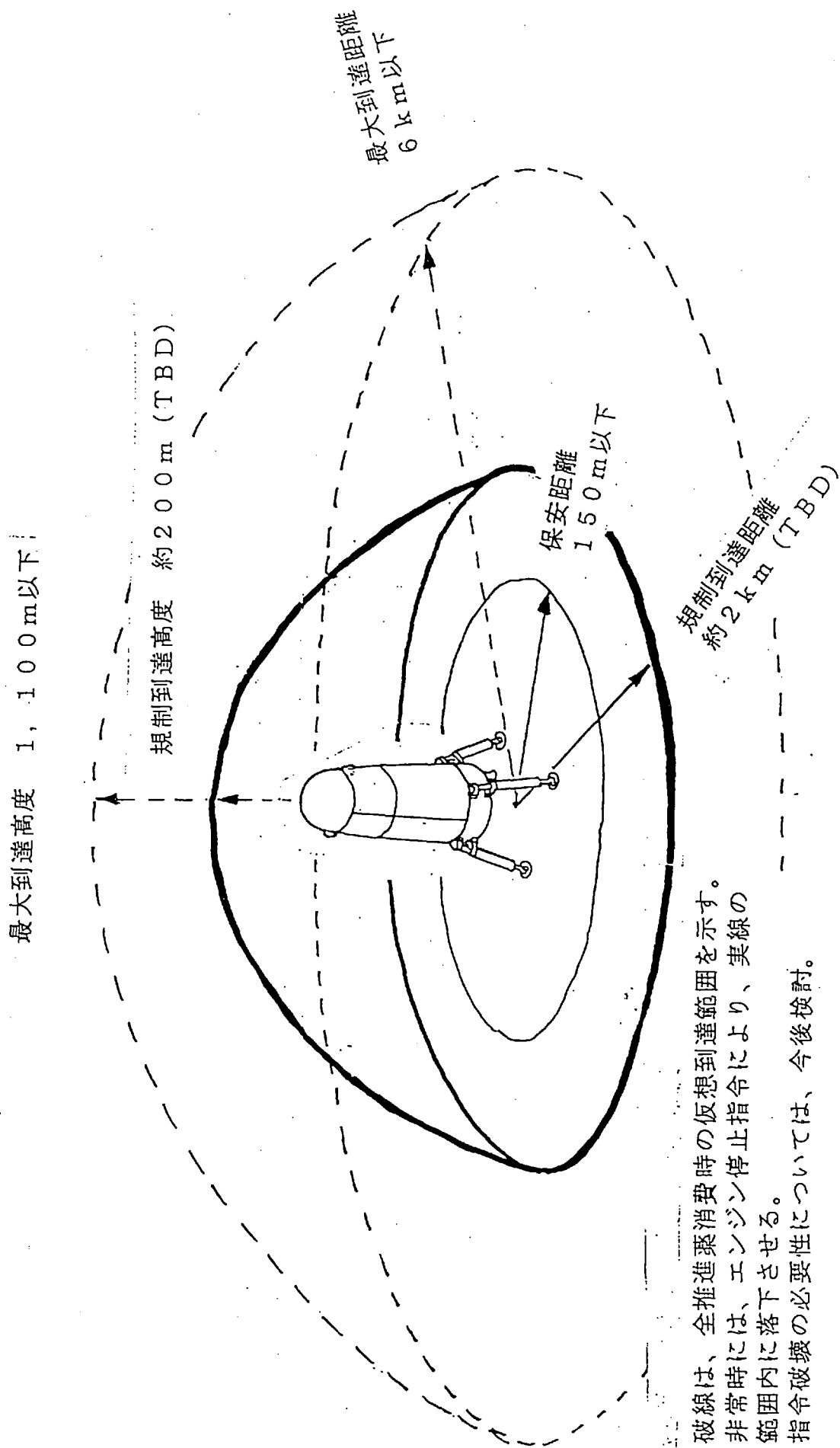


図6.3-2 試験保安領域案

飛行安全



破線は、全推進喪失時の仮想到達範囲を示す。
 非常時には、エンジン停止指令により、実線の
 範囲内に落下させる。
 指令破壊の必要性については、今後検討。

図6.3-3 試験場範囲

7. 運用計画

運用に関して、以下の基本方針を定める。

- (A) 実験機は組立てられた状態で射場に搬入される。
- (B) 打上前の整備作業は整備点検車内で行い、発射前に整備点検車が試験エリア外に移動する。
- (C) 射点には、電源車を備え発射前に機体に切り替える。
- (D) 実験機着地後、推薬漏洩点検を行い安全確認後、実験機に近づき遮断弁閉、減圧等の処置を行い整備点検車をセットする。約
- (E) その後推薬を排出、回収、充填排出ラインのフラッシングを行いGN2保圧を行う。
- (F) 安全性の確認後実験機の点検、データ回収を行い再整備に入る。

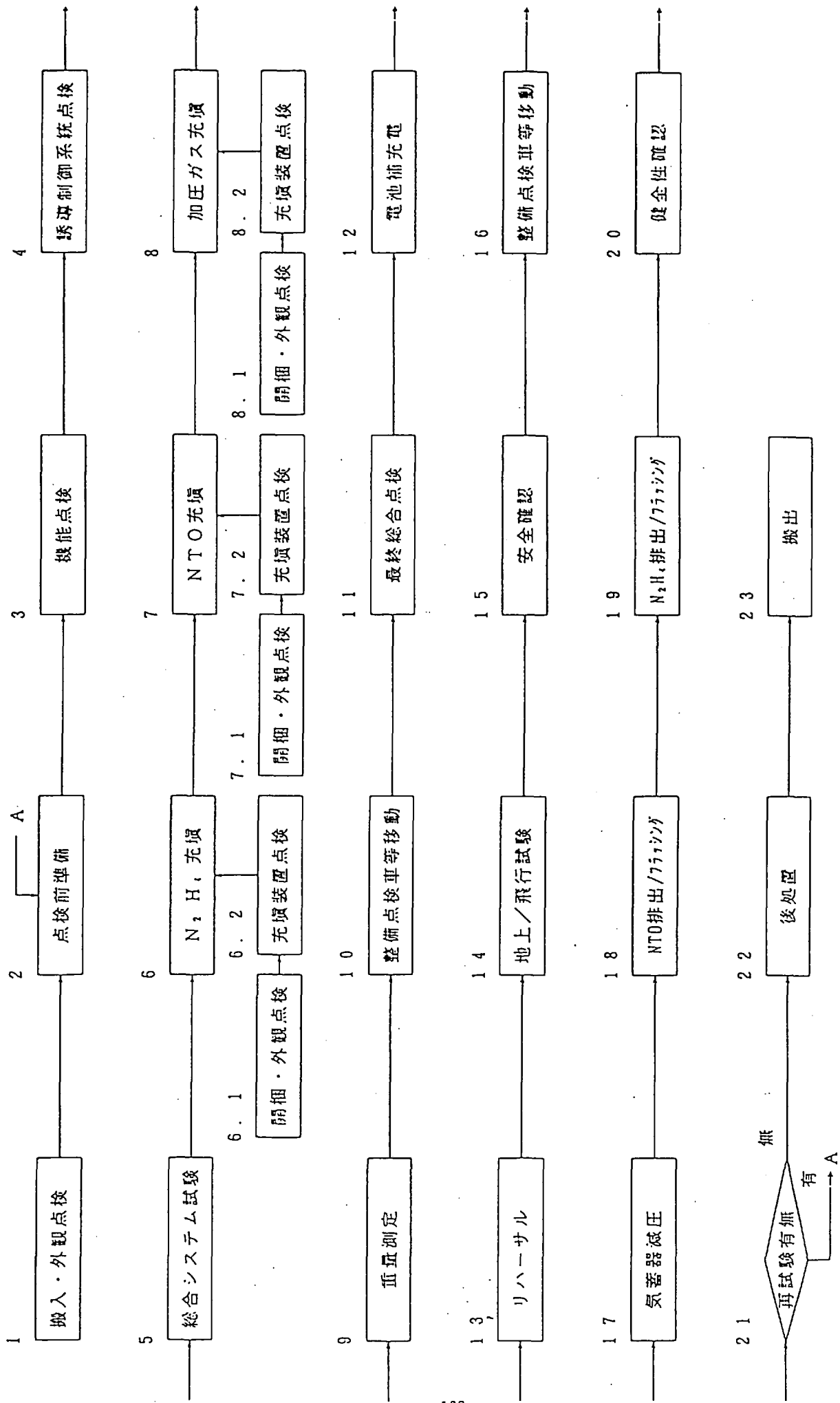


図 7-1 射場整備作業フロー

8. 部品流用可能性の調査・検討

離着陸飛行実験機は、短期間に低コストでの開発を目指し、既開発品の流用、既存品の転用、研究品等の利活用等を重視し、できるだけ既存技術で機体をまとめあげることが基本方針としている。

この観点から、機器・部品等の調達方法と実績の見直し、機器・部品への要求条件の確認等を行った。

(1) 部品調達計画

機体を構成する全部品（含む機器）の調達計画を整理し、結果を表 8 - 1 に示す。各サブシステム毎に主要品目の検討結果を以下にまとめる。

a) 推進系

- ・エンジン系、推力制御系の下記の品目は、クラスタ燃焼試験品を転用する。
 - エンジン系：エンジン、推薬弁、三方弁、圧力センサ
 - 推力制御系：調量弁、フィルタ、排出弁
- ・タンク系の下記の品目は、スロットリング燃焼試験品を転用する。
 - 排気弁、注排弁、手動遮断弁、流量計、圧力センサ
- ・ジンバルアクチュエータには、民生品の電動アクチュエータを使用する。
- ・推進剤タンクは、球形のチタン製タンクを新製する。
- ・気蓄器は既存品（COMETS）を流用する。（NASDA支給）
- ・加圧系のバルブ、センサー類は実績品（HYFLEX）を新規調達する。
- ・推進系制御部を航法誘導制御系のCIUから分離し、推進系にて民生品の改修により調達する。

b) 構造系

- ・着陸脚は、民生品（オートバイ・ショックアブソーバー）を改修開発する。

c) 航法誘導制御系および通信系

- ・以下の航法誘導制御系機器は、既存品を流用する。
 - GCC、IMU（NASDA研究品）
 - RAおよびRAアンテナ（ALFLEX）
- ・以下の通信系機器は、NASDA原案どおり既存品を流用する。
 - テレメータ送信機、PCMエンコーダ（ALFLEX）
- ・コマンド受信機は民生品（ラジコ機レベル）を使用する。

(2) 機器の耐環境性

各サブシステム毎に主要品目の耐環境性検討結果を以下にまとめる。

a) 推進系

- ・コンポーネントレベル、サブシステムレベルでの振動試験は行わない。
CFTでまとめて確認する。

b) 構造系

- ・着陸脚および機体底面は、熱防護材でカバーする。

c) 航法誘導制御系、通信系、および電源系機器

- ・IMU (NASA研究品) は、ダンバの適用は不可能であるため、IMU単体で音響試験あるいはランダム振動試験を行う必要がある。
- ・IMUを除く電気電子機器は、耐打上環境性が確認されていないため、ショックマウント等を介して機体への取り付けを行う。
(振動試験等は不要とし、機器側への負担を軽減する。)
- ・機器搭載部は、飛行中の熱環境は厳しくなく熱的対策は不要である。
打ち上げ前の整備点検棟では、地上支援設備で空調を行う。

(3) 機体の音響環境

機体および搭載機器への音響環境の影響を評価するため、離陸時を標定とした音響解析を実施した。

- ・音響レベルは、H-IIロケット衛星フェアリングの内部音場と比べ高めとなったが表殻による音場減衰を考慮するならば、H-ロケットのレベル以下と考えられる。
 - H-IIロケット：140 dB (O. A)
 - 実験機 (推算)：142 dB (O. A) *

注) *表殻による音場減衰なし、音響変換効率 0.15%

離着陸飛行実験構想

表8-1 部品調達計画 (1/4)

系	部品名称	数量	調達方法	実績	備考	NASDAQ区分
(1) エンジン系	エンジン	2	クラスタ燃焼試験品流用	J-1 EVE		3
	液推薬弁 (推薬弁用バレット弁)	4	"	COMMENTS UPS		2
	三方力センサ	4	"			3
	圧管/ハーナ類	2	製作 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	購入 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	クラスタ燃焼試験品流用			3
	調整弁	4	"			2
	フイ断弁 (排出弁)	4	製作 (新規)			3
	手動遮断弁 (排出弁)	4	購入 (新規)			2
	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)			3
(2) 推力制御系	調整弁	4	クラスタ燃焼試験品流用			2
	フイ断弁 (排出弁)	4	"			2
	手動遮断弁 (排出弁)	4	製作 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	購入 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)			3
	調整弁	4	クラスタ燃焼試験品流用			2
	フイ断弁 (排出弁)	4	"			2
	手動遮断弁 (排出弁)	4	製作 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	購入 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)			3
(3) シンバル系	シンバル機構	4	購入 (新規)			3
	シンバル	2	製作 (新規)			3
	フイ断弁	1	購入 (新規)			3
	調整弁	1	製作 (新規)			3
	手動遮断弁	1	購入 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)			3
	調整弁	4	クラスタ燃焼試験品流用			2
	フイ断弁 (排出弁)	4	"			2
	手動遮断弁 (排出弁)	4	製作 (新規)			3
	配管/ハーナ類	1	購入 (新規)			3
(4) タンク系	TO4タンク	1	製作 (新規)		球形タンク合金製タンク	4
	N2タンク	2	"		"	4
	排気弁	2	"			4
	手動遮断弁	4	"			4
	流量計	2	"			4
	圧力センサ (低圧用)	2	"			4
	温度センサ (低圧用)	2	"			4
	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)			4
	調整弁	1	購入 (新規)			4
	手動遮断弁	1	製作 (新規)			4
(5) 加圧系	蓄気弁	1	既存/NASDAQ支給	COMMENTS UPS		5
	排断弁	1	購入 (既開発)	HYFLEX		5
	遮断弁	1	"	"		5
	逆止弁	1	"	"		5
	調整弁	2	"	"		5
	加圧弁	2	"	"		5
	安全弁	1	"	"		5
	流量計	1	"	"		5
	圧力センサ (高圧用)	1	製作 (新規)			5
	温度センサ (高圧用)	1	購入 (新規)			5
(6) コントローラ系	配管/ハーナ類	1	製作 (新規)	HYFLEX		5
	調整弁	1	購入 (新規)	"		5
	推進系制御ユニット (CIU)	1	新規製作 & 民生品改修		推力制御装置、調整弁ドラム、シフトドラム、バルブドラムから成る	3 4

離着陸飛行実験構想

表8-1 部品調達計画 (4/4)

系	品目名称	数量	調達方法	実績	備考	NASDA区分
管制系	(a) 飛行管制卓	1	借用/NASDA支給	ALFLEX用設備		区分3 (344)
	(b) 飛行管制演算装置	1	"	"		"
	(c) 飛行管制ソフトウェア	1	"	"		"
実験データ処理系 (1)記録/再生装置	(a) フレトリック記録/再生装置	1	借用/NASDA支給	ALFLEX用設備		区分3 (344)
	(b) 画像データ記録/再生装置	1	"	"		"
	(c) データ出力装置	1	"	"		"
	(2) 解析用演算装置	1	"	"		"
地上通信系 (1)アンテナ	(a) アンテナ	1	借用/NASDA支給	ALFLEX用設備		区分3 (344)
	(2) テレメータ受信	1	"	"		"
		1	"	"		"
		1	"	"		"
	(3) 非常用コマンド送信	1	"	"		"
		1	"	"		"
地上計測系 (1)気象計測装置	(a) 気象観測装置	1	借用/NASDA支給	ALFLEX用設備		区分3 (344)
	(b) 気象表示装置	1	"	"		"
	(2) 実験状況モニター	1	"	"		"

9. スケジュール
表9-1

離着陸飛行実験構想

表9-1 スケジュール案

WBS大項目	WBS細部項目	FY06			FY07 (1995)			FY08 (1996)			FY09 (1997)		
		10	1		4	7	10	1	4	7	10	1	
100 プロジェクト管理 200 開発設計	210 構造系 (含む熱制御) 220 推進系 230 アビオニクス 280 インテグレーション	システム			設計解析	製造設計							
		システム			設計解析	製造設計							
300 実験機製作	310 構造系 (含む熱制御) 320 推進系 330 アビオニクス 380 全機組立	構体/脚			製作/購入								
		脚/熱制御											
		機器/部品			製作/購入	機能試験	構体の組立						
		機器/ハネ			製作/購入	機能試験	構体の組立						
		ソフトウェア			設計/製作		組込						
400 地上設備製作	410 射場系 420 管制系 430 実験データ処理系 440 地上通信系 450 地上計測系 460 飛行試験場整備				設計								
500 飛行試験	510 梱包輸送 520 地上試験 530 飛行整備作業 540 飛行試験												

10. 基礎試験

10.1 姿勢制御用ガジェットの大気圧化作動試験

離着陸飛行実験機の姿勢制御用ガジェットとして既開発の150[N]スラスタを使用する可能性がある。この150[N]スラスタは本来真空中での作動を前提として開発されているため、ノズルを大気圧で最適膨張となるように短縮する改修を行った後、大気圧下での燃焼試験を行い性能データを取得した。

図10.1-1

定常燃焼性能

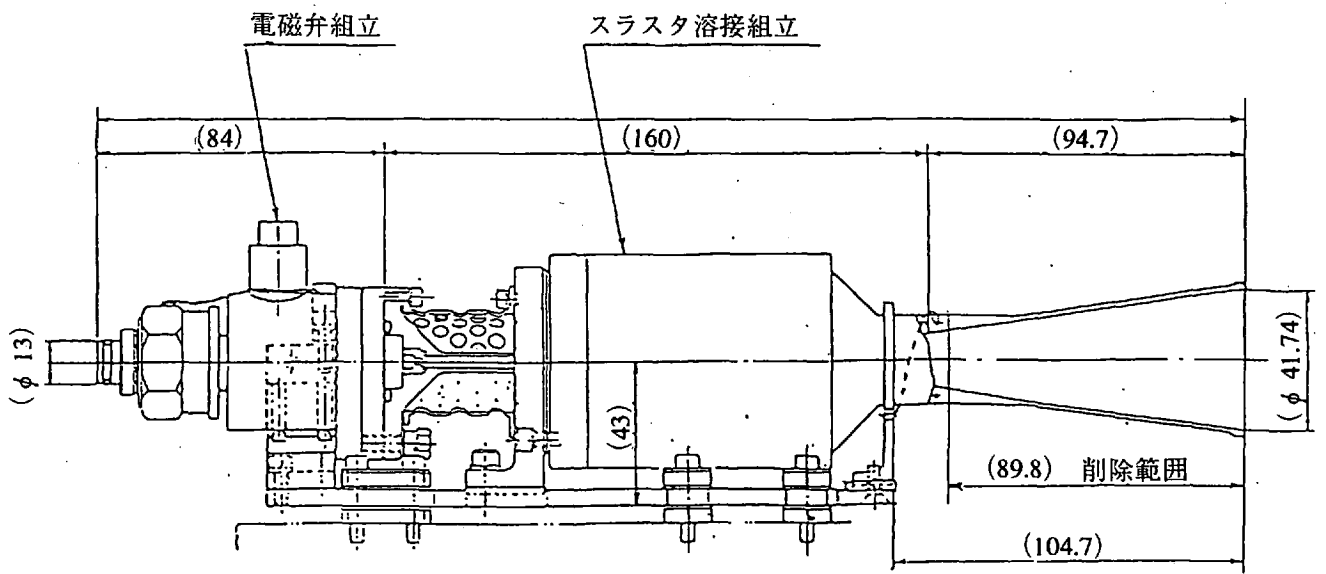
定常燃焼は全て規格又はそれ以上の性能を有することを確認出来た。
各性能要目に対する評価は、下表の通りである。

要 目	試験規格	試 験 結 果
推力 大気圧下	100 ± 5 N	推薬井入口圧力が16~18kgf/cm ² a の範囲で規格通りである。
燃焼圧	7.5 ± 1.0 kgf/cm ² a	結果は7.5 ± 0.5 kgf/cm ² a で全て規格内に入る。
比推力	138 sec 以上	結果は155 ~ 160secで規格以上の性能を有することを確認出来た。

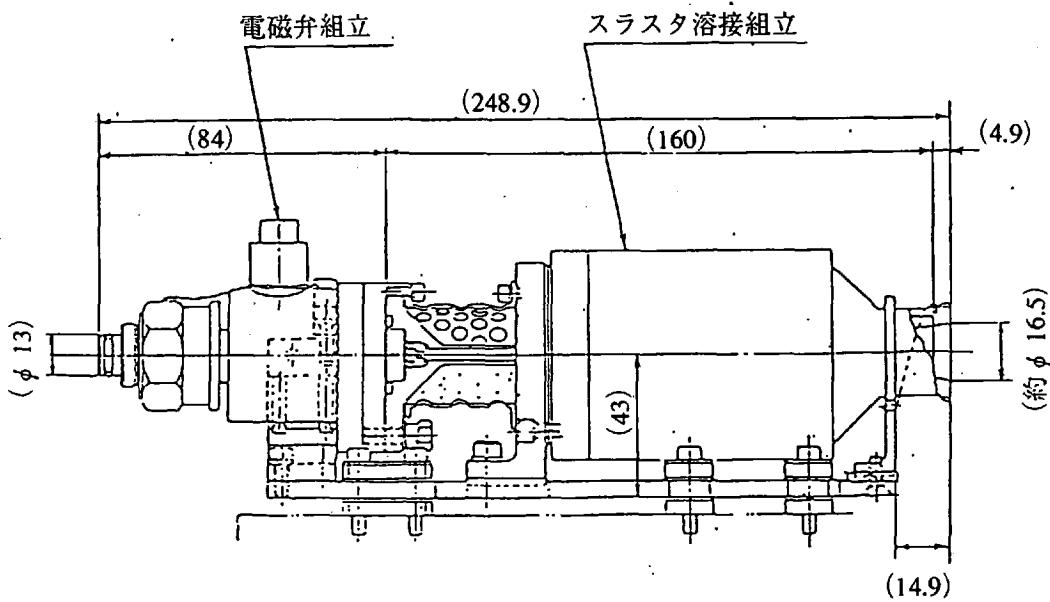
推奨弁機能性能

推奨弁機能性能は全て規格外の性能を有することを確認出来た。
各性能要目に対する結果は、下表の通りである。

No	試験名称	試験規格	試験結果
1	電気抵抗試験		
a	絶縁抵抗試験	100 MΩ 以上	合格
b	コイル抵抗試験	30 ± 1.5 Ω (at 21.1 °C)	合格
2	耐圧試験	変形漏れの無いこと	合格
3	気密試験		
a	順圧内部漏れ	漏れ量 GN ₂ 3.3cc/10min 以下	合格
b	順圧内部漏れ	漏れ量 GN ₂ 3.3cc/10min 以下	合格
c	逆圧内部漏れ	漏れ量 GN ₂ 3.3cc/10min 以下	合格
4	電流波形 測定試験	弁開応答 22 ± 3ms 以下 弁閉応答 21 ± 5ms 以下	合格 合格
5	流量試験	弁 C _v は 37.95 以上	合格



改造前スラスト組立外観



改造後スラスト組立外観

図10.1-1 スラスト組立

10.2 着陸脚要素試作試験

10.2.1 目的

従来の航空機用脚組は軽量・コンパクトで高性能であるが高価である為、本実験機用緩衝脚には、要求される必要最小限の機能・性能が満足できれば民生用の既成緩衝装置を活用することが望まれる。又、脚組配置及び脚荷重の設定には、接地部要素（以下、パッドと呼ぶ）の不整地に対する荷重特性等のデータが必要である。

以上の理由により、民生用の既成緩衝装置を流用した試験用供試体〔緩衝装置部（以下ショック・アブソーバと呼ぶ）及びパッド〕及び模擬接地面を設計・試作し、本実験機用緩衝脚への流用の可否を評価する為、及びパッドの不整地に対する特性データを取得する為に、静特性試験と動特性試験（落下試験）を実施した。

10.2.2 供試体仕様

(1) ショック・アブソーバ

調査の結果、本実験機用緩衝脚に対するシステム要求を満足させることができる民生用の既成緩衝装置は、川崎重工業株式会社製オフ・ロード・オートバイのフロント・サスペンション用ショック・アブソーバ（テレスコピック形式）が最適であるという結果を得た。

試作試験用の供試体は、本ショック・アブソーバにコスト、スケジュール等の面で可能な限りの改造を加え製作した。

本ショック・アブソーバの概要を、図1に示す。

尚、改造後のショック・アブソーバの性能については、単純化したモデルによるシミュレーション計算により、システム要求を満足する可能性が有ることを確認した。

シミュレーション結果の概要を、図2に示す。

(2) パッド

システム要求を考慮し、本実験機用緩衝脚に適用可能と考えられる3種類の形状・寸法のパッドを設計・製作した。

本パッドの概要を、図3に示す。

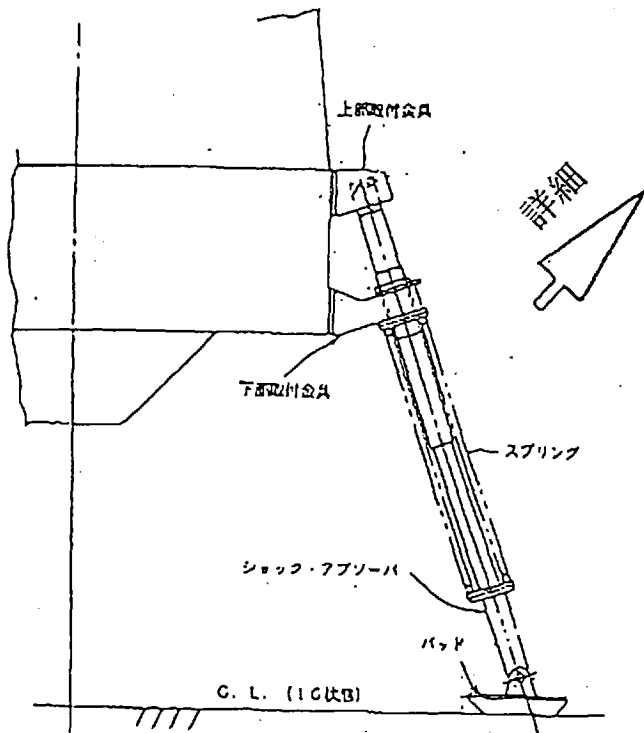
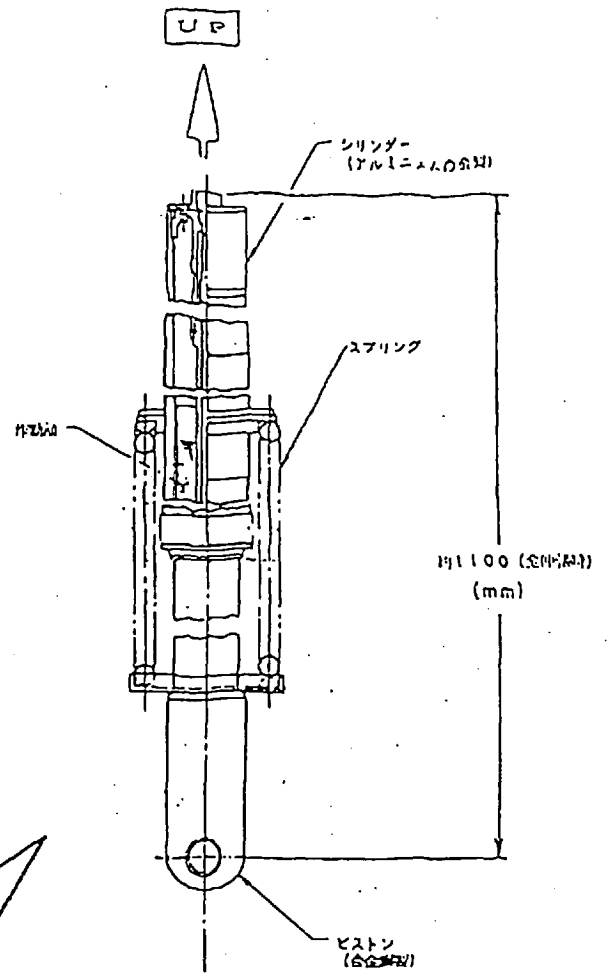
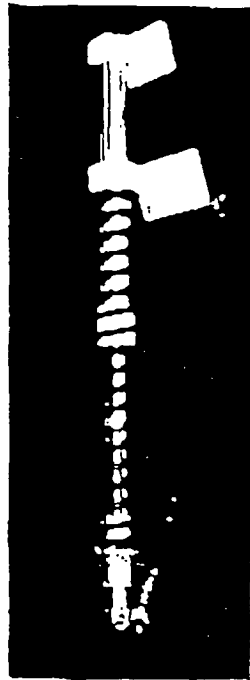


図1 ショック・アブソーバ概要

最大垂直地面反力 (kgf)

最大ストローク (mm)

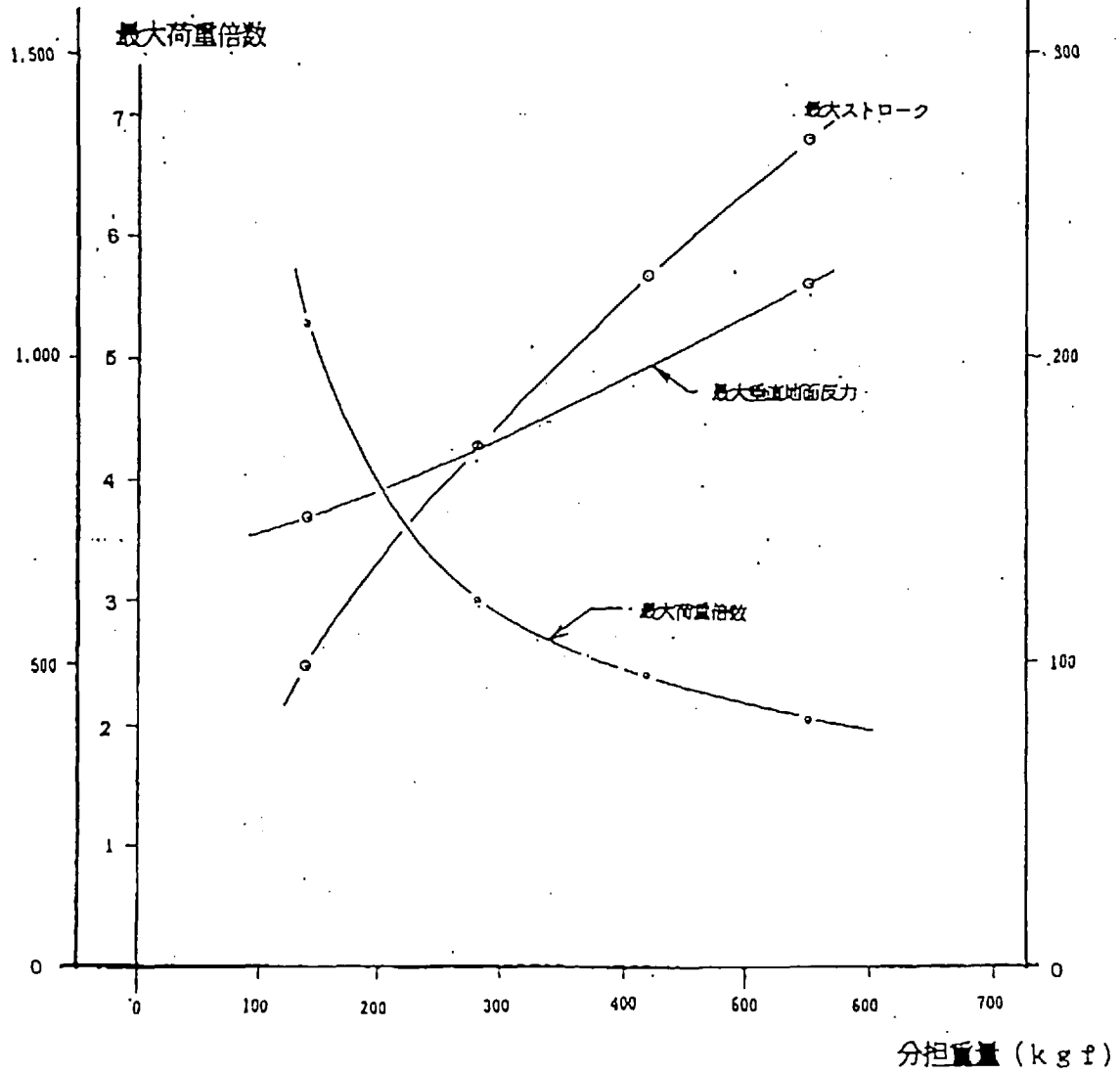


図2 ショック・アブソーバ・シミュレーション結果

1. 形状・寸法 : 下記参照.

2. 材料 : スチール

3. その他 : バッドA, B及びCH, いずれもショック・アブソーバ下座にピン結合し, 回転可能.

接地板要素の形状・寸法

項目	バッドA	バッドB	バッドC
直径: d	大	中	小
高さ: h (mm)	50	50	50
先端角θ	小	小	大

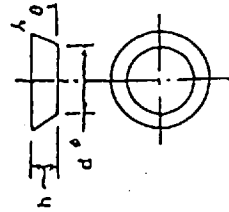


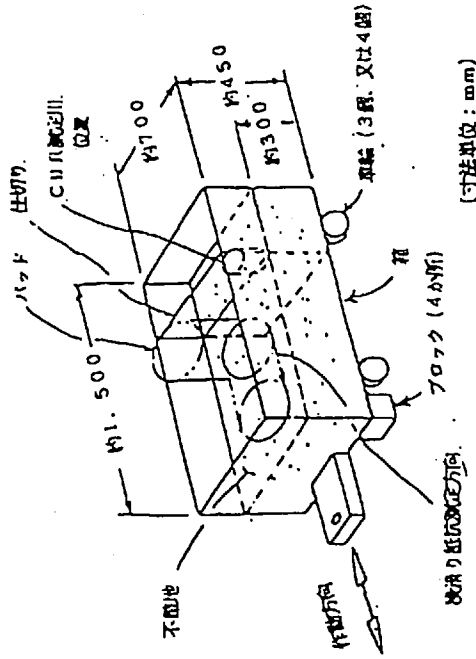
図3 接地板要素の概要

1. 配置形式
不整地面I, II, III, 及びコンクリート面の4種類.
表面は試験突頭部に乱れるので, その高度を増し, CBRの値を計測.

2. 接地面の図き

不整地面I : CBR 小
不整地面II : CBR 中
不整地面III : CBR 大

3. 形状・寸法



*1. 表面の凹凸を平滑にし表面を均等に圧着して, 所定の接地面を製作.

*2. JIS A 1222 相当.

図4 模擬接地面の概要

(3) 模擬接地面

本実験機の離着陸が予想される不整地面の硬さを模擬した3種類の不整地面及び1種類のコンクリート面を製作した。

模擬接地面の概要を、図4に示す。

10.2 静特性試験結果

静特性試験は、ショック・アブソーバの荷重-ストローク静特性試験とパッドの不整地特性試験を実施した。

10.2.3.1 試験条件

荷重-ストローク静特性試験では、供試体を低速度でストロークさせた時の静的荷重-ストローク特性を計測し、供試体の静特性が設計目標を満足していることを確認した。

不整地特性試験では、接地荷重と不整地の圧縮量の関係、及び接地荷重とパッドの横滑り抵抗力の関係を計測した。

試験ケース、試験条件及び計測項目を、表1に示す。

10.2.3.2 試験結果の評価

(1) 荷重-ストローク静特性試験

図5に示す通り、ほぼ設計目標通りの特性になっており試験供試体として合格である。

又、フリクションも過大でなく、適正であった。

表 1 静特性試験の試験ケース及び計測項目

試験 No	試験名称		試験 数 (ケース数)	試験条件			計測 項目
				接地部 要素	模擬接地面	荷重 (kgf)	
1	荷重-ストローク 静特性試験		1	なし	—	1往復	・荷重対 ストローク
2	不整地 特性 試験	不整地 圧縮量 の測定	*1 9	3種類 [パッドA] [パッドB] [パッドC]	3種類 [不整地Ⅰ] [不整地Ⅱ] [不整地Ⅲ]	接地荷重を ゼロから 1,650迄徐 々に増加さ せ約1,000 毎に計測。 *2	・接地荷重 対不整地 圧縮量 ・CBR
3		横滑り 抵抗力 の測定	*3 48	3種類 [パッドA] [パッドB] [パッドC]	4種類 [不整地Ⅰ] [不整地Ⅱ] [不整地Ⅲ] [コンクリート]	4種類 [200] [600] [1,100] [1,650]	・不整地圧 縮量 ・接地荷重 対横滑り 抵抗力 ・CBR

注記

* 1. 試験数=パッド (3種類) × 接地面 (3種類) × 荷重 (1種類)
= 9ケース。

* 2. 圧縮工程のみ実施。

* 3. 試験数=パッド (3種類) × 接地面 (4種類) × 荷重 (4種類)
= 48ケース。

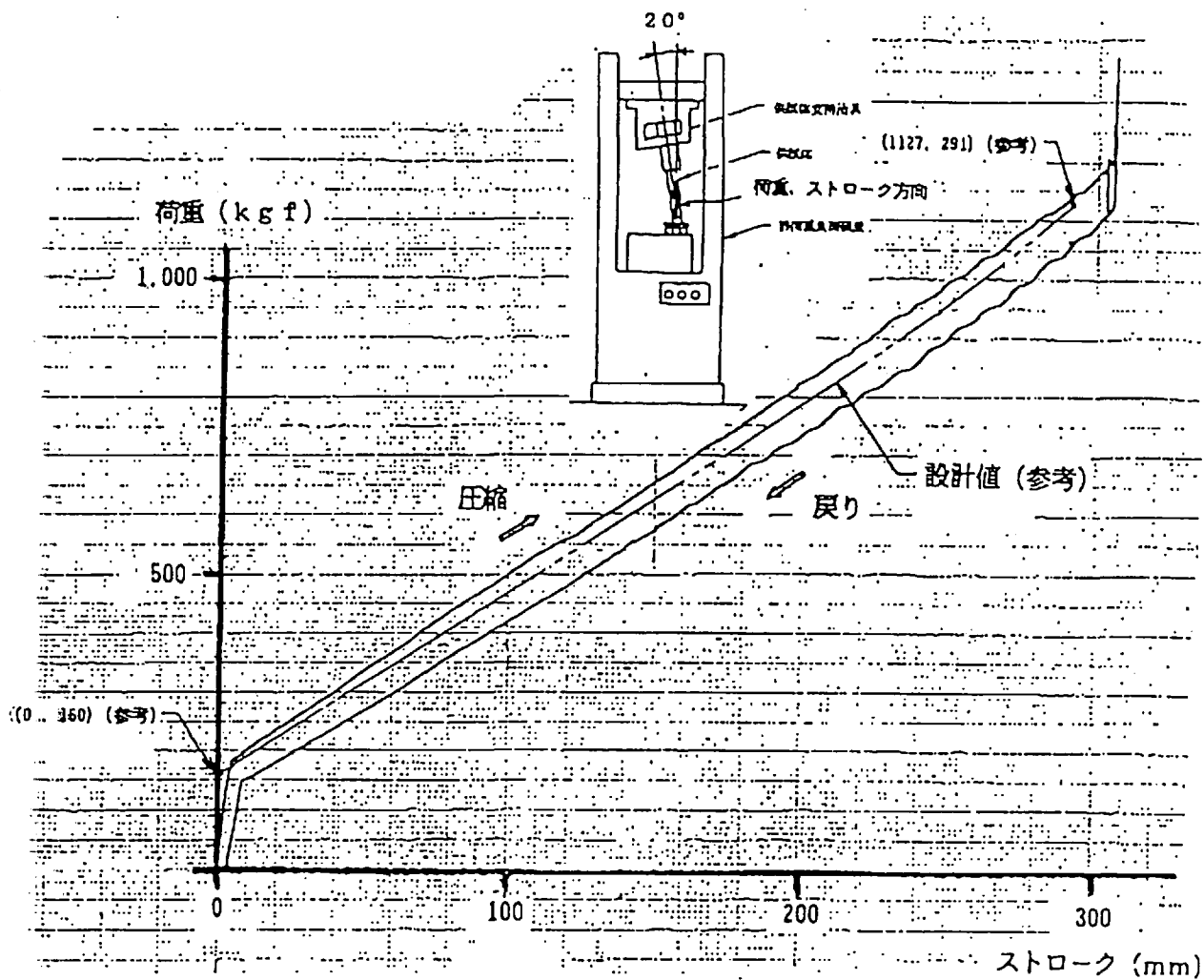


図5 荷重—ストローク静特性試験結果

(2) 不整地特性

表1に示す各試験条件で、計9ケースの接地荷重に対する不整地圧縮量、及び計48ケースの接地荷重に対する横滑り抵抗力のデータを取得することが出来た。

これらのデータを解析し、図6及び図7に示す関係を得た。

これらの結果は、今後、本垂直離着陸機用の接地部要素、或は月/惑星軟着陸機用の接地部の設計に活用可能で、貴重な設計資料を得ることができた。

10.2.1.4 動特性試験結果

接地速度及び分担重量等を変化させて4種類の模擬接地面に本緩衝脚を落下させた時のショック・アブソーバの最大ストローク、最大垂直地面反力及び不整地圧縮量を測定した。これらの測定データよりエネルギー吸収能力及び緩衝特性を検討し、本ショック・アブソーバの実験機用緩衝脚への流用の可否を評価した。

10.2.1.4.1 試験条件

試験は、次の各試験条件を組み合わせて実施した。

- ① 分担重量 : 3種類 (450、500、550)
(kgf)
- ② 接地速度 : 分担重量400kgf及び500kgfでは2種類、
(m/s) 分担重量550kgfでは1種類 (1.7~3.0)
- ③ パッド形状 : 1種類 (パッドA)
[3.4.1.3項の静特性試験の結果により、
パッドAを使用した。]
- ④ 模擬接地面 : 4種類 (不整地I、II、III、コンクリート)

不整地圧縮量 (mm)

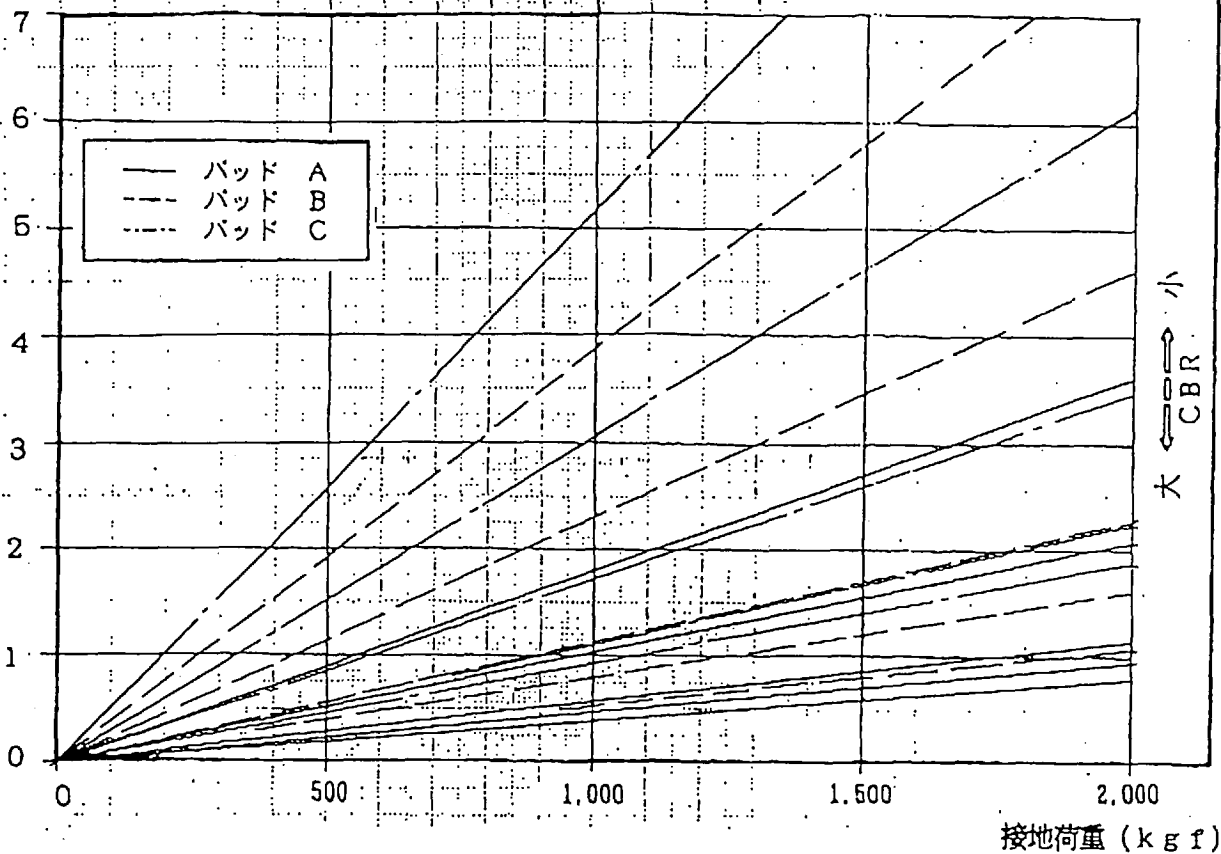


図6 接地荷重 VS 不整地圧縮量

横滑り抵抗力 (kgf)

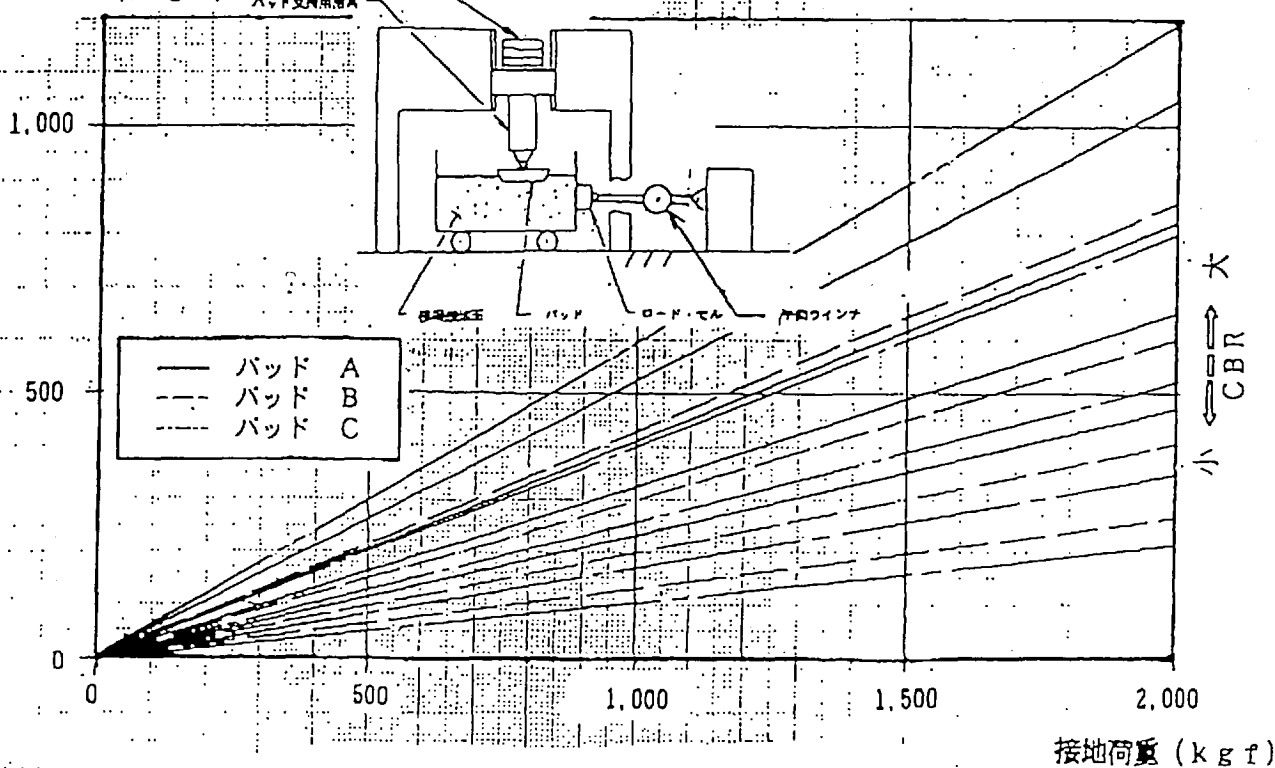


図7 接地荷重 VS 横滑り抵抗力

10.2.1.4.2 計測項目

- ① 地面反力対時間の関係
- ② ストローク対時間の関係
- ③ 不整地圧縮量
- ④ CBR、分担重量、接地速度

10.2.1.4.3 試験結果の評価

落下試験データから得られた(代表的なデータを、図8に示す)本ショック・アブソーバの接地速度対最大ストロークの関係を図9に、接地速度対最大垂直地面反力の関係を図10に、各々示す。

(1) エネルギー吸収能力

本ショック・アブソーバは、分担重量450kgf、接地速度3.0m/sで変形したが、落下試験データ(図9参照)及びシミュレーション解析から、本ショック・アブソーバは実験機の最大着陸条件^{*1}(脚等価分担重量^{**}=360kgf、接地速度3.0m/sでの1脚着陸)でもストロークにかなりの底付き余裕を有し、十分なエネルギー吸収能力を有することが確認できた。

*1. 最大着陸重量(=550kgf)、最大接地速度(=3.0m/s)条件で、1脚で着陸した場合を考慮。

*2. 実機では着陸時に自重(=550kgf)に等しいロケット・エンジンの推力が働くが、本落下試験では既存の落下試験装置を使用した為推力を模擬しなかった。

この条件での脚等価分担重量は360kgfになるが、試験装置の能力から分担重量は450kgfを最小値とし、重量変化が緩衝特性に及ぼす影響を評価する為に、更に500kgf、550kgfの分担重量でも試験を実施した。

落下質量: $W = 450 \text{ kg}$ 落下高さ: $H = 239 \text{ mm}$ 不整地 I CRB-5.1
 最大減速度 $a_{\text{max}} = 2.47 \text{ G}$

最大速度 $V_{\text{max}} = 215.25 \text{ cm/sec}$

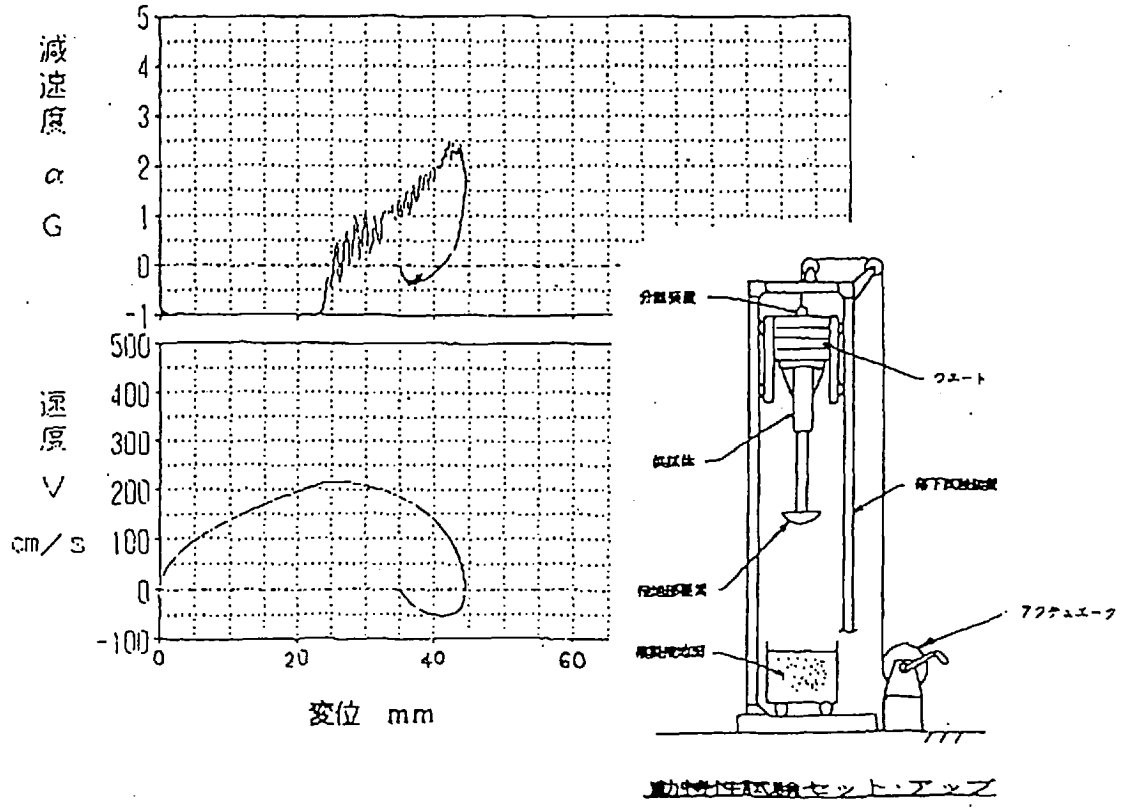
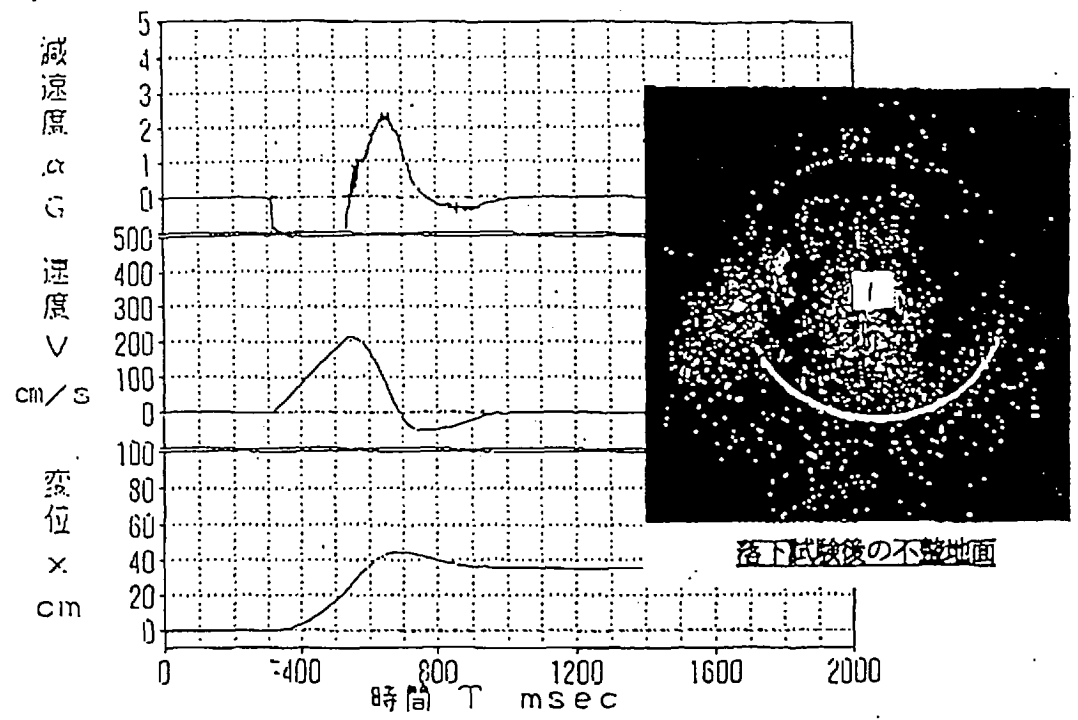


図8 落下試験データ例

注記

* 1. 本条件で落下時、ショック・アブソーバが変形した。

記号		号	
コンクリート	○	450 kgf	○
不整地 I	⊙	500 kgf	⊕
不整地 II	⊖	550 kgf	●
不整地 III	⊗		

最大ストローク (mm)

フル・ストローク = 310mm

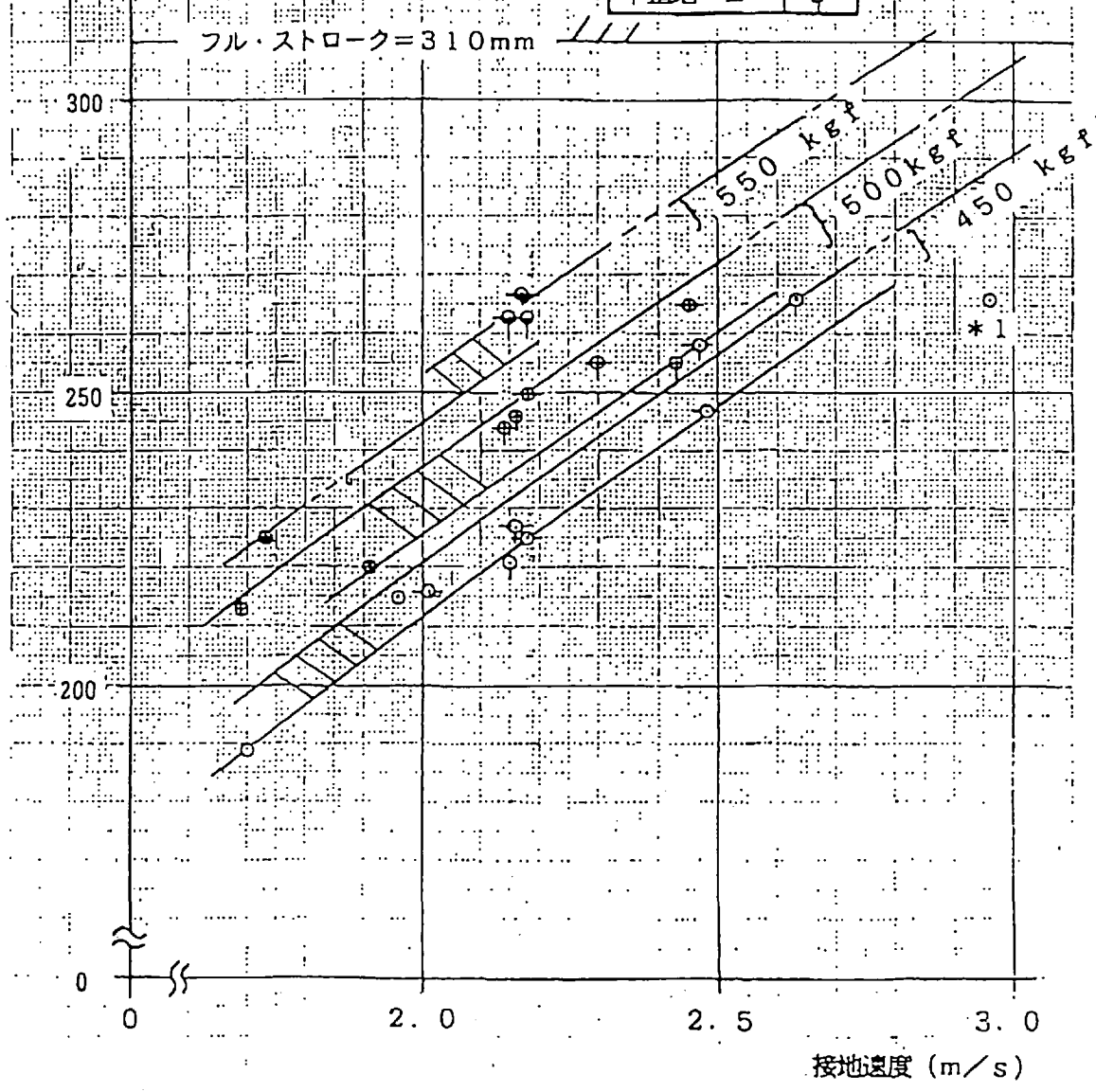


図9 接地速度 VS 最大ストローク

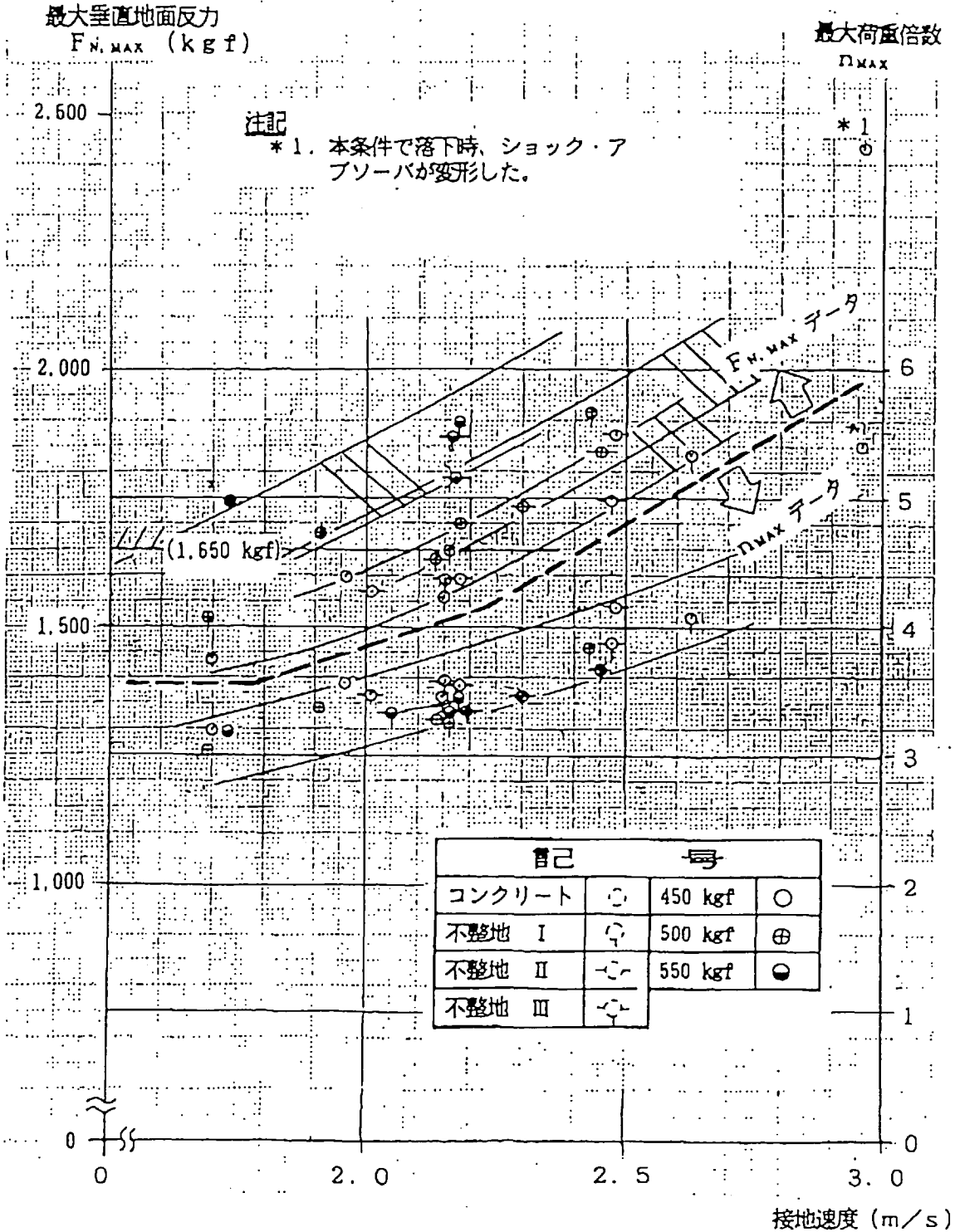


図 10 接地速度 VS 最大垂直地面反力

(2) 最大垂直地面反力

試験データ及びシミュレーション解析により、脚等価分担重量=360 kgf、接地速度3.0 m/sでの着陸時の最大垂直地面反力を推定すると1,900 kgfとなり、目標の1,650 kgf (=550 kgf × 3.0g) を越える。

本ショック・アブソーバの場合、最大垂直地面反力を下げるには、スプリング力を小さくするのが最も効果的である。スプリング力を今回試作したスプリングの60%にすると、最大ストローク=280 mmで最大垂直地面反力=1,500 kgfにできる見通しがついた。

(3) 本実験機への流用可否

上記(1)及び(2)項より、今回試作試験した緩衝脚は若干の設計変更を加えればシステムから要求される緩衝性能及び強度等を満足することが確認できた為、本実験機への流用は可能と評価した。

10.2.1.5 今後の課題

今回の着陸脚要素試作試験の成果を踏まえ実機用着陸脚を開発する為には、更に次の作業が必要であると考える。

- (1) オレオ特性の最適化設計（スプリング力の低下等）、及び落下試験による確認。
- (2) ショック・アブソーバの剛性向上。
- (3) 軽量化。
- (4) エンジン噴射に対する防熱要素の取付け。

10.3 広域推力制御バルブの設計・試作・試験

10.3.1 目的

「離着陸飛行実験」に関わる先行試験として、平成7年度に計画する広域推力制御燃焼試験に向けて、推力制御バルブ（酸化剤および燃料各1式）の設計・試作・試験を行う。具体的には、キャビテーションベンチュリバルブ*の設計に必要な以下の基本特性パラメータを取得する。

(1)流量特性

(2)圧力特性

(3)応答性

これらの基本特性データをもとに、推進系システム設計を検討し、広域推力制御バルブに対する要求仕様を明確にするためのデータを取得することを目的とする。

*広域推力制御バルブとしてはキャビテーションベンチュリバルブを採用する。キャビテーションベンチュリバルブは、スロート部でキャビテーションを発生させ、2次側の圧力が変動しても流量は影響をうけない。この現象を利用し、ディープスロットリング時に発生する可能性のある燃焼振動にたいして、その影響を受けずに安定した流量制御がキャビテーションベンチュリバルブにより可能となる。

10.3.2 設計検討

広域推力制御バルブの諸元を表10.3-1に示す。流量部の形状データを取得するために、3タイプのピントルを試作した。全体形状および外観写真を図10.3-1および図10.3-2に示す。

10.3.3 特性確認試験

(1) 試験目的

水および、実液 (NTO、N₂H₄) 流しを実施し、試作バルブの特性を確認する。この試験により、バルブのキャビテーションを発生させ、流量を制御する条件を確認し 実用バルブを設計するための設計計算式を入手する事を第一の目的とする。

(2) 試験内容/結果

試験フローを図10.3-3に示す。水流し試験では、試作するピントル全6通り (2液に3タイプ) を試験し、キャビテーション発生の特徴を把握した。この結果を考慮し、目標の流量に近いタイプのピントル(No2)を選定した。実液流し試験はこの1タイプの試験を実施し、実液での流量特性等の基礎データを取得した。

水流しおよび実液流し試験の試験コンフィギュレーションを図10.3-4および図10.3-5に示す。

(3) 評価

(a) 流量特性

キャビテーションベンチュリバルブの流量特性は以下の式で与えられ、キャビテーション発生時は、流量は、入口圧と開度のみの関数となる。

$$Q = C_D A \sqrt{2g\rho(P_I - P_v)}$$

Q : 流量

C_D : 流量係数、

A : 流路面積

P_I : 入口圧

P_v : 蒸気圧

キャビテーション発生時の流量特性を確認するための流量特性試験の結果を以下のとおり示す。

図10.3-6 開度と流量係数、流量、流速特性 (N2H4)

図10.3-7 開度と流量係数、流量、流速特性 (NTO)

広域推力制御バルブの流量係数は、開度によらずほぼ一定となり、以下の結果となった。

流量係数 C_d

	NTO	N2H4
予測値	0.85	0.85
試験結果	0.76	0.74
(参考) 水流し	0.81	0.81

今後の推進系システム検討はこの流量係数を使用して実施する。

(b) 圧力損失

キャビテーション確認試験結果より、差圧と流量の関係を以下の通り整理した。

図10.3-8 差圧と流量の特性 (N2H4)

図10.3-9 差圧と流量の特性 (NTO)

十分な差圧があれば、キャビテーションが発生し流量は上流圧のみの関数となっている。キャビテーションが発生するためにはある一定以上の差圧が必要であり、その差圧がキャビテーションベンチュリバルブにおける最小の圧力損失と考えられる。

圧力損失特性を把握するため、以下の式で与えられるキャビテーション係数で、初生キャビテーションが発生する係数（初生キャビテーション係数）を整理した。

キャビテーション係数

$$K_{cv} = \frac{\Delta P}{P_{in} \cdot P_v}$$

P_{in} 入口圧

P_v 蒸気圧

ΔP 差圧

初生キャビテーション係数より、流量制御範囲全域でキャビテーションが発生するためには、以下の式で、バルブに必要な圧力損失が計算できる。

$$\Delta P > K_{cv}(P_{in} - P_v)$$

流量に対して初生キャビテーション係数を整理した結果を以下のとおり示す。

図10.3-10 初生キャビテーション係数（水試験、N2H4用）

図10.3-11 初生キャビテーション係数（水試験、NTO用）

図10.3-12 初生キャビテーション係数（実液試験、N2H4）

図10.3-13 初生キャビテーション係数（実液試験、NTO）

初生キャビテーションに関してはグラフより以下のことがわかる。

- ・バルブ開度が大きいほど、初生キャビテーション係数は大きい。
- ・同じバルブ開度であれば流量が少ないほど初生キャビテーション係数は大きい。これは、同形状では流量が少なくなるほど抵抗係数が大きくなるためと考えられる。
- ・水流し試験でのピントルの違いによる初生キャビテーション係数は、No3のピントルを使用した場合が一番小さかった。これは、No3のピントルがピントルの先端角が一番緩やかなためと考えられる。

- ・ 初生キャピテーション係数は以下のとおり。

初生キャピテーション係数

	開度100%	開度50%	開度25%
N ₂ H ₄	0.27~0.33	0.17~0.24	0.11~0.24
NTO	0.40~0.43	0.35~0.36	0.26~0.28

目標に対する圧力損失（バルブ入口圧 20[kg/cm²]) を以上の初生キャピテーション係数より、推定し整理した結果を以下に示す。

圧力損失

	開度	目標仕様	試験結果推定値
NTO	100 [%]	2.8 [kg/cm ²]	8.2[kg/cm ²]
	10 [%]	8.8 [kg/cm ²]	5.3[kg/cm ²]
N ₂ H ₄	100 [%]	1.0 [kg/cm ²]	6.6[kg/cm ²]
	10 [%]	7.0 [kg/cm ²]	4.8[kg/cm ²]

開度が100%の時は、NTO、N₂H₄両方とも、目標仕様を満足できていないが、流量少ない範囲では、目標仕様を十分満足できている。今後の対策としては、圧力損失を少なくするためにピントルの先端角を緩やかにするなどの方法が考えられるが、推進系システムの圧力特性についても再検討し、必要であれば目標仕様を見直す。

(3)応答性

ピントル開度に対する流量の遅れ時間は、周波数に関係なく、30msec～55msecであり、目標仕様を十分満足することが確認された。

10.3.4 まとめ

「離着陸飛行実験」に関わる先行試験として、平成7年度に計画する広域推力制御燃焼試験に向けて、推力制御バルブ（酸化剤および燃料各1式）の設計・試作・試験を行った。水および実液流し試験の結果から、流体性能、動的機械性能等の基礎データを取得した。主な成果は以下のとおり。

- (1)キャビテーション発生時の流量係数データを取得でき、今後の流路形状の設計データを取得できた。
- (2)初生キャビテーション係数などの圧力損失に関する基礎データを取得でき、今後の推進系全体のシステム設計に対する基礎データを取得できた。
- (3)応答性に関する目標仕様（4.7[Hz]）に対しては、仕様を満足することが確認できた。

10.3.5 今後の課題

今後の課題として、以下の項目があげらる。

(1)広域推力制御バルブを使用した燃焼試験

今回、試作したバルブを燃焼試験に使用可能なように改修し、実際の燃焼試験でキャビテーションベンチュリバルブの有効性を実証する。

(2)バルブ要求仕様

実際に使用する推進系システムの全体的な圧力特性を考慮し、広域推力制御バルブに対する要求仕様を明確にする。

(3)バルブ設計

今回の試作では流量特性データ等を取得することを主目的としたため宇宙用として開発するためには以下のような項目についても検討する必要がある。

- (a)環境条件 振動環境、真空環境等。
- (b)漏洩性 シール部への金属ペローズの採用等。
- (c)軽量化

表 10.3-1 要求仕様対設計仕様

項目		要求仕様	設計仕様
1	使用流体		
	酸化剤	N ₂ O (比重1.419 蒸気圧1.136Kg/cm ²)	
	燃料	N ₂ H ₄ (比重1.009 蒸気圧 0.0185Kg/cm ²)	
2	制御流量範囲 (Kg/s)		No.1 No.2 No.3
	酸化剤	0.70	0.4 0.7 1
	10%時	0.07	0.04 0.07 0.1
	燃料	0.70	0.4 0.7 1
	10%時	0.07	0.04 0.07 0.1
3	圧力損失		
	酸化剤	2.0 (kg/cm ² G) (0.70(kg/s)時)	特性試験で確認
	10%時	8.8 (kg/cm ² G) (0.07(kg/s)時)	特性試験で確認
	燃料	1.0 (kg/cm ² G) (0.70(kg/s)時)	特性試験で確認
	10%時	7.0 (kg/cm ² G) (0.07(kg/s)時)	特性試験で確認
	定格圧力 (1次圧力)	20 (kg/cm ² G)	←
	保証圧力	30 (kg/cm ² G)	←
	耐圧	50 (kg/cm ² G)	←
	制御比	10 : 1	特性試験で確認
	応答性 (100%~10%)	7.5 ms (100%~10%間)	4.7 Hz (100%~0%間)
	消費電力	最大5.6w、DC2.3~3.4V	ACサーボモーター (定格30w)
10	質量	3kg以下	
11	ポートサイズ		MS33649-0

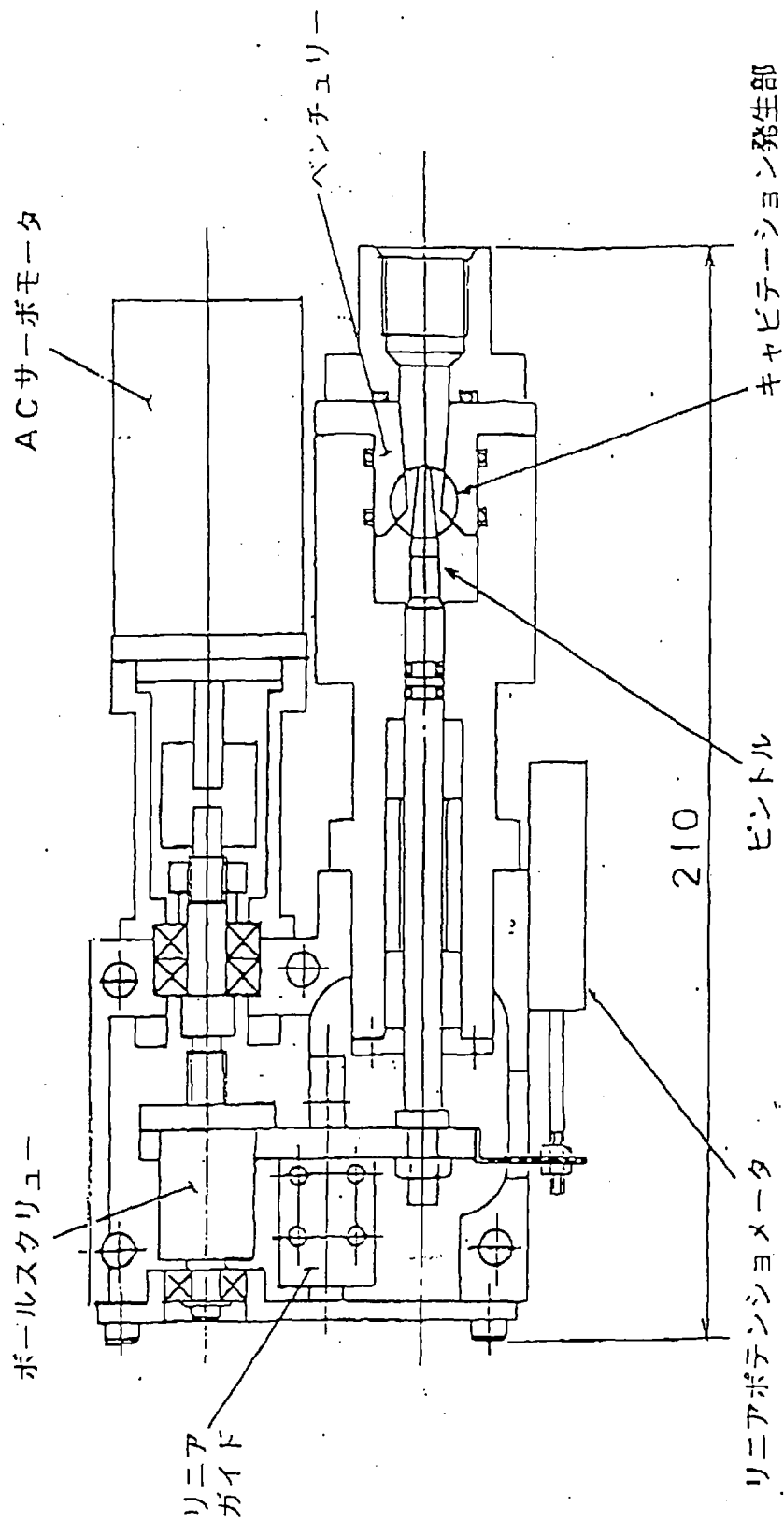


図 10.3-1 広域推力制御バルブ全体形状

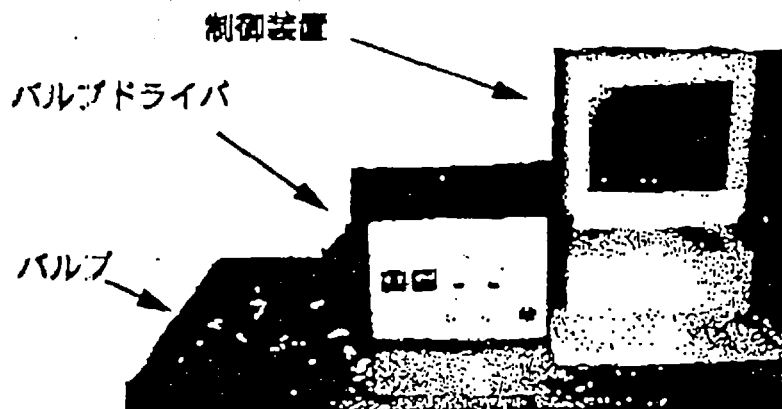
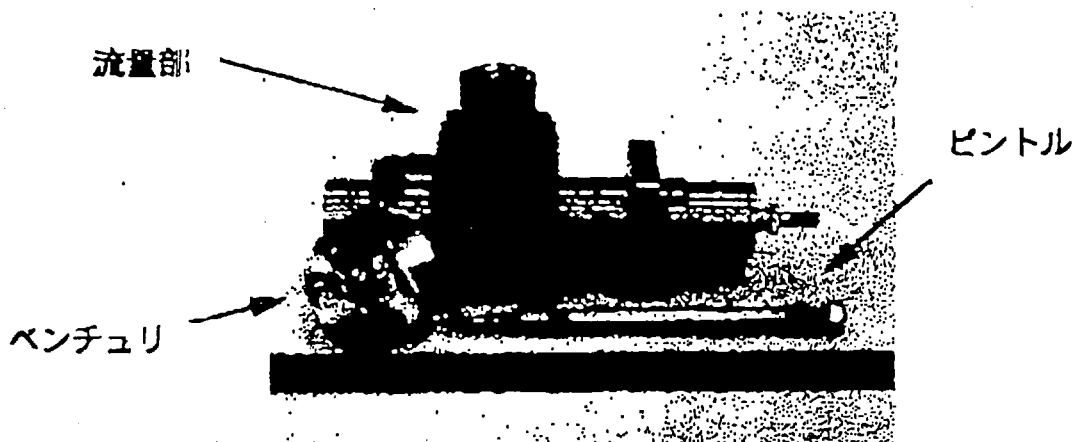
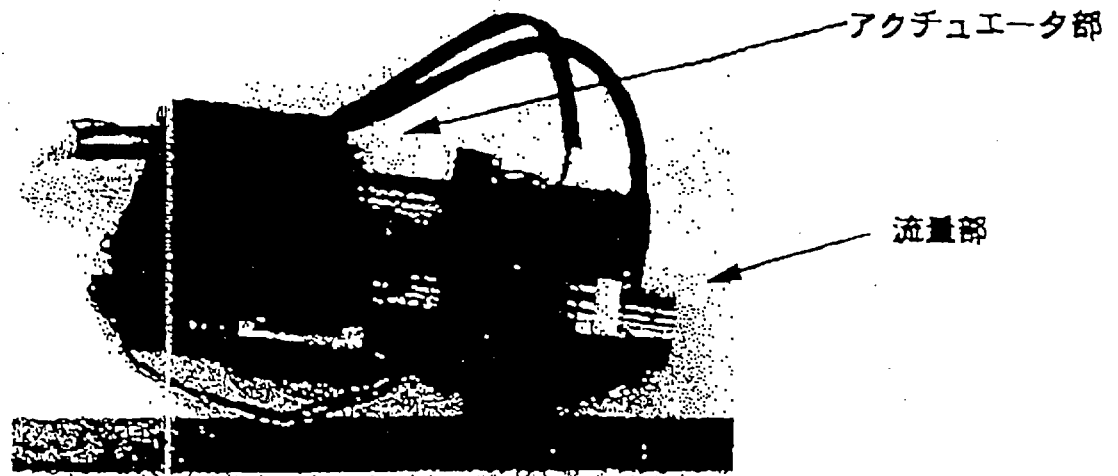


図 10.3-2 広域推力制御バルブシステム外観写真

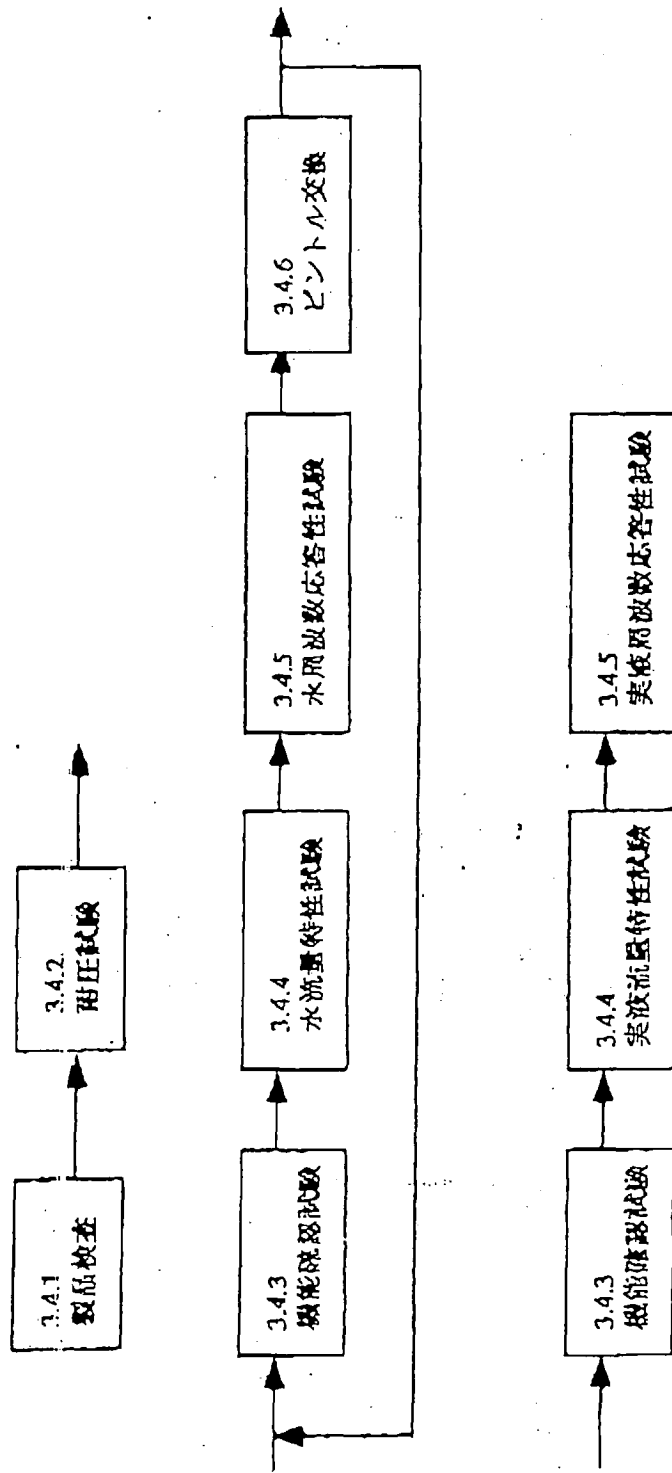


図 10.3-3 広域推力制御バルブ試験フロー

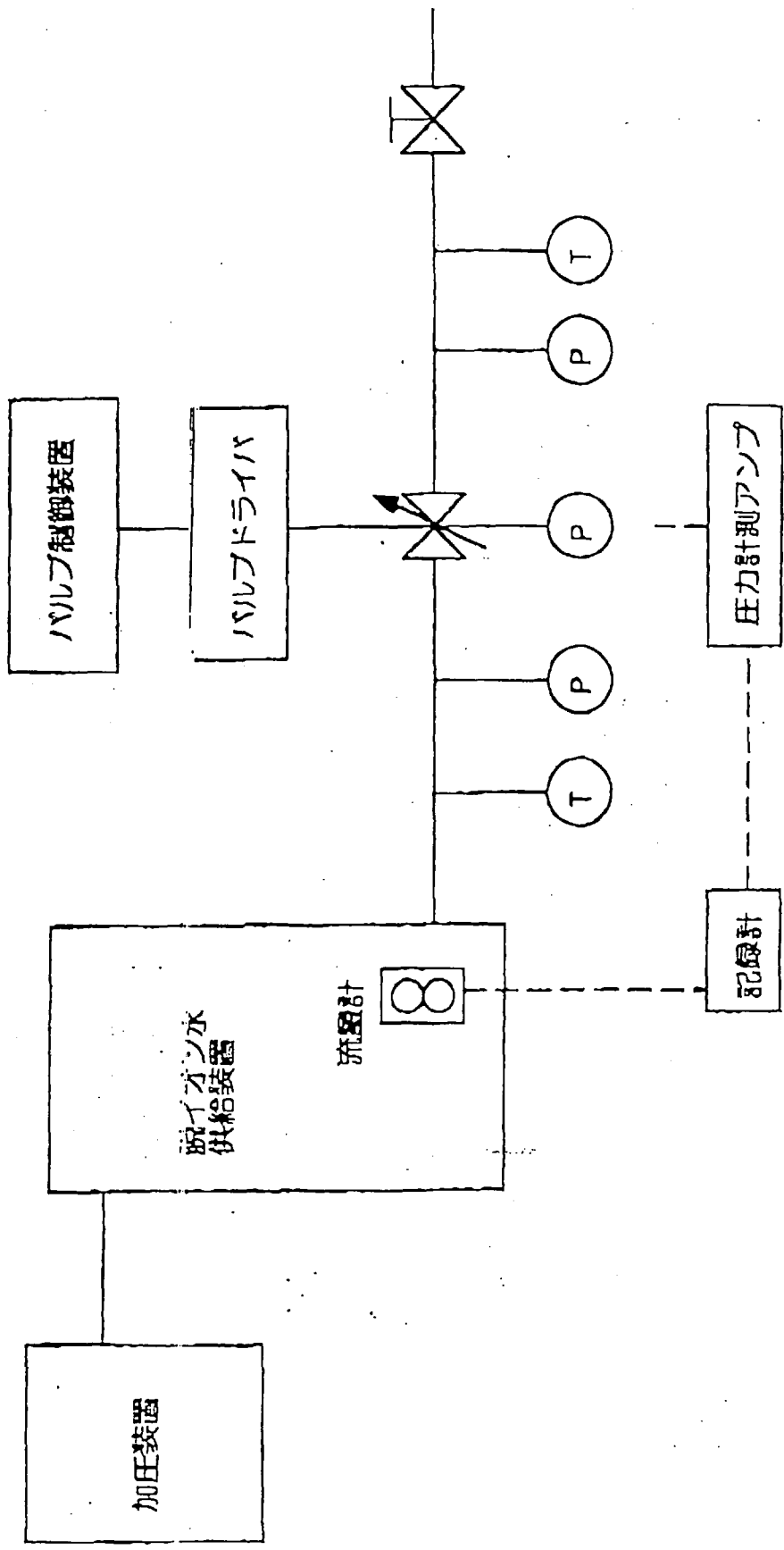


図 10.3-4 水流し試験コンフィギュレーション

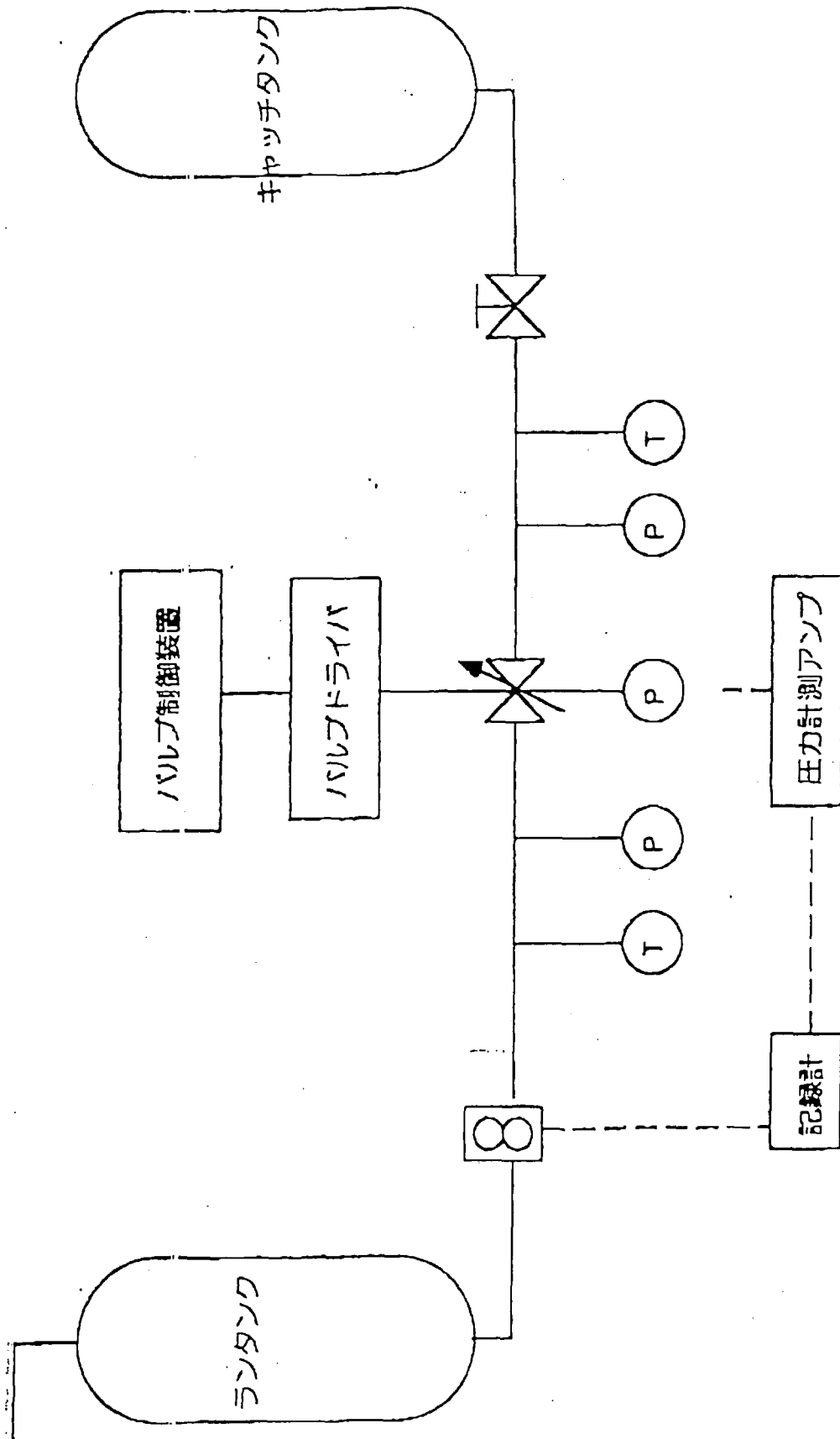


図 10.3-5 高速流し試験コンフィギュレーション

N2H4

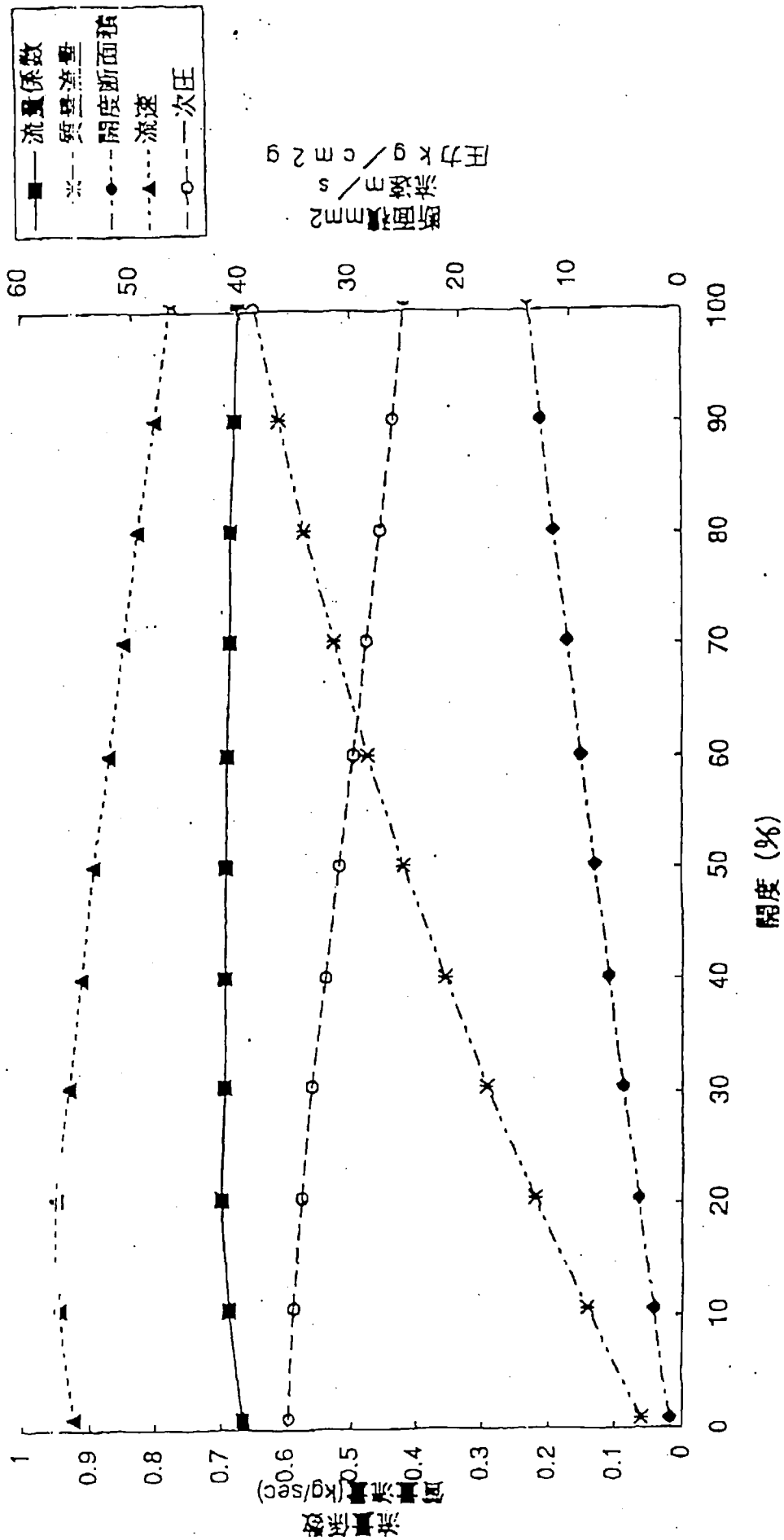


図 10.3-6 開度と流量係数、流量、流速特性 (N2H4)

NTO

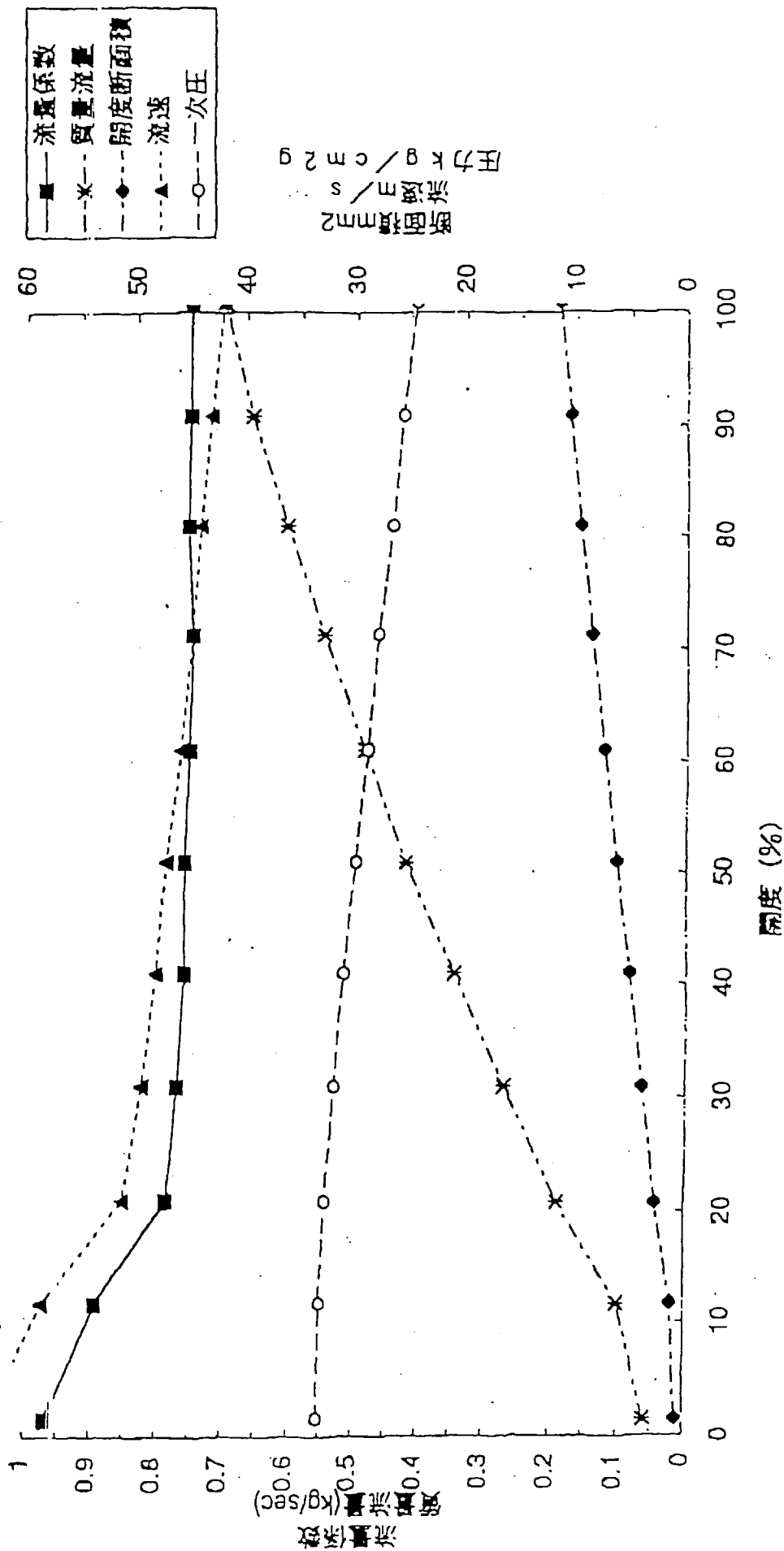
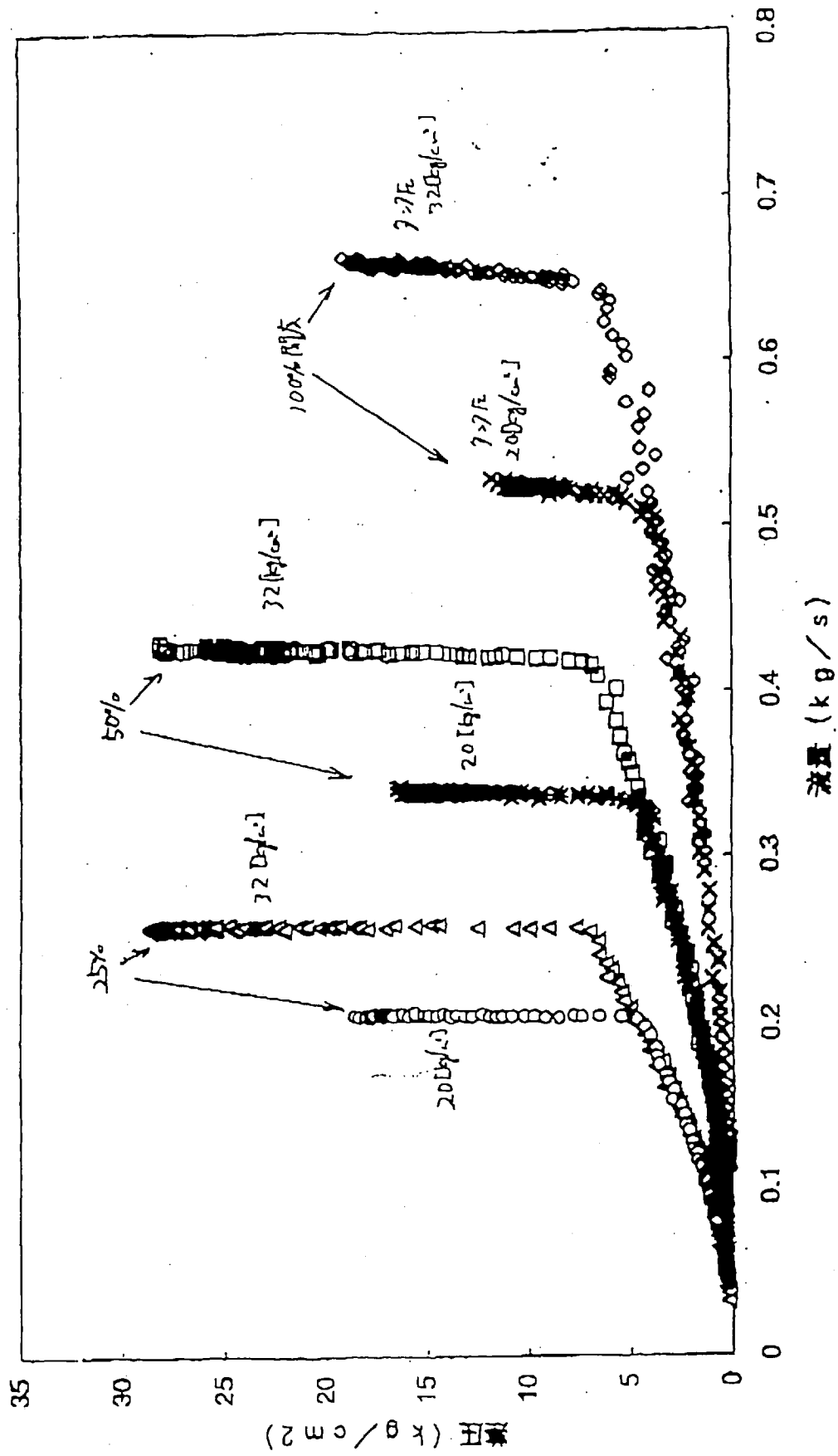


図 10.3-7 開度と流量係数、流量、流速特性 (NTO)

差圧と流量の特性 (N2H4)



\diamond	FC09
\square	FC10
Δ	FC11
\times	FC12
\times	FC13
\circ	FC14

図 10.3-8 差圧と流量の特性 (N2H4)

差圧と流量の特性 (NTO)

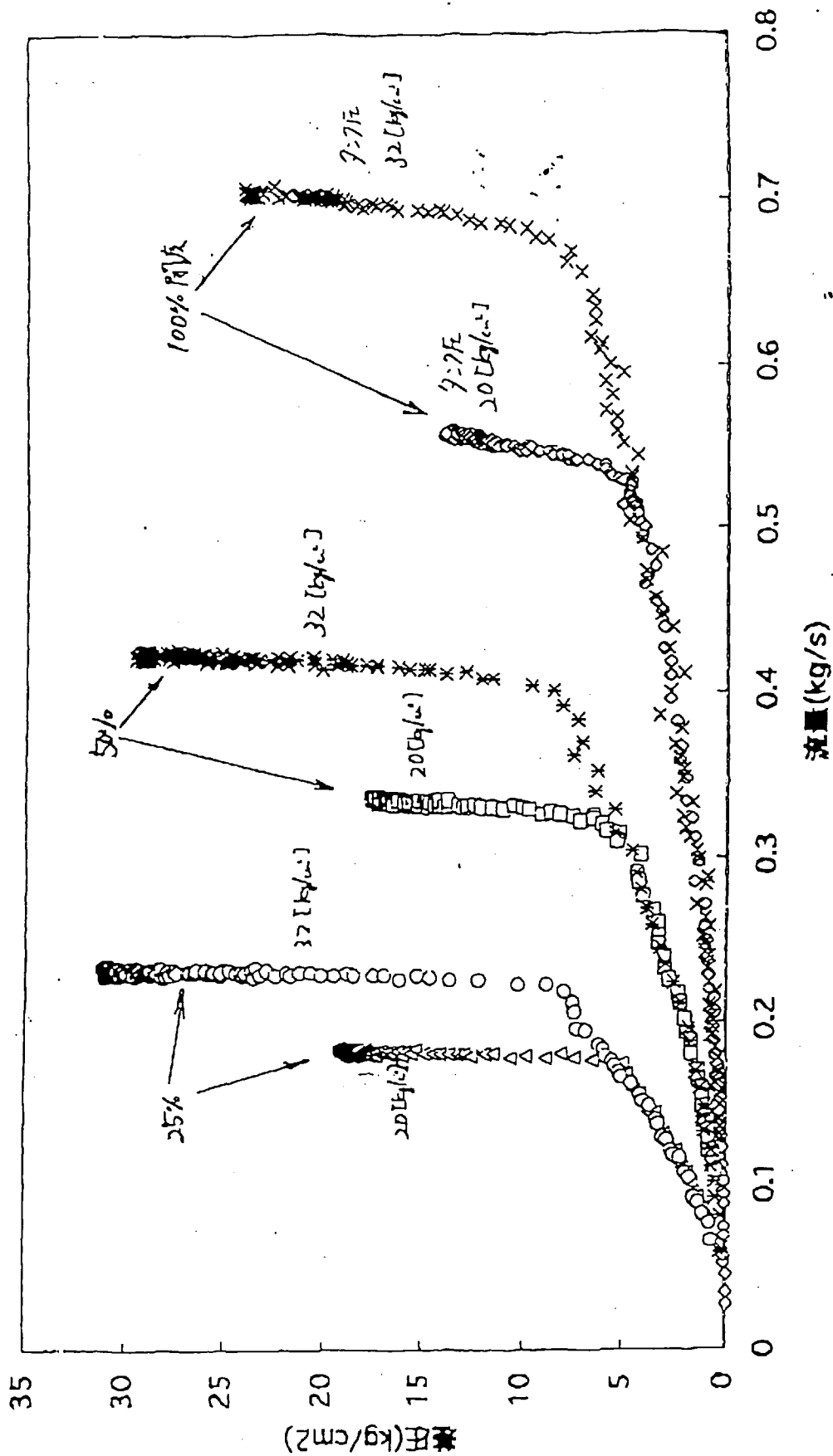


図 10.3-9 差圧と流量の特性 (NTO)

Ca: H₂O (同%)

- No2(86%)
- No2(50%)
- ◇ No1(86%)
- × No1(50%)
- + No3(86%)
- △ No3(50%)

流量係数 (水試験、N2H4用)

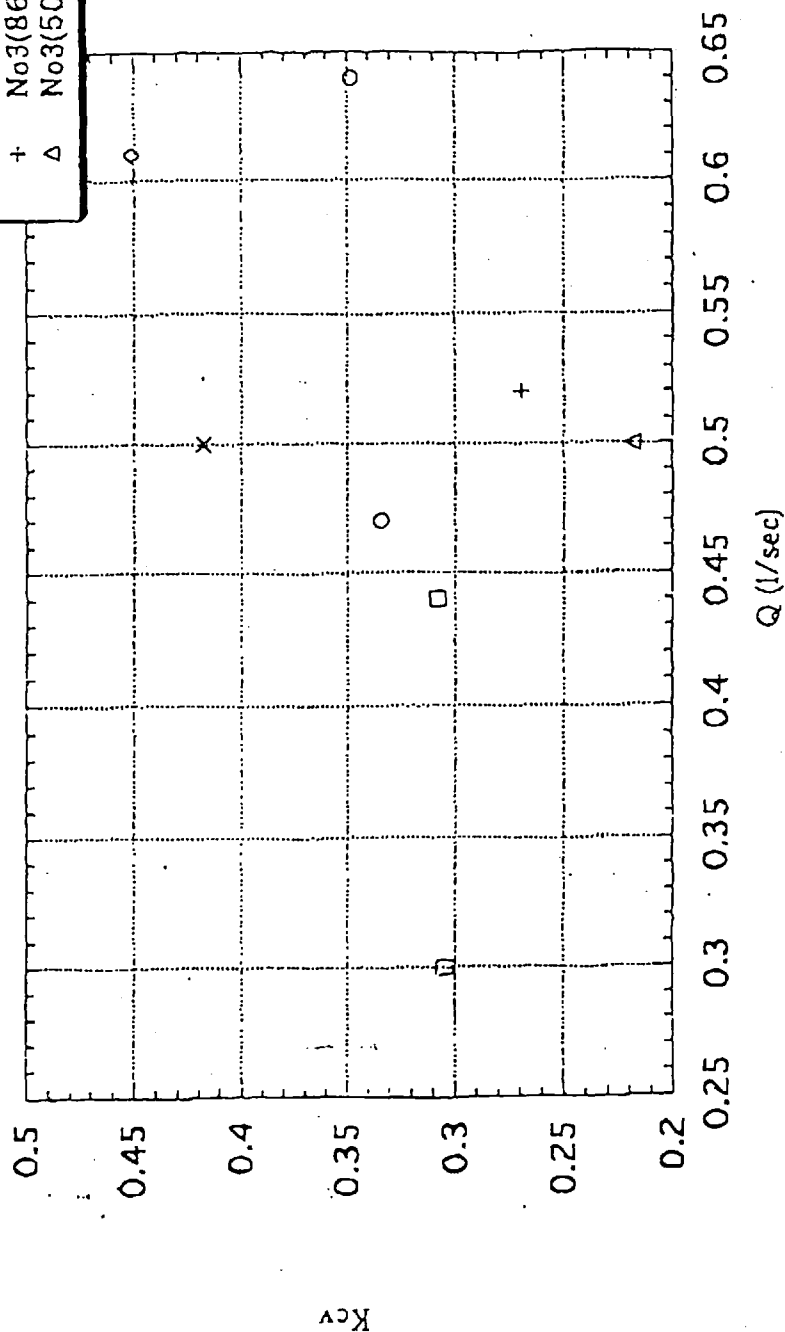


図 10.3-10 羽生キャピテーション係数 (水試験、N₂H₄用)

ε=1.0 (17%)

流量係数 (水試験、NTU用)

- No2(86%)
- No2(50%)
- ◇ No1(66%)
- × No1(50%)
- + No3(86%)

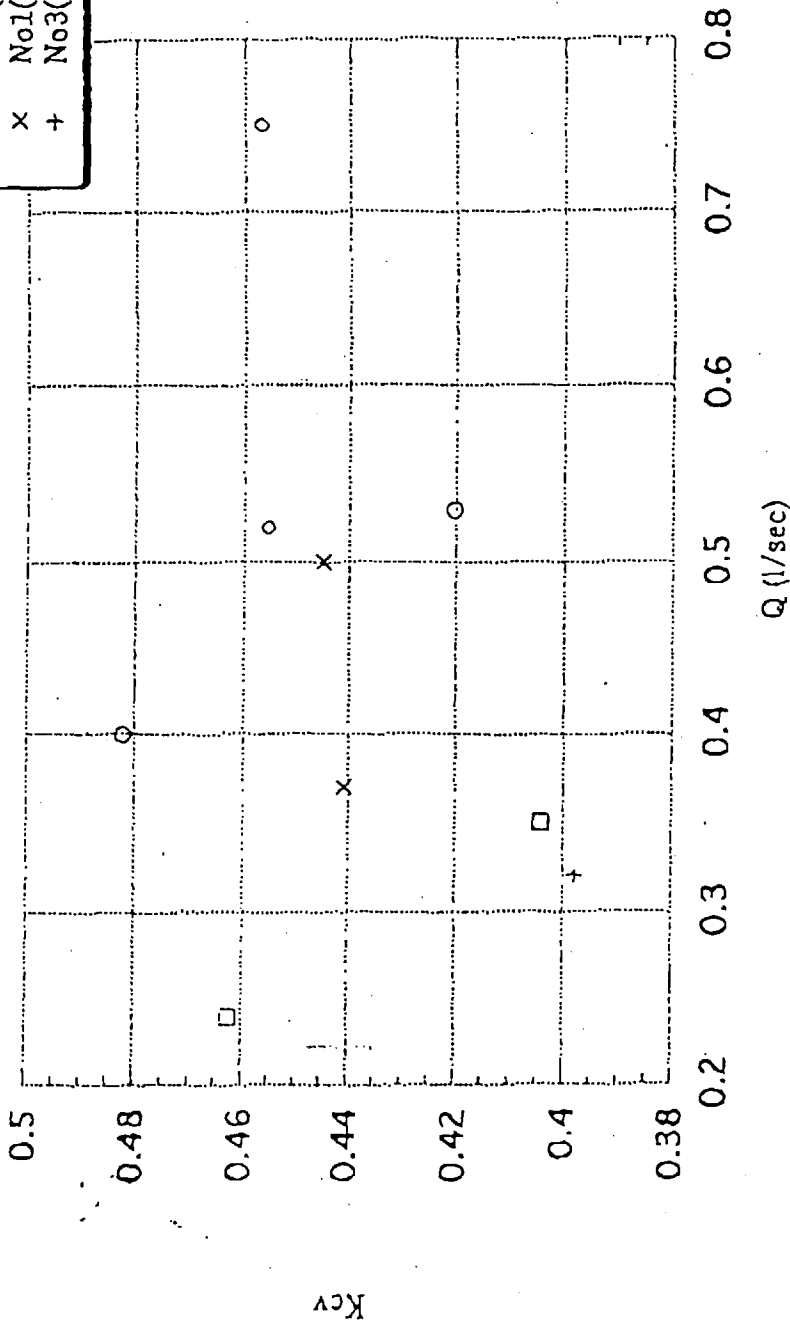


図 10.3-11 初生キャピタリーノズル係数 (水試験、NTU用)

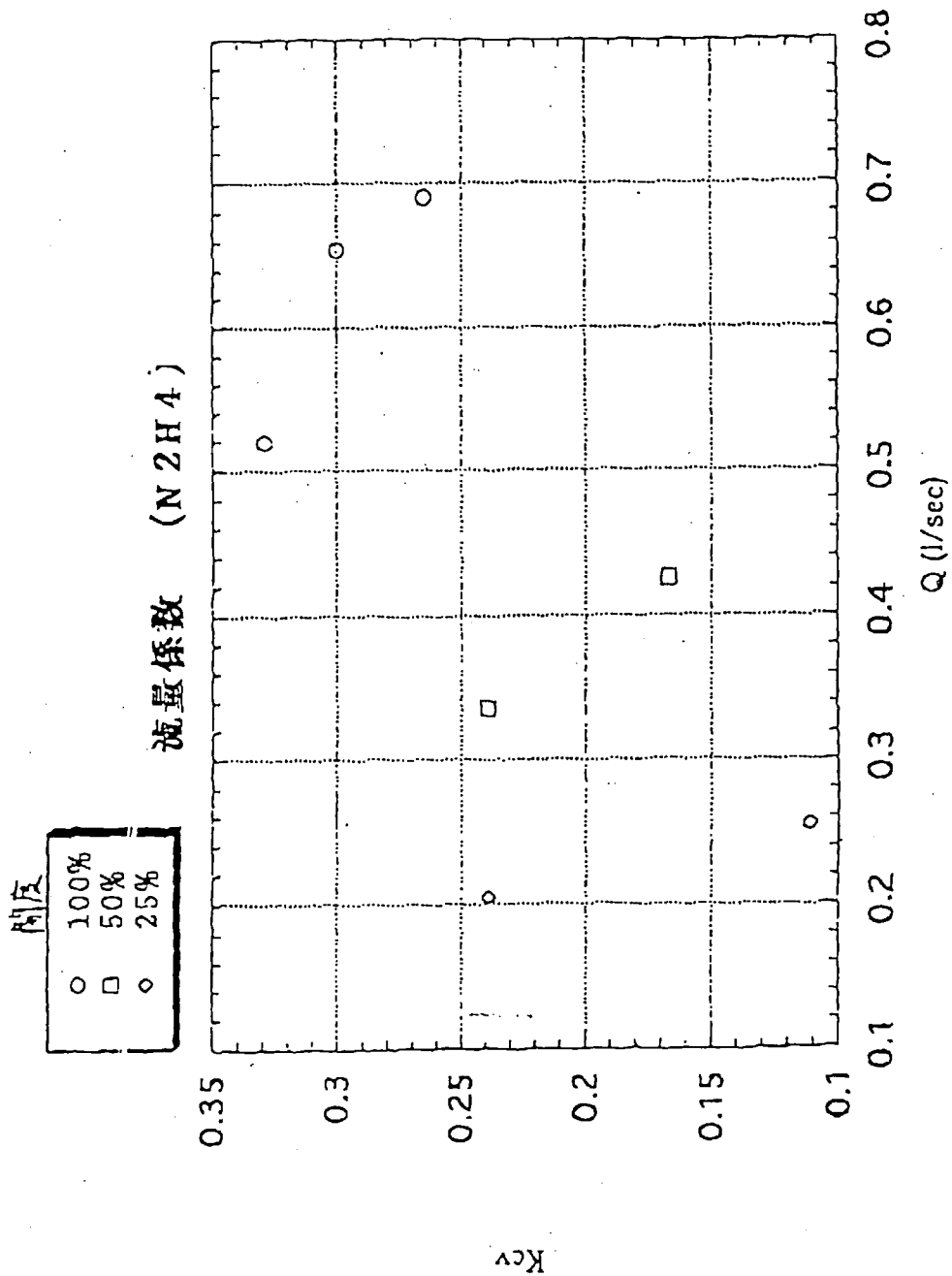


図10.3-12 初生キヤピテーション係数(異相状態, N₂H₄用)

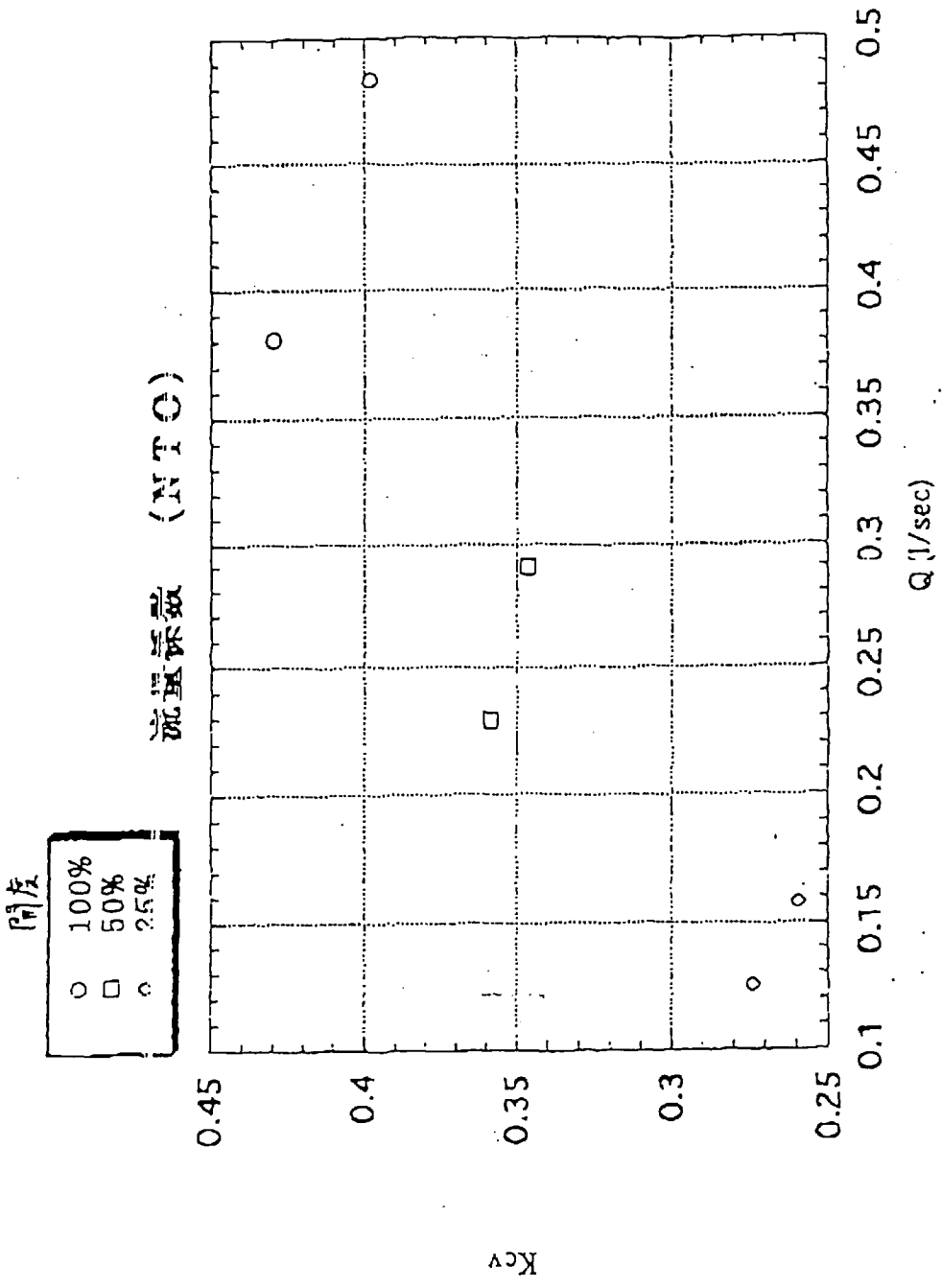


図 10.3-13 初生キヤピテーション係数 (異速試験、NTO用)

10.4 J-1EVE燃焼試験 (エンジングループ 担当)

J-1EVEの燃焼器は、EMが3個(P01, P02, P03)が既に製作され、FMが2個製作される予定である。本実験機には、EMのP02とP03をノズルを改修して(開口比を2.3から2.0に)使用する予定である。試験結果を、図10.4-1～図10.4-4に示す。

本試験結果を反映して、燃焼器に対する推力、Ispの要求値を以下のように定め直す。

設計点	$P_c = 9.0[\text{kgf}]$;	$MR = 1.0$
推力	278[kgf]	以上 (at SL)
Isp	196[s]	以上 (at SL)

P02

J-1 EVE EM燃焼試験
EVEF00326G03
Pc vs. F (地上)

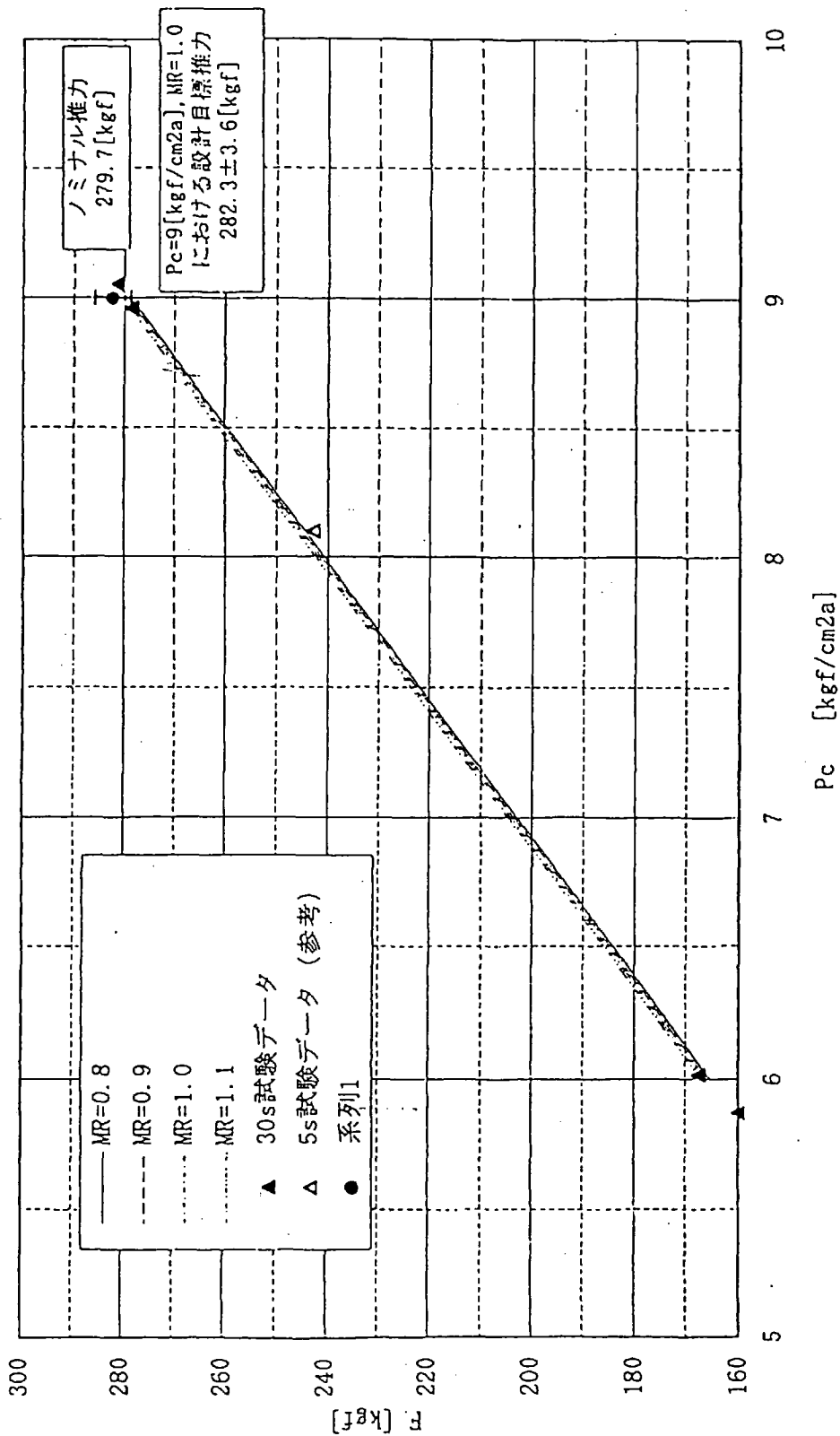


図10.4-1 燃焼圧 vs 推力

POZ

J-1 EVE EM燃焼試験

EVEF00326G03

MR vs. Isp (地上)

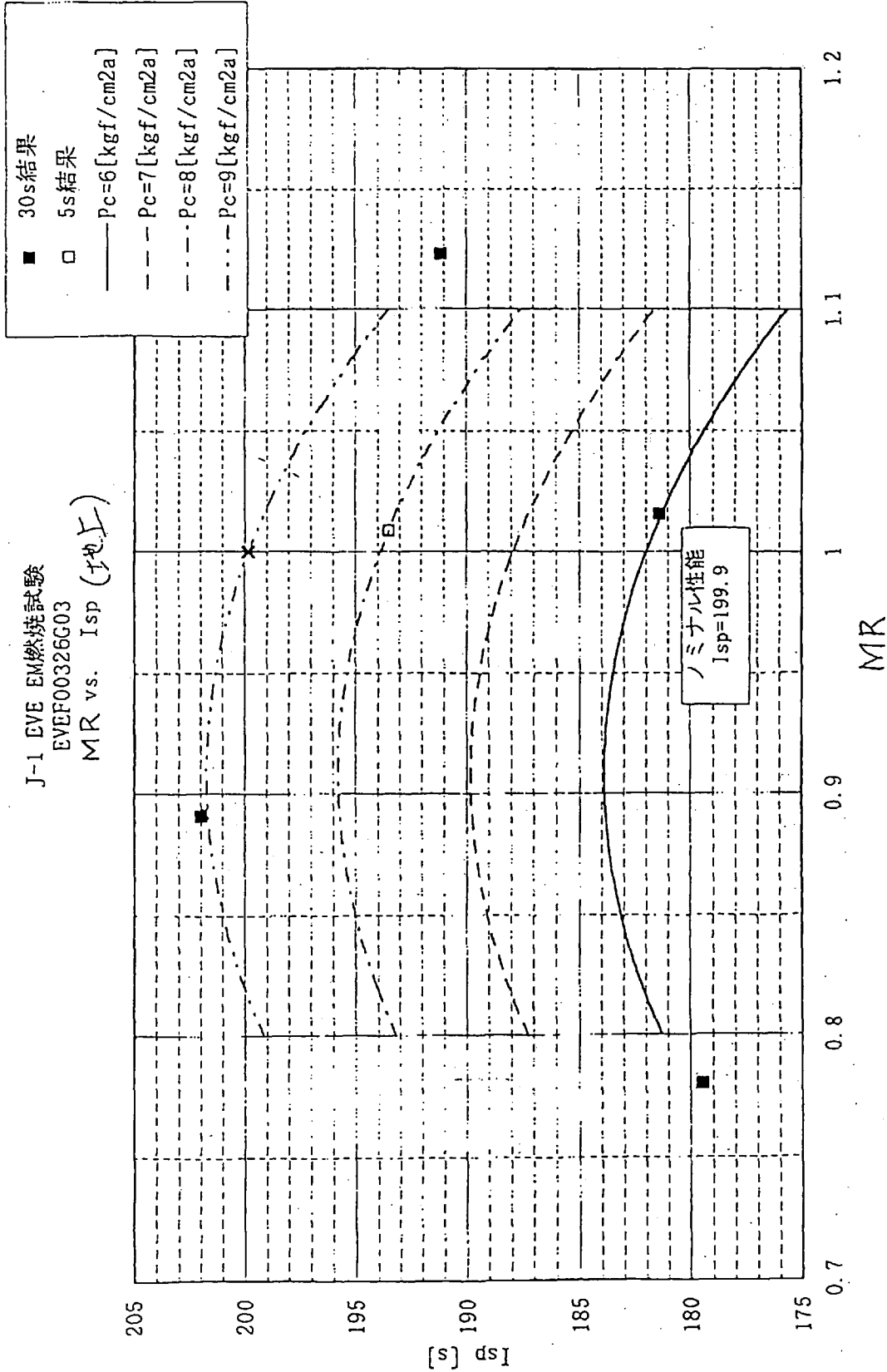


図10.4-2 混合比 vs Isp

P03

J-1 EVE EM燃焼試験
EVEF00326G04
Pc vs. F (地上)

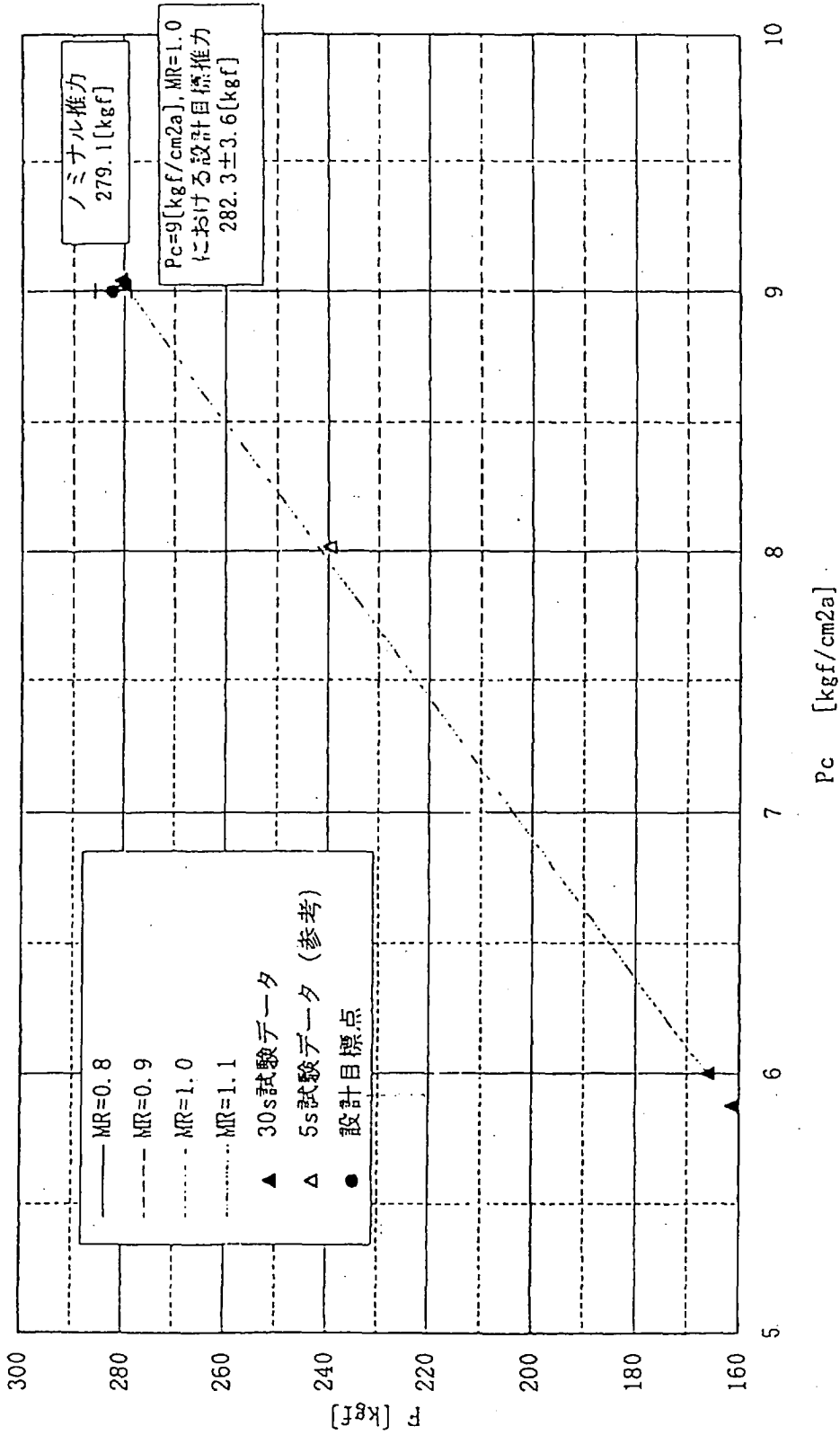


図10.4-3 燃焼圧 vs 推力

P03

J-1 EVE EM燃焼試験
EVEF00326G04

MR vs. Isp (地上)

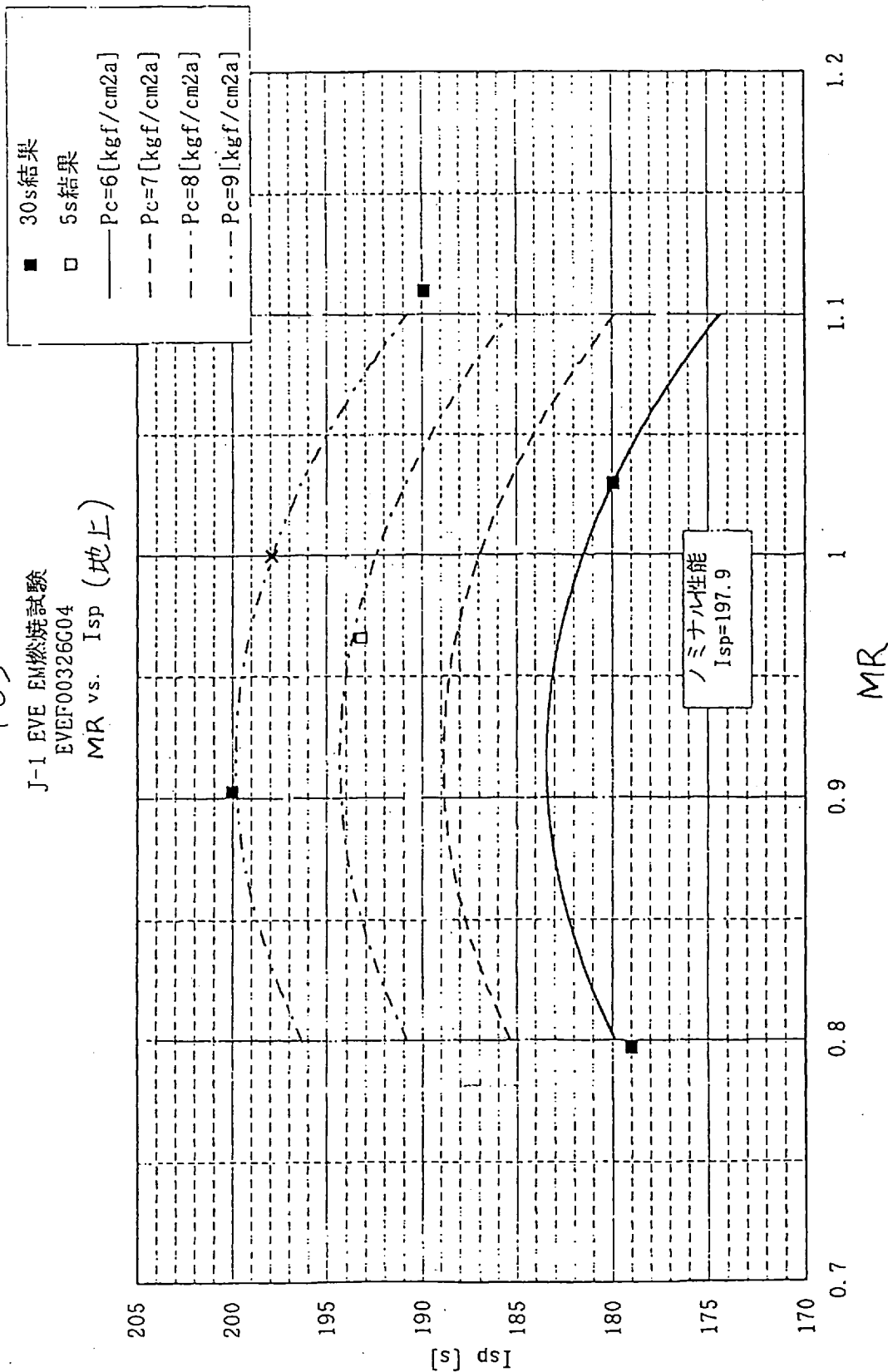
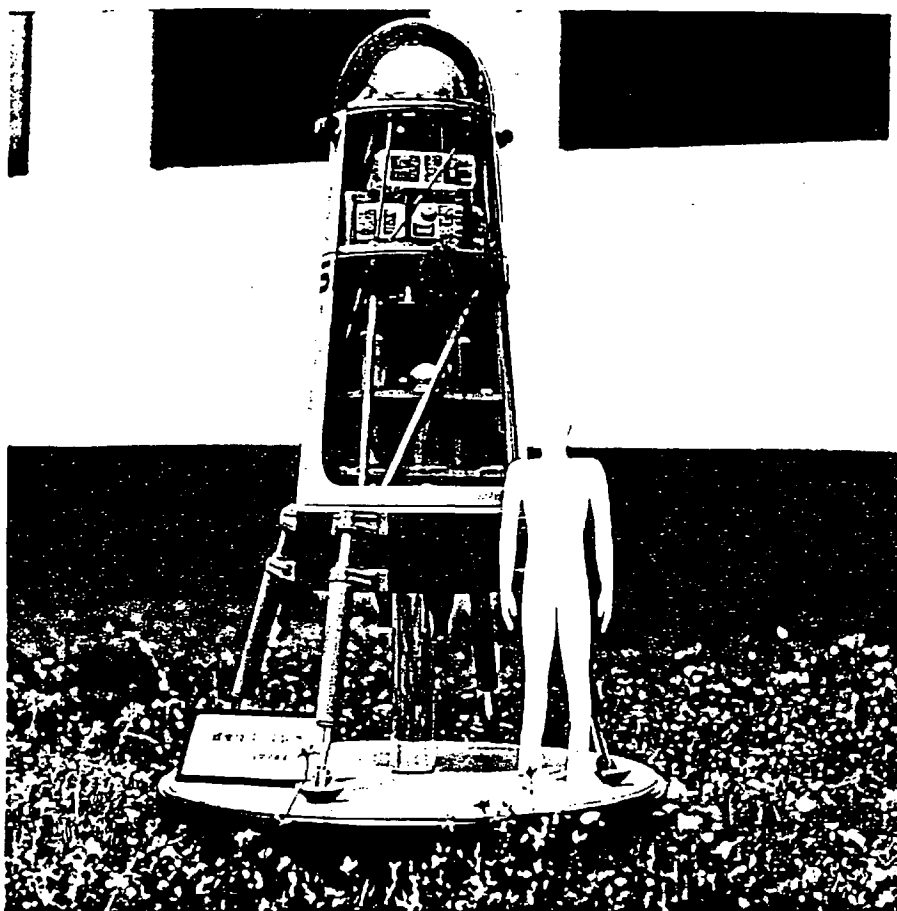


図10.4-4 混合比 vs Isp

1.1. モデル製作

前項までの検討結果を反映して、離着陸実験機の1/7モデルを製作した。
寸法はφ35[cm]×L55[cm]である。



離着陸飛行実験機

12. まとめ

本年度は、離着陸実験機の技術的成立性の確認を行うことができた。
今後は、継続して、エンジン推力制御、誘導・姿勢制御、飛行安全といった点を中心に、より詳細な検討および設計につなげていく必要がある。

13. 関連文書

平成6年度 宇宙輸送シミュラム
「ロケットエンジン推力制御による離着陸飛行実験構想について」 NASDA

付録. 解析ツール (3次元6自由度飛行シミュレーション:SOFT3D)

本プログラムは、再使用型垂直離着陸実験機の3次元6自由度飛行シミュレーションソフトウェアのうち、機体ダイナミクスを取り扱うものである。したがって、誘導制御に関するモジュールは組み込まない。また、機体コンフィギュレーション (主エンジン数・位置・シリアル制御の有無・RCS数・位置) が容易に修正できるように設計し、空力特性は特に考慮しないものとする。

本プログラムの使用により、水平飛行限界距離が明らかになった。(図6.3-1)

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-950012

発行日 1995年8月31日

編集・発行 宇宙開発事業団

〒105-60

東京都港区浜松町2丁目4番1号

世界貿易センタービル22階

TEL 03-5470-4111 (代表)

©1995 NASDA

無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>

宇宙開発事業団調査国際部技術情報課

TEL 03-5470-4276 ~ 4279

