

ISSN 1347-4588
UDC 629.7.018.7
629.78

独立行政法人

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1466

極超音速実験機（HYFLEX）設計結果

NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ

2003 年 8 月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

NAL / NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ

山本昌孝 NASDA
白水正男 NAL
渡辺重哉 NAL
井上安敏 NAL
滝沢 実 NAL
甲斐高志 NAL
山本行光 NAL
藤井啓介 NAL
高木亮治 NAL
鈴木広一 NAL
伊藤 健 NAL
大竹邦彦 NAL
少路宏和 NAL
石本真二 NAL
中島 厚 NAL
秋元敏男 NASDA
森戸俊樹 NASDA
下田孝幸 NASDA
寺岡 謙 NASDA
鈴木裕介 NASDA

は本報告の分担執筆者
所属は、開発時

目 次

概 要	1
第1章 はじめに（本報告の位置づけ）.....	1
第2章 飛行実験概念の構築	2
2.1 実験目的.....	2
2.2 実験機.....	2
2.3 飛行経路・飛行計画.....	3
2.4 飛行実験.....	5
第3章 実験機設計	6
3.1 設計の基本方針.....	6
3.2 実験機の構成.....	7
3.3 機器配置及び質量特性	10
3.4 空力設計	12
3.4.1 空力形状設計方針	12
3.4.2 風洞試験及びCFD 解析	15
3.4.3 空力特性の推定	16
3.4.4 空力加熱特性の推定	38
3.5 熱・構造系	40
3.5.1 荷重条件・加熱条件	44
3.5.2 主構造	44
3.5.3 熱防護系	44
3.5.4 熱防護系設計解析	52
3.6 空調系	58
3.7 誘導制御系	59
3.7.1 搭載計算機	59
3.7.2 搭載ソフトウェア	60
3.7.3 慣性センサユニット / 航法系	62
3.7.4 誘導則	66
3.7.5 制御則	70
3.7.6 誘導制御系システム試験	73
3.8 通信・追尾系	73
3.9 電力電装系	77
3.10 推進系	78
3.11 アクチュエータ系	82
3.12 減速・回収系	85
3.13 実験計測系	87
3.13.1 温度計測	92
3.13.2 圧力計測	99
3.13.3 ヒンジモーメント.....	101
3.13.4 構造歪.....	104
3.13.5 電波反射強度.....	104

3. 13. 6	最高温度モニタ	108
3. 13. 7	実験計測系シグナルコンディショナ	110
3. 14	環境条件	110
3. 14. 1	機械的環境条件	110
3. 14. 2	熱的環境条件	111
3. 15	J - Iアダプタ	111
3. 16	J - Iロケットインターフェース	112
第4章	飛行計画設計	113
4. 1	飛行計画	113
4. 2	飛行安全計画	116
4. 3	データ伝送・追尾計画	121
4. 4	飛行データ解析計画	123
第5章	結び	126
参考文献		126
付録A1	略語表	128
付録A2	概略飛行経路の設定	131
付録A3	RCSのヨー・スラスト位置の変更について	132
付録A4	実飛行時のエレボンヒンジモーメント推定における慣性力の考慮	133
付録A5	姿勢制御系設計における複数の空力微係数の不確定性の考慮方法に関する考察	133
付録A6	小笠原周回飛行経路	134
付録A7	フィードバックゲインの設定	135
付録A8	ダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導	137
付録A9	D - V線図上でのコリドー設定	138
付録A10	減速系及び回収系の搭載位置	139
付録A11	圧力導入管の応答遅れに関する試験及び解析	139
付録A12	プラズマに関する諸量	142
付録A13	低超音速以下の飛行方法	142
付録A14	パラシュート放出コマンドの送出について	143
付録A15	指令破壊を含む早期分離に関する飛行安全対策	143
付録A16	分離許容域の設定	145
付録A17	HYFLEXの落下予想域と航空路の干渉を避けることが困難な理由	145
付図1 ~ 38		146
付表1		194

極超音速実験機(HYFLEX)設計結果*

NAL/NASDA HOPE 研究共同チームHYFLEXサブグループ^{*1}

Design and Development of the Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) Vehicle *

HYFLEX Sub-Group, NAL/NASDA HOPE Team

ABSTRACT

The Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX) was conducted in February 1996 as Japan's first hypersonic flight of a lifting vehicle with the basic characteristics of a reentry vehicle. This paper describes details of the final design of the vehicle sub-systems, and in brief its flight plan and an analysis of the flight data.

Keywords: flight experiment, hypersonic, lifting vehicle, reentry, HOPE

概 要

1996年に飛行実験を行った極超音速飛行実験(HYFLEX)の最終的な設計結果について、全体像をまとめた。この飛行実験は我が国初の極超音速揚力飛行であり、機体や飛行計画は宇宙往還機の基本的な特徴を有する。記述は機体の設計を中心とし、サブシステム毎に設計結果やその考え方を詳述し、飛行計画やデータ解析計画についても述べている。

第1章 はじめに(本報告の位置づけ)

1996年(平成8年)2月12日に飛行実験が行われた極超音速飛行実験¹⁾(HYFLEX: Hypersonic Flight Experiment)は、H- ロケット打上型有翼回収機²⁾(HOPE: H- Orbiting Plane)研究開発の一環として実施された飛行実験のひとつであり、航空宇宙技術研究所(以下、航技研と呼ぶ)と宇宙開発事業団の共同プロジェクトとして行われた。HOPE開発のための飛行実験は、軌道再突入実験³⁾、小型自動着陸実験⁴⁾および極超音速飛行実験の3つが行われた。このうち極超音速飛行実験は、主として揚力体の極超音速飛行技術を実証するものであり、我が国として初の極超音速揚力飛行となったものである。

HYFLEX開発着手までのコンセプト検討経緯は文献⁵⁾に詳しく述べた。各種コンセプトのうち最終的に実現したJ- ロケットの衛星フェアリング内に搭載して打ち上げられる形態は、平成3年度半ばに航技研が中心になってまとめた「ベースライン実験機構想」に端を発する。この「ベースライン構想」に基づき航技研と宇宙開発事

業団は共同で予備設計を行い、平成3年度末に「基本設計初期構想」⁶⁾をまとめた。平成4年度からはいわゆる開発に入り、基本設計、詳細設計、維持設計を進め、完成した実験機は平成8年2月12日に飛行実験を行った。

「飛行実験」を行う第一義的な目的は、一般的には(特定または総合的な)技術の飛行実証及び実飛行データの取得であり、両者の比率は実験の位置づけにより異なる。実験機の設計・製作はどちらかといえば、飛行実験のための手段という整理ができる。しかし、極超音速領域の飛行実験に関しては、この速度域で飛行する機体の開発経験が豊富でないことから、飛行に至るまでの実験機の設計・製作における技術経験の蓄積も「飛行実験」の第一義的な目的のひとつであると考えられる必要がある⁷⁾。

そういう観点から、HOPE計画あるいはそれに続く宇宙輸送系の研究開発に向けて、HYFLEXの設計に関して整理しておくことは、技術の継承の点から非常に重要なことであると考えられる。設計の詳細は、開発中に作られた各種報告書や資料に詳しいが、それらは必ずしも公開されたものではなく、一般の入手性に問題がある。本報告は、HYFLEXの設計について、公開論文として、前提、方針、トレードオフ、設計解析、設計結果等についてまとめたものである。なお、本報告はHYFLEXの

* 平成15年5月29日受付(received: 29 May 2003)

設計全体についてまとめたものであり、すでにまとめた基本設計初期構想⁶⁾と内容が一部重複する部分がある。

実験機の設計は、航技研と宇宙開発事業団の共同研究及び契約に基づくメーカ等の作業として実施されたものであるが、各々の成果についてその帰属等を区別して明記することは設計の進め方の性質上困難である。このことから、本報告はその集大成として航技研と宇宙開発事業団がまとめたものであり、個別の成果についてその担当、出典等は明記していない。

なお、一般の研究と異なり、開発はその内容・成果を論文等の形で発表することを主眼として進められてはなく、成果の整理も論文文化を前提とはされていない。この事情は、実験機の場合でも特に違いはない。特に、宇宙開発事業団においては、その業務の性質上、飛行実験が終了すると担当者は速やかに他の業務を担当することとなる。そのような状況から、本報告は項目により内容の深度に極端なばらつきが生じてしまっているのは否めない。しかし、そうであるのにも拘わらず、可能な範囲で設計結果をまとめる意味はあるという判断で執筆されたものであり、内容の密度に差がある点はご容赦願いたい。本報告では、そのような事情による読みにくさを少しでも解消すべく、比較的各論であると考えられるものは、巻末に付録としてその内容に詳しく触れる形をとるとともに、図表に関しても本文との密接度が低く資料的な意味で掲載したものは、巻末に付図・付表としてまとめた。

飛行実験の第一義的成果である飛行データ及びその解析については、速報的なものを HYFLEX/HOPE シンポジウムの講演論文集¹⁾として飛行から約5ヶ月時点のものをまとめた。さらに詳細な解析結果等は個別の論文^{8・14)}としてまとめられつつある。開発過程における設計と並ぶもう一つの重要成果である製作技術に関しては、基本的にはメーカに蓄積されるものであり、特段の報告にまとめる予定はない。

第2章 飛行実験概念の構築

本章では、HYFLEX 飛行実験の基本を決めた考え方について述べる。つまり、設計フェーズでいえば概念設計に対応する内容であるが、飛行実験の骨格はほぼこの時点で確立している。第3章以下で述べる設計の詳細は、本章で述べる骨格に肉付けしていく作業に相当するといえよう。

2.1 実験目的

極超音速飛行実験は、

- ・ HOPE をはじめとする将来の宇宙往還機の開発に必要な、極超音速機の設計、製作、飛行技術の蓄積
- ・ 地上試験 (CFD 解析を含む) をはじめとする設計ツ

ールの飛行データによる検証

- ・ 極超音速飛行実験の基礎技術の確立
- をその主な目的とした。

即ち、我が国の無人有翼往還機の実用化に向けた研究開発の過程における極超音速揚力体の最初の飛行として、設計 / 製作 / 誘導制御について全般的な「基本技術」の取得・実証を行うと共に、実飛行環境に関する飛行データを取得することを主眼としており、特定形状の空力特性の確認や特定技術の飛行実証を目的としたものではない。

ここで強調しておくべきことは、“1. はじめに”でもふれたように、HYFLEX においては、実験機の設計・製作のプロセスは「飛行実験」に向けた単なる手段ではないということである。即ち、今後我が国で開発が行われるであろう宇宙往還機の設計、製作の手順、基準等を確立するための第一歩である位置づけられ、目的の重要な部分を占めるということである。

2.2 実験機

実験目的の項で述べたように、HYFLEX は極超音速揚力飛行体の開発・飛行の基礎技術の取得を目的としている。そのような位置づけの実験機として、HYFLEX 実験機は、次の2点を基本要件とした。

- ・ 極超音速揚力機としての基本的な誘導制御機能を備えた機体であるが、HOPE と相似形状であることは要しない。
- ・ HOPE で想定されている熱防護系と共通のコンセプトの熱防護系をもつ。

これは、主として次の2つの理由による。

極超音速飛行体の重要な設計評定の一つであるノーズ淀点空力加熱率の形状依存性は $[\text{長さ}]^{1/2}$ に比例する。このことから、相似形状のサブスケール機を同一速度で飛行させるためには、スケールダウンに伴う空力加熱率の上昇を許容する別種の熱防護系 (例えばアブレータ) の使用か、同一速度における飛行高度を大幅に上昇させる (大気密度を低下させる) のための揚力面荷重の低減等の対策が不可避となる。前者を選択した場合は実機の熱防護コンセプトの飛行評価ができなくなる。後者の場合は大幅な軽量化を必要とすることから技術的な困難が生じる (仮に軽量化に成功しても、飛行経路が異なるため、総加熱量や実在気体効果、境界層遷移等の現象は実機と一致しない)。空力形状の相似性と熱防護系の相似性の必要度の軽重については、次のように考えられる。熱防護材料の素材レベルの試験はアーク風洞等で可能であるが、構造まで含んだ大きさの熱防護系の試験は少なくとも我が国の現有設備では不可能であり、構造を含む熱防護系の評価に関する飛行試験の必要性は高い。一方、

空力形状の相似性による空力・熱空力特性の確認は、地上試験、CFDの信頼性が比較的高いこととことから必要性は比較的低い(境界層遷移は、比較的行実験の必要性が高い現象であるといえるが、上述のようにサブスケールでは相似形の意味が低くなる)。また、形状の相似性を満たすためには、現実的にはノーズや主翼前縁をはじめとする多くの部分にアブレータを用いることとなり、その場合は得られたデータの質にも問題が残る。これらの理由から、HYFLEXの飛行実験コンセプトの策定においては、熱防護系の基本構成及びその最高温度環境等を一致させることとし、形状の相似性は放棄することとしたものである。

2つ目の理由として、わが国の再突入技術は、カプセル状の軌道再突入実験機(OREX)の例があるのみであることから、我が国初の揚力体の極超音速飛行となるHYFLEXでは、経費、開発リスク等が小さい比較的簡易な実験機で極超音速揚力機の設計、製造、飛行等の一連の技術経験蓄積を行うことが効率的である判断したことによる。

HOPE相似形でない場合、一般的な極超音速揚力機の形状としては、明確な主翼と胴体を持つ有翼タイプやリフティングボディタイプなどのように多くの可能性がある。HYFLEX検討の初期においては、HOPE形状との類似性を意識して図2.2-1に例を示したような有翼タイプを前提に検討を進めていた⁴⁾。しかし、HYFLEX実験機の打上げロケットとして、宇宙開発事業団と文部省宇宙科学研究所の共同で開発が進められたJ-ロケット

の試験機1号機を用いることがHYFLEX計画具体化の過程で決定され、実験機がJ-ロケットの衛星フェアリング内に搭載可能なことが要請された。このため、HYFLEX実験機は狭胴なりフティングボディ形状以外の選択はなくなった。形状設計の詳細は3.6空力設計で述べる。

2.3 飛行経路・飛行計画

極超音速機のように高速の飛行実験の飛行計画を考える際に考慮すべき基本的な項目の一つは、その飛行距離である。すなわち、高速の飛行実験においては飛行距離のうち加速と減速に費やされる割合が支配的になる。HYFLEXのようなロケットによる加速/滑空による減速の場合、加速度と減速度の大きさの選択の幅は小さく、到達最大速度を決めると全飛行距離は概略決まってしまう。また、高速での旋回(経路変更)の自由度は小さく、全飛行距離は、概ね打上げ点と着陸(着水)点の間の直線距離となる。HYFLEXにおいては、打上げロケットの能力や機体の耐熱性などから最高速度は4km/s程度になると想定され、この速度に対する飛行距離は1000kmオーダーになることから、着水点は種子島宇宙センターから1000km程度離れた位置となる。

飛行中の実験機の追尾及びテレメトリデータ取得に関する配慮も飛行計画策定において重要な点である。種子島宇宙センター(TNSC)から打ち上げた場合、1000km先にあるこのような設備としては父島の小笠原追跡局(ODRS)があり、ODRSでの実験機の追尾、テ

全備質量	1.5ton
翼面積	10.745m ²
重心位置	61%

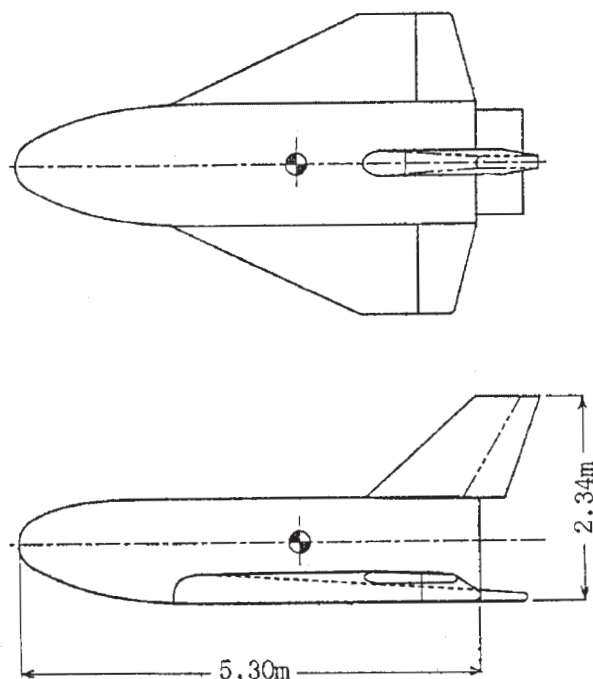
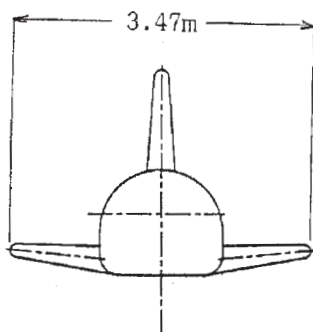


図2.2-1 有翼タイプの実験機の例

レメトリの受信を行うことを前提に小笠原諸島近海での滑空実験が有力な案となる。

飛行経路概念の具体化をもう一步進める場合に考慮すべき点は主な事項は次のような点である。

- ・打上ロケットの能力・制約
- ・実験機の能力・制約
- ・地上局からの位置
- ・地上に対する安全

経路設計を行う際に考慮すべき打上げロケットの能力は、トータル・インパルスやペイロード重量等で表される絶対的な打上げ能力のみではない。即ち、トータル・インパルスやペイロード能力の範囲であっても、ロケット自身の耐熱性や段間継手の強度制約を満たす範囲でしかロケットは飛行できない。飛行経路設計上の観点で言い換えると、絶対的な能力の範囲内であっても $H-V$ 線図上で任意の点には投入できるとは限らない。HYFLEX 実験機のような滑空機の飛行実験においては、揚力（と遠心力の和）が重力と概ね釣り合う平衡滑空経路に直接投入されることが望ましいが、 4km/s における平衡滑空経路は高度 $7,80\text{km}$ 付近であり、この高度への投入は J - ロケットの耐熱性や経路変換能力から不可能である。また、ロケットの改修を行うことによりそれらが解決できるとしても、HYFLEX 実験機の打上げが J - ロケットにとっても試験飛行であり、燃焼終了までのロケットの追尾とテレメトリ・リンクが必要なため、電波ブラックアウト発生との観点から、平衡滑空経路への直接投入は不可能とされた。平衡滑空経路より

大幅に高い経路への投入では、揚力体といえども十分な揚力を発生することができないため、その初期経路は無揚力カプセルの再突入経路に似た性質を持つ。即ち、降下に伴う経路角の増大が大きく、圧力、加熱率の時間履歴にピークを持つことになる。このピークの定量的大きさやその後の飛行経路は、揚力の寄与によってカプセルのそれとは異なるが、加熱履歴にピークが生じるを持つという性質は避けられない（図 2.3 - 1 参照）。

極超音速飛行の特性上、経路設計の主要な評価になるのは実験機の耐熱性である。同一速度でも高度が低いと空力加熱は増大するが、HYFLEX のような平衡滑空経路から大きくはずれた高高度投入の場合は、分離高度（厳密には投入経路のアポジ高度）が高いほど平衡滑空経路に入る前のいわゆる高度のアンダーシュート、言い換えれば加熱率のピークが大きくなり、実験機の耐熱性の観点からはより厳しくなる。

このような、ロケットの能力と実験機の耐熱性のトレードオフの結果、投入経路のアポジ高度は概ね 110km とすることとした。この 110km という値は、上述のような考え方から設定されたものではあるが、その値を設定した時点では、J - ロケットも HYFLEX も設計が進んでいない段階であり、詳細な定量的解析により最適値として選定されたわけではない。

次に、地上局との関係であるが、HYFLEX のような大気圏内での滑空実験では、追尾及びテレメトリ・リンクを確保するという観点では、地上局と実験機の絶対的な距離ではなく、地上局から見た実験機の仰ぎ角がクリ

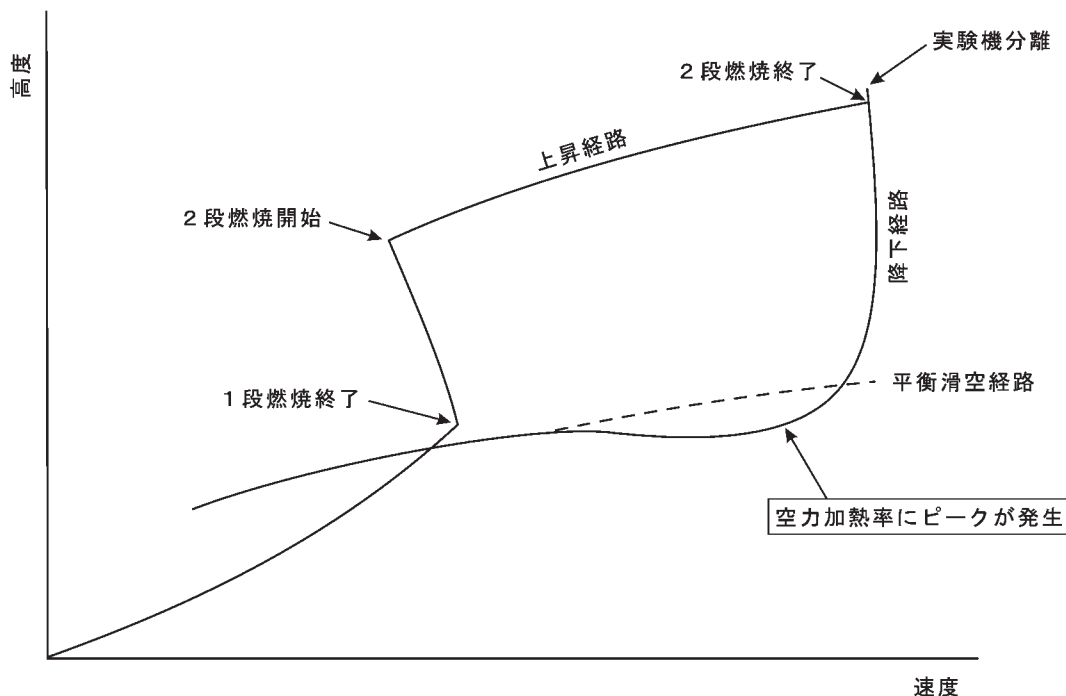


図 2.3-1 高高度投入の場合の $H-V$ 線図上での経路とピーク加熱の発生（模式図）

ティカルになる。即ち、例えば地上局から300km先の高度40kmを飛行している実験機に対する仰ぎ角は、地表面の曲率の効果もあって、約 5° にすぎない。この仰ぎ角は、地上局の各種制約の観点から限界に近く、飛行実験の後半になるに従い実験機の高度が下がってくると、仰ぎ角の確保のために地上局との距離を近づける必要がある。

一方、実験機の故障時に地上の人的及び物的被害を避けるいわゆる飛行安全上の制約もある。上に述べた追尾及びテレメトリ・リンクの観点からは地上局に向けて飛ばすことが最適になる。しかし、実験機のような単純なシステムにおいて飛行安全を確保するためには、落下を避ける必要がある人が住む島から必要な距離を保って飛ぶことが望ましい。

これらの追尾及びテレメトリ・リンク並びに飛行安全の観点から、実験機の経路は地表面軌跡の概略は、種子島から、日本本土と父島に挟まれる方向であるほぼ真東に向けて飛行し、高度が低下する飛行の後半には父島に向けて次第に近づいていくこととした。

次に、バンク・リバーサルについて述べる。スペースシャトルでは、バンク・リバーサルを行いS字型の経路を飛行することにより、クロスレンジ制御を行っている。ところが、HYFLEXでは、上述の飛行安全/電波リンク確保の観点から、大きく右に旋回して父島に接近する経路を取ることが望ましく、基本的には片側(右側)バンクで飛行することになる。また、バンク・リバーサルを有効に行うためには、経路変更に必要な空気力を発生させるための十分な動圧があり、かつ経路変更の効果がクロスレンジに現れるような十分な残りダウンレンジ(いいかえれば、十分速い速度)を持つ必要があるが、HYFLEXでは、そのような期間は軌道からの再突入に比べて一桁程度短く(100秒程度)、相当速いロール・マニューバを必要とする(スペースシャトルの場合、1回のリバーサルに20秒程度を要しており、それよりかなり速いレートでロール・マニューバが必要となると考えられる)。このようなロール・マニューバは、空力特性を含めた姿勢制御系に対する要求を厳しくし、我が国初の極超音速域での姿勢制御飛行を行うHYFLEX実験機にとって、設計・開発上のリスクが増大する恐れがある。

このような観点から、実験機は、アポジ高度約110km、最高速度約4km/sでほぼ真東向きの経路にJ-

ロケットで投入され、バンク・リバーサルなしの右バンクのみで、高度の低下に従い父島に近づくような滑空経路を飛行させることとした。

2.4 飛行実験

HYFLEXでは、2.1で述べたように設計・製作を含め

たプロジェクト全体が実験的要素を有するが、本項でいう飛行実験は、飛行中に行われる計測の観点に絞ってその概要を述べる。また、計測項目や計測手法等の詳細は3.13項で詳しく述べるため、ここでは項目選定の意図などの概要について述べる

飛行実験の大きな目的は、地上試験等では取得することが困難なデータや地上試験データの評価・検証のためのデータの取得であり、HYFLEXでの実験計測はそのようなデータの取得に主眼を置いている。

具体的な取得飛行実験データは、

- ・空力系
- ・熱防護系
- ・航法誘導制御系
- ・運用系

に大別される。

空力系のデータは空力特性、熱空力特性及び表面圧力に分けられる。

まず空力特性はIMU(慣性航法ユニット)データで得られる実験機の挙動から導出する手法を用いた。この場合、情報量を増加させ精度を向上させるためには、積極的に舵面を動かしたり、機体に運動を与えるマニューバを行うことが望ましい。しかし、HYFLEXでは、リスク軽減の観点からこのようなデータ取得のための積極的な操舵やマニューバの実施は計画しなかった。

地上での模擬が困難な空力現象の主なものに、空気の温度上昇に伴う化学反応等の実在気体効果があり、この効果は空力加熱の大きさに最も顕著に現れる。ところが、HYFLEX実験機においては、最大速度が軌道周回速度の $1/2$ (エンタルピーで $1/4$)程度しかなく、かつ最大加熱の発生高度も低い(大気密度が高い)ことから、実在気体効果による空力加熱率の変化(減少)は比較的小さいと予想され、HYFLEX実験機においては、OREXで行われたような触媒性の効果を調べるような実在気体効果に焦点を当てた空力加熱計測は特段には行っていない。しかし、ブラックアウト現象の把握とも関係するが、リフレクトメータを用いた機体周りの電子密度に関する計測を行い、実在気体CFD解析との比較データを取得することとした。

RCSガスジェットと機体周りの流れが相互作用するいわゆるRCS干渉についても、現象のパラメータ依存性等に関して十分な知見が得られていないこともあり地上での模擬がむずかしいと考えられ、実験計測項目のひとつとして選定した。しかし、スペースシャトルで見られたような主翼をはじめとする翼面とRCSジェットの干渉についてはHYFLEX実験機とHOPEの形態が大きく異なるため直接的なデータを得ることはできず、RCSガスジェットとスラスト周りの安定翼表面の流れの相互

作用による機体表面圧力変化という基礎現象に関する計測を行うこととした。

飛行中の大気状態あるいは対気姿勢・速度等を機上で計測するADS (Air Data System) は、実験計測の観点からは空力加熱をはじめとする大気状態量に依存する飛行データの解析上も重要な意味を持つとともに、誘導制御の観点からも有効性が期待される。極超音速域におけるADSは、空力加熱に対する防護性から必然的にフラッシュマウント方式となるが、フラッシュマウント式のADSの極超音速から超音速域での成立性を調べるための圧力計測をノーズキャップ上で行うこととした。ここで得られた大気状態に関する結果は、直接的には飛行データ解析の基本データとしても用いられる。

次に熱防護系であるが、熱防護系評価のための地上試験の最大の限界は、試験可能な供試体の大きさに関する制約である。HYFLEX 飛行までに実施されていた試験は国内設備によるもののみであり、事実上、材料サンプルの試験に限定されていた。そういう観点から、HYFLEXではタイル・ギャップなどの部材間やカーボン/カーボン・ノーズキャップ取付部や舵面関連の熱防護構造に関する飛行データ取得を重点的に考えた。熱防護性能を評価するためのデータとしては、興味ある点の飛行中の温度履歴を計測するとともに、熱防護系に関しては実験機自身が供試体であり、実験機自身の回収による飛行後の材料/構造の入手を計画した。また、温度履歴計測点がデータ伝送能力等の制約から多数とれないこと補うため、特定の温度で変色する感温ラベル貼付や感温塗料の塗布を機体各所に行った。

航法誘導制御のうち航法は、飛行時間が短いことからIMU (慣性センサ・ユニット) を用いた慣性航法のみを用いたため、特段の実験要素はない。誘導制御に関しては、特定の誘導や姿勢制御のロジックではなく一般的な極超音速揚力体の誘導・姿勢制御を実現することを主眼とした。これは、HOPEなどの想定される往還機に比べて、誘導に関しては、投入軌道の違い (高高度投入)、投入経路誤差が大きいことや定点着陸を行わないことなどから誘導の前提・要求・方針が異なること、姿勢制御に関しては、空力特性及び制御デバイスが異なることなどによる。計測項目は、慣性航法系による機体運動 (位置・速度・加速度) 及び誘導制御コマンド、制御デバイスのステータス等をテレメトリにより得ることとした。

地上運用系から得られるデータとしては、基本的なデータであるレーダ追尾データの他は、電波ブラックアウトが最大のものである。ブラックアウトに関しては公開情報が少ないこともあり、HYFLEXにおけるデータは貴重と考えられる。

第3章 実験機設計

3.1 設計の基本方針

HYFLEX 実験機は、実用運用ではなく1回限りの実験を目的とするものであることなどから、次のような方針を設計の基本とした。

設定 - 評価 - 改良のプロセスを何度か繰り返して最適設計を目指すことはせず、スケジュールへの影響と実験目的達成度を勘案して設計を進める。

例えば、基本設計開始時に設定した空力形状について、飛行実験の基本的要求を満足する限り形状改良を行わず、形状修正/再風洞実験というプロセスを最小限にした。

開発や評価を実験目的としない機器等については、既存品の流用、既開発品の改修、既存技術の適用等で、開発の効率化、経費低減、スケジュール短縮、開発リスク低減を図る。

例えば、主構造については、将来の往還機では重量軽減の目的から複合材の使用も検討されているが、主構造の軽量化はHYFLEX 飛行実験の目的とする必要がないとの判断から、アルミ系合金を用いた一般の航空機の構造様式を用いた。また、電子機器類も、基本的には従来のロケット用や航空機用搭載品やその改修品を用いており、新規開発品も原則としてPFMのみの1段階開発とした。一方、カーボン/カーボン製のノーズキャップ及びエレポンについては、難度が高いことから試作品 (EM) からスタートする開発方式とするなど、重点を絞った開発を行った。

実用ミッションのような高い信頼性を全ての機能に要求することにより、難易度の高い実験等の実施が不可能になることや経費の増大を招くことがないようにする。具体的には、実験機の機能を「基本ミッション」と「アドバンスト・ミッション」に分け、信頼性に関しそれぞれ別の考え方を適用した。

基本ミッションは、“実験機が飛行環境に耐え誘導制御を行いながら正常に飛行し主要な飛行データを取得すること”であると規定し、目標信頼度を設定すると共に必要な信頼度を確保することとした。

一方、万一不具合等が生じても基本ミッションに悪影響を及ぼす恐れがないものについてはアドバンスト・ミッションの範疇とした。アドバンスト・ミッションに関する設計に対しては、信頼性の高さのみではなく、ミッションにより得られるものの価値、経費等とのバランスを考え、プロジェクトをより有意義にすべく総合的に考慮することとした。分かりやすく言えば、信頼性が少々低いが性能的に優れたセンサの搭載に道を開くことや、信頼性の確保のための開発試験が経費的な制約から十分

実施できない場合にも機能の採用自体を見送るのではなく、その経費の中で許される範囲で信頼性を高めるべく努力をして採用することなどを意味する。アドバンスト・ミッションには、機体回収(による熱防護系・熱防護構造の詳細な性能評価)、データメモリの回収、新規性があり難易度の高い実験計測(C/C部の空力加熱計測、リフレクトメータによるブラックアウト現象測定等)等が含まれる。

要求仕様の代わりに設計目標を規定し、それに基づいて設計を進める方法を一部採用した。

設計の進め方として、概念設計、予備設計において技術レベル等についての検討を行い「要求仕様」を定め、基本設計以降はその要求仕様を満足すべく設計を進める方法が一般的である。しかし、HYFLEXにおいては、特に実験計測系について、基本設計開始までに十分な検討を進めることができず、その時点で開発が可能と確認できるレベルの「要求仕様」では、性能としては低いものに留まることが懸念された。このため、実験計測系の設計では、目標性能や設計における考え方等を整理した「実験計測要求書」を制定し、規定された要求仕様を満たすことを必要十分とする通常の考え方ではなく、データ解析担当者などとメーカ担当者が基本設計～詳細設計の中で密接に打合せを繰り返しながら、可能な範囲でより高性能な実験計測系を実現する方法を採った。着水点分散の大きさなどについても、J-ロケットの軌道投入精度やHYFLEXの誘導能力に対する不確定さが大きかったため、同様に目標としての取り扱いを行った。

また、本報告の対象ではないが、開発体制について特記すべき点は、NAL/NASDA及びメーカの関係者から構成される合同設計チームを組織し、定期的に会合を開催したことである。この合同チームにおいては、HYFLEX開発の重要な点について意見を交換し、それに基づいて技術的な判断を行っていくという方法を採用した。この方式では、メーカの立場から離れて純技術的な議論を行うという点では当初の意図を十分満足できるに至らなかったが、複数社に分かれた設計(システム設計支援は4社が各系毎に分担した)の間の調整や技術課題の解決の効率を高めることができ、成果を上げた。

3.2 実験機の構成

実験機の三面図を図3.2-1、外観写真を図3.2-2、諸元寸法を表3.2-1に示した。実験機は表3.2-2に示すサブシステムから構成される。各サブシステムの設計の詳細は3.4節以降に述べるが、ここでは、構成要素の選定等について概説する。

熱構造系のうち、室温～比較的低温までの温度範囲に保たれ、機体にかかる荷重を受け持つ主構造は、基本的にはアルミ系合金から構成される(一部はチタン系合金やステンレス鋼製である)。構造様式は、表に示すように通常の航空機と同様のストリング・フレーム方式とした。これは、HYFLEXにおいては、軽量化よりも開発の経費、リスク、期間を小さくすることが優先されると判断したものである。なお、HYFLEX実験機の機体はSTA2370より前側の前胴とそれより後ろ側の後胴に分割

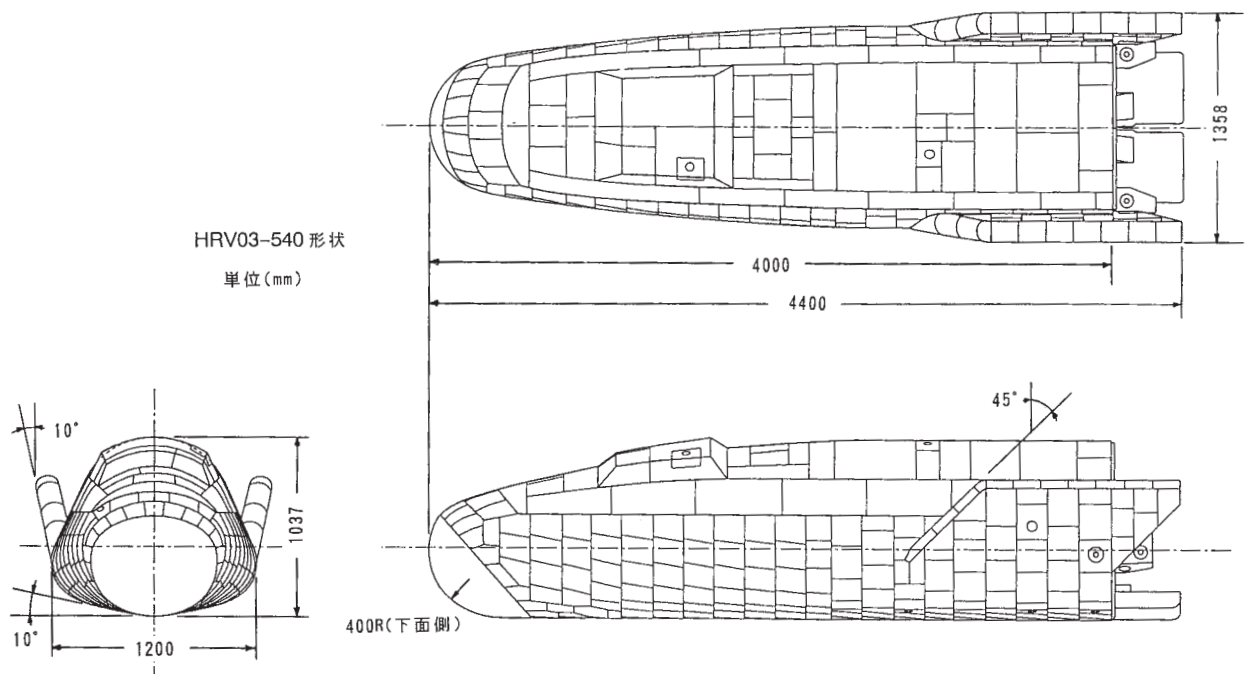


図3.2-1 実験機の三面図



図3.2-2 実験機の写真

表3.2-1 実験機の諸元寸法

項 目	諸 元
寸 法 (J-17タフターを除く)	
全 長	4 4 0 0 mm
胴体長	4 0 0 0 mm
全 幅	1 3 5 8 mm
胴体幅	1 2 0 0 mm
全 高	1 0 3 7 mm
全備重量 (J-17タフターを除く)	1 0 5 3 . 8 k g (ノミナル)

表3.2-2 実験機のサブシステム構成

サブシステム	主 な 構 成 等
熱構造系	主構造 胴体：アルミニウム合金によるスチンストリガフレーム方式 安定翼：フレーム、スティフナ、スキン等より構成されるボックス・ビーム構造 ノーズキャップ：C/C一体構造 エレボーン：チタン構造＋C/Cパネル 熱防護系：セラミックタイル、可撓断熱材、MLI等 搭載機器構造：搭載パネル等
空調系	高圧空気による胴体内冷却（L/O前のみ）
誘導制御系	搭載計算機（OBC）、慣性センサユニット（IMU）、 搭載ソフトウェア（OBS）
通信・追尾系	テレメタ送信機（2,289.6MHz及び296.2MHz） C 2 系レーダトランスポンダ（5,430MHz／5,480MHz） アンテナ（UHF、VHF、Cバンド） PCMテレメタパッケージ（メモリ機能付） 機体系シグナルコンディショナ
電力電装系	電池（Ni-Cd及び酸化銀電池） P S D B アクチュエータ用パワーリレー ワイヤハネス類
推進系	（GN2ガジェットによるRCS） 気蓄器、姿勢制御用スラスタ 6 基、実験計測用スラスタ 2 基、バルブ類、配管系
アクチュエータ系	舵面アクチュエータ リンク機構
減速・回収系	パラシュート組立：パイロットシュート、ドロークシュート、 メインシュート（リフティング機能付） 浮遊装置：フロッテーションハック、放出用エアバッグ、 衝撃センサユニット ロケーションエイト：ビーコン装置（GPSによる位置通報機能付）
実験計測系	温度計測系 圧力計測系 ヒンジ・モメント・機体構造歪計測系 電波反射強度計測系 最高温度モニター系 実験計測系シグナルコンディショナ
J-17タフター	構造組立（エレボンリンク機構破壊用CSC付）

して製作されたため、主構造もその位置で分割されている。

空力加熱から主構造や搭載機器を保護するための熱防

護系としては、2つのコンセプトを採用した。ひとつは、高温構造と呼ばれるもので、千数百 の高温でも十分な強度を保つカーボン／カーボン複合材（C／C）を用い、

それ自身に作用する(主として空力)荷重を熱防護材料が受け持つものである。高温構造の場合、主構造との結合には耐熱金属製の取付金具や断熱材を用いるが、C/C自身の断熱性は低いので、主構造への取付部やC/Cと主構造が向かい合う部分で伝導や輻射による入熱を抑える必要がある。HYFLEX実験機ではノーズキャップが高温構造に当たる。もう一方は、断熱性の高い材料(セラミック・タイル、可撓断熱材)を用いるもので、この種の断熱材は強度的には不十分のため主構造であるアルミスキンの表面に貼り付ける。HYFLEX実験機では、空力加熱が比較的大きいかまたは表面の平滑性が要求される胴体の下面及び側面並びに安定翼表面にはセラミック・タイルを用い、空力加熱が比較的小さくかつ平滑性がそれほど要求されない胴体上面及び後端面には可撓断熱材を用いた。胴体上面であっても空力加熱が大きく可撓断熱材の許容温度を超える恐れがある部位(ノーズ付近)にはセラミック・タイルを用いた。

これらのふたつのコンセプトは、HOPEでの使用が想定されているものと基本的には同一である。HOPEに向けての熱防護系の製作技術の蓄積及び飛行実証を目指したこと、これらの熱防護系に関してはHOPEのための開発研究の一環として国内に技術蓄積があったことが、HYFLEXでこれらの熱防護コンセプトを採用した主な理由である。ただし、HOPEとHYFLEXでは滑空飛行中の総加熱量が1桁程度異なるため、断熱材の厚さや設計の細部ではかなり違いがある。

エレボンについては、事情がやや複雑である。エレボンは、当初はC/C製のパネルなどのパーツを耐熱金属製のファスナで結合する組立式の高温構造で開発を進めた。しかし、開発試験の結果、強度及び剛性が要求を満たさないことが判明し、チタン製のフレームを内部に追加した。この結果、構造様式としては、チタンフレーム+C/Cパネル方式となった。

このほか、飛行の後半に比較的高温になる恐れがあるアルミスキン内面から、内部の搭載機器への輻射による伝熱を防ぐため、機体内部の一部にMLI(多層断熱材)を装着した。

空調系は、打上げ前に胴体内の冷却を行うものである。HYFLEX実験機の機体は空力加熱による熱流入を防ぐため表面が断熱材で覆われた構造になっている。このため、逆に機体内部で搭載機器などから発生した熱が機外に逃げるのが難しくなる。打上げ前のカウントダウン中には、機能確認や性能を安定させるため搭載機器の電源は早期から投入され、発熱が続く。機器の冷却は、この間、機器の温度を許容範囲に留めると共に、リフトオフ時の機器温度を低くすることで飛行中の温度上昇の許容幅を拡げ、飛行中の熱制御系を不要とすることを目的

としたものである。空調系は、冷却した高圧空気を外部から供給し、内部配管により機器に吹きかけるものである。冷却後の空調空気は、後端面に設けたベンチレーション用のスリットから排出される。

誘導制御系は、姿勢制御をはじめとする実験機のコントロールを行う中枢部である。分離後の実験機は自律的に飛行し、地上からのコマンドは一切必要とせず、搭載機器は全て搭載計算機(OBC)の指令でコントロールされる。(打上げ以降、唯一外部から実験機に与えられる指令信号は、J-ロケットから送出される分離イネーブル信号である。詳細は飛行安全計画の項参照。)

誘導制御系は、OBC及び航法のための慣性センサユニット(IMU)から構成される。航法は、慣性航法のみであり、姿勢制御を行う飛行速度範囲が超音速領域までであること及び滑走路への着陸等がないため航法精度の要求が比較的緩いこと並びに飛行時間が短くドリフト等による誤差が小さいことから慣性航法のみで十分と判断した。

通信・追尾系は2波のテレメトリ、1波のレーダ・トランスポンダ機能を有する。テレメトリに2波を用いたのは、以下の理由による。まず、打上げフェーズ(打上げから分離まで)にはJ-ロケットのテレメトリとの競合を避けるためVHFは使用できず、この間のデータ取得のためにUHF搭載が必要とされた。一方、VHFは、次のような点から搭載が必要とされた。まず、HYFLEX計画の初期においては追尾レーダのブラックアウトの可能性が考えられ、ブラックアウト明けの地上局による実験機の再捕捉を確実にするためには、捕捉可能な方向範囲が広いVHF搭載が望ましい。また、地上局から見た実験機が父島の稜線の陰に入るスカイライン干渉中のテレメトリ受信に航空機や船舶に搭載した受信局を用いる場合は、指向性が弱いVHFである必要があった。さらに、電波ブラックアウトによるデータ取得のためには、複数の周波数帯を用いることに積極的意味があった。PCMテレメータパッケージは送信内容の編集とともに、電波ブラックアウトが予想される期間のデータを記録し、ブラックアウト回復後に再生送信する機能を有する。

電力電装系の電源は2種類の電池を用いた。滑空中の実験機の動力は全てこの電池から供給される。酸化銀亜鉛電池は比較的大電流を供給することができ、アクチュエータ等の機器に電力を供給する。反面、酸化銀亜鉛電池は充放電回数に厳しい制約があり、点検、整備の過程で電池の使用を必要とする一般電子機器用の電池としては充放電回数の制約が小さいニッカド電池を使用した。電池からの電力はPSDB(パワー・シーケンス・ディストリビューション・ボックス)により各機器に分配される。

推進系は、分離から滑空飛行中の姿勢制御を行うためのガスジェット装置である（HYFLEXでは自分自身の推進系による増減速は行わない）。HYFLEXでは飛行実験後の機体を回収するため、回収作業の安全に配慮する必要がある。このため、比推力等の性能は高いが推進剤が有毒であるヒドラジン等は使用せず、高圧窒素ガスの吹き出し式とした。

スラスタは、当初、3軸6個で設計を進めていた。このうちロール/ピッチ・スラスタ4個は後端面に突き出した位置に置くが、ヨースラスタは安定翼側面に設置し、スラスタの周りの安定翼側面上の圧力測定孔によりスラスタ作動に伴う圧力変動を計測することとしていた。ところが、RCS干渉に関する風洞実験結果の解析等から、ヨースラスタの干渉の大きさの不確定さが、姿勢制御上の許容範囲を超えてしまう可能性が考えられた。このため、姿勢制御用と実験計測（圧力変動計測）用のスラスタを分離することとし、姿勢制御用のヨースラスタを後端面に突き出した位置に追加し、安定翼側面のスラスタは実験計測データ取得専用とした。

アクチュエータ系は、電動式を採用した、これは、HYFLEX実験機の場合は必要とされるアクチュエータのパワー及びデューティが小さく、トレードオフの結果、電動式の方が動力源を含めた全体の質量が小さくかつ複雑さを回避できると結論されたためである。

減速・回収系は、減速用パラシュート及び海上に浮遊するためのフローテーションバッグを主要構成要素とする。開傘衝撃の緩和及び確実な開傘のため、パラシュートはTR-1A等で実績のある3段構成とした。フローテーションバッグは、搭載位置の関係からその膨張を確実にするためには早期に機体の外部に放出することが重要であると考えられたため、膨張前のフローテーションバッグを機外に押し出すためのエアバッグ及びエアバッグのトリガー用の衝撃センサを有する。また、ビーコン装置は着水後の実験機の発見を容易にするために、GPS（全地球位置測定システム）を利用した位置通報機能を持つ。

実験計測系の構成については、3.13に詳細に述べたが、温度、圧力を中心にしたセンサ出力をシグナルコンディショナでデジタル変換し、PCMテレメータパッケージに送出する。

J-アダプタは実験機の一部ではないが、設計上密接に関係するため、本稿に含めた。J-アダプタの基本機能は、打上げ時に実験機を適切に保持するとともに、実験機をJ-ロケット2段目から分離させることにあるが、そのほか、J-ロケットの指令破壊時には実験機のエレボンのリンク機構を破壊し、実験機が安定的に滑空落下することがないことを確実にするためのCSC

（コニカル・シェプト・チャージ）をもつ。

3.3 機器配置及び質量特性

機器配置の概要を図3.3-1に示す。機器配置は以下のような考え方に沿って決定された。

機器配置において考慮すべき主な点は以下の通りである。

- ・搭載スペース
- ・外的要因からの要求（例えばパラシュートの放出）
- ・性能確保の観点からの要求（例えば、RCSスラスタとバルブ間の距離）
- ・機器の整備性（搭載順序を含む）
- ・機体重心位置
- ・その他

まず、パラシュート・ケース及びフローテーションバッグ・ケースの搭載位置が全体配置の大きな要素である。付録A10に述べたような検討の結果、パラシュートは主として放出性及び着水時の姿勢の観点から胴体後端面に配置し、フローテーションバッグは胴体中央部背面側に配置することとした。

次に、後端面にあるエレボンはリンク機構を介してエレボンアクチュエータで駆動されるが、リンク系の剛性確保のためにはリンク系は短い方が望ましく、エレボンアクチュエータをパラシュートケース前方の胴体下部に配置した。また、気蓄器からスラスタまでの配管による圧力損失を小さくするため、推進系の気蓄器等をパラシュートケースとエレボンアクチュエータの前方に配置した。

いわゆる電子機器類は前胴に集中的に配置したが、電子機器類は、胴体中央を前後に通る機器搭載パネルに取り付け、搭載作業の便や機器の振動環境の緩和を図った。機器搭載パネルについては、胴体を横断する方式も比較検討したが、前後方向に通す方式の方がアクセス用の開口部が狭くてすむことから機体剛性確保や熱防護系取付の観点から優れており、前後方向に通す方式を採用した。なお、搭載パネルは緩衝材を介して主構造に取り付けられており、振動の伝達が緩和される構造とした。

実験計測系の比較的大きな機器としてはRCS周りの圧力計測とADS用に用いた圧力変換器がある。圧力計測では応答を高める導入管を極力短縮することが望ましい。しかし、この圧力変換器は特に衝撃環境の要求が厳しく、ダンパーを介して主構造に取り付ける必要があったため、RCS周りの計測用は比較的大きな空間がとれるアクチュエータ上方に配置した。リフレクトメータは電子密度を計測するものであるが、HYFLEX実験機では速度が比較的低いため、そのアンテナ位置は機体周りのうち電子密度が極力高くなる位置に配置する必要がある。

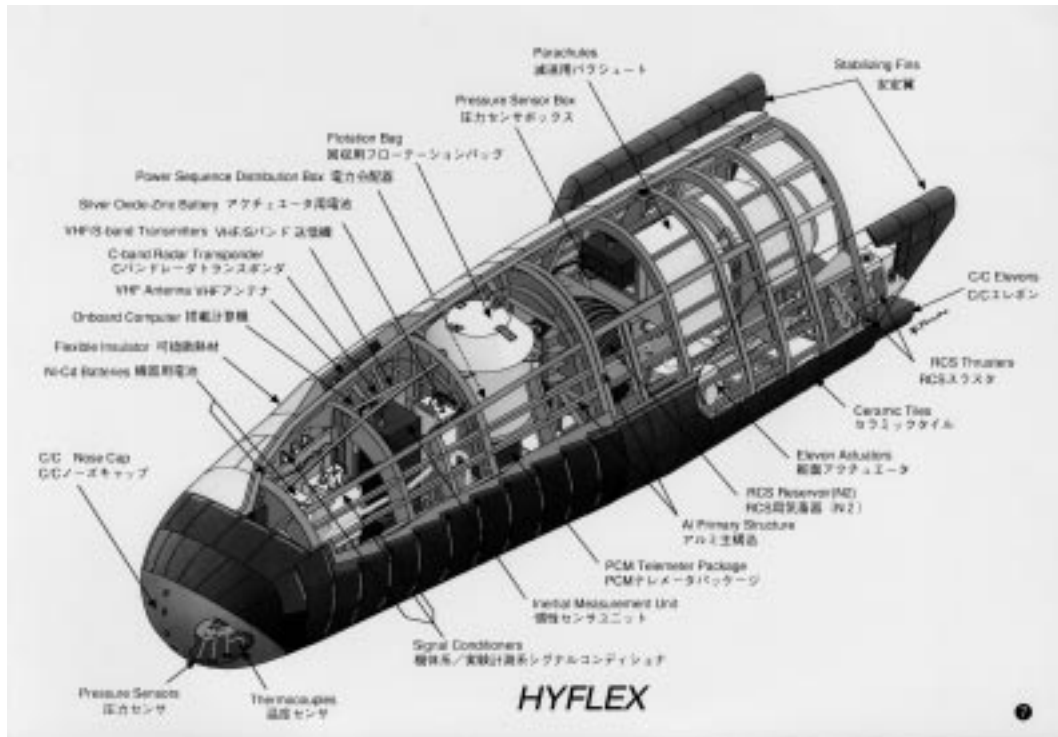


図3.3-1 機器配置概要図

表3.3-1 実験機の質量構成（ドライ状態）

熱構造系	440.5	電力電装系	97.0
ノーズキャップ	23.5	アキュエータ用電池	14.6
前胴セラミックタイル	35.4	アキュエータ用パワーリレー組立	3.0
可撓断熱材	24.3	機器用電池	35.8
前胴主構造	145.7	P S D B	15.0
後胴主構造+セラミックタイル	177.4	W/H等	28.5
空調配管	3.0	実験計測系	49.7
エレボン	31.2	実験計測系シグナルコンディショナ	9.8
推進系	56.5	センサ類	34.2
気蓄器モジュール、スラスタ類	50.5	リフレクトメータ	2.6
配管、スラスタカバ、W/H	6.0	リフレクトメータアンテナ(1.6GHz)	0.9
誘導制御系	32.7	リフレクトメータアンテナ(900MHz)	2.1
O B C	17.3	アキュエータ系	72.1
I M U	14.8	アキュエータ(2個)	50.6
デジタルデータバスシステム	0.5	アキュエータホブアンソ(2個)	6.2
通信・追尾系	31.3	アキュエータリンク機構等(2個分)	13.1
V H Fテレメータ送信機	0.9	W/H類	2.3
V H Fテレメータアンテナ	0.6	減速・回収系	175.4
Sバンド送信機	2.1	減速系	115.9
T M 2アンテナ	0.2	減速系分離ボルト用W/H	1.4
C 2系レーダトランスポンダ	2.9	回収系	53.9
R T 2アンテナ	0.6	回収系用衝撃センサモジュール	4.2
P C Mテレメータパッケージ	11.5	重心調整用ウエイト	117.7
機体系シグナルコンディショナ(2個)	12.6	合計	1072.9

る。このため、ノーズキャップやその取付構造との干渉を避ける範囲で極力前方の胴体下面に搭載した。

HYFLEX 実験機においては、構造と搭載物から自然に決まる機体の重心位置は、空力特性と姿勢制御性、安定性等から要求される重心位置に対し、後方及び上方に

ずれることが予想されていた。最終的に、この差はバランスウェイトにより調整する必要があるが、必要なバランスウェイトを少なくするためには、機器配置により重心を極力前方及び下方に持っていくことが要請された。しかし、実際には搭載位置を自由に選ぶことができる機

器は少なく、重心位置の観点からの配慮を反映できたのは、比較的質量が大きい搭載機器であるフローテーションバッグケースを後端近くではなく機体中央部に配置したことくらいである。アクチュエータを胴体下部に置いたことは結果的に重心位置を下げることに寄与しているが、この位置も第一義的には機能の観点からの選択である。

表3.3 - 1に実験機の最終的な質量構成をまとめた。重心調整用バランス・ウェイトが全質量の10%を超えている。これは主として上下方向の重心位置調整に費やされたものである。HYFLEX 実験機では胴体幅が小さくかつローリングモーメントを発生させる胴体下面やエレボンが上反角を持つことから、安定性確保のためのローリングモーメントのアーム長に対する重心位置の感度が大きい。このことから、安定性確保のためには重心位置を低くする必要があり（図3.3 - 2参照）、バランス・ウェイトの占める割合が高くなったものである。

表3.3 - 2に最終的な実験機の重心、慣性モーメント等をまとめた。

3.4 空力設計

3.4.1 空力形状設計方針

極超音速滑空機の空力において考慮すべき主要な点は

- ・空力加熱を機体の耐熱性の範囲に抑えること
- ・縦トリム能力
- ・姿勢安定性・制御性

であり、次に、

- ・製造性
- ・機器の搭載性

である。さらに、一般に大きな制約となるのが打上時の条件であり、HYFLEXにおいては、衛星フェアリング内に搭載可能という点が制約となった。

HYFLEXの空力設計においては、基本的に極超音速域における特性のみを考慮した。これは次の理由による。

- ・衛星フェアリング内に搭載可能な範囲で、空力加熱に関する要求と遷音速以下での飛行性を同時に満足する機体の設計が極めて困難であると予想されたこと。
- ・仮にそのような設計が技術的に可能であるとしても、限られた期間の中ではスケジュール的に不可能である

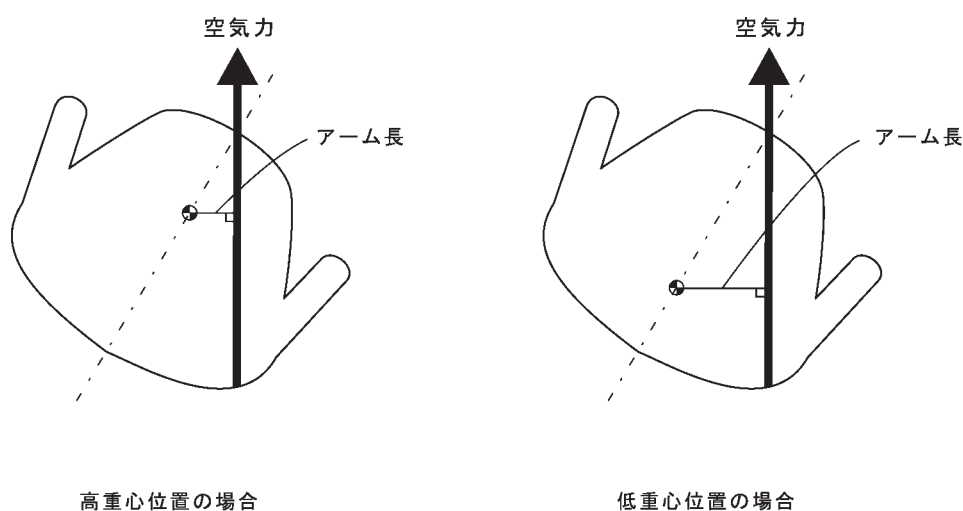


図3.3-2 重心の上下方向位置とローリングモーメント・アーム長の関係

表3.3-2 実験機の質量特性

質量 (kg)	重心位置 (mm)			慣性モーメント (kg・m ²)			慣性テンソル (kg・m ²)		
	X (X/L)	Y	Z	I _x	I _y	I _z	I _{xy}	I _{yz}	I _{xz}
1072.9	2300.1 (57.5%)	0.7	431.5	144	1494	1504	0.0	-0.98	-0.98

注1：機体座標系の定義は付録*・*による。

注2：重心位置は実測値、慣性モーメント、慣性テンソルは計算値

注3：慣性能率、慣性乗積は重心まわりの値である。

と考えられたこと。

- ・HYFLEXの目的は極超音速域に重点が置かれ、遷音速以下で通常の飛行を行うことは必ずしも必要ではなかったこと。

である。この結果、遷音速域付近においては安定的な飛行が不可能となることが予想されたが、その領域に対しては、超音速パラシュートの併用などを行うということを基本方針とし、風洞試験により空力特性が定量的に判明してから対処することとした。(具体的な、対処については付録A13に述べた。)

以下、HYFLEX実験機の空力設計において配慮した点とその反映について整理した。

まず、空力加熱率の低減には揚力面荷重を極力小さくすることが要求される。このため、機体の平面形としては、衛星フェアリングに搭載可能な範囲で極力大きくすることとした。図3.4-1に示すように、平面形は衛星フェアリングのエンベロープとほぼ相似になっていることが分かる。次に、空力加熱が最も厳しくなる淀み点の加熱率低減のためノーズ半径を大きくとった。具体的には、ノーズの下半分では曲率半径を400mmとしたが、これは、初期の飛行解析において350mm程度の曲率半径が必要と計算されたが、重量増等へのマージンとして400mmとした。これは、機体の幅等から可能な範囲でほぼ最大の曲率半径である。(いいかえれば、この揚力面荷重とノーズ半径は機体形状側としてのいわば理論限界的なものであり、飛行中の温度が材料の耐熱性を超えないようするには、あとは最大速度を含む飛行経路の設

計によるしかない。)

つぎに、縦トリム能力であるが、基本的には極超音速での圧力中心位置は主として平面形によって決まるため、縦トリム能力との関係で配慮できる点は、まず、ピッチ制御に用いるエレボンを大きく取り、トリム可能範囲を拡大することである。エレボン面積を拡大すると、ヒンジモーメントの増大を伴うことからアクチュエータの能力を大きくする必要が発生し、重量増を招く。そういう意味ではエレボン面積に関し必要十分の最適設計を行うことが望ましいことは当然であるが、必要な面積を推定するには詳細な飛行解析を必要とするため、HYFLEX開発スケジュール上困難であった。このため、設計の自由度を確保すべく、かなり大きめのエレボンとした。縦トリム能力は、ピッチングモーメント係数傾斜 C_m にも依存する。縦の静安定性確保のため(機軸方向に)下に凸の下面形状も検討した¹⁵⁾が、機軸方向にはフラットで静安定上問題ないことが判明したため、トリム可能範囲を拡大すべく機軸方向にはフラットな下面形状とした。さらに、機軸方向の重心位置については、望ましい範囲に対し、後方にずれることが予想されたため、搭載機器を極力前方に搭載できるよう、先端に向けての胴体の断面積の絞り込みを極力小さくするようにした。

大迎角で飛行する場合の横・方向系の動的な固有安定性の指標としては、ヨーイングモーメント係数傾斜 C_n やローリングモーメント係数傾斜 C_l 単独ではなく、

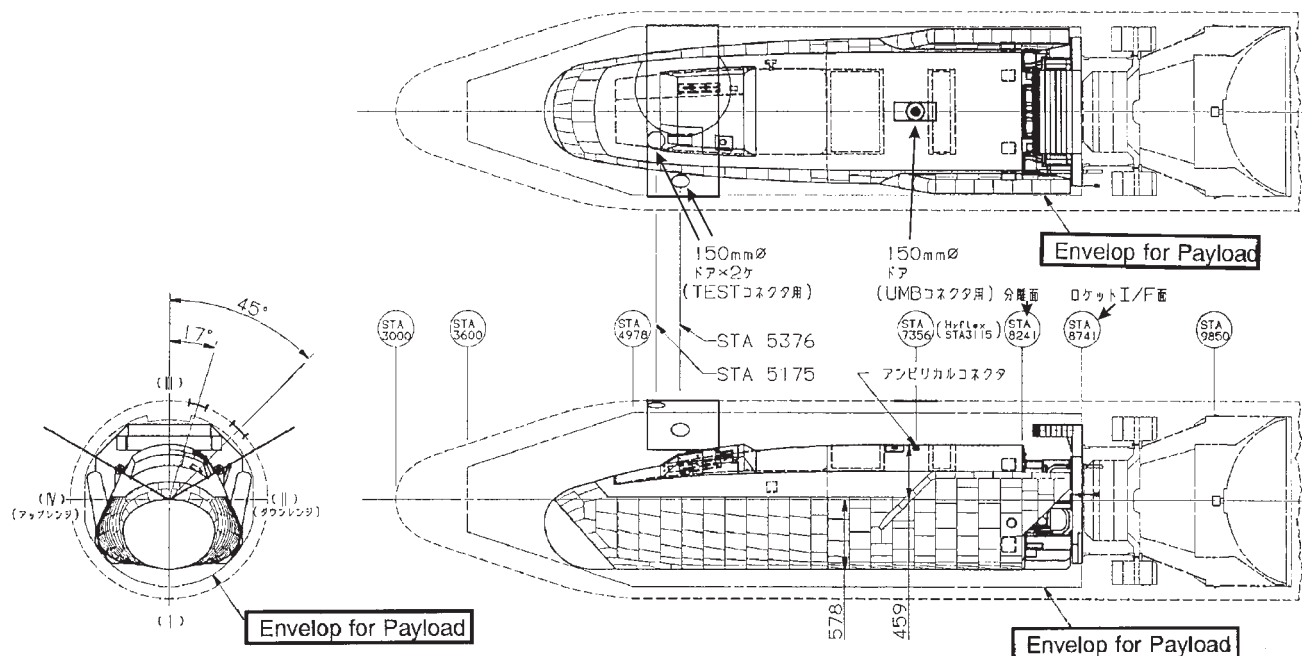


図3.4-1 J - ロケット衛星フェアリングと実験機

$$(C_n)_{dyn} = C_n \cdot \cos \theta - \frac{I_z}{I_x} C_l \cdot \sin \theta$$

で与えられる $(C_n)_{dyn}$ で評価することが適当であるとされている¹⁶⁾。(ここで、 I_x 、 I_z はそれぞれ X 軸及び Z 軸周りの慣性モーメントである。)すなわち、 $(C_n)_{dyn}$ が正であれば横・方向系は動的に安定であると考えられる。HYFLEX 実験機はノーズ曲率半径が大きく、また胴体の断面形状が機軸方向に大きく変化しないことから、重心位置の関係で C_n を安定(正)にすることはほぼ不可能である。ところが、HYFLEX のような細長形状の場合、 I_z / I_x の大きさは 10 のオーダーであり、 C_l を十分安定側(負)にすることにより横・方向の安定性を確保できる。このため、HYFLEX 実験機では胴体下面に 10° の上反角をつけ、 C_l を十分安定側にした。

また、迎角が低くなった場合の安定性のため、安定翼を後胴に配し C_n を極力安定側に近づけるようにした。安定翼はその効きを改善するために上方に 10° 開いたキャント角を持つ。この 10° のキャント角は図 3.4-1 で分かるように衛星フェアリング内に搭載する場合のほぼ限界の大きさである。安定翼を折り畳んだ状態で搭載し、衛星フェアリング開頭後に展開する方式も検討した。キャント角を 35° 程度に広げても C_n はほとんど改善されない¹⁵⁾が、揚力を増大させ圧力中心位置を若干後方に移動させる効果はある。しかし、展開機構に伴う重量増と重心の後方移動を考えた場合、技術開発に積極的意味が当面見られない展開機構の開発リスク等に見合う意味はないと考え、キャント角 10° の固定式安定翼とした。なお、空力特性の観点からは、安定翼のうち空力的に意味があるのは外側の面のみであり、安定翼と胴体の間の V 字状の谷間はほとんど意味を持たない。

大迎角で、エレポンをエルロンとして差動させるとローリングモーメントとともに左右の空力抵抗の差によりヨーイングモーメントが発生する。ヨーイングモーメントにより横滑り角が生じると、上反角効果によりローリングモーメントが発生する。この上反角効果と、エレポン操舵によるローリングモーメントの向きは逆であり、その大小関係により最終的に機体に作用するローリングモーメントの向きが決まる。この特性を表す指標が AADP (Aileron Alone Departure Parameter)

$$AADP = C_n - (C_{n_a} / C_{l_a}) C_l$$

であり、AADP は、正の時エルロンが正効きすること(エルロンによるローリングモーメントの方向に機体が回転する)を、負の時逆効きすることを意味する。

ロール制御上、AADP の符号は原則的にはどちらでも

構わないが、飛行中にマッハ数や迎角の変化に伴って符号が逆転することがあると、その領域でのエルロンによるロール制御は不可能となる。HYFLEX 実験機では、すでに述べたように C_n がやや負側であること、横・方向安定のため下面の上反角により C_l が負となるようにしたこと(C_{n_a} / C_{l_a} は負で絶対値が 2 程度)から、AADP を常が負となるように設計することが妥当であると判断した。この条件に影響が大きいのは重心位置及び C_l 、 C_n であり、想定している飛行迎角、速度範囲で AADP を定常的に負にすることはできる見通しを得た。

製造性で考慮した主な点は次の 2 点である。まず、タイルの製造、装着の観点から胴体表面を平面や単純な曲面で構成するように努めた。具体的には、後胴断面は一樣でかつ直線と円弧で構成される。つまり、タイル表面形状は平面または円筒の一部となる。一方、前胴は、このように作った後胴断面系を球または楕円形状であることが要請される C / C ノーズキャップとを滑らかに繋ぐ必要上複雑な曲面にならざるを得なかった。また、胴体側面を上方にやや傾斜を持った面を基本にしたいいわゆる三角おむすび型にし、主流が直接胴体側面に当たること避け、空力加熱を低減した。これにより、側面上部は可撓断熱材の適用が可能になった。胴体断面を側面が垂直となるいわゆる薄鋸型にした方が胴体容積が増大するメリットがあるが、この場合の増大は三角おむすび型に比べて胴体上方に集中するため、容積の増大を搭載量の増大に利用すると重心の上方移動を伴う。これは姿勢安定性等の観点から望ましくないことであり、断面積の増大は、基本的には空間の増大による整備性の改善等にしか利用できずメリットは小さい。

ここで、ヨーイングモーメントの発生にラダーを用いなかった理由について若干触れておく。HYFLEX 実験機において、安定翼後端を可動式の舵面とし、エレポンと合わせた 3 舵で姿勢制御を行うことも技術的に可能であったと推定される。エレポンとラダーの組合せではなく、エレポンと RCS による姿勢制御を選択した最大の理由は、HOPE においては、大迎角極超音速域でのラダーの効きが弱いことが予想され、RCS と舵面を組み合わせた姿勢制御が想定されている。このため、舵面と RCS を組み合わせた姿勢制御の基本技術の実証を HYFLEX で行うこととした。

さらに、空力的な観点からは、HYFLEX 実験機の安定翼に設けたラダーの特性として、安定翼がキャント角を持つこととも関係して(ヒンジラインの傾きにもよるが)ヨーイングモーメントと同時にローリングモーメントも無視できない大きさで発生することが避けられない。両者がある割合で生じるこの性質はエレポンと共通であり、発生するヨーイングモーメントとローリングモーメント

ントの比がエレボンとラダーで異なる(ように設計できる)ことを利用して独立した2舵として機能させることになる。そういう意味では、舵面としての効率は純粋なエルロンとラダーの場合に比べて大きく低下する。このことも、ラダーによる制御を行う場合の短所となる。

HYFLEX 実験機の空力形状は、基本設計開始時のものがほぼそのまま用いられた。(基本設計開始以降の変更点は、背面側のアンテナカバーの増大・左右対称化、エレボンの後縁形状の変更、RCS ヨースラスタの位置変更及びそれに伴うスラスト・ボックスの形状変更、製造性の観点からの前胴側面曲面の微修正のみである。前にも述べたが、必要最小限の変更にとどめ、特性改善のための変更を行わなかったのは開発スケジュール上の制約を優先したためである。

基本設計開始時までの空力設計は、上述のような考え方で行われ、具体的な特性解析はニュートニアン近似による推算及び衝撃風洞による風洞試験¹⁵⁾によった。衝撃風洞試験を行った形状は最終的な形状とは多くの点で異なるが、衝撃風洞試験により、この種の機体の極超音速特性の推定にニュートニアン近似を用いる定量的な妥当性の確認をおこない、風洞試験形状からの変更についてはニュートニアン近似により評価する方法をとった。

空力設計において、空力加熱率は以下のような推算に基づいた。まず、ノーズ淀み点は球の淀み点に対する推算式¹⁷⁾を用いた。また、下面で最も加熱が厳しくなると考えられるセンターライン上の加熱率は、400mmの曲率半径を持つ斜め円柱の加熱率を仮定した。エレボン下面の加熱率は、舵角を下向きに大きく取るとノーズ淀み点の加熱率を超えることが予想されたが、これは舵角がその範囲にならないように重心位置の適切な設定により対処することとし、特に最大舵角/その舵角での加熱率という定量的推算は行っていない。これらの仮定に基づく飛行中の最大加熱率により決まる輻射平衡温度がC/Cを想定しているノーズ淀み点及びエレボンでは1650、タイルを想定している下面では1400を超えないことを設計上の目安とした。ただし、いわゆる設計マージンを確保するためや、上述の推算はノーズ淀み点とはともかく、他の部位に対しては誤差が大きいことなどから、基本設計開始時に想定していた滑空経路に沿った加熱に対し、大きめの余裕が残ることを設計上の基準とした。

3.4.2 風洞試験及びCFD解析

HYFLEX 設計のための空力特性及び熱空力特性の推定は、風洞試験とCFD解析を併用して行った。HYFLEX 開発においては、開発期間が厳しく制約され

ているため、風洞試験、CFD解析共に必要最低限の項目に絞った形で行った。そのため、例えば空力特性への影響が小さいと考えられた前胴上部のバルジの追加による形状変更効果を測定するための風洞試験などは省略されている。

最初に、風洞試験、CFD解析の概要について述べる。風洞試験は、基本設計開始以降大きく分けて三段階の試験が実施された。まず、基本設計当初に、予備設計において設定した空力設計方針(3.4-1参照)に基づいて設計された基本形状(HRV03 510形状)の基本空力特性取得を目的として、「基本風洞試験」を実施した。基本設計及び詳細設計当初の設計はこのデータを用いて進めた。その後詳細設計段階において、最終的な設計データ取得のため、改良された機体形状(HRV03 530形状)を用いて「詳細風洞試験」を実施した。また、維持設計段階および飛行実験実施後には、飛行データと比較するための空力データを取得するために実機形状(HRV03 540形状)を用いて「確認風洞試験」を実施したが、実際の設計に反映されたのは詳細風洞試験結果までである。各風洞試験における使用風洞、試験項目等を表3.4-1にまとめた。を付けた項目が最終的に設計に使用された結果である。風洞試験の詳細については文献18を参照されたい。

CFD解析は完全気体ナビエ・ストークス・コードを用いて実施した^{19)・22)}。使用されたコードは、これまでHOPE、スペースプレーン周りの流れ解析に用いられ、多くの風洞試験データとの比較検証を実施した実績のあるコードである。CFD解析は、設計上の重要度の高い極超音速特性に絞って実施した。スペースシャトルにおける乱流遷移レイノルズ数に比べHYFLEXの飛行レイノルズ数が十分小さいこと、実飛行レイノルズ数にほぼ近い状態での風洞試験結果において胴体下面上で乱流遷移が見られなかったことより、CFD解析では乱流モデルは用いず、境界層は常に層流を仮定した(脚注)。

実在気体効果を考慮した解析も飛行データとの比較のために実施されたが、基本的には設計には使用されていない(ピッチングモーメントへの実在気体効果の影響に関するCFD結果[エレボン舵角で1°相当の効果]のみ使用された)。

脚注：空力加熱に関する飛行データから、実飛行時には設計時の予測に反して胴体下面において乱流遷移が起こったことが判明した¹¹⁾。このことは、設計時の乱流遷移予測が不適切であったことを示しており、今後の再突入機の設計においては正確な予測を行うか、または安全側として予測外の乱流遷移を考慮した熱防護系設計が不可欠と考えられる。

表 3.4-1 実験機の風洞試験概要

速度域	試験区分	使用風洞	ノズル出口 寸法 (m)	試験マッハ数	迎角範囲 (deg)	測定項目 ^{a, b}						模型形状 (実機に対するscale)
						F/M	H/M	S/P	A/H	R/I	F/V	
極超音速	基本風試	NAL極超音速風洞	φ 0.50	7.1	16 ~ 50	○	◎*		○	○	○	HRV03-510 (5.3%) ^c
	詳細風試	ONERA S4MA	φ 0.99	9.9	26 ~ 52	◎	○*		◎		○	HRV03-530 (10%) ^e
	確認風試	NAL大型極超音速風洞 (HWT)	φ 1.27	10.0 - 10.1	28 ~ 51			○	○	○	○	HRV03-540 (10%) ^f
	確認風試	NAL中型衝撃風洞 (SHKT)	φ 0.44	9.7 - 10.3	30 ~ 49			○		○		HRV03-540 (6.0%)
遷音速/ 超音速	基本風試	FHI高速風洞 (SWT)	0.61×0.61	0.5 - 3.9		○						HRV03-510 (5.3%)
	詳細風試	FHI高速風洞 (SWT)	0.61×0.61	0.5 - 3.9	16 ~ 40	◎					○	HRV03-530 (5.3%)
	詳細風試	ISAS超音速風洞 (SWT)	0.60×0.60	1.6 - 4.0	20 ~ 40	◎	◎				○	HRV03-530 (5.3%)
	詳細風試	KHI三次元遷音速風洞	1.00×1.00	0.5 - 1.4	30 ~ 120	◎					○	HRV03-520 (7.0%) ^d
	確認風試	NAL超音速風洞 (SWT)	1.00×1.00	2.0 - 4.0	28 ~ 35			○		○	○	HRV03-540 (10%)

^a F/M : 6分力測定 H/M : ILV[†]ベンジ[†]モニター測定 S/P : 表面圧力測定 A/H : 空力加熱率測定 (加メ[†]法, 赤外線[†]法, 同軸熱電対法)

R/I : RCS干渉特性測定 (干渉圧力計測, 干渉力計測 [2または6分力]) F/V : 流れの可視化 (シュリーレン, シット[†]ウ[†]イ[†]法, オイル[†]法)

^b ○ : 実施した測定項目 ; ◎ : 最終的な設計データとして採用した項目 (極超音速詳細風試A/Hはエレンソン部加熱率のみ使用)

^c HRV03-510 : 予備設計終了時形状 (HRV03-520に比べ胴体下面前部形状が若干異なる)

^d HRV03-520 : 基本設計終了時形状 (HRV03-530に比べILV[†]ノズル形状/角部曲率半径が異なる)

^e HRV03-530 : 詳細設計終了時形状 (HRV03-540の胴体前部上面バルジがない)

^f HRV03-540 : 実機形状

[†] 本来、詳細風試結果を設計値として採用すべきところであるが、基本風試でのベンジモニター計測値が詳細風試結果よりも大幅に大きかったため、安全側の設計として基本風試結果を設計値とした。

3.4.3 空力特性の推定

3.4.3.1 推定方法

設計に使用する空力・熱空力特性推定の基本方針としては、長年の実績のある風洞試験結果を設計データとして主に使用することとし、CFD解析結果は風洞試験結果の妥当性の確認及び風洞試験では詳細計測が技術的及

び期間/経費的に困難な量の推定 (機体全面の詳細な空力加熱分布, 圧力分布等) のために使用した。その場合においても、基本的に風洞試験結果によりCFDデータの信頼性の裏付けを取ってから使用した。これは、CFD解析をHYFLEXの飛行試験結果により検証すべき将来の設計ツールとして位置づけたことによる。

上記の方針に基づき、全機に働く力・モーメントの空力特性(6分力及びエレボンヒンジモーメント)は、風洞試験結果に基づき推定したものを設計データとした。これらのデータはCFD解析結果と比較され、妥当性が確認された。厳しい推定精度が要求されない構造設計用の全機空力荷重分布(表面圧力分布)の推定にはCFD解析結果が使用された。これにより、設計データ取得用の表面圧力測定風洞試験は省略された。

安定翼後端部に搭載される予定であった姿勢制御/実験計測共用ヨースラスタのガスジェット空力干渉効果は、基本極超音速風洞試験における6分力試験により推定した。その結果、計測値の不確定性等を考慮すると、横方向の姿勢制御が不可能となる可能性があることが判明し、その対策として姿勢制御用ヨースラスタを空力干渉効果が無視できると考えられる後方位置(胴体後端面のピッチ/ヨースラスタ・ポッド上)に移動した(詳細は付録A3参照)。その後の設計においては、ガスジェット空力干渉によるモーメントへの干渉量を0と仮定した(注：飛行後データ解析結果によると最終的なヨースラスタ位置においても空力干渉が発生していたことが確認されている⁸⁾)。

以下に、設計に使用する空力特性を推定する際に考慮した特記すべき注意点について個別に述べる。

また、飛行後の飛行試験データ解析の過程で新たに判明したエレボンヒンジモーメント推定に関する留意事項を付録A4に示した。

(a) 風洞試験結果に基づく空力特性推定値の不確定性

風洞試験データに基づく空力特性を設計で用いるときには、ノミナル値(基本的に風洞試験値そのもの)だけではなく、それらのデータの持つ不確定性(uncertainty；実飛行時の特性と風洞試験結果の差)に関するデータを合わせて設定することが要求される。スペースシャトルの開発²³⁾の場合と異なり、HYFLEXの開発においては、開発期間及び経費の制約のため、風洞試験データの誤差(スペースシャトルにおいては“tolerance”と呼ばれる)を調べるために、多数の風洞、模型を使って様々な試験条件で風洞試験を十分に実施することができなかった。また、日本にはHYFLEX以前に極超音速で揚力飛行を行った経験がなく、風洞試験条件と実飛行条件との相違による空力特性への影響量(スペースシャトル

ルにおいては“variation”²⁴⁾と呼ばれる)を推定することも不可能であった。そのため、風洞試験結果に基づく実機6分力空力特性の予測値の不確定性は、以下の方法で推算することとした。

- ・空力特性の不確定性の要因として、以下の2つを考慮する。

(i) 風洞試験計測誤差(3レベル)

天秤測定誤差、胴体底面圧力計測誤差、風洞気流関連誤差(動圧測定誤差、気流偏向誤差)、模型関連誤差(模型取付アライメント誤差)、データの再現性の積み上げ(全誤差のRSS値[root sum square])により推算

(ii) 実飛行と風洞試験条件の違いに伴う誤差(variation)

スペースシャトルのvariationに対してHYFLEXとスペースシャトルとの基準量(基準面積、基準長)の比、エレベータボリューム及びエルロンボリュームの比を考慮した変換を行うことにより推算

- ・空力特性予測値の不確定性は、計測誤差及びvariationのRSS値とする(スペースシャトルではvariationが最大の不確定性に相当すると仮定)。これは下記の理由による：HYFLEXでは、積み上げによる計測誤差がvariationに比べ無視できない大きさとなっているため、安全側の評価として両者を考慮する。

空力特性予測値の不確定性

$$= (\text{風洞試験計測誤差}) + (\text{variation}) \quad (3.4.3)$$

スペースシャトルでのvariationデータをベースにしているため、上記不確定性はスペースシャトルと同様に2.6レベル(不確定性範囲内の発生確率99.0%)と考えられる²⁴⁾。

- ・ただし、上記の方法により推算した予測値の不確定性を考慮した結果、以下の3つの横方向系空力微係数について符号の反転が発生する場合、または微係数絶対値がノミナル値(予測値)に比べ極度に小さくなる場合(ノミナル値の25%以下)には、空気力学的な考察およびHYFLEXで実施したいいくつかの風洞試験における実績より、下式を満足させるように不確定性の幅を減少させるものとする。

$$(C_l)_{\text{flight}} < 0.25 (C_l)_{\text{nominal}} < 0 \quad (3.4.4)$$

$$(C_{l_a})_{\text{flight}} > 0.25 (C_{l_a})_{\text{nominal}} > 0 \quad (3.4.5)$$

$$(C_{n_a})_{\text{flight}} < 0.25 (C_{n_a})_{\text{nominal}} < 0 \quad (3.4.6)$$

脚注：スペースシャトルのvariationとは、設計上想定すべき空力特性の最大誤差幅(maximum possible error)のことであり、空力特性の予測値と実飛行結果の差に関する過去の経験に基づき決定されたものである。その大きさは、各係数、マッハ数毎に設定されている。

空力微係数（迎角，横滑角，舵角に関する微係数）推定値の不確定性も，基本的に上記の6分力係数の不確定性に対する考え方（(3.4.3)式）を採用した。しかし，微係数は迎角等の異なる2つの計測値の差分から算出されるため，6分力係数の風洞試験計測誤差を2倍したものを迎角等の差分で割って風洞試験計測誤差を算出する必要がある：

$$(C_m)_{WT} = 2 (C_m)_{WT} / \quad (3.4.7)$$

ここで $()_{WT}$ は風洞試験計測誤差を， $()$ は2つの計測値の迎角差分を表す。(4.5)式から明らかなように，迎角等の差分が大きいくほど，見かけ上，微係数の風洞試験計測誤差が小さくなるという特性がある。微係数算出のための迎角等の差分については適当な設定根拠がなく，6分力係数の迎角等に関する非線形性と，求められる風洞試験計測誤差値とのトレードオフとならざるを得ない。HYFLEXでは，迎角差分 $()$ は 1° ，横滑角差分 $()$ は 5° ，エレベータ舵角差分 $()$ は 10° ，エルロン舵角差分 $()$ は 5° に設定した。

文献1の付録Cに，上記の方法により求めた6分力係数および空力微係数の不確定性（2.6レベル）がまとめられている。その中で，超音速領域での空力係数については，2つの風洞での試験結果が不確定性を考慮しても一致しないケースがあり，それについては便宜的に不確定性の幅の拡大を行っている。その場合，不必要に誤差幅を広げることを避けるため，正側，負側で不確定性の幅が異なることは許容した。また，垂直力係数CN，軸力係数CA，揚抗比L/Dのvariationは，上記の方法で求めた揚力係数CLおよび抗力係数CDのvariationに基づきスペースシャトルで用いられた誤差の相関係数²⁵⁾を適用して算出した。

エレボン・ヒンジモーメント予測値の不確定性としては，風洞一様流状態量の誤差，ヒンジモーメント天秤に関する誤差，舵角に応じたデータ内挿による誤差を考慮した（詳細は文献18の表6.1-2参照）。基本風洞試験結果に基づく予測値が，CFD解析結果や詳細風洞試験結果よりも相当大きく安全側の値と考えられたため，variationは考慮しなかった。

(b) 姿勢制御系設計における複数の空力微係数の不確定性の適用方法

姿勢制御系設計においては，空力微係数誤差を考慮した上で設計した制御系が問題なく機能することを確認する。各空力微係数の姿勢制御系への影響は線形ではないため，複数の微係数の不確定性を同時に考慮した解析も必要となる。その際，設計要求としてどの程度の発生確

率までを考慮するのか（どの程度の発生確率の現象は無視するか）を決定しなければならない。スペースシャトルの飛行制御システム（FCS）では 10^{-4} よりも高い発生確率の現象のみに対処することとした²⁴⁾ が，HYFLEXではこのレベルまでの現象に対処するのは技術的に困難と考えられたため，空力微係数の不確定性幅を外れる確率と同程度の発生確率（0.01）の現象まで対応可能なシステムを設計することとした。その結果，文献23の考え方を参考にして，一つの微係数のみの変動を考慮する場合には微係数の不確定性の1.0倍まで，2微係数の組み合わせ変動を考慮する場合は両方の微係数の不確定性の0.65倍，全ての微係数の組み合わせ変動を考慮する場合は全ての微係数の不確定性の0.50倍まで考慮することとした（詳細設計終了後，この方法の誤りが判明したが，それによる影響は設計上許容できるものと判定した。正しい方法については付録A5参照）。

(c) 風洞試験データのマッハ数，レイノルズ数に関する内挿，外挿

風洞試験は，マッハ数10以下で実施しており，マッハ数10以上での特性は得られなかったが，CFD解析結果やスペースシャトルの例からマッハ数10以上での空力特性のマッハ数依存性は無視できると考えた。また，風洞試験は特定のマッハ数でしか実施されなかったが実際の設計において任意の飛行マッハ数における特性が必要となるため，スペースシャトル・オービターの空力特性のマッハ数依存性を参考にして，データの内挿を行った。

極超音速風洞試験時のレイノルズ数は，風洞の試験能力の制約のため実飛行時のレイノルズ数に比べ小さかったが，HYFLEXの場合には極超音速時の飛行迎角が 49° と非常に大きく，レイノルズ数依存性の強い軸力の揚力及び抗力への寄与が非常に小さいため，レイノルズ数依存性は無視した。また，分離直後の低レイノルズ数，高マッハ数飛行状態では，粘性干渉効果により軸力が増加することが知られているが，この領域では飛行動圧が非常に低く，空気が飛行経路，姿勢制御に与える影響が無視できることから，粘性干渉効果は設計上考慮しなかった。これは，粘性干渉効果の計測自体をHYFLEXで取得すべき空力データの一つとして位置づけていたことにもよる（粘性干渉効果に関する実飛行結果は文献26参照）。

(d) 飛行時の軸力の推定

機体に働く空気力は風洞試験において内挿式の6分力天秤により計測したが，その場合実機には存在しないスティングと胴体後端部（ベース部）の流れの干渉（ステ

イング干渉)が発生し、正しい軸力係数が計測できない。その効果を補正するため、風洞試験時にベース部の圧力 $p_{B_{WT}}$ を計測し、風洞試験結果から前胴部のみに働く軸力 CA_F (ベース圧が一樣流静圧と等しいと仮定したときの軸力係数) を推算した。

$$CB_{WT} = (p - p_{B_{WT}}) SB / qS \quad (3.4.8)$$

$$CA_{FWT} = CA_{WT} - CB_{WT} \quad (3.4.9)$$

ここで、 CA_{WT} 、 CB_{WT} 、 p 、 q 、 SB 、 S はそれぞれ風洞試験時の軸力係数計測値及びベース圧抗力係数、風洞一樣流静圧、風洞一樣流動圧、ベース面積、基準面積を表す。次に、スティング干渉のない迎角 0° での円柱やオジャイブのベース圧の過去の計測結果²⁷⁾ からマッハ数依存性のみを考慮してHYFLEXの実飛行状態でのベース圧抗力係数 CB_{flight} を推算し、これを前胴軸力に加えて実飛行時に全機に働く軸力 CA_{flight} とし設計に用いた(脚注)。

$$CB_{flight} = CB_{Jorgensen} (\alpha = 0^\circ) \quad (3.4.10)$$

$$CA_{flight} = CA_{FWT} + CB_{flight} \quad (3.4.11)$$

(e) 非対称空気の推定

HYFLEX 実験機は主翼を持たないSlender-body形状で大迎角飛行をするため、大迎角軸対称物体で観測される一対の背面渦の左右非対称性による非対称空気が発生することが想定される。非対称空気が、先端の曲率半径が大きいほど、一樣流マッハ数(またはクロスフロー・マッハ数)大きいほど小さくなる傾向があるため、鈍頭ノーズを持ち高マッハ数で飛行するHYFLEX実験機では大きな非対称空気が発生することはないものと推定される。しかし、HYFLEXは空力舵面としてエレポンしか持たないため、たとえ非対称空気が小さくても横トリム等の観点から姿勢制御設計上クリティカルな問題が発生する可能性がある。非対称空気が非常に微妙な流れ現象に起因し、風洞試験においても精度よく計測することは困難であるため、HYFLEXでは想定される上限値を推定することとした。横滑角なしでの6分力特性試験結果で得られたローリングモーメント係数 Cl とヨーイングモーメント Cn の絶対値の最大のものを非

対称空気力の上限値とした。

3.4.3.2 推定結果

次に、風洞試験及びCFD解析により得られた空力特性の設計値について述べる。

最初に、超音速から極超音速領域における空力特性(揚力/抗力特性、縦トリム特性、横・方向特性、エルロン操舵特性)を図3.4-2~3.4-11に示す。これらのデータは、詳細風洞試験結果に基づき設計用空力データとしてまとめられたものである(文献18付録C参照)。空気力、モーメントの無次元化に使用した基準量及びモーメント基準点を表3.4-2に示す。設計時に使用したモーメント基準点は設計段階で想定した重心位置であり、実機の最終重心位置($X=2.3001m$, $Y=0.0007m$, $Z=0.4315m$)と若干異なる(特に上下位置)ことに注意を要する。

図3.4-2、-3、-4に揚力係数、抗力係数、揚抗比を示す。DELEは、エレポンをエレベータとして使用した場合の舵角(エレベータ舵角) $e = (R + L) / 2$; 下げ側を正とする)を表す。揚力係数、抗力係数共に迎角の増加に対して単調に増加し、また、 e の増加(下向きへの操舵)に応じて増加する。舵角の影響は全般に負側で小さく、正側で大きいという傾向を持ち、マッハ数の増大に伴い顕著になる。この傾向は、ニュートン流近似による予測と一致する。マッハ数9.9では飛行迎角 49° で揚力係数がほぼ最大値となっている。揚抗比はマッハ数の増加と共に減少し、迎角 30° 以上では迎角の増加に応じて減少する。迎角 49° の極超音速飛行時(マッハ数9.9)にはエレポン舵角 0° で0.7程度の揚抗比を有する。図3.4-5にピッチングモーメント係数 Cm を示す。全飛行領域で $e = 0 \sim 15^\circ$ の舵角範囲内でトリム可能であることがわかる。全般的にトリム時の迎角静安定性は中立に近いが、詳細に見るとマッハ数2.0ではやや不安定側、マッハ数3.0以上ではやや安定側になっている。不安定性はマッハ数2以下でマッハ数の減少に伴い更に増大し、マッハ数2以下のHYFLEXの飛行を不可能とする最大の原因となっている。また、スペースシャトルの実飛行結果で観測された実在気体効果のピッチングモーメントへの影響をCFD解析により評価したところ、エレベータ舵角 1° 程度相当であったため、設計マージンの範囲内で補償可能と判断し、設計上考慮していない。図3.4-5(e)より、遷音速大迎角飛行状態のノミナル特性では、 $e = 0^\circ$ で迎角 80° 付近に安定なトリム点があることが分かり、大迎角減速飛行の実現性が確認された(大迎角状態ではエレポンの効きが悪いため、 $e = -20 \sim 20^\circ$ の範囲でトリム迎角は最大 $\pm 5^\circ$ 程度しか変化しない)。しかし、空力特性誤差を考慮した場合には

脚注：HYFLEXの飛行試験結果との比較において、超音速領域でこの方法による軸力推定値と飛行データに大きな差が見られたが、その原因は設計時の実飛行ベース圧抗力係数 CB_{flight} の推定において迎角依存性を全く考慮しなかったためと考えられ、上記の軸力推定方法が妥当でなかったことが明らかとなった(文献17の7.1項参照)。

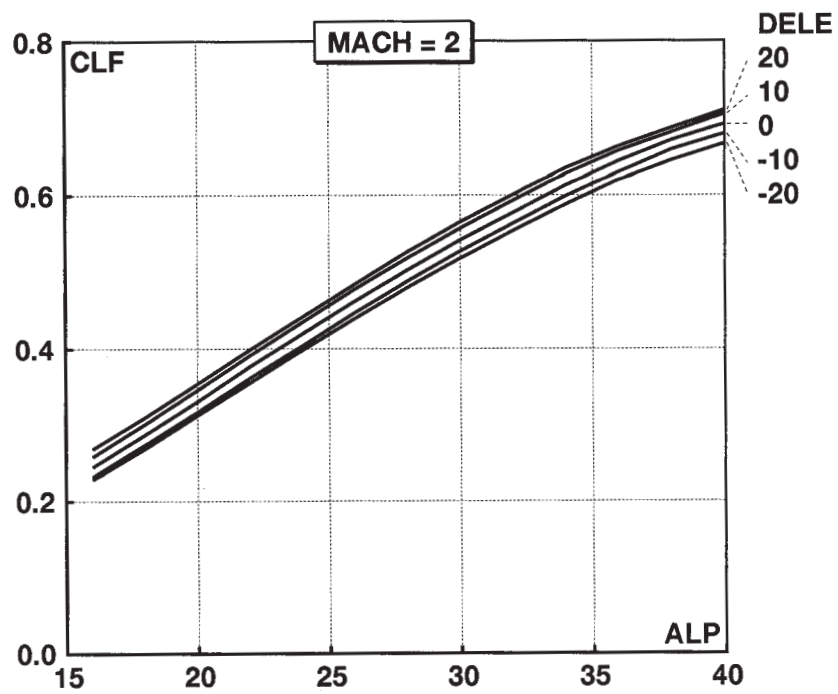


図3.4-2 揚力計数CL
(a) マッハ数2.0

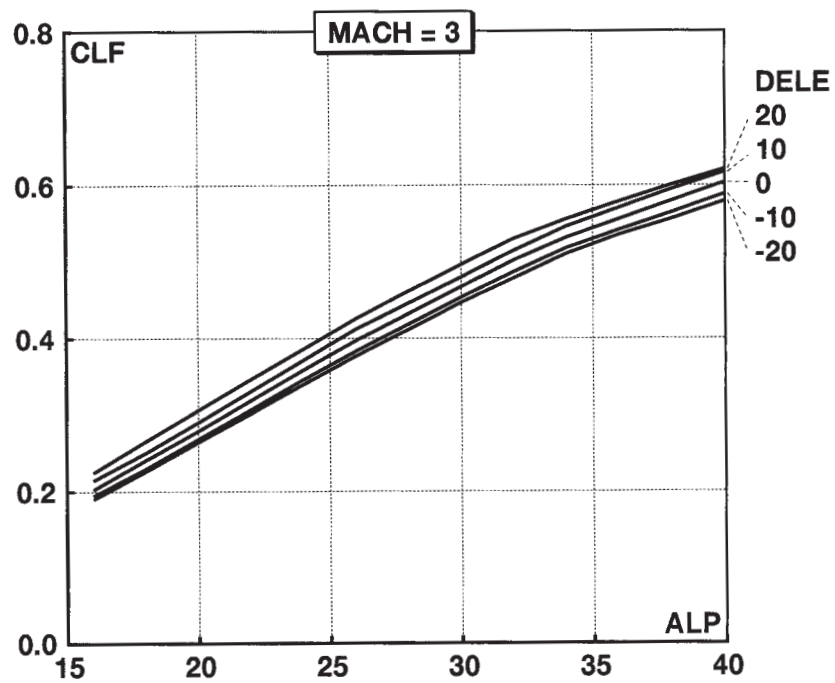


図3.4-2 揚力計数CL
(b) マッハ数3.0

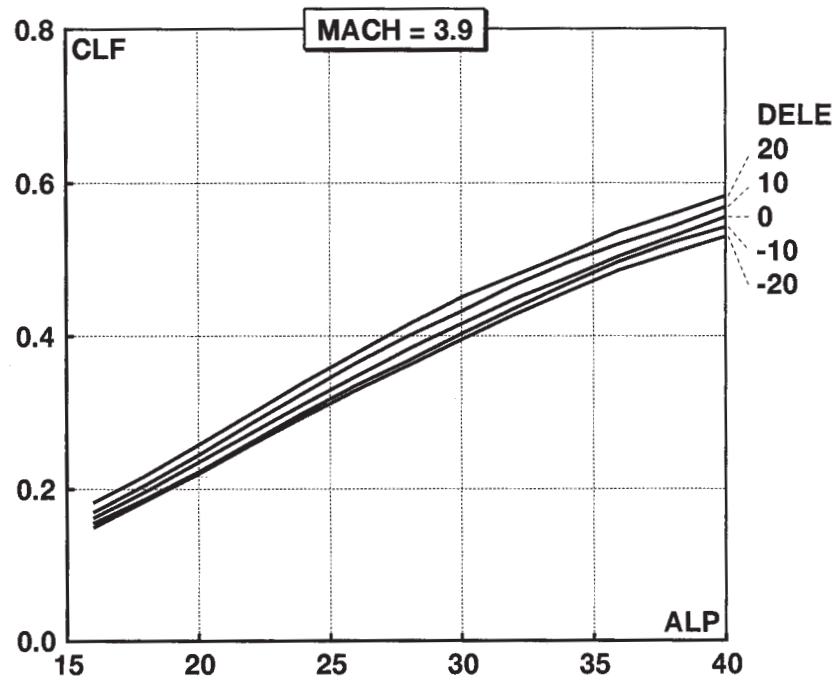


図3.4-2 揚力計数CL
(c) マッハ数3.9

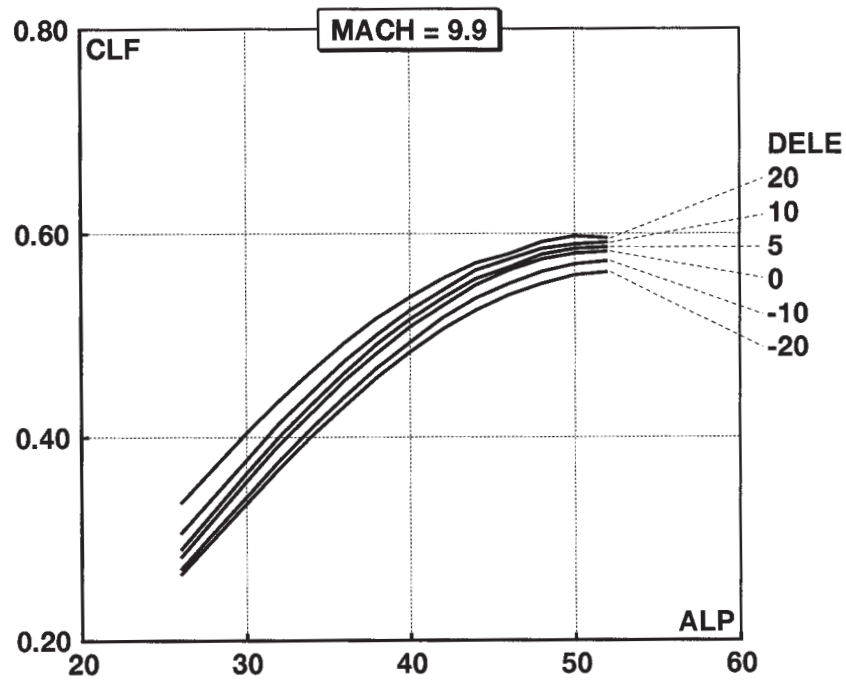


図3.4-2 揚力計数CL
(d) マッハ数9.9

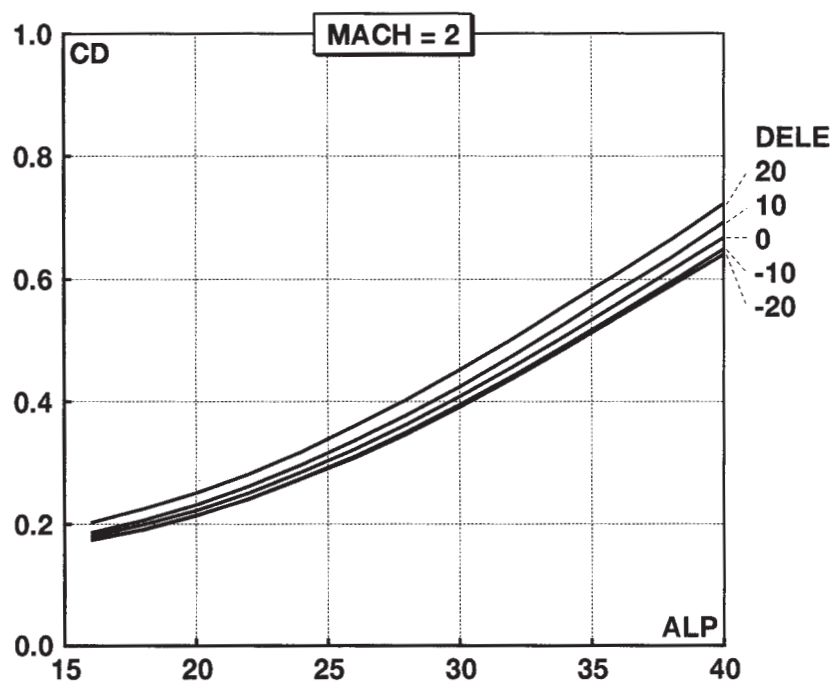


図3.4-3 抗力係数 C_D
(a) マッハ数2.0

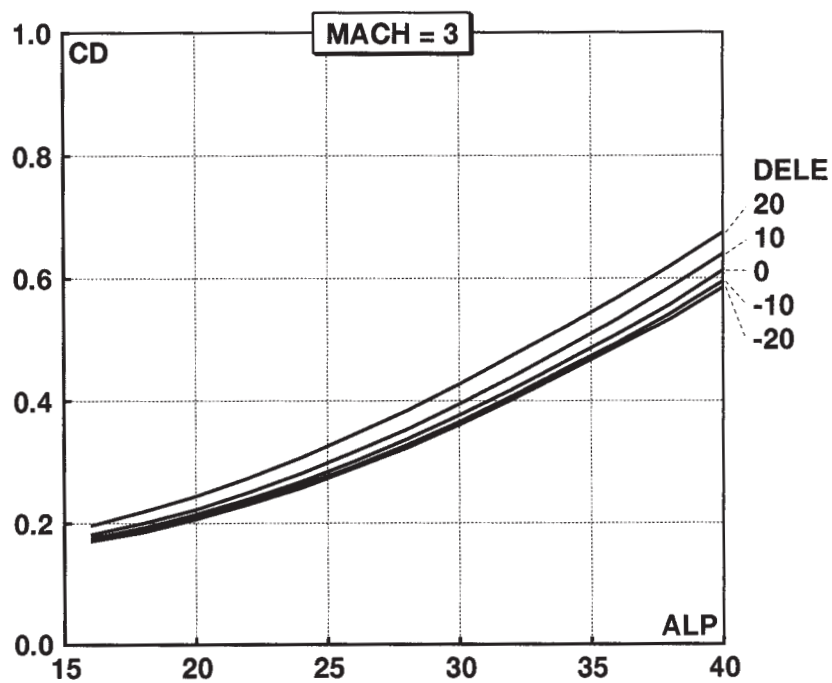


図3.4-3 抗力係数 C_D
(b) マッハ数3.0

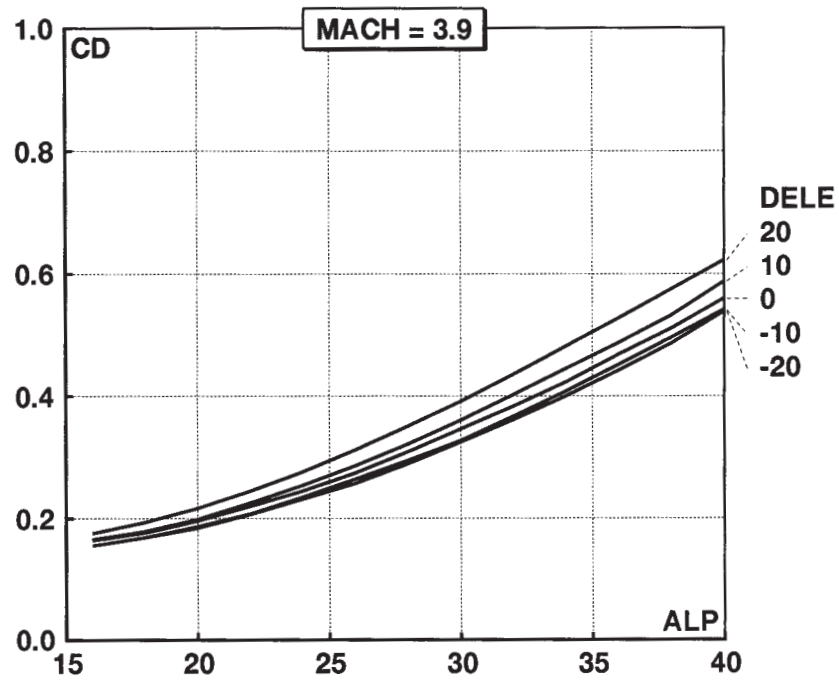


図3.4-3 抗力係数CD
(c) マッハ数3.9

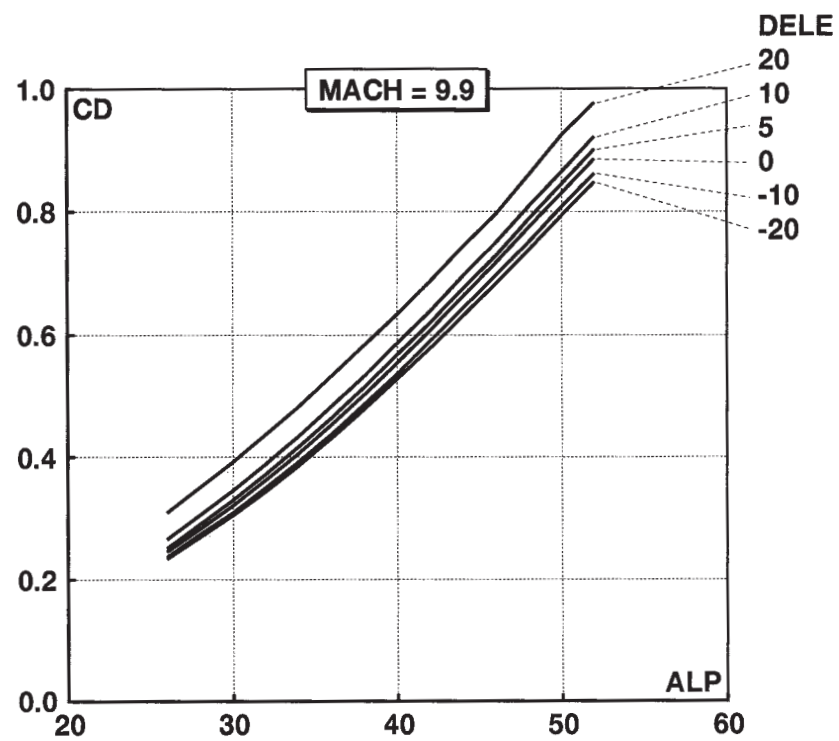


図3.4-3 抗力係数CD
(d) マッハ数9.9

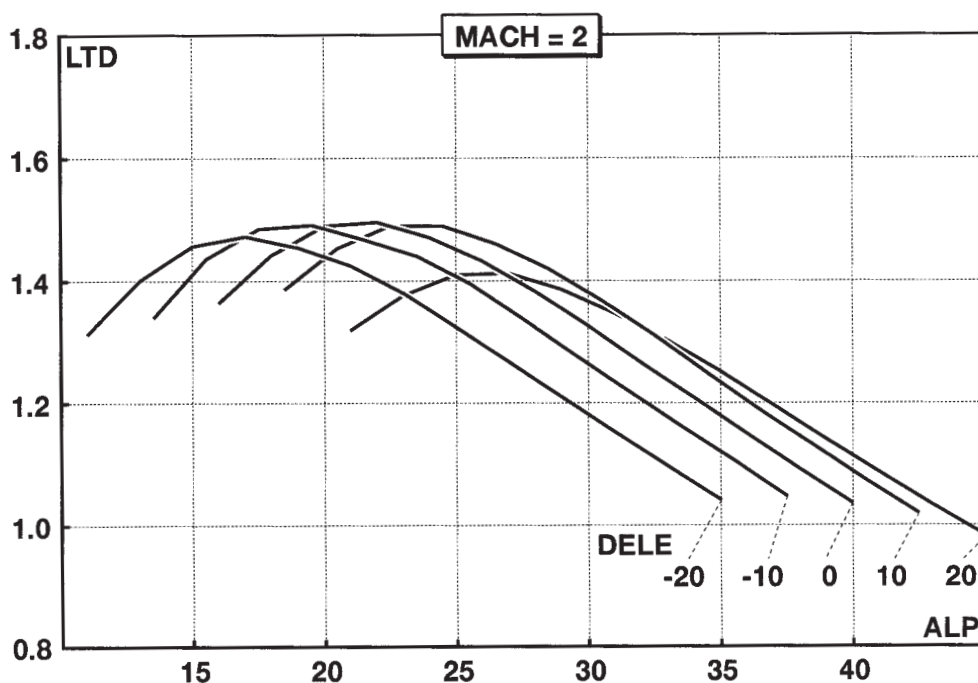


図3.4-4 揚抗比L/D (a) マッハ数2.0

(注：複数の線を明確に識別するため、舵角0°のデータを基準として舵角-20°、-10°、10°、20°のデータは迎角方向にそれぞれ5.0°、-2.5°、2.5°、5.0°ずらして図示している)

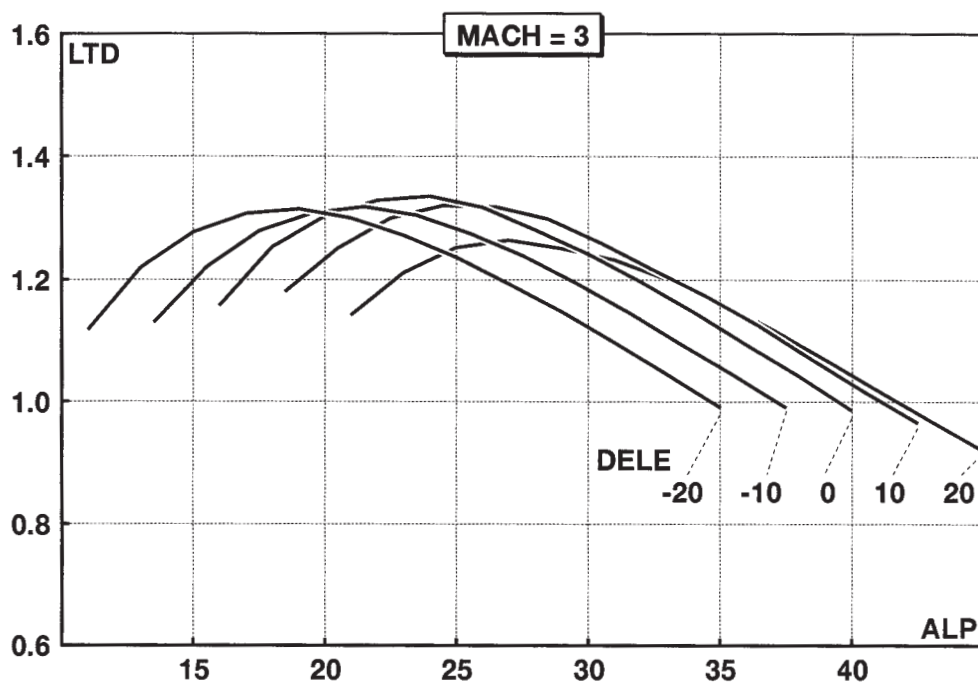


図3.4-4 揚抗比L/D (b) マッハ数3.0

(注：複数の線を明確に識別するため、舵角0°のデータを基準として舵角-20°、-10°、10°、20°のデータは迎角方向にそれぞれ5.0°、-2.5°、2.5°、5.0°ずらして図示している)

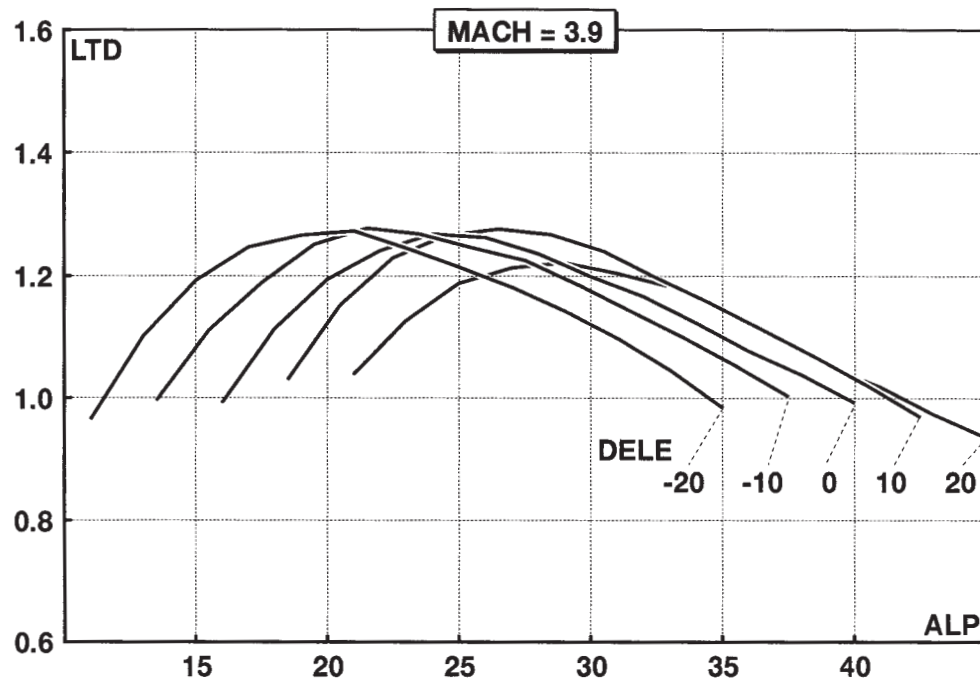


図3.4-4 揚抗比L/D (c) マッハ数3.9

(注：複数の線を明確に識別するため、舵角0°のデータを基準として舵角-20°、-10°、10°、20°のデータは迎角方向にそれぞれ5.0°、-2.5°、2.5°、5.0°ずらして図示している)

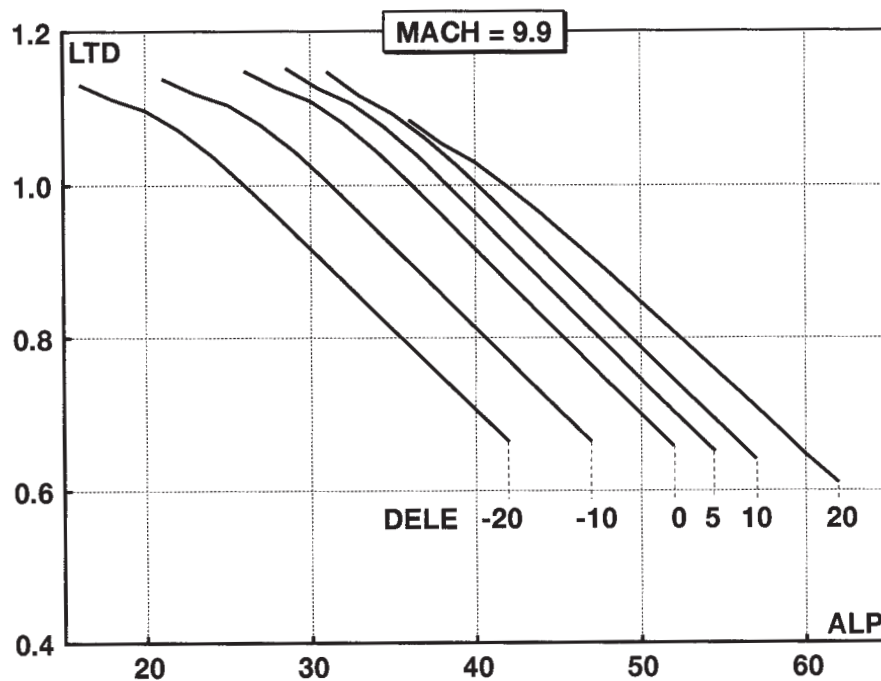


図3.4-4 揚抗比L/D (d) マッハ数9.9

(注：複数の線を明確に識別するため、舵角0°のデータを基準として舵角-20°、-10°、10°、20°のデータは迎角方向にそれぞれ5.0°、-2.5°、2.5°、5.0°ずらして図示している)

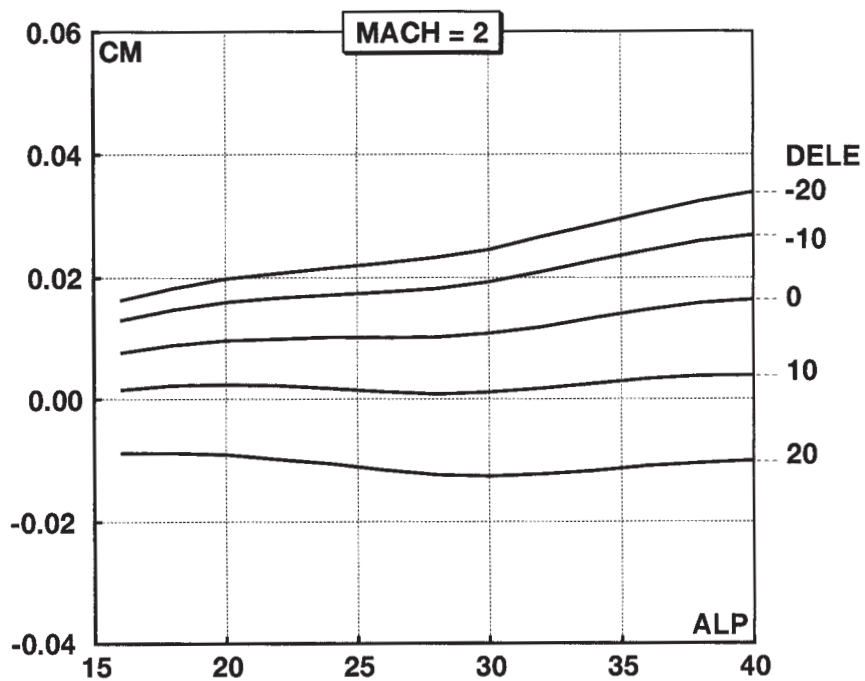


図3.4-5 ピッチングモーメント係数 C_m
(a) マッハ数 2.0

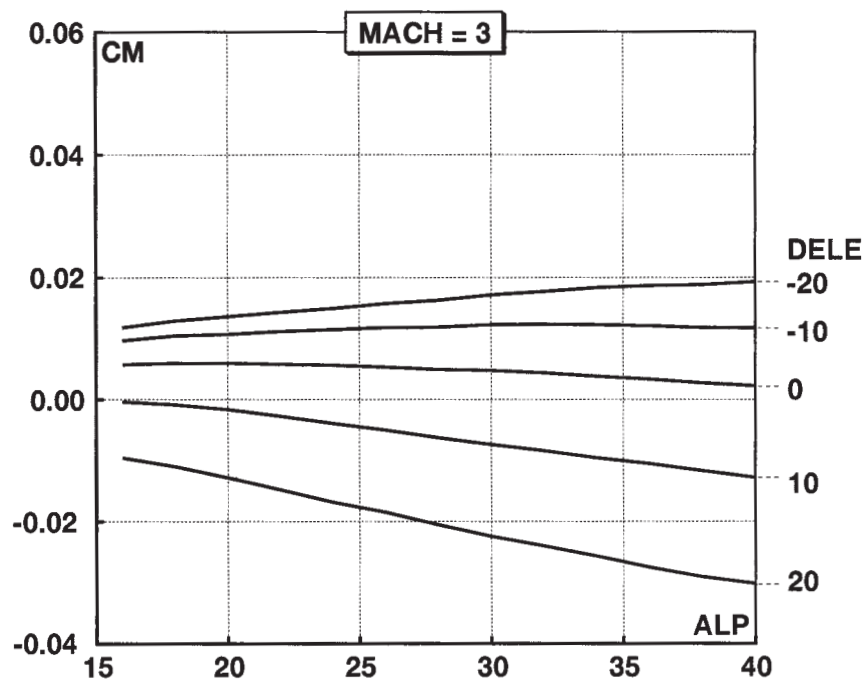


図3.4-5 ピッチングモーメント係数 C_m
(b) マッハ数 3.0

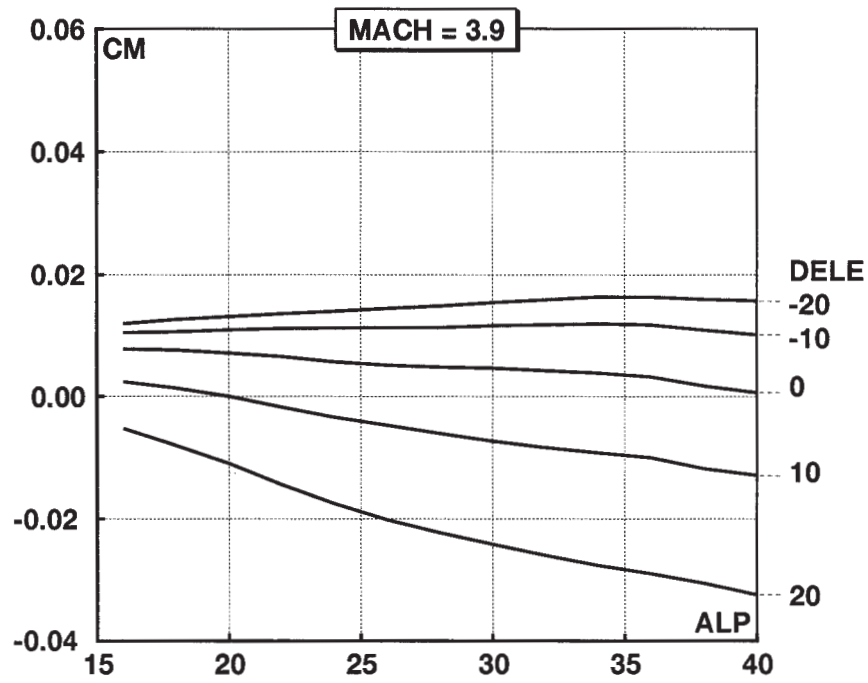


図3.4-5 ピッチングモーメント係数 C_m
(c) マッハ数 3.9

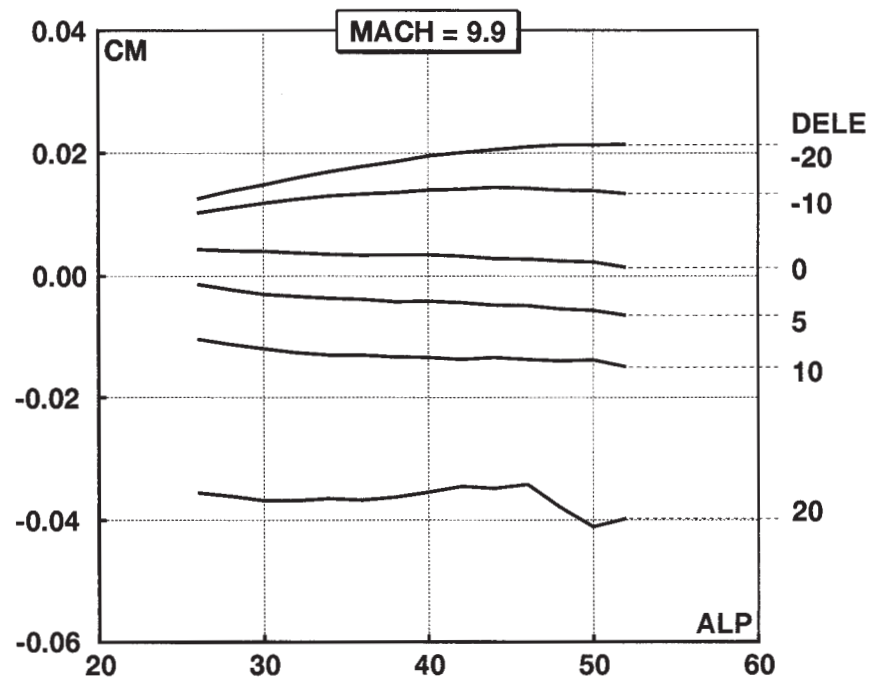


図3.4-5 ピッチングモーメント係数 C_m
(d) マッハ数 9.9

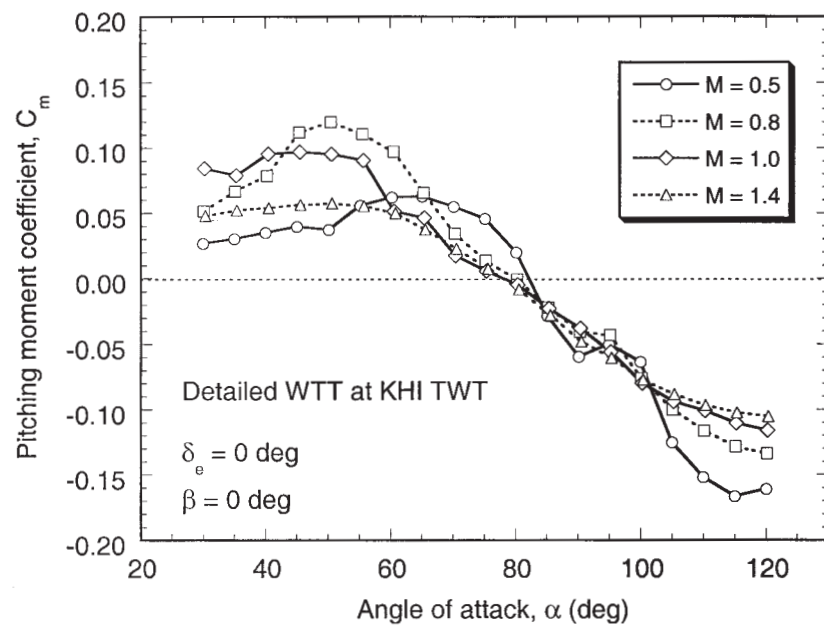


図3.4-5 ピッチングモーメント係数 C_m
(e) マッハ数 0.5 ~ 1.4 (大迎角飛行時)

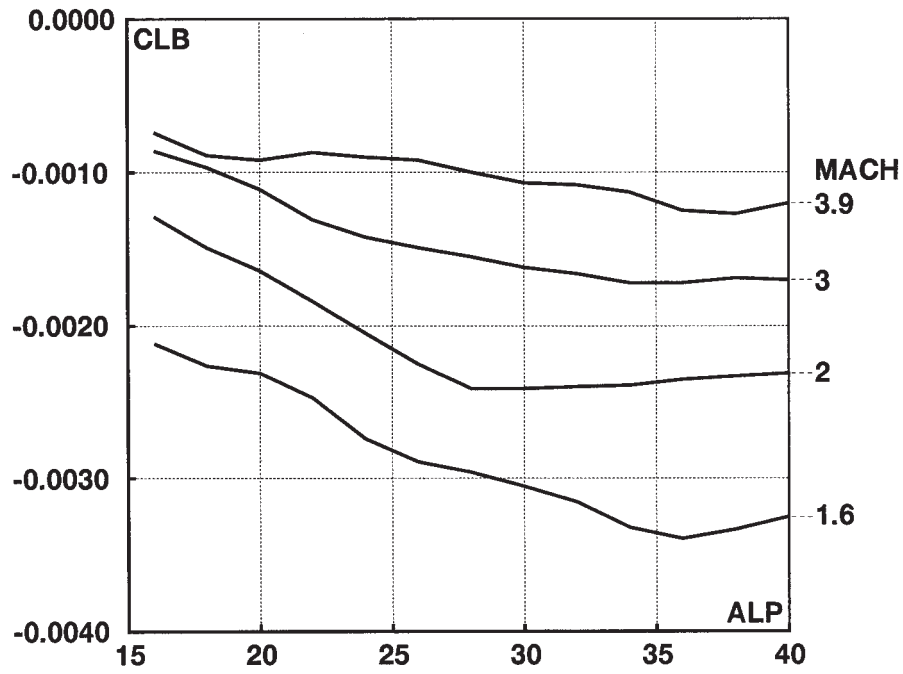


図3.4-6 横滑角に関するローリングモーメント微係数 Cl
(a) マッハ数1.6 ~ 3.9

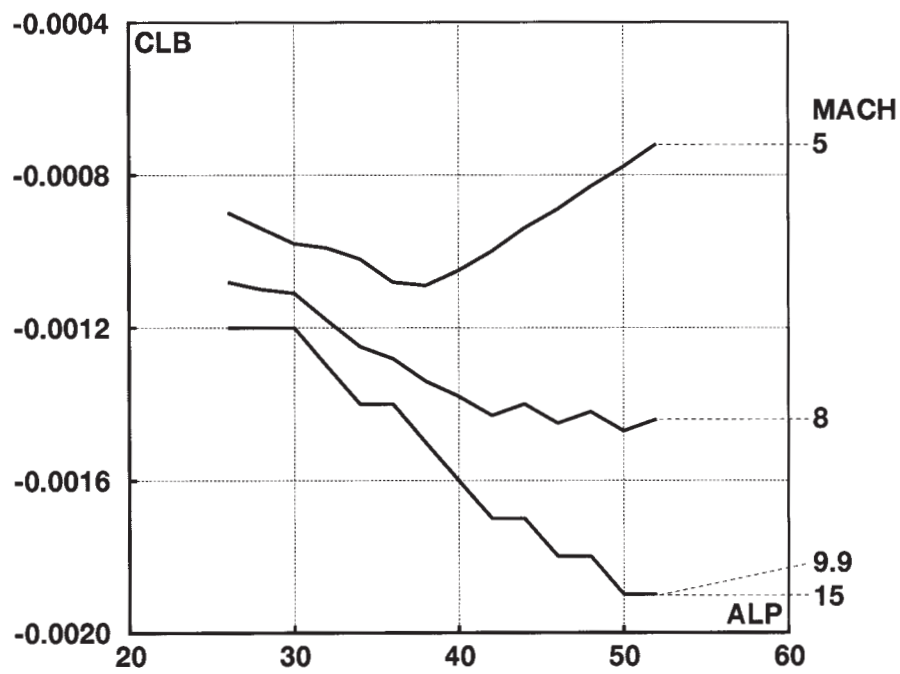


図3.4-6 横滑角に関するローリングモーメント微係数 Cl
(b) マッハ数5.0 ~ 15.0

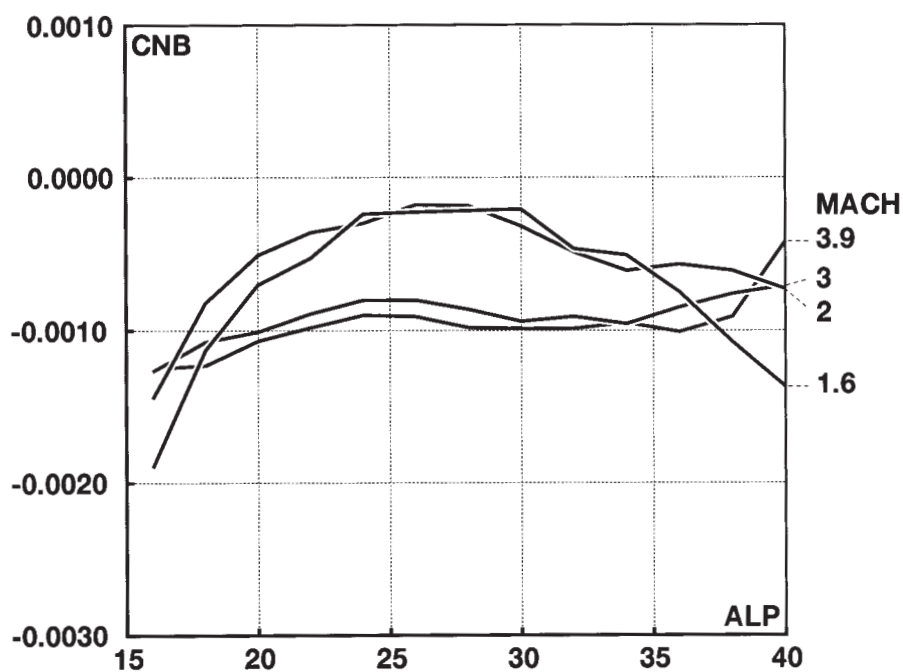


図 3.4-7 横滑角に関するヨーイングモーメント微係数 C_n
(a) マッハ数 1.6 ~ 3.9

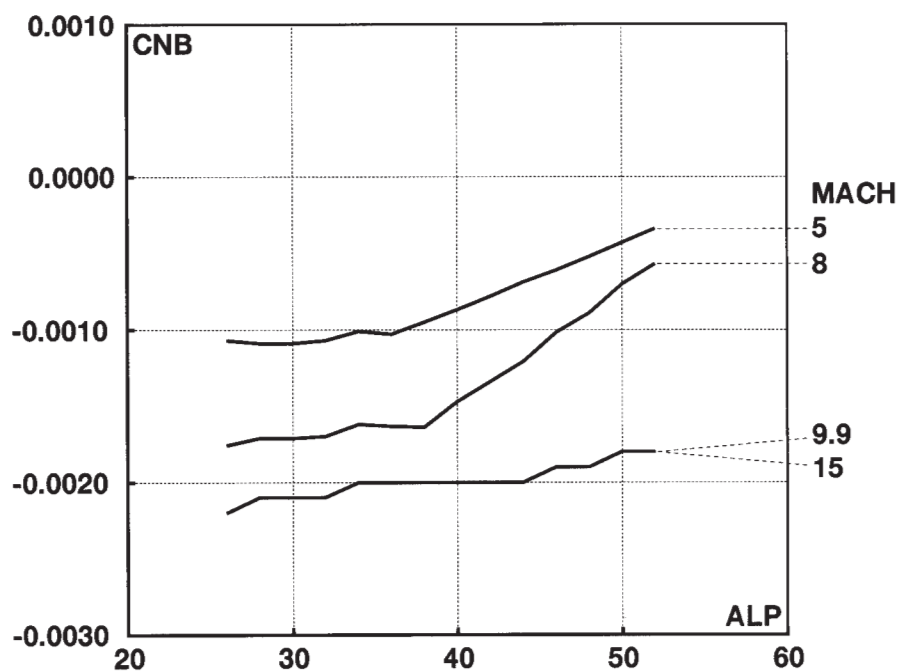


図 3.4-7 横滑角に関するヨーイングモーメント微係数 C_n
(b) マッハ数 5.0 ~ 15.0

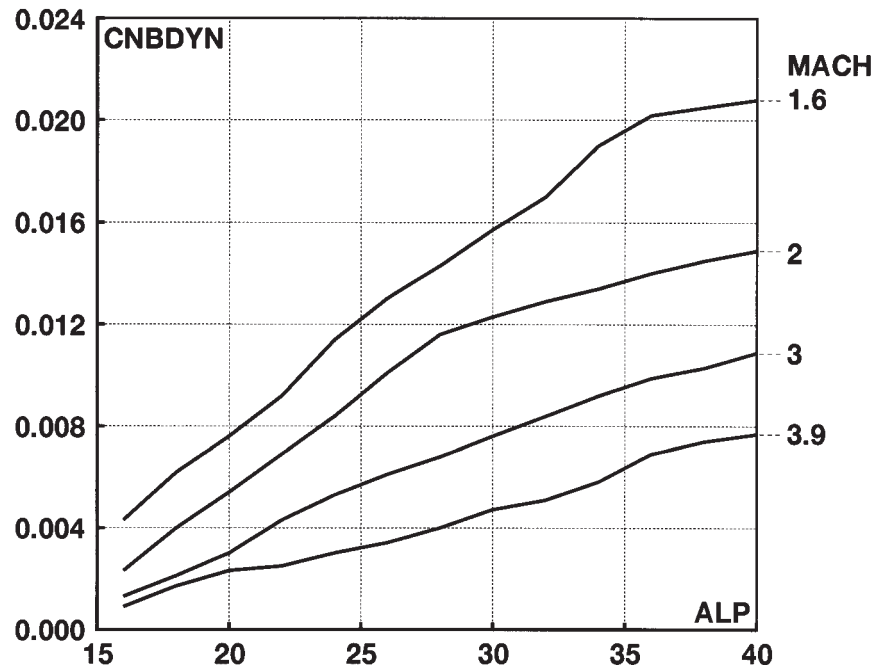


図 3.4-8 動的方向安定微係数 (C_n) dyn
(a) マッハ数 1.6 ~ 3.9

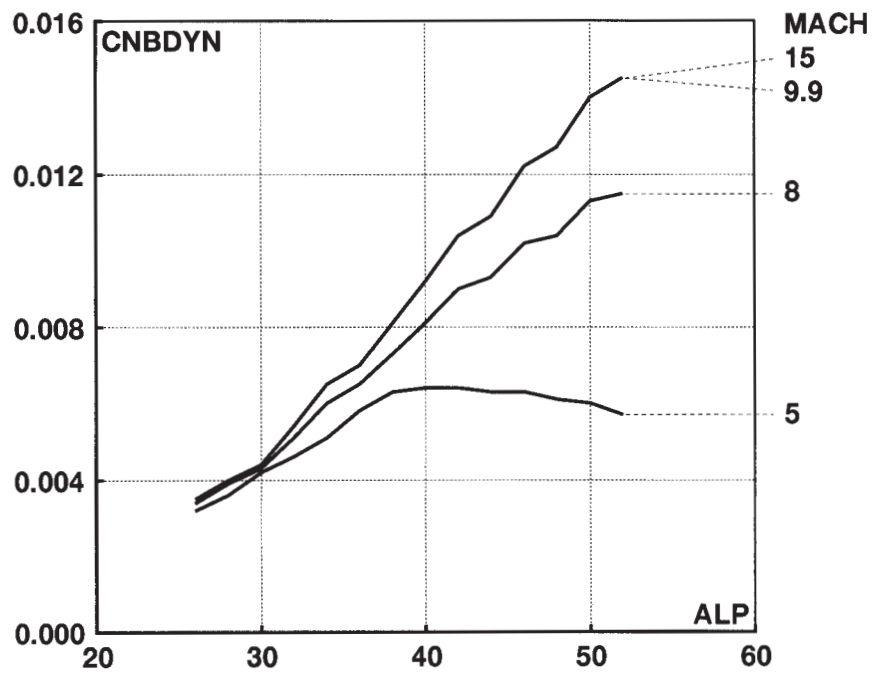


図 3.4-8 動的方向安定微係数 (C_n) dyn
(b) マッハ数 5.0 ~ 15.0

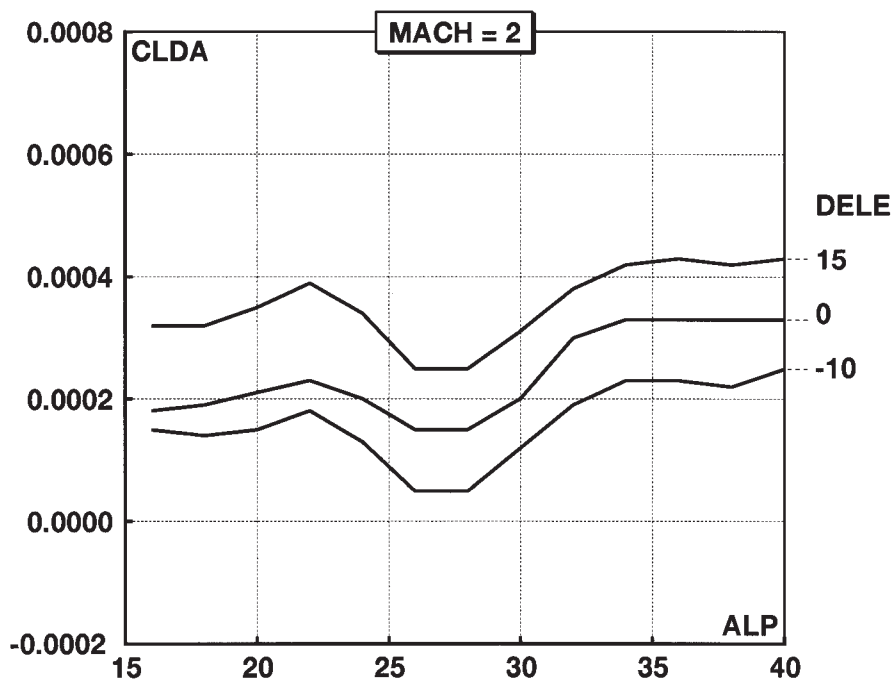


図 3.4-9 エルロン舵角に関するローリングモーメント微係数 Cl_a
(a) マッハ数 2.0

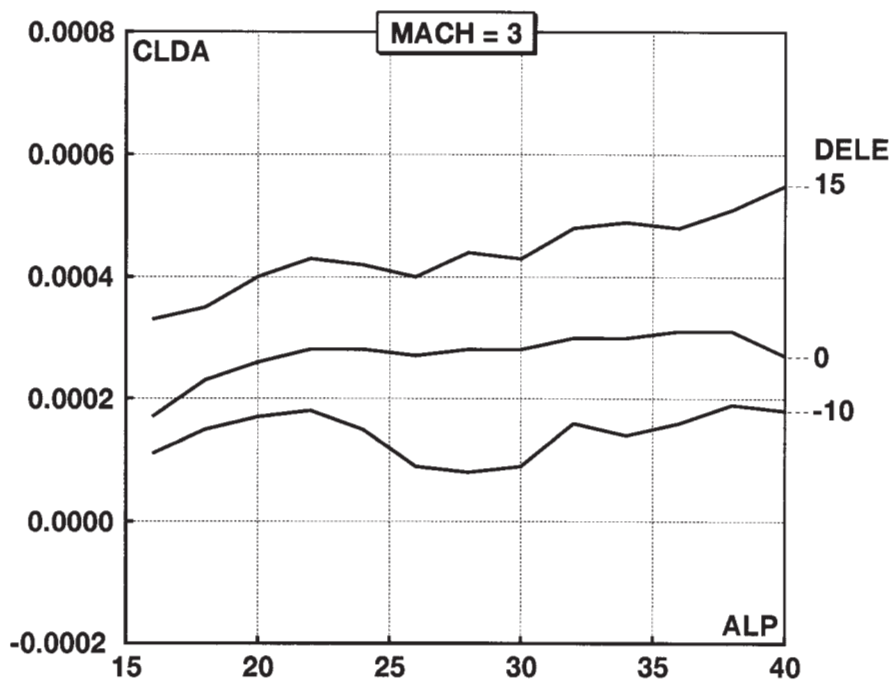


図 3.4-9 エルロン舵角に関するローリングモーメント微係数 Cl_a
(b) マッハ数 3.0

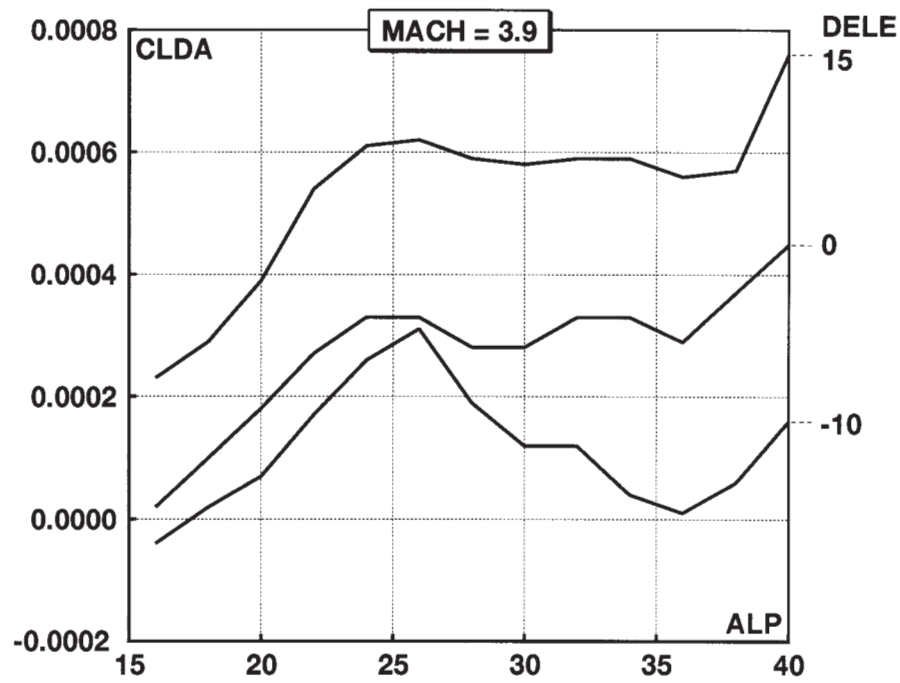


図3.4-9 エルロン舵角に関するローリングモーメント微係数 Cl a
(c) マッハ数 3.9

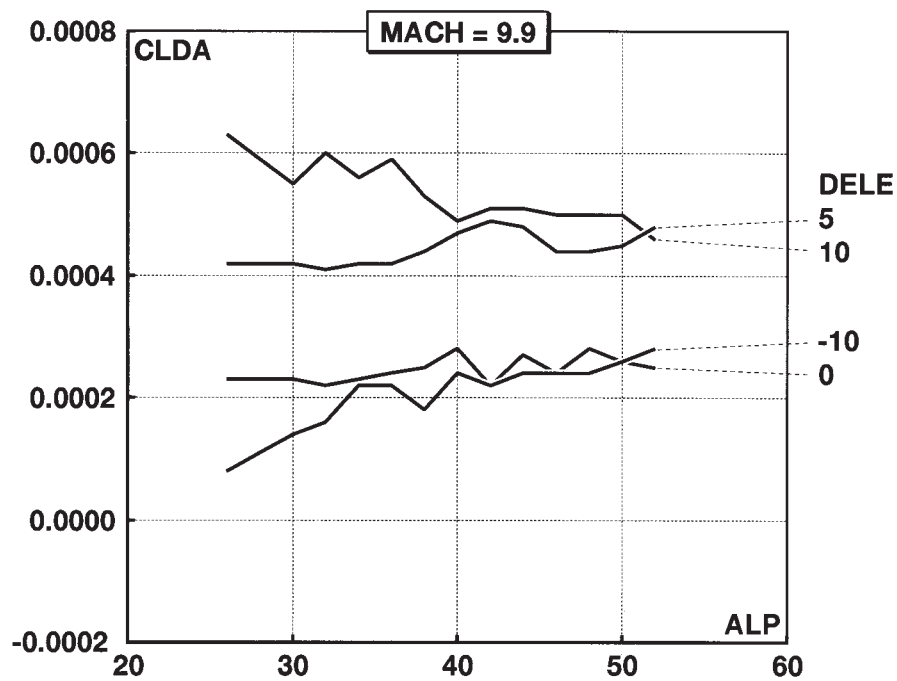


図3.4-9 エルロン舵角に関するローリングモーメント微係数 Cl a
(d) マッハ数 9.9

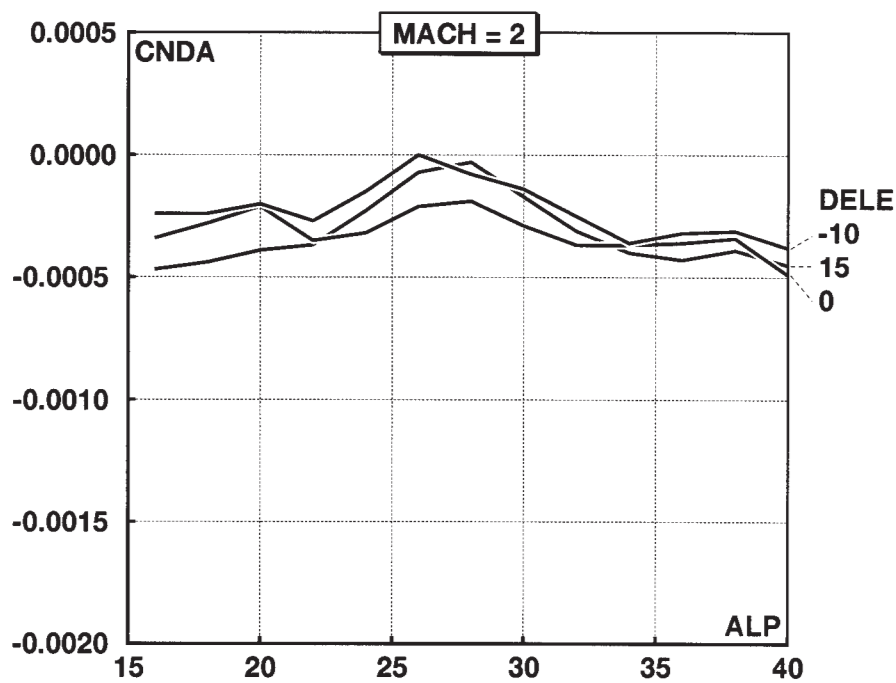


図 3.4-10 エルロン舵角に関するヨーイングモーメント微係数 $C_n a$
(a) マッハ数 2.0

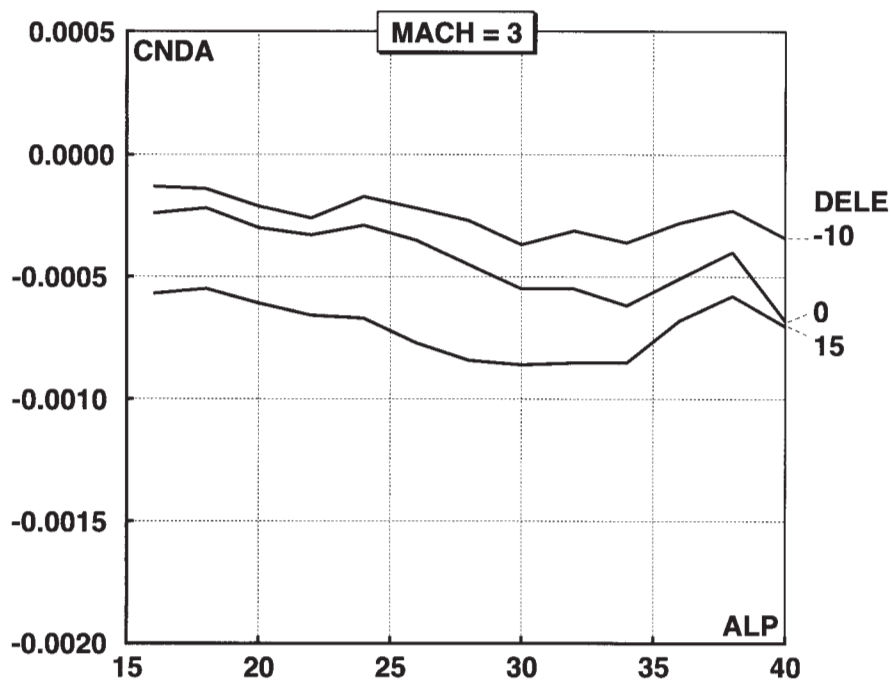


図 3.4-10 エルロン舵角に関するヨーイングモーメント微係数 $C_n a$
(b) マッハ数 3.0

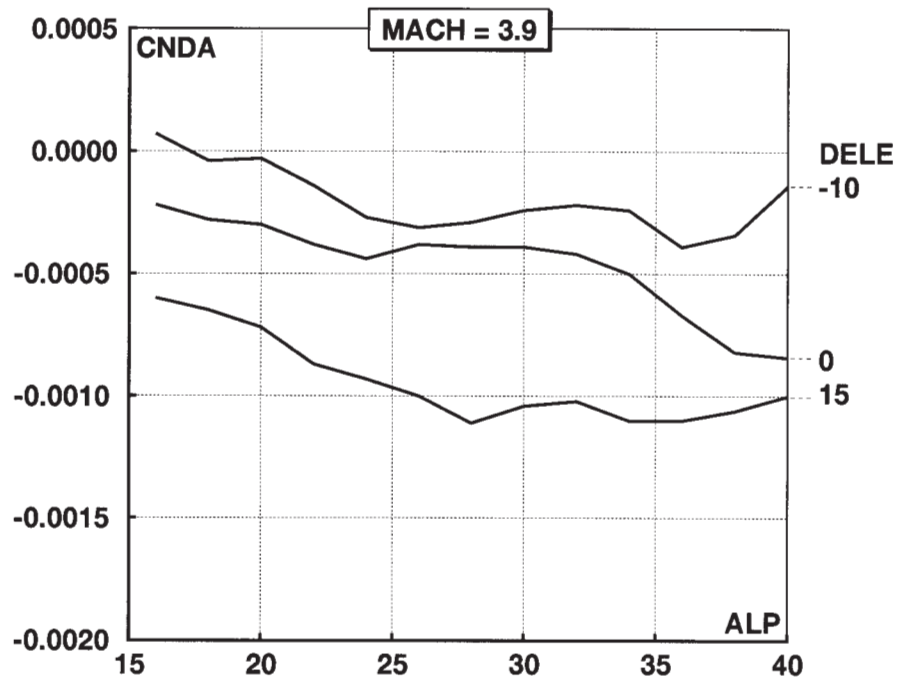


図3.4-10 エルロン舵角に関するヨーイングモーメント微係数 C_{n_a}
(c) マッハ数3.9

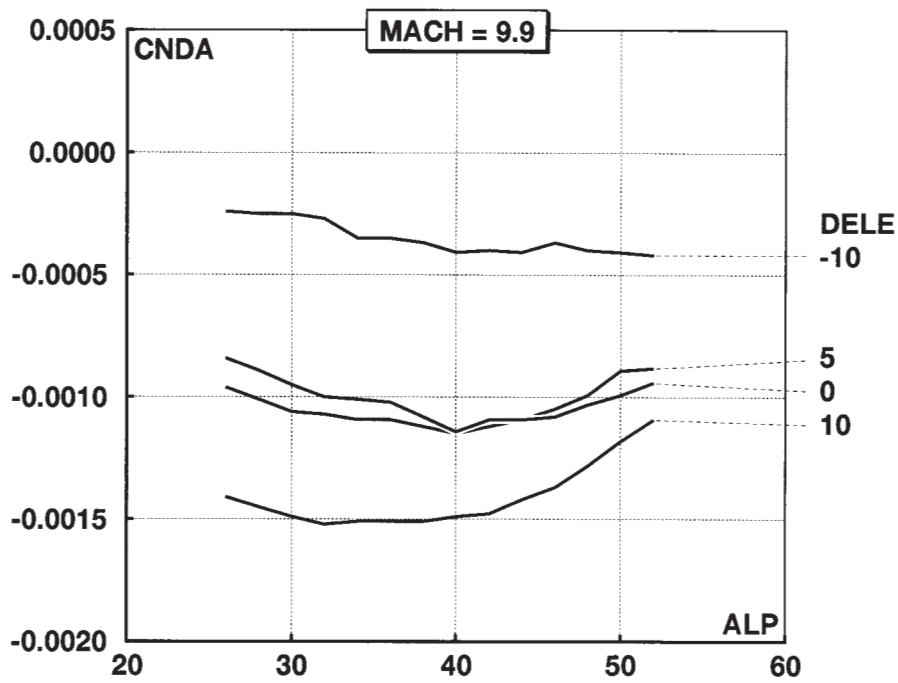


図3.4-10 エルロン舵角に関するヨーイングモーメント微係数 C_{n_a}
(d) マッハ数9.9

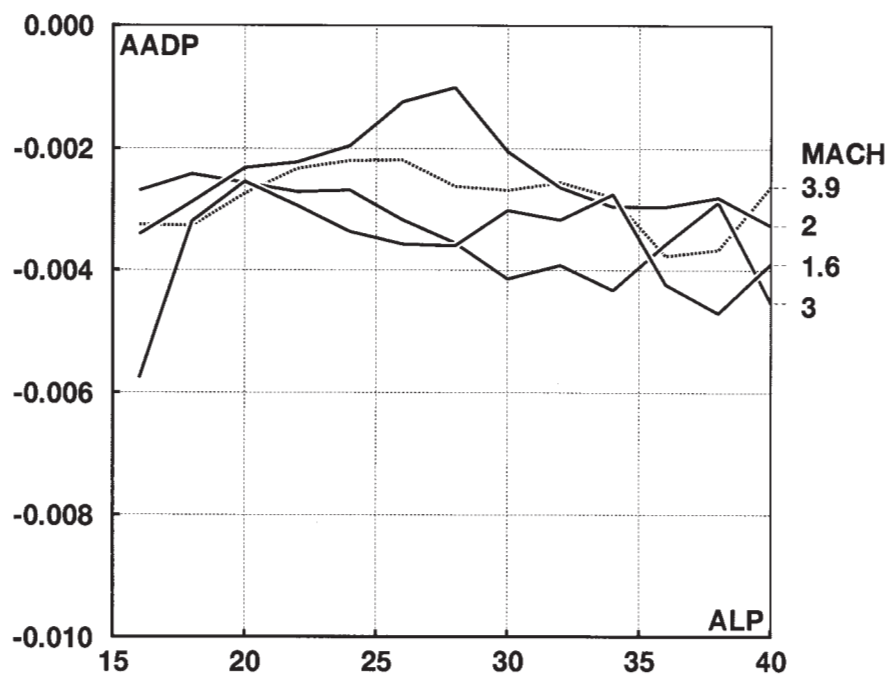


図 3.4-11 AADP(aileron alone departure parameter)
(a) マッハ数 1.6 ~ 3.9

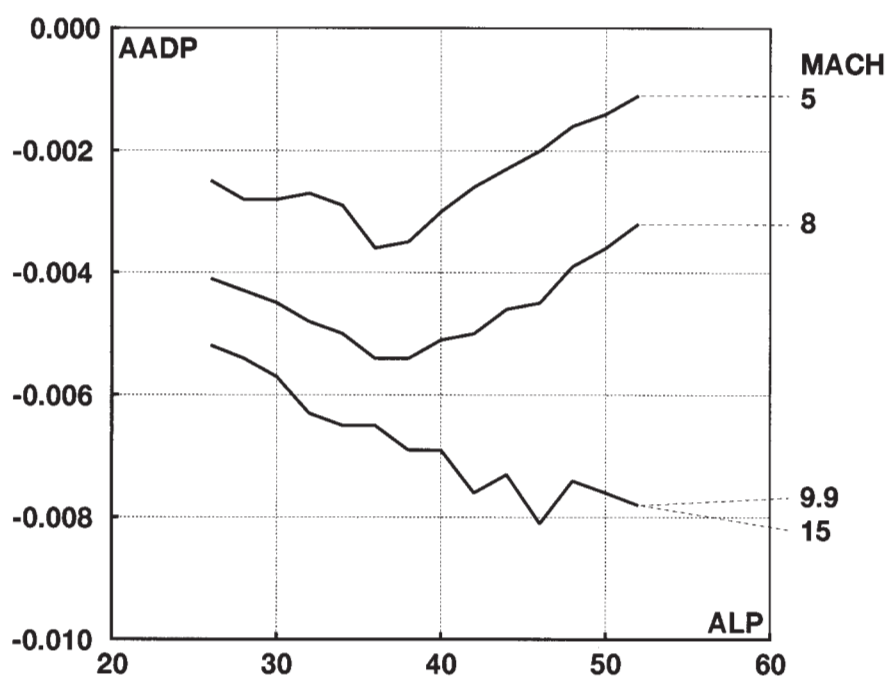


図 3.4-11 AADP(aileron alone departure parameter)
(b) マッハ数 5.0 ~ 15.0

表3.4-2 空力係数の基準量とモーメント基準点等

項 目	数 値	備 考
6 分力係数	基準面積 S	4.27 m ² 機体平面形面積
	縦基準長 l_B	4.00 m 胴体長
	横・方向基準長 b	1.20 m 胴体幅
	モーメント基準点 X	2.30 m 57.5% l_B 位置
	Y	0.00 m
エレボン ヒンジモーメント 係数	Z	0.423 m 胴体下端から上方に測った高さ
	基準面積 S_e	0.168 m ² エレボン面積 (片舷)
	基準長 l_e	0.400 m エレボンコード長
	基準点 X_e	4.025 m エレボンヒンジライン位置
その他	胴体後端面面積 S_B	0.931 m ²

トリム状態が保てなくなるケースも存在したため、タンブリング運動も許容するようにパラシュート開傘時刻を設定することにより対処した(付録A14参照)。

図3.4-6, -7にエレベータ舵角 $\delta_e = 0^\circ$ での横滑角に関する微係数 Cl , Cn を示す。 Cl は全飛行マッハ数領域で負で、上半角効果を持ち安定側である。安定性はマッハ数3.9で極小となる。 Cn は全飛行領域で負で風見安定がない。しかし、3.4.1で述べたように、 $(Cn)_{dyn}$ (図3.4-8)は大迎角での上半角効果 Cl の寄与により全飛行領域で正となっており、横・方向系は動的に固有安定であることがわかる。ただし、空力データの不確定性を考慮すると最悪のケースにおいて $(Cn)_{dyn}$ が負となり不安定となる可能性があるため、観測器(オブザーバ)を用いた精度の高い横滑角推定方式を採用することにより対処した(詳細は「3.7.5制御

則」参照)。

図3.4-9, -10にエレボンをエルロンとして使用した場合の舵角 $a = (L - R) / 2$; 左舷側下げを正とする)に関する微係数 Cl_a , Cn_a を示す。エレベータ舵角 $\delta_e = 0^\circ$ のデータである。設計飛行迎角付近では、全飛行領域で Cl_a は常に正、 Cn_a は常に負である。基本的にエレベータ舵角 δ_e が大きいほど両微係数の絶対値が大きく、舵効きがよいことがわかる。図3.4-11にエレベータ舵角 $\delta_e = 0^\circ$ でのAADP (Aileron Alone Departure Parameter; 定義は3.4.1参照)を示す。全飛行領域においてAADPは負となっており、姿勢制御系設計からのエルロンの逆効き要求は満足されていることがわかる。

図3.4-12にエレボンヒンジモーメントの基本及び詳細風試結果と設計値の比較を示す。基本極超音速風洞

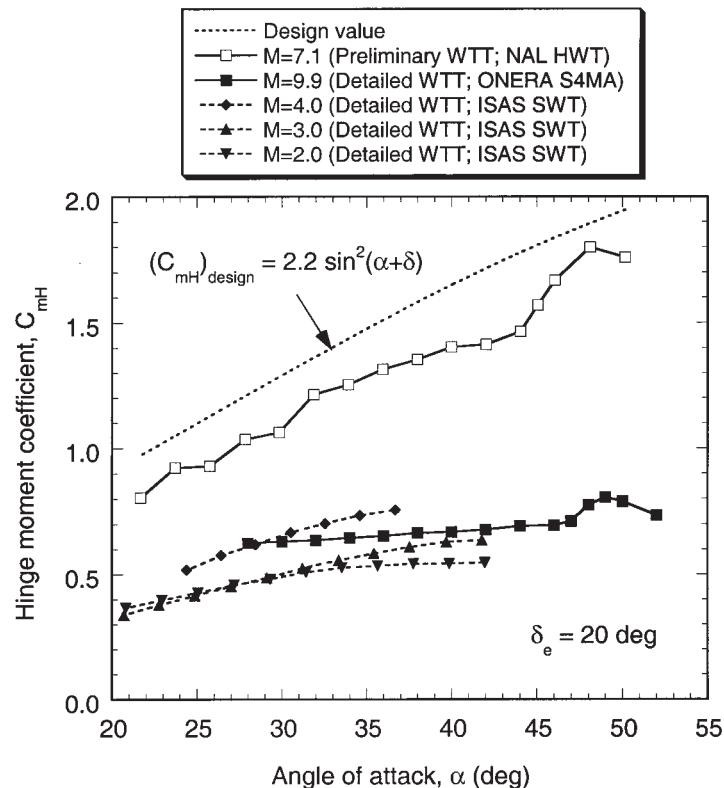


図3.4-12 エレボン・ヒンジモーメント係数

試験結果（航技研極超音速風洞； $M=7.1$ ）はCFD解析結果やニュートン流近似による推算結果や詳細極超音速風洞試験結果（ONERA S4MA 極超音速風洞； $M=9.9$ ）に比べ2倍以上大きいものであった。また、詳細超音速風洞試験結果（宇宙科学研究所超音速風洞； $M=2 \sim 4$ ）も基本極超音速風洞試験結果に比べ十分小さく、詳細極超音速風洞試験結果と同程度であった。基本極超音速風洞試験についてはいろんな側面からデータに問題がないか検討したが、風洞試験上の明らかな問題点が見いだされなかったため、安全側の設計として基本風洞試験結果を飛行マッハ数全域において設計値として採用した。設計ヒンジモーメント係数 $(C_{m_H})_{design}$ は、基本極超音速風洞試験の計測値の不確定性も考慮して下式で表した。

$$(C_{m_H})_{design} = 2.2 \sin^2(\alpha + \delta) \quad (3.4.9)$$

ここで、 α と δ はそれぞれ飛行迎角、エレボン舵角を表す（脚注）。

図3.4-13にCFD解析による極超音速飛行時の機体センターライン上の圧力分布を示す。 $M=7.1$ での基本風洞試験条件での迎角 $\alpha = 40, 45, 50^\circ$ の解析結果である。淀み点で壁面圧力は最大となり、後方に行くに従い外部流の膨張により急激に圧力が低下する。 $X=0.4m$ より後方では、センターライン上で下面が直線であるため圧力

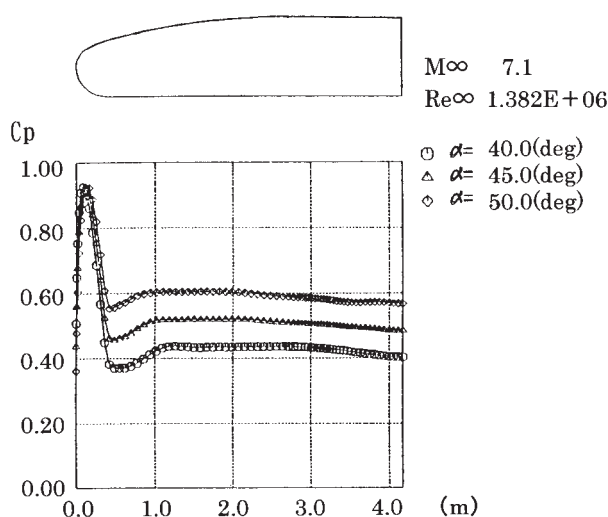


図3.4-13 機体下面センターライン上の表面圧力分布
（CFD解析に基づく設計条件）

脚注：飛行後、詳細風洞試験結果が極超音速領域から超音速領域まで飛行データとよく一致することが示された（文献18の7.4項参照）。基本風洞試験結果との不一致の原因は不明である。

はほぼ一定となる。ただし、下面形状がノーズ部の円から直線につながっており曲率が不連続であるため、接続部($X=0.4m$)のやや後方で再圧縮による若干の圧力上昇が見られる。迎角誤差を考慮し、迎角 $52^\circ =$ 設計迎角 $49^\circ +$ 誤差 3° でのCFD解析による圧力分布データに基づき胴体及び安定翼に働く最大曲げモーメントを計算し、構造設計の設計条件とした。

3.4.4 空力加熱特性の推定

3.4.4.1 推定方法

空力加熱特性に関しては、エレボン、後端面、RCSスラスタカバーを除き、CFD解析による空力加熱率を設計データとした。ただし、CFD解析による加熱率計算結果の絶対値をそのまま設計に用いたのではなく、淀み点加熱率で無次元化した加熱率分布のみを用いた。当初は、基本方針に従い風洞試験データを使用する予定であったが、カロリメータ法と赤外線カメラ法による2種類の基本風洞試験結果とCFD解析結果と比較した結果、3種類のデータに測定誤差を越える差が見られ、その原因を明らかにすることができなかった。そのため、淀み点加熱率に対する胴体下面加熱率の比が最も高い結果を示したCFD解析結果を安全側の設計という観点から設計値として使用した。CFD解析では測定点数の限られる風洞試験と異なり、全機体表面の詳細な空力加熱率分布が得られるため、そういう観点でも設計上CFD解析データを使用したメリットがあったといえる。

CFD解析においては、壁温度は常温で一定と仮定して加熱率分布を計算した。しかし、実機の飛行状態においては空力加熱により壁温度（機体表面温度）が上昇し、それにより実際の空力加熱率は壁温度が常温の場合に比べて低下する。この効果を正確に取り入れるためには、CFD解析と機体内部の熱解析の統合解析を行う必要があるが、この解析は設計段階の解析としては非常に負荷が高いため、簡易的な方法により壁温度を推算し、壁温

次ページの脚注：淀み点空力加熱率の推定には一般的にFay-Riddellの式²⁹⁾が最もよく使われるが、Fay-Riddellの式はLewis数等の容易に決定できないパラメータを含み、開発期間が短いHYFLEXの開発において適切に使用するのは困難と考えられた。一方、実在気体効果を含んだ地上試験結果で検証された相関式であるDetra-Kemp-Riddleの式は飛行速度や密度などの飛行状態量と淀み点曲率半径のみから計算でき、不確定性を含んだパラメータを持たない利点を持つ。また、地上実験データによる検証を通じてデータの分散に関するデータが存在するという面でも、設計に使用するのに適していると考えられ、HYFLEXの設計ではDetra-Kemp-Riddleの式を採用した。

度一定を仮定したCFD解析による加熱率分布を補正した（加熱率の高い淀み点に比べて加熱率の低い胴体後部の加熱率を相対的に嵩上げする効果を持つ）。

設計用空力加熱率推算の基準となる淀み点加熱率は別途、Detra-Kemp-Riddellの式¹⁷⁾を用いて推算した（脚注）。Detra-Kemp-Riddellの式の地上実験データによる検証結果²⁸⁾から得られた実験値と推算値の差の標準偏差14%（速度7.6km/s以下のデータに対する標準偏差）を考慮し、Detra-Kemp-Riddellの式による推算値の1.14倍を淀み点の設計空力加熱率とした。淀み点以外の部位の設計加熱率は、淀み点設計加熱率にCFD解析結果に基づく加熱率の比を乗じて求めた。

境界層剥離や衝撃波と境界層の干渉などが存在し流れ場が複雑なエレポン部分の空力加熱率計測データとしては、CFD解析結果に比べ現時点で信頼性が高いと想定される風洞試験結果を使用した。ただし、最も加熱が厳しいエレポン下面のセンターラインよりの角部の加熱率は風洞試験による計測が技術的に困難であるため、その部分の曲率半径を持つ円柱を仮定して、斜め円柱の加熱率推算式により推定した。

3.4.4.2 推定結果

以下に、風洞試験及びCFD解析により得られた空力

加熱特性の設計値について述べる。

図3.4-14に最大空力加熱時の機体センターライン上の空力加熱率分布を示す。設計当初（予備設計段階）、空力加熱の最も厳しい極超音速領域での飛行迎角が43°であり、最終設計値の49°に比べ低かったため、ノーズキャップの淀み点が空力加熱に関する設計評定となると考えられていた。しかし、迎角増大により淀み点加熱率に対する胴体下面の加熱率の比率が増大したことにより、淀み点ではなくC/Cノーズキャップに続く胴体下面セラミックタイルの先端部分（STA600mm）が設計評定点となることが判明した。そこで、セラミックタイルの耐熱温度（1400℃）で決まる許容最大加熱率（355kW/m²）に淀み点とSTA600mmでの加熱率比を乗じて、淀み点最大加熱率が580kW/m²となった。

最大空力加熱時以外の加熱率分布は、設定飛行経路に基づく基準加熱率 Q_{ref} の時刻歴（図3.4-15；値ではなく時間履歴のみに意味がある）に図3.4-14の加熱率を507kW/m²(=580kW/m²/1.14)割った値を乗じたものとなる。

図3.4-16に機体周方向の空力加熱率の設計条件を示す。図中、無次元化に使用されている Q_{ref} は図3.4-15に示した基準加熱率である。三角形に近い断面型を採用した効果により、胴体上面側の加熱率が低く保た

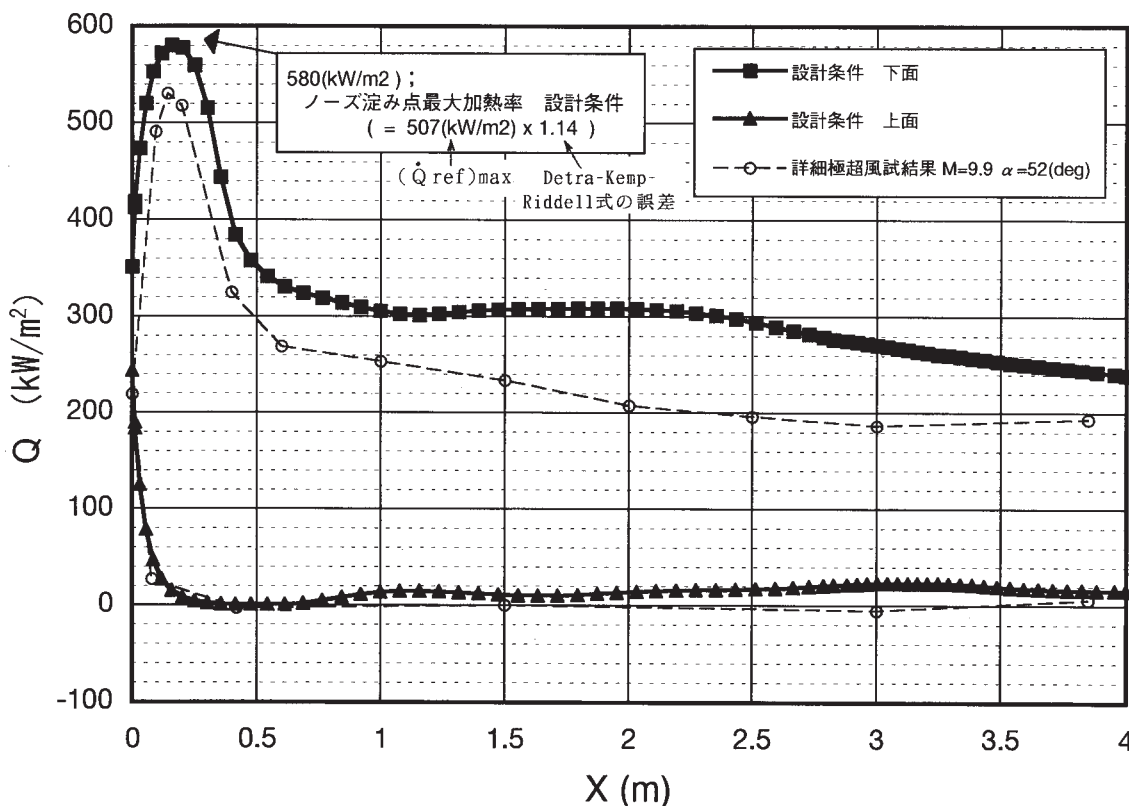


図3.4-14 設計用空力加熱条件(1) 機体対称面加熱率分布

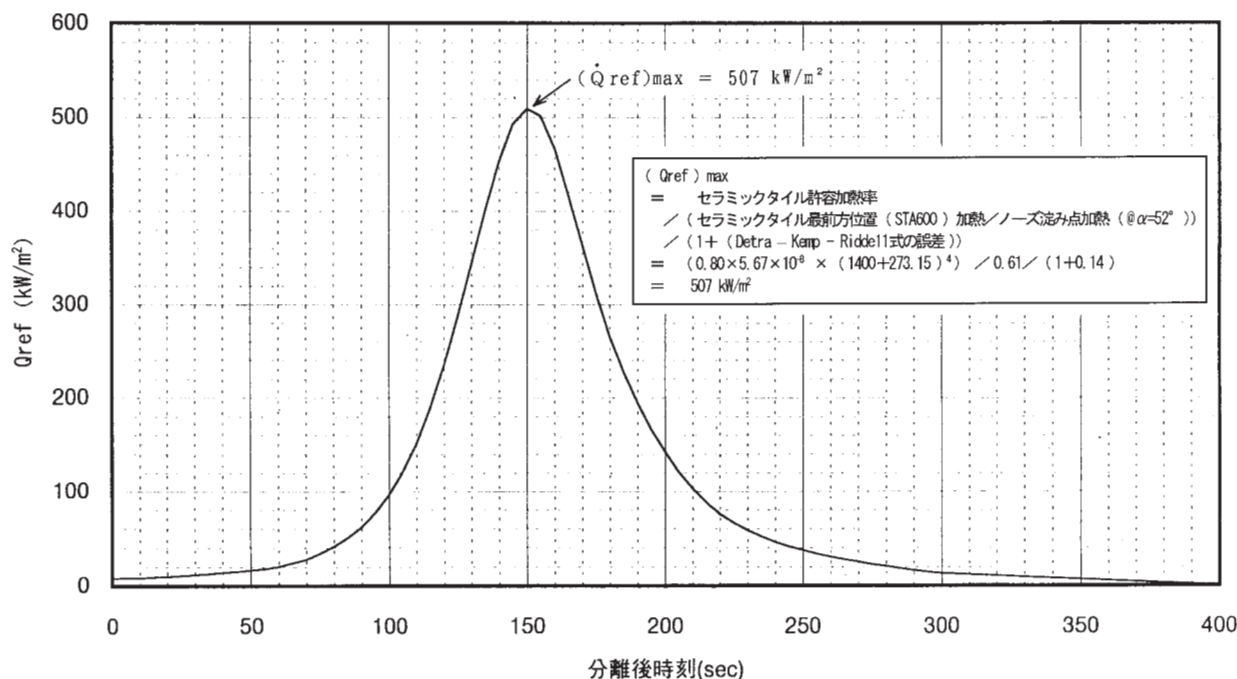


図 3.4-15 設計用空力加熱条件 (2) 基準加熱率 Qref の時刻歴

れており、上面の広い範囲に可撓断熱材を適用することが可能となっている。

図 3.4 - 17 にエレボン部加熱率の詳細極超音速風洞試験結果の一例 (迎角 = 52°, 横滑角 = -5°, エレボン舵角 $\epsilon = 10^\circ$) を示す。本試験条件ではノーズ淀み点加熱率よりもエレボン加熱率の方が高くなっていることが分かる。本試験の結果、エレボン部空力加熱センサーの計測誤差、非対称空気力や重心の左右オフセットに伴う発生最大横滑角・エレボン舵角等を考慮 (横滑角及びエレボン舵角の増加に応じて線形にエレボン加熱率が増大すると仮定) した場合、最悪ケースでエレボン下面の最大加熱部の加熱率がノーズ淀み点の 120% 程度となる可能性があることが判明した (それまでの設計では 80% 以下と仮定)。エレボン設計加熱条件の見直しを行った後のエレボン設計加熱条件の時間履歴を図 3.4 - 18 に示す。エレボン設計加熱条件の見直しに伴いピーク加熱率が大幅に増加しているが、エレボンのヒンジ部のヒートシンク重量の増加、エレボン組立用ファスナのサイズアップ等の設計変更を行い、耐熱性および強度上問題なく対応可能であることを解析により確認した。

エレボン上面や胴体後端面、RCS スラスタカバー部は大規模な剝離領域に位置し、風洞試験においても CFD 解析においても推算が困難である。一方、設計の観点からは、これらの領域は比較的加熱率が低くかつ面積的にも限られるため、安全側に大きめの加熱率を設定し、それに対応した熱防護材を配置することの機体質量等へのインパクトは比較的小さい。このことから、後端

面については、風洞試験データを参考に、ノーズ淀み点の加熱率の 3% の加熱率と設定した。これは、最小厚さの可撓断熱材 (12.5mm 厚) を配置することで十分であることを示す。後端面付近で最も大きな加熱率が予想されたのは、後端面に飛び出した RCS スラスタカバーの下面がわであるが、これも上述と同様の考え方から、胴体下面の最後端の加熱率と同一であることを設計条件とした。その結果、RCS スラスタカバーの下面にはセラミックタイルが取り付けられた。繰り返しになるが、これらはあくまで設計上の要求を決めたものであり、他の部位のように、加熱率の大きさの最確値に 3 相当の誤差を加えたものとして設定されたわけではない。

3.5 熱・構造系

熱・構造系の構成を表 3.5 - 1 に示す。3.2 で述べたように、胴体及び安定翼には表面にセラミックタイル及び可撓断熱材を貼付したアルミ合金製主構造を、ノーズキャップには C / C 製の高温構造を採用することとした。この構成は HOPE で想定されていた熱防護系に合わせたもので、材料としては可撓断熱材以外は OREX で使用した実績があるものである。

エレボンに関しては、予備設計段階では、アルミ主構造の表面にセラミックタイルのような断熱材を配置する構想も候補にあがったが、C / C の設計製作技術を高める見地から一旦は C / C 製高温構造を採用することとした。しかし、3.2 でも述べたように最終的には「チタンフレーム + C / C パネル」という構造形態にならざるを

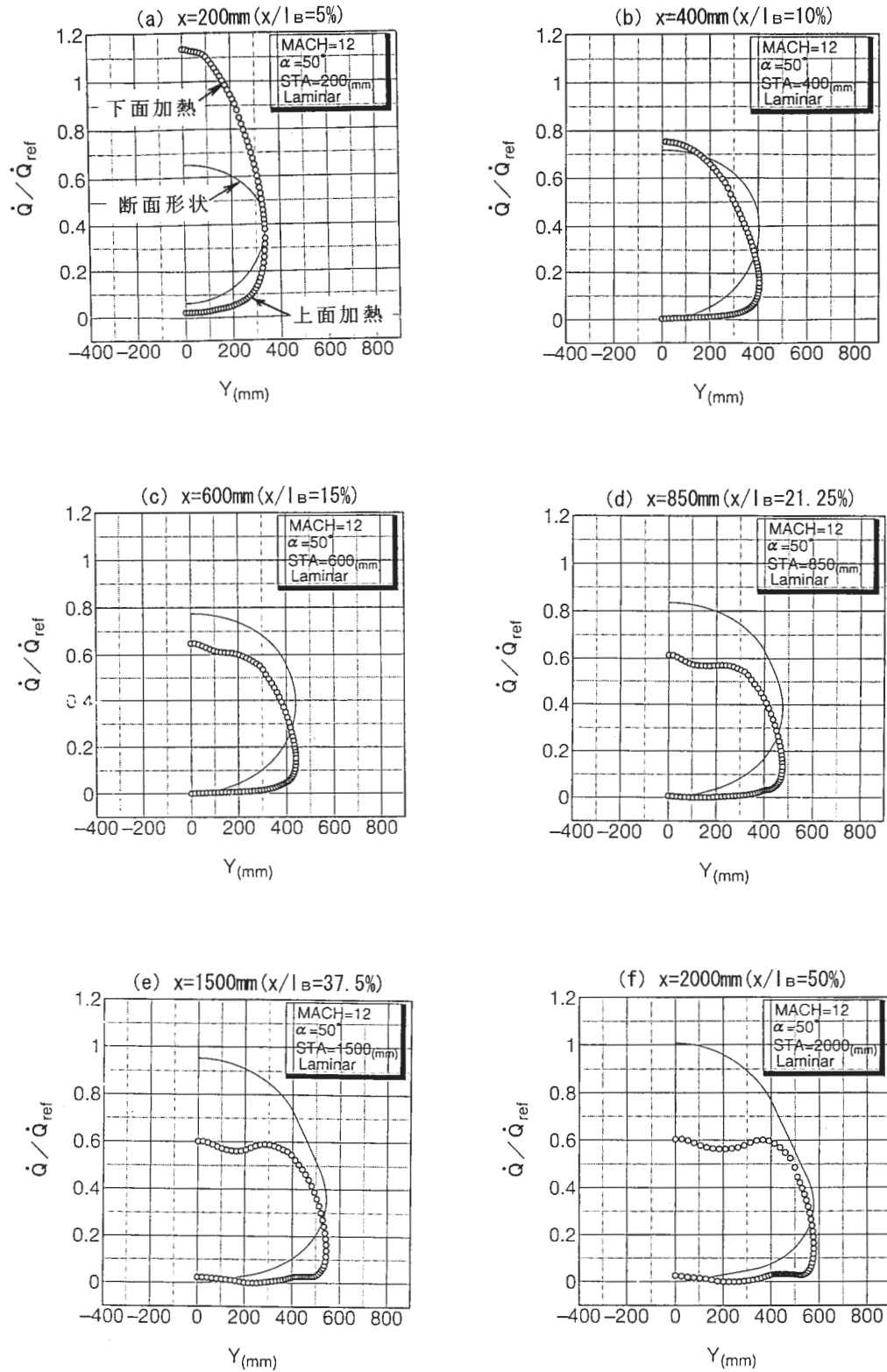


図3.4-16 設計用空力加熱条件(3) 機軸垂直面加熱率分布

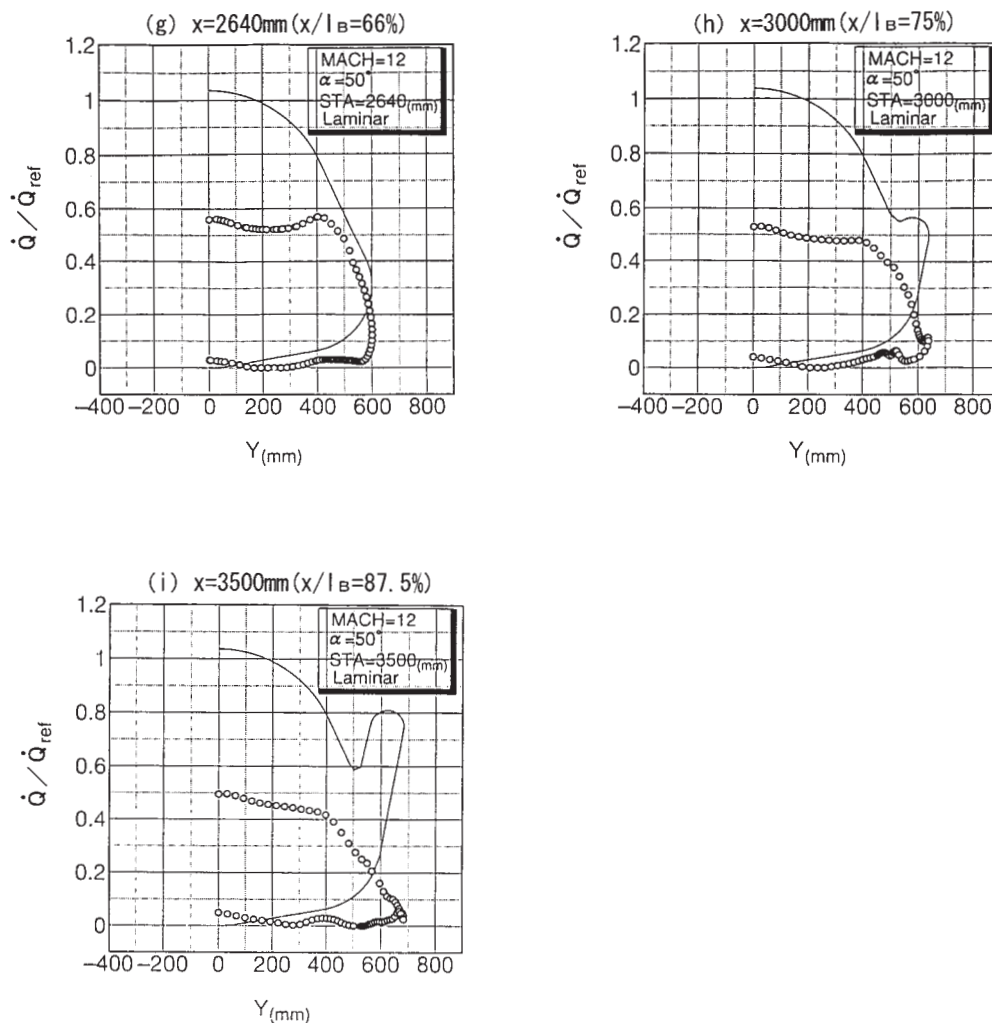
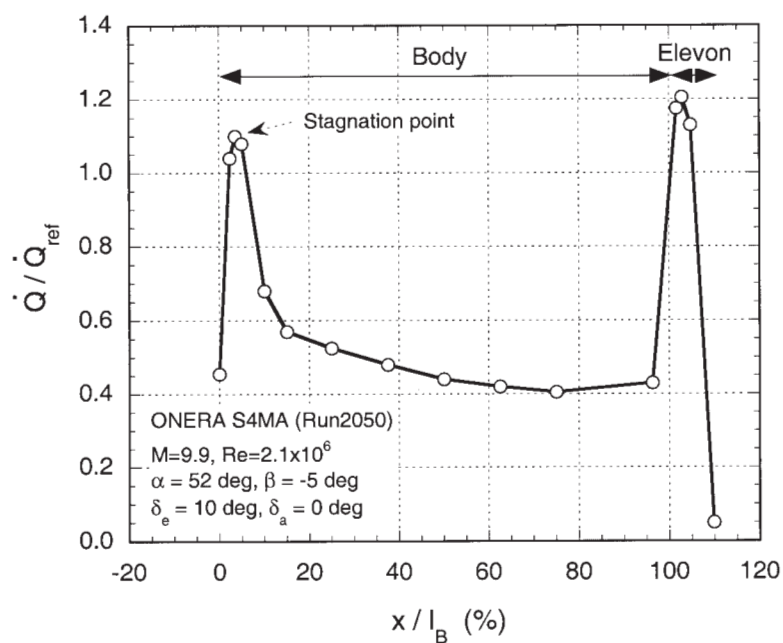


図3.4-16 設計用空力加熱条件(3) 機軸垂直面加熱率分布

図3.4-17 詳細極超音速風洞試験による胴体下面及びエレボン部空力加熱率計測結果
(迎角 52° 、横滑角 -5° 、エレボン舵角 10° の例)

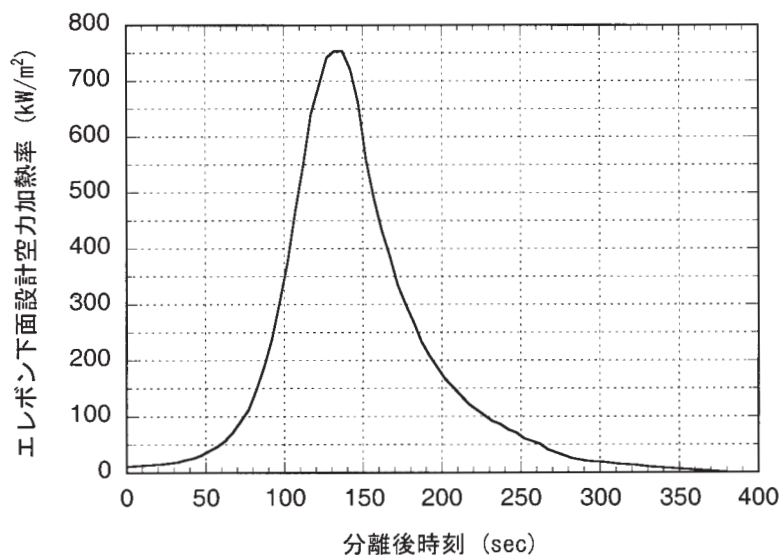
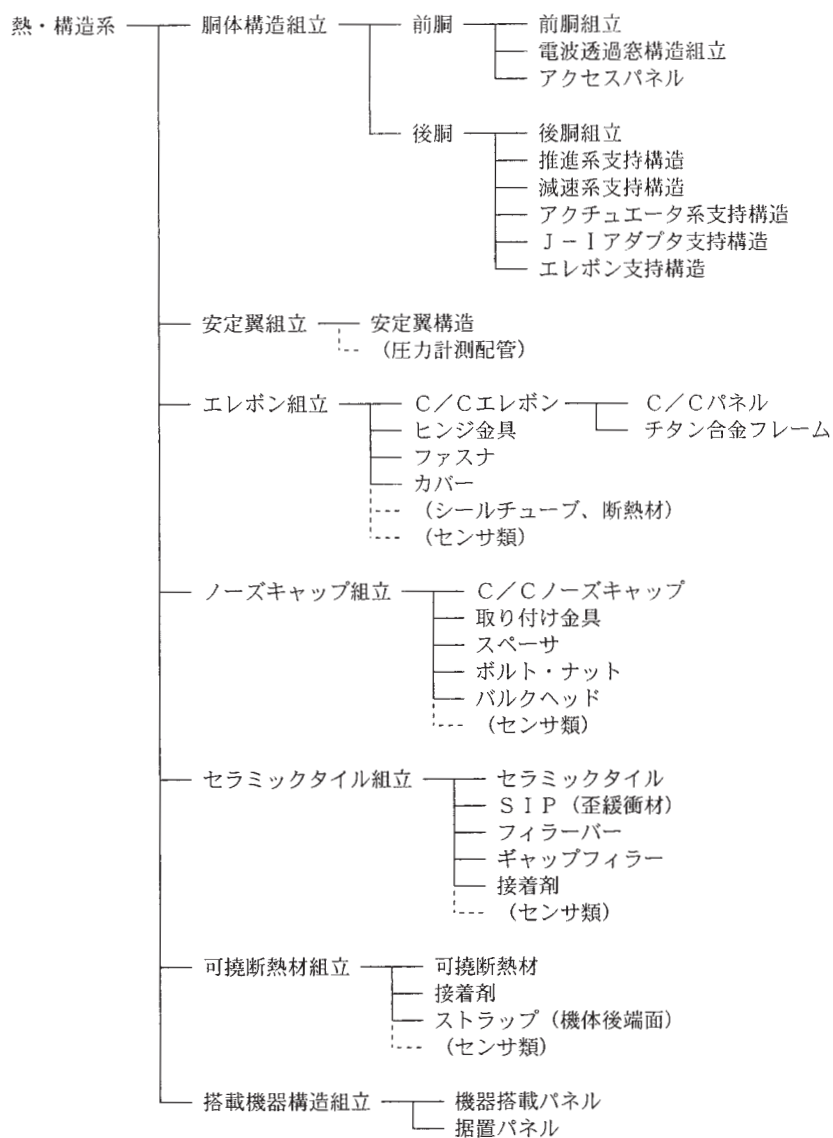


図3.4-18 エレボン下面設計空力加熱条件の時間履歴

表3.5-1 熱・構造系構成



得なかった。

3.5.1 荷重条件・加熱条件

主構造に関しては、1) 打ち上げ時機軸垂直方向正弦波振動、2) 滑空時機軸垂直方向準静的加速度、3) パラシュート開傘時衝撃、4) フローテーションバッグによる引張が評定荷重となり、ノーズキャップ、エレボンに関しては、滑空時最大空気力および空力加熱が評定となる。

J - ロケットが提示した荷重条件をもとに、柔結合解析の結果を勘案して、機体に対する荷重条件（正弦波振動条件）を設定した。

滑空時機軸垂直方向準静的加速度は機体の減速度が 75m/s^2 であることから設定した。

パラシュート開傘時の衝撃は、開傘時の機体姿勢が不明であることを考慮して、機軸方向に作用した場合と斜め方向に作用した場合（傾きは TR - A の飛行データを参考に決めた）の 2 ケースで規定した。衝撃の大きさはパラシュートの CdS の大きさを考慮して設定した。

フローテーションバッグによる引張は、浮遊中に波によってライザーに生じる張力を考慮した。波の特性は着水域の当該季節の代表的なものをを用いた。

ノーズキャップに関しては最大動圧 24.5kPa (2500kgf/m^2) に基づき空気力が規定され、エレボンに関してはさらに操舵力の要求からヒンジモーメントが規定された。

飛行中の空力加熱条件に関しては、基本設計で定めた飛行経路に対するノーズ淀み点空力加熱率履歴及び CFD で求めた加熱率分布により規定することを基本とするが、エレボンと機体後端面に関しては、さらに風洞実験結果を考慮して規定することとした。

3.5.2 主構造

主構造は、実績のある手堅い構造ということで、通常の航空機と同様のアルミ合金製の外板、ストリンガー（ロンジロン）、フレームからなるセミモノコック様式とすることとした。胴体を前胴と後胴に分けたが、これは技術的な必然性よりは、製造手順（2 社に分けてタイル装着等を行った後に一体化する）によるものである。安定翼は複数の桁及び小骨からなる骨組みに外板を張って構成した。主構造に使用した材料はアルミニウム合金の 2024 系及び 7075 系である。

空力的な荷重環境としては、フェアリングの中に納めて打ち上げられるため打ち上げ時は考慮する必要はなく、また、再突入時も安定した大迎角飛行で胴体下面にほぼ一様に空気力が働き安定翼も小さいため、主構造にかかる空力荷重は比較的小さい。一方、上昇中の振動による荷重は、J - インターフェース部（J - アダプタとロケット側の継手間）で $\pm 1.7\text{G}$ と大きく（脚注）、また、姿勢制御のためにロケット側からの剛性要求も厳しかった。このため、実験機の構造設計上の評定は、基本的には、後胴では打ち上げ時の剛性要求であり、前胴は打上時の振動荷重に対する強度要求が設計評定となった。その結果、特に後胴で外板を厚くすることとなったが、全機的に座屈に関する配慮は不要となった。

HYFLEX では、重量軽減を優先させるため、アルミ主構造に関しては安全率を 1.25 とした。ただし、安全余裕の計算においては温度上昇による強度低下を考慮した。

3.5.3 熱防護系

ノーズキャップとエレボンは、最も高い空力加熱を受ける部分であり、ノーズキャップは、それ自体で高温に耐え機械的荷重も伝達する C / C 製高温構造とした。エレボンは、組立式の高温構造として開発を進めたが、後述のように、最終的にはチタンフレーム + C / C パネルとなった。セラミックタイルと可撓断熱材はその高い断熱性によってアルミ主構造等内部構造の昇温を防ぐ断熱材であり、それ自体は機械的荷重は受け持たない。C / C とセラミックタイルは、OREX で使用した実績があり、HYFLEX 実験機でも基本的に同じシステムを採用した。可撓断熱材は、OREX のフェルトタイプに対し、キルティングタイプを用いた。これは、OREX ではベース面への適用であったのに対し、HYFLEX では流れが剥離していない領域を含む胴体背面側へ適用であったためであり、キルティングタイプの可撓断熱材が実飛行に使用されたのは HYFLEX が初めてである。

熱防護系の配置及び寸法の決定は、各種条件の誤差及び材料熱物性値のばらつき等を考慮した安全側の解析に基づいて行った。設計における熱防護系の適用上限温度の考え方を表 3.5 - 2 に示す。熱防護系の配置や寸法（セラミックタイルの厚さ）を決める際の熱解析は、精度を上げればそれだけ効率的な（即ち限界的な）設計が可能となる。しかし、現実には特に次の 2 点がある場合の制約となる。まず第 1 点は、解析の前提となる各種物性値の精度である。伝導率や輻射率の計測は地上の装置を使って行われるが、計測自身の誤差や熱防護材の製造上のばらつき、さらには地上の装置による計測と実飛行条件の相違など不確定な点が多い。第 2 点は、熱解析の

脚注：「打ち上げ時機体主構造荷重条件」

J - ロケット側から当初提示された振動加速度分布は柔結合解析 # 1 の結果を見て、先端 8G で決着した。

表3.5-2 熱防護材適用温度上限

材 質 項 目	C/C		セラミック タイル	可撓断熱材
	ノーズキャップ	エレボン		
空力加熱率推算	淀点： D-K-Rの式×1.14	淀み点に対する比 率は、風試、CFD 等に基づいて設定	淀み点に対する比 率は、風試、CFD 等に基づいて設定	淀み点に対する比 率は、風試、CFD 等に基づいて設定
	局所空力加熱率の淀み点加熱率に対する比率は、CFD（層流）推算結果をベースに、壁温度の補正及び β の考慮を加えた $46^\circ < \alpha < 52^\circ$ の範囲の最大値を用いる。（ノーズ仰角が 49° に対して $\pm 3^\circ$ の誤差を考慮）			
設計上限温度	1650℃	1650℃ (C/C部)	1400℃	800℃
温 度 推 算 時 の 仮 定	輻射率 ε	0.85	0.85	0.80
	非定常性考慮	輻射平衡温度 －50℃ 注1	注2	考慮しない (＝輻射平衡温度)
	加熱率分布 の2次元性	考慮しない	考慮しない	考慮しない (＝輻射平衡温度)
	実在気体効果	考慮しない	考慮しない	考慮しない
	その他		段差、ギャップ等による局所的な加熱増大は考慮しない	

注1 この値については、設計の進展に応じて見直す可能性がある。

注2 ファスナー部、ヒンジ部については、構造の3次元性等を考慮した非定常熱解析を実施し、それぞれの耐熱限界温度を超えないことを確認する。

精度を上げ限界設計を行うためには、アルミスキンはいうまでもなくストリンガーやフレームなどの主構造の熱容量や主構造内の3次元的な熱の伝達まで含めた解析を行う必要がある。しかし、HYFLEX 開発時点では主構造を含めた3次元解析手法の信頼性についての評価が困難であったこと、さらに、設計の手順としては、機体の外形（OML：Outer Mold Line）をまず決定し、それよりセラミックタイルや可撓断熱材の厚さだけ内側に入ったアルミスキンの外形（IML：Inner Mold Line）を決め、その後に主構造の詳細な設計に移るとというのが標準的な手順であり、即ち、セラミックタイル等の厚さが決まらなると主構造の詳細は決まらず、一方で、詳細な熱解析は主構造の詳細が決まらなとできないというジレンマに陥ることから主構造の熱解析への反映は行わなかった。無論、軽量化を限界まで追求しなければならない実用往還機の設計においてはこの種の努力を行うことが要請されるであろうが、HYFLEXでは、限界設計を行うことは要求されておらず、上述のように各種仮定を安全側に簡略化した解析に基づき熱防護系の定量的評価を実施するにとどめた。

安全側仮定の全てについて逐一紹介することは本報告の目的ではないが、その代表的なものを示すと、セラミックタイルの厚さの決定においては、セラミックタイル、SIP、接着剤、アルミスキンからなるシステムを1次元でモデル化し、スキンの内面は断熱とした。また、ノーズキャップの温度予測においては、バルクヘッド側からの照り返しの影響は定量化の複雑さを避けるため無視し、その代わり、シェルの内面を断熱条件とする安全側の仮定をした。

ノーズキャップとセラミックタイルの境界は、ノーズキャップの製造可能な大きさの制約があるため、表面温度から決まる位置までC/Cを延ばすことができず、飛行経路設計にまで影響がさかのぼることとなった。即ち、通常的设计手順に従えば、ノーズ淀み点の加熱率がC/Cの使用限界である1650に相当するように飛行経路を設計し、その場合の輻射平衡温度がセラミックタイルの設計上の使用限界である1400を超える部位までC/Cノーズキャップを広げるとというのが基本的な考え方である。しかし、HYFLEX 実験機では、ノーズキャップとセラミックタイルの境界が想定される付近での空力加熱率分布が機軸方向にあまり減少せず、ノーズ淀み点の輻射平衡温度が1650になるような飛行条件ではC/Cを適用しなければならない範囲が、ノーズキャップ製造上不可能なところまで広がってしまうことが判明した。いうまでもなく空力加熱率分布は形状に依存するため、該当部分の曲率半径を変える等の形状変更をすれば、淀み点の輻射平衡温度が1650である場合でも、C/Cを適用しなければならない範囲を、製造上の制約の中に収めることは可能である。しかし、HYFLEXの場合、スケジュール上の制約等から、その種的大幅形状変更の余裕はなく、結果として、飛行経路設定上の最大加熱率の評定は、一般的な「ノーズ淀み点の加熱率が輻射平衡温度1650相当」ではなく、「下面側のC/Cとセラミックタイルの境界の加熱率が輻射平衡温度1400相当」となった。

可撓断熱材は、耐熱限界や表面平滑性の点においてはセラミックタイルより劣るが、接着作業がセラミックタイルよりはるかに簡単であり、コスト的にも優れている。

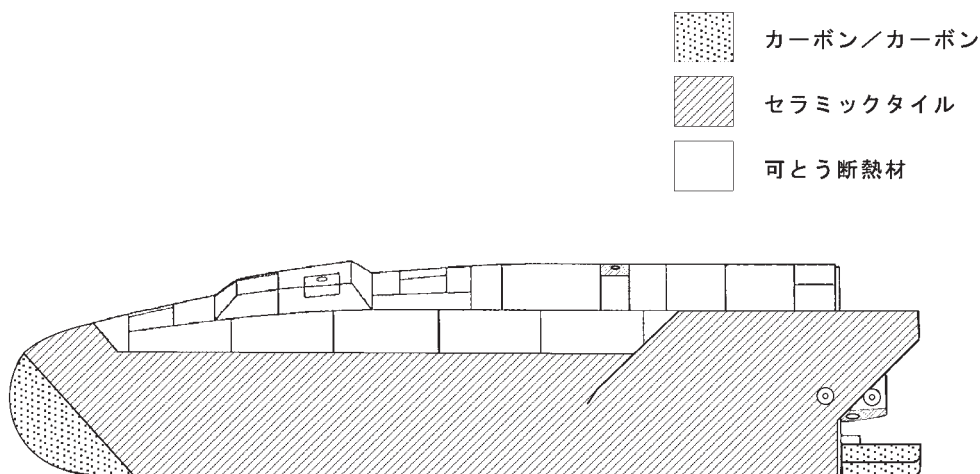


図3.5-1 熱防護系配置

このため、表面の平滑性要求が弱く、かつ、輻射平衡温度が800 以下になる範囲に適用することとした。ただし、この2つの基準を実験機に適用した結果、実際には平滑性要求の方が評定となり、可撓断熱材の適用範囲は結果的に輻射平衡温度が概ね600 以下の部位にとどまった。

熱防護材配置を図3.5 - 1に示す。

すでに述べたように、主構造の金属系材料には一般安全率として1.25を適用したが、C / Cやセラミックタイル（接着強度を含む）等に対しては、材料強度特性のばらつきを考慮して特別係数（=1.6）を乗じた安全率（=2.0）を適用した。

(a) ノーズキャップ

C / Cのプリプレグを積層した、お椀のような形状の一体構造である（図3.5 - 2参照）。ノーズキャップは、

胴体下面側と上面側で曲率半径が異なりかつ機体軸に対して斜めになっている。大きさは、縦、横ともに780mm強、深さ280mm強、淀み点部曲率半径400mmである。厚さは一般部4mm（16ply）、センサパッドアップ部8mm、周辺パッドアップ部6.5mmである。センサ取付部と周辺部のパッドアップは強度上の補強のためである。表面にはSiCの耐酸化コーティング及びガラスシールを施している。ノーズキャップを貫通して圧力導入部、温度センサが取り付け、ノーズキャップ内側の空間には圧力配管、熱電対及びそれらの支持機構がある。

ノーズキャップは、図3.5 - 3に示したような28個のチタン合金製金具や断熱材等を介して主構造に取り付けられる。ノーズキャップと主構造との熱膨張差はこれらの金具の変形により吸収される。金具はチタン合金製で、ノーズキャップとの間にはセラミックス（マセライト）

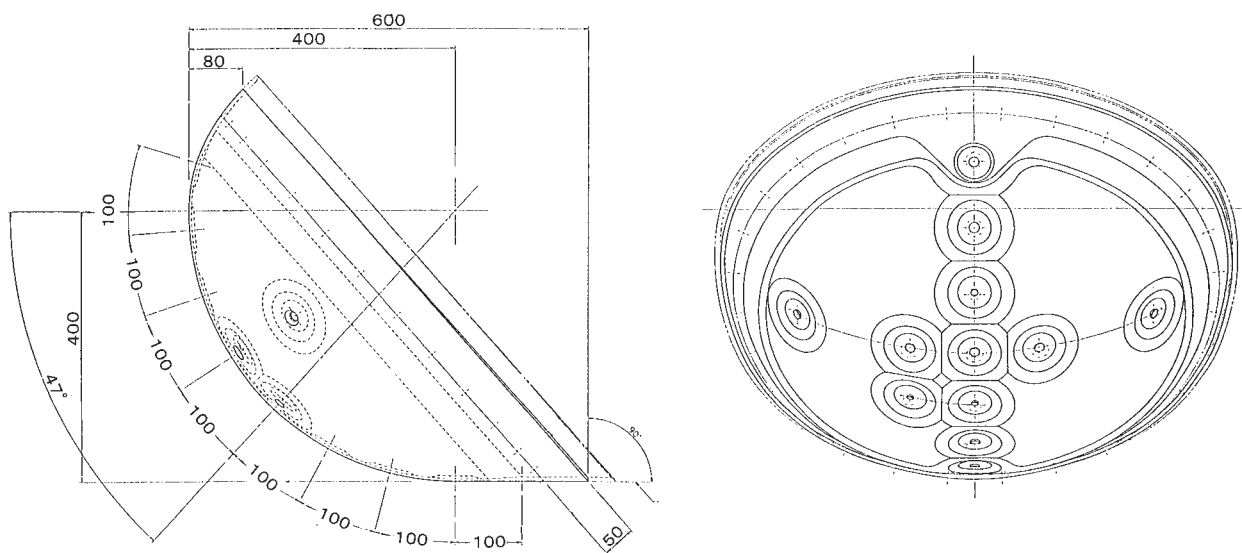


図3.5-2 C / C ノーズキャップ概要

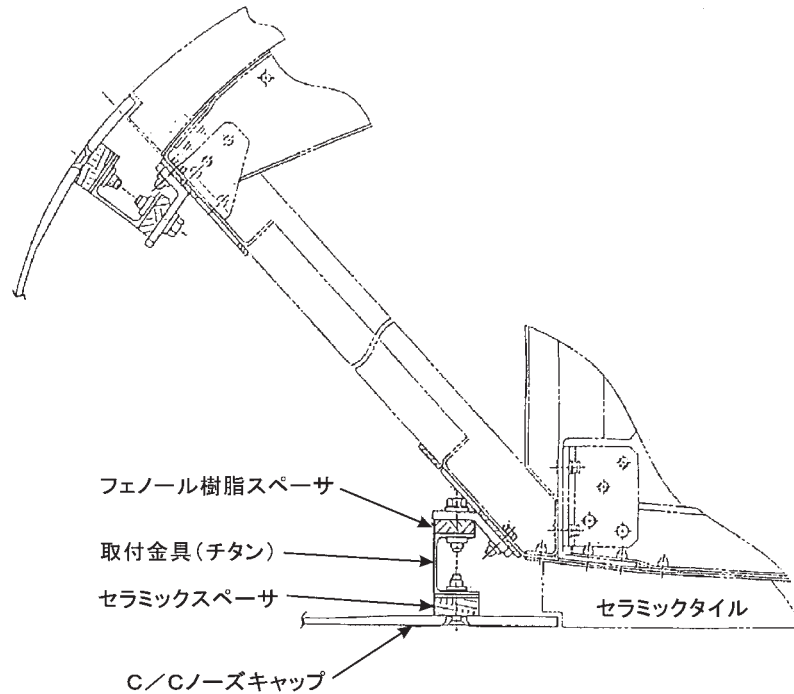


図3.5-3 ノーズキャップ取付部概要

の、バルクヘッドとの間にはフェノール樹脂（ベークライト）のブロックをそれぞれ挟み、主構造側への熱流入を減少させるようにしている。ノーズキャップとチタン金具との取り付けには鉄基耐熱合金（MA956）のボルト・ナットを、バルクヘッドへつながるアルミ金具とチタン金具との取り付けには耐食鋼（AISI4340）製のボルト・ナットをそれぞれ用いている。

HYFLEX 実験機のように大迎角で飛行する場合は、ノーズキャップ境界の周方向の圧力分布は下面側と背面

側で大きく異なり、気密が不十分な場合、高温ガスが継続的に流れ、支持機構等が損傷する恐れがある。つまり、高温ガスの流入自体は気体の熱容量が小さいことから特段の問題ではないが、継続的に流れが生じることは避ける必要がある。そのような流れの発生を防ぐため、ノーズキャップと周りのセラミックタイルとの間の周状の狭い隙間には、図3.5-4に示したようなシリカ繊維をシリカクロスで包んだ枕状のシールチューブを配置した。さらに、この枕状のシールチューブが破れた場合のバッ

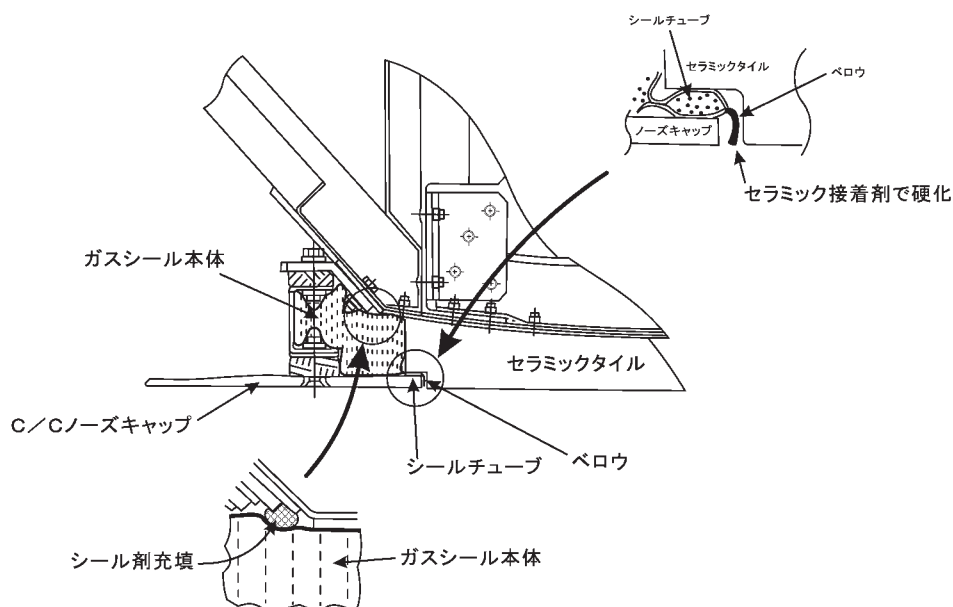


図3.5-4 ノーズキャップ取付部ガスシール部概要

クアップとして金具周辺にも同じ構成のガスシールを配した。さらに、ノーズキャップ裏面から機体構造への輻射による入熱を防ぐため、バルクヘッド表面に可撓断熱材と同等の断熱材を装着した。ノーズキャップ重量はセンサー類を含めて約30kg（ノーズキャップ単体で約7kg）である。

(b) エレボン

C/Cのプリプレグを積層して製作した箱形の組立構造の中にチタン合金製フレームを配したものである。C/C部材の概要を図3.5-5に、チタンフレームの概要を図3.5-6に示す。ヒンジ金具を含まないエレボン単体の外形寸法は、長さ、幅ともに430mm弱、厚さ100mmである。代表的なパネルの一般部厚さは2.25mm(9ply)、ファスナー部厚さは4.51mmである。当初、主荷重をC/Cで受ける完全なC/C組立構造をめざし、上下面パネル、サイドカバー、フレーム等20点からなるC/C部材（ノーズキャップと同様の耐酸化コーティング済み）を鉄基耐熱合金のボルトナットで結合する構造であった。しかし、PM品のQT試験の結果、強度及び剛性が不足することが判明し、チタンフレームを中に入れて補強することとなった。この強度不足は、解析上、

下面パネルと前方スパーの接合部のモデル化が不適切であったことが原因である。この改修は、C/Cの組立構造についての変更が不可能な時期に行われたためC/C構造は基本的にそのままとし、C/Cとチタンの結合について、熱膨張差を吸収し、かつ必要な荷重はフレームに流すことが要求され、荷重伝達ピンを長穴で受ける等の工夫をした。

エレボンと胴体の結合は、エレボン前方部はチタン合金製のヒンジ金具を取り付け、テフロンライナー付きスフェリカルベアリングを介して機体側ヒンジ金具及びアクチュエーターロッドエンドとの間で荷重の伝達を行うこととした。熱的な評定点となったテフロンライナーがその耐熱温度(163)を越えないよう、ヒンジ金具周りにチタンブロックを配してヒートシンクとした。重量は片舷で15kg（ヒンジ金具等すべて含む）である。

また、エレボンと胴体の間のガスシールに関しては、図3.5-7に示したように、エレボン前方の円筒部と機体との隙間に、セラミッククロスを巻いて作ったシールチューブを配置している。エレボンの場合は、3次元的な配置を考えれば分かるように、シールチューブで遮断しようとするエレボンの下面と上面は、空間的にはつな

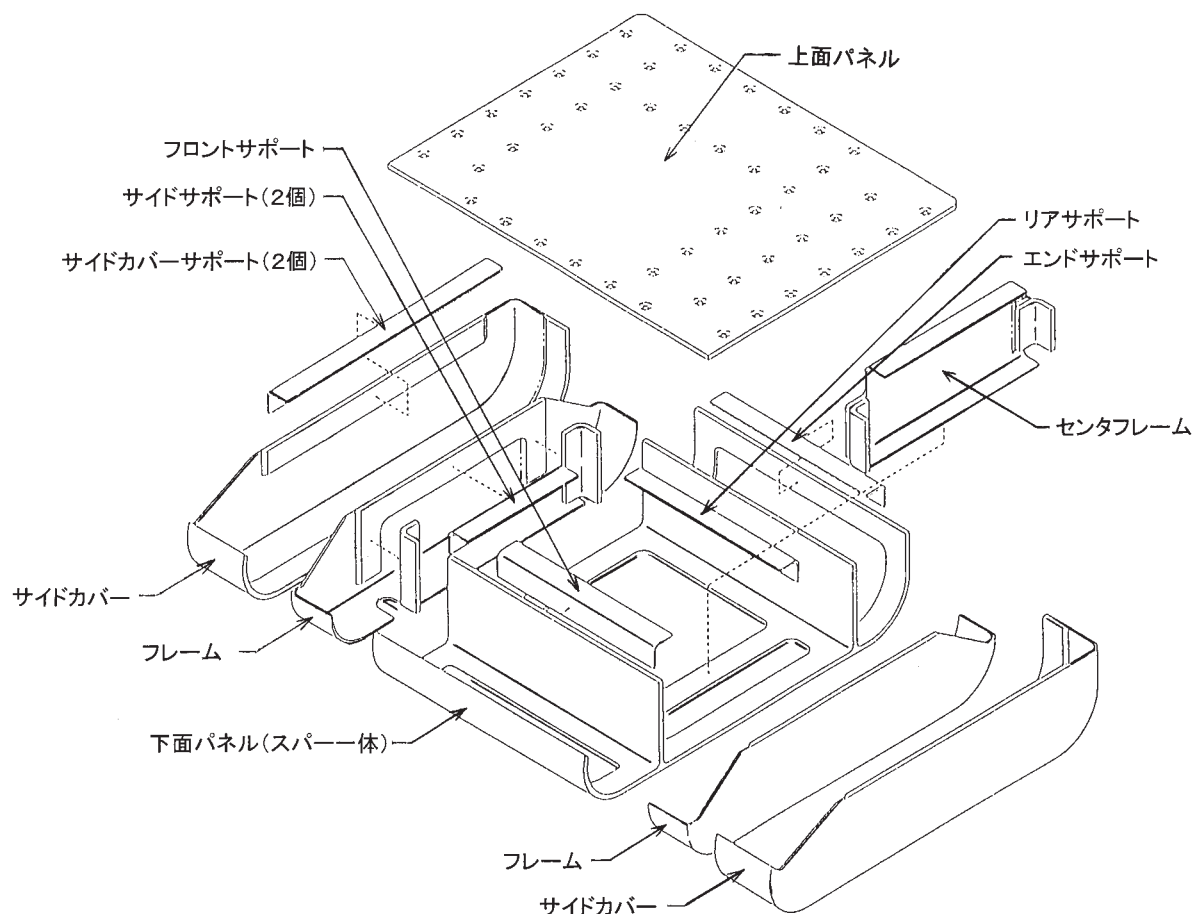


図3.5-5 エレボンC/C部組立概要

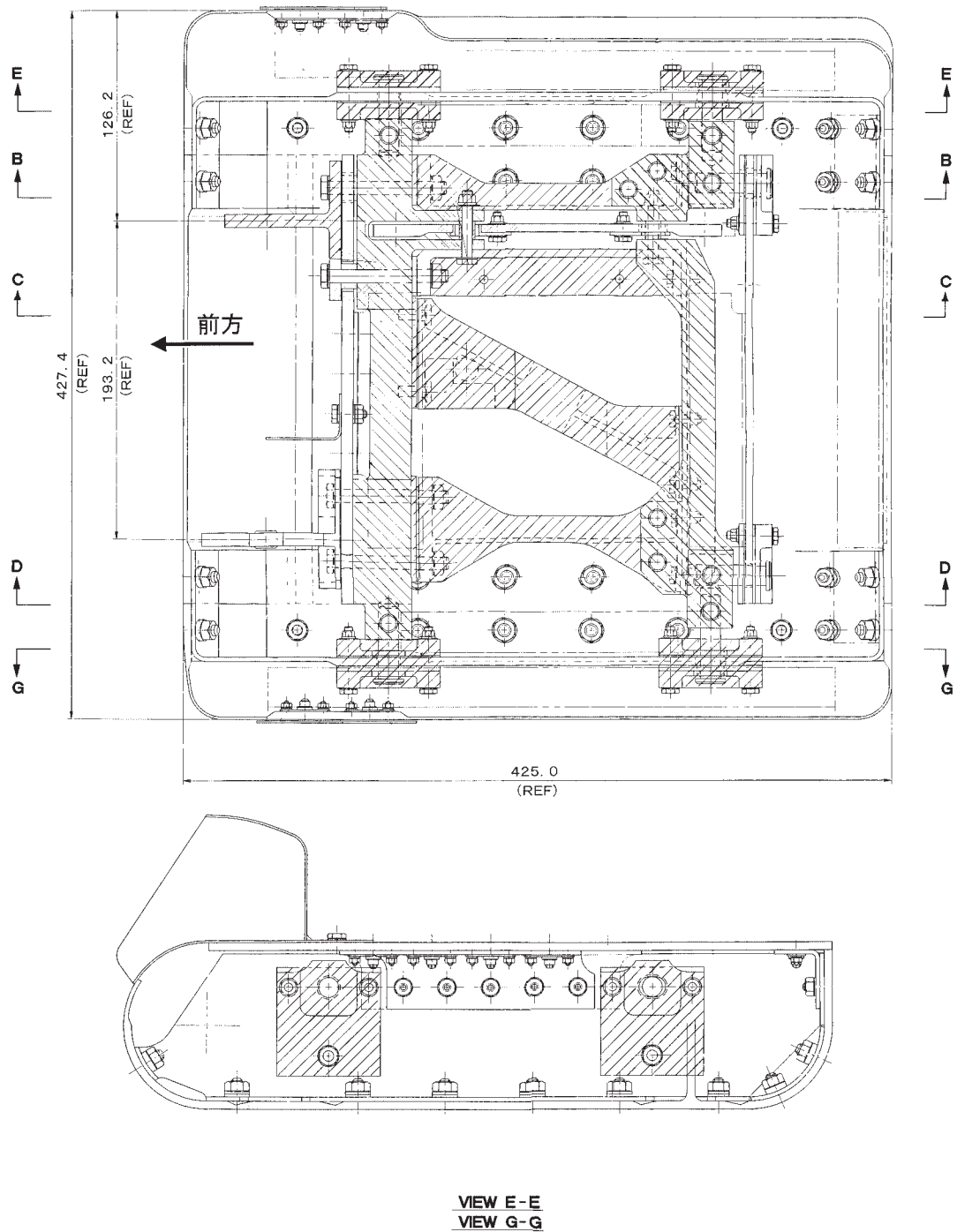


図3.5-6 エレボン構体概要（斜線部は内弦側ヒンジ金具及びチタン合金製フレーム）

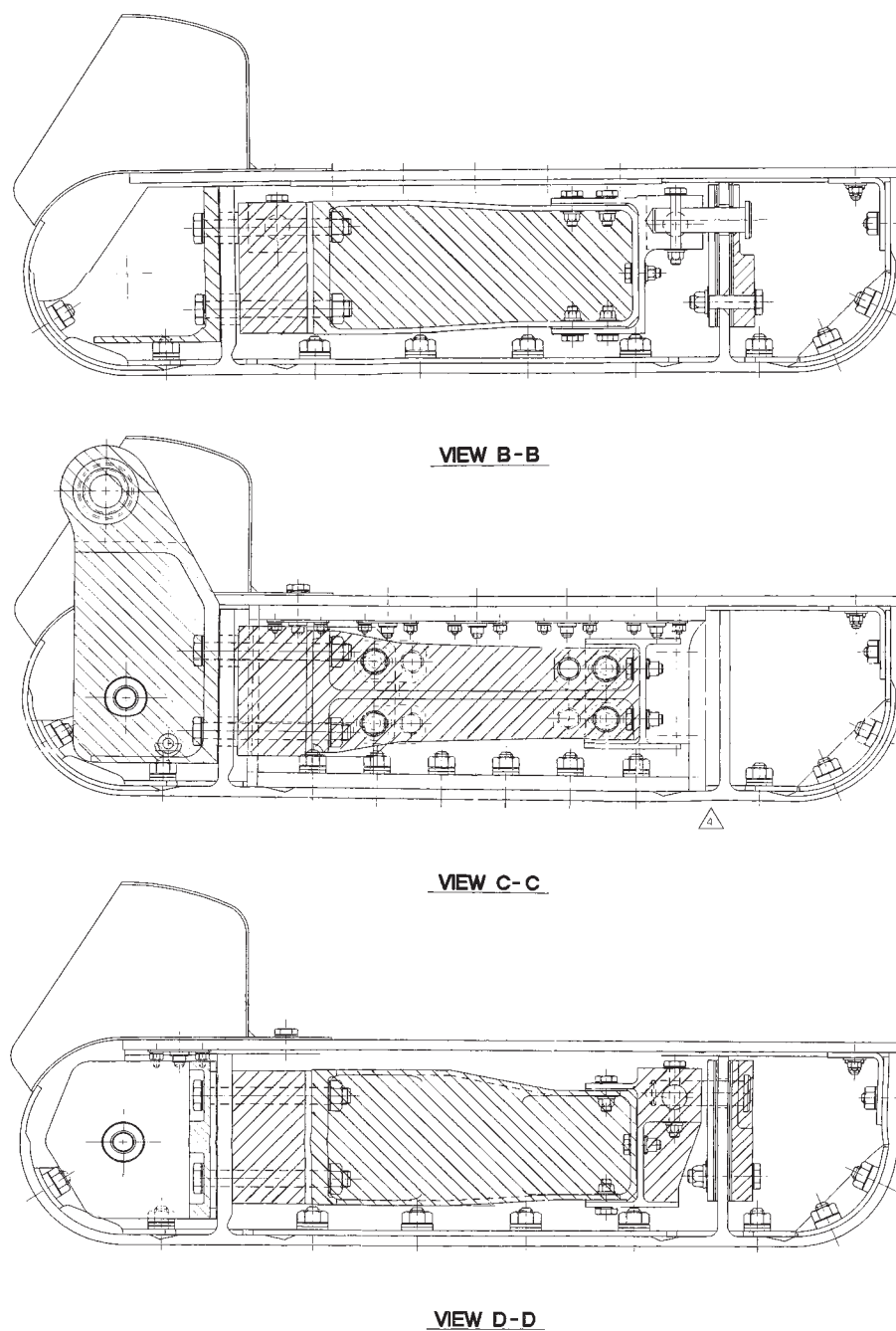


図3.5-6 エレボン構体概要（斜線部は内弦側ヒンジ金具及びチタン合金製フレーム）

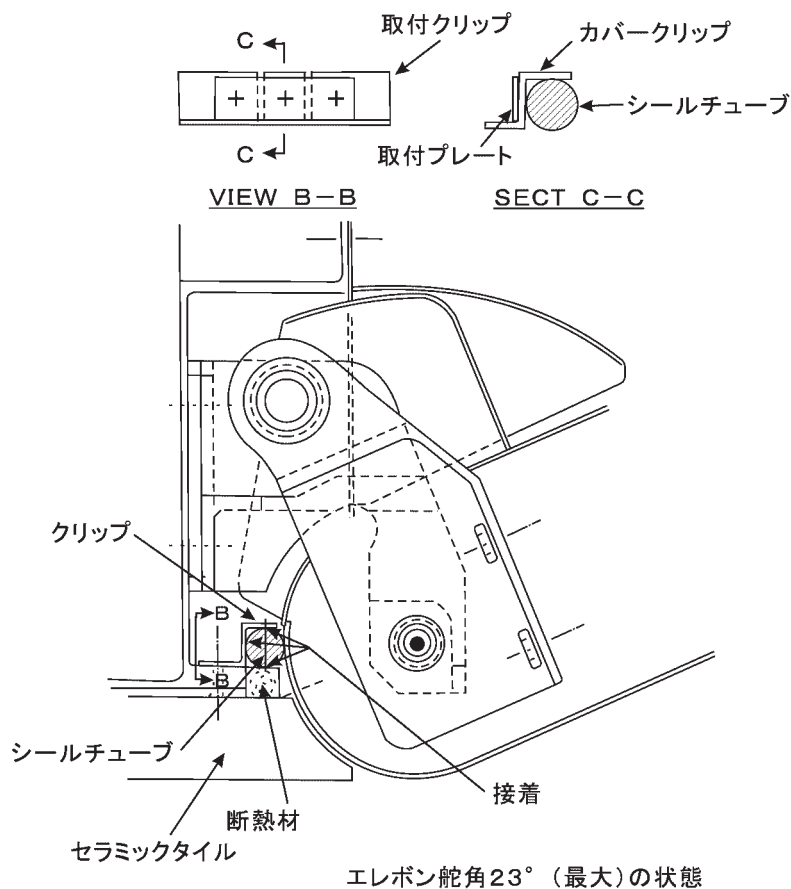


図3.5-7 エレボンヒンジ部及びシールチューブ部概要

がっている（チューブの上側の空間は後端面背後のエレボン上面側の空間とつながっている）。シールチューブの目的は、局所的に大きな流量の高温ガス流が生じて摺動部あるいはその周辺の主構造が損傷を受ける事態を防ぐことであり、完全な気密化ではない。

(c) セラミックタイル

セラミックタイルは表面をガラスコーティングしたシリカタイルで、図3.5-8に示すように、ナイロンフェルトのSIP(Strain Isolation Pad)を介して機体外板にシリコン系の接着剤で接着する。タイル厚さは、熱解析を安

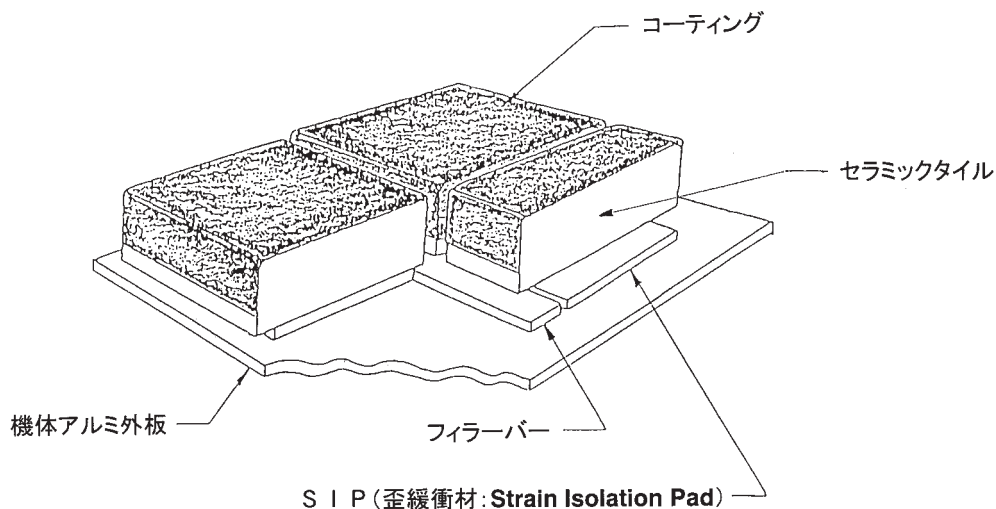


図3.5-8 セラミックタイル接着状況

全側仮定の下で行いつつ、重量軽減の見地から極力薄くする方向で検討し、下面のもっとも厚い部分で25mmとした。

タイルの分割は図3.2-1に示したが、分割に関する要求は、主として次の2つである。まず、1枚のタイルの最大寸法制限は、代表的なストリンガー間隔を想定して、アルミ外板の変形で破壊しないよう290mmに設定した。次に、タイル間のギャップ内の気流を抑える観点で、分割線が局所的な表面流線に対して 20° 以上の角度を持つこととした。局所的な流線と角度を持たせるためには、スペースシャトルのように平面形が矩形タイルを機軸に概ね 45° になるように分割する方法もあるが、HYFLEX実験機では基本的に円筒形に近い機体であることなどから、作業性等を考慮して、機軸に垂直な輪切り状の分割線と、それに対して斜めに交わる分割線の組み合わせとした。また、万一の貼り直し作業を考慮して、周囲のタイルを壊すことなく任意の1枚のタイルを取り外せることとした。その結果、タイル枚数は全部で383枚となった。

タイルの熱膨張、機体変形、製造誤差、局所加熱を考慮して適切なギャップ幅、ステップ高さ及びタイル形状公差を表3.5-3、4のように設定した。OREXではタイルは比較的単純な円錐面に接着されたのに対し、HYFLEX実験機では前胴表面のような2方向に曲率を持つ面への接着が必要になるため、接着工作試験を行って接着品質を確認した。

セラミックタイルの接着は、特段の基準線等がない胴体表面に、上述のギャップ幅に関する仕様を満足させつつ順番に接着していくため、タイル自体の寸法誤差も相まって、最終的に無視し得ない位置のずれを生じ、その吸収のために、接着作業を概ね終えた段階でその結果に

合わせて詳細加工を行ういわゆる現合タイルが必要となる。HYFLEX実験機では、現合タイルの位置として、前後胴結合部及びノーズキャップ境界を当てることとした。このうち、ノーズキャップ境界の現合タイルは、ノーズキャップの製造誤差の吸収も兼ねている。

(d) 可撓断熱材

可撓断熱材は、図3.5-9に示すように、シリカ系フェルト材のコアをアルミノボロシリケート系クロス材のアウトースキン及びガラス系クロス材のインナースキンで包み、アルミノボロシリケート系の系で縫合したもので、機体外板にシリコン系の接着剤で直接接着している。また、表面に剛性を持たせるため接着後にシリカ系のコーティング材を塗布する。

厚さはコア材の入手性からハーフインチの倍数とすることが望ましく、背面及び機体後端面下部は25mm、機体後端面上部は12mmとした。

可撓断熱材は気流が比較的弱い部位に用いていることから、その分割は、各種開口部に配慮した後は、比較的自由に（作業効率優先で）設定した。すなわち、胴体背面は、アンテナやアクセスパネル、回収系放出孔、アンビリカルなどがあり、それらに関する作業と整合し、かつ工場での接着範囲を極力広くできるように分割した（図3.5-10）。また、後端面では、パラシュート放出の制約に沿って分割し、また、空調空気排出のために多数のスリットを設けた（図3.6-2）。逆に言えば、このような作業上の制約に応じて分割を設定することが容易なのも可撓断熱材の特長のひとつである。

3.5.4 熱防護系設計解析

基本設計で定めた飛行経路に対して計算された空力加熱率履歴及び分布を用いて各部の温度予測を行い、熱防

表3.5-3 セラミックタイル間ギャップ幅及び段差の公差

ギャップ幅（注1）	前胴：0.6～1.0 mm、後胴：1.0～1.5 mm
段 差	空力加熱の激しい部位（注2）：1.0 mm以下、 その他の部位：1.5 mm以下

（注1）ギャップフィラーを挿入する場合は挿入後の残存幅である。

（注2）空力加熱の激しい部位とは具体的にはノーズキャップ境界から3列目までの部分である。

表3.5-4 セラミックタイル単体の形状公差

項 目		形状公差
セラミックタイルギャップ幅（タイルノミナル寸法設計用）		1.5 mm
タイル各部	平面寸法（タテ、ヨコ）	± 0.5 mm以下
	板厚	± 0.5 mm以下
	モールド（IML側）	± 0.2 mm以下
	隣接タイルギャップ平行度	± 0.15 mm以下
	隣接タイル板厚差（一般部）	1.0 mm以下
	隣接タイル板厚差（高加熱率部）	0.5 mm以下

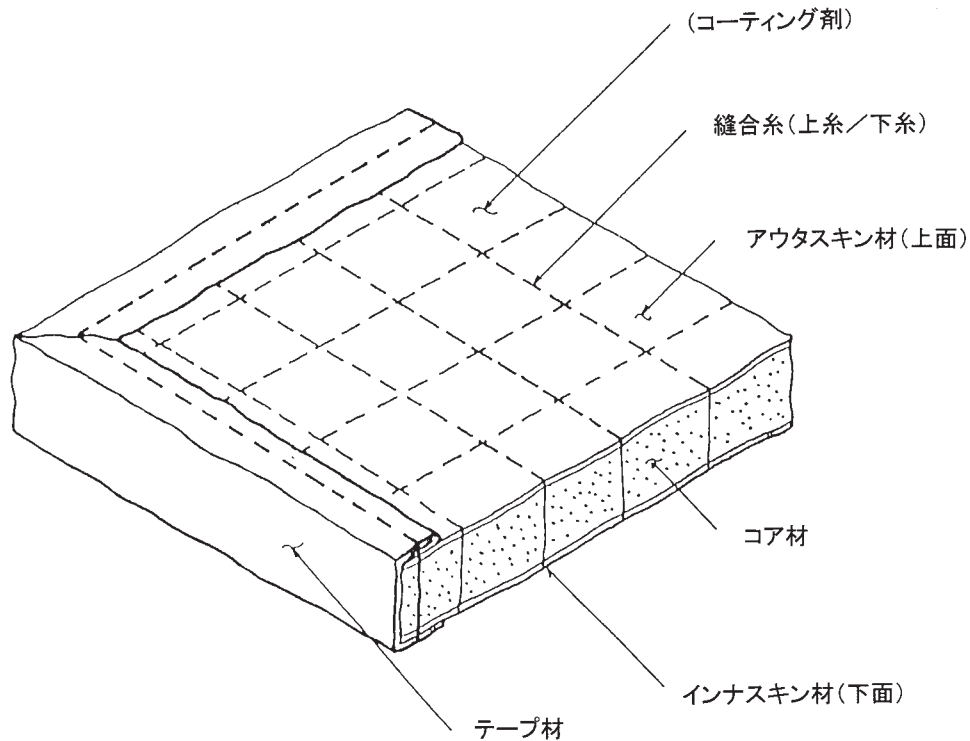


図3.5-9 可撓断熱材概要

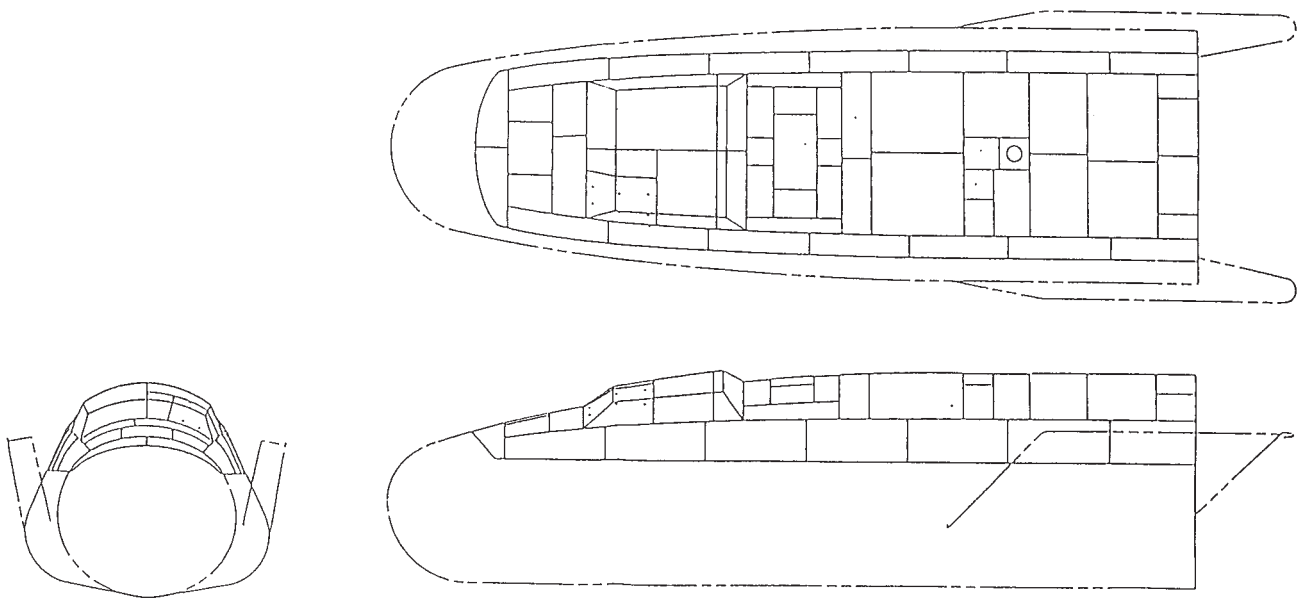


図3.5-10 可撓断熱材分割(機体上面)

護系の設計を行った。セラミックタイルの厚さは主構造温度が着水まで177℃に達しないよう設定し、重量軽減も考慮して機体下面で25mmとした。可撓断熱材はコア材の厚さがハーフインチ単位の値しか取れないため、可撓断熱材の厚さは機体上面と後端面の一部で25mm、後端面の残り部分で12mmとした。

なお、解析は安全側(即ち、厳しい側)で行うこととし、加熱条件は軌道のばらつきと加熱率推算式の推定精度を考慮し、材料の熱物性値は基本的にワーストデータを使用した。熱物性値の代表的な例を表3.5-5に示す。

(a) ノーズキャップ熱解析

基準加熱率履歴(図3.4-15)と加熱率分布(図3.

表 3.5-5 熱防護系素材の特性（設計用代表値）

材料	密度 g/cm ³	比熱 J/(K・g)	熱伝導率 W/(K・m)	輻射率	備考
C/C 材	1.5	1.48	32.2 (面内) 8.1 (面外)	0.85	at 1000℃
セラミックタイル	0.24	1.10	0.125	0.85	at 1000℃
可撓断熱材	0.15	1.13	0.092	0.54	at 400℃
チタン合金	4.43	0.80	13.9	—	at 650℃
Incoloy MA956	7.20	0.74	25.5	—	at 1000℃
セラミックスペース	2.55	1.22	2.10	—	at 800℃

表 3.5-6 ノーズキャップ部代表点の最高温度

部 位	最高温度 (℃)	許容温度 (℃)
C/C ノーズキャップ	1510	1700
取付ファスナ (MA956)	1060	—
取付金具 (チタン)	600	—
アルミ主構造	150以下	177

(注) 金属材料には単純に定まる許容温度はないため、最高温度となる時点をつくめ、すべての時点において荷重に対して十分な強度を有していることを確認している。アルミ合金に関しては熱防護系設計用の指標として177℃を設定した。

4 - 16) の組み合わせに対して FEM (詳細 3 次元モデル) を用いてノーズキャップの熱解析を行い、問題ないことを確認した。解析の結果得られた主要各部の最高到達温度を表 3.5 - 6 に示す。C / C ノーズキャップの淀み点近傍の温度履歴例を図 3.5 - 11 に示す。

(b) エレボン熱解析

エレボン下面の加熱率の時間履歴を図 3.4 - 18 に示したが、これは基本設計で加熱率が一旦設定された後に、

前述したエレボン補修の事態が発生し、それに伴う重量増による加熱率の増加分 (1.6%) と飛行経路の変更等を考慮して最終的に定まったものである (ピーク値 756.92kW/m²)。この加熱率に対して、3 次元の輻射ネットワークを求めるエレボン 1/4 モデル、節点法、及び部分的な 2 次元 FEM を組み合わせ用いてエレボンの熱解析を行い、問題ないことを確認した。表 3.5 - 7 に代表点の最高温度を示す。代表点の温度履歴例を図 3.5 -

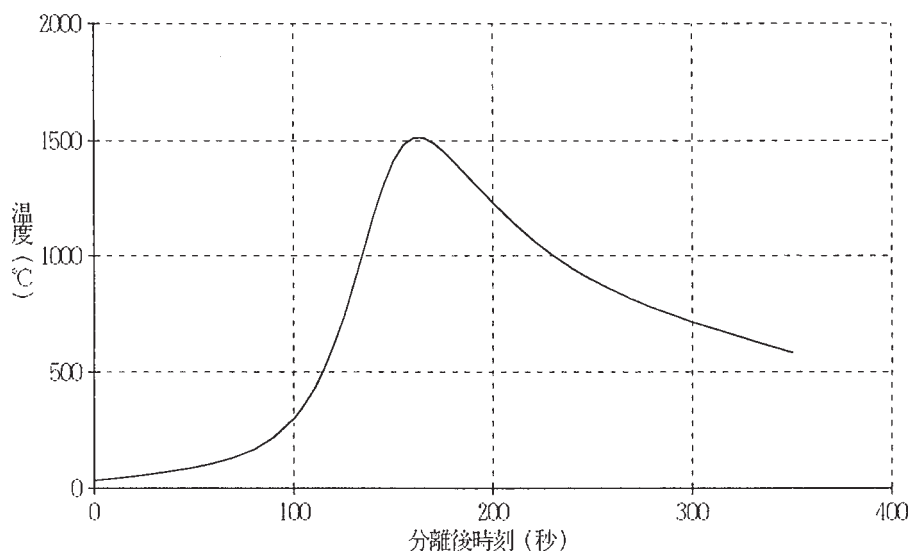


図 3.5-11 ノーズキャップ淀み点近傍の温度履歴解析例

表3.5-7 エレボン代表点の最高温度

部位	最高温度 (℃)	許容温度 (℃)	備考
C/C下面パネル中央	1649	1650	C/C部最高温度
C/Cサイドカバー角	1546	1650	
下面ファスナ (MA956) 表面	1372	(1400)	C/Cとの境界部
チタン合金製フレーム	466	(500)	
内舷側ベアリング	148	163	分離後500秒まで148℃以下

表3.5-8 セラミックタイル部代表点の最高温度

	最高温度 (℃)	許容温度 (℃)
タイル表面	1300	1400
アルミ外板	136	177

(注1) タイル単体厚さ25mm

(注2) タイル表面温度は短時間であれば
1400℃を越えることを許容する。

12に示す。

(c) セラミックタイル熱解析

機体下面部位を想定したセラミックタイル及びアルミ外板の温度履歴解析を1次元モデルにより行った。重量軽減のためSIP等を含むタイルTPSの厚さは30mmとし、アルミ外板温度上昇による搭載機器への熱輻射増加は外板内側にMLIを装着することにより防ぐ方針とした。設計条件の空力加熱率は基準加熱率履歴(図3.4-15)と胴体下面STA600(ノーズキャップ境界に相当)における加熱率比(図3.4-16)から定めた(ピーク値 356kW/m^2)。タイル単体の厚さが25mmであるタイルTPSの表面から厚さの20%ごとの点に対する解析例を図

3.5-13に示す。アルミ外板温度履歴を、タイル単体厚さを20mmから40mmまで5mmおきに变化させて解析した例を図3.5-14に示す。解析の結果求めた最高温度と設計許容温度の関係を表3.5-8に示す。

(d) 可撓断熱材熱解析

1次元モデルによる可撓断熱材とアルミ外板の温度履歴解析を行った。加熱率分布(図3.4-15)より機体背面の加熱率はほぼ一様であることが分かるため、可撓断熱材部の設計条件は基準加熱率履歴(図3.4-15)のピーク値を 40kW/m^2 に換えたものとした。可撓断熱材のコア材が厚さ選択の自由度のない調達品であることを考慮して、可撓断熱材の厚さをハーフインチ幅で振って解

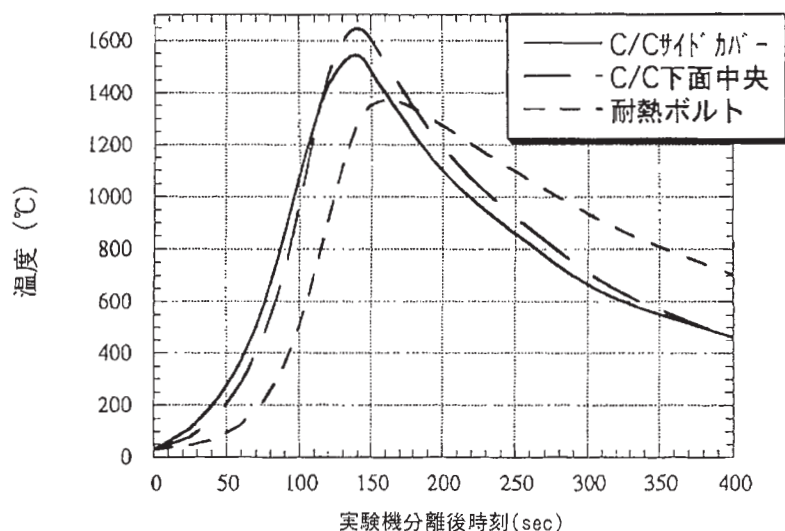


図3.5-12 エレボン代表点の温度履歴解析例

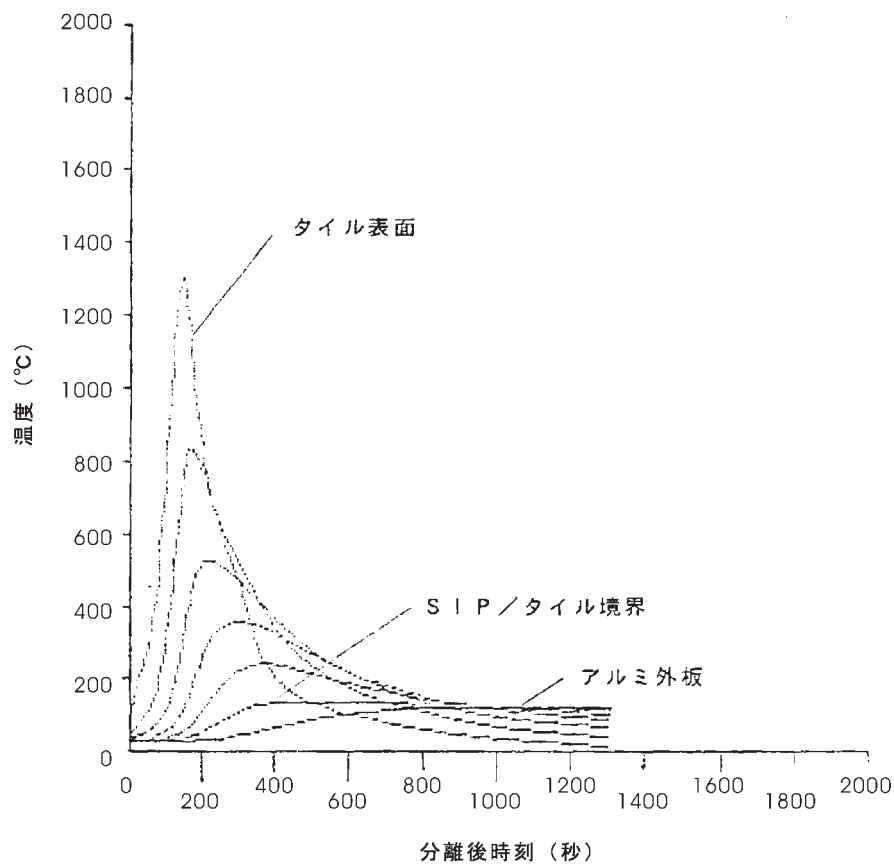


図3.5-13 セラミックタイル代表点の温度履歴解析例

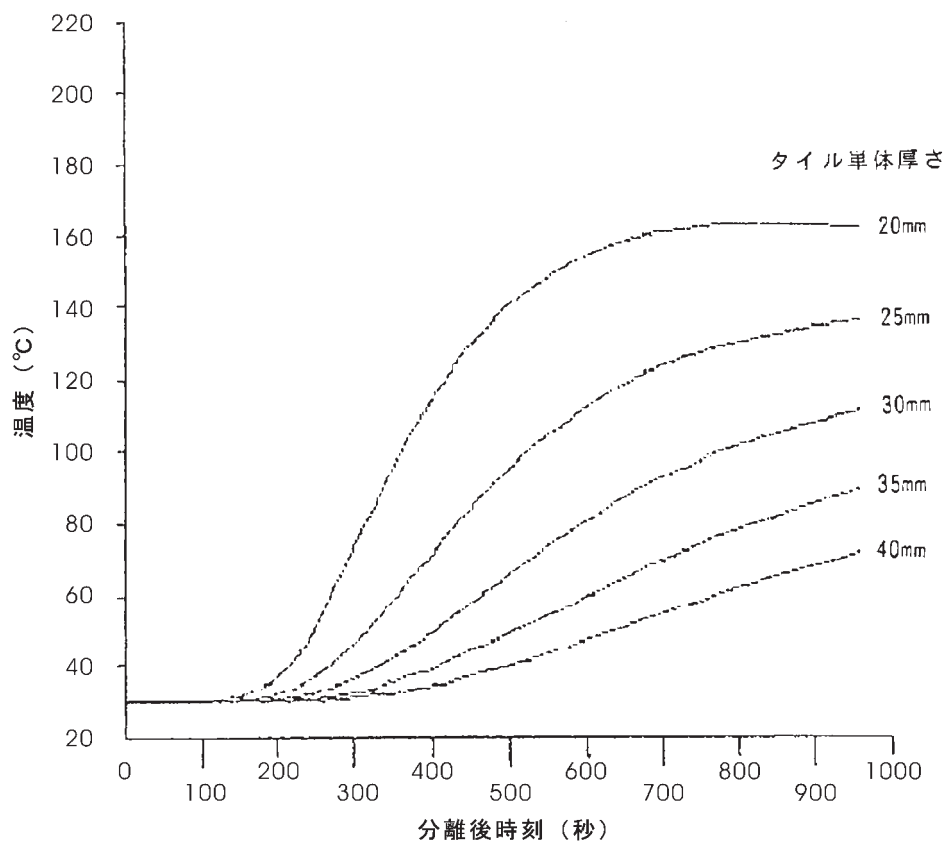


図3.5-14 セラミックタイル部アルミ外板の温度履歴解析例

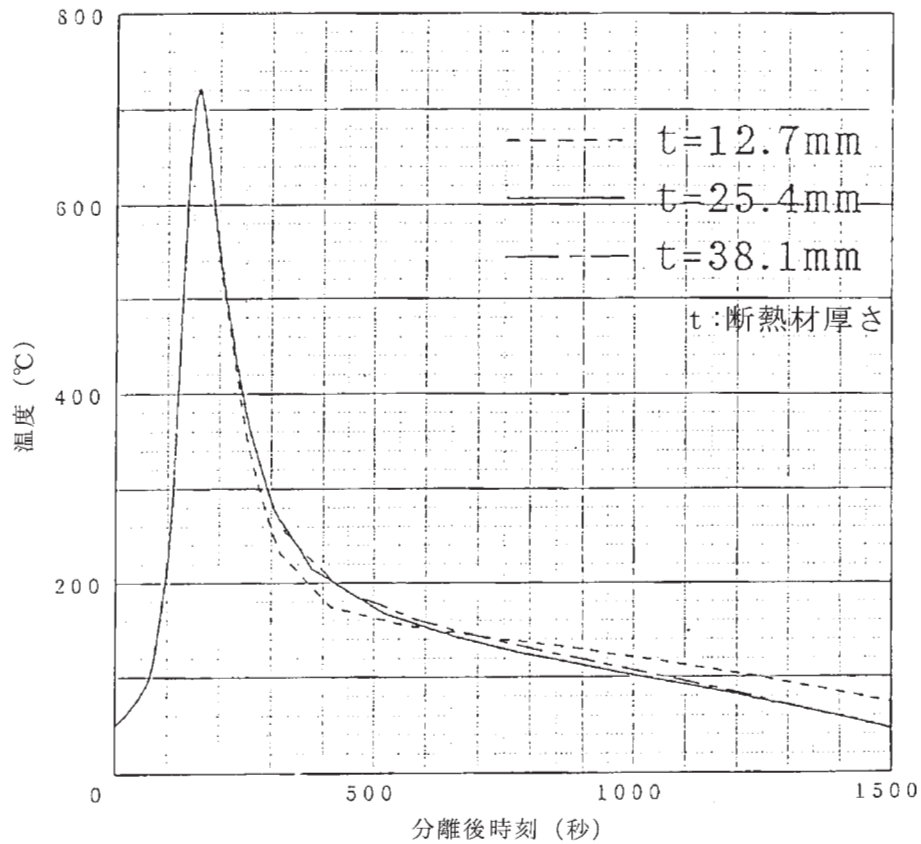


図3.5-15 可撓断熱材表面の温度履歴解析例

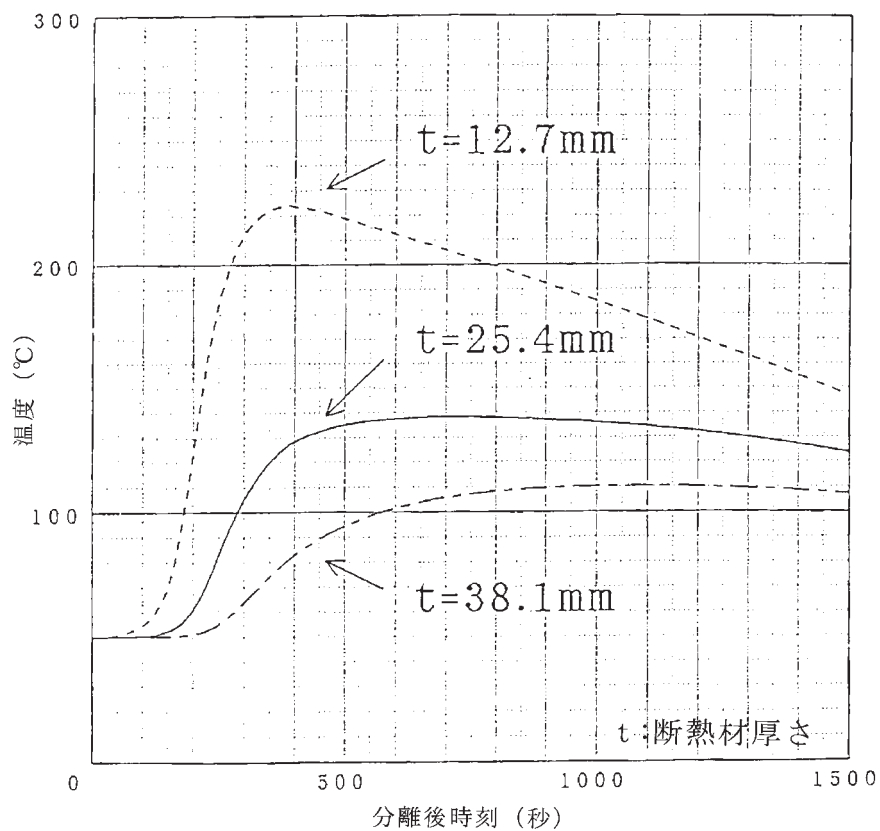


図3.5-16 可撓断熱材部アルミ外板の温度履歴解析例

表 3.5-9 可撓断熱材部代表点の最高温度

	最高温度 (℃)	許容温度 (℃)
可撓断熱材表面	720	800
アルミ外板	138	177

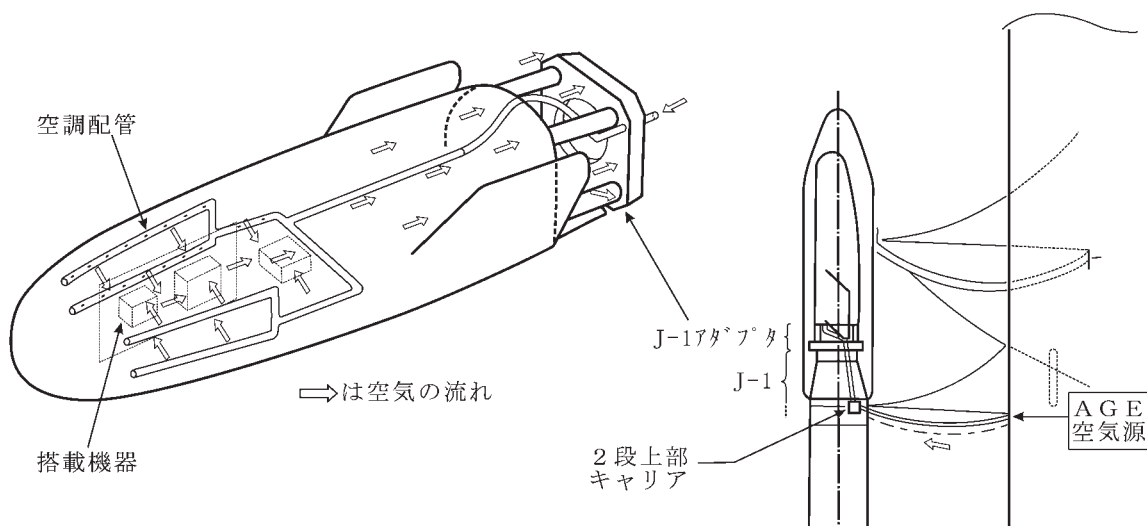


図 3.6-1 空調配管概要

析を行った。可撓断熱材表面とアルミ外板の温度履歴例を図 3.5 - 15, 16 に示す。これらの解析の結果、可撓断熱材の厚さは 25mm と決定した。得られた最高温度と設計許容温度の関係を表 3.5 - 9 に示す。

3.6 空調系

HYFLEX は飛行時間が短いため、飛行中の搭載機器の発熱による温度上昇は大きくなく、飛行中の熱制御に関しては特段の対策は必要ない。しかし、搭載機器の大部分は、点検・確認や動作安定のため、打上げ前に順次電源が投入され温度が上がり始める。打上げ前の手順が予定どおりに進まない事態も考慮すると、打上げ前または飛行中に許容温度上限を超える機器がでてくる恐れがある。実験機は滑空中の空力加熱から機体や搭載機器を防護するため断熱材で覆われており、このことは逆に機内で発生した熱が外部に出るのに時間がかかることを意味し、自然冷却に頼るといわゆるターンアラウンド時間がこの制約から延びてしまう恐れがある。(HYFLEX の場合、回収作業の要求から打上のウィンドウが 1 時間 30 分に限られており、ターンアラウンドが延びるということは翌日以降の打上げになることを意味する。) はこのことから、HYFLEX / J - ロケットが射点にある間は地上設備を使って実験機内の温度を概ね一定に維持する空調系を装備した。

実験機の空調系は極めて簡単なものであり、射点に既

設の高圧冷却空気供給装置から導いた冷却空気を、図 3.6 - 1 に示すような配管で、発熱が予想される機体各部に分配、吹きつけを行うことにより温度を低く保つものである。空調系から供給された空気は、機体後端面から自然に外部に流出する。流出はパラシュート放出用の後端面開口部からされるが、開口部表面は可撓断熱材で覆われているため図 3.6 - 2 に示すようなスリット状の開口部を可撓断熱材に開けた。このスリットの幅は後端面で大きな加熱要素であるエレポンからの輻射が直接胴体内に入らないように決めている。



図 3.6-2 後端面の排気用スリットの写真

3.7 誘導制御系

HYFLEX 実験機の誘導制御系（名称は誘導制御系であるが機能としては航法機能を含む）には二つの側面がある。一つは将来の HOPE 等の宇宙往還機の技術につながる再突入飛行時の航法、誘導、姿勢制御に関する基本技術の検証であり、もうひとつは実際に HYFLEX の飛行実験を成立させるためのバス機器としての役目である。前者については、すでに述べたように、HYFLEX 実験機と想定している HOPE とでは、機体の空力特性や姿勢制御のエフェクタ（舵面等）の構成も異なり、飛行経路や誘導に対する要求も異なることから、具体的な制御則や誘導則の飛行実証ではなく、極超音速滑空機の航法・誘導・制御に関する基本的な技術実証という抽象的な目的である。そのため、HYFLEX の誘導制御系の設計は具体的には後者の HYFLEX 実験機のバス系としての要求に基づいて行われた。

実験機の誘導制御系に要求される機能は

- ・ 航法機能
- ・ 誘導機能
- ・ 姿勢制御命令送出機能
- ・ 搭載全システムのコントロール機能

である。

これらの機能を持つため、誘導制御系は、上述の機能に必要な計算・処理を行う搭載計算機（OBC）及び慣

性情報を計測して送出する慣性センサユニット（IMU）のハードウェア並びに OBC 上に搭載される搭載ソフトウェア（OBS）から構成される。

誘導制御系の構成概念及び他系との関係を図 3.7 - 1 に示す。OBC は、打上げ前にはアンビカル・コネクタを通じて地上の点検装置等とつながる。また、そのほかの OBC への入力としては、慣性センサユニットからの慣性情報の他、ロケット側から信号や分離に関する信号が PSDB から入力される。

3.7.1 搭載計算機

OBC の主要機能は、IMU からのデータ等を用いて航法・誘導及び姿勢制御計算を行い制御信号を発生すること及びテレメトリ送信器等の搭載機器の ON / OFF やパラシュート開傘等を実行するためのシーケンス制御信号を発生することである。これらは、OBS を OBC 上で実行させることにより機能する。

OBC の主要諸元を表 3.7 - 1 に、OBC の機能構成を図 3.7 - 2 に示す。

HYFLEX 実験機では、姿勢制御用の機器（RCS ガスジェット、舵面アクチュエータ）等とのインターフェース機能を OBC に内蔵した。例えば、RCS インタフェース機能とスラスタバルブの ON / OFF を制御するための、アドレスデコード/データラッチ回路、絶縁回路、

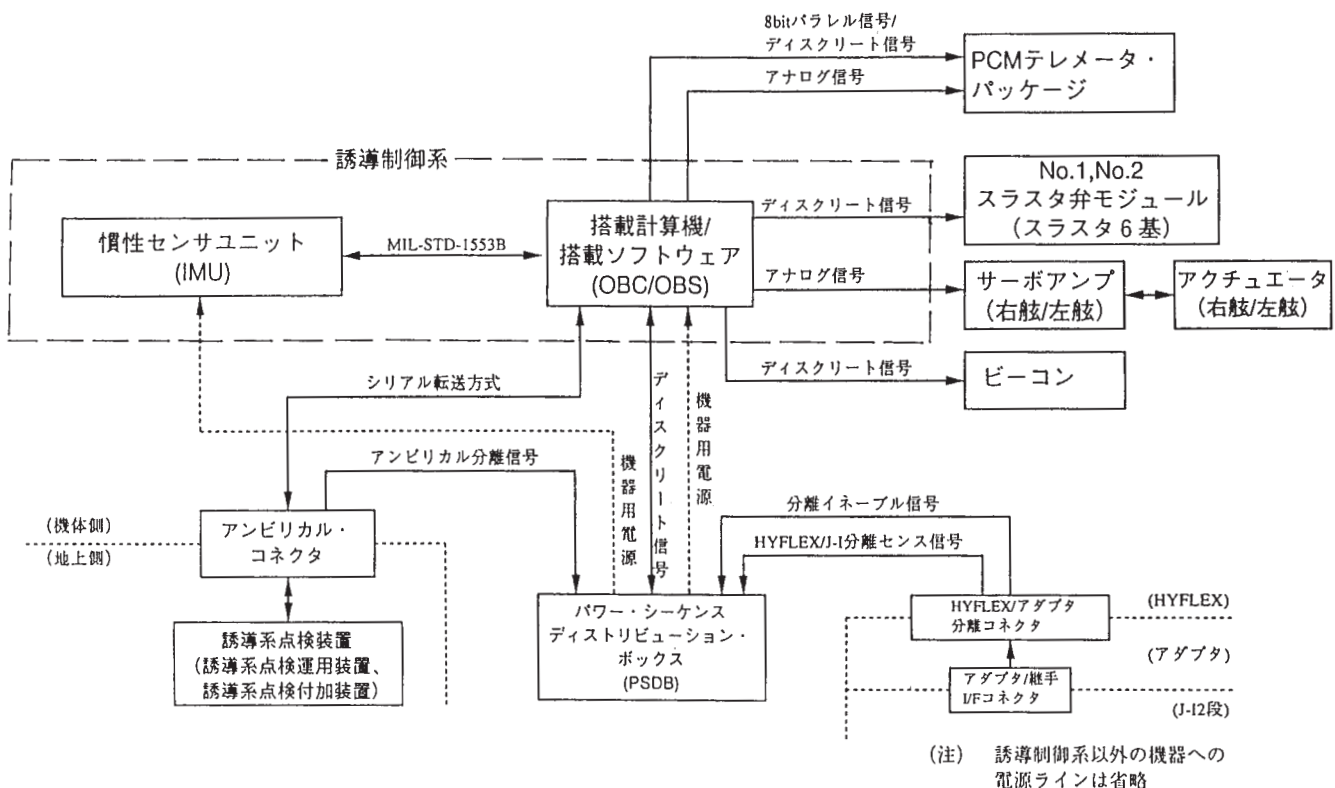


図 3.7-1 誘導制御系の構成

表3.7-1 搭載計算機 (OBC) の主要諸元

項目	諸元
MPU	32ビットMPU(V70)
演算	32ビット論理演算 32ビット整数演算 64ビット整数演算 32ビット浮動小数点演算 64ビット浮動小数点演算
レジスタ	汎用レジスタ:32ワード スタックポインタ:5ワード
アドレス	4Gバイト多重仮想空間が構成可能
演算速度	2MIPS相当(ドライストーン)
主記憶容量	RAM:128Kワード ROM:32Kワード
記憶誤り訂正機能	1ビット誤り訂正(バイト単位)
記憶保護機能	RAMの上位64Kワード部分を書き込み禁止可能
記憶語構成	データ:32ビット 誤り訂正符号:16ビット 合計:48ビット
記憶保持機能	一次電源OFF時、外部電源でバックアップ可能
割り込み機能	AGE割り込み テスト割り込み マイナサイクル割り込み IMUインタフェース割り込み
DMA機能	主記憶とテレメトリ・インタフェース部間
基準クロック	163.84kHz(安定度:±0.5%以下)
ワードクロック	10.24kHz(基準クロックからのずれ:±10%以下)
フレームクロック	40kHz(基準クロックからのずれ:±10%以下)
一次電源	電源電圧:28VDC(+6V/-4V) 電源瞬断:100 μ s、200ppsを許容 尖頭電圧:+39V以下、1分間以下
消費電力	機器電源:23.3±10W
質量	18.5kg以下
寸法	380mm×299mm×204mm以下
作動寿命	2000時間以上

ドライブ/逆起電力吸収回路、出力安定化回路、テレメトリ(TLM)モニタ回路等を内蔵する。ドライブ/逆起電力吸収回路はON動作時の電流(最大2.3A)制御およびON/OFF時の逆起電力を吸収する回路で、応答特性向上のためOBCの出力回路で逆起電力を吸収する機能を持つ。本回路は応答特性の規定内(25ms以下)で逆起電力を吸収するために大電力吸収素子が必要であるが、小型軽量化を考慮しMOS-FETの並列接続方式を採用した。この結果、RCSインフェース部の動作時間の解析値は、要求仕様であるON動作時80 μ s以下、OFF動作時25ms以下に対して、それぞれ50 μ s、22ms以下となっている。

3.7.2 搭載ソフトウェア

搭載ソフトウェアの機能はOBC上で動作し、発射整備作業における点検機能並びに飛行中の航法・誘導・制御及びシーケンス制御等を行うことである。具体的な機能を表3.7-2に示した。

従来のロケットの誘導制御用搭載ソフトウェアは、そ

の規模が比較的小さかったことと、搭載計算機的能力上の制約から、アセンブラによるソフトウェア開発が行われたが、HYFLEXにおいてはソフトウェア規模が大きくなることから、汎用OSの使用を前提にC言語によるアプリケーションソフトウェアの開発を行った。

搭載ソフトウェアは、機能モジュールの組み合わせ方式とし、システムモジュール、制御・管理モジュールおよび航法・誘導モジュールから構成した。OBSの機能構成を図3.7-3に示す。システムモジュールはOSおよびI/Oドライバからなり、アプリケーション・プログラムとOBCのインターフェース機能を備える。OSはV70用リアルタイムOS(RX616)を使用する。制御・管理モジュールは外部通信機能、シーケンス制御機能、姿勢制御機能、初期アライメント機能、入力データ処理機能、地上点検支援機能、TLMデータ編集機能、異常故障診断・処置機能および実験用のヨースラスト強制動作機能を備える。航法・誘導モジュールは航法機能、誘導機能および誘導制御用データ作成機能を備える。

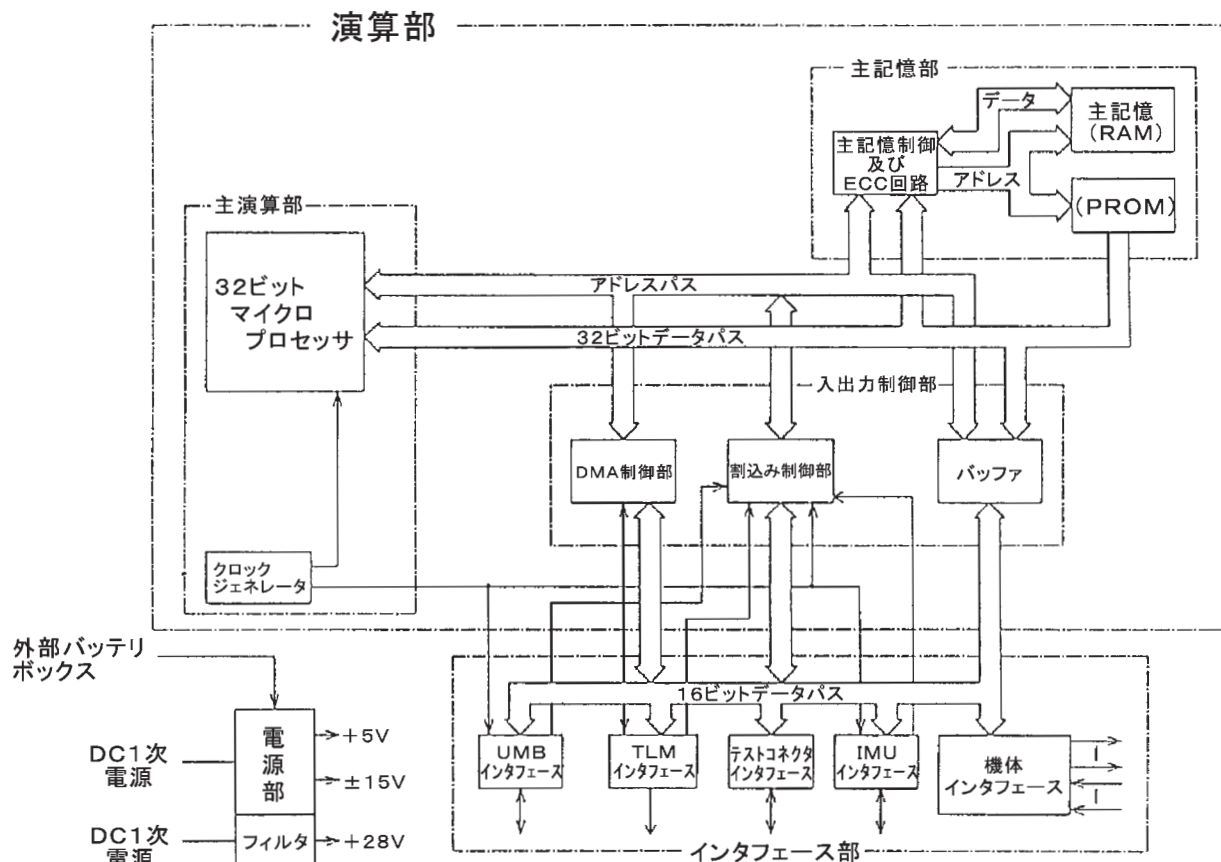


図3.7-2 搭載計算機(OBC)の機能構成

表3.7-2 搭載ソフトウェア(OBS)の主要機能

期 間	機 能
打ち上げ前	<ul style="list-style-type: none"> ・ 初期アライメント機能 ・ 地上点検支援機能
打ち上げフェーズ (F/OからJ-I/HYFLEX分離まで)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 航法機能 ・ シーケンス制御機能
再突入フェーズ (分離から減速用大迎角投入まで)	<ul style="list-style-type: none"> ・ 航法、誘導、姿勢制御機能 ・ シーケンス制御機能 ・ スラスト強制作動機能 ・ 誘導制御用データ作成機能
大迎角減速/パラシュート開傘フェーズ (減速用大迎角投入から着水まで)	<ul style="list-style-type: none"> ・ シーケンス制御機能 ・ 姿勢制御機能(レート制御)
常時	<ul style="list-style-type: none"> ・ 外部通信制御機能 ・ 入力データ処理機能 ・ テレメータデータ編集機能 ・ 計算機/アプリケーション・インターフェース機能 ・ 異常故障診断/処置機能

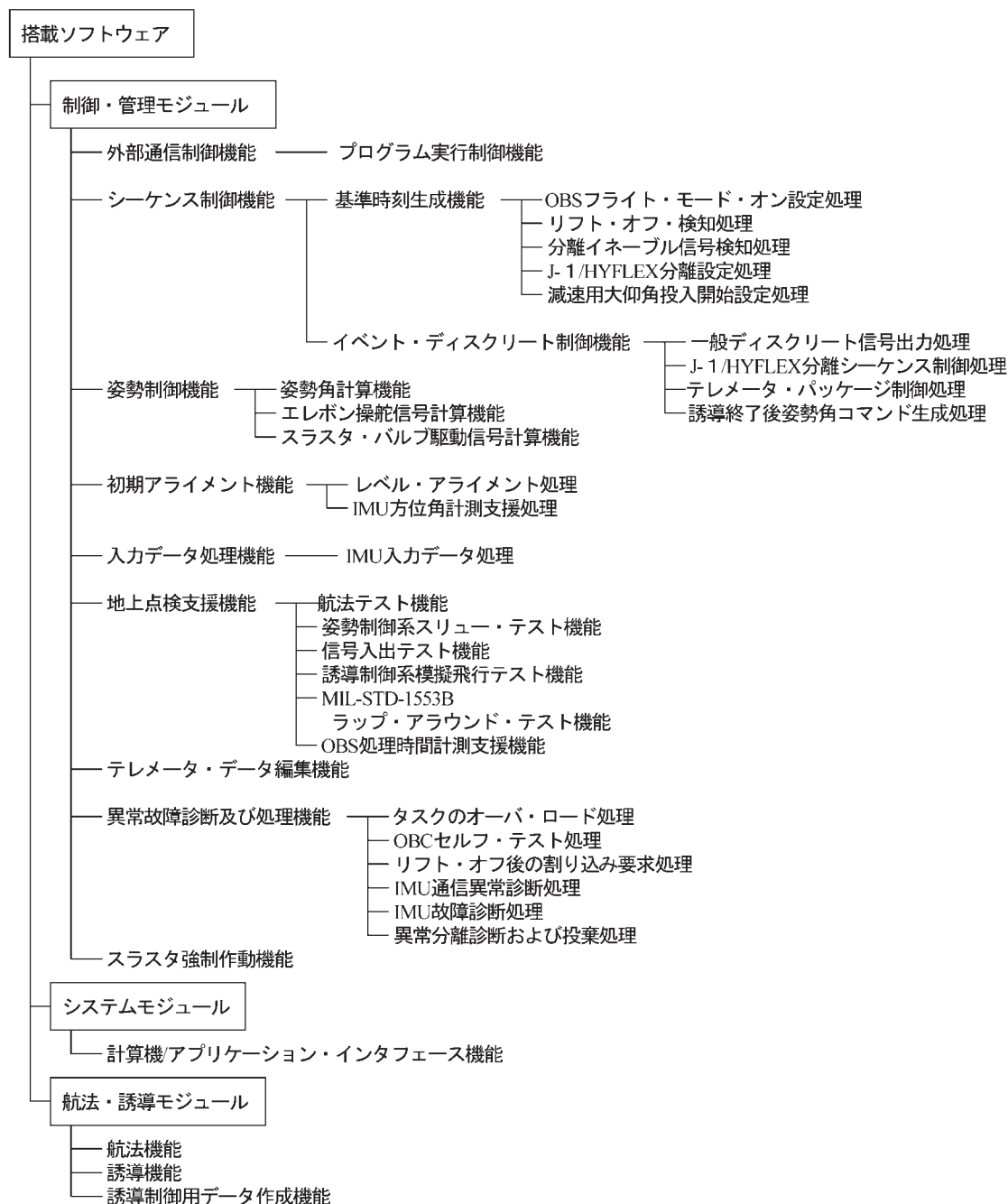


図 3.7-3 搭載ソフトウェア (OBS) の機能構成

3.7.3 慣性センサユニット / 航法系

実験機の構成の項で述べたように、HYFLEX 実験機は、航法系は drag measurement 航法や GPS / INS 複合航法(これらの航法実験はすでに OREX で行われている)³⁾ は使用せず、慣性航法のみでの自立航法システムを構築することとした。これは、慣性航法計算の開始であるフライトモード・オンから誘導終了までの時間が 730 秒程度であることから、慣性航法のみで飛行可能であると判断したためである。

航法系は、慣性データを送出する慣性センサユニット

とその慣性データに基づき航法計算を行う機能から構成される。このうち後者は OBC 上の OBS の機能の一部であるが、ハードウェアたる IMU と航法計算を純粹に分けて評価することは難しく、かつあまり意味がないため、本節では両者を一体として扱う。

航法系への要求精度を表 3.7 - 3 にまとめた。この要求は、誘導・姿勢制御や実験運用の観点から一方的に決められたものではなく、ハードウェアの性能と誘導・制御 運用等の要求を総合的に勘案して決めたものである。このようにハードウェアの実力を考慮して要求性能を決

表3.7-3 航法系要求精度

時点	位置精度		速度精度	姿勢角精度
	高度方向	水平方向		
最大空力加熱率	±1km以内	—	±10m/s以内	±1deg以内
最大加速度	±1km以内	—	±10m/s以内	±1deg以内
最大動圧	±1km以内	—	±10m/s以内	±1deg以内
VHFラックアウト終了	±3km以内	—	—	±1deg以内
誘導終了（マッハ3）	±1.5km以内	±20km以内	—	±1deg以内

める考え方は、HYFLEX 実験機の他のシステムにおいても採用したケースがある。これは、実験機では実用ミッションに比べてミッション側からの要求が必ずしもはっきりしてなく、飛行に支障のない最低限の要求を満たすことは必要であるが、それ以上の性能は高ければ高いほど望ましいという要素が強いことによるものである。例えば、航法系の位置精度についても、大気密度との誤差が大きくなり飛行が困難となるようなことは避ける必要があるが、そういう事態に至らないだけの精度があれば飛行は可能であり実験目的は達成することができる。無論、高精度の航法系を持つことができれば、それだけ正確な飛行及び飛行後評価が可能となる上、実験もそれだけ高度なものになるが、高精度のシステムはそれだけ複雑かつ高価であり限られた期間、経費、重量の下でどのようなシステムを構成するかというのには総合的な判断が必要となる。また、そのようにして特定のシステム（HYFLEX 実験機の航法系の場合は、航空機用リングレーザージャイロを用いた慣性航法のみ）を選択するということは、そのシステムで可能な範囲の精度しか要求できないことを意味するわけである。このように、実験機では“要求先にありき”ではなく、ハードウェアを想定した要求性能の設定という手法を採用することが多い。表3.7-3に示す航法系に対する要求精度は、このように決められた要求の典型的な例である。

とはいうものの、精度要求はそのハードウェア構成で可能と考えられる範囲内で高い側で決められるし、それ以上に、他のシステムの設計・解析は航法系がこの要求精度を満足するという前提で開発されるため、航法系の開発には相応の努力と検証作業が要求される。

HYFLEX の航法計算は、図3.7-4に示すようにマイナーサイクル（40Hz）毎に計算される部分とメジャーサイクル（1Hz）毎に計算する部分に分かれる。マイナーサイクル計算では、速度増分 v_B^* と角度増分 ϕ の入力（ q_{N0}^B はクォータニオンの初期値）から速度増分積算値 v_{Bm} とクォータニオン q_m が計算される。これらの値はメジャーサイクル毎にメジャーサイクル計算に転送される。メジャーサイクル計算では、 v_{Bm} と q_m を入力

として、位置 r と速度 v が計算される。 r と v は航法座標系（F/O 時における、地球中心を原点とし z 軸が北極 x 軸が東経 0° 方向を向く座標系で、慣性空間に対して固定されたもの）におけるものが計算される。この座標系から、誘導計算に必要な緯度・経度、高度への変換や迎角、横滑り角等の計算は、誘導制御用データ作成機能（図3.7-3参照）で行われる。

表3.7-4に航法系精度解析結果を示す。この解析は、IMU 部分試作試験で得られた結果、すなわち速度増分・速度増分積算値出力バイアス振動感度：±10μG / G²、衝撃印加時の速度出力誤差：±1.1m/s、さらにIMUによる方位角アライメント誤差：±0.6deg、レベルアライメント誤差：±0.2degを考慮して、ノミナル飛行経路に沿ったシミュレーションにより得られたものである。

航法精度解析の結果、最大動圧時点の高度方向位置誤差が要求を満たさないことが判明した。しかしながら逸脱量は僅かに10mであり、これによって発生する動圧増加分は、高度の要求精度±1.0kmによって発生するそれと比較して遥かに小さい。一方で誘導制御系の解析により、各種誤差を考慮した場合に遭遇が予想される最大動圧値は、制限値に対して十分なマージンがあることが確認されている。そのため、航法精度改善を目的とした対策を講じる必要は無いものと判断した。他は要素は全て要求を満足することが確認できた。

慣性センサユニットの主要諸元を表3.7-5に示す。IMUは、性能、耐環境性、運用性等を考慮し、リングレーザージャイロ（RLG）を使用したストラップダウン型とし、航空機に使用実績のある小型RLGおよび加速度計を使用した。即ち、RLGは航空機用小型RLG（型式：日本航空電子工業（株）製JG-28型）を採用した。加速度計は、航空機用慣性航法装置に使用実績のある1自由度サーボ加速度計（型式：日本航空電子工業（株）製JA-5TYPE III型）を採用した。また、信号処理部のCPUについてはPACE1750A（MIL-STD-1750A準拠）を採用した。慣性センサユニット（IMU）機能構成を図3.7-5に示す。

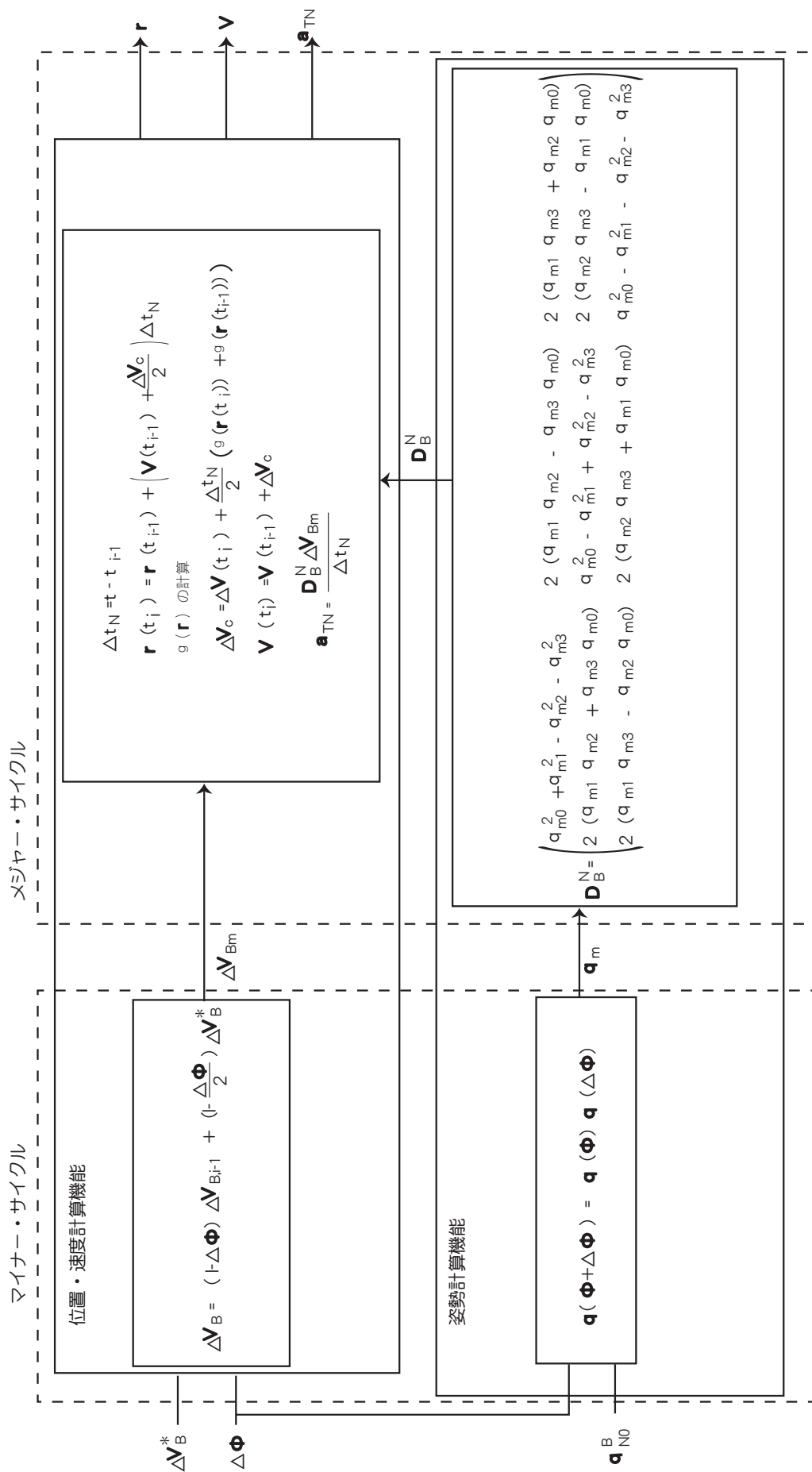


図 3.7-4 航法計算機能の概略構成

表3.7-4 航法系精度解析結果

時点	位置誤差(3 σ) [km]		
	ダウレンジ方向	クロスレンジ方向	高度方向
最大空力加熱率	±0.87	±9.99	±0.95
最大加速度	±1.04	±10.26	±0.98
最大動圧	±1.64	±10.51	±1.01
VHFブラックアウト終了	±3.62	±10.77	±1.08
マッハ3	±7.85	±10.38	±1.29

時点	速度誤差(3 σ) [m/s]			
	ダウレンジ方向	クロスレンジ方向	高度方向	大きさ
最大空力加熱率	±3.20	±35.67	±3.71	±3.59
最大加速度	±3.46	±32.96	±3.42	±3.70
最大動圧	±3.70	±29.50	±3.21	±3.82
VHFブラックアウト終了	±4.16	±23.15	±3.07	±4.18
マッハ3	±5.42	±10.34	±2.87	±5.44

時点	姿勢角誤差(3 σ) [deg]		
	ロール軸回り	ピッチ軸回り	ヨー軸回り
最大空力加熱率	±0.39	±0.49	±0.54
最大加速度	±0.34	±0.57	±0.49
最大動圧	±0.30	±0.65	±0.41
VHFブラックアウト終了	±0.30	±0.64	±0.42
マッハ3	±0.34	±0.45	±0.60

表3.7-5 慣性センサユニット(IMU)の主要諸元

項 目		諸 元
主要機能		角度増分／速度増分計測機能 温度係数補正／ミスマイメント補正機能 OBCインターフェース機能 初期アライメント機能 自己診断機能
角度増分 角度増分積 算値出力	レンジ	400deg/s最大
	バイアス安定値(注1)	0.06deg/h以下
	スケールファクタ安定性	40ppm以下
	スケールファクタ非直線性	0～120deg/s ; 60ppm以下 120～220deg/s ; 250ppm以下 220～400deg/s ; 60ppm以下
	ランダムウォーク係数	0.048deg/ \sqrt{h} 以下
	ノイズレベル	0.33deg/s _{0-p} 以下
速度増分 速度増分積 算値出力	レンジ	20G最大
	バイアス安定値(注1)	115 μ G以下
	スケールファクタ安定性	114ppm以下
	スケールファクタ非直線性	18 μ G/G ² 以下
	バイアス振動感度	10 μ G/G ² rms以下
	ノイズレベル	0.2G _{0-p} 以下
ミスマイメント		30s以下
出力更新レート		40Hz
初期アライメント		方位角精度 ; 0.60deg以内 アライメント時間 ; 30分以下
一次電源		電源電圧 ; 28VDC(+6V/-4V) 電源瞬断 ; 100 μ s、200ppsを許容 尖頭電圧 ; +39V以下、1分間以下
消費電力		起動時 ; 73W以下 定常時 ; 最大66W、最小33W
質量		15.7kg以下
寸法		410mm×260mm×220mm以下
作動寿命		2000時間以上
保管寿命		5年以上

注1 - 120日間の安定性

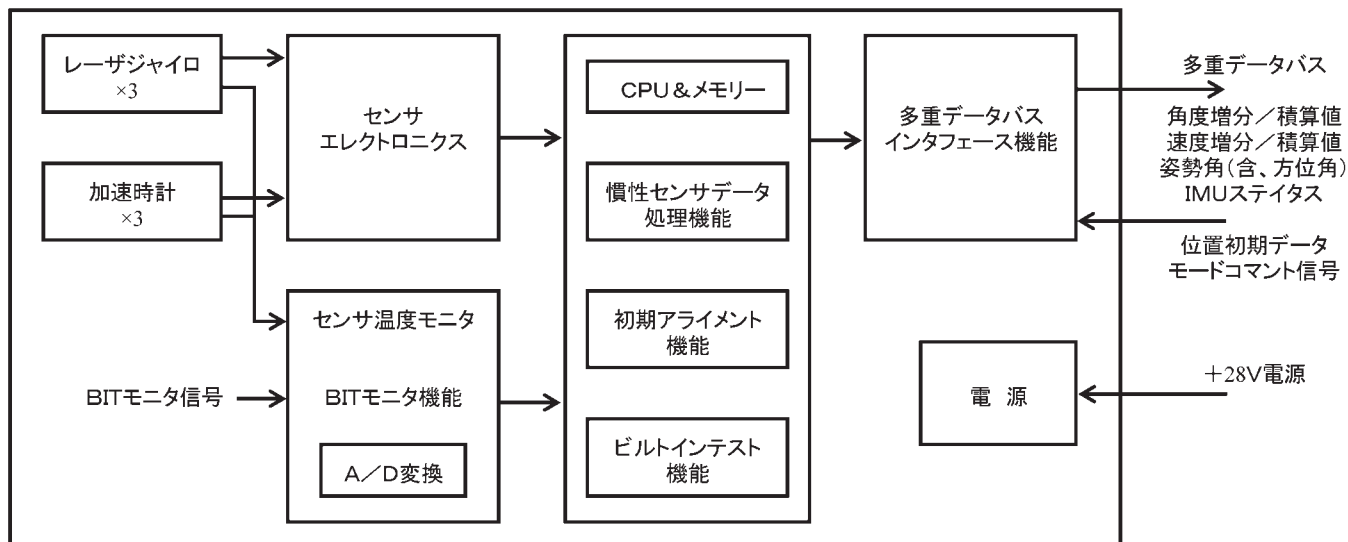


図3.7-5 慣性センサユニット (IMU) の機能構成

3.7.4 誘導則

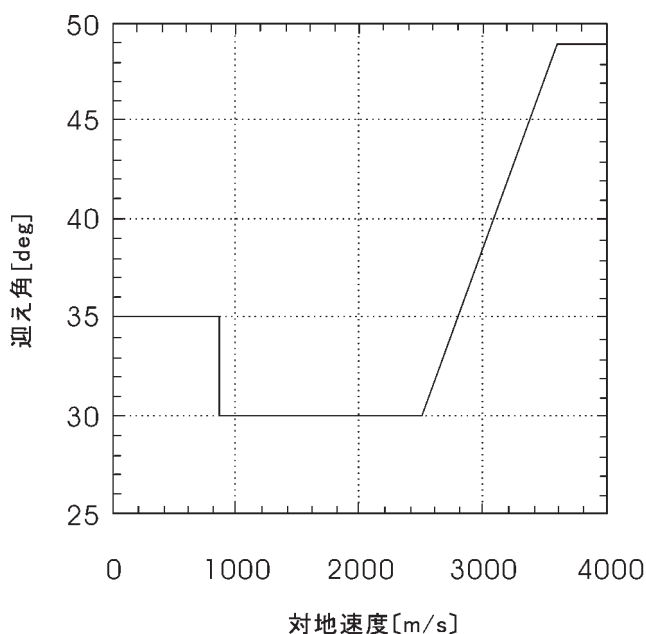
本節では、誘導則について解説する。誘導則は、HYFLEX 実験機の構成上は前節の搭載ソフトウェアの一部を構成するが、内容が複雑なためここで詳細に述べる。

最初に誘導と制御の機能分担であるが、誘導は機体並進運動を、制御は機体回転運動を制御するものとした。両者のインターフェースは、縦は迎え角コマンド、横/

方向系はバンク角コマンドとした。迎え角コマンドの算出方法は、後に述べるようにこれを閉ループ型とした場合、バンク角コマンドとの整合を取ることが困難となる等、幾つかの複雑な問題を引き起こすため、HYFLEXでは開ループで出力することとした。迎え角コマンドは対地速度でスケジュールすることとし、これを図3.7-6に示す。

他方、バンク角コマンドの算出には、抗力加速度誘導と呼ばれる方式を採用している。この理由については参考文献³¹⁾に詳しく述べたが、簡単にまとめておく。現在考えられている再突入体の大気圏内飛行の為の誘導則の中で、実時間性、環境変動等に対するロバスト性を合わせ持ち、且つ飛行実績のある方法を検討してみるとスペースシャトルに採用されている Analytic Drag Control Guidance Law (以下抗力加速度誘導と呼ぶ) が最も有効であると考えられる。HYFLEXの誘導では、滑空中の加熱条件や動圧等の物理的条件を適切な範囲に保つほか、地理的な目標点までの誘導に関しても、定点着陸する場合ほどの精度は要求されないものの、初期条件誤差 (J - / HYFLEX 分離時の位置、速度誤差) や、機体特性誤差、環境変動に対するロバスト性が要求される。抗力加速度誘導では、前者の物理的条件に関して、動圧や空力加熱率等による飛行制限を適当な運動方程式の近似により、全て抗力 - 速度 (D - V) 線図上に表すことができるため、誘導を行う上で極めて有利である。このため、HYFLEXでは抗力加速度誘導を採用した。

抗力加速度誘導では、飛行前に設定した基準抗力加速度プロファイルに従って、D - V 線図上での誘導を行う。基準抗力加速度プロファイル設定の際に考慮すべき点は、それに沿った飛行が誘導要求を満たしていることは



注) 迎え角49[deg]から30[deg]へのスケジューリングは対地速度の関数として行われるが、30[deg]から35[deg]へのスケジューリングは、マッハ3をOBSが検知した時点に行われる。

図3.7-6 迎え角スケジュール

表3.7-6 誘導要求

項 目	要 求 内 容
最大空力加熱率（ノーズ部）	507 kW/m ² 以下
総空力加熱量（ノーズ部）	51.8 MJ/m ² 以下
最大加速度	75 m/s ² 以下
最大動圧	24.5 kPa以下
データ記録時間（フックアウト期間）	200 s以下
受信可能期間 VHFテレメータ UHFテレメータ Cバンド 再生データ受信	HYFLEX/J-1分離後10SECから可視域以下となるまで可能なこと HYFLEX/J-1分離から可視域以下となるまで可能なこと HYFLEX/J-1分離から可視域以下となるまで可能なこと 飛行経路分散を考慮して、2回以上可能なこと
着水点分散域 大きさ 定期船航空路との干渉 島からの距離	着水点分散域外で待機する回収船から100km以内に含まれること 定期航空路と干渉しないこと 島から100km以上離れていること
着水時刻	分離後1300s以前（熱的環境条件要求との整合性から）
機体姿勢（マッハ数>2） 迎え角 バンク角	30～50deg 0～90deg
パラシュート放出時等の条件 H°ロケット・シュート放出 トローカ・シュート放出 メイン・シュート放出 メイン・シュート・デイスリフ	高度(km) マッハ数 動圧(kPa) 3.5以上 0.5以下 2.4～10 - 0.5以下 5～10 - 0.2以下 0.5～2 (0以上) 0.2以下 0.125～0.5
H°シュート開傘～着水までの時間	250s以上（残留推進薬放出のため）

当然であるあるが、初期条件等の各種誤差に対する（D - V線図上での）実経路の分散が小さくなるように設計することが要請される。これは、実経路が基準抗力加速度プロファイルから大きくずれると、基準抗力加速度プロファイルに沿って表現された各物理量の変動の近似精度が著しく悪化し、結果として誘導能力を低下させるためである。

HYFLEXでは、基準抗力加速度プロファイルを設定する手順として、表3.7 - 6に示すような誘導に対する要求を満たすべく、小笠原を中心として周回する飛行経路及びその経路に対応するD - V線図上での経路を設定した。（このD - V線図上での経路を、以下、本稿では参考プロファイルと呼ぶことにする。この参考プロファイルを1次式や2次式により近似したものが最終的に実機に搭載される誘導則の中の基準抗力加速度プロファイルとなる。）次に、その参考プロファイルに沿って飛行するための誘導則を試設計して、参考プロファイルまわりの分散に関する基礎データを得るべくシミュレーションを行い、より分散が小さくなるよう参考プロファイルを修正（実作業としては物理空間での飛行経路を修正する）していく。小笠原周回飛行経路については付録A6に詳しく述べるが、制約条件、要求条件を満足し、かつレンジ誘導におけるレンジ予測値の精度の観点から、高度の再上昇を極力抑えることを基本方針として、飛行経路の作成を行った。

誘導則設計の最初のステップであるフェーズ分けと、それぞれのフェーズにおける基準抗力加速度プロファイ

ルの設定は次のように行った。HYFLEXの誘導飛行期間を4つのフェーズに分割し、まず、J - /HYFLEX分離後、抗力加速度がある値を越えるまでを第1フェーズとして初期姿勢を保つ閉ループの誘導を行う。これは、この間は空気が比較的小さく空力特性や大気状態等の環境誤差を感知することが困難なことから、仮にそれらを知ることができても経路を変化させる能力が小さく、閉ループの誘導を行う意味がないためである。次いで、第2フェーズ以降では、各種誤差を吸収しつつ誘導要求を満足するため、D - V線図上での閉ループ誘導を開始する。閉ループ誘導最初のフェーズは各種誤差による空力加熱率の上昇を抑えることを目的とし、最大空力加熱率が予測される速度の直前まで行う。このフェーズでは、小笠原周回飛行経路で得た参考プロファイルを2次式で近似して、基準抗力加速度プロファイルを作成することとした。次に続く第3フェーズは、第2フェーズと第4フェーズをつなぐことを目的としたフェーズであり、D - V線図上での第2フェーズの終端値と第4フェーズの初期値を直線で結ぶことにより、基準抗力加速度プロファイルを設定した。最後の第4フェーズは、スペースシャトルの遷移フェーズに対応するものである。スペースシャトルでは、遷移フェーズにおいて再突入フェーズから、着陸滑走路への最終進入へとつながるTerminal Area Energy Managementを行う為のエネルギー調整を行うわけであるが、HYFLEXでは、減速用大迎角投入を行う為のエネルギー調整を行うことを目的とする。以上のようにして作成した基準抗力加速度プロファイル並

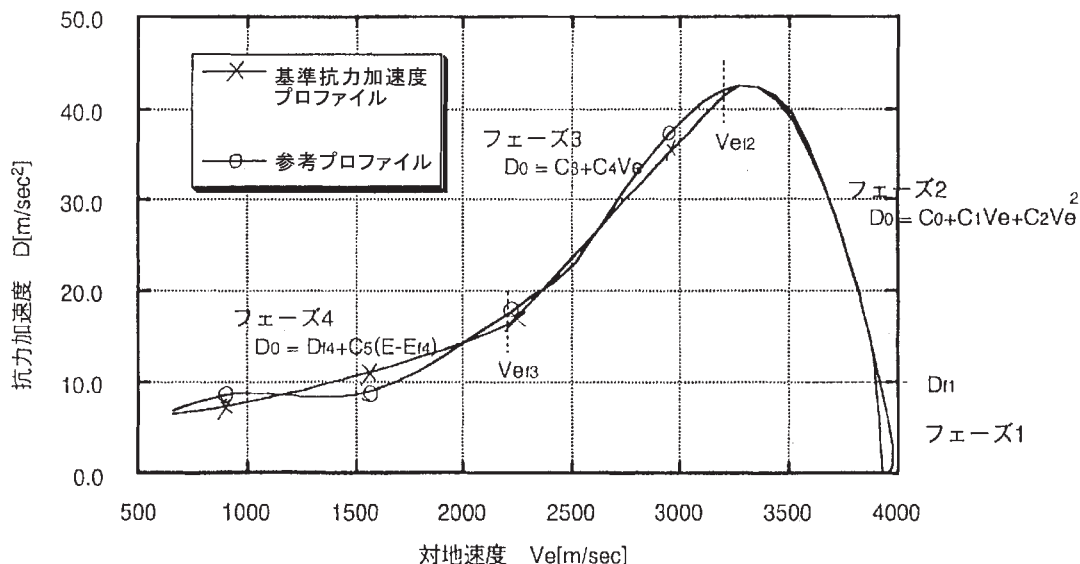


図3.7-7 基準抗力加速度プロファイル

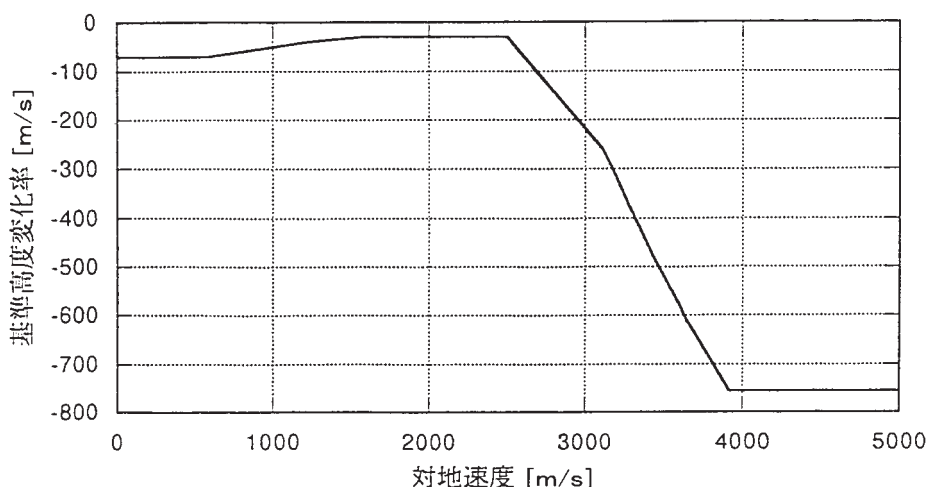


図3.7-8 基準飛行パラメータ（基準高度変化率）

びに高度変化率及び揚抗比の基準値を図3.7-7～9、誘導定数を表3.7-7に示す。

飛行中のバンク角コマンドは、これらの基準値に基づき、次式に従って算出され、姿勢制御系へと出力される。詳細については文献³³⁾を参照されたい。

$$\begin{aligned} \phi_c &= \cos^{-1} \{ (L/D)_c / (L/D)_n \} \\ (L/D)_c &= (L/D)_0 + f_1(D - D_0) + f_2(h - h_0) + f_3(D - D_0)dt \end{aligned} \quad (3.7.1)$$

ここで、添字0は基準値を、nはノミナル値を、Cはコマンド値を表す。 $f_1 \sim f_3$ はフィードバックゲインである。フィードバックゲインの設定については付録A7に述べ

た。なお、バンク角コマンド生成式において、スペースシャトルでは実揚抗比を用いているが、実飛行中推定する揚抗比には誤差が生じる可能性があるため、HYFLEXではノミナル揚抗比值を用いる方式に変更した。

以上のように基準抗力加速度プロファイルが設定されると、解析的に予測ダウンレンジを計算することができる。現在位置と着水目標点（厳密には誘導終了となるマッハ3における目標点）から計算される航法レンジとこの予測されたダウンレンジとは、各種誤差があるため一般に一致しない。誘導則では、両者が一致するように基準抗力加速度プロファイルを変更し、その基準抗力加速度プロファイルに沿って飛行するように(3.7.1)式に基づきバンク角コマンドを出力する。ダウンレンジ等に

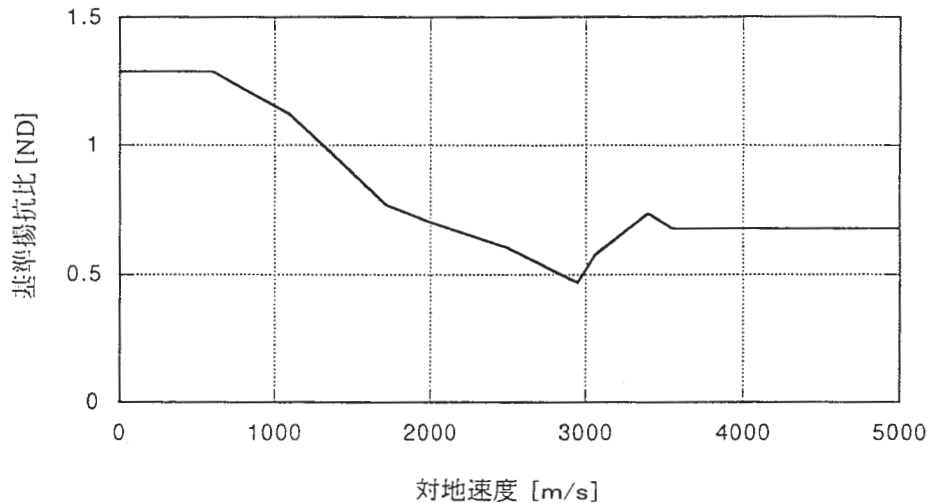


図3.7-9 基準飛行パラメータ（揚抗比）

表3.7-7 誘導定数

フェーズ切り替え条件			
フェーズ 1 → 2 :	抗力加速度	D_{F1}	10 [m/s ²]
フェーズ 2 → 3 :	対地速度	V_{EF2}	3200 [m/s]
フェーズ 3 → 4 :	対地速度	V_{EF3}	2200 [m/s]
基準抗力加速度係数等			
基準抗力加速度係数No.0 *	C_0		-8.5939×10^{-2} [m/s ²]
基準抗力加速度係数No.1	C_1		5.4773×10^{-1} [1/s]
基準抗力加速度係数No.2	C_2		-8.3153×10^{-5} [1/m]
基準抗力加速度係数No.3 *	C_3		-4.0999×10^{-1} [m/s ²]
基準抗力加速度係数No.4	C_4		2.5909×10^{-2} [1/s]
基準抗力加速度係数No.5 *	C_5		4.0808×10^{-6} [1/m]
フェーズ 3 終了時抗力加速度 *	D_{F3}		16.0 [m/s ²]
フェーズ 4 終了時抗力加速度	D_{F4}		6.5 [m/s ²]
フェーズ 3 終了時エネルギー	E_{F3}		2.795×10^6 [J/kg]
フェーズ 4 終了時エネルギー	E_{F4}		4.670×10^5 [J/kg]

*:初期値であり、実時間で更新される。

基づき基準抗力加速度プロファイルの更新は次のように行う。

HYFLEX ではダウンレンジを調整する為の十分な飛行時間（距離）がないことと、2.3の飛行経路の構築のところで述べたようにバンク・リバーサルを行わないことから、各種誤差の影響により、着水点の分散が大きくなり、要求を満足できないことが予想された。着水点分散域を拡大する主たる誤差源は、空力誤差（CLおよびCD）であったため、この対策として、空力特性（L/D）の誤差分をフィードバックし、迎角を変化させる方法³¹⁾を検討した。しかしながら、HYFLEXは(L/D)_{max}付近で飛行することなどから、この方法では十分なレンジ誘導能力がないことがその後の解析で判明した。このような状況から、着水点分散の低減に関しては表3.7-8に示すようなトレードオフを行った結果、クロスレンジとダウンレンジの両者を考慮してバンク角コマンドを決定す

る誘導を行うこととした。具体的な考え方は付録A8に示したが、この方法は、スペースシャトルではバンクリバーサルを行うことによりダウンレンジとクロスレンジを独立に誘導できるのに対し、HYFLEXでは、バンクリバーサルを行わないため、ダウンレンジを合わせようとするとクロスレンジ方向に大きな誤差を発生し、結局着水点分散域が縮まらなくなることに對する改善策として考案されたものである。

このように設計した誘導則に基づいて飛行すると、各種誤差を想定しても表3.7-6に示した誘導要求を満たすことは予めシミュレーションで確認される。しかし、飛行中の誤差の大きさが予想を越えた場合等への対応として、誘導要求のうちいくつかについては、別途コリドーの上下限として誘導則に直接組み込んでおり、それを越えないことが通常の誘導コマンドより優先される。実機に搭載したコリドーを、基準抗力加速度プロファイル

表3.7-8 着水点分散の低減法のトレードオフ

誘導方法	メリット	デメリット	評価
飛行経路の直進/迂回による誘導	・着水点分散に対する効果：大	・ダウンレンジ誤差から求められるバンク角コマンドと、直進/迂回から要求されるコマンドが逆向きとなり、整合性が悪い。 ・動圧、空力加熱率の制約が厳しい。	×
迎角による誘導の併用	・着水点分散に対する効果：中 ・L/Dを直接変化させることで空力誤差を打ち消すことができる。	・L/D推定には誤差があり、L/Dを直接パラメータにできないため、本来迎角誘導の持つL/Dに対する効果を期待できない。 ・テレメータ送信時間を延ばすためノミナル飛行経路がL/Dをなるべく大きくするように設定しているため、誘導能力が片側のみに限定される。 ・バンク角による抗力加速度誘導と干渉し、悪影響を与える可能性がある。 ・経路角安定性、姿勢制御性などに問題が生じる可能性がある。	△
ダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導	・着水点分散に対する効果：中 ・制約を満たしながら誘導することが可能	・バンク角のみの誘導のため、着水点分散に対する効果には限界がある。	○

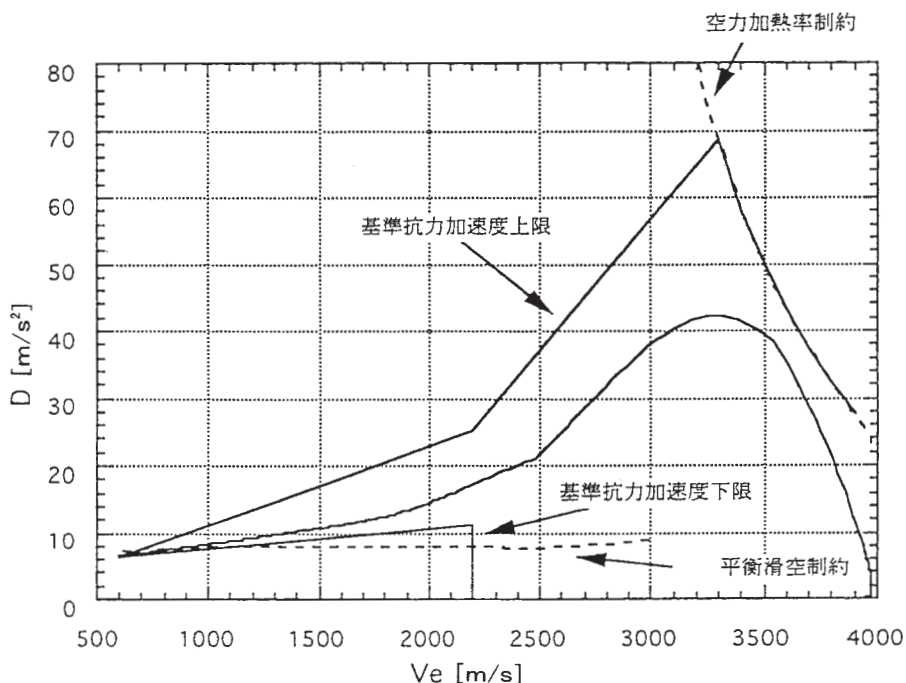
とともに図3.7-10に示した。コリドーの設定の方針については付録A9に述べた。

3.7.5 制御則

姿勢制御は、J- ロケットとの分離直後からパイロットシュートの放出の直前まで行われる。この間の飛行は、マッハ2までの滑空飛行とそれ以降の大迎角飛行（迎角90度に近い姿勢での飛行）の2つのフェーズに分けることができる。ここでは、前者を再突入フェーズ、

後者を大迎角減速フェーズと呼ぶことにする。図3.7-11に飛行プロファイルとおもな姿勢の変更（マニューバ）を示す。姿勢制御則は機体姿勢の安定を保つと同時に、この図に示されたような迎角およびバンク角コマンドを速やかに実現しなければならない。

姿勢制御には、エレポンと呼ばれる一対の空力舵面と3軸周りのモーメントを発生させる6基のRCSスラスタ（窒素ガス、推力各40N）が用いられる。エレポンは、エレベータとエルロン両方の機能を持つ。図3.7-12



注：2200[m/s]以下は誘導の安定化のため、上下ともにレンジ誘導能力50[km]としてコリドーを設定する。

図3.7-10 D - V線図上でのコリドーと基準抗力加速度プロファイル

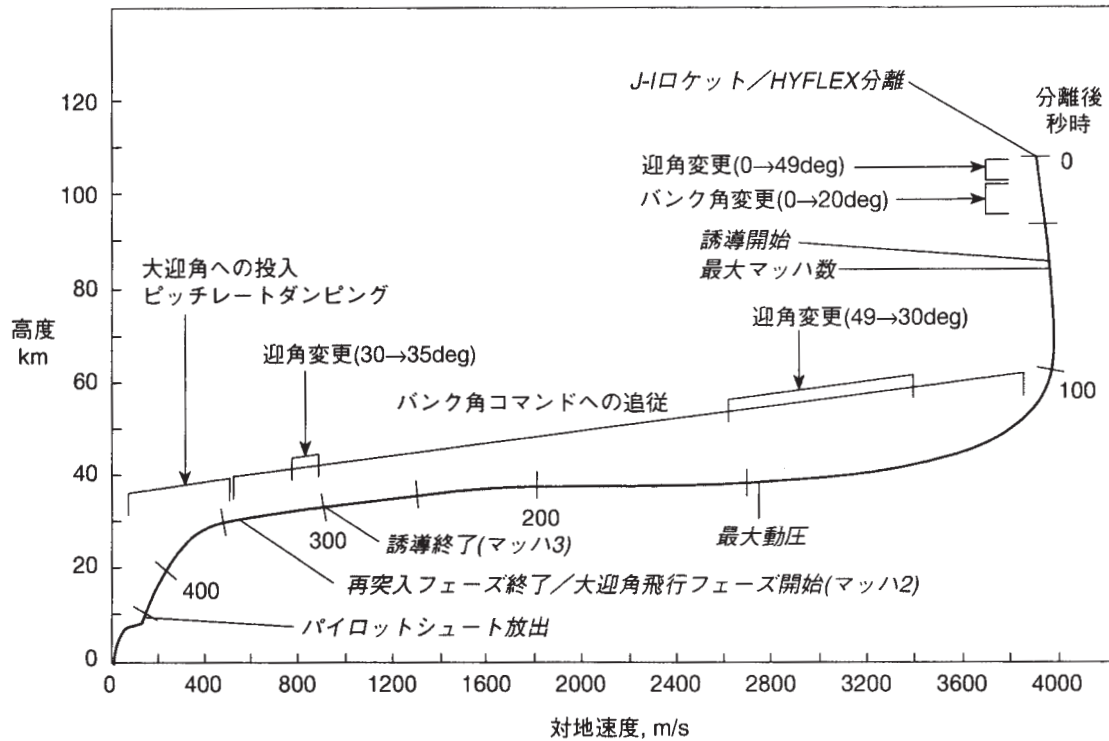


図3.7-11 飛行プロファイルと姿勢マニューバ

に制御装置の使用シーケンスを示す。再突入フェーズでは、基本的にヨーRCSとエレボン（エレベータ成分＋エルロン成分）が用いられるが、低動圧域のみはロールとピッチRCSも併用される。大迎角減速フェーズでは、エレボン（エレベータ部分のみ）のみを使用する。

再突入フェーズの制御則は、対地姿勢（迎角、横滑り角、バンク角）を制御量とし、IMUのデータから推定された対地姿勢および安定軸周りの角速度を操舵量（舵

角およびRCSコマンド）にフィードバックするものである。図3.7-13に再突入フェーズの姿勢制御則ブロック図を示す。制御周期は40Hzである。また、迎角およびバンク角コマンドは1Hz毎に更新される。ブロック図に明示されていないゲインは、動圧または対地速度が3700m/sになった時点から対地速度の関数として計算される。なお、構造振動との連成は問題ないと考えられるため制御則のフィルタはすべて1としている。

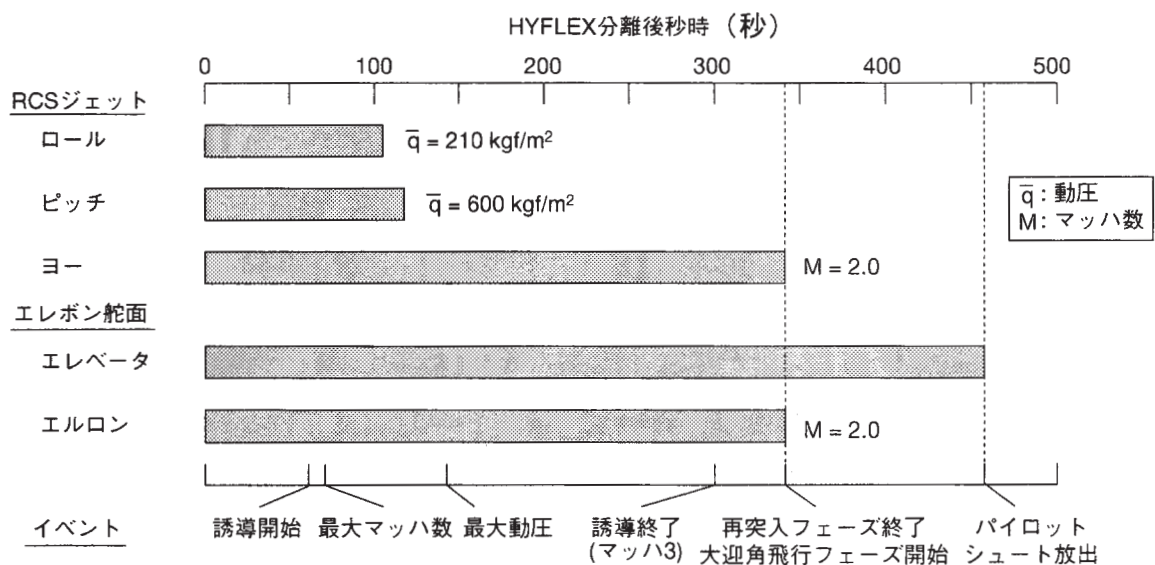


図3.7-12 姿勢制御装置の使用シーケンス

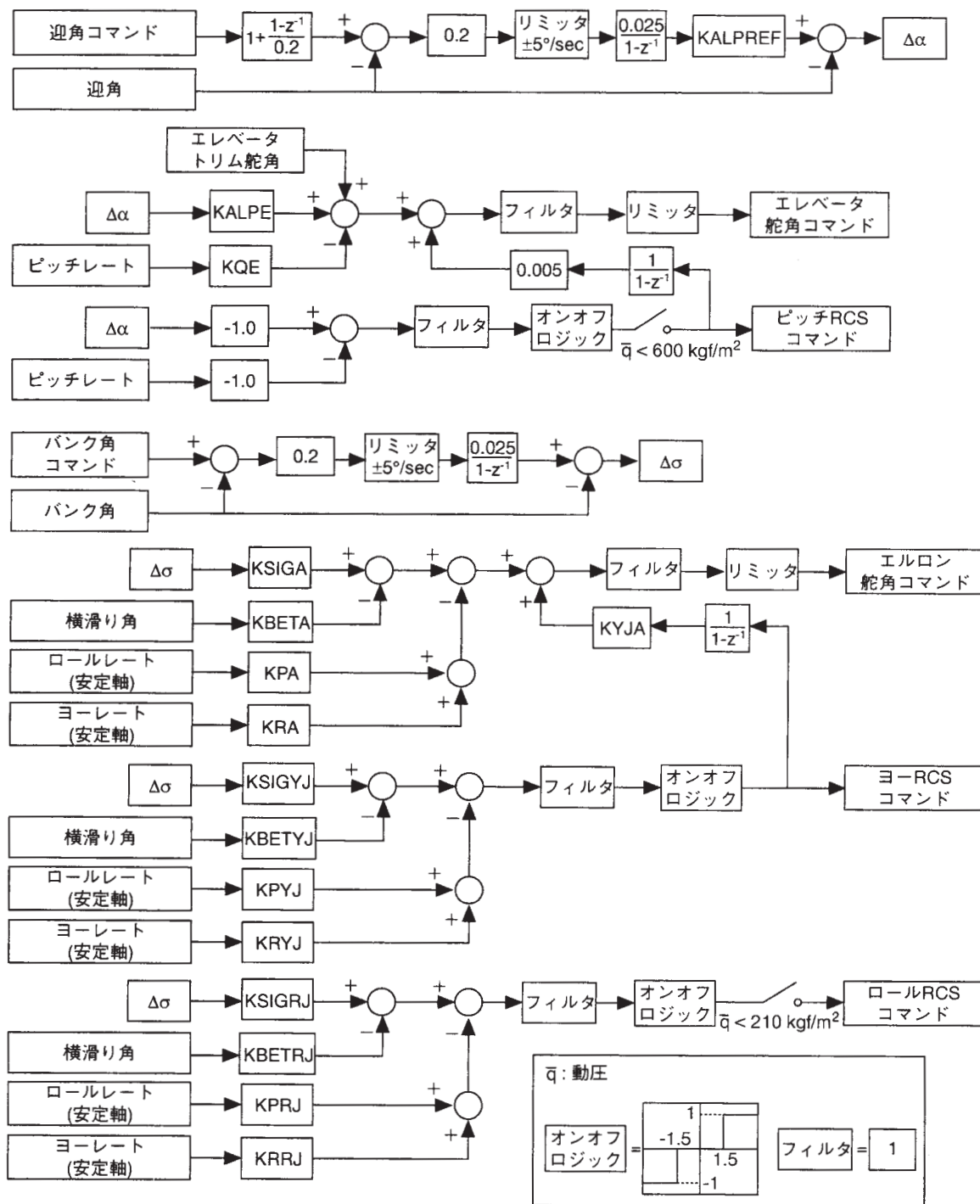


図3.7-13 再突入フェーズ制御則ブロック図

迎角などの対気姿勢は、対地速度からモデル化された風速を引いて対気速度ベクトルを求め、それと機体軸との幾何学的な関係から算出される。ただし、横滑り角については、推定精度に対する考慮から、動圧がある程度高くなった時点で、運動方程式に基づいた観測器（オブザーバ）を用いる方式に切り換えられる。

大迎角減速フェーズの制御則は、ピッチレートのみを制御量とし、IMU から直接得られるピッチレートをエ

レベータ舵角コマンドにフィードバックするものである。図3.7-14に大迎角減速フェーズの姿勢制御則ブロック図を示す。ピッチレートコマンドは、 $M = 2$ までの 35° の迎角から 90° 付近の大迎角姿勢に変更する際には一定値（ 5deg/s ）とし、迎角がある程度大きくなった時点で、ピッチレートを減衰させるため0に切り換えられる。このフェーズにおいて、3軸とも姿勢角の制御を行わないのは、角速度がIMUのレンジを超え姿勢デ

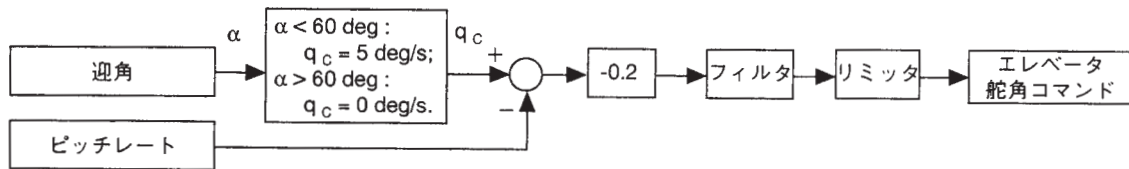


図3.7-14 大迎角飛行フェーズの制御則ブロック図

ータが信頼できなくなる恐れがあること及び 90° 付近の大迎角姿勢で姿勢制御に有効な制御エフェクタを持たないことによる。

3.7.6 誘導制御系システム試験

誘導制御系の機能・性能検証は、構成機器単体での試験の後、組み合わせる機器を増やしながら進めていく方式（表3.7-9参照）をとった。ここで、特記すべきことは、一般のロケット用誘導制御系の開発において行う、IMUをフライトテーブル上に設置して行う動的閉ループシミュレーションによる最終システム検証を行わなかったことである。これは、直接的にはスケジュールの観点から、誘導制御関係の機器と機体を、一定期間、総合システム試験に充てることが困難であったというのが最大の理由であるが、次のような技術的な背景もある。

大型ロケットのように、姿勢制御が専らロケットノズルのジンバリングによって行われる場合は、ジンバル角変化を含む閉ループ試験を行うことは可能である。しかし、HYFLEX実験機の姿勢制御は、空力舵面とRCSジェットの併用で行われ、RCSの作動を（モデルではなく実際に）閉ループ試験に取り込むことには技術的な困難が予想される。また、エレポンについても、アクチュエータの応答等に対する動圧の影響が極めて大きく（大迎角で飛行するため、動圧がバイアス的に一方向に作用する）、その模擬も容易ではない。このため、実際に制御エフェクタをループに組み込む閉ループ試験の実施

は、技術的にも困難である。RCSジェットやアクチュエータに関し数学モデルを介在させると閉ループ試験は可能ではあるが、閉ループ試験の意味は低下してしまう。

そのような考え方から、HYFLEXでは、実時間性に重きを置いた閉ループ試験を誘導制御系システム総合試験として、一連の誘導制御系の機能・性能検証試験の最終段に位置づけた。なお、この実時間閉ループ試験では、アクチュエータは実際に組み合わせたがRCSに関してはコントローラからの信号モニタとし、IMUについても総合システム試験ではループに組み込まず、慣性データは模擬データを用いた。

3.8 通信・追尾系

通信・追尾系に要求される機能は、

- ・実験機の飛行中の実験計測系データ、バス系データ等を各部から受け、処理した後、異なる周波数（VHF、UHF）にて地上局へ送信できること。また、ブラックアウト中の上記データを記録/再生する機能を持つこと。
- ・2次レーダ方式により、実験機の位置の追尾が可能なこと。
- ・実験機の整備作業中の各部の状態を地上装置でモニタ可能なように、各部からのデータをアンビリアルを通して地上側に送出できること。

である。

この機能を実現するための通信・追尾系のブロック図

表3.7-9 誘導制御系システム試験一覧

要 求 機 能	誘 導 制 御 系 シ ス テ ム 試 験			
	OBS/OBC	OBS/OBC/IMU	OBS/OBC/ACT	OBS/OBC/IMU/ACT
航法機能	○	○		○
誘導機能	○	○		○
姿勢制御機能	○	○	○	○
シーケンス制御機能	○	○		○
ガス・ジェット強制作動機能	○	○		○
異常故障診断および処置機能	○	○		○
初期アライメント機能	○	○		○
外部通信制御機能	○	○	○	○
地上点検支援機能	○	○	○	○
テレメータ・データ編集機能	○	○	○	○
OBS・OBC I/F	○			
OBS・OBC・IMU I/F		○		
OBS・OBC・ACT I/F			○	

○：確認事項

表3.8-1 PCMテレメータパッケージの主要諸元

項 目	諸 元
フレーム数	40フレーム/サブフレーム
ワード数	256ワード/フレーム
ビット数	8ビット/ワード
フレーム同期信号	3ワード/フレーム
サブフレーム同期信号	1ワード/フレーム
ビットレート	81.92Kbps
出力レベル	2Vp-p
コード形式	Biφ-L
最大記録データ量	4,423.68Kbits
最大記録時間	216.0±10sec
最大再生時間	72.0±10sec
記録チャンネル数	64ワード/フレーム
消費電力(28V)	19.6W以下
寸法(WDH)(mm)	310×320×200
重量	11.3kg以下

タパッケージに入る。次に、0～5VのA/D変換を行うのに増幅等の前処理が必要な信号は、機体系シグナルコンディショナで処理され0～5Vの信号としてPCMテレメータパッケージに入りA/D変換される。特殊な処理が必要な信号、具体的には、高分解能が要求されるため12bitのA/D変換を必要とするもの及び出力が周波数の形の圧力センサについては、実験計測系シグナルコンディショナに入り、8bitのデジタル信号としてPCMテレメータパッケージに入る。さらに、OBCからも航法データや各種制御信号の状況を示すデジタルデータがPCMテレメータパッケージに送られてくる。このような、やや複雑な構成をとったのは、実験機のPCMテレメータパッケージとしてH-ロケット/OREX用の既開発品の改修品を用いることで開発費の削減等の図ったためであり、PCMテレメータパッケージに備えられていない機能をシグナルコンディショナに移したためである。ただし、以上は、基本的な機能分割であり、実際には、各機器の物理的大きさ等からチャンネル配分の最適化を図っており必ずしも上述のように明確な機能分割にはなっていない。

以上のように、PCMテレメータパッケージに集まったデジタル信号は、PCMテレメータパッケージにより送信用のフレームフォーマットに編集され、送信用PCM信号としてVHF送信機とSバンド送信機に送出される。

再突入飛行中の機体では、周波数や飛行高度/速度等によっては電波ブラックアウトが発生する。HYFLEXでも、VHF及びSバンド両者について電波ブラックアウト発生の可能性が予想されていた。飛行中の取得データはリアルタイム送信が基本であるが、電波ブラックアウトが両テレメトリ・チャンネルともに発生すると、そ

の間のデータの取得ができなくなるため、電波ブラックアウトの発生の恐れがある期間については、データをリアルタイムで送信すると同時に記録し、(飛行速度の低下により)電波ブラックアウトの発生がないことが確認されるようになってから再生送信を行うこととしたが、その記録/再生機能もPCMテレメータパッケージがもつ。この記録データは、再生送信された後も保存され、機体回収後に読み出すことができることが要求されている。このため、消去は独立な2系統からの命令によってのみ行われるようにするなど、誤動作による消去を防ぐ配慮がされている。また、着水後の水圧(最大水深30mを想定)によるメモリ部の破損が行われないよう、メモリ自体を水密構造化するとともに、PCMテレメータパッケージのケース本体が水圧で破損してメモリに損傷を与えることを避けるため、鏡体にベントホールを設けて、内部に積極的に海水を導入する構造とした。

このほか、PCMテレメータパッケージは実験計測系シグナルコンディショナにクロック信号を送出する機能をもつ。表3.8-1にPCMテレメータパッケージの主要諸元を示した。

テレメトリ送信される内容は、PCMテレメータパッケージからPCM信号としてVHF送信機とSバンド送信機に送出されるが、その内容はVHFとSバンドで全く同一であり、そういう観点からは両テレメトリは冗長系として機能する。ただし、2波を用いたのは、信頼性向上のための冗長系を構成することが主たる目的ではなく、次のような理由による。

- ・J-ロケットのテレメトリとの競合を避けるため、VHF送信機は、J-/HYFLEX分離後にしか電源が投入することができず、打上げフェーズのデータはUHFでしか取得できない。一方、ブラックアウトあけの再捕捉には、アンテナの指向性が弱いVHFの方が確実性が高い。
- ・地上局近くの山に実験機が隠されるスカイライン干渉中のデータを航空機等で取得するためには、アンテナの指向性の関係でVHFである必要がある。
- ・電波ブラックアウトは周波数に依存するため、2波を用いることで取得できる情報が増える。

VHFテレメータ送信機は、TT-500Aロケットで開発したテレメータ送信機を通倍段、電力増幅段について新規設計したものであり、Sバンド送信機は、H-1ロケット補用品であった、送信機を転用したものである。表3.8-2に各送信機の主要諸元を示した

通信・追尾系のもう一つの機能である、2次レーダによる実験機の追尾に対しては、レーダ・トランスポンダを搭載した。通常のロケットでは、レーダトランスポンダは飛行安全システムの一部であることから冗長系を構

表3.8-2 各送信機の主要諸元

項 目	Sバンド送信機	VHFテレメータ送信機	C2レーダ・トランスポンダ
送信周波数	2,289.6MHz	296.2MHz	5,480MHz
受信周波数	—	—	5,430MHz
送信出力	8W	2W	400W以上(0.5 μ s)
応答すべき信号	—	—	IRパルス間隔:5 μ s
変調方式	PCM(BI ϕ -L)/PM	PCM(BI ϕ -L)/PM	パルス変調
変調(受信)感度	1rad _{0-p} (2V _{p-p})	1rad _{0-p} (2V _{p-p})	-70dBm以下
電力、周波数要求	動作直後	動作直後	動作直後
寸法(WDH)(mm)	140×202×52	111×151×47	150×131×126
重量	2.03kg	2.0kg	2.9kg
消費電力(28V)	56W以下	22.4W以下	16W以下

成する必要があり、周波数が異なる2基搭載する。しかし、4.2に述べるようにJ-ロケットから分離された後のHYFLEXの飛行安全は地上コマンドには依存しないため、追尾データは飛行後の解析を目的として取得するものである(運用上は、着水点の予測を行い、搜索活動を助けるためにも用いられる)。このため、HYFLEX実験機では1基のレーダ・トランスポンダのみ搭載し、VHF送信機と同様に、J-ロケットとの競合を避けるためJ-/HYFLEX分離後に電源が投入されるほか、同一周波数を用いるJ-ロケットのトランスポンダと

応答するダブルパルス間隔を変えることにより識別できるようにしている。トランスポンダの主要諸元を表3.8-2に併せて示した。

テレメトリ送信機とレーダ・トランスポンダのアンテナを付図13～15に示す。VHF送信機のブレード型アンテナはTT-500Aロケット用を基本に設計したものである。Sバンド送信機のブレード型アンテナとレーダ・トランスポンダの導波管型アンテナはH-ロケット用補用品を流用した。いずれも、可撓断熱材に覆われた胴体上面部に設置され、アンテナとの間に必要な間隔を

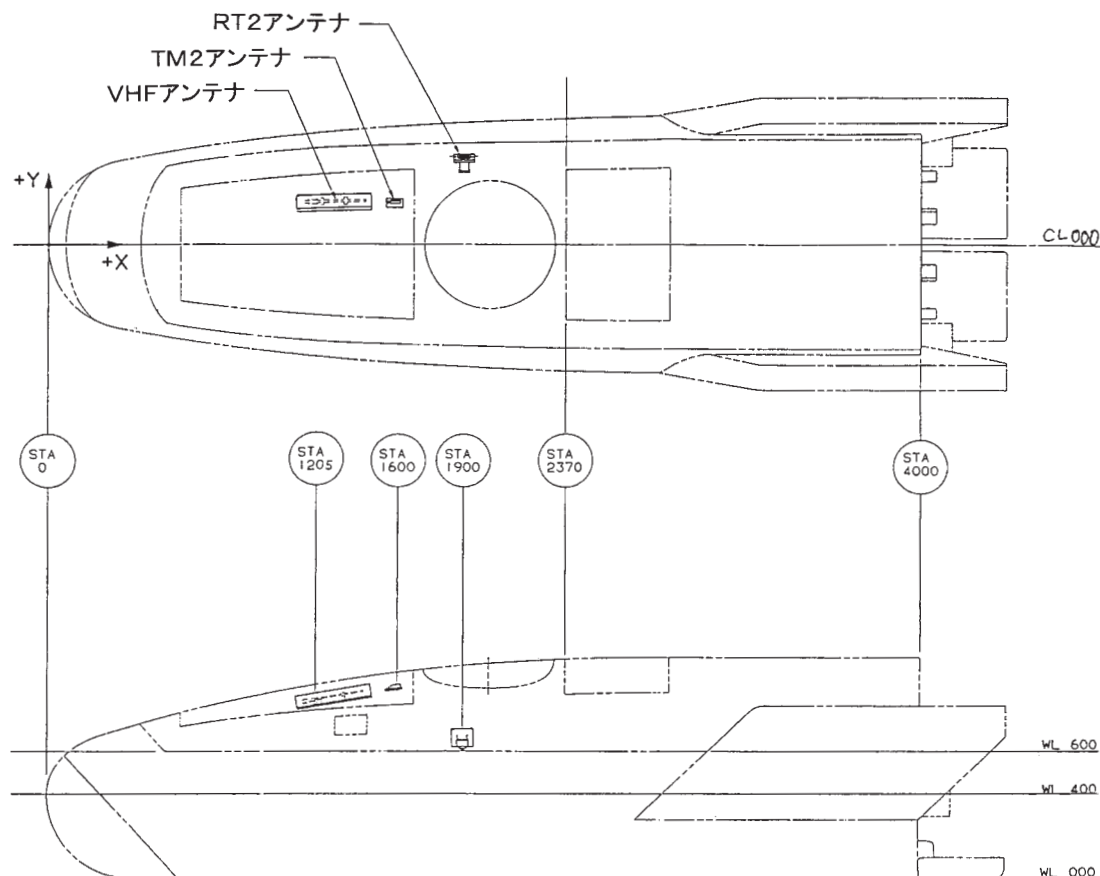


図3.8-2 アンテナ搭載位置

保って可撓断熱材を接着するためのアンテナカバーはHYFLEX用に新設したものである。アンテナ搭載位置を図3.8-2に示した。アンテナ配置設定に際し、飛行中の姿勢を右バンクのみに限定したことにより、アンテナパターンに対する要求が緩和され、各送信機あたりアンテナは1基ずつとし、姿勢や受信感度による切り替えに伴う煩雑さを避けることができた。

3.9 電力電装系

飛行中の実験機の動力は、回収系のビーコン装置（ロケーション・エイド）を除いて、全て2台の機器用電池及び1台のアクチュエータ用電池から供給される。アクチュエータの動力源として、油圧を用いなかったのは、システムの単純さや重量、経費での有利さなどによる。電力電装系に要求される機能は、

- ・整備作業中／飛行中において、所定の電力を各系に分

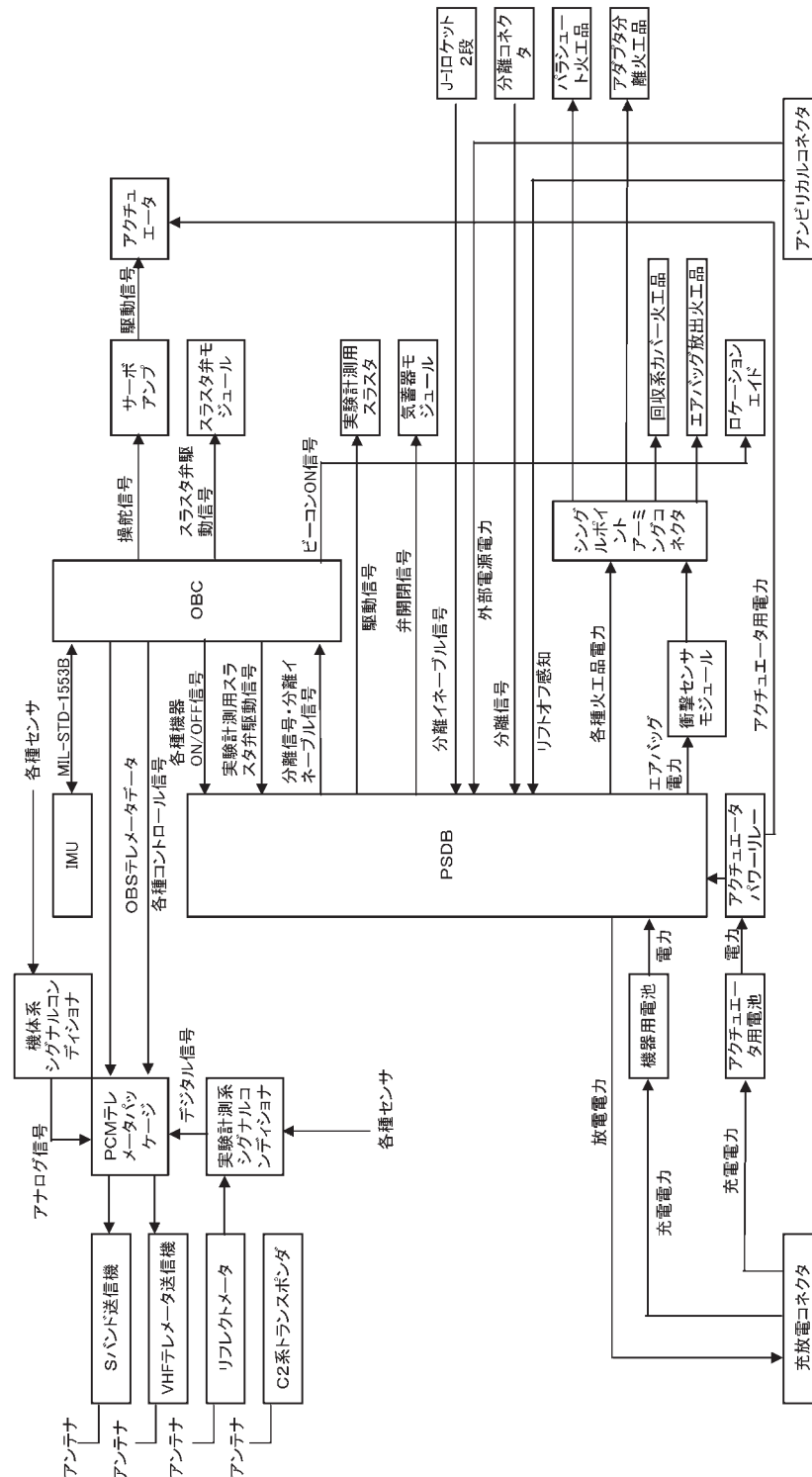


図 3.9-1 電力電装系のブロック図（概要）

表3.9-1 各電池の主要諸元

特 性	機器用電池	アクチュエータ用電池
電池電圧	26～34Vdc	26.5～48Vdc
電池容量	10Ah（公称）	14.3Ah（15日放置後）
充電放置期間	4日間で8％の自己放電	最大15日間
電池充放電サイクル	50回以上	6回以上
電池寿命	2年以上	注液後5ヶ月以上
セル数	24	23
質量	17.2kg	16.0kg以下

配すること

- ・飛行中及び整備中の一部について、所定の電力を供給すること
- ・誘導制御系等からの信号を分配すること
- ・アンビリカルを介した外部とのインタフェース機能を有すること

である。このような機能を有する実験機の電力電装系（一部他系を含む）のブロック図の概要を図3.9-1に示す。

機器用電池はNi - Cd電池であり、これは工場や射場における点検等のため繰り返し充放電が可能な特性を重視したためである。具体的には、TR - IAで実績のある電池（10Ah / 24セル構成）を2台使用し、アクチュエータ及び火工品を除く全負荷に対して電力を供給することとした。アクチュエータ用電池は、大電流を必要とする機器、すなわち、エレボンアクチュエータと火工品に電力を供給するためのものであり、酸化銀亜鉛電池を用いた。酸化銀亜鉛電池は繰り返し使用回数に厳しい制限があるものの、大電流を供給できる特長があり、TR - IAで実績のある電池（15Ah / 23セル構成）を1台使用した。工場や射場における点検作業時のアクチュエータ電源は、原則として搭載酸化銀亜鉛電池を用いずAGEから供給される。電池の主要諸元を表3.9-1に示した。

PSDB(Power Sequence Distribution Box)は、電池より電力の供給を受け、内部電源として各搭載機器へ分配する(アクチュエータ駆動用電力のみはPSDBを介さず、アクチュエータ用電池から後述のアクチュエータ用パワーリレー組立から直接アクチュエータに供給される)。また、工場や射場において、アンビリカルコネクタを経由してAGEより電力の供給を受け各搭載機器へ分配するとともに、逆に機器用電池を電池充放電コネクタを介して外部放電することも可能である。さらに、各種ステータス信号受け渡し等も行う。PSDBはH - I / OREX用の既開発品を残品を一部利用し、設計開発した。

アクチュエータ用パワーリレー組立は、アクチュエータ用電池より電力の供給を受け、アクチュエータに直接供給するほか火工品の着火電力に関してはPSDBに供給する。アクチュエータ用電力をPSDBを介さず直接アク

チュエータに供給することとしたのは、EMC上大電流をPSDB内部に入れないことが最大の理由である。

3.10 推進系

実験機の分離は高度109kmで行われるため、分離直後の動圧は極めて低く、空力舵面による姿勢制御は不可能である。また、動圧が上昇した後も、エレボンと併用してガスジェットを用いることを飛行実験の課題の一つとしている。推進系の機能は、このように、

- ・J - ロケットから分離後の飛行において、推進系単独またはエレボンとの併用により機体の姿勢制御を行う。
- ・RCS干渉に関する空力データを取得するため、安定翼上に配置した実験計測用ヨースラスタを作動させる。

ことである。また、パラシュート開傘後に、回収作業の安全のため、気蓄器内部の残存窒素ガスを放出する機能を有することも要求される。

HYFLEX実験機の推進系は、高圧窒素ガスを放出させる最もシンプルなものである。これは、HYFLEXにおいては、機体回収作業時の安全性を確保することや比推力等の性能の向上がそれほど重要でないことから選択されたものである。

推進系の系統図を図3.10-1に示した。また、推進系の主要諸元を表3.10-1に示した。推進系は、後胴前部の気蓄器モジュール、後胴後部のスラスタ弁モジュール、スラスタに及びそれらを結ぶ配管系に分割されている。

気蓄器モジュールは、窒素ガスを貯蔵し、調圧を行った後スラスタ弁に供給する機能を有する。窒素ガスを貯蔵するGN2気蓄器は通信放送技術衛星(COMETs)用統合型推進系のコンボジット気蓄器のEM品を改修して使用した。気蓄器モジュールには、パラシュート開傘後に残留ガス排気を行うための排気弁を設置している。

スラスタ弁モジュールは、OBCからのスラスタ開閉信号に従いスラスタ弁の開閉を行い、スラスタにガスを供給する機能を有する。推力応答性向上のためスラスタに近い後胴後部左右に1基ずつ配置し、それぞれ3基の

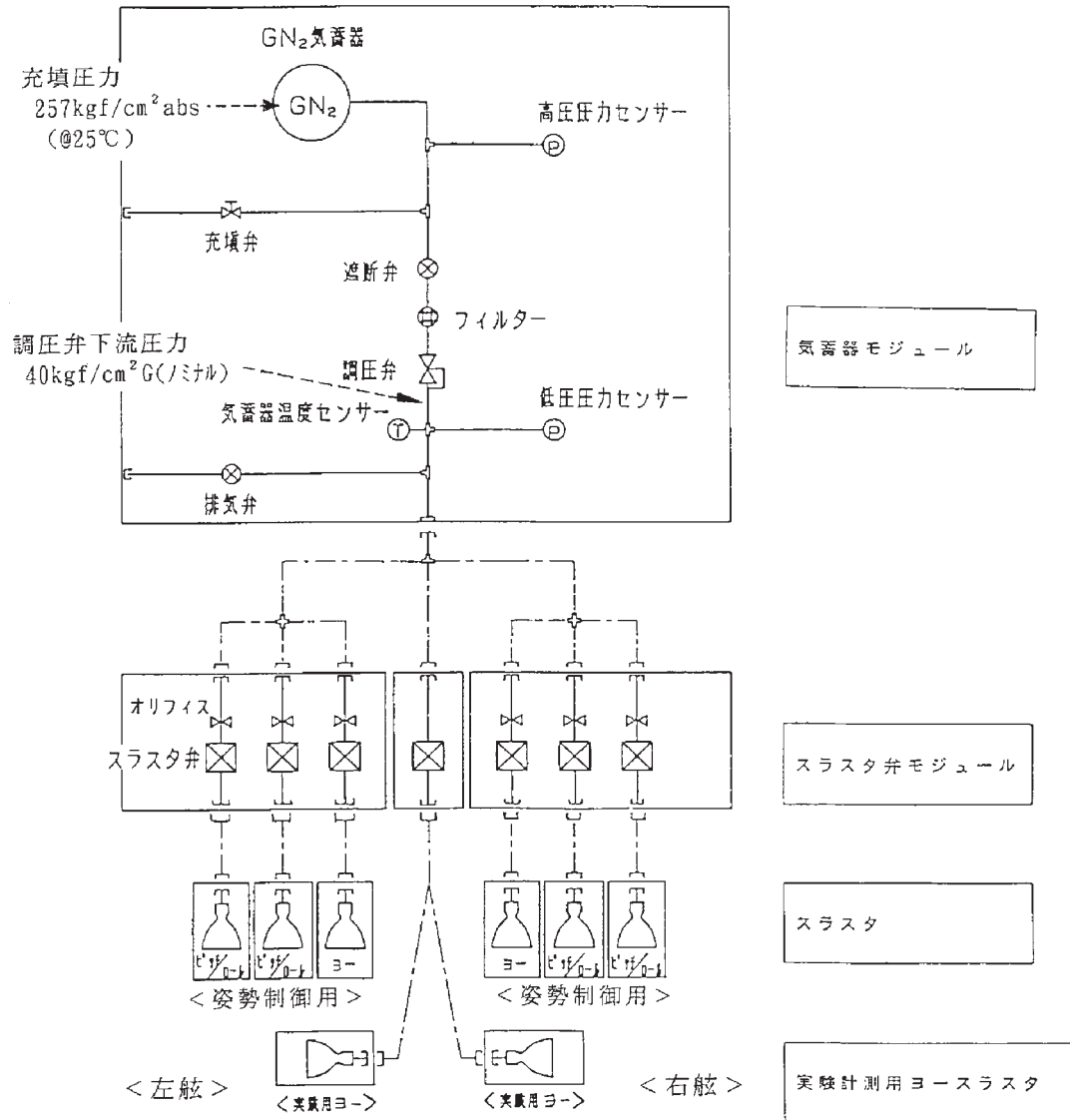


図3.10-1 推進系系統図

表3.10-1 推進系の主要諸元

項 目	諸 元
スラスタ推力 (真空中、 1スラスタ当たり)	姿勢制御用 36～45N(スラスタ単独作動時) 31～45N(スラスタ弁最大3基同時作動時) 実験計測用 最大22N(スラスタ弁単独/複数作動時)
トータルインパルス	6380N・s(TBD) (Isp=528m/s(53.8s)を仮定) (要求値: 5500N・s以上)
スラスタ数	姿勢制御用ピッチ/ロールスラスタ 4基 姿勢制御用ヨースラスタ 2基 計測実験用ヨースラスタ 2基(常に2基同時作動する)
スラスタ 推力応答特性 ¹⁾	姿勢制御用 推力90%立上り 50ms以下 推力10%減衰 50ms以下
スラスタ弁作動寿命	各スラスタ弁に対し、10000回以上
使用推進薬	窒素ガス(MIL-P-27401C Grade B)
気蓄器	容量 57.3g以上 充填圧力 25.2MPa(257kgf/cm ² abs)(25°C) 充填ガス量 16.6kg 有効ガス量 12.1kg
調圧弁	設定圧力 3.92MPaG(40kgf/cm ² G)

1) OBSからスラスタON命令が出てから、スラスタ推力の90%立上り/10%減衰までの時間。スラスタパルス駆動信号応答遅れ時間とスラスタ応答遅れ時間を含む。

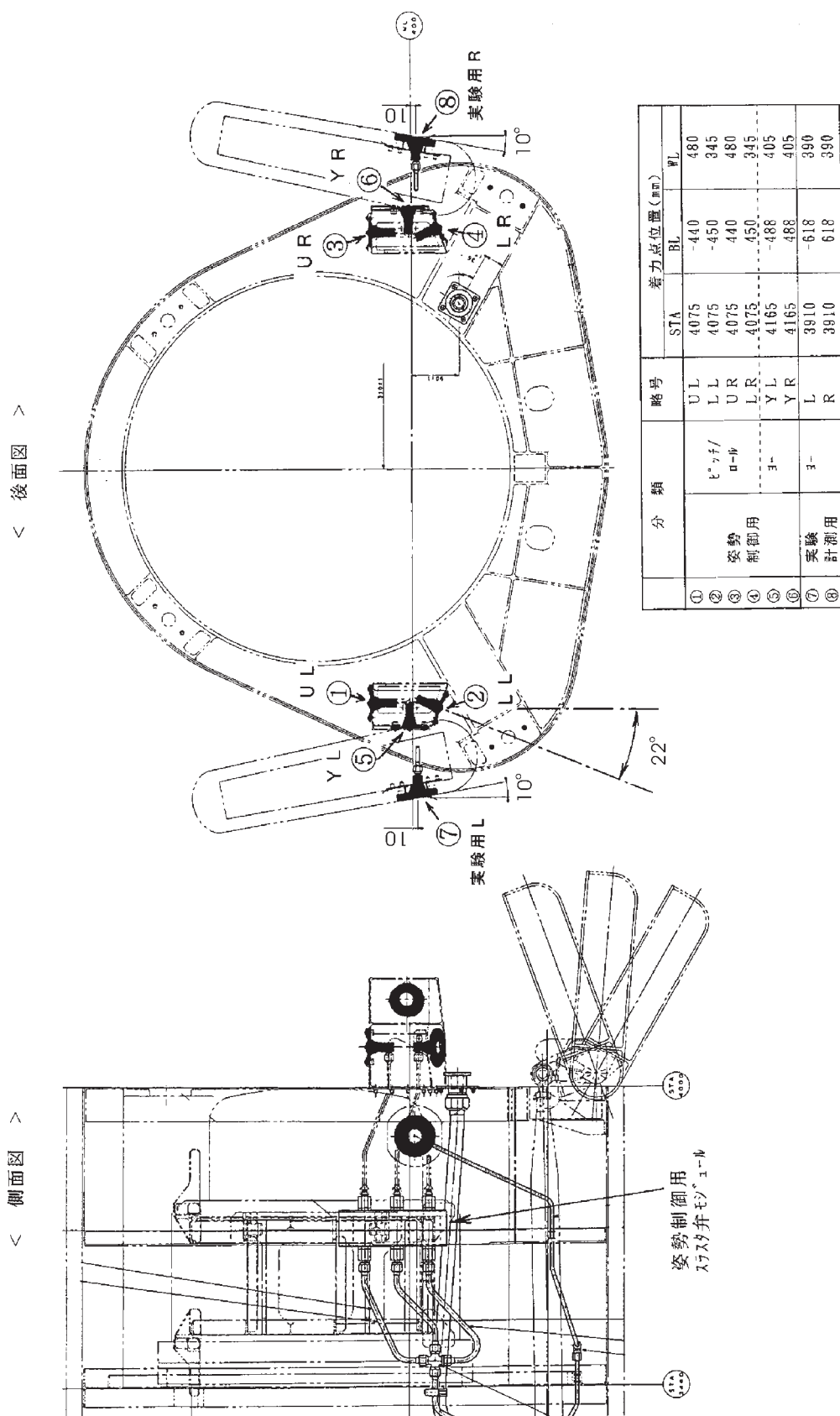


図 3.10-2 スラスタの配置

スラスタの推力制御を行う。

スラスタは、6基を組み合わせて使用することにより3軸姿勢制御用の推力を発生する機能を有する。スラス

タの配置は、次の基準に従い設定した。配置結果を図3.10-2に示す。

・ガスジェットプルームと機体との干渉による実効推力

表3.10-2 スラスタの作動モード

(a) 実験計測用スラスタ非作動時

ヨー		+						0						-					
ピッチ		+			0			+			0			+			0		
ロール		+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-
ピッチ ／ ロール	U L		○	○		○			○	○		○			○	○		○	
	L L				○		○			○		○		○		○		○	
	U R	○	○		○			○	○		○			○	○		○		
	L R				○		○			○		○		○		○		○	
ヨー	Y L													○	○	○	○	○	○
	Y R	○	○	○	○	○	○	○	○	○									

(b) 実験計測用スラスタ作動時

ヨー		0																	
ピッチ		+			0			-											
ロール		+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-	+	0	-
ピッチ ／ ロール	U L		○	○		○													
	L L				○		○			○				○					
	U R	○	○		○						○	○							
	L R				○		○			○				○		○			
ヨー	Y L																		
	Y R																		
実験 ヨー	L	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○
	R	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○	○

(注) 略号とスラスタとの対応は、図3.10-2参照。

の低下を避けるため、スラスタ着点から見て推力方向に広がる半頂角20°の円錐内に推力方向にほぼ垂直な面を持つ物体が存在しないこと(この基準を満足することにより解析的には真空中推力の85%以上を確保可能と考えられる)

- ・スラスタを空力加熱から保護するため、極超音速大迎角飛行時に幾何学的主流(ニュートン流的な気流)が直接ピッチ/ロールスラスタに当たらないこと(胴体、安定翼により遮蔽されること)

ピッチ・ロール制御は4基のスラスタを組み合わせるが、多数のスラスタが同時に作動すると1基あたりの推力が低下することを避けるため、同時作動スラスタが3基以内となるように、表3.10-2に示したようなスラスタ作動モードを設定した。

実験計測用スラスタは、圧力導入管の応答遅れなどにより計測精度が低下することを避けるため、0.5s間、連続作動させることとして、その作動スケジュールを表3.10-3に示すように設定した。ただし、姿勢制御が優先されるため、実験計測用スラスタの強制作動中に姿勢制御用ヨースラスタの作動コマンドが出された場合、強制作動を中断してヨースラスタを作動させる。同様に、強制作動コマンドを出す時点で姿勢制御用ヨースラスタがonである場合は、強制作動に入らず、姿勢制御用ヨースラスタがoffになった後に強制作動を行う。実験計測用スラスタの強制作動は、姿勢制御への影響が小さくな

表3.10-3 実験計測系のスラスタ強制作動スケジュール

N0.	質量流量比 ($\log_{10}(\dot{m}_j/\dot{m}_\infty)$)	マッハ数	作動時間 (sec)
1	-0.5	—	0.5
2	-1.0	—	0.5
3	-1.5	—	0.5
4	-2.0	—	0.5
5	—	14	0.5
6	—	12	0.5
7	—	7	0.5
8	—	6	0.5
9	—	5	0.5
10	—	4	0.5
11	—	3	0.5

$$\text{ガスジェット質量流量} \quad \dot{m}_j = p_j A_j M_j \sqrt{\gamma / (R_j t_j)}$$

$$\text{主流質量流量} \quad \dot{m}_\infty = p_\infty A_\infty M_\infty \sqrt{\gamma / (R_\infty t_\infty)}$$

ここで p : 圧力 A : 面積 M : マッハ数 γ : 比熱比 (=1.4) R : 気体定数 t : 温度添字 j : ノズル出口状態 ∞ : 一様流状態

$$p_j = 0.81 [\text{kPa}]$$

$$A_j = 523.17 [\text{mm}^2]$$

$$A_\infty = 4.27 [\text{m}^2]$$

$$M_j = 5.91$$

$$t_j = 36.69 [\text{k}]$$

表3.10-4 OBC 部分試作品 / スラスタ弁組み合わせ試験結果

	スラスタ弁閉時 逆起電力吸収時間 A	スラスタ弁開閉 時間遅れ B	空力的時間遅れ (解析値) C	総合時間遅れ (試験値 + 解析値) A + B + C
スラスタ開時	< 2ms	< 15ms	< 10ms	< 27ms (要求: 50ms以下)
閉時	—	< 9ms	< 15ms	< 24ms (要求: 50ms以下)

スラスタ弁上流圧力 30 kgf/cm²にて試験実施

表3.10-5 実機推進系応答試験結果

スラスタ		略号	ノズル入口圧		推力 (N)	90%立上り (ms)	10%減衰 (ms)
			(MPa)	(kgf/cm ² g)			
姿勢制御用	ピッチ/ロール	U L	3.12	31.8	42.1	28.2	15.8
		L L	2.90	29.6	40.6	25.2	17.7
		U R	2.91	29.7	41.6	22.8	17.0
		L R	3.01	30.7	40.5	23.0	19.2
	ヨー	Y L	2.99	30.5	40.2	29.5	22.3
		Y R	2.88	29.4	42.7	25.1	21.9
	実験計測用	L	1.24	12.6	20.7	44.5	43.4
		R	1.12	11.4	18.9	44.3	44.3

・上記数値は、推進系機能試験（いずれも単独噴射時）結果による。

・略号とスラスタとの対応は、図 3. 10 - 2 参照。

るように、左右のスラスタを同時に作動させる（スラスタ弁は共通）こととした。この際のスラスタ作動モードも表 3. 10 - 2 に併せて示したが、実験計測用スラスタの作動時は4基同時作動の可能性がある。このため、実験計測用スラスタの配管にオリフィスを付け、流量を2基で姿勢制御用スラスタ1基相当になるようにした（実験計測用スラスタ自体は、姿勢制御用と同一）。

推進系の開発時の一つの課題は、弁閉時に弁駆動部で発生する逆起電力により、応答時間が遅れることの対策であった。このため、OBC 内の RCS インタフェース回路に逆起電力を吸収する機能を付加した。その結果を、OBC 部分試作品 / スラスタ弁組み合わせ試験で確認した結果を表 3. 10 - 4 に示す。OBC によるスラスタ弁閉時の逆起電力吸収時間は 2ms 以下であった。これに、弁開閉自体の遅れと配管等による空力的な時間遅れを考慮しても総合的遅れ時間要求（50ms 以下）を開閉ともに満足できる見通しが得られた。最終的には、実機搭載品の推進系システム機能試験において確認された総合応答時間は表 3. 10 - 5 に示したように、開時で最大 29.5ms、閉時で最大 22.3ms であった。

3. 11 アクチュエータ系

アクチュエータに対する要求は、姿勢制御用舵面（エレボン）を、OBC からの操舵指令信号に従い、姿勢制御要求を満足する舵角変更範囲、応答性で作動させることである。

HYFLEX 実験機のアクチュエータは、TR - IA 用アク

チュエータを基本に、上述の要求条件を満足させるための設計変更を行った。飛行経路に沿った制御系解析から要求されるエレボンの要求動作プロファイルを表 3. 11 - 1 に示す。この要求動作プロファイルを満足するようにアクチュエータ作動エンベロープを図 3. 11 - 1 のように設定した。この作動エンベロープを満足するために、TR - IA 用アクチュエータに対して行った主な変更箇所を表 3. 11 - 2 にまとめた。これらの設計変更は、ほとんどが HYFLEX 実験機で要求されるヒンジモーメント・トルクに適應させるためのものであり、基本的には、変速比の拡大と駆動電流の増大によって対応した。また、その結果サーボアンプ部は TR - IA 用とは異なり別ボックスとした。これらの改修を行った HYFLEX 用アクチュエータの主要諸元を表 3. 11 - 3 に示した。また、誘導制御系解析で使用するための解析モデルを図 3. 11 - 2 に示す（誘導制御系解析では、本モデルを使用した解析により、誘導・制御要求を満足することを確認するため、アクチュエータが実際に本解析モデルに従う特性を持っていることが要求される。しかし、それを直接的かつ包括的に実証する方法がないため、アクチュエータ開発試験においては、本モデルに基づく周波数応答特性 [ボード線図上でのゲイン、位相特性] が満足されていることを確認することとした）。

図 3. 3 - 1 に示したように、アクチュエータはパラシュートケースの前方の後胴のほぼ中央部の底面に配置される。この位置にあるアクチュエータから胴体後端のエレボンを駆動するため、アクチュエータ出力軸に取り付

表3.11-1 エレボン動作要求プロファイル

J-1/HYFLEX分離後秒時 [sec]	HMトルク [kgfm]	動作周波数 [Hz]	舵角振幅O-P [deg]
100	30	0.9	1.8
120	30	0.9	1.8
140	120	2.0	0.9
150	190	2.4	0.9
160	190	2.4	0.9
170	160	2.1	1.0
190	140	1.9	1.5
225	90	1.6	2.3
280	80	1.5	3.7
315	60	1.3	4.0
365	50	1.3	7.0
370	80	0.4	20
410	80	1.0	2
480	80	1.0	2

- (1) 上表に示すそれぞれの時点で、HMトルクがエレボンに定常的にかかった状態で、舵角振幅で示すコマンドに対し、動作周波数以下の帯域で、ゲイン-3[dB]以上かつ位相-90[deg]以上であること。
- (2) HMトルクにかかわらず、10[Hz]以下の帯域で、ゲインが0[dB]を越えないこと。

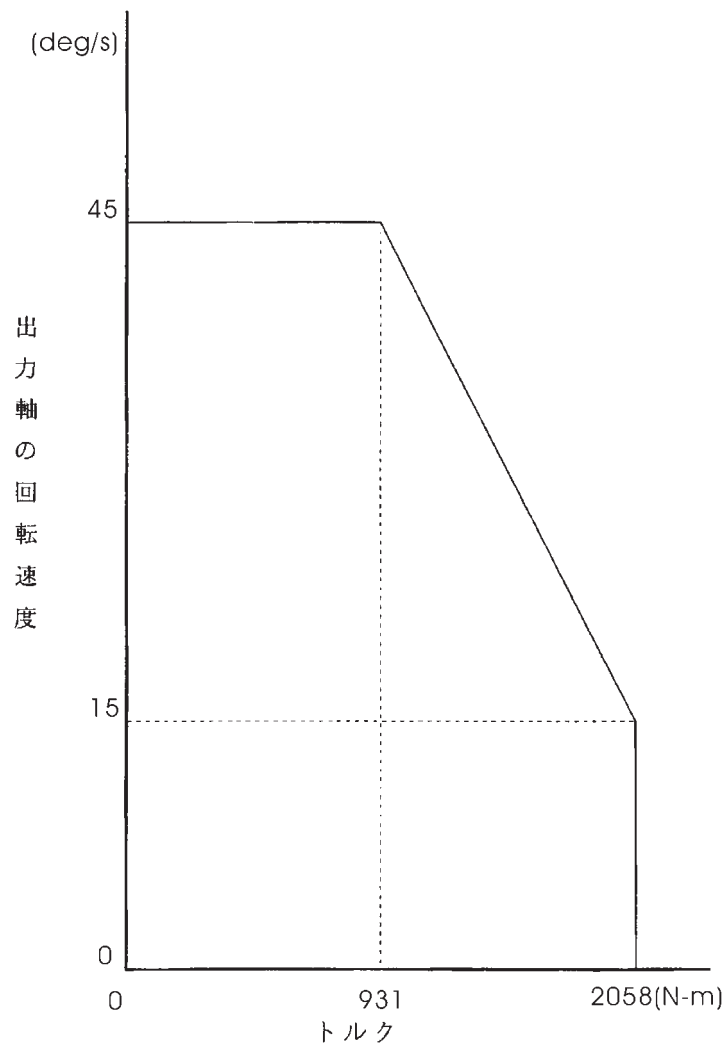


図3.11-1 アクチュエータ動作エンベロープ

表3.11-2 TR-IA用アクチュエータからの主な変更点

	TR-IA用アクチュエータ	HYFLX用アクチュエータ
トルク	353 N・m	2058 N・m
質量	14.5 kg以下	25.4 ± 0.5 kg
舵角範囲	-12.4~12.4deg	-28~28deg (PM品 ¹⁾)
減速比	216:1	910:1
FET	P/N. JANTX2N6764 4個/1相(U, V, W)	神鋼電機製FETモジュール 6個/1相(U, V, W)
舵角検出素子	ポテンシオメータ	レゾルバ

注－FM品では機械的ストッパーが付けられ、舵角範囲はやや狭くなる。

表3.11-3 アクチュエータの主要諸元

トルク	2058Nm(210kgf・m)
質量	28.45kg(S/N.001) 28.34kg(S/N.002)
舵角*1	機械的舵角制限 $-25.6^{+0.1}_{-0.1} \sim 25.6^{+0.1}_{-0.1}$ deg 電氣的舵角制限 $-25.6^{+0.2}_{-0.2} \sim 25.6^{+0.2}_{-0.2}$ deg
減速比	910:1
FET	神鋼電機製FETモジュール 6個/1相(U, V, W)
舵角検出素子	レゾルバ

*1: 舵角は機械的舵角制限の中立位置を0度とした出力軸角度とする。(出力軸から見て「左回転」を「正」とする。)

記号	単位	名称	値	誤差	備考
Kp	rpm/deg	角度ループ比例ゲイン	3500		
Kv	A/rpm	角速度ループ比例ゲイン	0.22		
ILIM	A	電流リミット	±93		
Ki	ND	電流ループ比例ゲイン	42		
ELIM	A	電圧リミット	±489		電流換算
τ_a	sec	モータ電機子コイル時定数	5.6×10^{-4}		
KT	kgf cm/A	モータ・トルク定数	0.34	±5 [%] 以下	
J	kgf cm sec ²	モータ慣性能率	2.4×10^{-3}		
KG	ND	減速比	910		
BL	deg	バックラッシュ	0.05		
Ke	A/rpm	誘起電圧定数	0.067	±5 [%] 以下	電流換算

記号	単位	名称	値
Ta	1/sec	入力フィルタ定数1	888.2
Tb	1/sec	入力フィルタ定数2	628.3

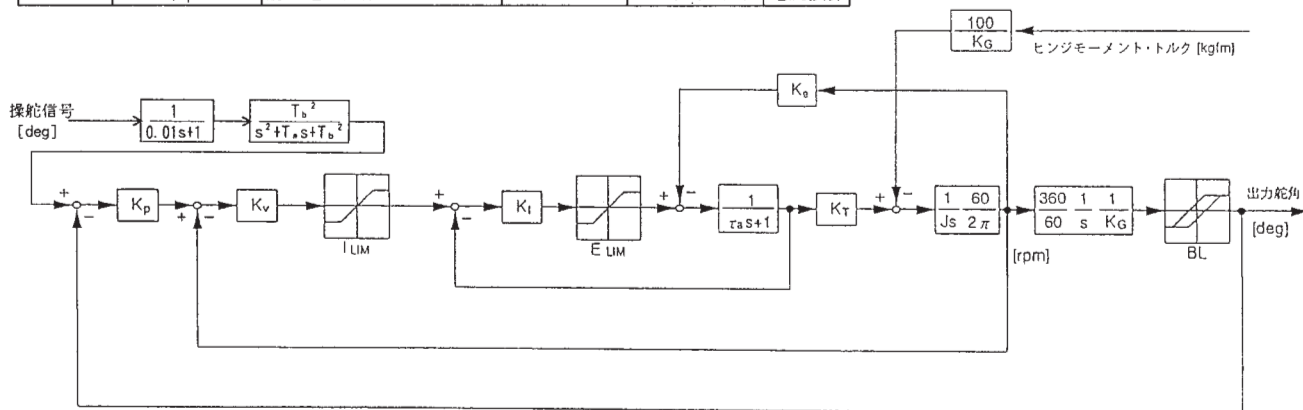


図3.11-2 アクチュエータ解析モデル

けるアーム組立とアームからエレポンに伸びるロッド組立からなる。アームはニッケル・クロム・モリブデン鋼製、ロッドはアルミ合金パイプ製である。

エレポンが許容舵角範囲を越えて作動すると、エレポンと胴体（ヒンジ部）あるいはエレポン同士の衝突によ

り破損する恐れがあり、特に地上での調整・点検作業においてこのようなことが発生しないよう配慮しておく必要がある。エレポン可動範囲には、ソフトウェア（OBS）上で上下限が設定されているが、さらにバックアップとしてアクチュエータ内に機械的ストッパーを設け、エレ

表3.12.1 パラシュートの主要諸元

項 目	パイロットシュート	ドロークシュート	メインシュート
傘 体	Fistリボン傘	Fistリボン傘	リンクセイル傘
減速能力($C_D S$)	2 m ²	9 m ²	7.5 m ²
放出方法	圧力差による放出	パイロットシュートによる引出	ドロークシュートによる引出
開発	TR-1A用一部改修	TR-1A用一部改修	TR-1A用一部改修
その他			3.3%リフティング可能

ボンの保護を行うこととした。舵角コマンドを送出するOBCの下流側に多くの機器が存在し、それぞれが何らかの誤差を発生させる場合、誤差が舵角範囲を広げる側に存在しても最下流のエレボンが破損しないようにしようとする、逆に誤差が舵角範囲を狭めるように存在する最悪ケース（実際の姿勢制御はこの範囲で成立することが要求される）では、舵角範囲が相当狭くなることは注意を要する。

3.12 減速・回収系

減速・回収系に要求される機能は、機体回収のため、

- ・着水による機体損傷が軽微に留まる速度まで減速すること
- ・着水した機体を、船舶による回収が行われるまで浮遊させること
- ・航空機及び船舶による発見が容易になるように、浮遊

中の位置通報機能もつこと

である。

減速・回収系は、機体を着水速度まで減速する減速系、着水後の機体を海面に浮遊させ位置を知らせる回収系から構成される。TT-500A、TR-1Aで経験のあるシステムであるという観点から、基本構成として、減速系は（多段式の）パラシュート、回収系はCO₂ガスにより膨張するフローテーションバッグ及びビーコン装置を用いることとした。パラシュート及びフローテーションバッグの搭載位置の検討について、付録A10に述べたように、パラシュートは後端部に搭載して後端面から放出し、フローテーションバッグは胴体中央部に搭載し上面から放出こととした。

減速系は、無重力実験などに用いる宇宙開発事業団の小型ロケットTR-1Aの頭胴部回収で実績のあるシステムを改修して用いることを基本とした。付録A13に述べ

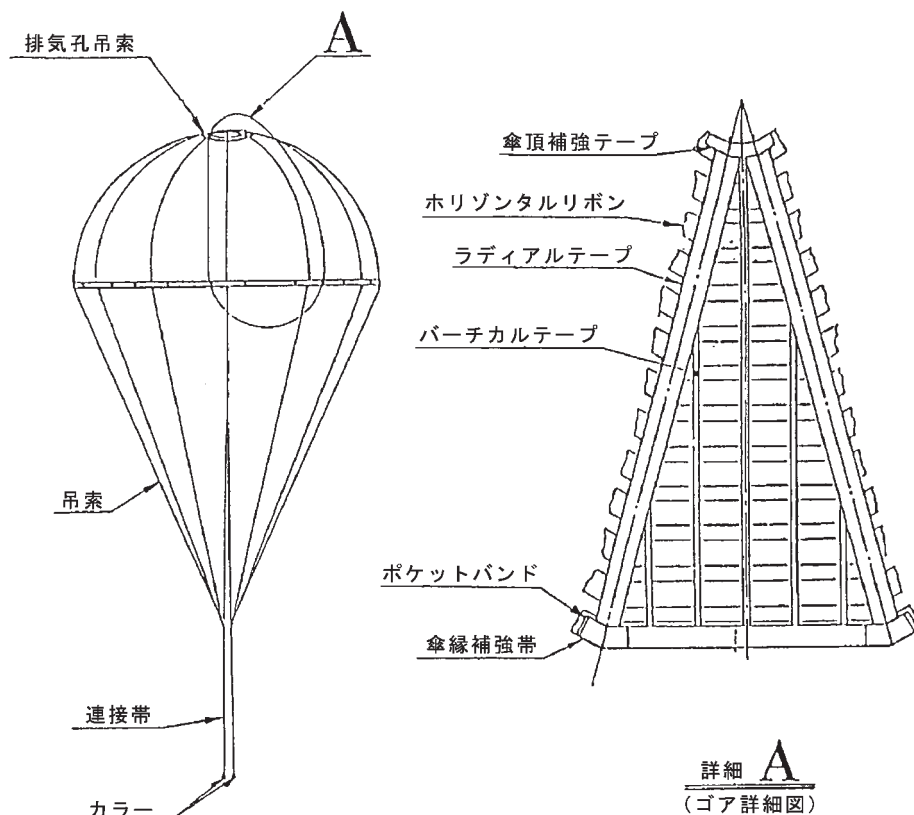


図3.12-1 各パラシュートの概形 (1)パイロットシュート

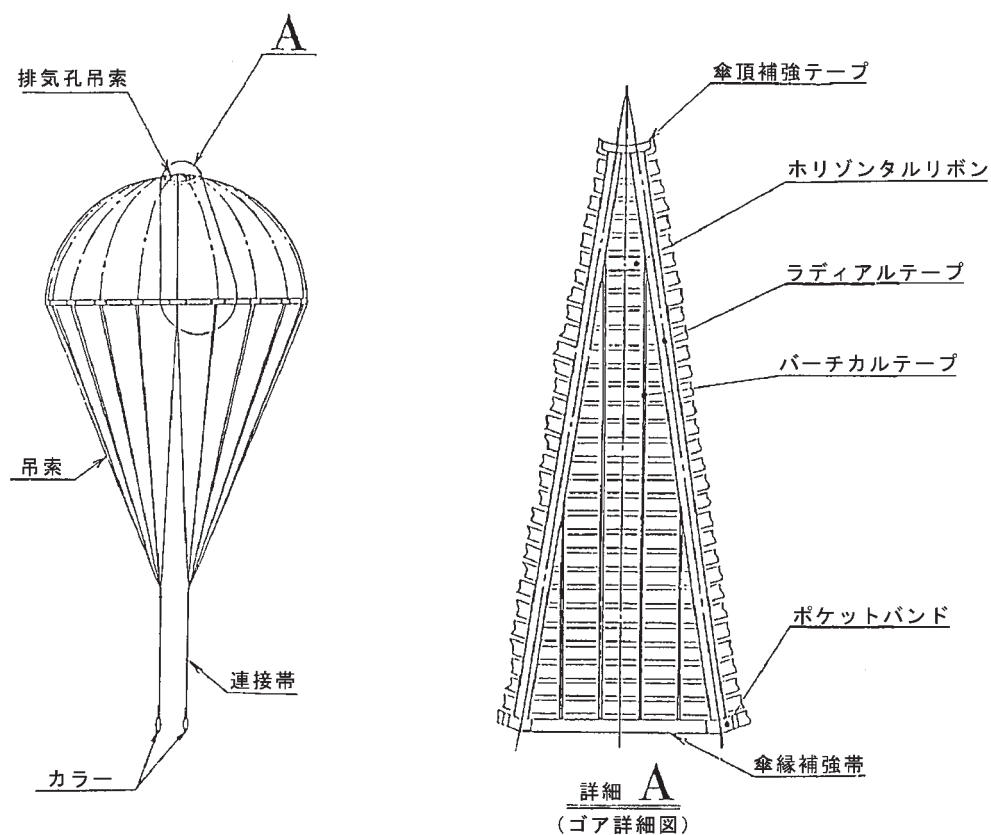


図3.12-1 各パラシュートの概形 (2) ドローグシュート

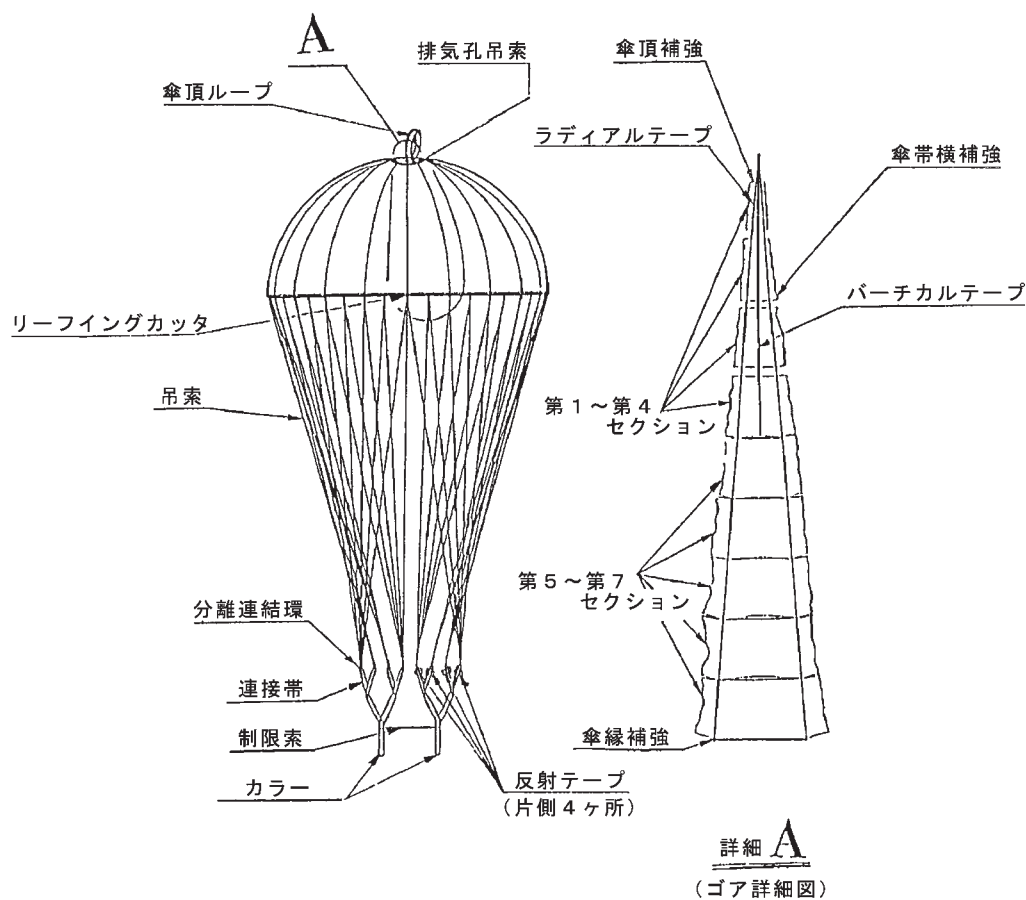


図3.12-1 各パラシュートの概形 (3) メインシュート

表3.12-2 フローテーションバッグの主要諸元

項 目	内 容
容 量	1400±100 ℓ × 1
形 状	球形
膨張ガス	C O ₂

たように、当初検討していた超音速パラシュートを用いない減速シーケンスとしたため、初段のパイロットシュートを含め、TR - IAのパラシュートの直径やライザー長、材質等を変更をしたシステムを用いた。HYFLEX実験機のパラシュートの主要諸元及び概形を表3.12 - 1及び図3.12 - 1にそれぞれ示した。

TR - IAとの最大の違いは機体の質量の違いであり、これに伴い各パラシュートの面積が変更されている。メインシュートの面積によって決まる最終的な着水速度は、ほぼTR - IAと同一とした。要求仕様上は「機体の損傷が軽微であること」とされているが、これは、熱防護系の飛行後評価のための要求である。しかし、軽微の程度を定量的に定義することは容易ではないし、着水によるC / Cやセラミックタイルの損傷の程度を確認する試験は経費やスケジュールの観点から事実上不可能であった。このため、実際には、着水速度15m/s以下という要求をア prioriに与えて設計を進めた。この値による熱防護系、特にC / Cノーズキャップの損傷の程度については不明のまま飛行に至ったし、機体回収に失敗した以上、現在も不明のままである。パラシュートの面積以外の大きな変更点は、パラシュート放出時点でも比較的高温であることが考えられる機体表面との接触によるライザーの損傷を防ぐことため、ライザーのうち、取付部に近い部位を耐熱用のカバーで覆ったことである。

回収系は、TR - IAでは機体自身が水密構造で浮遊能力をもつがHYFLEX実験機は機体自身が浮遊能力を持たないこと、TR - IAではフローテーションバッグ（以下、単にバッグとも呼ぶ。）がパラシュートと同様に胴部後端面から放出されるがHYFLEX実験機では搭載スペース等の関係で胴体背面側から放出されること、等の違いがあり、TR - IAの回収系との共通点は比較的小さい。

回収系の設計上のひとつのポイントは、TR - IAなどと異なり、着水時に進行方向に対して側面になる胴体上面側からバッグを確実に放出することである。TR - IAでは、バッグは海水流入により海水スイッチが作動し、CO₂ボンベの封板を破ることによりバッグが膨張するメカニズムになっている。同様の方法をHYFLEXに適用すると2つの問題点が予想される。まず、海水スイッチの作動が遅れると、機体自身に自力浮遊する十分な浮力がないため深度が増し、水圧に負けてバッグが十分な浮

表3.12-3 ビーコン装置の主要仕様

項 目	内 容
送信電力	0.25W以上
周波数	295.0MHz
送信時間	10時間以上
その他	GPSによる位置通報機能付

力を発生できない恐れがある。また、バッグは収納ケース内で膨張し、その結果としてケースから出ることができない恐れがある。特に、着水衝撃に対し放出用の開口部の健全性が保たれることが確認されていないことも、放出を遅らせる原因になる恐れがある。この2つの点に対する対策として、まず、着水と同時に膨張前のバッグを機外に放出することとした。これには、自動車用エアバッグを改修したシステムを用い、ノーズキャップ背後に設置した衝撃センサにより着水衝撃を感知し、バッグケースの底にあるエアバッグを膨張させることにより、機体が水没する前にバッグを機外に放出させるものである。このエアバッグは、回収系放出用蓋の開放後にアーミングされ、それ以前に誤動作しないようにしている。次に、膨張時のバッグの水深が深くなりすぎないようにするため、各種パラメータを変化させた着水時の機体運動シミュレーションの結果に基づきライザー長を最適化し、バッグの膨張が十分な浮力を発生できる浅い位置で行われるようにした。また、HYFLEX実験機のフローテーションバッグの諸元を表3.12 - 2に示した。

着水後の位置を捜索用航空機に知らせるためのロケーションエイドは、GPSで求めた自位置情報をビーコン電波に乗せて送るシステムと、最終的に視認を助けるためのシーマーカーから構成される。いずれもTR - IA用のものと同一である。ビーコン装置の主要仕様を表3.12 - 3に示した。

3.13 実験計測系

HYFLEXは、第2章に述べたように、特定の形状の模擬や特定技術の実証という位置づけよりは、一般的な極超音速揚力飛行技術についての技術蓄積という観点を重視して計画された。このことに対応して実験計測についても次のようなことを念頭において、項目の選定、ハードウェアの設計を行った。

- ・計測の主たる目的は、設計用ツール（風洞試験、CFD解析、各種シミュレーション等）の基本的妥当性を確認することとする
 - ・我が国は、この領域での飛行データ取得の実績に乏しいため、基本的な実験計測技術の検証、改善等も重視する
- 具体的な計測項目とその目的を表3.13 - 1にまとめ

表 3.13-1 実験計測系の計測項目と目的

項 目		目 的
温度計測	空力加熱推算用	表面近傍温度履歴からノーズキャップ、エレポンを含む機体部位の空力加熱率を計測し、風試、CFD結果等の検証を行う
	熱防護系評価用	タイル・可撓断熱材底面、熱防護系取付部、エレポン摺動部等の温度履歴を計測し、熱防護系性能の定量的評価を行う。
	全機熱解析用	機体内部の温度履歴から熱防護系の総合評価を行う。
圧力計測	A D S	淀点圧力等から大気状態、対気姿勢を推定すると共に、極超音速領域におけるエアデータセンサの技術的可能性を検証する。
	R C S 周り	R C S スラスト ON/OFFに伴うスラスト周りの圧力変動を調べ、RCS干渉現象の把握、風試と比較を行う。
	その他の機体表面	風試、CFD結果との比較を行う。
ヒンジモーメント・歪計測	ヒンジモーメント	風試、CFD結果との比較を行う。
	機体構造歪	構造的にクリティカルと考えられる安定翼翼根部の構造健全性の確認を行う。
電波反射強度計測		リフレクトメータにより機上で発信した電波の反射強度を測定し、機体周りのプラズマ電子密度を推定し、CFDの検証、ブラックアウト現象の把握を行う。
最高温度モニタ		感温塗料等を用いて機体構造各所の最高温度を確認し、熱防護系の機能確認及び熱解析結果の確認を行う。

た。また、各項目毎の計測点数等の総括表を表 3.13 - 2 に示した。以下、まず、これらの計測項目選定の考え方について概説する。

極超音速飛行を特徴づける最大の点は大きな空力加熱であり、空力加熱現象及び機体の熱防護に関する温度計測に最も多いチャンネルが割り当てられた。温度計測は、空力加熱率履歴を計測するための機体表面から極めて浅い位置の温度に始まり、熱防護材の物性値を確認するための熱防護材の内部、底面等の温度計測、さらには最終的に機体内部に入った熱の流れを捉えるための主構造の温度計測という構成になっている。また、特に熱防護上クリティカルと考えられる部位の温度も計測し、熱防護構造の評価に用いることとした。この種のデータを地上試験で取得しようとするればアーク加熱風洞を用いるのが一般的な方法であるが、国内の設備では材料サンプルサイズの試験しかできないし、海外の設備によっても部分構造がサイズの限界となり、境界条件の違いなど模擬には限界があり飛行データの必要性は高い。

圧力は温度に比べて地上試験の信頼性が高く、飛行データの重要度はそれだけ低い。このため、圧力計測は、飛行データの必要性が高いと考えられる特殊な項目を重点的に計測することとした。まず、ノーズ付近の表面圧力及びその分布から大気状態や対気姿勢を知るためのエアデータセンサ（ADS）については、飛行データ解析のための基本データとして実飛行による技術的検証が必要であり、また姿勢制御への適用の可能性も探るという観点から計画したものである。次に、RCSを大気圏内飛行中に使用すると、ガスジェットと機体周りの気流とのいわゆるガスジェット干渉が起こることはよく知られているが、この現象に関しては、風洞試験で模擬する場合の相似パラメータについての知識が不十分であるなど、

実環境でのデータの重要性が高いと考えられた。このため、RCSスラスト周りの圧力計測を圧力計測における2つ目の重点とした。この2項目以外の一般部の表面圧力に関しても、地上試験、CFDの検証のための計測を行った。

風洞試験による空力特性計測結果の飛行検証において、空気力・モーメントについては、機体の運動から慣性航法データにより推算するが、ヒンジモーメントについては直接計測する必要があるが、左右エレポンについてヒンジモーメントを計測した。また、HYFLEX実験機においては、主として打上げ時の剛性要求が構造設計の評定になっており、強度的には十分な余裕があるといえるが、基本的な計測の一つということもあり、構造歪の計測も最小限行った。計測は、相対的に大きな歪が予想される安定翼翼根部のフレームの歪を計測した。

機体周りの空気が高温になり解離・電離などの化学反応が起こること、いわゆる実在気体効果、については、空力加熱率や空力特性に影響を与えることから、その予測を精度良く予測する技術が重要である。実在気体効果を、それによる空力加熱率の変化（減少）で評価することも可能であるが、HYFLEXでは最高速度が比較的低いこともあり、空力加熱率に与える影響はそれほど大きくない。CFDによる実在気体計算の直接的な検証のためには、気体の組成を比較することが一つの方法である。HYFLEXの速度域では、酸素分子の解離によりNOなどが生じることが予測されるが、気体の組成を飛行中に計測することは容易ではなく、HYFLEXの開発期間に実用化できる可能性は低かった。このことから、実在気体効果の一つである電離により生じるプラズマ電子密度を計測し、CFD結果と比較することとした。同様の計測は、OREXにおいても静電プローブを用いて行われてい

表 3.13-2 実験計測系総括表

計測項目	計測位置	計測点数	目標精度	変換 bit数	サンプリング レート(sps)	使用センサ	計測レンジ	出力からの 出力形態	E S C / B S C	備考
温度	空力加熱推算用 C/Cノーズキャップ	47	0.1%FS ↑相当	12	10	シース熱電対	-50~1700℃	T/C出力	E S C	差温
	C/Cエレボン	5	↑相当	12	10	シース熱電対	-100~300℃	T/C出力	E S C	
		3	0.1%FS	12	10	シース熱電対	-50~1700℃	T/C出力	E S C	
		3	↑相当	12	10	シース熱電対	-100~200℃	T/C出力	E S C	
	胴体タイル 表面 中間部 底面	8	0.1%FS	12	10	先露熱電対	-50~1600℃	T/C出力	E S C) 前胴×5、後胴×3 前胴×4、後胴×1 ε _{シース} 化
		8	0.5%FS	8	5	先露熱電対	-50~650℃	T/C出力	B S C	
		5	1.5%FS	8	1	先露熱電対	-50~250℃	T/C出力	B S C	
		3	0.1%FS	12	10	先露熱電対	-50~1600℃	T/C出力	E S C	
	安定翼タイル 表面 中間部 底面	3	0.5%FS	8	5	先露熱電対	-50~650℃	T/C出力	E S C) ε _{シース} 化
		2	0.1%FS	12	10	先露熱電対	-50~1600℃	T/C出力	E S C	
		2	0.5%FS	8	5	先露熱電対	-50~700℃	T/C出力	B S C	
		16								
	熱防護系評価用 舵面揺動部 タイル隙間の底面 可撓断熱材底面 C/Cノーズ取付部 " " " 全機熱解析用 熱電対基準接点	5	1.5%FS	8	1	シース熱電対	-50~1000℃	T/C出力	B S C	前胴×4、後胴×1 前胴×1、後胴×1 (スキニン内面) ノーズキャップ取付金具部 バルクヘッド断熱材表面 バルクヘッド断熱材底面 前胴×10、後胴×10 前胴×3、後胴×2
		5	1.5%FS	8	1	先露熱電対	-50~450℃	T/C出力	B S C	
		2	1.5%FS	8	1	先露熱電対	-50~250℃	T/C出力	B S C	
		1	1.5%FS	8	1	シース熱電対	-50~1200℃	T/C出力	B S C	
圧力	A D S ヨースラスタタ周 その他の機体表面 78811Z CEC5003	9	0.02%FS	12	10	78811Z	51Pa~107kPa	周波数変換	E S C	前胴(ε _{シース} 化)×4、後胴×4
		12	0.02%FS	12	20	78811Z	51Pa~107kPa	周波数変換	E S C	
		8	0.5%FS	8	5	CEC5003	0~103kPa	0~15mV	B S C	
		21	±0.25℃	8	1	78811Z内蔵	0℃~150℃	0~5V777777	TLM-PKG	
	左右エレボン	8	±0.25℃	8	1	白金測温体	0℃~150℃		B S C	
		2	±0.25℃	8	1	白金測温体	0℃~150℃		B S C	
		2	1.5%FS	8	20	ストロイグ・ジ	-200~1500μst		B S C	
		2	1.5%FS	8	1	ストロイグ・ジ	±1,000μst		B S C	
	機体構造歪 (強度) (位相) (補償用温度計測) アンテナ内部 アルミ主構造 ILボンダスタノーズ金具	2	3%FS	8	40	ワルクストタ	-35~-14dBm	0~5V777777	E S C	902.85MHz、1676.5MHz 902.85MHz 温度補償用 回収後目視観察 "
		4	3°	8	10	"	-35~-14dBm	0~5V777777	E S C	
		2	1.5%FS	8	1	白金測温体	0℃~200℃		B S C	
		252	1% of Tpc 5% of T	(N.A.) (N.A.)	(N.A.) (N.A.)	パナソニック 塗料	(N.A.) (N.A.)	(N.A.) (N.A.)	(N.A.) (N.A.)	
最高温度モニター	ILボンダスタノーズ金具	約200/28								B S C：機体系シグナルコンディショナ

Tpc：相変温度

E S C：実験計測系シグナルコンディショナ

B S C：機体系シグナルコンディショナ

るが、HYFLEX では飛行経路が異なり、電子密度が高くなる領域では空力加熱率が高く、静電プローブは耐熱性から使用できない。このため、HYFLEX では、OREX とは異なる計測技術を取得するという観点も目的とし

て、リフレクトメータを用いた電波反射による電子密度計測を行った。

さらに、熱電対や抵抗測温体による温度計測点数が限られていることから、温度計測を行わない箇所に予期し

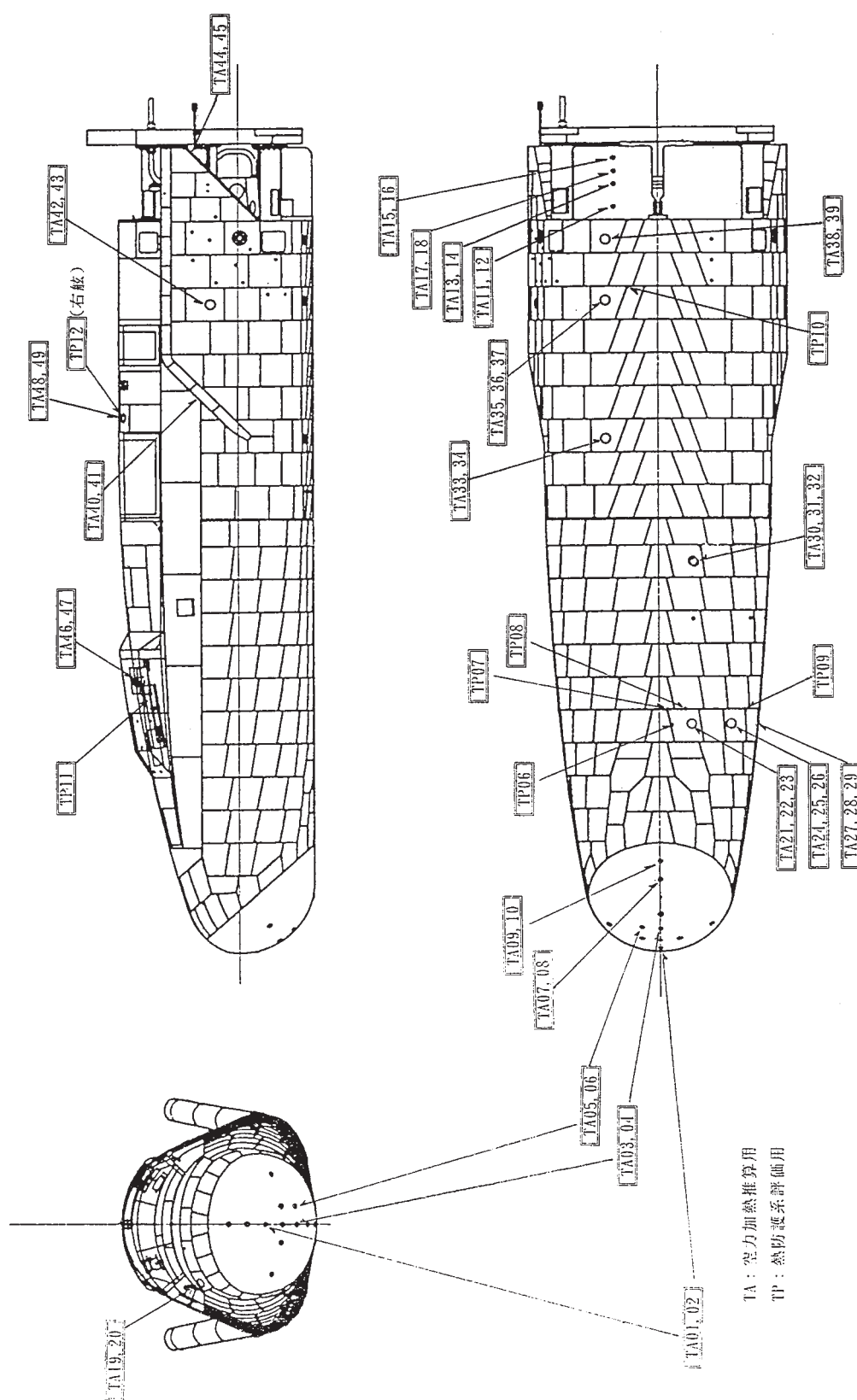


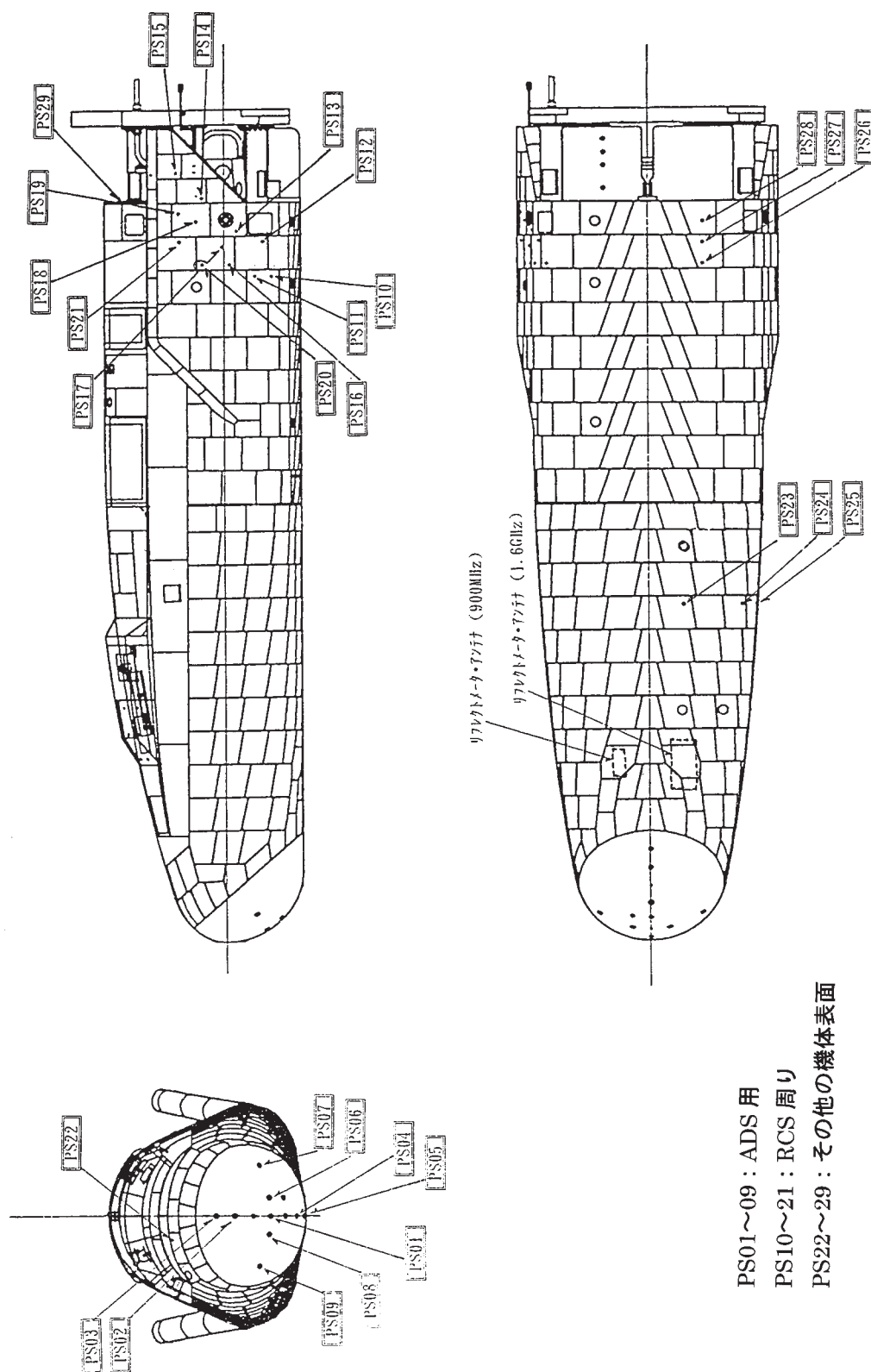
図 3.13-1 空力加熱推算用及びタイル隙間部の温度計測点位置

得ない熱流入等が発生したときに検出を容易にするという目的から、感温塗料や感温ラベルを用いた最高温度モニタ計測も実施することとした。

以上のうち、空力加熱率推算用及びタイル隙間部の温

度計測点位置を図3.13-1、表面圧力及び電波反射強度計測点位置を図3.13-2に示した。

以下、これらの計測について項目毎に詳しく述べる。



3. 13. 1 温度計測

空力加熱率の時間履歴を計測するセンサは、HYFLEX では、2 種用いた。一つは C / C 製であるノーズキャップとエレポン表面の空力加熱率を推算するためのセンサであり、もう一つはセラミックタイルで覆われている部分の空力加熱率を推算するためのセンサである。可撓断熱材で覆われている背面側の空力加熱率はタイル部用のセンサを流用した。

加熱率を計測する方法は、風洞試験においても原理的にいくつかの方法が使われている。HYFLEX に用いる方法を選定する場合、風洞試験と異なる最大の点は、センサを含む周囲の温度が非常に高くなることである。また、飛行中、連続して計測する必要があることも、適用可能は方法を限定してしまう。さらに、センサが破損したような場合にも、実験機の飛行自身には障害とならないことが要求される。そのような制約から、温度一様な初期状態からの温度変化や断熱壁を前提とした 1 次元モデルというようなシンプルな計測方法は適用困難であり、センサの熱数学モデルを作成し、熱電対等により計測した温度変化から空力加熱率を推算するという方法をとることになる。ただし、その場合も、熱数学モデルの作成の容易さや熱数学モデルあるいは加熱率推算計算誤差が小さくなるように配慮する必要があるのは当然である。

C / C 部の空力加熱率計測について、OREX では、C / C の裏面に熱電対を接着し、その温度履歴から空力加熱率を逆算している。また、スペースシャトルにおいても C / C 裏面温度を赤外線で遠隔計測する方法が採られている。しかし、裏面温度から表面空力加熱率を推算する方法では、特に HYFLEX のように、加熱率履歴の非定常性が強く極大が見られるような場合には、C / C の厚さ分の温度差による誤差が大きくなる。また、厚さ方向に温度変化の時間遅れがあるため、加熱率の極大の発生時刻の計測精度も低下する。このような観点から、実験機の C / C 部の空力加熱計測においては、

- ・熱電対を C / C の表面に極力近づける
- ・C / C の厚さ方向の熱流束の実測のため、表面からの深さが異なる 2 点の温度を計測することとした。

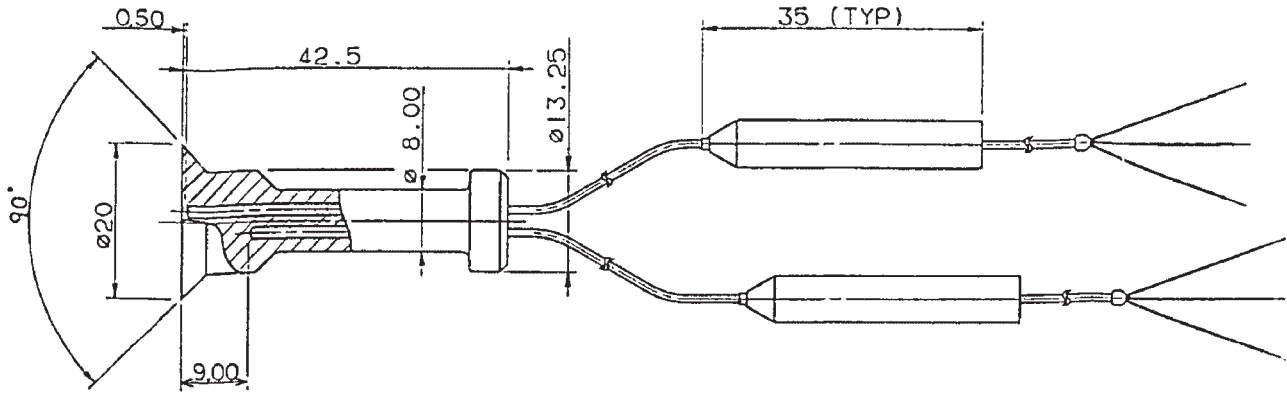
計測のシンプルさという点からは、ノーズキャップに熱電対を直接埋め込む方法が望ましい。しかし、その場合、ノーズキャップは C / C の一体構造であり熱電対埋込加工時に不具合が起るとノーズキャップ自身の再製作が必要になるリスクがあることや、サイズが大きなノーズキャップに組み込むとセンサの較正等が困難になることが予想される。このことから、熱電対を埋め込んだモジュールを別途製作して、ノーズキャップに取り付ける方

法を採用した。

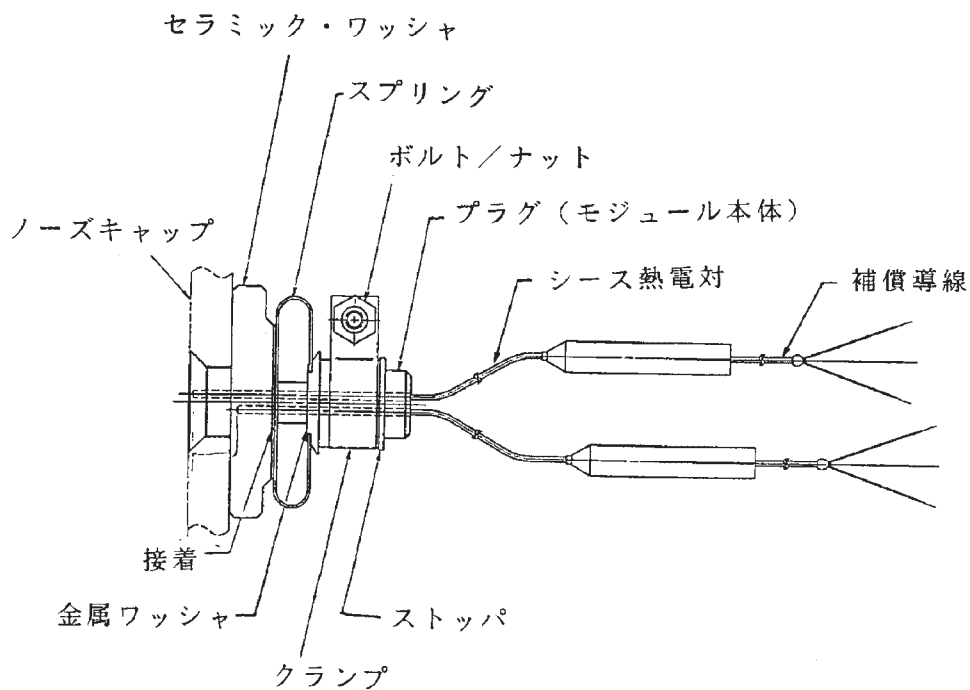
このようにモジュール化して取り付けける方法では、熱電対まわりの構成が複雑になり、加熱率推算のための熱数学モデルの精度を高めることが課題となる。熱数学モデル作製上の一つのポイントは、ノーズキャップ自身とモジュールの接触面等に存在する接触熱抵抗である。ノーズキャップ材とモジュール材の間の接触熱抵抗の大きさの、温度、面圧等に対する依存性を調べる試験を開発試験の一環として行った。その詳細は省略するが、HYFLEX 実験機の最大空力加熱率に対応する温度領域においては、接触熱抵抗は事実上無視できることが確認された。

実験機に搭載した C / C 部温度センサモジュールの概形を図 3. 13 - 3、写真を図 3. 13 - 4 に示した。このセンサモジュールは、熱電対の位置に関する上述の 2 つの要求を満足するものの、各種制約から当初の想定⁶⁾より複雑かつ熱容量の大きなものとなってしまう、総合的な精度という意味では必ずしも当初の意図に沿わないものとなった。このように複雑な構成になった最大の原因は、モジュールの素材とした短繊維ランダム配向 C / C の強度が当初の想定より低く、熱膨張等による応力に耐えない恐れがあることが開発試験で判明したことによる。この結果、熱応力を緩和するために耐熱金属 (INCONEL 718) のスプリングを介して固定する方式を用いることしたが、このスプリングの温度を材料の許容範囲に抑えるために、断熱材及び熱容量として機能するセラミックワッシャを必要とすることとなり、取付機構を含めたモジュールが当初の想定より熱的に複雑かつ熱容量が大きなものとなった。この結果、熱数学モデルを用いて熱電対温度履歴から加熱率を逆算する際の推算精度が低下することと併せて、温度センサモジュール周辺の C / C 表面温度の周囲に対する低下が 2 ~ 300K 程度に達し、その熱空力的影響が増大してしまうこととなった。この他、センサの熱モデルが複雑であることから解析が複雑となるなど、設計当初の意図と完成したハードウェアの差が大きく、課題を残すものとなったといえる。

次に、タイル部の空力加熱率計測であるが、これは OREX で行われた計測と基本的には同一の方法である。すなわち、セラミックタイルの表面コーティングの直下に熱電対を埋め込み、その温度変化から 1 次元の熱伝導を仮定して空力加熱率を逆算するというものである。ただし、HYFLEX では、次の点が OREX とは異なる。まず、取付及び較正を容易にするため、周辺タイルと同一材料で作製した直径 50mm の円柱状のモジュールに熱電対を組み込み、それをタイルに空けた同一サイズのスペースに組み込む方式をとった。次に、タイル内部の熱流束の推定精度高めること及びタイルの断熱性能について



(1) プラグ単体



(2) 組立状態

図3.13-3 C / C部温度センサモジュールの概形

図3.13-4 C / C部温度センサモジュールの写真
(プラグ単体)

直接的なデータを取得するために、タイルの深さ方向のほぼ中央部とタイルの底面 (SIP との界面) にも熱電対を配置した。ただし、計測CH数削減のため、中間部の熱電対がないモジュールもある。タイル部温度センサモジュールの概形を図3.13-5、写真を図3.13-6に示した。

セラミックタイルに熱電対を組み込む場合、セラミックタイルの熱伝導率が小さいため、熱電対を伝わる熱伝導の影響が相対的に大きくなる。これを避けるため、タイル部温度センサモジュールでは、直径1.6mmのシース型熱電対を用い、先端部は素線を10mm (素線直径0.26mmの約40倍) 露出しタイル表面に平行に配置することにより熱電対の線方向の温度勾配が無視できる大きさになるように配慮した。モジュールの直径50mmにつ

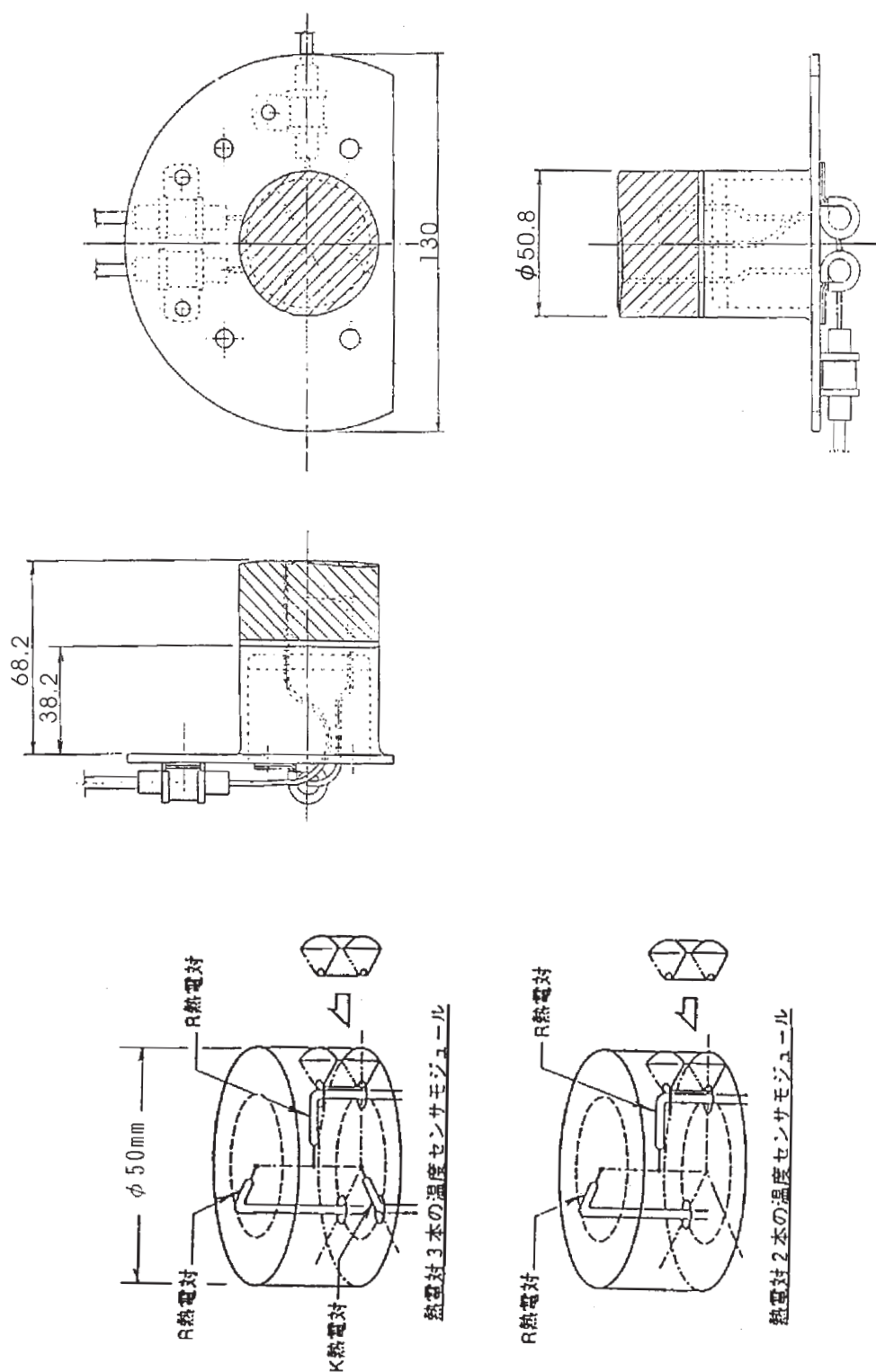


図 3.13-5 タイル部温度センサモジュールの概形 (例)

いても、タイル厚さ(約25mm)の2倍とすることで2次元性の影響が小さくなるようにしたものである。2次元性の排除という観点からは、モジュール直径はもっと大きいことが望ましいが、これ以上の大きさタイルをくり抜くとタイルの強度上の問題が生じる恐れがあり、この値とした。

可撓断熱材で覆われている実験機の背面側の空力加熱率の計測は、このタイル部温度センサモジュールと同一のものを用いて計測した。これは、可撓断熱材の形状や材質の均一性が低く、温度履歴から空力加熱を逆算するための熱数学モデルの作製が難しいことによるものである。

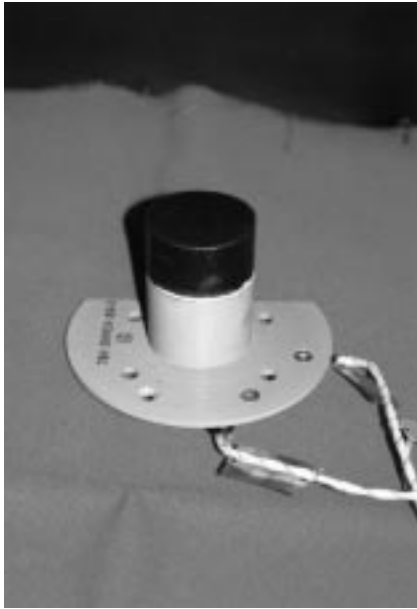


図3.13-6 タイル部温度センサモジュールの写真

これらの空力加熱推算用温度計測においては、温度の絶対値とともにその時間変化を精密に捉える必要がある。このことから、C / C部温度センサモジュールの2本の熱電対及びタイル部温度センサモジュールの表面の熱電対に関しては、出力の12bitA / D変換を行い、時間変化の大きさを適切に取得できるようにした。同様の趣旨からサンプリングレートは、ノイズ対策によりフィルタリングが必要になるケースも考慮して10Hzとした。

熱防護系評価用としては、16点の温度計測を行った。その配置・目的を表3.13-3にまとめるとともに、図3.13-7に計測点位置を示した。これらの計測点は、熱防護材料の性能を定量的に把握することや熱防護構造の健全性を確認することを目的としている。空力加熱計測用モジュールに組み込んだため分類上は空力加熱推算用を含めたが、タイル部温度センサモジュールの底面(タイルとSIPの界面)の温度計測も、目的上は熱防護系評価用温度計測であるといえることができる。

熱防護材の熱伝導率などの物性値の測定は地上でも可能であるが、地上での計測条件と実飛行条件では温度の

上限や温度勾配などの値が十分模擬されているとはいえず、そのような条件が総合的な断熱性能に影響するかどうか実飛行データで検証する必要がある。無論、HYFLEXの空力加熱履歴は、一般的な地球周回軌道からの再突入飛行とは異なるが、最高温度や典型的な温度勾配等は類似しており、検証としては有効であると期待できる。舵面やノーズキャップの取付機構やタイルギャップなどのいわゆる熱防護構造に関して、飛行データが必要とされる最大の理由はアーク加熱風洞等の地上設備で試験可能な供試体の大きさの限界によるし、加熱率の模擬は可能であっても気流条件は一般に一致しないことも地上試験の限界/飛行データの必要性の理由である。

飛行データ解析結果の一般化に関し、セラミックタイルや可撓断熱材の断熱性は熱伝導率や比熱、輻射率等のいわゆる熱物性値に集約することが基本的には可能であり、実飛行環境下での温度変化からそれらの値を定量的に求めて一般化することは比較的容易である(無論、精度の高い値を求めようとすると多くの課題を解決する必要がある)。一方、取付金具や舵面シール機構等の飛行データによる評価を行おうとすると大きく2つの問題点がある。まず、この種の構造は機体毎に異なる環境条件や各種制約から一般化された構造とはいえず、HYFLEXにおける知見をどう一般化するかという問題がある。これに対する解答は、熱解析や地上試験等のツールを間接的に検証し、それを介した一般化という考え方をする必要がある。もう一つは、局所的な不具合等の発生を少ない数のセンサでどう捉えるかという問題である。不具合の程度が軽ければそれだけ検知できる範囲が狭くなり、一層検知が困難になる。この点に関しては、機体回収後に目視等で不具合の痕跡を見出すという方法である程度補えると考えられるし、その検出を容易にし、かつ定量的な情報も付加できることを目指したものが、実験計測系の最後に述べる感温塗料、感温ラベルによる最高温度モニタである。

熱防護構造の健全性評価にはそのような限界はあるものの、可能な範囲で代表的な熱防護構造部について温度履歴という形でデータを取得した。データ取得方法は特段の困難はなく、温度範囲に応じて熱電対と白金抵抗測

表3.13-3 熱防護系評価用温度計測点配置と目的

計測点番号	位 置	目 的
TP01, 02	エレボンヒンジ金具部	ヒンジ金具の健全性の確認
TP03~05	エレボン摺動部	エレボン摺動部のシール機構の健全性の確認
TP06~10	タイル隙間底部	タイル隙間による熱流入の評価
TP11, 12	可撓断熱材底部	可撓断熱材の断熱性能の評価
TP13, 14	ノーズキャップ取付金具	取付金具の健全性の確認
TP15	バルクヘッド上	ノーズキャップ裏面からの輻射加熱の評価
TP16	バルクヘッド上断熱材の底面	バルクヘッド上断熱材の断熱性能の確認

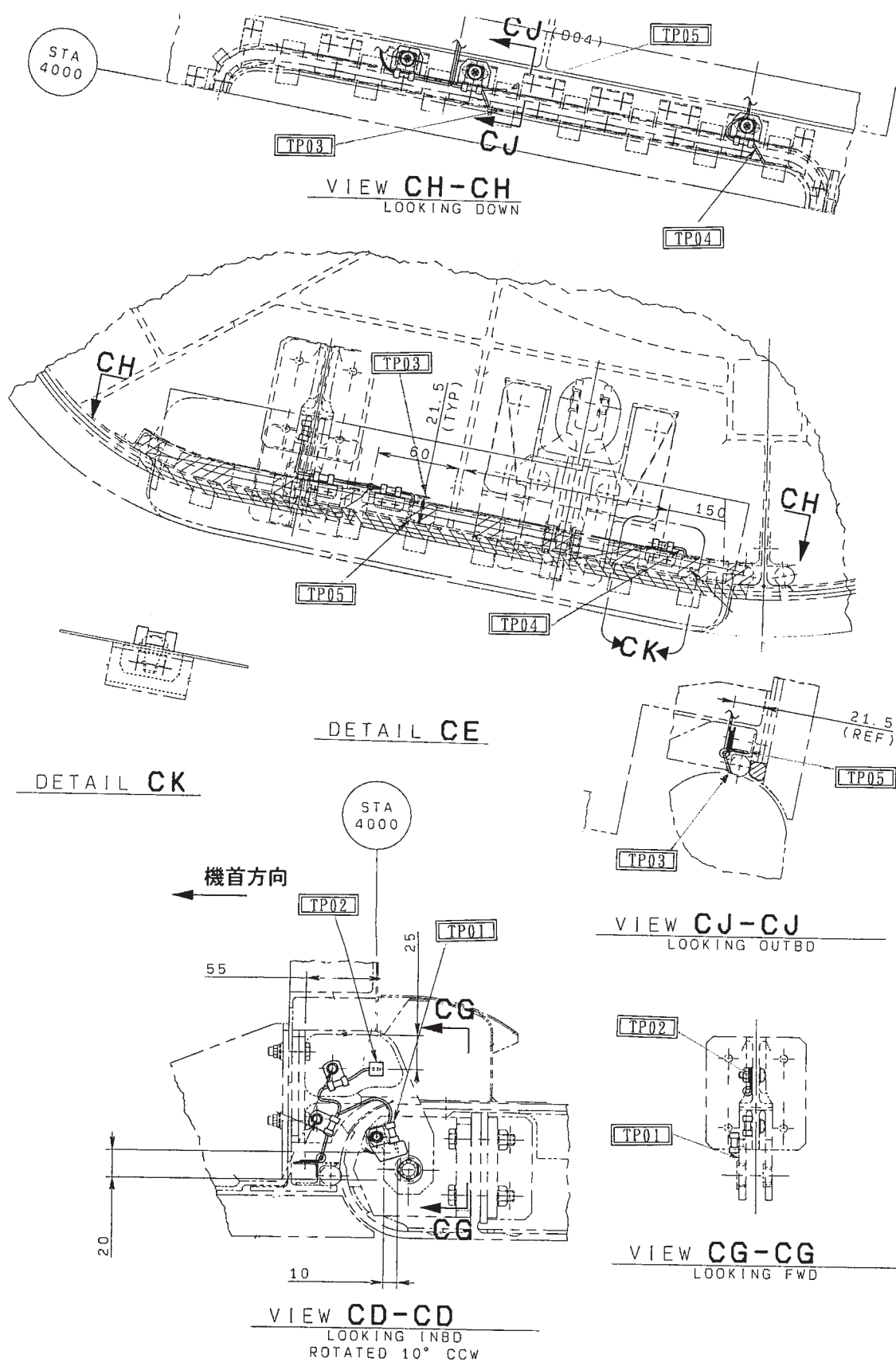


図3.13-7 熱防護系評価用温度計測点位置 (1) TP01 ~ TP05

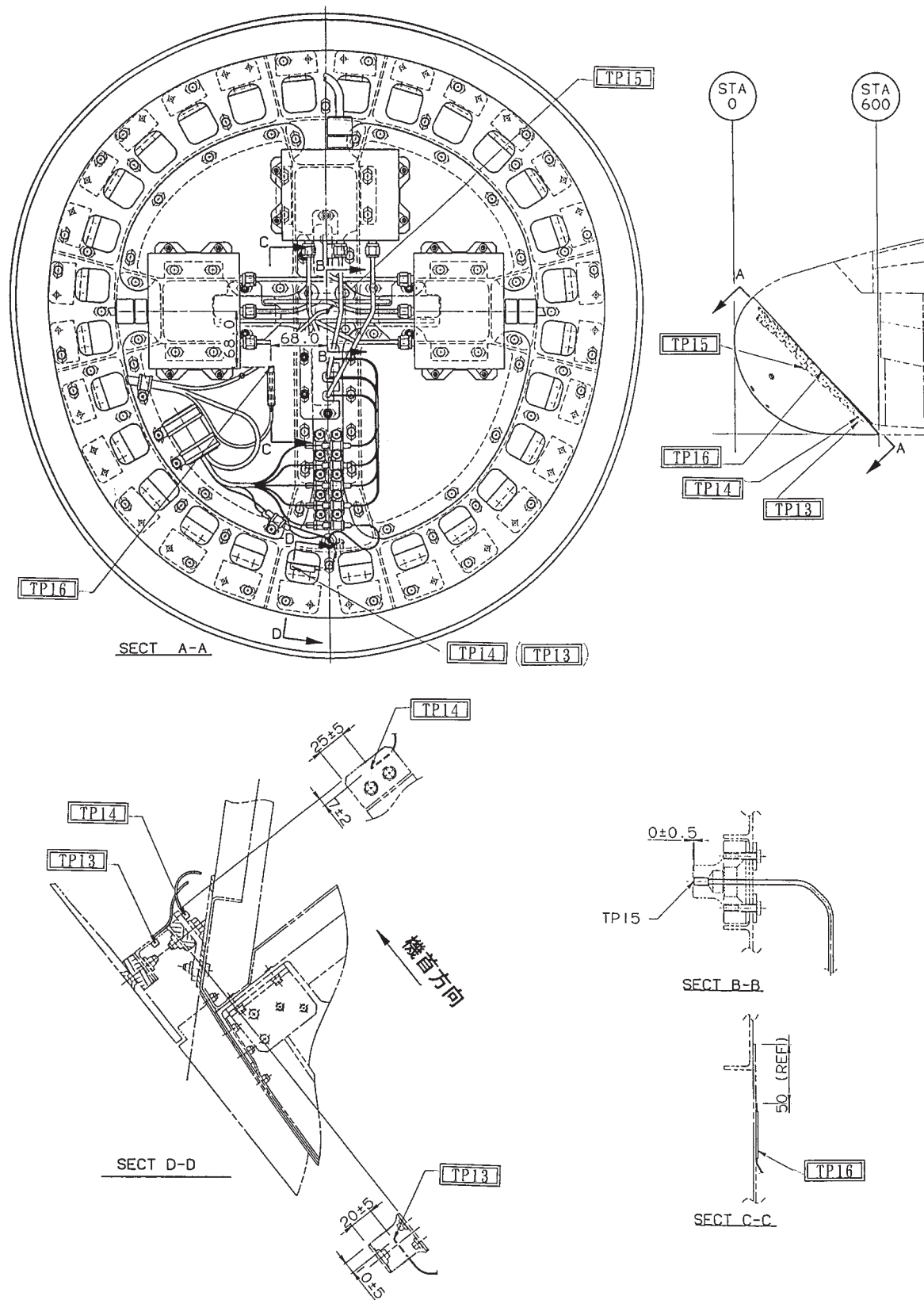


図3.13-7 熱防護系評価用温度計測点位置 (2) TP13 ~ TP16

温体を使い分けた。また、ノーズキャップ裏面からの輻射の測定には熱流束計を用いた。

全機熱解析用の温度計測は、主構造各所の温度変化から、最終的に主構造に流入した熱の大きさ及び主構造中の熱の伝わり方を実測するものである。主構造に関し

ても、機体によって各種条件が異なることから、解析ツールの検証を介して成果の一般化を行うこととなる。主構造や機器搭載パネル上の温度計測点位置を図3.13-8に示した。主構造温度の上昇は最大でも100K以下であり、白金抵抗測温体をフレーム等に取り付け計測するこ

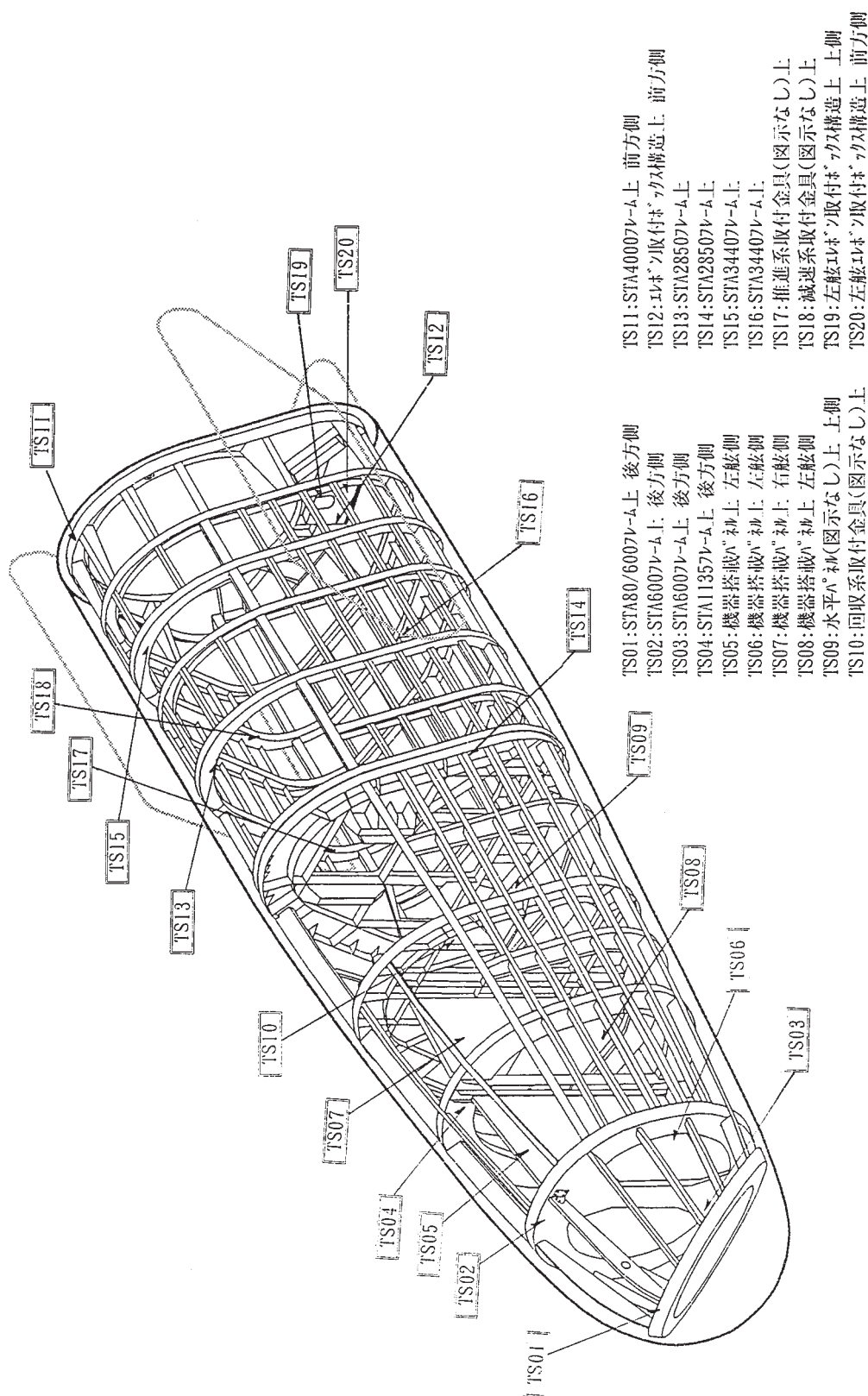


図 3.13-8 全機熱解析用温度計測点位置

とした。

熱防護系評価用及び全機熱解析用温度計測は、ある程度大きな熱容量をもつ部位の温度を測るものであり、温度変化がゆっくりしていると考えられることから1Hzのサンプリングとした。

3.13.2 圧力計測

実験機の機体表面圧力計測は、目的として3通り、センサ系としては2通りに分けることができる。目的としては、表3.13-1に示したように、ADS、RCS周り、一般部から構成され、センサ系は前二者は共通仕様のセンサを用いる。

エアデータセンサ(ADS)は、機上で大気状態や対気姿勢に関する情報を得るものであり、HYFLEXではADSの実用化まで目指したのではなく、実用化のための基礎的なデータを取得することを目的としている。即ち、HYFLEX実験機の姿勢制御はIMUによる慣性データのみに基づいて行われており、ADSによる姿勢や動圧等の値は用いていない。また、実験計測系等の飛行データの解析に必要な動圧等の値も、ADSなしでも得ることができるようになっている(4.4参照)。ただし、飛行データ解析は飛行後に行うため、解析における基準量としてADSに基づく値を用いるかそれ以外の方法で得た値を用いるかは、結果を見てから判断することができる。

ADSから導出しようとした値は、総圧と迎角、横滑り角である。静圧やさらにはマッハ数の導出も原理的には可能であるが、事前の解析により、飛行経路情報と大

気モデルから得られる値以上に有意な精度をもつ結果は得られないと予想されたため、設計上の考慮の対象には入っていない。ADSの圧力計測は9点行うこととし、主として総圧を求めるための淀み点に近い5点と、迎角、横滑り角を求めるために十文字上に配置された4点から構成される(図3.13-2参照)。計測誤差等を考慮した事前の解析からは、中央部の5点は淀み点圧力を計測するためのものであり、理想的には淀み点に1点あればよいが、飛行中に迎角が変化するため淀み点が移動することや冗長構成により精度を高めることを考え幾何学的淀み点とそこから 10° 離れた4点から構成した。迎角と横滑り角を推算するための4点は淀み点から 45° 離れた位置に配置するのが最適であると結論された。しかし、ノーズキャップ上には空力加熱推算用のセンサモジュールも5個搭載され、ノーズキャップ自身の強度上の制約から互いのセンサを100mm程度以上離すことが必要とされたため、実際の圧力導入孔の位置は、 10° 、 45° にはなっていない。

RCS周りの圧力導入孔配置は、極超音速風洞におけるオイルフロー試験の結果を参考に、ヨージェットの作動により圧力が変化する範囲を確実にカバーするように行った。ただし、この場合、タイル強度の関係でタイル端からの距離を確保することや安定翼の構造部材との干渉を避けることが必要とされた。

ノーズキャップ上の圧力導入孔の側面図を図3.13-9に示した。このうちノーズキャップに取り付く部分はセラミック製であり、耐熱金属部を介して耐熱金属製の導入管につながる。圧力センサ自身はバルクヘッド背後の

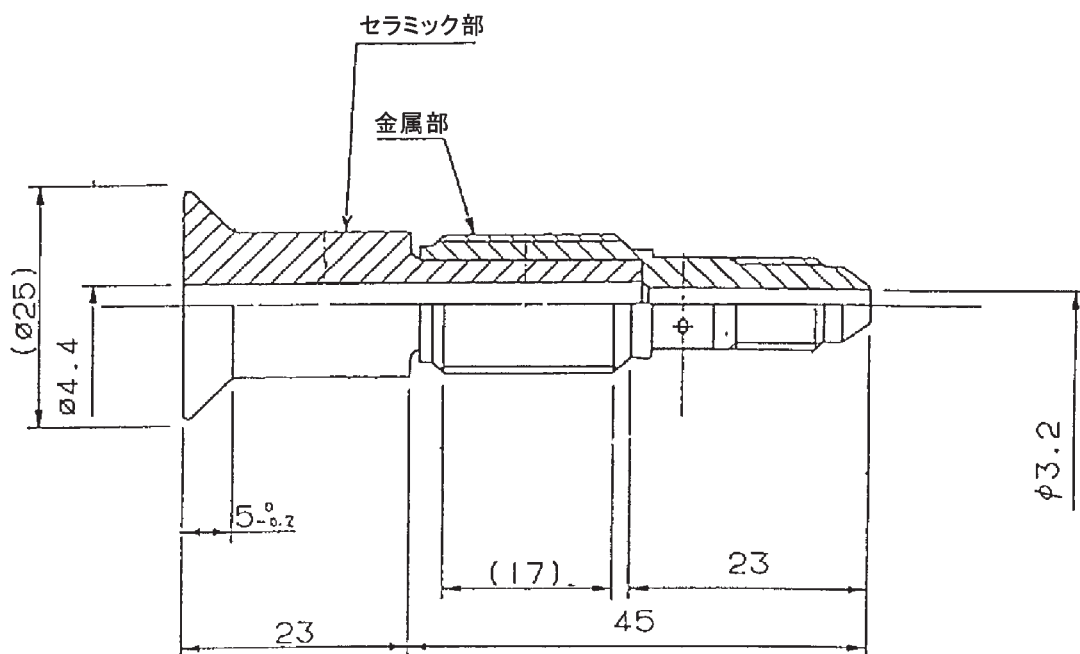


図3.13-9 ノーズキャップ上の圧力導入孔の図

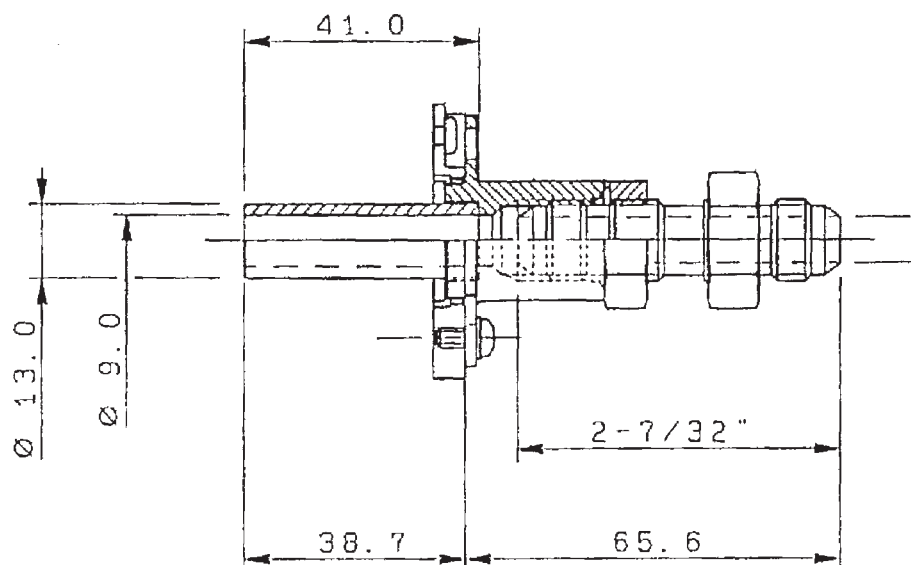


図3.13-10 RCS周りの圧力導入孔の図

温度環境が厳しくない位置に置かれ、圧力は最大540mmの導入管で温度環境が厳しくないバルクヘッド背後に置かれたセンサボックスに導かれる。RCS周りの圧力導入部を図3.13-10に示した。圧力導入孔の内径は9mmであり、導入孔の端面が周辺のタイル表面に対し+0.1mm以内になることを要求仕様とした。HYFLEXの規模であっても風洞試験模型に比べて圧力導入管の長さをかなり長くなり、飛行経路も動圧が非常に低い状態から始まるため、圧力導入管による応答遅れが問題となる。圧力導入管による圧力変化の遅れについては、表3.13-4に示すような目標要求をまとめ、この要求をほぼ満足するように導入管内径を決定した。この決定のための試験及び解析について付録A11に示した。長さが決められた場合、応答を速くするには内径を

太くする以外に方法はないが、過度に太くすると重量増を招くほか導入管を通した熱の流入などの影響が無視できなくなるなどの問題がある。

圧力を電気信号に変換するいわゆる圧力センサは、上述のように広い圧力範囲で計測を行うため、精度の要求が厳しくなる。この対策として、各計測点毎にレンジが異なる2個のセンサを用いる方法もあるが、重量増やCH数の増大などの欠点がある。HYFLEXでは、表3.13-5に示すような諸元を持つ高精度の圧力センサ（ソーラトロン社製78811Z型）を採用することでほぼ要求を満足すると判断し、計測点あたり1個のセンサで対応することとした。78811Zは、圧力チャンバの振動数が内圧により変化する性質を利用し、その振動数をピックアップで検出して圧力を測定するものである。このため、

表3.13-4 圧力入管による応答遅れに関する要求条件（目標）

項 目	A D S	R C S 周り
要 求	高度65km以下の表面圧力（表面圧力1.3kPa以上）において、10Hzの周期的表面圧力変動（変動の大きさは表面圧力を中心とした表面圧力×0.1）に対し、センサーチャンバー内圧力の変動幅が90%以上あること	高度65kmの表面圧力において、40Hzの周期的表面圧力変動（変動の大きさは表面圧力×1.5を中心とした表面圧力×0.5）に対し、センサーチャンバー内圧力の変動幅が90%以上あること
根 拠	A D Sにおいて速い応答が要求されるのは、機体姿勢変化との関係で α 、 β の計測においてである。要求精度=0.02%FSで、理論的に α の変化 $\Delta\alpha=1^\circ$ を検出できるのは高度約75km以下である。圧力配管系は構造/熱との関係極力細い設計を目指す必要があるとの認識から、実際には理論限界の5倍程度の圧力から有効な計測を目指すとして、応答要求は75kmにおける表面圧力の5倍程度になる65km以下とする。	R C S on/offによる圧力場の変動は（圧力が低い領域では）表面圧力の大きさと同程度であると考えられる。これを10%の精度で検出するには、表面圧力が $130(\text{kPa}) \times 0.02\% / 10\% = 0.26(\text{kPa})$ 以上必要である。C F D計算によると安定翼表面の圧力係数は概ね0.2であり、表面圧力=0.26kPaは、動圧が $0.26(\text{kPa}) / 0.2 = 1.3(\text{kPa})$ に相当する。この領域では実験機の対気速度は概ね分離速度に等しいと考えられるため、この動圧は大気密度が $1300 / 4400^2 \times 2 = 1.3 \times 10^{-4}(\text{kg/m}^3)$ に相当し、これは高度約65kmである。

注—この要求は基礎設計時に設定されたものであり、分離速度：4.4km/s、RCS周りの圧力計測サンプリングレート：40Hzの時点におけるものである

表3.13-5 圧力センサの主要諸元

[ADS/RCS周り用]

項 目	仕 様
センサ本体名称	Solartron社製 78811Z
入力範囲	0～130kPa絶対圧
入力耐圧	0～390kPa絶対圧
計測レンジ	51Pa～107kPa
出力周波数範囲	8.3kHz～10.2kHz (51Pa～107kPa)
出力形式	オプティコレクタ方式、ハルズ(テューティ比1:1)
計測精度	±19.5Pa以内(35Pa～3.5kPa)、±9.1Pa以内(3.5～107kPa)
精度保証温度範囲	-20～125℃
温度センサ出力レンジ	0～5V
入力電源	15±0.5V、-15±0.5V

[一般部用]

項 目	仕 様
センサ本体名称	IMO Industries社製 CEC5003
入力範囲	0～15psia(0～103.45kPa)
入力耐圧	45psia (310kPa)
定格出力	30mV
非直線性、ヒステリシス	±0.1%F.S.
入力インピーダンス	300～565Ω(400Ω/ミナル)
出力インピーダンス	300～500Ω(400Ω/ミナル)
精度保証温度範囲	-65～+250℃
温度センサ	白金抵抗測温体 1000Ω±0.1%(0℃)
入力電源	10V DC

上にも述べたように、衝撃、振動に対して弱く、その搭載に際しては次のような対策を行った。HYFLEX実験機の衝撃源で最も大きいのはJ- ロケット2段目と実験機の分離時の分離ナットの作動によるものである。このため、衝撃環境は後端面に近いほど悪化する傾向にあり、RCS周りの圧力計測用が特に問題となる。圧力センサは3台ずつが出力信号成形回路部およびセンサ内臓の温度センサ出力信号調整回路と組み合わせられて一つのボックスに収納され、そのボックス4台をまとめたものを、衝撃アイソレータを介して推進系気蓄器上部の空間に固定した(図3.13-11参照)。アイソレータは柔に設定すれば一般に衝撃のピークを低くできるが力積は必ずしも低下しない。また、振動によるアイソレータの発熱は柔であるほど一般に大きくなる。材質を変化させて試作したいくつかのアイソレータのうち、衝撃環境を要求通りに緩和させるものは発熱により損傷を受ける恐れがあることが判明し、さらに改良する必要がある。また、圧力導入管を介した衝撃、振動の侵入も無視できないことから、導入管の途中にフレキシブル・チューブを用いた。

一般部圧力は、風洞実験/CFD結果との比較のため代表的な箇所について計測を行った。一般部圧力計測点は機体各所に分散しており、衝撃、振動に弱く搭載に特殊な配慮が必要な78811Zを用いると、導入管の取りまわしが複雑になる。一方、HYFLEXにおける一般部圧力計測は、希薄領域はねらわず、極超音速以下の圧力係

数を実測することを目的としたものであり、計測精度要求はADS/RCS周りより低い。このことから、一般部圧力計測用のセンサは、搭載が容易なIMO社製CEC5003型を使用した。CEC5003の諸元も表3.13-5に示した。

一般部圧力センサは、主として作業上(メカ分担の方式が前胴と後胴で異なる)の都合から、前胴では導入部からセンサまでをひとつのモジュールとして組立て、機体に搭載する方式を取り、後胴では導入部、導入管、センサ部を計測点毎に組み立てる方式とした。前胴で用いたモジュールを図3.13-12に示した。

3.13.3 ヒンジモーメント

実験機のエレポンはアクチュエータから伸びるロッドにより駆動される(図3.3-1参照)。このためアクチュエータにかかる力(ヒンジモーメントは飛行中一貫して上向きなのに、ロッドには圧縮力として作用する。)を計測することによりヒンジモーメントを推算できる。また、実験機の飛行中(ヒンジモーメント計測が必要とされる大迎角投入まで)はロッドの温度上昇も無視できる範囲である。このことから、ヒンジモーメント推算のための計測は、歪みゲージをロッドに貼り付けるごく一般的な手法で行われた(図3.13-13参照)。エレポンの軸受及びロッド系にもベアリングが組み込まれており摩擦力も小さく、その補正のための手段は講じていない。

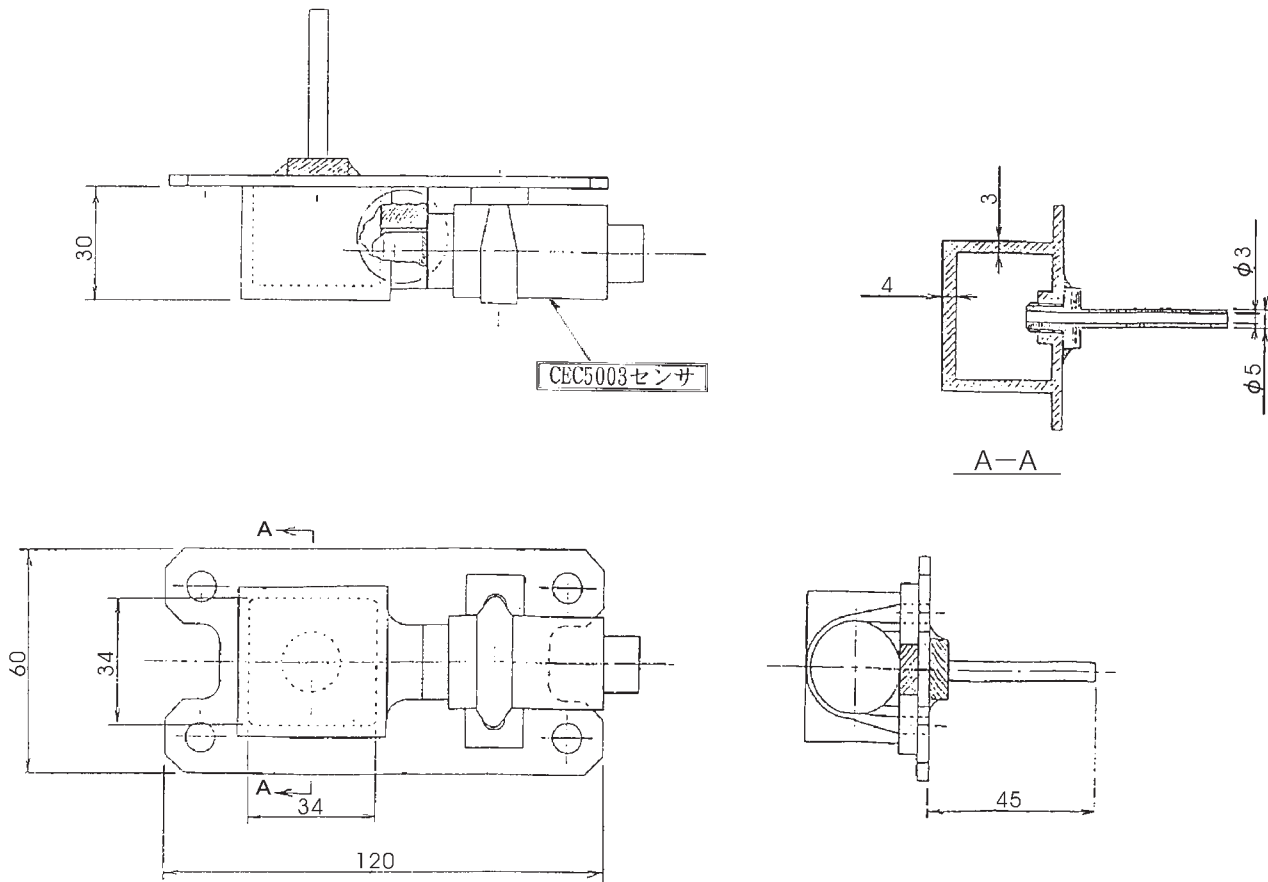


図3.13-12 一般部圧力センサモジュールの外観（前胴用）

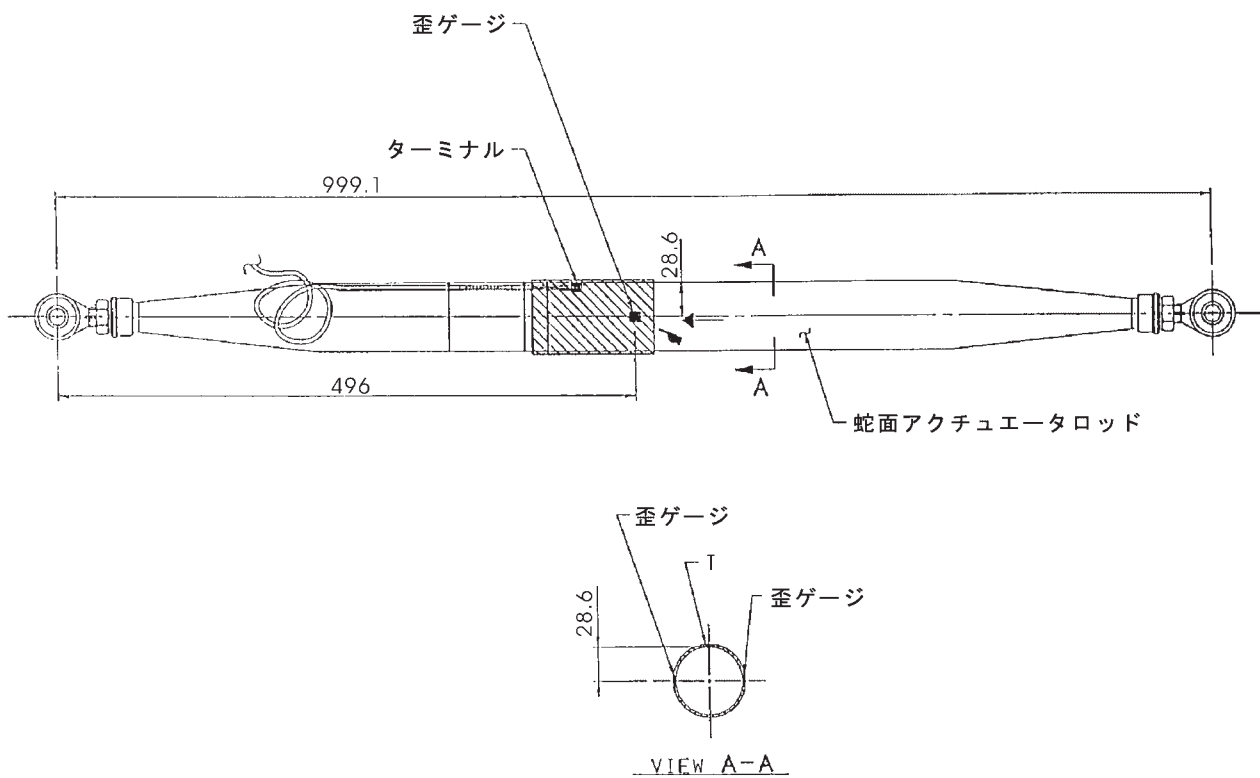


図3.13-13 ヒンジモーメント計測部

3.13.4 構造歪

HYFLEX 実験機の主構造設計上の評価は、基本的にはロケット打上時の振動環境に対する剛性要求であり、強度的には余裕が大きい設計になっている。このため、構造歪計測の目的は、構造設計の評価よりは、飛行中の構造健全性を確認し、万一の不具合発生の場合に備えて情報を得ておくことである。このことから、構造的に比較的弱く、破損が発生するとしたら最初に発生する可能性が高いと考えられる安定翼取付部近傍の構造歪を左右それぞれ1ヶ所ずつ計測することとし、胴体フレームの翼取付部内側に歪ゲージを貼付した（図3.13 - 14）。

3.13.5 電波反射強度

軌道からの再突入飛行などでは、機体周りの気体が高温化し解離・電離などの化学変化をする。この影響のひとつとして、地上との電波通信が途絶えるブラックアウトと呼ばれる現象が生じる。また、このような化学反応によって機体周りの流れ場が変わり、機体の空力特性が変化することもある。これらのいわゆる実在気体効果は地上設備での試験が難しく、CFD による予測が有力な手段として期待されている。実在気体CFDでは、気体の化学反応モデルが用いられており、その適否が結果の

信頼性に大きな影響を持つことから、気体モデルの検証などに飛行データが重要となる。

今回のHYFLEXでは、機体まわりで生じる気体の電離現象をリフレクトメータによって機上から測定することとした。リフレクトメータは、機体表面（タイルの内側）に外向きに設置したアンテナから電波を放射し、機体まわりのプラズマから反射してくる電波の強度及び位相を同じアンテナで受信する装置である。付録A12に示したように、電波の反射強度と位相は、プラズマ電子密度とその分布に依存するため、計測結果からプラズマ電子密度とその分布についての情報を得ることができる。

リフレクトメータによる計測の成立性確認及び仕様（周波数等）設定のため、実在気体CFD解析に基づく事前解析を実施した。以下その結果を紹介する。CFD解析は、簡単化のため、半頂角 40° の鈍頭円錐（迎角 0° の2次元軸対称計算）であり、鈍頭部半径はHYFLEX実験機のノーズの曲率半径に、円錐の頂角は飛行迎角に一致し、機体下面の流れ場を近似させた。ここでは、HYFLEX初期に想定していた分離速度速度 4.4km/s のHYFLEX実験機の飛行経路に沿った高度、飛行速度の変化に伴う機体回りの流れ場の計算を行った。その結果、分離後約128secから約158secまでの間、約30秒間ほど

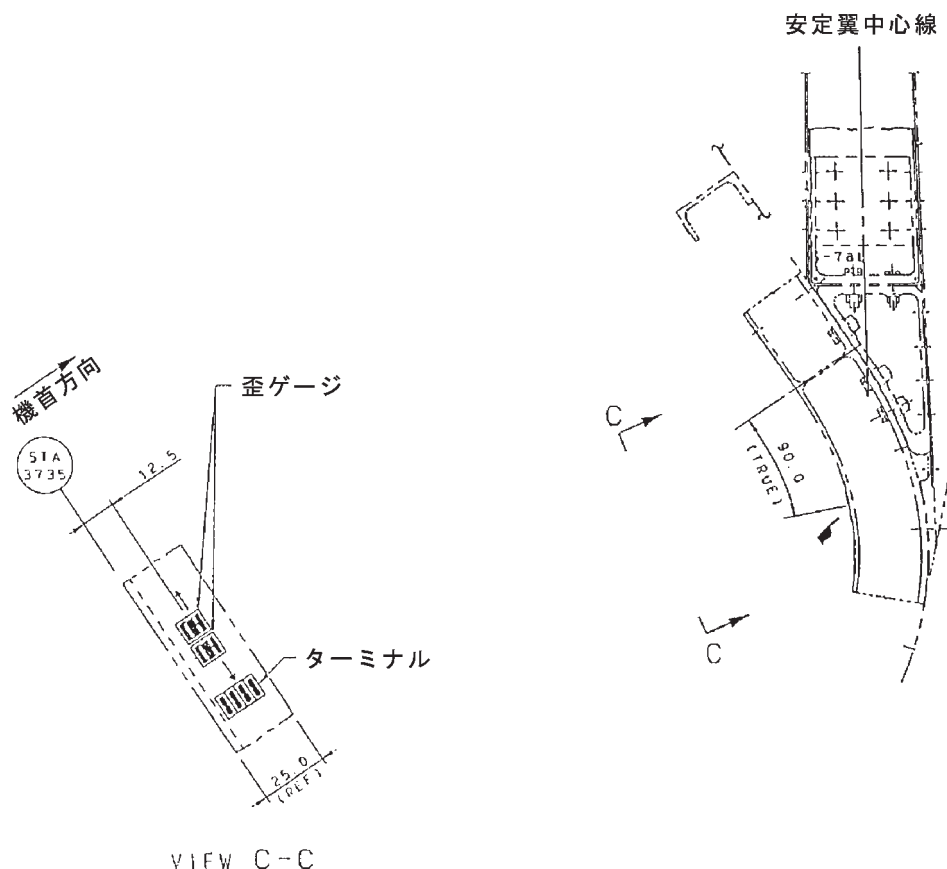


図3.13-14 機体構造歪計測部

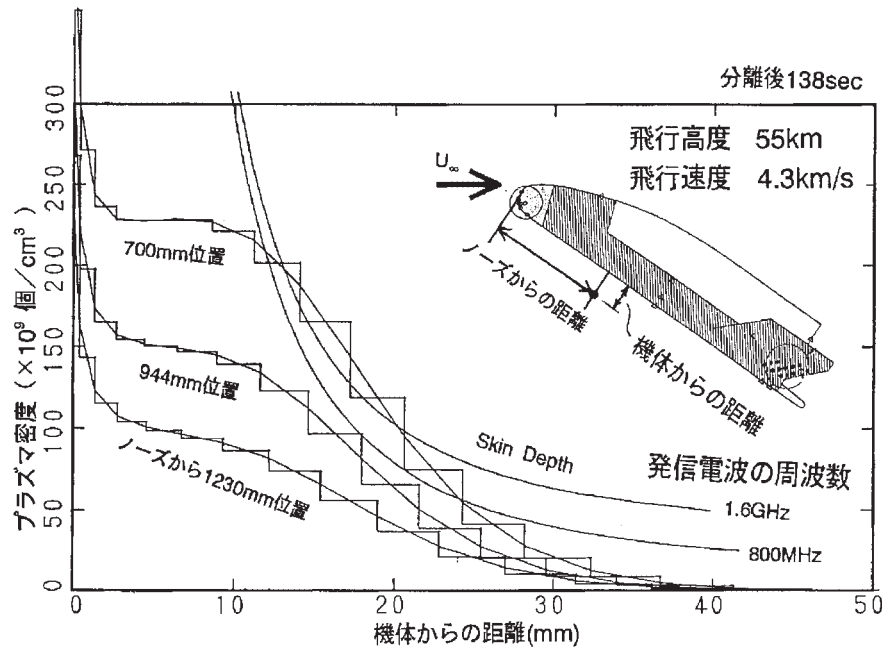


図3.13-15 事前CFD解析によるプラズマ電子密度分布の推定結果

にわたって、計測が可能と考えられる高いプラズマ密度が生じることがわかった。図3.13 - 15に、実験機の機軸方向距離に相当するノーズ円錐表面に沿った距離が700mm, 944mm, 1230mmの位置の表面に垂直方向のプラズマ電子密度分布を示した。この解析に基づくプラズマ周波数(付録A12参照)は1 ~ 4GHz程度であり、この段階で、搭載するリフレクトメータの周波数を800MHz, 1.6GHz程度とすることとした。この解析でわかるように、機体下面で生じるプラズマ層の厚さが比較的薄いため、十分な反射が生じるかどうかの問題となる。図3.13 - 15に表皮深さ(付録A12参照)を示したが、ノーズから700mmの位置では表皮深さ以上の厚さのプラズマ層が存在し十分な強度の反射が生じることが予想できる。

プラズマ周波数や表皮深さに基づく簡単な検討では、反射強度に関しておおよその推定しかできず、定量的な予測及び飛行後解析のためには、一般的な密度分布を持つプラズマ層に対して電磁波の挙動を解析する必要がある。アンテナから放射される電波及び反射波は3次元的な拡がりをもつため、最終的には3次元的な取扱いを行う必要があるが、飛行前予測のためには、1次元の簡易的な方法で電磁波の反射解析を行った。この1次元の簡易的な解析では、電磁波の進行方向に対しての密度変化を持つプラズマを層状に分割し、それぞれの層のプラズマ電子密度に対応する反射を重ね合わせて反射強度を推算した。その結果を図3.13 - 16に示したが、ノーズから700mmの位置では、800MHz, 1.6GHzともに最大で0.95以上の反射率が得られ、電波反射強度測定が可能で

あることが確認された。

リフレクトメータによってプラズマ電子密度を測定する技術については、これまで経験が無いことから、この測定法についての検証を予めしておく必要がある。このため、文部省宇宙科学研究所の高密度プラズマ発生装置を用いて地上試験を行った。試験の目的は、リフレクトメータによるプラズマ密度測定法の確認、数値解析手法の検証等についての基礎データを得ることである。試験装置の概要及び写真を図3.13 - 17, 18に示す。写真奥より手前に向かってプラズマが流入するが、このプラズマ流をスリットを通して40mm ~ 100mm程度の厚きをもつ層状にし、側面に設置したアンテナからこの層に電波を放射して反射状況を計測する。試験時のプラズマ電子密度は $2 \times 10^9 / \text{cm}^3 \sim 2 \times 10^{11} / \text{cm}^3$ 程度である。プラズマを通過した電波のチャンバ内壁から反射を防ぐため、アンテナの正面に電波吸収体を設置している。試験装置の大きさや電波吸収体の制約から、3.9GHzと6.2GHzの周波数でデータを取得した。また、ラングミュア・プローブによりプラズマ電子密度を測定した。

試験では、プラズマ密度とスリット厚さを変化させ、反射率と位相を測定した。プローブ測定によるプラズマ密度に対してプロットしたものが図3.13 - 19である。同図で、プラズマ電子密度はプラズマ層中の最大密度を示している。プラズマ密度が上がるにしたがい、反射率は増加し、位相変化は小さくなる傾向が捉えられており、反射率や位相を測定することによってプラズマ密度を計測できることが確認できた。なお、3.9GHzでカットオフを生じるプラズマ電子密度の理論値が約 $1.9 \times 10^{11} /$

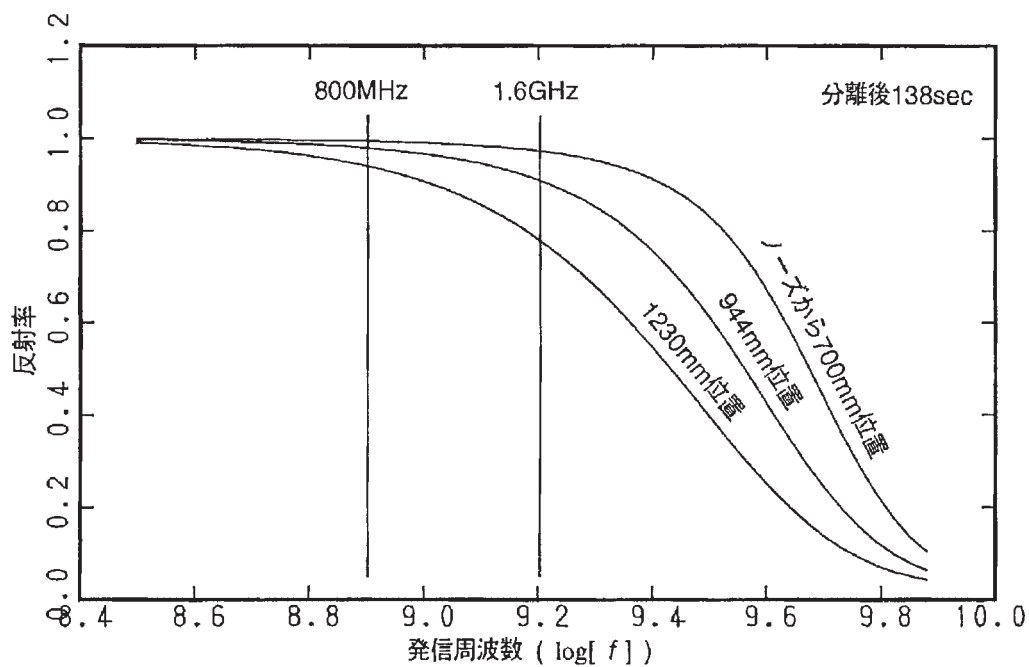


図3.13-16 簡易1次元解析による反射強度予測

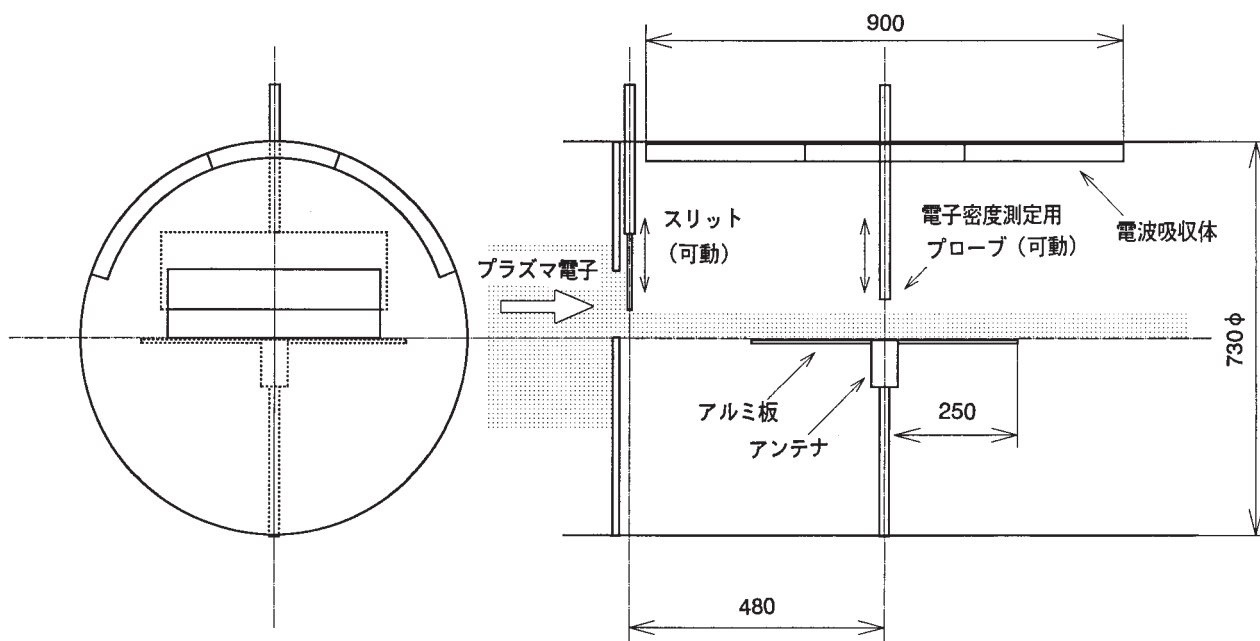


図3.13-17 リフレクトメータ地上試験装置の概要

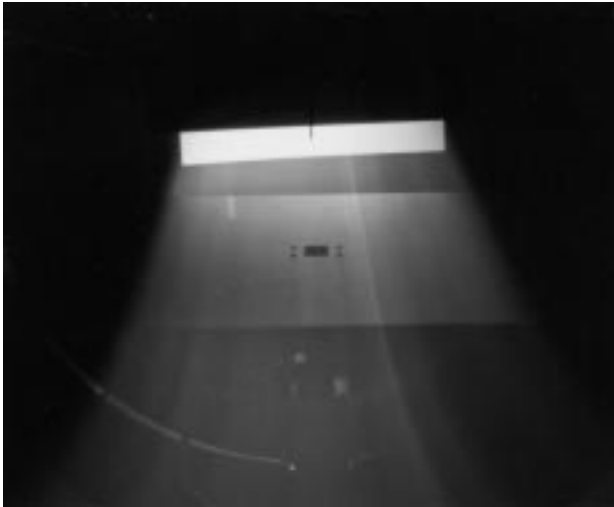


図3.13-18 リフレクトメータ地上試験状況の写真

cm^3 であることから、ラングミュア・プローブにより測定されたプラズマ電子密度は、実際の値に比べ多少小さい値を示している可能性があり、校正データとして用いるには十分ではない。なお、本試験は、文部省宇宙科学研究所において磁化プラズマ装置の共同利用研究により行われたものである。

以下、搭載用のリフレクトメータの設計について述べる。すでに述べたように1.6GHzでも十分測定可能なプラズマ電子密度があることが予想されていたが、HYFLEXの分離速度が低下したことや予測の誤差等を考えると周波数が低い方が計測はより確実になる。ところが、アンテナの大きさは波長にほぼ比例して拡大するため、搭載性を考慮して、搭載用のリフレクトメータの周波数は902.85MHzおよび1676.5MHzとした。リフレクトメータの特性として、プラズマ周波数と計測用の周波数が一致した付近で反射強度が0(または1)と急激に変化し、反射率が0または1に近い領域では定量的に有意な計測が難しいという問題がある。これを回避するには周波数を変えた計測を行う必要があり、2つの周波数で計測を行うこととした。このうち位相計測は902.85MHzのみである。

リフレクトメータの構成を図3.13-20、主要諸元を表3.13-6に示した。リフレクトメータは、900MHz帯と1.6GHz帯の電磁波を発生する機能と、反射してきた電磁波の強度および特定の点での定在波の振幅強度(900MHz帯のみ)を出力する機能を有する。900MHz計測部は、発信部(OSC)、サーキュレータ(CIR)、アンテナ(ANT)、定在波比計(SWR: Standing Wave Ratio)、検波部(DET)および増幅部(AMP)から構成される。発信部で発信された電波は、サーキュレータを通過してアンテナから機外に放出され、プラズマから反射

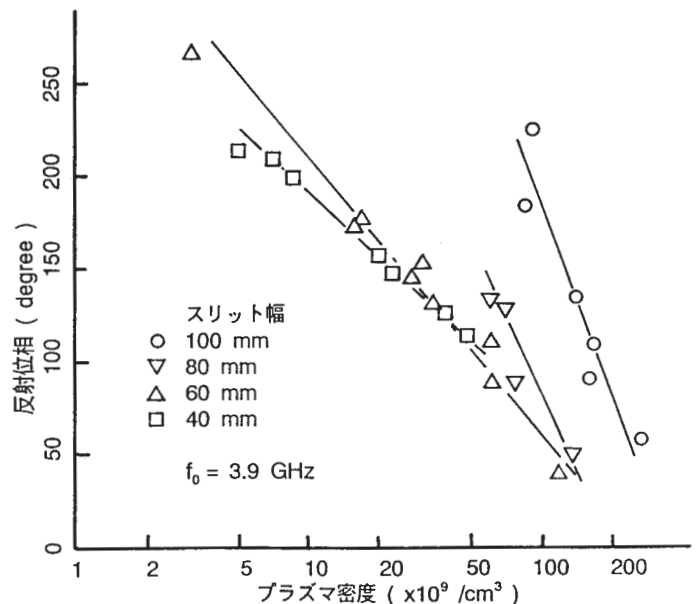
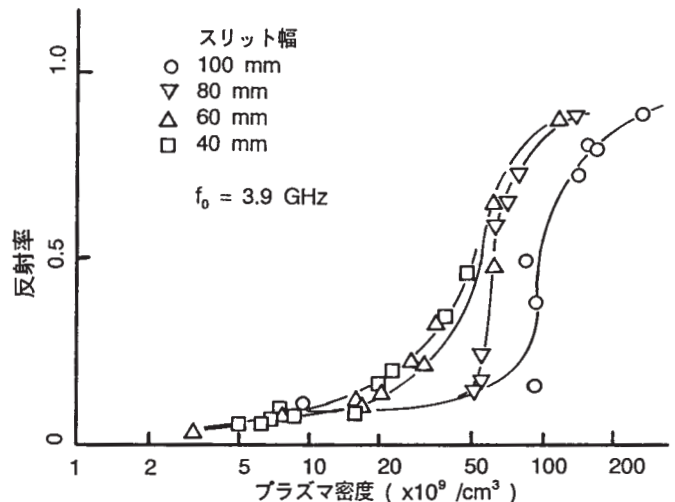


図3.13-19 リフレクトメータ地上試験結果の例

される。反射された電波は放出電波と干渉して定在波を構成し、SWR計で位相が計測される。また、反射電波はサーキュレータで分岐され、強度が測定される。1.6GHz帯では、位相検出に対応する部分がないほかは基本構成は共通である。リフレクトメータアンテナ(付図32)は、アルミニウム合金製の矩形導波管型アンテナであり、フランジ部および導波管部はアルミニウム合金から一体で削り出された構造である。全体をフレーム構造とすることで剛性を高め、振動による導波管のたわみを抑える。アンテナは、同軸コネクタから給電された電磁波(902.85MHzまたは1676.5MHz)は、矩形導波管内で基本モード(TE₁₀モード)に変換され、開口端

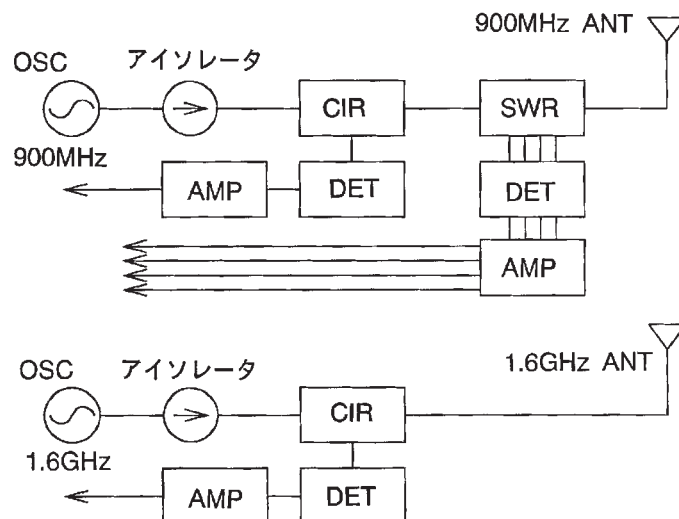


図3.13-20 リフレクトメータの構成

表3.13-6 リフレクトメータの主要諸元

本体	900MHz帯	1.6GHz帯
中心周波数	902.85MHz	1676.5MHz
周波数安定度	$\pm 1.5 \times 10^{-6}$ 以下	$\pm 20 \times 10^{-6}$ 以下
出力電力	50 Ω 負荷に対して0.1W \pm 50%	
スプリアス出力	-16dBm以下	-10dBm以下
入出力インピーダンス	50 Ω 、VSWR 1.1以下	
計測項目	反射強度	1チャンネル
	定在波位相	4チャンネル
出力電圧	0V \sim +5V	
反射信号強度	ダイナミックレンジ：-10dB以上（アンテナ、電波透過窓、タイル有）	
定在波位相	+27dBm以下、-9dBm以上（アンテナ、電波透過窓、タイル有）	
電圧モニタ	リフレクトメータ二次電圧のモニタ	
出力電圧	0 \sim +5V	
計測範囲	0 \sim +15V	
温度モニタ	リフレクトメータ内部温度のモニタ	
電源電圧	+26V \sim 34Vdc	
消費電流	270mA以下	

アンテナ	900MHz帯	1.6GHz帯
形式	矩形導波管型	矩形導波管型
周波数範囲	902.85MHz \pm 5MHz	1676.5MHz \pm 10MHz
入出力インピーダンス	50 Ω 、VSWR 1.15以下（電波透過窓、セラミックタイル有）	
偏波	直線	
温度モニタ	シャーシの温度のモニタ	
センサ	ローズマウント社 118MF500A相当	

の方向へ電送され自由空間に放射される。リフレクトメータアンテナは、900MHz帯では約75×150mm程度の開口となる。この開口部に相当する位置のアルミスキンの部に図3.13-21に示すように電波透過窓を取り付け、その表面に通常のセラミックタイルを装着する。セラミックタイルは、基本的に電波を透過させるが、真空との誘電率の違いによりアンテナの特性を大きく変化させるため、アンテナのマッチング調整は、セラミックタイルと電波透過窓を取り付けた状態で行っている。また、セ

ラミックタイルの継ぎ目がアンテナ部に極力かからないようにタイル分割パターンを調整した（図3.13-2参照）。

3.13.6 最高温度モニタ

機体各部位の到達温度に関し、熱防護系評価用と全機温度解析用温度計測では計測点が限定されており空間分解能が低いことから、それを補うことを目的として最高温度モニタを配置することとした。最高温度モニタはシ

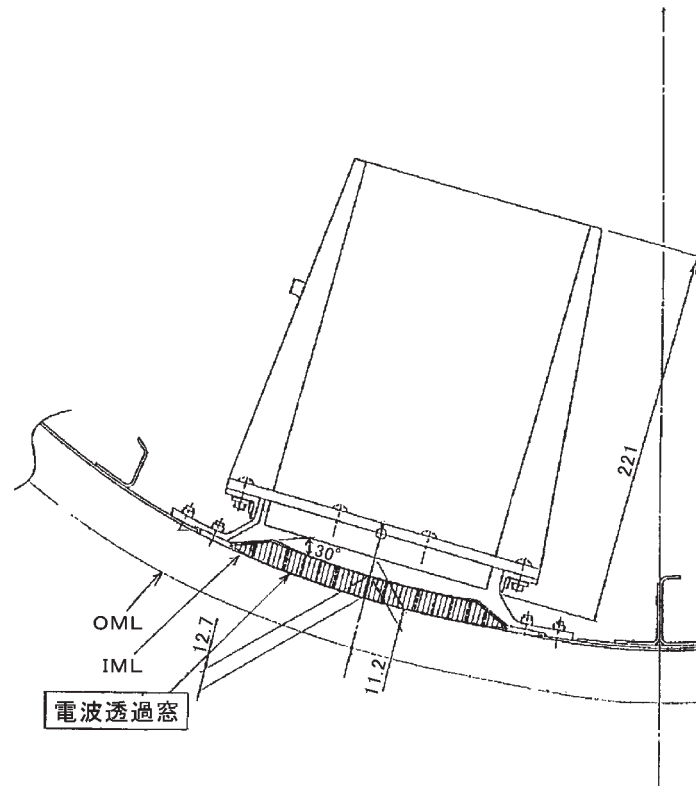


図3.13-21 電波透過窓周辺の概要

グナルコンディショナやテレメータ等に負荷をかけないものである必要があるため電気的方法によらない手段を採用することとし、高温部（C/C ノーズキャップ取付

部、エレボンファスナ、エレボン摺動部付近）は感温塗料を塗布し、アルミ構造部は感温ラベルを貼付した。

感温塗料と感温ラベルの仕様を表3.13-7, 8に示す。

表3.13-7 感温塗料の仕様

番号	原色	加熱温度 (10分間)	変色後	精度
0A128	濃い ふじ色	400℃	明るいふじ色	5%
		490℃	淡黄褐色	
		600℃	ブルー	
		740℃	白色	
		755℃	明るいブルー	
		850℃	黒色	
		910℃	ガラス状	
0A126	濃い 紫色	850℃	ブルーグレー	5%
		935℃	明るい紫色	
		1000℃	マリンブルー	
		1055℃	光沢のないガラス状	
		1130℃	光沢のあるガラス状	

表3.13-8 感温ラベルの仕様

ラベル種類	温度範囲	変色点 (℃)
A	40～71℃	40, 43, 46, 49, 54, 60, 65, 71
B	77～116℃	77, 82, 88, 93, 99, 104, 110, 116
C	121～160℃	121, 127, 132, 138, 143, 149, 154, 160
D	166～204℃	166, 171, 177, 182, 188, 193, 199, 204
E	210～260℃	210, 216, 224, 232, 241, 249, 254, 260

感温塗料は必ずしも最高温度を一義的に示すものではなく温度と時間の組み合わせで可逆的に色相の変化を示すもの(温度が高いほど変化に要する時間が短い)である。一方、感温ラベルは色相が変化する温度が相異なる塗料を組み合わせでラベル化したものであり、色相変化が比較的速いことからその点の到達最高温度を知ることができ、温度分解能も高い。

いうまでもなく、両者とも最高温度の発生時刻に関する情報を得ることはできない。また、得られる温度情報の定量的精度も熱電対や抵抗測温体等に比べると低く、これらの計測は、主として回収機体から熱防護系の不具合等による温度上昇や高温ガスの流入等の痕跡が発見された際、その読みとりの助けになることを期待したものである。そのことから、飛行前の感温塗料、感温ラベルに対しては較正試験などは行わず(真空及び海水に対する耐久性試験のみを実施)、回収後、必要があればその時点で較正試験等を実施することとした。

3. 13. 7 実験計測系シグナルコンディショナ

実験計測系シグナルコンディショナは、専ら実験計測系データを処理するためのものである。その仕様が実験計測系の特性に依存するため実験計測系に含めたが、データの流れにおける位置づけとしては通信・追尾系に含まれる機体系シグナルコンディショナと同一のものである。

機体系シグナルコンディショナが、PCM テレメータパッケージで A / D 変換される 8bit アナログデータ及び 1/0 のフラッグ情報のみを扱うのに対し、実験計測系シグナルコンディショナは、精度向上のための 12bit の A / D 変換及び周波数で出力される RCS 周り / ADS 用の圧力変換器の出力のデジタル変換等を行う機能を持つ。実験計測系シグナルコンディショナで処理されたデータを表 3. 13 - 9 にまとめた。

3. 14 環境条件

搭載機器に対する機械的および熱的環境条件の設定方

針ならびに手順について述べる。

搭載機器メーカーは提示された環境に機器がもつことを試験等で確認しなければならない。一方、システム側は実際の環境が提示した環境より厳しくならないことを試験等で確認するとともに搭載方法等を工夫しなければならない。

環境条件の種類はロケットに準じて設定することとした。すなわち、機械的環境は正弦波振動、ランダム振動、衝撃、音響、準静的加速度で規定し、熱的環境は空力加熱率と温度で規定する。

環境条件の時間的フェーズは、実験の進行に沿って大きく地上 / 飛行 / 着水後の 3 つに分けられる。まず、地上環境は飛行までの一般的な環境として、輸送 / 保管に関して設定するが、これは搭載機器への環境条件と異なり、製造メーカーが守るべき環境である。次に、飛行環境はさらに打上 / 滑空 / 着水の 3 フェーズに分けられる。打上中の環境については J - ロケットがフェアリング内環境として提示しているものをもとに HYFLEX 側で設定する。滑空中および着水時の環境については、HYFLEX の運動から設定する。最後に、着水後環境は深度で規定する。適切な深度を設定するため、実物大の模型を用いた着水実験を行う。

各搭載機器は必ずしも最後のフェーズまで機能していなければならないわけではない。必要なフェーズにおいて必要な機能を果たせればそれでよいので、特に着水衝撃に耐えることを要求する機器は PCM - PKG メモリ、フローテーションバッグ、ビーコンの 3 つに絞りを、他機器に対する過剰な要求は行わないことにする。

以下、環境条件の種類ごとにその主だったものについて説明する。

3. 14. 1 機械的環境条件

打上げ時の機械的環境の基準になるのは J - ロケットとのインターフェースにおける条件であり、これをもとに実験機各部位における環境条件を設定する。このとき、実験機自身の機械的特性が大きく関与してくるが、

表 3.13-9 実験計測系シグナルコンディショナで処理したデータ

計測項目	チャンネル仕様			備 考
	ビット数	サンプリング・レート	チャンネル数	
圧力	12bit	20sps	12	RCS 周り
	12bit	10sps	10	ADS
温度(熱電対)	12bit	10sps	13	タイル部等表面温度
	12bit	10sps	18	C / C 部温度
リフレクトメータ	8bit	40sps	2	強度
	8bit	10sps	4	位相
アナログデータレクト(熱電対等)	12bit	10sps	3	実験系シグナルキャリアレーション
	8bit	5sps	14	タイル部中間温度等

HYFLEXの場合は機体表面にセラミックタイル等の熱防護系が貼付されていることが特徴的であり、これが衝撃の伝播や音響の透過にどの程度影響を与えるかを見積もる必要があった。このため、環境条件設定データ取得試験(脚注)を行い、その結果をもとに、J-提示の打上環境からHYFLEX搭載機器環境を設定した。

滑空環境は実験機の飛行経路等をもとに各コンポーネントが置かれる環境を文献調査及び解析により推定した。解析においては各種パラメータの分散を考慮し、最も厳しい環境になるよう設定した。パラシュート開傘時の空気力による衝撃は、パラシュートの空力特性と開傘時の速度、機体姿勢から設定した。着水時の環境は規定しないこととした。これは着水衝撃に対する機体構造の健全性を保証することが難しく、着水時に機能すべきコンポーネントに関しては、実大模型による着水実験により確認することとしたためである。

着水後の環境については、着水後の運動解析(3.12 減速・回収系の項参照)により水中深度、回収系ライザー長等が定まったので、それをもとに設定した。

なお、輸送/保管時等の地上環境(温度等含む)については軌道再突入実験機OREXを参考にして設定した。

3.14.2 熱的環境条件

打上げ前においては機体内配管による空調を用いて実験機内空気温度を20以下に保つことを前提とした。打ち上げ後は各搭載機器の発熱、機体内面との輻射熱交換を考慮することとした。なお、コンポーネント取り付け部分は断熱条件とし、機器にとって厳しい側になるよう規定した。これらの基本方針のもとで、各機器に対し、個別に取り付け点温度履歴、機体内面輻射温度履歴を規

脚注：「ランダム振動・音響・衝撃環境条件設定試験」

アルミ板にストリングを取り付けた模擬外板、模擬外板にセラミックタイルを貼付したものの、模擬外板に可撓断熱材を貼付したものの3つの正方形パネル(辺長560mm)を製作し、熱防護系がランダム振動、音響、衝撃の各環境条件設定にどのように影響するかを調べた。

ランダム振動条件設定に関しては、これら3種類のパネルを4辺固定になるように剛なフレームに取り付け、それを加振機により面外方向にランダム加振して、パネル各部の振動レベルを調べた。

音響条件設定に関しては、ひとつの面が開いている立方体の箱(辺長600mm)を合板(厚さ50mm)で作製し、その開いている面に、上記3種類のパネルを取り付け、それぞれに対して音響試験を行い、内部への音響透過率および外板振動応答を計測した。

なお、衝撃環境に関しては、衝撃の減衰率を調べるのではなく、熱防護系の耐衝撃性を確認することを目的とした。

定した。

なお、HYFLEXには200点あまりの場所に感温ラベルが貼られており、なかに40で変色するものも含まれているため、機体側に対して、製作作業中を含め、できるかぎり機体が40以下に保たれるよう要望した。

3.15 J-アダプタ

J-アダプタに要求される機能は次の3つである。

- ・分離までの間、必要な強度、剛性で実験機とJ-ロケット2段目(厳密には2段目上部に取り付けられた実験機継手)を結合する。
- ・分離時に必要な相対速度(1m/s)を実験機とJ-ロケット2段目の間に与えること。(分離のための分離ナットは実験機側に搭載する。)
- ・J-ロケットの指令破壊時に実験機のエレボンリンク機構を破壊し、実験機が単体で安定飛行することがないようにすること。

J-アダプタの写真を図3.15-1に示す。実験機は台座からのびる4本の腕で支持される。

2段目J-ロケットの能力からみて、到達速度3.9km/sに対し実験機重量約1tは過小であり、重量余裕は十分あるため、分離時にロケット側に残るJ-アダプタの設計上軽量化は考慮する必要はない。このため、強度、剛性を持たせるための設計上の困難は特にない。

分離時の相対速度は、J-アダプタ側に組み込んだバネ4本により発生させた。

飛行安全計画の項でも述べるように、J-ロケット指令破壊時には、実験機を積極的に分離することではなく、2段目の一部とともに破片として落下する可能性が高いと考えられる。しかし、実験機とJ-アダプタは分離ナットによりの結合されており、指令破壊時に分離ナットが作動して実験機単体として分離される可能性がある。この場合、実験機単体で安定的に揚力飛行することがないように、2枚あるエレボン的一方のリンク機構

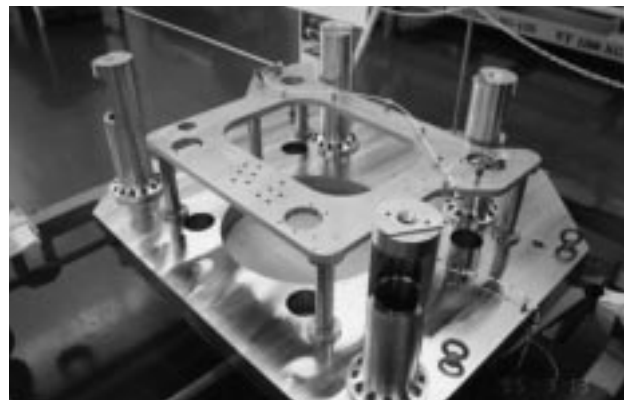


図3.15-1 J-アダプタの写真

(アクチュエータとエレポンを連結しているリンク)を破壊することにより、実験機を空力的に非対称にし、ロール状態にして安定的な揚力飛行を防ごうとするものである。リンク機構の破壊は、CSC(Conical Shaped Charge)と呼ばれる火工品を用いた。この火工品は、作動時に高温のジェットを発生させ、ジェットに曝される部分を破壊するものである。左舷側のエレポンのリンク機構に向けて冗長系としてこのCSC2基をJ - アダプタに搭載した。このCSCはJ - ロケットの指令破壊系に組み込まれており、指令破壊指令により作動する。

CSCは固体モーターケースの外側に接触させて取り付け、指令破壊時にモーターケースに穴をあけるような使い方をされているが、今回のエレポンリンク機構の破壊のように、CSCから距離がある物体を破壊する能力の試験は行われていなかった。このため、ダミーのリンク機構を用いた破壊試験を実施し、十分な破壊力を持つことを確認した。

3.16 J - ロケットインターフェース

ロケットインターフェースとは、機械的、電氣的に実験機とロケットが適切に結合され所定の機能を果たすための設計である。具体的には、

- ・質量、重心、慣性特性等のインターフェース
- ・実験機/ロケット結合状態での柔結合解析
- ・分離イネーブル信号
- ・分離解析
- ・再衝突解析
- ・通信・追尾上のインターフェース
- ・空調配管インターフェース
- ・指令破壊系インターフェース(J - アダプタ/ロケット間インターフェース)

などがある。

本報告は実験機自体の設計を中心としたものであるため、それぞれについてその概要を述べ、詳細は省略する。

[質量、重心、慣性特性等のインターフェース]

質量特性に関するインターフェース条件を表3.16 - 1

にまとめた。J - アダプタの項で述べたように、HYFLEXの打上げにおいてはロケット能力には十分な余裕があったため、インターフェース質量として2tという大きめの値を決定し、余剰分はJ - アダプタにダミーウェイトを搭載することとした。また、実験機の重心位置については、飛行制御上の要求から厳しく満たすことが要求されており、それを前提としたロケットとのインターフェースには特に困難さはない。

[実験機/ロケット結合状態での柔結合解析]

人工衛星の構造設計においてはロケットと人工衛星を弾性体でモデル化し、両者を結合した状態で外力に対する応答を解析する柔結合解析がしばしば行われる。ロケット側から提示される固有振動数要求やインターフェース面での荷重条件(振動条件)をクリアできれば、その必要はないが、種々の理由によりこれらの要求を満足することが難しい場合は柔結合解析を行って、フェアリングとの干渉やロケット側制御系との干渉が起きないことを確認することになる。その際には衛星側のみならず、ロケット側も設計変更をし、両者の調整作業を通じて打上げ環境が合意されていくのが通例である。衛星側はそれに応じて搭載機器に対する環境条件を設定/保証しつつ構造設計を進めることとなる。

HYFLEX実験機の場合、機体が細長い形状であり、かつ、パラシュート放出のため後端面に大きな開口部を設けなければならないという制約から、ロケット側から当初提示されていた構造の最低次固有振動数をクリアすることができず、柔結合解析を行うことになった。フェアリングや制御系との干渉が起きないことは確認できたが、先端部の加速度が過大になることが判明した。一方、ロケットの設計が進捗するにつれ荷重レベルが厳しい方向に変更になり、実験機側だけでは現実的な対応が不可能となったため、振動解析におけるノッチのかけ方をロケット側と調整して解析を繰り返し、最終的な荷重条件に関して合意に達した。

それを受けて実験機側は設計変更を行い、J - アダプタ支柱の剛性アップならびに配置の変更、機体後端面

表3.16-1 J - ロケットとの質量特性インターフェース条件

		インターフェース確認書規定値	最終値
質量(kg)		2000±24	2038 ^{注1}
重心	機軸方向	I/F面より1200±50mm	I/F面より1210mm
	機軸直角方向	ロケット中心軸より10mm以内	ロケット中心軸より1.6mm
慣性率 (kgf・m・s ²)	I _{xx}	40±10	40
	I _{yy}	400±30	384
	I _{zz}	400±30	380

値はいずれもJ - Iアダプタ込みの値

注1 - 規定範囲を超えているが、J-17タフタではなく実験機継手側で調節することで合意

近傍金具類強化、ロンジロン配置ならびに形状変更等によって機体の剛性を上げることとしたが、これは機体重量の増加につながった。

[分離イネーブル信号]

実験機搭載計算機は冗長構成にはなっていないため、単独のエラーにより実験機が早期に分離するおそれがあり、飛行安全上の問題を生む可能性があった。このことから、分離のための火工品点火信号が、実験機からの分離信号及びJ- ロケットからの分離イネーブル信号のand論理により送出されるような機器構成とした。これにより、ロケットの上昇経路が所定の範囲はずれ飛行安全上問題となる位置・速度で分離が行われると予想される場合(詳細は飛行安全計画の項参照)には、地上からのコマンドでJ- ロケット側からの分離イネーブル信号の送出を停止し、実験機を分離させずに2段目とともに落下させることが可能となった。また、この結果、分離停止コマンドを実験機自身が受信する必要はなく、実験機の通信・追尾系の簡素化が維持された。

[分離解析・再衝突解析]

分離解析と再衝突解析は似たものであるが、結合状態にある実験機とJ- アダプタが分離スプリングの反力で接触することなく分離できることを確認するのが前者の分離解析であり、一旦離れた実験機とJ- ロケット2段目が残留推力や作用する空気力の差等によって再度接近、衝突しないことを確認するのが後者の再衝突解析である。HYFLEXにおいては、後者の解析及び再衝突回避の確認について必ずしも容易でなかった。

再衝突が深刻な問題となるのは、通常の2/3段目の分離に比べて、分離される実験機に加速のための推進装置がなく分離後比較的短時間後にロケットに点火・加速する3段目との分離とは異なること、分離後の実験機と2段目がともに降下し空気力が次第に増大することなどが異なることが背景となる。また、解析上の困難さとしては、各種誤差を考えると実験機とJ- ロケット2段目の最接近時の相対距離を10cm単位で評価するが必要となる程度に接近する可能性が否定できず、両者を質点や単純な球で模擬する解析ではなく、それぞれの形状を考慮して間の距離を評価する必要があったことによる。この結果、誤差と最接近距離の関係はきわめて非線形になり、RSSのような単純な統計処理ができなかったことも解析をいっそう複雑化した。

分離後の実験機の動きを大局的に支配するのは右バンクに伴う空気力であり、J- ロケット2段目においては2段モーターの残留推力である。各種誤差による分散は、この大局的な動きの周りに存在可能域を拡散する傾

向をもつ。このような観点から、両者の距離を大きくするには、J- ロケット2段目を進行方向左に向けて90°ヨー回転させることにより残留推力による変位を左に向けることが効果的であることがわかる。しかし、事態はそれほど単純ではなく、J- ロケット2段目を左側へヨー回転させるためにはノズル付近にある姿勢制御スラスタを最初に左向きに作動させる必要があり、その反力としてJ- ロケット2段目の重心は最初には右向きの速度を得てしまう。この回避マニューバのタイミングやレートにより最接近距離は変化し、誤差を考えると負の距離、すなわち再衝突の可能性もあることが示され、回避のためのロケット側へのキックモーターの搭載も検討されたが、最終的には、回避マニューバの最適化により再衝突の回避が可能であることが確認された。再衝突解析には、実験機と衛星フェアリングの再衝突の解析も含まれるが、衛星フェアリングは実験機に比べて弾道係数値が大きく異なることから再衝突回避のための特段の処置が不要であることが確認された。

J- ロケットの追尾やJ- ロケットのテレメトリとの干渉を防ぐための、通信・追尾上のインターフェースについては、データ伝送、追尾計画の項で述べる。

また、空調配管インターフェース、指令破壊系インターフェースに関して特筆すべきことはない。

第4章 飛行計画設計

4.1 飛行計画

飛行計画のスタートとなる分離条件であるが、HYFLEX実験機はアボジ/分離点付近の高度ではほとんど空気力を受けないで飛行する。このため、どの時点で分離されるかはその後の飛行経路にはほとんど影響せず、いいかえればその経路を特徴づけるのはアボジの位置及びアボジでの速度である。アボジ位置は、2.3に述べたようないくつかの制約から、高度110km、東経135.0度、北緯30.5度(いずれも概略値)に設定され、アボジにおける速度は3.9km/s、速度方位角は87.0度である。飛行計画策定はこのアボジ条件を前提に進めた。この経路上における分離のタイミングは、ロケット側のシーケンスによって決められ、2段燃焼終了後にフェアリング開頭、ロール姿勢変更等に引き続き行われるため、アボジ通過後約18秒後になる。分離時の位置、速度及びそれらの3分散は表4.1-1に示した。同表には飛行計画策定に用いた値と、打上げ前に設定されたJ- ロケット最終設定飛行経路に基づく最終値を併せて示した。同表には3分散の大きさも示したが、要素毎の分散には相関があるため、着水域の予測等においては相関を考慮した解析を実施した。

2.3で述べたように、実験機は分離速度が地球周回軌

表 4.1-1 実験機分離条件

	飛行計画 上のノミナル	最終設定飛行経路	
		ノミナル	3 σ 範囲
高度 (km)	108.9	109.1	105.17 ~ 111.62
対地速度 (m/s)	3902.6	3902.5	3866.6 ~ 3937.9
対地速度上下角 (deg)	-1.75	-1.82	-3.14 ~ +0.61
対地速度方位角 (deg)	87.44	87.36	87.1 ~ 87.8
地理緯度 (degN)	30.49	30.50	30.45 ~ 30.54
経度 (degE)	135.74	135.73	135.6 ~ 135.8

道速度の約 1/2 にすぎず、軌道からの再突入初期におけるように遠心力により揚力不足を十分補うことはできず、自由落下に近い状態で高度を失う。この間に 3 軸 6 基の RCS スラスタを用いて迎角 49°、バンク角 20° の初期姿勢をとる。

高度低下に伴い動圧及び空力加熱率が次第に上昇し、滑空飛行中の最大マッハ（約 14.4 数）は高度約 85km、最大空力加熱率は高度約 45km でそれぞれ得られる。最大加熱率を終えたあたりからバンク角を 50°（ノミナル）程度に大きくし、目標点及び抗力加速度を指標としてバンク角の変化による誘導を開始する。この場合、何度も述べたようにバンクは右のみに限定される。この間の、迎角スケジュールや予測ノミナル・バンク角履歴の考え方は 3.7 の誘導則、制御則の項で述べた。設計されたノ

ミナル経路に沿った諸量の時間履歴を図 4.1 - 1 に示した。図 4.1 - 1 で、HYFLEX の空力加熱率履歴がカプセル状飛行体のようなピークを持つものであることがよくわかる。

最大加熱率の前後の期間において、テレメトリーの電波ブラックアウトの可能性がある。これに対する対策は、4.3 のデータ伝送・追尾計画の項で述べる。

実験機の誘導はマッハ 3 まで、姿勢制御はマッハ 2 まで継続される。誘導をマッハ 3 で終了させたのは次のような理由により、積極的な意味はない。超音速領域の飛行迎角は L/D の改善を主たる目的として 30° を基本とした。しかし、風洞試験結果及び飛行解析の結果、マッハ 3 以下では各種誤差を考慮すると安定性が不足するおそれがあることが判明し、マッハ 3 以下のノミナル迎角を

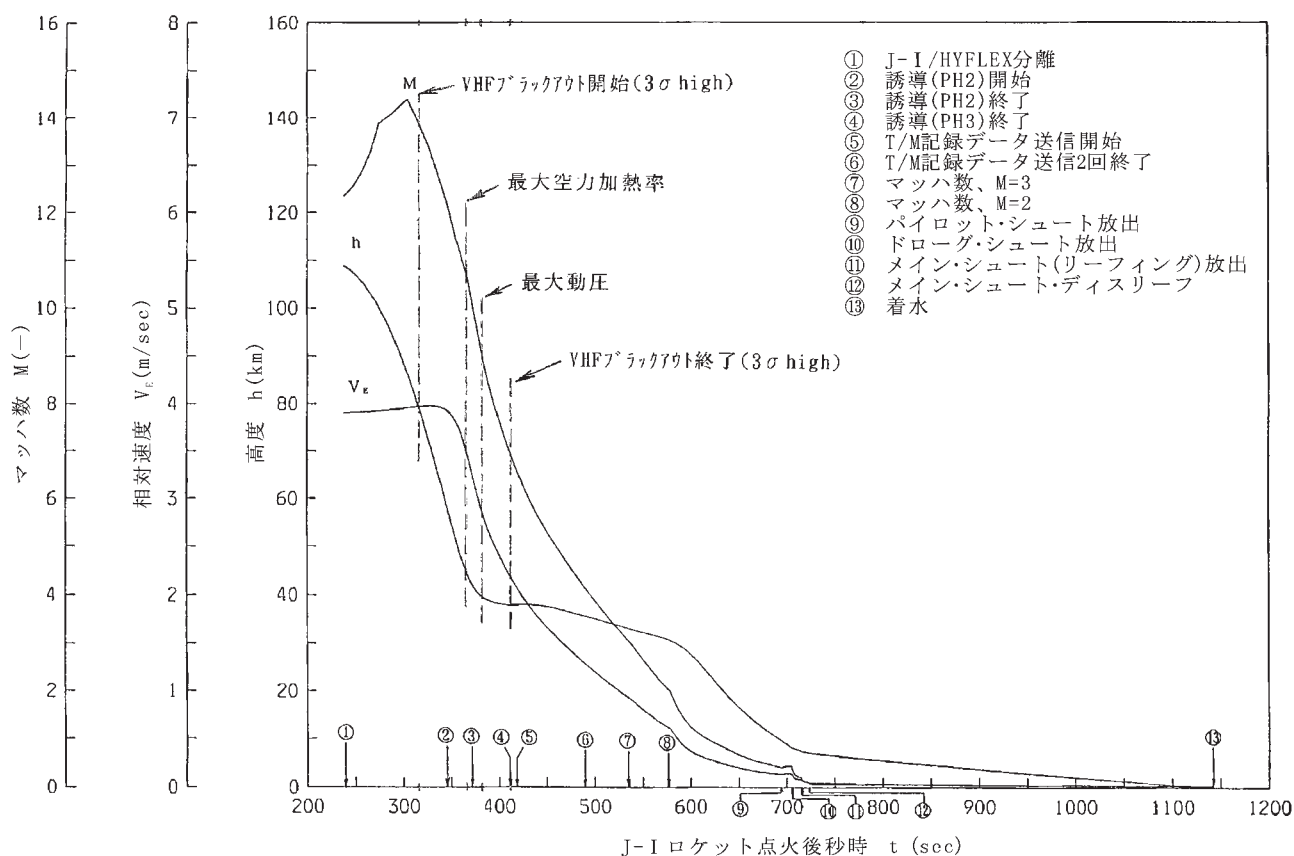


図 4.1-1 ノミナル経路に沿った諸量の時間履歴 (1) 高度、相対速度、マッハ数

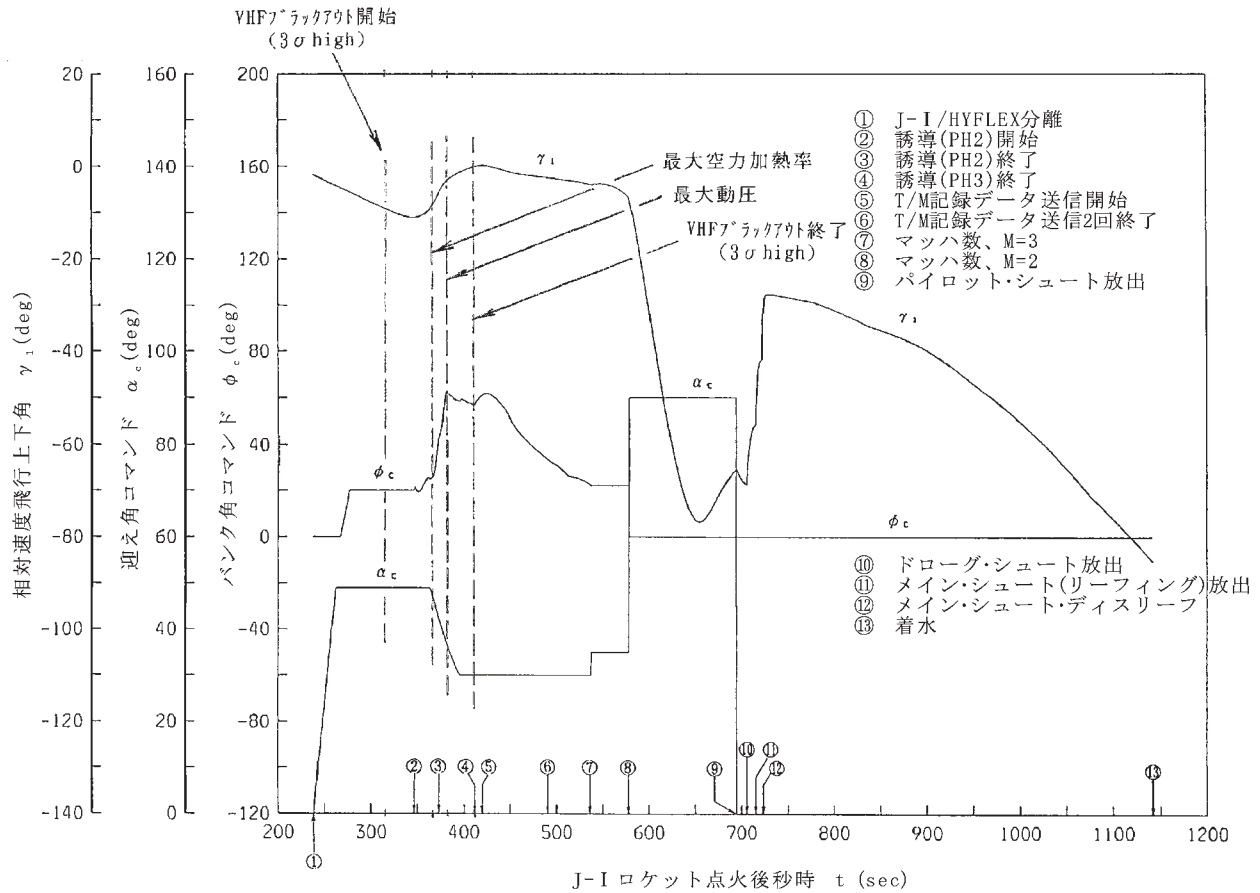


図4.1-1 ノミナル経路に沿った諸量の時間履歴 (2) 相対速度上下角，迎角，バンク角

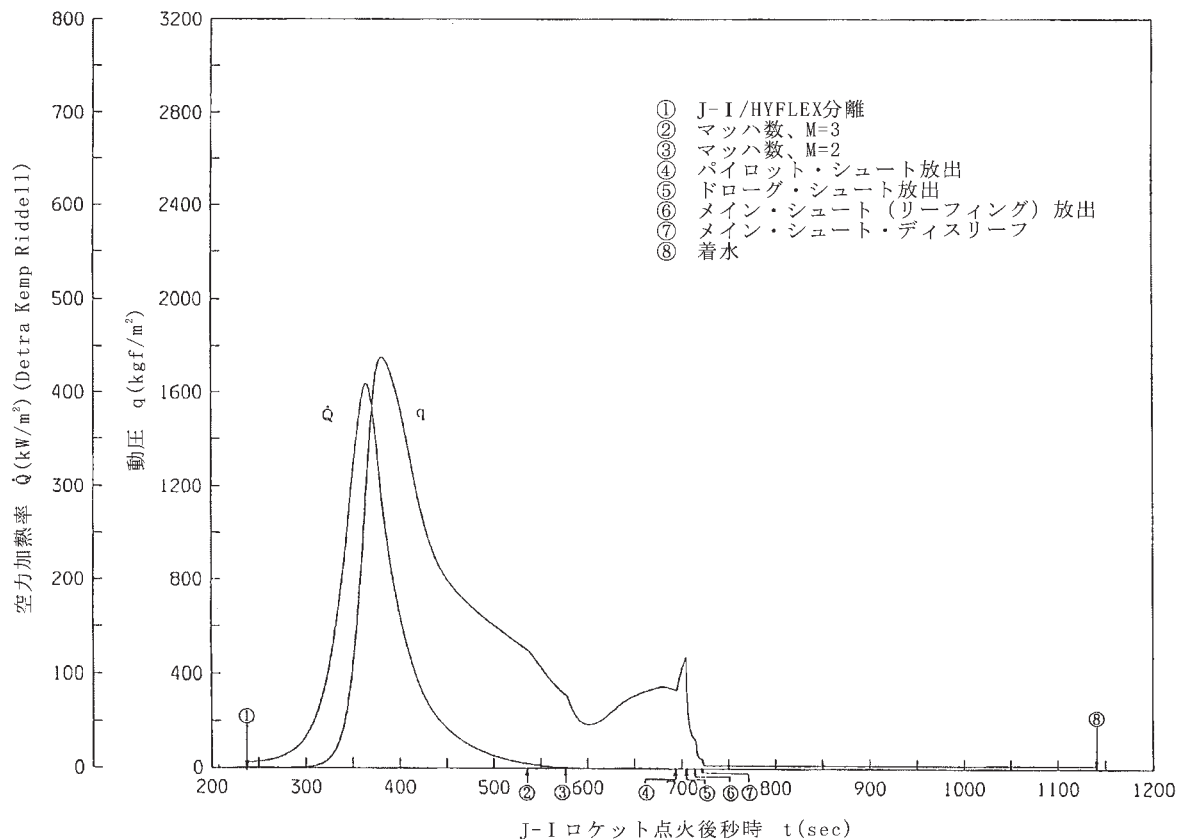


図4.1-1 ノミナル経路に沿った諸量の時間履歴 (3) 動圧，淀み点空力加熱率

30° から 35° に変更した。この結果、 L/D などの特性がマッハ3 で不連続に変化することになり、機上の誘導則でのダウンレンジ予測が若干複雑化することとなった。この複雑化に対応することも可能であったが、マッハ3 からマッハ2 までの飛行距離は 30km 程度であることから、誘導終了をマッハ3 とすることによる着水点分散への影響は小さく、誘導則の複雑化を避けて誘導終了をマッハ3 としたものである。マッハ3 から2 の間は、マッハ3 におけるコマンド姿勢を保持して飛行することとなる。

マッハ2 以下の飛行方法については、付録A13 に述べたようなトレードオフを行い、90° 付近の大迎角姿勢に変更して減速し、亜音速になった後に一連のパラシュートを放出することとした。パラシュート放出コマンドは、付録A14 に述べたように、慣性航法系のデータが保証されているマッハ2 通過からの経過時間で設定することとし、さらに、マッハ2 以前に姿勢制御が不可能になる場合も想定してマッハ4 の時点でスタートするバックアップ・シーケンスを併用している。

最終的にメインシュートにより約 15m/s に減速された実験機は、小笠原諸島父島の北東海域に軟着水し、フロートションバッグの浮力で浮遊した機体は船舶により回収される。

分離からの飛行距離は約 900km、分離から姿勢制御終了までの飛行実験期間は約 400 秒である。

飛行中のその他の諸量を図 4. 1 - 2 ~ 5、主要なシーケンス・オブ・イベントを表 4. 1 - 2 に示した。また、表 4. 1 - 3 に誤差源による主要飛行パラメータの分散を整理した。

4. 2 飛行安全計画

飛行安全は、リフトオフから着水までの間に、飛行実験に伴い、地上の人員、設備及び第三者の身体、財産に被害を及ぼすことがないようにすることを目的としている。HYFLEX の場合、飛行安全の基本的な考え方や要求事項は、従来と変更ない。しかし、HYFLEX 実験機の飛行特性及びミッションは、飛行安全の観点から、一般の衛星打ち上げの場合に比べて 2 つの点で特徴がある。まず第 1 は、ペイロードたる実験機が（速度域によっては）空力的に安定して飛行し、その場合無視できない大きさの揚力を発生する形状をしていることであり、第 2 は、衛星の場合は地球周回軌道に乗るのが正常飛行であることから異常時以外は地上に落下しないが、HYFLEX 実験機は地上（厳密には海上）に落下することを本来のミッションとすることである。このため、具体的な飛行安全計画を見た場合、ペイロードや経路の性

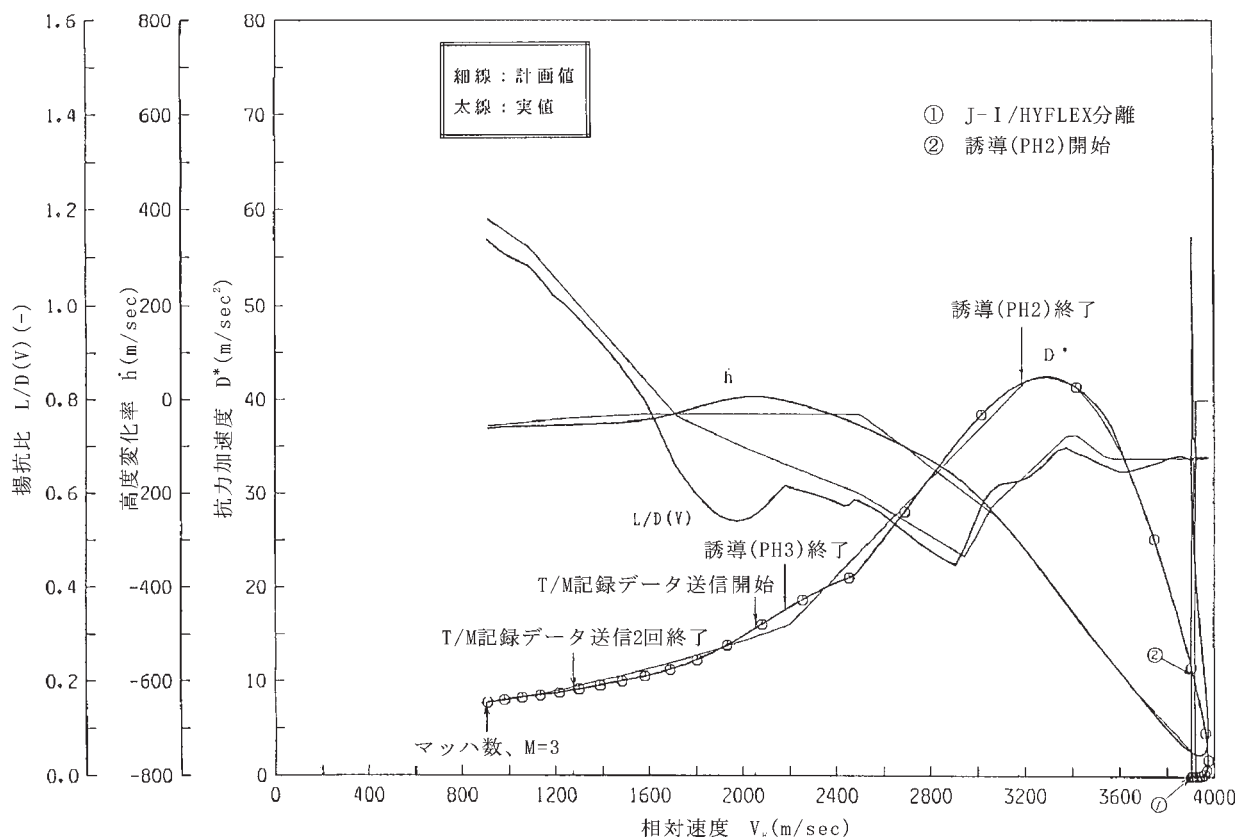


図 4.1-2 相対速度 - 抗力加速度，高度変化率，揚抗比

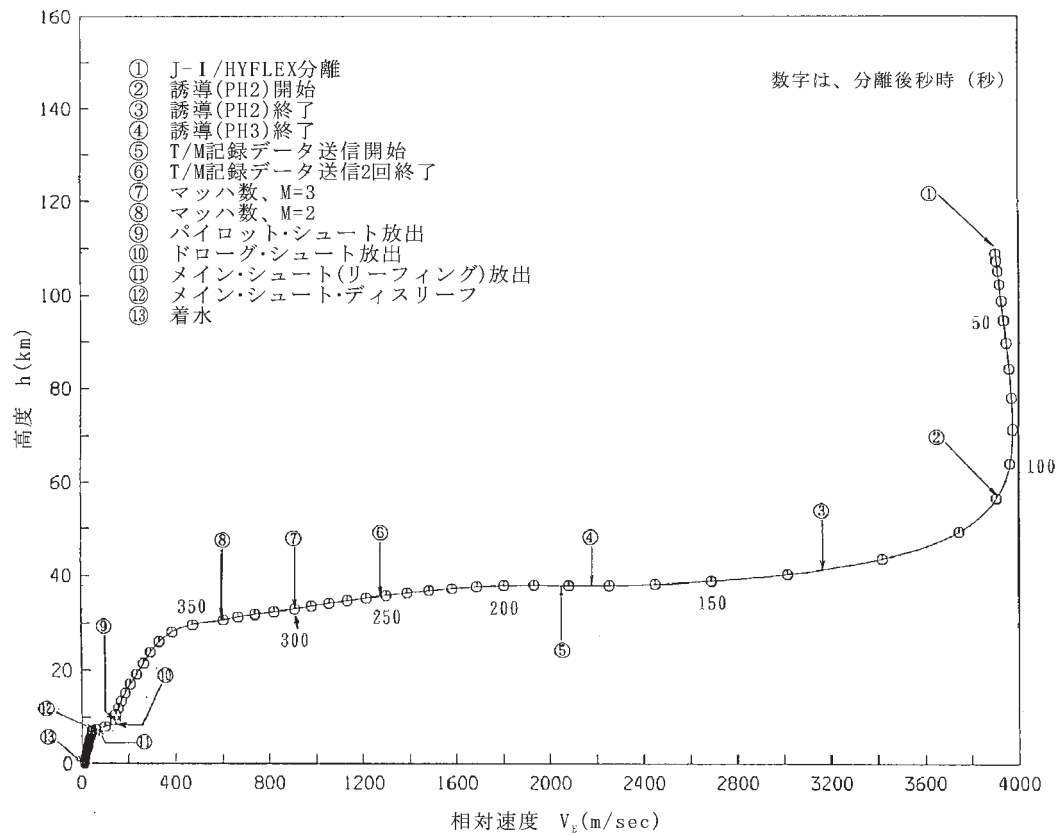


図4.1-3 相対速度 - 高度線図

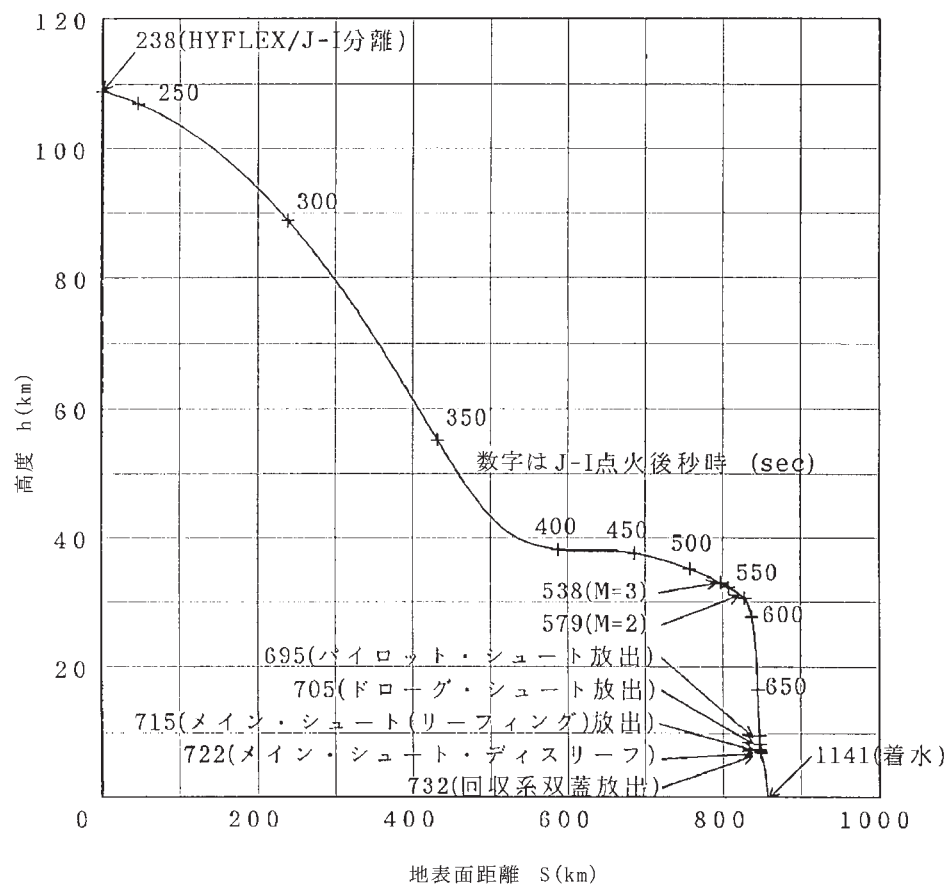


図4.1-4 地表面距離 - 高度線図

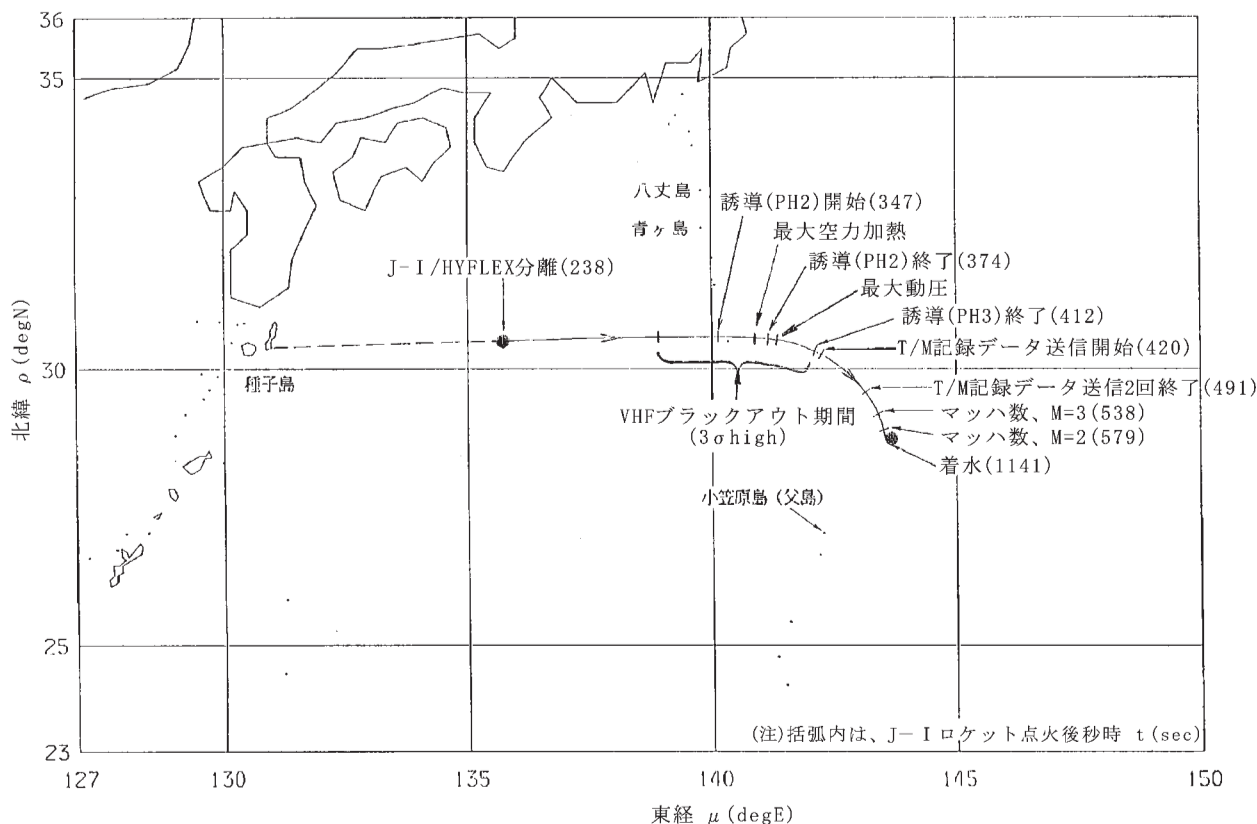


図 4.1-5 地表面軌跡

質が従来のものと異なることに拠る違いがある。ここでは、そのような点を重点に述べる。

飛行安全は、分離までの打上げフェーズと分離後（分離の可否を含む）に分けて考えることができる。まず、前者の打上げフェーズに関しては、ロケットの打上げに

おいて従来行っている飛行安全のための解析、運用があり、基本的にはHYFLEXの場合もその方式が準用される。一般の打上げの場合、破片等が陸地に被害を与えることを避けるために、次のような対策を立てている。まず、正常飛行の場合の経路（正確には、その時点でエ

表 4.1-2 シーケンス・オブ・イベント（ノミナル）

J-Iロケット 点火後 秒時	実験機 分離後 秒時	イベント	J-Iロケット 点火後 秒時	実験機 分離後 秒時	イベント
238.0	0.0	HYFLEX/J-I分離	396.0	158.0	迎角変更終了
239.0	1.0	迎角変更開始 (0→49deg)	412.0	174.0	VHFテレメータ通信ブラックアウト終了 (3σ low)
263.0	25.0	迎角変更終了	417.0	179.0	データ記録終了
268.0	30.0	バンク角変更開始 (0→20deg)	420.0	182.0	テレメータ記録データ送信開始
278.0	40.0	バンク角変更終了	491.0	253.0	テレメータ記録データ2回送信終了
298.0	60.0	開ループ誘導開始	538.0	300.0	マッハ数 $M = 3$
305.0	67.0	最大マッハ数 (14.4)			開ループ抗力加速度誘導終了
315.0	77.0	データ記録開始			迎角変更 (30→35deg)
316.0	78.0	VHFテレメータ通信ブラックアウト開始 (3σ high)	579.0	341.0	マッハ数 $M = 2$
327.0	89.0	UHFテレメータ通信ブラックアウト開始 (3σ high)			大迎角飛行投入開始
347.0	109.0	開ループ誘導終了	689.0	451.0	ハイドロジェット放出
		開ループ抗力加速度誘導開始	709.0	471.0	ドロップレット放出
364.0	126.0	迎角変更開始 (49→30deg)	739.0	501.0	メインシュート放出
365.0	127.0	最大空力加熱率 (409kW/m ²)	746.0	508.0	メインシュート・デイスリフ
370.0	132.0	UHFテレメータ通信ブラックアウト終了 (3σ low)	750.0	512.0	残留GN2排気開始
373.0	135.0	最大加速度 (55m/sec ²)	1059.0	821.0	着水
381.0	143.0	最大動圧 (1752kg/m ²)	TBD	TBD	回収

表4.1-3 主要飛行パラメータ分散

項目	誤差源	分散量 ($+3\sigma / -3\sigma$)				再生データ送信回数 ^{*1} (回)
		最大空力加熱率 (D-K-R) (kW/m ²)	最大動圧 (kgf/m ²)	最大空力加速度 (m/s ²)		
分離高度	± 15 km	41.5 / -40.9	241.3 / -105.2	9.43 / -6.42		-0.61 / 0.18
分離相対速度	± 10.0 m/s	23.6 / -20.3	-84.8 / 72.6	0.28 / 0.12		-0.72 / 0.86
分離相対速度上下角	± 1.5 deg	1.4 / -5.4	246.7 / -28.1	2.64 / 0.87		1.01 / 0.94
分離相対速度方位角	± 1.0 deg	0.0 / 0.0	0.4 / -0.4	0.01 / -0.01		0.00 / 0.00
分離緯度/経度	± 0.1 degN / ± 0.2 degE	0.0 / 0.0	11.1 / -20.8	0.00 / 0.01		-0.43 / 0.54
揚力係数	マッハ数の関数として設定	-3.6 / 4.0	-62.5 / 79.7	0.78 / -0.56		0.05 / -0.05
抗力係数	マッハ数の関数として設定	-8.3 / 9.1	-60.8 / 66.4	-0.25 / -0.30		0.13 / -0.18
大気密度	小笠原の大気密度誤差 (冬季)	-1.7 / 2.1	-2.5 / 2.2	-0.29 / 0.28		0.04 / -0.05
風 (東西風)	小笠原の誤差風 (冬季)	23.8 / -22.9	6.5 / -7.1	-0.05 / 0.01		-0.26 / 0.30
風 (南北風)	小笠原の誤差風 (冬季)	1.6 / -1.5	13.7 / -13.6	-0.24 / 0.24		-0.10 / 0.10
航法系誤差	初期位置誤差等	3.8 / -3.1	26.2 / -26.4	0.13 / -0.14		0.12 / -0.06
機体重量	上記RSS値	54.7 / -52.0	389.0 / -167.4	9.84 / -6.46		1.44 / -1.49
総合3σ分散	± 5%	11.3 / -11.3	89.8 / -90.1	0.27 / -0.31		-0.05 / 0.05
分散3σ分散 (RSS値+機体重量誤差効果)		66.0 / -63.3	458.8 / -257.5	10.11 / -6.77		1.49 / -1.54
ノミナル値		409.4	1752.2	54.89		4.80
3σ分散最悪値		475.4	2211.0	65.00		3.26 ^{*2}
要求条件		507 kW/m ² 以下	2500 kgf/m ² 以下	75 m/s ² 以下		2 回以上

上表は、マッハ数3以下を迎角30°で飛行する経路に関する値 (35°で飛行する最終経路との違いによる最大空力加熱率/動圧/空力加速度への影響は小さい)

*1 スカイライン干渉を考慮しない値 (3次元3自由度シミュレーション結果)

*2 マッハ数3以下で迎角35°飛行の最終経路では3.0回 (3次元3自由度シミュレーション結果)

エンジンが停止した場合の時々刻々の落下点の軌跡)は陸地の上を(なるべく)避けるように設定し、ロケットの異常等により経路が予定経路からはずれた場合、破片の分散を含む落下域が陸地にかかる前(この限界を指令破壊限界線と呼ぶ)に地上からのコマンドにより指令破壊することとされている。また、落下点が生ずる陸地にかからないように経路を設定するというこの方式は、指令破壊の

ような能動的な破壊ではなく、強度不足等による受動的な破壊やエンジン停止等に対する安全策にもなっている。

HYFLEX/J- ロケット打上の場合も同様の措置がされるが、衛星等の場合と異なる点は、破片の一つである実験機の落下点、実験機自身の空力安定性及び揚力により、衛星や破壊後のロケットの破片のような弾道体

と大きく異なる可能性があることである。揚力体では落下の可能性のある地域は弾道体より著しく広がり、それを前提に指令破壊限界線を設定すると、許容範囲が非常に狭くなるかまたは飛行経路の設定自身が不可能になる。また、指令破壊のような能動的な破壊ではなく強度不足等による自然な破壊に対しても、この対策このため、指令破壊などには揚力体としての性質をなくす、または小さくするような対策をとることが考えられる。また、早期分離も、上述の強度不足等による受動的な破壊と解釈することができ、その場合にも、揚力体としての性質をなくす対策が必要である。HYFLEXにおいて、このための具体的対策を選定する際の基本方針として、次の点を前提とした。

- ・地上からのコマンドに依存した安全策は、ブラックアウトや姿勢変化が大きい場合にアップリンクを確保することに困難が予想されるため、採用しない。
- ・機体回収時の安全のため、飛行後の機体に未使用の火工品等が残る方式は採用しない。

以上を前提として、誤作動による早期分離の防止や万一の早期分離や指令破壊時の落下域の拡大を避けるため、付録A15に述べるような、分離ロジックの冗長化と投棄モード、エレボン・リンク機構破壊による対策を立てている。

これらの対策の結果、早期分離や指令破壊の観点からは、揚力体であることに伴う特段の配慮は不要となり、通常の衛星打ち上げの場合と同様に、指令破壊限界線を設定して飛行安全の運用を行うことにより、上昇中の異常には対処できる。

次に、分離以降の飛行安全であるが、HYFLEX実験機のミッションが地上（海上）に降下することに伴う飛行安全対策である。即ち、地上に降下すること自体は正常ミッションであるため、課題は降下により地上に被害を与える恐れがないようにすることである。

実験機の着水域に関する安全上の要求は、具体的には、

- ・3 分散を含む正常飛行の場合の落下予想域が人の住む島より100km以内に近づかないこと。
- ・異常時にも人の住む島より30km以内に落下しないこと。
- ・3 分散を含む正常飛行の場合の落下予想域が航空路にかからないこと。（ただし、技術的に航空路にかかることが避けられない場合はノータム（NOTAM: Notice to Air Men）を出すことにより対処する。）

と規定されている。

実験機の誘導付きの落下予想域の大きさ（3 分散の大きさ）は、差し渡しが概ね100km程度であり、父島地上局から追跡が可能な位置で落下予想域（の最も近い点）を父島から100km以上離すことは、最も離れた点

表4.2-1 分離許容範囲

項 目	許容範囲		
高度 h	63.9Km	$< h <$	153.9km
経度 μ	135.14°	$< \mu <$	136.34°
対地速度 V_E	3603m/s	$< V_E <$	4103m/s
上下角 γ_1	-6.25°	$< \gamma_1 <$	+2.75°
緯度 ρ	30.29°	$< \rho <$	30.79°
方位角 γ_2	84.44°	$< \gamma_2 <$	89.44°

が200km程度になることを意味するが、地上局との電波リンク等の観点で特段の困難はない。

2番目の要求である異常時に30km以内に接近しないことを満足させることはそれほど単純ではない。それは、まず一つには実験機に異常が生じた場合の最大到達範囲を推定することに伴う課題と、次に最大到達範囲が島から30km以内に接近しないようにするため対策をどう施すかということである。その際、安全策が過剰になり、本来危険でないような場合にまでミッションが中断されることを極力避ける必要がある。

詳細は付録A16に述べたが、分離時の位置・速度の6要素（緯度、経度、高度及び速度の大きさ、速度の上下経路角、速度の方位角）がそれぞれ一定の条件を満足する場合（これを分離許容範囲と呼ぶ）にのみ分離を行い、それ以外には実験機はJ- ロケット2段目と結合されたまま落下することにより、分離以降の飛行安全処置を不要にすることができる。また、分離許容範囲は、J- ロケットが試験機1号機であることに因る不確定さを考慮しても、不要なミッション中断を避けうる程度に広くとれることが確認された。

この結論に沿い、分離許容域を上述の6要素それぞれに予め設定し、1要素でもこの分離許容域を超えるような分離が行われることが予測される場合（2段モータ燃焼が終了すると、分離時の位置、速度は正確に予測することができる）、地上からJ- ロケットにコマンドを送り分離イネーブル信号の送出を停止することにより分離を中止することとした（J- ロケットは、電波誘導であり、誘導のための地上との電波リンクが確立していることから、コマンドにより分離イネーブル信号送出を停止することに技術的な問題はない）。6要素の許容範囲には連関があり、ある要素の必要十分の許容域は他の要素の値によって変化する。しかし、飛行安全処置は人間が介在して実施するため判断ロジックをなるべく単純化することが要求される。各要素の許容域の設定を残りの要素の値に関わらず分離が許容される範囲とし、6要素全てがこのように設定された許容域に入ることを分離のための必要条件とすることにより判断ロジックの単純

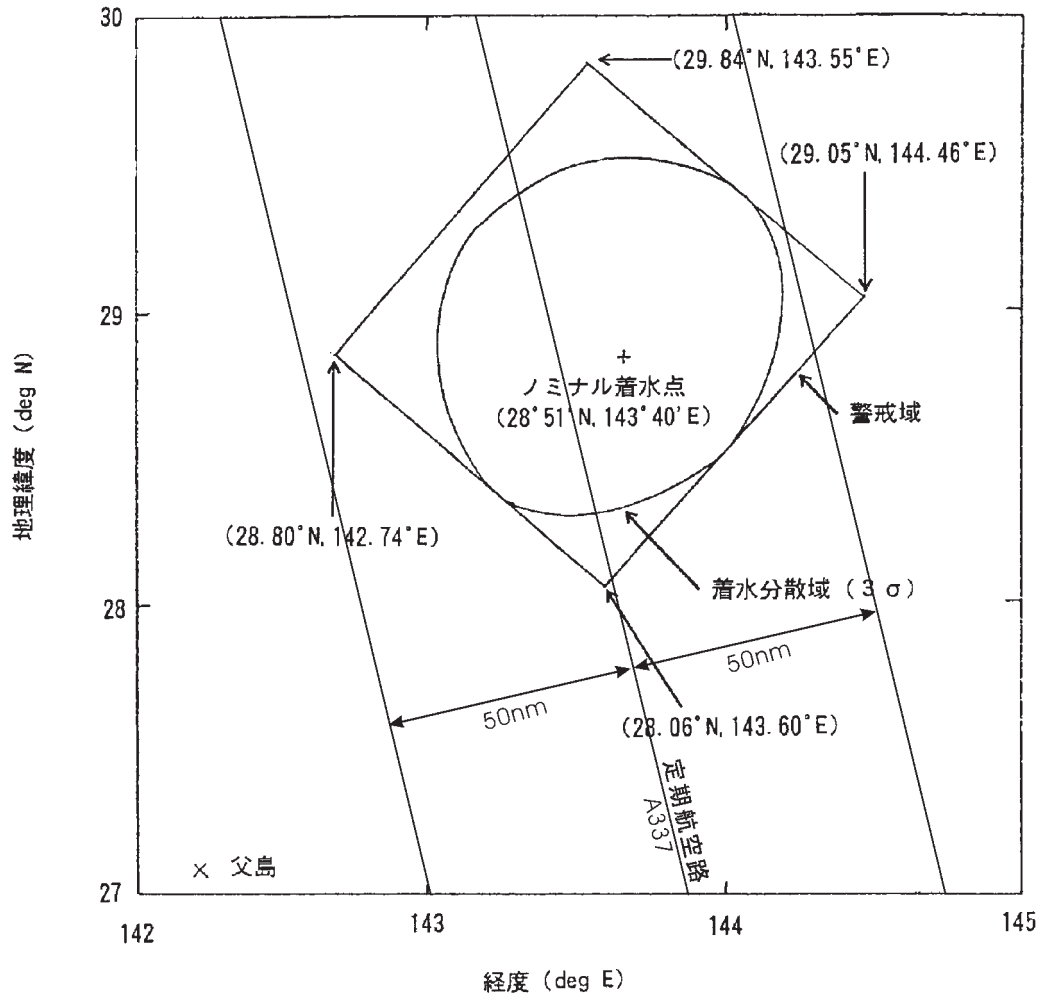


図 4.2-1 着水点分散域と航空路

化が可能になるが、そのようにしても過度な制約とならないことが確認されたため、この単純なロジックを採用した。6要素の許容範囲を表4.2-1に示す。

航空路との干渉については、図4.2-1に示すように航空路A337が父島の東方を通過しており、実験機実験機の落下予想域がこの航空路と干渉している。この干渉を避けようとする、付録A17に述べたような理由から、HYFLEXのミッションの成立が困難になる。このことから、航空路との干渉に関しては、ノータム(NOTAM: Notice to Air Men)を出すことにより対処することとした。

4.3 データ伝送・追尾計画

HYFLEX実験機の追尾及びテレメトリ受信は、既存のNASDAの地上局を基本とし、補助的に機体回収用に運航される航空機及び地上局を用いる。

データ伝送・追尾計画上の課題は、(1)J-ロケットの追尾・データ取得との整合、(2)電波ブラックアウトの恐れがある期間のデータ取得及び追尾、(3)実験機

が地上局付近の稜線に隠れるスカイライン干渉期間のデータ取得及び追尾である。

[打上げフェーズのテレメトリ受信及び追尾]

NASDAが免許及び設備を保有する輸送系用テレメトリ周波数は、VHFが2波、UHFが1波ある。このほかにSHFもあるが、小笠原局(父島)にはその受信設備はない。このうち、J-ロケットが1段目と2段目それぞれにVHFを1波ずつ使用することから、HYFLEXの打上げフェーズのテレメトリ伝送はUHFを用いることとした。実験機にはVHFのテレメトリ送信機も搭載していたが、J-ロケットとの混信を避けるため打上げフェーズでは電源を入れていない。

同じくNASDAの保有する追尾用周波数は2波あり、J-ロケットの2段目に冗長系として2波のトランスポンダが搭載される。実験機の打上げフェーズの経路はJ-ロケットと共通であり、実験機の追尾は行わない。

打上げフェーズのUHFテレメトリ受信は種子島の増田局及び中之山局を基本とするが、打上げフェーズの最

後の期間は小笠原局での受信も可能となる。

[分離後のテレメトリ受信及び追尾]

分離後の実験機のテレメトリはUHFとVHFを1波ずつ用いる。このうち、分離後に電源投入されるVHFの周波数はJ- ロケットの1段目に搭載されているものと共通であるが、実験機分離時には実験機/2段目と1段目の位置は大きく異なり、混信の恐れはない。

地上レーダの追尾対象は、分離後、J- ロケット2段目から実験機に変わる。J- ロケットと実験機の区別のため、両者のトランスポンダが応答するパルス間隔を変えておき、分離直後に地上局からの呼びかけパルスをJ- ロケット対応から実験機対応に変更することにより、追尾対象を変化させる。

分離後の実験機の追尾及びテレメトリ受信は小笠原局を基本とする。スカイライン干渉期間については、後述する。

なお、テレメータ受信アンテナは追尾レーダに連動させているため、分離前はJ- ロケットの2段目（事実上、実験機と同一）の方向を向き、分離後は実験機の方角を向く。この結果、J- ロケット2段目は、分離後、テレメータ受信アンテナの方角から次第にはずれて行く

が、高度が7,80kmに低下するまでは空気力は非常に小さく両者の経路はほぼ同一であるため、分離後のJ- ロケット2段目のテレメトリ・データ取得も問題なく可能である。

[ブラックアウト期間のテレメトリ・データ取得及び追尾]

電波反射強度計測のところでも述べたように、大気圏内を高速で飛行すると機体周りの空気分子が電離し、電波が反射・吸収されて外部に到達しないいわゆる電波ブラックアウトが生じる。電波ブラックアウトは速度が高く高度が低いほど発生しやすく、電波周波数が低いほど発生しやすい。また、電波ブラックアウトはアンテナ周辺の電離空気による現象であるため、その発生は機体形状、アンテナ位置、受信局の方向等に依存し、正確な予測は容易ではない。HYFLEXでは、過去の文献データから、VHF、UHFのテレメトリ及び追尾レーダ（C-バンド）のブラックアウト発生の予測を行ったが、その結果を図4.3-1に示す。同図で分かるように、HYFLEXにおけるブラックアウトは、簡単にまとめると、追尾レーダのブラックアウトはほぼ発生せず、UHFは発生するかもしれない、VHFは発生する可能性が高い、というものである。

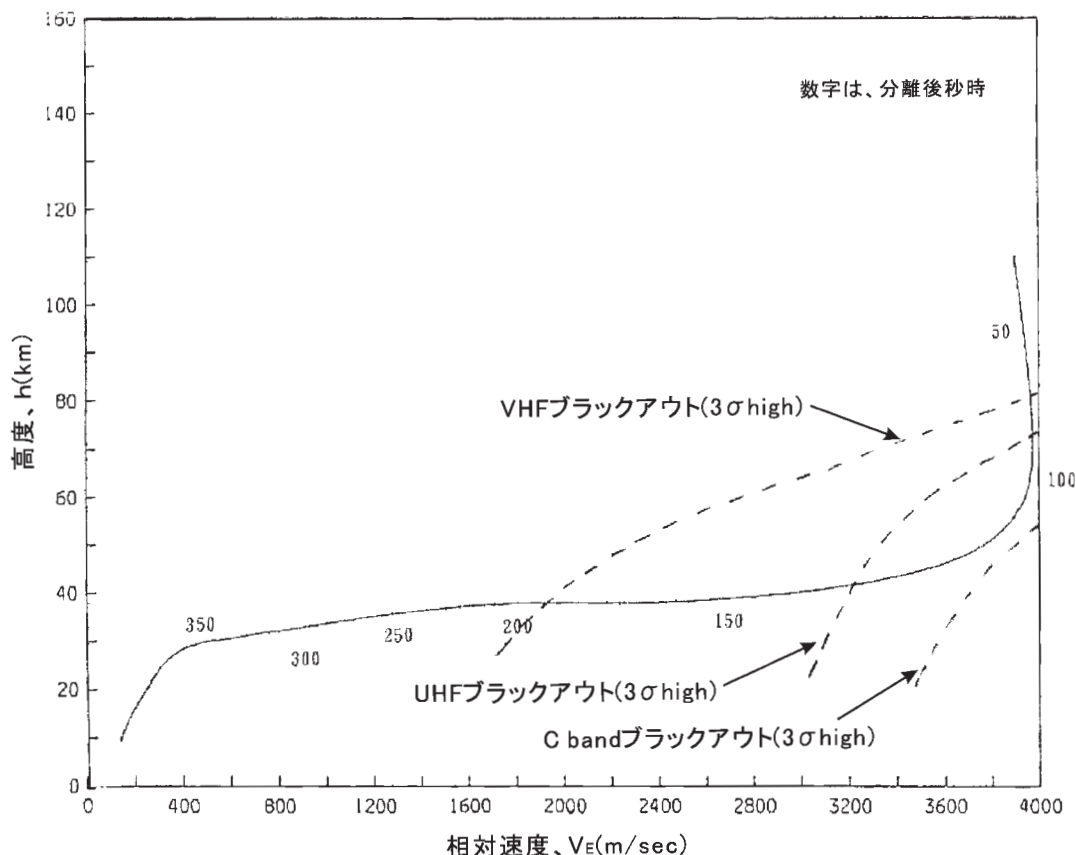


図 4.3-1 電波ブラックアウト発生予測範囲

この認識に従って、この期間のテレメトリ・データ取得計画を策定した。まず、テレメトリ・データに関しては、VHFのブラックアウトの可能性がある期間（実験機経路が図4.3-1の「VHFブラックアウト3 high」より下側の期間）は、テレメトリデータをリアルタイムで送信するとともに、搭載したPCMテレメトリパッケージ内のメモリに記録する。記録データは、ブラックアウトが確実に終了したと予測できる時点（図4.3-1で実験機が「VHFブラックアウト3 high」上側に再び戻った時点）から再生し、リアルタイムデータと共に地上局に送信する。この場合の記録の開始/終了及び再生の開始時刻の判断は、は、実験機の現在速度及び高度と図4.3-1の「VHFブラックアウト3 high」の関係から機上のOBCが行う。また、再生開始後に、確実性のため、2回以上送信を行えることを要求とし、再生データは3倍速で送信される。ブラックアウト期間中以外のデータはリアルタイムの1回限り送信であるにもかかわらず、再生データ送信は2回以上を要求としたのは、その期間のデータが空力加熱最大などの重要な情報を含むためである。

[ブラックアウト開けの再捕捉]

上述のように、トラッキングレーダのC-バンドのブラックアウトの可能性は極めて低いと予想されていた。しかし、ブラックアウトに関する情報が少なく、予想が誤っている可能性もあるため、万一、追尾が中断した場合の対策として次のような方法を用意した。

追尾が中断した時点の実験機の位置及び速度を初期条件として誘導則に基づいて飛行経路を予測する計算機を地上（種子島宇宙センター）に用意した。この計算機には、実験機の位置・速度が常に入力されており、追尾が中断した場合、最新の位置・速度を初期条件とした飛行経路計算を行い、実験機の位置の変化を推算する。レーダアンテナ及びテレメトリ受信アンテナは、この推算位置に対しスレープし、ブラックアウト開けの再捕捉に備える。地上の計算機による推算位置の誤差は時間と共に増大するため、中断期間が短ければ指向性が高いレーダアンテナでの捕捉が可能であるが、期間が長くなるに従い、捕捉はUHFさらにはVHFテレメトリ電波に依存することになる。いずれにせよ、各種分散を考慮しても再捕捉が可能であることは解析により確認された。

再捕捉の方法としては、上述のほか、中断したら予め設定した方向にアンテナを向けて待つ定点待ち受けについても検討した。地上計算機が不要でシステムが簡単になるという長所がある定点待ち受けでも再捕捉は可能であることは解析により確認された。しかし、この方法の場合は、分散や各種誤差によるばらつき範囲のうち最も

着水点に近い側にアンテナを向けて待つ必要があり、再捕捉後の受信可能期間が短くなって2回以上受信可能という要求を満たすことができなくなる場合があるため、計算機推算結果に基づくスレープ方式とした。

この計算機推算結果に基づくスレープ方式は、本来ブラックアウト対策として用意されたが、次に述べるスカイライン干渉による追尾・テレメトリ受信中断時のアンテナ・スレープにも用いられた。なお、追尾レーダのブラックアウトは発生しなかったため、結果的にこの機能はスカイライン干渉用としてのみ機能した。

[スカイライン干渉中のテレメトリ・データ取得及び追尾]

飛行中の実験機の仰角（水平線からの角度）は4ないし6度程度であり、低仰角の機体との通信を想定していない小笠原地上局からみると、経路の一部が稜線の陰に入るスカイライン干渉が発生する。すでに述べたように、父島に対する飛行経路を干渉期間を極力短くするように設定したが、飛行安全等や打上経路の制約により一部の期間でスカイライン干渉が生じることは避けられない。

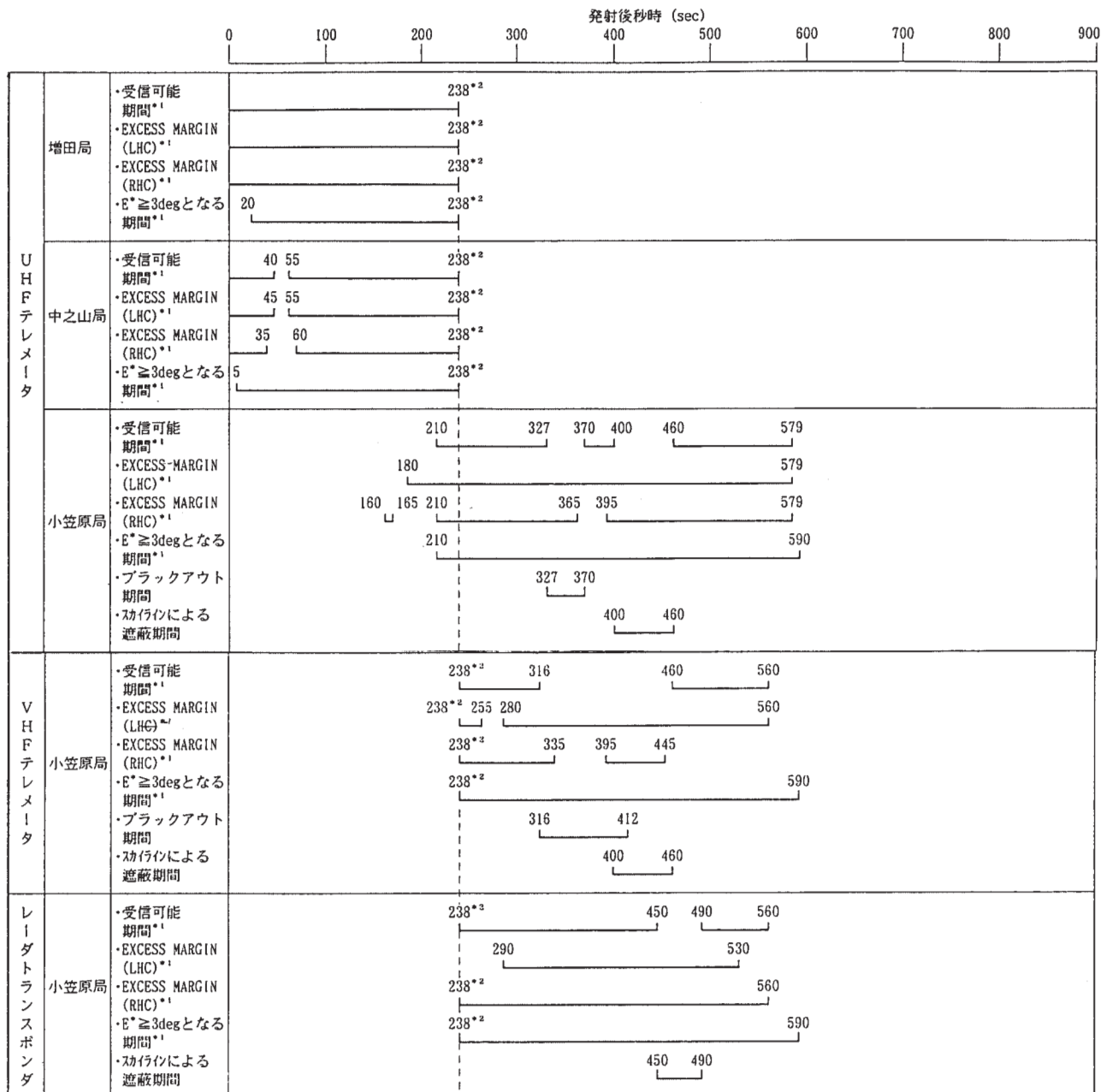
スカイライン干渉は、追尾レーダとテレメトリ受信の両者に発生することが予想されていた。このうち、追尾レーダ・データが欠けることは許容することとした。これは、代替の地上局の設置が容易ではなく、また、スカイライン干渉にかかる部分の経路は最大加熱等の重要な区間ではないためである。

テレメトリ受信に関しては、着水後の実験機の搜索・回収のため着水海域付近に配置される航空機及び船舶にVHFの受信装置を装備し、スカイライン干渉が予想される期間前後のテレメトリ受信を行うこととした。航空機や船舶の受信局では利得の大きなアンテナの設置ができないため、実験機分離直後のテレメトリ受信は保証されないが、受信局と実験機の距離が接近した後半の経路については受信可能となる。UHFは受信アンテナの指向性が高くなり、運用が複雑になるため用いていない。なお、このVHF受信装置は軌道再突入実験（OREX）で用いたものと基本的には同一である。

以上により、スカイライン干渉中のレーダデータを除いて、リフトオフから大迎角投入（マッハ2）間での全期間の追尾データ及びテレメータデータを取得できる計画となった。リンク可能期間を図4.3-2に整理した。なお、実際には航空機局により着水までのテレメトリデータ（厳密には、着水によりテレメトリ機能が停止したが、UHF搬送波はその後数十秒間受信されている。）を取得することができた。

4.4 飛行データ解析計画

風洞などの地上試験設備で取得したデータと飛行デー



注) *1 : 分散を考慮した期間
 *2 : J-I/HYFLEX分離時刻
 EXCESS MARGIN : マージンのある期間 (損失を考慮)
 LHC : 左旋円偏波
 RHC : 右旋円偏波
 E* : 地上局アンテナ上下角

尚、0～238sec のJ-I ロケットフェーズは参考とする。

図 4.3-2 RF リンク可能期間 (1) 地上局

タの基本的な相違の一つに、既知データと未知データの曖昧さがある。すなわち、風洞試験においては、気流特性(マッハ数、動圧等)は既知であり、六分力試験においては空力係数が未知量となって、試験で取得する対象となる。ところが、飛行実験においては、この両者の関係がそれほど明確ではなくなる。動圧を例に説明すると、飛行後にある時刻の動圧を推定する方法は複数存在す

る。HYFLEX の場合は、ノーズ表面圧力値から風試やCFD 解析で得られたの表面圧力分布に基づいて推測する値、機体の対地速度と大気密度(気象衛星データ等から推定したもの)から推定した値、(慣性航法データから推定した)機体に作用する力と風洞試験やCFD 解析で得られた六分力特性から推定される値、ノーズ以外の表面圧力からと同様の手順で推定された

列としての)諸物理量を構築することをまず行う。即ち、航法データ及び追尾レーダデータの両者を勘案し、時系列の位置、速度、姿勢等を再現し、その位置(高度)における大気諸量を気象衛星データ等から推定することにより、解析の基本物理量データをまず作成する。次に、その基本物理量でデータに基づき、各飛行データの解析(無次元量化など)を行う。それらの中には、基本物理量に基づくCFD解析結果などを補助的に必要とするものが複数含まれており、実飛行条件によるCFD解析がこの飛行データ解析のもう一つのかねめとなる。

図4.4-1の右端で得られる結果は、あくまで1次解析結果であり、互いの間の不整合等の解釈、補完など、詳細な解析がその後に重要となることは論を待たない。

第5章 結び

極超音速飛行実験(HYFLEX)は、我が国初の極超音速揚力飛行実験として、機体回収を除き予定どおりの飛行を行い大きな成果を上げた。

この開発経験は、直接的には宇宙往還技術試験機(HOPE-X)の開発、ひいては我が国の再突入機、再使用型宇宙輸送機の開発の基盤のひとつとなるものである。開発経験を適切に継承していくことはこのようなプロジェクトに課せられた重要な使命のひとつであるが、必ずしも容易なことではない。本報告は、HYFLEX実験機の詳細設計の概要を広く記録に残し、今後の開発に資することを目的としてまとめたものである。より詳細な情報は、各種技術資料やメーカー報告書等の形で航空宇宙技術研究所及び宇宙開発事業団の(元)担当者の手元などに保管されているが膨大なものでありかつ必ずしも十分整理されたり第三者に分かりやすく説明されているものではない。本報告は、要すればその種の源資料にアクセスするための道しるべ的な役割も果たせればと考えている。

なお、本資料の出版が開発から大幅に遅れたことはとりまとめ担当者の怠慢によるところであるが、ともかくこういう形にまとめることができたのは、関係者の協力によるものである。また、資料集としての価値を高めるために多くの図面や資料を転載したが、図表化作業には非常勤職員B種の佐野葉子氏の寄与が大きい。併せて感謝したい。

参考文献

- 1) HYFLEX/HOPE シンポジウム講演論文集, 航技研特別資料 SP-32 (1996)。
- 2) Tsujimoto, T., Kochiyama, J. and Shirouzu, M.: Current Status of the H-II Orbiting Plane Experimental (HOPE-X) Development, 22nd I.S.T.S.
- 3) Akimoto, T., Ito, T., Yamamoto, M., Bando, T. and Inoue, Y.: Orbital Re-entry Experiment (OREX) - First Step of Space Return Flight Demonstrations in Japan, IAF-94-V.2.525, 45th Congress of the International Astronautical Federation, (1994).
- 4) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム ALFLEX サブグループ: 小型自動着陸実験 (ALFLEX), 航技研報告 TR-1369 (1998)。
- 5) Shirouzu, M. and Watanabe, S.: A Concept of a Hypersonic Flight Experiment of a Winged Vehicle, Proceedings of 18th. I.S.T.S., pp.1221-1226 (1992).
- 6) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム HYFLEX サブグループ: HYFLEX 基本設計初期構想, 航技研資料 TM-675 (1995)。
- 7) Newmann, R. D., Erbland P. J. and Kretz, L. O.: Instrumentation of Hypersonic Structures - A Review of Past Applications and Needs for the Future, AIAA-88-2612 (1988).
- 8) Watanabe, S., Takaki, R. and Yamamoto, Y.: RCS Gas-Jet Interaction in the Hypersonic Flight Experiment, HYFLEX, AIAA Paper 97-0524 (1997).
- 9) Takaki, R. and Takizawa, M.: ADS Measurement of HYFLEX (Hypersonic Flight Experiment), AIAA Paper 97-0193 (1997).
- 10) Takizawa, M. et al.: Guidance and Control System of the HYFLEX Vehicle, IAF-97-V.2.06 (1997).
- 11) Fujii, K. and Inoue, Y.: Aerodynamic Heating Measurement on Afterbody of Hypersonic Flight Experiment, Journal of Spacecraft and Rockets, vol.35 No.6, Nov.-Dec. (1998).
- 12) Ito, T., Takaki, R. and Teraoka, K.: Plasma Electron Density Measurement around Hypersonic Flight Experiment Vehicle, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.36, No.2, Mar.-Apr., (1999).
- 13) Fujii, K., Watanabe, S., Kurotaki, T. and Shirouzu, M.: Aerodynamic Heating Measurements on Nose and Elevon of Hypersonic Flight Experimental Vehicle, AIAA-2000-0267 (2000).
- 14) Yamamoto, Y., Kai, T. and Hozumi, K.: Numerical Rebuilding of Aerothermal Environment for Hypersonic Flight Experiment HYFLEX, AIAA-2001-2899 (2001).
- 15) 白水正男, 渡辺重哉ほか: 極超音速飛行実験機の衝撃風洞試験, 航技研資料 TM-708 (1997)。
- 16) Weissman, R.: Preliminary Criteria for Predicting Departure Characteristics / Spin Susceptibility of

- Fighter-Type Aircraft, J. of Aircraft, vol.10, No.4 (1973).
- 17) Detra, R. W., Kemp, N. H., and Riddell, F. R.: Addendum to 'Heat Transfer to Satellite Vehicles Re-entering the Atmosphere, Jet Propulsion, Vol. 27 (1957/12) pp. 1256-1257.
 - 18) **HYFLEX 空力特性研究チーム：極超音速飛行実験機(HYFLEX)の空力特性，航空宇宙技術研究所報告 TR-1334 (1997)。**
 - 19) **山本行光，吉岡美菜子：極超音速飛行実験(HYFLEX)機のCFD解析，航空宇宙技術研究所特別資料 SP-22 (第11回航空機計算空気シンポジウム論文集)(1994/3)。**
 - 20) Yamamoto, Y. and Yoshioka, M.: HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis, Proc. 19th International Symposium on Space Technology and Sciences, ISTS 94-d-46P (1994/5).
 - 21) Yamamoto, Y., Wada, Y., and Yoshioka, M.: HYFLEX Computational Fluid Dynamics Analysis Part II, AIAA Paper 95-2274 (1995/6).
 - 22) Yamamoto, Y.: Numerical Analysis of Hypersonic Aerodynamics for Atmospheric Re-entry Problems of HOPE and HYFLEX, AIAA Paper 98-0277 (1998/1).
 - 23) Young, J. C. and Underwood, J. M.: Development of Aerodynamic Uncertainties for the Space Shuttle Orbiter, J. Spacecraft, Vol. 20, No. 6 (1983) pp. 513-517.
 - 24) Weil, J. and Powers, B. G.: Correlation of Predicted and Flight Derived Stability and Control Derivatives - with Particular Application to Tailless Delta Wing Configurations, NASA TM-81361 (1981/7).
 - 25) Rockwell International: Aerodynamic Design Data Book, Volume 1, Orbiter Vehicle, SD72-SH-0060-1 (1980/11).
 - 26) Watanabe, S., Ishimoto, S., and Yamamoto, Y.: Aerodynamic Characteristics Evaluation of Hypersonic Flight Experiment Vehicle Based on Flight Data, J. Spacecraft and Rockets, Vol. 34, No. 4 (1997/7-8) pp. 464-470.
 - 27) Jorgensen, L. H.: Prediction of Static Aerodynamic Characteristics for Space-Shuttle-Like and Other Bodies at Angle of Attack from 0 ° to 180 °, NASA TN D-6996 (1973/1).
 - 28) Perini, L. L.: Compilation and Correlation of Stagnation Convective Heating Rates on Spherical Bodies, J. Spacecraft, Vol. 12, No. 3 (1975/3) pp. 189-191.
 - 29) Fay, J. A. and Riddell, F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, J. Aeronautical Sciences, Vol. 25, No. 2 (1958/2) pp. 73-85.
 - 30) **航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団：HOPEの研究(その15)軌道再突入実験(OREX), NAL / NASDA 共同研究成果報告書, PP.63-82, (1995)。**
 - 31) **鈴木裕介，滝沢 実：極超音速飛行実験(HYFLEX)の誘導制御系について，第37回宇宙科学技術連合講演会講演集, PP.251-252, (1993)。**
 - 32) MIL-STD-1750A: Sixteen-Bit Computer Instruction Set Architecture, (1980)。
 - 33) **鈴木広一：極超音速実験(HYFLEX)機の誘導則について(第1報),航技研報告 TR-1235 (1994)。**
 - 34) **柳原正明：宇宙往還機の飛行シミュレーションプログラム，航技研資料 TM-594, (1988)。**
 - 35) Harpold, J. C., Graves, C. A.: Shuttle Entry Guidance, The Journal of the Astronautics Sciences, Vol.27, No.3, (1979).
 - 36) Harpold, J. C., Gravert, D. E.: Atmospheric Guidance Techniques and Performance", AIAA 82-1600 (1982).
 - 37) Harpold, J. C., Gavert, D. E.: Space Shuttle Entry Guidance Performance Results, Journal of Guidance and Control, Vol.6, No.6, 1983.
 - 38) Powell, R. W., Stone, H. W., Rowell, L. F.: Effects of Modifications to the Space Shuttle Entry Guidance and control Systems, NASA TN D-8273, 1976.
 - 39) Kaylor, J. T., Rowell, L. F., Powell, R. W.: A Real Time Digital Computer Program for the Simulation of Automatic Spacecraft Reentries, NASA TM X-3496, 1977.
 - 40) Suzuki, H., Ishimoto, S., Takizawa, M. and Suzuki, Y.: Guidance and Control of the HYFLEX Vehicle, 94-g-03, 19th ISTS, Yokohama. (1994).
 - A1) **加藤寛一郎：最適制御入門，2.5節 不規則ベクトルのガウス分布確率密度関数，東京大学出版会(1987)。**

付録A1

略語表

本報告で用いられた略語は以下の通りである。

AADP	Aileron Alone Departure Parameter	: -
ACT	Actuator	: 舵面アクチュエータ
ADS	Air Data Sensor	: エアデータセンサ
A/D	Analogue / Digital Transformation	: アナログ / デジタル変換
AGC	Automatic Gain Control	: 自動ゲインコントロール
AGE	Aerospace Ground Equipment	: 地上支援装置
ANT	Antenna	: アンテナ
AT	Acceptance Test	: 受入試験
B/H	Blockhouse	: 大崎発射管制棟
BIT	Built-In Test	: 自己診断
BL	Buttock Line	: 機体対称面から横方向の距離
B/O	Burn Out	: 燃焼終了
BSC	Signal Conditioner for Bus Data	: 機体系シグナルコンディショナ
C/C	Carbon / Carbon	: カーボン / カーボン複合材
CDF	Cofined Detonating Fuse	: 密封型導爆線
CDR	Critical Design Review	: 詳細設計審査会
CFD	Computatonal Fluid Dynamics	: 数値流体力学
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Plastics	: 炭素繊維強化プラスチック
COMETS	Communications and Broadcasting	
	Engineering Test Stellite	: 通信放送技術衛星
Cp	Pressure Coefficient	: 圧力係数
CPU	Central Processing Unit	: 中央処理装置
CSC	Conical Shaped Charge	: (火工品の一種)
EM	Engineering Model	: 開発モデル
EMC	Electromagnetic Campatibility	: 電磁適合性
EPROM	Erasable Programmable ROM	: 書込消去可能型ROM
ESC	Signal Conditioner for Experimental Data	: 実験計測系シグナルコンディショナ
F/D	Frequency / Digital Transformation]	: 周波数 / デジタル変換
FET	Field Effect Transistor	: 電界効果型トランジスタ
FM	Flight Model	: フライトモデル
FMEA	Failure Modes and Effects Analysis	: 故障モード影響解析
F/O	Flight-Mode On	: 搭載機器ステータスを飛行状態にする
FS	Full Scale	: (計測の) 定格
FT	Functional Test	: 機能試験
FY	Fiscal Year	: 会計年度
GFRP	Glass Fiber Reinforced Plastics	: ガラス繊維強化型プラスチック
GN2	Gas Nitrogen	: 窒素ガス
GPS	Global Positioning System	: 全地球位置測定システム
HM	Hinge Moment	: ヒンジモーメント
HOPE	H-II Orbiting Plane	: H - II ロケット打上型有翼回収機
HYFLEX	Hypersonic Flight Experiment	: 極超音速飛行実験
I/F	Interface	: インターフェース

IG	Ignition	: 着火
IGBT	Insulated Gate Bipolar Transistor	: -
I/O	Input / Output	: 入力 / 出力
IMU	Inertial Measurement Unit	: 慣性センサユニット
ISAS	Institute of Space and Astronomical Science	: 文部省宇宙科学研究所
L/O	Launch Operation	: 射場発射整備作業
L/O	Lift Off	: リフト・オフ
M	Mach Number	: マッハ数
MIPS	Million Instructions per Second	: 百万命令 / 秒
MLI	Multi Layer Insulation	: 多層断熱膜
MPU	Micro Processor Unit	: マイクロプロセッサユニット
MST	Mobile Service Tower	: 移動整備塔
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration	: 米国海洋大気局
NOTAM	Notice to Airmen	: ノータム
OBC	Onboard Computer	: 搭載計算機
OBS	Onboard Software	: 搭載ソフトウェア
ODRS	Ogasawara Downrange Station	: 小笠原追跡局
OIS	Operational Inter-Communication System	: 運用作業通信システム
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aeronautiques	: 仏国国立航空宇宙技術研究所
OREX	Orbital Reentry Experiment	: 軌道再突入実験
OS	Operating System	: オペレーティングシステム
PCM	Pulse Code Modulation	: パルス符号変調
PDR	Preliminary Design Review	: 基本設計審査会
PFM	Proto-Flight Model	: プロトフライトモデル
PM	Prototype Model	: プロトタイプモデル
PQR	Post-Qualification Test Review	: 開発完了審査
PRD	Program Requirements Document	: 射場整備計画書
PSDB	Power Sequence Distribution Box	: パワーシーケンスディストリビューションボックス
QT	Qualification Test	: 認定試験
RAM	Random Access Memory	: ランダムアクセスメモリ
RCC	Range Control Center	: 指令管制棟
RCS	Reaction Control System	: ガスジェット姿勢制御系
RF	Radio Frequency	: 無線周波
RLG	Ring Laser Gyro	: リングレーザジャイロ
ROM	Read Only Memory	: 読み取り専用メモリ
RSP	Range Safety Plan	: 射場安全要求書
RSS	Root Sum Square	: 二乗和の平方根
RT	Radar Transponder	: レーダトランスポンダ
S/C	Signal Conditioner	: シグナルコンディショナ
SEP	Separation	: 分離
SIP	Stress Insulation Pad	: 歪緩衝材
SOE	Sequence of Event	: シーケンス オブ イベント
sps	sample per second	: サンプル / 秒
SRAM	Static Random Access Memory	: スタティック RAM
SRB	Solid Rocket Booster	: 固体ロケットブースタ

STA	Spacecraft Testing and Assembling Building	:(第1)衛星試験棟
STA	Station	:胴体先端からの距離
TBD	to be determined	:未定
T/C	Thermocouple	:熱電対
TKSC	Tsukuba Space Center	:筑波宇宙センター
TLM	Telemeter	:テレメータ
TM	Telemeter	:テレメータ
T/M	Telemeter	:テレメータ
T/M-PKG	Telemeter Package	:テレメータパッケージ
TOVS	TIROS Operational Vertical Sounder	: -
TSA	Third Stage and Spacecraft Assembly Building	:第3段衛星組立棟
UHF	Ultra High Frequency	:極超短波
UMB	Umbilical	:アンビリカル
VHF	Very High Frequency	:超短波
VOS	Vehicle on Stand	:衛星/ロケット結合
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio	:電圧定在波比
WL	Water Line	:胴体底面からの距離
	Angle of Attack	:迎角

付録A2

概略飛行経路の設定

概略飛行経路を設定する際に考慮した主な点について、以下に述べる。より詳細な経路設計については、誘導則の項で述べる。

[打上ロケットの能力]: 実験機の投入経路が、ロケットの打上能力(トータルインパルス)と実験機の重量で決まる $h-v$ 平面上の範囲内であることは絶対的な制約であるが、その範囲内であっても任意の高度・速度の組合せへの投入が可能とは限らない。HYFLEXのような飛行実験の場合、平衡滑空経路(空力揚力、厳密には揚力+遠心力で自重を保持できる経路)に直接投入することが望ましく、またそれが困難で平衡滑空経路より高高度にしか投入できない場合でも、下に述べるような理由から極力低い高度への投入が必要となる。このような打上経路は、通常の衛星打ち上げ経路に比べて低い高度を飛行する必要があり、動圧や空力加熱の制約が問題となる。また、低い経路への打上の場合、リフトオフ直後に経路上下角を下げるための大きなピッチ・マニューバが必要になるが、その際、段間継手に作用する曲げモーメント制限から生じる制約も存在する。

これらの結果、HYFLEXは平衡滑空経路よりかなり高い高度にしか投入できない。

[実験機の特性による制約]: 実験機の特性から決まる滑空経路に対する制約で最も大きいものは、空力加熱に対するものである。空力加熱に対する制約は、基本的には評価となる部位(例えばノーズ淀み点)の加熱率が一定値を超えないように $h-v$ 平面上での飛行可能範囲(任意の速度に対して高度下限)として決まる。一方、揚力飛行が可能となる範囲が、 $h-v$ 平面上で(任意の速度に対して逆に高度上限として)決まり、両者の共通範囲が飛行可能域となる。この領域に沿って降下するのがいわゆる平衡滑空経路になる。

ところが、HYFLEXの場合のように、空気力及び遠心力では自重を支えることができない高度で分離される場合には、分離後しばらくは自由落下的に高度を失い、分離時に速度上下角が水平方向であっても、揚力面荷重で決まる飛行高度上限まで落下したときには平衡滑空飛行の場合より深い経路上下角を持ってしまっている。この経路上下角を平衡滑空時の経路上下角に戻す間にある程度高度を失い、図2.3-1に概念的に示したように、いわゆる空力加熱率や抗力加速度等のオーバーシュートが生じる。非定常性による緩和はあるものの、このオーバーシュート時の空力加熱率が評価になり、オーバーシュートが生じないような投入の場合に比べて厳しい制約となる。

ちなみに、HYFLEXの場合このオーバーシュート時の抗力加速度は4Gを越えており、これを2Gに抑えることができるような高度で分離が可能であったと仮定すると、空力加熱率上限で規定される最大速度は約18%増大(3.9km/sに対し約4.6km/s)する。

[飛行実験中のデータ伝送]: 実験機の回収により搭載したデータレコーダ等を回収できる場合でも、冗長系を構成するという観点から、飛行中にデータを地上に伝送する必要がある。一方、十分な量(特に十分なサンプリング・レート)のデータを取得するためには伝送レートを高める必要があるが、高いレートでの伝送を可能とするためにはノイズ等の影響が小さくなるよう受信電波強度が高い必要があり、機上の送信出力の限界を補うために飛行経路に沿った複数の受信局を使うか高利得アンテナを持つダウンレンジ船や地上固定局を使用する必要がある。HYFLEXにおいては、経費の関係から既存の固定地上局を利用することとし、現実的には種子島宇宙センターとの関係から小笠原追跡所での追跡・追尾が可能な範囲に飛行経路を設定することとした。固定局による受信が可能ということは、地上レーダによる追尾が可能であることを同時に意味し、レーダデータに基づく正確な飛行経路の再現という観点からも望ましい。さらに、飛行の末期の高度低下(地上局から見た仰角低下を意味する)時にデータ伝送をなるべく長く行うべく、経路の末期において、小笠原地上局に接近するあるいは少なくとも遠ざからないように曲がった経路を基本とした。

[ロケットの電波ブラックアウトの回避]: 軌道からの帰還滑空経路の一部分で電波ブラックアウトが生じることは(電波周波数によっては)避けられないが、($h-v$ 線図上での)帰還滑空経路上のうちブラックアウトする範囲に実験機を直接投入しようとすると、打上ロケット自身が燃焼中にブラックアウトすることとなる。燃焼中のロケットがブラックアウトすることの、例えば飛行安全上からの是非も検討課題であるが、今回のHYFLEX打上げに限っていえば、J-Iロケットが試験機であることから、ロケットの追跡及びデータ取得の全経路について要求されており、投入点をJ-Iロケットのテレメトリに使われているVHF帯でのブラックアウトが確実に起こらない領域にする必要があった。ただし、実際は、最初に述べた上昇中の空力加熱等の制約の方が厳しく、結果としてこの制約に対しては、かなりマージンがある経路設定となっている。

[右バンクへの限定について]: HYFLEXの滑空飛行中のバンクを、スペースシャトルで行われているようないわゆるバンク・リバーサルを行わずに右側のみに限定したのは、

アンテナ・パターンとの関係で、地上局に対する姿勢

を大きく変化させない。

バンク・リバーサルを有効に行うためには比較的速いロールレートを必要とし、最終的に搭載される姿勢制御系の性能が十分特定できないため、過度な要求となることを予め避ける。

右バンクを維持することにより飛行経路を大きく右に曲げ、結果的に地上局からの距離を概ね一定に保った飛行を可能にする。

ノミナル経路を大きく曲がった経路にすることにより、機体に異常が生じた場合はスピン状態に入るなどして飛行経路概ね直線的にし、機体を地上局（父島）から遠ざかるように飛行（落下）させることができることから、飛行安全上の問題を避けることができる。ことをその主な理由とする。以下、それぞれについて説明する。

アンテナ・パターンと飛行姿勢：波長と機体の相対的な大きさ等にも依るが、1個のアンテナで全ての方向に十分な送信強度を確保することは一般に困難である。一方、複数のアンテナを使うとアンテナ間の干渉が生じる恐れがあり、アンテナの配置の工夫や地上局の方向によるアンテナ切替などの必要がある。ところが、熱防護系で機体表面全てが覆われる HYFLEX ではアンテナの搭載位置に大きな制約があり、また、アンテナ切替も切替時のデータの瞬断を防ぐことなどが必要でありシステムとして複雑になる。このことから、地上局に対する機体姿勢の変化を限定し、送信機毎にひとつずつのアンテナで対応可能なようすることは望ましい面を持つ。具体的には、飛行中のバンクを片側（右側）に限定し、機体からみて地上局が常に機体の背面側に位置するように経路を設計した。なお、バンクを片側に限定したのは、このすぐ後に述べるように姿勢制御系への負荷の低減や飛行安全の観点にもよる。

バンク・リバーサル：スペースシャトルにおいてはクロスレンジを制御するために行われているものであるが、HYFLEX の場合、海上への着水であるため滑走路への着陸のような一点への誘導は絶対条件ではなく、必ずしもバンクリバーサルを必要としない。また、着水点分散のところで述べるように、分離条件の分散が大きく、経路変更が不可能な自由落下に相当する期間が長いいため、バンクリバーサルを導入しても投入経路分散の影響を滑空飛行中の誘導能力で十分吸収して特定の点に誘導することが困難であると予想されたこともバンクリバーサルを採用しなかった背景である。

地上局の周りに経路を大きく回転させる点：HYFLEX では、絶対的な距離が大きくなることは高利得の地上局アンテナを使用するためそれほど問題とはならないが、ロケットや衛星に比べて飛行高度が低い

HYFLEX では地上局から離れると地球の曲率の影響も加味されてアンテナの仰角が低くなり、スカイラインによる干渉や地上／海面からの反射波の影響を受けやすくなる。これを避けるためには、特に高度が低下する経路の終端側で地上局からなるべく近い位置を飛行することが望ましい。一方、飛行安全の観点からは過度に島に接近することは避ける必要があり、結果的に島からの距離を概ね一定に保って飛行できる円弧状の経路は望ましい特性を有する。

飛行安全の観点：揚力を持つ滑空体の飛行安全についての考え方はまだ十分には確立していないが、機体に異常が発生し、制御不能になる場合も積極的に投棄する場合も、いずれにせよ揚力を持たない弾道飛行に近い経路で飛行する可能性が高い。ノミナル経路を大きく曲がったものにより、機体異常時にノミナル経路よりさらに大きなクロスレンジを持って地上局（父島）接近していく可能性は非常に低くなり、飛行安全上の問題を大きく軽減することができる。

付録 A3

RCS のヨー・スラスト位置の変更について

本文中にも述べたように、設計当初、実験機の姿勢制御用ヨー・スラストは実験計測用と共用で安定翼側面に配置されていた。この位置にヨー・スラストを設けた場合のいわゆるガスジェット干渉効果（スラストから噴射されたガスジェットと外部流の干渉によりスラスト周辺の機体表面圧力が変化し、姿勢制御力が変化する現象）の大きさの計測を基本風洞試験の一環として実施した。しかし、本来風洞試験により気流状態の異なる実機のスラスト干渉効果を推定することが非常に困難であること、及び風洞試験精度が不十分であったことが原因で、干渉効果の推定値（ばらつきのある風洞試験結果のうちの最大値）に対して不確定性（＝風洞試験誤差×スペースシャトルの Variation / Tolerance）を考慮すると、横方向の姿勢制御が不可能となる可能性があることが判明した。

その対策として、詳細設計終了時に姿勢制御用ヨー・スラストを新たに空力干渉効果が無視できると考えられる位置、具体的には後端面から後方に飛び出した形で設置されたピッチ/ロールスラスト用のポッドを拡大し、そのポッド上にヨー・スラストを配置した。一方、従来の安定翼側面のヨー・スラストは実験計測用としてのみ使用し、推力を低下させかつ左右のスラストを同時に作動させるということで、姿勢制御系への影響を小さくして、ガスジェット干渉に関するデータ取得を行うこととした。

この問題は、設計当初にガスジェット干渉実験と姿勢制御の両方の目的で共通のヨー・スラストを使用すること

を想定してスラスト位置を設定したことに起因する。ガスジェット干渉効果が地上の試験では精度よく推定できない(すなわち飛行実験の必要性を持つ)ことを考えれば、実験計測用のスラストをバス系である姿勢制御用としても使用しようとしたことに設計上の問題が存在していたといえる。

また、この設計変更の結果として、実験計測用のスラストを十分長く(0.5s間)作動させることが可能となり、定量的に精度の高い表面圧力データを取得することができた。

付録A4

実飛行時のエレボンヒンジモーメント推定における慣性力の考慮

風洞試験におけるエレボンヒンジモーメント計測時には模型を固定した状態で試験を行うため、純粋に空気力によるヒンジモーメントだけが計測される。HYFLEXの設計においては、この計測値を設計条件とした。しかし、HYFLEXのような再突入体の大迎角飛行時には大きな減速が行われており、エレボンに慣性力が働く。この慣性力は空気力によるモーメントと符号が逆であり、アクチュエータの必要トルクを緩和する効果を持つ(詳細は文献18の7.4項参照)。この効果はHYFLEXの設計時には全く考慮されていなかったが、飛行後データ解析を通じて重要性が明らかとなったものであり、今後の同様の再突入機体の設計時には考慮すべきであると考えられる。

付録A5

姿勢制御系設計における複数の空力微係数の不確定性の考慮方法に関する考察

簡単のため、2つの空力微係数により記述される系を例にとり考察する。各微係数間に相関はなく、ともに確率分布関数が正規分布をしていると仮定する。

1変数の確率密度関数 p は、下式で表される。

$$p(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(x - \bar{x})^2}{2\sigma^2}\right]$$

ここで x は独立変数を、 \bar{x} は x の平均値を、 σ は標準偏差を表す。2変数の場合には、

$$p(x,y) = p(x) \cdot p(y) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left[-\frac{(x - \bar{x})^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y - \bar{y})^2}{2\sigma_y^2}\right]$$

となる。上式から明らかなように等確率密度線は、 x 軸及び y 軸に平行な主軸を持つ楕円になる。

$$\left(\frac{x - \bar{x}}{\sigma_x}\right)^2 + \left(\frac{y - \bar{y}}{\sigma_y}\right)^2 = \text{const}$$

これを両微係数の平均値及び標準偏差を用いて正規化すると、等確率密度線は図A5 - 1に示すような原点に中心を持つ円となる。

姿勢制御系設計において複数の空力微係数の不確定性を考慮した解析を行う場合には、確率密度関数が等しくなるような空力微係数の組み合わせを使用するのが適切と考えられるため、確率密度関数の等高線上の代表的な組み合わせを選択して解析をするのが妥当である。例えば、 x_{nom} 軸(または y_{nom} 軸)と1で交差する等確率密度分布線上で解析するとすると、代表点として下記の8点を選定するのが合理的と考えられる(図A5 - 1の印の点)。

$$\begin{aligned} &(-1,0), (1,0), (0,-1), (0,1), \\ &(-0.707,-0.707), (-0.707,0.707), \\ &(0.707,-0.707), (0.707,0.707) \end{aligned}$$

ここで $0.707=1/\sqrt{2}$

同様にして3変数の不確定性の組み合わせを考える場合には、 $(0.577,0.577,0.577)$ 等(ここで $0.577=1/\sqrt{3}$)を、4変数の不確定性の組み合わせを考える場合には、 $(0.5,0.5,0.5,0.5)$ 等(ここで $0.5=1/\sqrt{4}$)を選択することになる。よって、HYFLEXの場合の不確定性の組み合わせの考え方(2変数の組み合わせでは1変数の不確定性の0.65倍(図A5 - 1の印の点)、全変数の組み合わせでは0.5倍)には数学的に誤りがあることになる(スペースシャトルの考え方も同様に数学的には正しくない)。

また、 x_{nom} 軸(または y_{nom} 軸)と1で交差する等確率密度線で囲まれた領域(図A5 - 1の斜線部)内の $(x_{\text{nom}}, y_{\text{nom}})$ の組み合わせが発生する確率は、系の独立変数の数(上の例では2)が増えるほど減少することに注意を要する(文献A1の2.5節参照)。このことは図A5 - 1の網掛け領域(斜線部よりも更に広い領域)内の $(x_{\text{nom}}, y_{\text{nom}})$ の組み合わせが発生する確率が $0.466(=0.683^2)$ であり1変数の場合の標準偏差(1)内の発生確率0.683よりも小さいことから直感的に明らかである(正確には斜線部の発生確率は0.394となる^(A1))。ちなみに1変数の場合の3レベルの発生確率0.997までの確率事象までを保証しようとすると、境界となる等確率密度線と各変数軸との交点は、下記の通りとなる。これは文献A1の(2.49)式を数値的に積分して求めたものである。

1変数系	3.00
2変数系	3.44
3変数系	3.76
4変数系	4.03
6変数系	4.48

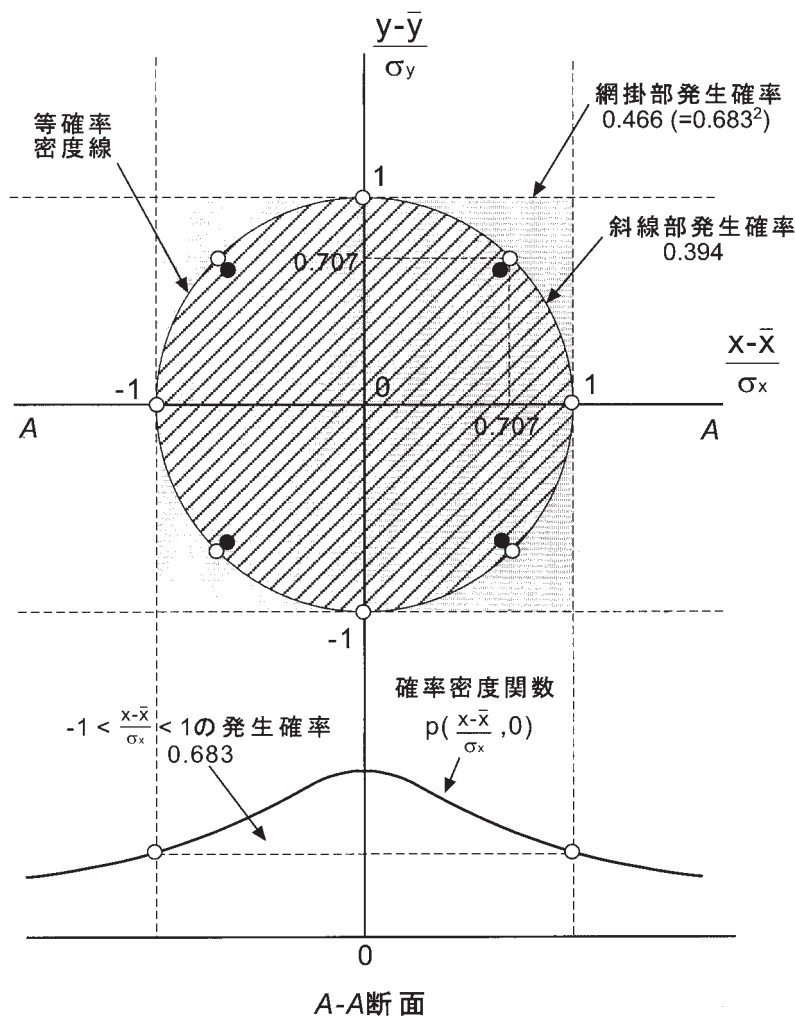


図 A5-1 2変数系の正規化された確率密度分布

たとえばHYFLEXの場合、横方向の姿勢制御系は Cl 、 Cn 、 Cl_a 、 Cn_a の4つの独立の空力微係数で記述されるので、99.7%までの確率事象まで保証するためには、正しくは1変数のみの不確定性として4.03の点で評価しなければならない。

付録A6

小笠原周回飛行経路

HYFLEXは、J-Iロケットから分離された後、ある程度動圧が上昇するまでは、経路制御能力がほとんどないため、分離から小笠原局の概ね真北を通過するまでは、一定姿勢により飛行する。その後は、テレメトリリンクを確保するように小笠原局を周回するよう飛行する。このような飛行経路の基本構想に従って、参考プロファイルを決めるための具体的な飛行経路を設定する。

まず迎え角のスケジュールは、最大空力加熱率を通過するまで、最大空力加熱率の低減のため揚力を極力大きくするような飛行を行い（初期迎え角）、最大空力加熱

率を通過した後は、飛行時間、即ちテレメトリ時間を確保する為、最大揚抗比で飛行するように行う（この時の迎え角を第2迎え角とし、30度に固定）。この際、姿勢制御上の観点から安定性や制御性を確保することができる範囲内で設定することはいうまでもない。

バンク角については、2.3に述べたような理由から右バンクのみとした。HYFLEXはJ-Iロケットから分離された後、最大空力加熱率を通過するまでは揚力の鉛直成分を大きく取るため浅いバンク角（初期バンク角）とし、その後（バンク角切換時刻）は、比較的深いバンク角（第2バンク角）として、最大動圧の抑制、レンジ予測値の精度を低下させる高度の再上昇の抑制及び小笠原局を中心とした周回誘導を可能とする。小笠原局のほぼ真北を通過後したあとは、次に示す誘導則により、バンク角を決定する。

$$\begin{aligned} \phi_c &= \sin^{-1}(F_{Hc}/L) \\ F_{Hc} &= V_H^2/R_0 \cdot 2/l^2 \quad R-2/l \quad R/l \quad t \end{aligned}$$

ただし $V_H = V_0 \cos \theta_0$

$$R = R_0 - R$$

I : 誘導ゲイン (=100)

R_0 : 小笠原局周回半径

R : 機体現在位置における小笠原局までの距離

D - V 線図上の抗力加速度プロファイルの不連続性をさける, 或いは, 姿勢制御上の観点からバンク角が許容範囲内で滑らかに変化することを前提とする。更に, 小笠原周回半径をできるだけ大きい値とすることで, 飛行時間を長くし, テレメトリ時間確保に配慮する。

以上を踏まえ, 次の5つのパラメータの値を以下に示す値に調整することにより, 飛行経路を設定した。

初期迎え角	49deg
初期バンク角	20deg
第2バンク角	55deg
バンク角切替時刻	150s
小笠原局周回半径	235km

このように設定した飛行経路は, 誘導要求のうち, 最大空力加熱率, 総空力加熱量, 最大加速度, 最大動圧の4項目について, 以下に示すように満足している。

最大空力加熱率	418(489)[507]kW/m ²
総空力加熱量	30(36)[52]MJ/m ²
最大加速度	54(64)[75]m/s ²
最大動圧	18.5(21.7)[24.5]kN/m ²

ここで, () 内の値は(基本設計時における)飛行経路分散解析の結果に基づいて算出した分散を考慮した最大値, [] 内の値は誘導要求値である。

付録A7

フィードバックゲインの設定

フィードバックゲインについては, 次に述べるような方針に従ってパラメータ設定を行い, 表A7-1に示した解析式に基づき, 飛行シミュレーション・データから各フィードバックゲインの時間履歴を求めた。

表A7-1 フィードバックゲインの解析式

$$f_1 = f_1' + f_2' \left[-\frac{\dot{h}_0}{h_s} - 4 \frac{D_0}{V_0} \right]$$

$$f_2 = -f_2' \frac{D_0}{h_s}$$

$$f_3 = (\omega^2 \omega' + K_1) \frac{h_s}{D_0^2}$$

ただし,

$$f_1' = \frac{h_s}{D_0^2} \left[\omega^2 + 3\dot{D}_0 \left(\frac{1}{V_0} - \frac{\dot{D}_0}{D_0^2} \right) + \frac{1}{h_s} \left(\frac{V_0^2}{R_0} - g_0 \right) - 4 \frac{D_0^2}{V_0^2} + 2 \frac{\ddot{D}_0}{D_0} \right]$$

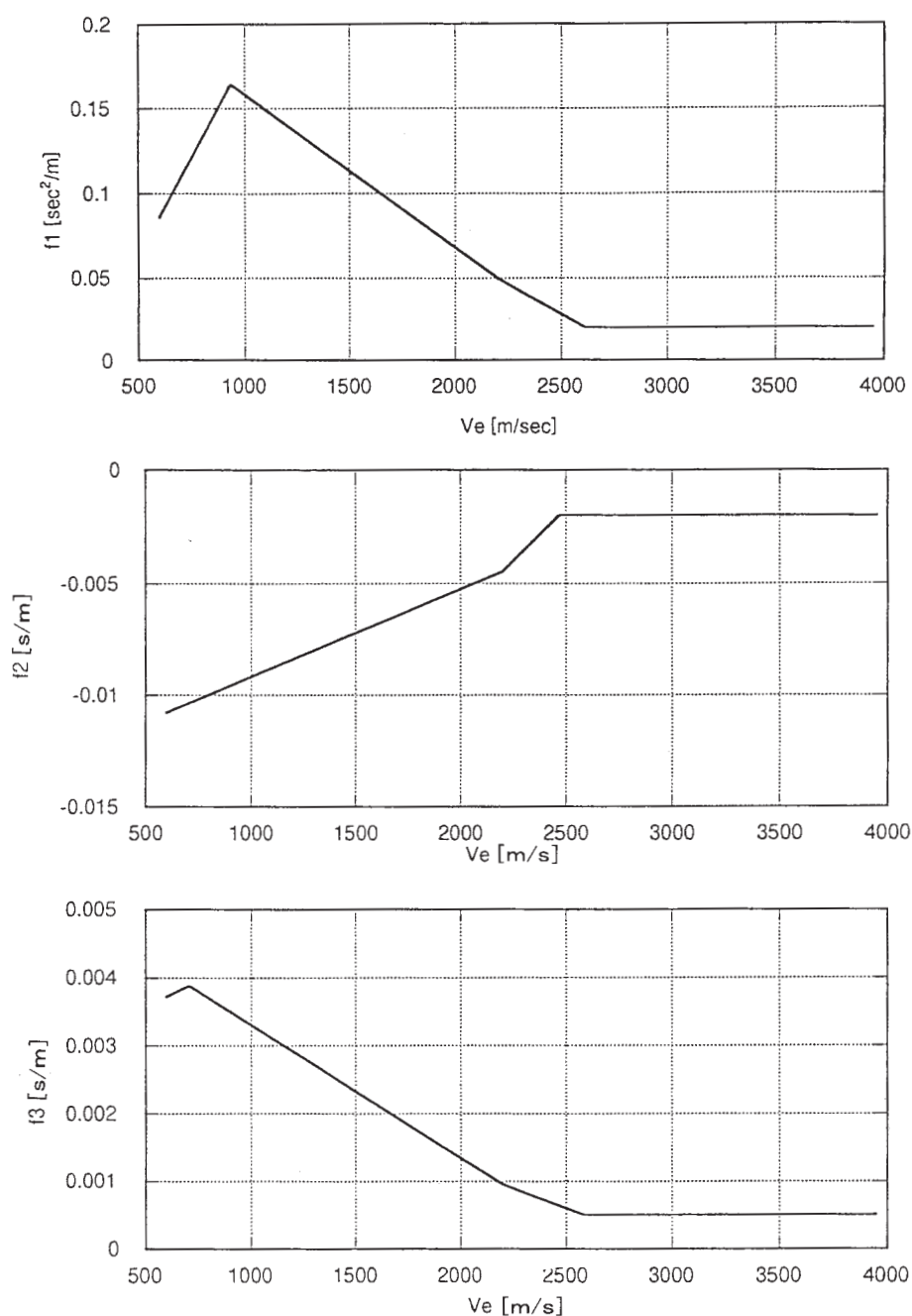
$$f_2' = \frac{h_s}{D_0^2} \left[2\xi\omega + 2 \frac{\dot{D}_0}{D_0} - 3 \frac{D_0}{V_0} \right]$$

$$K_1 = -3 \frac{\dot{D}_0 D_0}{V_0^2} - 8 \frac{D_0^3}{V_0^3} + 2 \frac{D_0 V_0}{h_s R_0}$$

D : 抗力加速度 V : 対地速度 h_s : スケール・ハイト R : 地心距離 g : 重力加速度
添字 0 はノミナル値を示す。尚, C_D の変化は微小として無視した。

表A7-2 フィードバックゲイン設定の際の各係数

フェーズ 2	高度変化が大きく、定常飛行を仮定することは不可能。フェーズ 3 を基準として、同程度のフィードバックをかけることを考える。
フェーズ 3	フェーズ 3 の期間は約 40s。フェーズ 3 の期間中に半周期程度は確保できるように、応答周波数 $\omega = 2\pi / 80 \text{ rad/s}$ とする。
フェーズ 4	フェーズ 4 の期間は約 200s。本フェーズ終了時点で誘導が収束している必要がある。フェーズ 4 期間中に、2 周期程度を確保するため、応答周波数 $\omega = 2\pi / 100 \text{ rad/s}$ とする。
減衰係数 ξ	サーボ系の一般的な値として $\xi = 0.8$ とする。
積分ゲイン f_3	2 次系の応答より十分に遅くする為、 $\omega' = 2\pi / 1000 \text{ rad/s}$ とする。



図A7-1 バンク角コマンド・フィードバック・ゲイン

ゲイン設定の方針としては、

- ・ f_1, f_2 に対しては抗力加速度が基準抗力加速度に対し、2次系の応答（周波数，減衰係数）を示すように設定する。
- ・ f_3 については、上記2次系の応答の定常誤差を1次系の応答（遮断周波数）で補償するよう設定する。

に基づく応答特性を得るために、各フェーズに対する各係数を表A7 - 2のように設定した。

実機搭載に供する際は、誘導の安定化を考慮し、これらに対地速度に対しスケジュールした。スケジュール結果を図A7 - 1に示した。

付録A8

ダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導

バンクリバーサルを行わないことから、ダウンレンジとクロスレンジの誤差の両者を航法レンジにフィードバックし、着水点分散を要求範囲内に抑えることを目指したダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導について以下に示す。

バンク角により変化する着水点のうち、目標点に最も近い点に誘導することを考える（図A8 - 1参照）。これは、クロスレンジ誤差をダウンレンジ（航法レンジ）にフィードバックし、仮想的な目標点を設定することで実現できる。HYFLEXの飛行経路は、基本的に周回円に沿った経路となる為、クロスレンジ誤差は周回半径の誤差で置換することができる。よって、クロスレンジ誘導は、航法レンジを次式の様に修正することにより行う。

$$R'_{NV} = R_{NV} + C_{c1} R_c - C_{c2} V_e \quad \text{フェーズ2}$$

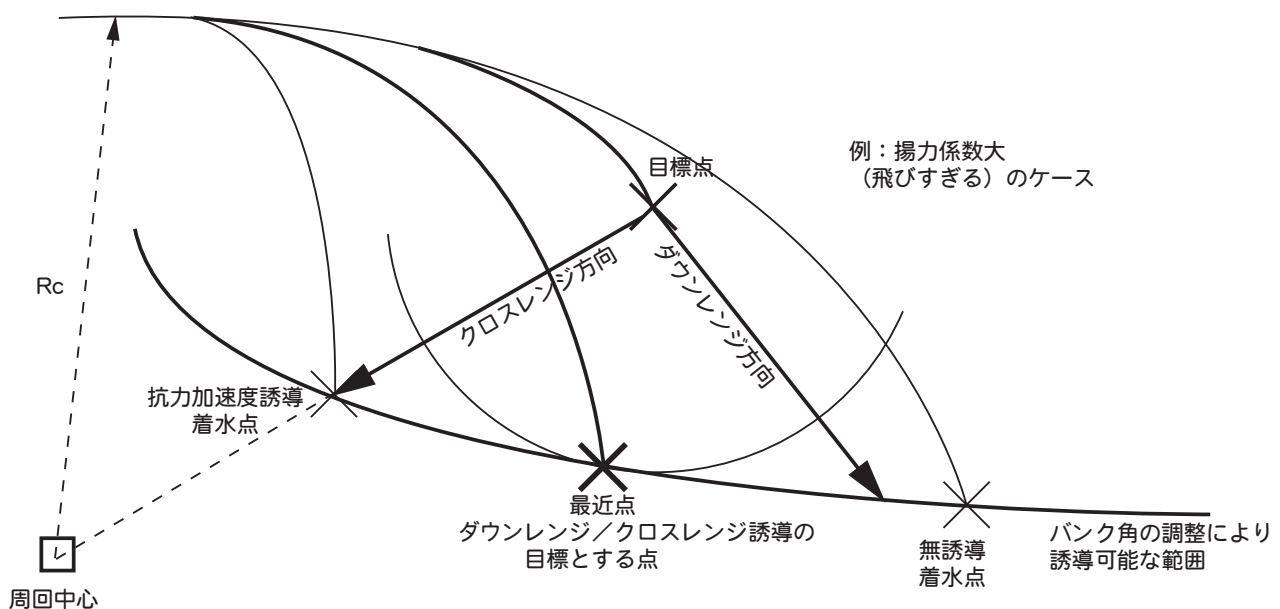
$$R_{NV} + C_{c1} R_c - C_{c2} \cdot d(R_c)/dt \quad \text{フェーズ3, 4}$$

ここで

R'_{NV}	: 航法レンジ補正值
R_{NV}	: 航法レンジ
$R_c (=R_0 - R_c)$: 周回半径誤差
R_c	: 周回半径
R_0	: 基準周回半径
$(= \dot{\gamma}_n)$: 対地速度方位角誤差
γ_n	: 対地速度方位角
γ_0	: 基準対地速度方位角
$\gamma_n = C_{c1} + C_{c2} + C_{c3}^2 + C_{c4}^3$: 航法レンジ角
C_{c1}, C_{c2}	: クロスレンジ誤差フィードバックゲイン

なお、右辺第3項は安定化を図る為の項である。OBS上でのパラメータ推定精度を考慮し、フェーズ2では対地速度方位角により安定化を図る。

レンジ誘導機能に関する定数設定は、以下の方針に基づいて設定した。まず、周回誘導に関連する周回中心、及び周回半径は、フェーズ2以降を対象として先に設定した小笠原周回飛行経路に沿う様設定した（但し、周回中心は航法レンジの精度向上を計り、小笠原局から若干変更した）。クロスレンジ誘導に関する定数は、その設計思想上クロスレンジ誤差をクロスレンジとダウンレンジに均等に振り分けるように設定した。飛行中、実時間



図A8-1 ダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導の概略図

表A8-1 ダウンレンジ/クロスレンジ総合誘導に関する諸量の値

項 目	設 定 値
周回中心	経度 141.22 degE 緯度 26.80 degN
周回半径	345 km
C_{C1}	1.0 [ND]
C_{C2}	$(R_{NV}/Ve)C_{C1}$ [s]
C_{r1}	4.8656 [ND]
C_{r2}	-7.5700 [ND]
C_{r3}	6.0959 [ND]
C_{r4}	-1.6606 [ND]
ΔR_{LIM}	50 km ($Ve > 4000\text{m/s}$) 20 km ($Ve < 2200\text{m/s}$) $2200\text{m/s} \leq Ve \leq 4000\text{m/s}$ では直線でむすぶ
ニュートン法収束判定値	0.1 [ND]
ニュートン法最大反復回数	10回
閉ループ誘導開始	フェーズ2開始時点
誘導終了	$M < 3$ となった時点

で求める各係数を更新する際に基準となるレンジ誤差限界値は、フェーズ2,3ではフェーズ4で修正できる範囲に誤差を収めるように設定し、フェーズ4では、着水点分散に対し、影響の無い範囲を考慮して設定した。レンジ誘導を行う期間は、早期に開始し、残りのレンジが着水点分散に影響を与えない程度に小さくなった時点で終了するものとした。各値を表A8-1に示す。

付録A9

D - V線図上でのコリドー設定

コリドーの設定根拠を表A9-1に整理した。

まず、順にフェーズ1であるが、フェーズ1は開ループ誘導であるため、コリドーは機能しない。誘導則の形式上フェーズ2開始時の値を用いている。

フェーズ2における上限は、機体の耐熱性限界から要

求される空力加熱率の上限に対応している。

フェーズ3における上限は、動圧の上限に対応したもので、HYFLEXではアクチュエータ能力要求との関係で規定される。ただし、実機搭載に際しては、直線で近似している。

フェーズ2,3における下限としては、平衡滑空（バンク角 0° ）や空力舵面による姿勢制御から決まる下限が実際には存在するが、実機の飛行状態がそのような制約に懸かる可能性はないと考えられるため下限は省略し、形式上0の値をとった。

フェーズ4における上下限は、次のような考え方によった。HYFLEXではパラシュート放出・開傘要求条件に伴い、誘導終了時（マッハ3時）の高度に目標値が設定され、それがD - V線図上の一点で表される。（パラシュート放出・開傘要求条件は表3.7-6に示したよう

表A9-1 誘導コリドー上の上下限の設定根拠

フェーズ	上 限	下 限
2	空力係数誤差、迎角推定誤差を考慮しても、ノーズ淀み点の空力加熱率の推算値が 507kW/m^2	なし
3	アクチュエータ能力で決まる動圧上限にほぼ対応	なし
4の開始時	ダウンレンジがノミナル-50km	ダウンレンジがノミナル+50km
4	フェーズ4の開始時と終了時を直線で連結	フェーズ4の開始時と終了時を直線で連結
4の終了時	ノミナルと一致すること	同左

に、範囲であり一定値ではない。しかし、誘導終了時点とパラシュート放出・開傘の間には、不確定要素が大きい大迎角減速フェーズ等が挟まれており、パラシュート放出・開傘要求条件から一義的にマッハ3における条件に換算することはかなり複雑な手順を必要とする。このため、逆にマッハ3における誘導目標を固定し、それを前提に大迎角減速をした結果がパラシュートの放出・開傘要求条件を満足することを確認するという方法を選った。また、開発のスケジュール上もこのような手順の方が効率的である。)フェーズ4の開始時におけるコリドーの幅として、基準抗力加速度プロファイルからのずれが、残りダウンレンジの調整能力換算で $\pm 50\text{km}$ に相当する値とした。これは、各種誤差を想定したシミュレーションにおけるD-V線図上での経路が分散した幅にほぼ一致しており、フェーズ4におけるノミナル飛行距離約230kmに対しL/Dの誤差20%を乗じたものに対応していると解釈することができる。ダウンレンジ調整能力が一定値以下ということが直接的にコリドーとなるのではなく、むしろこれは、このくらいのダウンレンジ調整能力を残すことが必要であるという誘導からの要求と解釈することができる。この幅が、結果としてコリドーとして搭載誘導則に規定されたのは、HYFLEXでは、制御則の姿勢制御性をこの範囲に対し検証することしたためである。すなわち、これは姿勢制御性の検証範囲から決まった制約ということができる。念のため付け加えれば、この上下限は姿勢制御が可能である十分条件にすぎず必要条件であるとは限らない。

付録A10

減速系及び回収系の搭載位置

減速系及び回収系の搭載位置に選定に際し、考慮した主な点は、

- ・着水姿勢
- ・パラシュート及びフローテーションバッグの放出性(放出孔の設置性も含む)
- ・搭載スペース
- ・機体重心位置への影響

である。なお、搭載位置の選定を行った時点は、付録A13に述べた超音速域での姿勢制御性の検討が完了する前でありパラシュート放出の速度域については超音速/亜音速の別を特定していない。

まず、着水時の衝撃を緩和し、機体の損傷を軽減するという観点からは、機体先端を下にして着水する必要があることは特に議論の余地はない。これはTR-IA等で実績のある方式であり、他のパラシュートについても、TR-IAと同様に後端面から放出するのが自然であり、

搭載位置は後端面に近い方からパイロットシュート、ドロークシュート、メインシュートの順に搭載し、順次引き出していく方式が妥当と考えられる。

ところが、フローテーションバッグの搭載について、TR-IAと同様のパラシュートとともに胴体後端面から放出する方式を採用しようとする、HYFLEXでは次のような問題が発生する。TR-IAでは頭胴部後端面放出開口部の周辺にドーナツ状にフローテーションバッグが搭載されているが、HYFLEXの胴体後端部には舵面アクチュエータ及びそのリンク機構の搭載が必要で、それらとの干渉を避けるためには、放出順序からフローテーションバッグは最も奥に搭載することになる。フローテーションバッグはガス圧で膨張するが、バッグが完全に膨張し必要な浮力を発生するためには胴体の外に出る必要があり、かつ一定の水深より浅い位置で膨張する必要がある。ところが、搭載位置が奥であると、機体の外に出るまでに時間を要し、(HYFLEXでは機体構造上胴体をTR-IAのように水密構造にし、機体単独に浮遊能力を付加することは困難であることから)機体が深い位置まで沈降してしまうか、最悪の場合、どこかに引っかかり外部に出ることができない恐れがある。このため、バッグの放出を容易にする目的から、搭載位置を胴体中央部とし、胴体の背面側から放出することとした。

また、重心位置が極力前方にくるような搭載品配置を行うという観点からも、この位置は後端より望ましい。一方、重心位置を極力下方にするという観点からは搭載品の重量及び位置を想定した重心位置の検討によると、姿勢制御性等から要求される範囲に重心を位置させるためには極力重心を前方に位置させる配慮が要請され、比較的重量の大きい減速回収系を後端部に集中させることはこの要請に反する。

これらのことから、回収系を分割して前胴部分に搭載する方針とした。フローテーションバッグ放出孔と熱防護系との関係上、放出位置は事実上背面側に限定され、前胴背面側から放出することとした。

付録A11

圧力導入管の応答遅れに関する試験及び解析

圧力導入管の応答遅れに関しては、ADSとしてのC/Cノーズキャップ部の応答及びRCSスラストの作動による表面圧力の変化に対する応答が問題となる。前者は、姿勢などの変化によるもので単位時間あたりの相対変化は比較的小さい。後者はステップ的な変化であると想定される。

まず、C/Cノーズキャップ部の圧力導入部/センサ系の圧力応答性については、表面圧力が605Paを中心に $\pm 10\%$ 、2Hzおよび10Hzで正弦波変動した場合の圧

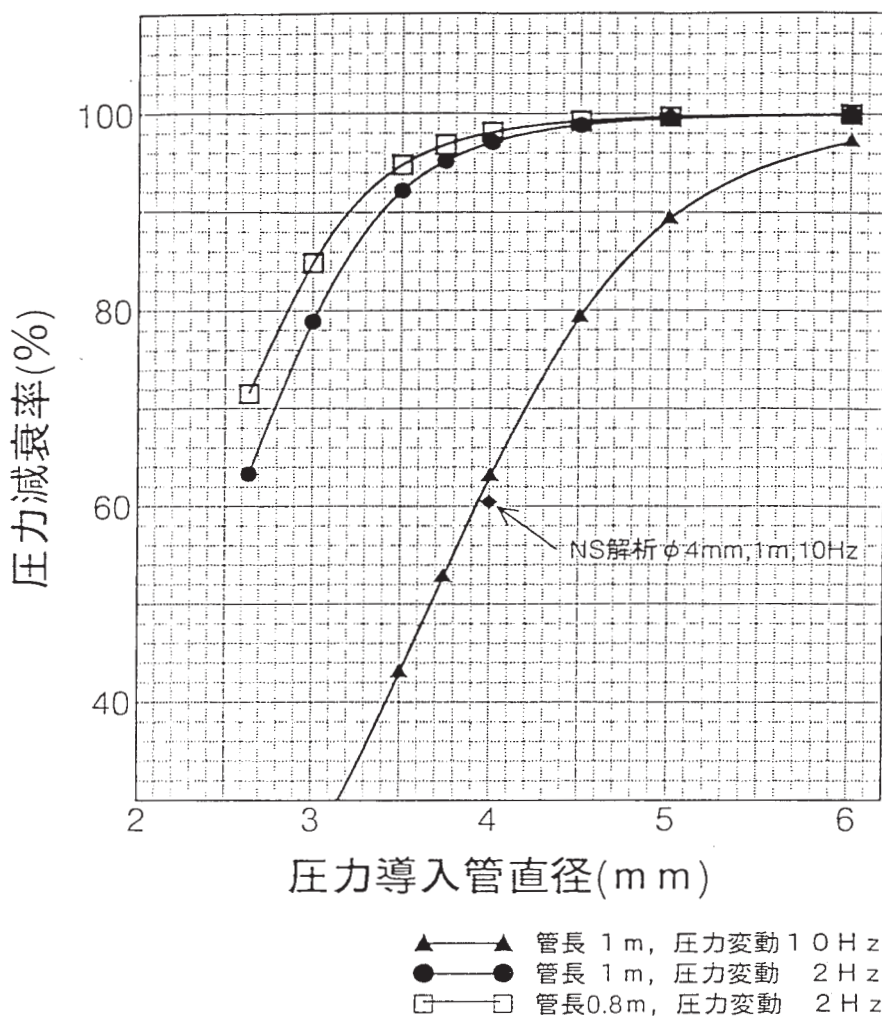
表A11-1 圧力減衰率と圧力ピークの時間遅れ解析結果

管径(mm)	周波数 10 Hz / 管長 1 m		周波数 2 Hz / 管長 1 m		周波数 2 Hz / 管長 0.8 m	
	減衰率(%)	ピーク時間遅れ(S)	減衰率(%)	ピーク時間遅れ(S)	減衰率(%)	ピーク時間遅れ(S)
6.00	97.160	0.0040	99.882	0.0035	99.924	0.0030
5.00	89.290	0.0075	99.495	0.0080	99.676	0.0065
4.50	79.288	0.0105	98.839	0.0120	99.252	0.0095
4.00	63.048	0.0140	97.100	0.0190	98.115	0.0155
3.74	52.741	0.0160	95.182	0.0245	96.836	0.0200
3.50	43.017	0.0180	92.197	0.0315	94.791	0.0260
3.00	24.893	0.0210	78.920	0.0525	84.894	0.0445
2.64	16.154	0.0225	63.336	0.0700	71.511	0.0615

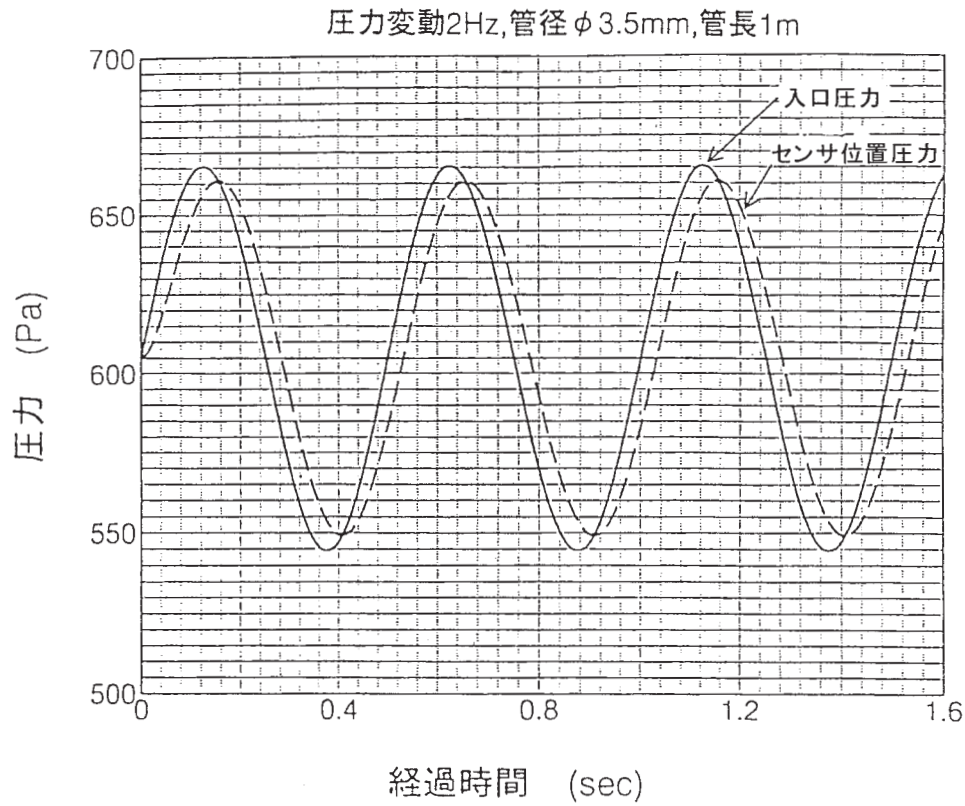
力センサ内部（圧力検知シリンダ内部）の圧力変動を想定し、解析モデルによる応答解析を行った。その結果を、圧力導入管内径をパラメータとして各ケースの圧力減衰率と圧力ピークの時間遅れの関係として、表A11-1および図A11-1に示す。この結果から、圧力減衰に関しては、圧力変動 2Hz に対して、圧力導入管内径が 3.5mm 以上で、90%以上の圧力応答が得られることが

判る。また、圧力変動遅れに関しては、圧力変動 2Hz，導入管長 1m のケースで、管内径 3.5mm の時の入り口圧力およびセンサ位置圧力の変化を図A11-2に、管内径と圧力ピークの時間遅れの関係を図A11-3に示す。

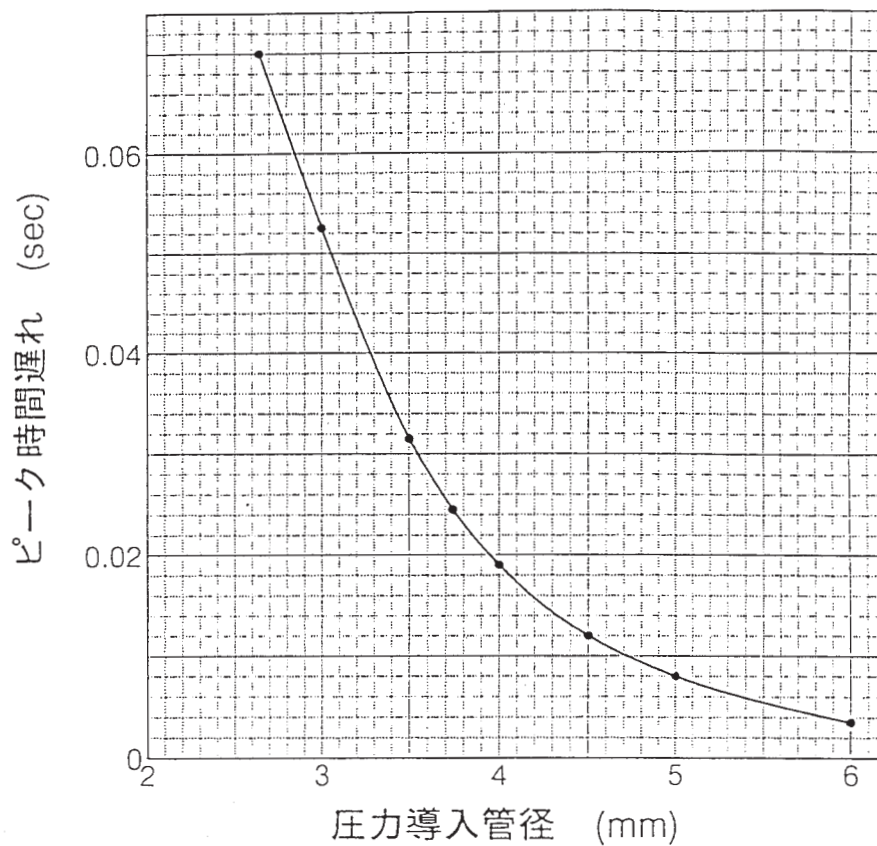
次に、RCS スラスタ周りに関しては、実機を模擬した圧力導入部を製作し、圧力応答試験を行った。その結



図A11-1 圧力導入管内径と圧力減衰率の解析結果



図A11-2 入口圧力とセンサ位置圧力の変化の比較



図A11-3 圧力導入管内径と圧力ピークの時間遅れ

果，導入孔部初期圧力 (P_0) が低圧 (2Torr 以下) かつ圧力変動比が小さい環境下では，導入管長が長くなるに伴い，応答時間が顕著に長くなることが判った。また P_0 が 2Torr 以上の場合には，応答時間は導入管長の影響を多少受けるが，ほぼ 25ms 以内 (サンプリングレートを考慮すると許容範囲内) であることが確認された。従って，RCS 周用圧力センサ系については計測レンジの最低付近 ($51\text{Pa} = 0.382\text{Torr}$ 付近) のデータに関しては，時間的履歴を圧力導入管長および圧力値により補正する必要がある。

付録 A12

プラズマに関する諸量

[プラズマ振動数，プラズマ周波数]

正負の電荷を持つ粒子から構成されるプラズマ中で，電荷分布のずれ x をゼロに復元する方向に生じる電子の運動を考える。電子の質量を m_e ，プラズマ電子密度 n_e とすると，

$$m_e \ddot{x} = -eE_x = -4\pi n_e e^2 x$$

となり，この運動の振動数 ω_p ，

$$\omega_p = (4\pi n_e e^2 / m_e)^{0.5} = 57000 (n_e [\text{cm}^{-3}])^{0.5} [\text{s}^{-1}]$$

これを，プラズマ振動数と呼ぶ。これはプラズマ電子密度の関数である。また，プラズマ振動数 ω_p を 2 で割ったものをプラズマ周波数 f_p と呼ぶ。

[カットオフ]

プラズマ周波数 ω_p のプラズマに対し，周波数 ω の電磁波が入射した時，電磁波の波数を k ，光速を c とすると，次のような関係がある。

$$c^2 k^2 = \omega^2 - \omega_p^2$$

$$= 2\omega^2 / k = 2c / (\omega^2 - \omega_p^2)^{0.5}$$

：プラズマ中での波長

この式は， $\omega < \omega_p$ では，プラズマ密度によって k すなわちプラズマ中での波長 λ が変化すること意味するが， $\omega > \omega_p$ では k は虚数となり，電磁波はプラズマ中を通過することができない。この現象をカットオフと呼ぶ。

[表皮深さ (skin depth)]

電磁波は空間的には e^{ikx} の形をしているので， k が虚数ならば指数的に減衰する。表皮深さ (skin depth) δ を

$$= 1 / |k| = c / (\omega^2 - \omega_p^2)^{0.5}$$

のように定義すると，電磁波は，距離 δ で $1/e$ まで減衰する。HYFLEX 周りのような状態ではプラズマ振動数が電子の平均衝突頻度より十分大きいいため，エネルギーロスは小さく，この減衰の結果エネルギーの大半は，逆方向への反射波となる。

[反射電磁波の位相]

電磁波が一樣なプラズマ電子密度を持つプラズマ層で反射されるとき，プラズマ電子密度に応じてプラズマ中へ電磁波がある程度しみ込み，しみ込んだ層全体から反射されると考えることができる。この場合，反射波の位相角変化は，以下の式で表される。

$$\tan(\theta/2) = (\omega_p^2 / (\omega^2 - \omega_p^2))^{0.5}$$

$\omega < \omega_p$ では， $\theta = 0$ 。 $\omega > \omega_p$ で， θ は最大 180 度まで変化する。

付録 A13

低超音速以下の飛行方法

HYFLEX が飛行実験の対象とする速度域は，極超音速から高超音速域までを基本としている。それ以下の速度域においては，機体回収のための減速を適切に行うことのみが要求となる。J-I ロケットフェアリング内に搭載可能であること前提とする限り，極超音速域での空力安定性及び耐空力加熱性を満足させつつ，低超音速から遷音速域を安定的に飛行できる空力特性を持つ機体を設計することは非常にむずかしく，飛行中の形態変更や重心位置移動等を行わない限り事実上不可能であると考えられる。このことから，空力設計の際には，極超音速域以外の速度域における空力特性については設計の評定とはせず，それらの速度域に対してはいわゆる出来高として得られた特性に対する飛行方法を後から選定する方法を採った。飛行方法としては，超音速パラシュート等の補助ディバイスを併用した飛行や，90° 付近の大迎角飛行等を想定していた。

HYFLEX の遷超音速基本風洞試験の結果に基づき，解析を行った結果，機体自身では姿勢制御飛行は不可能であると結論され，さらに想定していた宇宙科学研究所で開傘実験を行っている超音速パラシュートの併用を行っても， $\alpha = 0 \sim 40^\circ$ に存在するトリム迎角 (不安定トリム) での制御飛行は不可能であるとみられた。

超音速パラシュートは，熱の問題が本質的とはならない速度域においても，機体ウエークとの干渉をはじめとして開傘特性を含めて亜音速域のパラシュートとは質的に異なるとされている。HYFLEX のために，姿勢安定

が可能となるようなさらに大きなサイズの超音速パラシュートを新たに開発することは、経費やスケジュールの観点から適当ではないと考えられる。

一方、大迎角投入の場合は、大迎角減速中の飛行の不確定さのもとでパラシュート放出シーケンスの設定、大迎角でのパラシュートの放出、大迎角飛行時の空力荷重の影響、等に課題がある。しかし、無制御大迎角姿勢からのパラシュート放出はTT - 500AやTR - 1Aでの実績があり、大迎角時の空力荷重に関しても背面側を進行方向にして落下する場合を含めて問題ないことが確認された。

大迎角に投入するマッハ数としては、姿勢制御性のマッハ数による変化(マッハ数が低下するに従って急速に悪化する)、大迎角投入後はアンテナパターンの関係から保証できないテレメトリ送信時間を要求通り確保すること、さらに、パラシュート放出シーケンス設定性等を総合的に考え、マッハ2で移行することとした。

付録A14

パラシュート放出コマンドの送出について

パラシュート放出時の制約として、飛行マッハ数、動圧等が所定の範囲であることが必要とされ、また、当然ながら着水までに十分な減速ができることが必要であり高度に下限がある。この条件を満たした放出を行うには、

TR - 1A等で採用している気圧スイッチを用いる方法、慣性航法データによる高度等の値を用いる方法、ある事象からの時間で設定する方法等が考えられる。

放出のための要件が、速度や高度に依存する量であることから慣性航法データに基づく方法が最も適切であるといえる。ところが、大迎角飛行中の実験機の角速度は、搭載をしている慣性航法系で設定している姿勢角速度上限 $400^{\circ}/s$ を越える恐れがあり、航法系のデータは保証できない。(この設定は、A/D変換の分解能をあげて航法計算精度を高めるためのものであり、大迎角時の不確定な運動をカバーできるほど設定上限を上げるのは適切でないと判断した。)

気圧スイッチは、適切な位置に配置することにより、実質的に高度を感知することができるという特長をもつ。ところが、TR - 1Aに用いている気圧スイッチは、作動のための参考圧力の設定を飛行の前に行う必要があり、フェアリング内の搭載され打上げ前のアクセスが制約されるHYFLEXには流用できない。

ある事象からの経過時間で設定する場合は、その事象から放出までの間の不確定さがあっても放出の要件を満足できるような時間設定ができることが必要になる。「ある事象」としては、放出に最も近いものとしてマッハ2時点を基準とすることが妥当であるが、大迎角投入

後の運動として、空力抵抗が大きい 90° 付近の姿勢で安定する場合(空力抵抗的にはフラットスピンの場合)と抵抗が小さくなるタンブリングの場合が両極端として想定される。前者では減速が速くて高度低下が遅くなり、後者では減速が遅くそれだけ高度低下が速い。この運動の違いに、空力特性値、大気条件、マッハ2での飛行条件等の誤差を加えたシミュレーションを行った結果、それらのいずれの場合でもパラシュート放出条件を満たす期間が存在することが確認され、マッハ2からの経過時間を放出コマンド送出のベースとすることとした。

このような設定にすると、何らかの原因により、マッハ2以前に安定飛行ができなくなり、航法計算がマッハ2を認識できなかった場合、パラシュートが全く放出されないという事態が起こり得る。このような万一の場合を想定し、マッハ4から開始されるバック・アップ・シーケンスを設定した。即ち、マッハ4に達した時点でカウントダウンを開始し、その後、所定の時間内にマッハ2到達を検知できなかった場合は、マッハ2以前に不安定飛行に移行したと判断し、マッハ4からの経過時間でパラシュート放出コマンドを送出するものである。バック・アップ・シーケンスの場合、必ずしもパラシュート放出条件をすべて満足できるとは限らないが、パラシュートの放出・開傘・減速は行われると期待できる。

付録A15

指令破壊を含む早期分離に関する飛行安全対策

J - 1ロケットの指令破壊時を含むHYFLEXの早期分離については、以下に述べるように、分離動作を2重系にして誤動作の確率を低くするとともに、分離された場合、 $L/D=0$ の一般の破片と同様に取り扱うことができる対策を立てることにより対処している。

分離コマンドのクロスチェック：HYFLEX/J - 1の分離は、J - 1ロケットからの分離イネーブル信号を受けて出されるHYFLEXのOBCからのコマンドにより行われる。この時、HYFLEXのOBCがリフトオフからの時間により正規の分離イネーブル信号であるか否かのクロスチェックを行い、誤信号による分離を避けることとしている。具体的には、J - 1ロケットとHYFLEXの時計の同期誤差等を考慮して、予定時刻より ± 3 秒以上ずれた分離イネーブル信号は誤信号と見なすこととしている。

分離点火系のリレーの2重化：分離火工品の点火系をJ - 1ロケットからの分離イネーブル信号で作動するリレーと、HYFLEXのOBCからの分離コマンドで作動するリレーの独立2基の直列構成とすることにより誤作動による分離を防止している。なお、実際には、火工品ア

ーム・バス・リレーがさらに直列に入るが、これはリフトオフ後、比較的早期に接続される。

OBC からの分離コマンドなしに分離されてしまった場合：HYFLEX の分離は分離スイッチの開放によりにより OBC により認識されるメカニズムとなっているが、分離コマンドを送出する前に分離スイッチから分離信号が OBC に入力された場合、OBC は異常分離が起こったと判断して、投棄モードに移行する。投棄モードでは、2 枚のエレポンの差動角を最大にする。このことにより、

動圧が上昇すると大きなローリングモーメントを発生させ、機体をロールスピン状態に入れるものである。機体がロールスピンすると、落下経路に対する揚力の影響が相殺され、一般の破片の落下と同様に扱うことが可能になる。

J-1 ロケットが指令破壊された場合：J-1 ロケットの指令破壊系の一環として作動する CSC (Conical Shaped Charge) と呼ばれる火工品を J-1 アダプターに搭載し、その作動により左舷側のエレボン / アクチュエ

表 A16-1 飛行安全において考慮の対象とした故障モード

対象機器	故障モード	発生する飛行状態
OBC	機能停止 誤データ出力 (飛行制御関係) " (" 以外)	スピン状態 スピン状態 正常飛行
IMU	機能停止 一定値出力 誤データ出力	スピン状態 スピン状態 スピン状態
アクチュエータ	エレボン不動作 蛇角異常	スピン状態 スピン状態
"	エレボン不動作 蛇角異常	スピン状態 スピン状態
"	エレボン不動作 蛇角異常	スピン状態 スピン状態
アクチュエータ用電池	エレボン不動作	スピン状態
推進系気蓄器	外部漏洩 (軽微) " (RCS 性能低下) 破壊	正常飛行 スピン状態 または コマンド追従性の低下 スピン状態
"	開放 / 閉鎖不能	スピン状態
"	開放 / 閉鎖不能	スピン状態
"	スタート不能等	スピン状態
"	スタート不能等	スピン状態
"	外部漏洩 (軽微) " (RCS 性能低下) 詰まり	正常飛行 スピン状態 または コマンド追従性の低下 スピン状態
P S D B	電力停止	スピン状態

ータ間のリンク機構を側から破壊する。この結果、実験機は空力的に非対称になり、の場合と同様にロールスピン状態に入ることが期待できる。

付録A16

分離許容域の設定

この設定作業は2段階のプロセスからなる。第1段階は、異常飛行時に実験機が到達するケースを特定することであり、第2段階は、そのケースにおいて実験機が人が住む島から30km以内に接近しないように分離許容範囲を設定する作業である。

まず、人が住む島に接近するケースの推定であるが、そのためには、異常時の実験機の飛行状態に関する考察が必要となる。表A16-1に示すように、考慮の対象とすることがあると考えられる飛行中に 10^{-5} 程度以上の発生確率が予想される故障モードのうち、飛行安全に係るものをリストアップし、それぞれについて落下域がどのようななるか解析した。その結果、ほとんどの故障モードにおいて、姿勢が不安定になり、結果として弾道飛行（平均的な揚力が小さくなり、結果としてクロスレンジが0または非常に小さくなる飛行）に陥ることが確認された。残りの故障モードにおいては、姿勢安定は保たれるがコマンド追従性が悪化すると考えられ、そのような場合は、結果としてクロスレンジは正常飛行に比べて減少することが確認された。つまり、実験機の経路は、異常時には（ノミナル時に比べて）クロスレンジが減少する方向に変化するといえる。なお、このような特性を持つのは、2.3に述べたように正常飛行を右バンクに限定し、大きなクロスレンジを持つ経路をノミナル経路としたためである。

HYFLEXの飛行経路と、接近が許容されない人が住む島の関係を見ると、経路の右側で最も近いのが小笠原諸島の父島であり、左側には青ヶ島、八丈島がある。さらに前方には南鳥島があるが、実験機は故障時にもこの地点まで飛ぶ能力は事実上ない。このことから、ノミナル経路が大きく右旋回するHYFLEXにおいて、異常時の分離許容範囲の評定となるのは、事実上父島であることがわかる。即ち、分離許容域は、分離後誘導が正常に行われた場合でも父島から30km以内に落下しないように設定すればよい。

この設定のための飛行シミュレーションにおいては、分離時の位置及び速度は確定事象と考え、分散として考

慮すべきは、機体の空力特性誤差や大気密度等の環境誤差のみとなる。この仮定の下、分離条件（位置・速度）を変化させた場合の落下点への感度をパラメトリックに解析し、人が住む島へ実験機が到達しない範囲を推定することにより、分離許容域を設定することができる。6要素のうちいくつか（例えば経度）は、どのような値をとっても事実上父島に接近することはないと考えられるが、確認作業の都合上 ± 9 までの範囲でシミュレーションを行い接近しないことを確認したため、そのような要素に対しては ± 9 を許容上限とした。

付録A17

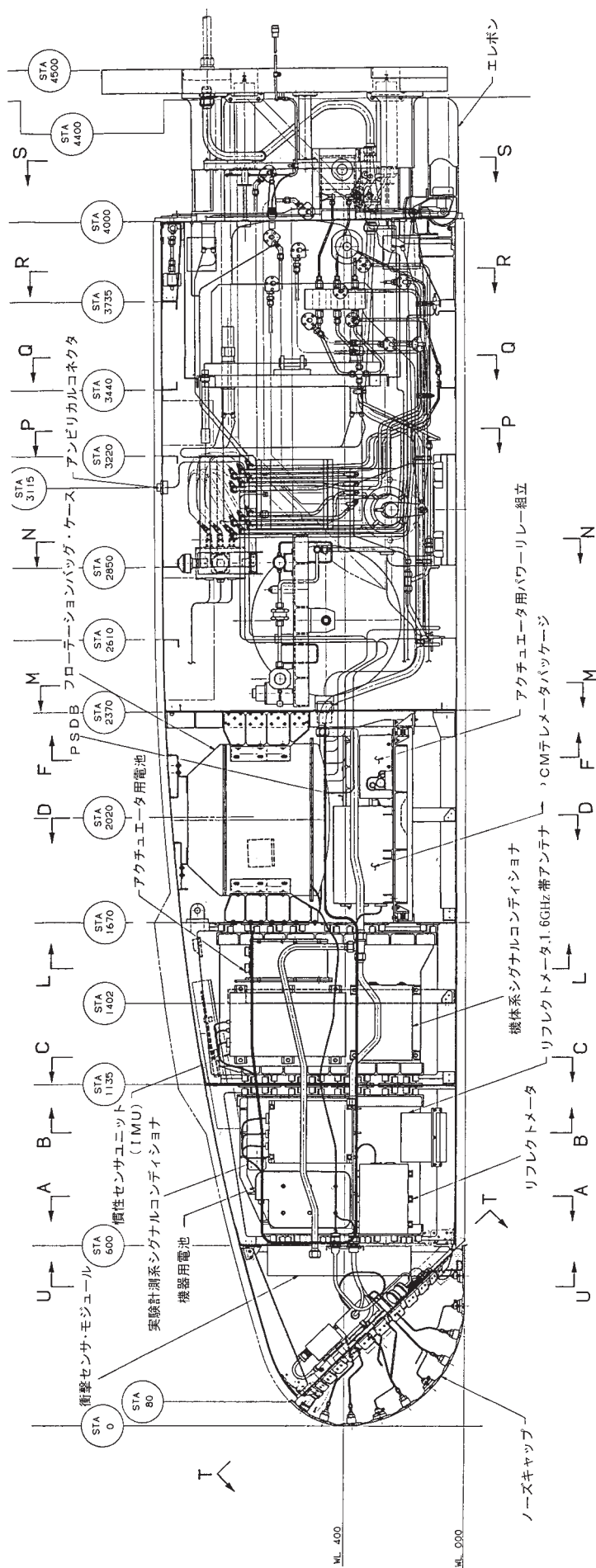
HYFLEXの落下予想域と航空路の干渉を避けることが困難な理由

父島地上局は本来衛星軌道に打ち上げられるロケットの追尾を目的として設置されたため、気象や航空管制用のレーダ局等と異なり水平線までの視野が全方向確保されてはいない。一方、飛行安全上の観点などから要請される距離を保って実験機を飛行させようとする、地上局から見た飛行中の実験機の仰角は $5 \sim 10^\circ$ 程度になる。父島局からみて、この程度の仰角の視野を確保できるのは北側通過に限定される。

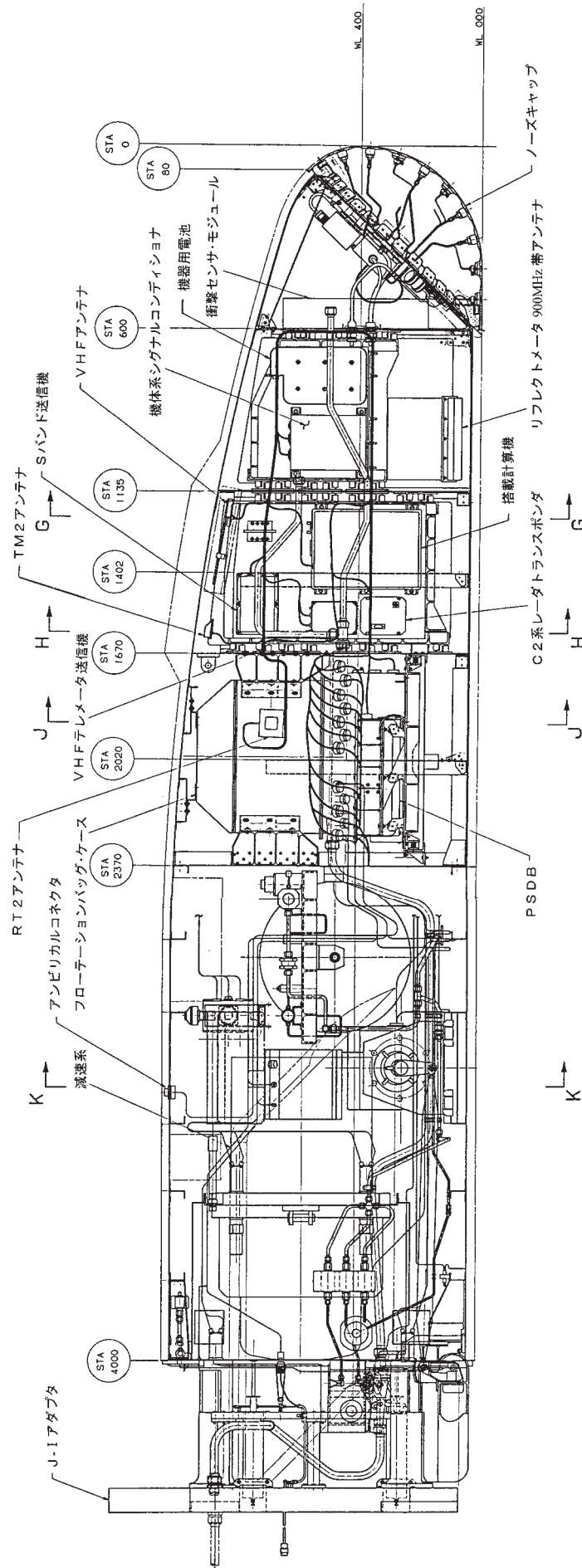
このような理由から北側通過を前提とした場合、航空路A337はほぼ南北に横たわる（図4.2-1参照）ため、落下域と航空路の干渉を避けるためには落下域を航空路の東または西にずらす必要がある。

まず、落下域を東にずらすには、打上経路のアポジを東にずらすか、アポジ以降のHYFLEXの飛行距離を伸ばす方法がある。前者の場合、早期に打上げ経路角を低くする必要があり、上昇中の空力加熱がさらに過酷になる問題がある。また、ピッチマニューバに伴う空力荷重の増大に対応して、1/2段の段間部構造の強化も必要となり現実的ではない。後者の場合、飛行距離を伸ばすような誘導を行うと落下点制御能力が大幅に低下し、落下予想域の大きさが機体回収に支障が生じるほど拡大する。

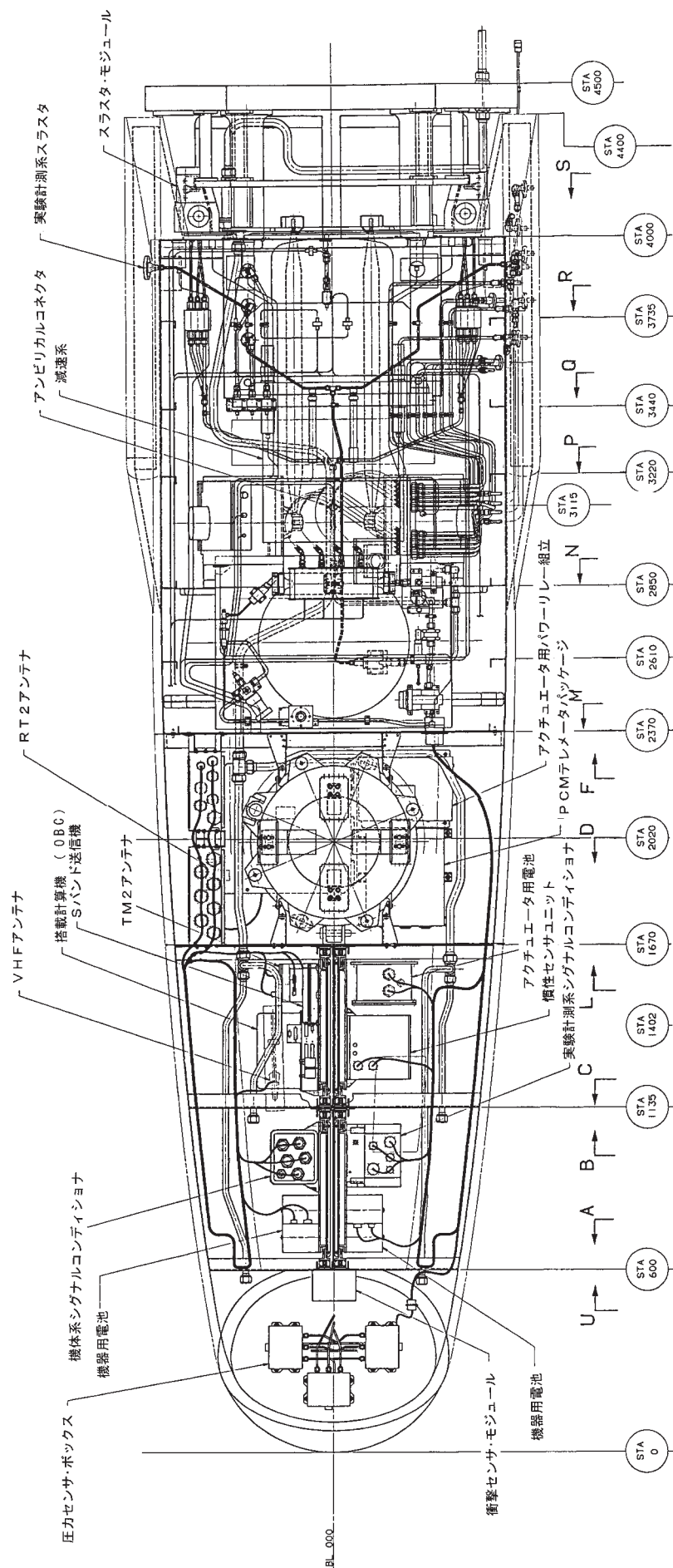
飛行経路全体を短縮して落下予想域を航空路の西に移動させようとする、地上局の北方向に一部存在するスカイラインとの遮蔽方向における飛行高度がさらに低下することから、地上局に飛行データを送る時間的要求を満たせなくなる。



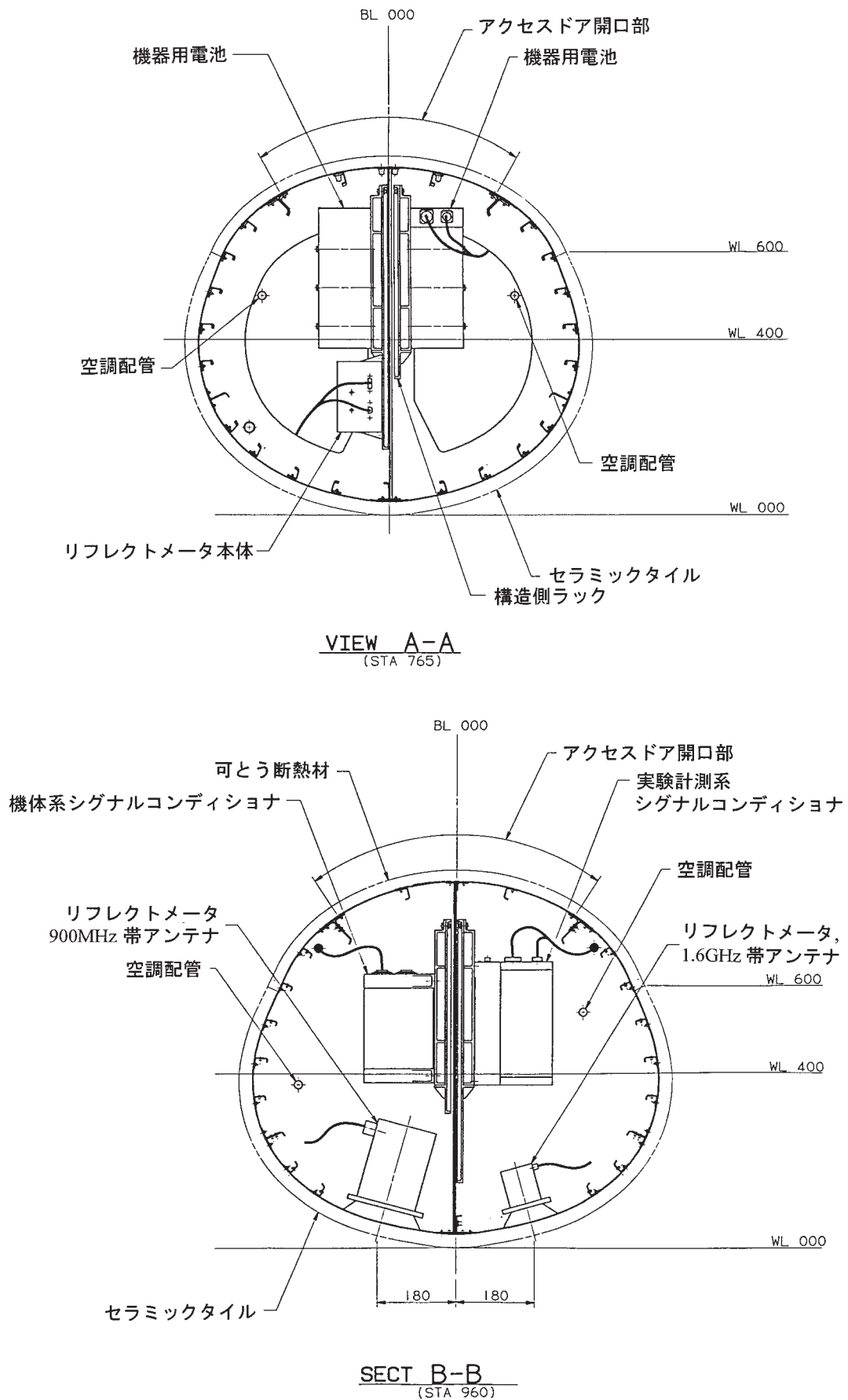
付図1 機器配置詳細図 (1)



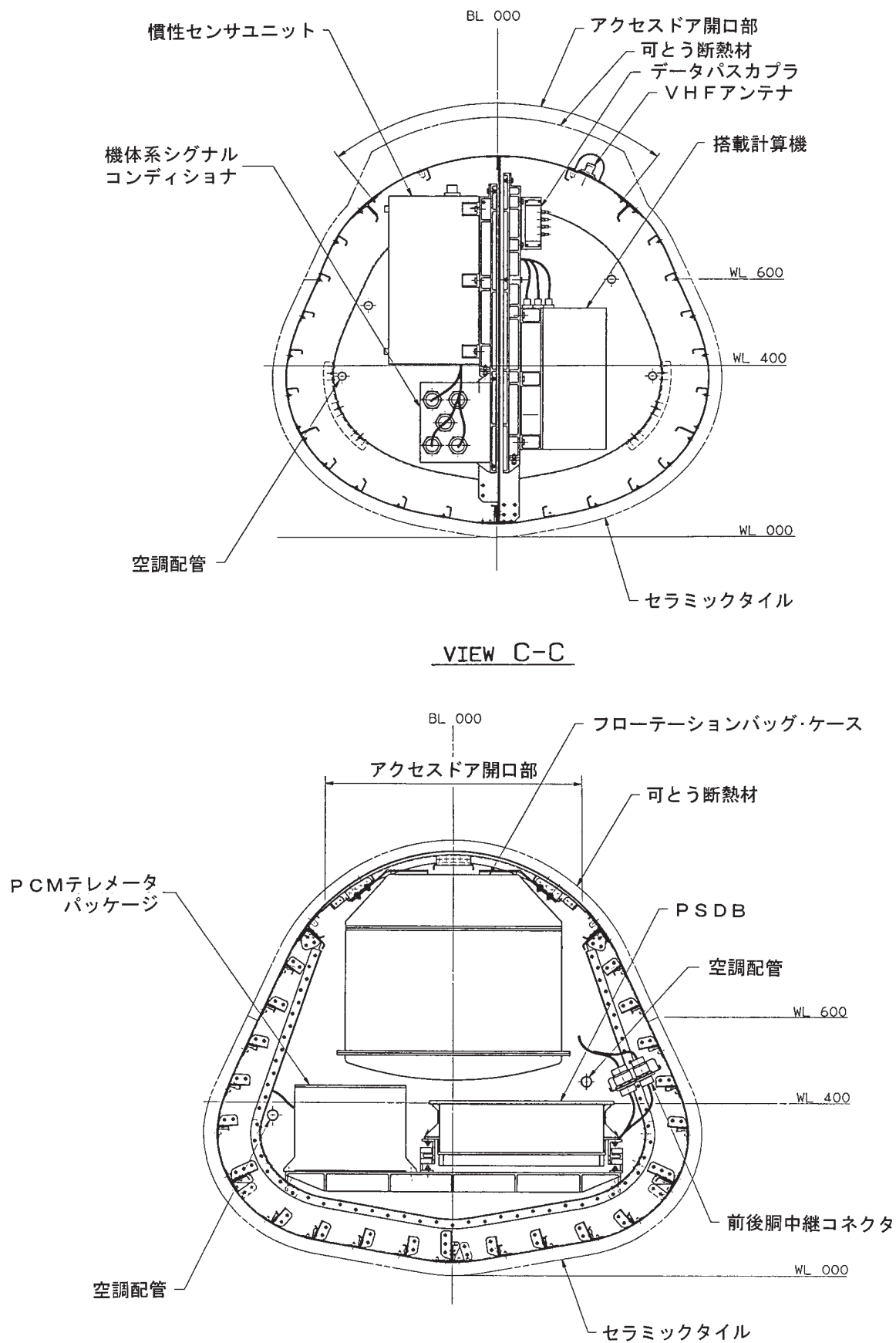
付図1 機器配置詳細図 (2)



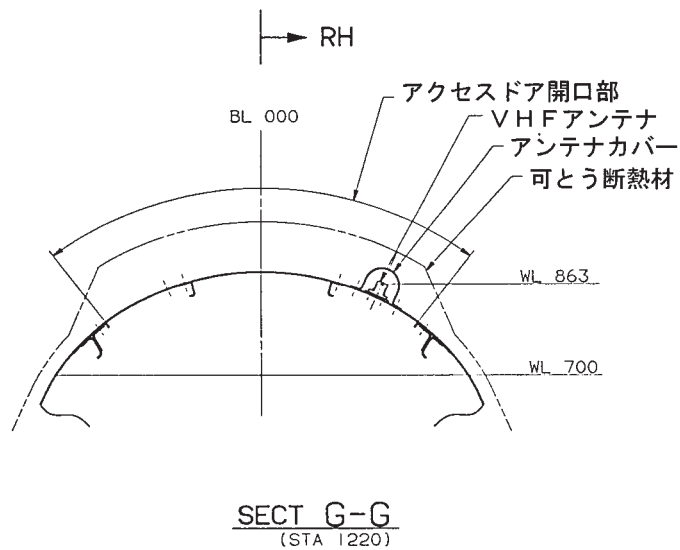
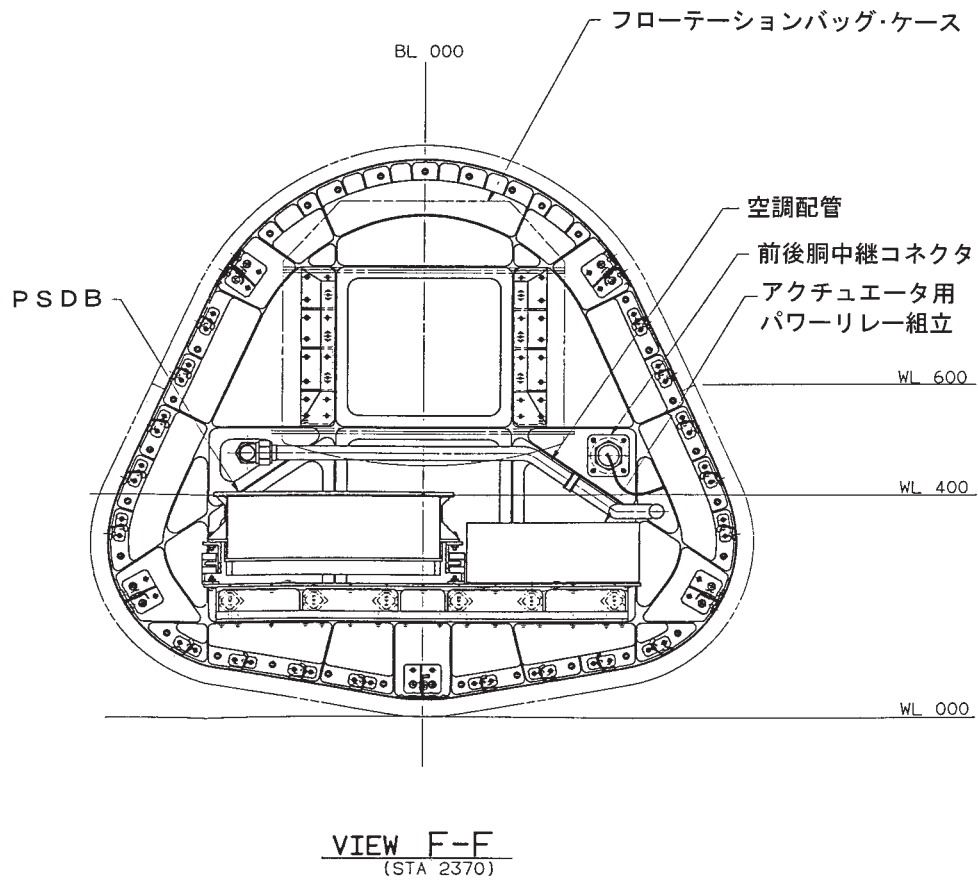
付図1 機器配置詳細図 (3)



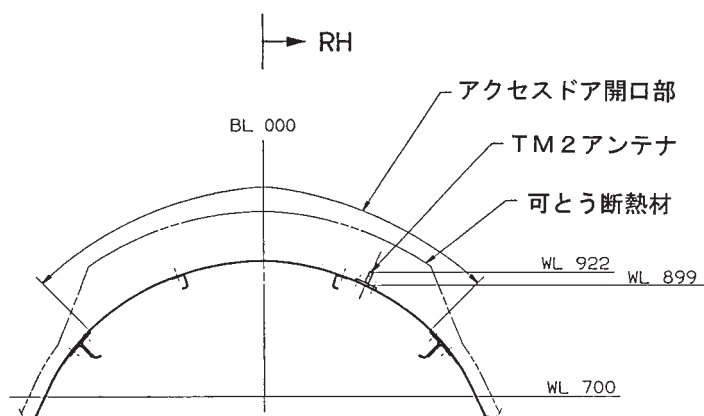
付図1 機器配置詳細図(4)



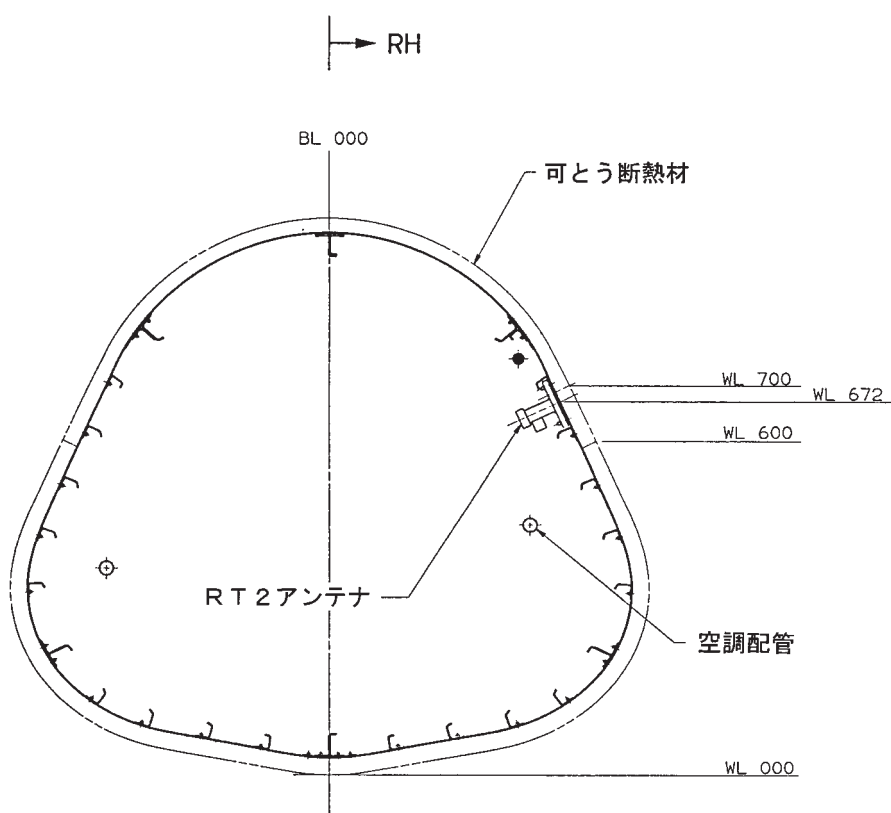
付図1 機器配置詳細図(5)



付図1 機器配置詳細図(6)

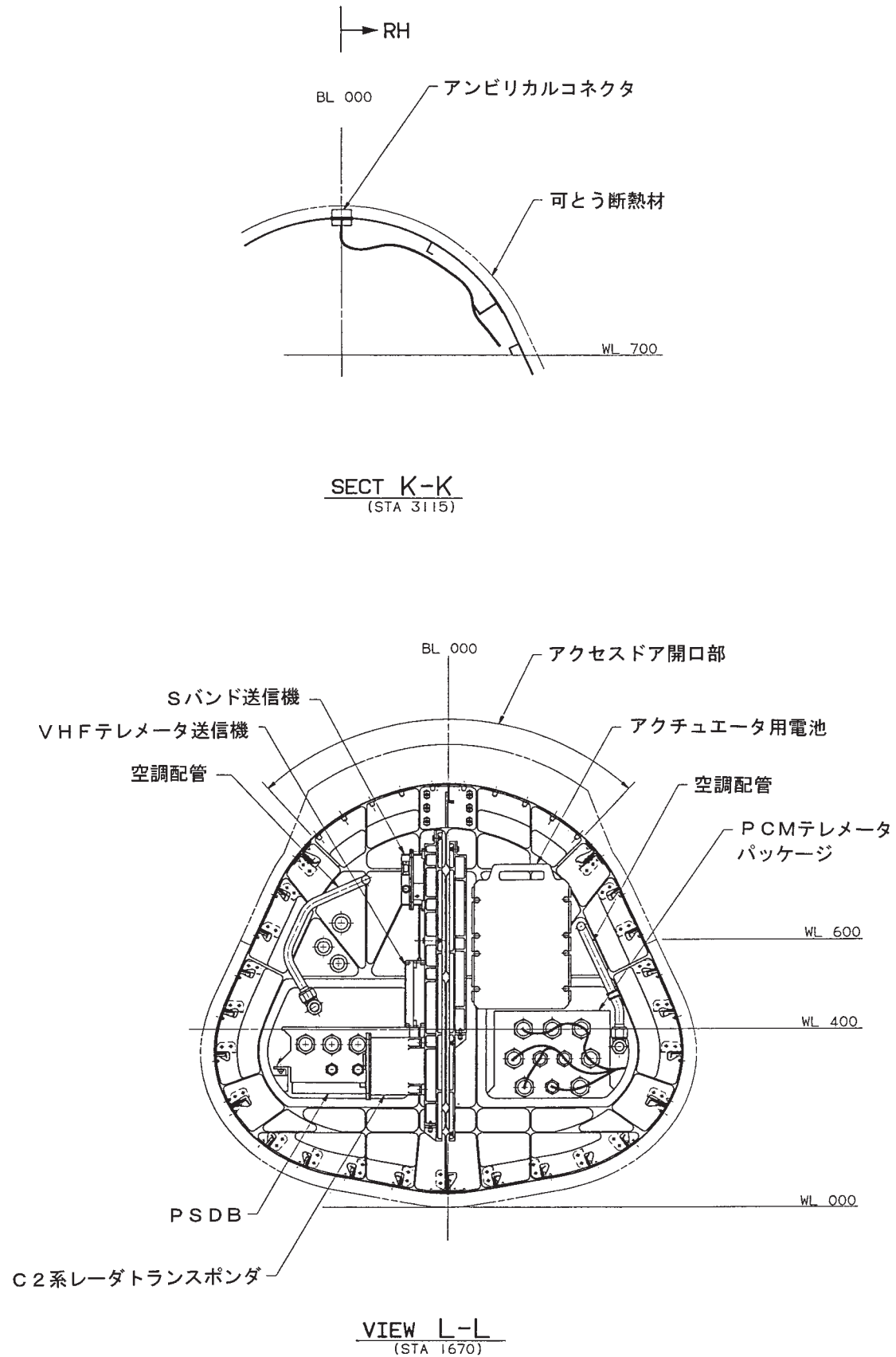


SECT H-H
(STA 1600)

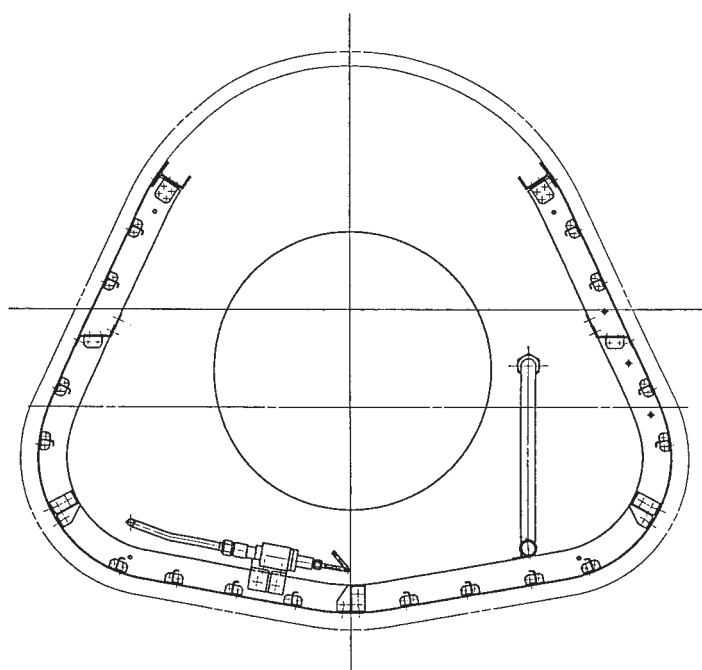


SECT J-J
(STA 1900)

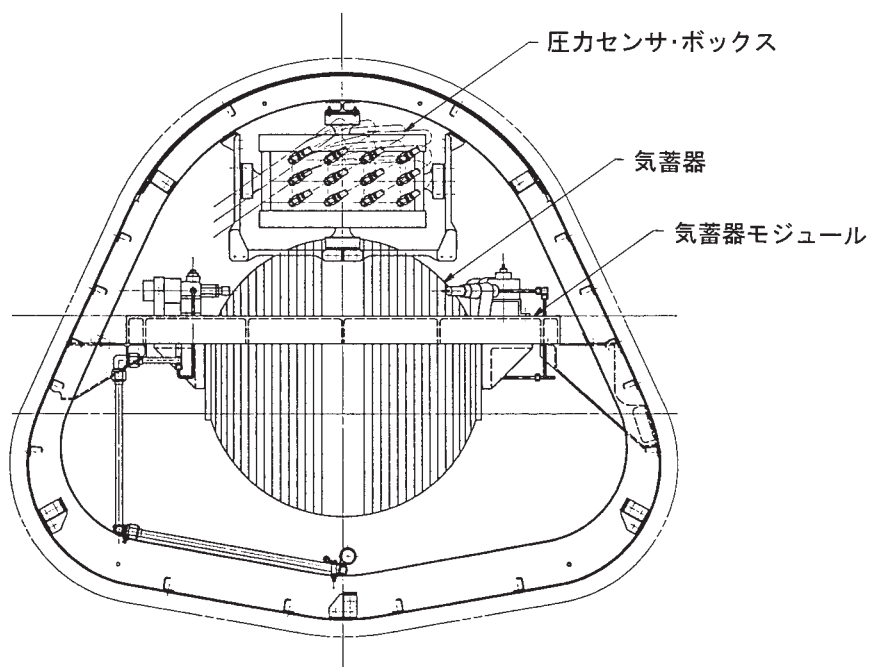
付図1 機器配置詳細図(7)



付図1 機器配置詳細図(8)

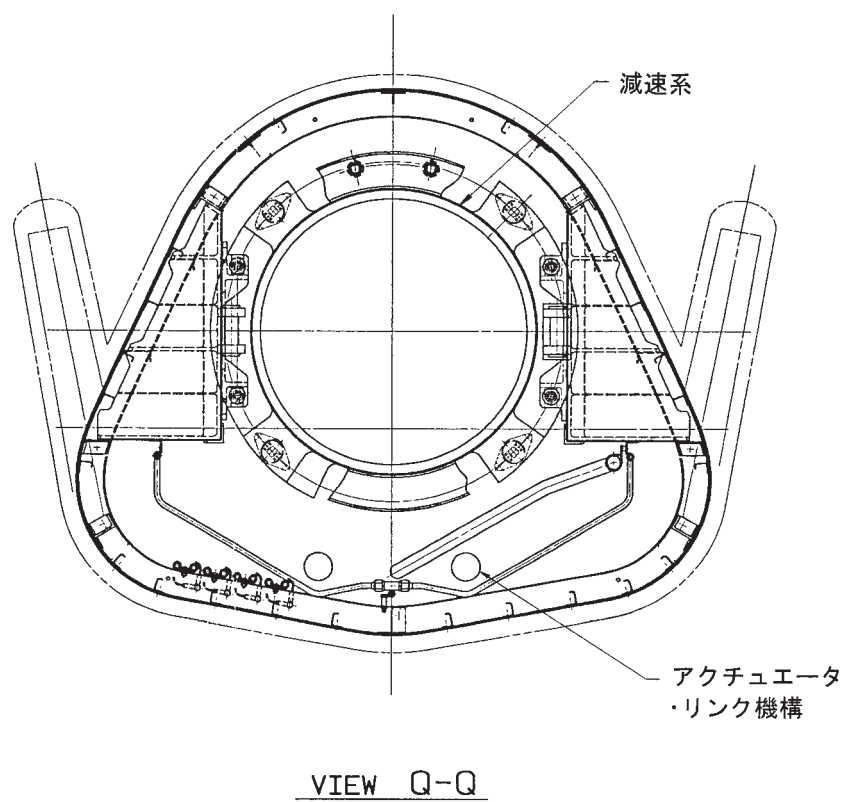
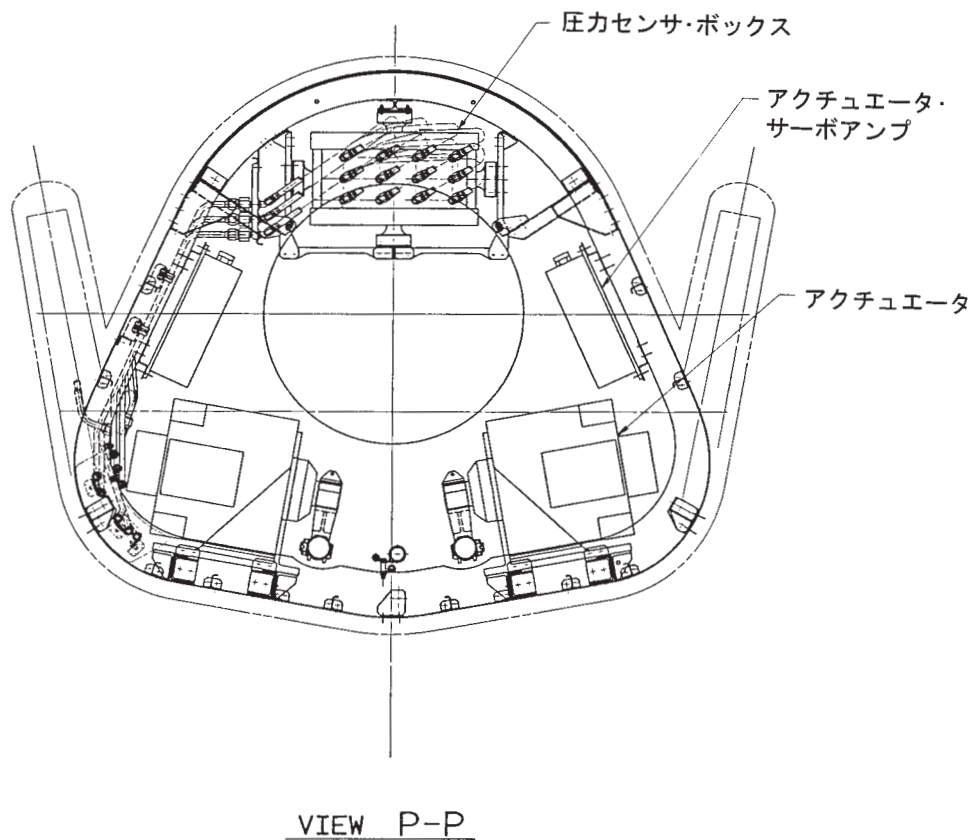


VIEW M-M

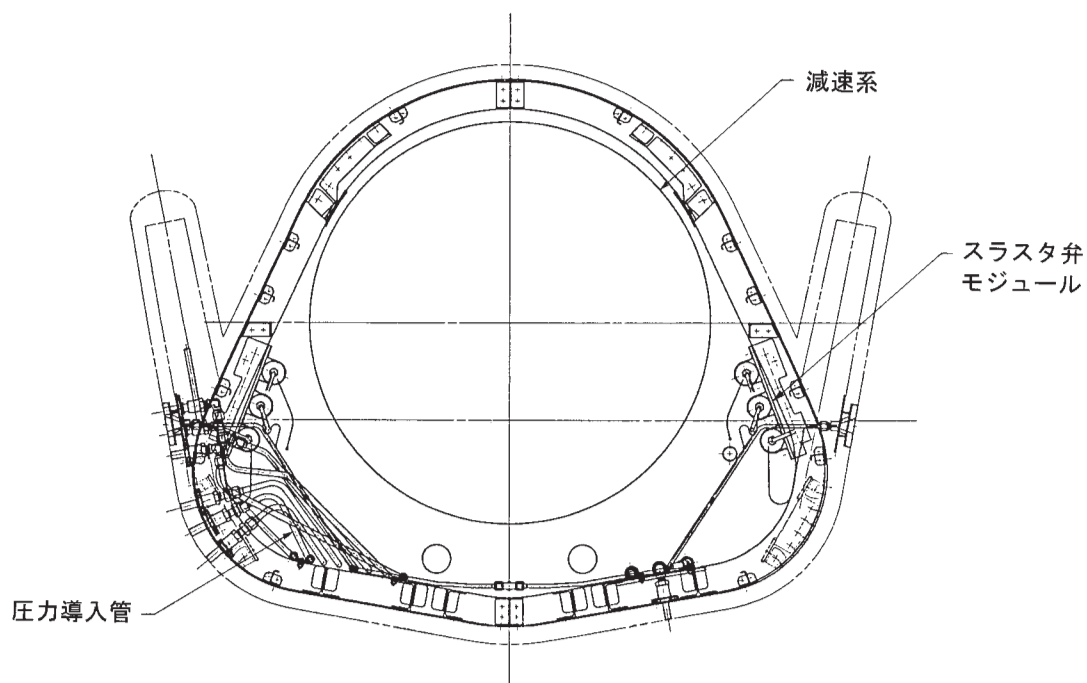
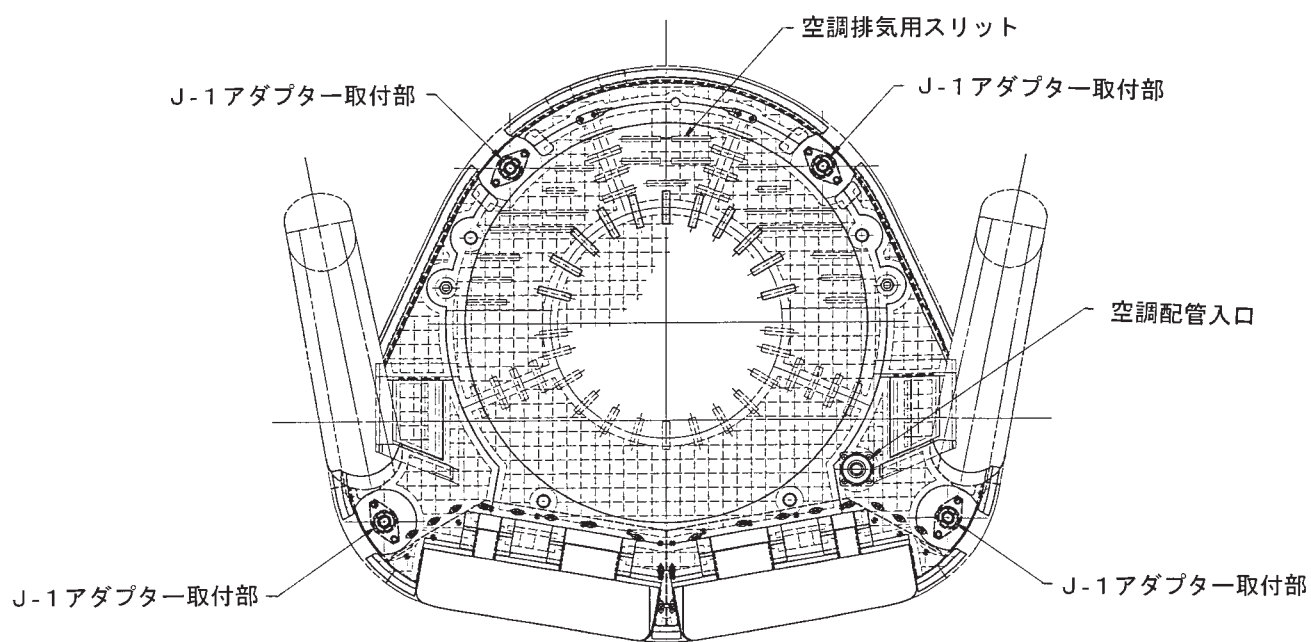


VIEW N-N

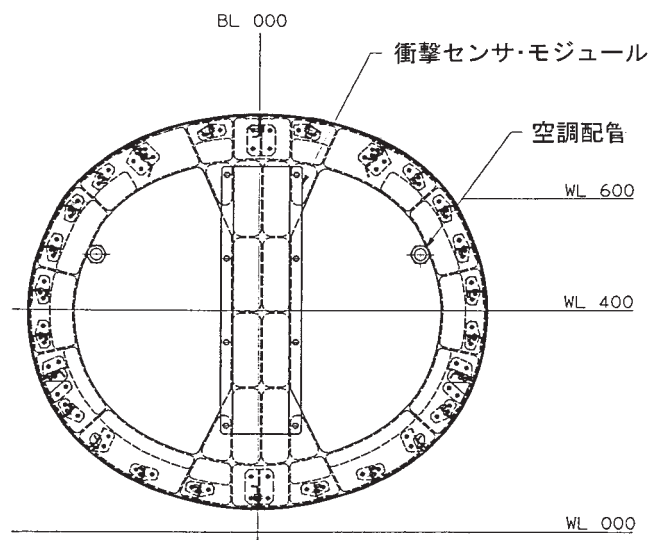
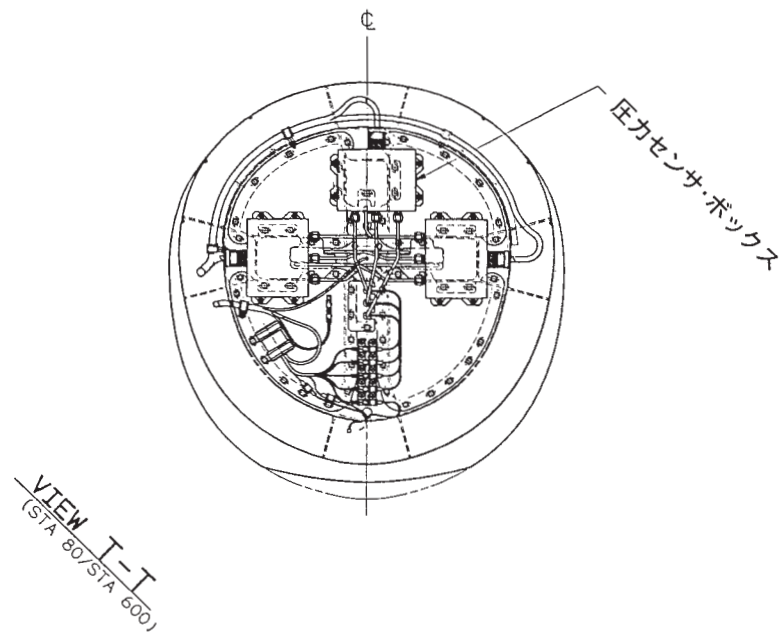
付図1 機器配置詳細図(9)



付図1 機器配置詳細図(10)

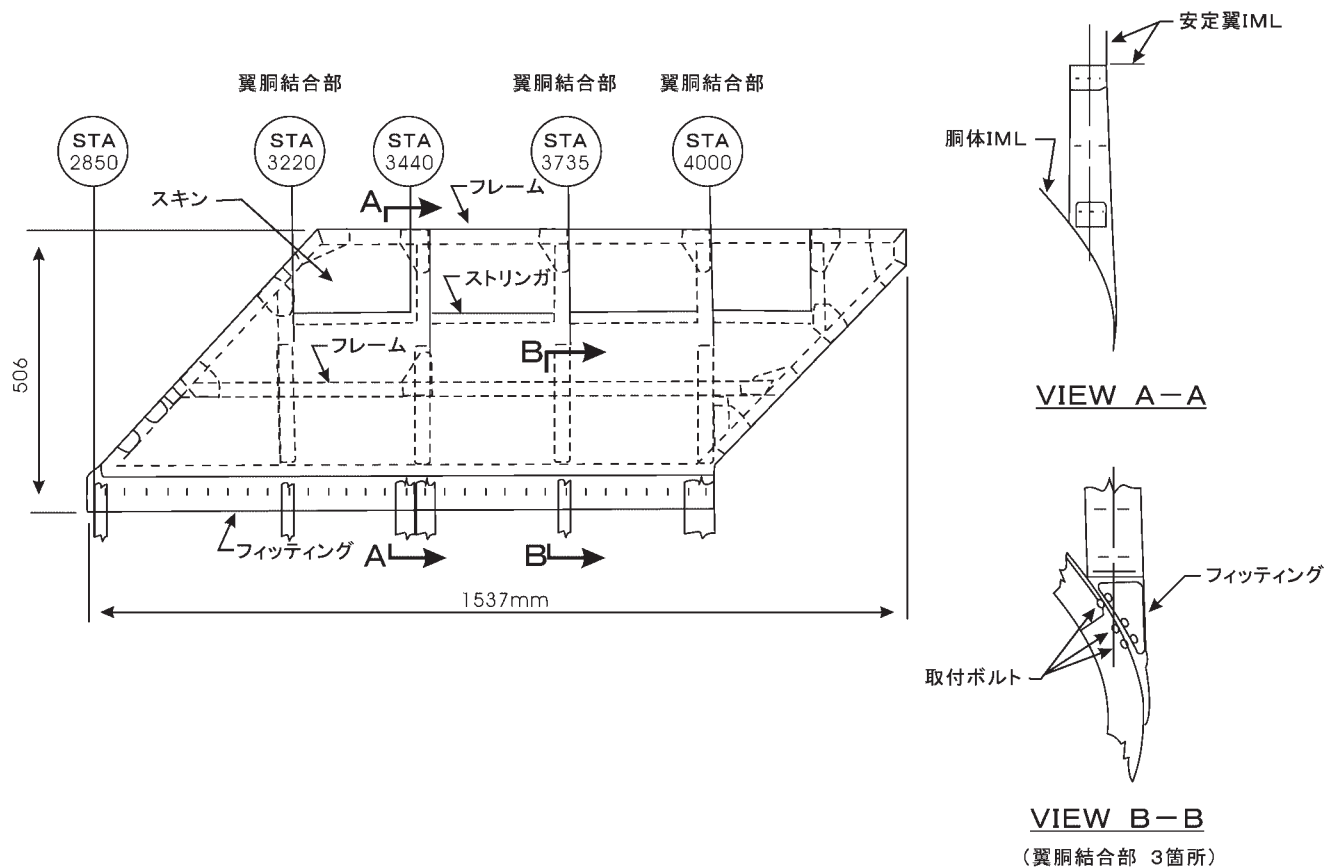
VIEW R-RVIEW S-S

付図1 機器配置詳細図(11)

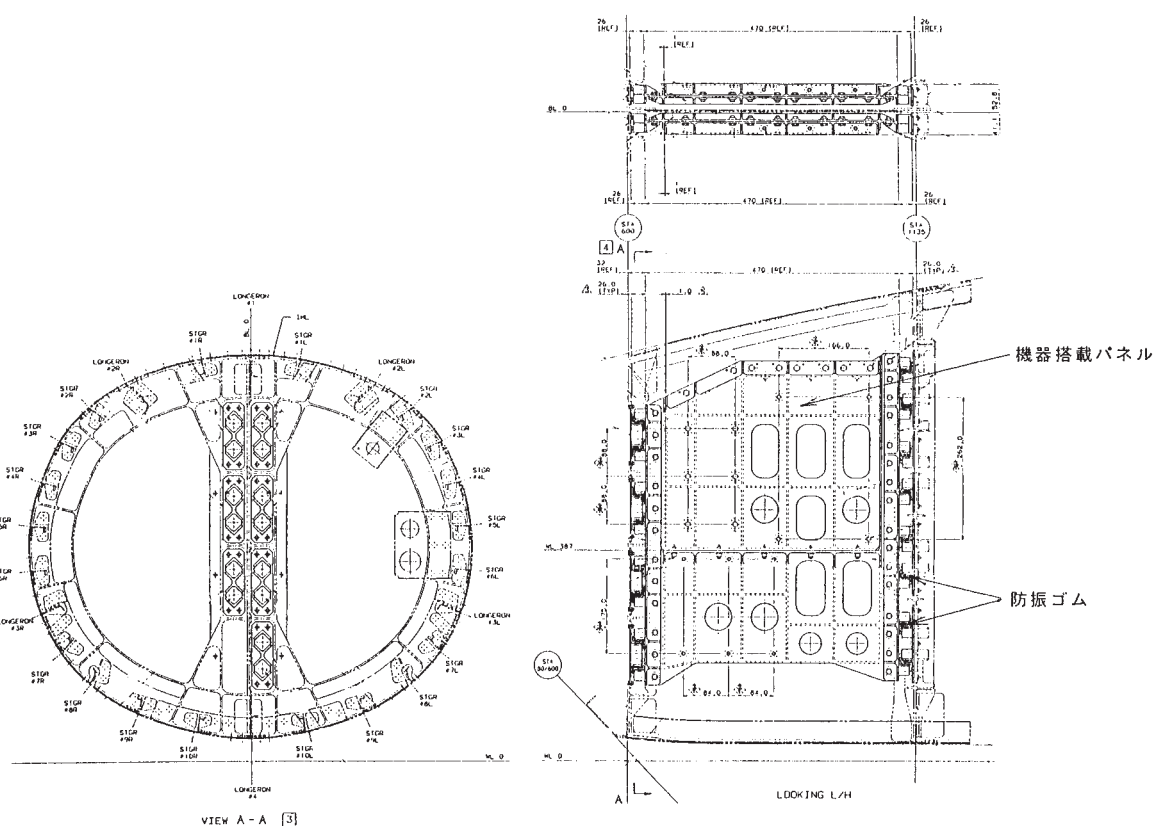


VIEW U-U

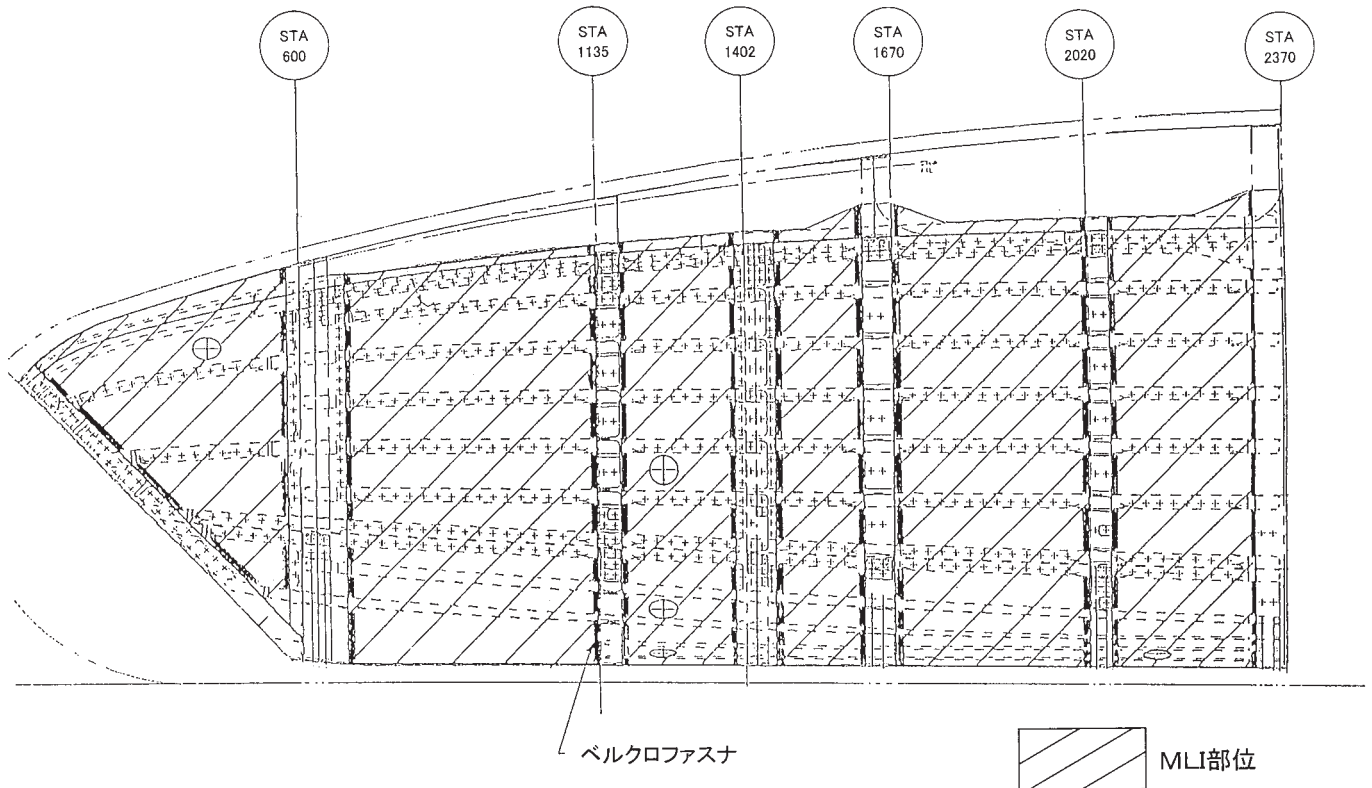
付図1 機器配置詳細図(12)



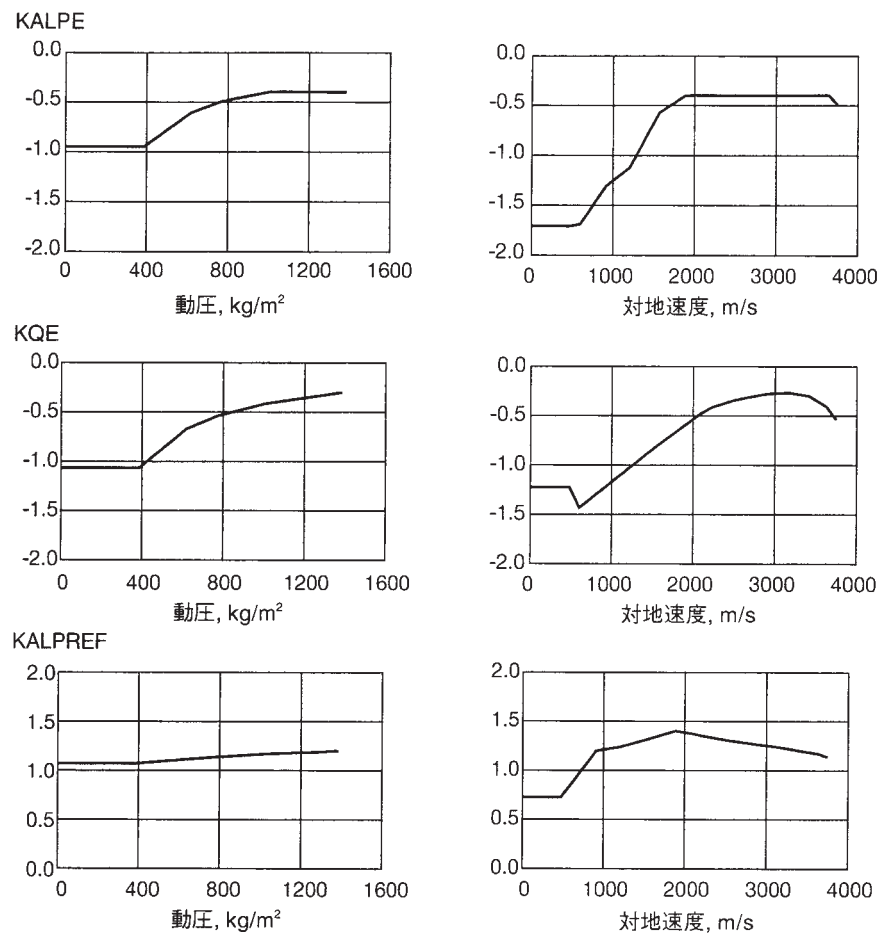
付図2 主構造概要 (左舷安定翼)



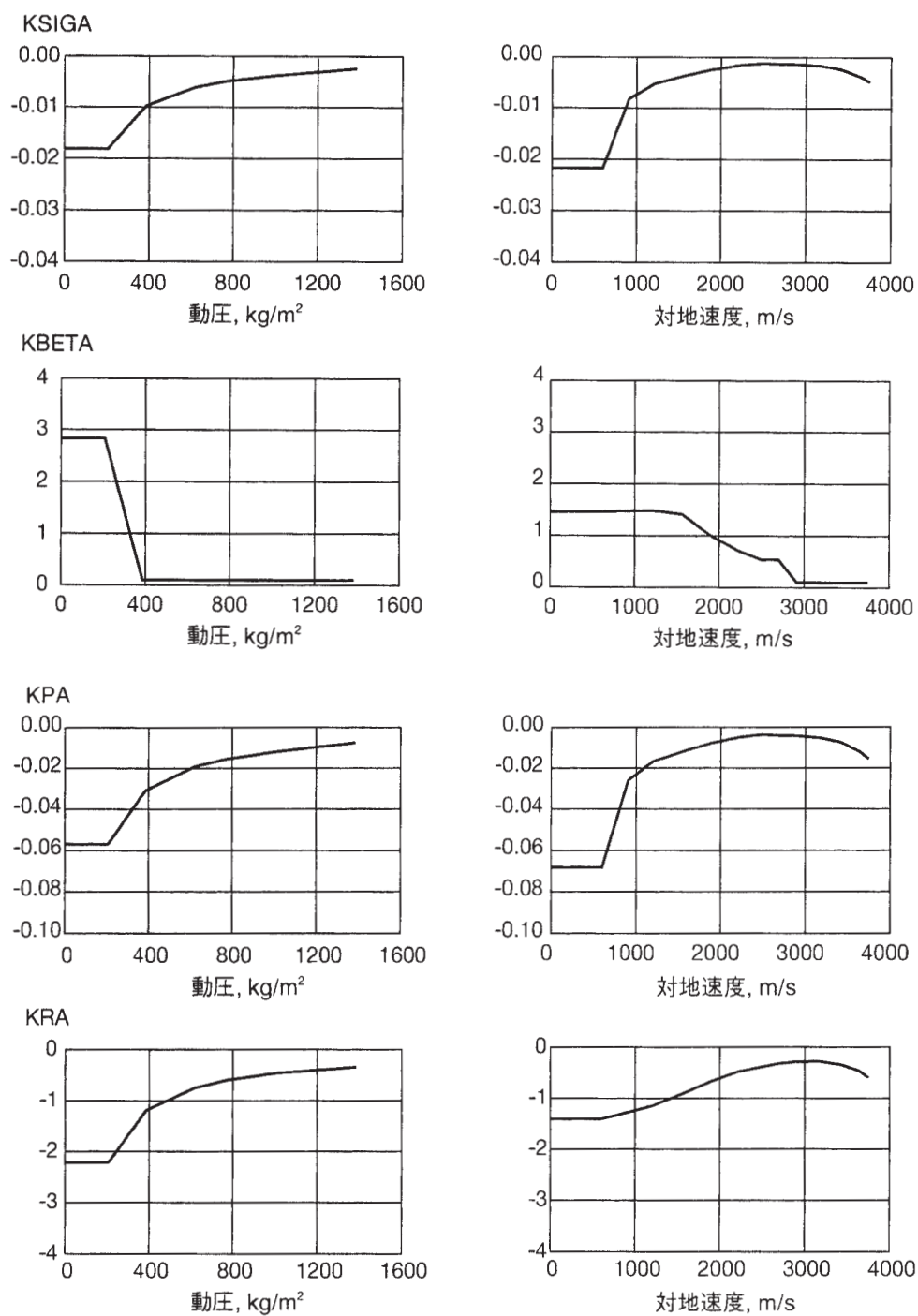
付図3 機器搭載パネル概要



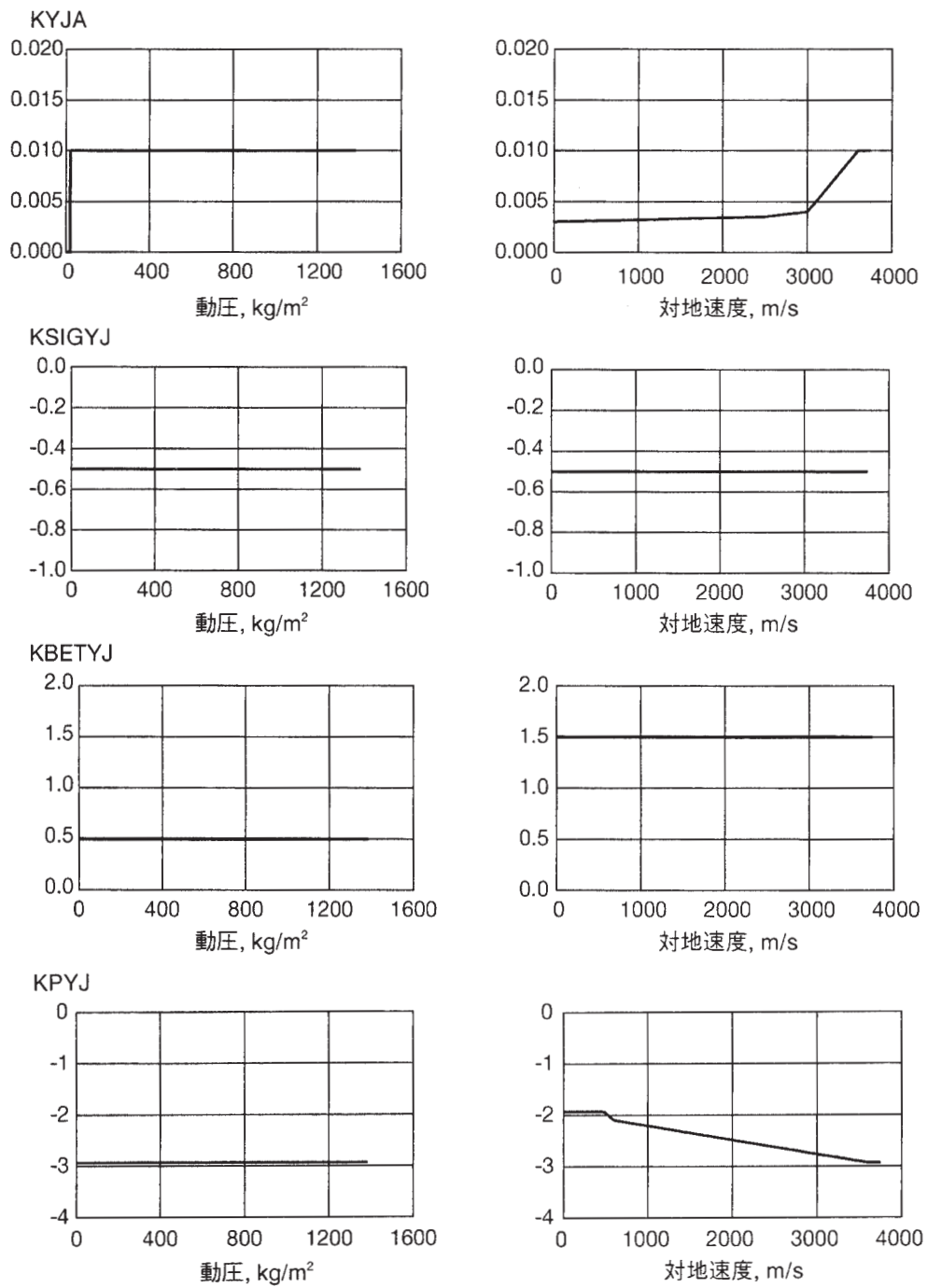
付図4 多層断熱膜 (MLI) 装着部位



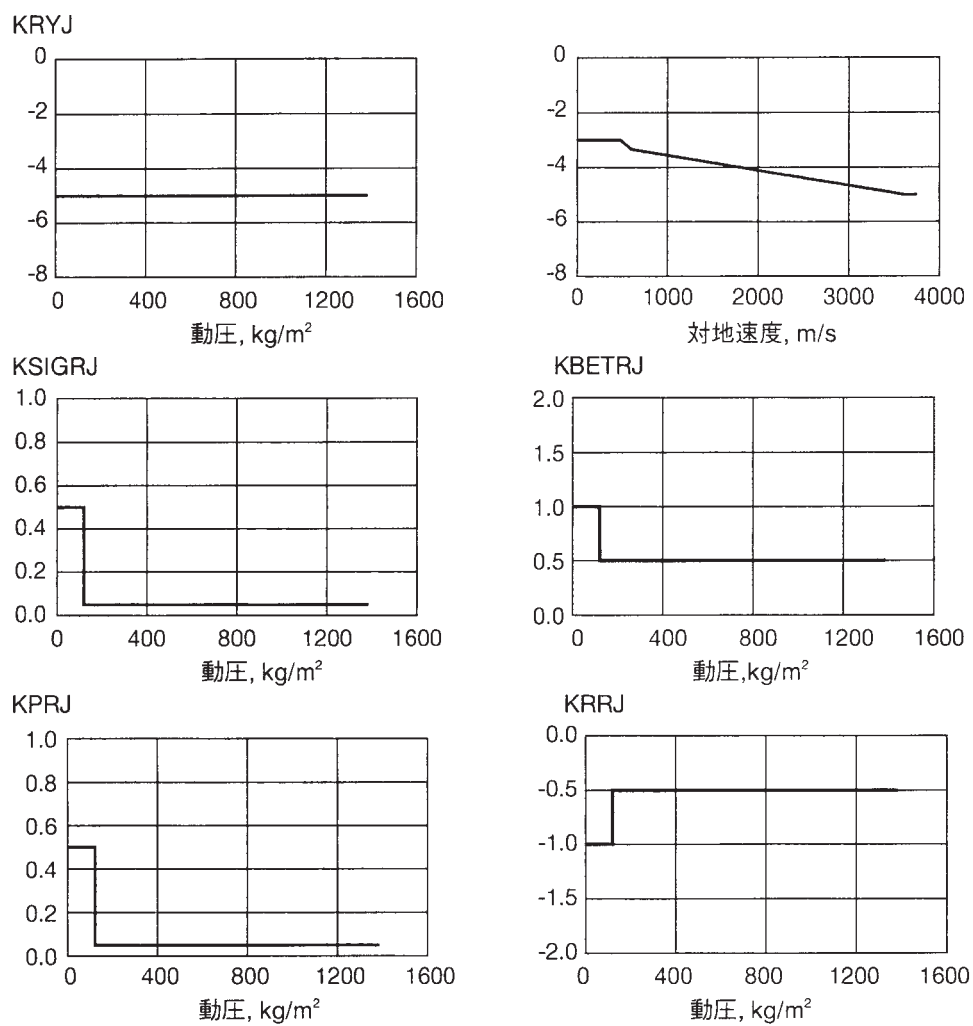
付図5 縦系制御則ゲイン



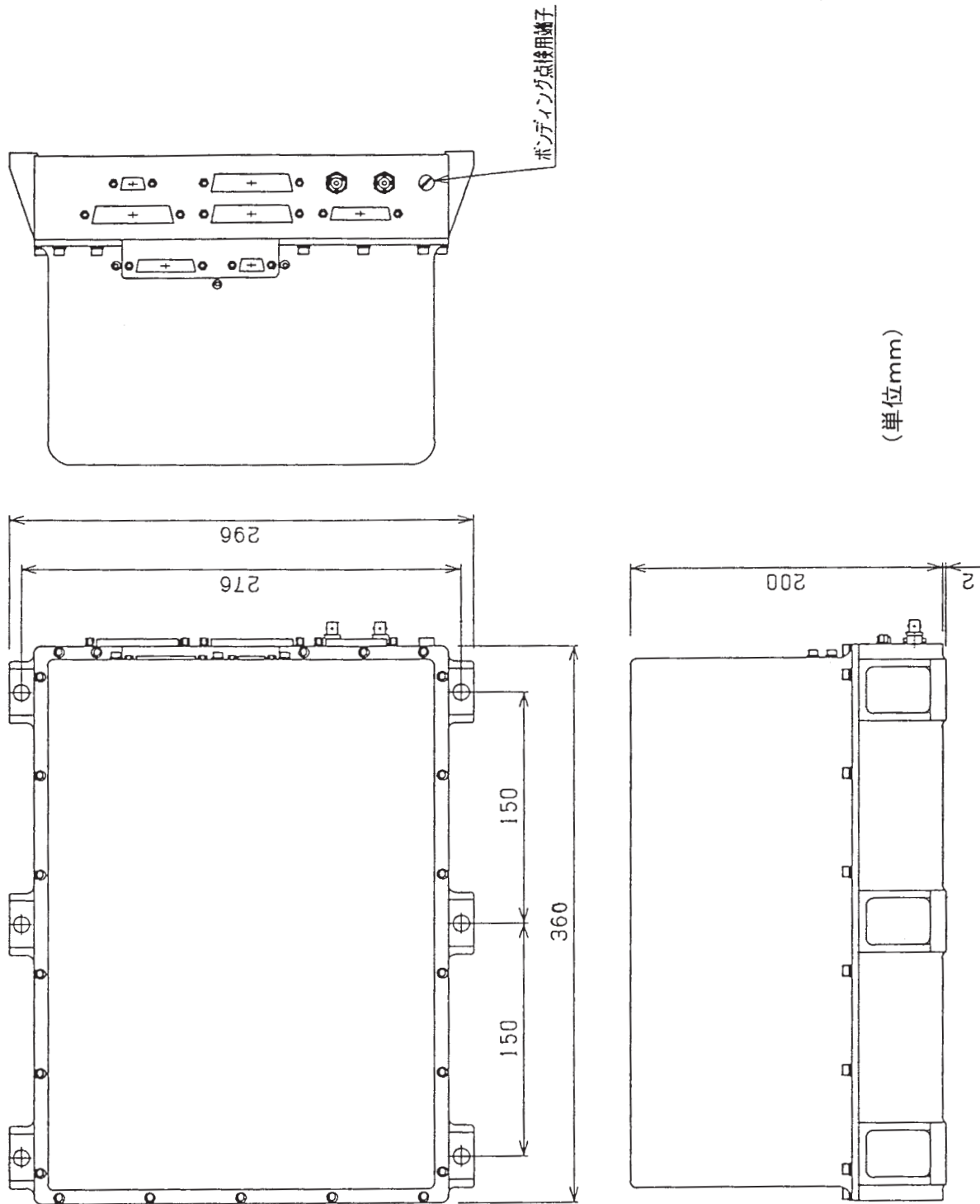
付図6 横・方向系制御則ゲイン(1)



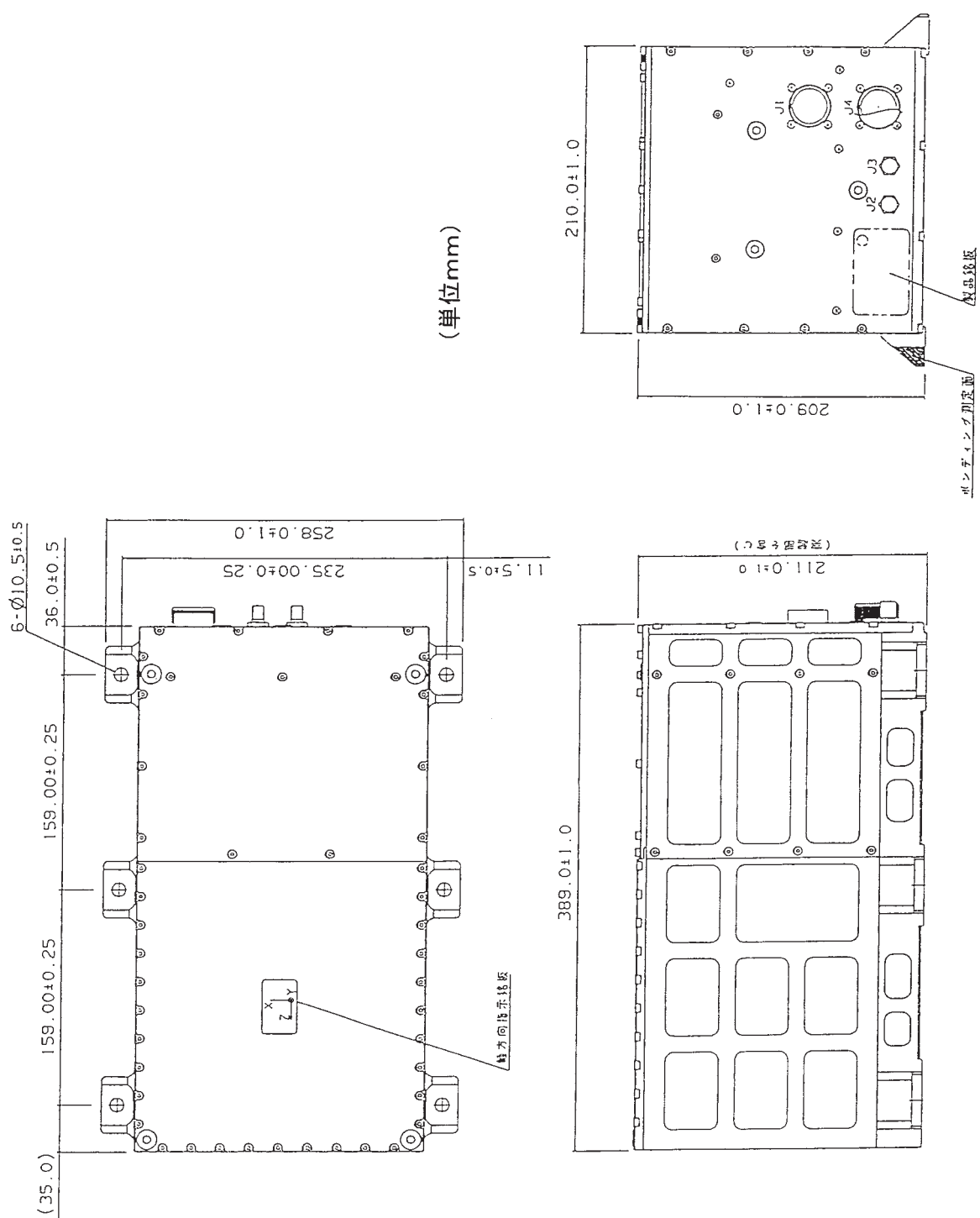
付図6 横・方向系制御則ゲイン(2)



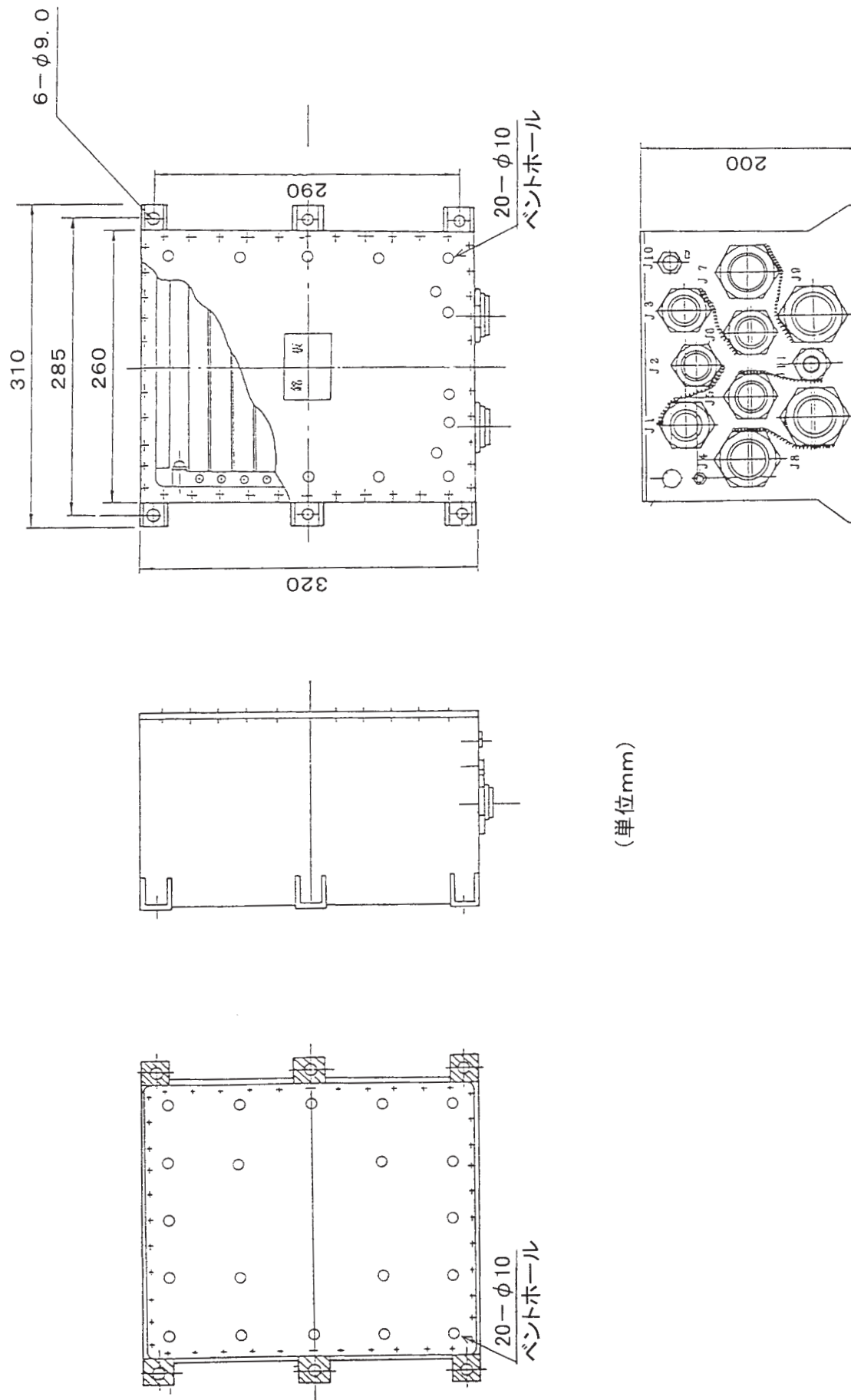
付図6 横・方向系制御則ゲイン (3)



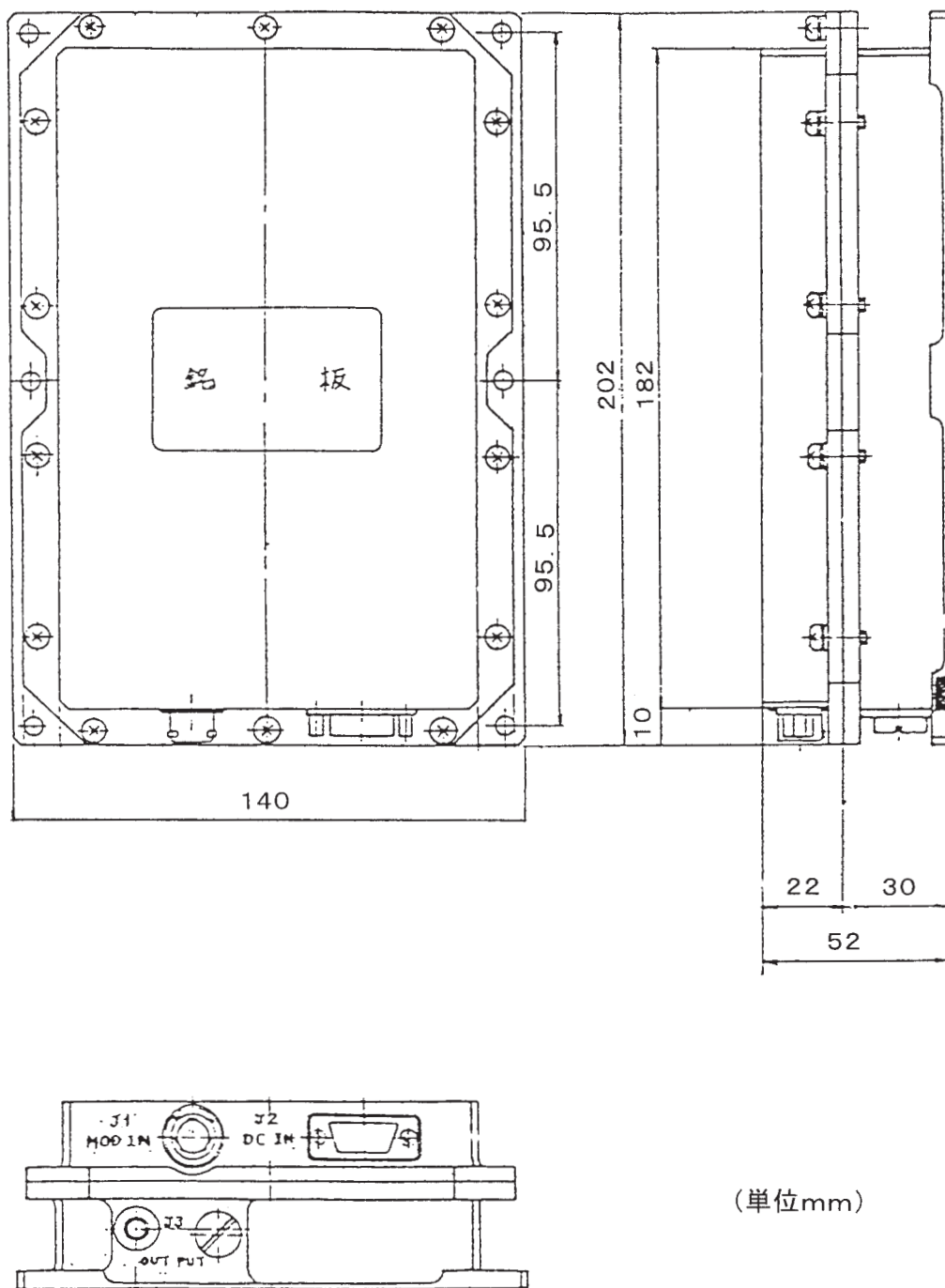
付図7 搭載計算機 (OBC) 外観図



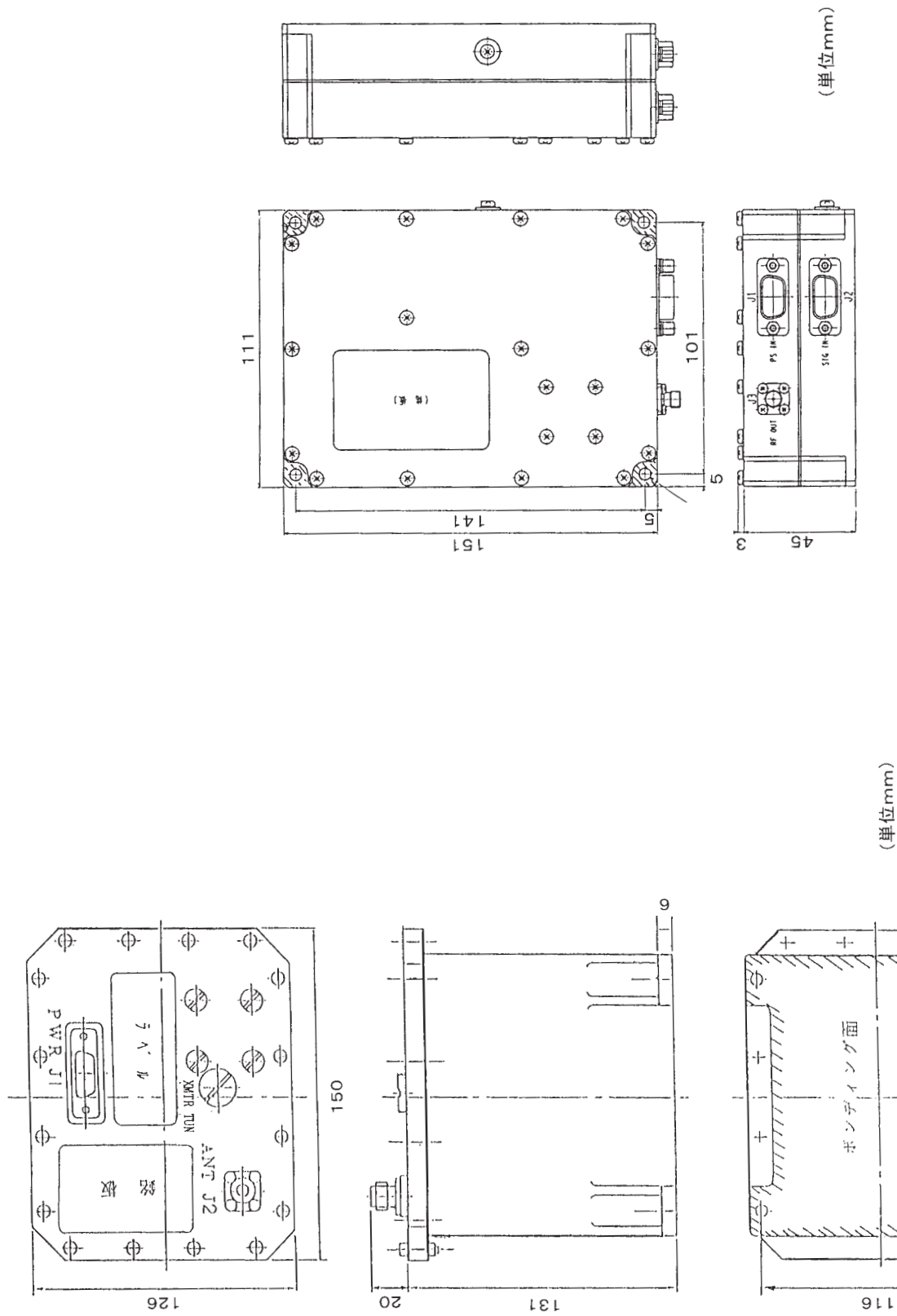
付図8 慣性センサユニット (IMU) 外観図



付図9 PCM テレメータパッケージ外観図

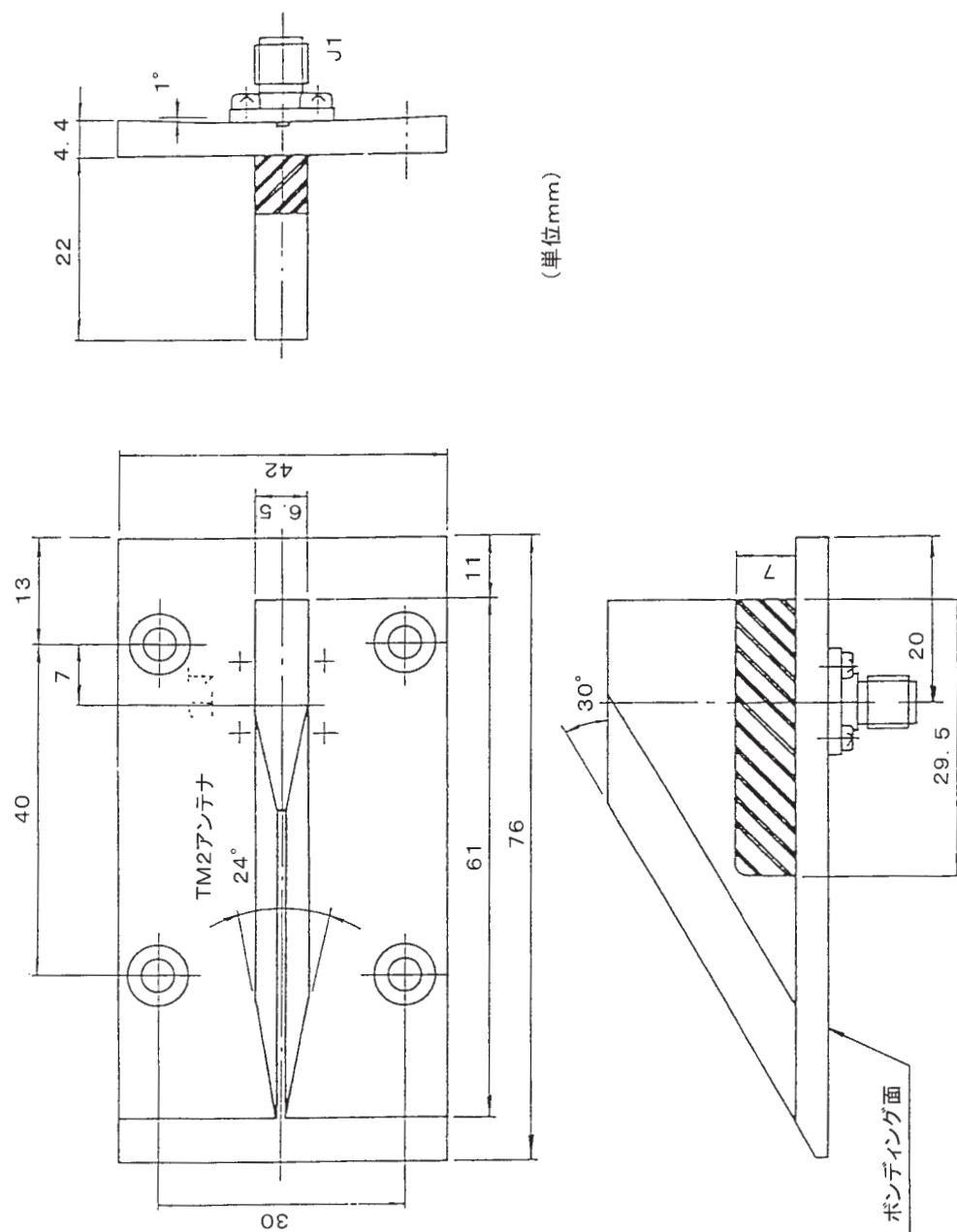


付図10 Sバンド送信機外觀図

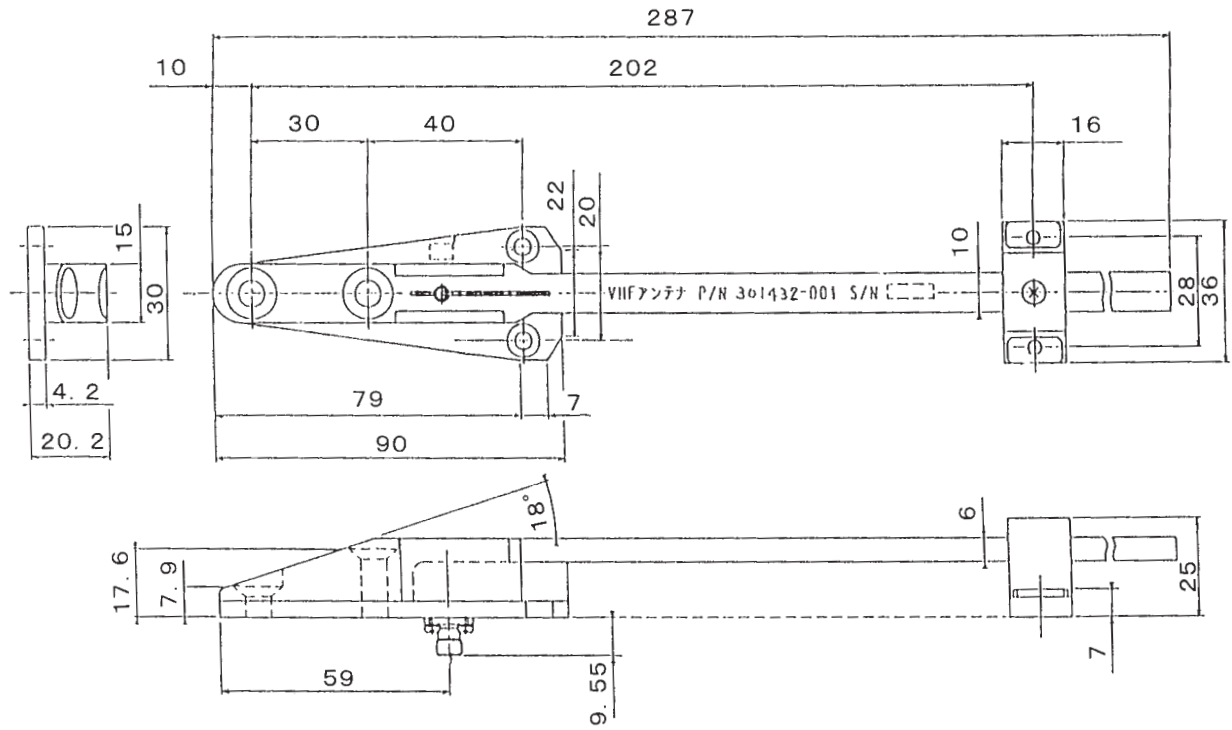


付図11 VHFテレメータ送信機外觀図

付図12 C2系レーダトランスポンダ外觀図

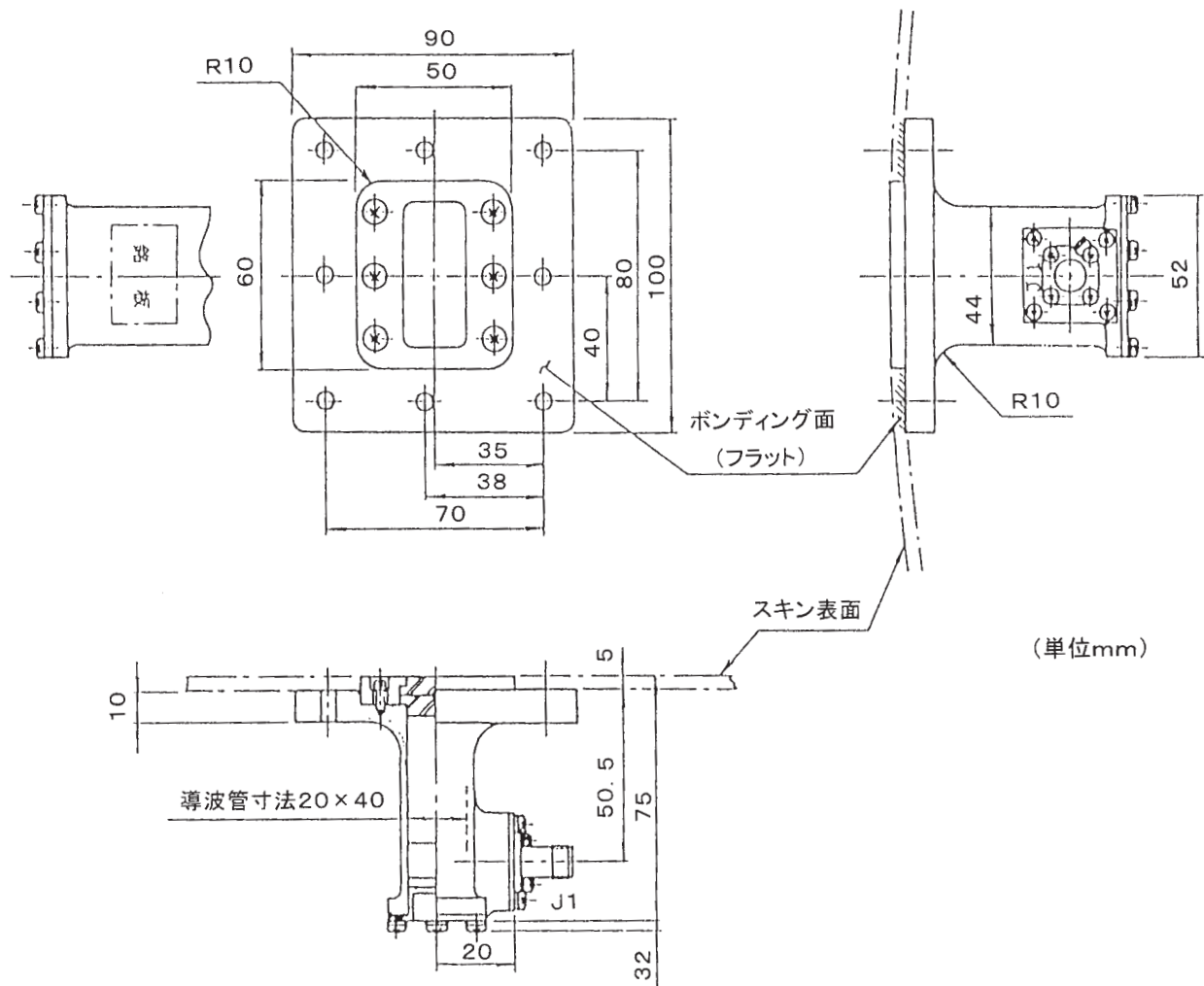


付図13 TM2アンテナ外觀図



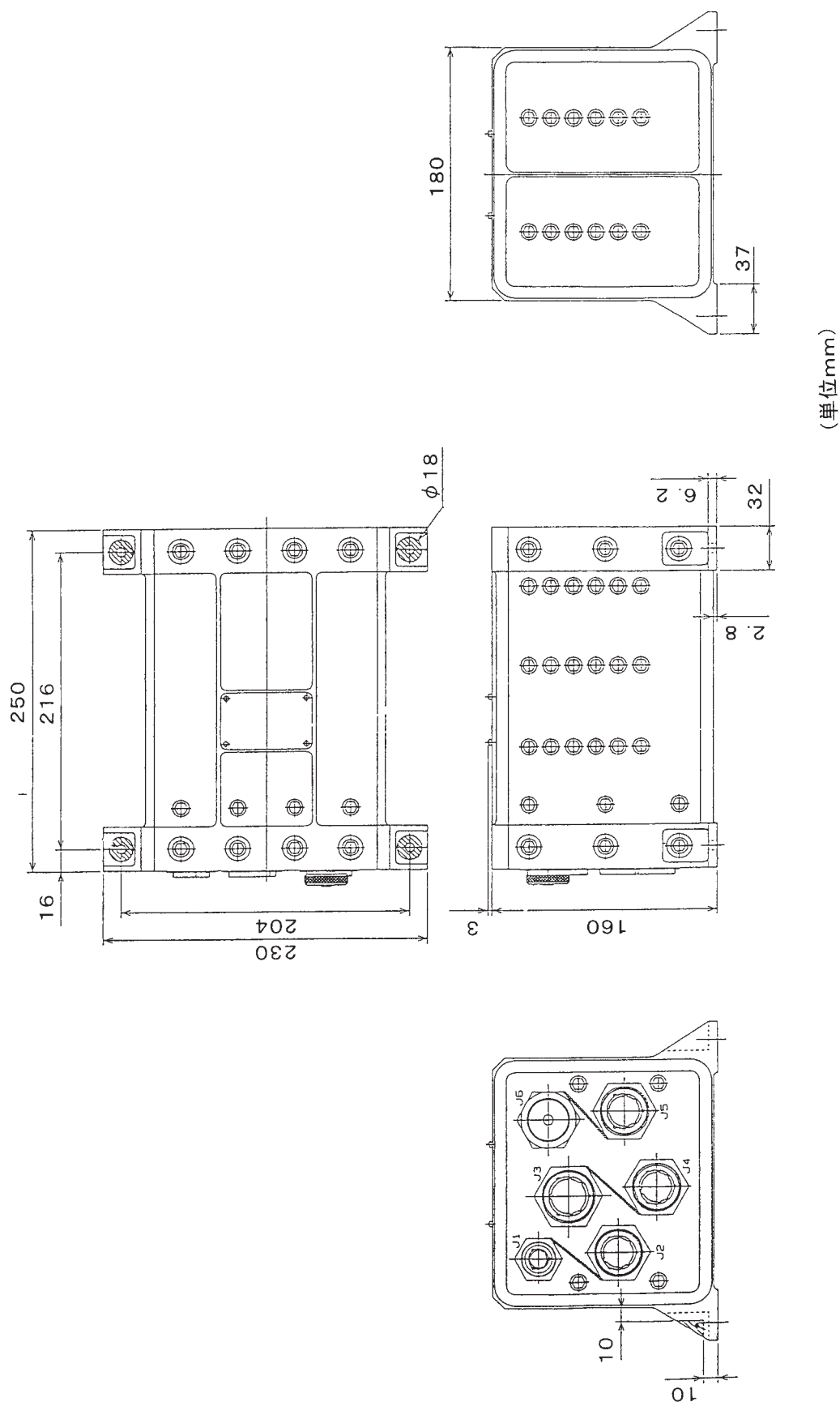
(単位mm)

付図14 VHF アンテナ外観図

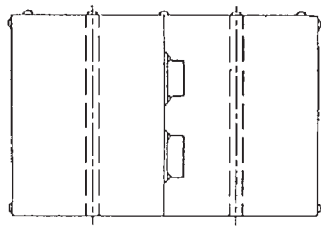


(単位mm)

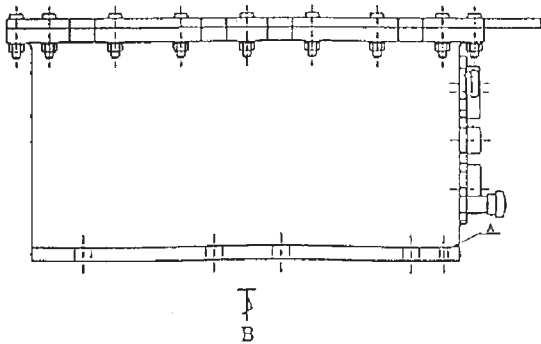
付図15 RT2 アンテナ外観図



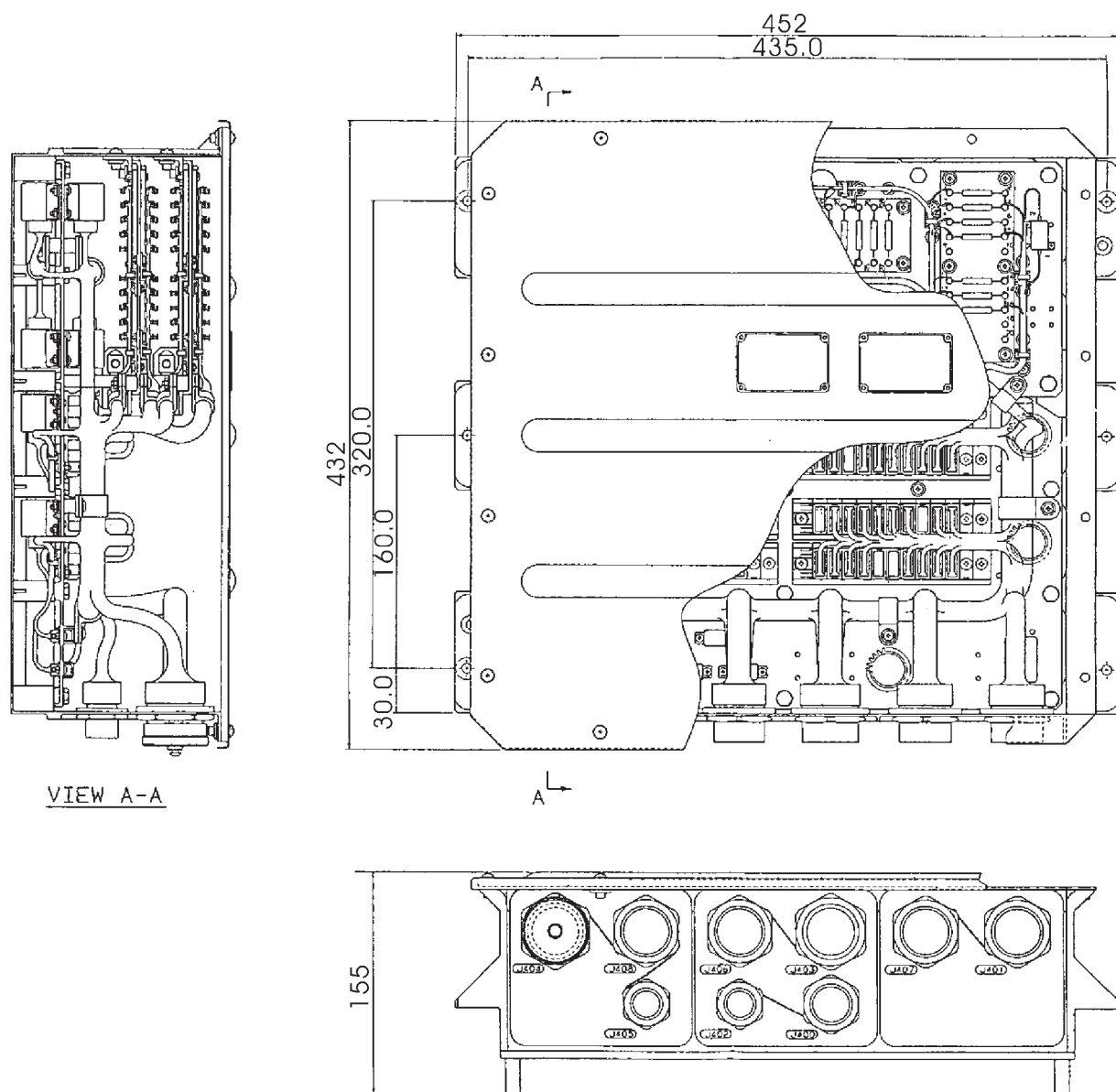
付図16 機体系シングルコンディショナ外観図



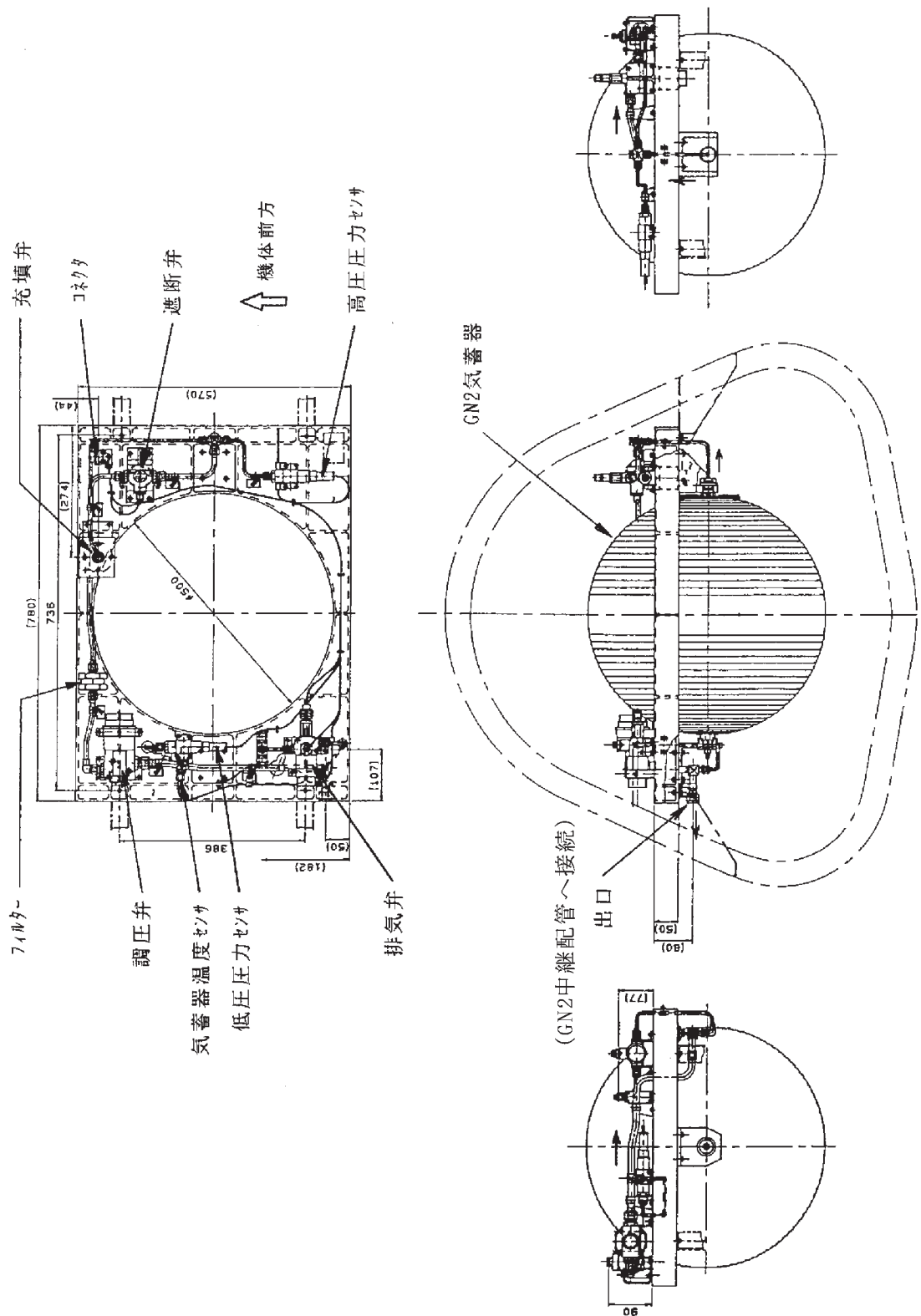
付図 17 機器用電池外觀図



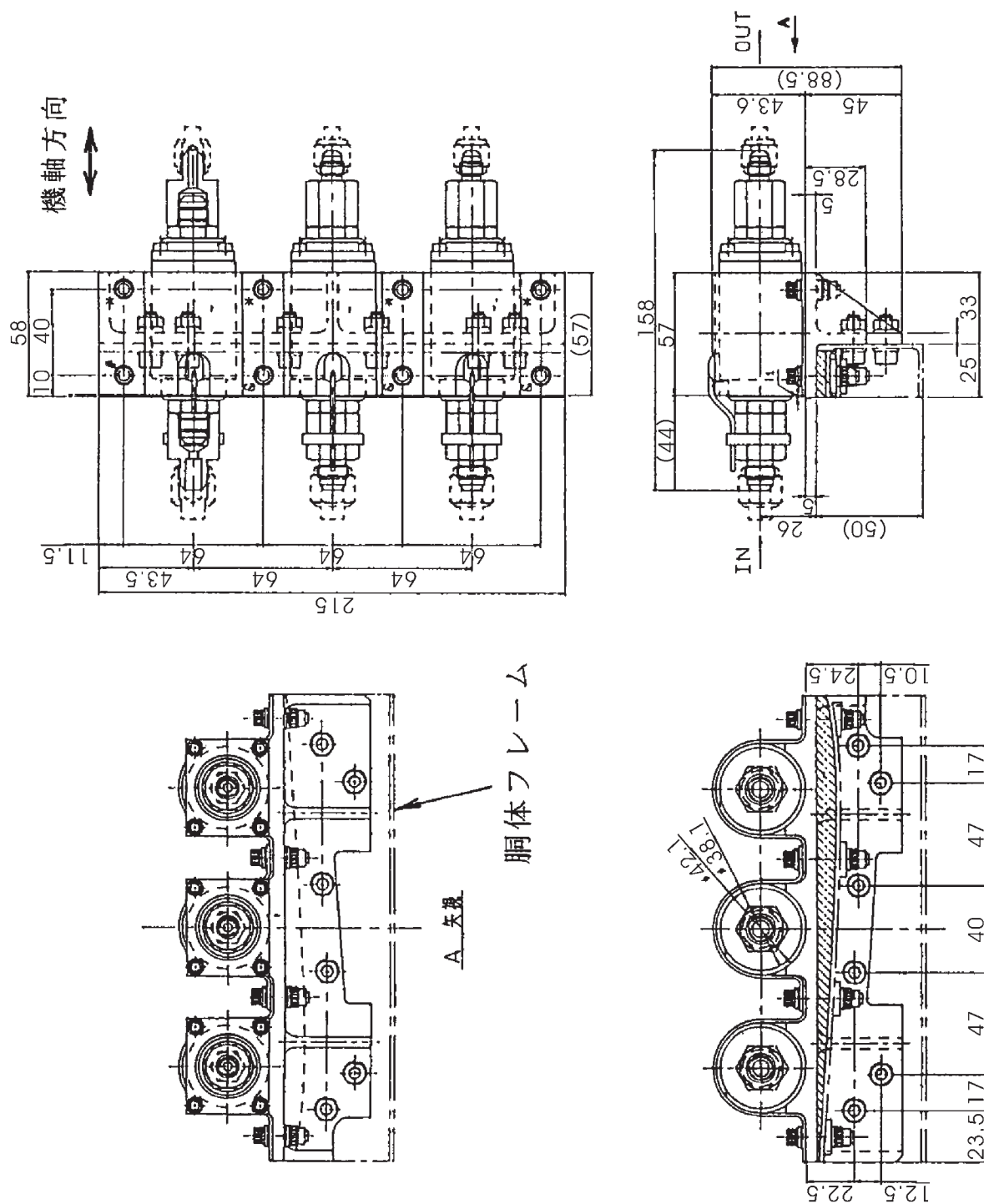
付図 18 アクチュエータ用電池外觀図



付図19 PSDB 外観図

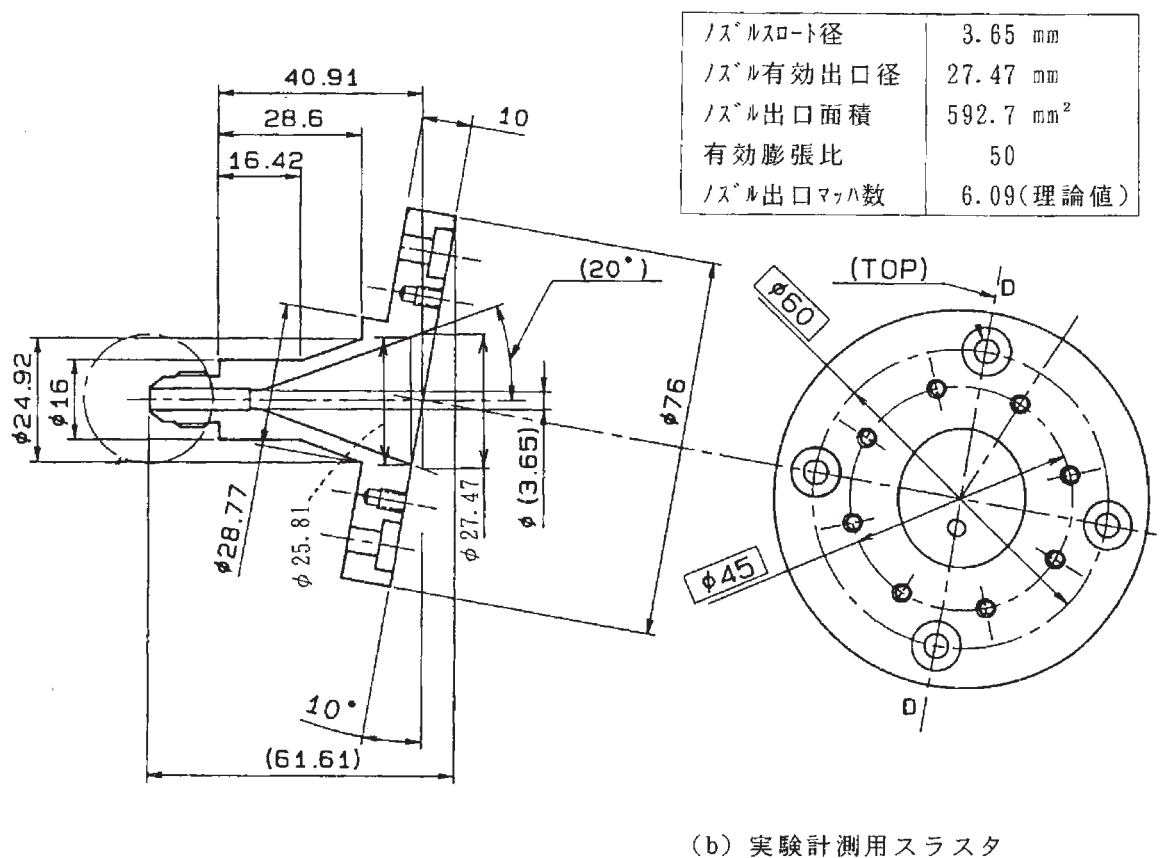
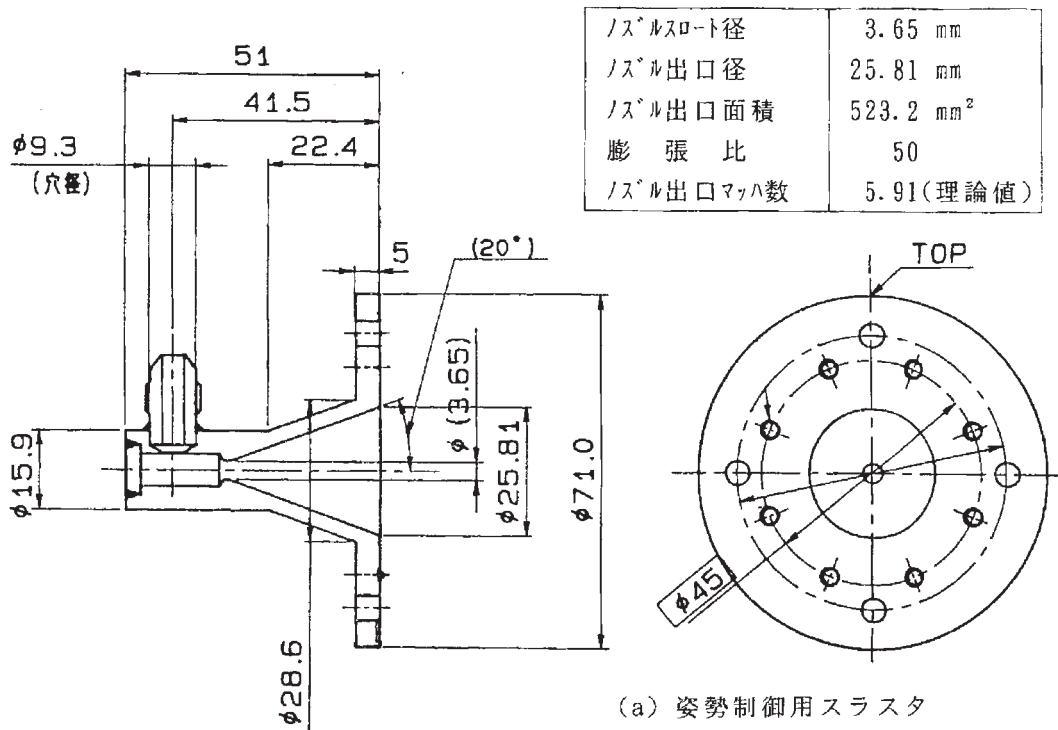


付図 20 気蓄器モジュール外觀図

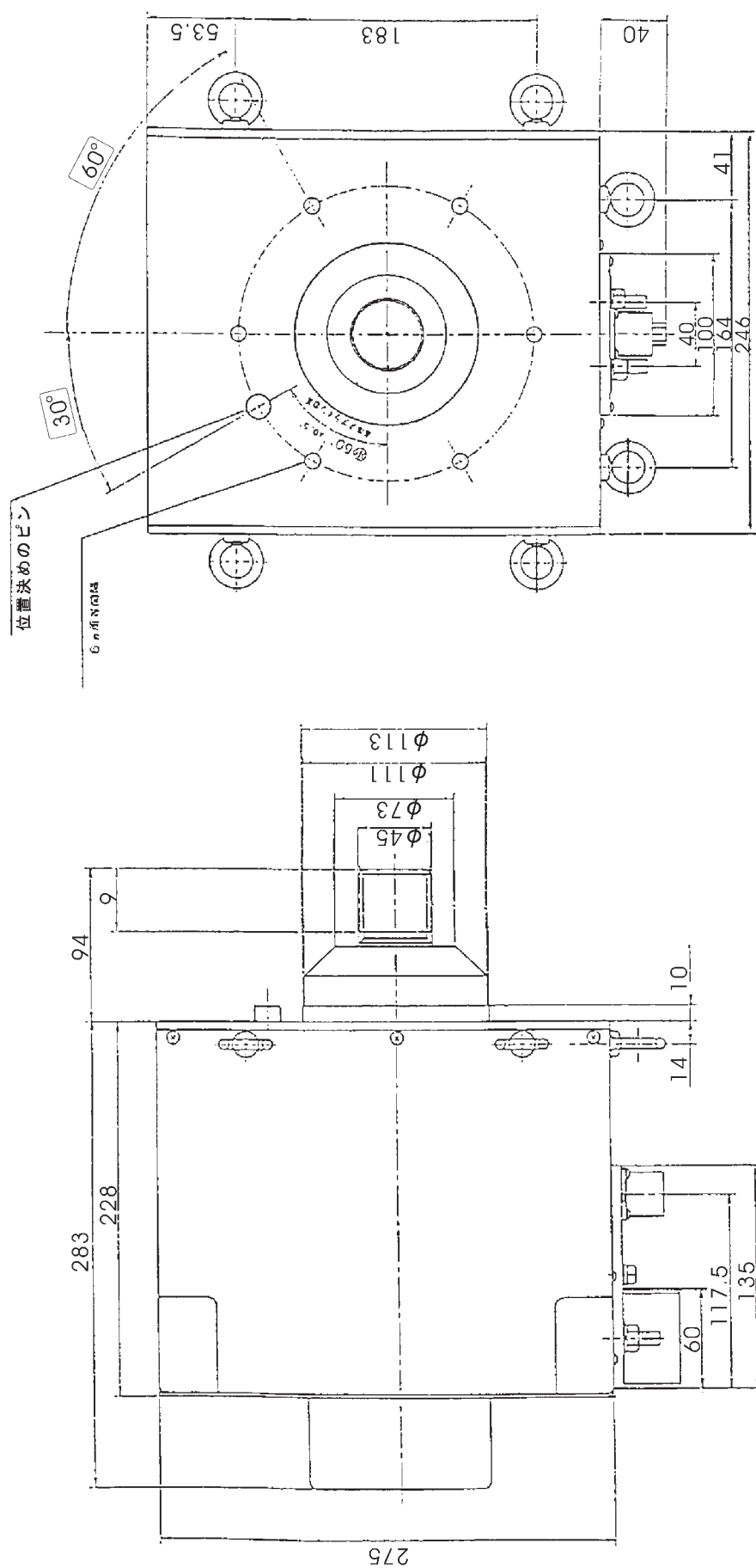


※実験計測用スラスタ弁モジュールは、ほぼ3連を単独化したもの。

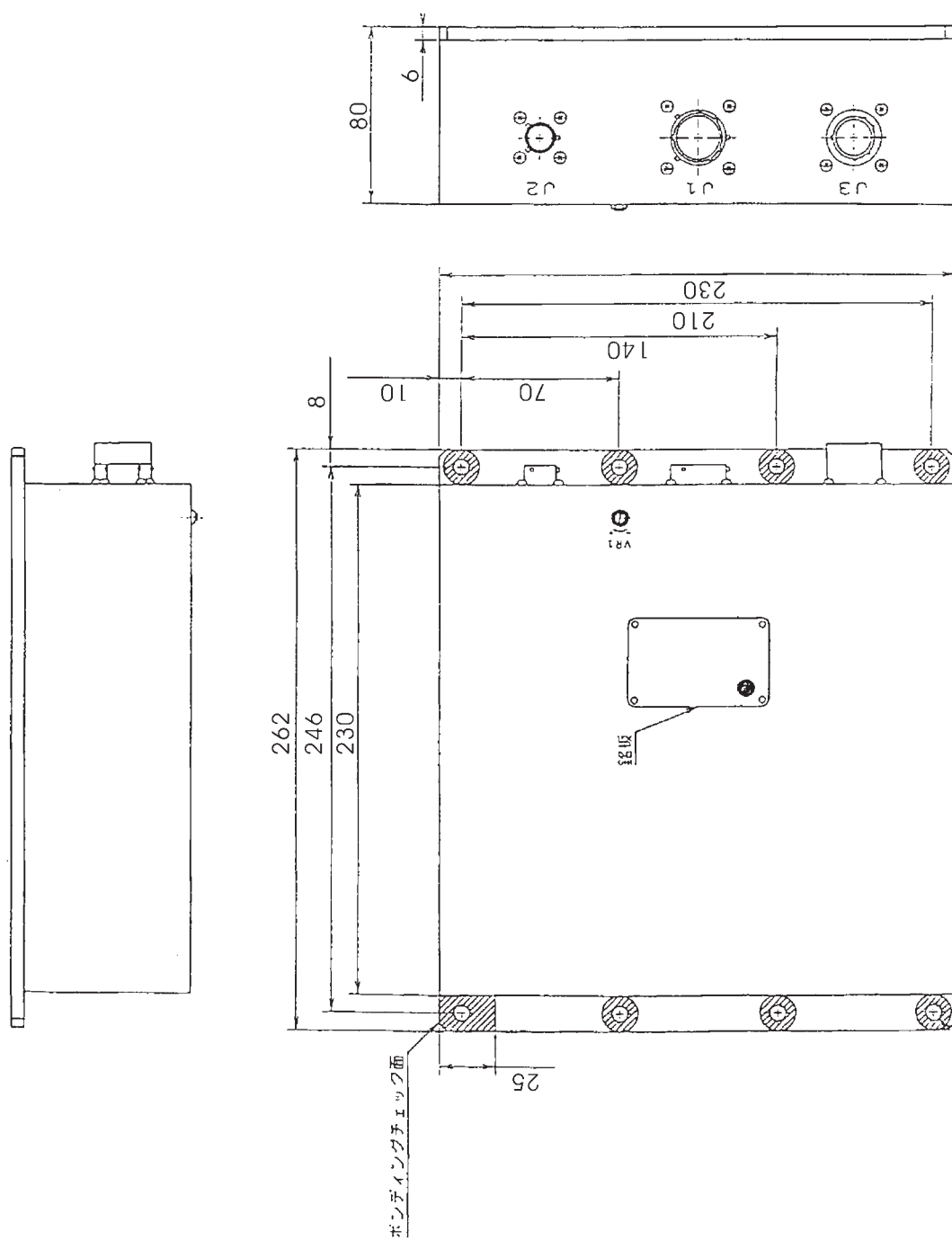
付図21 スラスタ弁モジュール外観図



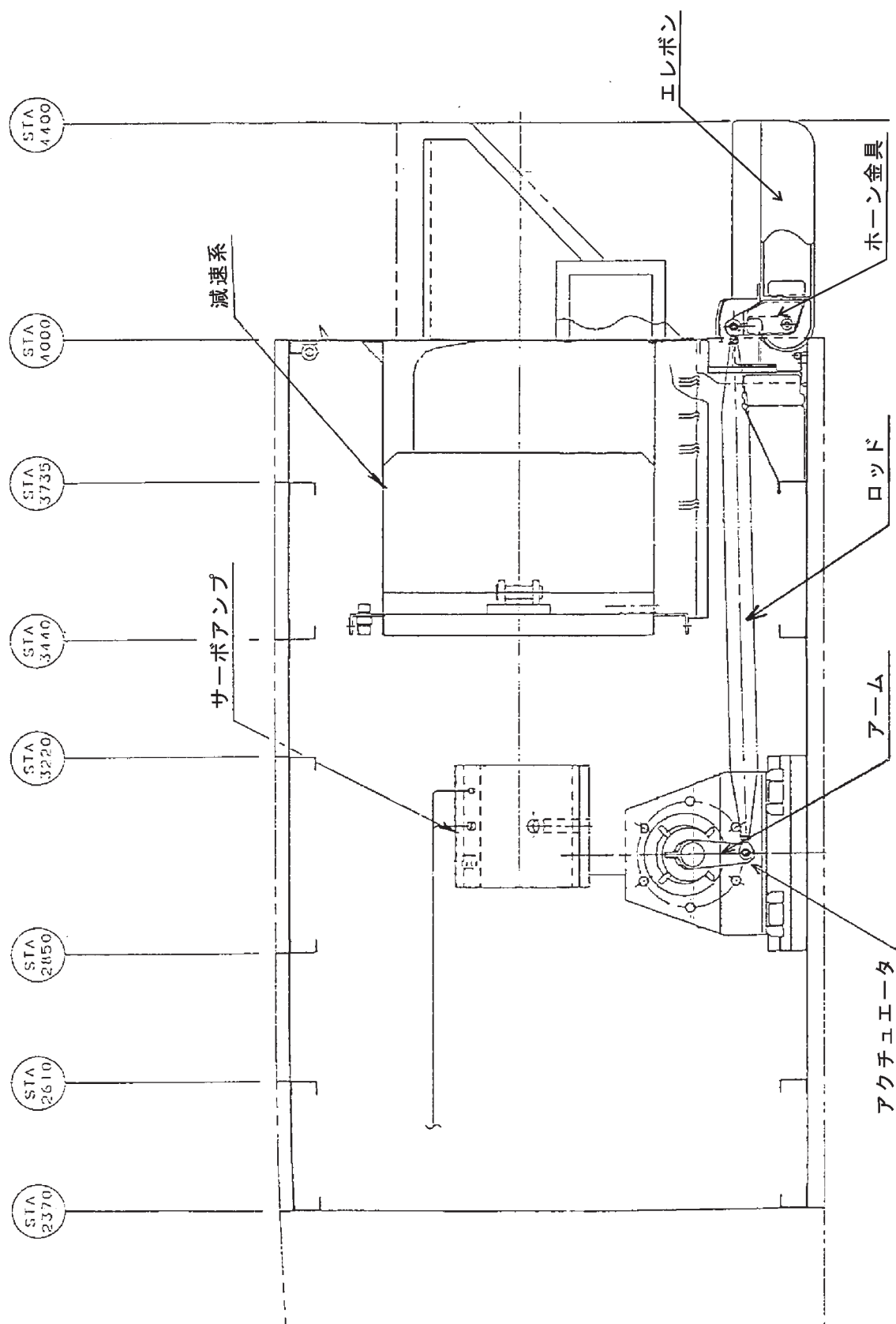
付図22 スラスタの概形図



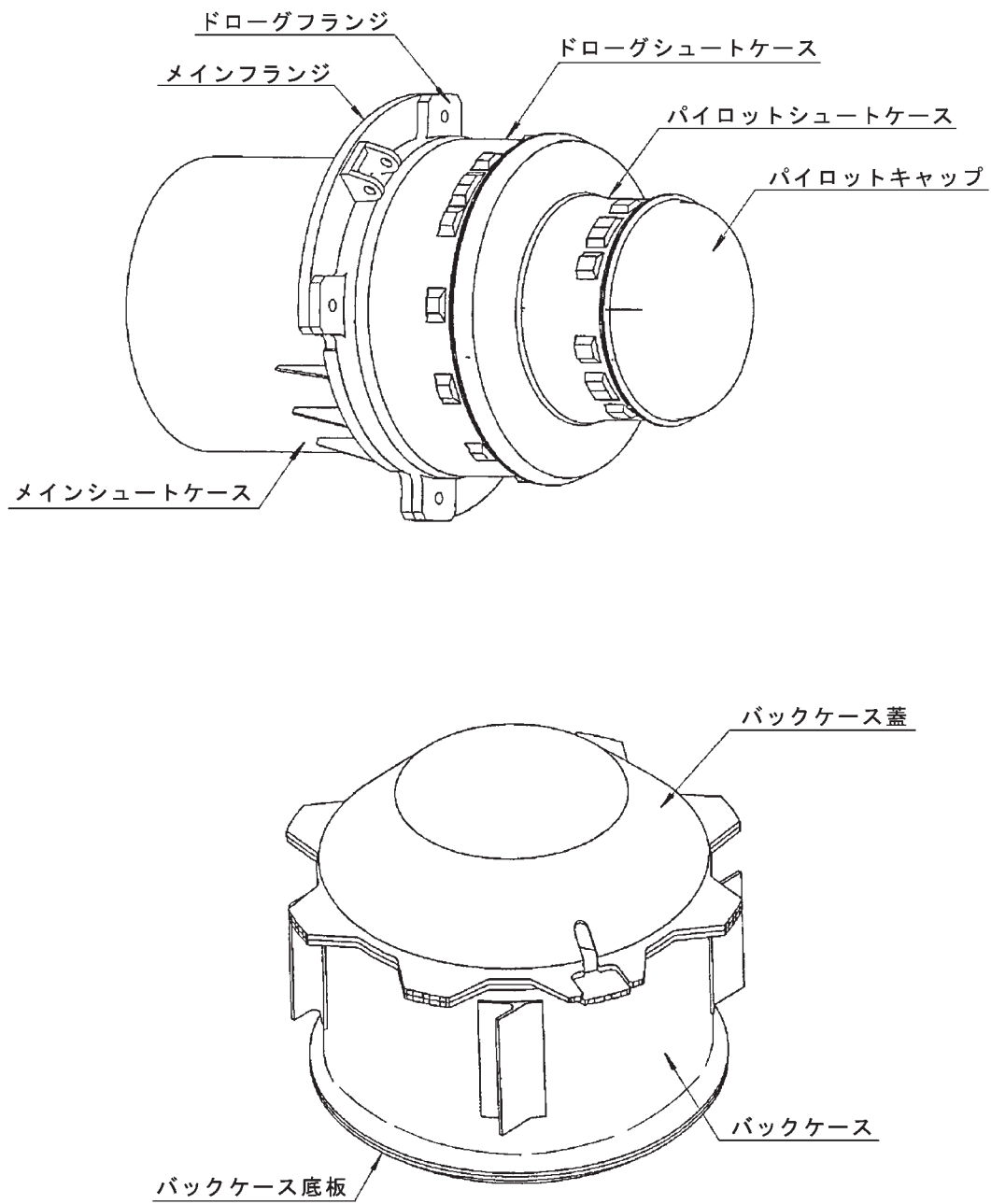
付図 23 アクチュエータ系外觀図 (アクチュエータ本体)



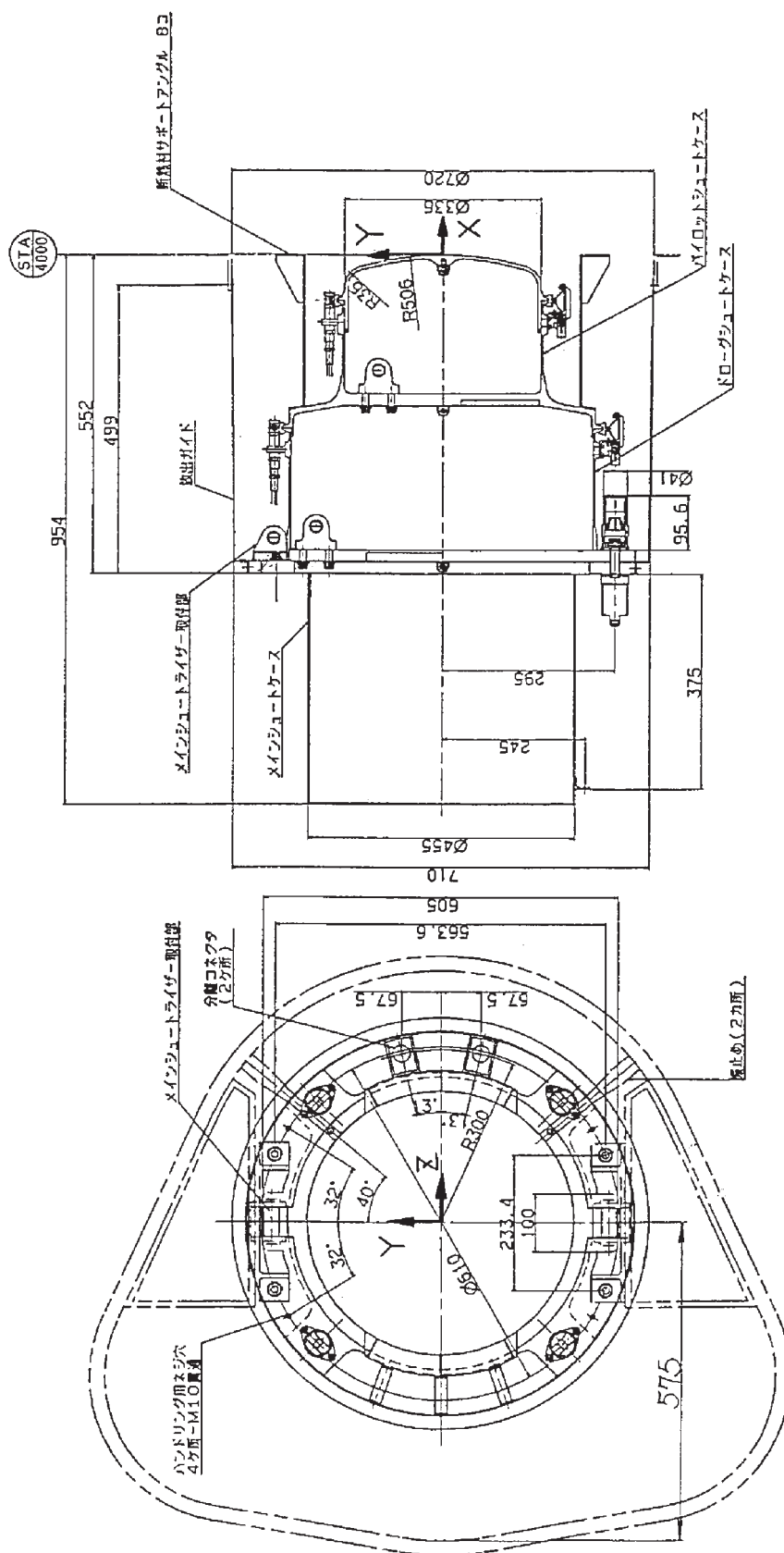
付図24 アクチュエータ系外観図(サーボアンプ)



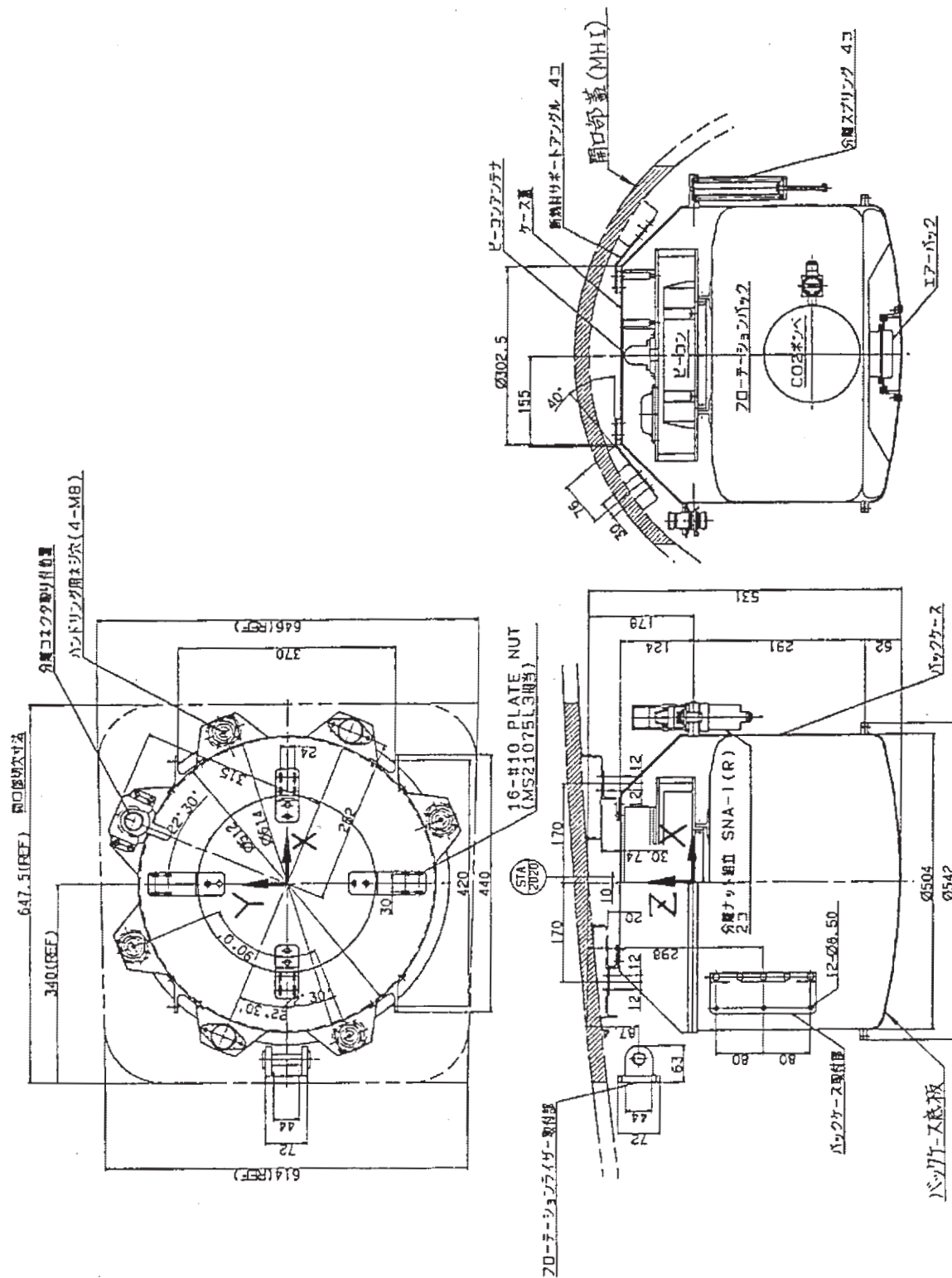
付図 25 アクチュエータ系外観図 (アクチュエータ・リンク機構)



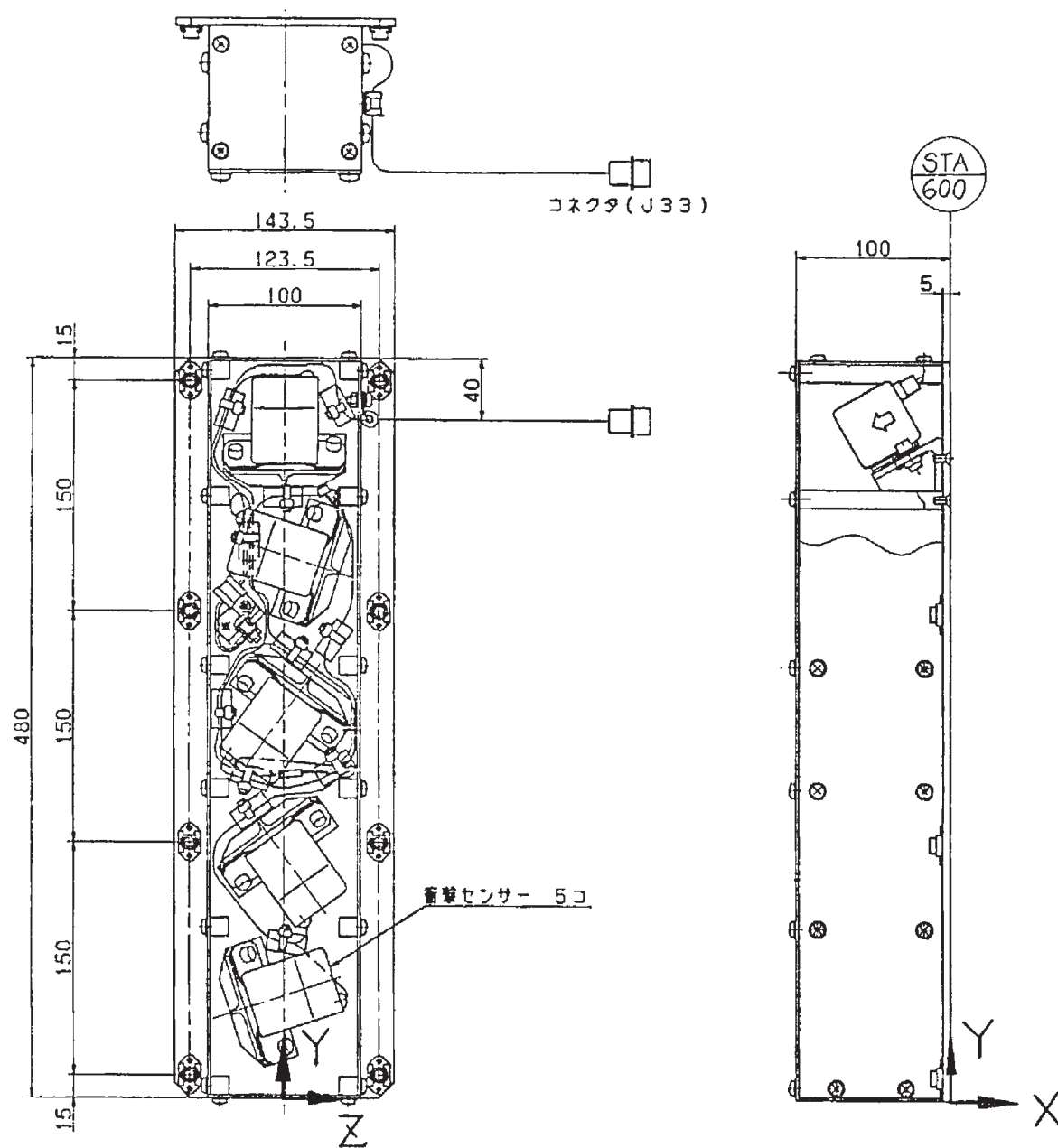
付図26 減速系及び回収系ケース概要



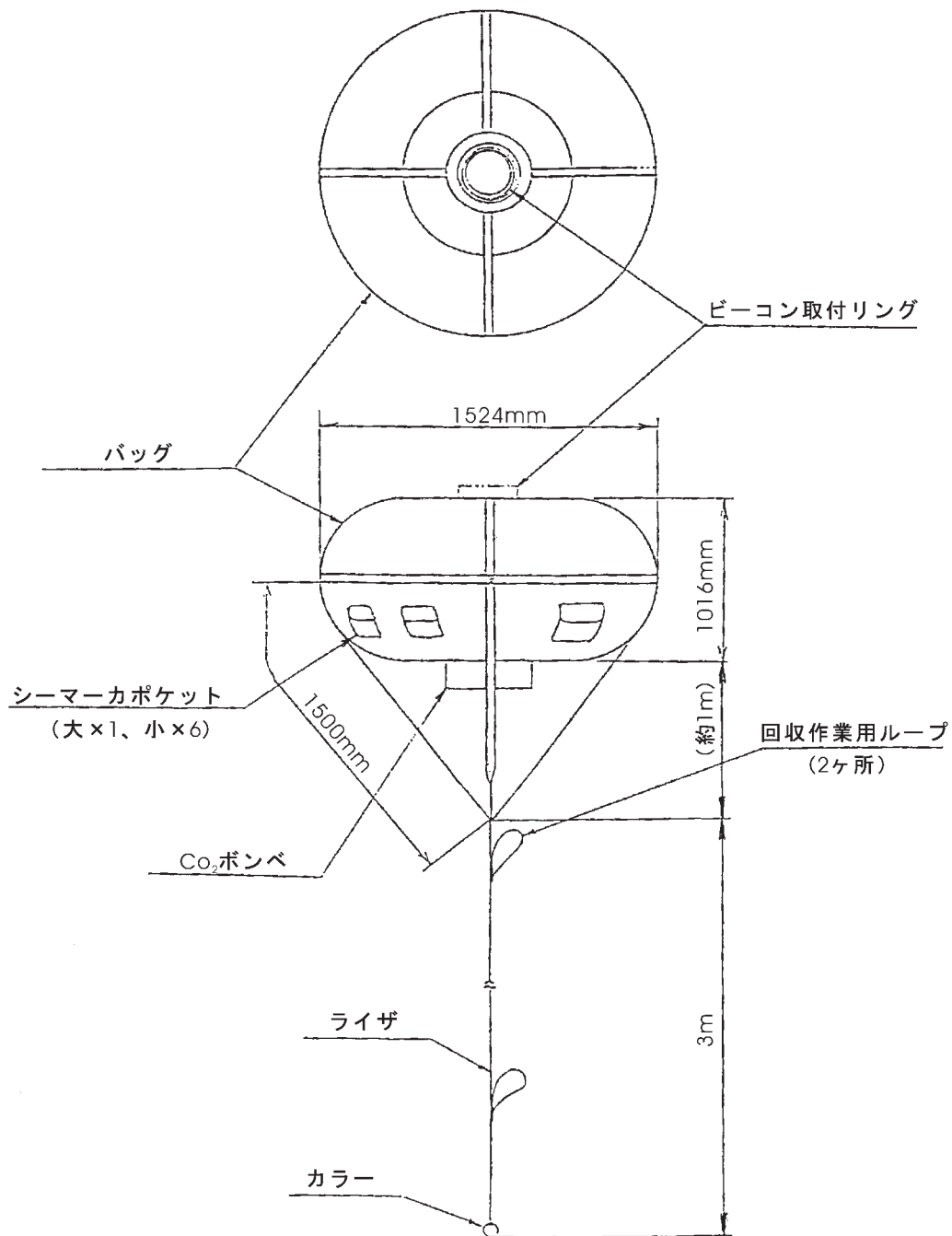
付図27 減速系(ケース)の外形



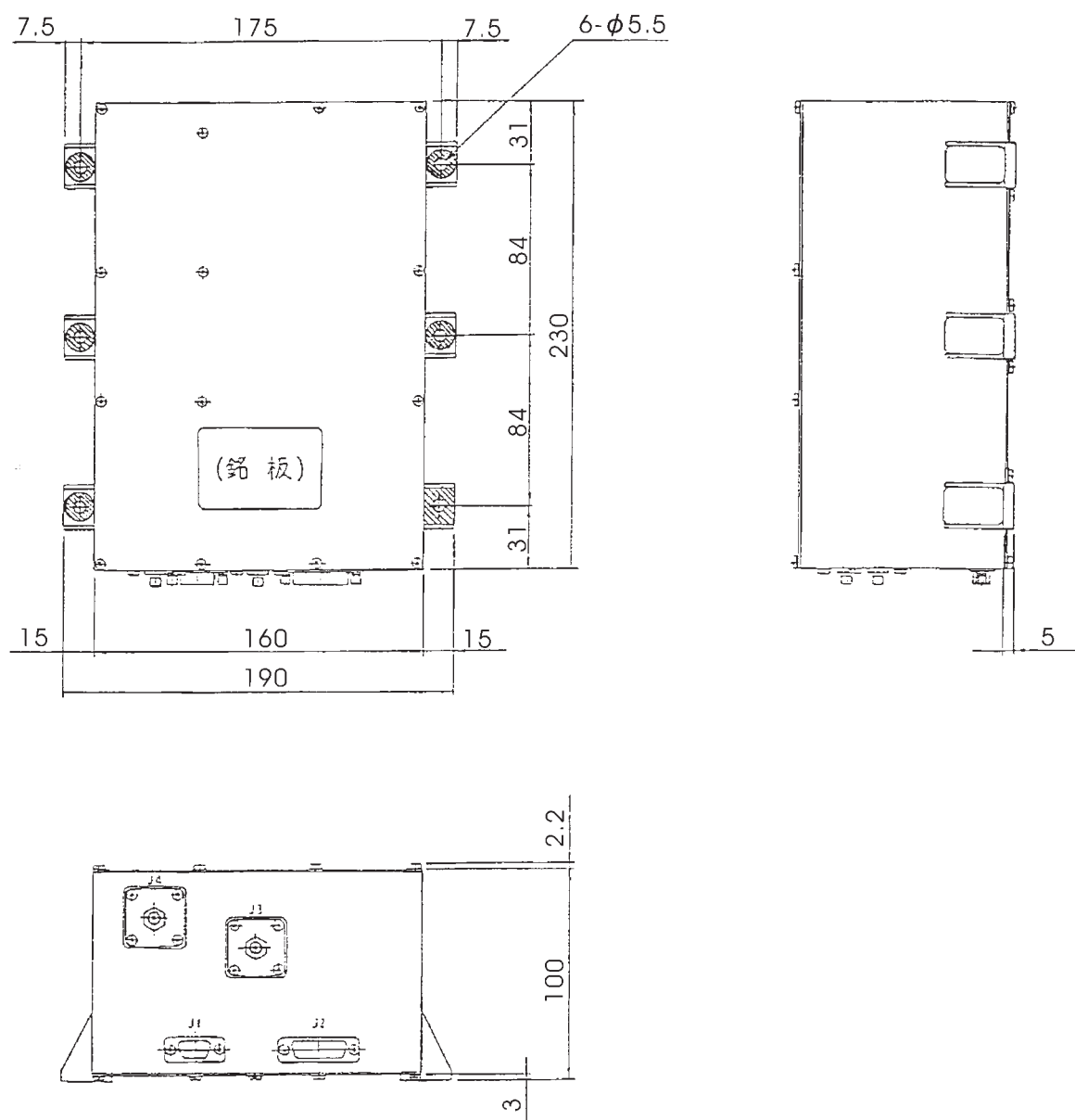
付図28 回収系外觀図（回収系本体）



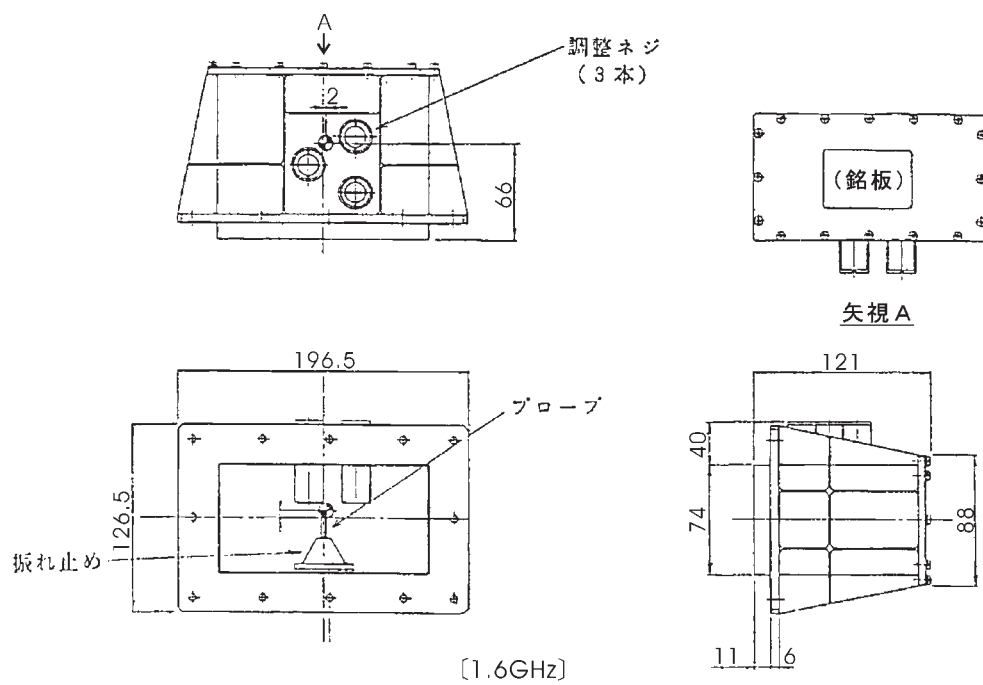
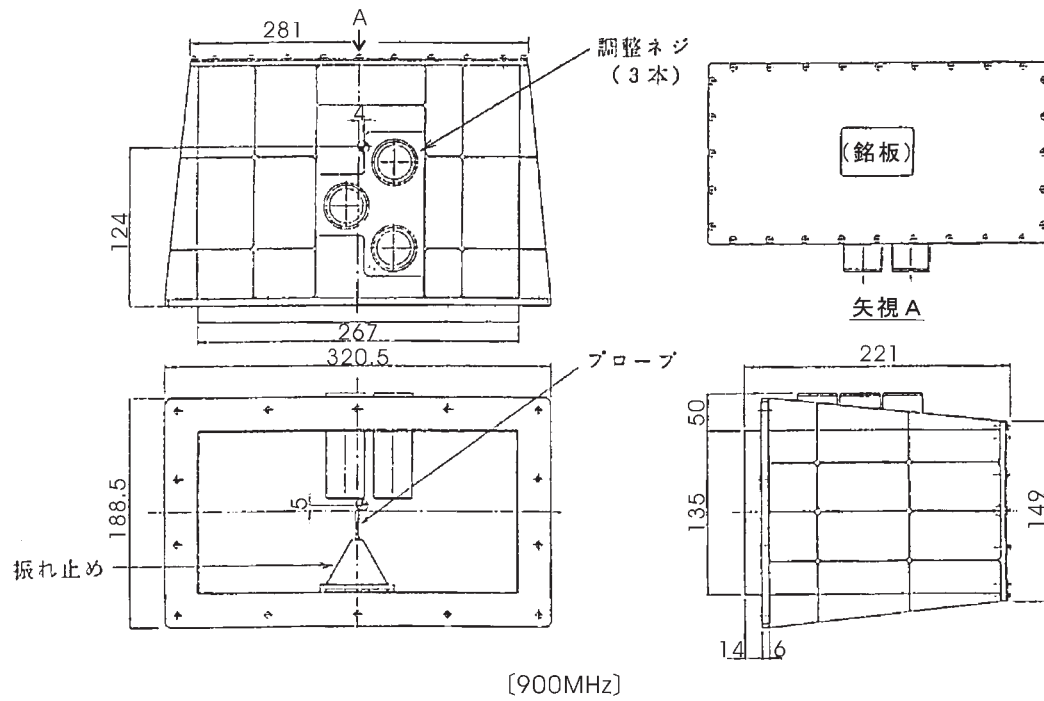
付図29 回収系外觀図 (衝撃センサモジュール)



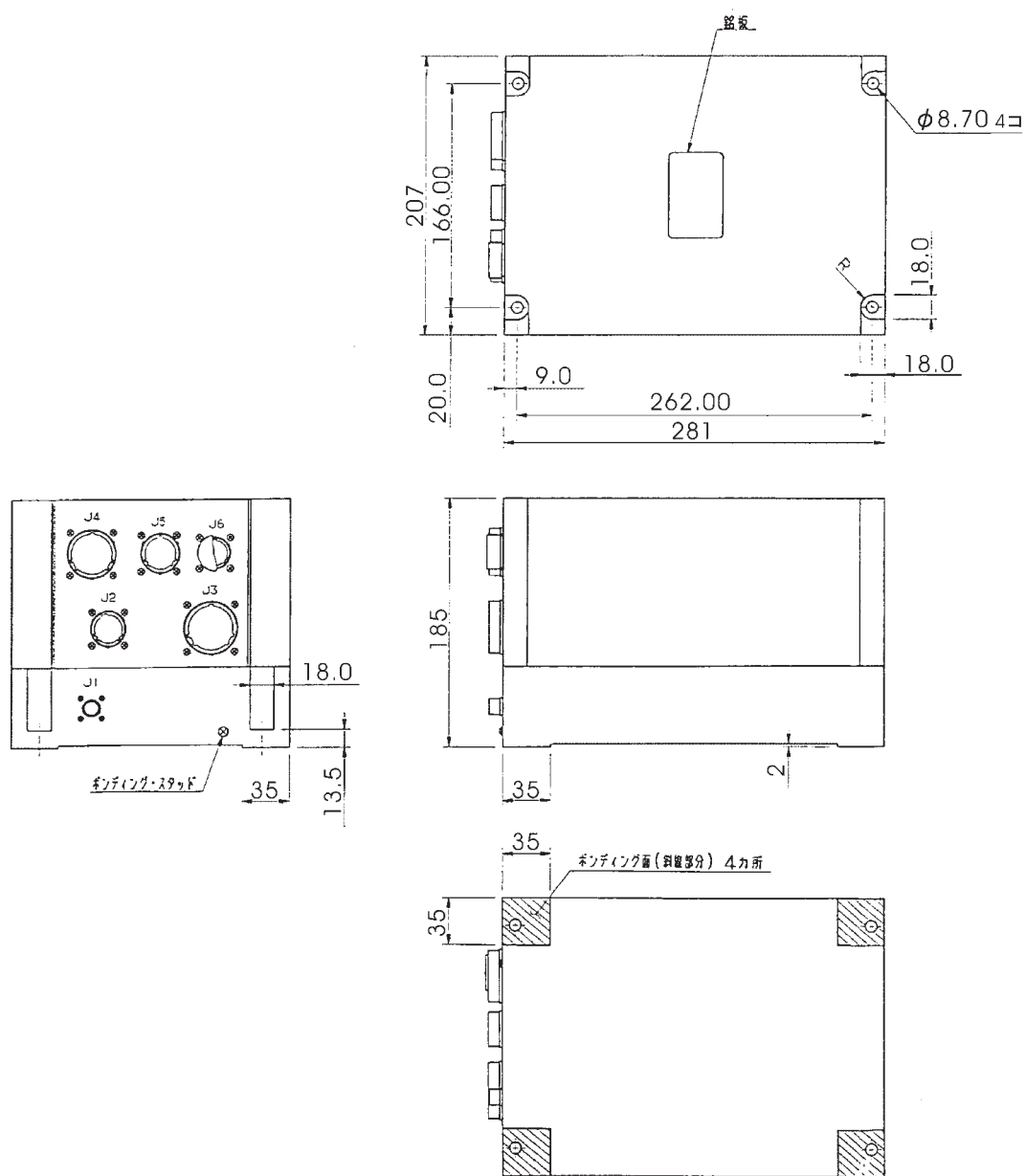
付図30 フローテーションバッグの外形



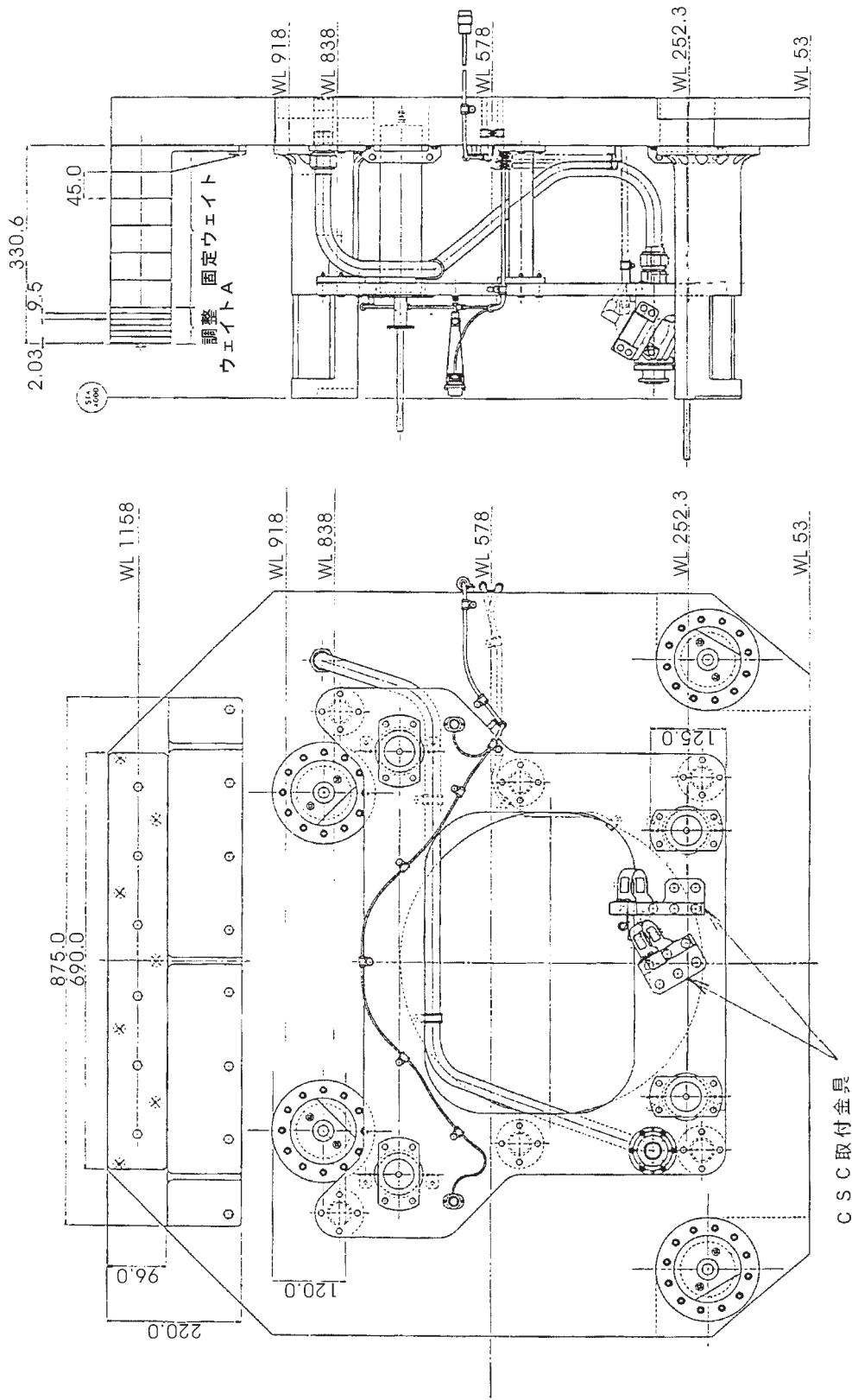
付図31 リフレクトメータ本体外観図



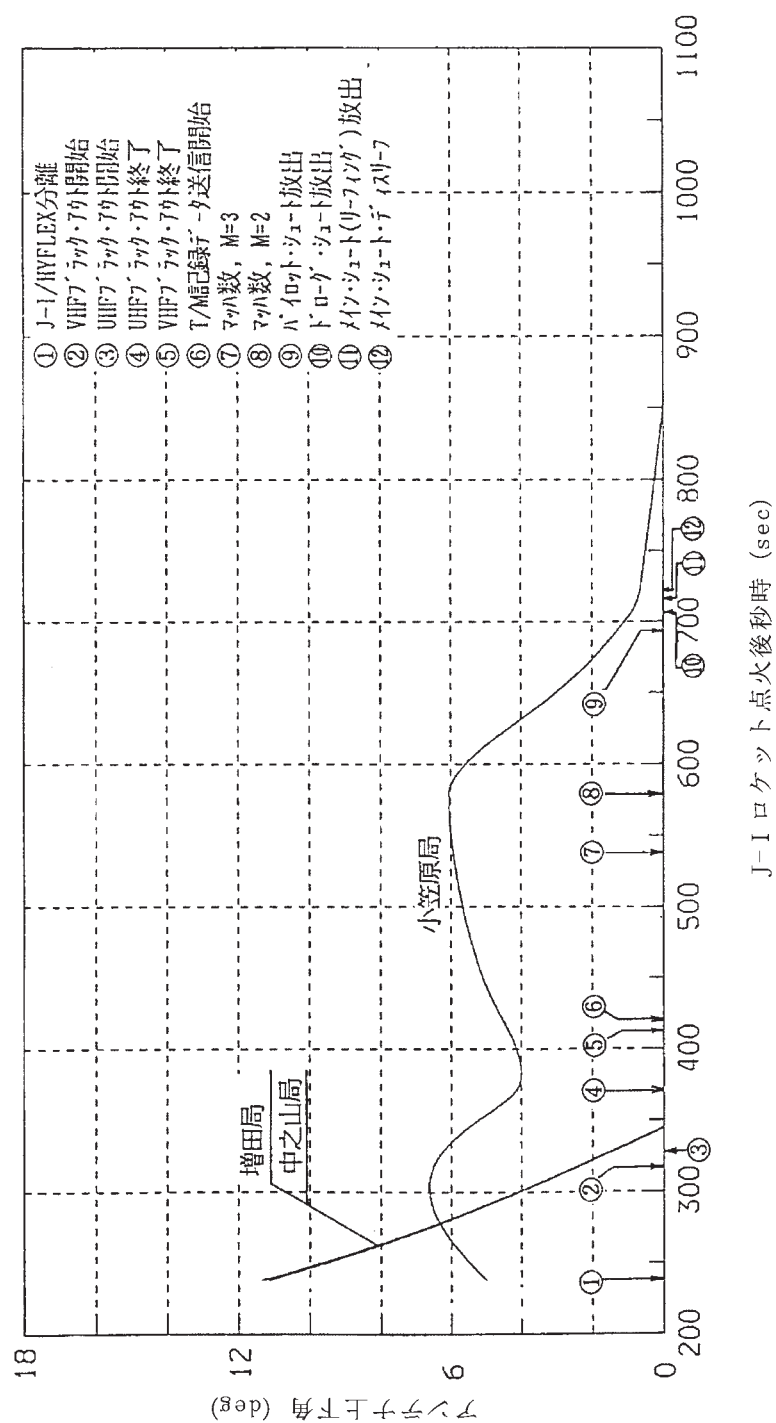
付図32 リフレクトメータアンテナ外觀図



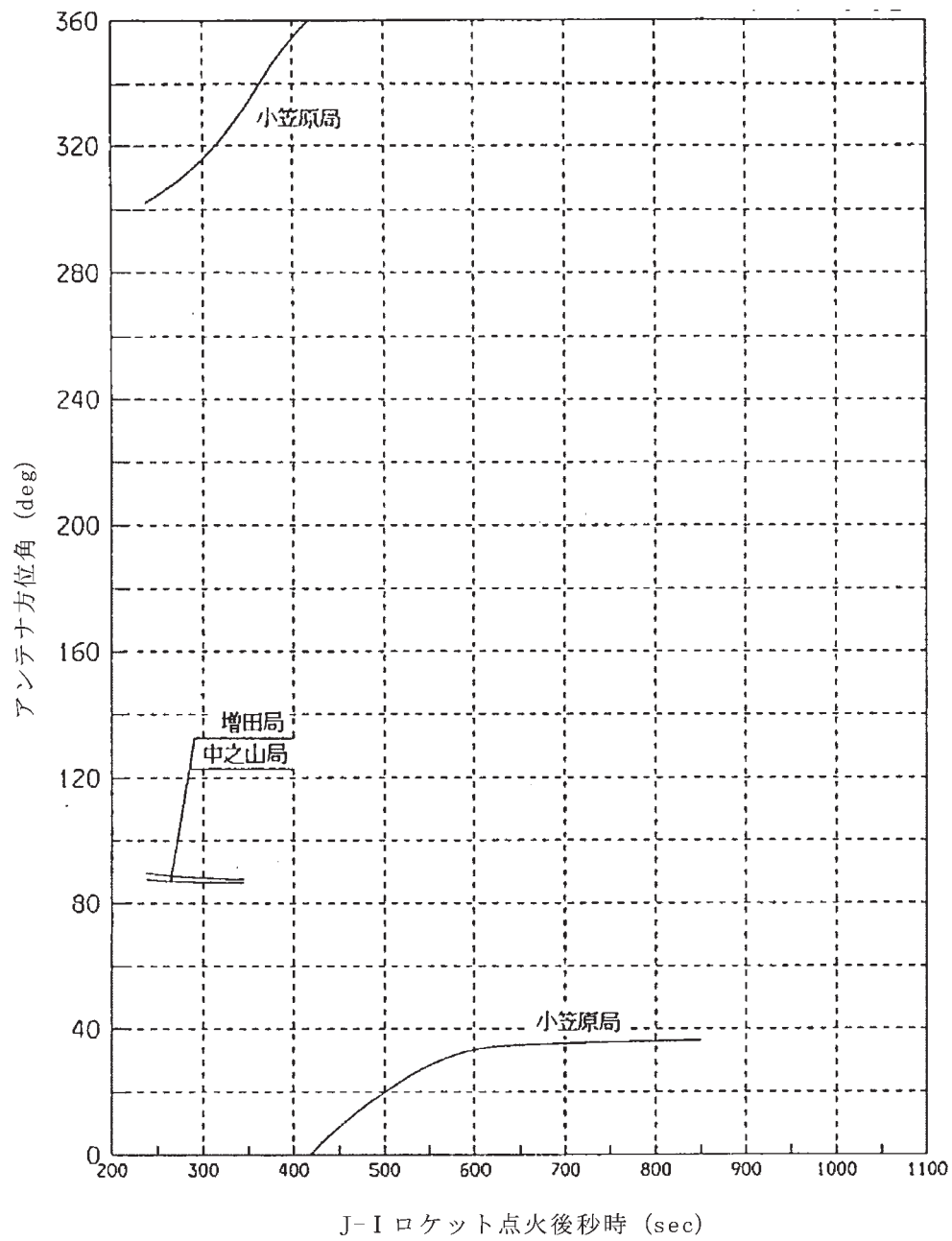
付図33 実験計測系シグナルコンディショナ外觀図



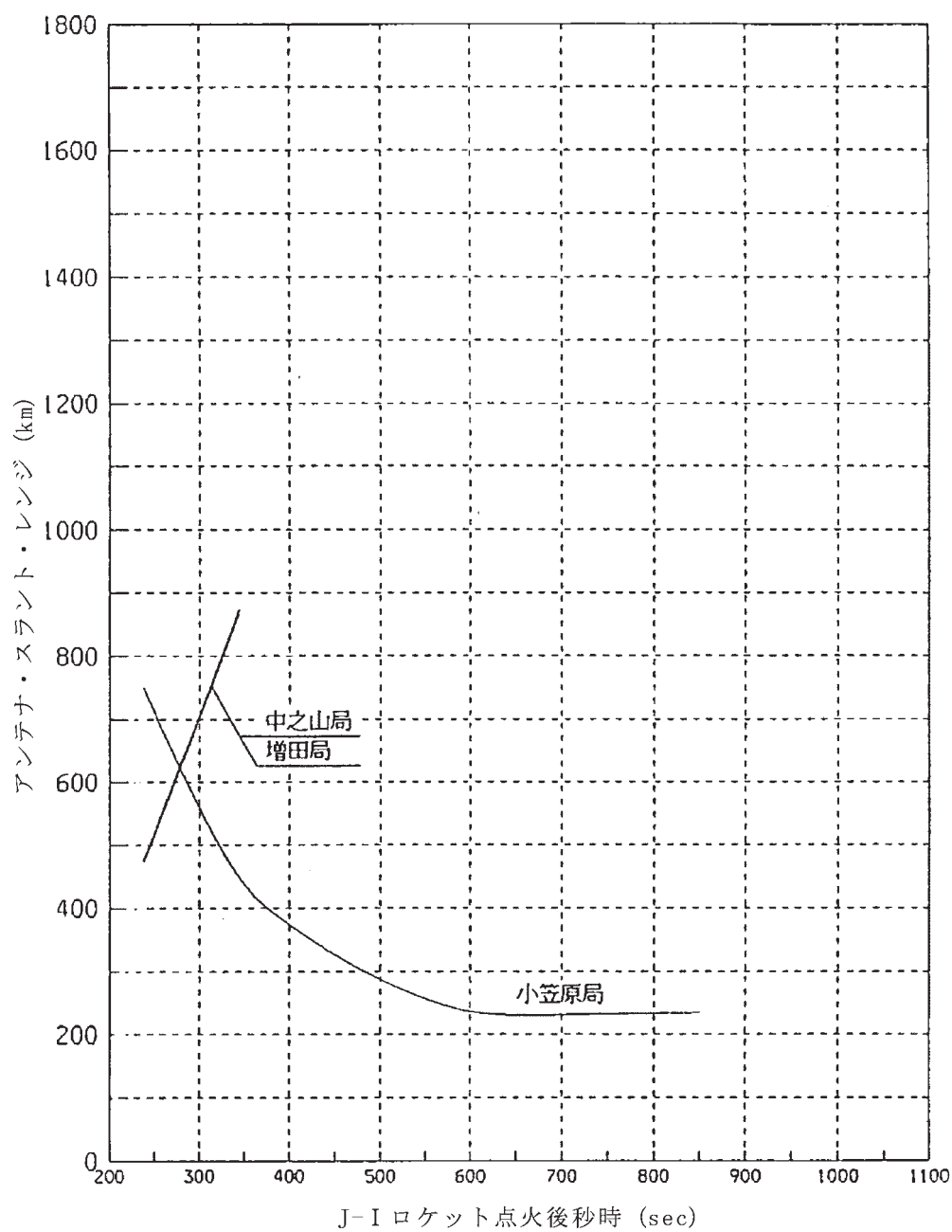
付図 34 J アダプタ外観図



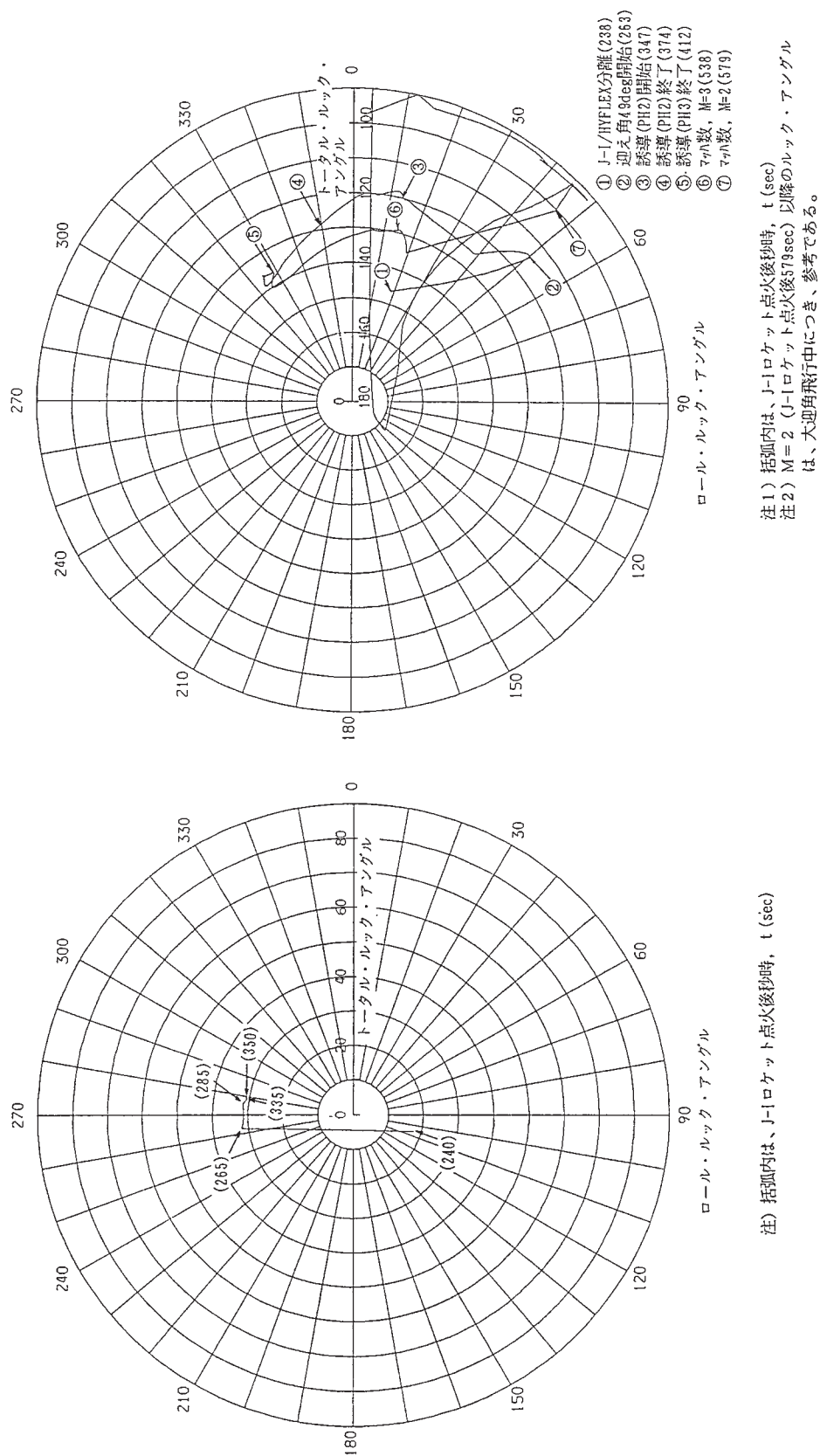
付図 35 地上局アンテナ・パラメータ (1) アンテナ上下角

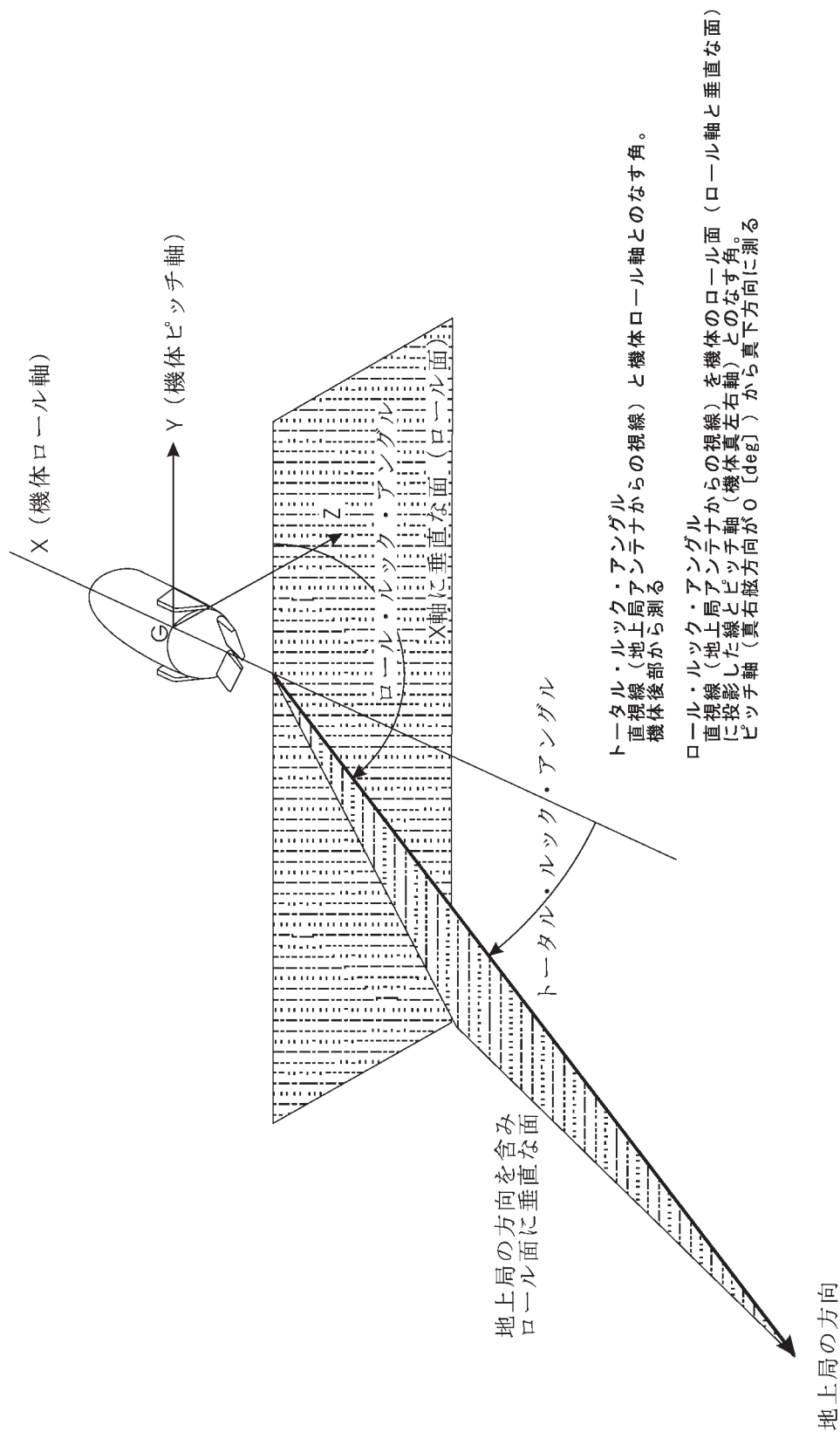


付図35 地上局アンテナ・パラメータ (2) アンテナ方位角

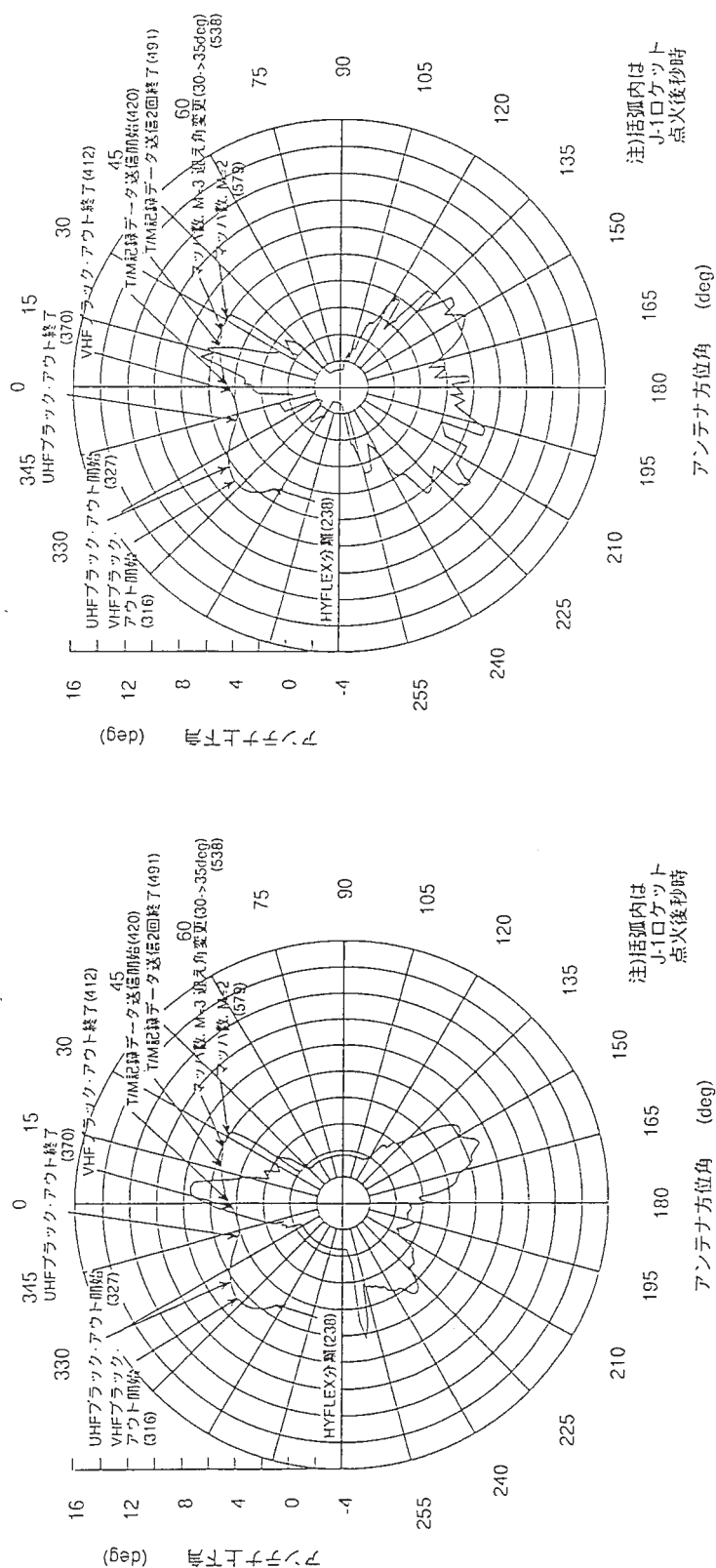


付図35 地上局アンテナ・パラメータ (3) アンテナ・スラントレンジ





付図 37 ルックアングルの定義



(a) 小笠原テレメータ

(b) 小笠原レーダ

付図 38 小笠原地上局スカイラインチャート

付表1 テレメータデータ項目一覧(1)

項目	チャンネル番号	SPS	SF	ワード	S/C	計測範囲	備考
バス系データ							
AC01	7チャンネルRH 舵角	N-1	40	F _n	W16	-28.5~+28.5deg	MSB7ビット ビット0からMSB(全TLM) (PCM-PKGのデジタルチャンネル番号の 表示においては、0:MSB, 7:LSB)
AC02	7チャンネルLH 舵角	N-2	40	F _n	W32	-28.5~+28.5deg	
AC03	サポ77°-RH 2次電源電圧	1/40S-57	1	F40n+26	W144	0~20VDC	
AC04	サポ77°-LH 2次電源電圧	1/40S-58	1	F40n+27	W144	0~20VDC	
CT01	PCM-PKG+57°デジタル電源電圧	1/40S-5	1	F40n+4	W112	0~10VDC	逆極性(5V時:0.2.5V時:351.5) 逆極性(5V時:0.2.5V時:70.3)
CT02	PCM-PKG地上キャリベレーション	1/40S-36	1	F40n+5	W144	0~5VDC	
CT09	レーダトランスミッタ2次電源電圧	1/40S-53	1	F40n+22	W144	0~15VDC	
CT10	サポ77°送信機温度	1/40S-54	1	F40n+23	W144	0~100°C	
CT12	レコ送信電力	1/40S-60	1	F40n+29	W144	0~5VDC	BSC#1
CT13	ワレトメータ2次電源電圧	1/40S-35	1	F40n+4	W144	0~15VDC	
CT14	ワレトメータ温度	1/40S-6	1	F40n+5	W112	0~100°C	
GC01	08C1次電源電圧	1/4S-4	10	F4n+3	W64	0~43VDC	
GC02	08C2次電源電圧(+5VDC)	1/40S-2	1	F40n+1	W112	0~6.5VDC	BSC#2
GC03	08C2次電源電圧(+15VDC)	1/40S-3	1	F40n+2	W112	0~19VDC	
GC04	08C2次電源電圧(-15VDC)	1/40S-4	1	F40n+3	W112	0~19VDC	
PW01	機器用電池No.1電圧	1/8S-9	5	F8n+0	W96	0~40VDC	逆極性(5V時:0.2.5V時:351.5) 逆極性(5V時:0.2.5V時:70.3)
PW02	機器用電池No.2電圧	1/8S-10	5	F8n+1	W96	0~40VDC	
PW03	7チャンネル用電池電圧	1/4S-3	10	F4n+2	W64	0~50VDC	
PW04	PSDB外部電源バスNo.2電圧	1/8S-11	5	F8n+2	W96	0~34VDC	
RC01	GN2気蓄器高圧圧力	1/4S-1	10	F4n+0	W64	0~0.344Pa(0~351.5kgf/cm ²)	逆極性(5V時:0.2.5V時:351.5) 逆極性(5V時:0.2.5V時:70.3)
RC02	GN2気蓄器低圧圧力	1/4S-2	10	F4n+1	W64	0~0.069Pa(0~70.3kgf/cm ²)	
RC03	GN2気蓄器温度	1/40S-59	1	F40n+28	W144	-80~200°C	

付表1 テレメータデータ項目一覧(2)

項目	チャネル番号	SPS	SF	ワード	S/C	計測範囲	備考
実験計測系データ							
HC01 エンジンモータ#1	1/2S-1	20	F2n+0	W48	BSC#1	-200~1500 μ st	(8.3~10.2kHz) W244(LSB)
HC02 エンジンモータ#2	1/2S-2	20	F2n+1	W48	BSC#2	-200~1500 μ st	(8.3~10.2kHz) W196(LSB)
PS01 ADS圧力#1	1/4S-11	10	F4n+0	W244, 252	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W196(LSB)
PS02 ADS圧力#2	1/4S-29	10	F4n+2	W196, 204	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W196(LSB)
PS03 ADS圧力#3	1/4S-7	10	F4n+0	W196, 204	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W220(LSB)
PS04 ADS圧力#4	1/4S-31	10	F4n+2	W220, 228	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W220(LSB)
PS05 ADS圧力#5	1/4S-9	10	F4n+0	W220, 228	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W244(LSB)
PS06 ADS圧力#6	1/4S-22	10	F4n+1	W244, 252	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W196(LSB)
PS07 ADS圧力#7	1/4S-18	10	F4n+1	W196, 204	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W220(LSB)
PS08 ADS圧力#8	1/4S-42	10	F4n+3	W220, 228	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W220(LSB)
PS09 ADS圧力#9	1/4S-20	10	F4n+1	W220, 228	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W52(LSB)
PS10 RCS周り圧力#1	1/2S-1	20	F2n+0	W52, 60	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W76(LSB)
PS11 RCS周り圧力#2	1/2S-2	20	F2n+0	W76, 84	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W100(LSB)
PS12 RCS周り圧力#3	1/2S-3	20	F2n+0	W100, 108	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W124(LSB)
PS13 RCS周り圧力#4	1/2S-4	20	F2n+0	W124, 132	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W148(LSB)
PS14 RCS周り圧力#5	1/2S-5	20	F2n+0	W148, 156	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W172(LSB)
PS15 RCS周り圧力#6	1/2S-6	20	F2n+0	W172, 180	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W52(LSB)
PS16 RCS周り圧力#7	1/2S-7	20	F2n+1	W52, 60	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W76(LSB)
PS17 RCS周り圧力#8	1/2S-8	20	F2n+1	W76, 84	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W100(LSB)
PS18 RCS周り圧力#9	1/2S-9	20	F2n+1	W100, 108	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W124(LSB)
PS19 RCS周り圧力#10	1/2S-10	20	F2n+1	W124, 132	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W148(LSB)
PS20 RCS周り圧力#11	1/2S-11	20	F2n+1	W148, 156	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W172(LSB)
PS21 RCS周り圧力#12	1/2S-12	20	F2n+1	W172, 180	ESC	51Pa~107kPa(12 μ st)	(8.3~10.2kHz) W52(LSB)
PS22 その他機体表面圧力#1	1/8S-1	5	F8n+0	W80	BSC#1	0~103kPa	(8.3~10.2kHz) W76(LSB)
PS23 その他機体表面圧力#2	1/8S-5	5	F8n+4	W80	BSC#2	0~103kPa	(8.3~10.2kHz) W100(LSB)

付表1 テレメータデータ項目一覧(3)

項目	チャネル番号	SPS	SF	ゲート	S/C	計測範囲	備考
PS24 その他機体表面圧力#3	1/8S-2	5	F8n+1	W80	BSC#1	0~103kPa	
PS25 その他機体表面圧力#4	1/8S-6	5	F8n+5	W80	BSC#2	0~103kPa	
PS26 その他機体表面圧力#5	1/8S-3	5	F8n+2	W80	BSC#1	0~103kPa	
PS27 その他機体表面圧力#6	1/8S-4	5	F8n+3	W80	BSC#1	0~103kPa	
PS28 その他機体表面圧力#7	1/8S-7	5	F8n+6	W80	BSC#2	0~103kPa	
PS29 その他機体表面圧力#8	1/8S-8	5	F8n+7	W80	BSC#2	0~103kPa	
RF01 電波反射強度#1(900MHz)	N-1	40	Fn	W12	ESC	0~-17dB	
RF02 電波反射強度#2(1.6GHz)	N-2	40	Fn	W20	ESC	0~-17dB	
RF03 電波反射位相#1	1/4S-1	10	F4n+0	W28	ESC	3~-20dB	
RF04 電波反射位相#2	1/4S-2	10	F4n+1	W28	ESC	3~-20dB	
RF05 電波反射位相#3	1/4S-3	10	F4n+2	W28	ESC	3~-20dB	
RF06 電波反射位相#4	1/4S-4	10	F4n+3	W28	ESC	3~-20dB	
SC06 ESC 2次電源電圧(5VDC)	1/8S-14	5	F8n+6	W44	ESC	0~7.5VDC	
SC07 ESC 2次電源電圧(15VDC)	1/8S-16	5	F8n+7	W44	ESC	0~20VDC	
SC08 ESC地上キヤリブレーション(8t°)	1/8S-15	5	F8n+7	W36	ESC	0~5VDC	W244(LSB)
SC09 ESC地上CAL(12t°)	1/4S-33	10	F4n+2	W244, 252	ESC	0~10VDC(12t°)	W196(LSB)
SC10 ESC地上CAL(F/D変換)	1/4S-40	10	F4n+3	W196, 204	ESC	8.3~10.2kHz(12t°)	
ST01 機体構造歪#1	1/40S-96	1	F40n+31	W160	BSC#1	-1000~1000μst	
ST02 機体構造歪#2	1/40S-52	1	F40n+21	W144	BSC#2	-1000~1000μst	
TA01 C/C-スキャン°表面温度#1	1/4S-1	10	F4n+0	W60, 68	ESC	50~1700°C(12t°)	W68(LSB)
TA02 C/C-スキャン°差温#1	1/4S-6	10	F4n+0	W180, 188	ESC	-100~300°C(12t°)	W188(LSB)
TA03 C/C-スキャン°表面温度#2	1/4S-2	10	F4n+0	W84, 92	ESC	-50~1700°C(12t°)	W92(LSB)
TA04 C/C-スキャン°差温#2	1/4S-8	10	F4n+0	W204, 212	ESC	-100~300°C(12t°)	W212(LSB)
TA05 C/C-スキャン°表面温度#3	1/4S-3	10	F4n+0	W108, 116	ESC	-50~1700°C(12t°)	W116(LSB)
TA06 C/C-スキャン°差温#3	1/4S-10	10	F4n+0	W228, 236	ESC	-100~300°C(12t°)	W236(LSB)

付表1 テレメータデータ項目一覧(4)

項目	チャネル番号	SPS	SF	ワート	S/C	計測範囲	備考
7474							
TA07 C/Cノズルノズル表面温度#4	1/4S-4	10	F4n+0	W132, 140	ESC	-50~1700°C(12t°)	W140(LSB)
TA08 C/Cノズルノズル差温#4	1/4S-12	10	F4n+1	W60, 68	ESC	-100~300°C(12t°)	W68(LSB)
TA09 C/Cノズルノズル表面温度#5	1/4S-5	10	F4n+0	W156, 164	ESC	-50~1700°C(12t°)	W164(LSB)
TA10 C/Cノズルノズル差温#5	1/4S-13	10	F4n+1	W84, 92	ESC	-100~300°C(12t°)	W92(LSB)
TA11 C/Cノズルノズル表面温度#1	1/4S-14	10	F4n+1	W108, 116	ESC	-50~1700°C(12t°)	W116(LSB)
TA12 C/Cノズルノズル差温#1	1/4S-19	10	F4n+1	W204, 212	ESC	-100~300°C(12t°)	W212(LSB)
TA13 C/Cノズルノズル表面温度#2	1/4S-15	10	F4n+1	W132, 140	ESC	-50~1700°C(12t°)	W140(LSB)
TA14 C/Cノズルノズル差温#2	1/4S-21	10	F4n+1	W228, 236	ESC	-100~300°C(12t°)	W236(LSB)
TA15 C/Cノズルノズル表面温度#3	1/4S-16	10	F4n+1	W156, 164	ESC	-50~1700°C(12t°)	W164(LSB)
TA16 C/Cノズルノズル差温#3	1/4S-23	10	F4n+2	W60, 68	ESC	-100~300°C(12t°)	W68(LSB)
TA17 C/Cノズルノズル表面温度#4	1/4S-17	10	F4n+1	W180, 188	ESC	-50~1700°C(12t°)	W188(LSB)
TA18 C/Cノズルノズル差温#4	1/4S-24	10	F4n+2	W84, 92	ESC	-100~300°C(12t°)	W92(LSB)
TA19 胴体ノズル表面温度#5	1/4S-30	10	F4n+2	W204, 212	ESC	-50~1600°C(12t°)	W212(LSB)
TA20 胴体ノズル中間部温度#5	1/8S-5	5	F8n+2	W36	ESC	-50~650°C	BSC#2經由
TA21 胴体ノズル表面温度#1	1/4S-25	10	F4n+2	W108, 116	ESC	-50~1600°C(12t°)	W116(LSB)
TA22 胴体ノズル中間部温度#1	1/8S-1	5	F8n+0	W36	ESC	-50~650°C	BSC#2經由
TA23 胴体ノズル底面温度#1	1/40S-9	1	F40n+8	W112	BSC#2	-50~250°C	
TA24 胴体ノズル表面温度#2	1/4S-26	10	F4n+2	W132, 140	ESC	-50~1600°C(12t°)	W140(LSB)
TA25 胴体ノズル中間部温度#2	1/8S-2	5	F8n+0	W44	ESC	-50~650°C	BSC#1經由
TA26 胴体ノズル底面温度#2	1/40S-61	1	F40n+30	W144	BSC#1	-50~250°C	
TA27 胴体ノズル表面温度#3	1/4S-27	10	F4n+2	W156, 164	ESC	-50~1600°C(12t°)	W164(LSB)
TA28 胴体ノズル中間部温度#3	1/8S-3	5	F8n+1	W36	ESC	-50~650°C	BSC#2經由
TA29 胴体ノズル底面温度#3	1/40S-10	1	F40n+9	W112	BSC#2	-50~250°C	
TA30 胴体ノズル表面温度#4	1/4S-28	10	F4n+2	W180, 188	ESC	-50~1600°C(12t°)	W188(LSB)
TA31 胴体ノズル中間部温度#4	1/8S-4	5	F8n+1	W44	ESC	-50~650°C	BSC#1經由
TA32 胴体ノズル底面温度#4	1/40S-62	1	F40n+31	W144	BSC#1	-50~250°C	
TA33 胴体ノズル表面温度#6	1/4S-32	10	F4n+2	W228, 236	ESC	-50~1600°C(12t°)	W236(LSB)

付表1 テレメータデータ項目一覧(5)

項目	チャネル番号	SPS	SF	7-1	S/C	計測範囲	備考
TA34 胴体タル中間部温度#6	1/8S-6	5	F8n+2	W44	ESC	-50~650℃	BSC#1經由
TA35 胴体タル表面温度#7	1/4S-34	10	F4n+3	W60, 68	ESC	-50~1600℃(12℃)	W68(LSB)
TA36 胴体タル中間部温度#7	1/8S-7	5	F8n+3	W36	ESC	-50~650℃	BSC#2經由
TA37 胴体タル底面温度#5	1/40S-63	1	F40n+32	W144	BSC#1	-50~250℃	
TA38 胴体タル表面温度#8	1/4S-35	10	F4n+3	W84, 92	ESC	-50~1600℃(12℃)	W92(LSB)
TA39 胴体タル中間部温度#8	1/8S-9	5	F8n+4	W36	ESC	-50~650℃	BSC#2經由
TA40 安定翼タル表面温度#1	1/4S-36	10	F4n+3	W108, 116	ESC	-50~1600℃(12℃)	W116(LSB)
TA41 安定翼タル中間部温度#1	1/8S-8	5	F8n+3	W44	ESC	-50~650℃	BSC#1經由
TA42 安定翼タル表面温度#2	1/4S-37	10	F4n+3	W132, 140	ESC	-50~1600℃(12℃)	W140(LSB)
TA43 安定翼タル中間部温度#2	1/8S-10	5	F8n+4	W44	ESC	-50~650℃	BSC#1經由
TA44 安定翼タル表面温度#3	1/4S-38	10	F4n+3	W156, 164	ESC	-50~1600℃(12℃)	W164(LSB)
TA45 安定翼タル中間部温度#3	1/8S-11	5	F8n+5	W36	ESC	-50~650℃	BSC#2經由
TA46 可撓断熱材部表面温度#1	1/4S-39	10	F4n+3	W180, 188	ESC	-50~1600℃(12℃)	W188(LSB)
TA47 可撓断熱材部中間部温度#1	1/8S-13	5	F8n+6	W36	ESC	-50~700℃	BSC#2經由
TA48 可撓断熱材部表面温度#2	1/4S-41	10	F4n+3	W204, 212	ESC	-50~1600℃(12℃)	W212(LSB)
TA49 可撓断熱材部中間部温度#2	1/8S-12	5	F8n+5	W44	ESC	-50~700℃	BSC#1經由
TC01 ADS圧力センサ補償用温度#1	1/40S-33	1	F40n+2	W144	-	-55~125℃	
TC02 ADS圧力センサ補償用温度#2	1/40S-32	1	F40n+1	W144	-	-55~125℃	
TC03 ADS圧力センサ補償用温度#3	1/40S-31	1	F40n+0	W144	-	-55~125℃	
TC04 ADS圧力センサ補償用温度#4	1/40S-37	1	F40n+6	W144	-	-55~125℃	
TC05 ADS圧力センサ補償用温度#5	1/40S-38	1	F40n+7	W144	-	-55~125℃	
TC06 ADS圧力センサ補償用温度#6	1/40S-28	1	F40n+27	W112	-	-55~125℃	
TC07 ADS圧力センサ補償用温度#7	1/40S-34	1	F40n+3	W144	-	-55~125℃	
TC08 ADS圧力センサ補償用温度#8	1/40S-30	1	F40n+29	W112	-	-55~125℃	
TC09 ADS圧力センサ補償用温度#9	1/40S-29	1	F40n+28	W112	-	-55~125℃	
TC10 RCS周圧力センサ補償用温度#1	1/40S-83	1	F40n+18	W160	-	-55~125℃	
TC11 RCS周圧力センサ補償用温度#2	1/40S-84	1	F40n+19	W160	-	-55~125℃	

付表1 テレメータデータ項目一覧(6)

777A	項目	チャネル番号	SPS	SF	ワート	S/C	計測範囲	備考
TC12	RCS周圧力センサ補償用温度#3	1/40S-85	1	F40n+20	W160	-	-55~125℃	
TC13	RCS周圧力センサ補償用温度#4	1/40S-86	1	F40n+21	W160	-	-55~125℃	
TC14	RCS周圧力センサ補償用温度#5	1/40S-87	1	F40n+22	W160	-	-55~125℃	
TC15	RCS周圧力センサ補償用温度#6	1/40S-88	1	F40n+23	W160	-	-55~125℃	
TC16	RCS周圧力センサ補償用温度#7	1/40S-39	1	F40n+8	W144	-	-55~125℃	
TC17	RCS周圧力センサ補償用温度#8	1/40S-40	1	F40n+9	W144	-	-55~125℃	
TC18	RCS周圧力センサ補償用温度#9	1/40S-41	1	F40n+10	W144	-	-55~125℃	
TC19	RCS周圧力センサ補償用温度#10	1/40S-42	1	F40n+11	W144	-	-55~125℃	
TC20	RCS周圧力センサ補償用温度#11	1/40S-43	1	F40n+12	W144	-	-55~125℃	
TC21	RCS周圧力センサ補償用温度#12	1/40S-44	1	F40n+13	W144	-	-55~125℃	
TC22	他機体表面圧力センサ補償#1	1/40S-89	1	F40n+24	W160	BSC#1	0~150℃	
TC23	他機体表面圧力センサ補償#2	1/40S-45	1	F40n+14	W144	BSC#2	0~150℃	
TC24	他機体表面圧力センサ補償#3	1/40S-90	1	F40n+25	W160	BSC#1	0~150℃	
TC25	他機体表面圧力センサ補償#4	1/40S-46	1	F40n+15	W144	BSC#2	0~150℃	
TC26	他機体表面圧力センサ補償#5	1/40S-91	1	F40n+26	W160	BSC#1	0~150℃	
TC27	他機体表面圧力センサ補償#6	1/40S-92	1	F40n+27	W160	BSC#1	0~150℃	
TC28	他機体表面圧力センサ補償#7	1/40S-47	1	F40n+16	W144	BSC#2	0~150℃	
TC29	他機体表面圧力センサ補償#8	1/40S-48	1	F40n+17	W144	BSC#2	0~150℃	
TC30	RFM 900MHzアンテナ補償用温度	1/40S-95	1	F40n+30	W160	BSC#1	0~200℃	
TC31	RFM 1.6GHzアンテナ補償用温度	1/40S-51	1	F40n+20	W144	BSC#2	0~200℃	
TP01	舵面摺動部温度#1	1/40S-64	1	F40n+33	W144	BSC#1	-50~1000℃	
TP02	舵面摺動部温度#2	1/40S-65	1	F40n+0	W160	BSC#1	-50~1000℃	
TP03	舵面摺動部温度#3	1/40S-66	1	F40n+1	W160	BSC#1	-50~1000℃	
TP04	舵面摺動部温度#4	1/40S-11	1	F40n+10	W112	BSC#2	-50~1000℃	
TP05	舵面摺動部温度#5	1/40S-12	1	F40n+11	W112	BSC#2	-50~1000℃	
TP06	タイラ隙間底面温度#1	1/40S-13	1	F40n+12	W112	BSC#2	-50~450℃	
TP07	タイラ隙間底面温度#2	1/40S-67	1	F40n+2	W160	BSC#1	-50~450℃	

付表1 テレメータデータ項目一覧(7)

7474	項目	チャネル番号	SPS	SF	7474	S/C	計測範囲	備考
TP08	7474 隙間底面温度#3	1/40S-14	1	F40n+13	W112	BSC#2	-50~450℃	
TP09	7474 隙間底面温度#4	1/40S-68	1	F40n+3	W160	BSC#1	-50~450℃	
TP10	7474 隙間底面温度#5	1/40S-69	1	F40n+4	W160	BSC#1	-50~450℃	
TP11	可撓断熱材底面温度#1	1/40S-15	1	F40n+14	W112	BSC#2	-50~250℃	
TP12	可撓断熱材底面温度#2	1/40S-70	1	F40n+5	W160	BSC#1	-50~250℃	
TP13	C/C-74 取付部温度#1	1/40S-71	1	F40n+6	W160	BSC#1	-50~1200℃	
TP14	C/C-74 取付部温度#2	1/40S-16	1	F40n+15	W112	BSC#2	-50~1200℃	
TP15	C/C-74 取付部温度#3	1/40S-72	1	F40n+7	W160	BSC#2	0~700kW/m ²	
TP16	C/C-74 取付部温度#4	1/40S-17	1	F40n+16	W112	BSC#2	-50~300℃	
TR01	熱電対基準接点温度#1	1/40S-93	1	F40n+28	W160	BSC#1	0~100℃	
TR02	熱電対基準接点温度#2	1/40S-49	1	F40n+18	W144	BSC#2	0~100℃	
TR03	熱電対基準接点温度#3	1/40S-94	1	F40n+29	W160	BSC#1	0~100℃	
TR04	熱電対基準接点温度#4	1/40S-50	1	F40n+19	W144	BSC#2	0~100℃	
TR05	熱電対基準接点温度#5	1/40S-98	1	F40n+33	W160	BSC#2	-5~87℃	
TS01	7474 構造温度#1	1/40S-18	1	F40n+17	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS02	7474 構造温度#2	1/40S-73	1	F40n+8	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS03	7474 構造温度#3	1/40S-74	1	F40n+9	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS04	7474 構造温度#4	1/40S-75	1	F40n+10	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS05	7474 構造温度#5	1/40S-19	1	F40n+18	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS06	7474 構造温度#6	1/40S-21	1	F40n+11	W160	BSC#2	-50~200℃	
TS07	7474 構造温度#7	1/40S-77	1	F40n+12	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS08	7474 構造温度#8	1/40S-20	1	F40n+19	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS09	7474 構造温度#9	1/40S-76	1	F40n+20	W112	BSC#1	-50~200℃	
TS10	7474 構造温度#10	1/40S-22	1	F40n+21	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS11	7474 構造温度#11	1/40S-78	1	F40n+13	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS12	7474 構造温度#12	1/40S-79	1	F40n+14	W160	BSC#1	-50~200℃	

付表1 テレメータデータ項目一覧(8)

項目	項目	チャンネル番号	SPS	SF	ワード	S/C	計測範囲	備考
TS13	7Mミ構造温度#13	1/40S-80	1	F40n+15	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS14	7Mミ構造温度#14	1/40S-81	1	F40n+16	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS15	7Mミ構造温度#15	1/40S-82	1	F40n+17	W160	BSC#1	-50~200℃	
TS16	7Mミ構造温度#16	1/40S-23	1	F40n+22	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS17	7Mミ構造温度#17	1/40S-24	1	F40n+23	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS18	7Mミ構造温度#18	1/40S-25	1	F40n+24	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS19	7Mミ構造温度#19	1/40S-26	1	F40n+25	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS20	7Mミ構造温度#20	1/40S-27	1	F40n+26	W112	BSC#2	-50~200℃	
TS21	空調温度	1/40S-97	1	F40n+32	W160	BSC#1	-10~90℃	

付表1 テレメータデータ項目一覧(9)

アイテム	項目	チャネル番号	SPS	SF	ワード	ビット	計測範囲	備考
ディスクリートデータ (バイレベル)								
CT03	PCM-PKG INT/EXT	1/2D1-3	20	F2n+0	W192	B3	INT:5V, EXT:0V	
CT04	PCMヒステリシス遮断	1/2D1-4	20	F2n+0	W192	B4	ON:5V, OFF:0V	
CT05	メモリクリアステータス	1/2D1-5	20	F2n+0	W192	B5	クリア:5V, 非クリア:0V	
CT06	データ再生ステータス	1/2D1-6	20	F2n+0	W192	B6	ON:5V, OFF:0V	
CT07	データ記録ステータス	1/2D1-7	20	F2n+0	W192	B7	ON:5V, OFF:0V	
CT08	メモリアドレス	D2-0~7	40	Fn	W240	B0~B7		
CT11	ヒューズ送信機内部電源	1/2D5-5	20	F2n+0	W224	B5	ON:オフ, OFF:クロック	
GC05	ORCマシナリクロック	D1-0	40	Fn	W176	B0	1:4.0~5.5V, 0:-0.5~0.5V	
GC06	ORCハルトモニタ	D1-1	40	Fn	W176	B1	RUN:4.0~5.5V, HALT:-0.5~0.5V	
GC07	RCSガスシフトバルブ #1ステータス	D1-2	40	Fn	W176	B2	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC08	RCSガスシフトバルブ #2ステータス	D1-3	40	Fn	W176	B3	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC09	RCSガスシフトバルブ #3ステータス	D1-4	40	Fn	W176	B4	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC10	RCSガスシフトバルブ #4ステータス	D1-5	40	Fn	W176	B5	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC11	RCSガスシフトバルブ #5ステータス	D1-6	40	Fn	W176	B6	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC12	RCSガスシフトバルブ #6ステータス	D1-7	40	Fn	W176	B7	ON:-0.5~0.5V, OFF:3.0~5.5V	
GC13	ORステータス	64D-0~7	2560	64Fn	64D		1:4~5.5V, 0:-0.5~0.5V	
RC01	遮断弁開ステータス	1/2D5-6	20	F2n+0	W224	B6	開:クロック, 閉:オフ	
RC02	遮断弁閉ステータス	1/2D5-7	20	F2n+0	W224	B7	開:オフ, 閉:クロック	
RC03	排気弁開ステータス	1/2D6-0	20	F2n+1	W224	B0	開:クロック, 閉:オフ	
RC04	排気弁閉ステータス	1/2D6-1	20	F2n+1	W224	B1	開:オフ, 閉:クロック	
SC01	BSC#1 圧力センサ センサハズワ	1/40S-55	1	F40n+24	W144	-	0~7.3VDC	
SC02	BSC#2 圧力センサ センサハズワ	1/40S-7	1	F40n+6	W112	-	0~7.3VDC	
SC03	BSC#1 歪センサ センサハズワ	1/40S-56	1	F40n+25	W144	-	0~5.6VDC	
SC04	BSC#2 歪センサ センサハズワ	1/40S-8	1	F40n+7	W112	-	0~5.6VDC	
SC05	ESC INT/EXT	1/2D4-5	20	F2n+1	W208	B5	INT:0~1V, EXT:4~5V	

付表1 テレメータデータ項目一覧(10)

アイテム	項目	チャネル番号	SPS	SF	ワード	ビット	計測範囲	備考
SQ01	計測系電源	1/2D1-0	20	F2n+0	W192	B0	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ02	誘導系外部電源	1/2D1-1	20	F2n+0	W192	B1	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ03	誘導系内部電源	1/2D1-2	20	F2n+0	W192	B2	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ04	SAINT送信機電源	1/2D2-0	20	F2n+1	W192	B0	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ05	VHFレレータ送信機電源	1/2D2-1	20	F2n+1	W192	B1	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ06	レダートラフホング電源	1/2D2-2	20	F2n+1	W192	B2	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ07	リフレクメータ電源	1/2D2-3	20	F2n+1	W192	B3	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ08	フチャエータ電源	1/2D2-4	20	F2n+1	W192	B4	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ09	フビュル回路遮断	1/2D2-5	20	F2n+1	W192	B5	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ10	リトコバツクツツ	1/2D2-6	20	F2n+1	W192	B6	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ11	火工品回路7-4・ハズNo.1	1/2D2-7	20	F2n+1	W192	B7	セツト:3.5~5V, リセツト:0~1V	
SQ12	火工品回路7-4・ハズNo.2	1/2D3-0	20	F2n+0	W208	B0	セツト:3.5~5V, リセツト:0~1V	
SQ13	HYFLEX/J-1分離イネツル	1/2D3-1	20	F2n+0	W208	B1	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ14	HYFLEX/J-1分離ハツクツツ	1/2D3-2	20	F2n+0	W208	B2	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ15	HYFLEX/J-1分離点火信号	1/2D3-3	20	F2n+0	W208	B3	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ16	ハツクツツ放点点火信号	1/2D3-4	20	F2n+0	W208	B4	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ17	トコツツ放点点火信号	1/2D3-5	20	F2n+0	W208	B5	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ18	メイン放点点火信号	1/2D3-6	20	F2n+0	W208	B6	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ19	回収系ハツクツツ開点点火信号	1/2D3-7	20	F2n+0	W208	B7	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ20	コバツツ放点点火信号	1/2D4-0	20	F2n+1	W208	B0	ON:0~1V, OFF:3.5~5V	
SQ21	遮断弁極性	1/2D4-1	20	F2n+1	W208	B1	開:3.5~5V, 閉:0~1V	
SQ22	遮断弁駆動	1/2D4-2	20	F2n+1	W208	B2	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ23	排気弁極性	1/2D4-3	20	F2n+1	W208	B3	開:3.5~5V, 閉:0~1V	
SQ24	排気弁駆動	1/2D4-4	20	F2n+1	W208	B4	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ25	PSDBレステータス	1/8S-12	5	F8n+3	W96	-	0~5VDC	
SQ26	サボツツ電源	1/2D4-6	20	F2n+1	W208	B6	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ27	フツツ分離イネツル	1/2D4-7	20	F2n+1	W208	B7	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	
SQ28	実験計測用スラスタ駆動	1/2D5-0	20	F2n+0	W224	B0	ON:3.5~5V, OFF:0~1V	

独立行政法人航空宇宙技術研究所報告 1466 号

平成 15 年 8 月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町 7・44・1
電話(0422) 40・3935 〒182・8522
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北 1・7・8

C 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。
本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

