

H-I ロケット（2 段式）試験機の
打上げ結果の評価について（報告）

昭和61年12月

宇宙開発委員会 第四部会

H-I ロケット（2 段式）試験機の打上げ結果の評価について

昭和 61 年 12 月 12 日

宇宙開発委員会第四部会

● 宇宙開発委員会第四部会は、昭和 61 年 8 月 13 日に宇宙開発事業団が行った H-I ロケット（2 段式）試験機の打上げの結果を評価するために必要な技術的事項について、昭和 61 年 11 月 7 日以来、調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

目 次

I	H-I ロケット (2 段式) 試験機の打上げ	・・・	1
1.	打上げの概要	・・・	1
(1)	目的	・・・	1
(2)	H-I ロケット (2 段式) 試験機の概要	・・・	1
(3)	打上げの経過及び結果	・・・	3
2.	打上げ結果の分析	・・・	5
II	総合意見	・・・	6

参考 1 H-I ロケット (2 段式) 試験機の打上げ結果
の評価について

参考 2 宇宙開発委員会第四部会構成員

I H-I ロケット（2 段式）試験機の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の H-I ロケット（2 段式）試験機の打上げは、宇宙開発事業団が新たに開発した H-I ロケットの第 2 段の飛しょう性能と慣性誘導制御システムの機能の確認を行うことを目的とする。また、測地実験機能部等で構成された複数の性能確認用ペイロードを所定の軌道に投入することにより、複数衛星打上げに関する基礎実験を行う。

(2) H-I ロケット（2 段式）試験機の概要

H-I ロケットは、重量約 550 kg の静止衛星を打ち上げる能力を有する 3 段式ロケットであり、第 1 段に N-II ロケットの第 1 段液体ロケットを使用するとともに、第 2 段に液化酸素、液化水素を推進薬とするエンジンを、第 3 段に大型固体モータを、また、誘導方式として慣性誘導方式を採用している。

今回打ち上げた H-I ロケット（2 段式）試験機は、H-I ロケットの第 2 段の飛しょう試験等を行うものであるため、第 3 段固体モータを搭載しておらず、その形状及び主要諸元はそれぞれ図 1 及び表 1 に示すとおりである。

第 1 段は、N-II ロケットと同一のものであり、第 1 段エンジン、燃料タンク、酸化剤タンク、固体補助ロケット等で構成されている。

第 2 段は、H-I ロケットのために新規に開発されたものであり、第 2 段エンジン、燃料（液化水素）タンク、酸化剤（液化酸素）タン

ク、慣性誘導装置等を搭載したガイダンス・セクション等で構成されており、その上部に性能確認用ペイロードが搭載されている。

性能確認用ペイロードは、図2に示すとおり、測地実験機能部（注1）、アマチュア衛星及び磁気軸受フライホイール実験装置で構成されている。

測地実験機能部は、宇宙開発事業団が開発したものであり、球形の多面体で、GFRP（ガラス繊維強化プラスチック）製の球殻に太陽光反射鏡及びレーザ光反射プリズムを装着したもので、国内測地三角網の規正、離島位置の決定（海洋測地網の整備）及び日本測地原点の確立を目指したものである。その構成及び主要諸元は、それぞれ図3及び表2に示すとおりである。

アマチュア衛星は、社団法人日本アマチュア無線連盟により製作されたもので、アマチュア通信の利用に供することを目的としており、その外観及び主要諸元はそれぞれ図4及び表3に示すとおりである。

なお、今回のH-Iロケット（2段式）試験機の打上げでは、測地実験機能部及びアマチュア衛星を搭載、分離することにより複数衛星打上げに関する基礎実験をも行った。

磁気軸受フライホイール実験装置は、科学技術庁航空宇宙技術研究所により製作されたもので、宇宙環境下における動作特性データを取得することを目的としており、その形状及び主要諸元はそれぞれ図5及び表4に示すとおりである。

（注1）測地実験機能部（EGP）は、軌道投入後、測地実験衛星（EGS）と呼ぶ。

（3）打上げの経過及び結果

発射時刻：昭和61年8月13日5時45分

（日本標準時、以下同じ）

打上げ場所：宇宙開発事業団 種子島宇宙センター

発射方位角：127度

発射時の天候：曇り、西の風0.5m/s、気温24.9℃

第1段ロケット及び固体補助ロケットの燃焼は正常で、固体補助ロケットの切離し、第1段ロケットの切離しに引き続いて、発射後約283秒で液化水素、液化酸素を推進薬とする第2段ロケットが点火された。その後第2段ロケットの燃焼は正常で、発射後約614秒に予定どおり第1回目の燃焼停止が行われた。この間第2段機体に搭載された慣性誘導装置による誘導制御も正常に行われ、第2段第1回燃焼停止時にほぼ予定通りの楕円軌道にロケットを投入した。

約2659秒間の慣性飛行の後、宇宙環境下における第2段エンジンの再着火も予定通り正常に行われ、発射後約3561秒に測地実験機能部（EGP）が、約3727秒にアマチュア衛星（JAS-1）がそれぞれ第2段ロケットから分離され、計画された円軌道に正確に投入された。また、ペイロード分離後の第2段機体の局所鉛直化制御も良好に行われた。

軌道に投入された測地実験機能部は、測地実験衛星「あじさい」（AJISAI）と命名され、またアマチュア衛星は「ふじ」（FUJI）と命名された。

測地実験衛星の分離時の軌道は、その後の軌道計算により次の通りであることが確認された。

	計画値	実測値
近地点高度 (k m)	1485.4	1484.0
遠地点高度 (k m)	1502.8	1496.6
軌道傾斜角 (度)	49.981	50.013
周 期 (分)	115.9	115.8

(昭和61年 8月15日現在)

軌道投入後の測地実験衛星の光学観測結果からレーザ光反射機能、太陽光反応機能等の衛星の機能・性能が計画通りであることが確認された。

また、アマチュア衛星については、その正常な動作が確認されるとともに、以下のように所定の軌道（中高度円軌道：高度約1,500 k m，軌道傾斜角約50度）にあることが、社団法人日本アマチュア無線連盟により確認された。

	実測値
近地点高度 (k m)	1480.1
遠地点高度 (k m)	1497.3
軌道傾斜角 (度)	50.016
周 期 (分)	115.7

(昭和61年 9月15日現在)

なお、磁気軸受フライホイール実験装置に関しては、約3日間の実験により、宇宙環境下における動作特性データが得られ、所期の目的が達成された。

2. 打上げ結果の分析

前述のとおり、H-I ロケット（2段式）試験機は予定していたすべての飛行計画を完了し、第2段の飛しょう試験、慣性誘導制御システムの機能確認等が順調に行われた。

なお、測地実験衛星等のペイロードは所定の軌道に投入され、所要の性能を満たしている。

II 総合意見

宇宙開発事業団が実施したH-Iロケット（2段式）試験機の打上げについては、第2段の飛しょう性能の確認及び慣性誘導制御システムが正常に機能したことの確認が行われ、また、測地実験衛星等の性能確認用ペイロードを所定の軌道に投入することに成功したことから、所期の目的を達成したものと考えられる。なお、軌道に投入された性能確認用ペイロードについても、それぞれ正常に機能していることが確認されている。

H-Iロケット打上げの成功は、これまでの打上げにより経験が積み重ねられたこと及びH-Iロケットの自主開発が適切に進められた結果によるものであると考えられる。

今後とも不断の努力が続けられることを期待する。

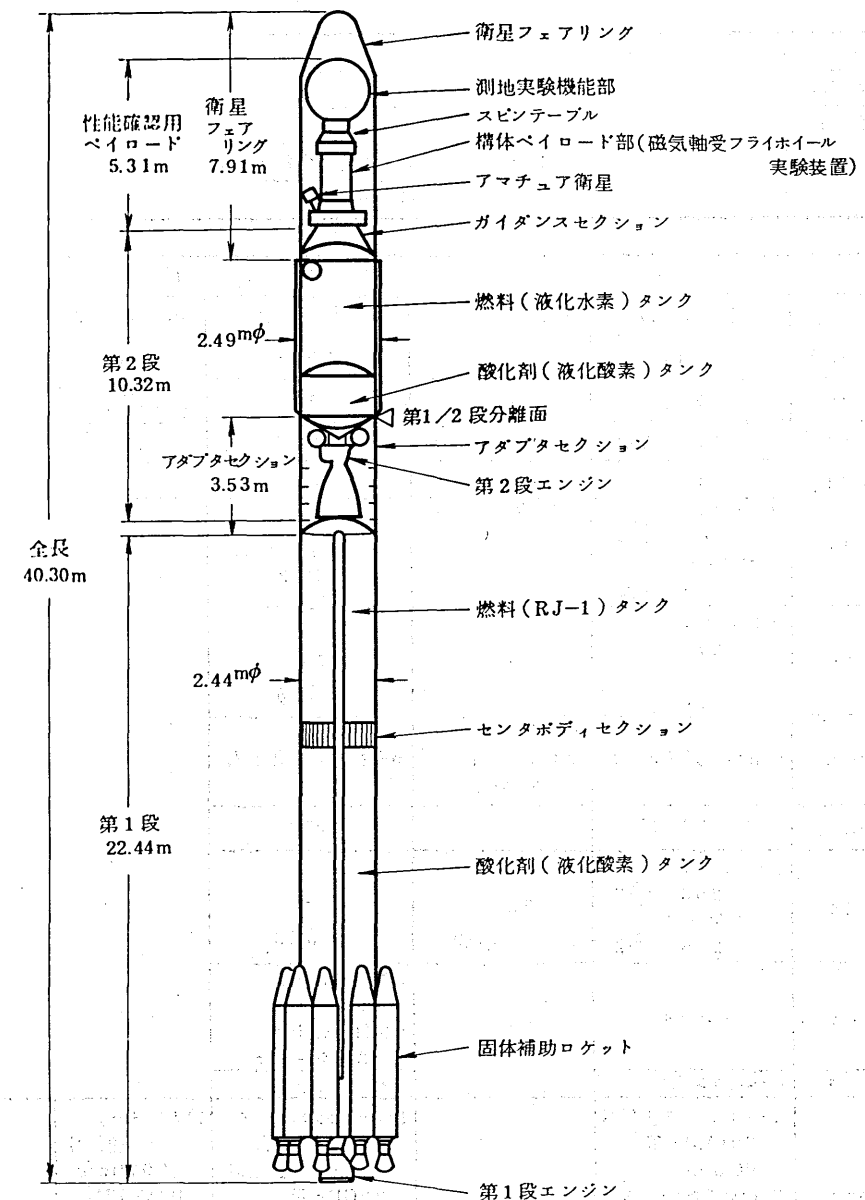


図1 H-Iロケット（2段式）試験機の形状

表1 H-I ロケット (2 段式) 試験機の主要諸元

	全	段
全 長 (m)	40.30	
外 径 (m)	2.49	
全備重量 (t)	138.7 (ペイロード部を含む)	
誘 導 方 式	慣 性 誘 導 方 式	

	各		段		
	第 1 段	固体補助ロケット	第 2 段	ペイロード部	衛星フェアリング
全 長 (m)	22.44	7.25	10.32	5.31	7.91
外 径 (m)	2.44	0.79	2.49	2.15 (EGP直径)	2.44
各段重量 (t)	85.8 (注1)	40.3 (9本分)	10.7	1.3	0.6
推進重量 (t)	81.4	33.7 (9本分)	8.7		
平均推力 (t)	メインエンジン 76.2 (注2) バーニアエンジン 0.9 (注2)	135.0 (6本分) (注2) (注4)	10.5 (注3)		
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 270 バーニアエンジン 276	39	352 (注5)		
推 進 薬 種 類	液化酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	液化酸素/液化水素		
推進薬供給方式	ターボポンプ		ターボポンプ		
比 推 力 (s)	メインエンジン 253 (注2) バーニアエンジン 209 (注2)	235 (注2)	447 (注3)		
姿勢制御	ピッチ・ヨー	ジンバル	(推力飛行中) ジンバル (慣性飛行中) ガスジェット		
	ロール	バーニアエンジン	ガスジェット		
搭載電子装置	1)テレメータ送信器 290MHz帯 PCM-FM 2)指令破壊受信器 2.6GHz帯 トーン変調		1)レーダトランスポンダ 5GHz帯 2台 2)テレメータ送信器 2.2GHz帯 PCM-FM 3)指令破壊受信器 2.6GHz帯 2台 トーン変調	1)テレメータ 送信器 290MHz帯 PAM-FM -PM	

- (注) 1: アダプタセクションを含む。 (注) 2: 海面上。 (注) 3: 真空中。
(注) 4: リフトオフ時は6本のみ点火し、6本の燃焼終了後残り3本に点火する。
(注) 5: 再着火燃焼を含む。

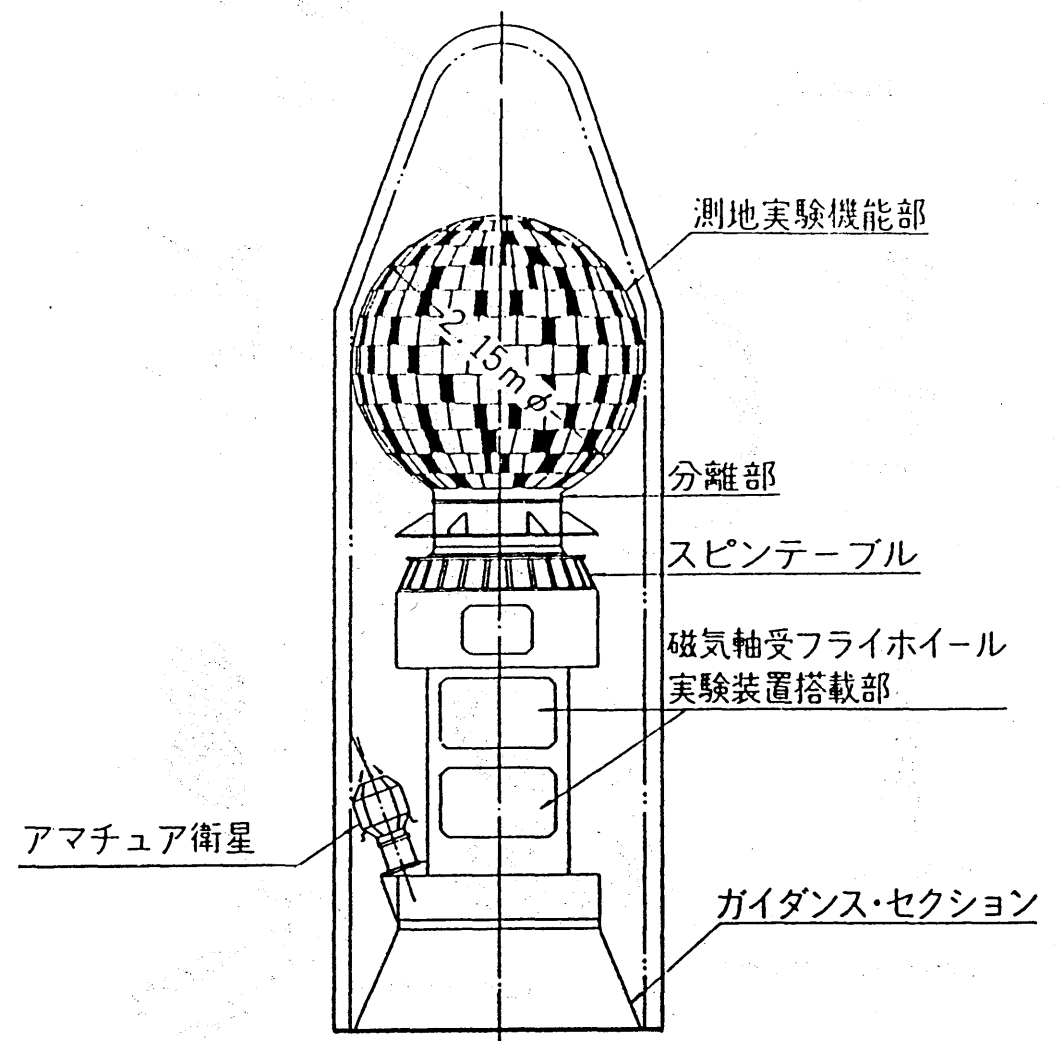
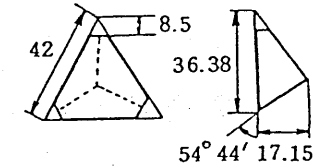


図2 性能確認用ペイロードの配置

表2 測地実験機能部の主要諸元

項 目	諸 元
目 的	・国内測地三角網の規正 ・離島位置の決定 ・日本測地原点の確立
形 状	直径2.15mの球に内接する多面体 鏡 面 : 318枚 レーザ反射体: 120組(キューブコーナリフレクタ1,436個)
重 量	約685kg
姿勢安定法	スピン安定方式(スピン回転数 約40rpm: スピン軸 赤道面に垂直)
軌 道	中高度円軌道(高度約1,500Km, 軌道傾斜角約50度)
鏡面特性 (太陽光反射特性)	反 射 率 8.5%以上 曲 率 8.4~9.0m 材 料 アルミニウム 輝く回数 2回/秒 明 る さ 2~4等星
レーザ反射体特性 (キューブコーナ リフレクタ特性)	寸 法 (mm)  材 料 熔融石英 平面精度 波長/10 (1波長=6328Å) 直交角精度 90度±2秒

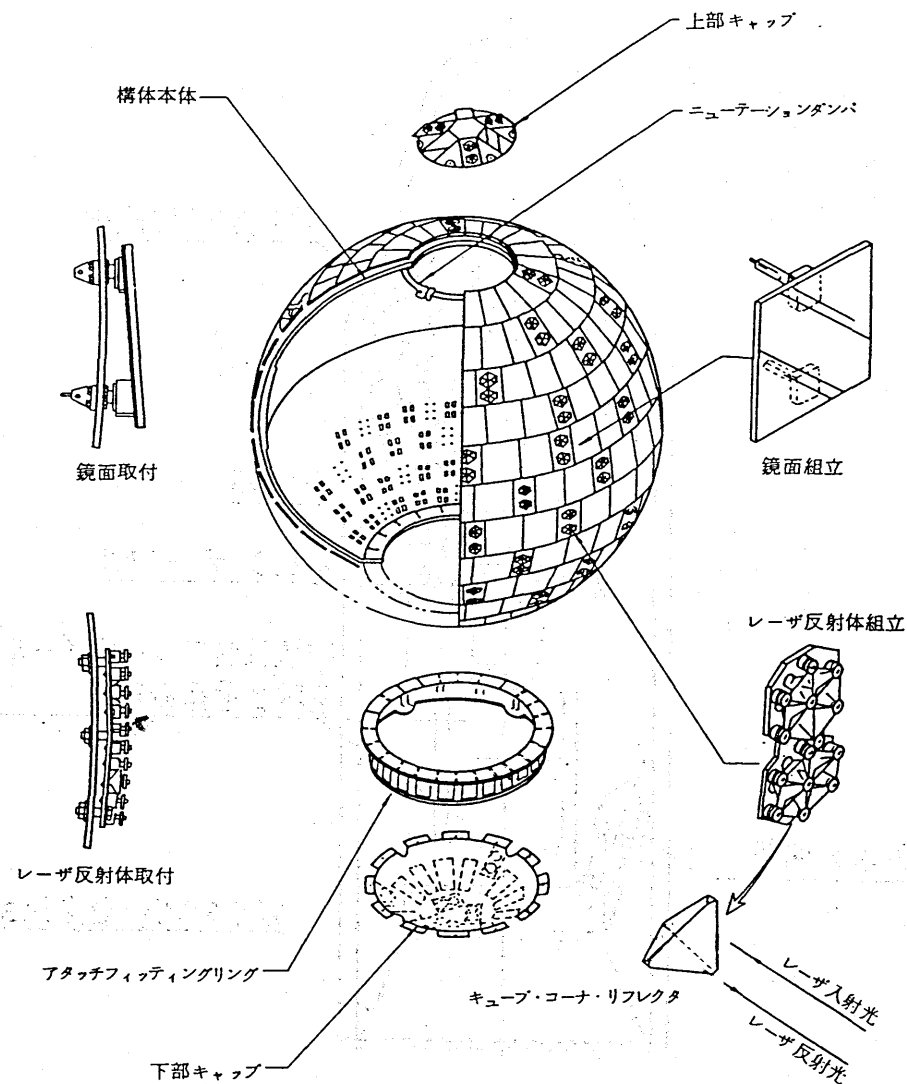


図3 測地実験機能部の構成

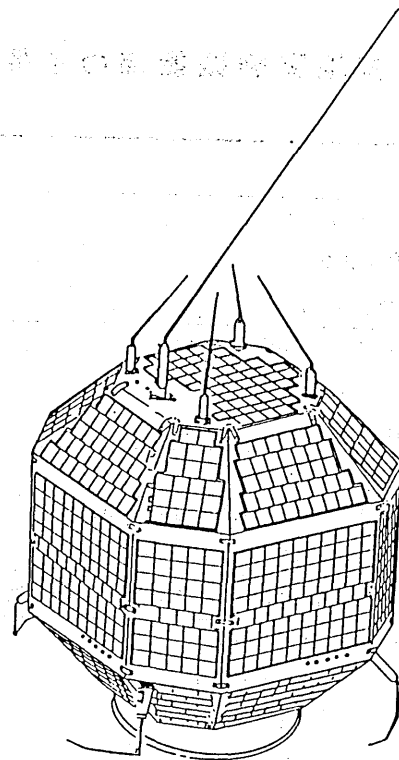
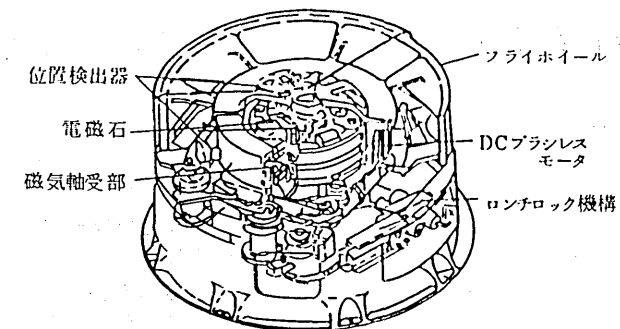


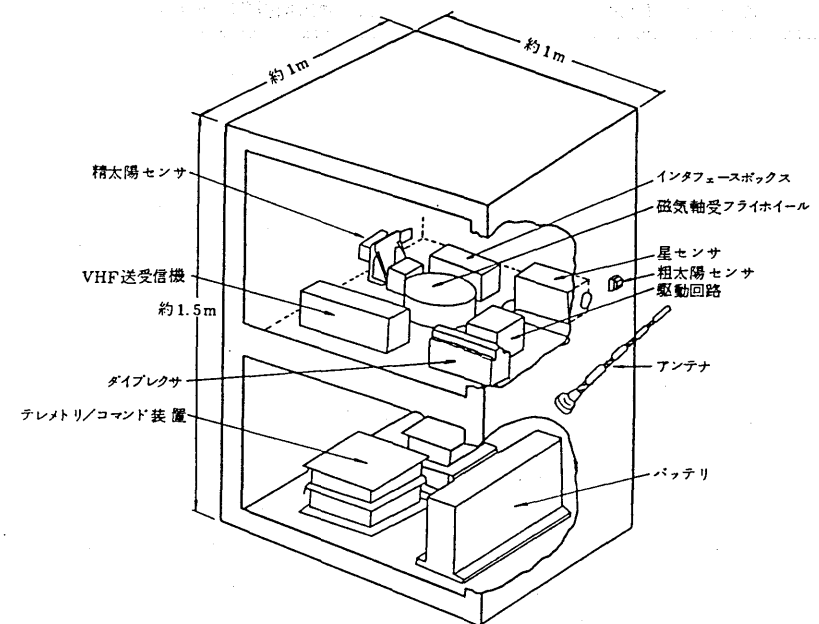
図4 アマチュア衛星の外観

表3 アマチュア衛星の主要諸元

項 目	諸 元
目 的	・アマチュア無線による衛星通信を国際的な規模で行う。 ・J A S - 1 の追跡及び管制技術の研究 ・搭載用中継器等の軌道上での機能の確認
形 状	対辺400 mm, 高さ470 mm の略球形26面体
重 量	約50 Kg
姿 勢	衛星のZ軸に平行に搭載した永久磁石(2個)と地球磁場との相互作用により発生するトルクを用いて衛星を一定の姿勢状態に滞留させないよう変動させる。
軌 道	中高度円軌道(高度約1,500 Km, 軌道傾斜角約50度)



磁気軸受フライホイール



中部構体への実験機器の配置

図5 磁気軸受フライホイール実験装置の形状

表4 磁気軸受フライホイール実験装置の主要諸元

項 目	諸 元
目 的	無重力下における磁気軸受フライホイールの浮上実験を行う。
重 量	約 151 Kg (但し、中部構体を含めた重量は約 295 Kg)
磁気軸受フライホイール	磁気軸受フライホイール部 寸法 直径 270 mm, 高さ 127 mm 制 御 部 磁気軸受浮上電力 2.5 W 実 験 回 転 数 1,000 rpm
軌 道	中高度円軌道 (高度約 1,500 Km, 軌道傾斜角約 50度)

参考1

H-I ロケット (2 段式) 試験機の打上げ結果の評価について

昭和 61 年 11 月 5 日

宇宙開発委員会決定

1. 昭和 61 年 8 月 13 日に宇宙開発事業団が行った H-I ロケット (2 段式) 試験機の打上げの結果を評価するため、調査審議を行うものとする。

2. このため、評価に必要な技術的事項について、第四部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は、昭和 61 年 12 月末までに終わることを目途とする。

宇宙開発委員会第四部会構成員

(50音順)

部会長	佐貫 亦男	日本大学理工学研究所顧問
部会長代理	内田 茂男	名城大学理工学部教授
専門委員	秋葉 録二郎	文部省宇宙科学研究所教授
	大島 耕一	文部省宇宙科学研究所教授
	小林 繁夫	東京大学工学部教授
	*竹中 幸彦	宇宙開発事業団理事
	塚本 賢一	郵政省電波研究所長
	中込 雪男	国際電信電話株式会社常務取締役
	長洲 秀夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所長
	林 友直	文部省宇宙科学研究所教授
	*船川 謙司	宇宙開発事業団理事
	前田 弘	京都大学工学部教授
	虫明 康人	東北工業大学長

注) *印の専門委員は、今回の調査審議については、説明者として参加した。