

宇宙往還技術試験機（H O P E - X）の進捗状況について

平成 8 年 5 月 2 2 日

宇宙開発事業団

1. 目的、必要性及び緊急性

(1) 目的

従来のロケット技術による輸送コストと比べ、大幅なコスト低減の可能な再使用型輸送系の技術基盤育成の一環として、宇宙往還技術試験機（H O P E - X）の開発を進め平成 1 2 年度冬期に軌道準周回飛行実験を行うことにより、無人有翼往還機の主要技術の確立を図るとともに、将来の再使用型輸送機の研究に必要な技術蓄積を図る。

(2) 必要性

宇宙活動の拡大、高度化、多様化の進展に伴いこれらの宇宙活動を効率的に展開していくためには宇宙インフラストラクチャーの開発・運用を進めていく必要がある。とりわけ、宇宙輸送系は自在な宇宙活動を行うための基盤であり宇宙活動を活性化し宇宙を身近なものとするためには、輸送コストを大幅に低減する必要がある。それを実現するために、宇宙輸送系は使い捨て型から再使用型に移行していくことが国際的に共通の認識であり、再使用型輸送技術の開発には多くの技術のブレークスルーを図る必要があるため、段階的な技術開発を行い技術蓄積を図る必要がある。そのため、宇宙往還技術試験機（H O P E - X）の開発を進め飛行実験を行うことにより、無人有翼往還機の主要技術の確立を図るとともに、将来の再使用型輸送機の研究に必要な技術蓄積を図る。

(3) 緊急性

- ・ 米国において現在スペースシャトルに置き換わる再使用型宇宙機（R L V）開発のための要素技術開発を行っており、2 0 0 0 年までには X - 3 3 の飛行実験が実施されスペースシャトル後継機開発の議論が活発に行われる時期である。シャトル後継機は、宇宙ステーション運用に不可欠なシステムであり国際協力による開発が必要となることが十分考えられ、我が国が主体的かつ積極的役割をはたすためには着実に技術基盤を確立を図ることが急務である。
- ・ 2 0 0 0 年以降宇宙活動の高度化／多様化と量的拡大が進み、軌道上サービス、軌道上実験・観測、宇宙ステーションの物資輸送・回収等の多様な往還ニーズの増大が見込まれており、それに対応するためには早急に宇宙往還技術試験機の飛行実験を行い、必要な技術習得を図る必要がある。

2. 内容及び年次スケジュール

(1) 内容

H O P E - X は種子島宇宙センターから 1 段式 H - I I A ロケットにより打ち上げられ、軌道投入後地球を 1 周回した後、大気圏への再突入・滑空飛行を行い、所定の着陸場に着陸する。

H O P E - X の開発及び飛行実験の実施に係る主要技術課題は以下の通り。

- ・ 実飛行環境における制御性及び着陸性能確保のための設計手法の確立
- ・ 実飛行環境における耐環境（空力・熱・振動／音響）設計手法の確立
- ・ 重量及び容積配分に係る要求条件を満足させる構造・機装設計手法の確立
- ・ 再使用化に係る基本技術の確立
- ・ 運用に係る基本技術の確立
- ・ 打ち上げ、軌道投入／離脱技術、再突入、自動着陸の一貫した往還技術の確立

平成9～11年度に実施する開発試験の主要な内容は以下の通りである。

- ・空力特性試験（空力特性データの取得）
- ・構造系開発試験（実大部分構造の強度／加熱試験）
- ・誘導制御系開発試験（コンポーネントレベルでの開発試験、ソフトウェアの開発）
- ・全機強度試験
- ・推進系開発試験（軌道変換システム、姿勢制御用スラストの開発） 等

また、この飛行実験の一環として軌道再突入実験（OREX、平成5年度冬期実施済）、極超音速飛行実験（HYFLEX、平成7年度冬期実施）及び小型自動着陸実験（ALFLEX、平成7年度懸吊試験実施済、平成8年度前半海外着陸実験実施予定）の要素飛行実験を行い、要素技術の確立を図る。

（2）年次スケジュール（図－1）

平成 6 年度	H O P E－Xの研究着手
平成 7 年度	H O P E－Xの研究継続、HYFLEX、ALFLEX飛行実験
平成 8 年度	H O P E－Xの開発研究着手
平成 9 年度	H O P E－Xの開発着手
平成12年度冬期	H O P E－X準周回飛行実験実施

3．関連技術の研究開発の進捗状況、実施の技術的可能性

- （1）昭和61年度から宇宙輸送往還システムの研究に着手し平成2年度からはH-I I ロケット打ち上げ型有翼回収機の研究として概念設計を進め、10トン及び20トン級の機体についてシステム検討を行ってきた。
- （2）更に、平成6年度からは平成5年度に行われた宇宙開発委員会宇宙往還システム懇談会での方向付けをうけて、H O P E－Xの研究に着手した。
- （3）併せて、平成5年度冬期にOREXをH-I I ロケット1号機により、また平成7年度冬期にはHYFLEXをJ-I 1号機により打ち上げ、飛行実験を実施した。この2実験機により、極超音速飛行フェーズにおけるシステム技術、空力特性・空力加熱特性推算技術、制御技術およびC/C複合材・セラミックタイル・可とう断熱材等の構造／熱防護材料の基礎技術を確立した。平成8年度にはALFLEXの飛行実験を行い着陸フェーズにおけるシステム技術、H O P E－X実機相当形状の低速空力特性推算技術、自動着陸制御技術が確立される見込みである。これらの成果をH O P E－Xの設計／製作に反映する。

4．H O P E－X準周回飛行実験の検討

（1）準周回飛行実験の概要

弾道飛行実験のベースラインに準周回飛行実験に必要最小限の機能を付加したH O P E－Xを種子島宇宙センターより1段式H-I I Aロケットにより打ち上げ、H O P E－Xに搭載したOMSエンジンにより高度約200Km×120Kmの楕円軌道に投入し地球を1周回した後、軌道離脱（高度約120Km）を行い帰還軌道として弾道飛行実験と同様な再突入軌道に投入・滑空飛行を行い所定の着陸場に着陸する。

飛行実験の概要を図－2に示す。

(2) 準周回飛行用H O P E - Xシステムの検討

準周回飛行実験を行うH O P E - Xシステムの検討として、技術的リスク、コスト、スケジュールに対するインパクトをミニマムにするため、軌道を1周回させた後大気圏に再突入を行うのに必要最低限の機能増強を行う場合について検討を行った。

準周回飛行実験を実施する場合、軌道投入／離脱用の軌道変換システム（OMS）、ミッション時間延長に伴う簡易熱制御装置、電力・電装系の増強、推進薬セトリング用並進システムが必要になる。

準周回型H O P E - Xの打ち上げ重量、再突入重量は、軌道投入／離脱に使用するOMSによって変動するため、OMSとして固体モータ、L O X／アルコールエンジン、N T O／MMHエンジン、液酸／液水エンジンをした場合の検討を行った結果、概略打ち上げ時重量として11～12トン、再突入時重量として9.2トン～9.8トン程度の重量となる結果が得られた。

準周回型H O P E - Xの概要図を図-3に示す。

(3) 準周回飛行実験に関する技術問題の評価

H O P E - Xは現在弾道飛行実験を行うことで計画されているが、準周回飛行実験に変更した場合、再突入の初期速度が増加（約300 m/s）すること及び機体重量が増加することにより、空力加熱が増大するとともに、縦トリムが可能な重心変動範囲が狭くなる傾向になる。縦トリム、空力加熱に関し、概略検討を行い準周回飛行の可否に関する技術問題について検討した。

(3-1) 重心移動

極超音速飛行時の縦トリムを確保する上での大きな制約として、乱流遷移の問題があり乱流遷移をおこすと、スペースシャトルのフライトでも見られた様に加熱率が急激に上昇することが知られており、空力舵面の下げ舵に関し制約を設ける必要があり、これが縦トリムを確保する上での大きな制約の一つとなっている。

準周回させた場合の重心変動許容範囲及び予測重心変動の概略検討結果を行った結果、弾道飛行実験に比べて変動許容範囲が減少し、重心移動範囲が多少増加するものの縦トリムは成立しており、大きな技術問題はないと判断される。

(3-2) 空力加熱

機体重量が増加することにより、空力加熱が増大するが、現状のH O P E - Xのベースライン（弾道飛行実験）は発展性を考慮し実用機規模（再突入重量15トン級）の空力加熱にたえるよう熱防護系の能力を持たせているため、準周回させることにより多少空力加熱量が増加するが大きな問題はない。

弾道／準周回飛行実験の技術比較を図-4に示す。

(4) 打ち上げロケット

H O P E - Xの準周回飛行実験を行う場合の打ち上げロケットの概略検討を行った結果、2トン級H - I I Aロケットの1段に対して、推進薬を4トン増量し、固体ロケット補助モータ4本を装備すれば、必要な打ち上げ能力を得られる見通しが得られた。H O P E - X準周回型打ち上げロケットの概要図を図-5に示す。今後、詳細な検討を実施していく計画である。

(5) 準周回飛行実験に係る飛行安全の考え方

準周回飛行実験を行う場合の飛行安全に関する考え方を図-6に示すが、打ち上げ及び再突入フェーズに関しては、弾道飛行実験を行う場合と基本的に変更はなく実施可能であり、新たに加わるフェーズとして軌道投入フェーズに関しては、従来よりH-I I ロケット第2段による人工衛星の軌道投入の際の飛行安全と同様な考え方により、また軌道上～軌道離脱フェーズにおいては、OREXで実施した軌道再突入の実績を基本とし、飛行制御系、推進系の冗長化によりOMS早期着火、軌道不離脱等の不具合を避けることにより、飛行安全上実施可能であるとの見通しを得ている。

今後準周回飛行に係る飛行安全の考え方に基づき詳細検討を実施する計画である。

(6) 準周回飛行への変更について

以上のように、早期往還技術の確立を目的として弾道飛行実験による打ち上げ、再突入、自動着陸に係る技術確立に加え、軌道投入／離脱技術の確立を目的としたHOPE-X準周回飛行実験検討を行った結果、大きな技術リスクなしに準周回飛行実験が実施可能と判断されるため、今後、HOPE-Xの飛行実験を弾道から準周回飛行実験に変更に関し関係機関と調整を行っていきたいと考えている。

5. 技術的波及効果

HOPE-Xの研究開発により、無人有翼往還機の実用化に向けた有翼往還技術基盤の確立が図れるとともに、将来の有人輸送システム、完全再使用型システムの実現への寄与が期待される。

また、我が国の航空機開発、工業用耐熱材料の実用化等の民生分野への波及効果も期待される。

6. 関連する他のプログラム

H-I I A開発プログラム

7. 共同開発（研究）機関との連携関係

宇宙往還技術試験機の研究開発については、NAL/NASDAの協力体制をもとに進める。また、大学／研究機関から適宜、基礎研究での支援を受ける。

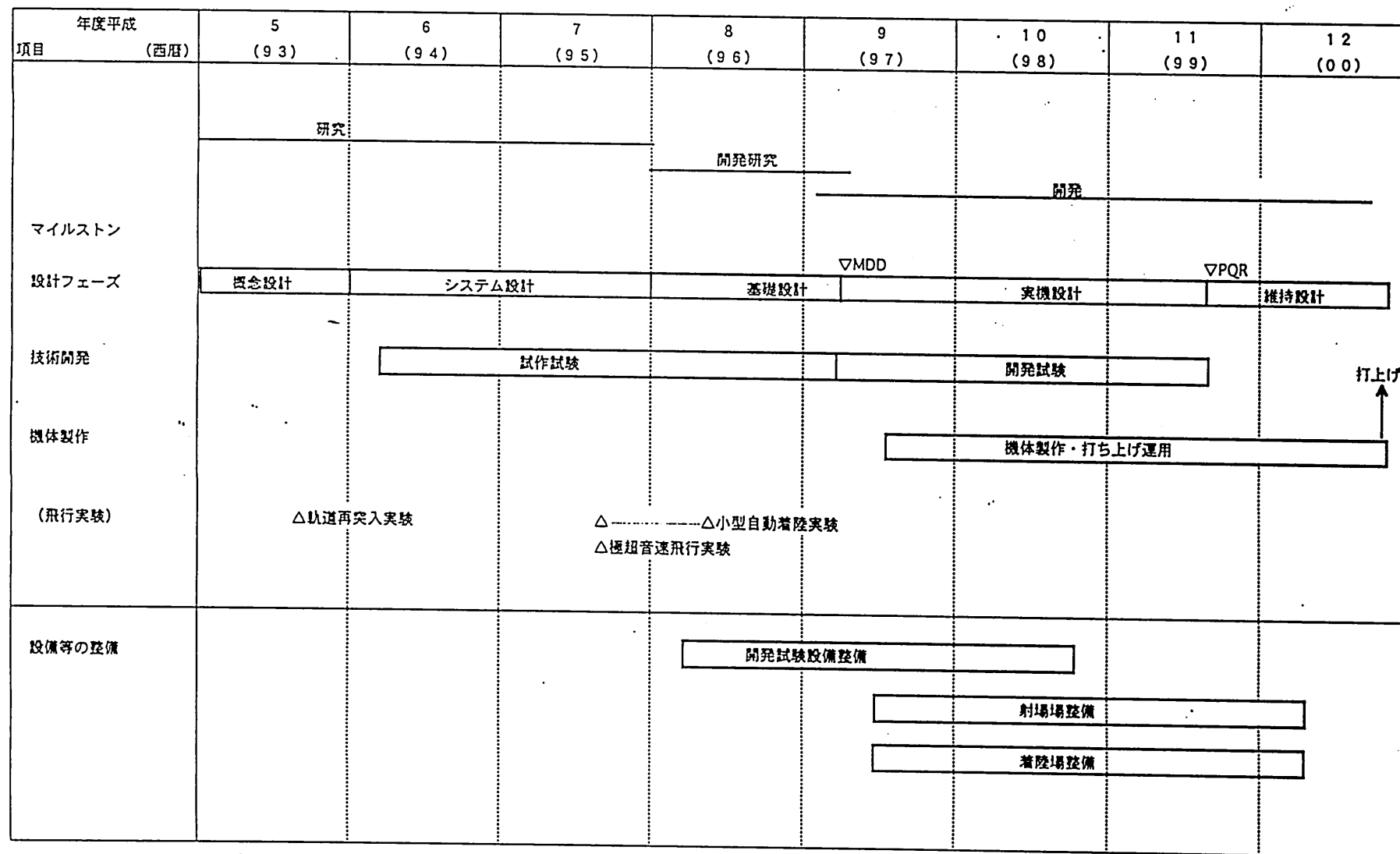
8. HOPE-X飛行実験による技術達成度及び宇宙往還システム開発の流れ

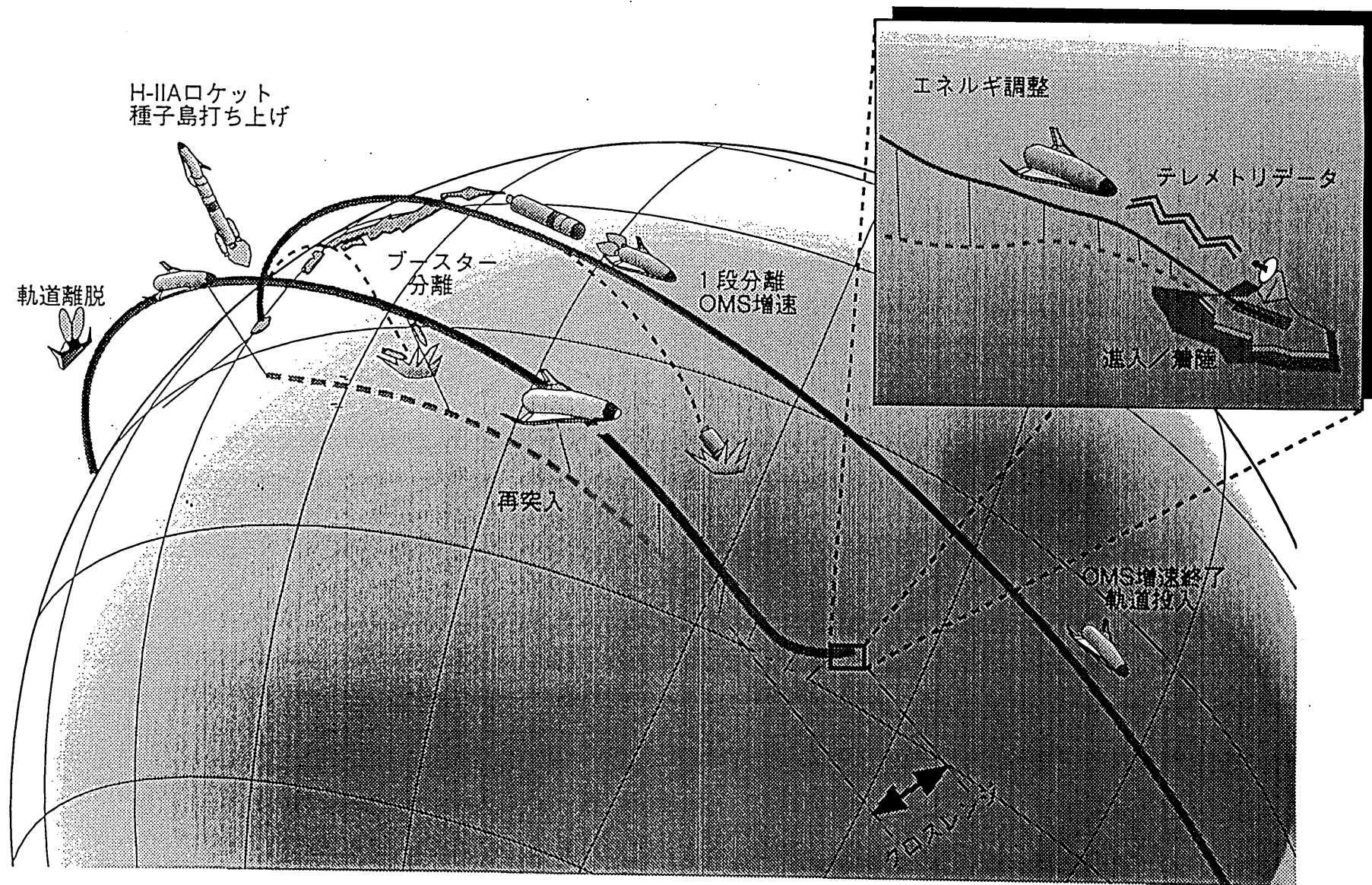
宇宙往還機開発に必要な技術に関し、HOPE-Xの準周回飛行実験実施による技術達成度をOREX、HYFLEX、ALFLEX（8年度実施予定）の小型実験機の成果を踏まえて表-1に示す。

HOPE-Xの飛行実験の実施により、長時間軌道上運用、ミッション支援技術を除き打ち上げ、軌道投入／離脱、再突入、着陸フェーズの往還技術の確立が達成可能と判断される。

HOPE-Xの飛行実験の成果を基に、HOPE-Xの機体に長時間軌道上運用、軌道上ミッション技術にかかる機能を付加し飛行実験を行い、飛行実績、データを蓄積することにより総合的／一貫した往還技術の確立を図るとともに実用ミッションにも対応できるよう今後の計画について検討中である。宇宙往還システム開発の流れを図-7に示す。

図－１ 宇宙往還技術試験機開発スケジュール





図一 2 宇宙往還技術試験機飛行計画

主要諸元

試験機	形状寸度	全長約16m,全幅約10m
	構造系	アルミ合金主体
	熱防護系	カーボン/カーボン、セラミックタイル、可撓断熱材
	推進系	姿勢制御装置 軌道投入/離脱装置
打上ロケット		1 段式H-IIAロケット

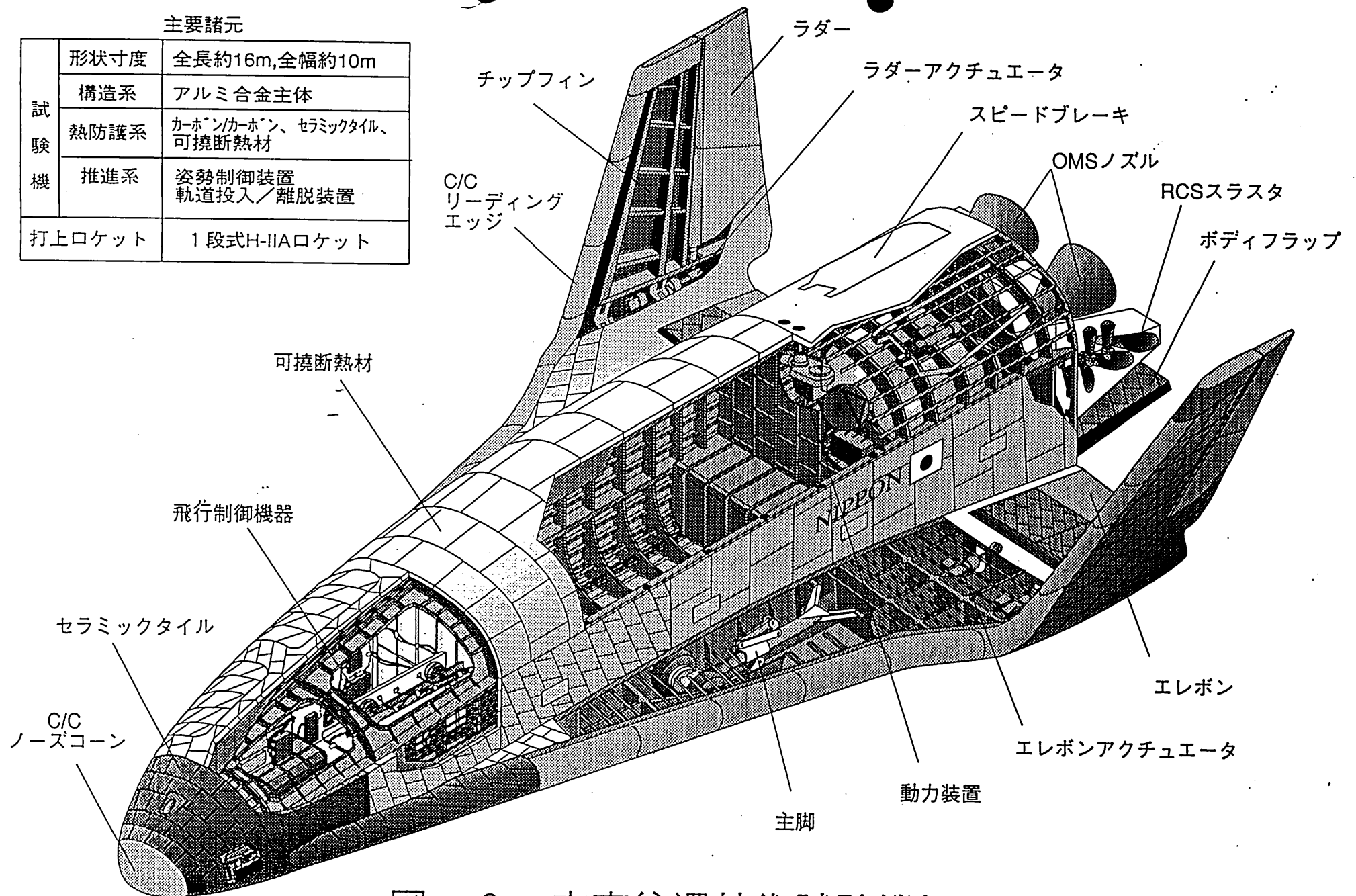
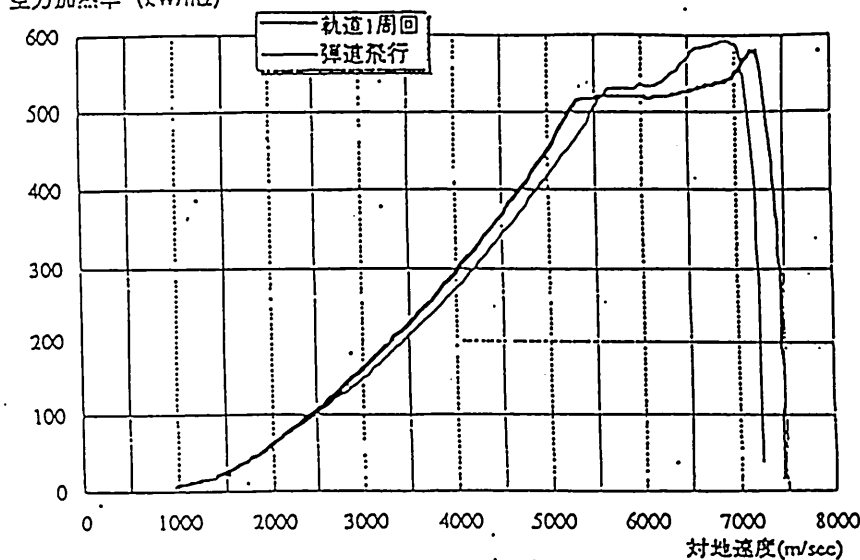


図-3 宇宙往還技術試験機概要

図-4 弾道／準周回飛行実験の主要な技術比較

	弾道飛行実験	準周回飛行	評 価
実験の概要	HOPE-Xは1段式H-I I Aロケットにより打上げられ、弾道軌道上高度約110Kmに達した後分離され、大気圏への再突入・滑空飛行後所定の着陸場に着陸する。 再突入時重量 約8.5トン	弾道飛行実験のベースラインに必要な最小限の機能を付加したHOPE-Xは、1段式H-I I Aロケットにより打上げられ、OMSにより軌道投入し地球を1周回した後、軌道離脱（高度約120Km）を行い、大気圏への再突入・滑空飛行を行い所定の着陸場に着陸する。 再突入時重量 約9.8トン	
重心移動 準周回飛行実験を行う場合機体重量、再突入速度が増加し乱流遷移等による舵角制約のため、縦トリムが可能な重心変動許容範囲が狭くなる傾向がある。	重心変動許容範囲		準周回飛行の場合、許容範囲が減少し、移動範囲が増加するが縦トリムは成立しており、大きな技術問題はない。
	0.9%	0.5%	
	予測重心移動範囲		
	±0.127%	±0.145%	
空力加熱 準周回飛行実験を行う場合、機体重量、再突入速度が増加することにより空力加熱が増大傾向がある。	弾道飛行／準周回飛行の加熱率の比較を示す。 空力加熱率 (kW/m ²)  対地速度(m/sec)		準周回の飛行の場合、空力加熱は多少増加するが、HOPE-Xは発展性を考慮して実用機規模（再突入重量15トン級）の空力加熱に耐えるよう熱防護系の能力を持たせているため、大きな問題はない。

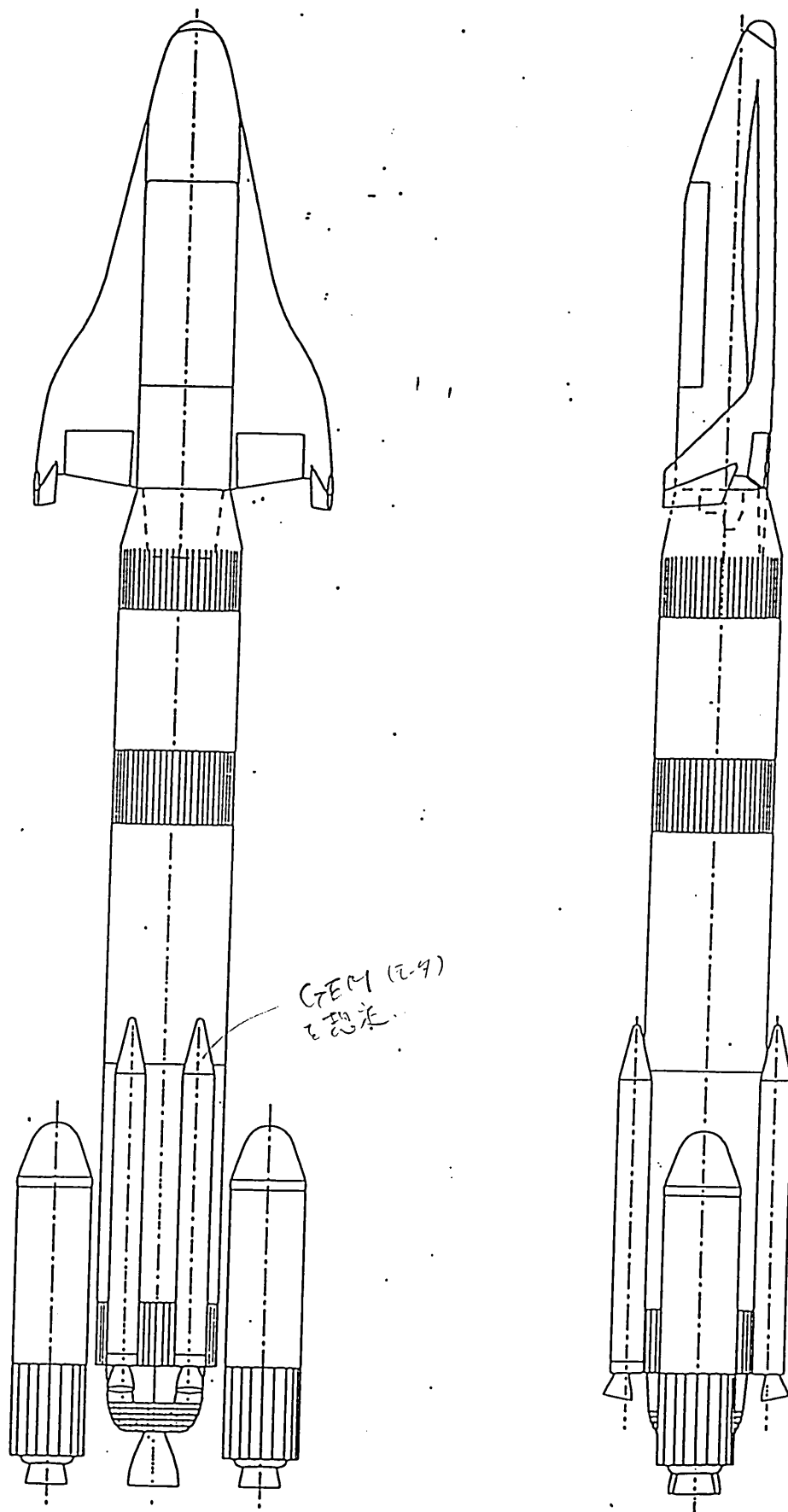


図-5 HOPE-X (準周回型) 打ち上げコンフィギュレーション

図一 6 準周回飛行に係る飛行安全の考え方

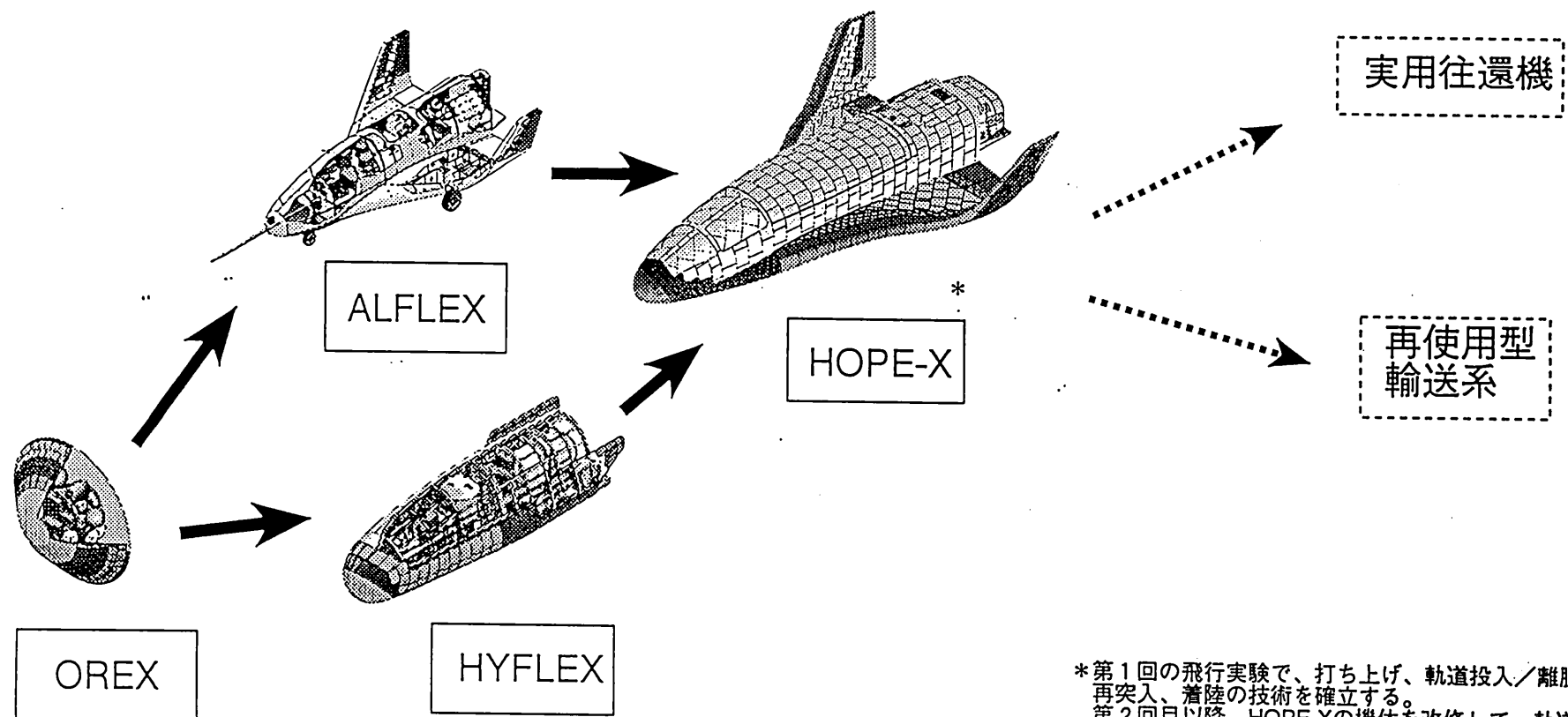
	弾道飛行実験	準周回飛行実験	備 考
打上げフェーズ	従来より実施しているロケット打ち上げと同様の考え方で飛行安全管理を行う。	基本的に、弾道飛行実験とかわりがない。	^{アルファートロ、72を主 (ロケット、ミサイル等)} 準周回軌道の場合OMS燃料の搭載により、危険範囲が増加するため検討を要する。
軌道投入フェーズ	—	従来より、実施しているH-I Iロケット第2段による人工衛星の軌道投入の際の飛行安全と同様な考え方で、飛行安全管理を行う。	投入後安全に帰還できないと判断される場合には、南米ゲート通過前に処置する。
軌道上飛行フェーズ	—	軌道上～軌道離脱フェーズについては飛行安全管理は実施しない。飛行制御系、推進系の冗長化により早期着火、軌道不離脱等の不具合を避ける。 3重、2重	落下危険度は、ガイドラインをクリアできる見込みである。
軌道離脱フェーズ	—		
再突入フェーズ	打ち上げフェーズと同様、落下限界線を設定して飛行安全管理を行う。	準周回飛行とは、軌道を1周回後弾道飛行経路にはほぼ合致する軌道をとることにより、弾道飛行実験と基本的に変更はない。	

表－１ 飛行実験による技術達成度

OREX
 HYFLEX
 ALFLEX
 HOPE-X
 HOPE-X以降

技術区分		技術達成度					
		0%		50%	100%		
システム技術		軌道再突入	極超飛行	自動着陸	有翼再突入システム技術	長時間運用技術	
要素技術	空力	希薄気体 極超空力	極超空力	低速空力	全速度域統合空力設計		
	主構造	C/C	C/C	実機レベルC/C及びC/PI			全機軽量化
	熱防護	C/C, C/C TPS, タイル	C/C, タイル, 可撓断熱材	実機レベルTPS			
	制御	軌道離脱誘導/GPS 複合航法	RCS・舵面 複合制御	着陸航法・誘導・制御	有翼打上・軌道離脱・再突入航法・誘導・制御		
	推進	ガスジェット	RCS・OMS				
	電力	既存電池・電装システム			燃料電池システム		
	通信	ブラックアウト計測		着陸フェーズ航法系通信	再突入～着陸通信	軌道上通信	
	ロボティクス	ロボットアーム技術					
	R・V・D	RVD 技術 (ランデブー・ドッキング)					

図-7 宇宙往還システム開発の流れ



*第1回の飛行実験で、打ち上げ、軌道投入／離脱
再突入、着陸の技術を確認する。
第2回目以降、HOPE-Xの機体を改修して、軌道上
ミッション技術を含めた往還技術の確立を図る計画
も考慮中。