

宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) 開発の現況

宇宙開発事業団 ○河内山 治朗、高塚 均、布野 泰広
正岡 義彦、高野 純、石川 吉郎
森戸 俊樹、泉 達司、若松 逸雄
松田 昌三、富田 光、三保 和之
中野 英一郎、千葉 丈久、小林 梯宇
福井 利夫
航空宇宙技術研究所 林 良生、原 裕二、青木 竹夫
菅野 義就、石本 真二

宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) 計画は、要素技術取得を目的とした飛行実験である OREX、HYFLEX 及び ALFLEX の飛行成果に基づき、無人有翼往還機に必要とされる主要技術を開発するとともに、実用機規模の試験機を飛行させることにより、それらの技術の実証を図るものである。

現在、HOPE-X 計画は開発研究の段階にあり、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同作業として、システム設計・開発基礎試験等の作業を実施中である。

Status of the H-II Orbiting Plane-Experimental (HOPE-X) Development

National Space Development Agency of Japan

○Jiro Kochiyama, Hitoshi Takatsuka, Yasuhiro Funo
Yoshihiko Masaoka, Jyun Takano, Yoshiro Ishikawa
Toshiki Morito, Tatsushi Izumi, Itsuo Wakamatsu
Masami Matsuda, Hikaru Tomita, Kazuyuki Miho
Eiichiro Nakano, Takehisa Chiba, Teiu Kobayashi
Toshio Fukui

National Aerospace Laboratory

Yoshio Hayashi, Yasuji Hara, Takeo Aoki
Yoshitsugu Kanno, Shinji Ishimoto

The H-II Orbiting Plane-Experimental (HOPE-X) program is to develop the main technologies necessary for unmanned winged recovery space vehicle on the bases of precursor elemental flight experiments such as OREX, HYFLEX and ALFLEX and demonstrate them through the flight experiment of operational size vehicle.

At present, HOPE-X program is in reserch and development phase and various efforts for system design and fundamental technologies are being conducted through the cooperational works between the National Aerospace Laboratory (NAL) and the National Space Development Agency of Japan (NASDA).

1. はじめに

HOPE-X計画は小型実験機であるOREX、HYFLEX及びALFLEXの飛行実験の成果を基に、主要往還技術の確立、再使用型宇宙輸送系に向けた技術基盤の整備及び実用往還機に関する技術データの取得を目的とする飛行実験計画である。

2. HOPE-Xの形状

HOPE-Xは実用往還機と同等の規模と形状を有する形状となっており、規模的には米国スペースシャトルの約半分となっている。主翼としてスペースシャトルと同様なデルタ翼を有し、翼端にチップフィンと呼ばれる垂直尾翼を配備している。主翼は揚力の確保と極超音速飛行時の空力加熱制限に、またチップフィンは広い飛行範囲における安定性や低速時の揚力確保に留意した設計となっている。舵面として縦と横を同時に制御するエレボン、縦の釣合いのためのボディ・フラップ、方向の制御のためのラダー、揚力と抗力を直接制御するスピードブレーキを装備している。また空気力の発生しない宇宙空間で制御力を有するための姿勢制御装置(RCS)、機体の飛行制御や通信を行う各種飛行制御機器、着陸用の脚等も併せ装備している。図-1にHOPE-X概要を、また図-2にHOPE-X機体形状を示す。

3. 空力設計

機体形状の設定を行う空力設計では低速から極超音速までの広い速度域に関する風洞試験がNAL所有の風洞を中心として実施されており、HOPE-Xのみならず有翼往還機に関するデータベースを整備しつつある。またこの風洞試験を補完する形で、スーパーコンピューターを

用いた空力数値計算法(CFD)を多用し、有効な空力設計法の構築を進めている。図-3にこの空力設計法に基づいた大気圏再突入時の機体表面温度分布の推定結果を示す。

4. 構造・熱防護

HOPE-Xの構造様式はアルミ合金を主構造とし、機体軽量化技術の確立のため軽量で、耐熱性に優れているカーボン・ポリイミド複合材をチップフィン等に適用している。また機体の高温部位にはカーボン・カーボン複合材を配するとともに図-4に示す様に機体表面にセラミックタイルや可撓断熱材を配し、機体の熱防御を行う構造となっている。図-5に機体分割構想と適用材料を示す。

5. 飛行計画

HOPE-XはH-II 1段式ロケットにより種子島宇宙センターから打上げられ加速・上昇を続け、約400秒後に高度約110km、速度約7.2kmでほぼ水平に分離される。分離したHOPE-Xは直ちに降下を始め、大気圏に再突入した後、空気力が働き始める高度約80kmから揚力を使った滑空飛行に移行する。移行直後は空力加熱を抑えるため約40°の大きな迎角で飛行し、速度の減少とともに迎角を小さくしてダウンレンジ距離を粗調整する。この飛行時の大部分では通信ブラックアウト現象が生じると考えられる。高度約29km、速度約760m/s、着陸点までの距離約80kmの状態から着陸場進入点に向けた位置・速度の精密飛行制御が実施される。高度約3km、速度170m/s、滑走路端から約6kmに設定される着陸場進入点から、固定経路に従って着陸場空域に進入し、2回の引き起こしを行った後、速度70m/sで接地する。接

地後の走行、接地点のバラツキを考慮すると滑走路として約1800mの長さが必要である。このようにHOPE-Xの飛行は打上げから着陸まで約40分の飛行となっているが、現在H-IIロケットの能力を向上させたH-IIAロケットの開発が進められているためH-IIロケットを利用した地球1周回を行う飛行計画の検討も併せて進めている。図-6にHOPE-Xの飛行計画を示す。

6. 開発スケジュール

現在HOPE-Xは平成12年度頃の打上げを目指して開発研究が進められており、平成8年度には予備設計から基本設計に移行するとともに、基礎的な技術データを取得するための開発基礎試験や各種風洞試験が併行して精力的に進められている。

7. おわりに

1980年代半ばから始めた我が国の宇宙往還機の研究は図-7に示すとおりOREX、HYFLEX、ALFLEXと進められ、HOPE-Xにおいて主要な往還技術を確立する計画として結実しつつある。また確立した往還技術を基に新たな技術を追加することにより実用往還機、完全再使用型輸送系、スペース・プレーン等への発展も併行して研究が進められており、今後が期待される。

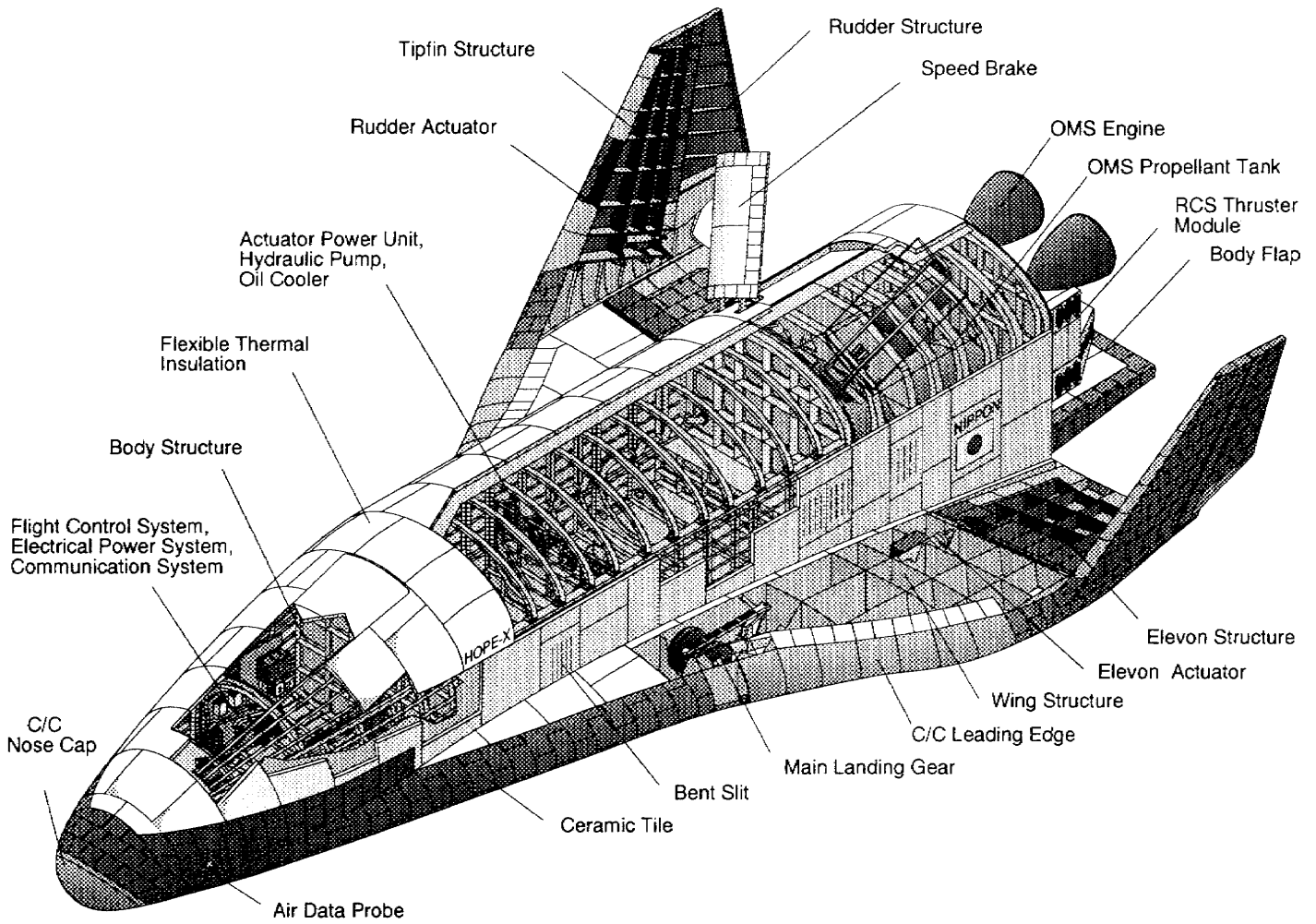


Fig.1 HOPE-X Configuration

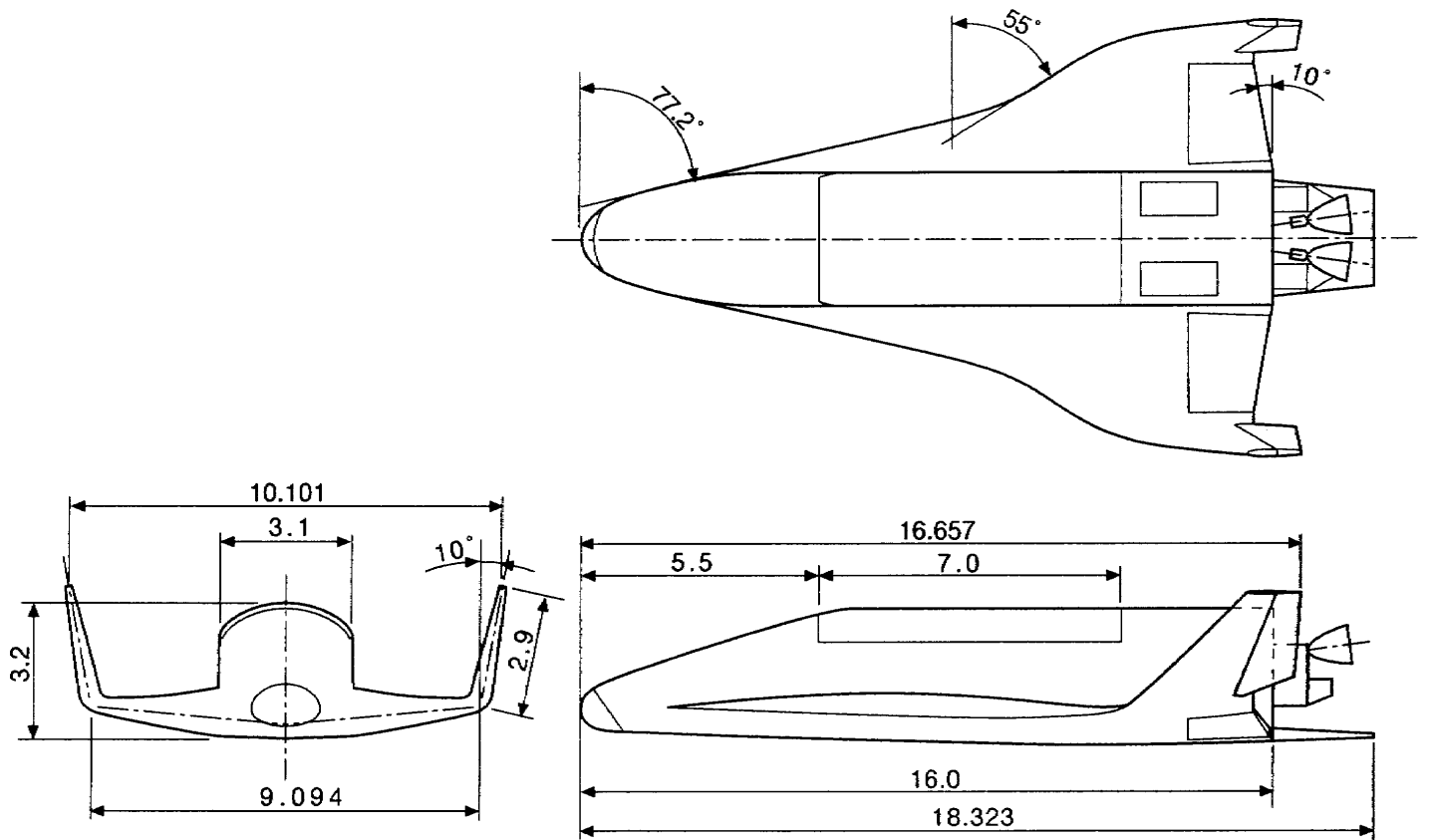


Fig.2 HOPE-X Dimension

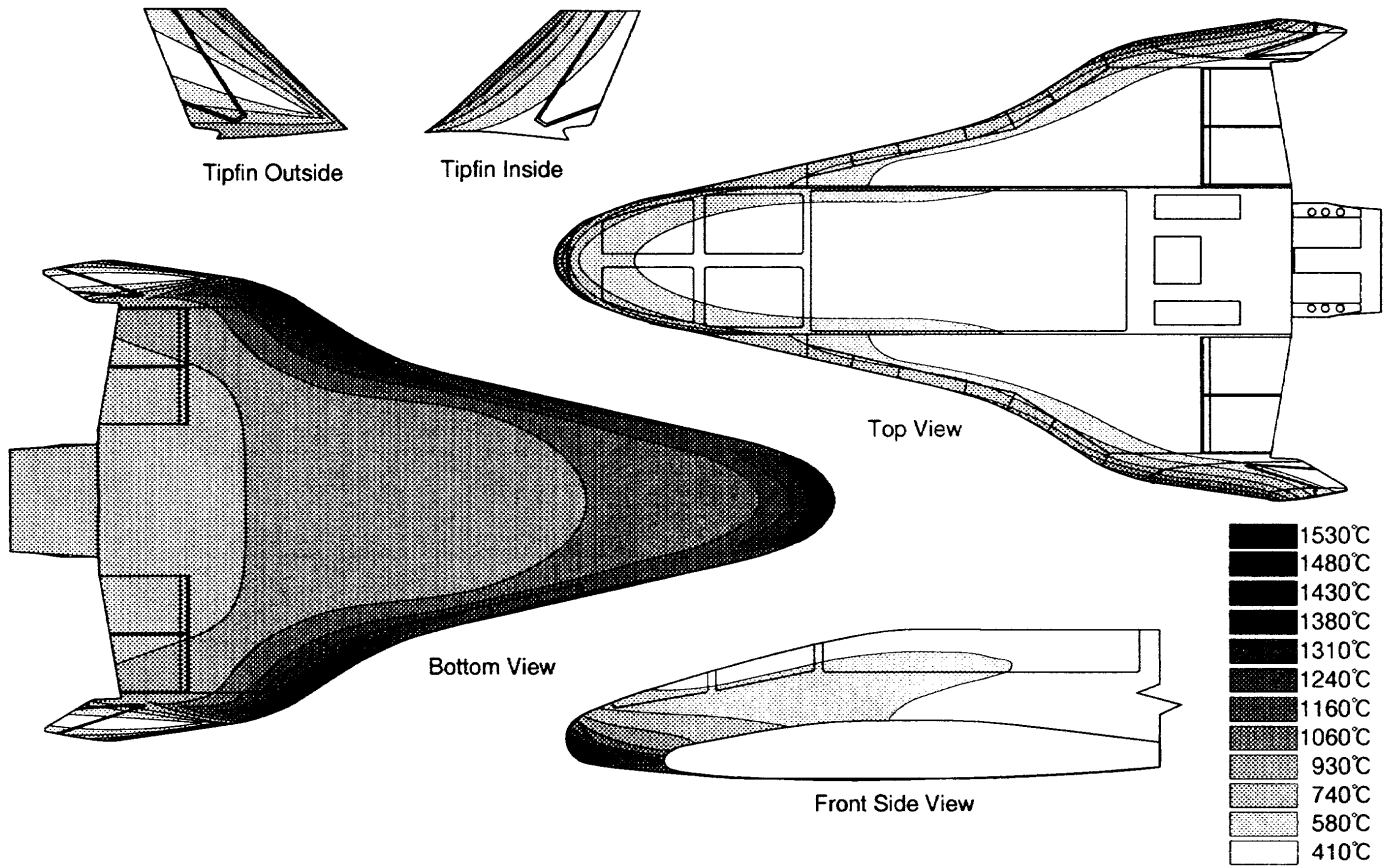


Fig.3 HOPE-X Surface Temperature

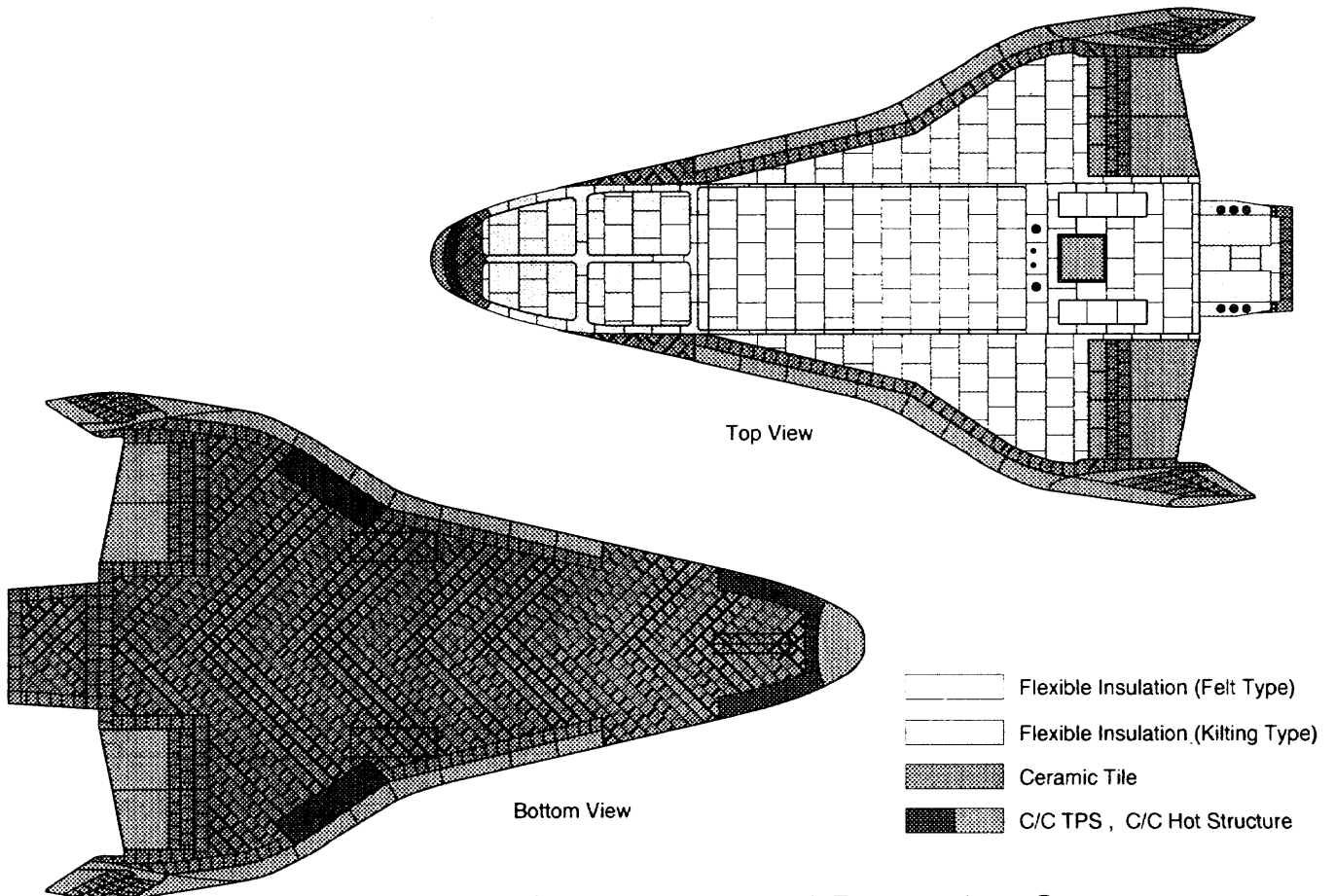


Fig.4 HOPE-X Thermal Protection System

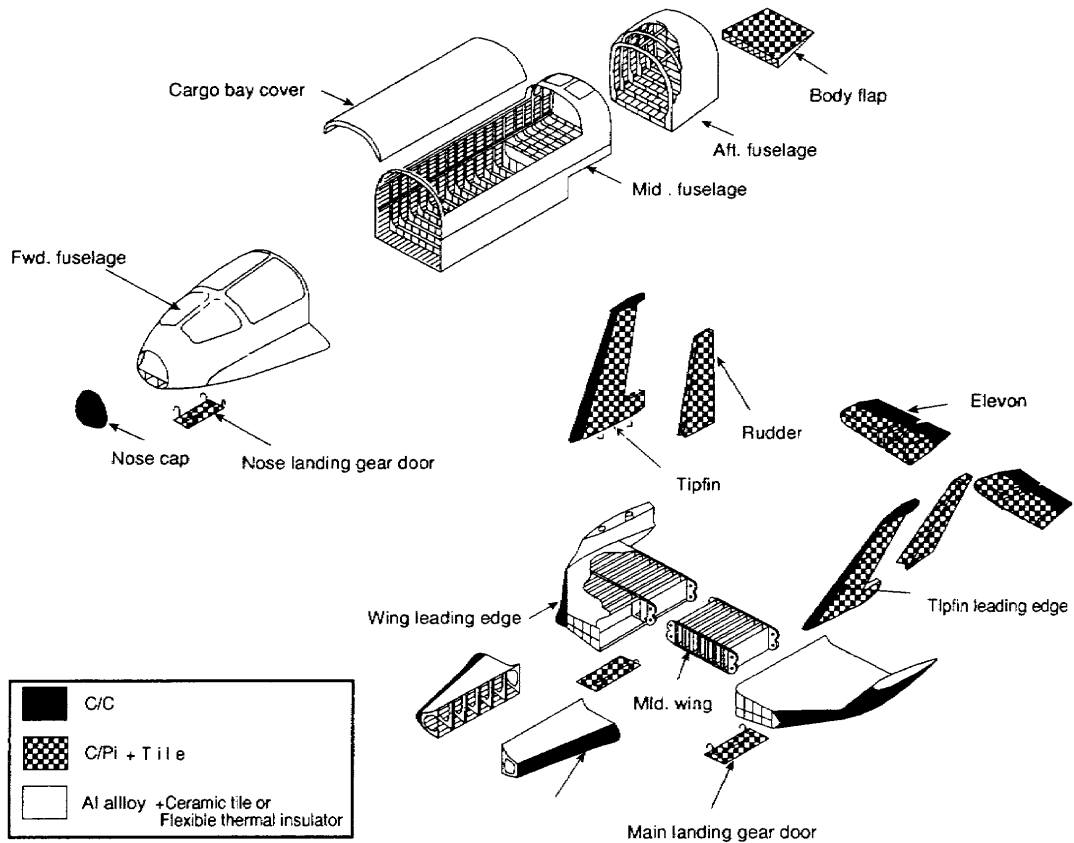


Fig.5 HOPE-X Structure

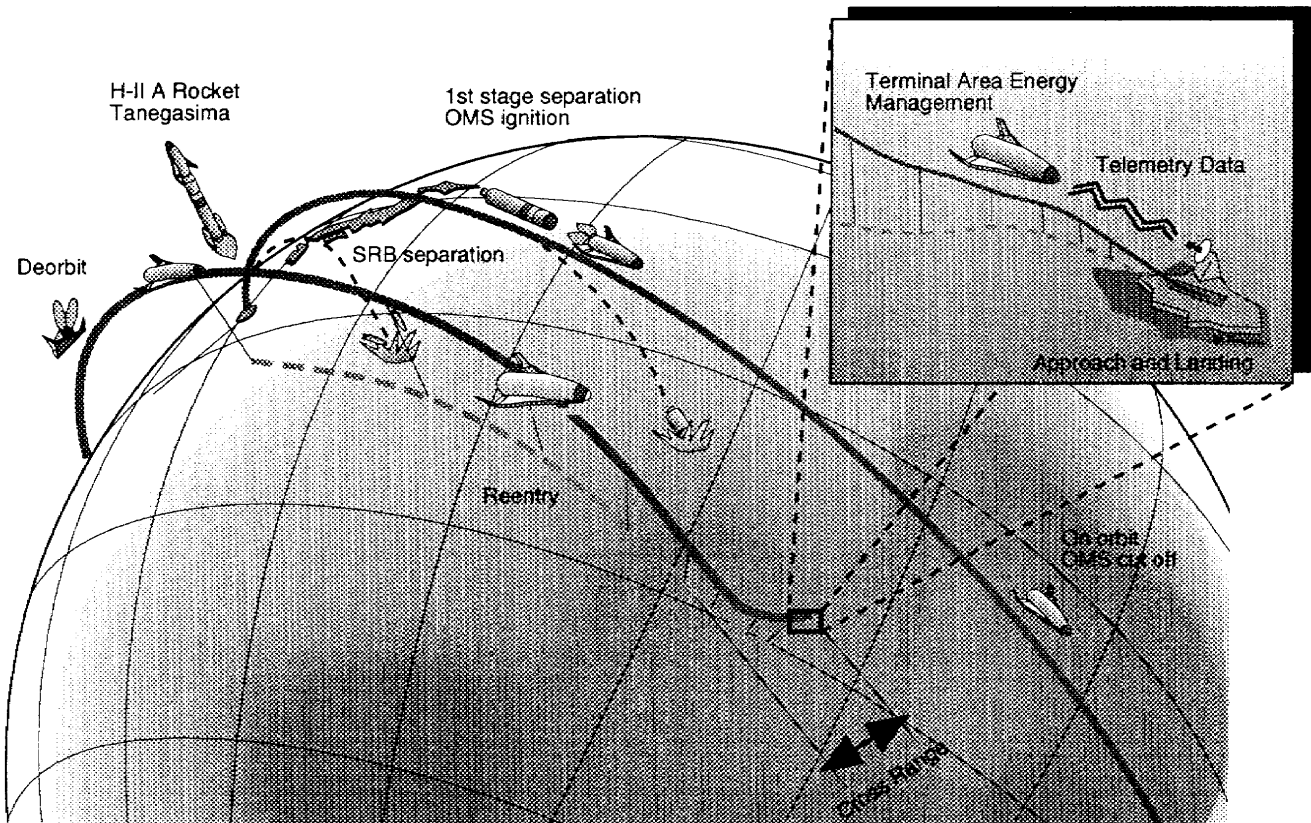


Fig.6 HOPE-X Mission Profile

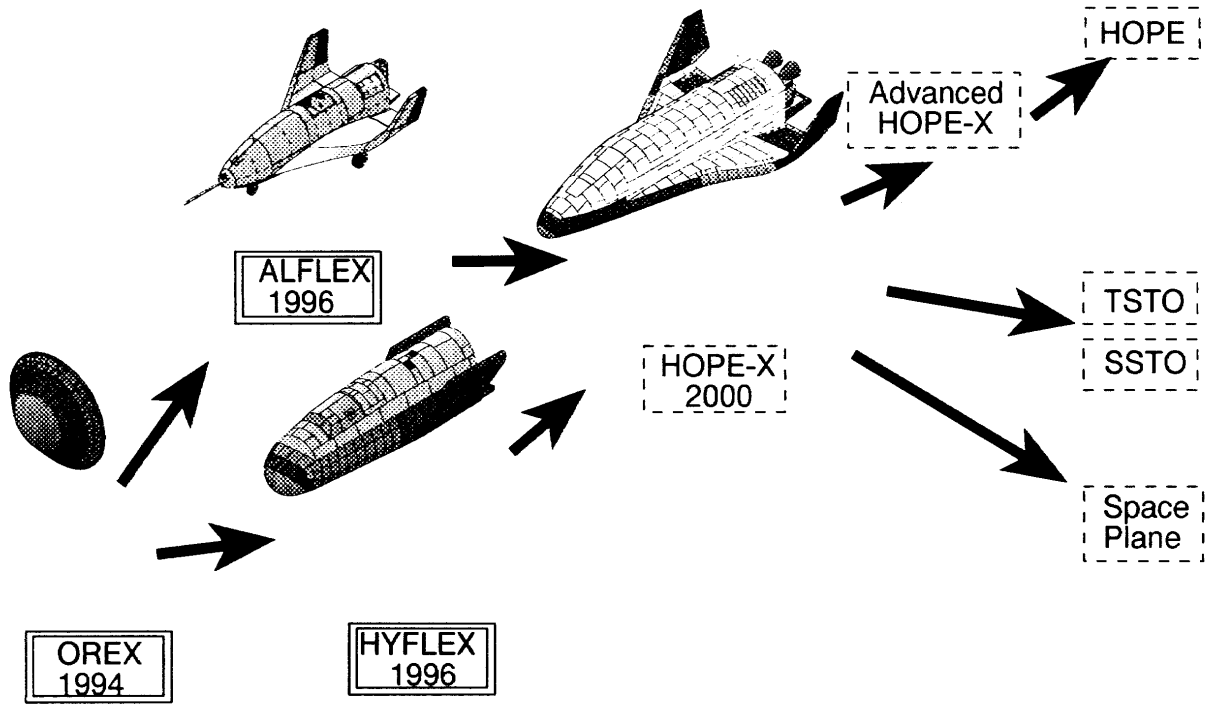


Fig.7 Stepped Development Approach for Reusable Space Transportation System