

宇宙往還技術の研究開発について

航空宇宙技術研究所
宇宙開発事業団○坂東俊夫
伊藤 哲一

我が国の宇宙輸送システムは、H-IIロケットの試験飛行成功により、打上げロケットに関しては世界の水準に並んだと言えよう。来世紀初頭の世界の宇宙開発活動を展望すると、宇宙往還技術の確立は最も重要な技術として位置づけられるであろう。本報告は、我が国の宇宙往還技術確立を目指した研究開発の中心的計画である軌道再突入実験（OREX）、極超音速飛行実験（HYFLEX）、小型自動着陸実験（ALFLEX）及び宇宙往還技術試験機（HOPE-X）の開発計画について概説する。

RESEARCH AND DEVELOPMENT ON SPACE TRANSPORTATION SYSTEM**National Aerospace Laboratory Toshio Bando**
National Space Development Agency Tetsuichi Ito

The target on space activity in the end of this century and early part of next century is to develop a space vehicle in Japan. For several years, Japan has studied the H-II Orbiting Plane (HOPE) which is a spaceplane to be launched by the H-II rocket early next century. We have four technical flight experiments to realize HOPE. This paper describes these four experiments: the Orbital Reentry Experiment (OREX), Hypersonic Flight Experiment (HYFLEX), Automatic Landing Flight Experiment (ALFLEX) and suborbital flight experiment (HOPE-X).

1 はじめに

来世紀初頭の世界の宇宙開発活動を展望すると、従来からの通信衛星や観測衛星等の打上げ需要に加え、新たな動向として、衛星運用の効率化を目指した衛星機器交換等の軌道上サービスの展開、国が主導する宇宙環境利用実験や宇宙ステーションへの人員・物資の往復輸送需要の進展等が予想される。こうした宇宙活動の量的拡大と高度化・多様化のためには、経済性を備えた基盤的なシステム（宇宙インフラストラクチャ）の整備が重要であり、中でも宇宙ゴミ防止策や有人輸送能力を備えた宇宙往還輸送システムの整備が最優先課題となる。現時点、世界の宇宙開発活動において、米国のスペース・シャトルとロシアのソユーズ・カプセルが往還輸送手段として運用に供されているが、経済性や自在性の面で未成熟な課題を抱えており、更にスペース・シャトルは、来世紀初頭には運用寿命のため後継機の開発が必要となっており、米欧において次世代の宇宙往還機開発に向けて技術蓄積が着実に進められている。我が国の宇宙輸送システムは、H-IIロケットの試験飛行成功により、打上げロケットに関しては世界の水準に並んだ。

このような宇宙開発活動の展望と、これまでに我が国が培ってきた高度な技術ポテンシャルを踏まえて、宇宙開発委員会は1993年7月「宇宙往還輸送システム懇談会」において、我が国の宇宙往還輸送システムの研究開発のあり方に関する報告書をまとめ、以下のような方向付けを行った。

当面「ロケット打上げ型無人有翼往還機（HOPE）」を、来世紀初期に実用化することを目標に進めて行くべきである。今後予想されるスペース・シャトル後継機や、将来の完全再使用型の宇宙往還輸送システム（スペースプレーン）の開発における国際協力の場で、我が国がその国際的地位を踏まえて積極的且つ主体的に貢献することを考えれば、その前提となる技術基盤を早急に構築することが肝要となる。無人有翼往還機の実現に当たって、その開発を二段階に分けて進めることとする。第一段階は「宇宙往還技術試験機」による「飛行実験」段階で、重要技術を実飛行環境下で実証するものであり、第二段階が「実用往還機開発」である。「飛行実験」においては、実用機規模の往還技術試験機により、打上げから再突入以降着陸に到るまでの飛行実証を今世紀末までに行う。往還技術試験機と併行して小規模飛行実験である、軌道再突入実験（OREX）、極超音速飛行実験（HYFLEX）、小型自動着陸実験（ALFLEX）を実施し要素技術に関する飛行実証を行う。

OREX は飛行実験計画の先陣として、1994年2月4日のH-IIロケット初飛行のペイロードとして既に飛行を成功裏に終え、取得データの解析・評価の段階に到っており、飛行実験計画は重要な初期の成果を挙げつつある。HYFLEX と ALFLEX は平成7年度の飛行実施を目標に、システム設計が進展中で機器製作に着手する段階にある。

往還技術試験機は実用往還機規模で、H-IIロケットによる打上げ、再突入から

着陸に到る重要技術を飛行実証し、宇宙往還技術の確立を目指すものである。設計目標は実用往還機にあるものの、限られた資源で短期間に重要技術確立に主眼を置くために、実用往還機のプロトタイプではなく、できるだけ簡略化した開発手順による実験機の開発を目指すものである。

2 想定する実用往還機

実用往還機の対応任務としては

- 1) 宇宙ステーション / JEM への運用需要に対応。
- 2) 軌道上実験任務への対応。
- 3) 軌道上サービス任務への対応。
- 4) 軌道上観測任務への対応。

が考えられている。

宇宙ステーション対応任務の運用構想は以下の通りであり、その他の対応任務の運用構想はこれに準ずるものとする。実用往還機は種子島宇宙センターよりH-II派生型ロケットで打上げられ、弾道軌道で分離された後、自身の有する推進装置により初期軌道に入る。その後、数回の軌道変換を行い宇宙ステーションとのランデブ・ドッキングを行う高度に達する。宇宙ステーション近傍での運用は宇宙ステーションの管制に従う。帰還時宇宙ステーションからの離脱後は、一旦帰還待機軌道に入り、着陸場との時期を見計らい、軌道を離脱して大気圏へ再突入し、エネルギー調整フェーズ等を経て所定の滑走路に着陸する。着陸場で輸送のための簡単な整備を行った後、日本の実用往還機組立整備工場に返送され再整備を行い、また種子島宇宙センターに輸送され打上げのための整備に入る。

尚、実用往還機と地上局との通信回線は、日本または外国のデータ中継衛星等を介して実現される。また実用往還機の位置決定のため航法衛星を利用する。実用往還機の任務の一つである宇宙ステーションへの運用任務における、打上げから着陸に到るプロファイルを示す。

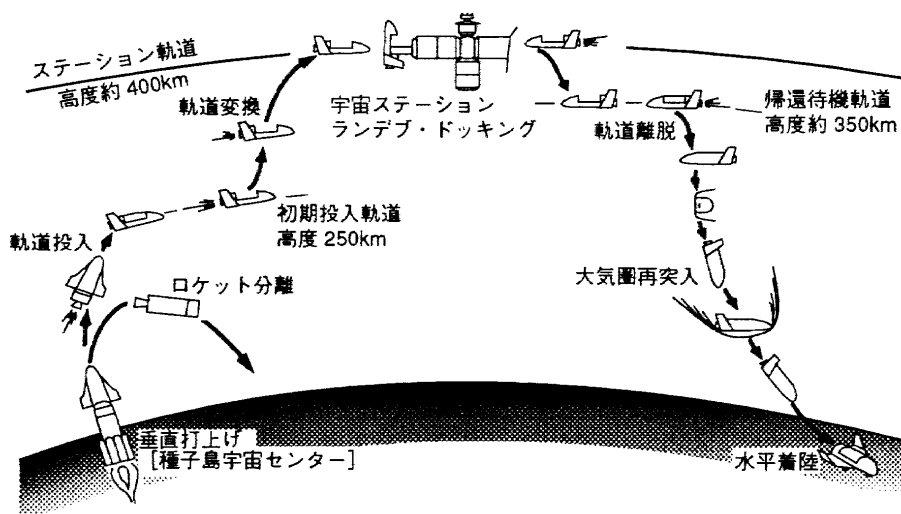


Fig.1 Flight Profile of HOPE

3 軌道再突入実験機 (OREX)

実験機の概要

OREX (Orbital Reentry Experiment) 機体の構想図を Fig. 2 示す。

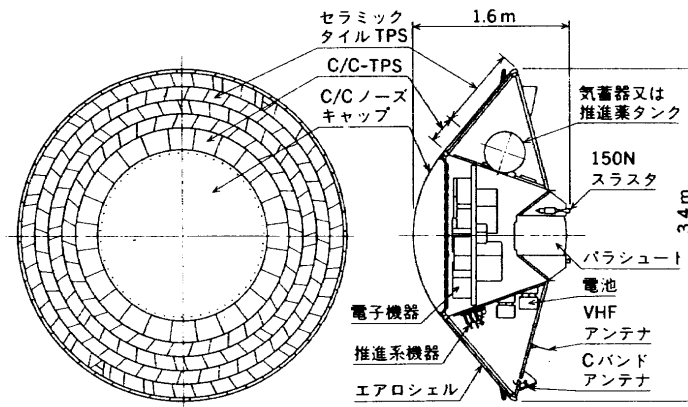


Fig. 2 Configuration Layout of OREX

飛行計画

OREXは、1994年2月4日H-IIロケット初号機により種子島宇宙センターから打上げられ、成功裏にその実験を完了した。高度約450kmの地球周回円軌道に到達後、小笠原諸島の父島東方上空でロケットから分離された。その後OREXは地球を一周し、種子島との通信が可能となったから、軌道離脱用エンジンの逆噴射により軌道離脱後、クリスマス島の西方約1000kmで再突入を開始し、約10分後にクリスマス島の南方500kmの海上に着水した。再突入中のデータは、電波で送信し続けられるとともにデータレコーダに記録され、データ受信用の航空機及び船舶との通信が可能となった時点から再生送信されており、現在取得したデータを基に解析が進められている。

実験内容

1) 空力加熱基礎データの取得

機体表面の温度計測により、間接的に再突入時の空力加熱量のデータを得る。また、機体表面に突出したプローブにより機体表面近傍の電子密度と温度分布を計測する。

2) 希薄気体空力及び極超音速空力基礎データの取得

高度120kmから40kmの間の加速度データ及び機体表面の温度・圧力データを取得し希薄気体空力及び極超音速空力の実証に役立てる。

3) 耐熱/防熱構造の評価

カーボン繊維で強化されたカーボン複合材 (カーボン/カーボン: C/C) やセラミック繊維を固めたセラミックタイルの温度データを取得し、耐熱・防熱構造としての性能を評価する。

4) 通信ブラックアウト基礎データの取得

再突入中に気体の周りの大気が電離し電波が地上へ届かなくなる現象を通信ブラックアウトと言い、クリスマス島及び船舶上のデータ受信局により、再突入中の電波の受信を試みる。

5) GPS航法基礎データの取得

OREXでは、軌道周回中から着水までの間にGPS受信機による航法データの取得が行われる。

4 極超音速飛行実験(HYFLEX)

実験機の概要

HYFLEX(Hypersonic Flight Experiment)機体の構想図をFig. 3に示す。

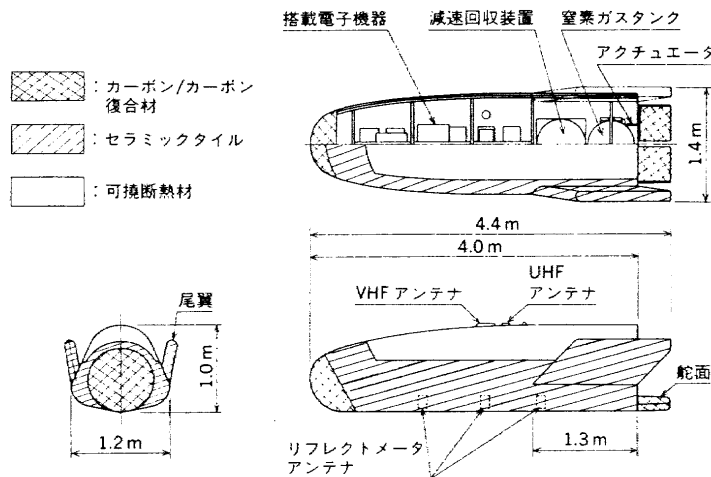


Fig. 3 Configuration Layout of HYFLEX

飛行計画

HYFLEXは、1996年始めにJ-1ロケット初号機により種子島宇宙センターから打上げられ、父島の北西700km、高度110km、相対速度4.0km/sでロケットから分離される。分離後のHYFLEXは、ほぼ等速度で徐々に高度を下げつつ、父島の北方300km、高度6kmまで飛行する。その後、急減速と右旋回を行いつつ、父島の東方3000kmの海上で高度25km音速の2.5倍の速度に到達する。この間HYFLEXは、父島の地上局に向けてリアルタイムのデータ送信とデータレコーダの再生送信を行う。

実験内容

1) 空力加熱基礎データの取得

OREXと同様の計画が行われる。特に、胴体、有翼機特有の舵面、安定翼の空力加熱量のデータが得られる。

2) 極超音速空力基礎データの取得

音速の16倍から3倍までの速度で機体表面圧力が計測される。また、姿勢制

御用スラスタ作動時の機体表面圧力分布や舵面取付部に働く空力モーメントの計測も行われる。

3) 誘導制御則の評価

位置，速度，姿勢等の航法誘導制御データを取得し，極超音速飛行中の飛行経路制御と機体姿勢制御の実証に役立てる。

4) 耐熱/防熱構造の評価

C/C，セラミックタイル及びガラス繊維をシリカクロスで包んだ可撓断熱材の温度データを取得し，耐熱・防熱構造としての性能を評価する。また，構造ひずみも計測する。

5) ブラックアウト・データの取得

再突入中に機体から発射された電波の一部が機体周囲の電離した空気により反射される様子をリフレクトメータで計測する。また，地上局（小笠原局）において再突入中の電波の受信レベルのデータを取得する。

5 小型自動着陸実験(ALFLEX)

実験機の概要

ALFLEX(Automatic Landing Flight Experiment) 機体の構想図を Fig. 4 に示す。機体は大型実用HOPEの一つの候補機の縮尺形状となっている。

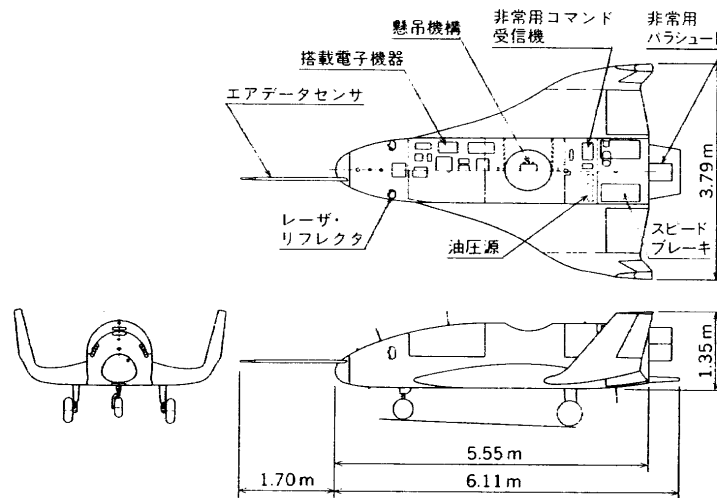


Fig. 4 Configuration Layout of ALFLEX

飛行計画

ヘリコプタに吊下げられた実験機は，着陸点から3kmの地点の上空1.5kmで速度130km/hでヘリコプタから分離される。分離後降下・増速された実験機は，速度330km/h，降下角30度で滑走路へ向けて飛行を続ける。さらに，分離後30秒，高度210mに達した時点で機首を上げ，減速しながら降下角を小さくし着地の直前でもう一度機首を上げて速度180km/hで着陸する。分離から，着陸・滑走・停止するまでの時間は約1分である。なお，実験は1995年秋に実施される。

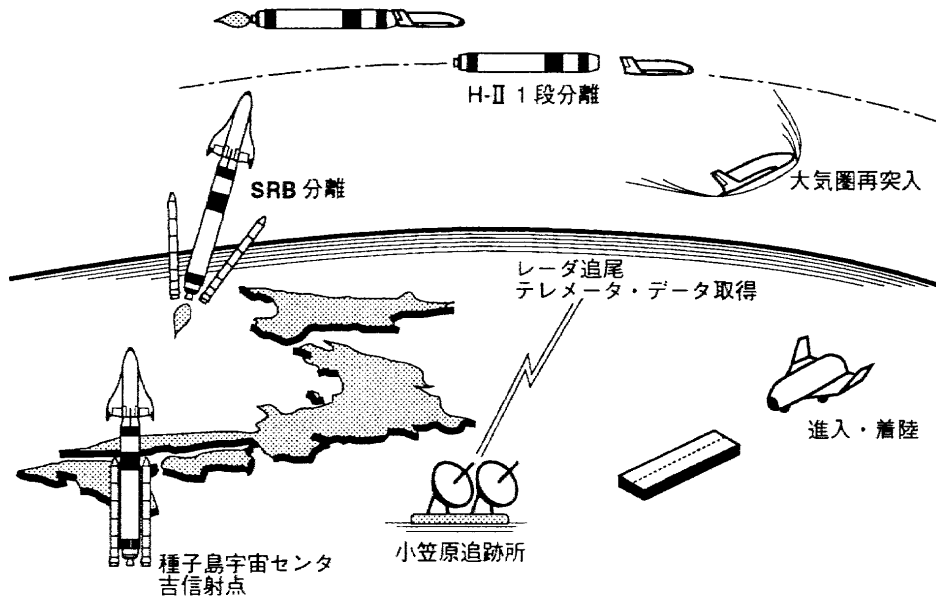


Fig.5 Flight Profile of HOPE-X

H-II ロケット分離条件 (標準)

高度	100km
分離時慣性速度	7,500~7700 m/s
分離時慣性速度上下角	0~-1°
分離時慣性速度方位角	打上げ初期方位角 97° (暫定) に対応。
分離位置	東経 140° 以東 (暫定値: 141.1°E, 地理緯度 28.8°N)

- 2) 機体の形態, 形状・寸度は実用往還機相当とする。
- 3) 機体の容積は技術開発シナリオに適合した貨物及び機器搭載を前提とし, スペースを確保するものとする。
- 4) 機体の全備重量は8.5 トン以下とする (概念設計においては, 機体ドライ重量に対する重量余裕10%を含む)。
- 5) システム構成は技術開発シナリオに適合した機器構成を前提とし, 軌道上ミッションを除いた打ち上げ, 再突入, エネルギー調整, 進入・着陸に必要な機器から成るものとする。
- 6) サブシステムの機器配置は技術開発シナリオに適合したものとし, 実用往還機の開発に効率的に移行できるものとする。
- 7) 着陸場については, 長さ1,800 m x 幅60 m の滑走路に着陸可能なものとする。
- 8) 往還技術試験機のミッション達成信頼度は全ミッション時間 0.65hr (打上げフェーズ 0.15hr, 分離~着陸 0.5hr) に対し, 0.96 以上とする。現状における各サブシステムに対する予想信頼度配分値は以下に示す通りとするが, この値はシステム検討の進展により見直すものとする。

実験内容

1) 着陸フェーズ航法基礎データの取得

滑走路に対する位置精度の向上のために必要になる多様な航法機器を用いて、飛行中の位置・速度の推定（航法）データを取得し、着陸フェーズの航法実証に役立てる。

2) 着陸フェーズ誘導制御基礎データの取得

着陸フェーズの位置・速度・姿勢等のデータを取得し、飛行経路と機体姿勢の制御則の実証に役立てる。

3) 着陸フェーズの空力基礎データの取得

運動中の空気力データ及び地面の影響を受ける着陸直前の空気力データを取得し、空力データ推算精度の向上に役立てる。

6 往還技術試験機の基本要

基本方針

- 1) 往還技術試験機は実用往還機と同一又は相当形状・寸度の機体により実用往還機のミッション・フェーズのうち軌道上各種ミッションを除く打上げ、再突入、エネルギー調整及び進入・着陸を実施し、実用往還機の開発に必要な重要技術確立を目的とする。
- 2) 往還技術試験機の飛行は1999年度冬期を想定し、実用往還機開発への効率的移行を可能とする往還技術を構築し、開発を行う。
- 3) 往還技術試験機は1段式H-IIロケット（小改修を含む）により打上げられるものとする。
- 4) 往還技術試験機の実用往還機開発に向けた主要目的は以下のとおりとする。
 - 実環境（空力、熱）に対する形態・形状の成立性を見通しを得る。
 - 実環境における形態固有の制御性の妥当性の実証。
 - 性能（主として着陸性能等）の妥当性の実証。
 - ロケット打上げ能力に整合した機体重量成立性を見通しを得る。
 - 貨物、機器収納に必要な機体容積確保の見通しを得る。
 - 再使用技術の成立性を見通しを得る。
 - 運用に対する基本技術を取得する。
 - 搭載機器基本システム技術成立性を見通しを得る。
 - 飛行環境条件設定の見通しを得る。
- 5) 往還技術試験機のミッション達成信頼度はH-IIロケットと同等とする。
- 6) 往還技術試験機は、繰り返し使用実現のため技術蓄積を行うものとする。

基本要

- 1) 往還技術試験機は種子島宇宙センターから1段式H-IIロケット（小改修を含む）により打上げられ、弾道軌道上の所定高度でロケットから分離し、滑空飛行後所定の着陸場に着陸可能な機能を有するものとする。

飛行制御系	0.995	動力系	0.997
熱制御系	0.995	電力・電装系	0.995
推進系	0.992	通信・データ処理系	0.992
アクチュエータ系 (含: 降着装置系)	0.993	降着装置系 (アクチュエータ系を含む)	-

- 9) 機体のシステム構成は1フェイルセーフを達成できる機器構成とする。
- 10) 地上の安全確保のためロケットからの分離点近傍及び着陸点近傍での異常時に地上からの指令で飛行安全上の処置が可能なものとし、指令破壊、自爆機能は有さないものとする。
- 11) ブラックアウト中の機体の異常については追跡管制及び飛行安全上の処置ができないため、地上への飛行安全を配慮した飛行経路を選択するものとするとともに確実な飛行を可能とする機体システムを構築するものとする。
- 12) 往還技術試験機の運用構想の検討にあたって、下記の項目を考慮するものとする。
- 実用往還機輸送計画の実現性の確認。
 - 工場・射場・着陸場における整備作業計画の実用往還機への反映。
 - 実用往還機運用設備に対する機能要求，設計要求の把握。
 - 着陸場滑走路上で安全作業方法の確立。
 - 既存施設，設備及び機器の改修要求を極力少なくする。
- 13) 往還技術試験機は必要技術データ及び飛行環境データの取得機能を有するものとする。
- 14) 往還技術試験機と打上げロケット間の機能配分は原則として実用往還機と同様とする。

7 発展型へのグロウス・ポテンシャル

宇宙往還技術試験機はサブオービタル飛行を行う実験機であるが、その設計段階から大幅な改修を要せず軌道周回を可能にする発展型への成長性を考慮して設計を進めることとしている。

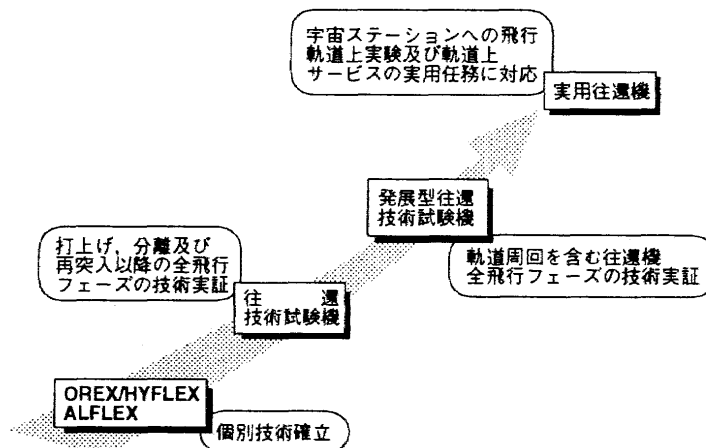


Fig.6 Growth Potential of HOPE-X

8 設計開始時の候補形状と構造様式

宇宙往還技術試験機は現在概念設計の段階にあるが、その空力的形状として2形態を選定して設計を進めている。そのひとつは、空力加熱問題のうち技術的に未知の技術課題を多く含んでいる衝撃波干渉を回避することを主眼とした形状であり（HALBERD）、もう一方は全飛行域と重量の成立性にバランスを取った形状（BUCKLER）である。両形状の設計検討を進め、予備設計完了時点で最終形態が確定される。

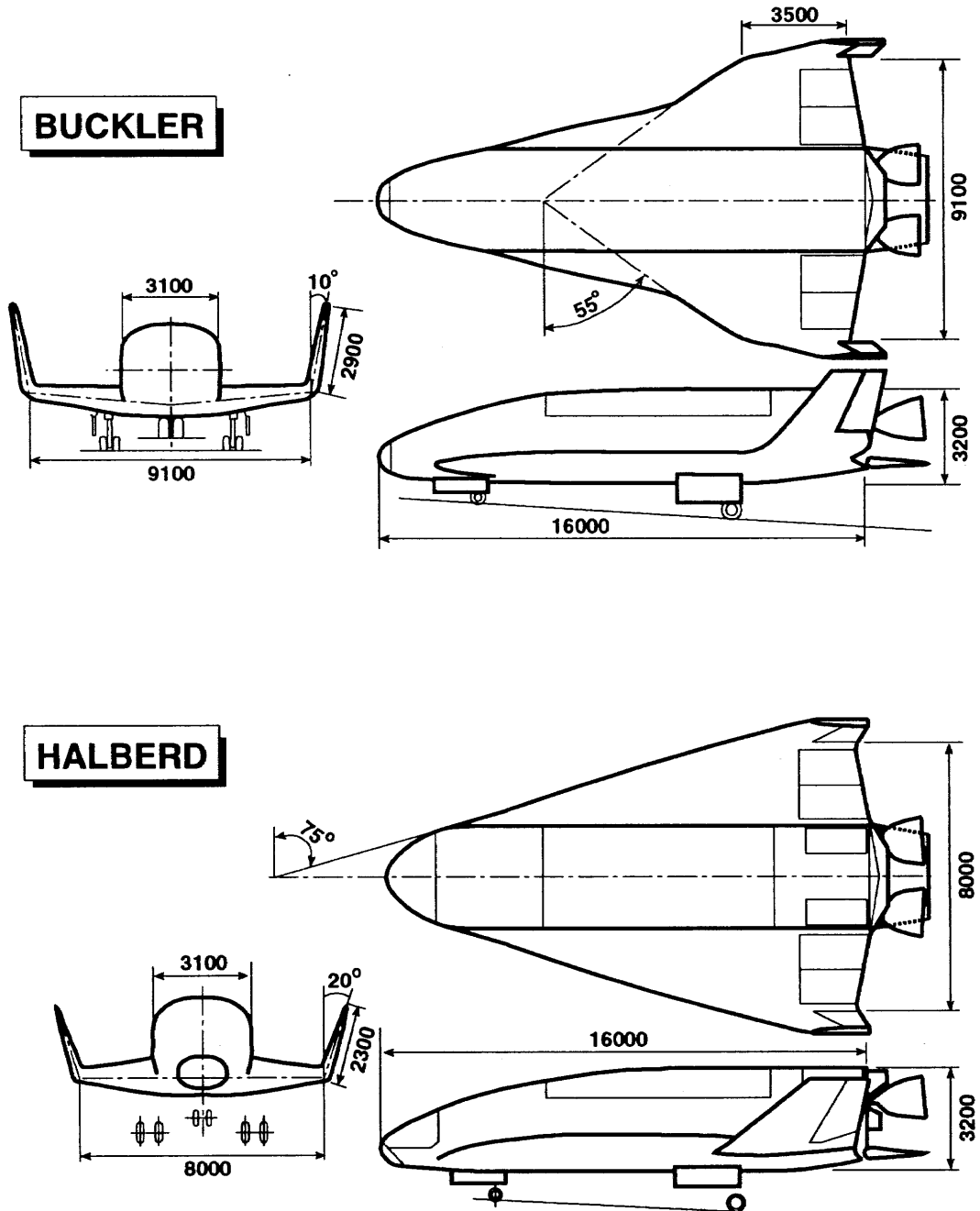


Fig.7 Three View Drawing of HOPE-X Candidates

構造様式はアルミ合金を主体として構成されているが、必要な個所にカーボン・カーボン複合材及びカーボン・ポリイミド複合材を使用することとした。熱防護のためには温度条件によって、セラミック・タイル及び可撓断熱材を適用する。

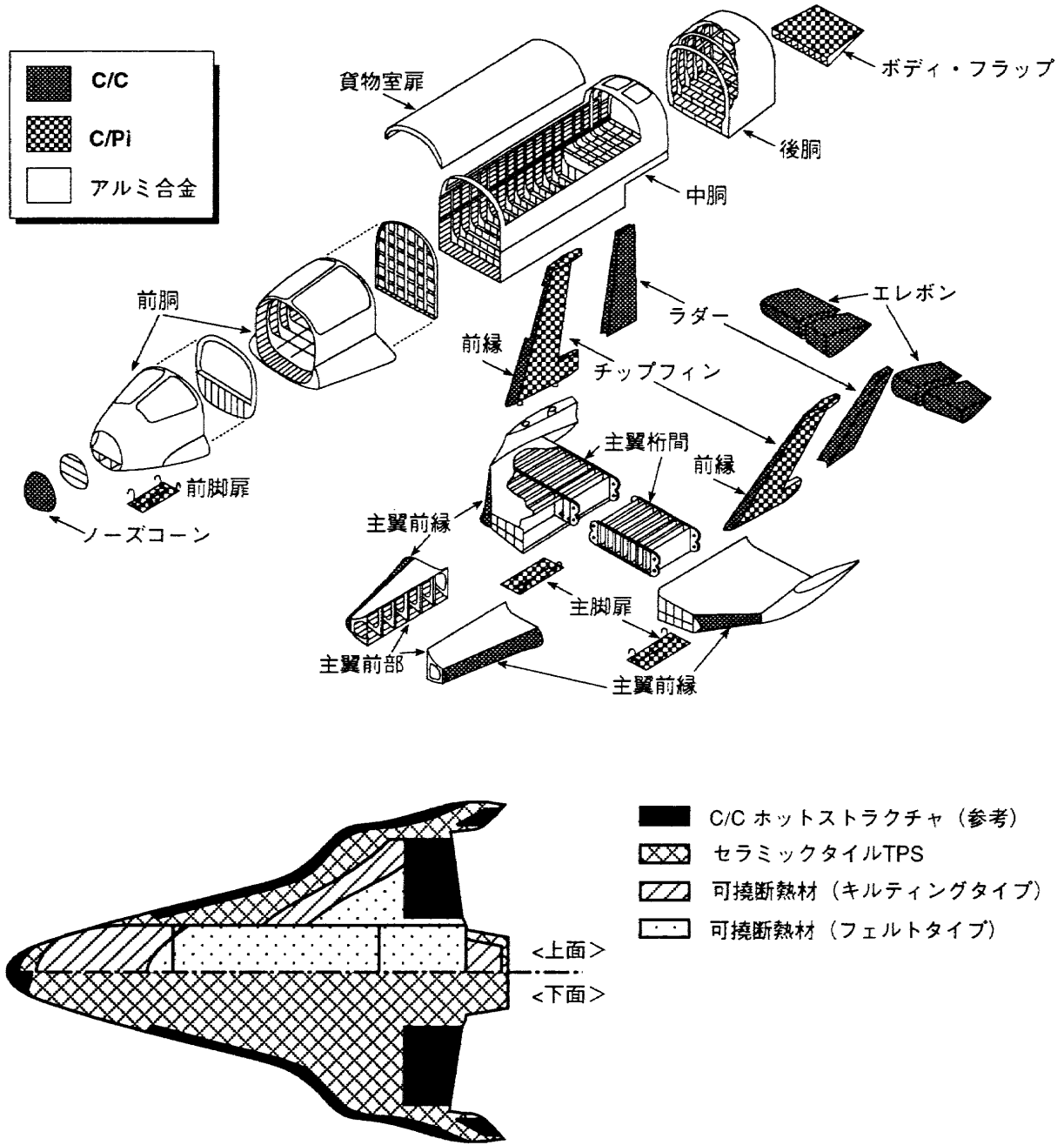


Fig.8 Structural Concept of HOPE-X

