

HOPE-X 開発から将来宇宙輸送系に向けて

HOPE-X Lessons Learned for Future Space Transportation Systems

名古屋航空宇宙システム製作所

浅田 正一郎*¹

森

健*2

山 尾 裕 行^{*3}

若

雄*4

宇宙往還技術試験機（HOPE-X: H-II Orbiting Plane Experimental）の開発を通じて、将来の再使用型宇宙輸送機（RLV: Reusable Launch Vehicle）開発に適用できる多くの教訓を得ることができた。本論文は、これまでの開発を通じて得られた技術と併せて、将来宇宙輸送系への適用を目指して現在実施されている研究開発技術につき紹介する。

MHI has learned numerous lessons for future space transport development through the development of H-II Orbiting Plane-Experimental (HOPE-X). This paper details these lessons and our current R&D in future space transportation systems.

1. ま え が き

HOPE-Xは、再使用型宇宙輸送系の実験機として開発が進められてきたが、平成12年8月、再使用型宇宙輸送システム研究開発の方針を見極めるための当面の処置として、その実機製作が凍結された。実機製作は凍結されたものの、現在も将来の再使用型宇宙輸送システムに向けて構造・熱防護、アビオニクス等の要素技術の研究開発は続けられている。ここでは、開発を通じて得られた技術及び現在実施されている研究開発技術について紹介する。

はじめに、HOPE-Xの概要として、想定されていたミッション計画を図1に示す⁽¹⁾。HOPE-Xは種子島宇宙センターからH-IIAロケット標準型第1段により打上げられ、ロケットから切り離された後、胴体後部に搭載された軌道変換エンジン（OMS: Orbital Maneuvering System）により加速し、楕円軌道に投入される。軌道を1周回した後、機体はOMSによる軌道離脱を行い大気圏に再突入、着陸場に向け滑空飛行を行う。降下する際の高度と飛行経路は再突入初期において姿勢制御用ガスジェット装置（RCS: Reaction Control

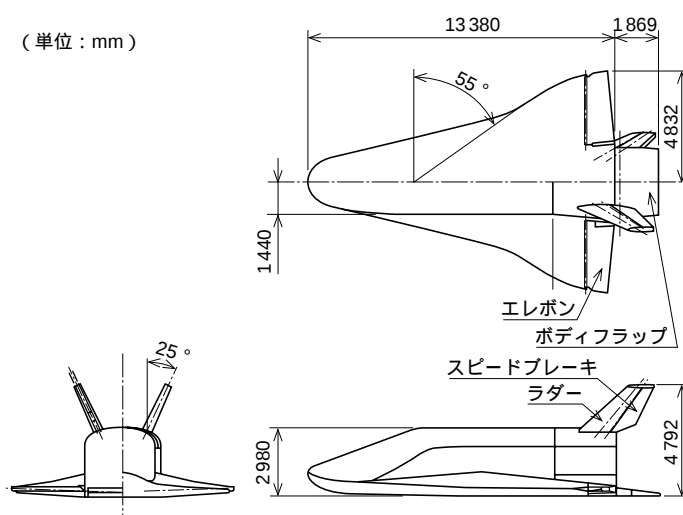


図2 機体概要 HOPE-Xの機体の3面図を示す。
HOPE-X main dimensions

System) により、次に空力舵面(ラダー、エレポン、ポディフラップ、スピードブレーキ)により制御される。最後に機体はクリスマス島(キリバス共和国)に設けられた滑走路に自動着陸する。打ち上げから着陸までのミッション時間は約2時間であり、この間地上追跡局によるレーダ追尾及びテレメータ・データの取得を行う。

機体の三面図を図 2 に示す。機体は胴体両側にダブルデルタ形状の主翼，上部に双垂直尾翼を有する。打ち上げ時の重量は約 14 t である。

2. 空力形狀・空力加熱

2.1 空力形状

HOPE-Xの機体形状の特徴は、一般的な航空機から比べると丸い機体であることが挙げられる。胴体のノーズ・主翼の前縁は空力加熱を考慮して極力大きな半径を有している。また、地球を周回していた速度から空気抵抗を利用して減速するために大きな抵抗係数を発生させるに十分な形態である。極超音速の空力加熱の厳しい領域（マッハ15以上）を

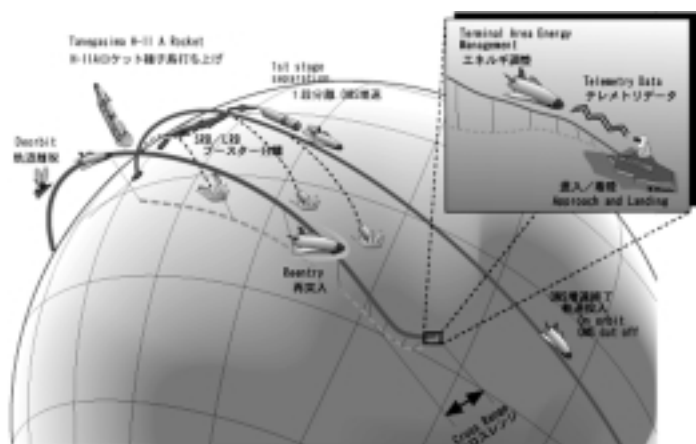


図1 HOPE-Xミッション計画 HOPE-Xで想定されていたミッション計画を示す。
HOPE-X mission profile

* 1 宇宙機器技術部主席

*3 宇宙機器技術部構造設計課主席

*2 宇宙機器技術部基礎設計課主席

* 4 宇宙機器技術部基礎設計課

飛行するために、耐熱材・断熱材のよりに身を包んだものとなる。

当初は、主翼の翼端にフィンを取り付けた形態で考えていたが、主に構造重量の軽減・振動特性の向上を目指して、胴上双垂尾形態に変更した。空力形状の設定・変更を通じて、再使用型の機体形状を設計する経験とノウハウを蓄積した。

機体形状の設定や、飛行計画・制御のためには空力特性の推算が必要になる。データの取得しやすさや精度の面から主に風洞試験結果に基づいて設計を進めた。また、風洞試験では実現出来ないマッハ数10を超える領域において風洞試験結果を外挿するのに数値流体解析を活用した。

機体設計に必要な誤差特性を設定するために、同じ速度域で異なる風洞、模型を用いて試験を実施し、HOPE-Xの開発を通じて、空力特性誤差及び風洞特性のデータを得たことは大きな収穫である。

2.2 空力加熱設計

HOPE-Xでは先行の軌道再突入実験機（OREX: Orbital Re-entry Experiment）²⁾、極超音速飛行実験機（HYFLEX: Hypersonic Flight Experiment）³⁾に比べて設計要求がより高度化したため、緻密な形状設計が必要となり、空力加熱設計には下記の代表例に示すような多くの課題がある。

(1) 主翼前縁衝撃波干渉加熱

ノーズ部に生じる離脱衝撃波が主翼前縁衝撃波/境界層と干渉し、ピーク加熱を生じる現象で、米国の極超音速機X-15ではこの現象によりパイロンが溶融・脱落する事故が起きている。

(2) 境界層遷移/乱流加熱

滑空下降に伴う高度低下につれて、機体周囲の境界層が層流状態から乱流状態に変化し著しい加熱上昇を生む現象で、層流から乱流状態への遷移発生メカニズムが解明されていないため、実験的に予測モデルを作成することが課題となる。

(3) 実在気体効果

機体周囲の空気が圧縮され高温となり、空気分子が原子に解離/再結合する現象を言う。原子が再結合する際にはエネルギー放出による加熱増加を伴うため、機体表面での再結合反応に対する触媒性の定量化が課題となる。

以上のような課題に対し、HOPE-Xでは極超音速風洞試験での定量データ取得、数値流体解析等による推算を行い、機体設計に供した。また、設計現場で運用性が高い三次元極超音速境界層解析コード⁽⁴⁾や、触媒性評価用の化学非平衡流体解析コード等の設計ツール整備も併せて行い、図3に示すように風洞試験結果評価、設計データ作成等に積極的に活用した。

HOPE-Xでは国内の極超音速流試験設備が、機体の開発と並行整備された経緯から、多数の海外試験を実施せざるを得なかったが、準備、調整などに手間取ることが多く短期間・低コスト開発の観点からは課題を残した。

今後の極超音速機開発ではHOPE-X開発期間中に整備された国内装置の使用、計算機の進歩を反映した高度な数値流体解析の設計ツール化などが望まれよう。特に高温流体は複

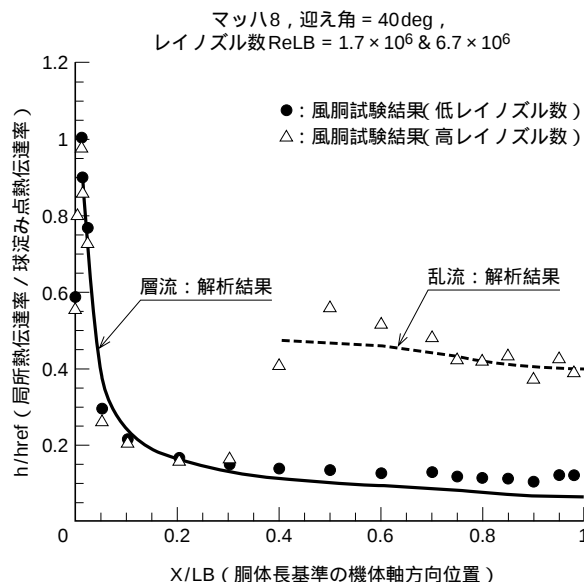


図3 胴体下面中心線上の加熱分布 HOPE-Xの極超音速熱風洞試験の結果と解析の対応（層流と乱流）を示す。

Heat transfer distribution on the windward centerline - test and analysis comparison -

雑現象、未解明現象が多いため、科学と工学のより密接なリンクによる開発支援体制の充実が必要になるものと考えられる。

3. 飛行制御/アビオニクス系

3.1 飛行制御

HOPE-Xでは、ロケット及び先行の実験機（OREX, HYFLEX）、小型自動着陸実験機（ALFLEX: Automatic Landing Flight Experiment）で蓄積した技術をベースとし、打ち上げから着陸まで無人で自動の飛行制御システムを開発し、実証することが主要目的の一つであった。

(1) 飛行制御システムの特長

飛行制御システムの主な機能は、航法・誘導・姿勢制御である。航法に関しては、センサとして、慣性センサ、デファレンシャルGPS受信機、電波高度計を飛行フェーズに応じて複合して使用する。誘導に関しては、H-IIAロケット及びスペースシャトルのロジックをベースに改良を行った。姿勢制御に関しては、制御装置として、エンジン・ジンバル装置、空力舵面及びRCSを複合して使用する。制御設計方式としては、フェーズの特徴に応じて、 H_∞ 制御、 H_2 制御、PI制御（比例積分制御）を使用している。

(2) 設計上の課題

HOPE-X等の宇宙機の飛行制御上の最大の課題は、要求される機能性能を初飛行時に満足すること、または、それを飛行前に保証する必要があることである。これが、飛行試験によりシステム検証が実施できる一般の航空機、または、地上の制御システムとの大きな違いである。

HOPE-Xでは、設計段階で飛行環境及び機体の特性を可能な限りモデル化し、飛行制御性能を確認している。このモデルには、誤差なしのモデルだけでなく、空力特性、アクチュエータ特性、大気特性等の機体・飛行環境の誤差モデルを

規定し、条件としては誤差耐性を含め、 3σ レベル(99.73%)で飛行可能となるように、設計を行った。

この設計用のモデルは、実機開発・飛行前試験・飛行を通して、順次検証・改良する計画であった。今後のRLV開発に向け、このモデルの検証・改良が実施できなかったことが、飛行制御としては最も大きな課題と考える。

3.2 アビオニクス系

(1) アビオニクス系の特長

アビオニクス系は飛行制御系、通信データ処理系、電力電装系及び飛行安全系の各種の機器より成る搭載電子機器である。各機器は単一故障が発生しても当該システム機能の喪失が無いよう冗長構成を採用している。代表例として、飛行制御系の統合慣性センサ（IIM: Integrated Inertial Measurement unit）はジャイロ及び加速度計の軸構成として6軸スキュー方式を採用することによって少ないセンサ数で高い信頼性を確保している。また、飛行制御ソフトウェアと組み合わせることによって航法・誘導・姿勢制御演算、冗長システム管理、機体システム制御、飛行安全管理の多くの機能を実現している自律飛行制御装置（AFC: Autonomous Flight Controller）も内部冗長構成を採用している。

(2) 設計上の課題

アビオニクス系機器には多数決方式を基本とした冗長管理方式を採用しているが、故障と正常の識別を自律的に実施するための基準値を設定することは開発上の困難が伴う。基準値を緩くすると誤検出は少なくなるが、故障は検出しにくくなる。逆に、厳しくしすぎると誤検出が増え飛行に支障をきたす。この基準値は機器等の地上試験データを基に設定し、フライト試験で妥当性を確認し要すれば修正するが、HOPE-Xは一旦飛び立つと途中では戻れないといった事情があり、この点で適切な基準値の設定が課題となる。

また、将来のアビオニクス系としては、従来ベースのシステムに対して開発容易性、運用/整備性の向上等が必要とされるが、この点については、現在、自律分散ネットワーク技術の適用等の研究を進めているところである。

4. 構造・熱防護材の開発

4.1 構造

HOPE-Xの構造設計では、軽量化と低コスト化が最大の課題であった。特に、熱防護材の接着要求として、構造体外皮での座屈を許容しないアルミセミモノコック構造の設計は、スキン板厚増、ストリング本数増を伴い、重量及びコスト面で不利なものであった。この改善のため、下記のコンセプトの下、カーボン/エポキシ複合材（CFRP: Carbon Fiber Reinforced Plastics）とアルミハニカムを用いたサンドイッチパネルを外殻構造とする構造設計に着手し、実機の90%大の試作を行った。図4に、HOPE-X原型構造供試体の主要構造部品の構想図を示す。また、製作した原型構造供試体の外観写真を図5に示す。

・軽量化：CFRP サンドイッチパネル構造の採用

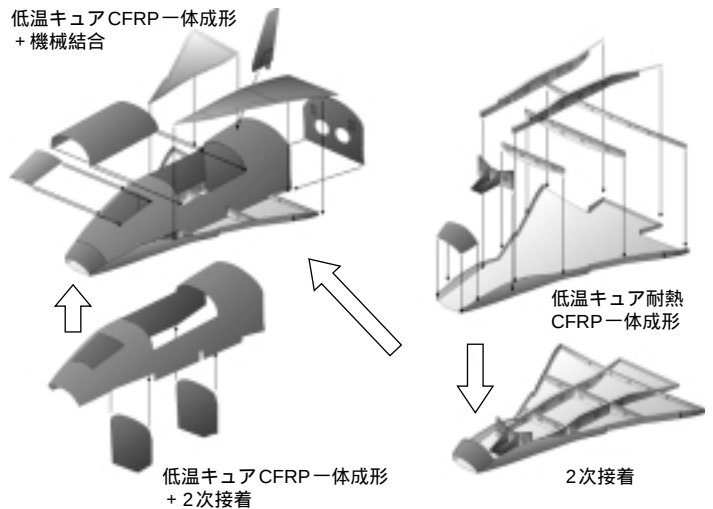


図4 構造構想 HOPE-X原型構造供試体の主要構造部品の構想図を示す。
Structure concept



図5 原型構造供試体外観 供試体外観写真を示す。
HOPE-X structure prototype

- ・低コスト化：大幅な部品数削減
- ・リードタイム短縮：製作1ヶ年

従来一般的なCFRPでは、加圧に用いるオートクレーブ設備の寸法が部品数削減に効果のある部品の大型化に大きな制約となった。このため、約100℃で硬化し、かつ、真空バッグだけで十分なCFRPプリプレグを開発した。

オートクレーブ不要、部品の大型化、部品数削減のほか、100℃の低い成形温度のためベニア合板などの安価な成型型が使用でき、治工具費の大幅な低コスト化が実現した。

また、CFRPサンドイッチパネルを適用し、大幅な軽量化を図るため、各部品は接着結合方式とし、結合部を含む部分的な構造要素試験を実施し、設計に反映した。

4.2 熱防護材

大気圏再突入時にノーズ、翼前縁や舵面では1500℃以上にもなる。1200℃を越える領域にはカーボン・カーボン複合材（C/C）やカーボン・炭化珪素複合材（C/SiC）、その他の領域にはセラミックタイルや可とう断熱材といった熱防護材（TPS: Thermal Protection System）が使用される。

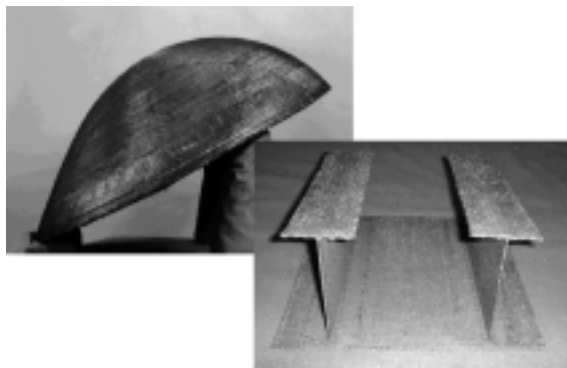


図6 HOPE-X ノーズコーン試作(製織工程時)(左図), 舵面模擬用補強平板モデル(右図) HOPE-X用C/C ノーズコーン試作品と舵面を想定して試作した補強平板モデルを示す.

Nose cap of HOPE-X (after fabrication)(left) and stiffened panel specimen for control surfaces (right)

(1) C/C複合材, C/SiC複合材

従来, 織物プリプレグを用い積層したC/C材ではその製造工程で, 層間剥離が発生しやすいこと, また, 立体的な複雑形状の成形が難しいことが技術課題であった. HOPE-X用C/C ノーズコーンの開発においては, 成形工程に, 三次元織り技術を採用した. 試作品を図6に示す. 3D-C/C化により, 製造工程での剥離は皆無となり, 製品の安定供給が可能となっている.

C/SiC材は, C/C材より酸化に強いと見られており, 軽量で耐熱性を要する舵面等の部位にC/C材と同様に有望な材料である.

HOPE-Xの舵面を想定して試作した補強平板モデル(図6)で, 室温での良好な強度特性を持つことを確認しているが, 中温度下(600~900)において, C/SiC材だけでは耐酸化性能に問題があると指摘されており, 現在, 1600まで耐える自己修復性(コーティングの成分が溶融して小さなクラックを埋める性質)を有する耐酸化コーティングの開発を進めている.

(2) セラミックタイル, 可とう断熱材

脆いこと及び飛行後多大な整備が必要なことにより運用性に問題があるが, 現在, 最も軽量と評価される熱防護材であるセラミックタイルは, OREX, HYFLEXで開発した後, 改良を加えて密度 0.1 g/cm^3 レベルで高強度タイプと低熱伝導率タイプの2種類のタイルを揃えている.

表面が平滑でない可とう断熱材(FEI: Flexible External Insulation)は風上側で使用不可という弱点を持つが, 軽量, 低価格, セラミックタイルに比べて装着時の取扱い性の良さ, 機体への全面接着ぎ装のため集中荷重の回避, かつ大きな面積に一度で装着でき, 組立コスト低減に寄与するなど, 他の熱防護材にはない利点がある.

HYFLEXで開発したFEIの高性能化を図った先進可とう断熱材(AFEI: Advanced FEI), 及びセラミックタイルに替わるTPSとして, FEI表面が平滑なセラミックカバーで覆われているため風上側に使用可能な表面強化型可とう断熱材(SPFI: Surface Protected Flexible Insulation)の内部

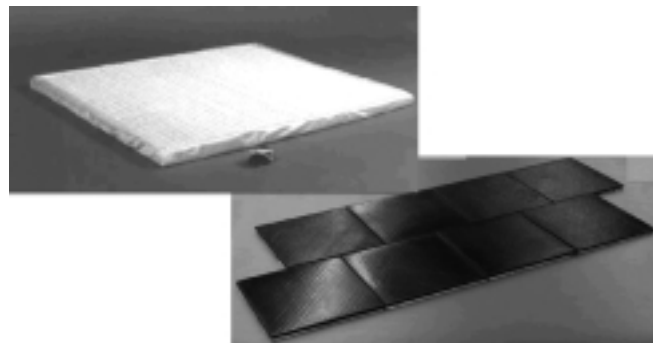


図7 AFEI試作品(左図)及びASPFI試作品(右図) 先進可とう断熱材(AFEI)と先進表面強化型可とう断熱材(ASPFI)の試作品を示す.

AFEI specimen (600 × 600 × 25.4mm)(left) and ASPFI specimens (300 × 300 × 20mm)(right)

断熱材として上述のAFEIを用いた先進表面強化型可とう断熱材(ASPFI: Advanced SPFI)を将来のTPS候補材と考え, 開発を進めてきた.

AFEIでは内部断熱材に反射性繊維を混合させたり, 構成材の耐熱化を図り, 耐熱性又は, 断熱性を重視した2種類のAFEIを試作した(図7左図). 高断熱性AFEIは密度 0.1 g/cm^3 レベルで従来品(スペースシャトル相当品)に比べて40%の熱伝導率低下を達成しており, 実機装着時には, 10~25%の重量軽減が期待できる.

Astrium社が考案したSPFIを基に軽量化を目指して, 内部断熱材に上記のAFEIを適用したASPFI試作品を図7右図に示す. 断熱性評価試験の結果から, 一部の改良によりセラミックタイルに比べて15%の重量軽減効果が期待される.

5. お す び

わが国のみならず, 人類全体の宇宙空間利用/活動を推進するに当たっては, 宇宙輸送系の大幅な低コスト化が鍵となっている. 従来の使い捨て型ロケットでの低コスト化には限界があり, 飛行機のように何度も使用できる完全再使用型宇宙輸送機の実現が唯一の解決手段と考えられている.

しかし, 完全再使用型宇宙輸送機の実現には膨大な開発費が必要であるのみならず, 技術的な壁も高い. 当社としては, 日本及び世界の再使用型宇宙機開発に貢献できるよう, HOPE-Xの開発を通じて得られた基礎技術, 知見及び教訓を糧に, 技術の壁を乗り越えるべく, 今後も研究開発を続けていく所存である.

本成果は, 宇宙開発事業団の委託業務の成果に基づいてまとめたものである.

参 考 文 献

- (1) Taniguchi, H., Development Plan and Status of the RLVs, AIAA 2001-1874 (2001)
- (2) 三宅捷ほか, HOPE再突入実験機, 三菱重工技報, Vol.28, No.6 (1991) p.634
- (3) 三宅捷ほか, 極超音速飛行実験機“ハイフレックス”実験機, 三菱重工技報, Vol.33, No.3 (1996) p.178
- (4) 小笠原宏ほか, 再突入機の空力加熱推定に関する研究, 日本機械学会論文集(B編), 64巻625号(1998) p.166