一特 集一

宇宙往還技術試験機空力設計上の課題^{*1}河内山 治朗^{*2}・秋 元 敏 男^{*2}尾 藤 日 出 夫^{*2}・松 田 昌 三^{*2}中 野 英 一 郎^{*2}・林 良 生^{*3}青 木 竹 夫^{*3}

Key Words: Spacecraft, Aerodynamics

著 者 紹 介

河内山治朗（正会員）

昭和21年生。山口県出身。昭和45年早稲田大学理工学部卒業。同年宇宙開発事業団入社。昭和57年ニューメキシコ大学工学修士課程修了。現在宇宙輸送システム本部宇宙往還技術試験機プロジェクトチーム主任開発部員。HOPEの研究に従事。

秋元 敏男（正会員）

昭和26年生。千葉県出身。昭和51年東京大学工学部機械工学科卒業。同年宇宙開発事業団入社。昭和60年スタンフォード大学航空宇宙工学修士課程修了。現在、(株)ロケットシステム出向中。AIAA 会員。

尾藤日出夫（正会員）

昭和36年生。岐阜県出身。昭和60年京都大学大学院工学研究科航空工学専攻修士課程修了。同年宇宙開発事業団入社。液体ロケットエンジン、宇宙往還機の開発に従事。現在、科学技術庁研究開発局宇宙利用課。AIAA 会員

松田 昌三（非会員）

昭和37年生。福岡県出身。昭和61年九州大学大学院工学研究科応用力学修士課程修了。同年富士重工株式会社入社。現在、同社航空宇宙事業本部宇都宮製作所研究部空力研究課所属。空力設計解析に従事。

1. は じ め に

現在、航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団は2000年度頃の打上げを目標に宇宙往還技術試験機（HOPE-X）の研究・開発を行っている。宇宙往還技術試験機はロケット打上げ型/有翼型の機体であり、打上げから軌道投入/離脱、再突入、着陸までの幅広い飛行領域を飛行するよう、バランスの良い機体設計を行う必要がある。本稿では、宇宙往還技術試験機の概要について述べるとともに、空力設計、特に、空力特性推算における課題について述べる。

2. 宇宙往還技術試験機の概要

宇宙往還技術試験機（HOPE-X）は、

中野英一郎（正会員）

昭和41年生。千葉県出身。平成3年東京大学大学院工学系研究科航空工学専攻修士課程修了。同年宇宙開発事業団入社。宇宙往還機の開発に従事。

林 良生（正会員）

昭和17年生。岐阜県出身。昭和40年名古屋大学航空学科卒業。同年航空宇宙技術研究所に入所。V/STOL 機の研究、STOL 実験機「飛鳥」の空力技術開発及び飛行実験を担当し、現在空力性能部長及び HOPE 開発チームでマネジメントに従事。

青木 竹夫（正会員）

昭和28年生。埼玉県出身。昭和50年東京理科大学理学部2部物理学科卒業。昭和46年科学技術庁航空宇宙技術研究所入所。ルートピーク管、低温風洞、HOPEの研究に従事。

^{*1} 平成8年4月9日、日本航空宇宙学会第27期年会講演会にて講演。平成8年9月2日原稿受理 Subjects on Aerodynamic Design of HOPE-X (H-II Orbiting Plane-Experimental)

^{*2} 宇宙開発事業団 Jiro KOCHIYAMA, Toshio AKIMOTO, Hideo BITO, Masami MATSUDA, Eiichiro NAKANO

^{*3} 航空宇宙技術研究所 Yoshio HAYASHI, Takeo AOKI

第1図 宇宙往還技術試験機の概要

第2図 宇宙往還技術試験機の飛行プロフィール

- (1) 将来の再使用型宇宙輸送システムの実現にむけた技術基盤の段階的育成
- (2) ロケット打上げ型無人有翼往還機 (HOPE) の主要技術の確立

を目的に HOPE と同規模で、打上げ、軌道投入/離脱、再突入から所定の着陸場への着陸までを飛行実証する試験機である。概要図を第1図に示す。

宇宙往還技術試験機はスペースシャトル (STS)

と同様に大きなデルタ翼を持ち、空力加熱、着陸性能、打上げ時の制御性等を考慮して主翼面積、前縁後退角が決められている。主翼翼端にはチップフィンと呼ばれる垂直尾翼を持ち、大きな迎角で飛行する極超音速域で方向安定板として使われるとともに、低速時の揚力を増す端板効果がある。舵は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が装備されている。また、HOPE-Xの軌道投入/離脱を行うための軌道変換用エンジン（OMS エンジン）および軌道離脱/再突入後空力舵面による制御が可能となるまでの間、姿勢制御を行うための姿勢制御用スラスター（RCS スラスター）を機体後部に有している。

構造様式はアルミ合金を主構造とし、部分的にカーボン/カーボン（C/C）複合材やカーボン/ポリイミド（C/Pi）複合材が適用されている。熱防護材は、一般部においては温度レベルに応じてセラミックタイル、可とう断熱材を主構造外板に貼り付け、セラミックタイルの耐熱上限を越える高加熱領域（ノーズキャップや前縁等）にはC/C ホットストラクチャが適用されている。

宇宙往還技術試験機は1段式のH-IIA ロケットにより種子島宇宙センターから打ち上げられ、地球を約1周回した後、軌道離脱を行い、大気圏への再突入・滑空飛行後、所定の着陸場に着陸する。飛行プロフィールの概要を第2図に示す。

3. 宇宙往還技術試験機空力設計

宇宙往還技術試験機空力設計における基本的な考え方は以下のとおりである。

- (1) 宇宙往還技術試験機の機体形状は実用往還機の機体形状にそのまま採用できる形状とする。
- (2) 打上げから着陸まで、全飛行フェーズの空力設計に対する要求をバランス良く満足させる形状とする。

- ・空力特性の大幅な非線形的変化を生じない。
- ・制御系の許容する範囲内で静的不安定性等を許容する。等

- (3) 宇宙往還技術試験機では従来の航空機の開発と異なり、飛行試験で空力特性を確認しながら徐々に飛行領域を広げることができず、いきなり全飛行領域を飛行しなければならない、という特殊性を考慮し、信頼性の高い空力特性データの提供および信頼性の根拠の明確化を目指す。

- (4) 我が国にとって未知の領域である有翼機の極超音速域の空力加熱については、飛行経路設計、

第3図 スケジュール

第4図 風洞試験空力形状 [1987～1992年度]

熱構造設計などを含め、システム全体で適切な余裕を持つものとする。

空力設計は空力形状設計と空力特性推算の2つに大きく分けられる。以下、この2つについて述べる。

4. 空力形状設計

宇宙往還技術試験機の空力形状設計において考慮すべき要求・制約条件を以下に示す。

- ・ 打上げ時制御性
打上げ時に発生する全機の空力モーメントが打上げロケットの制御能力以下であること
 - ・ クロスレンジ能力
実用機形態において 1500 km 以上
 - ・ 空力加熱率
全機の表面加熱率が 600 kW/m^2 以下であること
 - ・ 着陸性能
実用機形態において 3000 m 級
試験機形態において 1800 m 程度
 - ・ ペイロード要求
実用機形態において国際標準ラック 3 個を収容可能なこと
- 以上のような要求・制約条件から主翼面積等の概略規模を決め宇宙往還技術試験機の形状設計をスタート

させた。スケジュールを第3図に示す。

- (1) ロケット打上げ型無人有翼往還機 (HOPE) の研究 [1987~1992 年度]
第4図¹⁾に示すような各種形状について風洞試験等を行った。
- (2) 宇宙往還技術試験機概念設計スタート [1993 年 10 月] (第3図: #1)
- (3) 予備風洞試験形状の設定 (06 HOPE 形状) [1994 年 7 月] (第3図: #2)
基準構想/代替構想案のとりまとめ [1994 年 8 月]
- (4) 設計ベースライン形状の設定 (06 HOPE DA 形状) [1995 年 6 月] (第3図: #3)
 - ・ 概念設計/システム設計で明確になった要求事項のとりこみ
 - ・ 過去の風洞試験/CFD 解析/簡易推算法によるパラメトリック形状検討、空力特性推算を実施した。
- (5) 基本風洞試験形状の設定 (07 HOPE 形状) [1995 年 12 月] (第3図: #4)
06 HOPE DA 形状から 07 HOPE 形状への主な変更点を第5図に示す。
- (6) 宇宙往還技術試験機基本外形形状 (案) の設

第5図 06 HOPE DA 形状から 07 HOPE 形状への主な変更点

定 [1996 年度冬頃] (第 3 図 : # 5)

宇宙往還技術試験機基本外形形状の決定 [1997 年度夏頃] (第 3 図 : # 6)

空力形状設計はいわゆる全体システム設計であり、飛行制御、構造/熱防護、装備それぞれの担当からの制約条件、要求事項を加味しつつ、空力形状の設定を行っていく必要がある。空力担当としては、過去の経験に基づき形状変更すべき方向性を示すとともに、形状変更に対する空力特性の定量的な変化を推算する実力をつけていくことが望まれている。特に空力特性推算は、この宇宙往還技術試験機のような低速から極超音速域まで幅広い領域を飛行し、かつ、飛行機とは異なり徐々に飛行領域を拡大するといった開発手法をとれない機体について、精度良く行っていく必要がある。

5. 空力特性推算

上記の設計ベースライン形状設定時における推算法をもとに、その時点で抽出された課題について述べる。

(1) 空力係数について

(a) 設計ベースライン形状設定時の推算法

- ・予備風洞試験結果を風洞試験ノミナル値とし、これに実機飛行条件への補正（実機レイノルズ数の補正、ミスレニアス抵抗の補正等）を行ったものを設計ノミナル値とした（全速度域）。
- ・地面効果、脚効果については小型自動着陸実験機（ALFLEX）風洞試験、過去の HOPE 風洞試験

結果をもとに推算した（低速域）。

(b) 空力係数推算における課題

- ・風洞試験時の支柱干渉/スティング干渉の影響、ベース抵抗推算の精度向上
- ・実機レイノルズ数補正推算の精度向上
- ・実在気体効果による空力特性への影響²⁾
- ・RCS ジェット干渉の影響の有無
- ・動安定微係数の推算

(2) 空力係数誤差について

(a) 設計ベースライン形状設定時の推算法

我が国では空力係数誤差を設定できるデータがないので、STS のデータを参考に用いた³⁾（全速度域）。

(b) 空力係数誤差推算における課題

- ・宇宙往還技術試験機独自の空力係数誤差が設定できるような試験、解析の蓄積
- 一同形状風洞試験模型による国内外数カ所の風洞による対応風洞試験の実施、誤差データの評価

(3) 空力荷重について

(a) 設計ベースライン形状設定時の推算法

設計標定になると思われる遷、超音速域について、空力荷重分布データとしては風洞試験結果と CFD 解析結果があるが、風洞試験データは計測点数が限られているため CFD 解析結果の検証用として使い、詳細な分布データが得られる CFD 解析結果を設計データとした。ただし、エレポン操舵ケースでは渦格子法（VLM）による計算結果を風洞試験結果を用いて補正することによりエレポン部圧力分布変化分を推算した（遷、超音速域）。

第 6 図 空力加熱特性予測の基本的な考え方

(b) 空力荷重推算における課題

- ・舵面操舵時形態の空力荷重分布の精度向上
- ・遷, 超音速域以外での圧力分布, 空力荷重計算の確認

(4) ヒンジモーメントについて

(a) 設計ベースライン形状設定時の推算法

- ・STS および ALFLEX 風洞試験結果を参考に推算した(全速度域, 一部風洞試験データもあり)。

(b) ヒンジモーメント推算における課題

- ・推算精度の高いヒンジモーメントデータの取得

(5) 空力加熱特性について

(a) 設計ベースライン形状設定時の推算法

- ・完全気体条件の風洞試験結果を主体とし, 完全気体 CFD 解析結果を風洞試験データの補完に用いた。完全気体条件を設計条件とするのは, 風洞試験で飛行時の実在気体条件を模擬するのが不可能であり, また完全気体条件の方が実在気体条件より加熱率が大きく安全側であると考えられるためである。設計データとして用いる空力加熱率は, 風洞試験または CFD 解析から推算される加熱率 (= [局所加熱率/基準球よどみ点加熱率]_(風試, CFD) × 実機飛行条件基準球よどみ点加熱率) にデータのバラツキ, 不確定性を加えた値として設定した(第6図)。

(基準球よどみ点加熱率は Fay & Riddell 式で推算)

境界層遷移による空力加熱上昇(STSの例は参考文献4)を参照)については, 経験的な判定式に基づき遷移レイノルズ数を求め, 乱流遷移後の加熱条件は Spalding-Chi 法により求めた。

(b) 空力加熱特性推算における課題

- ・空力加熱設計データノミナル値の精度向上, バラ

ツキの評価

- ・実機飛行条件の基準球よどみ点加熱率を推算する Fay & Riddell 式の不確定性の評価
- ・実在気体効果を含めた空力加熱特性の推算, 壁面の有限触媒性を考慮した空力加熱特性の推算
- ・境界層遷移による空力加熱増加量の推算精度向上

6. お わ り に

以上, 宇宙往還技術試験機の空力設計上の課題について述べた。宇宙往還技術試験機は, 1997年度頃の外形形状確定, 2000年度頃の打上げを目指し, この限られた期間の中で上に述べたような数多くの課題を解決しながら, 空力設計を推し進めていく必要がある。2章にも述べたが, このような機体の開発・飛行実績がない我が国にとって, この宇宙往還技術試験機の研究・開発作業そのものが, 再使用型宇宙輸送システムの実現にむけた技術基盤の育成につながるものとなる。今後とも各分野の専門家の指導をうけつつ, 先駆者である STS の成果, OREX, HYFLEX, ALFLEX の成果を反映しながら進めていく所存である。

参 考 文 献

- 1) NAL/NASDA HOPE 研究共同チーム: 宇宙往還技術試験機の基本構想, 航技研特別資料 SP-23 (1994)。
- 2) Griffith, B. J., Maus, J. R. and Best, J. T.: Explanation of the Hypersonic Longitudinal Stability Problem—Lessons Learned, NASA CP-2283, Part 1 (1983), pp. 347-380.
- 3) Young, J. C. and Underwood, J. M.: The Development of Aerodynamic Uncertainties for the Space Shuttle Orbiter, NASA CP-2283, Part 2 (1983), pp. 1169-1186.
- 4) Harthun, M. H., Blumer, C. B. and Miller, B. A.: Orbiter Windward Surface Entry Heating: Post-Orbital Flight Test Program Update, NASA CP-2283, Part 2 (1983), pp. 781-804.