

市販コード INCA を用いた HOPE-X まわりの極超音速流 CFD 解析

坂元康朗*, 辻本健士†

Hypersonic CFD Analysis of the HOPE-X Vehicle by INCA

by

Yasuro Sakamoto*, Takeshi Tsujimoto†

ABSTRACT

In this paper, some results of hypersonic CFD simulation of HOPE-X vehicle by commercial CFD code "INCA", which are available for non-equilibrium flow analysis to estimate real gas effect at reentry phase, is presented. Compared with the results by NAL code and wind tunnel, it appears that the commercial CFD solver enables us to take some suitable results, so that we confirm the tool's potential and our step to define the aerodynamic characteristics in HOPE-X design.

1.はじめに

宇宙往還技術試験機(HOPE-X)は、再使用型宇宙輸送システムの技術基盤の育成を図る事を目的とした有翼宇宙往還実験機であり、航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)が共同で開発を進めている。

HOPE-X の開発では風洞試験を補完するために CFD 解析結果を設計に取り込むことで空力特性推算を実施しており、特に風洞試験による推定が困難な実在気体効果(ここで言う実在気体効果は振動励起、化学反応といった高温な空気特有の性質による効果をいう。)については CFD を主用している。高マッハ数高エンタルピ飛行領域では実在気体効果により機体はピッチアップ特性を示し、エレボン、ボディフラップの下げ舵角の増加に繋がるがその一方、空力加熱条件の制約によりこれらの舵面の操舵範囲は抑さえられてしまうため、縦トリムの成立性においてこの効果を正確に見積もることは非常に重要である。しかしながら実在気体効果を伴う流れ場の解析手法は CFD においても発展途上の段階であり、複数のコードにて解析を行い推定値の信頼性を向上することは不要な設計マージンの除去、設計開発リスクの低減といった観点から有益である。

ところで、現在多種の CFD コードが市販されてきており、その中には実在気体効果を含めた解析が可能なものもいくつか見受けられる。これらのコードは HOPE-X の開発のみならず将来の宇宙輸送系の研究・開発においても有益なツールとなり得る可能性が大きい。

そこで本報告では市販コードの一つである "INCA" を用いて実施した HOPE-X まわりの極超音速 CFD 解析の結果について NAL コード¹⁾及び風洞試験²⁾との比較を行う。

2.INCA³⁾

INCA は米国 Amtec Engineering 社にて開発された化学反応・乱流モデルを備えた Navier-Stokes 流体解析コードである。時間進行法、対流項スキーム、輸送係数モデル等には複数の選択肢があり、ユーザが設定することも可能である。計算格子は Multi-block に対応している他、計算中に空間格子を衝撃波に適合するよう形状変更する機能も有している。また非平衡流解析では境界条件として壁面触媒性を与えることも可能である。各種計算条件は所定のフォームにてテキストファイルで記載することで定義可能であり、別途計算格子を準備することで簡単に本ツールの実行が可能である。また、解析結果は各種可視化ツールに対応した書式にて出力が可能であり、簡単にグラフィック表示を行うことができる。

* 三菱重工業株式会社 (H11.4・H13.3:宇宙開発事業団)

† 宇宙開発事業団

NASDA では本解析コードを使用して HOPE-X 形状等のいくつかの形状についての完全気体、非平衡流の計算を実施しており、今回はその一部について報告する。

3.計算対象・条件

計算対象は 11HOPE 形状 ④と呼ばれる、HOPE-X の最新機体形状とした(Fig. 1)。ただし実在気体効果に対する寄与がほとんどないと予想される胴上尾翼及び胴体後端面に艤装される推進系は模擬していない。また、全ケースにおいてエレボン、ボディフラップは中立(舵角 0deg)とした。

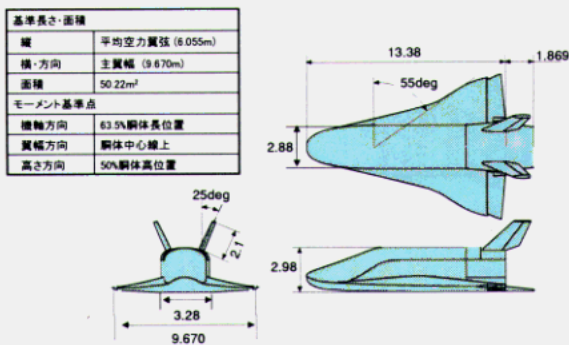


Fig. 1 11HOPE 形状三面図

気流条件はTab. 1に示す通りであり、これはHOPE-X 帰還時の実機飛行条件である。計算は完全気体と非平衡流の双方について実施した。また、Mach=8におけるReynolds数は米国Arnold Engineering Development Center (AEDC)にて実施された風洞試験条件ともほぼ同一である。全てのケースにおいて迎角は 40deg、横滑り角は無しとしている。機体表面の壁温は 1366K で一定とし、完全非触媒壁として計算を行った。

Tab. 1 気流条件

| CASE | Mach 数 | 静圧(Pa) | 静温(K) |
|----------|--------|--------------------|-------|
| 1 | 26 | 0.944 | 197.4 |
| 2 | 20 | 4.007 | 214.9 |
| 3 | 15 | 11.49 | 234.3 |
| 4 | 10 | 36.73 | 257.7 |
| 5 | 8 | 79.55 | 270.7 |
| (参考)風洞試験 | 7.93 | 1.39×10^6 | 689.0 |

4.数値解法

基礎方程式は時間平均 Navier-stokes 方程式であり、今回の解析では対流項スキームには Steger-Warming による Flux Vector Splitting, 時間積分は LU-SGS 法を適用した。輸送係数モデルは Blotter&Wilke を、さらに非平衡流解析の気体モデルには Park の2温度モデル(5 化学種 17 化学反応)を用いた。なお、乱流モデルは適用していない。

計算格子点数は機体周りで流れ方向に 106 点、機体軸周方向周りは 96 点、機体面から垂直方向には 67 点としており、胴体/舵面後端部は Multi Grid により、機体周りとは別 Block とした。(Fig. 2)

なお、計算機は NAL 所有の CRAY Y-MP(演算性能 672MIPS)を使用した。

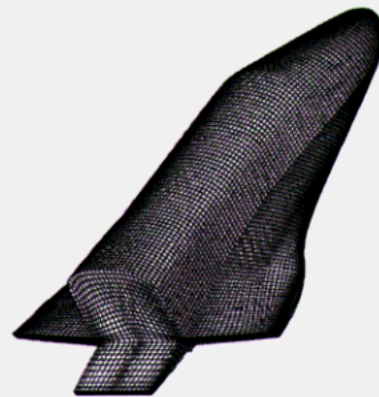


Fig. 2 機体表面計算格子

4.解析結果

4.1 完全気体

縦 3 分力の解析結果を NAL 完全気体コードによる結果 ①、並びに風洞試験 ②と併せてFig. 3, Fig. 4に示す。AEDC で行われた風洞試験では実在気体効果は含まれないので、完全気体での計算結果の比較対象としては妥当である。

NAL コードによる解析では胴上尾翼有り形状を計算対象としているが、Tab. 2に示すように風洞試験における尾翼有/無の空力特性への影響は AEDC の風洞試験において推定される計測誤差と同程度以下であることから、尾翼の縦 3 分力への影響はあまりないと判断でき、INCA による完全気

体の解析結果の比較対象とすることは妥当であると考えられる。また、軸力係数 CA の算出に当たっては胴体後端面にかかる圧力分は考慮していない。

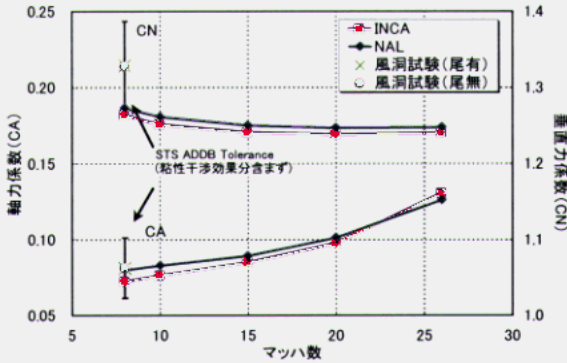


Fig. 3 CN, CA 推算結果 (完全気体)

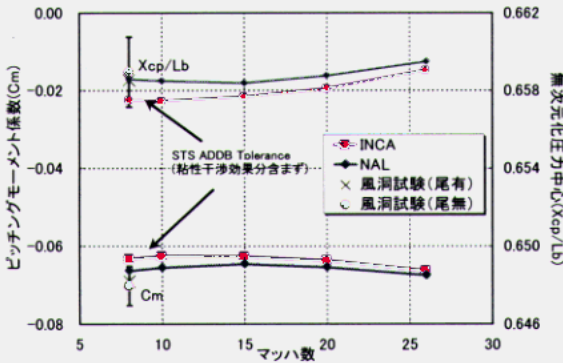


Fig. 4 Cm, Xcp 推算結果 (完全気体)

Tab. 2 尾翼形態有/無の空力係数への影響

| | CN | CA | Cm |
|-----------|----------|----------|----------|
| 尾翼有/無による差 | 0.000307 | 0.001311 | 0.001163 |
| 風洞試験誤差 | 0.023200 | 0.004200 | 0.001180 |

INCA による計算結果を NAL 完全気体コードによる結果と比較すると、両者の差は設計時に風洞間誤差の目安としている米国スペースシャトル (STS) Aerodynamic Data Base (ADDB)⁵⁾ に記載されている Tolerance の片側の範囲内であり、機体の設計という観点からは概ね一致していると判断できる結果となっている。

これらの CFD 結果を風洞試験結果と比較した場合、INCA での計算結果と風洞試験結果の差は NAL コードにおけるそれと比べると大きくなって

るが、ピッチングモーメント (Cm) を除き上記 Tolerance の片側程度であり、NAL コードによる結果よりも風洞試験との差は大きいものの、概ね妥当な結果が得られたと考えられる。また、CFD では CN は風洞試験と比較して上記 Tolerance の片側程度小さめの結果となっているが、その原因は今のところ不明である。

4.2 実在気体効果

Fig. 5 に INCA にて得られた Mach=26 での機体下面における圧力分布を示す。主翼翼端やエレボン付近を比較するとコンター図においても実在気体効果によるものと思われる分布の違いが確認される。また、中心線上での圧力分布では実在気体効果による圧力の変化が確認する事ができる。

今、実在気体効果を非平衡流解析と完全気体解析の差分と定義し、11HOPE 形状に対して CFD 結果により得られた同効果を Fig. 6 に示すが、実在気体効果によって CN が減少し、 Cm が増加、すなわちピッチアップの傾向が現れており、定性的には予想された結果が得られている。

INCA による解析結果を NAL コードによる結果と比較すると、高 Mach 数で Mach ワイズの傾向に違いが見られるものもあるものの、全体としてコード間の差は STS ADDB での Tolerance と同程度である。NAL コードによる 11HOPE を対象とした計算では非平衡流と理想気体で輸送係数モデルなどが異なっている。本効果を正確に見積もるためには計算結果に差が生じる、その他の要因をできるだけ排除すべきであり、従って同一のコードを用いて生成項の取り扱いのみを変えてその差分をとることで実在気体効果を推算することが望ましい。過去に STS 形状を対象に行った検証計算においては、同様な処理を行った結果、実在気体効果の推算値は OADB⁶⁾ の値に対して上記 Tolerance の片側以下で一致していることから、今回についても同様の手順で実在気体効果を算出すると結果はかわってくると思われる。

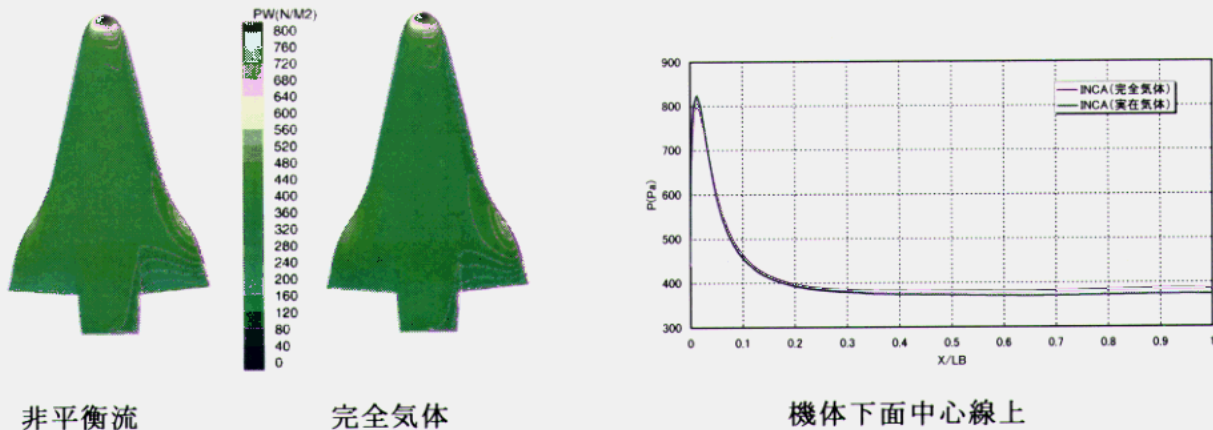


Fig. 5 機体下面側圧力分布(Mach=26)

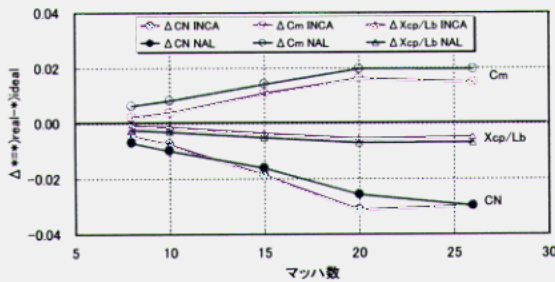


Fig. 6 実在気体効果推算結果

5.まとめ

市販コード“INCA”を用いた HOPE-X まわりの極超音速流 CFD 解析を行った。縦三分力の解析結果を風洞試験及び HOPE-X の設計にて主用している NAL コードでの結果と比較したところ、完全気体、非平衡流のどちらにおいても概ね良好な結果が得られた。INCA についてはこれまでに STS 等オービター形状の計算により検証を行い、良好な結果が得られており、今回 INCA と NAL コードという異なる計算コードによる HOPE-X 形状の計算結果が妥当な一致を示したことで、これらの結果を用いた空力特性推算の信頼性が増したものと考えることができると共に、INCA の有効性を確認することができた。

参考文献

- 1) 山本, 伊藤 HOPE の空力設計解析 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2000 論文集 NAL SP-46 193-206pp. 2000 年 12 月
- 2) T.Tsujimoto et al. Aerodynamic characteristics of HOPE-X configuration with twin vertical tails, AIAA-2001-1827
- 3) INCA User's Manual
- 4) 石本他 宇宙往還技術試験機 (HOPE-X) の機体形状改善について 平成 11 年度宇宙航行の力学シンポジウム 118-121pp.
- 5) Aerodynamic design data book Orbiter Vehicle, SD72-SH-0060
- 6) Operational Aerodynamic Data Book Volume3 Orbiter Vehicle Aerodynamic Data, NASA-CR-172021