

将来型再使用宇宙輸送システムに向けた 空力数値シミュレーションの経過と今後の展望

山本行光^{*}、吉田正廣^{*}、川戸博史^{*}

Present Status and Prospect of Aerodynamic Numerical Simulation
for Future Reusable Space Transport Systems

Yukimitsu YAMAMOTO, Masahiro YOSHIDA, Hiroshi KAWATO

Abstract

TSTO reusable launching system has come to be considered a main candidate for future space transport systems. Numerical simulation has played a very important role in the aerodynamic design of space transport vehicles such as HOPE-X and the related re-entry flight experiments. In the present report, recent studies of the aerodynamics of the several re-entry vehicles are introduced and the application of the multi-disciplinary simulation technology is described for the construction of future reusable TSTO space transport systems.

1. はじめに

最近、NASAによりOSP (Orbital Space Plane) 計画の概要が発表された¹⁾。すなわち、現行のスペースシャトルによる輸送形態の代替として、より安全でかつ再使用性を高めた小型の有人輸送システムの研究と開発が主眼に置かれるようになってきた。我国においても、これまでHOPE-Xのプロジェクトが進められてきたが、このような有翼宇宙往還機の開発が、将来のスペース・ステーションを中心とした有人宇宙活動を支える基盤技術になろうとしている。

一方、より総合的な見地から、打ち上げシステムも含めた将来の再使用宇宙輸送システムを構築する上で、TSTO二段式宇宙往還システムが最も実現性の高いシステムとして考えられるようになり、HOPE-Xプロジェクトで得られた技術的蓄積を背景に、新たな再使用システム技術実証機の構想が本格的な展開に入ろうとしている。

本報告では、このような状況下、これまでCFDによって代表される数値シミュレーション技術による新たな概念設計システム構築を目指し、空気力学を基盤とした多分野統合シミュレーション技術の応用と展開について概観するとともに、再使用輸送システムを考える上で、極めて重要となる空力課題の克服という面からも焦点を当て、詳細な説明と現況を紹介する。

本報告の前半では、TSTO打ち上げフェーズにおける衝撃波干渉加熱²⁾と分離の問題について解説し、次にリフティングボディ^{3), 4)}、HOPE高速飛行実証機^{5), 6)}等の宇宙往還機の再突入帰還時における遷音速空

力特性の評価と検証課題、最後に再使用システム技術実証機の極超音速空力加熱特性のシミュレーション状況について述べる。

2. 将来型TSTO再使用宇宙輸送システムに関する数値シミュレーション

将来型再使用宇宙輸送システムを構築するにあたり、現在のところ、二段式有翼TSTOシステムが最も実現性の高いシステムとして考えられている。この候補の一つとして、ロケット推進によるTSTO再使用有人宇宙往還機のイメージを図1に示す。TSTO上段部としては、米国のOSP計画にみられるように、緊急時のアバート性や、翼胴形態では小型化による耐熱設計システムの制約等があることから、ブレンディッドリフティングボディが採用される確率が高いものと推

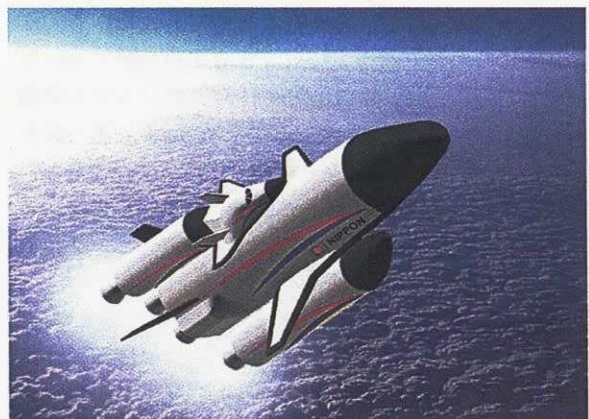


図1 有翼TSTO再使用ロケット輸送システム イメージ図

^{*} 航空宇宙技術研究所

現 宇宙航空研究開発機構

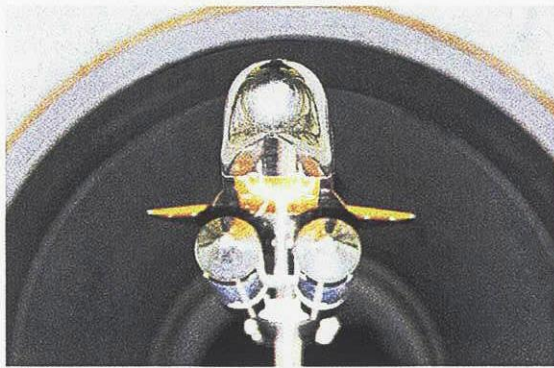
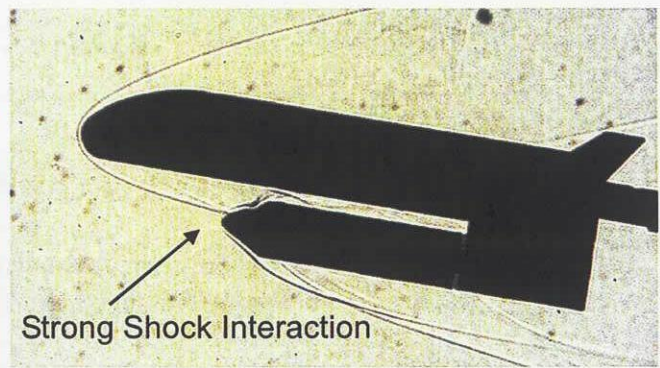
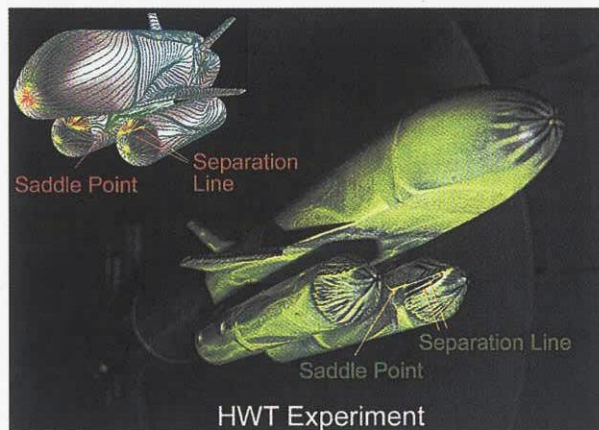
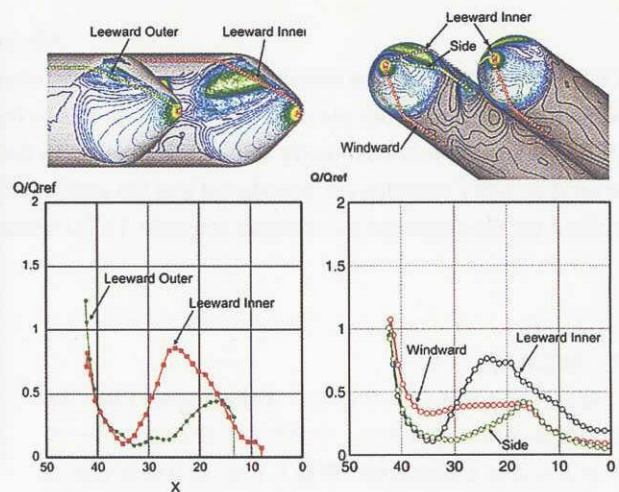


図2 極超音速風洞TSTO試験モデル写真

図3 シャドウグラフによる下段ブースター頭部衝撃波干渉の可視化 ($M_\infty=9.58$, $\alpha=10^\circ$)図4 TSTOブースターノーズ部を中心としたオイルフローパターンの比較 ($M_\infty=9.58$, $\alpha=10^\circ$)図5 衝撃波干渉によるブースターノーズ局所空力加熱ピーク分布の比較 ($M_\infty=9.58$, $\alpha=10^\circ$)

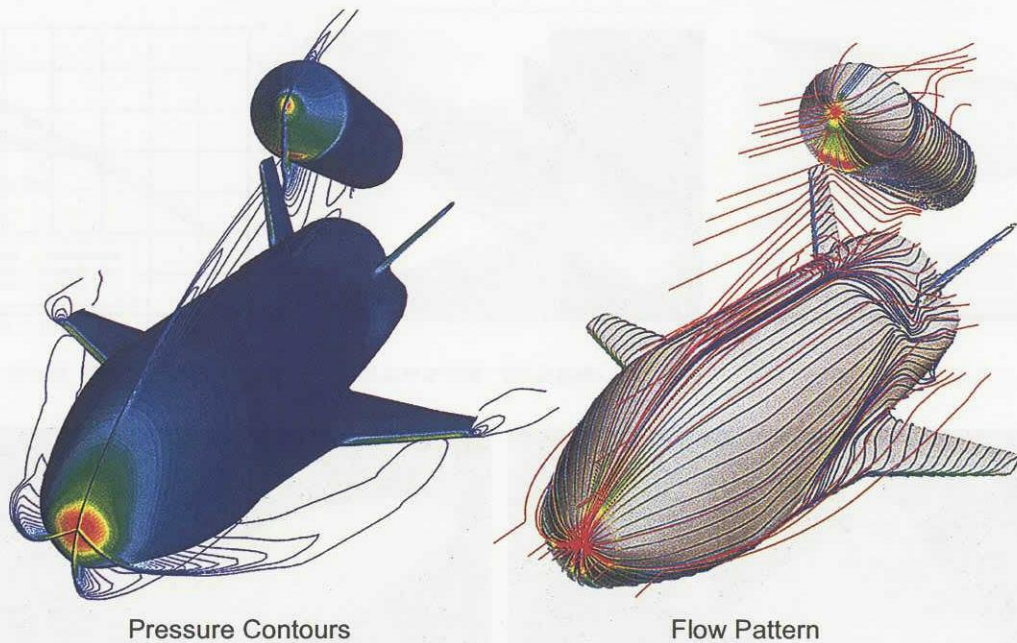
定される。一方、第一段目は、有翼双垂尾形態をとり、水平着陸による完全再使用を目指すことがシステム上合理的と考えられる。

このようなTSTOシステムの打ち上げフェーズにおいて、最も重要な空力課題の一つが、衝撃波干渉の解明である。特に極超音速飛行領域では、衝撃波が強くなるにつれ、衝撃波干渉点での圧力や空力加熱のピークも次第に強くなり、スペースシャトルの打上げの例にみられるまでもなく、局所的に極めて大きな空力的影響が生じることとなる。さらに、TSTO分離フェーズにおいても、その正確な空力特性評価がシステム構築を行う上で必須条件となる。このため、図1の第一段有翼機と2本のロケットブースターを組み合わせた形態についてマッハ10極超音速試験、及びCFDによる対応解析を行い、衝撃波干渉構造の解明と、ピーク空力加熱の検証解析を行った。

図2にTSTOモデル写真、図3にマッハ数9.58、迎角 10° でのシャドウグラフによるブースター頭部の衝撃波干渉の可視化結果を示す。今回の試験では、有翼機体頭部からの衝撃波が、迎角 0° でブースターノーズ中

央に入射し、強い干渉を引き起こすように、模型形状とその配置を、あらかじめシミュレーションにより設定した。図4は同一条件での実験、及びシミュレーション相方によるオイルフローパターンの比較である。ブースターノーズ上半部への衝撃波の入射に対応して、2本の剥離線が形成され、後方ブースター内側でサドルポイントといわれる流れの特異点の発生が確認された。シミュレーション結果もこの現象を忠実に再現した。この例にみられるように、極めて複雑な衝撃波干渉構造の解明をはかるためには、シミュレーションが重要な役割を果たすことがわかる。一方、ブースター頭部干渉加熱の分布比較を図5に示す。図にみられるように、ブースターノーズ上半部に現れる干渉加熱の局所的なピークも定量的に優れた一致が示され、本シミュレーションの有効性が確認された。検証結果の詳細は文献2)を参照されたい。

最後に図6は、上記検証成果を元にTSTO分離の空力シミュレーションを実施したもので、圧力線図と流線のパターンを示す。TSTO上段部ノーズ下面で衝撃波の入射による圧力の高い部分が生じ、これがT

図6 TSTO分離フェーズ数値解析 ($M_\infty=9.58$, $\alpha=0^\circ$ 分離角 10°)

STO分離フェーズでの上段ピッチングモーメント特性に大きな影響を及ぼす。分離を成功に導くためには、シミュレーションによる十分な事前検討が極めて有効となる。TSTO分離問題の基本検証は、二体の半球円柱を例として、すでに実施しており、Type IIIの強い干渉が確認され、これに伴う干渉加熱の定量的評価も優れた一致を示した。詳細は文献7)及び8)に示す。今後、TSTO分離問題に関しては、非定常重合格子法による統合シミュレーションを展開し、より高精度な分離飛行運動の解析と本格的なTSTOシステム設計に向けた研究を進めていく予定である。

3. 宇宙往還機遷音速空力シミュレーションと検証

再使用宇宙往還機の再突入帰還時における重要な空力的課題の一つが、遷音速空力特性の正確な評価である。遷音速領域では、衝撃波の発生等に関連した大規模な剥離・再付着流れや、ベース部における干渉等が発生し、さらにマッハ数や形状のわずかな差により、流れ全体の特性が大幅に変化する等、空力設計において最も不確実性が高く、信頼性のある設計データを得ることが困難な領域である。この空力検証の一環として、HOPE高速飛行実証機(HSFD)の遷音速CFD解析が詳細に行われ⁵⁾、本年7月にはHSFDフェーズIIのマッハ数0.8での飛行実験を通して、実飛行データが取得された。

一方、将来の宇宙往還輸送システムをにらみ、リフティングボディ形態の遷音速風洞試験³⁾及びCFD検証⁴⁾も当研究所で精力的に実施され、米国のOSP計画においてBlended Lifting Bodyが有力な候補形態として取り上げられる状況下、これらの成果が活用できる場も広がろうとしている。

本研究では、上記リフティングボディ形態、及びHSFD機体まわりの遷音速流CFD検証解析を通じて得られた格子依存性の効果に関する新たな進展結果について報告する。

3-1. リフティングボディ遷音速空力特性評価

リフティングボディ形態は、再突入飛行においてボリューム効果が高く、耐熱システムを設計する上でも有翼機形態に比べ有利となり、サイズを小型化できること等から、NASAのOSP計画においても、有力な形態の一つとして考えられている。しかしながら、遷音速域を中心として、空力安定性や空力特性の非線形性が顕著となり、縦安定を保持することが困難となる傾向にある。このため、航技研では一連の形状に対する風洞試験³⁾とCFD解析⁴⁾を実施し、形状設計解析を行ってきたが、今回、フィン後退角 60° 形状の解析を通して得られた揚力係数の非線形性に関する結果についてその一部を報告する。

図7、及び図8にリフティングボディフィン後退角 60° 形状の三面図と遷音速風洞でのモデル取付写真を示す。リフティングボディの実機全長は4.229m、風洞試験モデルはその9%スケールである。実験とCFD解析による揚力係数のマッハ数0.5、及び0.9における比較結果を図9に示す。図から、本形状ではマッハ数0.9で迎角 7.5° 以上になると失速が生じ、揚力係数の増加が抑えられている様子が明らかである。一方、マッハ数0.5では迎角 20° 弱まで失速が生じない。この違いがどこから生じるかは、定量的に優れた一致を示したシミュレーション結果の詳細をみることで理解される。迎角 17.5° の表面オイルフロー、及び三次元流線をそれぞれのマッハ数で描いたものを図10に示す。マッハ数0.9

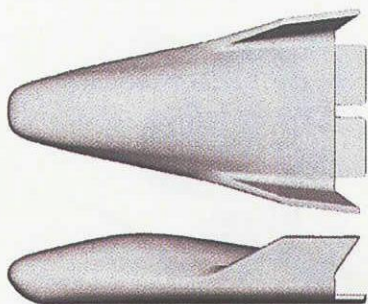


図7 フィン後退角60° 形状



図8 フィン後退角60° 形状モデル写真

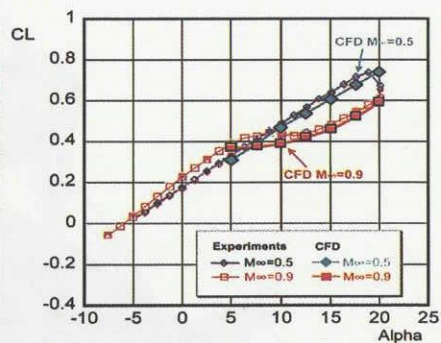


図9 フィン後退角60° 形状揚力係数比較

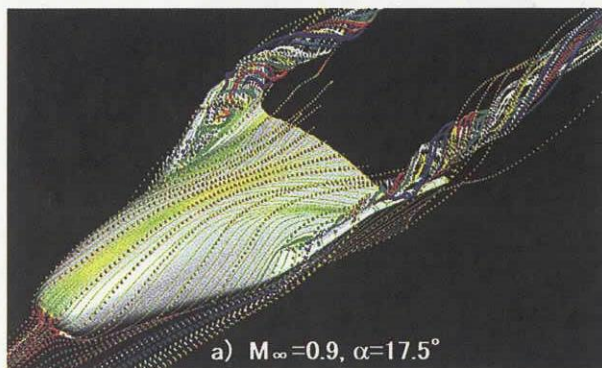
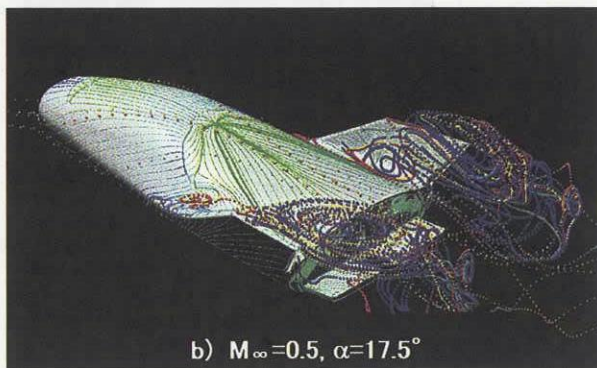
a) $M_\infty=0.9, \alpha=17.5^\circ$ b) $M_\infty=0.5, \alpha=17.5^\circ$

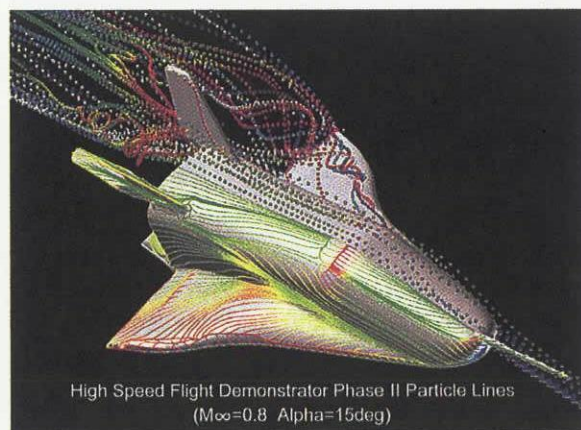
図10 マッハ数0.5、0.9におけるフィン後退角60° 形状流線パターンの比較

のケースでは、明らかに胴体上面で大規模な剥離が形成されており、これに対してマッハ数0.5では上面の流れはスムーズである。マッハ数0.9では剥離が生じることにより、胴体背面の圧力が上昇し、これが揚力係数の低下を招いている。この原因の一端は、フィン内側に生じる渦がうまく下流に向かって巻きあがるかどうかにより大きく依存していることも、図10の二つの結果の比較により明白である。すなわちマッハ数0.9では、フィン内側の渦が大きく巻きあがり、下流に向かって成長していかないため、胴体背面全体にわたり剥離が発生し、これが遷音速空力特性の非線形性を顕著にする要因となっている。ここには示さないが、フィン後退角45°の基本形状では、マッハ数0.5においても図10(b)と同様な剥離パターンが示され、フィン後退角の違いのみで、後方に発達する渦の様相が一変することが判明した。このように、リフティングボディの遷音速空力特性は、フィン形状や気流条件により大幅な変化を示し、空力的に大きな非線形性が現れることから、フィンの取付形態やその形状設計には十分な注意が必要であり、あらかじめシミュレーションによる詳細な検討過程を経ることが重要であることがわかった。

3-2. HOPE高速飛行実証ベースフローCFD解析

HOPE高速飛行実証フェーズIIの飛行試験が2003年7月に行われ、マッハ数0.8での飛行データが取得された。図11に対応するマッハ数0.8、迎角15°の三次

元流線を示す。今回のHSFDフェーズII飛行実験の目的の一つは遷音速空力特性の検証で、胴体後端ベース部の影響が著しい遷音速空力特性を、風洞実験、及びCFDで精度良く評価するため手法を確立するという、極めて重要な課題が課されている。これまでの風洞実験とCFD間の相互検証では、ベース部より前方の機体表面での圧力分布の比較において、マッハ数0.8、1.05及び1.2の条件で迎角-5°から15°の範囲で優れた一致が得られた。また、空力係数についても、マッハ数1.05のピッチングモーメントにおいて、一部スティング干渉効果による差が現れたものの⁹⁾、上記マッハ数、迎角の条件で、良好な一致が得られた。残された課題は、ベース部、及びベースに取り付けられたボディフラッ

図11 HSFDまわりの流線図 ($M_\infty=0.8, \alpha=15^\circ$)

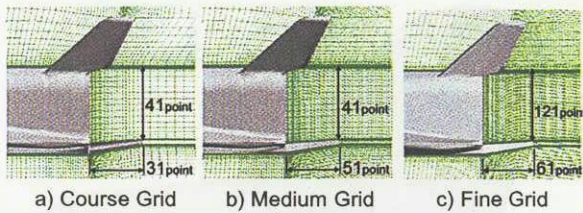
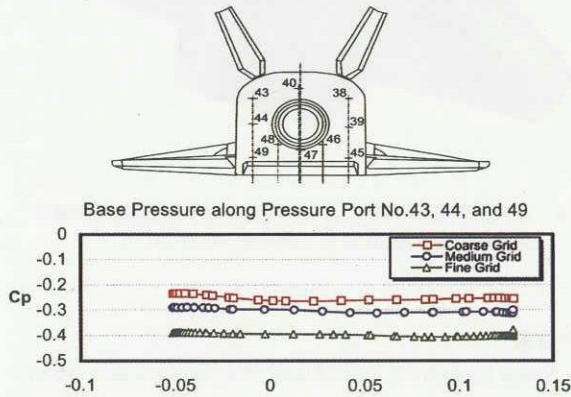


図12 HSF Dベース部格子数影響評価

図13 格子数の影響によるベース圧力分布の変化($M=1.05, \alpha=0^\circ$)

プ上面での圧力分布のより正確な評価で、これまでのCFD結果は、平均して実験結果よりも高い圧力分布を示していた⁶⁾。この問題を調べるため、これまで設計解析に使用されていた格子を、ベース部でより細かくしてゆき、ベース部に現れる後流の解像度を高める計算を実施した。図12に、ベース部での空間格子分布を徐々に細かくしていった様子を示す。マッハ数1.05、迎角 0° での圧力ポート43, 44, 49を含むラインに沿った圧力分布の変化を図13に示す。図に示されるように格子の解像度を高めるに従い、圧力が下がる傾向となった。最終的な実験結果との比較を図14に示す。格子の解像度を高めることにより、ベース圧力分布にお

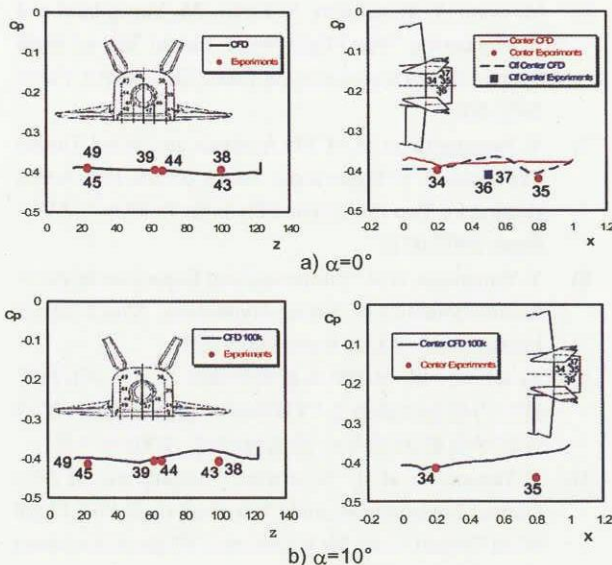


図14 HSF Dベース部圧力分布比較

いて、より定量的に優れた一致が得られるようになった。一方、格子密度を高めることにより、流れのベース部における非定常性も強まることも確認され、さらに格子を細かくした計算も実行中である。今後、HSF D実飛行対応検証を通して、より信頼性の高いシミュレーション手法の確立を目指してゆきたいと考えている。

最後に、高精度な遷音速空力特性評価手法の確立に基づく、6自由度飛行運動連成によるHSF D飛行の非定常シミュレーション結果を図15に示す。最終的には操舵応答を含む非定常飛行解析を、マッハ数0.8の実飛行実験データとの比較を通して検証してゆきたいと考えている。

4. 再使用システム技術実証機極超音速流熱空力特性解析

再使用システム技術実証機は、将来の再使用宇宙往還システムを構築するための再突入飛行実験機であり、新たにUHTC(Ultra High Temperature Ceramics)等の最新の熱防御システムを取り込み、軌道速度からのRe-Entryを目指して構想が立ち上げられている。全長はおよそ6m弱と小型で、HIIAロケットにより打ち上げることを想定している。機体形状はHOPE-Xで培われた研究実績を活用し、胴体、ダブルデルタ翼、及び双垂直尾翼からなる構成で、米国で進められているX-37とある意味で相似な形態をしている。

図16は、完全気体計算によるマッハ数26、迎角 50° 、横滑り角 5° の表面オイルフローとストレーク先端から生じる渦を示している。図17は機体下面のマッハ数26、迎角 30° 、 40° 、及び 50° での圧力分布と衝撃波形状を表し、頭部からの衝撃波が後退角 45° の主翼前縁にあたり、強い干渉ピークを引き起こしている

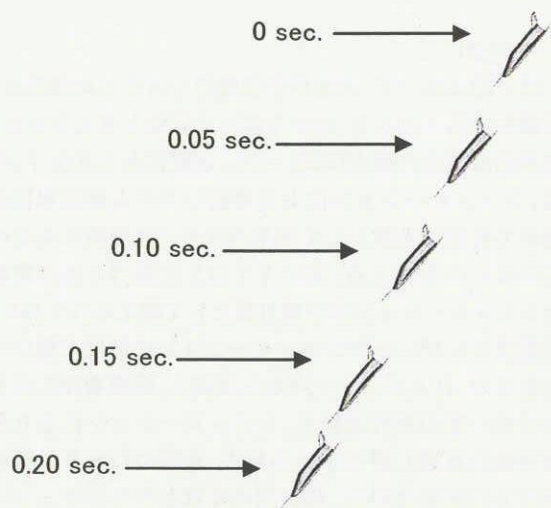


図15 6自由度飛行運動と連成させたHSF D遷音速非定常飛行解析

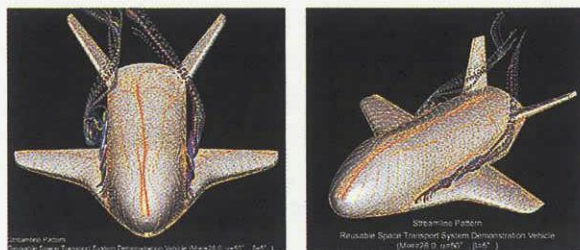


図16 再使用システム技術実証機オイルフロー、及びストレーク渦表示 ($M_{\infty}=26.0$, $\alpha=50^\circ$, $\beta=5^\circ$)

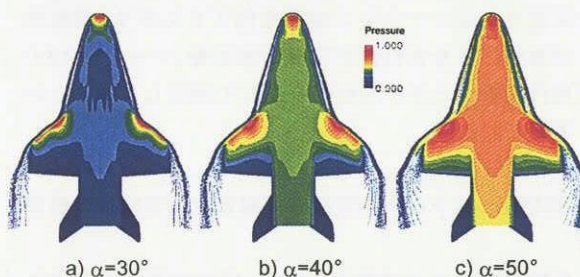


図17 マッハ数26における機体下面圧力分布、及び衝撃波干渉

様子が明らかである。現在パラメトリック設計解析を実施し、超高速域で重要となる実在気体評価も並行して進めている。

最後に、図18に、三次元熱伝導解析による再使用システム技術実証機のマッハ数26、迎角 30° での表面輻射平衡温度分布を示す。熱防護材の物性値はC/C相当とし、空力加熱の初期設定から12秒程でほぼ平衡状態となる。輻射率は0.85とした。熱構造カップリングにみられる多分野統合シミュレーションは、トータルな熱防御システムの設計には不可欠なものであり、HYFLEX実飛行熱構造シミュレーション¹⁰⁾ですでに実証された技術となっており、今後、より過酷な空力/熱環境が予想される本再使用実証機への応用をはかっていくこととしたい。

5. まとめ

我が国において、再使用宇宙輸送システムの構築は、経験や実績不足から、未だ手探りの状態と考えられる。基本的な概念の確立においても、困難にある状況下、今後、シミュレーションによる事前システム評価解析が極めて有効な手段として活用されるべき環境にあるのではないかと考える。幸いITBLに基づく多分野統合シミュレーションが中期目標として捉えられており、大規模コンピュータシミュレーションの環境が整いつつある中、打上げフェーズから再突入、帰還着陸に至るまでの一連の飛行過程も、シミュレーションにより再現可能な見通しができつつある。米国のOSP計画の進行も見守りながら、我が国の得意とするシミュレーション技術を活用し、真に技術的に実現可能な再使用システムの構築を目指したいと考えている。

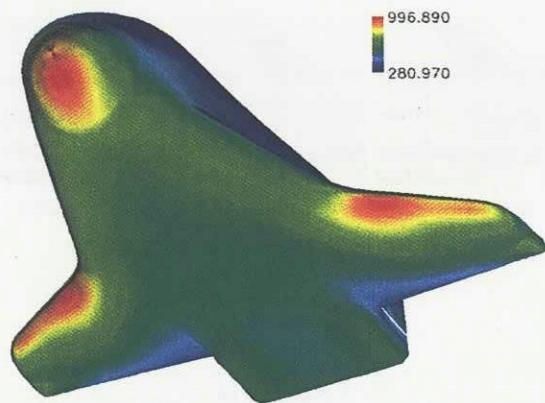


図18 三次元熱伝導解析による再使用システム技術実証機の表面輻射平衡温度分布 ($M_{\infty}=26.0$, $\alpha=30^\circ$)

参考文献

- 1) Space Launch Initiative News "Beginning a new era of space flight : the Orbital Space Plane." June 3, 2003 <http://www.slinews.com/>
- 2) Y. Yamamoto, et al, "Study of Complex Three - dimensional Hypersonic Shock Interactions for Future Re-usable Space Transport System.", AIAA Paper 2003-3900
- 3) H. Kawato, et al, "A Study on Aerodynamic Performances of Lifting-Body Configurations for A Reentry Vehicle.", AIAA Paper 2002-5265
- 4) Y. Yamamoto et al, "CFD Study of Aerodynamic Characteristics of Atmospheric Lifting Body Re-Entry vehicles from $M_s=0.5$ to 4.0", ISTS 2002-e-29, 23rd ISTS Symposium, May 26 - June 2, 2002, Matsue, Japan
- 5) Y. Yamamoto, M. Ueno, M. Yanagihara, Y. Miyazawa and R. Ito, "Pre-Flight CFD Analysis of High Speed Flight Demonstrator Phase II Vehicle and the Validation of HOPE-X Transonic Aerodynamics.", AIAA Paper 2002-0685
- 6) M. Ueno, Y. Yamamoto, A. Koike, M. Yanagihara and Y. Miyazawa, "Pre-Flight Wind Tunnel Test of High Speed Flight Demonstration Phase II.", AIAA Paper 2002-306
- 7) Y. Yamamoto, et al, "CFD Analysis and Wind Tunnel Experiments of Hypersonic Shock-Shock Interaction Heating for Two Hemi Sphere Cylinder Problem", AIAA Paper 2002-0217
- 8) Y. Yamamoto, et al, "Numerical and Experimental Aerothermodynamics of Strong Hypersonic Shock-Shock Interactions", AIAA Paper 2002-2891
- 9) 山本行光、他「HOPE高速飛行実証フェーズII遷音速空力検証におけるCFD解析の進展と課題」航空宇宙学会第34期年会講演会前刷、2003年4月
- 10) Y. Yamamoto, et al, "Numerical Rebuilding of Aero thermal Environments and CFD Analysis of Post Flight Wind Tunnel Tests for Hypersonic Flight Experiment HYFLEX", AIAA Paper 2002-2891