

極超音速 TSTO における衝撃波干渉・境界層剝離を伴う流れ場の解析^{*1}

Investigation on Hypersonic Shock Interacting and Boundary-Layer Separating Flowfield around Two-Stage-To-Orbit Vehicle

北 村 圭 一^{*2}・小 澤 啓 伺^{*2}・花 井 勝 祥^{*2}・森 浩 一^{*2}・中 村 佳 朗^{*2}
Keiichi KITAMURA, Hiroshi OZAWA, Katsuhisa HANAI, Koichi MORI and Yoshiaki NAKAMURA

Key Words: CFD, TSTO (Two-Stage-To-Orbit), Hypersonic Flow, Shock/Shock Interaction, Boundary-Layer Separation, UT-Kashiwa Hypersonic and High-Temperature Wind Tunnel

Abstract: To explore future RLVs, a hypersonic flowfield around a Two-Stage-To-Orbit (TSTO) configuration is analyzed in this paper. This study also demonstrates how CFD, as a powerful tool, can be applied to investigate such a complex flowfield involving a shock/shock interaction and a boundary-layer separation. First, the hypersonic flow around two bodies of the TSTO model has been numerically simulated, and then, the results are validated by comparing with experimental data taken at the UT-Kashiwa Hypersonic Tunnel. Finally, the detailed, computed flowfield is shown to have pairs of streamwise vortices (including horseshoe vortices) with alternating signs of rotation around the TSTO body surfaces.

1. は じ め に

2010年にスペースシャトル引退を控え¹⁾、文献2)で詳しく紹介されているように、各国においてこれに代わる宇宙輸送システムの開発に関連した長期的な計画が進められている。我が国では、宇宙航空研究開発機構(JAXA)のまとめた長期ビジョン³⁾を中心とした将来型宇宙輸送システムの研究開発が進められており、文献2)によれば二段式宇宙往還機(TSTO: Two-Stage-To-Orbit)⁴⁻¹⁵⁾は、完全再使用型有人宇宙輸送系の最終目標とされている。TSTOの多くは超音速・極超音速域において親機・子機の分離が行われると想定されている⁴⁾。しかし、このとき衝撃波・衝撃波干渉¹⁶⁾や境界層剝離¹⁷⁾など複雑な流れ場が形成されると、予期せぬ重大な事故を引き起こす可能性がある^{18, 19)}。従って、このような2物体が作り出す空力干渉流れ場を十分理解することは、TSTOの設計において非常に重要である。

Yamamotoら⁶⁾は、二つの半球円柱から成るTSTO周りの極超音速衝撃波干渉流れについて研究を行った。彼らの研究の特徴の一つは、CFDと実験の双方の結果を用いて、衝撃波干渉や物体表面の流れパターンを解析したことである。しかし、そこでは物体表面から離れた空間における流れパターンについては触れられていない。実際、超音速・極超音速の実験でこれらを取得することは困難である。なぜなら、現在までの主流であるシュリーレン法や近年注目を集めているPIV(粒子画像流速測定法)²⁰⁾、LIF(レーザ誘起蛍光法)²¹⁾といった方法で得られる流れ場はいずれも基

本的には二次元であり、また一方で、インクや煙といったトレーサを注入して三次元流れパターンを得る方法は、現在のところ適用範囲が比較的低速の流れに限られているためである²²⁾。一方、近年のCFD技術の進歩を考慮すると、CFDをより有効に活用し、実験では困難な、三次元干渉流れ場の詳細を解明することが期待されている。

本研究室では、これまでにデルタ翼・半球円柱から成るTSTOを基本形状とし、マッハ数、形状、相対位置などのパラメータを変えて研究を行ってきた⁸⁻¹⁵⁾。これらの中で西野ら¹¹⁾は、極超音速域において衝撃波・衝撃波干渉を伴う複雑な流れ場が現れるパラメータを選び(第1図)、これを名古屋大学衝撃風洞を用いて実験的に解析した。これに対して、著者ら⁸⁾はこの問題を数値計算により詳細に解析し、シュリーレン可視化試験や壁面圧力・熱流束計測では捉えきれない非定常な衝撃波の存在を明らかにし、これが流れ場全体において主要な役割を果たしていることを示した(第2図)。しかし、これらいずれの研究においても、流れ場が左右対称であるという仮定から、対称面の流れのみに注目し、その三次元性についての議論はなされていない。実際のTSTO開発へ貢献するためには、流れ場全体の詳細な理解が不可欠である。

そこで本研究では、文献8), 11)で取り扱った極超音速衝撃波干渉を伴うTSTO周りの流れ場に対して数値解析を行い、実験結果と比較しながら、その三次元流れ場の詳細を明らかにする。

なお、文献8)では、前述のように対称面の流れ場に焦点を絞っていたため、数値計算の検証も対称面に限られていた。本研究では、流れ場全体に亘る三次元解析を行うため、検証用データにも対称面以外の情報が必要となる。こ

^{*1} © 2008 日本航空宇宙学会

平成19年11月13日原稿受理

^{*2} 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

の要求を満たす実験方法は、感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint, PSP) やオイルフローによる物体表面近くの流れの可視化である。文献 23) では、感圧物質にバソフェンルテニウム (Bath-Ru)、粘着剤にはシリコン系粘着剤を用いた衝撃風洞に適した感圧塗料計測法が提案されており、有効な方法と考えられる。しかしオイルフロー試験については、通風時間の短い衝撃風洞では、鮮明な結果を得ることは困難である。

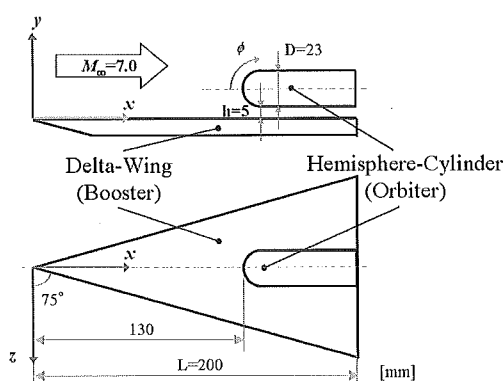
そこで本研究では、気流条件が名古屋大学衝撃風洞に近く、通風時間を長く取れる東京大学柏キャンパス極超音速風洞^{24, 25)}において、衝撃風洞試験と同一模型に対して得られたオイルフロー試験結果¹⁵⁾と比較していく。第 1 表に、それぞれの風洞における気流条件および通風時間を示す。一様流マッハ数と単位レイノルズ数 (1 m を基準長さとしたレイノルズ数, $Re [m^{-1}]$ ²⁶⁾) は、二つの風洞で非常に近いが、極超音速風洞の通風時間は、オイルフロー可視化試験を行うのに十分な長さであると判断される。なぜならば、例えば JAXA/ISAS 宇宙科学研究本部の超音速風洞では通風時間が 30 秒程度と同程度の長さであり、ここでは鮮明

なオイルフロー結果が得られているからである^{9, 13, 27)}。一方、衝撃風洞では通風時間が約 50 ms と非常に短く、オイルの粘性が大きすぎると流れず、小さすぎると吹き飛んでしまい、経験上、調整が困難である。また、極超音速風洞は総温が 600 K で、完全気体として扱うことができる。更にレイノルズ数が衝撃風洞よりも低いので、層流の仮定が可能である (衝撃風洞の流れが層流であることは、既に文献 11) で説明されている)。

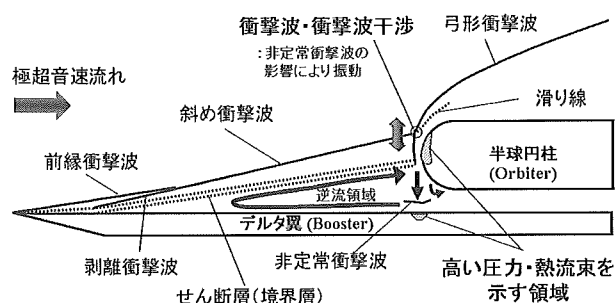
2. 計 算 方 法

2.1 計算対象および計算条件 本研究対象は、第 1 図で示した TSTO 模型である。子機 (orbiter) は半球円柱で、親機 (booster) はデルタ翼で模擬されている。これら 2 物体は、衝撃波・衝撃波干渉が現れるように、間隔は $h = 5 \text{ mm}$ に、また子機の主流方向相対位置は、 $x/L = 0.65$ ($x = 130 \text{ mm}$; L はデルタ翼の翼根翼弦長) に設定されている。また、迎角は親機、子機ともに $\alpha = 0^\circ$ としている。この物体形状に対応する計算格子は文献 8) と同一で、 $z \geq 0$ (半裁) において、27 ブロックで構成される 1,084,000 個のセルを 8 ノードで並列計算させる (第 3 図)。

一様流条件は東京大学柏キャンパス極超音速風洞の通風条件と一致させている (第 1 表)。壁面条件として、速度は滑り無しとしているが、温度はその取り扱いに注意を要する。衝撃風洞の場合のように通風時間の短い試験を再現する場合には等温条件が適切と考えられるが、極超音速風洞の長い通風試験では壁温度は変化するので、壁温度条件は、等温壁と断熱壁との間にあると推測される²⁸⁾。これを数値計算で再現するには、物体内部も一緒に解く必要があり、大変複雑となる²⁹⁾。しかし本研究では、極超音速風洞の結果そのものよりも、文献 8) の衝撃風洞で得られた流れ場のより詳細な解析を目的としているため、文献 8) と同じ等温壁条件 ($T_w = 300 \text{ K}$) を課した。ちなみに、断熱壁条件で計算しても近い流れ場は得られたので、実際の壁条件で計算を行った場合でも、結果に大きな違いは無いものと推測される (ただし断熱壁条件では流れ場の変動が激しくなり、本論文のものよりも更に細かく滑らかな計算格子を用いないと、計算が不安定となり発散してしまう)。なお、最小格子幅に基づくレイノルズ数 (格子レイノルズ数) は、 $Re_{\text{cell}} = 0.21$ で、温度境界層を壁面付近まで精度良く捉えるための Klopfer and Yee の基準 ($Re_{\text{cell}} \leq 3$)³⁰⁾ を十分



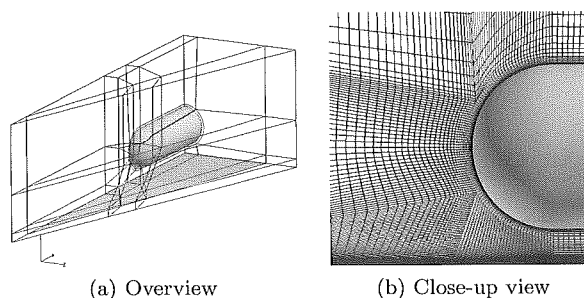
第 1 図 TSTO 模型^{8, 11)}



第 2 図 対称面における TSTO 周り極超音速衝撃波干渉流れ⁸⁾

第 1 表 東京大学柏キャンパス極超音速風洞および名古屋大学衝撃風洞の通風条件

	極超音速風洞	衝撃風洞
M_∞	7.0	8.1
P_0 [MPa]	0.95	4.0
T_0 [K]	600	900
$Re [m^{-1}]$	4.3×10^6	6.5×10^6
Run time [s]	60	0.05



第 3 図 計算格子⁸⁾

に満たしている。

2.2 計算スキーム 流体の支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式で、空間の離散化には、セル境界での物理量を Van Albada の limiter³¹⁾ を用いた MUSCL 法³²⁾ により最大三次精度で内挿し、それを用いて、非粘性流束は文献 8), 33) における議論に従い、AUSM+³⁴⁾ で計算する。一方、粘性流束は二次精度中心差分で計算し、時間積分には後退差分による二次精度の非構造格子 LU-SGS³⁵⁾ を用いている。乱流モデルは用いず、流体は空気、完全気体とする。計算コードは MPI で並列化され、本研究の PC クラスタで計算した。

3. 結果と解析

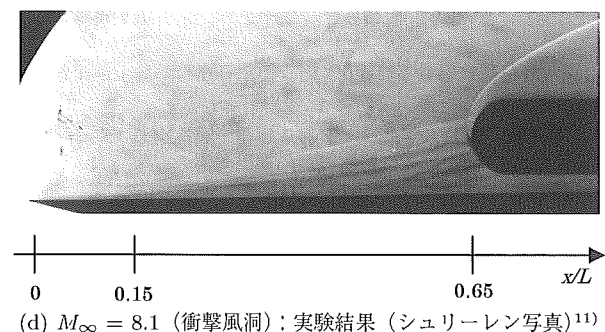
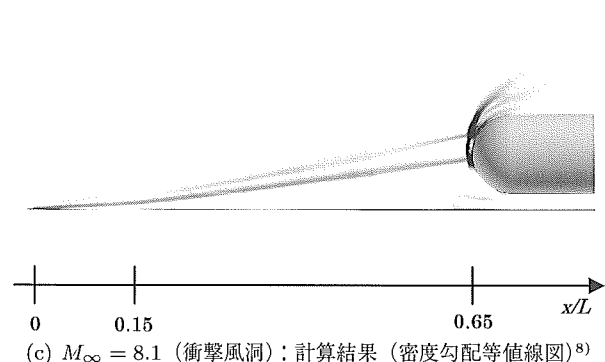
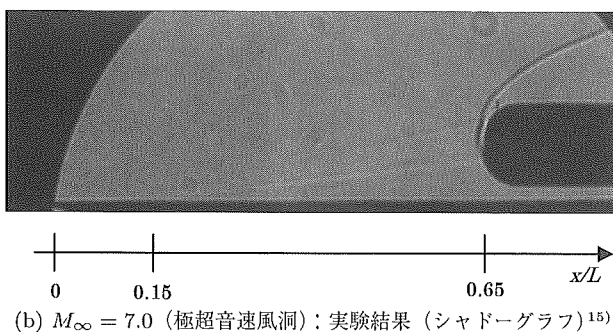
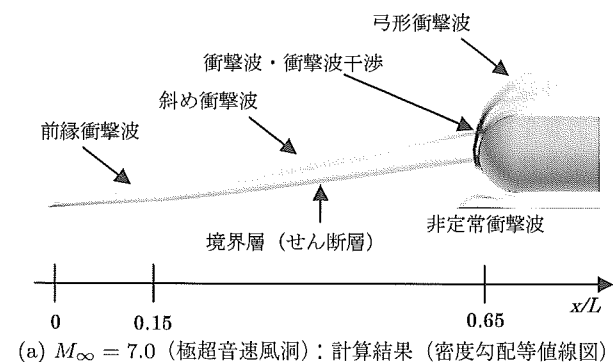
3.1 計算結果の検証 本計算では、文献 8) の衝撃風洞に対する計算結果と同様、衝撃波干渉位置や剥離位置などが微小に変動する非定常な流れ場が得られた (注: 本計算は非定常計算である)。このような変動は実験においても確認されており、流れ場の基本構造 (第 2 図) は両者とも変わらない。計算においては、文献 8) の場合と同様に、剥離位置は計算時間の経過と共に上流へ移動し、最終的にある位置付近で振動するようになった。従って文献 8) と同様に、計算結果としては、これ以降で約 1 ms に相当する時間平均場を採用し、対応する極超音速風洞実験結果¹⁵⁾、および衝撃風洞の計算結果⁸⁾・実験結果¹¹⁾ と比較する。ちなみに、対称面における計算結果や計算コード自体の検証は、文献 8) で既に十分行われ、解析値や実験結果と良く一致することが確認されている。

第 4 図 (a) に本計算結果での対称面における流れ場の様子を示す。これに基づいて、対応する極超音速風洞実験結

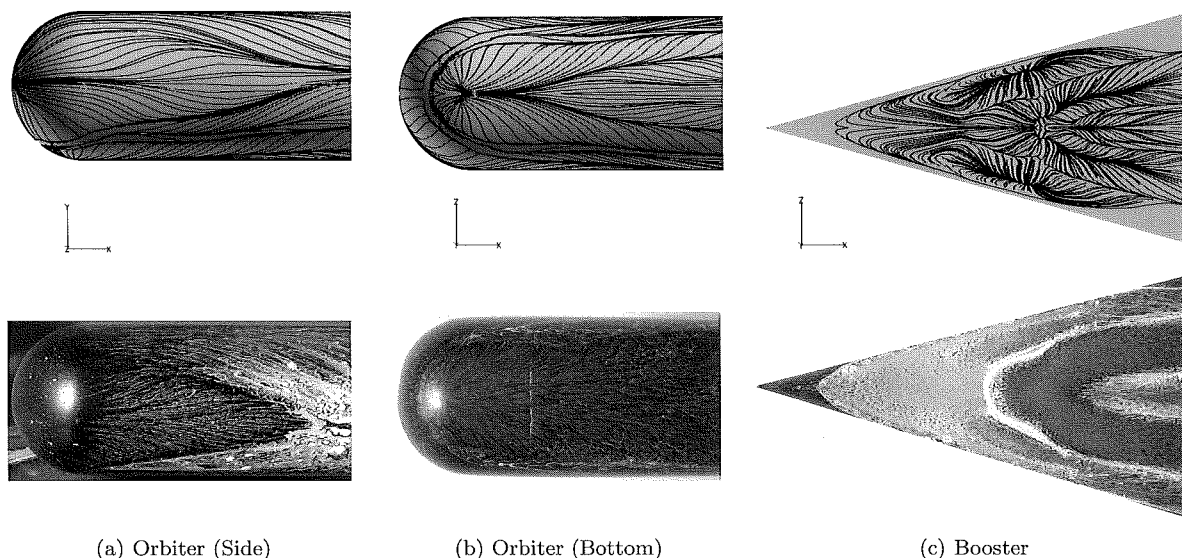
果 (第 4 図 (b): 光学系の都合上、縦 (y 方向) にやや画像が伸びて見える) や、衝撃風洞での計算 (第 4 図 (c)) および実験結果 (第 4 図 (d)) と比較していく。これらの図を見ると、いずれの場合も子機前方の弓形衝撃波と、親機より発生した斜め衝撃波による衝撃波・衝撃波干渉が発生し、その少し下方 ($\phi \approx -10^\circ$: ϕ の定義は第 1 図参照) では、親機上流で剥離した境界層 (せん断層) が弓形衝撃波に入射している。特に、境界層の剥離位置は、いずれのケースでも、 $x/L = 0.15$ 付近である。

また第 5 図には、本計算結果 (極超音速風洞条件) と、文献 8) の計算結果 (衝撃風洞条件) における三次元的な衝撃波干渉の様子を比較して示す。衝撃波の形状やそれらの位置が非常に類似している。従って、本計算は対応する極超音速風洞実験での流れ場を良く再現し、かつ、衝撃風洞の場合とも類似した結果が得られることが確認された。これに基づき、これ以降は、本計算結果を、対応する極超音速風洞の実験結果のみならず、衝撃風洞の実験結果とも比較していく。

次に、本計算結果を、衝撃風洞で得られた感圧塗料による模型表面圧力分布と比較する (第 6 図: 計算と実験では値の表示範囲が異なるが、これは両者で一樣流マッハ数が異なるためである)。ちなみに、感圧塗料は温度依存性が高く³⁶⁾、極超音速風洞では鮮明な試験結果が得られなかったもので、ここではその結果は示していない。第 6 図 (a) を見ると、子機表面の圧力分布は上下非対称で、CFD と実験での分布形状は全く同一ではないものの、類似している。また、第 6 図 (b) の親機上面においても、圧力分布は両者でほぼ一致しており、子機先端のほぼ直下の位置 ($x/L \approx 0.65$) で圧力が上昇し、そこから下流・外側へと広がるように圧



第4図 TSTO 周りの流れ場の比較

第7図 TSTO 模型表面付近の流線の比較 (上段: CFD, 下段: オイルフロー試験¹⁵⁾)

力の高い領域が延びている。更に、その領域の外側にも圧力がやや高い領域があることも両者で一致している。逆に両者で若干異なる点としては、実験の方がやや広がりが見える。圧力分布が完全には一致しない理由の一つとして、ここで比較している CFD と実験では壁温度などの条件が異なることが考えられる。

本計算で得られた模型表面付近の流れパターンを、極超音速風洞でのオイルフロー試験結果と比較する (第7図)。子機側面、子機下面、親機上面のいずれにおいても、計算結果は実験から得られたパターンを良く再現している。それぞれの線が表す流体现象の詳細は後述する。ちなみに、第7図 (a) で CFD より実験の方が流線がやや下方へ向かう結果が得られているが、これは CFD においては物体表面温度条件が実際とは異なることや、実験においてオイルが通風終了時の荷重により乱され、重力により下がってきたことなどが理由として考えられる。

3.2 三次元流れ場の解析 本数値計算結果の妥当性が確認できたので、この結果を用いて三次元流れ場を詳細に調べていく。

まず、計算結果による TSTO 周りの三次元流れ場は、主要な渦を形成する流線に注目すると、第8図のようになる。最も重要と思われる渦 V1 は、対称面 (第2図)⁸⁾ では親機の境界層剝離渦で、 $x/L \approx 0.15$ までの上流に到達する大規模な逆流領域として現れているが、下流に向かうにつれて外側へ広がり、その規模は減少し、縦渦として流れていく。これは、他の空力干渉^{28, 37, 38)} でも観察される馬蹄渦 (Horseshoe Vortex) であると考えられる。馬蹄渦とは一般に剝離渦の三次元的な軌跡として現れるものであり、物体表面の圧力が局所的に急激に上昇する場合に、周囲の流れが逆流し、物体から離れて逃げるように、外側へと流れていくことで形成される。この渦 (Primary Vortex) の内側および外側には、それぞれ二次渦 (Secondary Vortex) V2 および V2' が現れ、V2 も馬蹄渦となっている。更に、

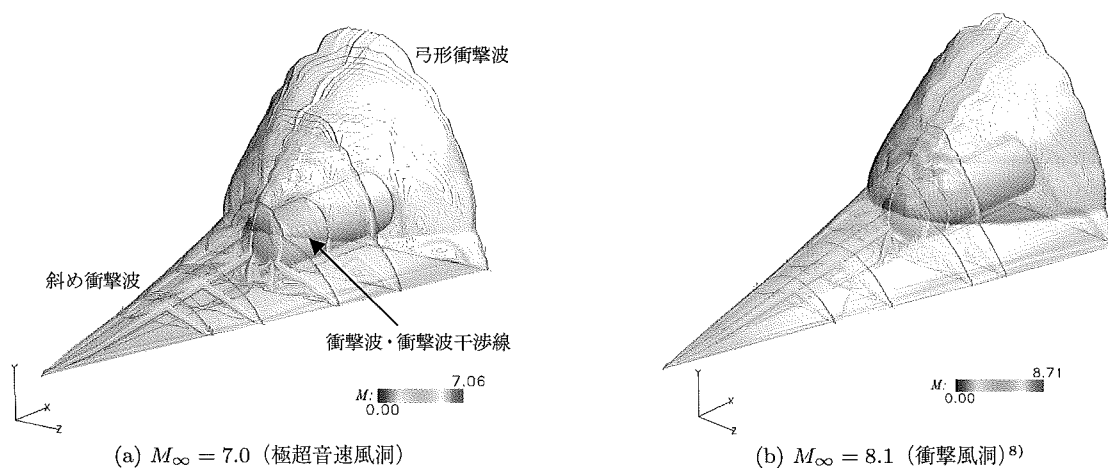
渦 V2 の内側には三次渦 (Tertiary Vortex) V3 も存在する。これ以降、いくつかの断面における流れ場を物体表面流線と共に示し、これらの渦についてより詳細に見ていく。

第9図は、子機表面付近に注目し、いくつかの断面における流れ場の三次元構造を示したものである。第9図 (a) の $z=0$ 断面図では、子機先端部 (淀み点) で節点 (Nodal Point)^{39, 40)} n1 (注: 以降、子機表面で観察される流体现象を小文字、親機のを大文字で表記する。ただし、渦については共通の現象であるため、大文字で表す) が観察され、そこが非常に高圧となるため流れが周囲へ広がっている。このうち直下への高速流れは子機表面上に剝離線 s1 を作り、その上流と下流にそれぞれ渦 V1 と渦 V2 が形成される。上述のように、渦 V1 は $z=0$ の断面では親機上面での剝離渦である。一方、親機に衝突した高速流れがやや下流の節点 n2 で子機に衝突し、子機表面に沿ってわずかに上流へ逆戻りし、剝離線 s2 を形成する。つまり、高速流が子機から離れて親機へ衝突する結果生じたものが、渦 V2 である。これらの渦 V1, V2 は、お互い逆向きに回転している。

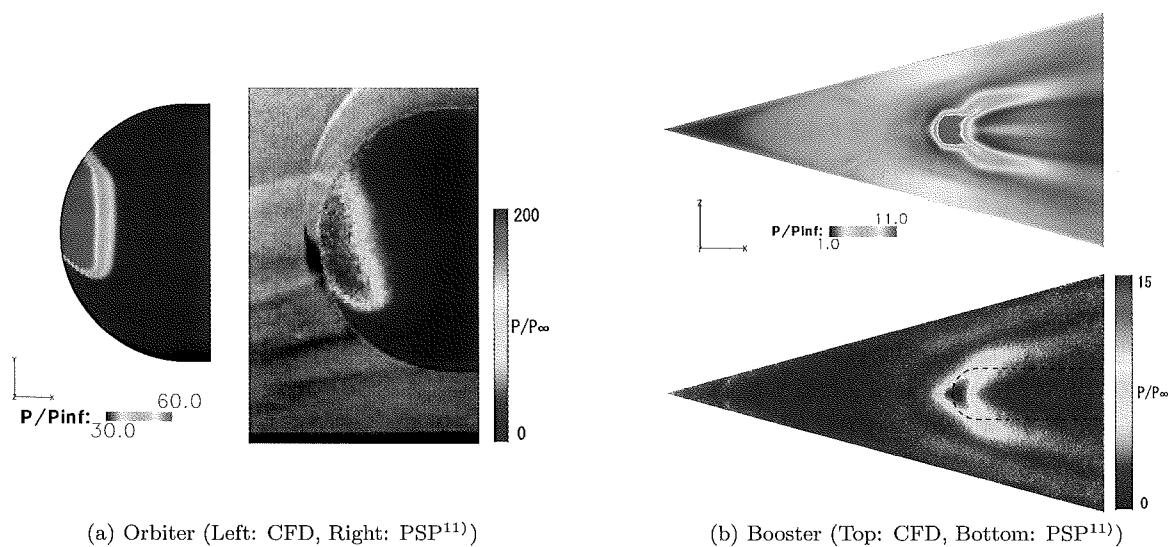
第9図 (b) の $x/L = 0.70$ 断面においては、逆方向に回転する二つの渦が観察される。これらは前述の渦 V1, V2 が縦渦となって下流方向に流れていることを示している。

更に下流の $x/L = 0.80$ の断面を見ると (第9図 (c))、子機周りの弓形衝撃波が外側へ広がっていくことに対応して、渦 V1, V2 も子機から離れた位置に存在している。またこれに伴い、剝離線 s1 と s2 の間隔も広がっている。加えて、V2 の内側に、これと逆方向に回転する渦 V3 が現れ、これによる子機への付着線 a3 も形成されている。このように、親機・子機間では下流にいくにつれ、互い違いの回転方向を持つ新たな縦渦の対が順次形成されていくものと考えられる。

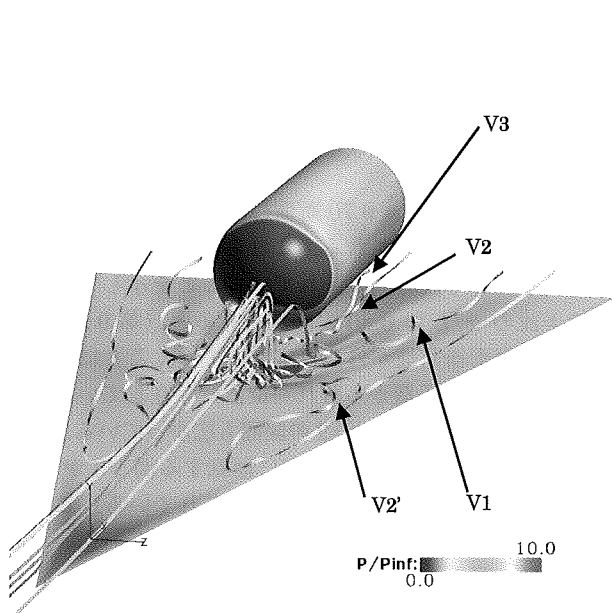
子機の上面および側面の流れに注目すると (第10図)、子機の上面は側面に比べて圧力が上昇しており、この圧力



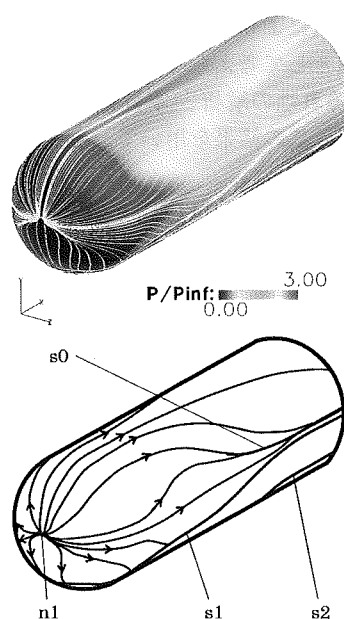
第5図 衝撃波・衝撃波干渉流れ場の三次元構造 (計算結果: マッハ数の等値線および等値面図)



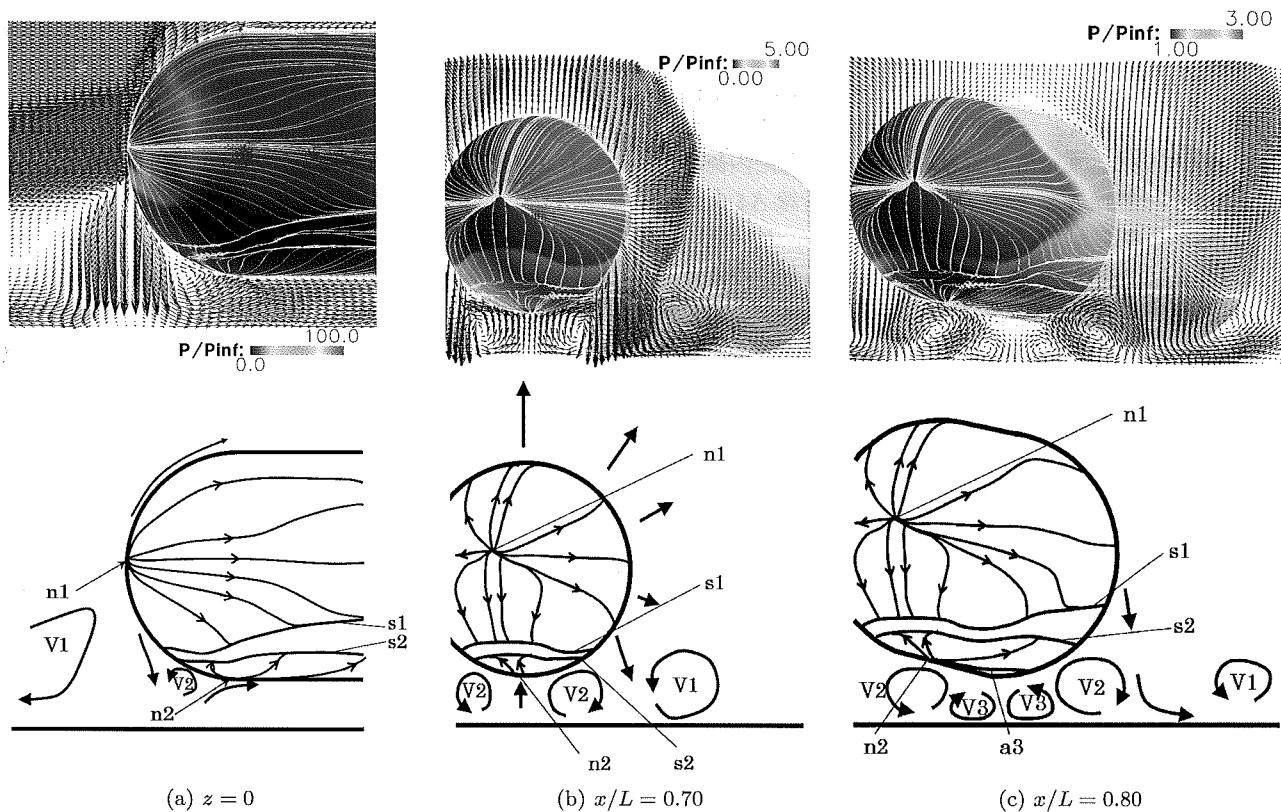
第6図 TSTO 模型表面圧力分布の比較



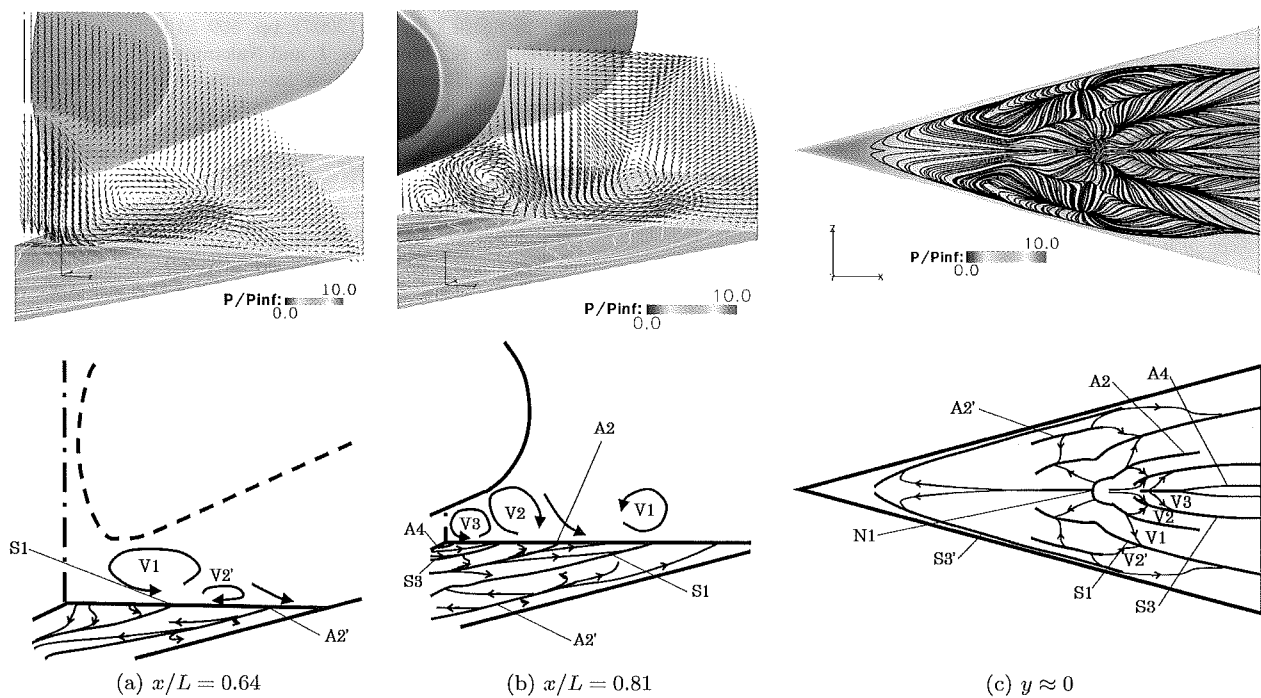
第8図 流れ場の計算結果における渦の分布 (物体の色は圧力)



第10図 各断面および子機上面・側面における流れ場の計算結果 (上: 物体の色は圧力) と概要図 (下)



第9図 各断面および子機側面・下面における流れ場の計算結果 (上段: 物体の色は圧力) とその概要図 (下段)



第11図 各断面および親機表面における流れ場の計算結果 (上段: 物体の色は圧力) とその概要図 (下段)

差により上面から側面への流れが発生している。この流れは下流において、側面を流れていた流線と合流し、剥離線 s_0 を作る。

一方、親機表面付近の流れ場を見ると、親機上面で圧力がピークを示す位置 ($x/L \approx 0.65$) より少し上流である第

11 図 (a) の $x/L = 0.64$ の断面では、この圧力上昇により渦 V_1 が形成されている様子が観察できる。この渦 V_1 は剥離線 S_1 で親機表面から剥離するが、 S_1 に対して反対側に逆方向回転の渦 V_2' も作られている。この渦 V_2' が親機に再付着する付着線 A_2' では圧力が上昇し、この付着した

流れは今度はこの線から外側の圧力の低い領域へ向かっている。

第11図(b)の $x/L = 0.81$ 断面では、先ほど外側に存在した渦 $V2'$ や付着線 $A2'$ は観察されないが、渦 $V1$ と剥離線 $S1$ は残っている。また第9図(c)でも確認された内側の渦 $V2$, $V3$ が付着線 $A2$, 剥離線 $S3$, 更に付着線 $A4$ を形成している。このように、これらの結果からも、互い違いの回転方向を持つ縦渦がいくつか存在し、それらが物体表面上に足跡を残している様子を見ることができる。

以上述べた親機上面の流れをまとめると、第11図(c)のようになる。節点 $N1$ が存在する対称線を中心として、外側へ見ていくと、 $A4-V3-S3-V2-A2-V1-S1-V2'-A2'$ の順となる。つまり、付着線、外向き渦、剥離線、内向き渦、付着線のパターンを繰り返している。最も外側の前縁付近では渦は見られないが、剥離線 $S3'$ が存在する。親機に半球円柱を用いたYamamotoら⁶⁾の結果でも、繰り返しは無いが類似のパターンが観察されている。従って、親機が円柱や平板であるような他のTSTO形状でも本研究結果と同様なパターンが得られるものと思われる。

4. ま と め

本研究では東京大学柏キャンパス極超音速風洞を用いた極超音速衝撃波干渉流れの実験結果に対し、数値計算からこの流れ場を再現し、詳細に解析した。得られた結果を以下にまとめる。

- ・本計算では実験結果の傾向を良く捉えることができた。また、以前著者らが行った類似の条件における計算および実験結果とも近い結果となった。
- ・計算結果による物体表面圧力分布、物体表面付近の流線、そして空間における速度ベクトルを組み合わせた解析を行い、親機と子機の2物体周りに多くの渦が存在することが確認された。
- ・これらは隣り同士で逆向きの回転方向を有する縦渦で、物体表面に剥離線と付着線を交互に形成しながら下流へ向かう。
- ・またこれらの渦の中で最も主要なものは、他の空力干渉流れ場においてもしばしば観察され、物体表面の局所的な圧力上昇により引き起こされる馬蹄渦である。
- ・下流へ向かうにつれて新たな渦が2物体の隙間に形成されるのは、TSTOのような2物体形状に固有の流体现象である。

本研究で使用した実験データは、東京大学柏キャンパス極超音速風洞で取得したものである。東京大学の鈴木宏二郎准教授、今村宰特任助教、柏風洞ワーキンググループの皆様のご協力に感謝の意を表す。また、本研究で用いた計算コードの開発には、本研究室のIgor Men'shov博士(現ロシア科学アカデミー)、金子宗嗣博士(現本田技研工業(株))、中村哲也氏(現川崎重工業(株))、畑中圭太氏(現三菱重工業(株))のご助力を、またコードの並列化では橋本 敦博士(現JAXA)、上野陽亮氏、廣瀬健一氏、後

藤良典氏(現東京大学院)らのご協力および越智章生氏のご助言を頂いた。更に非粘性流束の計算法については、第一著者が米国ミシガン大学留学中にPhilip Roe教授と行った研究および議論に基づいている。これらのご協力・ご援助に心より感謝の意を表す。

参 考 文 献

- 1) NASA: Constellation Program: Orion Crew Vehicle, http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/orion/index.html, 2007/02/18.
- 2) 鷲谷正史, 森戸俊樹: JAXAにおける有人宇宙輸送システム研究の展望, 日本航空宇宙学会誌, **55** (2007), pp. 264-268.
- 3) 宇宙航空研究開発機構: JAXA2025/長期ビジョン, <http://www.jaxa.jp/about/2025/index-j.html>, 2005/04/06.
- 4) Dulepov, N. P., Lanshin, A. I., Sokolova, O. V. and Tjurikov, E. V.: Propulsion Systems for TSTO Airplane-Accelerators of Different Types, AIAA Paper 2001-1914, 2001.
- 5) Liechty, D. S.: Aeroheating Characteristics for a Two-Stage-To-Orbit Concept During Separation at Mach 6, AIAA Paper 2005-5139, 2005.
- 6) Yamamoto, Y., Nagai, S., Koyama, T., Tsuda, S., Hirabayashi, N. and Hozumi, K.: CFD Analysis and Wind Tunnel Experiments of Hypersonic Shock-Shock Interaction Heating for Two Hemi Sphere Cylinder Problem, AIAA Paper 2002-0217, 2002.
- 7) Dissel, A. F., Kothari, A. P. and Lewis, M. J.: Investigation of Two-Stage-to-Orbit Airbreathing Launch-Vehicle Configurations, J. Spacecraft Rockets, **43** (2006), pp. 568-574.
- 8) 北村圭一, 中村佳朗: 極超音速衝撃波干渉流れにおける空力加熱の数値解析, 日本航空宇宙学会論文集, **56** (2008), pp. 269-277.
- 9) 北村圭一, 森 浩一, 花井勝祥, 矢橋 務, 小澤啓伺, 中村佳朗: TSTO オービタ形状の超音速空力干渉流れ場への影響, 日本航空宇宙学会論文集, **55** (2007), pp. 509-515.
- 10) Kitamura, K., Men'shov, I. and Nakamura, Y.: Shock/Shock and Shock/Boundary-Layer Interactions in Two-Body Configurations, AIAA Paper 2005-4893, 2005.
- 11) 西野敦洋, 石川尊史, 岡田拓巳, 中村佳朗: 極超音速におけるデルタ翼・球頭円柱間の空力干渉流れ場, 日本航空宇宙学会論文集, **52** (2004), pp. 289-294.
- 12) 西野敦洋, 石川尊史, 北村圭一, 中村佳朗: 極超音速 TSTO 空力干渉流れ場における2物体間隔の空力加熱率への影響, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp. 503-509.
- 13) 西野敦洋, 石川尊史, 中村佳朗: 超音速におけるデルタ翼・半球円柱間の空力干渉流れ場, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp. 446-451.
- 14) 小澤啓伺, 花井勝祥, 中村佳朗: 傾斜前面円柱先端形状によるTSTO 極超音速空力干渉の低減, 日本航空宇宙学会論文集, **56** (2008), pp. 8-14.
- 15) Ozawa, H.: Experimental Investigation of TSTO Aerodynamic Interaction Flowfield at Hypersonic Speed, The 26th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2008.
- 16) Edney, B.: Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock, Aeronautical Research Inst., FFA Rept. 115, Sweden, 1968.
- 17) 例えば, Anderson, J. D., Jr.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, AIAA Publications, AIAA, Reston, VA, 2000, pp. 321-332.
- 18) Horvath, T. J.: Experimental Aerothermodynamics in Support of the Columbia Accident Investigation, AIAA Paper 2004-1387, 2004.
- 19) 例えば, Bertin, J. J.: Hypersonic Aerothermodynamics, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994, pp. 523-580.
- 20) 可視化情報学会編: PIV ハンドブック, 森北出版, 東京, 2002, pp. 4-7.
- 21) Houwing, A. F. P., Smith, D. R., Fox, J. S., Danehy, P. M.

- and Mudford, N. R.: Laminar Boundary Layer Separation at a Fin-Body Junction in a Hypersonic Flow, *Shock Waves*, **11** (2001), pp. 31–42.
- 22) 流れの可視化学会編：新版 流れの可視化ハンドブック，朝倉書店，東京，1986，pp. 157–158.
- 23) 栗田 充，岡田拓巳，中村佳朗：衝撃風洞における感圧塗料計測法について，日本航空宇宙学会論文集，**51** (2003)，pp. 10–16.
- 24) 東京大学柏キャンパス極超音速高エンタルピー風洞 URL, http://daedalus.k.u-tokyo.ac.jp/wt/wt_index.htm, 2007/08/08.
- 25) 今村 幸，綿貫忠晴，鈴木宏二郎，柏風洞ワーキンググループ：東京大学柏キャンパス極超音速風洞の気流特性について，第 39 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2007, 1B14, 2007.
- 26) Kharitonov, A. M. and Chernykh, V. V.: Influence of the Unit Reynolds Number on Transition in a Supersonic Boundary Layer, *Fluid Dynamics*, **9** (1974), pp. 625–628.
- 27) 栗田 充，岡田拓巳，中村佳朗，本郷素行，稲谷芳文：超音速領域におけるサイドジェット空力干渉の迎角効果について，日本航空宇宙学会論文集，**50** (2002)，pp. 310–317.
- 28) 数値流体力学編集委員会編：数値流体力学シリーズ 2. 圧縮性流体解析，東京大学出版会，東京，1995，pp. 28–29.
- 29) Kao, K.-H. and Liou, M.-S.: Application of Chimera/Unstructured Hybrid Grids for Conjugate Heat Transfer, *AIAA J.*, **35** (1997), pp. 1472–1478.
- 30) Klopfer, G. H. and Yee, H. C.: Viscous Hypersonic Shock-on-Shock Interaction on Blunt Cowl Lips, *AIAA Paper* 88-0233, 1988.
- 31) Van Albada, G. D., Van Leer, B. and Roberts, Jr., W. W.: Gas Dynamics, *Astron. Astrophys.*, **108** (1982), pp. 76–84.
- 32) Van Leer, B.: Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme. V. A Second-Order Sequel to Godunov's Method, *J. Comput. Phys.*, **32** (1979), pp. 101–136.
- 33) Kitamura, K., Roe, P. and Ismail, F.: An Evaluation of Euler Fluxes for Hypersonic Flow Computations, *AIAA Paper* 2007-4465, 2007; submitted to *AIAA J.*
- 34) Liou, M.-S.: A Sequel to AUSM: AUSM+, *J. Comput. Phys.*, **129** (1996), pp. 364–382.
- 35) Men'shov, I. S. and Nakamura, Y.: Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization, *Proceedings of the 9th Japan Conference on CFD*, A10-2, 1995, pp. 123–124.
- 36) 久保田弘敏，鈴木宏二郎，綿貫忠晴：宇宙飛行体の熱気体力学，東京大学出版会，東京，2002，pp. 207–208.
- 37) Stollery, J. L.: Some Aspects of Shock-Wave Boundary-Layer Interaction Relevant to Intake Flows, Paper 17 in *AGARD Conference Proceedings*, No. 428, *Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles*, 1987.
- 38) Pandya, S. A., Murman, S. M. and Sankaran, V.: Unsteady Computations of a Jet in Crossflow with Ground Effect, *AIAA Paper* 2003-3890, 2003.
- 39) Hunt, J. C. R., Abell, C. J., Peterka, J. A. and Woo, H.: Kinematical Studies of the Flows around Free or Surface-Mounted Obstacles; Applying Topology to Flow Visualization, *J. Fluid Mech.*, **86** (1978), pp. 179–200.
- 40) Lighthill, M. J.: 2.6 Attachment and Separation in Three-Dimensional Flows, *Rosenhead, L., ed., Laminar Boundary Layers*, Oxford University Press, Oxford, 1963, pp. 72–83.