

観測ロケット実験における柔軟構造飛翔体の空力解析について

高橋裕介¹, 河東顯¹, 山田和彦², 安部隆士², 鈴木宏二郎³

1. 北海道大学 大学院工学研究院/工学院,
2. 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所,
3. 東京大学 大学院新領域創成科学研究科

Aerodynamic simulation for an inflatable vehicle during a reentry demonstration flight by S-310 sounding rocket

by

Yusuke Takahashi¹, Dongheun Ha¹, Kazuhiko Yamada², Takashi Abe² and Kojiro Suzuki³

1. Hokkaido University, 2. JAXA/ISAS, 3. The University of Tokyo

ABSTRACT

A reentry flight demonstration of an advanced reentry vehicle was carried out using JAXA S-310-41 sounding rocket. The vehicle was equipped with a flexible (membrane) aeroshell deployed by an inflatable torus structure and demonstrated deceleration at higher altitude. During the reentry flight, position, velocity and acceleration of the vehicle were measured by the global positioning system (GPS). Moreover, drag coefficient history was evaluated by the vehicle acceleration and the global reference atmospheric model (GRAM99). In the present study, flow field simulations around the reentry vehicle were conducted with numerical simulation methods. Aerodynamic force of the vehicle was investigated with the measured history through the supersonic and subsonic regions during the reentry. In the flow field simulation, it was found that the measured drag coefficient data shows a reasonable agreement with the predicted one in higher and lower altitudes. In addition, it was clarified that compressible effect in front of the vehicle appears in supersonic region, and a feature of vortex ring at the rear of the vehicle is formed in subsonic region.

1. はじめに

柔軟構造飛翔体は革新的な宇宙輸送技術の一つである。比較的軽量で大面積の柔軟エアロシェルを用いることで低弾道係数飛行を実現し、高高度で十分に減速することにより飛翔体が再突入の際に経験する厳しい空力加熱を低減することが期待されている。図1に示すように、柔軟構造飛翔体は、コンパクトにパックされた状態で軌道投入され、軌道離脱前にエアロシェルを展開し、大気再突入を行う。一般に、繊維で構成されるエアロシェルが熱防御システム、パラシュート及び、水上への着水であればフロートの役割を兼ねるために、EDL(Entry, Descend and Landing)中にクリティカルな運用がないことが利点の一つでもある⁽¹⁾⁻⁽⁵⁾。

その研究は1960年代に米国でスタートし、特に近年において盛んに進められている。日本における研究開発としては、薄膜フレア型エアロシェルを有する柔軟構造飛翔体に対して、MAAC(Membrane Aeroshell for Atmospheric-entry Capsule)プロジェクトを中心に進められてきた。これまで、要素技術に関して実験的・解析的両面からの研究が行われると共に、2004年や2009年ではJAXA宇宙科学研究所の大気圏による大気圏突入実証試験⁽⁶⁾が実施されている。MAACの将来的な実利用へ向けた研究開発の一環として、地球低軌道からの再突入実証試験(TITANS)が提案されるとともに、その実現に向けた研究開発が進められている。これは柔軟エアロシェルによる大気再突入に加え、イリジウム衛星通信網を利用した位置特定システムを組み合わせることで、新しいメリットを付加するとともに、既存の再突入回収システムに新たなオプションを提供するための実証試験でもある。

このようなプロジェクトの流れにおいて、2012年8月にJAXA宇宙科学研究所S-310-41観測ロケットを用いた大気圏突入実証試験^{(7),(8)}が実施された。なお便宜上、ここではその実験機をSMAACと呼ぶ。SMAACの概略図と外観を図2, 3にそれぞれ示す。また、図4に示したのは再突入軌道(事前予測値)である。高度110km(t=100sec)において観測ロケットから実験機は分離をし、最高高度150km(t=100

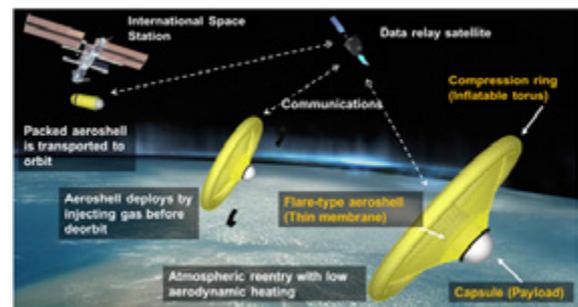


図1. 柔軟構造飛翔体の再突入概要

sec)まで到達した後に再突入を始める。動圧が特に大きくなるのは高度90km(t=300sec)から高度40km(t=350sec)の区間であり、それ以降ではほぼ一定となる。高度65kmにおいて最大突入速度を迎える。また、動圧のピークは高度50kmである。

観測ロケット実験においては、ロケット分離時から着水直前までカプセル内部温度や膜面上温度、トーラス内部圧力の履歴が取得された他、GPSによる機体の位置データや、加速度センサにより加速度履歴が取得されている⁽⁹⁾⁻⁽¹¹⁾。これらは、実験機が再突入中に受けた空力加熱量の他、どのような空力を受け、またどのような姿勢で飛行していたのかなどの重要な情報を与えるものである。

飛行中、インフレータブルトーラスのガスはゆるやかにリークしつつも概ね一定の内圧を有することから、大気圧によってその相対的な強度が変化する。例えば、構造強度上クリティカルなのは最大動圧に達する高度付近であるが、それより低高度においても大気圧が上昇することで相対的にトーラスの強度が低下し、座屈を生じるリスクを負う。また、空気が姿勢安定に与える影響は小さくない。膜面上での衝撃波干渉を防ぐために、エアロシェルのフレア角は比較的大きく取られていることから、風圧中心が機体前方に位置する傾向にあり、ピッチングあるいはヨーイング

方向の不安定性を持ちやすいことも避けられない問題のひとつである。このような背景のもと、実験機周りに形成される流れ場を詳細に明らかにし、機体に作用する空気力を算出することは、将来的な飛翔体設計を行う際において有効なデータになる他、その解析手法は有効な設計支援ツールになると考えられる。

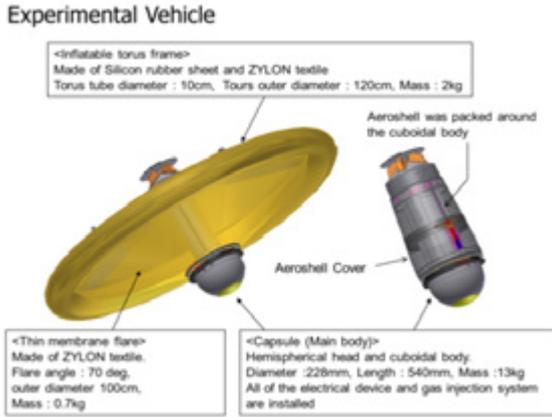


図 2. 実験機の構成



図 3. 実験機の外観（展開後）

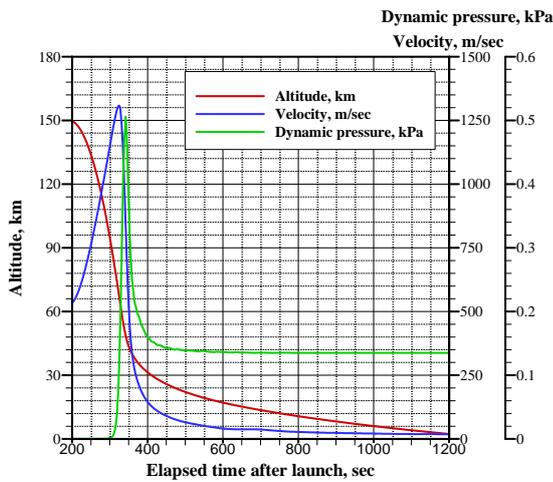


図 4. 実験機の再突入軌道（事前予測値）

これまでの研究において、JAXA 大型低速風洞における柔軟構造飛翔体の風洞試験を数値的に模擬し、試験結果と解析結果を比較することで、解析モデルの検証が実行され

た⁽¹²⁾。それらの結果は、解析モデルが飛翔体に働く空気力を良好に再現することを示している。ここではその解析モデルの構築・検証で培われた知見に基づき、実飛行時における観測ロケット実験機周りの詳細な流れ場や、実験機が受けた空気力の履歴を数値的に調査する。

2. 実験機

図 5 は観測ロケット実験機の形状を示している。カプセル部は底面直径 190 mm、曲率半径 95 mm の Sphere cone 形状であり、トーラスは内径 1000 mm、太さ 100 mm のリングで構成される。さらにフレア角 70 degree で投影直径 910 mm のエアロシェルがカプセルとトーラスを繋いでいる。展開後の全長は 1200 mm である。膜面エアロシェルは ZYLON フィラメント織物⁽¹³⁾で構成され、その厚みは約 0.15 mm となる。

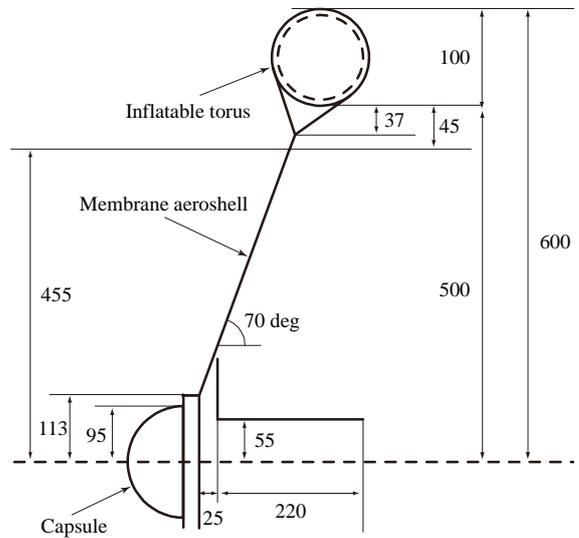


図 5. 実験機の形状

図 6 に SMAAC の抗力係数の実験値と設計値を示している。なお、抗力係数は次の式で定義されている。

$$C_D = \frac{ma}{qS}$$

ここで、 m は実験機の質量(15.6 kg)、 a は加速度、 q は動圧、 S は前方投影面積(1.23 m²)である。なお、実験機の直径はトーラス加圧時におけるエアロシェル直径の事前測定値

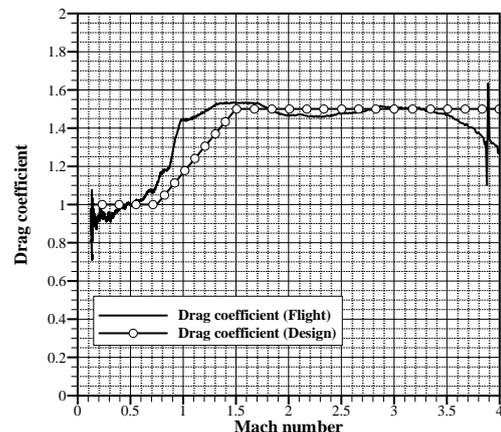


図 6. 抗力係数（実験値と設計値）

D=1.25 m を用いている。加速度および速度は、GPS で取得した位置データ（サンプリングレート 10 Hz）を移動平均（1 秒間）により平滑化し、その時間差分をとることによって得る。また、大気モデル (GRAM99, 2012/08/07 16:45(JST), N29.95, E132.12) から、動圧履歴とマッハ数履歴を算出する。

機体抗力係数の設計値は事前に行われた風洞試験より推定され、超音速域において 1.5、亜音速域において 1.0 とし、マッハ数 1.5 から 0.75 にかけてはその 2 つの値を線形に繋いでいる。一方で、実験における抗力係数は、超音速域で 1.5 の一定値をとり、遷音速域で低下する後に、亜音速域でほぼ 1.0 の一定値をとることが示されている。この傾向は設計値と定性的に合うものの、実験の遷音速付近で確認された抗力係数の急激な低下は再現されていない。

3. 数値解析

3-1. 基礎方程式

流れ場は連続、乱流とし、理想気体であると仮定する。支配方程式は Navier-Stokes 方程式及び状態方程式である。乱流モデルとしては標準 Smagorinsky モデル（低速領域）あるいは Menter SST（高速領域）を用いる。NS 式に現れる分子粘性係数は Sutherland の式で評価し、熱伝導係数はその粘性係数と定圧比熱およびプラントル数で評価する。

3-2. ソフトウェアパッケージと数値解析手法

高度 58 km ($t=332$ sec) から 1.0 km ($t=1280$ sec) の区間に対して CFD を実施する。ただし、この区間において実験機周囲の流れ場は超音速から亜音速まで幅広く変化する。一般に、圧縮性流体と非圧縮性流体向けの効率的な数値解析手法は大きく異なるため、ここでは高速域（超音速～遷音速）と低速域（亜音速）の解析に対して別々の手法を導入する。

低速域での解析ソフトウェアとして、文部科学省 IT プログラム「戦略的基盤ソフトウェアの開発」により開発された LES 解析コード FrontFlow/Red (FFR) を用いた。また、高速域でのソフトウェアとして JAXA において開発中が進められている FaSTAR を利用した。いずれも非構造格子に対応しており、対象が複雑な形状であっても比較的簡単に格子を生成することが可能である。またいずれも格子生成ソフトウェア Gridgen/Pointwise の出力形式に対応しているので、共通の格子を用いることが容易である。

FFR では、離散化は節点中心に行われる。対流項の数値流束評価として、2 次精度中心差分法 (95%) に 1 次精度風上差分法 (5%) をブレンドしたスキームを用いた。粘性項は 2 次精度中心差分 (100%) である。時間積分は SMAC 型陰解法であり、クランクニコルソン法を利用している。圧力補正式には ICCG 法を用いて、基本的に毎時間ステップごとに方程式の残差を $1.d-6$ まで減少させる。並列化には MPI 並列を用いた。乱流モデルとしては LES を適用する。

FaSTAR では、セル中心的に離散化が行われる。数値流束評価として、対流項には MUSCL 内挿の SLAU スキーム、粘性項には 2 次精度中心差分を適用している。時間発展はデルタ形式を用いて陰的に行い、収束解を求めた。時間積分法には LUSGS 法を用いている。並列化手法には MPI 並列を利用した。乱流モデルとして SST モデル⁽¹⁴⁾を適用した。

3-3. 境界条件・計算条件

流入条件として、図 4 に示す軌道解析結果と GRAM99 から得られた一様流速度・密度・温度を与える。この軌道解

析結果は実際の実験結果とよく一致していることが確認されている。なお、ここでは十分に遠方位置の全方位に対して同一の流入条件を課している。また、実験機表面温度はすべての高度において 273 K を仮定した。

エアロシェル部は柔らかい膜面で構成されており、本来であれば空気力を受けて膜面変形する⁽¹⁵⁾が、ここでは単純化のために実験機全体を剛体として取り扱う。

図 7 は低速領域における実験機近傍の計算格子である。非構造格子を用いており、格子数を節約するために実験機近傍に詳細な領域と用意している。セル数は 368 万、ノード数は 77 万点である。この図では現れないが、実験機よどみ点から半径 25m 離れた位置に球状の遠方境界面（流入条件を設定）を設置しており、その内部を計算領域としている。高速領域では高度 35km-41km 間において低速領域と同じ計算格子を利用しているが、高度 43km-58km においては、セル数は 684 万、ノード数 121 万のより密な計算格子を使用している。これは機体前方に形成される強い衝撃波面を十分に解像するためである。

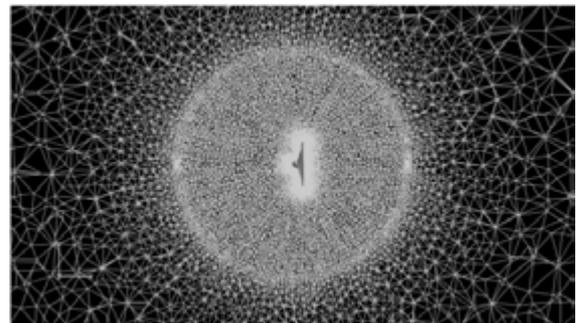


図 7. 計算格子の一例（低速領域）

4. 結果と考察

抗力係数履歴

図 8 に抗力係数と高度に対するマッハ数履歴の解析結果とフライト試験結果の比較を示している。本解析における抗力は機体表面の圧力を機軸方向に面積分して評価した。なお、亜音速領域で使用した FFR では流れ諸量の空気力の時間平均量、超音速領域から遷音速領域で使用した FaSTAR では定常空気力を用いた。

図 8 より、本解析モデルが超音速領域においておよそ抗

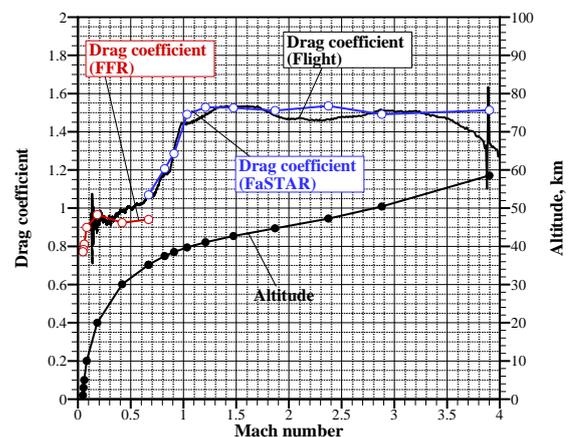


図 8. 抗力係数および高度のマッハ数履歴

力係数 $C_D=1.5$ となることを予測している他、遷音速領域における急激な抗力係数の低下を再現しており、この領域にかけて解析値は実験値とよく一致することが示されている。一方で、FFR では圧縮性効果は考慮されていないため、マッハ数 0.5-0.7 の領域において抗力係数を過小評価している。ただ、マッハ数 0.2 においては実験値と解析値はよく一致する。FFR を用いた解析結果では、マッハ数 0.2 付近からそれ以下にかけて、抗力係数が急激に低下する。これは高度において 20 km から 10 km へ低下する領域に該当する。このとき実験機周りの流れ場のレイノルズ数は、それぞれ 5×10^5 から 8×10^5 と、値が大きく変わるため、流れ場のレイノルズ数依存性が現れた可能性も考えられる。ただ、飛行実験では高度 10 km 以下より強い姿勢不安定性が現れ、縦回転運動を生じたため、抗力係数の値は大きくばらつく結果になった。そのため、解析で見られたようなマッハ数 0.2 以下での急激な抗力係数の低下が、実験でも生じたかどうかは現状では明らかではない。

高速領域

図 9、10 はそれぞれ高度 43 km における実験機周りのマッハ数分布と圧力分布・速度ベクトル分布である。この高度では解析ソフトウェアパッケージとして FaSTAR を利用した。支配方程式には RANS(SST モデル)を用いているので、これらの流れ諸量の解は時間平均化されたものである。

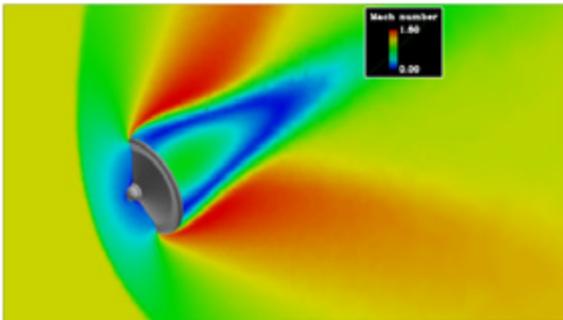


図 9. 高度 43 km における実験機周囲のマッハ数の分布

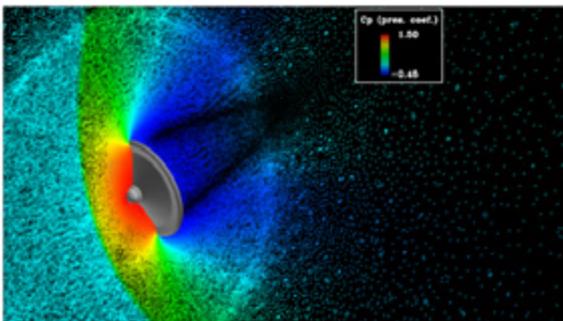


図 10. 高度 43 km における実験機周囲の圧力係数と速度ベクトルの分布

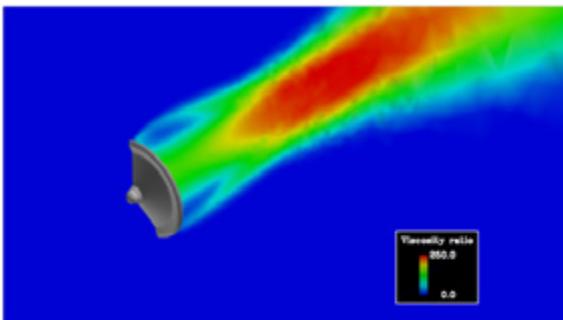


図 11. 高度 43 km における実験機周囲の粘性係数比 (乱流粘性係数/分子粘性係数)

る。

この高度において流入マッハ数はおよそ 1.5 であり、機体前方には衝撃波が形成されることが示されている。衝撃層における圧力係数はほぼ $C_p=1.5$ である。これは衝撃層内の気体の圧縮性が顕著に現れた結果である。さらに、衝撃層内で圧縮された気体は、実験機トールスを回りこんで後流に入り込む際に、強く膨張加速することが示される。後流にはその膨張流に渦輪を伴い、複雑な流れとなることを確認できる。

図 11 は高度 43 km における乱流粘性係数を分子粘性係数で割った粘性係数比の分布である。この高度では、衝撃層内にくらべ、後流において乱流の役割が非常に大きいことが示されている。これは後流の渦輪が強いせん断を生むことで、乱流エネルギーが多量に生成されるためである。

低速領域

図 12 は高度 1.0 km における実験機周りの圧力係数分布・速度ベクトル分布、および図 13 は流線である。この高度では実験機はほぼ終端速度に達しており、流れ場は亜音速である。解析ソフトウェアとしては FFR を用いており、図中の流れ諸量は時間平均量である。実験機前方のよどみ点付近において圧力係数はおよそ $C_p=1.0$ となることが示されている。実験機後方には、高度 43 km のときと同様にトールス上の渦輪が形成されるが、より実験機に近い領域に生じている。渦領域の圧力係数は $C_p=-2.5$ と小さくなっている。高度が低下すると、減速を受けて突入速度も小さくなるが、大気密度が大きくなるので実験機周りの流れ場のレイノルズ数は単調に増加する傾向にある。代表長を実験機の前前方投影直径としたとき、高度 1.0 km においておよそレイノルズ数は $Re \sim 10^6$ のオーダーであり、乱流の影響は強くなっていると言える。高高度とくらべて、渦の特性の違いもレイノルズ数の違いによるものと考えられる。

図 14 (a)-(c)にそれぞれ高度 30 km, 20 km 10km における実験機周囲の圧力係数分布と速度ベクトルを示す。なお、これらは時間平均量である。3つの高度に対して機体前方において圧力係数はほぼ $C_p=1.0$ であるが、機体後方部の渦

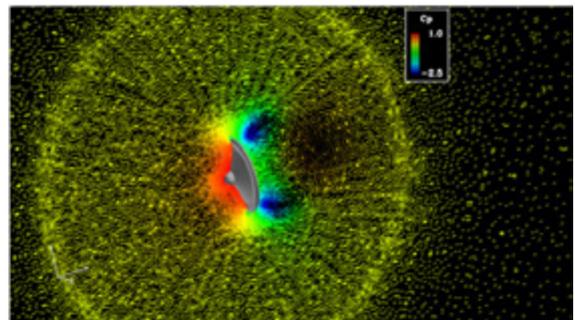


図 12. 高度 1.0km における実験機周囲の圧力係数分布と速度ベクトル

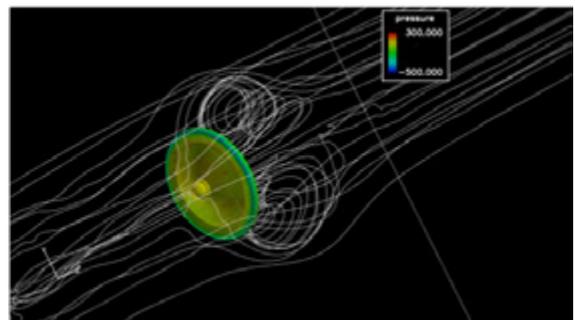
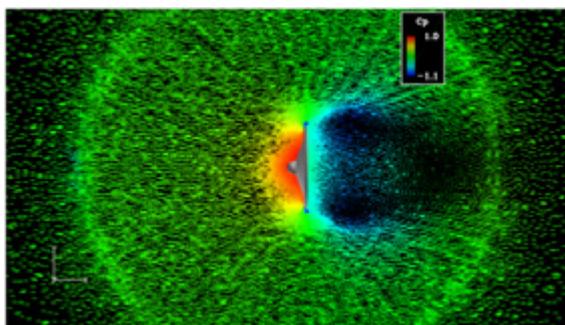


図 13. 高度 1.0km における実験機周囲の流線

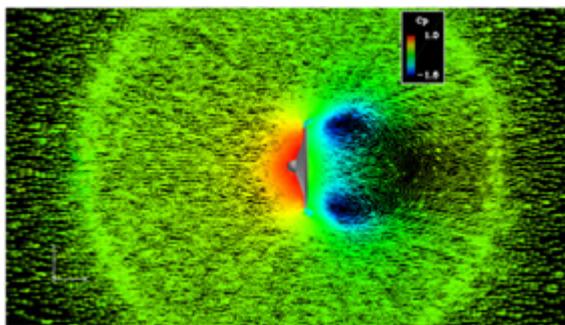
領域における C_p の値は低高度であるほど低下する。高度 30 km では比較的に大きな後流を形成するのに対し、高度 20, 10 km と低下するにしたがって、よりコンパクトな渦輪が形成されることが示される。本解析の計算条件であると、とくにそれは、高度 20 km から 10 km で顕著な違いが現れる。なお、ここでは図示していないが、瞬時値では、高度 30 km 以上では機体後方に常に 1 つの渦輪が形成されるわけではなく、トーラスから定期的に小さな渦が放出されることが確認された。一方で高度 10 km 以降では 1 つの大きな渦輪が安定的に形成される。図 8 の抗力係数履歴において、高度 20 km から高度 10 km にかけて確認される抗力係数の低下（解析結果）は、このような機体後方の渦輪の特性によって生じたものと考えられる。

5. 結論

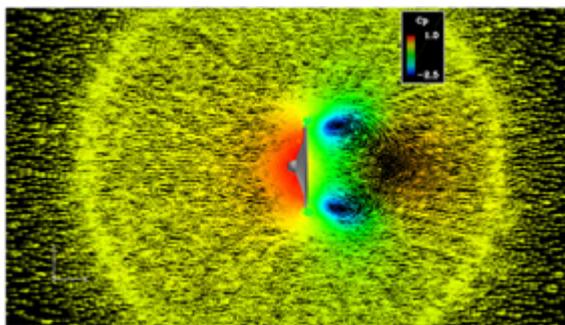
JAXA 宇宙科学研究所 S-310-41 観測ロケットを用いて柔



(a) 高度 30 km



(b) 高度 20 km



(c) 高度 10 km

図 1 4. 各高度における実験機周囲の圧力係数分布と速度ベクトル

軟構造飛行体の大気突入実験が実施された。再突入を通して、GPS によって実験機の位置や速度、加速度が計測され、大気モデルを用いて機体の抗力係数が評価された。抗力係数は超音速領域でおよそ 1.5、遷音速領域において急激に低

下した後、亜音速領域で 1.0 となることが実験値から確認された。これは風洞試験に基づいた設計値に定性的に一致するが、設計値では遷音速域の急激な抗力係数低下は再現されていないことが明らかになった。

また、再突入軌道に沿った一様流条件に基づいて実験機周りの流体解析を行った。抗力係数の解析結果と実験機の計測履歴を比較することで、飛行中の実験機が受けた空気を評価し、実験機周りの複雑な流れ場を明らかにした。実験値と解析値はよい一致を示すことが明らかになった。また、超音速域では実験機前方の気体の圧縮性が、亜音速域では実験機後方に形成される渦が、実験機に働く空気に大きな影響を与えることが示された。

謝辞

本研究は主に九州大学情報基盤研究開発センターの研究用計算機システムを利用した。

参考文献

- 1) M. Gräßlin and U. Schöttle. "Flight Performance Evaluation of the Reentry Mission IRDT-1", in Papers Presented at the 52nd International Astronautical Congress, IAF Paper 01-V305, Toulouse, France, October 1 - 5 2001.
- 2) S. J. Hughes, R. A. Dillman, B. R. Starr, R. A. Stephan, M. C. Lindell, C. J. Player, and D. F. M. Cheatwood. "Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview", AIAA Paper 2005-1636, 2005.
- 3) R. R. Rohrschneider and R. D. Braun. "A Survey of Ballute Technology for Aerocapture", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 44, No. 1, pp. 10-23, January - February 2007.
- 4) P. Reynier and D. Evans. "Postflight Analysis of Inflatable Reentry and Descent Technology Blackout During Earth Reentry". Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 46, No. 4, pp. 800-809, July-August 2009.
- 5) S. J. Hughes, D. F. M. Cheatwood, A. M. Calomino, and H. S. Wright. "Hypersonic Inflatable Aerodynamic Decelerator (HIAD) Technology Development Overview". AIAA Paper 2011-2524, 2011.
- 6) K. Yamada, T. Abe, K. Suzuki, N. Honma, M. Koyama, Y. Nagata, D. Abe, Y. Kimura, A. K. Hayashi, D. Akita, and H. Makino. "Deployment and Flight Test of Inflatable Membrane Aeroshell using Large Scientific Balloon". AIAA Paper 2011-2579, 2011.
- 7) K. Yamada, T. Abe, K. Suzuki, O. Imamura, D. Akita, M. research, and d group. "Reentry Demonstration Plan of Flare-type Membrane Aeroshell for Atmospheric Entry Vehicle using a Sounding Rocket". AIAA Paper 2011-2521, 2011
- 8) Kazuhiko Yamada and Yasunori Nagata and Naohiko Honma and Daisuke Akita and Osamu Imamura and Takashi Abe and Kojiro Suzuki, "Reentry Demonstration Deployable and Flexible Aeroshell for Atmospheric-Entry Vehicle using Sounding Rocket", Proceedings of 63th International Astronautical Congress, AC-12-D2.3.3, October 1 - 5, 2012.
- 9) Kazuhiko Yamada and Yasunori Nagata and Takashi Abe and Kojiro Suzuki and Osamu Imamura and Daisuke Akita, "Reentry Demonstration of Flare-type Membrane Aeroshell for Atmospheric Entry Vehicle using a Sounding Rocket", AIAA Paper 2013-1388, 2013.
- 10) Yasunori Nagata and Kazuhiko Yamada and Takashi Abe and Kojiro Suzuki, "Attitude Dynamics for Flare-type Membrane Aeroshell Capsule in Reentry Flight Experiment", AIAA Paper 2013-1285, 2013.
- 11) Yusuke Takahashi and Kazuhiko Yamada and Takashi Abe and Kojiro Suzuki, "Aerodynamic Heating around an

- Infatable Vehicle during a Reentry Demonstration Flight by a Sounding Rocket”, AIAA Paper 2013-1303, 2013.
- 12) D. Ha, Y. Takahashi, K. Yamada and T. Abe, “Aerodynamic Simulation of an Inflatable Re-entry Vehicle in Low-Mach-number Flight”, 29th ISTS, 2013-o-2-13, 2-9 June, 2013.
 - 13) Toyobo Corporation. “ZYLON technical data”.
<http://www.toyobo-global.com/seihin/kc/pbo/>.
 - 14) F. R. Menter, “Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications”, AIAA Journal, Vol. 32, No.8, pp. 1598-1605, 1994.
 - 15) K. Yamada, Y. Kato, and T. Abe. “Numerical Simulation of Hypersonic Flow around Flare-Type Aeroshell with Torus Frame”. In 6th Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics, Kashiwa, Japan, March 16 2009.