

大気圏突入を想定したイトカワ型小惑星の極超音速空力特性に関する研究

和泉有祐, 鈴木宏二郎

東京大学大学院新領域創成科学研究科

Study on Hypersonic Aerodynamic Characteristics of Itokawa-type Asteroid at Atmospheric Entry

by

Yusuke Izumi and Kojiro Suzuki

ABSTRACT

The aerodynamic characteristics of the extraterrestrial entry body having the shape of asteroid 25143 Itokawa have been numerically and experimentally investigated. Unlike aerospace vehicles, such natural object has significant irregularity in its shape, and the variation of its aerodynamic characteristics with respect to its attitude becomes complicated. Based on the database of Itokawa's shape distributed by JAXA, we construct the numerical model for the Newtonian analysis. Using the rapid prototyping machine, the experimental model was made based on the same database with small manufacturing time and cost. The results of the hypersonic wind tunnel experiments conducted at Kashiwa campus, the University of Tokyo show that the aerodynamic characteristics of such complicated body are successfully estimated by the Newtonian analysis within the error of 25%. For convenience at the description of the configuration and the arbitrary attitude of the body, the three axes are defined. The variation of the aerodynamics characteristics with respect to each axis is estimated by the Newtonian method, and the maximum L/D of 0.5 is obtained. This fact means that an Itokawa-type extraterrestrial object can have some cross-range capability at the earth's atmospheric entry. The attitude to have the static stability is found by searching any pair of those axes. At this attitude, the body may rotate around the other axes. In fact, the experimental model supported by a ball joint performed the spin motion at high rate of 300 Hz around an axis and the spin axis is almost fixed in the hypersonic flow at Mach 7. Those results are useful for the trajectory analysis of hazardous entry of extraterrestrial bodies in both the past and the future.

1. 緒言

地球近傍には非常に多くの小天体が存在する。確認されているものだけでも、小惑星では約 6,700 個存在し、そのうち約 1,000 個は潜在的に地球と衝突する可能性を持つとされている¹⁾。その形も大きさも様々で、評価直径で数百 m のものが最も多いが、数十 km のものも確認されている。過去および未来において、このような小天体の地球大気圏突入は人類にとり非常に危険なものであり、大気圏突入飛翔中の天体周りの流れや空力特性の理解は惑星科学上のみならず安全上、重要であると言えよう。しかし現状として、小天体周りの極超音速流に関する研究はほとんど行われていない。そこで本研究では、天然の複雑形状を持つ小天体の大気圏突入、極超音速飛翔時の空気力学的特性を明らかにする。

小天体の大気圏突入の研究では、多くの場合、理想的な形状として球が用いられるが、本研究では実際的な小天体の空力特性の理解のために、解析対象を天然の複雑形状とした。ここでは、小天体の典型例として小惑星 25143 イトカワのデータを用いることにする。小惑星イトカワは、2003 年 5 月に打ち上げられた JAXA の惑星探査機はやぶさによって、形状や組成などの詳細な調査がなされている²⁾。イトカワは有効直径約 330m、質量約 3.51×10^{10} kg、内部は瓦礫が寄せ集まったような構造で、小惑星どうしが衝突破壊・再集積したラブルパイル天体の一つとされ、その形状

は図 1 に示す動物のラッコのような特異なものである。表面は、ごつごつとした岩場とのっぺりとした砂漠という性質の異なる領域を持ち、岩塊も多くみられる。このような特徴のため、大気圏突入天体としてみたときには、あらかじめ空力的に形状設計されているスペースシャトルのような宇宙機と異なり、空力特性や飛翔中の挙動の予測が難しい。また、イトカワは軌道的に地球に近接する小惑星で、そのような小惑星の中でもアポロ群に分類され、その軌道は地球軌道と交差する。さらにイトカワは、NASA の Near Earth Object Program により可能性は非常に小さいものの地球へ衝突する可能性のある天体として登録されている⁴⁾。以上は、本研究が想定する地球への飛翔物としての小天体の特徴に十分に沿うものであり、大気圏突入天体として小惑星イトカワを想定し、極超音速飛翔時の空力特性解析を行う。

2. 解析手法

本研究では、大気圏飛翔軌道解析に必要な空力特性データを得るものとする。制御系を持つ宇宙機と異なり、イトカワの形状の様な大気圏突入天体では飛翔中の姿勢は乱れ、刻一刻と姿勢を変えることが予想される。そのため、イトカワの軌道解析を行うには、全姿勢での空力特性が必要となる。これをカバーするだけの解析を風洞実験や CFD によって行うことは時間やコストを考えれば非現実的である。そのため、本研究では空力特性の主な解析手法として、空力特性の簡易推算方法で計算コストの小さいニュートン流理論⁵⁾を採用する。ただし、この方法は通常、宇宙機のような人工物について用いられる方法である。そのため、イトカワのような複雑形状物体に対する有効性を任意の 1 姿勢について、風洞実験から得られる空力係数との比較により検証する。

なお、本研究で用いるイトカワの形状データは JAXA HAYABUSA PROJECT SCIENCE DATA ARCHIVE⁶⁾より引用したものである。ここでは、複数の解像度の形状データが利用できる。本研究において、実験では 196,608 要素の中解像度モデル、ニュートン流推算では 49,152 要素の低解像度モデルを使用している。

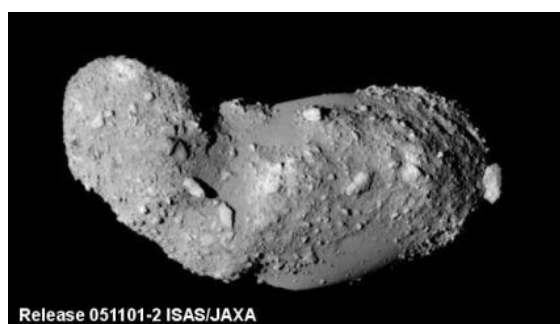


図 1 小惑星 25143 イトカワ (出典: JAXA³⁾)

3. 簡易推算方法による空力解析

3. 1. ニュートン流理論

ニュートン流理論は極超音速飛行体の空気力学特性を簡便に見積もる方法であり、計算コストが非常に小さいという利点を持つ。

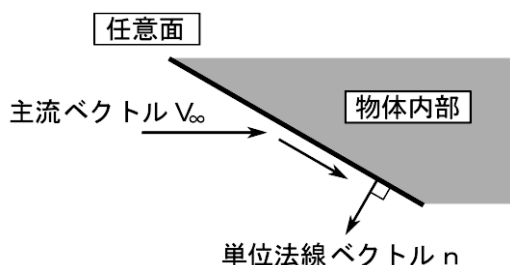


図2 ニュートン流理論概念図

図2に示すように、主流ベクトルとある角をなす任意の面を考える。ここで、主流ベクトルを V_∞ 、任意面の単位法線ベクトルを n 、主流の密度 ρ_∞ 、雰囲気圧を p_∞ 、任意面での圧力を p_w とする。この面に衝突する流れは面に平行な向きに曲げられる。その際に、面に平行な運動量成分は保存されるが、面に垂直な運動量はすべて失われると仮定する。すると、任意面での圧力係数 C_p は式(1)で表わすことができる。

$$C_p = \frac{p_w - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = 2 \left(\frac{V_\infty \cdot n}{|V_\infty|} \right)^2 \quad (1)$$

3. 2. 空力推算結果

ニュートン流理論を用いて求めたイトカワの表面圧力係数分布の推算結果を図3に示す。図3より、主流ベクトルに対して面が垂直な場所ほど圧力係数は高く、表面の凹凸に応じた圧力係数の増減がみられる。また、流れの衝突しない裏側の部分では圧力係数が0となっていることが確認できる。

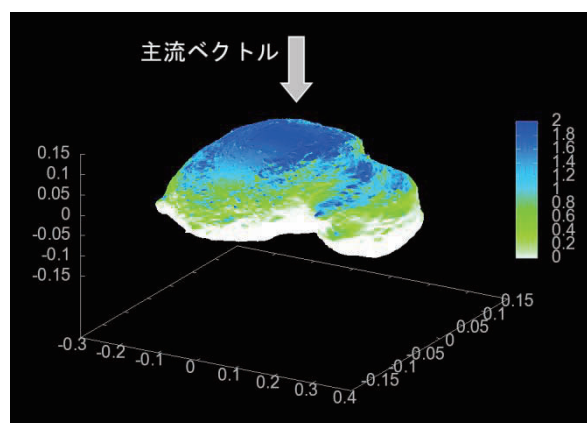


図3 イトカワ表面の圧力係数分布

4. 有効性検証のための風洞実験

4. 1. 風洞実験概略

ニュートン流理論による推算結果を検証するため、イトカワの模型を用いた極超音速風洞実験を行った。実験は、シュリーレン法による流れ場の可視化と六分力計測を東京大学柏キャンパスに設置された極超音速高エンタルピー風洞にて行った。表1に極超音速高エンタルピー風洞における実験諸元を示す⁷⁾。ここで、レイノルズ数の算出には代表長さを模型最大長としている。この風洞はよどみ点圧力



図4 風洞実験用イトカワ模型

が最大 0.95MPa と低いため、よどみ点温度を 550K、模型最大長 4cm を代表長としたときのレイノルズ数が約 2.0×10^5 となり、粘性干渉パラメータ M/\sqrt{Re} が 0.01 のオーダーと大きくなるため、粘性干渉効果がみられるものと期待される。このことは、高高度における突入天体の空力特性予測に有用である。

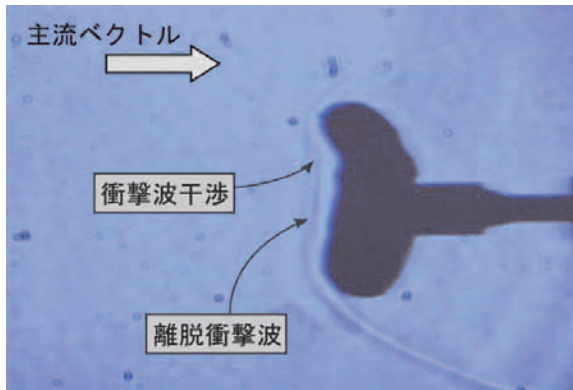
表1 極超音速高エンタルピー風洞 実験諸元

マッハ数	7
ノズル出口直径	200 mm
よどみ点圧力	0.95 MPa
よどみ点温度	550~600 K
レイノルズ数	$1.7 \sim 2.0 \times 10^5$
通風時間	60 s

本研究で対象としている姿勢制御のない突入天体は、広範囲の姿勢を取ることが予想される。そのため、推算方法の有効性検証には複数の模型を用意する必要があり、模型の製作が実験において時間およびコストの大部分を占めることになる。そこで本研究では、ラピッドプロトタイピング装置を使用することで実験効率向上に取り組み、時間およびコストの低減を試みた⁸⁾。図4に実験に使用したイトカワの風洞模型を示す。材料はケミカルウッドでラピッドプロトタイピング装置には Roland 社製 MODEL A540A©を使用した。図4において、上面が気流に正対する面であり、その背後には模型保持のための支持部を設けている。模型の最大長は約 4cm で、製作時間は約 10 時間である。これは一日で模型製作から風洞実験までを行うことができる時間オーダーである。通常、外部に模型製作を委託し週単位で時間がかかることを考えると、大幅な実験効率の向上である。また製作した模型は、図1のイトカワの詳細写真にみられるような凹凸やなめらかな面を表現できており、実験に十分な形状精度を保持していることが確認できる。

4. 2. 実験結果

4.1. の実験装置により、図4のイトカワ模型を用いた風洞実験を行った。気流条件はマッハ数 7、通風時間 30 秒、よどみ点圧力 0.95MPa、レイノルズ数は約 2×10^5 で、よどみ点温度 550~600K であり、よどみ点温度は実験毎に最大 10% 程度のばらつきがあった。実験では、迎角 $-10^\circ \sim +10^\circ$ の範囲で 2° 間隔の六分力計測とシュリーレン法による可視化を行った。ここでは図5に迎角 0° でのシュリーレン法による可視化結果を示す。図5からイトカワ前方に形状に沿うように離脱衝撃波が形成されていることが分かる。また、模型の上部にある突起が作る衝撃波が下部の衝撃波と干渉していることが分かる。

図 5 シュリーレン画像(迎角 0°)

5. ニュートン流理論の有効性評価

3.2. と 4.2. で得られた結果をもとに、ニュートン流理論によるイトカワの空力推算の有効性を検証する。図 6, 7 に実験値とニュートン流理論による推算値の抗力と揚力に関する比較を示す。どちらのグラフも、縦軸に力、横軸に迎角をとっている。図 6 より、抗力は推算値、実験値のどちらも緩やかな凸形状のグラフを形成している。また、推算値の実験値との差は 25% 程度である。図 7 より、揚力は推算値、実験値のどちらも線形的に減少しており、その傾きは同程度である。また、その値は誤差約 -0.4 の精度である。これらの比較から、迎角変化に関して推算値の傾向は実験値のものと一致し、その値も定性的な議論をするには十分な精度であると言える。ゆえに、図 5 にみられる衝撃波干渉の様なニュートン流理論で想定されているものより複雑な流れ場において、ニュートン流理論は複雑形状を持つ極超音速飛行体の空力特性についてある程度の妥当性を持つ推算を与えることが分かる。制御がなく広範囲の姿勢を取り得る大気圏突入天体の空力特性の概要を理解する上で、計算負荷の小さいニュートン流理論は有用である。以

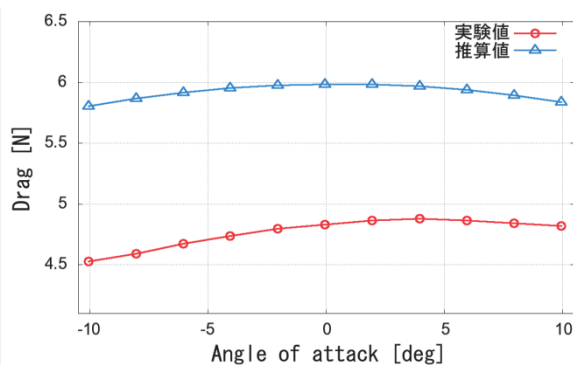


図 6 抗力比較

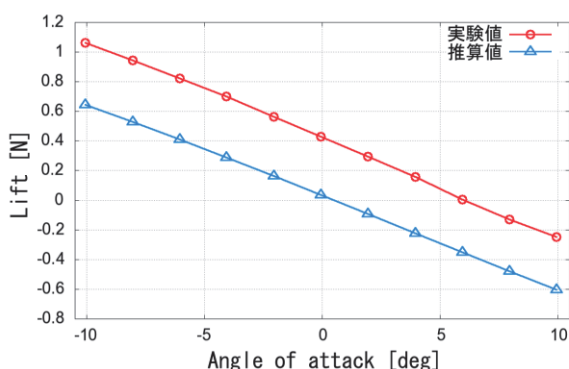


図 7 揚力比較

後、ニュートン流理論による推算結果をもとにイトカワの空力特性における特徴を議論する。

6. 小惑星イトカワの空力特性

6. 1. 座標および無次元化の定義

小惑星のような天然の複雑形状物体では、形状に前や後ろといった概念がないため、任意の座標を定義する必要がある。図 8 にイトカワの座標系と飛行姿勢パラメータ α , β の定義を示す。ここで、主流ベクトルの向きは、X 軸と同じ方向とした。パラメータ α , β はそれぞれ、図 8 に示すようなデカルト座標の Y, Z 軸まわりの姿勢変化角であり、Y, Z 軸右ねじ方向の姿勢変化を正としている。ただし、この変化は α , β の順に行う。また、全ての飛行姿勢は座標軸まわりの姿勢変化角で与え、3 軸の姿勢変化を考慮することで表すことができる。例えば、図 3 の風洞実験結果のようなイトカワの凹側、ラッコのお腹側が流れ方向に正対する姿勢は Z 軸まわり (β 回転方向) に 180° の姿勢変化で表わされる。

図 8 に示すように、抗力、横力、揚力はそれぞれ X, Y, Z 軸方向を正とした。また、モーメントはイトカワの重心を原点とし、この原点は図 8 の座標原点と一致する。そして、ローリングモーメント、ピッチングモーメント、ヨーイングモーメントはそれぞれ X, Y, Z 軸右ねじ方向を正としている。飛行条件は前述したように極超音速速度領域を考える。抗力、揚力、横力の無次元化には、代表面積としてイトカワの有効直径を直径とする円の面積を用いた。ヨーイングモーメント、ローリングモーメント、ピッチングモーメント係数の無次元化には、代表面積としてイトカワの有効直径を直径とする円の面積、代表長として有効直径を用いた。なお、ここで用いているニュートン流理論は最も基本的な Straight Newtonian と呼ばれるものであり、マッハ数の影響は考慮されていない。

6. 2. ピッチ軸まわりの姿勢角変化に対する依存性

ニュートン流理論による推算値からイトカワの極超音速飛行時における空力特性を考える。

ここではまず、流れ方向への投影断面積変化が最も大きく、空力特性の変化が顕著であると推測される $\alpha, \beta = 0^\circ$ の、 α 角変化 (Y 軸まわりの姿勢変化) のみの運動を考える。つまり、図 8 のような飛行姿勢で X, Z 軸まわりの姿勢変化はここでは起きないものとして、イトカワの極超音速飛行中の空力特性を考える。それぞれ横軸に姿勢変化角 α をとり、図 9 にイトカワの受ける抗力係数 C_D 、揚力係数 C_L 、横力係数 C_{Side} 、図 10 にローリングモーメント係数 C_{Rm} 、ヨーイングモーメント係数 C_{Ym} 、ピッチングモーメント係数 C_{Pm} 、図 11 に揚抗比 L/D を示す。

図 9 から、抗力係数は $\alpha = 0^\circ, 180^\circ$ 近傍で極大値を取り、

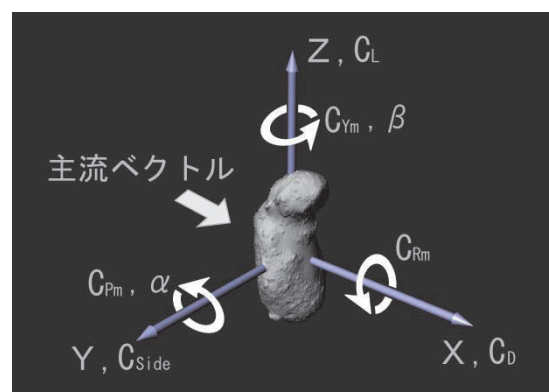


図 8 イトカワ座標系

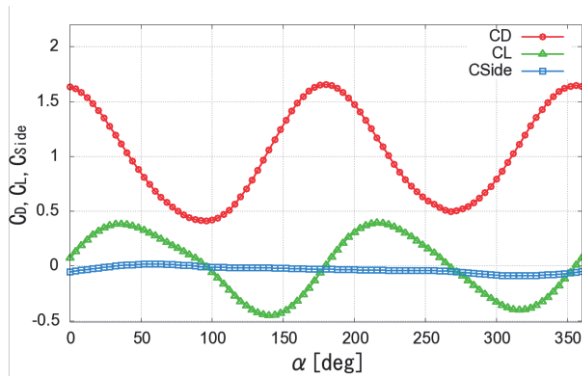


図9 抗力・揚力・横力係数推算値

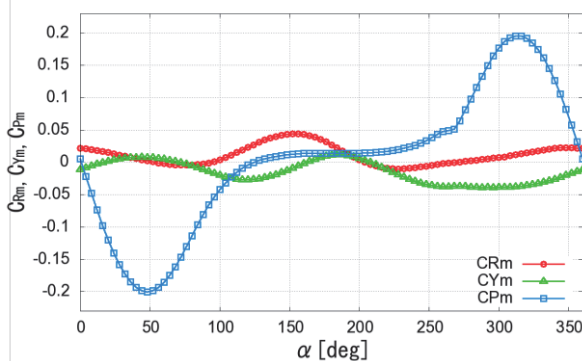


図10 モーメント係数推算値

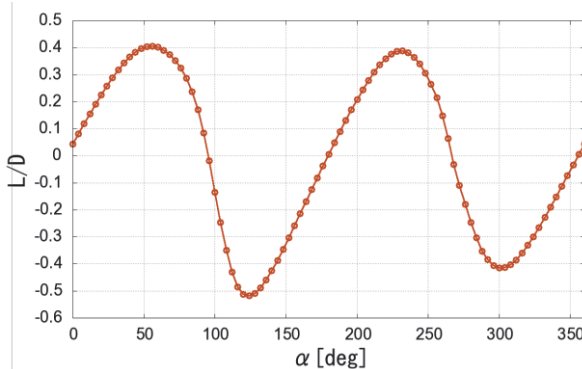


図11 揚抗比推算値

$\alpha = 90^\circ, 270^\circ$ 近傍で極小値をとる。2つの極大値の大きさは同程度だが、極小値では $\alpha = 90^\circ$ の値は $\alpha = 270^\circ$ の値より小さい。揚力係数は、およそ 45° ずれて抗力係数と同様の傾向を持っている。横力は、 $\alpha = 60^\circ$ 近傍を除いて常に負の向きに発生している。

図10から、ピッチングモーメント係数は $\alpha = 0^\circ$ 近傍では、 α 変化方向とは逆の方向のモーメントが生じており、復元力が働いていることが分かる。また、 α が 130° から 360° (0°) の範囲で常に正の値をとっており、 α 角の変化に対して正の方向のモーメントが生じている。ここでは α 方向の姿勢変化だけを許しており、この場合、初期姿勢として α をどのような値にとっても $\alpha = 0^\circ$ に収束する、静的に安定である可能性が示唆されている。ヨーイングモーメント係数に関しては、 $\alpha = 40^\circ, 180^\circ$ 近傍で正の値をとる以外は負の値を取り、その大きさは正の値の大きさよりも非常に大きく、負のヨーイングモーメントが強く働く傾向にある。ローリングモーメント係数は、 $\alpha = 80^\circ, 230^\circ$ 近傍で負の値をとる以外は正の値を取り、その大きさは負の値

の大きさよりも非常に大きく、正のローリングモーメントが強く働く傾向にある。

図11より、揚抗比は $\alpha = 60^\circ, 230^\circ$ 近傍で極大値を取り、 $\alpha = 120^\circ, 300^\circ$ 近傍で極小値をとる。2つの極大値の大きさは同程度だが、極小値では $\alpha = 120^\circ$ の値は $\alpha = 300^\circ$ の値より小さい。揚抗比の大きさの最大値は $\alpha = 60^\circ$ で約0.5である。これは、再突入機アポロカプセルに代表されるカプセル型の宇宙飛行体とスペースシャトルに代表される揚力発生型の宇宙飛行体の間の中間型の宇宙飛行体の揚抗比に対応している。このことから、イトカワは大気圏突入時に面外のクロスレンジ性能を持つ可能性があることが分かる。ただし、ピッチングモーメント係数の特性として示唆された安定性によれば $\alpha = 0^\circ$ で静安定であり、飛行中にこの姿勢で落ち着いているとすると、そのときの揚抗比は約0.05とほぼ0である。

6. 3. ピッチ・ヨー軸まわりの姿勢角変化に対する依存性

ニュートン流理論による推算値からイトカワの極超音速飛行時における空力特性を考える。

ここでは、6.2.で解析したのと同様の飛行姿勢、 $\alpha, \beta = 0^\circ$ で、 α, β 角変化 (Y, Z 軸まわりの姿勢変化) のみの運動を考える。つまり、図8のような飛行姿勢で、X 軸まわりの姿勢変化はここでは起きないものとしてイトカワの極超音速飛行中の空力特性を考える。

6.2.で述べたように、 $\alpha = 0^\circ$ 近傍、 $\beta = 0^\circ$ でのピッチングモーメント係数の微係数は負となっており、これは α 角変化に関しては静安定である可能性を示している。

図12に α, β の値域をそれぞれ 0° から 360° の範囲とし

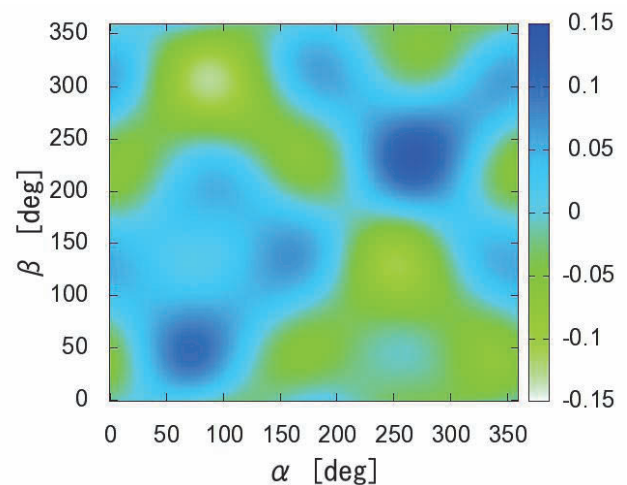
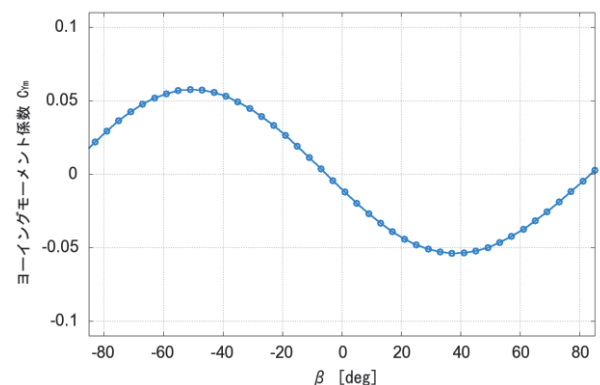


図12 ワーイングモーメント係数

図13 ワーイングモーメント係数 ($\alpha = 0^\circ, \beta = 0^\circ$ 近傍)

たときのヨーイングモーメント係数の推算値を示す。図 12 の結果のみ、計算負荷の問題により、ニュートン流推算で通常考慮される主流方向に対する物体表面の重なりを考えていない。 $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ 近傍での空力特性は図 12 の β 軸上の値に相当し、これを図 13 に示す。図 13 から $\beta=0^\circ$ ではヨーイングモーメント係数の微係数は負の値となっている。これは、 β 回転に関して静安定である可能性を示している。

よって、 $\alpha, \beta=0^\circ$ 近傍では、各変化方向に静安定であり、これを初期姿勢としてとった際には X 軸には回転するものの Y, Z 軸に関しては初期姿勢を保つものと予測することができる。

6. 4. 姿勢角変化に対する依存性の実験的検証

6. 3. で示された $\alpha, \beta=0^\circ$ での静安定性を検証するため、極超音速風洞実験において球面軸受けを用いたフリーローテーションの実験を行った。図 14 に示すのはフリーローテーション実験、風洞測定室内の様子である。4. の風洞実験と同様の条件で、材料はケミカルウッド、ラピッドプロトタイピング装置には Roland 社製 MODEL A540A©を使用した。模型の最大長は約 5.6cm であり、先に述べた静安定性を有すると思われる姿勢で、模型の重心に軸受けの回転中心が一致するように球面軸受けを設置した。この球面軸受けには、HEPHAIST 社製 SRJ004C を採用した。球面軸受けは、重量 15g、触れ角 15° で、本研究で定義した座標軸の Y, Z 軸について、制限はあるものの 3 自由度の回転運動を許している。実験では、ビデオカメラによるフリーローテーション模型の挙動撮影とシュリーレン法による流れ場の可視化を行った。

図 15 にこのシュリーレン法による流れ場の可視化画像を示す。模型は気流投入後すぐに回転を始め、図 15 ではカメラのフレームレートが小さいため、模型や衝撃波はその回転運動の残像となって表れている。観測から、模型は主流方向まわりには高速に回転するが、Y, Z 軸まわりにはふらつきながら元の姿勢に戻る。これは、先ほど示された静安定性であると考えられる。

より詳細な解析を行うため、Vision Research 社製 高速度カメラ Phantom Miro4 を用いて回転運動の観測を行った。撮影フレームレートは 1,200fps で撮影時間は約 2.5s と設定した。また、撮影は模型風洞投入後の任意のタイミングで開始している。図 16 に、画像解析から得られた模型のスピンのレートを示す。スピンのレートは時間とともに増加し、約 300Hz に収束している。図 16 の結果から、イトカワの模型は飛翔中に数百 Hz オーダーの高速回転をしており、小天体の地球大気圏突入時の空力特性を明らかにするためには、模型の回転運動への流れ場の追従性など、極超音速流中での高速回転物体周りの流れ場を調べる必要があることが分かった。



図 14 フリーローテーション実験模型

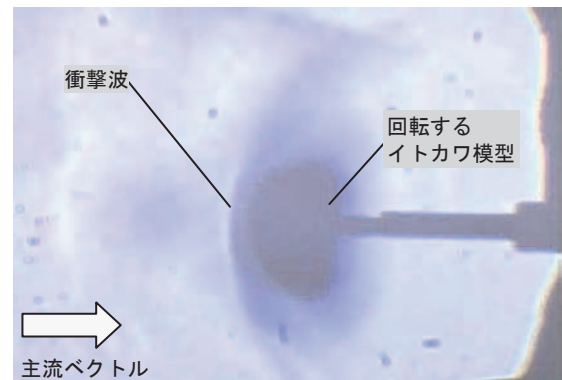


図 15 回転する物体周りのシュリーレン画像

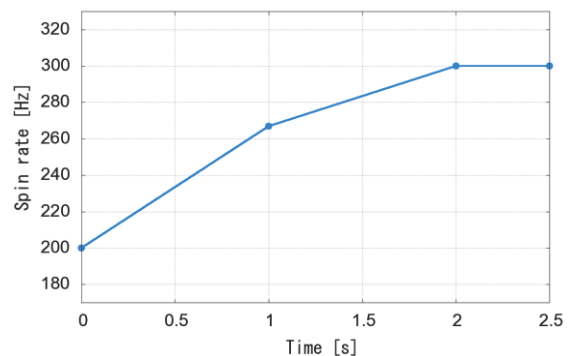


図 16 スピンレート

7. 結言

本研究では、小天体の地球大気圏突入時の空力学的特性を明らかにするため、突入天体に小惑星 25143 イトカワを想定し、極超音速飛翔時の空力特性解析を行った。

制御のない大気圏突入天体では広範囲の姿勢を取ることが予想されるため、本研究では、空力特性の解析にニュートン流理論を用いた。ニュートン流理論による空力解析の有効性について風洞実験による検証を行い、空力特性の推算において定性的に実験と一致し、かつ定量的にも 25% ないしは 0.4 程度の誤差の範囲であることが確認された。また、その検証には複数の風洞模型が必要であるが、ラピッドプロトタイピング装置によって、その検証にかかる時間コストを週単位から日単位へ大幅に低減できることを確認した。

ニュートン流理論による推算を使用し、飛翔姿勢を特定の 1 軸まわりに変化させたときのイトカワの空力特性として、本研究で定義した姿勢パラメータ $\alpha=0^\circ$ で飛翔姿勢が静的に安定である可能性が示された。また、揚抗比の大きさの最大値は約 0.5 であり、これは大気圏突入時に面外のクロスレンジ性能を持つことを意味している。

次に、姿勢変化を α 角と β 角の 2 軸まわりに変化させたときのイトカワの空力特性値をニュートン流理論により推算した。飛翔姿勢 $\alpha, \beta=0^\circ$ について詳しく解析すると、この姿勢で静安定性を持つ可能性が示された。実際に、極超音速風洞におけるフリーローテーション実験では、安定した 1 軸まわりのスピンの観測され、上記の予測の妥当性が示された。また、高速度カメラによる、より詳細な画像解析によって、風洞実験においてイトカワ模型の高速回転が観測され、小天体の地球大気圏突入時の空力特性を明らかにするためには、極超音速流中での高速回転物体周りの流れ場を調べる必要があることが分かった。

今後は、本研究で推算された空力特性をデータベース化して軌道解析を行う。実験では、赤外カメラなどによる空

力加熱の計測や高速度カメラを用いた回転運動の挙動解析を行う。そして、実験では得ることの難しい加熱分布や流れ場構造については、CFDにより明らかにしていく予定である。

謝辞

本研究は、科学研究費補助金(基盤研究(B) No.21360413)の支援を受けて行われた。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- 1) IAU Minor Planet Center, <http://www.minorplanetcenter.org/iau/mpc.html>
- 2) A.Fujiwara et al., “The Rubble-Pile Asteroid Itokawa as Observed by Hayabusa”, Science, Vol .312, pp.1330-1334, 2006
- 3) 宇宙情報センター, <http://spaceinfo.jaxa.jp/>
- 4) NASA Near-Earth Object Program, <http://neo.jpl.nasa.gov/>
- 5) 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, pp.71-85, 2002
- 6) JAXA HAYABUSA PROJECT SCIENCE DATA ARCHIVE, <http://darts.isas.jaxa.jp/planet/project/hayabusa/index.html>
- 7) 今村 宰, 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 論文集, pp.50-55, 2007
- 8) 松本 達也, “ラピッドプロトタイプ装置による極超音速風洞実験効率化とウェイブライダー形状設計への応用”, 東京大学大学院新領域創成科学研究科修士論文, 2008