

遷音速領域における大気突入カプセル背面流れの特性解明

井上智仁(東海大学大学院工学研究科), 内田航輔(東海大学工学部)
水野裕介(東海大学大学院工学研究科), 高橋俊(東海大学工学部)
山田剛治(東海大学工学部)

Study for the Characteristics of Reentry Capsule's Back Flow at Transonic Conditions

Tomohito INOUE (Graduate School of Mechanical Engineering, Tokai University)
Kousuke UCHIDA (Mechanical Engineering, Tokai University)
Yusuke MIZUNO (Graduate School of Mechanical Engineering, Tokai University)
Shun TAKAHASHI (Mechanical Engineering, Tokai University),
Gouji YAMADA (Mechanical Engineering, Tokai University)

Abstract

The sample return missions to asteroids have been planned and implemented. Samples collected by the space crafts are stored in the reentry capsule and enter the earth's atmosphere. However, Hayabusa sample return capsule has dynamic instability in the transonic region during reentry. Some researchers conducted wind tunnel tests and found that the pressure change created on the back of the capsule promoted amplify the model's angular velocity. In this study, the effect of the capsule shape on the back flow will be investigated in order to elucidate the characteristics of the back flow of the Hayabusa capsule. In the experiment, the aerodynamic characteristics of the model imitating the Hayabusa capsule were measured and the surface flow was visualized by the oil flow method. As a result of visualization, oil pools were confirmed on the back of all models. In the numerical analysis, the drag coefficient was calculated and a good agreement with the experimental result was obtained. In the visualization results, a large circulation flow appeared behind the model.

Keywords: Reentry Capsule, Transonic, Wind Tunnel Test, CFD

1. 緒言

近年、「はやぶさ 2」⁽¹⁾や「OSIRIS-Rex」⁽²⁾といった小惑星を対象としたサンプルリターンミッションが計画、実施されている。探査機が採取したサンプルは大気突入カプセル内に保管され、地球大気圏へ突入する。しかし、小惑星探査機はやぶさのサンプルリターンカプセルは、再突入中の遷音速領域で動的不安定性を持つことが平木らの報告によって示されている⁽³⁾。また、同著者はその原因を調査するために、ピッチング方向の 1 自由度を持つはやぶさ型模型を対象に、マッハ 1.1 での通風試験を実施した。模型前面と背面の圧力を測定し、前面における圧力変化がもたらすモーメントは模型の角速度を抑える効果を持つことを示したが、背面における圧力変化がもたらすモーメントは模型の角速度を増幅させる効果を持つことが報告されている。これらの調査により、はやぶさ型カプセルの持つ不安定性は背面流れにおける圧力変動に起因することが示されている。

本研究では、はやぶさ型カプセル周りの流れの現象理解を目的とし、背面流れについて着目した。当研究室で取り組まれてきたカプセル形状が背面流れに及ぼす影響

の調査についてまとめる。これまでに遷音速風洞を用いた風洞実験と数値解析が実施された。風洞実験では、はやぶさ型カプセルと同形状の模型を対象とした空力係数の計測、オイルフロー法による模型表面流れの可視化を行った。数値解析では計算コストの都合上、今後実施する非定常解析の前段階として定常解析を実施し、模型の抗力係数の計算、実験値との比較、模型周りの流れの可視化を行った。

2. 実験条件

2.1 実験施設

本研究では宇宙航空研究開発機構(JAXA)が所有する高速気流総合実験設備の遷音速風洞を使用した。測定部に模型を設置した様子、風洞装置の諸元をそれぞれ Fig.1, Table.1 に示す。模型は後方のストレートステーティングによって支持され、写真において右から左の向きへ気流が生成される。また数値解析における境界条件を決定するために、実験時における風洞内の静圧、温度等の履歴が取得された。



Fig.1 Test Section with Model

Table.1 Specification of the Transonic Wind Tunnel

Type	Blow Down
Test Section	600mm×600mm
Mach Number	0.3 - 1.3
Run Time	More than 30sec
Available Pitching Angle	±17deg

2.2 実験模型と実験条件

実験模型の仕様と各実験方法を Table.2 に示す. 本模型ははやぶさ型大気突入カプセルを模擬しており, 後部半頂角が異なる 4 種類の模型を用いた. 半頂角はそれぞれ 30, 40, 45, 50[deg]である. 全てのカプセルを対象に, オイルフロー法を用いた模型表面流れの可視化を行った. また当研究室でこれまでに実施された Capsule45 の空力係数取得実験の結果を数値解析結果と比較するため, その実験条件も Table.2 にまとめた. 表面流れの可視化ではマッハ数を 0.8 と 1.0 の 2 種類の条件で実施し, 空力係数の計測においてはマッハ数を 1.3 から 0.8 へ動的に減速させる条件とした. 全模型において迎角は 0[deg]で固定されている.

Table.2 Models and Experiment Conditions

	Capsule 45	Capsule 30	Capsule 40	Capsule 50
				
Height [mm]	48	48	48	48
Diameter [mm]	98	102	97	91
Back angle [deg]	45	30	40	50
Method	Acrodynamic coefficient	Visualization of the surface flow		
Mach number	1.3→0.8	0.8, 1.0		
Flow time[s]	55	10		
Angle of attack [deg]	0			

3. 実験結果及び考察

3.1 空力係数

当研究室で昨年度に取得された Capsule45 における空力係数を Fig.2 に示す. マッハ 0.9 から 1.0 の間に大きな抗力の変動が生じているが, マッハ数を下げるスイープ運転の場合, マッハ数は 0.9 まで下がった後 1.0 まで上昇するため, その変動が抗力で計測されたものと考えられる.

抗力係数に関しては, マッハ 0.8 から 1.1 にかけて増加している. マッハ 1.1 から 1.2 にかけておおよそ一定となり, マッハ 1.2 から 1.3 にかけて減少する傾向が得られている. また抗力係数では約 0.2, 揚力係数では約 0.2 から 0.1 の間で細かい変動が生じ, プロットが帯状に分布している. この変動は, 平木らによって報告されたはやぶさ型カプセルの形状に起因する遷音速領域における不安定性によるものだと考えられる. また, マッハ数が低いほど変動が増幅することが確認された. 揚力係数ではマッハ 1.3 のとき約 0.1 の変動が生じているが, マッハ 0.8 では約 0.2 であり倍近くの変動が生じている.

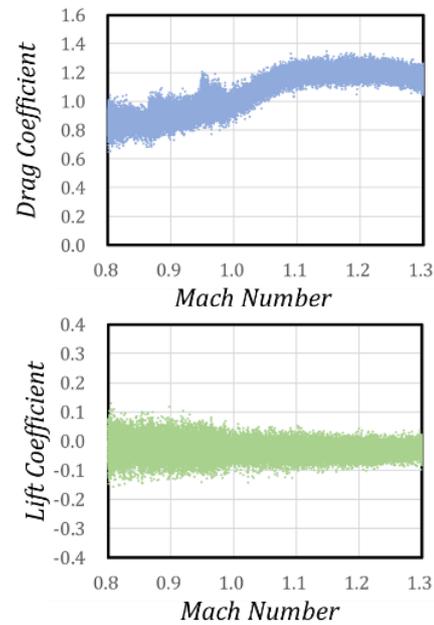


Fig.2 Aerodynamic Coefficient

3.2 模型表面流れの可視化

オイルフロー法によって得られたマッハ 0.8, 1.0 のそれぞれの模型表面流れの可視化結果を Fig.3, Fig.4 に示す. 全ての条件において模型背面にオイル溜りが形成され, 背面を途切れずに一周していることが確認された. また半頂角の増大に伴い, オイル溜りの後退が確認された. 今回用いた各模型の直径, 前面投影面積は同一でなく, Capsule30 から Capsule50 へ半頂角が増すにつれて直径が小さくなる. したがってオイル溜りの後退は直径の影響によるものであるか, 或いは後部半頂角の影響によるものか結論付けることは困難である.

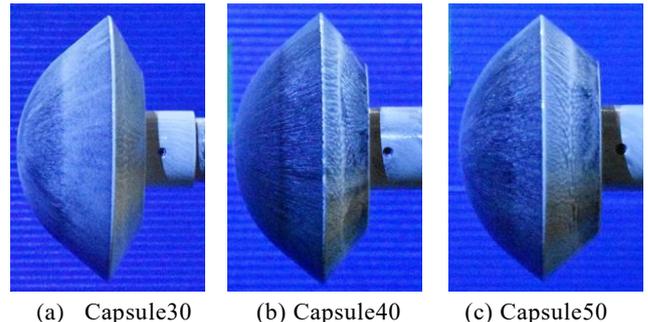
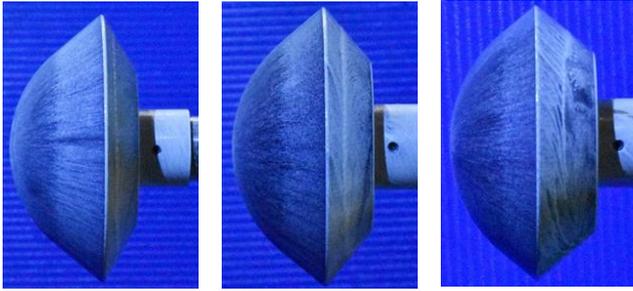


Fig.3. Oil Flow Visualization Results at Mach 0.8



(a) Capsule30 (b) Capsule40 (c)Capsule50

Fig.4 Oil Flow Visualization Results at Mach 1.0

4. 数値解析

4.1 解析環境

模型周りの流れの可視化を目的とし、通常のパーソナルコンピュータレベルの計算機を用いて解析を行った。用いたハードウェア、およびソフトウェアを Table.3 にまとめる。

Table.3 Details of Hardware and Software

Hardware	
CPU	Core i9-7900X 3.30GHz
Memory	64GB
Software	
Modeling	ANSYS DesignModeler
Solver	ANSYS Fluent 19.0
Mesher	ANSYS Fluent Meshing
Post Processing	ANSYS CFD Post

4.2 解析対象

風洞実験における模型周りの流れの現象理解を目的に Capsule45 を対象として流体解析を実施した。ANSYS DesignModeler で Capsule45 とストレートスティングの 3D モデルを作成した。3D モデルを Fig.5 に示す。

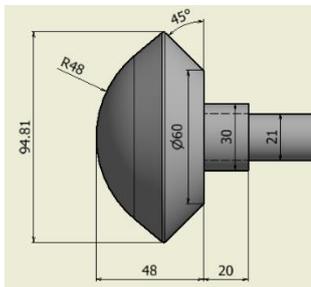


Fig.5 3D Model of Capsule45 with Straight Sting

4.3 解析領域・メッシュ

解析領域を Fig.6 に示す。マッハ 0.8 における抗力を参考に領域収束性の確認を行い、前方 700[mm]、後方 750[mm]、半径方向 1000[mm]の解析領域とした。また、計算コストの都合上、計算領域は全体の 4分の1とした。なお、領域全体と 4分の1領域それぞれの抗力係数を比

較したところ、領域全体での抗力係数は 4分の1領域の抗力係数を 4倍した値と誤差-0.13%で一致することを確認し、今回は 4分の1領域での解析とした。

生成したメッシュの情報を Table.4 にまとめる。メッシュはすべてポリヘドラルメッシュとし、最小格子幅は肩部にて 0.08[mm]と指定した。また、境界層メッシュの第1層目厚さは 0.005[mm]とし、成長率を 1.2 に設定し計 10層とした。

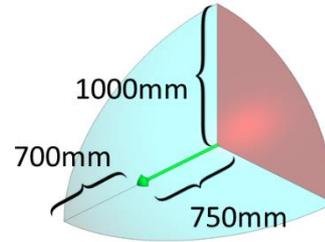


Fig.6 Analysis Area

Table.4 Detail of Mesh

Mesh Type		Polyhedral Mesh
Total Number	Cell	2,164,247
	Faces	12,610,685
	Node	9,659,365
Inflation Mesh	Layer number	10
	First Layer	0.005[mm]
	Growth Rate	1.2

4.4 解析手法

今回は計算コストの都合上、RANS(k- ω SST)による定常解析を行った。ソルバ手法と各マッハ数における流入条件をそれぞれ Table.5、Table.6 に示す。流入条件は 2章での実験時に取得した風洞内履歴を用いた。

Table.5 Solver Conditions

Solver	FLUENT
Governing Equation	Compressible Navier-Stokes Equation
Discretization	Finite Volume Method
Inviscid Term	MUSCL – AUSM+
Turbulence Model	k- ω SST
Grid	Unstructured

Table.6 Inlet Conditions

Mach Number	Static Pressure P_s [kPa]	Static Temperature T_s [K]
0.8	97.48	260.09
0.9	88.44	253.37
1.0	79.23	243.43
1.1	70.55	241.48
1.2	62.11	227.74
1.3	54.59	220.85

5. 解析結果

5.1 抗力係数

実験と解析それぞれで取得した抗力係数を Fig.7 に示す。解析で得られた抗力係数は、実験値の変動内であることが確認でき、比較的良好な一致を示した。しかし、マッハ 1.0 で他のマッハ数での抗力係数と比べ、実験値から大きく外れている。マッハ 1.0 付近では模型前方に弓状衝撃波が出現する特異点となることから、実験値と解析値で抗力の計算結果に差が生じたと考えられる。

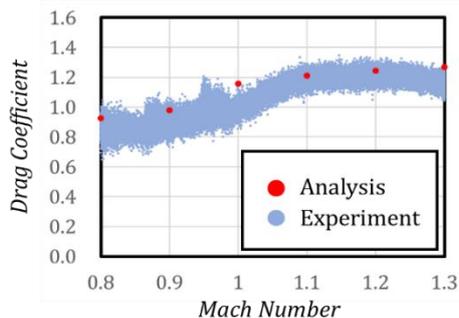


Fig. 7 Drag Coefficient

5.2 圧力分布

Fig.8 に各マッハ数における模型表面の圧力分布を示す。いずれのマッハ数の条件下においても模型前面で圧力が最大となり、模型後方へ進むにつれて低下してゆく。また、前面における球と円錐の接合部分でわずかに圧力が上昇し、肩部にかけて急低下する傾向がわかる。(b)図は肩部の圧力分布に着目したグラフであり、各マッハ数に応じて最小圧力となる位置が変化している。また、マッハ数の上昇に伴い、圧力が最小となる位置は僅かに後方へ移動し、マッハ 1.3 では模型最端手前まで後退している。

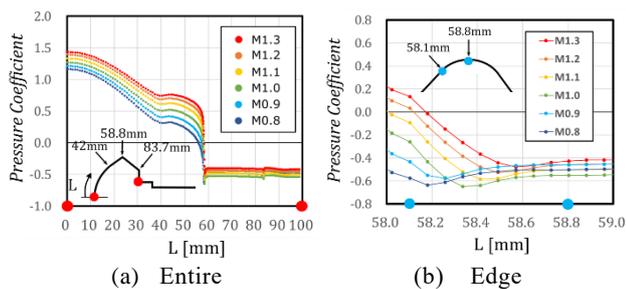


Fig.8 Pressure Coefficient

5.3 速度分布の可視化

模型周り全体の速度分布を Fig.9 に示す。全てのマッハ数の条件において模型後方に大規模な循環流れの発生が確認された。また、循環流れはマッハ数の上昇とともに小さくなっている。流速の上昇により肩部から生じるせん断層が模型から離れ、循環領域が小さくなっている。

Fig.10 に流線の可視化結果を示す。実験では模型背面にオイル溜りが形成されたが、解析結果ではオイル溜りが形成されるような背面流れは確認されなかった。本報告における解析は定常解析且つ RANS(k- ω SST)を用いた

ため、背面流れの複雑な流れは平均化され、突発的な流れの変化を捉えられない。

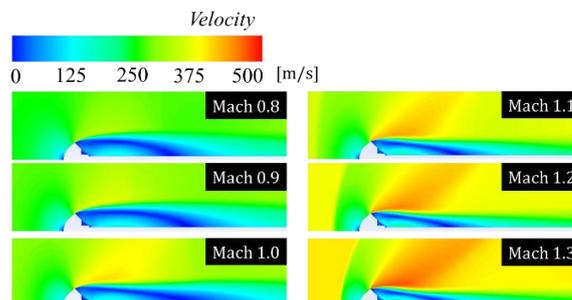


Fig.9 Velocity Distribution around the Model

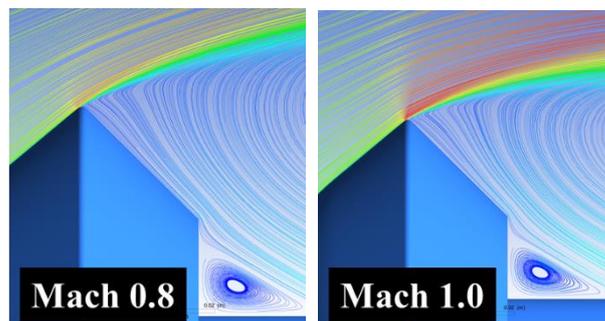


Fig.10 Streamline Visualization

6. 結言

はやぶさ型カプセル模型を対象に、遷音速風洞を用いて大気突入カプセル周りの流れ場を調査し、はやぶさ型カプセルの空力係数と模型表面流れの可視化結果をまとめた。抗力と揚力は高周期で変動し、亜音速域では変動が顕著に発生した。オイルフロー法を用いた模型表面流れの可視化では、模型背面にオイル溜りの出現が確認された。しかし各模型の前面投影面積が同一でなく比較が困難であるため、模型を再設計した上で再度実験を行う必要がある。

数値解析では Capsule45 を対象に定常解析を実施し、抗力係数は実験値と良い一致を示した。流線を可視化した結果、背面にオイル溜りが生じるような流れは確認されなかった。今回の定常解析で得た結果を基に、今後は非定常解析を実施して詳細な循環流れ内の構造と背面流れの現象理解に努める。

参考文献

- (1) <http://www.hayabusa2.jaxa.jp/>
- (2) <https://www.nasa.gov/osiris-rex>
- (3) 平木講儒, カプセル型物体の動的不安定性についての実験的研究, 宇宙科学研究所報告, 103 巻, 1999
- (4) Motoki Hinada, PARACHUTE SYSTEM OF MUSES-C REENTRY CAPSULE, AIAA, 1999
- (5) 瓜田明: 再突入物体まわりの遷音速流れ, 日本航空宇宙学会誌, 第 43 巻, 第 503 号