

惑星探査カプセルの後部形状が 遷音速領域における空力特性に及ぼす影響

大澤侑一郎(東海大学大学院工学研究科), 重松考俊(東海大学工学部),
望月沙康(東海大学大学院工学研究科), 山田剛治(東海大学工学部)

Influence of the rear shape of a Reentry Capsule on Aerodynamic characteristics in Transonic region

Yuichiro OSAWA(Graduate School of Engineering, Tokai University),
Takatoshi SHIGEMATSU(Department of Engineering, Tokai University),
Saya MOCHIZUKI(Graduate School of Engineering, Tokai University),
Gouji YAMADA (Tokai University)

Abstract

Recently, a sample return mission to asteroids has been proposed and executed by a world space agency. Asteroids still have valuable materials at the time of the birth of the universe that interior. The asteroid sample collected by the spacecraft returns to the earth using a reentry capsule. Because of a front bow shock and aerodynamic force, the capsule decelerates from hypersonic to subsonic speeds. However, it has been reported that an unsteady flow is generated around the capsule in the transonic region during flight. In unsteady flow, capsule flight attitude becomes unstable, causing the opening of the parachute used for deceleration. This phenomenon is considered to be caused by wake flows generated from the rear part of the capsule. However, the mechanism of this phenomenon has not been clear. To improve the reliability of the reentry flight at the transonic region, the mechanism of the unsteady flow should be made clear. In this study, we performed wind tunnel experiments and CFD analysis using three types of reentry capsule models to clarify the mechanism of the influence the capsule rear sweptback angle at the transonic region. The models have different rear swept back angles, 30degree, 40degree and 50deegree. In the wind tunnel experiments, aerodynamic forces are measured using a six-component force balance to investigate the aerodynamic characteristics of the models. The flow field around the model is visualized using an oil flow method.

Keywords: Reentry, capsule, Aerodynamic, Unsteady flow, Vortex

1. 諸元

近年、小惑星への探査機によるサンプルリターンミッションが提案、実行されている⁽¹⁾⁽²⁾。地球や月など、現在の姿へと形成されるうちに物質の組成が大きく変化している天体が多い中で、小惑星内部は宇宙誕生当時そのままの物質を持っているとされており貴重な試料と考えられている。探査機によって回収された小惑星サンプルは再突入カプセルに保管され、地球に帰還した際に探査機から分離し地球大気圏に再突入、地上へと降下し回収される。しかし、再突入後速度が低下した遷音速領域において、カプセル周りに非定常流れや渦が生成されることが報告されている⁽³⁾。この非定常な流れによってカプセルが180度回頭し、減速に使用するパラシュートが効果を失ってカプセルが地面に激突し、サンプルが喪われてしまう可能性がある。この流れはカプセル後方形状⁽⁴⁾⁽⁵⁾によって引き起こされ、後部形状の差によって流れ場が変化していると考えられているが、詳細なメカニズムは

明らかになっておらず、パラシュート開傘を遅らせる等の対処が行われている。そこで、本研究では再突入カプセルを模擬した模型を複数用いた風洞実験とCFD解析を行い、遷音速領域におけるカプセル後部形状の流れ場への影響について調査した。

2. 風洞実験

2.1 実験施設

本研究では宇宙航空研究開発機構が所有する高速気流総合実験設備の吹下ろし型遷音速風洞を使用した。Fig.1に遷音速風洞外観を、Fig.2に測定部を、Table1に風洞諸元を示す。本風洞は圧縮機によって作られた圧縮空気によって遷音速流れを作り出す。風洞内に設置されたスティング部によって模型は支持され、スティングと模型間に挿入される6分力外装天秤によって空気力の計測が行われる。



Fig.1 Transonic wind tunnel

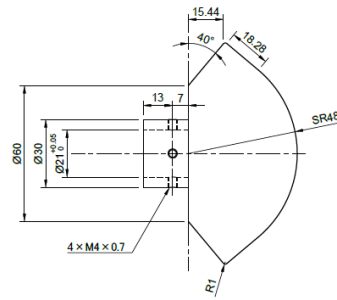


Fig.4 Capsule40deg Model



Fig.2 Test section

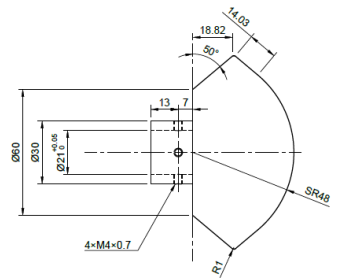


Fig.5 Capsule50deg Model

Table1 Specification of the Transonic wind tunnel

Type	Blow down
Test Section	0.6m(H)×0.6m(W)
Mach Number	0.3~1.3
Variable Angle (Angle of Attack)	±15deg
Variable Angle (Roll Angle)	±90deg
Run Time	More than 30sec

2. 2 実験模型

今回実験に使用する再突入カプセル模擬模型を Fig. 3, Fig.4, Fig.5 に示す. 本模型はスティング及び天秤との接続部, はやぶさ再突入カプセル⁽⁵⁾を模擬した模型部の 2 つで構成され, カプセル後部半頂角が 30deg, 40deg, 50deg と異なっている.

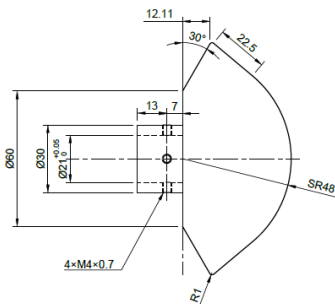


Fig.3 Capsule30deg Model

2. 3 実験条件

実験条件を以下の Table2 に示す.

今回の実験では, 迎角を固定し流速を変化させるマッハ数スイープとマッハ数を固定させる定マッハ数通風を用いた. マッハ数スイープでは実際の飛行中に近いマッハ数が減少する状況を再現した環境での空力特性の取得を行うことができる. 定マッハ数通風では, 着色したオイルを模型に塗布した状態で通風を行い, 流れのある表面のみがせん断力によって削り取られる事で表面流れの可視化を行うことができるオイルフロー法を行った. 今回使用したオイルの配合は, 灯油 6[g], 流動パラフィン 4.5[g], 酸化チタン 4[g], オレイン酸 0.5[g]である. また, 模型支持部における干渉の影響を排除するため, 模型背面 4 点で圧力を計測し, ベース圧補正を行っている.

Table2 Experimental conditions

Test type	Mach sweep	Oilflow
Mach number	1.0-0.8	0.8,1.0
Angel of Attack	0deg,15deg,25deg	0deg
Run time	30sec	10sec
Reynolds number	1.8×10 ⁷ ~2.9×10 ⁷	

3. 数値計算

3.1 解析環境

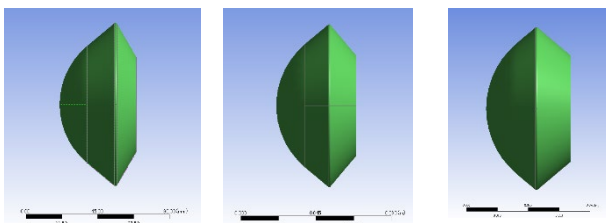
今回数値計算に使用したハードウェア，ソフトウェアを Table3 に示した．本研究では ANSYS 社の熱流体解析ソフトウェア Fluent を使用して模型周り流れの数値計算を行った．

Table3 Details of Hardware and Software

Hardware	
CPU	Core i9-7900X (10Core 20thread 3.3GHz)
Memory	64GB
Software	
CFD	ANSYS Fluent 19. 0
Mesher	ANSYS Meshing
Post processing	ANSYS Post Processor

3.2 解析模型

数値計算に使用した解析模型を Figs.6 に示す．風洞実験に使用した Capsule30, Capsule40, Capsule50 模型から風洞との接続部を取り除いた形状となっており，寸法や後部半頂角も同一となっている．



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

Figs.6 Analysis Models

3.3 解析条件

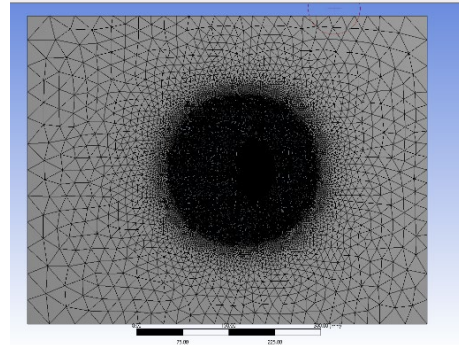
解析条件を Table4 に示す．ソルバーには Coupled 法を，乱流モデルとしては Spalart-Allmaras(S-A)モデルを使用し，解析流体は理想気体とした．マッハ数と迎角については実験条件と同一となっている．

Table4 Analysis conditions

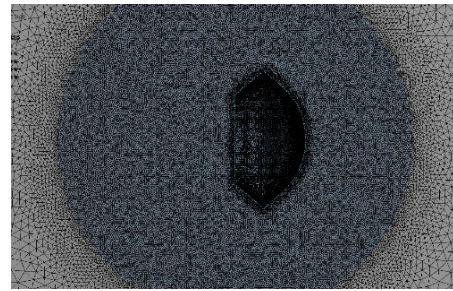
Solver	Coupled (Pressure-velocity Coupling)
Turbulence model	Spalart-Allmaras (S-A model)
Analysis fluid	Ideal-gas
Mach number	0.8, 0.9, 1.0
Angle of Attack	0deg, 15deg, 25deg

3.4 解析空間と解析格子

解析に使用した解析格子を Figs.7(a)(b)に示す．各解析にてメッシュ数は約 500 万点となっており，メッシュ依存性を考慮して予め 1000 万程度まで解析を行い，解析結果に依存性がないことを確認している．解析空間は 650[mm]×500[mm]×500[mm]で，カプセルの周りにより細かくメッシュを生成するためカプセルの周囲に半径 120[mm]の球を作っている．



(a) Whole of numerical grids



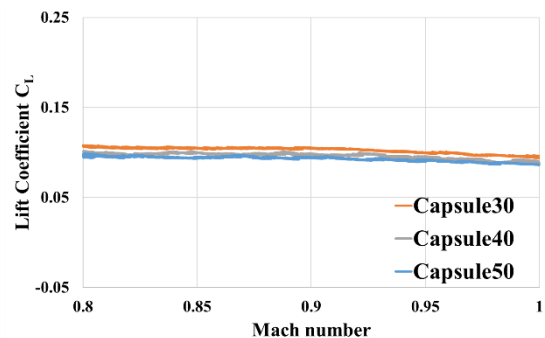
(b) Enraged view of the Capsule

Figs.7 Numerical grids

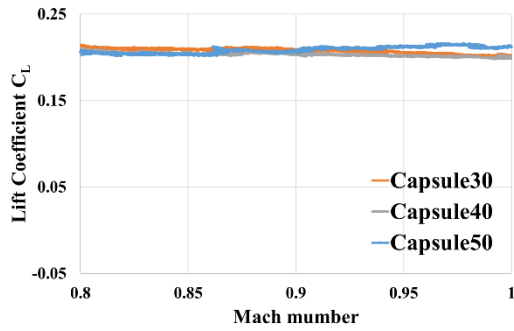
4. 実験結果及び考察

4.1 風洞実験結果 揚力係数

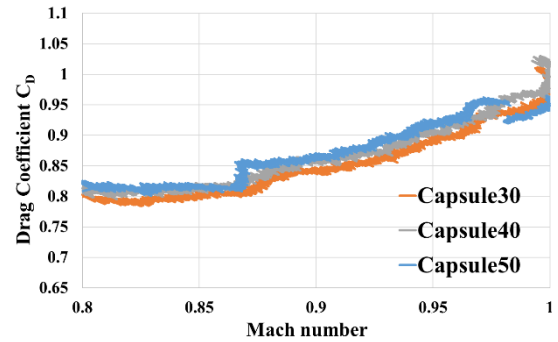
以下の Figs.8(a)(b)(c)に迎角 0 度，15 度，25 度における揚力係数を示す．迎角の増大に伴って揚力係数も増大する傾向が見て取れる．迎角 0 度においては Capsule50 が最も高い値を示しているものの，迎角 15 度では Capsule30 が最も高い値を示した．しかし，迎角 25 度では流速によって最大値を取る模型が異なる結果となった．



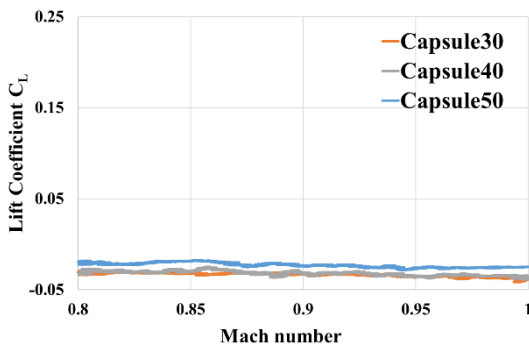
(a) C_L at angel of attack 0degree



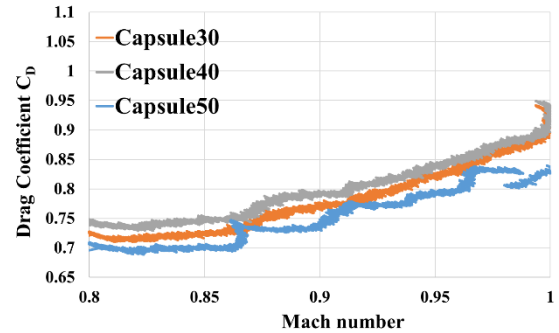
(b) C_L at angel of attack 15degree



(b) C_D at angel of attack 15degree



(c) C_L at angel of attack 25degree



(c) C_D at angel of attack 25degree

Fig.8 C_L

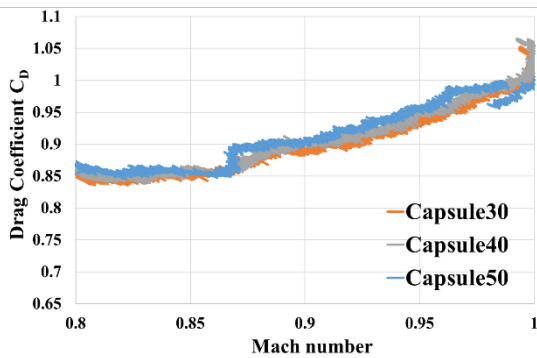
Fig.9 C_D

4. 2 風洞実験結果 抗力係数

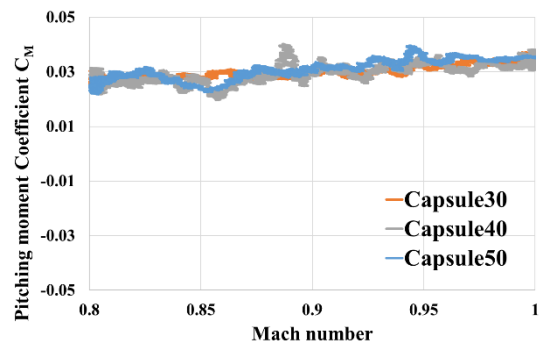
Figs.9(a)(b)(c)に迎角 0 度, 15 度, 25 度における抗力係数を示す. 全迎角にて, Capsule50 がマッハ数 0.86~0.87 付近において抗力係数が急激に増大している. これは模型に付着した流れが曲面やエッジ部に到達して加速され, 音速に達したことで生じた造波抵抗の可能性が考えられる.

4. 3 風洞実験結果 ピッチングモーメント係数

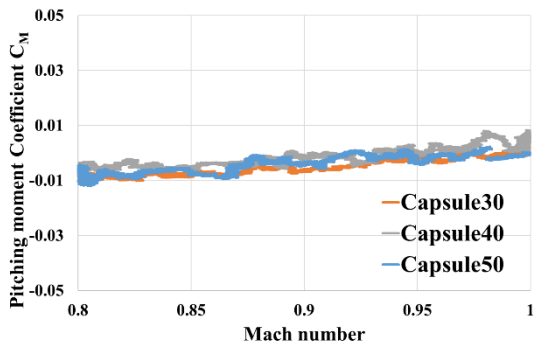
Figs.10(a)(b)(c)に迎角 0 度, 15 度, 25 度におけるピッチングモーメント係数を示す. 迎角 0 度では正のピッチングモーメント係数が観測されるが, 迎角 15 度, 迎角 25 度では負のピッチングモーメント係数が観測された. 特に迎角 25 度では Capsule50 が最も高いピッチングモーメントを示した. よって, 縦安定性においては Capsule50 が最も優れていると言える.



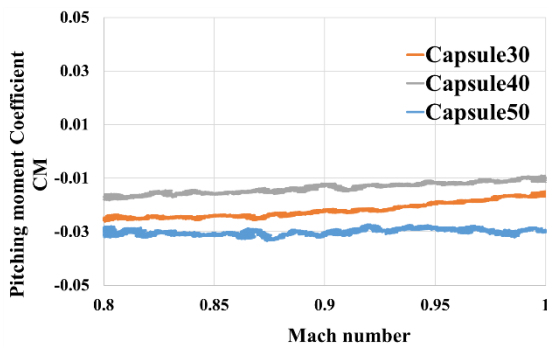
(a) C_D at angel of attack 0degree



(a) C_M at angel of attack 0degree



(b) C_M at angel of attack 15degree



(c) C_M at angel of attack 25degree

Fig.10 C_M

4.4 オイルフロー法による可視化

以下の Figs.11 にオイルフロー法による可視化結果を示す. 全ての模型において, カプセル背後に同心円状に剥離線が確認できる. 半頂角が増大するにつれて逆圧力勾配が小さくなるため, 下流側へと剥離点が移動していることが分かる. また, マッハ数 1.0 へと増加すると, 剥離点が下流側へ移動することも分かる. 以上の事から, 半頂角の違いにより逆圧力勾配が変化して, 境界層内の流れの剥離や背後の再循環領域に大きな影響を与えると考えられる. そこで, 数値解析によってカプセル後方流れを詳細に可視化した.



(a) Capsule30 at M=0.8



(b) Capsule30 at M=1.0



(d) Capsule40 at M=1.0



(d) Capsule40 at M=1.0



(e) Capsule50 at M=0.8



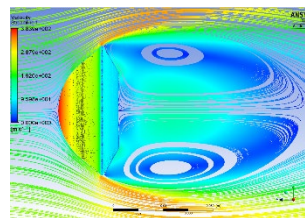
(f) Capsule50 at M=1.0

Fig.11 Oilflow visualization

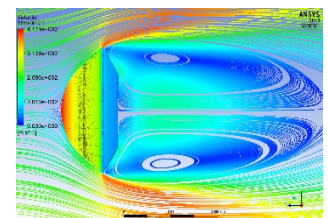
5. 数値解析結果及び考察

5.1 数値解析結果 Capsule30

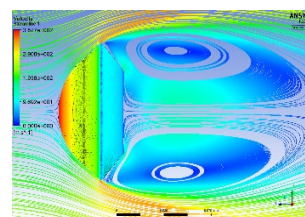
数値解析によってマッハ数 0.8, 1.0 における Capsule30 の後方流れ全体を可視化した結果を Figs.12(a)(b)(c)(d)(e)(f)に, Capsule30, 40, 50 の半頂角部を拡大したものを Figs.13(a)(b)(c)(d)(e)(f)に示す. ベクトルの色が流速を, カプセル表面の色が圧力を示している. Fig.12 全てにおいて, カプセル後方上下に再循環領域が生成されていることが分かる. これはカプセルエッジ部から剥離したせん断層によって誘起される. 再循環領域は流速が増大することで強くなり, カプセル半頂角部の圧力が低下していることも分かる. しかしながら, Fig.13 から 11 で確認された剥離点の移動の傾向は見られない. この原因として, 実験において, 模型を支持しているステーキングが後方の流れに干渉している事が考えられる.



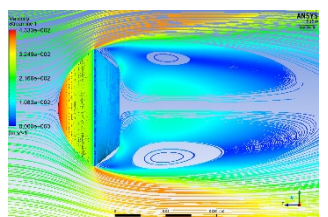
(a) Capsule30 at M=0.8



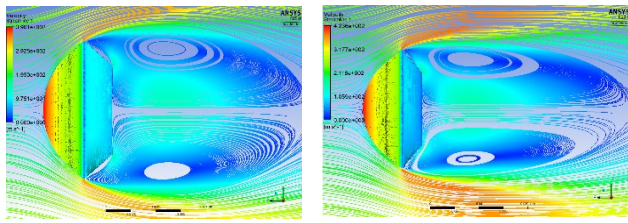
(b) Capsule30 at M=1.0



(c) Capsule40 at M=0.8

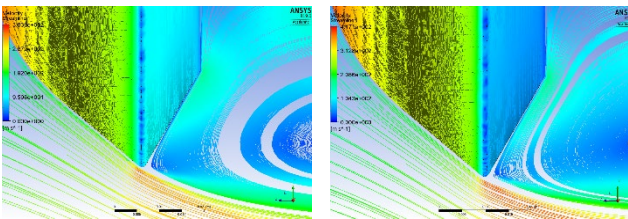


(d) Capsule40 at M=1.0

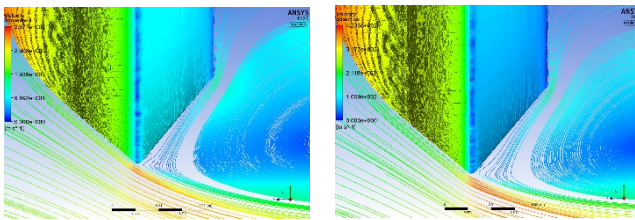


(e) Capsule50 at M=0.8 (f) Capsule50 at M=1.0

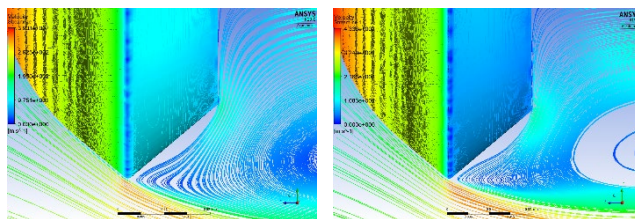
Fig.12 Whole of CFD visualization result



(a) Capsule30 at M=0.8 (b) Capsule30 at M=1.0



(c) Capsule40 at M=0.8 (d) Capsule40 at M=1.0



(e) Capsule50 at M=0.8 (f) Capsule50 at M=1.0

Fig.13 Enlarged view of CFD visualization result

5. 結言

本研究では、はやぶさ再突入カプセルを模擬した半頂角の異なる3つの模型を使用して風洞実験と数値解析を行った。風洞実験でのオイルフロー法による可視化と数値解析による後方流れの可視化によって、カプセル後方に大きな差異循環領域が形成され、半頂角の違いにより強さが異なることが明らかになった。しかしながら、オイルフロー法による結果で確認された剥離点移動の傾向は、数値解析では見られなかった。この原因としてスティング支持部の干渉が考えられる。今後スティングも含めた数値解析が必要である。

参考文献

- (1) <http://www.hayabusa2.jaxa.jp/>
- (2) <https://www.nasa.gov/osiris-rex>
- (3) 瓜田 明, 中村 佳朗, 坪井 淳, 稲谷 芳文
“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
- (4) 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 第103号
- (5) Nobuaki ISHII, Tetsuya YAMADA, Koju HIRAKI and Yoshifumi INATANI
“Reentry Motion and Aerodynamics of the MUSES-C Sample Return Capsule”
Trans.Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol.51 No.172