

遷音速領域における大気突入カプセル背面流れに関する研究

井上智仁 (東海大学大学院機械工学専攻)
山田剛治 (東海大学工学部機械工学科)

A Study on the Flow Behind the Reentry Capsule at Transonic Region

Tomohito Inoue (Graduate School of Tokai)
Gouji Yamada (Tokai University)

Abstract

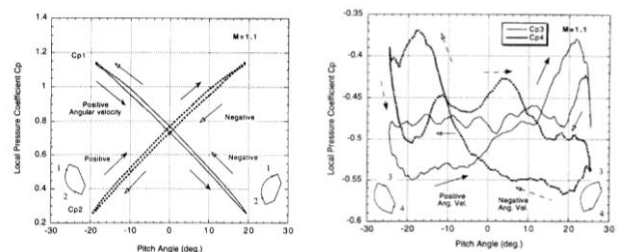
The sample return missions to asteroids have been planned and implemented. Samples collected by the space crafts are stored in the reentry capsule and enter the earth's atmosphere. However, Hayabusa sample return capsule has dynamic instability at the transonic region during reentry. Some researchers conducted wind tunnel tests and found that the pressure change 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 was investigated in order to elucidate the characteristics and construction of the back flow of the Hayabusa capsule with aerodynamic characteristics and oil flow method. Drag and lift didn't change significantly, but pitching moment showed a significant change with the back angle. In the visualization by oil flow, oil pools were observed at the back of the capsule, and their presence and position depended on the back angle.

1. 緒言

2010年の「はやぶさ1」、また2020年12月には「はやぶさ2」の大気突入カプセルが無事回収されたとおり、小惑星から試料を持ち帰るサンプルリターン技術が実証された。今後予定されている計画として、火星を対象とした「MMX」や、アメリカでは彗星を対象とした「CEASAR」が挙げられる。「はやぶさ」に使用された大気突入カプセルは秒速12 kmの速度で大気圏に再突入し、空気力によって十分に減速した後、パラシュートを開傘して軟着陸する。しかし、カプセルは減速時の遷音速領域において、ピッチング方向に振動する動的不安定性を有することが報告されている³⁾。ピッチング方向に自由度を持つはやぶさ型カプセル模型を対象に、遷音速風洞を用いてはやぶさ型カプセルの振動と表面の圧力が関連づけて調査されている。その結果、Fig.1に示すように振動するカプセルの前面と背面では、それぞれ上下に圧力差が生じていることが確認され、前面における上下の圧力差は、模型のピッチング運動を抑える効果を持つことが示されたが、背面の圧力差は迎角±12度付近の領域において模型の角速度を増幅させる効果を持つことが示され、背面圧力の差は振動始まりに起因すると報告されている。

文献3), 4)のように、はやぶさ型カプセルの背面流れはカプセルの運動に直結し、不安定性と深い関係にあることが示されている。しかし、圧力変動を誘起する背面

流れについて議論、調査されている例は他の文献においても少ないことから、本研究では、これらの背景を踏まえ、はやぶさ型カプセル背面流れの構造解明を目的とし、空力特性取得実験とオイルフロー実験を実施した。また、渦構造の変化を捉えられるように、背面角度の異なる3種類の模型を製作し、背面流れにどのような変化が表れるのか調査した。



(a) Front surface (b) Back surface

Fig.1 Pressure difference during limit cycle³⁾

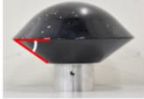


2. 条件と手法

2.1 実験模型

本実験で使用した模型の概要をTable.1に示す。本模型は、はやぶさ型カプセルを模しており、背面角度が3種類で異なる。全長と直径は全模型で統一されており、この比率ははやぶさ型カプセルと同一である。後述するオイルフロー法による模型背面流れの可視化において、

流線の視認性を考慮し、表面は黒色のラッカー塗料を塗布している。

Table 1 Specification of the models

	35 degree model	45 degree model	55 degree model
			
Back Angle	35 deg	45 deg	55 deg
Diameter	90 mm	90 mm	90 mm
Length	45 mm	45 mm	45 mm
Gravity Center (from the front)	57.6%	59.6%	61.0%

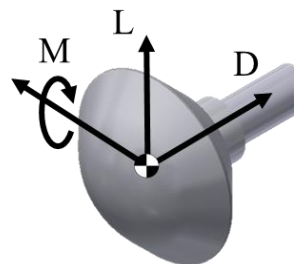


Fig.3 Positive direction of force and moment

2.2 実験装置と実験条件

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を Fig.2 に示す。模型は後方の 15deg ベントスティングによって支持され、油圧制御によって 0 度、15 度、25 度の固定迎角を与えた。Table 2 に空力特性取得実験とオイルフロー実験の実験条件を示す。オイルフロー実験で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。

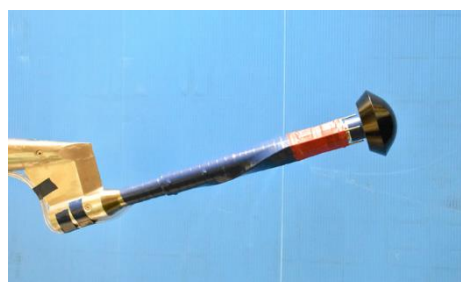


Fig.2 Wind tunnel model

Table 2 Experiment conditions

Test Type	Characteristics	Oil Flow
Flow Type	Sweep	Fixed
Mach Number	1.3~0.8	0.9, 1.2
Test Time	60 sec	10 sec
Angle of Attack	0, 15, 25 deg	0, 15 deg

2.3 データ処理

空力特性取得実験で通風中における天秤計測値から、無風状態の計測値を差し引くことで、重力の影響や微弱的な空気の流れの影響を除いた。また、内装天秤より出力される力とモーメントは、天秤中心まわりであることから、下記の式を用いて模型重心まわりに変換している。模型重心に発生する力とモーメントの方向を Fig.3 に示す。

$$D = Bal_x \cos \alpha + Bal_z \sin \alpha \quad (1)$$

$$L = Bal_z \cos \alpha - Bal_x \sin \alpha \quad (2)$$

$$M = Bal_M - L * l \cos \alpha - D * l \sin \alpha \quad (3)$$

ここで D , L , M はそれぞれ模型重心に発生する抗力、揚力、ピッチングモーメントであり、 Bal_x , Bal_z , Bal_M はそれぞれ天秤重心に発生する軸力、垂直力、ピッチングモーメントである。また、 l は模型重心から天秤重心までの長さ、 α は模型の迎角を表す。

各空力係数は、以下の式を用いてそれぞれ算出している。代表面積 S と代表長さ d は、迎角 0 度における前方投影面積と模型の直径を用いている。 C_D は抗力係数、 C_L は揚力係数、 C_M はピッチングモーメント係数を表す。

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho u^2 S} \quad (4)$$

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho u^2 S} \quad (5)$$

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho u^2 S d} \quad (6)$$

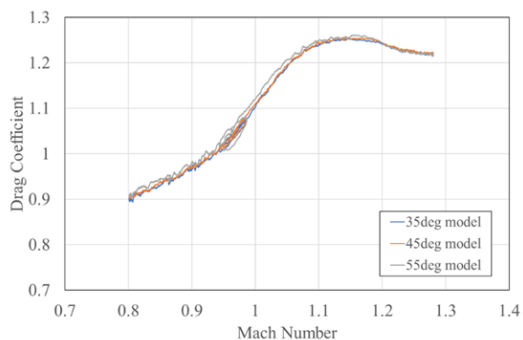
ここで ρ は一様流密度、 u は一様流速を表す。

また、電気信号や外乱によるノイズを軽減するために移動平均を施した。抗力係数と揚力係数は 501 点、ピッチングモーメント係数は 1501 点の移動平均を施している。

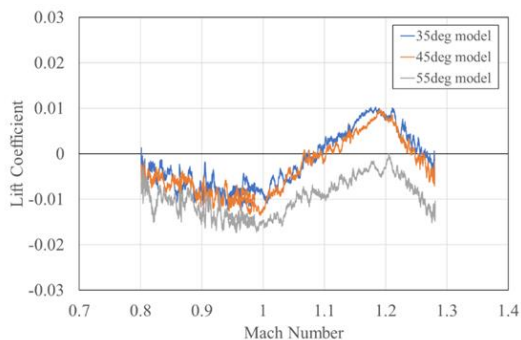
3. 実験結果

3.1 空力特性

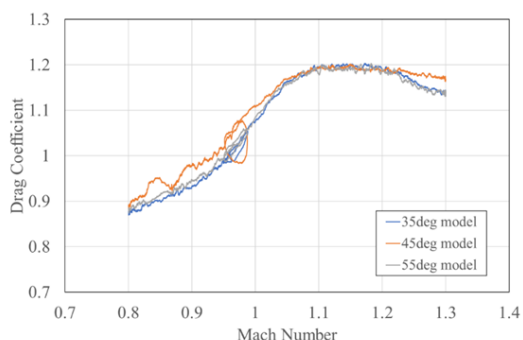
Fig.4 に示す抗力係数においては、どの迎角と模型においても、マッハ 1.1 から 1.2 の間で最大値をとり、迎角の増加に対して抗力係数は減少している。背面角度による影響に関して、迎角 15 度における 45 度模型の抗力係数は、亜音速領域とマッハ 1.2 以降の領域で、他 2 種類の模型から外れた値を示している。この傾向は迎角 15 度における 45 度模型の特性か、外乱による影響か判別が困難であり、検証の必要性がある。迎角 0 度の亜音速領域や、迎角 25 度の超音速領域では、背面角度によって 1% 付近の差が生じているが、揚力、ピッチングモーメントと比べて定性的に影響は小さい。



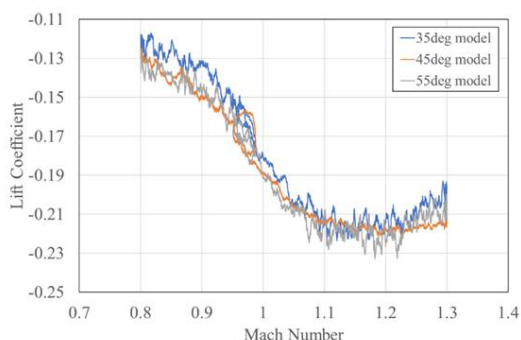
(a) Angle of attack 0 deg



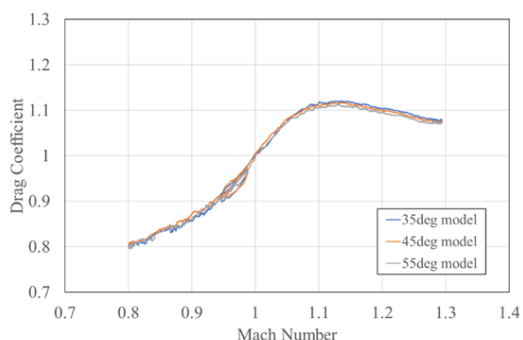
(a) Angle of attack 0 deg



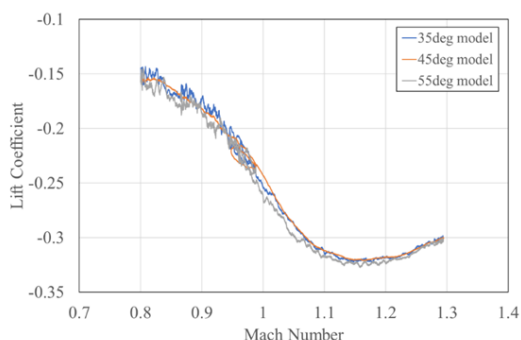
(b) Angle of attack 15 deg



(b) Angle of attack 15 deg



(c) Angle of attack 25 deg



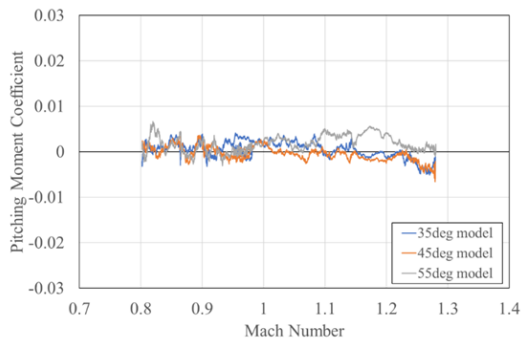
(c) Angle of attack 25 deg

Fig.4 Drag coefficient

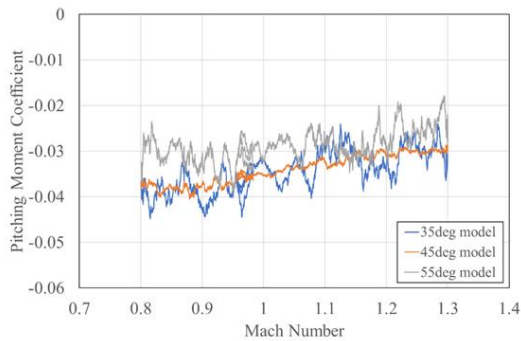
Fig.5 Lift coefficient

Fig.5 に示す揚力係数においては、迎角 15 度と 25 度では負の値を示しており、揚力傾斜は負になっているものと考えられる。これは抗力係数が大きいためであり、この傾向は文献 3) の遷音速領域における鈍頭型カプセルの静的空力特性で報告されている傾向と一致する。迎角 15 度の結果では他の迎角と比べて、背面角度の影響が表れている。マッハ 1.1 から 1.2 にかけて、どの模型も揚力係数は -0.21 から -0.23 の間で近い値を示しているが、亜音速領域とマッハ 1.2 以降では背面角度によって差が生じている。また、45 度模型は他の模型と比べて変動の振幅が小さく、これは 45 度模型の特性であると考えられる。

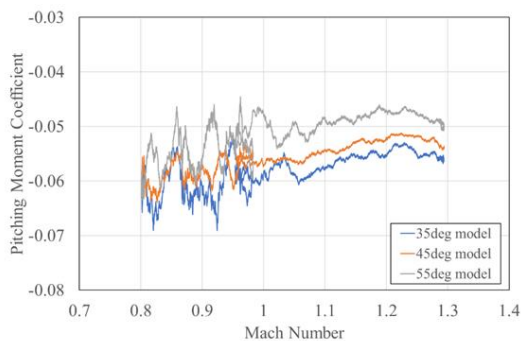
Fig.6 に示すピッチングモーメント係数では、迎角 15 度と 25 度で負の値を示しており、頭下げ方向にモーメントが発生していることから、はやぶさ型カプセルは静的姿勢時において、迎角を戻す方向にモーメントが発生し、安定方向に働くことが確認できた。背面角度による影響に関しては、迎角 15 度と 25 度で、35 度、45 度、55 度模型の順でピッチングモーメントは大きい結果となり、背面角度に依存する結果となった。また、迎角 15 度における揚力係数で見られたように、45 度模型の振動の特徴は、ピッチングモーメント係数においても確認できた。



(a) Angle of attack 0 deg



(b) Angle of attack 15 deg

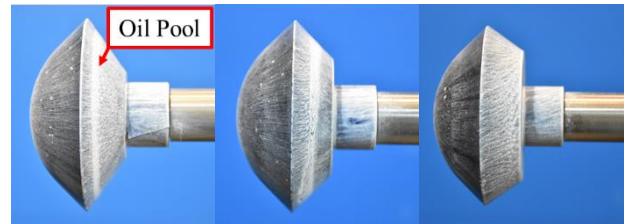


(c) Angle of attack 25deg

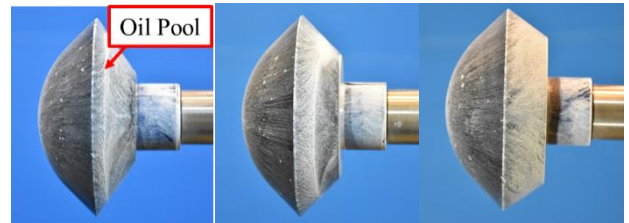
Fig.6 Pitching moment coefficient

3.2 背面流れ

迎角 0 度におけるマッハ 0.9, 1.2 のオイルフロー可視化結果を Fig.7 に示す。35 度, 45 度模型の背面にはリング状のオイル溜りが確認され, 55 度模型では形成されていなかった。またオイル溜りの形成位置は背面角度が深いほどエッジ付近で形成されており, オイル溜りの有無と, 形成位置は背面角度に依存する結果となった。このオイル溜りは, 逆圧力勾配によって背面で剥離が発生し, 逆流によって生じたものと思われる。55 度模型は背面角度が他の模型と比べて浅いため逆圧力勾配が弱く, 背面に沿って流れたと考えられる。マッハ 1.2 においても同様に 35 度模型と 45 度模型の背面にオイル溜りが形成されたが, 形成位置に大きな変化は見られないため, 流れの構造自体に大きな変化はないと予想される。



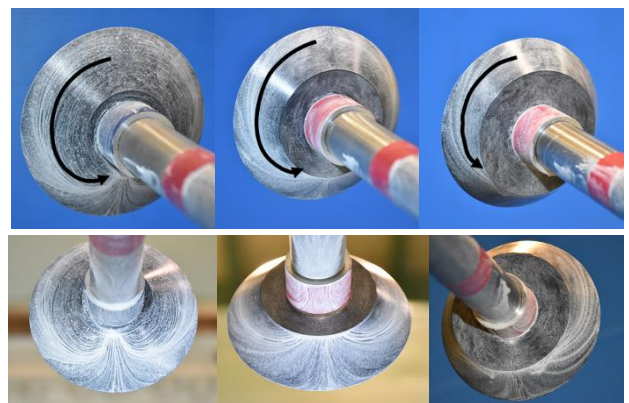
(a) Mach 0.9



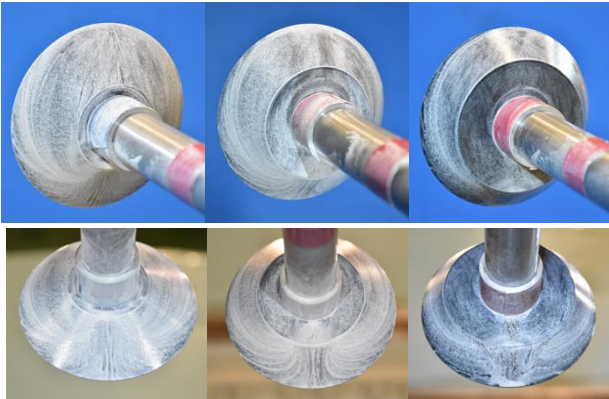
(b) Mach 1.2

Fig.7 Back flow behind the capsules (AoA0 deg)
(left : 35deg, middle : 45deg, right : 55deg)

迎角 15 度におけるマッハ 0.9, 1.2 の可視化結果を Fig.8 に示す。図中の矢印で示すように, カプセル背面には周方向に向かってオイルの流跡が伸びている。また, 背面角度が高いほど流線はベース面に対して深い進入角度を持つことがわかる。マッハ 1.2 の結果では, エッジ付近の流跡の構造はマッハ 0.9 と同様な結果となったが, 特に背面上側でオイルの濃淡に差が生じ, 壁面せん断応力の減少がうかがえる。渦中心が模型側に接近し, 渦半径も小さくなったことによって, 背面下側の流れは渦の影響を強く受けて背面に沿って流れにくくなっていると考えられる。また, 35 度, 45 度模型の背面下側にはマッハ 0.9 の場合と似た流跡が表れているが, 55 度模型ではベース面に伸びる流跡を遮るような形で背面下側における流れの構造の変化が確認できる。文献 4)における解析結果では, マッハ 1.3 においてはやぶさ型カプセルに 10 度の迎角を付与した場合, 背面側方に 1 対の渦が形成され, 背面下側の流れはベース面の方向に流れると示されている。45 度模型の背面下側の流跡は解析結果のとおり, ベース面へ戻るようにオイルが残留しているが, 55 度模型では 45 度模型と異なる流れ場が形成されていた。



(a) Mach 0.9



(b) Mach 1.2

Fig.8 Back flow behind the capsules (AoA15 deg)
(left : 35deg, middle : 45deg, right : 55deg)

4. 結言

背面角度の異なる3種類のはやぶさ型カプセル模型を対象に、遷音速風洞を用いた空力特性取得実験と、オイルフロー実験を実施し、はやぶさ型カプセルの背面流れの構造と、背面角度が流れ場に与える影響について調査した。空力特性においては、特にピッチングモーメントで背面角度による影響が顕著に表れ、35度、45度、55度模型の順で大きいモーメントが生じていた。オイルフロー実験では、迎角0度において模型背面にリング状のオイル溜りが生じ、オイル溜りの有無と形成位置は背面角度に依存する結果となった。オイル溜りは背面における逆圧力勾配によって剥離が生じ、逆流によって発生したものと考えられる。迎角15度では、背面に沿ってオイルの流跡が確認でき、ベース面への回り込み方に背面角度の依存性が確認された。また、45度模型の背面に形成された流跡は、文献4)で示された背面流れと似た結果となり、55度模型では流れ場が異なることを確認した。

参考文献

- 1) K.T. Uesugi : Space Engineering Spacecraft(MUSES) Program in ISAS Featuring its Latest Mission "Hayabusa", International Conference on Recent Advances in Space Technologies, 2003, pp. 464-471
- 2) はやぶさ2プロジェクトチーム : はやぶさ2情報源ファクトシート, 2018
- 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, 第103号, 1999
- 4) S. Teramoto : Computational Study on the Dynamic Stability of a Blunt Reentry Capsule at Transonic Speeds, ISAS Research Note, 706, 2000