

カプセル動安定解析に向けた 振動する低細長比円柱の流れ場解析

課題責任者

山田和彦 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

著者

野々村拓^{*1}、浅井圭介^{*1}、焼野藍子^{*2}、阿部圭晃^{*2}、新路健人^{*1}、五十嵐俊介^{*1}、
山田和彦^{*3}

*1 国立大学法人東北大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻

*2 国立大学法人東北大学 流体科学研究所

*3 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

利用施設： 国立大学法人東北大学 流体科学研究所 低乱熱伝達風洞
国立研究開発法人海洋研究開発機構 地球シミュレータ

利用期間： 令和元年10月1日～令和2年2月29日

アブストラクト

「はやぶさ」や「はやぶさ2」などの宇宙機のサンプルリターンミッションにおいてカプセルによる大気圏再突入が必要とされる。カプセルは低速域では、その形状により動的に不安定になることが知られており、そのメカニズムを明らかにすることで今後のカプセル形状の設計に役立てることが求められている。しかしながら、流体力学的に動的不安定現象の再現は支持装置などの問題で難しい。本研究では、カプセルを単純化した円柱モデルを流体科学研究所のもつ磁力指示天秤装置で浮遊させ、流体力学的に理想的な実験を再現した。モデルを加振させた際に抵抗が大幅に増加する周波数を特定し、渦放出と関連があることを示した。この結果を元に加振させた際の数値解析を行い、最も抵抗が増加する周波数での詳細な流れ場を明らかにした。これらの知見をさらに深めることにより動的不安定現象の解明につなげ、今後のカプセル形状の設計に役立てていきたい。

キーワード： 風洞実験、磁力支持天秤、強制加振試験、大規模数値解析

1. 本プロジェクトの目的

「はやぶさ2」のような探査機はサンプルリターンで得た試料を地球上に運ぶため、試料を入れたカプセルを地球に再突入させ、安全に地上に着地する必要がある。カプセルは図1に示すような流れ場を経験する。これまでに特定の形状のカプセル周りの流れ場において亜音速～遷音速にかけてカプセルの振動が流体力によって増幅される動的不安定性が確認されている。図2に風洞試験で得られた様々なマッハ数での姿勢角の変化の様子を示す。特定のケースで姿勢角の振動が大きくなる動的不安定性が現れる。

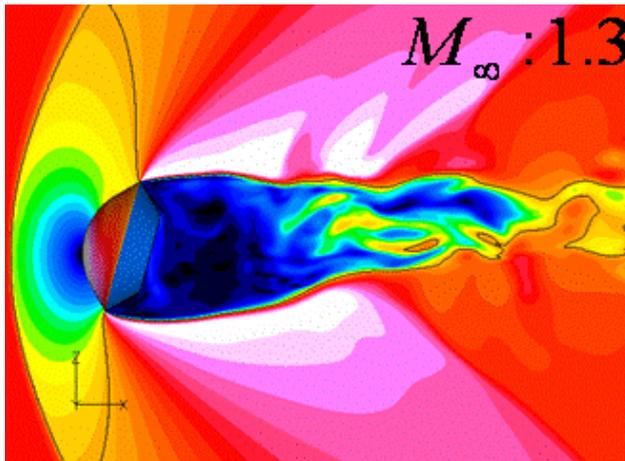


図1 カプセル周りの遷音速流れ場 1)

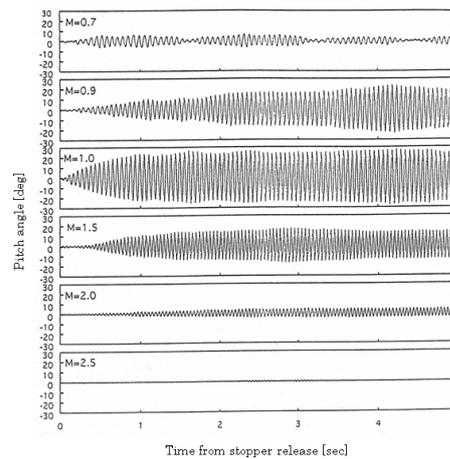


図2 カプセルの姿勢角の時間変化 2)

この動的不安定に対する解決策は、限られた物理的解釈に基づく試行錯誤によって行われてきており、新規形状のカプセルを利用した場合に、動的不安定が実際に生じないことの確認のために、数値解析、風洞試験を実施する必要がある。このため、本課題だけですべて解決できるものではないが、種々の研究を進め、より一層の物理現象理解を深め、その本質に迫る必要がある。そこで、本課題では物理現象のより深い理解のため基礎に立ち返り、模型形状を単純化して細長比 0.75 の低細長比円柱とし、動的不安定性の有無を見るため模型の微小運動に対する高精度な周波数応答特性と特徴的な条件における流れ場を明らかにすることを目的とする。

この一連の研究の困難さとして、このような動的不安定性は後流の影響を強く受けることが既往研究から知られており、風洞試験では支持サポートの影響を取り去ることができない問題点、数値解析においては乱流場の解像が未だ十分でなく現象理解に踏み込めない問題点がある。この問題を解決するため、東北大学の低乱熱伝達風洞および磁力支持天秤を利用することで、模型を浮遊させスティングの影響を取り除き、その上で模型を振動させその応答を調べどのような範囲で流体場・空気力の変化が発生するかを明らかにする。特にこれまでのカプセルの動安定の研究では流れの周期平均的な変化についての議論がほとんどであるが、後流に現れるスパイラルモードがどのようにカプセルの動安定性に影響を与えるかなど、より物理現象に踏み込んだ議論につながるようなデータを得ることを目的とする。

2. 風洞実験

2.1 実験装置

本研究では模型の支持・加振装置および空気力計測装置として東北大学流体科学研究所所有の 1-m 磁力支持天秤装置(1-m Magnetic Suspension and Balance System : 1-m MSBS)を使用して実験を行った。1-m MSBS の測定部は正八角形であり、対辺距離は約 1.01m である。図 3 には 1-m MSBS のコイル系および座標系を示す。1-m MSBS は模型内部に挿入した永久磁石と測定部周囲に配置されたコイルの生成する磁場との相互作用により模型を支持する。座標系は風洞上流に向かって x 軸、鉛直上向きに z 軸をとり、右手座標系を成すように y 軸を取る。各軸回りの回転方向によって roll 角 (ϕ)、pitch 角 (θ)、yaw 角 (ψ) が定義される。1-m MSBS は模型の位置情報に基づくフィードバック制御を行うため、目標位置を変化させることにより模型に任意の運動を

与えることができる。本研究では roll 角を除く 5 軸の制御を制御周波数 1250Hz で行った。また、模型に作用する空気力は通風時と無風時の制御電流値の差分から、較正試験で得られた力校正係数を用いて算出する。

風洞試験には 1-m MSBS を東北大学流体科学研究所が所有する低乱熱伝達風洞に取り付けて試験を行った。測定部のサイズは 1-m MSBS と同じである。低乱熱伝達風洞は単路回流型であり、0.05% の小さな乱れの流れを作り出せる。

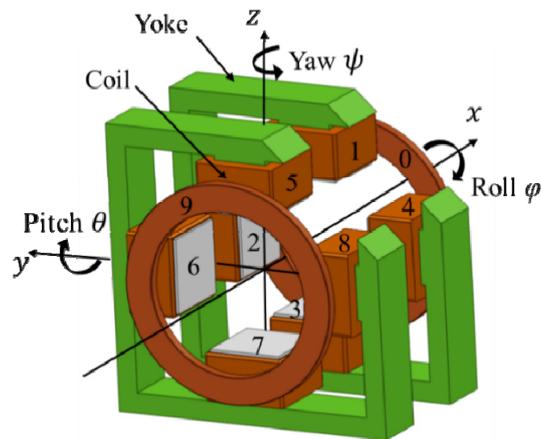


図 3 1-m MSBS のコイル系

2.2 試験模型

本研究では図 4 に示す低細長比円柱模型を使用した。表 1 には模型の諸元を示す。円柱の形状を決定するパラメータである細長比(円柱の直径と軸方向長さの比： L/D)は 0.75 である。この細長比は HTV-R カプセルの最大径と全長の比に近い形状である。模型の内部には $\phi 75 \times 25\text{mm}$ のネオジム磁石(二六製作所)を 3 つ連結させた細長比 1 の永久磁石が入挿される。永久磁石を入れる磁石ケースはつや消し白で塗装し、ケースの中心には幅 6mm の x 軸センシング用黒帯を塗装した。磁石ケースと前後の円端盤を固定する直径 8mm のロッドもセンシング用につや消し白で塗装した。

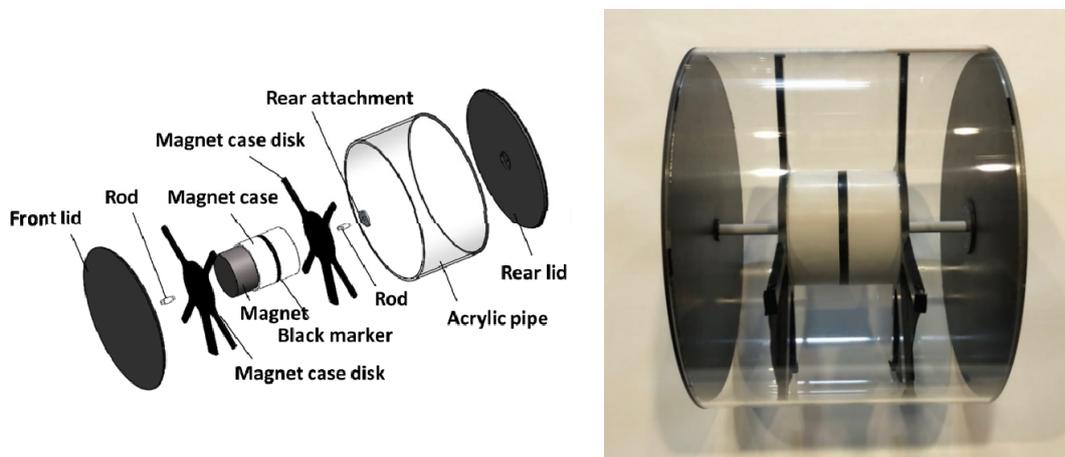


図 4 使用模型

表 1 模型諸元

細長比	0.75
直径 [mm]	250
ブロックage率 [%]	5.8
重量 [kg]	4.68
慣性モーメント [$\text{kg}\cdot\text{m}^2$]	$(I_{yy}, I_{zz}) = (0.0228, 0.0225)$

2.3 試験条件

本研究では 1-m MSBS を用いて模型が y 軸方向への並進運動および、 z 軸周りの回転運動である yaw 方向に加振した際の空気力計測と流れ場計測を行った。流れ場計測については多点熱線流速計測を用いた流れ場計測を行った。それぞれの計測における試験条件を表 2 に示す。レイノルズ数は模型の直径を代表長にとり、空力係数は模型の前方投影面積を用いて算出した。本研究では角度方向に模型が運動した際に、ブロックage率が変化するためブロックage補正を行っていない。空気計測のサンプリングレートは 1250Hz を基準に、加振周波数に応じて変更を行い、1 度の計測で得られる波形の数を調整した。

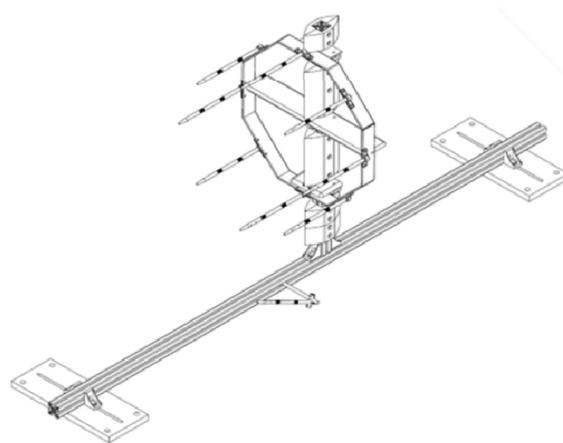
図 5 に多点熱線流速計測用に製作したトラバース装置を示す。本研究では、円柱後流の 3 次元構造を把握するために 8 点の I 型標準プローブを正 8 角形のフレームに取り付けて計測を行った。トラバース装置は測定部内に設置したアルミフレームに沿って主流方向および高さ方向にトラバースできる。また、サポートプローブをトルクヒンジに取り付けることで半径方向位置を調節した。本研究では 8 本すべての熱線流速計にアナログフィルタの用意が困難であったため、サンプリングレートを 100kHz に設定しデータ取得後にカットオフ周波数 1kHz のデジタルフィルタを用いてノイズをカットした。

表 2 空気力計測試験条件

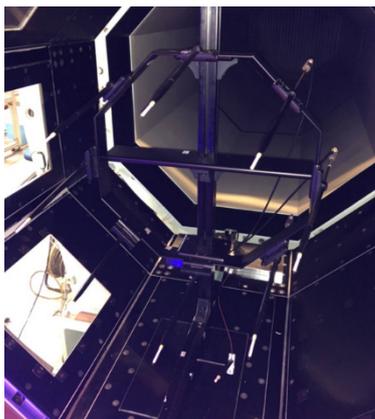
	Test 1	Test 2
細長比	0.75	
風速 [m/s]	6.0, 8.0	
レイノルズ数	1.0×10^5 , 1.3×10^5	
気流迎角 [deg]	0	
加振軸	y, ψ	ψ
加振振幅 [mm, deg]	1	2
加振周波数 [Hz]	1 ~ 6	1 ~ 5

表 3 熱線流速計測の計測条件

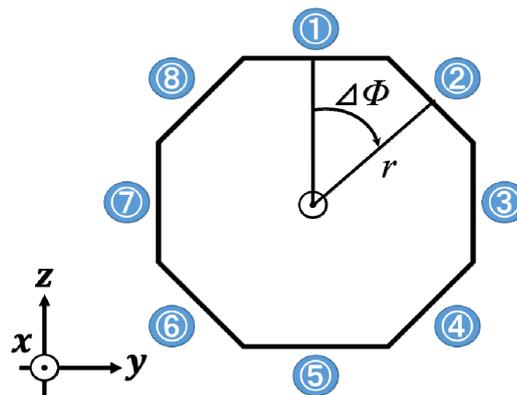
細長比	0.75	
風速 [m/s]	6	
レイノルズ数	1.0×10^5	
気流迎角 [deg]	0	
加振軸	ψ	
加振周波数 [Hz]	0, 3.6	
加振振幅 [deg]	2	
計測位置	半径方向	0.4, 0.6, 0.85
	主流方向	0.5, 1.0, 1.5, 2.0
サンプリングレート [kHz]	100	
計測時間 [sec]	16	



(a) 設計図面



(b) トラバース装置



(c) 熱線対応番号

図 5 熱線流速計測用トラバース装置

2.4 実験結果

図 6 には各レイノルズ数における無次元周波数と平均抵抗係数の関係を示す。図の赤丸は流速 8 m/s ($Re_D = 1.3 \times 10^5$)、青い四角は流速 6 m/s ($Re_D = 1.0 \times 10^5$) において y

方向に振幅 2 deg で加振を行った際の時間平均抵抗係数の値を示す。図中の赤と青の破線はそれぞれ流速 8 m/s と 6 m/s における静的試験時の結果を示す。図の横軸は式(1)で表される無次元周波数、縦軸には時間平均抵抗係数を表す。

$$k = \frac{fD}{U} \quad (1)$$

式中の f は模型の加振周波数[Hz]、 D は模型の直径[m]、 U は流速[m/s]を表す。

結果から双方の流速において、 $k = 0.15$ 付近で抵抗係数が極大値をもつ。流速 8 m/s についてはパワーアンプの性能限界により $k = 0.16$ 以上の計測ができなかった。しかしながら、 $k = 0.16$ 以下の領域では 6 m/s と傾向が一致する。そのほかの無次元周波数領域において、静的時の時間平均抵抗係数の差は誤差伝播側で求めた動的時の抵抗係数のエラーバーの範囲内であり、有意ではない。各流速において、 $k = 0.15$ に相当する模型加振周波数は、静的試験で並進方向や角度方向で計測された変動空気力のピーク周波数と一致する。また、この周波数は過去 Berger ら 3) によって報告された模型後流に発生するらせん渦の自然発生周波数である。Higuchi ら 4) は、円盤後流に発生するらせん渦と同周波数の擾乱を流れに与えることで再循環領域が減少し、抵抗係数が増幅する可能性を示唆した。本研究では模型加振が流れに影響を与え、後流に発生する再循環領域が減少することにより圧力抵抗が増幅し、時間平均抵抗係数が増幅すると考えられる。

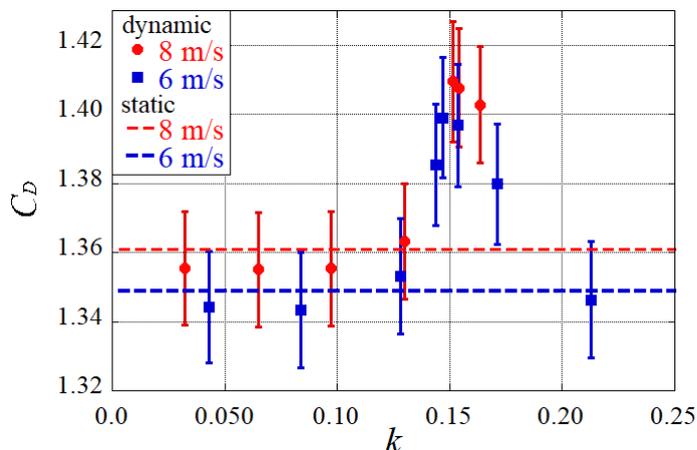


図 6 Yaw 加振時における時間平均抵抗係数

図 7 には流速 6m/s ($Re_D = 1.0 \times 10^5$) における加振周波数 3.6Hz、加振振幅 2deg で Yaw 方向に加振を行った際の磁気力の周波数特性を示す。図の横軸は周波数、縦軸には FFT を用いて得られた磁気力のパワースペクトル密度 ($[N^2/Hz]$ or $[Nm^2/Hz]$) を表す。図中の赤線と青線はそれぞれ動的の通風時と無風時の結果、黒線は静的時の結果を示す。この磁気力のパワースペクトル密度は、模型の慣性力の減算および磁場の動特性の補正を行った結果を示す。この加振周波数は図 6 で時間平均抵抗係数に変化が現れた際の加振周波数と同じである。 N_z は、加振周波数と同じ周波数領域において動的の無風時と通風時に同等のピークが現れることから、制御による影響であると考えられる。 F_x および N_y については 3.6Hz 付近の周波数領域において静的時よりも PSD が若

干増幅する。 F_y は 3.6Hz の変動空気力が動的・無風時や静的・通風時の結果と比べ明らかな PSD の増加がみられ、これが空気力による影響である考えられる。静的時に F_y と同様のピークをもつ F_z は、3.6Hz における PSD は静的時と変わらず、その周囲の周波数領域のみ PSD が増加する。横力・揚力の周波数特性が加振により変化することから、主要な後流構造が静的に比べ変化すると考えられる。

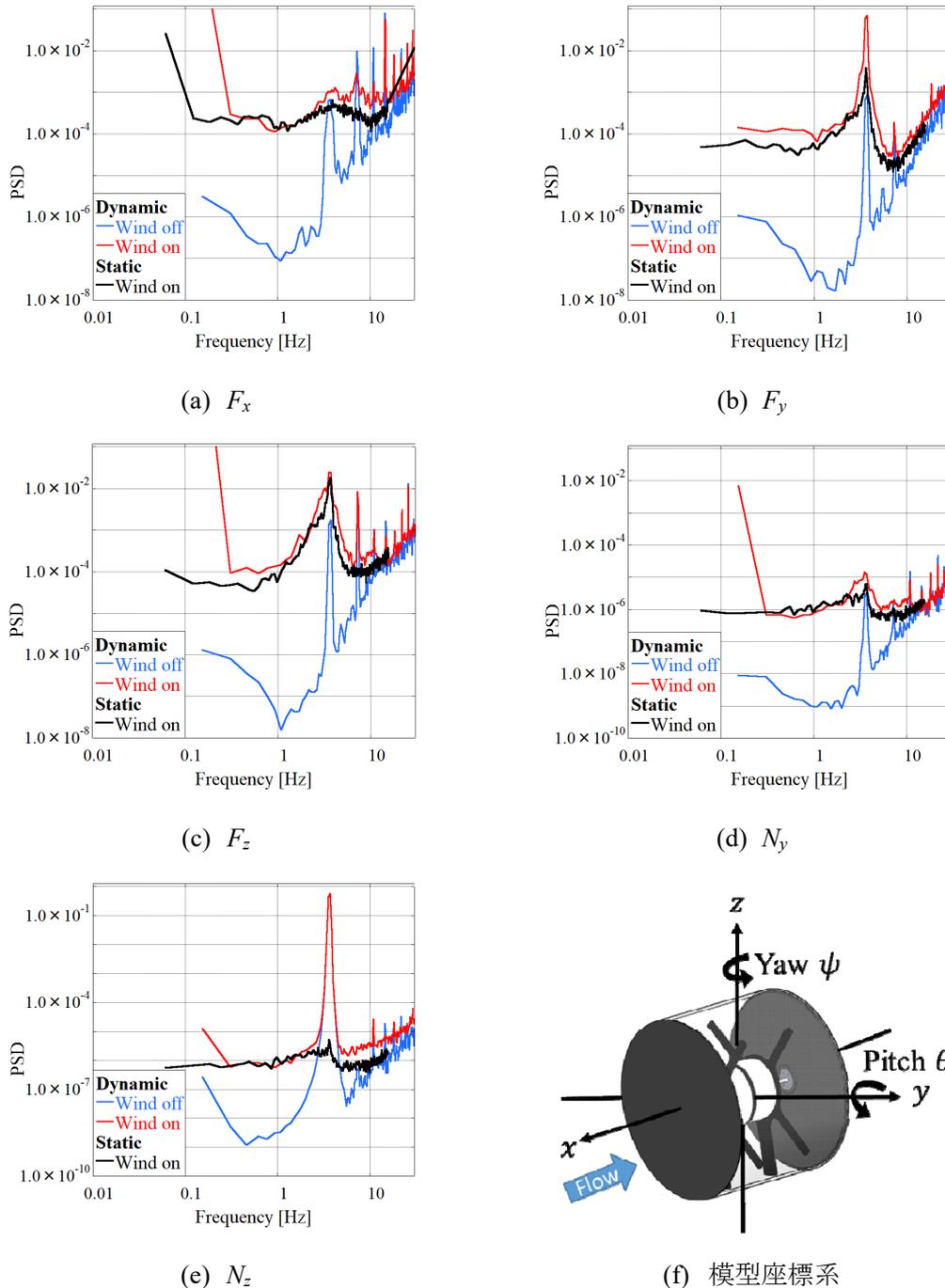


図7 各軸に作用する磁気力 ($\Delta\psi = 2 \text{ deg}$, $k = 0.15 (f = 3.6\text{Hz})$)

図8には熱線流速計で計測した $r/D = 0.4$ における模型後流の静的および動的時の平均速度の結果を示す。図の横軸は模型後端からの距離 x/D 、縦軸は熱線で計測された平均流速を主流速で無次元化した速度 u/D を示す。静的試験の結果から x/D が 1 と 1.5

は平均速度の絶対値が等しくなり、速度変化の勾配が負から正に切り替わる。先行研究において 0.3m MSBS を用いた PIV 計測では x/D が 1 から 1.5 の間に再循環領域の逆流領域と自由流の順流領域の境界の存在が報告された。熱線流速計では速度の正負は計測できないため、順流域と逆流域で等しい流速の絶対値を計測している。動的時には平均速度が常に増加するため、速度変化勾配の切り替わりが存在しない。これは、後流の再循環領域が減少することにより $x/D = 1$ 以降の計測領域が常に順流領域となることが原因と考えられる。

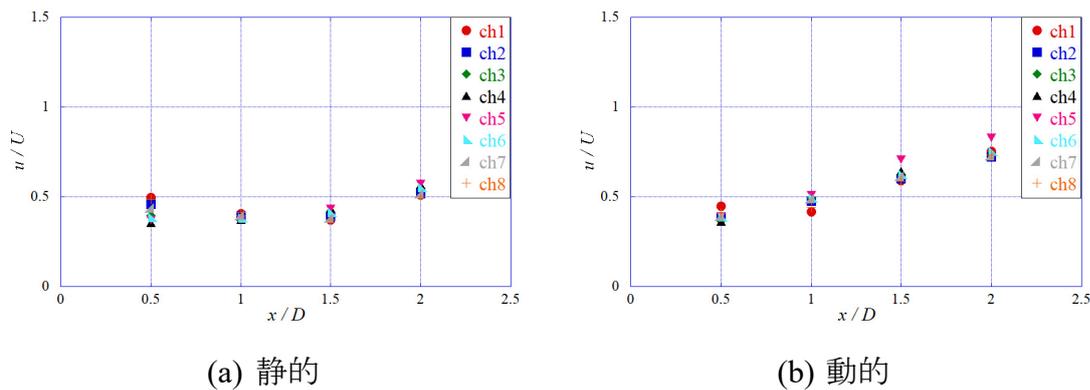


図 8 $r/D = 0.4$ における平均速度

図 9 には静的時に $x/D = 2.0$ の各半径位置における周方向の位相差分布 ($St = 0.15$) を示す。図の横軸には基準点に対する位相差、縦軸にはデータサンプルの総和に対して横軸に示す位相差が占める割合を表す。基準点に最も近い $\Delta\phi = +45\text{deg}$ では位相差は $\pm 45\text{deg}$ の範囲に集中する。 $\Delta\phi = +135\text{deg}$ では位相差は $\pm 130\text{deg}$ 付近に集中する。位相差が正負に分布する理由としては後流の渦が周方向に伝搬する際に、回転方向の切り替わりが考えられる。 $\Delta\phi = +90\text{deg}$ では特徴的なピークは存在せず、先行研究で Berger らの報告するらせん渦構造が発生すると $\pm 90\text{deg}$ にピークが現れると考えられる。このことから、円柱の後流に発生する渦構造はらせんではない可能性がある。本研究の結果と最も近い構造として考えられるのが円盤の数値シミュレーションや一部の試験で報告されたヘアピン渦である。円柱では 1 対のらせん渦からフラッピングモードが励起され、後流ではヘアピン渦が生成されることが考えられる。

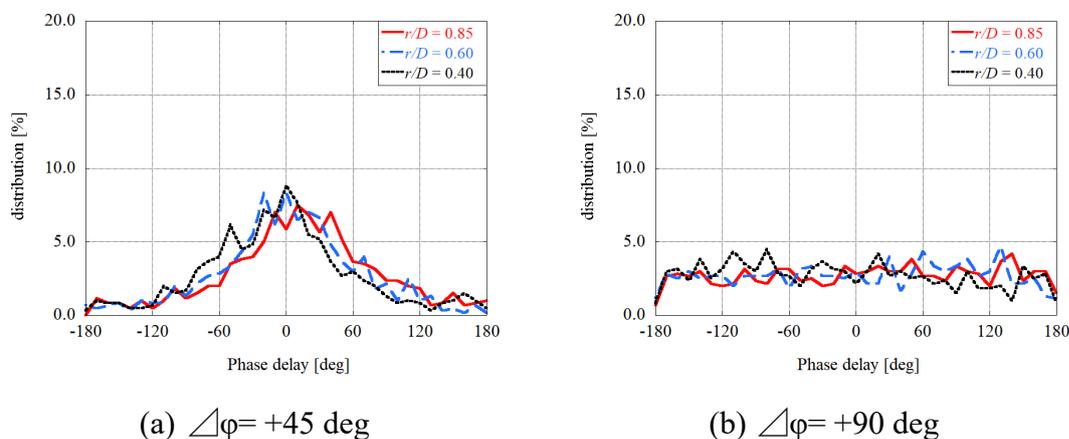
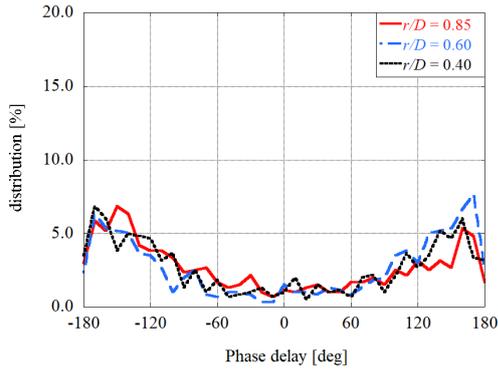
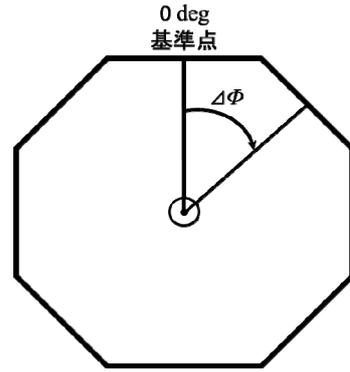


図 9 基準点からの周方向位相差分布



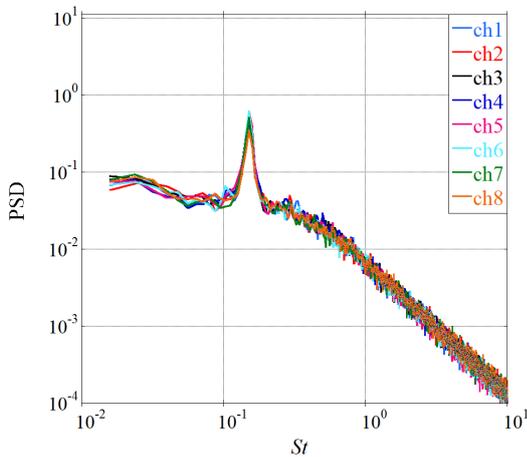
(c) $\Delta\varphi = +135 \text{ deg}$



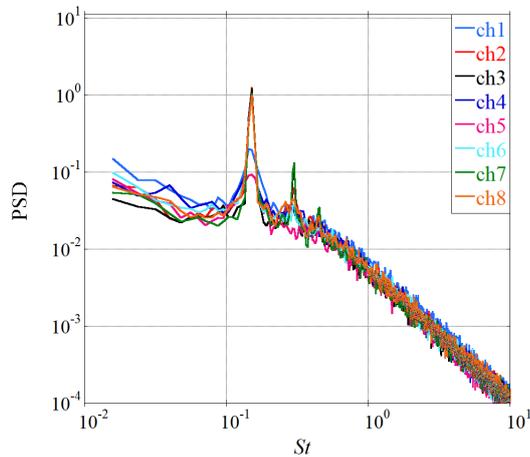
(d) 周方向位置

図9 基準点からの周方向位相差分布 (続き)

図10には $r/D = 0.6$ 、 $x/D = 1.5$ における変動速度の周波数特性を示す。図の横軸には円柱直径を代表長にして求めたストローハル数、縦軸には無次元化した速度のパワースペクトル密度を表す。図中には図3(c)に示す各チャンネルの結果を示している。まず、静的の結果ではすべてのチャンネルにおいて $St = 0.15$ の変動成分が等しく表れており、変動空気力でみられたストローハル数と一致する。また、すべての計測点で観測されたことから時間平均をすると円柱軸周りに $St = 0.15$ の成分が等しく存在する。一方、動的の結果では ch1、ch5 の変動成分が減衰し、その他の計測位置で PSD が増加する。このことから、渦成分は加振により加振軸と垂直な方向に励起され空力特性で見られた横力と揚力の空力特性の違いを引き起こすと考えられる。



(a) 静的時



(b) 動的時 $\Delta\psi = 2 \text{ deg}$, $k = 0.15$

図10 変動速度の周波数特性 ($r/D = 0.6$, $x/D = 1.5$, $Re_D = 1.0 \times 10^5$)

図11は $r/D = 0.6$ 、 $x/D = 1.5$ における変動速度成分のコヒーレンスを示す。図は静的と動的における ch1、ch3 それぞれを基準として求めたコヒーレンスの結果を示す。図の横軸にはストローハル数、縦軸はコヒーレンスを表す。静的試験の結果から、基準となるチャンネルと円柱軸の軸対称な位置において強い相関を示す。一方で基準点

から円柱軸周りに $\pm 90\text{deg}$ 位置との相関は非常に弱い。この傾向は ch1、ch3 の結果に共通することから主要な渦成分は円柱軸に対称な位置から発生し、円柱軸周りに変動成分の発生位置が回転すると考えられる。動的試験の結果では基準位置により異なる傾向を示す。基準が ch1 の際には ch5 と強い相関を示すが、全体として相関は減衰する。基準が ch3 の際には円柱軸の周方向位置 $\pm 90\text{deg}$ の計測点での相関が弱い傾向は変わらないが、その他のチャンネルとの相関は非常に強く表れる。このことから、静的時に円柱軸周りに回転する変動成分の発生位置が加振により固定され、フラッシングのような後流構造となると考えられる。

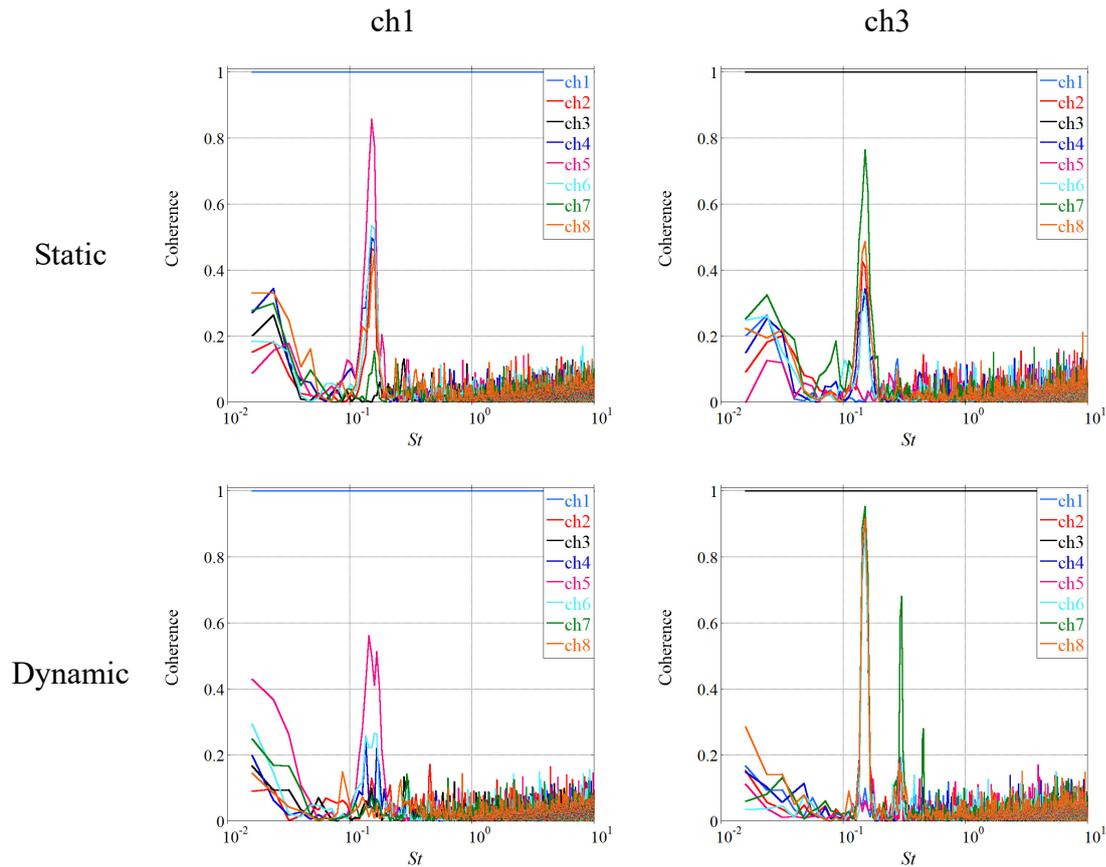


図 11 変動速度成分のコヒーレンス ($r/D = 0.6, x/D = 1.5, St = 0.15$)

3 数値解析

3.1 空気力評価のための気流および加振条件

実験による空気力計測試験のうち、風速 6.0[m/s] (代表長を直径としたレイノルズ数 10, 000)、y 軸回りの加振 (振幅 2[deg])、主流と直径に基づく無次元加振周波数 (k) 0.15 の条件を設定した (表 4)。円柱周りの座標系を図 12 に示す。

表 4 気流及び模型の加振条件

細長比	0.75
レイノルズ数	1.0×10^5
気流迎角 [deg]	0
加振軸	y
加振振幅 [deg]	2
無次元加振周波数 (k)	0.15 (6.0[m/s]時の 3.6[Hz]に相当)

3.2 数値解析手法および計算格子

数値計算は、支配方程式を 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式とした非定常流体解析とし、計算格子より小さなスケールの渦構造からの寄与は数値的な散逸により再現されると考えた Large-Eddy Simulation (LES) を行なった 5)。空間離散化は 6 次精度コンパクト差分とし、計算安定化のために 6 次精度 3 重対角フィルター (フィルター係数 0.475) を用いた。また、時間積分には 2 次精度 3 点後退差分に基づく ADI-SGS 陰解法を用い、収束のための内部反復回数を 5 回とした。計算格子は図 13 に示すように円筒形状とし、円柱表面に沿った物体適合座標を採用した。円柱直径を基準長 1 とし、遠方境界は円柱中心軸から半径方向に 50、軸方向 (主流方向) に 20 とした。物体の表面は粘着条件、遠方境界は流出入条件を課し、円柱の加振は格子全体を剛体回転させることで再現した。計算に用いた格子点数は軸方向 601、半径方向 201、周方向 181 とし、いずれも非定常的に振動する後流構造から空気力への影響を十分に捉えられる解像度である。なお、地球シミュレータでは 7700 ノード時間利用して計算を実行した。

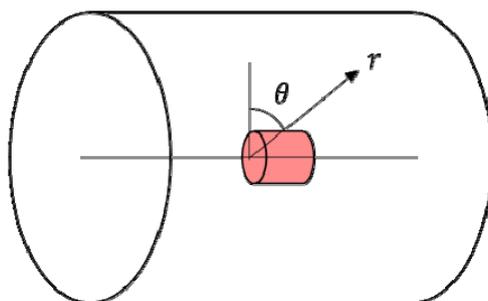


図 12 円柱周り座標系

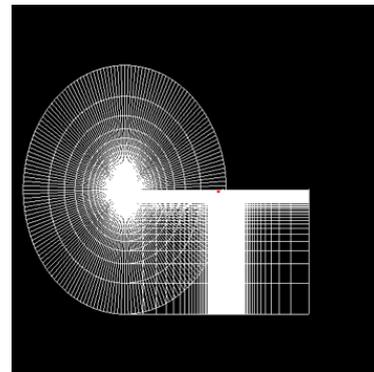


図 13 計算格子

3.3 解析結果

まず、円柱近傍の瞬時渦構造を図 114 に示す。円柱前縁から放出される円形の渦構造が後方に行くにつれ 3 次的に崩壊していく様子が見られる。円柱後方には 3 次元性の強い渦構造が多数存在し、後流を形成する。

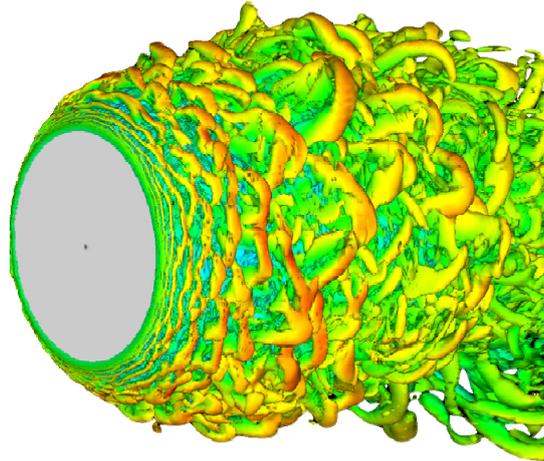
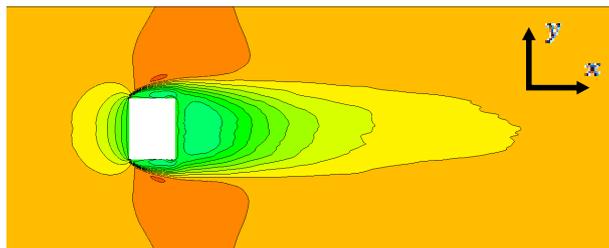
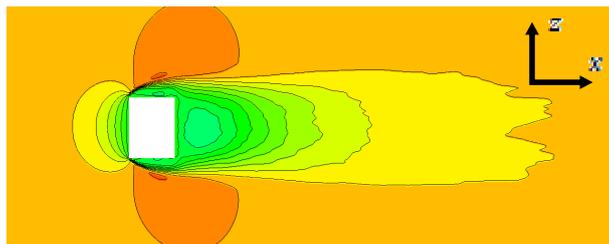


図 14 円柱近傍の瞬時渦構造

次に、時間平均処理を施した主流方向速度成分の等高線図を図 15 に示す。これらは、 $x-y$ 平面及び $x-z$ 平面で可視化した図（空間平均は施していない）であり、等高線のレンジは流速 0 から主流流速の 1.5 倍までとした。 $x-y$ 平面と違い、 $x-z$ 平面（加振方向を含む面）では円柱後方で後流の速度欠損領域（速度の遅い範囲）が z 方向に広がる。これは、加振により流れの軸対称性が失われたためと考えられる。



(a) $x-y$ 平面



(b) $x-z$ 平面

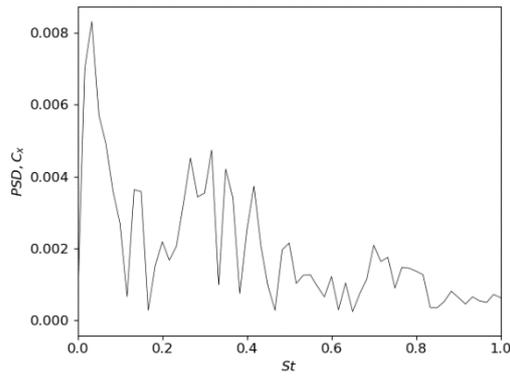
図 15 主流方向平均速度

各力係数の変動成分の時間方向周波数解析結果を図 16 に示す。 C_x 、 C_y 、 C_z は各方向に働く空気力係数、 C_{mp} 、 C_{my} は pitch 及び yaw 方向に働くモーメント係数である。 C_x で $St=0.05$ 、 C_z 、 C_{mp} では $St=0.15$ のピークが見られる。 $St=0.05$ は Berger3)らにより指摘されたバブルポンピングの周波数に相当し、バブルポンピングに由来する振動と考えられる。 C_z 、 C_{mp} で見られるピークは加振周波数と同じ $St=0.15$ であり、加振により円柱の主流に対する姿勢が周期的に変化することで空力係数も変化すると考えられる。

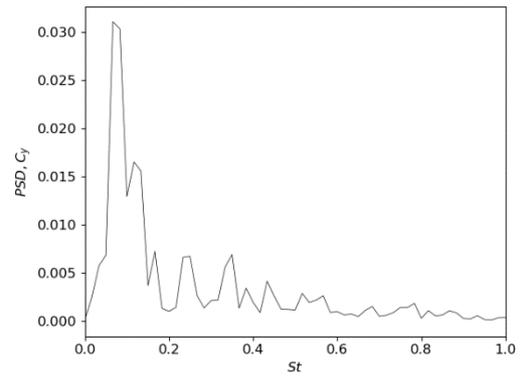
4 まとめ

本研究ではカプセルの動的不安定のメカニズムを解明するため、カプセルを単純化した円柱模型の動的風洞試験を行い、その空気力と流れ場の変化を調べた。模型を加振させた際に抵抗が大幅に増加する周波数が無次元周波数で 0.15 程度になることを示した。また熱線流速計による測定からこの周波数で加振した際に、渦構造が強められることを示した。また、高解像度数値解析を行い、実験と定性的に一致する結果が得られ、加振時の流れ場の変化がわかった。

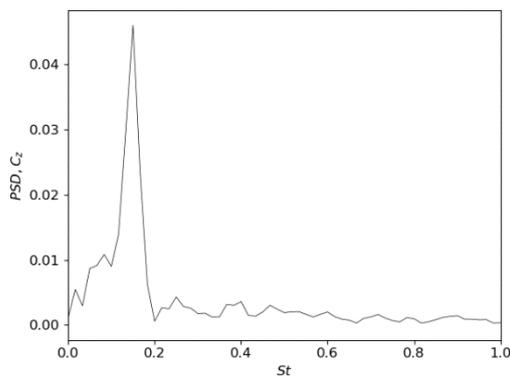
動的不安定を明らかに示す（振動させた際に空気力がより不安定な動きを増長させる）結果は得られていないものの、振動に合わせて渦構造および空気力が大きく変化する周波数を特定できた。これらの成果は論文発表を行う予定である。また、ここから将来の動的不安定のメカニズムの解明につなげ、新世代のサンプルリターン用カプセルの設計に活かしたい。



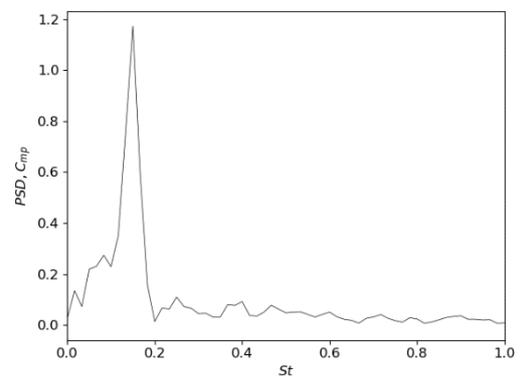
(g) C_x



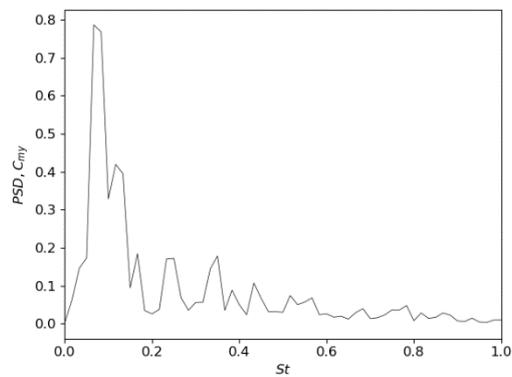
(h) C_y



(i) C_z



(j) C_{mp}



(k) C_{my}

図 16 各方向に作用する空力係数の変動成分の周波数特性

参考文献

- 1) Nobuyuki Iizuka, "Study of Mach Number Effect on the Dynamic Stability of a Blunt Re-entry Capsule", Ph. D thesis, The University of Tokyo, 2006.
- 2) Koju Hiraki, Yoshifumi Inatani, Nobuaki Ishii, Takashi Nakajima and Motoki Hinada, "Dynamic Stability of MUSES-C Capsule," Proc. Int. Symp. Space. Tech. Sci., Vol. 41, pp. 945-950, 1998.

- 3) Eberhard Berger, D. Scholz and Michael Schumm, "Coherent vortex structures in the wake of a sphere and a circular disk at rest and under forced vibrations" *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 4, pp. 231-257, 1990.
- 4) Hiroshi Higuchi, Hideo Sawada, Hiroyuki Kato, "Sting-free measurements on a magnetically supported right circular cylinder aligned with the free stream", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 596, pp. 49-72, 2008.
- 5) Yoshiaki Abe, Taku Nonomura, Nobuyuki Iizuka and Kozo Fujii, "Geometric interpretations and spatial symmetry property of metrics in the conservative form for high-order finite-difference schemes on moving and deforming grids," *Journal of Computational Physics*, Vol. 260, pp. 163-203, 2014.

Study on Flow around Oscillated Low Fineness Raito Cylinder for Dynamic Stability of Capsule

Project Representative

Kazuhiko Yamada

Japan Aerospace Exploration Agency

Authors

Taku Nonomura^{*1}, Keisuke Asai^{*1}, Aiko Yakeno^{*2}, Yoshiaki Abe^{*2}, Kento Shinji^{*1}, Shunsuke Igarashi^{*1}, and Kazuhiko Yamada^{*3}

*1 Department of Aerospace Engineering, Graduate School of Engineering, Tohoku University.

*2 Institute of Fluid Science, Tohoku University.

*3. Japan Aerospace Exploration Agency

Abstract

Reentry capsules are required for sample return missions of spacecrafts such as "Hayabusa" and "Hayabusa2". The shape of a capsule is known to possibly lead to dynamically unstable behavior at low speed conditions, and the mechanism is required to be clarified for the future design of the capsule shape. However, it is difficult to reproduce the dynamic instability phenomena aerodynamically because the sensitive flow field is disturbed by supporting devices. In this study, a simplified cylindrical model of the capsule was suspended by the magnetic suspension and balance system of the Institute of Fluid Science, Tohoku University, and the ideal experiment in terms of fluid mechanics was realized. The frequency at which the aerodynamic drag greatly increases when the model is oscillated was identified, and it was shown to be related to vortex shedding. Based on the experimental results above, numerical analyses when the model is oscillated was performed, and the detailed flow field at the frequency where the aerodynamic drag increases the most was clarified. In the future study, dynamic instability phenomena are elucidated based on the basic characteristics clarified in the present study, and the knowledge obtained in the present study will be utilized for designing capsule shapes.

Keywords: Wind tunnel experiment, Magnetic suspension and balance system, Forced oscillation experiments, High resolution computational fluid dynamics