

極超音速流中におけるインフレータブル構造を備えたバルートの姿勢安定性に関する研究

龍谷大学理工学部 機械システム工学科
大津広敬

はじめに

バルートとは、風船のように内部にガスを封入することにより、形状を保持することが可能な展開可能な大型構造物である。その構造上の特徴から大きい割に軽量に作成可能である事から、弾道係数を大幅に低減できる。その結果、高高度で減速可能となり、最大空力加熱を大幅に低減できる可能性があることから、木星等の深宇宙探査への適用が検討されている[1][2]。バルートは再突入飛行体などと柔軟性のあるケーブルでパラシュートのように接続されるため飛行中にバルートの位置および傾斜角などの姿勢が大きく変化する可能性があり、この姿勢変化は空力特性に大きな影響を及ぼすことが予想されるため、飛行中にはできるだけ姿勢を一定に保つことが求められる。

過去の研究において、この姿勢安定性を調べるために風洞実験および CFD 解析などを行ってきた。その結果、傾斜角の有無によらずに、飛行体全体の重心位置をできるだけ宇宙機寄りに設定することで縦方向の振動を抑えることができることが明らかとなった[3]。しかしながら、この解析および実験では、バルートを剛体とみなして検討しているため、実際のインフレータブル構造を備えた場合にどのようにその特性が変化するかは明らかとなっていない。そこで、本研究ではインフレータブル構造を備えたバルートモデルを作成し、風洞実験を行うことで、その姿勢安定性について検討を行った。

実験方法

実験は JAXA 極超音速風洞にて実施した。試験模型概略図を図 1 に、形状パラメータを Table 1 に示す。試験模型は再突入飛行体を模擬した先端の半球部とバルート部からなり、先端部を取り付けているスティングに $\phi 1.5$ の 3~4 本のステンレス製のワイヤーで接続されている。試験模型の内部構造を図 2 に示す。外装部は、構造強度および熱に耐えるためにザイロンにより作成され、内部はシリコン製のフィルムから作成されている。本試験模型では空気が漏れることを防ぐために内部に空気を封入するためのシリコンチューブを細くしたため、内部圧をはかることができなかったことから、定量的に内圧などを測ることができなかったが、通風前には、測定部が減圧されるため気密部分にある程度の空気を封入しておくことで、膨張し剛性を保つことができる。

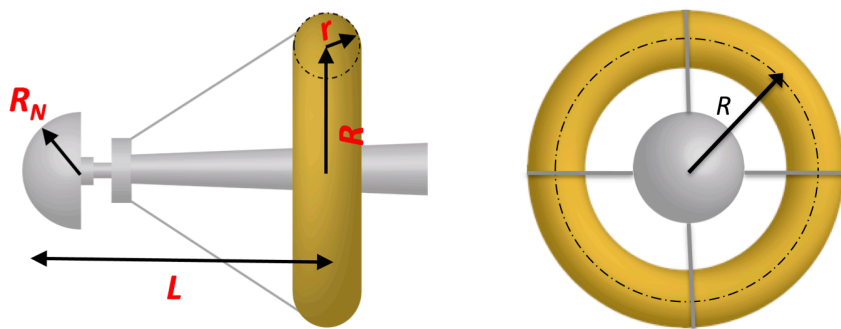


図 1 試験模型概略図

Table 1 試験模型形状パラメータ

R_N [mm]	L [mm]	$r - R$ [mm]
20	140, 150, 160, 170	15 - 58.5
30		10 - 66.5

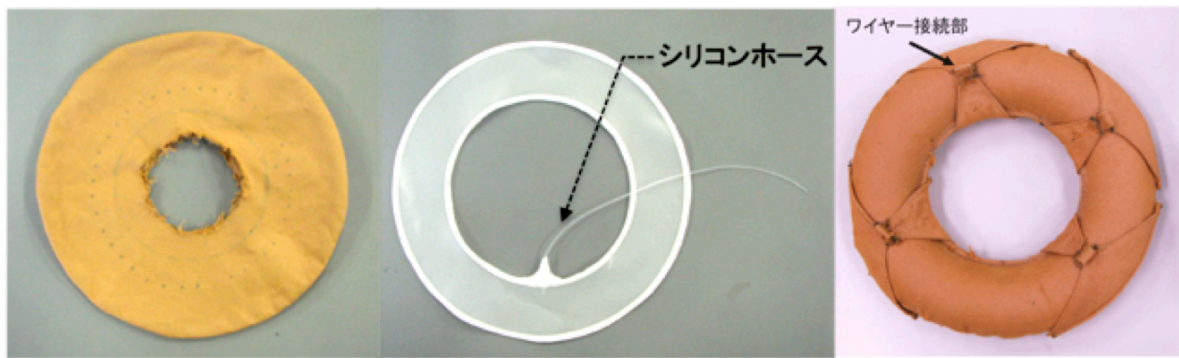


図2 バルト部分の内部構造

結果と考察

極超音速風洞実験

通風条件はマッハ 10 として姿勢安定性のみ観測する試験を行った。図3に通風中のシュリーレン写真を示す。左図は大きな振動が起きたケースで、右図は振動が抑えられたケースである。左図では、先端部から発生した衝撃波とバルト部から発生した衝撃波がバルト表面近傍で干渉を起こしていることがわかる。衝撃波干渉が起きた領域では圧力が局所的に増加するため、バルト表面において局所的に圧力の高い領域が形成されていることが予想される。その結果、バルトの変形が起きていることが予想される。衝撃波干渉によるバルト表面の局所的な圧力上昇については別途実施した CFD 解析でも同様の傾向が確認されている。

一方、振動が抑えられた右図では、左図と同様に衝撃波干渉は起きているものの、バルトから離れた箇所では起きていることがわかる。この部分で衝撃波干渉が起きても、バルト表面における局所的な急激な圧力上昇は抑えられるため、バルトの変形はあまり起きなかったため、結果として、振動が抑えられたのではないかと考えられる。

以上の結果から、バルトの振動現象は、衝撃波干渉に伴う局所的な圧力上昇によってバルトにかかる力が非定常に変化したことと、局所的な圧力上昇によってバルトに局所的な力がかかり変形したこととの2つの原因が考えられる。

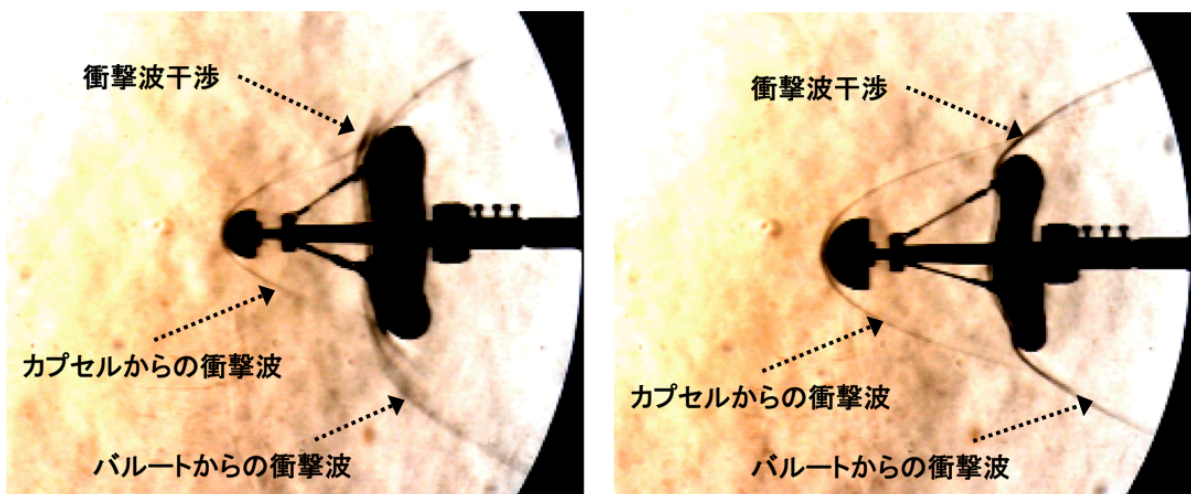


図3 通風中のシュリーレン写真

(左:RN=20[mm], L=140[mm], r-R=15 - 58.5[mm], 右:RN=30[mm], L=170[mm], r-R=10 - 66.5[mm])

超音速風洞実験

上記の 2 つの原因のうちどちらが支配的であるかを調べるために超音速風洞による実験を行った。実験は宇宙科学研究所超音速風洞を用いて行った。本試験では、模型のサイズに制限があるため、極超音速風洞と同じようなインフレータブル構造の模型を作成することができなかったため、バルート部は剛体とし、ケーブルのみを柔軟性を備えたものとして試験を行った。気流マッハ数が 4 のケースについて CFD 解析を行った結果、 $RN=12.5$ [mm], $R=48$ [mm], $r=6$ [mm], $L=87.5$ [mm] のときにバルート表面近傍において強い衝撃波干渉が起きることが予測されたため、その模型サイズについて、傾斜角 θ を変えて試験を行った。また、この模型サイズにおいては、空気力によるバルート変形の効果がある程度再現するために、複数の変形した形状の模型を用意した。変形したバルート形状の試験模型を図 4 に示す。変形については半径 R に対して 10% の振幅を持ち、周期的に変化すると仮定して 2~4 周期変化するような模型を作成した。また、形状を正確に再現するためにすべての試験模型は 3 次元プリンタを用いて作成した。材料は ABS 樹脂である。



図 4 変形を考慮したバルート模型

シュリーレン写真を図 5 に示す。衝撃波干渉が起きるようなサイズの試験模型では、超音速風洞実験でも振動が起きることを確認した (図 5)。このバルート形状および位置関係の場合は、バルートの変形の考慮にかかわらず振動現象が見られたことから、バルート半径 R に対して 10% 程度の変形は、振動現象に大きな影響を与えないことが予想される。

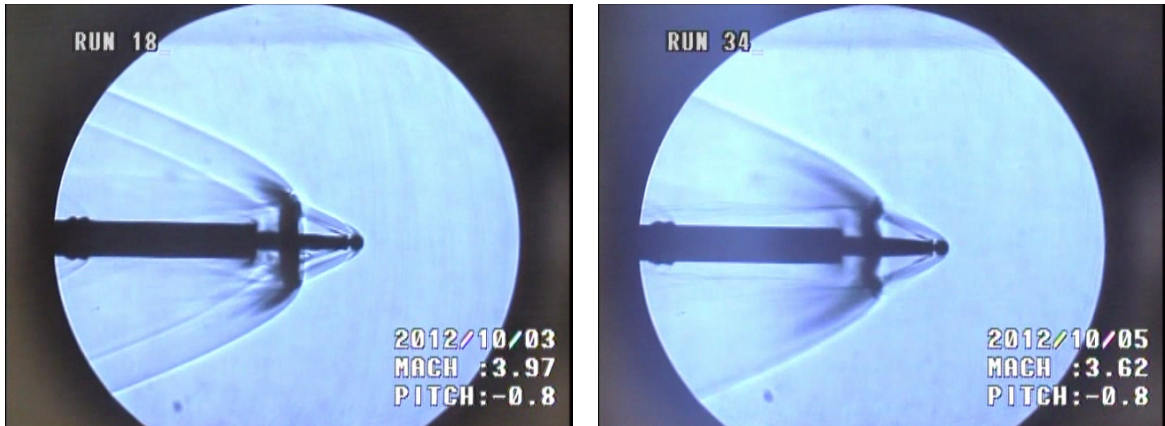


図 5 衝撃波干渉の様子

($R=48$ [mm], $r=6$ [mm], $L=87.5$ [mm]) 左: 変形なし 右: 変形あり)

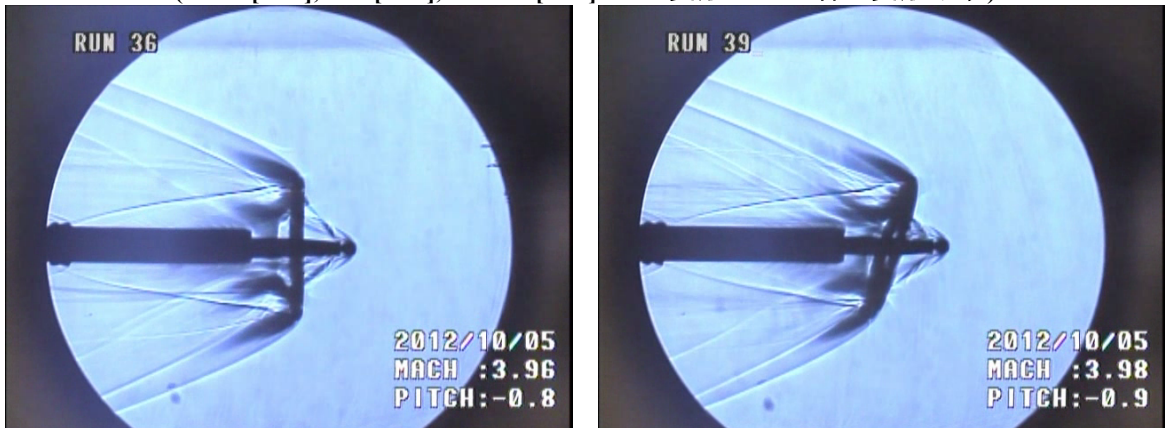


図 6 衝撃波干渉の様子

($R=80$ [mm], $r=7$ [mm], $L=67.5$ [mm], 傾斜角 $\theta=0$ [deg.] (左), 20 [deg.] (右))

一方、衝撃波干渉が起きないくらい大きなサイズの試験模型を用いて、宇宙機先端から発生する衝撃波がバルートの内側を通過するように設定すると、揚力を発生するようにバルートに傾斜角 θ を与えても振動現象は起きなかった(図6)。これは、衝撃波干渉がバルートによって発生する空気力に影響を与えないためであると考えられる。

この2つの風洞実験結果から、少なくとも超音速領域では、バルートの振動現象原因はバルート表面近傍で起きる衝撃波干渉が支配的であることが予想され、バルートの振動を抑制するためには、宇宙機先端から発生する衝撃波がバルートの内側を通過することができるくらい大きな形状を採用することが必要であることが明らかとなった。

まとめ

本研究では極超音速気流中におけるインフレータブル構造を備えたバルートの姿勢安定性について極超音速風洞および超音速風洞を用いた実験により検討を行った。その結果、宇宙機から発生した衝撃波がバルートから発生した衝撃波と干渉し、衝撃波干渉がバルート表面近傍で起きるとき、姿勢が不安定となることが明らかとなった。その原因は、衝撃波干渉に伴う圧力分布の急激な変化が原因であると考えられる。一方、衝撃波干渉に伴うバルートの形状変化については、その影響は限定的であると予想される。

また、バルート表面で衝撃波干渉を避けるためにバルートの半径を大きくし、バルートの内側を宇宙機から発生した衝撃波を通過させるように設計することができれば、衝撃波干渉に伴う姿勢の不安定性を抑制することができることが明らかとなった。

謝辞

本研究は、JSPS 科研費(基盤研究 C 課題番号 24560979)の助成を受けたものです。極超音速風洞実験におきましては、JAXA 風洞技術開発センター極超音速風洞セクションの方々のご協力をいただきました。超音速風洞実験におきましては、宇宙科学研究所高速気流総合実験設備を使用させていただきました。関係者の皆様に感謝の意を表します。

参考文献

- [1] R. R. Rohrschneider and R. D. Braun, "Survey of Ballute Technology for Aerocapture," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 44, No. 1, 2007, pp. 10-23.
- [2] 大津広敬, "インフレータブル構造体を利用した再突入飛行体の飛行経路解析," 第51回宇宙科学技術連合講演会, 2K16, 2007.
- [3] Hiroataka Otsu, "Experimental Investigation of Longitudinal Stability of the Reentry Vehicle with Toroidal Ballute.," AIAA 2011-1040, January 2011.