

## 論文題目

### 弾道飛行宇宙機用 極超音速パラシュートに関する基礎研究

学生証番号 47106078 氏名 吉田 昌史  
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Key Words: Parachute, Hypersonic Wind Tunnel, Computational Fluid Dynamics, Sub-orbital Plane

#### 1. 研究背景と目的

近年、有人宇宙弾道飛行を目指すXPRIZEコンテスト[1]の開催や、その優勝機体であるSpaceShipOne[1]の商用化など、民間会社による宇宙観光を目的としたサブオービタルプレーンの開発が盛んになってきている。この弾道飛行軌道は宇宙観光や微小重力観測ロケットなどの需要から将来的に高高度化が予想されており、その場合、大気突入時の最高速度は極超音速域に達する。

極超音速域においては空力加熱が実用上の問題となり、その加熱率は速度の3乗に比例する。そこで、大気再突入時で最大速度を迎える前のサブオービタルプレーンにパラシュートを使用し減速する事で、最高速度が下がり、加熱率も下がる事が見込まれる。その場合、パラシュートは極超音速域にて使用される事が想定される。しかしながら、これまで極超音速域におけるパラシュートの研究は、ほとんど行われていない。

そこで、本研究においてはサブオービタルプレーン用の極超音速パラシュートに関する基礎研究を行う事を目的とする。具体的には1) 極超音速域においてパラシュートは安定して展開するのか。2) 極超音速域に適したパラシュート形状について。に着目し極超音速風洞実験と数値計算(CFD)により研究を行った。

#### 2. 研究対象となるパラシュート形状

本研究において、3つの形状のパラシュートを風洞実験及びCFDにて検証した。一つはa)に示す半球型パラシュートで、これは亜音速域にて使用される一般的な形状のパラシュートである。もうひとつはb)Disk-Gap-Band型パラシュート[3]で、これは超音速域にて安定する形状と知られているパラシュートである。最後はc)吹き流し型パラシュートで、これは今回極超音速域に適した形状として提案したものである。

#### 3. 風洞試験模型

本実験は、柏極超音速風洞[2]を使用して行った。その結果、パラシュートは極超音速流中においても開いた形状をとる事ができた。半球型パラシュートの抗力値はパラシュート無しの方前物体に比べ9倍程上昇している事が確認された。したがって、パラシュートは極超音速域においても減速装置として有効であるといえる。

#### 5. 数値計算手法および計算結果

本研究では支配方程式として2次元軸対称圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いて各パラシュートの数値計算を行った。計算対象は上記の3つのパラシュートであり、その幾何学的形状および、計算条件は実験と同じである。その結果、パラシュート形状により、パラシュート内面において特に異なる流れ場を形成する事がわかり、またその膜面の圧力分布が、パラシュートの形状安定性に大きく関わっている事が分かった。

#### 6. 結論

本研究ではサブオービタルプレーン用の極超音速パラシュートに関する基礎的な空力特性を取得するために、極超音速風洞実験と数値計算を行った。その結果、以下のことが分かった1)パラシュートは極超音速流において安定して開く。2)抗力と安定性はトレードオフの関係にある。3)極超音速流においてパラシュート形状を安定させるには、内部に流路がある形状が適している。

#### 参考文献

[1] Dan Linehan, "SpaceShipOne" Zenith Press, 2007

[2] Imamura, O., Watanuki, T., Suzuki, K., Kashiwa Wind Tunnel Working Group (Univ. of Tokyo): "Flow characteristics of UT-Kashiwa Hypersonic Wind Tunnel" Aerospace Numerical Simulation Symposium 2007, p50-55, JAXA-SP-07-016

[3] A. Sengupta, M. Wernet, J. Roeder, R. Kelsch, A. Witkowski, and T. Jones "Supersonic Testing of 0.8 m Disk Gap Band Parachutes in the Wake of a 70 deg Sphere Cone Entry Vehicle" AIAA 2009-2974, 2009