

## ジェット噴射を伴うくさび型物体周りの極超音速流れ場に関する基礎研究

学生証番号 47136075 氏名 船坂 百合香  
(指導教員 鈴木 宏二郎 教授)

Key Words : Hypersonic Flow, Propulsion, CFD, Spaceplane

### 1. はじめに

宇宙利用を今後更に促進させるためには、打ち上げコストを低減させる必要があり、現行の使い捨てロケットに代わる、再使用型宇宙輸送システムの導入が検討されている。特に、水平離着陸をする宇宙往還機であるスペースプレーンは、最終目標である完全再使用型のシステムとして期待されている。

このスペースプレーンには、空気吸い込み式エンジンの搭載が検討されており、その中でも幅広い飛行速度に対応した RBCC (Rocket Based Combined Cycle) エンジンが注目されている (図 1 参照)。RBCC エンジンは内部にロケットエンジンが内蔵されており、飛行速度によって作動モードを切り替える、複合サイクルエンジンである。

RBCC エンジンを搭載したスペースプレーンは、内蔵ロケットに加えて、機体の下面による空気の圧縮・膨張から推力を得る。そのため機体全体がエンジンの役割を果たしていると言える。図 1 に示すカウルと呼ばれる板と機体下面の間の流路内では流入空気とロケット噴射の流れが干渉しており、この流れの特性を知るためには機体全体と流路内の両方を統合して解析する必要がある。

本研究では機体周りの基礎的な流れ場を解析し、カウルによる流路と内部のロケット噴射が機体全体の流れ場にどのような影響を与えているか検証する。

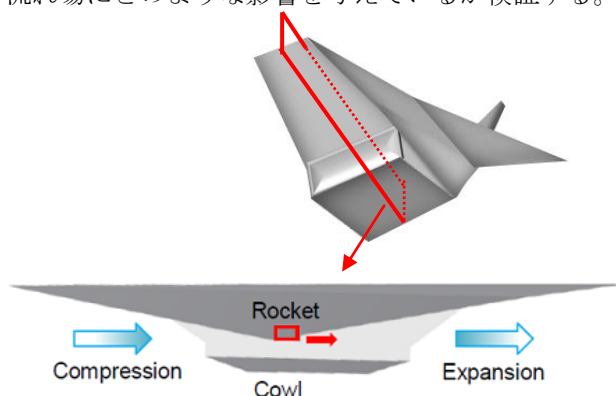


図 1 RBCC エンジン概念図

### 2. 極超音速風洞実験

本研究では植田らの論文<sup>[1]</sup>を基にスペースプレーンの簡易モデルとして、図 2 に示す全長約 10cm のくさび型の模型を作製した。この模型は内部に二次

元ノズルを含有しており、風洞測定室外の空気を取り込んでマッハ 2.8 程度の超音速ジェットを噴射することができる。またカウルは取り外し可能である。マッハ 7 の気流に模型を投入し、シュリーレン画像による流れ場の可視化、及びピトー圧の測定を行った。測定結果の例としてシュリーレン画像を図 3 に示す。カウルが有る場合と無い場合とでは中央のノズル出口から生じる衝撃波の角度が異なっており、カウルが流れ場に影響を及ぼしていることがわかる。

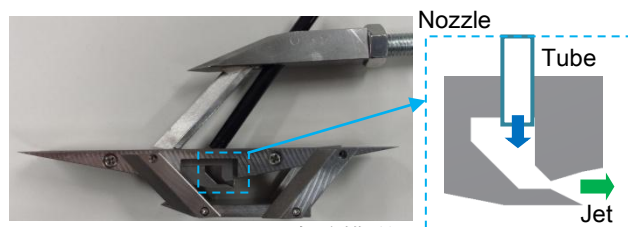
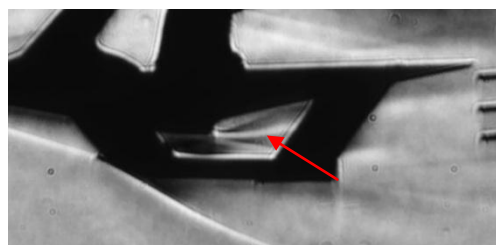


図 2 実験模型



(a) カウル有り



(b) カウル無し

図 3 シュリーレン画像

### 3. 数値解析

#### 3.1 解析モデル

実験模型を基に、模型の中央断面を想定して格子を形成し、二次元解析を行った。計算格子を図 4 に示す。カウルは厚みを 0 と仮定している。

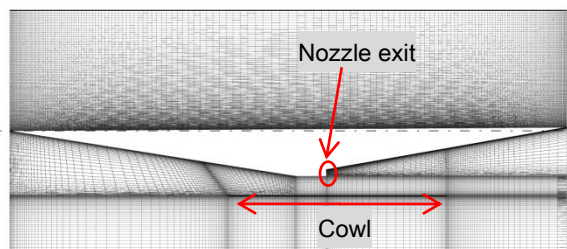


図4 計算格子 (格子数: 201×291)

### 3.2 支配方程式

支配方程式として、式(1)に示す二次元圧縮性の Euler 方程式を解く。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = 0$$

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ E_t \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E_t + p)u \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (E_t + p)v \end{bmatrix} \quad (1)$$

$\rho$ : 密度、 $u, v$ : 水平方向速度, 垂直方向速度、 $p$ : 圧力、 $E_t$ : 単位質量あたりの全エネルギー

### 3.3 計算方法と計算条件

一般座標系で Yee の Symmetric-TVD スキーム<sup>[2]</sup>を用いて計算を行った。時間積分には 3 段階のルンゲクッタ法を用いた。

一様流の条件は風洞に合わせて圧力 230Pa、温度 56K、マッハ数 7 と設定した。ジェットに関しては、よどみ点圧力を  $9.1 \times 10^4$  Pa、よどみ点温度を 300K、排気のマッハ数を 2.8 と設定し、準一次元等エントロピー流れを仮定してノズル出口条件を与えている。この出口条件の値を、図 4 に示したノズル出口部分に境界条件として与えた。

### 4. 結果と考察

数値計算による密度分布を図 5 に示す。図 3(a) のシュリーレン画像と概ね一致している。機体先端で生じた衝撃波がカウルで反射し、更にノズル出口から生じた衝撃波と干渉してくさびの後方の壁面に再度反射している様子がわかる。

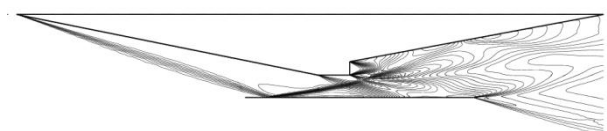


図5 密度分布

数値計算の結果と実験結果とに定性的な一致が見られたため、カウルの有無、ジェット噴射の有無による空力特性の変化を数値解析で検証した。結果として、抗力係数、揚力係数についてのグラフを図 6、7 に示す。抗力係数はカウル有り、ジェット噴射有

りで低い値をとっている。つまり推進性能が向上している。これはジェット噴射によるノズル出口後方の圧力上昇と、くさびの後方壁面で反射した衝撃波による圧力上昇に起因する。一方、揚力係数に注目すると、ジェット噴射によって揚力が増加するものの、カウル有りではカウル上面に圧力がかかり揚力が低下している。しかしジェット噴射からの衝撃波がカウルに当たらないよう調整することで揚力の低下は抑えられることがわかった。

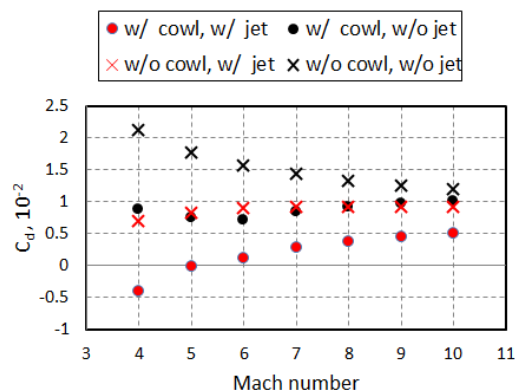


図6 抗力係数の変化

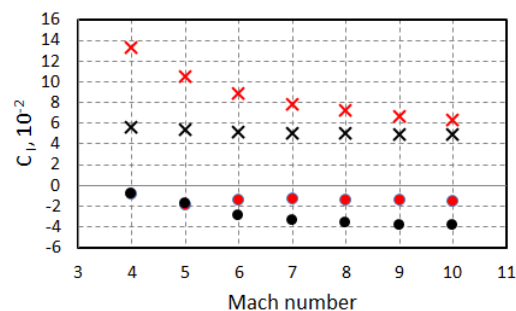


図7 揚力係数の変化

### 5. まとめ

実験と数値計算から、カウルの有無、ジェット噴射の有無がくさび周りの流れ場に影響を与えていることがわかった。カウルからの反射波とジェット噴射の衝撃波との干渉によって、機体後方で衝撃波が反射すると抗力は減少、揚力は増加する。また、カウルの存在によって揚力は減少するが、ジェット噴射の衝撃波がカウルに当たらないようにすることで揚力の減少を抑えられる。以上から、カウルとジェット噴射による気流の制御によって空力特性の向上を図れることがわかった。

### 参考文献

- [1] 植田修一他：再使用型 TSTO ブースター段への適用を目指した空気利用技術の研究状況，第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集，3S03，2012.
- [2] Yee, H. : On Symmetric and Upwind TVD Schemes, NASA Technical Memorandum 86842, 1985.