

# 亜音速および超音速風洞試験による サブオービタル有翼ロケットの空力特性取得

## Aerodynamic Characterization of Suborbital Winged Rocket Using Subsonic and Supersonic Wind Tunnels

○ 杉本 純一<sup>\*1</sup>, 米本 浩一<sup>\*1</sup>  
藤川 貴弘<sup>\*1</sup>, 野中 聡<sup>\*2</sup>, 浦 優介<sup>\*1</sup>  
GOSSAMSETTI Guna Surendra<sup>\*1</sup>, 森山 大亮<sup>\*1</sup>

Junichi SUGIMOTO<sup>\*1</sup>, Koichi YONEMOTO<sup>\*1</sup>,  
Takahiro FUJIKAWA<sup>\*1</sup>, Satoshi NONAKA<sup>\*2</sup>, Yusuke URA<sup>\*1</sup>  
GOSSAMSETTI Guna Surendra<sup>\*1</sup> and Daisuke MORIYAMA<sup>\*1</sup>

<sup>\*1</sup> 九州工業大学 大学 Kyushu Institute of Technology

<sup>\*2</sup> 宇宙航空研究開発機構 Japan Aerospace Exploration Agency

サブオービタル有翼ロケットの機体形状や舵効きに対して遷音速および超音速風洞試験を実施し、空力特性を取得した。この機体形状では、超音速域でのトリム飛行可能な迎角範囲が亜音速域や極超音速域に比べて非常に狭い。そこで、有翼ロケットのトリム飛行が可能な迎角範囲を広げるために、通常のエレベータ操舵に加えてスピードブレーキの展開、またはノーズ形状による空力特性効果を、風洞試験を通して評価した。さらに、空力舵面の舵効きを風洞試験と CFD の結果を用いて解析し、比較を行った。

**Key Words** : Winged Rocket, Wind Tunnel Testing, Sub-orbital

## 1. 緒 言

九州工業大学宇宙システム研究室では、2005 年から完全再使用型サブオービタル宇宙輸送システムの実現を目指して、その要素技術の研究と有翼ロケット実験機 WIRES (WInged REusable Sounding vehicle) による技術実証実験を行っている<sup>(1)</sup>。筆者らは最高高度 100km、最大マッハ数 3.0 となるサブオービタル機の概念設計を行っている。大気圏再突入時に高迎角姿勢を維持して効果的に減速を行い、機体に働く空力加熱や荷重倍数を低減するためのピッチ上げ能力の評価をする。しかし、超音速域でのトリム飛行可能な迎角範囲は、亜音速域や極超音速域に比べて非常に狭いことが知られている。そこで、有翼ロケットのトリム飛行可能な迎角範囲を広げるために、通常のエレベータ操舵に加えてスピードブレーキの展開などによる空力特性効果を、遷音速および超音速風洞試験を実施して取得する。また、最高高度 6km、最大マッハ数が 0.5 となるサブオービタル飛行に向けた総合技術実証機である WIRES#015 を設計している<sup>(2)</sup>。その機体に関して、アクチュエータ駆動系の設計要求を設定するためのヒンジモーメント係数の取得および高迎角飛行時の空力特性の取得が本研究の目的である。

## 2. 試験方法

### 2・1 試験装置

試験は、JAXA 相模原キャンパスの遷音速及び超音速風洞にて行った。風洞試験に用いた模型の図面と諸元をそれぞれ図 2.1, 表 2.1 に示す。機体は、エレボンおよびラダーの二つの空力舵面を有している。空力舵面を必要に応じて付け替えることによって、舵角を変化させて試験を行う。

## 2・2 試験条件

風洞の試験条件を表 2.2 に示す。空力係数の取得は、風洞があるマッハ数で静定した後に、ピッチ角を制御し迎角をステップさせていく。各ステップで 2 秒間一定に保ち、その間の計測したデータを平均化することによって空力係数を算出した。

## 3. 基本空力特性の取得

3 章では、舵角をすべて 0[deg.]とした機体形状の時の空力特性を風洞試験及び CFD 解析によって取得し、その結果を比較する。

### 3・1 CFD 計算条件

CFD の計算条件を表 3.1 に示す。ソフトウェアは scFLOW®を用い、乱流モデルは SST k- $\omega$  モデル、計算格子は非構造格子で 627 万要素, 1492 万節点を有したものを使用した。環境条件は風洞試験と一致するように設定した。

### 3・2 結果の比較

風洞試験結果と CFD 解析結果を図 3.1 に示す。風洞試験結果と CFD 解析結果は概ね一致した。マッハ数 0.9 の時、揚力係数は迎角を大きくすると 24 度付近で一度減少したが、その後増加に転じている。これは一度剥離が起きた後、再付着したためであると考えられる。マッハ数 4.0 の時、揚力係数は迎角 40 度まで単調に増加し、失速がみられなかった。これは、機体形状がデルタ翼を有しているためであると考えられる。

## 4. 空力デバイスの効果取得

4 章では、大気圏再突入の際、高迎角トリム飛行を可能にする空力デバイスを、風洞試験結果を用いて検証する。

### 4・1 空力デバイス概要

本稿で比較検証したモデルを図 4.1 に示す。舵角 0 度の基本形態、V 字尾翼の中央に機軸に対して 60 度傾けたスピードブレーキを搭載した形態、そしてラダーを 45 度両外開きした形態の 3 種を用いた。

### 4・2 ピッチ上げ能力の比較

各形態について、迎角に対するピッチングモーメント係数の変化を図 4.2 に示す。マッハ数 0.5 では、スピードブレーキによるピッチ上げ能力は見られたが、ラダー両開きは基本形態とあまり差異はなかった。一方、マッハ数 3.0 では、低迎角で両者が生み出すピッチングモーメントに大きな開きがあり、スピードブレーキのほうが大きい。しかし、ラダー両開きではスピードブレーキとおよそ同程度のピッチ上げ能力を発揮した。

## 5. ヒンジモーメント取得

5 章では、アクチュエータ駆動系の設計要求を決定するためにヒンジモーメント係数の取得を行った結果を記す。

### 5・1 ヒンジモーメント計測用エレボン模型

図 5.1 に本試験でヒンジモーメント計測に用いたエレボン模型を示す。エレボンのヒンジライン上にスリットを設け、翼幅の中央位置にひずみゲージを貼り付ける。ひずみゲージの貼り付けには個体差が出てしまうため、風洞試験前に校正を行う。校正は治具を用いて、任意のモーメントをヒンジに負荷および除荷し、その時の出力電圧から校正係数を算出した。

## 5・2 ヒンジモーメント係数の算出

ヒンジモーメント係数は、ひずみゲージによって計測されたヒンジモーメントを動圧  $q$  および代表面積  $S_{ref}$ 、代表長さ  $x_{ref}$  を用いて無次元化して導出している。その式を以下に示す。ヒンジモーメントの正負を図 5.2 に示す。ヒンジモーメントの正は、エレボン舵角を正に増加させる向きである。

$$CH = \frac{HM}{qS_{ref}x_{ref}} \quad (1)$$

## 5・3 ヒンジモーメント係数計測結果

図 5.3 に取得したヒンジモーメント係数の結果を示す。高迎角になると舵面下面に流れが当たるようになるため、ヒンジモーメントが負の向きに働く。

## 6. 結 語

空力係数の取得に関して、迎角 40 度までの空力係数を取得した。風洞試験結果と CFD 解析結果は概ね一致した。亜音速では迎角 20 度付近で失速したが、マッハ数 4.0 では迎角 40 度まで失速は見られなかった。

空力デバイスの効果取得に関して、ラダー両外開き 45 度およびスピードブレーキを搭載した形態で風洞試験を行い、ピッチングモーメント係数を比較した。マッハ数 3.0 ではどちらの形態でもピッチ上げ能力があったが、マッハ数 0.5 ではラダー両開きによるピッチ上げ能力は向上しなかった。

ヒンジモーメント係数取得に関して、スリットを設けた舵面模型を作成し、ひずみゲージを用いてヒンジモーメントを計測した。エレボン舵角を変えた場合のヒンジモーメントを取得し、結果から極性が妥当であることが分かった。

## 文 献

- (1) 飛山隼人, 米本浩一ほか, “有翼ロケット実験機 WIRES#014-3 の実験結果について”, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2A08, 2016
- (2) 森山大亮, 米本浩一, 藤川貴弘ほか, “有翼ロケット実験機 WIRES#013 および WIRES#015 の開発状況について 宇宙科学”, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2F07, 2018

表 2.1 模型諸元

胴体基準長	0.2	m
基準面積	0.0067	m <sup>2</sup>
ピッチング基準長	0.0536	m
ヨーイング, ローリング基準長	0.1439	m
モーメント中心	x	0.128
	y	0
	z	0

表 2.2 試験条件

マッハ数	0.5, 0.9, 1.3, 4.0	[-]
レイノルズ数	106	[-]
迎角	0~40	[deg.]
横滑り角	0	[deg.]

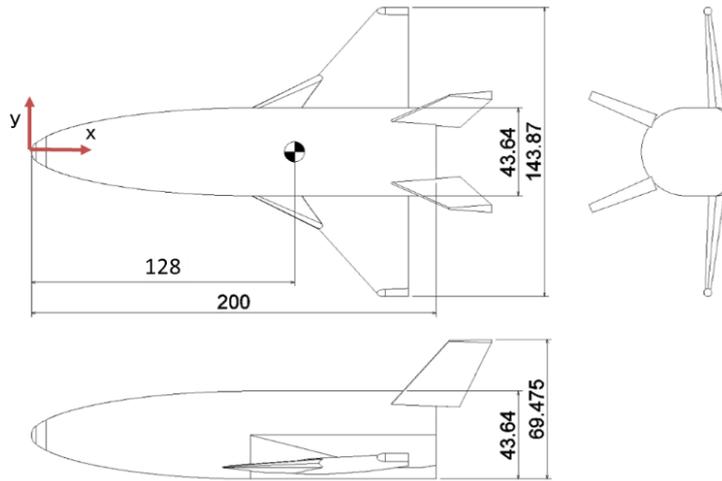
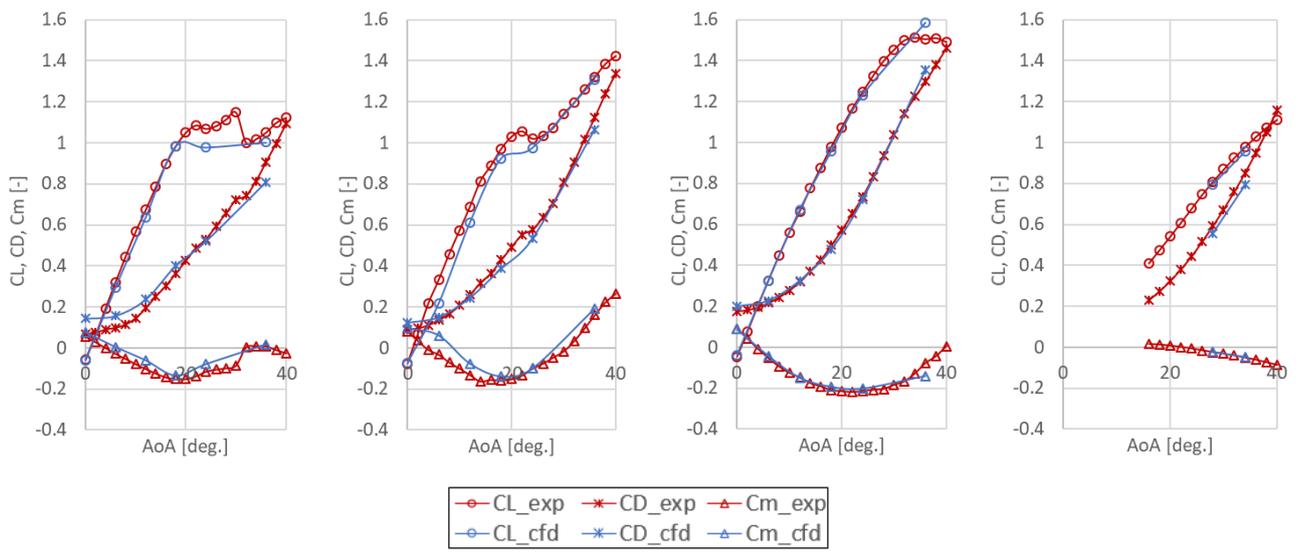


図 2.1 模型図面



(A) マッハ数 0.5

(B) マッハ数 0.9

(C) マッハ数 1.3

(D) マッハ数 4.0

図 3.1 結果の比較



(A) 基本形態 (舵角 0 度)

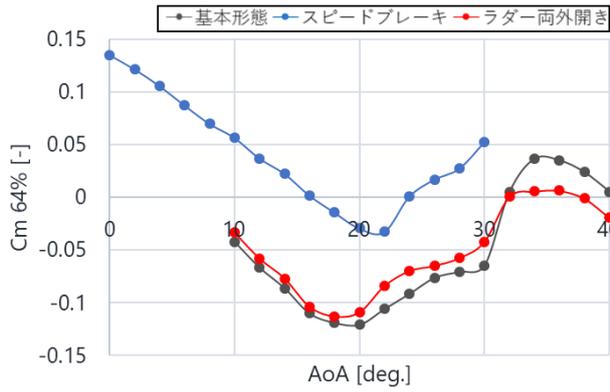


(B) スピードブレーキ (60 度)

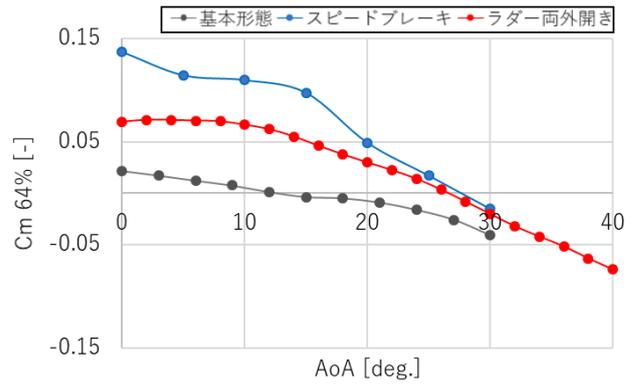


(C) ラダー両外開き (45 度)

図 4.1 使用した 3 形態のモデル



(A) マッハ数 0.5



(B) マッハ数 3.0

図 4.2 迎角に対するピッチングモーメント係数の変化

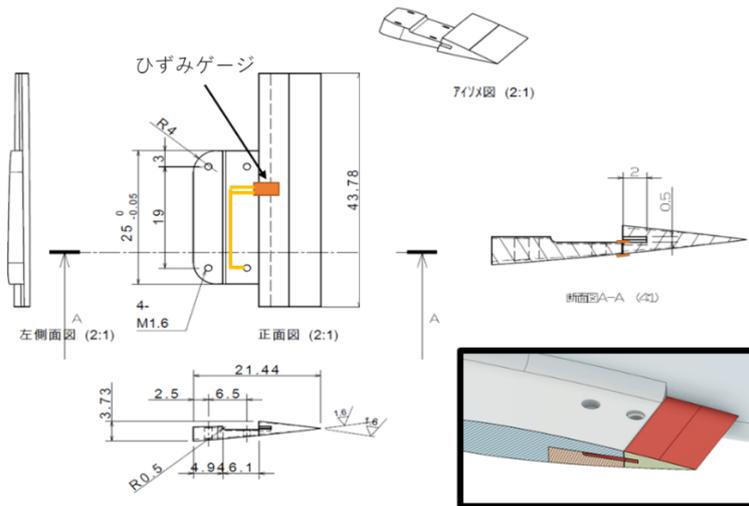


図 5.1 ヒンジモーメント計測用エレボン模型図面

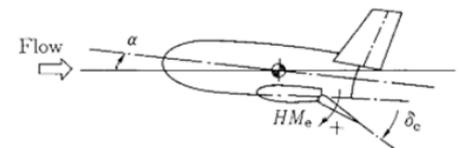
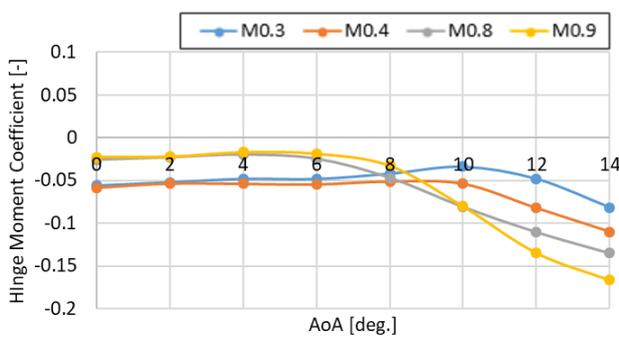
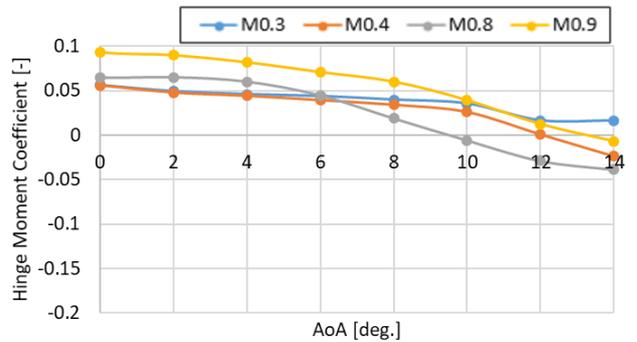


図 5.2 ヒンジモーメントの正負の定義



(A) エレボン舵角 (0度)



(B) エレボン舵角 (-5度)

図 5.3 エレボンヒンジモーメント取得結果