

# JAXA 小型超音速実験機結合金具改修対応風洞試験

畑中 圭太、大山 健一、高見 光、守屋 文基（三菱重工業）  
野口 正芳、吉田 憲司（JAXA）

## Wind tunnel test of the JAXA scaled experimental SST model for the joint shape modification.

Keita Hatanaka, Kenichi Ohyama, Hikaru Takami, Fumitoshi Moriya (MHI)  
Masayoshi Noguchi, Kenji Yoshida (JAXA)

### 概 要

2005年10月10日、オーストラリア、ウーメラ試験場にてJAXA小型超音速ロケット実験機（SSTロケット実験機）が宇宙航空研究開発機構（JAXA）により打ち上げられ、飛行試験は成功を収めた。第1回飛行試験の失敗から3年、空力形状・機体構造や電気系統をはじめとして数多くの改修・改良作業が実施された。その中で前方結合機構を変更し、2005年3月から4月にかけて実施した「JAXA小型超音速ロケット実験機打上形態全機超音速風洞試験」では前方結合金具後方において対称な気流条件下で非対称な剥離が発生し、それに起因する機体横力の不連続を確認した。限られた風洞試験期間内に原因究明を実施するため風洞試験とCFD解析を併用することで改修部位を特定し、前方結合金具形状を改修することにより上記不連続を解消することができたのでこれについて報告する。

### 1. 背景・目的

図1にJAXA小型超音速ロケット実験機の概要を、また本論文で注目する前方結合金具の拡大図を図2に示す。

前方結合機構は実験機とロケットを結合し、前後方向に可動するスライド方式と呼ばれる機構（図3）を用いることで飛行中におけるロケットモーターの伸縮を吸収するよう設計された。しかし3年前の第1回飛行試験後の試験・解析結果から飛行荷重がかかった条件下ではスライドしなくなる事が判明したため、より確実に上記ロケットモーターの伸縮を吸収できるようリンク方式（図4）へと形状改修を行った。

本風試は、上述の金具形状の改修に伴う空力形状の変更が飛行マッハ数領域において全機六分力に大きな影響を及ぼさないかを飛行試験前に確認するために実施した。

しかし、前方結合金具をリンク方式を用いた金具に変更することにより全機横三分力において飛行で用いる迎角範囲に不連続が確認されたため、当初予定していた風洞試験期間内で形状の改修を行い上記不連続の解消を行った。

### 2. 試験概要

本風洞試験は準備等を含め平成17年3月28日～4月5日、14、15日にJAXA 1m×1m 超音速風洞において実施し、打上形態全機六分力、シュリーレン写真、オイルフロー写真を取得した。詳細を表1に示す。

### 3. 試験模型概要

本風洞試験で用いた風洞試験模型（JAXA小型超音速ロケット実験機打上形態、縮率：7%）の概要を図5に示す。また、本風洞試験において改修対象となった前方結合金具を図中赤丸で示す。

### 4. 試験結果

#### 4.1 全機横力の不連続

まず、前方結合機構の変更（スライド方式→リンク方式）により発生した $M=2.0$ における全機横三分力の不連続を図6に示す。図からわかるようにスライド方式時の結合金具においては発生していなかった不連続がマッハ数 $M=2.0$ 、迎角 $\alpha=-4.0^\circ \sim -2.0^\circ$ 付近で発生している。さ

らに  $M=2.0$ 、 $\alpha=4^\circ$ 、 $-2^\circ$ 、 $2^\circ$  で計測したオイルフロー結果を図7に示す。この図は通風後、上部の実験機を取り外し、前方結合金具周辺を上方から撮影した図である。またオイルフロー通風時に対応する偏揺れモーメント  $C_n$  を図8に示す。それぞれ  $\alpha=4^\circ$  が (a)、 $-2^\circ$  が (b)、 $2^\circ$  が (c) に対応する。図8では不連続の見られなかったスライド方式を用いた結果と不連続の見られたリンク方式を用いた結果を示しているが  $\alpha=4^\circ$ 、 $-2^\circ$  ではスライド方式の結果と比較するとそれぞれ逆の不連続が起きていることがわかる。そこで次にオイルフローを見ると  $\alpha=4^\circ$  (a) では前方結合金具後方の剥離した流れが図中点線で示す中心線より上方に偏流し、逆の不連続が見られた  $\alpha=2^\circ$  (b) では中心線より下方に偏流していることがわかる。それに対し不連続がおこらなかった  $\alpha=2^\circ$  (c) では前方結合金具後方の流れの偏流が見られない。以上のことから  $M=2.0$  の  $\alpha=4^\circ$  から  $-2^\circ$  の領域で前方結合金具後方の流れが何らかの理由で左右非対称に剥離し、その影響で上記偏揺れモーメント  $C_n$  の不連続が発生していると考えられる。

## 4.2 不連続の原因究明

そこで次にどのようなメカニズムで横力の不連続が発生するかの原因究明を実施した。

### 4.2.1 形状非対称性による影響

本試験に用いた試験模型は図9に示す ADS (Air Data Sensor) を除き左右対称に作成されている。そこでまずはこの形状非対称性要素である ADS が原因であると推測し、ADS 搭載形態、非搭載形態の二通りの通風を実施した。横三分力の通風結果を図10に示す。

図10に示すように横力  $C_Y$  の不連続は ADS 非搭載形態にすることで解消されている。しかし、偏揺れモーメント  $C_n$ 、横揺れモーメント  $C_l$  は変化量が減少するものの依然として不連続は残されたままである。このことから ADS は少なからず横三分力の不連続に影響はするが直接的な原因ではないことがわかる。また横力の不連続が解消されたにも関わらず偏揺れモーメント  $C_n$ 、横揺れモーメント  $C_l$  の不連続が解消されていないことからこれらの不連続は胴体等に働く横力  $C_Y$  の不連続が原因でないことがわかる。

### 4.2.2 ロケットフィンとの干渉

次に注目したのは打ち上げ形態の空力特性に支配的な役割を果たすロケットフィンと流れの干渉である。図11にロケットフィンの拡大図を示すが、前述のオイルフローで見られた前方結合金具後方の非対称な剥離流とロケ

ットフィンとの干渉により全機横三分力の不連続が現れると推測し、ロケットフィン搭載形態、上部ロケットフィン非搭載形態、全ロケットフィン非搭載形態の三通りの通風を実施した。通風結果を図12に示す。

図12に示すようにロケットフィンの有無に関わらず不連続が発生している。このことからロケットフィンよりも前方の現象が支配的となり不連続が起きていると推測される。

### 4.2.3 CFD 結果からの原因究明

また今回の不連続の原因を究明するために風洞試験と並行して CFD 解析を実施した。本解析で対象とする現象は三次元的な流れであり、また粘性の影響による剥離現象であるため CFD 解析も N-S 解析を実施する必要があるが、風洞試験期間内に現象改善に繋がる結果を得る必要があったため、本解析の目的は不連続が起こらない形状への目途付けに限定し、オイラー解析を実施するに留めた。図13に一樣流マッハ数  $M=2.0$ 、迎角  $\alpha=2.0^\circ$  の条件における物体表面マッハ数の解析結果を示す。

図13より、不連続の起こらなかったスライド方式の結合金具に対し不連続の起こったリンク方式の結合金具では図中丸印内の金具付近で非常に強い加速が起こっている。これは図14に示すように分離方式をスライド方式からリンク方式に変更することにより結合金具の正面面積が増加し、その結果ボルトキャッチャーとフェアリングの間の流路が狭められた事が原因である。この加速により前方結合金具付近で形成される衝撃波の強さが増加し、その後方で左右非対称な剥離が発生していると考えられる。

以上の原因究明結果より以下の三要素については今回の不連続の原因でないことは明らかとなった。

- ・形状非対称性要素である ADS
- ・胴体等に働く横力
- ・ロケットフィンと流れの干渉

また CFD 結果からの推測も含め、残された不連続の原因としては

- ・模型作成時の非対称性
- ・実験機主翼と流れの干渉
- ・風洞の偏流
- ・結合金具後方に発生する非対称な剥離

が挙げられるがこれらの確認を実施するためには更なるオイルフローの取得と本風試では計測しなかった表面圧力も取得する必要がある。

### 4.3 前方結合金具の改修

CFD解析を含めた原因究明結果を踏まえ、通風期間内に不連続を解消するために以下の結合金具改修を実施した。それぞれの改修目的、改修効果を別途表2にまとめる。

#### 4.3.1 改修後3

改修目的：

リンク方式に変更した結合金具ではCFD解析結果から前方結合金具付近で流れの加速が大きかったためボルトキャッチャー後方の形状の絞りをなくすよう形状を盛ることで加速を抑える。

(図15)

改修効果：

図16に通風結果を示す。この図からわかるように改修後3形状に変更することにより不連続が現れる迎角範囲がずれたが、不連続を解消するには至らなかった。

#### 4.3.2 改修後4

改修目的：

改修後3形状に加えてさらにボルトキャッチャーとフェアリング間の流路における加速をなくすため流路を塞ぐ。(図17)

改修効果：

図18に通風結果を示す。この図からわかるように改修後4形状に変更することによる改善効果は見られなかった。依然として前方結合金具後方で非対称な剥離が起きていると考えられる。

#### 4.3.3 改修後5

改修目的：

改修後4形状に加えてボルトキャッチャー後方の加速を遠ざけるため、膨張領域を後方へずらす。(図19)

改修効果：

図20に通風結果を示す。この図からわかるように本改修により以前まで見られていた不連続を解消した。

## 5. まとめ

今回の風洞試験は当初分離機構変更に対応した結合金具形状の変更が全機特性へ影響を及ぼさない事を確認することが目的であったが、横三分力において不連続が現れたため風洞試験期間内に原因究明と形状改修を行い現象を改善する必要が生じた。そのような状況下において、

その場で形状変更が可能で様々な姿勢角における空力係数を一度に取得できる風洞試験の長所と、空間の流れ場を可視化することができるCFDの長所をそれぞれ活かすことにより、限られた期間内に不連続を改善できた。昨今、CFD技術の進歩から解析で行える領域の多様化・複雑化が可能となっているが、やはり風洞試験・CFDとどちらも一長一短があり、どちらか一方だけを用いて設計する事は不可能である。今回の問題対応のようにそれぞれの長所を活かした手段の選定が必要であり、今回それに成功したことは非常に大きな意味を持つ。

### 謝辞

連日遅くまで風洞試験に対応してくださったJAXA 1m×1m 超音速風洞グループ永井TLを始め、超音速風洞の皆様へ感謝致します。

表1. 風洞試験概要

試験期間	2005年3月28日～4月5日、4月14、15日
実施場所	JAXA 1m×1m 超音速風洞
試験マツハ数	1.6M、2.0M、2.5M
模型姿勢角	$\alpha$ sweep $-10^\circ \sim 10^\circ$ ( $\beta = 0^\circ, 4^\circ$ ) $\beta$ sweep $-5^\circ \sim 5^\circ$ ( $\alpha = 0^\circ$ )
計測項目	打上形態全機6分力+抵抗補正用圧力4点 シュリーレン写真, ビデオ, オイルフロー

表2. 結合金具改修履歴

改修後3	目的	CFD解析結果から前方結合金具付近での流れの加速が大きかったため、ボルトキャッチャー後方の形状の絞りをなくすよう形状を盛る。
	効果	不連続となる迎角範囲が変化する。
改修後4	目的	ボルトキャッチャーとフェアリング間の流路を塞ぐ事によりさらに加速を抑える。
	効果	変化なし
改修後5	目的	膨張領域を後方へずらすよう形状を盛る。
	効果	全機横三分力の不連続を解消。

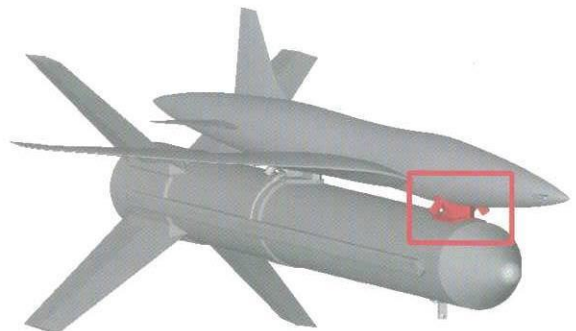


図1. JAXA 小型超音速ロケット実験機概要図

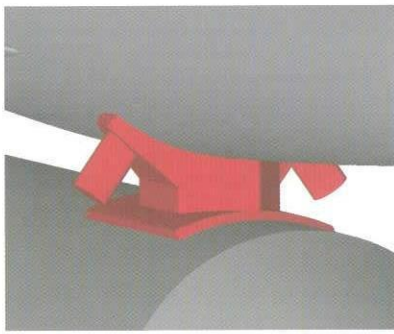


図2. 前方結合金具拡大図 (スライド方式)

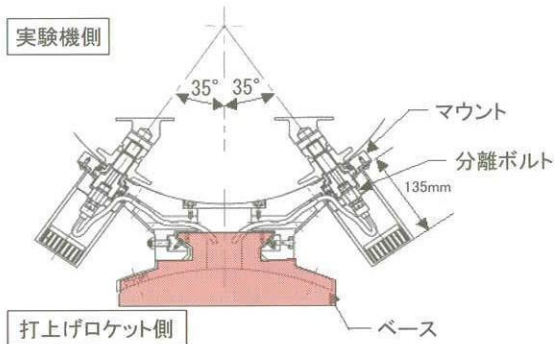


図3. 変更前前方結合金具概要 (スライド方式)

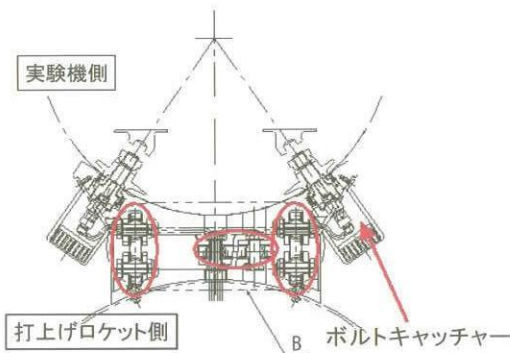
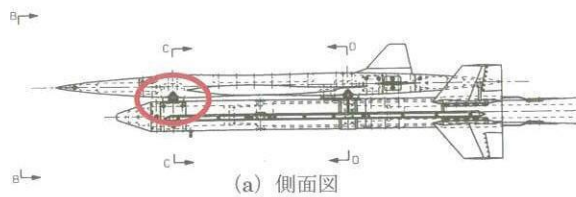
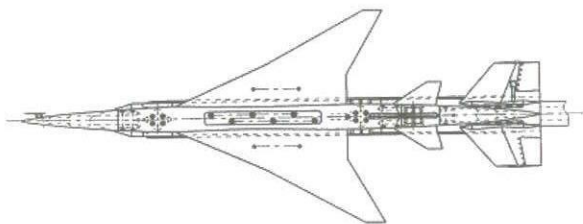


図4. 変更後結合金具概要 (リンク方式)

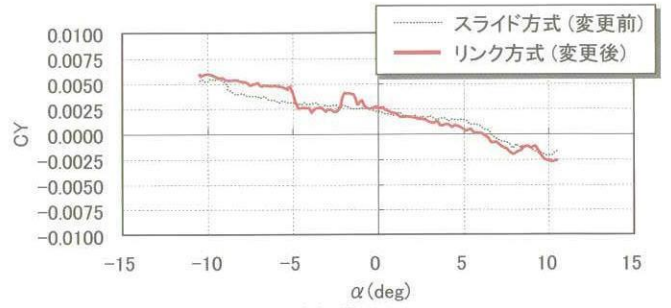


(a) 側面図

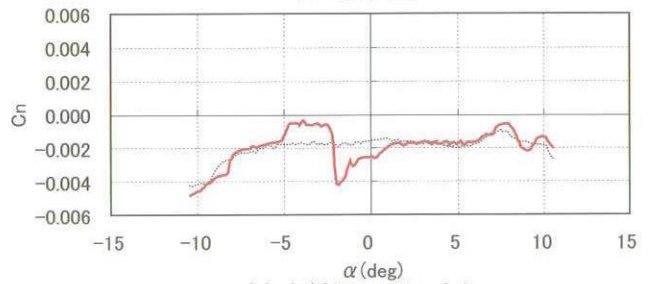


(b) 上面図

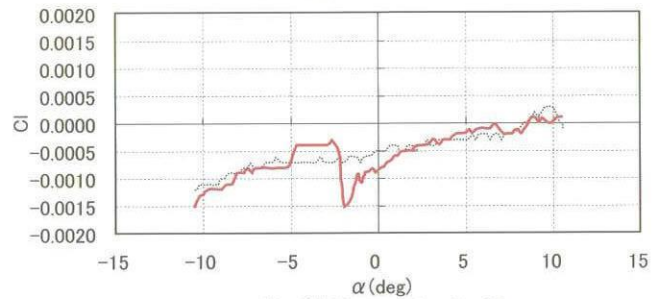
図5. 風洞試験模型概要図



(a) 横力 CY



(b) 偏揺れモーメント Cn

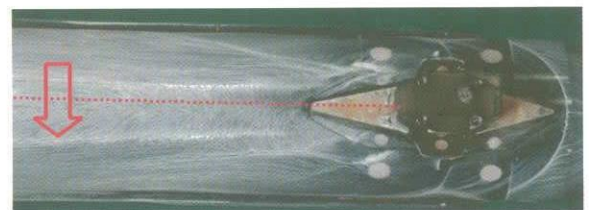


(c) 横揺れモーメント Cl

図6. 全機横三分力不連続結果 (M=2.0)



(a)  $\alpha = -4^\circ$



(b)  $\alpha = -2^\circ$



(c)  $\alpha = 2^\circ$

図7. オイルフロー通風結果 (M=2.0) (リンク方式)

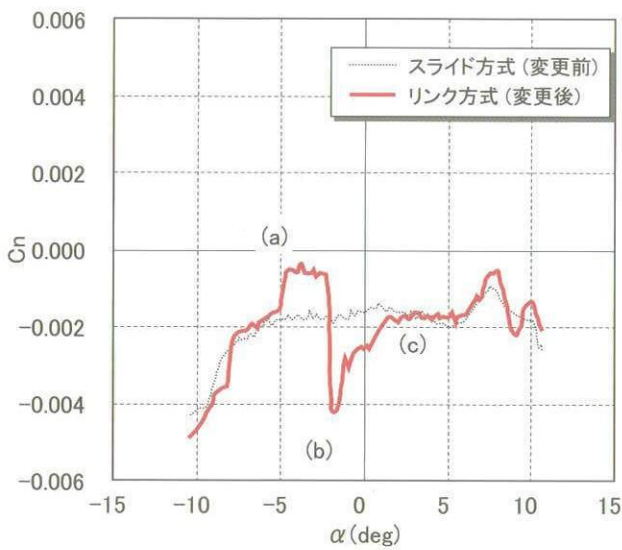
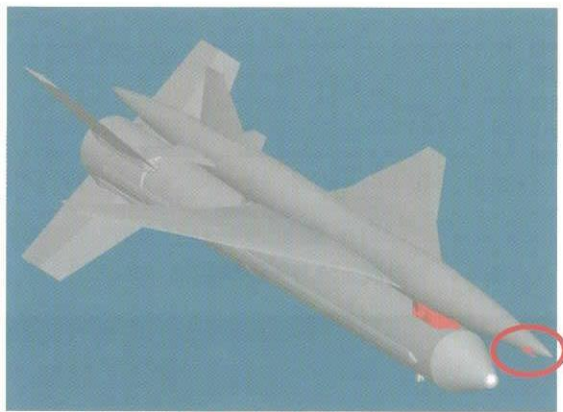
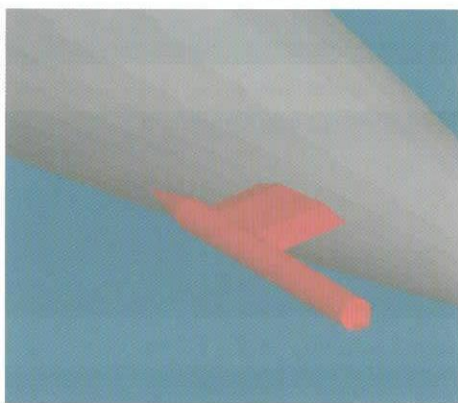


図 8. 偏揺れモーメント  $C_n$  結果 ( $M=2.0$ )

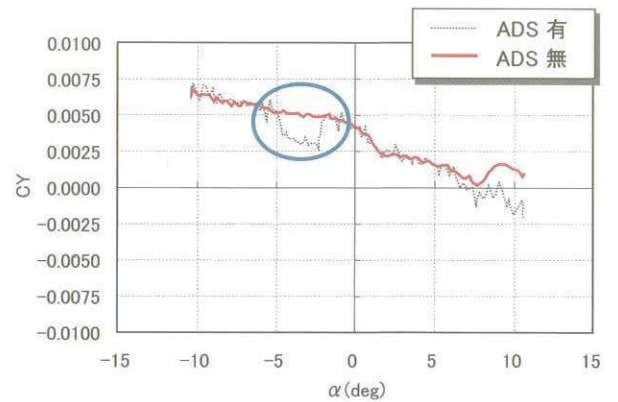


(a) 試験模型概要図

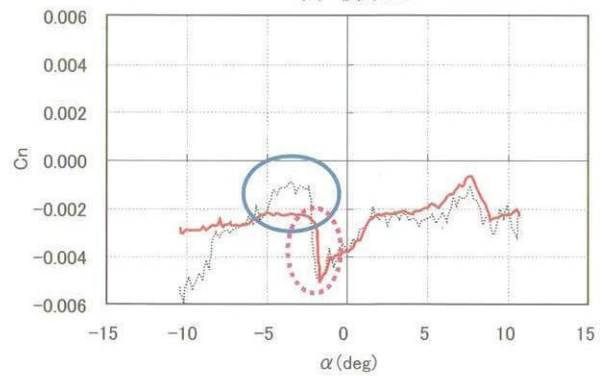


(b) ADS拡大図

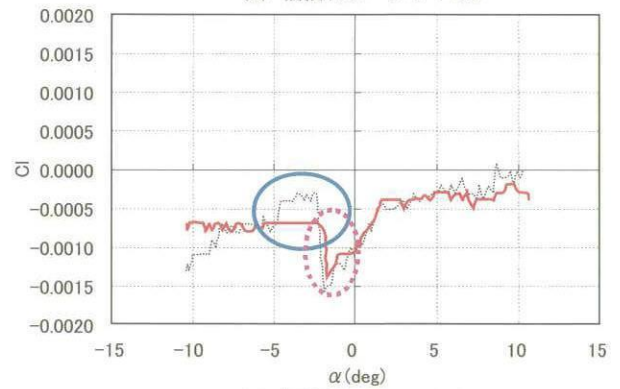
図 9. ADS 概要図



(a) 横力  $C_Y$



(b) 偏揺れモーメント  $C_n$



(c) 横揺れモーメント  $C_l$

図 10. ADS の有無による影響

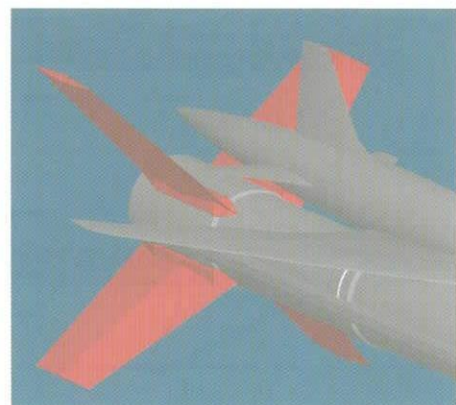
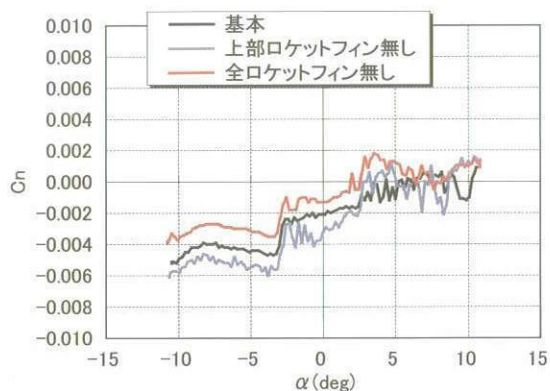
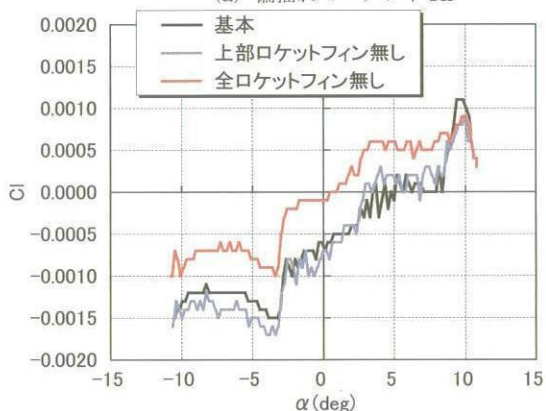


図 11. ロケットフィン概要図

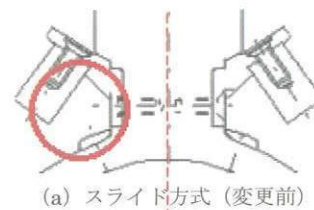


(a) 偏揺れモーメントCn

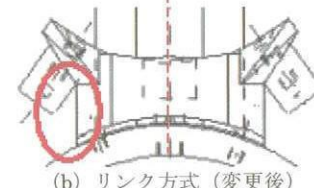


(b) 横揺れモーメントCl

図12. ロケットフィン有無による影響



(a) スライド方式 (変更前)



(b) リンク方式 (変更後)

図14. 結合金具正面図

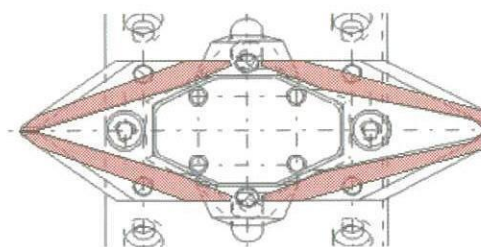
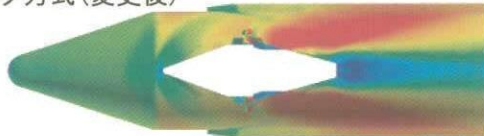


図15. 改修後3形状

スライド方式 (変更前)

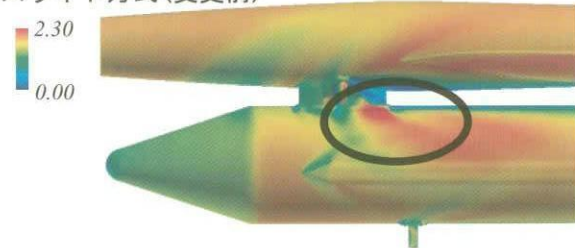


リンク方式 (変更後)

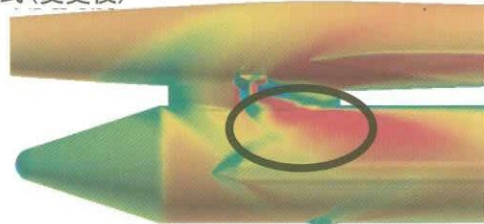


(a) 上面図

スライド方式 (変更前)

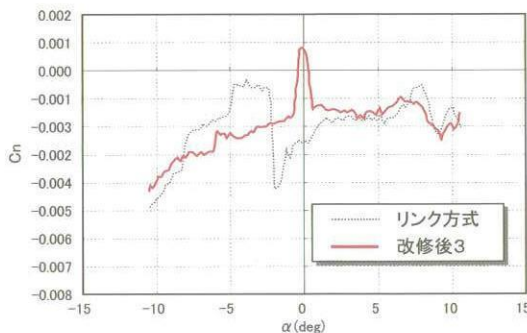


リンク方式 (変更後)

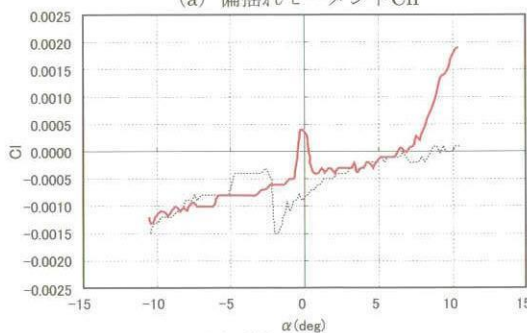


(b) 側面図

図13. M=2.0  $\alpha = -2.0^\circ$  における表面マッハ数分布



(a) 偏揺れモーメントCn



(b) 横揺れモーメントCl

図16. 改修後3形状通風結果

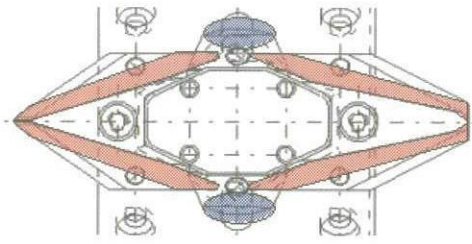


図17. 改修後4形状

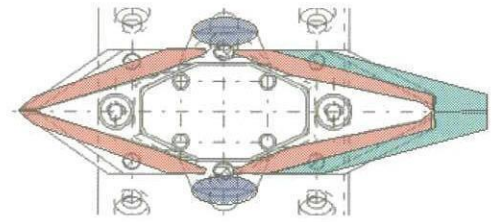
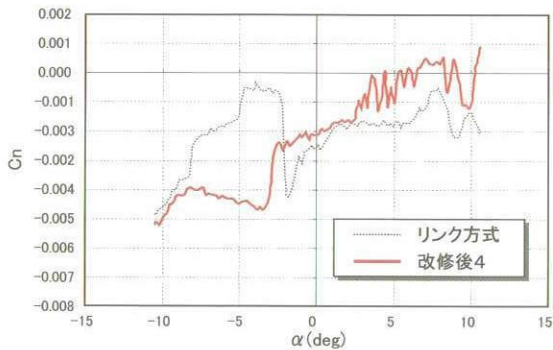
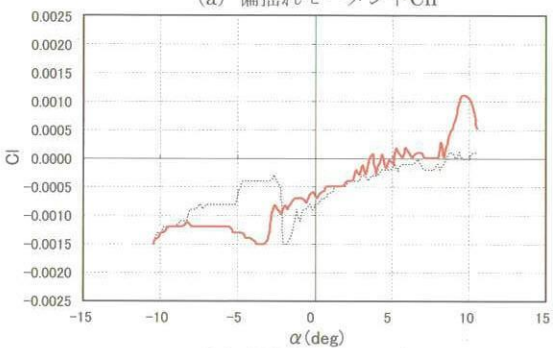


図19. 改修後5形状

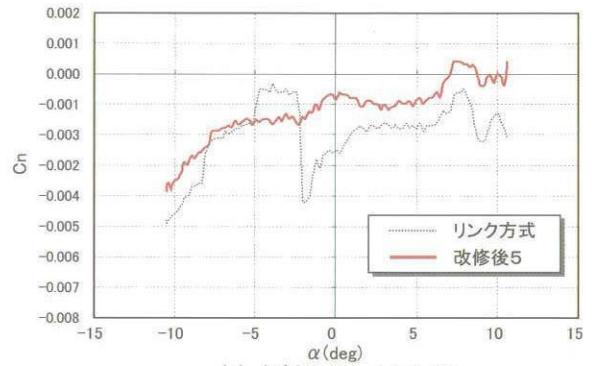


(a) 偏揺れモーメントCn

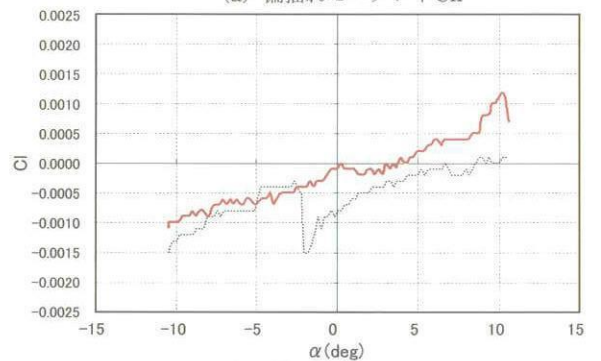


(b) 横揺れモーメントCl

図18. 改修後4形状通風結果



(a) 偏揺れモーメントCn



(b) 横揺れモーメントCl

図20. 改修後5形状通風結果