

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 超音速風洞におけるAGARD-B標準模型3分力試験

飯島 秀俊, 渡辺 光則, 神田 宏, 佐藤 衛  
永井 伸治, 鈴木 教雄

2007年3月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency



# 超音速風洞における AGARD-B 標準模型 3 分力試験\*

飯島 秀俊<sup>\*1</sup>, 渡辺 光則<sup>\*1</sup>, 神田 宏<sup>\*1</sup>, 佐藤 衛<sup>\*1</sup>, 永井 伸治<sup>\*1</sup>, 鈴木 教雄<sup>\*2</sup>

## Force measurement tests of AGARD Calibration Model-B of supersonic wind tunnel\*

Hidetoshi IJIMA<sup>\*1</sup>, Mitsunori WATANABE<sup>\*1</sup>, Hiroshi KANDA<sup>\*1</sup>, Mamoru SATO<sup>\*1</sup>, Shinji NAGAI<sup>\*1</sup> and Norio SUZUKI<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

A series of wind tunnel tests had been conducted on AGARD Calibration Model -B models in the JAXA 1 m × 1 m supersonic wind tunnel as part of the two and a half years campaign for wind tunnel performance verification since the modification of the upstream section of the tunnel in 1999. 3-component forces were measured using two models, one small and the other large, and the data were compared with the estimated uncertainties as well as those of other wind tunnels. The repeatability of forebody lift coefficient ( $C_{LF}$ ) and pitching moment coefficient ( $C_m$ ) between the tests were good while repeatability of forebody drag ( $C_{DF}$ ) without roughness was poor because of the reduced turbulence level of the wind tunnel flow leading to the laminarization on the model surface. With low drag roughness applied, the repeatability was improved.  $C_{LF}$  and  $C_m$  agreed well with those of other wind tunnels while  $C_{DF}$  was lower due to the larger laminar region on the model surface. In conclusion, the performance of the wind tunnel was verified with standard data established.

**Key words:** supersonic wind tunnel, AGARD Calibration Model-B, force measurement tests

### 概 要

JAXA 1 m × 1 m 超音速風洞において、風洞の総合的性能確認の一環として、AGARD-B 標準模型による一連の風洞試験を 1999 年の風洞上流部改修以降、約 2 年半にわたって実施した。大小 2 つの模型を用い、3 分力を計測し、得られたデータを推定した不確かさや他風洞の結果と比較した。前面揚力係数 ( $C_{LF}$ )、ピッチングモーメント係数 ( $C_m$ ) については、一連の風洞試験間の再現性は良好であった。ラフネス無しの前面抗力係数 ( $C_{DF}$ ) については、風洞気流の乱れ低減による模型表面の層流化のため、再現性が悪化したが、付加抵抗の小さいラフネスを貼付することにより、再現性が確保された。また、 $C_{LF}$ 、 $C_m$  は他風洞の結果と良く一致したが、 $C_{DF}$  は模型上の層流領域が大きいため、他風洞の結果と比べ小さい値を示した。以上、今後の風洞の基準となるデータが得られ、風洞の総合的性能が確認された。

### 記 号

$C_A$	: 軸力係数 = $F_A/q S_{ref}$	$C_m$	: ピッチングモーメント係数 = $M_Y/q S_{ref} L_{ref}$
$C_{AB}$	: 底面抗力係数 = $(P_s - P_b)S_b/q S_{ref}$	$C_N$	: 垂直力係数 = $F_N/q S_{ref}$
$C_{AF}$	: 前面軸力係数 = $C_A - C_{AB}$	$d$	: ステイング直径
$C_{DF}$	: 前面抗力係数 = $C_{AF}\cos \alpha + C_N\sin \alpha$	$D$	: 模型胴体直径
$C_{LF}$	: 前面揚力係数 = $C_N\cos \alpha - C_{AF}\sin \alpha$	$F_A$	: 軸力
$C_{L\alpha}$	: 揚力傾斜	$F_N$	: 垂直力

\* 平成 19 年 3 月 1 日受付 (received 1 March, 2007)

\*1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

\*2 総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター (Flight Systems Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

$l$	: スティングストレート部長さ
$L_{ref}$	: 基準長 (平均コード長)
$M_\infty$	: 一様流マッハ数
$M_Y$	: ピッチングモーメント
$P_0$	: 集合胴総圧
$P_b$	: 底面圧
$P_s$	: 測定部静圧
$q$	: 動圧
$Re_L$	: レイノルズ数 (全長基準)
$S_b$	: ベース面積
$S_{ref}$	: 基準面積 (翼面積)
$\alpha$	: 迎角
$\beta$	: 横滑り角
$\delta$	: スティングテーパ部の傾斜
$\Delta\alpha$	: 上下方向気流偏角
$\Delta\beta$	: 左右方向気流偏角

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構の  $1m \times 1m$  超音速風洞 (以下、SWT1 と記す) では、1961 年に通風を開始して以来、わが国随一の超音速風洞として、次世代超音速機 (SST) や H- II ロケット及び宇宙往還機 (HOPE) 等の研究開発試験が盛んに行われてきた。近年、研究開発を効率化するため、風洞データの高信頼性化、高精度化が求められ、1999 年には、上流部の改修を行い、気流の一樣性と乱れが大きく改善された<sup>(1)</sup>。

信頼性の高いデータを提供するためには、研究開発対象と類似した形状要素を持つ共通模型を用いて、風洞の総合的性能を定期的を確認する必要がある。さらに、他風洞の試験結果との一致を確認することも重要である。

しかし、1960 年前後の AGARDograph 等<sup>(2)(4)</sup>で提示された標準模型データは、天秤精度、気流の一樣性、模型姿勢角等の精度に隔世の感がある。また、これらのデー

タに対する一致の基準が曖昧であった。さらに改修直後<sup>(5)</sup>には、迎角零度付近の模型抗力の減少がみられるようになった。この抵抗の減少は、模型上の境界層の状態に依存するため、再現性に乏しい。

そこで、本報告では、改修以降の約 2 年半にわたり大小模型を用いて、縦 3 分力空力係数の再現性を調べた。その際、近年 SWT1 で提案されている不確かさ<sup>(6)</sup>の推定により、一致の基準を明確にした上で、3 試験の再現性を検討した。 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{AB}$ については、再現性確認、他風洞との比較を行った。これに加えて、上下、左右方向の気流偏角  $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$  を算出することで、模型姿勢角の精度を確認した。また、迎角零度付近の抵抗の減少を回避するために、付加抵抗の小さいラフネスを検討した。最後に、ラフネスを用いた結果を加え、SWT1 と他風洞<sup>(2),(7)</sup>の縦 3 分力空力係数を比較した。

以上より、風洞の総合的性能を確認すると共に、標準模型の縦 3 分力に対する新たな基準データの提案を図る。

## 2. 風洞試験

### 2.1 AGARD-B 標準模型

本試験で用いた AGARD-B 標準模型の概要図を図 1 に示す。この模型は、主翼が  $60^\circ$  の後退角を持つデルタ翼、胴体は尖端部をもつ回転体を有する。全ての寸法が模型胴体直径 ( $D$ ) との比で表される。今回、 $\phi 75$  と  $\phi 45$  の胴体直径の模型を使用した。以下、それぞれに対し、 $\phi 75$  模型、 $\phi 45$  模型と記す。

スティングについても、スティング直径  $d$  が模型胴体直径  $D$  の 0.5 倍、ストレート部の長さ  $l$  は  $D$  の 3 倍、テーパ部の傾斜  $\delta$  は最大で  $10^\circ$  と規定されている。SWT1 で使用したスティング寸法と規格の関係を表 1 に示す。強度確保のためにスティング寸法は規格から若干外れるが、概ね一致している。スティングの影響に関しては、3.1.2 項で述べる。

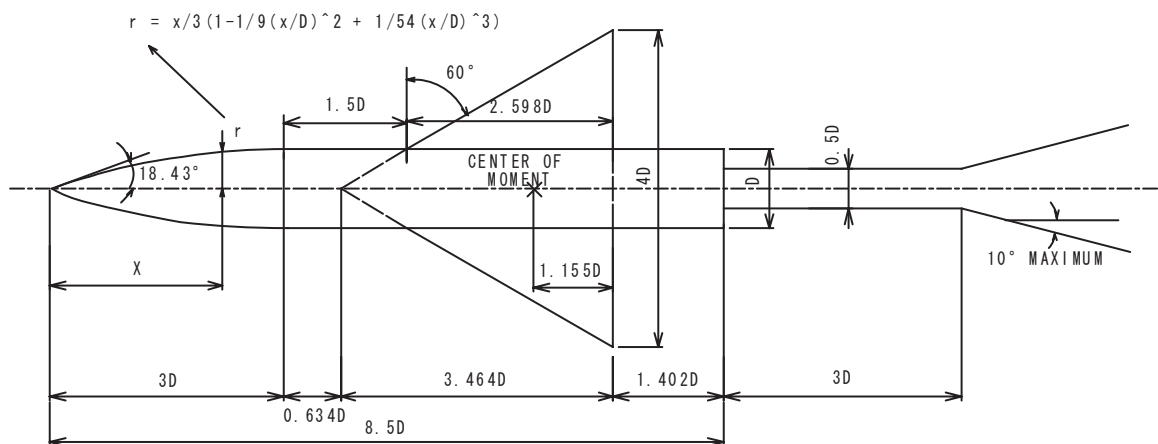
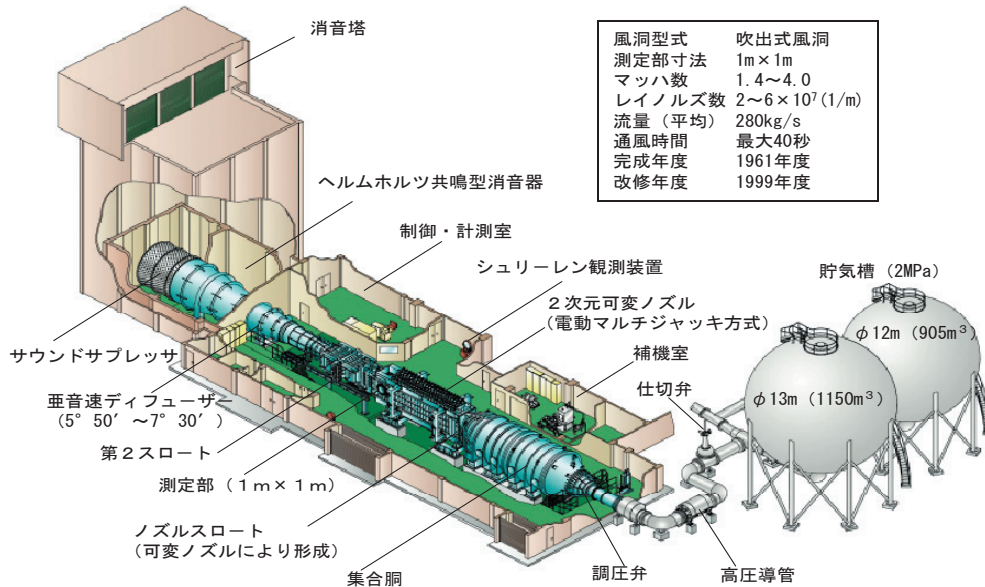


図 1 AGARD-B 標準模型概要図

表 1 スティング比較

	径 $d/D$	ストレート部長さ $l/D$	テーパ部角度 $\delta [^\circ]$
規格	0.50	3.00	最大 10
$\phi$ 75 模型	0.51	2.91	7.10
$\phi$ 45 模型	0.60	3.00	5.70



風洞型式	吹出式風洞
測定部寸法	1m×1m
マッハ数	1.4~4.0
レイノルズ数	2~6×10 <sup>7</sup> (1/m)
流量 (平均)	280kg/s
通風時間	最大40秒
完成年度	1961年度
改修年度	1999年度

図 2 SWT1 の概要図

表 2 試験ケース

実験時期	2003年5月			2005年2月			2005年10月		
使用模型	$\phi$ 75 模型			$\phi$ 45 模型			$\phi$ 75 模型		
ラフネス	無し			無し、ディスク、テープ			無し、テープ		
$M_\infty$	1.4	2.0	3.0	1.4	2.0	3.0	1.4	2.0	3.0
$P_0$ [kPa]	150	220	510	150	220	510	150	220	510
$Re_L$ [10 <sup>6</sup> ] 全長基準	15	18	25	9	11	15	15	18	25
$\alpha [^\circ]$	-15 ~ 15								
$\beta [^\circ]$	0								
ロール角 [°]	0, ±90, 180								

## 2.2 1m × 1m 超音速風洞

図 2 に SWT1 の概要図を示す。SWT1 は吹出式超音速風洞であり、貯気槽に蓄えられた約 2MPa の乾燥空気が、調圧弁、集合胴、2 次元可変ノズル、測定部、第 2 スロート、消音塔を通過し、大気へ放出される構造である。 $M_\infty$  は、上下 21 本の電動マルチジャッキを有する 2 次元可変ノズルにより、短時間に最小間隔 0.01 刻みで 1.4 から 4.0 まで設定可能である。通風時間は最大 40 秒、通風間隔は 30 分程度である。測定部は、幅 1m、高さ 1m、長さ 1.8m の大きさであり、左右の側壁には有効径 650mm のシュリーレン観測窓が設置されている。上流部改修後、測定部における気流の一様性は、平均マッハ数の  $\pm 0.3 \sim 0.8\%$  以内となった。また、 $M$

$\leq 3$  においては上下、左右方向気流偏角、 $\Delta \alpha$ 、 $\Delta \beta$  が、どちらも  $\pm 0.1^\circ$  以内であることが確認されている<sup>(1)</sup>。

## 2.3 試験ケース

表 2 に試験ケースとして、試験時期、使用模型、ラフネス、一様流マッハ数  $M_\infty$ 、集合胴総圧  $P_0$ 、全長基準のレイノルズ数  $Re_L$ 、及び迎角  $\alpha$ 、横滑り角  $\beta$ 、ロール角を示す。試験時期は、2003 年 5 月、2005 年 2 月、2005 年 10 月である。2003 年 5 月の  $\phi$  75 模型試験はラフネス無し、2005 年 2 月の  $\phi$  45 模型試験はラフネス無し、ディスク及びテープラフネス、2005 年 10 月の  $\phi$  75 模型試験はラフネス無し、テープラフネスで試験を行った。ラフネスについての詳細は、2.5 節で述べる。

縦 3 分力空力係数は、 $M_\infty = 1.4, 2.0, 3.0$  において取得

した。迎角  $\alpha$  は、 $-15$  から  $15^\circ$  のスイープ制御及びステップ制御で行なった。スイープ速度は  $2^\circ / \text{sec}$  である。横滑り角  $\beta$  は、 $0^\circ$  とした。

気流偏角  $\Delta \alpha$ 、 $\Delta \beta$  を算出するために、ロール角が  $0, \pm 90, 180^\circ$  のデータを取得した。また、 $\phi 75$  模型では  $M_\infty = 1.4, 1.6, 2.0, 2.5, 3.0$ 、 $\phi 45$  模型では  $M_\infty = 3.5, 4.0$  で試験を行った。気流偏角の測定では、ラフネス無しの模型を用いた。

2.4 3分力データ取得及び処理

空気力は、歪ゲージ式モーメントタイプの6分力天秤を用いて計測した。 $\phi 75$  模型は、1.5インチ径の天秤を使用した。2003年5月の試験では、天秤定格レンジでそのまま校正したが、天秤校正の精度向上のため、2005年10月の試験では天秤定格よりも小さいレンジにて校正を行った。2003年5月の試験の校正レン

ジが、 $F_A = 800\text{N}$ 、 $F_N = 5000\text{N}$ 、 $M_Y = 300\text{N}\cdot\text{m}$  であるのに対し、2005年10月の試験の校正レンジは  $F_A = 400\text{N}$ 、 $F_N = 2500\text{N}$ 、 $M_Y = 150\text{N}\cdot\text{m}$  とした。この時、 $F_N$  の校正直線からのバラツキは、1/4程度となった。 $\phi 45$  模型は、1インチ径の天秤を使用し、校正レンジを  $F_A = 200\text{N}$ 、 $F_N = 1000\text{N}$ 、 $M_Y = 100\text{N}\cdot\text{m}$  とした。天秤からの電圧信号は、10Hzのローパスフィルタを通過し、サンプリング周波数1280Hzで取得される。その後、データ処理システムにより、128点の移動平均を施され0.1秒間の平均データとなる。これらの平均化された電圧データに対し、干渉補正、物理量化、モーメントの作用点変換、模型の自重補正、底面圧補正の処理を実施し、縦3分力空力係数（前面揚力係数  $C_{LF}$ 、前面抗力係数  $C_{DF}$ 、ピッチングモーメント係数  $C_m$ ）を算出する。空力係数を算出する際の基準長、基準面積は、それぞれ平均コード長、翼面積を使用した。空力係数の座標系は、XZ軸を機体

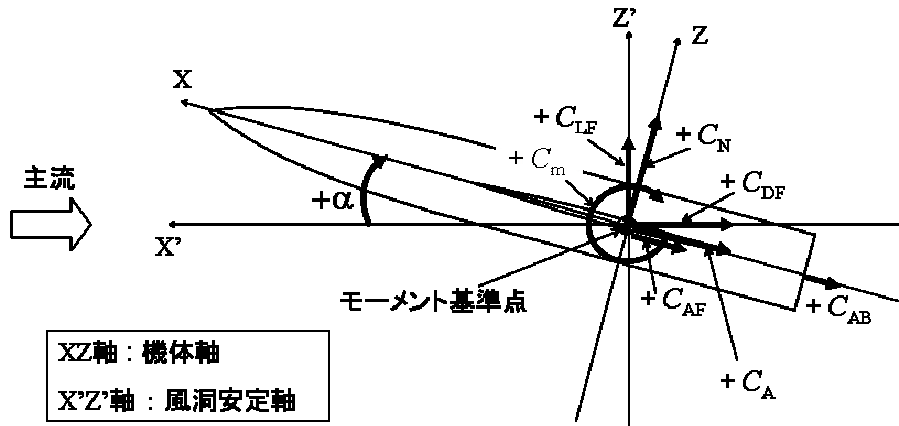


図3 空力係数の座標系 (模型側方視)

表3 ラフネスの仕様

		大きさ	位置	高さ
ディスク		直径1mm 中心間距離2mm		約50 $\mu\text{m}$
テープ	直線貼	幅2~3mm	胴体：模型先端から全長の15% 主翼：翼前縁からコード長の15%	
	点線貼	幅2~3mm 長さ5mm、間隔3mm		



図4(a) テープラフネス (直線貼)



図4(b) テープラフネス (直線貼)



図4(c) ディスクラフネス

軸、 $X'Z'$  軸を風洞安定軸とし、図 3 に示す。

## 2.5 ラフネス

ラフネスの仕様を表 3、貼付の様子を図 4(a)～(c) に示す。ディスクラフネスとテーブラフネスを使用し、ノーズ部分、主翼部分に貼付した。ノーズ部分は模型先端から全長の 15% 位置、主翼部分は翼前縁からコード長の 15% 位置にラフネスを貼付し、高さは約  $50 \mu$  とした。ディスクラフネスは、大きさが直径 1mm、中心間距離 2mm のものを使用した。テーブラフネスは、直線貼、点線貼共に幅 2～3mm とし、点線貼は、長さ 5mm、間隔 3mm とした。ラフネスの効果については、3.3 節で述べる。

## 2.6 ベース圧、キャビティ圧

底面圧補正を実施するために、ベース圧、キャビティ圧を計測した。 $\phi 75$  模型については、キャビティ圧は、天秤後端面が 1 点、天秤と模型間のアダプタ後端面が 1 点、ベース圧は、模型後端面が 2 点の計 4 箇所で行なった。それらを図 5(a)～(c) の赤丸で示す。アダプタ後端面は模型後端面より上流側に位置している。圧力センサは 15psi の差圧型圧力センサ (PDCR) を使用した。また、ベース圧、キャビティ圧配管は、ステーキングに沿ってビニルテープ等で固定した。配管内径は、1mm である。 $\phi 45$  模型も同様に 4 点の計測を行った。

## 3. 試験結果と考察

### 3.1 基本空力データ再現性確認 (ラフネス無し)

2003 年 5 月、2005 年 2 月、2005 年 10 月における縦 3 分力空力係数及び揚力傾斜  $C_{L\alpha}$ 、底面抗力係数  $C_{AB}$  の再現性を確認した。その際、縦 3 分力空力係数は、推定した不確かさと、 $C_{L\alpha}$ 、 $C_{AB}$  は、他風洞 (AGARDograph) と比較した。

#### 3.1.1 縦 3 分力空力係数

縦 3 分力空力係数 ( $C_{LF}$ 、 $C_{DF}$ 、 $C_m$ ) の再現性の結果を、 $M_\infty = 1.4, 2.0, 3.0$  の順に図 6, 図 7, 図 8 に示す。 $C_{LF}$  は、時期、模型、迎角範囲、 $M_\infty$  によらず、良好な再現性を

示した。また、 $C_m$  に関しては、正負の高迎角範囲を除き、良く一致した。

$C_{DF}$  は、 $M_\infty = 1.4$  の迎角零度付近で、模型の違いにより、若干の不一致がみられた。迎角零度付近以外では、一樣流マッハ数、迎角範囲、模型によらず、一致した。

$M_\infty = 2.0$  の  $C_{LF}$ 、 $C_{DF}$ 、 $C_m$  データを拡大し、推定した不確かさ区間を矢印で示した図をそれぞれ、図 9, 図 10, 図 11 に示す。 $C_{LF}$ 、 $C_m$  は  $\alpha = 5^\circ$  付近、 $C_{DF}$  は  $\alpha = 0^\circ$  及び  $2^\circ$  付近における不確かさ区間を矢印で示した。図 9 の  $C_{LF}$ 、図 11 の  $C_m$  の結果は、3 つの不確かさ区間に重複する部分があり、その中に真値が存在する確率が高い。図 10 の  $C_{DF}$  の結果においては、 $\alpha = 2^\circ$  付近では良く一致しているが、 $\alpha = 0^\circ$  付近では、再現性が悪化し、推定した不確かさ区間に重複する部分がありみられなかった。

図 6, 図 7, 図 8 の正負の高迎角における  $C_m$  の不一致については、上下可撓壁による上下方向の気流分布の不均一性が原因であると推測される。この影響は模型の大きさの違いにより顕著となる。

$C_{DF}$  の迎角零度付近の不一致については、ラフネスが無い場合、模型上の流れが迎角零度付近において層流であるために、図 6 及び図 10 でみられた抵抗の減少を含む再現性の悪化を生じたと考えられる。

#### 3.1.2 揚力傾斜 $CL_\alpha$ 、底面抗力係数 $CAB$

$M_\infty = 1.4, 2.0, 3.0$  の  $C_{L\alpha}$  (ラフネス無し) の比較結果を図 12 に示す。

$C_{L\alpha}$  は  $\pm 4^\circ$  間の  $\alpha$  に対する  $C_{LF}$  の傾きを表している。 $C_{L\alpha}$  は、 $M_\infty$  の増加に対し、減少する傾向であり、それぞれ良く一致している。

表 1 に示すように、SWT1 所有のステーキングは AGARD-B の規格を若干満たしていない項目がある。その影響及び  $C_{AB}$  の再現性について調べた。図 13 に底面抗力係数  $C_{AB}$  の結果を示す。AGARDograph に記載されている  $d/D = 0.5, 1/D = 3.0$  のデータと良く一致しており、ステーキングの大きさの違いによる影響はない。なお、ベース圧補正を正しく行えば、前面抗力係数  $C_{DF}$  への影響はない。

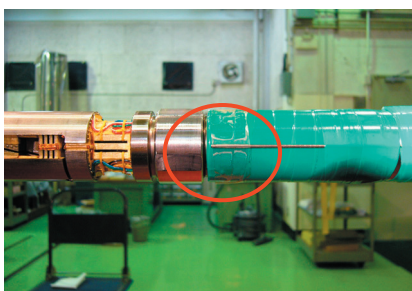


図 5(a) 天秤後端面配管

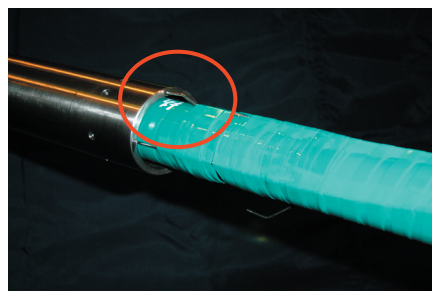


図 5(b) アダプタ後端面配管

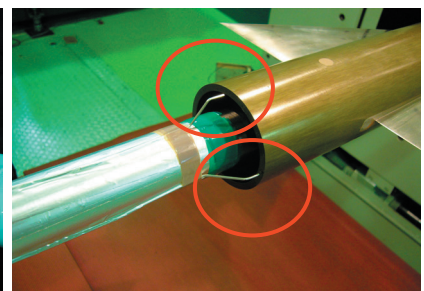


図 5(c) 模型後端面配管

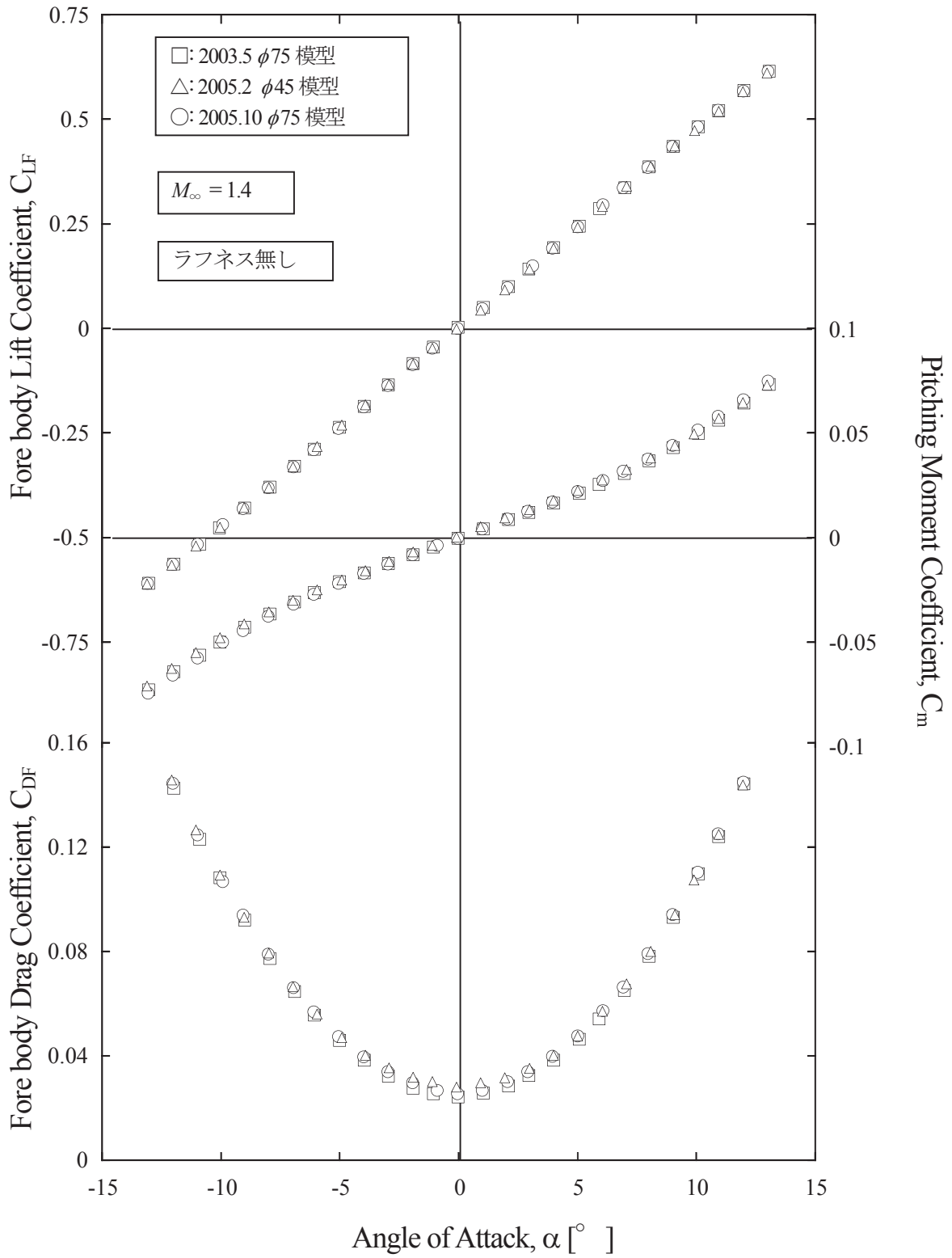


図6  $M_\infty = 1.4$ における縦3分力空力係数 ( $C_{LF}$ ,  $C_{DF}$ ,  $C_m$ ) の再現性



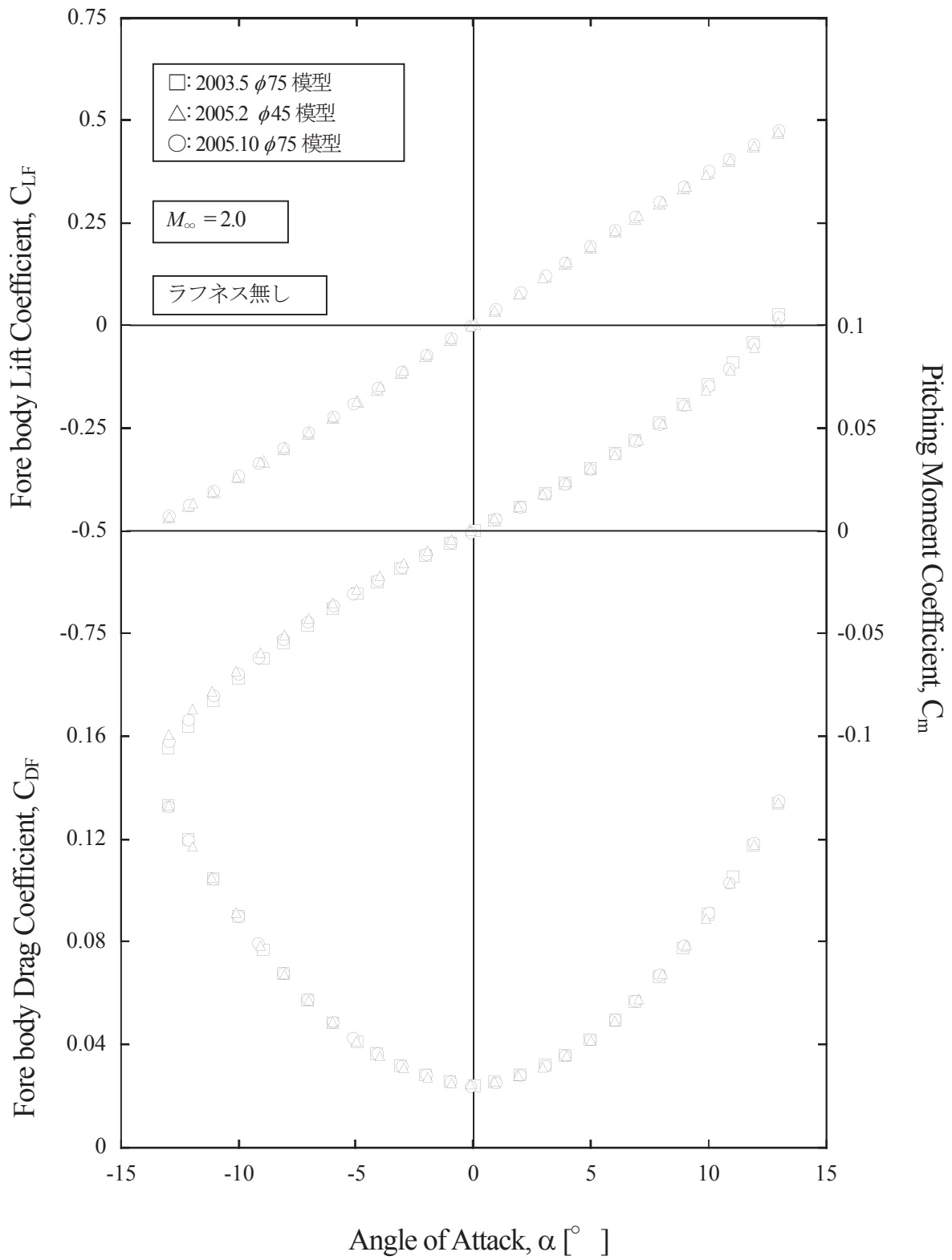


図7  $M_\infty = 2.0$  における縦3分力空力係数 ( $C_{LF}$ ,  $C_{DF}$ ,  $C_m$ ) の再現性

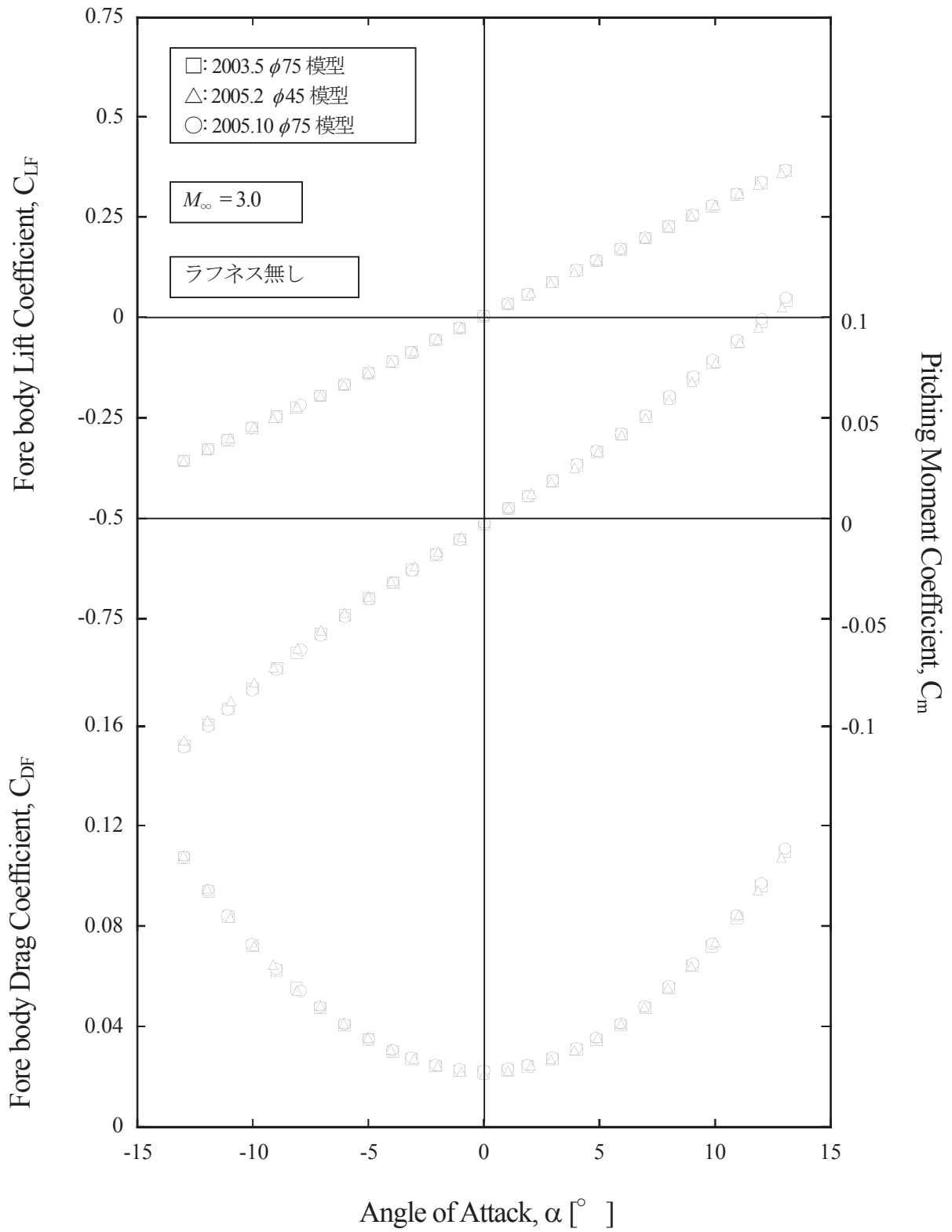


図8  $M_\infty = 3.0$  における縦3分力空力係数 ( $C_{LF}$ ,  $C_{DF}$ ,  $C_m$ ) の再現性

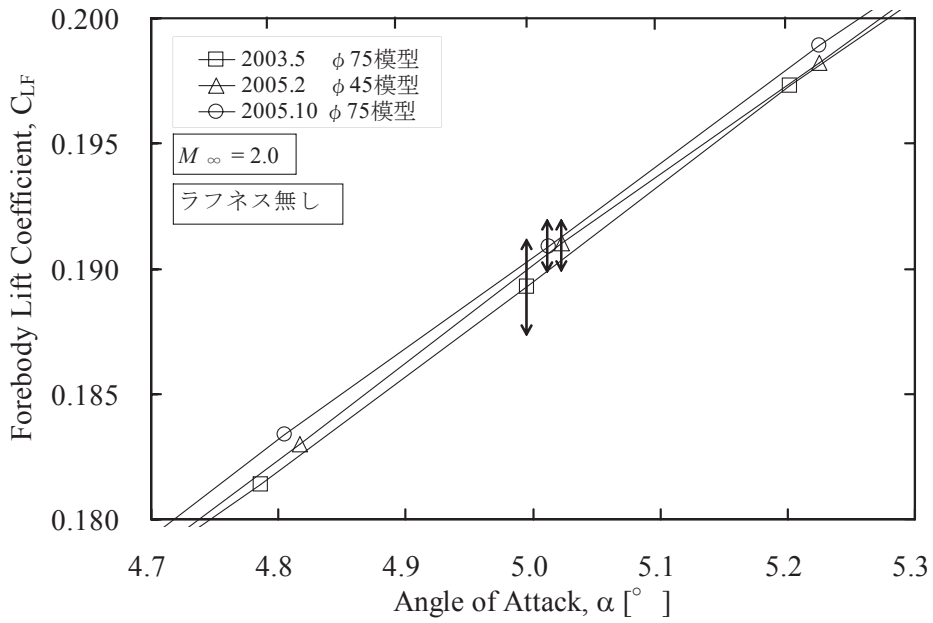


図9  $C_{LF}$  の再現性と推定した不確かさとの比較

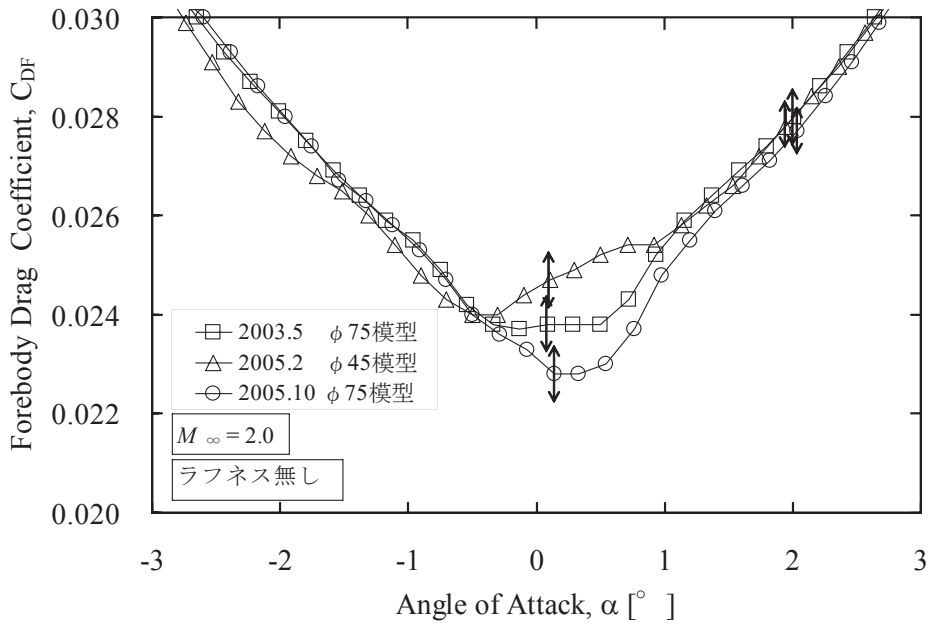


図10  $C_{DF}$  の再現性と推定した不確かさとの比較

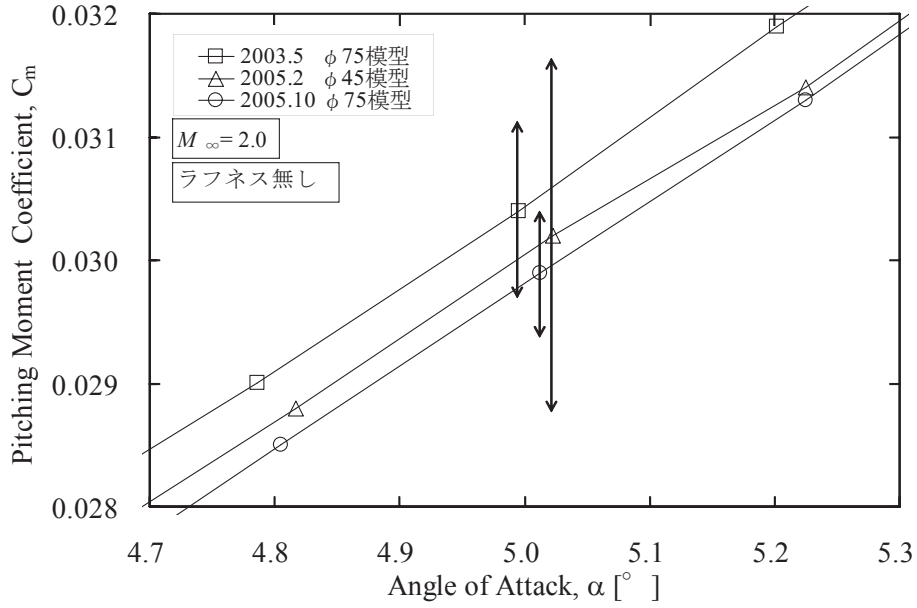


図 11 C<sub>m</sub>の再現性と推定した不確かさとの比較

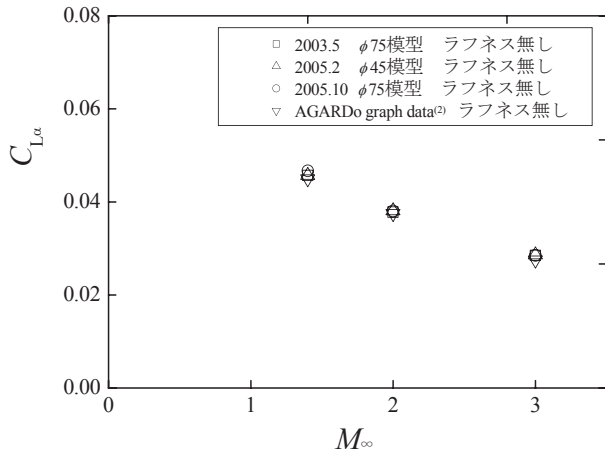


図 12 揚力傾斜 C<sub>Lα</sub>

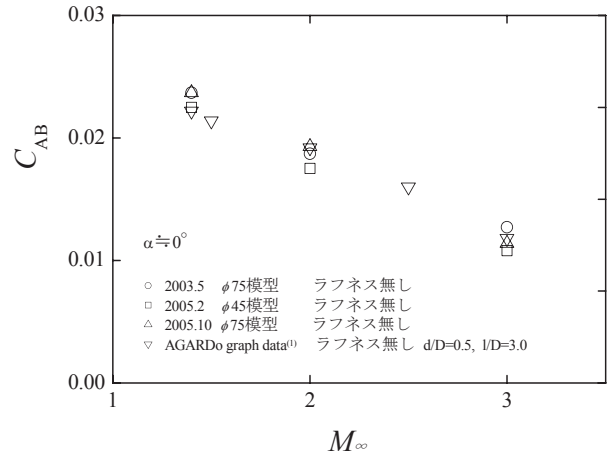


図 13 底面抗力係数 C<sub>AB</sub>

3.2 気流偏角

3.2.1 上下方向気流偏角 Δα

上下方向の気流偏角 Δα を求めるために、先に再現性を確認した C<sub>LF</sub> と C<sub>Lα</sub> を用いて算出した。ロール角が 0° の C<sub>LF</sub> を C<sub>LF0</sub>、180° の C<sub>LF</sub> を C<sub>LF180</sub>、模型の非対称性及び模型と天秤の軸のわずかな不一致によって生じる C<sub>LF</sub> を C<sub>LF'</sub> とすると、C<sub>LF0</sub> と C<sub>LF180</sub> は、次の式 (1), (2) で与えられる。

$$C_{LF0} = C_{L\alpha} \times (-\Delta\alpha) + C_{LF}' \quad \dots (1)$$

$$C_{LF180} = C_{L\alpha} \times \Delta\alpha + C_{LF}' \quad \dots (2)$$

式 (1), (2) から C<sub>LF'</sub> を消去すると、Δα は式 (3) で与えられる。

$$\Delta\alpha = \frac{(C_{LF180} - C_{LF0})}{2C_{L\alpha}} \quad \dots (3)$$

図 14 に M<sub>∞</sub> = 1.4 から 4.0 に対する上下方向の気流偏角 Δα を示す。Δα が正の時、DOWNWASH (吹き下ろし)、負の時、UPWASH (吹き上げ) を表す。

M<sub>∞</sub>によってややバラツキはあるものの、上下方向の気流偏角は、改修直後も ± 0.1° 以内が維持されていることが確認できた。

3.2.2 左右方向気流偏角 Δβ

同様に、左右方向の気流偏角 Δβ を C<sub>LF</sub> と C<sub>Lα</sub> を用いて算出した。ロール角が 90° の C<sub>LF</sub> を C<sub>LF90</sub>、-90° の C<sub>LF</sub> を C<sub>LF-90</sub>、模型の非対称性及び模型と天秤の軸のわずかな不一致によって生じる C<sub>LF</sub> を C<sub>LF''</sub> とすると、C<sub>LF90</sub> と C<sub>LF-90</sub> は、次の式 (4), (5) で与えられる。

$$C_{LF90} = C_{L\alpha} \times \Delta\beta + C_{LF}'' \quad \dots (4)$$

$$C_{LF-90} = C_{L\alpha} \times (-\Delta\beta) + C_{LF}'' \quad \dots (5)$$

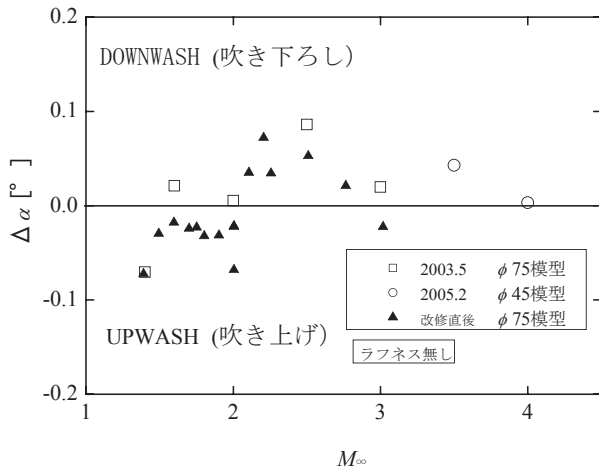


図 14 気流偏角  $\Delta\alpha$

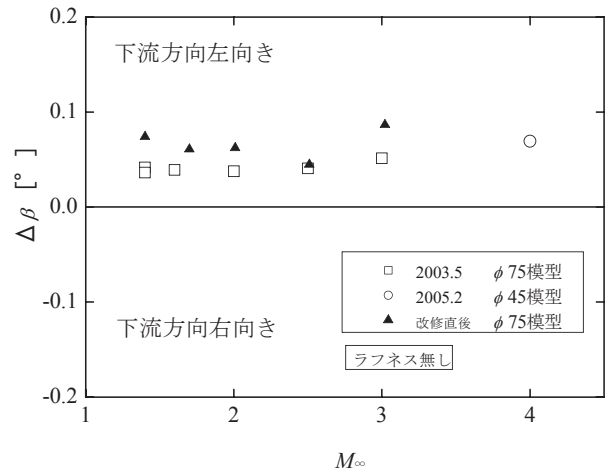


図 15 気流偏角  $\Delta\beta$

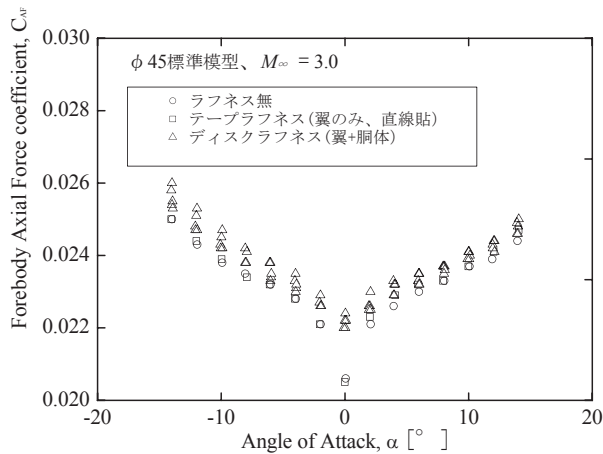


図 16  $M_\infty = 3.0$ 、 $\phi 45$  模型におけるラフネス効果

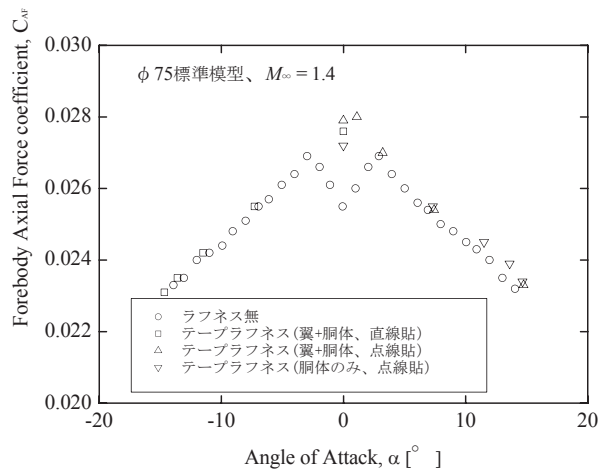


図 17  $M_\infty = 1.4$ 、 $\phi 75$  模型におけるラフネス効果

式 (4), (5) から  $C_{LF}$  を消去すると、 $\Delta\beta$  は式 (6) で与えられる。

$$\Delta\beta = \frac{(C_{LF90} - C_{LF-90})}{2C_{L\alpha}} \quad \dots (6)$$

図 15 に  $M_\infty = 1.4$  から 4.0 までの左右方向の気流偏角を示す。 $\Delta\beta$  が正の場合、気流は上流からみて風洞ストラットに対し左側に傾いていることを示す。

全ての  $M_\infty$  において、気流は上流からみて風洞ストラットに対し  $0.05^\circ$  程度左側に傾いていることを確認した。この傾向は、改修直後から維持されている。また、風洞ストラットの寸法検査をした結果、風洞ストラットは上流からみて、風洞側壁に対し  $0.05^\circ$  程度右側に傾いていることが確認されている。この傾きを考慮すると左右方向の気流偏角は、さらに小さいと推測される。

### 3.3 ラフネス効果

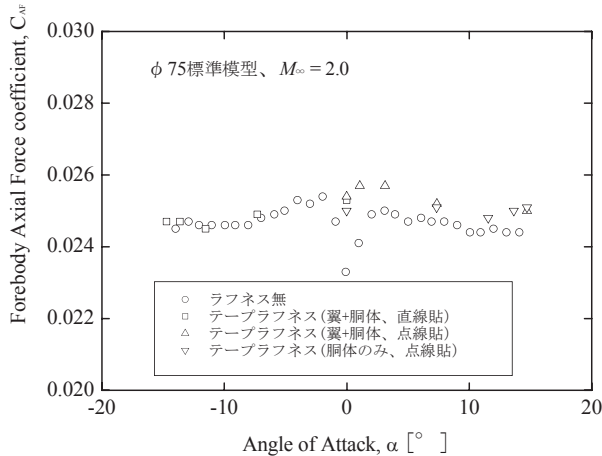
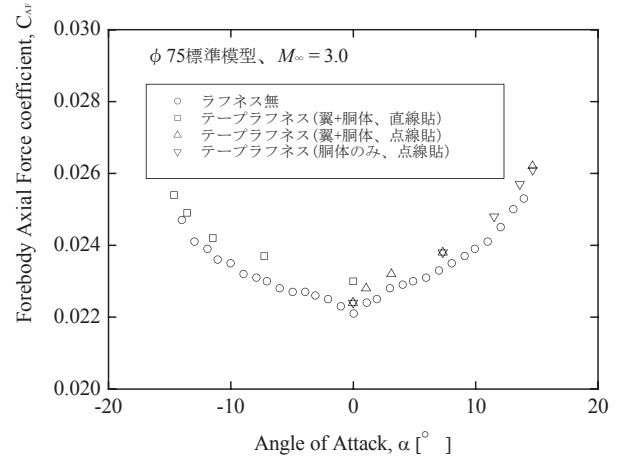
迎角零度付近の抵抗の減少に対するラフネスの効果について調べた。ここでは、ラフネスが前面軸力係数

$C_{AF}$  に与える影響を示す。

図 16 に  $\phi 45$  模型を用いた  $M_\infty = 3.0$  における  $C_{AF}$  の結果を示す。ディスクラフネスについては、データの再現性を確認するために 5 回取得した。ラフネス無し及びテープラフネスを翼のみに直線に貼付した場合は、ディスクラフネスを翼+胴体に貼付した場合に比べ、迎角零度付近で最大 20 カウント程度、 $C_{AF}$  が小さい。また、ディスクラフネスを翼+胴体に貼付した場合は、若干の付加抵抗が加わるが、5 回分のデータのバラツキ程度のレベルであり、十分小さい。

次に、 $\phi 75$  模型を用いた  $C_{AF}$  の結果を示す。ラフネスは、テープラフネスを用いた。種類は、直線貼及び点線貼、貼付位置は、翼のみと翼+胴体とした。

図 17, 18 に、 $M_\infty = 1.4, 2.0$  の結果を示す。ラフネス無しの場合、テープラフネスを貼付した場合と比較して、迎角零度付近では、 $M_\infty = 1.4$  で 20 カウント程度、 $M_\infty = 2.0$  で 30 カウント程度、 $C_{AF}$  が小さい。また、テープラフネス自身による数カウント程度の付加抵抗が見られた。迎角零度付近では、点線貼は直線貼より、

図 18  $M_\infty = 2.0$ 、 $\phi 75$  模型におけるラフネス効果図 19  $M_\infty = 3.0$ 、 $\phi 75$  模型におけるラフネス効果

胴体+翼は胴体のみの場合より大きい値を示す。

図 19 の  $M_\infty = 3.0$  の結果については、迎角零度付近の  $C_{AF}$  の減少はほとんどみられなかった。また、テーブラフネスを貼付したことにより、すべての迎角範囲で付加抵抗を生じた。

迎角零度付近では、模型表面が層流境界層であるために摩擦抵抗が減少する (drag buckets)。この抵抗の減少量は、自由流乱れや模型表面状態に依存し、 $M_\infty$ 、模型によって異なる。すなわち、図 10 でみられたように、再現性に乏しい。この現象は、風洞改修により気流乱れが低減されたことによるものであるが、再現性を論じるには問題がある。ここで、ラフネスを用いて模型上の流れを強制的に乱流へと遷移させれば、drag buckets を回避できると考えられる。

風洞の基準となる  $C_{DF}$  のデータとしては、drag buckets がなく、ラフネスによる付加抵抗の少ないことが望まれる。 $M_\infty = 3.0$  の  $\phi 45$  模型、 $M_\infty = 1.4, 2.0$  の  $\phi 75$  模型で、今回用いたディスクラフネス及びテーブラフネスは、2つの条件を満たしている。図 6 の  $M_\infty = 1.4$  で現れた  $\phi 75$  模型の drag buckets は、テーブラフネスを貼ることで回避できると推測される。

さらに、 $M_\infty = 1.4, 2.0$  の  $\phi 75$  模型において、点線貼のテーブラフネスは、直線貼の場合と比べて、また、翼+胴体のテーブラフネスは、翼のみの場合と比べ、付加抵抗が同程度であるが、迎角零度における drag buckets をより解消させている。よって、 $\phi 75$  模型を  $M_\infty = 1.4, 2.0$  で試験する時は、点線貼のテーブラフネスを翼+胴体に貼付することが望ましい。

### 3.4 他風洞との比較

SWT1 と他風洞のデータを比較した。 $M_\infty = 1.4, 2.0, 3.0$  における前面揚力係数  $C_{LF}$  及びピッチングモーメン

ト係数  $C_m$  の比較を、それぞれ図 20, 図 21, 図 22、前面抗力係数  $C_{DF}$  の比較を、それぞれ図 23, 図 24, 図 25 に示す。

$C_{LF}$  及び  $C_m$  については、SWT1 のデータは 2005 年 10 月のラフネス無しの  $\phi 75$  模型のデータを採用した。他風洞のデータは、大きさの異なる模型を用いて取得された AGARDograph のデータから引用した。 $M_\infty = 2.0$  のみ BOEING 風洞のデータを加えて比較した。 $C_{LF}$  及び  $C_m$  は、各  $M_\infty$  共に、他風洞と良く一致することが確認できた。

$C_{DF}$  については、 $\phi 75$  模型、 $\phi 45$  模型、AGARDograph のそれぞれのラフネス有り、ラフネス無しで、迎角零度付近でのデータを比較した。横軸は全長基準のレイノルズ数  $Re_L$  とした。ラフネス無しの場合、SWT1 の  $C_{DF}$  は他風洞のデータに対し、どの  $M_\infty$  においても低い値を示した。また、SWT1 においてテーブラフネス及びディスクラフネスを貼付したことによる抵抗の増加は、AGARDograph の結果より小さかった。 $M_\infty = 1.4$  では、レイノルズ数が増加すると  $C_{DF}$  が減少する傾向が、両方のデータでみられた。

$C_{DF}$  は、ラフネス無しの場合、遷移位置が自由流乱れや模型表面状態等によって変化するため、バラツキが大きい。今回得られた結果から、SWT1 のラフネス無し模型は、AGARDograph の結果よりも模型上の層流域が大きいことがわかる。

また、AGARDograph では、 $M_\infty = 1.6$  と  $2.5$  で各種のラフネスの付加抵抗の調査が行われている。付加抵抗により  $C_{DF}$  の増減幅は 100 カウント以上にも及ぶ。これに対し、SWT1 のラフネス有りの  $C_{DF}$  は、再現性の問題となる drag buckets を解消した上で、AGARDograph の結果と比べ付加抵抗が小さかった。

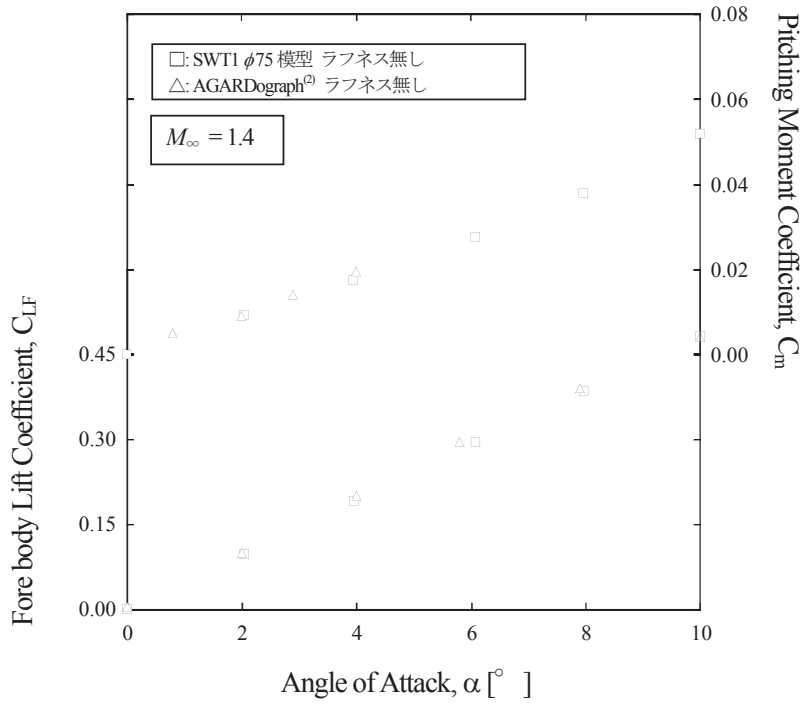


図 20  $M_\infty = 1.4$  における  $C_{LF}$ ,  $C_m$  の他風洞との比較

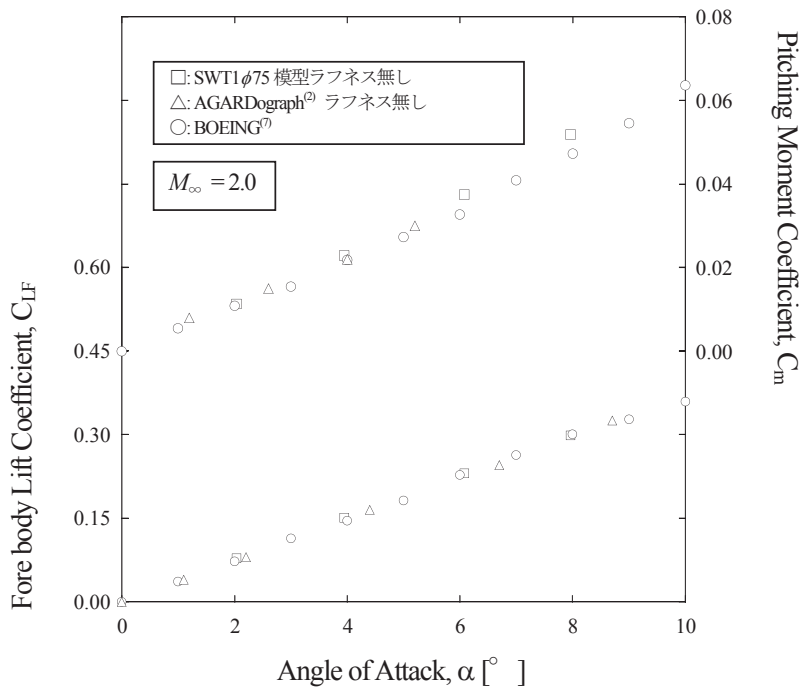


図 21  $M_\infty = 2.0$  における  $C_{LF}$ ,  $C_m$  の他風洞との比較

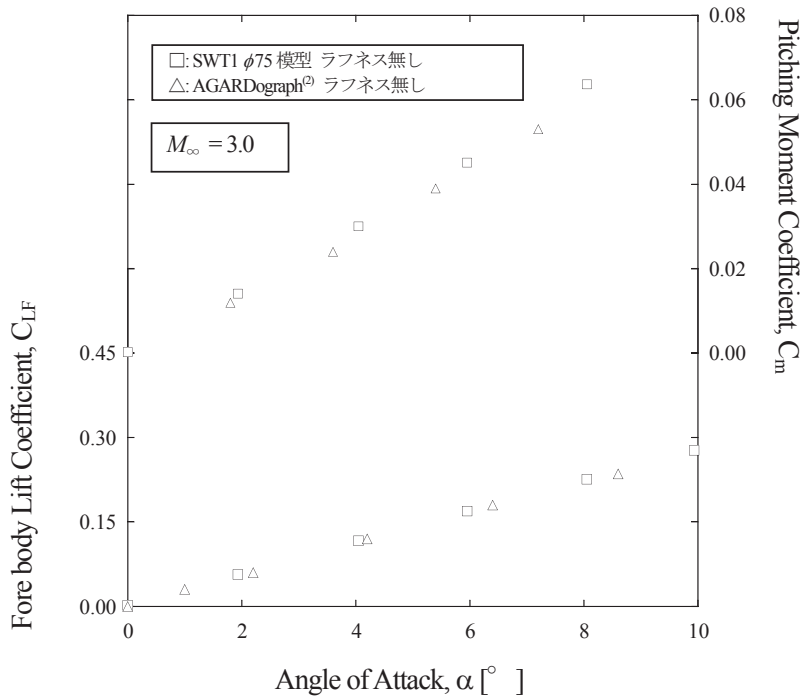


図 22  $M_\infty = 3.0$  における  $C_{LF}, C_m$  の他風洞との比較

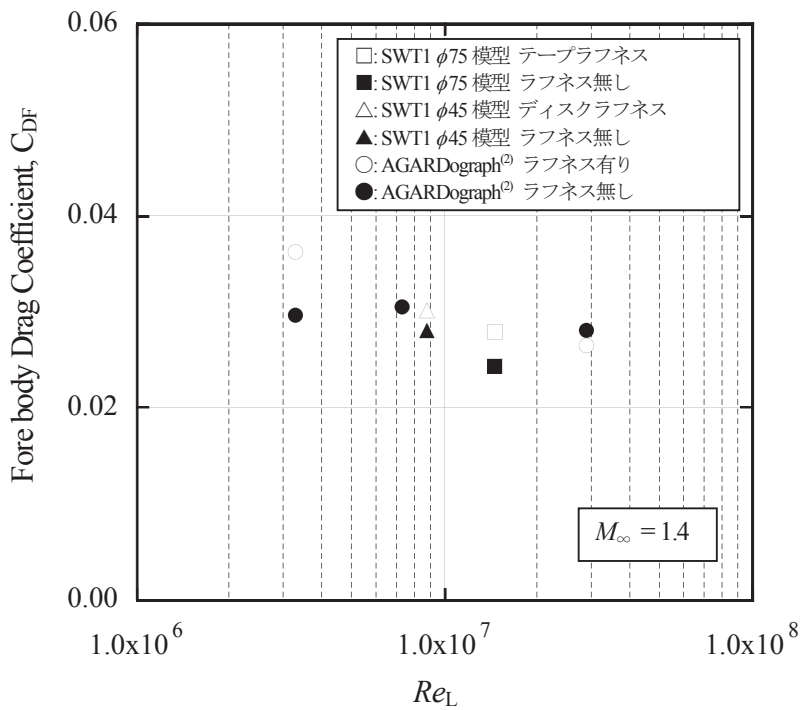


図 23  $M_\infty = 1.4$  における  $C_{DF}$  の他風洞との比較



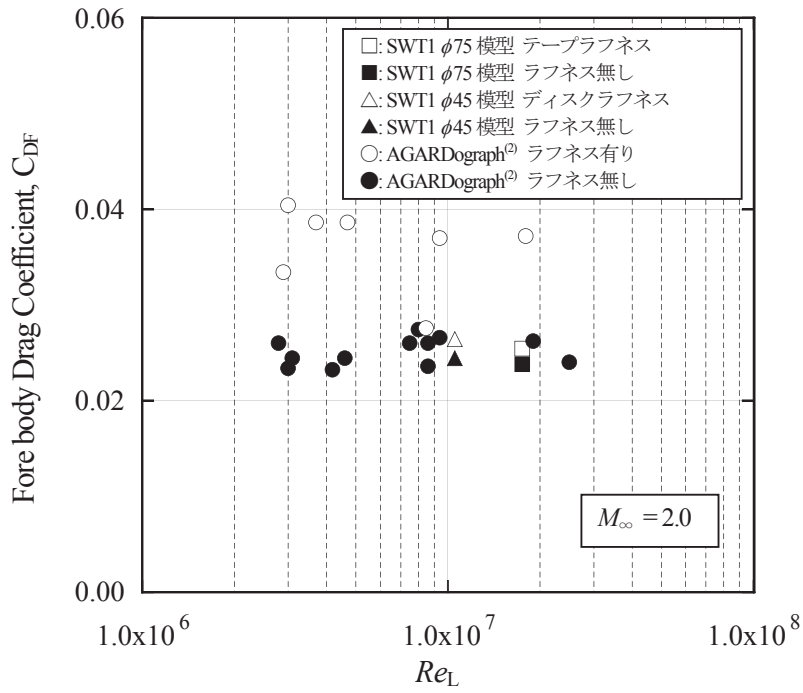


図 24  $M_\infty = 2.0$  における  $C_{DF}$  の他風洞との比較

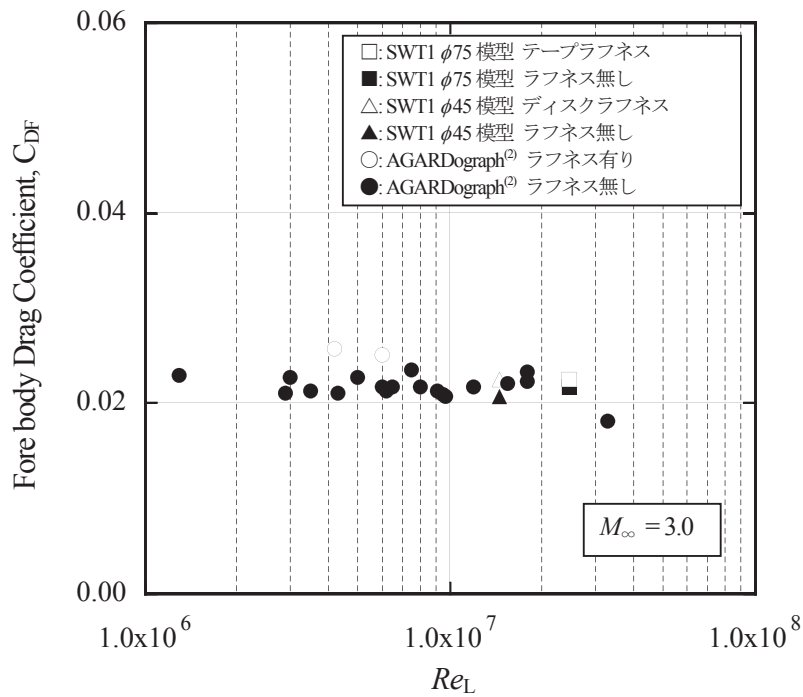


図 25  $M_\infty = 3.0$  における  $C_{DF}$  の他風洞との比較

#### 4. まとめ

2003年5月から2005年10月にかけて、JAXA 1m × 1m 超音速風洞において、大小2つのAGARD-B標準模型を用いた三分力試験を行った。その結果、以下の結論を得た。

- (1)  $M_\infty = 1.4, 2.0, 3.0$  において、ラフネス無しの前面揚力係数、ピッチングモーメント係数については、推定した不確かさと比較した結果、再現性は良好だった。揚力傾斜、底面抗力係数についても、再現性は良好であり、他風洞 (AGARDograph) と一致した。
- (2) 風洞気流乱れの低減により、再現性を確認する上で問題となる迎角零度付近の抵抗の減少 (drag buckets) がみられたが、付加抵抗の小さいラフネスにより再現性を確保した。
- (3) 前面揚力係数及びピッチングモーメント係数を他風洞の係数と比較した結果、良く一致した。前面抗力係数は、他風洞と比べ、SWT1 で取得した値が最も小さい値を示す。これは、模型上の層流領域が他風洞より大きいためと考えられる。
- (4) 再現性確認、drag buckets の解消、他風洞の結果との比較を行った上で、風洞の総合的性能を確認でき、今後の基準となる前面揚力係数、ピッチングモーメント係数、前面抗力係数のデータが得られた。

#### 5. 謝辞

試験においては、IHI エアロスペースエンジニアリングの西島寛典氏、木村毅氏、財団法人 航空宇宙技術振興財団の板橋幸広氏には多大な協力を得た。ここに記して謝意を表す。

#### 参考文献

- 1) 渡辺 他 ; 1m × 1m 超音速風洞の改修と風洞性能、JAXA-RR-05-024, 2006
- 2) J.P.Hartzuiker; A review of measurements on AGARD calibration models, AGARDograph 64, 1961
- 3) 高木 他 ; 1m × 1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験、NAL TM-20, 1963
- 4) 佐藤 他 ; 二次元風洞における AGARD-B 標準模型の三分力試験、NAL TM-639, 1991
- 5) 関根 他 ; 航技研 1m × 1m 超音速風洞のノズル修理後の気流特性、NAL TM-694, 1996
- 6) 永井 他 ; 超音速風洞での空力係数の不確かさ、日本航空宇宙学会論文集 Vol.54, No634, pp.485-491, 2006
- 7) Jovan Isakovic et. al; Testing of the AGARD B/C, ONERA and SDM calibration models in the T-38 1.5m × 1.5m trisonic wind tunnel, 1994

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-046

---

発行 平成 19年3月30日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 弘久写真工業(株)

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1

TEL: 029-868-2079 FAX: 029-868-2956

---

© 2007 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

