

JAXA 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞における AGARD-B 標準模型試験 AGARD-B Standard Model Tests in JAXA 0.8 m by 0.45 m High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel

青木 良尚, 神田 宏, 佐藤 衛, 永井 伸治 (JAXA)

板橋 幸広 (JAST), 西島 寛典, 木村 毅 (ISE)

Yoshihisa AOKI, Hiroshi KANDA, Mamoru SATO, Shinji NAGAI (JAXA)

Yukihiro ITABASHI (JAST), Hironori NISHIJIMA, Takeshi KIMURA (ISE)

Abstract: AGARD-B full and semi-span standard model tests were conducted in JAXA 0.8 m by 0.45 m high reynolds number transonic wind tunnel. The semi-span model was tested either on the reflection plate or on the peniche. All the data were corrected by a panel method about the wall interference effects. The full-span model data agreed well with the AGARDograph 64 data. And the semi-span model on the reflection plate agreed with the full-span data more than those on the peniche. However, the drag data of the semi-span model showed large differences to those of the full-span model.

記 号

ϕ : 擾乱速度ポテンシャル
 M : 風洞一様流マッハ数
 Re : 平均空力翼弦長基準レイノルズ数 ($=2.309 \rho U D / \mu$)
 ρ : 風洞一様流密度 [kg/m^3]
 U : 風洞一様流流速 [m/s]
 D : 模型胴体直径 [m]
 μ : 風洞一様流粘度 [$\text{Pa} \cdot \text{s}$]
 l : スロットパラメータ
 α : 迎角
 C_L : 安定軸揚力係数
 C_{L0} : 迎角 0° における安定軸揚力係数
 $C_{L\alpha}$: 揚力傾斜
 C_{DF} : 安定軸前面抗力係数
 C_{DF0} : 安定軸最小前面抗力係数
 C_{DFi} : 安定軸前面抗力係数の誘導抗力成分
 C_m : ピッチングモーメント係数
 C_{m0} : 迎角 0° におけるピッチングモーメント係数
 $\delta C_{DF} / \delta (C_L^2)$: 前面誘導抗力係数増加率
 x/c : 平均空力翼弦長基準の全機空力中心

1. は じ め に

JAXA 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞は、1979 年度に二次元風洞として建設された¹⁾。1997 年度に風洞断面形状を高さ 0.8m、幅 0.45m の大きさに変更し、三次元模型支持装置と半裁模型支持装置が追加された²⁾。しかしながら、三次元模型試験はほとんど実施されておらず、試験データの妥当性の確認がされていなかった。そこで、AGARD-B

標準模型による風洞試験を実施し、パネル法風洞壁境界修正法³⁾を適用すると共に、縦 3 分力試験データを標準的な試験データ⁴⁾と比較した。また、反射板とペニシェによる 2 種類の設置方法による半裁模型試験と全機模型試験の結果を比較し、半裁模型の妥当な設置方法について検討を行った。

2. 章に風洞の概要説明、3. 章に AGARD-B 標準模型試験の概要、4. 章に AGARD-B 標準模型試験結果、5. 章にまとめを示す。

2. JAXA 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞の概要

JAXA 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞の前身である航技研二次元風洞は、Pearcey がピーキー翼の概念と研究成果を発表⁵⁾して以来、遷音速翼型の研究開発が盛んになってきたことを背景として建設された。建設は 1973 年度から始まり、オイルショックによる資材の高騰に見舞われながらも 1979 年度に完成した。この風洞の最大の特徴は、高圧環境により実機レベルの高レイノルズ数を実現できる点であった¹⁾。

18 年間に渡る二次元翼風洞試験に供された後、老朽化に伴い 1997 年度に改修が行われた²⁾。高レイノルズ数を実現する間欠吹き出し式風洞という基本的な概念を残しつつ、三次元模型試験にも対応できるように、測定部が断面積比で 1.2 倍に大型化された。主要諸元を第 1 表に、風洞鳥瞰図を第 1 図に示す。

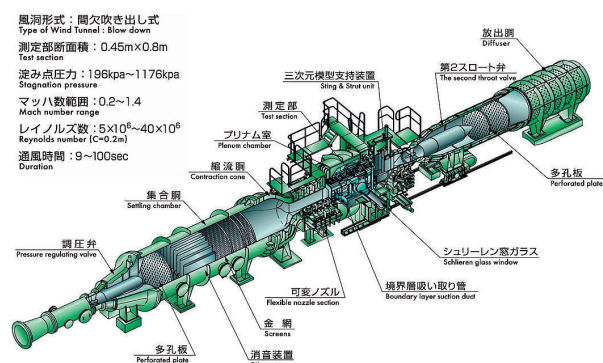
改修後の本風洞は、幅 0.45m、高さ 0.8m、長さ 2.4m の測定部を持つ。測定部の上下壁面は下流側 1.2m は開口比 6% 固定の多溝壁構造となっている。そして、上流側 1.2m は急激な壁の開口比変化を避けるため、0 から 6% へ連続的

に開口比が変化された多溝壁構造が採用されている。測定部概要図を第2図に示す。二次元翼試験では側壁上に発達する境界層が影響を及ぼすため、シュリーレン窓上流位置に境界層吸い取り装置が設けられている。光学観測窓は測定部上壁に3箇所、側壁に4箇所、また照明窓も別途設置されており、模型監視や流れの可視化等に利用可能である。シュリーレン窓の位置の二次元模型支持装置は、半裁模型支持装置を兼ねている。また、後方のストラットに取り付けたスティングで支持する三次元模型支持装置がある。

試験マッハ数は0.2～1.4であり、二次元翼試験ではコード長0.2mを標準的な模型サイズとしている。1日当たりの平均的な通風回数は7～8ランである。また、集合胴圧力200kPa～1200kPa、測定部マッハ数0.2～1.4の範囲の最大通風時間の計算結果を、第3図に示す。気流持続時間 t_1 は貯気槽空気を等温膨張と仮定した場合、 t_2 は断熱膨張を仮定した場合であり、現実的にはこの中間の値となる。遷音速域で高い集合胴圧力で運転する試験では、無駄時間（気流の立ち上がり時間、停止時間）を差し引くと計測に利用できる時間が10数秒程度となる。また、マッハ数1を超え、測定部静圧が大気圧以下になる場合は、気流制御不能に陥るという制限がある⁶⁾。

第1表 風洞主要諸元

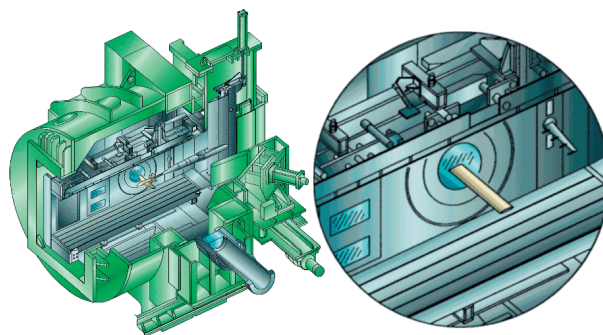
風洞形式	間欠吹き出し式
測定部高さ	0.8m
測定部幅	0.45m
淀み点圧力	196kPa～1176kPa
マッハ数範囲	0.2～1.4
レイノルズ数	$5 \times 10^6 \sim 40 \times 10^6 / 0.2\text{m}$
通風時間	9～100sec



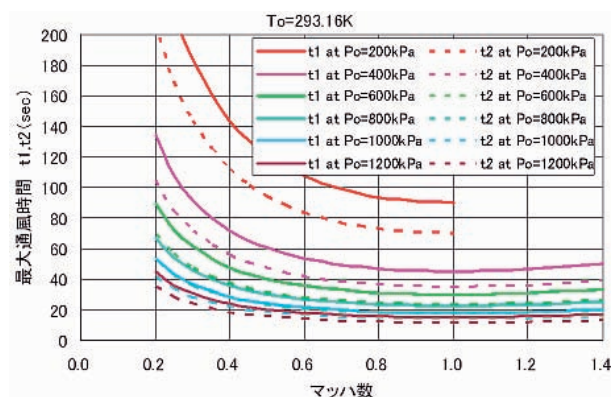
第1図 風洞鳥瞰図

3. AGARD-B 標準模型試験の概要

3.1 試験の概要 参考文献⁴⁾に示される AGARD-B 標準模型は、胴体の直径を基準とする相似形状として第4図のように定義される。同文献には、遷音速から超音速領域



第2図 風洞測定部概要図



第3図 風洞最大通風時間

の多くの風洞での縦3分力試験結果と、それらを基にした標準データが示されている。

通常、半裁模型試験を実施する場合、風洞壁面に発達する境界層の影響を避けるために、模型の対称面を風洞壁面から離して設置する。そして境界層の外側に反射板と呼ばれる対称面を設置する方法(第5図;以下反射板模型)と、胴体と同一の断面を持つペニシェと呼ばれる船台を設置する方法(第6図;以下ペニシェ模型)がある。今回、この二つの半裁模型設置方法で試験を実施し、全機模型試験結果との比較を行った。マッハ数 $M=0.3$ 、レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ を基準試験ケースとした。そしてレイノルズ数効果確認試験ケースとしてレイノルズ数 $Re=25 \times 10^6$ 、マッハ数効果確認試験ケースとしてマッハ数 $M=0.8$ の試験を実施した。試験条件を第2表に示す。

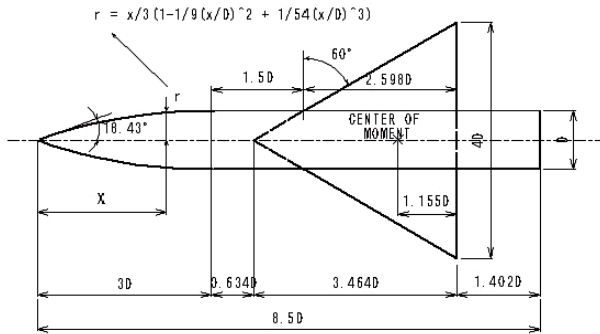
可視化試験は、反射板とペニシェ設置の半裁模型上の流れ場の比較のため $M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 4^\circ$ の条件でオイルフロー試験を行った。

なお、3.2 節のパネル法風洞壁境界修正と、ベース圧補正を全データに対して行った。ベース圧補正には、全機模型はキャビティ圧1点、上・下・左位置のベース圧3点を使用し、半裁模型は左・右・中央位置のベース圧3点を使用した。

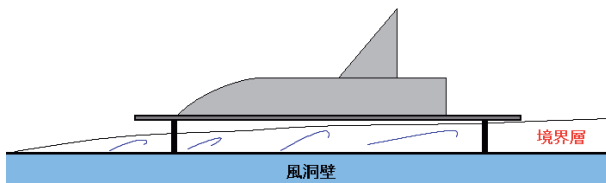
3.2 風洞壁境界修正の概要 いわゆる古典的な手法では、風洞壁は無限遠まで測定部と同じ断面とする。また、模型の後流などの強い粘性が作用する領域は、風洞の大きさに対して小さく風洞壁に対して平行な領域であるとする。

第 2 表 AGARD-B 標準模型試験条件

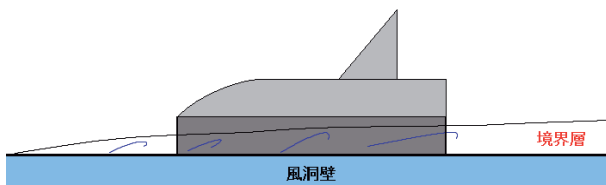
供試体	AGARD-B 標準模型
M	0.3, 0.8
Re	$2.7 \times 10^6, 6.8 \times 10^6 (M=0.3), 2.7 \times 10^6 (M=0.8)$
模型形態	全機模型 ($D=0.045\text{m}$), 半裁模型 ($D=0.0375\text{m}$)
全機模型支持	後方直スティング支持
半裁模型支持	反射板, 99%境界層厚さ相当のベニシェ



第 4 図 AGARD-B 標準模型概要図



第 5 図 半裁反射板模型概要図



第 6 図 半裁ベニシェ模型概要図

すると線形のポテンシャル流れとして、風洞壁面では線形化微小擾乱方程式が成り立つと仮定できる。そして、模型と風洞壁による擾乱速度ポテンシャルを分離し、風洞壁が一樣流に与える影響を推定することにより、風洞壁境界修正を行う⁷⁾。

多溝壁で風洞壁境界修正を行うためには、固定壁や開放壁と比較して壁面における非常に複雑な境界条件を解く必要があるが、これを解く方法の一つにパネル法がある。今回行ったパネル法風洞壁境界修正は、NASA で開発された汎用プログラムである ANTARES⁸⁾ と同一の方法で行い、アルゴリズムは同じく参考文献⁹⁾ の方法を使用した。次節より、この手法の概要と、多溝壁測定部を持つ JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数風洞への適用について述べる。

3.3 パネル法風洞壁境界修正法の概要 パネル法風洞壁境界修正法は、風洞内の流れをポテンシャル流れと仮定

する。また、風洞内の流れを以下のようにモデル化する。

- 模型や、その後流などのブロックageを、ラプラス方程式の特異点であるダブレットで模擬する。
- 揚力をラインダブレットで模擬する。
- 風洞壁面をシンク/ソースなどで模擬する。

さらに、風洞壁面の境界条件を満たすように壁面の特異点を決め、この特異点が一樣流に与える影響を推算して風洞壁境界修正を行う。

非圧縮性ポテンシャル流れの、速度ポテンシャルが満たす微分方程式はラプラス方程式となる。この方程式を、一樣流を x 軸方向として、一樣流近傍の微小擾乱速度で線形化すると、亜音速ポテンシャル流れの擾乱速度ポテンシャル ϕ に関する微小擾乱方程式となる。これを下記の式 (1) に示す。

$$\beta^2 \frac{\delta^2 \phi}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta y^2} + \frac{\delta^2 \phi}{\delta z^2} = 0 \quad (1)$$

$$\text{但し、} \beta^2 = 1 - M^2$$

式 (1) を Prandtl-Glauert 変換により座標変換すると、ラプラス方程式に変換される。参考文献⁹⁾ のアルゴリズムは、非圧縮性流体のポテンシャル流れを解くアルゴリズムであるが、この変換式により流れ場を解くことができる。したがって、あるマッハ数における模型や揚力、風洞壁面を表す特異点の座標と強さを、Prandtl-Glauert 変換して流れ場を解いた結果を得る。その結果を、Prandtl-Glauert 逆変換することで、式 (1) の解が得られる。

揚力を表すラインダブレットの強さは、実際に計測された揚力から決めることができる。また、模型や模型後流のブロックageの強さは、実際に計測された形状抵抗 (又は最小抵抗) から決める方法と、風洞壁面近傍の静圧分布から決める方法の二つの方法がある。

3.4 測定部境界条件の決定 上述のような風洞壁境界修正を行うため、壁面の境界条件を決める必要がある。JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞測定部は、上下壁面は多溝壁構造が採用されており、その他の壁面は固定壁となっている。本のパネル法風洞壁境界修正で使用した、風洞壁面パネルを第 7 図に示す。黒色の線で囲まれたパネルは固定壁、緑色の線で囲まれたパネルは多溝壁を示す。

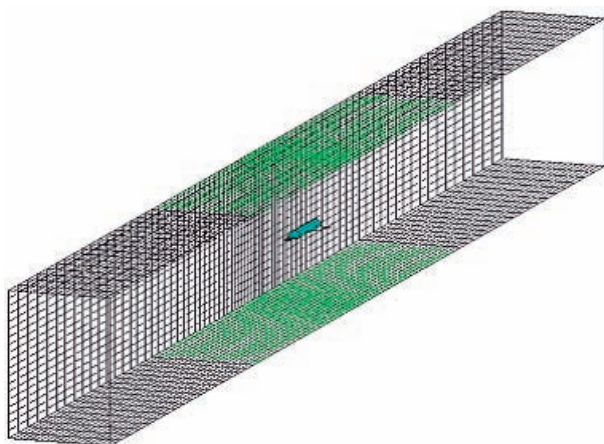
固定壁と多溝壁 (非粘性、微分形式) の境界条件は、それぞれ以下のようになる⁸⁾。

$$\frac{\delta \phi}{\delta n} = 0 \quad (2)$$

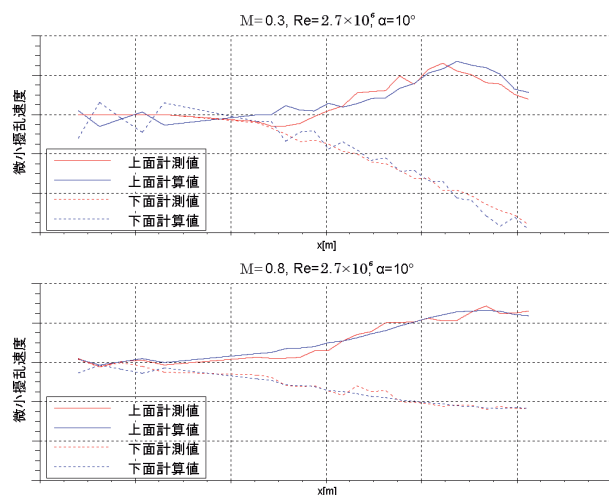
$$\frac{\delta\phi}{\delta x} + \frac{\delta l}{\delta x} \frac{\delta\phi}{\delta n} + l \frac{\delta^2\phi}{\delta x \delta n} = 0 \quad (3)$$

本風洞のスロットパラメータ l は、NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel における多孔壁のパラメータ決定法¹⁰⁾を参考にして決定した。まず、多溝壁の開口比が変化する部分で $\delta l/\delta x$ は一定値、開口比が変化しない部分で $\delta l/\delta x$ はゼロとした。そして、風洞壁面静圧分布の実測値と、計算値の差の二乗和が最小となるように、 $\delta l/\delta x$ 及び l の値を決定した。

レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 10^\circ$ における、 $M=0.3$ と $M=0.8$ の壁面微小擾乱速度分布の、計算値と計測値の比較を第8図に示す。両マッハ数条件で同一のパラメータ l を使用しているが、計測値と計算値が良く一致していることがわかる。



第7図 パネル法風洞壁境界修正壁面パネル



第8図 壁面微小擾乱速度分布比較

4. AGARD-B 標準模型試験結果

4.1 縦3分力試験結果の比較

4.1.1 比較方法 縦3分力試験結果から得られる揚力係数、前面抗力係数、ピッチングモーメント係数は、三次元翼理論などを元にとると、下式で表現可能である。

$$C_L = C_{L0} + \frac{\delta C_L}{\delta \alpha} \alpha = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha \quad (4)$$

$$C_{DF} = C_{DF0} + C_{DFi} = C_{DF0} + \frac{\delta C_{DF}}{\delta (C_L^2)} C_L^2 \quad (5)$$

$$C_m = C_{m0} + \frac{\delta C_m}{\delta C_L} C_L = C_{m0} + \frac{x}{c} C_L \quad (6)$$

AGARD-B 標準模型は上下対称であるため、 C_{L0} と C_{m0} はゼロと仮定できる。よって迎角 0° 近傍の線形領域であれば、式(4)~式(6)中の $C_{L\alpha}$ 、 C_{DF0} 、 $\delta C_{DF}/\delta (C_L^2)$ 、 x/c の4パラメータを比較することで、縦3分力の比較が可能である。ここでは、全機模型試験データを基準として比較を行った。

4.1.2 揚力傾斜の比較 揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ の比較結果を、第3表に示す。

$M=0.8$ では、本風洞の全機模型試験結果は、標準データに2%の範囲で一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して2%の範囲で一致した。しかしペニシェ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して2割程度大きい値となった。

4.1.3 前面誘導抗力係数増加率の比較 前面抗力係数増加率 $\delta C_{DF}/\delta (C_L^2)$ の比較結果を、第4表に示す。

前面抗力係数増加率は、本風洞における全機模型と半裁模型試験結果の比較のみを行った。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して5%の範囲で一致した。一方、ペニシェ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して3割程度小さい値となった。

4.1.4 全機空力中心の比較 全機空力中心 x/c の比較結果を、第5表に示す。

$M=0.8$ では、本風洞の全機模型の試験結果は、標準データに5%の範囲で一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果が、全機模型の試験結果に対して1割程度低い値となった。その一方、ペニシェ模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して5%の範囲で一致した。

しかし、迎角に対する縦揺れモーメント係数で比較すると、ペニシェ模型より反射板模型試験結果が、全機模型の試験結果に一致する。これは、揚力に関して、ペニシェ模型より反射板模型の試験結果の方が、全機模型の試験結果に一致するためである。

4.1.5 最小前面抗力係数の比較 最小前面抗力係数 C_{DF0} の比較結果を、第6表に示す。

$M=0.8$ 標準データにバラつきがあるものの、本風洞の全機模型試験結果は概ね一致した。どの試験条件でも反射板模型の試験結果は、全機模型の試験結果に対して5割程度

第 3 表 揚力傾斜の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシェ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.00	1.21	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	1.01	1.23	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.98	1.17	0.986

第 4 表 前面誘導抗力係数増加率の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシェ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.96	0.69	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.95	0.69	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.01	0.77	NA

第 5 表 全機空力中心の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシェ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.92	0.98	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.88	0.95	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.91	1.01	0.95

第 6 表 最小前面抗力係数の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシェ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.44	-0.17	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.30	0.01	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	0.55	0.22	0.77～2.03

第 7 表 最小抗力係数の比較

試験条件	全機模型	反射板	ペニシェ	標準データ
M=0.3, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.01	0.74	NA
M=0.3, Re=6.8×10 ⁶	1.00	0.95	1.00	NA
M=0.8, Re=2.7×10 ⁶	1.00	1.22	1.20	NA

の値となった。また、ペニシェ模型の試験結果は、10 割程度小さい値となることがわかった。

なお、半裁模型試験結果の最小前面抗力が小さくなることの原因は不明であり、今後の課題である。

4.1.6 最小抗力係数の比較 最小抗力係数の比較結果を、第 7 表に示す。最小前面抗力係数よりも、最小抗力係数のほうが、全機模型と半裁模型試験結果は一致する。

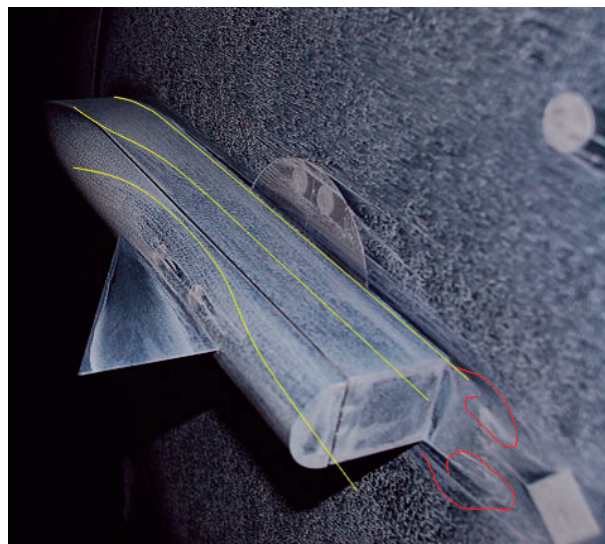
標準データの前面最小抗力係数及び、ベース抵抗のバラツキの原因は、下記が挙げられている⁴⁾。

- レイノルズ数効果と境界層乱流遷移位置の違いによる表面摩擦抗力の差
- レイノルズ数とステイング形状の違いによるベース圧への影響
- 測定部マッハ数分布のベース圧への影響

4.2 オイルフロー試験結果 マッハ数 $M=0.3$ 、レイノルズ数 $Re=2.7 \times 10^6$ 、迎角 $\alpha = 4^\circ$ における半裁模型試験について、オイルフロー試験を実施し、両者の模型表面の流れ場の比較を行った(第 9 図、第 10 図)。どちらの設置方法でも模型後方には模型中心軸に達する後流渦が来ている。これより、模型の後流はステイング支持とは異なっていると推測される。ペニシェ模型では対称面を横切る流れが発生すると共に、ペニシェ自身が翼型として作用していることが分かる。反射板模型では、対称面を横切る流れは発生しないが、対称面の胴体上面の先端付近から渦が発生している。これが全機模型でも存在する渦であるのか、反射板の境界層などの影響で発生した渦であるのかは、現状では不明である。



第 9 図 半裁反射板模型オイルフロー試験結果 ($M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、 $\alpha = 4^\circ$)



第 10 図 半裁ペニシェ模型オイルフロー試験結果 ($M=0.3$ 、 $Re=2.7 \times 10^6$ 、 $\alpha = 4^\circ$)

5. ま と め

以上より、以下の事がわかった。

- JAXA0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞で、全機及び半裁の AGARD-B 標準模型試験を行った。さらに、初めてパネル法風洞壁境界修正を実施し、その結果を比較した。
- 全機模型試験データは、AGARDGraph64 の $M=0.8$ 標準データと良く一致した。
- ペニシェ設置の半裁模型では、見かけ上の翼幅比の増大により、全機模型に対して揚力傾斜が増加し、誘導抗力係数は減少する。
- 半裁模型の設置法は、全機模型試験データとの一致を基準とすると、99%境界層厚さ相当のペニシェよりも、反射板の方が望ましいことがわかった。
- 半裁模型の最小前面抗力係数は全機模型に対して小さいが、この原因については今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) 空気力学第二部：“航技研遷音速風洞の構造と特性”，NAL TM-647, 航空宇宙技術研究所 (1980)。
- 2) 二次元風洞研究室：“航技研二次元風洞の改修”，NAL TM-744, 航空宇宙技術研究所 (1999)。
- 3) N.Ulbrich: “The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems”, AIAA2002-0307, 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (2002)。
- 4) J.P.Hartzuiker: “A review of measurements on AGARD calibration models”, AGARDograph 64, North Atlantic Treaty Organization (1961)。
- 5) H.H.Pearcey: “The Aerodynamic Design of Section Shapes for Swept Wings”, advances in Aeronautical Sci., Vol.3, Pergamon Press, London (1962)。
- 6) 超音速風洞セクション：“JAXA0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞ユーザーズマニュアル”，JAXA 風洞技術開発センター。
- 7) B.F.R.Ewald: “Wind Tunnel Wall Correction”, AGARDograph 336, North Atlantic Treaty Organization (1998)。

- 8) N.Ulbrich: “Description of Panel Method Code ANTARES”, NASA/CR-2000-209592 (2000).
- 9) J. D.Keller: “Numerical Calculation of Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots”, NASA TN D-6871 (1972).
- 10) N.Ulbrich and A.R.Boone: “Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel”, AIAA 2001-1112, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (2001).