

ISSN 0389-4010  
UDC 533.6.013  
533.6.011.5

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1232

## 超音速流中における軌道再突入実験機の プローブフィン の空力特性

渡 辺 光 則 ・ 関 根 英 夫 ・ 楯 篤 志  
野 田 順 一 ・ 井 上 安 敏 ・ 吉 永 崇

1994年4月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 超音速流中における軌道再突入実験機の プローブフィンの空力特性\*

渡辺 光 則\*<sup>1</sup>    関 根 英 夫\*<sup>1</sup>    楯    篤 志\*<sup>1</sup>  
野 田 順 一\*<sup>1</sup>    井 上 安 敏\*<sup>1</sup>    吉 永    崇\*<sup>1</sup>

## Aerodynamic Characteristics of the Orbital Reentry Vehicle Experimental Probe Fins in a Supersonic Flow\*

Mitsunori WATANABE\*<sup>1</sup>, Hideo SEKINE\*<sup>1</sup>, Atsushi TATE\*<sup>1</sup>, Junichi NODA\*<sup>1</sup>  
Yasutoshi INOUE\*<sup>1</sup> and Takashi YOSHINAGA\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

The aerodynamic characteristics of probe fins with a sweep angle of 60 deg, which are equipped on the Orbital Reentry Experiment (OREX) vehicle to measure the surrounding ionized gas temperature and electron number density distributions in the high temperature communication black out regions, have been measured in the supersonic wind tunnel of the National Aerospace Laboratory and compared with those of the fins of 0 deg sweep angles. Since the probes are to be embedded in the boundary layer where the local Mach number is less than 2.5 over the OREX surface at a hypersonic flight speed, the aerodynamic characteristics in supersonic regions are needed to estimate the rolling moments of fins caused by the error of the installation angles.

The lift coefficient slope of the probe fins decreases as the Mach number increases, being less than the values for the 0 deg sweep fins. The drag coefficient depends highly on the sweep angle of the fins in Mach number regions less than 2.5.

**Key Words :** OREX, Probe, Reentry, Fin, Lift coefficient, Drag coefficient

### 概            要

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)との共同研究として実施される軌道再突入実験において、実験機(OREX, Orbital Reentry Experiment)の肩部に取付けて再突入時の温度及び電子密度の測定に使用されるプローブ(静電プローブ及び熱電対プローブ。ここではOREXフィンと呼ぶ、後退角60°, 高さ70 mm, 及び厚さ20 mm。)が開発されている。

このプローブのOREX機体への取付け角に誤差を生じると、OREXを機軸周りに回転させるモーメントが生じる。この値を推定するため、OREXフィン模型をAGARD-B模型の胴体に取り付けて揚力係数、抗力係数及び縦揺れモーメント係数を測定した。

試験は航空宇宙技術研究所の1m×1m吹出式超音速風洞で実施した。試験の結果、揚力係数は小さな迎角(0°~5°程度)の範囲内では、試験したすべてのマッハ数で迎角に対して直線性を示した。また迎角 $\alpha=0^\circ$ における揚力傾斜はマッハ数の増加とともに徐々に減少した。フィンの抗力係数はフィンの後退角が大きい方が小さく、マッハ数の増加とともに後退角の影響は小さくなった。

\* 平成6年2月17日受付 (received 17 February, 1994)

\*<sup>1</sup> 空気力学部 (Aerodynamics Division)

## 1. ま え が き

HOPEの大気圏再突入時の設計基礎データの取得を目的とした軌道再突入実験機(OREX)<sup>1)</sup>が計画されている。その目的の一つに極めて重要な空力加熱現象のメカニズムの解明がある。このためOREXの機体表面端部(肩部)に、突き出したプローブ(OREXフィン)<sup>2,3)</sup>を取付け、機体表面近傍の電子密度と温度分布を計測することにより空力加熱現象のメカニズムに関係する物体表面付近の流れの特性を明らかにする。また、ここで得られる電子密度の計測データは通信ブラックアウト現象の把握にも不可欠である。

図1に示すように、OREX フィン1対は $x-z$  面内に対称に突出して取付けられる。OREX が経験する空力環境を想定した場合、極超音速及び超音速で飛行中のOREX 前面には強い離脱衝撃波(Bow Shock, Detached Shock)が形成される。数値計算によると、離脱衝撃波下流のOREX フィン付近の流れは $50^\circ$ の傾斜を持つ円錐面にはほぼ平行な非平衡流となり、円錐面に垂直方向の速度分布は一様でなく境界層を形成している<sup>4)</sup>。この計算によればフィン先端の流速はマッハ数2以下と推定されている。 $x-z$  面に対する取付け角の誤差を持ったOREX フィンがこの様な境界層の中にあった場合、OREX フィンには揚力が発生し、OREX本体に機軸( $x$  軸)まわりのロールモーメントを発生させる<sup>6)</sup>。またその取付け誤差によるモーメントの大きさはOREX が地上に近づくとともに、大気密度の増加に比例して大きくなる。取付け角誤差によるロールモーメントの発生によって、制御不能の大きなロールスピンを発生させる可能性も考えられる。従ってこのモーメントの大きさを予め評価しておく必要がある。

OREX検討の初期の段階ではOREXフィンは高さが100 mmで、後退角のない形状を計画していた。既存のデータからおおまかな推定によってフィンの空力係数を採用したところ、取付け角度誤差が小さくてもモーメントが大きくなり制御のない場合、ロールスピンの角速度が計画範囲を越えるため、フィンの高さを70%にすることと、 $60^\circ$ の後退角をつけることによりロールモーメントの減少を計った。本試験では、この様な理由から、OREXの取付け角度誤差によって発生するモーメントの大きさをこれまでの推定値より正しく把握するために、OREXフィン単体の揚力係数と抗力係数さらにモーメント係数の測定を行った。

OREXフィンの空力特性を風洞で調べるには、フィン付きのOREX全体模型を風洞内に取付けて、フィンに作用する空気力の測定を行うことが望ましい。しかしOREX本体とOREXフィンの代表長さの比は40:1であるので、フィン部分が小さくなりすぎてフィンに作用する空気力の測定は困難である。従って本試験では、同一条件下で先端が「オージャイブ形状」のAGARD-B(標準)模型胴体にOREXフィン1対を取付けた場合と、AGARD-B模型胴体だけの場合とについて3分力風洞試験を行いそれぞれにおいて空力係数を求め、それらの空力係数の差からOREXフィンの空力係数を求めた。

## 2. 記号及び略語

- $b$  模型の高さ(=70 mm)
- $c$  縦揺れモーメント係数の基準長さ(= $c_r$ )
- $C_D$  抗力係数(= $D/q_\infty S_D$ )
- $C_L$  揚力係数(= $L/q_\infty S_L$ )
- $C_{L\alpha}$  揚力傾斜(= $\partial C_L / \partial \alpha$ , 1/deg)

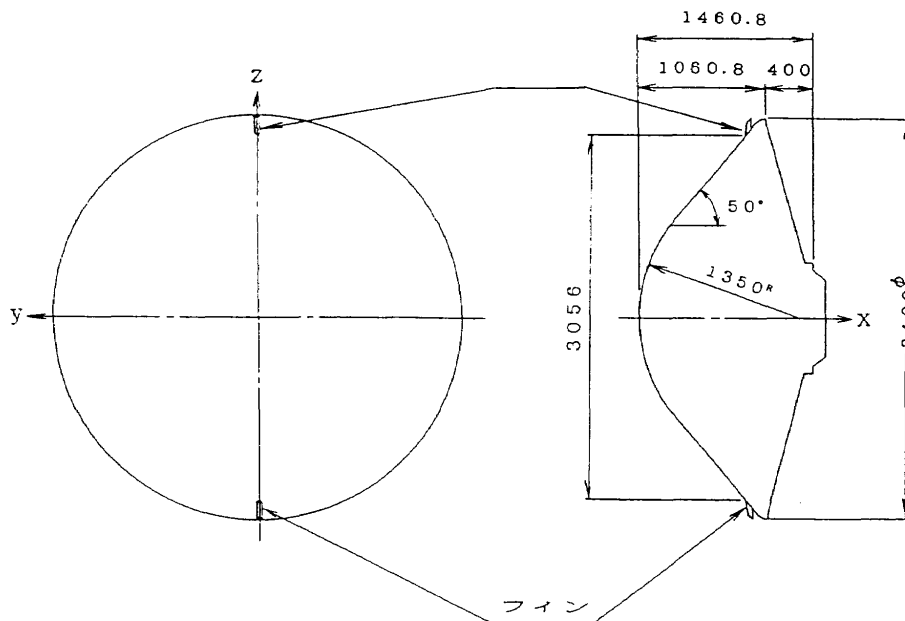


図1 OREXフィンのOREX本体への取付位置(mm)

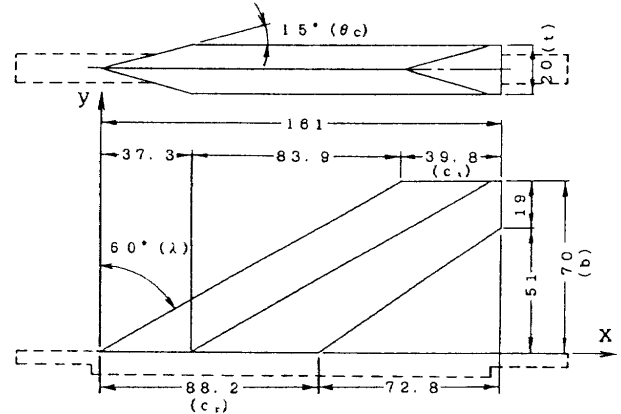
- $C_m$  縦揺れモーメント係数 ( $=M/q_\infty S_L c_r$ )  
 $C_{m\alpha}$  縦揺れモーメント傾斜 ( $=\partial C_m / \partial \alpha$ , 1/deg)  
 $c_r$  フィン根元の弦長  
 $c_l$  フィン先端の弦長  
 $D$  抗力  
 $D_B$   $F_B$  の抗力成分  
 $F_B$  AGARD-B 胴体底面に垂直に働く力 ( $F_B = ((P_{B1} + P_{B2})/2 - P_\infty) \cdot S_B$ )  
 $L$  揚力  
 $L_B$   $F_B$  の揚力成分  
 $M$  縦揺れモーメント  
 $M_\infty$  一様流マッハ数  
 $P_{B1}, P_{B2}$  AGARD-B 胴体の 2 箇所の底面圧力  
 $P_0$  集合胴圧力  
 $P_\infty$  一様流静圧  
 $q_\infty$  一様流動圧 ( $= (1/2) \rho_\infty V_\infty^2$ )  
 $Re_\infty$  レイノルズ数 ( $= V_\infty / \nu_\infty (1/m)$ )  
 $S_B$  AGARD-B 胴体底面面積  
 $S_{D1}, S_{D2}$  基準面積 (フィン 2 枚分の前方からの投影面積,  $0.0028 \text{ m}^2$ ,  $S_{D1} = S_{D2}$ )  
 $S_{L1}$  基準面積 (フィン 1 のフィン 2 枚分の側面からの投影面積,  $0.01033 \text{ m}^2$ )  
 $S_{L2}$  基準面積 (フィン 2 のフィン 2 枚分の側面からの投影面積,  $0.01233 \text{ m}^2$ )  
 $t$  フィンの厚さ (20 mm)  
 $\alpha$  迎角  
 $\theta_c$  フィン前縁の半頂角  
 $\lambda$  フィンの後退角  
 $\nu_\infty$  一様流動粘性係数  
 $\rho_\infty$  一様流密度

添 字

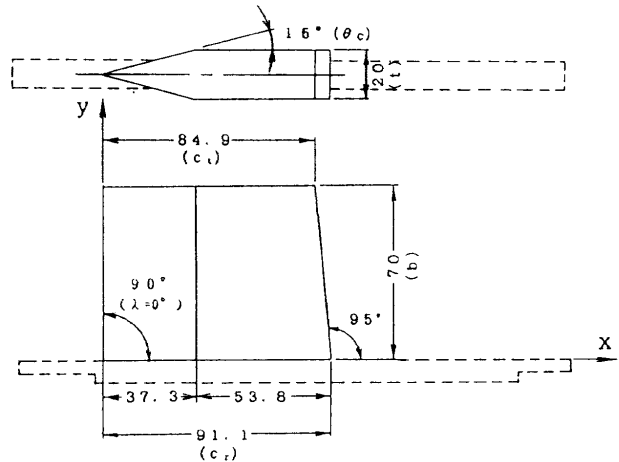
- 1 フィン 1  
 2 フィン 2  
 b AGARD-B 模型の胴体だけの場合  
 b+f AGARD-B 模型の翼部分をフィンに取替えた場合

### 3. フィン模型と AGARD-B 模型

図 2 にフィン模型の詳細寸法を示す。図 2(1) のフィン 1 は OREX で実際に使用されるフィンと同一形状であって、模型と実物との寸法は同じである。フィン 1 の主な寸法は、前縁の半頂角  $\theta_c = 15^\circ$ 、後退角  $\lambda = 60^\circ$ 、高さ  $b = 70 \text{ mm}$ 、弦長は根元で  $c_r = 88.2 \text{ mm}$ 、先端では  $c_l = 39.8 \text{ mm}$ 、厚さ  $t = 20 \text{ mm}$  である。図 2(2) のフィン 2 は後退角のない場合の空力特性を測定し、フィン 1 と比較するために設計したもので、 $\theta_c = 15^\circ$ 、 $\lambda = 0^\circ$ 、 $b = 70 \text{ mm}$ 、 $t = 20 \text{ mm}$  である。図の破線の部分は AGARD-B 胴体模型に取付けるのに必要な



(1) フィン 1 (OREX フィン)



(2) フィン 2 (比較用フィン)

図 2 フィン 1 (OREX フィン) とフィン 2 (比較用フィン) の形状 (mm)

部品である。模型の材質は SUS303 である。

フィン模型を取付ける AGARD-B 模型を図 3(1) に示す。これは高力アルミ合金製で左右の翼の取外しが可能である。図 3(2) に、AGARD-B 模型の胴体にフィン 1 模型を取付けたものを、図 3(3) に、AGARD-B 模型の胴体にフィン 2 模型を取付けたものを示す。図 4 に示すように、これらの模型を風洞内にフィンが水平になるように取付け、迎角を変化させて空気力を測定した。

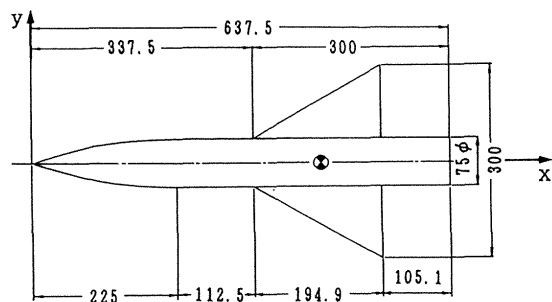
### 4. 試験装置

試験は、航空宇宙技術研究所の  $1 \text{ m} \times 1 \text{ m}$  吹出式超音速風洞で行なった。試験条件を以下に記す。

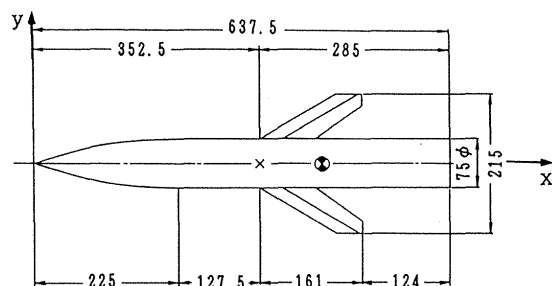
- $M_\infty = 1.4 \sim 3.0$
- $P_0 = 160 \sim 530 \text{ kPa}$
- $\alpha = -10^\circ \sim 10^\circ$
- $Re_\infty = 2.4 \sim 4.0 \times 10^7 (1/m)$

3 分力の測定には内挿式モーメントタイプの 6 分力天秤 (No.11, 38φ, LMC-6272, 日章電機製) を使用した。天秤容量は以下のとおりである。

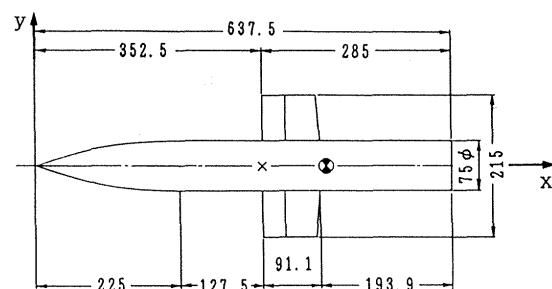
- 軸力 ( $F_X$ )  $= 80 \text{ kgf}$



(1) AGARD-B 模型



(2) AGARD-B 胴体にフィン 1 を取付けた場合



(3) AGARD-B 胴体にフィン 2 を取付けた場合

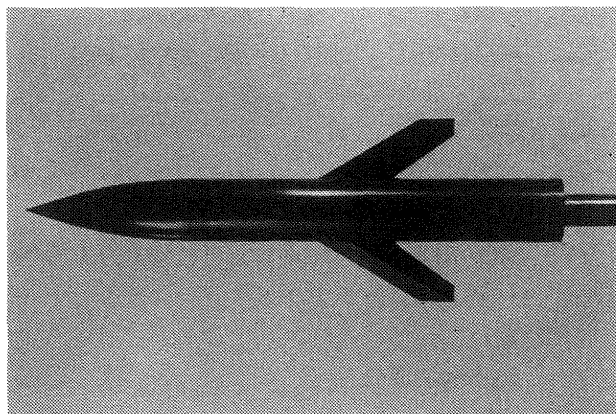
× : フィンの縦揺れモーメント基準点 (胴体先端から 352.5mm)      ● : 天秤のモーメント基準点 (胴体先端から 446mm)

図 3 AGARD-B 胴体模型に取付けたフィン模型の位置 (mm)

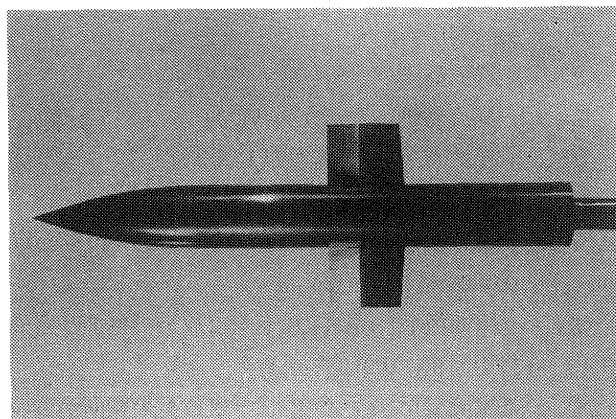
- ・横力( $F_Y$ ) = 500 kgf
- ・垂直力( $F_Z$ ) = 500 kgf
- ・横揺れモーメント( $M_X$ ) = 7 kgf m
- ・縦揺れモーメント( $M_Y$ ) = 30 kgf m
- ・片揺れモーメント( $M_Z$ ) = 30 kgf m

また AGARD-B 胴体模型の底面圧力の測定は 2 箇所で行い、圧力レンジが 103kPa (15psi) の差圧型圧力変換器を 2 台用いた。2 箇所の測定点は胴体の  $x-z$  平面内の底面位置で、 $x$  軸から  $z$  軸方向に等距離の位置、約  $\pm 29$ mm である。

3 分力のデータ収集とデータ処理は風洞計測装置で行った。天秤出力は高精度 AD 変換器 (サンプリング速度: 20  $\mu$  sec) を用いて計算機に収録し、データ処理を経て物理量に変換した。迎角に対応した 3 分力データは最終的に約 120 m sec 間隔で取得した。



(1) AGARD-B 胴体フィン 1 (OREX フィン) を取付けた場合



(2) AGARD-B 胴体フィン 2 (比較用フィン) を取付けた場合

図 4 AGARD-B 胴体模型に取付けたフィン模型写真

風洞シュリーレン法で模型周囲の流れの可視化データを、また油膜法によって模型表面の可視化データを取得した。シュリーレン装置では迎角  $5^\circ$  間隔でスチール写真の撮影を、ビデオテープレコーダでは映像の連続的な録画を行った。油膜法では二酸化チタン、流動パラフィンと微量のオレイン酸を適度に混合したものを用い、フィン 1 全体とその取付け部付近の流れを観察した。

フィンの 3 分力試験に先だて、本試験装置によって 3 分力データが正確に取得できるかを、図 3(1) に示す AGARD-B 模型を用いて検証を行った。本試験で得られた AGARD-B 模型の 3 分力データを以前に測定した AGARD-B 模型の 3 分力データ<sup>7)</sup>と比較した結果、図 5(1), (2) に示すようにほぼ良好な一致を得た。ただし両データとも底面圧力による補正は行っていない。

## 5. OREX フィンの 3 分力係数

フィンの 3 分力係数は、同一試験条件下で AGARD-B 模型胴体だけを風洞に取付けた場合と、同模型の翼を除去し胴体にフィンを取付けた場合 (図 3(2)) のそれぞれについて通風を行い空力係数を求め、それらの空力係数の差か

ら求めた。なお胴体だけとフィン付き模型のそれぞれの揚力係数と抗力係数を求める場合には、胴体部分の底面圧力の補正（前面抗力を算出すること）を行っている。3分力の各係数は以下に示す式に従って求めた。

フィンの揚力係数  $C_L$  の算出式

$$C_L = (L_{b+f} / q_{\infty, b+f} \cdot S_L) - (L_b / q_{\infty, b} \cdot S_L)$$

フィンの縦揺れモーメント係数  $C_m$ （基準点はフィンの先端）の算出式

$$C_m = (M_{b+f} / q_{\infty, b+f} \cdot c \cdot S_L) - (M_b / q_{\infty, b} \cdot c \cdot S_L)$$

フィンの抗力係数  $C_D$  の算出式

$$C_D = (D_{b+f} / q_{\infty, b+f} \cdot S_D) - (D_b / q_{\infty, b} \cdot S_D)$$

揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  の算出式

$$C_{L\alpha} = \partial C_L / \partial \alpha \quad (1/\text{deg}, \alpha = 0^\circ)$$

縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha}$  の算出式

$$C_{m\alpha} = \partial C_m / \partial \alpha \quad (1/\text{deg}, \alpha = 0^\circ)$$

これらの値は  $(C_{L\alpha}, C_{m\alpha})$  は  $\alpha = -4^\circ \sim 4^\circ$  の範囲内の  $C_L$  及び  $C_m$  のデータを用い最小2乗法によって計算した。

また底面圧力による補正量は、2点の測定された底面圧力 ( $P_{B1}$  及び  $P_{B2}$ ) の平均値を用い以下の式から求めた。

$$F_B = ((P_{B1} + P_{B2}) / 2 - P_\infty) \cdot S_B$$

$F_B$  は AGARD-B 胴体底面に垂直に働く力、 $S_B$  は AGARD-B 胴体底面面積である。従って迎角のある場合の揚力及び抗力への底面圧力の補正量 ( $L_B$  及び  $D_B$ ) は次のようになる。

$$L_B = \sin \alpha \cdot F_B, \quad D_B = \cos \alpha \cdot F_B$$

ここで、添字  $b$  は AGARD-B 模型の胴体だけの場合、

$b+f$  は AGARD-B 模型の翼部分を取除きフィン模型に取替えたものを表す ( $L_b, D_b, L_{b+f}, D_{b+f}$  は AGARD-B 胴体の底面圧力の補正量  $L_{B,b}, D_{B,b}, L_{B,b+f}, D_{B,b+f}$  が差引かれている)。  $q_{\infty, b}$  は AGARD-B 胴体だけで試験を行った場合の動圧、 $q_{\infty, b+f}$  は AGARD-B 胴体にフィンを1対取付けて試験を行った場合の動圧である。同じ条件で実験を行うため  $q_{\infty, b}$  と  $q_{\infty, b+f}$  の値はほぼ等しい。  $S_L$  は基準面積でフィン2枚分を  $x, y$  軸を含む面に投影した平面形面積である（図2参照）。フィン1の場合  $S_{L1} = 0.010338 \text{ m}^2$ 、フィン2の場合  $S_{L2} = 0.012326 \text{ m}^2$  である。  $S_D$  は抗力係数の基準面積で  $x$  軸に垂直な平面にフィンを投影した場合のフィン2枚分の最大投影面積で、その大きさは  $S_{D1} = S_{D2} = 0.0028 \text{ m}^2$  である。  $c$  は縦揺れモーメント係数の基準長で、それぞれの根元の弦長  $c_r$  を取る。その値は  $c_{r1} = 0.0882 \text{ m}$ 、 $c_{r2} = 0.0911 \text{ m}$  である。

この測定方法では次の点に注意しなければならない。

- (1) AGARD-B 胴体模型先端から発生する衝撃波の下流への影響 (AGARD-B 胴体模型に取付けたフィン付近の流れが主流の値にどの程度回復しているか)
- (2) AGARD-B 胴体模型とフィンの相互干渉
- (3) AGARD-B 胴体模型が迎角を取った場合、迎角が(1)及び(2)に及ぼす影響

(1) については、本風洞において AGARD-B 模型に類似した半頂角  $20^\circ$  の円錐円筒物体の円筒部表面の静圧及びその回りの総圧とマッハ数分布が測定されており、胴体付近

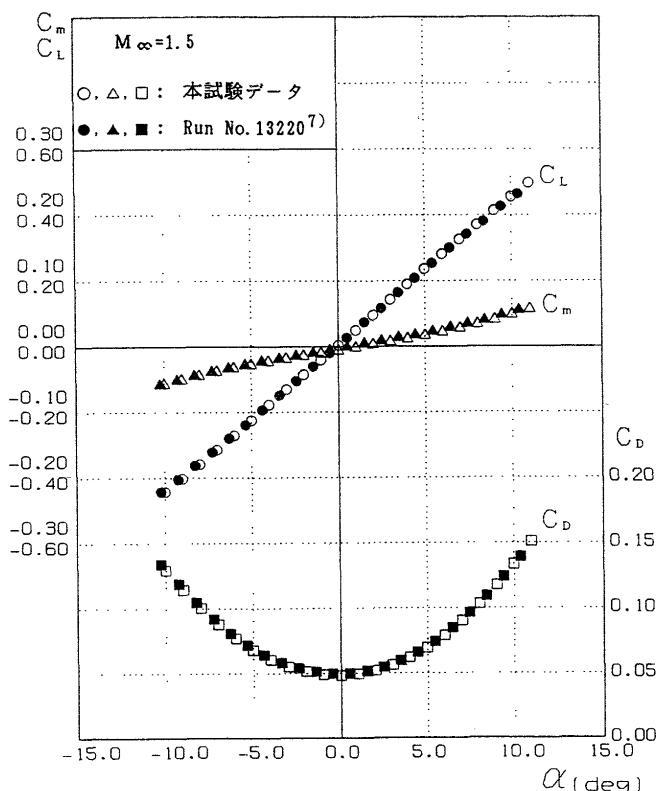


図 5(1) AGARD-B 模型の 3 分力特性,  $M_\infty = 1.5$

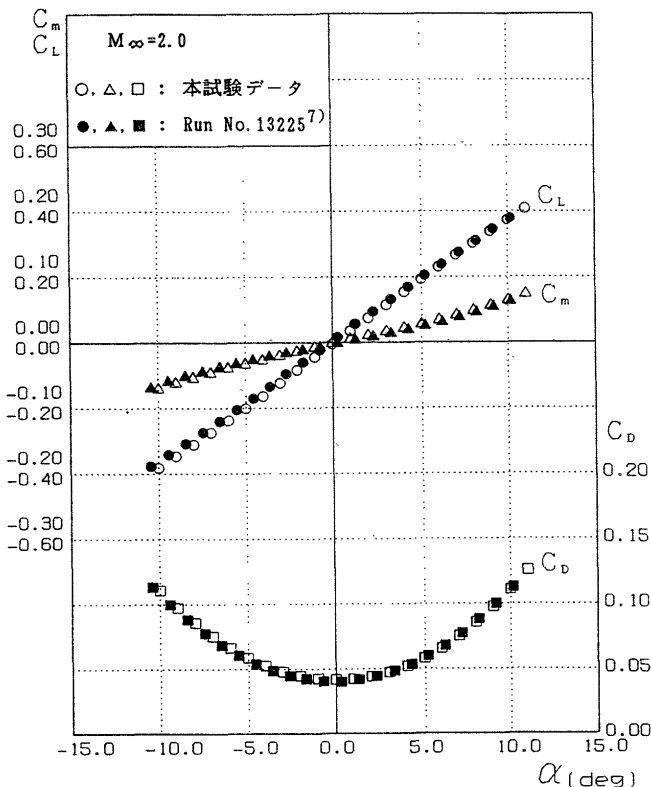


図 5(2) AGARD-B 模型の 3 分力特性,  $M_\infty = 2.0$

の圧力はほぼ主流の値に回復していることが報告<sup>8,9)</sup>されている。本試験では、これらの報告から AGARD-B 胴体模型に取付けられたフィン付近の流れは主流の流れ条件にほぼ回復しているものと推定した。また本試験終了後、本試験で用いた AGARD-B 胴体模型と同一形状、同一寸法の圧力胴体模型を用い、本試験と同一条件でフィン取付け付近の胴体表面圧力測定試験 ( $M_\infty = 1.5 \sim 3.0$ ; 0.5 間隔) を行った。その結果、フィン取付け付近の AGARD-B 胴体模型表面圧力はほぼ一様であった。(2) の相互干渉は AGARD-B 胴体模型まわりの境界層とフィンから発生する衝撃波により生じ、その流れ場は 3 次元的で複雑である。本試験のフィン模型とは若干異なるが、先端がくさび形のフィン ( $\theta_c = 10^\circ \sim 40^\circ$ ,  $\lambda = 10^\circ \sim 40^\circ$ ) を平面に垂直に取付けて、フィンと平板の干渉を超音速流中で調べた試験報告<sup>10,11)</sup>がある。これによると、フィンの半頂角が小さいほど、またフィンの後退角が大きいほど相互干渉は小さくなる。本試験の OREX フィンは  $\theta_c = 15^\circ$ ,  $\lambda = 60^\circ$  であるので文献<sup>10,11)</sup>の試験報告から、本試験の OREX フィンと AGARD-B 胴体模型との相互干渉は比較的小さいと推察できる。(3) に関しては本報告では十分に調べていない。ここでは、数度の迎角範囲ならば、フィン付近の流れ場は迎角  $\alpha = 0^\circ$  の場合と大差はないものと仮定している。

## 6. 試験結果

図 6(1) から図 6(12)、及び図 7(1) から図 7(12) は、マッ

ハ数をパラメータとしてフィン 1 及びフィン 2 の揚力係数  $C_L$ 、縦揺れモーメント係数  $C_m$  及び抗力係数  $C_D$  の迎角  $\alpha$  に対する関係を表したものである。なお、この風洞の傾向として低いマッハ数 ( $M_\infty = 1.4, 1.5$ ) で気流にわずかな垂直上昇成分が生じるため、空力特性の  $C_L = 0$  の点が迎角の原点に対して移動する。フィンの特性は本来原点に対称であるからデータを実用的に利用することを考えて、図 6(1), (2), 図 7(1), (2) では、 $C_L$  に対する迎角のずれ分だけ  $C_L, C_m, C_D$  の迎角に対して補正を行った。

OREX 表面上のフィン取付け位置付近の流れ場の計算<sup>4)</sup>によると、フィンは OREX 表面上の境界層の中に入ってしまうため、マッハ数はほぼ 2 以下である。このマッハ数領域の詳しい係数を得る目的で、細かいマッハ数間隔で測定を行った。

図 8(1) と (2) はマッハ数  $M_\infty = 1.5 \sim 3.0$  (0.5 間隔) での 3 分力係数を重ね書きしたものである。

また図 9(1) は迎角  $\alpha = 0^\circ$  におけるマッハ数に対する揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  と縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha}$  の変化を図 6, 7 から求めたものである。

図 9(2) はフィン 1 とフィン 2 の  $\alpha = 0^\circ$  におけるマッハ数に対する抗力係数の変化を示す。

### (1) 揚力係数 $C_L$ の変化

図 6(1) から図 6(12) に示すフィン 1 の迎角と揚力係数の関係を見ると、 $-5 \leq \alpha \leq 5^\circ$  の範囲ですべてのマッハ数において、迎角  $\alpha$  に対する揚力係数  $C_L$  の変化 (揚力曲線) は

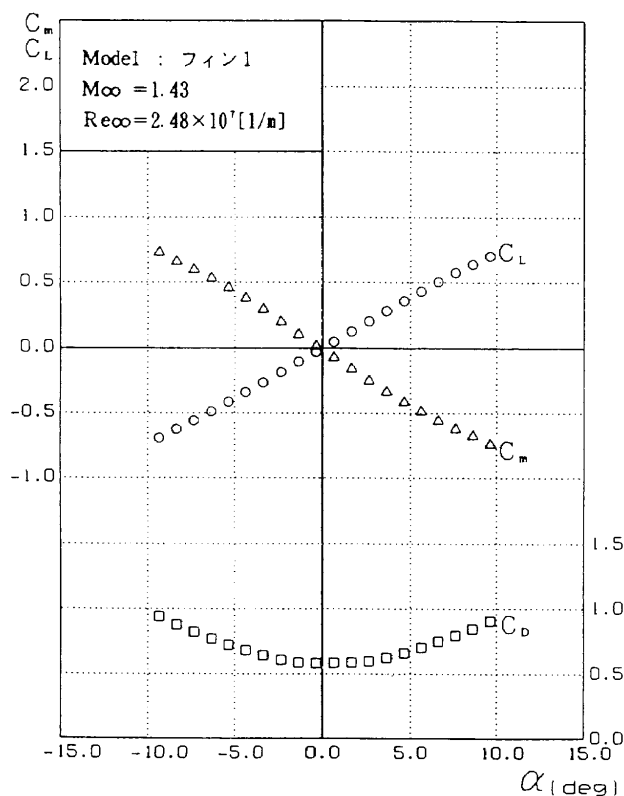


図 6(1) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.43$

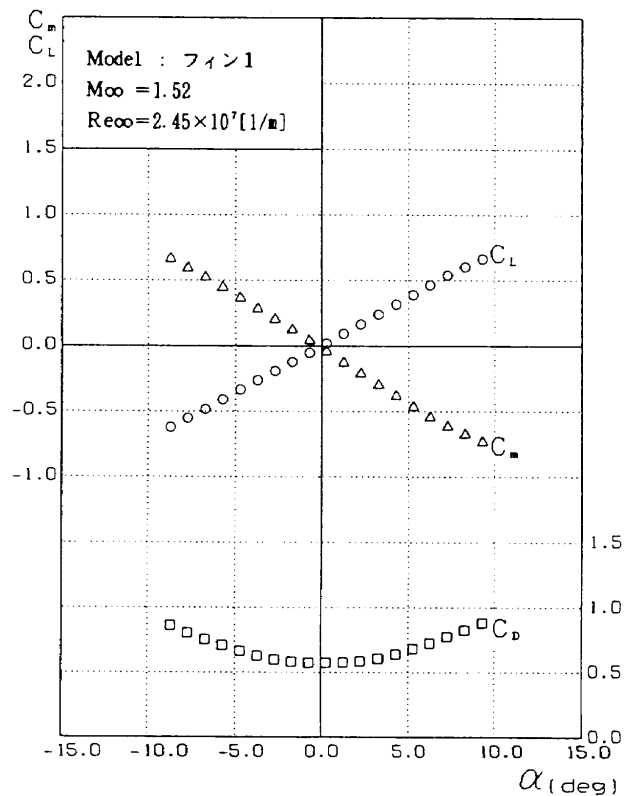


図 6(2) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.52$

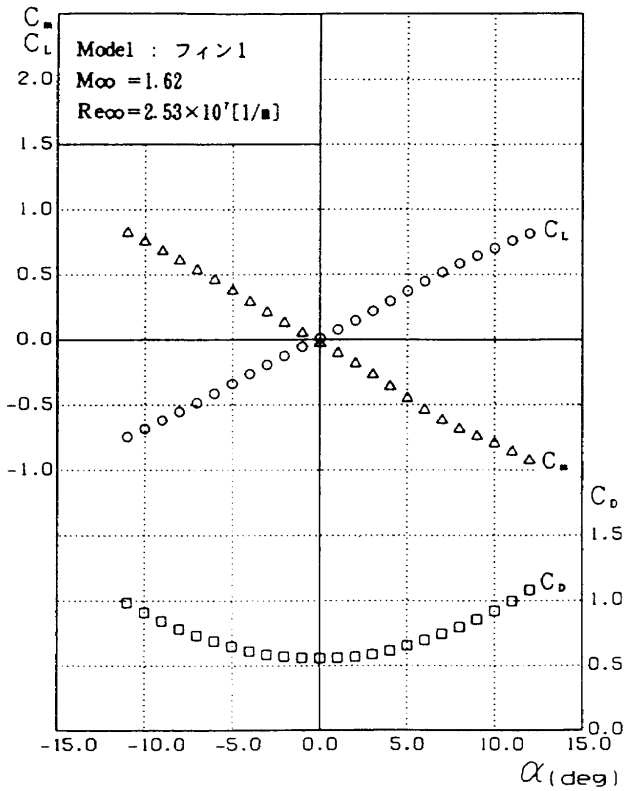


図 6(3) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.62$

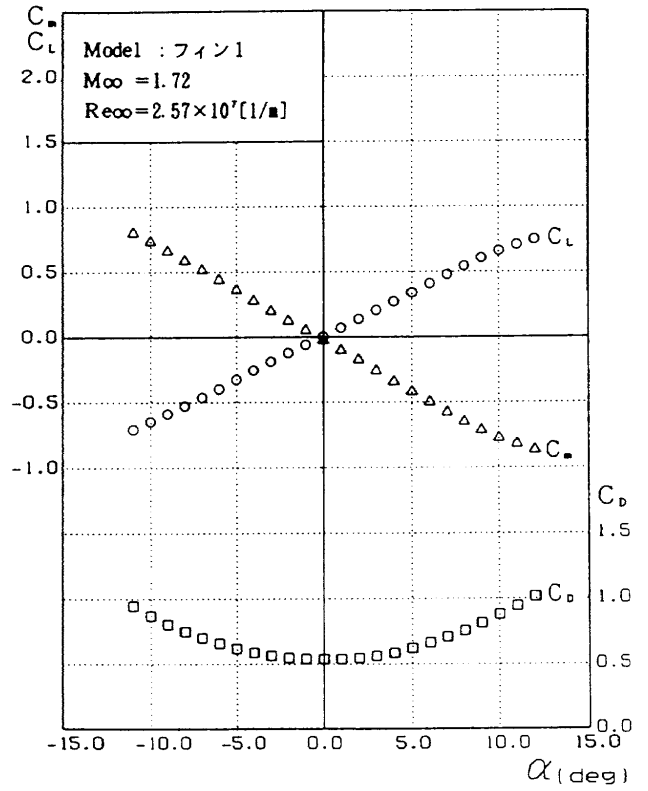


図 6(4) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.72$

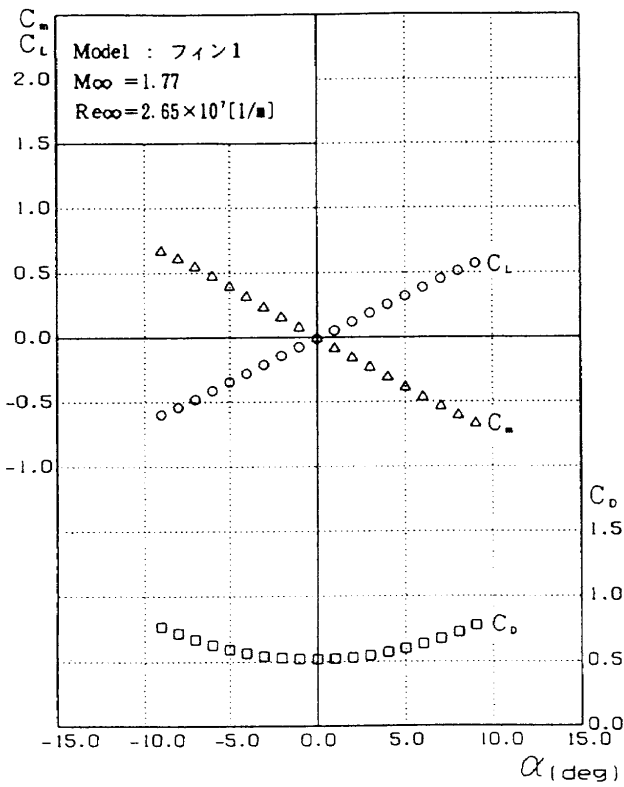


図 6(5) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.77$

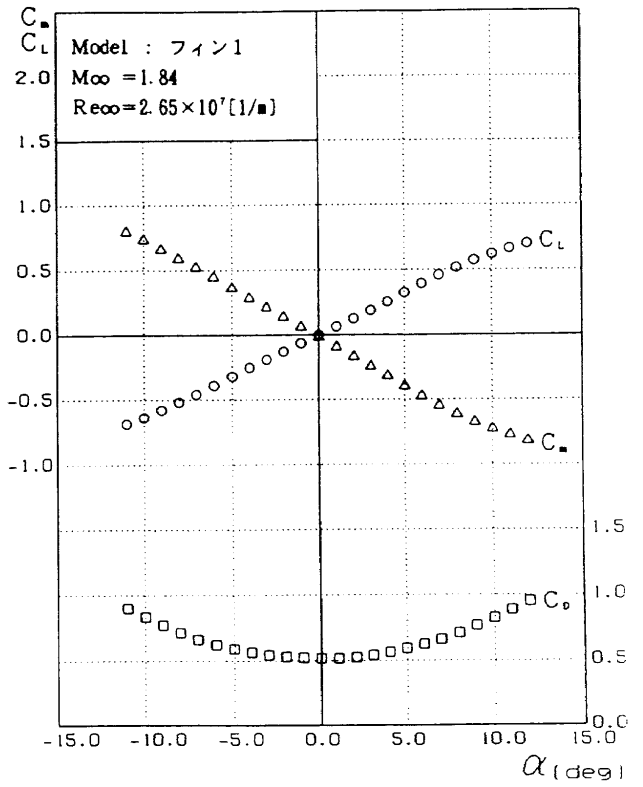
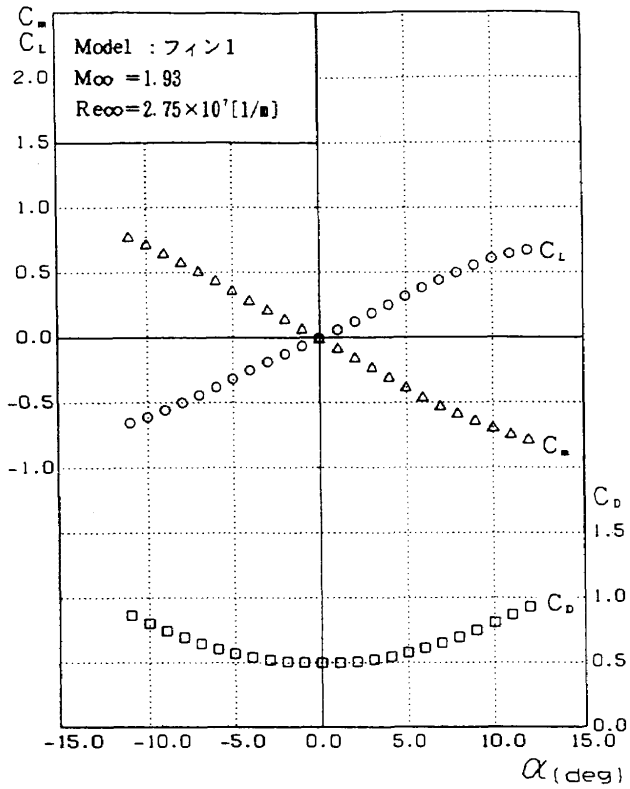
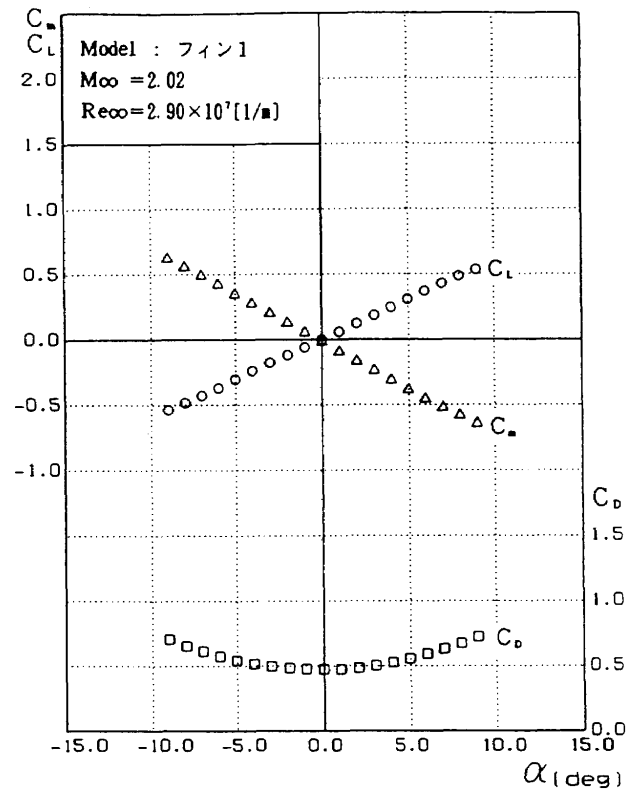
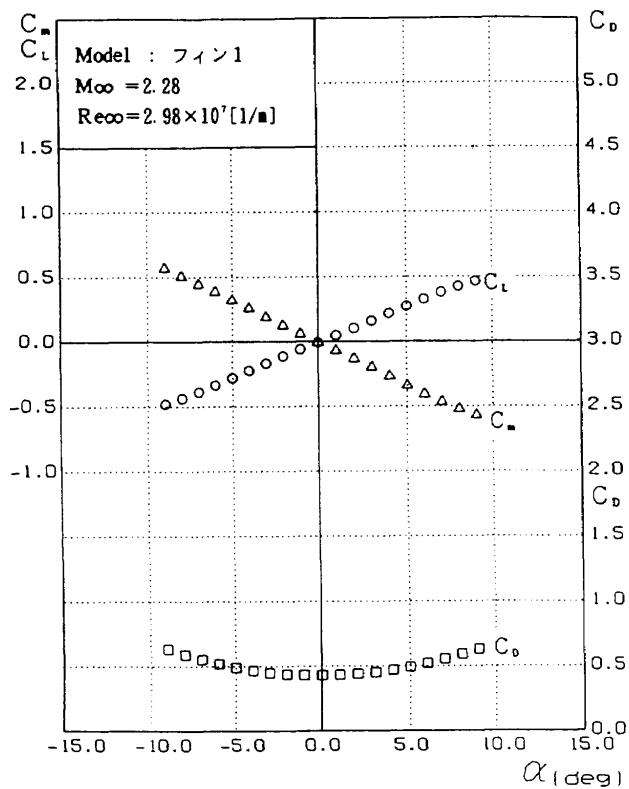
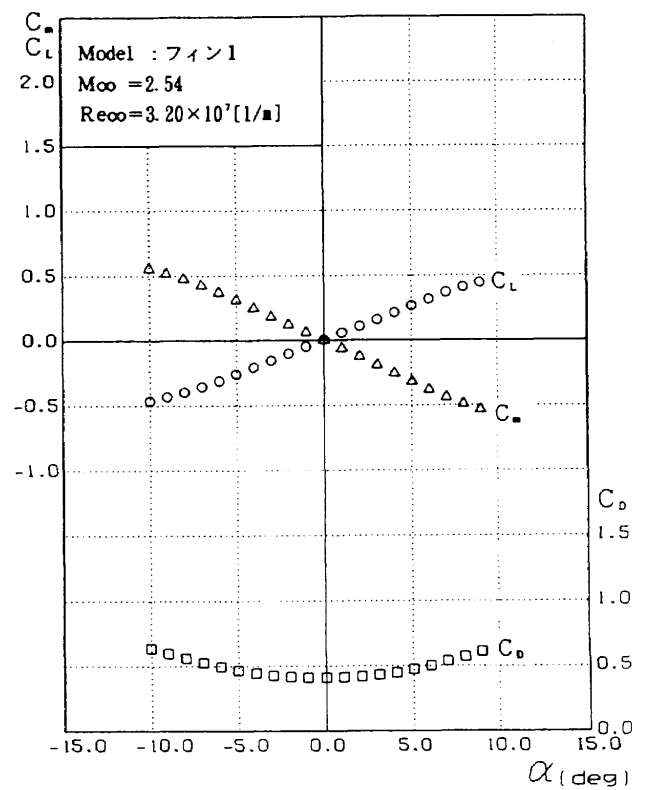
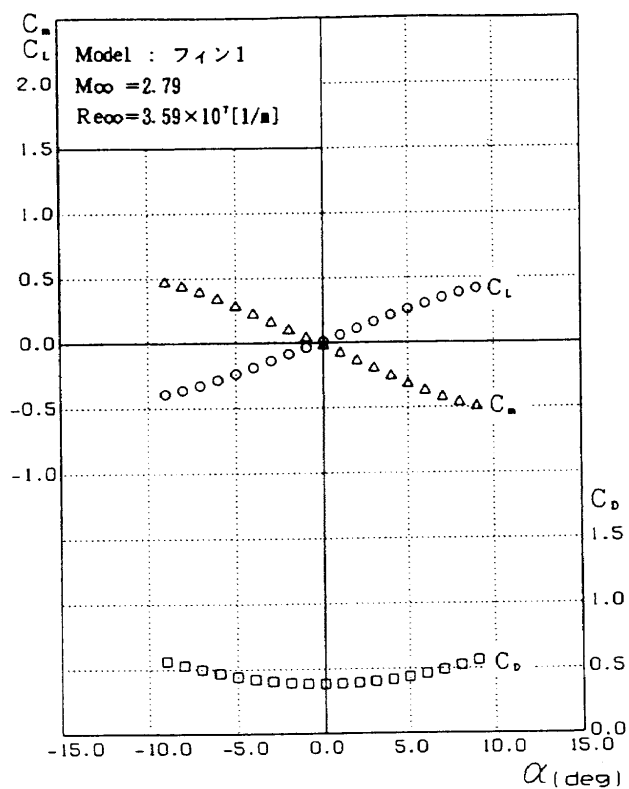
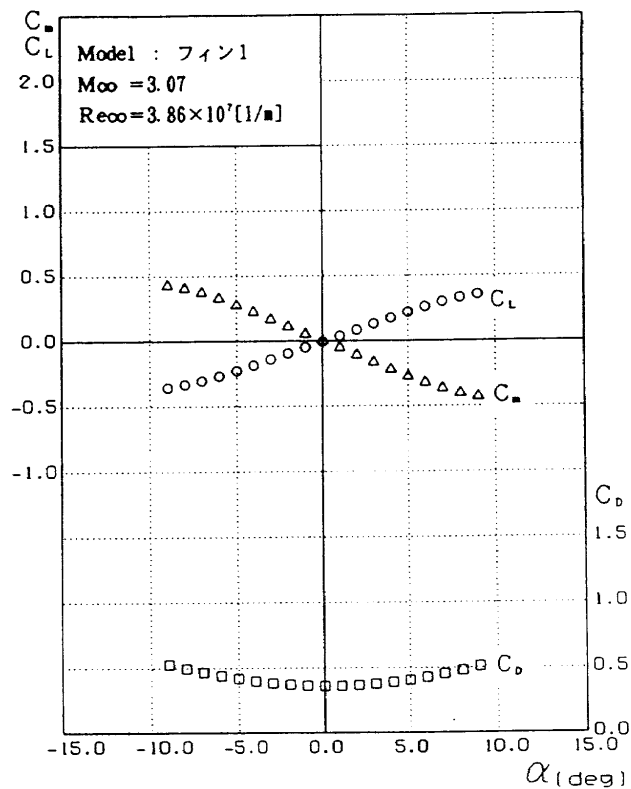
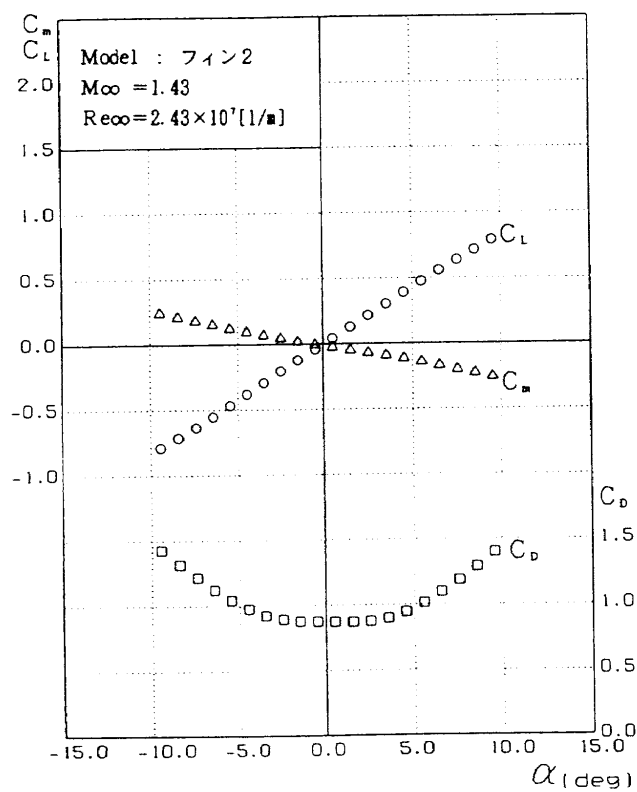
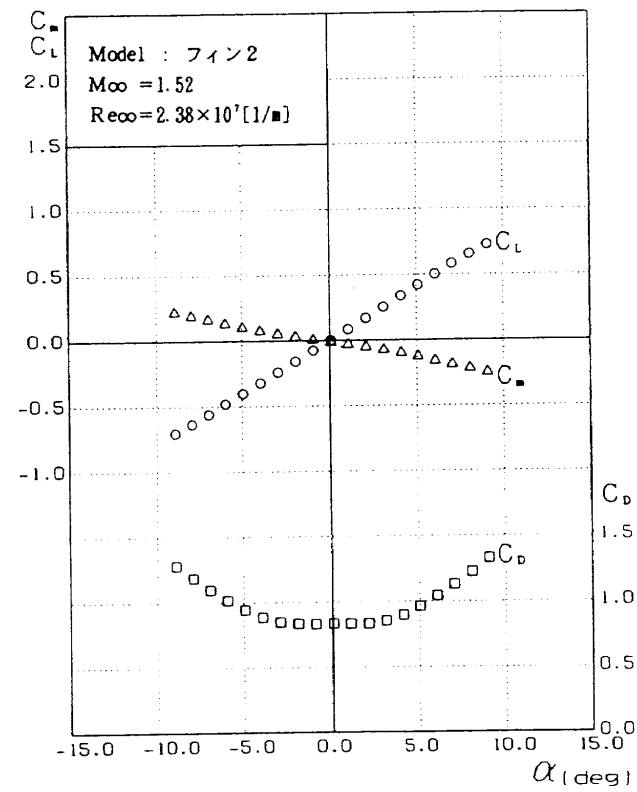
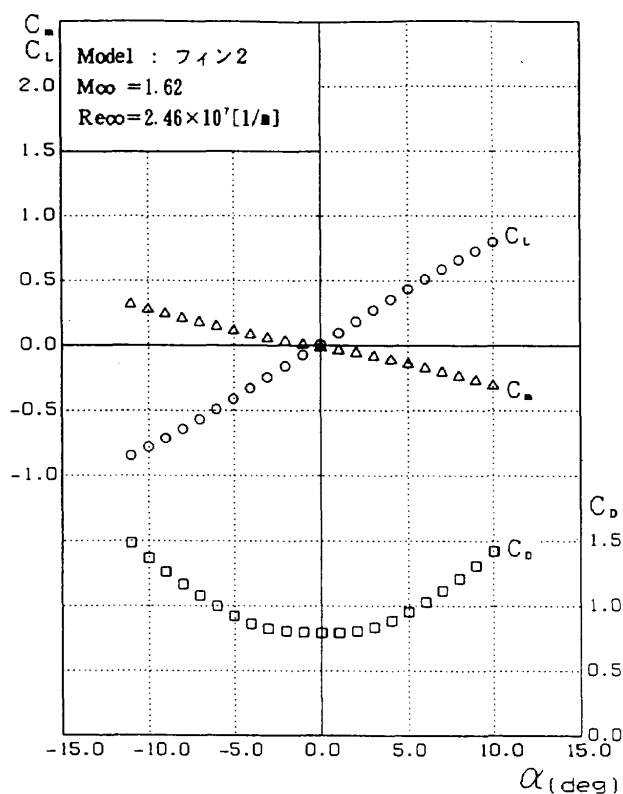
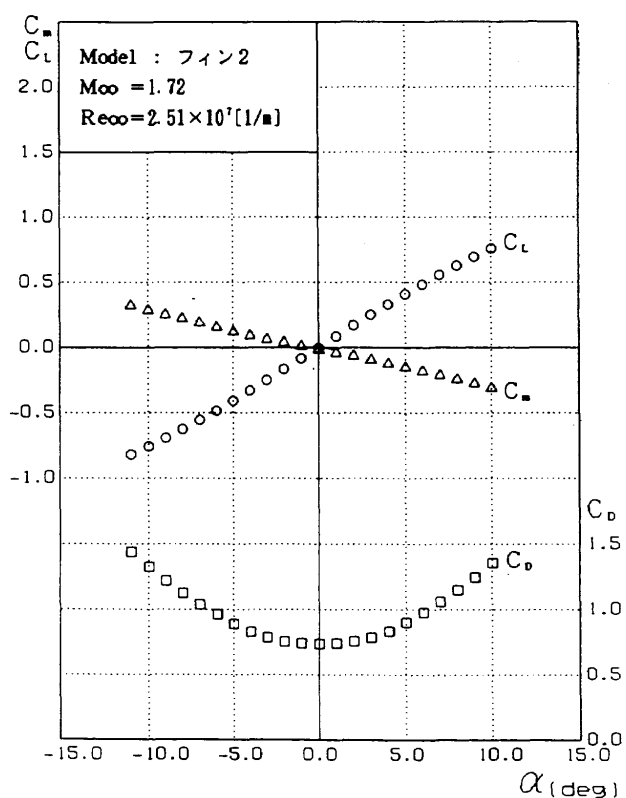
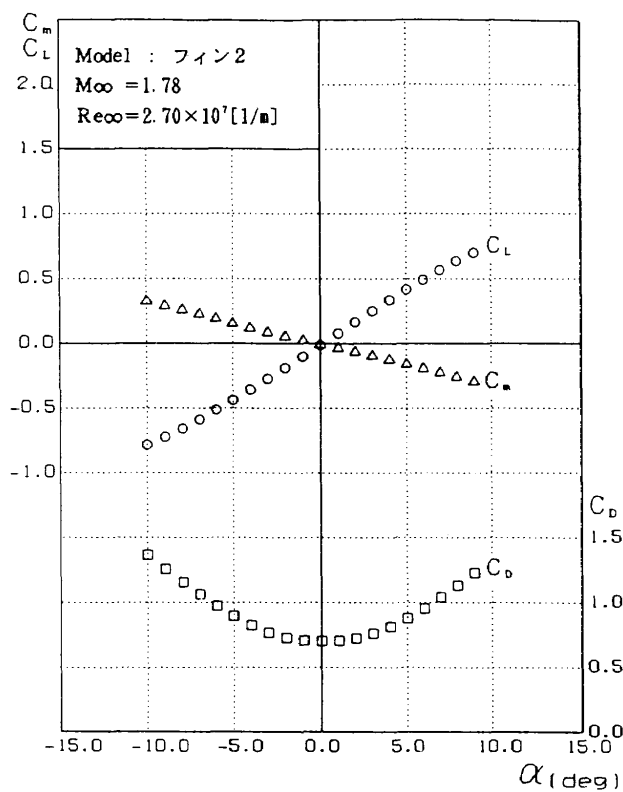
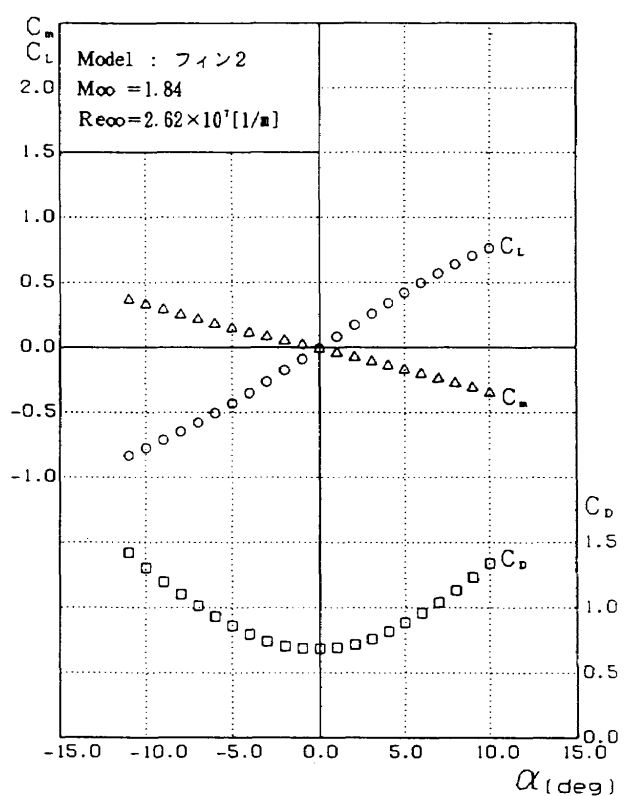
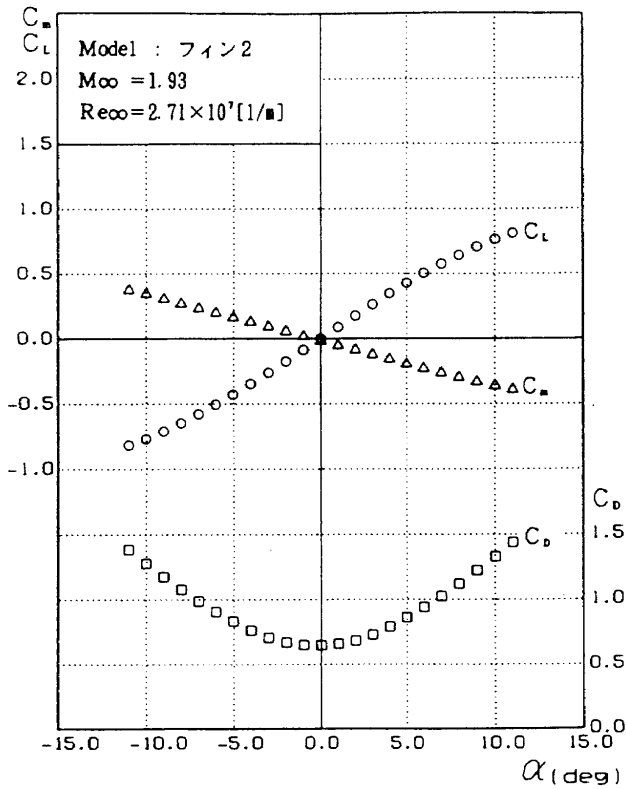
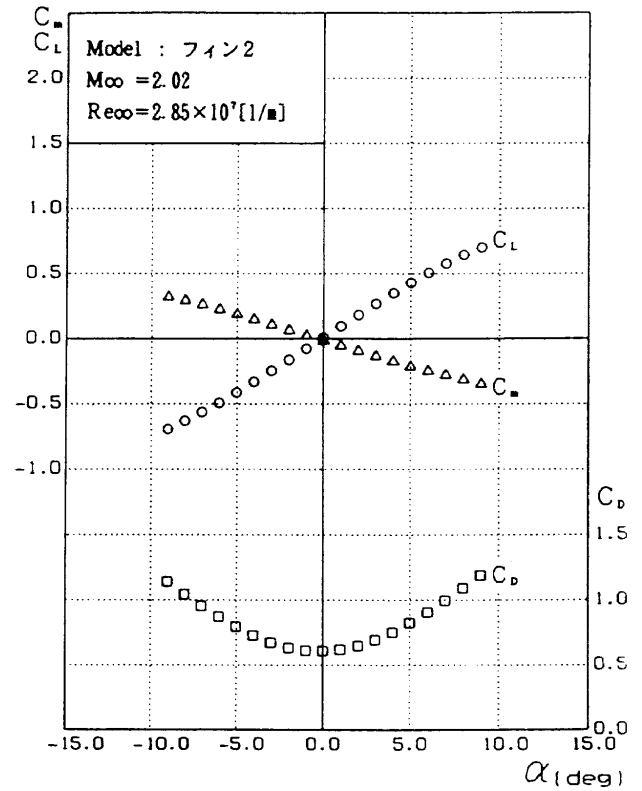
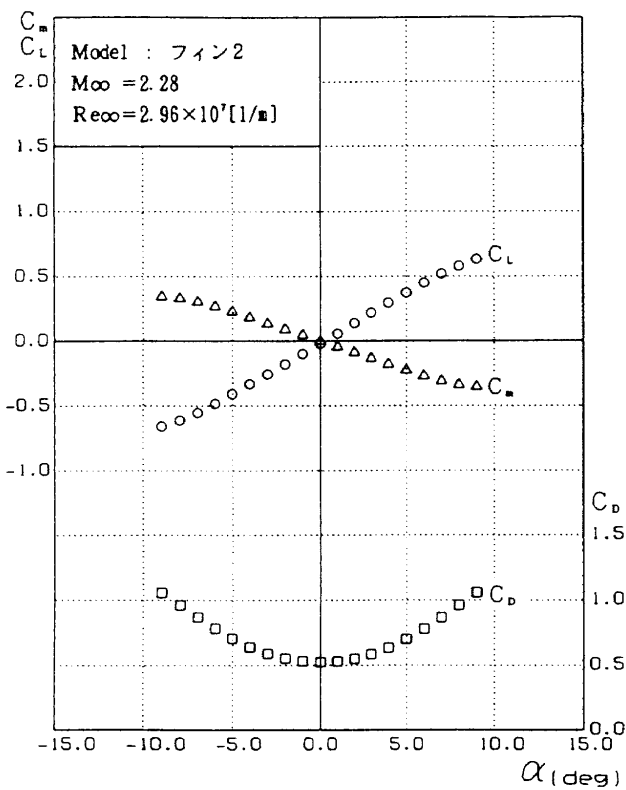
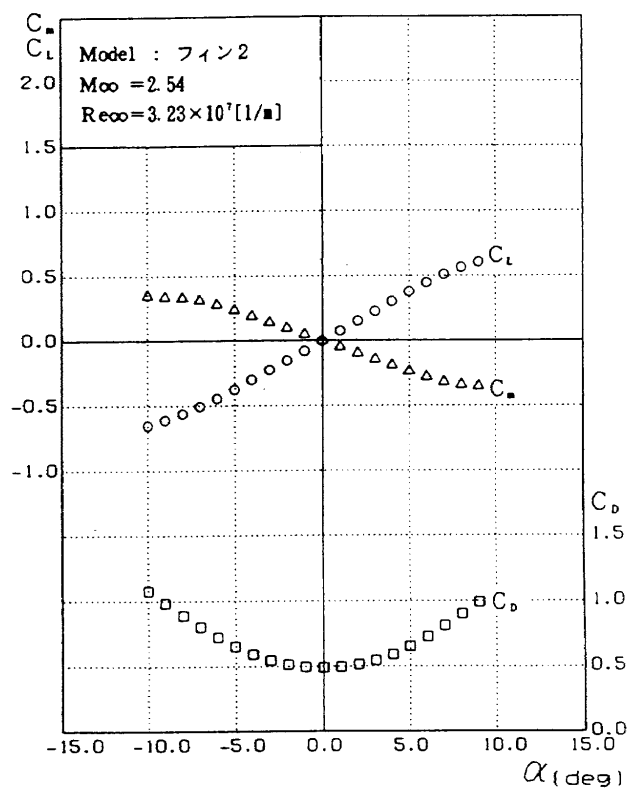


図 6(6) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.84$

図 6(7) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.93$ 図 6(8) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.02$ 図 6(9) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.28$ 図 6(10) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.54$


 図 6(11) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 2.79$ 

 図 6(12) フィン 1 (OREX フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 3.07$ 

 図 7(1) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.43$ 

 図 7(2) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_{\infty} = 1.52$

図 7(3) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.62$ 図 7(4) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.72$ 図 7(5) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.78$ 図 7(6) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.84$


 図 7(7) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 1.93$ 

 図 7(8) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.02$ 

 図 7(9) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.28$ 

 図 7(10) フィン 2 (比較用フィン) の空力特性,  $M_\infty = 2.54$

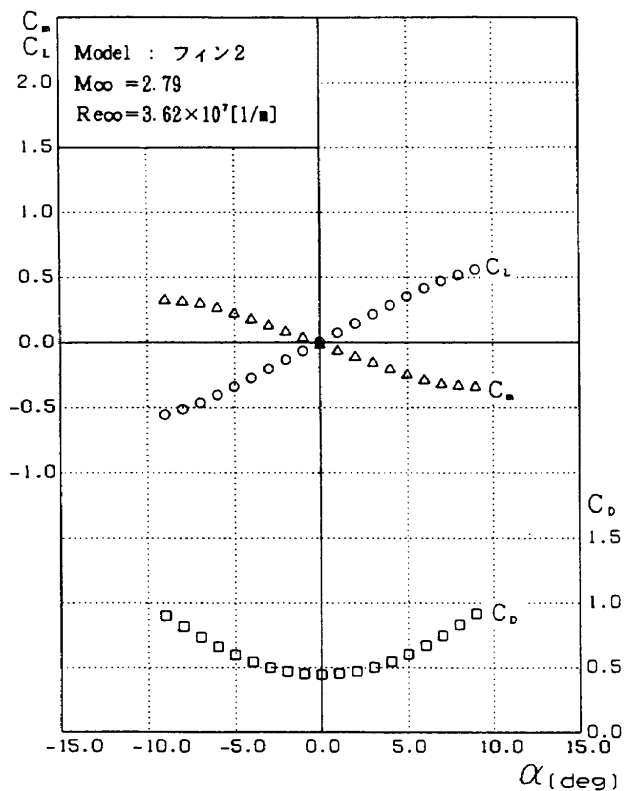
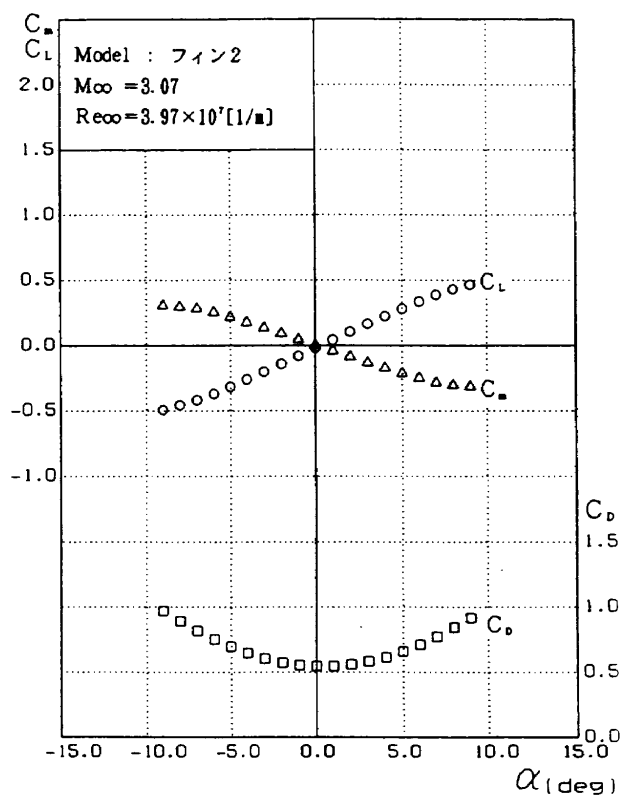
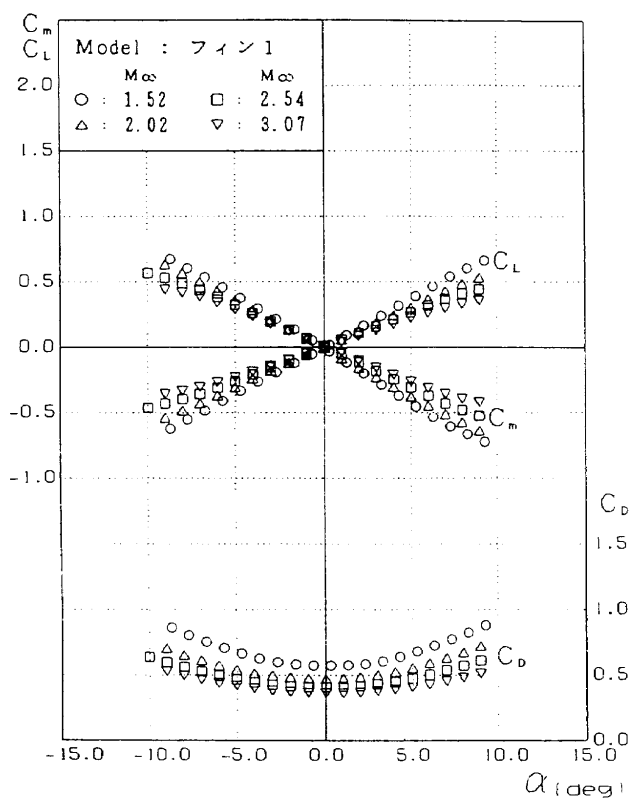
図 7(11) フィン 2(比較用フィン)の空力特性,  $M_\infty = 2.79$ 図 7(12) フィン 2(比較用フィン)の空力特性,  $M_\infty = 3.07$ 

図 8(1) 3分力特性へのマッハ数の影響, フィン 1

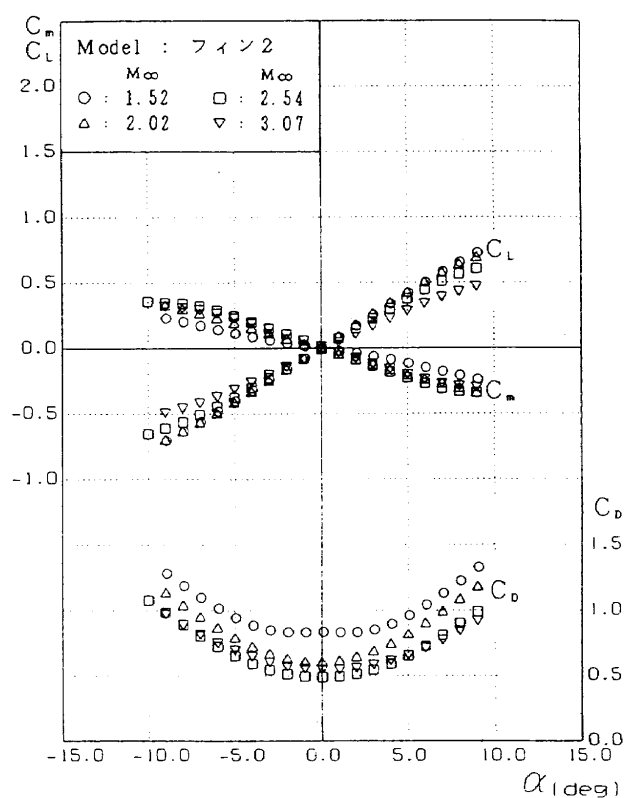


図 8(2) 3分力特性へのマッハ数の影響, フィン 2

ほぼ直線的に増加していることがわかる。図7(1)から図7(12)のフィン2の揚力曲線の特性もフィン1と同様の傾向を示す。従ってこのような厚い形状のフィン形プローブを対称な位置に取付けたとき、取付け角度誤差  $\Delta\phi$  により揚力が生じたとしても、その大きさは  $\Delta\phi$  に比例するものとして取扱ってよいことが明らかになった。図8(1),(2)及び図9(1)を見るとマッハ数の増加とともに  $\alpha=0^\circ$  付近の  $C_L$  の勾配が減少している。また  $5^\circ < \alpha$  では、 $C_L$  の勾配が  $\alpha=0^\circ$  付近よりも小さくなる。

### (2) 縦揺れモーメント係数 $C_m$ の変化

図6(1)から図6(12)及び図8(1)に示すフィン1の縦揺れモーメント係数  $C_m$  の値は同じ迎角  $\alpha$  の値に対して揚力係数  $C_L$  と符号が反対であるが、迎角  $\alpha$  とマッハ数  $M_\infty$  に対する傾向が類似しており、 $C_m$  は  $\alpha$  に対して  $-5.0 < \alpha < 5.0^\circ$  の範囲ではおおむね  $\alpha$  に比例して減少している。しかし図8(2)において、大きい迎角でのフィン2の縦揺れモーメント係数を比較すると、 $\alpha=9^\circ$ 、 $M_\infty=1.52$  での縦揺れモーメント係数の絶対値が他のマッハ数に比べ最小の値を示している。一方、図8(1)のフィン1では、 $\alpha=9^\circ$ 、 $M_\infty=1.52$  のとき縦揺れモーメント係数の絶対値が他のマッハ数に比べて大きく、フィン2と全く反対の傾向を示している。

### (3) 抗力係数 $C_D$ の変化

図6(1)から図6(12)、図7(1)から図7(12)によるとフィン1及びフィン2の迎角に対する抗力係数は  $\alpha=0^\circ$  で極小

となる凹的な二次曲線の特徴を示している。 $\alpha=0^\circ \sim 2^\circ$  程度の区間では抗力係数の増加は小さい。図8(1)、図8(2)からわかるようにマッハ数を増すと、全体的に抗力係数は減少するとともに、迎角に対する抗力曲線はより偏平な凹的变化に移る。フィン1の抗力係数  $C_D$  の値は全てのマッハ数においてフィン2の値よりも小さい。

図9(2)によると、 $\alpha=0^\circ$  のときマッハ数の  $M_\infty=1.52 \sim 2.02$  までの増加に対して、フィン2の抗力係数は著しく減少している。図9(2)が示すように  $\alpha=0^\circ$  での抗力係数のマッハ数に対する変化量は、フィン1に比べてフィン2の方が大きい。このことはフィンが後退角を持った場合、低いマッハ数で抗力係数が大幅に減少することを示している。しかし、これは薄翼理論の結果とは異なる。薄翼理論によると後退角を持つ翼は、それによって有効なマッハ数を減らすことにより  $M_\infty=1.0$  付近での抗力係数を減少させるが、 $M_\infty > 1.0$  になるといずれ有効なマッハ数も大きくなるために抗力係数は増加し、後退角のない翼の抗力係数より大きな値を取る<sup>12,13)</sup>。ところがこの実験結果は、 $1.43 < M_\infty < 3.07$  の範囲で  $C_{D\lambda=60^\circ} < C_{D\lambda=0^\circ}$  となっている。全体として抗力係数はマッハ数とともに減少するが、 $M_\infty=3.07$  でフィン2の値が異常に大きい値を示す。この異常な増加現象が計測上の誤差によるものかデータを検討したが、計測上の誤差ではない。別の機会にマッハ数3付近での再試験を行いたい。

図9(2)の実線はロールモーメントの評価の際に用いた  $C_{D\alpha=0^\circ}$  の推定値であって15%程度測定値よりも小さい。この推定値は、最初に文献14から  $M_\infty=1.53$  での後退角( $\lambda$ )の効果を表す補正係数  $\alpha_D = C_{D\alpha}(\lambda=60^\circ) / C_{D\alpha}(\lambda=0^\circ)$  を求め、次に文献15,16の2次元くさび翼の抗力係数デー

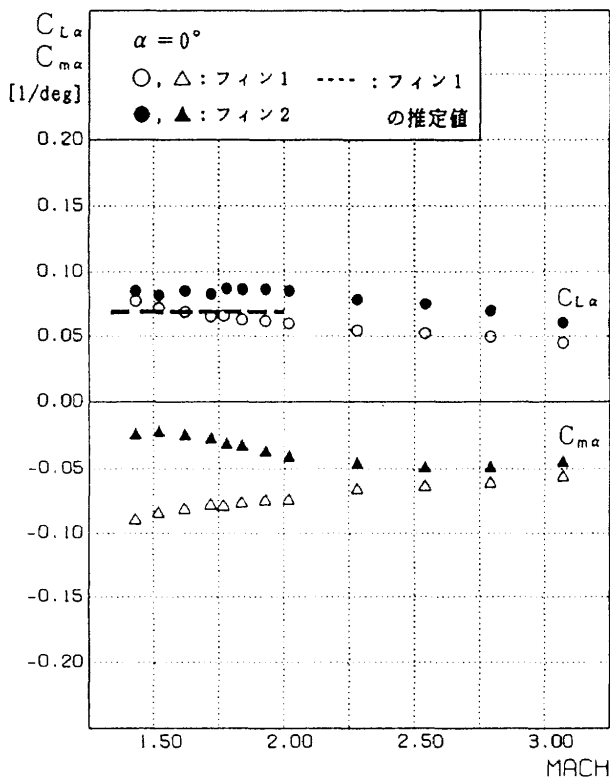


図9(1) フィンの揚力傾斜、縦揺れモーメント傾斜へのマッハ数の影響

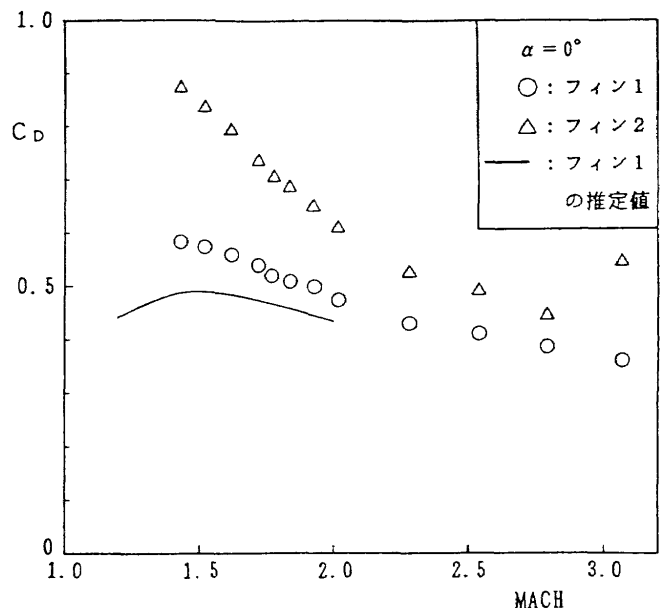


図9(2) フィンの抗力係数へのマッハ数の影響,  $\alpha=0^\circ$

タに補正係数  $a_D$  を乗じて求めた。なおこの推定法でのマッハ数に対する推定の限界は、文献15, 16のデータから  $M_\infty \leq 2$  である。

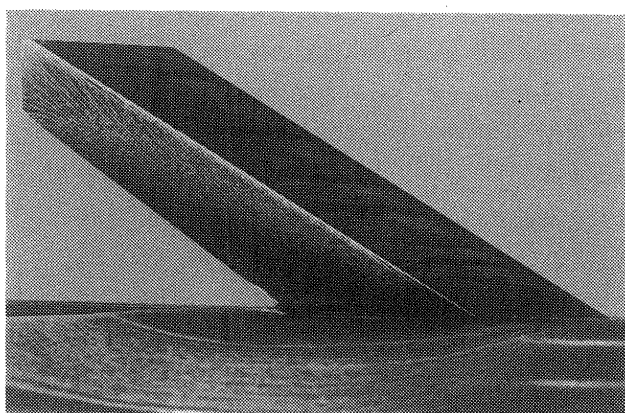
(4) 揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  及び縦揺れモーメント傾斜  $C_{m\alpha}$

図9(1)によると、測定したマッハ数の範囲ではフィン1とフィン2の揚力傾斜比は  $C_{L\alpha 1} / C_{L\alpha 2} = 0.69 \sim 0.8$  である。これはフィンが薄翼でないにもかかわらず後退角をつけることにより、垂直なフィン2に比べ揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  を小さくできることを示している。縦横比が小さい翼では、後退角  $\lambda$  のある場合の揚力傾斜  $C_{L\alpha \lambda}$  は、後退角のない場合の揚力傾斜  $C_{L\alpha 0^\circ}$  に対して  $C_{L\alpha \lambda} = C_{L\alpha 0^\circ} \sqrt{\cos \lambda}$  となる<sup>12)</sup> から  $\lambda = 60^\circ$  では  $C_{L\alpha 60^\circ} / C_{L\alpha 0^\circ} = 0.707$  である。  $1.6 < M_\infty$  での実験

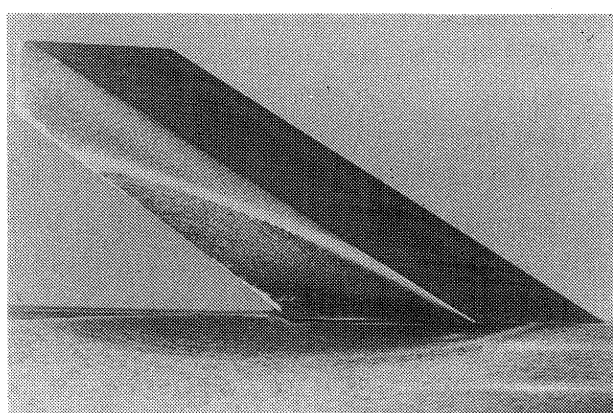
値の比は、ほぼ  $C_{L\alpha 60^\circ} / C_{L\alpha 0^\circ} = 0.7 \sim 0.8$  であるから、実験値は薄翼理論の結果に近い。従って後退角付のフィン1を用いることにより、その揚力減少効果からフィンの取付け角度誤差の影響を小さくできることがわかる。

図9(1)に示すように、フィン1の揚力傾斜及び縦揺れモーメント傾斜の両方ともその絶対値は、マッハ数が増加すると漸次減少している。一方フィン2の揚力傾斜は  $1.43 \leq M_\infty \leq 2.02$  の区間においてはほぼ一定値をとり、  $2.02 \leq M_\infty$  ではフィン1の揚力傾斜同様に漸次減少している。

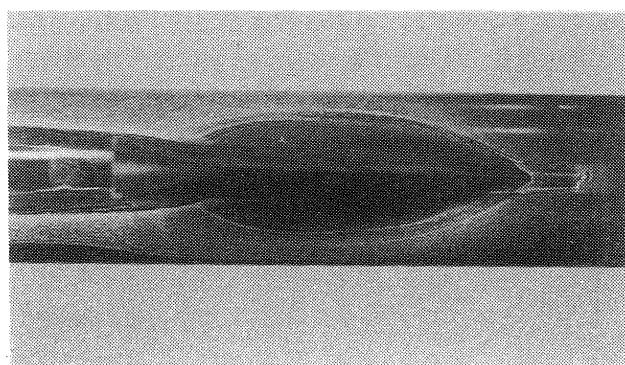
フィン2の縦揺れモーメント傾斜の絶対値は  $M_\infty = 1.43$ , 1.52付近で最小値をとり、マッハ数の増加とともにその大きさは徐々に増加し、  $2.28 < M_\infty$  ではほぼ一定である。フ



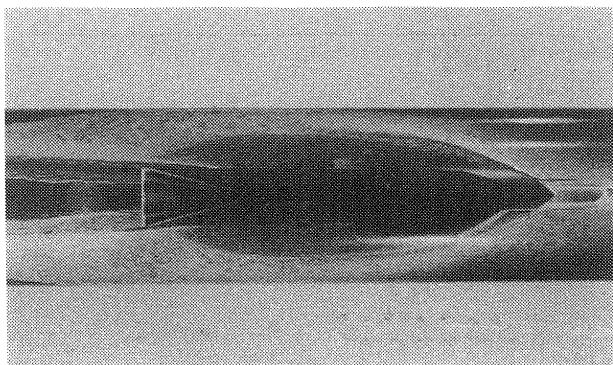
(1) フィンの側面からの可視化写真



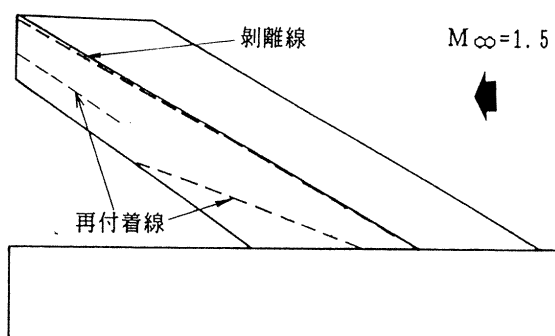
(1) フィンの側面からの可視化写真



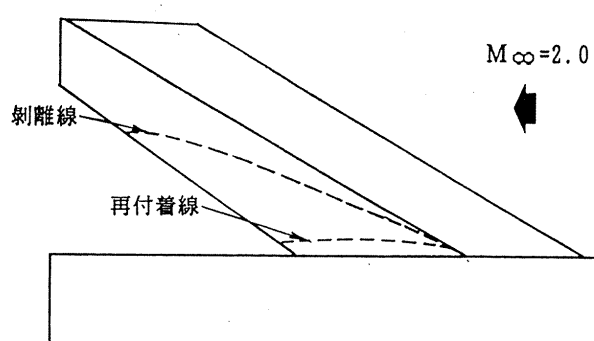
(2) フィンの上方からの可視化写真



(2) フィンの上方からの可視化写真



(3) OREX フィン上の剥離線と再付着線



(3) OREX フィン上の剥離線と再付着線

図10  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$ におけるフィン1のオイルフロー写真

図11  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$ におけるフィン1のオイルフロー写真

フィン1の縦揺れモーメント係数はマッハ数が低い場合、フィン2の値に比べて4倍程度にもなっている。これはフィン1の流れ方向の長さの影響が出ているためであるが、このモーメントは、フィンが小さいためほとんどOREXの運動には影響がないものと考えられる。

またマッハ数が増加するとフィン1、フィン2の各々の揚力傾斜及び縦揺れモーメント傾斜の値は互いに接近する。

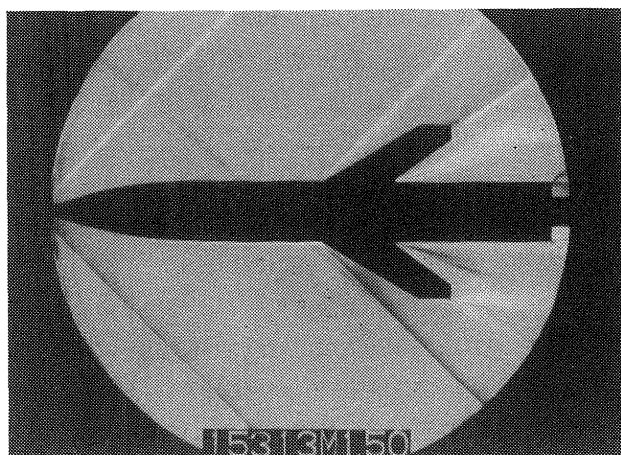
図9(1)には、フィンの取付け角度誤差により発生するOREXのロールモーメントを推定するために用いた、後退角付フィン模型に作用する揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ の推定値を破線で示す。マッハ数の低い $M_\infty \leq 1.62$ の領域では、測定値よりも推定値の方が多少小さい。このことはロールモーメントの推定において、不安全側の推定値であることを示している。マッハ数の大きい $M_\infty \geq 1.62$ の領域では反対に測定値よりも推定値の方が大きい。従ってロールモーメントの推定において安全側の推定値であることを示している。全体としてはほぼ妥当な推定値であったと考えられる。推定値は抗力係数の推定値を求めた場合と同様に、文献14から

$M_\infty = 1.53$ における後退角の効果の補正係数 $a_L = C_{L\alpha}(\lambda = 60^\circ) / C_{L\alpha}(\lambda = 0^\circ)$ を求め、次に文献16の二重くさびの揚力傾斜のデータに $a_L$ を乗じて求めた。マッハ数に対する推定限界は、抗力係数の推定限界と同様に $M_\infty \leq 2$ である。

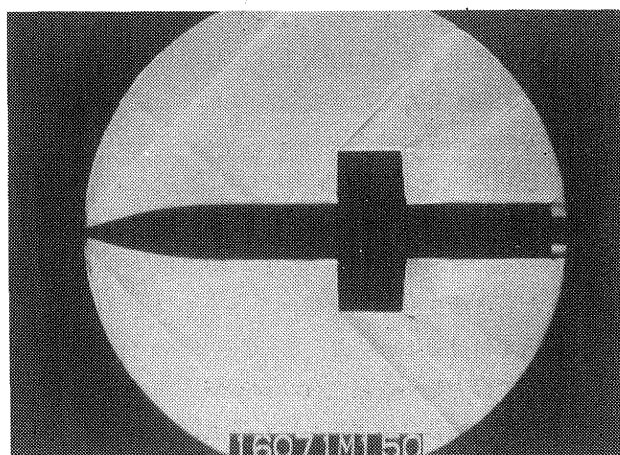
## 7. フィン1(OREXフィン)の流れの可視化

図10(1),(2)は、 $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$ でのフィン1(OREXフィン)上の表面流れをオイルフローで可視化したものである。図10(1)のフィンの側面写真によると、くさび面では、表面流は付着して下流に流れているが、中央のかど付近で剥離している。フィンの平行部分(厚さ20mm)の中央付近には分岐している流線の黒い領域があり、ここに再付着線がある。図10(3)に、これらの線を取り出して描いている。図10(2)は、上からの可視化写真である。フィン模型の付け根付近の胴体上に、境界層とフィンとの干渉による首飾り渦のような濃い線が見える。

図11(1),(2)は、 $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$ でのフィン1(OREXフィン)上の表面流れをオイルフローで可視化したもので



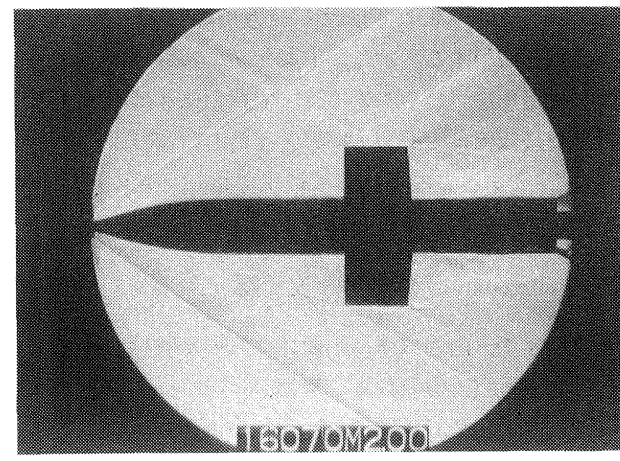
(1)  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$



(1)  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$



(2)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$



(2)  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$

図12 AGARD-B胴体模型に取付けたフィン1のシュリーレン写真

図13 AGARD-B胴体模型に取付けたフィン2のシュリーレン写真

ある。剥離線は  $M_\infty = 1.5$  の場合よりも下流に移動し、濃い白い線でフィンの平行部に描かれている。再付着線はさらに付け根側に移動しており、大きなせん断力が働いているためオイルフローが薄く（暗く）になっている。

図12は、 $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$  及び  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$  におけるフィン1 (OREX フィン) のシュリーレン写真である。衝撃波は、フィンの付け根以外では離脱している。

また図13は、 $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 0^\circ$  及び  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 0^\circ$  におけるフィン2のシュリーレン写真である。 $M_\infty = 1.5$  におけるフィン2の衝撃波は、付着しているように見える。しかし2次元の斜め衝撃波理論<sup>16)</sup>ではほぼ離脱との境界にある。またシュリーレン写真では、フィンのつけ根前方の胴体上で、境界層が剥離しているのが観察される。ただし図13の試験条件下でオイルフローの試験は行っていない。

## 8. まとめ

航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団の共同研究である軌道再突入実験機 (OREX) で使用される計測用プローブ (OREX フィン) と比較用フィン (垂直フィン) の超音速流中における空力特性を調べた。OREX フィンの取付け角度の誤差により発生する、OREX 本体機軸周りのモーメントの大きさを把握するために必要な、フィンの揚力係数及び抗力係数等のデータの取得を行った。

- (1) くさび状断面を持った厚肉の OREX フィンの揚力係数  $C_L$  は小迎角 ( $\alpha = 0^\circ \sim 5^\circ$ ) では迎角に比例して変化している。また揚力傾斜  $C_{L\alpha}$  ( $\alpha = 0^\circ$ ) はマッハ数の増加とともに漸次減少する傾向を示す。フィンに  $60^\circ$  の後退角を付けることによって、垂直フィン (後退角  $0^\circ$ ) に比べて揚力傾斜を最大 30% 程度減少させることができる。揚力傾斜は後退角を持つ薄翼理論の結果と同じ傾向を示している。
- (2) フィンの抗力係数  $C_D$  は  $\alpha = 0^\circ \sim 2^\circ$  ではその増加は小さい。 $M_\infty < 3.07$  ではマッハ数の増加とともに抗力係数は減少する。また、 $1.43 < M_\infty$  においてもフィンに後退角をつけることによって抗力係数は減少する。薄翼理論では  $1.43 < M_\infty$  のとき  $C_D (\lambda = 0^\circ) < C_D (\lambda = 60^\circ)$  であるのに対し、本結果では逆の傾向を示している。

## 参 考 文 献

- 1) 下田孝幸, 山本昌孝, 山脇功次, 秋元敏男, 稲葉基之; 軌道再突入実験計画の概要, 宇宙航行の力学シンポジウム (平成 3 年度), 1991, pp.18-24.

- 2) 井上安敏, 秋元敏男; 軌道再突入実験機による熱空力学計測ミッション, 宇宙航行の力学シンポジウム (平成 3 年度), 1991, pp. 25-30.
- 3) 三宅 捷, 浅田正一郎, 秋元敏男; HOPE 再突入実験機, 三菱重工技報 Vol.28, No.6, 1991-11.
- 4) 和田安弘, 私信; 文献 5 での計算値を引用.
- 5) Yasuhiro Wada, Satoru Ogawa and Hirotohi Kubota; Thermo-Chemical Models for Hypersonic Flows, Computers Fluids Vol.22, No. 2/3 (1993), pp. 179-187.
- 6) 吉永 崇, 和田安弘, 秋元敏男; フィン型プローブの取り付け角度誤差の軌道再突入実験機への空力的影響, 日本航空宇宙学会第22期年会講演会講演集, 1990, pp. 122-123.
- 7) 原 亘利, 私信; 風洞特性試験報告書 (航空宇宙技術研究所 1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の 3 分力試験), 1989.
- 8) 谷 喬, 河本 徹, 榎原盛三, 野田順一, 樋口 博; 先端の鈍いフレヤ付き物体の空力特性, 航空宇宙技術研究報告 NAL TR-221, 1970.
- 9) 谷 喬, 河本 徹, 野田順一, 関根英夫; 超音速における頭部鈍さの尾翼におよぼす影響, 日本航空宇宙学会第4回流体力学講演会講演集, 1972, pp. 33-36.
- 10) 斎田鴨三, 岡田和夫; 先端の鈍いフィンによる衝撃波と境界層の干渉について, 日本航空宇宙学会第14期年会講演会講演集, 1982, pp. 134-135.
- 11) 斎田鴨三, 岡田和夫; 後退角をもったフィンによる衝撃波と境界層の干渉について, 日本航空宇宙学会誌 Vol. 34, No. 385, 1986-2, pp. 81-87.
- 12) 牧野光雄; 航空力学の基礎, 第2版 (1989) pp. 154-157, 産業図書株式会社.
- 13) シュリヒティング, トルッケンプロット; 航空機の空気力学の理論と実際, (1960) pp. 181-187, 社団法人日本航空宇宙工業会.
- 14) 山名正夫, 中口 博; 飛行機設計論, (1978) pp. 275-279, 養賢堂.
- 15) David Nixon ed., J.R Spreiter; TRNSONIC AERODYNAMICS (1982) pp.19, American Institute of the Aeronautics and Astronautics, Inc.
- 16) リーマン・ロシュコ; 気体力学, (1960) pp. 95-120, 287-290, 298-304, 吉岡書店.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1232号

平成6年4月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

Printed in Japan