

ISSN 0389-4010
UDC 533. 6. 01. 35:
533. 6. 071. 4

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-665

遷音速翼型の風洞試験結果の翼幅方向の一様性について

伊藤 忠 ・ 鈴木 弘一 ・ 神谷 信彦

1981年4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

遷音速翼型の風洞試験結果の翼幅方向の一様性について*

伊 藤 忠** 鈴木 弘一** 神 谷 信 彦**

On the Spanwise Uniformity of Wind Tunnel Test Data of Transonic Airfoils

Tadashi ITO, Kooichi SUZUKI
and
Nobuhiko KAMIYA

ABSTRACT

The spanwise uniformity of the flow around two-dimensional models of airfoils has been examined for the 100×400 transonic wind tunnel and the $2^M \times 2^M$ transonic wind tunnel. For flows of free-stream Mach numbers below the drag-divergence Mach number, the spanwise uniformity of the section drag coefficient is good in the region around the center section. Although the spanwise uniformity is bad for flows of free-stream Mach numbers above that, the drag-divergence Mach number can be obtained accurately.

In order to improve the spanwise uniformity of the section drag coefficient, it would be necessary to survey the wake at a station close to the trailing edge rather than at a station 1-3 chords downstream of the trailing edge, as was done in this experiment.

The spanwise uniformity of pressure distribution and of section lift coefficient is fairly good in the region around the center section. The spanwise uniformity is better at Mach numbers below M_{LD} than at Mach numbers above M_{LD} .

1. まえがき

二次元翼断面試験を行う風洞は、測定部断面内で流速は厳密に一様ではない。

また、同試験に用いられる翼模型は有限な翼幅をもった三次元的模型である。二次元翼断面風洞試験を行う場合、翼模型の翼幅が風洞測定部の幅と一致しており、翼端が風洞側壁に取り付けられている場合¹⁾と翼幅が風洞測定部の幅よりせまく、翼模型の両端に端板をとりつけて実験を行う場合²⁾がある。

いずれの場合にも翼模型の翼端は風洞測定部の側

壁または、端板の境界層内にある。したがって風洞内におかれた二次元翼断面模型のまわりの流れは厳密な意味で二次元流ではない。したがって二次元翼断面の試験を行う場合には、その測定結果が二次元流の場合に近似的に一致しているかどうかを検討する必要がある。

ここで言う二次元流とは、翼模型の翼幅が無限に長い物体が一樣流中におかれた場合の仮想的な流れである。圧力分布、断面抵抗等について、一見翼模型の翼幅方向に一樣な測定結果が得られても、これは上記の意味での二次元流の結果であると直ちに結論することはできない。測定結果が二次元流のものであると結論するためには、これが翼幅方向に一樣

* 空気力学第二部

** 昭和56年2月18日受付

であると同時に、その値が翼模型の翼幅が無限に長い場合の値に一致しなければならない。しかし、これが一致するかどうかの判断基準を得ることは困難であるので、二次元性の検討の第一段階として、本報告においては、二次元翼断面試験の測定値の翼幅方向の一様性のみを論じることとする。

遷音速翼の実験においては、一般に実機レイノルズ数の状態を相似にするために、 3.5×10^6 以下のレイノルズ数の場合、翼の前縁附近に粗さを付けることが多い¹⁾。しかし、粗さを付けても実機レイノルズ数の状態を完全に相似にすることは出来ず、境界層が厚くなりすぎ剥離しやすくなることがある。特に、抵抗発散特性の良い翼型を実験する場合には、粗さを付けることにより実機レイノルズ数の状態においては存在しない境界層の剥離をひきおこす場合がしばしばある¹⁾。これを避けるために航技研では最近粗さなしで実験を行っている³⁾。

しかし、これらの結果をみると粗さ付きと粗さなしの楕型ピトー管による抵抗の測定値にあまり差がないことがわかった⁴⁾。これは風洞の気流の乱れと翼面上の圧力孔の存在によって粗さが無い場合でも、境界層が早期に遷移するためであると考えられる。この場合、遷移は翼模型の翼幅方向に一樣に起きているとは限らないので、測定結果の翼幅方向の一様性がそこなわれる可能性もある。

そこで航技研の $10\text{cm} \times 40\text{cm}$ の吹出式遷音速風洞および、 $2\text{M} \times 2\text{M}$ の連続式遷音速風洞を用いて二次元翼断面模型の翼面上の翼幅方向ならびに翼弦方向の圧力分布および、静圧孔あり模型と静圧孔なし模型の伴流中の総圧の分布をそれぞれ測定した。翼弦方向の圧力分布を積分して揚力係数を求め、伴流中の総圧より抵抗係数を計算し、これら揚力係数および抵抗係数を他の風洞のそれと比較した。また、翼幅方向および翼弦方向の圧力分布によって二次元翼断面模型の翼幅方向の一様性について検討したのでその結果について報告する。

2. 記号

- c : 翼弦長
- C_D : 抵抗係数
- C_L : 揚力係数
- $C_{L\alpha}$: 揚力傾斜 ; $dC_L/d\alpha$
- C_P : 圧力係数
- C_P^* : 音速点における圧力係数
- M_{DD} : 抵抗発散マッハ数
- M_{LD} : 揚力発散マッハ数 ; $dC_L/dM_\infty = 0$ がなりたつ M_∞
- M_∞ : 一様流マッハ数
- P : 翼面上の圧力
- P_0 : 総圧
- t : 局所的な翼の厚み
- x : 翼弦方向位置
- y : 翼幅方向位置
- z : 翼厚み方向位置
- α : 模型迎角

3. 風洞、模型、測定範囲

風洞は幅 10cm 、高さ 40cm の吹出式遷音速風洞³⁾と $2\text{M} \times 2\text{M}$ の連続式遷音速風洞⁵⁾である。

10cm 風洞の翼模型は NACA64A410 であり、翼弦長 10cm で縦横比は 1 である。

境界層が自然に遷移するための圧力孔のない翼模型 1 体および、圧力孔位置が異なる翼模型 3 体の合計 4 体を用いて実験を行った。翼模型の概略を図 1 に、圧力孔の翼幅方向位置を図 2 に示す。翼模型の座標と圧力孔の翼弦方向位置を表 1 に示す。静圧孔の直径は前縁より 10% 翼弦長以下の場合 $0.3\text{mm}\phi$ 、それより下流の場合は $0.5\text{mm}\phi$ である。

図 2 において(a)は圧力孔が標準的な位置にあけられているもので、従来の翼型実験に使用されて来た。圧力孔は下流からみて翼幅中央位置より上面は 7.5% 翼弦長だけ左側に、下面は 9.5% 翼弦長だけ右側

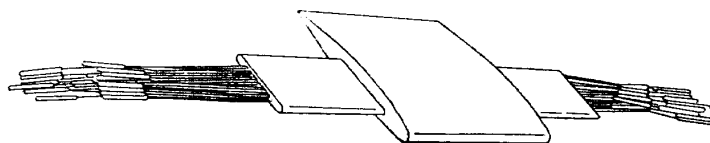


図 1 翼模型の概略図

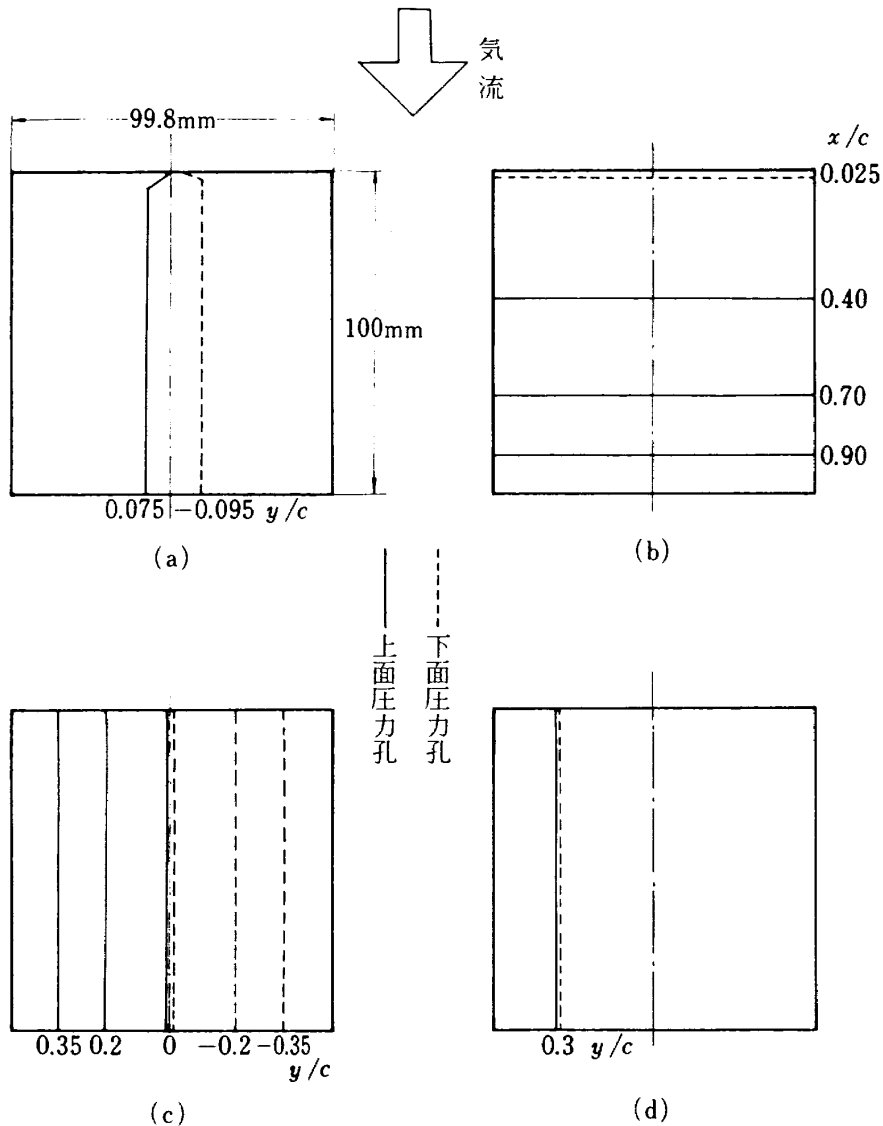


図2 翼模型の圧力孔位置

によっている。これを中央圧力孔翼模型とする。

(b)は圧力分布の翼幅方向の変化の概要を知るためのものである。迎角0の場合、抵抗発散マッハ数、揚力発散マッハ数においては衝撃波は前縁からはば、70%翼弦長位置にある。70%翼弦長位置での圧力孔はその場合ほぼ、衝撃波足もとの圧力を、40%および、90%翼弦長位置の圧力孔はそれぞれ衝撃波の上流および、下流における代表的位置における圧力を測定するためにあけられた。下面の圧力孔のある2.5%翼弦長位置では下面の圧力がほぼ、最小になる。

(c)は揚力係数の翼幅方向の変化を検討するためのものである。上面圧力孔は翼模型を下流よりみて翼幅中央位置および、左側に20%、35%翼弦長位置

にあけられている。下面圧力孔もこれと対称的に右側の同位置にあけられている。この翼模型で揚力係数を求める場合、上面中心より左側20%および35%翼弦長位置の圧力分布と下面中心より右側20%および35%翼弦長位置の圧力分布をそれぞれ合わせて一断面のものとして考えた。

(d)は上記模型(a), (b), (c)による実験結果より、圧力孔の翼幅方向位置を伴流を測定する櫛型ピトー管位置より30%翼弦長以上離せば、自然遷移の抵抗の測定ができるという推定にもとずき、圧力孔位置を翼模型の下流よりみて、翼幅中央位置より左側30%翼弦長位置に上下面共あけた。

粗さ付きの実験のときは翼模型の上下面に前縁より1~3%翼弦長の範囲に#400のカーボランダム

を約 15 個/mm の密度ではり付けた。

一様流の総圧は約 1.7 気圧であり、測定したマッハ数範囲は 0.5 ~ 0.96 でレイノルズ数範囲は $1.72 \sim 2.62 \times 10^6$ である。一様流マッハ数と実験レイノルズ数との関係を表 4 に示す。

模型迎角は $0 \sim 6^\circ$ の範囲で 2° おきに変化させた。翼後縁より翼弦長の 3 倍下流の位置に橢型ピトー管を設置した。橢型ピトー管は二種類ある。二次元翼型断面模型の断面抵抗を測定する常用の橢型ピトー管は、総圧管が 35 本あり、測定部の翼幅方向の中心に設置され、翼の厚み方向に遠隔操作により上下移動できる機構である。この橢型ピトー管を常用橢型ピトー管と名付ける。断面抵抗係数の翼幅方向の分布を測定するために、翼幅方向に移動可能な橢型ピトー管を今回あらたに製作した。総圧管は 25 本であり、各総圧管の配置は、上記常用橢型ピトー管の

両端の 10 本の総圧管を取り除いた配置になっている。この橢型ピトー管を移動用橢型ピトー管と名付ける。この二つの橢型ピトー管の総圧管の位置測定結果を表 2 に示す。

2 M 風洞の模型は Garabedian-Korn⁶⁾ によって設計された翼であり、ここでは GK 翼と名付ける。翼弦長は 40 cm で縦横比は 2 である。圧力孔は翼幅方向に 2 断面において図 20 に示すとおり、一様流に対して 15° 傾いた直線上にあげられている。静圧孔の孔の直径は $0.5 \text{ mm } \phi$ である。翼模型の座標と静圧孔の翼弦位置を表 3 に示す。

翼模型および、橢型ピトー管の取付状態を図 3 に示す。翼模型は開口比 20 % の半模型試験用多孔壁測定部下面に埋め込まれた半模型用天秤と共に回転する下部端板と、支柱にて上部壁に固定された上部端板とにはさまれている。垂直に取り付けられた翼

表 1 NACA64A410 の模型寸度表と静圧孔翼弦位置 (単位 mm)

模型寸度表 (NACA64A410)

上 面				下 面			
x	z	x	z	x	z	x	z
0	0	80.151	3.967	0	0	79.849	0.229
0.350	0.902	85.148	3.018	0.650	-0.678	84.852	0.132
0.582	1.112	90.104	2.038	0.918	-0.796	89.896	0.076
1.059	1.451	95.053	1.028	1.441	-0.969	94.947	0.048
2.276	2.095	100.000	0.021	2.724	-1.251	100.000	0.001
4.749	3.034			5.251	-1.592		
7.239	3.766			7.761	-1.820		
9.737	4.380			10.263	-1.996		
14.748	5.366			15.252	-2.244		
19.770	6.126			20.230	-2.406		
24.800	6.705			25.200	-2.499		
29.834	7.131			30.166	-2.537		
34.871	7.414			35.129	-2.518		
39.910	7.552			40.090	-2.436		
44.950	7.522			45.050	-2.260		
49.989	7.344			50.011	-2.024		
55.025	7.040			54.975	-1.736		
60.057	6.624			59.943	-1.418		
65.085	6.106			64.915	-1.086		
70.103	5.490			69.592	-0.760		
75.126	4.780			74.874	-0.460		

表1 つづき

中央静圧孔(a)および静圧孔を中央よりずらした(d)模型

x	上面	下面	x	上面	下面
0.0	○		42.5	○	
0.1	○	○	45.0	○	○
0.5	○		47.5	○	
1.0	○	○	50.0	○	○
1.75	○		52.5	○	
2.5	○	○	55.0	○	○
3.75	○		57.5	○	
5.0	○	○	60.0	○	○
7.5	○		62.5	○	
10.0	○	○	65.0	○	○
15.0	○	○	70.0	○	○
20.0	○	○	75.0	○	○
25.0	○	○	80.0	○	○
30.0	○	○	85.0	○	○
32.5	○		90.0	○	○
35.0	○	○	95.0	○	○
37.5	○		100.0	○	
40.0	○	○			

静圧孔が翼幅方向にあけられた(b)模型

y	x/c	上面			下面
		0.40	0.70	0.90	0.025
2.25		○	○	○	○
4.75		○	○	○	○
9.75		○	○	○	○
14.75		○	○	○	○
19.75		○	○	○	○
24.75		○	○	○	○
29.75		○	○	○	○
34.75		○	○	○	○
39.75		○	○	○	○
44.75		○	○	○	○
49.75		○	○	○	○
54.75		○	○	○	○
59.75		○	○	○	○
64.75		○	○	○	○
69.75		○	○	○	○
74.75		○	○	○	○
79.75		○	○	○	○
84.75		○	○	○	○
89.75		○	○	○	○
94.75		○	○	○	○
97.25		○	○	○	○

静圧孔三断面の(c)模型

x	y/c	上面					下面				
		0.35	0.2	0	-0.2	-0.35	0.35	0.2	0	-0.2	-0.35
0		○	○	○							
1.0		○	○	○				○	○	○	
2.5		○	○	○				○	○	○	
5.0		○	○	○				○	○	○	
10.0		○	○	○				○	○	○	
20.0		○	○	○				○	○	○	
30.0		○	○	○				○	○	○	
40.0		○	○	○	○	○	○	○	○	○	
50.0		○	○	○				○	○	○	
55.0		○	○	○				○	○	○	
60.0		○	○	○				○	○	○	
65.0		○	○	○				○	○	○	
70.0		○	○	○	○	○	○	○	○	○	
80.0		○	○	○				○	○	○	
90.0		○	○	○				○	○	○	
100.0		○	○	○				○	○	○	

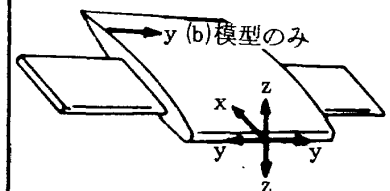
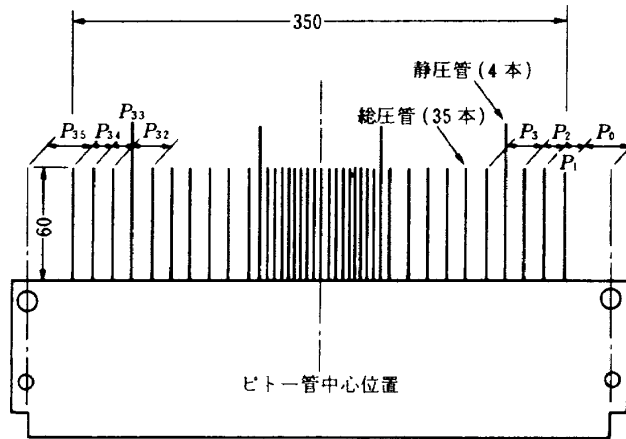
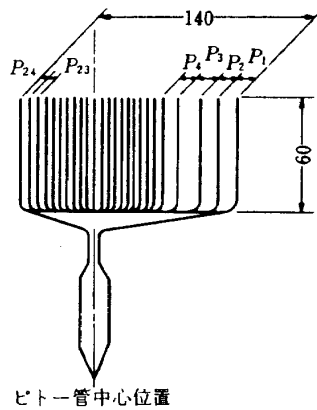


表 2 櫛型ピトー管の総圧管位置



(a) 常用 (35 本総圧管) 櫛型ピトー管

P ₀	56.84	P ₁₀	3.98	P ₂₀	2.00	P ₃₀	15.00
P ₁	25.01	P ₁₁	4.01	P ₂₁	1.99	P ₃₁	15.00
P ₂	24.98	P ₁₂	2.01	P ₂₂	2.00	P ₃₂	25.00
P ₃	25.00	P ₁₃	1.98	P ₂₃	1.98	P ₃₃	25.00
P ₄	15.00	P ₁₄	2.02	P ₂₄	4.02	P ₃₄	25.00
P ₅	15.00	P ₁₅	2.00	P ₂₅	3.99	P ₃₅	51.95
P ₆	15.00	P ₁₆	1.98	P ₂₆	10.00		
P ₇	14.99	P ₁₇	2.01	P ₂₇	10.00		
P ₈	10.02	P ₁₈	2.00	P ₂₈	15.00		
P ₉	10.00	P ₁₉	2.02	P ₂₉	15.01		



(b) 移動用 (25 本総圧管) 櫛型ピトー管

P ₁	14.96	P ₈	4.00	P ₁₅	2.13	P ₂₂	3.79
P ₂	14.98	P ₉	2.11	P ₁₆	1.75	P ₂₃	10.19
P ₃	14.71	P ₁₀	2.01	P ₁₇	1.95	P ₂₄	9.67
P ₄	14.74	P ₁₁	2.07	P ₁₈	2.19		
P ₅	10.23	P ₁₂	1.95	P ₁₉	1.89		
P ₆	9.55	P ₁₃	1.97	P ₂₀	2.49		
P ₇	3.77	P ₁₄	2.10	P ₂₁	2.99		

表3 GK翼の模型寸度表と静圧孔翼弦位置(単位mm)

上面座標(No.1~No.142)

座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔	座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔
1	0.000	0.000	1	1	39	26.043	15.701		
2	0.003	0.318			40	26.646	15.854		
3	0.021	0.746			41	27.233	16.001		
4	0.066	1.250			42	27.803	16.140	14	
5	0.107	1.555			43	28.357	16.272		
6	0.156	1.835			44	28.893	16.397		
7	0.234	2.180			45	29.413	16.515		
8	0.321	2.481			46	29.914	16.627		
9	0.438	2.809			47	30.182	16.685		
10	0.566	3.106			48	30.446	16.743		
11	0.621	3.222			49	30.706	16.798		
12	0.867	3.661	2	2	50	30.964	16.852		
13	1.083	3.981			51	31.219	16.906		
14	1.343	4.316			52	31.473	16.958		
15	1.725	4.748	3	3	53	31.725	17.009		
16	2.153	5.175			54	31.978	17.061	15	
17	2.781	5.737	4	4	55	32.247	17.114		
18	3.491	6.308	5	5	56	32.517	17.167		
19	4.472	7.017	6		57	32.792	17.220		
20	5.890	7.929	7		58	33.073	17.274		
21	7.932	9.086	8	6	59	33.361	17.328		
22	9.487	9.874	9		60	33.659	17.384		
23	11.440	10.778	10	7	61	33.969	17.441		
24	13.695	11.727			62	34.294	17.501		
25	15.272	12.340			63	34.659	17.565		
26	16.523	12.801	11		64	35.047	17.634		
27	21.292	14.363	12	8	65	35.464	17.706		
28	21.814	14.521			66	35.915	17.783	16	
29	22.404	14.697			67	36.404	17.866		
30	23.006	14.872			68	36.938	17.954		
31	23.317	14.961			69	37.522	18.049		
32	23.627	15.049			70	38.165	18.152		
33	23.934	15.135	13		71	38.912	18.269		
34	24.237	15.219			72	39.740	18.395	17	9
35	24.538	24.538			73	40.658	18.533		
36	24.835	24.835			74	41.679	18.683		
37	25.130	25.130			75	42.811	18.846		
38	25.427	25.427			76	44.067	19.021	18	

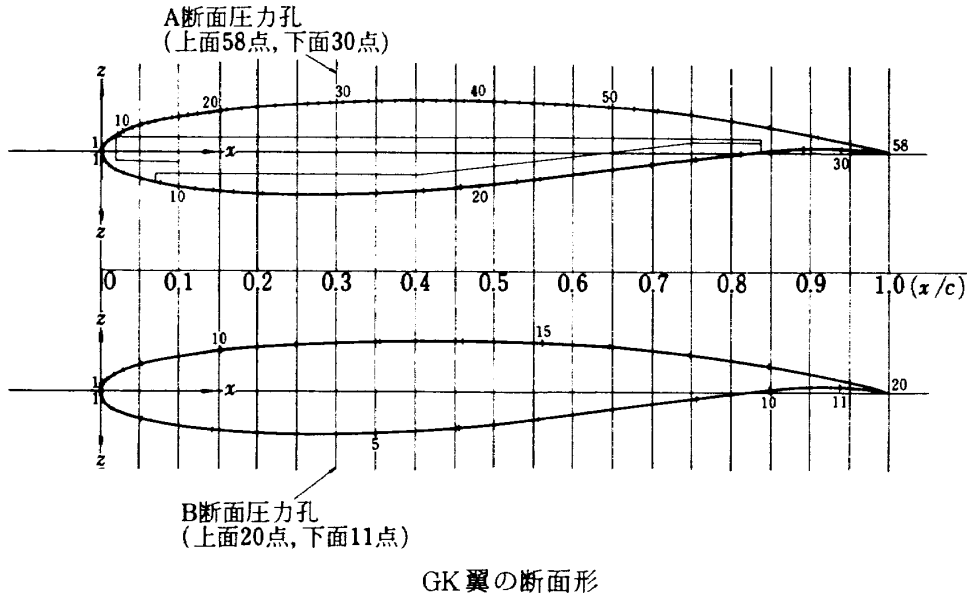
表 3 つづき

座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔	座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔
77	45.457	19.210			116	247.450	23.744	49	
78	46.993	19.413			117	252.695	23.377		
79	48.761	19.639	19		118	257.698	22.994	50	16
80	50.716	19.882			119	262.212	22.620		
81	52.870	20.140			120	266.492	22.240		
82	55.238	20.412	20		121	270.524	21.859	51	
83	57.830	20.698			122	274.299	21.482		
84	60.657	20.998	21	10	123	277.814	21.113		
85	63.729	21.308	22		124	281.081	20.754	52	
86	67.053	21.628			125	285.873	20.197		
87	70.723	21.962	23		126	294.556	19.105		
88	74.674	22.302			127	298.699	18.548	53	17
89	78.911	22.645	24	11	128	307.897	17.228		
90	83.433	22.987			129	314.214	16.255		
91	88.239	23.325	25		130	320.375	15.259	54	
92	93.322	23.656			131	327.181	14.104		
93	98.673	23.977	26	12	132	333.622	12.960		
94	104.282	24.285	27		133	338.460	12.072	55	18
95	110.127	24.575	28		134	346.645	10.518		
96	116.209	24.844	29		135	354.100	9.057		
97	122.509	25.092	30		136	363.260	7.221	56	
98	129.006	25.314	31		137	369.497	5.962		
99	135.678	25.508	32		138	375.159	4.825		
100	142.499	25.671	33	13	139	380.061	3.854	57	19
101	149.442	25.803	34		140	384.995	2.897		
102	156.481	25.900	35		141	392.998	1.410		
103	163.411	25.963	36		142	400.000	0.214	58	20
104	170.391	25.990	37						
105	177.394	25.983	38						
106	184.392	25.942	39	14					
107	191.361	25.864	40						
108	198.276	25.752	41						
109	205.110	25.604	42						
110	211.839	25.421	43						
111	218.170	25.215	44						
112	224.370	24.978	45	15					
113	230.419	24.710	46						
114	236.294	24.414	47						
115	241.978	24.091	48						

表3 つづき

下面座標 (No.143 ~ No.216)

座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔	座標 No.	x	z	A断面 圧力孔	B断面 圧力孔
143	0.000	0.000			180	114.082	-21.607		
144	0.005	-0.283			181	120.147	-21.577	16	
145	0.018	-0.560			182	125.446	-21.511		
146	0.075	-1.160			183	131.078	-21.401		
147	0.102	-1.347			184	139.488	-21.163	17	5
148	0.142	-1.569			185	147.022	-20.875		
149	0.186	-1.771			186	156.785	-20.399		
150	0.277	-2.103			187	163.598	-19.998	18	
151	0.411	-2.481			188	172.420	-19.397		
152	0.601	-2.906			189	182.007	-18.642	19	6
153	0.761	-3.209	1	1	190	192.263	-17.718	20	
154	0.940	-3.510			191	211.049	-15.736	21	
155	1.239	-3.955			192	222.374	-14.366	22	7
156	1.703	-4.533	2		193	234.007	-12.837		
157	1.924	-4.780			194	244.801	-11.324	23	
158	2.342	-5.204	3		195	252.149	-10.251		
159	2.850	-5.658			196	259.700	-9.125	24	8
160	3.348	-6.055	4		197	265.923	-8.186		
161	4.038	-6.546	5		198	271.451	-7.348		
162	4.975	-7.138			199	279.185	-6.133	25	
163	6.213	-7.827			200	286.686	-5.077		
164	7.803	-8.605	6		201	293.881	-4.056		
165	10.254	-9.651			202	301.967	-2.977	26	9
166	11.890	-10.274	7		203	310.790	-1.907		
167	15.821	-11.597			204	317.418	-1.194		
168	21.250	-13.136	8	2	205	323.992	-0.569	27	
169	25.276	-14.118			206	331.286	0.019		
170	29.668	-15.069	9		207	339.115	0.526	28	10
171	34.506	-15.995			208	347.312	0.920		
172	40.384	-16.974	10		209	355.648	1.179	29	
173	47.964	-18.042	11		210	365.472	1.300		
174	57.033	-19.077	12	3	211	374.685	1.231	30	11
175	67.629	-20.011	13		212	381.620	1.058		
176	82.087	-20.895	14		213	387.692	0.812		
177	92.431	-21.296			214	393.741	0.472		
178	100.270	-21.487	15	4	215	398.823	0.097		
179	106.782	-21.576			216	400.000	0.000		



GK翼の断面形

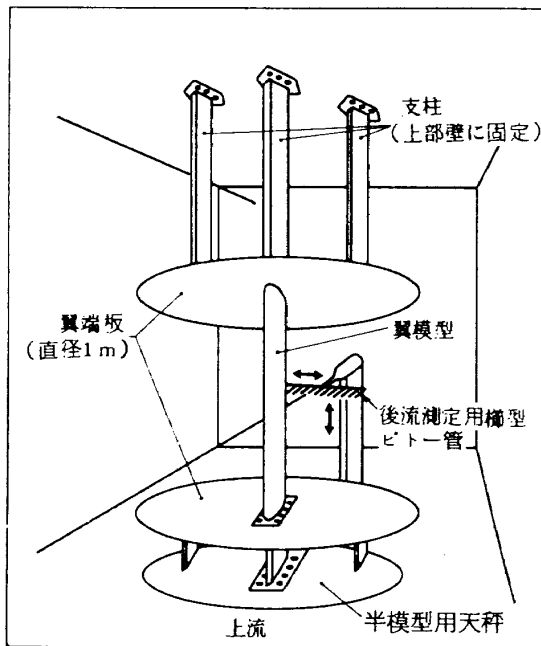


図3 2M風洞における二次元翼模型の測定部への取付図

模型は半模型用天秤の回転によって迎角を持つようになる。端板は円形でその直径は翼弦長の2.5倍である。翼後縁より下流に翼弦長と同じ距離の位置に橢型ピトー管を設置した。

一様流の総圧は 1.0 kg/cm^2 であり、測定したマッハ数範囲は $0.5 \sim 0.85$ で、レイノルズ数範囲は $1.47 \sim 2.10 \times 10^6$ となる。一様流マッハ数と実験レイノルズ数との関係を表4に示す。

今回の実験では粗さを付けていない。揚力およびモーメントは翼面上の圧力を積分して求め、橢型ピトー管により伴流中の総圧および、静圧を測定して

抵抗係数を計算する。

4. 実験結果および討論

はじめに翼中央断面(10cm風洞では図2(a)翼模型および、2M風洞では図20(a)のA断面による)の測定値の妥当性を検討するためにこれを他の風洞による測定値および、推定値と比較する。この場合、10cm風洞における伴流測定には翼幅中央に固定されている常用の橢型ピトー管を用いた。次に気流方向の圧力分布、揚力係数、断面抵抗係数等の断面特性の翼幅方向の一樣性および、圧力孔の存在が断面特性に及ぼす影響について検討する。この場合、断面抵抗係数の測定には翼幅方向に移動可能な移動用橢型ピトー管を用いた。

4.1 中央断面の特性

4.1.1 10cm風洞

10cm風洞における中央断面(図2(a)翼模型による)の圧力分布と一様流マッハ数 M_∞ 、揚力係数 C_L が等しいNACA⁷⁾の測定値を比較したものが図4(a)である。両者はよく一致している。同図(b)は迎角一定の場合の C_L および、抵抗係数 C_D のマッハ数による変化の比較を示す。0.7以下のマッハ数において C_L の両者の差はNACAの測定値に対して約4%と小さいが、 C_D の差は約50%と大きく、NACAの測定値に比し、10cm風洞の測定値は大きい。この点については図7に関連して後述する。

揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ を同じく NACA の測定値および、DATA SHEET⁸⁾ による推定値と比較したものが図5である。実線および、破線で示される両推定値の違いはレイノルズ数の違いによるもので、10cm 風洞の実験レイノルズ数がわずかに高い。 $C_{L\alpha}$ についての実験値の迎角は0および4°である。両風洞の実験レイノルズ数およびマッハ数を表4に示す。両実験値は揚力発散マッハ数 M_{LD} ($dC_L/dM_\infty = 0$ になる一様流マッハ数 ≈ 0.7) より低い一様流

マッハ数において推定値とよく一致しており、妥当な値を示していると思われる。

風洞試験においては、翼模型に粗さを塗布して遷移の状態を実機と相似させる場合がある。また、翼模型にあけた圧力孔は粗さと同様な働きによって、境界層を遷移させる場合がある。⁴⁾ 前縁から20~22%翼弦長位置に粗さを付けた場合の遷移の様相を図6に昇華法によって示す。粗さおよび、圧力孔によって境界層が遷移していることがわかる。一様流マ

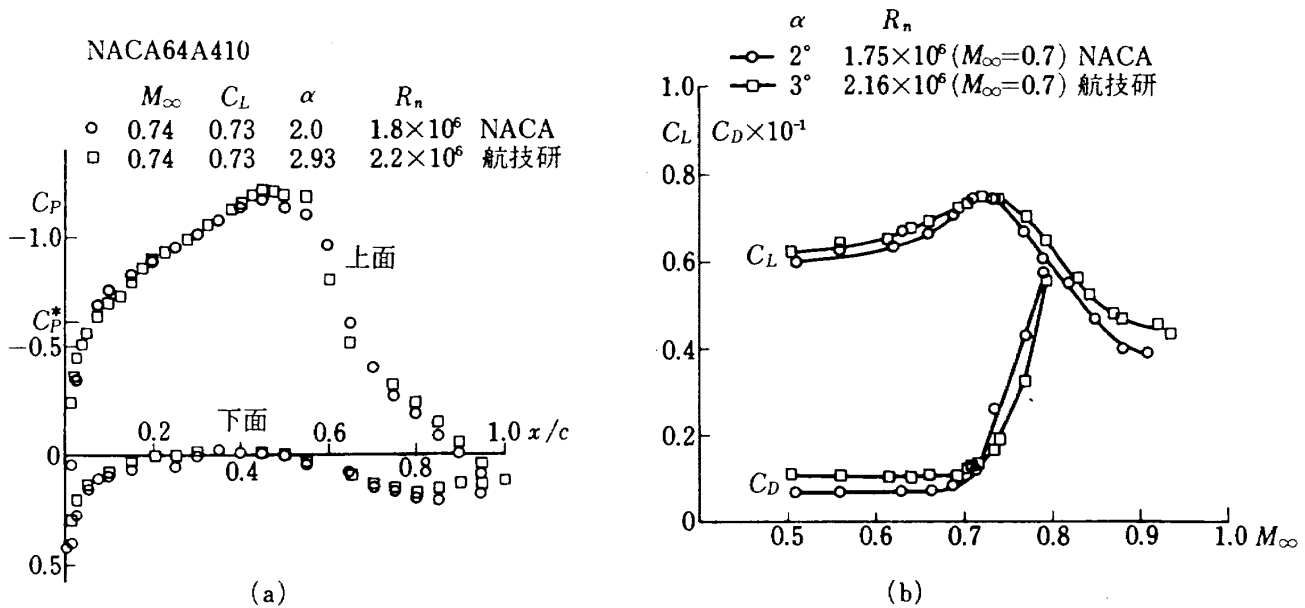


図4 NACA64A410の圧力分布および揚力係数、抵抗係数のNACAにおける実験値との比較

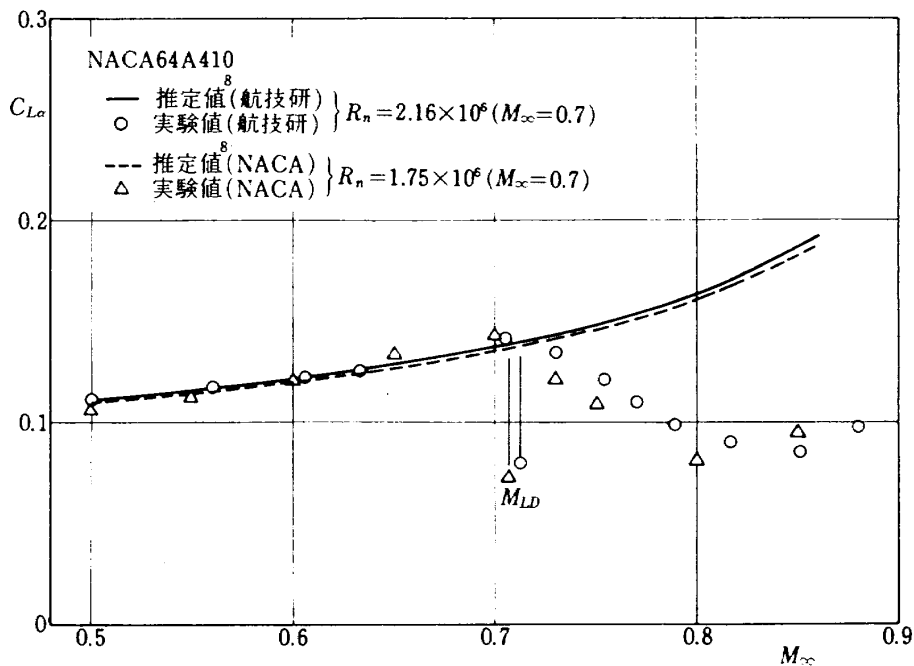


図5 NACA64A410の揚力傾斜のNACAにおける実験値との比較および推定値

表4 各風洞における実験レイノルズ数 ($\times 10^6$)

マッハ数 \ 風洞	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9
航技研10cm×40cm 吹出式遷音速風洞	1.72	1.96	2.16	2.35	2.52
航技研2M×2M 連続式遷音速風洞	1.47	1.65	1.76	1.99	
NACA	1.44	1.63	1.75	1.81	1.85
NAE	10	21	21	21	

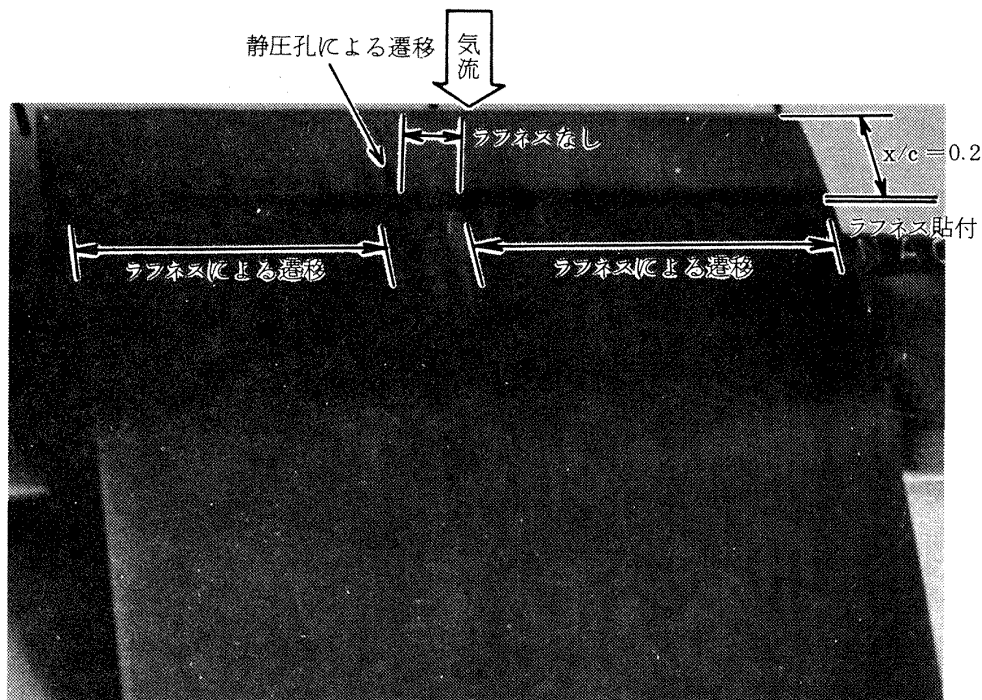


図6 圧力孔による境界層の遷移

NACA64A410
 ラフネス位置 $x/c = 0.2$
 ラフネス大きさ #400 カーボランダム
 ラフネス個数 15個/mm
 $M_\infty \doteq 0.6$
 $Rn \doteq 1.96 \times 10^6$

マッハ数は約0.6である。

境界層が自然に遷移している状態と粗さおよび、圧力孔によって強制的に遷移させられている場合の迎角0の抵抗係数 C_D の測定値を図7に示す。×印で示される(c)は圧力孔なし翼模型の粗さを付けない時の測定値で自然遷移の場合である。○印で示される(a)は粗さはつけていないが静圧孔の存在によって境界層は強制的に遷移させられている。(b), (d)は粗さによって同様に境界層が強制的に遷移させられている場合である。以下 $M_\infty < M_{DD}$ の C_D について述べる。

前縁附近に粗さを付けない場合には、圧力孔なし(c)に較べ圧力孔あり(a)の C_D はかなり大きい。しかし、粗さを付けた場合、圧力孔有(b)の C_D は無(d)の C_D よりむしろ小さく、圧力孔の存在によって C_D が増すということはない。この場合の両者の差は測定誤差であると考えられる。また、圧力孔が翼幅の中央附近にあり、伴流を測定する橢型ピトー管もこれとほぼ、等しい位置にある(a), (b)の場合には、 C_D は粗さの有無によってほとんど増減しないことがわかる。このことから、粗さや圧力孔は境界層の遷移を強制的にひきおこし、静圧孔がある場合に粗さを

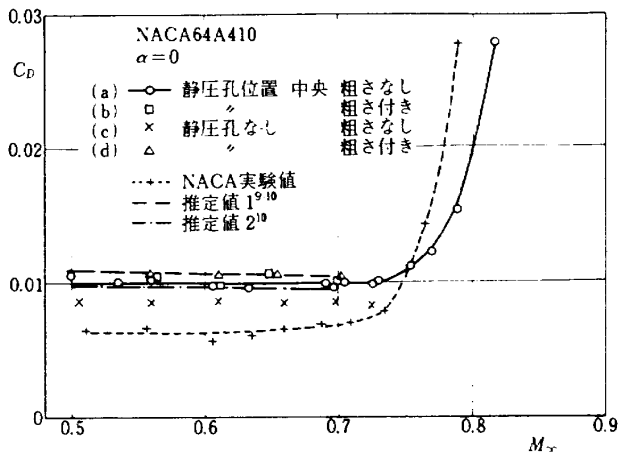


図7 境界層の違いによる抵抗係数および推定値

付けても、粗さ自身の抵抗の増加は無視できることを示している。粗さも圧力孔もない同図(c)の場合に C_D が最も小さいのは当然であると思われるが、NACAの測定値と比較すると、10cm風洞の値はかなり大きい。この点については、後に図12の説明において述べることにする。図7には、また、乱流境界層の場合の C_D の推定値も示す。

破線で示してある推定値1は Abbott Doenhoff⁹⁾ の Standard roughness の場合の $Re = 6 \times 10^6$ の測定値 $C_D (6 \times 10^6)$ から以下のようにして求めた。

航空宇宙工学便覧¹⁰⁾ 図5.49 記載の平板の乱流摩擦抵抗係数の図から、 $Re = 6 \times 10^6$ 、および考えているレイノルズ数における値を読みとり、それぞれ $C_{D,b} (6 \times 10^6)$ 、 $C_{D,b}$ とすると、求めるレイノルズ数における抵抗係数 C_D は次式で与えられるとした。

$$C_D = \frac{C_{D,b}}{C_{D,b} (6 \times 10^6)} \times C_D (6 \times 10^6) \quad (1)$$

同図において、 $1.5 \times 10^6 \leq Re \leq 6 \times 10^6$ の範囲において、NACA4412 について式(1)が近似的に成立つことから、本翼型についても式(1)が成立つと仮定した。鎖線で示す推定値2は、前縁から乱流であるという仮定のもとに航空宇宙工学便覧¹⁰⁾ 式(5.140)によって推定した C_{Dmin} である。(a)、(b)、(d)は本来鎖線を中心にはばらつくべきであるが、鎖線と点線の間においてやや高めである。これは(c)がNACAの測定値よりも高いことと関連あるものと思われる。

しかし(a)、(b)、(d)の鎖線に対するばらつきは約0.001と小さく、抵抗発散マッハ数 M_{DD} 以下のマッハ数では妥当な値と考えられる。

4.1.2 2M風洞

2M風洞における中央断面の圧力分布と一様流マッハ数 M_∞ 、揚力係数 C_L が同等な NAE⁶⁾ の測定値との比較が図8である。両者はほぼ、一致している。両風洞の一様流マッハ数に対する実験レイノルズ数を表4に示す。

揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ を同じく NAE の測定値ならびに、DATA SHEET による推定値と比較すると図9のようになる。2M風洞の実験値は推定値よりやや低く、NAEの実験値は推定値よりやや高い。2M風洞の実験値が推定値より低いことは、上下壁の開口比がマッハ数(特に0.6, 0.7)に対して、やや過大であったためと思われるが推定値にも誤差があることを考えれば、特に問題とするほどではない。また、NAEの実験値は低いマッハ数で推定値より高めであることから、開口比過小と思われるが、他の理由があったかも知れない。 $C_{L\alpha}$ の実験値の迎角は0および2°で計算した。

2M風洞での遷移の状態を図10に示す。前縁近傍で遷移は完了しており、境界層は全面ほぼ、乱流

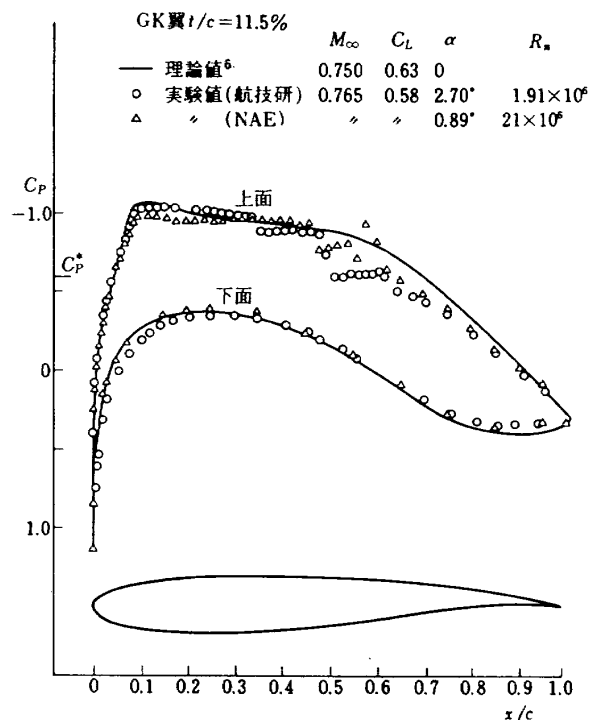


図8 GK翼の圧力分布のNAEにおける実験値との比較

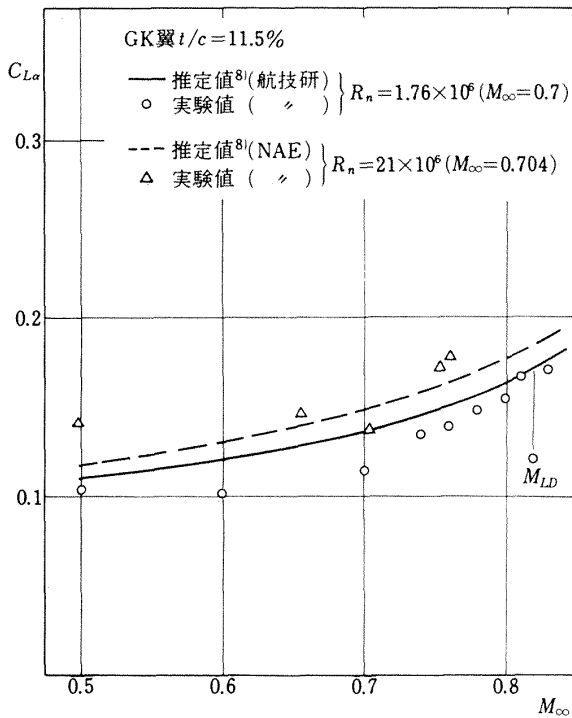


図9 GK翼の揚力傾斜のNAEにおける実験値との比較および推定値

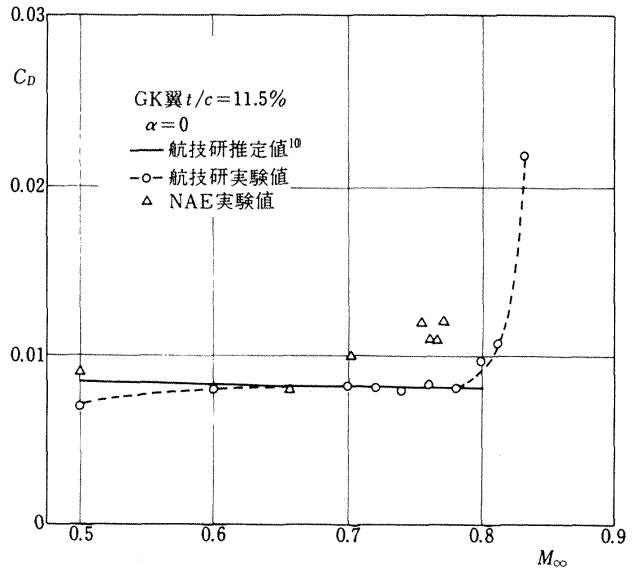


図11 GK翼の抵抗係数の測定値および推定値¹⁰⁾

と考えられる。

2 M風洞における迎角0の抵抗の測定値と航空宇宙工学便覧¹⁰⁾による前縁から乱流とした場合の推定値を図11に示す。

両者はよく一致しており、抵抗発散マッハ数 M_{DD} 以下の抵抗の測定値は妥当なものであると考えられる。しかし、NAEの実験値は $0.7 \leq M_{\infty} < 0.8$ でかなり高い。

4.2 断面抵抗係数の翼幅方向の一様性

4.2.1 10cm風洞

10cm風洞で静圧孔なし翼模型について、各迎角における抵抗係数 C_D の翼幅方向分布を図12に示す。横軸は翼幅方向位置 y を翼弦長 c で割ったものであり、中央位置を0とし上流よりみて右側を正とする。伴流を測定する櫛型ピトー管は4.1において中央断面を測定したピトー管とは異なるもので、25本の総圧管が14cmの間隙の中に配置されており、 $y/c = -0.45$ より 0.45 の範囲に任意に移動が可能である。また、スペーサにより風洞上下方向に風洞中心より ± 1 cm移動ができる。測定は $y/c = -0.45$ から 0.45 まで y/c の変化にして0.05おきに行ったが、翼の両端部の伴流は壁面境界層に埋もれ、それをとらえることが出来なかった。

図12に示される測定と図7の(c)×印で示される

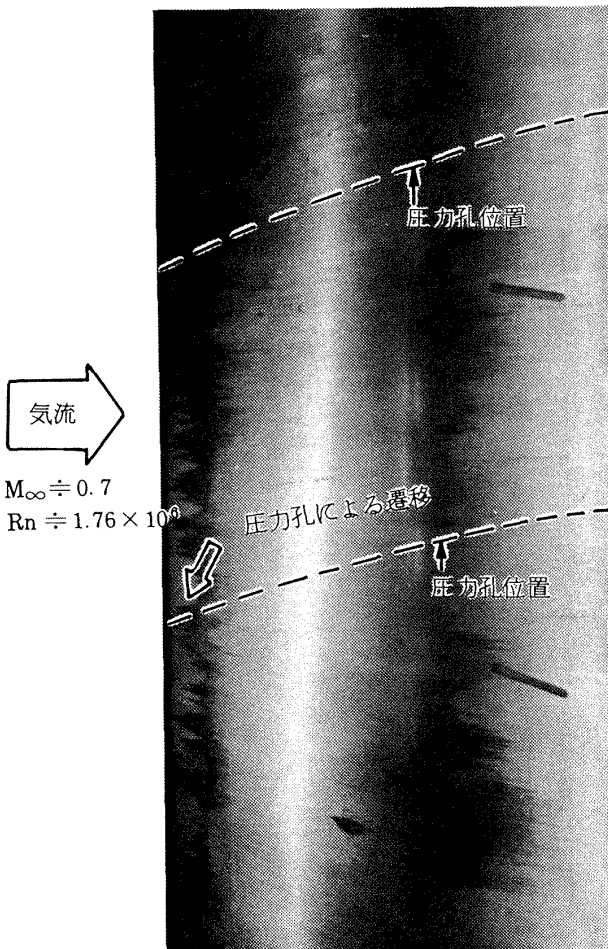
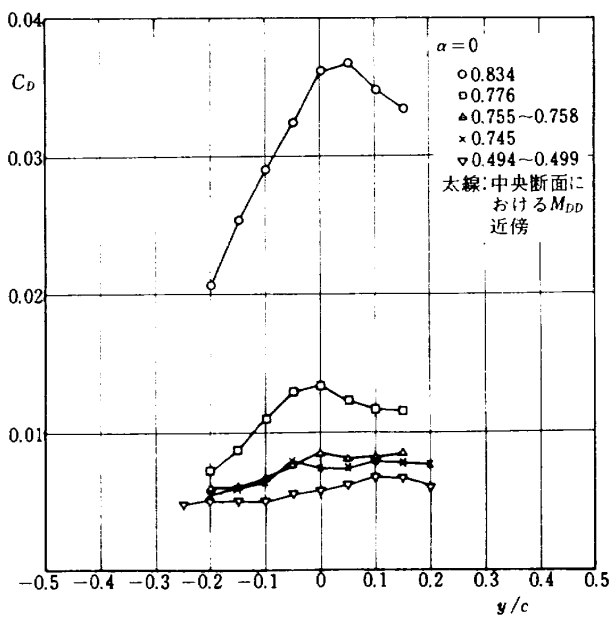
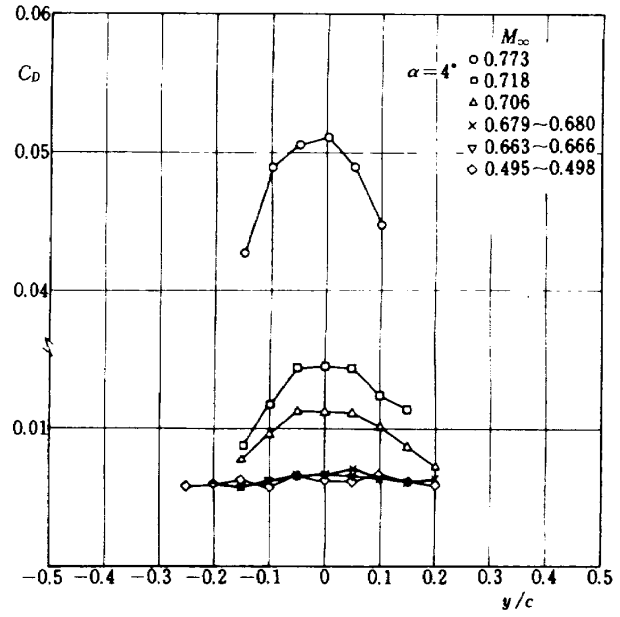


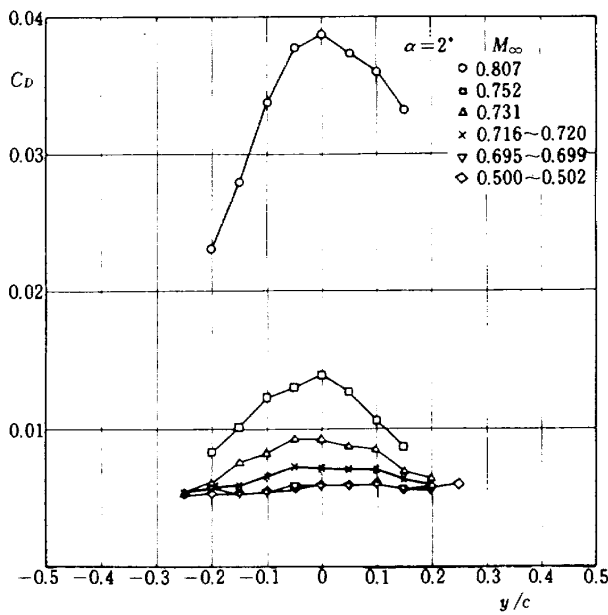
図10 GK翼の遷移の状態



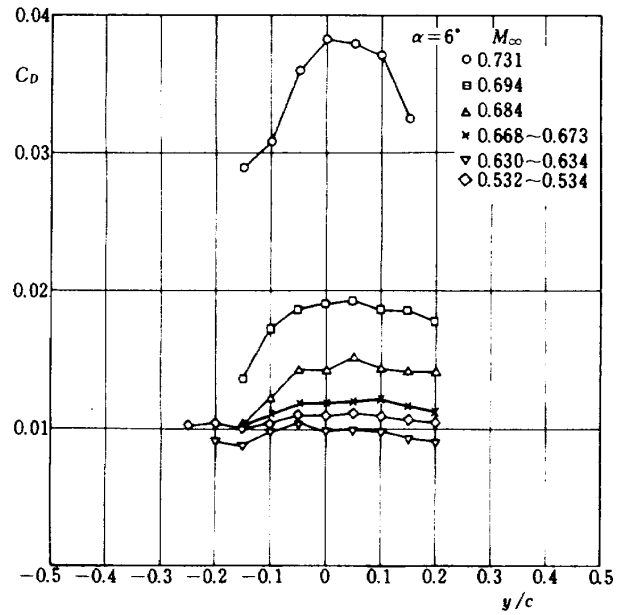
(a)



(c)



(b)



(d)

図12 NACA64A410 (静圧孔なし)の抵抗係数の翼幅方向分布

測定値は、いずれも静圧孔なし模型の粗さなしの場合であり、異なるのは楕型ピトー管のみである。したがって、図12の $M_\infty = 0.5$ 、 $y/c = 0$ の C_D の測定値は図7の(c)×印の $M_\infty = 0.5$ の場合と一致すべきであるが、実際には前者が約0.006、後者が約0.008と異っている。楕型ピトー管の導通、もれ試験、寸法、処理プログラム等、すべて異常のないことを確認した。

図13には伴流総圧の翼厚み方向分布の生データ

を示す。図の横軸は楕型ピトー管の総圧管の間隔を示し、二つの楕型ピトー管は図に示す位置で伴流中の総圧を測定している。縦軸は一樣流総圧と伴流総圧の差を水銀柱での高さで示し、折線と高さ0とに囲まれた面積の大小と抵抗の大小がほぼ比例している。

図に示すとおり生データそのものがこのように異っている。今回はこれらの測定結果をそのまま測定事実として記載し、このような差が生じる原因の検

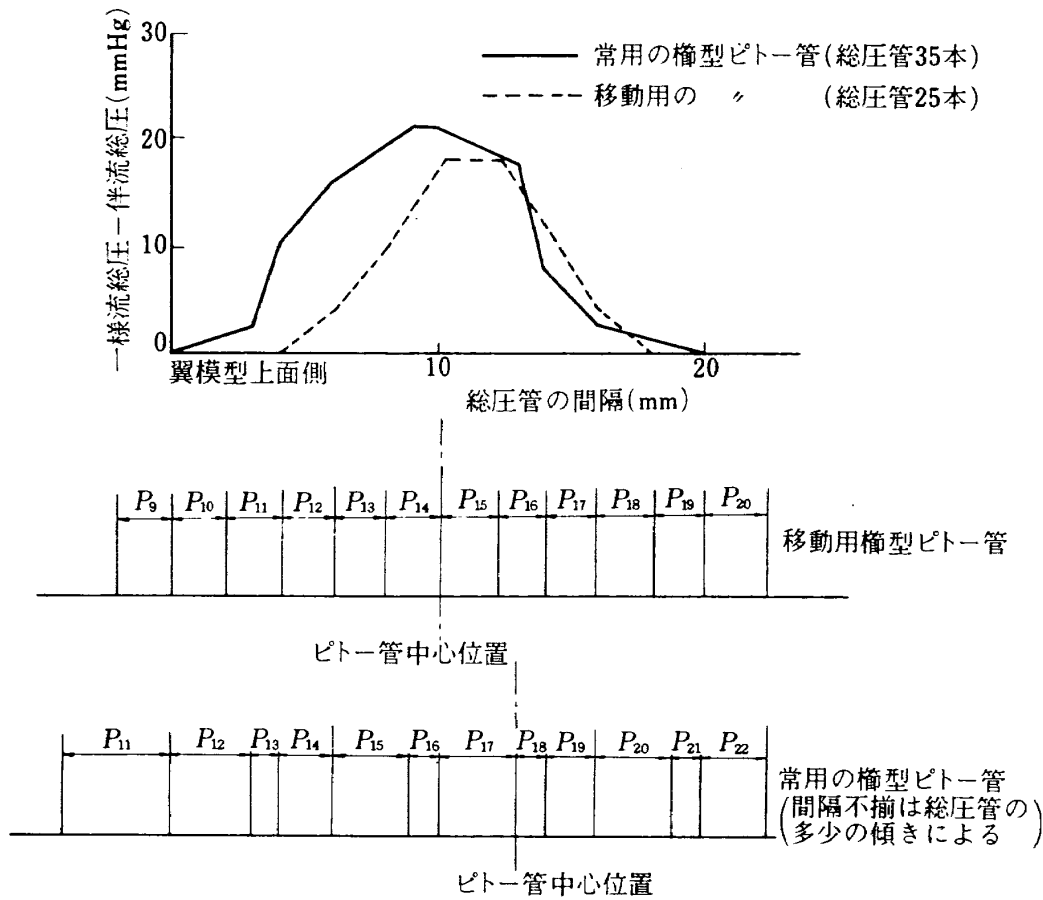


図 13 NACA64A410 における伴流総圧の翼厚み方向分布 (楕型ピトー管の概略は表 2 参照)

討は次の機会に行うことにする。各迎角とも、 C_D は図12に示すとおり、中央断面位置における抵抗発散マッハ数 M_{DD} (これにごく近い場合を図中太線で示す) 以下の衝撃波抵抗が弱いマッハ数では測定範囲内においては翼幅方向の変化は ± 0.001 以内である。さらに二次元性を改善する為には壁面境界層の吸込みが有効であると思われる。

M_{DD} 以上のマッハ数になるにしたがって、 C_D は山なりの傾向を示して両端部の値は減少する。また、左右非対称的であることも特徴的である。一様流マッハ数 M_∞ に範囲があるのは、楕型ピトー管の移動中にそれが若干変化したからである。

ここで抵抗発散マッハ数 M_{DD} を文献¹⁾によって以下のように定義する。

翼のまわりの一様流マッハ数が臨界マッハ数を越えると局所超音速領域ができて、翼面上に衝撃波が発生して、翼の抵抗係数は subcritical の場合より増加する。その増加のしかたは一様流マッハ数が臨

界マッハ数を越えてもしばらくは抵抗係数はほとんど変化せず、それから急に増加しはじめる。このように抵抗係数の急激な増加を抵抗発散とよび、抵抗発散がおこるような一様流マッハ数を抵抗発散マッハ数とよび M_{DD} であらわす。抵抗係数は一様流マッハ数に対して、 M_{DD} において折線的に変化するのではなく曲線的に変化しており、 $dC_D/dM_\infty = 0.1$ が成り立つような一様流マッハ数を M_{DD} の実験値とする。

図 12 の実験において、抵抗発散マッハ数を超えるマッハ数の抵抗係数と最も低い場合のそれとの差を ΔC_D とすると、その大部分は衝撃波の発生に伴う造波抵抗であると考えられる。 ΔC_D の翼幅方向分布の最大値を ΔC_{Dmax} とするとき、 $\Delta C_D/\Delta C_{Dmax}$ を翼幅方向位置に対してプロットしたものが図 14 である。ばらつきはあるが、曲線はいずれも山なりの形状を示している。これは測定部壁の境界層の影響で後に図 24 に示すように衝撃波が大きく弯曲し、

翼幅中央以外では斜め衝撃波となるため、衝撃波前後の圧力差が緩和されるためであると思われる。

図12と同一実験において、翼後縁より翼弦長の3倍下流の位置における伴流総圧の等高線図を図15に示す。同図は10cm風洞の断面を示しており、上流より見たものである。風洞の横方向の中心を破線でまた、翼模型の前縁、後縁、上面、下面を実線で

示してある。迎角0の場合は前縁、後縁の実線は風洞中心と一致する。同図は橢型ピトー管を翼幅方向に y/c の変化にして0.05間隔で移動させ、伴流の総圧を測定し、 $\Delta C_p = C_p$ (一様流総圧) - C_p (伴流総圧) を算出し、 ΔC_p の等圧線を文献¹¹⁾によって描かせたものである。

(a)-1は迎角0、一様流マッハ数 $M_\infty = 0.5$ 附近

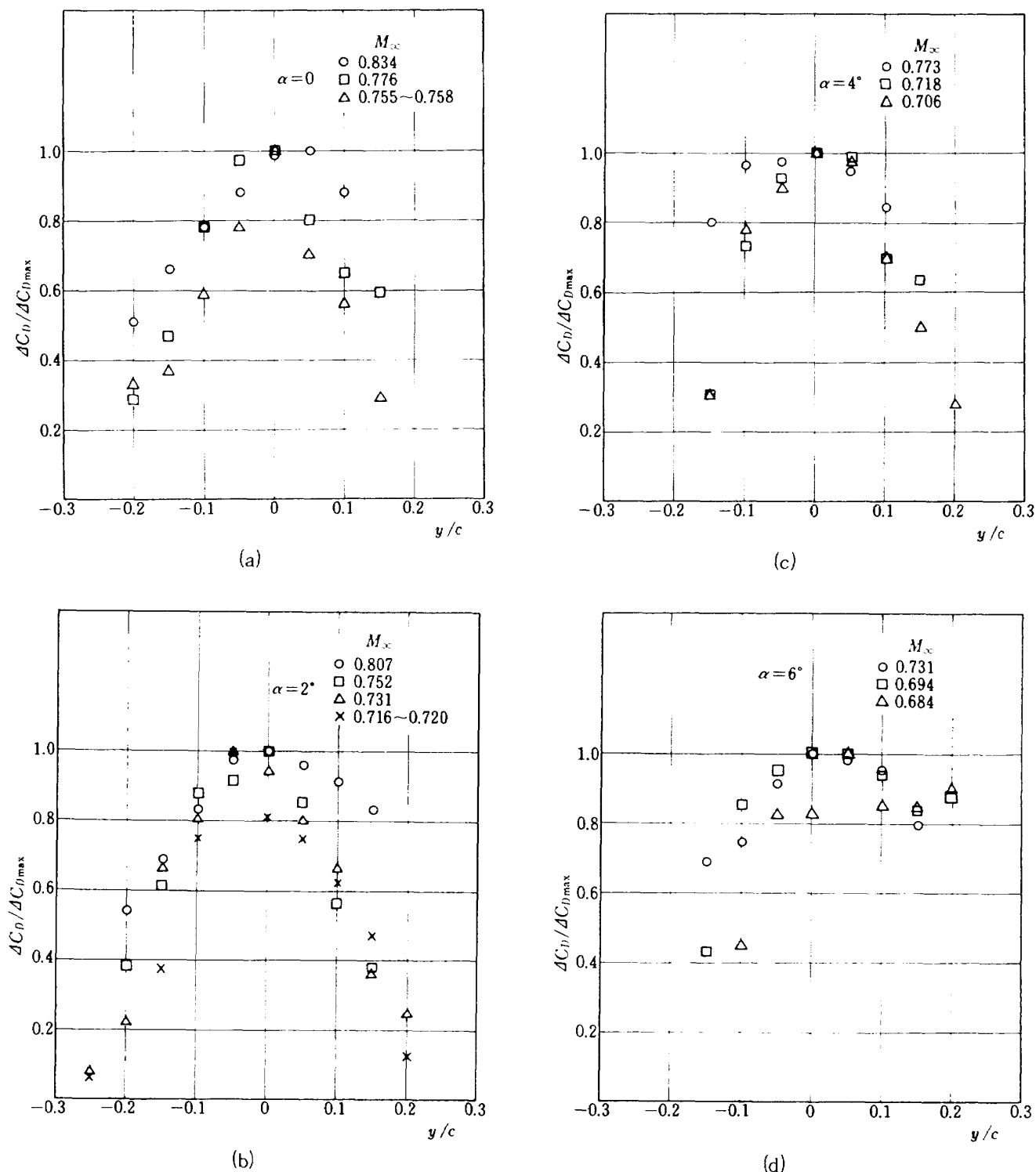


図14 NACA64A410 (静圧孔なし)の $\Delta C_D / \Delta C_{Dmax}$ の翼幅方向分布 ($\Delta C_D = C_D - C_D$ (最小 M_∞))

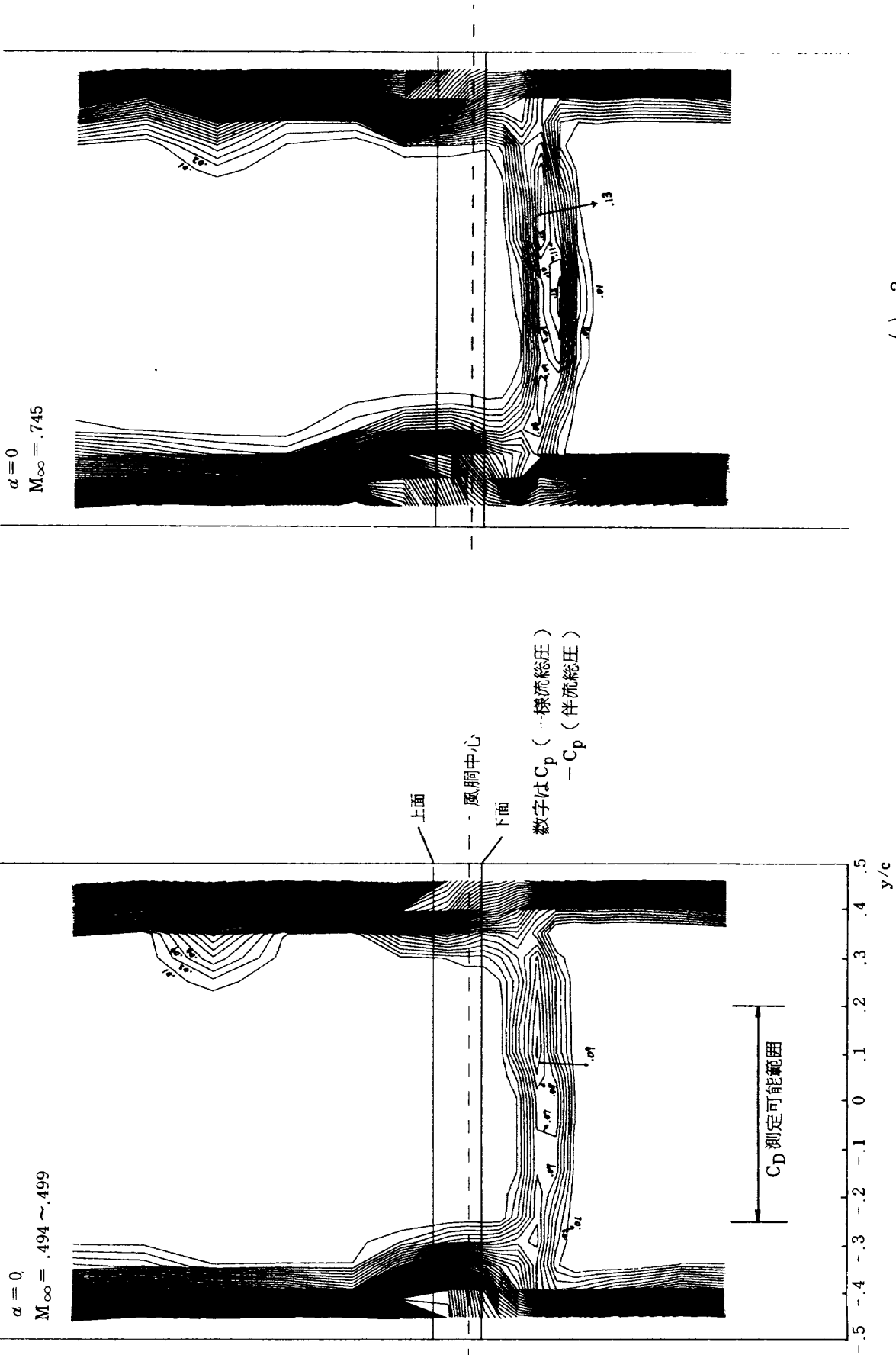
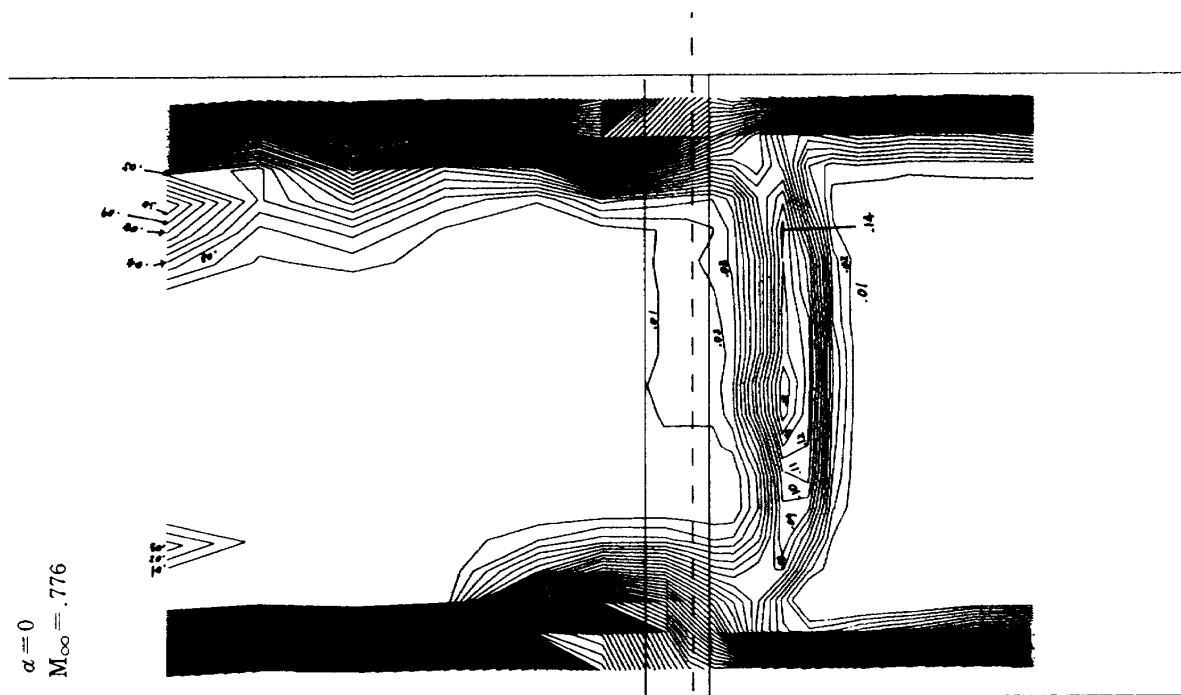
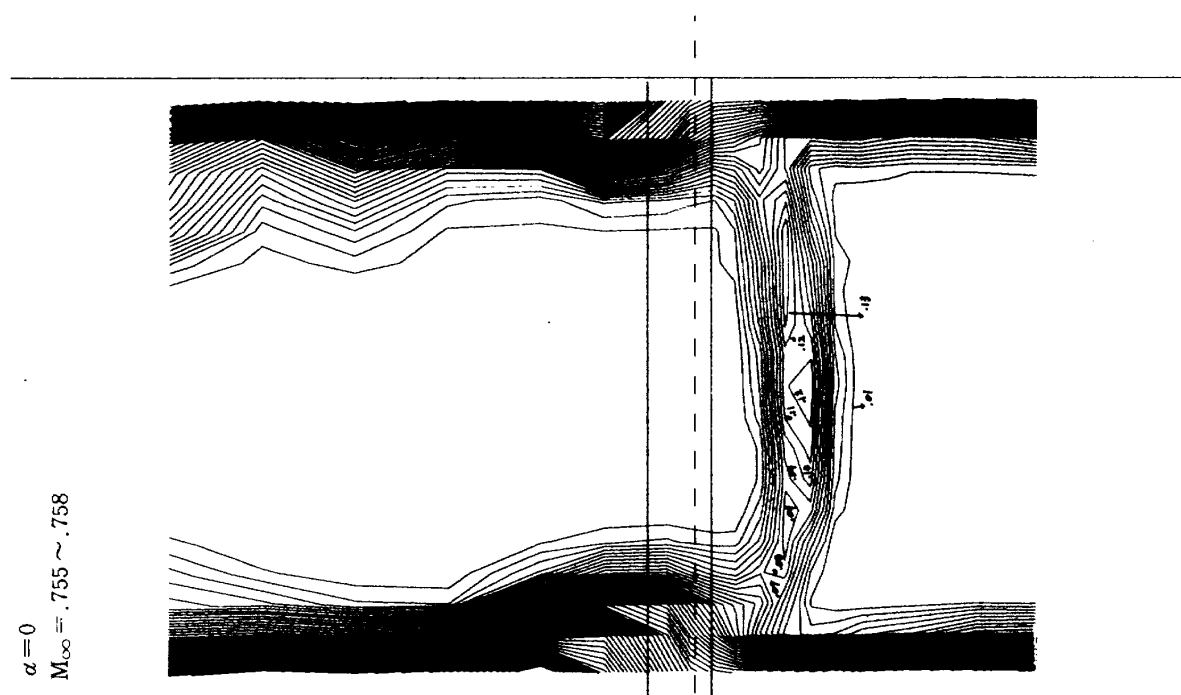


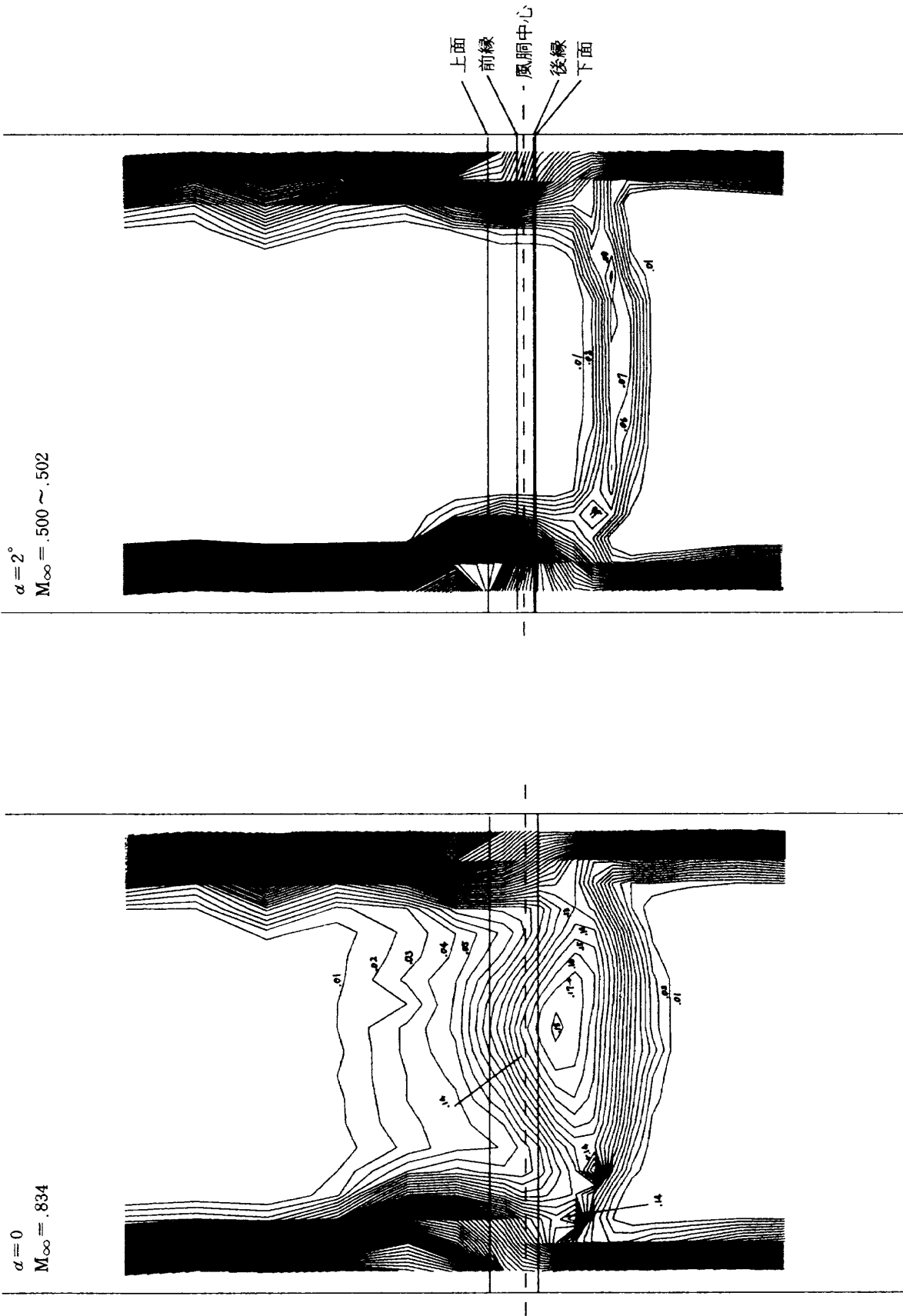
図 15 NACA 64A410 (静圧孔なし) 伴流総圧の等高線図
 (伴流測定位置: 翼後縁より翼弦長の 3 倍下流)



(a) - 4



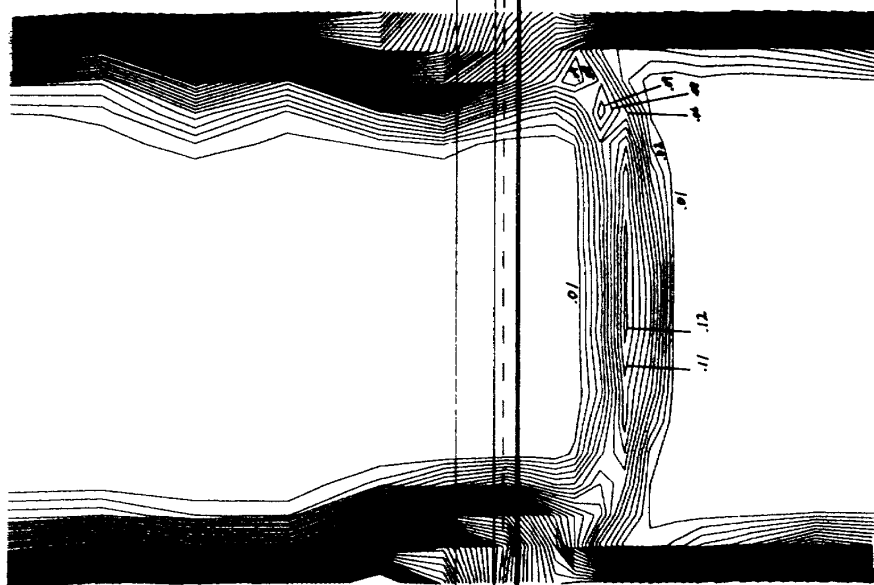
(a) - 3



(b)-1

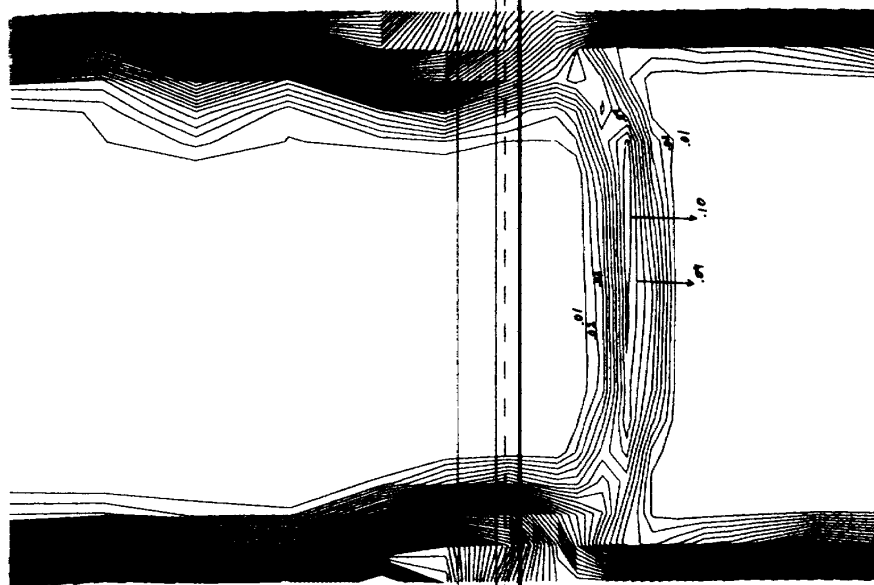
(a)-5

$\alpha = 2^\circ$
 $M_\infty = .716 \sim .720$

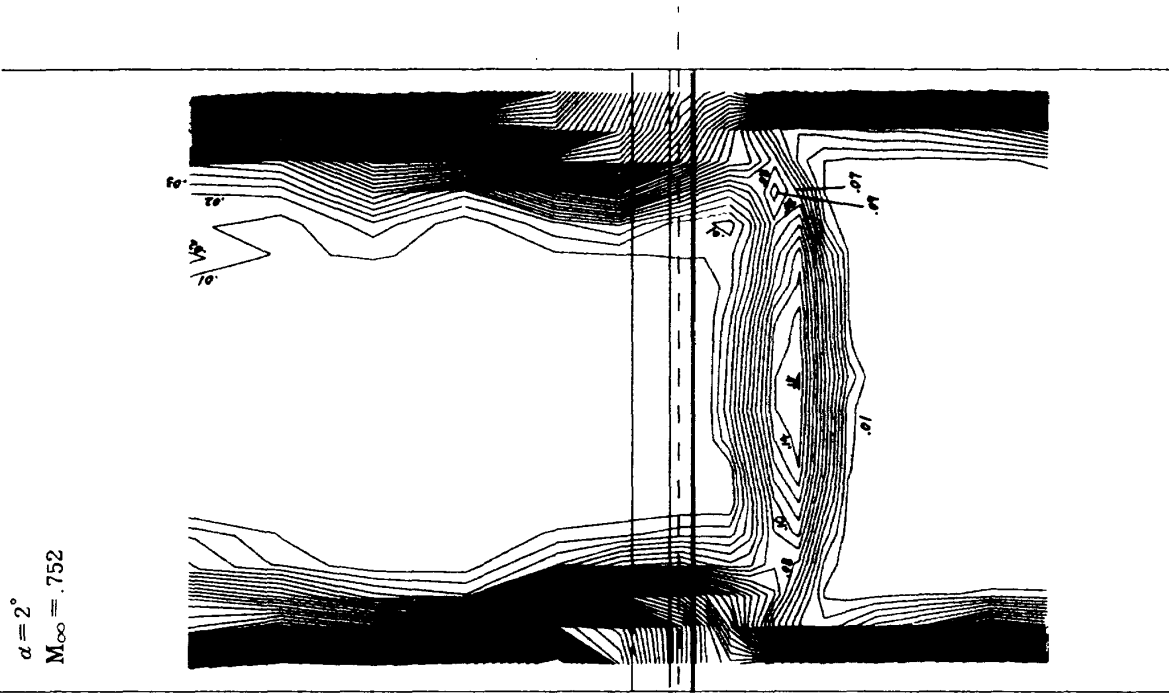


(b)-3

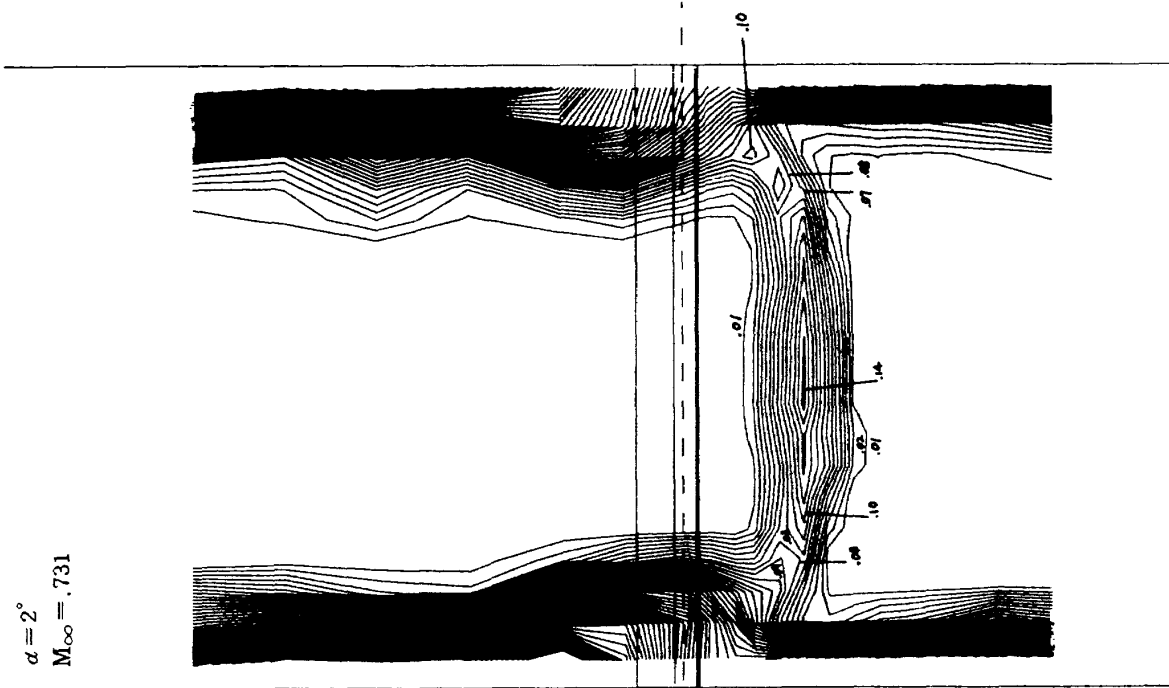
$\alpha = 2^\circ$
 $M_\infty = .695 \sim .699$



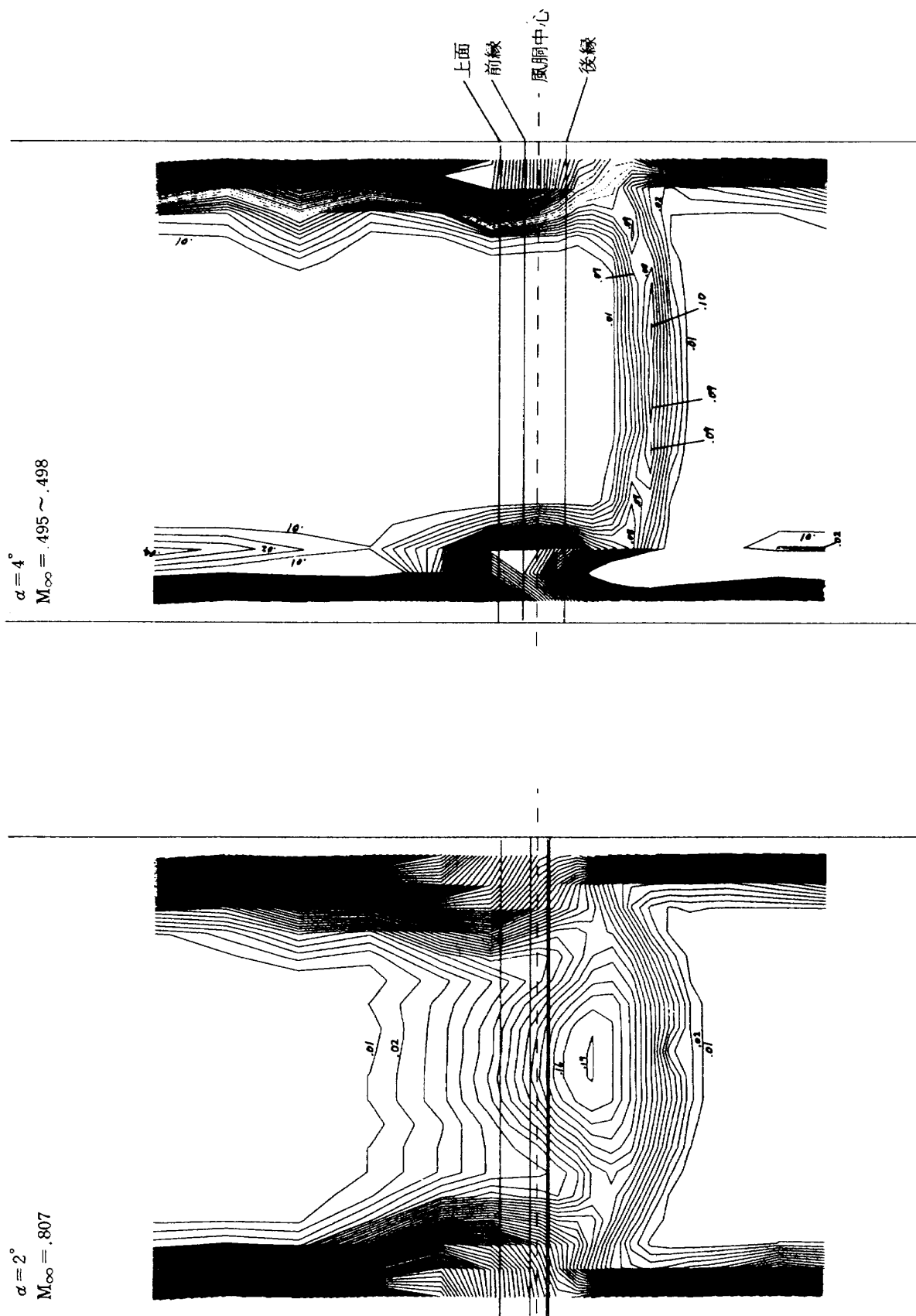
(b)-2



(b)-5

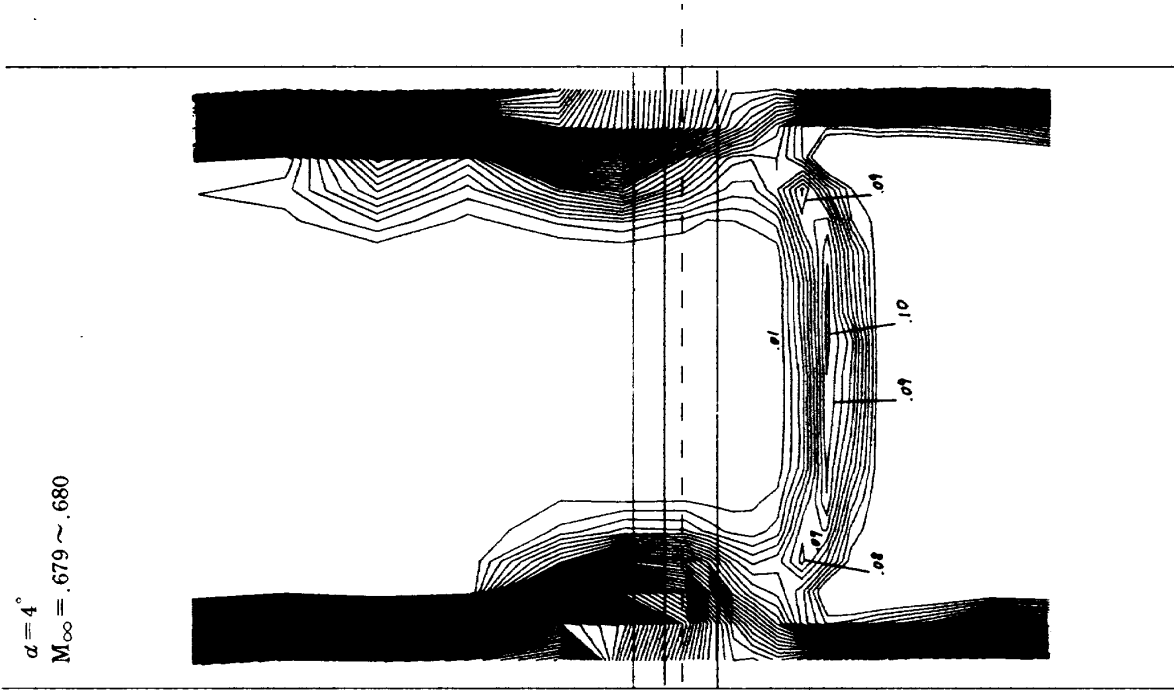


(b)-4

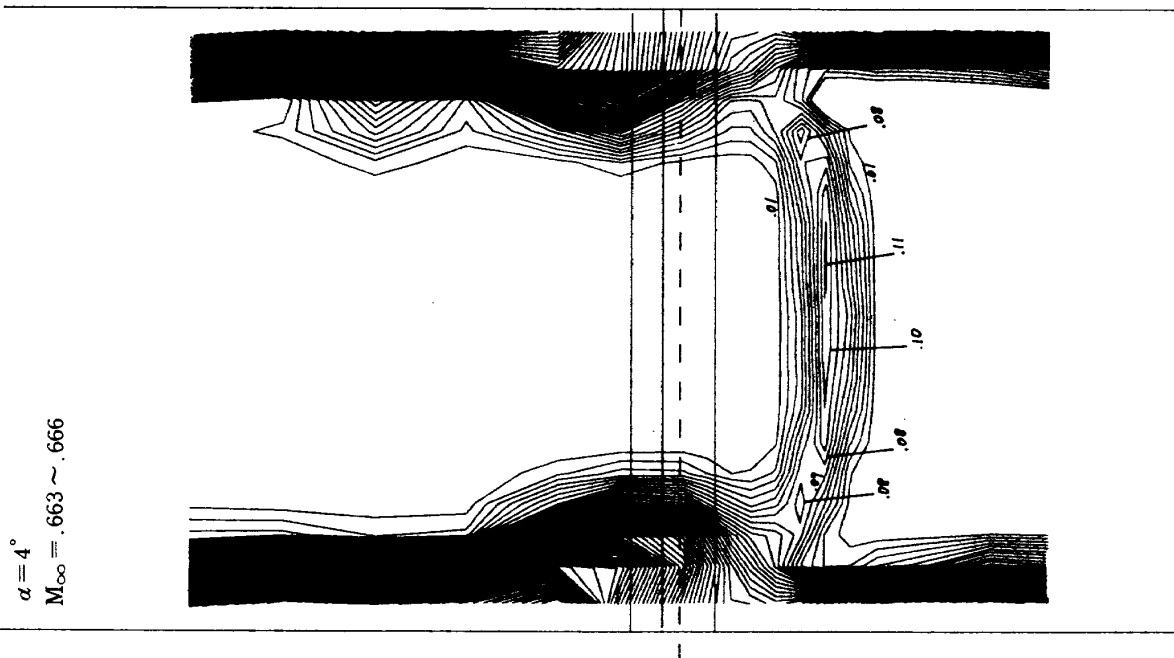


(c)-1

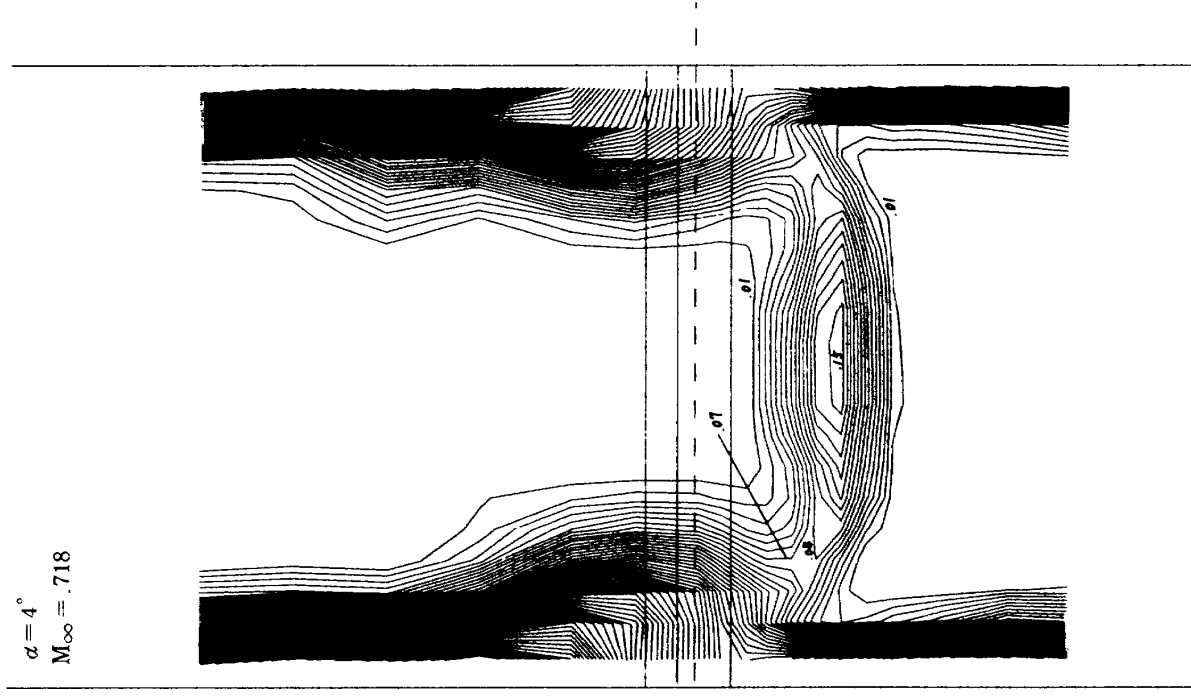
(b)-6



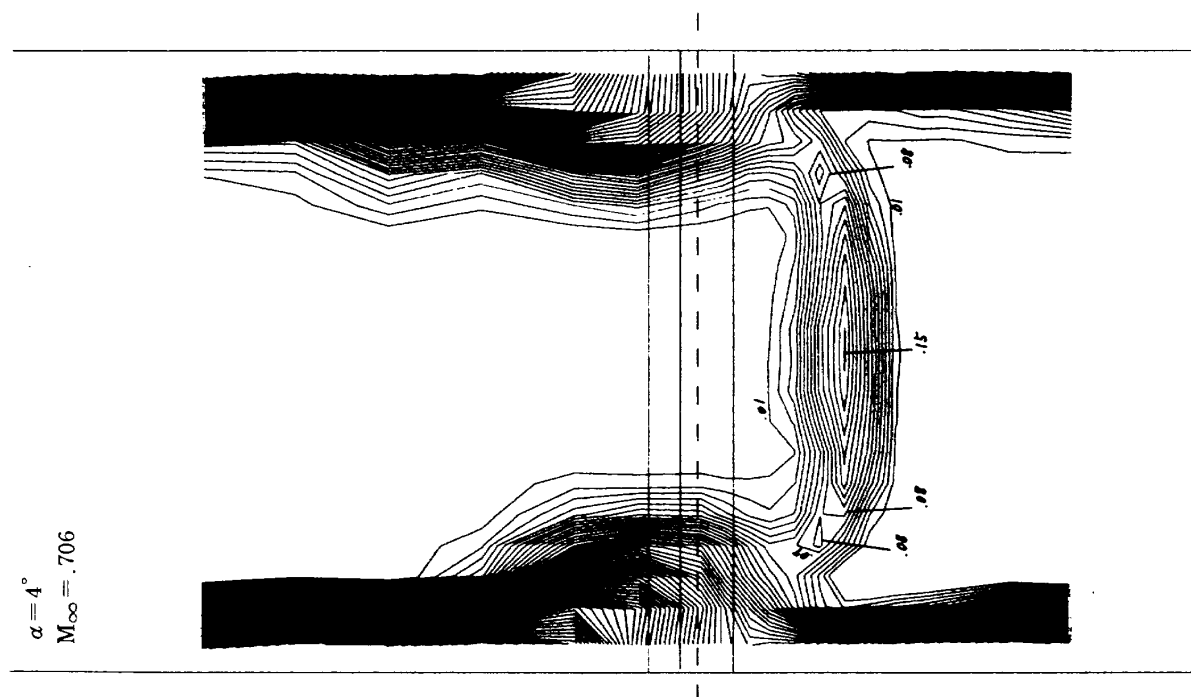
(c)-3



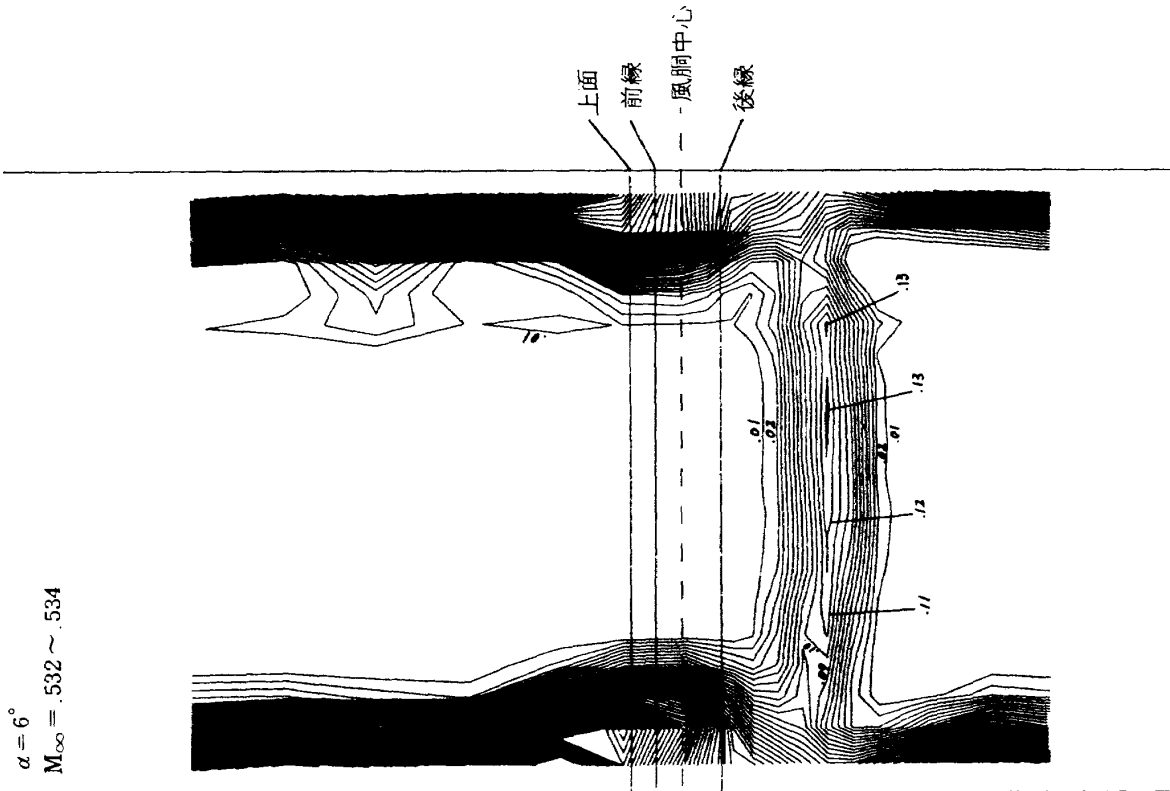
(c)-2



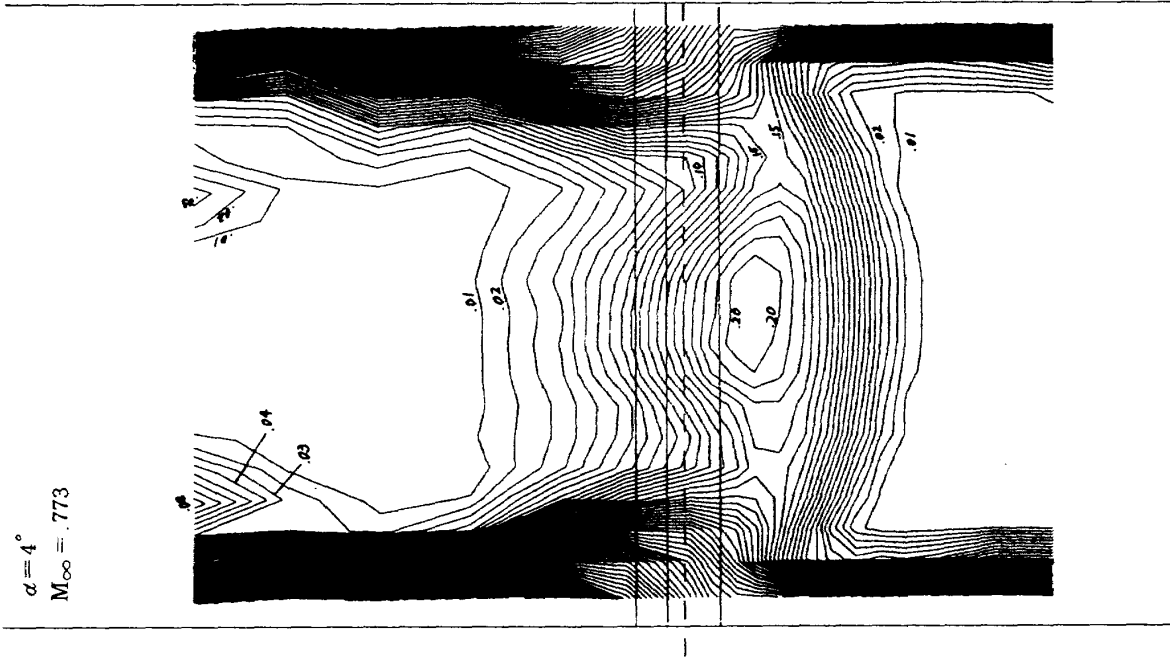
(c)-5



(c)-4

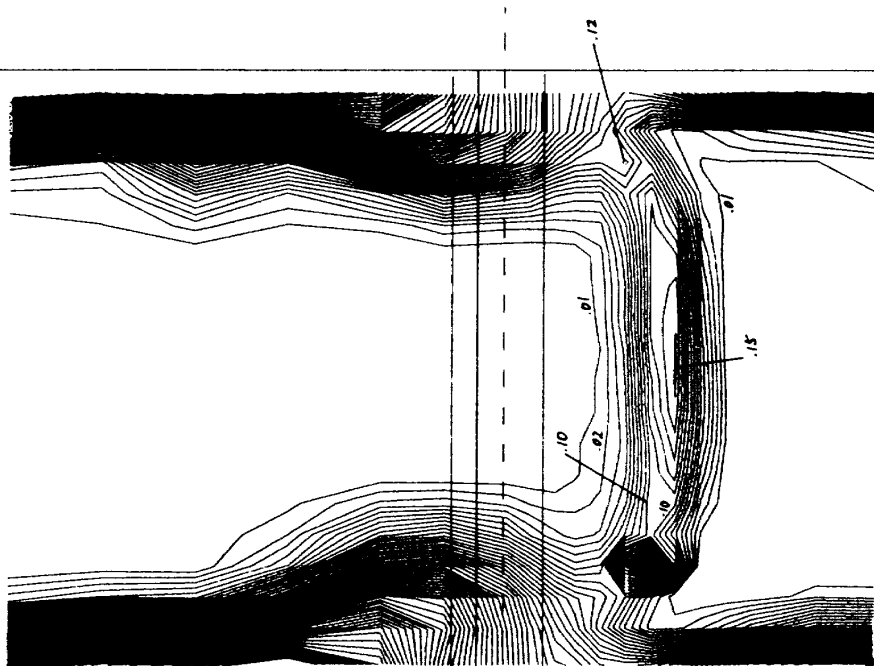


(d) - 1



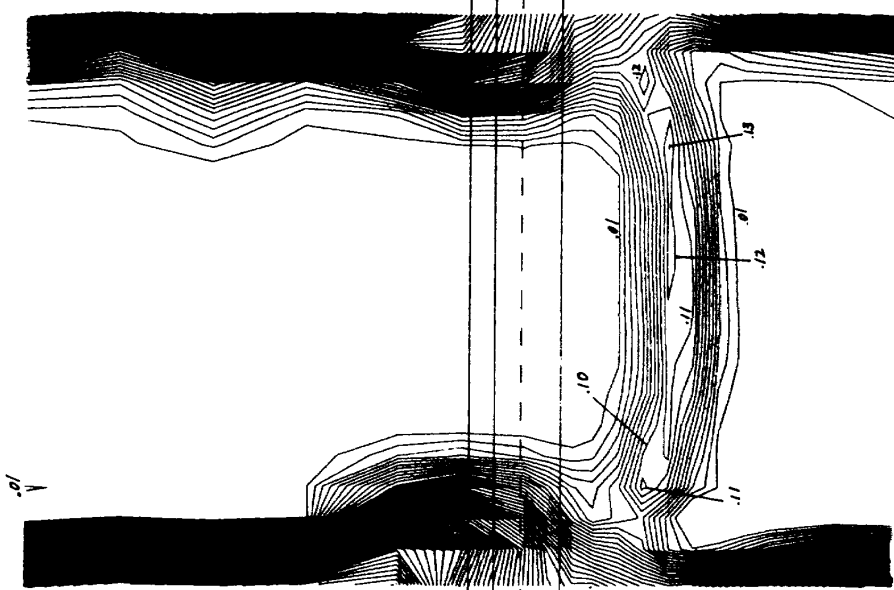
(c) - 6

$\alpha = 6^\circ$
 $M_\infty = .668 \sim .673$



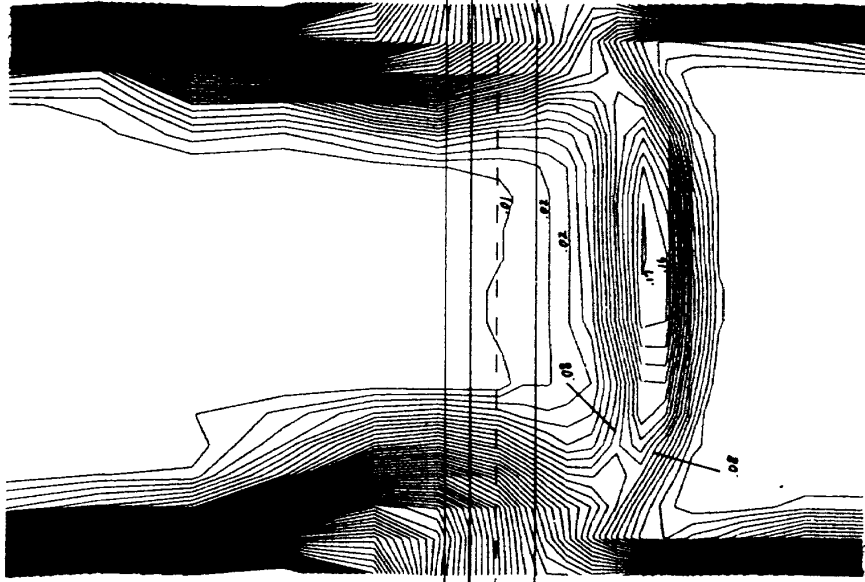
(d) - 3

$\alpha = 6^\circ$
 $M_\infty = .630 \sim .634$



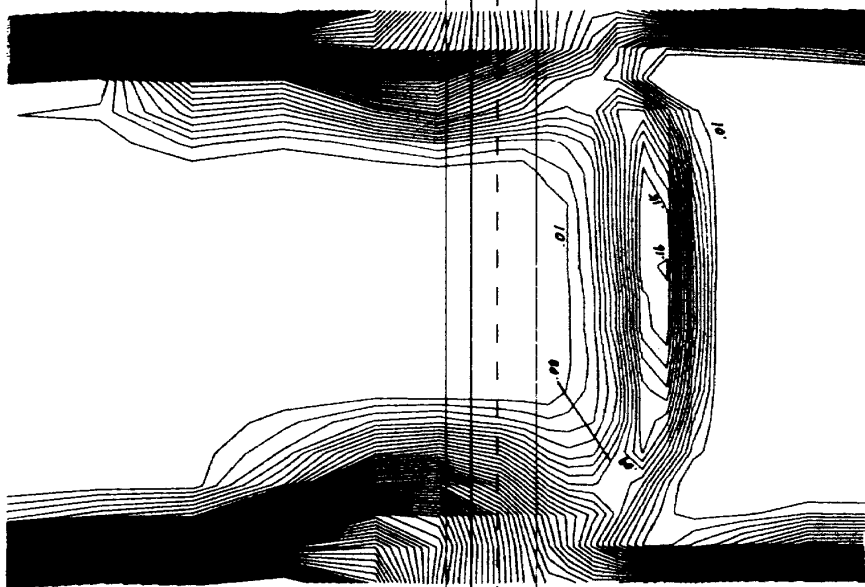
(d) - 2

$\alpha = 6^\circ$
 $M_\infty = .694$

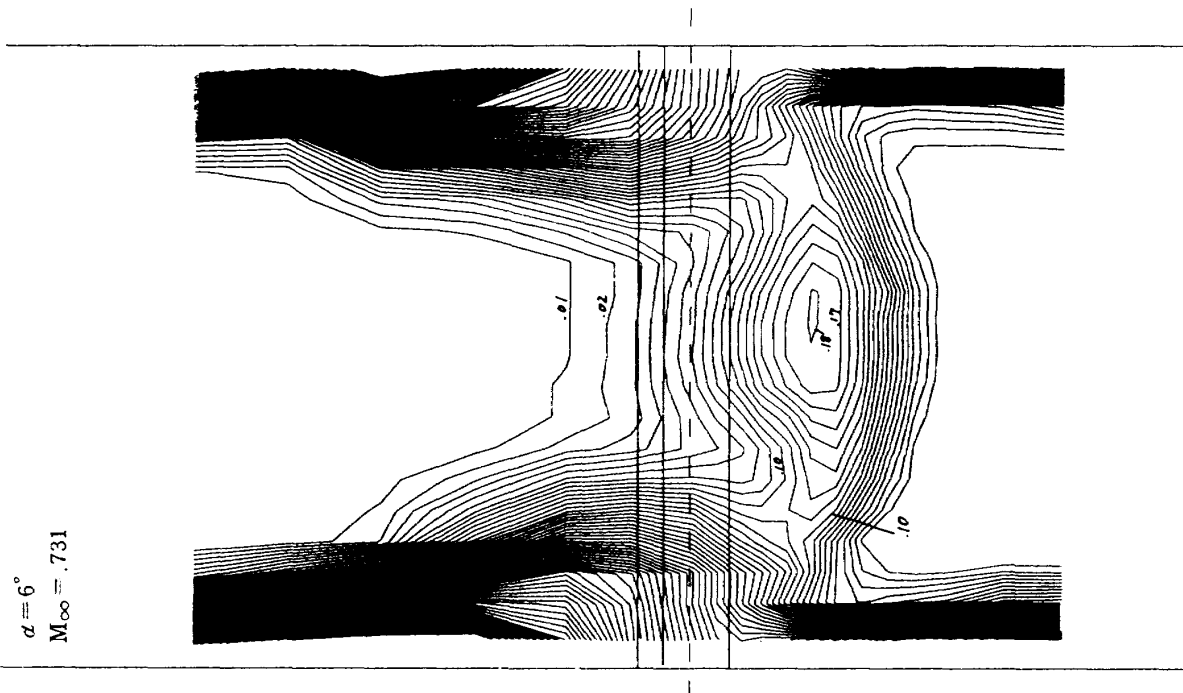


(d)-5

$\alpha = 6^\circ$
 $M_\infty = .684$



(d)-4



(d) - 6

の等圧線を示す。壁面境界層が左右ともに厚くはり出し C_D の測定可能範囲が $y/c = -0.25 \sim 0.2$ と狭くなっている。翼の伴流の広がりや翼幅方向にほぼ一定ではがって、 C_D も図 12(a)▽印に示すとおりほぼ、一定な値を示す。実験マッハ数が高くなるにしたがって壁面境界層もだんだん厚くなる。(a)-3 は $M_\infty = 0.75$ 附近であるが、伴流の広がりや翼幅方向中央より左右非対称となり、中央で最大となっている。さらにマッハ数が高くなると(a)-5 に示すとおりその傾向はさらに顕著になり、伴流による断面抵抗係数は中央断面が高い山なりの傾向となる。各迎角ともに伴流のピークは翼後縁よりかなり下った位置にあり、当然ながら伴流は、かなり吹き下ろしの傾向にある。また、壁面境界層は翼の上面と下面では厚さが異なり、上面の方が厚い。

図 12 (b)に示した静圧孔なし模型の迎角 2° における抵抗係数 C_D を翼幅方向に y/c が $-0.15 \sim 0.15$ までの 0.05 おきに 7 断面について、一樣流マッハ数 M_∞ に対してプロットしたものが図 16 である。上記の定義に従って各断面の抵抗発散マッハ数 M_{DD} を決定している。10cm 風洞での圧力孔のない模型について、同様の方法により他迎角の場合(図 12 と同一)における抵抗発散マッハ数 M_{DD} を決定し、翼幅方向にプロットしたものが図 17 である。これを見ると左右非対称な $\alpha = 6^\circ$ をのぞいて、 M_{DD} は

中央位置で最小値を示し弯曲している。中央位置より翼幅方向 $\pm 10\%$ 翼弦長範囲では M_{DD} の変化は $\alpha = 6^\circ$ のとき 0.008 と最大であるが、他はほぼ平坦である。よって M_{DD} に関しては中央位置から翼幅方向に $\pm 10\%$ 翼弦長の範囲ではほぼ一様と言える。

図 12 に示すように M_{DD} より大きな一樣流マッハ数においては、断面抵抗係数 C_D の翼幅方向の変化は非常に大きいにも拘らず、図 17 に示すように M_{DD} の翼幅方向分布は比較的平坦である。これは M_{DD} より低い M_∞ における C_D の翼幅方向分布と類似しており(図 12)、 M_{DD} が C_D の絶対値のみならず翼幅方向分布の変化が増大に転ずる境界のマッハ数であることを示している。

つぎに 10cm 風洞における圧力孔の分布している模型についての C_D の翼幅方向分布を図 18 に示す。実験は図 2 (c)の翼模型を用い、迎角は 0 および、 6° である。 $y/c = -0.2$ から 0.2 までの範囲で 0.02 の間隔で C_D を測定した。(a)は迎角 0 で一樣流マッハ数は 0.5 附近および、 M_{DD} より高い 0.841 の二つの場合である。マッハ数が 0.5 と低い場合は、 C_D の変化は測定範囲内では ± 0.001 以内であり、ほぼ一様と言えるが、マッハ数が 0.841 と高い場合は同図に示すとおり、翼幅方向位置によって C_D は 0.029 から 0.039 と差がありまた、左側の C_D に比べて、右側の C_D は大きく、左右非対称的になっている。同図(b)に示す迎角 6° の実験においても 0° と同様に M_{DD} より高いマッハ数 $M_\infty = 0.705$ における C_D の値は 0.027 から 0.039 と大きく変化し一様性がな

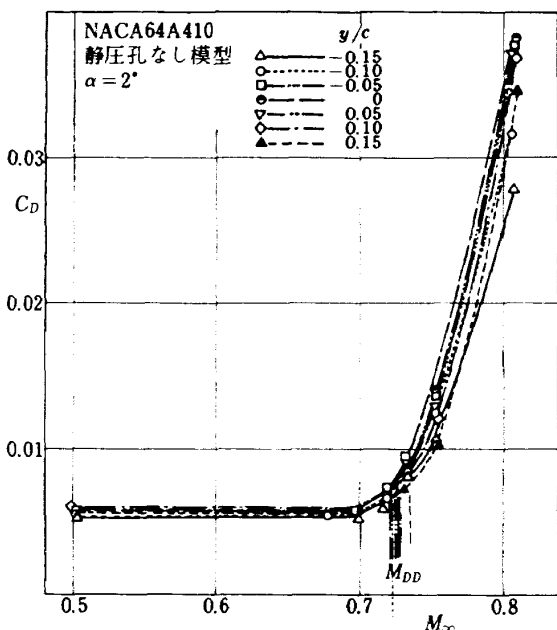


図 16 NACA64A410 (静圧孔なし) における抵抗発散マッハ数の決定

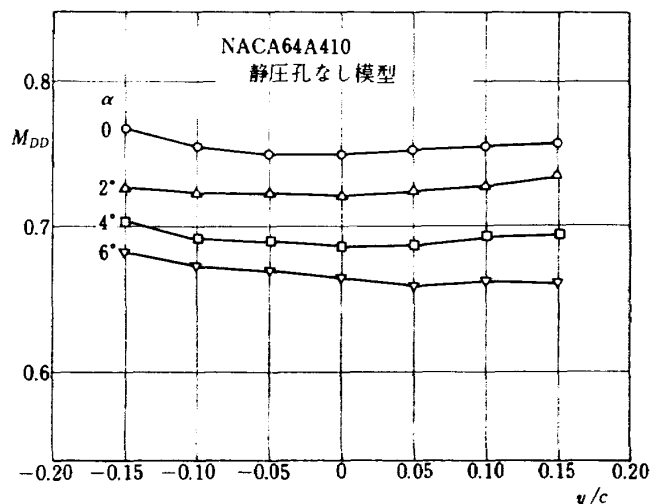


図 17 NACA64A410 (静圧孔なし) における抵抗発散マッハ数の翼幅方向分布

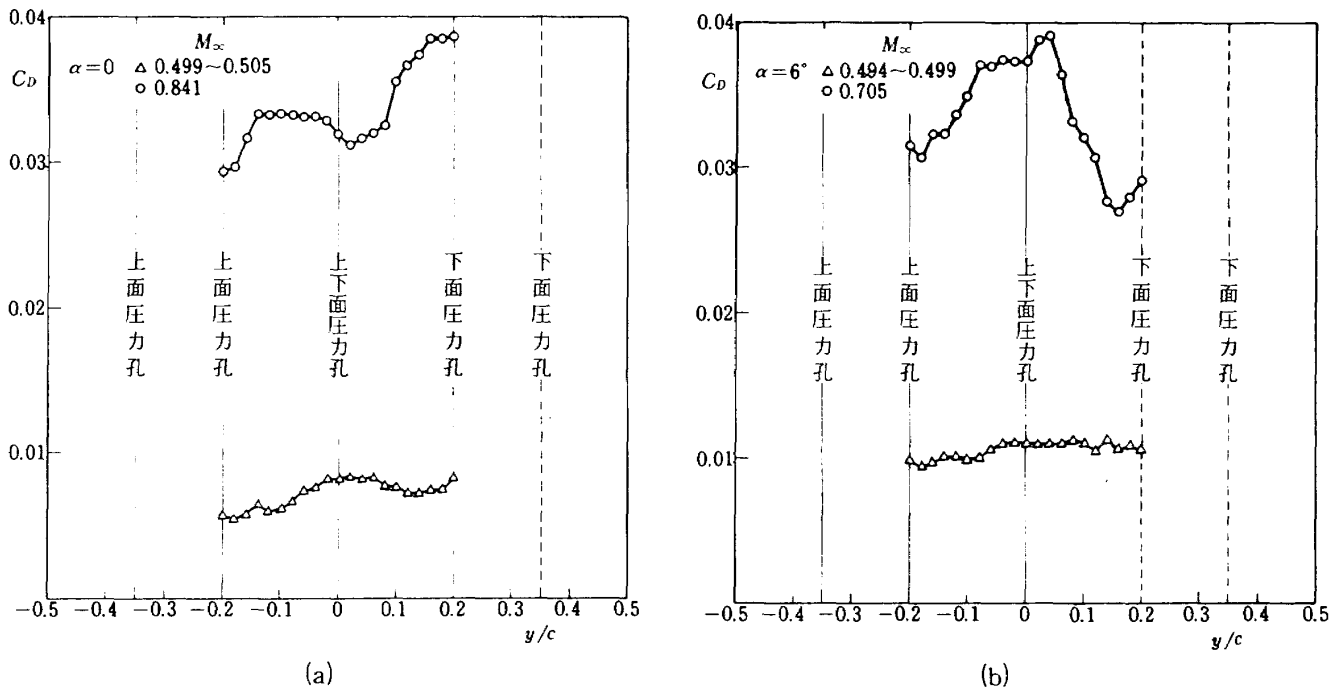


図 18 NACA64A410 (静圧孔三断面) における抵抗係数の翼幅方向分布

い。また $\alpha = 0$, $y/c = 0$ (圧力孔あり) における C_D は $M_\infty \doteq 0.5$ で約 0.008, $M_\infty \doteq 0.84$ で 0.032 である。これは図 7 (a)での 0.01 および, 約 0.04 (外挿値) より小さく, 図 12 (圧力孔なし) $M_\infty = 0.5$ の C_D が図 7 (c)の値より小さかったことと類似している。

図 18 と同一実験における伴流の総圧の等高線図を図 19 に示す。マッハ数が高いときの左右非対称性は同図にもはっきり表われている。

著者はこの実験に先だち, 圧力孔の存在によって境界層は翼幅方向に不均一に遷移するから, 伴流は翼幅方向に一様ではなく, 層流領域の広い断面と狭い断面が生じ, これが抵抗の差として測定されるのではないかと推測した。圧力孔は同図に示す 6 個所に設けられているがその場合には C_D の値は翼幅方向にあまり差がないことを図 18 は示している。これは乱流境界層および, 伴流内の拡散作用によって, 0.2 ~ 0.15 y/c 間隔の圧力孔の存在による運動量損失の翼幅方向の変化がならされたためだと思われる。これは上記推測を裏付けるものと言える。高いマッハ数のとき, C_D の翼幅方向分布が大きく非対称的になっている明確な原因は不明である。

4.2.2 2M風洞

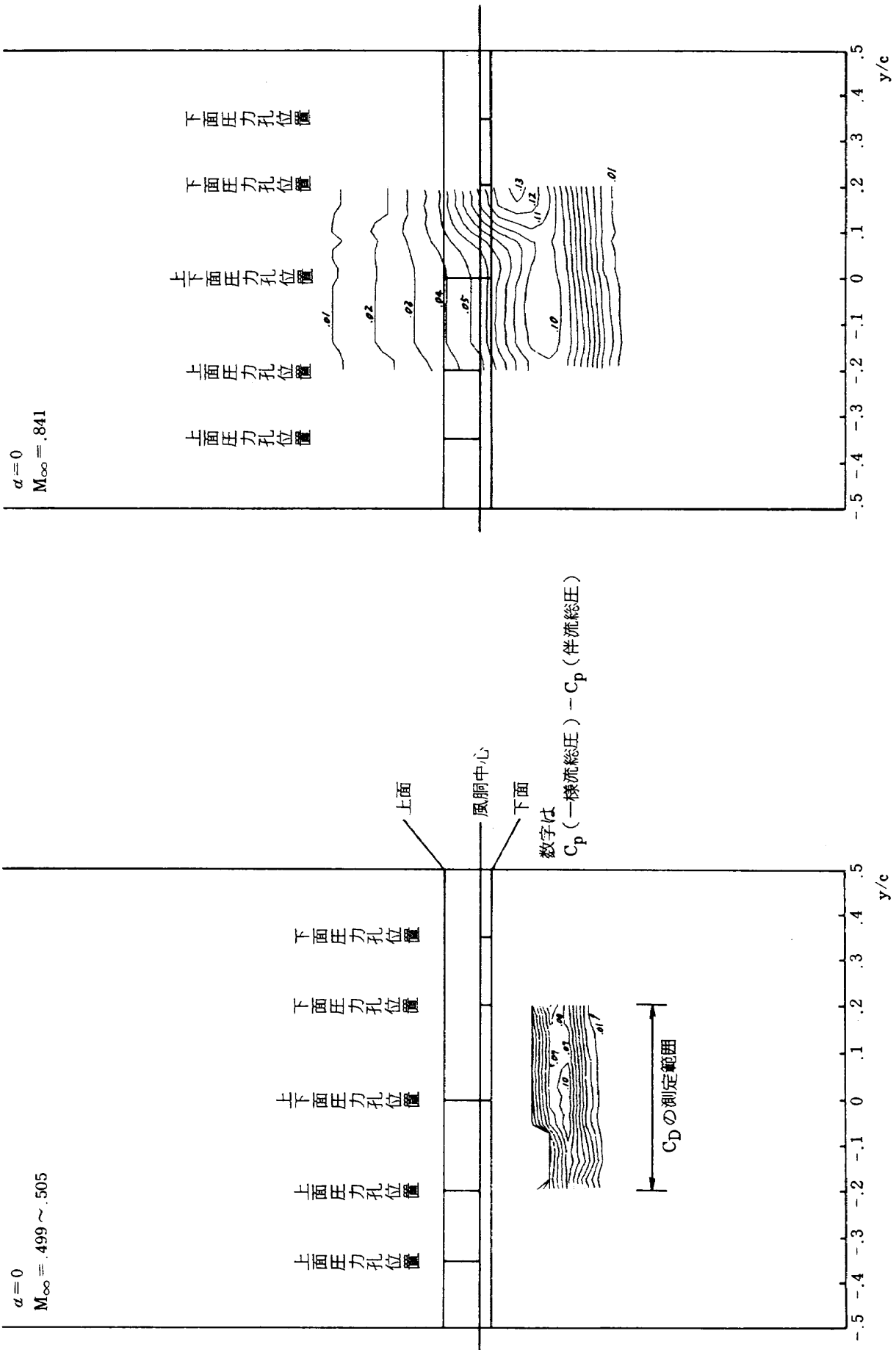
2M風洞における二次元翼模型について, 翼幅方

向の各断面での抵抗係数 C_D を図 20 に示す。

横軸は翼幅方向位置 y を翼弦長 c で割ったものであり, 中央位置を 0 としている。翼模型は図 3 に示すように, 垂直に取付けられ y/c が -1.0 のところで下部端板と接している。 C_D の測定した範囲は y/c が -1.0 から 0.5 である。迎角は 0 および, 2° でマッハ数は抵抗発散マッハ数 M_{DD} より低い 0.5 および, それより高い 0.83 の 2 点である。迎角が 2°, 一様流マッハ数が 0.83 のとき, 再現性をみるために同じマッハ数で 2 度にわたり測定した。

迎角 0 および 2° の両実験において, マッハ数が 0.5 と低い場合は 10cm 風洞と同様に端板が存在する翼端の極く近傍を除いて, C_D 分布は測定範囲内において一様と言えるが, マッハ数が 0.83 と高い場合には, 翼幅方向の位置によっては C_D の値は同図に示すとおり大きくちらばっている。同図 (b) の Δ 印が最初にトラバースさせた時の C_D の値で, \times 印は同じマッハ数で引き続いて同方向に 2 回目にトラバースさせたもので, 翼幅方向によってほぼ, 等しい値を示しこの抵抗値は再現性があり, 測定の誤りではない。

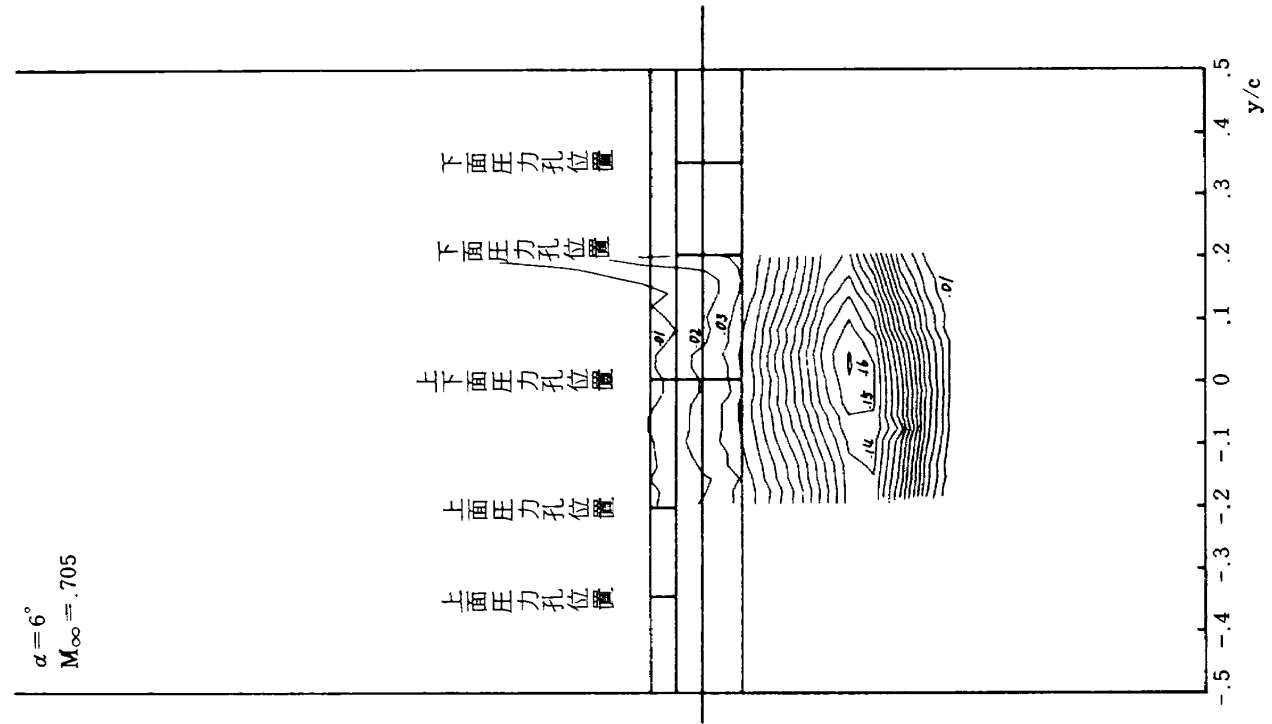
図 21 に同じ実験における $\alpha = 2^\circ$, $M_\infty = 0.83$ のときの伴流総圧の等高線を示す。図 20 (b)の抵抗値の大きい翼幅位置では等高線の谷は深く, 両者の対



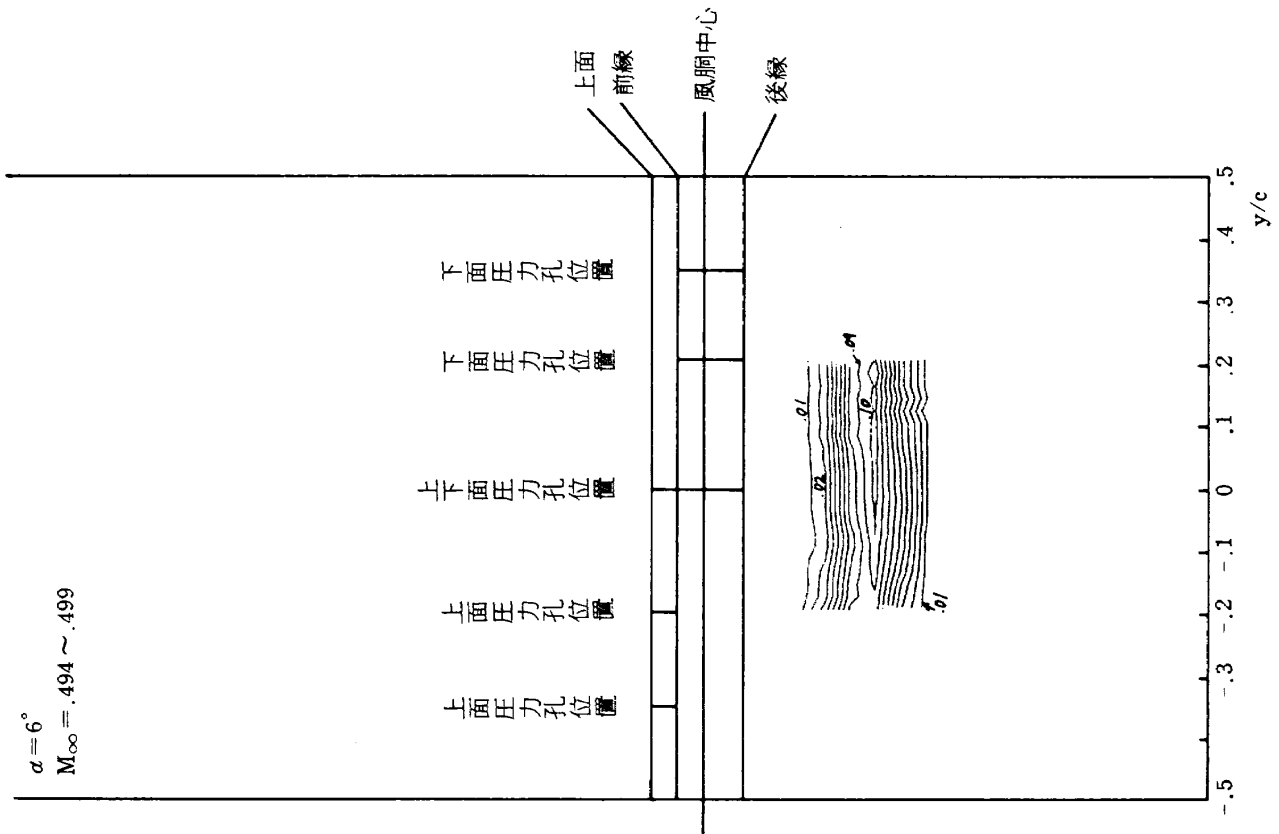
(a)-1

(a)-2

図 19 NACA 64A410 (静圧孔三断面) の伴流総圧の等高線図



(b)-2



(b)-1

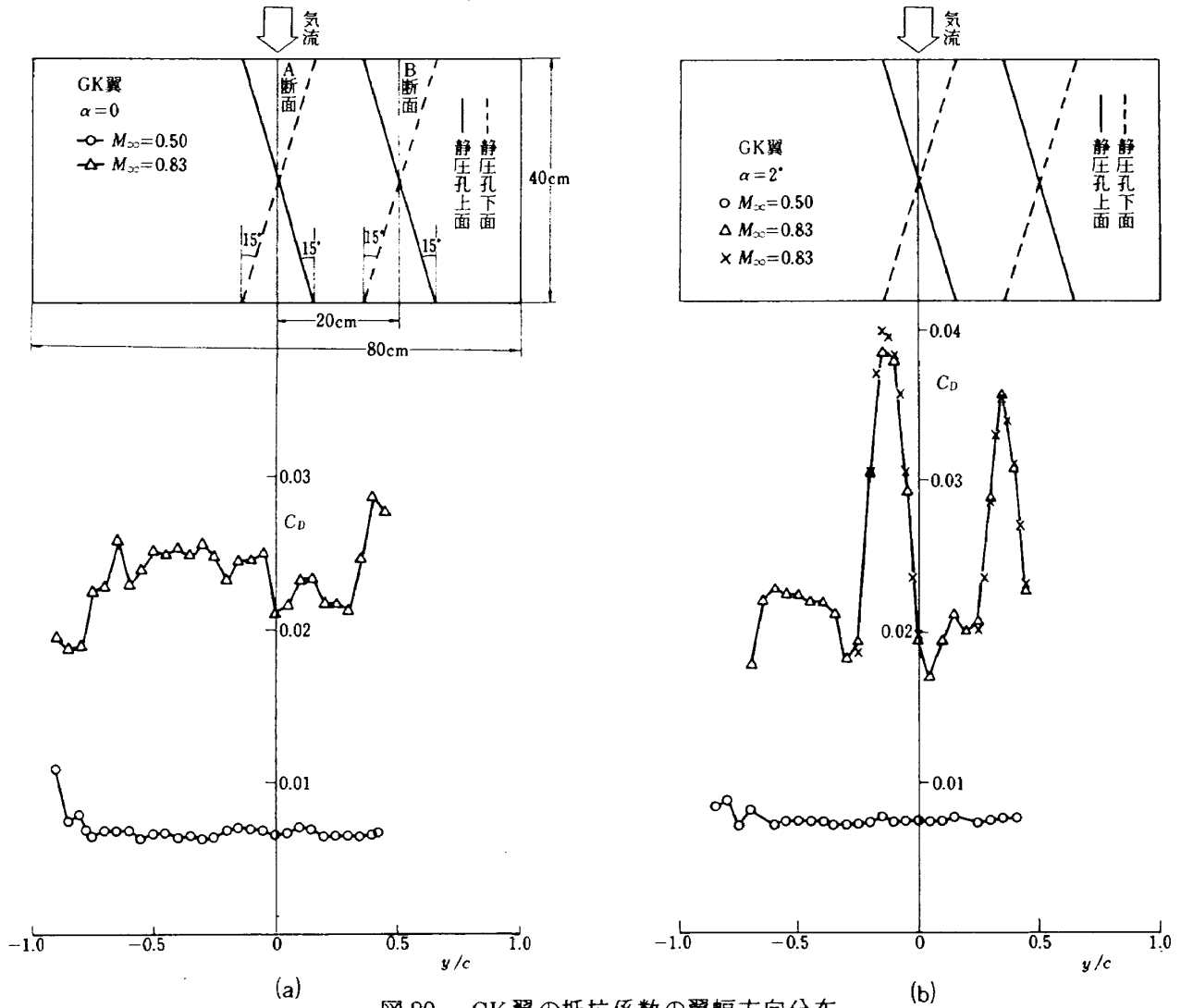


図 20 GK翼の抵抗係数の翼幅方向分布

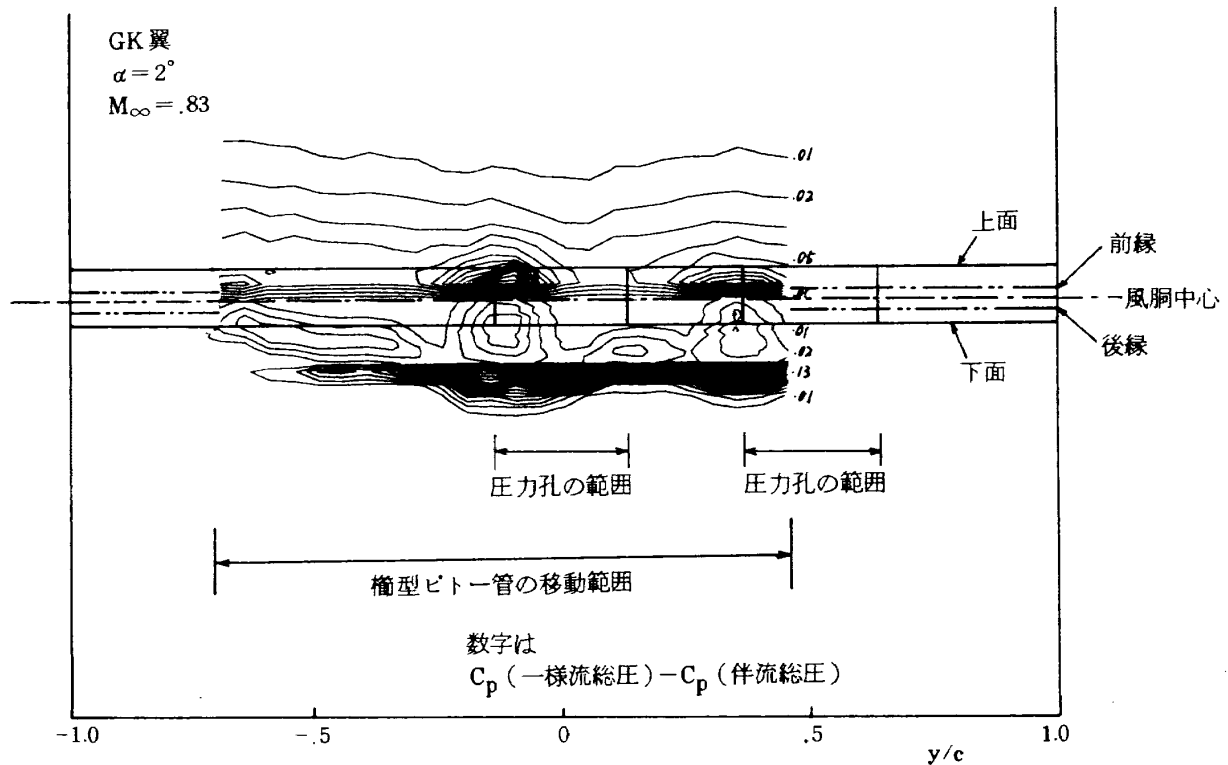


図 21 GK翼の伴流総圧の等高線図(伴流測定位置:翼後縁より翼弦長と同じ距離の下流)

応はよい。

この抵抗値が大きく散ばっている原因は不明であるが、後縁と橢型ピトー管との距離について検討する必要があると考えている。

いずれにしても抵抗発散マッハ数 M_{DD} より高いマッハ数での断面抵抗係数の測定には注意を要する。

図 22 に 2 M 風洞における抵抗発散マッハ数 M_{DD} 翼幅方向分布を示す。

各迎角において図に示すとおり、測定範囲内においてはほぼ、一様である。

伴流による断面抵抗係数の測定値は翼幅方向に一様流マッハ数が M_{DD} より低い場合にはほぼ、平坦であり、マッハ数がそれより高い場合は図 20 に示すように大きなばらつきがあるがしかし、 M_{DD} そのものは 10 cm 模型の場合と同様に、今回の実験の範囲内では平坦である。

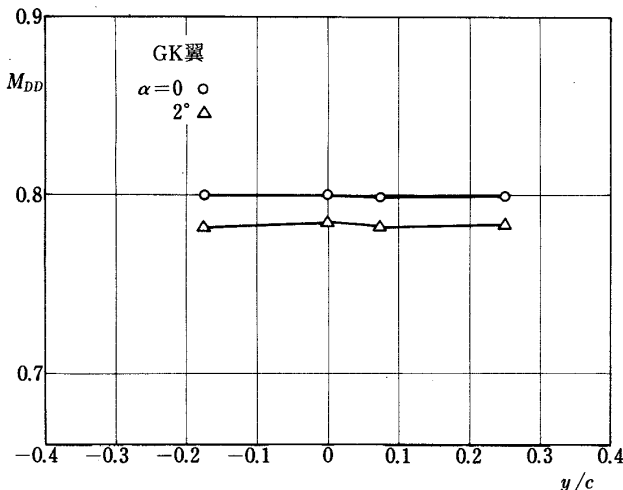


図 22 GK 翼の抵抗発散マッハ数の翼幅方向分布

4.3 翼面上の圧力分布および揚力係数の一様性について

二次元翼の静圧分布の翼幅方向の一様性を検討するために、10 cm 風洞において図 2 (b) 翼模型による実験を行った。

圧力分布を図 23 に示す。縦軸は翼表面の圧力係数 C_p であり、横軸は y/c である。(a), (b), (c), (d) はそれぞれ 0°, 2°, 4°, 6° の場合を示し、-1, -2, -3 は一様流マッハ数がそれぞれ、約 0.5, 揚力発散マッハ数 M_{LD} 附近、最大マッハ数の場合を示す。ここで揚力発散マッハ数は迎角一定で $dC_L/dM_\infty = 0$ が成り立つ一様流マッハ数である。

迎角 0, 一様流マッハ数が約 0.5 である(a)-1 では、図 12, 15 に示されるように抵抗係数 C_D の測定が可能であった $-0.2 < y/c < 0.2$ の範囲では翼幅方向の C_p の変化は上下面とも ± 0.015 以内でありほぼ、一様であると考えられる。境界層の影響により抵抗測定が不可能であった $|y/c| > 0.2$ の場合でも $|y/c| < 0.4$ までは翼幅方向の C_p の変化は ± 0.03 以内とそれほど大きくない。

一様流マッハ数が揚力発散マッハ数附近である(a)-2 においても、 $-0.2 < y/c < 0.2$ においては C_p の変化は(a)-1 と同様 0.015 以内であり、ほぼ一様であると考えられる。 $|y/c| > 0.3$ の範囲では、下面 2.5 % 翼弦長の位置で C_p が中心附近の値と大きく異なり風洞壁の影響をうけていると思われる。

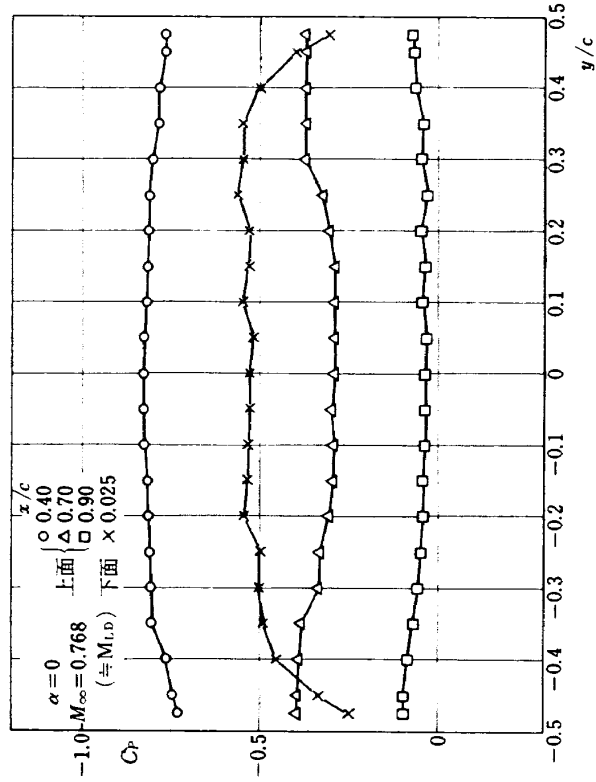
$\alpha = 0$, $M_\infty = 0.805$ である(a)-4 の場合は△印で示される 70 % 翼弦長の位置における C_p 分布は、翼の両側 $y/c = \pm 0.3$ 附近に急激な変化が見られる。

これは図 24 に模型的に示すように湾曲した衝撃波がこの点を横切っているためと考えられる。総じて図 23 において C_p が y/c に対して上に凸の場合 $|y/c| < 0.3$ において衝撃波の前方、上に凹の場合は衝撃波の後方と考えられる。

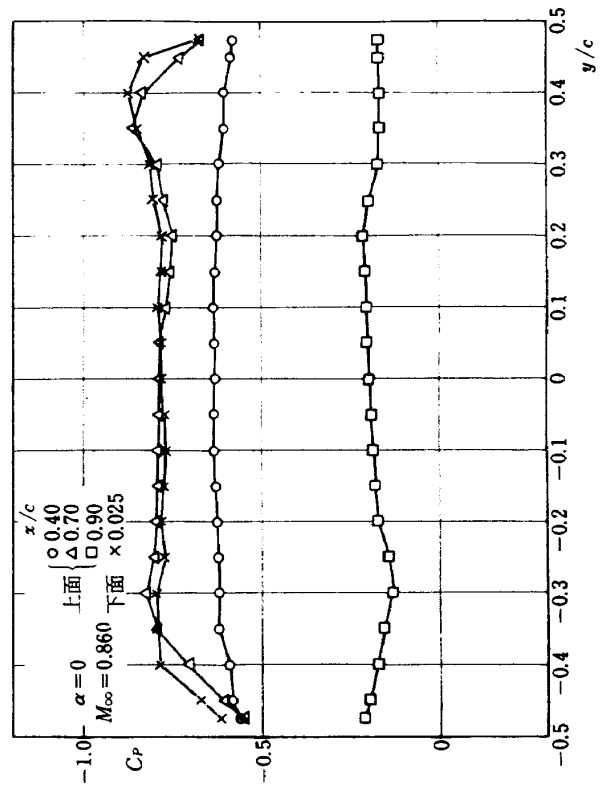
迎角が 2° および 4° の場合の(b), (c) についても $y/c = \pm 0.2$ 以内すなわち、風洞壁より 30 % 翼弦長以上離れた翼幅方向位置においては(この距離は断面抵抗係数の翼幅方向分布を求めた時の壁面境界層距離である。) (b)-3, $x/c = 0.7$ △印のように衝撃波のごく近傍を除いて M_{LD} 附近および、これより低いマッハ数においての C_p の変化は 0.015 以内であり、これより高いマッハ数でも 0.02 以内である。また迎角が 6° (d) の場合には測定した範囲内の全マッハ数において C_p の変化は 0.02 以内であった。

図 25 に 10 cm 風洞における図 2 (c) 翼模型の各断面での圧力分布を示す。 y/c が上面 -0.35, 下面 0.35 の圧力孔を合わせて一断面のものと考え、これを A 断面とする。同様に ± 0.2 の圧力孔位置を B 断面、中央位置を C 断面とする。

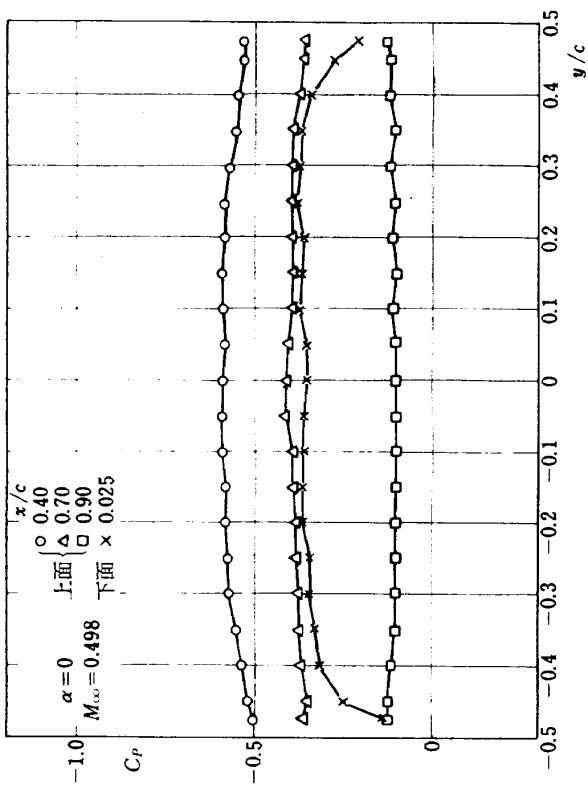
縦軸は翼面上の圧力係数 C_p で、横軸は翼弦方向位置 x を翼弦長 c で割ったもので前縁を 0 としている。同図(a), (b), (c), (d), -1, -2, -3 は図 23



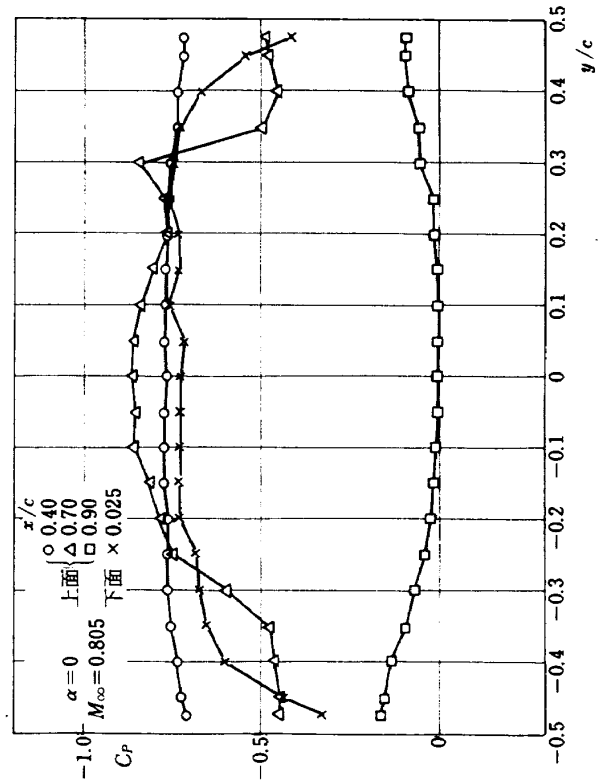
(a)-1



(a)-2

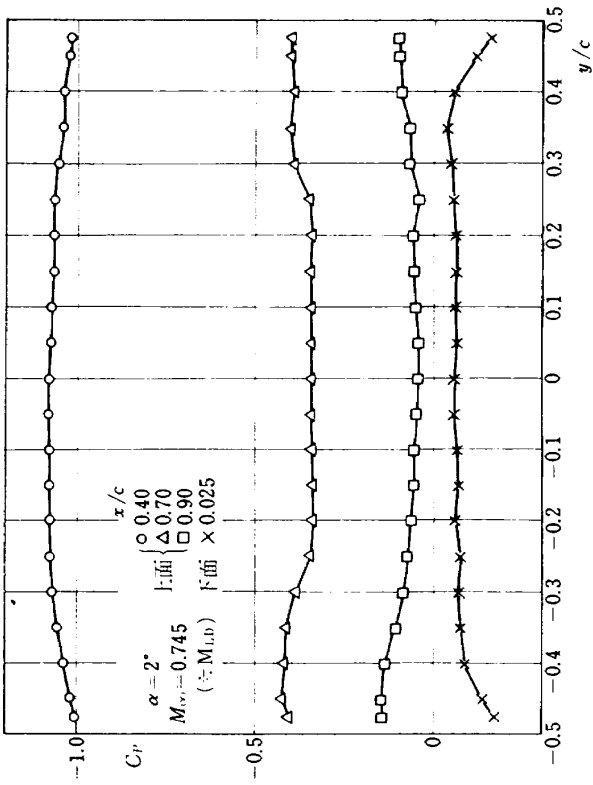


(a)-3

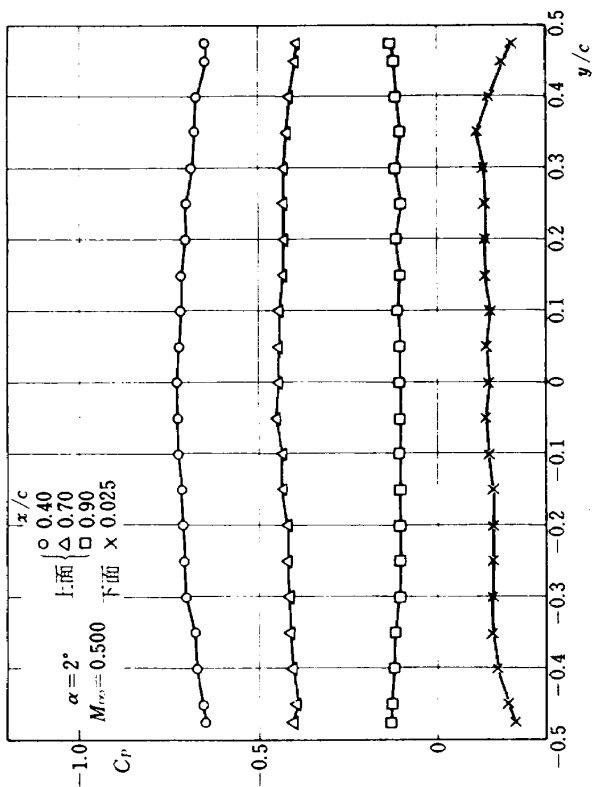


(a)-4

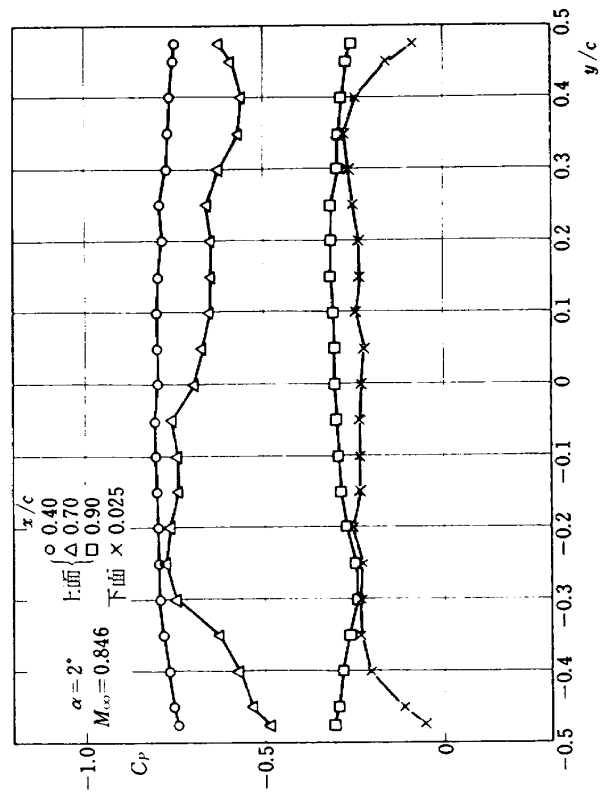
図 23 NACA64A410 の圧力係数の翼幅方向分布



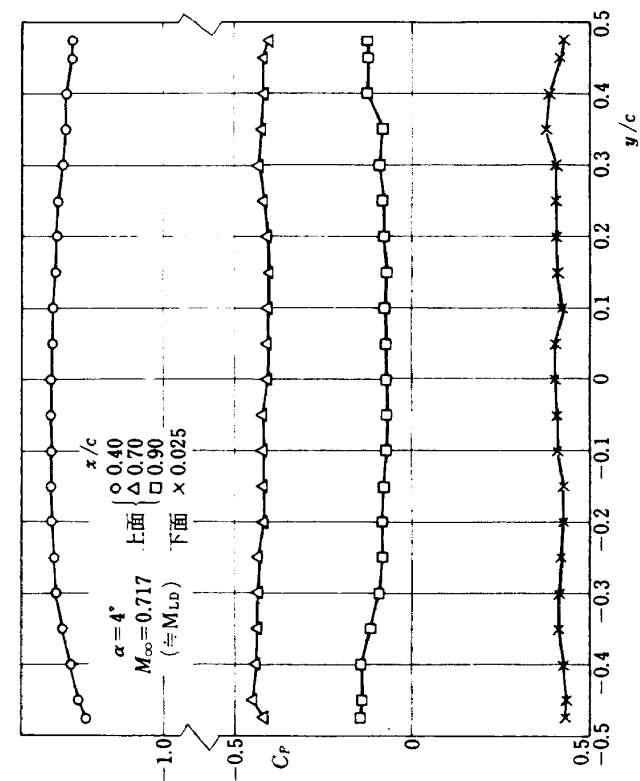
(b) 2



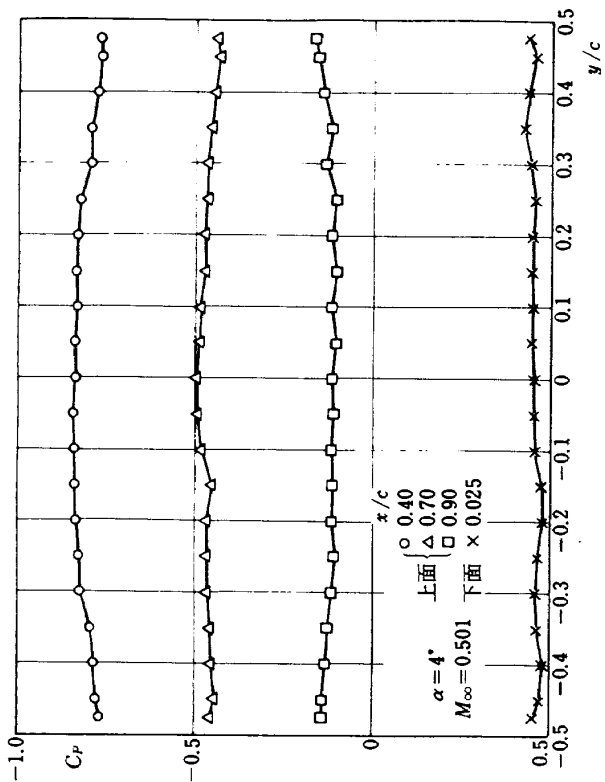
(b) 1



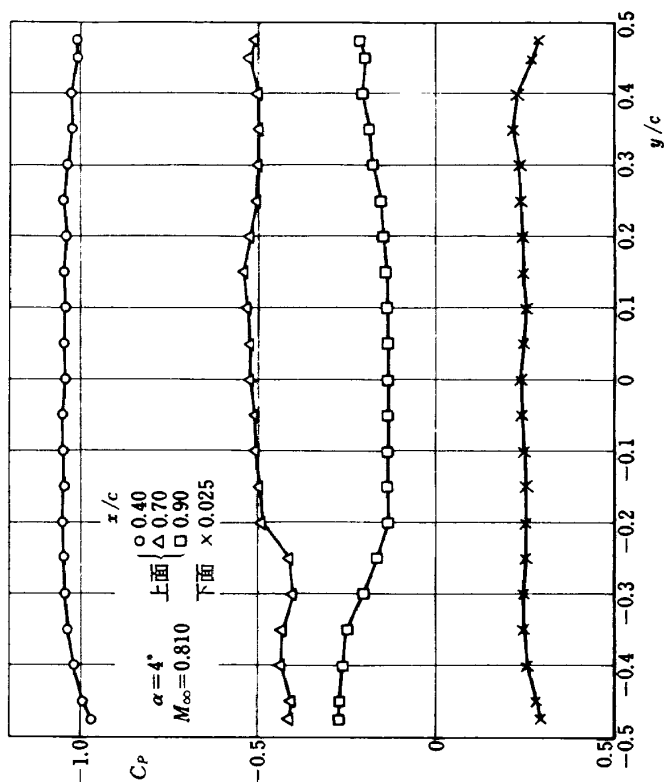
(b) 3



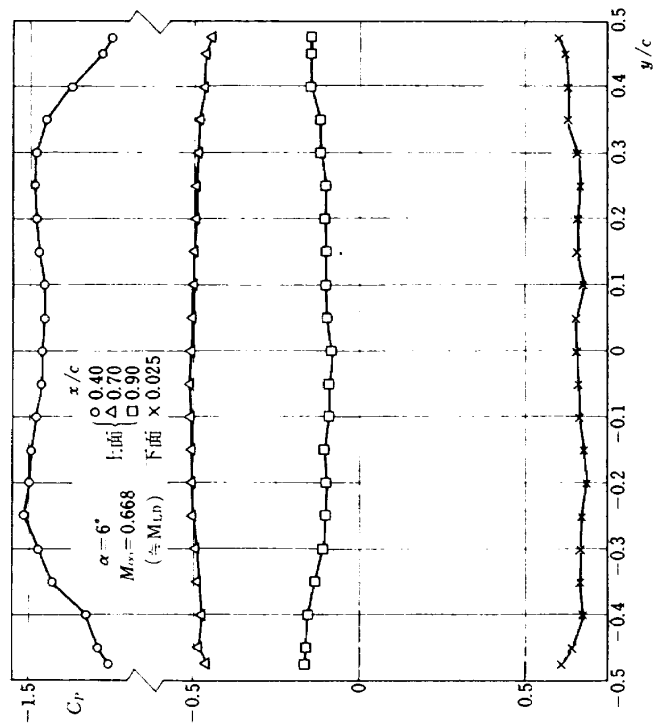
(c)-2



(c)-1



(c)-3



(d)-2

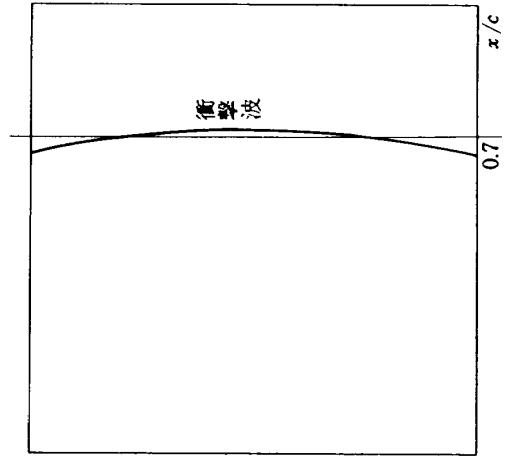
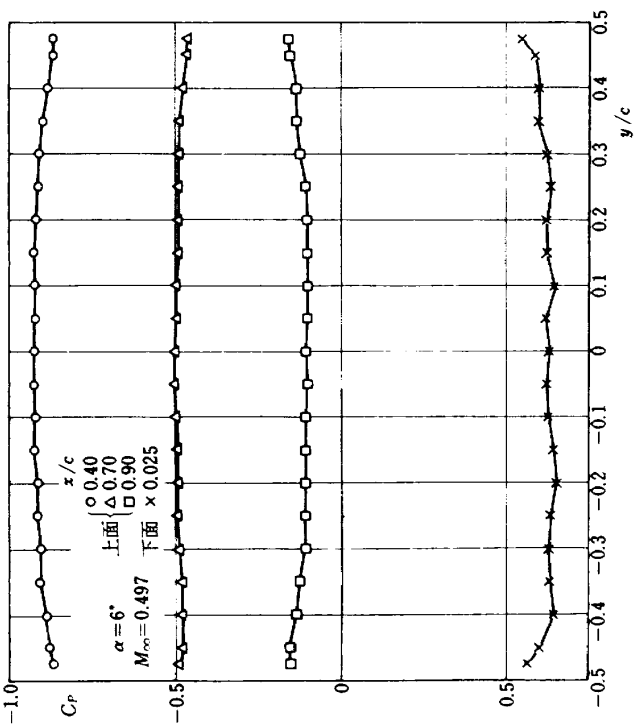
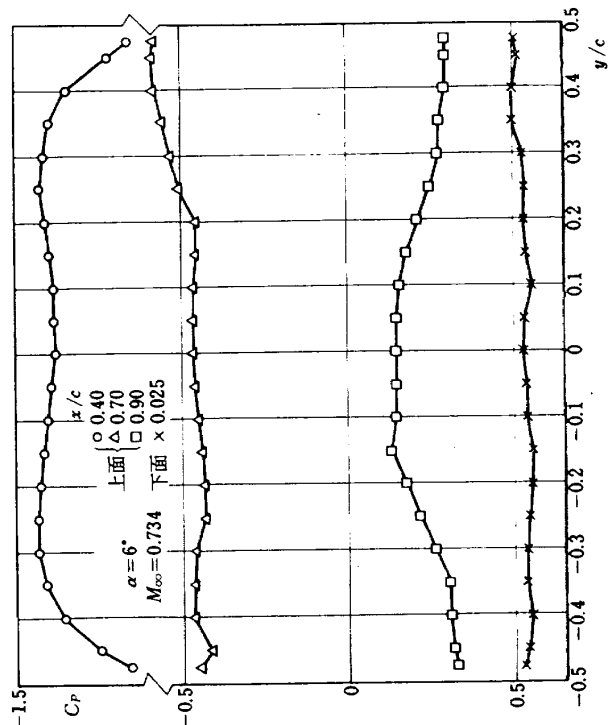


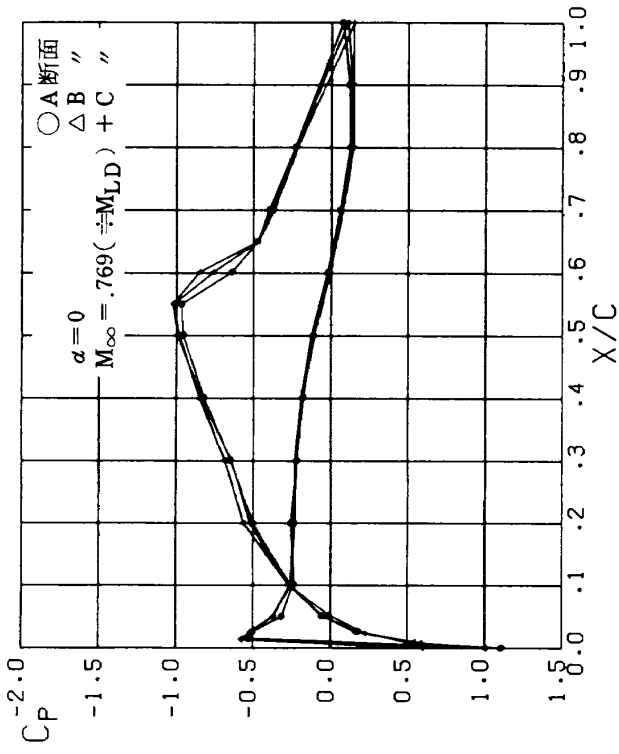
図24 NACA64A410の翼面上の衝撃波の
 模型図 ($M_\infty = 0.805, \alpha = 0$)



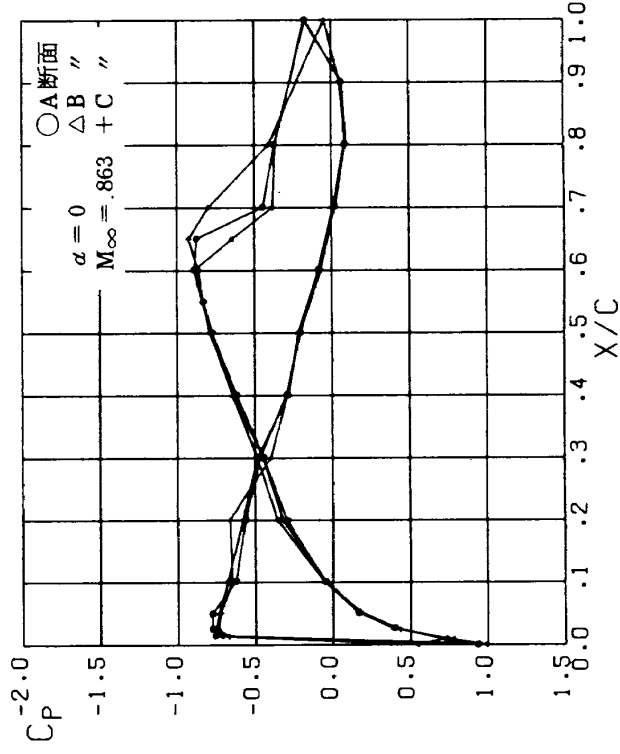
(d)-1



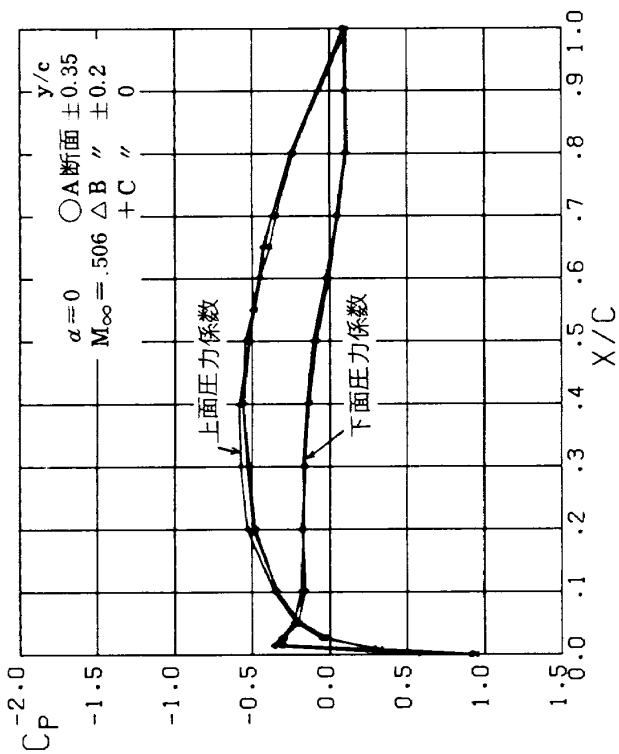
(d)-3



(a)-1

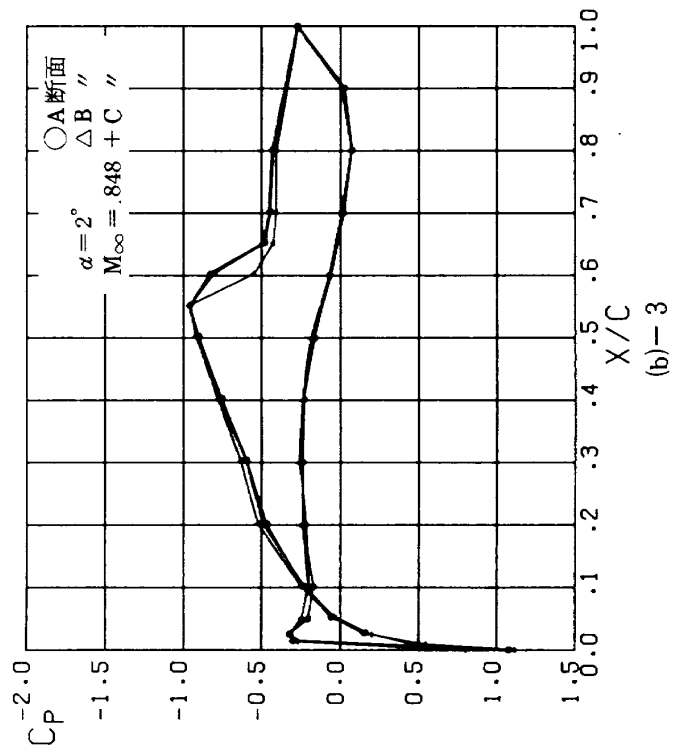
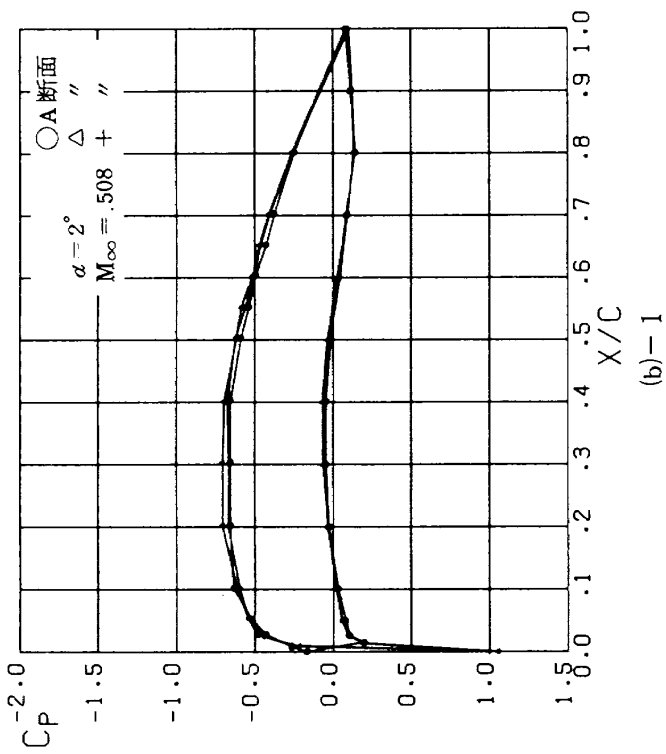
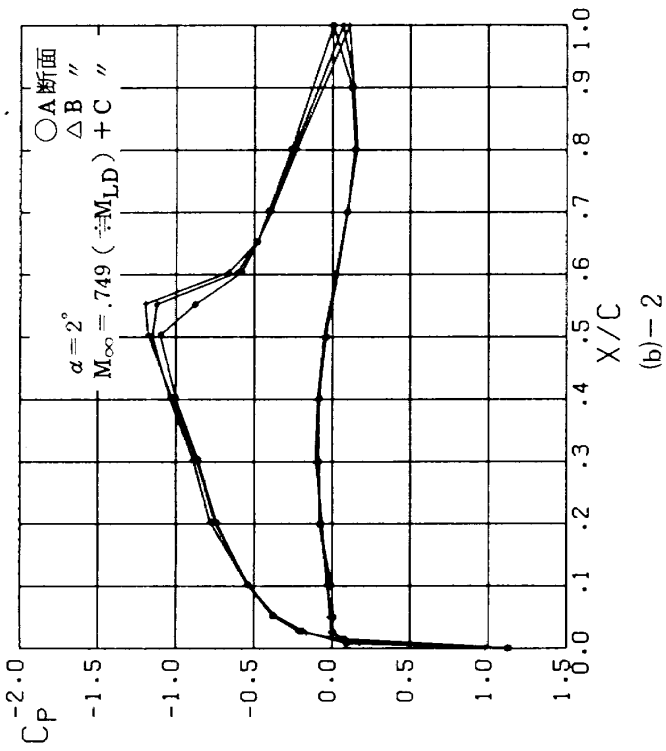


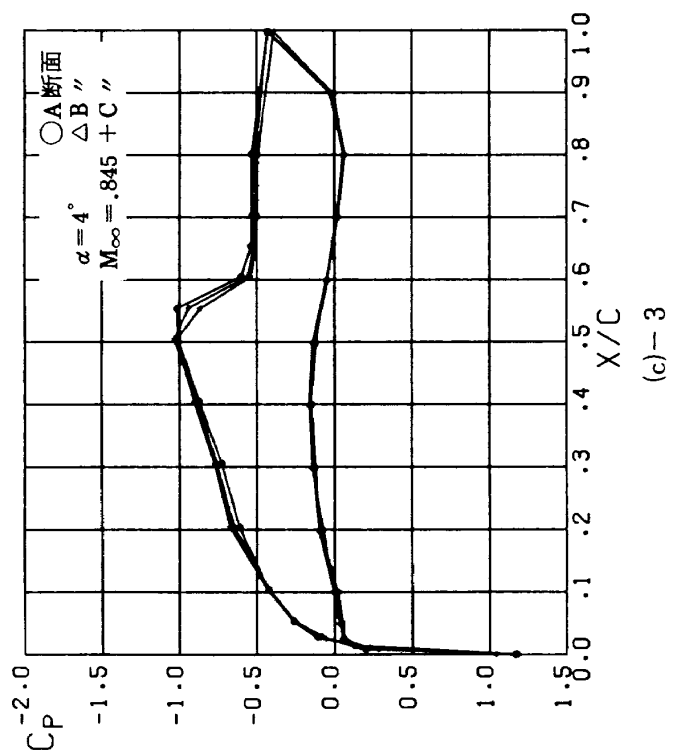
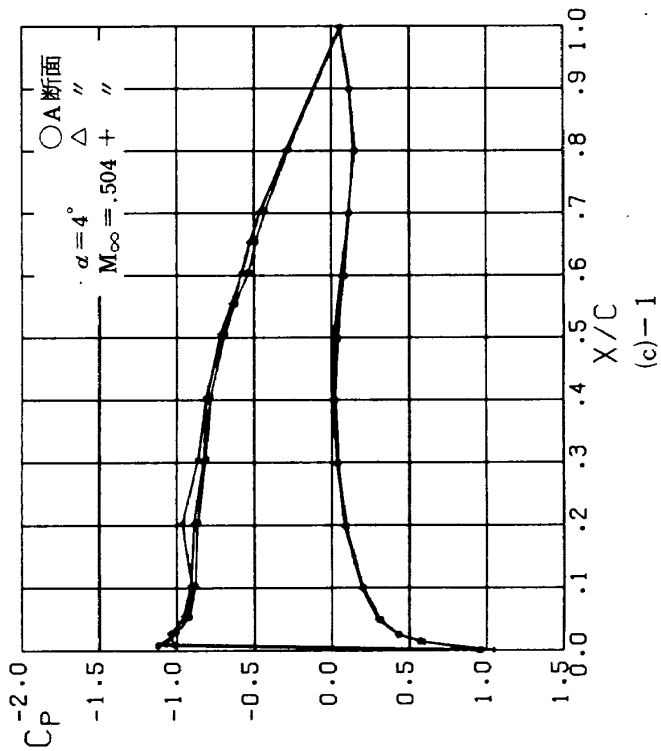
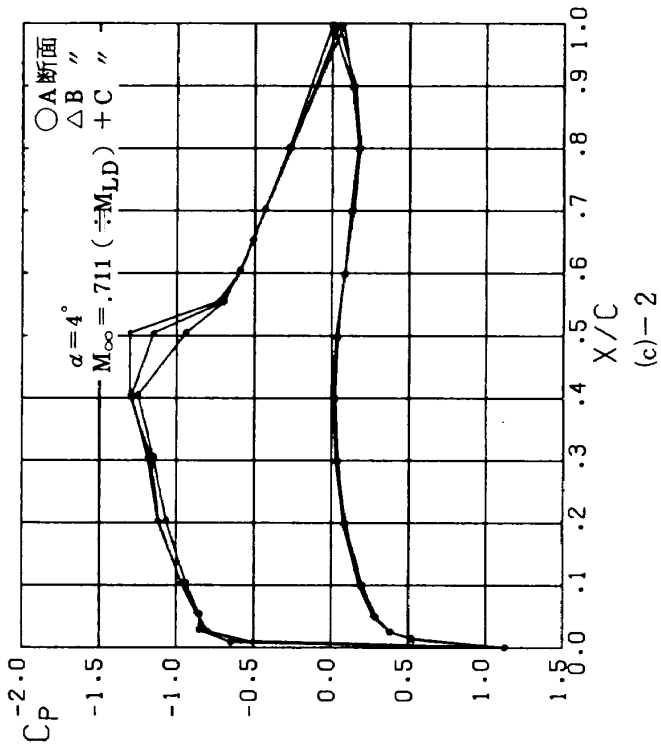
(a)-2

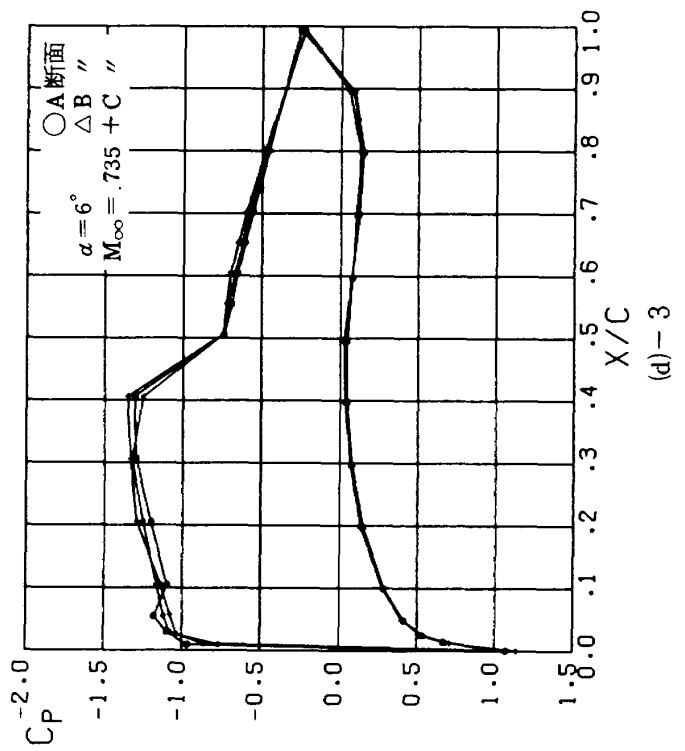
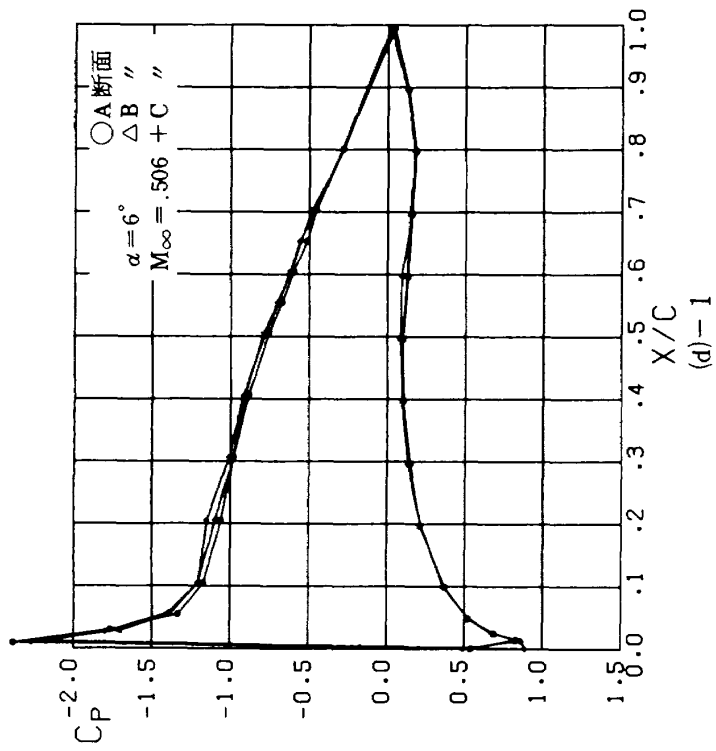
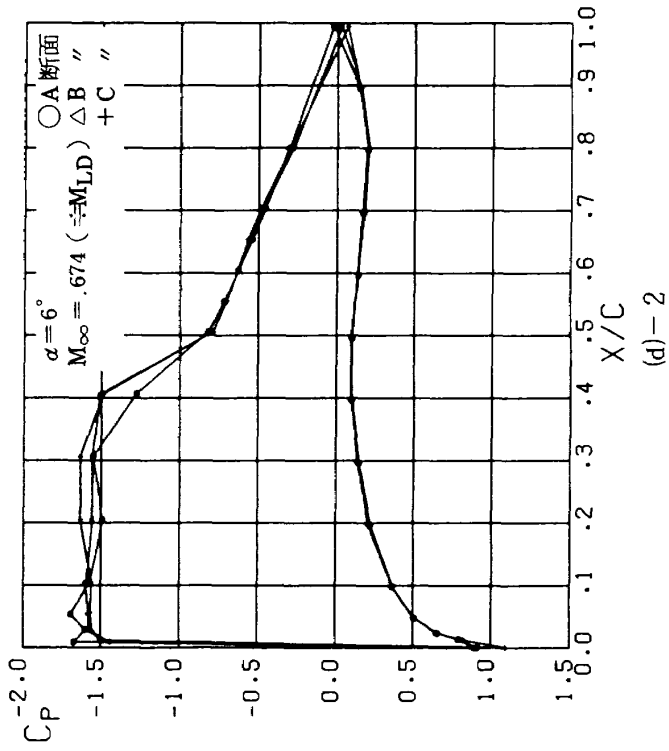


(a)-3

図 25 NACA64A410 による圧力係数の翼弦方向分布







におけるものと同じ場合を示すが、一様流マッハ数は図 23 の実験と比較して多少の増減はある。

(a) - 2 (1) は $\alpha = 0$, $M_\infty = 0.806$ の場合で図 23 の(a) - 4 とほぼ同じマッハ数である。全般に下面では三断面における値がほとんど一致しており、前縁および後縁のごく近傍を除いて、その差は最大で ± 0.01 以内である。上面については差は若干大きい。壁面から 30 % 翼弦長はなれている B 断面と中心の C 断面との差は衝撃波のごく近傍を除いて迎角が 4° 以下の場合が ± 0.02 以下、 6° の場合が ± 0.03 以下である。衝撃波近傍では翼幅方向の C_p の変化は大きい。これは衝撃波位置の変化によるものである。

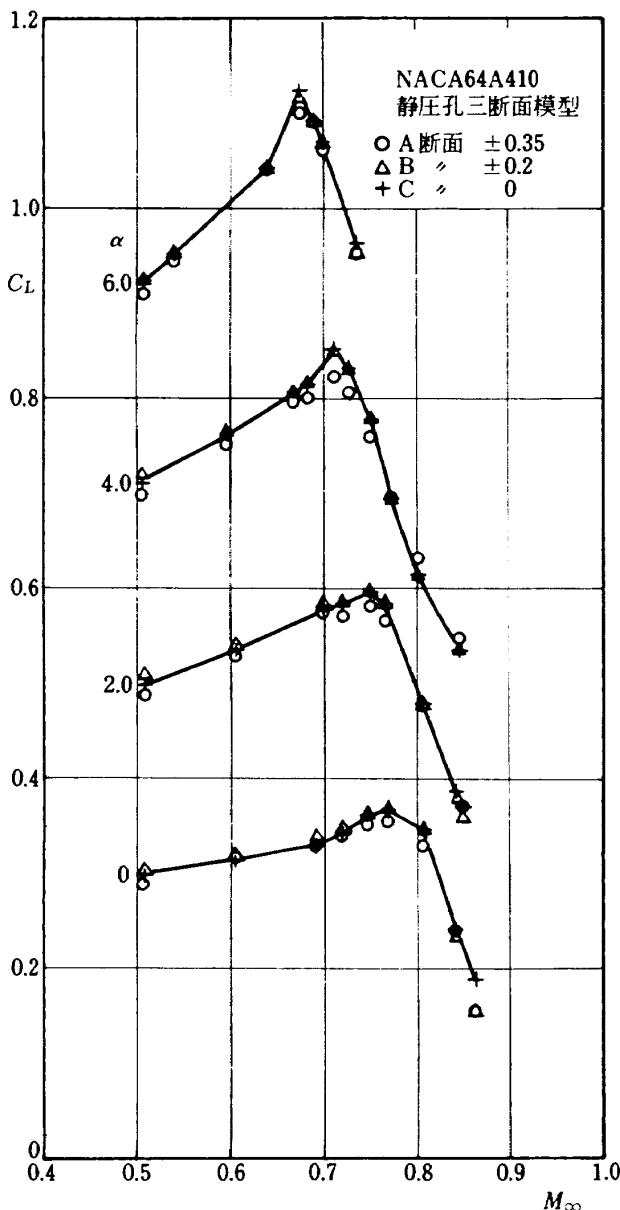


図 26 NACA64A410 (静圧孔三断面あり) の揚力係数のマッハ数分布

上記 B 断面と C 断面における衝撃波位置の相違は、翼弦長の 1 % 以内である。

上記 C_p の翼幅方向の変化は大きいようにも考えられるが、これは変化の最大値である。変化の平均値は揚力係数の翼幅方向の変化によって表わされる。

図 26 には図 25 と同じ場合の各断面の揚力係数を一様流マッハ数に対してプロットしたものを示す。C 断面の揚力係数のみ実線で結んである。

C_L の大きさを各断面について比較すると、B 断面は C 断面とほぼ、同じ値を示しているが、A 断面は C 断面よりやや、低い値となっている。特に揚力発散マッハ数 M_{LD} 附近においてその傾向が顕著に現われているが、 M_{LD} そのものの値は C 断面とほとんど同じである。

A 断面の C_L は $\alpha = 4^\circ$ の $M_\infty = 0.773$ 以上の高いマッハ数の場合を除いて、各迎角において C 断面の C_L を同じ翼幅領域内でうまわわっていない。また、B 断面の C_L は C 断面のそれと比較し、最大マッハ数の場合を除いて、その差は ± 0.005 以内である。B 断面と C 断面の圧力係数の差は衝撃波附近で最大約 0.06 と大きい。この差は後縁部で回復して、 C_L の差としてはこのように小さくなっている。 C_L の y/c による差が小さいことは衝撃波の位置が y/c によって多少異っても、各断面にかかる圧力の合計として、その y/c における分布は一樣と考えることができる。

4.4 圧力孔位置を翼中央よりずらした模型について

圧力孔の翼幅方向位置を楕円ピトー管位置より 30 % 翼弦長以上離せば、自然遷移を起こす断面の抵抗測定ができるという推定にもとずき、図 2 (d) 翼模型の中央で抵抗係数 C_D を測定し、図 7 の(a)の中央断面に静圧孔のある場合および(c)の静圧孔なし模型の場合と比較した。測定結果を図 27 に Δ 印で示す。 C_D の M_{DD} 以下のレベルは予想どおり低く、圧力孔のない場合、図 7 (c) と NACA の値のほぼ中間にあり、圧力孔の存在による遷移の影響のない測定が可能であることが実証された。

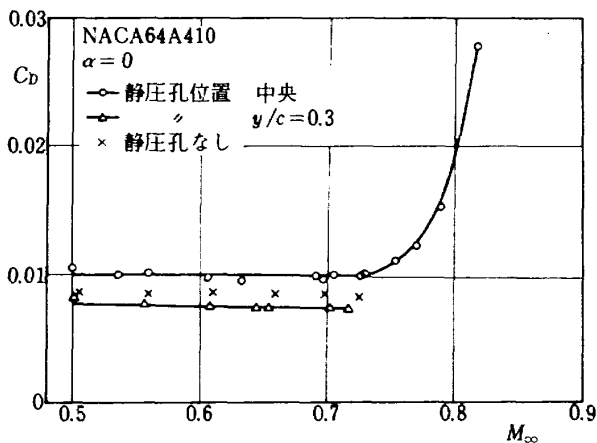


図27 NACA64A410の静圧孔位置変化による中央断面の抵抗変化

5. 結 論

これまでの一連の実験によって、航技研の10 cm × 40 cm吹出式遷音速風洞と、2 M × 2 M連続式遷音速風洞における遷音速二次元翼実験の一様性について次のごとく結論づける。

(1) 従来より風洞実験に用いられて来た翼型模型による圧力分布、揚力係数、揚力傾斜、抵抗発散マッハ数以下の一様流マッハ数における断面抵抗係数の測定値は、他の風洞あるいは、推定値と比較して妥当であることが再確認された。

(2) 断面抵抗係数は抵抗発散マッハ数以下の一様流マッハ数においては、壁面境界層の外側では翼幅方向の変化は10 cm風洞で±0.001、2 M風洞で±0.0005以下ではほぼ一様である。10 cm風洞の一様性をさらに向上させる為には、境界層の吸込みが必要と思われる。抵抗発散マッハ数を超える一様流マッハ数においては、いずれの風洞においても翼幅方向の変化が大きく、中央断面においてすらも正しく二次元翼の値を与えていないと思われる。しかし、抵抗発散マッハ数は正しく求められる。

伴流測定位置は本実験においては翼模型の後縁から翼弦長の1～3倍下流にあるが、抵抗発散マッハ数以上の領域で断面抵抗を正しく求めるためには、伴流測定位置を前進させることを検討すべきである。しかし、あまり前進させると翼面上の流れそのものがピトー管の影響をうけて変化するおそれがある。

(3) 翼面上の圧力分布は断面抵抗係数よりも一様

性が良い。10 cm風洞については壁面から30%翼弦長以上離れた翼幅方向位置においては、衝撃波のごく近傍および迎角の大きい6°を除いて揚力発散マッハ数およびこれより低いマッハ数での翼幅方向の圧力係数の変化は±0.015以内であり、これより高いマッハ数および6°の場合の測定した範囲内の全マッハ数においても±0.02以内であった。

衝撃波位置も翼幅方向に変化しているが、壁面から30%翼弦長以上離れた位置における変化は、翼弦長の1%以内であった。

上記の変化は一見大きいようであるが、これは変化の最大値である。この圧力分布を積分した揚力係数の翼幅方向の変化は、圧力係数の翼幅方向の変化の平均値を表わすが、これは最大マッハ数の場合を除いて、同じ翼幅領域内での変化が±0.005以内であり、一様性が充分あると考えられる。

(4) 伴流による断面抵抗の測定において、圧力孔が境界層を強制的に遷移させて C_D が大きくなるときは、楕型ピトー管の位置を適当にずらすことによって、自然遷移している断面での抵抗測定も可能である。

文 献

- 1) 神谷信彦：遷音速における二次元翼の抵抗発散，航技研報告TR-299，(1973/1)
- 2) 鈴木弘一他：風洞模型の精度と試験結果について，航技研報告，TR-518，(1977/12)
- 3) 西 武徳他：遷音速におけるYX機用主翼の翼断面風洞試験，航技研資料，TM-391，(1979/3)
- 4) 伊藤 忠他：遷音速におけるラフネスの影響 研究業務報告，Ae 47-1，(1972/4)
- 5) 航空技術研究所：航空技術研究所2 m × 2 m 遷音速風洞の計画と構造，航技研報告，TR-25，(1962/3)
- 6) J. J. Kdcprzynski, L. H. Ohmen, P. R. Garabedian and D. G. Korn; Analysis of the Flow Past a Shockless Lifting Airfoil in Design and Off-Design Conditions, NRC. Aeronautical Report, LR-554, Nov. 1971.

- 7) L. S. Stivers, Jr., Effects of Subsonic Mach Number on the Forces and Pressure Distributions on four NACA 64-A-Series Airfoil Sections at Angles of Attack as High as 28° , NACA, TN-3162.
- 8) RAS, Data Sheet, Aerodynamics, 2. 01.01. 05 (1955).
- 9) I. H. Abbott and A. E. von Doenhoff; Theory of Wing Sections (1949).
- 10) 日本航空宇宙学会：航空宇宙工学便覧, 1974
- 11) 磯部俊夫：等高線を描かせるプログラム, 航空技術資料, TM-198, (1971/1)

航空宇宙技術研究所報告665号

昭和56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町1880
電話武蔵野三鷹(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
