

NAL TR-783

NAL TR-783

ISSN 0389-4010  
UDC 533.69.04:  
533.6.011.72

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-783

衝撃波を伴わない遷音速翼型の実験

中村正義・鈴木弘一  
中村正剛・白井正孝

1983年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 衝撃波を伴わない遷音速翼型の実験\*

中村正義\*\* 鈴木弘一\*\*

中村正剛\*\* 白井正孝\*\*

## Experiment of a Shockless Transonic Airfoil

by

Masayoshi NAKAMURA, Koichi SUZUKI,  
Seigo NAKAMURA and Masataka SHIRAI

An experiment was carried out on transonic flows over an airfoil which was partially modified from an arbitrary airfoil. The modification was made to satisfy the shockless condition which predicted on NAL TR-602, TR-602T. Static pressures were measured at 88 points on the airfoil surface, when the test Mach number was  $0.5 \sim 0.8$ , the test angle of attack was  $0^\circ \sim 4^\circ$  and the Reynolds number was  $4.0 \sim 4.6 \times 10^6$ . A shockless transonic flow was observed under a test condition close to the design condition. The supersonic region extends from 0.3% to 63% of airfoil chord length and the local maximum Mach number is 1.36. The result of this experiment supports the artificial flow method for obtaining shockless transonic airfoils which are partially modified from an arbitrary airfoil.

### 1. はじめに

この報告は仮想流を用いた解法<sup>1,2)</sup>により設計された衝撃波を伴わない遷音速翼型の風胴による検証実験の結果に関するものである。翼型設計に用いた計算法は航空宇宙技術研究所報告TR-602『任意翼型の一部を変更した衝撃波を伴わない翼型を求める解法』である。一般に任意に与えられた翼型を過ぎる遷音速流には衝撃波が生じる。この解法はその発生した衝撃波が消滅するように与えられた翼型の一部分を変更するものである。ポテンシャル理論を

用いた上記解法の数値計算の結果がどの程度現実の翼型のまわりの流れを模擬することができるかを把握することは解法の信頼性およびその実用的な利用価値を知る上で重要である。そこでこの解法に従って設計計算された一つの翼型に基づいて製作された二次元翼模型の風胴実験を行った。模型は翼弦長40cmのものでありその表面には静圧測定孔が設けられている。風胴は測定断面2m×2mの遷音速風胴<sup>3)</sup>であり、実験は実験マッハ数が0.5から0.8、模型迎え角が $0^\circ$ から $4^\circ$ およびレイノルズ数が $4.0 \times 10^6$ から $4.6 \times 10^6$ の範囲で行われた。その結果設計条件に比較的近い実験条件において、翼型模型を過ぎる衝撃波を伴わない遷音速流を観察することができた。そして計算と実験の結果の定性的な比較

\* 昭和58年9月2日受付

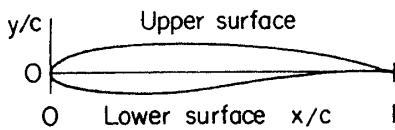
\*\* 空気力学第二部

においては満足する結果が得られたので以下に報告する。

## 2. 翼型の設計および翼型模型

翼型の設計計算は NAL TR-602 の解法に従って行われた。この解法の特長は始めに与える翼型は全く任意でよいことである。そこで変更前の翼型として表1および表2に示す厚み比 14.2% の翼型を用いた。この翼型座標値は測定部断面 2 m × 2 m の遷音速風胴用の二次元翼型模型として既に製作されている模型番号 731111 の翼型模型の実測値を基にしたものである。衝撃波を伴わない流れを得るためにこの翼型の変更は一通りではなく設計一様流マッハ数、迎え角および仮の超音速流の選び方によって無数に考えられる。そこで翼型の変更量および変更部分が共に大きくかつなだらかなもの一つとして、一様流マッハ数 0.7、迎え角 0.5°において衝撃波を伴わない翼型の設計計算を行った。その翼型のマッハ数分布は図1に示すとおりであり揚力係数は 0.905 である。超音速流領域は翼型上面の翼弦長 3.5% の位置から 7.2% の位置におよぶものであり最大局所マ

表1 変更前の翼型の上面座標値



Upper surface			
x/c	y/c	x/c	y/c
0.0000	-0.0010	0.5200	0.0826
0.0105	0.0200	0.5400	0.0814
0.0200	0.0289	0.5600	0.0800
0.0366	0.0400	0.5603	0.0800
0.0400	0.0419	0.5600	0.0785
0.0600	0.0515	0.6000	0.0769
0.0800	0.0586	0.6200	0.0751
0.0847	0.0600	0.6400	0.0731
0.1000	0.0638	0.6600	0.0709
0.1200	0.0676	0.6800	0.0686
0.1400	0.0708	0.7000	0.0661
0.1600	0.0736	0.7200	0.0633
0.1800	0.0759	0.7400	0.0604
0.2000	0.0781	0.7424	0.0600
0.2200	0.0799	0.7600	0.0572
0.2215	0.0800	0.7800	0.0539
0.2400	0.0814	0.8000	0.0503
0.2600	0.0827	0.8200	0.0465
0.2800	0.0838	0.8400	0.0424
0.3000	0.0846	0.8511	0.0400
0.3200	0.0853	0.8600	0.0381
0.3400	0.0858	0.8800	0.0335
0.3600	0.0861	0.9000	0.0287
0.3800	0.0863	0.9200	0.0236
0.4000	0.0862	0.9334	0.0200
0.4200	0.0860	0.9400	0.0182
0.4400	0.0856	0.9600	0.0124
0.4600	0.0851	0.9800	0.0064
0.4800	0.0845	1.0000	0.0000
0.5000	0.0836		

表2 変更前の翼型の下面座標値

		Lower Surface	
X/C	Y/C	X/C	Y/C
0.0000	-0.0010	0.5200	-0.0346
0.0159	-0.0200	0.5400	-0.0316
0.0200	-0.0225	0.5600	-0.0286
0.0400	-0.0310	0.5800	-0.0256
0.0600	-0.0368	0.6000	-0.0226
0.0758	-0.0400	0.6185	-0.0200
0.0800	-0.0407	0.6200	-0.0198
0.1000	-0.0443	0.6400	-0.0171
0.1200	-0.0474	0.6600	-0.0145
0.1400	-0.0496	0.6800	-0.0121
0.1600	-0.0513	0.7000	-0.0097
0.1800	-0.0529	0.7200	-0.0075
0.2000	-0.0541	0.7400	-0.0054
0.2200	-0.0549	0.7600	-0.0035
0.2400	-0.0557	0.7800	-0.0019
0.2600	-0.0562	0.8000	-0.0005
0.2800	-0.0565	0.8076	0.0000
0.3000	-0.0562	0.8200	0.0007
0.3200	-0.0554	0.8400	0.0017
0.3400	-0.0542	0.8600	0.0025
0.3600	-0.0529	0.8800	0.0031
0.3800	-0.0514	0.9000	0.0034
0.4000	-0.0496	0.9200	0.0035
0.4200	-0.0475	0.9400	0.0034
0.4400	-0.0453	0.9600	0.0029
0.4600	-0.0428	0.9800	0.0018
0.4800	-0.0402	1.0000	0.0000
0.4813	-0.0400		
0.5000	-0.0375		

マッハ数は翼弦長 10% の位置付近において 1.27 である。この計算された翼型は上記の超音速流部分が先に与えられた翼型と異なるものでありその変更の様子を図2に示した。同図縦軸は厚み方向であり横軸の 10 倍に拡大して描かれている。□印が計算された翼型の変更された部分である。最大変更量は翼弦長 20% 付近で翼弦長の約 0.8% である。変更後の翼型の上面の座標値は表3に示すとおりである。表中 ▲印が変更された部分であり下面是変更されていない。変更された翼型の厚み比は 13.4% である。

この計算結果に従って既存の翼型模型の上面の一部を削って改造した。模型の代表的な寸法は図3に示すとおり翼弦長が 40 cm、翼幅が 80 cm であり、改造部分は翼弦方向に幅 27.5 cm の上面の部分である。最大切削量は前縁から翼弦に沿って約 8 cm の位置において厚み方向に約 3.6 mm である。改造部分の表面仕上げの精度は、設計値に対して ±0.07 mm の範囲内であった。模型表面には静圧測定用の静圧孔が設けられている。それは翼幅方向の中央部分および 1/4 部分の二箇所の翼断面の上下面に沿って設けられている。この内の中央部分の静圧孔の数は上下面合わせて 88 であり、そこにおける静圧測定値から後の実験値を算出した。この模型の翼幅は 80 cm であるためにその両端に先の図3に示したように直径

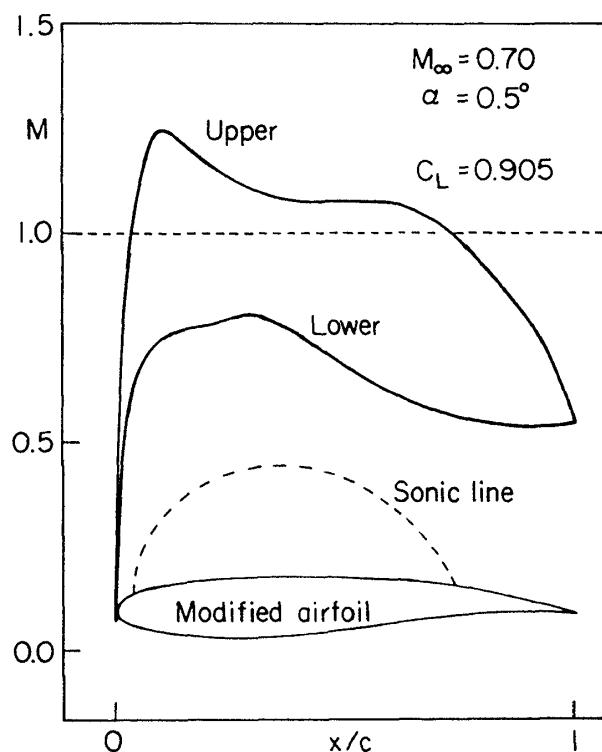


図1 衝撃波を伴わない翼型のマッハ数分布

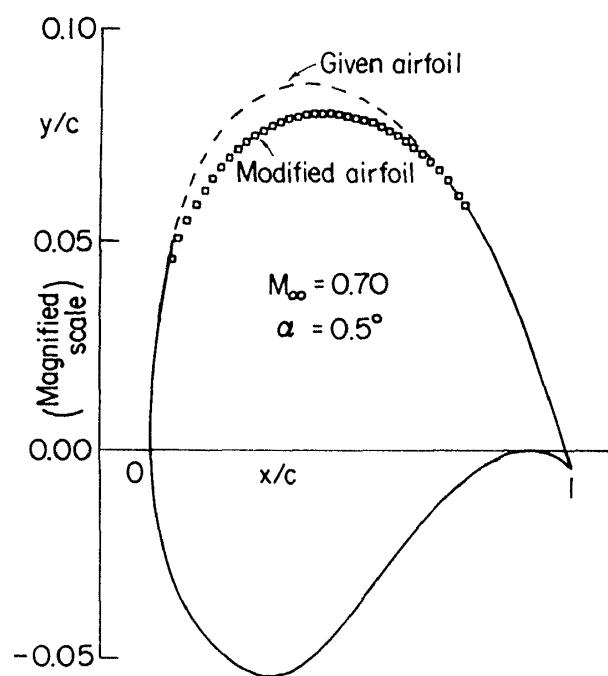
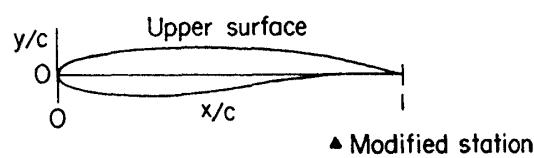


図2 翼型の部分変更

表3 変更後の翼型の上面座標値。

▲印は変更部分を示す。



Upper surface			
$x/c$	$y/c$	$x/c$	$y/c$
0.0000	-0.0010	▲ 0.5200	0.0781
0.0105	0.0200	▲ 0.5400	0.0774
0.0200	0.0289	▲ 0.5600	0.0766
▲ 0.0400	0.0398	▲ 0.5800	0.0756
▲ 0.0402	0.0400	▲ 0.6000	0.0744
▲ 0.0600	0.0458	▲ 0.6200	0.0731
▲ 0.0800	0.0506	▲ 0.6400	0.0717
▲ 0.1000	0.0548	▲ 0.6600	0.0699
▲ 0.1200	0.0586	▲ 0.6800	0.0679
▲ 0.1288	0.0600	▲ 0.7000	0.0657
▲ 0.1400	0.0617	0.7200	0.0633
▲ 0.1600	0.0645	0.7400	0.0604
▲ 0.1800	0.0670	0.7425	0.0600
▲ 0.2000	0.0691	0.7600	0.0572
▲ 0.2200	0.0710	0.7800	0.0539
▲ 0.2400	0.0727	0.8000	0.0503
▲ 0.2600	0.0742	0.8200	0.0465
▲ 0.2800	0.0753	0.8400	0.0424
▲ 0.3000	0.0764	0.8512	0.0400
▲ 0.3200	0.0773	0.8600	0.0381
▲ 0.3400	0.0781	0.8800	0.0335
▲ 0.3600	0.0788	0.9000	0.0287
▲ 0.3800	0.0792	0.9200	0.0236
▲ 0.4000	0.0795	0.9334	0.0200
▲ 0.4200	0.0797	0.9400	0.0182
▲ 0.4400	0.0797	0.9600	0.0124
▲ 0.4600	0.0794	0.9800	0.0064
▲ 0.4800	0.0791	1.0000	0.0000
▲ 0.5000	0.0786		

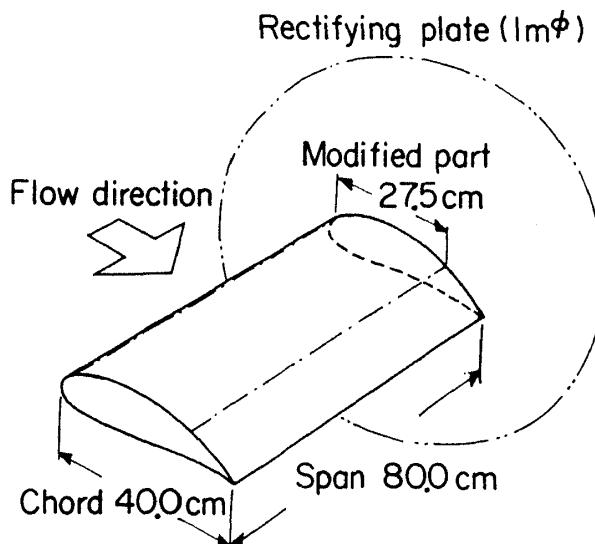


図3 翼型模型の寸法

1 m の端板が取り付けられそれに続く支材装置を介して壁間距離 2 m の風洞測定部に模型が設置された。その設置の様子を模型の後流側から見たものが写真 1 である。同じ視点で模型の近くを撮影したものが写真 2 である。同写真の手前側には抗力測定に用いるくし型ピトー管が写っている。

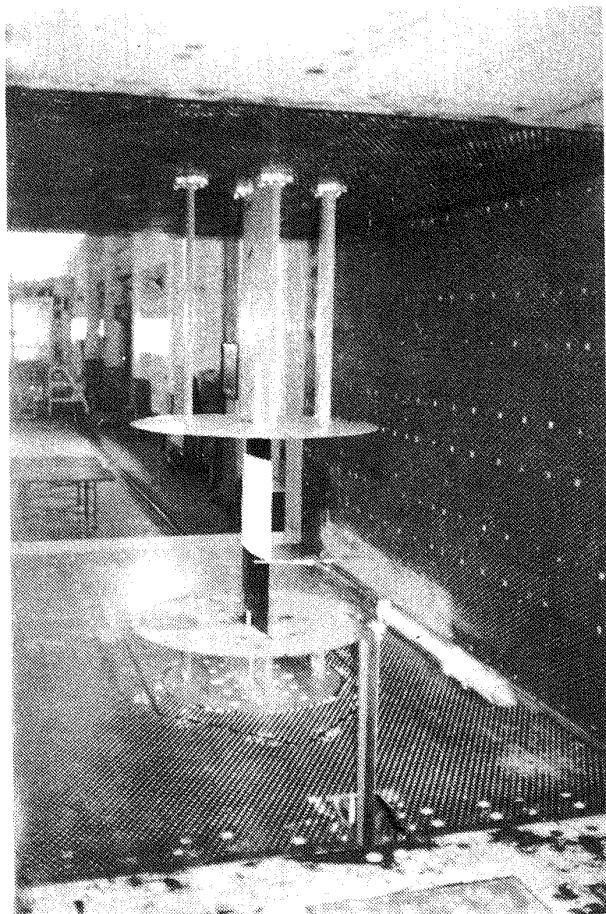


写真1 風洞測定部に設置された翼型模型

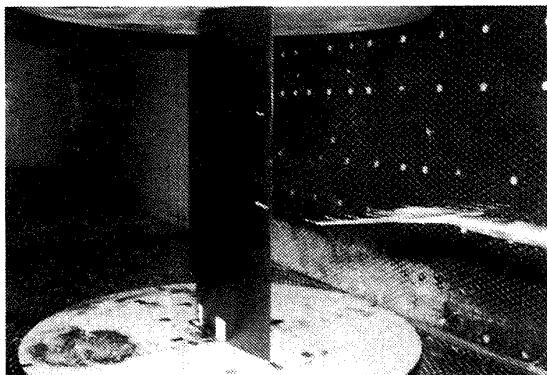


写真2 風洞内の翼型模型およびくし型  
ピトー管

### 3. 実験結果

#### 3.1 設計値と実験値の定性的な比較

実験は実験マッハ数 ( $M_t$ ) が 0.5 から 0.8, 実験迎え角 ( $\alpha_t$ ) が  $0^\circ$  から  $4^\circ$  の範囲内で約 200 ケース行われた。その中で目的の衝撃波が伴わない遷音速流が観察されたのは  $M_t = 0.719$  および  $\alpha_t = 3.5^\circ$  の場合においてであった。そのときのレイノルズ数は

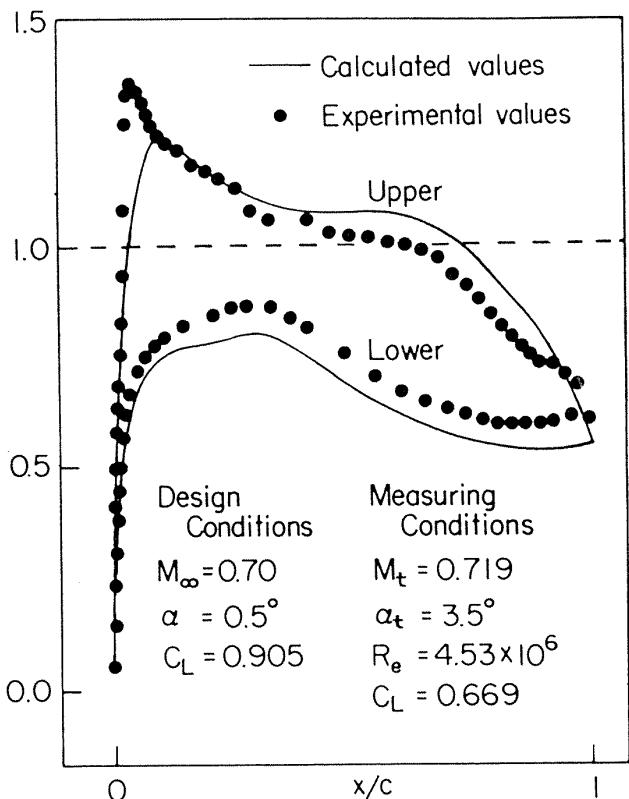


図4 衝撃波を伴わない遷音速流における  
マッハ数分布の設計値と実験値の比較

$4.53 \times 10^6$  であり揚力係数は約 0.67 でありマッハ数分布は図 4 の ●印で示すとおりである。最大局所マッハ数は上面の前縁付近において約 1.36 であり超音速流部分は翼弦長 0.3% 付近から 6.3% 付近に達するものである。これと比較するために一様流マッハ数 ( $M_\infty$ ) 0.7 および設計迎え角 ( $\alpha$ )  $0.5^\circ$  の場合のマッハ数分布の設計値を同図の実線で示した。これは設計および実験共に衝撃波を伴わない場合の比較であるが、マッハ数に関しては約 0.02 および迎え角に関しては約  $3^\circ$  実験条件が高くなっている。マッハ数と迎え角を分離して議論することは必ずしも適切ではないが、マッハ数の違いについては、設計値は壁のない流れにおける一様流の値であり、実験値は風洞壁に沿った流れから算出された値である。そのため実験マッハ数は仮に風洞内に想定した一様流のマッハ数より多少大きくなるものと推定できる。迎え角の違いの原因はいくつか考えられるがその一つに翼面境界層の影響がある。翼面に生じた境界層は翼の厚みを増す効果を持ち翼の揚力を減少させる方向に働くものと推測される。しかしこの実験に関しては模型の設置方法にかなりの原因が考えられる。

それは模型の両端に取り付けられた端板の大きさが不十分であること、端板の外側の支持装置の大部分が固定式で模型の迎え角に連動していないこと、それに風胴壁が20%の開孔比をもった多孔壁であることが主である。そのために本来の迎え角をとったときの翼型模型の上下面の圧力差は端板を越えて緩和されると考えられる。さらに端板の外側の流れは模型迎え角に関係なく、上下面に相当する部分の圧力差の緩和を促進する働きをしている。また多孔壁もその外部の圧力が同一であるために模型上下面の圧力差の緩和に加担しているものと推定される。これらの圧力差を本来の水準に補正するものとして迎え角3°の違いが生じたものと推定される。すなわち図4における設計値と実験値の比較は、設計および実験の背景の相違を除けば、衝撃波が共に無いという点において定性的に一致しているものと言える。設計条件と実験条件の値の相違がこの検証実験において必ずしも決定的な違いでないことを裏付けるものとして図5に示す亜音速流の場合の両者のマッハ数分布の比較がある。同図の●印は $M_t = 0.599$ ,  $\alpha_t = 2.98^\circ$ における実験値であり、実線は $M_\infty = 0.58$ ,

$\alpha = 0.3^\circ$ における同じ翼型における計算値である。これは実験における揚力係数が計算における場合の約74%になったものを選んで比較したものであり、その比率は図4における遷音速流の場合の比率と同じものである。この例でもわかるとおりマッハ数は約0.02、迎え角は約2.7°実験の場合が高くなっている。この結果、遷音速流および亜音速流におけるこの翼型に関するマッハ数分布の計算値と実験値の定性的に一致する条件は、マッハ数に関しては実験条件が約0.02共に高く迎え角に関しては同じく実験条件が約2.7°~3°共に大きく系統立っていることがわかる。なお、遷音速流における設計条件 $M_\infty = 0.7$ ,  $\alpha = 0.5^\circ$ に実験条件を一致させたときのマッハ数分布の比較および亜音速流における先の例の計算条件 $M_\infty = 0.58$ ,  $\alpha = 0.3^\circ$ に実験条件を一致させたときのマッハ数分布比較は共に満足すべきものではなかった。

以上の結果、衝撃波を伴わない遷音速流を得る設計条件 $M_\infty = 0.7$ および $\alpha = 0.5^\circ$ に対応する実験条件は本実験の場合 $M_t = 0.719$ および $\alpha_t = 3.5^\circ$ でありその実験条件において衝撃波を伴わない現実の遷音速流が観察されたものである。

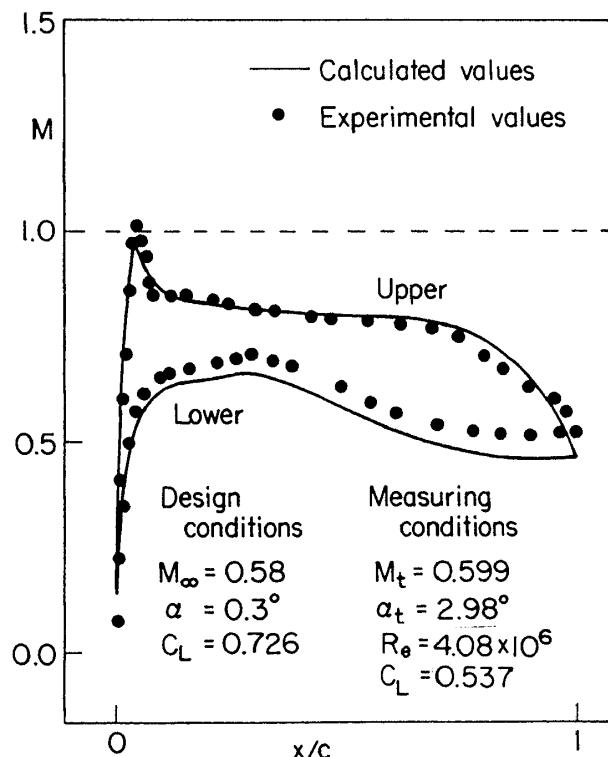


図5 亜音速流におけるマッハ数分布の計算値と実験値の比較

### 3.2 狹い実験条件内に限られる衝撃波を伴わない流れ

本実験において衝撃波を伴わない流れを観察できた実験条件は $M_t = 0.719$ および $\alpha_t = 3.5^\circ$ 付近の狭い範囲内にあった。その実験条件からマッハ数および迎え角が離れると流れに衝撃波が観察された。一例として迎え角を3.5°に固定しマッハ数を変化させた場合のマッハ数分布を図6に示した。実験マッハ数を衝撃波を伴わない実験条件から約0.03下げた場合の $M_t = 0.691$ においては同図▲印で示すマッハ数分布で見られるように翼弦10%付近に衝撃波が観察された。また同条件から約0.02上げた場合の $M_t = 0.741$ においては△印で示す分布のとおり翼弦50%付近にやはり衝撃波が観察された。この $\alpha_t = 3.5^\circ$ における二つの衝撃波が認められるマッハ数分布は衝撲波が伴わない場合の $M_t = 0.719$ 前後を代表して示したものであるが、 $M_t$ がおよそ0.73以上およびおよそ0.7以下から超音速領域が無

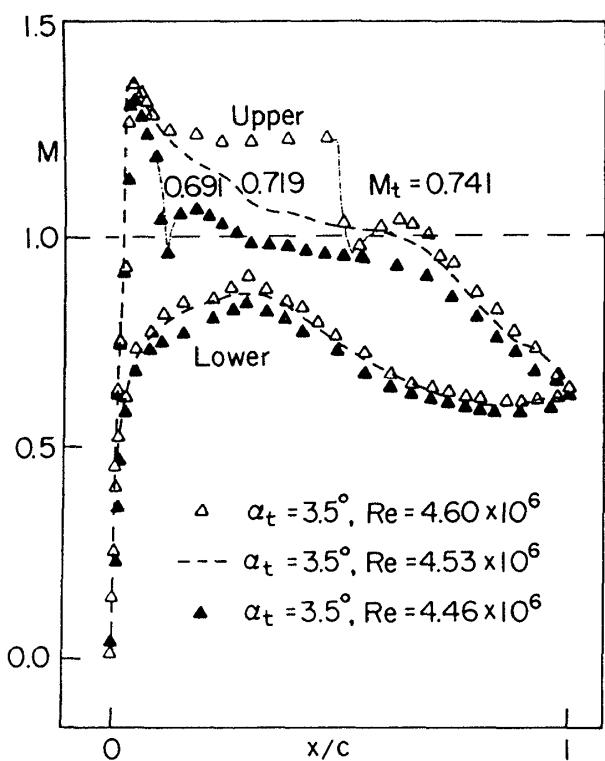


図6 衝撃波がない実験条件と、迎え角を一定にして一様流マッハ数を増減させたときの実験条件におけるマッハ数分布の比較

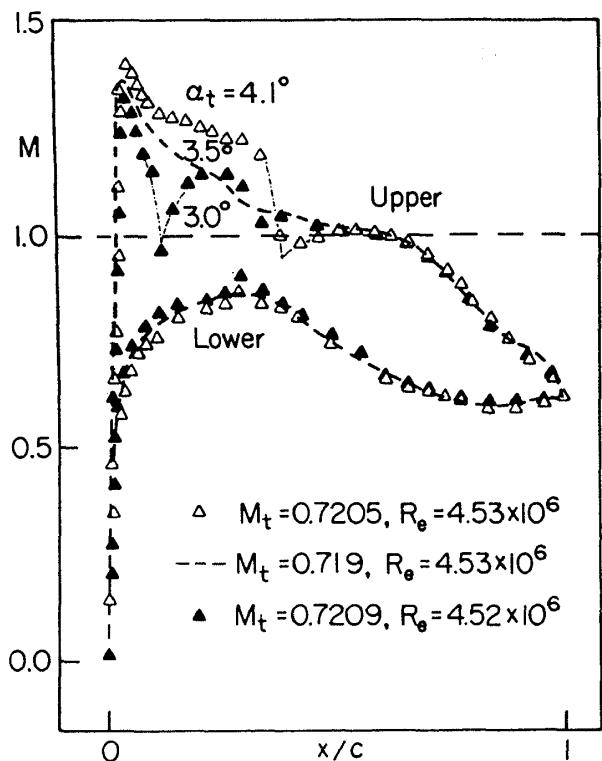


図7 衝撃波がない実験条件と、一様流マッハ数を一定にして迎え角を増減させたときの実験条件におけるマッハ数分布の比較

くなるおよそ 0.65 付近までの範囲ではいずれもマッハ数分布上において衝撃波の存在が認められた。そして  $M_t$  が 0.705~0.725 の範囲 ( $\alpha_t = 3.5^\circ$ ) においては衝撃波が無いかまたは有ったとしても微弱なものであった。

次に実験マッハ数を 0.719 付近に固定して迎え角を変化させた場合のマッハ数分布を図 7 に示した。迎え角を衝撃波を伴わない実験条件から  $0.5^\circ$  下げた  $\alpha_t = 3.0^\circ$  においては同図 ▲ 印の分布で示すとおり翼弦 12% 付近に衝撃波が認められる。また同条件から  $0.6^\circ$  上げた  $\alpha_t = 4.1^\circ$  においては △ 印の分布で示すとおり翼弦 40% 前後に同様に衝撃波が観察された。この場合も迎え角がおよそ  $3.2^\circ$  から  $3.7^\circ$  の範囲 ( $M_t = 0.719$ ) においては衝撃波がほぼ消滅し、その他の迎え角の範囲の遷音速流にはいづれの場合も衝撃波が観察された。これにより本実験における衝撃波を伴わない遷音速流を観察できた実験条件は  $M_t = 0.719$  および  $\alpha_t = 3.5^\circ$  付近の狭い範囲に限られることが判った。これは設計条件を外れたマッハ数および迎角においては衝撃波が一般に現われるとされる理論的予測<sup>4)</sup>を裏付けるもの一つと思われる。

### 3.3 翼型変更前後の実験値の比較

本実験においては翼型変更前と変更後の対照比較も大きな目的の一つである。翼面変更前の翼型模型（模型番号 731111）の過去に行われた実験においては、マッハ数 0.6~0.8 の範囲で迎え角は最大  $3^\circ$  以下の範囲であった。衝撃波を伴わない翼型を設計する時点で、設計迎え角と実験迎え角の相違はおよそ  $2^\circ$  と見積り設計迎え角を  $0.5^\circ$  として実験における衝撃波の無い流れは迎え角が  $2^\circ$ ~ $3^\circ$  の範囲内であろうと頭初は予想した。しかし結果は迎え角が  $3.5^\circ$  であった。そのため  $M_t = 0.72$ ,  $\alpha_t = 3.5^\circ$  の変更前の翼型の実験値を準備することはできない。ただし図 8 に示すとおり、 $M_t = 0.72$  付近における  $\alpha_t = 2^\circ$  および  $\alpha_t = 3^\circ$  のときのマッハ数分布の値は既に得られている。そこで同図の ■ 印および □ 印で示した  $\alpha_t = 2^\circ$  および  $\alpha_t = 3^\circ$  におけるマッハ数分布の値から  $\alpha_t = 3.5^\circ$  におけるマッハ数分布の推定値を二点鎖線で示した。すなわち  $M_t = 0.72$ ,

$\alpha_t = 3.5^\circ$ における変更前の翼型を過ぎる流れには翼弦 50 %付近に比較的強い衝撃波が存在するであろうと考えられる。この推定された変更前の翼型のマッハ数分布と変更後の分布を比較したものが図 9 である。同図に示すとおりほぼ同じ実験条件において変更前の翼型模型を過ぎる遷音速流には衝撃波が存在すると推定できるが変更後の翼型模型を過ぎる流れには衝撃波は無い ( $M_t = 0.72$ ,  $\alpha_t = 3.5^\circ$ )。

次に翼型変更前および変更後における実験の抗力係数の比較を試みた。図 10 はマッハ数に対する抗力係数を迎え角約  $3^\circ$  の場合について比較して示したものである。○印で示す変更前の翼型の場合  $M_t = 0.71$  付近から抗力の上昇が見られるが●印で示す変更後の翼型の場合はそれが 0.76 付近となっている。これは衝撃波を伴わない流れの検証実験からは少し逸脱するが変更後の翼型は迎え角  $3^\circ$  付近においては変更前の翼型より高亜音速における飛行において有利であると言える。なお実験における抗力係数値は翼型模型の後流側 50 cm の位置に設置されたも

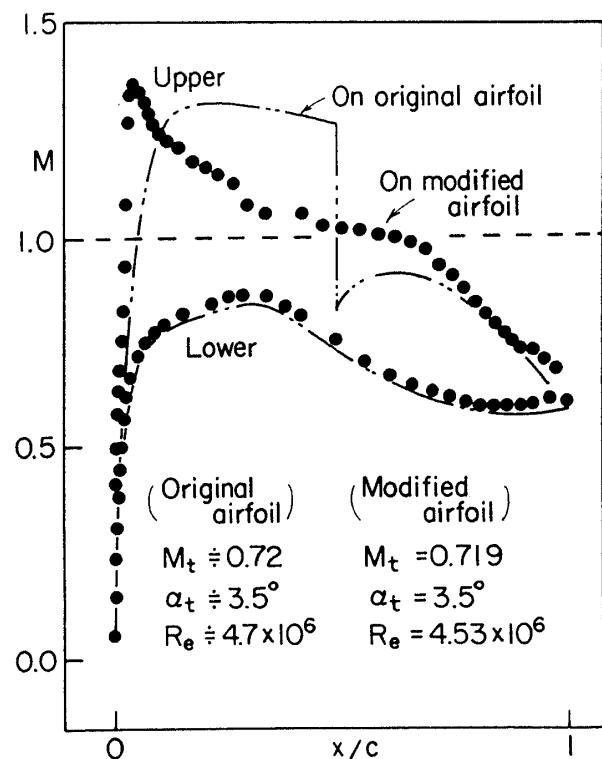


図 8 翼型変更前の翼型模型実験の  $M_t = 0.72$ ,  $\alpha_t = 3.5^\circ$  におけるマッハ数分布の推定値

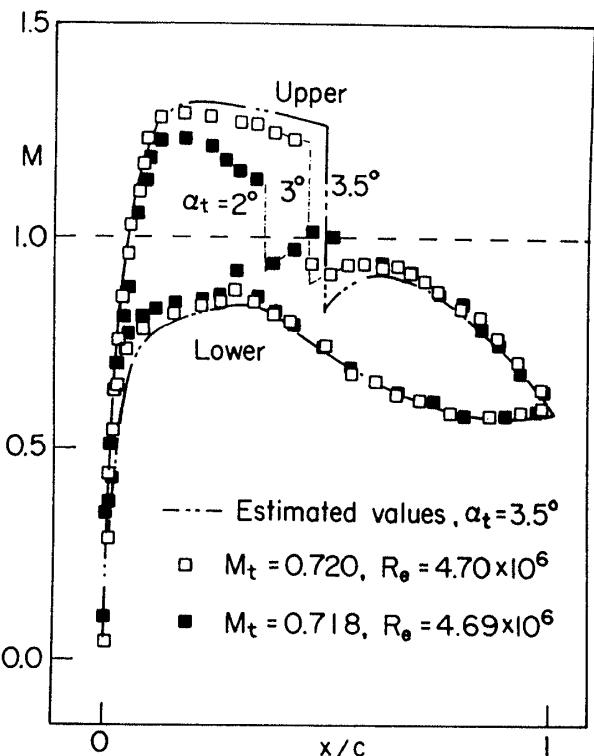


図 9 翼型変更前と変更後の実験のマッハ数分布に関する比較

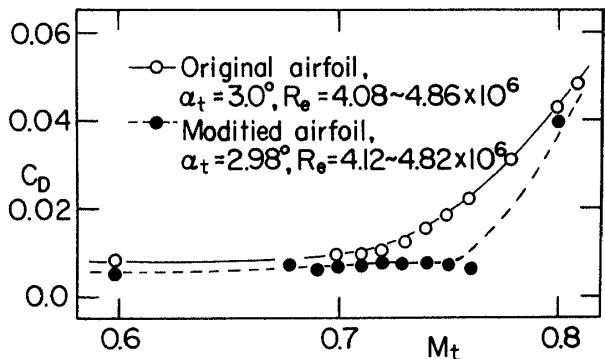


図 10 翼型変更前後の模型実験におけるマッハ数に対する抗力係数

#### 4. む す び

任意に与えられた翼型の一部分を変更して衝撃波を伴わない遷音速翼型を解法に従って、一様流マッハ数 0.7 迎え角  $0.5^\circ$  において厚み比 13.4% の衝撃波を伴わない翼型を設計し遷音速風胴による検証実験を行った。その結果実験マッハ数 0.719 迎え角  $3.5^\circ$  において衝撃波を伴わない遷音速流を観察することができた。解法の理論的背景および実験の背景の相違を除けば理論的予想と実験結果が定性的に一致し

ていることが判った。そしてこの実験結果は仮想流を用いた衝撃波を伴わない翼型の解法が現実の流れを模擬することが可能であることを支持するものである。

### 謝 辞

この実験結果をまとめるに当っては東京都立大学学長楠川絹一先生の貴重なご助言を賜りましたことを深く感謝致します。また実験を遂行するに当っては、空気力学第二部の遷音速風胴計測および制御に係わる研究室の室長および係官の皆様の温いご支援をいただきましたことを深く感謝いたします。

### 参 考 文 献

- 1) 中村正義; 遷音速うず無し流れの計算, 第7回日本航空宇宙学会年会講演集, 昭和51年4月。
- 2) 中村正義; 任意翼型の一部を変更した衝撃波を伴わない翼型を求める解法, NAL TR-602, 昭和55年2月。
- 3) 航空宇宙技術研究所; 航空宇宙技術研究所 2m × 2m 遷音速風胴の計画と構造, NAL TR-25, 昭和37年。
- 4) C.S. Morawetz; On the Non-Existence of Continuous Transonic Flow Past Profiles, Comm. Pure. Appl. Math., Vol.9, 1965.

---

## 航空宇宙技術研究所報告 783 号

昭和 58 年 10 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 武藏野三鷹 (0422)47-5911 (大代表) 〒182

印刷所 株 式 会 社 察 業 公 報 社  
東 京 都 千 代 田 区 九 段 南 4-2-12

---

