

# JAXA0.8m×0.45m高Re数遷音速風洞の測定部二次元性、総圧変動特性について

鈴木教雄、佐藤衛、神田宏（航技研）、西島寛典(ISE)、板橋幸広(JAST)

## Two Dimensionality and Total Pressure Fluctuation at Test Section of NAL 0.8m by 0.45m High Reynold's number Transonic Wind Tunnel

Norio SUZUKI, Mamoru SATOH, Hiroshi KANDA (NAL),  
Hironori NISHIJIMA(ISE), Yukihiro ITABASHI(JAST)

### 概要

老朽化に伴い 1995 年から 1997 年にかけて測定部の大きさの変更を伴う大改修を行った航技研 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞(第二遷音速風洞)を用いて風洞改修後あまり行われていなかった測定部二次元性及び総圧変動特性にデータを取得した。二次元性の確認試験では改修前の二次元風洞及び海外の風洞(NAE)のデータのある BGK1 翼型を用いたが、失速近傍まで中央断面は二次元性を保つこと、改修前の風洞と遜色のないデータが得られることが分かった。また総圧プローブを用いた総圧変動特性も改修前とほぼ同等で低マッハ数の総圧変動は集合胴圧の制御能力によると考えられる低周波成分が主であることが分かった。

### 1. はじめに

航技研 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞(第二遷音速風洞、図 1)は 1979 年に二次元風洞として竣工し多くの二次元翼型の試験に使われてきたが、老朽化に伴い 1995 年から 1997 年にかけて測定部の大きさの変更を伴う大改修が行われた。近年では CFD の発展に伴い新しい遷音速翼型の開発に使われる機会は少なくなってきた反面、CFD が比較的苦手な高揚力装置付き形態でのレ

イノルズ数効果試験や境界層遷移の研究に使われる機会が多くなってきている。こうした研究の基礎データを提供する目的で風洞改修後あまり行われていなかった測定部二次元性及び変動圧特性データを取得した。

### 2. 試験装置、試験方法の概要

#### 2.1 測定部二次元性確認試験

##### (1)使用模型、計測装置

二次元翼型模型を用いた試験を行いスパン方向の表面圧力分布及び後流のスパン方向分布を調べることにより測定部の二次元性を評価する方法を取った。

翼型は改修前のデータ、他風洞のデータがそろっていて、圧力分布計測結果の対応を見ることが出来る BGK-1 翼型を用いた。図 2 に BGK-1 翼型模型を示す。コード長 150mm、スパン 450mm で、上面側 61 点、下面側 20 点、90°C

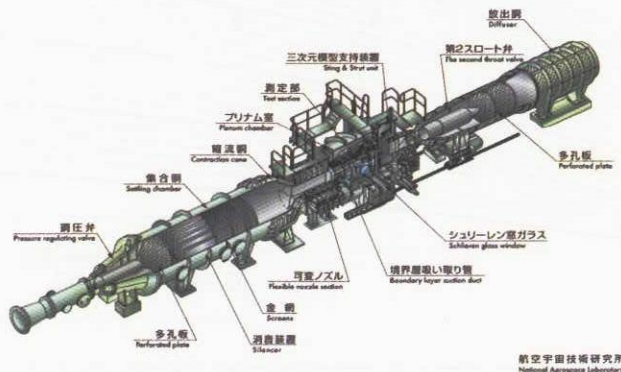


図 1 第二遷音速風洞の概要



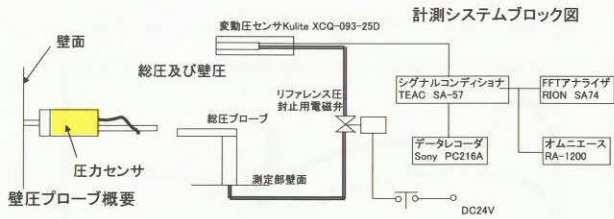


図5 総圧変動計測システムブロック図

3. 試験実施ケース

(1)測定部二次元性確認試験

試験は2003年4月21日から25日までの間に32ラン実施した。試験範囲は  $M=0.2\sim 0.79$ 、 $P_0=200\sim 1150\text{kPa}$  である。表1に実施ケースの一覧表を示す。

表1 二次元性確認試験実施ケース

マッハ数	P0=200kPa		P0=400kPa		P0=600kPa		P0=800kPa		P0=1000kPa		P0=1150kPa		Re=21MのRUN	
	RUN No	θ(deg)	RUN No	θ(deg)	RUN No	θ(deg)	RUN No	θ(deg)	RUN No	θ(deg)	RUN No	θ(deg)		
0.2	10488-1	-0.001	10488-1	-0.001	10488-1	-0.001	10488-1	-0.001	10478-1	-0.001	10478-1	-0.001	10478-1	-0.001
	10489-1	-0.001	10489-1	-0.001	10489-1	-0.001	10489-1	-0.001	10478-2	2.715	10478-2	2.715	10478-2	2.715
	10488-2	4.022	10484-2	4.022	10485-2	4.023			10478-2	4.023			10478-2	4.023
	10488-3	8.046	10484-3	8.046	10485-3	8.047	10486-2	8.046	10477-1	8.045	10478-3	8.047	10477-1	8.045
	10488-4	12.07	10484-4	12.07	10485-4	12.07	10486-3	12.07	10477-2	12.07			10477-2	12.07
	10488-5	14.082	10484-5	14.082	10485-5	14.082	10486-4	14.082						
	10488-6	14.283	10484-6	14.283	10485-6	14.283								
	10488-7	14.584	10484-7	14.584	10485-7	14.585								
	10488-8	14.795	10484-8	14.795	10485-8	14.795								
	10488-9	15.088	10484-9	15.088	10485-9	15.088	10486-5	15.088						
0.3	10488-10	15.591	10484-10	15.591	10485-10	15.591								
	10488-11	16.093	10484-11	16.093	10485-11	16.093								
	10489-1	-0.001	10489-1	-0.001	10489-1	-0.001			10481-1	-0.001	10481-1	-0.001	10479-1	4.023
	10489-2	4.023	10489-2	4.023	10489-2	4.023			10481-2	2.715	10480-1	2.715	10479-2	8.047
0.5	10489-3	8.047	10489-3	8.047	10489-3	8.047			10479-1	8.044	10479-1	8.044	10475-1	8.044
	10489-4	12.07	10489-4	12.07	10489-4	12.07			10475-2	8.049	10475-2	8.049	10475-2	8.049
	10489-5	14.082	10489-5	14.082	10489-5	14.082			10481-1	2.818	10486-1	2.818	10481-1	-0.101
	10489-6	15.088	10489-6	15.088	10489-6	15.088			10487-1	4.626	10486-2	2.818	10487-1	4.626
0.7	10489-7	15.591	10489-7	15.591	10489-7	15.591			10487-2	5.431	10487-2	5.431	10487-2	5.431
	10489-8	16.093	10489-8	16.093	10489-8	16.093			10481-1	2.818	10486-1	2.818	10481-1	-0.101
	10489-9	16.093	10489-9	16.093	10489-9	16.093			10487-1	4.626	10486-2	2.818	10487-1	4.626
	10489-10	16.093	10489-10	16.093	10489-10	16.093			10487-2	5.431	10487-2	5.431	10487-2	5.431
0.75	10491-1	-0.001	10474-1	-0.001	10473-1	-0.001	10468-1	-0.099			10469-1	0.099	10469-1	0.099
	10491-2	1.81	10474-2	1.81	10473-2	1.81	10468-2	1.81	10472-1	1.81	10471-1	1.81	10468-2	1.81
	10491-3	4.023	10474-3	4.023	10473-3	4.023	10468-3	2.916			10469-1	2.916	10469-1	2.916
	10491-4	6.035	10474-4	6.035	10473-4	6.035	10468-4	3.82			10469-2	3.82	10469-2	3.82
0.79	10492-1	-0.001	10492-1	-0.001	10470-1	0.099			10483-1	1.81	10470-1	0.099	10470-1	0.099
	10492-2	1.81	10492-2	1.81	10470-2	1.81			10483-2	1.81	10470-2	1.81	10470-2	1.81

注)有効なRunのみ記載。2回実施している部分は再現性を確認したケース。最右列はレイノルズ数を21M(NAL-TR-1191T)に合わせるようにして実施したケースを取り出したものである。

(2)測定部変動圧計測試験

試験は2003年4月16日から18日までの間に28ラン実施した。試験範囲は  $M=0.2\sim 0.9$ 、 $P_0=200\sim 1150\text{kPa}$  である。表2に実施ケースの一覧表を示す。

表2 測定部変動圧計測試験実施ケース

マッハ数	P0=200kPa	P0=300kPa	P0=400kPa	P0=600kPa	P0=800kPa	P0=1000kPa	P0=1150kPa
0.2	10451	10458 10460	10445	10436	10441	10443	10446
0.3				10435			10447
0.6	10456		10452	10432 10459	10438	10439	10440
0.7				10433		10452	10448 10449
0.8	10455		10454	10434	10442	10444	10450
0.9				10437			

4. 試験結果

4.1 測定部二次元性確認試験

(1)測定部二次元性

90%c位置のスパン方向圧力分布から評価した結果を図6-1~6-4に示す。縦軸は揚力係数  $C_l$ 、横軸は中央断面の  $C_p$  から  $\Delta C_p = \pm 0.01$  ずれる風洞中心からの横方向位置/風洞幅 ( $y/b$ ) で示している。最も外側の計測点  $y/b=0.42$  でも  $\Delta C_p = \pm 0.01$  未満の場合は  $y/b=0.5$  としている。  $M=0.2$ 、 $P_0=200\text{kPa}$ (図6-1)はかなり厳しいが、その他の条件では剥離がかなり進行するまで二次元性が保たれていることが分かる。

図7は後流分布により流れの状況を確認した結果で、揚力特性と一緒に示してある。③( $M=0.2$ 、 $C_l=1.35$ )では4断面ともほぼ同じ後流分布を示しているが、④、⑤、⑥と失速に近づくにつれ外側から流れの状態が崩れていく様子が見られる。完全に  $C_{lMAX}$  を過ぎた⑧では後流は全体に渡って崩れ

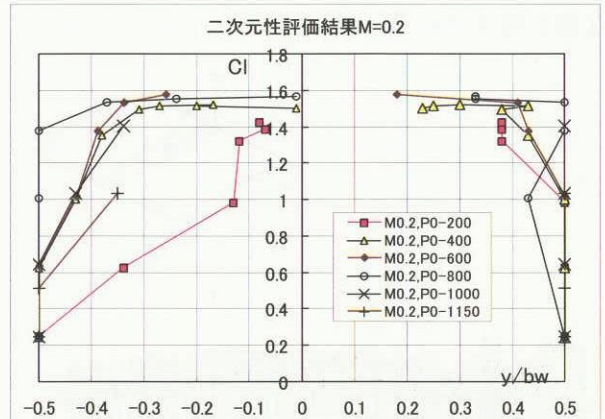


図6-1 二次元性評価結果(M=0.2)

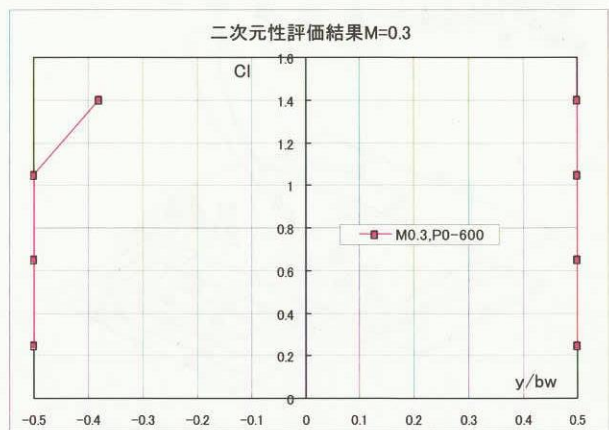


図6-2 二次元性評価結果(M=0.3)

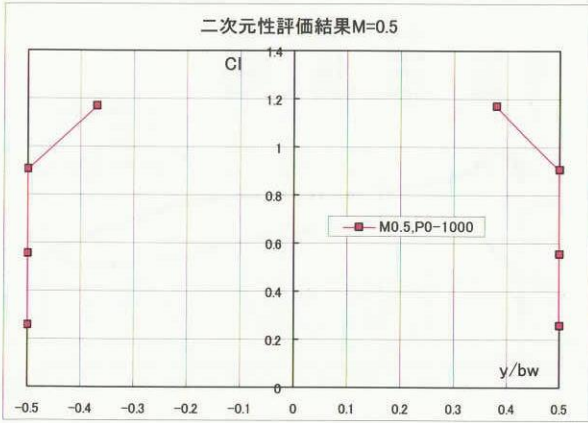


図 6-3 二次元性評価結果(M=0.5)

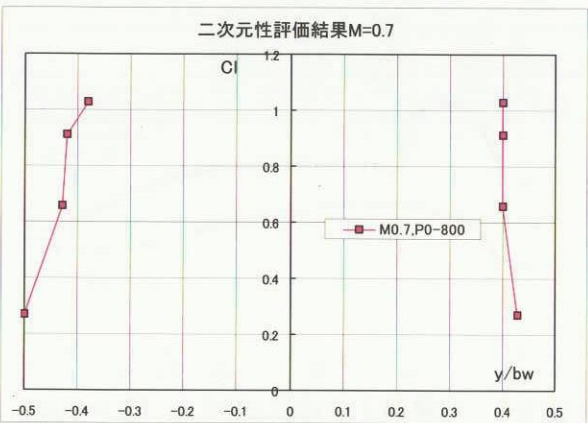


図 6-4 二次元性評価結果(M=0.7)

ているが、その直前の⑦では  $y/b=5.6\%$ 、 $16.7\%$  の 2 断面は何とかきれいな後流分布を形成しており、中央断面付近の流れは二次元性が保たれていると考えられる。

(2) 圧力分布計測の再現性

図 8-1~4 は圧力分布計測の再現性を確認した結果である。M=0.2 では失速直前まで非常に良い再現性を示している(図 8-1,2)。翼上面に衝撃波ができる M=0.75(図 8-3)では衝撃波の位置に 1%C 程度の差が見られるが、それ以外は良く合っている。図 8-4 は失速が始まったところであり、この程度の差はやむを得ないと考えている。

4. 2 改修前及び他風洞データとの比較

図 9-1~4 は風洞改修前に実施した NAE 二次元風洞との対応風試の結果  $\rho$  と比較したものである。マッハ数と Cl をほぼ合わせて比較しているが、

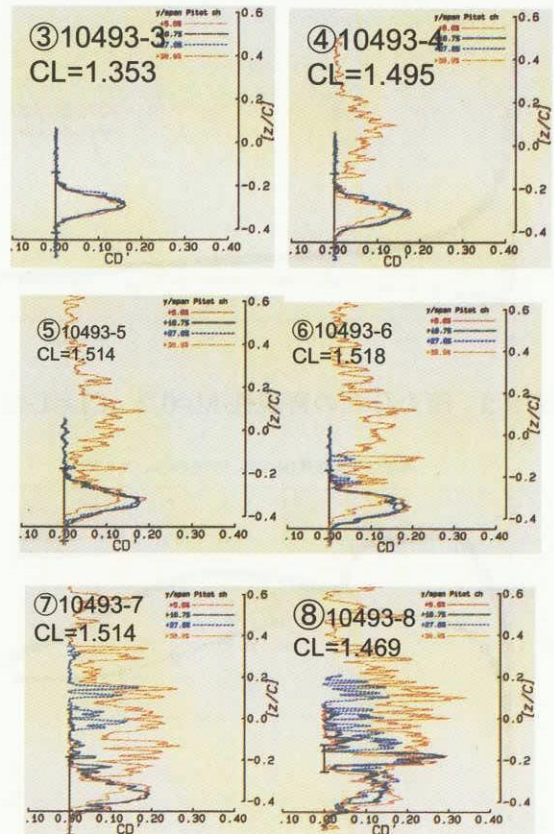
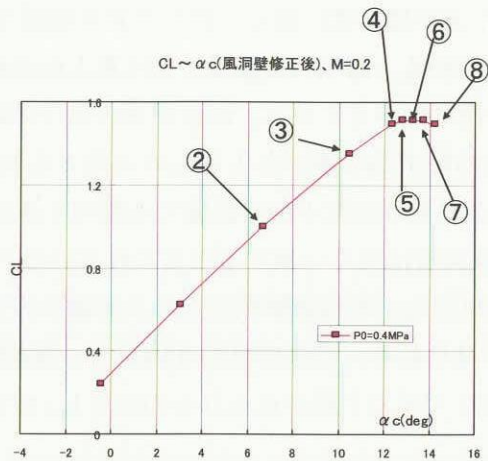


図 7 後流分布計測結果(M=0.2)

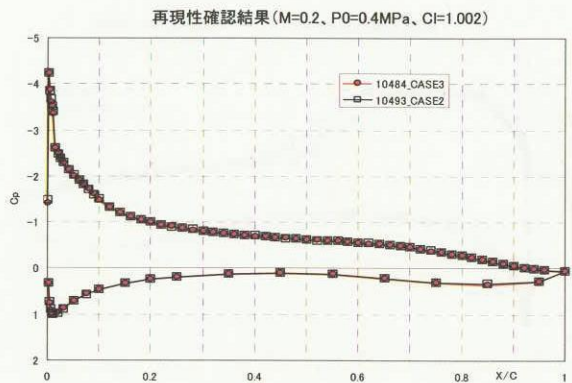


図 8-1 圧力分布の再現性 M=0.2、Cl=1.0

M=0.7 までは非常に良く一致しており問題ないことが分かる。M=0.75(図 9-3)では翼上面の衝撃波の位置に差が見られる。改修前後の差は試験マッハ数のわずかな違いによるものと考えられる。NAE との差は側壁干渉の影響で4壁の干渉補正により両者は良く一致するとされている<sup>3)</sup>。M=0.79(図 9-4)では衝撃波前方の上面側圧力分布に差が見られる。改修前は約 45%C で、NAE は約 55%C で圧力上昇が見られるのに対し、改修後

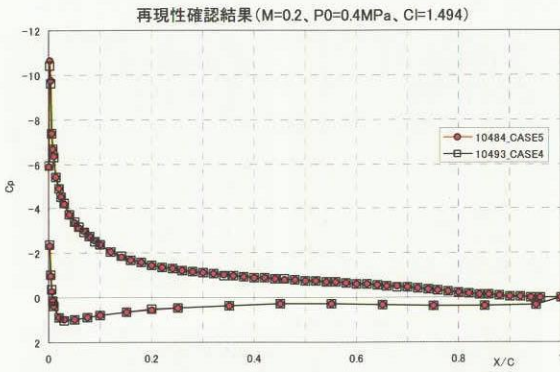


図 8-2 圧力分布の再現性 M=0.2、CL=1.49

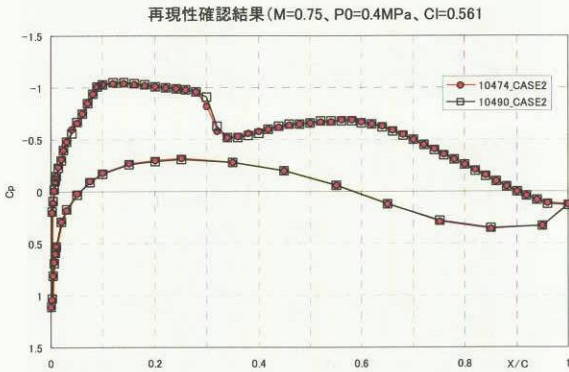


図 8-3 圧力分布の再現性 M=0.75、CL=0.56

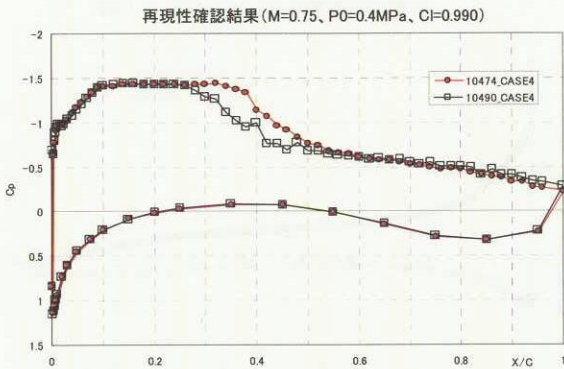
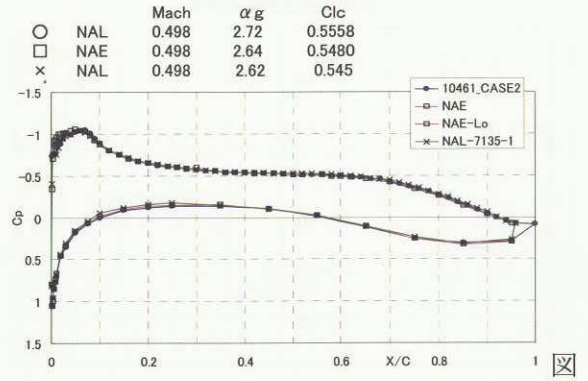


図 8-4 圧力分布の再現性 M=0.75、CL=0.99



9-1 他風洞との比較 M=0.5、CL≒0.55

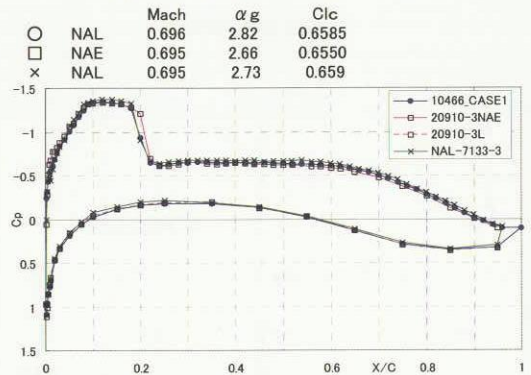


図 9-2 他風洞との比較 M=0.7、CL≒0.66

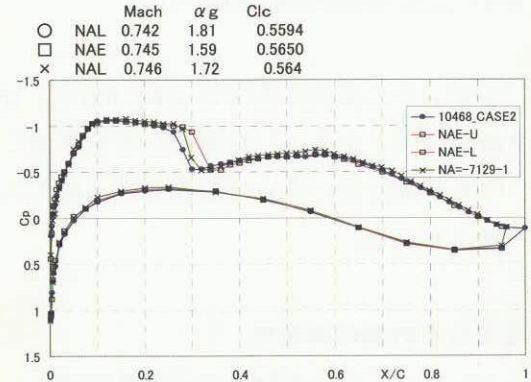


図 9-3 他風洞との比較 M=0.74、CL≒0.56

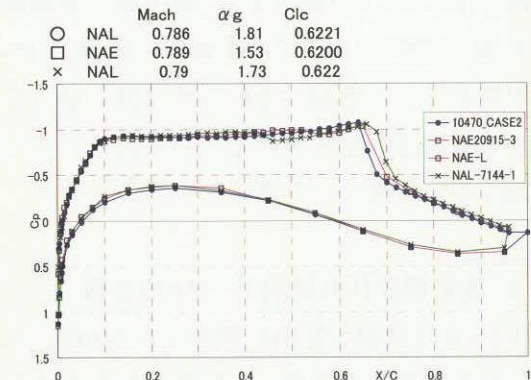


図 9-4 他風洞との比較 M=0.79、CL≒0.62

はこうした圧力上昇は認められない。この圧力上昇は参考文献2)の可視化結果(図10)で明らかのように側壁との干渉により境界層遷移が早まったことによるものであり<sup>2)</sup>、3つの結果の違いは模型のアスペクト比の違い(改修前 AR=1.2、NAE AR=1.5、改修後 AR=2.25)によるものと考えられる。この干渉は風洞試験固有のもので避けられないものと考えている。

図11-1~3は風洞壁修正後の  $Cl \sim \alpha$  を比較した図である。揚力傾斜は良く一致しているが、ゼロ揚力角  $\alpha_0$  に  $0.5^\circ$  程度のオフセットが見られる。模型の取付角誤差は  $0.1^\circ$  以下と小さいことから気流特性あるいは壁干渉補正等の問題と考えられるが、詳しい原因はまだ把握できていない。改修前後の壁干渉補正の方法は同じで、補正の主要パラメータである風洞高さコード長の比(H/C)が同じであるにも関わらず、 $\alpha_0$  に差が出ており今後詳細な検討が必要である。

図12-1~3は  $Cl \sim Cd$  を比較した図で、白抜きの記号は風洞壁修正前のデータである。NAEの修正前のデータは  $Cd$  の修正量が非常に小さく重なるため表示していない。M=0.5(図12-1)では改修後の結果はNAEに良く一致するが、M=0.7(図

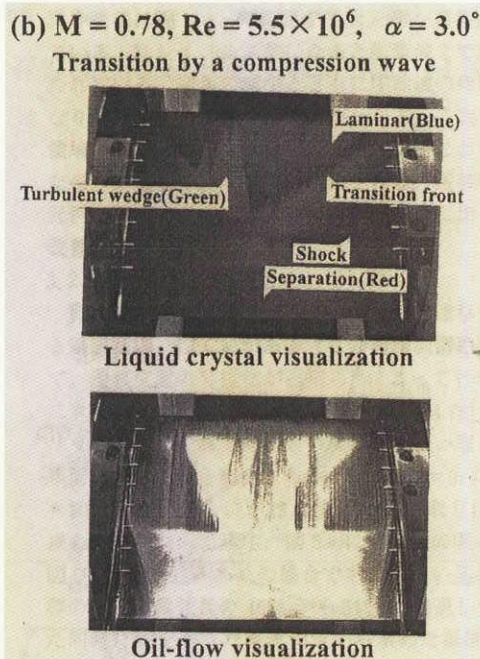


図10 感温液晶及びオイルフローによる可視化 (参考文献2) 可視化情報 Vol.18、No.69)

12-2)、M=0.75(図12-3)では改修前と同様、風洞壁修正前のデータがNAEに良く一致し、風洞壁修正によって差が生じることが分かる。原因は良く分かっておらず、NAEの  $Cd$  に対する修正量が何故小さいのかも含めて今後検討が必要とされている。

CL~ $\alpha$  (風洞壁修正後)、M=0.5

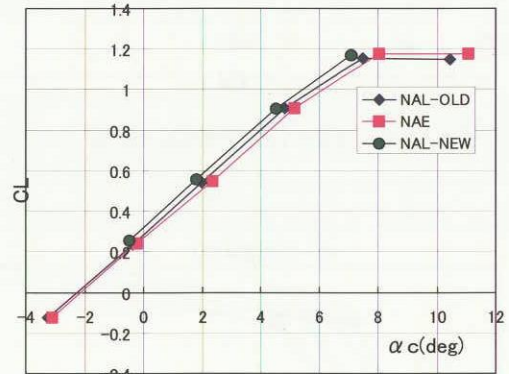


図11-1  $Cl \sim \alpha$  比較(M=0.5)

CL~ $\alpha$  (風洞壁修正後)、M=0.7

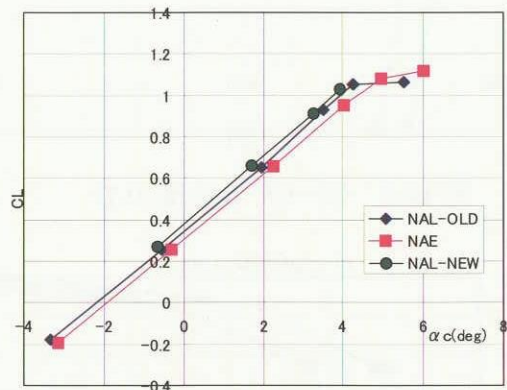


図11-2  $Cl \sim \alpha$  比較(M=0.7)

CL~ $\alpha$  (風洞壁修正後)、M=0.745

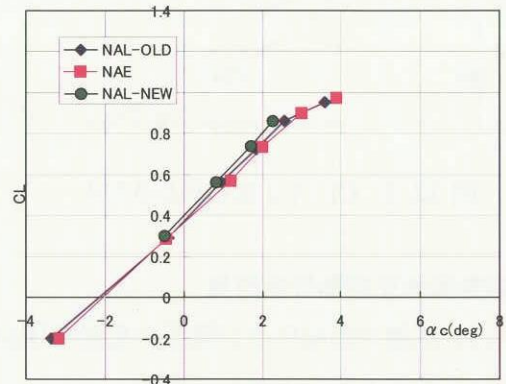


図11-3  $Cl \sim \alpha$  比較(M=0.75)

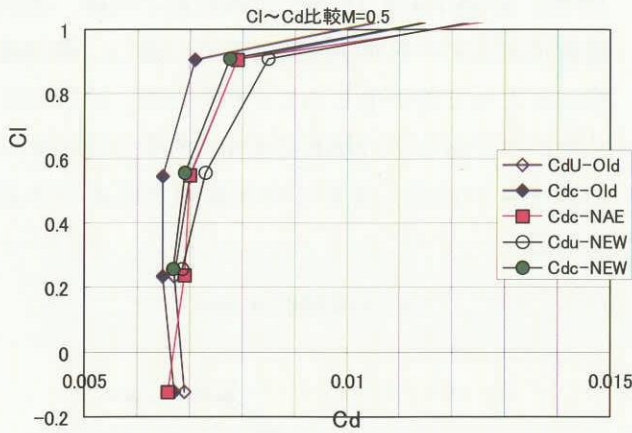


図 12-1 Cl~Cd 比較(M=0.5)

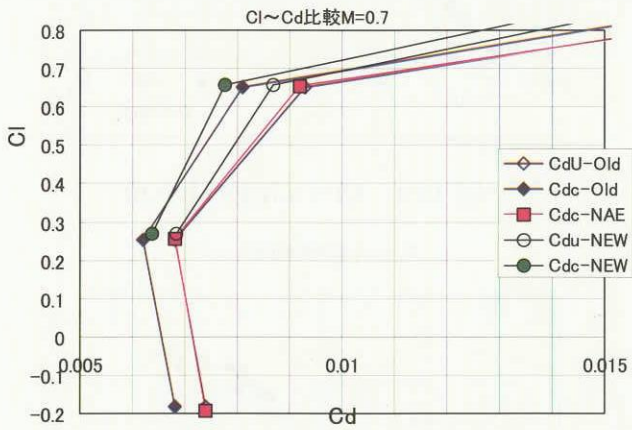


図 12-2 Cl~Cd 比較(M=0.7)

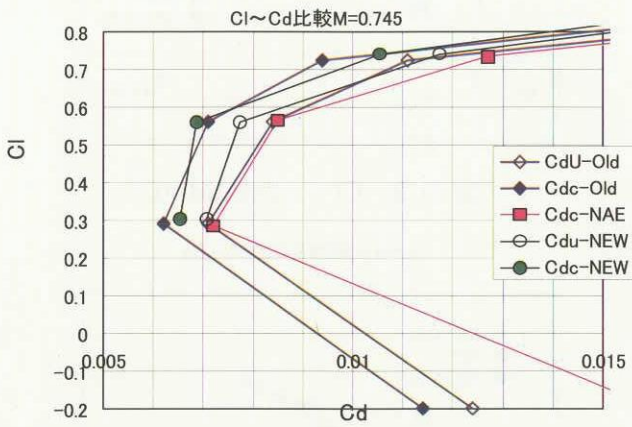


図 12-3 Cl~Cd 比較(M=0.75)

4.3 測定部総圧変動計測結果

図 13,14 は測定部総圧及び壁圧の変動量(RMS 値)を動圧で無次元化して示してある。

図 15 は風洞改修前の試験結果と比較したもの

で  $P_0=0.4\text{MPa}$  一定でマッハ数を変化させた場合の総圧変動であるが、ほとんど一致しており改修前後で特性の変化はほとんどないことがわかる。

$M=0.2$  の場合約 5.5%とかなり大きな変動になっている。図 16-1 はその周波数特性を示したものであるが、低周波数成分が卓越しており集合胴

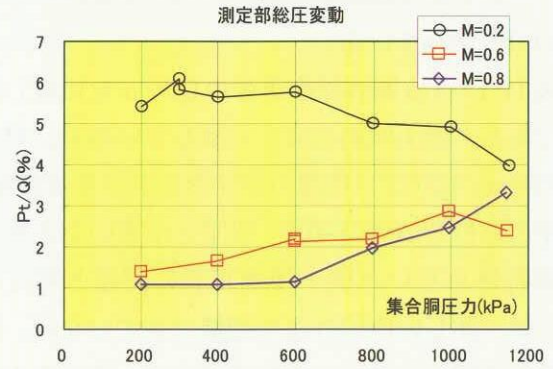


図 13 測定部総圧変動計測結果

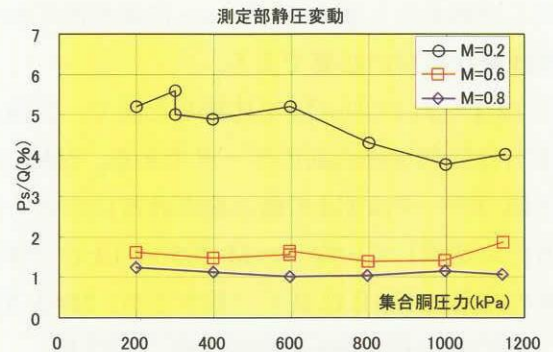


図 14 測定部静圧(壁圧)変動計測結果

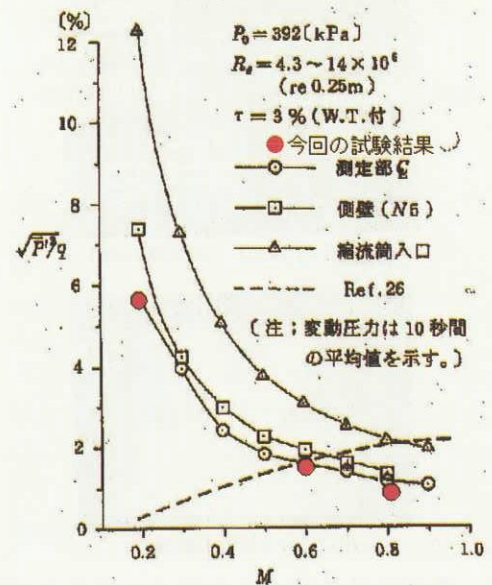


図 15 改修前総圧変動(NAL-TR-836)との比較

圧を変化させても大きくは変化しない。M=0.2 の場合流量が非常に小さいため調圧弁の開度が全ストロークの数%程度と小さくなり十分な制御ができていないことによるものである。集合胴圧力が大きくなると若干改善されるのは、流量が大きくなるためと考えられる。

図 16-2 は M=0.8 で集合胴圧力  $P_0$  を変化させた場合の周波数特性を比較したものである。1~5kHz の部分で  $P_0$  の増大と共に変動量が増加していることが分かる。

図 17 は  $P_0=600\text{kPa}$  一定でマッハ数を変えたときの総圧変動の周波数特性を比較したものである。全体的には調圧弁の能力によると考えられる低周波数成分が優勢であるが、1kHz 前後に見られるピークが  $M \geq 0.3$  では概ねマッハ数の増加と共に高周波側にずれていくことが分かる。この部分が本来の気流の乱れあるいは騒音による総圧変動で  $P_0$  の増加と共に大きくなる部分である(図 16-2)。M=0.2 で見られる 0.8kHz のピークは 2 番目のもので 0.2kHz 未満の部分に本当のピークがあるようにも考えられるが、今回の試験結果では残念ながらはっきりしない。

遷音速域の総圧変動量が  $P_0$  の増加と共に大きくなる(図 13)のに対し、壁圧の変動にはその傾向が見られない(図 14)。図 18 はこの原因を調べるために総圧と壁圧の周波数特性を比較したものである。壁圧では高周波成分が出ていないことが一目瞭然であり、壁圧センサの部分フラッシュマウント化できず小さなチャンバを設けたこと

による圧力応答の遅れであることが分かる。

図 16、17 の総圧の周波数特性を見ると全ケースで 25kHz 付近に不自然な変動のピークがあることがわかる。このセンサは 1m×1m 超音速風洞の総圧変動特性計測に使用したものと全く同じもので超音速風洞では他の周波数成分が大きい目立たないが同様の傾向が見られる<sup>5)</sup>。センサ及びアンプのカタログ性能上はこうした

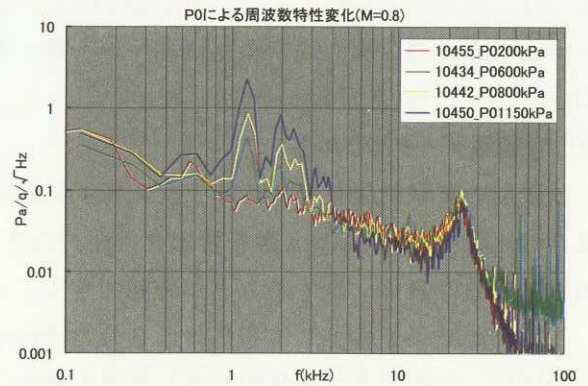


図 16-2 総圧による周波数特性変化(M=0.8)

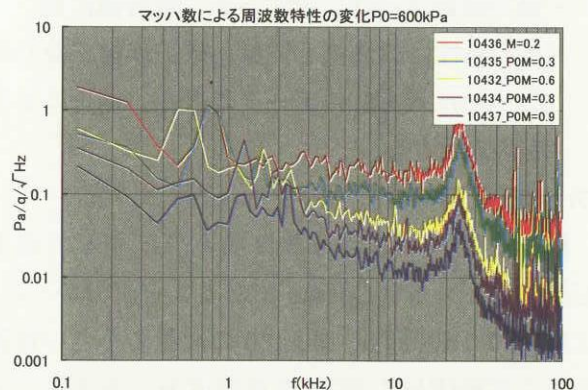


図 17 マッハ数による周波数特性変化

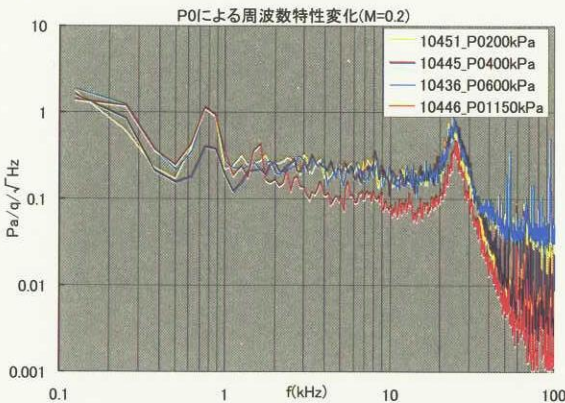


図 16-1 総圧変化による周波数特性変化(M=0.2)

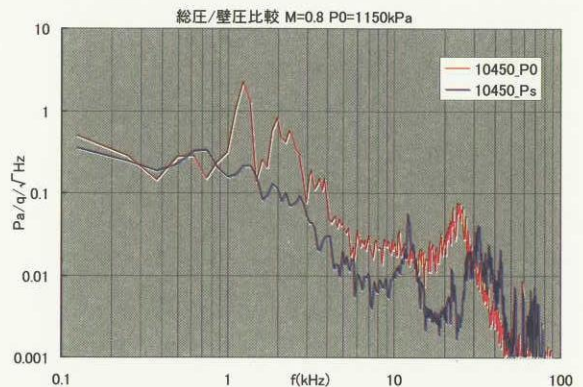


図 18 総圧と壁圧の周波数特性比較



ピークは出ないことになっているが、恐らくセンサ受感部の共振特性ではないかと考えている。

## 5. まとめ

一連の気流特性試験の結果、改修後の高 Re 数遷音速風洞は改修前と同等以上の性能を有していることが確認できた他、以下の事が分かった。

### (1) 測定部二次元性の評価

翼面上に大規模な剥離が発生するまで中央断面では二次元性を保っていることが分かった。また、翼幅方向の二次元性の範囲は高マッハ数、高 Re 数ほど広いことがわかった。

### (2) 他風洞データとの対応

改修前の試験結果及び NAE 二次元風洞試験結果との比較では Cl、Mach 数を合わせた圧力分布、衝撃波位置は良く一致することが確認できた。

圧力計測結果を積分して得られる三分力特性の比較では、次の2点が未解明であり今後も継続して検討する必要があることが分かった。

- ・揚力傾斜はほぼ一致するが、絶対値に差。
- ・抗力特性は改修前と同様、壁干渉補正なしのデータが NAE のデータに近く、補正により差が拡大する。

### (3) 総圧変動特性

総圧変動の大きさは改修前とほぼ同じで遷音速域では 1～3% Cprms であることが分かった。また、 $P_0 \leq 600\text{kPa}$ 、 $M \leq 0.6$  の流量の小さい範囲の圧力変動(RMS 値)は低周波成分で決まっており集合胴圧力の制御能力によるものと考えられ

る。一つの調圧弁で本風洞の広い作動域を全てカバーすることには無理があるためと考えている。

## 参考文献

- 1) Norikazu Sudani, Kenichi Mtsuno, Hiroshi Kanda, Momoru Sato, Hitoshi Miwa, Iwao Kawamoto : "A Comparative Study of BGK No.1 Airfoil Data in High Reynolds Number Transonic Wind Tunnel", NAL-TR-1191T, 1993 年 1 月
- 2) 佐藤衛、須谷記和、神田宏 : 感温液晶を用いた流れの可視化、可視化情報 Vol.18, No.69, 1998 年 4 月
- 3) Norikazu Sudani, Momoru Sato, Hiroshi Kanda, Kenichi Mtsuno : "Flow Visualization Studies on Sidewall Effects in Two-Dimensional Transonic Airfoil Testing", J of Aircraft vol31, No.6 Nov-Dec 1994
- 4) 榊原盛三、三輪等、小国保男、佐藤衛、神田宏 : 航技研二次元風洞の気流特性について(II) 一風洞各部の変動圧力(騒音)の分析と音源の検討、NAL-TR-836、1984 年 9 月
- 5) 渡辺光則、鈴木教雄、外立政隆、西島寛典、伊藤正剛 : NAL 1 m × 1 m 超音速風洞変動圧計測結果、第 70 回風洞研究会議、2003 年 5 月