

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第71回 風洞研究会議論文集

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料

JAXA Special Publication

第71回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 71st meeting

2005年3月

March 2005

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

2025.03.20

目 次

第71回風洞研究会議（平成15年11月27、28日）

1. エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について 1
町田 茂、齋藤健一、菊池孝男、有蘭 仁、中道二郎（JAXA）
井上 隆（JADC）、秋葉公三郎（富士重工）
2. JAXA 0.8m×0.45m 高 Re 数遷音速風洞の測定部2次元性、総圧変動特性について . . . 4
鈴木教雄、佐藤 衛、神田 宏（JAXA）
板橋幸広（JAST）、西島寛典（ISE）
3. ウェークトラバースによる空力特性推算法の研究 13
鈴木幸生、生越博景、山縣邦紘、山口洋一、
園田精一、藤本 朗（川崎重工）
4. 赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定誤差の検討 19
小山忠勇、津田尚一、平林則明、口石 茂（JAXA）
穂積弘一、関根英夫（JAST）
5. JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における全機模型遷移計測の試み 23
横川 譲、青木良尚、森田義郎、高橋 侔、
星野秀雄、室田勝一、野中 修（JAXA）
真城 仁、遠藤 亮（HRI）
吉田憲司、上田良稻、石川敬掲（JAXA）
6. JAXA 1m×1m 超音速風洞における AGARD-B 標準模型6分力試験 35
飯島秀俊、鈴木教雄、渡辺光則（JAXA）
西島寛典（ISE）、板橋幸広（JAST）
7. JAXA 2m×2m 遷音速風洞における ONERA M5 感圧塗料試験 46
中北和之、栗田 充、満尾和徳（JAXA）
伊藤正剛、橋本拓郎（ISE）
小池 陽、渡辺重哉（JAXA）

エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について

町田 茂 (JAXA 新型航空機技術開発センター)
齋藤健一 (JAXA 構造解析研究グループ)
菊池孝男 (JAXA 構造解析研究グループ)
有蘭 仁 (JAXA 構造解析研究グループ)
中道二郎 (JAXA 構造解析研究グループ)
井上 隆 (JADC 超高速機グループ)
秋葉公三郎 (富士重工業 航空宇宙カンパニー)

Flutter Wind Tunnel Tests of SST Scaled Model with Engine Nacelle

Shigeru Machida, Kenichi Saito,
Takao Kikuchi, Hitoshi Arizono,
and Jiro Nakamichi (JAXA)
Takashi Inoue (JADC)
Kousaburou Akiba (FHI)

概 要

遷音速域を運用範囲にもつ超高速輸送機においては、設計の初期段階から構造の強度設計だけでなく空力弾性設計も同時に行う必要がある。この空力弾性設計に必要な遷音速域での空力弾性現象、特にフラッタ速度推算用解析ツールは現在検証段階にある。

平成 15 年度の JADC-FHI-JAXA の共同研究「超高速輸送機のフラッタ特性に関する研究」においては、遷音速領域におけるフラッタ特性推算手法の確立のために、超音速機の弾性模型によるフラッタ風洞試験を JAXA の 0.6m×0.6m 遷音速フラッタ風洞設備にて行い、解析ツール検証に必要なデータを取得した。今回フラッタ風洞試験に用いた弾性模型は、旧航空宇宙技術研究所で計画され基本設計を行った小型超音速ジェット実験機（一次形状）の遷音速フラッタ特性取得のために製作した 11%スケール弾性模型を改修したものである。

フラッタ発生時に模型損傷回避策が有効に働いたので、同一のフラッタ模型にて短期間に 6 つのフラッタポイントを取得することができた。

1. はじめに

航空機構造開発では、必ず空力弾性安定であるかを解析および風洞試験で確認し、かつ実機飛行試験の中において運用範囲内で空力弾性安定であることを実証する。遷音速領域では、空力弾性不安定になる速度領域が亜音速域や超音速域に比べ

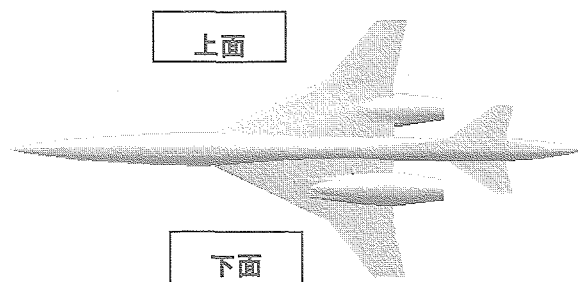
て低くなる、所謂フラッタバウンダリの「遷音速 DIP」が存在することが知られている。遷音速域を運用範囲にもつ超高速輸送機においては、従来より更なる軽量化が必要となるために、設計の初期段階から構造の強度設計だけでなく空力弾性設計も同時に行う必要がある。この過程に必要な遷音

速域での空力弾性現象、特にフラッタ速度推算用解析ツールは現在検証段階にある。

平成 15 年度の JADC-FHI-JAXA の共同研究「超高速輸送機のフラッタ特性に関する研究」においては、遷音速領域におけるフラッタ特性推算手法の確立のために、改修したジェット実験機の弾性模型によるフラッタ風洞試験を JAXA の 0.6m×0.6m 遷音速フラッタ風洞設備にて行い、解析ツール検証に必要なデータを取得した。ここでは、このフラッタ風洞試験で得られた結果を速報する。

2. 供試模型

今回フラッタ風洞試験に用いた弾性模型は、旧航空宇宙技術研究所で計画され基本設計を行った小型超音速ジェット実験機（一次形状）の遷音速フラッタ特性取得のために製作された。図 1 に、小型超音速ジェット実験機（一次形状）形状と諸元を示す。主翼剛性分布と重量分布を相似則に極力合わせた 11%スケール弾性模型である。（図 2）エンジンナセルを付けた形態であるが、フロースルー無しとなっている。先に行った小型超音速ジェット実験機基本設計段階のフラッタ風洞試験では予想よりもフラッタ速度が高く、JAXA 遷音速フラッタ風洞設備の通風範囲内でフラッタが発生しなかった。今回の試験目的が「解析ツール検証に必要なデータの取得」であるので、フラッタ風洞の通風範囲内においてフラッタが発生するよう、翼端後縁部に鉛製翼型錘を接着剤で取り付ける改修を行った。この錘は、模型のフラッタ特性を調整する目的のほかに、模型損傷回避策の機能も持っている。フラッタが発生し翼端での上下振動が激しくなった時に、接着剤で模型の芯材に取り付けた錘が慣性力で離脱し、振動モードの変更およびフラッタ速度向上によりフラッタが収まることを期待している。



ジェット実験機 1次形状主要諸元	
●全長	11.5 m
●全幅	4.93 m
●主翼面積	10.12 m ²
●主翼弦長 (25%mac)	2.70 m
●水平尾翼面積 (Gross)	1.58 m ²
●水平尾翼面積 (Exposed)	0.94 m ²
●水平尾翼幅	1.70 m
●垂直尾翼面積	1.46 m ²
●垂直尾翼幅	1.10 m
●最大質量 (実験機単体)	2750 kg
●最大質量 (ブースター付)	3750 kg

図 1 超音速小型ジェット実験機

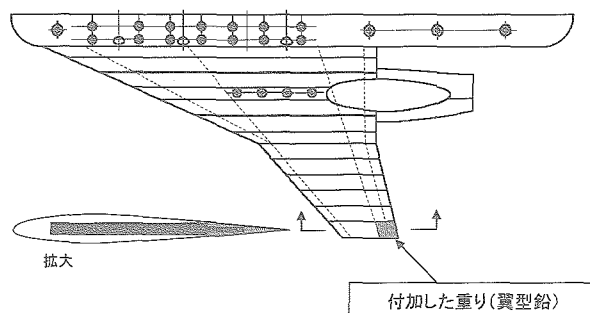


図 2 フラッタ風洞模型

3. 遷音速フラッタ風洞概要

本研究に用いた風洞は、JAXA 所有の遷音速フラッタ風洞設備である。この風洞は吹き出し式風洞であり、運転範囲はマッハ数 0.5～1.2、集合胴総圧 150～400 kPa である。測定部は 0.6 m×0.6 m、上下壁は多孔壁（孔の径 4 mm、ピッチ 8 mm、開口比 23.2%）となっている。また、持続時間は最大 120sec 程度である。本風洞は、次の 3 種類のオペレーションが可能である。

- ①マッハ数を一定にして集合胴総圧をスイープさせる (P0 スイープ)
- ②集合胴総圧を一定にしてマッハ数をスイープさせる (M スイープ)
- ③マッハ数を動圧に比例させてスイープさせる (比例スイープ)

模型射出装置が装備されており、通風後しばらくして模型を風洞内に入れることで模型を風洞初期荷重から保護すること、およびフラッタ発生時に模型を風洞から引き出すことにより模型の破損を防ぐことが可能である。本風洞試験では、模型の取り付けの都合上模型射出装置は使用しなかった。図 3 に、風洞試験での模型セットアップ写真を示す。



図 3 フラッタ風洞模型セットアップ

4. 風洞試験結果

本フラッタ風洞試験では、フラッタバウンダリの捕捉が目標であるので、MACH 数一定で動圧を上げていく、つまりフラッタバウンダリを真下から垂直に狙っていく風洞オペレーションを行った。

今回は通風期間内で 20 ブロー行い、そのうちの 6 ブローでフラッタポイントを補足した。

試験番号	マッハ数	P0 kPa	スライズ 速度 kPa/sec	時間 sec	フラッタ run	time sec	P0 kPa	M	q kPa	f1 Hz	f2 Hz
0007	0.95	150-220	6	20	27400	54800	327.86	0.948	115.654	130	
		220-310	4	10	(54800)						
		310-350	2	20							
0002	0.8	200-300	6	20						121	131
		300-350	4	7.5							
		350-400	3	16.7							
0004	0.98	200-250	6	83	137291	27458	289.346	1.008	107.693	108.1	138
		250-300	3	33.3	(27458)						
0005	1.05	150	0	2	41974	8394	150.164	0.957	53.954	97.5	195
		150-200	2	55	(8394)						
0006	0.98	150	0	1	80301	16060	160.777	0.984	58.64	98.5	
		150-180	4	7.5	(16060)						
		180-200	2	50							
0007	1.08	150	0	2	36001	7200	150.338	0.94	52.613		
		150-300	3	50	(7200)						
0008	0.9	200-300	6	16.7	23558	47117	345.145	0.912	117.288	103.1	145
		300-400	3	33.3	(47118) Flutter Point						
					189786	37957	318.355	0.913	108.271		
							(37958) Limit Cycle Oscillation				

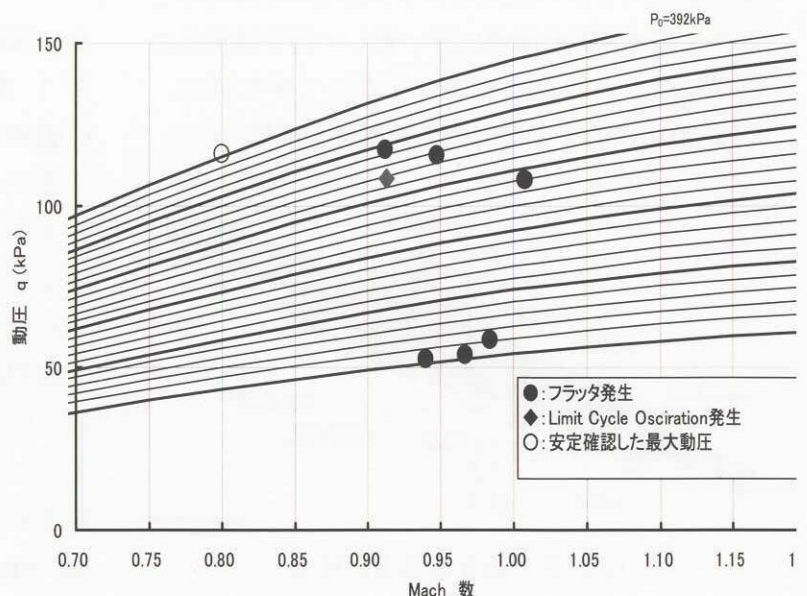


図 4 フラッタ風洞試験結果

今回取得したフラッタバウンダリは、多くの文献等で報告されている内容と傾向が違っている。図 4 中のフラッタポイントのうち、動圧 100kPa を超えるポイントでは、模型の翼端後縁部の鉛製翼型錘が吹き飛ぶ発散的なフラッタの現象であった。一方、動圧 50kPa 付近のポイントでは前者ほど激しい発散現象では無く、振幅が大きくなった時に風洞を停止すれば鉛製翼型錘が吹き飛ぶこと無く現象を止める事ができた。フラッタにおける振動数は、前者が約 140Hz に対し、後者が 100Hz 付近であった。

5. まとめ

フラッタ発生時に模型損傷回避策が有効に働いたので、同一のフラッタ模型にて短期間に 6 つのフラッタポイントを取得することができた。試験の目的であった遷音速領域でのフラッタポイントを捕捉したが、一般的によく知られている遷音速 Dip 形状とは違い、発散的なフラッタとそれよりも低い動圧域に比較的マイルドなフラッタが混在している状態であった。

上面のスパン方向に 10 点、計 91 点の圧力孔が設けられている。

また後流計測については通常用いているくし型ピトー管により風洞中心から 5.6%、16.7%、27.8%、38.9%スパン位置の 4 断面について計測した。なお、圧力分布の計測には機械式のスキニバルブを使用した。

(2)測定部二次元性の評価方法

図 3 に代表的な圧力分布計測結果を示す。図の下側に 90%C 位置のスパン方向 C_p 分布が示してある。全スパンに渡って二次元的な流れになっていれば一定になるはずであるが、側壁境界層の影響を受け、壁面付近で C_p の値は変化する。ここでは図に示したように中央断面の C_p の値に対して ± 0.01 の幅に入る範囲を二次元性が保たれている範囲と仮に定義してデータを整理した。この $\Delta C_p = \pm 0.01$ は特に根拠のある値ではないが、コード方向の圧力分布データから考えて十分小さな値と考えている。

	Mach	α (deg)	α c(deg)	Re(M)	C _{lc}	C _{dc}	C _{du}	Run No
○ NAL	0.686	2.82	1.72	21.0	0.8585	0.0078	0.0087	10466-1
□ NAE	0.695	2.66	2.26	20.9	0.8550	0.0092	0.0092	20910-3

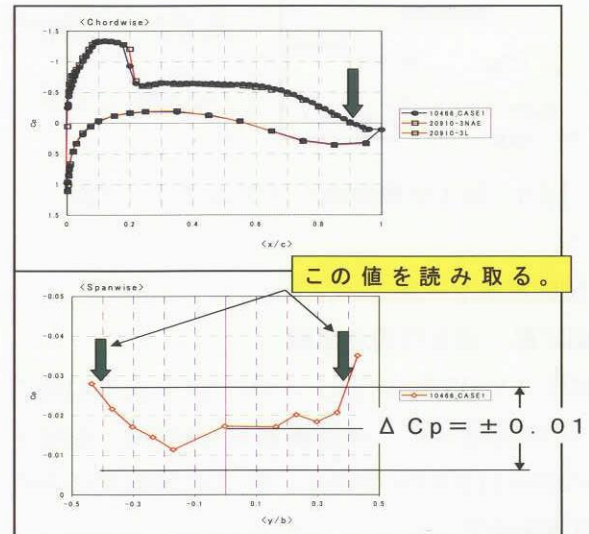


図 3 圧力分布計測結果の代表例

2.2 測定部変動圧計測試験

総圧変動プローブは先端の直径が 10mm で中心に Kulite XCQ-093-25D 圧力センサが埋め込まれている。これを 3 次元模型支持装置のスティングの先端に取り付け、センサ部がシュリーレン窓の中心に来るように配置した。

同時に壁圧の変動も計測しているが、図 5 左側に示すようにフラッシュマウントではなく、わずかな隙間を持って取り付けられている。図 5 右側は計測システムブロック図である。集合胴圧力を 1.2MPa まで上げてもセンサを壊すことがないようにリファレンス圧力を風洞総圧とし風洞気流が成立した後でリファレンス圧封止用電磁弁を閉じて計測するようになっている。

構成要素の周波数特性は以下のようなものである。

- Kulite 圧力センサ 400kHz までフラット
- シグコン TEAC SA-57 100kHz で -3dB

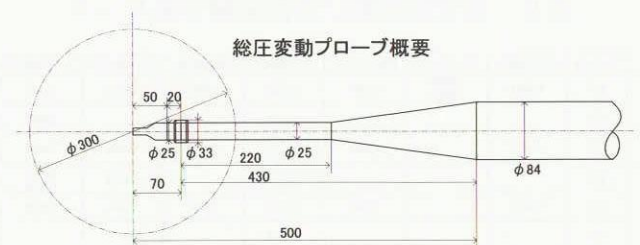


図 4 総圧変動プローブの概要

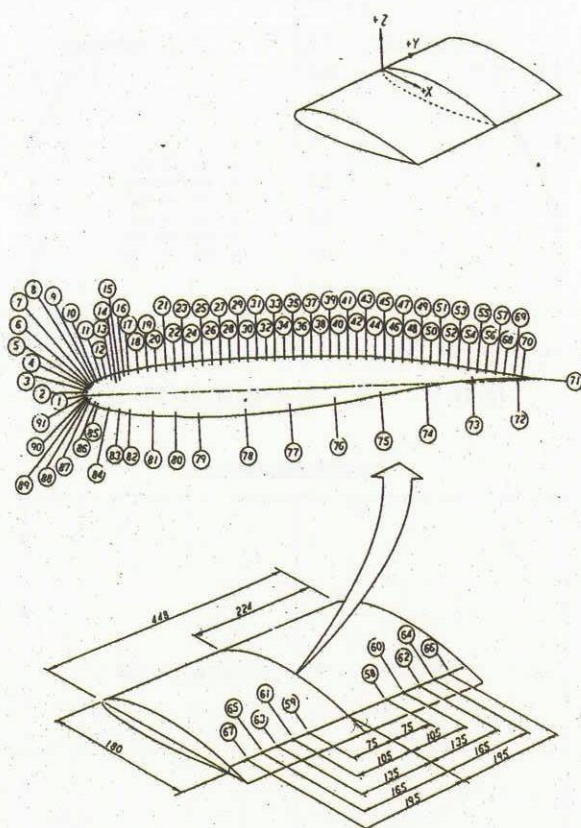


図 2 BGK-1 二次元翼型模型概要

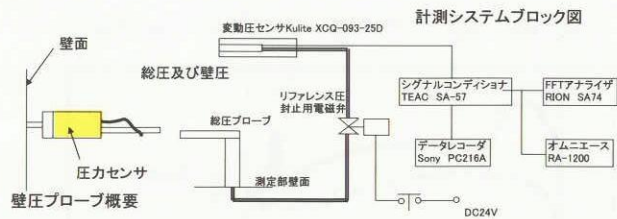


図5 総圧変動計測システムブロック図

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 $M=0.2\sim0.79$ 、 $P_0=200\sim1150\text{kPa}$ 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	
	RUN No	β (deg)	RUN No	β (deg)	RUN No	β (deg)	RUN No	β (deg)	RUN No	β (deg)	RUN No	β (deg)
0.2	10488-1	-0.001	10489-1	-0.001	10485-1	-0.001	10486-1	-0.001	10479-1	-0.001	10478-1	-0.001
	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	10486-3	8.046	10477-1	8.045	10477-1	8.045
	10488-4	12.07	10484-4	12.07	10485-4	12.07	10486-4	12.07	10477-2	12.07		
	10484-5	13.076										
	10488-5	14.082	10484-5	14.082	10485-5	14.082	10486-5	14.082				
	10484-6	14.283	10489-4	14.283								
	10484-7	14.796	10489-5	14.796								
	10488-6	15.088	10489-6	15.088	10485-6	15.088	10486-6	15.088				
	10484-8	15.591	10489-7	15.591								
	10488-7	16.093	10484-8	16.093								
	10488-8	16.093	10489-8	16.093								
0.3			10489-1	-0.001	10488-2	4.023			10479-1	4.023		
			10489-2	8.047					10479-2	8.047		
0.5									10481-1	-0.001	10481-1	-0.001
									10481-2	2.715	10481-2	2.715
									10479-1	8.849	10479-1	8.849
									10475-2	8.849		
0.7					10485-1	-0.101			10481-1	2.818	10481-1	2.818
					10486-1	2.818			10486-1	2.818		
					10487-1	4.626			10487-1	4.626		
					10487-2	5.421			10487-2	5.421		
0.75	10491-1	-0.001	10474-1	-0.001	10473-1	-0.001	10468-1	-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
	10491-3	4.023	10474-3	4.023	10473-3	4.023	10469-1	2.916			10469-1	2.916
	10491-4	6.035	10474-4	6.035			10469-2	3.62			10469-2	3.62
0.79	10492-1	-0.001			10482-1	-0.001	10470-1	0.099			10470-1	0.099
	10492-2	1.81			10482-2	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21MANAL-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 $M=0.2\sim0.9$ 、 $P_0=200\sim1150\text{kPa}$ 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		10453	10432 10459	10438	10439	10440
0.7				10433		10452	10448 10449
0.8	10455		10454	10434	10442	10444	10450
0.9				10437			

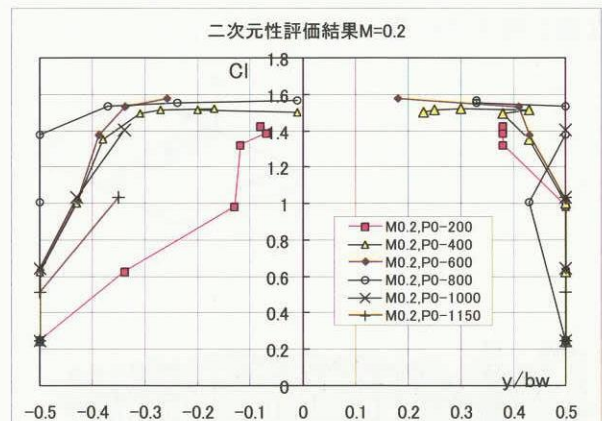
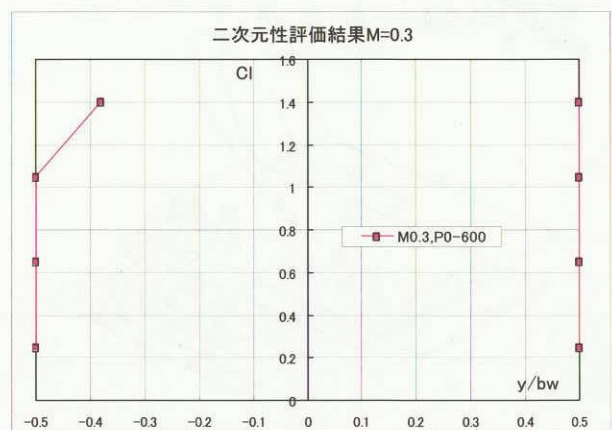
4. 試験結果

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 Cl 、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($M=0.2$ 、 $Cl=1.35$)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分かる。完全に Cl_{MAX} 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($M=0.3$)

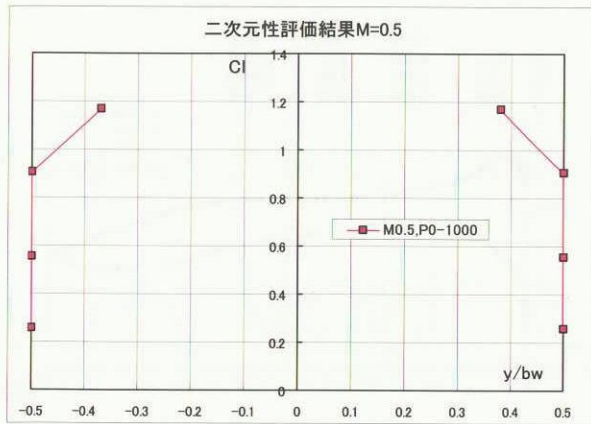


図 6-3 二次元性評価結果(M=0.5)

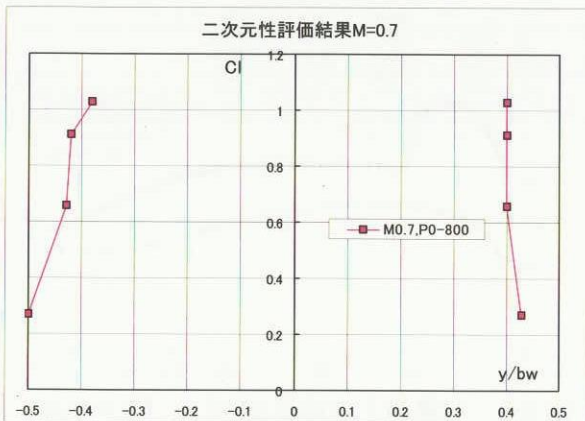


図 6-4 二次元性評価結果(M=0.7)

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 Δ 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、

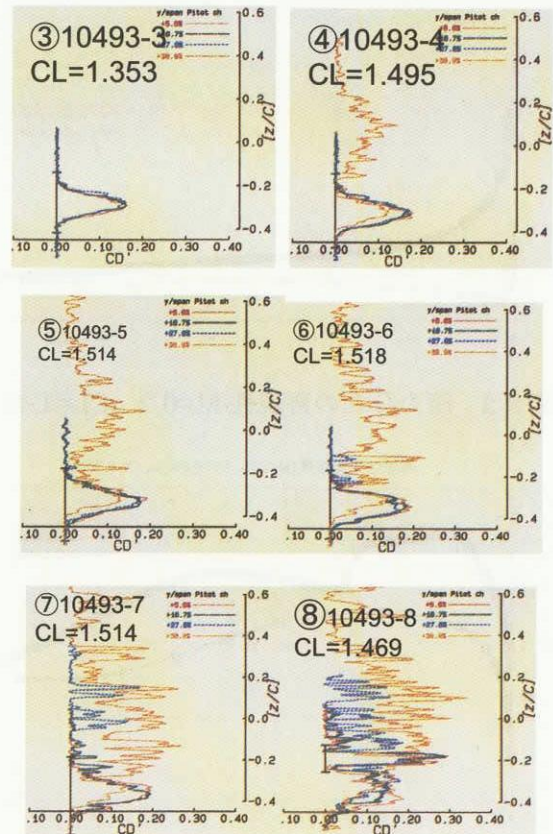
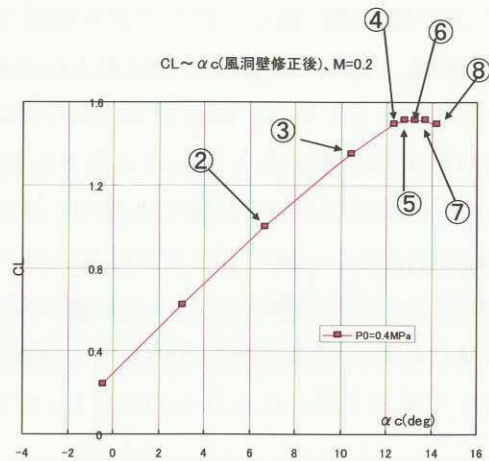


図 7 後流分布計測結果(M=0.2)

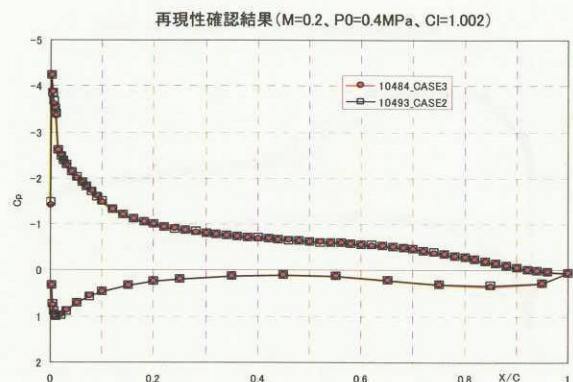


図 8-1 圧力分布の再現性 M=0.2、CL=1.0

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と言われている³⁾。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

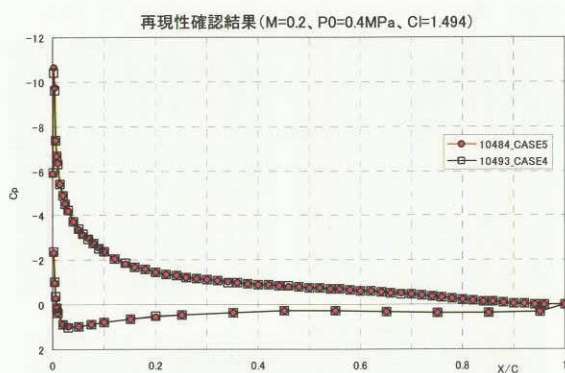


図 8-2 圧力分布の再現性 M=0.2、CL=1.49

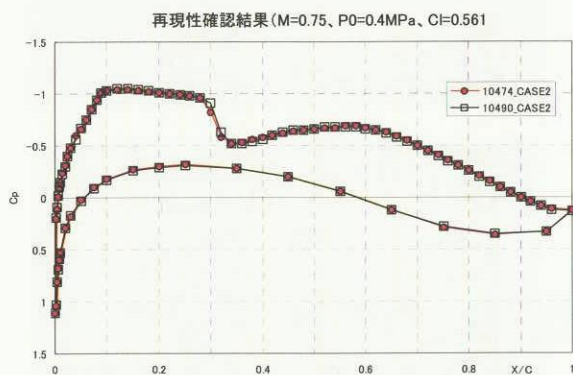


図 8-3 圧力分布の再現性 M=0.75、CL=0.56

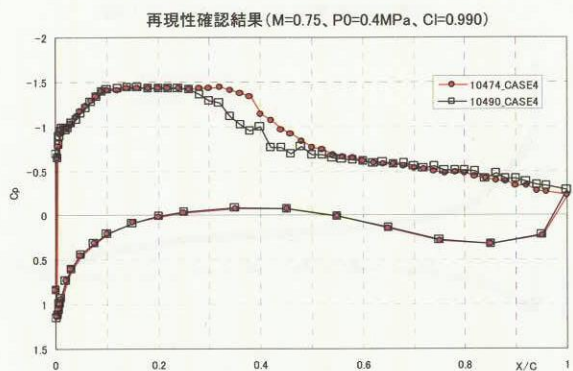
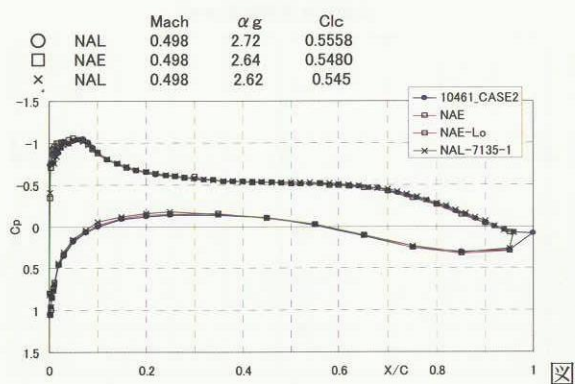


図 8-4 圧力分布の再現性 M=0.75、CL=0.99



9-1 他風洞との比較 M=0.5、CL=0.55

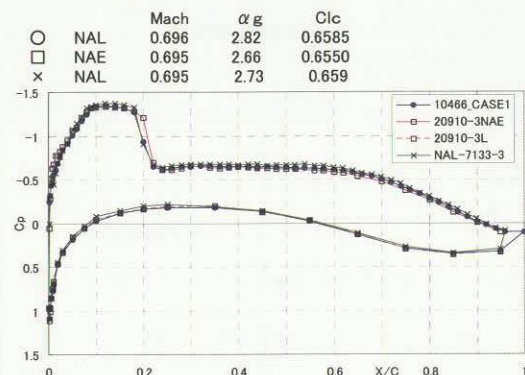


図 9-2 他風洞との比較 M=0.7、CL=0.66

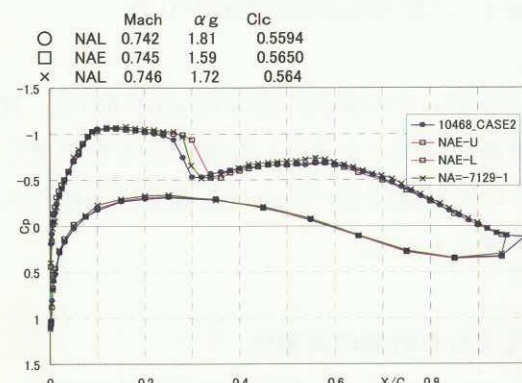


図 9-3 他風洞との比較 M=0.74、CL=0.56

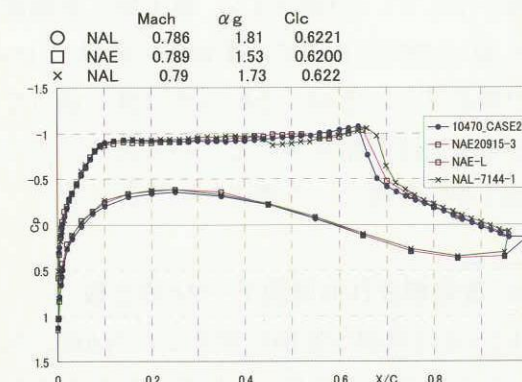


図 9-4 他風洞との比較 M=0.79、CL=0.62

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)で明らかな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²⁾、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 α_0 に 0.5° 程度のオフセットが見られる。模型の取付角誤差は 0.1° 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とコード長の比(H/C)が同じであるにも関わらず、 α_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

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考えている。

$Cl \sim \alpha$ (風洞壁修正後)、 $M=0.5$

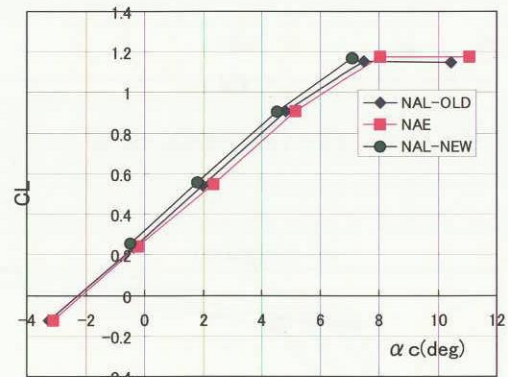


図 11-1 $Cl \sim \alpha$ 比較($M=0.5$)

$Cl \sim \alpha$ (風洞壁修正後)、 $M=0.7$

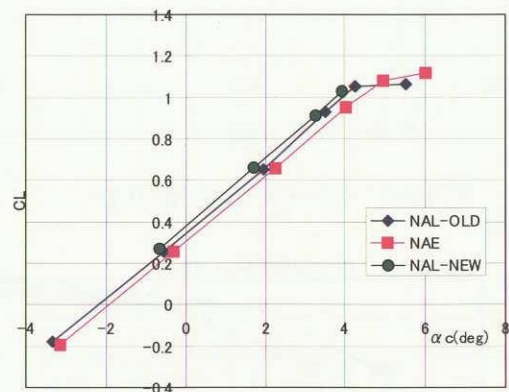


図 11-2 $Cl \sim \alpha$ 比較($M=0.7$)

$Cl \sim \alpha$ (風洞壁修正後)、 $M=0.745$

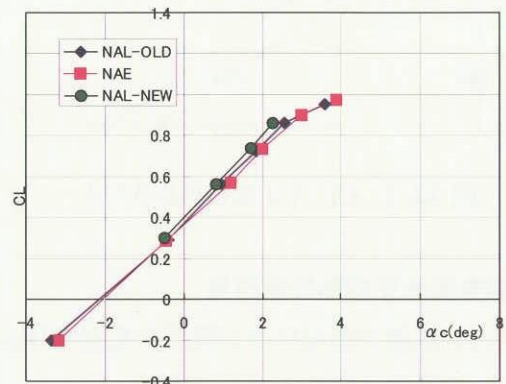
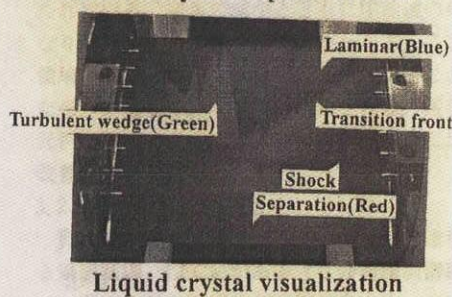


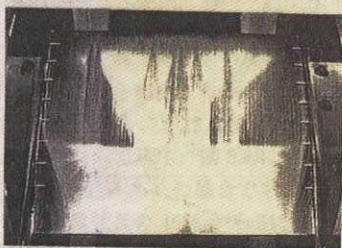
図 11-3 $Cl \sim \alpha$ 比較($M=0.75$)

(b) $M = 0.78$, $Re = 5.5 \times 10^6$, $\alpha = 3.0^\circ$

Transition by a compression wave



Liquid crystal visualization



Oil-flow visualization

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)

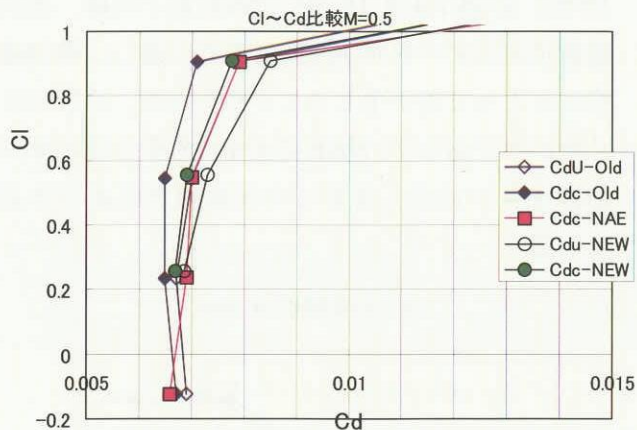


図 12-1 Cl~Cd 比較(M=0.5)

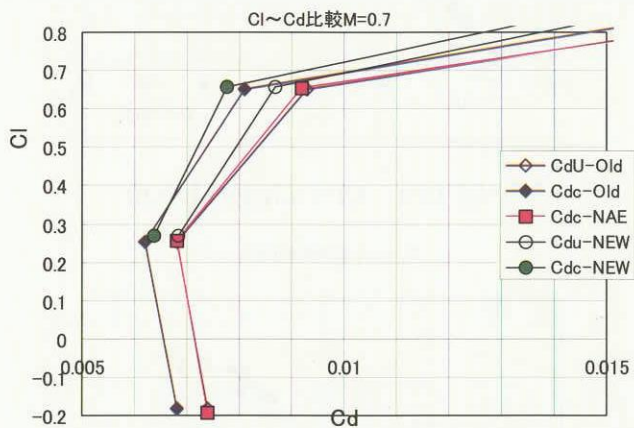


図 12-2 Cl~Cd 比較(M=0.7)

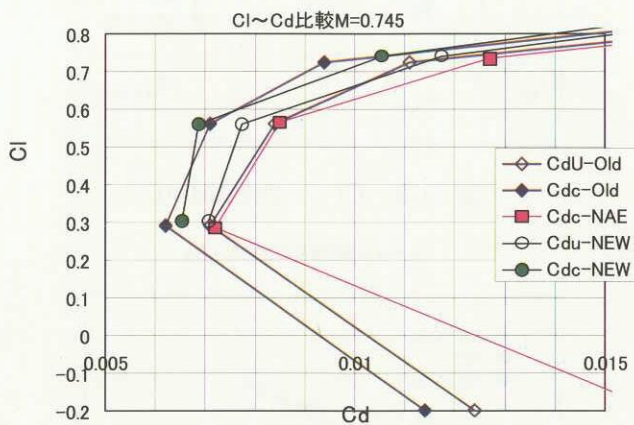


図 12-3 Cl~Cd 比較(M=0.75)

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

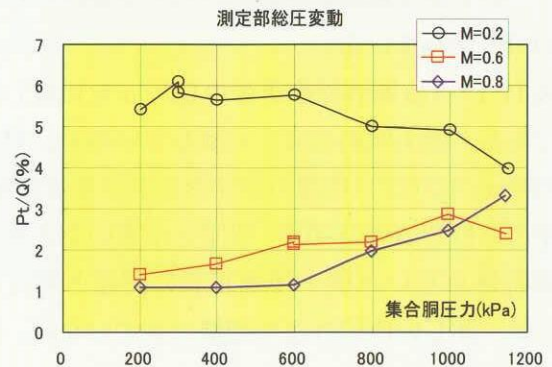


図 13 測定部総圧変動計測結果

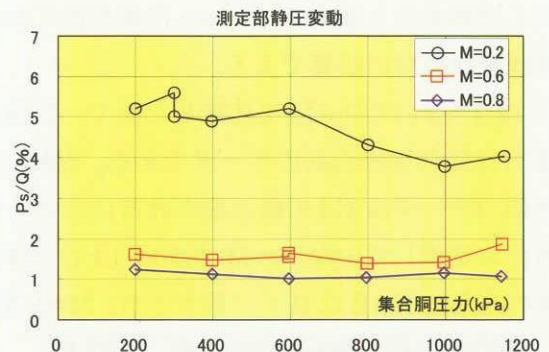


図 14 測定部静圧(壁圧)変動計測結果

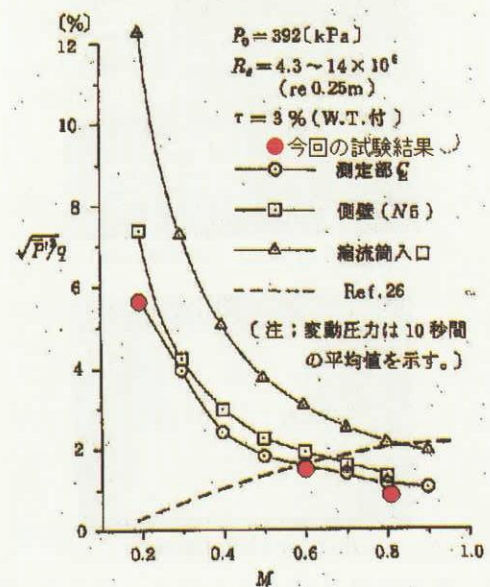


図 15 改修前総圧変動(NAL-TR-836)との比較

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 を変化し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 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 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⁵⁾。センサ及びアンプのカタログ性能上はこうした

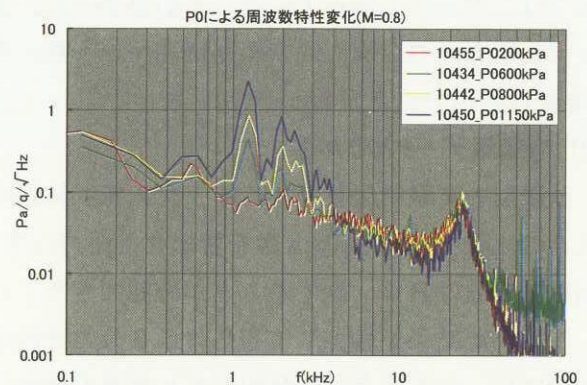


図 16-2 総圧による周波数特性変化($M=0.8$)

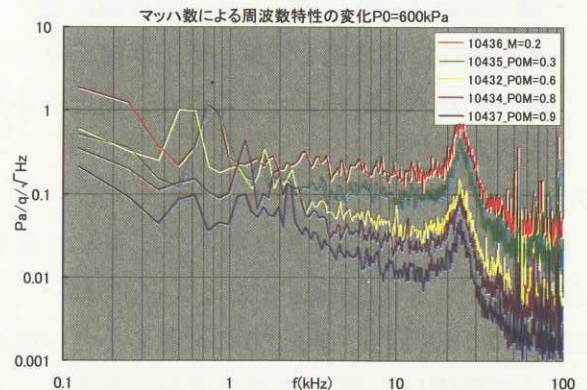


図 17 マッハ数による周波数特性変化

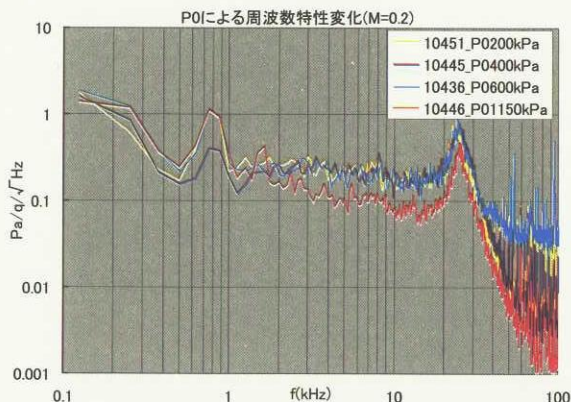


図 16-1 総圧変化による周波数特性変化($M=0.2$)

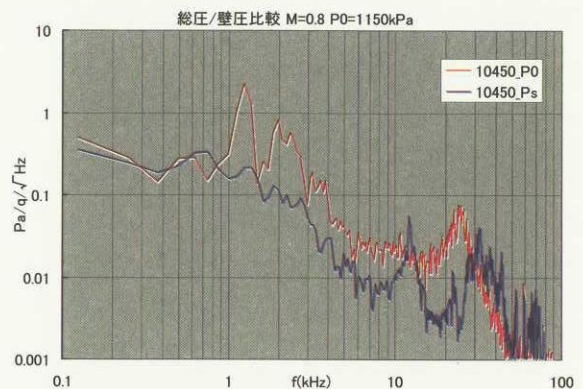


図 18 総圧と壁圧の周波数特性比較

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 3 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

ウェークトラバースによる空力特性推算法の研究

鈴木幸生、生越博景、山縣邦紘、山口洋一、園田精一、藤本朗（川崎重工業株式会社）

A Study of Aerodynamic Characteristics Estimation with Wake Survey

Sachio SUZUKI, Hirokage OGOSHI, Kunihiro YAMAGATA,
Youichi YAMAGUCHI, Sei-ichi SONODA, Akira FUJIMOTO (KHI)

概要

CFD 解析や風洞試験への適用を通して、ウェークトラバースによる空力特性推算法（後流評価技術）は、航空機の空力設計にとって重要な情報をもたらす“空力設計診断ツール”として有用であることが明らかとなった。

1. 背景

現在、風洞試験における空気力は天秤による計測が主流であるが、風試模型の後流を計測（ウェークトラバース）し、その物理量を処理することによっても抗力及び揚力を推算することが可能であり、その方法が近年報告されている。この計測技術は、現在米国ボーイング社にて実用化¹⁾²⁾されているものの国内における適用例の報告は少数³⁾であり、実用的な風試技術として確立されていないのが現状である。この技術は、従来の天秤による計測では分析できなかった抗力成分（形状抗力、誘導抗力、造波抗力）の分離、及び揚力を含めた翼幅方向の分布を推算可能とし、空力設計時に課題となる抗力発生部位の特定や、その抗力発生量の大小等の定量的な分析を可能とするものである。

本研究の目的は、このように空力設計に有益な情報をもたらすウェークトラバースによる空力特性の推算技術を獲得することであり、次期開発プロジェクト等における空力設計、及び性能確認試験に向けて、本推算法を実用的な風試技術として確立することを目標としている。なお、本研究⁴⁾は日本航空宇宙工業会殿からの委託研究として実施したものである。

2. 推算法

供試体に作用する抗力は、Betz⁵⁾等により供試体の下流における総圧損失を積分することで、2 次元抗力を算出できることが示されている。本研究

の対象とする空力特性推算法はこれらの方法を Maskell が拡張し⁶⁾、Kusunose 等が実用研究¹⁾²⁾に適用した考えに基づいている。

一般に物体に作用する抗力は、検査体積（空間）内の主流方向（X 軸方向）の運動量変化を算出することによって推算することができる。ここで、連続の式や平行壁の仮定等を導入することにより、供試体下流の検査面 S_r における積分のみで抗力を算出することができる。

$$D = \iint_{S_r} \frac{P_\infty}{R} (s - s_\infty) dy dz + \iint_{S_r} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dy dz$$

R : 気体定数、s : エントロピー
v, w : 翼幅方向、主流方向速度

第 1 積分項は“形状抗力 (Dp)”と呼ばれる抗力成分であり、第 2 積分項は“誘導抗力 (Di)”と呼ばれる抗力成分となる。この Dp には衝撃波が発生したことによる造波抗力 (Dw) が含まれる。衝撃波の発生では過度が発生しないため、境界層に起因する総圧損失領域に過度が発生する性質を利用し、Dw を抽出することができる。

3. 推算法の適用

この推算法を用いた後流評価技術の出力特性を把握するため、以下に示す 3 つの検討を実施した。それぞれの目的を以下に示す。

(1) CFD 解析結果への適用

弊社開発の CFD 解析コードで得られた供試体下流の空間物理量を用いて後流解析を実施し、これにより得られた空力特性と CFD 解析で直接得られる結果との比較を通して、揚力と抗力の翼幅方向分布の出力特性を確認する。

(2) 低速風洞試験結果への適用

低速風洞試験においてウェークトラバースによる後流計測を実施。ここで得られた物理量から後流解析を実施して空力特性を推算し、天秤による力計測結果との比較を通して形状抗力、誘導抗力の分離／出力特性を確認する。

(3) 遷音速風洞試験結果への適用

遷音速風洞試験においてウェークトラバースによる後流計測を実施。ここで得られた物理量から後流解析を実施して空力特性を推算し、天秤による力計測結果との比較を通して造波抗力の分離／出力特性を確認する。また、付加物が空力特性へ及ぼす影響の分離／出力特性も確認する。

3-1. CFD 解析結果への適用

後流評価技術を用いることにより、翼幅方向の揚力分布や抗力分布を取得することが可能となる。これら分布の出力特性を把握するためには、あらかじめその分布を把握しておくことが必要となるが、風洞試験でその分布の詳細を把握するのは困難である。

これに対し、CFD 解析を用いれば比較的簡単に揚力分布と抗力分布を取得することができる。この特性を利用し、CFD 解析による翼幅方向出力特性の把握を試みた。本検討には、弊社で開発した CFD コード「UG3」⁷⁾を用いた。

通常の CFD 解析に用いられる空間格子は物体表面近傍の流れ場を詳細に捉えることを主目的としている場合が多く、物体の遠くない下流における後流（総圧欠損）分布は急激に拡散する。そこで、本研究では主翼の後流が通過する下流部分に比較的密な格子を配置した特殊な空間格子を作成した。この格子を図 1 に示す。この図は η （= y 座標を半翼幅で無次元化した値）= 0.5 における空間格子の状況を示している。尚、この計算格子は半裁で、総要素数（非構造格子の総セル数）は 267 万である。

この計算格子を用いて CFD 解析し、後胴後端直後の総圧比分布と主流方向渦度分布を図 2 に示す。この時の解析条件は以下の通り。

- ・ 一様流マッハ数 : 0.75
- ・ CL : 0.5
- ・ レイノルズ数 : 3×10^6 (MAC)
- ・ 乱流モデル : Baldwin-Barth (全場乱流)

図 2 の結果から、主翼の後流は比較的拡散することなく、胴体後端直後の計測断面に到達していることが分かる。また、翼端渦の強い旋回流が捕らえられると同時に、翼端渦中心の総圧損失も明確に捕らえることができていたのが分かる。これらの空間情報を利用し、2 章にて示した手法を用いて空力特性を得るべく後流解析を試みた。

3-1-1. 翼幅方向の揚力分布 (Cl 分布)

後流評価技術により得られた翼幅方向 Cl 分布を図 3 に示す。この Cl 分布は、ある断面の 2 次元揚力係数 Cl とその断面の局所翼弦長 C の積を空力平均翼弦長で無次元化したものである。これらの分布と比較すべきものとして CFD 解析から直接得られた Cl 分布も示す。（図中のシンボル）これは各 η での表面圧力分布を抜き出し、その分布を積分することで得られたものである。

これらの分布から、後流評価技術で得られる Cl 分布は、胴体付近と翼端付近で若干の差異はあるものの、CFD 解析で得られる表面圧力分布を積分して得られる Cl 分布とほぼ一致することが分かった。

比較のために主翼翼端後縁直後の検査断面で後流解析したところ、翼幅分布は胴体後端直後の分布に比べてその低下はほとんど見られなかったことから、この翼端付近における若干の鈍りは下流向かって変形していく翼端渦の巻き込みによるものと判断できる。

また、CFD 解析から算出した胴体部の落ち込みが後流解析のものと異なる原因は、後胴が胴体後端に向かって絞られているので、翼胴結合部における Cl 分布の落ち込みがその絞りに沿って内側に曲げられたことが原因と判断できる。

3-1-2. 翼幅方向の抗力分布 (Cd 分布)

形状抗力 (C_{dp}) と誘導抗力 (C_{di}) を足し合わせることで得られる翼幅方向 Cd 分布を図 4 に示す。図中の○は CFD 解析で得られる物体表面の情報（圧力、壁面剪断力）を用いて各 η の断面 Cd を算出したものである。

これらから後流解析結果は定性的に一致することが分かった。ただし、翼端付近や胴体部での差異が見られるが、これは 3-1-1 項と同様に、主翼の後流が胴体後端直後の検査面に到達するま

でに、翼端渦や翼胴結合部、或いは胴体形状の影響を受けたことによるものである。従って、供試体下流の検査面で後流解析して得られる翼幅方向の分布は、このように周囲の影響を受けたものであることを念頭において評価する必要がある。

なお、この時の CFD 解析から直接得られた CL と CD に対して、後流解析で得られた CL と CD を表 1 にまとめる。この結果から、CL はほぼ一致したといえる。また、CD についても若干の差異はあるものの、数値粘性等を考慮するとこの推算値は妥当であると考えられる。

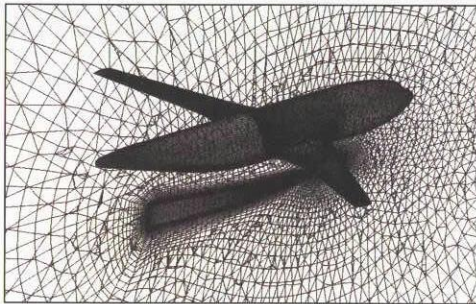


図 1 CFD 解析用計算格子 (DLR-F4)

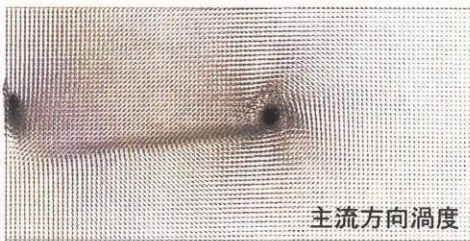
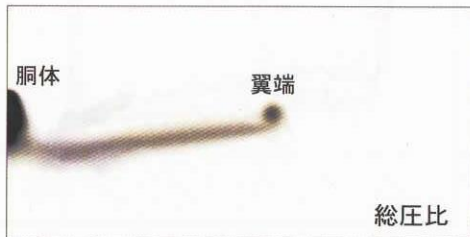


図 2 胴体後端直後の後流分布

表 1 空力特性比較
($M=0.75$, $Re=3 \times 10^6$, 胴体後端直後)

	後流解析	CFD 解析
CL	0.496	0.500
CD.total	0.0313	0.0304
CDi	0.0088	
CDp	0.0225	

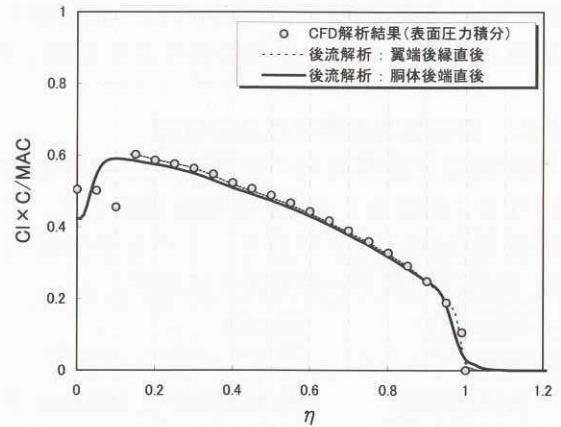


図 3 CFD 解析結果を用いた翼幅方向 CI 分布
($M=0.75$, $CL=0.5$, $Re=3 \times 10^6$)

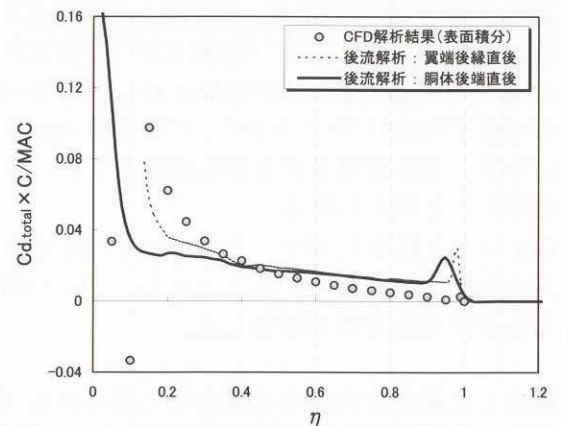


図 4 CFD 解析結果を用いた翼幅方向 Cd 分布
($M=0.75$, $CL=0.5$, $Re=3 \times 10^6$)

3-2. 低速風洞試験結果への適用

後流評価技術は物体の抗力をその性質によって分解することができ、大きくは形状抗力と誘導抗力の二つに分類できることは既に述べた。これらの抗力について実際の風洞試験を通してその特性を把握するため、まずは造波抗力の発生しない低速風洞試験で、形状抗力と誘導抗力の分離／出力特性の把握を試みた。

3-2-1. 試験装置

試験は弊社の低速風洞で実施した。計測に用いた供試体は図 5 に示す一般的な輸送機形状で、問題を単純化するために翼胴形態とした。

後流評価技術に必要な後流データは、後流検査面における速度ベクトルと総圧である。これらを取得するために、先端が直径 6mm の球形 5 孔ヨーメータを用いることとし、これを測定部上方に設置された 3 軸のトラバース装置を用いて位置制御した。

また、後流データを用いて後流解析した際の比

較のために必要な供試体の空気力は、測定部下方に設置されたピラミッド型天秤により計測した。

3-2-2. 形状抗力と誘導抗力の分離

形状抗力と誘導抗力の分離／出力特性を把握するため、異なる3迎角の計測を実施した。この時の計測条件は以下の通り。このなかで迎角が 8.2° の後流計測データを図6に示す。

- ・主流速度 : 30 m/s
- ・迎角 : -2.6° , $+2.5^\circ$, $+8.2^\circ$
- ・後流検査面 : 胴体後端から100mm下流
- ・後流計測間隔 : 10mm

計測した後流データから算出した翼幅方向のCdp分布を図7に示す。この図から $\eta > 0.2$ における分布に着目すると、迎角 -2.6° の分布と迎角 $+2.5^\circ$ のCdpはほぼ同程度に対し、迎角 $+8.2^\circ$ のCdpは増加したことから、主翼の圧力回復が急になり、境界層厚さが急激に増加したか、或いは剥離したと考えられる。

Cdi分布を図8に示す。このCdiはCl分布の η 方向勾配に依存していることから、CLの増加にともないCdi分布が増加した。

算出した翼幅方向分布を積分して得られるCLとCDの迎角特性を図9、揚抗特性を図10に示す。これらから以下の知見を得ることができた。

- ・後流評価技術で得られたCL_{後流}は、天秤で計測したCL_{天秤}と良い一致を示す。
- ・後流評価技術で得られたCDi_{後流}は、供試体の幾何形状から予測したCDiとほぼ一致したことから、その出力特性はほぼ妥当といえる。
- ・後流評価技術で得られたCD_{total}_{後流} (=CDi_{後流} + CDp_{後流})は、CD_{天秤}と概ね一致したことから、CDpの出力特性は概ね妥当といえる。

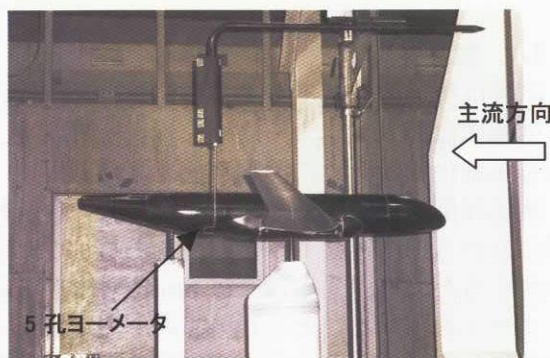


図5 低速風洞試験で用いた供試体（全幅 1.6m）

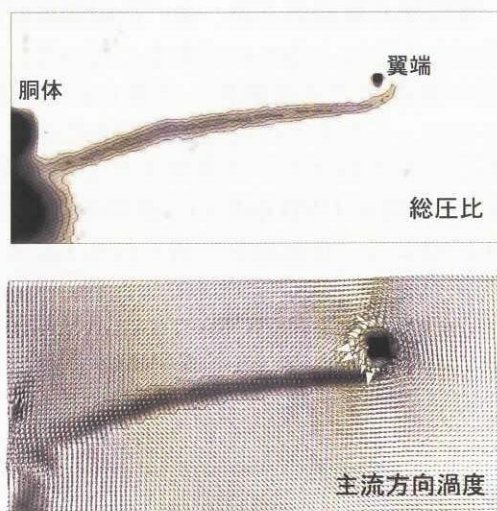


図6 胴体後端直後の後流分布
($U_\infty=30\text{m/s}$, $\alpha=8.2^\circ$)

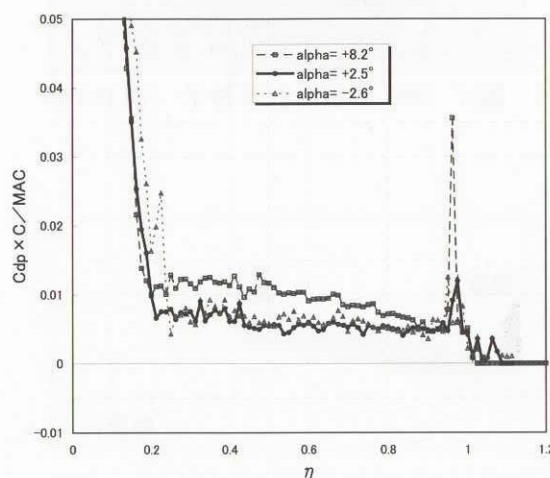


図7 Cdp 分布 ($U_\infty=30\text{m/s}$)

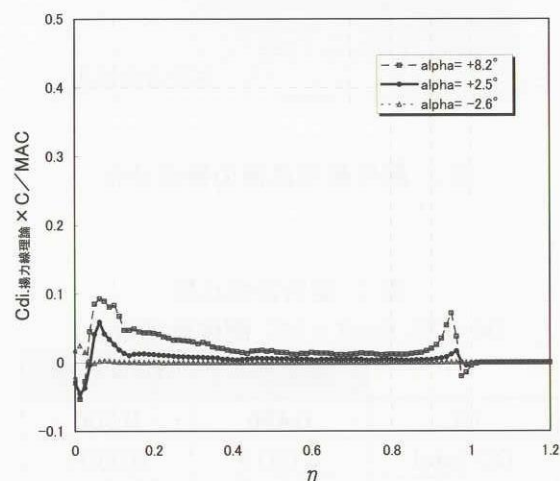


図8 Cdi 分布 ($U_\infty=30\text{m/s}$)

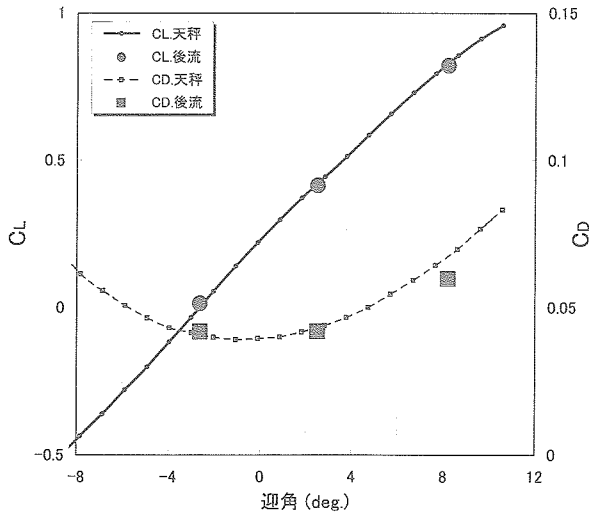


図 9 迎角特性 ($U_{\infty}=30\text{m/s}$)

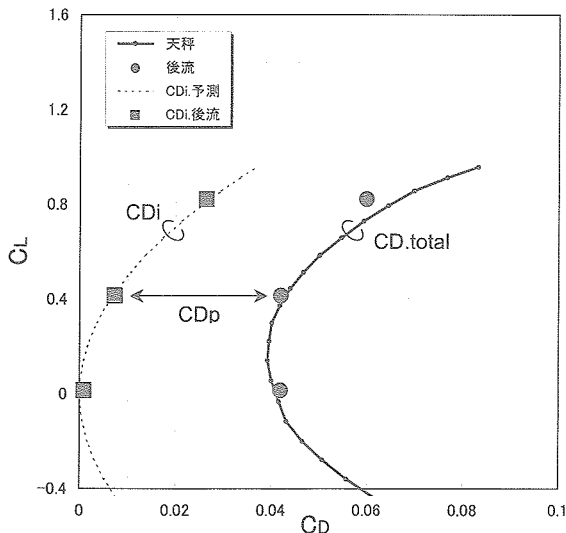


図 10 揚抗特性 ($U_{\infty}=30\text{m/s}$)

3-3. 遷音速風洞試験結果への適用

ここでは造波抗力の分離特性を把握するため、造波抗力の発生する遷音速風洞試験でその分離／出力特性の把握を試みた。更に、付加物が空力特性へ及ぼす影響の分離／出力特性も確認する。

3-3-1. 試験装置

試験は弊社の 1m 遷音速風洞で実施した。計測に用いた供試体は一般的な輸送機形状で、翼胴形態を基準とした。尚、この遷音速風洞試験では付加物の有無による後流解析への影響を把握するため、図 11 に示す推進部付き形態でも試験を実施した。

後流解析に必要なデータは、先端の直径が

5mm のピラミッド型 5 孔ヨーメータを用い、これを供試体下流のスティング・ポッドに取り付けて位置制御を行った。

また、後流データを用いて後流解析した際の比較のために必要な供試体の空気力は、内蔵天秤により計測した。

3-3-2. 造波抗力の抽出

造波抗力の分離／出力特性を把握するため、異なる 3 迎角の計測を実施した。この時の計測条件は以下の通り。

- ・主流マッハ数： 0.8
- ・レイノルズ数： 1.5×10^6 (MAC)
- ・迎角： -0.5° , $+1.8^\circ$, $+3.1^\circ$
- ・後流検査面： 胴体後端から 185mm 下流
- ・後流計測間隔： 5mm

計測データを後流解析して得られた翼幅方向 C_{dp} 分布と、後流計測面内の渦度を用いて造波抗力 (C_{dw}) を抽出した結果を図 12 に示す。これらの図から、迎角が $+3.1^\circ$ の時に η が 0.4 以上において C_{dw} が増加しているのを確認でき、上述の C_{dp} 増加の原因は剥離ではなく、衝撃波によるものであることが分かった。

これらの C_{dw} 分布を積分して CD_w を算出したところ、図 13 に示すように、 CL の増加に伴い CD_w が増加する様子を捉えることができた。また、 CD_w のオーダーも妥当であることを確認することができた。

3-3-3. 付加物の影響把握

供試体にフロースルー形式の推進部を付加して、その影響を後流評価技術により把握することを試みた。この時の計測条件は迎角を 1.8° に固定し、推進部を付加したことによる CL と CD の変化分 (ΔCL , ΔCD) の出力特性を調査した。

このとき計測した総圧比分布を図 14 に示し、これを用いて算出した C_{dp} 分布を図 15 に示す。この分布から、推進部の影響が及ぶ範囲とその度合いを特定できることが分かる。

更に、この時の ΔCL と ΔCD を算出し、天秤出力値と比較したところ、表 2 に示すように Δ は非常に良い一致を示すことがわかった。このことから、後流評価技術は天秤計測並に付加物の影響 (ΔCL , ΔCD) を把握することができ、優れた能力を有しており、非常に有効な“空力設計診断ツール”であることが分かった。

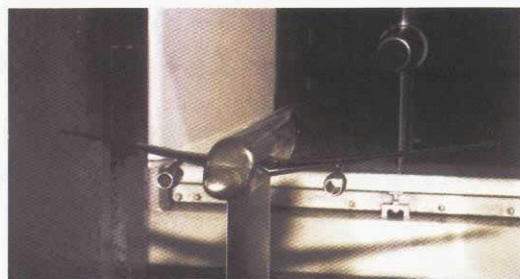


図 11 遷音速風洞試験で用いた供試体
(全幅 0.587 m)

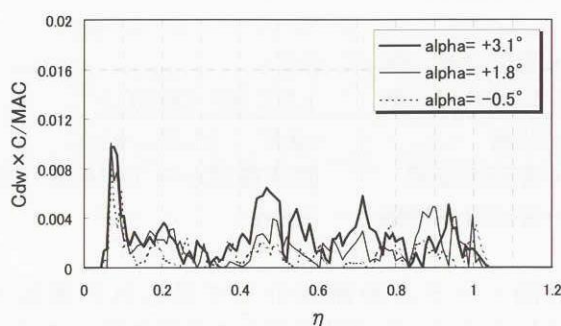


図 12 Cdw 分布 ($M=0.8$, $Re=1.5 \times 10^6$)

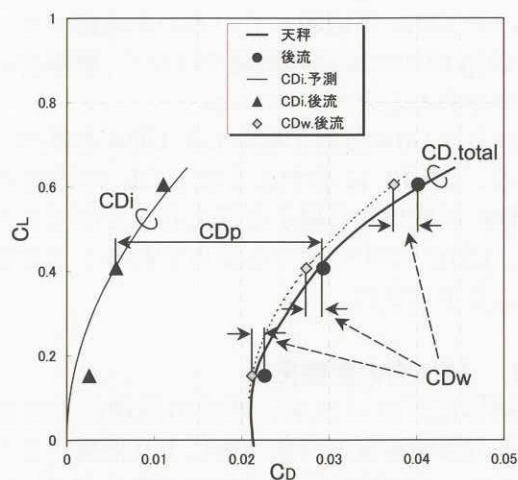


図 13 揚抗特性 ($M=0.8$, $Re=1.5 \times 10^6$)

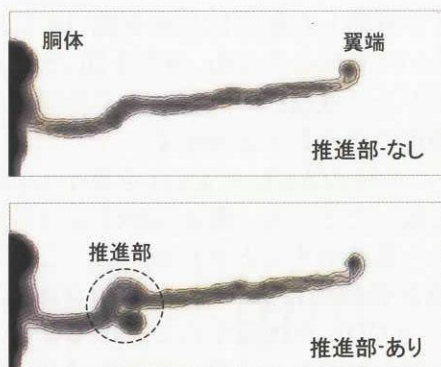


図 14 推進部の有無による総圧比分布の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

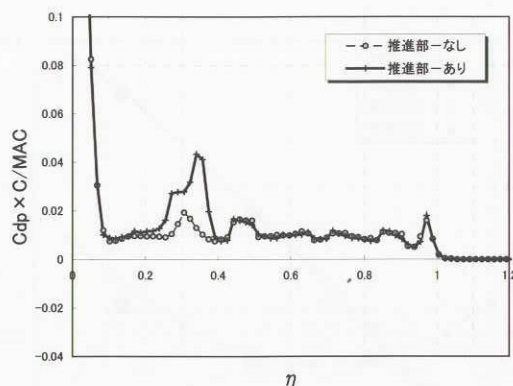


図 15 推進部の有無による Cdp 分布の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

表 2. 推進部の有無による空気力の変化
($M=0.8$, $\alpha=1.8^\circ$, $Re=1.5 \times 10^6$)

		推進部 なし	推進部 あり	差分
天秤出力	CL	0.408	0.375	-0.033
	CD	0.0287	0.0300	+0.0013
後流解析	CL	0.408	0.375	-0.033
	CD.total	0.0294	0.0308	+0.0014
	CDi	0.0056	0.0050	-0.0006
	CDp	0.0238	0.0258	+0.0020

4. まとめ

本研究で得られた知見を以下にまとめる。

- ・ 後流評価技術で得られる翼幅方向の揚力分布と抗力分布は、CFD 解析で直接得られる分布（表面積分結果）とほぼ一致するが、翼端や胴体付近の分布に若干の差異が見られる。
- ・ 後流評価技術で得られた空気力は、天秤で計測した空気力と良い一致を示す。
- ・ 後流評価技術は天秤計測並に付加物の影響を把握することができる、優れた能力を有しており、非常に有効な空力設計診断ツールである。

本研究の実施にあたっては、日本航空宇宙工業会殿に大変お世話になりました。この場をお借りしてお礼申し上げます。

引用文献:

- 1) AIAA 99-0275, 2) SAE Paper 97 5535,
- 3) NAL SP-51, pp.9-14, 4) SJAC 革新研究報告書 No.1305, 1402, 5) ZFM 16, 42 (1925),
- 6) RAE Technical Report 72232 (1972),
- 7) 嶋: “三次元非構造格子 NS ソルバーUG3”, 第 11 回航空機計算空力シンポジウム (1996)

赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定誤差の検討

○小山 忠勇, 津田 尚一, 平林 則明, 口石 茂 (宇宙航空研究開発機構)

穂積 弘一, 関根 英夫 (航空宇宙技術振興財団)

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)総合技術研究本部の極超音速風洞では、空力加熱測定に赤外線カメラを用いて可視化的に測定する方法を早くから取り入れ、同測定法の技術確立、とりわけ定量測定精度の向上をめざして研究を進めてきた。¹⁾⁶⁾

赤外線カメラによる可視化測定法は、観測する模型の加熱率を2次元的な面情報として取得することができるため、機体全体の空力加熱分布測定と局所的なピーク加熱現象を確実に把握できる点で優れており、あとは定量的な測定精度の見積もりが最大の課題であった。

ここでは極超音速風洞において実施している赤外線カメラを用いた空力加熱測定法の概要と定量測定技術の実用化のための検討内容および半球模型、平板ランプ模型、HB-2 模型等の通風試験で同軸熱電対と比較を行い、同測定法の定量測定精度について検討した。

2. 試験設備

2.1 風洞

JAXA の 1.27m 極超音速風洞はノズル出口直径 1.27m、公称マッハ数 10、澱み点圧力 $P_0 = 1.0 \sim 8.5\text{MPa}$ 、澱み点温度 $T_0 = 800^\circ\text{C}$ 、レイノルズ数 $Re = 0.52 \sim 6.84 \times 10^6$ (/m)、持続時間が約 30 秒のブローダウン型の風洞である。

2.2 赤外線カメラシステム

空力加熱測定用の赤外線カメラとして、AGEMA(現 FSI)

社製の LW900 を 3 台使用している。

Fig. 1 に赤外線カメラ本体、コントローラ、CRT、真空対応ボックス、較正用黒体炉の写真を示す。

赤外線カメラの性能は、画像解像度 272×136 ピクセル、温度分解能 12 bit、検知波長 $8 \sim 12 \mu\text{m}$ 、測定温度範囲は $0 \sim 250^\circ\text{C}$ 、測定精度は $\pm 1^\circ\text{C}$ 又は 1%、最高録画速度は 15 フレーム/秒、走査方式は機械ミラー方式である。ゲルマニウム製の近接レンズ付き真空対応ボックスに収納して測定室内に設置する。

極超音速風洞測定室内の高速模型投入装置に取り付けた模型を複数台の赤外線カメラで、同時に各方向から観測することによって模型全表面にわたる空力加熱の測定が可能となる。

3. 赤外線カメラによる空力加熱測定の誤差要因

JAXA の極超音速風洞では、赤外線カメラによる空力加熱測定を次のように行っている。極超音速 ($M=10$) の気流が成立し、澱み点温度がほぼ定常となった時点で、断熱性の高い物質(ベスペル)で作った試験模型を高速に気流内に投入する。模型は気流内に投入された時から主流の加熱を受け始める。表面温度の上昇を経過時間ごとに赤外線カメラによって連続撮影する。模型表面には投入と同時に空力加熱がステップ関数的に加えられたと考えられる。このとき、模型内部で半無限一次元熱伝導を仮定できる範囲では、模型表面温度上昇と熱伝達係数との間には 1 対 1 の対応が成立する。この方法は、Jones & Hunt⁷⁾によって定式化され、風洞試験において良く用いられている。

この測定法における誤差要因は次の項目が考えられる。

- ① 風洞気流に起因する誤差(澱み点圧力、澱み点温度の定常性、風洞気流の再現性)
 - ② 加熱時間および熱モデルの仮定に起因する誤差(加熱開始時間の推定、1次元熱伝導の仮定)
 - ③ 模型材料に起因する誤差(熱物性値の測定精度、均質性、温度依存性)
 - ④ 赤外線カメラの性能やレンズ系に起因する誤差
- これらの誤差の影響について個別に検討を行った。

① の風洞気流に起因する誤差については、Fig. 2 に実際の通風試験における澱み点圧力 P_0 、澱み点温度 T_0 の時



Fig. 1 赤外線カメラシステム

間履歴と模型投入時間の関係を示す。同図に示すように、澱み点圧力は安定している。澱み点温度は、模型が投入されている間で 10°C 程度上昇している。Fig. 3 に最近 1 年間の空力加熱試験における模型投入中の澱み点温度の温度勾配を示す。平均すると $2.5^{\circ}\text{C}/\text{sec}$ 程度の温度勾配で影響としては $\pm 1\%$ 未満である。再現性についても、風洞運転技術の習熟(加熱器燃焼時間の制御)により、ほぼ Fig. 2 と同程度の澱み点温度勾配に抑えることができる。

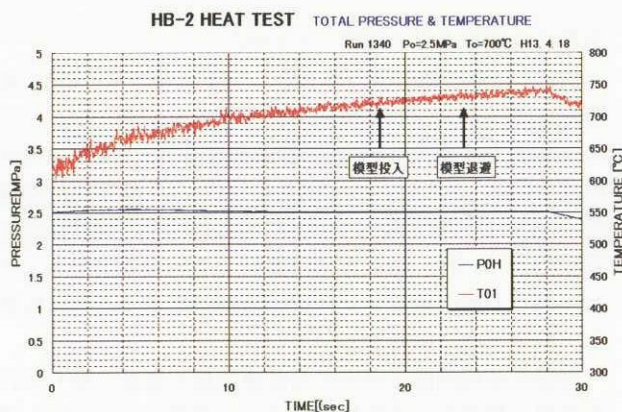


Fig. 2 澱み点圧力・澱み点温度と模型投入時間

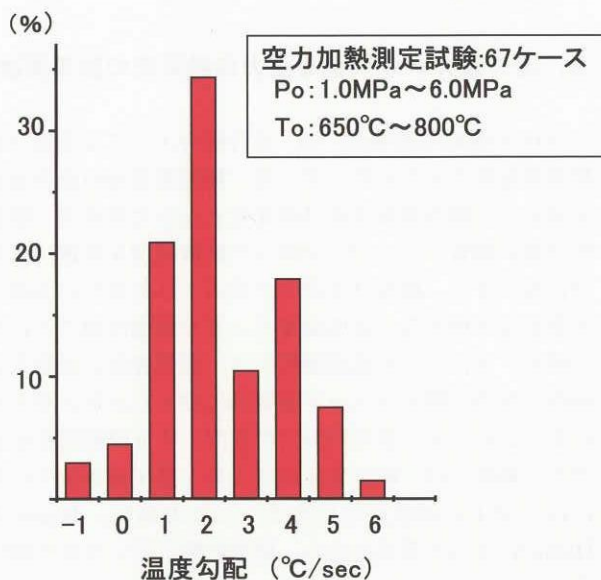


Fig. 3 模型投入時の澱み点温度の温度勾配

②の加熱時間については、これまでの経験から境界層の中心を通過した時刻を加熱開始時刻とし、高速模型投入装置の射出信号と赤外線カメラの録画時間を同期させることによって、境界層の影響を含め 0.05sec 程度の誤差にすることができる。測定時間を 1 次元熱伝導が仮定できる 1sec 程度にすることで、誤差を $\pm 2\sim 3\%$ 以下に抑えることができる。

③の模型材料については、模型材料の選定から検討し、ポリイミド系のプラスチック、ベスペル (Vespel: デュ

ポン社製) が本測定法に適していることがわかった。

ベスペルについて平成 6 年度と 14 年度に熱物性値測定試験を実施(東レリサーチ)した結果を Fig. 4 に示す。本測定法で必要な模型材料の熱物性値は、密度 ρ 、比熱 c 、熱伝導率 k の 3 つである。測定精度は、密度が $\pm 1\%$ 程度、比熱が $\pm 1\%$ 程度、熱伝導率(熱拡散率)が $\pm 5\%$ 程度であった。熱物性値は加熱率算出式に $(\rho ck)^{1/2}$ の係数として現れるので、影響は $\pm 3\%$ 程度といえる。但し、使用温度範囲内において温度依存性が大きいため補正を行った。温度補正値を適正な値を選ぶことによって使用温度範囲内 ($40\sim 240^{\circ}\text{C}$) の間での温度依存性による誤差は $\pm 1\%$ 以内に収めることができる。

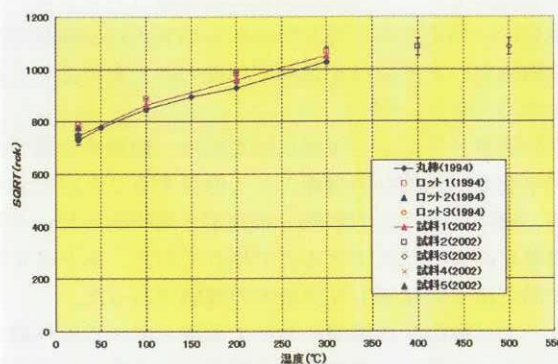


Fig. 4 ベスペルの熱物性値測定結果

④の赤外線カメラの空間分解能、温度分解能は、2.2 項に記述した。その他、赤外線カメラの空間分解能を支配するものとして、スリットレスポンス (SRF) 特性がある。これは被観測点の大きさと 1 ピクセル相当の大きさとの相対比により到達温度が相違するというものである。つまり、局所的に非常に小さな加熱のピークがある場合にピーク値が低く出る可能性があることや模型の縁では温度のぼやけが出ることを示している。従って、SRF 特性を考慮して、拡大レンズを使用し、ピーク加熱領域に数ピクセルの画像が入るように心がけている。JAXA の極超音速風洞では、視野角 20° 、 10° 、 5° の 3 本の交換レンズを使い分けている。

4. 画像処理ソフトウェア

赤外線カメラによる空力加熱測定を実用化するため効率性とデータ生産性を考慮した専用の空力加熱測定ソフトウェアを開発した。このソフトウェアはクイックルック用の 2 次元画像処理と 3 次元マッピング処理ソフトウェアを 1 つにまとめたものである。

2 次元画像処理は、あるフレーム(時間)の等温度線図及び等加熱率線図を出力すること、および画像上の 8 点のピクセル位置における温度と加熱率の時間履歴を出力することが可能である。

3次元マッピング処理は、歪み補正を行った2次元画像に赤外線カメラの位置から見た3次元模型格子を重ね合わせて3次元模型格子の各節点にその場所の加熱率を取り込みファイルに保存する処理を実行する。但し、このときカメラの視線と模型表面の法線ベクトルを計算し、 60° 以内のデータのみを採用する。

上記の空力加熱測定用ソフトウェアの開発によって、短時間に測定結果の出力が可能な2次元画像処理と模型上での正確な加熱量を測定する3次元マッピング処理とを使い分け、データの生産性を高めるとともに、誰でも専門的な知識なしに操作できる操作性の向上を図った。

5. 風洞試験結果

極超音速風洞では赤外線カメラによる空力加熱測定法を用いて半球模型試験、平板ランプ模型試験、HB-2 模型試験等の風洞試験を実施してきた。それらの試験結果を基に本測定法の測定精度及び課題を検証してみる。

5.1 半球模型試験

Fig. 5 に半球模型の外形図を示す。この模型は、2つの半球模型からなり、1つは赤外線カメラによる空力加熱測定用にベスペルで製作され、他方はステンレス製であり、同軸熱電対が中心線上に $0^\circ \sim 90^\circ$ まで 15° 毎に7点設置してある。

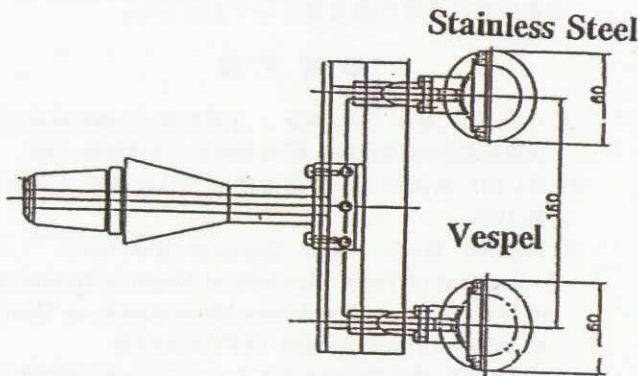


Fig. 5 半球模型

この試験の目的は、球の激み点の推算値として知られているFay & Riddell⁸⁾の計算値及びLees⁹⁾の分布との比較を通じて赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定精度を確認すること及び比較的小型の離散型センサである同軸熱電対の出力結果との比較を行うことである。

Fig. 6 に赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対の出力結果をそれぞれ激み点の計測値で無次元化したものを示す。 $P_0=2.5\text{MPa}$ の場合も、 $P_0=4.0\text{MPa}$ の場合も同軸熱電対との比較は良く一致しており、Leesの分布とも 60° 付近までほぼ一致している。

5.2 平板ランプ模型試験

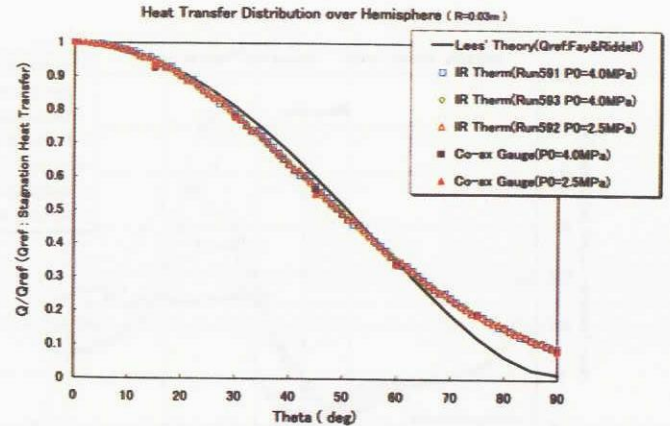


Fig. 6 赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対出力結果との比較

Fig. 7 に平板ランプ模型の外形図を示す。この模型は平板に 15° のランプを付けた形状で、曲率半径の異なる4種類の先端部 ($R_n=0.3\text{mm}, 3\text{mm}, 6\text{mm}, 12\text{mm}$) を交換して使用する構造になっている。模型は同軸熱電対と同じ材料であるクロメルで製作しており、模型材料とセンサ材料の違いにより生じる起電力の影響を排除している。

赤外線カメラによる測定時には、中心部をベスペルに交換した。 $(R_n=0.3\text{mm}$ の場合、先端部は SUS 製を使用)

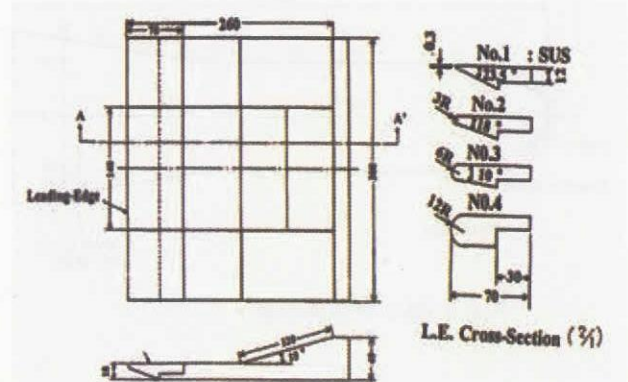


Fig. 7 平板ランプ模型

Fig. 8 に $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=800^\circ\text{C}$ 、迎角 35° の模型中心線上の空力加熱率分布を示す。赤外線カメラによる測定結果(白抜き)と同軸熱電対法による測定結果(塗りつぶし)は、模型のヒンジライン手前の剥離による低い加熱領域や再付着および衝撃波干渉などによる局所的に強い加熱を受ける領域など、いずれの領域でも両者の測定結果は $\pm 5\%$ 以内の測定精度で一致している。

先端部の形状変更により、中心線上の空力加熱率分布のプロファイルが大きく異なるが、その変化も忠実に一致している。

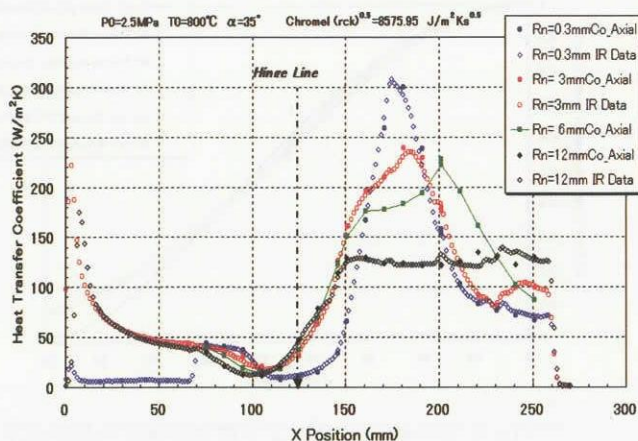


Fig. 8 先端部の曲率半径の違いによる平板ランプ模型の加熱率分布 (赤外線カメラと同軸熱電対の比較)

5.3 HB-2 模型試験

Fig. 9 に HB-2 模型の外形図を示す。この模型は、AGARD が提案した標準模型で、機体中心線上に 21 点 (周方向も含め計 28 点) の同軸熱電対を設置している。また、赤外線カメラ計測用に先端部はベスペル製の頭部と交換可能な構造となっている。

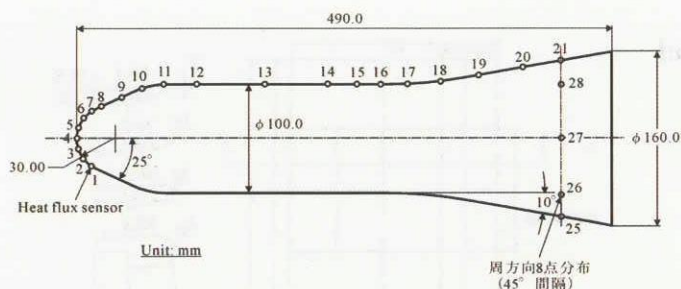


Fig. 9 HB-2 模型外形図

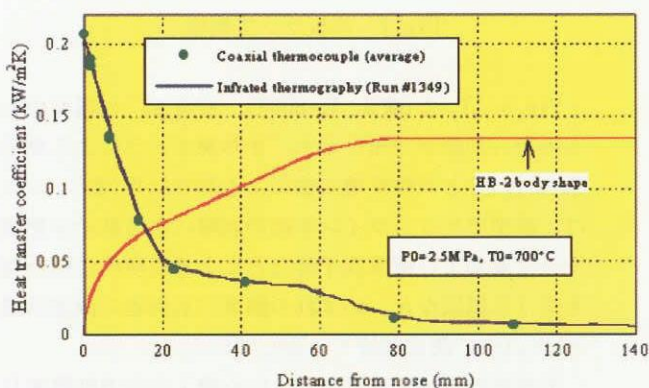


Fig. 10 同軸熱電対出力から算出した加熱率と赤外線カメラによる測定結果の比較

Fig. 10 に $P_0=2.5\text{MPa}$ 、 $T_0=700^\circ\text{C}$ の時の同軸熱電対出力から算出した加熱率と赤外線カメラによる加熱率測定結果との比較を示す。両者は加熱率の高い激み点付近から加熱率の低い胴部付近まで $\pm 3\%$ 程度の精度で良く一致している。

6. まとめ

- ① JAXA 極超音速風洞で行っている赤外線カメラによる空力加熱測定法の概要と測定精度の検討及び実証試験結果等について報告した。
- ② 赤外線カメラによる空力加熱測定法は模型全表面にわたる空力加熱を「面分布」として捉えることができる測定法であり、空力加熱に関する情報は、質、量ともに、離散的方法に比べて優れている。
- ③ これまで、定量的精度が疑問視されていた赤外線カメラによる空力加熱の測定法の問題点を整理し、項目毎に計測精度を見積った。その結果、総合的な測定精度として $\pm 5\%$ 程度の誤差で計測が可能であることが分かった。
- ④ 半球試験、平板ランプ試験、HB-2 試験等、数多くの試験を実施し、その測定精度が同軸熱電対と比較して同程度の測定精度で測定可能であることを確認した。
- ⑤ 赤外線カメラによる空力加熱測定法は JAXA の極超音速風洞の常用の測定法として確立した。

参考文献

- 1) 小山, 津田, 藤井, 平林, 関根 : 半球を用いた極超音速空力加熱測定法の評価試験, 第 30 回流体力学講演会, 1998
- 2) NAL/KHI 共同研究: 空力加熱測定法の研究報告書, 1996
- 3) Koyama, Tsuda, Sekine, Yamamoto and Inoue : Development of Three Dimensional Mapping Technology in Heat Transfer Distribution Measurement on Models by Infrared Thermography, PSFVIP-2, 1999
- 4) 小山, 津田: 赤外線サーモグラフィによる空力加熱測定, 可視化情報学会誌, Vol.19 No.75 (1999)
- 5) 小山, 平林, 津田, 関根, 穂積: 赤外線カメラと同軸熱電対による平板ランプまわりの空力加熱測定の比較, 第 44 回宇宙科学技術連合講演会, 2000
- 6) 口石, 渡辺, 小山: CFD/風洞試験連携による極超音速空力加熱予測精度検証, 第 34 回流体力学講演会, 2002
- 7) Jones R. A., and Hunt J. L.: Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat Transfer Data, NASA TR - 230, 1966
- 8) Fay J. A., and Riddell F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, Journal of the Aeronautical Science, Vol.25, pp.73, 1958
- 9) Lees L.: Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 No.4, p.259, 1956

JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における全機模型遷移計測の試み

○横川 譲、青木 良尚、森田 義郎、高橋 侔、星野 秀雄、室田 勝一、
野中 修、真城 仁、遠藤 亮、吉田 憲司、上田良稲、石川敬掲 (JAXA)

Transition Measurement of the Aircraft-Model in JAXA 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Yuzuru YOKOKAWA, Yoshihisa AOKI, Yoshio MORITA, Hitoshi TAKAHASHI, Hideo HOSHINO,
Katsuichi MUROTA, Osamu Nonaka, Jim Mashiro, Akira Endo, Kenji Yoshida, Yoshine Ueda, Hiroaki Ishikawa

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構 風洞技術開発センター6.5m×5.5m 低速風洞（以下 LWT1）の計測技術向上およびノウハウ蓄積の一環として、ONERA 低速標準模型を用いた全機模型遷移計測試験を実施した。今回採用した計測手法は、定量的点計測法としてプレストン管およびホットフィルムセンサー、また、可視化的手法として感温液晶フィルムおよび赤外線カメラである。計測は左舷主翼外翼部に行い、主に LWT1 での汎用性という視点に注目した。試験の結果、プレストン管およびホットフィルムによる定量計測は、計測点の移動に時間を要するものの詳細かつ正確なデータ取得に適していることが実証された。一方、可視化的な手法としては、感温液晶フィルムよりも赤外線カメラの方が適当であることが明らかとなった。総合的には、LWT1 においては、赤外線カメラ計測結果から得たマクロな情報を元に、プレストン管あるいはホットフィルムにより重要なポイントの詳細計測を行う手法が最適であるという結論を得た。

1. はじめに

現在行われている小型国産旅客機の開発における研究開発課題の柱の一つとして、高揚力装置の高性能化技術および設計技術の高度化が挙げられている。

高揚力装置の高性能化において、空力的立場から現在注目を集めている課題は、最大揚力係数（ CL_{max} ）の Re 数依存性の解明である。この現象は Re 数効果と呼ばれ、境界層遷移の位置や特性が Re 数およびその他のパラメータにより変化することに起因し、遷移特性を把握することが、現象の解明さらに風洞試験結果からの信頼性のある実機特性予測につながるものと考えられている。

このような背景に対し、JAXA 風洞技術開発センター内の風洞設備において、その特性、使い勝手等を含めたトータルの固有技術として遷移計測技術を捉えた場合、必ずしも十分な技術レベルに達しているとは言えない。特に 6.5m×5.5m 低速風洞（以下 LWT1）においては、セン

サーを使用した定量的計測、可視化的な計測どちらを行う場合にも設備の性質に関連した数多くの問題を抱えており、それらをクリアする風洞固有のノウハウが少ない。このためユーザーからの遷移計測のリクエストに即座に対応することは現状では不可能である。

そこで、LWT1 での汎用性という立場に立った場合の最適な計測手法選定と使用時のノウハウ蓄積を目的として、開発試験において実施することが予想される輸送機形態模型を対象にごく簡易的な遷移計測を試みた。

2. 供試体、試験装置および計測方法

2.1 試験供試体

試験に用いた供試体は、LWT1 用の ONERA 低速標準模型である。供試体は主翼、尾翼、胴体から成るアルミ合金製の全機模型であり、その三面図を図 1 に示す。本模型は、ONERA-M5 の 2.5 倍相似模型である。

全長は 2.64m、主翼翼幅 (b) は 2.45m、平均空力翼弦長 (c) は 0.343m である。主翼断面形状は対称 Peak 翼型で、胴体への取り付け角は 4 度、ねじり下げはつけられていない。また主翼には外翼部 39 点、中翼部 41 点、内翼部 39 点の静圧孔が設けられている。供試体は図 2 に示すよう、風洞固定壁カート内のスティング模型支持装置に取り付けた。

2.2 計測

遷移計測手法にはさまざまなものが存在するが^[1]、LWT1 での汎用性という観点からは、遷移計測に対して下記のような条件を考慮する必要がある。

- ・全機 6 分力試験用模型を共用
 - ⇒ 基本的には金属模型
 - ⇒ センサー埋込みおよび表面加工は不可
- ・気流温度、圧力は変化させられない
 - ⇒ 現在の LWT1 能力を前提
 - ⇒ 自然状態では気流-模型間の温度差なし
- ・模型・風洞が大きい
 - ⇒ 模型温度の一様性確保が比較的困難
 - ⇒ 定常運転までの所要時間が長い

以上の点、および JAXA 内部での使用実績も踏まえた上で今回は表 1 に示す 4 種類の計測デバイスを選択した。

表 1 計測機器

<u>プレストン管</u> スペック：内径 0.3mm、外径 0.5mm (円形断面)
<u>ホットフィルム</u> スペック：DANTEC5R47(Single-Probe)、厚さ 0.05mm 定温度型熱線風速計使用
<u>赤外線カメラ</u> スペック：計測温度域 -40～70 度、 分解能 3mm/pixel (1.3% C)
<u>感温液晶フィルム</u> スペック：厚さ 0.3mm 弱 (テープ含む)、 発色温度域 19～21 度

LWT1 における最適な計測手法という観点からの評価のポイントは、プレストン管とホットフィルムすなわち点計測については、手動での

計測位置変更となることから大型風洞におけるデータ生産性とした。また、感温液晶フィルムと赤外線カメラ、すなわち模型表面温度分布の可視化的手法については、模型温度一様性、気流と模型間の温度差等への対応の容易さとした。感温液晶に関しては、計測面に塗布するタイプのものが一般的であり、JAXA 内部においても使用例が多い^[2]。これに対し今回は、デバイスに関する情報収集という点から液晶が塗布されたフィルムを貼付するタイプを使用することとした。

計測位置は左舷主翼の外翼部付近である。計測位置の概要を図 3 に示す。感温液晶フィルムは外翼静圧孔の左右 75mm に下面から上面まで巻きつけるように貼付した。今回は 4 手法による計測をすべて同じ条件下で行うため、点計測についても感温液晶フィルムを貼付した状態で実施した。図中の外翼静圧孔位置とは、線が模型の静圧孔列に対応することを示しており、プレストン管とホットフィルム計測はこの線で行った。実際のセンサー設置時の写真を図 4 に示す。尚、これらの写真はラフネス設置時のものであるが (翼全縁付近)、本報告においてはラフネスを使用しない場合の試験結果について報告する。

試験条件は以下の表に示すとおりである。風洞風速は LWT1 において通常的に使用されている風速範囲を本試験においても採用した。また迎角については、主翼前縁に層流バブルが形成されないよう考慮し、-4 度すなわち主翼迎角が 0 度となるように設定した。風速の設定誤差は $\pm 0.1\text{m/s}$ 以内、迎角の設定誤差は ± 0.1 度以内である。

表 2 試験条件

風洞風速	30m/s ～ 60m/s	
模型姿勢角	迎角 α	-4 度 (主翼は 0 度)
	横滑り角 β	0 度
レイノルズ数	$0.71 \times 10^6 \sim 1.41 \times 10^6$ ※基準長は平均空力翼弦長 0.343m	

3. 結果と考察

3.1 プレストン管、ホットフィルムによる計測

プレストン管計測によって得られたデータから遷移点を判定する場合、通常は計測された総圧から同位置での静圧を差し引いて動圧を算出し、境界層低層部の速度差を評価する方法が一般的である。しかしながら本計測は前述のとおり感温液晶フィルムを貼付した状態で実施しているため、静圧の同時計測を行っていない。以前の試験で取得した静圧のデータは存在するものの、今回は 0.3mm（翼厚比で 0.13%）の感温液晶フィルム上での計測である点を考慮すると以前のデータを適用することは妥当ではない。一方、本試験に先立って実施した矩形翼（NACA0015）による予備試験においては、総圧のみを評価することで遷移判定が可能である結果を得ており、本試験結果についても同様に総圧に対する評価を行った。

次に、ホットフィルムにより得られたデータから遷移点を判定する場合、DC 信号あるいは AC 信号のどちらを評価することも可能である。しかしながら、DC 信号による評価を行う場合は、センサーの特性が変化しないことが大きな条件となる。この点で、LWT1 では気流温度は一切コントロール出来ず、必ずしも DC 信号絶対値の信頼性を確保できるとは限らない。これに対し、AC 信号は遷移領域でピークを取る^[4]ものの、乱流化後は信号レベルが低下する。これにより、計測の位置分解能が低い場合には遷移点が明確に捉えられない可能性がある。しかしながら今回はコード方向に $X/C=4\%$ の間隔で計測をしているため、AC 信号による遷移点評価が十分可能であり、また LWT1 での汎用性という点からもこちらが有効であると判断し、AC 信号による遷移点推定を行った。なお A/D 変換の周波数は 10kHz、ローパスフィルタのカットオフ周波数は 5kHz である。

図 5 に計測結果を示す。グラフ内の上部に位置する 4 本の曲線がプレストン管により計測された総圧を主流動圧で無次元化した C_p 値で

ある。なお、圧力は主流静圧を基準に計測している。下部に位置する 4 本の曲線はホットフィルム出力電圧の rms 値である。

どちらの結果においても、あるコード位置を境に曲線が大きく立ち上がっている様子が分かる。このようなデータにおける遷移点の定義については様々なものがある。特に頻繁に用いられているものとしては、プレストン管データに対しては図 6 に示すよう、「上昇前」、「上昇中」、「上昇後」の曲線部分それぞれに接線を引き、接線の交点を遷移の Onset および End とし、その中間を遷移点と見做す方法^[3]がある。一方、ホットフィルムデータ（変動成分）については、ピークの位置を遷移点と見做す方法^[4]が知られている。このようにそれぞれに定義した遷移点はお互いに一致し、また温度分布の定量値から推定した遷移点ともほぼ一致することが報告されている。

上記のような定義を元に図 5 より遷移点を推定すると以下の表の通り（ $X/C\%$ で表示）となる。これらはあくまでも図から読み取った値であり、計測の位置分解を加味するとそれぞれが $X/C=4\%$ の誤差を有していると考えられるべきであるが、同一風速での結果が 3% 程度の範囲に収まっていることから、一般的な遷移点計測の精度としては十分であると考えられる。計測手法としての問題点は、前述のとおり一点の計測を行うごとに胴内に立ち入ってセンサーを移動する手間が生じるため、データの生産性が悪いことである。

表 3 遷移点の推定値

	30m/s	40m/s	50m/s	60m/s
プレストン管	91%	85.5%	81%	77%
ホットフィルム	88%	84%	78%	74%

3.2 感温液晶、赤外線カメラによる計測

感温液晶フィルム、赤外線カメラ等、模型の表面温度分布から遷移点を判定する方法は、層流と乱流の回復温度に著しい差が生ずる超音

速域以上に適用されてきた。しかしながら近年は技術の発達により遷音速および低速域においてもその有効性が定性的、定量的両面において実証^[3]されるようになってきている。

この計測法をLWT1に適用する際に予想される問題点としては、自然状態では気流と模型間に温度差がなく、また前述のとおり、気流の温度をコントロール出来ないことである。徳川ら^[3]は保温性が高く、熱伝導性の小さい樹脂製の模型を通風前に十分に過熱した上で計測を行い、定量的な遷移点データの取得に成功している。本試験では、熱伝導が多きいことから温度分布計測は困難とされている6分力試験用の金属模型に対する使用を想定し、同様の手法の適用が可能か否かを検証した。なお、本試験においては高温時期の試験の可能性も同時に検討する目的で、模型を各通風前に冷却する方法を採用した。

感温液晶フィルム撮影用のデジタルビデオカメラおよび赤外線カメラは模型設置位置である風洞中心から3.25m上方の風路天井窓(図2を参照)に設置し、撮影を行った。また、感温液晶フィルムが貼付されていない部分にも、放射率の増加のため黒色シートを貼付した。図7に示すよう右翼の翼端から約50%スパンの領域を各通風前に30分程度冷却した。

図8に感温液晶フィルムを用いた際の計測結果を示す。図上に示した曲線は、液晶フィルムの撮影画像をデジタル処理にてRGBに分解し、スパン方向中央位置におけるG値分布(緑色の強さ)を示したものである。この手法においては、茶色から青に変化する中間の緑が一番強い部分すなわちG値分布のピークを遷移点と定義できる。このように色相変化を定量的に表すことで、キャリブレーション等により可視化画像を温度分布に変換しなくとも遷移判定が可能となるものと期待した。また計測開始時の気流温度は23度、模型表面温度は計測領域において7度程度であった。金属模型であることから、全体を均等には冷却することは困難であるも

の、これが計測上の大きな問題とならないことは予備通風にて確認している。

図より、両計測手法の結果において緑のピークは各主流風速に対して、92%(30m/s)、90%(40m/s)、84%(50m/s)、79%(60m/s)の位置に現れている。

次に図9に赤外線カメラの画像を示す。これらの計測は前述の感温液晶フィルムの撮影と同時に行った。感温液晶の画像と比較し、色相変化の様子がほぼ一致していることが明白であり、また前項に示した定量的点計測の結果とも概ね一致する。

しかしここで、点計測等のバックアップデータがなく単純に可視化画像のみから遷移を判定する状況を想定すると、この結果はあくまでも温度分布であり、遷移とは異なった層流境界層の特性の変化を示していると捉えることもできる。本条件下においては、気流が剥離していないことは圧力分布から確認しており、その他にも、下流側で層流境界層の特性を急激に変化させ得る要因は考えられないため、図の色変化は境界層の遷移によるものと考えて間違いない。しかしながら、一般的には、色変化を単純に遷移によるものと判断することは避けるべきであると考ええる。

次に、時系列で取得した可視化画像のどのタイミングを正しいデータと見做すかという点を考える。すなわち、遷移の平均的物理状態が定常となった場合にも、模型の温度は気流温度と平衡になるまで変化し続けるため、真の遷移位置を示す画像のタイミングを選定することが必要となる。

感温液晶フィルムの場合、ある定常状態から全体的に平行移動のように色相が変化するため、一定の時間内では画像上で遷移点が固定される。しかし、使用している液晶の発色域を過ぎると全て同じ色に収束するため、長時間の使用は困難であり、特にLWT1では、送風機始動から一様流が定常となるまで長時間を要する

ため、その間に設定発色域を超えて計測不可能となることも多い。

一方で、赤外線カメラの場合にも同様の問題が存在するが、こちらの場合には計測温度域が広いことから、画像のポスト処理にて発色温度と温度スパンを自在に変化することが可能である。図 10 に一樣流速 (50m/s) が定常となった時刻および 80 秒後の赤外線カメラ計測画像を示す。観察する温度域はそれぞれの時刻における模型表面の最高最低温度に設定している。

時刻およびそれに伴う温度の変化に係わらず、遷移点が固定されている様子がわかる。つまり、赤外線カメラの場合には気流と模型間に僅かにでも温度差が存在すれば遷移点検出は可能であり、また遷移点は常に真の位置に固定される。以上より、LWT1 の特性や諸事情を勘案すると、可視化的な手法としては赤外線カメラが適しているものと考えられる。

図 11 には本試験において用いた 4 手法すべての計測結果を示す。感温液晶と赤外線カメラによる計測結果の幅がやや大き目となっている。感温液晶フィルムの結果については定量値の分布に置き換えて評価を行ったものの、現段階では遷移点を絞り込むことは不可能であったためにこのような結果となるに至った。特に、30m/s に対する感温液晶の結果では、図 8 に示すとおり青色が発色しておらず、推定が非常に困難である。

3.3 遷移予測解析

今回の遷移計測試験結果への対応として、JAXA 新型航空機技術開発センター SST ユニット空力チームにより遷移予測解析が行われた。解析手法は e^N 法(envelope 法)であり、解析コードは同チームが開発した LSTAB を使用した。

図 12 に 50m/s の場合の解析結果を示す。横軸がコード位置、縦軸は N 値である。今回の試験にて計測を行った 80% スパン位置に対する結果は下側に示されている。図 8 から遷移開始位置 (Onset) および遷移終了位置 (end) を大

まかに読み取り図 12 の曲線に対応させてみると、Onset に対応する N 値は概ね 5.3 程度となる。通常、同様の手法により遷移判定基準を行う場合、 $N=7\sim9$ あるいはそれ以上が一般的であることから、今回の値は若干低めである。これは必要以上早期に遷移が始まっていることを示しており、気流乱れの大きさが原因の一つとして推定される。今後、遷移予測コードの開発という点からも、風洞気流乱れと遷移点の関係についての実験的情報が必要になるものと考えられる。

4. まとめ

宇宙航空研究開発機構風洞技術開発センター 6.5m×5.5m 低速風洞において ONERA 低速標準模型を用いた遷移計測法検討の試験を実施した。

- ① プレストン管およびホットフィルムによる定量計測は、計測点の移動に時間を要するものの詳細かつ正確なデータ取得に適している。
- ② 可視化的な手法としては、感温液晶フィルムよりも赤外線カメラの方が適当である。
- ③ LWT1 においては、赤外線カメラ計測結果から得たマクロな情報を元に、プレストン管あるいはホットフィルムにより重要なポイントの詳細計測を行う手法が最適である。
- ④ e^N 法(envelope 法)による遷移予測結果と試験結果には差がある。気流乱れ等の計測も含め、更なる相互検証を行う必要がある。

今後は、冒頭に述べた Re 数効果の解明に寄与し得る遷移計測に適用可能な技術レベルの検討および取り組みが必要と考えられる。

References

- [1]高木,小型超音速実験機の層流境界層課題と計測,ながれ,第 18 巻第 5 号, pp.298, 1999
- [2]Sudani et.al., Visualization of Boundary-Layer Transition on Transonic Airfoils Using Liquid Crystal Coatings, Proceedings of the 7th

International Symposium on Flow Visualization,
Seattle, WA, pp. 538-543, 1995

[3]徳川,高木,大桑,赤外線カメラを用いた低亜
音速境界層遷移計測, NAL-SP54, pp.57-60, 2002

[4]Owen,F.,K., AIAA Journal, Vol.8, No.3,
pp.518-523, March, 1970

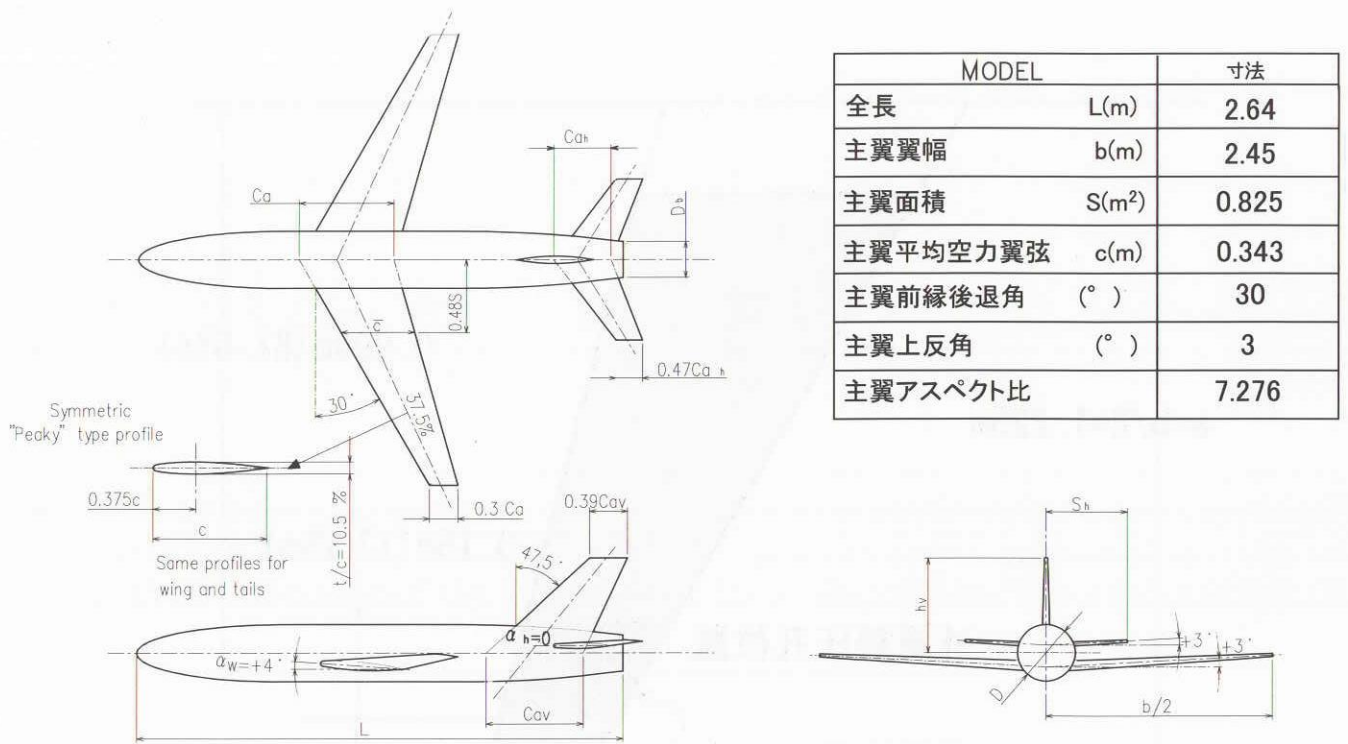


図 1 6.5m×5.5m 低速風洞用 ONERA 低速標準模型 三面図

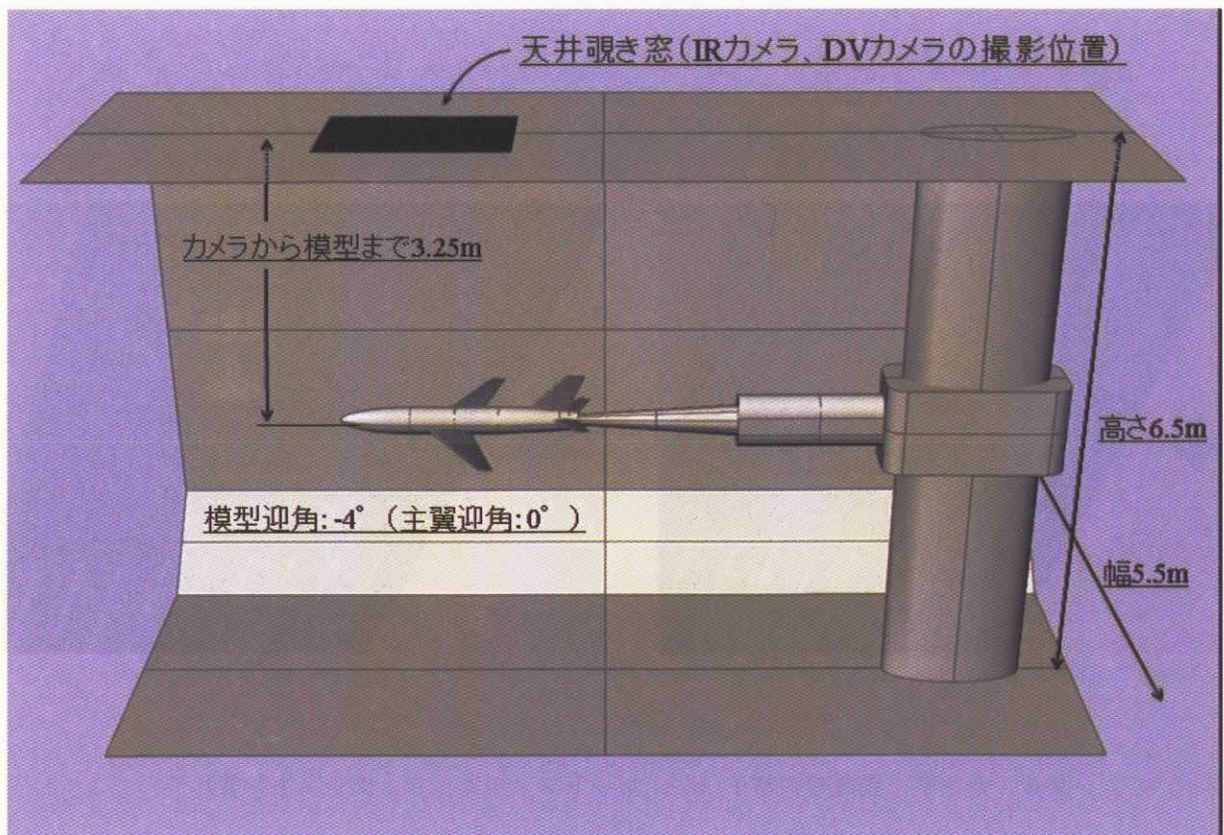


図 2 風洞試験模型および装置の概略

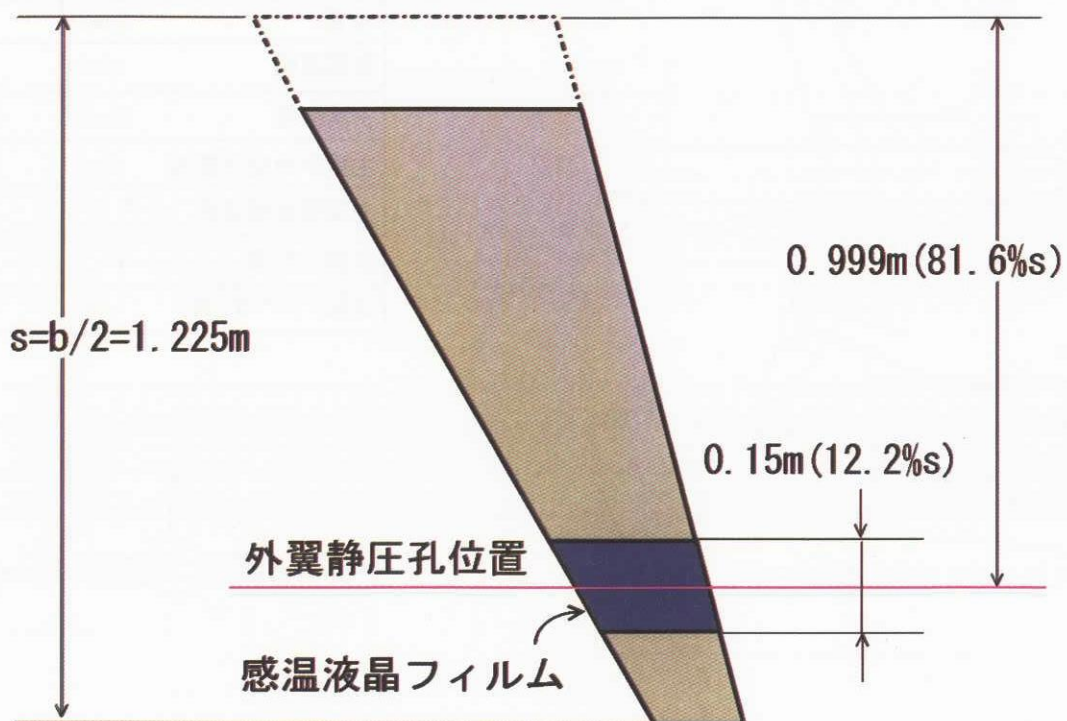


図3 遷移計測位置の概略

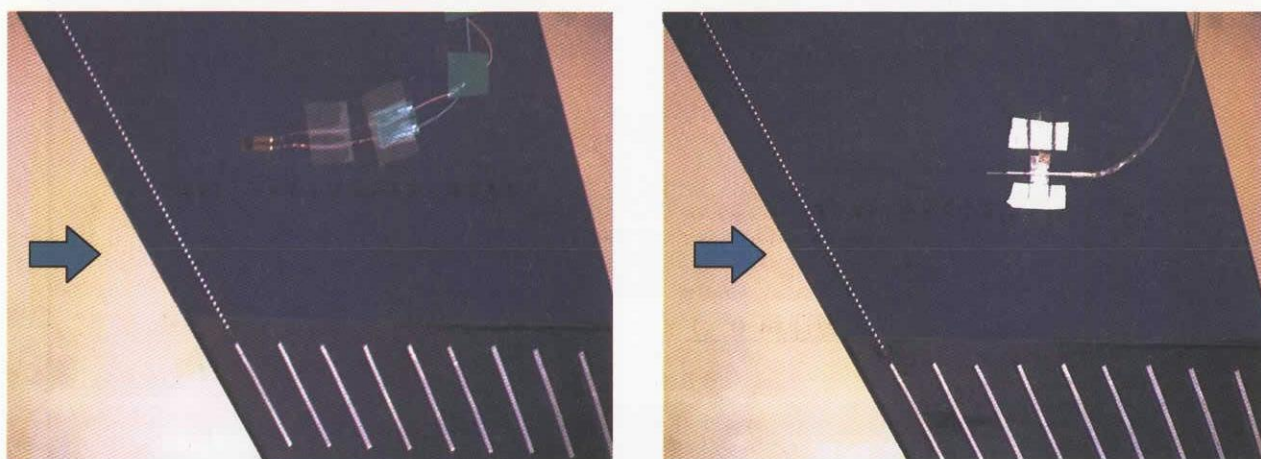


図4 センサー設置時の様子 (左：ホットフィルム、右：プレストン管)

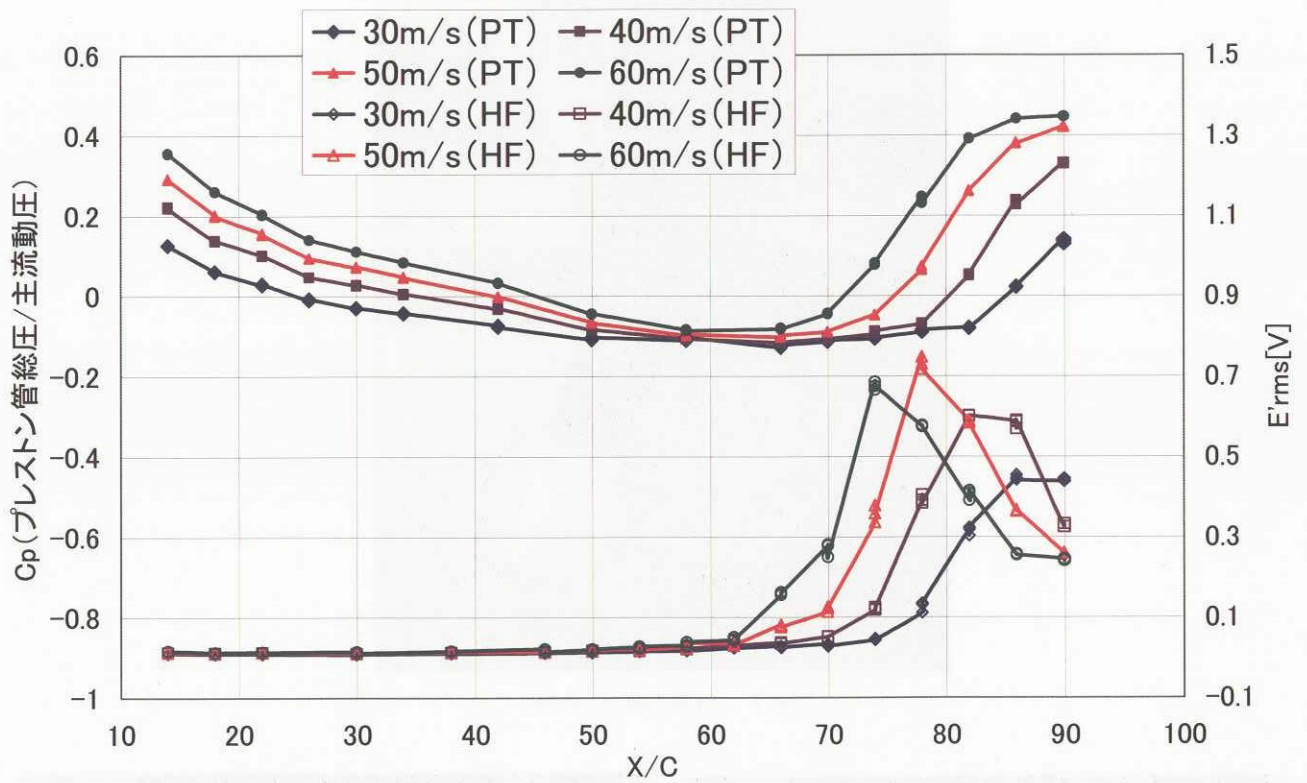


図5 プレストン管とホットフィルムによる計測結果

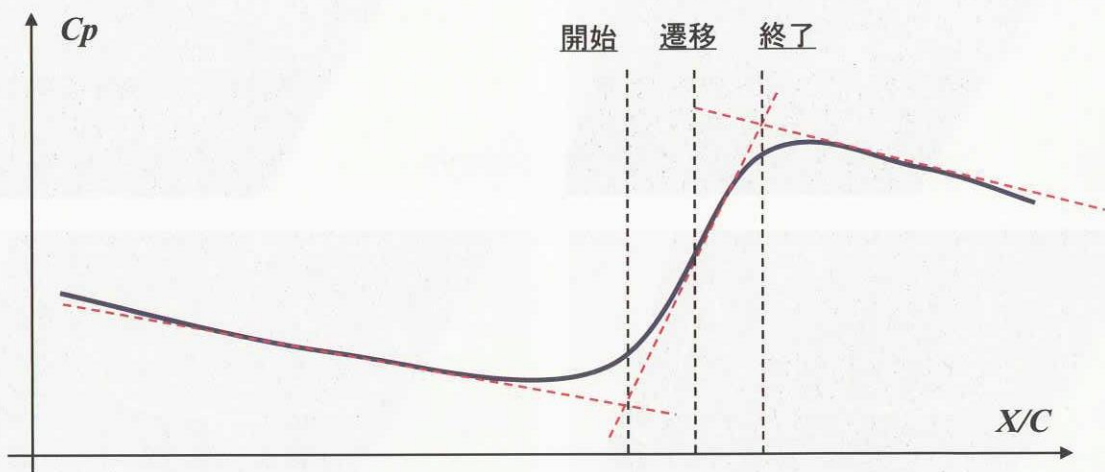


図6 プレストン管データからの遷移点推定

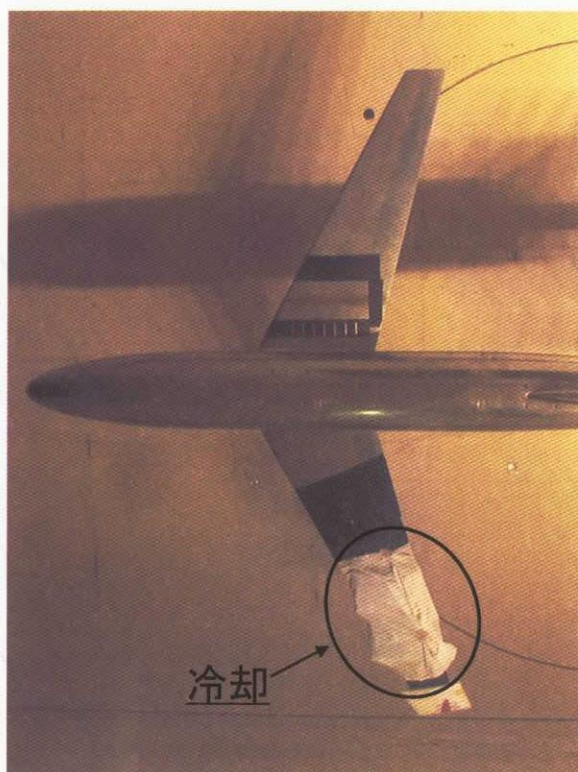


図7 計測部位の冷却

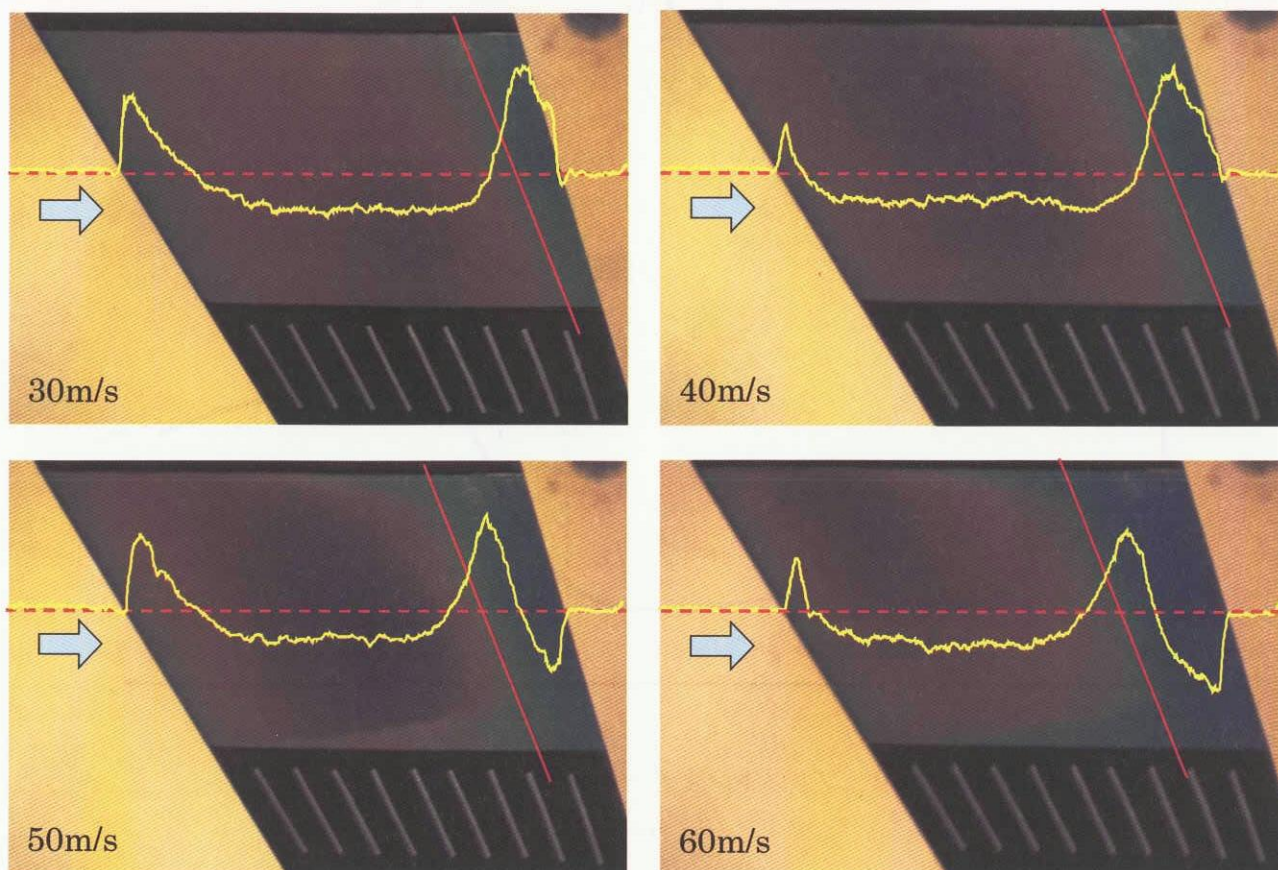


図8 感温液晶による可視化(気流24°、模型表面7度) 茶:低温域、青:高温域

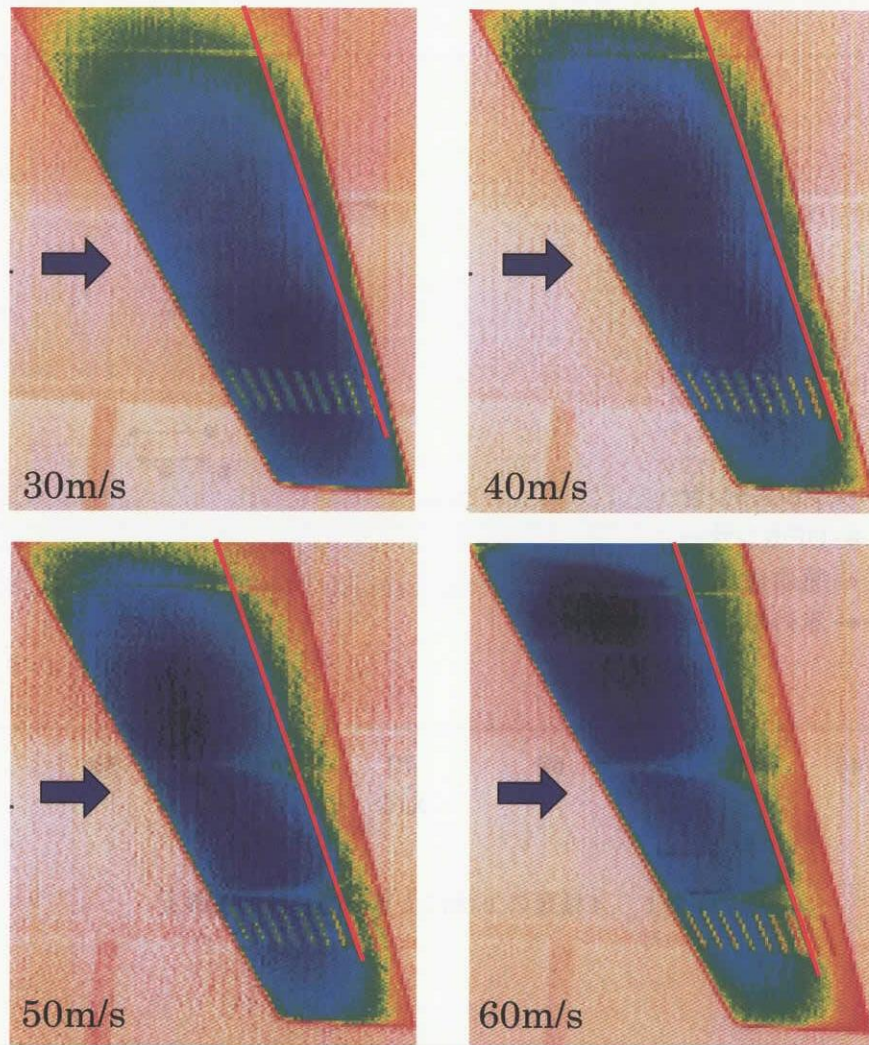


図 9 赤外線カメラによる可視化（気流 24° 、模型表面 7° ）青:低温域、橙:高温域

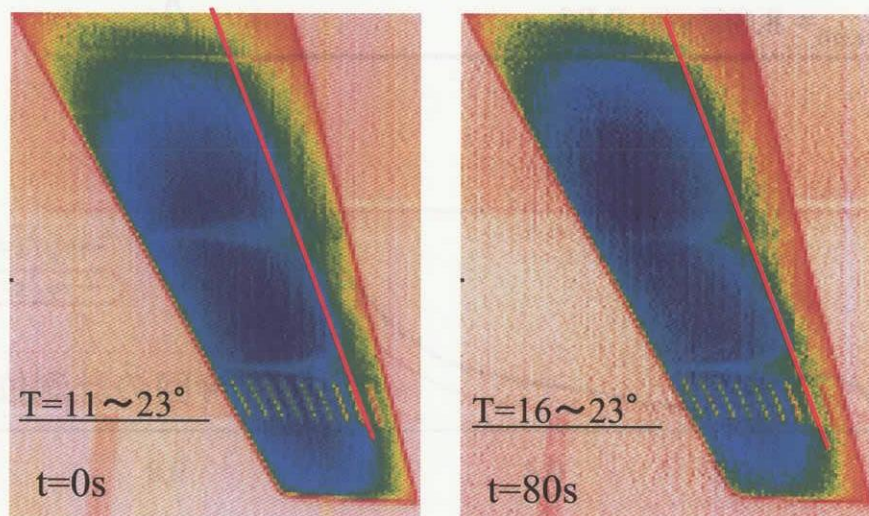


図 10 赤外線カメラ画像の時間変化（50m/s）

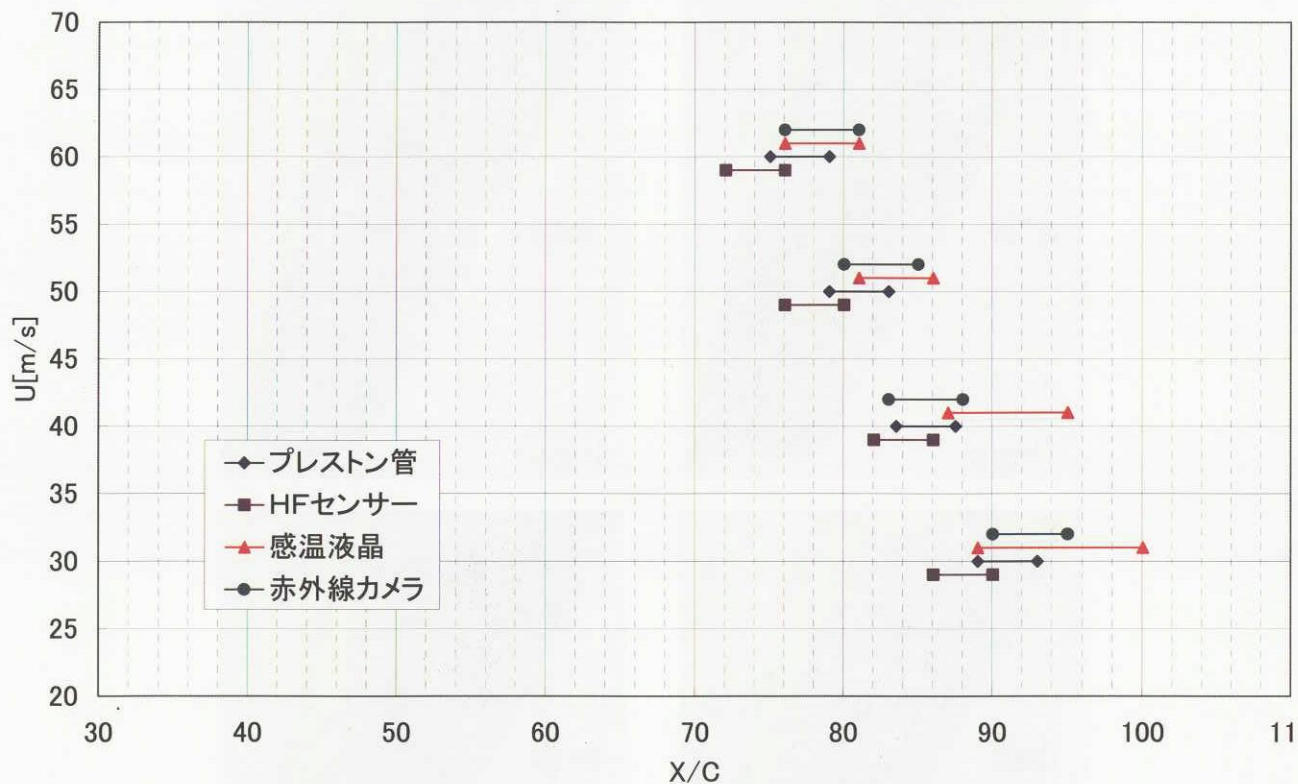


図 1.1 4 種類の方法により計測された遷移点

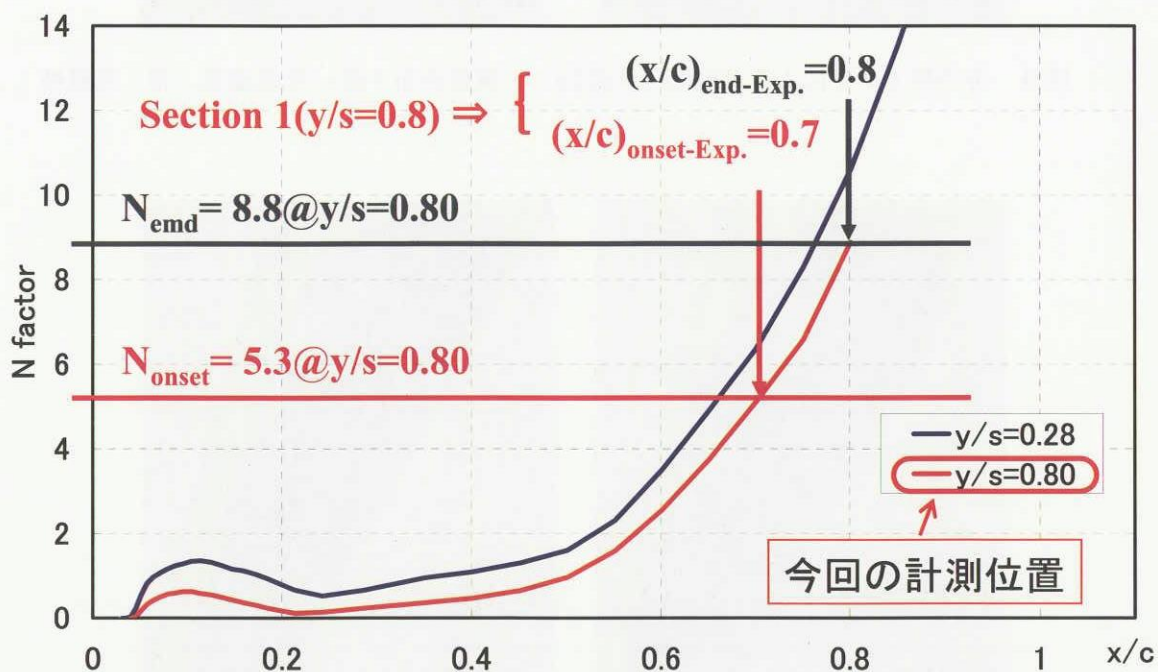


図 1.2 LSTAB (envelope 法) による遷移点予測解析結果

JAXA 1m×1m 超音速風洞における

AGARD-B 標準模型 6 分力試験

飯島秀俊、鈴木教雄、渡辺光則 (JAXA)、西島寛典(ISE)、板橋幸広(JAST)

Force Measurements on AGARD Calibration Model-B at Supersonic Speeds
in the JAXA Supersonic Wind Tunnel

Hidetoshi IIJIMA, Norio SUZUKI, Mitsunori WATANABE (JAXA)

Hironori NISHIJIMA (ISE), Yukihiro ITABASHI (JAST)

概 要

風洞における誤差要因として、気流条件、計測システム、測定機器、模型によるもの等がある。これら誤差要因を含めた総合的な風洞の精度を確認するために、縦 3 分力、横 3 分力の、上下左右の気流の偏向、 $CL\alpha$ 、CDT、CDF、 X_{cp} について、蓄積された過去のデータや他の風洞との比較を行った。その結果、風洞改修以後も引き続き風洞の精度は維持されていることが確認できた。

1. はじめに

風洞を外部ユーザ及び内部ユーザに利用して頂くに際して、風洞の精度を維持し信頼性のあるデータを提供することが必要である。そのためには、定期的に標準模型等を用いて風洞の精度を確認し、問題点を抽出し改善していくことが重要である。本報告では、風洞改修以後も風洞の精度が維持されていることを様々な視点で確認することを目的とする。

2. 標準模型概要

Fig2-1 に AGARD-B 標準模型の概要図を示す。本模型は、胴体直径 75mm、スパン 300mm、全長 450mm の大きさで、材質はアルミニウム合金及びステンレスである。本模型は、JAXA1m×1m 超音速風洞において風洞改修前後で使用しており、標準模型として実績のある模型である。

3. 試験結果

3-1 縦 3 分力、横 3 分力の空力係数再現性
確認

3-1-1 今回の試験の再現性確認

今回の試験中(2003 年 5 月)における再現性の確認として、縦 3 分力、横 3 分力の空力係数の結果を Fig3-1、Fig3-2 に示す。なお、今回の試験ではマッハ数 1.4 から 3.0 まで実施したが代表的なマッハ数 2.0 で比較を実施した。ロールは 180° である。縦 3 分力の空力係数、横 3 分力の空力係数共に、良く一致しており再現性は良好であるといえる。他のマッハ数についても、良く一致していることが確認できた。次に、天秤の公称精度($\pm 0.2\%FS$)、動圧の精度(P_0, P_s の公称精度 $\pm 0.08\%$ of read から換算)、ポッド角の精度($\pm 0.1^\circ$ [本風洞要求値])から誤差を算出し、 $\alpha=10^\circ$ 付近において縦 3 分力の空力係数が誤差範囲に収まっていることを確認した。その結果を、Fig3-3 に示す。CLF は ± 29 カウント以内、CDF は ± 3 カウント以内、 C_m は ± 10 カウント以内に収まることが確認でき再現性が良好であることが確認できた。

3-1-2 前回と今回の試験の再現性確認

前回と今回の試験の再現性の確認として

Fig3-4、Fig3-5 に結果を示す。なお、前回の試験は 2001 年 11 月、今回の試験は、2003 年 5 月に実施されている。マッハ数 2.0、ロール角 0° で比較を行った。縦 3 分力の空力係数、横 3 分力の空力係数共に、良く一致しており再現性は良好であるといえる。他のマッハ数についても良く一致していることが確認できた。次に、3-1-1 と同様に天秤、動圧、ポッド角精度から誤差を算出し、縦 3 分力の空力係数が誤差範囲に収まっていることを確認した。その結果を Fig3-6 に示す。CLF については、誤差範囲 ± 34 カウントを僅かに上回ったが、CDF は ± 10 カウント以内、 C_m は ± 12 カウント以内に収まることが確認でき、概ね再現性は良好であることが確認できた。

3-2 上下、左右の気流の偏向の確認

Fig3-7 は、上下、左右の気流の傾きを CL_α 及び、 α が 0° 付近の CL を用いて算出した結果である。 $M=1.4\sim 3.0$ の範囲では、上下、左右共に本風洞の要求値である $\pm 0.1^\circ$ 以内を達成していることが確認できた。左右方向においては、全てマッハ数で約 0.07° の傾きを持っているが、これは、模型支持装置が測定部側壁に対し、約 0.07° の傾きを有していることに起因している。将来改善すべき点の 1 つである。

3-3 CL_α 、 X_{cp} 、CDT、CDF について

Fig3-8 は、マッハ数 $\sim CL_\alpha$ の結果である。他の風洞及び改修前後で比較を行った。 CL_α は、再現性は良好であるといえ、他の風洞とも良く一致することが確認できた。Fig3-9 は、マッハ数 $\sim X_{cp}$ の結果である。改修前後と今回の結果を比較した。再現性は良好であるといえる。 X_{cp} は縦方向の圧力中心位置であり、模型先端からの距離を胴体直径で無次元化している。Fig3-10 は、マッハ数 $\sim CDT$ 、CDF の結果である。CDT は、ベース圧補正無しの $\alpha=0^\circ$ の時のドラッグの係数、CDF は、ベース圧補正有りのものである。再現性は良好であるといえ、他の風洞とも良く一致することが確

認できた。

3-4 Drag Buckets について

Fig3-11 は、Drag Buckets の現れたものとそうでないものを示したグラフである。 $\alpha=0^\circ$ 付近の CD に関しては、模型先端や翼前縁に微小な傷がある場合とない場合で CD に差が生じてしまうことを示している。模型先端、翼前縁に微小な傷がある場合は、その部分が乱流となり抵抗が増加し、ない場合は層流状態で抵抗が減る傾向にあることが推測される。このように、模型先端、翼前縁の微小な影響が CD に大きく影響するので、注意することが必要である。

4. まとめ

1m \times 1m 超音速風洞において AGARD-B 標準模型試験を行い、以下の結果を得た。

(1) 縦 3 分力、横 3 分力空力係数再現性確認

今回の試験については、縦 3 分力、横 3 分力共に再現性は良好であるといえる。縦 3 分力に関しては、天秤、動圧、ポッド角の誤差範囲にも収まっていることが確認された。今回と前回の試験については、縦 3 分力、横 3 分力共に再現性は概ね良好であるといえる。縦 3 分力に関しては、CLF については、天秤、動圧、ポッド角の誤差範囲からやや外れてしまうが、その他の空力係数については誤差範囲内であることが確認できた。

(2) 上下、左右の気流の偏向の確認

改修後も引き続き、 $M=1.4\sim 3.0$ の範囲では上下、左右共に本風洞の要求値である $\pm 0.1^\circ$ 以内を達成していることが確認できた。

(3) CL_α 、 X_{cp} 、CDT、CDF について

本風洞において、改修後の再現性が保たれており、また他の風洞とも一致していることが確認できた。

(4) Drag Buckets について

模型先端の状態が、CD に与える影響が大きいことが確認できた。この影響を定量的に推算していくこと今後の課題である。

5. 謝辞

風洞試験を進めるに当っては、超音速風洞の方々には、多大なご協力をいただいた。関係各位に深甚なる感謝の意を表する。

6. 参考文献

1) 高木廣治、谷 喬、斉藤秀夫、新井 忠：
「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」
2) 鈴木教雄、渡辺光則：
「NAL1m 超音速風洞気流特性試験結果(第 2 報)」
3) 浜本滋、渡辺光則、楯篤志、酒井謙二：
“Improvement of the nozzle of the Supersonic
Wind Tunnel”、94th Supersonic Tunnel
Association International(STAI)、2000 年 9 月

模型名称	AGARD-B標準模型
基準面積	0.03897m2(胴体を含む翼面積)
基準長	173.2mm
モーメント基準点	191.8mm(模型後端から)、翼平面系の重心
胴体直径	75mm
重量	66.07(N)

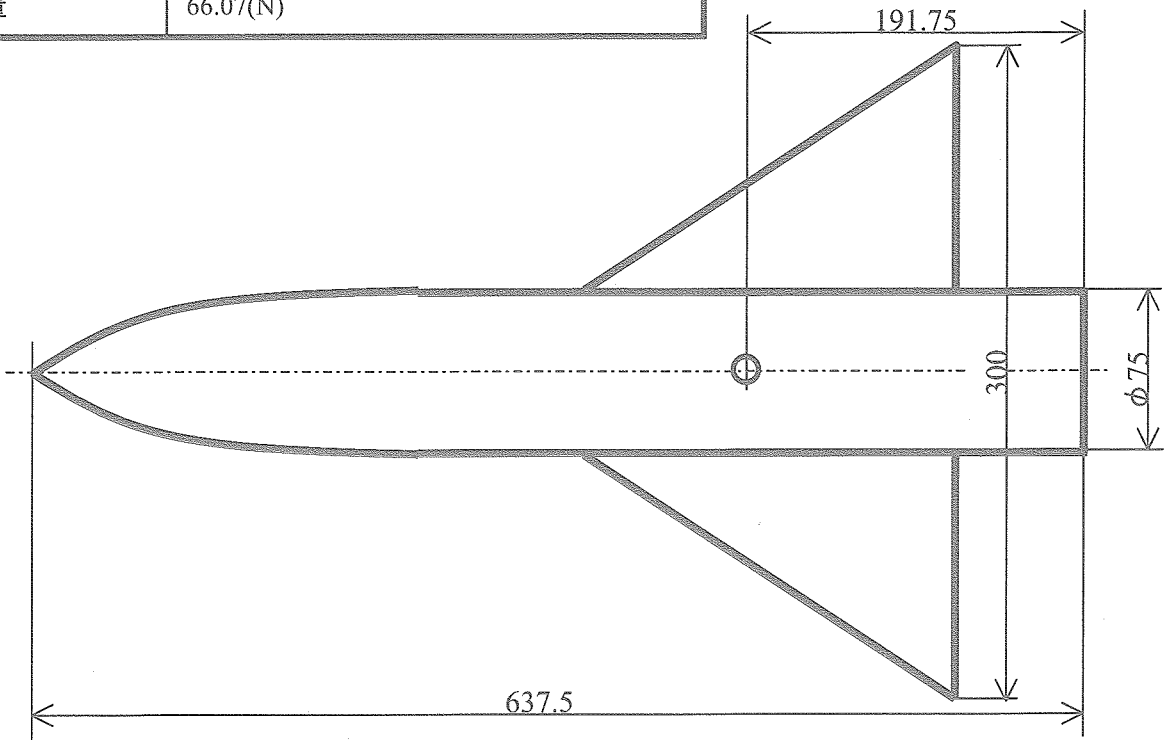


Fig2-1 AGARD-B 標準模型の概要図

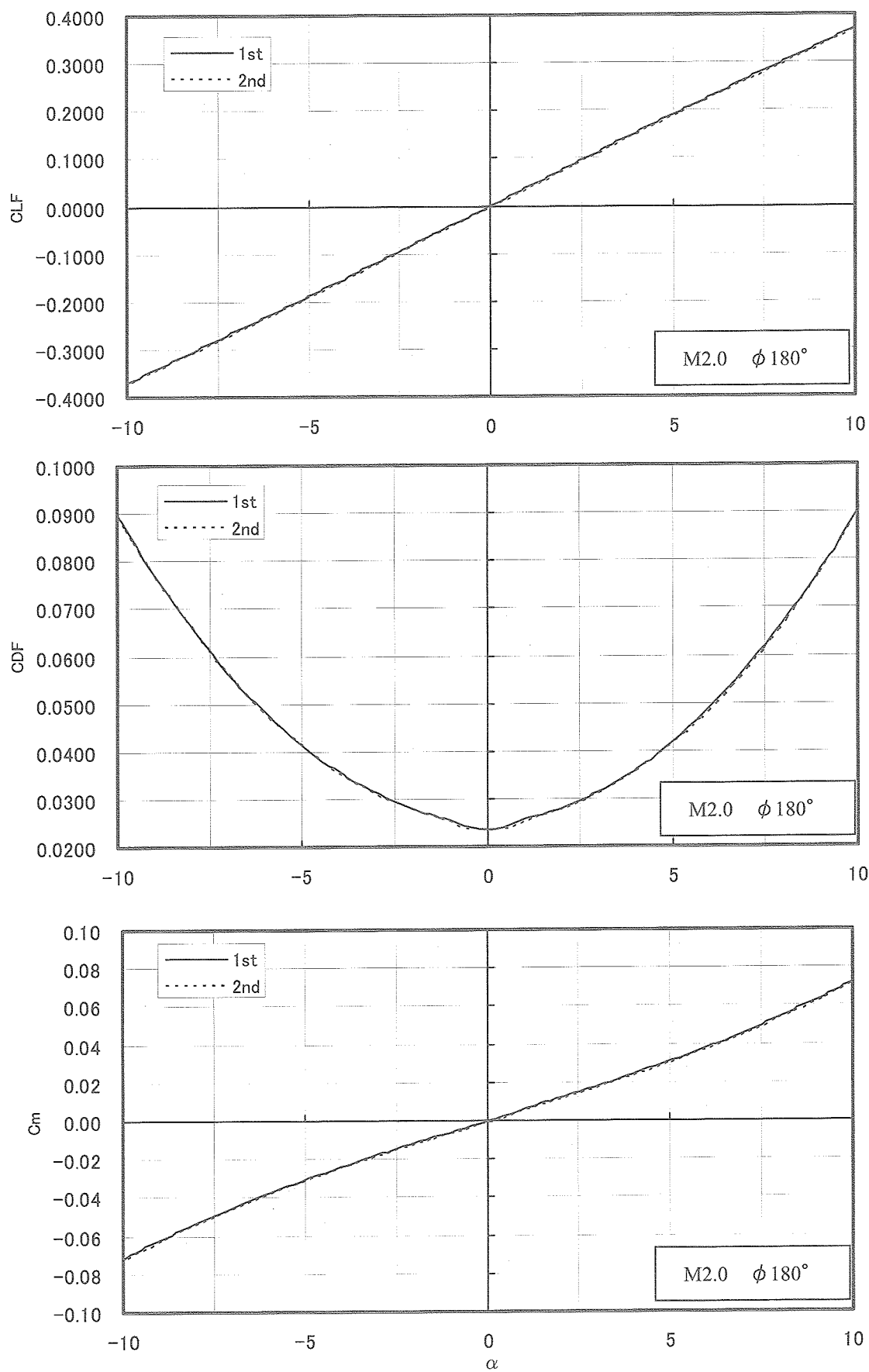


Fig3-1 縦3分力の空力係数の結果(2003年5月における再現性の確認)

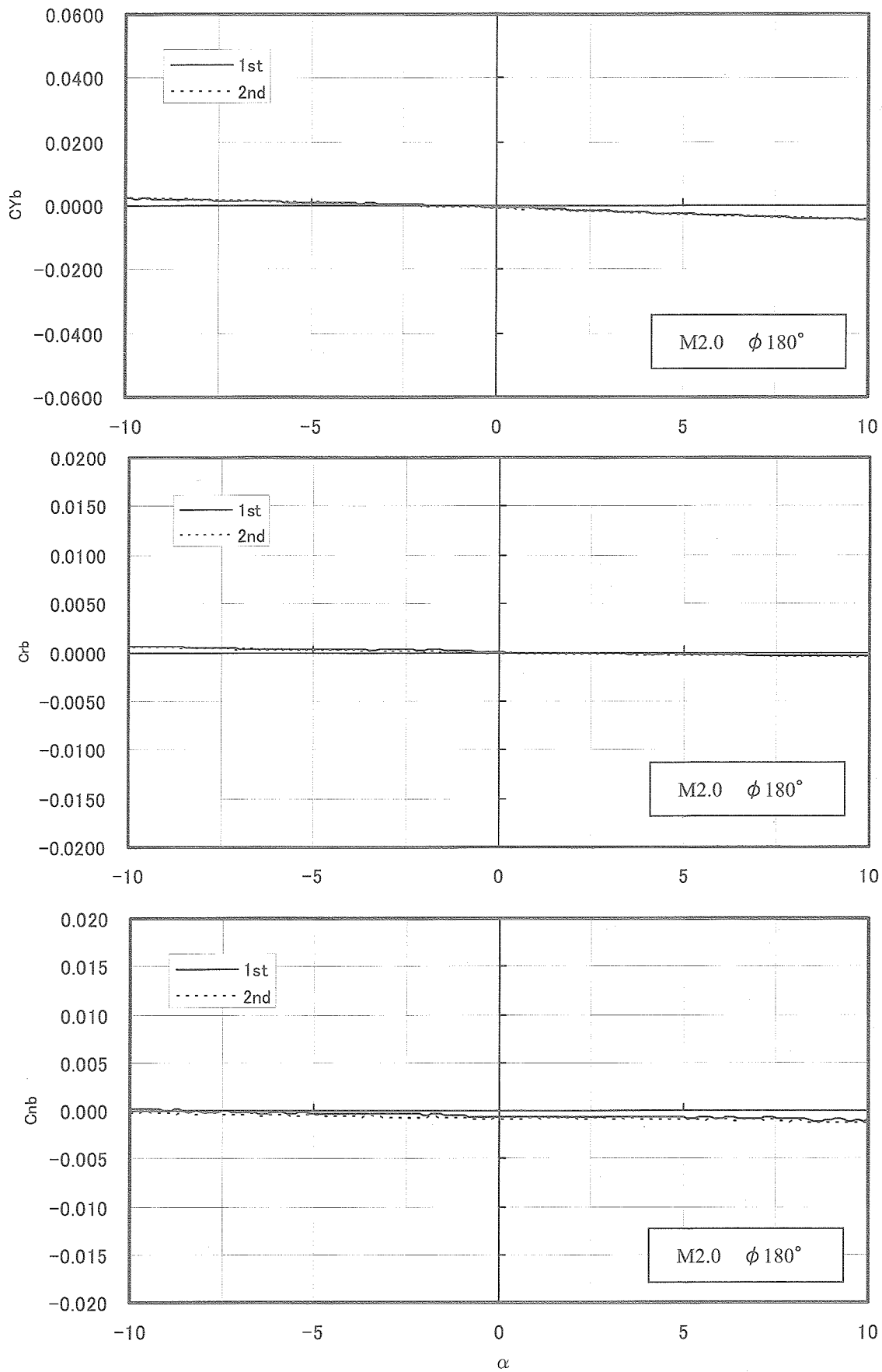
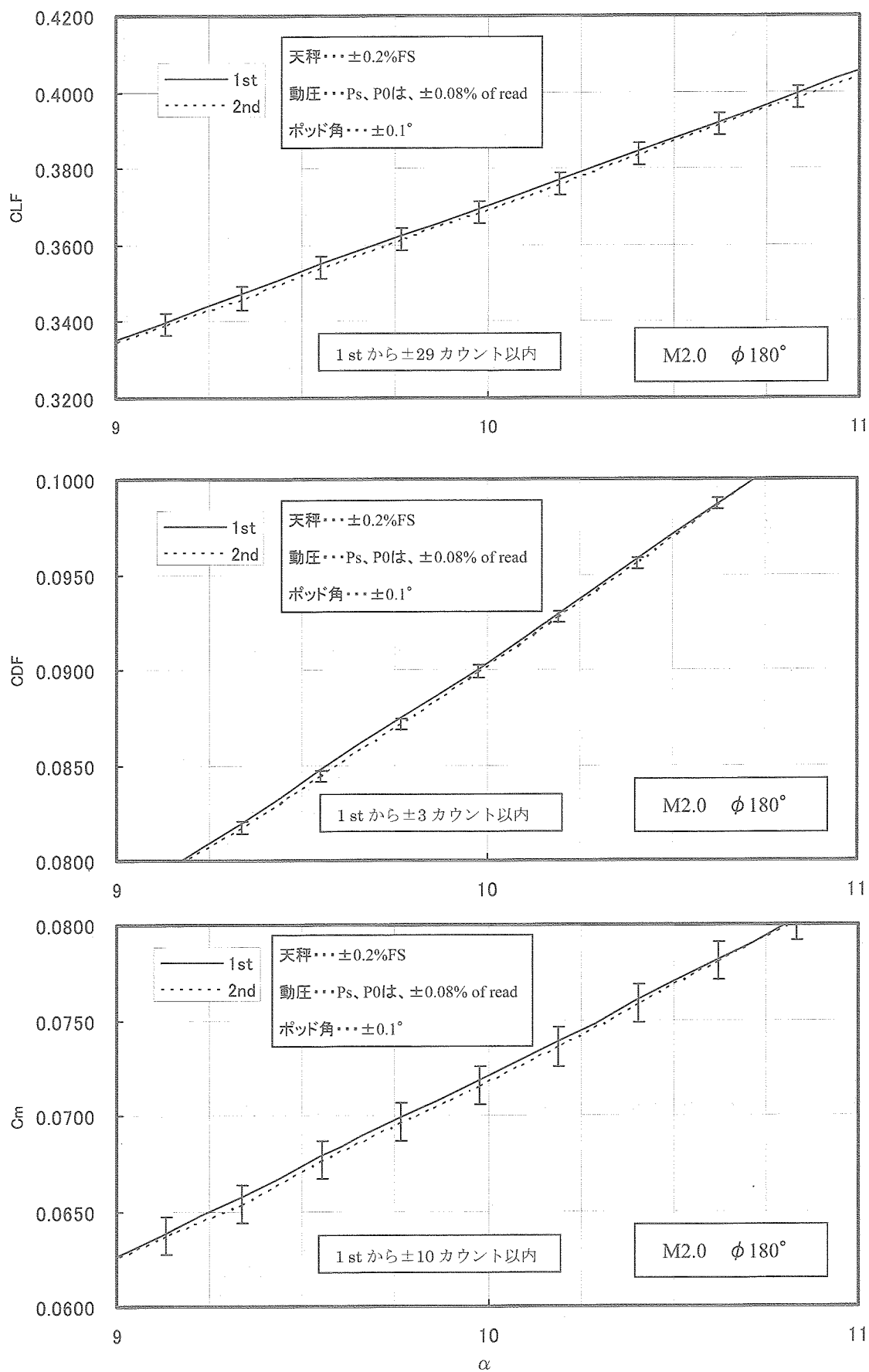


Fig3-2 横3分力の空力係数の結果(2003年5月における再現性の確認)

Fig3-3 $\alpha = 10^\circ$ 付近の縦 3 分力の空力係数の結果(2003 年 5 月における再現性の確認)

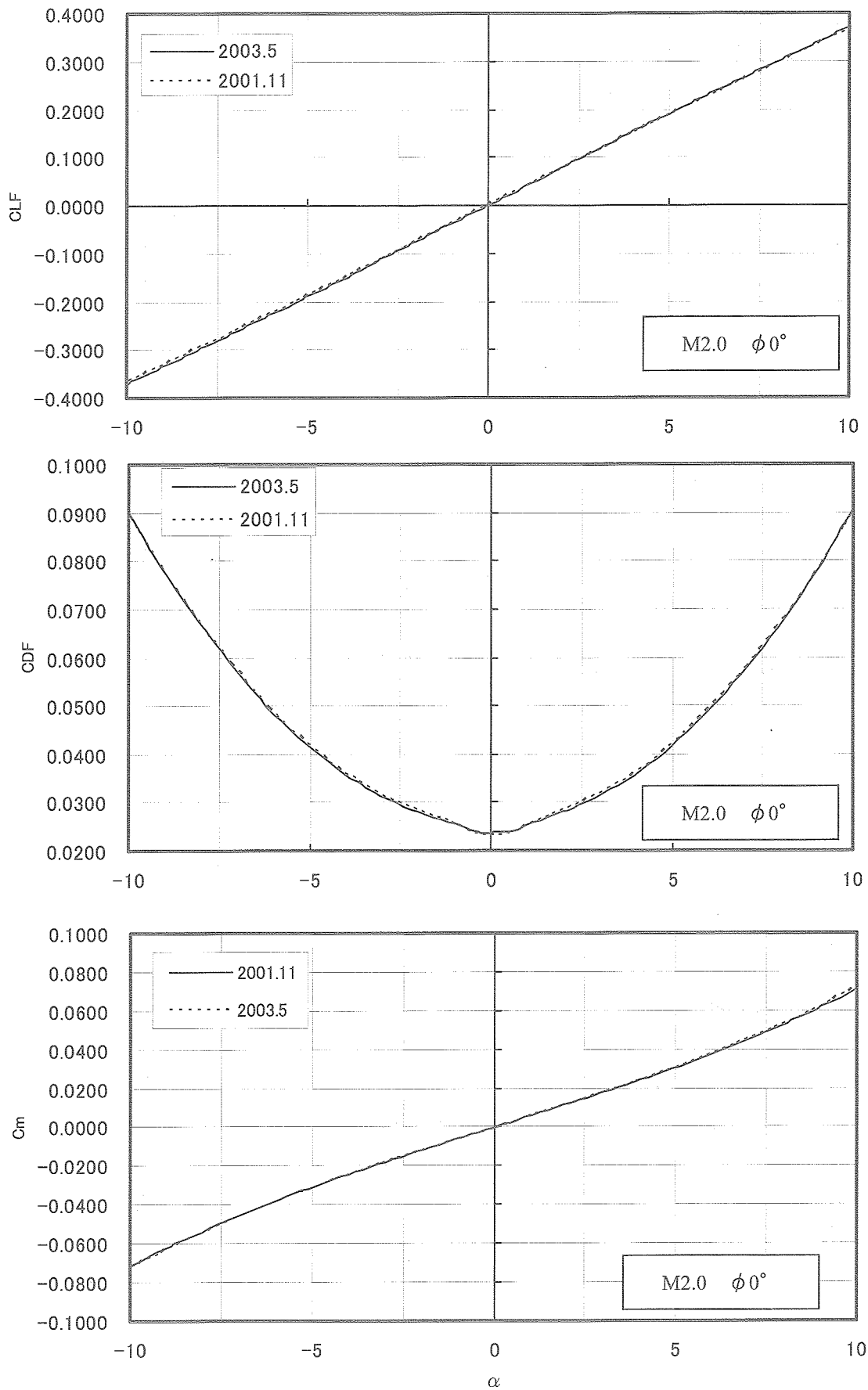


Fig3-4 縦3分力の空力係数の結果(2003年5月と2001年11月における再現性の確認)

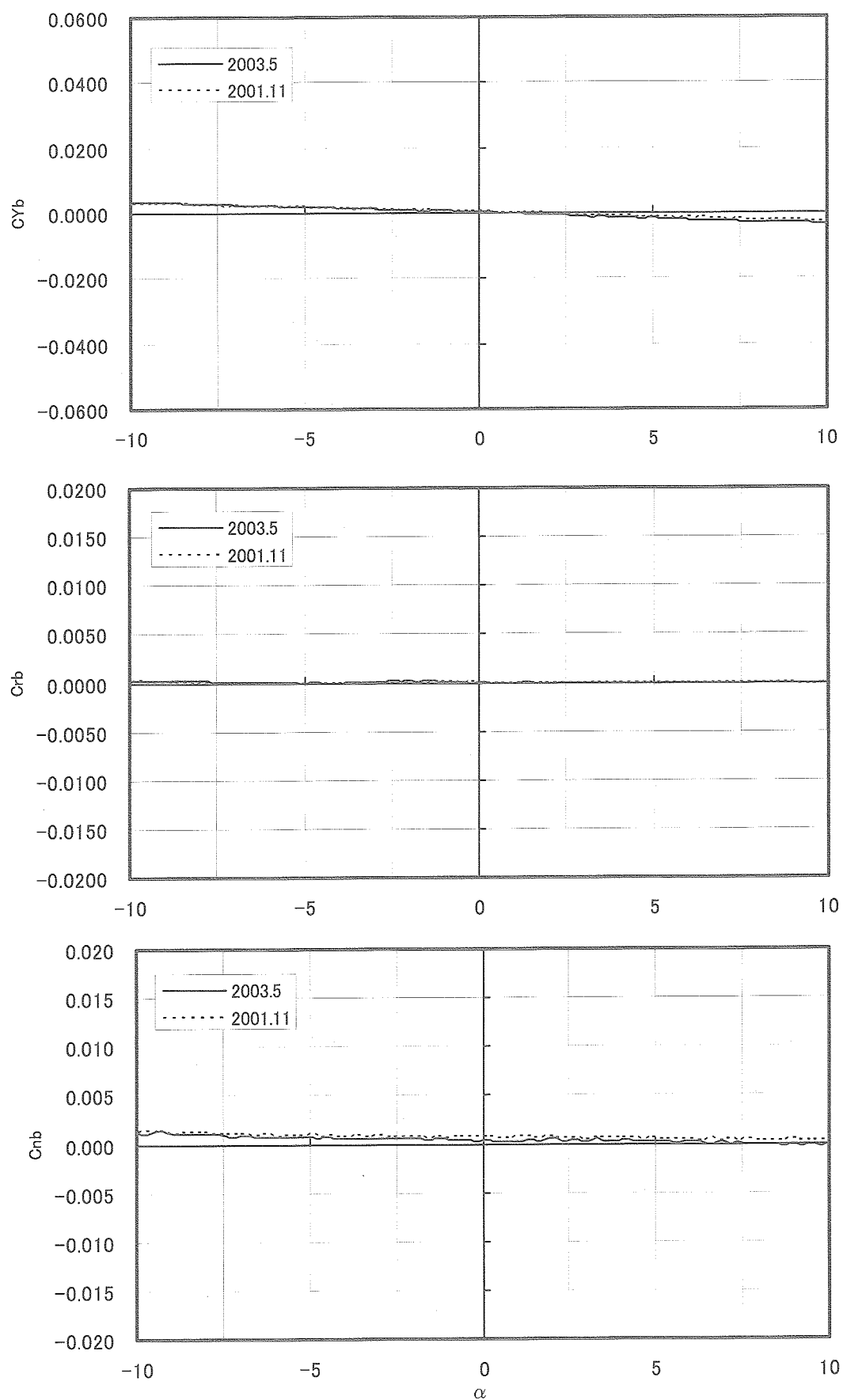


Fig3-5 横3分力の空力係数の結果(2003年5月と2001年11月における再現性の確認)

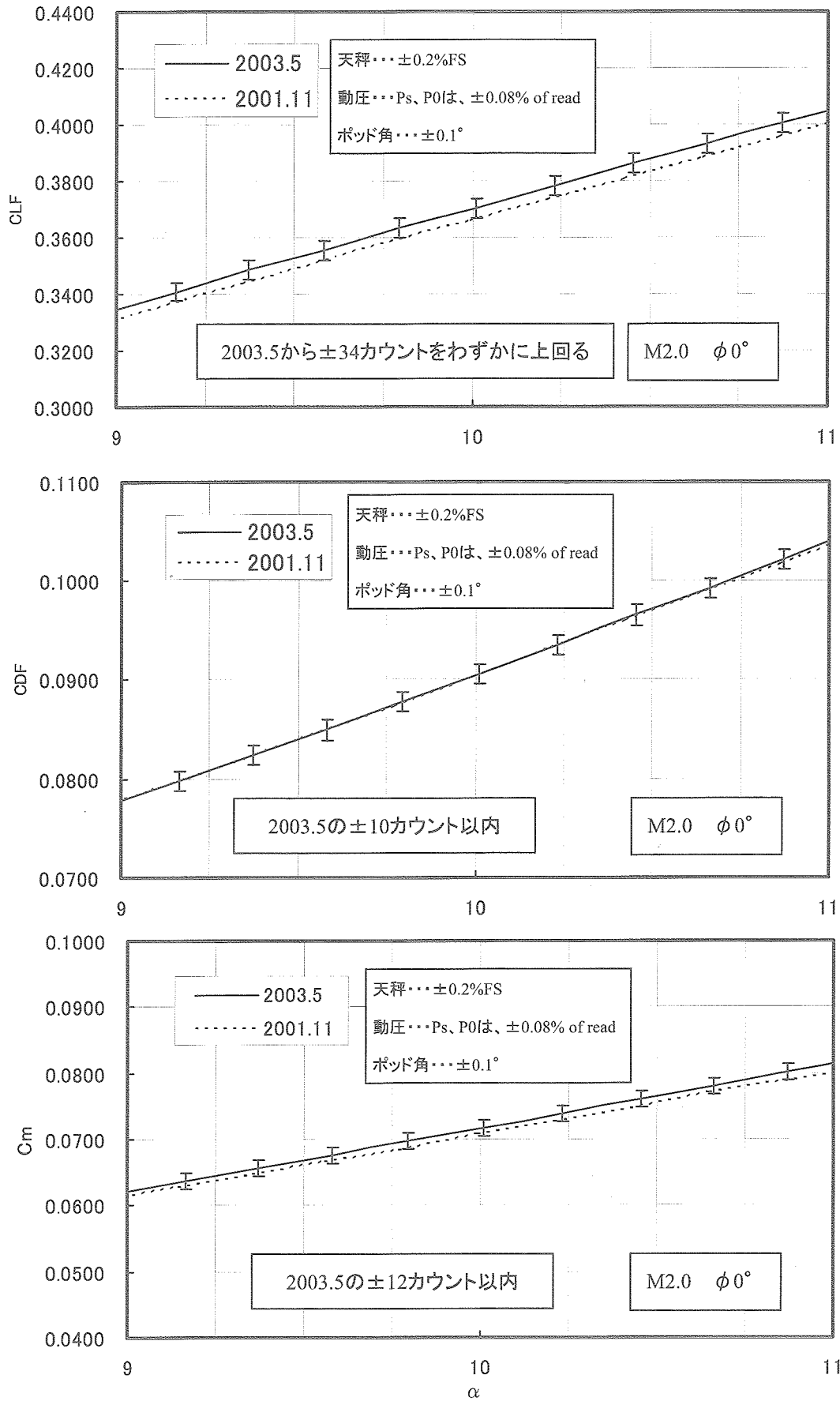


Fig3-6 $\alpha = 10^\circ$ 付近の縦 3 分力の空力係数の結果(2003 年 5 月と 2001 年 11 月おける再現性の確認)

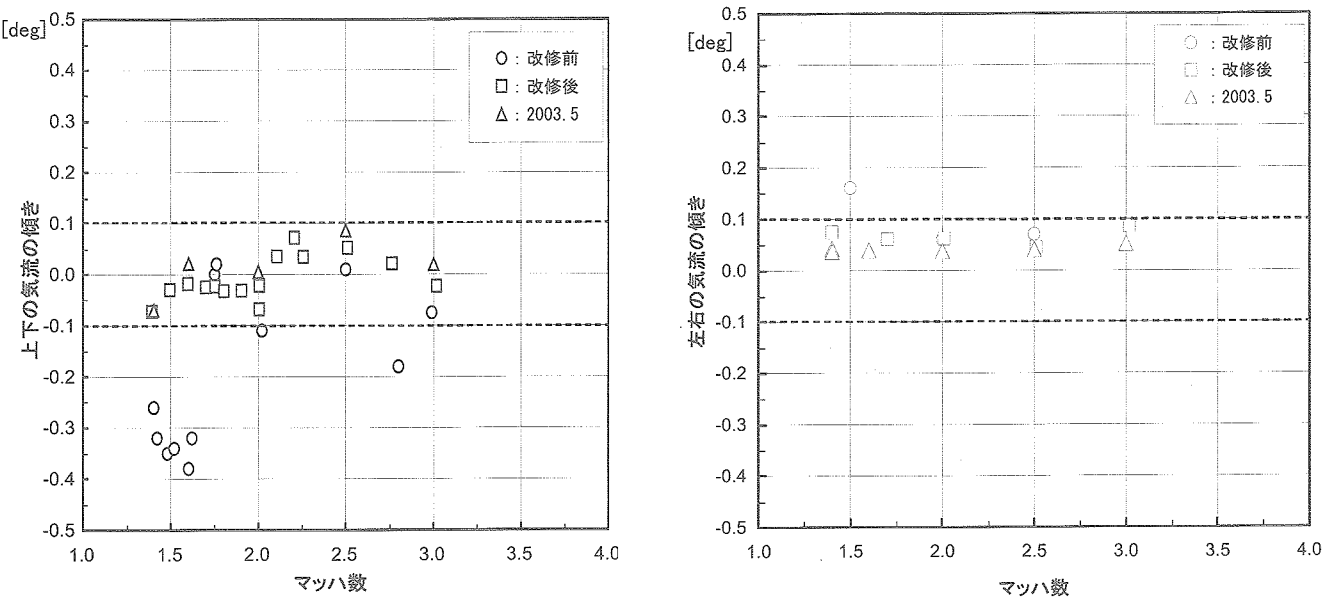


Fig3-7 上下左右の気流の偏向の確認

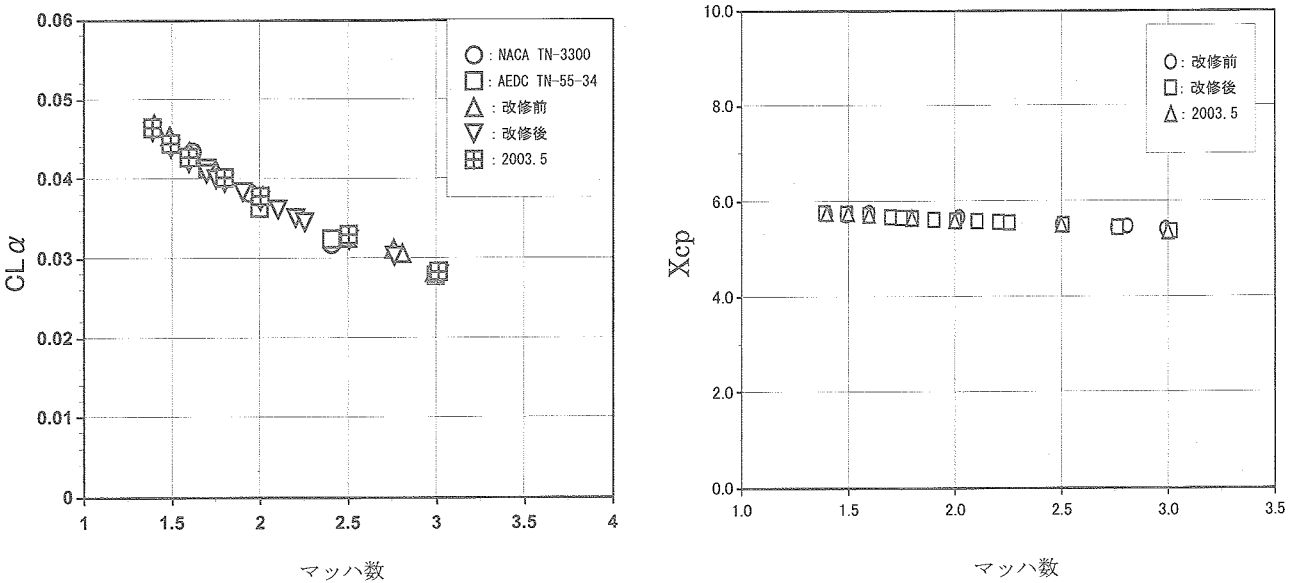


Fig3-8 マッハ数～CLαの確認

Fig3-9 マッハ数～Xcpの確認

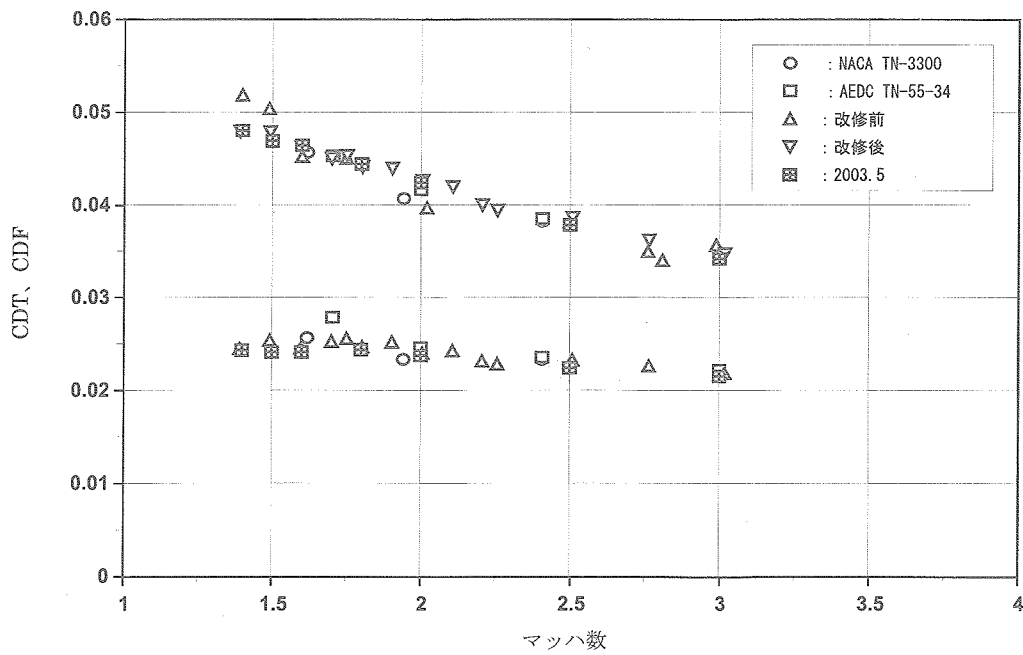


Fig3-10 マッハ数～CDT、CDF の確認

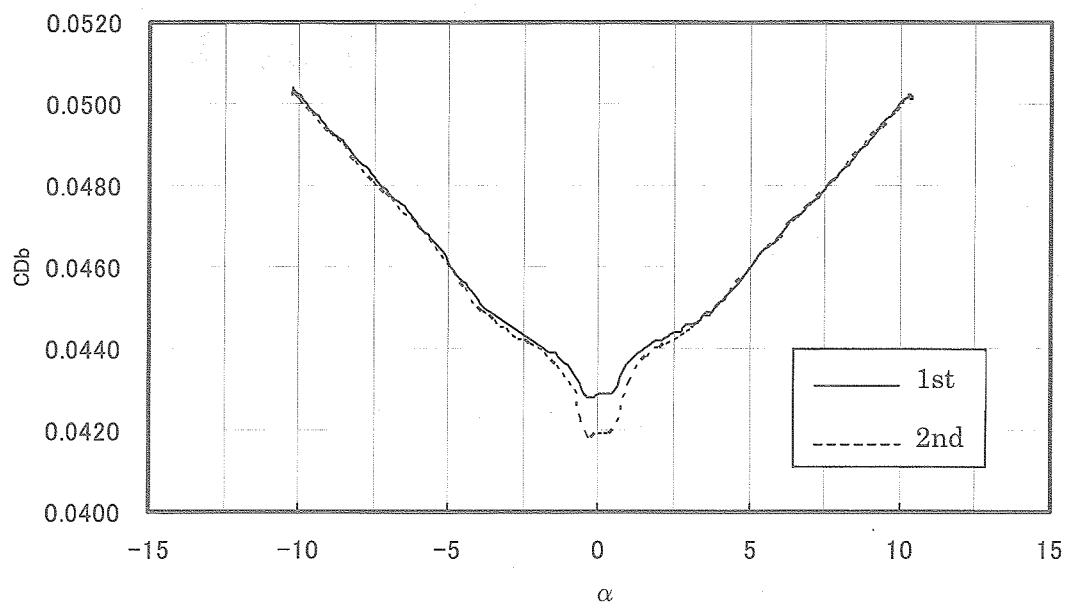


Fig3-11 Drag Buckets

JAXA 2m×2m 遷音速風洞における ONERA M5 感圧塗料試験

中北 和之、栗田 充、満尾 和徳、小池 陽、渡辺 重哉 (JAXA)
伊藤 正剛、橋本 拓郎 (IHI-AE)

PSP Test Using ONERA M5 Standard Model at JAXA 2m×2m Transonic Wind Tunnel

Kazuyuki Nakakita, Mitsuru Kurita, Kazunori Mitsuo, Akira Koike, Shigeya Watanabe (JAXA)
Masatake Ito, Takuro Hashimoto (IHI-AE)

概要

風洞技術開発センター（以下 WINTEC）では大型実用風洞で感圧塗料（Pressure-sensitive paint; 以下 PSP）試験を行うための実用 PSP 計測システムを整備中である。PSP の特徴を簡単に述べるとともに、実用 PSP 計測システムの内容について紹介する。また本システムの技術確認試験として 2m×2m 遷音速風洞(以下 TWT1)での ONERA M5 標準模型試験について計測結果や圧力センサ、CFD との比較などを紹介する。

1. はじめに

PSP¹ は従来模型表面に設けられた離散的な圧力孔でしか求められなかった圧力分布を、PSP を塗装した模型を CCD カメラで画像計測することによって、連続的かつ詳細な圧力分布を得ることができる計測技術である。視覚的に細部の流れ場までの把握が容易であり、また定量的かつ詳細な圧力情報が得られることから航空宇宙機の研究・開発に大きく寄与することが可能な風洞試験技術である。

PSP 技術は旧航空宇宙技術研究所で 10 年にわたり研究開発が進められてきたものである^{2,3}。WINTEC ではこの PSP 技術を大型実用風洞での実用開発試験に供するため、実用 PSP 計測システムの開発を進めている。ここでは PSP 全般について簡単に触れ、開発中の PSP システムと、このシステムを用いて大型実用風洞で行った技術確認試験の結果の一部について紹介する。

2. JAXA 実用 PSP 計測システム

2.1 PSP の原理

PSP は特定の有機分子からの発光が酸素消光によって減少することを用いた分子センサである。PSP からの発光量は酸素分子の少ない低圧環境下では大きくなり、高圧下では小さくなる。Fig.1 に PSP 計測の概要を示す。PSP は反応層と白色下地層の 2 層から構成され、計測対象模型の表面に塗装して用いられる。分子センサである感圧色素をバインダと呼ばれる酸素透過性ポリマーと混合したものが反応層である。白色下地層は拡散反射によって反応層中の感圧色素の発光量を増大させるために用いられる。反応層と白色下地層を合わせた膜厚は 40~70μm 程度である。

感圧色素は吸収スペクトルに相当する光を吸収し、発光スペクトルの波長で発光する分子である。周囲に酸素分子が存在すれば酸素消光による感圧色素から酸素分子へのエネルギー移動が生じるため、発光に費やされるエネルギーが減少し、PSP の発光強度は小さくなる。

この圧力と発光量の関係は理論的には以下の Stern-Volmer の式；

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad \text{----- (1)}$$

を用いて記述される。ここで、 I 及び P は試験時の発光量及び圧力、 I_{ref} 及び P_{ref} は無風時の既知圧力下での発光量及び圧力である。

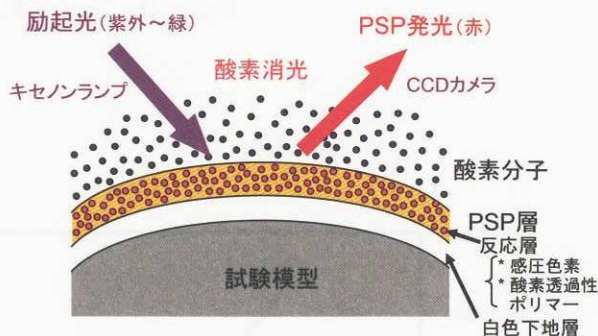


Fig.1 PSP の原理と構成

2.2 PSP の温度補正

PSP は圧力感度だけではなく、温度依存性も併せ持っている。このため定量的 PSP 計測にはこの温度補正が重要となる。Fig.2 は PSP/TSP の発光強度(I)の温度・圧力特性である。TSP は感温塗料 (Temperature-Sensitive Paint) である。 I は 25℃, 100kPa での発光強度 I_{ref} を用いて規格化されている。Fig.2(a)からも分かるように PSP は圧力感度だけでなく温度依存性も持つため、十分精度の良い定量計測を行うためには模型温度を計測し、温度補正を加える必要がある。簡易的には温度計による代表点温度計測などが用いられる。しかし、実際には温度分布が存在するため、JAXA 実用 PSP 計測システムでは模型温度分布の左右対称性を仮定し、模型の一半面に PSP、他半面に Fig.2(b)に示す PSP より温度感度が大きく圧力感度が小さい特性を持つ TSP を塗装し、PSP・TSP 2 種類の計測データから相互補完的に温度と圧力を算出する方法^{4,5}を用いている。

使用する PSP としては感圧色素 PtTFPP とフッ素系バインダ Poly(IBM-co- FEM)、TSP は感温色素 Ru(phen)と酸素

透過性の小さいポリウレタン系バインダの組み合わせである。

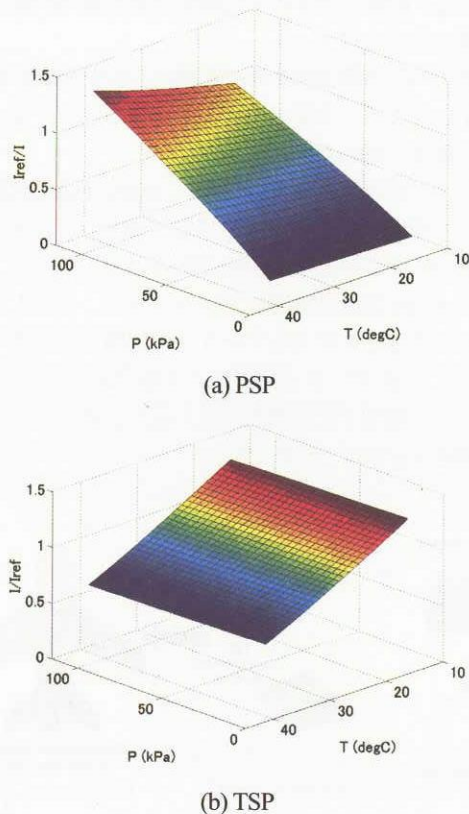


Fig.2 PSP/TSP 発光強度の圧力・温度特性

2.3 PSP 計測装置

PSP 計測装置の主な構成品としては励起光源、CCD カメラ、光学フィルタの 3 点がある。

励起光源は PSP/TSP を光励起するための装置であり、JAXA 実用 PSP 計測システムでは発光量の時間変動の小さい高安定型 300W キセノン光源を用いている。キセノン光源からの光の伝送には伝送効率が低下するという短所はあるものの、取り扱いの容易さからライトガイドを用いる。その先端には均一に近い分布で光照射できるように設計された照射ヘッドを設置し、試験模型に励起光を照射する。

PSP/TSP からの発光を計測するためには A/D 分解能が 14bit で、ノイズを低減させるためにチップを冷却する冷却型 CCD カメラを用いる。PSP からの発光は微弱であるため、量子効率が高い (>50%) 科学計測用 CCD カメラを用いている。

光学フィルタとしては、励起光源側の照射ヘッドに PSP と TSP の吸収スペクトルに相当する 400-550nm のみを透過させる励起光フィルタ、CCD カメラ側に PSP と TSP の発光スペクトルに相当する 590-710nm のみを透過させる発光フィルタを装着し PSP/TSP の発光計測画像に励起光成分が混入しないようにする。

また PSP/TSP 特性を較正するためには、温度及び圧力を任意に設定できる較正装置を使用している。

2.4 データ処理ソフト

開発風洞試験では様々な流速、模型姿勢にわたっての膨大な試験ケースのデータ取得が行われる。このため実用 PSP 試験では効率的なデータ処理ソフトが必須となる。JAXA 実用 PSP 計測システムでは MATLAB® をベースとし、多数の試験ケースを系統的に効率よく処理する PSP データ処理ソフト⁶ を独自開発し用いている。データ処理の詳細については次の 3 章に記す。

2.5 模型塗装

風洞試験前には事前に模型に PSP/TSP を塗装しておく必要がある。この塗装は下記の手順で行われる。これらの作業に要する日数としては標準として①で 1 日、②、③、④で 1 日、⑤で 1 日、⑥で 1 日に予備の 1 日を加えれば 1 週間が必要である。

①白色下地層塗装

汚れや油分を除去するために模型表面をエタノールで脱脂した後、ウレタン系白色下地層をスプレー塗装する。その後、乾燥炉中に模型を設置し、乾燥を促進するために 50℃ 程度で一晩の加熱乾燥を行う。

②白色下地層研磨

白色下地層の乾燥が終了し表面が硬化した後、白色下地層表面を平滑化しラフネスを除去するために表面の研磨を行う。

③マーカ取付

白色下地層の表面研磨終了後、無風画像と通風画像の位置合わせ(3.2 参照)用のマーカを取り付ける。JAXA 実用 PSP 計測システムではこのマーカとして膜厚が薄くかつ正確な円形マーカが確保できることから、ステンシルシートを用いている。

④マーカ位置計測

マーカは位置合わせのためだけでなく 3 次元格子へのデータ Mapping(3.4 参照)の位置基準点としても用いられる。これには機体軸上でのマーカ座標が必要であり、3 次元測定機を用いてマーカ位置の計測を行う。

⑤TSP 塗装

模型の一方の半面に TSP を塗装する。TSP 塗装後は白色下地層の場合と同様に乾燥炉中で一晩加熱乾燥を行う。

⑥PSP 塗装

模型の TSP と別の半面に PSP を塗装する。PSP 塗装後は白色下地層、TSP と同様に乾燥炉中で一晩加熱乾燥を行う。

2.6 試験前較正

PSP 試験で使用する PSP/TSP の圧力・温度特性を事前に較正しておく。本来は風洞試験で使用する PSP/TSP 塗装された模型をそのまま用いることが望ましいが、非常に大掛かりな較正装置が必要となるため、模型と同時に塗装された小型のサンプル板を用いて、風洞試験模型と同じ PSP/TSP ロットであれば特性は同じとの仮定のもとに較正を行っている。

このサンプル板を温度と圧力を独立かつ任意に設定可能な圧力チャンバーに取り付け、試験で用いる CCD カメラ

全台による較正を行う。カメラ全台による較正を行うのは、個体ごとによる CCD チップの波長特性差があると誤差要因となるためである。

この較正データより Fig.2(a), (b)に示された PSP/TSP 特性面を構築する。この特性面は3章で後述する圧力算出で用いられる。

2.7 PSP 計測システム整備対象風洞

WINTEC ではまず PSP 計測システムを最も PSP に対する需要の多い TWT1 と SWT1 の2風洞に整備中である。これと並行して、低速風洞へも PSP 計測導入するべく低速用 PSP システムの研究開発も行っている。PSP は絶対圧センサであり、大気圧付近かつ差圧の小さな低速流への適用は遷・超音速に比べ技術的に困難なためである。

これらの風洞とは別に 0.44m 極超音速衝撃風洞(HST)にも高速応答型感圧塗料を用いた PSP 計測技術が確立されている⁷。

3. JAXA 実用 PSP システムにおけるデータ処理

開発風洞試験では様々な流速、模型姿勢にわたっての膨大な試験ケースのデータ取得が行われる。このため実用 PSP 試験では効率的なデータ処理ソフトが必須となる。WINTEC PSP 計測システムでは汎用画像処理ソフトである MATLAB®をベースとし、多数の試験ケースを系統的に効率よく処理するデータ処理ソフトを独自開発し用いている。

3.1 前処理

定常的な風洞試験では、CCD カメラデータに重畳するショットノイズを低減させるため、複数枚の計測画像を取得し、平均化によるノイズ低減手法を採用することが一般的である。また CCD カメラ画像には CCD の暗電流に起因するベース成分も含まれており、このベース成分を同定するため、暗状態で CCD カメラ画像を取得し、それをダーク画像として、個々の PSP 計測画像から減算する操作も必要となる。

前処理ではこの画像積算及び平均化と、ダーク画像減算の2つの操作と、さらに必要であればノイズ除去のための数値的な空間フィルタを適用する。

3.2 位置合わせ

PSP のデータ処理では式(1)の Stern-Volmer 式から分かるように I_{ref}/I と P/P_{ref} を (TSP では II_{ref}/I と T/T_{ref}) をパラメータとしてデータ処理を行う。(これには PSP/TSP の場所による塗り方の違いを正規化するという実用的な意味も含まれる。) このため、無風時の既知圧力・温度下での I_{ref} 画像と通風時の I 画像の比を取る作業が必要となる。

しかし、実際の試験では通風時には空気力による模型の位置変化や弾性変形が生じる。このため通風時の I 画像を無風時の I_{ref} 画像に位置合わせをする作業が必須となる。位置合わせのためには模型上に黒い丸のマーカを設置し、 I 画像上のマーカを I_{ref} 画像上のマーカに合わせるよう画像処理を行う。

この処理の後に I 画像と I_{ref} 画像の比を取り I_{ref}/I 画像を

(TSP では II_{ref}/I 画像) を算出する。

3.3 圧力算出

PSP の I_{ref}/I 画像と TSP の II_{ref}/I 画像の発光量比画像を用いて圧力値の算出を行う。

本研究での圧力算出法を述べる前に、まず PSP 計測で一般的に用いられる圧力算出法である *a-priori* 法と *in-situ* 法について簡単に触れたい。

a-priori 法の概要を Fig.3(a)に示す。*a-priori* 法は試験前較正によって別途 PSP の特性を取得しておき、これを用いて PSP 試験データを処理する手法である。

一方の *in-situ* 法は試験時の PSP データと、それと同時に取得された模型上の圧力孔データとの相関式を作成し、これを用いて PSP データ全体で圧力を算出する方法である。この方法では模型上に複数点の圧力孔が必要となる。*in-situ* 法の概要を Fig.3(b)に示す。

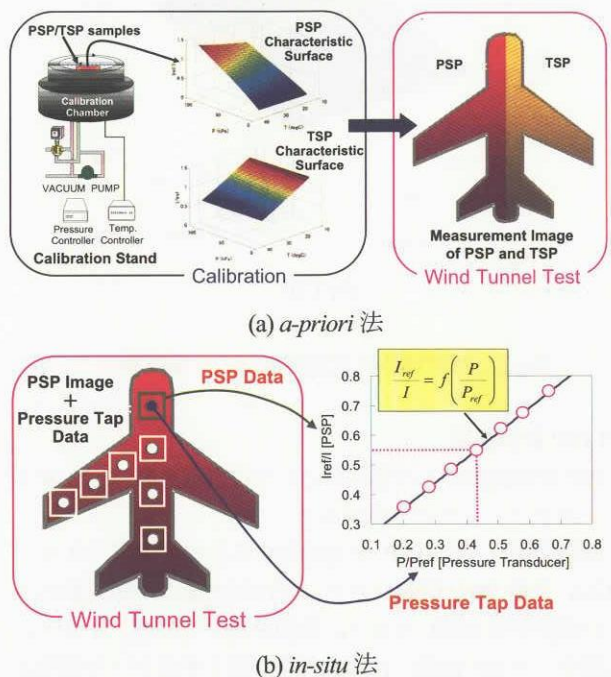


Fig.3 *a-priori* 法及び *in-situ* 法の概要

両手法の長短所としては、*a-priori* 法では PSP/TSP のみで圧力計測が可能であり圧力孔が必要ないため、特別な圧力計測模型を製作しなくても一般的な力計測模型だけで圧力分布の計測が可能となり、模型製作コストや製作期間の面で有利である。反面、例えば励起光源の光量変動や PSP 発光量の劣化など I_{ref} 画像と I 画像の間で PSP 特性に変化が存在すると誤差となり、計測精度の確保にはいろいろな問題に対する十分な配慮が必要となる。一方の *in-situ* 法では圧力孔データを併用することによって十分な計測精度を確保することが可能である。しかし、模型上に圧力孔が必要となること、*in-situ* 手法に用いる圧力孔として、十分に広い圧力範囲にわたるデータを使わないと外挿の影響が現れること、また PSP 特性の非線形性を取り入れるため高次関

数を導入すると外挿の影響が現れやすいことなどの問題がある。

a-priori 法と *in-situ* 法はそれぞれに長所短所を抱えているが、JAXA 実用 PSP 計測システムでは計測精度の面で両者の長所を組み合わせた *a-priori/in-situ Hybrid* 法⁸を用いて圧力算出を行っている。この *a-priori/in-situ Hybrid* 法の概要を Fig.4 に示す。

実用目的の PSP 計測では計測精度確保の観点から *in-situ* 手法を採用する必要があるが、PSP 特性の非線形性を考慮し高次式で特性を決定する場合、圧力孔データの内挿部分は計測精度が良いが、外挿部分では非現実的な PSP 特性となることもありうる。このような問題を避けるため、基本となる PSP 計測手法としては、*a-priori* 法と同様に PSP の温度補正のために TSP も併せて塗装し、Fig.2 に示す PSP/TSP 特性面を用いて圧力を算出する。加えて計測精度向上のために圧力孔データを用いた PSP データの *in-situ* 補正係数 C_{PSP} (測温抵抗体データを用いた TSP データの補正が可能な場合には C_{TSP} も) 導入し、計測精度の改善を行う。

PSP の発光量と圧力の関係は、理論的には式(1)の Stern-Volmer 式で表されるが、実際の PSP 試験では PSP が持つ温度依存性や圧力感度の非線形性を考慮して Stern-Volmer 式を拡張した次式；

$$f\left(\frac{P}{P_{ref}}, \frac{T}{T_{ref}}\right) = f\left(\left(\frac{I_{ref}}{I}\right)_{PSP}, \left(\frac{I}{I_{ref}}\right)_{TSP}\right) \quad \text{--- (2)}$$

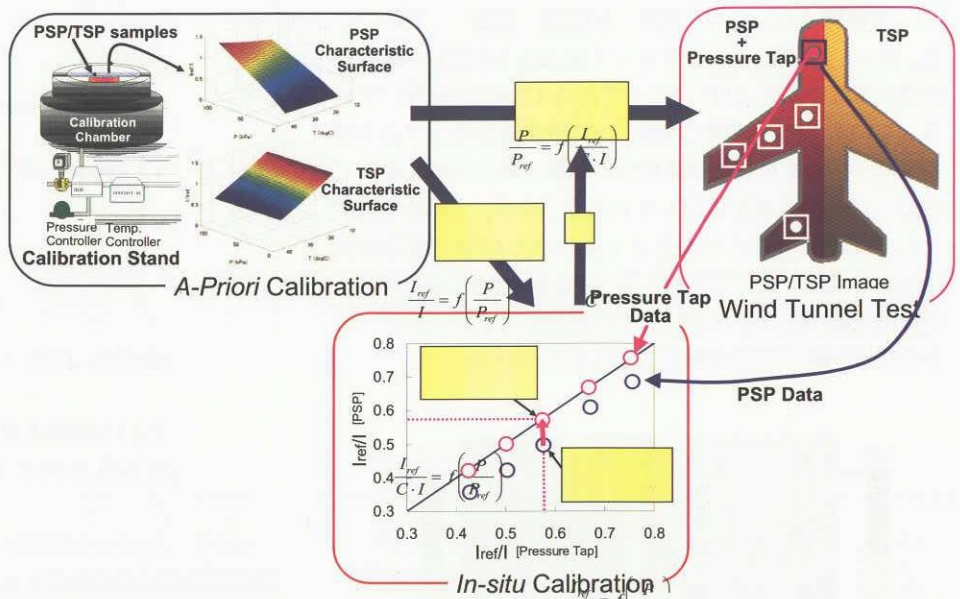
が用いられる。JAXA 実用 PSP 計測システムの *a-priori/in-situ Hybrid* 法では式(2)をさらに拡張し、力孔データ及び測温抵抗体データを用いた *in-situ* 補正係数 C_{PSP} と C_{TSP} を導入した式；

$$f\left(\frac{P}{P_{ref}}, \frac{T}{T_{ref}}\right) = f\left(\left(\frac{I_{ref}}{C_{PSP} \cdot I}\right)_{PSP}, \left(\frac{C_{TSP} \cdot I}{I_{ref}}\right)_{TSP}\right) \quad \text{--- (3)}$$

を用いる。この式(3)では、 $(I_{ref}/I)_{PSP}$ と $(I/I_{ref})_{TSP}$ の 2 入力に対し、Newton-Raphson 法などを用いて数値的に収束計算を行って圧力と温度の 2 出力を得る処理を行う。TSP データ補正用測温抵抗体データのない場合には $C_{TSP}=1$ とする。 C_{PSP} と C_{TSP} は比較に用いた圧力孔及び測温抵抗体の点数算出されるが、それぞれの平均値を代表値として用いる。

この *a-priori/in-situ Hybrid* 法の特徴としては、

- PSP と TSP の両データを用いることで、PSP の温度依存性を補償する
- *in-situ* 補正係数 C を導入し、圧力孔データの併用によ



る精度向上を図る

- *a-priori* 特性面を用い、外挿の影響をなくすの 3 点が挙げられる。

4. 風洞試験結果

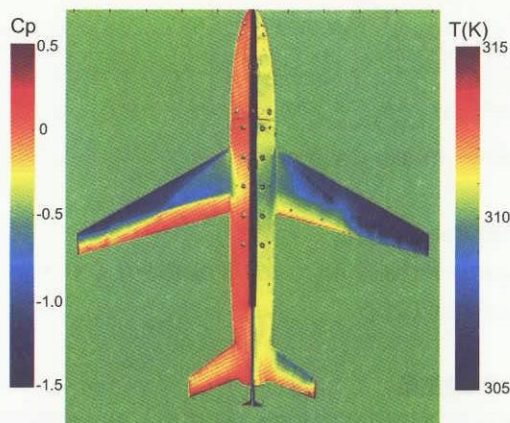
TWT1 標準模型の ONERA M5 模型を用いて遷音速領域での PSP 技術確認試験を行った⁹⁻¹¹。Fig.5 は PSP/TSP 塗装された ONERA M5 模型である。この試験結果の一例として、 $M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $P_0=100\text{kPa}$ のケースでの模型上面の圧力と温度の計測結果、CFD との比較を Fig.6 に示す。Fig.6(a)は PSP による模型上面圧力及び温度分布の計測結果である。左半面の C_p 分布画像では主翼上面コード方向の衝撃波構造が内翼側(2 段)と外翼側(1 段)で異なっていること、翼面上の圧力分布が胴体上にも影響を及ぼしていること、など模型上の複雑な圧力分布が捕らえられている。Fig.6(c)(d)はスキヤニバルブによる圧力孔データと PSP 計測結果との比較である。PSP による計測結果は圧力孔データと定量的にも非常に良く一致している。

Fig.6(b)に PSP による ONERA M5 模型圧力分布と、対応する CFD 結果¹²との比較を示す。CFD 計算には 648 万

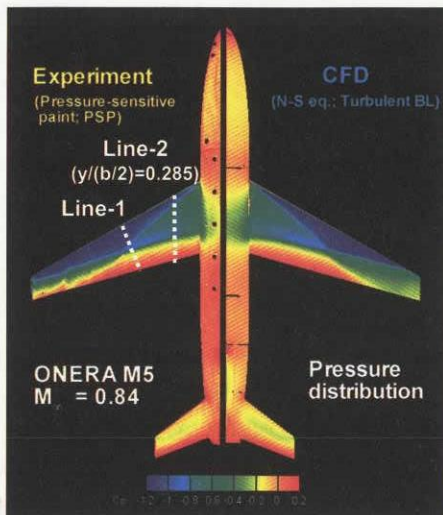


Fig.5 PSP/TSP 塗装された ONERA M5 模型と圧力孔列の設置位置

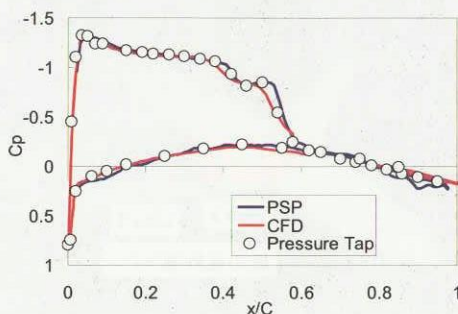
右舷側（ピンク）：PSP、左舷側（黄色）：TSP
 点、98ブロックのマルチブロック構造格子を用い、総合技術研究本部の基盤 CFD コードである UPACS¹³を用いて計算している。PSP 試験では模型上に強制遷移用ラフネス等の設置は行わず自然遷移条件での試験であったのに対し、CFD では全面乱流を仮定している差がある。全体的な傾向としては Fig.6(b)から分かるように PSP と CFD の結果は全体として良く一致している。また Fig.6(c) (d)の圧力孔データとの比較から PSP、CFD とともに定量的にも圧力孔データと差のない値が算出されていることが分かる。



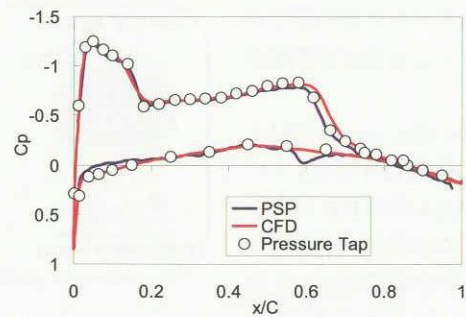
(a) PSP/TSP 計測データ；右側：Cp、左側：温度



(b) PSP と CFD の比較；右側：PSP、左側：CFD



(c) PSP、CFD と圧力孔の比較; Line-1



(d) PSP、CFD と圧力孔の比較; Line-2

Fig.6 ONERA M5 模型 PSP 計測結果
 (M=0.84, $\alpha=0.6^\circ$, $q=31.1\text{kPa}$, $P_s=62.9\text{kPa}$)

しかし、Fig.6(b)を詳細に比較すると、3ヶ所で PSP/CFD 両者の結果に差のあることが分かる。まず主翼-胴体接合部であるが、胴体上への主翼上圧力分布影響領域の大きさが両者で異なる。この原因として考えられるのは、全面乱流で計算された CFD と胴体・主翼ともに自然遷移である PSP との流れの差や、光学計測である PSP の翼面上の発光と胴体上の発光が干渉し誤差となる自己反射の問題などが可能性として考えられる。次に主翼端では衝撃波の存在位置が異なり、PSP より CFD で衝撃波位置が前縁寄りに位置している。他の一連の PSP と CFD の結果より、衝撃波が前方に位置することは迎角がより大きい場合に相当する。CFD での計算格子と異なり、風洞模型では空気力によって模型が弾性変形する。後退翼の場合、一般に弾性変形により翼端は捻り下げ方向に弾性変形し、相違と方向としては一致するが、弾性変形の量が定量的に一致するかどうかの評価までは行っていない。他に後胴での圧力レベルが CFD データと比較して PSP データで大きくなっていることである。この部分に圧力孔が設置されていれば定量的な評価が行えるところであるが、残念ながら ONERA M5 胴後胴部には設けられていない。この差の原因としてはやはり胴体上での境界層条件の差や、境界層や弾性変形による主翼上の圧力分布の差が胴体上にも影響を及ぼしていることなどが考えられる。

Fig.6に示された結果を含む一連の試験結果を用いて PSP の計測精度評価を行った。評価方法としては、圧力孔データを正とし、対応する PSP 計測データと圧力孔データとの差を評価した。PSP 計測データとしては前述の *a-priori/in-situ Hybrid* 法による処理データを用いる。Fig.7に圧力孔データと PSP 計測結果との比較を示す。*a-priori/in-situ Hybrid* 法による PSP データ処理によって PSP 結果と圧力孔データは良好な一致を示しており、両者の差の標準偏差は 0.95kPa であった。計測誤差として 2σ をとった場合、 $2\sigma=1.9\text{kPa}$ に相当する C_p は $M=0.84$, $P_0=100\text{kPa}$ を基準とすると ($q=31.1\text{kPa}$)、およそ 0.06 となる。

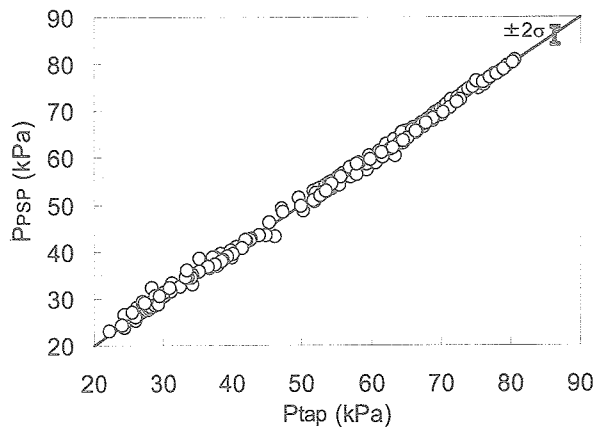


Fig.7 PSP の計測精度評価

5. まとめ

PSP の概要と、JAXA 実用 PSP 計測システムについてシステム構成やデータ処理手法、特に *a-priori/in-situ* Hybrid 法を用いた高精度圧力算出手法について紹介した。また技術確認試験としての ONERA M5 標準模型を用いた TWT1 での術確認試験の結果も紹介した。この ONERA M5 試験の結果より計測精度評価を行った。圧力孔データと PSP 試験結果との差の 2σ に相当する C_p としては $M=0.84$, $P_0=100\text{kPa}$ ($q=31.1\text{kPa}$) を基準とすると 0.06 であった。

このように PSP 計測技術は視覚的な圧力分布の情報と定量的な圧力値データを併せ持つ強力な画像圧力計測技術である。本技術はその大情報量かつ定量的な特性を活かして、航空宇宙機開発の際の構造解析への表面圧力分布の提供や、視覚的あるいは翼面上空気力分布の算出などによる空力設計の最適化、また CFD コード検証用データの提供など、今後様々な用途にその応用が広がっていくものと考えられる。また、PSP では模型製作の低コスト化及び期間短縮にもメリットがあり、効率的な実機開発に寄与することが期待できる。WINTec では今後も航空宇宙を中心とした広範な分野での研究開発に対してより有効な風洞試験データを提供するため、PSP 計測システムの完成を目指して開発・整備を進めていく予定である。

謝辞

ONERA M5 模型 CFD 結果を提供していただいた情報技術開発共同センター・山本一臣チームリーダー、向井純一研究員、技術確認試験にご協力頂いた WINTec 遷音速風洞チームの皆様へ感謝の意を表します。

参考文献

- 1) J. H. Bell, E. T. Schairer, L. A. Hand and R. D. Mehta, "Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings," "Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 33, 2001.
- 2) 浅井, 神田, 飯島, 杉浦, 真保, 石黒, 小松, "開発風洞試験のための感圧塗料技術の開発", 日本航空宇宙学会第 34 期年会講演会, 2003.

- 3) 知的基盤整備推進事業 "機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発(MOSAIC)" プロジェクト HP : <http://www.nal.go.jp/fluid/jpn/mosaic/index.html>
- 4) Y. Shimbo, K. Asai, H. Kanda, Y. Iijima, M. Komatsu, S. Kita and M. Ishiguro, "Evaluation of Several calibration techniques for Pressure- Sensitive Paint in Transonic Testing," AIAA Paper 98-2502, 1998.
- 5) 栗田, 中北, 満尾, 神田, 浅井, 渡辺, "NAL 1m×1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験", 日本航空宇宙学会第 34 期年会講演会, 2003.
- 6) M. Kurita, K. Nakakita, K. Mitsuo, and S. Watanabe, "Data Processing of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing," AIAA-2004-2189, 2004.
- 7) K. Nakakita and K. Asai, "Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel," AIAA-2002-2911, 2002.
- 8) 中北, 栗田, 満尾, "A-priori/in-situ Hybrid 感圧塗料データ処理手法", 特願 2004-249302, 2004.
- 9) K. Nakakita, M. Kurita, and Kazunori Mitsuo, "Development of the Pressure-Sensitive Paint Measurement for Large Wind Tunnels at Japan Aerospace Exploration Agency," ICAS 2004-3.2.2, 2004.
- 10) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 渡辺重哉, "大型実用風洞における感圧塗料技術の研究開発," 宇宙航空研究開発機構 第 1 回総合技術研究本部公開研究発表会, 2004.
- 11) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 渡辺重哉, 山本一臣, 向井純一, 高木亮治, "感圧塗料計測データを用いた CFD コード検証について," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2004, 2004.
- 12) 山本一臣, 向井純一, 高木亮治, "UPACS による ONERA M5 周りの流れ解析," 航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム 2002 概要集, 2002.
- 13) 山本, 他, "CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発", 第 14 回数値流体力学シンポジウム, 2000.

宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-04-011

発行日 2005年3月1日
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構
〒182 - 8522
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1
TEL 0422 - 40 - 3000 (代表)
印刷所 有限会社 ノースアイランド
東京都西東京市ひばりヶ丘北4 - 1 - 9

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency