

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

超音速流中に置かれた軸対称物体の表面静圧分布計測

徳川 直子, 赤塚 純一, 石川 敬掲, 中北 和之

2012年3月

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

目 次

Abstract	1
概要	1
1. はじめに	1
2. 試験装置および方法	2
2.1. 風洞	2
2.2. 供試体	3
2.3. 計測項目および計測システム	5
2.4. 試験条件	6
3. 数値流体解析 (CFD) による表面静圧分布の予測	6
4. 結果	8
4.1. 概要	8
4.2. 静圧孔を用いた表面静圧計測	10
4.3. 自由流マッハ数分布の影響	14
4.4. 遷移への影響	16
5. まとめ	17
謝辞	17
参考文献	21

超音速流中に置かれた軸対称物体の表面静圧分布計測*

徳川 直子^{*1}, 赤塚 純一^{*2}, 石川 敬掲^{*3}, 中北 和之^{*2}

Surface Pressure Measurement on Axisymmetric Bodies in Supersonic Flow*

Naoko TOKUGAWA^{*1}, Junichi AKATSUKA^{*2}, Hiroaki ISHIKAWA^{*3} and Kazuyuki NAKAKITA^{*2}

Abstract

Surface pressure measurement on axisymmetric bodies in supersonic flow was performed in 1m×1m supersonic wind tunnel in Japan Aerospace Exploration Agency, for the purposes of promoting understanding of transition mechanism, and of validation of computational fluid dynamics, for boundary layers on axisymmetric bodies in supersonic flow. It is confirmed that results of surface pressure measurement by use of conventional pressure tap were in good agreement with numerical results of computational fluid dynamics within the range of the assured measurement precision. Moreover, it is found that the pressure distribution is affected by non-uniformity of freestream in the test section of the wind tunnel, but the influence is negligible small for transition prediction.

Keywords: pressure measurement, axisymmetric bodies, supersonic flow

概 要

超音速流中におかれた軸対称物体上に発達する境界層流れに対する遷移機構の理解を促進するとともに、数値流体解析の結果を検証することを目的として、軸対称物体の表面静圧分布計測を宇宙航空研究開発機構が所有する 1m×1m 超音速風洞において実施した。その結果、従来の静圧孔を用いた表面静圧分布の計測結果は、全面層流を仮定した数値流体解析結果と計測の不確かさの範囲内でよく一致していることが確認された。表面静圧は風洞測定部内の自由流マッハ数分布の影響を受けることがわかったが、その影響は境界層遷移に対しては無視できることが確認された。

1. はじめに

次世代超音速輸送機を開発するにあたり、全抵抗の 1/3 程度を占める摩擦抵抗の低減は必須な技術課題である。宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、小型超音速実験機(ロケット実験機)プロジェクトにおいて、形状(すなわち表面静圧分布)を工夫することによって境界層の層流-乱流遷移位置を遅らせる自然層流化技術を、主翼の設計に適用した。そして、その効果を 2005 年に実施した飛行実験において実証した[1-7]。

* 平成 24 年 1 月 13 日受付 (Received 13 January 2012)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム(Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

*2 研究開発本部 風洞技術開発センター(Wind Tunnel Technology Center, Aerospace Research and Development Directorate)

*3 三向ソフト(Sanko-Soft Co. Ltd.)

超音速機の摩擦抵抗低減に関する残された課題としては、翼に対する自然層流設計技術を実機スケールに対応した高レイノルズ数の条件に拡張すること、自然層流設計技術を機首に対して拡張すること、乱流摩擦抵抗の低減化技術を確立することなどが挙げられる。中でも機首の自然層流化は、形状が翼に比べて単純であるにも関わらず非常に困難である。その原因は、迎角を持つ場合には境界層が強い三次元性を持ち、遷移機構が複雑になるためである。迎角をもつ機首状物体の遷移機構は、現在においても完全には理解されているとは言い難い[8-10]。自然層流機首を達成することが出来る最適な表面静圧分布を創出するには、表面静圧分布と遷移位置の関係を明確化していく必要がある。

一方、自然層流機首を設計には、機首の形状から表面静圧分布を算出し、その表面静圧分布に基づいて得られた境界層分布から遷移位置を予測する必要がある。これまで、境界層分布を算出する境界層計算や境界層分布から遷移位置を予測する遷移解析については、深く分析されてきた[11]。しかし、与えられた機首の形状から表面静圧分布を算出する数値流体解析(Computational Fluid Dynamics; CFD)については、他の数値解析結果との検証は行ってきた[12]ものの、実験結果との比較はあまり行っていないように思われる。

そこで本論文では、遷移機構の理解を促進するとともに、数値流体解析の結果を検証することを目的として、機首状物体の代表的な形状である軸対称物体の表面静圧分布を計測した結果について報告する。

2. 試験装置および方法

2.1. 風洞

試験は、2010年5月24日から6月4日まで、宇宙航空研究開発機構(JAXA)が所有する $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞(SWT1)において実施した。 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞(SWT1)は、 $1\text{m} \times 1\text{m}$ の矩形測定部断面を持つマッハ数 $M=1.4$ から4の間欠吹出式風洞である(図1)。

試験では、マッハ数 $M=2.0$ とし、風洞総圧 P_0 はノミナル 220kPa 、風洞総温 T_0 は室温で、ほぼ一定の 21°C をとった。

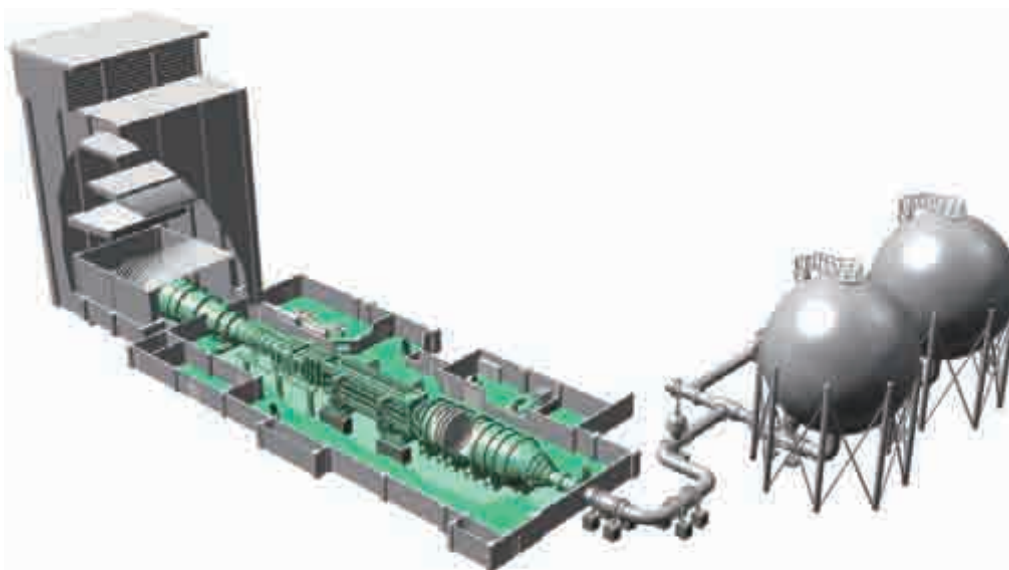


図1 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞(SWT1)

2.2. 供試体

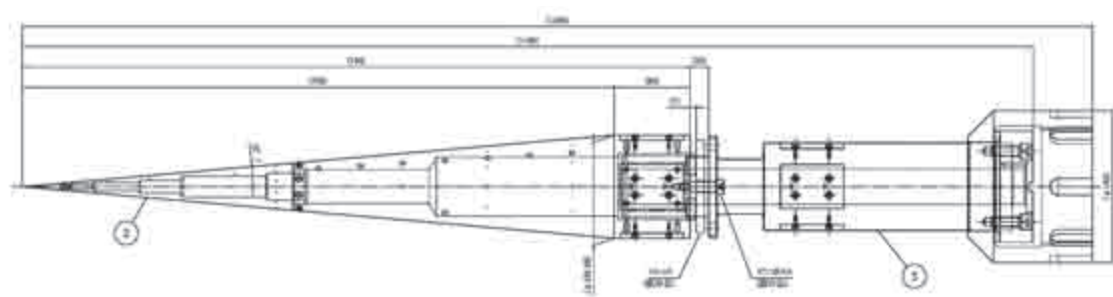
試験に用いた供試体は、頂角 10 度(半頂角 5 度)の円錐, Sears-Haack 体および特許出願形状物体の 3 体である。

頂角 10 度(半頂角 5 度)の円錐は、迎角を 0 度とすると圧力勾配が無くなることから、超音速流中では標準的な形状である。本円錐を用いた試験としては、気流乱れを評価するため AEDC が多くの風洞や飛行実験で静圧変動を計測した一連の試験が、特に良く知られている[13]。

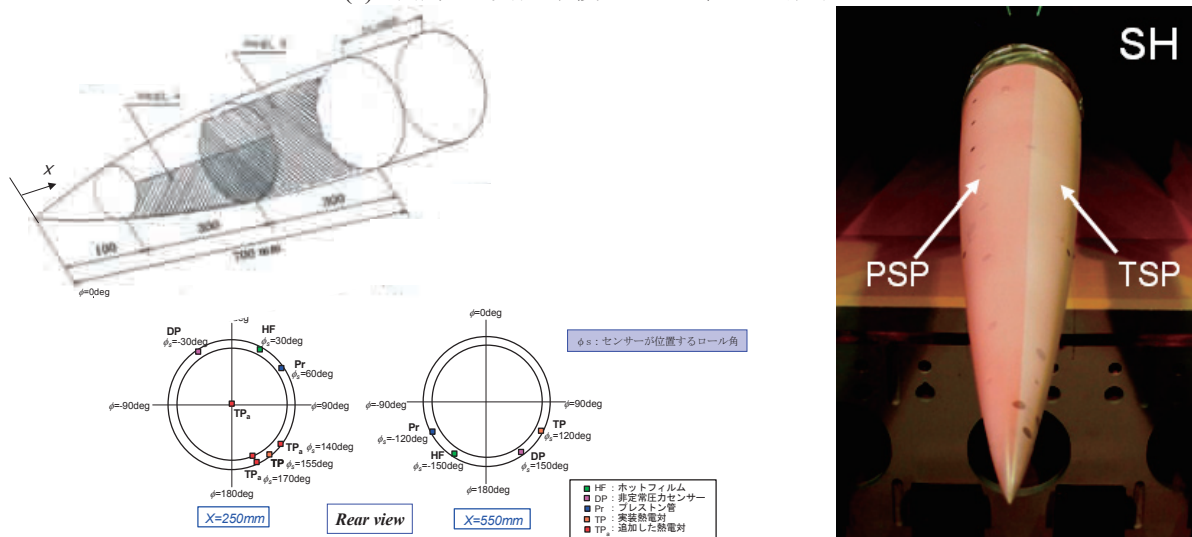
Sears-Haack 体は、式(1)で定義される形状で、造波抵抗が最小になる形状として良く知られている。ここで $L_{SH}=2692.308$, $A=217.59$ である。小型超音速実験機(ロケット実験機)の機首形状として採用された形状でもある。

$$Y_{SH}(X)=A[(X/L_{SH})\{1-(X/L_{SH})\}]^{3/4} \quad (1)$$

特許出願形状物体の形状については、他で報告することとし本論文では割愛する。



(a) 頂角 10 度円錐模型とスティング側面図



(b) Sears-Haack 体模型模式図

図 2 供試体

模型はいずれもステンレス製の全長 700mm(図 2)で、それぞれ表 1 および 2 に示す位置に静圧孔、位置決め用マーカおよび遷移センサーが設けてある。表面は、粗度による遷移促進を避けるため、鏡面に仕上げてある。また頂角 10 度の円錐模型の先端は、先端の曲率半径 R が 0.025mm から 0.050mm の範囲で、その中でも出来るだけ小さくなるように製作した。

一方、スティングは、コーン部中心(模型先端から 350mm)が、迎角を取った場合の回転中心であるシェリーレン窓中心(模型支持装置-スティング当たり面から前方に 846mm)に来るよう設計した。頂角 10 度(半頂角 5 度)の円錐、特許出願形状模型およびスティングは新規に製作したが、Sears-Haack 体模型は小型超音速実験機に搭載する実装センサーの性能評価のために製作した実装センサー模型を使用した。

表 1 頂角 10 度円錐模型静圧孔および位置決め用マーカ位置

静圧孔			位置決め用マーカ		
番号	$\theta[\text{deg}]$	X[mm]	番号	$\theta[\text{deg}]$	X[mm]
1	45	60	1	0	450
2	45	100	2	90	450
3	45	150	3	270	450
4	45	200	4	0	550
5	45	250	5	30	550
6	45	300	6	60	550
7	45	350	7	90	550
8	45	400	8	120	550
9	45	450	9	240	550
10	45	500	10	270	550
11	45	550	11	300	550
12	45	600	12	330	550
13	45	650	13	0	650
14	15	300	14	30	650
15	75	300	15	60	650
16	105	300	16	90	650
17	135	300	17	120	650
18	165	300	18	240	650
19	195	300	19	270	650
20	225	300	20	300	650
21	255	300	21	330	650
22	285	300			
23	315	300			
24	345	300			
25	135	500			
26	225	500			
27	315	500			

座標軸は軸方向に x , 迎角をつけた場合の風下側対称面からの角度を ϕ と定義する. なお, 風下側対称面内の母線をトップライン, 風上側対称面内の母線をボトムラインと呼称する.

2.3. 計測項目および計測システム

本試験では, 従来の静圧孔を用いた表面静圧分布の他に, 感圧塗料 (PSP) を用いた静圧計測および, オイルフローを用いた表面流れの可視化も行った.

静圧孔を用いた表面静圧には, $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞 (SWT1) が所有する多点圧力計測装置 (ZOC-RAD) システムおよび圧力変換器 (PDCR) システムを用いた. 多点圧力計測装置 (ZOC-RAD) システムは, 温度補償型の電子走査式圧力計測モジュールを使用し, $\pm 15\text{psid}$ のレンジを持つ. 圧力変換器 (PDCR) は, 静圧孔1点毎の計測を行うセンサであり, 前者同様, $\pm 15\text{psid}$ のレンジを持つ. PDCR の信号は, ストレインアンプ (AH11-110SP) で増幅した後, A/D 変換器を用いて収録を行った.

風洞の計測システムは管理用サーバーと NI-PXI を基本とするシステムで構成されている. 風洞の基準量である自由流総圧 P_0 , 自由流静圧 P_s の測定には, それぞれ圧力変換器 PMP4010, Baratoron 690A を用いている. 各圧力変換器は, 基準圧力発生器 PPC3 で試験実施前に較正され, その精度が管理されている.

表 2 Sears-Haack 体模型模型静圧孔および遷移センサー位置

静圧孔			遷移センサー		
番号	ϕ [deg]	X[mm]	番号	ϕ [deg]	X[mm]
1	0	50	Pre1	30	250
2	0	150	HF1	60	250
3	0	250	DP1	120	250
4	0	350	Tc1	150	250
5	0	450	Pre2	210	550
6	0	550	HF2	240	550
7	0	650	DP2	300	550
8	180	50	Tc2	330	550
9	180	150			
10	180	250			
11	180	350			
12	180	450			
13	180	550			
14	180	650			

表面静圧分布を計測するための感圧塗料 (PSP) は, PSP 色素として PtTFPP、ポリマとして温度感度低減ポリマである HFIPM を用いた. PSP 塗装の下地に用いる白色下地層は模型形状に影響を与えないよう, 通常の PSP 計測に比べ非常に薄く塗装し, 模型先端部には白色下地層は塗装せず PSP 塗料だけの塗

装とした。また、白色下地層の研磨は、表面粗度や先端の変形による境界層遷移の促進を避けるため、細心の注意をはらって行った。感圧塗料は、圧力だけでなく、温度に対する感度ももつため、温度による影響を除去し、圧力のみの分布を得るため、流れの対称性を仮定し、模型の半面には感温塗料(TSP, 色素:Eu 錯体, ポリマ:Poly(IBM-co-TFEM))を塗布した。

計測は、左右および測定部上方の観測窓から行った。PSP/TSP 塗装模型の励起には前面に 380-530nm のバンドパスフィルタおよび熱線吸収フィルタを装着した Xe 光源を用い、計測には 650±60nm のバンドパスフィルタおよび赤外線カットフィルタを装着した CCD カメラ(16bit フルフレームトランスファー)を用いた。

PSP 計測の際は、観測窓の外側を暗幕で多い、計測上雑音となる光を遮断した。

表面流れを可視化するためのオイルフローには、流動パラフィンと二酸化チタンの混合(混合比 2:1)に赤色蛍光塗料を混ぜたオイルを使用した。

2.4. 試験条件

本試験では、63 ランの通風を行った。各ランの試験条件を表 3 にまとめる。

ここで、 α は迎角、 Φ は模型基準位置に基づくロール角、 h は風洞の模型支持装置の高さである。模型支持装置は、シュリーレン窓中心から 1400mm 後方の支点を中心とした回転と、上下方向の移動が可能であるが、迎角をとる場合は模型の高さがシュリーレン窓中心の位置で風洞中央に来るように模型支持装置全体の高さが制御される。つまり、 $h=0\text{mm}$ であれば、迎角に依らず、模型の高さがシュリーレン窓中心の位置で風洞中央にある。

模型の迎角およびロール角は、模型に設けた基準面に傾斜計を乗せ確認した。

3. 数値流体解析(CFD)による表面静圧分布の予測

各形状の表面静圧分布を、数値流体解析(Computational Fluid Dynamics; CFD)を用いて予測した。

解析に用いた計算格子点数は約 450 万点とった。最小格子幅は $0.01/(\text{Re})^{1/2}$ に相当する。ここでレイノルズ数 Re は一様流速度と基準長である供試体全長に基づく。

格子生成は流れ方向、高さ方向、周方向それぞれの格子点に条件を加え生成した。流れ方向は遷移解析が可能な先端での最小格子分布幅を決定し、後方へむかうに従い格子幅が大きくなるように分布させた。高さ方向には、楕円型微分方程式を用い格子を生成し、周方向に回転させた。

流体解析には、宇宙航空研究開発機構(JAXA) で開発されたソルバ UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) [15]を用い、全面層流を仮定した。

計算は、JAXA スーパーコンピュータシステム(JSS)で実施した。

計算条件は、自由流マッハ数 M は 2.0、総圧 P_0 は 220kPa、総温 T_0 は 20°C (293.15K)、単位レイノルズ数 $\text{Re}_{\text{unit}}=28 \times 10^6$ とした。

結果は、次章において実験的な計測結果とともに示す。

表 3 試験条件

ラン	供試体	α [deg]	Φ [deg]	h[mm]	計測項目	ラン	供試体	α [deg]	Φ [deg]	h[mm]	計測項目
27497	Sears-	0	-45	0	試通風	27529	頂角	-2	-90	0	静圧 tap 計測
27498	Haack	2	-45	0		27530	10 度	2	90	0	
27499	体 模型	0	140	0	PSP 計測 (静圧 tap 計測)	27531	円錐 模型	-2	90	0	
27500		0	-45	0		27532		2	180	0	
27501		-2	-45	0		27533		-2	180	0	
27502		0	225	0	静圧 tap 計測	27534		2	180	0	
27503		2	225	0		27535		2	180	0	静圧 tap 計測+
27504		0	45	0		27536		2	180	0	オイルフロー
27505		2	45	0		27537	特許 出願 形状 模型	0	0	0	PSP 計測 (静圧 tap 計測)
27506		0	135	0		27538		2	0	0	
27507		2	135	0		27539		-2	0	0	
27508		0	0	0		27540		2	0	0	
27509		2	0	0		静圧 tap 計測	27541	2	0	0	
27510		0	180	0			27542	2	90	0	
27511		2	90	0			27543	2	0	0	
27512		0	90	0	27544		2	0	0		
27513	頂角	2	0	0	TSP 計測 (静圧 tap 計測)		27545	0	0	0	
27514	10 度	0	0	0			27546	0	90	0	
27515	円錐	-2	0	0		27547	0	180	0		
27516	模型	-2	0	0		27548	0	-90	0		
27517	-2	0	0	27549		0	0	200			
27518	2	0	0	27550		0	0	100			
27519	0	0	0	静圧 tap 計測		27551	0	0	-100		
27520	0	90	0			27552	0	0	-200		
27521	0	0	0			27553	2	180	0		
27522	0	180	0			27554	2	-90	0		
27523	0	0	200		27555	-2	0	0			
27524	0	0	100		27556	-2	90	0			
27525	0	0	-100		27557	-2	180	0			
27526	0	0	-200		27558	2	-90	0	静圧 tap 計測+		
27527	0	-90	0		27559	2	-90	0	オイルフロー		
27528	2	-90	0								

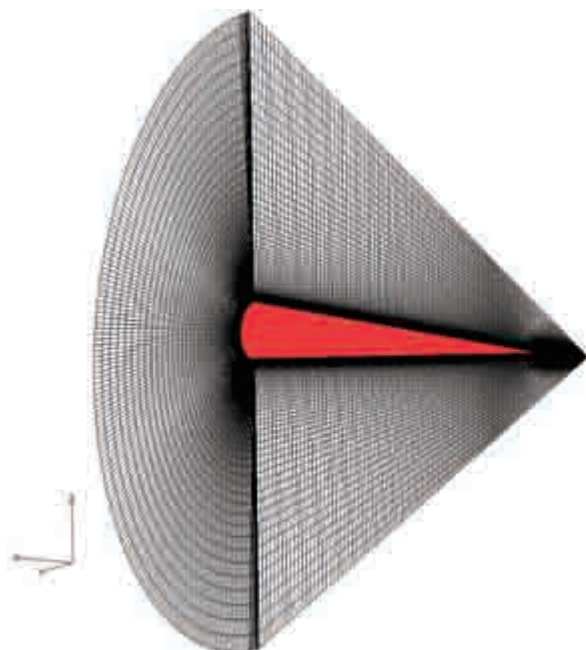


図3 計算格子(円錐模型)

4. 結果

4.1. 概要

静圧孔を用いた表面静圧計測結果は、全面層流を仮定した数値流体解析結果とエラーバーの範囲内でよく一致していることが確認された。ただし、表面静圧は風洞測定部内の自由流マッハ数分布の影響を受けることがわかった。これらの詳細については次節以降で詳しく述べる。

また、初期(RUN27497からRUN27520まで)静圧計測では、ZOC データにドリフトが観測された(図4)。ZOC で計測している64点のうち、初期(RUN27497からRUN27520まで)は1点(チャンネル16)を、それ以降は8点(チャンネル2, 4, 6, 8, 10, 12, 18, 22)をPDCRに分岐し、同時計測を行った。その結果、時間がたつにつれて、ZOC の計測値は、PDCR の計測値から離れていった。

ドリフトの原因を追求したところ、原因は圧力配管の漏れや詰まり、あるいは背圧の問題ではなく、ZOC システムの断熱材不足であることがわかった。ZOC の断熱材を補強したRUN27521以降は、ドリフトが解消され、PDCR データとも一致することを確認した。

温度ドリフトの影響を避け、またデータ整理法を統一するため、全てのランについて平均値の算出にはScan No.120～150(通風開始から10～13sec)のデータを用いることとした。図4からも明らかのように、算出された平均量は、温度ドリフトの有無にかかわらず妥当である。

今後の試験において、ZOC システムを用いて静圧計測を行う場合、ドリフトの有無を確認するにはPDCR との比較が有効であり、常に1点でもPDCR を同時に計測した方がよいことが示唆された。

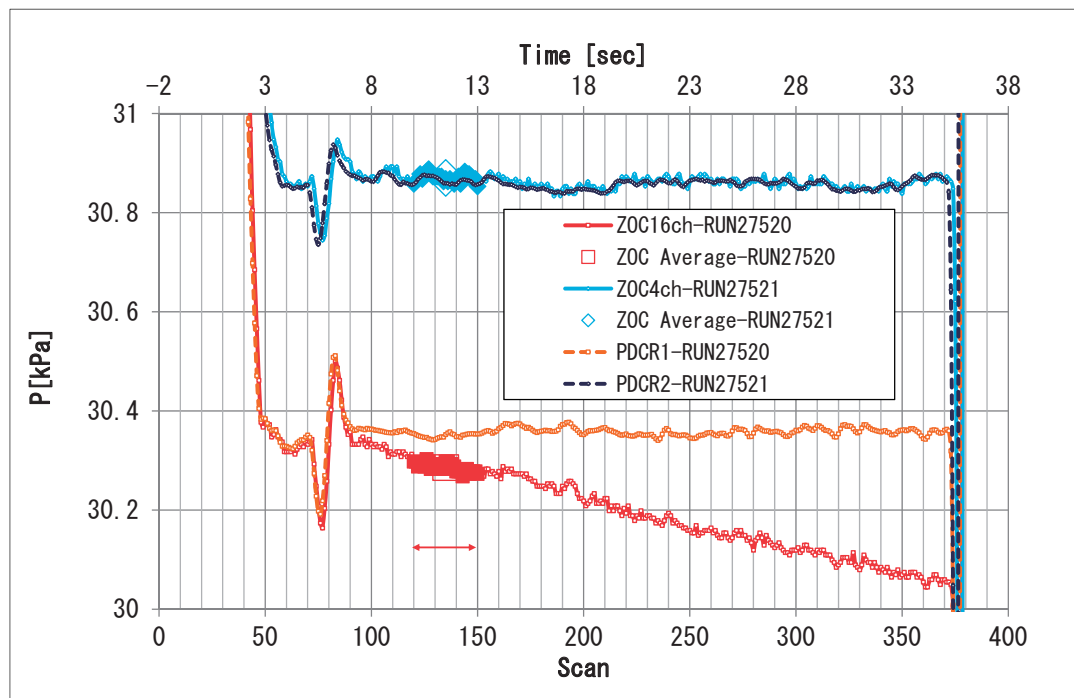


図 4 ZOC データの温度ドリフト

静圧孔を用いた表面静圧計測の他に、PSP を用いた静圧計測も行った。PSP 計測では模型全面の圧力分布を取得予定であったが、塗装した PSP の圧力感度が模型上で分布を持ち、正確な PSP 計測データを得られない結果となった。原因説明のためのサンプル試験の結果、模型の表面仕上げのために用いたペースト成分を含む研磨剤が PSP 塗装前に模型表面の脱脂に用いたエタノールには溶解せずに残留し、PSP 塗料の塗装時に PSP 溶液の溶媒に溶解して PSP 層に浸透し、PSP を汚染した可能性が高いことが分かった。このため、今回の試験シリーズでは PSP 計測による表面静圧計測データを得ることはできなかった。

この問題への対策としては、エタノールによる脱脂だけでなく、PSP 溶液に用いたシンナーを併用して入念に表面洗浄を行うことで研磨剤の影響は低減でき、さらには研磨剤を用いた湿式の表面研磨ではなく、乾式表面研磨を検討する、などの方法が考えられる。

オイルフローを用いた表面流れの可視化では、迎角 α を 2deg とした場合でも、円錐模型のトップライン近傍で剥離がないことを確認した(図 5)。



図 5 オイルフローを用いた表面流れの可視化(円錐模型; $\alpha=2\text{deg}$)

4.2. 静圧孔を用いた表面静圧計測

頂角 10 度(半頂角 5 度)の円錐および Sears-Haack 体の静圧孔を用いた表面静圧計測結果を図 6 に示す. 特許出願形状物体については, 別報に譲る.

図から明らかなように, 計測結果の再現性は非常に良い. また, 計測の不確かさは $\pm 301\text{Pa}$ (C_p に換算して ± 0.0039) 程度であることから, 計測結果は, 軸方向および周方向分布のいずれにおいても, さらに形状および迎角によらず, 数値流体解析 (CFD) を用いて予測と計測の不確かさの範囲でよく一致することがわかる.

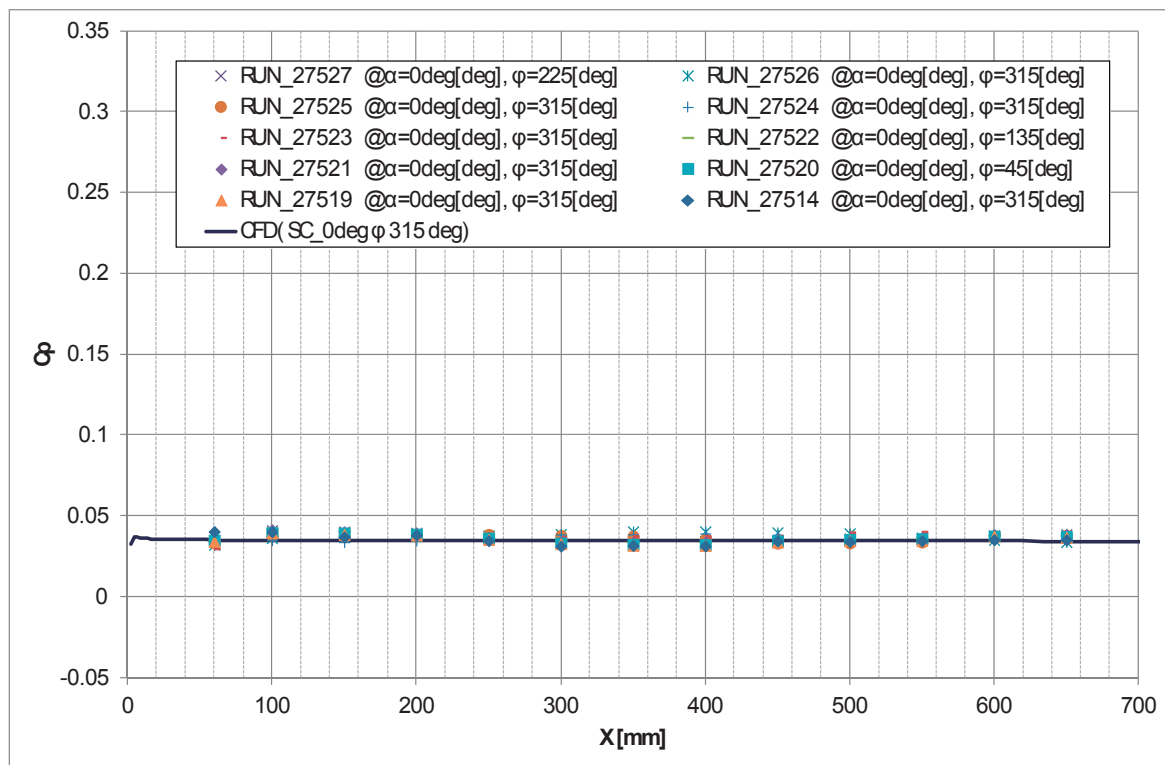
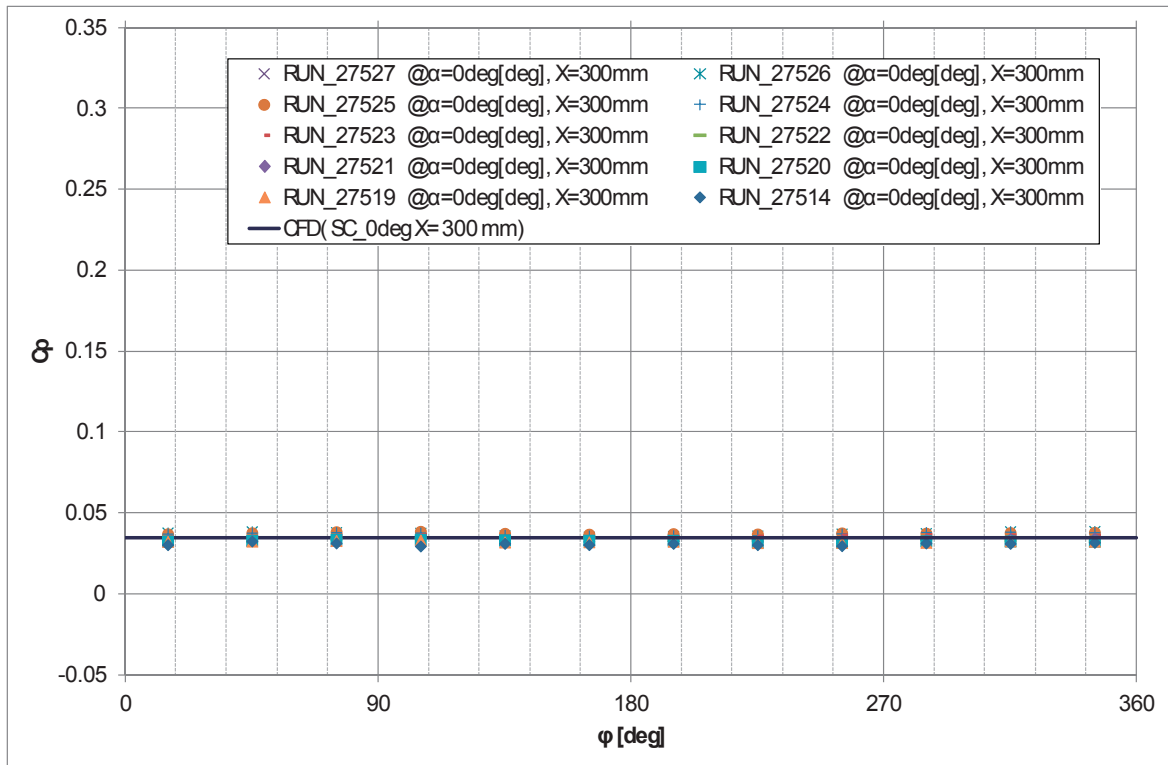
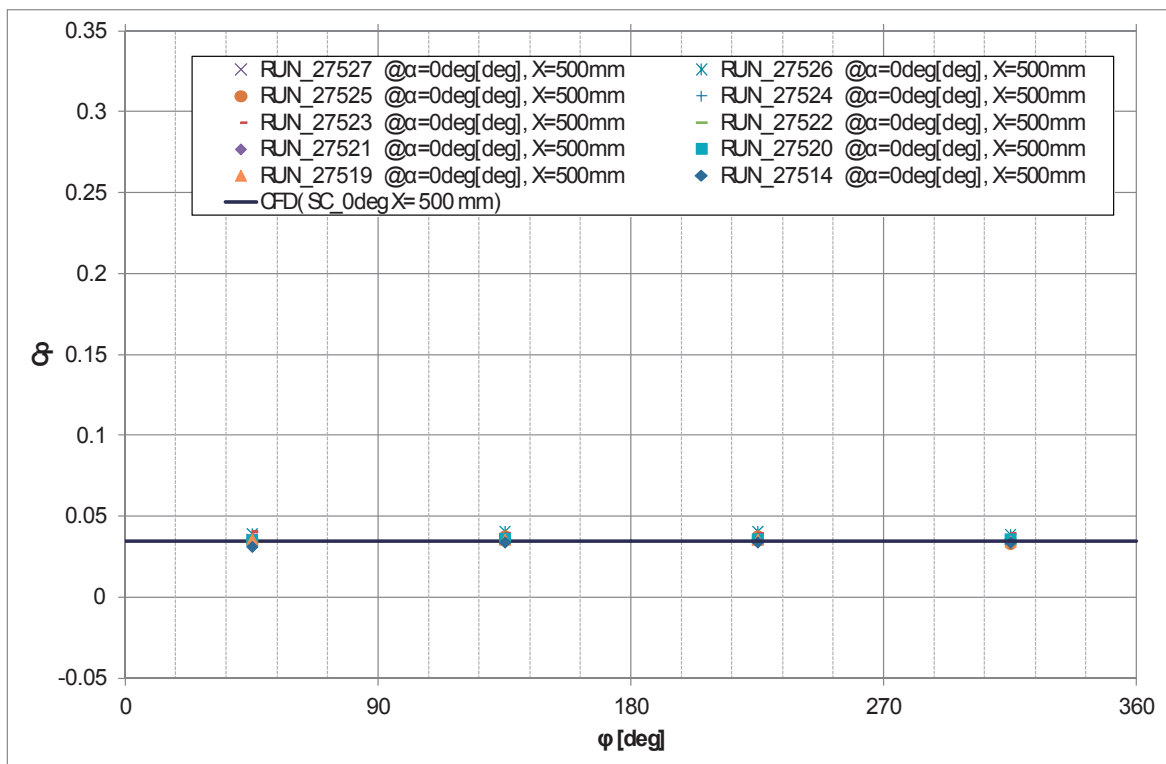
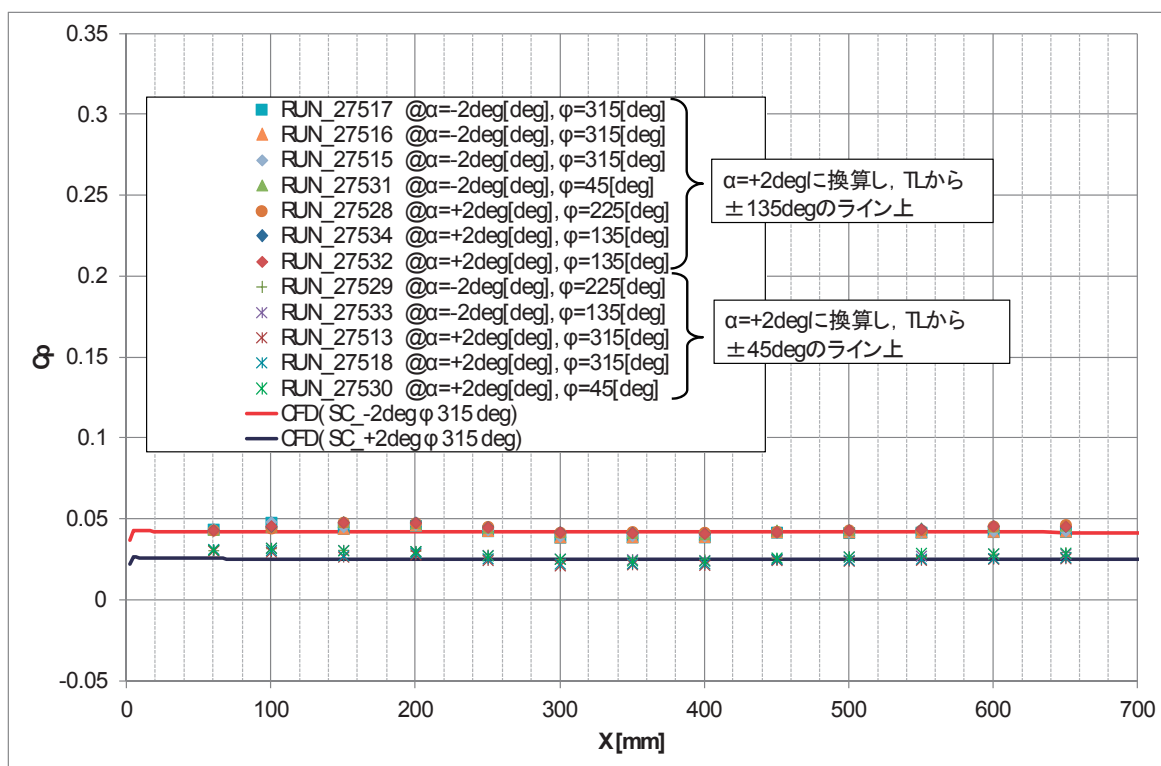
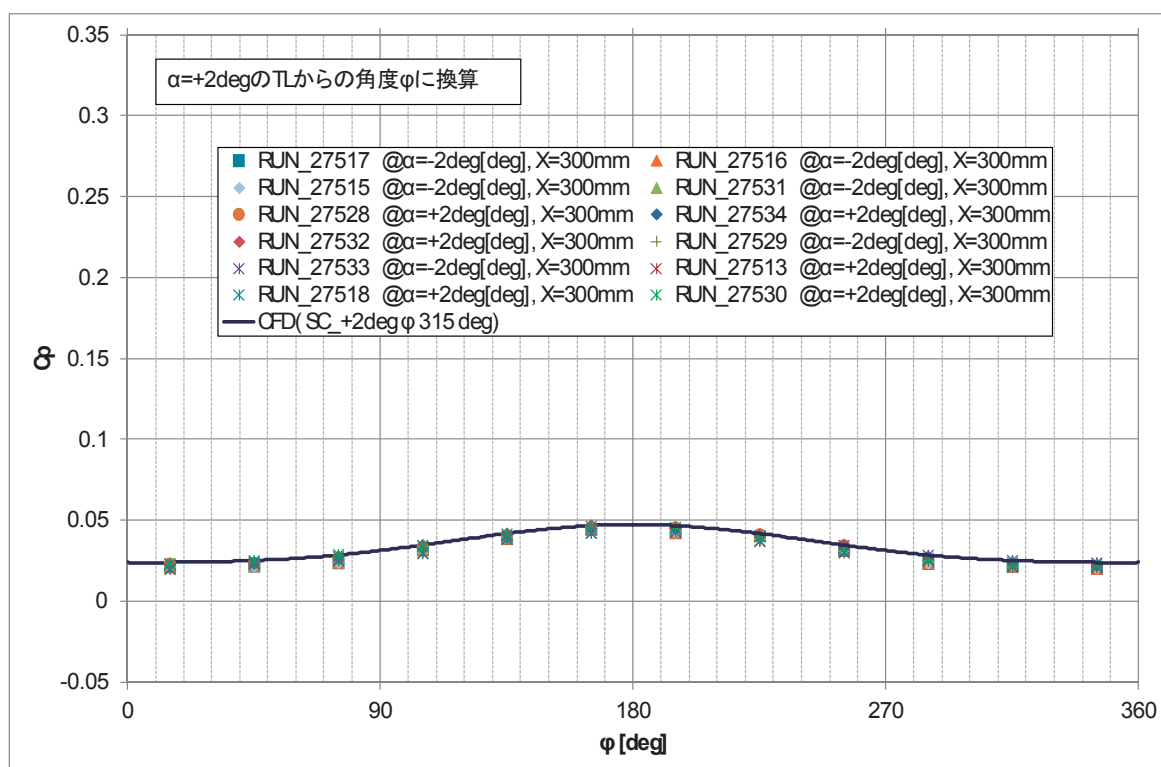
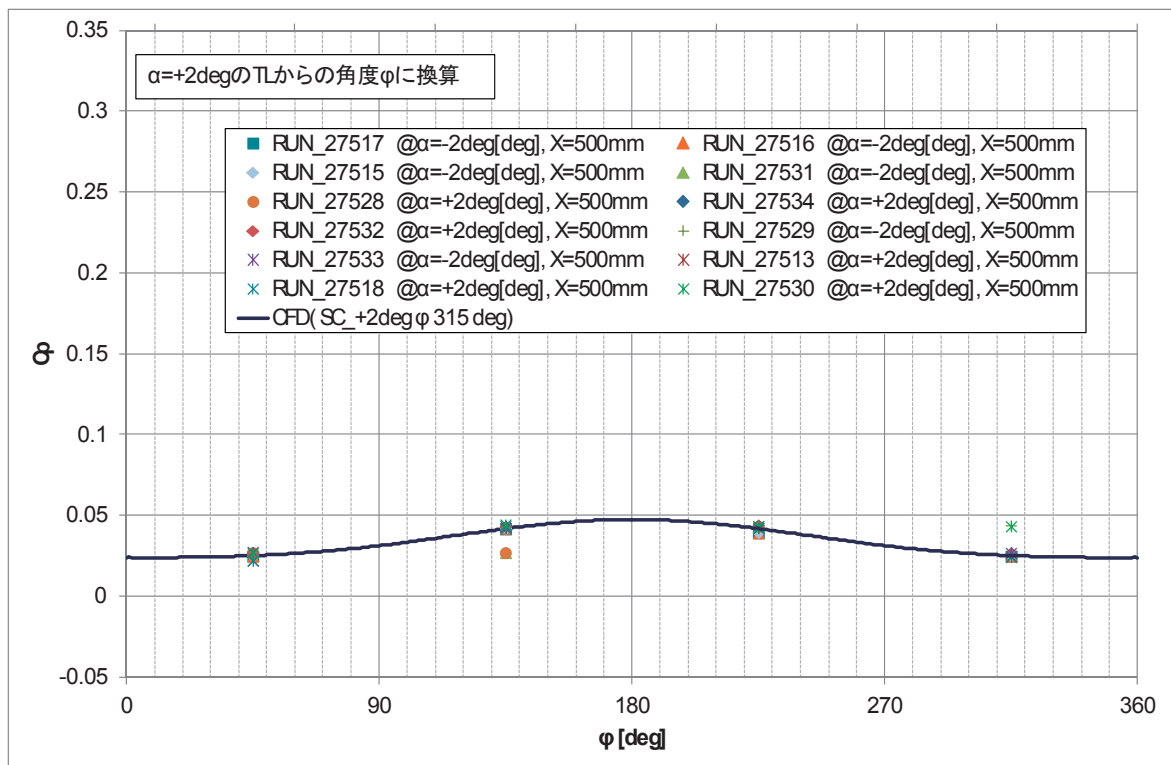
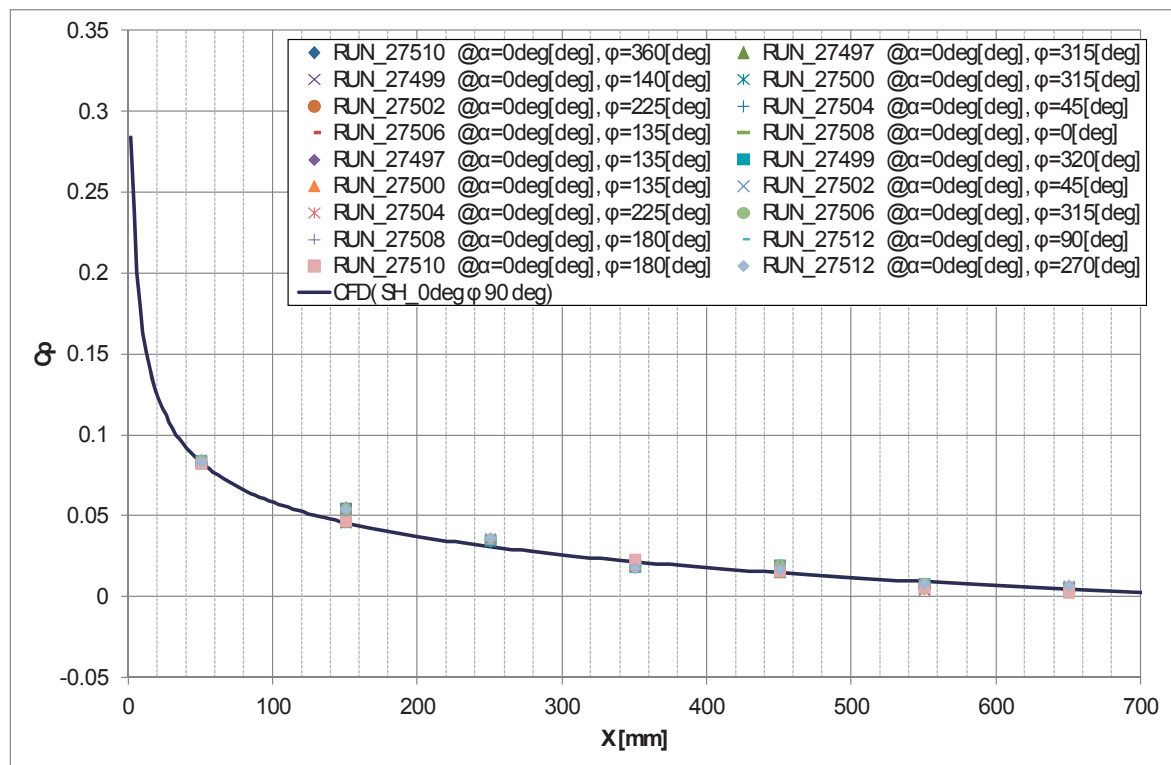


図 6(a) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha=0\text{deg}$)


 図 6(b) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha=0^\circ$, $X=300\text{mm}$)

 図 6(c) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha=0^\circ$, $X=500\text{mm}$)

図 6(d) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha = \pm 2^\circ$)図 6(e) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha = \pm 2^\circ$, $X = 300 \text{ mm}$)

図 6(f) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha = \pm 2^\circ$, $X = 500 \text{ mm}$)図 6(g) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(Sears-Haack 体模型; $\alpha = 0^\circ$)

のように示されるとすると、その原因としては、局所的な静圧 P_{S_EXP} が、模型形状の不具合や風洞測定部の自由流マッハ数分布の影響により数値解析的な値と一致しないことになる。

模型形状は製作時の検査に合格していることから、圧力係数の振動の原因を、風洞測定部の自由流マッハ数分布の影響と考え、評価を試みた。対象としては、Sears-Haack 体模型については、静圧孔の数が少ないことから、頂角 10 度の円錐模型について検討を行った。

図 8 に、 $M=2.0$ の条件で、 $1m \times 1m$ 超音速風洞(SWT1)において $M=2.0$ の条件下で計測されたスパン方向位置 Z に対する自由流マッハ数分布を、軸方向位置 X ごとに示す[14]。図から明らかなように、自由流マッハ数は $\pm 0.5\%$ 程度の幅で分布していることがわかる。

本試験でも、図 8 と同様に自由流マッハ数 $M_{Meffect}$ が分布しており、そのマッハ数の非一様性によって自由流の静圧 $P_{local_Meffect}$ 、静温 $T_{local_Meffect}$ 、密度 $\rho_{local_Meffect}$ 、音速 $a_{local_Meffect}$ 、流速 $U_{local_Meffect}$ および動圧 $Q_{local_Meffect}$ が局所的に変化していると仮定した。本論文では、図 9 に示す自由流マッハ数分布 $M_{Meffect}$ の分布から、 $h=0mm$ の値のみを抽出することとした。

$$p_{local_Meffect}(X, h) = \overline{p_0}_{EXP} \times \left[1 + \left(\frac{1}{2} \right) (\gamma - 1) M_{Meffect}^2(X, h) \right]^{\gamma/(\gamma-1)} \quad (6)$$

$$T_{local_Meffect}(X, h) = \overline{T_0}_{EXP} \times \left[1 + \left(\frac{1}{2} \right) (\gamma - 1) M_{Meffect}^2(X, h) \right]^{-1} \quad (7)$$

$$\rho_{local_Meffect}(X, h) = \overline{\rho_0}_{EXP} \times \left[1 + \left(\frac{1}{2} \right) (\gamma - 1) M_{Meffect}^2(X, h) \right]^{-1/(\gamma-1)} \quad (8)$$

$$a_{local_Meffect}(X, h) = [\gamma R \times T_{local_Meffect}(X, h)]^{1/2} \quad (9)$$

$$U_{local_Meffect}(X, h) = a_{local_Meffect}(X, h) \times M_{Meffect}(X, h) \quad (10)$$

$$Q_{local_Meffect}(X, h) = \left(\frac{1}{2} \right) \rho_{local_Meffect}(X, h) \times U_{local_Meffect}^2(X, h) \quad (11)$$

ここで γ は比熱比(1.4 とした)、 R は気体定数、またバーがついている値は平均値である。

そして、自由流マッハ数が分布の影響を受けた局所的な表面静圧の値 $p_{local_Meffect}$ を、

$$\overline{p_{local_Meffect}}(h) = \langle p_{local_Meffect}(X, h) \rangle_X \quad (12)$$

$$\overline{Q_{local_Meffect}}(h) = \langle Q_{local_Meffect}(X, h) \rangle_X \quad (13)$$

$$p_{S_Meffect}(X, h) = C_{pCFD}(X) \times \overline{Q_{local_Meffect}}(h) + \overline{p_{local_Meffect}}(h) \quad (14)$$

のように算出した。ここで、模型の形状は十分精度よく製作されており、自由流が“一様”であれば、静圧分布が数値解析通り計測されると思った。つまり、(14)式において、局所的な静圧を算出する際に用いる圧力係数 C_p は数値解析の値とした。

最終的な自由流マッハ数が分布の影響を受けた圧力係数 $Cp_{Meffect}$ および、数値解析との差 ΔCp は、

$$Cp_{Meffect}(X, h) = (p_{S_Meffect}(X, h) - \bar{p}_{\infty_EXP}) / \bar{Q}_{\infty_EXP} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Delta Cp(X, Z) &= Cp_{Meffect}(X, h) - Cp_{CFD}(X) \\ &= (p_{S_Meffect}(X, h) - \bar{p}_{\infty_EXP}) / \bar{Q}_{\infty_EXP} - (p_{S_CFD}(X) - \bar{p}_{\infty_CFD}) / \bar{Q}_{\infty_CFD} \\ &\approx (p_{S_Meffect}(X, h) - p_{S_CFD}(X)) / \bar{Q}_{\infty_CFD} \end{aligned} \quad (16)$$

のように算出した。

$h=0\text{mm}$ における自由流マッハ数が分布の影響を受けた圧力係数と数値解析との差 ΔCp と、実験的に計測された ΔCp_{EXP}

$$\Delta Cp_{EXP}(X, h) = Cp_{EXP}(X, h) - Cp_{CFD}(X) \quad (17)$$

を図 9 にプロットした。

その結果、 ΔCp も、 ΔCp_{EXP} と同様に、振動することがわかった。そして、両者の振動は、定性的に一致することが確認された。従って、実験的に計測された静圧分布の振動は、自由流マッハ数分布の影響によると結論づけられる。

4.4. 遷移への影響

本研究のそもそもの目的は、境界層が遷移する機構の理解を促進することと、遷移位置を予測する際に用いる、数値流体解析(CFD)によって予測された静圧分布の検証であった。そこで、前節で計測された静圧分布の振動が遷移に及ぼす影響について検討するため、数値流体解析(CFD)によって予測された静圧分布と実験的に観測された静圧分布の両者に基づいて遷移解析を行い、その差を求めた。

対象は、迎角 α が 0deg の頂角 10 度の円錐模型とした。

また、実験的に観測された静圧分布は計測点が、遷移解析を行うには不十分なため、静圧分布の振動、すなわち実験的に観測された静圧と数値流体解析(CFD)によって予測された静圧の差(図 9)を、6 次の多項式

$$\begin{aligned} \Delta Cp_{approx}(X) &= 4.0760138 \times 10^{-18} \times X^6 - 8.7052007 \times 10^{-15} \times X^5 + 6.0722922 \times 10^{-12} \times X^4 \\ &\quad - 1.2337340 \times 10^{-9} \times X^3 - 1.9057369 \times 10^{-7} \times X^2 + 6.0268330 \times 10^{-5} \times X \\ &\quad - 3.7047441 \times 10^{-5} \end{aligned} \quad (18)$$

で近似し、その近似関数を数値流体解析(CFD)によって予測された静圧に加えた値を実験値として用いた。すなわち、 Cp_{CFD} と $Cp_{CFD} + \Delta Cp_{approx}$ 、それぞれから算出される遷移位置を比較することとした。

遷移位置は、まず静圧分布に基づいた境界層計算から境界層分布を求め、次に得られた境界層分布を遷移解析することによって予測する。遷移解析には、JAXA で開発された、線形安定論に基づく e^N 法コードである LSTAB を用いた[16-19]。

図 10 および 11 に、実験的あるいは数値的な静圧分布それぞれに基づいて予測された N 値カーブと遷移位置マップを示す。図から明らかなように、 N 値カーブと遷移位置マップのいずれにおいても、静圧分布による差は無視できることがわかった。

従って、本試験で計測された静圧分布における自由流マッハ数分布の影響は、境界層遷移に対しては無視できることが確認された。風洞試験であれば、どんな風洞でも自由流マッハ数は“一様”ではなく、ある程度分布しているため、実験的に計測される静圧分布には、本計測と同様に、その影響を受けていることが考えられる。しかし、自由流マッハ数の分布が、本計測程度であれば、遷移位置に対する影響は無視できると言える。

5. まとめ

超音速流中におかれた軸対称物体上に発達する境界層流れに対する遷移機構の理解を促進するとともに、機首境界層の数値流体解析の結果を検証することを目的として、軸対称物体の表面静圧分布計測を宇宙航空研究開発機構が所有する $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞において実施した。

その結果、従来の静圧孔を用いた表面静圧分布の計測結果は、全面層流を仮定した数値流体解析結果とエラーバーの範囲内でよく一致していることが確認された。初期の計測では、システムの断熱材不足による温度ドリフトが観測されたが平均値の算出方法を工夫することにより妥当な結果を得た。

表面静圧は風洞測定部内の自由流マッハ数分布の影響を受けることがわかった。

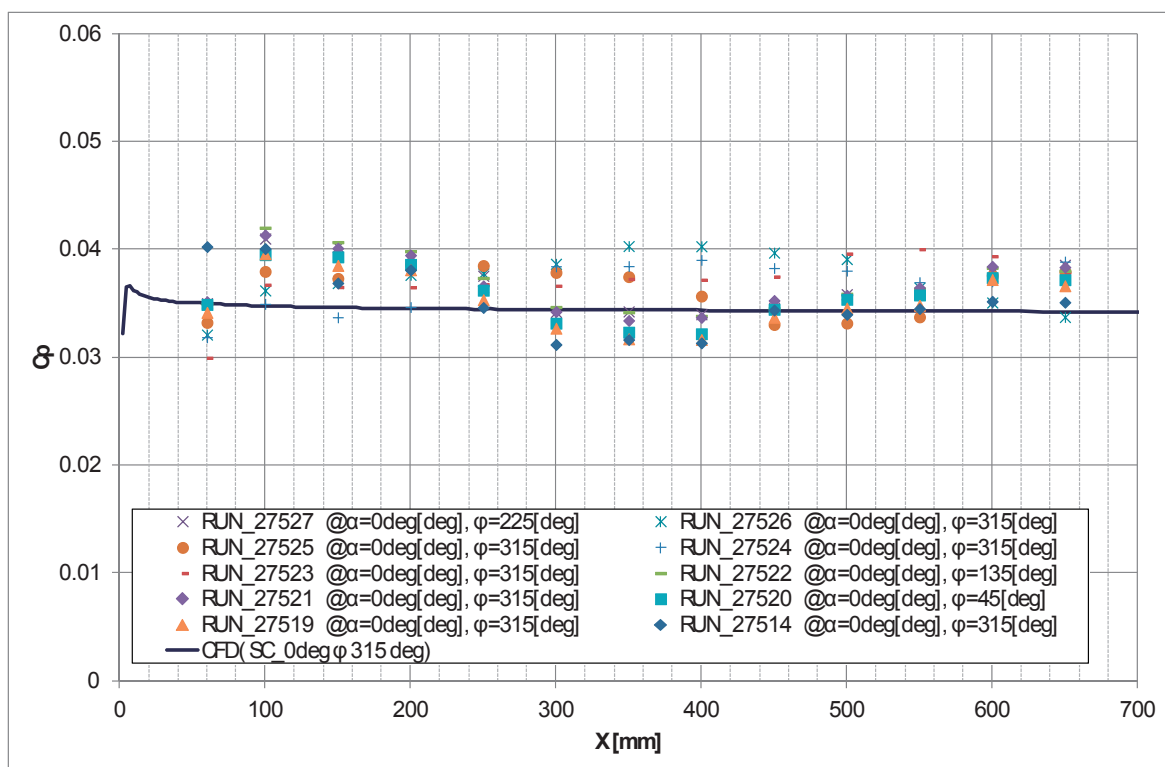
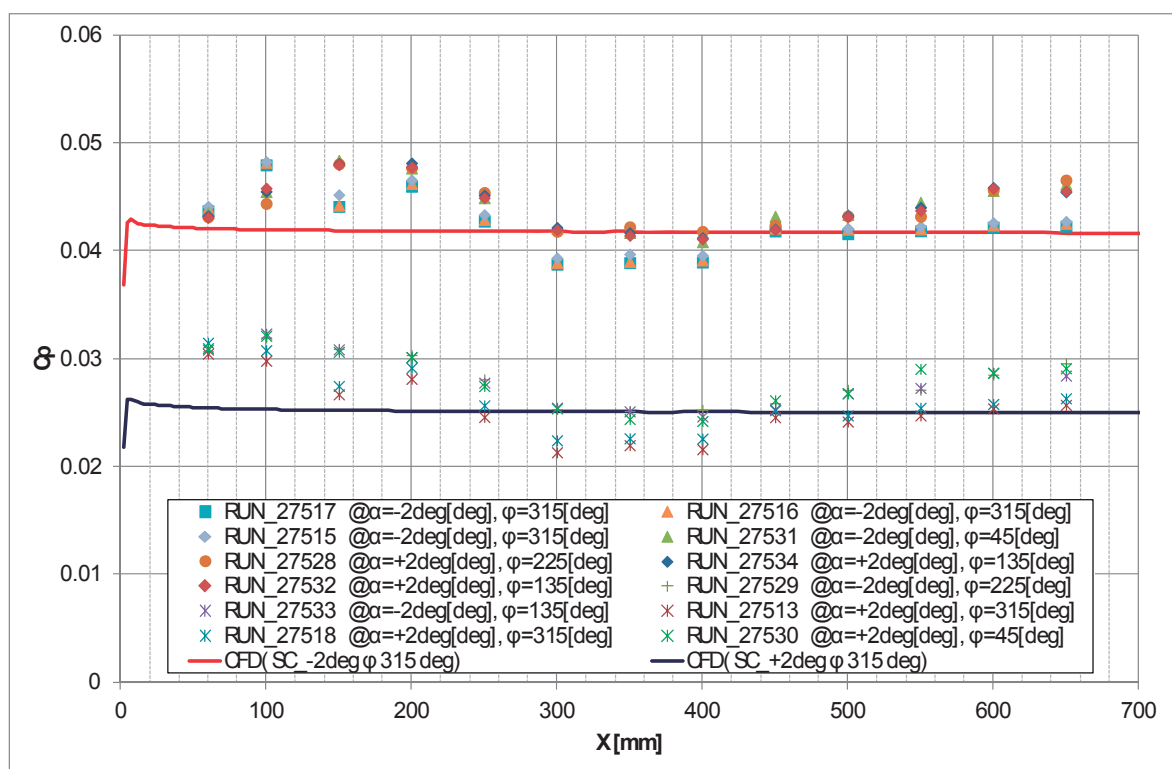
しかし、実験的あるいは数値的な静圧分布それぞれに基づいて予測された N 値カーブと遷移位置を比較した結果、自由流マッハ数分布の影響は境界層遷移に対しては無視できることが確認された。

PSP を用いた静圧計測では模型表面研磨剤の影響によって塗装した PSP の圧力感度が模型上で分布を持ち、正確な PSP 計測データを得られない結果となった。

また、オイルフローを用いた表面流れの可視化では、迎角 α を 2deg とした場合でも円錐模型のトップライン近傍で剥離がないことを確認した。

謝辞

本実験の実施に協力していただいた宇宙航空研究開発機構研究開発本部風洞技術開発センター永井伸治リーダー、木村毅氏、西島寛典氏、中島努氏、および同航空プログラムグループ超音速機チーム研修生井上義郁くん、時岡大悟くん、戸塚絢子さん、遷移解析を実施していただいた同超音速機チーム上田良稲氏に深く感謝の意を表します。

図 7(a) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha = 0^\circ$) 拡大図図 7(b) 静圧孔を用いた表面静圧計測結果(円錐模型; $\alpha = \pm 2^\circ$) 拡大図

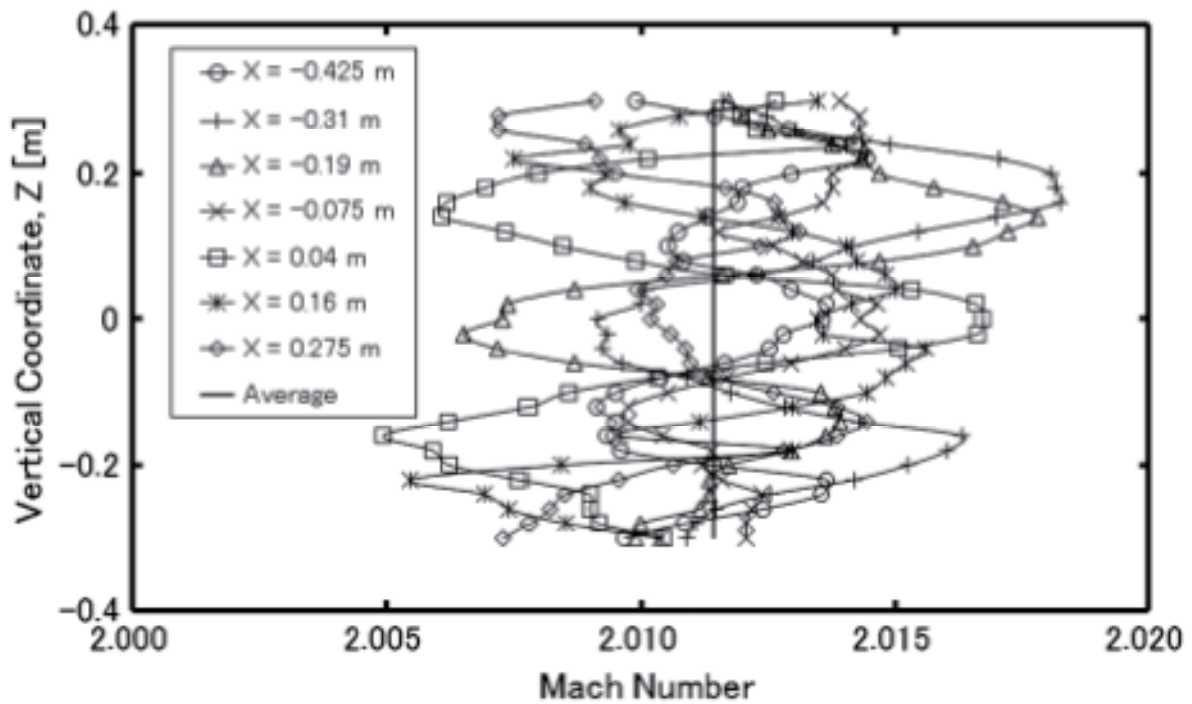


図 8 風洞自由流マッハ数分布[14]

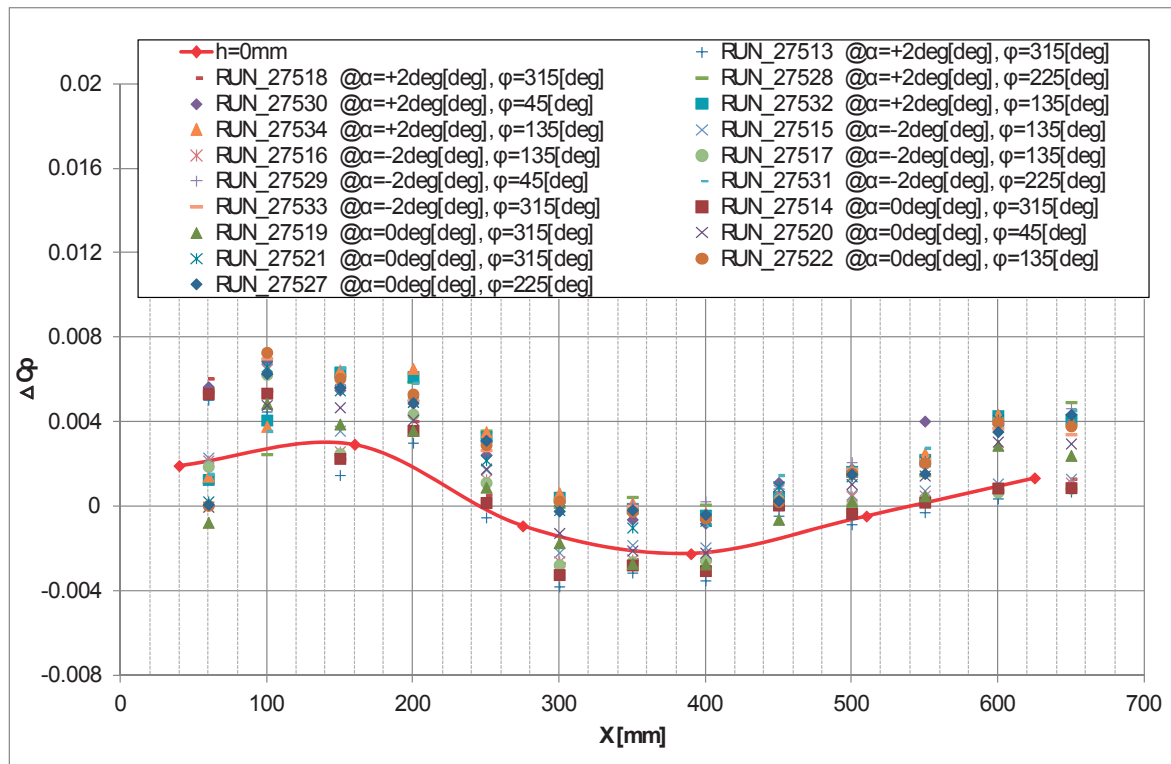
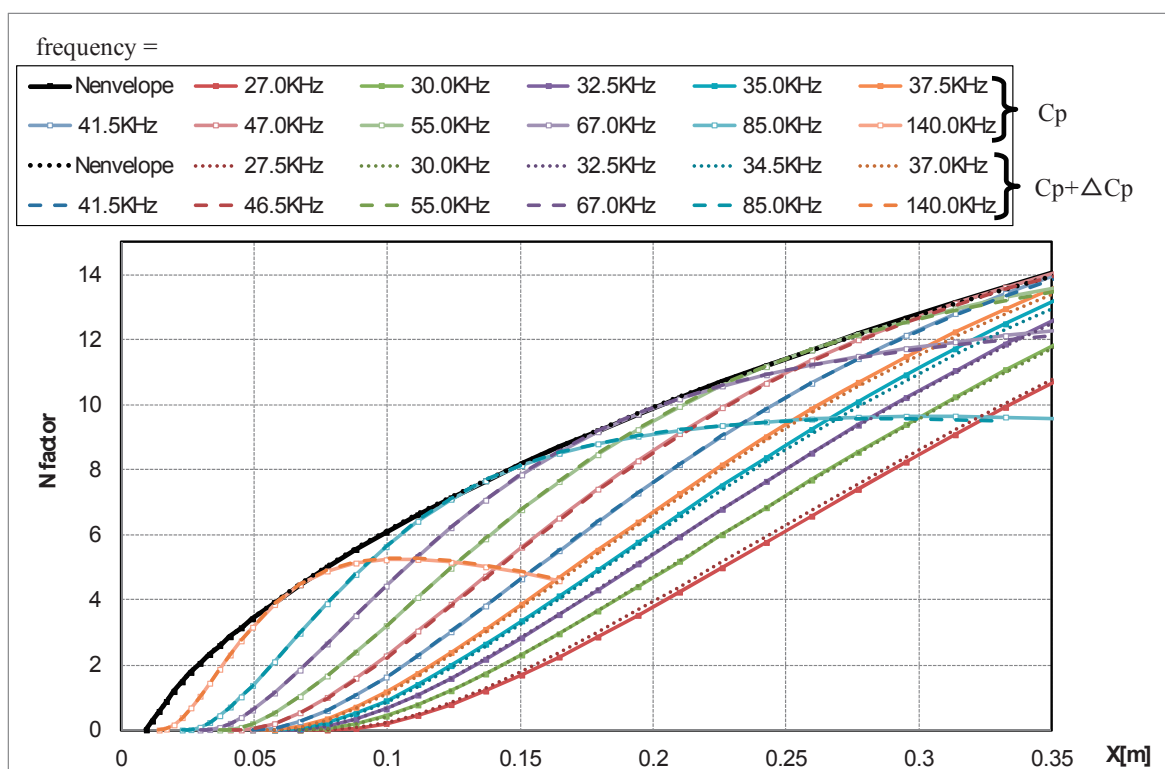
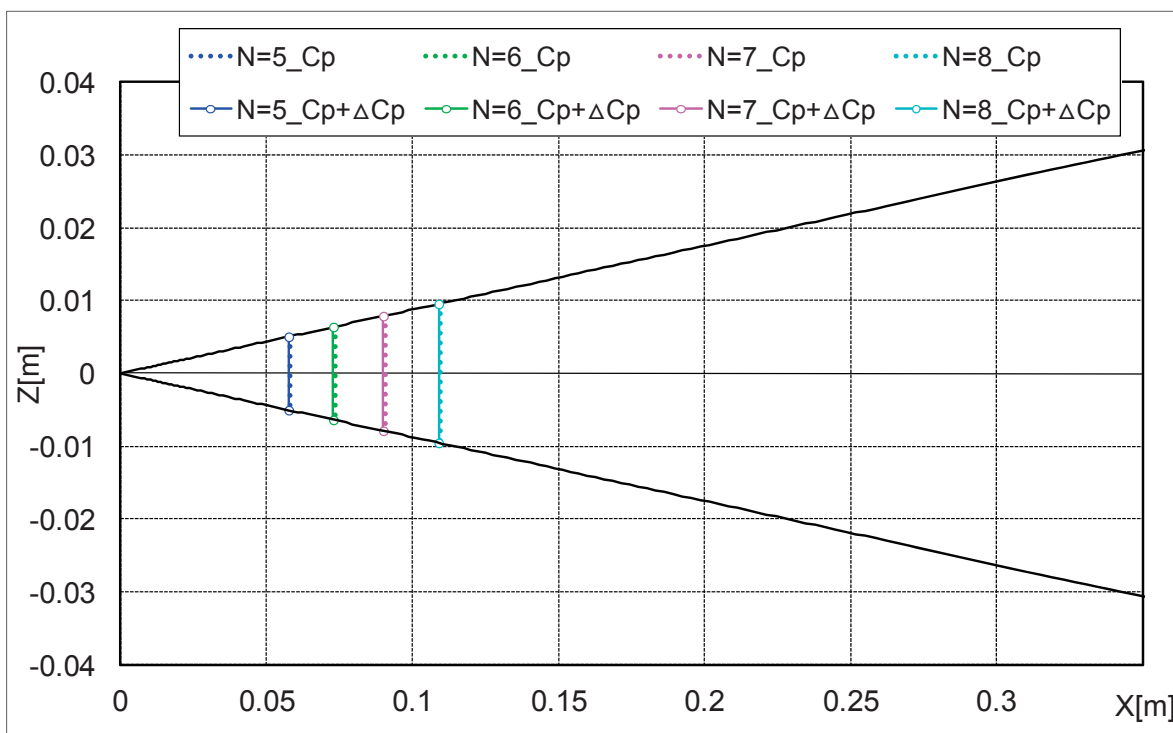


図 9 自由流マッハ数分布の影響(円錐模型)

図 10 N 値カーブ(円錐模型; $\alpha=0\text{deg}$)図 11 遷移位置マップ(円錐模型; $\alpha=0\text{deg}$)

参考文献

- [1] 大貫武, 他, “小型超音速実験機(ロケット実験機;NEXST-1)第2回飛行実験”, JAXA-RR-06-049, 2008.
- [2] 堀之内茂, 他, “小型超音速実験機(ロケット実験機;NEXST-1)の基本設計結果について”, JAXA-RR-05-044, 2006.
- [3] 郭東潤, 他, “小型超音速実験機 (NEXST-1) 飛行実験による空力設計の検証”, JAXA-RR-06-041, 2008.
- [4] Naoko Tokugawa, et. al, “Transition Measurement of Natural Laminar Flow Wing on Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)”, J. of Aircraft, Vol. 45, No. 5, 2008, pp.1495-1504.
- [5] 徳川直子, 吉田憲司, “非定常圧力トランスデューサーを用いた超音速小型実験機の遷移計測”, JAXA-RR-07-036, 2008.
- [6] 徳川直子, 吉田憲司, “ホットフィルムを用いた超音速小型実験機の遷移計測”, JAXA-RR-07-037, 2008.
- [7] “小型超音速実験機(ロケット実験機)飛行実験データ解析完了報告”, JAXA-SP-08-008, 2009.
- [8] 野瀬現太, 他, “迎角をもつ軸対称物体上の圧縮性境界層遷移に対する圧力勾配の影響”, 日本流体力学会年会2007講演要旨集, CD-ROM, 2007.
- [9] 村山卓弥, 他, “迎角をもつ軸対称物体のトップライン近傍上圧縮性境界層の遷移”, 日本流体力学会年会2007講演要旨集, CD-ROM, 2007.
- [10] 徳川直子, 他, “超音速機首境界層の遷移”, 日本流体力学会年会2009拡張要旨集, CD-ROM, 2009.
- [11] Kenji Yoshida, et. al., “Experimental and Numerical Research on Boundary layer Transition Analysis at Supersonic Speed: JAXA-ONERA cooperative research project”, JAXA-RR-08-007E, 2009.
- [12] “Proceedings of International Workshops on Numerical Simulation Technology for Design of Next Generation Supersonic Civil Transport (SST-CFD Workshops)”, JAXA-SP-06-029E, 2006.
- [13] N. S. Dougherty. Jr. & David F. Fisher, “Boundary Layer Transition on a 10-degree Cone: Wind Tunnel/Flight Data Correlation”, AIAA Paper 80-0154, 1980.
- [14] Shinji Nagai, et. al., “Uncertainty Identification of Supersonic Wind-Tunnel Testing”, J. of Aircraft, Vol. 48, No. 2, 2011, pp.567-577
- [15] 山本一臣, 他, “並列計算プラットフォームUPACSについて”, NAL SP-44 ,p.351 ,1999.
- [16] Daniel Arnal, “Boundary Layer Transition Prediction based on Linear Theory,” AGARD Report, No. 793, 1993.
- [17] Kenji Yoshida, et. al., “Experimental and Numerical Analysis of Laminar Flow Control at Mach 1.4,” AIAA Paper 99-3655, 1999.
- [18] Yoshine Ueda. et. al., “Three Dimensional Boundary Layer Transition Analysis in Supersonic Flow Using a Navier-Stokes Code”, *Proceedings of ICAS 2004-2.8.2*, on CD-ROM, 2004.
- [19] Kenji Yoshida, et. al., “Experimental and Numerical Research on Boundary layer Transition Analysis at Supersonic Speed : JAXA-ONERA cooperative research project”, JAXA-RR-08-007E, 2009.