

第五章

高圧タービン直線翼列における 流れ制御デバイスの効果

5.1 本章の概要

第四章まででは、フィルム冷却の平板モデルを使用した研究について、その研究結果についてまとめているが、本章では直線翼列の翼面に流れ制御デバイスを設置し、その効果について論ずる。

5.1.1 翼面の熱伝達特性

翼面上のフィルム冷却は、平板モデルフィルム冷却の場合とは異なり、翼面上の曲率や圧力勾配の影響を受けることになる。タービン翼周りの熱伝達率には以下のような特徴がある(図 5.1.1)。タービン翼前領域においては、よどみ点の存在により熱負荷が高く、冷却設計上注意を要する部位である。よどみ点の存在とその後の急激な加速効果により、平板層流境界層よりも、平板に衝突する定常流れとしての扱いがより適切となる。なお、前縁周りの流れはほぼ層流として特徴づけられるが、後述するように、翼前縁での流れは主流乱れや wake など様々な擾乱の影響を直接受けることになり、乱流状態としての側面も現れる場合がある。

前縁に続く負圧面では、翼列スロート部まで比較的穏やかに流れの加速が続き、その間の境界層の成長は遅い。主流乱れなどの影響にもよるが、スロート部までは層流の状態が保たれ、境界層厚さの増加とともに熱伝達率は低下する。スロート後の原則により境界層が不安定化し、境界層の乱流への遷移が発生する。その間熱伝達率は急上昇し、完全に乱流化した後、ほぼ乱流境界層として予測される熱伝達率となる。

前縁に続く正圧面では、急激に減速し、局所的に境界層剥離、そして再付着が発生することがある。凹面でのゲルトラー渦などの熱伝達率促進効果もあり、結果として、正圧面

上で実際に計測される熱伝達率は、速度分布で推定される熱伝達率よりも一般的に大きくなる傾向にあり、伝熱設計上注意を要する箇所となっている。

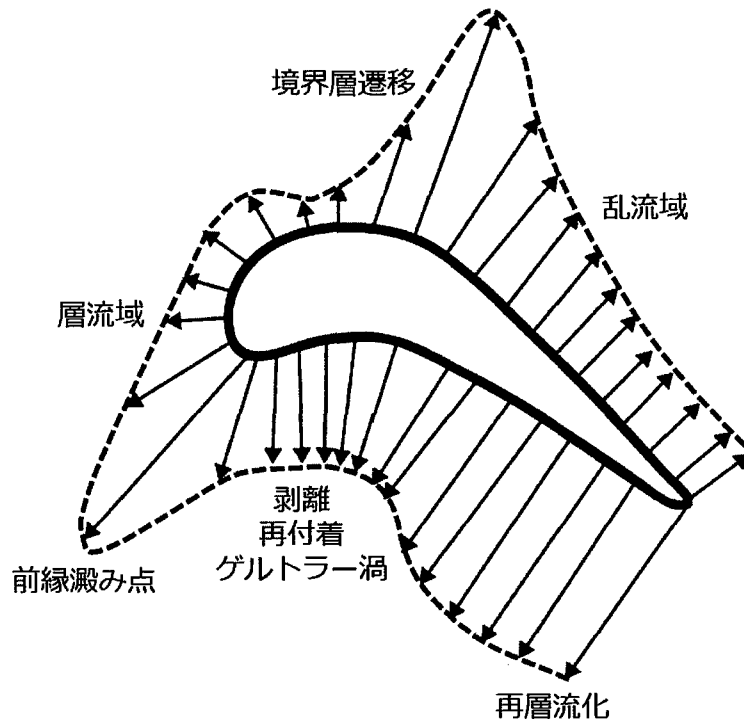


図 5.1.1 翼周りの熱伝達率分布⁽¹⁾

5.1.2 翼面フィルム冷却への過去の研究アプローチ

翼面フィルム冷却については、直線翼列を用いた実験的、数値解析的な研究が行われてきた。フィルム冷却の流れ制御手法の中でも比較的研究が進んでいる冷却孔の変形については、Liuら⁽²⁾やZhangら⁽³⁾が、直線翼列にCompound angle holeやShaped holeを取り付け、実験的にフィルム冷却性能を明らかにしている。一方で、冷却孔周りの形状を変形させる手法に関しては、翼列を用いた研究は過去の例が非常に少ない。近年では、Kistenmacherら⁽⁴⁾が、直線翼列にTrench形状を作成することで、調査を行っている例が存在する。

参考文献 (5.1 節)

- (1) 日本ガスタービン学会, 2014, ガスタービン工学
- (2) Liu, K., Yang, S. F. and Han, J. C., 2012, "Influence of Coolant Density on Turbine Blade Film Cooling with Compound-Angle Shaped Holes", ASME Turbo Expo 2012, GT2012-69117.

- (3) Zhang, Y. and Yuan, X., 2012, “Effect of Incidence Angle on Gas Turbine First-Stage Nozzle Guide Vane Leading Edge and Gill Region Film Cooling”, ASME Turbo Expo 2012, GT2012-69298.
- (4) Kistenmacher, D. A., Davidson, F. T. and Bogard, D. G., 2014, “Realistic Trench Film Cooling With a Thermal Barrier Coating and Deposition”, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 136, 091002-1.

5.2 実験装置

5.2.1 実験装置概要

図 5.2.1 に実験装置の全体図を示す。実験装置は、2 台の送風機と風洞 { 上流より、防振ダクト、曲り(カーブ)ダクト、直管(ストレート)ダクト、拡散洞(ディフューザ)、整流洞(セツトリングチャンバー)、縮流洞(絞りノズル)、案内流路(トランジションダクト) }、供試ダクト、二次空気(プレナム)チャンバー、二次空気系配管、コンプレッサーから構成されている。

主流側の流れは、円錐形の流量調整弁から送風機(メインブロワ)内に流入し、防振・曲り・直管ダクト・ディフューザを経て整流洞内に拡散流入することで、一度減速され、ノズルで縮流が行われ加速した後、案内流路を経て供試ダクト内に流入し、最後に大気に開放される仕組みとなっている。

主流の乱れや整流性等の是正を目的として、各ダクトを締結接合しているフランジ部には整流網(金網)を設け整流を行い、また、直管ダクトと整流洞内にはハニカムを挿入して主流の旋回成分の改善を図っている。

一方二次空気系に関しては、試験項目に応じてセッティングが異なる。エンドウォールから二次空気を吹き出させるリーク試験の場合、主流用送風機の脇に設置した二次空気用送風機を用いて空気を供給した。翼面フィルム冷却試験の場合は、冷却孔から吹き出す二次空気が高圧のため、二次空気用送風機ではなく、専用のコンプレッサーを用いて二次空気を供給することとした。テストセクションの詳細な構造については後に説明する。

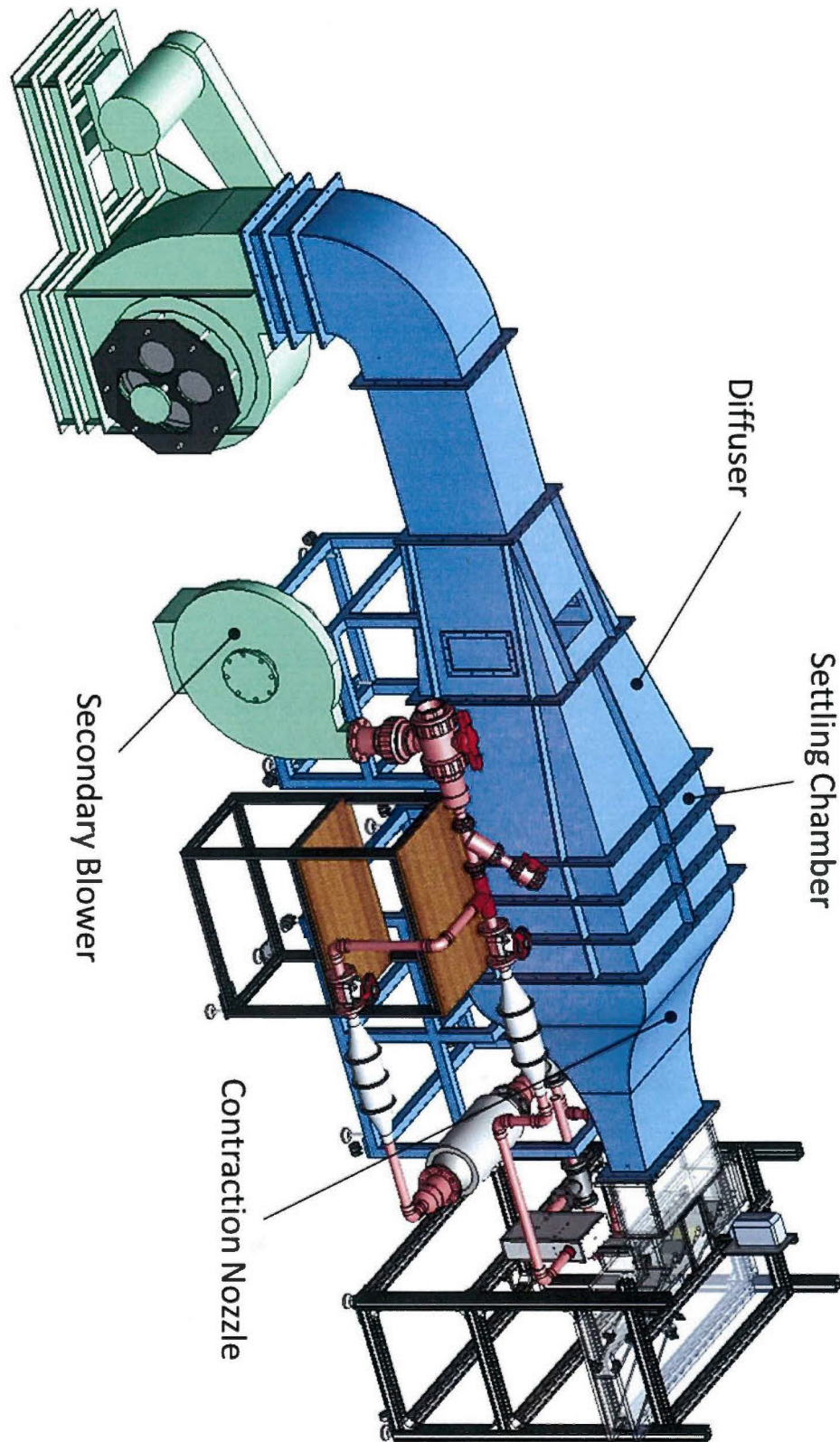


図 5.2.1 直線翼列試験装置全体図

5.2.2 送風機・コンプレッサー

本研究では主流と二次空気を供給するために、送風機とコンプレッサーを使用した。図 5.2.2, 図 5.2.3 にそれぞれの外観図を示す。メインブロワは、片吸い込み単段遠心式であり、駆動方法はベルト駆動である

(a) 主流用送風機

製造元	: ミツヤ送風機製作所(MITSUYA FAN)
形式番号	: TVC No.4(片吸い込み単段遠心式)
電動機出力	: 18.5kW
吐出流量	: 320m ³ /min
吐出圧力	: 200mmAq(20°Cの環境下において)
定格回転数	: 2310rpm
出口断面積	: 400×500mm
回転吐出方向	: 右回転上向き

(b) コンプレッサー

型式	: CFP110CC-8.5D
製造元	: アネスト岩田株式会社
出力	: 11kW
吐出空気量	: 1140L/min
空気タンク容量	: 70L
外形寸法	: 1230W×925L×1100H mm
備考	: エアドライヤー付き

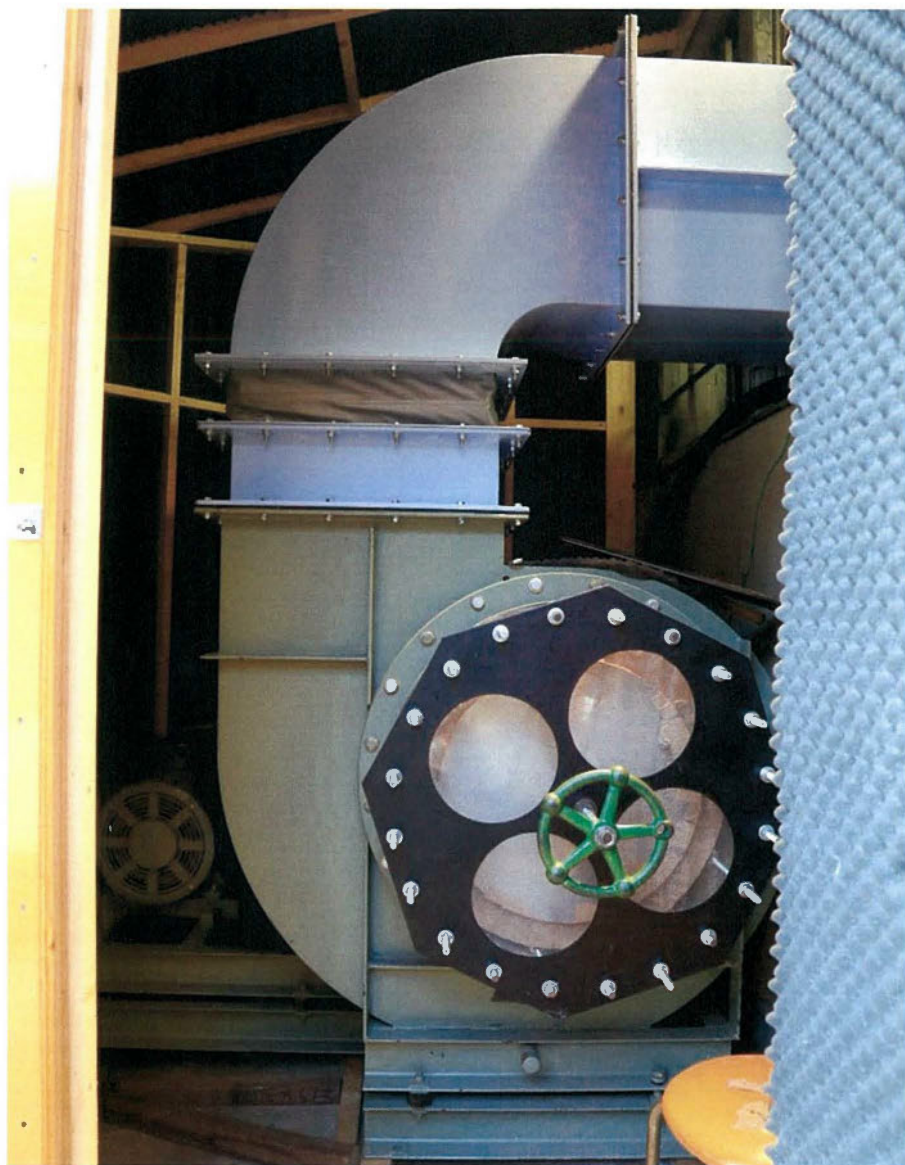


図 5.2.2 主流用送風機



図 5.2.3 二次空気用コンプレッサー

5.2.3 風洞

本試験装置は、送風機の噴き出し口が上向きであるため、風洞中心線がグランドから約 1.2m の位置になっており、風洞はキャスター及びアジャスターを有する架台で支える構造になっている。

曲りダクトには流れを均一にする目的で案内羽根を 4 枚設置している。また、同様の目的で、整流チャンバー内には整流網（開口比 0.6）を設置している。図 5.2.4 に、整流網・ハニカムの設置個所を示す。

直管ダクト・ディフューザ・整流洞の側面部には、外側からボルトで取り外し可能な窓を設置している。窓部は、フォグリキッドを気化させ主流に流入させる事によって、供試体回りの流れ場の挙動を理解するのに寄与する流れの可視化試験及び各ダクト内部の掃除を行う事を考慮して設置している。

整流チャンバー下流には絞りノズルが設けられており、ノズルは 3 次元的に絞られているが、上流の曲りダクト部等の影響により、流体力学的には必ずしも最適な形状とは言えない。そのため、ノズル出口部での流れ場計測を実施した。計測には 5 孔ピトー管を用いて

おり、図 5.2.5 に示すようなノズル出口部上の計測を行った。但し、計測に使用したトラバース装置の都合上、一度の計測でノズル出口全域を計測することができなかった為、ノズル出口部を左右に分けて二回計測を行う事で全域を計測した。また、壁面からの計測面上端及び下端までの距離も異なっていたため、得られたコンター図の上側を多少省くことでこれらを揃えた。

図 5.2.6, 図 5.2.7 に、ノズル出口での軸流速のコンター図、ノズル出口流速で無次元化を行った軸流速を示す。また、Pitch, Yaw 角の分布に関してはノズルが上下左右対称な形状をしており、実験でノズル出口の計測を行った結果各ライングラフは概ね対称な分布を示しており、異常な分布もなかったことから割愛する。軸流速のコンター図より、計測面上端と下端で約 1m/s 程度の速度分布の違いが見られる。これは軸流速のライングラフからも見て取れ、Pitch 角のライングラフにも若干の変化が見られる。ノズル出口の速度差が上側の方が早く下側が遅い分布となっている原因として考えられるのは、送風機が上向き流出する形状となっており、カーブダクトに沿って流路内上側の領域の流体の動圧が上昇し、そのまま下流へ、影響を与えたためであると考えられる。しかしながら、1m/s 程度の誤差はあったものの、供試ダクト入口のスパン高さは約 118mm となっており、上側の速度分布の速い箇所を避けて取り付けたとこ、供試ダクト内での速度差にはあまり影響を与えず、全圧及び軸流速分布が概ね一様であったこと、また本研究で主として行う伝熱計測では、ノズル出口における流れの方向の情報が大きな影響を及ぼす可能性は低いと考えられたため、本研究ではこのノズルを使用した。

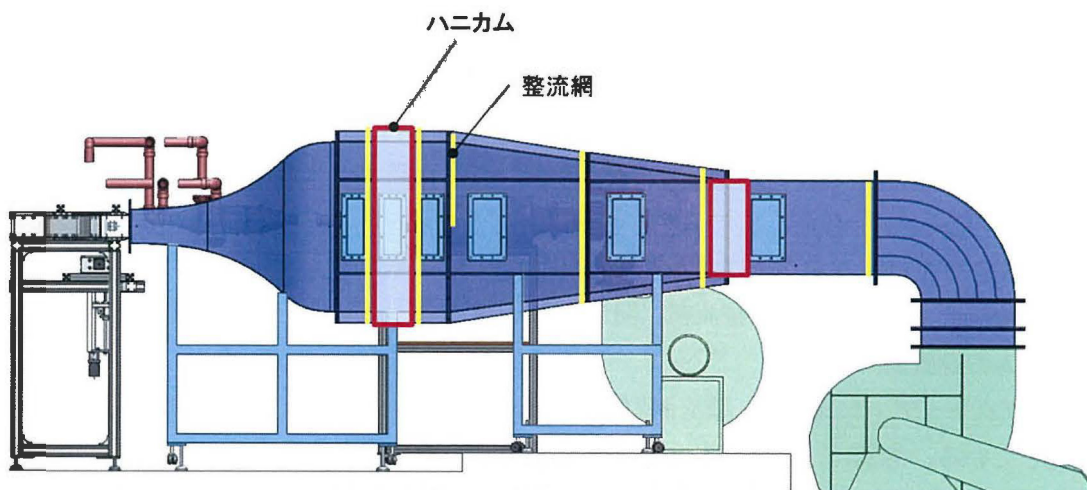


図 5.2.4 整流機構位置

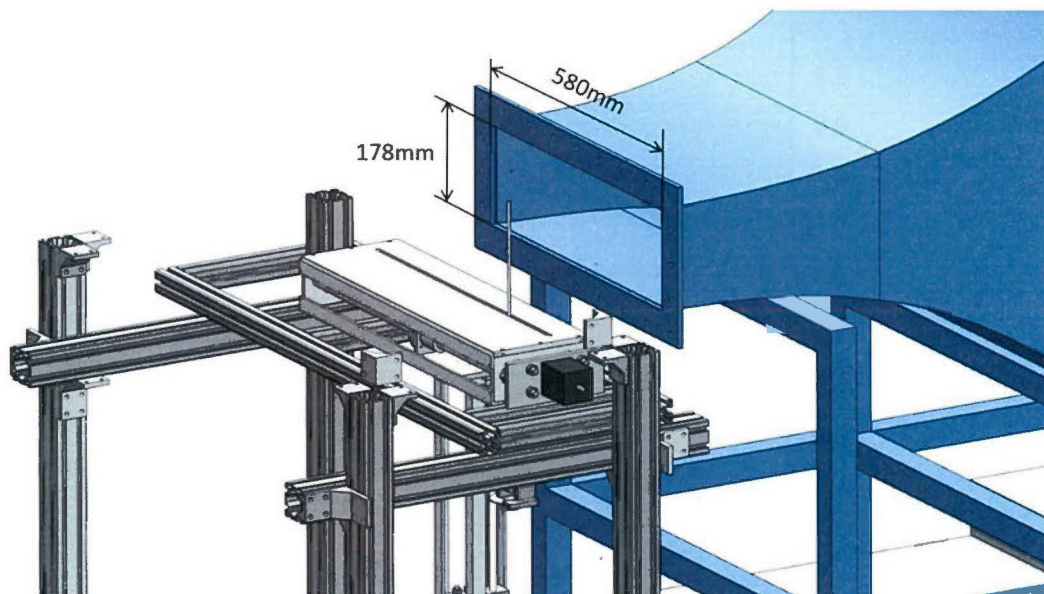


図 5.2.5 ノズル出口計測位置

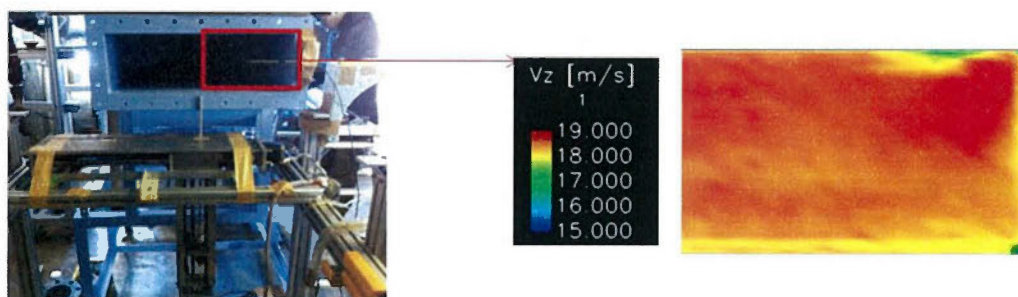


図 5.2.6 ノズル出口軸流速分布

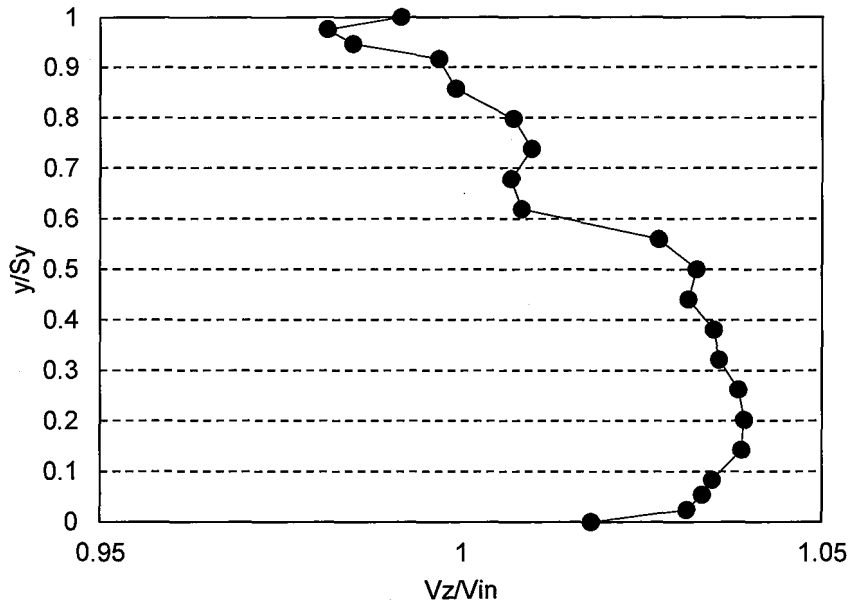


図 5.2.7 スパン方向軸流速分布

図 5.2.8 には、テストセクション入口の Yaw 角分布を示す。テストセクション入口は、A の領域で一部 Yaw 角が高い値を示しているが、これはテストセクション端の位置での計測を行っているためである。今回の翼列試験では、 $x/Px > 1$ における計測を実施するため、この領域に関しては翼列間で周期性が十分に取れている判断し、今後の計測を実施することにした。

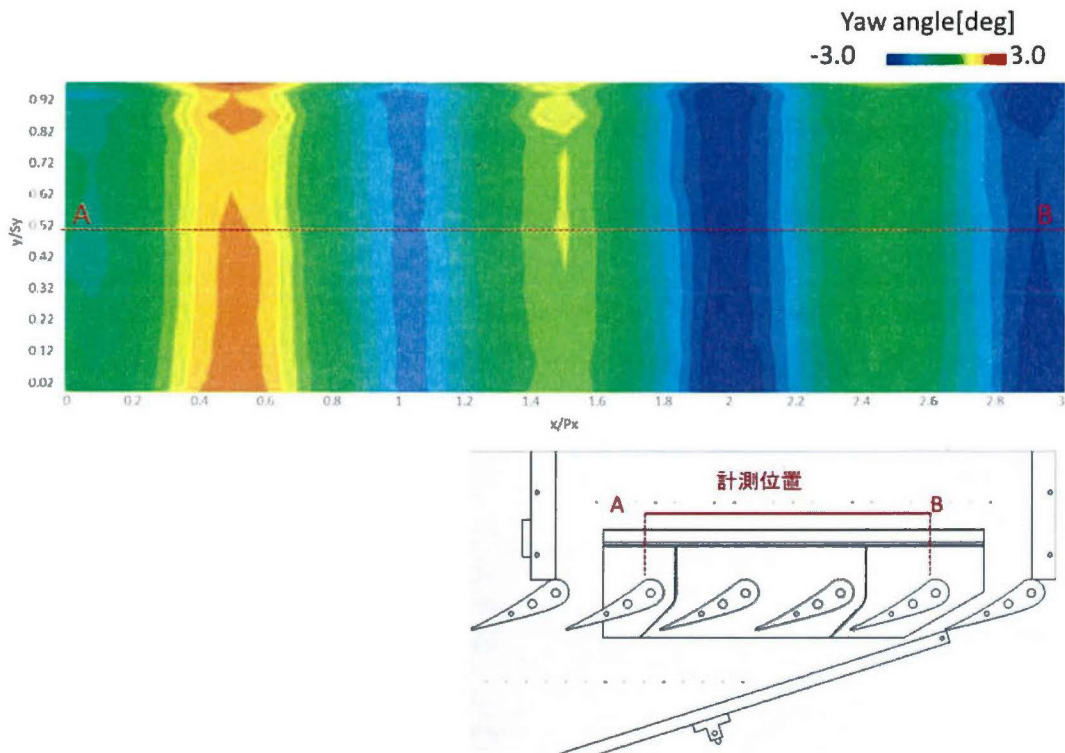


図 5.2.8 入口 Yaw 角分布

5.2.4 テストセクション

5.2.4.1 テストセクション形状

図 5.2. 9 に試験装置のテストセクションを示す。供試ダクトは、6 枚の直線翼列で構成されており、翼列は産業発電用高圧タービンの初段静翼列を模擬したものとなっている。翼列入口には、翼前縁から軸コードの約 200%上流位置（軸コードの 110%上流位置に挿入）にミニチュアピトー管が設けられており、その先端は入口側板の壁面から 70mm 離れたところに位置している。この位置にミニチュアピトー管を設けたのは、翼列中央部の 4 枚の供試翼エンドウォール面上での計測に影響を与えないようにするためである。しかしながら、ミニチュアピトー管を用いて実験条件の設定を行うため、この位置が翼列入口を代表する位置に値するかどうかを調査する必要がある。そこで、入口の流れ場計測時のデータを用いて、計測中のミニチュアピトー管での平均流速と 5 孔ピトー管の計測結果から算出された翼列入口平均流速を比較することで調査を行った。その結果を表 5.2.1 にそれぞれ示す。2 回の計測における両者の間のずれは、0.4~0.5%であった。標準型ピトー管を用いて流速を計測した場合、その計測誤差は、一般的に 1~2%程度であるということが知られている。以上のように、ピトー管からの平均流速と 5 孔プローブからの翼列入口平均流速の間には若干のずれが存在していたものの、計測誤差と同程度であったため両者は一致しているものと考えられ、ミニチュアピトー管を設置した位置は翼列入口を代表しているものと考え

られる。テストセクション出口領域には、ミッドスパンでの流速を計測できるようにテイルボードからL型ピトー管が挿入できるようになっている。

本研究では、赤外線カメラを用いて、翼面上の温度計測を行うため、供試翼のチップ側には、赤外線透過素材 GAT でできた計測窓が設置されている。さらに上部には3台の赤外線カメラが設置されている。赤外線カメラの設置位置は図 5.2. 10 に示した。各赤外線カメラでの計測範囲は後述する。伝熱計測用の供試翼は、図 5.2. 9 の赤色の翼である。

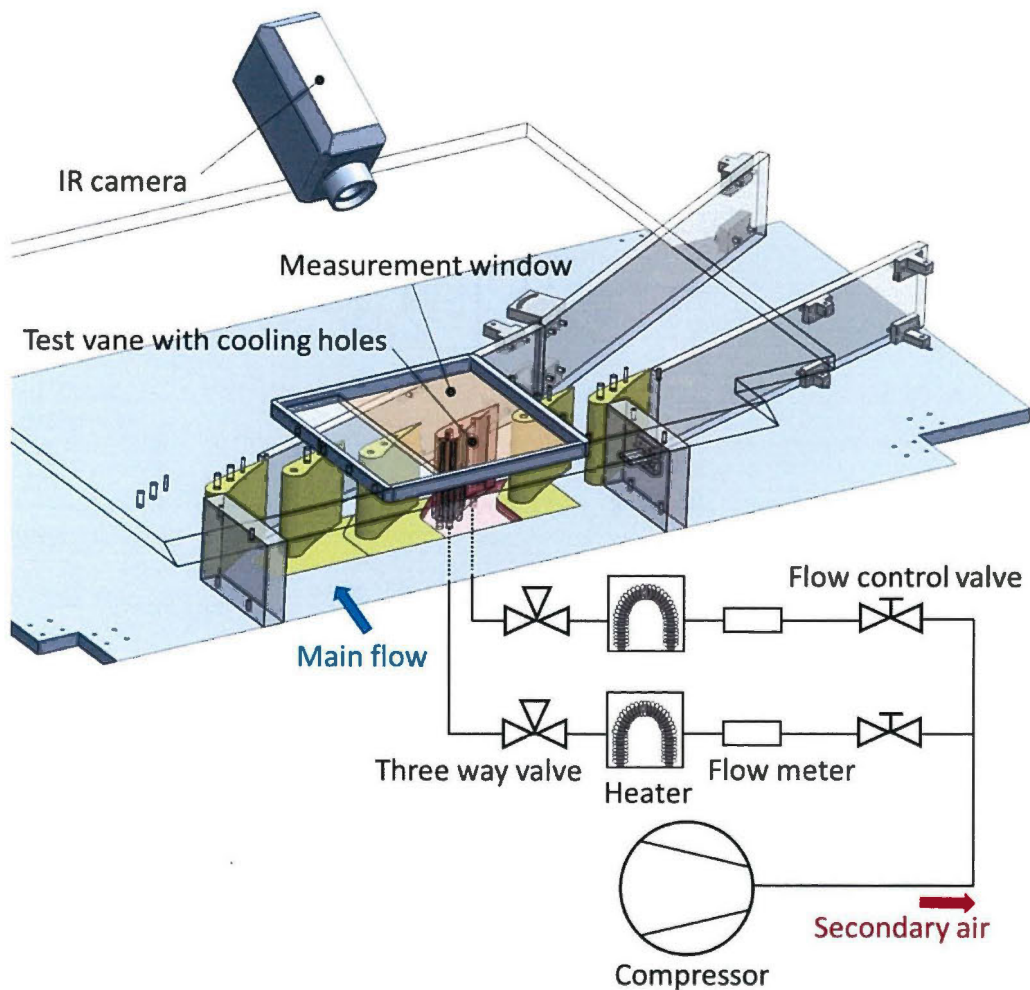


図 5.2. 9 テストセクション

表 5.2. 1 入口流速の検証

	Measurement 1	Measurement 2
Pitot tube	1265.561 [Pa]	1254.502 [Pa]
5-holes yaw meter	1260.323 [Pa]	1247.894 [Pa]
Relative error(%)	0.41	0.53

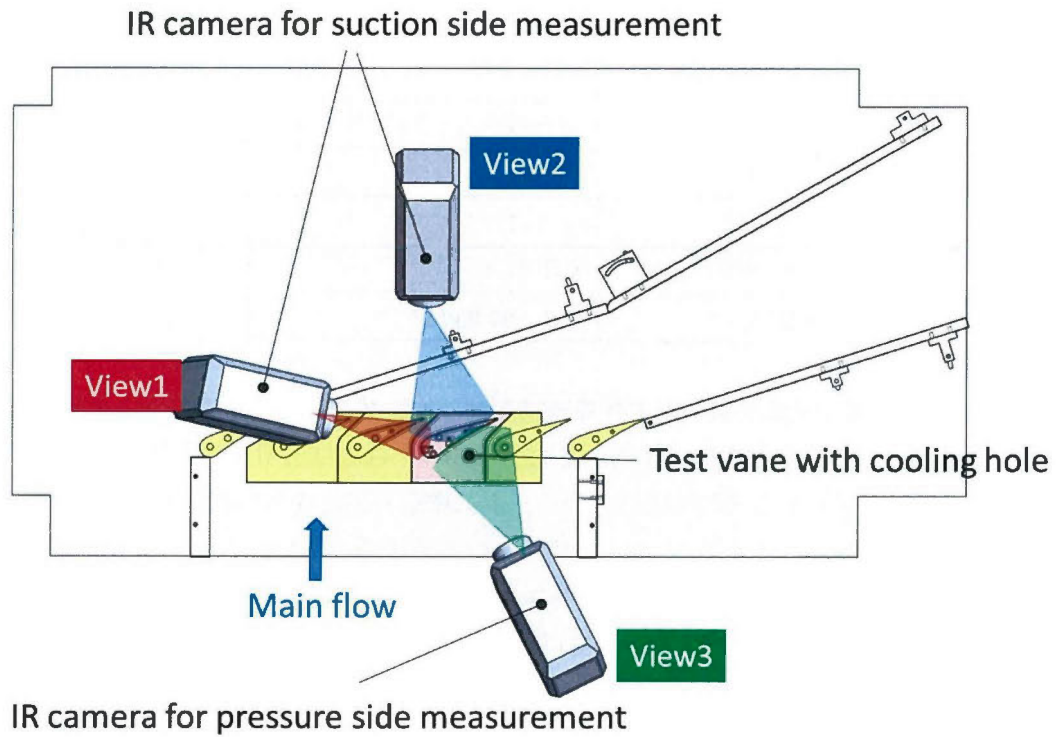


図 5.2.10 赤外線カメラ設置位置

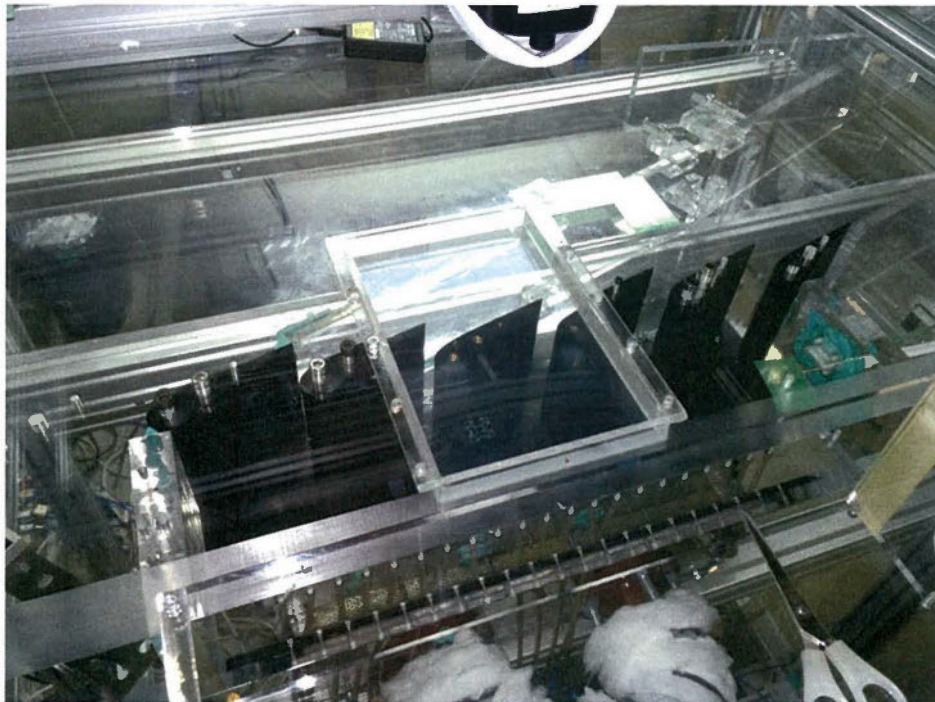


図 5.2. 11 赤外線透過素材設置図

表 5.2. 2 赤外線透過素材仕様

品名	GAT-10
製造元	旭化成エンジニアリング
厚さ	1.0mm
化学名	ポリオレフィン
推奨使用温度	80℃以下
密度	910～950kg/m ³

図5.2. 11には、翼列試験で用いた赤外線透過素材の外観図を示す。赤外線透過素材は旭化成製のGAT-10である。透過素材の仕様は表5.2. 2へ示す。GATは透明色の赤外線透過素材であり、赤外線を透過させる目的を満たしつつ、供試体を可視化する用途にも使うことができる。赤外線透過率は60%程度であり、ZnSeよりは赤外線透過率が小さい（ZnSeは90%程度の透過率である）。なお、計測に用いた赤外線カメラの仕様は第2章と同じであり、テストセクションの真上に垂直に配置した。GATは図5.2. 12に示すように、翼のチップ側に設置した。設置する際には翼列天板に矩形の穴を空け、フランジ上に組み立てたアクリルにテープでGATを取り付けた後に、フランジごととチップ側に赤外線透過素材を取り付けた。GAT上部は、翼の固定ができないため、計測には支障がないと判断した。計測の拡張性を持たせるために、翼のピッチ方向に可変機構を設けてある。図5.2. 13にはGATの寸法と、GATの移動可能位置を示す。GATの寸法は292mm×182mmGATである。GATは図に示した位置から、最大で黄色で塗りつぶした範囲まで移動可能であり、天板を移動させることで撮影範囲を変化させることが可能である。

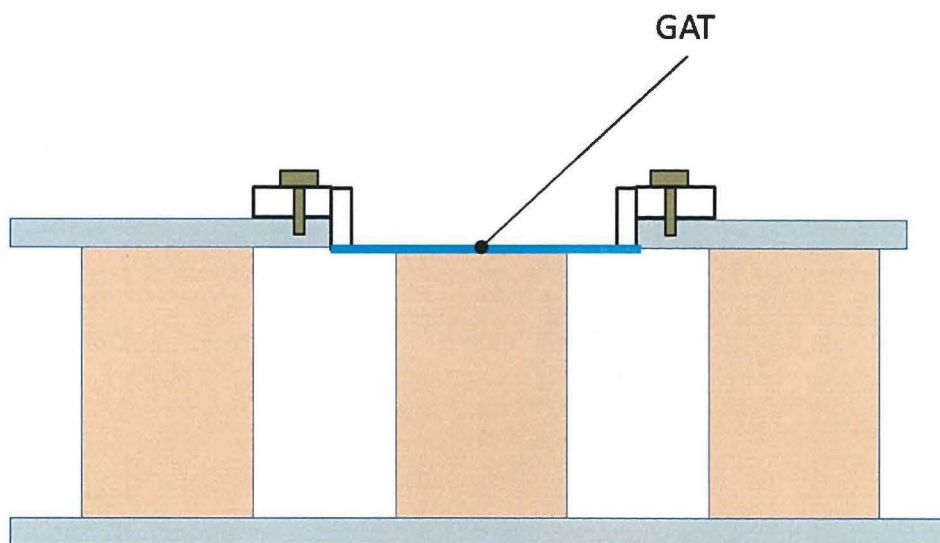


図 5.2. 12GAT の設置方法

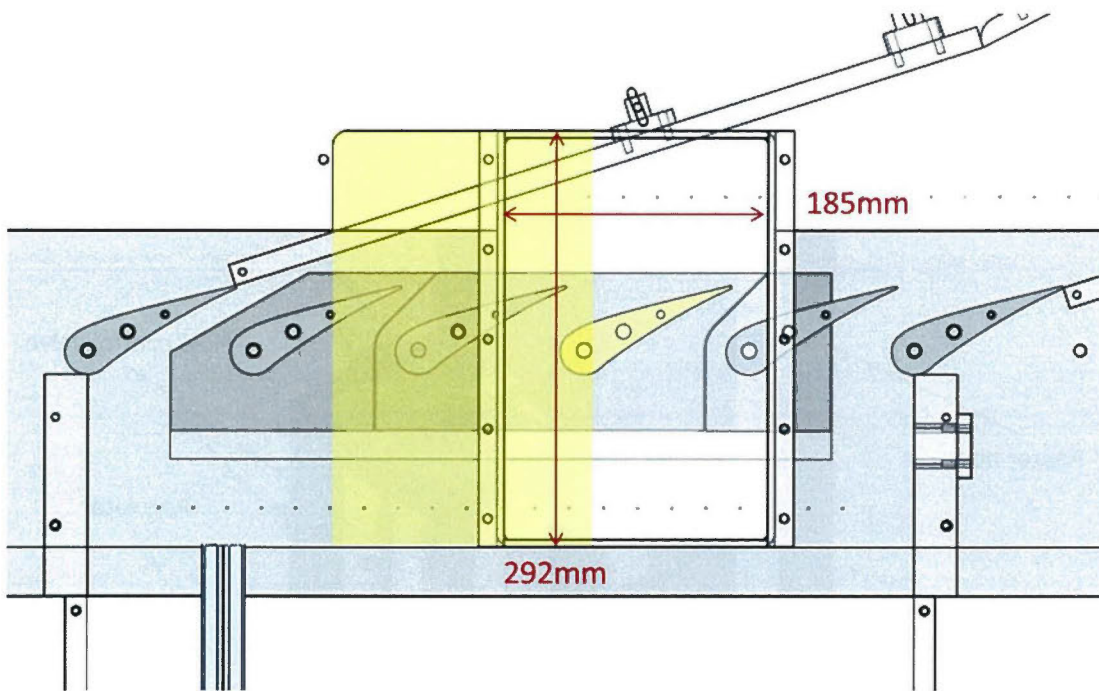


図 5.2.13 GAT の寸法と可変機構

図 5.2.9, 図 5.2.14 には, テストセクションの二次空気系統を示している。翼面フィルム冷却試験の際は, 予め行った試験装置の解析により, 高圧の二次空気を供給する必要があることが判明したため, 空気源はコンプレッサーとしている。コンプレッサーから送られてきた二次空気はレギュレーターを通して, 2つの流路に分割される。2つの流路に分割された後は, 流量調節バルブ, 流量計を通して, ヒーターボックスへと二次空気を流入させ, 二次空気を加熱する。その直下流には, ヒーターボックスを設置し, 直後に供試翼を設置した。

空力試験時には, 二次空気を加熱しない試験を実施するため, レギュレーターを通過した二次空気は 4 つに分割させ, 流量調節バルブ, 流量計を通して, 供試翼へ流入させることとした (図は割愛する)。

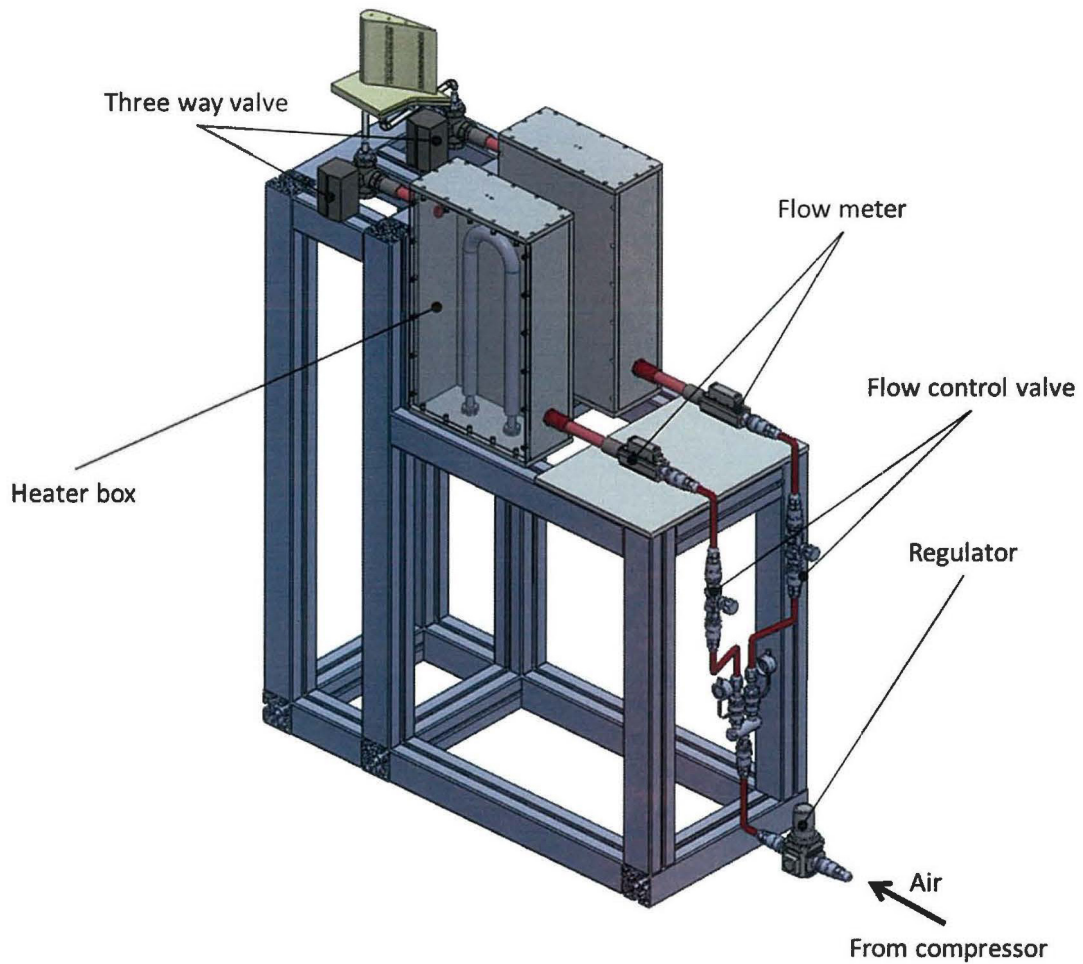


図 5.2.14 翼面フィルム冷却試験テストセクション(伝熱計測)

翼面冷却用の二次空気は流量が少ないために、ヒーターボックスを製作し、二次空気を加熱することとした。ヒーターボックスは、誤ってボックスを溶解させてしまうことを防ぐためや、高圧の二次空気に耐えられるように、アルミニウムの板で製作を行った。図 5.2.15 には、本研究で用いたヒーターボックスの外観図を示す。ヒーターは U 字型のフィンヒーターを用いている。ヒーターの消費電力は 1500W(100V)である。ヒーターボックス内には、効率よく二次空気を加熱することができるように、仕切り板を設けた。ヒーターの温度調節は、山菱電機製の可変抵抗器を用いた。

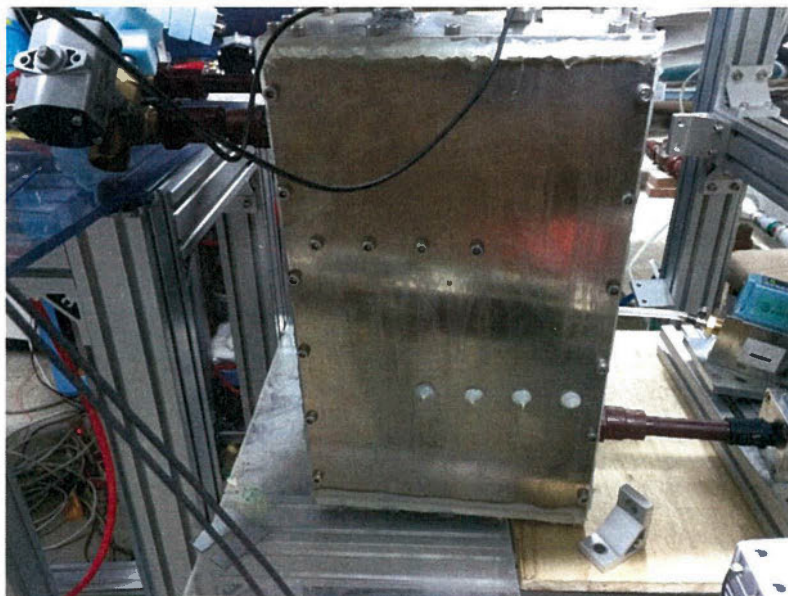
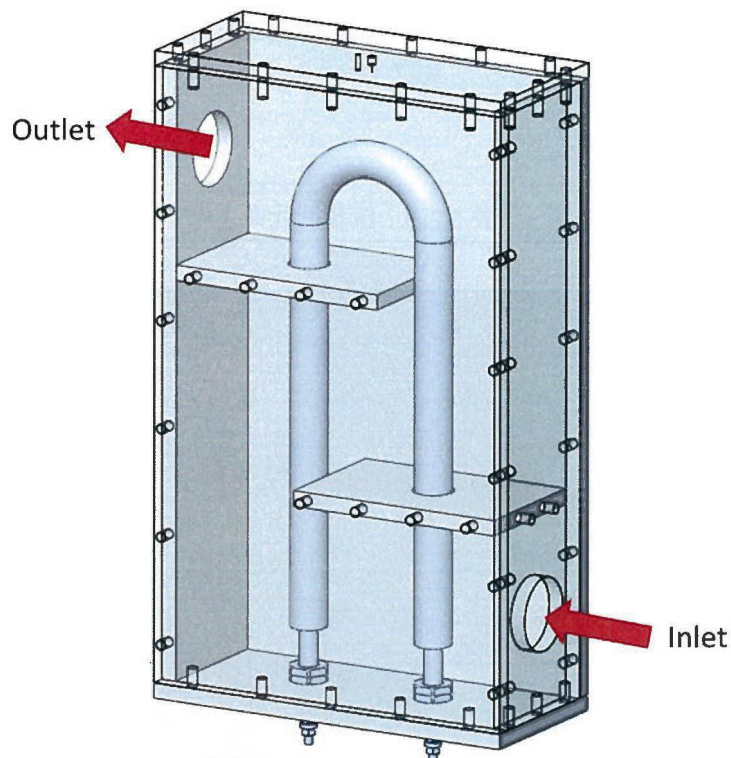



図 5.2.15 ヒーターボックス外観図

翼面フィルム冷却試験においては、圧縮空気の流量を計測する必要がある。さらに、圧縮空気の仕様に耐えられるだけでなく、最大 4 つの流路の流量を計測することができるように、ある程度低コストの流量計が必要となる。そこで、本研究では熱式流量計を設置することで二次空気流量の計測を行った。また、今後の実験の拡張性を考えて、二次空気の

流量計測ができるような流量計を選択している。以下の表に、実験に用いた流量計の仕様を示す。流量計で計測した流量データは、流量計の電圧出力機能を用いて 0~5V 信号としてデータロガーで取得を行う。

表 5.2.3 流量計仕様

イメージ	
	
製造元	アズビル株式会社
対応ガス	空気, 窒素, 酸素, アルゴン, 炭酸ガス
流量レンジ	0~500L/min×2, 0~200L/min×2
計測精度	±1%FS
使用温度範囲	-10~+60°
仕様圧力範囲	1.5MPa
定格電圧	DC 12~24V
出力信号	0~5V

5.2.4.2 冷却孔付き供試翼

(1) 翼面冷却翼

図5.2.16, 図5.2.17には、解析対象となる翼形状の外観図を示す。対象のフィルム冷却翼は負圧面側に2列, 正圧面側に2列の冷却孔列を有するモデルとなっている。各冷却孔列は、説明の便宜上負圧面上の冷却孔をSS1, SS2, 正圧面上の冷却孔をPS1, PS2と呼称する。プレナムは、供試体中に4つ存在しておりこれも、Plenum1~Plenum4まで番号を付けた。表5.2.

4には、各冷却孔列の仕様を示す。供試翼周りの座標系は、 x , y , z の直交座標系に加えて、翼面上に沿った座標系 s を設定した。これは、翼面上の冷却空気が流れ方向に対してどれだけの伸びを持っているのか把握するためである。 s 座標は、負圧面は s_s 、正圧面は s_p とそれぞれ呼称する。その他の供試翼の仕様は、表5.2.5に示した。なお冷却孔の直径 $d=1.1\text{mm}$ である。

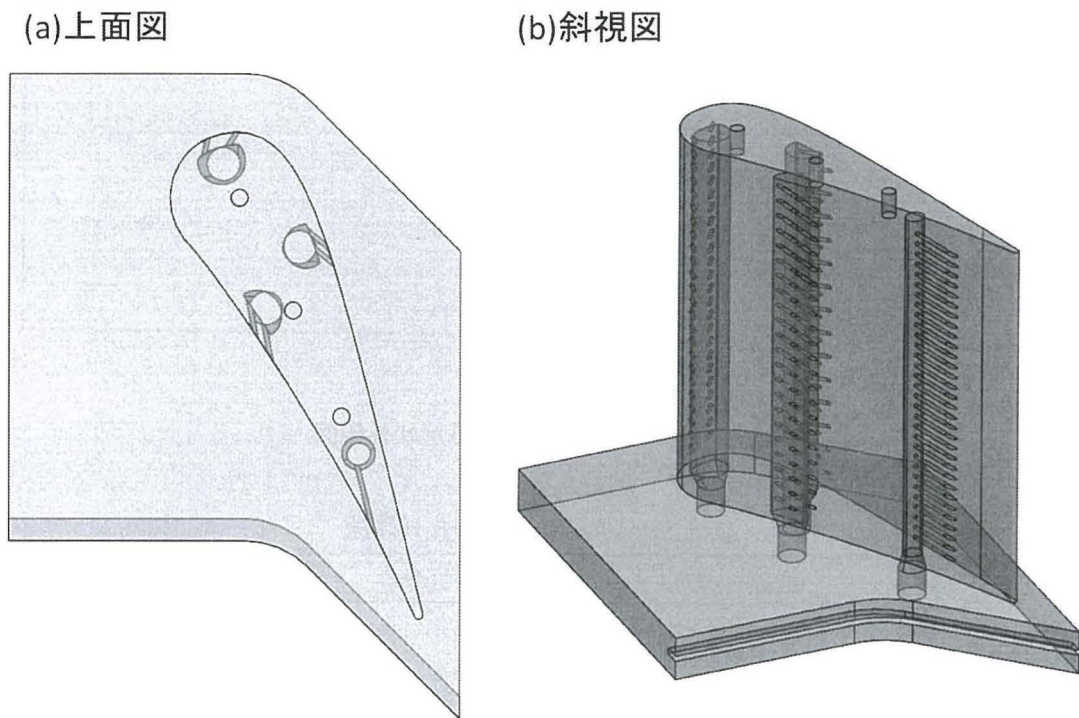


図 5.2.16 翼面フィルム冷却翼

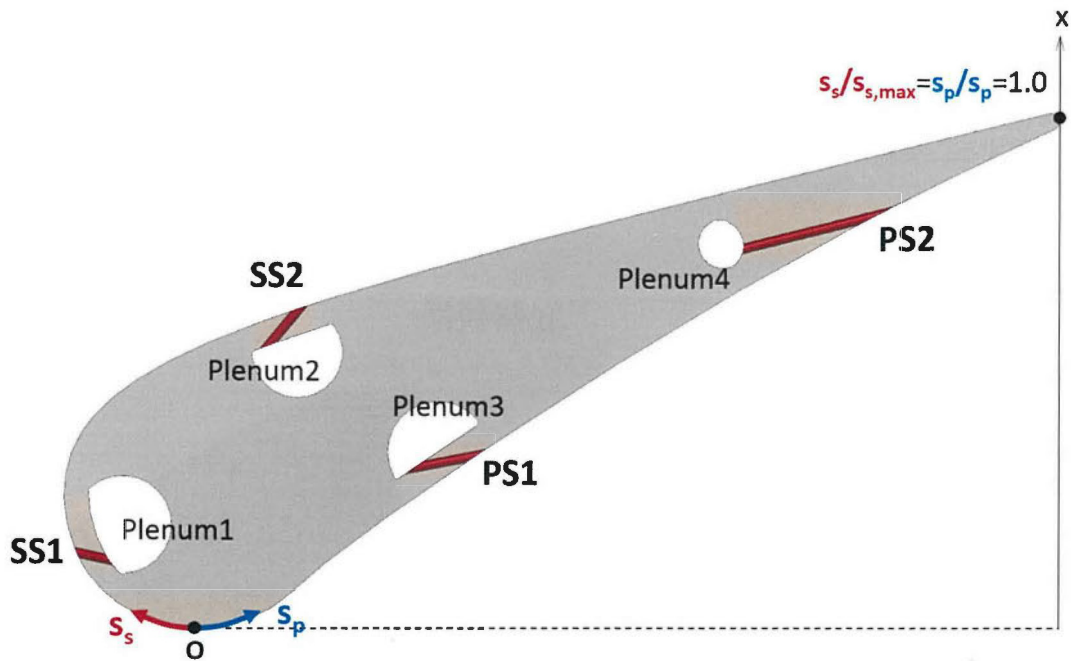


図 5.2.17 フィルム冷却翼形状外観図

表 5.2.4 フィルム冷却孔列仕様

列名	位置 (x/C_{ax})	冷却孔傾斜角(deg)	冷却孔平均長さ(d)
PS1	0.34	23.16	6.9
PS2	0.80	13.97	15.1
SS1	0.15	52.09	3.6
SS2	0.62	31.58	5.3

表 5.2.5 供試翼の仕様

Actual chord length (C)	129.5 mm
Axial chord length (C_{ax})	62.3 mm
Vane pitch	115.9 mm
Vane span height	117.7 mm

図 5.2.18 には、各赤外線カメラの計測領域を示している。本研究では、赤外線カメラを欲のチップ側に斜めに設置しているが、カメラの焦点を全ての領域に合わせるのは困難である。従って、本研究では翼の 25%スパン高分の領域を撮影することとした。翼の負圧面の場合、特に全円領域に関しては、曲率が強いために Areal のような計測範囲を設定した。

Area2 の領域に関しては、比較的平板に近い形状をしているため、広い計測領域を設定した。翼の正圧面領域に関しては 1 台のカメラでも十分焦点を合わせることが可能だったため、Area3 のような計測領域を設定した。

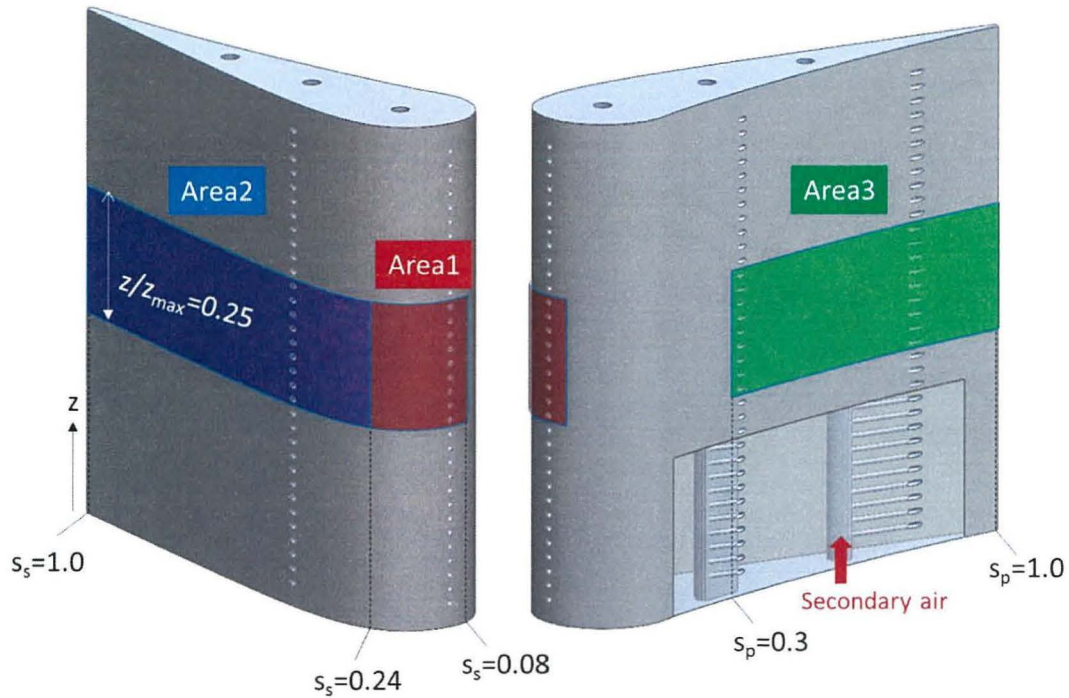


図 5.2.18 計測領域

翼面フィルム冷却の外観図は、図 5.2.16 で示した通りである。翼面フィルム冷却用供試体の、各冷却孔位置は、図 5.2.19 で示した、冷却孔位置を再現する形で決定した。冷却孔位置は、図で示すように 7 列存在しているが、本研究では問題を簡単にするために、列数を削減している。プレナム形状に関しては、この資料の通りの形状になっていない。これは、この形状では、各冷却孔位置で二次空気の流量制御を行うことが不可能であり、さらに、伝熱試験時に、供試体が冷却孔内部流路の熱伝導の影響を受ける可能性があるためである。したがって、本研究ではプレナム形状を非常に小さく設計してある。図 5.2.20 には、翼形状の点列データを示す。

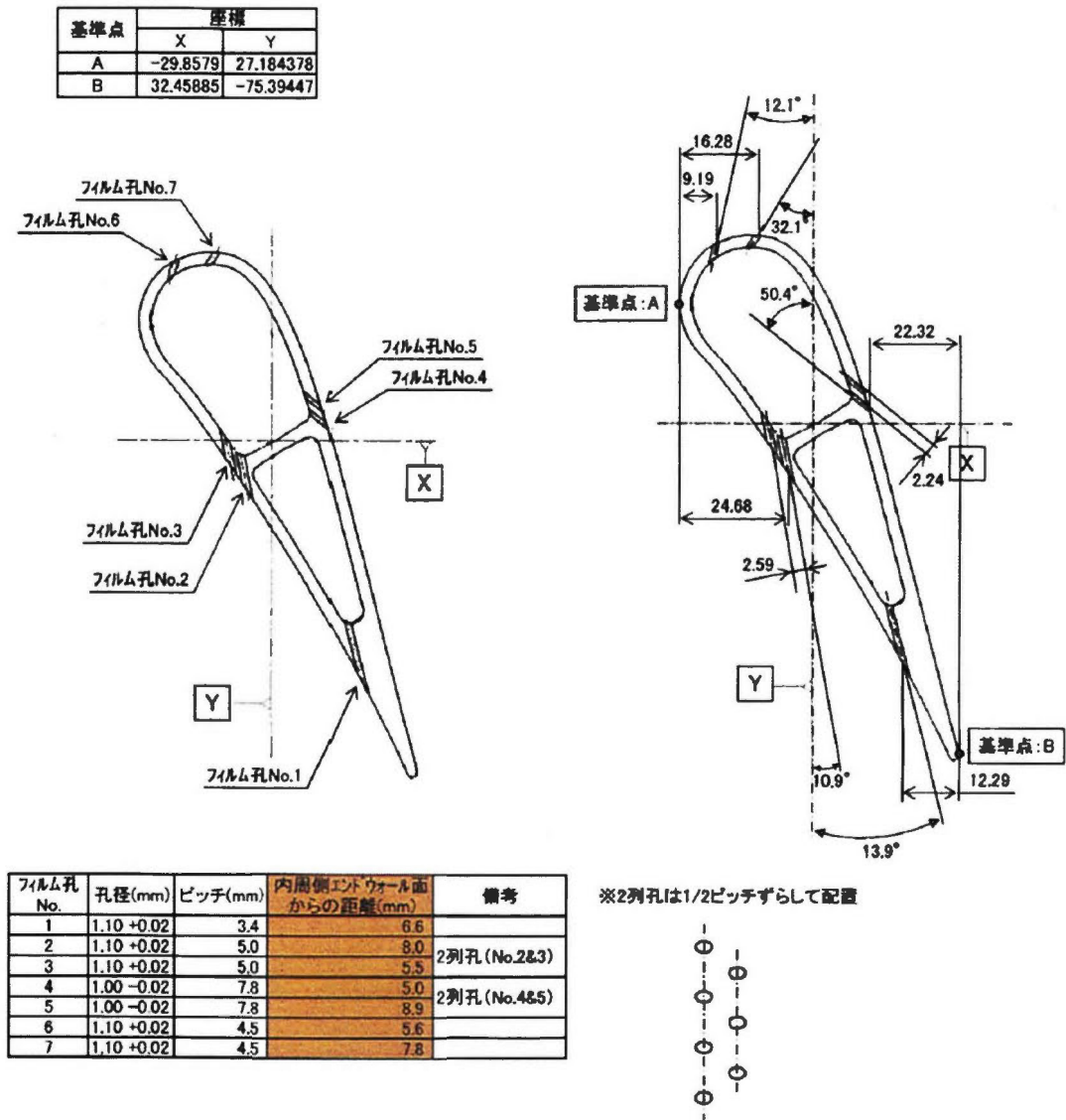


図 5.2.19 フィルム冷却孔形状資料 1

第五章 高圧タービン直線翼列における流れ制御デバイスの効果

suction side		pressure side			suction side		pressure side		
X	Y	X	Y		X	Y	X	Y	
-29.85787	27.184378	31.784584	-76.63342	A	-2.301606	37.908773	5.5693651	-28.98312	
-29.81542	28.374167	31.02892	-76.60797		-1.669089	37.167725	4.760205	-27.65564	
-29.68815	29.557942	30.486883	-76.08097		-1.039929	36.370523	3.9424436	-26.32228	
-29.47675	30.72955	30.27518	-75.62108		-0.413846	35.515699	3.1165004	-24.98375	
-29.18228	31.883185	30.063676	-75.16118		0.2095103	34.601854	2.2830047	-23.64103	
-28.80633	33.012834	29.851823	-74.70083		0.8305586	33.627519	1.442516	-22.29508	
-28.35067	34.112763	29.63997	-74.24049		1.4496489	32.591298	0.5958637	-20.94683	
-27.8178	35.177377	29.214726	-73.31804		2.0672007	31.491717	-0.256993	-19.59739	
-27.21025	36.201292	28.787314	-72.39286		2.6838435	30.327522	-1.114684	-18.24781	
-26.53123	37.179264	28.357035	-71.46433		3.2999268	29.097383	-1.976641	-16.89928	
-25.78417	38.106326	27.923189	-70.53154		3.91608	27.799902	-2.842235	-15.55306	
-24.97291	38.977723	27.485217	-69.58378		4.5328626	26.43375	-3.710556	-14.21034	
-24.55298	39.373177	27.042421	-68.65028		5.1509039	24.997807	-4.580765	-12.87243	
-24.10061	39.753736	26.594169	-67.70042		5.7706935	23.490746	-5.452023	-11.54083	
-23.61851	40.118981	26.140044	-66.74343		6.3929307	21.911447	-6.32335	-10.21684	
-23.10935	40.468561	25.679345	-65.77875		7.0182447	20.258721	-7.193839	-8.902019	
-22.57543	40.801847	25.211583	-64.80574		7.6472651	18.53145	-8.06237	-7.597895	
-22.01921	41.11835	24.736269	-63.82392		8.280691	16.728585	-8.928033	-6.306078	
-21.44292	41.417441	24.252913	-62.83273		8.9192219	14.849076	-9.78971	-5.028317	
-20.84851	41.69842	23.761095	-61.83162		9.563417	12.891945	-10.64621	-3.76622	
-20.23816	41.960517	23.260396	-60.82015		10.214186	10.856353	-11.49835	-2.521676	
-19.61362	42.202895	22.750327	-59.79798		10.871947	8.7413899	-12.33901	-1.286432	
-18.97676	42.424713	22.230607	-58.76463		11.537611	6.5462172	-13.17285	-0.092447	
-18.32914	42.625062	21.700887	-57.7198		12.211806	4.2700657	-13.99856	1.0882507	
-17.67243	42.802964	21.160748	-56.66309		12.895092	1.9122359	-14.80887	2.243774	
-17.00802	42.95737	20.609979	-55.59435		13.588308	-0.527902	-15.60831	3.3718847	
-16.33733	43.0873	20.048302	-54.5133		14.292014	-3.050906	-16.39348	4.470485	
-15.66159	43.191565	19.475505	-53.41974		15.006908	-5.657267	-17.18285	5.5374071	
-14.98208	43.269048	18.89124	-52.31344		15.733621	-8.347474	-17.91495	6.5702732	
-14.29978	43.318558	18.295506	-51.19442		16.472781	-11.121188	-18.64823	7.5667757	
-13.61565	43.338908	17.688024	-50.06247		17.224948	-13.98083	-19.36103	8.5245369	
-12.93076	43.328838	17.068724	-48.91764		17.990751	-16.92439	-20.05166	9.4409696	
-12.24579	43.28702	16.437466	-47.75995		18.77075	-19.95285	-20.71844	10.313696	
-11.5616	43.212195	15.79425	-46.58932		19.565505	-23.06627	-21.35963	11.139989	
-10.8788	43.102964	15.139076	-45.40604		20.375504	-26.26452	-21.97333	11.917191	
-10.19803	42.957929	14.471804	-44.21003		21.201168	-29.54759	-22.55781	12.642505	
-9.519711	42.775831	13.792504	-43.00164		22.043055	-32.91528	-23.11117	13.313273	
-8.844327	42.555132	13.101316	-41.78101		22.901446	-36.36731	-23.63131	13.92642	
-8.17223	42.294503	12.398309	-40.54835		23.776829	-39.90325	-24.11641	14.479146	
-7.503769	41.992406	11.683555	-39.30409		24.669486	-43.52268	-24.56431	14.968377	
-6.839154	41.647511	10.957192	-38.04856		25.579765	-47.22499	-24.97291	15.391034	
-6.178595	41.25821	10.2195	-36.78206		26.507806	-51.0096	-25.78417	16.262361	
-5.522162	40.823176	9.4706898	-35.50521		27.453959	-54.87568	-26.53123	17.189423	
-4.869855	40.340799	8.7109004	-34.21836		28.418223	-58.82239	-27.21025	18.167394	
-4.221744	39.809611	7.9406214	-32.92206		29.40088	-62.84882	-27.8178	19.191309	
-3.577759	39.228213	7.1599928	-31.61703		30.401858	-66.95371	-28.35067	20.255924	
-2.937759	38.595136	6.3694342	-30.30382		30.911543	-69.0449	-28.80833	21.355853	
					31.421227	-71.13608	-29.18228	22.485502	
					31.940038	-73.26528	-29.47675	23.639137	
					32.199443	-74.32987	-29.68815	24.810744	
					32.329146	-74.86217	-29.81542	25.994519	
					32.458849	-75.39447	-29.85787	27.184378	A
					32.361087	-76.14419			
					31.784584	-76.63342			

図 5.2.20 翼形寸法

(2) 製作方法

図 5.2. 21 には、本研究で使用した翼面フィルム冷却翼を示す。翼面フィルム冷却翼は、岩手大学所有の 3D プリンターObjet30pro を使用して製作された。表 5.2. 6 には、参考のため、供試翼の製作に用いた 3D プリンターの仕様を示す。今回用いた 3D プリンターの積層ピッチは 28 μ m であり、今後流れ制御 Device を用いた翼を作るための仕様を満たすと判断し、今回の適用を試みた。

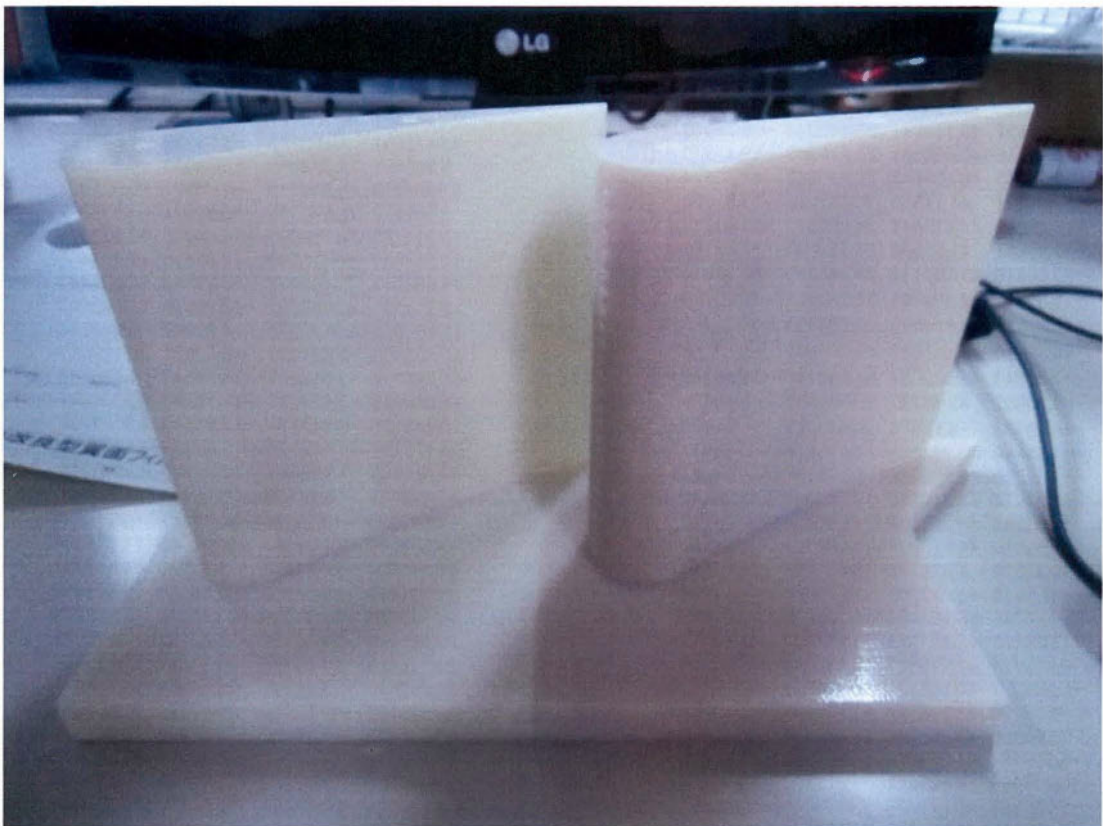


図 5.2.21 翼面フィルム冷却翼

表 5.2.6 3D プリンター仕様

積層ピッチ	28 μ m
トレイサイズ	(X)300mm×(Y)200mm×(Z)150mm
精度	0.1~0.2mm
モデル樹脂	Objet RGD525
サポート材料	FullCure705 Support

(3) 翼の二次加工

今回用いた 3D プリンター用樹脂は、耐熱性の樹脂であるが、耐熱温度は 60℃程度であり、本研究の伝熱試験を行うための仕様を満たさない。そこで、翼の耐熱温度を上昇させるために翼の二次加工を試みた。この二次加工では、翼を電気炉へ入れて加熱することで翼の耐熱温度を上げるものである。

今回の二次加工処理は、アルテック株式会社より推奨の二次加工手順に沿って行うこととした。以下に二次加工の手順を示す。二次加工に使用した電気炉の仕様は以下の表 5.2.7 に示してある。

- [1] 造形モデルに付着したサポート材を完全に除去する
- [2] オープン内（室温程度）にモデルを配置する
- [3] 1 分に付き摂氏 1 度ずつ温度を上昇させる設定をする
- [4] 60℃まで上昇させ、その状態で 2 時間維持する
- [5] 70℃まで上昇させ、その状態で 2 時間維持する
- [6] 80℃まで上昇させ、その状態で 1 時間維持する
- [7] オープン内で冷却する
- [8] 温度が 35℃まで低下した後、モデルをオープンから取り出す

二次加工の結果、翼は図 5.2. 21 左側の翼に示すように、わずかな変色が確認された。その後、形状を簡易的にチェックした結果、形状に曲りなどの変化は生じないことを確認している。そのため、本研究では伝熱試験時は、二次加工を行った翼を用いて実験を行うこととした。

表 5.2.7 電気炉仕様

イメージ	
	
製造元	ヤマト科学
制御温度	40～1150℃
最高温度到達時間	約 80 分
消費電力	18.5A
備考	プログラム運転可能

5.2.4.3 静圧計測翼

静圧計測用の供試翼モデルを図 5.2. 22 に示す。流れ場を計測するにあたって、通常はピトー管や他圧力取得プローブを流路内に挿入する事によって圧力を計測し流れ場を計測するが、翼面や、エンドウォール等の任意の箇所での圧力の取得にこれらのプローブを用いて計測する事は困難である。その為任意の壁面に微小の孔を設けその孔より任意の点の静圧を取得する事によって、入口での全圧等の関係から局所的な速度や静圧係数といった流体のパラメータを取得することが可能である。本供試モデルでは、翼ミッドスパン位置の任意の点とエンドウォール部に合計 162 個の静圧孔を設け各々の箇所における静圧を取得し、流れ場の理解に役立てる事を目的として静圧計測用の供試モデルを用いた。静圧孔の詳細な形状・位置及び構造は図 5.2. 23 へ示した。翼面の静圧孔は $\phi 1\text{mm}$ 、エンドウォール部は $\phi 1.6\text{mm}$ の穴が計測位置近くまで開けられており、静圧計測孔部は $\phi 0.5\text{mm}$ に狭まる構造と

なっている。φ1mm、φ1.6mm の孔部には同外形(内径 0.6mm)のステンレスパイプを挿入しビニールチューブ・バープ継手を介して圧力変換機に取得圧力を伝える構造となっている。供試体各部の静圧孔形状については、図 5.2. 23 へ示す。翼面の静圧孔位置に関しては以下へ示した。また、エンドウォールの静圧孔位置を図 5.2. 25、実際に取り付けた際の写真図を図 5.2. 26 にそれぞれ示す。

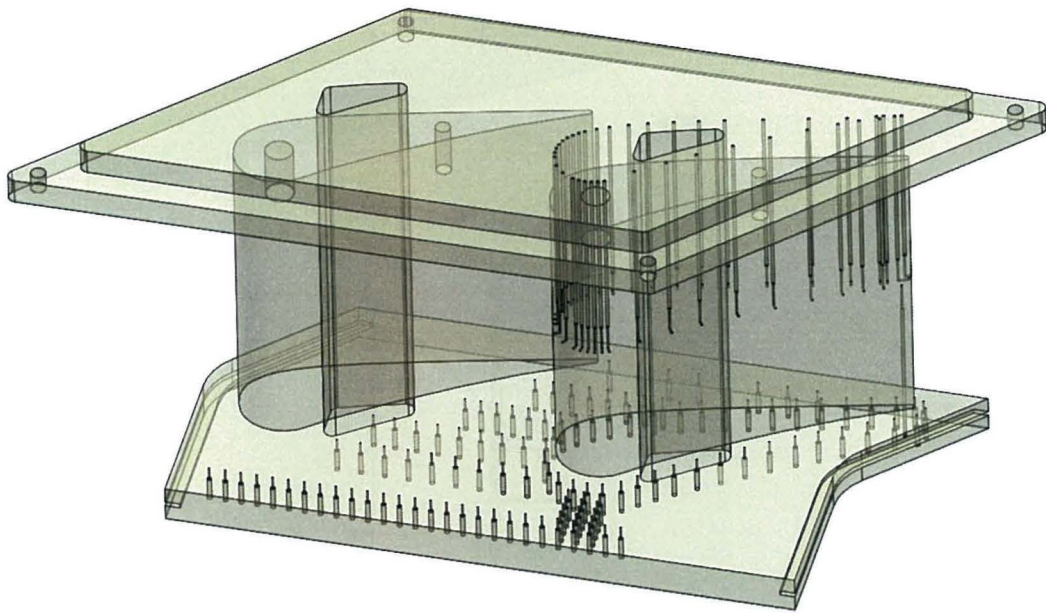
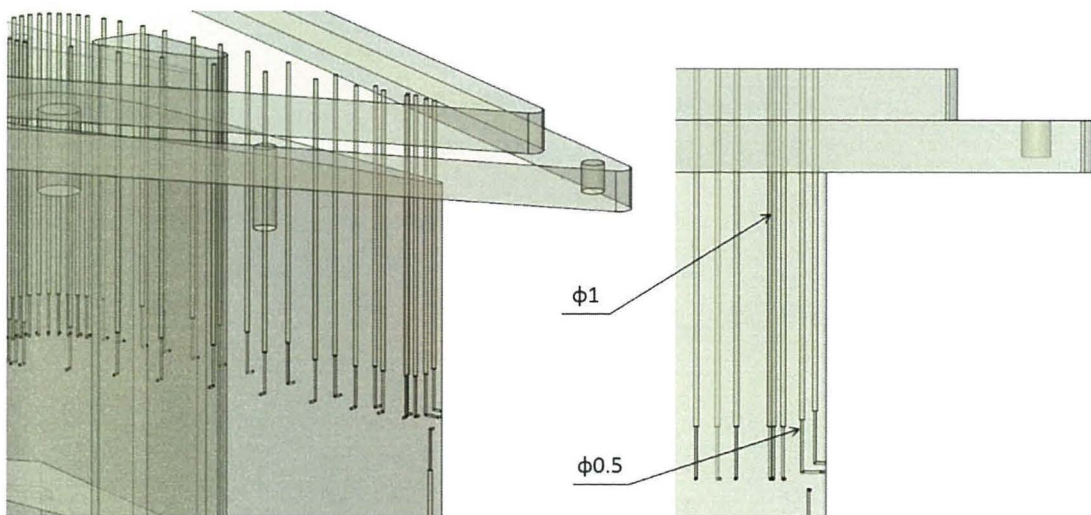
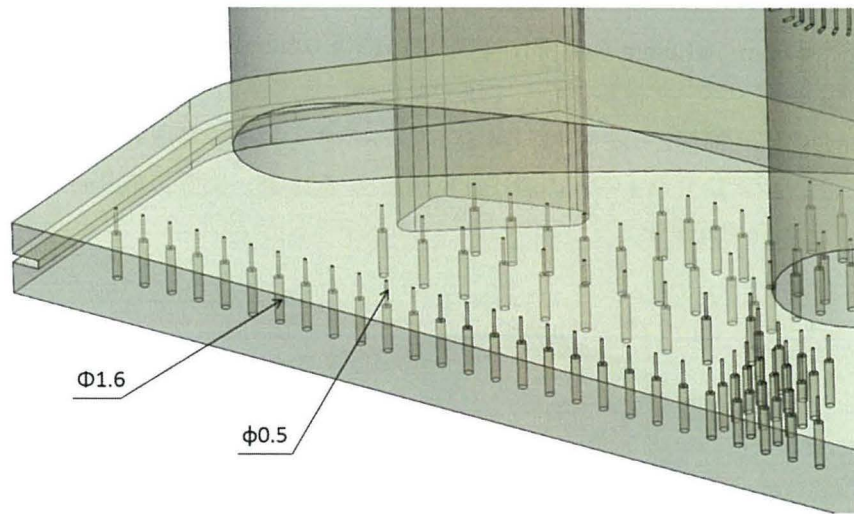


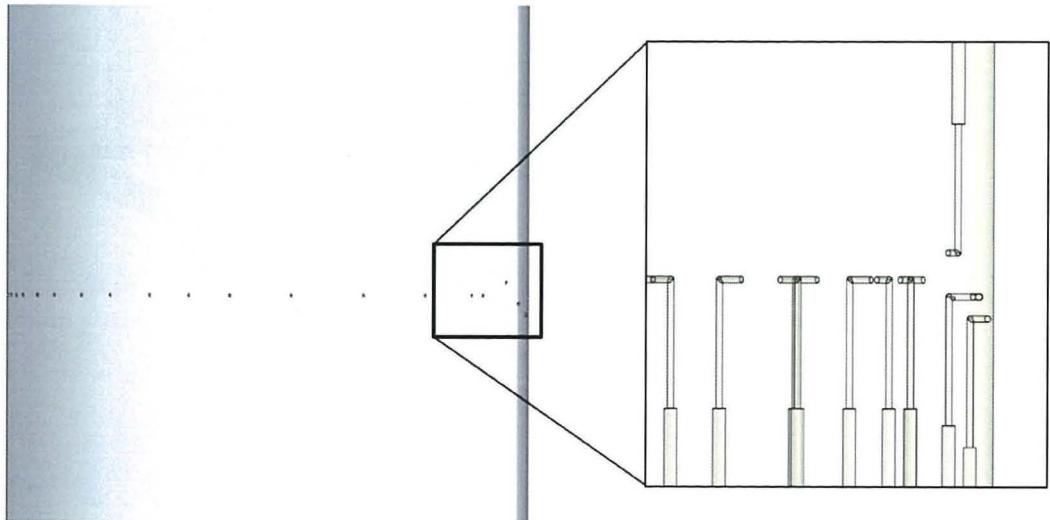
図 5.2. 22 静圧孔付き供試翼



(a) 翼面静圧孔の形状



(b) エンドウォール部静圧孔の形状



(c) 翼後縁部の静圧孔形状

図 5.2.23 静圧孔形状

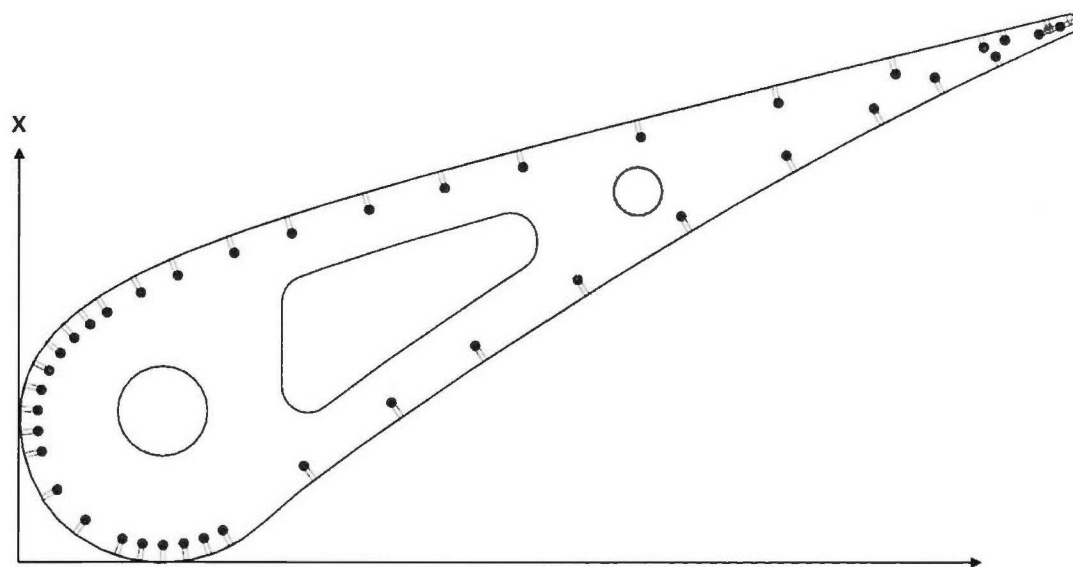


図 5.2.24 翼面静圧孔位置

表 5.2.8 翼面静圧孔位置

No	Cax(PS)	翼面上座標(PS)	Cax(SS)	翼面上座標(SS)
1	0	0	0	0
2	0.00369	0.01182112	0.003048	0.007605088
3	0.014117	0.038668129	0.013155	0.029100997
4	0.03032	0.061931106	0.052138	0.067695394
5	0.151279	0.163866813	0.116467	0.102015937
6	0.265982	0.26268348	0.194594	0.133410047
7	0.368974	0.357235973	0.236304	0.150266074
8	0.48881	0.467089138	0.279618	0.167893307
9	0.604155	0.579744038	0.323093	0.185726563
10	0.714526	0.692194758	0.364322	0.20335424
11	0.800193	0.781893081	0.401059	0.22055389
12	0.85602	0.844900154	0.432021	0.236890227
13	0.906232	0.905651201	0.457849	0.252311505
14	1	1	0.482714	0.269019059
15			0.519933	0.298054087
16			0.552659	0.327927221
17			0.594369	0.372148515
18			0.630785	0.416209148

19			0.674581	0.475029263
20			0.713724	0.531963844
21			0.752065	0.590608917
22			0.807091	0.678001567
23			0.869495	0.780146456
24			0.921954	0.868231815
25			0.961418	0.935409411
26			0.971044	0.951742695
27			0.990294	0.984041163
28			0.996439	0.99414403
29			1	1

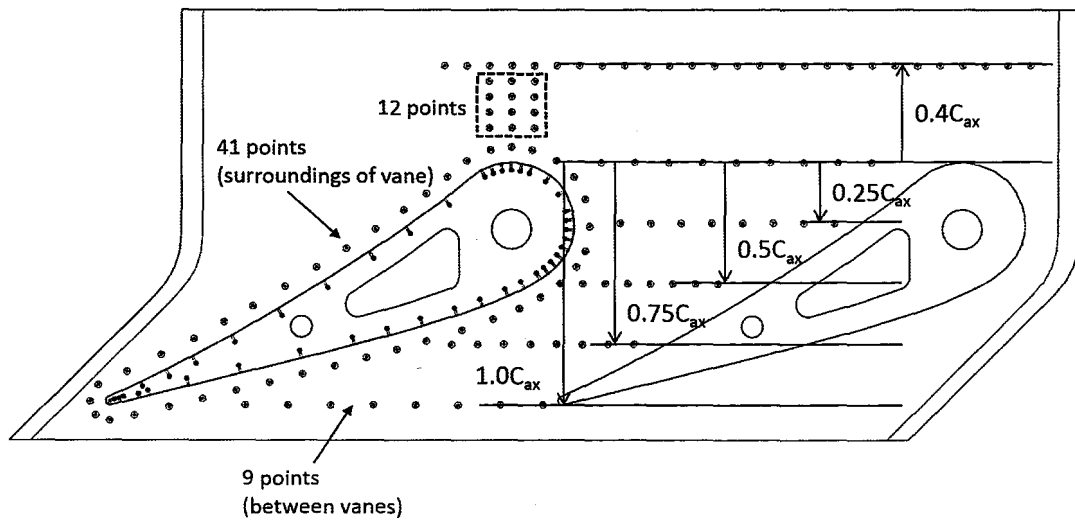
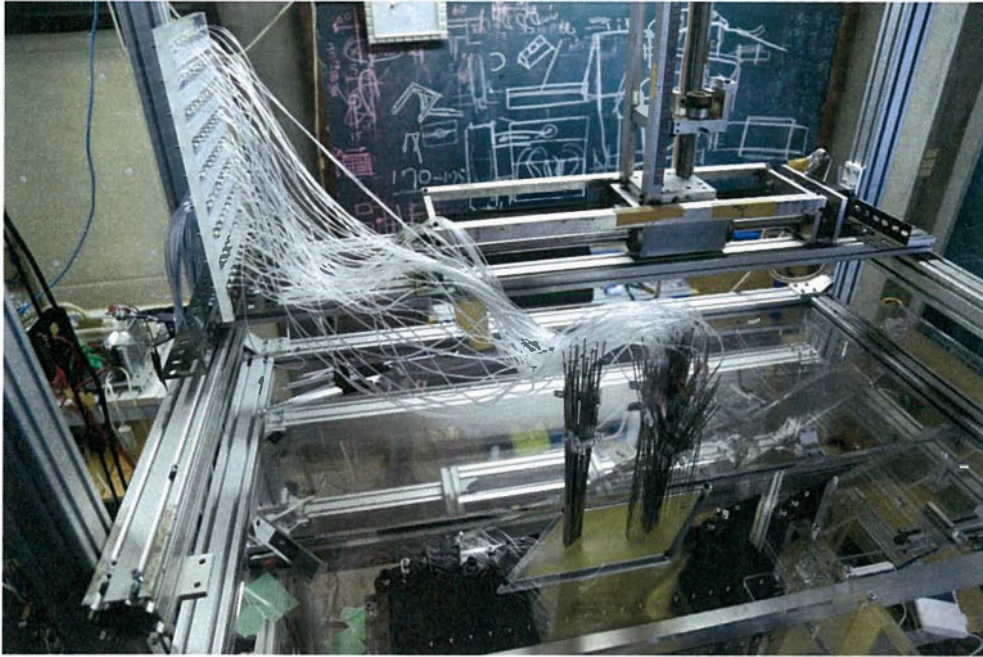
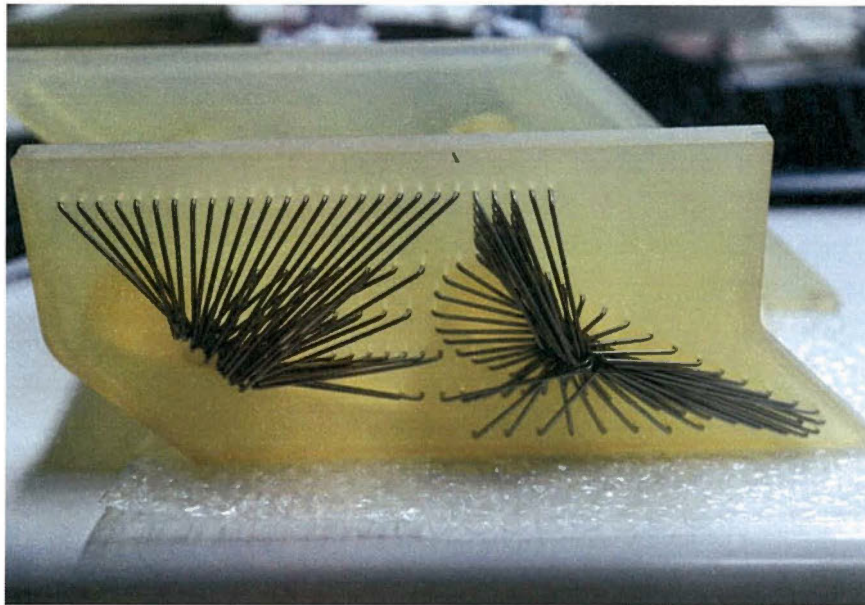


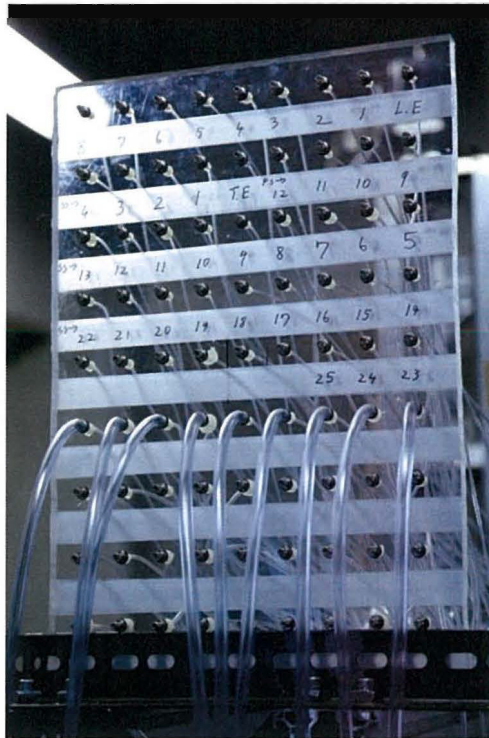
図 5.2.25 静圧孔付き供試翼詳細図



(a) 静圧孔付き供試翼取り付け全体図



(b) ステンレスパイプ取り付け図



(c) 静圧計測用圧力取得ボード

図 5.2.26 静圧孔付き供試翼取り付け図

図 5.2.27 には、静圧孔付翼を用いて計測した、翼面圧力係数の分布を示す。翼面圧力係数 C_p は以下の式で定義した。

$$C_p = \frac{P_{t,inlet} - P_t}{\frac{1}{2} \rho V_{inlet}^2} \quad (3.2.1)$$

$P_{t,inlet}$: 翼列入口全圧[Pa]

P_t : 計測全圧[Pa]

ρ : 密度[kg/m³]

V_{inlet} : 入口流速[m/s]

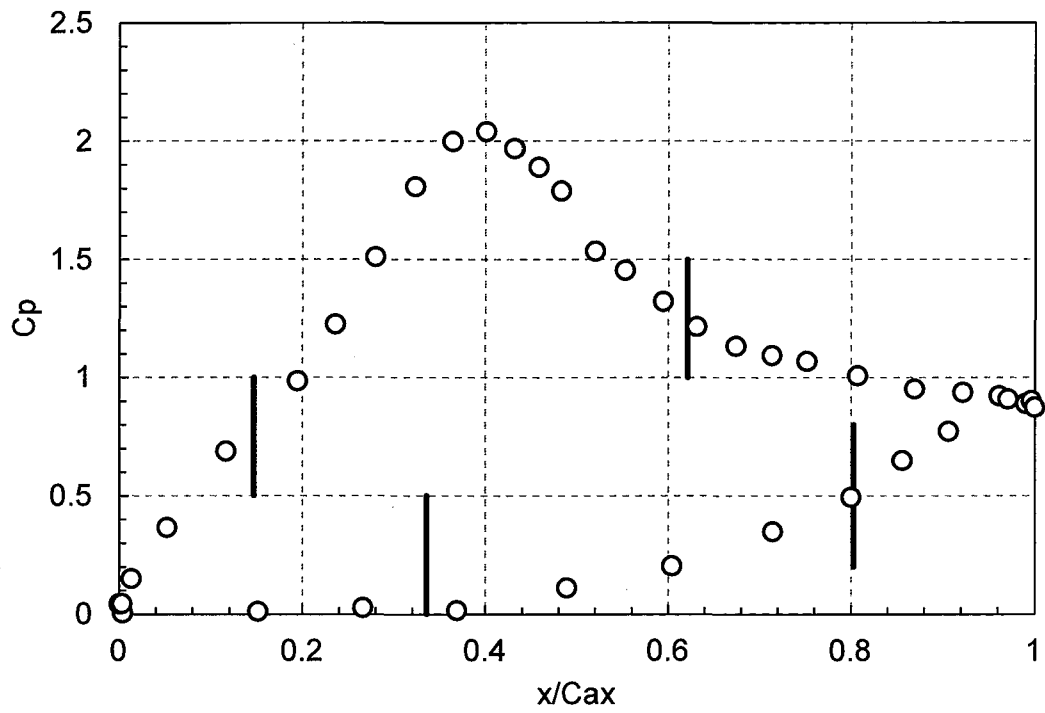


図 5.2.27 翼面圧力係数

5.2.5 座標の定義

本研究では、図 2.8.1 に示されるような 3 次元直交座標系を翼列に設定する。また、x 軸方向をピッチ方向、y 軸方向をスパン方向、z 軸方向を軸方向とそれぞれ定義する。

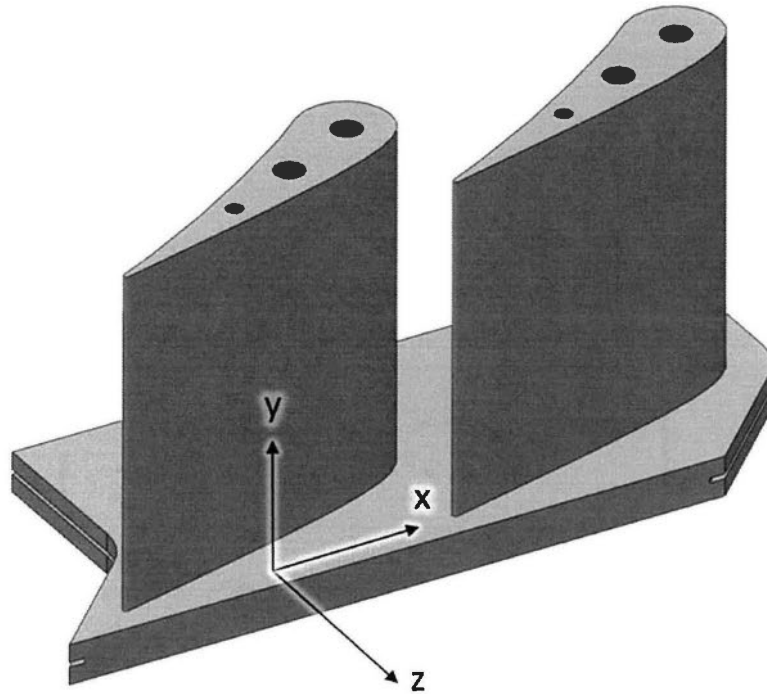


図.2.8.1 座標系

5.3 計測手法

5.3.1 はじめに

本節では、翼列を用いた実験装置における空力・伝熱計測についてその手法を述べる。2章では平板モデルを用いた計測について説明を述べたが、翼列では同様の計測ができない側面も存在する。これは、テストモデルの形状に曲率が含まれていることや、実験装置上の制約によるものである。

5.3.2 伝熱計測

翼列試験においても、フィルム効率や、熱伝達率を求めることが必要である。翼列試験で用いた伝熱計測の手法は平板モデル試験と同様であるため手法の説明は割愛するが、計測機器や、データの取得方法が異なる。従って、本節ではその点について紹介する。

5.3.2.1 壁面温度計測方法

(1) 計測方法

壁面温度は実験装置の節で説明したように、3台の赤外線カメラを用いて計測を行っている。

(2) 翼面座標の写像

本研究では、翼はチップ側から斜めに撮影されるため、赤外線カメラで得られたデータをそのまま使用すると、図 5.3.1 のような画像を取得することになる。このような画像内の座標系では、翼面に沿った座標系である s が曲率を持つことになり、スパン方向平均のフィルム効率を算出することが難しい。従って、本研究では得られたデータを、 s と z が直行する座標系に変換している。

図 5.3.1 を直交座標系に変換するためには、翼面上の各計測点の位置データを把握する必要がある。そこで本研究では、図 5.3.2 に示すような位置計測グリッド付き供試翼を用いることで、翼面上の各計測点の位置を把握することにした。この供試翼には、供試翼表面に計測位置を記載した紙と、銅箔テープが張られている。銅箔テープは、翼高さ方向に 5% 毎、翼面距離方向に 2% 長さ毎のグリッドが張られている。実際の伝熱試験時には、計測開始時にこのグリッド付き供試翼を撮影して、図 5.3.3 のような画像を赤外線カメラで取得する。グリッド付き供試翼には壁面の銅箔テープの赤外線放射率が異なるため、翼面上の各位置を把握することがこの画像から可能になる。

翼面上に存在する座標点は赤外線カメラソフトウェアで処理することで、画像は図 5.3.4 のようなイメージで、各計測グリッドを用いることで細分化される。実際に供試翼を細分化する際には、図 5.3.5 A1 のように供試翼が細分化される必要があるが、本研究では翼面の詳細な曲率データを得ることが難しかったため、各計測グリッドを直線で結ぶことで、A1 を A1' で近似した。その後、A1' の形状は最終的に A2 のような形状に写像される。

以上のような操作を行うことで、図 5.3.6 に示すように、画像データは写像される。

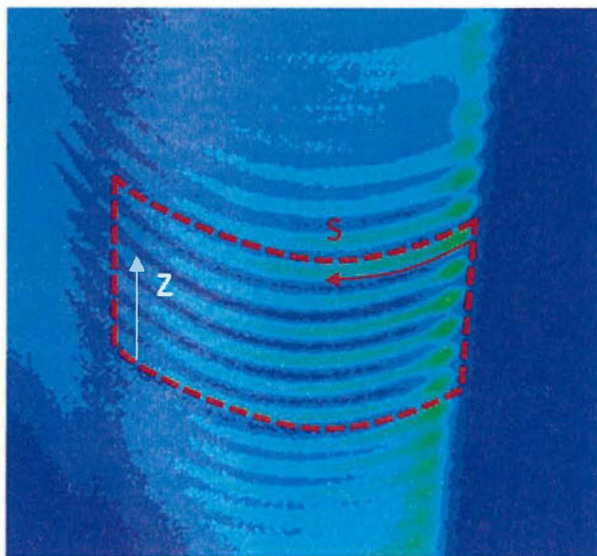


図 5.3.1 翼面座標 (変換前)

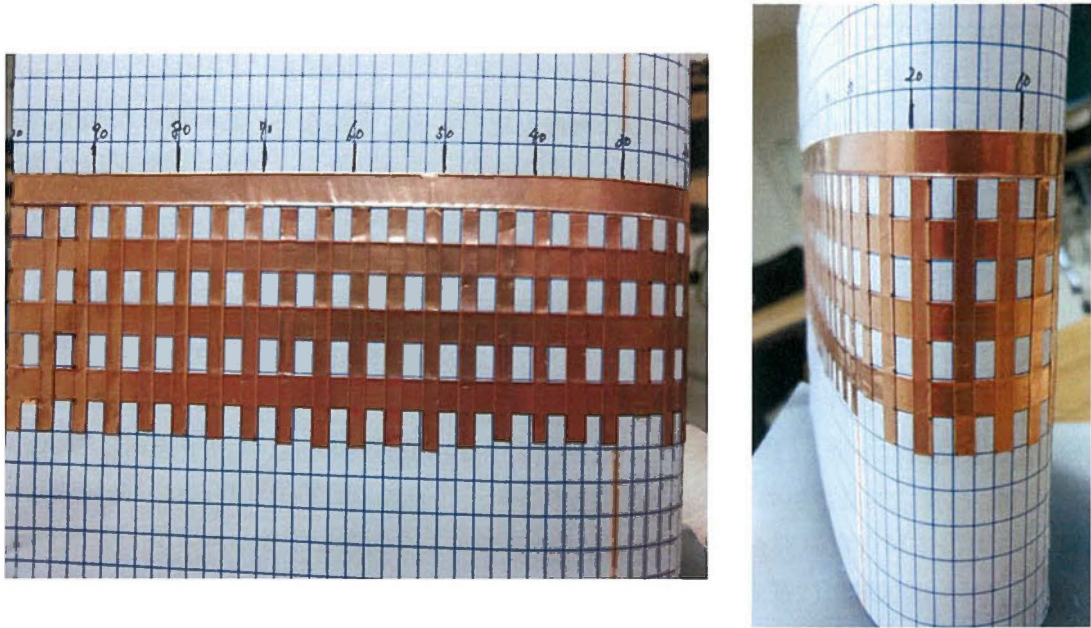


図 5.3.2 位置計測グリッド付き供試翼

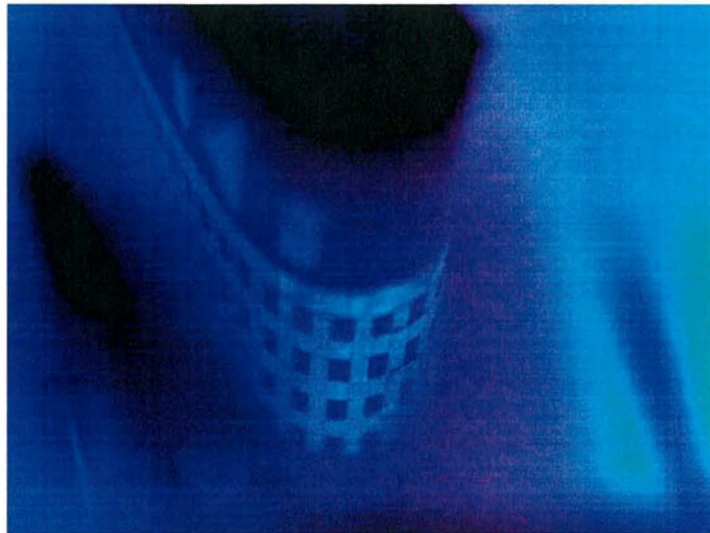


図 5.3.3 グリッド付き供試翼の撮影

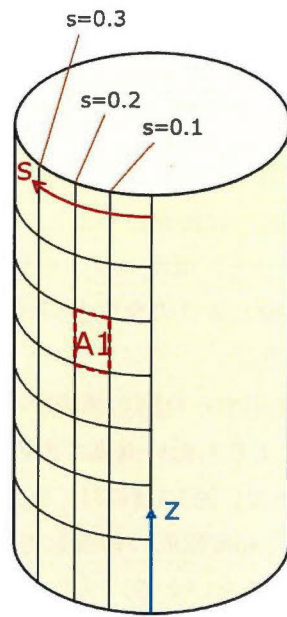


図 5.3.4 画像の細分化

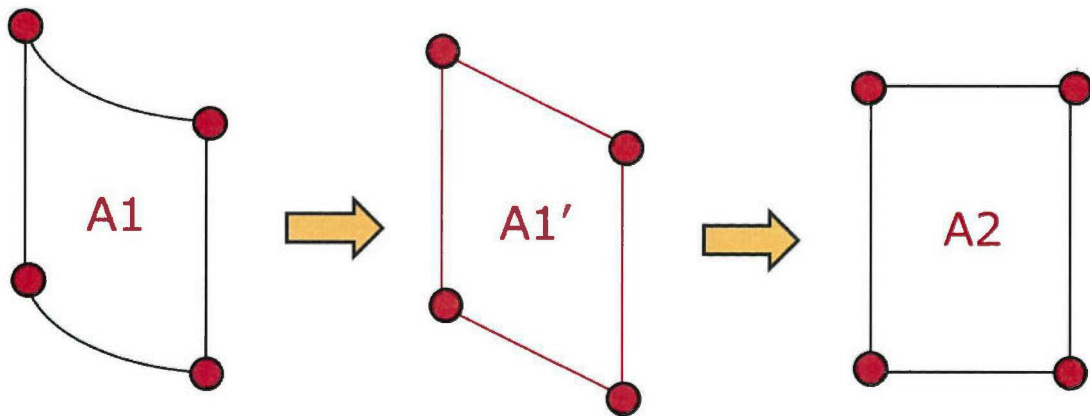


図 5.3.5 写像方法

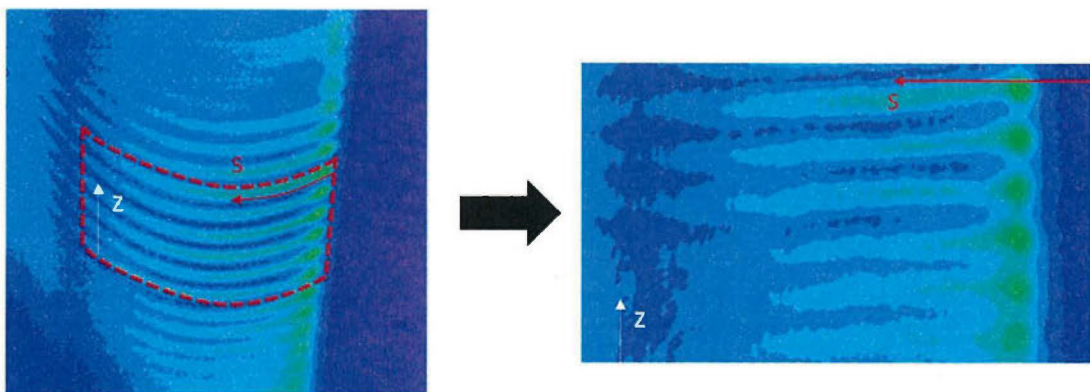


図 5.3.6 写像前後の画像変化

(3) 壁面温度計測の角度特性

本研究では、赤外線カメラで斜めから供試体の撮影を行うため、供試体正面から温度計測を行った場合と比べると、温度計測誤差が生じる可能性がある。従って、あらかじめ、どの程度の温度測定誤差が生じるのか評価を行った。

検証試験の際には、ペルチェ素子と、温度コントローラーを用いて、ターゲットプレートの温度を任意に変化させ、赤外線カメラの角度を3条件に変化させることで、温度測定誤差がどの程度生じるのかを調査した。

表5.3.1には、検証試験の結果を示す。今回の調査では、カメラの設置角度が急な場合は実際の正面から撮影を行った場合よりも低い温度が計測されることが分かっており、計測誤差は1度程度であることがわかった。図5.3.8には、実際の赤外線カメラの設置角度を示しているが、最大でも供試体に対して50度程度の角度を持っていることが分かった。従って、本研究での計測誤差は1度以下であるといえる。

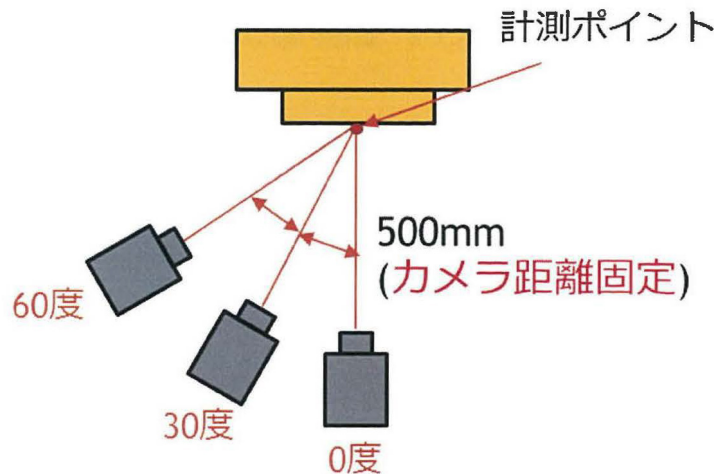


図 5.3.7 検証方法

表 5.3.1 検証試験結果

熱電対温度	IR カメラ温度[°C]		
	0deg	30deg	60deg
31.5	33.4	33.2	33.0
41.2	41.9	41.9	40.8
51.1	50.1	50.0	48.9

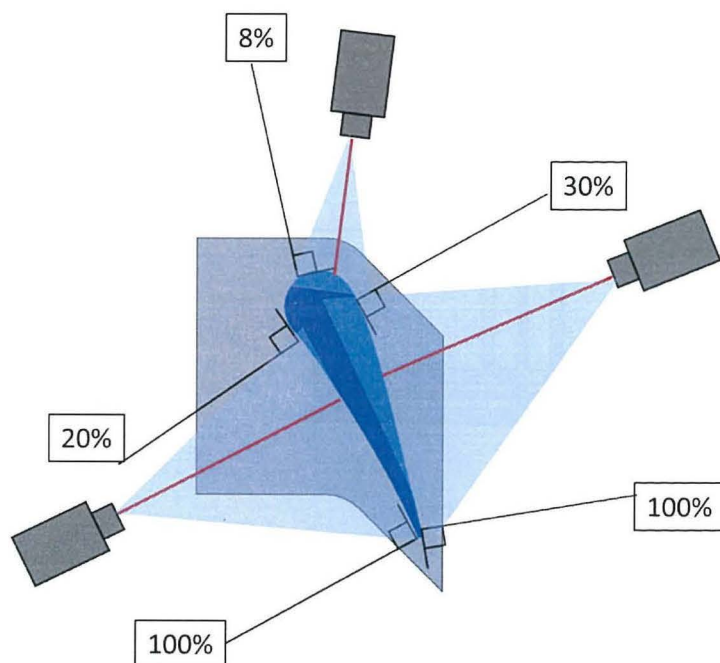


図 5.3.8 カメラ設置角度

5.3.2.2 二次空気温度計測

本研究で用いている供試翼に設置されている冷却孔の直径は1~1.1mmであり，冷却孔出口に熱電対を挿入するのが難しい．そこで，本研究では翼の冷却空気内部流路内に熱電対を設置し，各流路のミッドスパン部の温度で二次空気温度を定義することとした．熱電対の挿入は冷却孔株の配管内に穴を空け，そこから熱電対をミッドスパン部まで伸ばすことによって実現した．

5.3.3 流れ場 / 圧力計測

5.3.3.1 流れ場計測

流れ場計測を行う際の計測システムの概略図を図 3.6.1.1 に示す．計測システムは，ミニチュアピトー管（翼前縁から軸コード110%上流位置に挿入．その先端は，翼前縁から軸コード約200%上流），5孔ヨーメータ（鈴木精器工業所製），トラバース装置，微差圧変換器（セトラシステムズ社製），モノシスデジタル微差圧計，データログ及び計測用のPCで構成されている．計測時はPC上にてプログラムを実行させることで，トラバース装置及びデータログの制御を行っている．5孔ピトー管において計測された圧力値は，微差圧変換器によって歪データに変換され，4芯シールドコードで接続されたデータログに送られる．その後，RS232ケーブルによってPCに送信され，圧力値の時間平均値が算出される．またプローブは，予め読み込んだテキストファイル（計測点数や計測点間ピッチ距離等が記載）に従いトラバースされ，任意点での圧力値の取得が完了後，次の計測点に移動する．これら一連の動作がプログラムにより自動的に繰り返される．このように基本的には自動計測で

あるが、1行ごとに大気圧を入力して運転条件を確認するパートが設けてある。なお、流れ場計測で使用した計測機器は、温度計測のところでも既に説明されているので、ここでは割愛する。

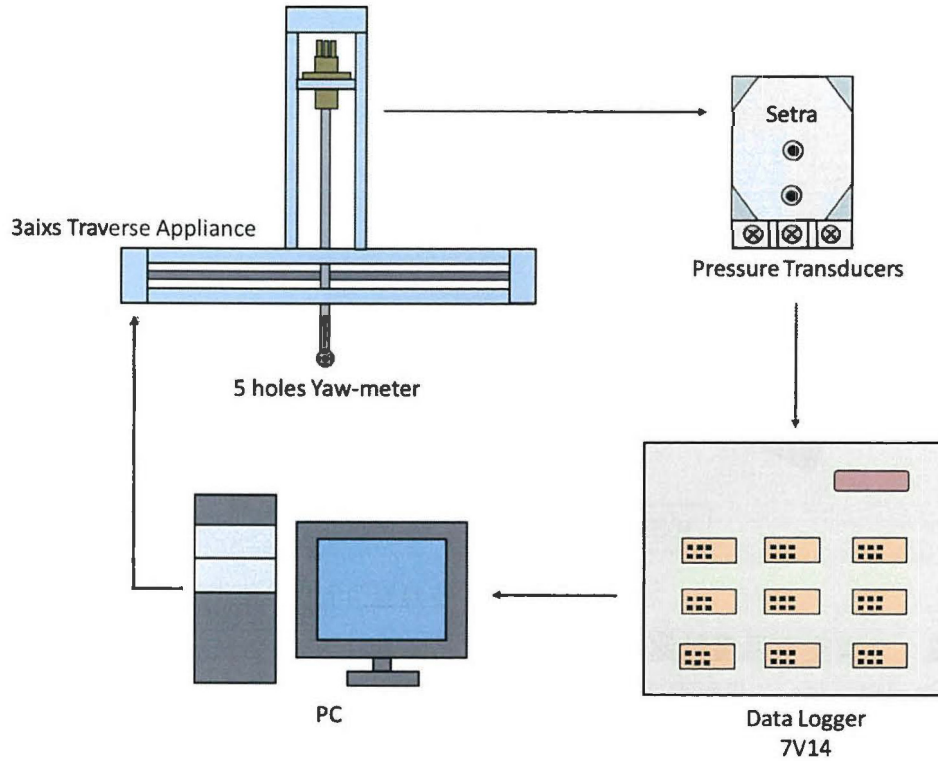


図 5.3.9 計測システム概念図

5孔ピトー管の処理には、非平衡法を用いた。非平衡法とは、各取圧孔圧力値を使って流れの方向を算出する方法であり、そのために詳細な較正試験を行う必要がある^[27]。本研究では、図 5.3.10 に示すように Yaw 角及び Pitch 角の方向を定義しており、これらは式(3.3.1)及び(3.3.2)によってそれぞれ算出される。

$$Yaw\ angle = \frac{180}{\pi} \times \tan^{-1} \left(\frac{U_x}{U_z} \right) \quad (5.3.1)$$

$$Pitch\ angle = \frac{180}{\pi} \times \tan^{-1} \left(\frac{U_y}{U_z} \right) \quad (5.3.2)$$

- U_x : ピッチ方向の速度成分[m/s]
- U_y : スパン方向の速度成分[m/s]
- U_z : 軸方向の速度成分[m/s]

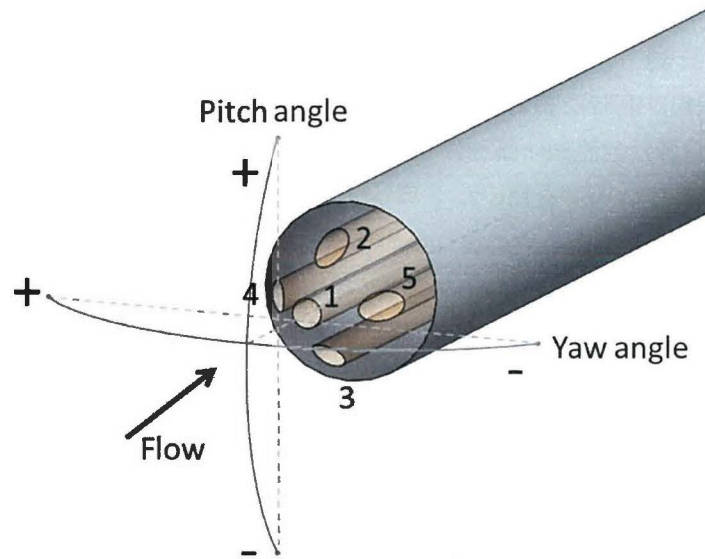


図 5.3.10 5孔ピトー管の角度定義

また、式(3.3.3)に翼列出口全圧損失の計算式を示す。この式は二次空気を考慮したものとなっているが、二次空気を考慮していない式(3.3.3)の値と比較するとそれほど大きな差異は見られなかった。そのため、本研究では式(3.3.5)を用いて計算を圧力損失の計算を行っている。

$$C_{p,t2} = \frac{P_{t,ref} - P_t}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (5.3.3)$$

$$P_{t,ref} = \frac{m_2}{m_2 + m_\infty} P_{t,2} + \frac{m_\infty}{m_2 + m_\infty} P_{t,\infty} \quad (5.3.4)$$

$$C_{p,t2} = \frac{P_{t,\infty} - P_t}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2} \quad (5.3.5)$$

- C_p : 圧力損失
- $P_{t,x}$: 入口主流全圧
- P_t : 出口全圧
- U_x : 入口平均流速
- ρ : 空気密度
- m_2 : 二次空気質量流量
- m_x : 主流質量流量

$P_{t,2}$: 二次空気入口全圧

5.3.3.2 静圧計測

本研究では、伝熱計測時に翼列入口壁面や二次空気チャンバー内における静圧の計測を実施した。特に、前者は主流側の流れに異常がないかをチェックする目的で行った。これは、伝熱計測毎に5孔プローブを用いたトラバース計測を行うことが困難であるため、代わりに静圧を計測することで簡易的に流れ場のチェックを行うために実施した。第4章で詳しく述べるが、予め実施したトラバース計測から得られた全圧分布と計測時の静圧分布を用いることで、翼列入口での流速を推定し、これを用いて主流側流れ場のチェックを行った。そのため、本項では静圧計測についての説明を行う。

図 5.3. 11 に静圧計測システムの概略図を示す。システムは、微差圧変換器、データロガ及計測用 PC によって構成されている。計測された圧力値は、微差圧変換器によって歪データに変換され、4 芯シールドコードで接続されたデータロガに送られる。その後、RS232 ケーブルによって PC に送信され、圧力値の時間平均値が算出される。トラバース計測時同様、PC 上にてプログラムを実行することでデータロガの制御を行っている。また、微差圧変換器は 9 チャンネルまでしかないので、各静圧孔のチューブを繰り返し繋ぎかえることで、全静圧孔における圧力値を取得する。この際、チューブを接続してから計測開始までの待機時間は、主流側の計測においては約 7 分、チャンバー内の計測においては約 7~15 分（試験内容や実験条件によって最適な待機時間が異なる）、1 地点の時間平均回数は 20 回とした。前者は、チューブを接続してから圧力が落ち着くまで待つために設けたものであり、後者は、取得される圧力において、可能な限り再現性が取れるように配慮したものである。なお、待機時間については、PC 上のキーが押されてから指定された時間待機した後には計測を開始するようにプログラムを作成しているが、チューブ接続からキーを押すまでの時間はその都度異なるため、待機時間は主流側の計測で約 7 分、チャンバー内の計測で約 7~15 分となる。待機時間及び時間平均回数は、静圧計測に先立って検証のための計測を行い、その結果、上記の値が本研究では最適であると判断したため、今回の計測に用いた。なお、静圧計測で使用した計測機器は、温度計測のところで既に説明されているので、ここでは割愛する。

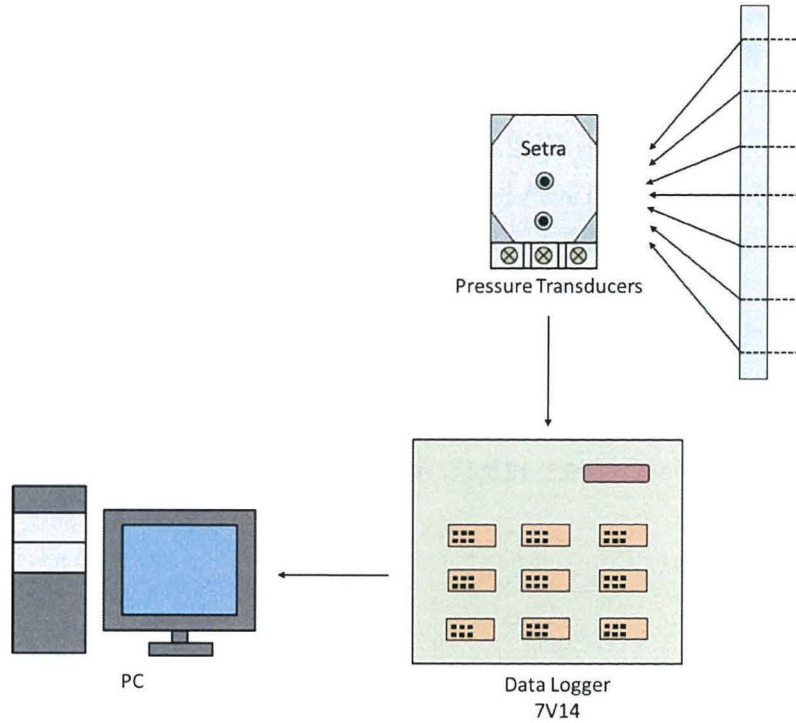


図 5.3.11 静圧計測システム

5.3.3.3 翼面及び翼エンドウォール部の静圧計測

本研究では、翼面及び翼エンドウォール部に静圧孔を設けた供試翼を製作し、各位置における静圧の計測を実施した。特に、翼面の静圧孔はミッドスパン部に設けられており、翼ミッドスパン部における流れ場がハブ面付近の流れ場の影響を受けていないかの確認と、数値解析によって得られているミッドスパン部の流れとの比較を行い、計測値と解析値の定量的・定性的な傾向を確認する目的で行った。また、エンドウォール部の静圧孔は、翼端部に接する翼面より 4mm 離れた翼回りの位置と、翼前縁より上流に $Cax25\%$ の位置、下流に $Cax0\%$, 25% , 50% , 75% , 100% の位置に設けられており、それぞれエンドウォール周りでの二次空気の挙動や、5 孔ピトー管等では計測が困難な翼間部の流れ場の把握に役立つ目的で設置してある。また式(3.3.6)に翼面静圧係数の計算式を示す。

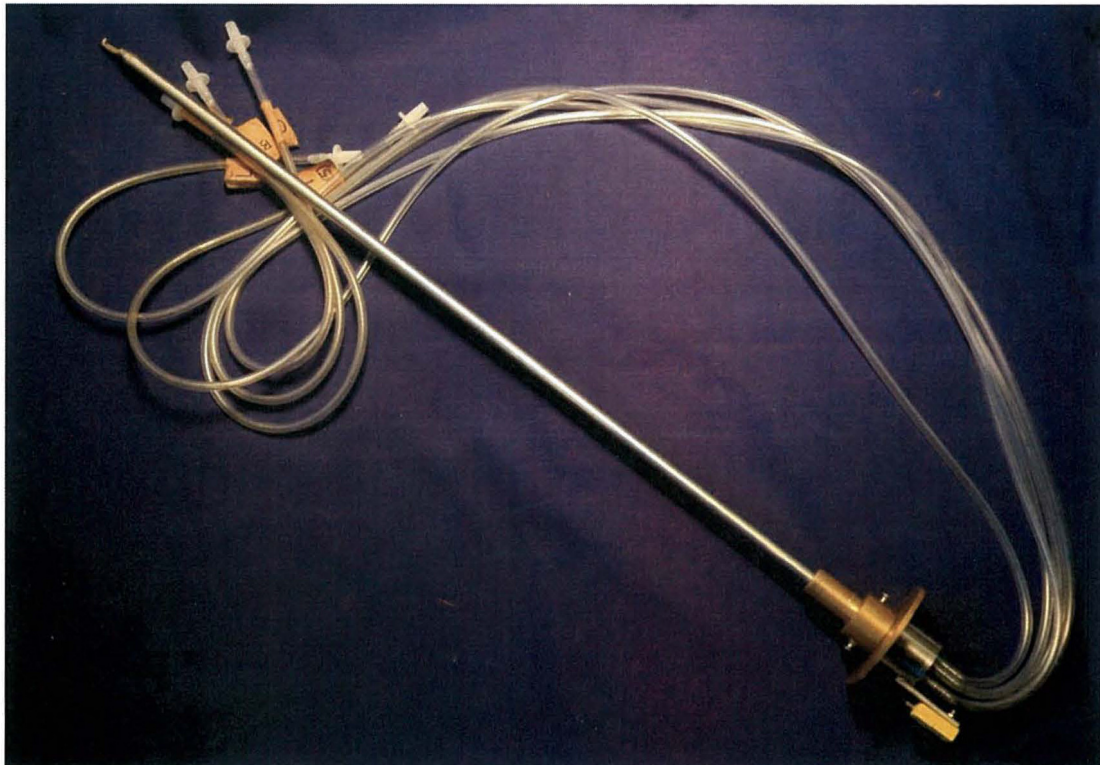
$$C_p = \frac{TP_m - P}{\frac{1}{2} \rho V_{in}^2} \quad (5.3.6)$$

- TP_m : 入口全圧[Pa]
- P : 翼面静圧[Pa]
- V_{in} : 入口流速[m/s]

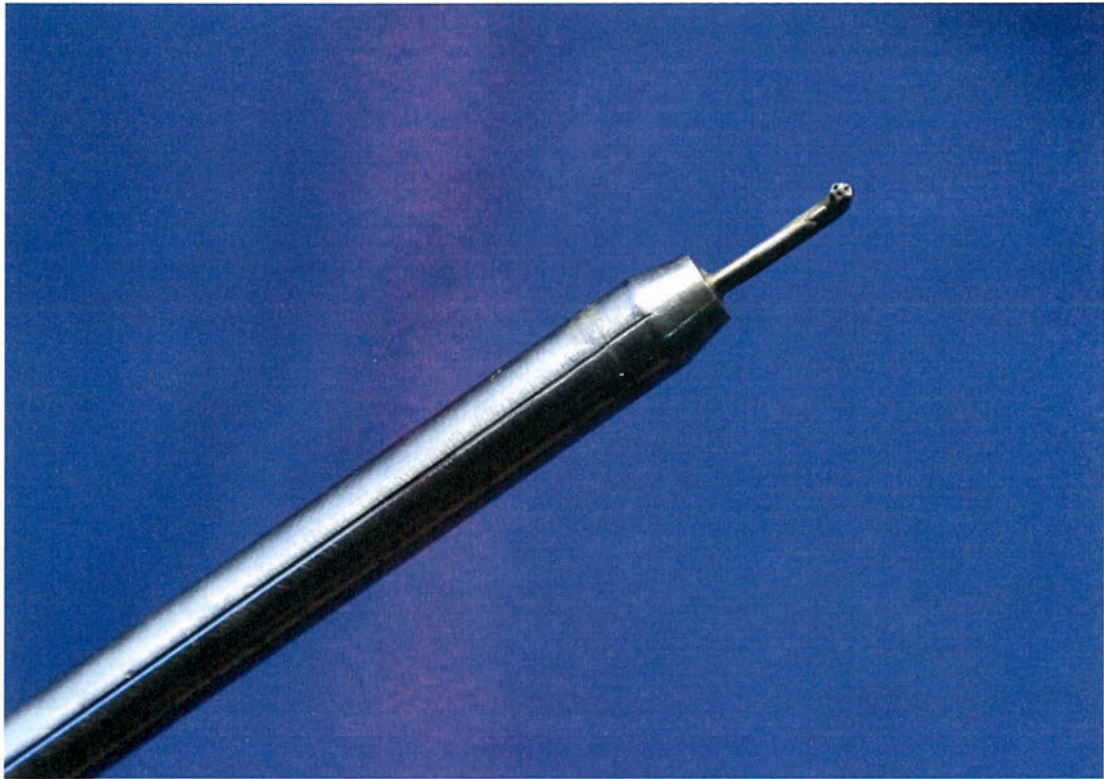
5.3.3.4 流れ場計測用実験装置

(1) 5孔ピトー管及びトラバース装置

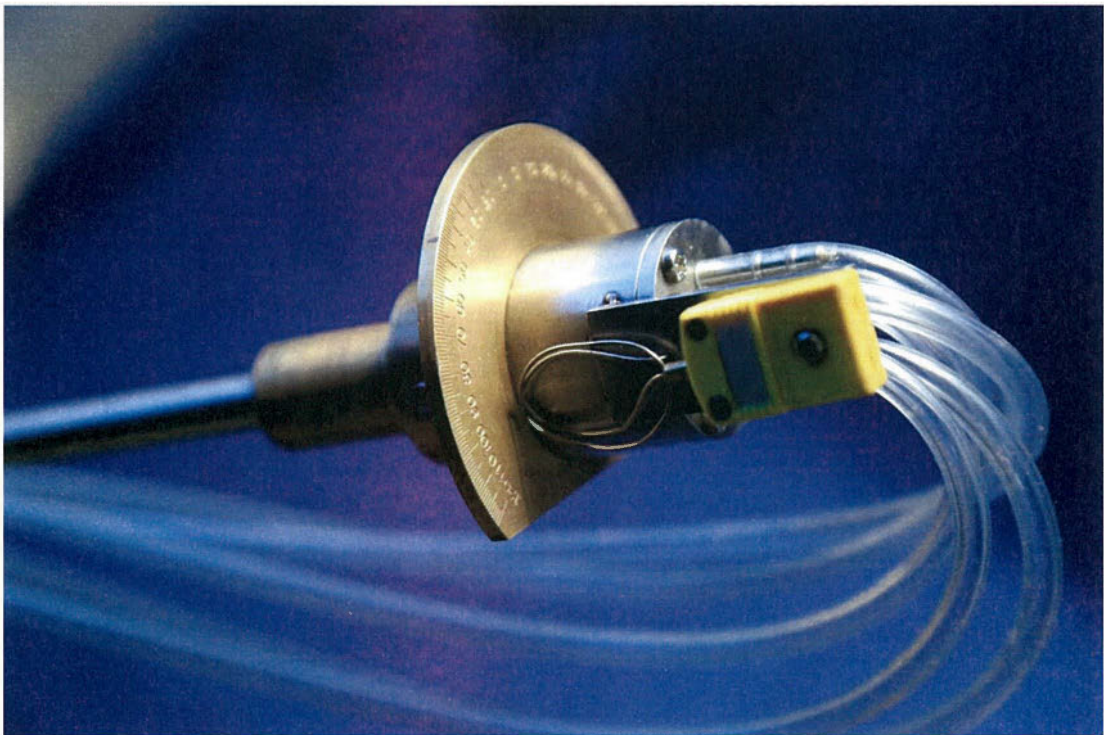
翼列入口・出口面での流れ場計測には、鈴木精機工業所製のアロー型ヨープローブを用いた。計測プローブヘッド(ヘッド径2.1mm)には、5つの圧力孔が開いており2つの孔にて取得される圧力差から角度特性(Yaw角とPitch角)を得ることができる。これをトラバース装置に設置することで面計測を可能にしている。トラバース装置に用いたステッピングモーターは、インターフェイス社製のモータドライバ及びモーションコントローラーボードを用いて制御され、パルスによって回転角度を制御する事によってトラバースの進行距離を調整している。5孔プローブを用いた計測には、その計測点が多点となるため非平衡法を用いた。そのため、計測するに当たり試験前の詳細な較正を必要とした。較正には、本学所有の較正装置を使用している。図5.3.12及び、図5.3.13に5孔ピトー管とトラバース装置を示す。



(a) 全体図

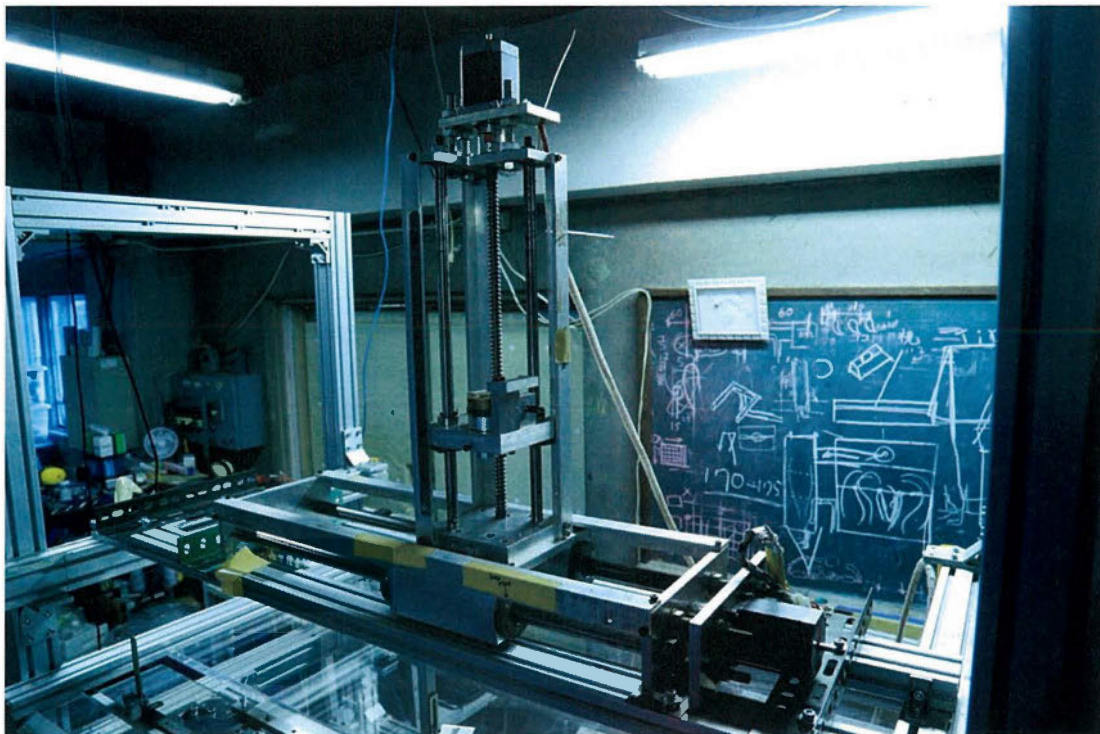


(b) 圧力孔

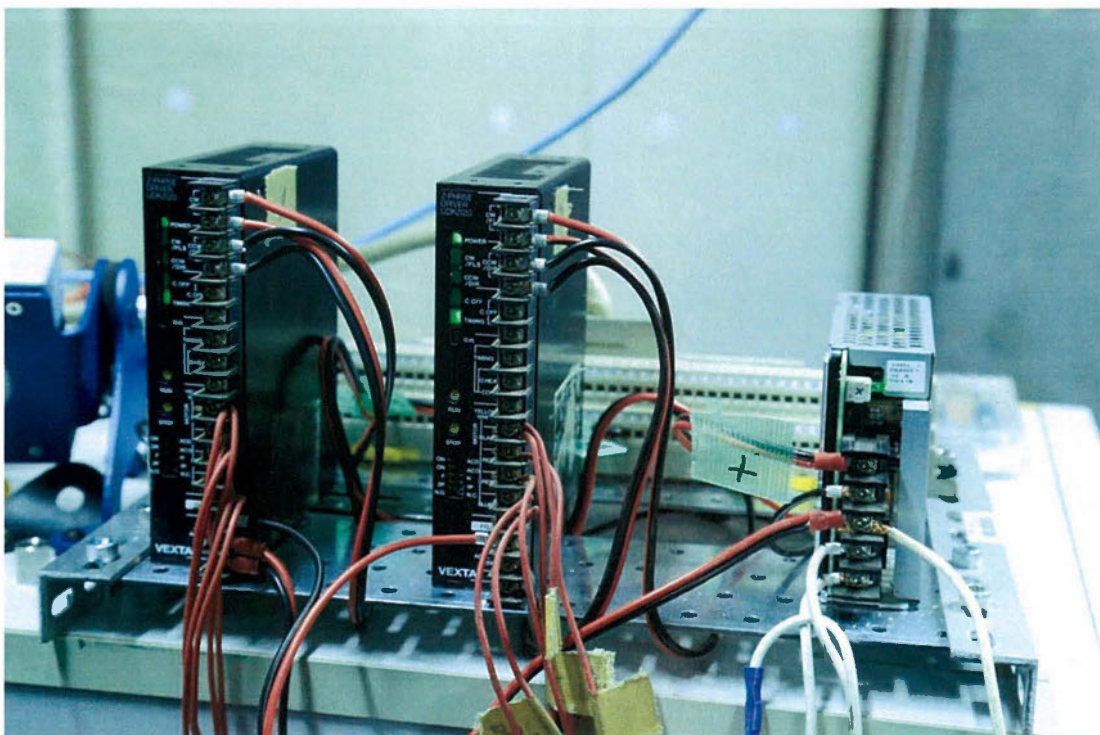


(c) 取付治具

図 5.3.12 5 孔ピトー管



(a) 全体図



(b) モータードライバ

図 5.3.13 トラバース装置

(2) 微差圧変換器

圧力の取得には、圧力変換機として、セトラシステムズ社のモデル 265 シリーズを用いている。これにより微差圧及びゲージ圧を検知して、DC0~5V の出力をデータログで取得している。精度は、どの圧力変換器も $\pm 0.25\%FS$ 以内である。計測レンジは 5 孔ピトー管の圧力計測には $\pm 2500Pa$ の二方向差圧の圧力変換器、その他の圧力計測には 0~5000Pa の一方向差圧の圧力変換器を用いた。尚、265 シリーズは内部にひずみゲージを用いた差圧ゲージのため、温度依存性やヒステリシスといった因子が懸念される。そこで、高精度な試験を可能にするために、本研究では定期的な較正を行っている。図 5.3. 14 に微差圧変換器を示す。

(3) データロガー

本研究で用いたデータロガーは 2 種類であり、主に圧力計測を行う際には、日本電気三栄社製の 7V14 を用い、温度計測を行う際には計測チャンネル数の多いナショナル・インストゥルメンツ社製の NIcDAQ-9174 を用いて各計測値を取得している。図 5.3. 15 にデータロガーを示す。

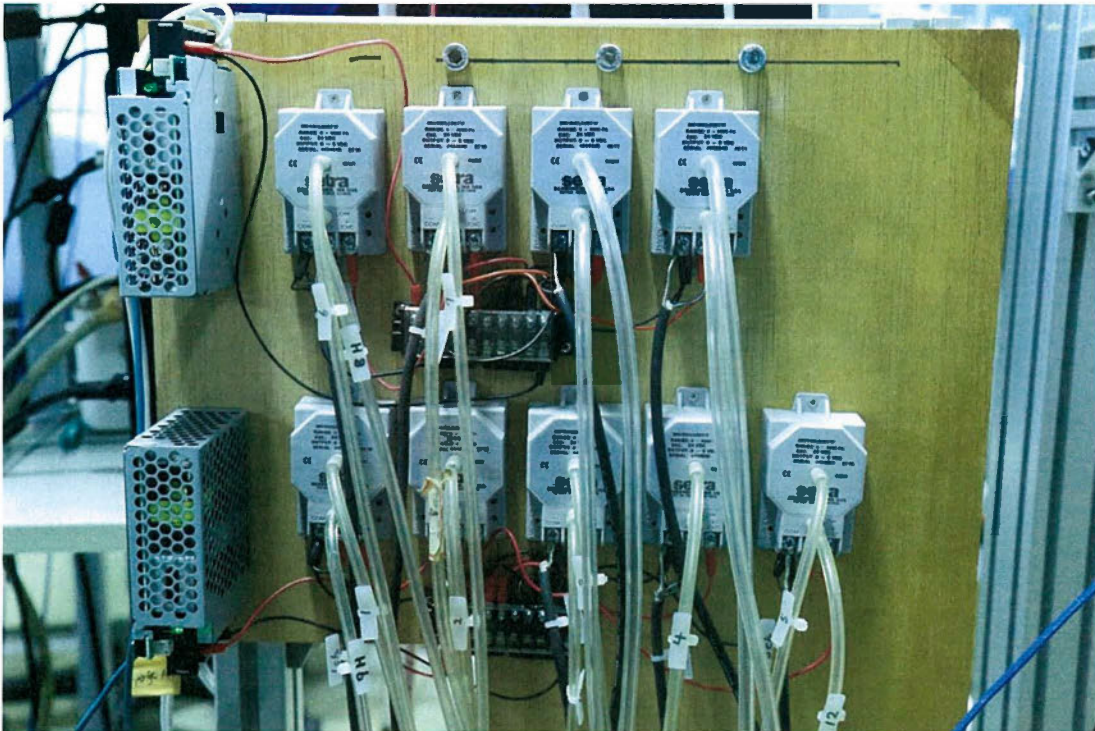
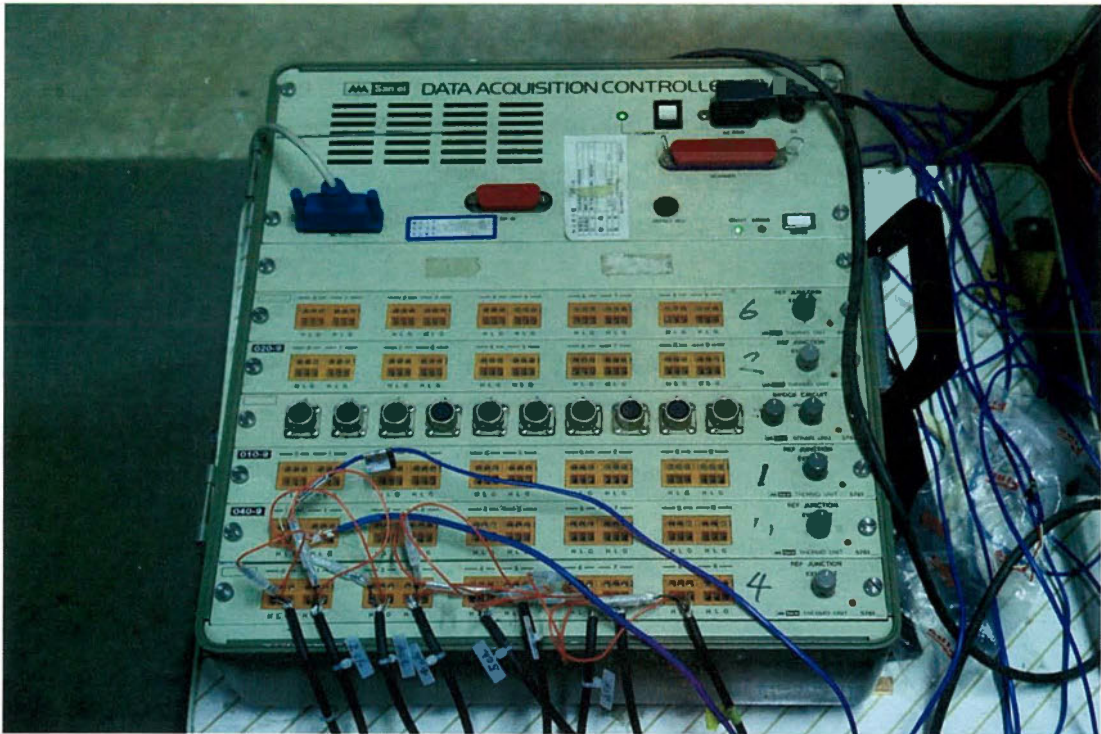
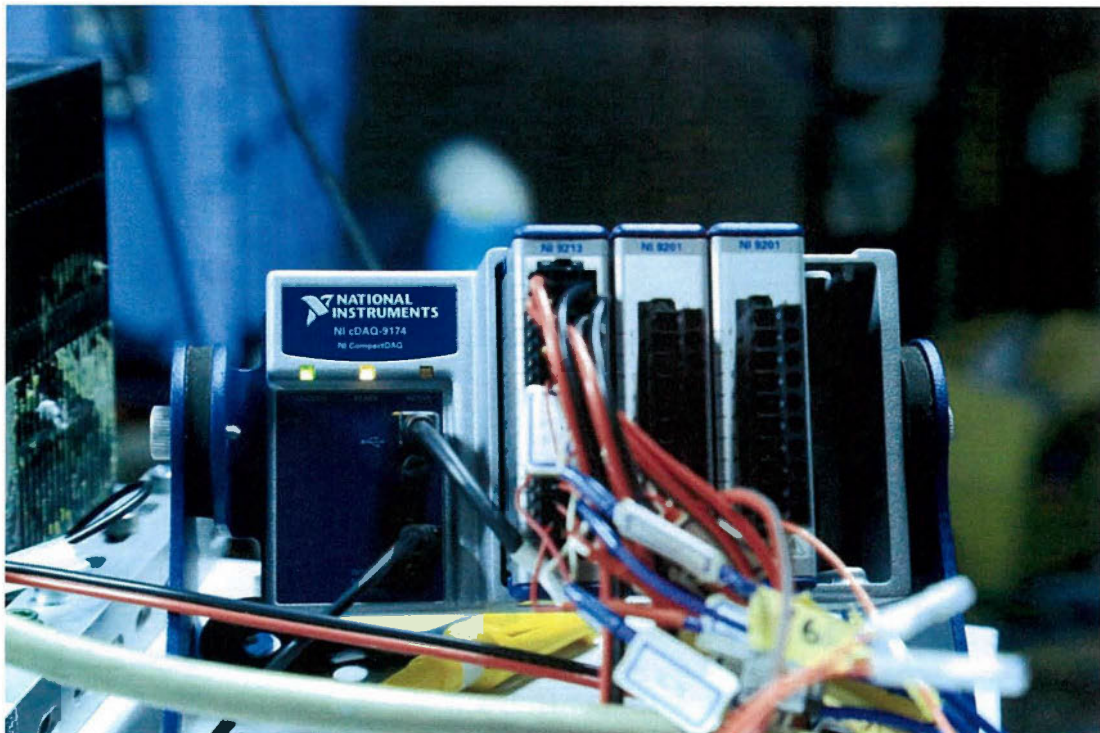


図 5.3. 14 圧力変換器



(a) 7V14



(b) NIcDAQ-9174

図 5.3.15 データロガー

5.3.3.5 全圧損失計測

翼面フィルム冷却を行う際の全圧損失計測装置を図 5.3. 16 へ示す。計測は翼後縁から $0.5C_{ax}$ 下流で、単孔ピトー管をトラバースさせることで行った。ピトー管は流出角方向に傾けており、ピッチ方向に1ピッチ分トラバースさせた。ピッチ方向のピトー管設置位置は、冷却孔付き供試翼の後流が捉えられる位置である。位置翼高さ方向の計測位置は、ミッドスパン位置である。冷却孔のピッチが広い場合には、全圧損失がスパン方向に分布を持っていると考えられるが、ピッチが狭い条件に関しては、流量平均した圧力が $\pm 2.5\%$ の分布であったため、ミッドスパン位置を代表位置として計測を行っている。全圧損失の定義は以下の式に示している。二次空気的全圧に関しては、本来はプレナム内で全圧を定義するのが好ましいと考えられるが、プレナム内に全圧管を挿入するのが難しいため、供試翼直前の配管内に全圧管を挿入して、二次空気的全圧を計測した。この際使用した全圧管は、別に製作した校正装置で校正を行っている。二次空気の流量に関しては、伝熱試験と同様に計測を行った。計測の際の密度比は $DR=1$ としている。

$$\zeta = \frac{P_{t,ref} - P_{t,out}}{\frac{1}{2} \rho V_{out}^2} \quad (5.3.7)$$

$$P_{t,ref} = \frac{\dot{m}_\infty}{\dot{m}_\infty + \sum_{i=1}^{i_{max}} \dot{m}_i} P_{t,\infty} + \sum_{j=1}^{j_{max}} \frac{\dot{m}_j}{\dot{m}_\infty + \sum_{i=1}^{i_{max}} \dot{m}_i} P_{t,2,j} \quad (5.3.8)$$

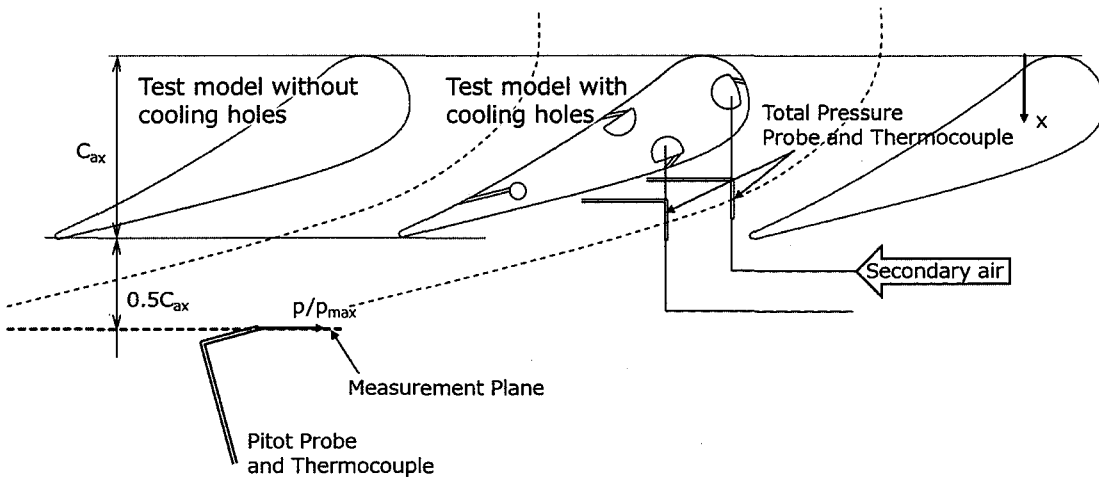


図 5.3.16 計測イメージ

5.4 数値解析手法

5.4.1 はじめに

フィルム冷却の流れ制御手法は、第2章で述べたように冷却孔形状を変化させる手法と、冷却孔周りの形状を変化させた手法があり、その性能の検証が行われてきた。冷却孔形状を変化させた手法に関しては、直線翼列での検証例が多く、様々な研究が行われている⁽¹⁾⁽²⁾。一方で、冷却孔周辺の形状を変化させる手法に関しては平板での検証例が多く、翼列での検証例は非常に少ない。Sundaramら⁽³⁾は、BumpとTrench形状を翼列に適用し、その性能について検証を行っているが、これはエンドウォール上での検証にとどまっている。また、Trench形状に関しては、他に、Kistenmacherら⁽⁴⁾が翼面上への適用を試みている。このように、Trenchのようなスパン方向に一樣な2次元形状に関しては翼面への適用が試みられている一方で、本研究で扱っているような三次元形状の流れ制御手法に関しては、検証例が少ないのが現状である。そこで、本節では、直線翼列モデルに第2章で用いた流れ制御Deviceを取り付けた検証を行った。

流れ制御Deviceを翼面へ設置する場合、設計パラメータは翼面上の位置を含むことになるために、平板モデルを用いて検証した際よりも多岐にわたる。そこで、流れ制御Deviceを翼面へ適用する場合には、最適化のプロセスが必要不可欠になるが、最適化の際に用いるCFDの精度は予め検証しておく必要がある。これは、CFDの予測精度が低い場合には、応答局面法を用いた最適化の際に、応答局面のクオリティを低下させてしまう可能性があるためである。そこで、本研究では最初から最適化を行わず、Device形状はパラメトリックスタディによって決定し、CFDでその性能を調査した後、実験的な調査を行い、CFDの予測性能を検証する。ここで、CFDの予測性能が良ければ、最適化のプロセスへ移行し、予測性能が悪いようであれば、予測精度の向上を図る必要がある。

本節では、CFDによって、Deviceの形状を様々に変化させた時の、翼面上のフィルム冷却効率について検証を行った結果を示す。

5.4.2 解析要領

5.4.2.1 解析対象

本研究での解析対象は、5.2節で説明を行った翼面フィルム冷却翼である。

5.4.2.2 解析領域

図5.4.1には、数値解析領域を示す。本研究で用いた数値解析領域は、冷却孔のスパン方向に6dの幅を持つ計算格子である。本研究では、冷却孔のスパン方向に周期境界を適用するために、冷却孔ピッチは6dの解析を実施していることになる。実際の供試翼の冷却孔ピッチは6dよりも狭くなることも想定されたが、今回は現象の観察をすることを主眼にしているため、冷却孔ピッチは全ての解析で6dとした。

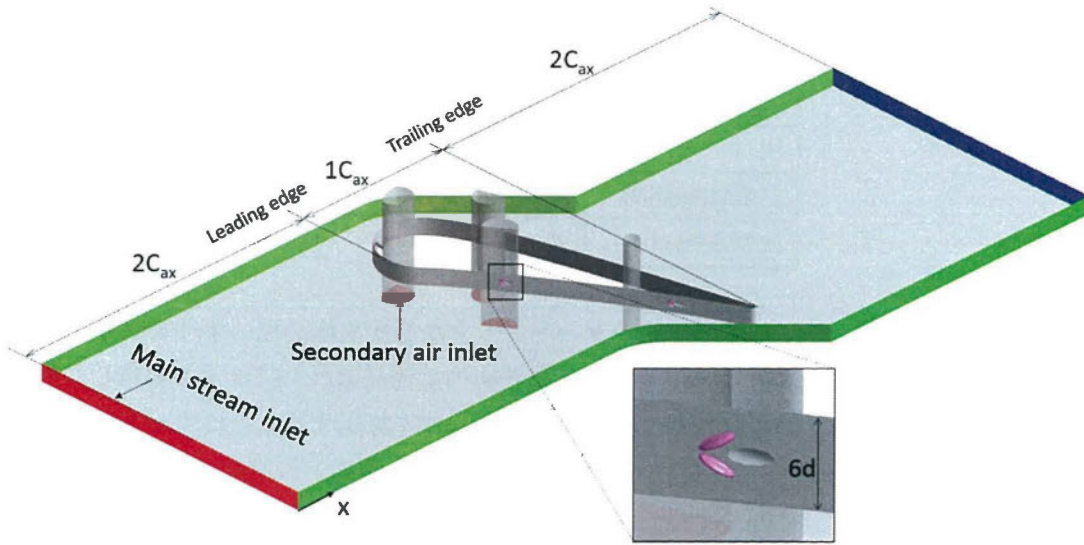


図 5.4.1 解析領域（斜視図）

5.4.2.3 境界条件

図 5.4.2 には、境界条件を色ごとに示している。各境界条件の詳細は表 5.4.1 へ示した。主流入口の境界には、主流レイノルズ数 $Re=125,000$ となるように流速を与えた。主流と二次空気の密度比 DR は、 $DR=0.9$ となるように設定している。これは、実際の実験において再現可能な密度比であるためである。二次空気の流量は、冷却孔の局所の吹き出し比がターゲットになるように設定する（吹き出し比の計算方法に関しては後述する）。本研究では、格子品質を上げるために、主流流路と、プレナム+冷却孔のメッシュに関して別のファイルで作成している。そのため、冷却孔出口は格子を接続するためにインターフェース境界を設けることとした。

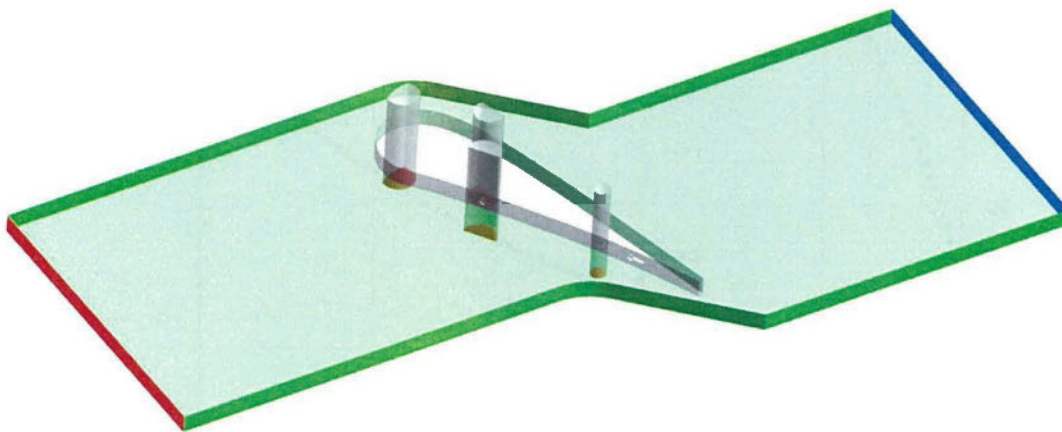


図 5.4.2 境界条件の色分け

表 5.4.1 境界条件一覧

境界名	境界条件
主流入口	流速, 温度
二次空気入口	流量, 温度
出口	0[Pa]
計算領域側面	周期境界
冷却孔出口	インターフェース

二次空気の流量は、各冷却孔の位置でターゲットとなる吹き出し比に条件を設定するために流量を計算する必要がある。BRを定義するための主流流速は、CFD上で取得した翼面静圧のデータから翼面上の冷却孔存在位置における流速を算出することによって定義している。図5.4.3には、翼面静圧計測のデータを元に算出した翼面上の流速を示している。データを取得できない位置に関しては、流速のデータを直線保管している。後縁付近のデータに関しては更新品質の低下のため、信用できないデータである。また、各冷却孔位置には、図中に●を記入した。表5.4.2には、各冷却孔位置での局所の主流流速の具体的な値を示している。

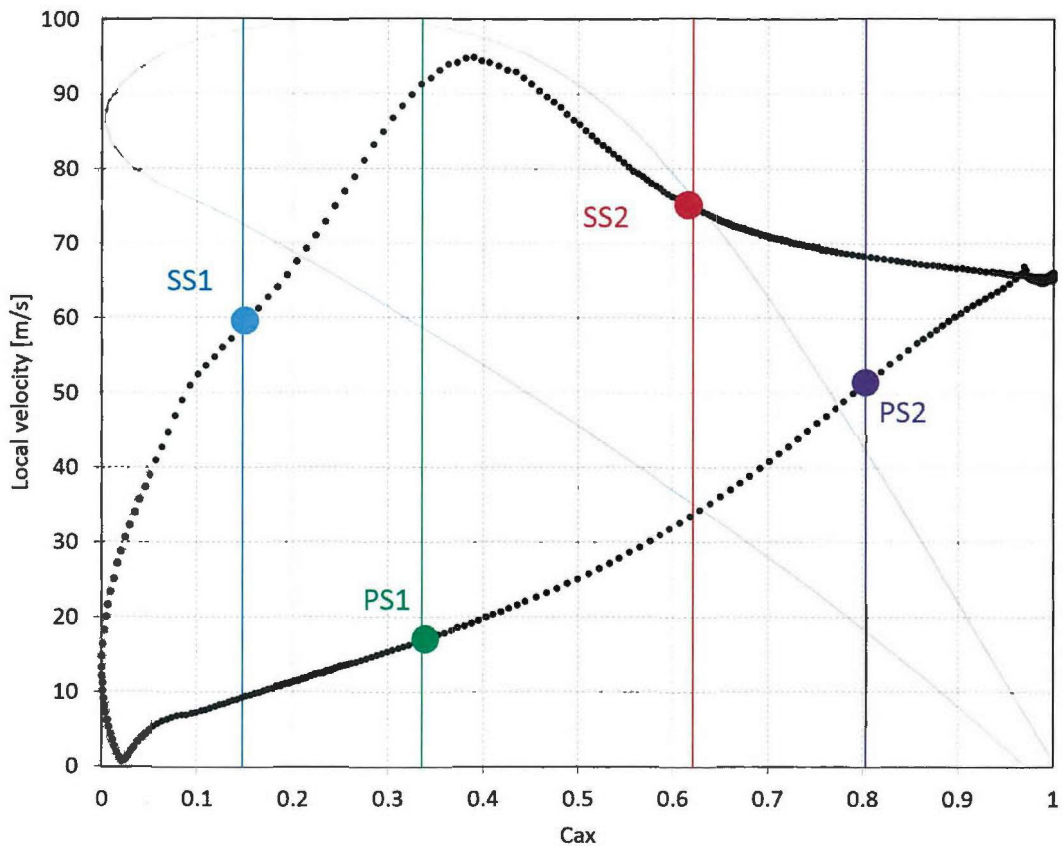


図 5.4.3 翼面上流速

表 5.4.2 各冷却孔位置の主流流速

局所流速[m/s]	
SS1	58.736
SS2	74.732
PS1	16.946
PS2	51.250

二次空気の流速に関しては、各冷却孔に流入する空気の流量を冷却孔の断面積（冷却孔のスロート直径から算出される断面積）で除することで算出している。

5.4.2.4 計算格子

今回の計算では、計算格子の決定に当たっては格子依存性の調査を行った。今回は、2種類の計算格子を用いて、冷却孔下流側ミッドスパンでの圧力損失値を比較することで、計算格子の精度検証を行った。

(1) 計算格子概観図

図 5.4.4 には、計算格子の依存性調査用の計算格子を示す。計算格子は、計算領域の形状が非常に複雑であるため、基本的に非構造格子で作成を行った。ただし、壁面付近には境界層を精度良く捉えるために、プリズム格子を配置している。Case01 は比較的粗い計算格子となっており、計算領域内に 60 万セル程度の計算格子が配置されている。プリズム層は 19 層配置されている。一方で、計算格子 Case02 は比較的細かい計算格子となっており、計算領域内に 500 万セル程度の計算格子が配置されている。この場合のプリズム層は 21 層配置されている。図の右側にはデバイスを適用した場合のデバイス周りの計算格子を示している。今回は、どちらのケースでもデバイスの外形が十分捉えられるような計算格子を作成することに留意している。本研究で用いた計算格子の y^+ はどちらのケースでも、最大で 4.0 程度であった。

(2) 格子依存性調査用計算の概要

格子依存性の調査の場合は、無冷却かつ、流れ制御デバイスを取り付けていない翼の実験データと比較するための計算を行った。境界条件には、実験で得られた主流入口および出口の流速、静圧を用いることで計算を行った。乱流モデルは SST モデルを用いることとした。

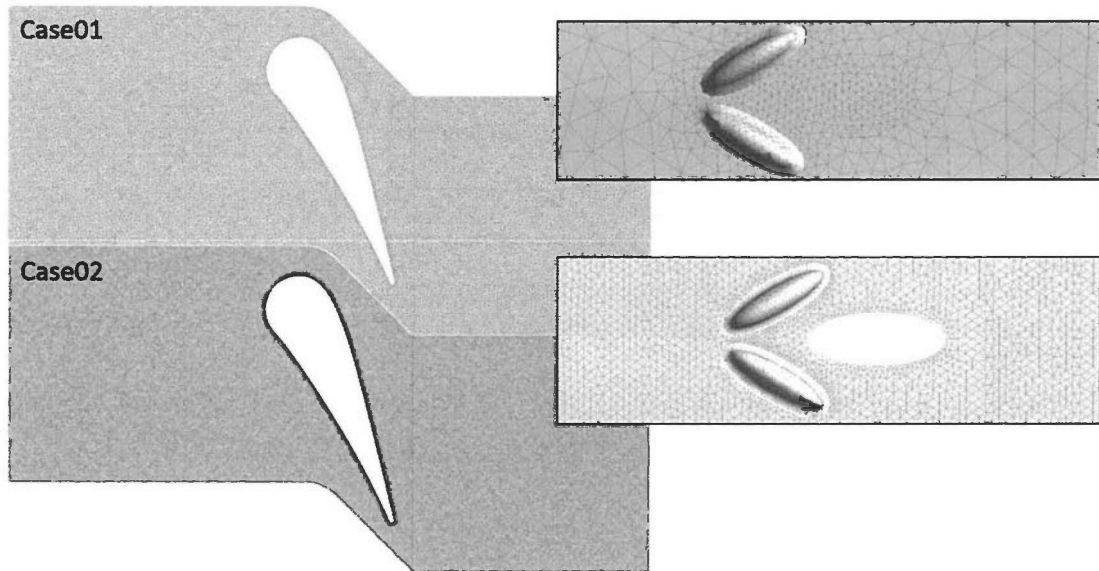


図 5.4.4 構造格子 (冷却孔無し)

(2) 計算結果の比較

図 5.4.5 には、Case01 で得られた翼面静圧係数分布を示す。今回は翼列のベンチマークを行うために、Wan⁽⁶⁾が行った実験結果も重ねて示す。出口領域付近の C_p が局所的増加しているのは、後縁付近は形状がシャープであるため、計算格子が崩れているためである。実験値と比較すると、大きな C_p の差はほとんど観察されなかった。出口付近の C_p が実験値と一致しないのでは、背圧の調整が十分でないためである。

図 5.4.6 には、後縁から $0.25C_{ax}$ 下流のミッドスパンで得られた運動エネルギー損失係数の分布を示す。実験値と比較すると、 C_p とは異なり、両計算結果には大きな差が観察された。今回は、Case01 の方が計算格子が荒いため、後流が厚く予測されている。それに伴い、損失分布は翼ピッチ方向に厚く、ピーク値も低く予測されていることが分かる。一方、Case02 においては、損失分布の厚みや、ピーク値も概ね実験値と一致しており、比較的精度の高い計算ができていることがわかる。以上より、本章で採用する計算格子は Case02 と同様のものを使用することとした。

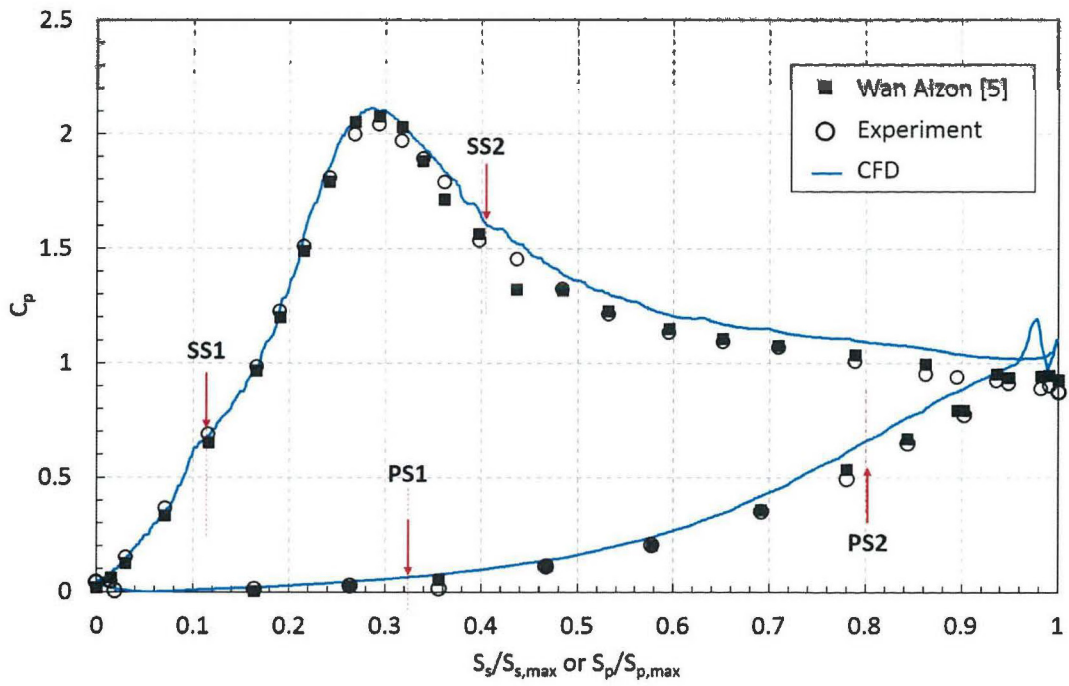


図 5.4.5 翼面静圧係数分布

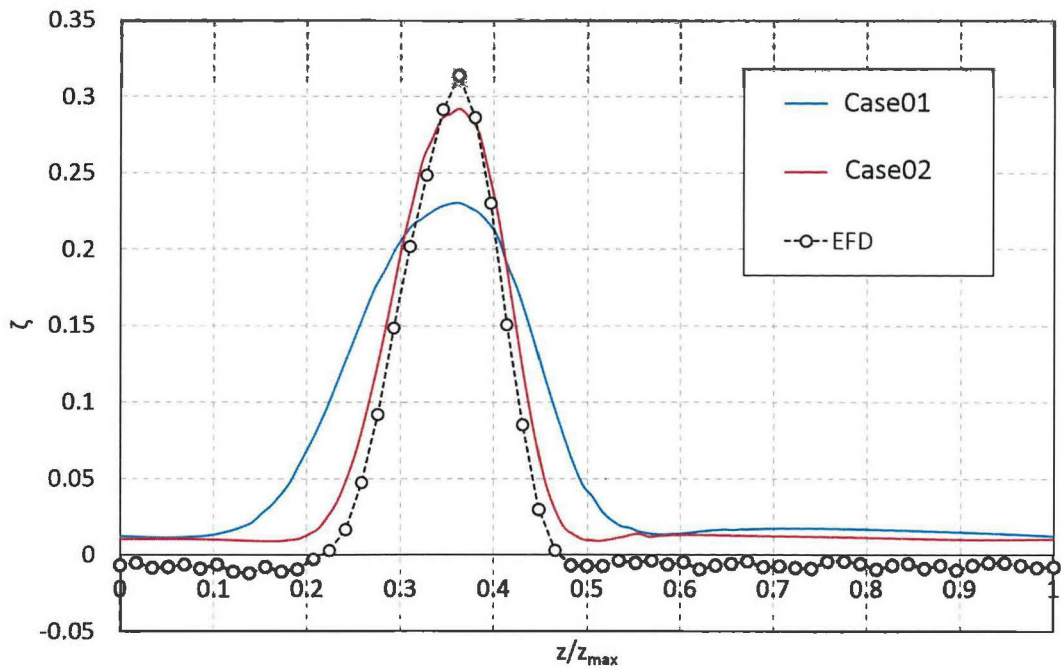


図 5.4.6 運動エネルギー損失分布

参考文献 (5.4 節)

- (1) Zhang, Y. and Yuan, Xin., 2012. "Effect of Incidence Angle on Gas Turbine First-Stage Nozzle Guide Vane Leading Edge and Gill Region Film Cooling", ASME Turbo Expo 2012, GT2012-69298.
- (2) William, F., 2005. "A Detailed Study of Fan-Shaped Film Cooling for a Nozzle Guide Vane for an Industrial Gas Turbine", Dissertation submitted to the Faculty of Virginia Polytechnic Institute and State University.
- (3) Sundaram, N. and Thole., K. A., 2012. "Bump and Trench Modification to Film-Cooling Holes at the Vane-Endwall Junction", ASME Journal of Turbomachinery Vol.130
- (4) Kistenmacher, D. A., Davidson, F. T. and Bogard, D., 2014. "Realistic Trench Film Cooling With a Thermal Barrier Coating and Deposition", ASME Journal of Turbomachinery Vol.137.
- (5) Wan Aizon, W. P., 2013, "Studies on Aero-Thermal Performances of Leakage Flows Injection from the Endwall Slot in Linear Cascade of High-Pressure Turbine", Ph.D. dissertation, Iwate University.

5.5 翼面フィルム冷却における流れ制御 Device の効果(実験による Device 適用性の検証)

5.5.1 はじめに

フィルム冷却の流れ制御手法は、第2章で述べたように冷却孔形状を変化させる手法と、冷却孔周りの形状を変化させた手法があり、その性能の検証が行われてきた。冷却孔形状を変化させた手法に関しては、直線翼列での検証例が多く、様々な研究が行われている⁽¹⁾⁽²⁾。一方で、冷却孔周辺の形状を変化させる手法に関しては平板での検証例が多く、翼列での検証例は非常に少ない。Sundaramら⁽³⁾は、BumpとTrench形状を翼列に適用し、その性能について検証を行っているが、これはエンドウォール上での検証にとどまっている。また、Trench形状に関しては、他に、Kistenmacherら⁽⁴⁾が翼面上への適用を試みている。このように、Trenchのようなスパン方向に一樣な2次元形状に関しては翼面への適用が試みられている一方で、本研究で扱っているような三次元形状の流れ制御手法に関しては、検証例が少ないのが現状である。そこで、本節では、直線翼列モデルに第2章で用いた流れ制御Deviceを取り付けた検証を行った。

流れ制御Deviceを翼面へ設置する場合、設計パラメータは翼面上の位置を含むことになるために、平板モデルを用いて検証した際よりも多岐にわたる。そこで、流れ制御Deviceを翼面へ適用する場合には、最適化のプロセスが必要不可欠になるが、最適化の際に用いるCFDの精度は予め検証しておく必要がある。これは、CFDの予測精度が低い場合には、応答局面法を用いた最適化の際に、応答局面のクオリティを低下させてしまう可能性があるため

である。そこで、本研究では最初から最適化を行わず、Device形状はパラメトリックスタディによって決定し、CFDでその性能を調査した後、実験的な調査を行い、CFDの予測性能を検証する。ここで、CFDの予測性能が良ければ、最適化のプロセスへ移行し、予測性能が悪いようであれば、予測精度の向上を図る必要がある。

本節では、CFDによって、Deviceの形状を様々に変化させた時の、翼面上のフィルム冷却効率について検証を行った結果を示す。

5.5.2 供試翼・デバイス形状

実験に用いた供試翼の形状は、5.4節と同じものを使用しているが、本研究では、冷却孔ピッチを変化させることで、冷却空気削減の可能性について調査を行った。今回は $3.0d$ と $4.5d$ の2種類の冷却孔ピッチの実験用供試体を作成した。図5.5.1には、流れ制御デバイスの形状を示している。今回は各冷却孔の傾斜角が異なるため、 L の寸法は一定にすることができない。従って、 L の寸法値は以下の表5.5.1のようになる。また、今回はデバイスの高さ h を2条件 ($h=0.5d, 1.0d$) に変化させて供試体を作成した。

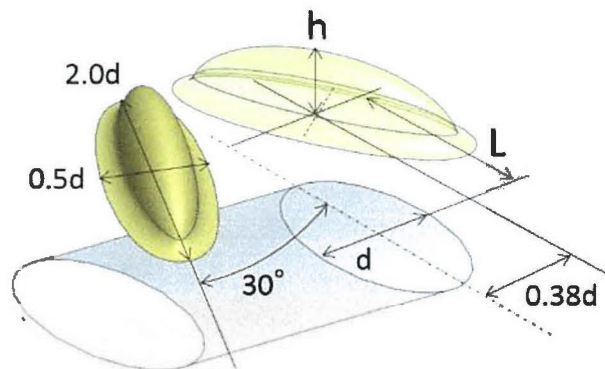


図 5.5.1 流れ制御デバイス形状

表 5.5.1 流れ制御デバイス形状

Row name	Position (x/C_{ax})	L
PS1	0.34	$2.0d$
PS2	0.80	$3.3d$
SS1	0.15	$1.3d$
SS2	0.62	$1.5d$

5.5.3 実験条件

以下の表 5.5.2 には、本研究の実験条件を示す。本研究では冷却孔ピッチ、吹き出し比、

デバイス高さをそれぞれ 2 条件に変化させて実験を行った。この際、密度比は空力試験時に 1.0, 伝熱試験時に 0.9 とした。主流のレイノルズ数は、出口流速を代表流速として、 $Re=497,000$ である。

表 5.5.2 実験条件一覧

	p	BR	h	DR
Aerodynamic	$3.0d$	0.0	$0.5d$	1.0
	$4.5d$		$1.0d$	
Thermal	$3.0d$	0.5	$0.5d$	0.9
	$4.5d$	1.0	$1.0d$	

5.5.4 伝熱試験結果

5.5.4.1 フィルム効率分布

図5.5.2, 図5.5.3には、 $p=3.0d$ における、 $BR=0.5, 1.0$ での負圧面側フィルム効率分布を示している。 $BR=0.5$ の場合は、吹き出し比が低く、二次空気の壁面への付着性が比較的高いため、デバイスを設置していない条件でも、全体的にフィルム効率分布が広がっていることが観察される。一方、デバイスを設置した条件では、デバイスから発生した渦により、スパン方向へフィルム効率分布が拡散している様子が観察できる。しかし、デバイスを設置した条件では、主流と二次空気のミキシングが強くなっているために、下流方向へのフィルム効率の減衰が大きくなっており、最終的にはデバイスを設置していない条件よりも局所のフィルム効率が低下する箇所が観察された。デバイスの高さ h の効果に関しては、 h が高くなるに従って、フィルム効率分布がスパン方向に一様化していることがわかる。 $BR=1.0$ の場合は、デバイスを設置していない条件では、二次空気の運動量が高く、二次空気がlift-offしているためにフィルム効率分布がほとんど観察されない。一方で、デバイスを設置した条件ではフィルム効率分布に大幅な改善が見られており、全体的に均一なフィルム効率分布が見られる。局所のフィルム効率に関しては h が高くなるに従って増加していた。

図5.5.4, 図5.5.5には、 $p=4.5d$ における、 $BR=0.5, 1.0$ での負圧面側フィルム効率分布を示している。 $BR=0.5$ の場合、デバイスが設置されていない条件では、ピッチが広がっている効果によって無冷却の領域が増加している。デバイスを設置した条件では、前縁領域では横方向にフィルム効率の分布が h の増加と共に一様化しており、 $h=1.0d$ の場合は横方向に均一化したものの、下流側のフィルム効率が低下していた。SS2より下流の領域に関しては、上流側からの吹き出しにより、前縁領域よりはスパン方向に一様なフィルム効率分布が観察されるが、 $p=3.0d$ の場合ほどにはフィルム効率の局所値が高くなる様子は観察されなかった。

図5.5.6, 図5.5.7には, $p=3.0d$ における, $BR=0.5, 1.0$ での正圧面側フィルム効率分布を示している. $BR=0.5$ の場合, 負圧面側は凹面で二次空気の付着性が低いために, 低い吹き出し比であったとしても, デバイスを設置しない条件では, PS1近傍のフィルム効率は非常に低い値を示している. 一方, PS2下流側の領域では二次空気の付着性が高い. デバイスを設置した条件では, デバイスから発生する渦によってフィルム効率の局所値が増加する上, 横方向へのフィルム効率分布が一様化している様子が見られる. しかしPS1からPS2までの領域では, デバイスを設置した条件でも無冷却の範囲が多く, 主流と二次空気のミキシングの影響を受けている. デバイス高さの効果に関しては, 負圧面とは異なる挙動を示しており, 負圧面側では, h が高くなるに従って, フィルム効率分布が改善しているが, 正圧面側では $h=1.0d$ の場合には $h=0.5d$ よりもフィルム効率の局所値が低くなっていた. これは, 負圧面側では凹面で二次空気の付着性が低く, 主流と二次空気のミキシングの効果が負圧面側よりも卓越してきていると考えられる. $BR=1.0$ の場合, デバイスを設置していない条件では, さらにフィルム効率の局所値が低くなっている様子が観察される. デバイスを設置した条件では, $h=0.5d$ の場合にスパン方向へ均一なフィルム効率分布が観察された. しかし, $h=1.0d$ の場合には, $BR=0.5$ の場合と同様にミキシングの効果が卓越するために, フィルム効率が $h=0.5d$ の条件よりは低い値を示した.

図5.5.8, 図5.5.9には, $p=4.5d$ における, $BR=0.5, 1.0$ での正圧面側フィルム効率分布を示している. この条件では, フィルム効率分布に関する基本的な知見は $p=3.0d$ の場合と変わらなかった. しかし, 横方向へはフィルム効率分布が均一化していない様子が観察されており, 負圧面側よりも, 冷却孔ピッチの削減は困難であると考えられる.

5.5.4.2 スパン方向平均フィルム効率

図5.5.10には, $p=3.0d$ の場合のスパン方向平均フィルム効率を示す. $BR=0.5$ 負圧面の場合, 最も高いフィルム効率だったのはデバイスを設置しない条件であり, デバイス設置によるメリットのある領域は冷却孔近傍の非常に限られた領域であることがわかる. BR が増加した場合, フィルム効率の値は全体的に高くなるが, $h=1.0d$ の場合に最も高いフィルム効率を示した. 一方, 負圧面の場合は, デバイス設置によるフィルム効率の増加が観察されるが, フィルム効率が最大になるのは $h=0.5d$ の場合であり, $h=1.0d$ の場合にはミキシングの効果によりフィルム効率の局所値が低い値を示していることがわかる. 図5.5.11には, $p=4.5d$ の場合のスパン方向平均フィルム効率を示しているが, 基本的な知見は $p=3.0d$ の場合と変わらないが, $p=3.0d$ の場合よりも全体的に低い平均フィルム効率となった.

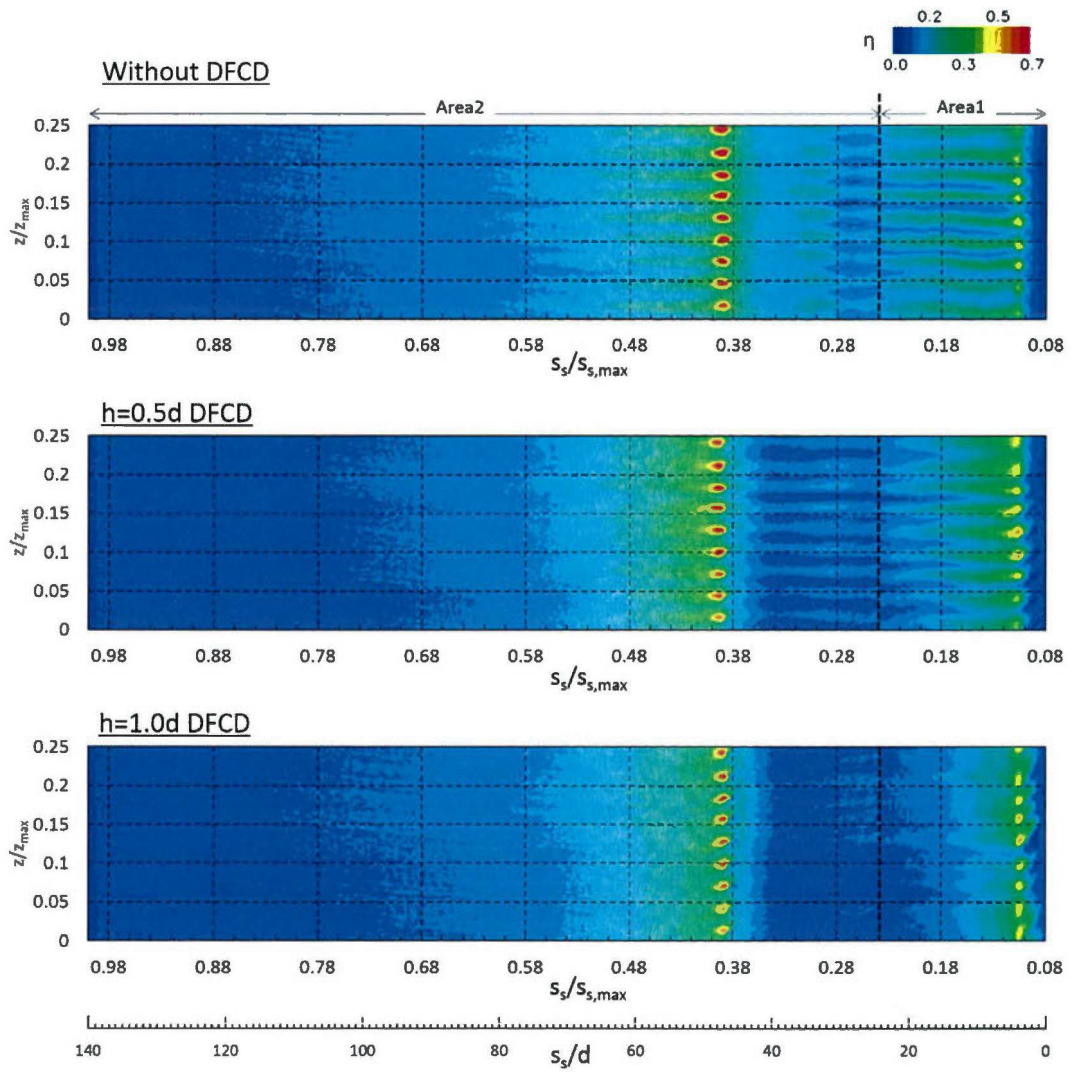


図 5.5.2 フィルム効率分布 (負圧面, $BR=0.5$, $p=3.0d$)

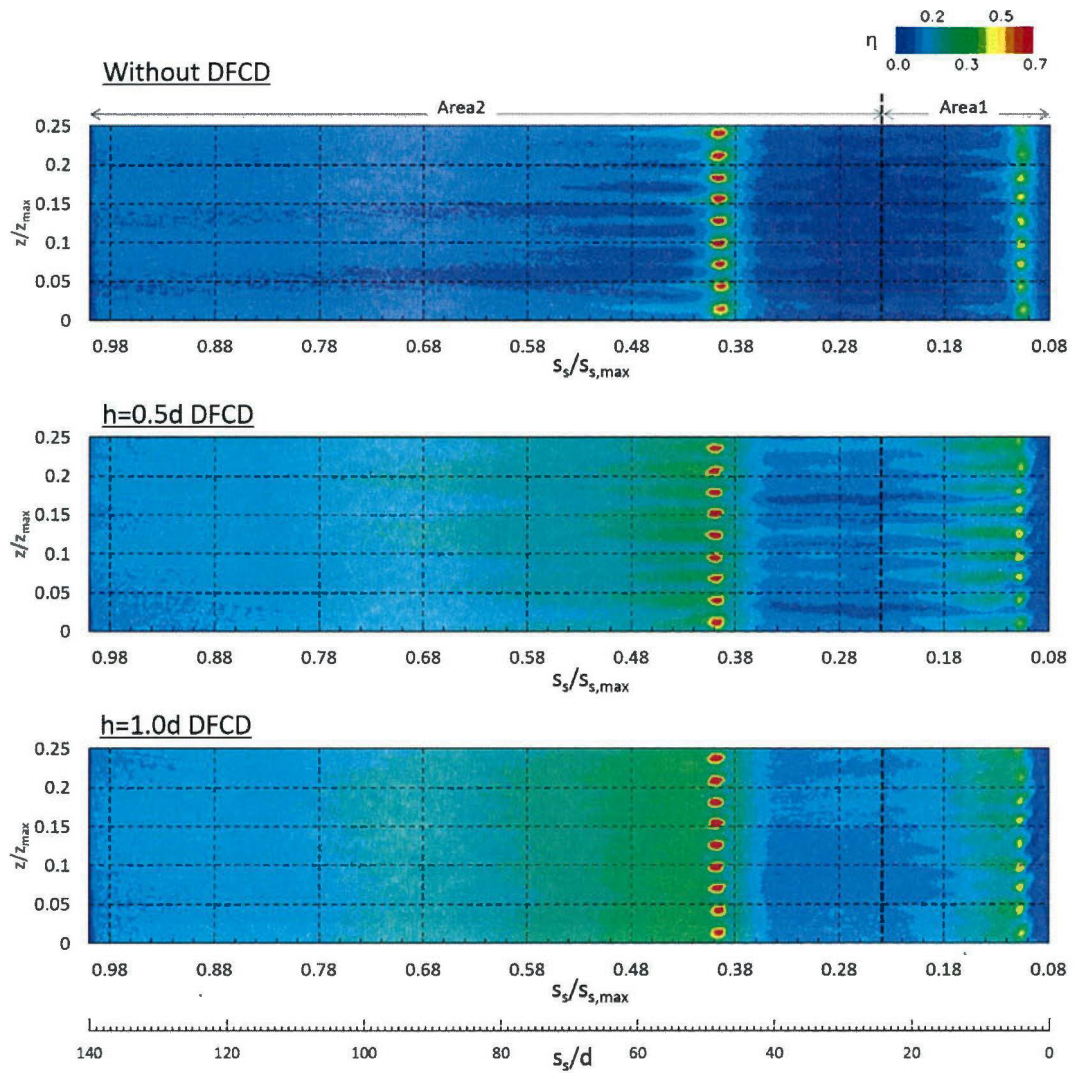


図 5.5.3 フィルム効率分布 (負圧面, $BR=1.0$, $p=3.0d$)

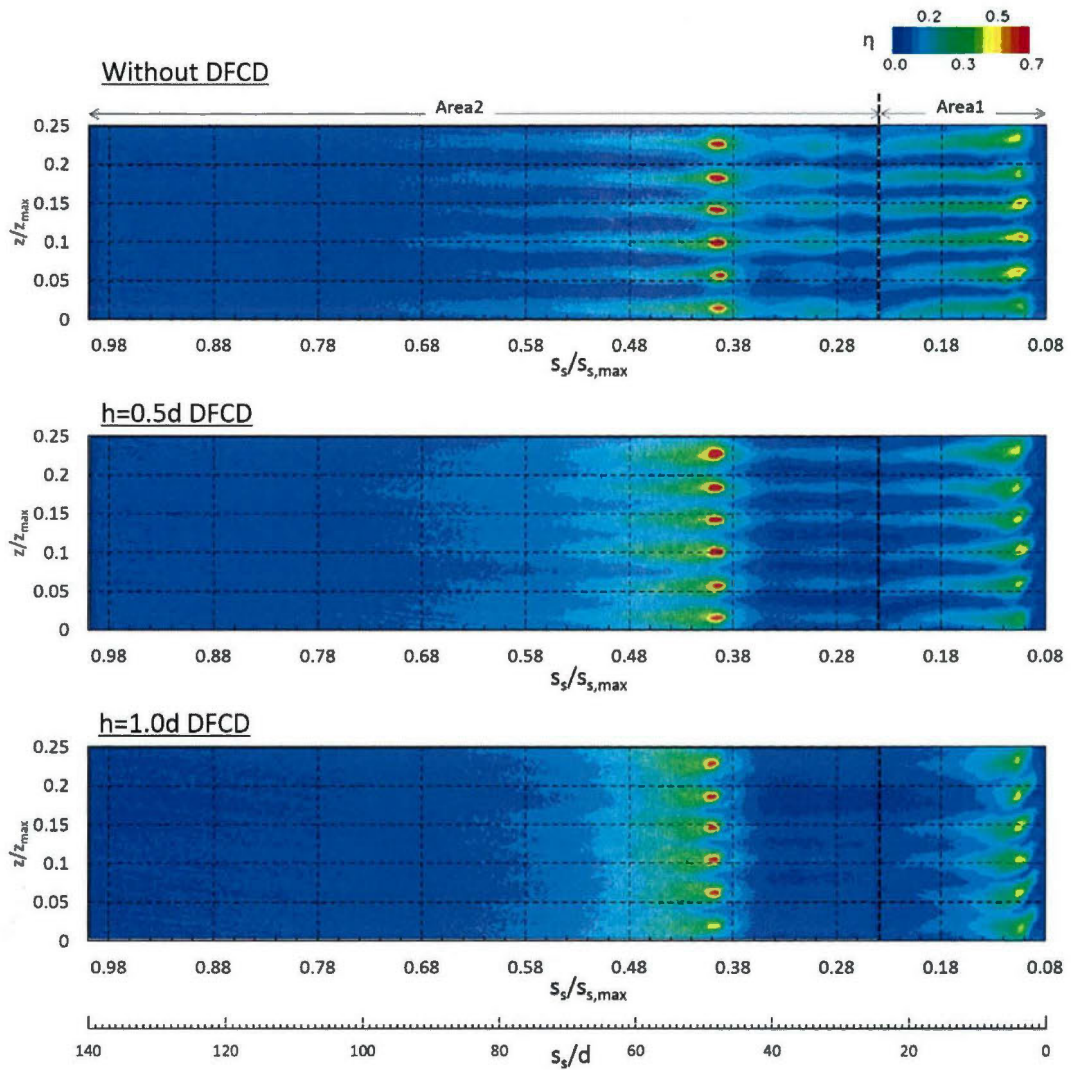


図 5.5.4 フィルム効率分布 (負圧面, $BR=0.5$, $p=4.5d$)

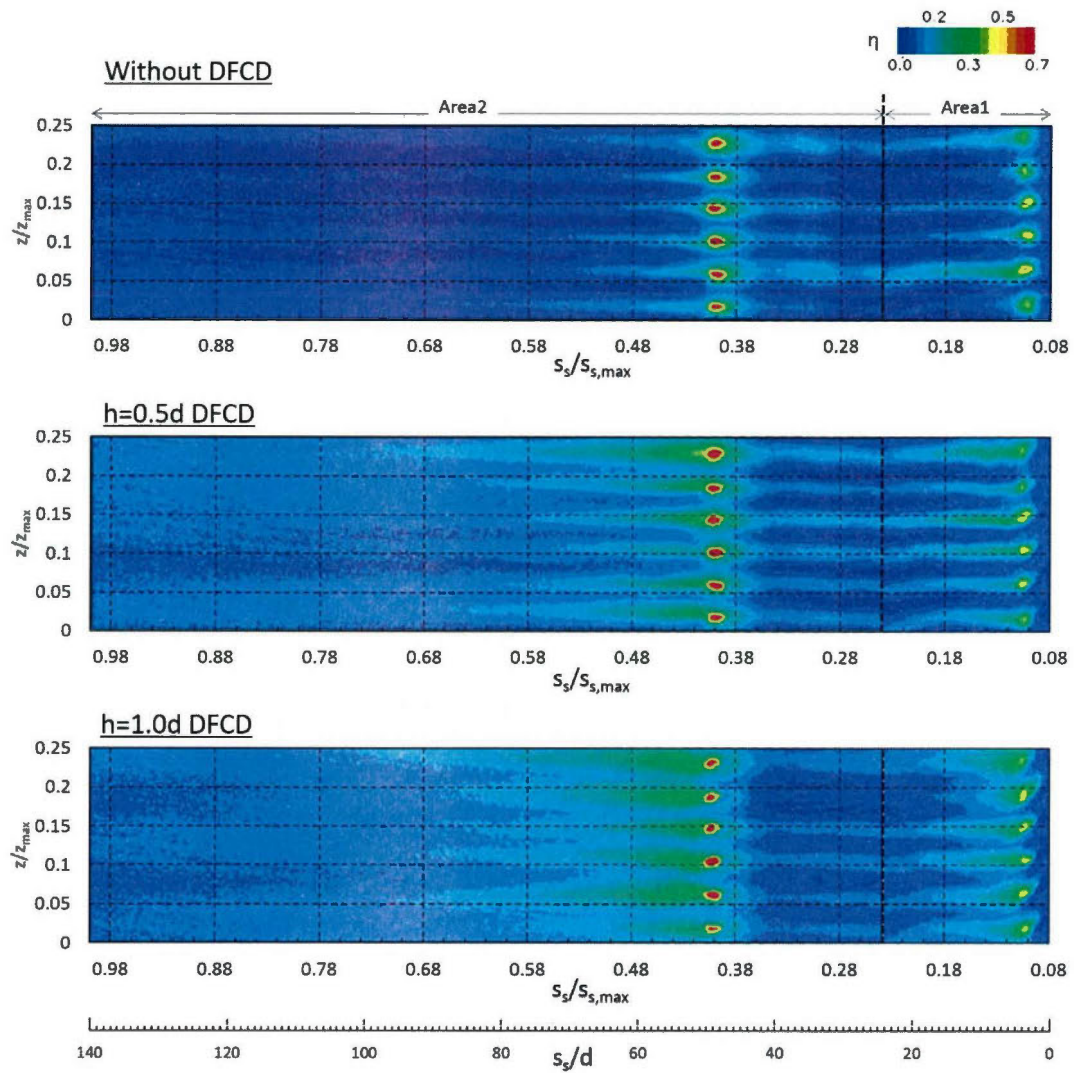


図 5.5.5 フィルム効率分布 (負圧面, $BR=1.0$, $p=4.5d$)

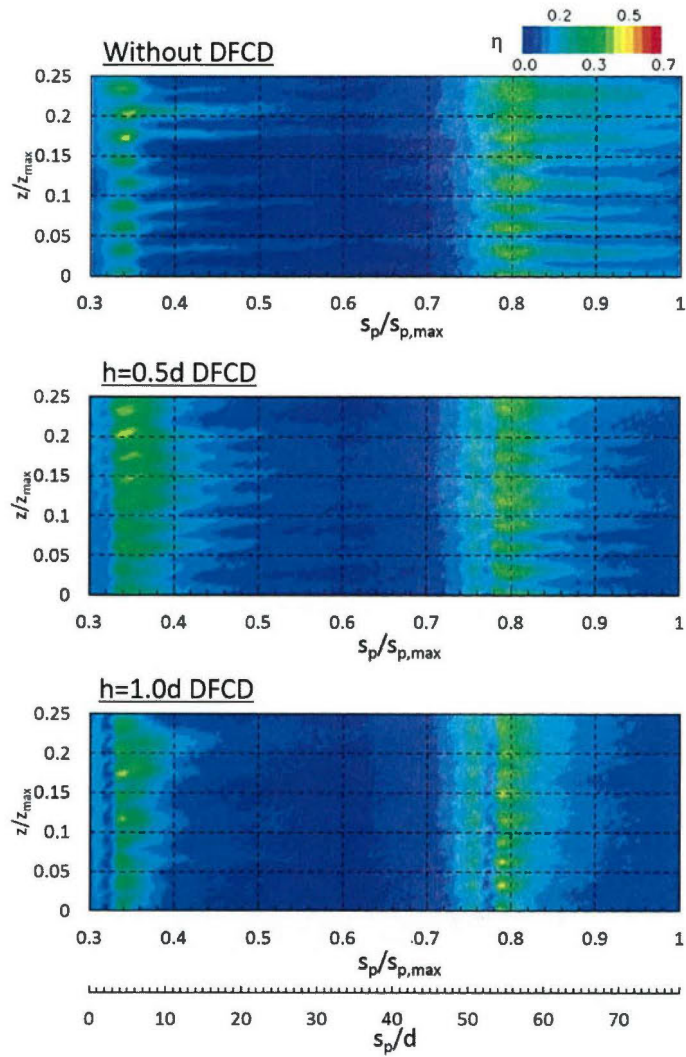


図 5.5.6 フィルム効率分布 (正圧面, $BR=0.5$, $p=3.0d$)

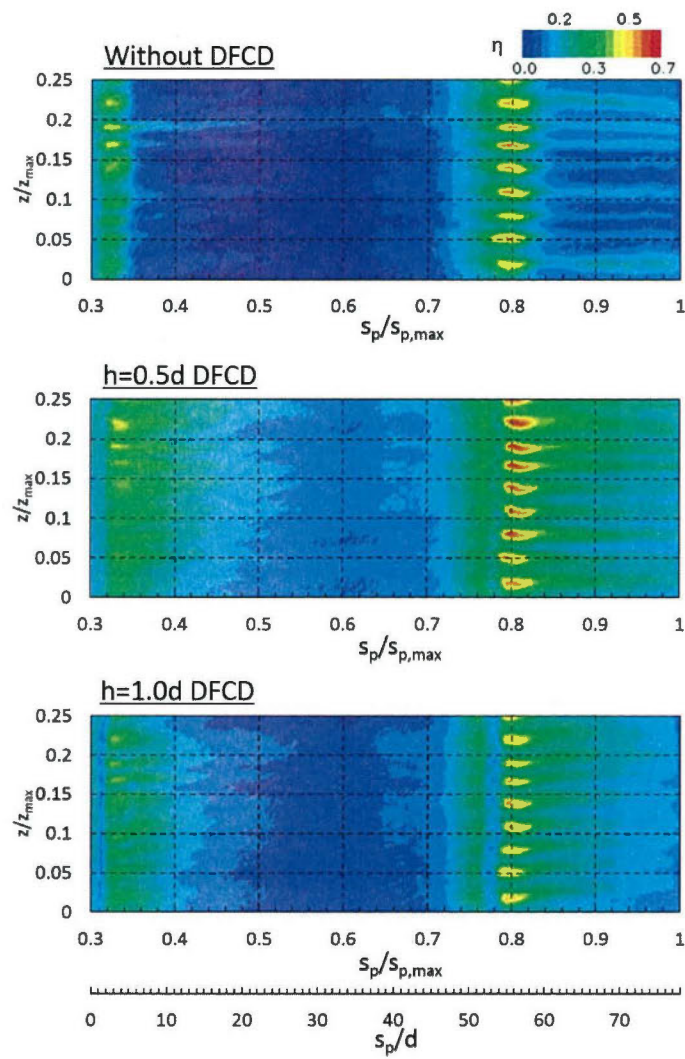


図 5.5.7 フィルム効率分布 (正圧面, $BR=1.0$, $p=3.0d$)

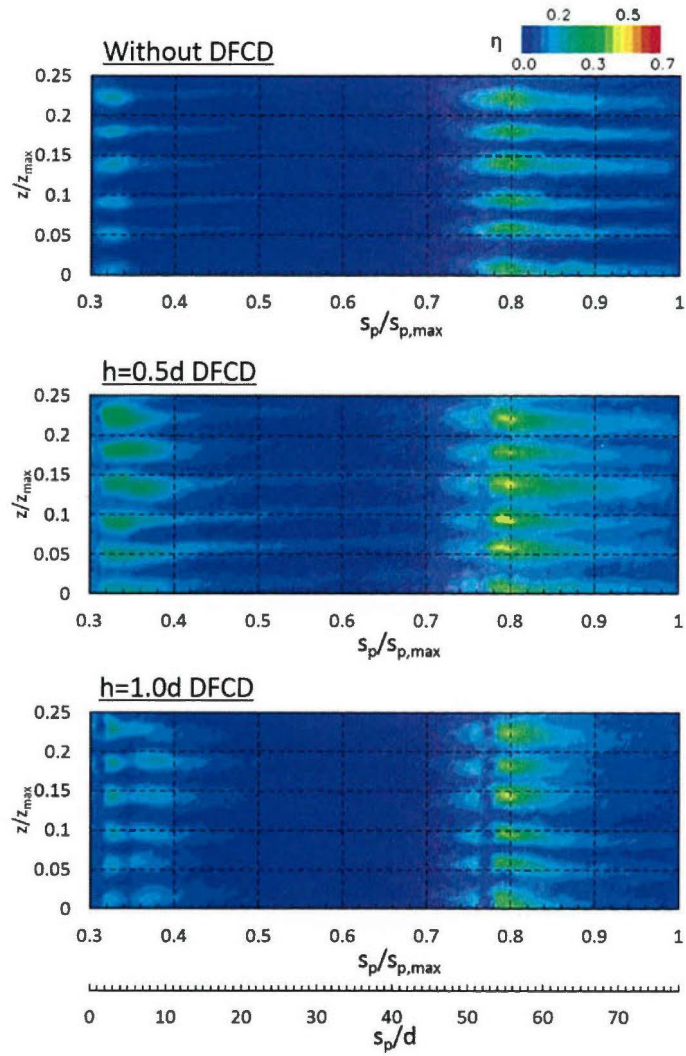


図 5.5.8 フィルム効率分布 (正圧面, $BR=0.5$, $p=4.5d$)

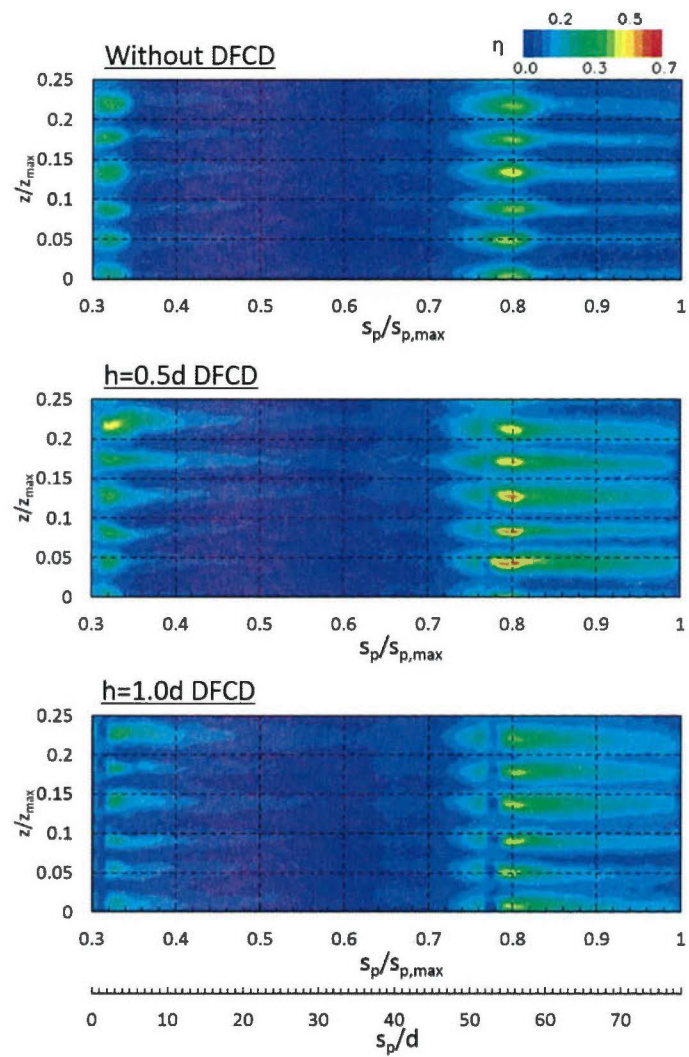


図 5.5.9 フィルム効率分布 (正圧面, $BR=1.0$, $p=4.5d$)

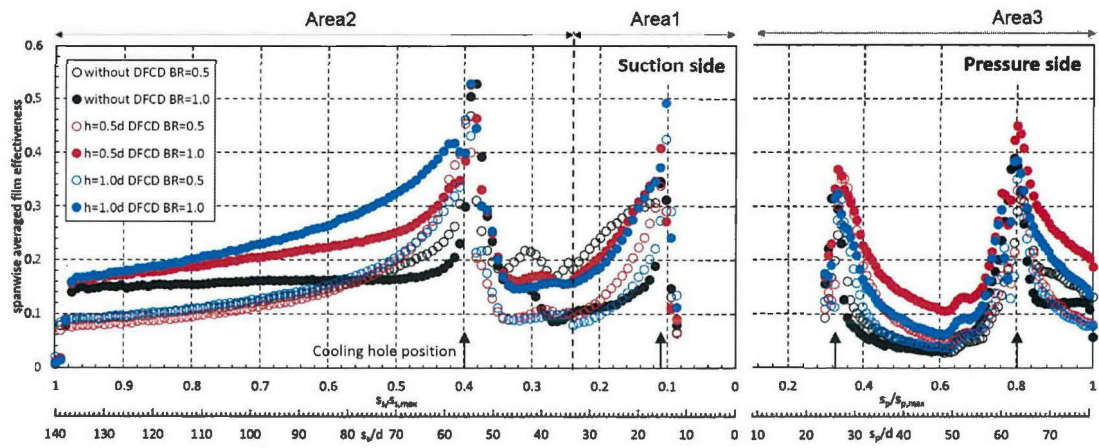


図 5.5.10 スパン方向平均フィルム効率 ($p=3.0d$)

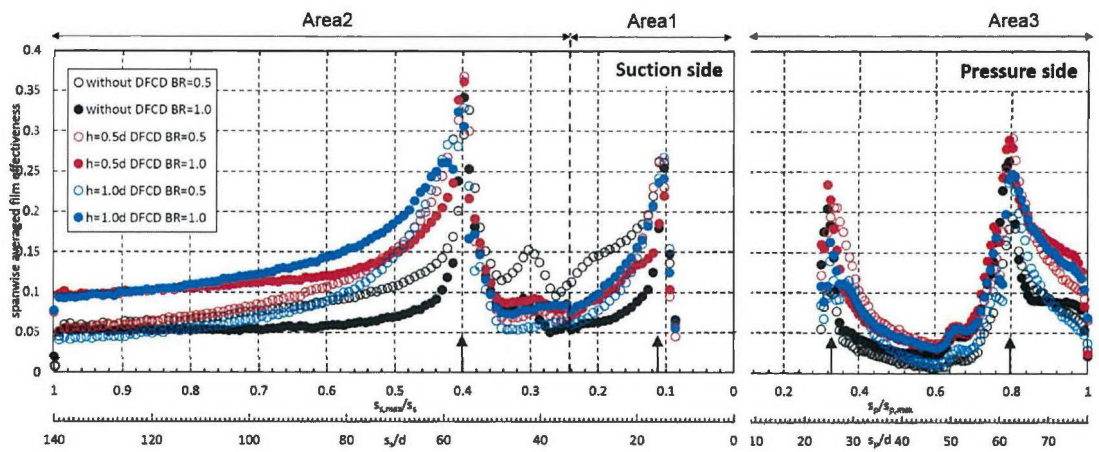


図 5.5.11 スパン方向平均フィルム効率 ($p=4.5d$)

5.5.4.3 全圧損失計測結果

図 5.5. 12, 図 5.5. 13 には, それぞれ負圧面, 正圧面吹き出しによる流量平均全圧損失を示している. 負圧面, 正圧面の吹き出しによる損失を比較すると, 負圧面吹き出しによる流量平均全圧損失の方が高い値を示している. これは, 両面で同じ吹き出しに比で計測を行っているが, 全圧損失は吹き出し流量に依存することを示している. デバイスによる効果に関しては, デバイスの高さの増加にしたがって損失も増加していることがわかる. 負圧面に関しては, デバイスによる損失の増加量に比べると, 吹き出し流量の増加による損失の増加量のほうが比較的大きく, 損失面では負圧面のほうがデバイスを取り付ける利点は大きいと考えられる.

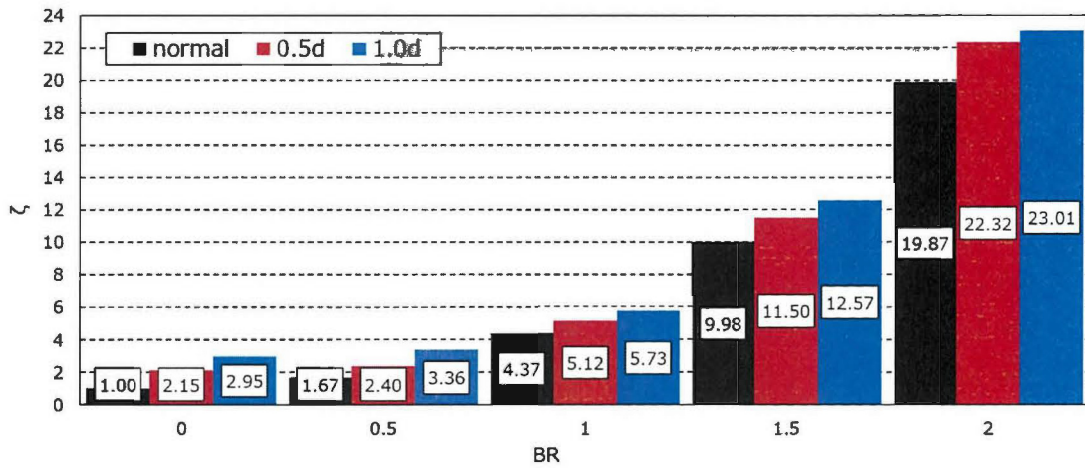


図 5.5. 12 負圧面吹き出しによる全圧損失

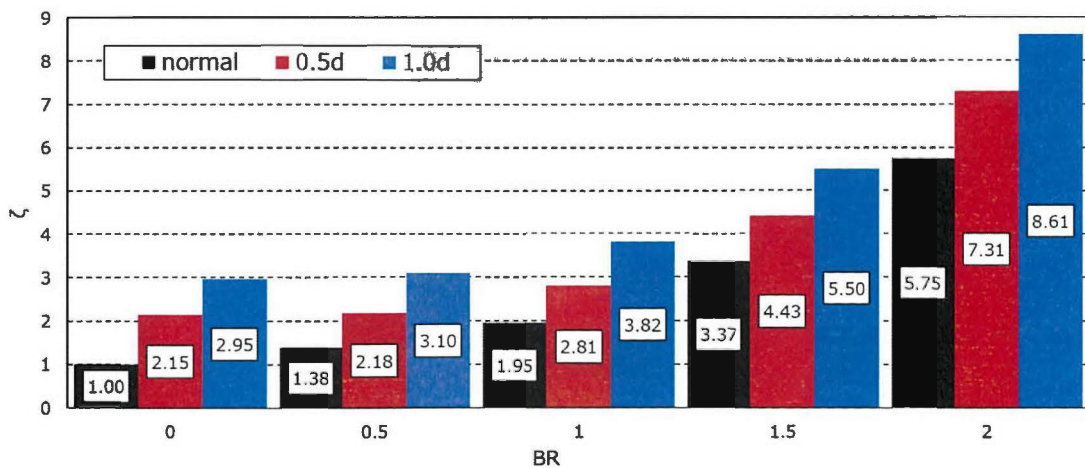


図 5.5. 13 正圧面吹き出しによる全圧損失

上記の計測結果は、吹き出し比を統一した場合の全圧損失の計測結果を示していた。以下には別のデータ整理方法で全圧損失を整理する。図 5.5. 14 には、単位流量あたりの全圧損失を示している。これは、流量平均全圧損失を吹き出し流量で除算することで算出した損失量である。負圧面、正圧面での損失量を比較すると、負圧面では BR が低いほうが流量あたりの損失は大きい、正圧面では逆の傾向を示している。

図 5.5. 15 には、 $MFR=1.0$ に吹き出し流量を固定した場合の流量平均全圧損失を示している。この図では、例えば SS1 の位置のバーでは、SS1 以外の吹き出しは行っていないことを示している。 MFR を固定した場合、PS1 の吹き出しによる損失量が最大値を示している。図中には、局所の吹き出し比を示しているが、 MFR を固定した場合には、 BR の増加とともに全圧損失が増加することを示している。

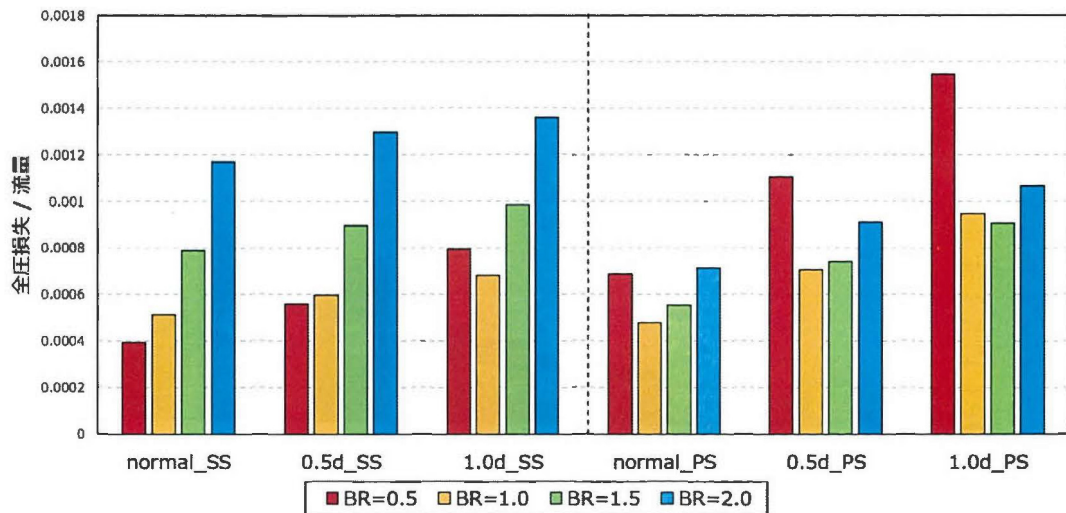


図 5.5. 14 単位流量あたりの全圧損失

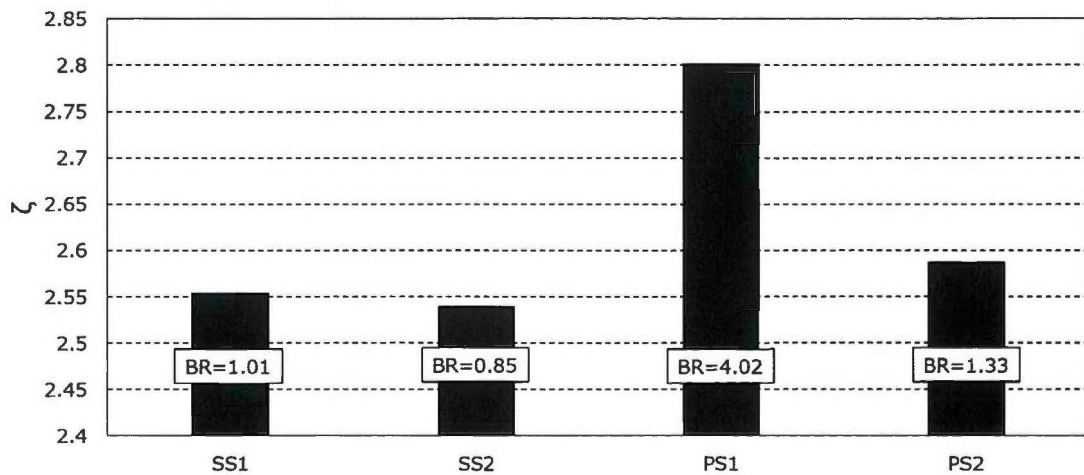


図 5.5. 15 $MFR=1.0$ での全圧損失