

宇宙航空研究開発機構研究開発資料
JAXA Research and Development Memorandum

静粛超音速研究機 (S3TD) 第3.5次形状インテークの
空力性能取得超音速風洞試験

Supersonic Wind Tunnel Test for 3.5th Configuration Air Intake
of Silent SuperSonic Technology Demonstrator S3TD

上野 篤史^{*1}, 渡辺 安^{*1}, 赤塚 純一^{*1}

Atsushi UENO^{*1}, Yasushi WATANABE^{*1} and Junichi AKATSUKA^{*1}

* 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

2010年7月

July 2010

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

静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの 空力性能取得超音速風洞試験*

上野 篤史^{*1}, 渡辺 安^{*1}, 赤塚 純一^{*1}

Supersonic Wind Tunnel Test for 3.5th Configuration Air Intake
of Silent SuperSonic Technology Demonstrator S3TD*

Atsushi UENO^{*1}, Yasushi WATANABE^{*1} and Junichi AKATSUKA^{*1}

Abstract

The air-intake of 3.5th configuration for the silent supersonic technology demonstrator, S3TD, having fixed geometry under a basic design policy, has been designed in Japan Aerospace Exploration Agency. The 3.5th configuration air-intake is mounted on the upper side of the fuselage, which implies that the boundary layer developing on the fuselage interacts with the shock wave at the ramp of the air-intake and causes the buzz in the supersonic regime. The supersonic wind tunnel test was conducted to make the aerodynamic database and to examine the condition on which the buzz occur. The diverter-less configuration as well as the nominal configuration was examined to enhance the effect of the boundary layer on the buzz. Results show that the 3.5th configuration air-intake operates normally within the engine operating boundary. However, at large angle of attack/sideslip and large Mach number the buzz occurs just outside the engine operating boundary. The buzz margin should be reviewed in the detailed design phase. Results also show that the bypass and auxiliary doors are effective to avoid the buzz and the bleeding system at the throat is effective to improve the pressure recovery rate and the level of inlet distortion.

Key words: supersonic air-intake, aerodynamic performance, supersonic wind tunnel test

概 要

宇宙航空研究開発機構では静粛超音速機技術の研究開発の一環として、静粛超音速研究機の基本設計相当の作業が実施された。その設計作業の一環として第 3.5 次形状インテークの設計を行った。本研究では第 3.5 次形状インテークを対象に超音速域の空力性能データベースを作成することを目的として超音速風洞試験を実施した。本インテークは胴体上面に配置されているため、超音速域では胴体上面に沿って発達する境界層とインテークランプでの衝撃波との干渉によりバズが発生する可能性がある。これを回避するためにはダイバータ高さを高くすれば良いが、これは抵抗の増加を招く。そこで、ダイバータ高さについて設計値をノミナルとし、これをゼロとしたダイバータレス形態についても風洞試験を行った。作成されたインテークの空力性能データベースに基づきエンジン作動とのマッチングを行い、静粛超音速研究機の基本設計において設定されたエンジンの運用範囲内でインテークが適切に作動することを確認した。ただし、高マッハ数、高姿勢角ではバズ発生領域はエンジン運用範囲に近接しており、今後注視する必要がある。なお、バズの抑制に対しては補助ドア・バイパスドアが有効であり、総圧回復率や空間ディストーションの改善には境界層抽気が有効であることがわかった。

* 平成 22 年 5 月 10 日受付 (received 10 May 2010)

*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)

記号

A	面積
A_{bex}	抽気出口面積
A_{bl}	抽気面積
A_c	最大捕獲面積
A_e	インテーク出口面積
A_{th}	スロート面積
A_{plg}	流量調整プラグ出口最小面積
B	インテーク幅もしくは捕獲流管の幅
CDi	周方向のディストーション指標
D	インテーク出口直径
L_{itk}	インテーク長さ
L_{sub}	亜音速ディフューザ長さ
M	マッハ数
M_0	主流マッハ数
MFR_{eng}	インテーク出口流量比 (最大捕獲流量基準)
PLA	パワーレバー角
PR	インテークの総圧回復率
P	総圧
P_0	主流総圧
p	静圧
q	動圧
RD _i H	ハブ側半径方向ディストーション指標
RD _i T	チップ側半径方向ディストーション指標
T_t	総温
U	速度
α	迎角
β	横滑り角
δ_1	第1ランプ転向角
δ_2	第2ランプ転向角
ρ	密度
θ	角度

なお、その他の記号については本文中で説明する。

1. はじめに

1.1 静粛超音速研究機 (S3TD) の概要

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ではソニックブームを低減するための航空機設計技術の実証を主題とした飛行実験を行うために、全長約 14m の静粛超音速研究機 (図 1.1) の設計を進めている。ソニックブームを低減するための機体を設計するための空力的な要求と、将来技術としてエンジン騒音を機体で遮蔽することによる離着陸時の騒音低減技術の適用

を想定して、推進系は機体の上方に配置する構成としている。そのため、インテークは機体の下方に配置された場合に比べて胴体の陰に入りやすくなるため、設計の段階で胴体の影響を十分考慮する必要がある。機体と推進系を統合した設計技術を確立することが推進系設計における重要な課題の一つである。

1.2 第 3.5 次形状インテークの空力設計の概要

研究機の推進系 (図 1.2) に含まれるインテーク系統の基本設計検討において第 3.5 次機体形状を対象とした第 3.5 次形状インテークが設計されている⁽¹⁾。空力形状設計は CFD 解析と風洞試験によりなされ、3.5 次形状インテークの性能は CFD 解析により予測されている。インテーク形態はシステムを簡素化する観点から固定形状としているため、低速から遷音速域と超音速巡航域との間で生じるエンジンに必要な空気流量の差を十分に吸収することができない。従って低速域で十分な流量特性を得ようとすれば超音速巡航時ではスピレージ抵抗が大きくなり、スピレージ抵抗を下げるためには低速域の流量特性を犠牲にするしかないため、両者のトレードオフを行う必要がある。第 3.5 次形状インテークの空力特性の設計方針は、研究機の離陸時の推力に余裕があることから、低速時にエンジンの運転を制限することで超音速巡航時のスピレージ抵抗を可能な限り低減する方針としている。

1.3 研究の目的

静粛超音速研究機の基本設計における推進系設計の役割として、推進性能データ集を作成することと、推進系の運用制限を明確化することが重要である。インテーク設計においては想定される飛行エンベロープと機体の姿勢角を包含する条件において、総圧回復率、空間/時間ディストーション、外部抵抗、バズ発生に対するマージン等の空力性能を取得する必要がある。本研究ではマッハ 1.4 から 1.7 までの超音速域において風洞試験により想定される機体の姿勢角を包含する範囲で空力性能データを取得し、空間ディストーションの評価、および、バズマージンの評価から、静粛超音速研究機の基本設計において設定されたエンジン運用範囲内においてインテークが適切に作動することを確認することが主な目的である。また、外部抵抗のさらなる低減のためにダイバータ高さを小さくすることが考えられるが、この場合、胴体上面に沿って発達する境界層がインテーク内に流入し、バズ発生の可能性が高くなる。これ

を考慮し、抽気システム・補助ドア・バイパストアのバズ抑制効果を明らかにすることも目的とする。



図 1.1 静粛超音速研究機の概要

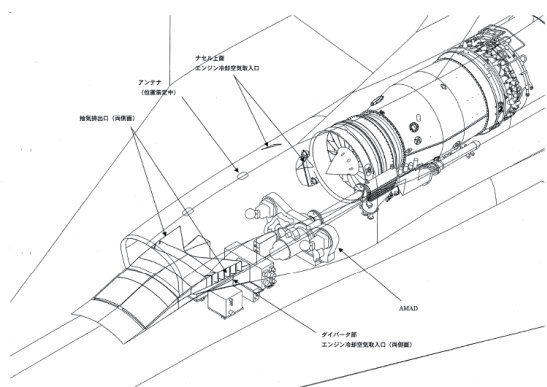


図 1.2 推進システムの概要

2. 第 3.5 次形状インテーク

2.1 インテークの空力設計基準

2.1.1 設計条件

インテークの設計点マッハ数は 1.6 とし、作動マッハ数域は離陸条件～超音速巡航条件とした。使用するエンジンとして米国 Honewell 社の F125 を想定して、インテークのサイジングを行うこととした。インテークの形式は、最大飛行マッハ数を考慮して外部圧縮型固定形状インテークとし、性能向上の観点から多孔壁による抽気システムを適用した。また、静粛超音速研究機の主な飛行実証項目であるソニックブーム低減技術における要求により、インテークは機体胴上配置とし、胴体形状に適合するよう、胴体に沿って湾曲したランプ形状を設定した。

2.1.2 機能要求とその設計結果の概要

図 2.1 はインテーク設計の範囲となる形状の概要と求められる機能配分を示す。インテークの機能としては、①空気捕獲・供給機能、②抽気機能、③境界層流入防止機能、④流量調整機能、⑤作動状態監

視機能の 5 項目が要求項目として挙げられる。基本設計検討結果の概要を以下に示す。

①空気捕獲・供給機能は静粛超音速研究機の飛行エンベロープ全体でエンジンから要求される流量を捕獲し、エンジンが正常に作動できる状態で捕獲した空気をエンジンに供給する機能である。本研究では飛行エンベロープ内でエンジンが必要とする最大流量を基準にサイジングをしたが、超音速巡航時の抵抗を低減するために低速域の流量特性が悪くなっている。従ってその流量特性を考慮すると、離陸時にエンジンを最大運用した場合にはインテークの総圧回復率は低く、空間ディストーションが増大する。特に空間ディストーションについてはエンジン運用制限を超えるため、エンジンのスロットリングに制限を設けることで空間ディストーションを低く抑える必要がある。エンジンのスロットリングの状態は Power Lever Angle (以降 PLA と表記) で表されるが、本研究ではマッハ 0.6 以下では、エンジンの最大流量条件である $PLA80^\circ$ に対して PLA を 60° 以内に制限することとした。この制限により使用できる推力も制限されることになるが、飛行実験の成立性には影響がないことを確認している。

②抽気機能は多孔抽気パネルからランプ面上の流れを抽気し、抽気プレナムおよび抽気排気ダクトを介して外部へ排出する機能である。抽気は背圧の制御を行わない自然抽気としており、高速域では背圧が低く境界層が抽気されるため空力性能は向上するが、低速域では背圧が高く多孔抽気パネルから流れが逆流するため性能は悪化する。従って逆流が生じる条件においては、逆流を防止する機能を有する。逆流防止機能は飛行マッハ数に基づくバルブのオンオフによる切り替え方式とし、CFD 解析結果を基に飛行マッハ数 0.8 でバルブを切り替えることとした。この切り替えにより飛行マッハ数 0.8 以下では抽気出口面積比 A_{bex}/A_c は 0.0%，それ以上では 8.0% の設定となる。

③境界層流入防止機能は機体表面上の境界層をダイバータにより排除し、インテークへの流入を防止する機能である。第 3.5 次形状インテークでは、基本設計開始時のベースライン形状 (2 次形状) の機体胴体に発達する境界層を想定してダイバータ高さを設定しているが、第 3.5 次形状では 2 次形状に比べて境界層が厚くなる可能性があるため、現設定の高さではインテーク性能が満足されない場合にはダイバータ高さの見直しを行う必要性が生じる可能性がある。

④流量調整機能は低速時に空気を追加捕獲する機能および非常時に捕獲した空気を排出する機能である。非常時におけるインテークダクト内の圧力上昇に耐えるナセル構造とし、超音速飛行時のバズについてはバズ発生境界を定めることでエンジンの運用に制限を設けることとしたため、非常時に捕獲した空気を排出する機能は適用しないこととした。また、補助ドアによる低速時に空気を追加捕獲する機能については、適用すれば捕獲面積を小さくすることができるので超音速巡航時の抵抗低減に効果的であるが、当該機能を適用しない場合でも抵抗は十分に小さいことから、検討は実施するものの、当該機能は適用しないこととした。

⑤作動状態監視機能は抽気プレナム圧力によりインテークの作動状態を監視する機能である。低速域のディストーション制限、超音速巡航時のバズ発生境界などは抽気プレナム圧力を用いて表すことができる。詳細なインテーク作動状態と抽気プレナム圧力との対応付けは詳細設計フェーズで実施する予定としている。

2.1.3 要求性能

インテークに要求される性能として①流量捕獲性能、②時間/空間ディストーション、③圧力回復性能および④外部抵抗の4項目を設定した。①流量捕獲性能に対しては図 2.2 に示す失速速度制限、アフターバーナー作動限界、飛行マッハ数制限および動圧制限で囲まれる静粛超音速研究機の飛行エンベロップ全域でエンジンの要求流量を満足できることが性能評価指標となる。②時間/空間ディストーションについては飛行エンベロップ全域でエンジンの要求(図 2.3)である半径方向のディストーション指標と周方向のディストーション指標が制限内に収まるかどうか性能指標となる。半径方向ディストーションについてはハブ側およびチップ側の両方のディストーション指標を考慮する必要がある。③圧力回復性能については設計点マッハ数において MIL-E-5008B (図 2.4) を満足することを目標とした。④外部抵抗については①~③の性能を満足した上で可能な限り外部抵抗を低減することとした。

2.2 空力形状

2.2.1 超音速ディフューザ

超音速ディフューザは3衝撃波システムとし、2つの斜め衝撃波と最終衝撃波により、インテーク外部で衝撃波により亜音速まで流れを減速させる外部

圧縮型とした。ランプ表面形状は機体胴体に適合するため円筒に近い形状を2段ランプとなるように組み合わせた形状である(図 2.1)。ランプ転向角は理論的に設定することが困難であるため、CFD 解析により設定し(図 2.5)、第1ランプ、第2ランプの転向角をそれぞれ8°、9°とした。

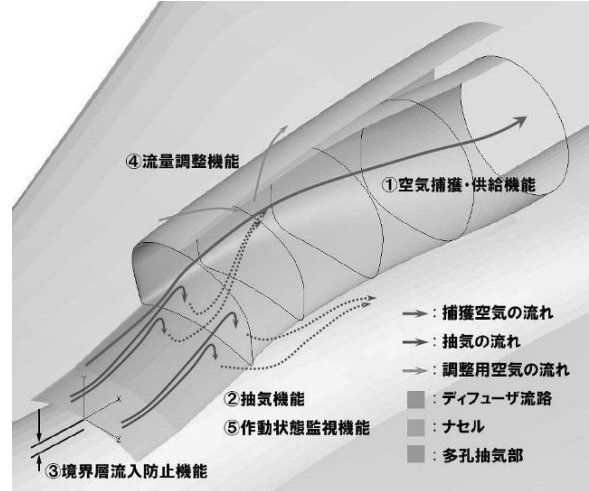


図 2.1 インテークの機能配分

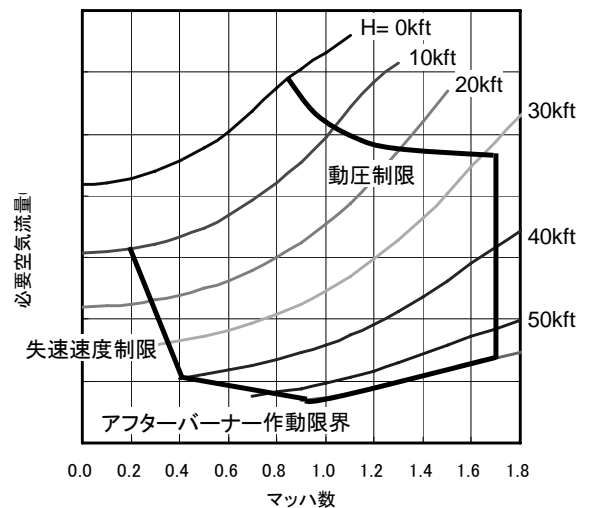


図 2.2 インテークの作動範囲

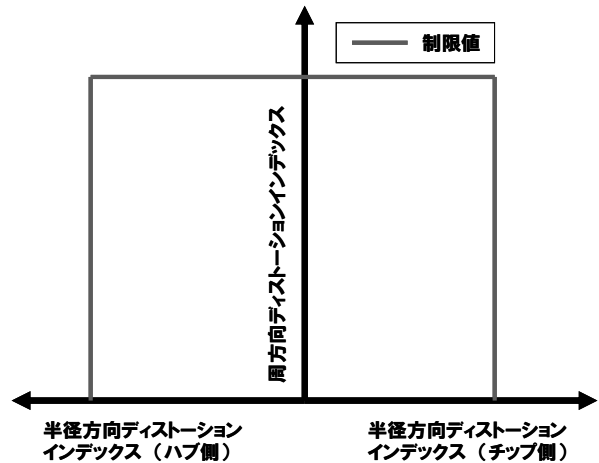


図 2.3 空間ディストーションの制限値

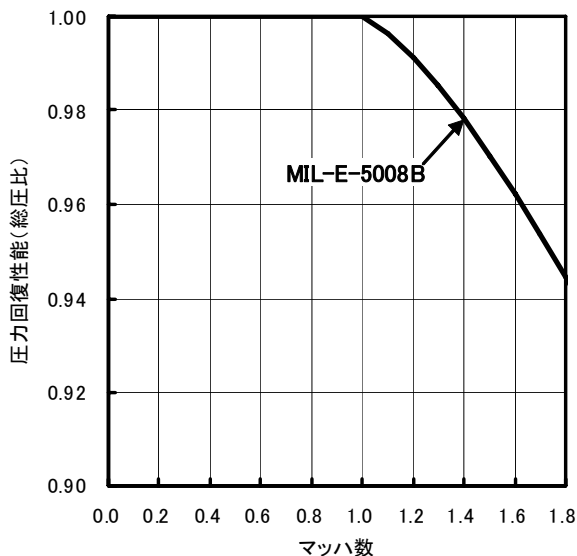


図 2.4 インテークの圧力回復率

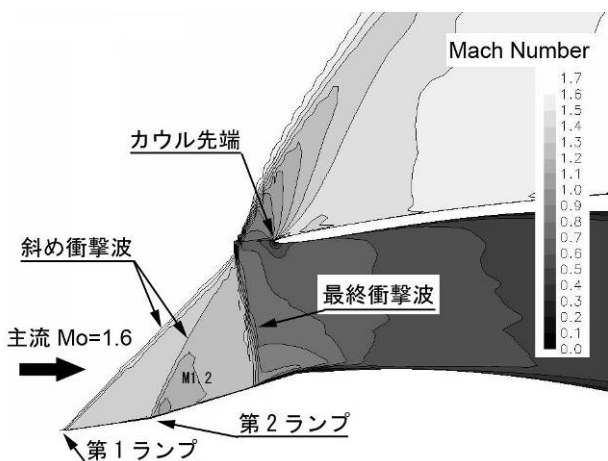


図 2.5 CFD による衝撃波システムの計算結果 (Mo=1.6, 作動適合点付近)

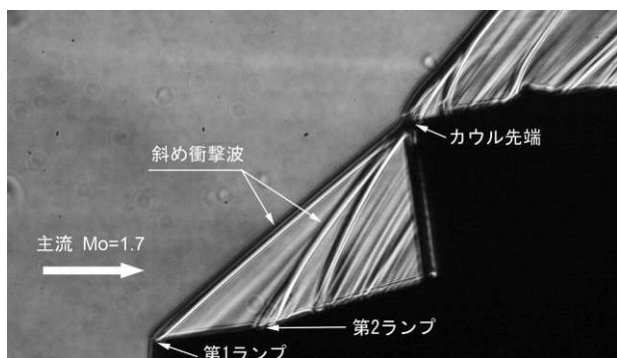


図 2.6 衝撃波パターンの可視化結果 (Mo=1.7, 超臨界作動状態)

これにより、設計点マッハ数の条件において最終衝撃波直前のマッハ数は1.2程度まで減速する。また、各ランプから発生する斜め衝撃波は主流マッハ数1.7の条件においてカウル先端に焦点を結ぶ(図 2.6)

設計とした。

2.2.2 インテークのサイジング

図 2.7 にインテークの最大捕獲面積 A_c とスロート面積 A_{th} の定義を示す。最大捕獲面積はカウル先端のハイライト部とカウル先端で囲まれた面積であり、スロート面積は亜音速ディフューザ内部流路における最も狭い断面の面積である。本研究では静粛超音速研究機の飛行エンベロープ内で搭載エンジンに必要となる最大流量の条件をサイジングの設計点としてインテークのスロート面積を算出し、その面積を基に亜音速ディフューザを設計した。そして設計されたカウル先端形状を基にして最大捕獲面積 A_c を定めた。スロート面積の設定の際には流量余裕として 4% のマージンを設定した。このようにして設計されたスロート面積は $A_{th}=0.1938\text{m}^2$ 、捕獲面積は $A_c=0.2541\text{m}^2$ である。

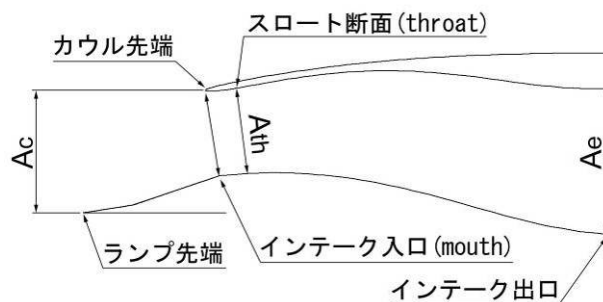


図 2.7 インテーク各部の面積

2.2.3 亜音速ディフューザ

図 2.8 に亜音速ディフューザの主な設計パラメータを示す。開口面積比はエンジンの必要流量、すなわちスロート面積により定められ $A_e/A_{th}=1.413$ になる。入口断面中心と出口断面中心のオフセット比はインテーク入口とエンジン配置との関係により定まり、 $\Delta y/D=0.103$ になる。インテーク設計において主体的に設定できるのは、長さ比 L_{sub}/D と入口断面アスペクト比 B/H である。長さ比はそれによるディフューザ内の圧力損失の変化を宇宙航空研究開発機構所有のディフューザ性能推算ツール⁽²⁾により推算した結果と空力設計上の要求を踏まえて、 $L_{sub}/D=3.0$ とした。入口断面アスペクト比は超音速域での多孔抽気の適用範囲の拡大と、ナセル外部の圧力抵抗低減を考慮して $B/H=1.83$ とした。これは、入口断面の幅がエンジンのファン直径にほぼ等しい設定である。

さらに、亜音速ディフューザの性能向上の観点から、亜音速ディフューザの開口面積比とオフセット

比に基づき、それらのパラメタの分布を設計することが重要である。すなわち、開口面積比の設定に対して面積分布を、オフセット比の設定に対して流路中心線形状を設計することが重要である。性能の良い亜音速ディフューザの設計指針は、断面積分布をディフューザの上流側ではく離が生じない程度に急拡大することである。また、流路中心線形状については、流速が大きい上流部において緩やかな形状とし、流速が小さくなる下流部で形状を曲げる方が良い⁽³⁾。本研究ではその設計指針に基づき、ベジエ関数を用いて面積分布と中心線形状を設定した⁽¹⁾。

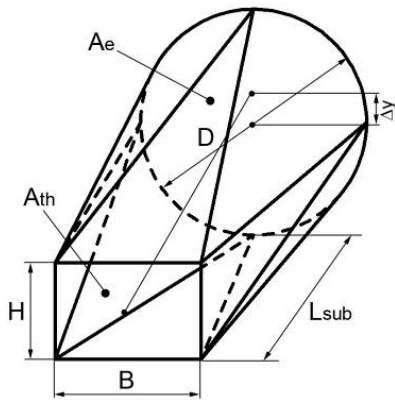


図 2.8 亜音速ディフューザの形状パラメタ定義

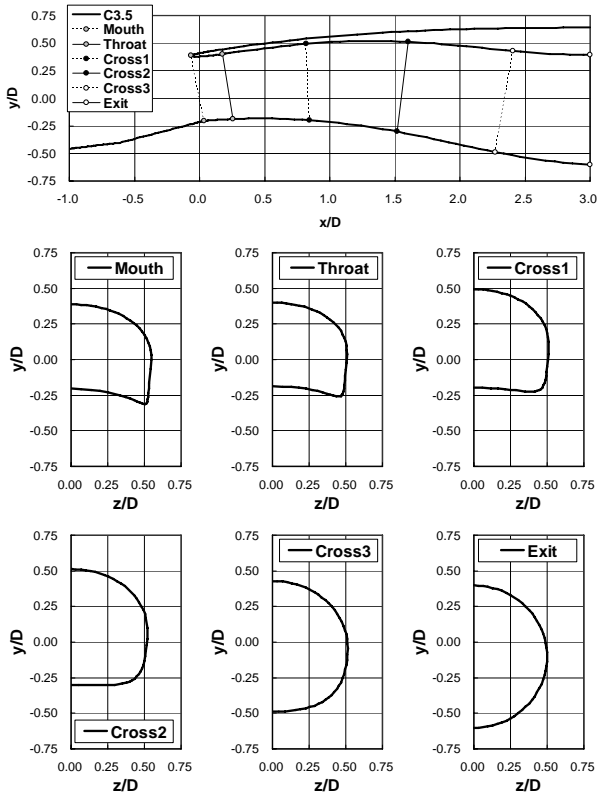


図 2.9 亜音速ディフューザ形状

図 2.9 は亜音速ディフューザの側面図および流路断面形状を示している。断面形状は断面を上下に分け、それぞれに対して 3 次のベジエ曲線を用いて作成した。入口断面形状は機体胴体上方にインテークを配置するために機体胴体断面に適合した形状となっている。出口の断面形状も同様で、上下に分割したそれぞれに対して 3 次のベジエ曲線により形状がほぼ円形となるよう制御点を設定した。入口と出口の間はそれぞれのベジエ曲線の制御点を線形補間し、その制御点を用いて断面形状を定めた⁽¹⁾。

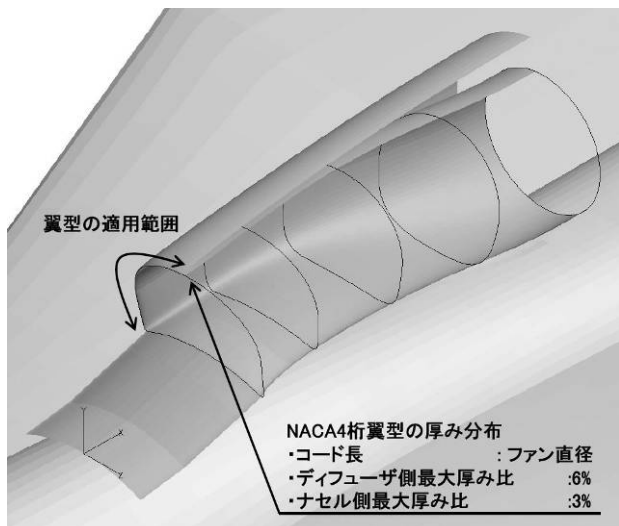
2.2.4 カウル先端形状

カウル先端形状は、低速域のリップはく離による性能低下を抑制し、高速域での抵抗を小さくするように設計することが重要である。リップはく離を抑制するにはカウル先端断面の曲率半径を大きくすれば良いが、高速域での抵抗が大きくなるため、トレードオフの関係にある。

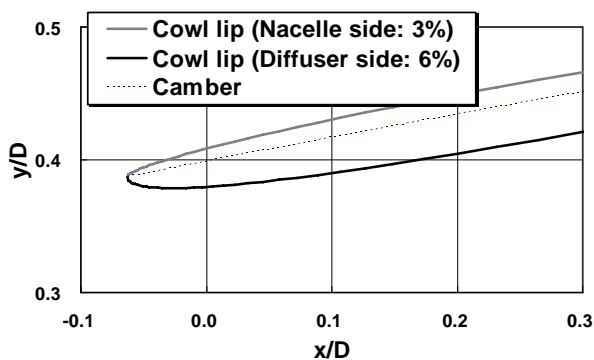
図 2.10 に上述の関係を考慮して設定したカウル先端形状の周方向の適用範囲と断面形状を示す。カウル先端形状は亜音速ディフューザの面積分布で定まるキャンパーに対して、NACA4 桁シリーズの厚み分布を加えることで設定した。厚みの基準となるコード長はエンジン直径に等しく、カウル先端から最大厚みまでの位置までをカウル先端形状として亜音速ディフューザ形状に反映した。厚み比はハイライト位置を境にナセル側とディフューザ側で別々に設定し、ナセル側を 3%、ディフューザ側を 6% とした。

2.2.5 抽気システム

抽気システムには多孔壁による抽気を採用した。抽気設計では、抽気の適用範囲、孔の総面積および抽気出口面積の設定が重要である。図 2.11 は多孔抽気システムの概要図を示す。超音速ディフューザ部では亜音速ディフューザ入口から $0.35D$ 上流までの第 2 ランプ上に、亜音速ディフューザ部では入口から $0.60D$ 下流までのランプ面上に多孔壁による抽気領域を設定した。抽気面積 A_{bl} と最大捕獲面積 A_c との比である抽気面積比 A_{bl}/A_c は第 2 ランプ上の抽気領域で約 7.2%、亜音速ディフューザの抽気領域で約 14.3% であり、合計で 21.5% である。また、抽気領域の壁面面積に対する孔面積の比率（空隙率）は約 20.2% とした。抽気システムは、多孔壁で抽気された空気は抽気プレナムとダクトを介して外部に放出されるシステムであり（図 2.12）、総抽気流量は抽気ダクトの出口面積 A_{bex} で定まる。第 3.5 次形状イン

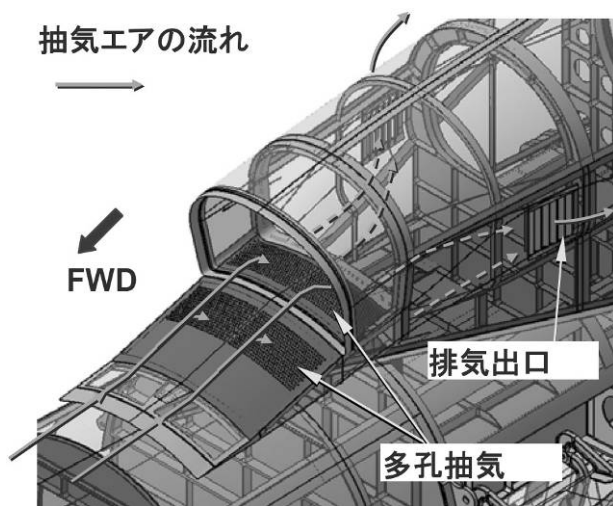


(a) カウル先端厚み分布の設定と適用範囲

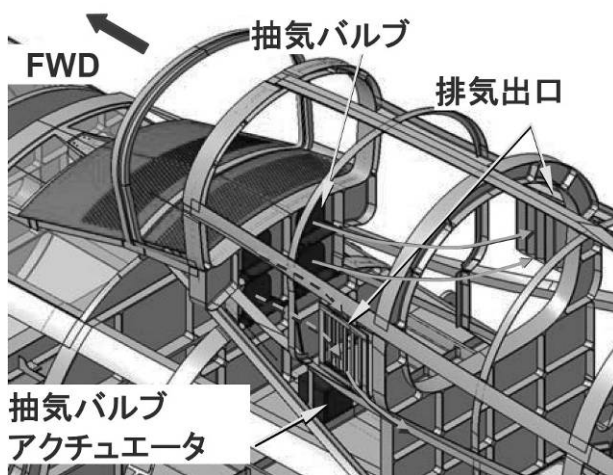


(b) カウル先端断面形状

図 2.10 カウル先端形状



(a) 多孔抽気部と抽気の流れ



(b) 抽気バルブ

図 2.11 多孔抽気システムの概要

テークの抽気量のノミナル設定値は $A_{bex}/A_c=8.4\%$ である。

本システムは抽気出口部の静圧による自然抽気としているので、飛行状態およびエンジンの作動状態により抽気流量は変化する。従って低速時などの背圧 p_{bex} が壁面静圧 p_w よりも高くなる条件では抽気排気出口からの逆流が生じる。逆流が生じた場合、その影響でインテーク性能は極めて低下するため、逆流を防止する必要がある。第 3.5 次形状インテークシステムでは抽気プレナムと抽気の排気出口との間に設けた抽気バルブ (図 2.11(b)) により逆流を防止する。抽気バルブは 4 台設置され、1 台の抽気バルブアクチュエータにより駆動される。また、多孔抽気を模擬する境界条件モデル⁽⁴⁾を適用した CFD 解析の結果に基づき、飛行マッハ数 0.8 において抽気バルブを作動させ、飛行マッハ数 0.8 以下では全閉、それ以上では全開となるような運用方式とした。

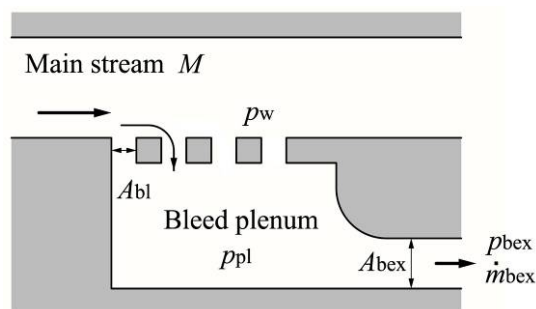


図 2.12 抽気システムの概要

2.2.6 第3.5次形状インテークの諸元

静粛超音速研究機第3.5次形状インテークの空力形状諸元を表2.1に示す。

表2.1 第3.5次形状インテーク空力形状の諸元

インテーク形式	外部圧縮型固定形状インテーク
配置	機体胴上
捕獲面積	0.2541m ²
全長	2.355m
超音速デューザ*	
ランプ数	2
第1ランプ角	8 [deg]
第2ランプ角	9 [deg]
側壁	なし
カウル形状	
コード長	エンジン直径
厚み分布	NACA4桁シリーズ
厚さ(内側)	6%
厚さ(外側)	3%
亜音速デューザ*	
長さ比	3.0D
オフセット比	0.103D
開口面積比	1.413
スロート面積	0.1938m ²
抽気システム	
方式	多孔壁による
抽気排出方式	自然抽気
抽気面積	Abl/Ac=0.215
抽気出口面積	Abex/Ac=0.08(ノミナル値)

3. 風洞試験

3.1 風洞

宇宙航空研究開発機構の 1m×1m 超音速風洞において風洞試験を実施した。マッハ数は 1.4~1.7 の範囲である。使用した条件における風洞の主要諸元を表 3.1 に示す。

表 3.1 風洞の主要諸元

形式	吹出式
測定部	1m×1m
マッハ数	1.4~1.7
貯気槽圧	150~180kPa
レイノルズ数	2.2~2.5×10 ⁷ (1/m)
通風時間	約 40 秒

3.2 インテーク模型および模型支持装置

インテーク模型の超音速風洞試験形態を図 3.1 に、風洞への搭載状態を図 3.2 に示す。模型は静粛超音速研究機第 3.5 次形状の 11.86%縮尺模型である。この模型サイズの場合、機首部が測定部内に収まらないため、機首の一部を切り落とした形状とした。模型はインテーク性能に影響する部分であるインテークよりも上流の機体胴体、内翼の一部、ダイバータ、インテーク内部流路およびナセル外形の一部の形状を模擬している。ランプ先端およびカウル先端のディフューザ流路側にはアルミテープを厚さ 0.2mm、直径 1.5mm に加工したラフネスが取り付けられている(図 3.3)。インテーク上流の機体胴体上面には取り外しが可能なレークが設けられており、機体表面に発達する境界層厚さを計測することができる。インテーク模型本体と機体胴体は分離することができ、接続部にシムを介すことにより、ダイバータ高さを 2 段階に変更することができる。スロート部のランプ壁面には多孔抽気壁が設けられており、抽気された空気は抽気プレナム、抽気ダクトを介して外部に放出される。抽気出口ノズルは交換式であり、抽気出口面積を変更することができる(図 3.4)。インテーク出口にはバイパス流路が接続されており、バイパスされた空気はバイパスダクトを介して外部に放出される。バイパス出口ノズルは交換式であり、出口面積を変更することができる(図 3.5)。バイパス流路の下流には総圧計測装置および流量調整装置が接続されている。計測装置、流量調整装置の詳細については 3.3 節で説明する。模型はアダプタを介して模型支持装置に接続され、これにより姿勢角が制御される。圧力計測センサは流量調整装置とアダプタの間の隙間に設置された箱内に納められる。模型内部の圧力計測用ケーブルやモータの電源ケーブルは全て模型支持装置内を通過して風洞外部に導かれる。

3.3 計測・制御システム

3.3.1 システム全体の概要

図 3.6 に風洞試験で用いた計測・制御システムの概要を示す。計測・制御システムは圧力計測システム、非定常圧力計測システムおよびモータ制御システム、流量調整システムにより構成される。計測は A 接点信号をモータドライバに入力することで開始され、それぞれの計測システムにより得られたデータに対して、モータドライバからの同期信号により計測時間の同定を行う。

3.3.2 圧力計測システム

圧力計測システムには Pressure Systems 社製 SP-8400 を用いた。圧力計測は計測レンジが差圧 15psi の温度補償付き電子式多点圧力走査モジュール (Pressure Systems 社製 ESP-64 HD-DTC) を 2 台使用した。本計測システムの計測サンプリング速度は 20kHz/ch である。圧力走査モジュールに基準参照圧を供給する基準圧力制御装置として RUSKA 社製 7215i を用いた。これらは GPIB ケーブルを介して圧力計測用 PC により制御される。圧力走査モジュールにより計測された電気信号は SP-8400 により物理量に変換され、基準圧力制御装置で供給されている参照圧力とともに GPIB を介して圧力計測用 PC に取り込まれる。また、SP-8400 で物理量変換されたデータ 64 点の平均値を 1 点の計測値として PC に取り込まれる。データ計測のタイミングは同期信号による。

3.3.3 総圧計測・流量調整システム

図 3.7 に総圧計測・流量調整装置の概要図を示す。断面 A-A の位置には十字型の総圧レークが設置されている。レークは回転式で内蔵されたステッピングモータ 2 により駆動される。回転は 1 度刻みで最大 90 度回転することができる。位置決め精度は 0.1 度である。レークには合計 37 点のピトープローブがあり、ビニルチューブで圧力走査モジュールに接続され、圧力を計測することができる。壁面および中心部にはそれぞれ 4 点の静圧孔および静圧プローブが設けられている。断面 B-B には 4 点の総圧プローブが設置されている。ここで計測された総圧値を用い、調整装置の出口で流れがチョークするとして空気流量が算出される。

出口には半頂角 30 度の円錐型のフロープラグが設置されており、ステッピングモータ 1 により前後方向に駆動される。出口面積はインテーク出口面積を基準にした面積比 $A_{plg}/A_e = 0\sim 140\%$ の範囲で設定することができる。

2 つのステッピングモータは何れもモータドライバ (NI MID7604/7602) により駆動され、モータドライバはモータ制御用 PC により制御される。

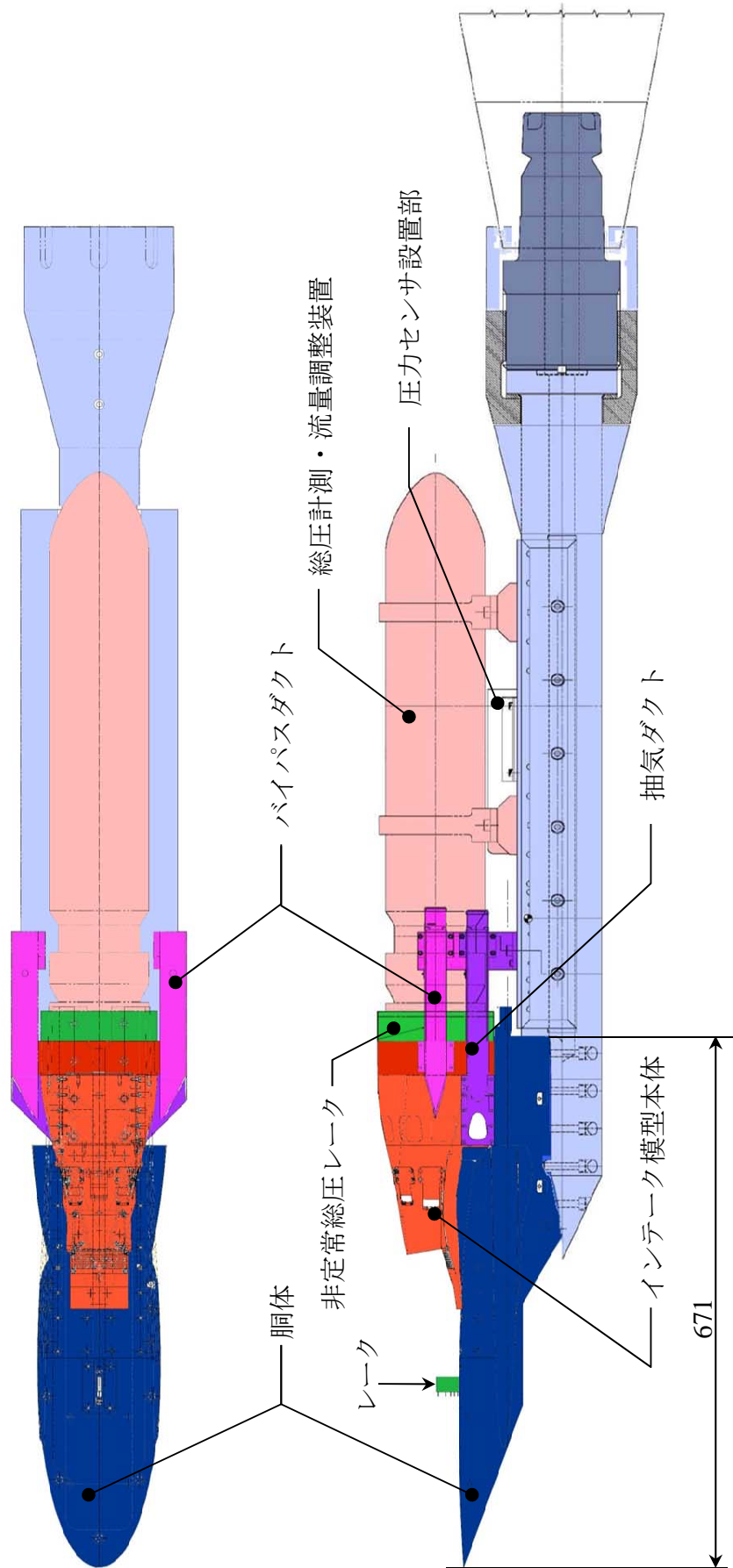


図 3.1 インテーク模型の超音速風洞試験形態概要

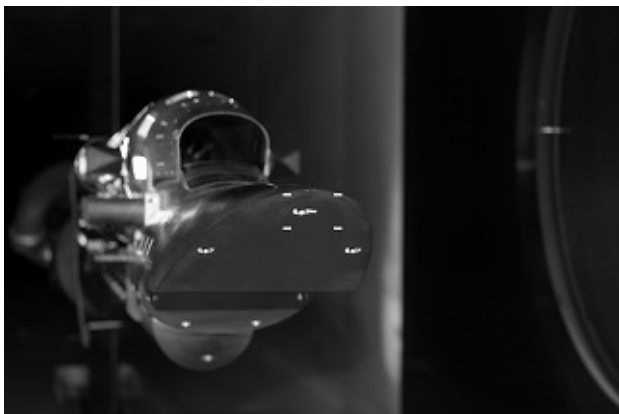


図 3.2 超音速風洞搭載状態

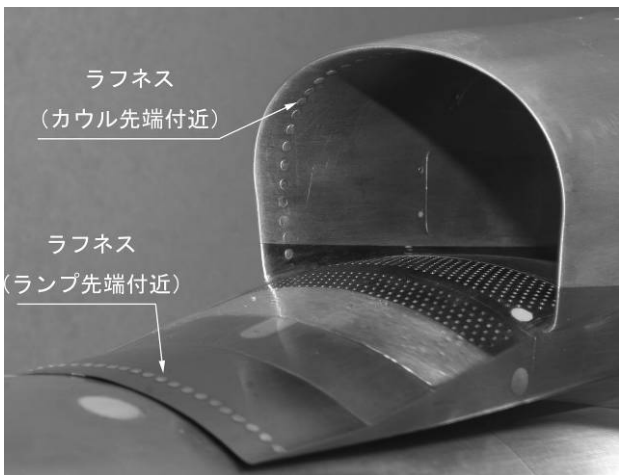
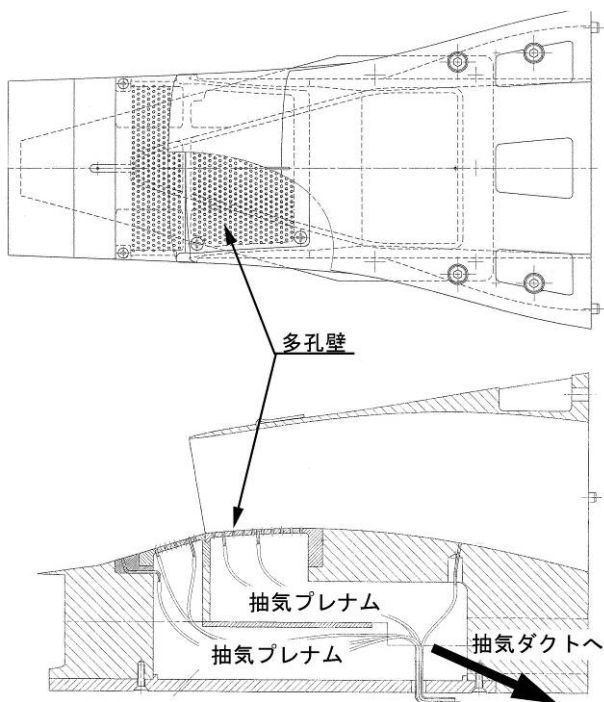


図 3.3 ラフネスの設定

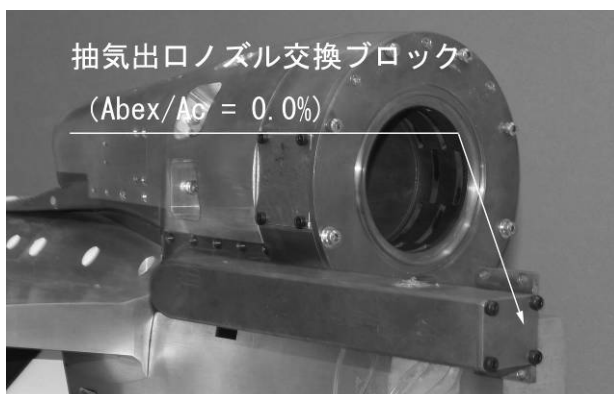


(a) 多孔抽気システム概要

図 3.4 抽気システム概要

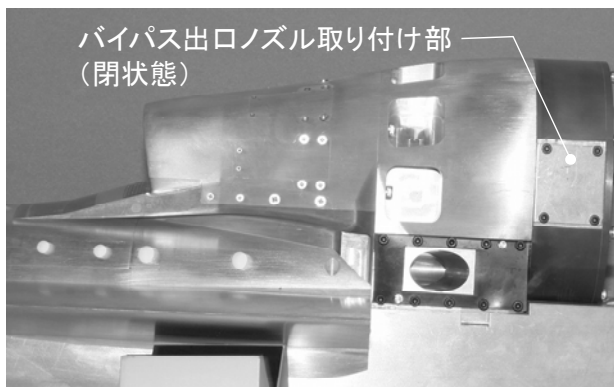


(b) 交換式抽気出口ノズル ($A_{bex}/A_c = 8.4\%$)

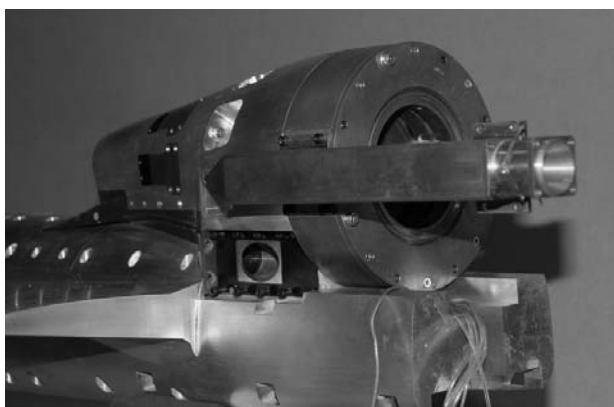


(c) 交換式抽気出口ノズル ($A_{bex}/A_c = 0.0\%$)

図 3.4 抽気システム概要 (続き)



(a) バイパスタア閉



(b) バイパスタア開 (バイパス出口面積比 8.4%)

図 3.5 バイパスタア

3.3.4 非定常圧力計測システム

総圧計測・流量調整システムではインテーク出口の平均圧力分布を計測することができるが、静粛超音速研究機に搭載するエンジンの運用においてはインテーク出口総圧の非定常計測によりインテーク性能を評価することが求められている。本研究で用いた非定常総圧レークを図 3.8 に示す。この装置は総圧計測・流量調整装置とインテーク模型本体出口との間に設置することができる。非定常レークは半径方向に 5 点、周方向に 10 点、総計 50 点の非定常圧力変換器 (Kulite XCL-072-50A) が、受圧面を直接流れに晒すように設置されている。設置位置はエンジン運用のための性能評価法の要求に従っている。圧力変換器はアンプを介して 64ch 計測可能なデータ収録装置 (Sony SIR-3400H) に接続され、データを取得することができる。サンプリングレートは 12kHz である。他のシステムと時間的な同期を取るために、同期信号を同時に計測している。

3.4 風洞試験方法

3.4.1 試験パラメータ

インテーク模型の形態に関する試験パラメータとして、ダイバータ高さ、補助ドアの設定、抽気領域、抽気流量、バイパス流量を変更した。ダイバータ高さは 2 通りであり、静粛超音速研究機第 3.5 次形状の設定に相当する高さの場合 (これをノミナルとする) と、ダイバータ高さをゼロ (ダイバータレス) とした場合である (図 3.9)。補助ドアは周方向に 5 つ設定されており、全閉状態をノミナルとし (図 3.10(a))、3 つの補助ドアを開けた状態 (図 3.10(b))、全ての補助ドアを開けた状態 (図 3.10(c)) の 3 通りで試験を実施した。また、抽気について多孔抽気部の領域は研究機の設定に対応するよう、多孔壁の上流側と下流側の一部をアルミテープで覆った (図 3.11)。これをノミナル ($U_h D_h$ と表記する) とするが、アルミテープを外した状態 ($U_o D_o$ と表記する) での試験も実施し、抽気領域の影響を検討した。抽気出口にはノズルが設けられ、出口面積が最大捕獲面積の 8.4% となるノズルをノミナルとし (図 3.4(b))、4.2% のノズルとした場合、また、抽気出口を全閉と

した場合 (図 3.4(c)) の試験を行った。バイパス出口は抽気出口と同様であるが、全閉の場合がノミナルである点が異なる。

流れの状態に関するパラメータとして、マッハ数、迎角、横滑り角およびインテーク流量を変化させた。マッハ数 M は 1.4, 1.5, 1.6, 1.7 の 4 通りとし、迎角 α と横滑り角 β は 0 度, 2 度, 5 度の 3 通りとした。インテーク流量は流量調整プラグの面積 (A_{plg}) (図 3.7) により調整できるが、流量は A_{plg} の設定値に加えてインテークの総圧回復率にもよるので、流量そのものを設定することは試験条件に応じた微調整を要する。従って試験時間を節約するために、流量の設定は A_{plg} の設定のみで行った。 A_{plg} はインテーク出口面積 (A_e) との比率で設定し、 A_{plg}/A_e を 21% から 100% の間で変化させた。これによりエンジン作動範囲を包含する流量調整が可能である。

3.4.2 圧力計測試験

圧力計測試験は所定の模型形態に対して、マッハ数、姿勢角およびインテーク流量を変化させ、それぞれの条件においてインテーク出口の総圧分布を計測する試験であり、総圧計測・流量調整システムを用いた圧力分布の定常計測試験と、非定常圧力計測システムを用いた圧力分布の非定常計測試験に分かれる。

試験手順としてまず、模型を所定の形態に設定し、風洞を起動する。このときの流量調整プラグ位置は $A_{plg}/A_e=100\%$ となる位置とする。風洞起動後、風洞側から風洞起動信号が送られる。これを受けて計測起動信号を発生し、計測を開始する。総圧計測・流量調整システムによる総圧計測を行う場合には、図 3.7 のレーク位置、また、これを 45 度回転させたレーク位置での合計 2 度総圧を計測する。非定常圧力計測システムによる計測の場合には約 2 秒間の計測を行う。総圧の計測が終了後、ステッピングモータ 1 によりプラグが閉じられ、流量 (ここでは A_{plg}/A_e の値) が変化する。この後再び総圧を計測する。このような圧力計測を A_{plg}/A_e の設定条件分繰り返す。

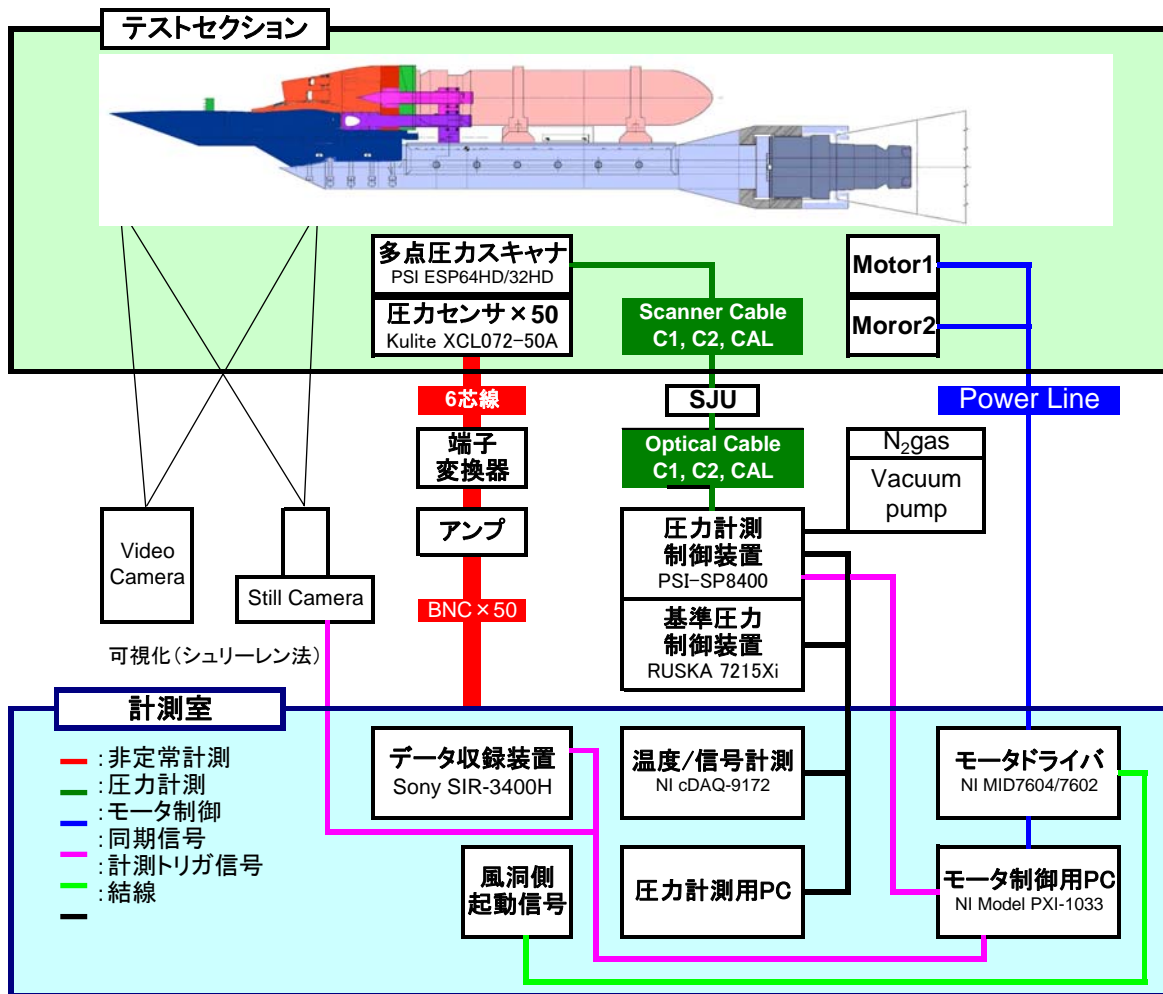


図 3.6 風洞試験における計測システム概要

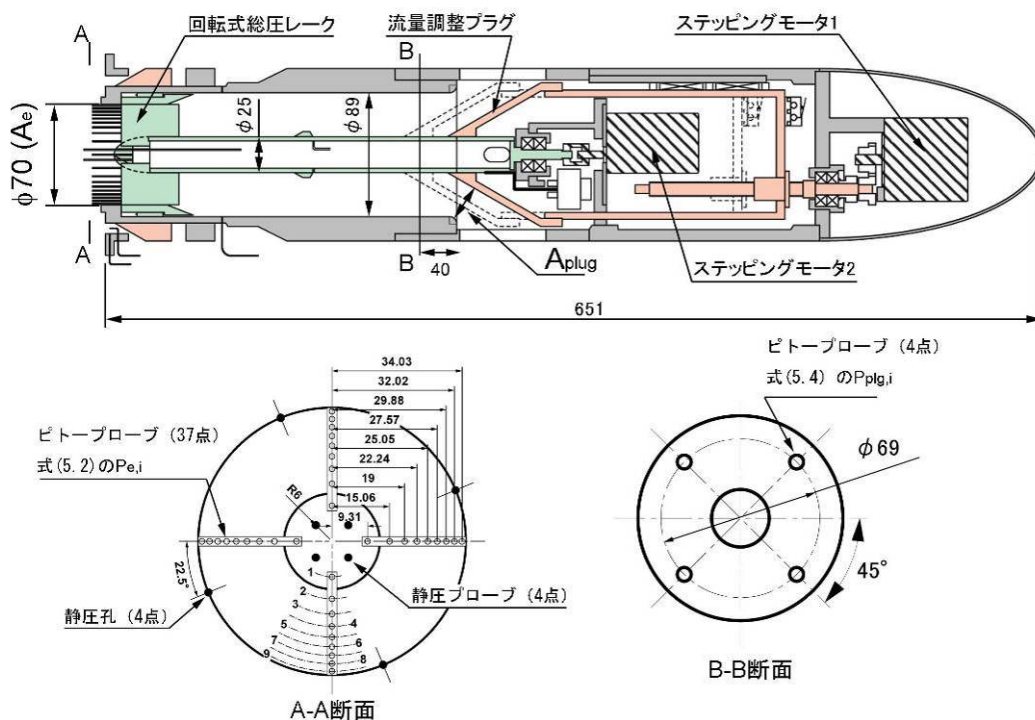
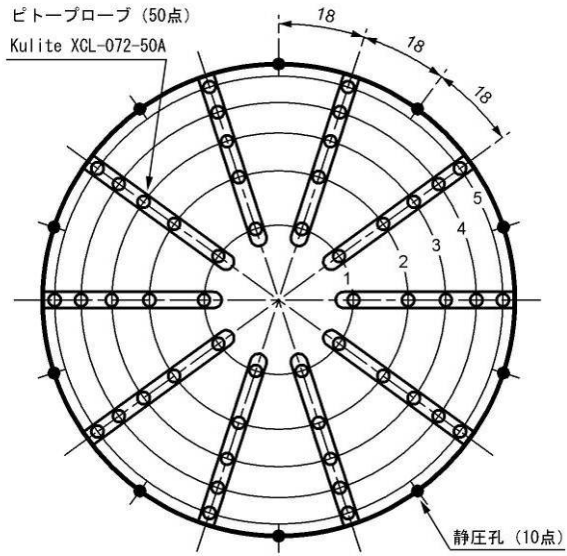


図 3.7 総圧計測・流量調整装置の概要

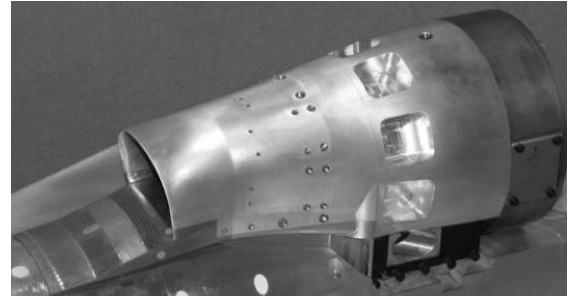


(a) 非定常ピトープローブと静圧孔の配置

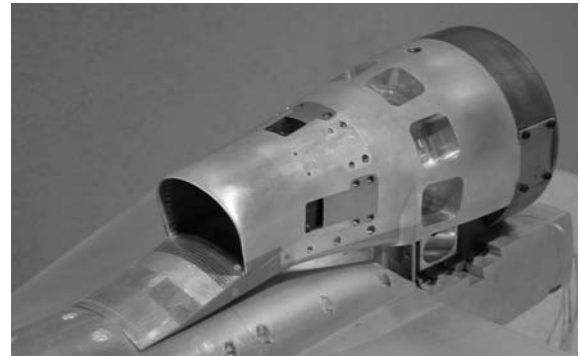


(b) 非定常総圧レークの概観

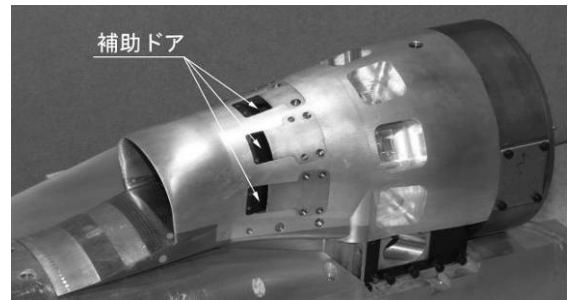
図 3.8 非定常総圧レークの概要



(a) 補助ドア閉



(b) 3つの補助ドア開放

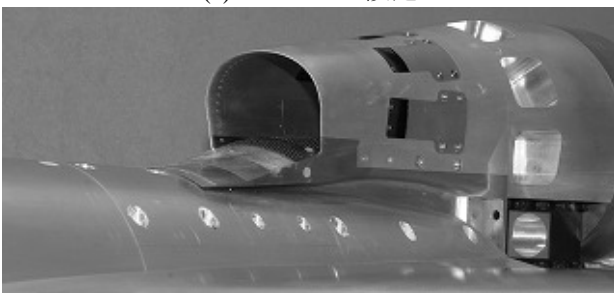


(c) 補助ドア全開

図 3.10 補助ドアの設定



(a) ノミナル設定



(b) ダイバータレス

図 3.9 ダイバータ高さ設定

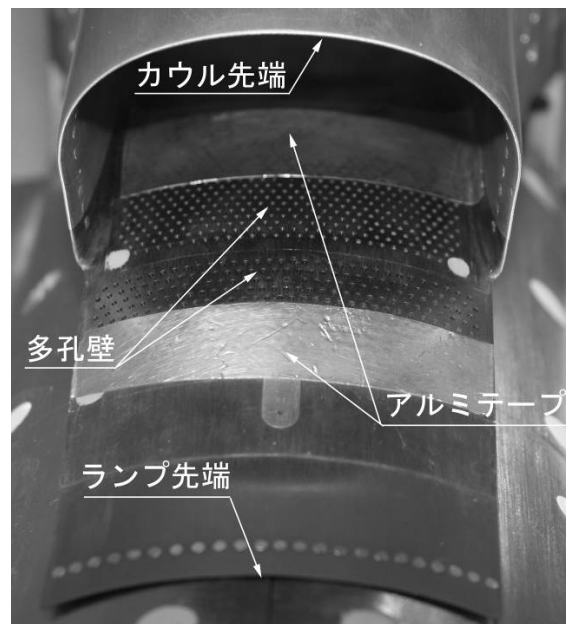


図 3.11 多孔抽気部の設定

4. 空力性能評価方法

4.1 捕獲流量

インテークの捕獲流量比は、インテークで捕獲される流量とインテーク最大捕獲流量（インテーク最大捕獲面積 A_c を通過する流量）との比 MFR_{eng} として定義される（式 4.1）。ここで、インテークで捕獲される流量は流量調整プラグの出口で評価される。プラグ出口では流れがチョークしているものとし、チョーク条件とプラグ出口での総圧より流量が計算される（式 4.2）。なお、ピトープローブは断面積を等分割するように配置されている（図 3.6, 図 3.7）ので、計測した圧力の算術平均を用いて流量を算出できる。

$$MFR_{eng} = \frac{\rho_c U_e A_c}{\rho_0 U_0 A_c} \quad (4.1)$$

$$= \frac{\bar{P}_c}{P_0} \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M_c A_c}{M_0 A_c}$$

$$MFR_{eng} = \frac{A_{plg}}{A_c} \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{plg,i}}{P_0} \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{\gamma + 1} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{1}{M_0} \quad (4.2)$$

4.2 総圧回復率

総圧回復率 PR は主流とインテーク出口との総圧比で定義される。インテーク出口の総圧の平均値は、総圧計測・流量調整装置を用いた計測では、ピトープローブがインテーク出口断面面積を等分割するように配置されているため、式(4.3)で示すように計測値の算術平均を用いた。非定常圧力計測システムを用いた計測では、12kHz のサンプリングレートで計測された結果から、4096 点のデータを用いて、各瞬間の総圧回復率を計算し、その平均値 PR_{av} (式 4.4) と RMS 値 PR_{rms} (式 4.5) により総圧回復率性能を評価した。

$$PR = \frac{\bar{P}_c}{P_0} = \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{c,i}}{P_0} \quad (4.3)$$

$$PR_{av} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n PR_i \quad (4.4)$$

$$PR_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (PR_i - PR_{av})^2} \quad (4.5)$$

4.3 ディストーション性能

ディストーションを評価する指標として、本研究では周方向と半径方向の総圧分布を別々に評価する方法^{(5),(6)}を用いた。

周方向ディストーションインデックス CD_i は断面中心からの距離を一定に、周方向に配置されたピトープローブ（定常総圧レークの場合には $i=1\sim 9$ のリ

ング上（図 4.1）、非定常総圧レークの場合は $i=1\sim 5$ のリング上（図 4.2）で計測された総圧分布のデータを用いて次式により算出した。

$$CD_i = \frac{P_{av,i} - P_{avLow,i}}{P_{av,i}} \quad (4.6)$$

ここで、 $P_{av,i}$ は各リング上の総圧分布（図 4.3）の面積平均である（式 4.7）。本研究ではピトープローブは等間隔に配置されているので、算術平均でよい。 $P_{avLow,i}$ はリング上の総圧分布で $P_{av,i}$ よりも低い部分のみの総圧の面積平均値である（式 4.8）

$$P_{av,i} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} P(\theta)_i d\theta \quad (4.7)$$

$$P_{avLow,i} = \frac{1}{\theta_i^2} \int_{\theta_i}^{\theta_2} P(\theta)_i d\theta \quad (4.8)$$

このようにして算出した各リングに対するインデックスの最大値 CD_{imax} を周方向ディストーションの評価インデックスとした。

半径方向ディストーションインデックス RDi は式 (4.9) で定義される各リング上の総圧の平均値を用いて次式により表される。

$$RDi = \frac{P_{fav} - P_{av,i}}{P_{fav}} \quad (4.9)$$

ここで、 P_{fav} は出口断面上の総圧の面積平均値であり、 $PR \times P_0$ に等しい。このようにして算出した各リングに対するインデックスに対して、最も内側の 3 つのリングに対するインデックスの内、絶対値が最大となるインデックスをハブ側の半径方向ディストーションの評価インデックス $RDiH$ に、最も外側 3 つのリングに対するインデックスの内、絶対値が最大となるインデックスをチップ側の半径方向ディストーションの評価インデックス $RDiT$ とした。

非定常総圧レークを用いた計測では、12kHz のサンプリングレートで計測された 4096 点のデータを用いて、各瞬間のディストーション評価インデックスを計算し、インデックスの時間変化の幅により非定常ディストーション性能を評価した。

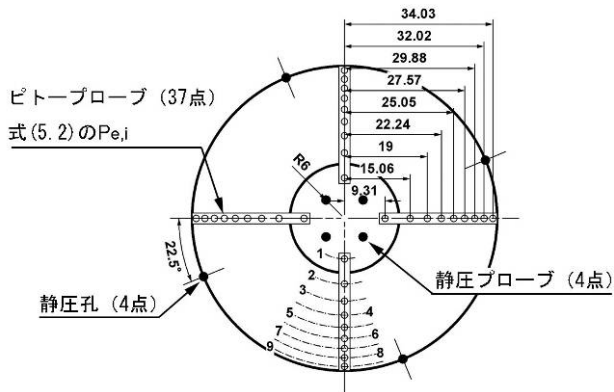


図 4.1 定常総圧レークの配置

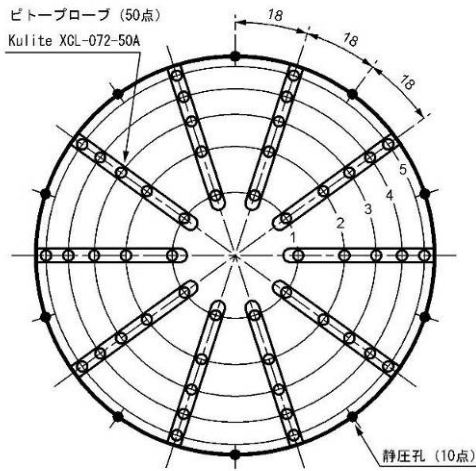


図 4.2 非定常総圧レークの配置

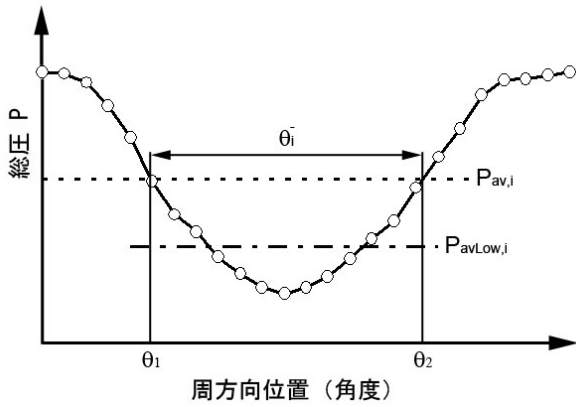


図 4.3 周方向総圧分布の平均値の定義

5. 風洞試験結果

5.1 試験条件

超音速風洞試験は平成 21 年 9 月 7 日から 9 月 18 日にかけて、宇宙航空研究開発機構の 1m×1m 超音速風洞において実施した。試験パラメータは推進系と機体胴体との隙間であるダイバータ高さ（ノミナル設定とダイバータレスの 2 通り）、補助ドアの設定（全閉（ノミナル）、3 つの補助ドア開放、5 つ全ての補助ドア開放の 3 通り）、抽気出口面積比（8.4%（ノミナル）、4.2%、0% の 3 通り）、バイパス出口面積比（8.4%、4.2%、0%（ノミナル）の 3 通り）、マッハ数（1.4、1.5、1.6、1.7 の 4 通り）、および、機体の姿勢角（ $\alpha=0, 2, 5\text{deg}$ 、 $\beta=0, 2, 5\text{deg}$ ）である。また、計測として総圧計測・流量調整システム（図 3.6）による定常圧力計測、非定常圧力計測システム（図 3.7）による非定常圧力計測、および、シュリーレン法による可視化を行った。試験ケースと各試験条件に対して実施した計測の一覧を表 5.1 に示す。

5.2 ノミナル形態における性能データ

ノミナル形態はダイバータ高さが静粛超音速研究機の設定に相当する高さ、補助ドアが全閉、抽気領域が U_{hDh} 、抽気出口面積比が 8.4%、バイパス出口面積比が 0% の条件を指す。静粛超音速研究機の基本設計において機体性能の成立性を検討するためには、ノミナル形態におけるインテークの性能データマップが必要とされるため、そのデータ取得が本風洞試験の主要目的となる。マッハ数は 1.4、1.5、1.6、1.7 の 4 通りとし、姿勢角（迎角と横滑り角）は想定される条件を包含するよう、0、2、5 度の 3 通りとした。これら全ての条件の組み合わせに対して、エンジンのスロットリングに対応するインテークの空力性能マップを作成し、さらにエンジンのスロットリングに対する運用制限を明確にするため、想定される PLA を包含するよう、流量調整プラグ面積比（ A_{plg}/A_e ）を 21% から 100% の間で変化させた。

定常圧力計測：

図 5.1(a) は定常圧力計測結果の一例として迎角 0 度、横滑り角 0 度、マッハ 1.6 の場合における流量に対するインテークの総圧回復率の変化を示す。定常圧力計測では非定常計測の場合に比べて計測精度が良いので、インテークの性能指標である総圧回復率の定量的な評価に向いている。図中の①で示す結果は $A_{plg}/A_e=100\%$ の場合、②は $A_{plg}/A_e=87\%$ の場合にそれぞれ対応し、以下順に 6% ずつ減少し、⑩が $A_{plg}/A_e=33\%$ の場合に対応する。また、図中にはエンジンの作動線を併せて示している（マッハ 1.7 でのエンジン作動線は TBD であるため示していない）。エンジン性能はエンジンメーカーから提供されたエンジンの最低性能データ算出プログラムにより計算されたものであり、Min. は ISA、高度 15.1km の場合において PLA が 35 度、Max. は ISA、高度 11.3km の場

合において PLA が 135 度に対応する結果である。図 5.1(b), (c) は図 5.1(a) 中の①から⑩に対応するインテーク出口における総圧分布、および、シュリーレン写真を示す。①～③の条件で超臨界、④の条件で臨界、⑤～⑩の条件で亜臨界となる。超臨界域ではランプ側の流れが剥離し、大きな圧力損失が発生するために総圧回復率が小さくなる。一方、亜臨界域では総圧回復率が大きい。しかし、⑦の条件よりインテーク出口流量を小さくすると総圧回復率が低下する。これはせん断層がインテーク内に流入し、カウル側の総圧損失が大きくなるためである。エンジン作動範囲内での総圧回復率は約 97.3% であり、図 2.4 で示した MIL-E-5008B の性能を上回っている。また、シュリーレン写真からわかるように胴体上面に沿って発達する境界層はダイバータにより適切に排除されており、本条件下ではバズは発生しなかった（バズについては後述の非定常計測結果においてその詳細を示す）。図 5.1(d) は空間ディストーションを評価するための線図で、ハブ側の半径方向ディストーション指標 RD_{i-H} と周方向ディストーション指標 CD_i との関係およびチップ側の半径方向ディストーション指標 RD_{i-T} と CD_i との関係を示す。図中の Limit と表記された実線はエンジン運用制限を示している。この図に示す結果では、超臨界域ではランプ側の流れの剥離のために制限範囲を逸脱している（チップ側では①～④、ハブ側では①～②）。しかし、エンジン運用範囲を包含する⑤～⑩の条件においてエンジンの運用制限内であり、エンジンの運転が保証される。

図 5.2～5.6 にマッハ 1.4～1.7 の定常圧力計測結果を示す。ここで、インテーク出口総圧分布とシュリーレン写真はエンジン運用範囲内の代表例として 1 点での結果を示している。具体的には、マッハ 1.4、1.5 では⑥の条件（ $A_{plg}/A_e=63\%$ ）、マッハ 1.6、1.7 では⑦の条件（ $A_{plg}/A_e=57\%$ ）での結果に相当する。

総圧回復率について姿勢角の影響を図 5.7～5.9 に示す。ここで、総圧回復率はマッハ 1.4、1.5 では⑥の条件、マッハ 1.6、1.7 では⑦の条件での結果を示している。総圧回復率は同じマッハ数で比較した場合、マッハ 1.7 を除きエンジン運用範囲内では迎角が大きいほど小さくなる（図 5.7）。これはインテーク出口総圧分布が示すように迎角が大きいほどランプ側の総圧が低下するためであり、この原因は亜音速ディフューザのランプ側（下面側）では一様流からの流れの偏向角が大きくなり、境界層が発達するためと考えられる。一方、横滑り角の総圧回復率への影響は、エンジン運用範囲内においては小さいといえる（図 5.8）。このように総圧回復率は迎角の影響を受けるが、設計点マッハ数においては迎角に関わらず MIL-E-5008B の性能を上回る（図 5.9）。

空間ディストーションについて姿勢角の影響を図 5.10、図 5.11 に示す。総圧回復率の図（図 5.7～5.9）と同様に、マッハ 1.4、1.5 では⑥の条件、マッハ 1.6、1.7 では⑦の条件での結果を示している。空間ディス

トーションはエンジンの運用範囲内では姿勢角の影響は顕著ではない。空間ディストーションとインテーク出口流量の定性的な傾向として、周方向ディストーション指標は超臨界域ではランプ側の流れの剥離のために大きな値となるが、流量を小さくすることで剥離が緩和されてディストーション指標が小さくなる。この傾向は亜臨界域でも同様であるが、せん断層がインテーク内に流入する流量以下となった場合には、カウル側の総圧損失のためにディストーション指標が大きくなる。半径方向ディストーションは、チップ側では超臨界域から亜臨界域にかけて流量が小さくなるにつれてほぼ単調にディストーション指標が小さくなる。ハブ側でも流量が小さいほどディストーション指標が小さくなる傾向にあるが、せん断層が流入する流量では増加する。このように、超臨界域での剥離と低流量域でのせん断層の影響によりディストーション指標は大きくなるが、エンジン運用範囲内ではこれらの影響がなく、図 5.10, 5.11 に示すように制約が満足されている。ただし、エンジンメーカーからはディストーションの評価を非定常圧力計測により行うことが推奨されていることから、本研究では定常計測によるディストーション評価はあくまで目安とし、空間ディストーションによるエンジンの運用可否の判定は後述の非定常計測結果によるものとした。

非定常圧力計測：

図 5.12(a)は非定常圧力計測結果の一例として迎角 0 度、横滑り角 0 度、マッハ数 1.6 の場合におけるインテーク出口流量に対するインテークの総圧回復率の平均値の変化を示す。図中の①で示す結果は $A_{plg}/A_c=72\%$ の場合に対応し、②～⑤の結果は順に $A_{plg}/A_c=63\%$, 54% , 45% , 36% の場合に対応する。ここで、定常圧力計測結果(図 5.1)では超臨界域での総圧回復率低下が正しく計測されていたが、非定常圧力計測ではこれが計測されていない。これは、非定常総圧レークは定常総圧レークに比べて本数が多いために流路断面積が減少し、レーク位置で流れがチョークしたためである。しかし、定常圧力計測結果で示したように、超臨界域はエンジン運用範囲に含まれていないため、エンジン運用範囲内での空間ディストーションを評価する上で問題はない。図 5.12(b)は総圧回復率の変動レベルを示している。インテーク出口流量が最も小さくなる場合 ($A_{plg}/A_c=21\%$) で変動レベルが上昇し、バズが発生することがわかる。しかし、バズが発生する流量域はエンジン運用範囲の十分外であるため、運用上の問題は生じないといえる。図 5.12(c)は図 5.12(a)中に示す①から⑤に対応する非定常圧力計測結果を時間平均した総圧分布を示す。瞬間的な分布は図 5.12(d)に示すように時間的に大きく変化する。また、図 5.12(e)に示すように総圧回復率も時間的に変化する。この振幅はバズ発生時には一様流総圧の約 8%にもなるが、エンジン運用範囲内である③の条件では 0.5%程度

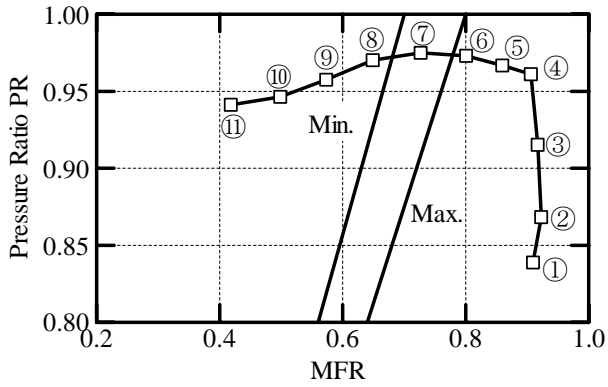
にとどまる。なお、バズの周波数は図 5.12(f)に示すように約 100Hz である。図 5.13 は空間ディストーションに関する非定常計測の結果例を示す。図 5.13(a)は非定常計測での各計測時において空間ディストーションを計算し、プロットしたものである。前述のように総圧分布は時間的に変化しており、その変化に応じてディストーション指標も時間的に変化する(図 5.13(b)～(d))。ただし、エンジン運用範囲内である③の条件ではディストーション指標の変化には周期性は見られず、 $RD_{i,H}$ の変化と CD_i の変化との関係および $RD_{i,T}$ の変化と CD_i の変化との関係に相関はないことがわかる。非定常計測に用いたプローブの個数、配置は静粛超音速研究機用エンジンとして想定されているエンジンのメーカーから提示された非定常計測によるディストーション指標評価法に従っており、この場合のエンジン運用制限は図 5.13(a)においてグラフの外枠がそれにあたる。これより、エンジン運用範囲を包含する①～⑤のいずれの条件でも空間ディストーション変動は運用制限を満足していることがわかる。

図 5.14～5.22 に各測定ケースに対する非定常計測結果を示す。総圧分布は前述の①～⑤の条件に対応する結果を示す。空間ディストーションは高マッハ数、高姿勢角、低流量となる条件 ($M_0=1.6$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, ⑤の条件) では一部で許容範囲を逸脱している。この条件ではバズが発生しており(後述)、このためにディストーションが大きくなっている。しかし、エンジン運用範囲よりは十分外の条件であり、エンジン運用範囲内では全てのケースで空間ディストーションは許容範囲内となっている。バズは、I) マッハ 1.5, 迎角 5 度, 横滑り角 5 度の低流量域, II) マッハ 1.6, 迎角 0～5 度, 横滑り角 0 度の低流量域, III) マッハ 1.6, 迎角 5 度, 横滑り角 5 度の中流量域、で発生している(マッハ 1.7 ではバズマージンが定義できないためここでは記述しない)。バズの周波数は図 5.12(f)と同様の約 100Hz であり、マッハ数や姿勢角の影響は見られない(図 5.23)。条件 I), II) でのバズ発生域はエンジン運用範囲より十分外にある。しかし、条件 III) ではバズ発生域がエンジン運用範囲の外ではあるものの、エンジン最小流量からのマージンが小さい。今後、高マッハ数、高姿勢角でのバズについて注視する必要があるといえる。

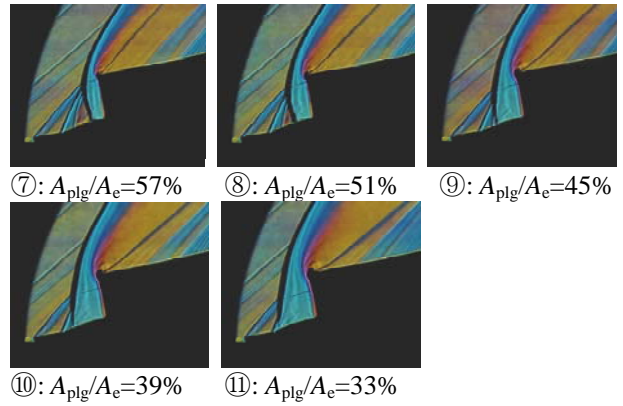
以上のように、シュリーレン写真よりダイバータ高さがノミナルの場合で適切に境界層が排除されていること、定常圧力計測結果より設計点マッハ数において総圧回復率は MIL-E-5008B 記載の性能を上回ることがわかった。また、非定常圧力計測結果より空間ディストーションの制約を逸脱する領域、バズが発生する領域はともにエンジン運用範囲よりも外であるが、バズ発生領域は特に高マッハ数、高姿勢角においてエンジン運用範囲からのマージンが小さく、今後注視する必要があることがわかった。

表 5.1 風洞試験条件

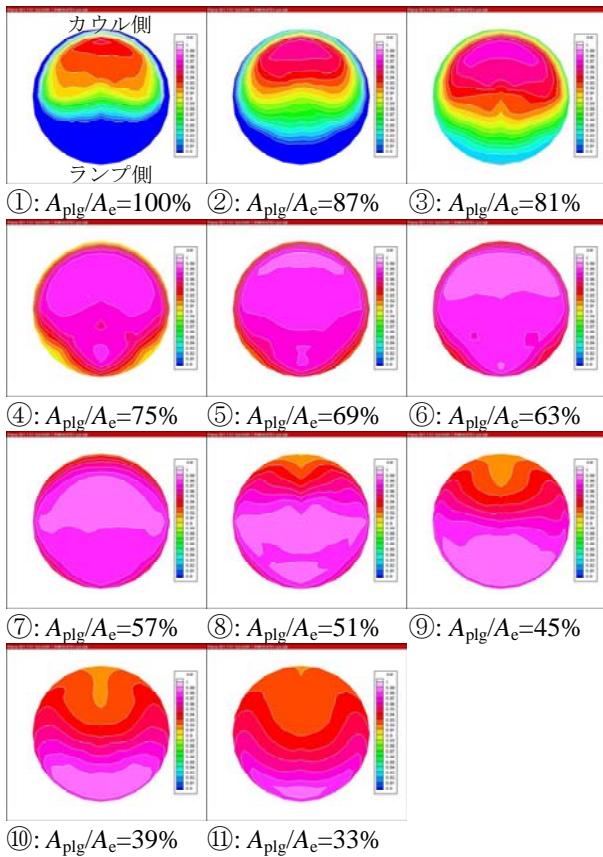
ダイバータ	補助ドア	抽気	抽気 出口面積比	バイパス 出口面積比	Mach	α [deg]	β [deg]	定常 計測	非定常 計測		
ノミナル	全閉	UhDh	8.4%	0%	1.40	0.00	0.00	○	○		
					1.40	5.00	0.00	○	○		
					1.50	0.00	0.00	○	○		
					1.50	5.00	0.00	○	○		
					1.50	0.00	5.00	×	○		
					1.50	5.00	5.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	○	○		
					1.60	2.00	0.00	○	○		
					1.60	5.00	0.00	○	○		
					1.60	0.00	2.00	○	○		
					1.60	2.00	2.00	×	○		
					1.60	0.00	5.00	○	○		
					1.60	5.00	5.00	×	○		
					1.70	0.00	0.00	○	○		
					1.70	2.00	0.00	○	○		
					1.70	5.00	0.00	○	○		
					1.70	0.00	2.00	×	○		
					1.70	2.00	2.00	×	○		
1.70	0.00	5.00	×	○							
1.70	5.00	5.00	×	○							
ダイバータ レス	全閉	UhDh	0%	0%	1.60	0.00	0.00	×	○		
				8.4%	1.60	0.00	0.00	○	×		
			2.1%	0%	1.60	0.00	0.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	×	○		
			4.2%	0%	1.60	0.00	0.00	×	○		
					1.60	5.00	0.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	×	○		
			8.4%	0%	1.60	0.00	0.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	×	○		
					1.60	5.00	0.00	×	○		
					1.60	0.00	0.00	○	×		
			16.8%	0%	1.60	0.00	0.00	○	×		
					1.60	0.00	0.00	○	×		
			UoDo	0%	8.4%	1.60	0.00	0.00	○	×	
					16.8%	1.60	0.00	0.00	○	×	
			3つ開放	UhDh	0%	4.2%	1.60	0.00	0.00	×	○
						8.4%	1.60	0.00	0.00	○	×
4.2%	1.60	0.00				0.00	×	○			
5つ開放	UhDh	0%	8.4%	1.60	0.00	0.00	○	×			
			4.2%	1.60	0.00	0.00	×	○			
			4.2%	1.60	0.00	0.00	×	○			



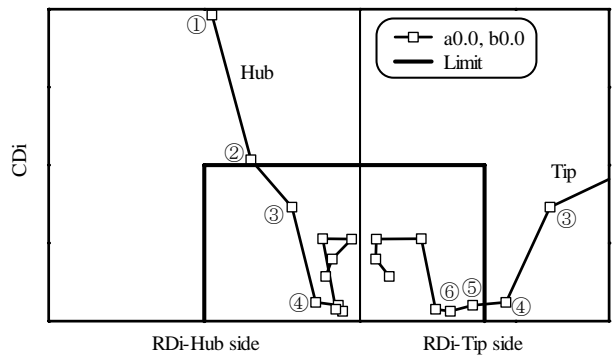
(a) 総圧回復率線図



(c) 図(a)の①～⑪の条件に対応するシュリーレン写真

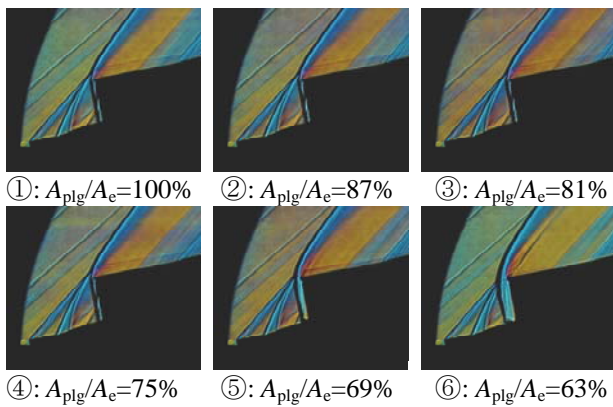


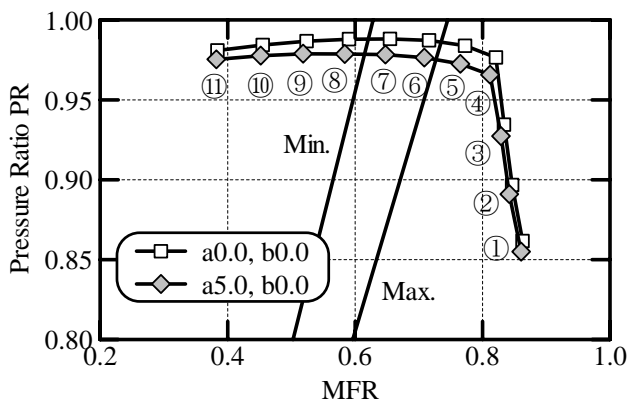
(b) 図(a)の①～⑪の条件に対応する総圧分布



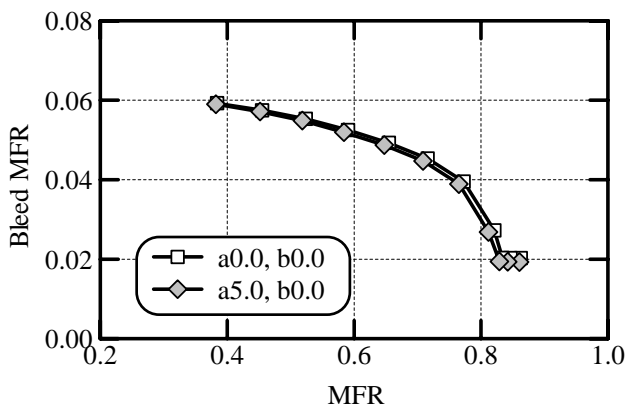
(d) 空間ディストーション線図

図 5.1 ノミナル形態 定常圧力計測 (結果の例) ($M_0=1.6, \alpha=0deg, \beta=0deg$)

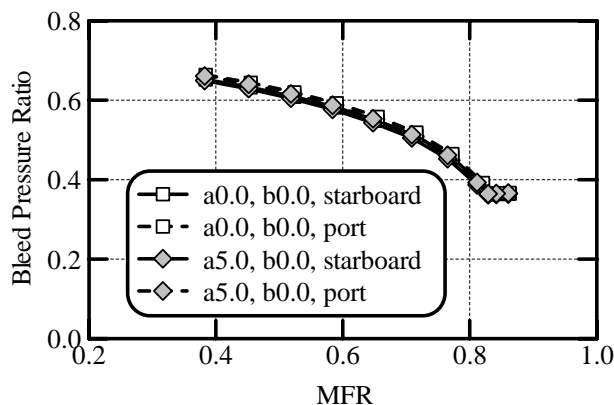




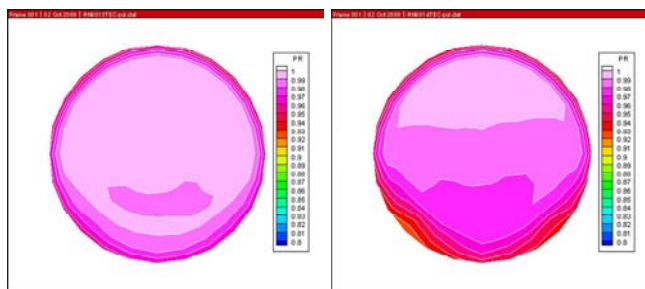
(a) 総圧回復率線図



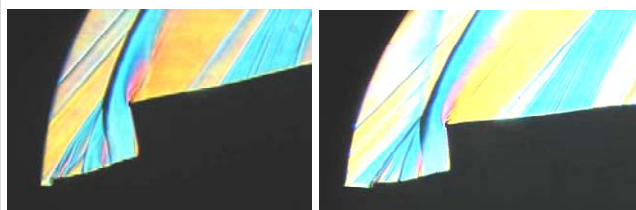
(b) 抽気流量比線図



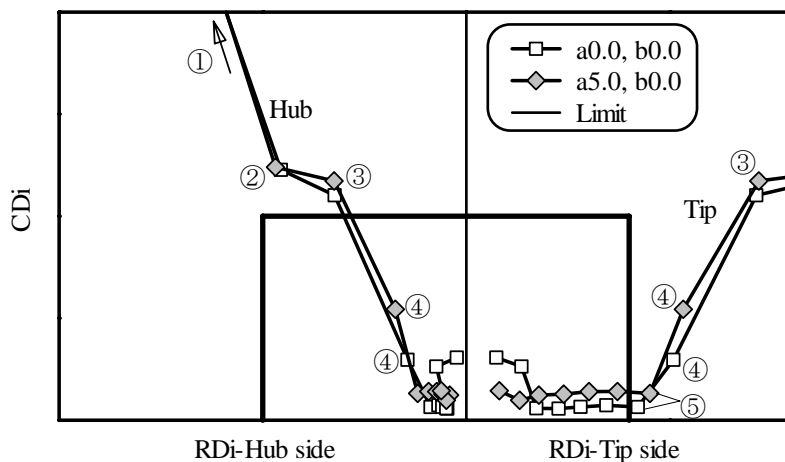
(c) 抽気圧力回復率線図



(d) インテーク出口総圧分布 (⑥の条件)

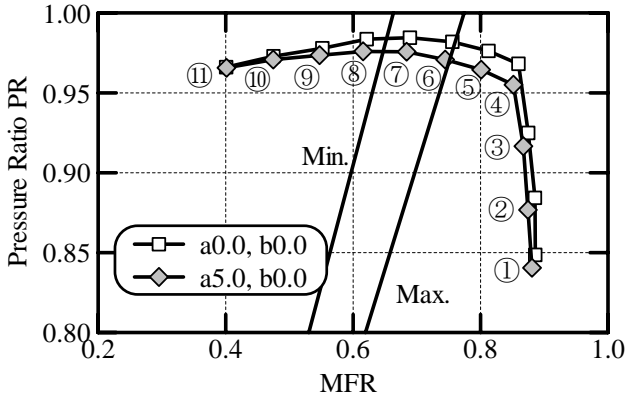


(e) シュリーレン写真 (⑥の条件)

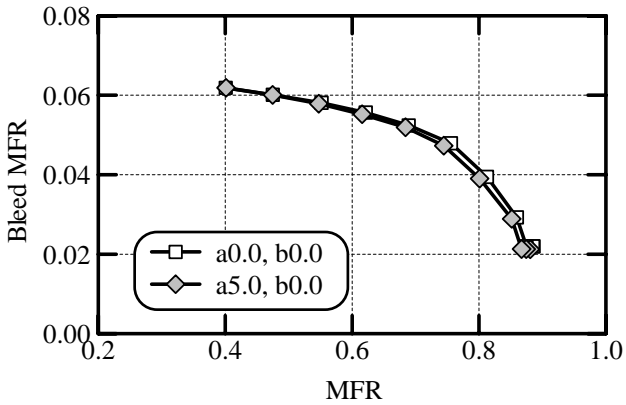


(f) ディストーション線図

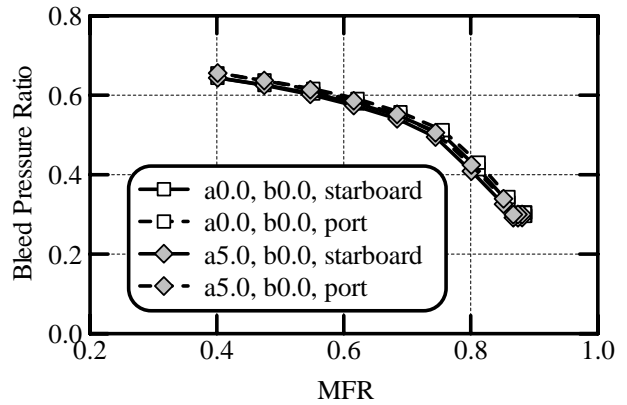
図 5.2 ノミナル形態 定常圧力計測 (迎角の影響, $M_0=1.4, \beta=0\text{deg}$)



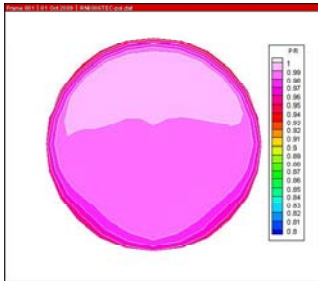
(a) 総圧回復率線図



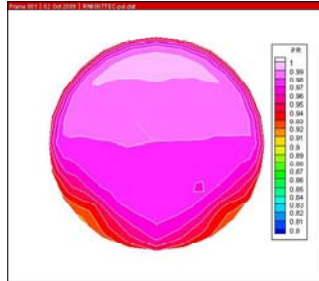
(b) 抽気流量比線図



(c) 抽気圧力回復率線図

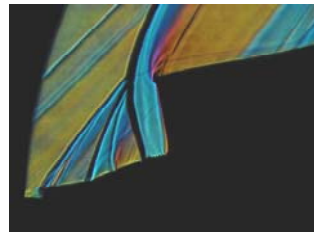


$\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$

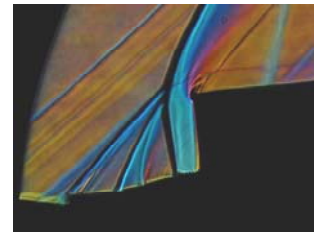


$\alpha=5\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$

(d) インテーク出口総圧分布 (⑥の条件)

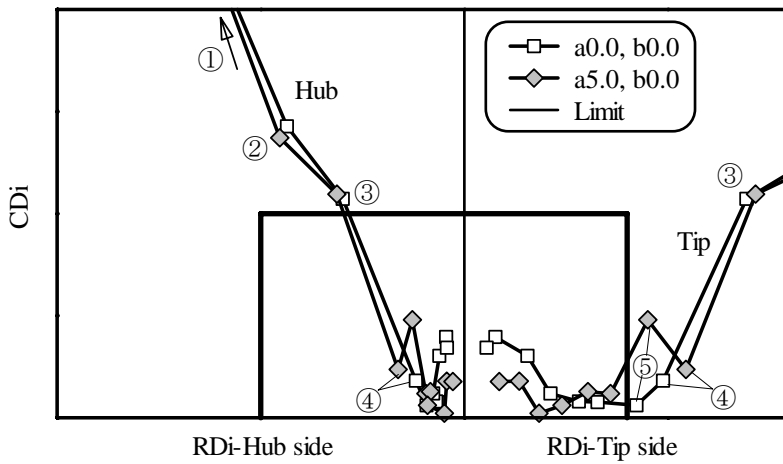


$\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$



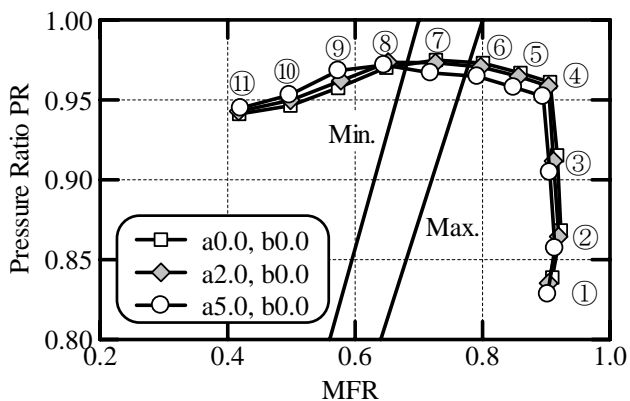
$\alpha=5\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$

(e) シュリーレン写真 (⑥の条件)

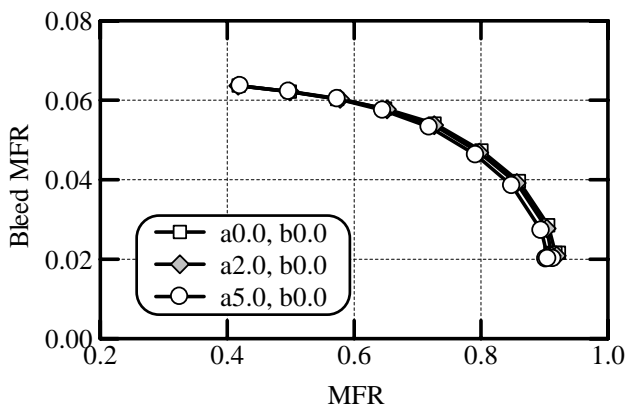


(f) ディストーション線図

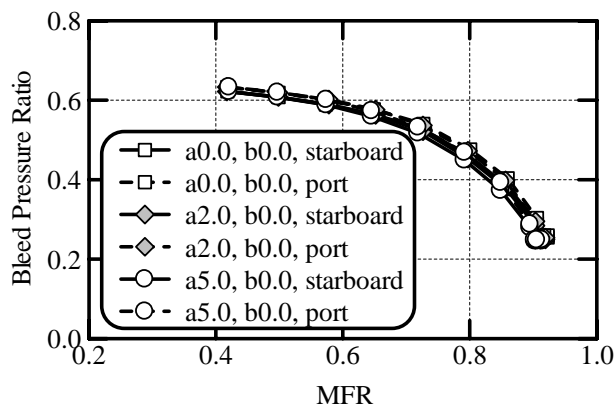
図 5.3 ノミナル形態 定常圧力計測 (迎角の影響, $M_0=1.5$, $\beta=0\text{deg}$)



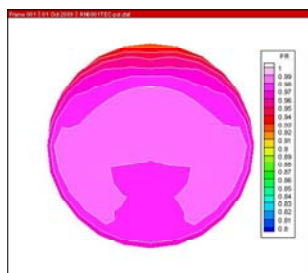
(a) 総圧回復率線図



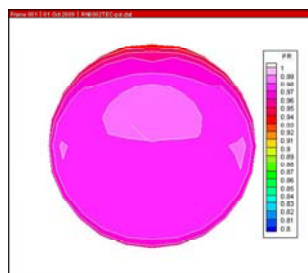
(b) 抽気流量比線図



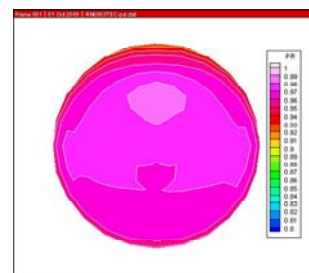
(c) 抽気圧力回復率線図



$\alpha=0\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

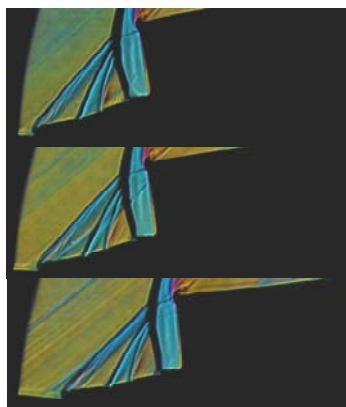


$\alpha=2\text{deg}, \beta=0\text{deg}$



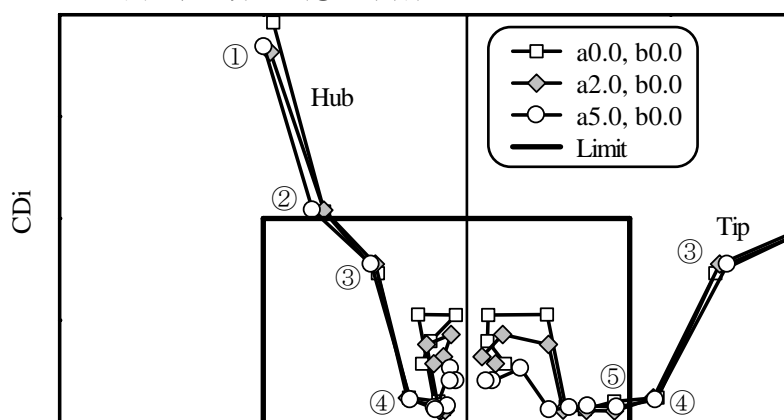
$\alpha=5\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

(d) インテーク出口総圧分布 (⑦の条件)



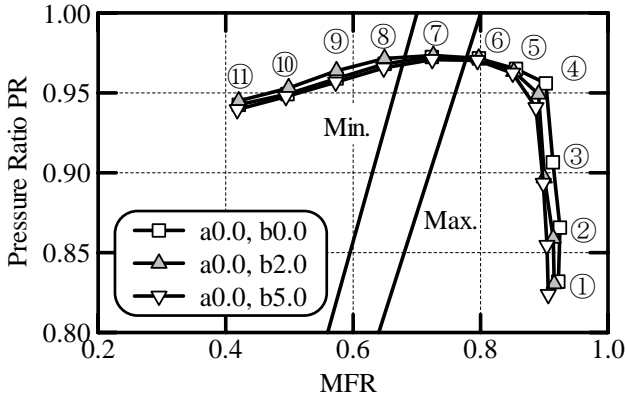
上から $\alpha=0, 2, 5\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

(e) シュリーレン写真 (⑦の条件)

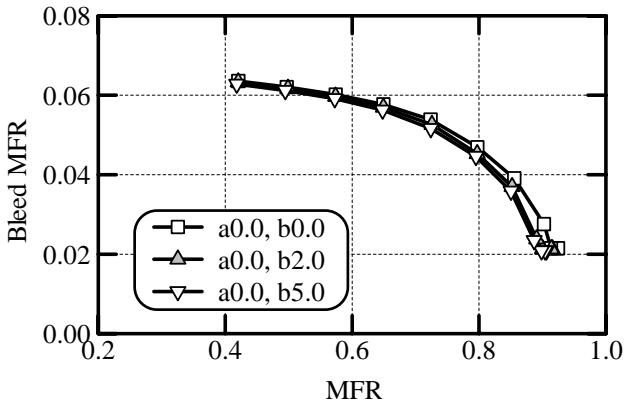


(f) ディストーション線図

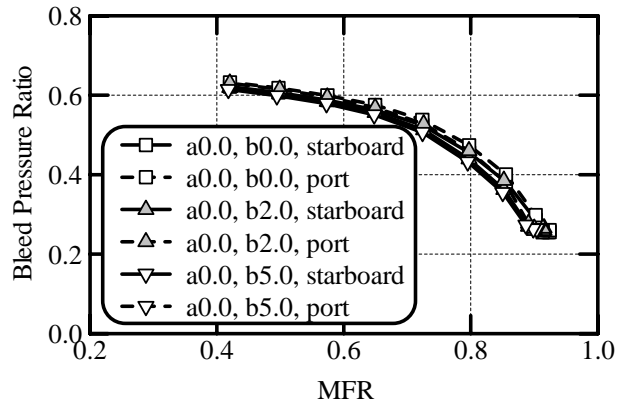
図 5.4 ノミナル形態 定常圧力計測 (迎角の影響, $M_0=1.6, \beta=0\text{deg}$)



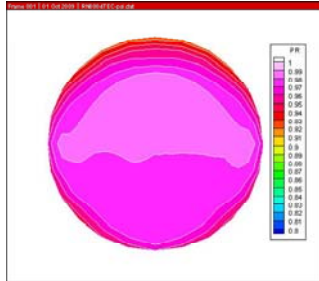
(a) 総圧回復率線図



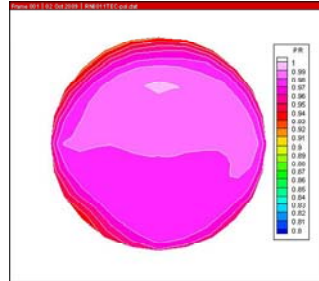
(b) 抽気流量比線図



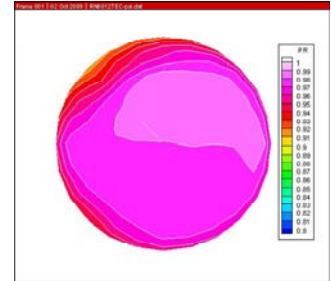
(c) 抽気圧力回復率線図



$\alpha=0\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

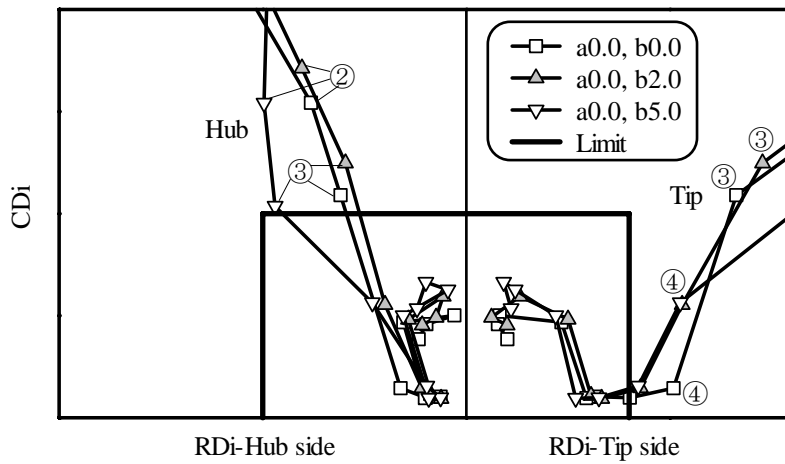


$\alpha=0\text{deg}, \beta=2\text{deg}$



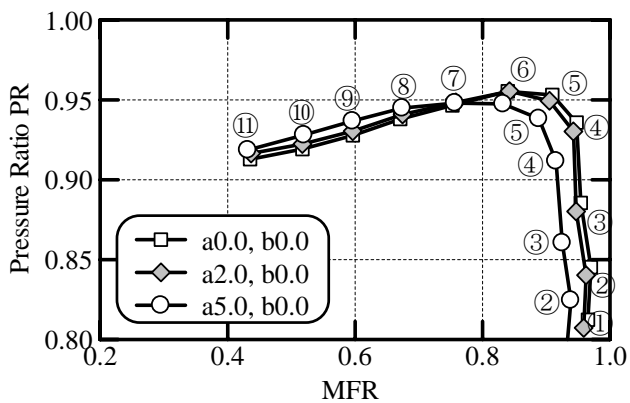
$\alpha=0\text{deg}, \beta=5\text{deg}$

(d) インテーク出口総圧分布 (⑦の条件)

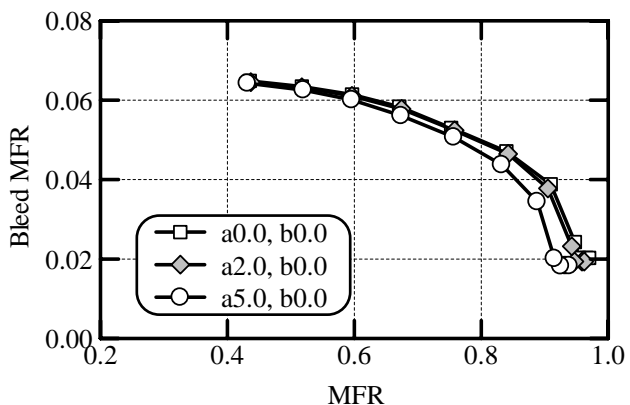


(e) ディストーション線図

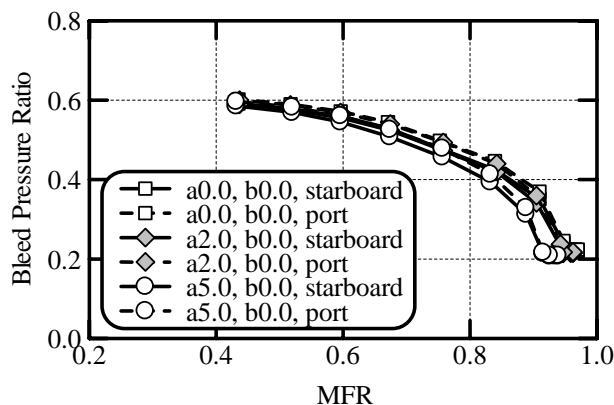
図 5.5 ノミナル形態 定常圧力計測 (横滑り角の影響, $M_0=1.6, \alpha=0\text{deg}$)



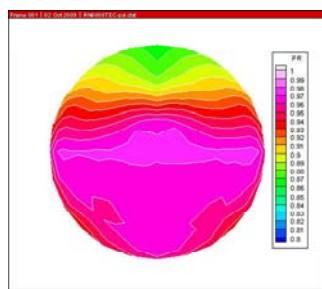
(a) 総圧回復率線図



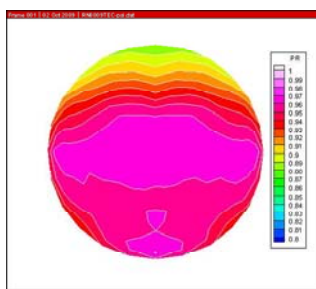
(b) 抽気流量比線図



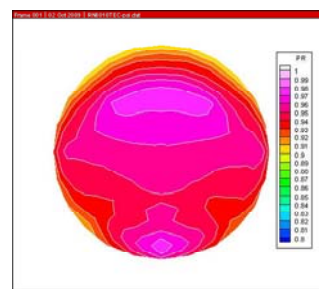
(c) 抽気圧力回復率線図



$\alpha=0\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

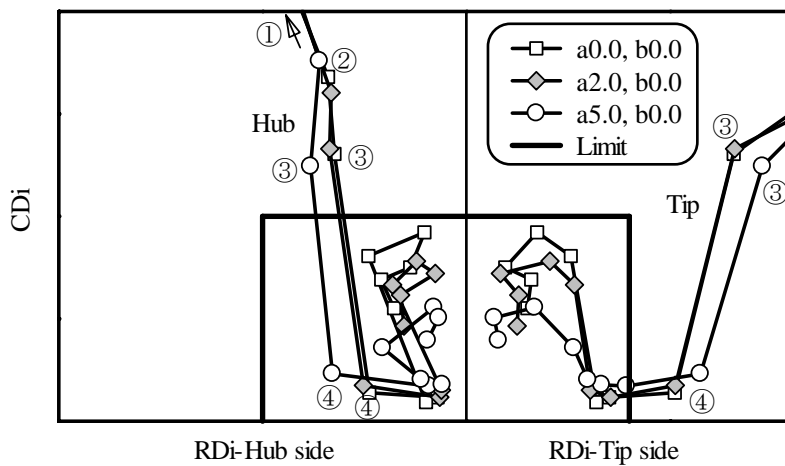


$\alpha=2\text{deg}, \beta=0\text{deg}$



$\alpha=5\text{deg}, \beta=0\text{deg}$

(d) インテーク出口総圧分布 (⑦の条件)



(e) デイストーション線図

図 5.6 ノミナル形態 定常圧力計測 (迎角の影響, $M_0=1.7, \beta=0\text{deg}$)

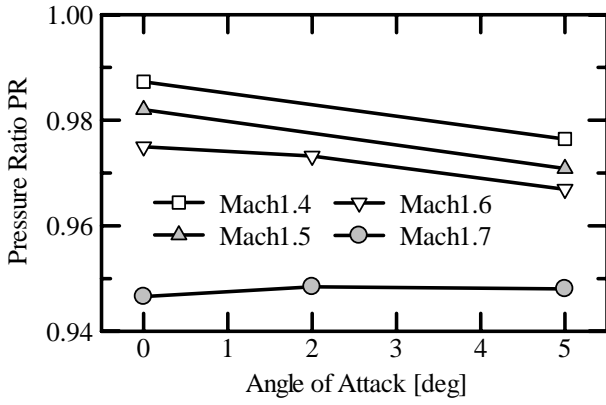


図 5.7 ノミナル形態 定常圧力計測
(総圧回復率に対する姿勢角の影響, $\beta=0deg$)

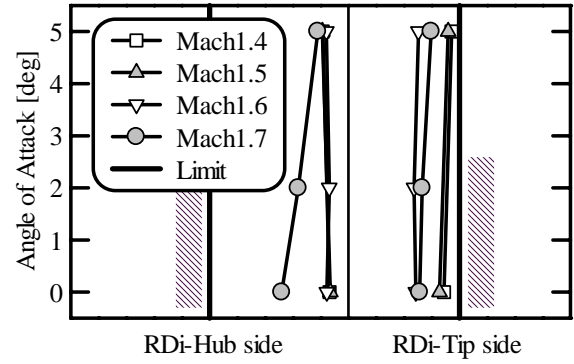


図 5.10 ノミナル形態 定常圧力計測
(半径方向ディストーションに対する姿勢角の影響, $\beta=0deg$)

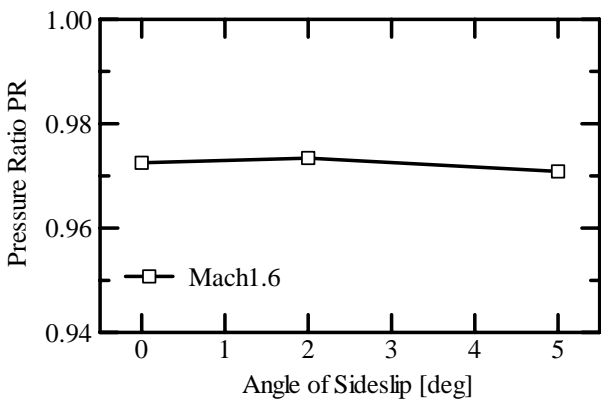


図 5.8 ノミナル形態 定常圧力計測
(総圧回復率に対する姿勢角の影響, $\alpha=0deg$)

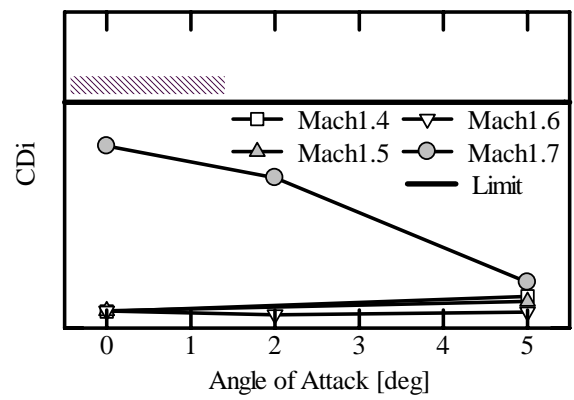


図 5.11 ノミナル形態 定常圧力計測
(周方向ディストーションに対する姿勢角の影響, $\beta=0deg$)

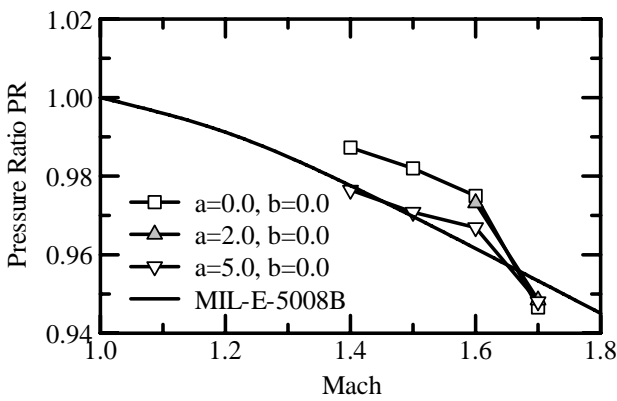
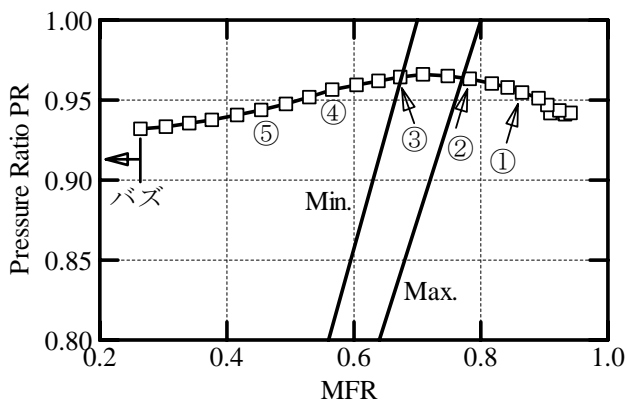
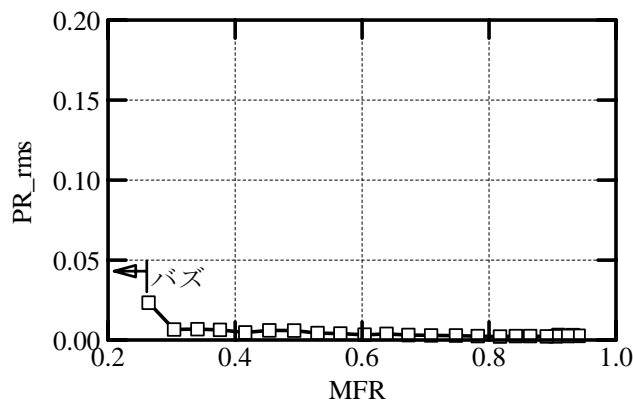


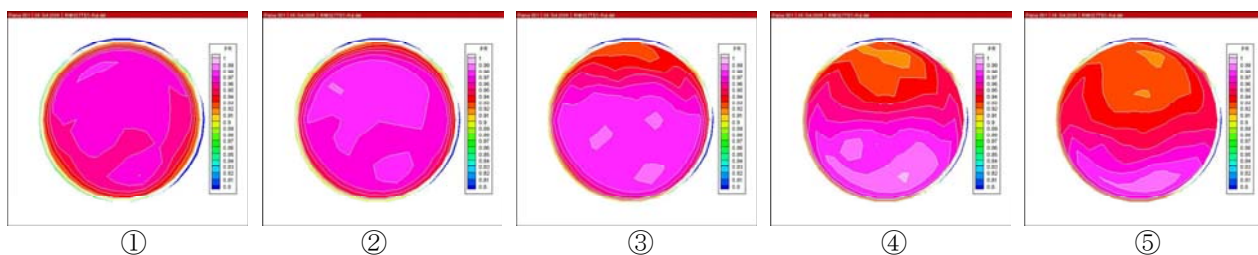
図 5.9 ノミナル形態 定常圧力計測
(総圧回復率の MIL スペックとの比較)



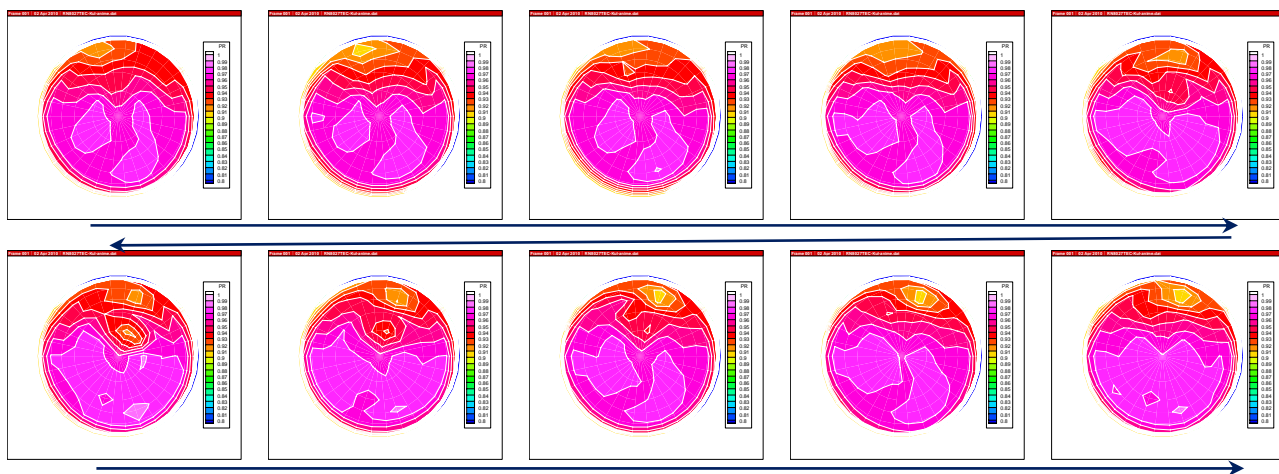
(a) 総圧回復率線図



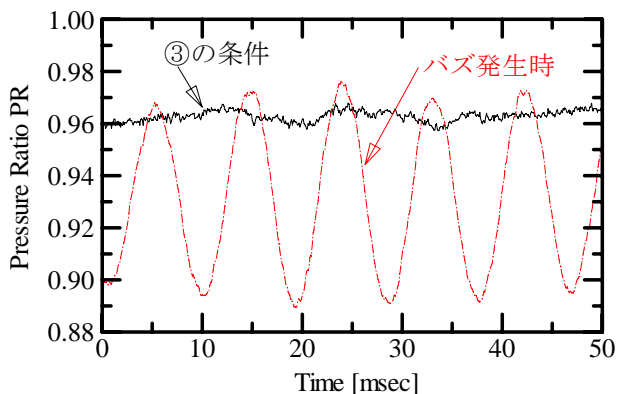
(b) 総圧回復率変動レベル



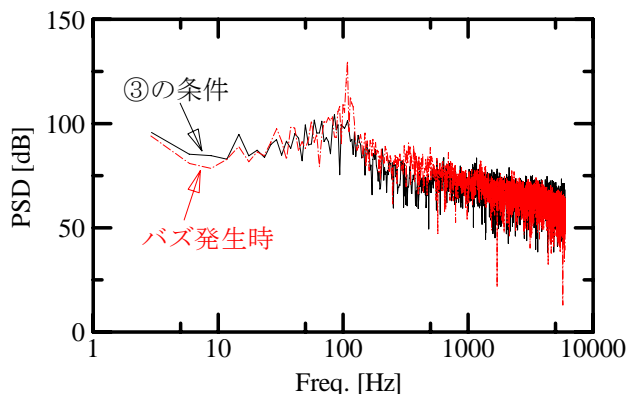
(c) インテーク出口総圧分布 (時間平均)



(d) インテーク出口総圧分布の時間変化 (③の条件, $\Delta t=0.0833\text{ms}$)



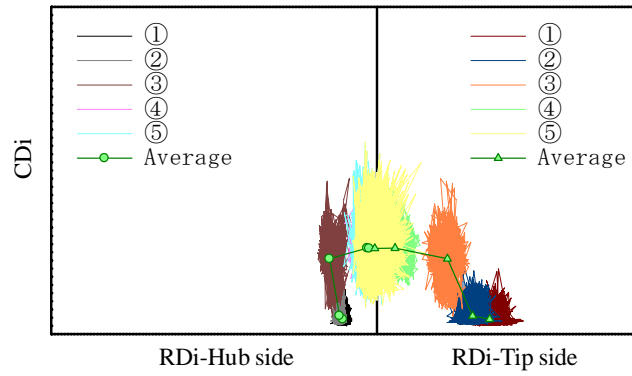
(e) 総圧回復率の時間変化



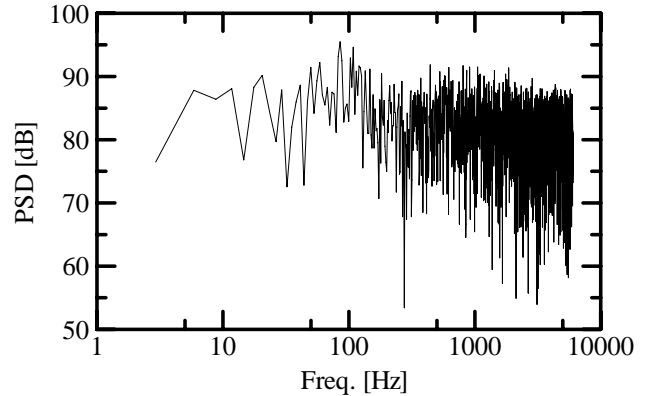
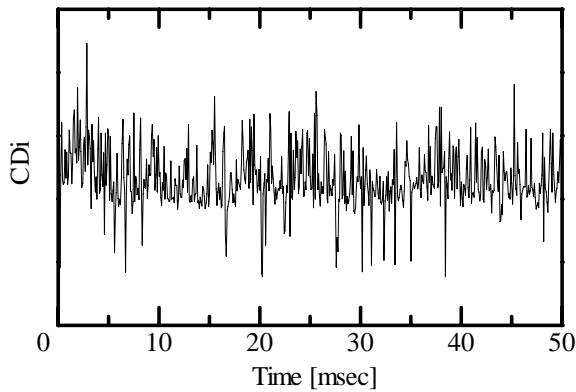
(f) 総圧回復率の時間変動周波数

図 5.12 ノミナル形態 非定常圧力計測 (総圧回復率に関する結果の例)

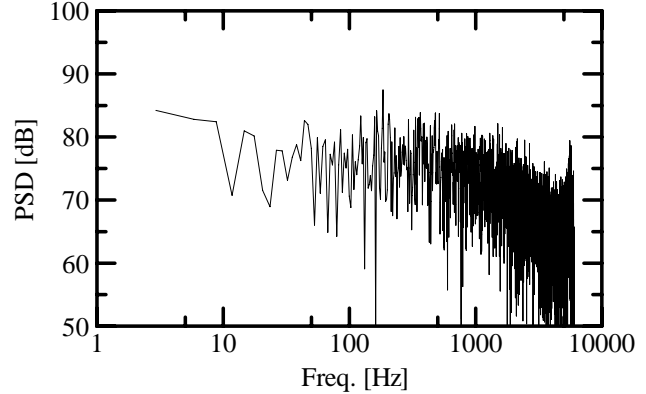
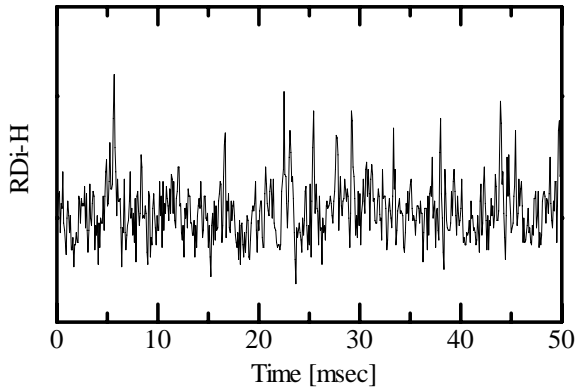
($M_0=1.6, \alpha=0\text{deg}, \beta=0\text{deg}$)



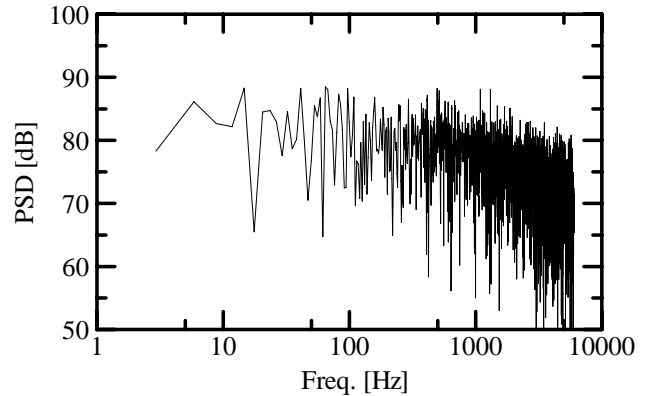
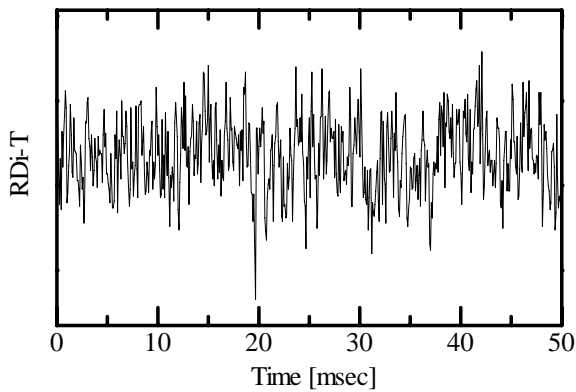
(a) 空間ディストーションの変動



(b) 周方向ディストーションの時間変化 (左) と時間変動周波数 (右) (③の条件)

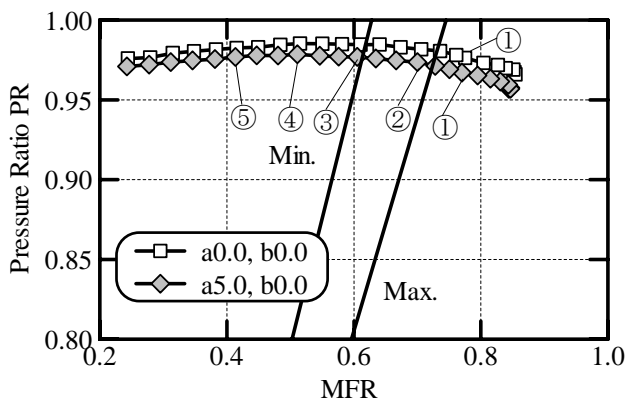


(c) 半径方向ディストーション (ハブ側) の時間変化 (左) と時間変動周波数 (右) (③の条件)

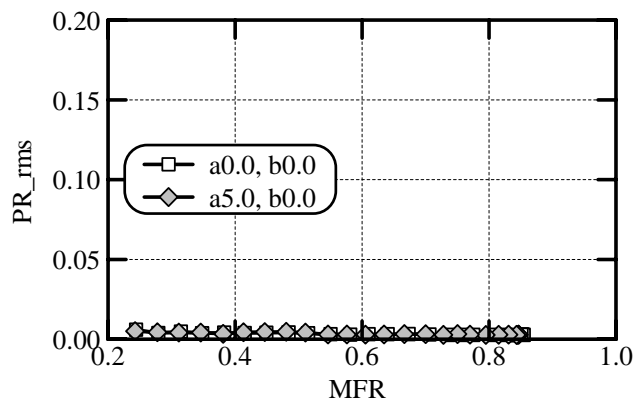


(d) 半径方向ディストーション (チップ側) の時間変化 (左) と時間変動周波数 (右) (③の条件)

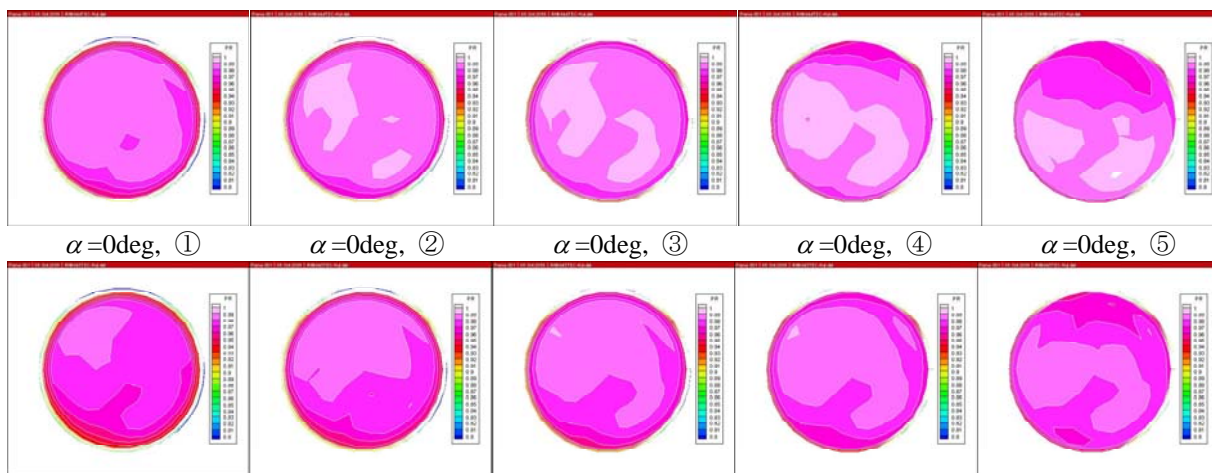
図 5.13 ノミナル形態 非定常圧力計測 (空間ディストーションに関する結果の例)
($M_0=1.6, \alpha=0deg, \beta=0deg$)



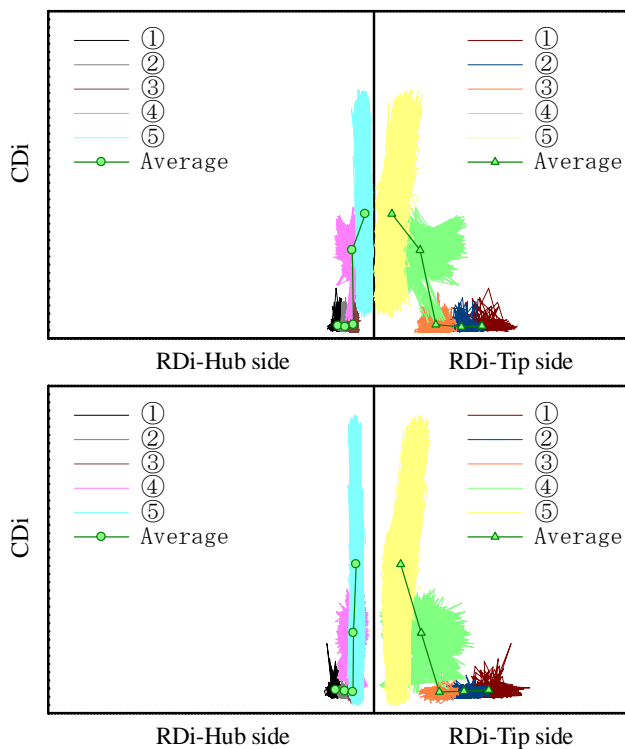
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル

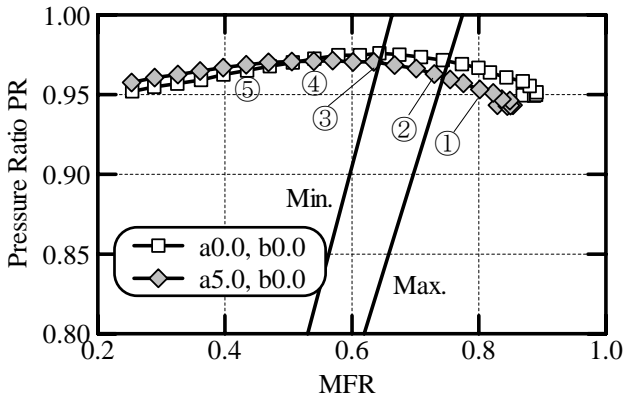


(c) インテーク出口総圧分布

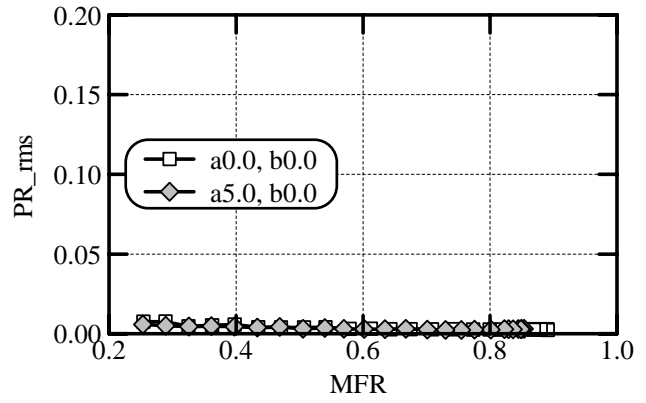


(d) ディストーション線図 (上: $\alpha=0deg$, 下: $\alpha=5deg$)

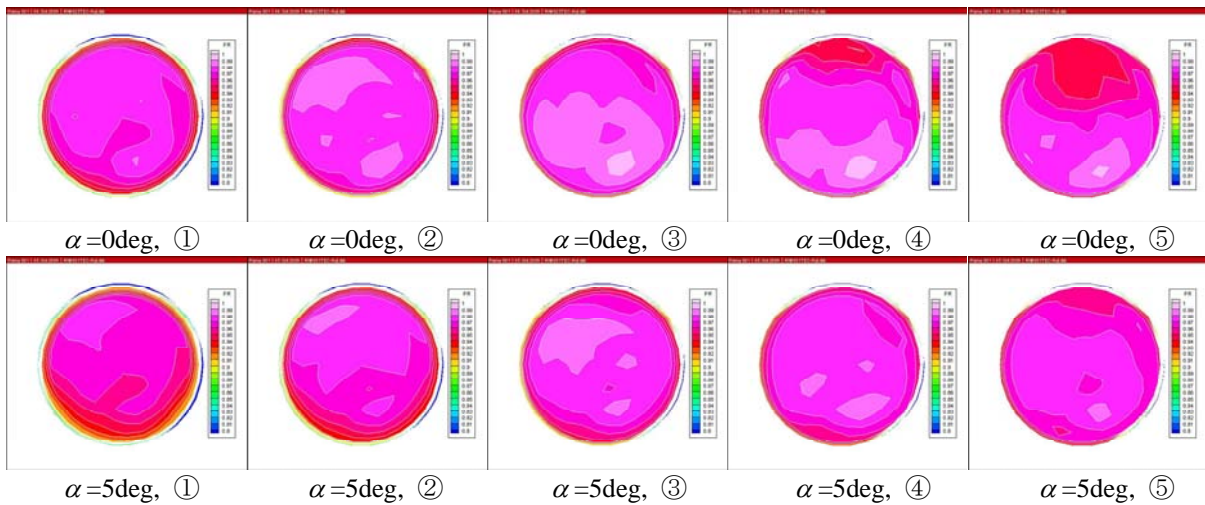
図 5.14 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.4$, $\beta=0deg$)



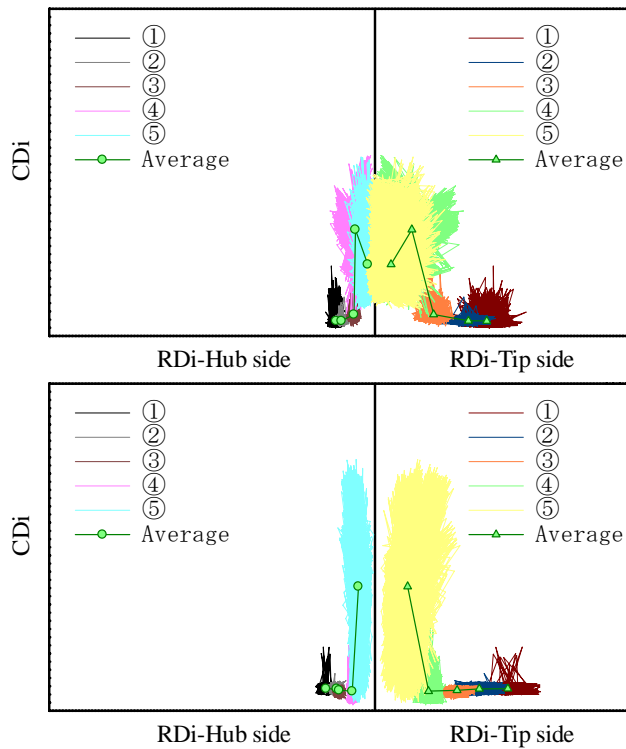
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル

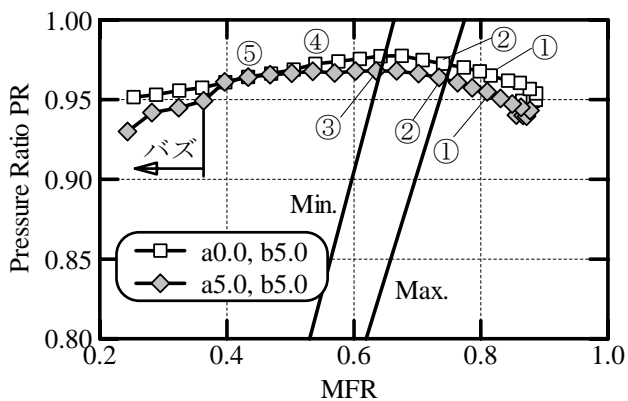


(c) インテーク出口総圧分布

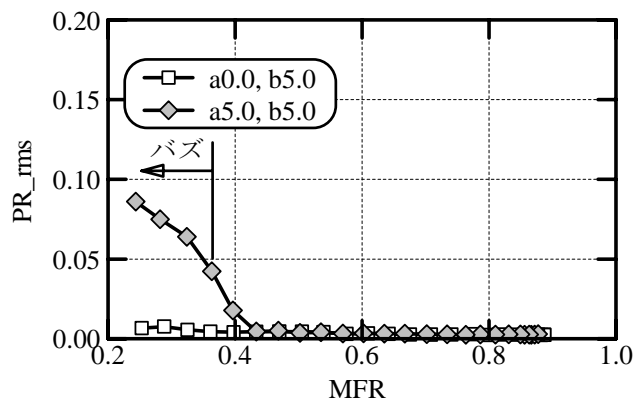


(d) ディストーション線図 (上: $\alpha=0deg$, 下: $\alpha=5deg$)

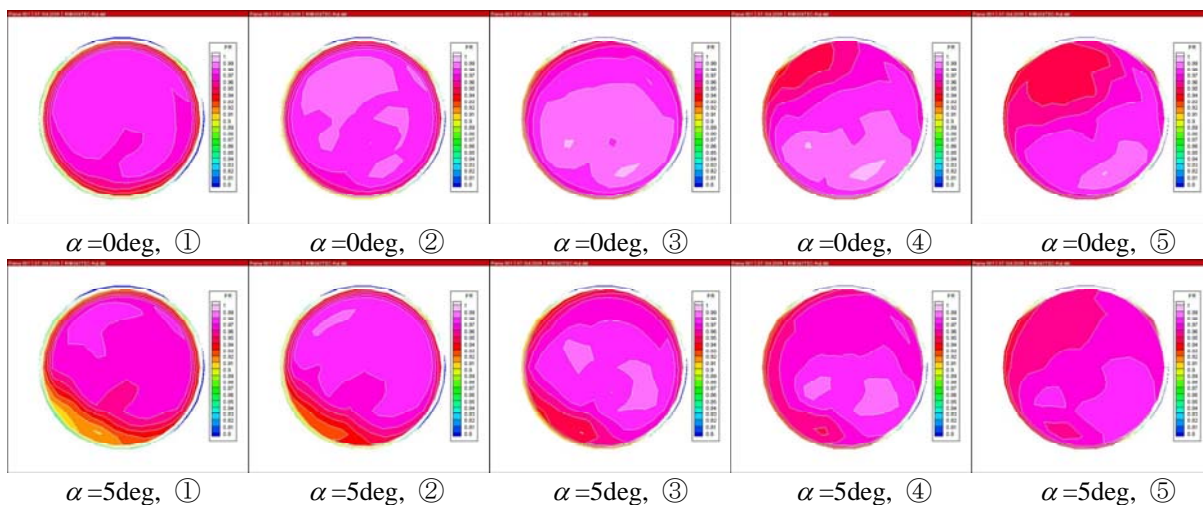
図 5.15 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.5$, $\beta=0deg$)



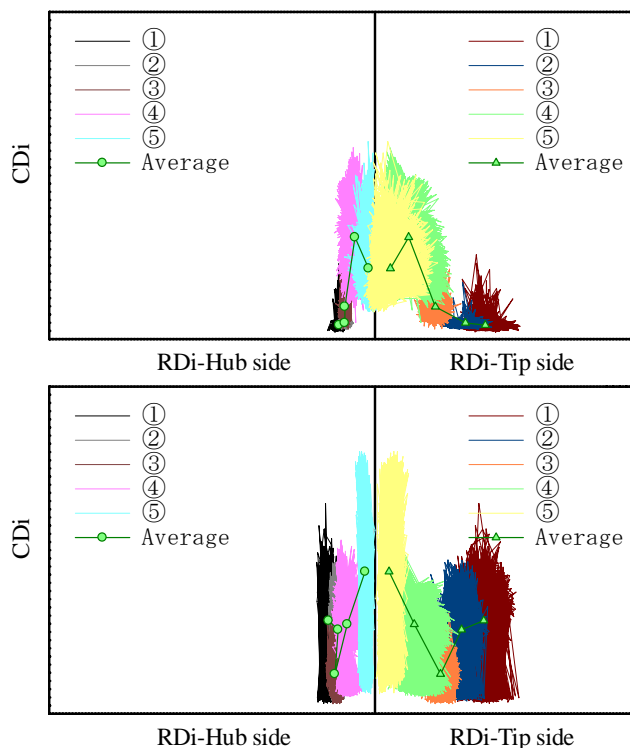
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル

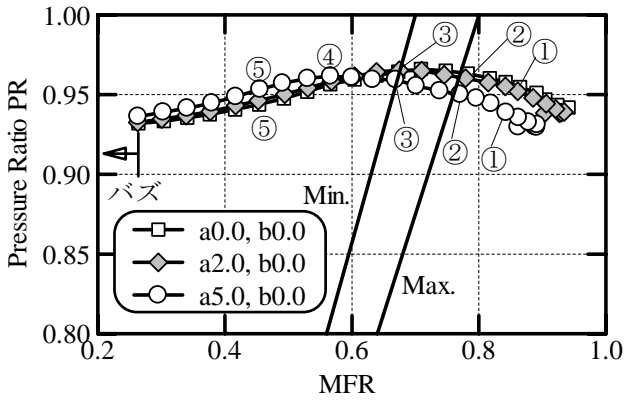


(c) インテーク出口総圧分布

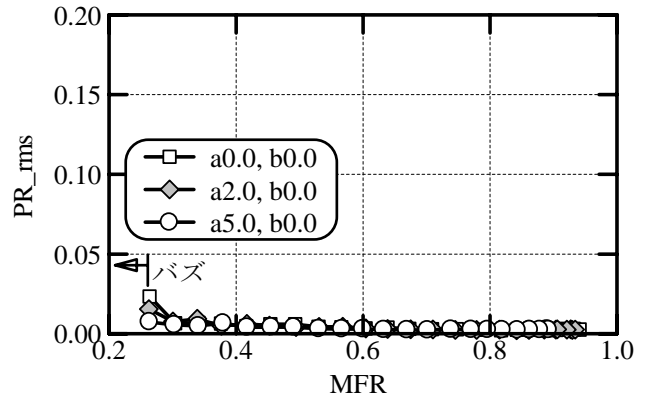


(d) ディストーション線図 (上: $\alpha=0\text{deg}$, 下: $\alpha=5\text{deg}$)

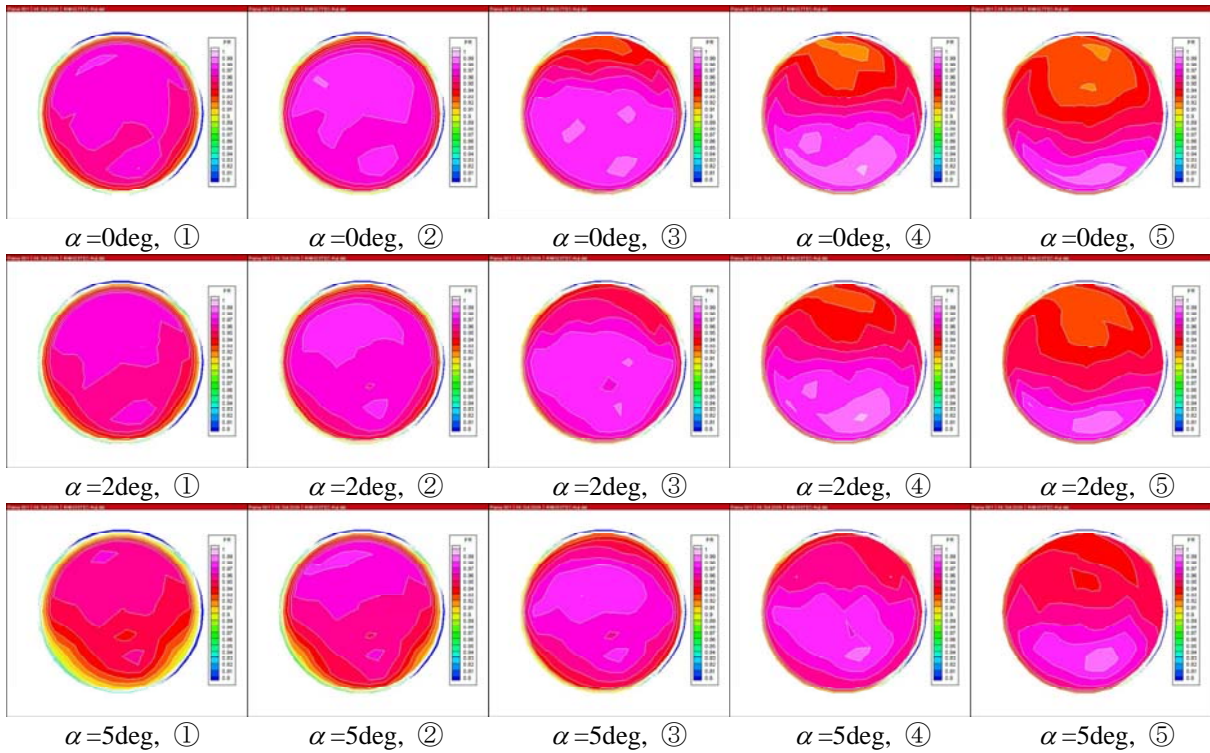
図 5.16 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.5$, $\beta=5\text{deg}$)



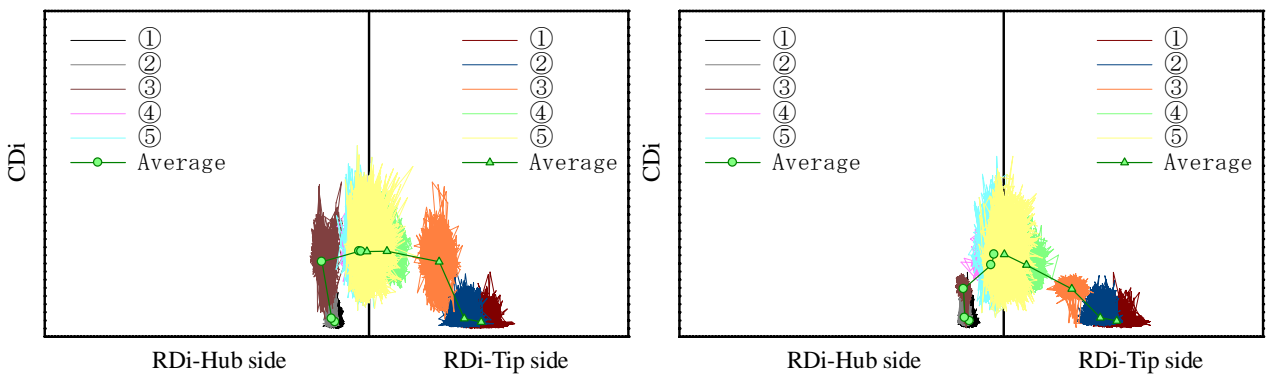
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル

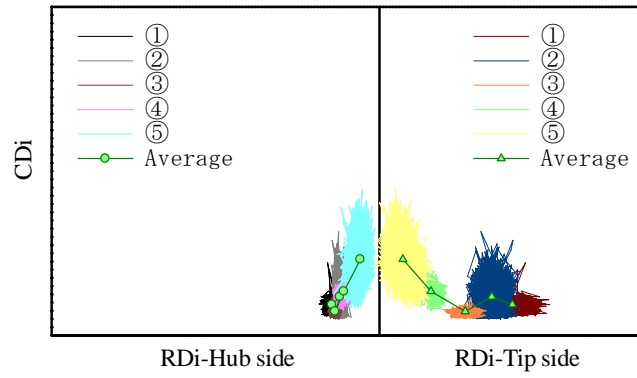


(c) インテーク出口総圧分布



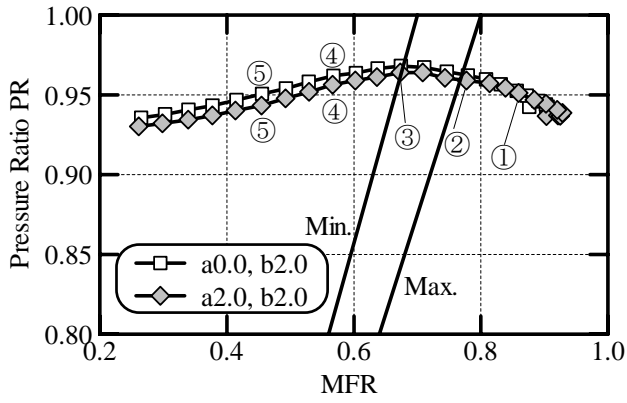
(d) ディストーション線図 (左: $\alpha=0\text{deg}$, 右: $\alpha=2\text{deg}$)

図 5.17 ノミナル形態 非正常計測 (迎角の影響, $M_0=1.6$, $\beta=0\text{deg}$)

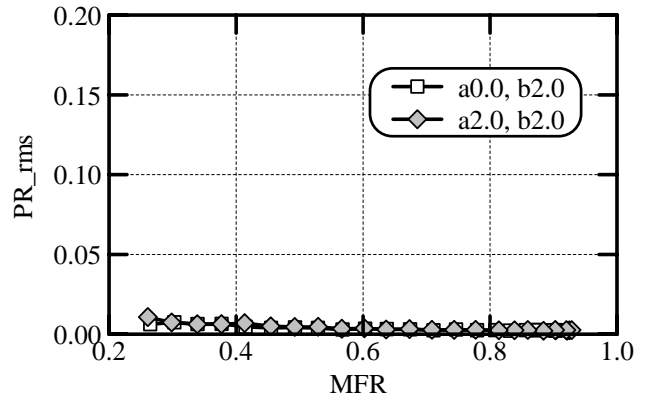


(d) ディストーション線図 ($\alpha=5\text{deg}$) (続き)

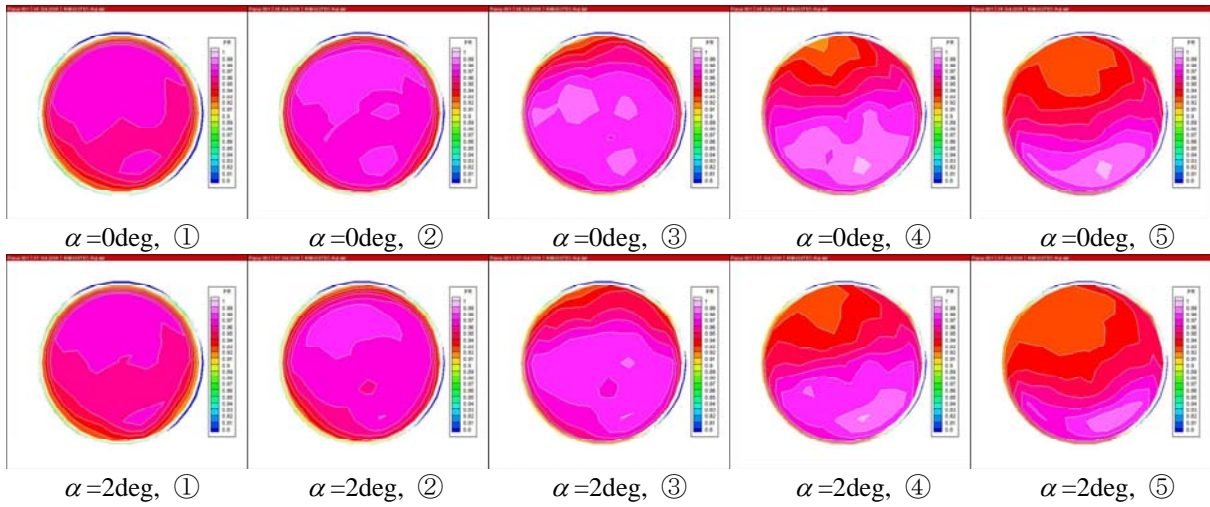
図 5.17 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.6$, $\beta=0\text{deg}$) (続き)



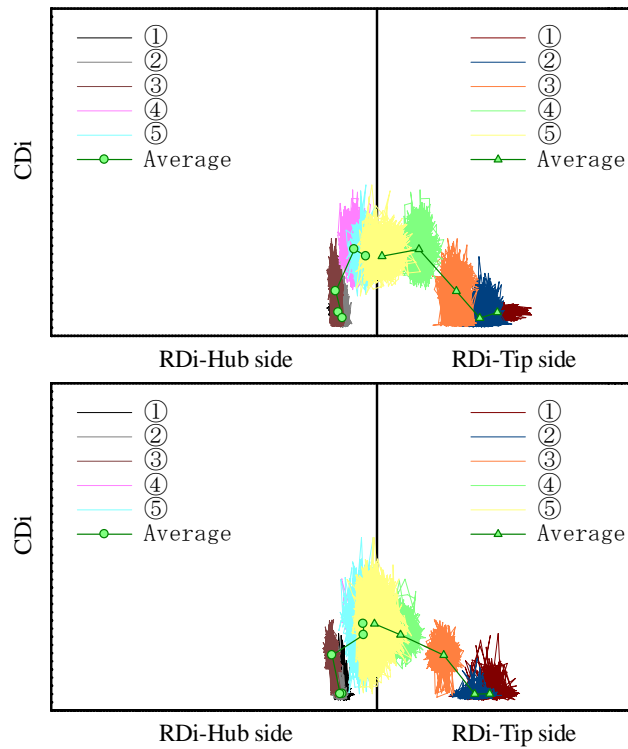
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル

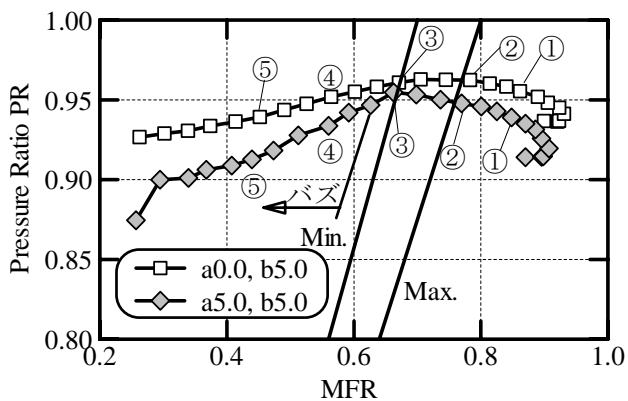


(c) インテーク出口総圧分布

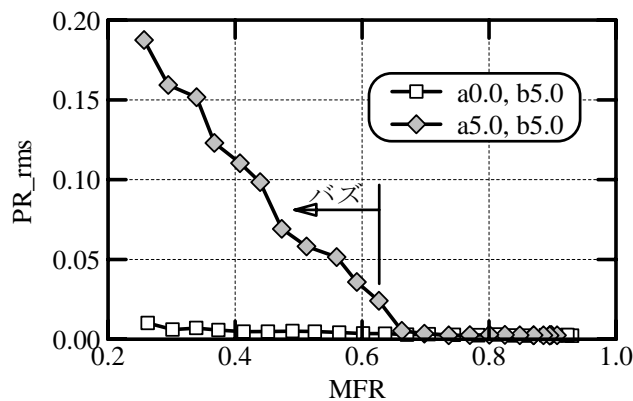


(d) ディストーション線図 (上: $\alpha=0\text{deg}$, 下: $\alpha=2\text{deg}$)

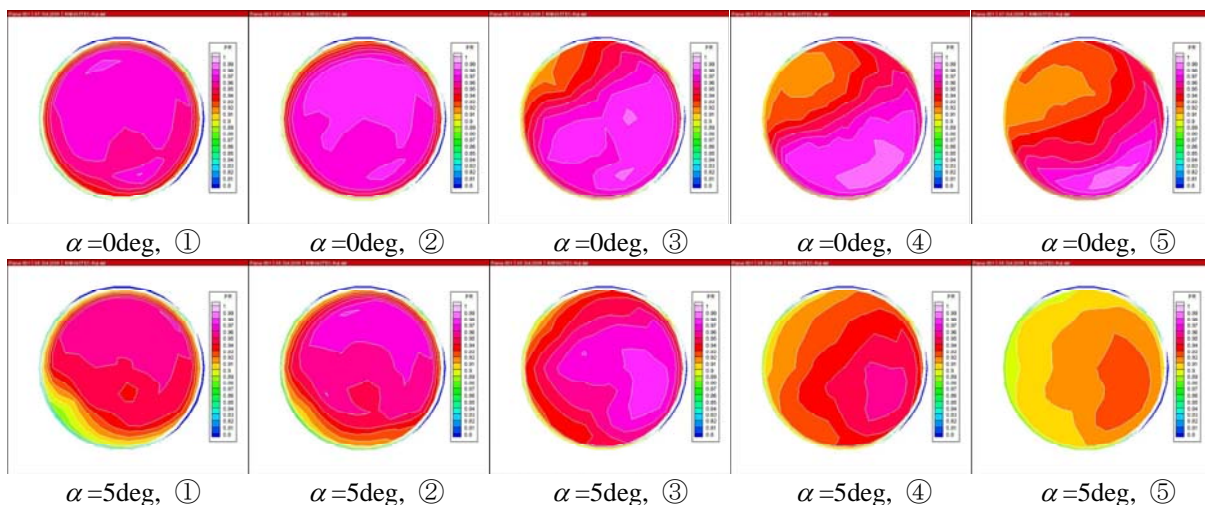
図 5.18 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.6$, $\beta=2\text{deg}$)



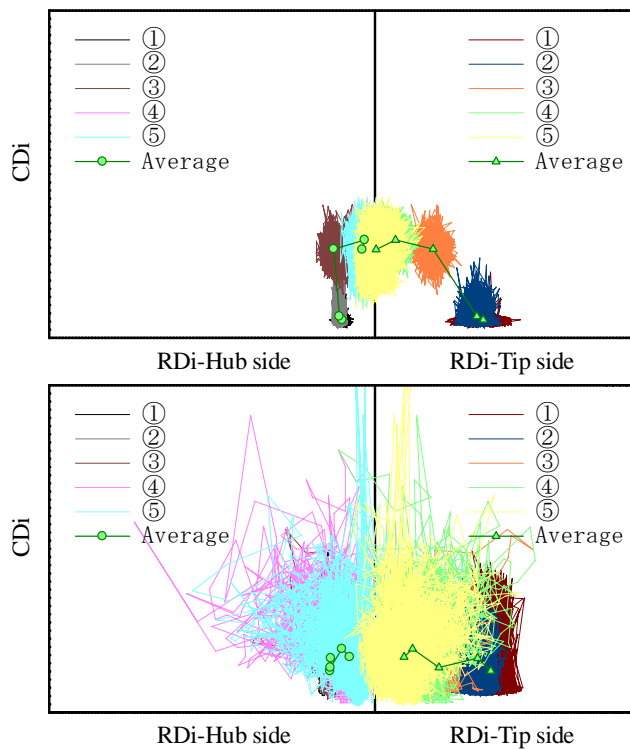
(a) 総圧回復率線図



(b) 総圧回復率変動レベル



(c) インテーク出口総圧分布



(d) ディストーション線図 (上: $\alpha=0\text{deg}$, 下: $\alpha=5\text{deg}$)

図 5.19 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.6$, $\beta=5\text{deg}$)

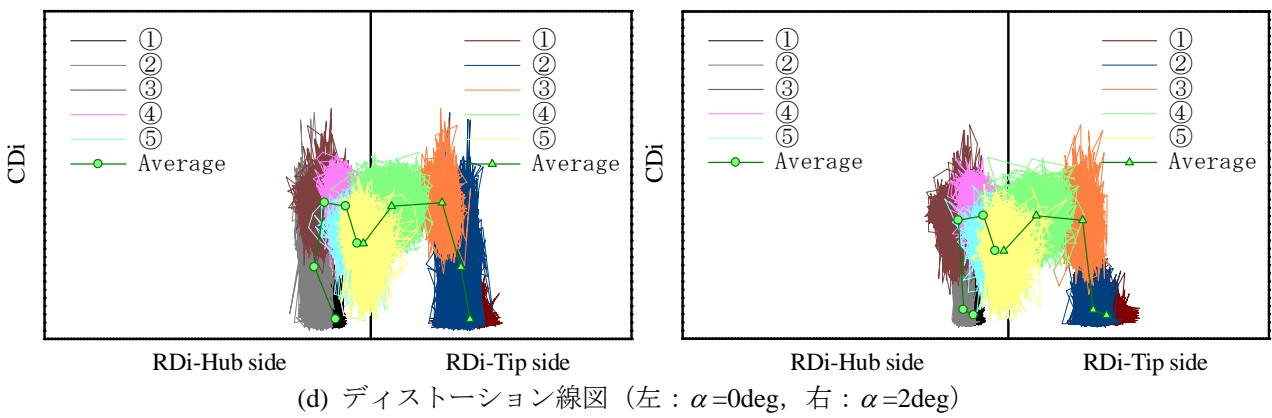
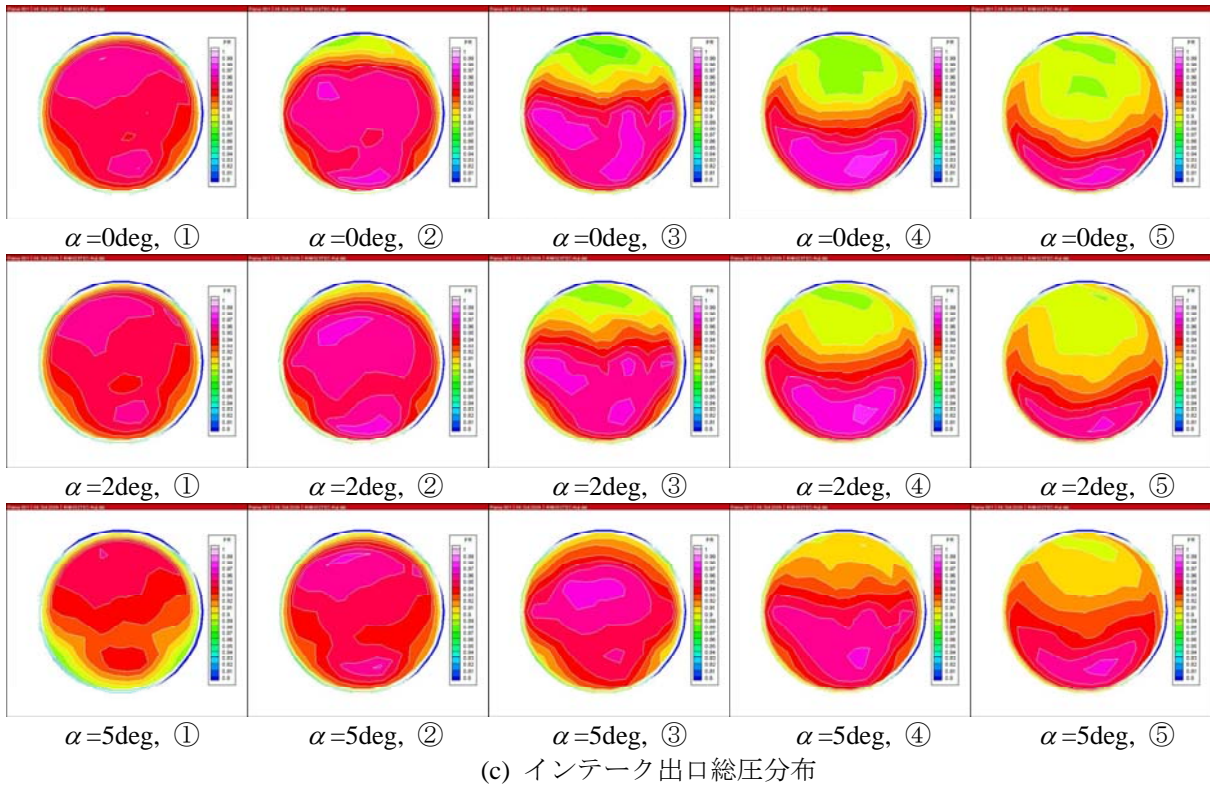
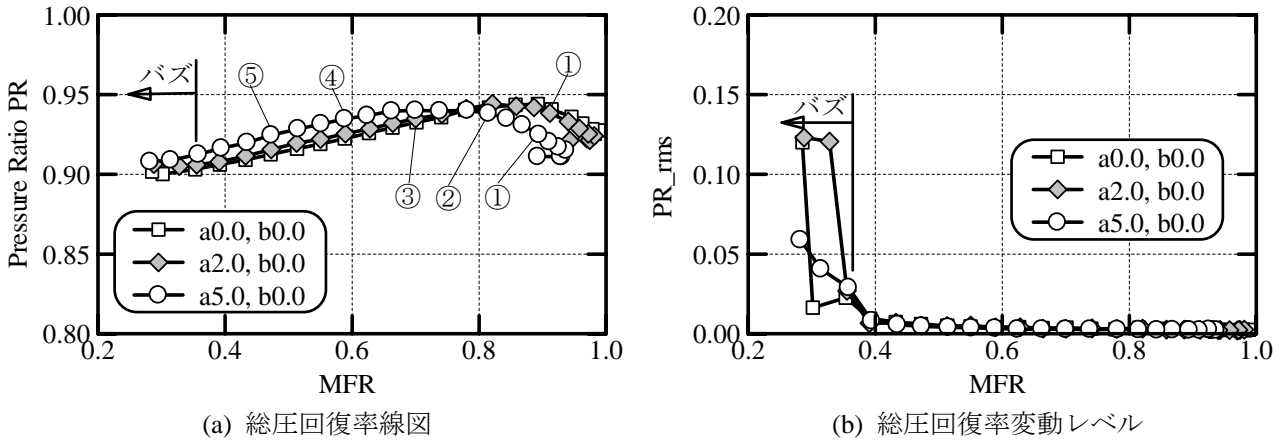
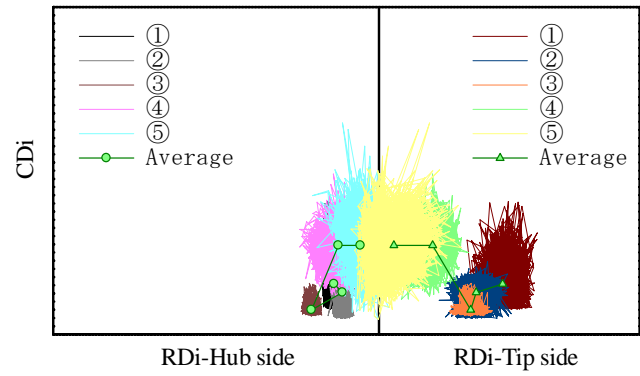


図 5.20 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.7, \beta=0\text{deg}$)



(d) ディストーション線図 ($\alpha=5\text{deg}$) (続き)

図 5.20 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.7$, $\beta=0\text{deg}$) (続き)

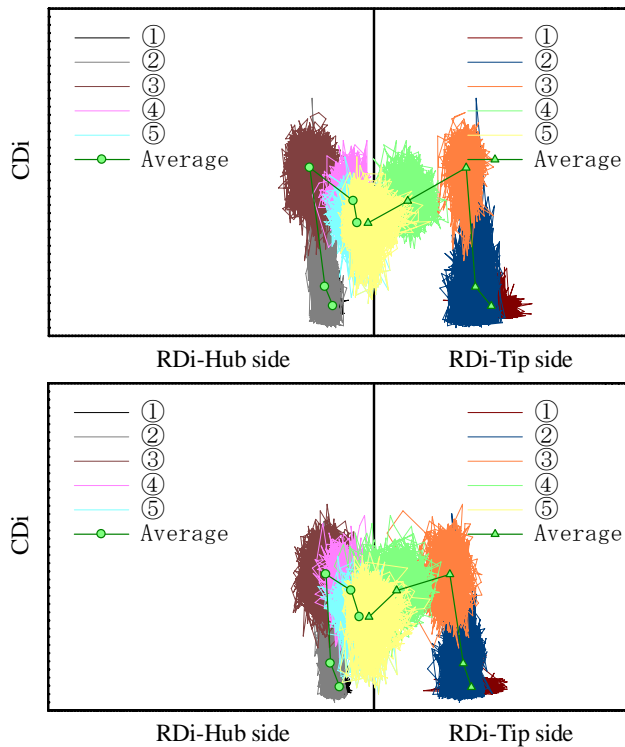
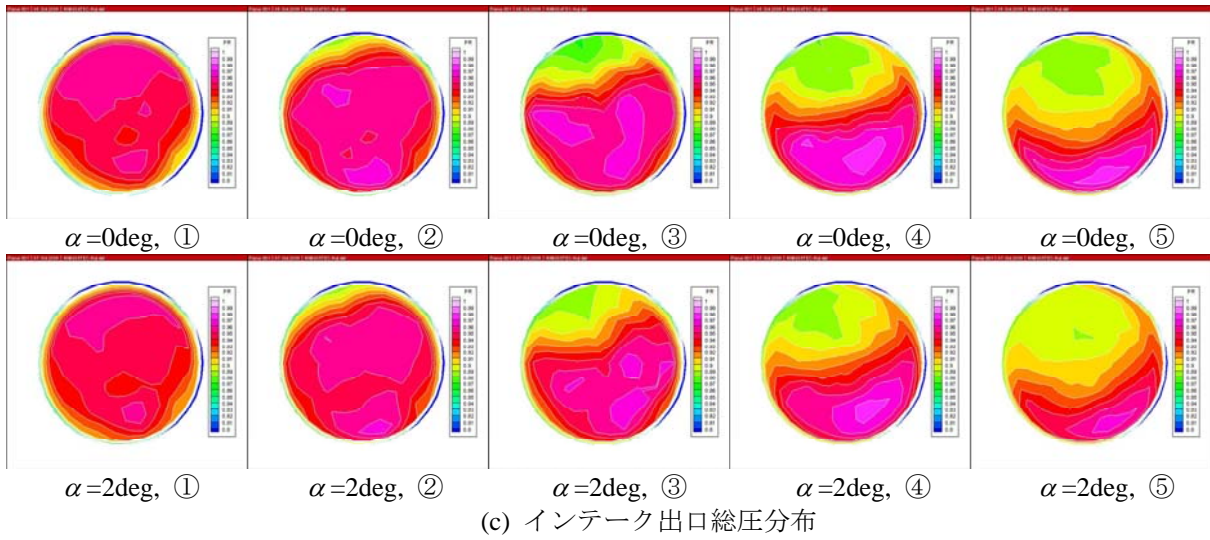
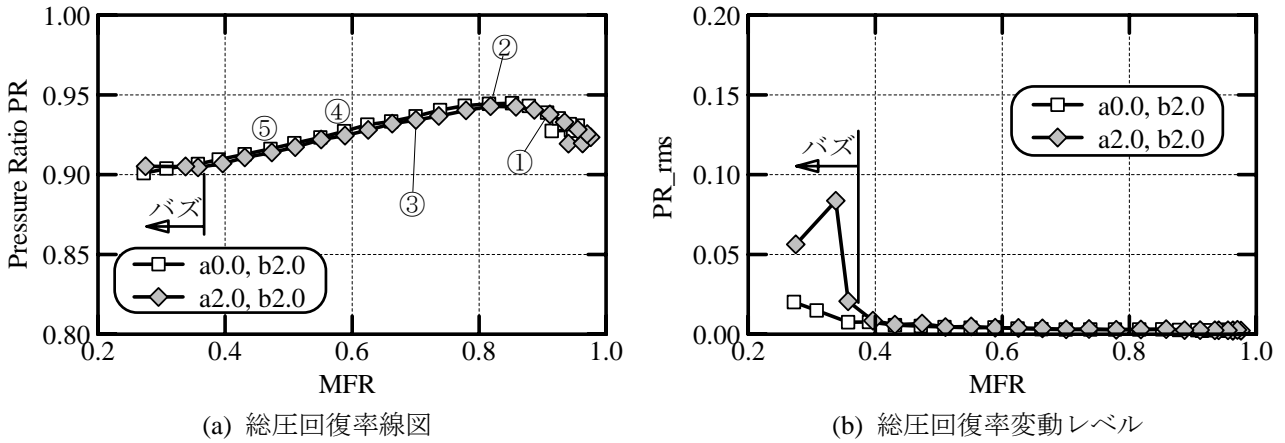


図 5.21 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.7$, $\beta=2\text{deg}$)

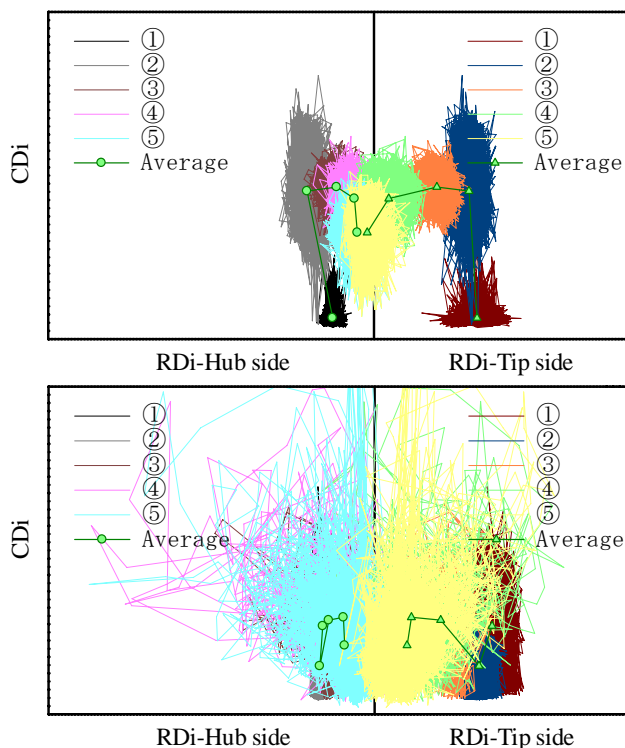
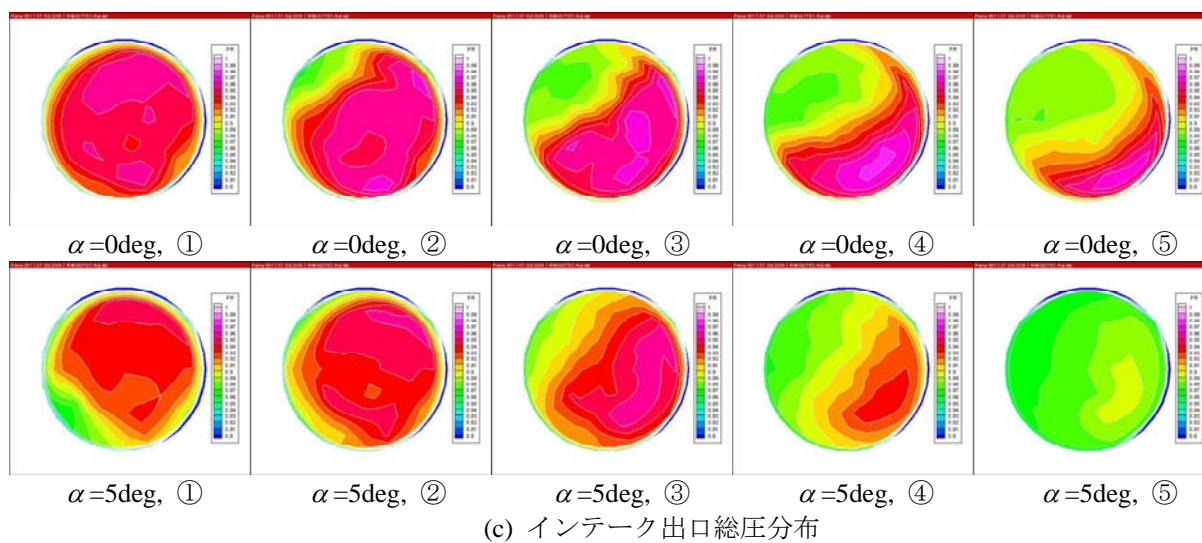
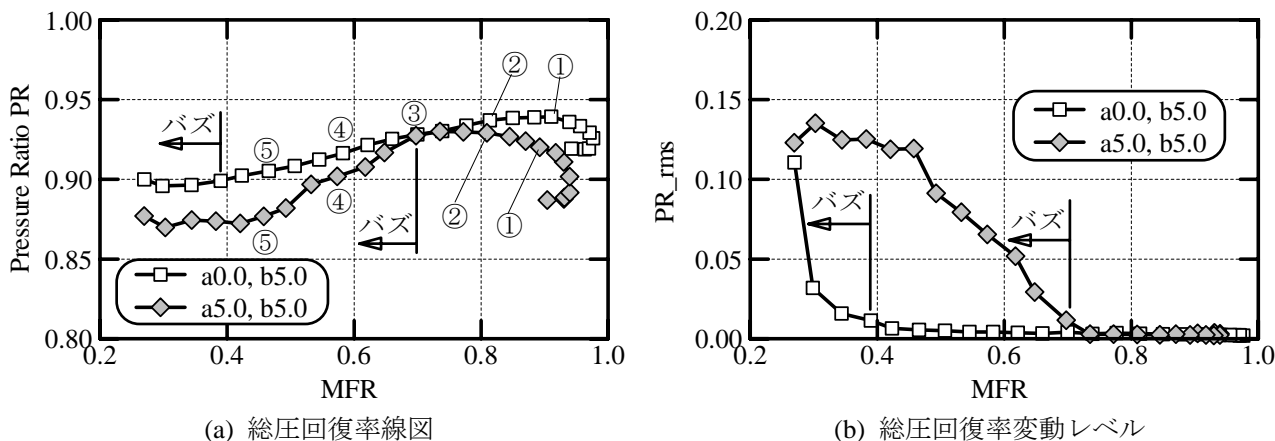
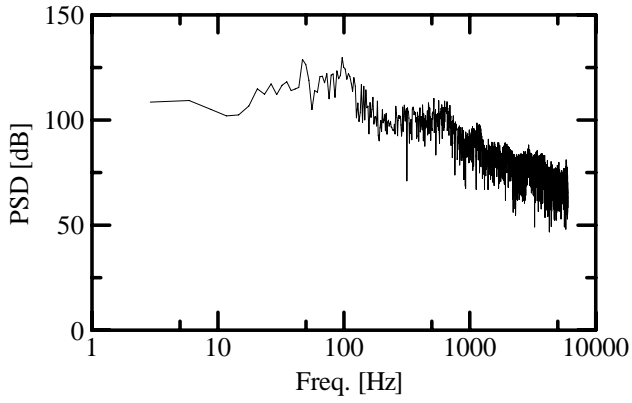
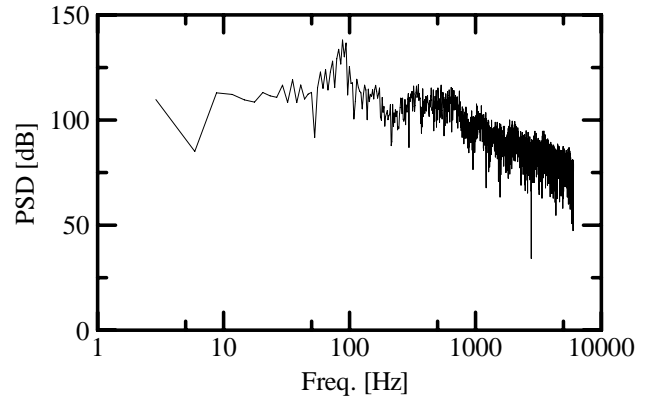


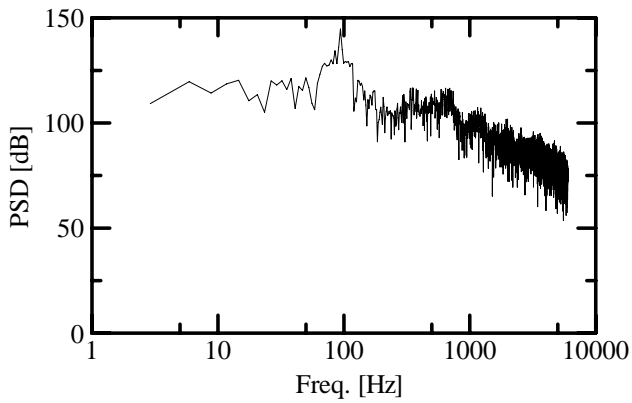
図 5.22 ノミナル形態 非定常計測 (迎角の影響, $M_0=1.7$, $\beta=5\text{deg}$)



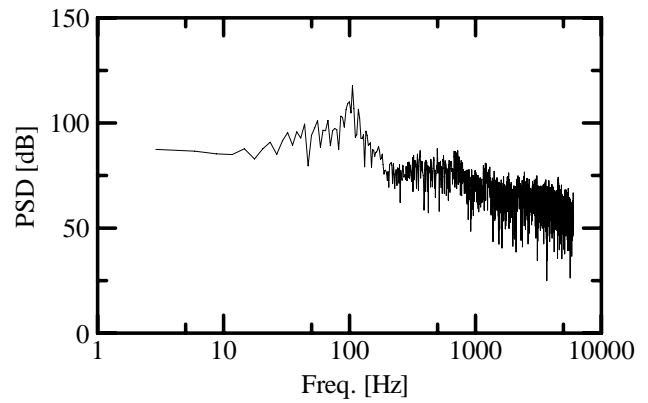
(a) $M_0=1.6$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, $A_{\text{plg}}/A_e=45\%$
 (④の条件)



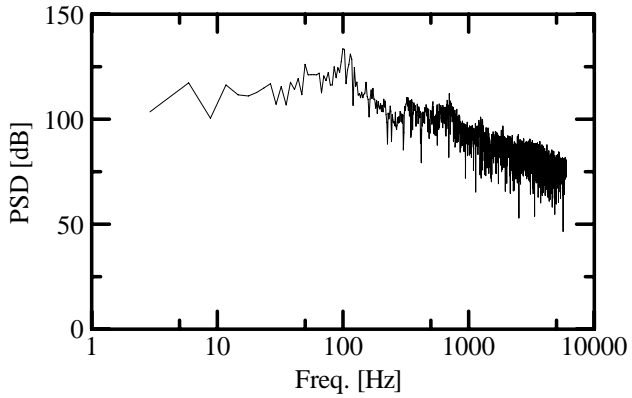
(b) $M_0=1.6$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, $A_{\text{plg}}/A_e=36\%$
 (⑤の条件)



(c) $M_0=1.6$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, $A_{\text{plg}}/A_e=24\%$



(d) $M_0=1.6$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$, $A_{\text{plg}}/A_e=21\%$



(e) $M_0=1.5$, $\alpha=5\text{deg}$, $\beta=5\text{deg}$, $A_{\text{plg}}/A_e=24\%$

図 5.23 ノミナル形態 非常計測 (バズ周波数)

5.3 ダイバータレス形態における性能データ

本研究におけるインテークは機体上方に配置されているため、機体の影響を受けやすい。超音速域では機体胴体上を発達する境界層がインテークに流入するとバズが誘発される。これを回避するためにはダイバータを高くすることにより機体胴体上の境界層を排除する必要がある。しかし、ダイバータを高くすることで空気抵抗が増加するため、機体の空力性能に対してはダイバータは低い方がよい。従って、インテーク性能を損なわない程度にダイバータを低くすることが求められる。ここでは、1) 風試模型の胴体前方部が短縮されており、機体胴体上の境界層がダイバータノミナル高さに対し十分に発達しない可能性があること、2) 将来的に機体空力性能を重視してダイバータ高さを低く設定すること、を想定してダイバータ高さをゼロとした形態（ダイバータレス形態）での試験を実施した。この際、境界層のインテークへの流入により誘発されるバズに対し、境界層抽気、バイパスドア、補助ドアといった2次空気流装置がバズ回避にどのような効果があるのかを把握することを目的とした。

定常圧力計測：

図 5.24, 5.25 に定常計測結果を示す。ここで、図 5.24 は境界層抽気出口面積比とバイパス出口面積比との合計が 8.4% の場合であり、図 5.25 はこれが 16.8% の場合である。また、凡例において BL は境界層抽気出口面積比を示し、BP はバイパス出口面積比を示している。UhDh, UoDo は境界層抽気部の領域を示し、上流側と下流側の一部をアルミテープで覆った状態が UhDh (ノミナル) であり、アルミテープを外した状態が UoDo である。DO は補助ドアの状態を示すものであり、DO0 は 5 つの補助ドアを全て閉じた状態、DO3 は 3 つの補助ドアを開けた状態、DO5 は全て開けた状態である。図中の①などの数字は流量調整プラグ面積比の設定を示しており、ノミナル形態での定常計測時の設定と同じである。

図 5.24(a) より、バイパスドアによる抽気よりも境界層抽気のほうが総圧回復率を高められることがわかる。これは図 5.24(b) に示すように、境界層抽気の場合には機体胴体上面を発達する境界層をスロート近傍において直接的に排除可能であり、これによりインテーク出口面においてランプ側の総圧回復率が高まるためである。また、補助ドアの開放や境界層抽気領域の拡大はインテーク出口流量比を低減させるだけであり、エンジン運用範囲内の総圧回復率改善への寄与は小さいことがわかる。ここで、総圧回復率が最も大きい BL8.4%, BP0.0%, UhDh, DO0 のケースは、エンジン運用範囲内においてノミナル形態での総圧回復率よりも大きくなっている。これは、同じインテーク出口流量比で比較した場合、ダイバータレス形態ではランプ面の境界層のために総圧損失が大きいせん断層がインテークに流入する割合が低減しているためと考えられる (図 5.24(b), (c)

の左端と右端の比較より)。

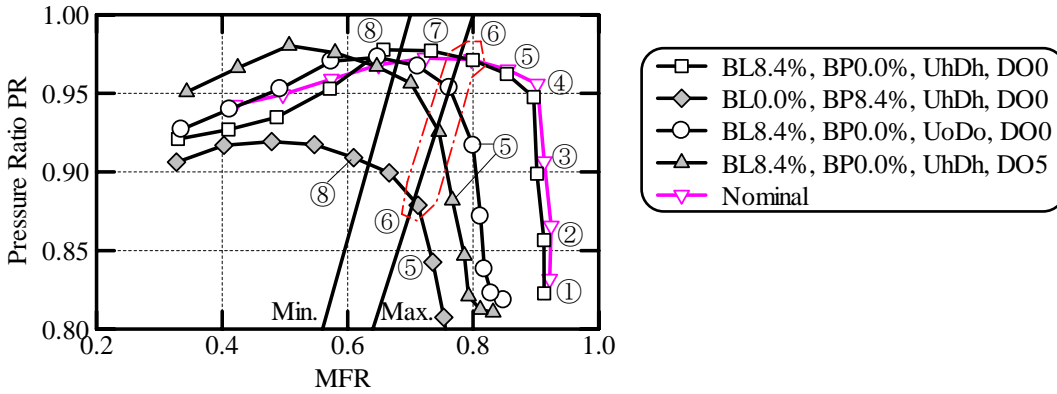
エンジン運用範囲内で空間ディストーションの制約を満足しているのは総圧回復率が最も高くなるケース (BL8.4%, BP0.0%, UhDh, DO0) だけである。空間ディストーションは主としてランプ側の総圧低下が原因であることから、機体胴体上を発達する境界層を適切に除去することが総圧回復率改善、空間ディストーション低減につながり、これに対して最も効果的なのがスロート近傍での抽気である。

非定常圧力計測：

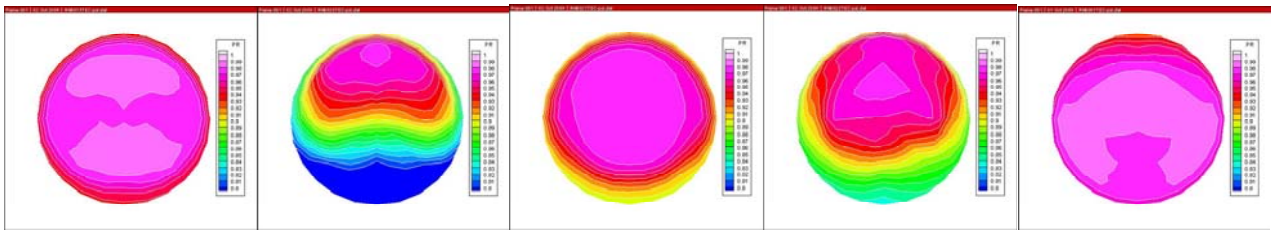
図 5.26~29 に非定常計測結果を示す。図中の丸数字は流量調整プラグ面積比の設定を示しており、ノミナル形態での非定常計測時の設定と同じである。

図 5.26, 図 5.27 は境界層抽気流量の影響を示しており、抽気流量が大きいほど総圧回復率と空間ディストーションは改善される。バズに関しては、ノミナル形態では MFR が約 0.25 (迎角 0 度) でバズが発生する。一方、ダイバータレス形態ではインテークへの境界層流入のため、より大きな MFR でバズが発生している (迎角 0 度の場合約 0.6, 迎角 5 度の場合約 0.7)。同じ迎角で比較した場合、バズが発生する MFR は抽気流量の影響をあまり受けていない。従って、境界層抽気流量は総圧回復率と空間ディストーション改善に寄与するが、バズ抑制への寄与は小さいといえる。図 5.28 は補助ドアの影響を示しており、補助ドアの開放は総圧回復率や空間ディストーション改善への寄与が小さいことがわかる。しかし、補助ドアを開放することで全閉の場合と比べてバズ発生が抑制されていることがわかる。バズは比較的高流量側で発生する第 2 ランプ衝撃波と最終衝撃波の振動と、比較的低流量側で発生する第 1 ランプ衝撃波をも含んだ振動に分けられる (図 5.28(b), (f))。補助ドアを開放した場合、ダクト内の圧力が減少し、最終衝撃波の強度が弱くなることでバズの発生が抑制されたと思われる。図 5.29 はバイパスドアの影響を示しており、これは補助ドアの影響と定性的に同じである。つまり、バイパスドアは総圧回復率や空間ディストーション改善への寄与は小さいがバズは抑制される。

以上より、ダイバータレスとした場合、境界層抽気により良好な総圧回復率と空間ディストーションを維持しつつ、バイパスドアや補助ドアによりバズを抑制することが好ましいといえる。また、ダイバータレス形態とすることで設計よりも多くの境界層がインテークに流入しているものの、総圧回復率や空間ディストーションはノミナル形態と大きな差はなく、バズ発生領域はエンジン運用範囲よりわずかではあるが外である。5.2 項でも述べたように、高マッハ数、高姿勢角でのバズマージンについて今後注視する必要がある。

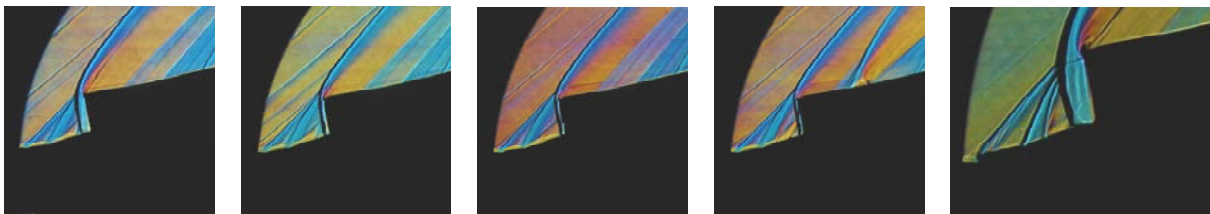


(a) 総圧回復率線図



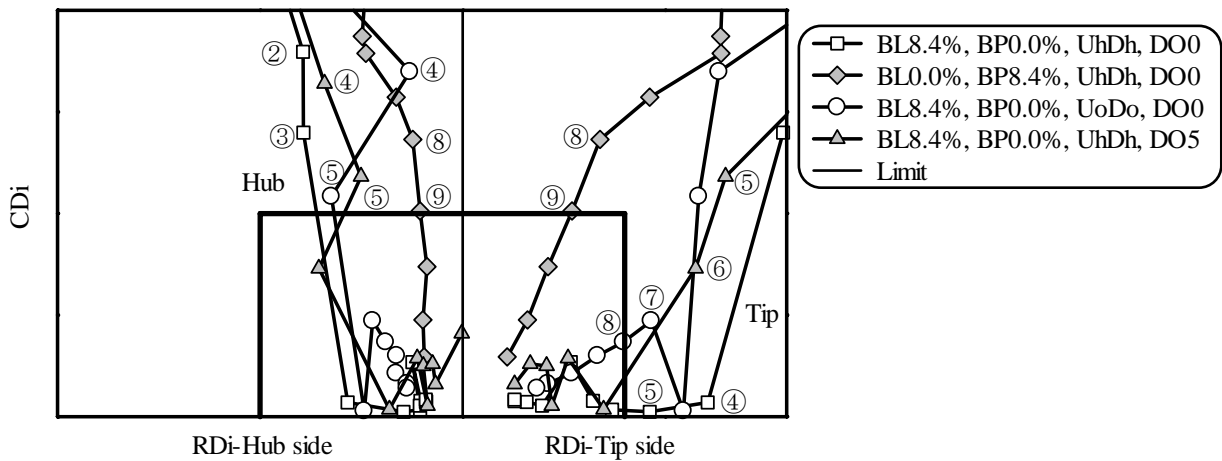
(b) インテーク出口総圧分布 (⑥の条件) *1

*1 左→右の順で(a)における凡例の上→下のケースに相当



(c) シュリーレン写真 (⑥の条件) *2

*2 左→右の順で(a)における凡例の上→下のケースに相当



(d) ディストーション線図

図 5.24 ダイバータレス形態 定常計測
 (境界層抽気・バイパスドア・補助ドアの影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0deg$, $\beta=0deg$, 抽気 8.4% *3)
 *3 境界層抽気とバイパスドア抽気の合計

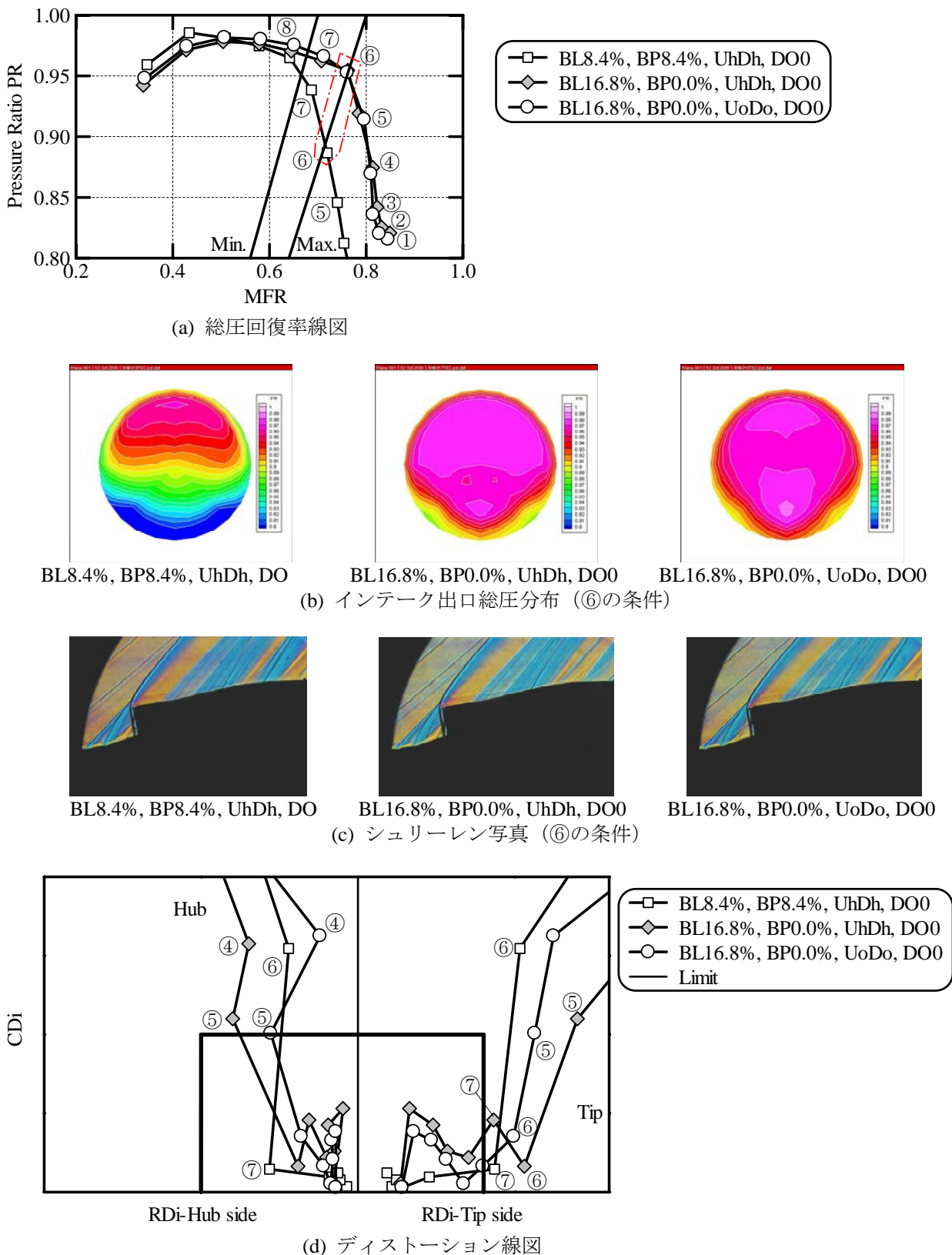


図 5.25 ダイバータレス形態 定常計測
 (境界層抽気・バイパスタア・補助ドアの影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0deg$, $\beta=0deg$, 抽気 16.8%^{*1})
^{*1}境界層抽気とバイパスタア抽気の合計

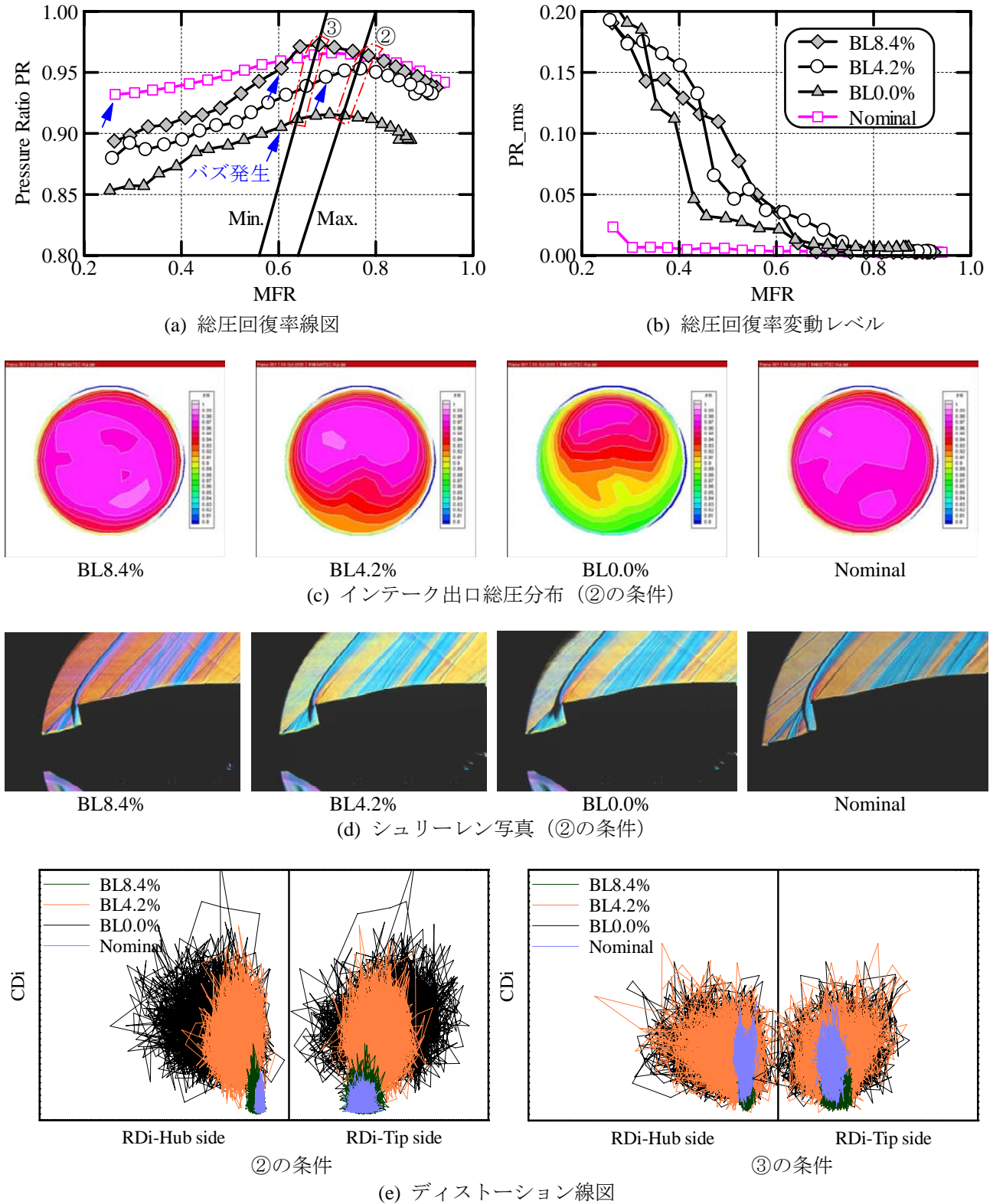
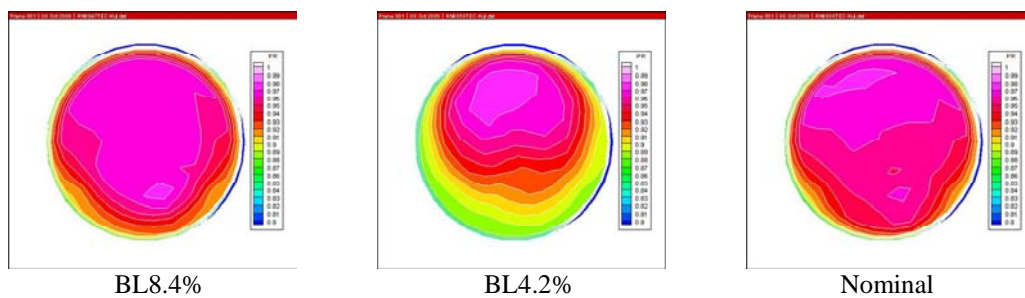
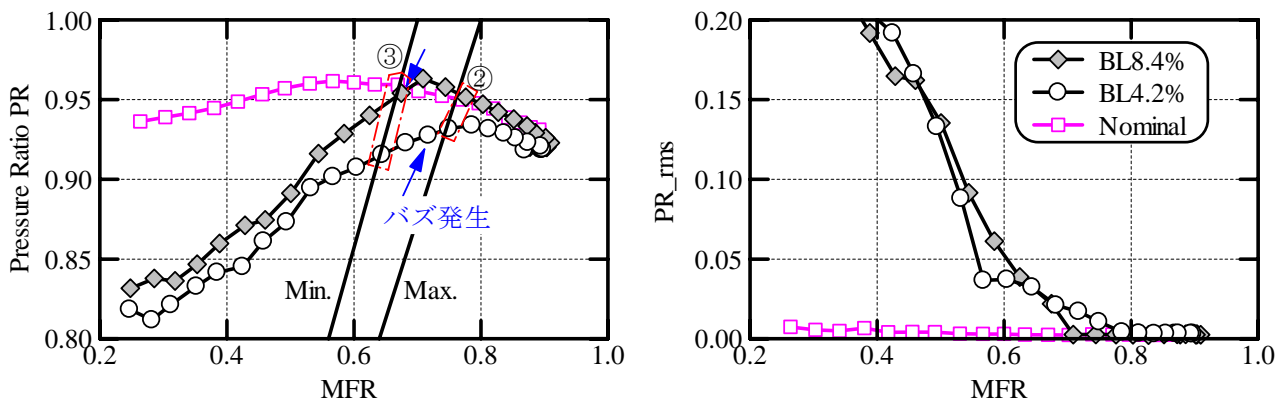
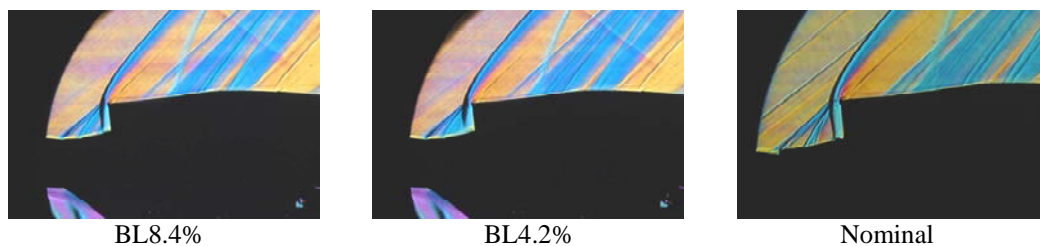


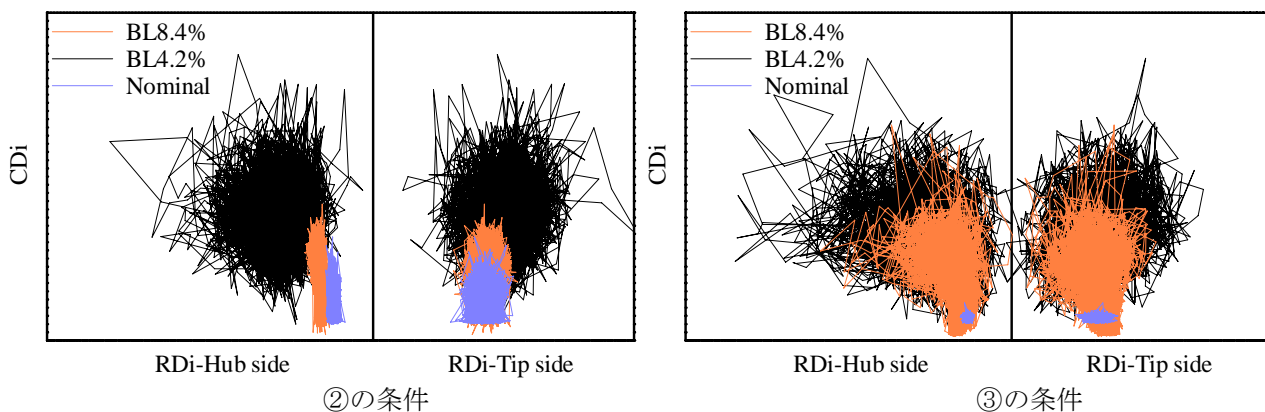
図 5.26 ダイバータレス形態 非定常計測
 (抽気流量の影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0deg$, $\beta=0deg$, 抽気 $UhDh$, バイパスドア閉, 補助ドア閉)



(c) インテーク出口総圧分布 (②の条件)

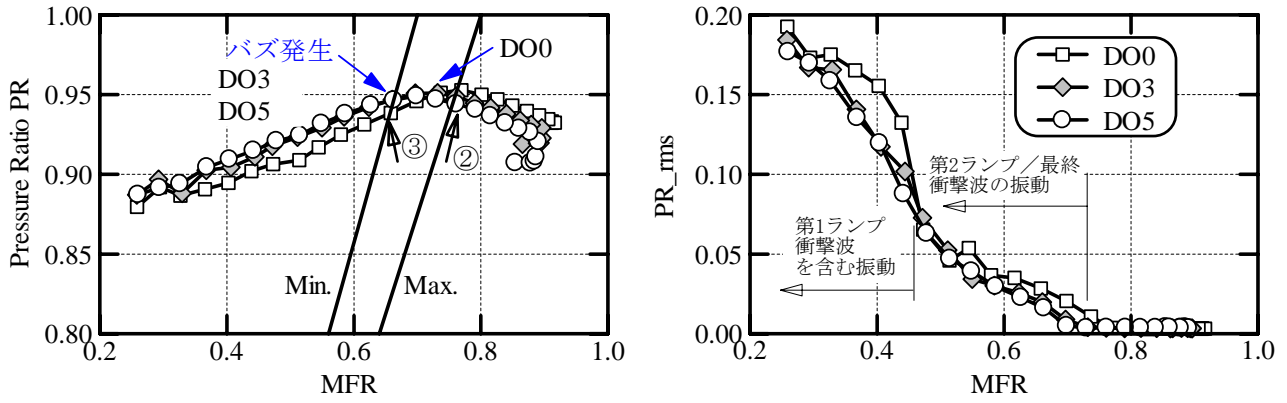


(d) シュリーレン写真 (②の条件)



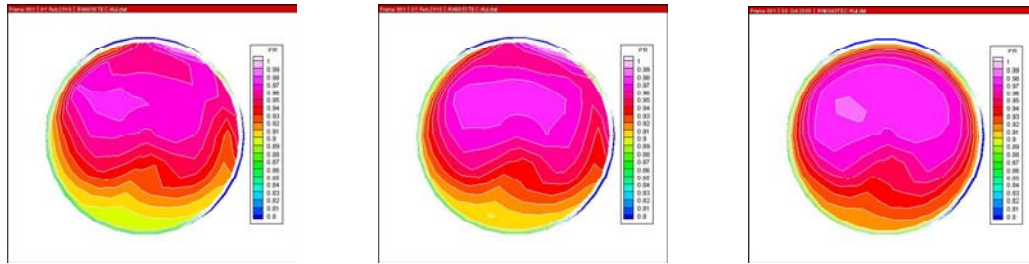
(e) ディストーション線図

図 5.27 ダイバータレス形態 非定常計測
(抽気流量の影響, $M_0=1.6$, $\alpha=5deg$, $\beta=0deg$, 抽気 $UhDh$, バイパスドア閉, 補助ドア閉)



(a) 総圧回復率線図

(b) 総圧回復率変動レベル

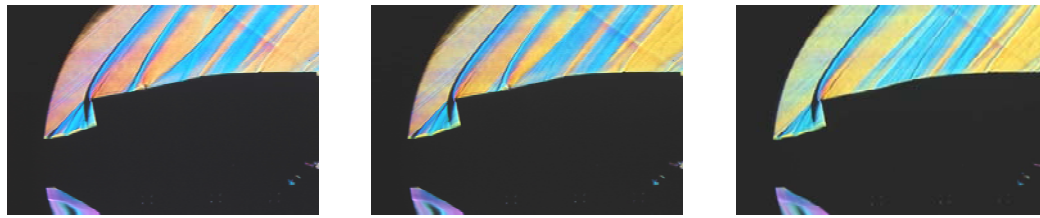


DO5

DO3

DO0

(c) インテーク出口総圧分布 (②の条件)

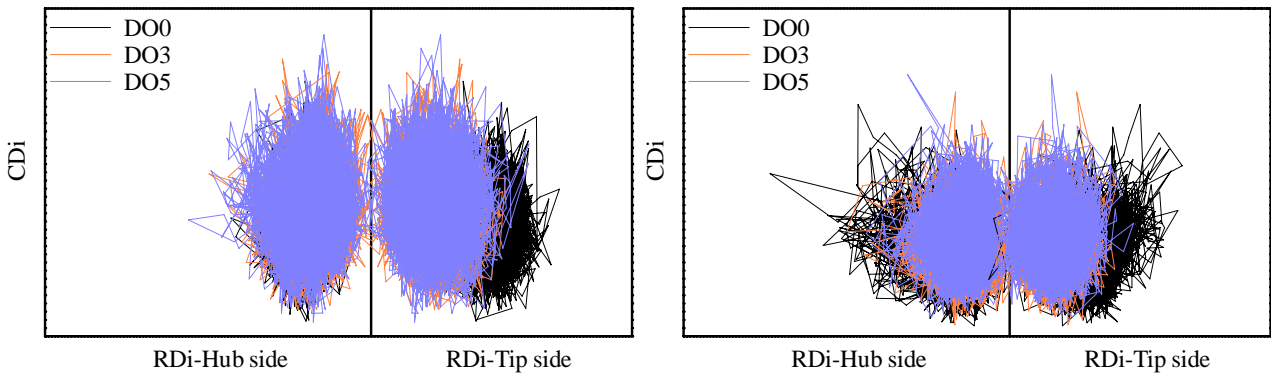


DO5

DO3

DO0

(d) シュリーレン写真 (②の条件)



RDHub side

RDTip side

②の条件

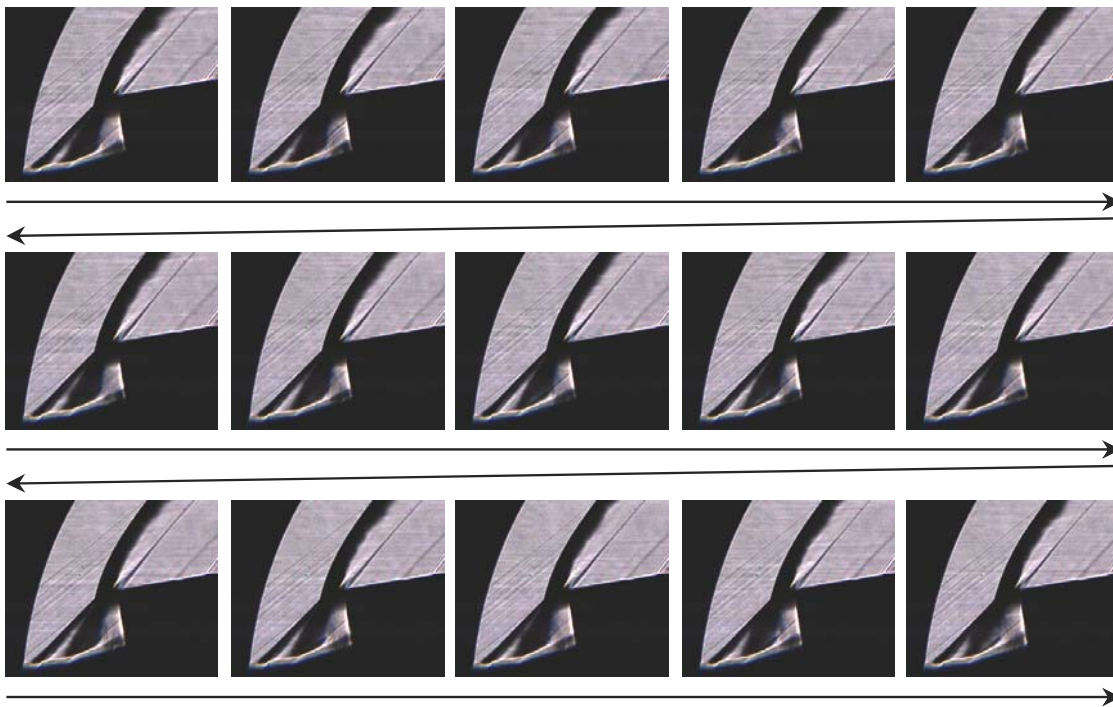
RDHub side

RDTip side

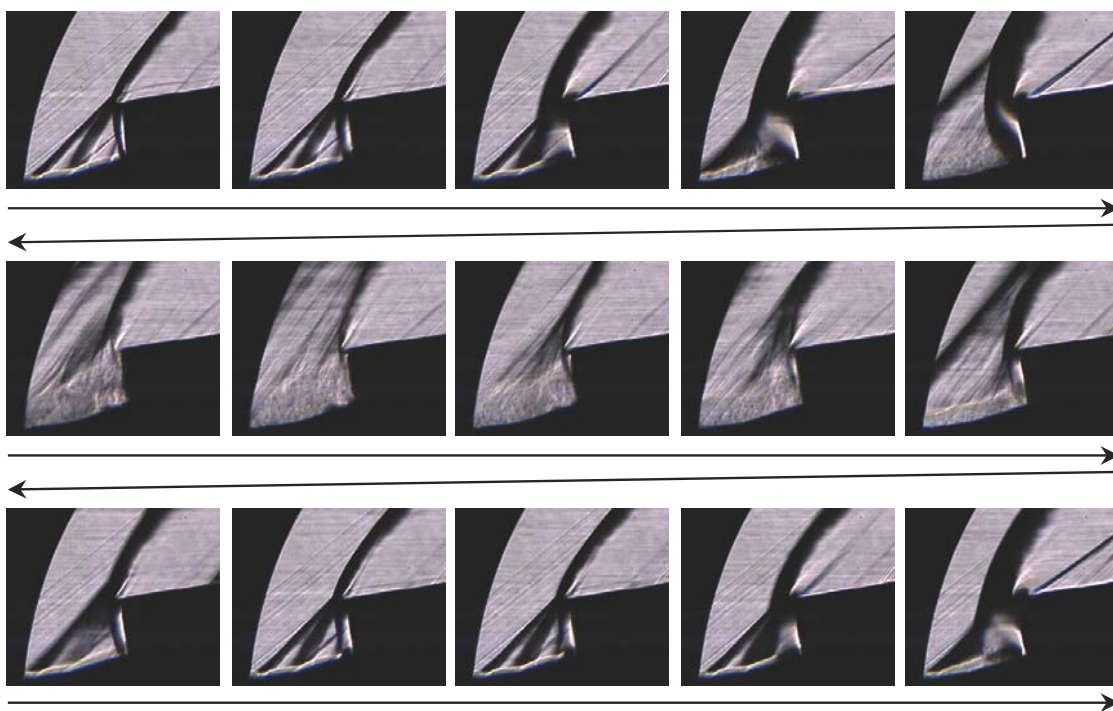
③の条件

(e) ディストーション線図

図 5.28 ダイバータレス形態 非定常計測
(補助ドアの影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0deg$, $\beta=0deg$, BL4.2% (UhDh), バイパスドア閉)



高流量域での衝撃波振動 (DO0, $\Delta t=1.052\text{ms}$)



低流量域での衝撃波振動 (DO0, $\Delta t=1.052\text{ms}$)

(f) 衝撃波振動

図 5.28 ダイバータレス形態 非定常計測 (続き)
 (補助ドアの影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$, BL4.2% ($U_h D_h$), バイパスドア閉)

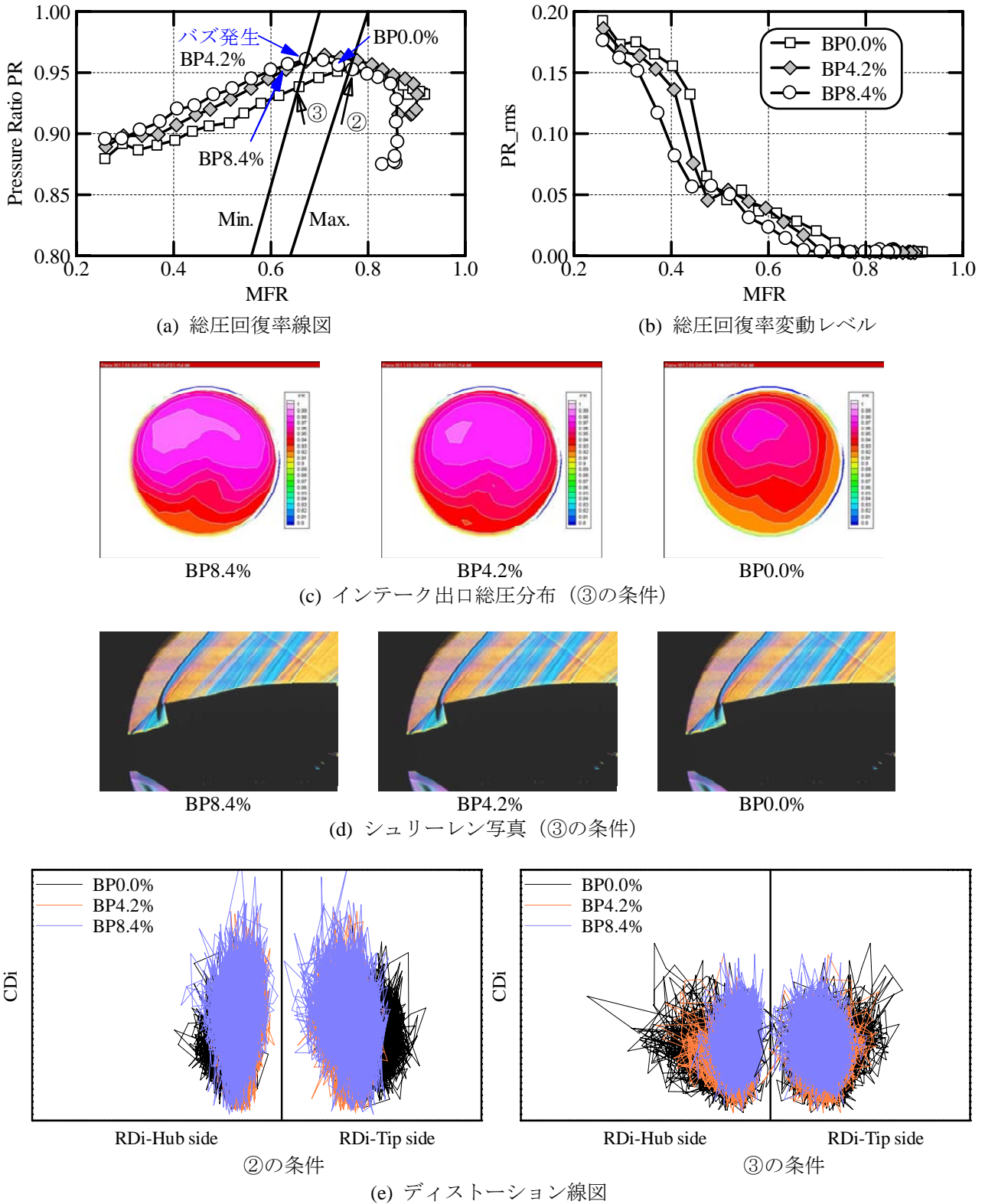


図 5.29 ダイバータレス形態 非定常計測
 (バイパスドアの影響, $M_0=1.6$, $\alpha=0deg$, $\beta=0deg$, BL4.2% (UhDh), 補助ドア閉)

6. まとめ

静粛超音速研究機用のインテーク系統として設計された第 3.5 形状インテークに対して、超音速域での空力性能データ取得、バズマージンの把握を目的として、JAXA 所有の 1m×1m 超音速風洞において風洞試験を実施した。試験結果を要約すると以下のようにまとめられる。

主流マッハ数 1.4~1.7, 機体迎角 0~5 度, 横滑り角 0~5 度および想定されるエンジンの作動条件を包含する範囲において、捕獲流量, 総圧回復率および空間ディストーションの空力性能データを取得した。

ノミナル形態に対する定常圧力計測により、エンジン運用範囲での総圧回復率は設計マッハ数 (1.6) において MIL-E-5008B で示される性能を上回ることが示された。非定常圧力計測によりエンジン運用範囲内では空間ディストーションは制限範囲内であること、また、バズが発生しないことを確認した。ただし、高マッハ数, 高姿勢角においてバズ発生領域がエンジン運用範囲に近接しており、今後注視する必要がある。

ダイバータレス形態に対する計測により、境界層抽気は総圧回復率と空間ディストーション改善に効果はあるものの、バズの抑制には効果がないことがわかった。バイパスドアや補助ドアはこの逆であり、バズの抑制には効果があるが、総圧回復率と空間ディストーション改善には効果がない。

ノミナル形態とダイバータレス形態を比較すると、総圧回復率や空間ディストーションの相違は小さいが、バズマージンは後者のほうが小さい。極力低いダイバータ高さで正常なインテーク運用が可能のように、境界層抽気流量, バイパスドア・補助ドアによる抽気流量を適切に設定することが望まれる。

7. 謝辞

本インテーク超音速風試の実施にあたり多くの方々の御協力を得た。風洞技術開発センター超音速風洞セクションリーダーの永井伸治氏には多くの有益な御助言を頂いた。また試験では、主任研究員の渡辺光則氏, IHI エアロスペースエンジニアリングの西島寛典氏, 木村毅氏の各位には多大な御協力を頂いた。関係各位に感謝の意を表する。

参考文献

- 1) 渡辺安, “静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの空力設計”, JAXA-RM-08-019 (2009).
- 2) 村上哲, “亜音速ディフューザの総圧損失の推算について”, JAXA-RM-04-002 (2004).
- 3) 渡辺安, 村上哲, “亜音速ディフューザの面積分布と中心線形状が空力性能に及ぼす影響”, 日本

機械学会論文集(B 編), 70 巻, 696 号 (2004), pp.1999-2004.

- 4) 渡辺安, 赤塚純一, 村上哲, 本阿弥真治, “多孔抽気を模擬する CFD 用壁面境界条件モデル”, 日本航空宇宙学会論文集, 53 巻, 623 号(2005), pp.548-553.
- 5) Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines, SAE Aerospace Recommended Practice 1420 Revision B (2002).
- 6) Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations for Gas-Turbine Engines, SAE Aerospace Information Report 1419 Revision A (1999).