

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 空力性能取得低速風洞試験

渡辺 安, 上野 篤史, 赤塚 純一

2010年5月

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 空力性能取得低速風洞試験*

渡辺 安^{*1}, 上野 篤史^{*1}, 赤塚 純一^{*1}

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

Yasushi WATANABE^{*1}, Atsushi UENO^{*1}, 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. This implies that compromising between improving the flow characteristics at low speed region and reduction of the external drag at high speed region is more difficult than that in designing an air-intake with variable geometry. Indeed, the 3.5th configuration air-intake was designed admitting the aerodynamic performance to be impaired at low speed region to reduce the external drag. Thus, the operation of the engine is strongly limited to a certain range.

The low speed wind tunnel tests were performed having four objectives. They are making aerodynamic database, verifying the limitation of the engine operation, verifying the height of the diverter and examining the alternative doors. The limitation of the engine operation was verified to be appropriate as the result of making aerodynamic database. The height of the diverter is enough to remove the effect of the boundary layer developing on the fuselage. It was found that applying alternative doors was effective to improve the flow characteristics.

Key words: supersonic air-intake, aerodynamic performance, low speed 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、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。インテークの設計方針の一つに可変形状を適用しないことがあり、その結果、高速域の抵抗を低減するために低速域の流量特性が悪く、低速時のエンジンの運用に強い制限が要求される。本研究では第 3.5 次形状インテークを対象に、低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低速風洞試験を実施した。そして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低速時のエンジンの運用制限が妥当であることを確認した。また、研究機設計における技術的懸念事項の一つであるダイバータ高さの設定に対して、その高さがインテーク性能を確保する上で十分であることを確認した。さらに低速時の推力増加や高速時の抵抗低減要求が強まった場合の対応策として補助ドアの有効性を確認した。

* 平成 22 年 2 月 9 日受付 (received 9 February 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
f_B	ブローの設定周波数
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
$\text{MFR}^*_{\text{eng}}$	インテーク出口流量比 (チョーク流量基準)
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 13m 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るれば超音速巡航時に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、外部抵抗等の空力性能を取得する必要がある。本研究では流速 50m/sec までの低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、エンジンスロットリングの制限が妥当であることを確認することを主な目的とする。さらに研究機の設計において技術的な懸念事項として想定されるダイバータ高さの設定の見直しおよびインテーク外部抵抗の見直しに対応するために、ダイバータ高さがインテーク性能におよぼす影響と補助ドアの設定による流量特性改善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

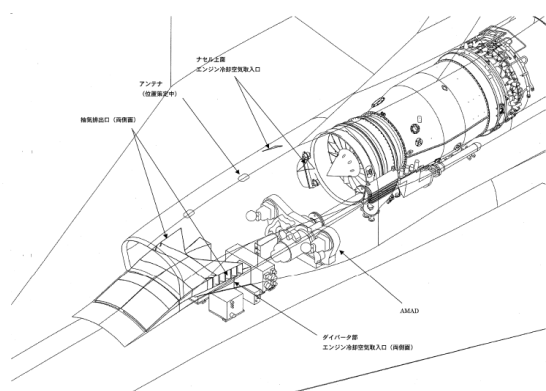


図 1.2 推進システムの概要

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° 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を性能指標となる。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させた形状である(図2.1)。ランプ転向角は理

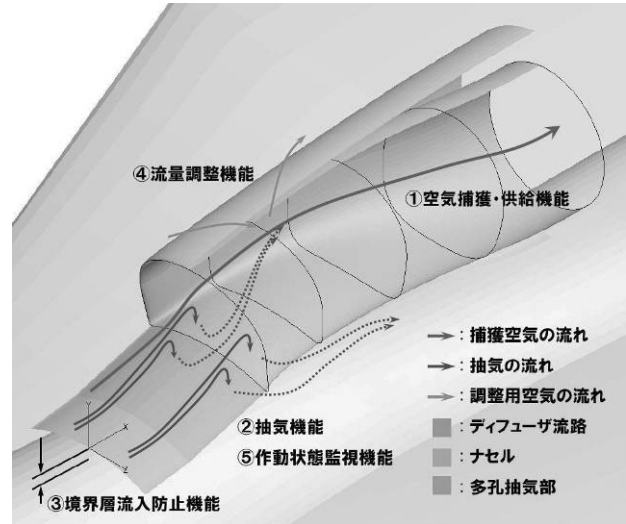


図 2.1 インテークの機能配分

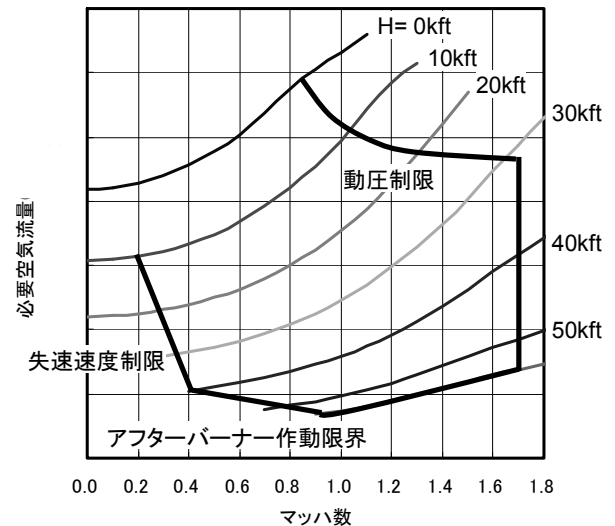


図 2.2 インテークの作動範囲

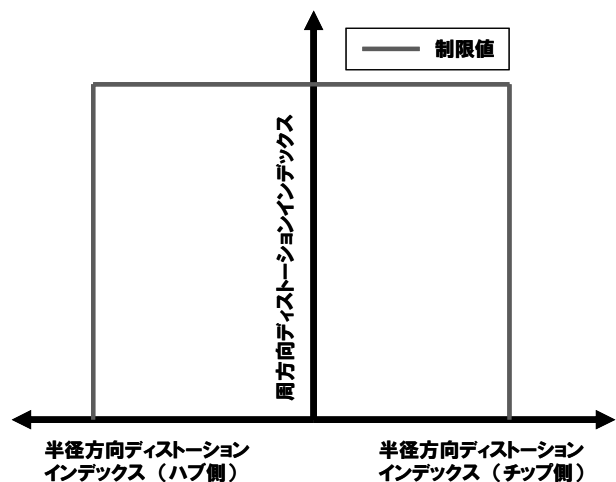


図 2.3 空間ディストーションの制限値

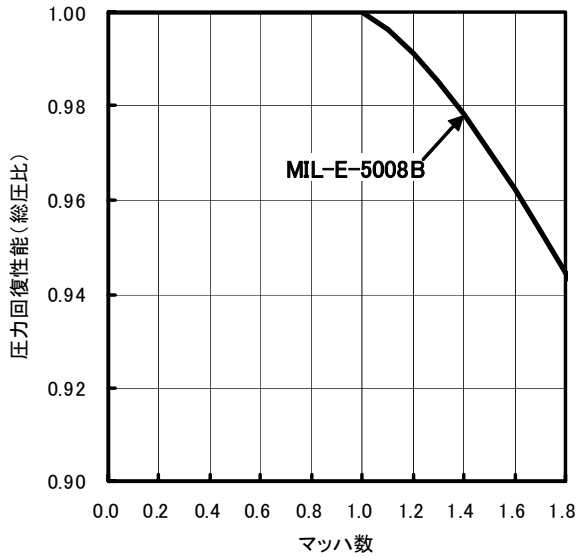


図 2.4 インテークの圧力回復率

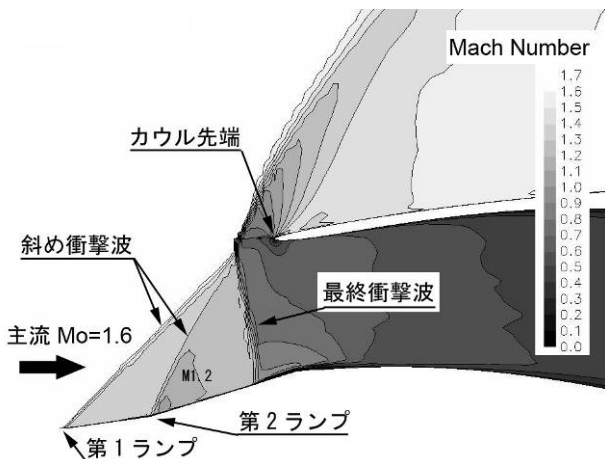


図 2.5 CFD による衝撃波システムの計算結果 (Mo=1.6, 作動適合点付近)

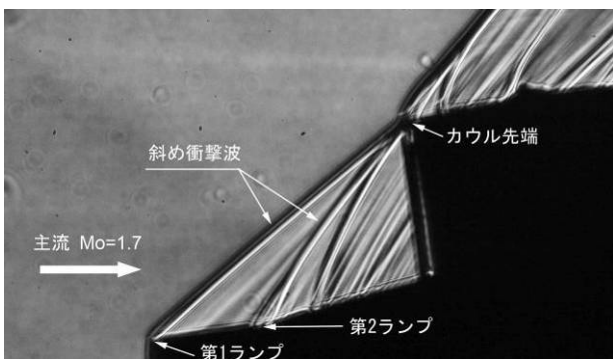


図 2.6 衝撃波パターンの可視化結果 (Mo=1.7, 超臨界作動状態)

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。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な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。

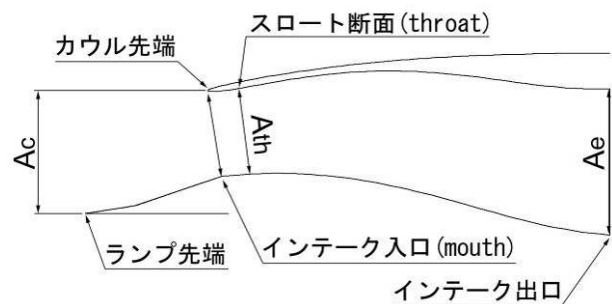


図 2.7 インテーク各部の面積

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⁾。

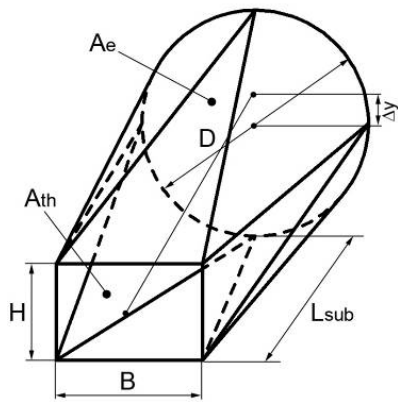


図 2.8 亜音速ディフューザの形状パラメタ定義

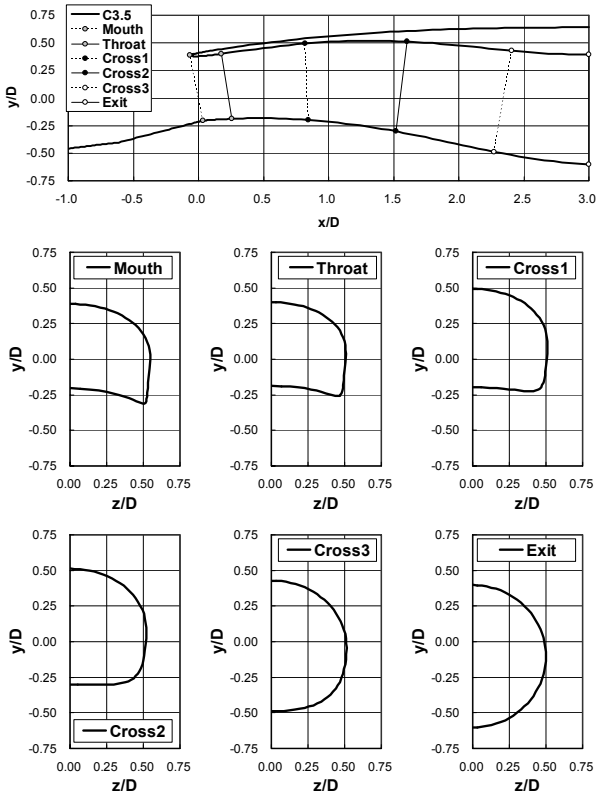


図 2.9 亜音速ディフューザ形状

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に、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

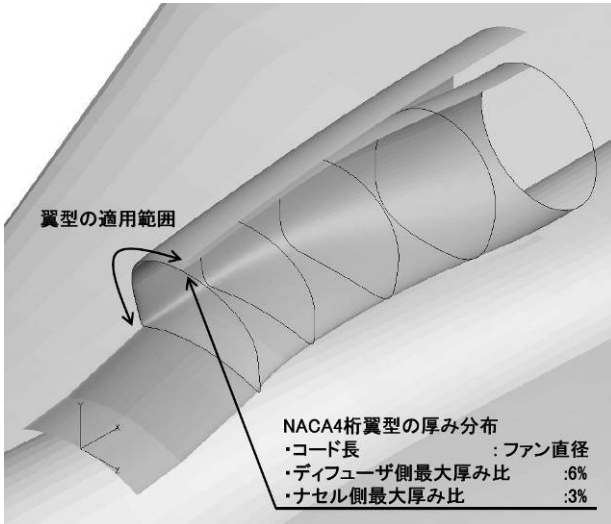


図 2.10 カウル先端厚み分布の設定と適用範囲

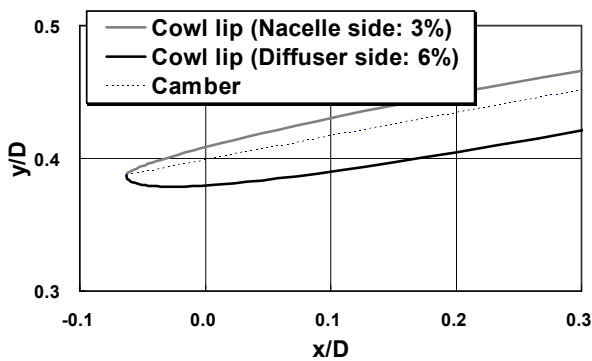
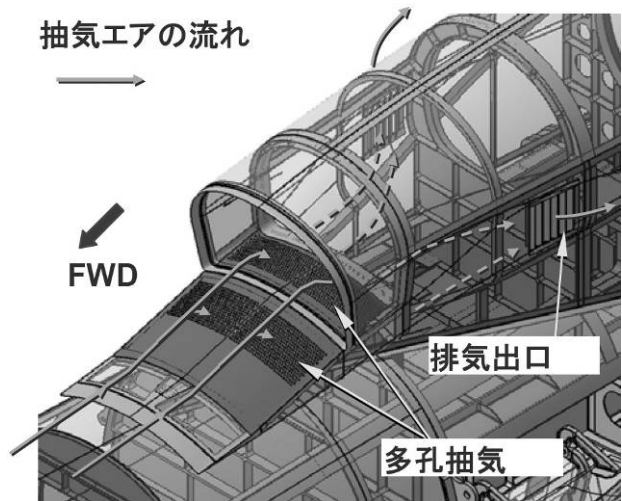


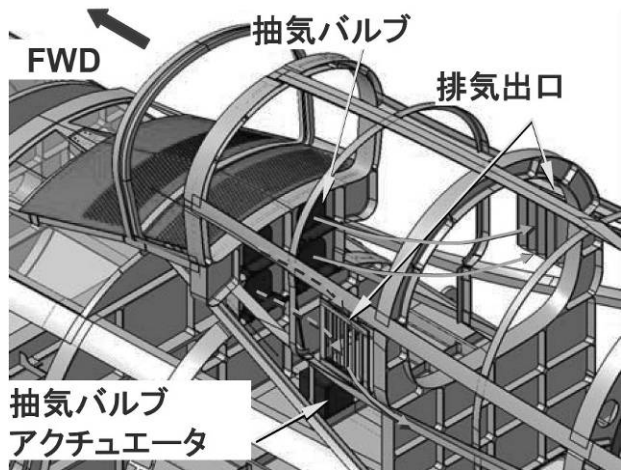
図 2.10 カウル先端断面形状

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 以下では全開、それ以上では全開となるような運用方式とした。



(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

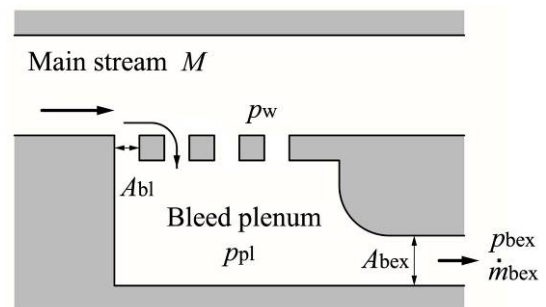


図 2.12 抽気システムの概要

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緒元を表2.1に示す。

表2.1 第3.5次形状インテーク空力形状の緒元

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 2m×2m 低速風洞において風洞試験を実施した。速度域は風速 0~50m/sec の範囲である。使用した条件における風洞の主要緒元を表 3.1 に示す。

表 3.1 風洞の主要緒元

	低速風洞
形式	連続循環式
試験断面	2m×2m オープンカート
模型支持	ロボット型 模型支持装置
気流速度	0~50m/s

3.2 インテーク模型および模型支持装置

インテーク模型の低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。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。機首先端、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。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 節で説明するが、低速風洞試験ではブローアにより流量調整をするため、流量調整装置は全開の状態で使用した。流量調整装置の外側を覆うように管

が接続され、管の最下流側面のフランジを介して、塩ビ管および V コーン流量計 (東京計装株式会社製、FV08-10038) を経てブローア (株式会社流機エンジニアリング、HP-200 (レンタル品)) に接続される (図 3.5)。ブローアの電源は 3 相 200V で吸込み流量は最大 30m³/min であり、55kW、200V のインバータにより制御される。模型は接続部を介してロボット型模型支持装置に接続され、姿勢角を制御することができる。圧力計測センサは模型の最下流に設置した箱内に納められ、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ロボット型模型支持装置のアームに沿って風洞外部に通される。

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、ブローアとその制御システムおよび流量計により構成される。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お

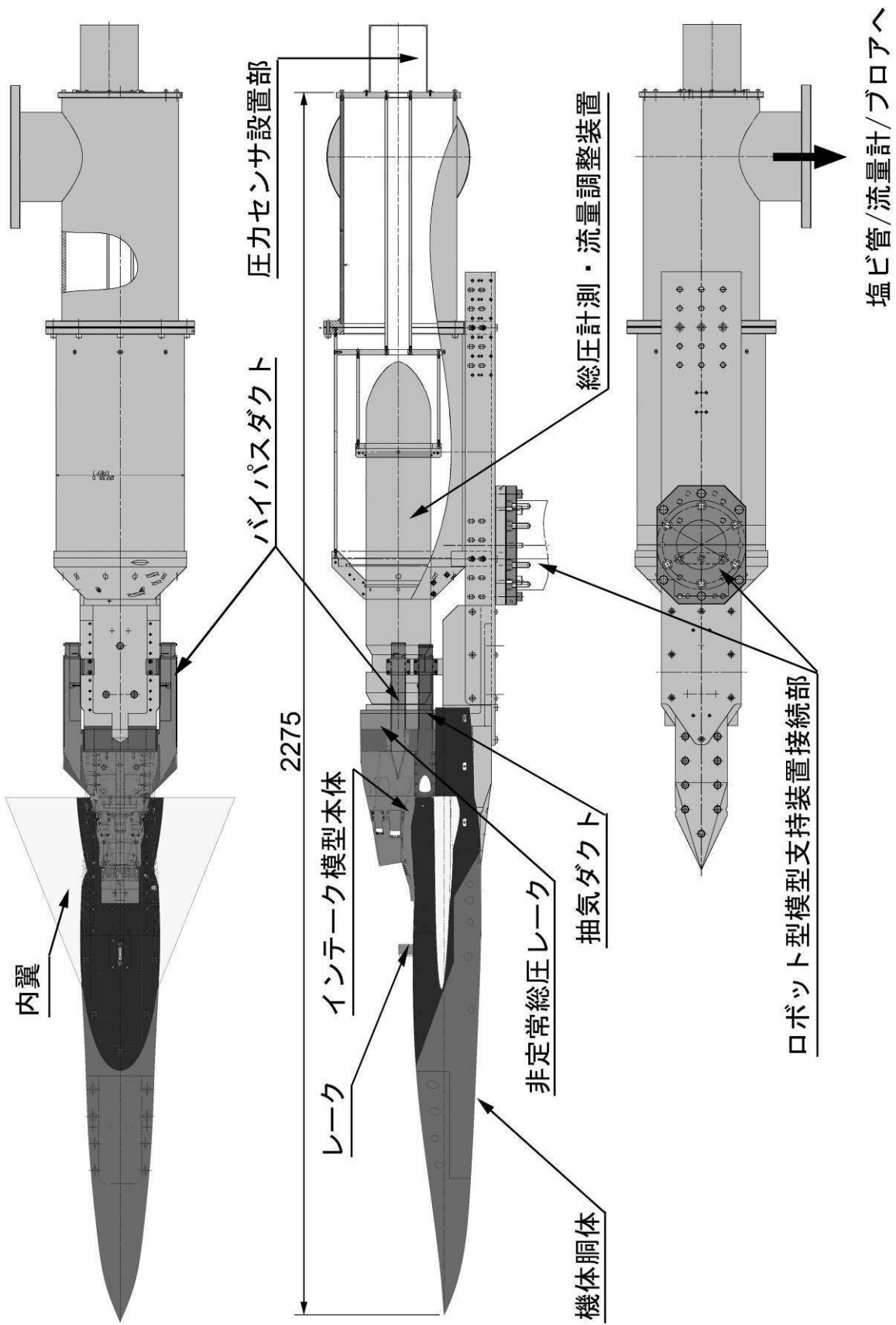
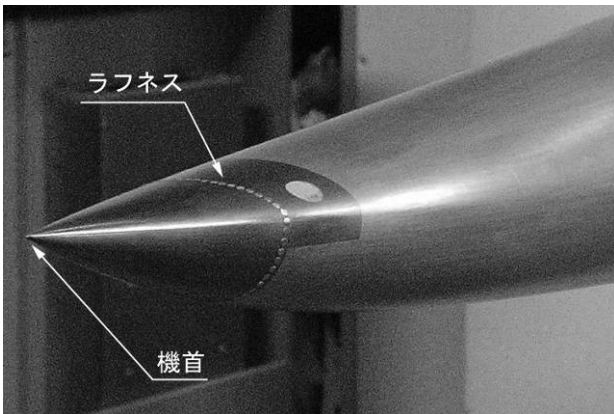


図 3.1 インテーク模型の低速風洞試験形態概要



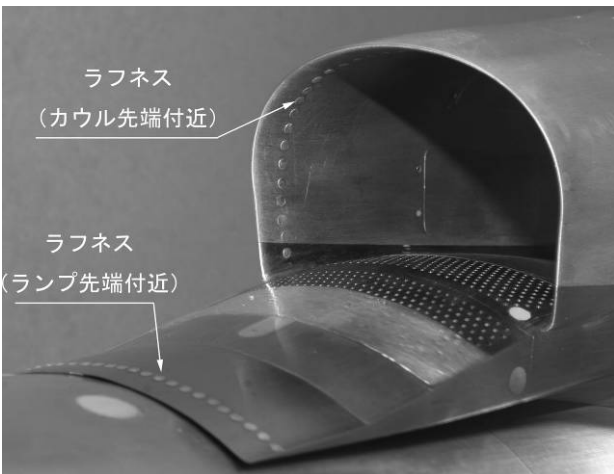
図 3.2 低速風洞搭載状態



ラフネス

機首

(a) 機首先端付近のラフネス

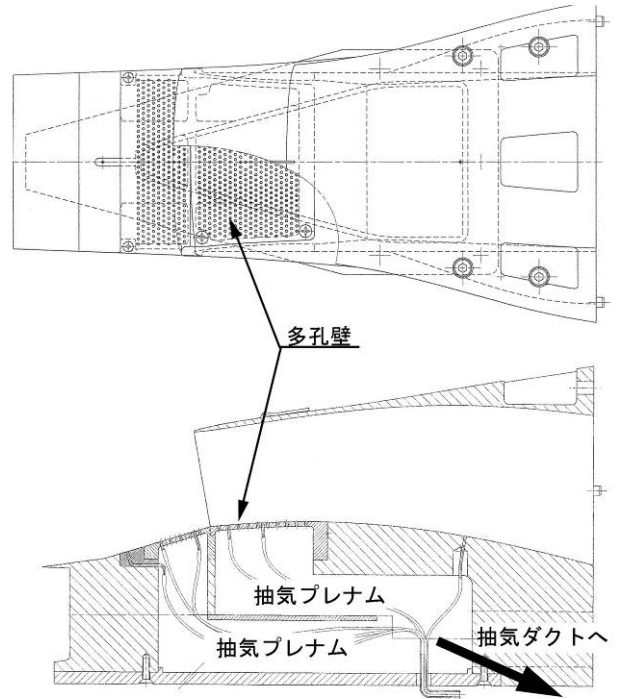


ラフネス
(カウル先端付近)

ラフネス
(ランプ先端付近)

(b) ランプ、カウル先端付近のラフネス

図 3.3 ラフネスの設定



多孔壁

抽気プレナム

抽気プレナム

抽気ダクトへ

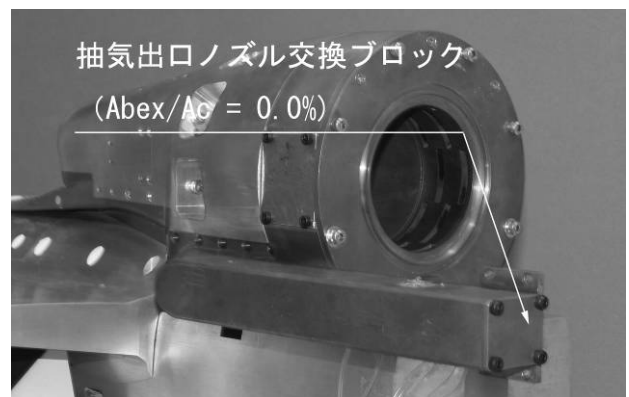
(a) 多孔抽気システム概要



抽気出口ノズル交換ブロック

($A_{bex}/A_c = 8.4\%$)

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



抽気出口ノズル交換ブロック

($A_{bex}/A_c = 0.0\%$)

(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

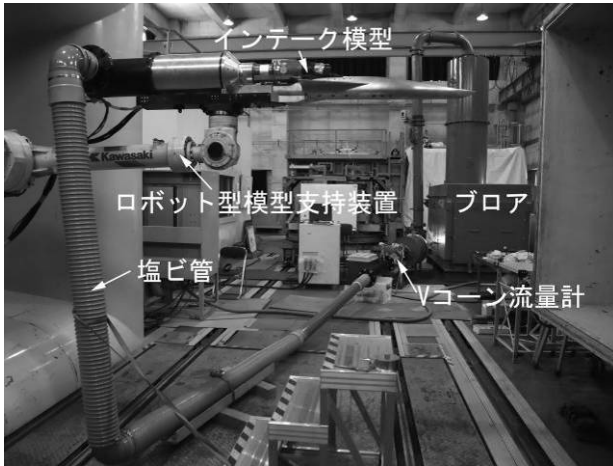


図 3.5 流量調整用配管の概要

り、流量調整装置の出口で流れがチョークするとして流量を算出する場合には、ここで計測された総圧値を用いるが、本研究では使用しない。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 $A_{\text{plug}}/A_c = 0\sim 140\%$ の範囲で設定することができる。本研究では流量をブローアにより制御するため、フロープラグは全開 ($A_{\text{plug}}/A_c = 140\%$) の位置に固定した。

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。

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。

3.5 風洞試験方法

3.5.1 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、ダイバータ高さおよび補助ドアの設定を変更した。ダイバータは静粛超音速研究機第 3.5 次形状の設定

に相当する高さのものと、その 2 倍の高さの 2 種類を用いた (図 3.9)。補助ドアの設定は全閉状態 (図 3.10(a)) もしくは全開状態 (図 3.10(b)) の 2 種類とした。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い (図 3.11)、抽気出口は、低速で逆流防止弁が機能するため、これを模擬するよう全閉とした (図 3.4(c))。

流れの状態に関するパラメータとして、流速、迎角、横滑り角およびインテーク流量を変化させた。流速 U は 0,30,50m/sec の 3 種類とし、迎角 α は 0 度から 18 度まで 3 度刻み、横滑り角 β は 0 度から 10 度まで 2.5 度刻みとした。インテーク流量はブローア制御用インバータの設定周波数により調整できるが、流量はインバータ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、流量の設定はブローア制御用インバータの設定周波数 f_B のみを 12Hz から 52Hz まで 8Hz 刻みで 6 段階に設定することとした。

3.5.2 圧力計測試験

圧力計測試験は所定の模型形態に対して、流速、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し、ロボット型模型支持装置により模型を所定の迎角にセットする。次いで風洞を起動し所定の流速に設定する。風洞起動直後にインテーク流量を設定するようブローアを起動し、インバータを所定の周波数に設定する。風洞およびブローアが所定の状態に達した時点で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回転式レークを 15 度刻みに 75 度回転させて総圧分布を計測する。非定常圧力計測システムによる計測の場合には約 5 秒間以上の計測を行う。このような圧力計測をインバータの設定条件分繰り返す。その後、ロボット型模型支持装置により横滑り角を変更し、再びインバータの設定条件分、圧力計測を繰り返す。一連の横滑り角とインテーク流量条件に対する計測が終了した時点で、ブローアおよび風洞を停止する。ブローア、風洞共に停止した後、模型の迎角もしくは模型形態を変更し、上記の手順を繰り返す。

3.5.3 気流系による流れの可視化実験手順

静粛超音速研究機のインテークは機体の上方に配置されているため、低速大迎角時に機首から発生する縦渦がインテークに流入する条件においてもインテーク性能、特にディストーション性能が確保されることを確認することが重要である。従って、機首

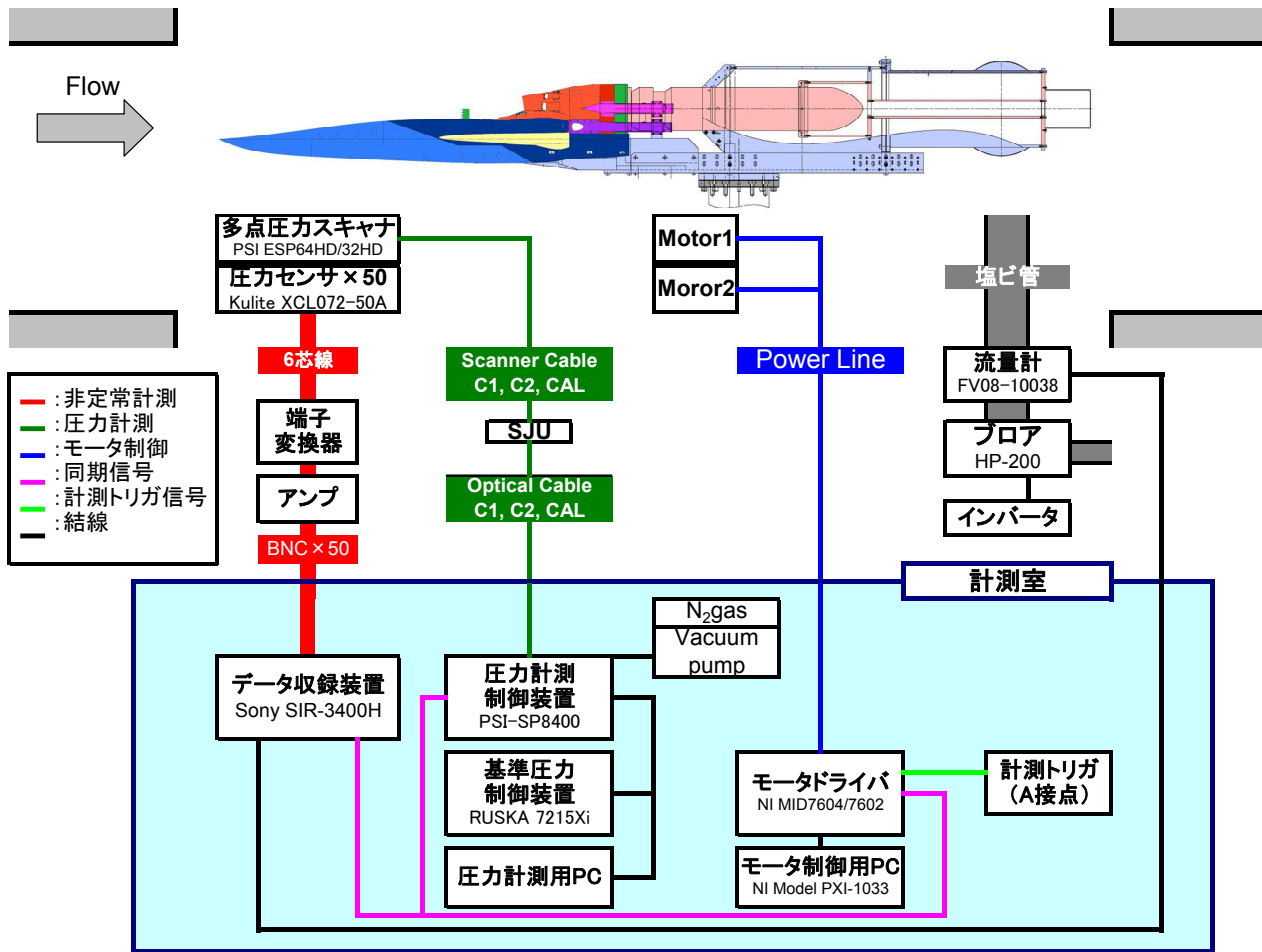


図 3.6 風洞試験における計測システム概要

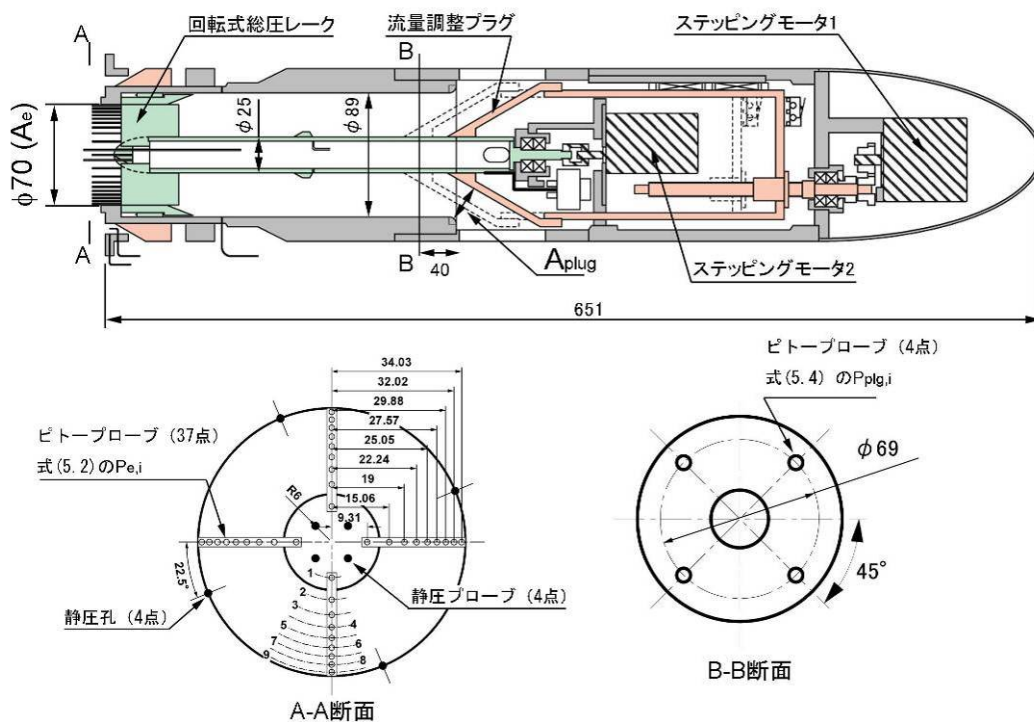
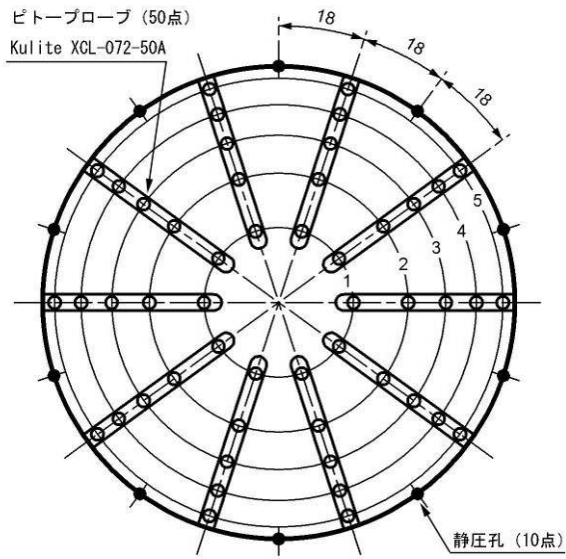


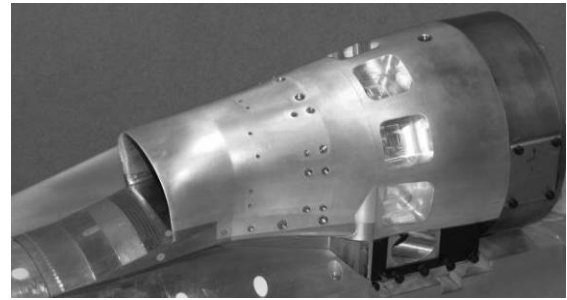
図 3.7 総圧計測・流量調整装置の概要



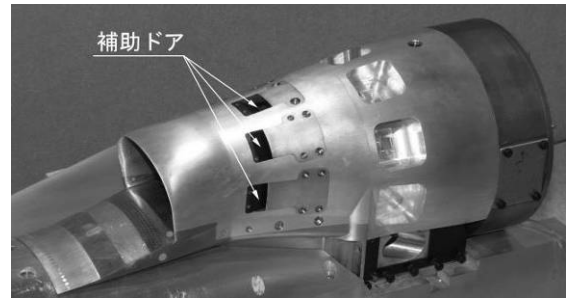
(a) 非定常ピトプローブと静圧孔の配置



(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) 補助ドアなし



(b) 補助ドア全開

図 3.10 補助ドアの設定

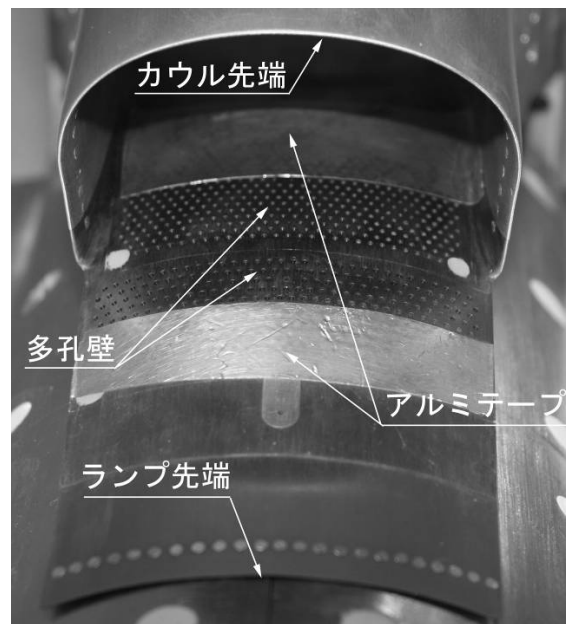
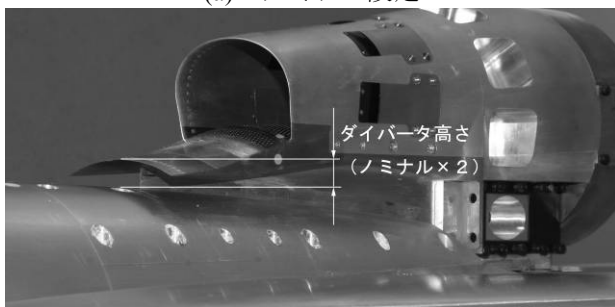


図 3.11 多孔抽気部の設定



(a) ノミナル設定



(b) ノミナルの2倍の高さ
図 3.9 ダイバータ高さ設定



図 3.12 気流糸による可視化

から発生する縦渦がインテークに流入する姿勢角条件を明確にする必要があり、縦渦の様子を可視化するために気流糸による可視化を行った。

気流糸には黒色の毛糸を用い、丈夫で細長い針金に一定の間隔で 3 本取り付け付けた。可視化においては気流速度を 15m/sec、インバータの設定周波数を 12Hz とした。気流糸の位置は取り付け付けた針金の反対側を手で持ち調整した。可視化の様子を図 3.12 に示す。一番下の気流糸はぼやけているが、これは縦渦により気流糸が激しく運動するためであり、このようにして縦渦の存在を可視化することができる。

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、亜音速域におけるインテークの最大捕獲流量条件であるスロート A_{th} におけるチョーク流量との比 MFR^* として定義される (式 4.1)。インテークで捕獲される流量 $\rho_c U_c A_c$ はインテーク流量を調整するためのブローの上流に接続された流量計により計測した流量を用いた。

$$MFR_{eng}^* = \frac{\rho_c U_c A_c}{\rho^* U^* A_{th}} \quad (4.1)$$

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、ピトープローブは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(4.2)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、1024 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 4.3) と RMS 値 PR_{rms} (式 4.4) により総圧回復率性能を評価した。

$$PR = \frac{\overline{P_c}}{P_0} = \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{c,i}}{P_0} \quad (4.2)$$

$$PR_{av} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n PR_i \quad (4.3)$$

$$PR_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (PR_i - PR_{av})^2} \quad (4.4)$$

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。

$$CD_i = \frac{P_{av,i} - P_{avLow,i}}{P_{av,i}} \quad (4.5)$$

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 4.6)。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 4.7)

$$P_{av,i} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} P(\theta)_i d\theta \quad (4.6)$$

$$P_{avLow,i} = \frac{1}{\theta_i^*} \int_{\theta_1}^{\theta_2} P(\theta)_i d\theta \quad (4.7)$$

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 RD_i は式 (4.8) 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。

$$RD_i = \frac{P_{fav} - P_{av,i}}{P_{fav}} \quad (4.8)$$

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 RD_iH 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 RD_iT 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 1024 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。

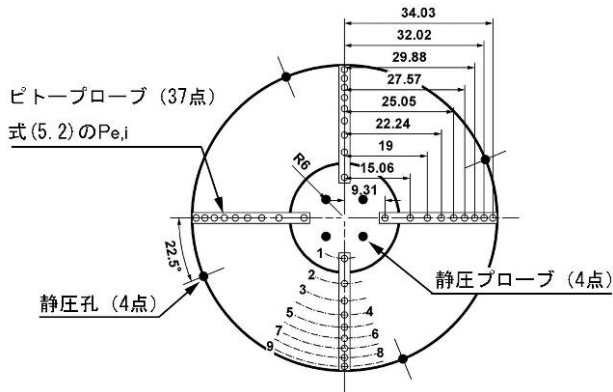


図 4.1 定常総圧レークの配置

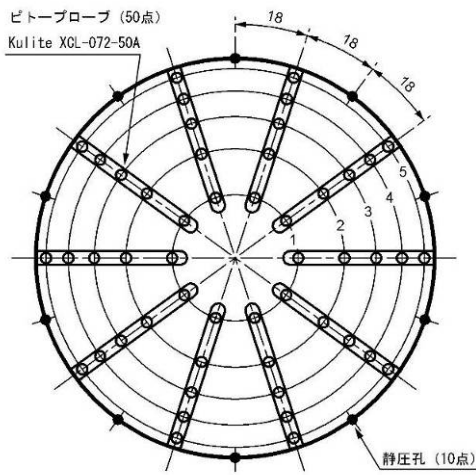


図 4.2 非定常総圧レークの配置

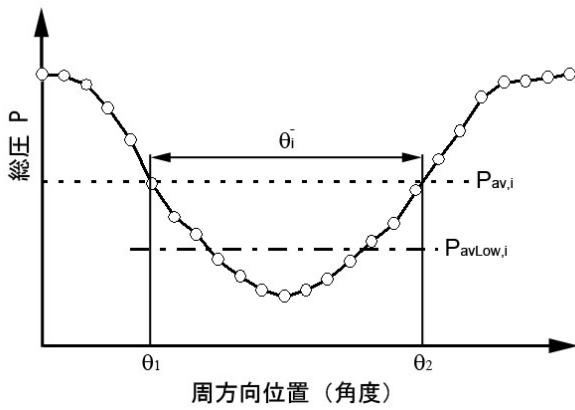


図 4.3 周方向総圧分布の平均値の定義

5. 風洞試験結果

5.1 試験条件

低速風洞試験は平成 21 年 7 月 21 日から 7 月 31 日にかけて、宇宙航空研究開発機構の 2m×2m 低速風洞において実施した。試験パラメータは前述のように、推進系と機体胴体との隙間であるダイバータ高さ (ノミナル設定とノミナル値の 2 倍の高さの 2 種類)、補助ドアの設定 (前閉および全開の 2 種類)、流速 (0,30,50m/sec の 3 種類) および機体の姿勢角 ($\alpha=0\sim 18\text{deg}$, $\beta=0\sim 10\text{deg}$) である。また、計測として総圧計測・流量調整システム (図 3.7) による定常圧力計測, 非定常圧力計測システム (図 3.8) による非定常圧力計測および気流糸による可視化 (図 3.12) 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 ノミナル条件における性能データ

ノミナル条件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, 補助ドアが前閉の条件を指す。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, ノミナル条件におけるインテークの性能データマップが必要されるため, そのデータ取得は本風洞試験の主要目的となる。静粛超音速研究機の離陸時の条件を考慮して, 流速は 0, 30, 50m/sec の 3 種類, 離陸時の姿勢角は想定される条件を包含するよう, 0~18 度まで 3 度刻みとし, 横風の風速を 10m/sec まで考慮して横滑り角を 0~10 度まで 2.5 度刻みとした。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, ブロアの設定周波数 f_B を 12~52Hz まで 8Hz 刻みで設定した。

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 度および流速 50m/s 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で示す結果はブロアの周波数 f_B が 12Hz の場合に対応しており, 以下順に周波数を 8Hz 刻みで増加させた場合の結果を示す。また, 図中にはエンジンの作動線を併せて示す。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, ISA, SLS 条件の場合において PLA が 60,70,80 度に対応する結果である。図 5.1(b)は図 5.1(a)中の①から⑥に対応するインテーク出口における総圧分布を示す。インテーク流量比が増加するにつれて総圧分布における総圧の最大値と最小値の差は大きくなり, 総圧回復率が低くなることわかる。特に, この姿勢角の条件ではランブ

側に総圧の低い領域が生じる。図 5.1(c)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 RDi_H と周方向ディストーション指標 CDi との関係およびチップ側の半径方向ディストーション RDi_T と CDi 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空間ディストーションは①~③の条件についてのみエンジンの運用制限内にあるため, エンジンの運転が保証される。

図 5.2~5.8 に迎角が 0 度から 18 度のそれぞれの条件に対して横滑り角が 0 度から 10 度まで範囲に対する結果を示す。総圧分布は静粛超音速研究機の基本設計において設定したエンジンの運用制限 (PLA60°) の両側の結果 (図 5.1(a)中の点③と点④) に対する結果に対応するものである。すなわち, 点③ ($f_B=28\text{Hz}$) の結果は設定したエンジンの運用範囲内に対する結果であり, 点④ ($f_B=36\text{Hz}$) の結果は範囲外に対する結果である。総圧回復率は, エンジンの運用上限である PLA60° の場合において, 約 0.93~0.94 程度であり, 機体の姿勢角の影響をほとんど受けないことがわかる。一方, 空間ディストーションについては機体の姿勢角により, 指標の値が大きく変化する。特徴的な点として, 迎角 α が 9° 付近を境にして, それよりも低い迎角では横滑り角 β が小さいほど周方向ディストーション指標 CDi は小さいが, それ以上の迎角では逆になる。また, α が 9° 以上の条件では β に対する CDi の変化が非常に大きくなる。これは α が 9° よりも小さい条件では総圧分布中のピーク値は β に対してほとんど変化しないのに対し, α が 9° 以上の条件では β が大きくなるにつれて総圧分布のピーク値が大きくなり, より不均一な分布になっていることがわかる。このように α が 9° を境に空力特性が大きく変化するが, これについては次節で述べる。

図 5.9 はブロアの設定周波数 f_B が 28Hz と 36Hz の場合における, 姿勢角による総圧回復率のコンター図を示す。前述のように総圧回復率は風洞試験における姿勢角範囲においてせいぜい 1% 程度しか変化せず, 姿勢角の影響は小さいが, その 1% の範囲を詳細に見ると, 明らかに迎角 9° 付近を境に値が変化しており, 迎角 9° 以上で横滑り角 5° 以内の範囲において総圧回復率が高くなっている。図 5.10 は周方向ディストーション指標 CDi のコンター図を示す。横滑り角の変化に対する CDi の変化については迎角が大きい方がその変化量が大きい。迎角 9° 以上で横滑り角が 0 度付近の場合に CDi は最も小さくなるが, 同じ迎角 9° 以上で横滑り角が 5 度よりも大きい領域において CDi は最も大きくなり, 特に $f_B=36\text{Hz}$ の場合には, その領域でエンジンの運用制限値を超えた値となる。図 5.11 および図 5.12 はそれぞれ半径方向ディストーション指標 RDi_H および RDi_T のコンター図を示す。これより半径方向ディストーション

ンについては迎角が大きいほど性能が良くなる傾向が分かる。ディストーションによる運用制限については、チップ側の半径方向ディストーション指標による制限が厳しく、 $f_B=36\text{Hz}$ の場合ではいずれの姿勢角においても制限値を超えており、 $f_B=28\text{Hz}$ においても迎角が小さい領域で一部制限値を越えていることがわかる。

このように定常計測結果は静粛超音速研究機の基本設計で設定したエンジンのスロットリング範囲（低速域で PLA の上限を 60° ）内においても一部ディストーションの制限を超えている。しかし、定常計測結果による空間ディストーション指標の算出に用いた圧力プローブの位置は、エンジンメーカの指定する位置に従っていない。さらに、エンジンメーカ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非定常計測結果によるものとした。

図 5.13(a)は非定常圧力計測結果の一例として迎角 3° 、横滑り角 0° 、流速 50m/s 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平均値の変化を示す。図中の①で示す結果はブローの周波数 f_B が 12Hz の場合に対応し、以下順に周波数を 8Hz 刻みで増加させた場合の結果に対応しており、図 5.1(a)に示す定常計測の場合と同様である。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レークによる圧力損失が大きくなる。このため、図 5.1(a)と比較すると、同じブローの設定に対して流量は少なくなる。図 5.13(b)は図 5.12(a)中に示す①から⑥に対応する、非定常圧力計測結果を平均した総圧分布を示す。瞬間的な分布は図 5.13(c)に示すように時間的に大きく変化する。また、図 5.13(d)に示すように総圧回復率も時間的に変化する。ただしこのような変化には周期性は見られない（図 5.15）。図 5.14 は空間ディストーションに関する非定常計測結果例を示す。図 5.14(a)は非定常計測結果から平均値を算出し、 R_{Di_H} と CD_i との関係および R_{Di_T} と CD_i との関係を示す。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 5.14(b)）。ただし、総圧回復率の時間変化と同様に、ディストーション指標の変化にも周期性は見られず（図 5.15）、 R_{Di_H} の変化と CD_i の変化との関係および R_{Di_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（図 5.14(c)）。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 5.14(a)及び(c)の場合ともに、グラフの外枠がそれにあたる。図 5.14(a)には定常計測の場合の運用制限をグラフ内に示して

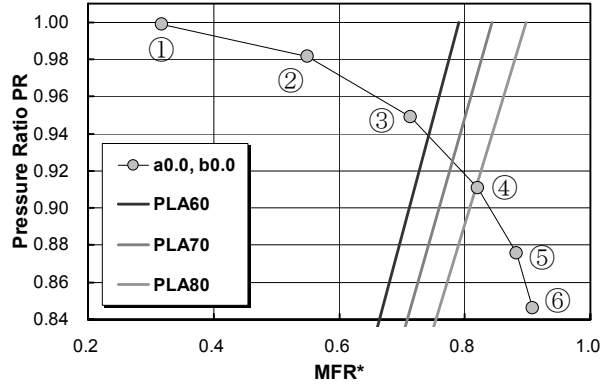
おり、非定常計測結果を用いてディストーション評価を行う場合には定常計測結果を用いる場合に比べて運用制限を 2 倍に拡大して評価することとされている。これより、PLA 70° に相当するブロー設定周波数 $f_B=36\text{Hz}$ の場合（図 5.13(a)参照）には空間ディストーション変動は運用制限をほぼ満足し、それ以上のブロー設定周波数の場合では運用制限を超えていることがわかる。

図 5.16～5.22 に迎角が 0° から 18° のそれぞれの条件に対して横滑り角が 0° から 10° まで範囲に対する非定常計測結果を示す。総圧分布は $f_B=36\text{Hz}$ に対応する結果を示す。これより、何れの姿勢角条件の場合についても、 $f_B=36\text{Hz}$ の条件はエンジンの作動条件が PLA 70° の場合にほぼ相当しており、PLA がこれ以下の作動条件においてディストーション指標の時間変動はエンジンの運用制限内にほぼ納まっていることが分かる。従って、静粛超音速研究機の低速時のエンジン運用制限として設定した、パワーレバー角の上限を 60° とする設定は妥当であると判断することができる。

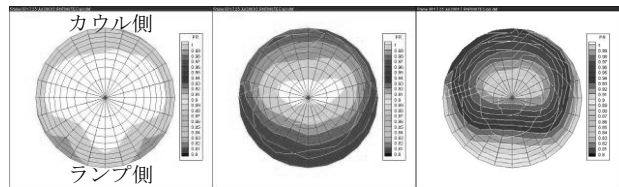
図 5.23 に主流速度によるインテーク空力性能の変化を比較した結果を示す。総圧回復率は流速が小さいほど、同じブローの周波数設定に対して、小さくなることが分かる。これは、インテークの捕獲面積とスロート面積との比が主流速度が小さいほど大きくなり、その結果としてカウル先端部からのはく離の影響が大きくなるためであると考えられる。特にランプ側において総圧が低い領域が現れることが分かる。空間ディストーションについては、主流速度が小さいほど半径方向ディストーション指標に比べて周方向ディストーション指標の方が相対的に大きくなる傾向があるが、その変化は大きいものではなく、何れの主流速度においても PLA 70° に相当する条件において、ディストーション指標の時間変化の領域はエンジンの運用制限内にほぼ納まっていることが分かる。

表 5.1 風洞試験条件

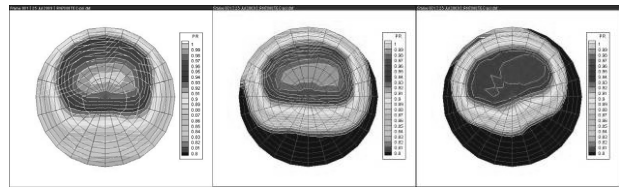
ダイバータ	補助ドア	U0 [m/s]	α [deg]	β [deg]	計測				
					定常	非定常	気流系		
Nominal	Close	50	0.0	0.0	○	○	X		
				2.5	○	○	X		
				5.0	○	○	X		
				7.5	○	○	X		
			10.0	○	○	X			
			3.0	0.0	○	○	X		
				2.5	○	○	X		
				5.0	○	○	X		
				7.5	○	○	X		
			10.0	○	○	X			
			6.0	0.0	○	○	X		
				2.5	○	○	X		
		5.0		○	○	X			
		7.5		○	○	X			
		10.0	○	○	X				
		9.0	0.0	○	○	X			
			2.5	○	○	X			
			5.0	○	○	X			
			7.5	○	○	X			
		10.0	○	○	X				
		12.0	0.0	○	○	X			
			2.5	○	○	X			
			5.0	○	○	X			
			7.5	○	○	X			
		10.0	○	○	X				
		15.0	0.0	○	○	X			
			2.5	○	○	X			
			5.0	○	○	X			
			7.5	○	○	X			
		10.0	○	○	X				
		18.0	0.0	○	○	X			
			2.5	○	○	X			
			5.0	○	○	X			
			7.5	○	○	X			
		10.0	○	○	X				
		30	0.0	○	○	X			
			15.0	○	○	X			
		0	0.0	X	○	X			
			15.0	○	○	X			
		High	Close	50	0.0	0.0	○	○	X
						2.5	X	○	X
						5.0	○	○	X
						7.5	X	○	X
					10.0	○	○	X	
					3.0	0.0	X	○	X
						2.5	X	○	X
						5.0	X	○	X
						7.5	X	○	X
10.0	X				○	X			
6.0	0.0				○	○	X		
	2.5				X	○	X		
	5.0			○	○	X			
	7.5			X	○	X			
10.0	○			○	X				
9.0	0.0			X	○	X			
	2.5			X	○	X			
	5.0			X	○	X			
	7.5			X	○	X			
10.0	X			○	X				
12.0	0.0			○	○	X			
	2.5			X	○	X			
	5.0			○	○	X			
	7.5			X	○	X			
10.0	○			○	X				
15.0	0.0			○	○	X			
	2.5			X	○	X			
	5.0			○	○	X			
	7.5			X	○	X			
10.0	○			○	X				
18.0	0.0			○	○	X			
	2.5			X	○	X			
	5.0			○	○	X			
	7.5			X	○	X			
10.0	○			○	X				
30	0.0			○	○	X			
	15.0			○	○	X			
0	0.0			○	○	X			
	15.0			○	○	X			
Open	50 / (15*)			*気流系による計測の場合	0.0	0.0	○	○	○
						5.0	○	X	X
						10.0	○	○	○
						15.0	○	○	○
					6.0	0.0	○	○	○
						5.0	○	X	X
						10.0	○	○	○
						15.0	○	○	○
					9.0	0.0	X	○	○
		5.0	X			○	○		
		10.0	X			○	○		
		15.0	X			○	○		
		12.0	0.0	○	○	○			
			5.0	○	X	X			
			10.0	○	○	○			
			15.0	○	X	X			
		15.0	0.0	X	○	○			
			5.0	X	○	○			
			10.0	X	○	○			
			15.0	X	○	○			
		18.0	0.0	○	○	○			
			5.0	○	X	X			
			10.0	○	○	○			
			15.0	○	X	X			



(a) 総圧回復率線図

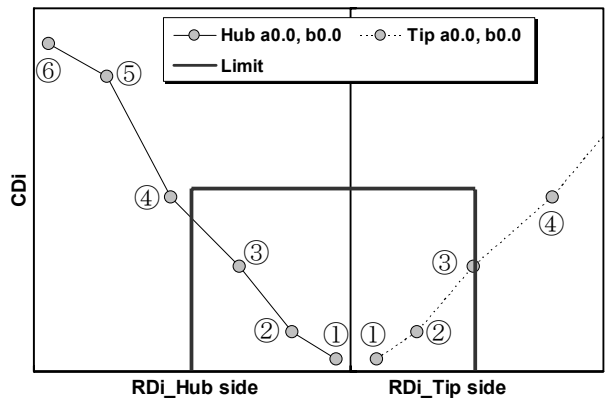


①: $f_B=12\text{Hz}$ ②: $f_B=20\text{Hz}$ ③: $f_B=28\text{Hz}$



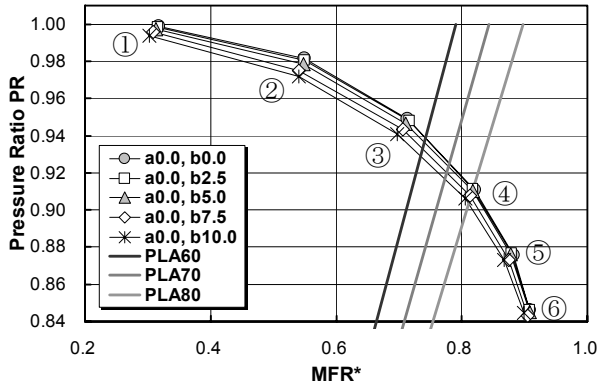
④: $f_B=36\text{Hz}$ ⑤: $f_B=44\text{Hz}$ ⑥: $f_B=52\text{Hz}$

(b) 図(a)中の①～⑥に対応する総圧分布

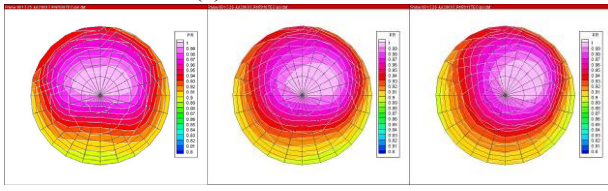


(c) 空間ディストーション線図

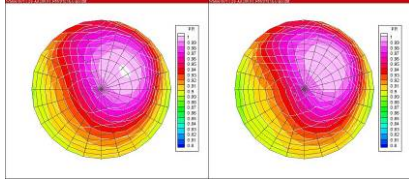
図 5.1 試験結果例
(ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$)



(a) 総圧回復率線図

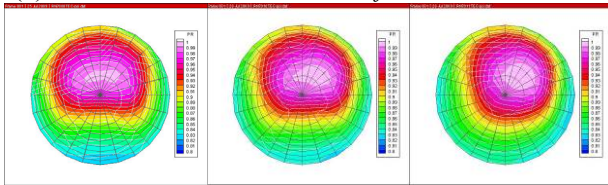


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

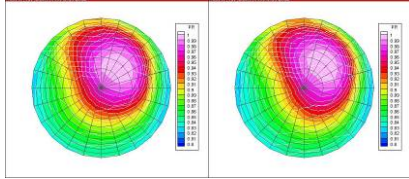


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

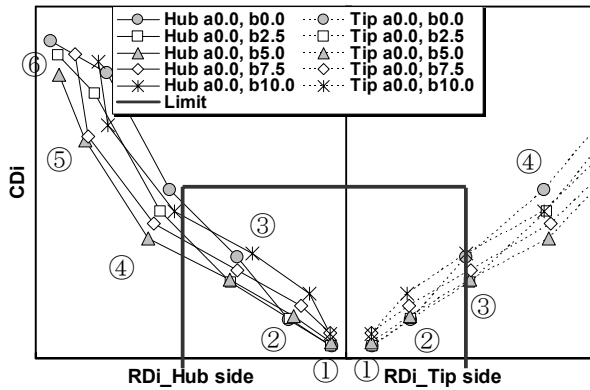


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



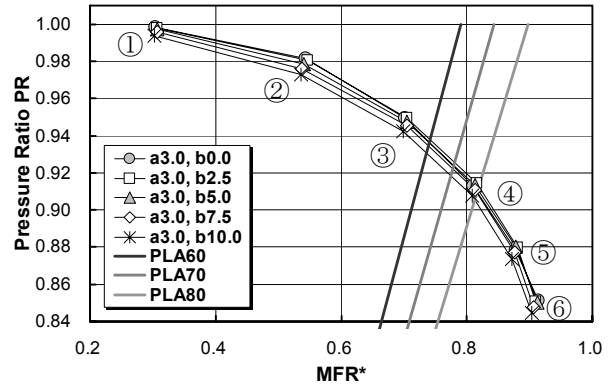
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

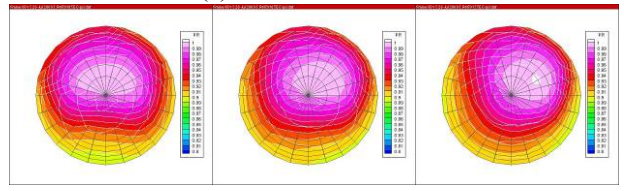


(d) ディストーション線図

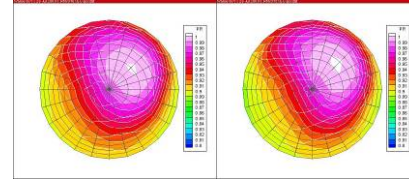
図 5.2 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

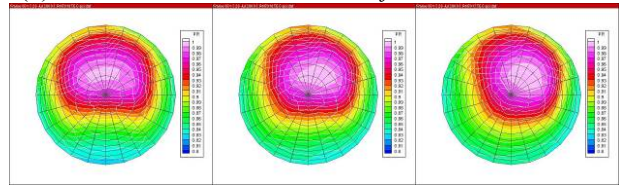


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

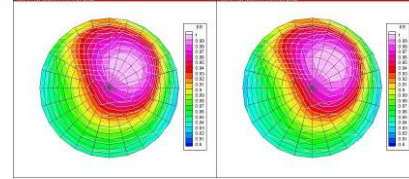


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

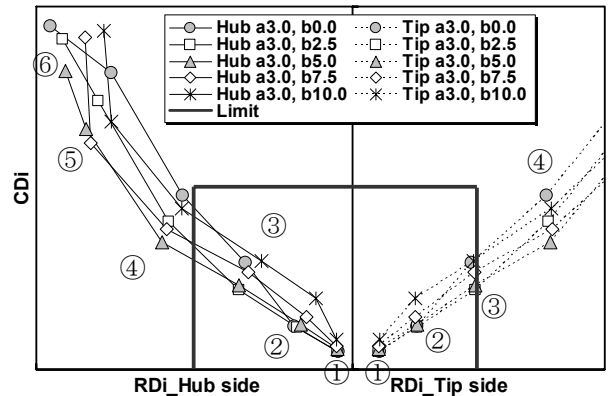


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



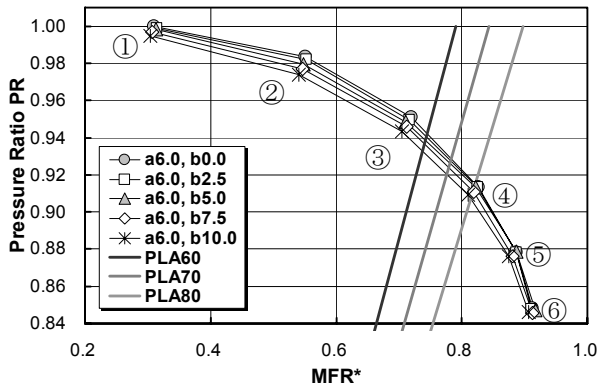
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

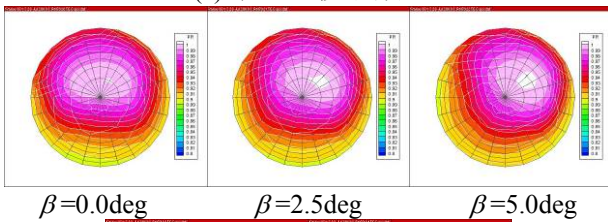


(d) ディストーション線図

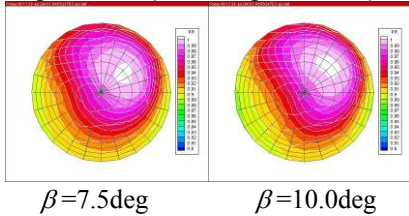
図 5.3 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=3\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

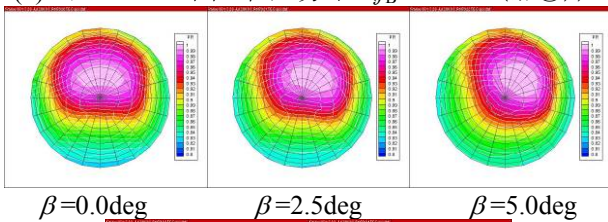


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

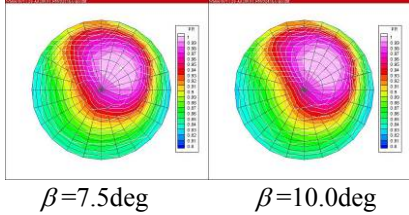


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

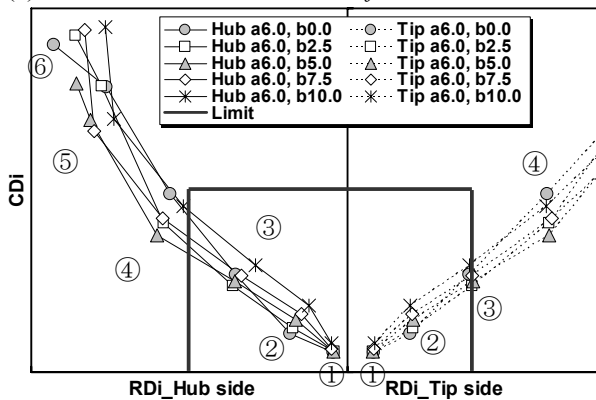


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



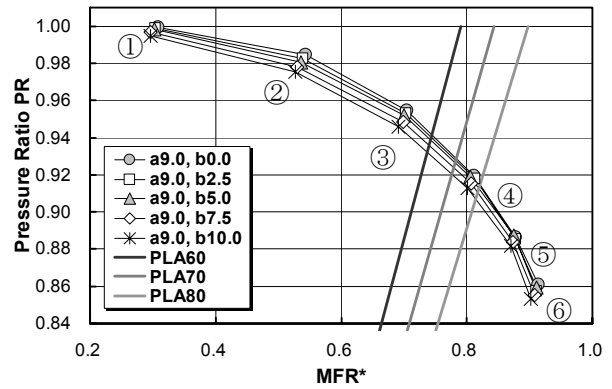
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

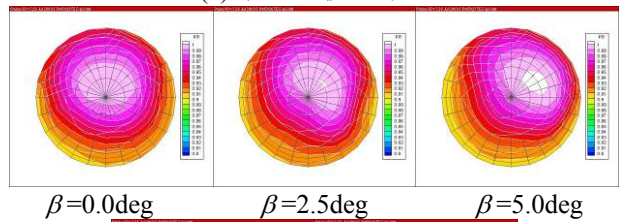


(d) ディストーション線図

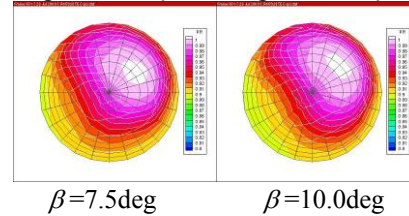
図 5.4 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=6\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

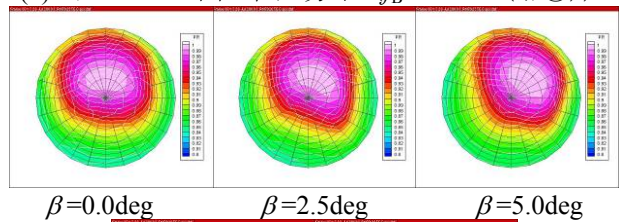


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

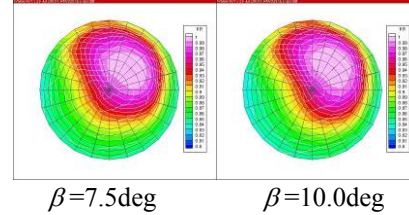


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

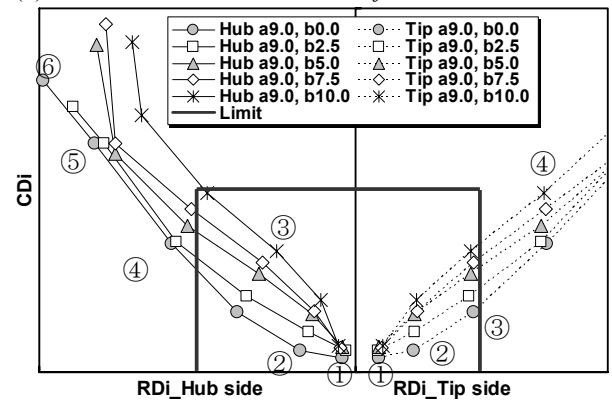


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



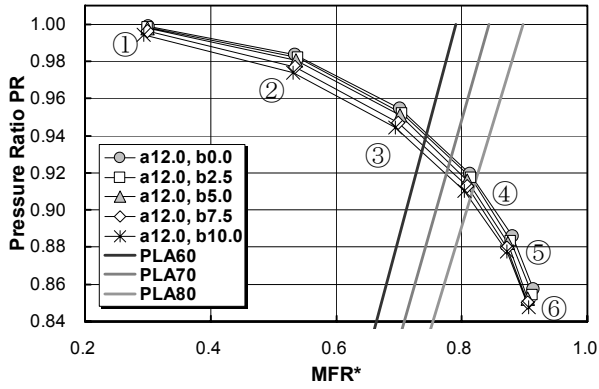
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

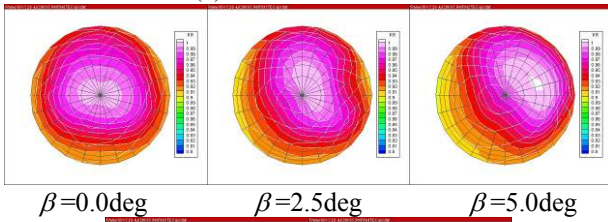


(d) ディストーション線図

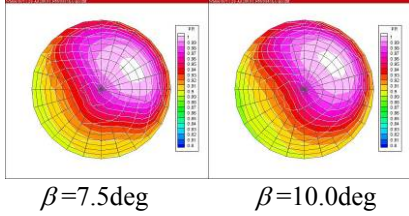
図 5.5 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=9\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

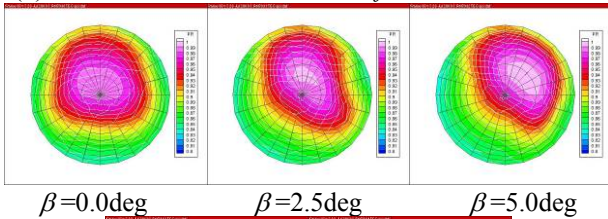


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

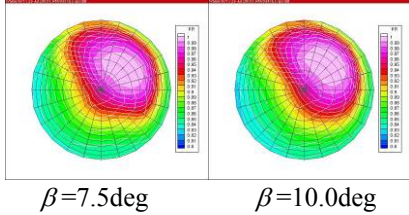


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

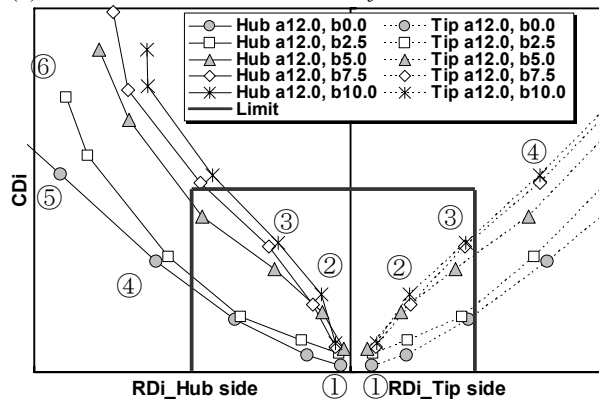


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



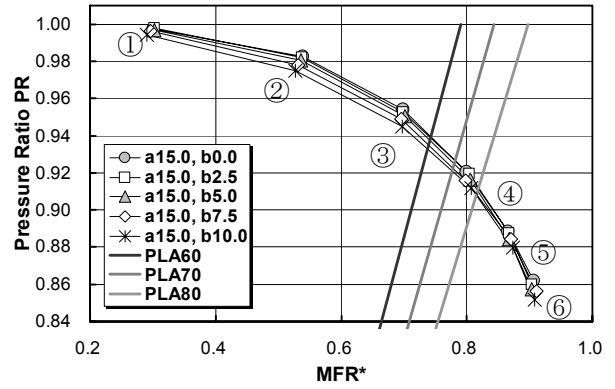
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

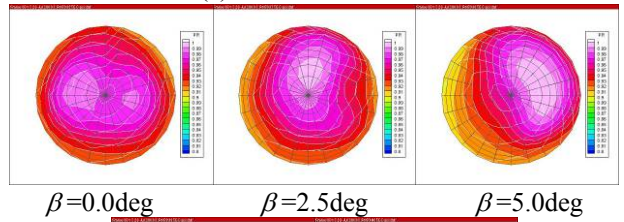


(d) ディストーション線図

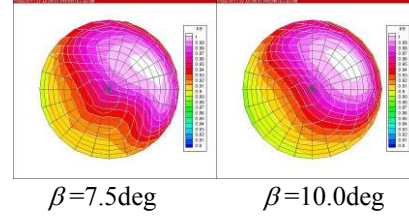
図 5.6 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

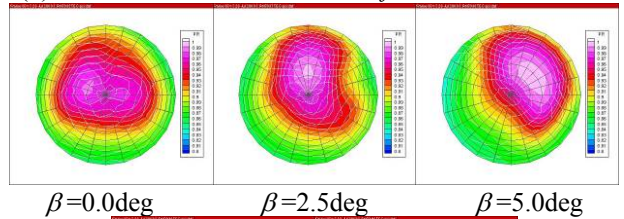


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$

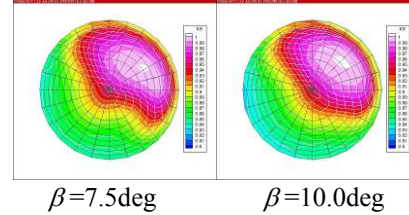


$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

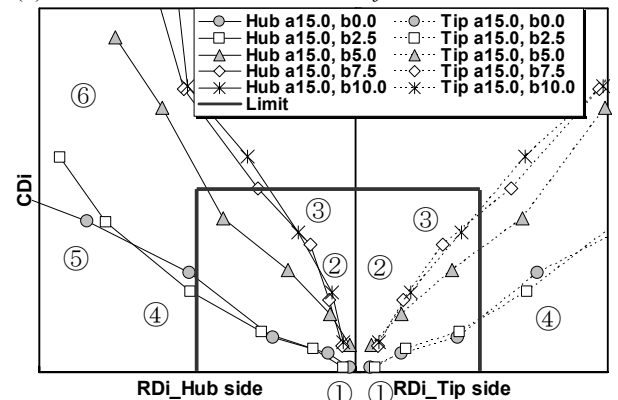


$\beta=0.0\text{deg}$ $\beta=2.5\text{deg}$ $\beta=5.0\text{deg}$



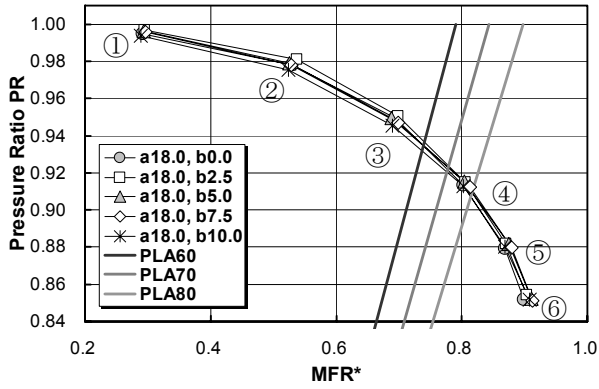
$\beta=7.5\text{deg}$ $\beta=10.0\text{deg}$

(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

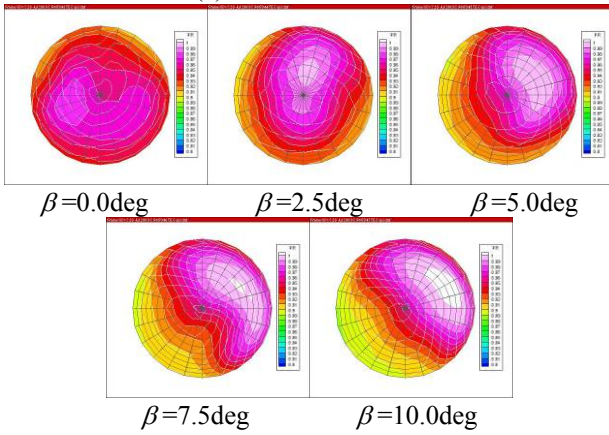


(d) ディストーション線図

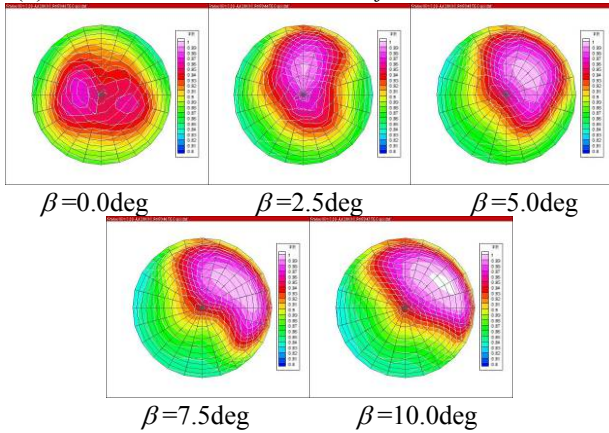
図 5.7 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=15\text{deg}$



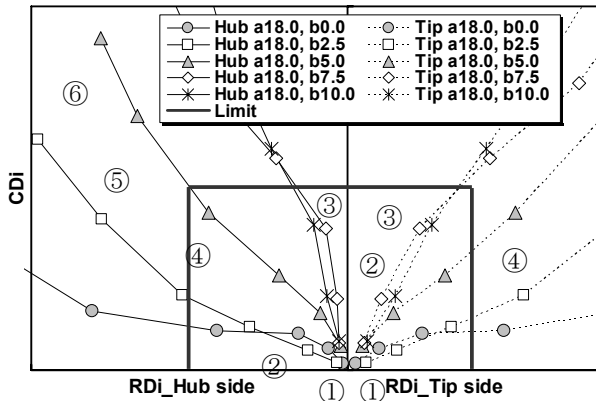
(a) 総圧回復率線図



(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 28\text{Hz}$ (点③))

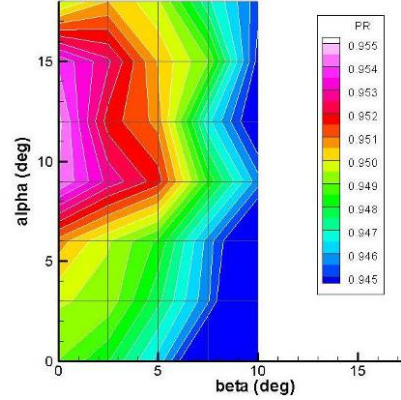


(c) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$ (点④))

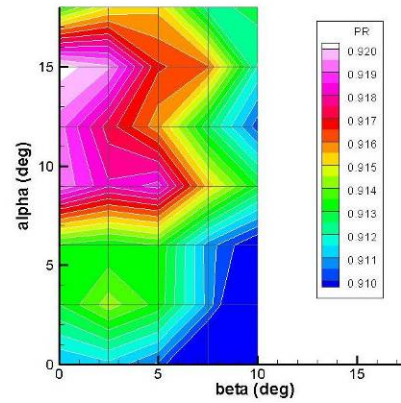


(d) ディストーション線図

図 5.8 ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$

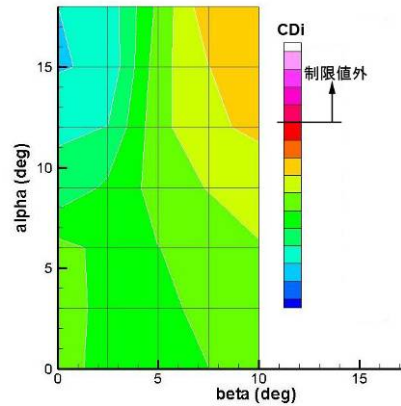


(a) $f_B = 28\text{Hz}$ (点③)

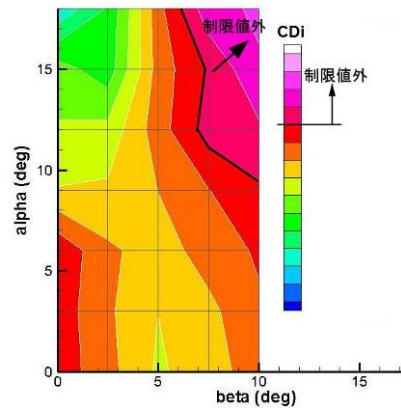


(b) $f_B = 36\text{Hz}$ (点④)

図 5.9 姿勢角による総圧回復率マップ

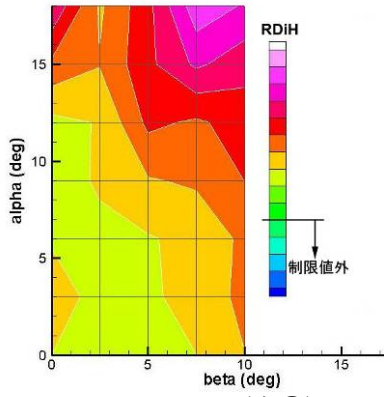


(a) $f_B = 28\text{Hz}$ (点③)

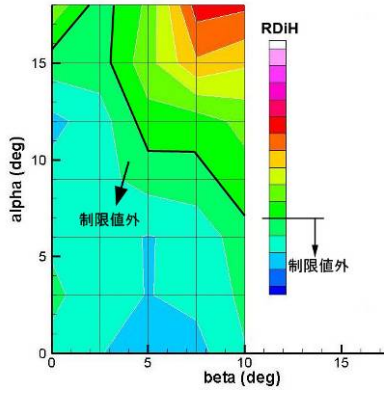


(b) $f_B = 36\text{Hz}$ (点④)

図 5.10 周方向ディストーションマップ

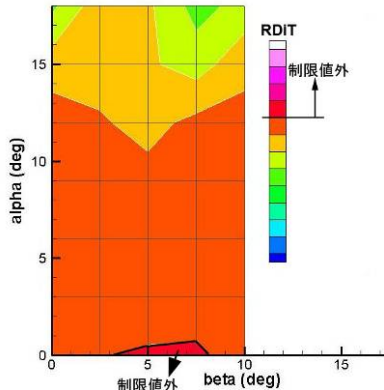


(a) $f_B = 28\text{Hz}$ (点③)

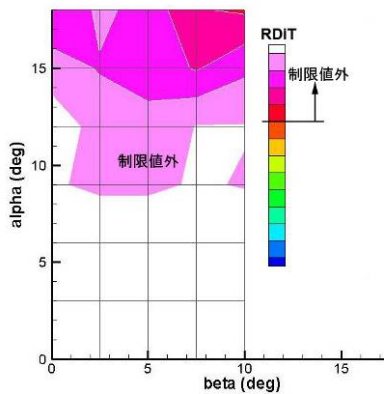


(b) $f_B = 36\text{Hz}$ (点④)

図 5.11 ハブ側の半径方向ディストーションマップ

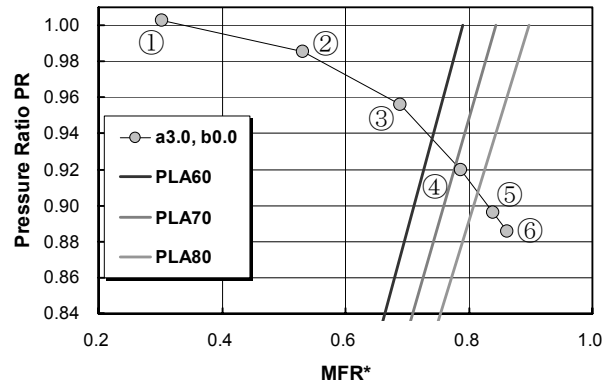


(a) $f_B = 28\text{Hz}$ (点③)

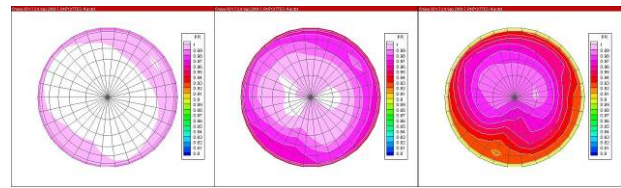


(b) $f_B = 36\text{Hz}$ (点④)

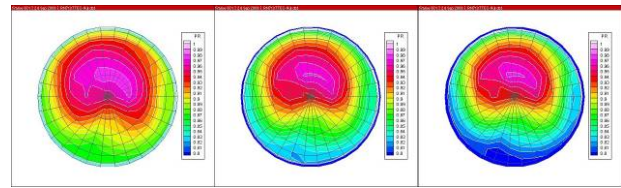
図 5.12 チップ側の半径方向ディストーションマップ



(a) 総圧回復率線図

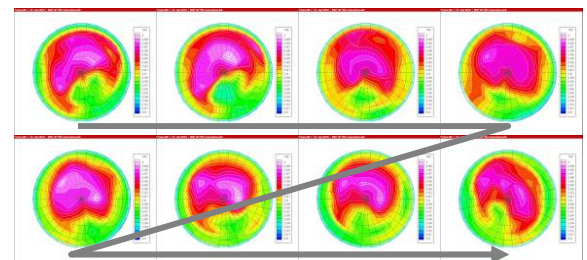


①: $f_B = 12\text{Hz}$ ②: $f_B = 20\text{Hz}$ ③: $f_B = 28\text{Hz}$

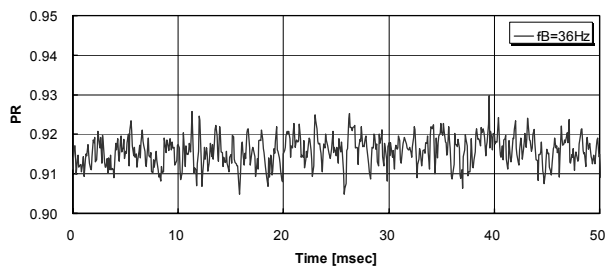


④: $f_B = 36\text{Hz}$ ⑤: $f_B = 44\text{Hz}$ ⑥: $f_B = 52\text{Hz}$

(b) 図(a)中の①～⑥に対応する総圧分布



(c) 総圧分布の時間変化 ($f_B = 36\text{Hz}$)



(d) 総圧回復率の時間変化

図 5.13 総圧回復率に関する非定常計測結果例 (ノミナル形態, $U_0 = 50\text{m/s}$, $\alpha = 3\text{deg}$, $\beta = 0\text{deg}$)

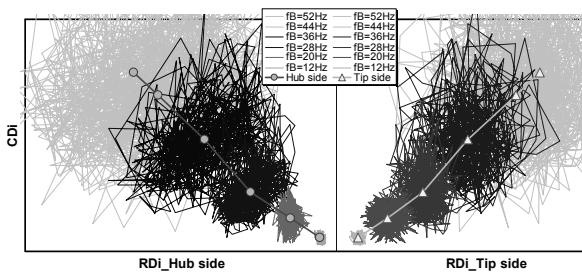
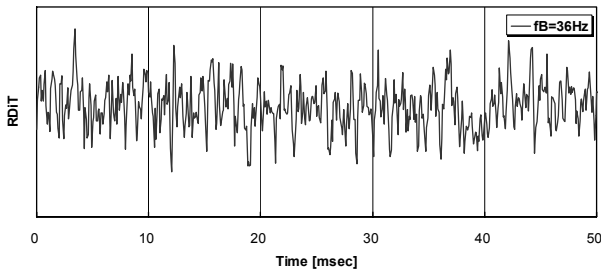
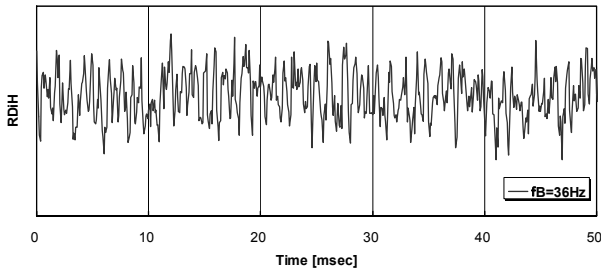
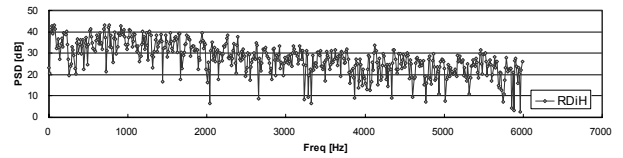
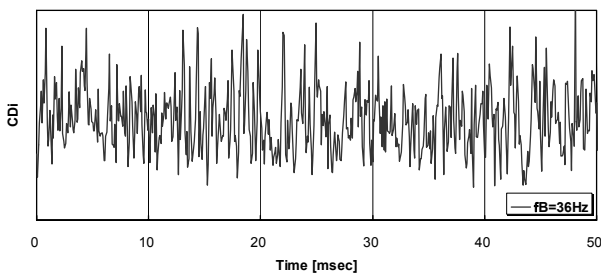
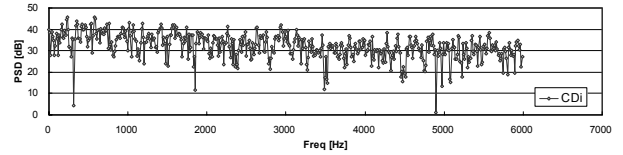
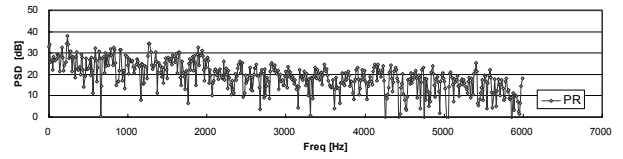
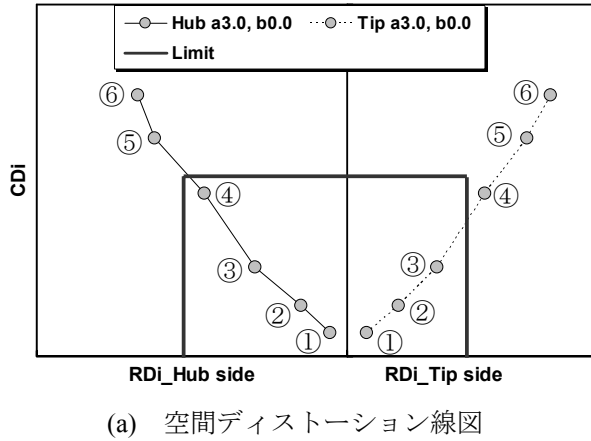
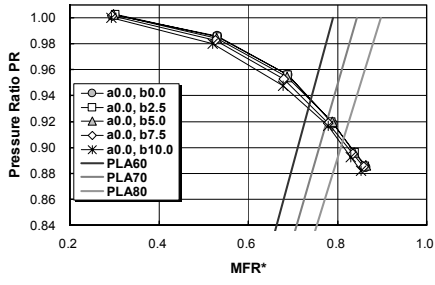
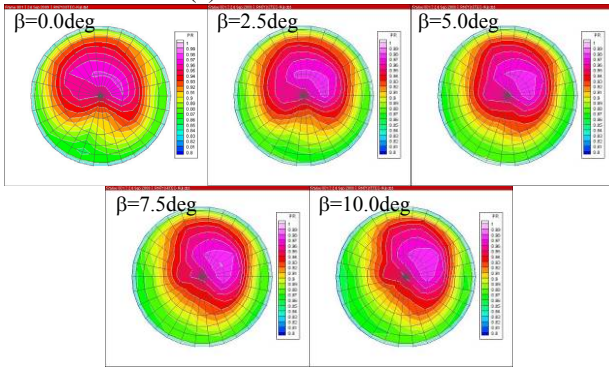


図 5.14 空間ディストーションに関する非定常計測結果例 (ノミナル形態, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=3\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$)

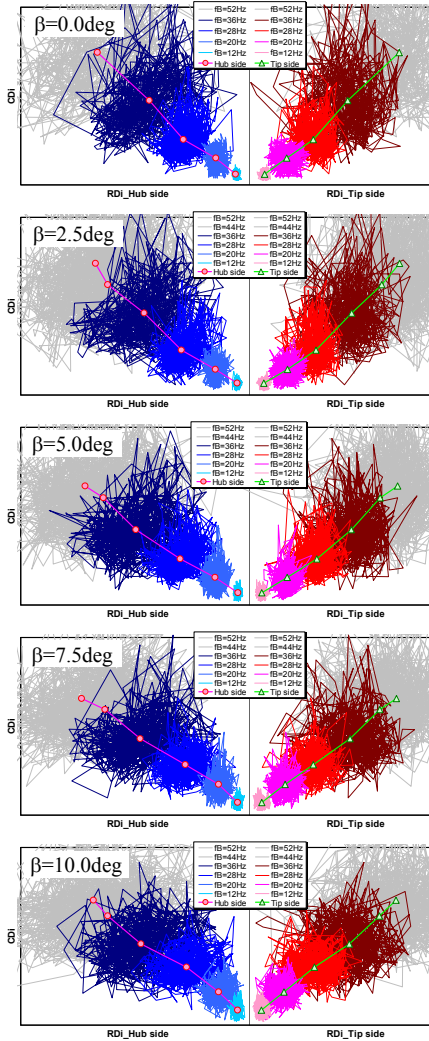
図 5.15 空力性能指標の時間変動の周波数



(a) 総圧回復率線図

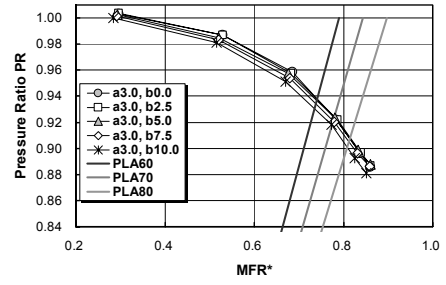


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

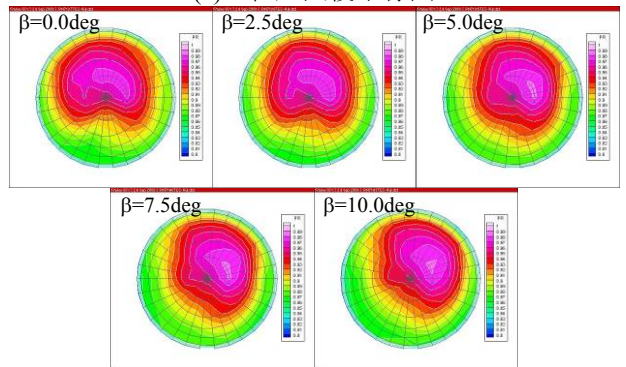


(c) ディストーション線図

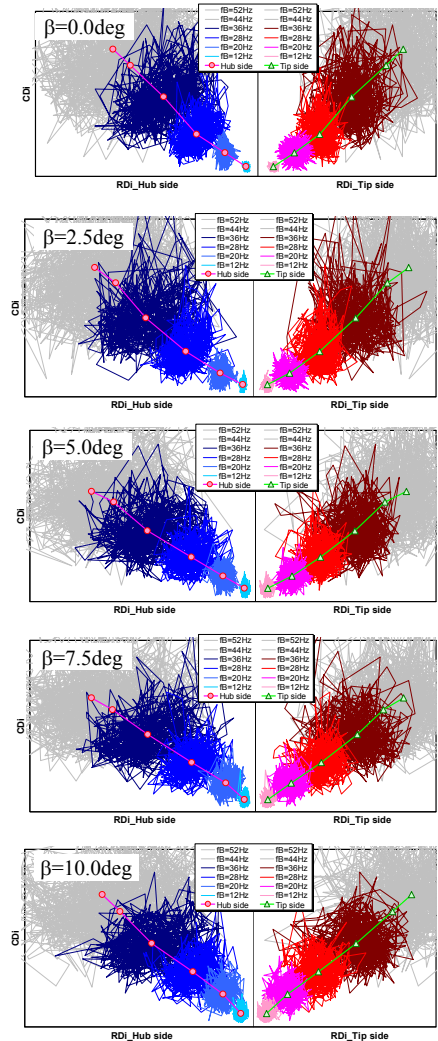
図 5.16 非定常計測結果, $\text{マッハ}, U_0=50\text{m/s}, \alpha=0\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

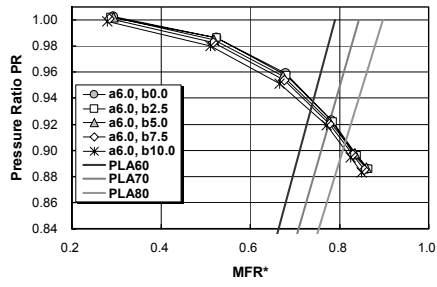


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

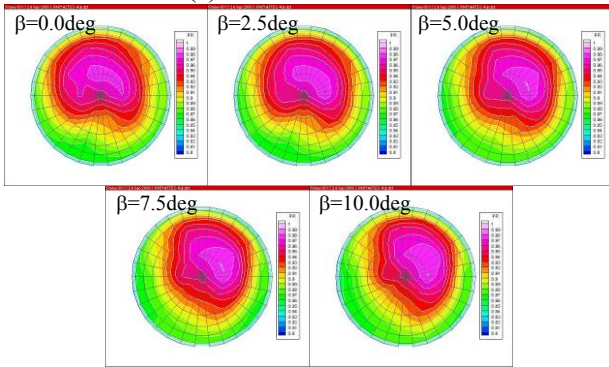


(c) ディストーション線図

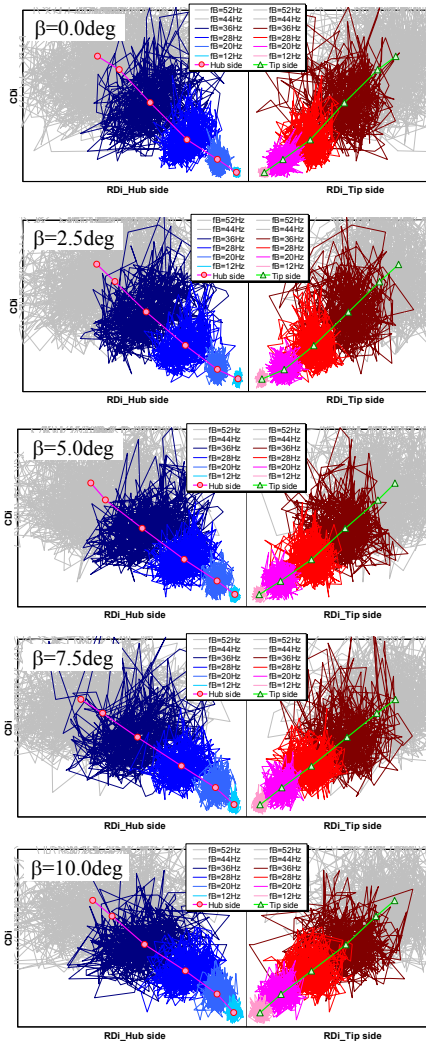
図 5.17 非定常計測結果, $\text{マッハ}, U_0=50\text{m/s}, \alpha=3\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

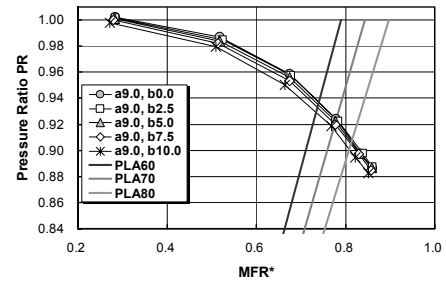


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

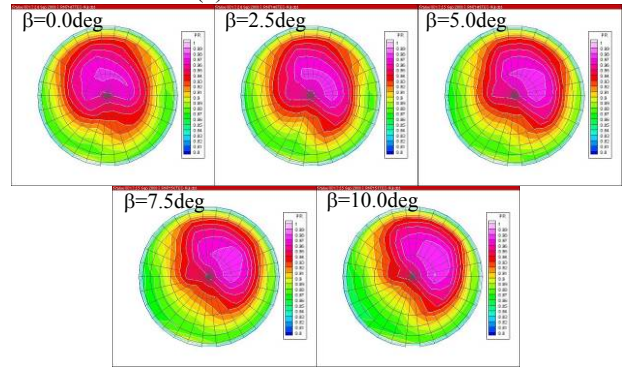


(c) ディストーション線図

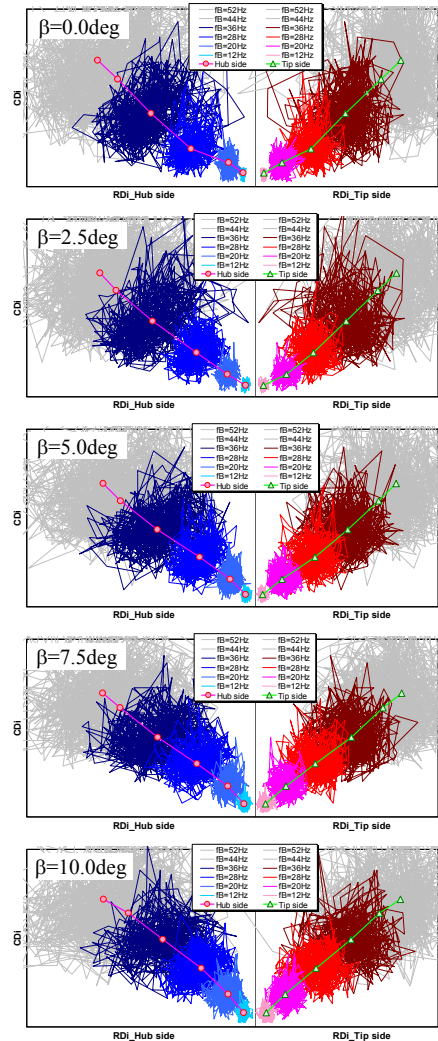
図 5.18 非定常計測結果, マナル, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=6\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

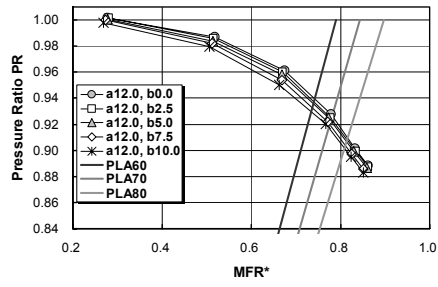


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

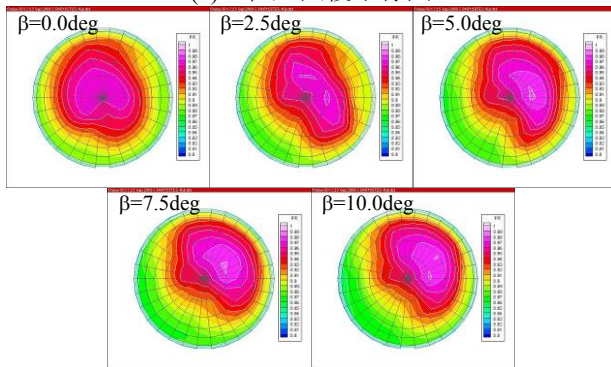


(c) ディストーション線図

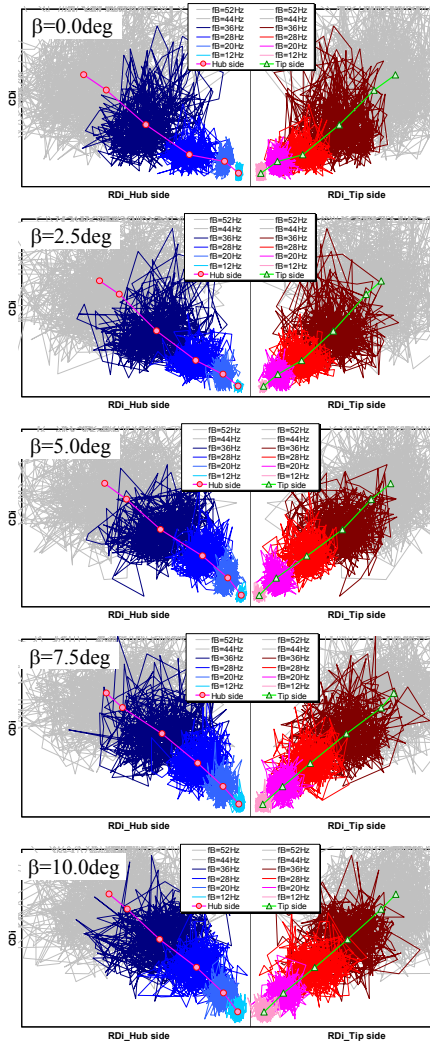
図 5.19 非定常計測結果, マナル, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=9\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

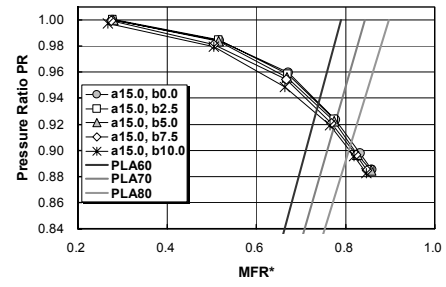


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

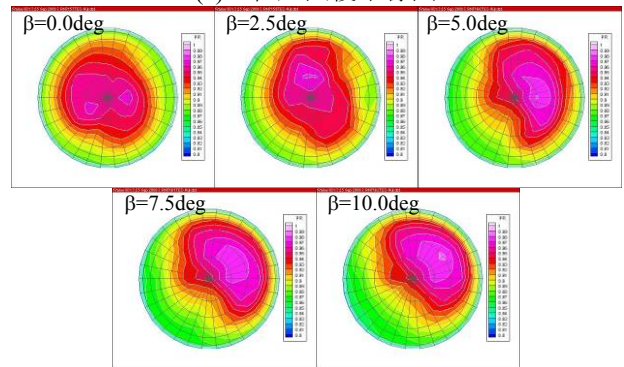


(c) ディストーション線図

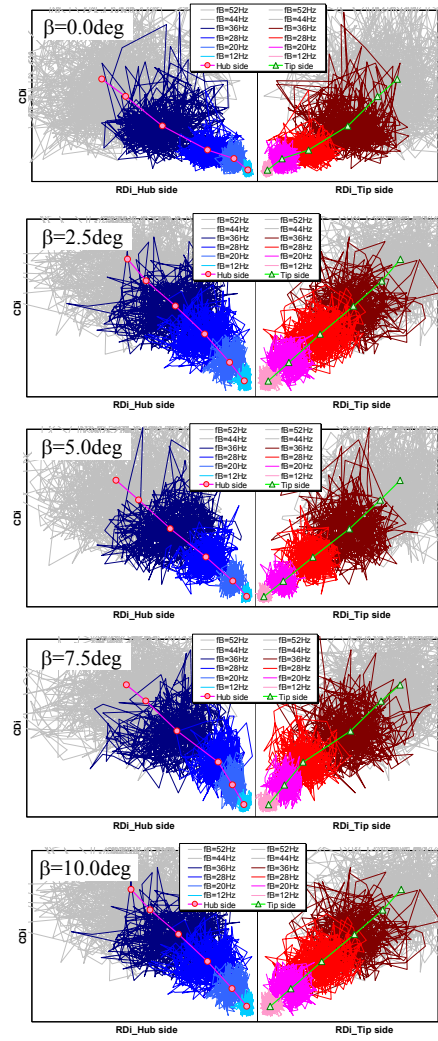
図 5.20 非定常計測結果, マナル, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

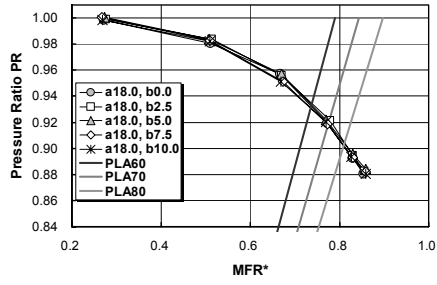


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

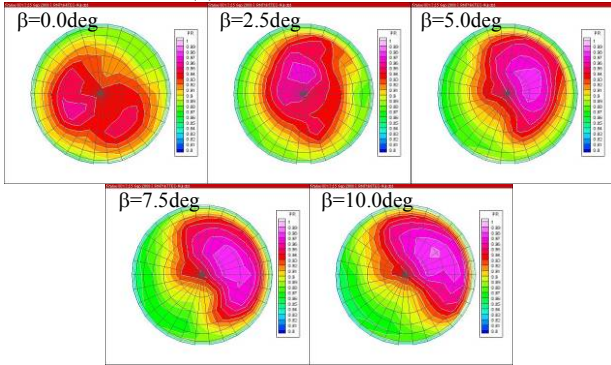


(c) ディストーション線図

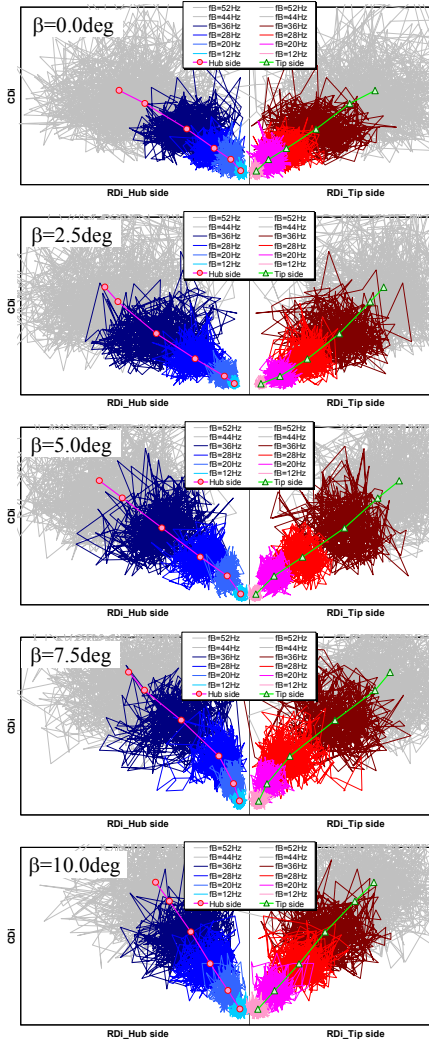
図 5.21 非定常計測結果, マナル, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=15\text{deg}$



(a) 総圧回復率線図

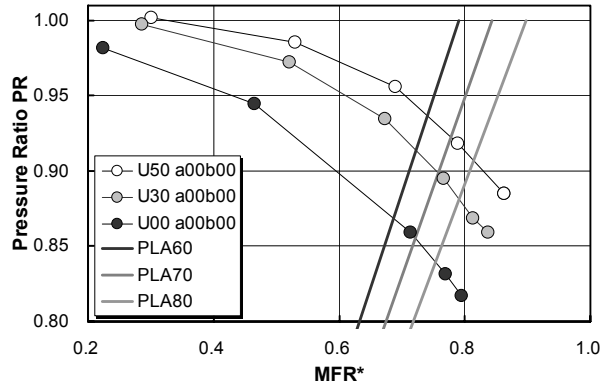


(b) インテーク出口総圧分布 ($f_B = 36\text{Hz}$)

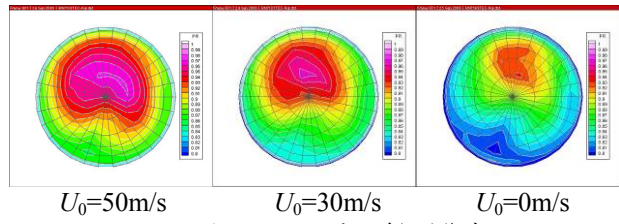


(c) ディストーション線図

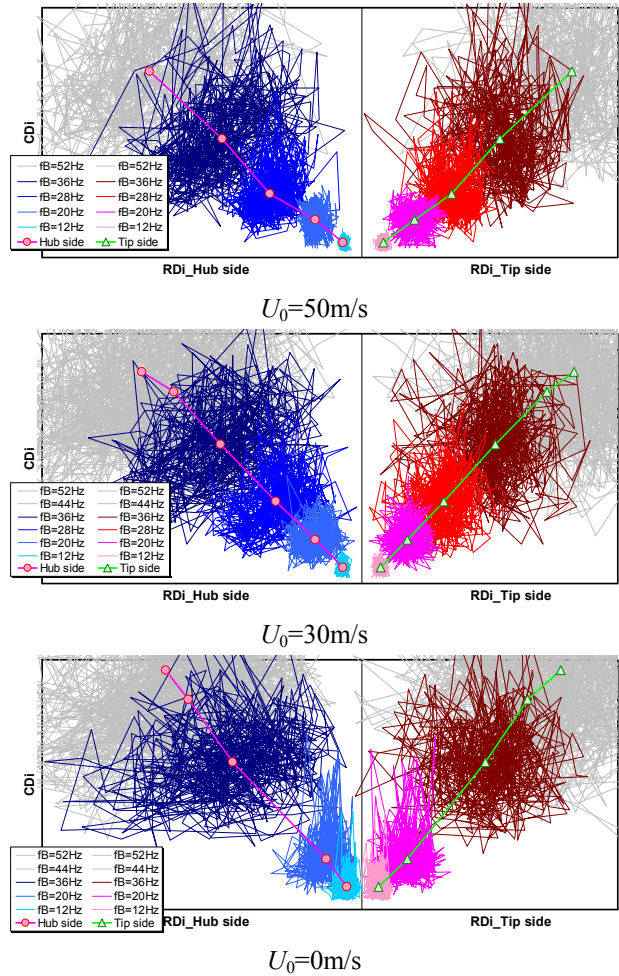
図 5.22 非定常計測結果, マナル, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$



(a) 総圧回復率



(b) インテーク出口総圧分布



(c) ディストーション線図

図 5.23 流速によるインテーク性能の変化 (ノミナル形態, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$)

5.3 機首先端から発生する渦が流入する影響

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、特に低速高迎角の条件においては機体の陰に入るため、機体胴体の影響を大きく受けると考えられる。その顕著な例として、機体先端からの渦がインテークに流入する可能性がある。図 5.24 は CFD 解析結果を示している。横滑り角 $\beta = 0\text{deg}$ の場合 (図 5.24(a))、流線と総圧コンタから、機首部で発生した渦がインテークに飲み込まれていることがわかる。計算結果は対称面の片側のみを可視化しているものであるため、実際には一対の渦が流入する。一方、 $\beta = 10\text{deg}$ の場合には (図 5.24(b))、横流れの影響で渦はインテークにほとんど流入せず、ナセルの脇を通過する。もちろん、このような渦は迎角が小さい場合には発生しないため、渦が流入する機体姿勢角の条件と、流入による影響を把握しておく必要がある。風洞試験では気流系による可視化を行い、渦が流入する様子を調べた。図 5.25 および図 5.26 はそれぞれ横滑り角 $\beta = 0\text{deg}$ および $\beta = 10\text{deg}$ の場合の可視化結果を示す。可視化は鉛直方向に等間隔に配置された 3 本の気流系がインテークに流入するように位置を調整して行った。その結果、 $\beta = 0\text{deg}$ の場合は迎角 $\alpha = 9\text{deg}$ 以上の条件において最下段の気流系が不安定な挙動を示すことがわかった。これは機首先端からの縦渦がインテークに流入することを意味していると考えられる。一方、 $\beta = 10\text{deg}$ の場合は全ての条件において、気流系は安定であり、機首先端からの縦渦はインテークの脇を通過していると判断できる。総圧回復率や周方向ディストーション指標の値が $\alpha = 9\text{deg}$ を境に変化するの渦が流入する影響によるものと考えられる。総圧分布 (図 5.2 ~ 5.8) は、縦渦が流入する条件 ($\alpha = 9\text{deg}$ 以上、 $\beta = 0\text{deg}$) ではその他の条件の場合よりも明らかに一様になり、ディストーションの時間変化 (図 5.16 ~ 5.22) については縦渦の流入による変化は見られないことから、縦渦の流入によるインテーク空力性能の悪化は無く、むしろ本研究ではインテーク内の流れが一様化することで性能は多少良くなることがわかった。

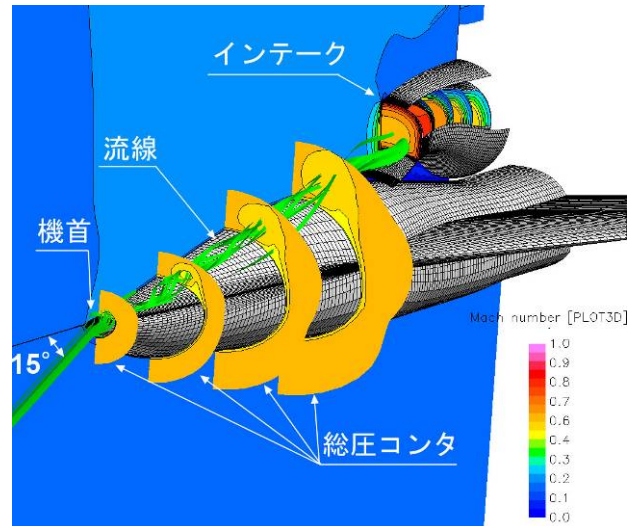
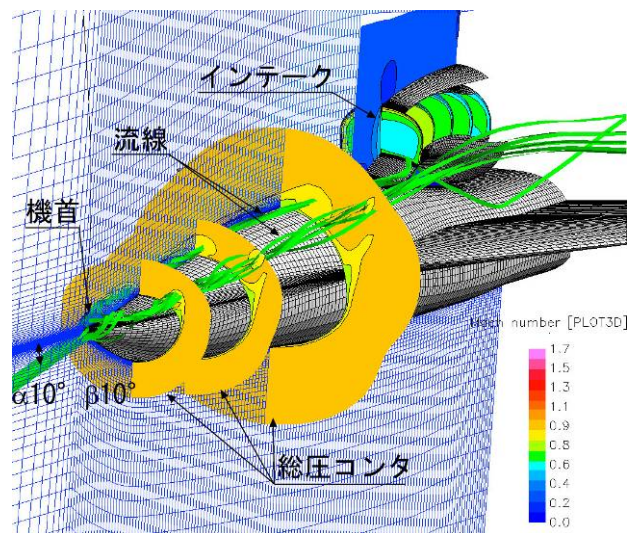
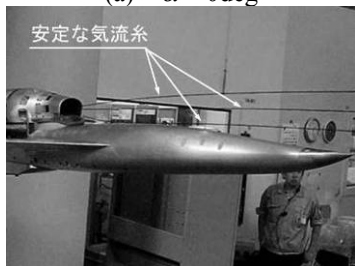
(a) $\beta = 0\text{deg}$ (b) $\beta = 10\text{deg}$

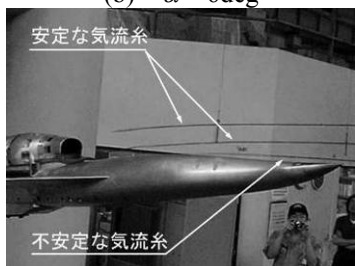
図 5.24 機首からの渦が流入する様子 (CFD 解析, $M0.2$, $\alpha = 15\text{deg}$)



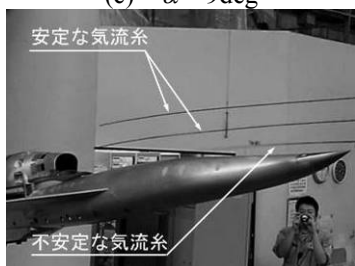
(a) $\alpha = 0\text{deg}$



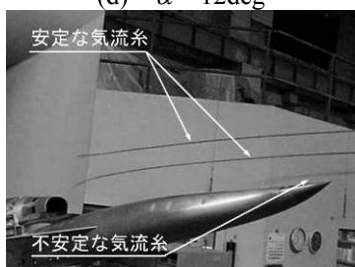
(b) $\alpha = 6\text{deg}$



(c) $\alpha = 9\text{deg}$



(d) $\alpha = 12\text{deg}$

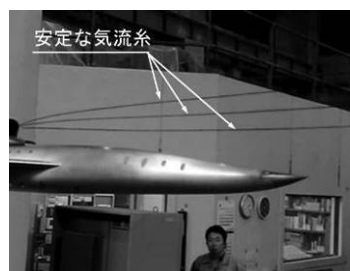


(e) $\alpha = 15\text{deg}$



(f) $\alpha = 18\text{deg}$

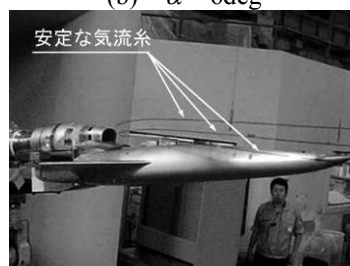
図 5.25 気流系による可視化結果
($U = 15\text{m/sec}$, $f_B = 20\text{Hz}$, $\beta = 0\text{deg}$)



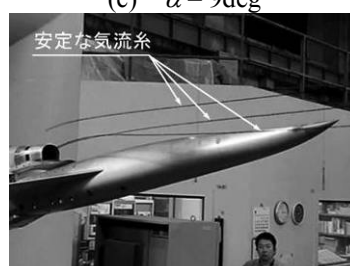
(a) $\alpha = 0\text{deg}$



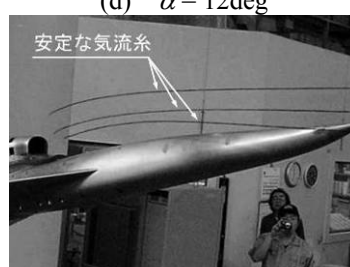
(b) $\alpha = 6\text{deg}$



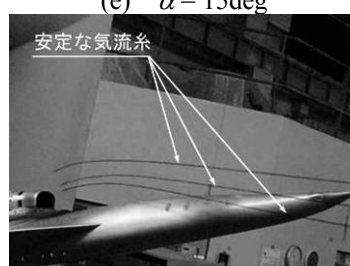
(c) $\alpha = 9\text{deg}$



(d) $\alpha = 12\text{deg}$



(e) $\alpha = 15\text{deg}$



(f) $\alpha = 18\text{deg}$

図 5.26 気流系による可視化結果
($U = 15\text{m/sec}$, $f_B = 20\text{Hz}$, $\beta = 10\text{deg}$)

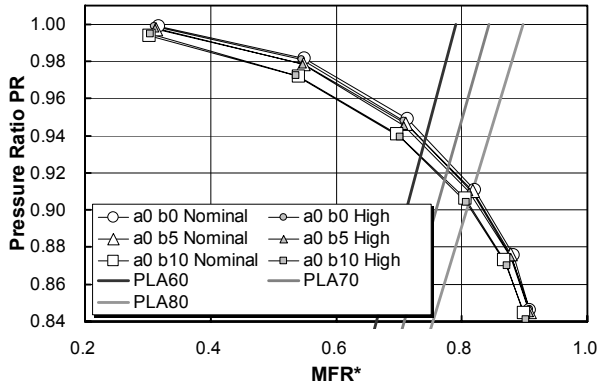
5.4 ダイバータ高さの影響

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。機体胴体上を発達する境界層がインテーク性能におよぼす影響を小さくするためには、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力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良い。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。本研究では CFD 解析によりダイバータ高さを設定しているが、その高さが妥当であるかどうかを確認するために、ダイバータの高さの影響を調べた。ダイバータ高さは 2 種類で、3.5 次形状インテークとして設定された高さをノミナルとし、その 2 倍の高さのダイバータの設定に対して空力性能を取得した。図 5.27～5.31 に定常計測により得られた結果から、ダイバータの高さの違いによる空力性能を比較した結果を示す。これより総圧回復率に関しては、姿勢角の条件に関わらず、ダイバータ高さの違いによる変化はほぼないことがわかる。空間ディストーションに関しては、高迎角時に横滑り角によっては多少の違いが見られるが、エンジンの運用制限に影響するような大きな変化ではない。一方、非定常計測により得られた結果から、ダイバータ高さの違いによる空力性能の比較結果を図 5.32～5.35 に示す。空間ディストーションについて、その平均値および変動分はいずれも機体姿勢角によらず、ダイバータ高さの影響はないものと考えられる。すなわち、ダイバータが高い場合でも、図 5.16～5.22 の空間ディストーション線図とほぼ同等のディストーション特性を示し、エンジンの運用制限もノミナル形態とほぼ同様である。従って、インテークの性能確保の観点から設定したダイバータ高さのノミナル値は、低速域においては十分な高さが設定されているものと判断できる。

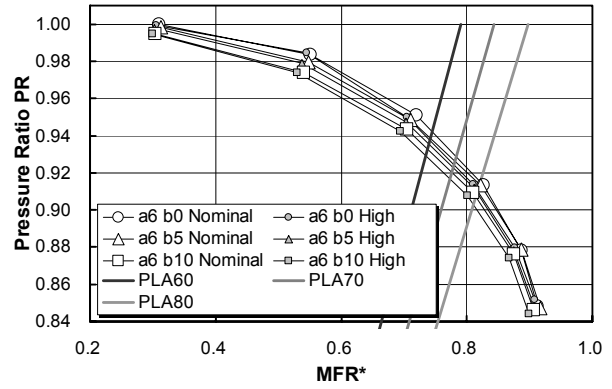
5.5 補助ドアの影響

静粛超音速研究機第 3.5 次形状インテークには補助ドアは設定されていないが、研究機設計においてより外部抵抗の削減が要求された場合、推進系設計において外部抵抗の削減に有効な補助ドア⁽¹⁾について検討し、本研究においては風洞試験による低速域の流量特性改善効果を調べた。図 5.35～5.38 は定常計測結果から補助ドアによるインテークの空力性能を比較した結果を示す。補助ドアを適用することで同じフロアの設定に対して、総圧回復率は高くなり空間ディストーションは小さくなる。これは補助ドアを適用することは亜音速ディフューザの入口面積を大きくすることに相当するため、ディフューザの開口面積比が小さくなり、すなわちディフューザ入口マッハ数が小さくなるため、ディフューザ内での損失が抑えられるためである。また、補助ドアは周

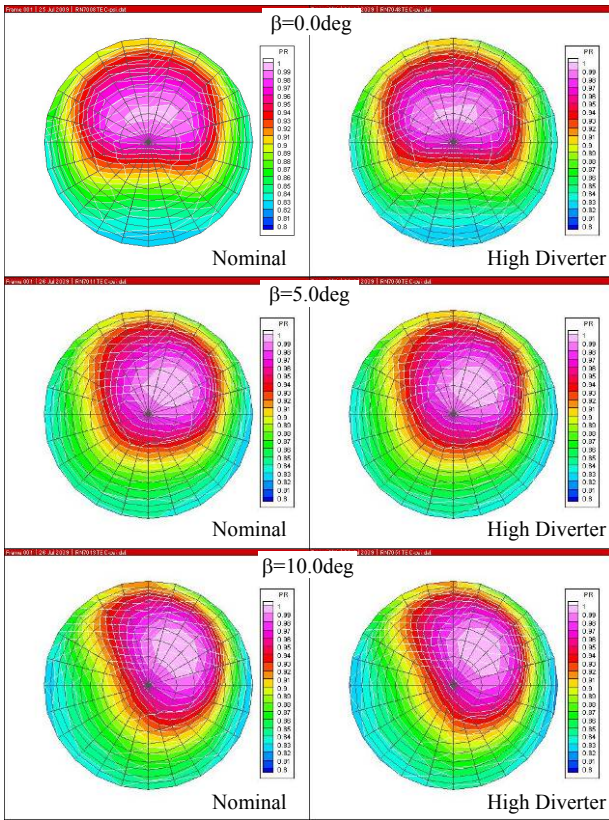
方向 5 箇所に分散して設置しているが、各ドアから流入する流れが主流流れを乱す影響は小さく、総圧分布においてカウル側壁面付近で総圧の小さい領域がわずかに見られる程度である。図 5.39～5.42 は非定常計測結果から補助ドアの影響を調べた結果を示している。何れの姿勢角の場合でも補助ドアを適用することにより、空間ディストーション指標は小さくなり、その時間変動も小さくなることがわかる。また、エンジンのパワーレバー角 PLA との関連を見ると、補助ドアを適用することにより、PLA80 度の設定においても、空間ディストーションの時間変動は制限内（グラフの外枠）に納まっており、エンジンの最大限の運転を許容できることがわかる。従って、現状のエンジンの制限（低速域における PLA の最大値 60 度）を超えた推力が要求される場合には、補助ドアを適用することが有効であると考えられる。また、補助ドアを適用することで、3.5 次形状インテークの捕獲面積をさらに小さくできれば、低速域での捕獲流量特性を維持しつつ、高速域の外部抵抗を低減することができるため、高速域の抵抗低減が要求された場合にも、補助ドアを適用することが有効であると考えられる。



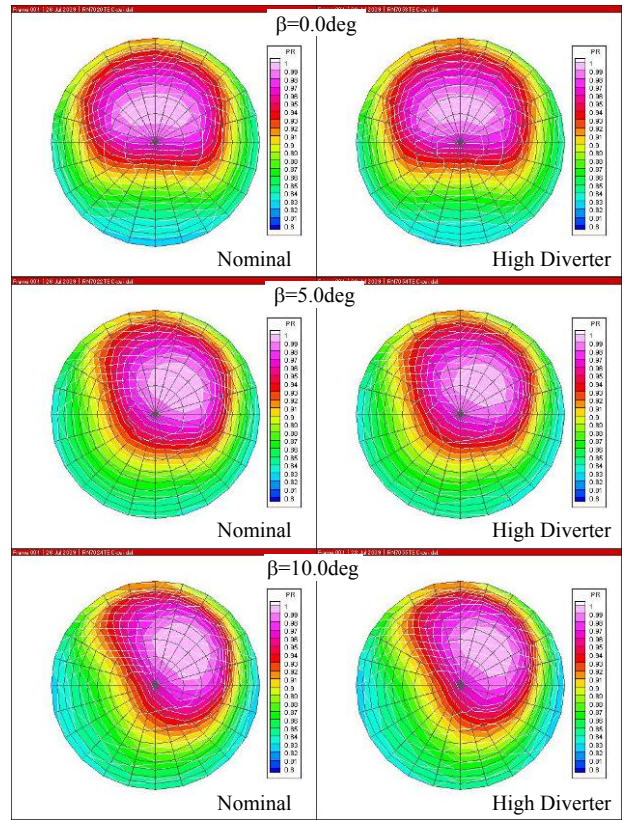
(a) 総圧回復率線図



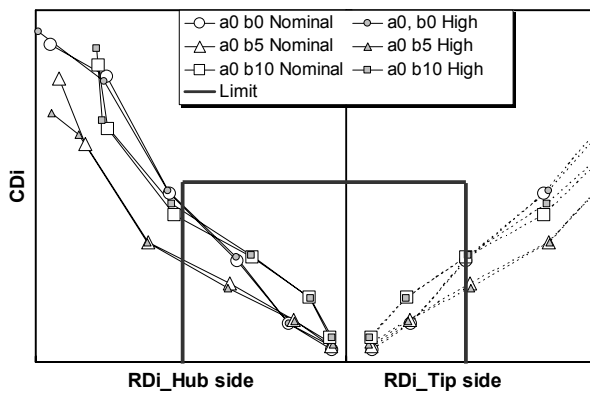
(a) 総圧回復率線図



(b) インテーク出口総圧分布

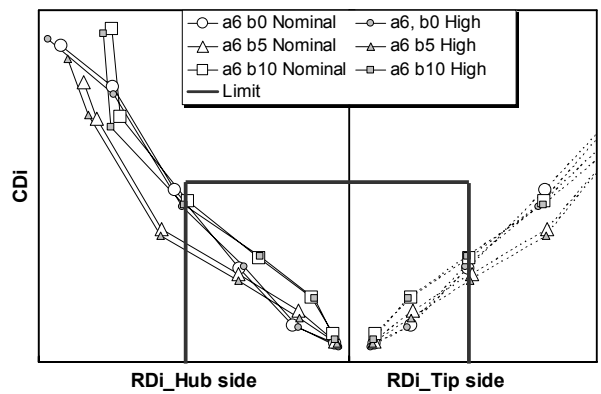


(b) インテーク出口総圧分布



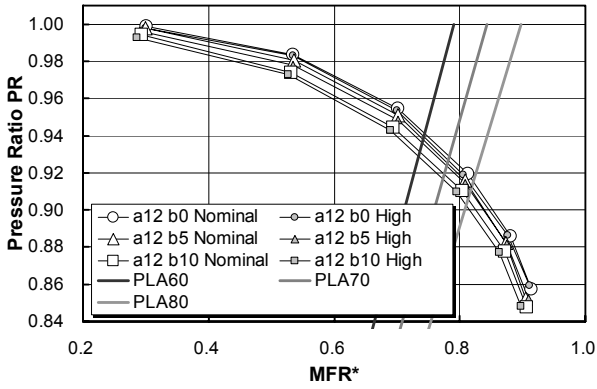
(c) 空間ディストーション線図

図 5.27 ダイバータの違いによる比較 ($U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$)

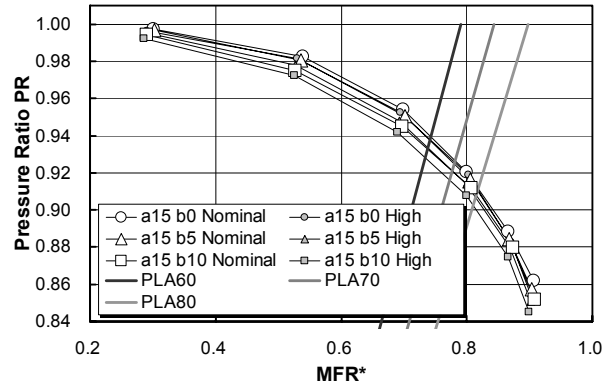


(c) 空間ディストーション線図

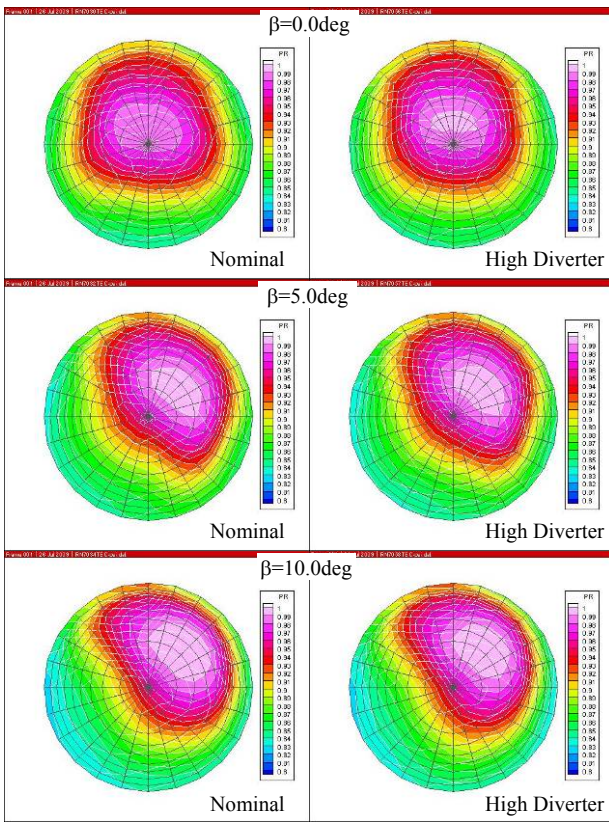
図 5.28 ダイバータの違いによる比較 ($U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=6\text{deg}$)



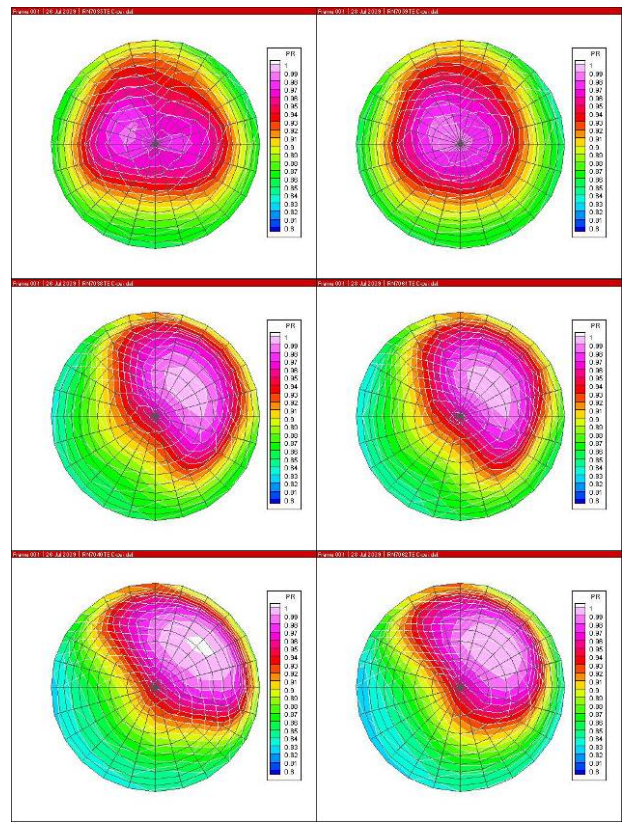
(a) 総圧回復率線図



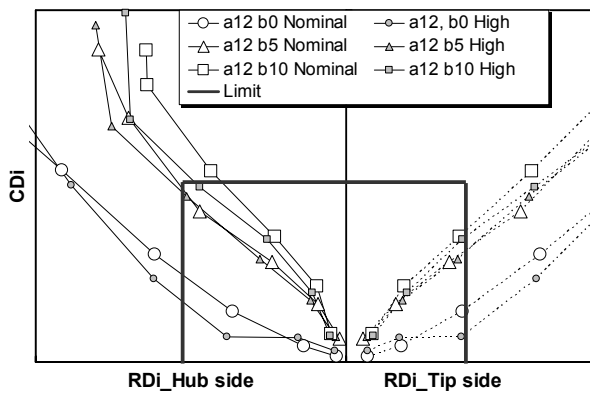
(a) 総圧回復率線図



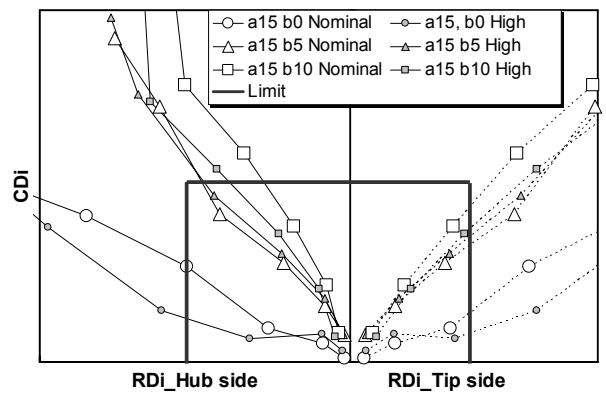
(b) インテーク出口総圧分布



(b) インテーク出口総圧分布



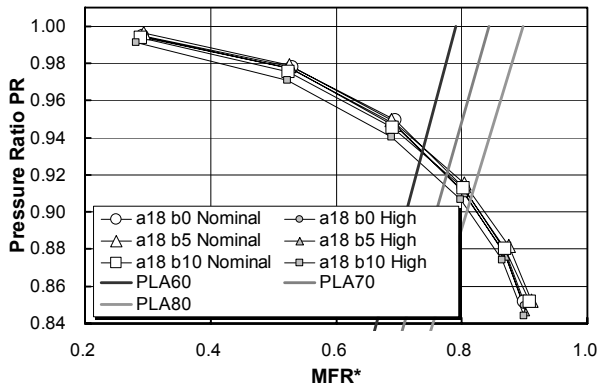
(c) 空間ディストーション線図



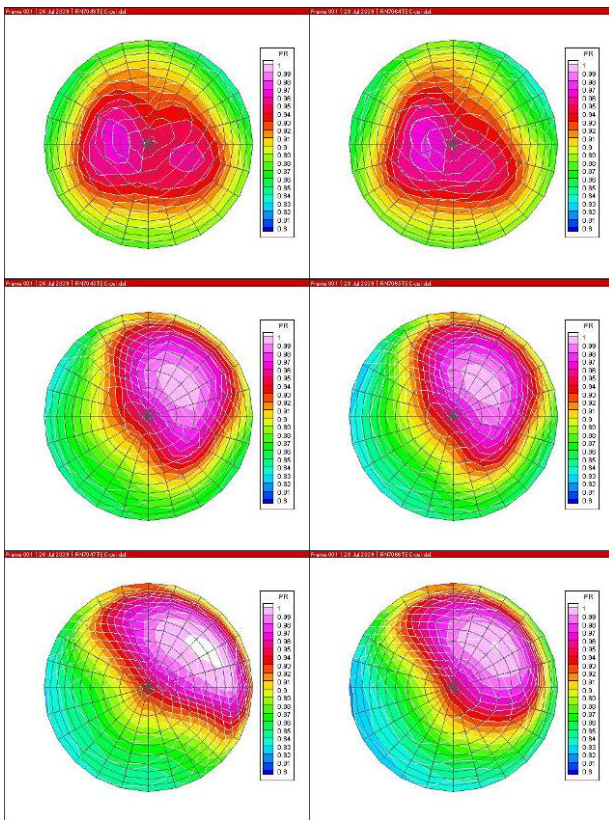
(c) 空間ディストーション線図

図 5.29 ダイバータの違いによる比較 ($U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$)

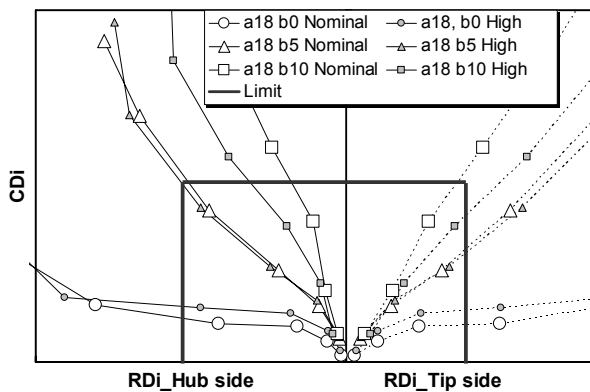
図 5.30 ダイバータの違いによる比較 ($U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=15\text{deg}$)



(a) 総圧回復率線図

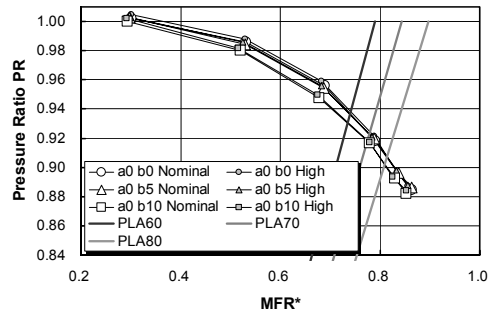


(b) インテーク出口総圧分布

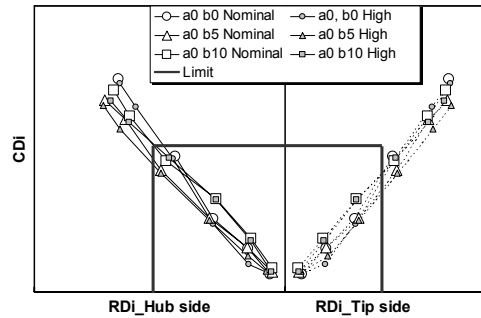


(c) 空間ディストーション線図

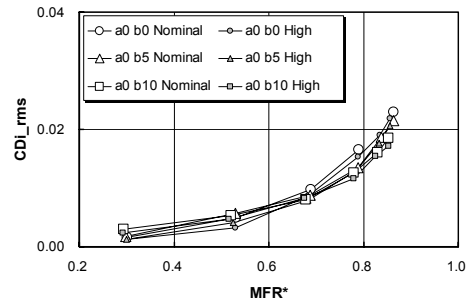
図 5.31 ダイバータの違いによる比較 ($U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$)



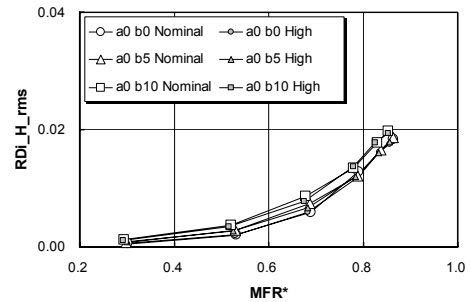
(a) 総圧回復率線図



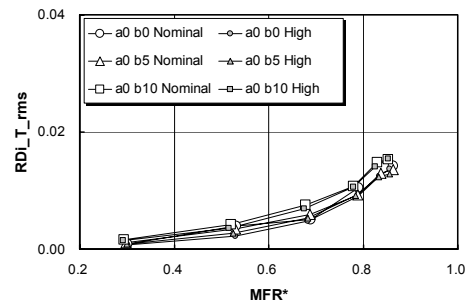
(b) 空間ディストーション線図



(c) 周方向ディストーション指標の変動

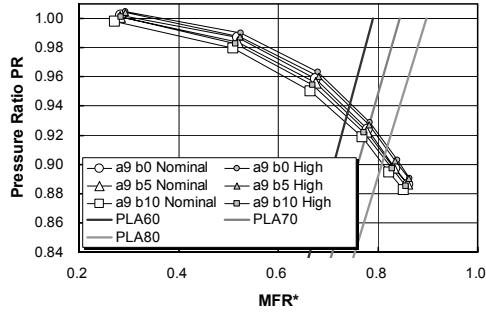


(d) ハブ側半径方向ディストーション指標の変動

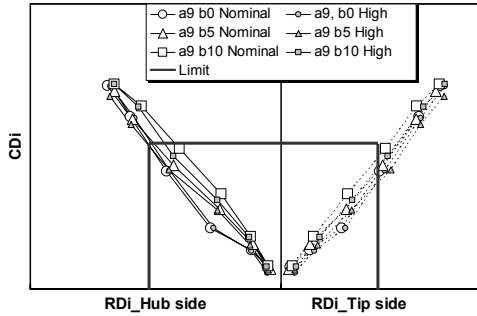


(e) チップ側半径方向ディストーション指標の変動

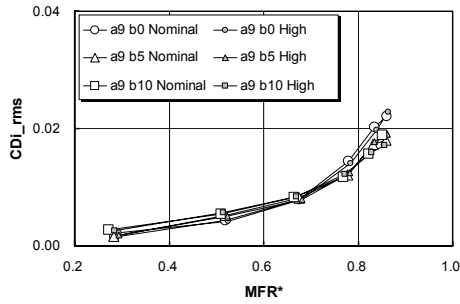
図 5.32 ダイバータの違いによる比較 (非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$)



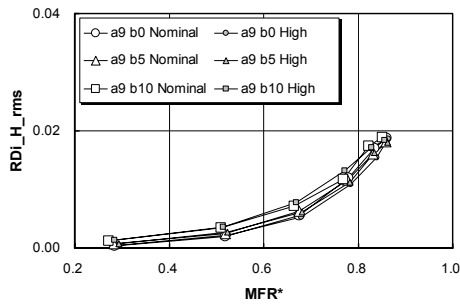
(a) 総圧回復率線図



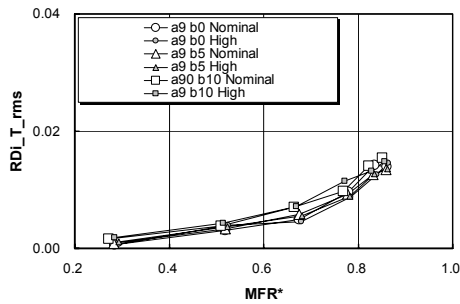
(b) 空間ディストーション線図



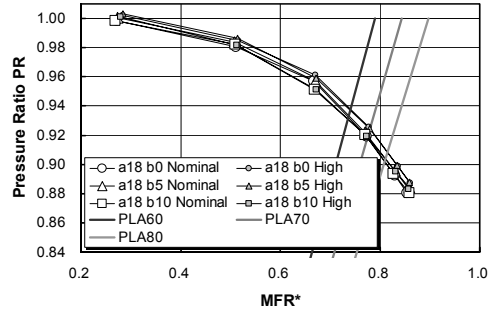
(c) 周方向ディストーション指標の変動



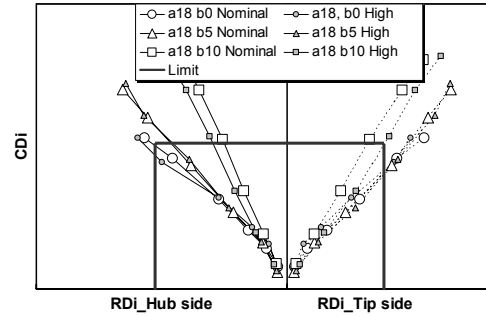
(d) ハブ側半径方向ディストーション指標の変動



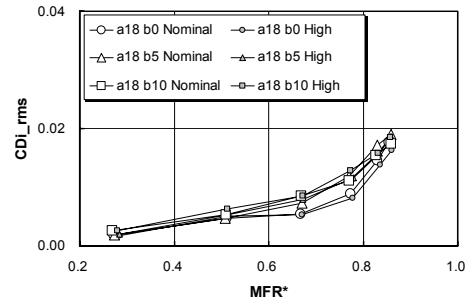
(e) チップ側半径方向ディストーション指標の変動
図 5.33 ダイバータの違いによる比較
(非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=9\text{deg}$)



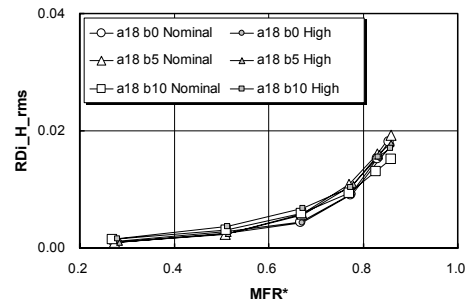
(a) 総圧回復率線図



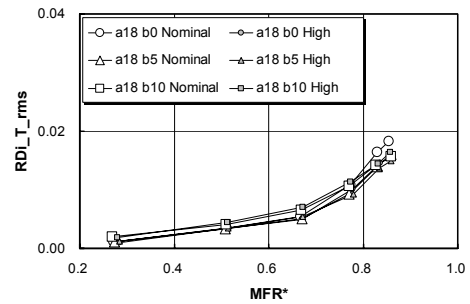
(b) 空間ディストーション線図



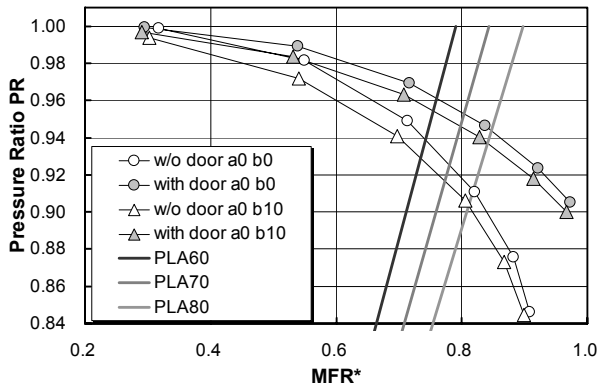
(c) 周方向ディストーション指標の変動



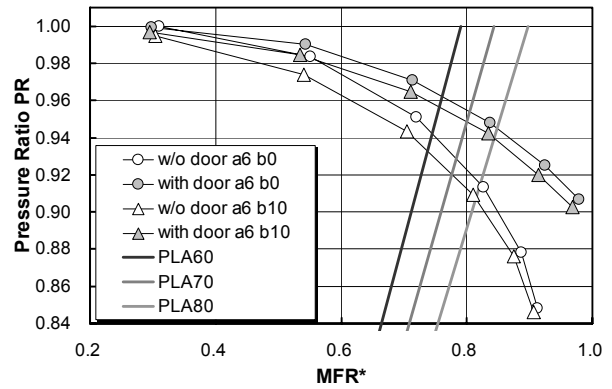
(d) ハブ側半径方向ディストーション指標の変動



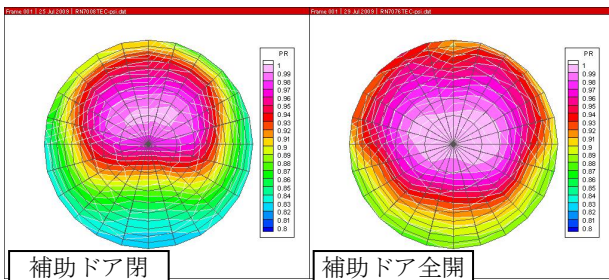
(e) チップ側半径方向ディストーション指標の変動
図 5.34 ダイバータの違いによる比較
(非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$)



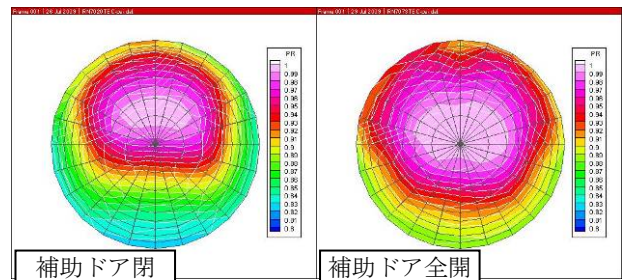
(a) 総圧回復率線図



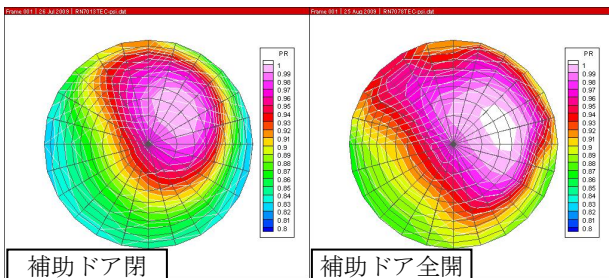
(a) 総圧回復率線図



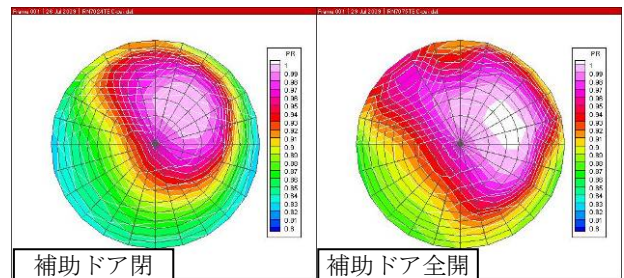
(b) $\beta=0\text{deg}, f_B=36\text{Hz}$



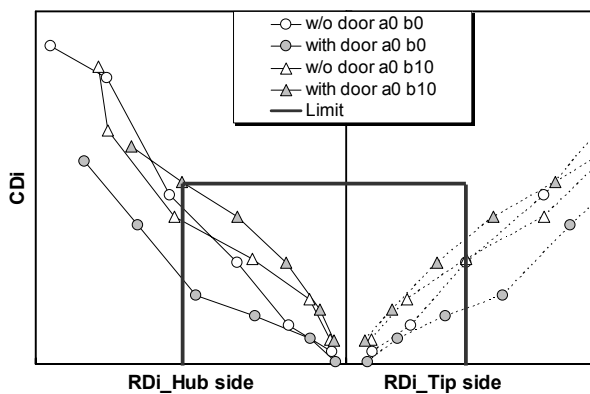
(b) $\beta=0\text{deg}, f_B=36\text{Hz}$



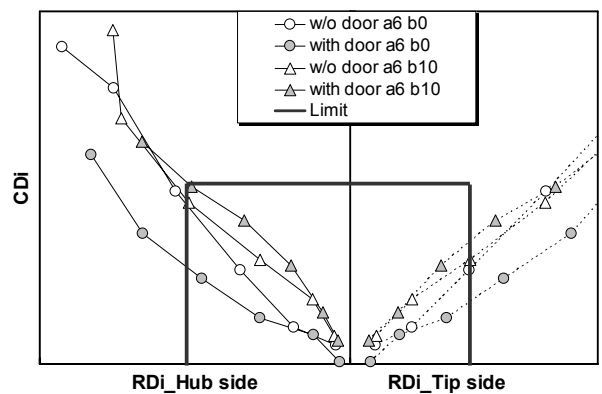
(c) $\beta=10\text{deg}, f_B=36\text{Hz}$



(c) $\beta=10\text{deg}, f_B=36\text{Hz}$



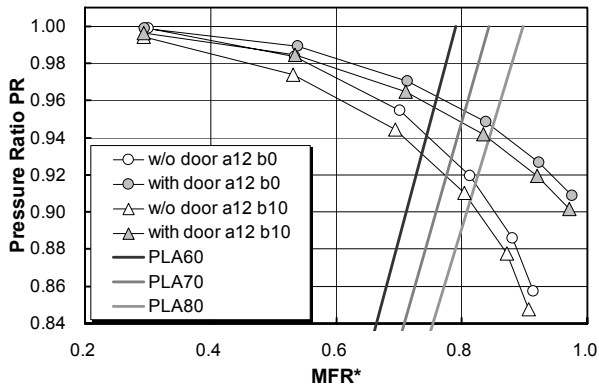
(d) 空間ディストーション線図



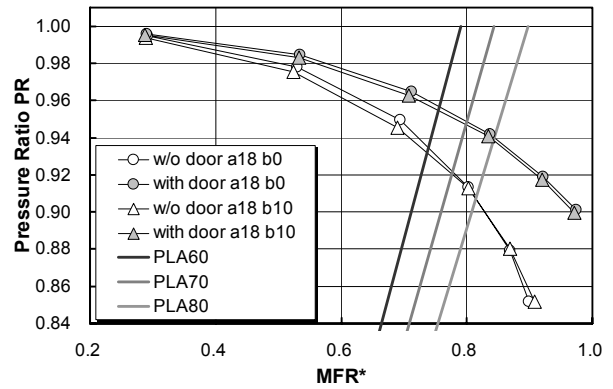
(d) 空間ディストーション線図

図 5.35 補助ドアによる空力性能の比較
(定常計測, $U_0=50\text{m/s}, \alpha=0\text{deg}$)

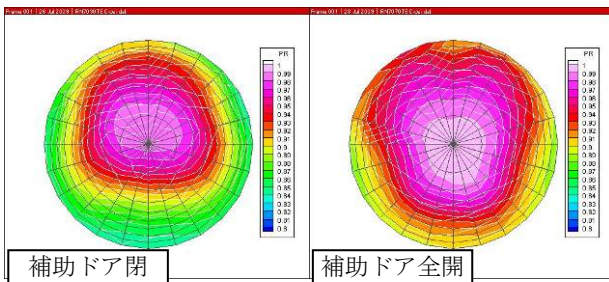
図 5.36 補助ドアによる空力性能の比較
(定常計測, $U_0=50\text{m/s}, \alpha=6\text{deg}$)



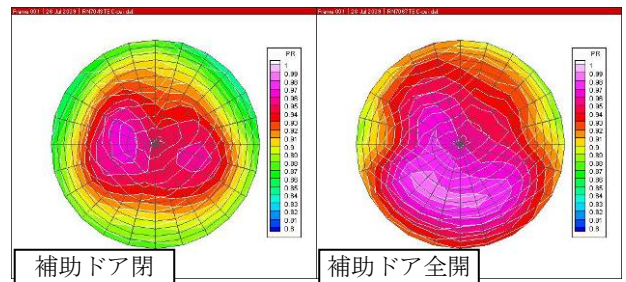
(a) 総圧回復率線図



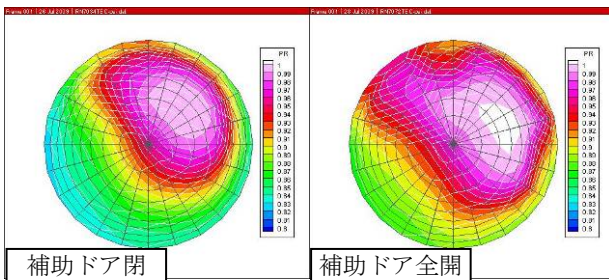
(a) 総圧回復率線図



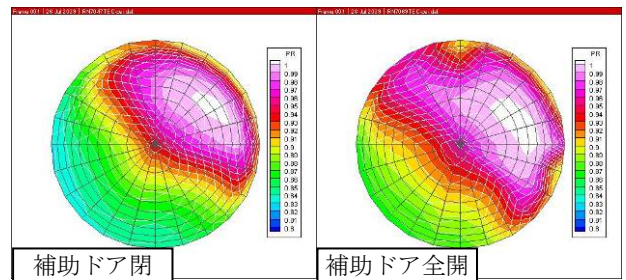
(b) $\beta=0\text{deg}$, $f_B=36\text{Hz}$



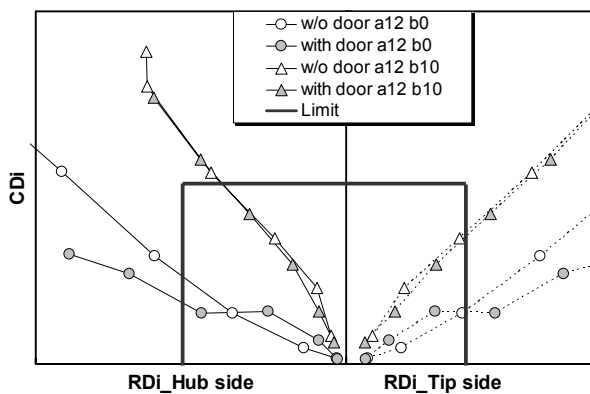
(b) $\beta=0\text{deg}$, $f_B=36\text{Hz}$



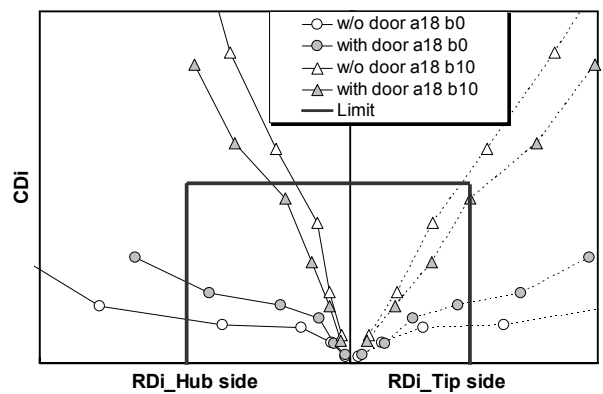
(c) $\beta=10\text{deg}$, $f_B=36\text{Hz}$



(c) $\beta=10\text{deg}$, $f_B=36\text{Hz}$



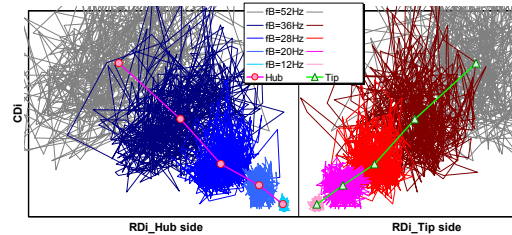
(d) 空間ディストーション線図



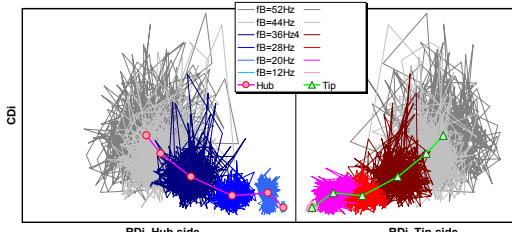
(d) 空間ディストーション線図

図 5.37 補助ドアによる空力性能の比較
(定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$)

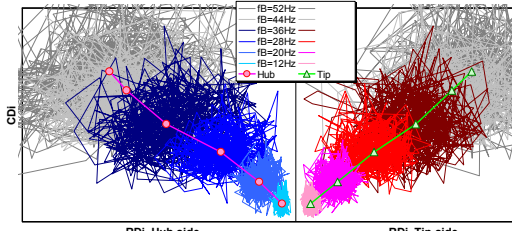
図 5.38 補助ドアによる空力性能の比較
(定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$)



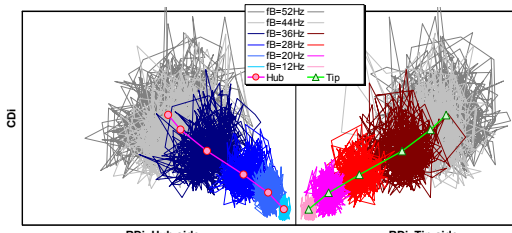
(a) 補助ドアなし ($\beta=0\text{deg}$)



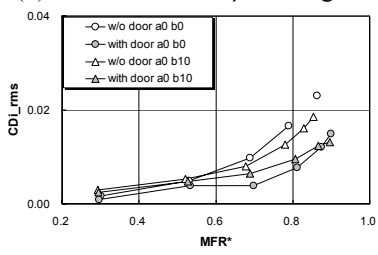
(b) 補助ドア開 ($\beta=0\text{deg}$)



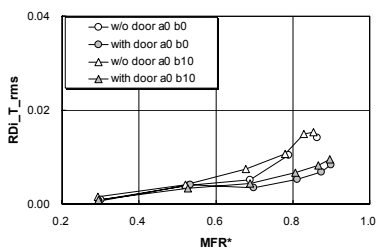
(c) 補助ドアなし ($\beta=10\text{deg}$)



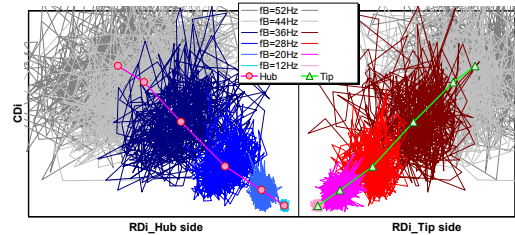
(d) 補助ドア開 ($\beta=10\text{deg}$)



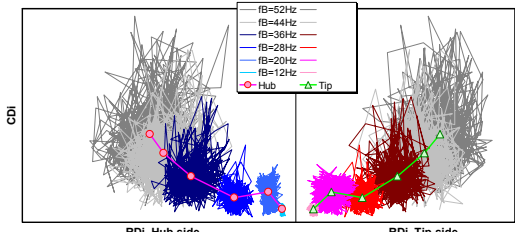
(e) 周方向ディストーション指標の変動



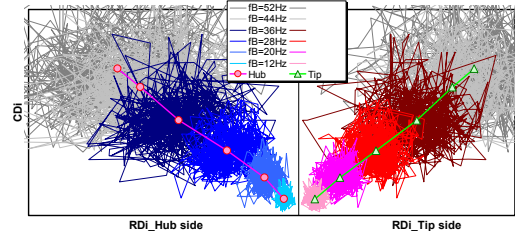
(f) チップ側半径方向ディストーション指標の変動



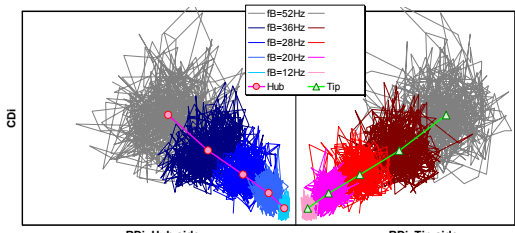
(a) 補助ドアなし ($\beta=0\text{deg}$)



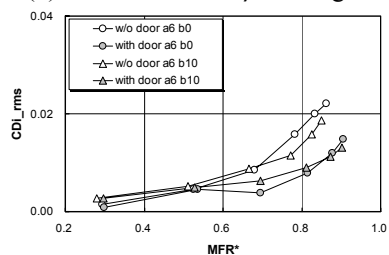
(b) 補助ドア開 ($\beta=0\text{deg}$)



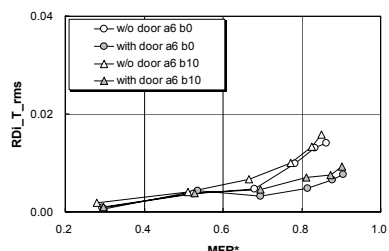
(c) 補助ドアなし ($\beta=10\text{deg}$)



(d) 補助ドア開 ($\beta=10\text{deg}$)



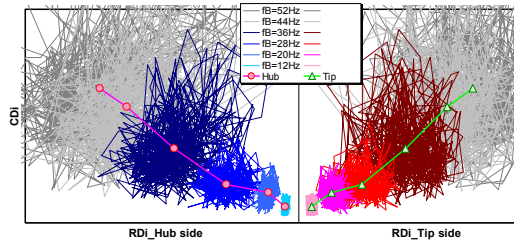
(e) 周方向ディストーション指標の変動



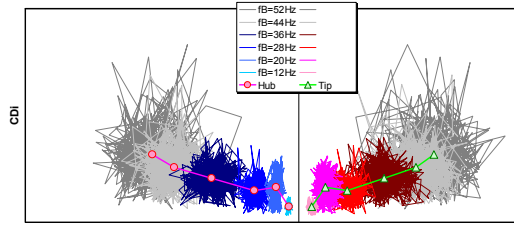
(f) チップ側半径方向ディストーション指標の変動

図 5.39 補助ドアによる空力性能の比較 (非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=0\text{deg}$)

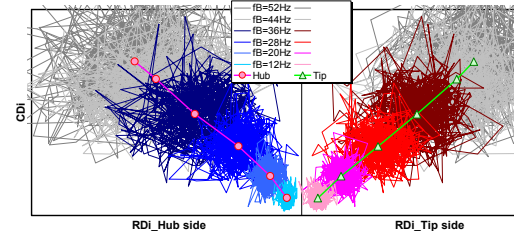
図 5.40 補助ドアによる空力性能の比較 (非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=6\text{deg}$)



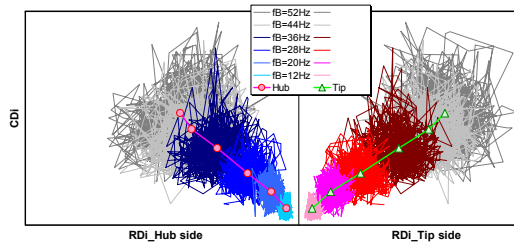
(a) 補助ドアなし ($\beta=0\text{deg}$)



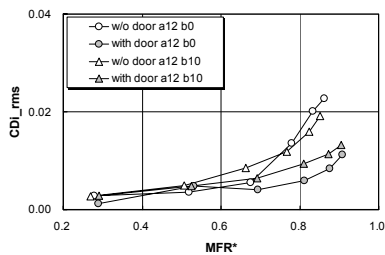
(b) 補助ドア開 ($\beta=0\text{deg}$)



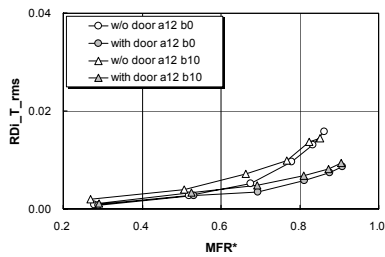
(c) 補助ドアなし ($\beta=10\text{deg}$)



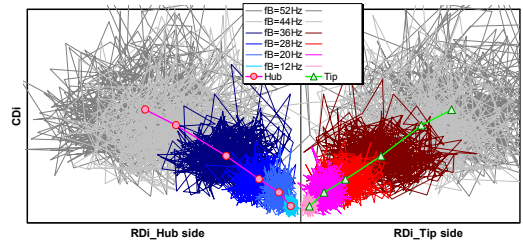
(d) 補助ドア開 ($\beta=10\text{deg}$)



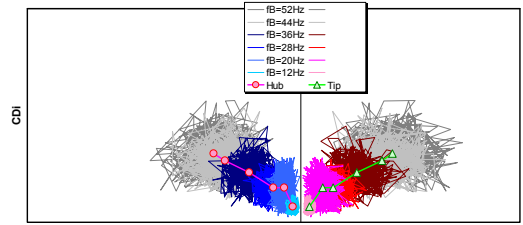
(e) 周方向ディストーション指標の変動



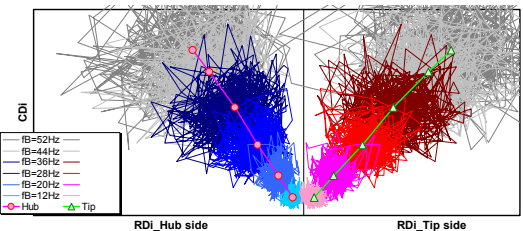
(f) チップ側半径方向ディストーション指標の変動



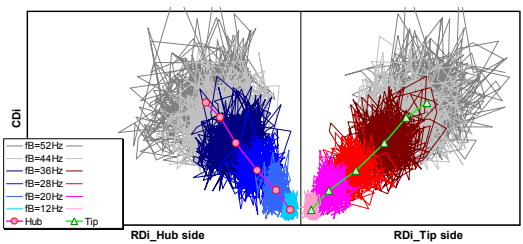
(a) 補助ドアなし ($\beta=0\text{deg}$)



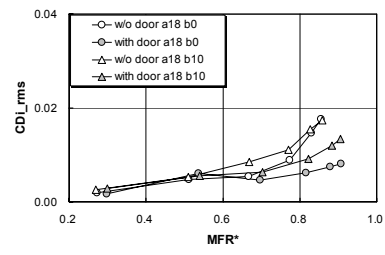
(b) 補助ドア開 ($\beta=0\text{deg}$)



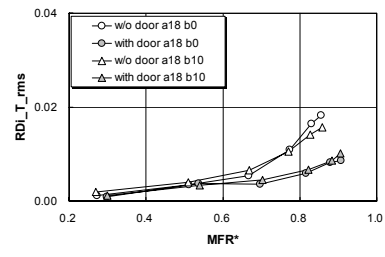
(c) 補助ドアなし ($\beta=10\text{deg}$)



(d) 補助ドア開 ($\beta=10\text{deg}$)



(e) 周方向ディストーション指標の変動



(f) チップ側半径方向ディストーション指標の変動

図 5.41 補助ドアによる空力性能の比較 (非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$)

図 5.42 補助ドアによる空力性能の比較 (非定常計測, $U_0=50\text{m/s}$, $\alpha=18\text{deg}$)

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、低速時の空力性能データ取得、低速時のエンジン運用制限の妥当性の確認、ダイバータ高さ設定の妥当性の確認および補助ドアの適用による空力性能改善効果の検討を目的として、JAXA 所有の 2m×2m 低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。

主流流速 0~50m/sec, 機体迎角 0~18 度, 横滑り角 0~10 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。

静粛超音速研究機の基本設計検討において設定された低速域におけるエンジンのパワーレバー角制限は、その制限内で第 3.5 次形状インテークのノミナル形態により生じる空間ディストーションはエンジンの運用が保証される範囲内にあることから、妥当であると判断した。また、高迎角時に機首から発生する縦渦がインテークに流入した場合でも、空力性能に悪い影響を与えないことがわかった。

ダイバータ高さについて、ノミナル設定とノミナル設定の 2 倍の高さの場合とで空力性能は変化しないことから、ノミナル設定の高さで十分機体胴体上に発達する境界層を排除しているものと考えられ、ダイバータ高さは妥当であると判断した。

本研究における補助ドアを設定することで、空間ディストーションは低く抑えられ、エンジンの最大運用時においてもエンジンの運転を保證できる流れを供給できることがわかり、補助ドアによる空力性能改善効果を確認した。

7. 謝 辞

本静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの空力性能取得低速風洞試験の実施にあたり多くの方々のご協力を得た。風洞技術開発センター低速風洞セクションリーダーの伊藤健氏、主任研究員の藤田敏美氏には風洞計測、流れの可視化等の試験技術について有益な御助言を頂いた。また、風洞試験では、主任研究員の岩崎昭人氏、ISE の安藤法久氏にご協力を頂いた。関係各位に感謝の意を表す。

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, 本阿弥眞治, “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).