

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 インテークの空力設計

渡辺 安

2009年3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設計*

渡辺 安^{*1}

Aerodynamic Design of 3.5th Configuration Air Intake for Silent Supersonic Technology Demonstrator S3TD*

Yasushi WATANABE^{*1}

Abstract

The air-intake for the silent supersonic technology demonstrator, S3TD, is being designed in Japan Aerospace Exploration Agency. The aerodynamic design based on the base line of preliminary design configuration was improved by means of CFD analysis and wind tunnel tests.

Improving the flow characteristics of the base line configuration air-intake in low speed region is one of the main objectives in this study. In order to do that, both the plane shape and the thickness of cowl lip were examined experimentally and numerically. The characteristic of flow was improved by the latest design shape of the cowl, whereas the aerodynamic drag was found to be impaired. Application of the auxiliary inlet was also examined to improve the flow characteristic of air-intake in low speed region without impairing the aerodynamic drag.

Bleed system, which is another main object of this study, was also examined experimentally and numerically. Dimensions of porous bleed wall and quantity of bleed air were designed to improve the pressure recovery, as well as to reduce the external drag of air-intake.

Key words: Silent Super Sonic Technology Demonstrator, air-intake, aerodynamic design, wind tunnel test, CFD

概 要

宇宙航空研究開発機構で基本設計検討が進められている静粛超音速研究機のインテークについて基本設計相当の設計作業を行った。本研究では基本設計ベースライン形状を設計の開始点とし、静粛超音速研究機の飛行ミッションが成立するために要求されるインテーク性能を満足するよう、CFD 解析と風洞試験により設計検討が進められている。

基本設計検討では、基本設計ベースライン形状の問題点である低速域の流量特性を改善することと、流れ場の改善と外部抵抗低減を目的とした抽気流量の設定を行うことで、空力形状の改善と改善された形状の空力性能を取得することが目的である。低速域の流量特性を改善するために、カウル平面形と断面形状の検討を行い、想定される飛行エンベロープ全体でエンジンの運用に十分な流量を供給することができるカウル形状が設計されたが、その結果、超音速飛行時の外部抵抗は増加することが分かった。抵抗増加を抑えるためには捕獲面積を小さくすることが有効であるが、捕獲面積を小さくする際に必要となる補助ドアについて検討を行い、その有効性を明らかにした。インテークの総圧回復性能、ディストーション性能および外部抵抗に及ぼす抽気の影響を調べることで、抽気特性を明確にし、抽気位置と流量を設定した。また、逆流防止機能の必要性を明確にし、その機能の作動点を設定した。

以上の検討を基に静粛超音速研究機用インテークの第 3.5 次形状が設計され、CFD による性能推算を行った結果、総圧回復性能は抽気を適用することで向上し、設計点においてはほぼ MIL 規格の性能が達成されることが分かった。空間ディストーション性能については今後風洞試験により、その特性を明らかにする必要がある。外部抵抗については、カウル形状および抽気の効果を明らかにし、抵抗増加を抑えつつ、低速時の流量特性が改善されていることを確認した。

* 平成 21 年 3 月 2 日受付 (received 2 March, 2009)

^{*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_0 | 捕獲面積 |
| A_{bex} | 抽気出口面積 |
| A_{bl} | 多孔抽気部の開口面積 |
| A_c | 最大捕獲面積 |
| A_e | インテーク出口断面積 |
| A_{th} | スロート面積 |
| A_{plg} | 流量調整プラグ出口最小面積 |
| B | インテーク入口断面の幅 |
| CD_{bleed} | 抽気抵抗係数 |
| CD_{intk} | インテークの外部抵抗係数 |
| $CD_{pre-entry}$ | インテーク付加抵抗係数 |
| $CD_{spill/gross}$ | 漏れ抵抗係数 |
| CD_{spill} | 正味の漏れ抵抗係数 |
| ΔCD_{cowl} | カウル圧力抵抗係数の変化分 |
| 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 |
| H | インテーク入口断面の高さ |
| 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_{bld} | 抽気流量比 |
| MFR_{eng} | インテーク出口流量比 |
| MFR_{eng}^* | インテーク出口流量比 (チョーク流量基準) |
| MFR_{spill} | 漏れ流量比 |
| PR | インテークの総圧回復率 |
| PR_{bld} | 抽気圧力比 |
| P | 総圧 |
| P_0 | 主流総圧 |
| P_{bex} | 抽気出口総圧 |
| p | 静圧 |
| p_{pl} | 抽気プレナム内圧力 |
| q | 動圧 |
| RDi | 半径方向のディストーション指標 |
| U | 速度 |
| X_i, Y_i | ベジエ関数の制御点 |
| α | 迎角 |
| β | 横滑り角 |
| Δy | 亜音速ディフューザのオフセット量 |
| δ_1 | 第1ランプ転向角 |
| δ_2 | 第2ランプ転向角 |
| γ | 比熱比 |
| 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、推進系は機体胴体の上方に配置する構成としている。そのため、インテークは機体や翼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り、機体と推進系を統合した設計技術を確立することが、静粛超音速研究機開発を通じての推進系の重要な課題の一つになっている。

図 1.2 は静粛超音速研究機の推進システムの概要を示す。搭載されるエンジンは米国 Honewell 社の F125 エンジンである。飛行実験では離着陸～超音速飛行までを行うこととしており、その飛行エンベロープ全域でエンジンの運転を保證するインテークを設計することが要求されている。



図 1.1 静粛超音速研究機の概要

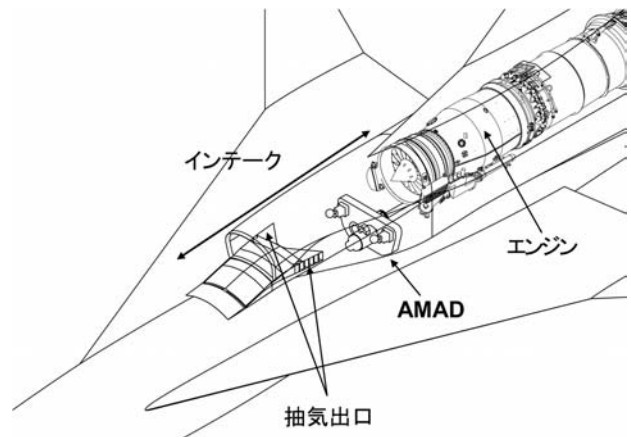


図 1.2 推進システムの概要

1.2 研究の目的

本研究では静粛超音速研究機の基本設計相当の作業の一環としてインテーク設計を行うこととし、設計の基準形状をこれまでに設計された基本設計ベースライン形状（以降 2 次形状と呼ぶ）とする。

2 次形状の最も大きな問題点として低速域の空力性能が悪いことが明らかになっており、その問題を解決し静粛超音速研究機の飛行ミッションが成立するようにインテーク設計を進めることが主な目的の一つである。そのため、カウルの断面形状と平面形について CFD 解析と風洞試験による設計検討を行った。また、流量特性を改善する代替案として補助ドアシステムの適用検討も併せて実施した。

インテークの超音速飛行時における空力性能を向上するためには抽気システムの適用が必要であり、抽気システムの設計が本研究のもう一つの主な目的である。抽気システムについては風洞試験と CFD 解析により設計検討を行い、インテーク内の流れ場の改善と外部抵抗低減の観点から、抽気適用部位、領域、抽気流量を設定することが目的となる。

本稿は上記のような設計サイクルを回し、基本設計検討での成果となるインテークの 3.5 次形状とその空力性能データを得るために行った一連の検討を取りまとめたものである。

2. 基本設計ベースライン形状 (2 次形状)

静粛超音速研究機のインテーク設計においては、小型超音速実験機（ジェット実験機）のインテーク設計における経験と研究開発成果を基に、1 次元解析、経験式、CFD 解析および風洞試験により形状設定を行った。本節では静粛超音速研究機の基本設計検討の出発点となるインテークに要求される機能、性能および 2 次形状の設計概要について述べる。

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。

2.1.2 設計基準

図 2.1 は静粛超音速研究機第 2 次形状の概要を示す。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することとした。また、インテークは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、機体胴体の上方に配置し、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することとした。

図 2.2 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。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。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り、抽気排気出口から流れが逆流する条件の場合には逆流を防止する機能を有する。この機能により、後述する総圧回復率性能およびディストーション性能を改善する効果と外部抵抗を低減する効果が期待される。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。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。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。本稿では 5 つの機能の内、①空気捕獲・供給機能、②抽気機能および④流量調整機能のうちの空気を追加捕獲する機能について設計した結果を詳述する。

インテークに要求される性能は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 項目が挙げられる。①流量捕獲性能に対しては図 2.3 に示す失速速度制限、アフターバーナ作動限界、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ー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ープ全域でエンジンの要求（図 2.4）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を所定の範囲内に収めることが性能指標となる。ただし、要求されるディストーション範囲はエンジンの技術情報となるため、本研究においては数値を抜いている。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 2.5) 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。

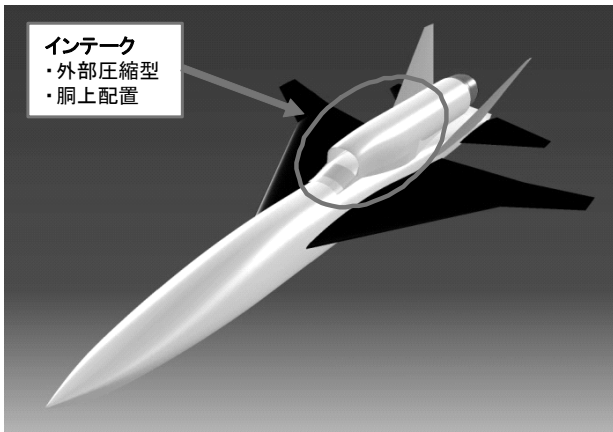
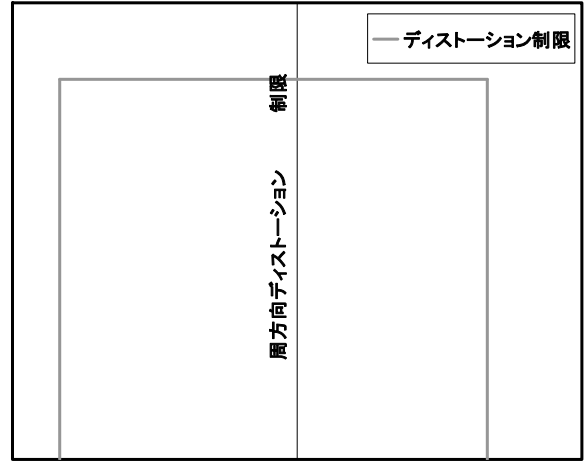


図 2.1 静粛超音速研究機の第 2 次形状の概要



ハブ側制限 半径方向ディストーション チップ側制限

図 2.4 空間ディストーションの制限値

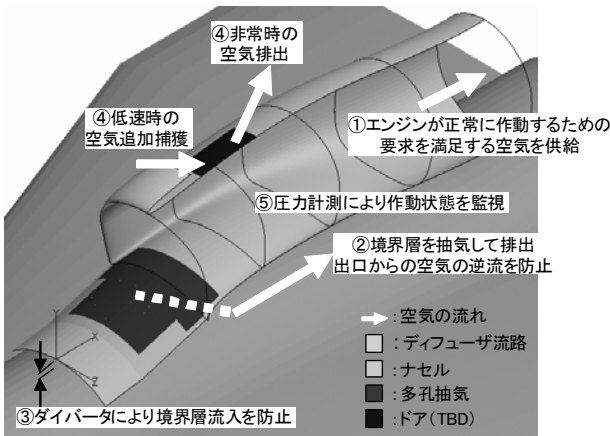


図 2.2 インテークの機能配分

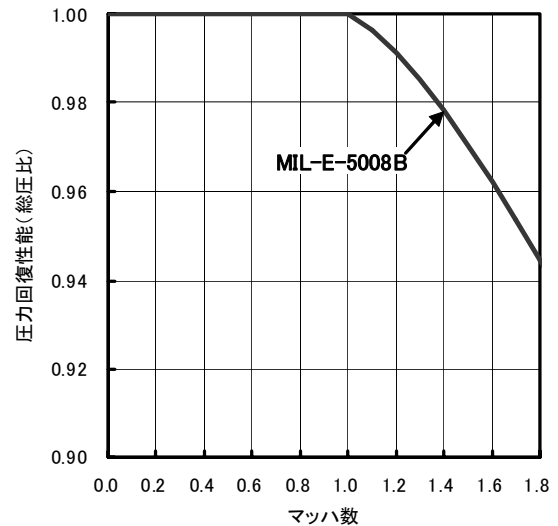


図 2.5 インテークの圧力回復率の目標

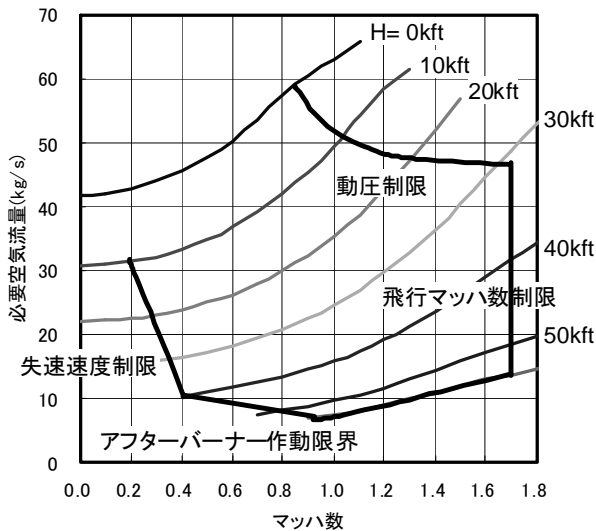


図 2.3 インテークの作動範囲

2.2 空力設計

2.2.1 超音速ディフューザの設計

超音速ディフューザ部の設計においては、超音速飛行時において、衝撃波損失を小さくすることが重要である。より高いマッハ数に対応する場合には、エンジンとの作動適合時に Ferri 不安定⁽¹⁾の発生を避けるために、衝撃波／衝撃波干渉によるせん断層の流入を避けることが設計上の重要な観点として挙げられるが、静粛超音速研究機インテークの設計マッハ数は 1.6 であるため、確認は必要であるが、Ferri 不安定は発生しないものと考えられる。

衝撃波損失を小さくするためには、総轉向角とランプ数および各ランプに対する轉向角配分の設定が重要である。また、最終衝撃波とランプ面上の境界層との干渉によるはく離を防止するために、最終衝撃波上流のマッハ数を 1.3 以下に抑えることと、衝撃波の離脱基準からある程度離れていることが望ましい。二次元インテークを設計する場合には、衝撃

波の強さを解析的に求めることができるため、例えば図 2.6 に示すような転向角と衝撃波システムの圧力回復率との関係を調べ、ランプ形状を設計すれば良い⁽²⁾。図 2.6 の例を対象とすれば、ランプ数を 2、総転向角を 11 度とすることが、空力性能およびシステムの簡素化の観点から総合的に良いと考えられる。ランプ数を 2 以上の場合の各ランプに対する転向角配分は Oswatitsch 関係式⁽³⁾から与えれば良い。しかし、静粛超音速研究機ではインテークを機体胴体上方に配置するため、ランプ壁面の前方視形状を胴体に沿って湾曲する必要がある。この場合、同じランプ転向角を設定すると二次元インテークの場合よりも衝撃波が弱くなる。すなわち、図 2.6 においてランプ転向角を小さくした場合と同じ効果となり、衝撃波システムの総圧回復率は小さく、最終衝撃波直前のマッハ数は大きくなる。同じ転向角で最も衝撃波が弱くなるのは錘状流の場合であるが、静粛超音速研究機の場合は錘状流と二次元の間になるため、解析的にランプ転向角を設定することができない。本研究では CFD (3 次元) を用いて、衝撃波角と衝撃波システム下流のマッハ数を計算してランプ角を設定した。

実際の設計では、ランプ数を 2、主流マッハ数 1.7 の条件においてカウル先端に斜め衝撃波が焦点を結び、エンジン適合点を考慮した最終衝撃波位置においてその直前のマッハ数が約 1.2 となる (図 2.7) ようランプ位置と転向角配分を設定した。計算した衝撃波角が正しいことを検証するために、風洞試験で可視化したマッハ 1.7 での衝撃波パターンを図 2.8 に示す。第 1、第 2 ランプから発生する斜め衝撃波は設計通りにカウル先端に焦点を結んでいることが分かる。設計結果として、ランプ数は 2、第 1 ランプ転向角 δ_1 および第 2 ランプ転向角 δ_2 はそれぞれ 8 度および 9 度とした。総転向角は 17 度であり、二次元の場合の衝撃波離脱基準よりも大きい角度である。

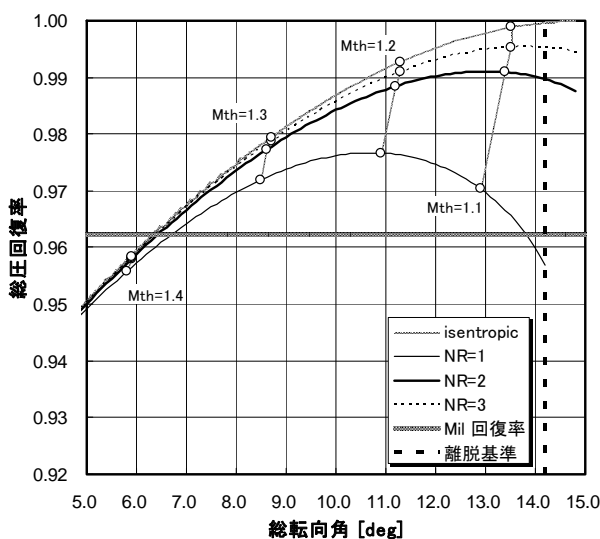


図 2.6 総転向角による衝撃波システムの総圧回復率の変化 ($M_0 = 1.6$)

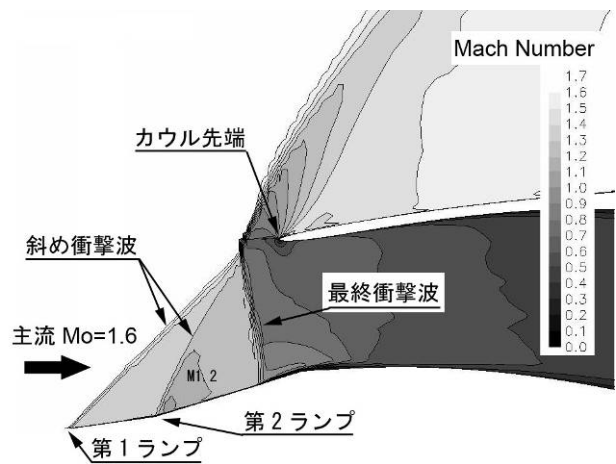


図 2.7 CFD による計算結果 ($M_0=1.6$, 作動適合点付近)

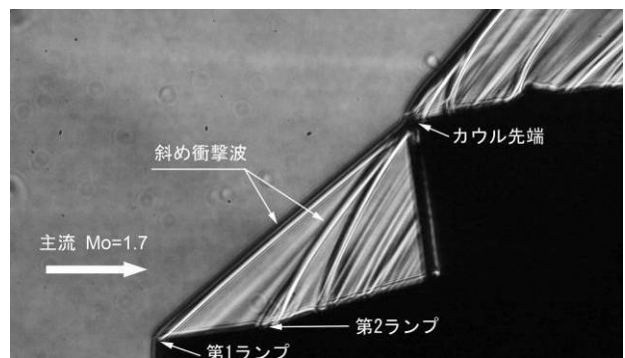


図 2.8 衝撃波パターンの可視化結果 ($M_0=1.7$, 超臨界作動状態)

2.2.2 インテークのサイジング

図 2.9 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ランプ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た。そして、その最大流量からインテークのスロート面積をまず算出し、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。ただし、この方式ではスロート面積を変えずにカウル先端形状を変えると最大捕獲面積が変化してしまう (2.2.4 節)。最大捕獲面積はインテークの性能解析における面積の基準量になるため、変化するのは都合が悪い。従って、本研究では 2 次形状の最大捕獲面積を基準面積として検討対象とした全てのインテークに使用した。

スロート面積の設定の際には、インテークのスロートで流れがチョークするとインテークの空力性能が悪くなるため、流量余裕として 4% のマージンを設定し、その分スロート面積を大きくした。これは、

スロートマッハ数の最大値を 0.8 程度に抑えることに相当する。

図 2.10 はインテークの最大捕獲流量比と搭載エンジンから要求される流量比とを比較した図である。亜音速域ではインテークの最大捕獲流量はスロートでチョークする条件であるため、チョーク流量を基準とした流量比を用いた (図 2.10(a))。超音速域ではインテークの最大捕獲流量は最大捕獲面積 A_c を通過する流量であるため、その流量を基準にした流量比を用いた (図 2.10(b))。亜音速域では、流量余裕が設定されているため、搭載エンジンの要求流量は最大でも 0.96 程度であり、インテークの流量特性が良ければ十分な流量を供給できることが分かる。一方、超音速域では搭載エンジンの要求流量は亜音速域に比べて相対的に少なくなるため、インテークの捕獲流量とエンジンの要求流量との差は M_0 が増加するにつれて大きくなる。空力性能向上のために、抽気が必要な超音速域では、この余剰流量で十分な抽気を行うことが可能であると考えられるため、捕獲面積の設定において抽気流量余裕は設定していない。

このようにして 2 次形状と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。

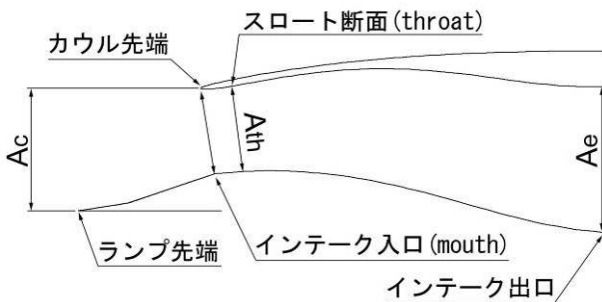
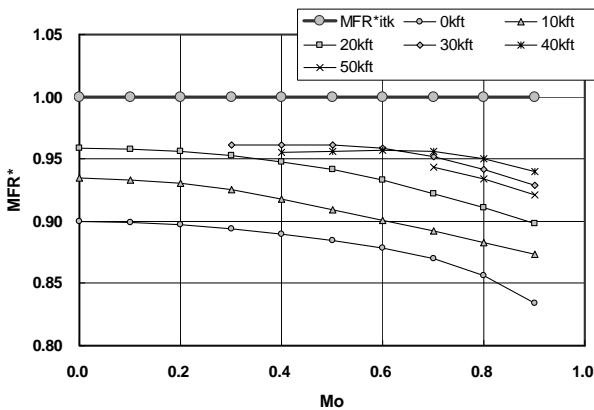
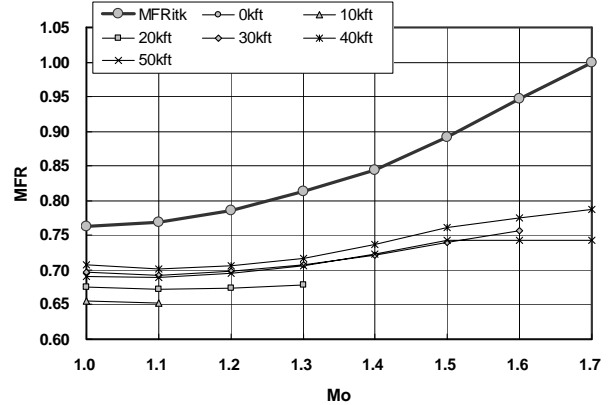


図 2.9 インテーク各部の面積



(a) チョーク流量比による比較 ($0.0 < M_0 < 1.0$)



(b) 捕獲流量比による比較 ($M_0 > 1.0$)

図 2.10 インテークの最大流量比とエンジン要求流量比との比較

2.2.3 亜音速ディフューザの設計

亜音速ディフューザの設計においては、ディフューザ内部で流れのはく離が生じないようにすることが重要である。図 2.11 に示すディフューザの主な設計パラメタのうち、開口面積比 A_e/A_{th} は搭載エンジンの要求流量によりスロート面積を定めれば自動的に決まり、入口断面中心と出口断面中心のオフセット比 $\Delta y/D$ はエンジンの配置が定めれば自動的に決まる。エンジンの配置は空力的な要求で決められるのが通常である。従って、インテーク設計で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。搭載エンジンおよび機体空力設計の要求により定められた開口面積比とオフセット比の条件の下で算出した、長さ比と入口断面アスペクト比によるディフューザ内の圧力損失の変化を図 2.12 に示す。損失の計算には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⁽⁴⁾を使用した。推算ではディフューザ入口の面積に対して流入境界層の排除厚さ分の面積を 5% と仮定した。ディフューザの長さ比は、ディフューザ内ではく離が生じないよう安全側の設計として $L_{sub}/D=3.5$ 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直径にほぼ等しい設定である。また、設計点の性能は最適な場合に比べて、推算上は 0.5% 程度総圧回復率が低い。

亜音速ディフューザの入口および出口の形状パラメタが設定されたら、次はその形状パラメタの分布を設計することが重要である。すなわち、開口面積比に対して面積分布を、オフセット比に対して流路中心線形状を、入口断面アスペクト比に対して断面形状遷移を設定することが重要である。図 2.13 は亜音速ディフューザの断面分布を示している。断面分布はディフューザの上流側で流れのはく離が生じない程度に急拡大する方が性能が良い⁽⁵⁾。拡大の

程度は面積分布の曲線の変曲点位置で表すことができ、変曲点位置が亜音速ディフューザ長さの 10~40%の範囲に入るよう面積分布を設定するのが良い。この範囲の中では、亜音速ディフューザに流入する境界層が厚いほど変曲点位置はより下流に設定した方が良い。本研究では、面積分布を式(2.1)に示す 3 次のベジエ曲線で作成し、変曲点位置を上流からディフューザ長さの約 25%の位置に設定した。ただし、式中の N はベジエ関数の次数、 t は媒介変数、 X_i, Y_i はベジエ関数の制御点を表している。制御点の値は表 2.1 に示すとおりである。

$$\begin{aligned}
 x &= \sum_{i=0}^N C_i \times t^i \times (1-t)^{(N-i)} \times X_i \\
 y &= \sum_{i=0}^N C_i \times t^i \times (1-t)^{(N-i)} \times Y_i
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

図 2.14 は亜音速ディフューザの中心線形状を示している。中心線形状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⁽⁵⁾。すなわち、変曲点位置は下流側に位置するほうが良い。本研究では、3 次のベジエ曲線で中心線形状を与え（制御点は表 2.1 参照）、変曲点を上流からディフューザ長さの約 70%の位置に設定した。

図 2.15 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。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。断面形状を設定する手順はまず入口断面を上下に分割し、それぞれに対して 3 次のベジエ曲線を用いて形状を作成した(図 2.16)。このとき、断面の幅が 1 となるようベジエ曲線の制御点を設定した。出口の断面形状も同様に上下に分割し、3 次のベジエ曲線により形状がほぼ円形で半径が 1 となるよう制御点を設定した。入口と出口の間は、入口および出口断面で記号が同一の制御点 (L1~L4, U1~U4) を線形補間し、その制御点を用いて断面形状を定めた。定められた断面形状を面積分布(図 2.13)に合うよう線形に拡大もしくは縮小した。入口および出口断面のベジエ曲線の制御点座標(幅を 1 とした場合)の一覧を表 2.2 に示す。面積分布に合うよう拡大もしくは縮小された断面を、中心線形状(図 2.14)に対して垂直となるよう回転、平行移動した。

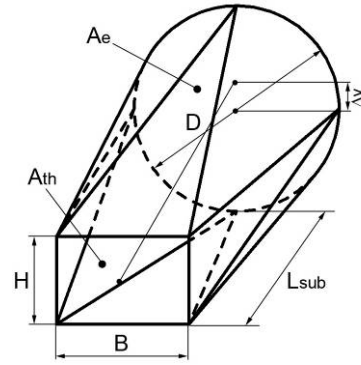


図 2.11 亜音速ディフューザの形状パラメータ定義

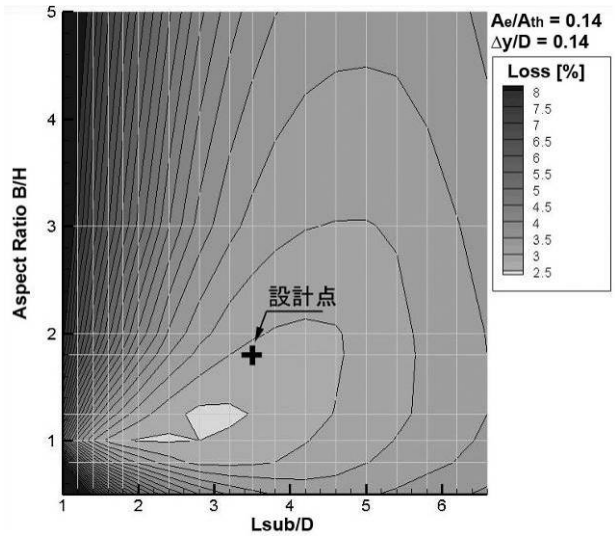


図 2.12 亜音速ディフューザ内の総圧損失

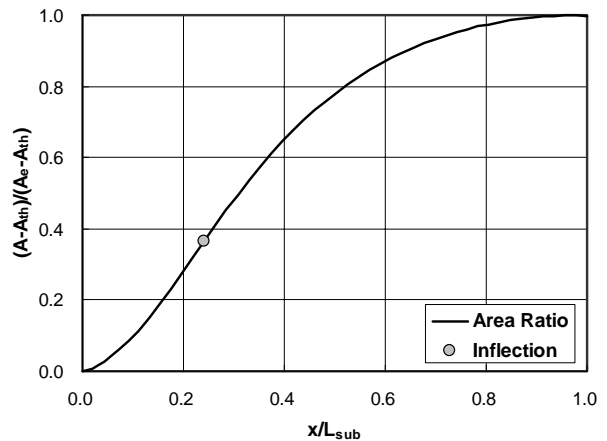


図 2.13 亜音速ディフューザの面積分布

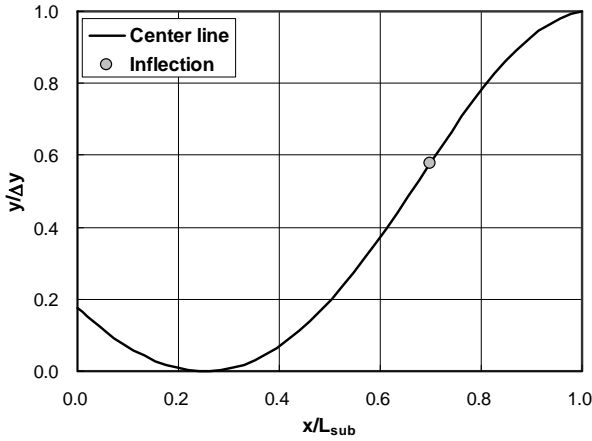


図 2.14 中心線形状

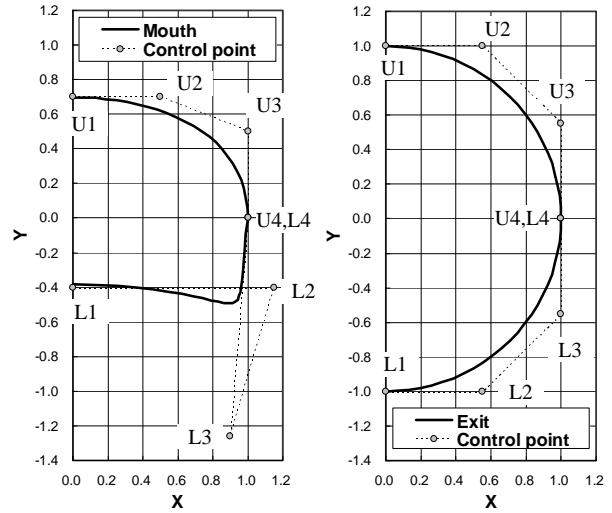


図 2.16 断面形状と制御点

表 2.1 ベジエ関数の制御点

| 面積分布(図2.13) | | 中心線形状(図2.14) | |
|-------------|-------|--------------|-------|
| X_i | Y_i | X_i | Y_i |
| 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| 0.3 | 0.0 | 0.5 | 0.0 |
| 0.3 | 1.0 | 0.7 | 1.0 |
| 1.0 | 1.0 | 1.0 | 1.0 |

表 2.2 入口および出口断面の制御点

| 制御点 | 入口断面 | | 出口断面 | |
|-----|--------|---------|--------|---------|
| | X_i | Y_i | X_i | Y_i |
| L1 | 0.0000 | -0.4000 | 0.0000 | -1.0000 |
| L2 | 1.1500 | -0.4000 | 0.5519 | -1.0000 |
| L3 | 0.9000 | -1.2600 | 1.0000 | -0.5519 |
| L4 | 1.0000 | 0.0000 | 1.0000 | 0.0000 |
| U1 | 0.0000 | 0.7000 | 0.0000 | 1.0000 |
| U2 | 0.5000 | 0.7000 | 0.5519 | 1.0000 |
| U3 | 1.0000 | 0.5000 | 1.0000 | 0.5519 |
| U4 | 1.0000 | 0.0000 | 1.0000 | 0.0000 |

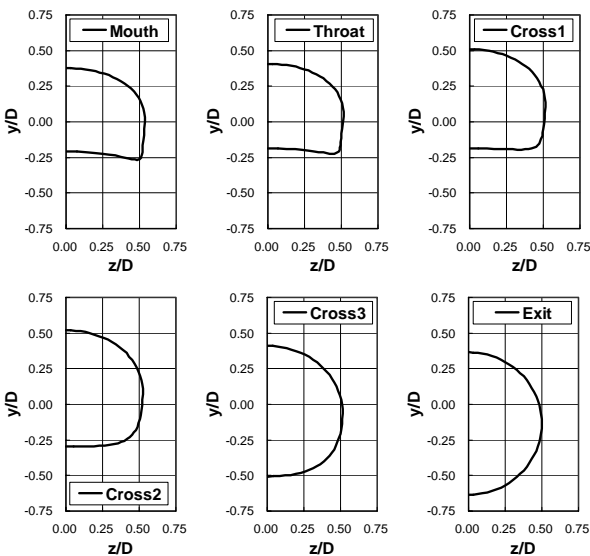
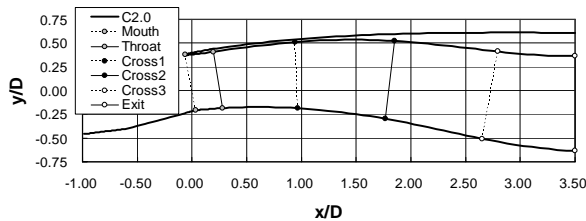


図 2.15 亜音速ディフューザ形状

2.2.4 カウル先端形状の設計

カウルリップの設計では、低速域におけるリップ先端のはく離による性能低下を抑制するとともに、高速域での抵抗を小さくすることが重要である。リップ先端のはく離を抑制するためには、カウル先端断面の曲率半径を大きくすれば良いが、曲率半径の大きいカウル形状では抵抗が大きくなるため、両者の性能を満足するような設計が求められる。

図 2.17 に 2 次形状のカウル先端形状の設定とその適用範囲を示す。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バーに対して、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い長さとし、カウル先端（翼型の先端）から最大厚みまでの位置（コード長の 30%）までをカウル先端形状として設定した。このようなカウル先端形状の適用範囲は図 2.17 に示すとおりである。断面の厚みのパラメタを変更する際の基準点は図 2.18 に示すようにディフューザ側の最大厚みの位置としたので、断面の厚みに応じてキャンバーラインやカウル先端のハイライト位置は変化する。従って、基準点

がインテークのスロート位置に相当するため、スロート面積は変化しないが、ハイライト位置で本来定義される最大捕獲面積は厚みにより変化する。ただし、2.2.2 節で述べたように最大捕獲面積はインテーク性能を表す上での基準面積であり、インテーク形状ごとに値が変化するのは好ましくないため、本研究では 2 次形状の最大捕獲面積を基準面積として用いた。

設計において、カウル先端の厚み分布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できるようにし、2 次形状ではそれぞれ 3% の厚み分布とした。また、平面形はカウル先端の断面形状が平面で、亜音速ディフューザの中心線に対して垂直となるよう設定した。

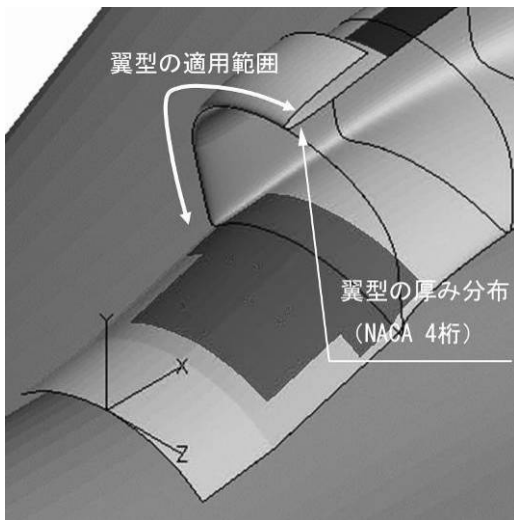


図 2.17 カウル先端厚み分布の設定と適用範囲

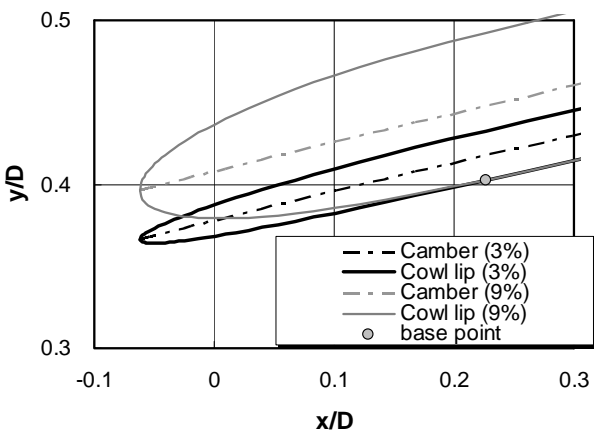


図 2.18 厚み分布の設定によるカウル先端形状変化

2.2.4 抽気システム的设计

静粛超音速研究機の抽気システムには多孔壁による抽気を採用している。抽気的设计では、多孔抽気壁の適用範囲、孔の総面積および抽気出口面積の設定が重要である。

図 2.19 は多孔抽気壁の適用範囲の概要図を示す。超音速ディフューザ部では第 2 ランプ上の亜音速ディフューザ入口から $0.35D$ 上流までの領域に、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が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 2.20)、総抽気流量は抽気ダクトの出口面積 A_{bex} で定まる。本研究では検討の初期設定値を $A_{bex}/A_c=8%$ とした。

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。抽気流量を予測するには流れ場の条件に対して、多孔壁を通過する流量と抽気プレナム出口を通過する流量の収支がバランスする抽気プレナム内の圧力 p_{pl} を求めれば良い。重要なのは多孔壁の流量係数を定量的に予測することであり、その予測には Harloff の流量予測モデル^{(6),(7)}を拡張したモデル^{(8),(9)}を用いた。この抽気流量予測モデルにより、抽気出口から逆流が生じる場合についても、その流量を予測することができる。

図 2.21(a)~(e)に抽気流量の予測結果を示す。それぞれの主流マッハ数に対して、スロートマッハ数をエンジン作動状態を表すパラメタとして用い、抽気流量を予測した結果である。抽気出口を通過する流量曲線と多孔壁を通過する流量曲線の交点が抽気システムの作動点となる。最大捕獲流量に対する流量比 MFR_{bld} が負の場合は抽気出口から流れが逆流することを示す。これより、主流マッハ数が低い場合には逆流が生じてインテーク性能が低下する可能性がある。マッハ 0.8 以下では、逆流が生じるエンジンの作動条件があるため、逆流を防止するシステムが必要となる。一方、超音速域では逆流が生じる条件はなく、設計点 ($M_0=1.6$) ではエンジンの最大回転時の運転条件に対して $MFR_{bld} = 6\sim 8\%$ の抽気流量が見込まれる。この抽気流量予測モデルは本研究で用いた CFD 解析コード^{(10)~(12)}にも組み込まれており、より忠実度の高い設計においても活用されている。

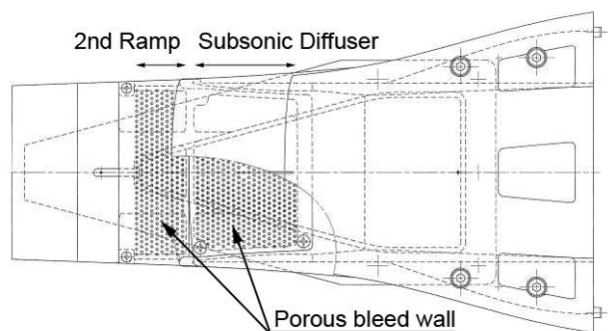


図 2.19 多孔抽気適用部の概要

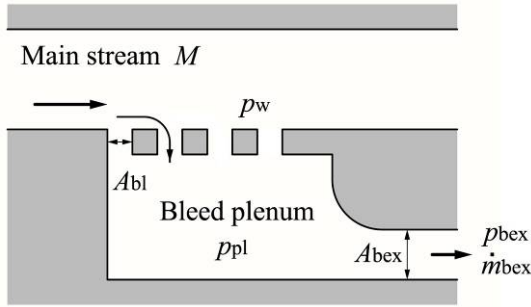
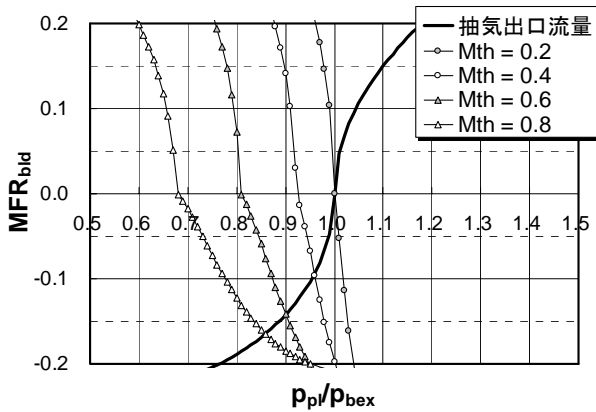
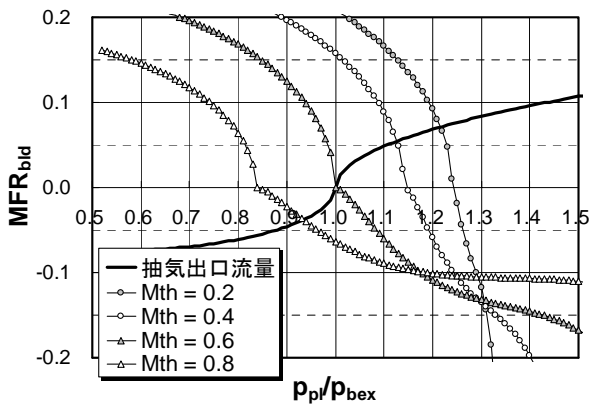


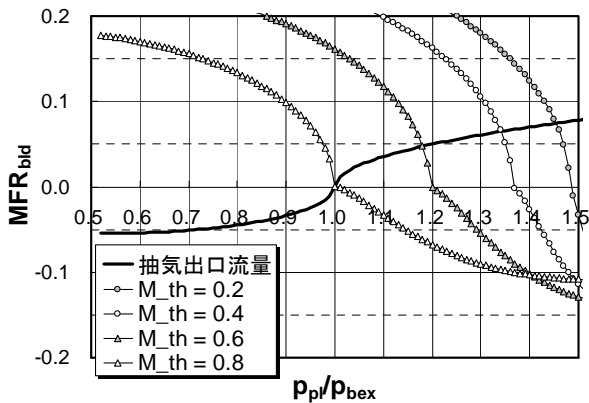
図 2.20 抽気システムの概要



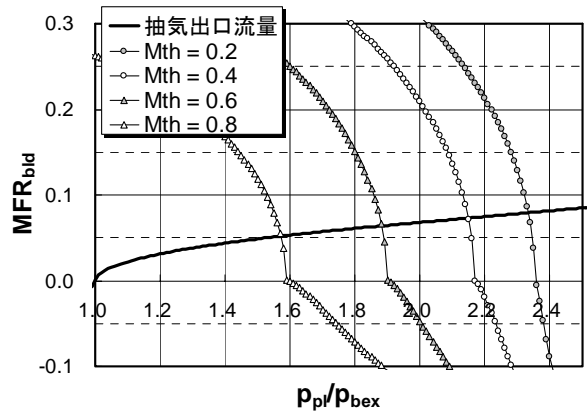
(a) $M_0 = 0.2$



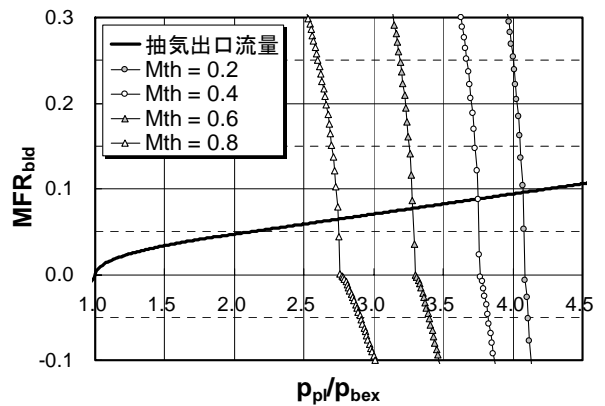
(b) $M_0 = 0.6$



(c) $M_0 = 0.8$



(d) $M_0 = 1.2$



(e) $M_0 = 1.6$

図 2.21 抽気流量予測結果

2.2.5 基本設計ベースラインの空力形状と性能推算結果

2次形状の性能緒元を表 2.3 に、形状の概要を図 2.22 に示す。また、インテークの性能推算ツールを用いて推算したインテークの総圧回復率を図 2.23 に、インテークの外部抵抗を図 2.24 に示す。3節で詳述するが、総圧回復率はインテーク出口断面の総圧と主流総圧との比、外部抵抗はインテークの最大捕獲面積 A_c に基づく抵抗係数である。流量比は亜音速域と超音速域とで定義が異なり、亜音速域ではスロットでチョークする流量を基準とした流量比 MFR_{eng}^* 、超音速域では最大捕獲面積を通過する流量を基準とした流量比 MFR_{eng} を用いた。また、総圧回復率線図にはエンジンから要求される流量が最小の場合と最大の場合の作動線を併せて示す。

表 2.3 インテーク基本設計ベースライン緒元

| | |
|-----------|----------------------|
| 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 | 2.650m |
| 超音速ディフューザ | |
| 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) | 3% |
| 厚さ(外側) | 3% |
| 亜音速ディフューザ | |
| 長さ比 | 3.5D |
| オフセット比 | 0.135D |
| 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) |

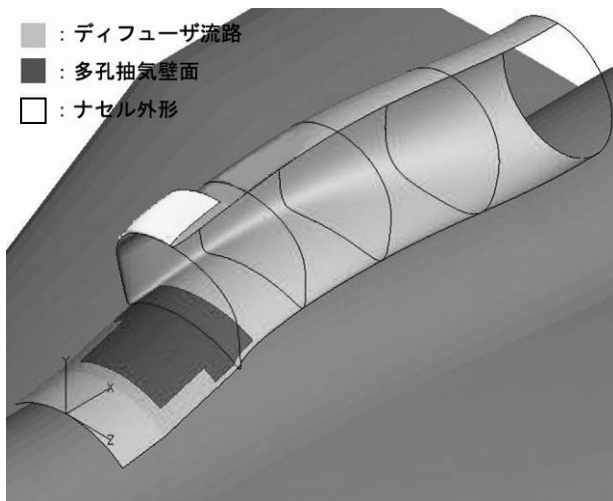
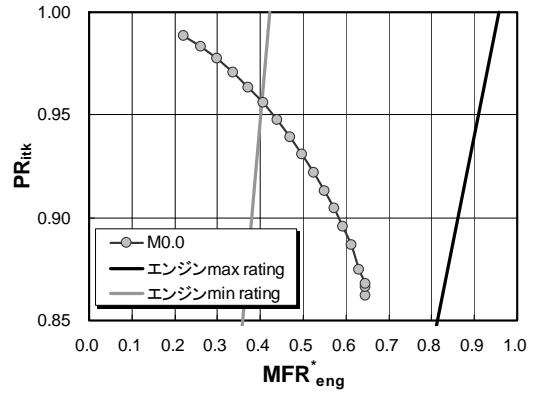
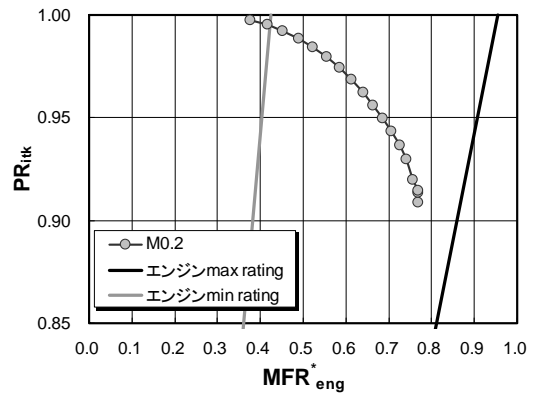


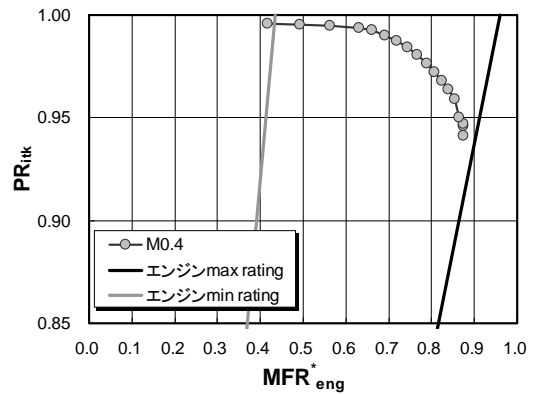
図 2.22 インテーク形状の概要



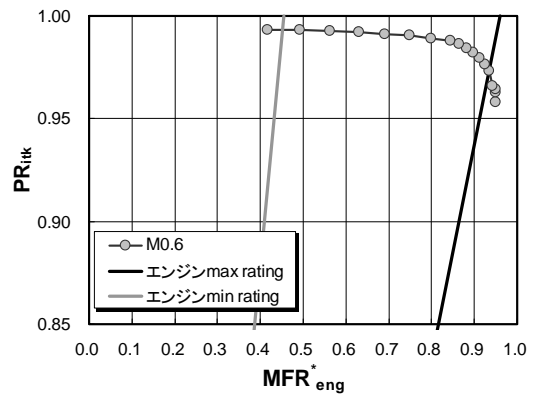
(a) $M_0=0.0$



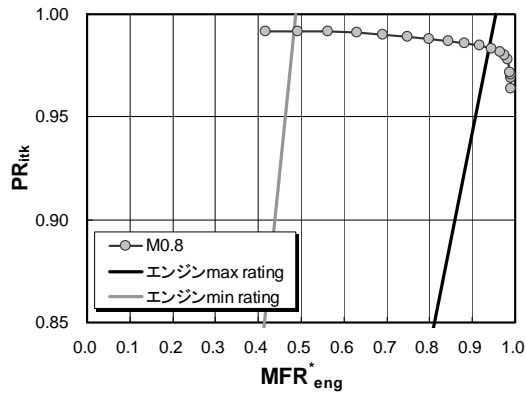
(b) $M_0=0.2$



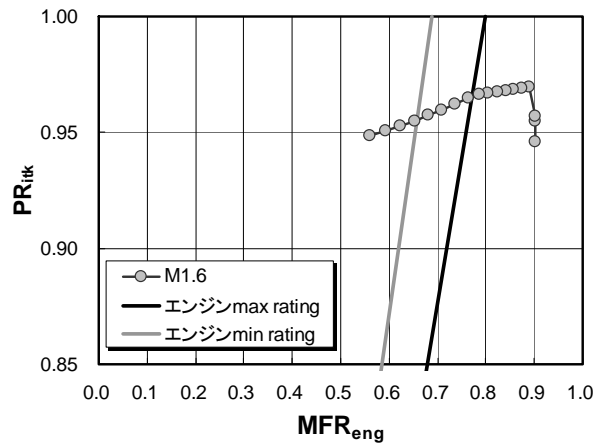
(c) $M_0 = 0.4$



(d) $M_0 = 0.6$

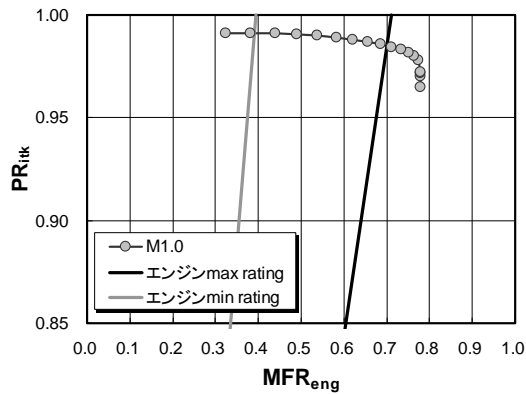


(e) $M_0 = 0.8$

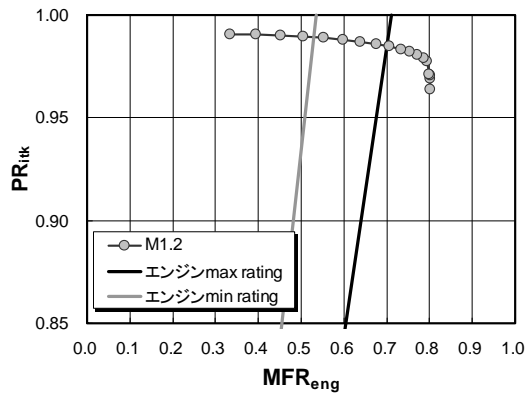


(i) $M_0 = 1.6$

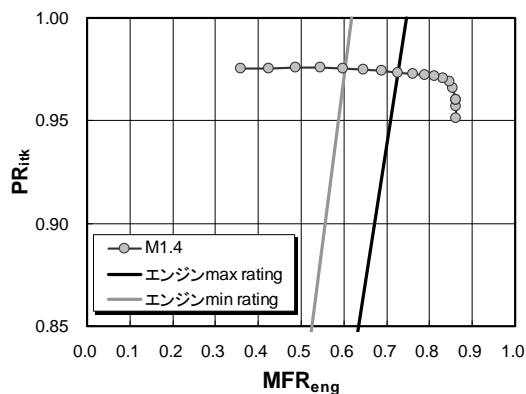
図 2.23 インテーク総圧回復率の推算値 (2次形状)



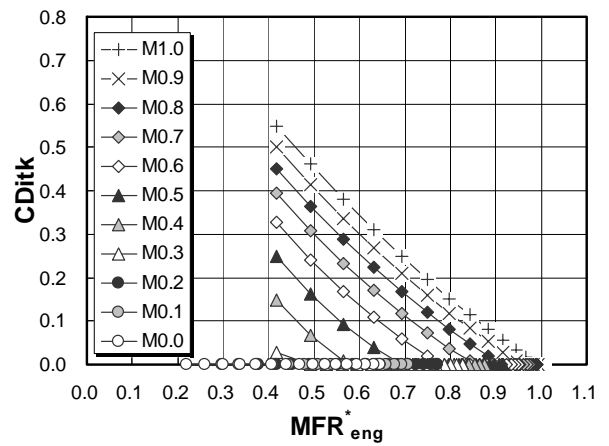
(f) $M_0 = 1.0$



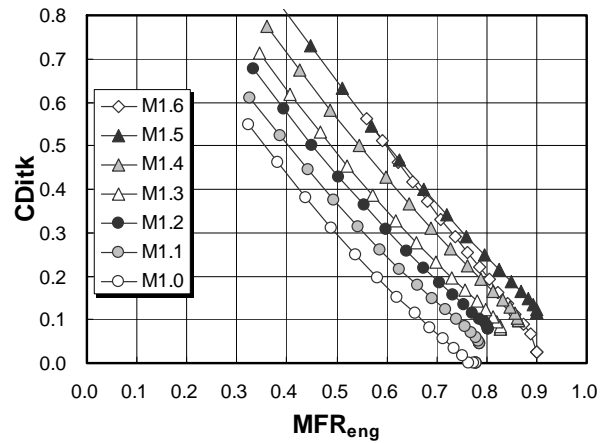
(g) $M_0 = 1.2$



(h) $M_0 = 1.4$



(a) $M_0 = 0.0 \sim 1.0$



(b) $M_0 = 1.0 \sim 1.6$

図 2.24 インテーク外部抵抗の推算値 (2次形状)

2.2.6 2次形状の問題点

前節において設定した2次形状に対しては、平成19年度に低速風洞試験、遷音速風洞試験およびCFD解析を実施した。図2.25は想定されるエンジン運用範囲において最大流量時および最小流量時に対する作動適合点でのインテークの総圧回復率を示す。低速時において、総圧回復率はエンジンの作動状態により大きく変化し、最大回転時には非常に低い値となっている。飛行マッハ数0.2、超臨界作動状態に対応するCFD解析による流れ場の様子を図2.26に示す。カウル先端ではカウル先端から流れが剥離しており、インテーク出口においてはランプ側で圧力損失が大きくなっていることがわかる。インテークの流量特性を明らかにするために、スロートで流れがチョークする条件に対するCFD解析により得られたインテーク流量比 MFR_{eng}^* の主流マッハ数に対する変化を図2.27に示す。インテークで捕獲される流量は高速域ではエンジンの要求流量を十分に満足するが、低速域では不足している。スロートの設計上、捕獲流量比は理想的には最大で $MFR_{eng}^* = 1.0$ となるよう設計されているが、カウル先端で流れがはく離することにより、流量特性が悪くなっているため、その結果として流量が不足している。従ってインテークの作動状態は超臨界となり、総圧回復率は低くなる。このことは図2.23(a)~(c)からも明らかで、性能推算上も流量特性が悪いため、解析範囲においてエンジンの最大回転状態における作動適合点はなく、総圧回復率は非常に低くなることが推算されている。

図2.28はエンジンの最大回転状態に対する作動適合点におけるインテーク抵抗のマッハ数に対する変化を示す。作動適合点は、同じエンジンの作動状態でもエンジンに必要な流量は飛行高度方向に変化するため、飛行高度方向に抵抗が最も大きくなる条件とした。また、大気状態は国際標準大気状態とした。また、抵抗係数は静粛超音速研究機の翼面積 (21 m^2) を基準とし、抽気抵抗は除外した。抵抗は超音速域でマッハ数が大きくなるに従い大きくなる。これは、インテークで捕獲する流量とエンジンが必要とする流量との差がマッハ数に従い大きくなる、すなわち漏れ抵抗が大きくなるためである (図2.10(b))。このように超音速域の抵抗が大きいのは、流量の設計点を流量が最も必要となる遷音速域としているためである。流量の設計点を超音速巡航時とすれば抵抗を下げるができるが、低速時の流量不足を補うために補助ドア等の複雑なシステムが必要となる。なお、マッハ1.5における抵抗がマッハ1.6における抵抗よりも大きいのは、推算上はマッハ1.5では第2ランプの衝撃波が離脱衝撃波になるためである。

基本設計検討におけるインテーク設計では、低速域の流量特性を改善する設計を行うことおよび抵抗低減のための設計を行うことが主要な課題となる。

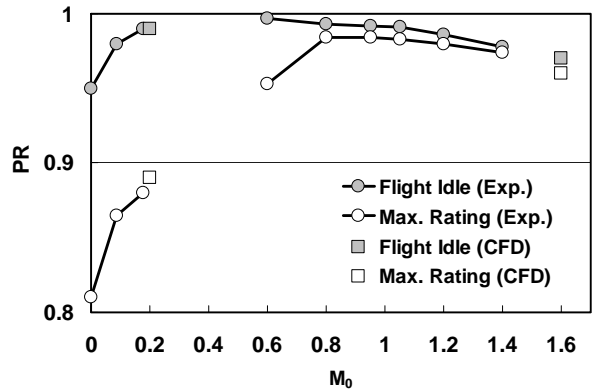
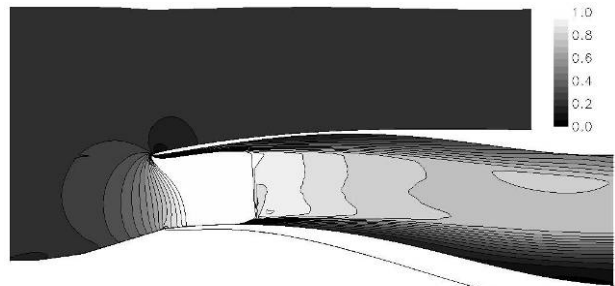
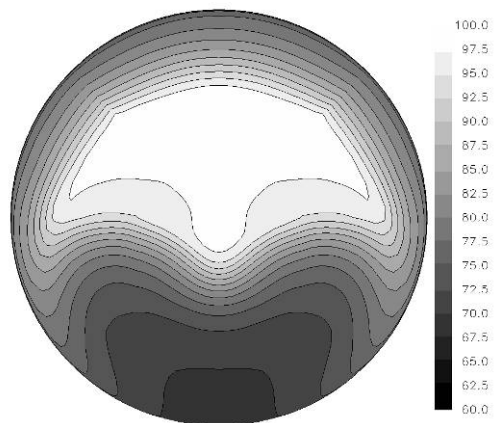


図 2.25 総圧回復率性能 (2次形状)



(a) 対称面上のマッハ数分布



(b) インテーク出口総圧比分布

図 2.26 CFD 解析結果 ($M_0 = 0.2, \alpha = 4 \text{ deg}, A_{plug}/A_e = 75 \%$)

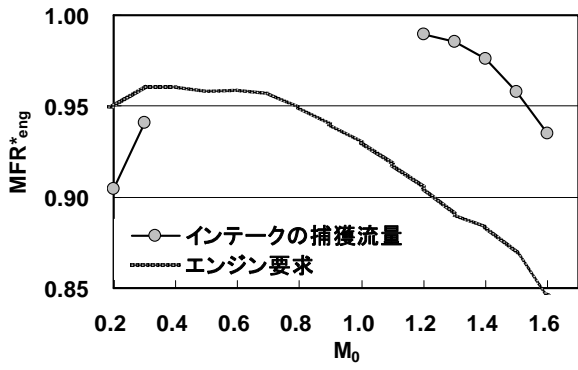


図 2.27 捕獲流量性能 (2次形状)

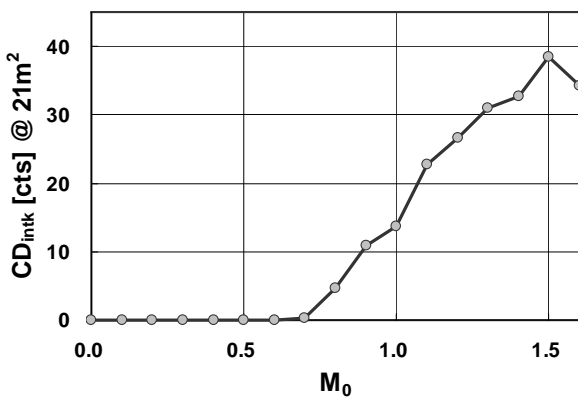


図 2.28 外部抵抗の推算値 (2次形状)

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, 2m×2m 遷音速風洞および 1m×1m 超音速風洞において風洞試験を実施した. 風速 0~50m/sec の速度域では低速風洞, マッハ 0.6~1.4 では遷音速風洞, マッハ 1.5~1.7 では超音速風洞を用いた. 本研究で使用した条件における各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 | 遷音速風洞 | 超音速風洞 |
|---------------|----------------------|-----------------------|-------------------|
| 形式 | 連続循環式 | 連続循環式 | 間欠吹出式 |
| 試験断面 | 2m×2m オープン カート | 2m×2m 多孔壁全機 模型用 | 1m×1m |
| 模型支持 | ロボット型 模型支持 装置 | スティング | スティング |
| 気流速度/ マッハ数 | 0~50m/s | M0.6~1.4 | M1.5~1.7 |
| 気流総圧 | | 100kPa~ 120kPa | 160kPa~ 180kPa |

3.2 供試模型

風洞試験に供した模型はインテーク模型, 模型支持装置および制御・計測装置により構成される. その構成は使用した風洞により異なる形態を取る. その概要を表 3.2 に示す.

表 3.2 風洞により形態の異なる部分の概要

| | 低速風洞 | 遷音速風洞 | 超音速風洞 |
|-----------------|---------------------|----------------------|-------------------------|
| 模型形態 | 機体統合 | 機体統合 | 単体 |
| インテーク 流量調整方法 | ブロア | フロープラグ | フロープラグ |
| 模型支持 | ロボット型 模型支持 装置 | 機体統合 模型用 スティング | インテーク 単体模型用 スティング |

3.3 インテーク模型および模型支持装置

3.3.1 低速風洞試験形態

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. 模型は基本設計ベースライン形状 (第 2 次空力形状) 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. 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. インテーク模型本体のカウルは交換式であり, 後述するように本研究では種々のカウル形状を用いて試験を実施した. 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 3.3). 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 3.4). ブロアの電源は 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.

3.3.2 遷音速風洞試験形態

インテーク模型の遷音速風洞試験形態を図 3.5 に, 風洞への搭載状態を図 3.6 に示す. 模型は低速風洞試験形態と同一のものである. 大きな違いは, 流量調整装置により流量調整を行うため, 流量調整装置を覆う管, 塩ビ管, V コーン流量計およびブロアが不要なことで, 風洞の模型支持方法により, 模型支持装置が異なることである. 圧力計測用のセンサは流量調整装置と模型支持装置との隙間に設置され, 全てのケーブルは風洞のスティング内部を一旦通り, 風洞のストラットに沿って設置されるフレキシブルパイプ, 鉄パイプを介して試験部の外部に通される.

3.3.3 超音速風洞試験形態

インテーク模型の超音速風洞試験形態を図 3.7 に, 風洞への搭載状態を図 3.8 に示す. ブロッキング比の関係上, 機体胴体を取り外し, インテーク模型本体を単体とした. また, 変更に伴い, 模型支持装置は小型超音速実験機 (ジェット実験機) 用インテーク

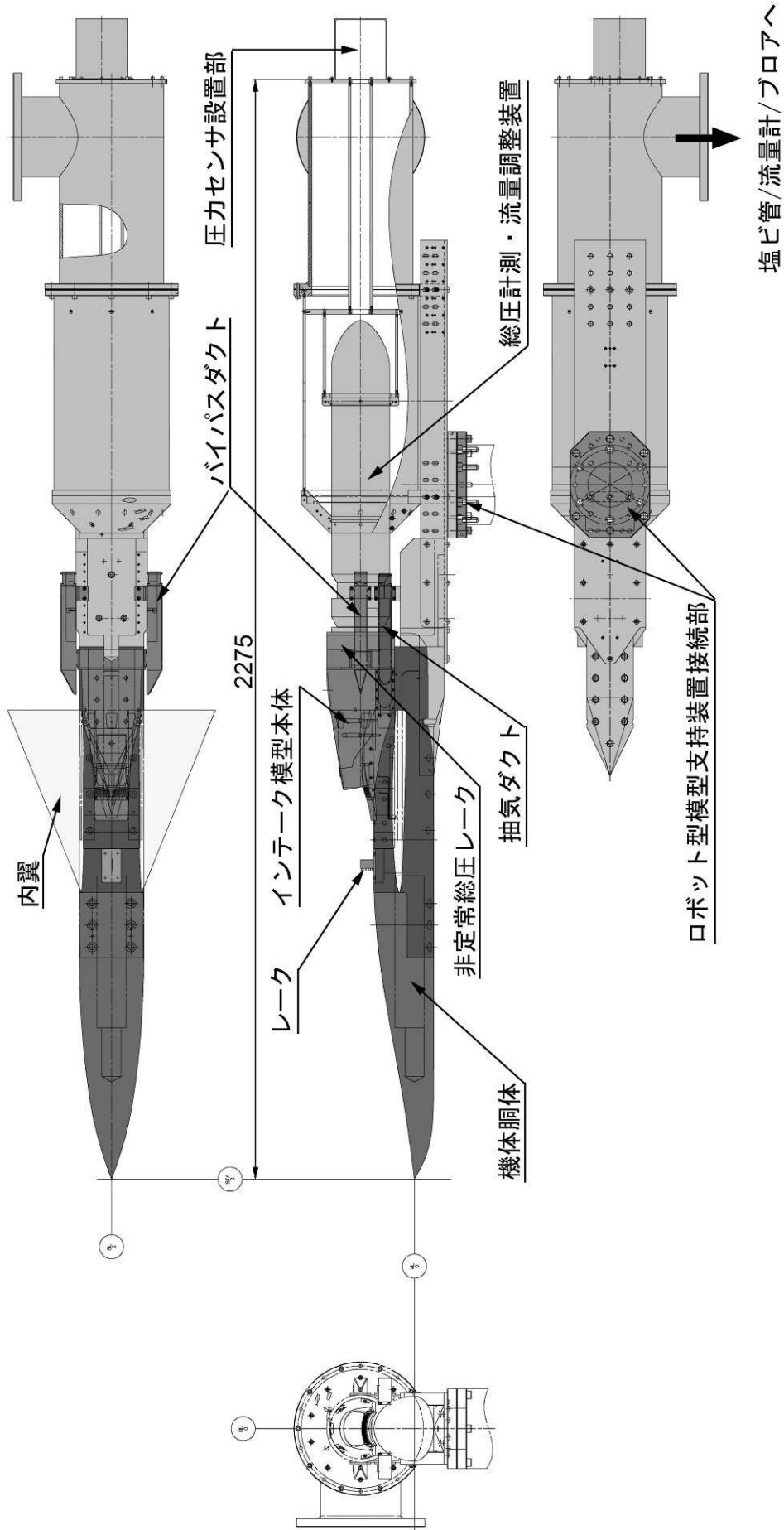


図 3.1 インテーク模型の低速風洞試験形態概要

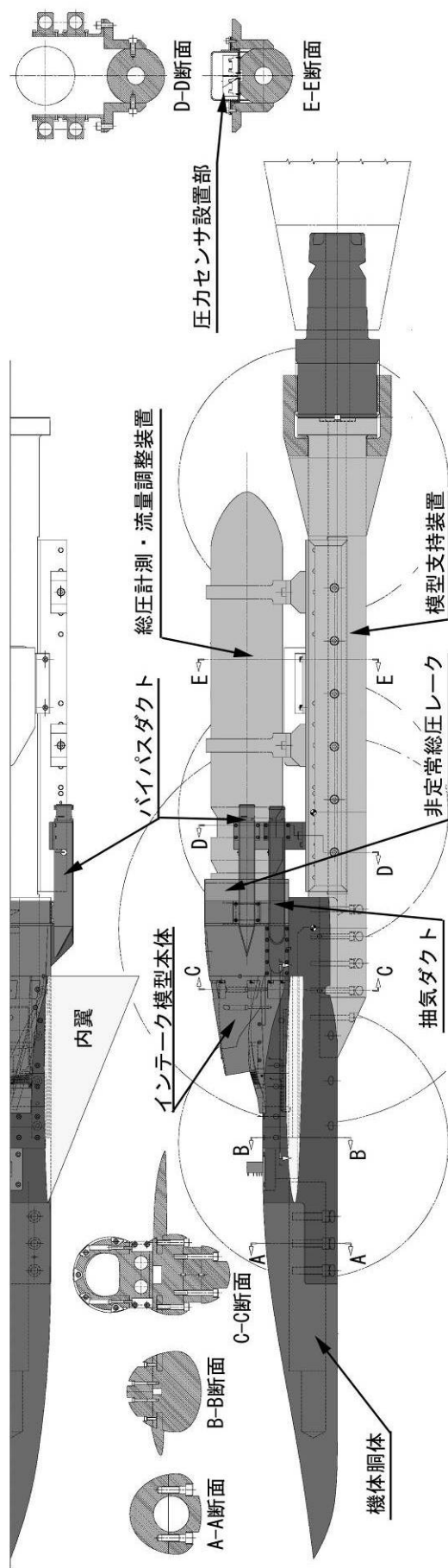


図 3.5 インテークの遷音速風洞試験形態概要

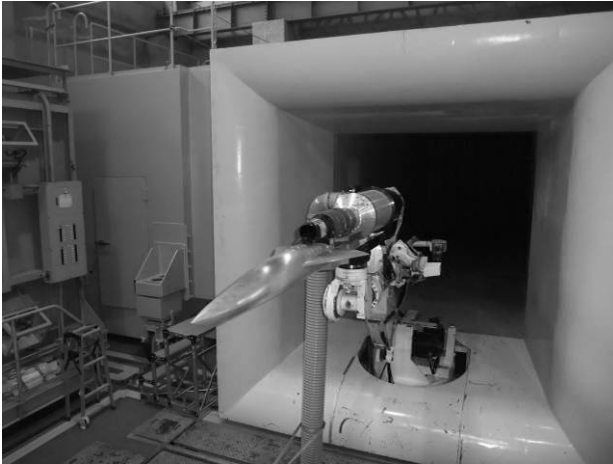


図 3.2 低速風洞搭載状態

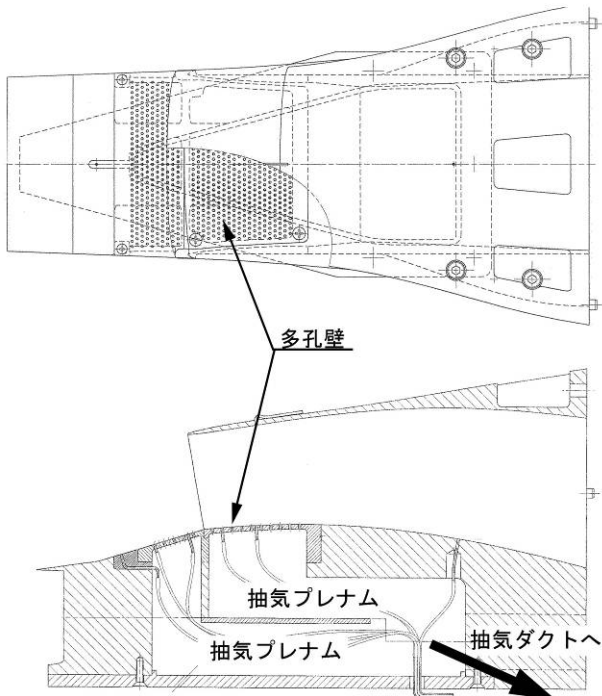


図 3.3 抽気システム概要



図 3.4 流量調整用配管の概要



図 3.6 遷音速風洞搭載状態

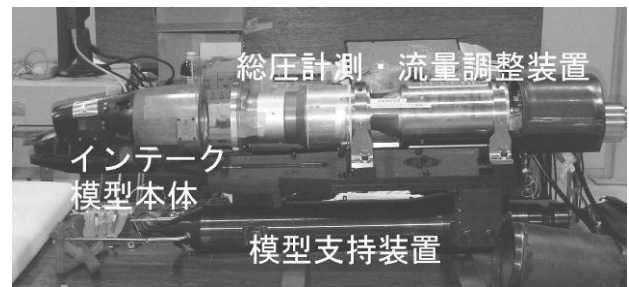


図 3.7 インテーク模型の超音速風洞試験形態

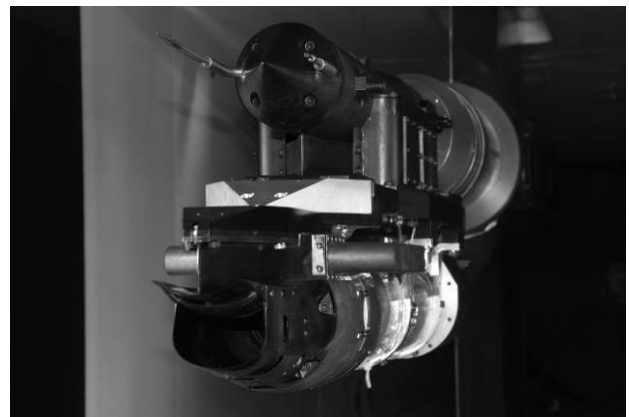


図 3.8 超音速風洞搭載状態

クスの風洞試験で使用した支持装置を用いた⁽²⁾。この模型支持装置ではその内部に圧力センサを収納することができる。また、全てのケーブルは風洞のストラット内部を介して試験部の外部に通される。

3.4 計測・制御システム

3.4.1 システム全体の概要

図 3.9(a)～(c)に風洞試験で用いた計測・制御システムの概要を示す。風洞によりシステム構成、配置は異なる。全ての風洞試験に共通のシステムとしては、圧力計測システム、非定常計測システムおよびモータ制御システムである。

低速風洞試験における計測・制御システムは共通システムにブローとその制御システムおよび流量計を加えたシステムである。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。

遷音速風洞試験における計測・制御システムは共通システムにより構成されている。計測室から第 1 カート内までの距離が長いため、圧力計測用 PC およびモータ制御用 PC は LAN ケーブルを介して計測室内に設置された操作/モニタ用 PC により遠隔操作される。それぞれの計測システムは 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。また、風洞側の計測システムで計測された気流データは、風洞側のシステムにより D/A 変換され、データ収録装置により計測される。また、流れ場を観察するために、シュリーレン法による流れの可視化を行い、ビデオカメラにより可視化映像を取得する。

超音速風洞試験における計測・制御システムは共通システムに、温度/信号計測器 (NI cDAQ-9172) およびモータ制御用インターフェース (NI Model PXI-1033) を加えたシステムにより構成されている。それぞれの計測システムは風洞のシステムにより出力される起動信号をモータ制御用インターフェースに入力することで開始され、それぞれのシステムはモータ制御用インターフェースからの同期信号により同期される。また、流れ場を観察するために、シュリーレン法による流れの可視化を行い、ビデオカメラおよびスチルカメラにより可視化映像を取得する。スチルカメラの撮影も同期信号により同期が取られる。

3.4.2 圧力・温度計測システム

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を 2 台 (Pressure Systems 社製 ESP-64 HD-DTC および ESP-32 HD-DTC) 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 点の平均値が 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。

温度計測には K 型熱電対を用いて、圧力計測用 PC に接続されている温度計測器 (NI cDAQ-9172) により計測される。データ計測のサンプリングレートは 1kHz であり、同期信号の入力タイミングでデータ取

録がなされる。

3.4.3 総圧計測・流量調整システム

図 3.10 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り、ここで計測された総圧をもとに流量を算出する。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 $A_{plug}/A_e = 0\sim 140\%$ 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。

3.4.4 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 3.11 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 3000Hz 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 低速風洞試験

低速風洞試験では、試験手順としてまず、ロボット型模型支持装置により模型を所定の姿勢角にセットする。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ためにブローを起動し、予め計測した流量とインバータの設定周波数との関係に基づき、周波数を設定する。風洞およびインテーク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

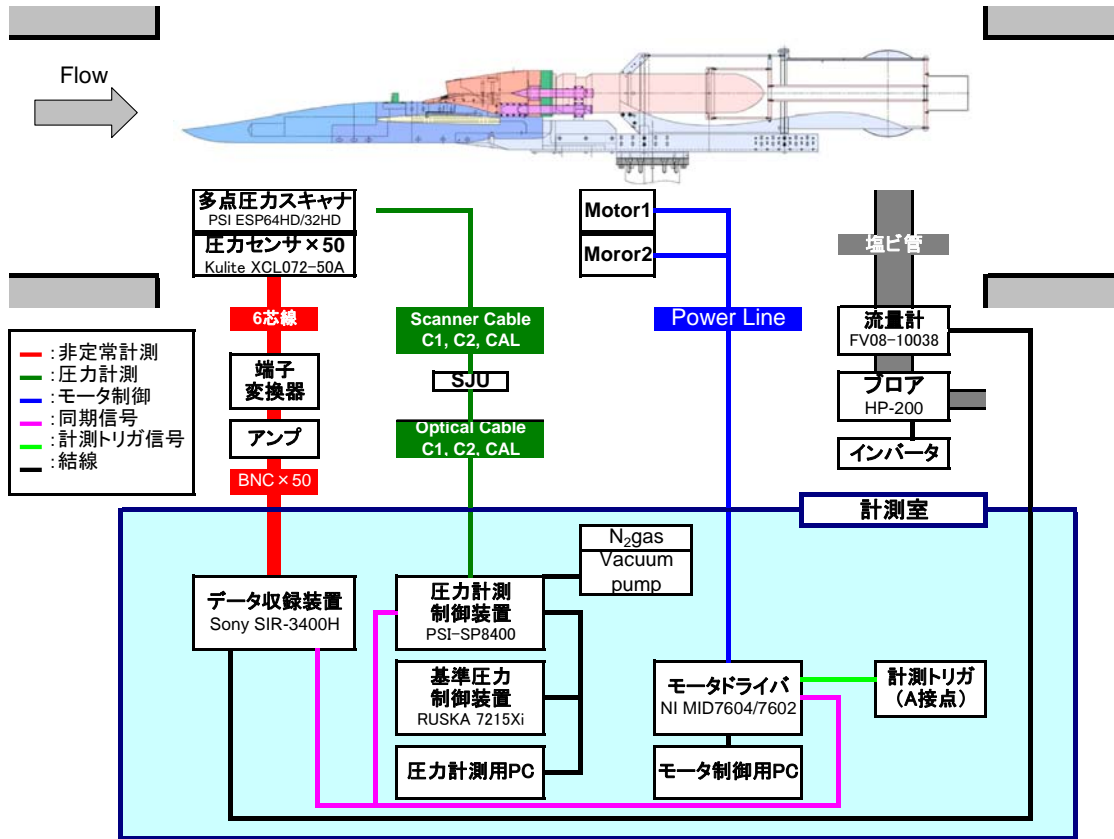


図 3.9(a) 低速風洞試験における計測システム概要

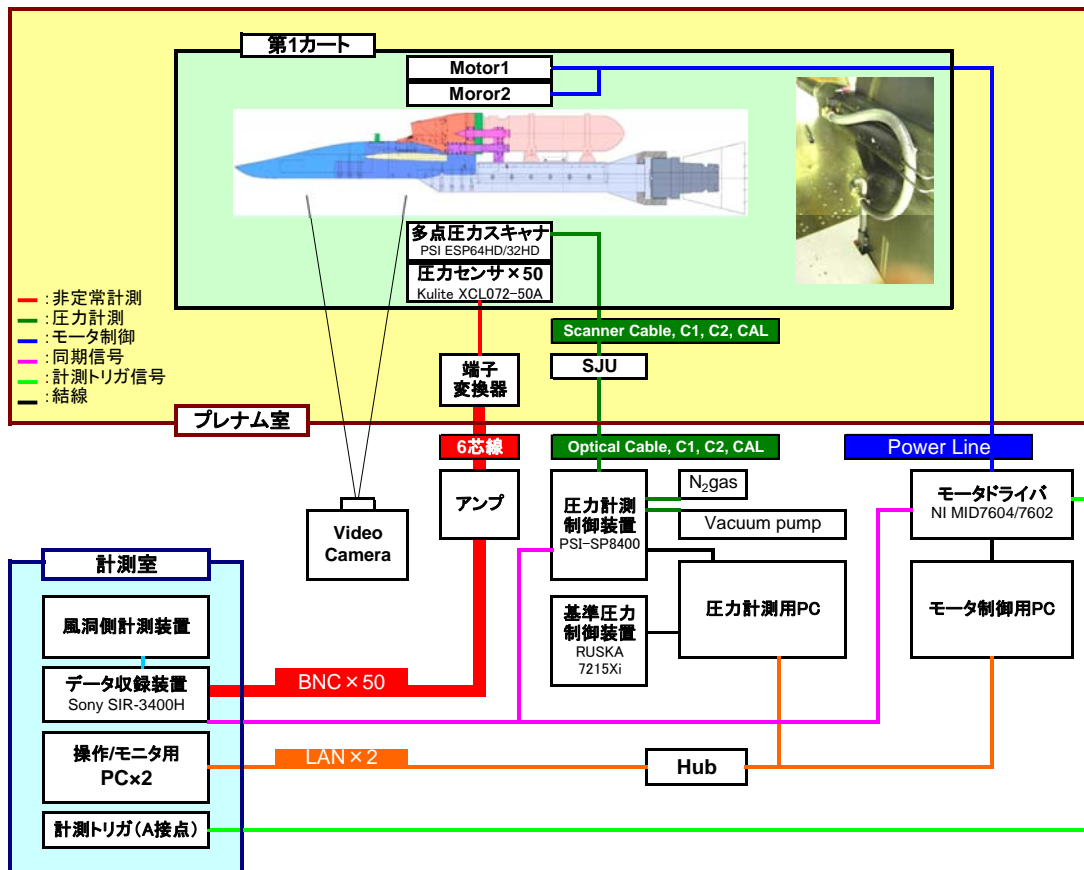


図 3.9(b) 遷音速風洞試験における計測システム概要

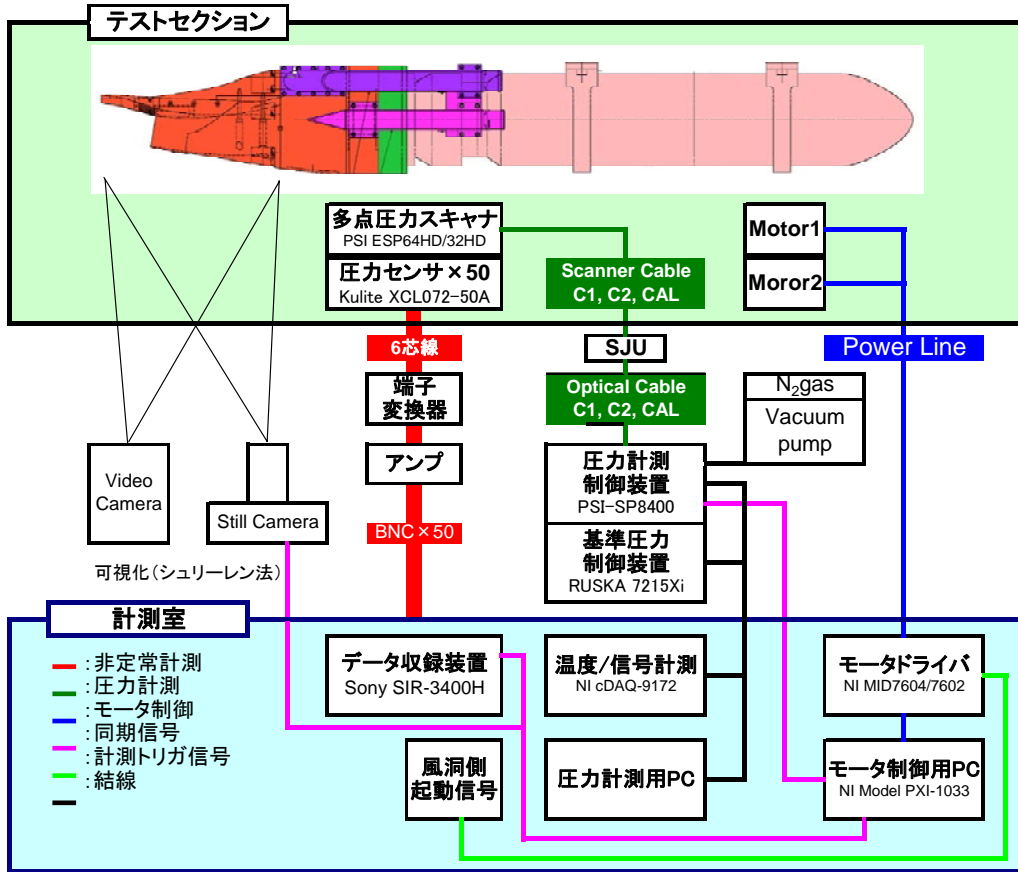


図 3.9(c) 超音速風洞試験における計測システム概要

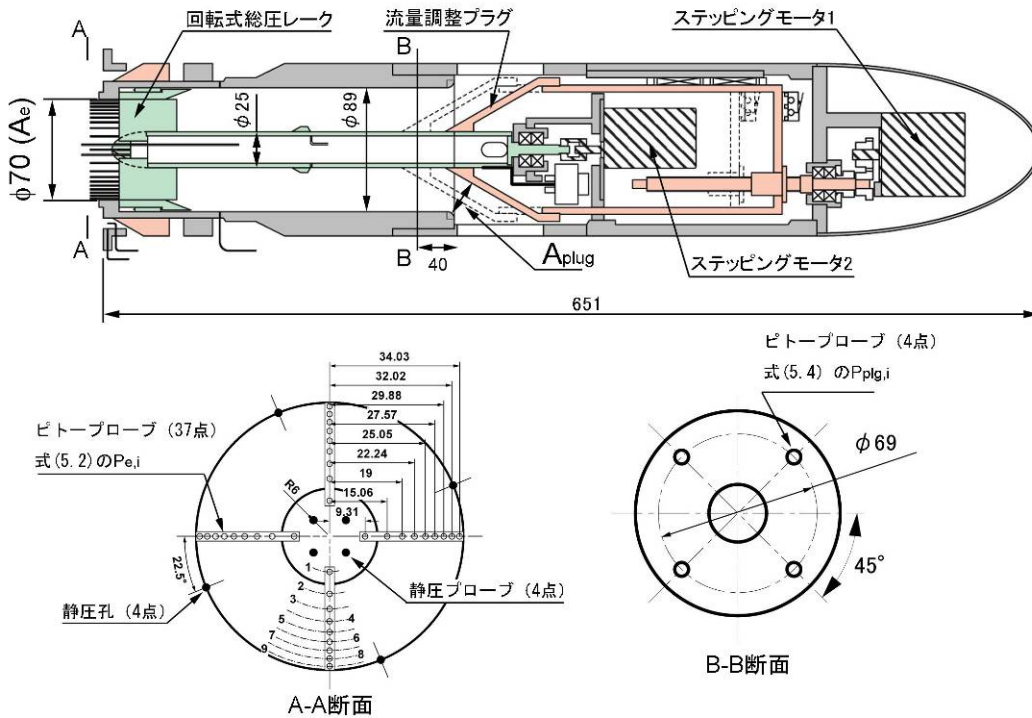
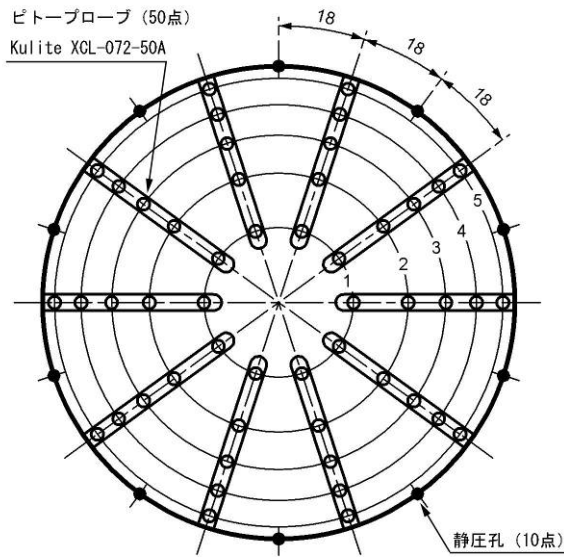


図 3.10 総圧計測・流量調整装置の概要



(a) 非正常ピトープローブと静圧孔の配置



(b) 非正常総圧レークの概観

図 3.11 非正常総圧レークの概要

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。非正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。圧力計測終了後インバータの周波数を次の条件の値に設定し、以後計測を繰り返す。一連の条件に対する計測が終了した時点で、ブローの停止作業に入り、次いで風洞を停止する。

3.5.2 遷音速風洞試験

遷音速風洞試験では所定の計測準備を終了し、風洞を起動する。気流、模型姿勢角静定後、計測起動信号を発生させ計測を開始する。計測は総圧計測・流量調整装置のフロープラグが予め定められたスケジュールに沿って所定の位置へ移動する。移動終了直後に同期信号が発せられ、その信号を受けて圧力が計測される。以降、予め定められたスケジュールが終了するまで移動、計測を自動で繰り返す。非正常圧力計測ではフロープラグの最初の移動前に計測を開始し、最後の移動後に計測を終了する。一連の計測終了後、気流マッハ数および模型の姿勢角を次の条件に変更する。全ての条件に対する計測を終了

した時点で風洞を停止し、模型を次の通風条件に変更する。シュリーレン法による可視化は通風中継続し、計測との同期は計測時刻により行う。なお、遷音速風洞試験では、インテーク出口の総圧計測に、非正常計測のみを行った。

3.5.3 超音速風洞試験

超音速風洞試験では模型設定、通風準備終了後、全ての計測システムを起動信号待ち状態にセットする。風洞起動後、風洞システムから発せられる起動信号を受けて計測を開始する。総圧計測・流量調整装置のフロープラグが予め定められたスケジュールに沿って所定の位置へ移動し、移動終了直後に同期信号が発せられ、その信号を受けて圧力計測を行う。以降、風洞の通風時間内で予め定められたスケジュールが終了するまで移動、計測を自動で繰り返す。非正常圧力計測は風洞の通風開始と同時に計測を開始し、通風の終了とともに計測を終了する。シュリーレン法による可視化観察は、ビデオカメラによる観察については風洞の通風開始から終了まで行い、スチルカメラによる撮影については同期信号により行う。

4. 数値解析

4.1 使用設備

数値計算には宇宙航空研究開発機構の CeNSS および JAXA スーパーコンピュータシステム (JSS) を使用した。

4.2 数値計算法

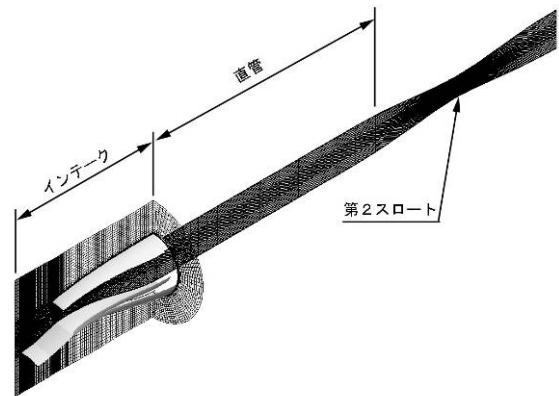
数値計算には 3 次元圧縮性 N-S 方程式を基礎方程式とし、対流項には Chakravathy-Osher の TVD スキーム、粘性項には 2 次精度の中心差分を用い、乱流モデルには低レイノルズ数型 k-e モデル⁽¹³⁾を用いた。

4.3 計算格子

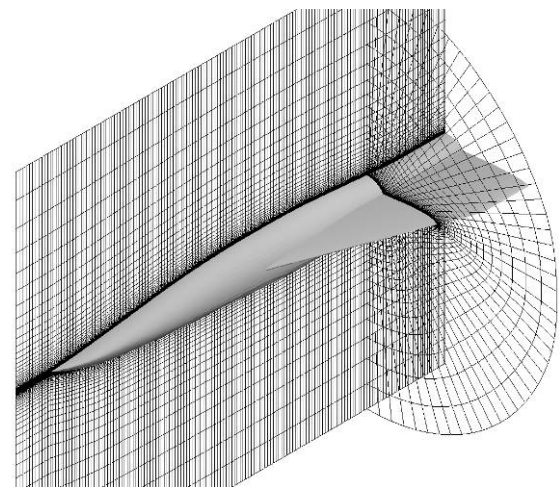
超音速飛行条件を対象とする計算格子の概要を図 4.1 に示す。計算格子はインテーク周りの格子 (図 4.1(a)) と機体周りの格子 (図 4.1(b)) とを別々に作成する重合格子法により解析した (図 4.1(c))。亜音速飛行条件の場合には機体周りの格子のみ、その領域を拡大した。インテーク周りの格子点数は約 66 万点、機体周りの格子点数は超音速域の解析で約 42 万点、亜音速域の解析で約 62 万点である。

数値計算の目的は、静粛超音速研究機のインテーク設計を行うための、形状のパラメトリックスタディと飛行制御設計等に資するためのインテーク性能データの生産である。従って、非常に高いデータ生産性が求められているため、計算効率を向上させるため、インテーク性能に影響する部分の形状のみを模擬した。すなわち、機体形状はインテークよりも上流の胴体と内翼の一部のみを模擬した計算格子となっている。ナセルについてもインテーク性能を評価するために必要な部分 (カウル先端部) のみの形状を忠実に模擬している。ダイバータについては隙間高さのみ忠実に模擬している。内部流路についてはインテーク出口 (エンジンファン面) までの形状を忠実に模擬し、その下流にはエンジン直径の約 6 倍程度の直管と流量調整用の第 2 スロートを設けた。第 2 スロートの面積は風洞試験で使用した流量調整装置の出口面積 A_{plug} に対応しており、実験と同様に出口面積比 A_{plug}/A_e を設定して計算を行った。

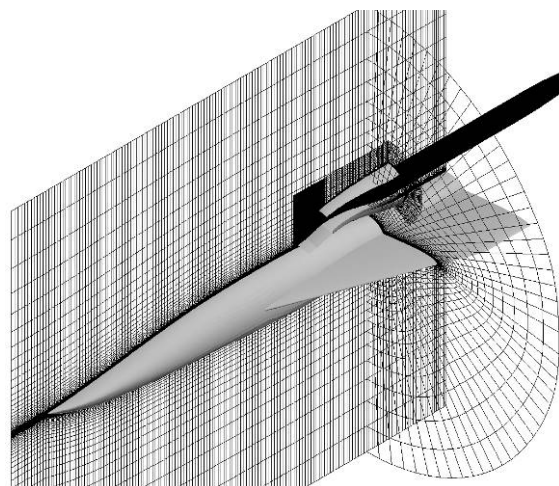
数値計算の目的の一つに形状のパラメトリックスタディがあるため、格子生成は形状変更が容易にできるよう自動格子生成とした。ある程度自由に変更できる形状パラメタの一覧を表 4.1 に示す。



(a) インテーク周りの計算格子



(b) 機体回りの計算格子



(c) 機体/インテークの重合格子

図 4.1 計算格子の様子

表 4.1 インテーク形状設定パラメータ一覧

| 記号 | 設計パラメータの説明 |
|--------------|------------------------|
| D | エンジンファン直径(インテーク出口直径) |
| A_{th} | スロート面積 |
| M_{des} | 設計マッハ数 |
| M_{sol} | カウル先端に衝撃波が焦点を持つマッハ数 |
| δ_1 | 第1ランプ角 |
| δ_2 | 第2ランプ角 |
| α_1 | ディフューザ入口のカウル側壁面の迎え角 |
| α_2 | ディフューザ入口のランプ側壁面の迎え角 |
| L_c | カウル先端の翼型のコード長 |
| d_{nac} | ナセル側のカウル厚み比 |
| d_{dif} | 流路側のカウル厚み比 |
| L_{sub}/D | ディフューザの長さ比 |
| $\Delta y/D$ | ディフューザのオフセット比 |
| X_i, Y_i | 面積分布のベジエ関数用制御点 |
| X_i, Y_i | 中心線形状のベジエ関数用制御点 |
| X_i, Y_i | ディフューザ入口断面形状のベジエ関数用制御点 |
| X_i, Y_i | ディフューザ入口断面形状のベジエ関数用制御点 |
| X_i, Y_i | ディフューザ出口断面形状のベジエ関数用制御点 |
| X_i, Y_i | ディフューザ出口断面形状のベジエ関数用制御点 |

4.4 多孔抽気を模擬する境界条件モデル

本研究におけるインテークでは抽気方式に多孔壁による抽気を採用している。CFD 計算では多孔壁の孔それぞれに対して計算格子を準備するのは極めて大きな手間がかかり、設計の観点からは効率的ではない。そこで、本研究では 2.2.4 節で述べた抽気流量予測モデルを CFD 解析における壁面境界条件モデルに使用した^{(8),(9)}。この境界条件モデルでは抽気流量予測モデルに基づく流量から、壁面における吸込みもしくは吹き出しの流速を境界条件として与えるものである。従って、多孔抽気を適用する範囲の格子に境界条件モデルを適用するよう指定すればよいので、抽気領域の検討には非常に有効である。多孔壁における孔の大きさと配置は空隙率（壁面面積に対して孔面積の占める割合）で与えられる。図 4.2 にこの壁面境界条件を適用して計算した結果例を示す。衝撃波背後の圧力が高い領域で吸込みが生じ、衝撃波上流の圧力が低いところからは、抽気プレナムからの吹き出しが生じているのが模擬されている。

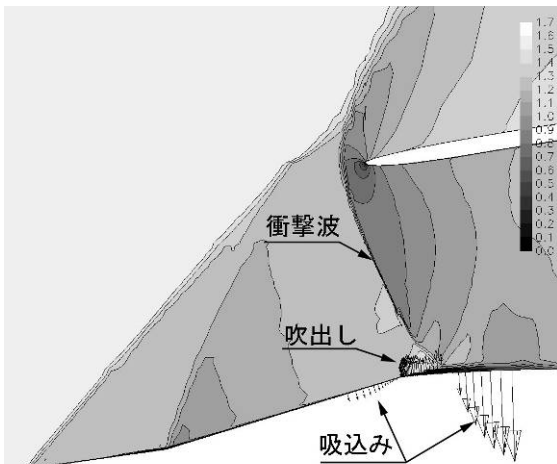


図 4.2 多孔抽気を模擬する境界条件の適用結果

5. 空力性能評価方法

5.1 捕獲流量

インテークで捕獲する流量は 2 種類の基準量を用いて、流量比として表す。主流速度が超音速域ではインテークで捕獲しうる最大の流量である最大捕獲面積 A_c を通過する流量を基準流量とし、次式で表される任意の流管出口の流量との比を流量比 MFR とする。ただし、総温の変化はないものと仮定した。

$$\begin{aligned} \text{MFR} &= \frac{\rho_e U_e A_e}{\rho_0 U_0 A_c} \\ &= \frac{\bar{P}_e}{P_0} \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{2 + (\gamma - 1) M_e^2} \right\} \frac{\bar{M}_e A_e}{M_0 A_c} \end{aligned} \quad (5.1)$$

実験では、上式 2 行目の関係式によりインテーク流量比を算出するが、ディストーションによる誤差および総圧と出口静圧との比が小さい場合における流量特性の出口部形状等への依存性⁽³⁾を考慮した、小型超音速実験機（ジェット実験機）用インテークの解析方法⁽²⁾に倣い、マッハ 1.2 以下では総圧計測部において総静圧比から算出した局所流量を積分する方法を、マッハ 1.3 以上では流量調整装置の出口部の総圧と断面積を基にチョーク条件を用いて算出した。前者の方法による算出式を式(5.2)、(5.3)に、後者の方法による算出式を式(5.4)に示す。いずれの場合でも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 3.10）ので、計測した圧力の算術平均値を用いて流量を算出できる。

$$\text{MFR}_{\text{eng}} = \frac{A_e}{A_c} \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{e,i}}{P_0} \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{2 + (\gamma - 1) M_{e,i}^2} \right\} \frac{M_{e,i}}{M_0} \quad (5.2)$$

$$M_{e,i} = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left(\frac{P_{e,i}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (5.3)$$

$$\text{MFR}_{\text{eng}} = \frac{A_{plg}}{A_c} \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{plg,i}}{P_0} \left\{ \frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{\gamma + 1} \right\} \frac{M_{e,i}}{M_0} \quad (5.4)$$

CFD 解析においてはインテーク出口断面の格子点上の物理量とセルの面積を用いて次式により流量比を算出した。

$$\text{MFR}_{\text{eng}} = \sum_i \frac{\rho_{e,i} U_{e,i} \Delta A_{e,i}}{\rho_0 U_0 A_c} \quad (5.5)$$

主流速度が亜音速域ではインテークで捕獲しうる最大の流量はスロート A_{th} におけるチョーク条件と

なるので、その流量を基準流量とした。そして、次式で表されるインテーク出口の流量との比をインテーク出口流量比 MFR^* とする。インテーク出口の流量の算出方法は超音速域における算出方法と同一である。ただし、低速風洞試験ではインテーク流量を調整するためのプロア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。

$$\begin{aligned} MFR_{eng}^* &= \frac{\rho_e U_e A_e}{\rho^* U^* A_{th}} \\ &= \overline{M}_e \frac{\overline{P}_e}{P_0} \left\{ \frac{\gamma+1}{2+(\gamma-1)M_e^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{A_e}{A_{th}} \end{aligned} \quad (5.6)$$

抽気出口における抽気流量比を MFR_{bid} とし、風洞試験においては次式により算出した。

$$MFR_{bid} = \frac{P_{bex}}{P_0} \left\{ \frac{2+(\gamma-1)M_0^2}{2+(\gamma-1)M_{bex}^2} \right\} \frac{M_{bex}}{M_0} \frac{A_{bex}}{A_c} \quad (5.7)$$

ここで、 P_{bex} には計測値を用い、抽気出口マッハ数は抽気出口で計測した総静圧比により求めた。

CFD 解析では多孔抽気を模擬する境界条件モデルにより推算される抽気流量を用いて抽気流量比を算出した。

最大捕獲面積 A_c を通過する流量に対して、外部に漏れていく流量を漏れ流量比 MFR_{spill} とし、次式により算出した。

$$MFR_{spill} = 1 - MFR_{eng} - MFR_{bid} \quad (5.8)$$

5.2 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値は、風洞試験において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(5.9)で示すように計測値の算術平均を用いた。CFD では各格子点上の総圧値とセルの面積を用いて、セル面積の重みをかけた平均値を用いた (式(5.10))。

非定常総圧レークを用いた計測では、3000Hz 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、各瞬間の総圧回復率を計算し、平均値 PR_{av} (式(5.11)) と RMS 値 PR_{rms} (式(5.12)) により総圧回復率性能を評価した。

$$PR = \frac{\overline{P}_e}{P_0} = \sum_{i=1}^N \frac{1}{N} \frac{P_{e,i}}{P_0} \quad (5.9)$$

$$PR = \frac{\overline{P}_e}{P_0} = \sum_{i=1}^N \frac{P_{e,i}}{P_0} \frac{\Delta A_{e,i}}{A_e} \quad (5.10)$$

$$PR_{av} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n PR_i \quad (5.11)$$

$$PR_{rms} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (PR_i - PR_{av})^2} \quad (5.12)$$

5.3 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にはインテーク出口断面における総圧の最大値と最小値で評価する方法、周方向の総圧分布を考慮する方法、周方向と半径方向を同時に考慮する方法などさまざまな方法があるが、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^{(14),(15)}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 5.1)、非定常総圧レークの場合は $i=1\sim 5$ のリング上 (図 5.2)) 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。

$$CD_i = \frac{P_{av,i} - P_{avLow,i}}{P_{av,i}} \quad (5.13)$$

ここで、 $P_{av,i}$ は各リング上の総圧分布 (図 5.3) の面積平均である (式 5.14)。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 5.15)

$$P_{av,i} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} P(\theta)_i d\theta \quad (5.14)$$

$$P_{avLow,i} = \frac{1}{\theta_i} \int_{\theta_i^-}^{\theta_i^+} P(\theta)_i d\theta \quad (5.15)$$

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 (5.14) 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。

$$RD_i = \frac{P_{fav} - P_{av,i}}{P_{fav}} \quad (5.16)$$

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で絶対値が最大となるインデックス RD_{iH} 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に、最も外側 3 つのリングに対するインデックスで絶対値が最大となるイン

デックス RDiT 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とした。

非定常総圧レークを用いた計測では、3000Hz 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。

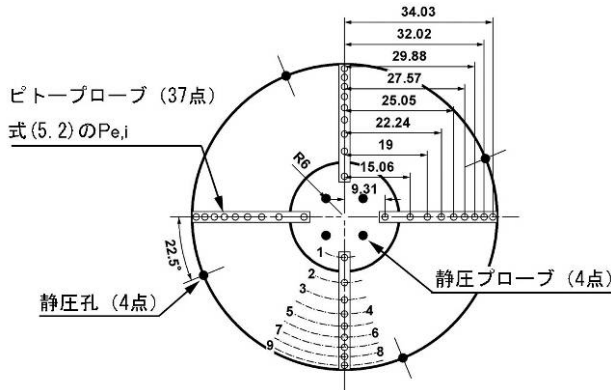


図 5.1 定常総圧レークの配置

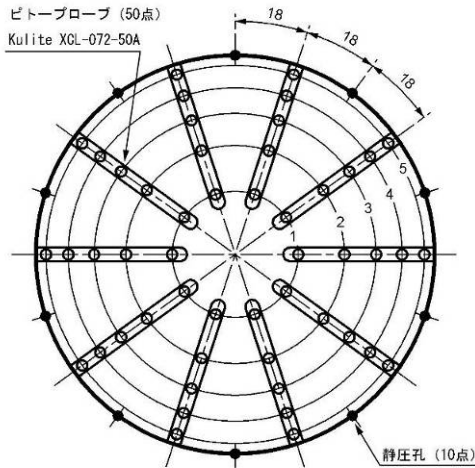


図 5.2 非定常総圧レークの配置

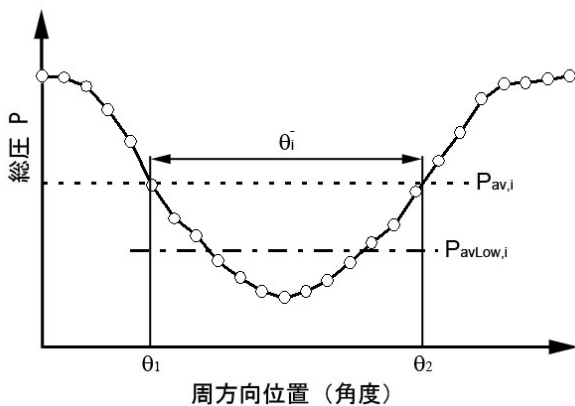


図 5.3 周方向総圧分布の平均値の定義

5.4 外部抵抗

図 5.4 にインテークの外部抵抗の概要を示す。インテークの最大流量時では、最大捕獲面積 A_c に対して A_{0max} の面積を通過する流量だけインテークに流入し、 $A_c - A_{0max}$ 分は外部に漏れる。このときの流線にかかる圧力に基づく抵抗をインテーク付加抵抗 $CD_{pre-entry}$ と定義する。亜臨界作動状態では、最終衝撃波は最大流量時よりも上流側に発生し、 A_0 の面積を通過する流量がインテークに流入する。このときの流線 AB にかかる圧力に基づく抵抗と付加抵抗 $CD_{pre-entry}$ との差分を $CD_{spill/gross}$ と定義する。また、最大流量時のカウル圧力抵抗と亜臨界作動状態におけるカウル圧力抵抗との差分を ΔCD_{cowl} と定義する。亜臨界作動状態ではカウル先端付近に強いサクシオン効果が生じるため、 ΔCD_{cowl} は負の値をとる。 $CD_{spill/gross}$ に ΔCD_{cowl} を加えたものを漏れ抵抗 CD_{spill} と定義する。すなわち、漏れ抵抗はインテーク (エンジン) の作動状態に応じた、最大流量時からの外部抵抗の変化分である。さらに内部抵抗である抽気抵抗 CD_{bleed} を加えてインテーク抵抗を次式で定義する。

$$CD_{intk} = CD_{pre-entry} + CD_{spill} + CD_{bleed} \quad (5.17)$$

ここで

$$CD_{spill} = CD_{spill/gross} + \Delta CD_{cowl} \quad (5.18)$$

漏れ抵抗は流線 (3 次元の場合は流管) 上の圧力を積分すればよいが、実際の算出には図 5.4 中に示す領域 OABC の検査体積に対して運動量理論を適用し、次式により最大捕獲面積 A_c もしくは静粛超音速研究機の翼面積を基準とする抵抗係数を求めた。この方法により $CD_{pre-entry} + CD_{spill/gross}$ を求めることができる。

$$CD_{spill/gross} + CD_{pre-entry} = \int_B^C \frac{\rho u^2 - (p - p_0)}{q_0 A_c} dA + \int_O^C \frac{p - p_0}{q_0 A_c} dA - \frac{\rho_0 u_0^2 A_0}{q_0 A_c} \quad (5.19)$$

カウル圧力抵抗はカウル表面上の圧力を積分して求めた。 ΔCD_{cowl} は超臨界作動状態におけるカウル圧力抵抗からの差分として計算した。抽気抵抗 D_{bleed} は主流と抽気出口断面に運動量理論を適用した次式により求めることができる。

$$D_{bleed} = 2q_0 A_0 - [(p_{bex} - p_0) + 2q_{bex}] A_{bex} \quad (5.20)$$

上式において抽気出口で流れがチョークする場合は以下のように式を書き直すことができる。

$$CD_{\text{bleed}} = \frac{2A_0}{A_c} - \left[\left(0.528 \frac{P_{\text{bex}}}{P_0} - 1 \right) \frac{p_0}{q_0} + 0.740 \frac{P_{\text{bex}}}{q_0} \right] \frac{A_{\text{bex}}}{A_c} \quad (5.21)$$

抽気抵抗の見積には式(5.21)を用いた。式中の抽気出口総圧は多孔抽気を模擬する境界条件モデルにより推算される抽気プレナム内圧力に対して、抽気ダクト内の流れのマッハ数を 0.3 と仮定し、その時の動圧の 30%に相当する圧力損失を抽気ダクトの損失として見込んだ値を用いた。また、抽気出口における流出方向は主流に対して 30 度傾いているものと仮定しその分を補正した。

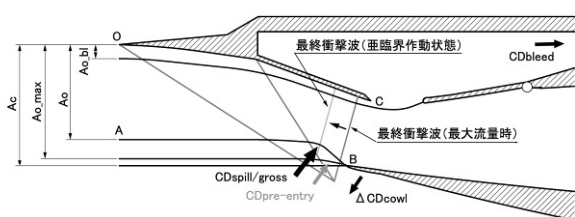


図 5.4 インテークにかかる抵抗

6. カウル先端形状の設計

6.1 CFDによるカウル先端断面形状の検討

6.1.1 カウル先端断面形状の設定

2節で述べたように、基本設計ベースライン形状の問題点は低速時の流量特性が悪いことであった。本節では低速時の流量特性を改善するために行ったCFDによる検討結果について述べる。

図6.1は検討に用いたカウル先端断面形状を示す。基本設計ベースライン形状の低速域における流量特性が悪いのはカウル先端形状が薄いため、カウル先端部において流れはく離しやすいと考えられる。そこで、検討のための形状として、基本設計ベースライン形状に対してカウル先端翼型の厚み比が、2倍、3倍および4倍の3種類の形状を用意した。形状を表す4桁の数字は前半の2桁がナセル側の厚み比、後半の2桁がディフューザ側の厚み比をそれぞれ表しており、基本設計ベースライン形状は、厚み比は3%なので、「0303」と標記される。

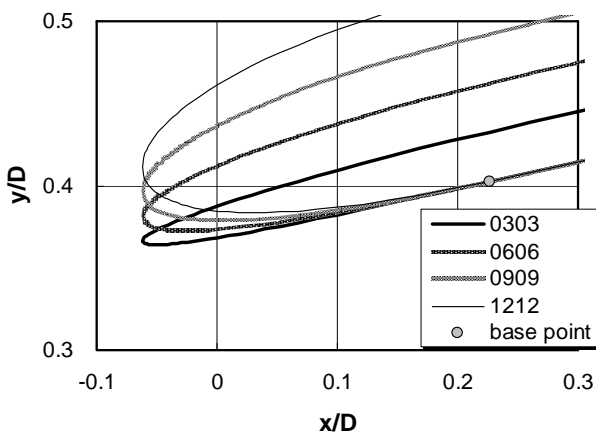


図 6.1 設定したカウル先端形状の比較

6.1.2 捕獲流量特性の改善

本検討では、カウル先端形状により最大捕獲流量がどのように変化するかに興味がある。そのためにインテークの作動状態は流量が最大となる超臨界作動状態（亜音速ディフューザ内に超音速域と衝撃波が生じる状態）とした。具体的にはCFDにおけるインテークの出口面積比 $A_{\text{plug}}/A_e=0.75$ として計算を行った。図6.2~6.5に計算結果例として対称面上のマッハ数分布を示す。マッハ数が低い場合 ($M_0=0.2, 0.3$) にはカウル先端付近内側のはく離領域はカウル先端形状が厚くなるにつれて小さくなり、厚さが基本設計ベースライン形状の4倍（「1212」）の場合では、はく離領域はほとんど観察されることが分かる。これら一連の計算結果より得られた、カウル先端形状の異なるインテークの最大捕獲流量の比較を図6.6に示す。基本設計ベースライン形状では2節で述べた通り、低マッハ数域でエンジンの要求流量を満足していないが、カウル先端の翼の厚み比を大きく

することで流量特性は改善される。離陸時に相当するマッハ0.2を対象とすれば、厚み比を2倍程度にする（0606）ことで、インテークで捕獲する流量はエンジンの要求を満足し、3倍以上（0909）にすれば捕獲流量は十分な余裕を持つことが分かる。

6.1.3 超音速域の抵抗について

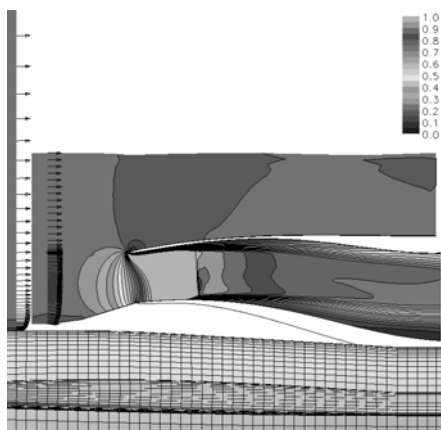
超音速域に対する計算結果（図6.2~6.5）から、最終衝撃波のカウル先端からの離脱量はカウル先端翼型の厚み比が大きいほど大きいことが分かる。主流マッハ数 $M_0=1.2$ の場合も衝撃波の位置の比較では分かりづらいが、亜音速ディフューザ入口のマッハ数を比較すると、厚み比が大きいほど低くなっている。これは、最終衝撃波の離脱量は、厚み比が大きいほど大きいことを意味している。最終衝撃波は流れ流量比が大きいほど離脱量が大きくなるため、離脱量が大きいことは流れに基づく抵抗が大きいことを意味している。さらに、本検討で模擬した超臨界作動状態において離脱量が大きいということは、インテーク付加抵抗 $CD_{\text{pre-entry}}$ が大きいことを意味している。図6.7は図6.2~6.5に示す超臨界作動状態

（ $A_{\text{plug}}/A_e=0.75$ ）の解析に加えて、インテーク出口面積比を $A_{\text{plug}}/A_e=0.75\sim 0.55$ まで0.05刻みで設定することで変化させるそれぞれのインテークの作動状態に対してCFD解析を行い、インテーク流量比に対するインテーク外部抵抗を算出した結果を示す。マッハ数に関わらずカウル先端翼型の厚み比が大きいほど抵抗は大きくなっているが、流量に対する抵抗の変化の傾きはほぼ等しい。すなわち、インテーク抵抗に占める抵抗のうちインテーク付加抵抗のみが変化し、流れ抵抗は変化していないことを示している。よってカウル先端形状変化による抵抗増分はインテークの付加抵抗を比較すれば評価できる。その結果、（図6.8）カウル先端翼型の厚み比を3%厚くすると、インテークの付加抵抗は約10cts増加し、非常に大きな抵抗増のペナルティがある。従って、カウル先端形状の設定には非常に注意を払う必要があると共に、低速域の流量特性を変えずに高速域の抵抗を減らす工夫が必要である。

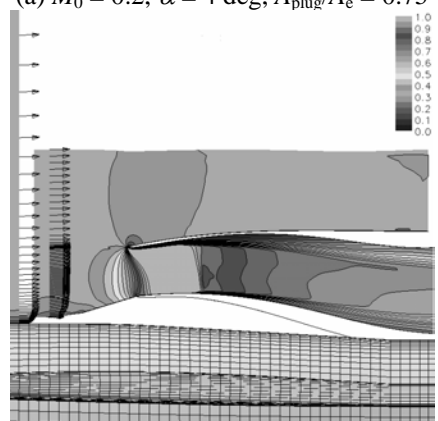
6.1.4 カウル先端断面形状の設計方針

カウル先端形状による流量特性改善結果からマージンを持った流量特性を確保するためには基本設計ベースライン形状の3倍の厚み比が必要であるが、抵抗は約20cts増加するため、この形状をそのまま適用するのは現実的ではない。そこで、図6.9に示すようなカウル外側の厚み比のみ小さくする形状変更（0909から0309）を行い、流量特性の維持と抵抗低減の観点から、その形状変更の効果を調べた。

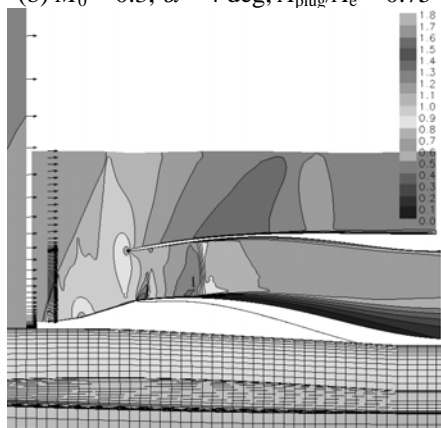
インテークの最大捕獲流量は、カウル外側の厚み比の影響をほとんど受けないことが分かった。図6.10はCFD解析により得られたカウル先端付近のマッハ数分布を示す。最終衝撃波の離脱量は明らかにディフューザ側の厚み比に大きく影響されることが



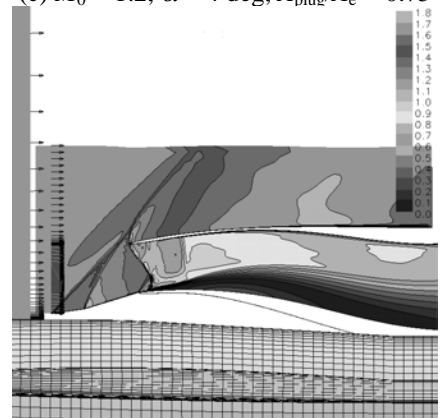
(a) $M_0 = 0.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$



(b) $M_0 = 0.3$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$

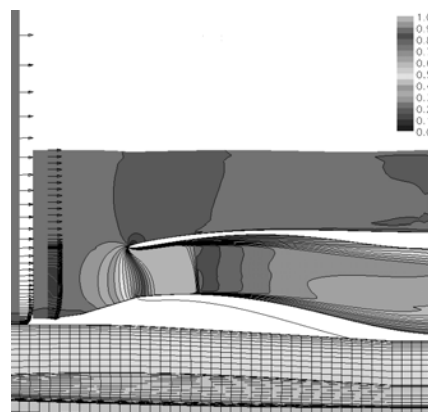


(c) $M_0 = 1.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$

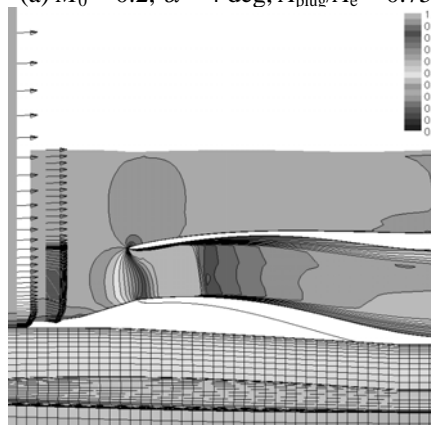


(d) $M_0 = 1.6$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$

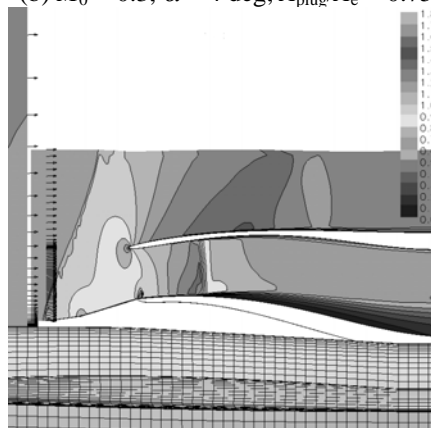
図 6.2 マッハ数分布 (カウル先端形状 : 0303)



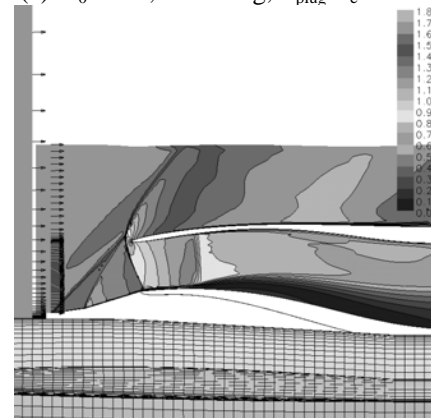
(a) $M_0 = 0.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$



(b) $M_0 = 0.3$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$



(c) $M_0 = 1.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$



(d) $M_0 = 1.6$, $\alpha = 4$ deg, $A_{plug}/A_e = 0.75$

図 6.3 マッハ数分布 (カウル先端形状 : 0606)

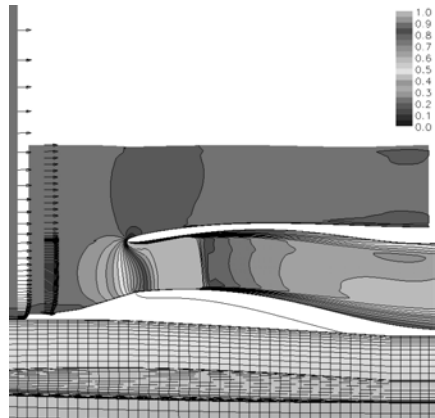
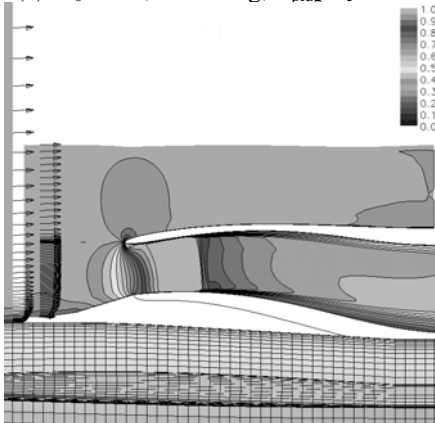
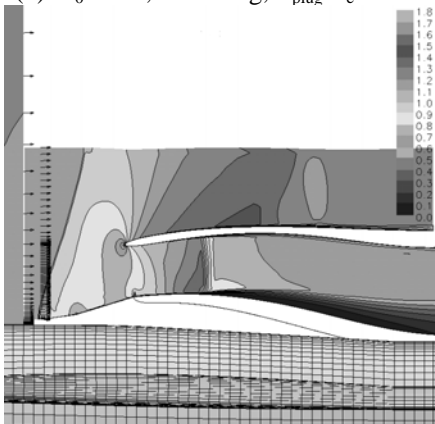
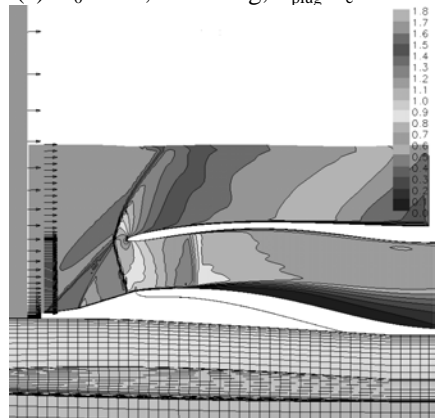
(a) $M_0 = 0.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (b) $M_0 = 0.3$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (c) $M_0 = 1.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (d) $M_0 = 1.6$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$

図 6.4 マッハ数分布 (カウル先端形状 : 0909)

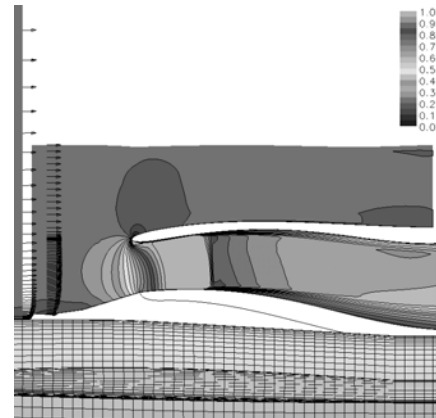
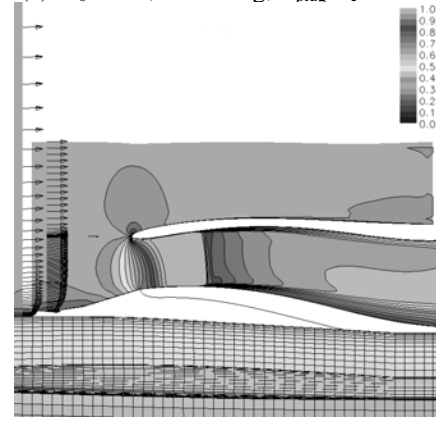
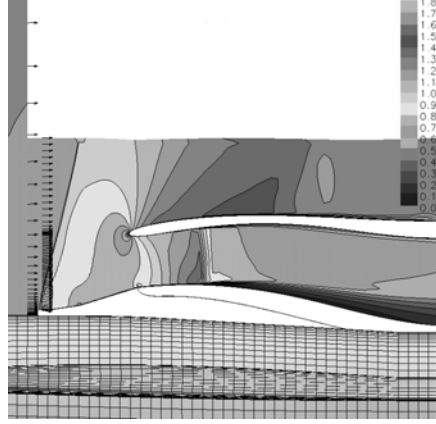
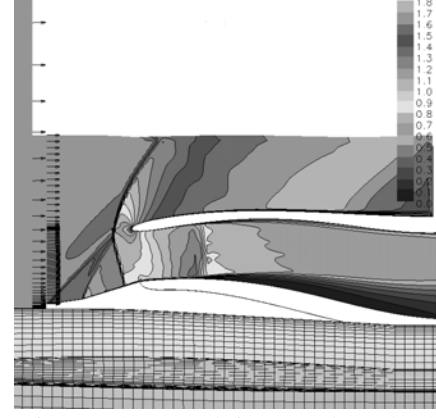
(a) $M_0 = 0.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (b) $M_0 = 0.3$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (c) $M_0 = 1.2$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$ (d) $M_0 = 1.6$, $\alpha = 4$ deg, $A_{\text{plug}}/A_e = 0.75$

図 6.5 マッハ数分布 (カウル先端形状 : 1212)

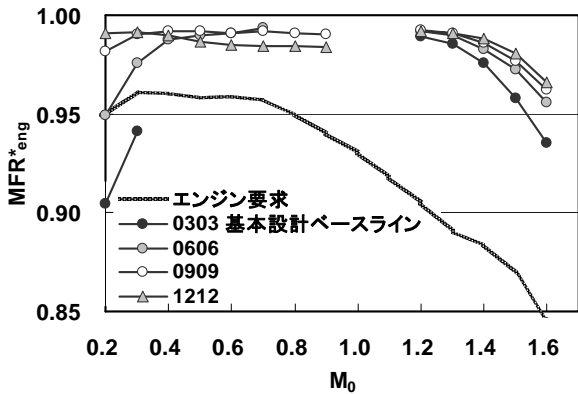
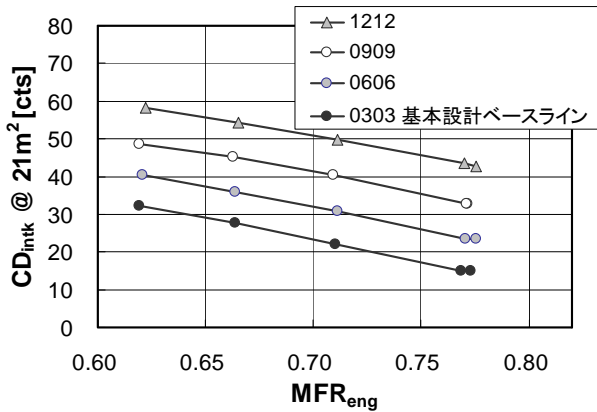
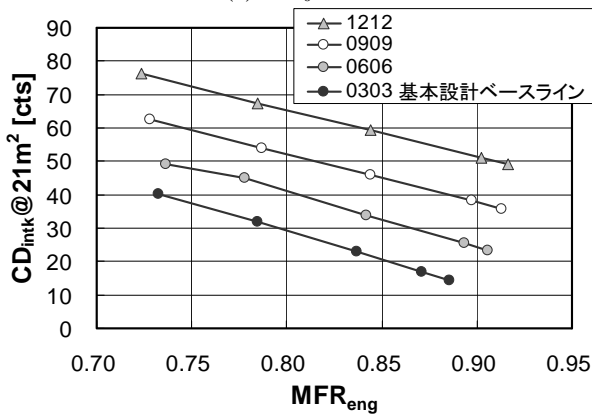


図 6.6 インテークの最大捕獲流量



(a) $M_0 = 1.2$



(b) $M_0 = 1.6$

図 6.7 作動適合に伴う外部抵抗変化

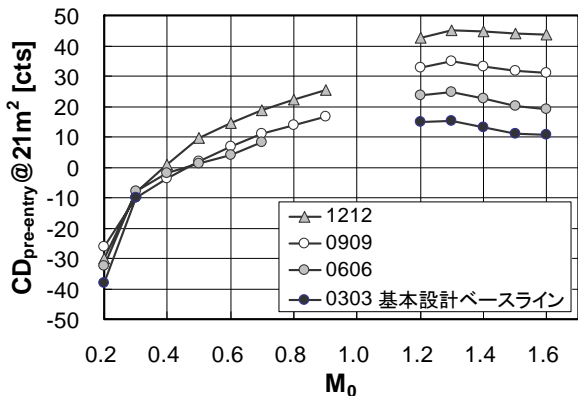


図 6.8 インテーク付加抵抗の変化

分かる. 最終衝撃波の離脱量はカウル壁面上の音速点位置 (図中の白丸の位置) でほぼ定まるのでその位置の変化を比較すると分かり易い. 超臨界作動状態における最終衝撃波位置は 0909 と 0309 とでほとんど変化していないため, インテークの付加抵抗はほとんど変わらないことが分かる (図 6.11). またエンジンとの作動適合に伴う抵抗についてもほとんど変化していない (図 6.12). これは, 作動適合に伴い変化する漏れ抵抗 $CD_{spill/gross}$ とカウル圧力抵抗の変化分 ΔCD_{cowl} はともにカウル外側の厚み比の影響をほとんど受けないということを意味している.

図 6.13 および図 6.14 はそれぞれカウル先端形状が 0909 と 0309 に対する, カウル先端付近の流線と圧力分布およびカウル外部表面上の圧力分布を示す. カウル外側の厚み比が薄い場合 (0309, 図 6.14) はカウル先端で流線が急激に曲げられるため強いサクション効果が働き, カウル面が受ける圧力は小さくなる. 図 6.15 はカウル外部表面上の圧力を積分して得られるカウル圧力抵抗のマッハ数に対する変化を示している. カウル外側と内側の厚み比が等しい形状では抵抗はマッハ数に対してほぼ等しい値となるが, カウル外側の厚み比を薄くすることで, 抵抗は約 5cts 程度小さくなることが分かる. ただし, インテークで考慮すべき抵抗は付加抵抗とエンジンとの作動適合に伴う抵抗である. 従ってここで見られた抵抗低減効果はインテークの外部抵抗ではなく, 機体の外部抵抗低減として考慮されるべきものである.

何れにしても, 機体全体として抵抗が低減することには変わらないため, カウル先端断面形状の設計方針としてディフューザ側の厚み比のみを大きくすれば良く, その値はエンジンの運用方法により定めればよい. 言い換えると, 離着陸時にエンジンを最大出力で運用し, 最大流量が必要とされるならば, 流量確保の観点から厚み比を大きくするが, 最大出力が必要ないのであれば抵抗低減の観点から厚み比を可能な限り薄くすれば良い. 本研究におけるエンジンの運用では離着陸時に最大出力は必要ないため, 基本設計形状 (3.5 次形状) として抵抗低減の観点からカウル外側の厚み比を 3%, 内側の厚み比を 6% (0306) に設定した. すなわち図 6.6~6.8 における 0606 の性能に相当する設定とした.

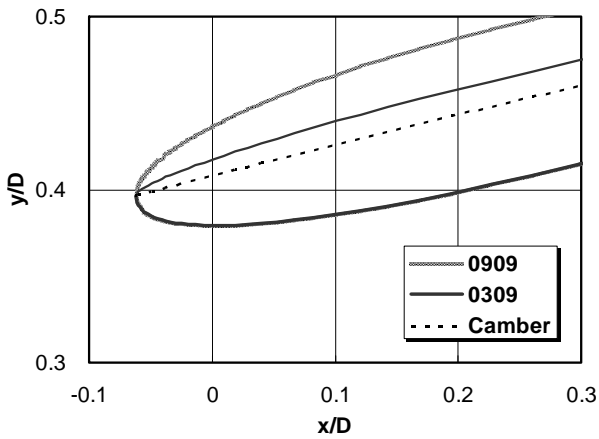


図 6.9 カウル先端形状の比較

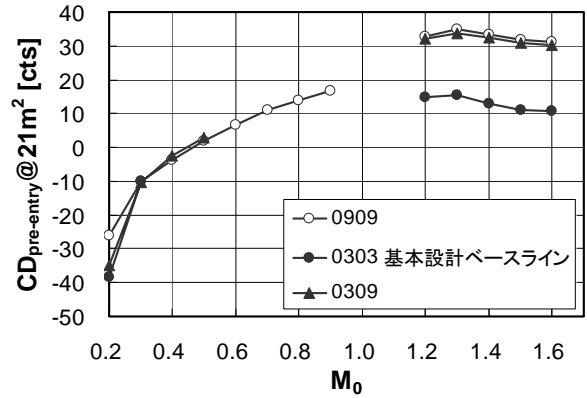
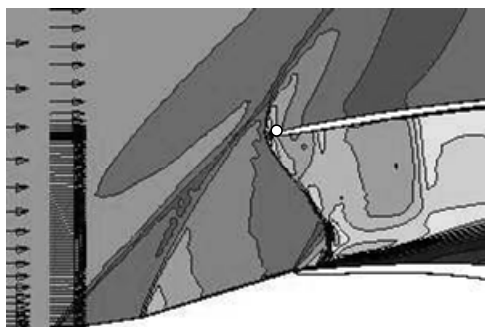
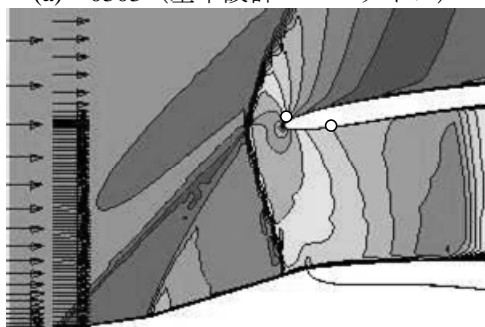


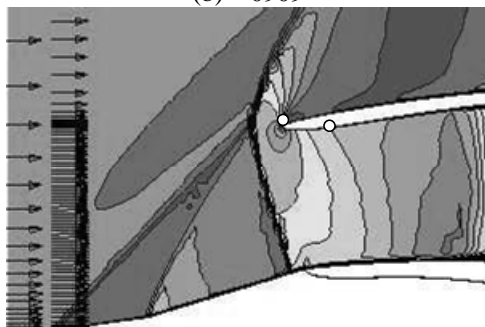
図 6.11 インテーク付加抵抗の変化



(a) 0303 (基本設計ベースライン)

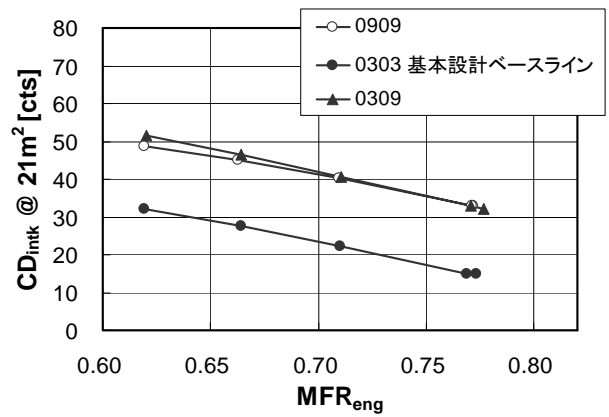


(b) 0909

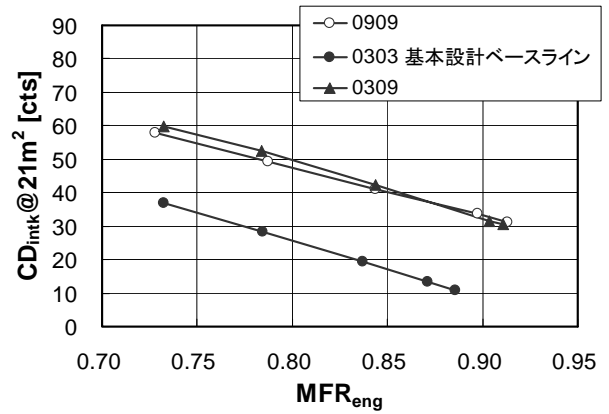


(c) 0309

図 6.10 カウル先端付近の流れと音速点位置

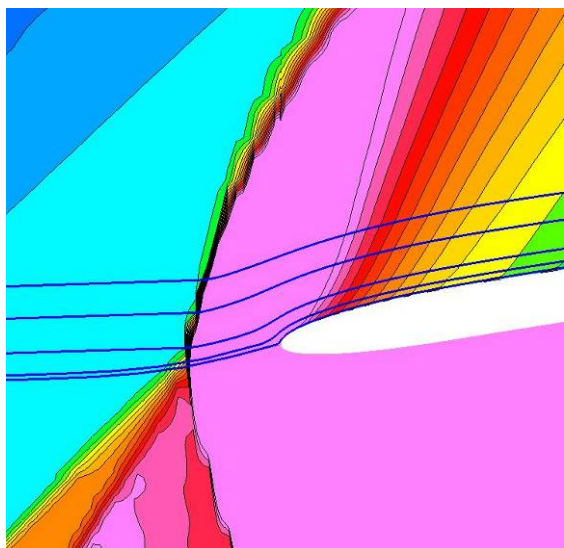


(a) $M_0 = 1.2$

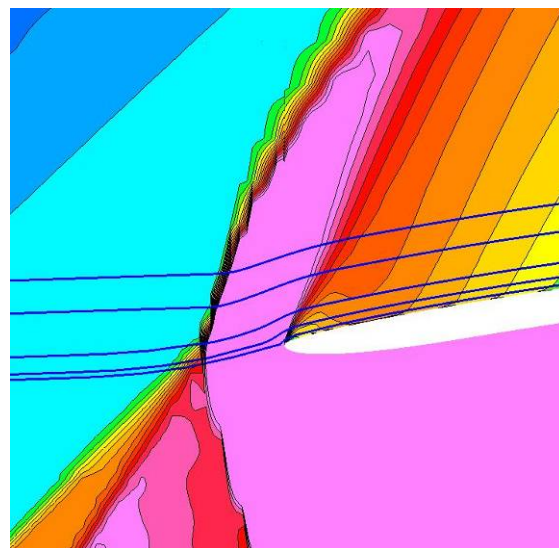


(b) $M_0 = 1.6$

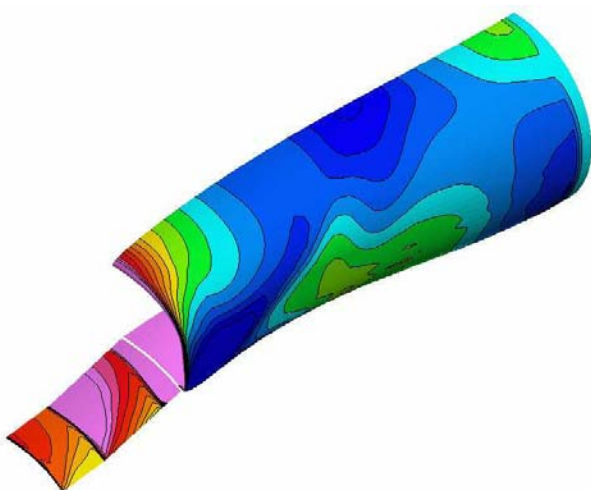
図 6.12 作動適合に伴う外部抵抗変化



(a) カウル先端対称面上の圧力分布と流線

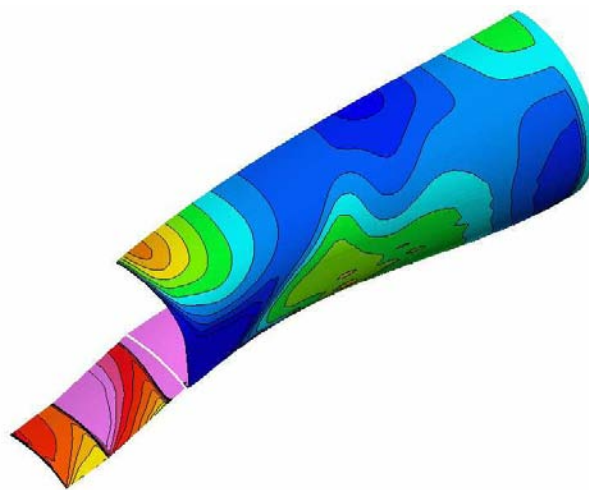


(a) カウル先端対称面上の圧力分布と流線



(b) ナセル表面上の圧力分布

図 6.13 カウル断面形状 0909 の圧力分布



(b) ナセル表面上の圧力分布

図 6.14 カウル断面形状 0309 の圧力分布

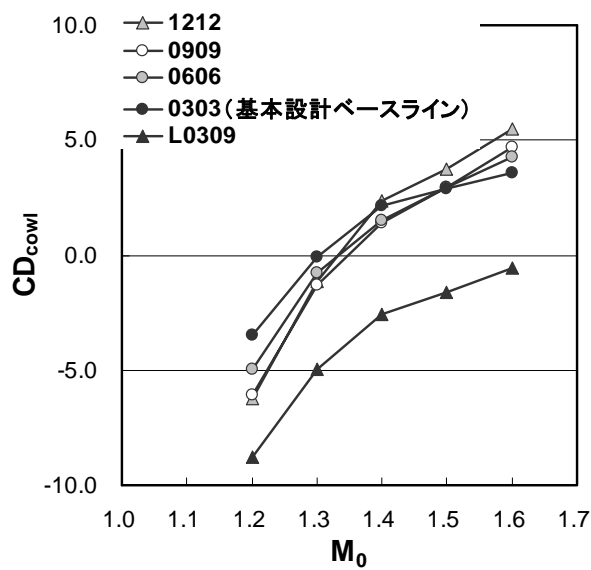


図 6.15 カウル表面の圧力抵抗

6.2 風洞試験によるカウル平面形の検討

6.2.1 検討したカウル平面形

基本設計ベースライン形状の問題点である低速域における流量特性を改善するために、カウル断面形状の設計が重要であることがわかったが、それ以外にカウル平面形の設計においても流量特性の改善が期待される。本研究では風洞試験によりカウル平面形状の検討を行った。図 6.16 は実験で用いた 3 種類のカウルおよび側壁形状を示す。カウルと側壁は分離することができ、それぞれ任意に組み合わせることができる。従って側壁までを含めたカウル平面形として 9 種類の組合せを作ることができる。また、カウル先端の断面形状は基本設計ベースライン形状の 4 倍の厚み比 (1212) とし、スロート面積についてもカウル先端位置を基本設計ベースライン形状よりも下流にすることで、大きくしている。すなわち、流量改善が期待される効果として、カウル断面形状変更、スロート面積拡大およびカウル平面形変更の 3 種類を組み合わせている。従って、基本設計ベースライン形状に対するカウル平面形変更の効果のみを定量的に抜き出すのは困難であるが、9 種類のカウル平面形に対する結果を比較することで、カウル平面形のもつ定性的な流量特性改善効果は調べることができると考えられる。

カウル形状について、形状 A ではカウル平面形は放物線形状とし、側壁はスロートと第 2 ランプの間までを覆う形状とした。形状 B ではカウル平面形基本設計ベースライン形状と同一である。ただし、カウル先端位置は基本設計ベースライン形状よりも下流に位置する。また、側壁はない。形状 C ではカウル先端が鋭利に折れ曲がる直線による形状とし、側壁は第 2 ランプまで覆う形状とした。以降カウル平面形状を「Cowl-*, SW-*」のように表す。表記の*には A,B,C のいずれかが入る。カウルと側壁の組合せでできる 9 種類のカウル平面形の概要を図 6.17 に示す。

6.2.2 検討方法

本検討の目的は低速性能の改善にあるため、低速風洞試験により、9 種類のカウル平面形に対するパラメトリックスタディを実施した。そして、得られた有望なカウル平面形に対しては高速域で空力的な問題が生じていないかどうか確認するために遷音速風洞試験により空力性能を取得した。低速風洞試験と遷音速風洞試験の様子をそれぞれ図 6.18 および図 6.19 に示す。低速風洞試験の試験条件を表 6.1 に示す。カウル平面形は 9 種類の平面形に基本設計ベースライン形状を加えた 10 種類とし、それぞれに対して 4 種類の迎角と横滑り角の組合せを設定した。全ての条件に対して流速は 30m/sec、ダイバータは 2 種類あるうちの高い設定とした。抽気はこの試験においては検討せず、多孔抽気壁をアルミテープで塞いだ。

試験はオープンカート形態で実施しており、迎角 15 度の条件では模型の機首の高さは風洞の中心から 550mm 上方にずれている（風洞壁は中心から 1000mm）。そのため、模型が風洞気流内に収まっていることを確認する試験をまず実施した。詳細にはロボット型模型支持装置の物理的制約のため、迎角を 10 度とし、模型先端位置を風洞中心から 350mm の位置から 650mm の位置まで 100mm 刻みで平行移動し、試験結果を比較した。結果は図 6.20 に示す通りで、総圧回復率、空間ディストーション共に模型設定位置の影響は見られない。従って、最大迎角をとった場合でも、模型は風洞の気流内に収まっていると判断することができる。

6.2.3 低速域におけるカウル平面形の効果

図 6.21 に基本設計ベースライン形状に対する風洞試験結果を示す。図 6.22 は図 6.21 に示す 6 点の計測点のそれぞれに対するインテーク出口総圧比分布を示す。図 6.23 はインテーク出口総圧分布の非定常計測により得られた空間ディストーションの変動を示す。総圧回復率は最大回転時のエンジン作動適合点において約 0.88 程度と低く、周方向ディストーションは半径方向ディストーションインデックスよりも大きい値を示している。これは、図 6.22 よりランプ側に総圧の低い領域があり、流れがカウル側に偏っているためである。流れの偏りは 2 節で述べたようにカウル先端からの離れの影響によるものと考えられる。ただし、空間ディストーションの定常、非定常計測結果は共にエンジン運用範囲において制限値を満足しているため、エンジンの運用は可能であると考えられる。

図 6.24~6.26 に Cowl-A に対する風洞試験結果とインテーク出口総圧比分布および空間ディストーションの時間変動を示す。総圧比分布と空間ディストーションの時間変動はエンジン作動適合点の両側の結果である。同様に図 6.27~6.29 に Cowl-B に対する結果を、図 6.30~6.32 に Cowl-C に対する結果を示す。また、総圧回復率について全ての検討形状の結果をまとめたものを図 6.33 に、空間ディストーションについてまとめたものを図 6.34 に示す。前述のように本検討で用いたカウル形状は、基本設計ベースライン形状に対して、カウル平面形だけでなく、カウル先端断面形状およびスロート面積も併せて変更している。まず、カウル平面形が基本設計ベースライン形状と同一の Cowl-B、SW-B 形状の結果について基本設計ベースライン形状と比較すると（図 6.27）、Cowl-B、SW-B 形状の方が圧力回復率は高くなり、半径方向ディストーションはほとんど変わらないが、周方向ディストーションインデックスは小さい値となっている。すなわち、空力性能は断面形状とスロート面積の変更により大きく向上することがわかる。また、この性能向上の程度は他の何れのカウル平面形の場合よりも大きいことが分かる（図

表 6.1 低速風洞試験の試験条件

| Cowl config. | Sidewall config. | Diverter | U0 [m/s] | α [deg] | β [deg] | Bleed wall |
|--------------|------------------|----------|----------|----------------|---------------|------------|
| Baseline | Baseline | High | 30 | 0 | 0 | Seal |
| | | | | 15 | 0 | |
| | | | | 15 | 10 | |
| | | | | 0 | 10 | |
| A | A | | | 0 | 0 | |
| | | | | 15 | 0 | |
| | | | | 15 | 10 | |
| | | | | 0 | 10 | |
| | B | | | 0 | 0 | |
| | | | | 15 | 0 | |
| | | | | 15 | 10 | |
| | | | | 0 | 10 | |
| | C | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| B | A | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| | B | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| | C | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| C | A | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| | B | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |
| | C | 0 | 0 | | | |
| | | 15 | 0 | | | |
| | | 15 | 10 | | | |
| | | 0 | 10 | | | |



(c) 形状 C の上面図
図 6.16 模型形状の概要



図 6.18 低速風洞試験の様子



(a) 形状 A の上面図



(b) 形状 B の上面図



図 6.19 遷音速風洞試験の様子

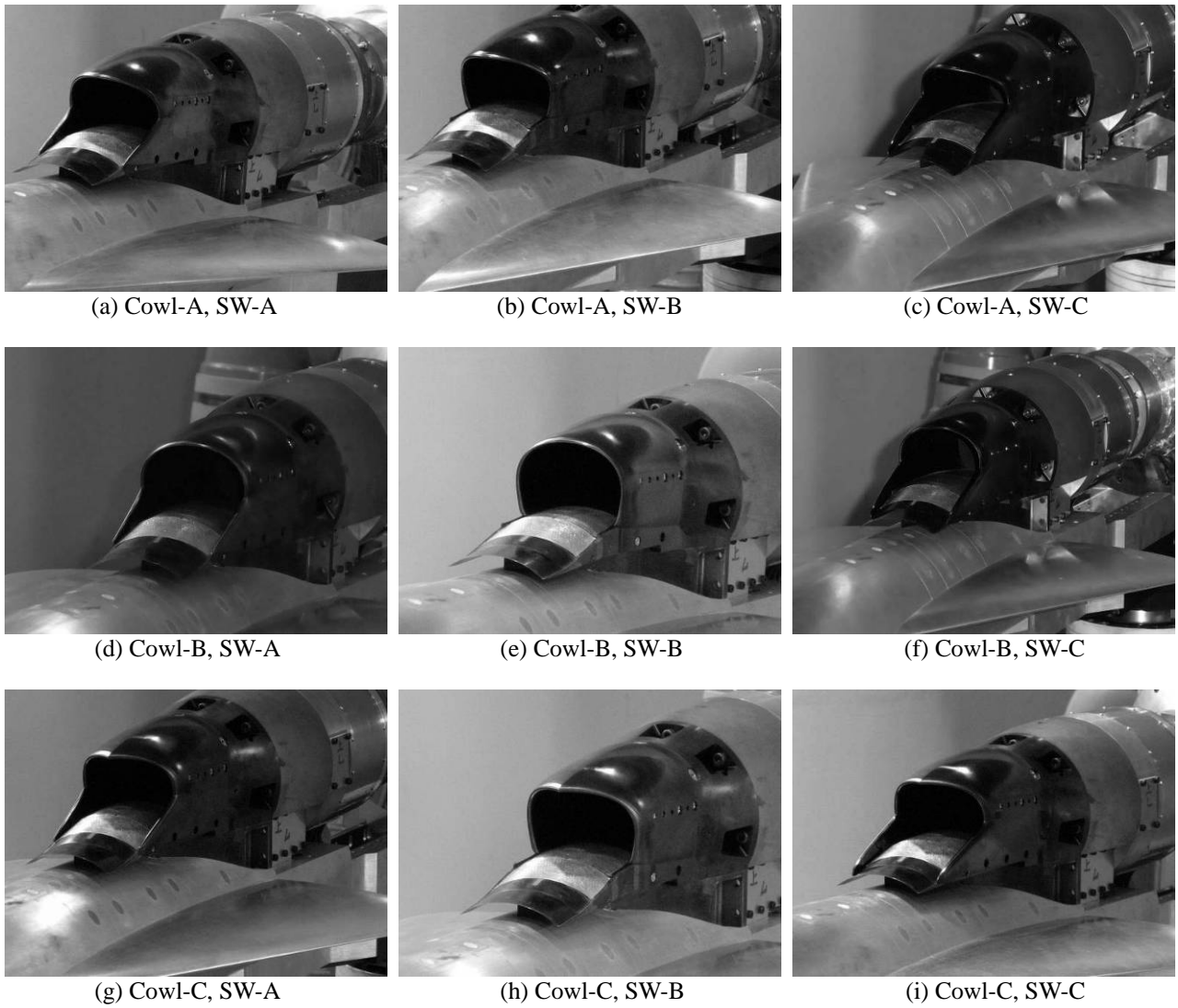
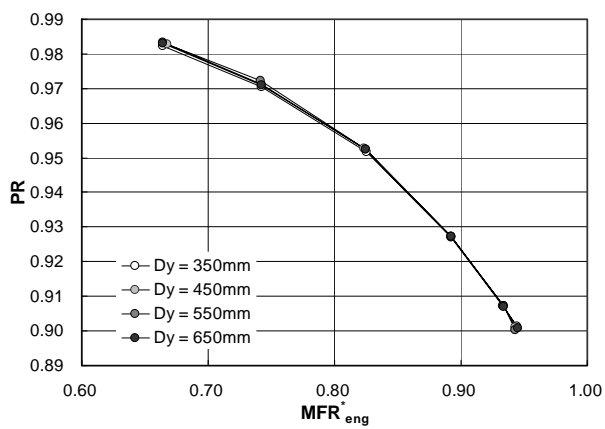
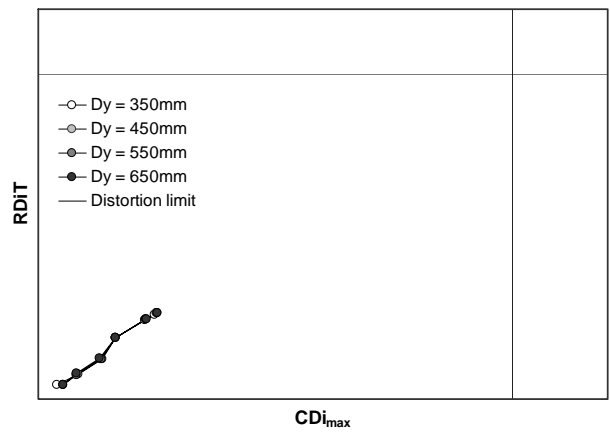


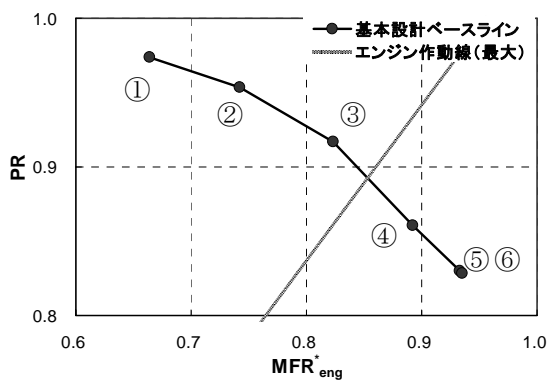
図 6.17 カウル平面形（側壁を含む）の概要



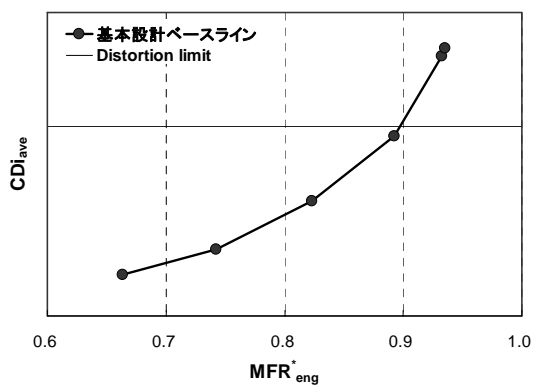
(a) 総圧回復率



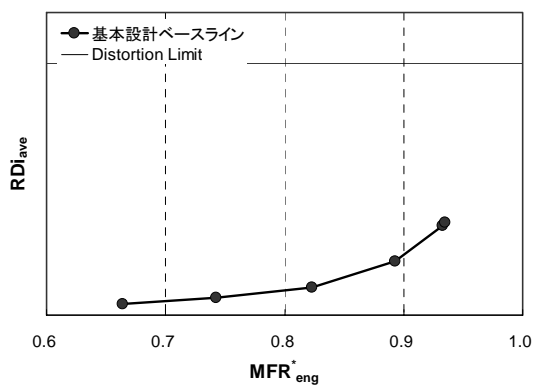
(b) 空間ディストーション
図 6.20 模型設定位置の影響



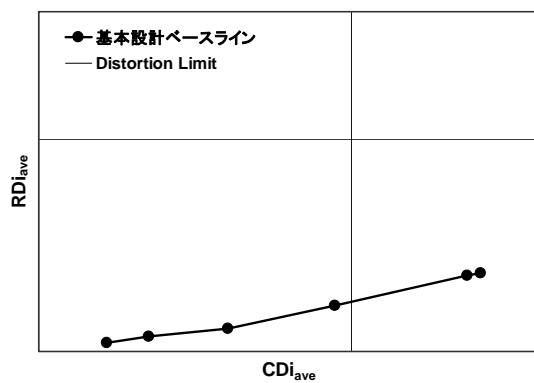
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション



(c) 半径方向ディストーション



(d) 空間ディストーション

図 6.21 基本設計ベースライン形状に対する結果 ($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

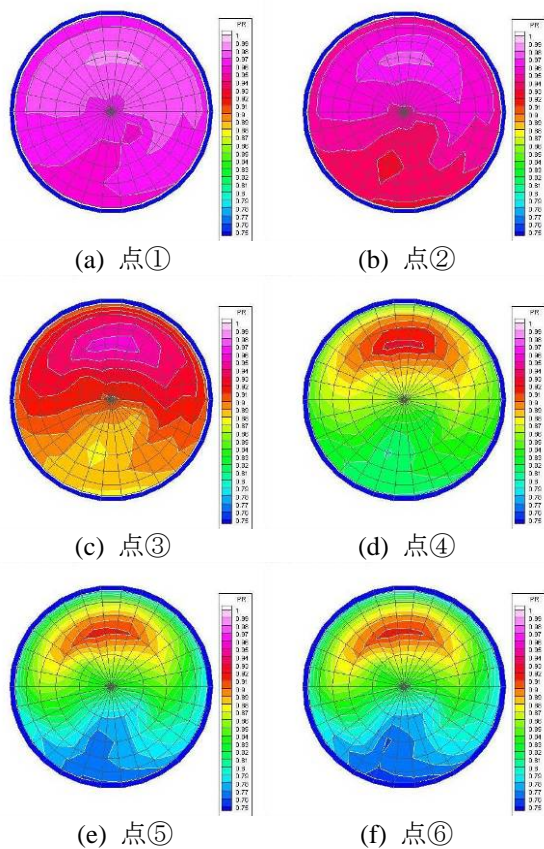
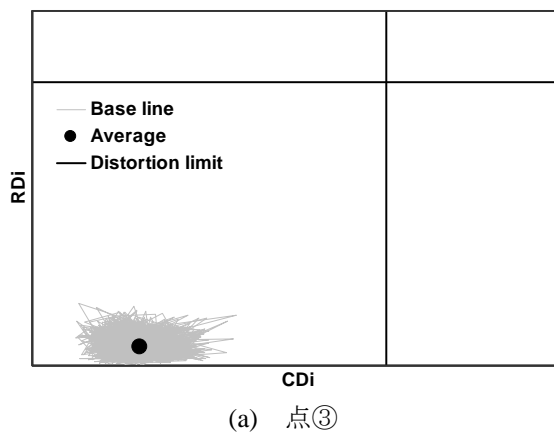
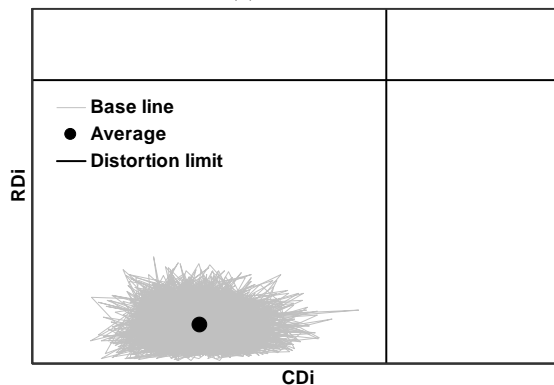


図 6.22 インテーク出口の総圧比分布



(a) 点③



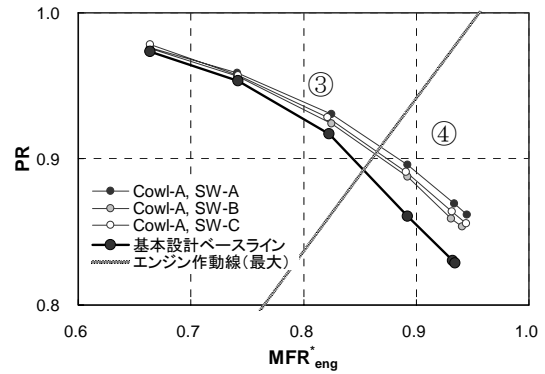
(b) 点④

図 6.23 空間ディストーションの時間変動 ($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

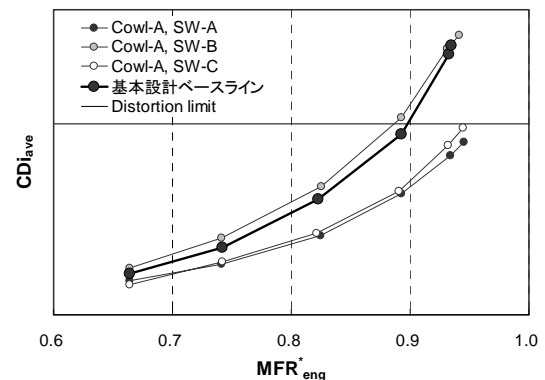
6.33, 図 6.34). Cowl-B, SW-B 形状を基準としてカウル形状の違いを比較すると, Cowl-B, SW-B 形状ではほぼ一様な総圧分布が得られているのに対し (図 6.28), Cowl-A, SW-B の場合および Cowl-C, SW-B の場合ともに, カウル側 (総圧分布図の上方) に総圧の高い部分が偏り, ランプ側 (総圧分布図の下方) に総圧の低い部分が生じることがわかる (図 6.25, 図 6.31). これは, カウル中心を前方に引き出した平面形とすることで, 低速域で生じるカウル外側から巻き込むように亜音速ディフューザに流入する流れに対して大きな渦発生器の効果が生じるため, 流れの偏りが生じるものと考えられる. また, Cowl-B, SW-B 形状を基準として側壁形状の違いを比較すると, SW-A, SW-C の何れの場合にもランプ側に圧力の高い部分が偏ることがわかる (図 6.28). これは側壁形状が大きな渦発生器となり, ランプ側へ流れを偏らせる効果を持つためと考えられる. カウル形状が流れをカウル側へ偏らせる効果と, 側壁形状が流れをランプ側に偏らせる効果を比較すると, 本検討の範囲では, カウル形状の効果の方が大きいことがわかる (図 6.25, 図 6.31).

非正常ディストーションについては, Cowl-B の場合は側壁形状に関わらず, インテークの作動状態がほぼ同じであれば, 空間ディストーションの時間変動もほぼ同じであることが分かる (図 6.29). これは, インテーク出口の流れ場の様子からインテーク内にはく離が生じていないため, 非正常性が抑えられているためと考えられる. 一方, Cowl-A, Cowl-C については側壁形状 SW-B の形態についてのみ空間ディストーションの時間変動はその他の側壁形状に比べてかなり大きくなっている. これは, SW-B の場合は流れをランプ側に偏らせる効果がないため, カウルの効果のみが強く現れており, ランプ側に非正常性を強くする流れのはく離が生じるためと考えられる.

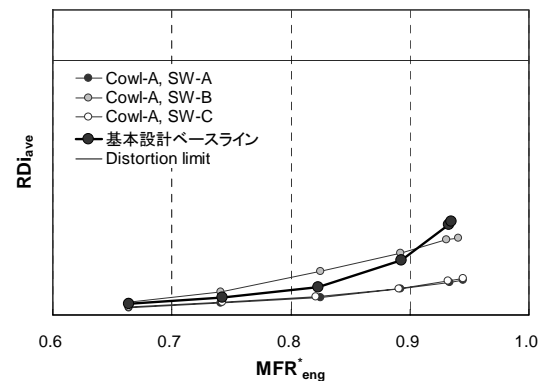
まとめると, カウル形状の中心が上流にせり出した形状では低速域では渦発生器の効果で流れをカウル側に偏らせることが分かった. その効果は本検討では非常に強く現れ過ぎているので, このような形状を適用する場合には, 設計対象に適度な効果を及ぼすよう, 最適設計が必要になると考えられる. 側壁形状はランプ側に流れが偏る効果を持つため, 基本設計ベースライン形状のように薄いカウルでランプ側の圧力の低い領域が偏る場合に適用するのが有効であると考えられるが, 側壁がなくても一様な流れが得られている場合には, 逆に空間ディストーション性能を悪くする可能性がある. 本検討においてはカウルの平面形は, カウル先端断面形状により流れ場の改善がなされれば, 基本設計ベースラインと同一のものが最も空力性能が良いことが明らかとなったので, Cowl-B, SW-B 形状を採用した. ただし, エンジンの運用上は何れの平面形でも空間ディストーション性能を満足している.



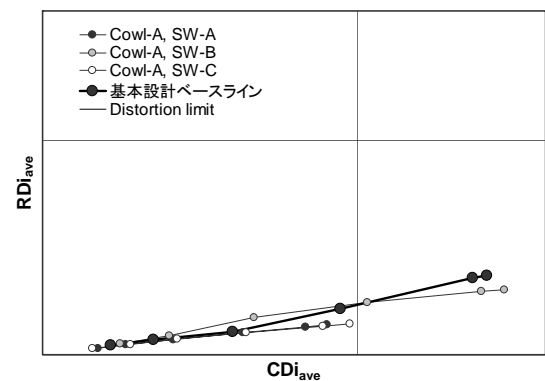
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション



(c) 半径方向ディストーション



(d) 空間ディストーション

図 6.24 Cowl-A 形状に対する結果
($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

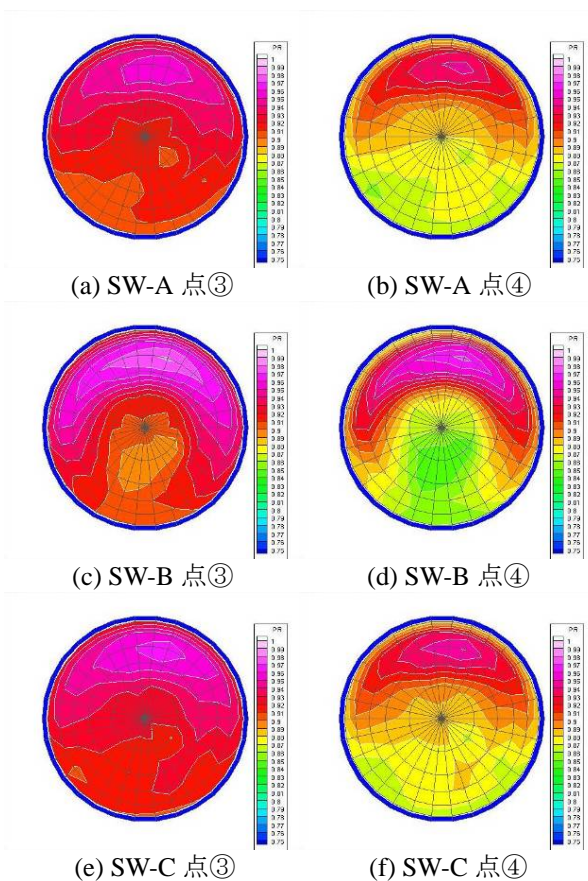


図 6.25 インテーク出口の総圧比分布 (Cowl-A)

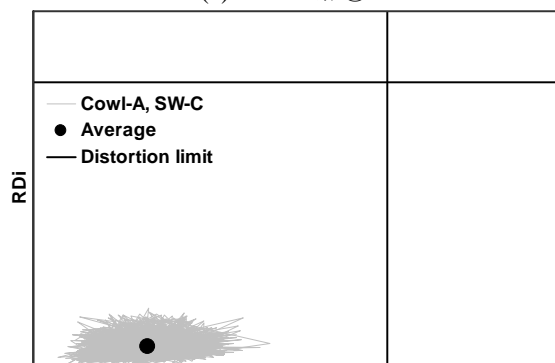
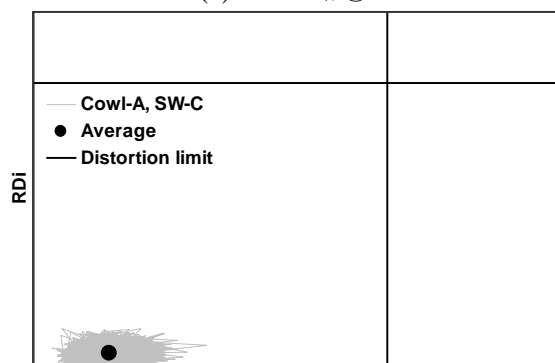
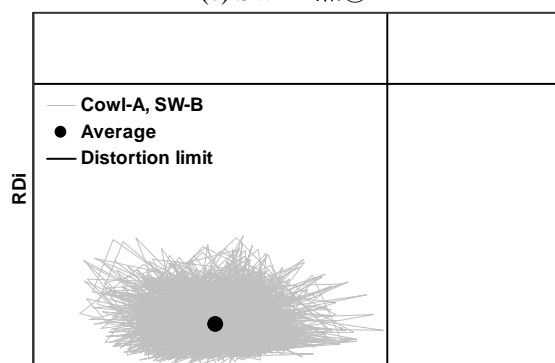
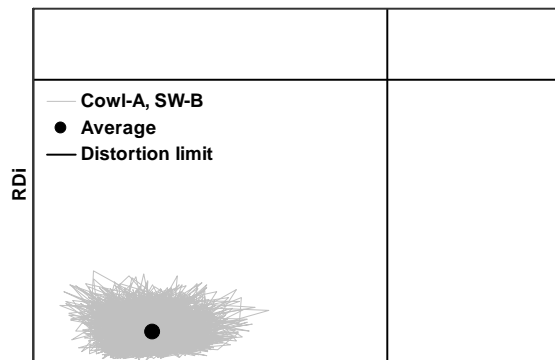
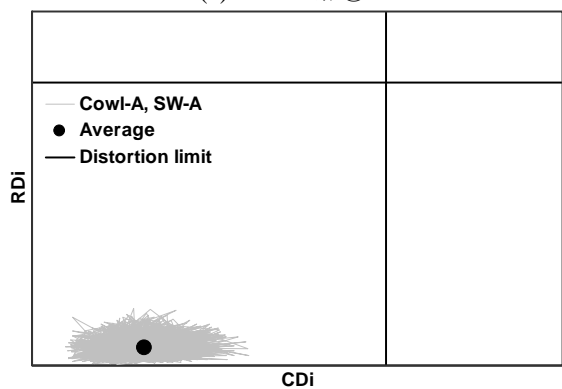
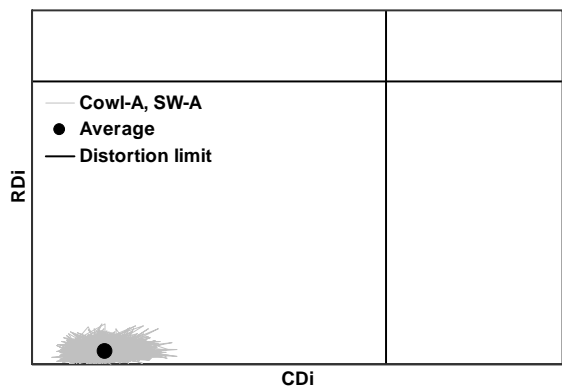
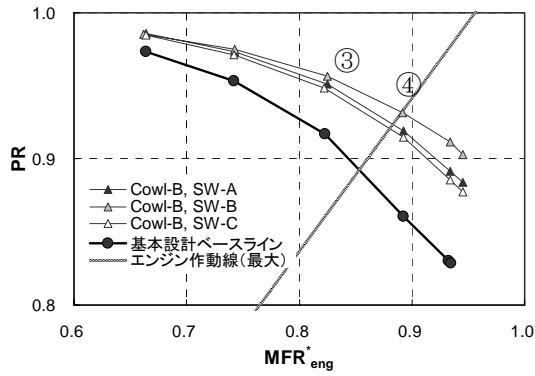
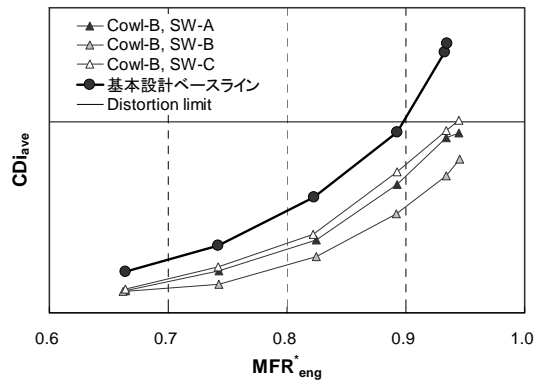


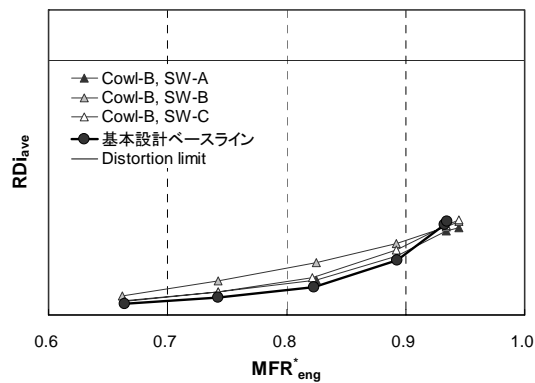
図 6.26 空間ディストーションの時間変動 (Cowl-A, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



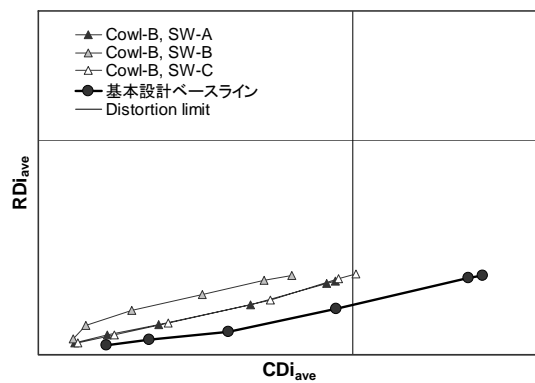
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

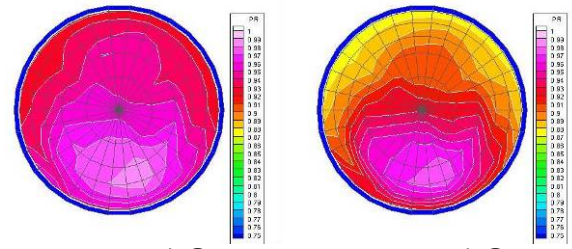


(c) 半径方向ディストーション



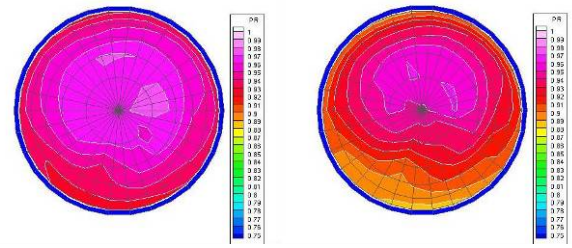
(d) 空間ディストーション

図 6.27 Cowl-B 形状に対する結果 ($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



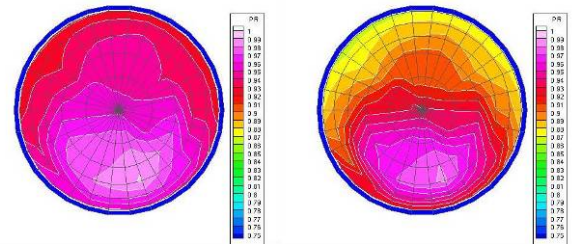
(a) SW-A 点③

(b) SW-A 点④



(c) SW-B 点③

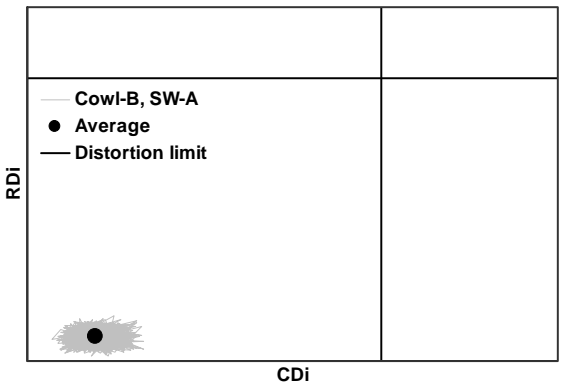
(d) SW-B 点④



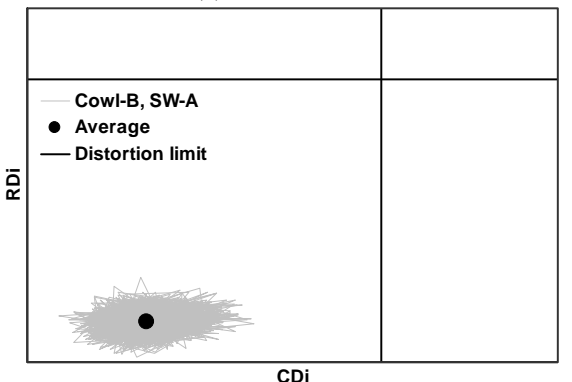
(e) SW-C 点③

(f) SW-C 点④

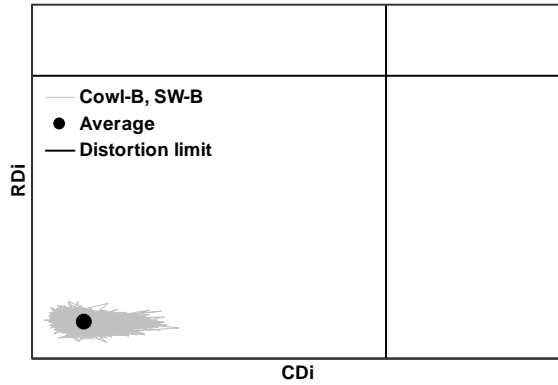
図 6.28 インテーク出口の総圧比分布 (Cowl-B)



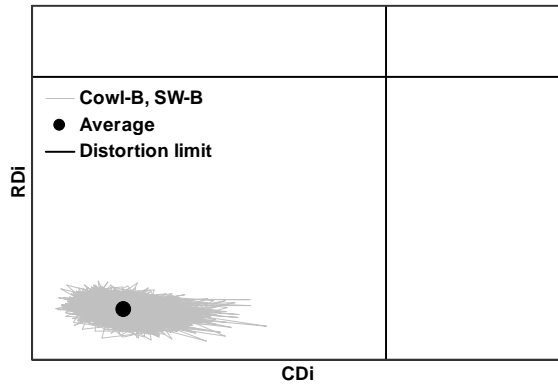
(a) SW-A 点③



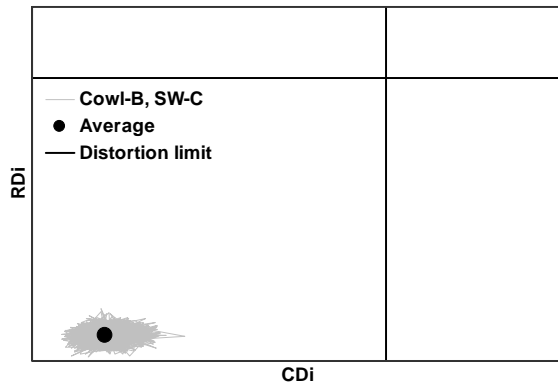
(b) SW-A 点④



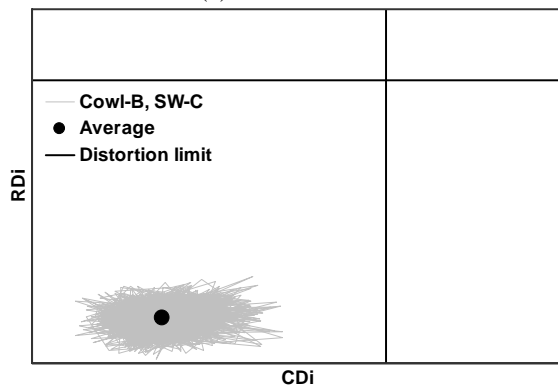
(c) SW-B 点③



(d) SW-B 点④

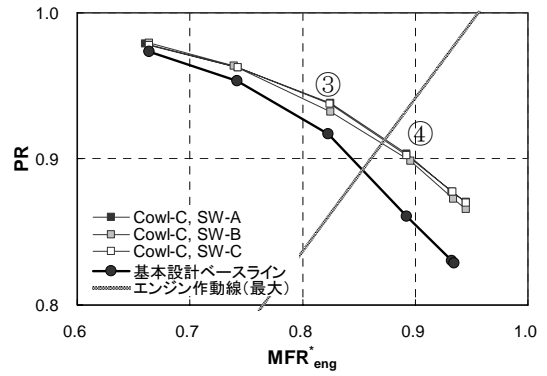


(e) SW-C 点③

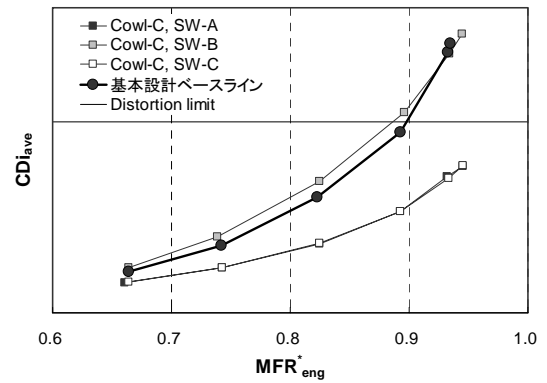


(f) SW-C 点④

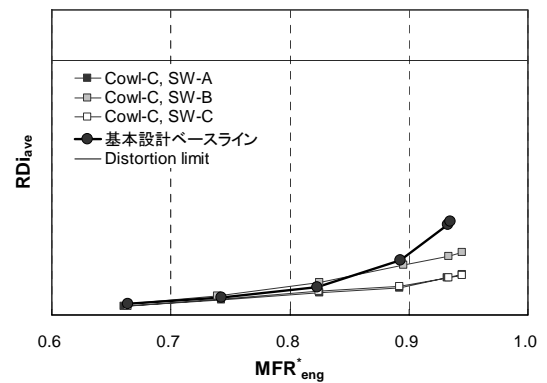
図 6.29 空間ディストーションの時間変動 (Cowl-B, $U_0 = 30$ m/sec, $\alpha = 0$ deg, $\beta = 0$ deg)



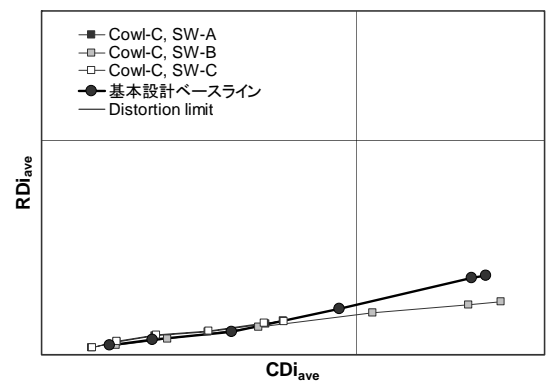
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション



(c) 半径方向ディストーション



(d) 空間ディストーション

図 6.30 Cowl-C 形状に対する結果 ($U_0 = 30$ m/sec, $\alpha = 0$ deg, $\beta = 0$ deg)

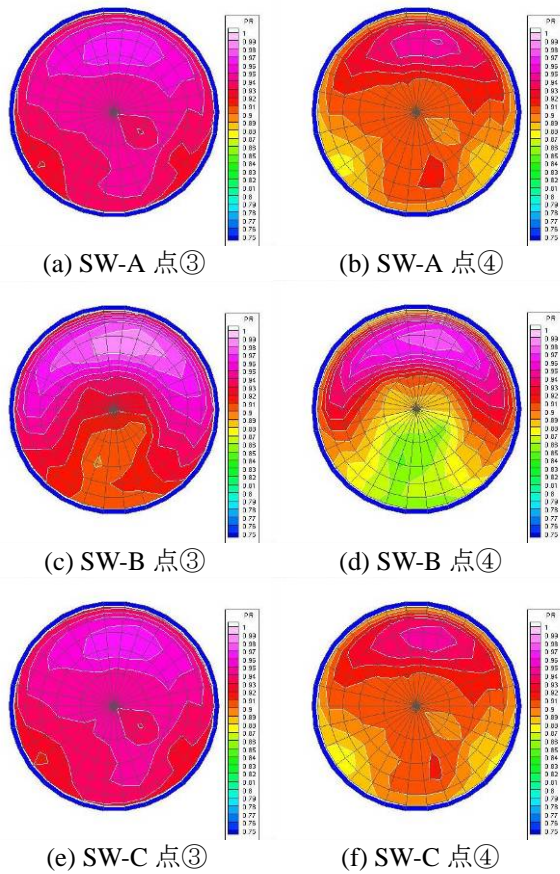


図 6.31 インテーク出口の総圧比分布 (Cowl-C)

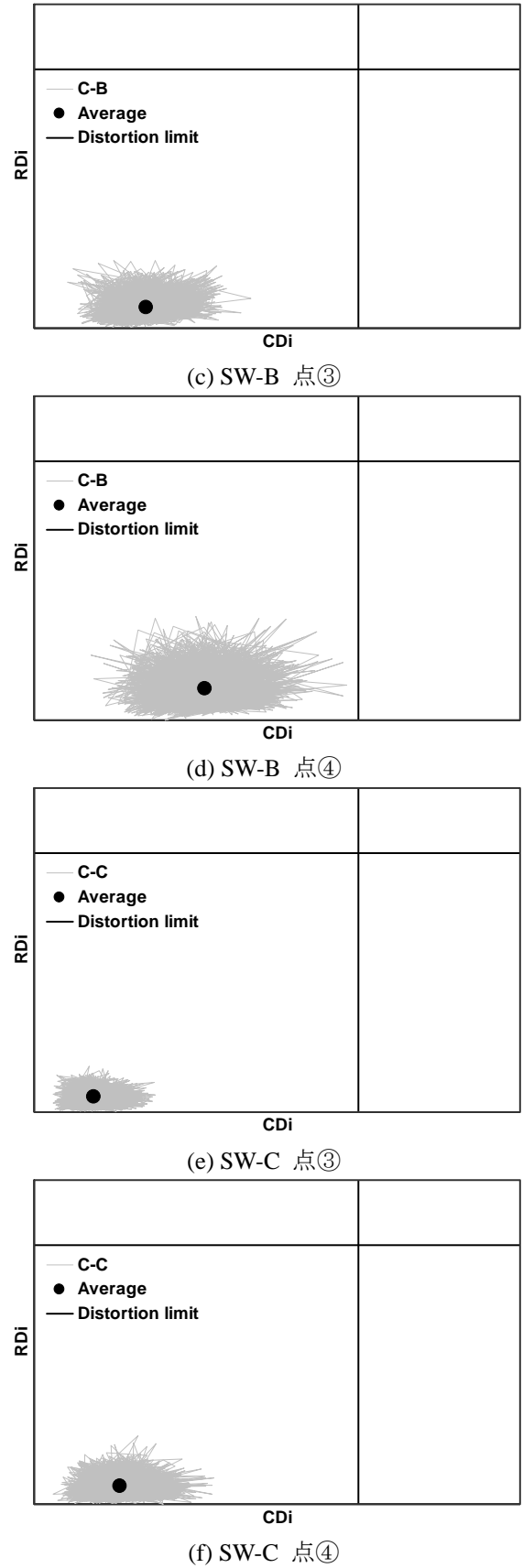
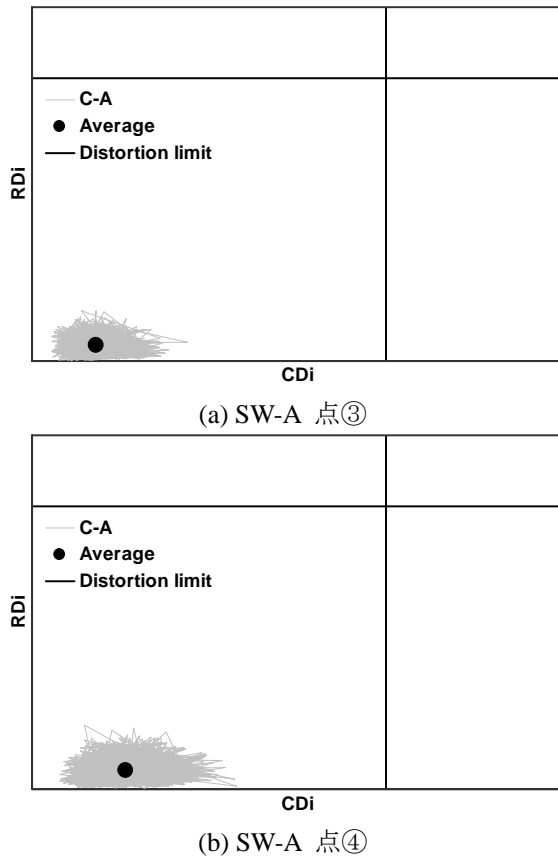


図 6.32 空間ディストーションの時間変動 (Cowl-C, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

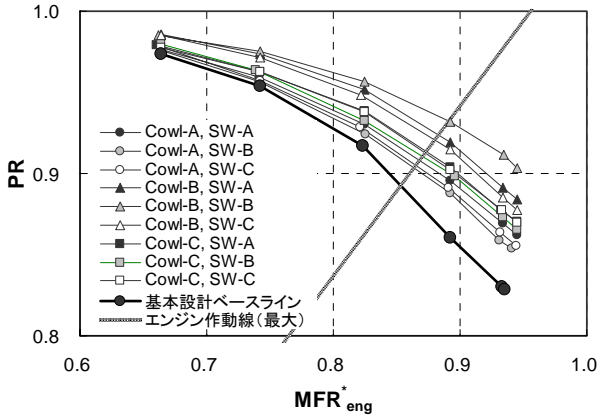
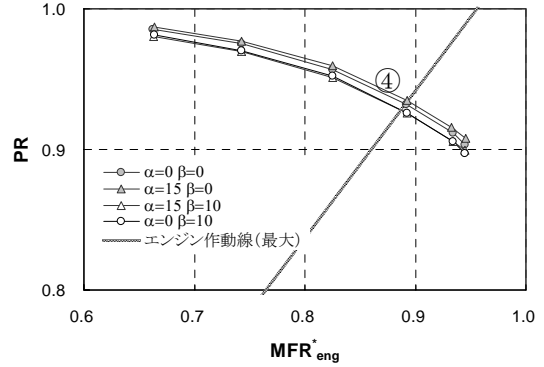


図 6.33 総圧回復率のまとめ



(a) 総圧回復率

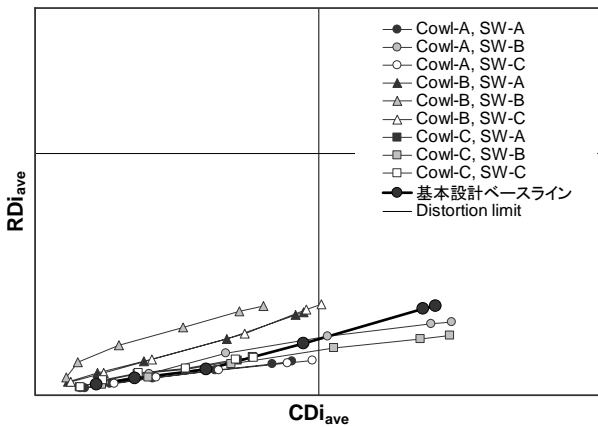
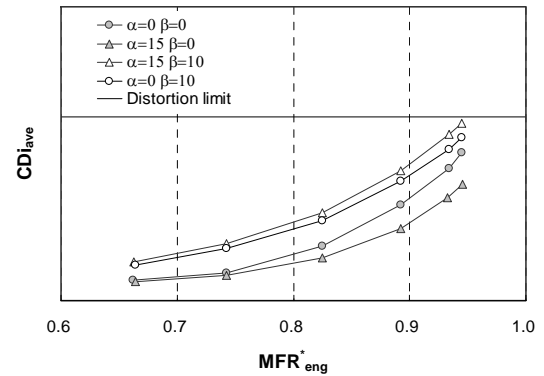
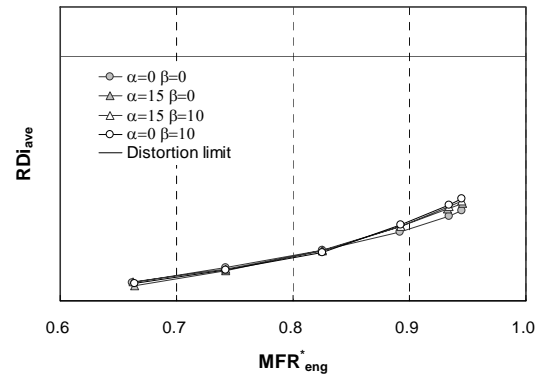


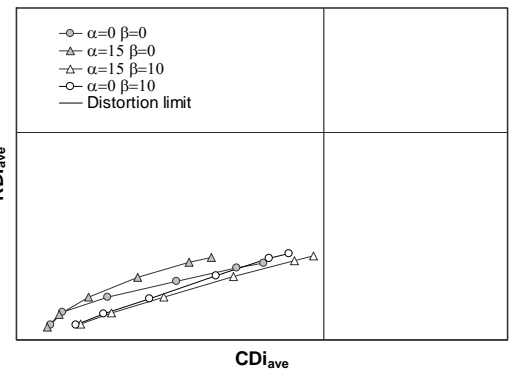
図 6.34 空間ディストーションのまとめ



(b) 周方向ディストーション



(c) 半径方向ディストーション



(d) 空間ディストーション

図 6.35 機体姿勢角の影響 (Cowl-B, SW-B, $U_0 = 30$ m/sec)

6.2.4 低速風洞試験における機体姿勢角の影響
 前節までの結果から採用したカウル平面形 Cowl-B, SW-B に対して機体姿勢角の影響を調べた結果を図 6.35～図 6.37 に示す。機体迎角は離陸時の姿勢を、横滑り角は横風約 10 m/sec を想定して設定したものである。総圧回復率および半径方向ディストーションには機体姿勢角の影響はほとんど見られない。周方向ディストーションは、特に横滑り角 10 度の場合に総圧分布に圧力の低い領域が拡大するため、他の場合に比べて大きくなる。空間ディストーションの時間変動についても、横滑り角 10 度の場合に変動幅が大きくなっている。ただし、何れの場合についても空間ディストーションは、その制限内に収まっている。ここに示す総圧分布および空間ディストーションの時間変動の結果はほぼエンジンとの作動適合点 (図 6.35(a) の点④) に対応するものである。したがって、本検討では低速時においてエンジンの運用上はなんら問題ないことがわかる。

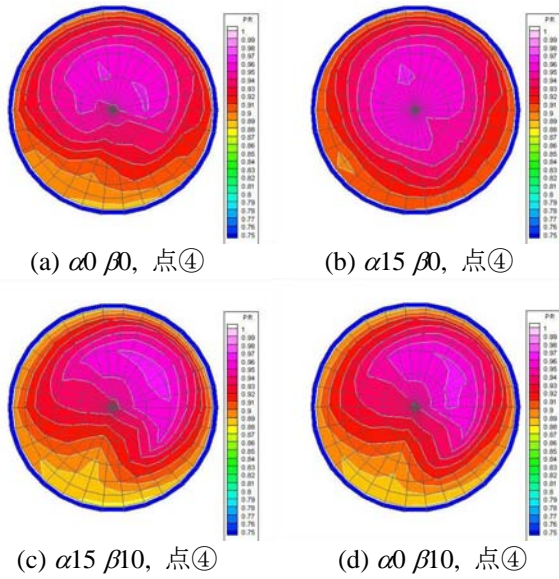


図 6.36 インテーク出口の総圧比分布 (Cowl-B, SW-B)

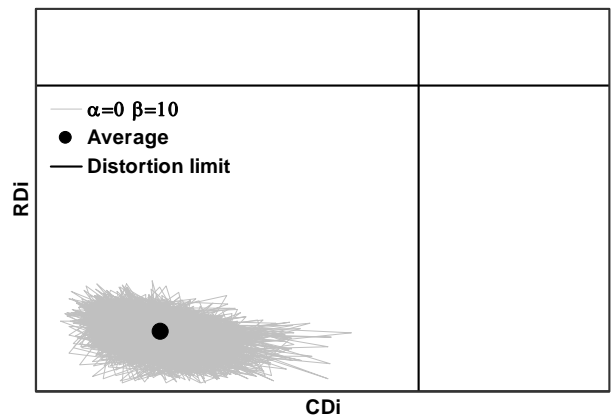
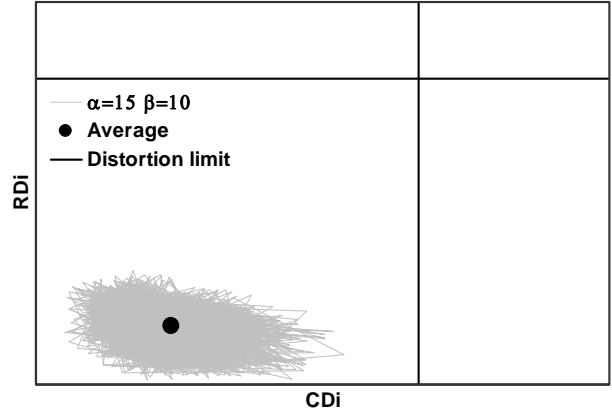
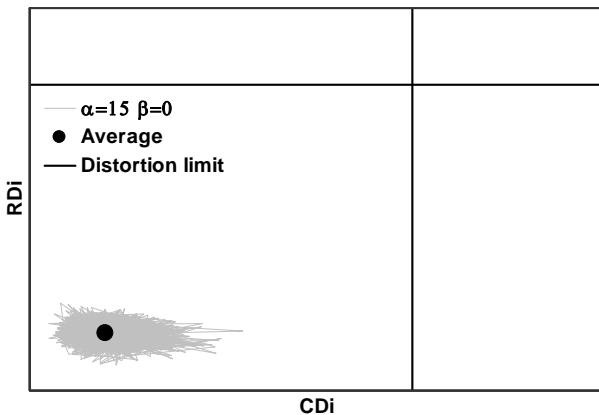
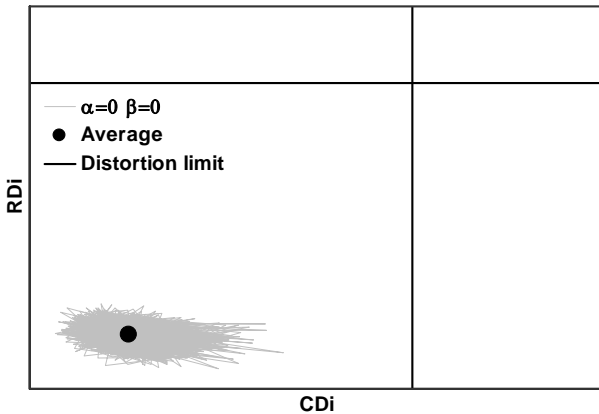


図 6.37 空間ディストーションの時間変動 (Cowl-B, SW-B, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$)



6.2.5 遷音速風洞試験結果

遷音速風洞試験におけるカウル平面形の検討条件を表 6.2 に示す。遷音速風洞試験では試験時間の制約のため、低速風洞試験結果を踏まえてカウル平面形については 3 種類の形状に限定して試験を行った。図 6.38～6.58 は迎角 0 度の場合の主流マッハ数 0.6～1.4 における試験結果を示す。総圧回復率は全体的に高い値を示しており、中には 1.0 を超える場合がある。これは、非定常センサの校正時と風洞通風時の温度の違いによる影響と考えられる。従って、非定常総圧レークの計測により総圧回復率を評価する場合には、雰囲気温度が高い遷音速風洞試験では特に、非定常センサの校正手法を改良する必要がある。しかし、今回の遷音速風洞試験では試験期間の制約で実施していないが、総圧計測・流量調整装置による定常圧力計測を行うことで総圧回復率や空間ディストーションは精度良く評価できる。一方、空間ディストーションの時間変動を評価するためには非定常総圧レークによる計測を行う以外に方法はない。従って、今後は評価する性能により計測手法を変更して試験を行うことが重要であると考えられる。

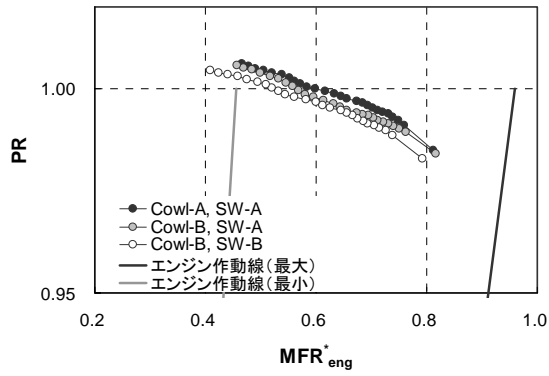
もう一つの試験手法の課題として、低いマッハ数

(0.6~0.8 の範囲)における流量確保の問題がある。すなわち、その領域では風洞試験により得られえたインテークの最大流量はエンジンの最大要求流量を満たしていないことが分かる (図 6.38, 6.41(a))。これは低いマッハ数域では超臨界作動状態を実現するために十分な動圧ではなく、ブローアやエジェクタ等を使用して幅広いインテークの作動域を模擬する必要があることを意味している。

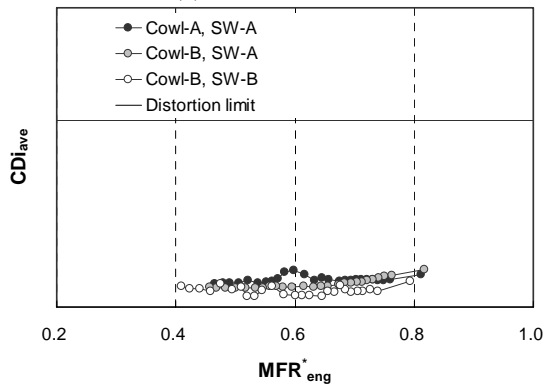
このように風洞試験方法に多少課題はあるが、カウル平面形の影響を定性的に調べることは可能である。全体的にみると、総圧回復率および空間ディストーションは共に、カウル形状の影響は小さく、いずれのマッハ数においてもほぼ同等の性能が得られていることが分かる。また、エンジンの最大作動線との適合点(マッハ 0.6 と 0.8 の場合は適合点がない)ので、インテークの最大流量点)における総圧分布をみても、カウル平面形の違いは見られず、ほぼ一様な流れ場となる。空間ディストーションの時間変動についても十分小さく、エンジンの運用に対する問題はないことが分かる。このように遷音速域ではカウル平面形の影響はほとんど現れず、インテークの空力性能は十分に高いため、カウル平面形の選定には低速域の性能を考慮して決めればよい。すなわち、低速風洞試験結果より選定した Cowl-B, SW-B 形状で遷音速域の性能は確保できることがわかる。

表 6.2 遷音速風洞試験の試験条件

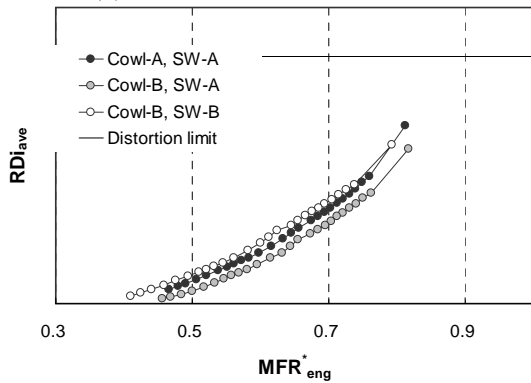
| Cowl config. | Sidewall config. | Diverter | Bleed wall | Bleed A_{be}/A_c [%] | M_0 | α [deg] |
|--------------|------------------|----------|------------|------------------------|-------|----------------|
| A | A | | | | 0.6 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.8 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.95 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 1.05 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 8 |
| | | | | | 1.2 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | 1.3 | 0 |
| 4 | | | | | | |
| 1.4 | 0 | | | | | |
| B | A | High | Open | 8.4 | 0.6 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.8 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.95 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 1.05 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 8 |
| | | | | | 1.2 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | 1.3 | 0 |
| 4 | | | | | | |
| 1.4 | 0 | | | | | |
| B | B | | | | 0.6 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.8 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 0.95 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 10 |
| | | | | | 1.05 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | | 8 |
| | | | | | 1.2 | 0 |
| | | | | | | 4 |
| | | | | | 1.3 | 0 |
| 4 | | | | | | |
| 1.4 | 0 | | | | | |



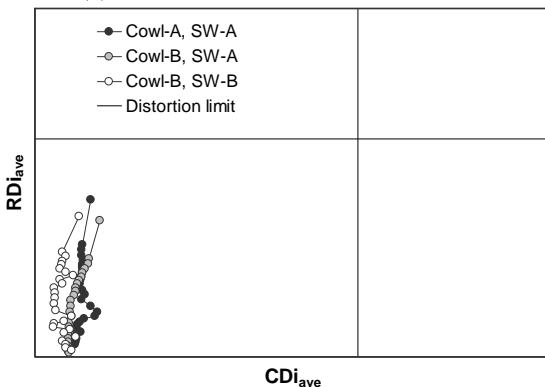
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

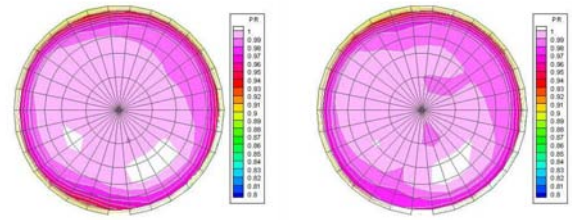


(c) 半径方向ディストーション



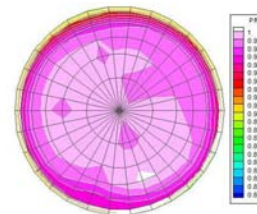
(d) 空間ディストーション

図 6.38 インテークの空力性能 ($M_0 = 0.6, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



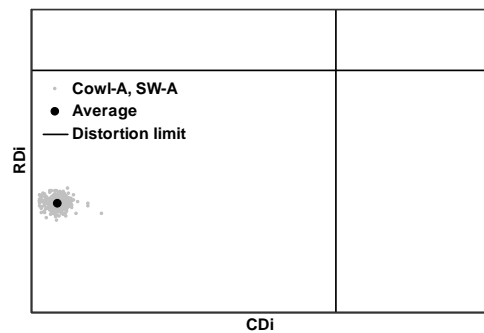
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

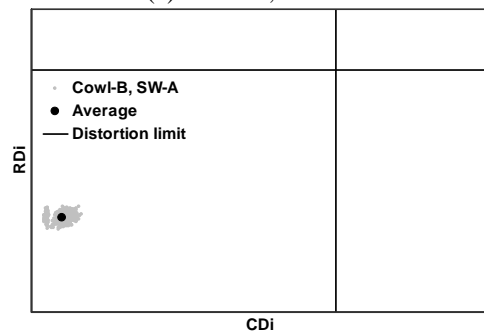


(c) Cowl-B, SW-B

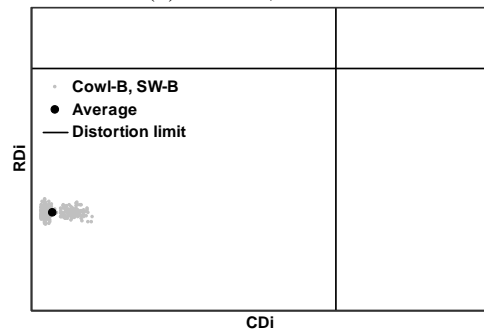
図 6.39 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 0.6, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

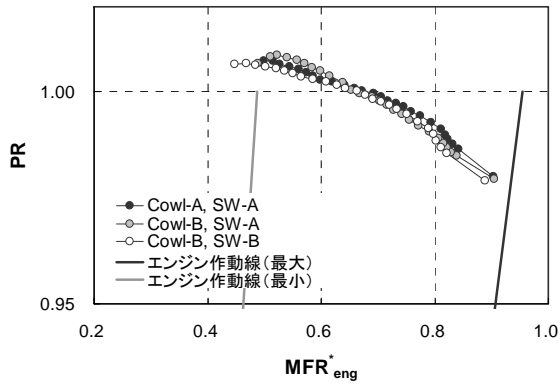


(b) Cowl-B, SW-A

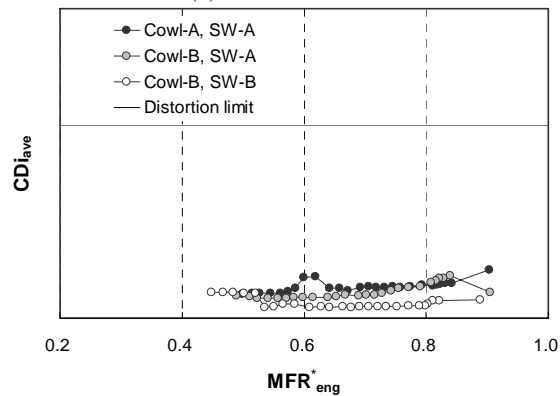


(c) Cowl-B, SW-B

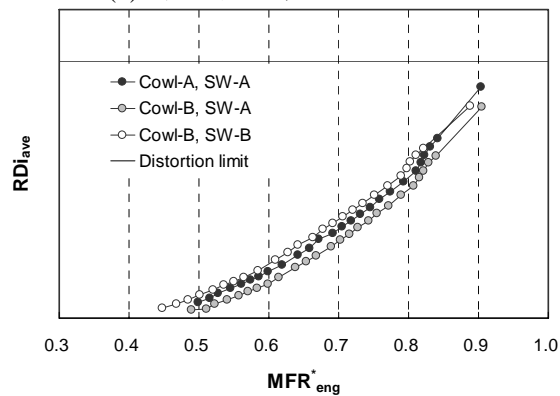
図 6.40 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 0.6, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



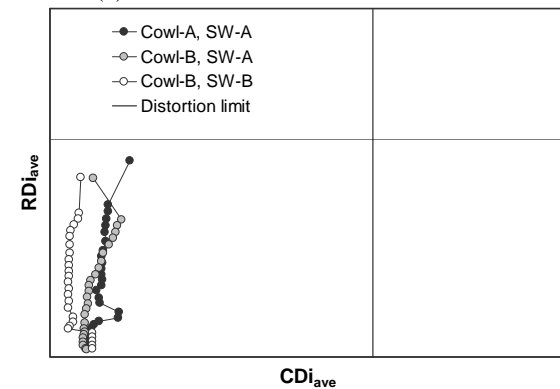
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

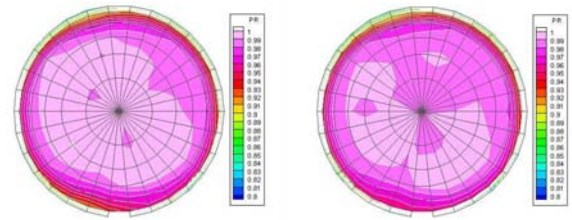


(c) 半径方向ディストーション



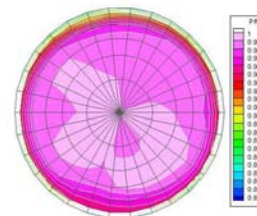
(d) 空間ディストーション

図 6.41 インテークの空力性能
($M_0 = 0.8, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



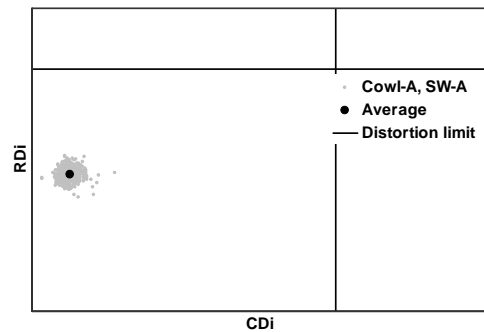
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

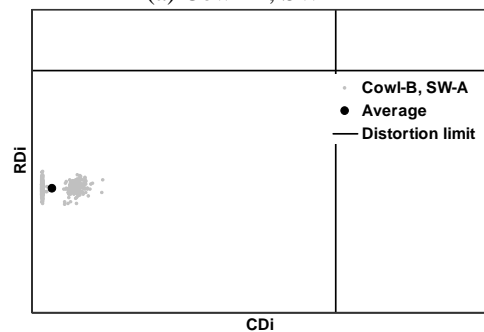


(c) Cowl-B, SW-B

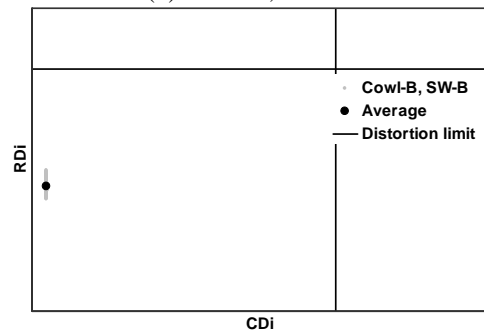
図 6.42 インテーク出口総圧分布
($M_0 = 0.8, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

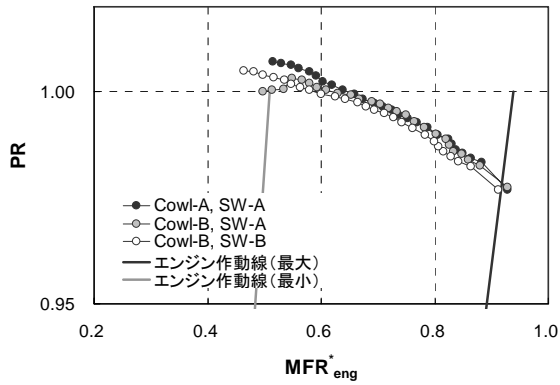


(b) Cowl-B, SW-A

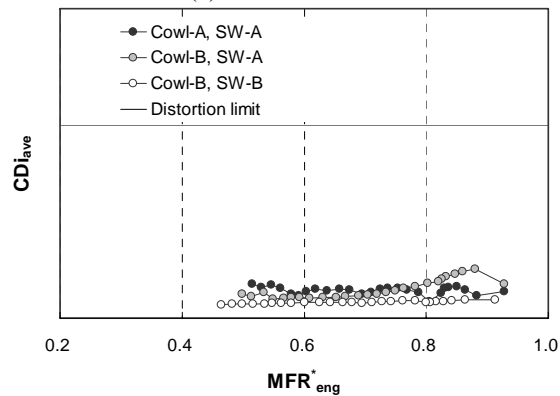


(c) Cowl-B, SW-B

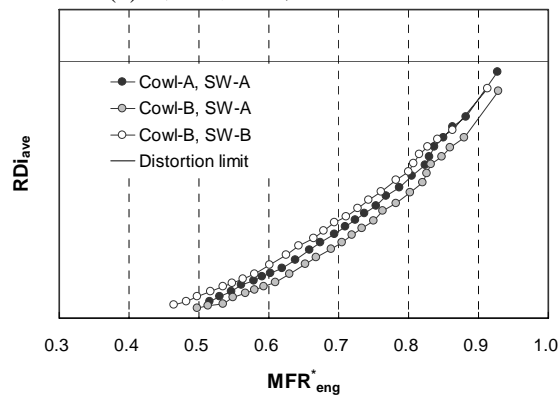
図 6.43 空間ディストーションの時間変動
($M_0 = 0.8, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



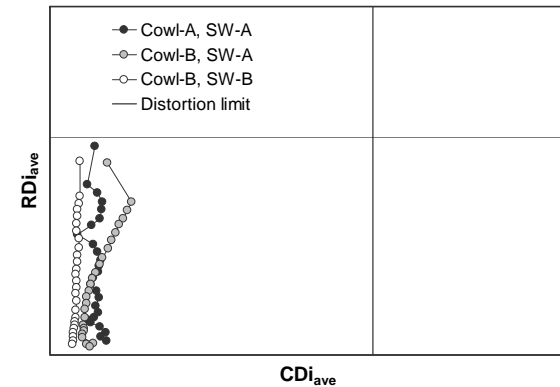
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

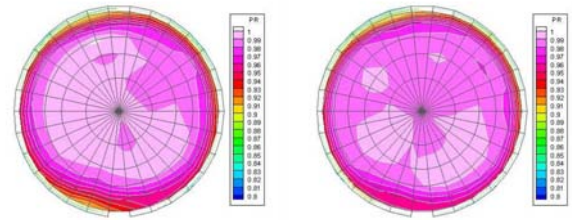


(c) 半径方向ディストーション



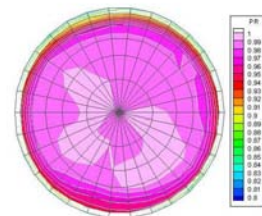
(d) 空間ディストーション

図 6.44 インテークの空力性能 ($M_0 = 0.95, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



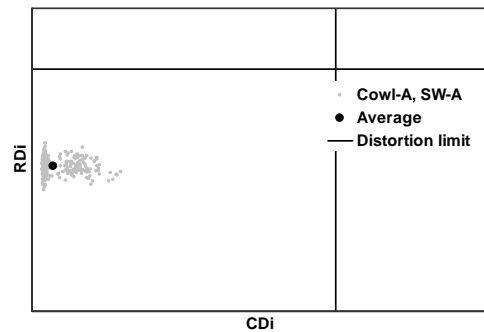
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

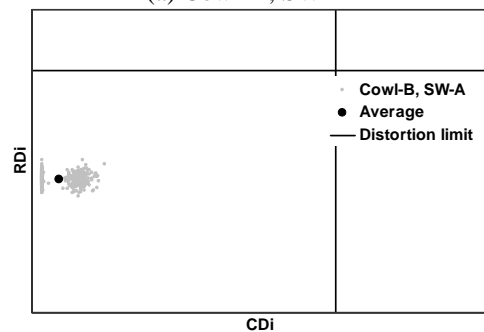


(c) Cowl-B, SW-B

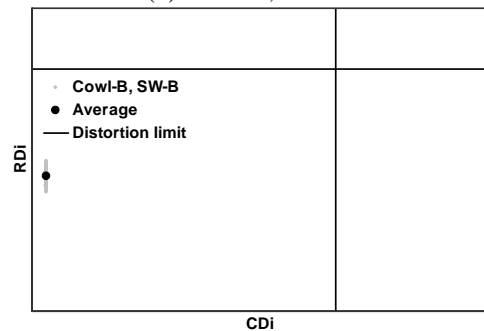
図 6.45 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 0.95, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

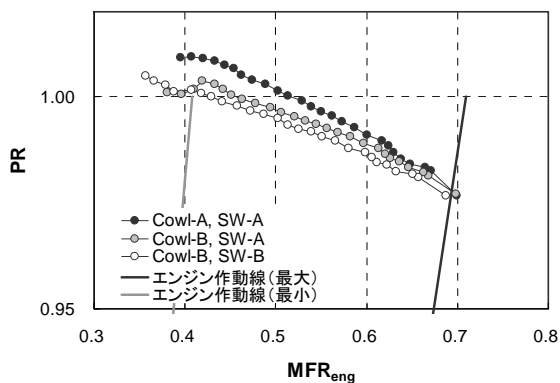


(b) Cowl-B, SW-A

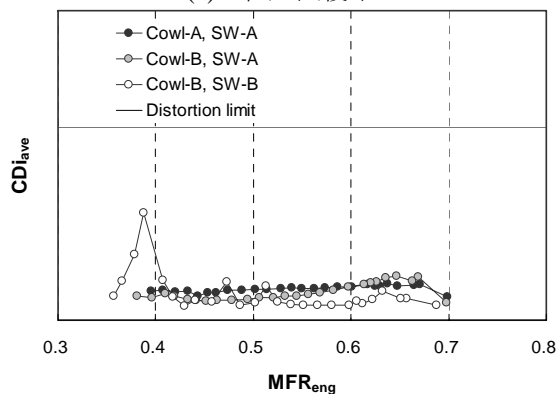


(c) Cowl-B, SW-B

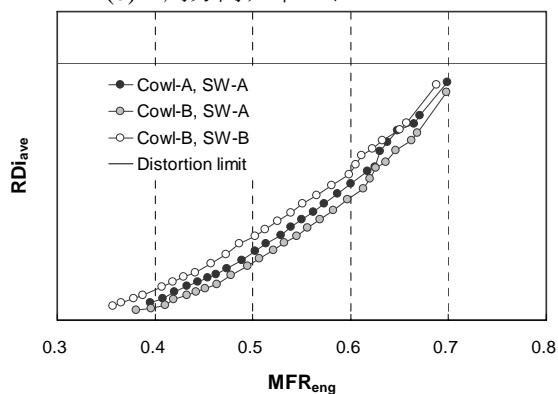
図 6.46 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 0.95, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



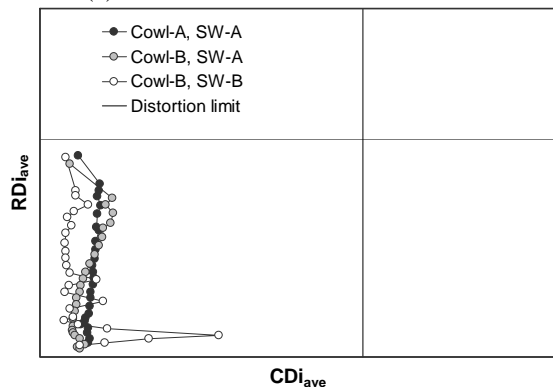
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

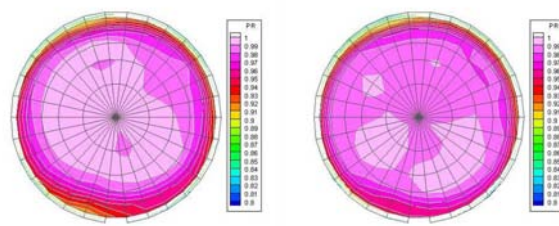


(c) 半径方向ディストーション



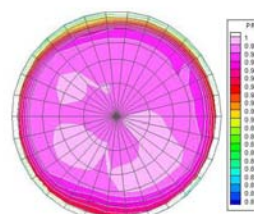
(d) 空間ディストーション

図 6.47 インテークの空力性能 ($M_0 = 1.05, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



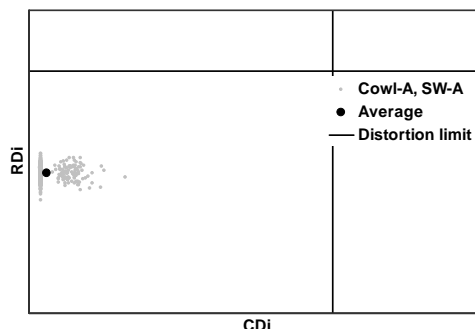
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

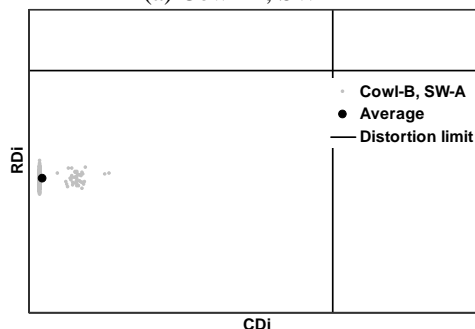


(c) Cowl-B, SW-B

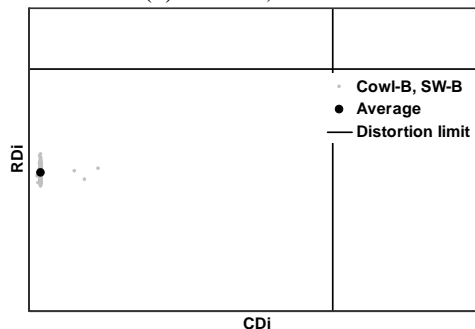
図 6.48 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 1.05, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

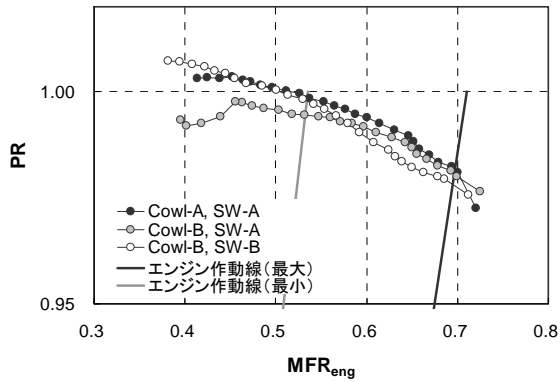


(b) Cowl-B, SW-A

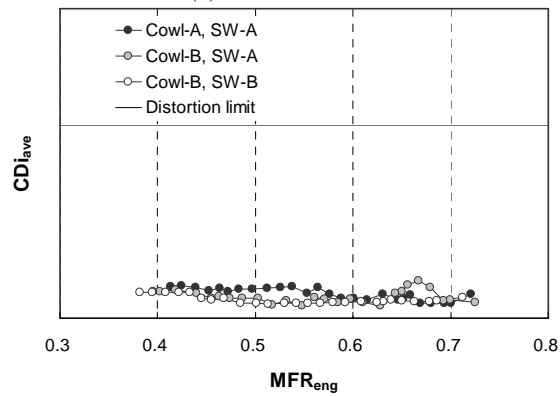


(c) Cowl-B, SW-B

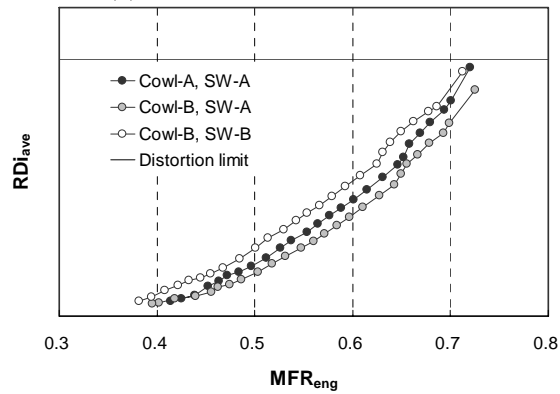
図 6.49 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 1.05, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



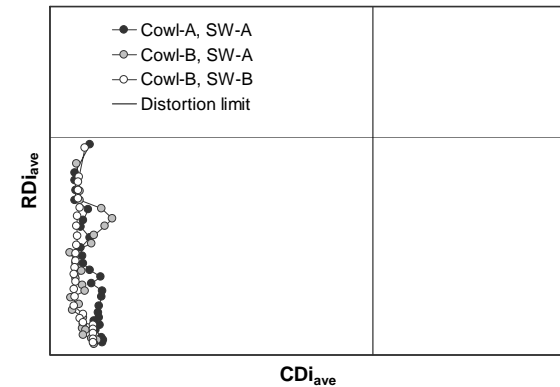
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

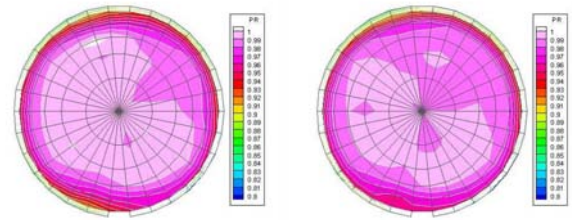


(c) 半径方向ディストーション



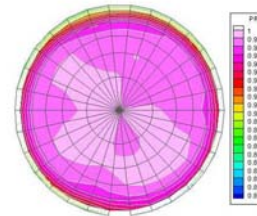
(d) 空間ディストーション

図 6.50 インテークの空力性能 ($M_0 = 1.2, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



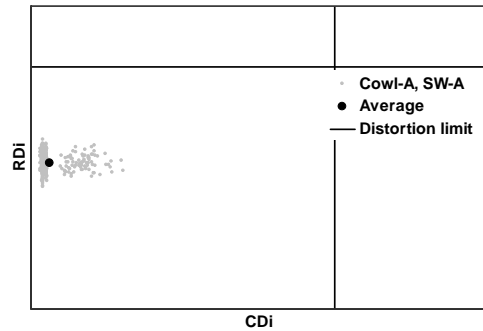
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

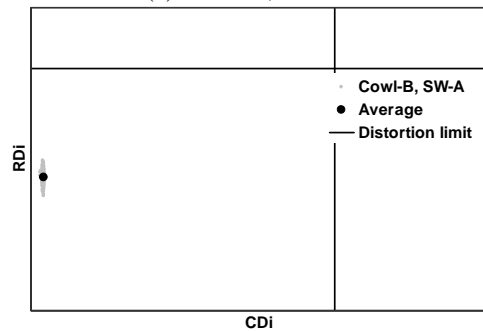


(c) Cowl-B, SW-B

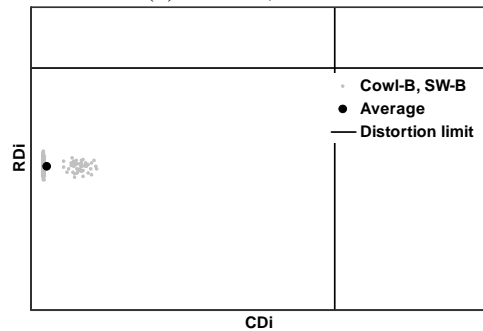
図 6.51 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 1.2, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

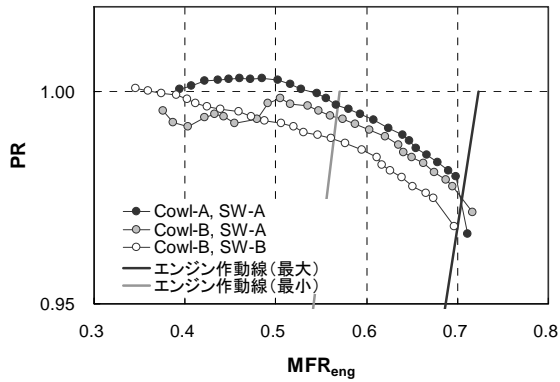


(b) Cowl-B, SW-A

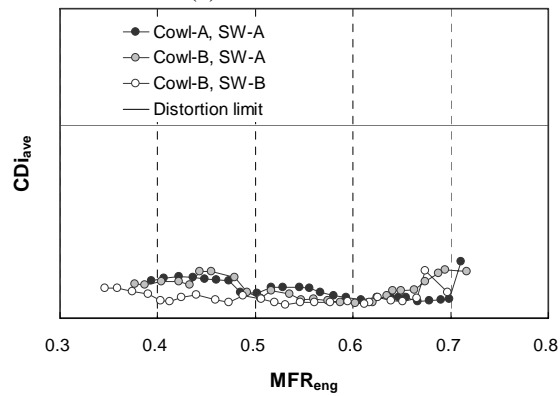


(c) Cowl-B, SW-B

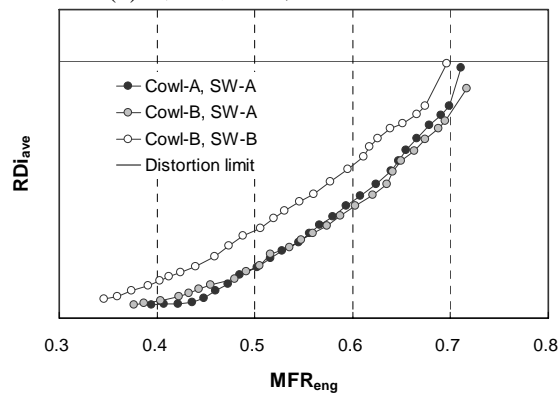
図 6.52 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 1.2, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



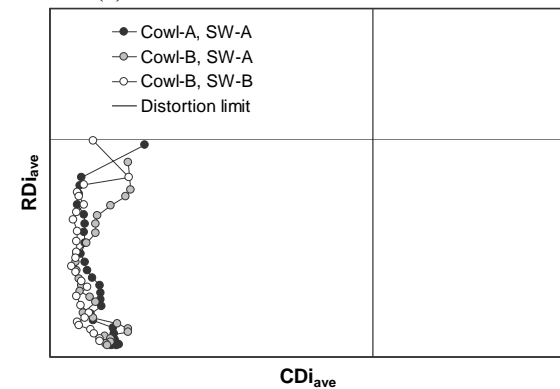
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

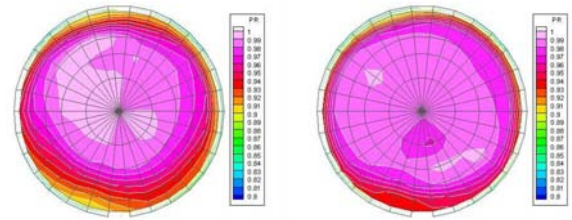


(c) 半径方向ディストーション



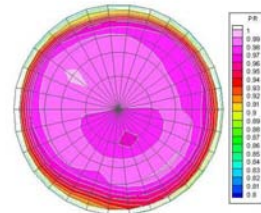
(d) 空間ディストーション

図 6.53 インテークの空力性能 ($M_0 = 1.3, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



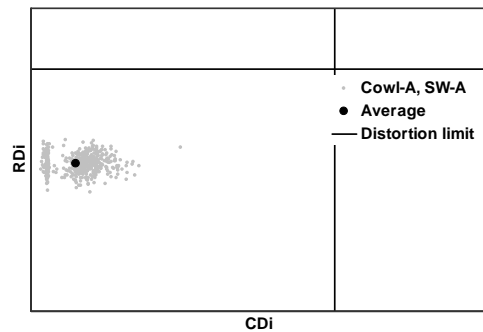
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

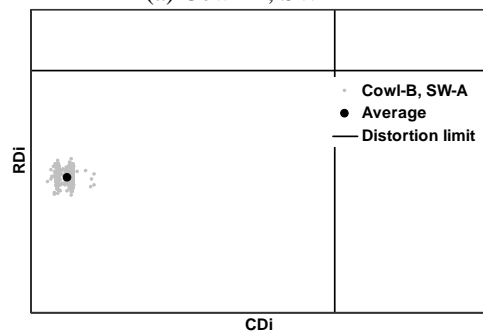


(c) Cowl-B, SW-B

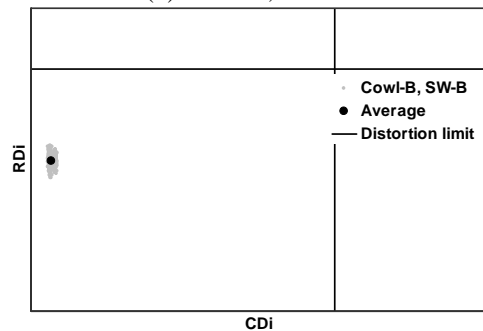
図 6.54 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 1.3, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A

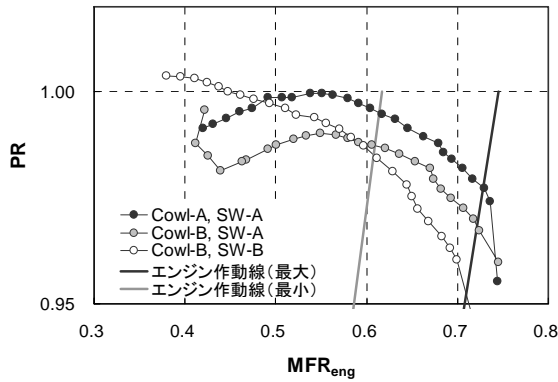


(b) Cowl-B, SW-A

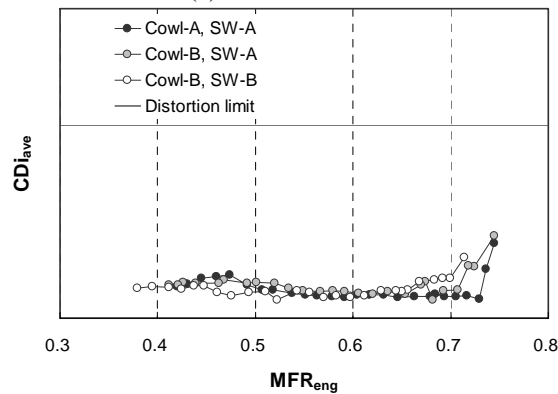


(c) Cowl-B, SW-B

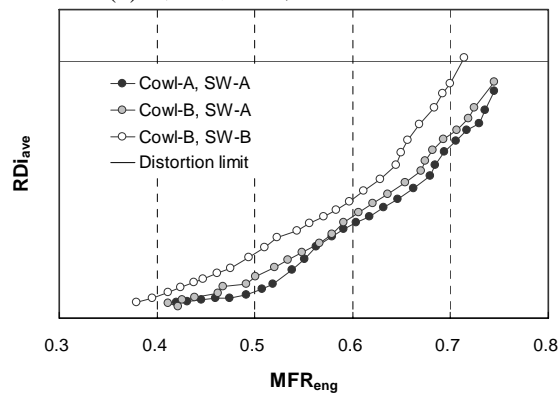
図 6.55 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 1.3, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



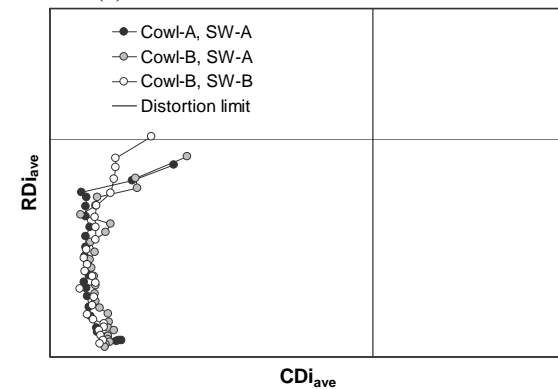
(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション

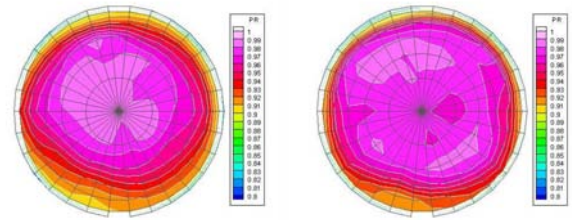


(c) 半径方向ディストーション



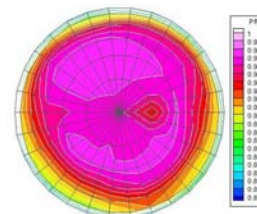
(d) 空間ディストーション

図 6.56 インテークの空力性能 ($M_0 = 1.4, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



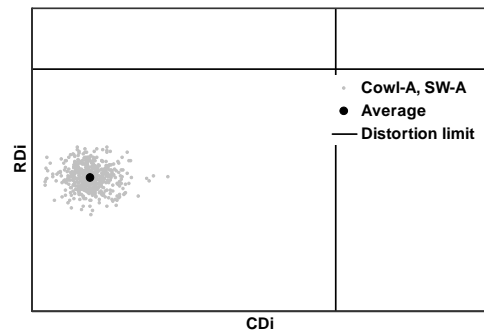
(a) Cowl-A, SW-A

(b) Cowl-B, SW-A

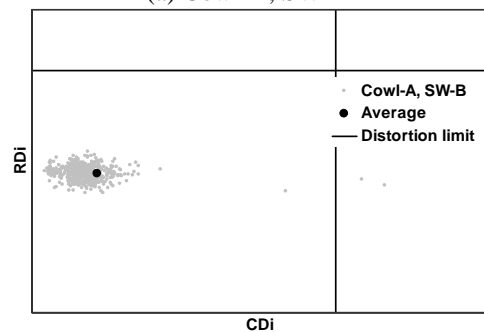


(c) Cowl-B, SW-B

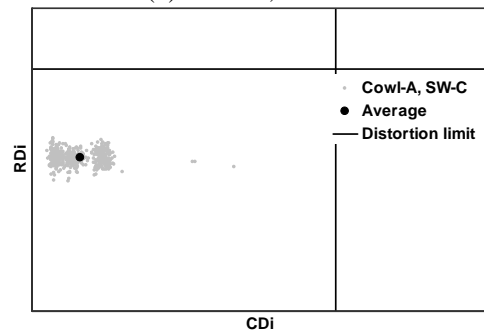
図 6.57 インテーク出口総圧分布 ($M_0 = 1.4, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Cowl-A, SW-A



(b) Cowl-B, SW-A



(c) Cowl-B, SW-B

図 6.58 空間ディストーションの時間変動 ($M_0 = 1.4, \alpha = 0 \text{ deg}, \beta = 0 \text{ deg}$)

7. 抽気システムの設計

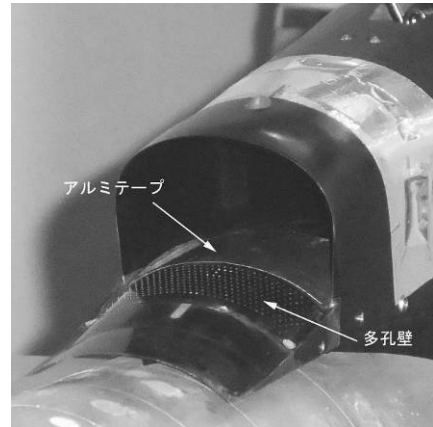
7.1 抽気システムの検討条件

7.1.1 多孔壁の設定

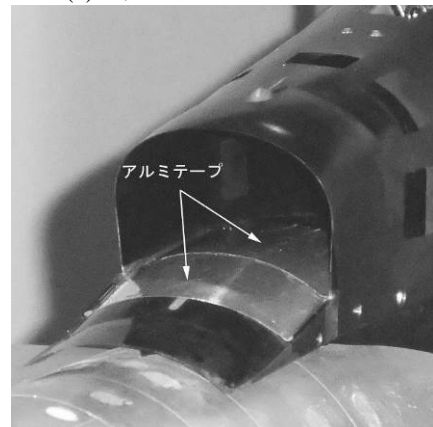
図 7.1 に本研究の風洞試験で用いた 5 種類の抽気プレートのパターン設定を示す。製作した抽気プレートの全てを使用する Uo-Do 形態を基準とし、インテーク入口断面よりも上流側をアルミテープで塞いだ形態を Ux-Do、下流側を塞いだ形態を Uo-Dx、全て塞いだ形態を Ux-Dx とし、上流側と下流側の両方を半分塞いだ形態を Uh-Dh とした。また、CFD 解析では形態 Uh-Dh に相当する領域に多孔抽気を模擬する壁面境界条件を適用した。

7.1.2 抽気流量の設定

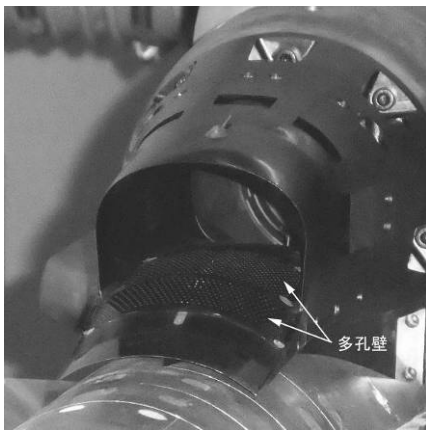
本研究の抽気システムは自然抽気によるものであり、抽気流量はインテーク作動状態、主流静圧および抽気出口面積に依存する。従って抽気流量そのものを検討パラメタにするのは難しいため、実験的にも CFD 解析においても、最も設定が容易な抽気出口面積 A_{bex} を、抽気流量を表すパラメタとして用いた。実験では A_{bex} が異なる抽気出口ブロックを交換することで抽気流量を設定した (図 7.2)。用意した抽気出口ブロックは $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ である全閉用の蓋と、 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$ および 16.8% となるブロックの合計 3 種類である。CFD 解析では多孔抽気を模擬する境界条件モデルの中で A_{bex}/A_c を設定した。



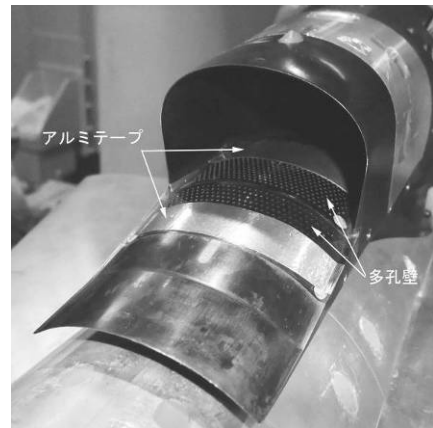
(c) 抽気パターン Uo-Dx



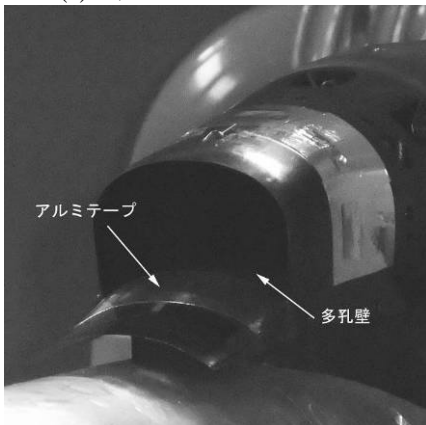
(d) 抽気パターン Ux-Dx



(a) 抽気パターン Uo-Do



(e) 抽気パターン Uh-Dh



(b) 抽気パターン Ux-Do

図 7.1 検討した抽気パターン

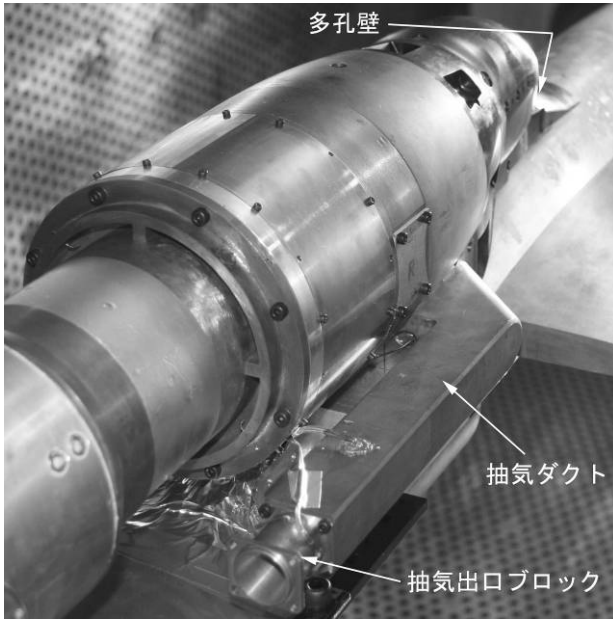


図 7.2 風洞試験模型の抽気システムの概要

7.2 低速域における抽気システムの検討

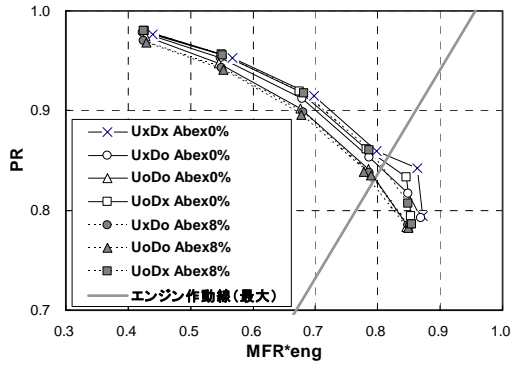
低速域に対しては風洞試験により抽気流量と抽気パターンの影響を調べた。表 7.1 は低速風洞試験における試験条件を示す。図 7.3 は流速 30m/sec, 迎角, 横滑り角は共に 0 度の条件で, 多孔抽気パターンと抽気流量をパラメタとした試験結果を示す。インテーク形状は基本設計ベースライン形状, ダイバータは低い設定とし, 圧力計測は定常計測である。図 7.4 はエンジンの最大作動状態との適合点に最も近い試験条件におけるインテーク出口総圧分布を示す。総圧分布の計測は総圧計測・流量調整装置の回転式総圧レークにより中心角 15 度刻みで行った。まず, 抽気出口面積比 0% の条件において抽気パターンについて比較すると, 多孔壁を完全に塞いだ Ux-Dx のパターンの場合に最も性能が良いことが分かる。これは抽気出口を塞いだ場合, 抽気プレナム内を介した循環, すなわち多孔抽気プレート上に部分的な吸い込み, 噴出しが生じることによる影響であると考えられる。壁面静圧の分布を考慮すれば, 最も広範な抽気領域を有する Uo-Do のパターンにおいて循環は最も強くなると考えられ, 実験結果についても, その場合に最も性能が低くなる事が分かる。次に抽気出口面積比の影響について比較する。抽気出口面積比を 8.4% とした場合, 主流と多孔抽気部の圧力の関係から, 低速域では抽気出口からダクト, 抽気プレナムを介して多孔抽気部からディフューザ内に噴出し (以降, 逆流と呼ぶ) が生じる。そのため, 総圧回復率および空間ディストーションはともに性能が低下するが, 低下の程度については抽気パターンにより異なる。特にインテーク入口断面よりも下流を塞いだ Uo-Dx のパターンでは性能低下はほとんど見られないが, それ以外の Uo-Do, Ux-Do のパターンでは逆流の影響が強く現れていることが分かる。

従って, 低速域では逆流を生じないような抽気出口面積比の設定と, 循環が強くないような抽気パターンの設定が重要な設計の観点になる。

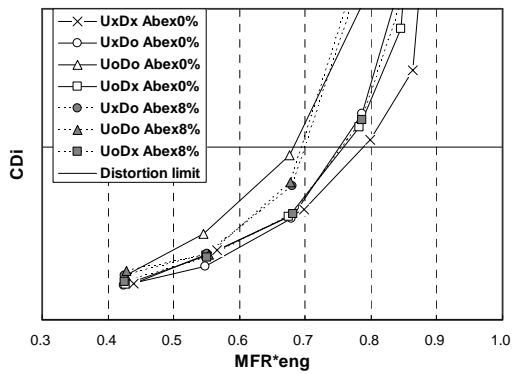
図 7.5~7.7 は図 7.3, 7.4 に示す結果の条件と同一条件に対して非定常総圧レークにより計測した結果を示す。図 7.5 と図 7.3 の結果を比較すると, 非定常総圧レークで計測した場合の方が, 総圧の値が小さくなっていることがわかる。前述のように遷音速風洞試験では温度の影響が問題となったが, 低速風洞ではその影響が小さいと考えられる。しかしながら, 計測した圧力値に違いが生じるのは非定常レークの構造上の問題であると考えられる。すなわち, 非定常レークに設置した非定常センサはむき出しの状態であらうためと考えられる。従って, 遷音速風洞試験の場合と同様に, 非定常総圧レークの計測結果では総圧回復率や空間ディストーションの定量的評価はできない。ただし, 空間ディストーションの時間変動については, 試験条件に対する比較評価は可能である。図 7.7 より空間ディストーションは多孔抽気領域が大きく, その結果として循環が強いほど時間変動が大きいことが分かる。特に Uo-Do のパターンでは空間ディストーションは時間的に大きく変動し, エンジンの運用制限を大きく越えているが, Ux-Dx のパターンではエンジンの運用範囲にほぼ収まっていることが分かる。このように抽気パターンの設定はエンジンの運用範囲に大きく影響するため, 設定に十分な注意を払う必要がある。

表 7.1 低速風洞試験の試験条件

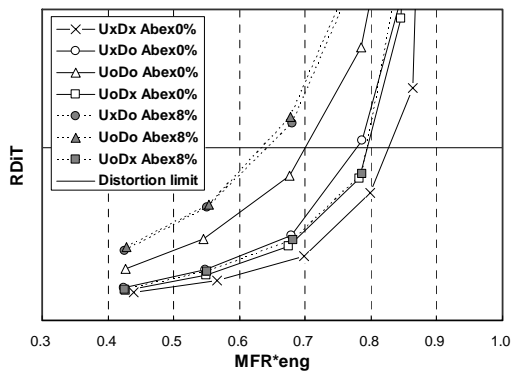
| 圧力計測 | Cowl config. | Sidewall config. | Diverter | Bleed wail | Bleed A_{blew}/A_c [%] | Uo [m/sec] | α [deg] | β [deg] | |
|-------|--------------|------------------|----------|------------|--------------------------|------------|----------------|---------------|-----|
| 定常 | Baseline | Baseline | Low | Uo-Do | 0.0 | 30.0 | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | 8.4 | | 15.0 | | |
| | | | | Ux-Do | 0.0 | | 0.0 | | |
| | | | | | 8.4 | | 15.0 | | |
| | | | | Uo-Dx | 0.0 | | 0.0 | | |
| | | | | | 8.4 | | 15.0 | | |
| | | | High | Uo-Do | 0.0 | 30.0 | 0.0 | | 0.0 |
| | | | | | | | Ux-Do | | 0.0 |
| | | | | Uo-Dx | | | 0.0 | | 0.0 |
| | | | | Ux-Dx | | | 0.0 | | 0.0 |
| | | | | Uh-Dh | | | 0.0 | | 0.0 |
| | | | | Uo-Dh | | | 0.0 | | 0.0 |
| 非定常 | Baseline | Baseline | High | Uo-Do | 0.0 | 30.0 | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | | | Ux-Do | 0.0 | 0.0 |
| | | | | | | | Ux-Dx | 0.0 | 0.0 |
| | | | | Uo-Do | | | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | | | 15.0 | 10.0 | |
| | | | | | | | 15.0 | 10.0 | |
| | | | | | | | 0.0 | 10.0 | |
| | | | | | | | 0.0 | 10.0 | |
| | | | | | | | 0.0 | 10.0 | |
| | | | | Ux-Do | | | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | | | 15.0 | 10.0 | |
| | | | | | | | 15.0 | 10.0 | |
| 0.0 | 10.0 | | | | | | | | |
| 0.0 | 10.0 | | | | | | | | |
| 0.0 | 10.0 | | | | | | | | |
| Uo-Dx | 0.0 | 0.0 | | | | | | | |
| | 15.0 | 10.0 | | | | | | | |
| | 15.0 | 10.0 | | | | | | | |
| | 0.0 | 10.0 | | | | | | | |
| | 0.0 | 10.0 | | | | | | | |
| | 0.0 | 10.0 | | | | | | | |



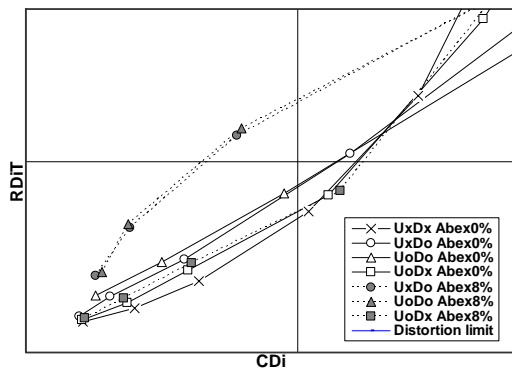
(a) 総圧分布



(b) 周方向ディストーション

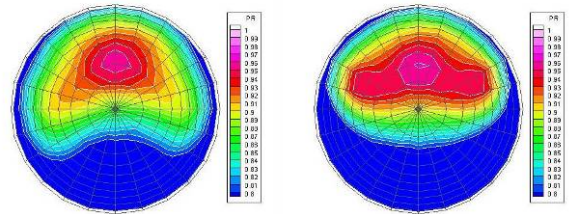


(c) 半径方向ディストーション

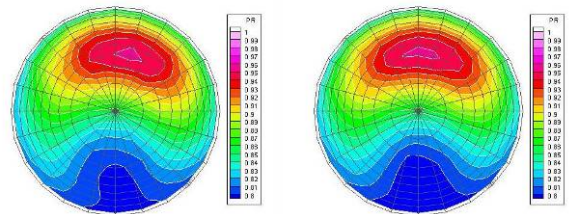


(d) 空間ディストーション

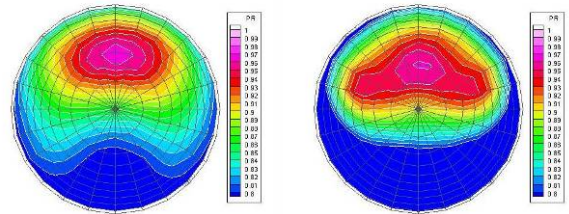
図 7.3 インテークの空力性能
(定常計測, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



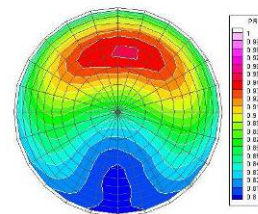
(a) Uo-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ (b) Uo-Do, $A_{bex}/A_c = 8.4\%$



(c) Uo-Dx, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ (d) Uo-Dx, $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

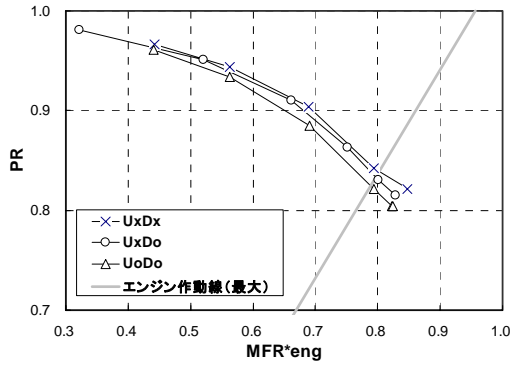


(e) Ux-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ (f) Ux-Do, $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

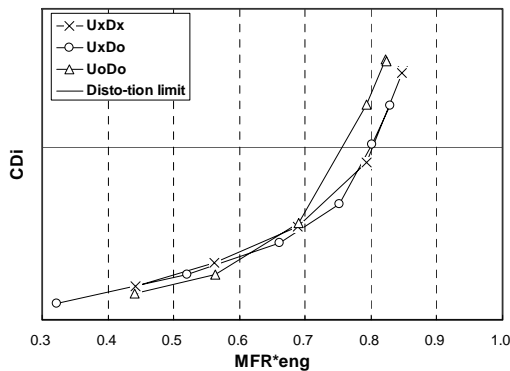


(g) Ux-Dx, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

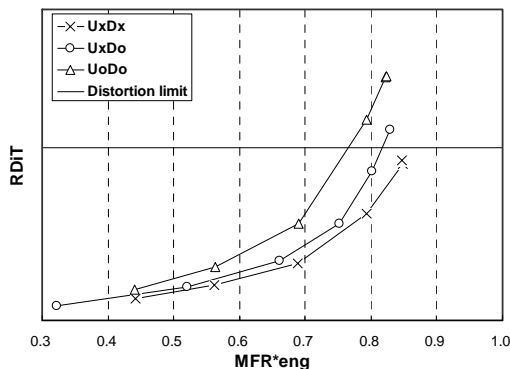
図 7.4 インテーク出口総圧分布
($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



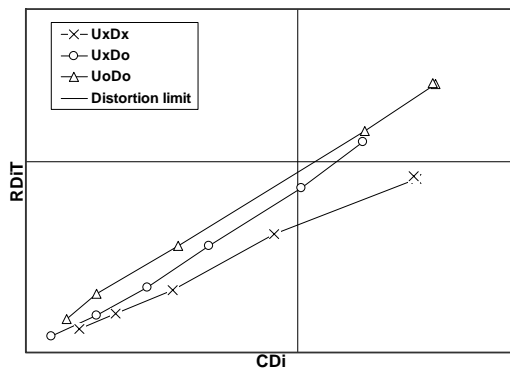
(a) 総圧分布



(b) 周方向ディストーション

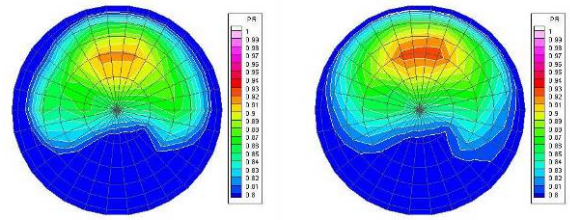


(c) 半径方向ディストーション

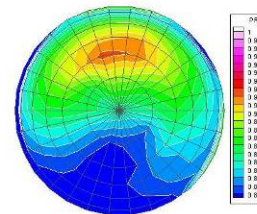


(d) 空間ディストーション

図 7.5 インテークの空力性能 (非定常計測, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

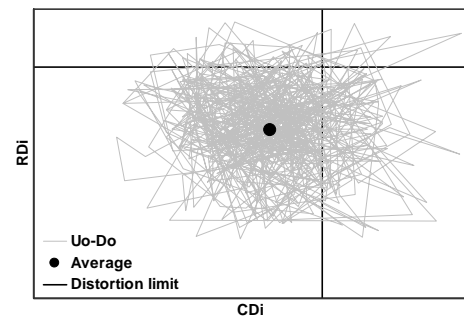


(a) Uo-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ (b) Ux-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

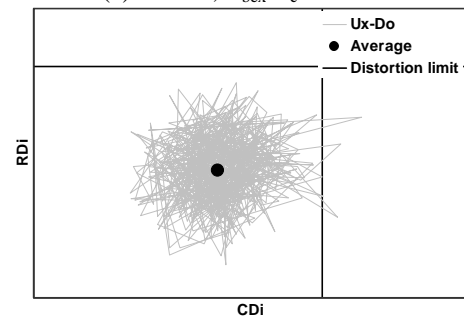


(c) Ux-Dx, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

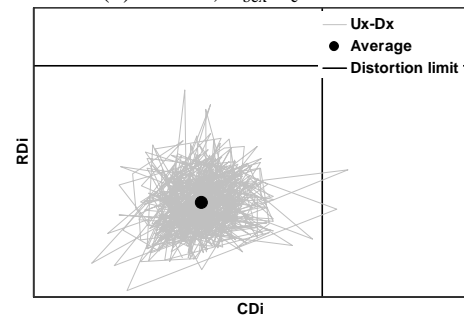
図 7.6 インテーク出口総圧分布 ($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



(a) Uo-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



(b) Ux-Do, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



(c) Ux-Dx, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

図 7.7 空間ディストーションの時間変動 ($U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

7.3 遷音速域における抽気システムの検討

遷音速域では風洞試験および CFD により抽気システムの検討を行った。表 7.2 遷音速風洞試験における抽気システム検討に関する試験条件を示す。図 7.8~7.14 に主流マッハ 0.6~1.4 における試験結果を示す。遷音速域では多孔抽気部の壁面静圧と主流静圧の関係から逆流を生じることではなく、抽気を行わない場合 ($A_{bex}/A_c = 0.0\%$) は、抽気を行った場合 ($A_{bex}/A_c = 8.4\%$) に比べて性能は低下する。低下の程度は主流マッハ数が高いほど大きい。逆に抽気を行うことで、主流マッハ数に関わらず性能を高く維持することができる。エンジンの運用に密接に関わる空間ディストーションについて、抽気を行わない場合には、マッハ数が高い領域で時間変動が非常に大きくなり、その結果、運用制限を超える場合がある。従って、エンジンの運用を保証するためにはある程度の抽気が必須であることが分かる。

CFD 解析では基本設計ベースライン形状に対してカウル先端断面形状を 0309 に変更したインテーク形状を対象にし、主流マッハ数 1.2 の場合について解析を行った。抽気出口面積比は $A_{bex}/A_c = 0.0\%$, 2.1%, 4.2%, 8.4%, 16.8% の 5 種類を設定した。図 7.15 は総圧回復率の変化を示す。図 7.16 はエンジンの最大運転時に対する適合点に最も近い状態に対するマッハ数分布とインテーク出口総圧分布を示す。

CFD 解析では $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ の場合、多孔壁がないものとして計算しているため、実験のように循環の影響が排除されている。従って、 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ の場合の計算結果は実験に比べると総圧回復率が高くなるものと考えられる。抽気出口面積比の影響を比較すると、 A_{bex}/A_c が 0.0~4.2% にかけて流れ場が改善され、ランプ側に見られる総圧の低い領域はなくなることが分かる。一方、抽気出口面積比を 4.2% 以上に増やしても流れ場の状態は変化していない。これより、抽気流量の設定として、流れ場の改善を目的とすれば、最低限 4.2% の抽気出口面積比を設定すれば良いといえる。図 7.17 はインテーク外部抵抗を算出した結果を示す。エンジンの作動状態が同じで抽気流量を変えた場合のインテーク外部抵抗の変化を考える。エンジン作動状態が等しければ、図 5.4 より $A_0 - A_{0bl}$ は変化しない。抽気流量 A_{0bl} が増加すれば A_0 が増加するため、結果としてスピレージ流量 $A_{0max} - A_0$ が減少する。つまり、抽気流量が増加した分、スピレージ流量が減少し、その変化分は等しい。流量が等しい場合、スピレージが亜音速で流出するのに対し、抽気は音速で流出することになるため、抽気の方が運動量は低下しない。従って抵抗は抽気抵抗の方が小さくなる。図 7.17 の結果において基本設計ベースライン形状よりも抵抗が大きいのはカウル先端形状が 0309 に変更されているためで、これは 6.1 節で述べた通りであるが、抽気流量を多く設定するとインテーク外部抵抗は小さくなることが分かる。このように、抽気はインテーク内部の流れ場を改善

するだけでなく、外部抵抗低減に対しても有効な手段であることがわかる。

表 7.2 遷音速風洞試験の試験条件

| 圧力計測 | Cowl config. | Sidewall config. | Diverter | Bleed wail | Bleed A_{bex}/A_c [%] | M_0 | α [deg] | β [deg] |
|-------------|--------------|------------------|----------|------------|-------------------------|-------|----------------|---------------|
| 非 定 常 | B | A | High | Uo-Do | 0.0 | 0.60 | 0.0 | 0.0 |
| | | | | | | 0.80 | | |
| | | | | | | 0.95 | | |
| | | | | | | 1.05 | | |
| | | | | | | 1.20 | | |
| | | | | | | 1.30 | | |
| | | | | | | 1.40 | | |
| | | | | | 8.4 | 0.60 | | |
| | | | | | | 0.80 | | |
| | | | | | | 0.95 | | |
| | | | | | | 1.05 | | |
| | | | | | | 1.20 | | |
| | | | | | | 1.30 | | |
| | | | | | | 1.40 | | |

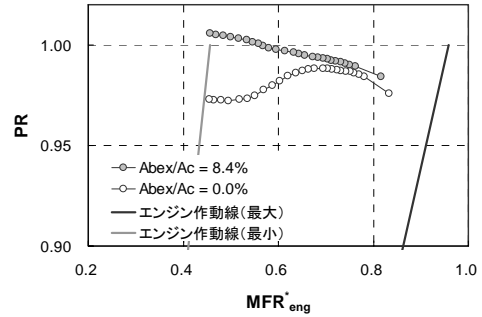
7.4 超音速域における抽気システムの検討

超音速域では風洞試験および CFD により抽気システムの検討を行った。表 7.3 に超音速風洞試験における抽気システム検討に関する試験条件を示す。

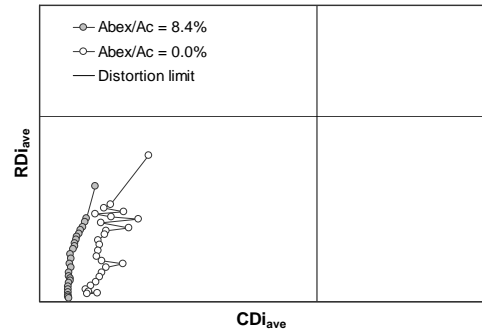
図 7.18 はマッハ 1.5, $A_{bex}/A_c = 8.4\%$ における抽気パターンの比較を示す。総圧分布はエンジンとの作動適合点に最も近い条件に対する結果である。これより、抽気パターンによる違いはほとんど見られない。一方マッハ 1.5, $A_{bex}/A_c = 0.0\%$ の場合 (図 7.19) には抽気パターンによる影響が現れ、多孔抽気部における循環が生じない U_x-D_x のパターンで最も性能が良く、最も循環が強くなると考えられる $Uo-Do$ のパターンで性能が低い。 U_x-Do のパターンに対して抽気流量を変更した場合 (図 7.20), $A_{bex}/A_c = 8.4\%$ と 16.8% の条件に対する結果の違いはほとんど見られない。すなわち、流れ場を改善するためには $A_{bex}/A_c = 8.4\%$ の設定で十分であるといえる。図 7.21~7.23 にマッハ 1.6 の条件に対する結果を示す。マッハ 1.5 の場合と同様な結果が得られている。ただし、エンジンの最大運転時に対する作動適合点において、マッハ 1.6 の場合のみカウル側に圧力の低い領域が生じることが分かる。これは、第 2 ランプから発生する斜め衝撃波と最終衝撃波が干渉することにより生じるせん断層が亜音速ディフューザ内に流入するためである (図 7.24)。このようなせん断層が亜音速ディフューザに流入すると、せん断層が強い場合には Ferri 型のバズが発生することがあるが⁽¹⁾、本研究の検討範囲内ではせん断層流入によるバズの発生は確認されていない。また、Dailey 型のバズ⁽¹⁶⁾については低流量時に発生することがあることを確認したが、本検討においては、エンジンの作動域から大きく離れているため、大きな問題にはならない。非定常計測の結果 (図 7.25) から、抽気流量を多くするにつれて半径方向のディストーションの時間変動が収まる傾向にあるが、周方向ディストーションの時間変動量はあまり変化しないことがわかる。周方向ディストーションについては、この作動状態においてせん断層が流入しているため、周方向の総圧パターン

の変化が生じやすいためであると考えられる。

CFD 解析では遷音速域（マッハ 1.2）の場合と同様の解析を行った。図 7.26～7.28 に CFD 解析の結果を示す。マッハ 1.2 の場合と同様に、流れ場の改善を目的とすれば、最低限 4.2% の抽気出口面積比を設定すれば良いことがわかる。一方、インテークの外部抵抗については、マッハ 1.2 の場合には抽気出口面積比が大きいほど抵抗は低下するが、マッハ 1.6 の場合では $A_{bex}/A_c = 8.4\%$ の場合よりも $A_{bex}/A_c = 16.8\%$ の場合の方が、抵抗が大きくなる場合がある。これは、抽気システムの圧力差は一般にマッハ数が高いほど大きいため、多孔抽気部で流れがチョークする可能性が高くなる。この場合、抽気プレナム内部の総圧が低くなるため、式 (5.21) より明らかのように抽気抵抗は大きくなる。従って、インテーク抵抗低減と流れ場改善の観点から、抽気出口面積比は 8% 程度に設定することが最も効果的であるといえる。



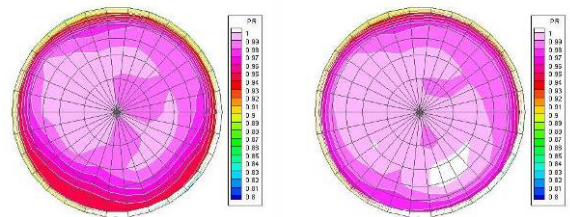
(a) 総圧回復率



(b) 空間ディストーション

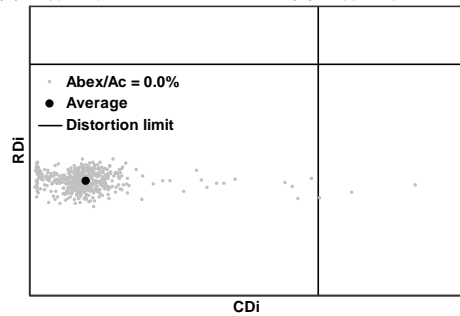
表 7.3 超音速風洞試験の試験条件

| 圧力計測 | Cowl config. | Sidewall config. | Diverter | Bleed wall | Bleed A_{bex}/A_c [%] | M_0 | α [deg] | β [deg] |
|-------|--------------|------------------|----------|------------|-------------------------|-------|----------------|---------------|
| 定常 | Baseline | Baseline | Low | Uo-Do | 0.0 | 1.5 | 0.0 | 0.0 |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | | 8.4 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | Ux-Do | 0.0 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | | 8.4 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | Ux-Dx | 0.0 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | 16.8 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| Uh-Dh | 8.4 | 1.5 | | | | | | |
| | | 1.6 | | | | | | |
| | | 1.7 | | | | | | |
| | 0.0 | 1.5 | | | | | | |
| | | 1.6 | | | | | | |
| | | 1.7 | | | | | | |
| 非常 | Baseline | Baseline | Low | Uo-Do | 0.0 | 1.5 | 0.0 | 0.0 |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | | 8.4 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | 16.8 | 1.5 | | | |
| | | | | | 1.6 | | | |
| | | | | | 1.7 | | | |
| | | | | Ux-Do | 0.0 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | | 8.4 | 1.5 | | |
| | | | | | | 1.6 | | |
| | | | | | | 1.7 | | |
| | | | | Ux-Dx | 0.0 | 1.5 | | |
| 1.6 | | | | | | | | |
| 16.8 | 1.5 | | | | | | | |
| | 1.6 | | | | | | | |
| Uh-Dh | 8.4 | 1.5 | | | | | | |
| | | 1.6 | | | | | | |
| | | 1.7 | | | | | | |
| | 0.0 | 1.5 | | | | | | |
| | | 1.6 | | | | | | |
| | | 1.7 | | | | | | |

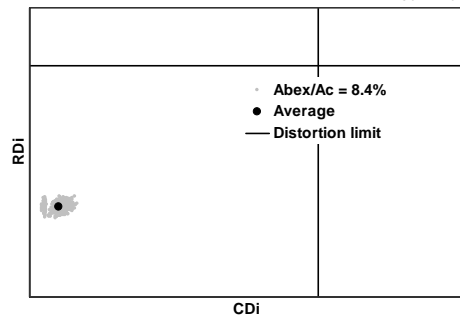


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

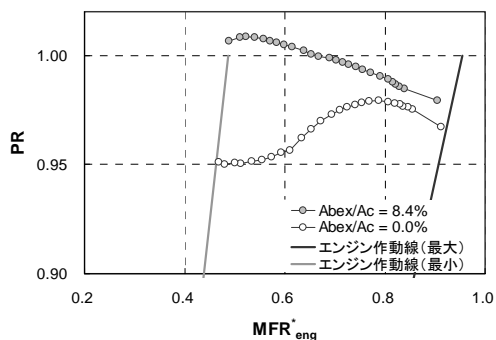


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

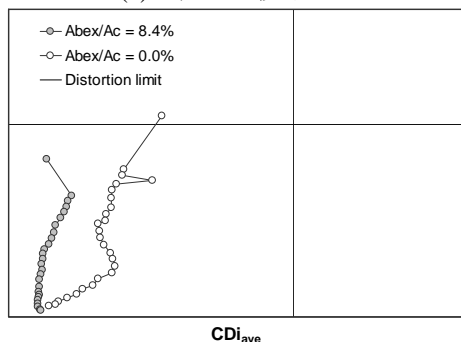


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

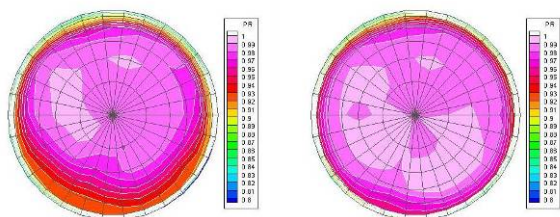
図 7.8 風洞試験結果（非定常計測, $M_0 = 0.6$ ）



(a) 総圧回復率

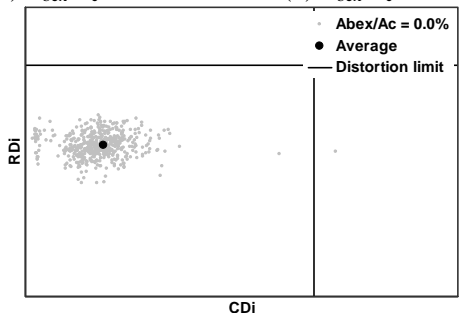


(b) 空間ディストーション

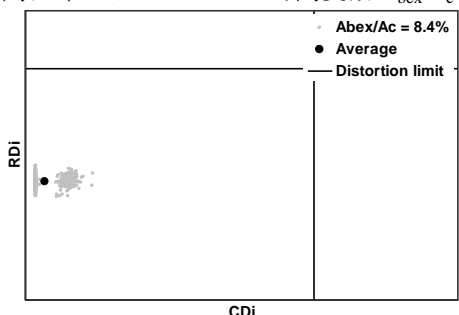


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

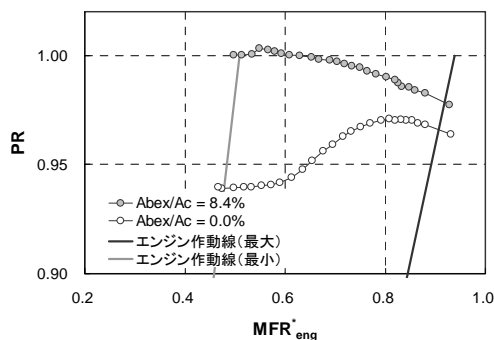


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

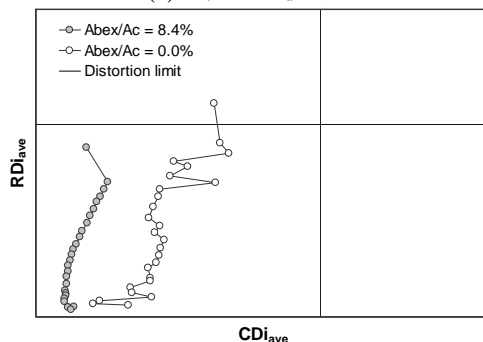


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

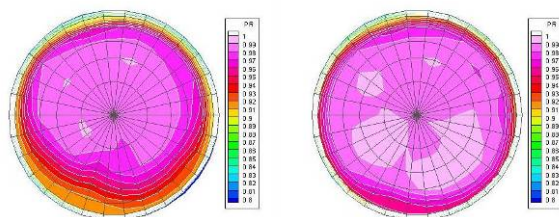
図 7.9 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 0.8$)



(a) 総圧回復率

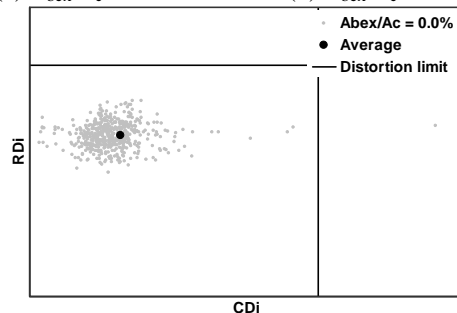


(b) 空間ディストーション

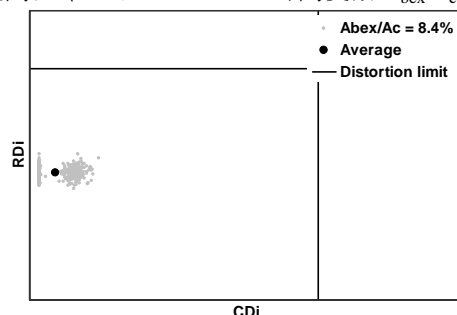


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

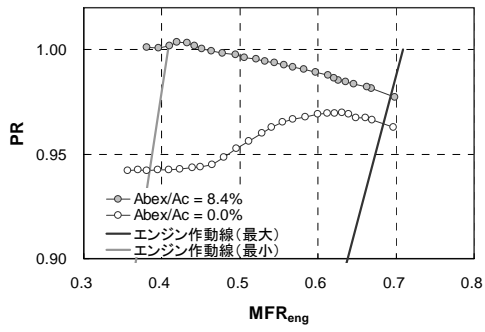


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

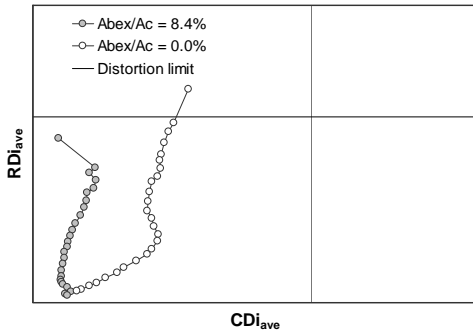


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

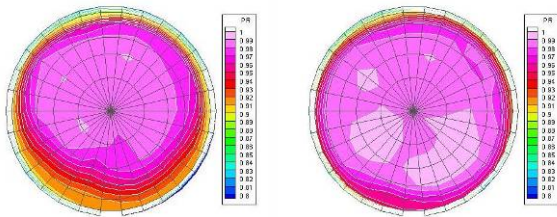
図 7.10 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 0.95$)



(a) 総圧回復率

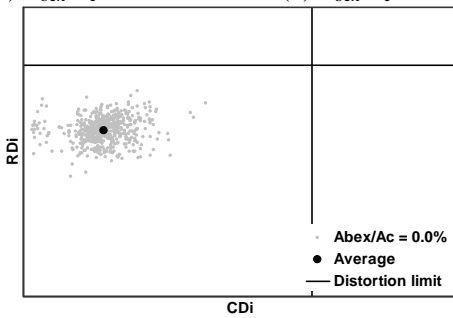


(b) 空間ディストーション

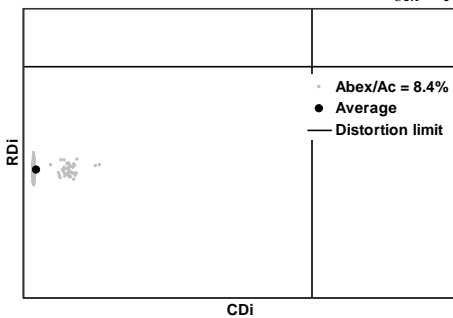


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

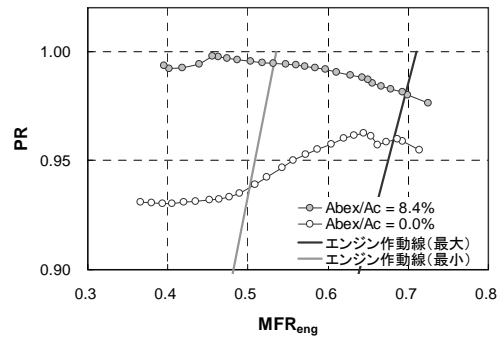


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

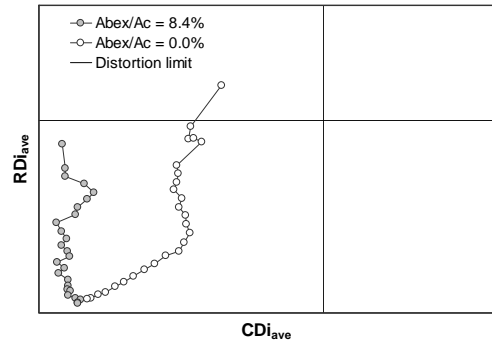


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

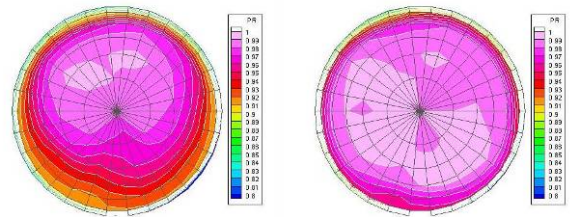
図 7.11 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 1.05$)



(a) 総圧回復率

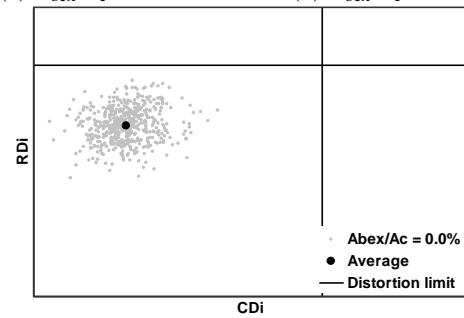


(b) 空間ディストーション

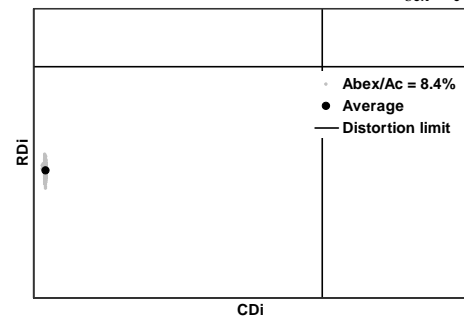


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

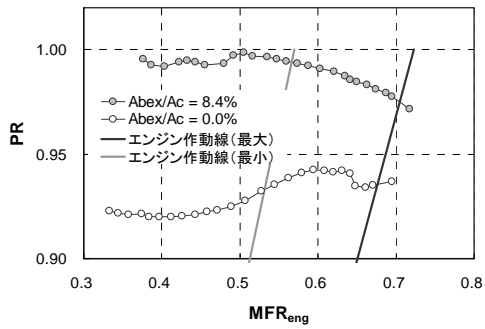


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

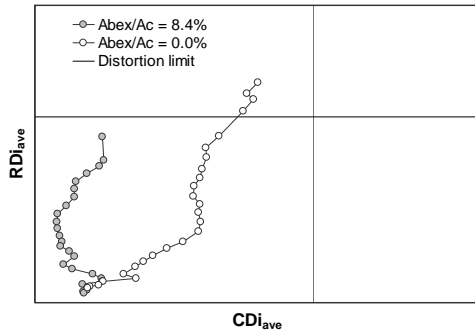


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

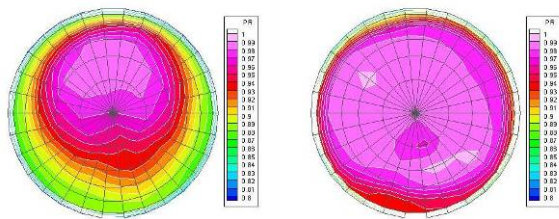
図 7.12 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 1.2$)



(a) 総圧回復率

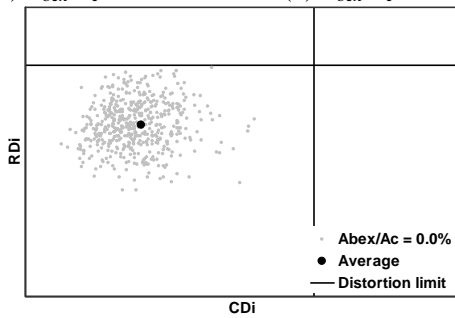


(b) 空間ディストーション

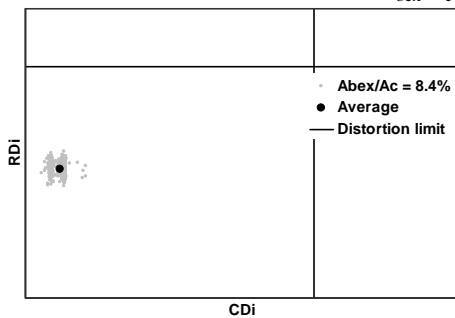


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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

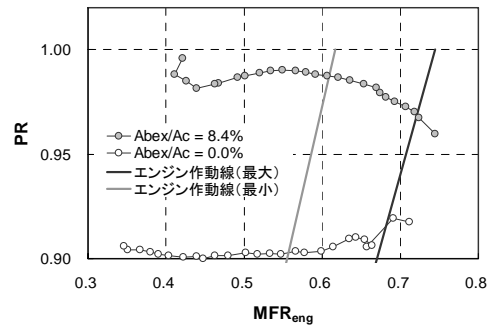


(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

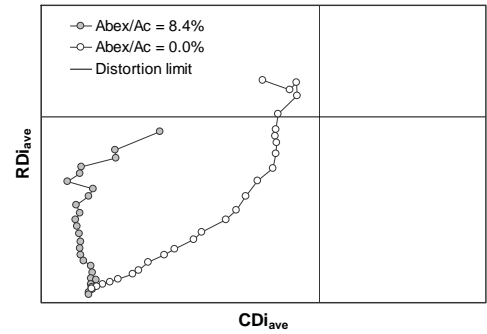


(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

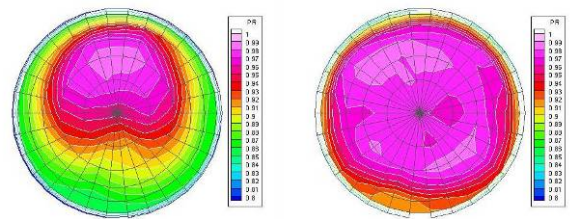
図 7.13 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 1.3$)



(a) 総圧回復率

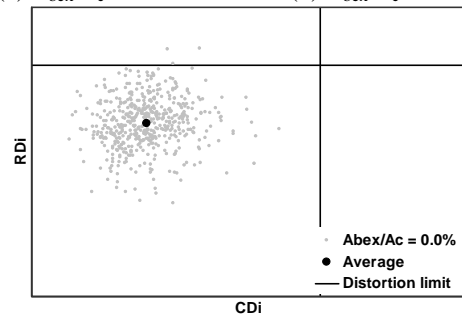


(b) 空間ディストーション

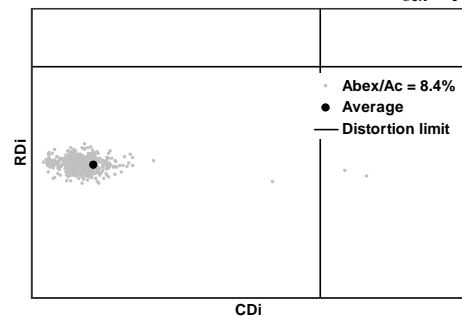


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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



(e) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



(f) 空間ディストーションの時間変動 $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

図 7.14 風洞試験結果 (非定常計測, $M_0 = 1.4$)

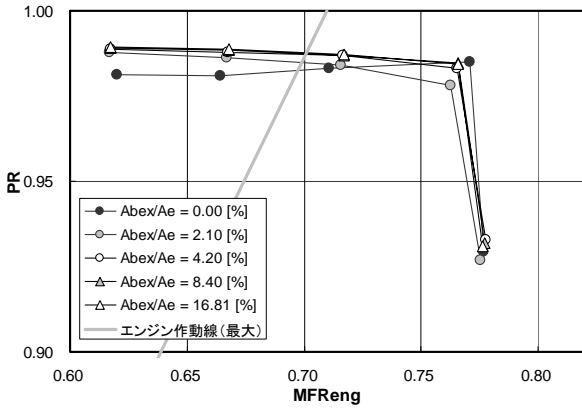
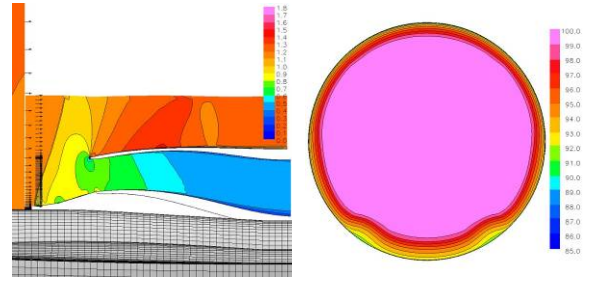
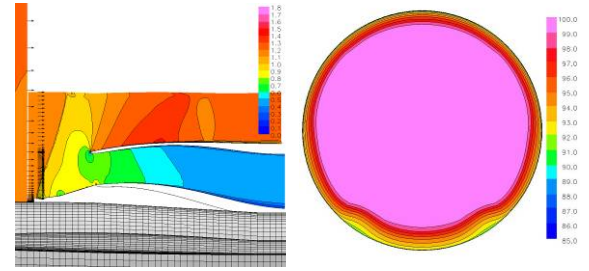


図 7.15 総圧回復率 (CFD 解析, $M_0 = 1.2$)

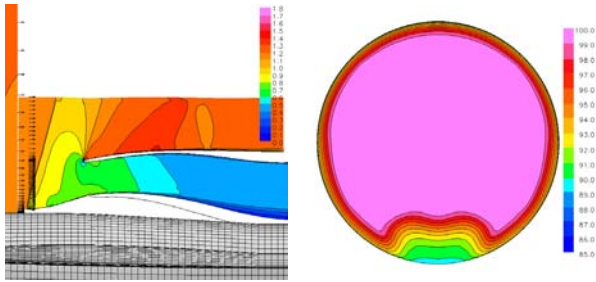


(d) $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

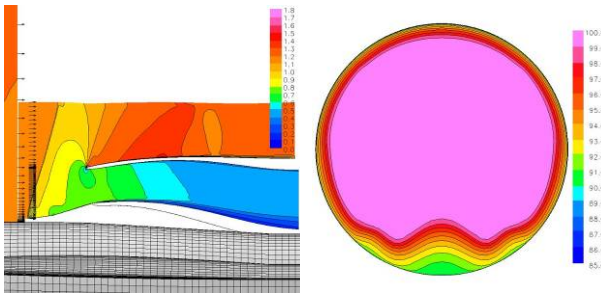


(e) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$

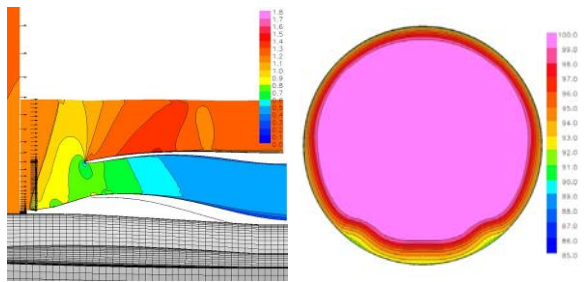
図 7.16 流れ場の可視化結果 (CFD, $M_0 = 1.2$)



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



(b) $A_{bex}/A_c = 2.1\%$



(c) $A_{bex}/A_c = 4.2\%$

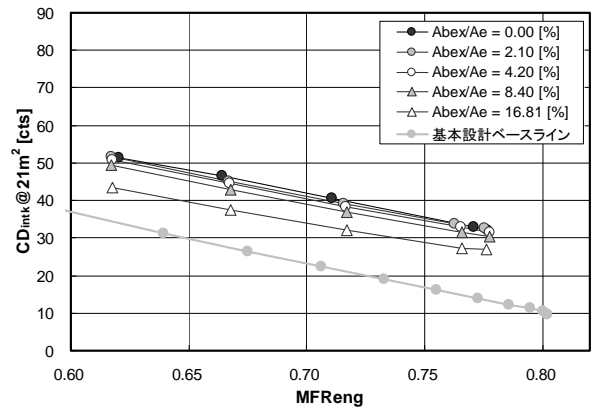
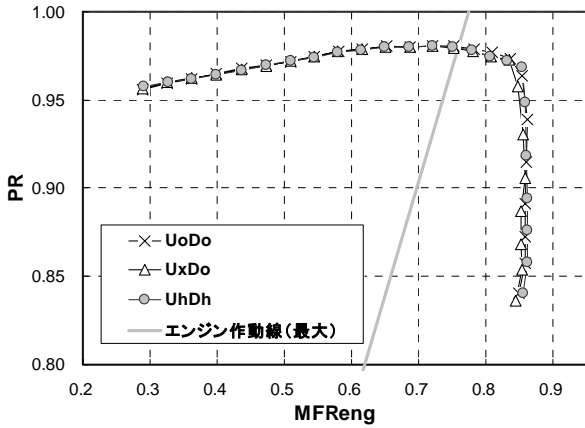
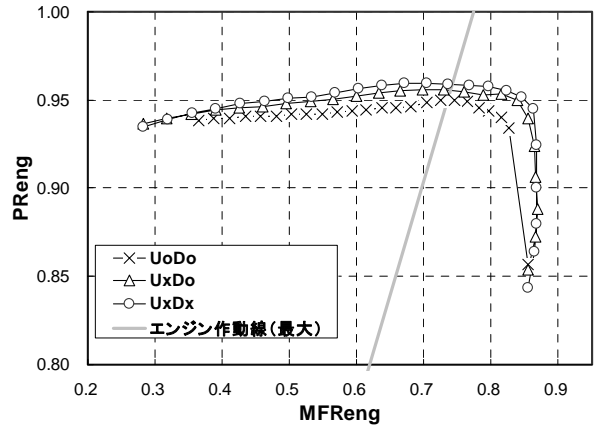


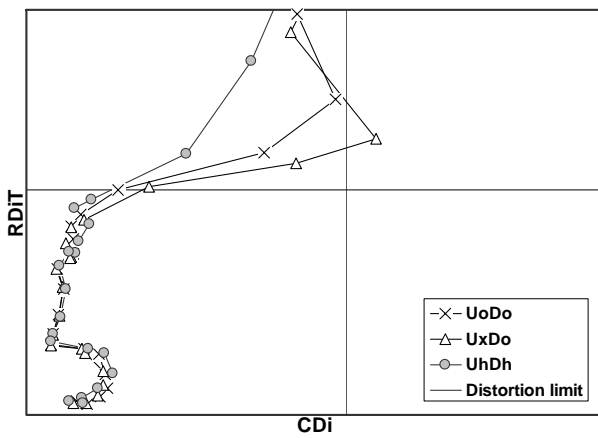
図 7.17 インテーク外部抵抗 (CFD, $M_0 = 1.2$)



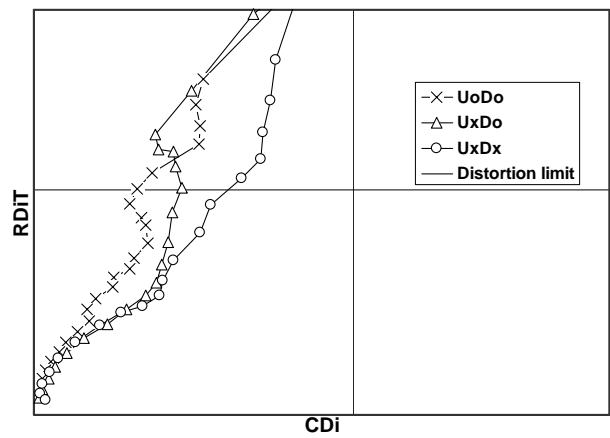
(a) 総圧回復率



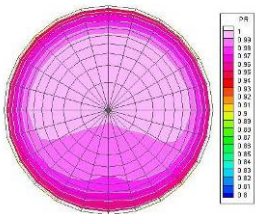
(a) 総圧回復率



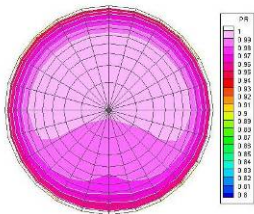
(b) 空間ディストーション



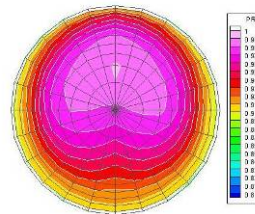
(b) 空間ディストーション



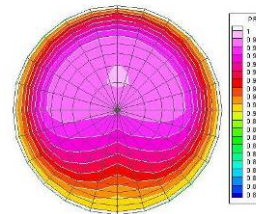
(c) Uo-Do



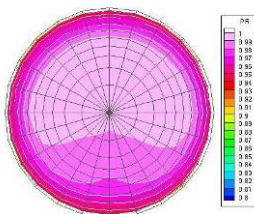
(d) Ux-Do



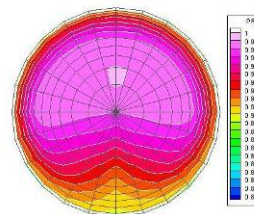
(c) Uo-Do



(d) Ux-Do



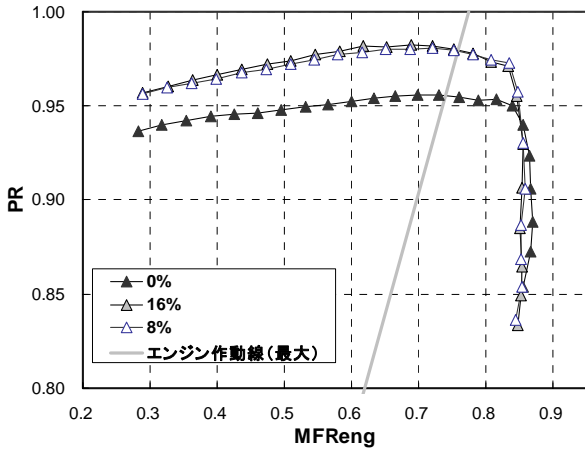
(e) Uh-Dh



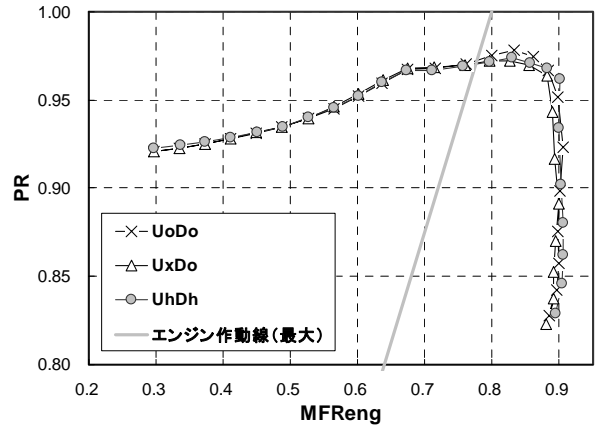
(e) Uh-Dh

図 7.18 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.5, A_{\text{bex}}/A_c = 8.4\%$)

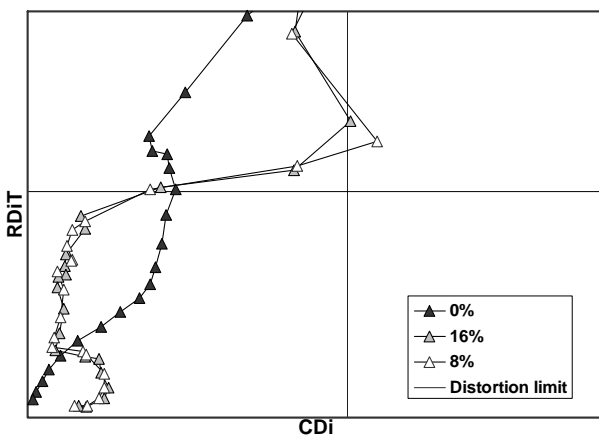
図 7.19 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.5, A_{\text{bex}}/A_c = 0.0\%$)



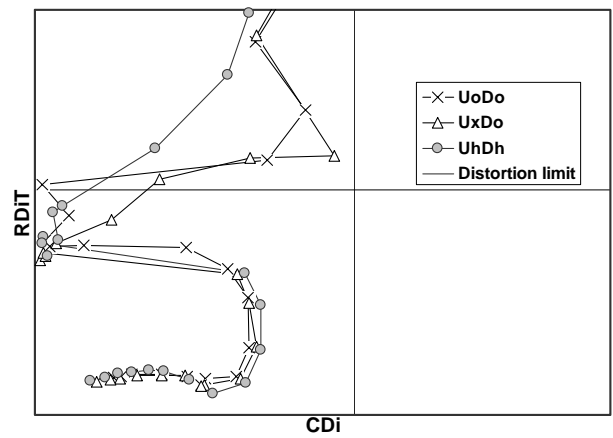
(a) 総圧回復率



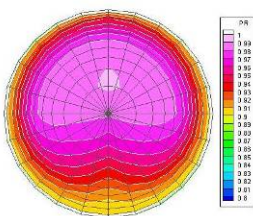
(a) 総圧回復率



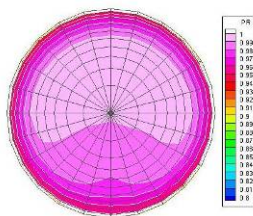
(b) 空間ディストーション



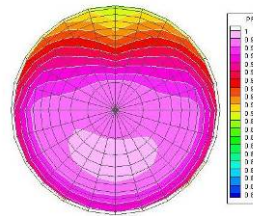
(b) 空間ディストーション



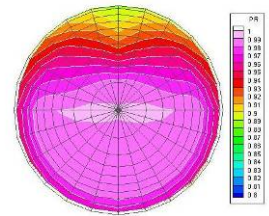
(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



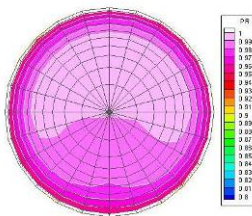
(d) $A_{bex}/A_c = 8.4\%$



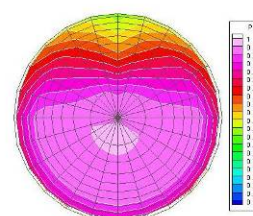
(c) Uo-Do



(d) Ux-Do



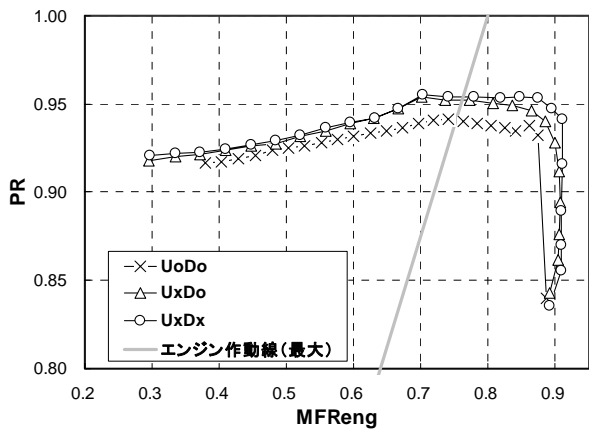
(e) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$



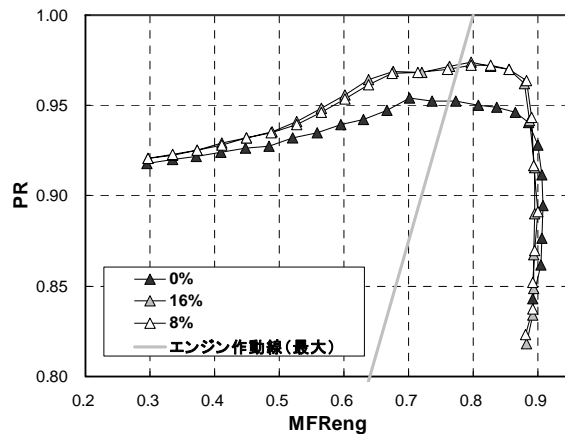
(e) Uh-Dh

図 7.20 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.5$, Ux-Do)

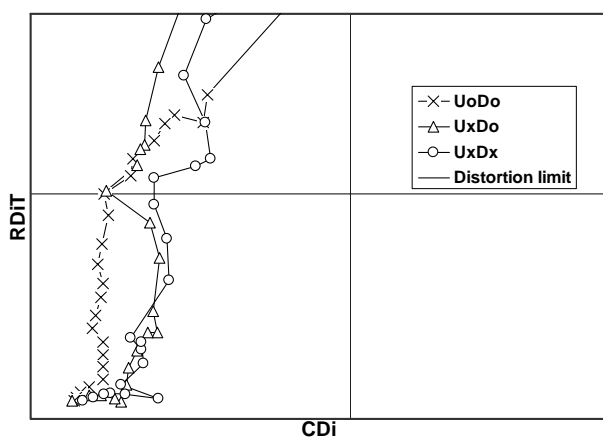
図 7.21 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.6$, $A_{bex}/A_c = 8.4\%$)



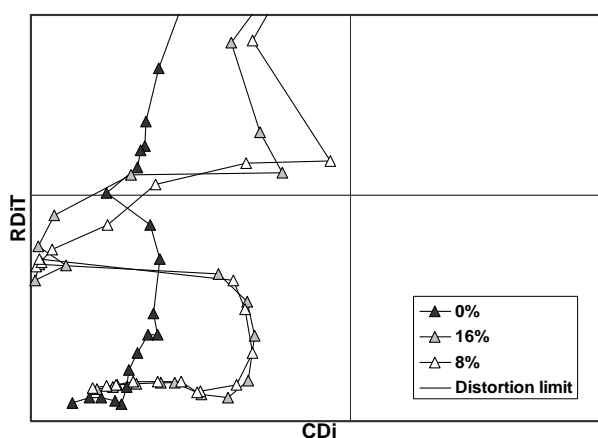
(a) 総圧回復率



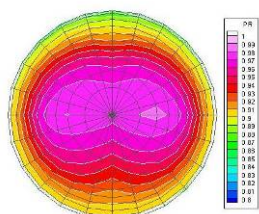
(a) 総圧回復率



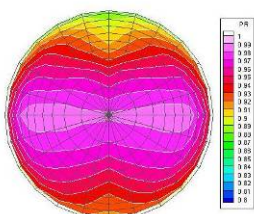
(b) 空間ディストーション



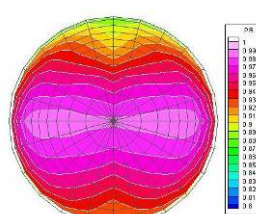
(b) 空間ディストーション



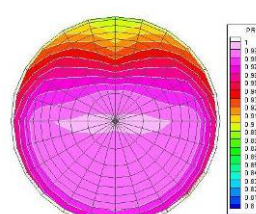
(c) Uo-Do



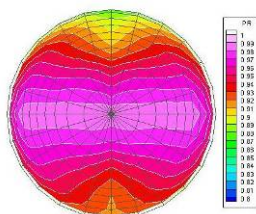
(d) Ux-Do



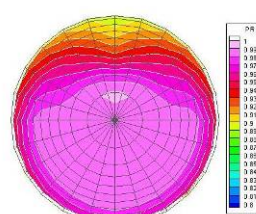
(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



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



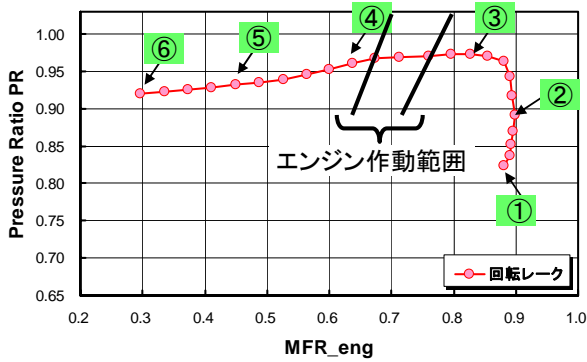
(e) Uh-Dh



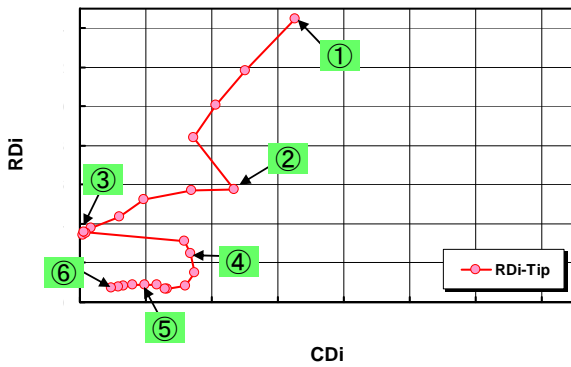
(e) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$

図 7.22 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.6, A_{bex}/A_c = 0.0\%$)

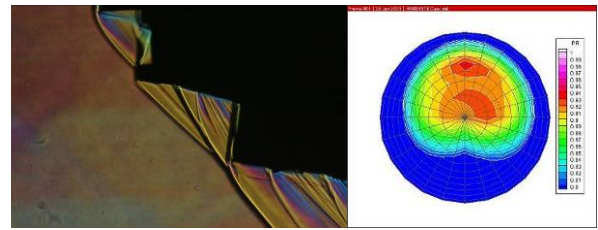
図 7.23 風洞試験結果
(定常計測, $M_0 = 1.6, Ux-Do$)



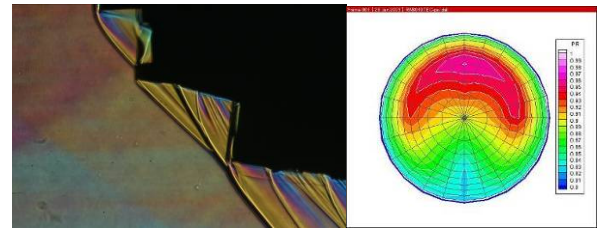
(a) 総圧回復率



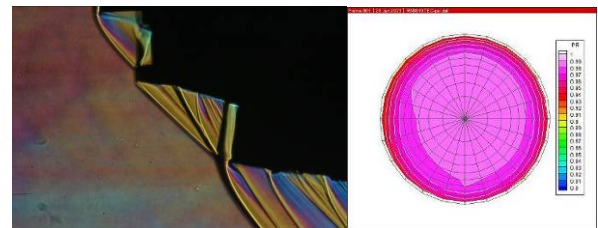
(b) 空間ディストーション



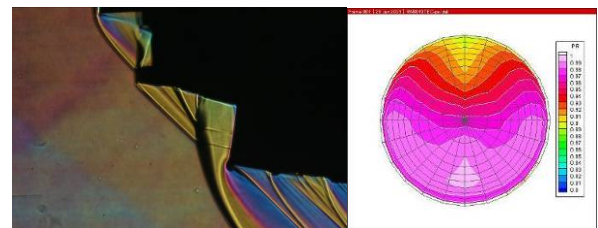
(c) 状態①



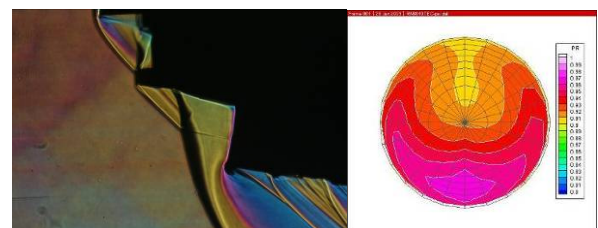
(d) 状態②



(e) 状態③



(f) 状態④

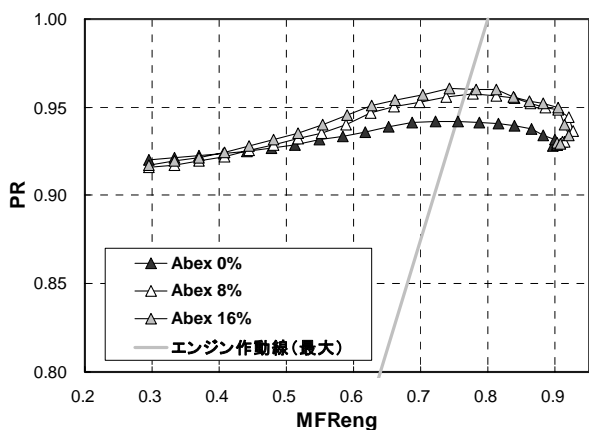


(g) 状態⑤

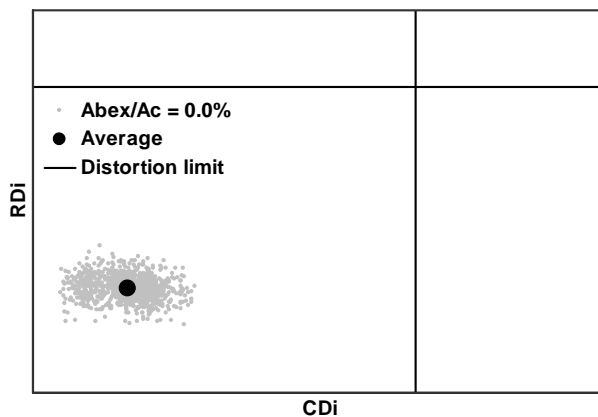


(h) 状態⑥

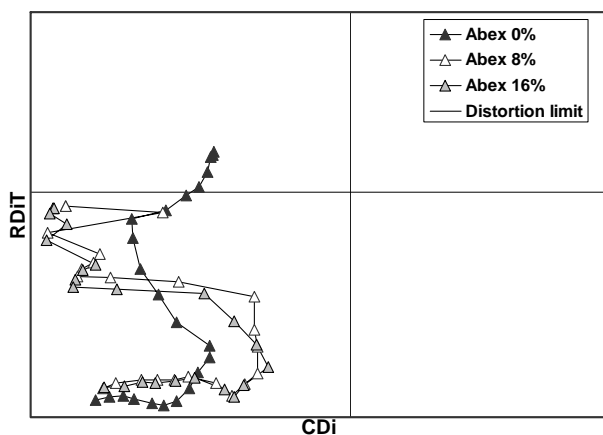
図 7.24 インテーク周りの流れ場の変化 ($M_0 = 1.6$)



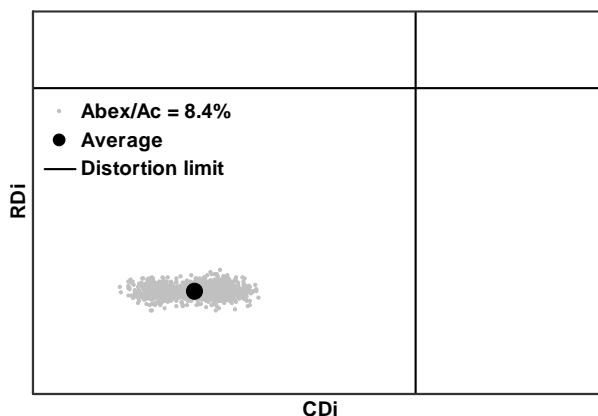
(a) 総圧回復率



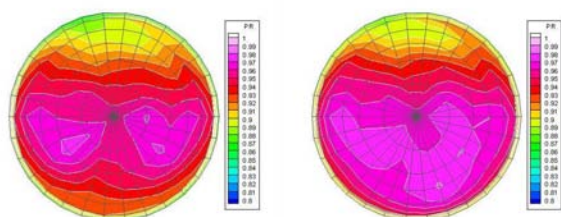
(f) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$



(b) 空間ディストーション

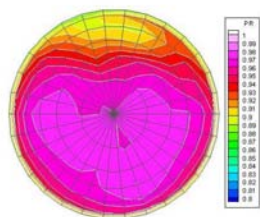


(g) $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

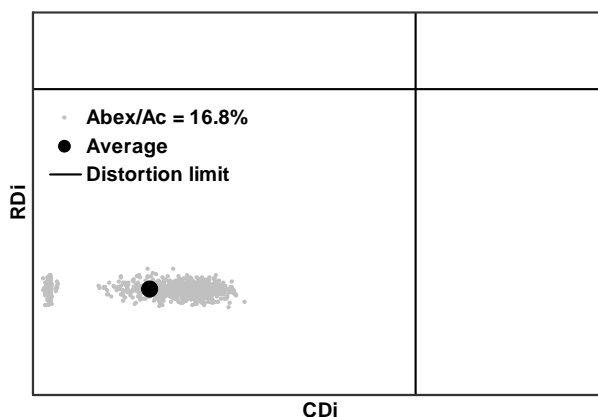


(c) $A_{bex}/A_c = 0.0\%$

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



(e) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$



(h) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$

図 7.25 風洞試験結果
(非定常計測, $M_0 = 1.6$, Ux-Do)

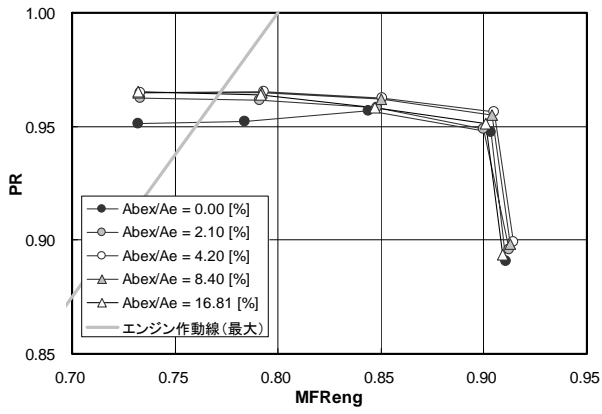
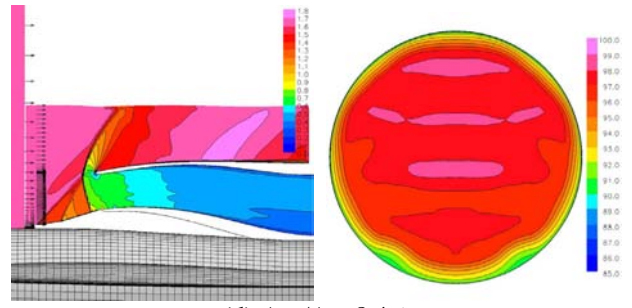
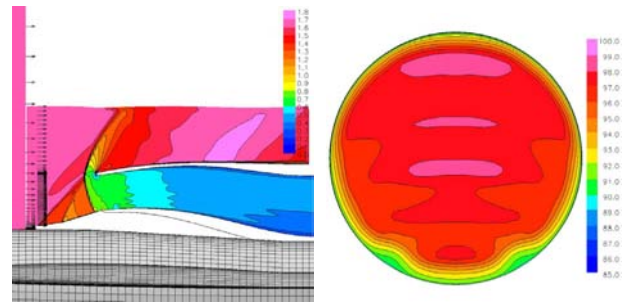


図 7.26 総圧回復率 (CFD 解析, $M_0 = 1.6$)

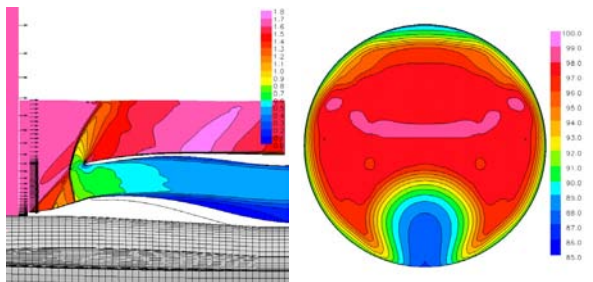


(d) $A_{bex}/A_c = 8.4\%$

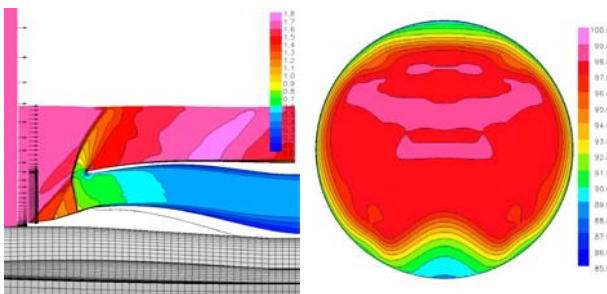


(e) $A_{bex}/A_c = 16.8\%$

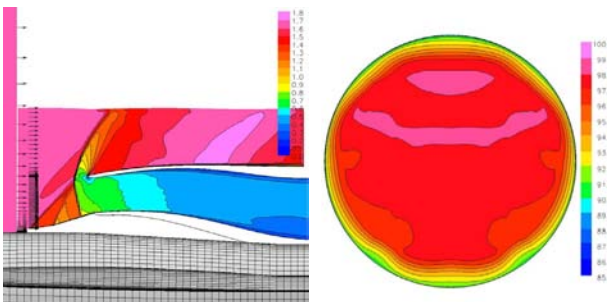
図 7.27 流れ場の可視化結果 (CFD, $M_0 = 1.6$)



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



(b) $A_{bex}/A_c = 2.1\%$



(c) $A_{bex}/A_c = 4.2\%$

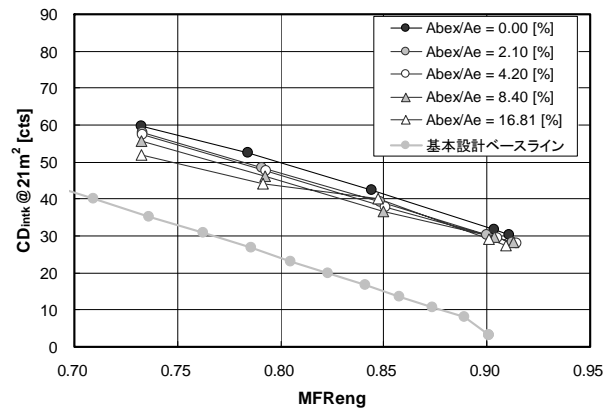


図 7.28 インテーク外部抵抗 (CFD, $M_0 = 1.6$)

8. 補助ドアの検討

8.1 最大捕獲面積の検討

6 節において、基本設計ベースライン形状の課題であった低速域の流量特性を改善するためには、カウル先端形状の厚みを大きくすれば良いが、その結果、高速域での外部抵抗が大きくなるという問題があることを述べた。これは、本質的な問題として低速域と高速域ではエンジンの必要とする流量（捕獲面積）が異なることに起因する。従って、高速域の抵抗を下げるには、基本設計ベースライン形状では過大な設定となっている捕獲面積を、エンジンの要求を満足する程度まで小さくすればよい。図 8.1 はそのような観点から、基本設計ベースライン形状の捕獲面積を 100% として、捕獲面積を 80% まで 5% 刻みで縮小した場合のインテーク外部抵抗を推算した結果を示す。捕獲面積が小さくなれば漏れ流量が小さくなるため抵抗は小さくなり、この検討では捕獲面積を 10% 縮小することでスピレージ抵抗は半減する。このように、捕獲面積を縮小することは高速域の抵抗を低減するために極めて有効な手段であるが、当然の結果として、低速域の流量が不足することとなる（図 8.2）

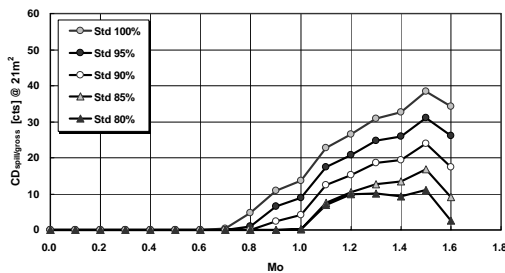
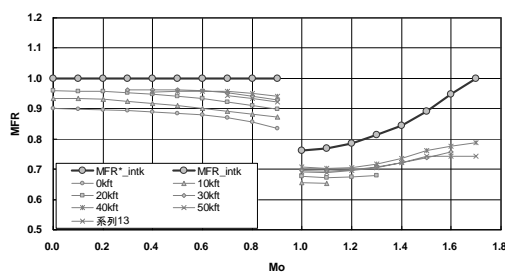
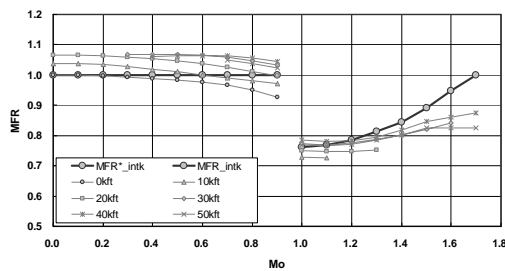


図 8.1 捕獲面積に対する外部抵抗の推算結果



(a) 捕獲面積 100% の場合



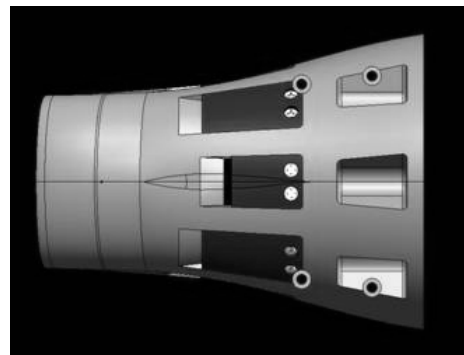
(b) 捕獲面積 90% の場合

図 8.2 捕獲流量特性

8.2 補助ドアの設定

前節で述べたように、低速域の流量特性と高速域の抵抗低減を両立するためにはエンジンの作動状態に応じた捕獲面積を設定する必要がある。しかしながら、固定形状インテークでこれを達成することは不可能であるため、何らかの形状パラメータを可変にする必要がある。例えば小型超音速実験機（ジェット実験機）のインテークのように第 2 ランプを可変にする方法が挙げられるが、システムの複雑さや設計コストを考慮すると本研究では必ずしも有効な方法ではない。そこで、本研究では低速域の流量特性を改善できる補助ドアについて検討することとした。補助ドアについても、システムは複雑になるため、適用するには機体設計全体を考慮して判断することとなる。また、定量的な検討ではなく、定性的に補助ドアの持つ効果を明らかにすることを目的として検討を実施した。

図 8.3 は検討に用いた補助ドアの概要を示す。周方向に 5 箇所ドアを設定した。各々のドアの断面積は等しく、5 つのドアの断面積の合計を捕獲面積の約 20% とした。ドアの流路はディフューザ内部壁面の流れ方向の傾きに対して約 20 度とし、内部流路に接続する位置のインテーク出口からの距離を等しくした。従って、カウルの肉厚によりナセル上の補助ドア入口位置 (STA) は異なる。なお、カウル形状は基本設計ベースライン形状である。



(a) 設計形状



(b) 概要図

図 8.3 補助ドアの形状と設定位置

8.3 低速風洞試験結果

低速域のインテーク空力性能に対する補助ドアの効果を明らかにするため、低速風洞試験を行った。図 8.4 は実験で設定した補助ドアのパターンを示す。ドアのパターンはアルミテープにより不要なドアを塞ぐことで設定した。表 8.1 は低速風洞試験における試験条件を示す。図 8.5 に示す風洞試験結果より、補助ドアの数を増やすほど総圧分布は高く、均一化され、総圧回復率と空間ディストーション性能は向上することがわかる。Door-1 の設定に対する結果から、補助ドアより流入する流れにより、総圧の高い領域は左右に分割されていることが分かる。また、Door-3-1 と Door-3-2 を比較すると Door-3-1 の方が空間ディストーション、特に周方向ディストーションが小さく、より総圧分布が均一化されていることが分かる。これより、補助ドアの開放パターンを設定する際には、周方向にドアの配置を分散させた方が性能は良いことが分かる。また、本研究の検討範囲においては補助ドアの総面積が大きいほど性能は良く、低速域の流量特性を改善するためには極めて有効な方法であるといえる。ディストーションの時間変動についても同様で、補助ドアの総面積が大きいほど、主流速度が 0, 30, 50m/sec の何れの場合でも、空間ディストーションの時間変動は抑えられ、補助ドアからの空気の流入による変動の増加は見られない (図 8.6~8.8)。

8.4 超音速風洞試験結果

補助ドアは通常低速域で開き、高速域では閉じるように設定するが、そのためにはシステムが複雑になる。そこで、システムを簡素化する観点から超音速域でも開いている、すなわちなんら可動域を設定しない補助ドアを想定し、そのための技術的課題を抽出することを目的として超音速風洞試験を実施した。表 8.2 に試験条件を示す。

図 8.9~8.12 に試験結果を示す。総圧回復率は補助ドアの総面積が大きいほど高くなり、ピーク値はより低流量側で現れる。また、総圧分布では補助ドアがない場合 (Door-0) にカウル側で見られる総圧の低い領域がその他のドアの設定では見られなくなる。さらにシュリーレン法による可視化結果から、補助ドアの入口上流側では衝撃波が生じていることが分かる。以上のことから、超音速域では補助ドアを通じて、インテーク内部から外部へ流出する流れが生じているといえる。従って、この場合には補助ドアは抽気やバイパスと同じ効果を持つため、流れ場は改善される。また、スピレージ抵抗も低下していることが分かる。ただし、補助ドアから流出する流れに起因する抵抗も生じるため、インテーク抵抗としては抵抗の増減を確認する検討が必要である。空間ディストーションの時間変動についても、補助ドアの総面積が大きいほど変動は収まる傾向にあり、エンジンの運用上の観点からも、補助ドアは開放のま

までも空力的な問題は生じないことが分かる。

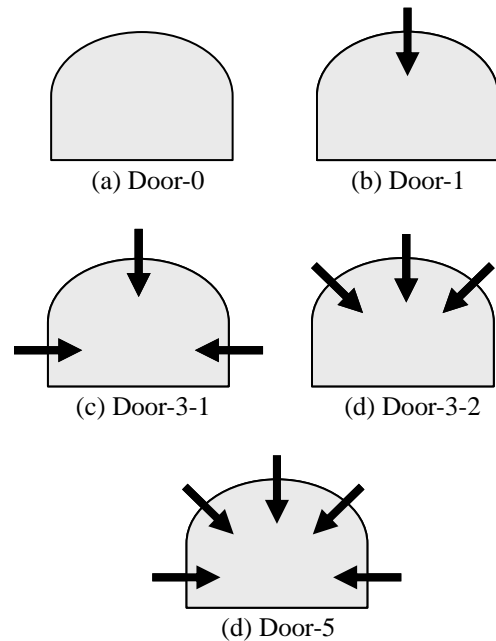


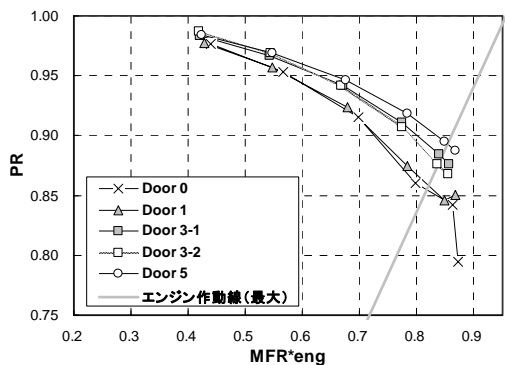
図 8.4 補助ドアの設定

表 8.1 低速風洞試験の試験条件

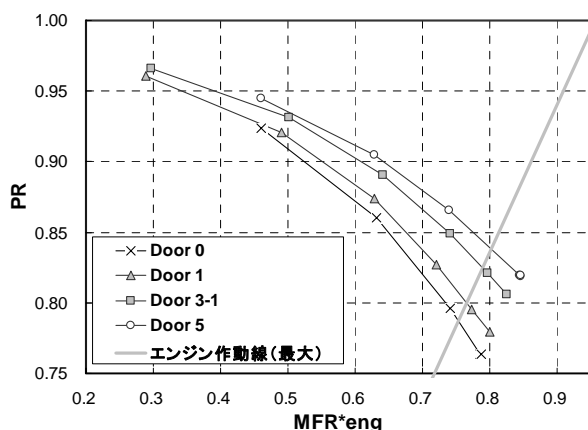
| 圧力計測 | Cowl config. | Diverter | Bleed wall | Bleed A_{bleed}/A_c [%] | Additive Door | U_0 [m/sec] | α [deg] | β [deg] | |
|------|--------------|----------|------------|---------------------------|---------------|---------------|----------------|---------------|------|
| 定常 | Baseline | Low | Ux-Dx | 0.0 | Door-0 | 30.0 | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | Door-1 | | | | 15.0 |
| | | | | | Door-3-1 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-3-2 | | | | 15.0 |
| | | | | | Door-5 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-0 | | | | 15.0 |
| | | | | | Door-1 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-3-1 | | | | 15.0 |
| | | | | | Door-3-2 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-5 | | | | 15.0 |
| 非定常 | Baseline | Low | Uo-Do | 0.0 | Door-0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | |
| | | | | | Door-1 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-3-1 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-3-2 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-5 | | | | 0.0 |
| | | | | | Door-0 | | | | 30.0 |
| | | | | | Door-1 | | | | 50.0 |
| | | | | | Door-3-1 | | | | 30.0 |
| | | | | | Door-3-2 | | | | 50.0 |
| | | | | | Door-5 | | | | 30.0 |

表 8.2 超音速風洞試験の試験条件

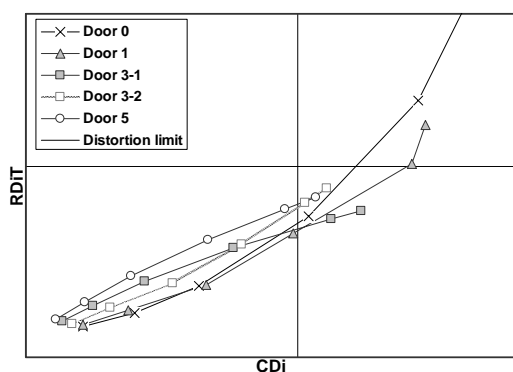
| 圧力計測 | Cowl config. | Diverter | Bleed wall | Bleed A_{bleed}/A_c [%] | Additive Door | Mo | α [deg] | β [deg] |
|------|--------------|----------|------------|---------------------------|---------------|-----|----------------|---------------|
| 非定常 | Baseline | Low | Uh-Dh | 8.4 | Door-0 | 1.6 | 0.0 | 0.0 |
| | | | | | Door-1 | | | |
| | | | | | Door-3-1 | | | |
| | | | | | Door-3-2 | | | |
| | | | | | Door-5 | | | |



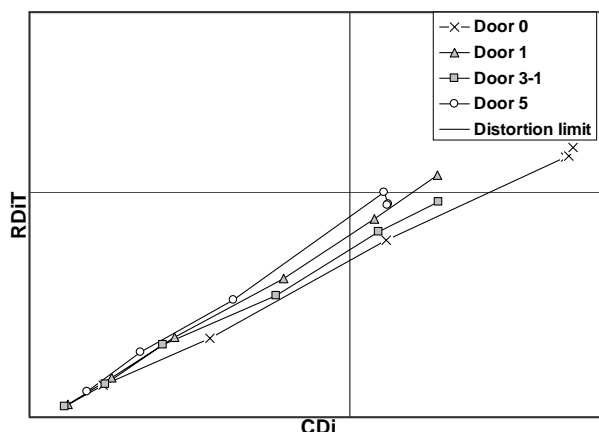
(a) 総圧回復率



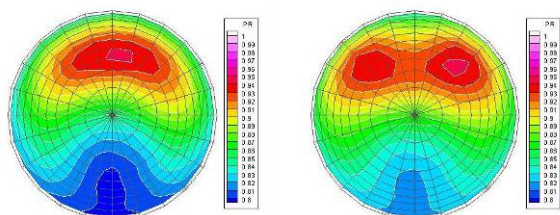
(a) 総圧回復率



(b) 空間ディストーション

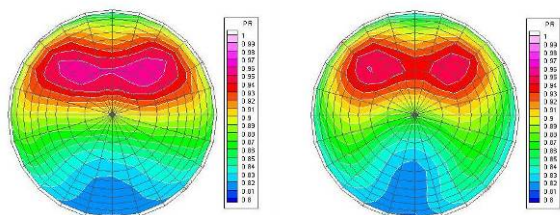


(b) 空間ディストーション



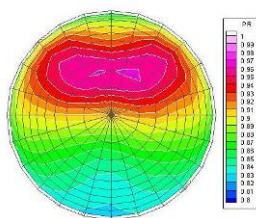
(c) Door-0

(d) Door-1

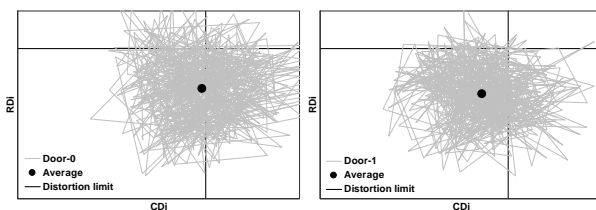


(e) Door-3-1

(f) Door-3-2

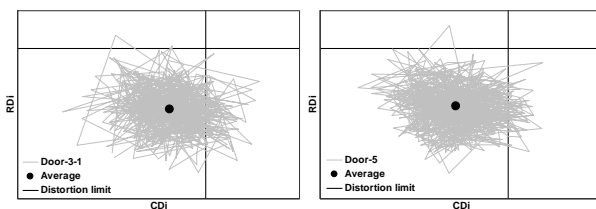


(g) Door-5



(c) Door-0

(d) Door-1

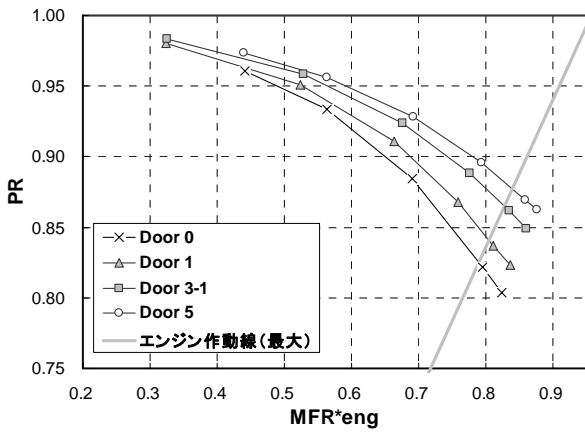


(e) Door-3-1

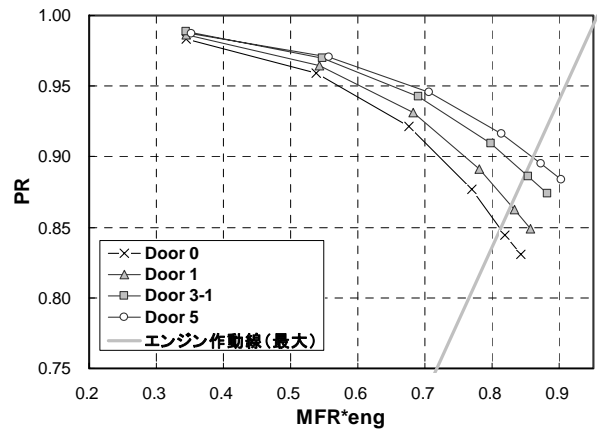
(f) Door-5

図 8.6 低速風洞試験結果
(非定常計測, $U_0 = 0 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)

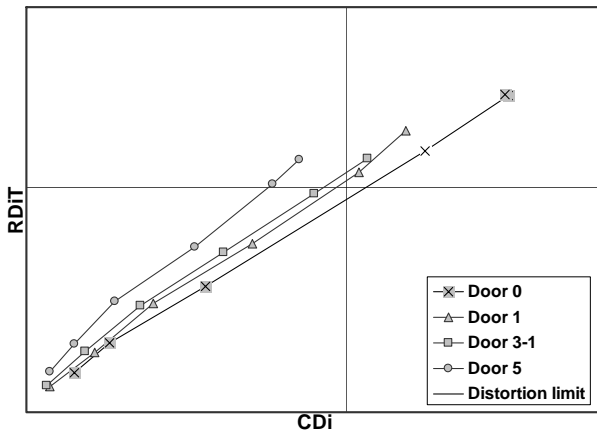
図 8.5 低速風洞試験結果
(定常計測, $U_0 = 30 \text{ m/sec}$, $\alpha = 0 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$)



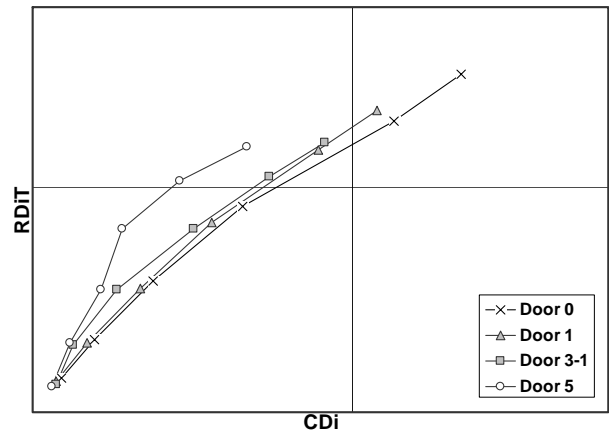
(a) 総圧回復率



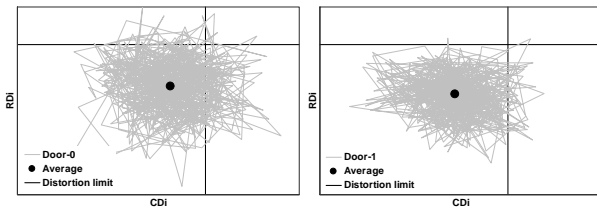
(a) 総圧回復率



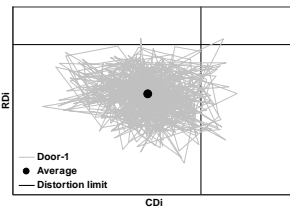
(b) 空間ディストーション



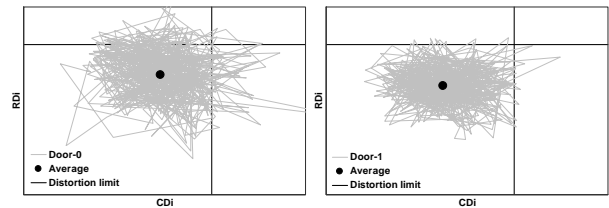
(b) 空間ディストーション



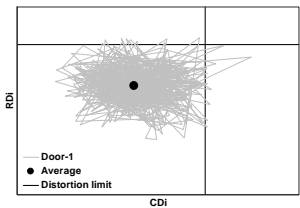
(c) Door-0



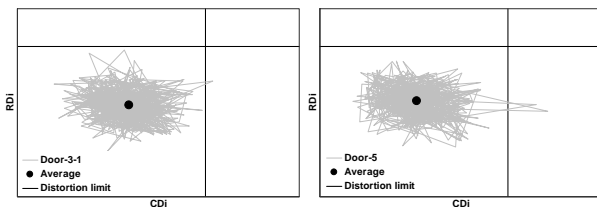
(d) Door-1



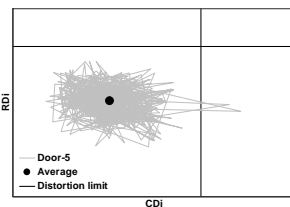
(c) Door-0



(d) Door-1

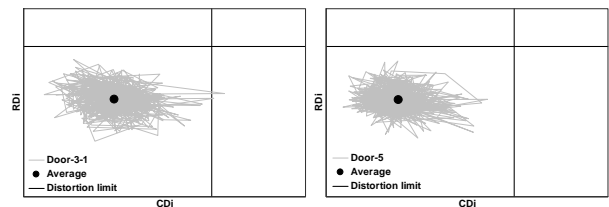


(e) Door-3-1

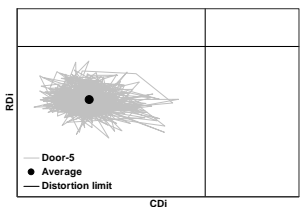


(f) Door-5

図 8.7 低速風洞試験結果
(非常計測, $U_0 = 30$ m/sec, $\alpha = 0$ deg, $\beta = 0$ deg)



(e) Door-3-1



(f) Door-5

図 8.8 低速風洞試験結果
(非常計測, $U_0 = 50$ m/sec, $\alpha = 0$ deg, $\beta = 0$ deg)

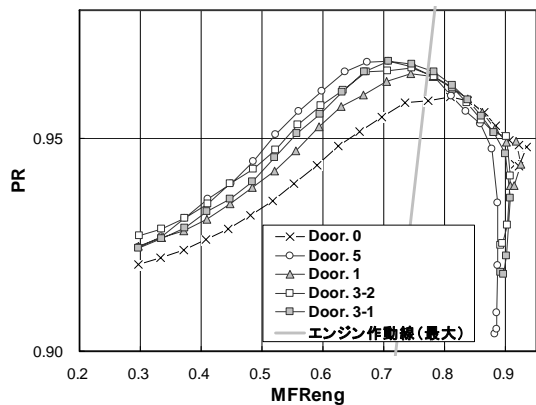
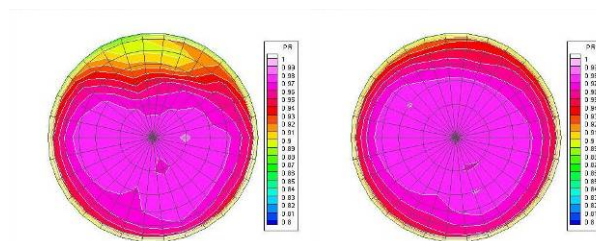


図 8.9 総圧回復率
(非定常計測, $M_0 = 1.6$)



(a) Door-0

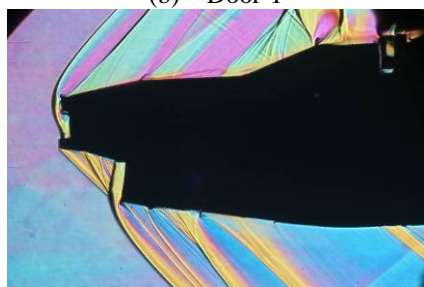
(b) Door-1



(a) Door-0



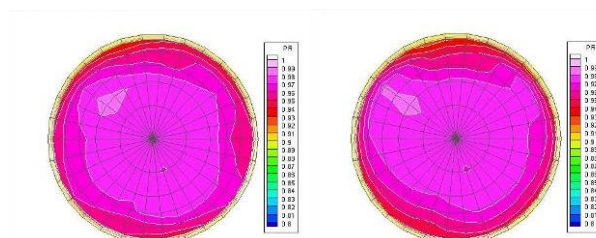
(b) Door-1



(c) Door-3-1

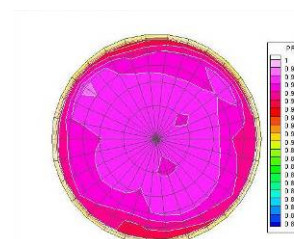


(d) Door-3-2



(c) Door-3-1

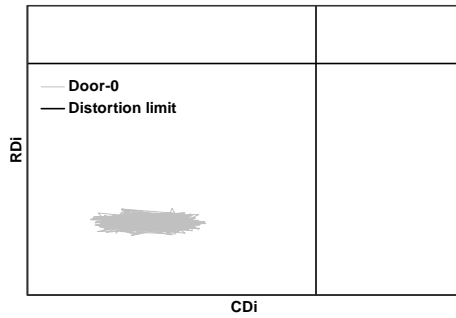
(d) Door-3-2



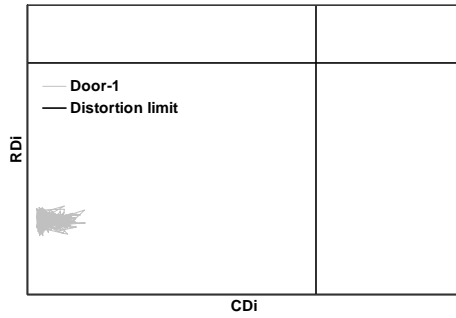
(e) Door-5

図 8.11 作動適合点における総圧分布
(非定常計測, $M_0 = 1.6$)

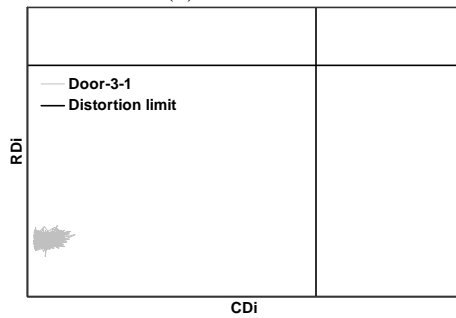
図 8.10 シュリーレン法による可視化結果
(非定常計測, $M_0 = 1.6$)



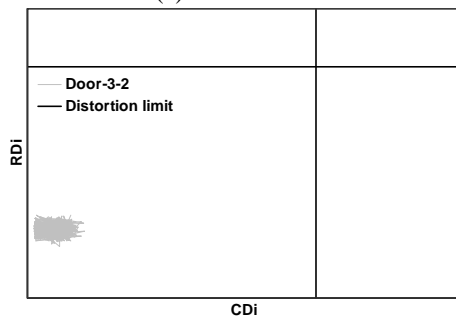
(a) Door-0



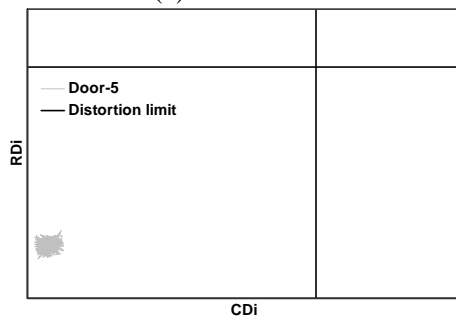
(b) Door-1



(c) Door-3-1



(d) Door-3-2



(e) Door-5

図 8.12 空間ディストーションの時間変動 (非定常計測, $M_0 = 1.6$)

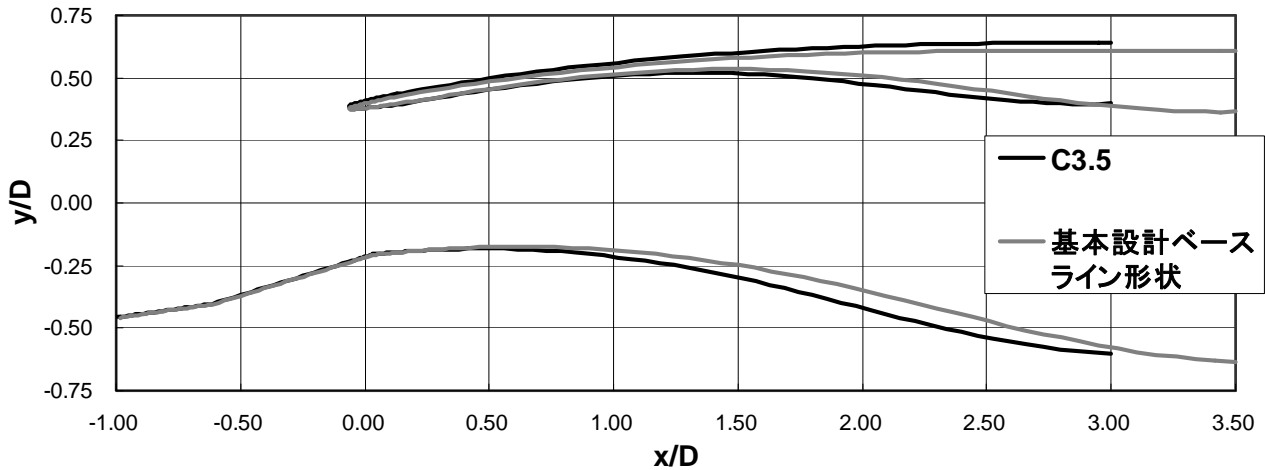
9. 3.5 次形状設計結果のまとめ

9.1 3.5 次形状の設計結果

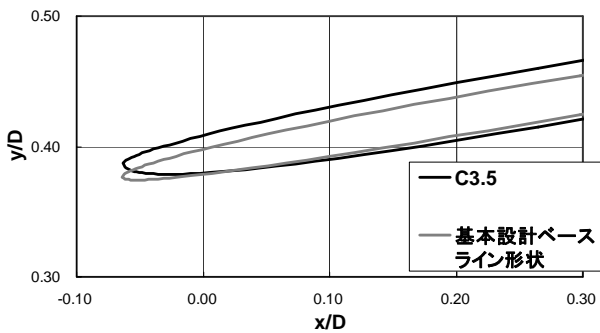
表 9.1 に基本設計ベースライン形状と 3.5 次形状との形状パラメタを示す。本報告では特に言及していないが、亜音速ディフューザの長さ比とオフセット比は機体空力設計における空力性能とエンジン配置の要求の変化を受けて設計しており、インテーク性能上は図 2.12 のグラフを用いて問題ないことを確認した。図 9.1 に側面図の比較を示す。

表 9.1 インテーク形状パラメタ

| | 基本設計ベースライン | 3.5次形状 |
|-----------|----------------------|--------|
| インテーク形式 | 外部圧縮型 固定形状インテーク | 変更なし |
| 配置 | 機体胴上 | 変更なし |
| 捕獲面積 | 0.2541m ² | 変更なし |
| 全長 | 2.650m | 2.355m |
| 超音速ディフューザ | | |
| ランプ数 | 2 | 変更なし |
| 第1ランプ角 | 8 [deg] | 変更なし |
| 第2ランプ角 | 9 [deg] | 変更なし |
| 側壁 | なし | 変更なし |
| カウル形状 | | |
| コード長 | エンジン直径 | 変更なし |
| 厚み分布 | NACA4桁シリーズ | 変更なし |
| 厚さ(内側) | 3% | 6% |
| 厚さ(外側) | 3% | 変更なし |
| 亜音速ディフューザ | | |
| 長さ比 | 3.5D | 3.0D |
| オフセット比 | 0.135D | 0.103D |
| 開口面積比 | 1.413 | 変更なし |
| スロート面積 | 0.1938m ² | 変更なし |
| 抽気システム | | |
| 方式 | 多孔壁による | 変更なし |
| 抽気排出方式 | 自然抽気 | 変更なし |
| 抽気面積 | Abl/Ac=0.215 | 変更なし |
| 抽気出口面積 | Abex/Ac=0.08 | 変更なし |



(a) 側面断面図の比較



(b) カウル先端断面図の比較

図 9.1 形状比較

3.5 次形状のインテーク設計結果として、総圧回復率は当初の目標をほぼ達成し、抵抗の増分を抑えつつ低速域の流量特性を改善することができたため、推進系の推力としては静粛超音速研究機が成立する性能が得られた。残る課題は 3.5 次形状に対するデイスティーション評価で、これについては風洞試験による定量評価を行う必要がある。

9.2 CFD によるインテーク性能解析

3.5 次形状インテークについては基本設計作業の重要な目的の一つであるインテーク性能マップを作成した。性能は CFD により算出したもので、各マッハ数に対して 1 種類の迎角を設定した (図 9.2)。また、抽気条件は本研究の検討結果を踏まえて、 $A_{bex}/A_c = 0.0, 4.0, 8.0\%$ の 3 種類の場合について性能解析を行った。図 9.3 は CFD 解析で得られた流れ場の可視化例を示す。低速域、高速域ともに機体前胴部の影響を加えた解析となっている。図 9.4~9.17 に主流マッハ数 0.2 から 1.6 までの CFD 解析結果を元に算出した総圧回復率とインテークの外部抵抗を示す。総圧回復率のグラフにはエンジン作動線も併せて示す。これより、エンジン作動線とインテーク作動線の交点 (作動適合点) の流量比を算出し、その流量比を基に、作動適合点での空力性能を計算した。その結果を図 9.18 に示す。これより、マッハ数に対して抽気の効果を見ると、総圧回復率はマッハ 0.8 付近を境に抽気効果が逆転していることが分かる。従って、抽気システムでは、マッハ 0.8 付近で逆流防止弁等により抽気のオンオフを行う必要がある。また、これらの結果は基本設計の重要な成果の一つである推進性能データ集として静粛超音速研究機的设计に使用される。

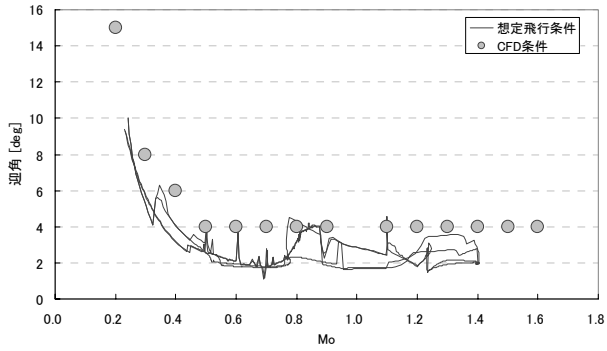
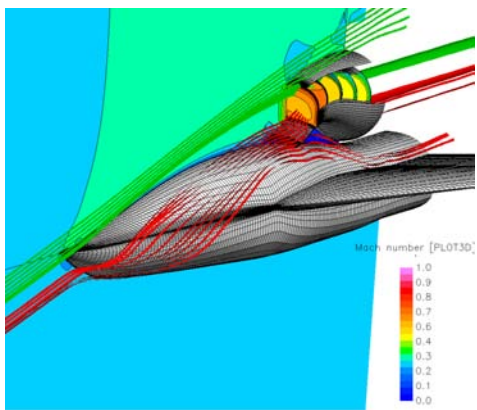
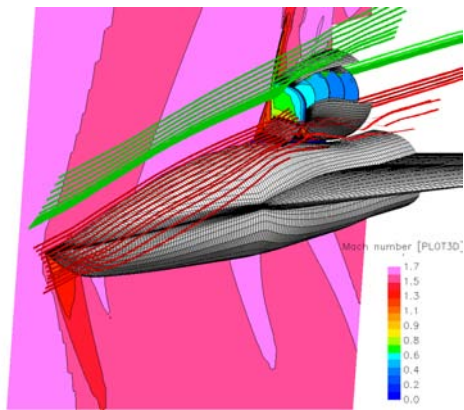


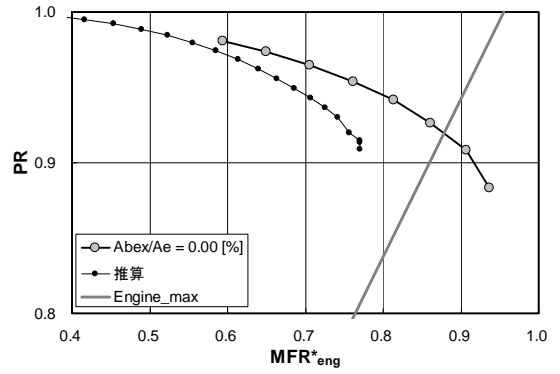
図 9.2 姿勢角に関する計算条件



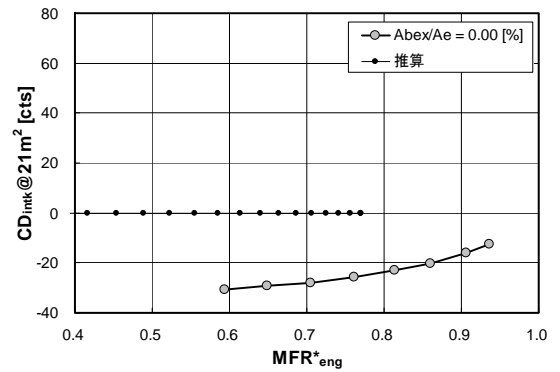
(a) $M_0 = 0.3, \alpha = 8 \text{ deg}$



(b) $M_0 = 1.6, \alpha = 4 \text{ deg}$
 図 9.3 計算結果の可視化例

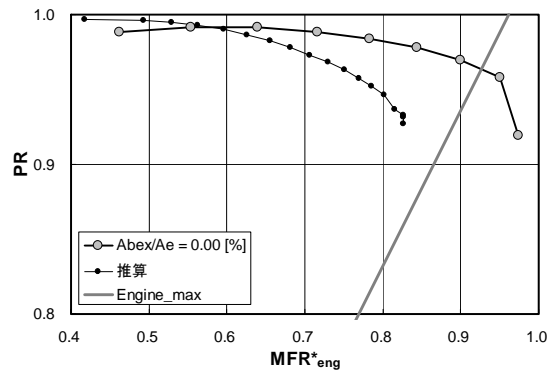


(a) 総圧回復率

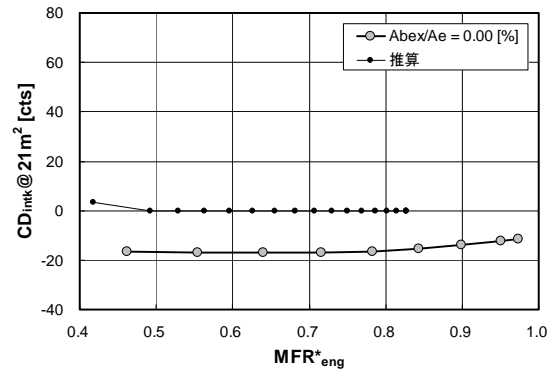


(b) 外部抵抗

図 9.4 CFD 解析結果 ($M_0=0.2$)

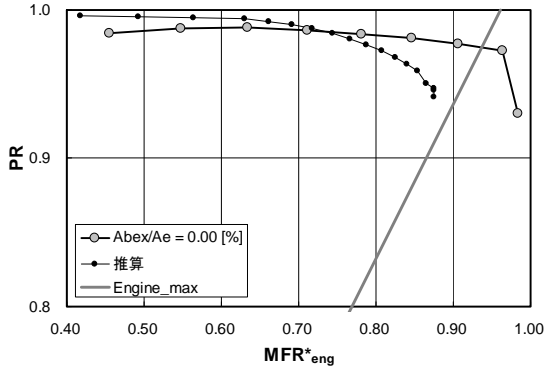


(a) 総圧回復率

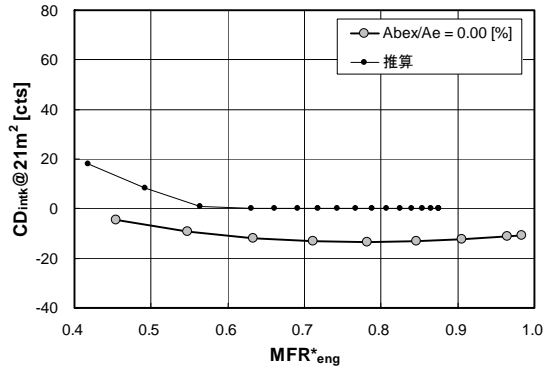


(b) 外部抵抗

図 9.5 CFD 解析結果 ($M_0=0.3$)

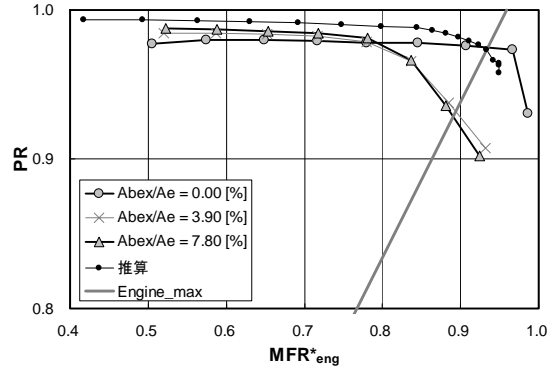


(a) 総圧回復率

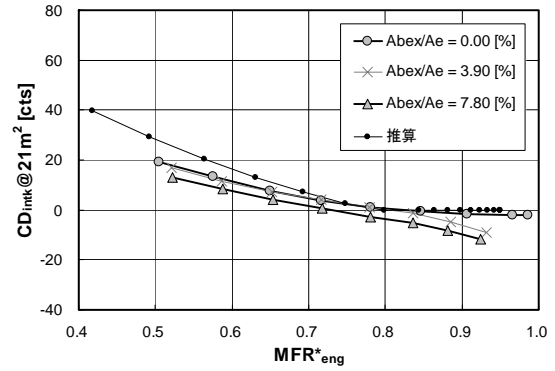


(b) 外部抵抗

図 9.6 CFD 解析結果 ($M_0=0.4$)

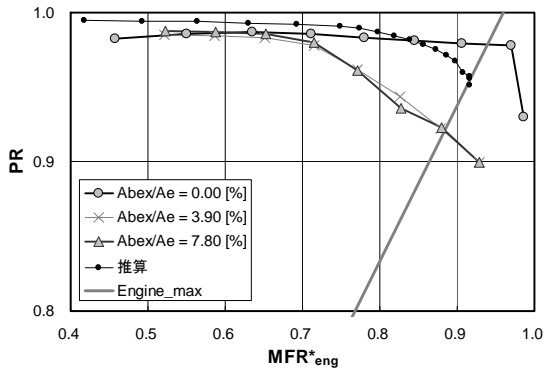


(a) 総圧回復率

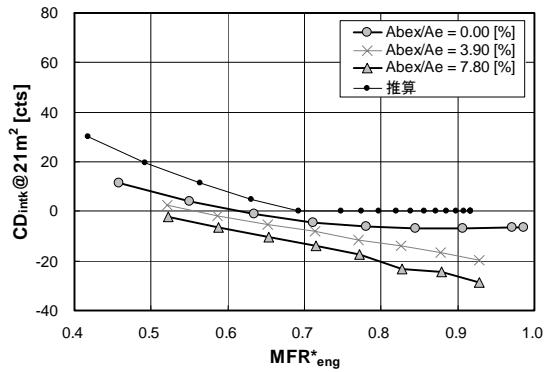


(b) 外部抵抗

図 9.8 CFD 解析結果 ($M_0=0.6$)

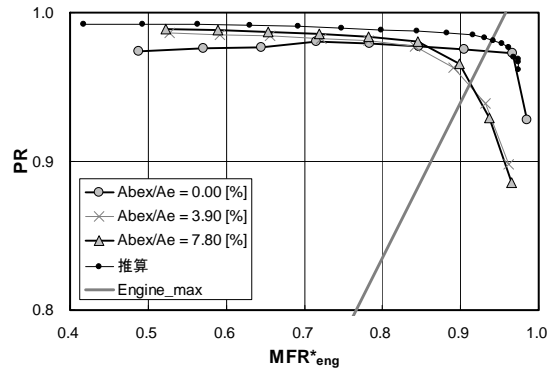


(a) 総圧回復率

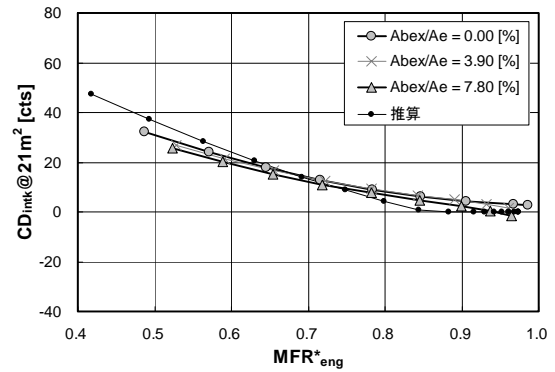


(b) 外部抵抗

図 9.7 CFD 解析結果 ($M_0=0.5$)

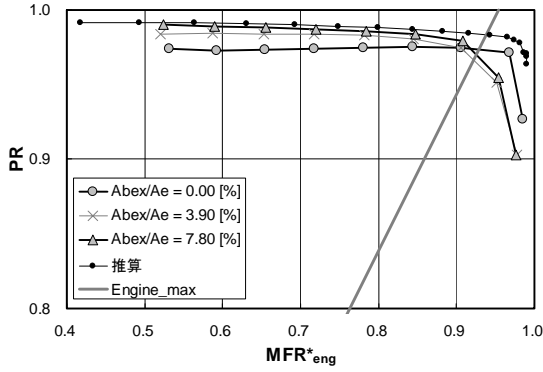


(a) 総圧回復率

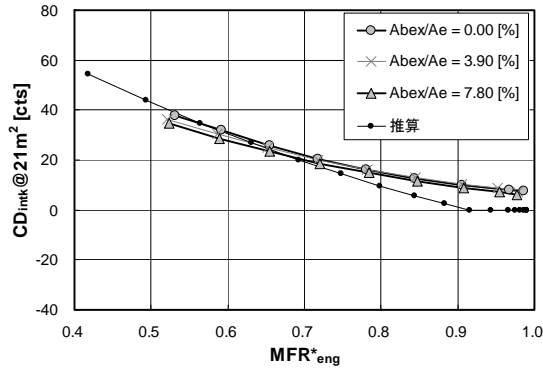


(b) 外部抵抗

図 9.9 CFD 解析結果 ($M_0=0.7$)

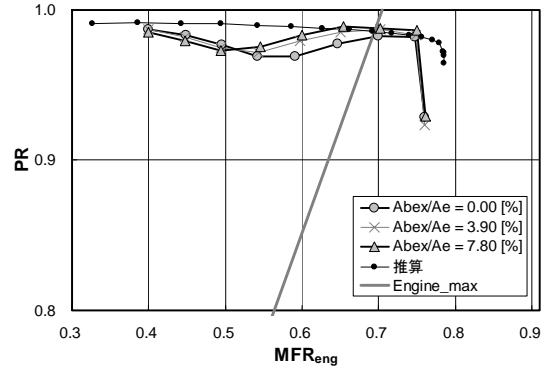


(a) 総圧回復率

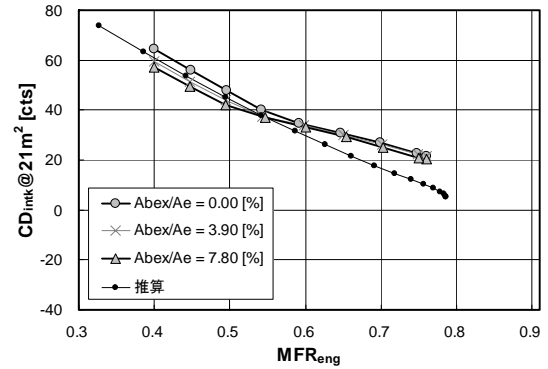


(b) 外部抵抗

図 9.10 CFD 解析結果 ($M_0=0.8$)

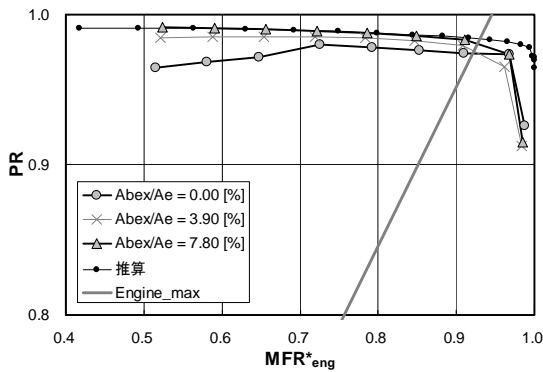


(a) 総圧回復率

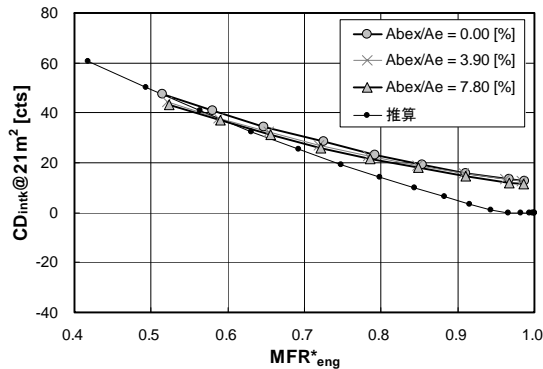


(b) 外部抵抗

図 9.12 CFD 解析結果 ($M_0=1.1$)

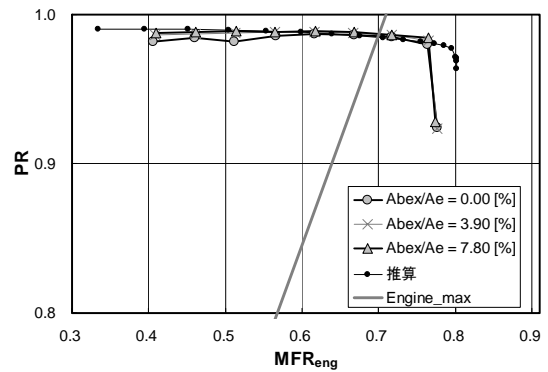


(a) 総圧回復率

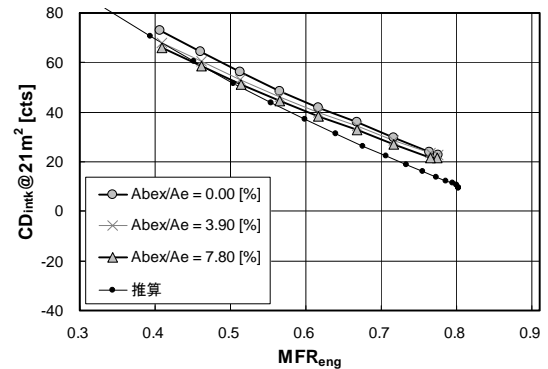


(b) 外部抵抗

図 9.11 CFD 解析結果 ($M_0=0.9$)

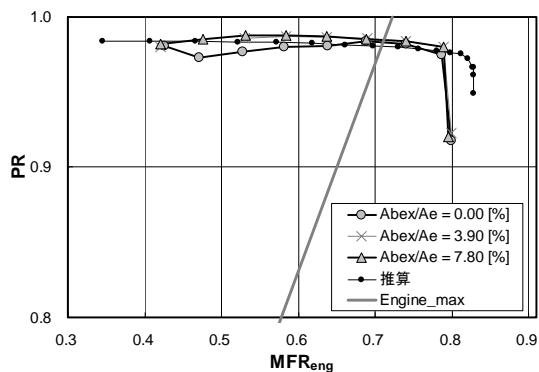


(a) 総圧回復率

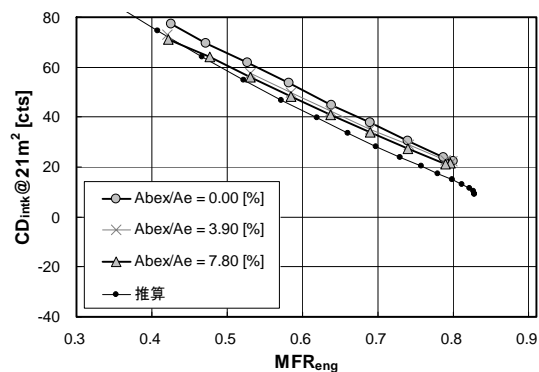


(b) 外部抵抗

図 9.13 CFD 解析結果 ($M_0=1.2$)

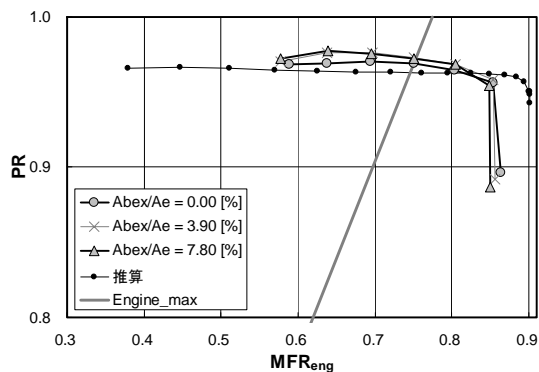


(a) 総圧回復率

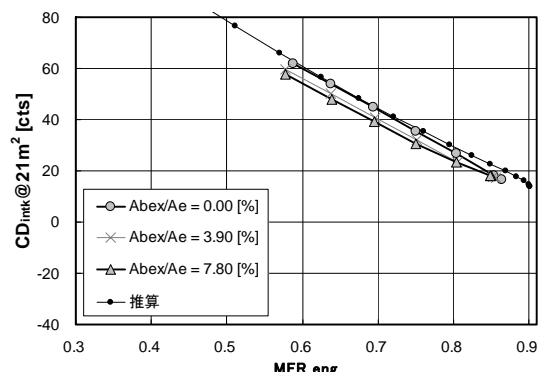


(b) 外部抵抗

図 9.14 CFD 解析結果 ($M_0=1.3$)

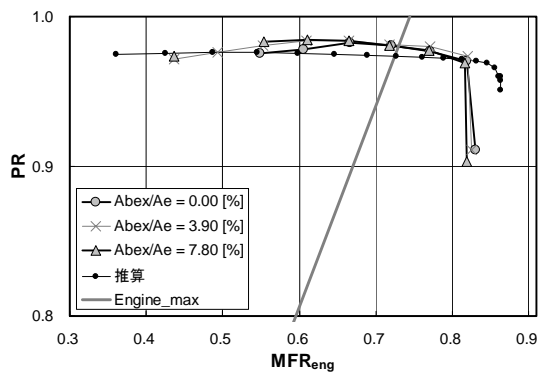


(a) 総圧回復率

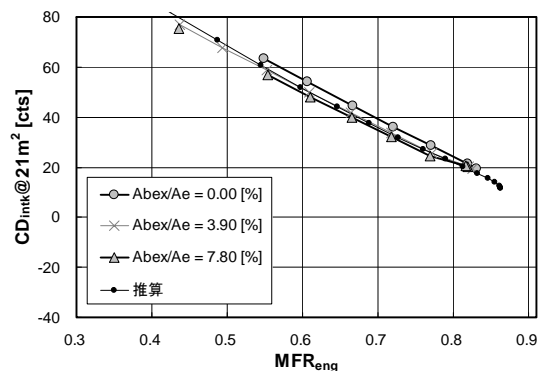


(b) 外部抵抗

図 9.16 CFD 解析結果 ($M_0=1.5$)

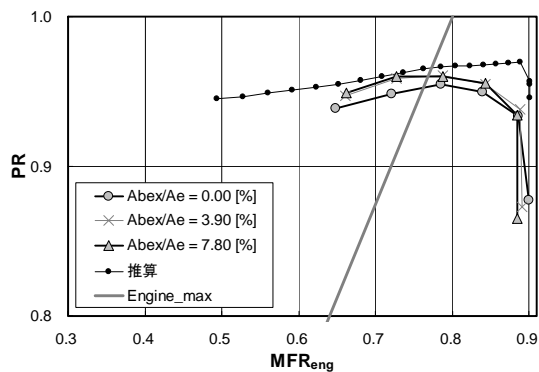


(a) 総圧回復率

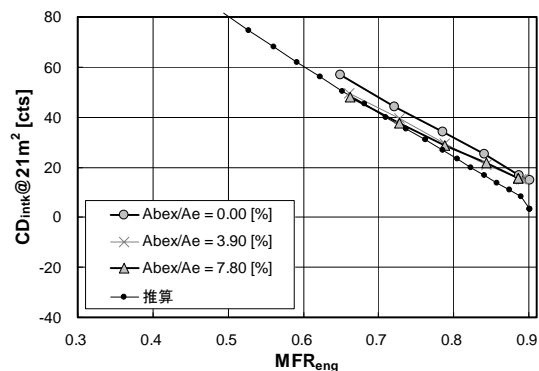


(b) 外部抵抗

図 9.15 CFD 解析結果 ($M_0=1.4$)

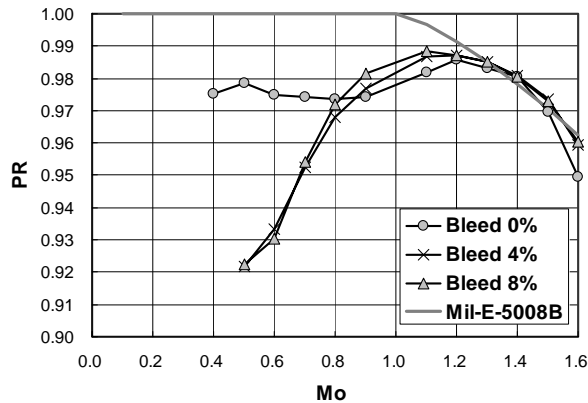


(a) 総圧回復率

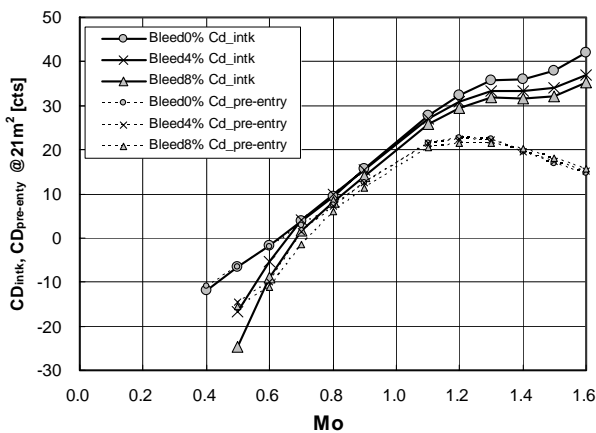


(b) 外部抵抗

図 9.17 CFD 解析結果 ($M_0=1.6$)



(a) 総圧回復率



(b) インテーク抵抗と付加抵抗

図 9.18 エンジン適合点での性能解析例

10. おわりに

静粛超音速研究機に搭載する胴上に配置されるインテークの基本設計を進めており、本研究では基本設計検討作業の一環として、基本設計ベースライン形状を基に、抵抗増加を抑えつつ低速時の流量特性が改善されるよう設計サイクルを回し、その結果として3.5次形状インテークが設計された。設計結果は以下のようにまとめられる。

流量捕獲性能はカウル平面形と断面形状の検討により、当初の課題となっていた低速域の性能が改善された。高速域については基本設計ベースライン形状の性能と変わらず、エンジンの運用に十分な流量を供給することができる。

総圧回復性能は抽気を適用することで、設計点マッハ数においてほぼMIL規格の性能を達成することができた。また、自然抽気的设计結果から抽気の特性が明確化され、逆流防止弁の必要性和その作動点を、総圧回復率を高く維持する観点から設定することができた。

空間ディストーション性能については非定常総圧レークを用いた実験結果より、その特性を明らかにすることができた。また、非定常総圧レークを使用

する試験についてはその試験法における課題を明確にした。

外部抵抗については、カウル形状および抽気の効果を実験的に明らかにし、抵抗増加を抑えつつ、低速時の流量特性を改善することができた。また、更なる抵抗の低減が要求された場合に有効であると考えられる補助ドアについてその適用性の検討を行い、定性的な有効性を明らかにした。

設計結果として静粛超音速研究機の飛行ミッションが達成できるだけのインテーク性能を有しており、設計は妥当であったと考えられる。今後は3.5次形状に対するディストーションの定量評価と性能データ集の作成がインテーク設計の観点からは主要な課題となる。

参考文献

- 1) A. Ferri & L. M. Nucci ; The Origin of Aerodynamic Instability of Supersonic Inlets at Subcritical Conditions, NACA-RM-L50K30 (1951).
- 2) 村上哲, 渡辺安, 藤原仁志, “小型超音速実験機 (ジェット実験機) 第2次形状インテークの空力設計と単体空力特性取得風洞試験”, 航空宇宙研究所資料 TM-774 (2003).
- 3) J. Seddon and E. L. Goldsmith ; Intake Aerodynamics (1985), AIAA Education Series.
- 4) 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).
- 5) 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.
- 6) Harloff, G. J. and Smith, G. S.; On Supersonic-Inlet Boundary-Layer Bleed Flow, AIAA paper 95-0038 (1995).
- 7) Bragg, S. L.; Effect of Compressibility on the Discharge Coefficient of Orifices and Convergent Nozzles, J. Mech. Eng. Science, Vol.2, No.1 (1960), pp.35-44.
- 8) 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.
- 9) J. Akatsuka, Y. Watanabe, A. Murakami & S. Honami ; Porous Bleed Model for Boundary Condition of CFD Analysis, AIAA paper 2006-3682 (2006).
- 10) H. Fujiwara, Y. Watanabe & K. Sakata ; Numerical simulation and wind tunnel test of the internal flow through the Mach 2 air-intake designed for NAL experimental airplane, Proceedings of '99 FEDSM 3rd ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference (1999).
- 11) Y. Watanabe, A. Murakami & H. Fujiwara ; Effect of Sidewall Configuration on the Aerodynamic Performance of Supersonic Air-Intake, AIAA paper 2002-3777(2002).

- 12) 渡辺安, 村上哲, 藤原仁志, “超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響”, JAXA-RR-03-009 (2004).
- 13) Myong, H. K. and Kasagi, N.; A New Approach to the Improvement of k-epsilon Turbulence Model for Wall-bounded Shear Flow, JSME International Journal of Fluid Engineering, Vol.109 (1990), pp.156-160.
- 14) Gas Turbine Engine Inlet Flow Distortion Guidelines, SAE Aerospace Recommended Practice 1420 Revision B (2002).
- 15) Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations for Gas-Turbine Engines, SAE Aerospace Information Report 1419 Revision A (1999).
- 16) C. L. Dailey ; Supersonic Diffuser Instability, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.22, No.11 (1955).
- 17) 渡辺安, 小島孝之, 村上哲, “静粛超音速研究機インテークの流量特性”, 第 40 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム講演集, (2008).
- 18) 渡辺安, 小島孝之, 水野拓哉, 村上哲, “抽気による超音速インテークの性能改善について”, 第 46 回飛行機シンポジウム講演集(2008).