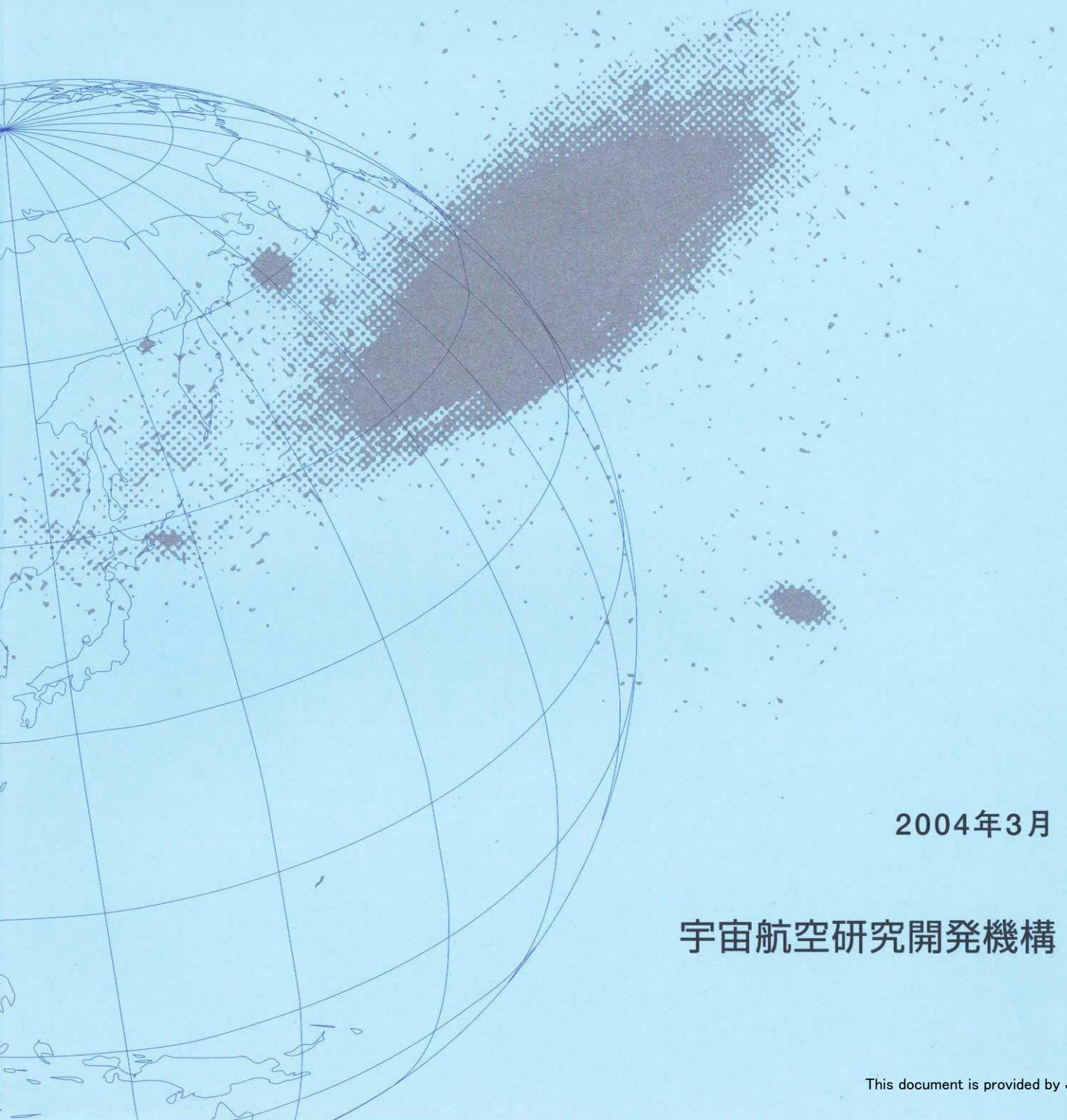


宇宙航空研究開発機構研究開発報告

超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響

Effect of Sidewall Configurations on Aerodynamic Performance of
Supersonic Air-intake

渡辺 安^{*1}、村上 哲^{*1}、藤原 仁志^{*2}

Yasushi WATANABE , Akira MURAKAMI , Hitoshi FUJIWARA

*1: 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター
Advanced Aircraft Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

*2: 総合技術研究本部 航空環境技術開発センター
Aeronautical Environment Technology Center
Institute of Space Technology and Aeronautics

2004 年 3 月
March 2004

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

超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響*

渡辺 安^{*1}、村上 哲^{*1}、藤原 仁志^{*2}

Effect of Sidewall Configurations on Aerodynamic Performance of Supersonic Air-intake*

Yasushi WATANABE^{*1}, Akira MURAKAMI^{*1},
Hitoshi FUJIWARA^{*2}

Summary

The effects of sidewall configurations on the aerodynamic performance of two dimensional external compression supersonic air-intakes were investigated experimentally and numerically. The aerodynamic performance for various yaw angles and ramp angles was obtained by wind tunnel tests performed in the Mach number range of 1.5 to 2.0. It was found that the major advantage of an air-intake with a larger sidewall configuration is its wider stable range in subcritical operation. On the other hand, it also had the disadvantages of lower pressure recovery and larger spatial distortion, especially in supercritical operation, both of which were due to boundary layer separation in the subsonic diffuser. CFD results made it clear that the ingestion of the shear layer caused by shock-shock interaction occurred at a higher mass flow ratio in the smaller sidewall configuration, due to the change in the shape of the captured stream tube, which in turn is due to the increase in sideways spillage. It was also found that boundary layer separation in the subsonic diffuser depended on the shape factor of the boundary layer coming into the subsonic diffuser, which is affected by the interaction of the boundary layer on the sidewall surface with the shock system.

Keywords: supersonic air-intake, aerodynamic performance, wind tunnel test, CFD

概 要

2次元超音速インテークでは、超音速ディフューザ部の側壁形状はインテークの空力性能に大きく影響をおよぼす部分であり、側壁形状が空力性能に及ぼす影響を明らかにすることを目的として、風洞試験およびCFD解析を実施した。側壁形状の影響が顕著に現れるマッハ1.5以上の条件に対して風洞試験を行ない、横流れ偏角やランプ可変形状が異なる条件における空力特性を取得し、側壁形状の影響を詳細に調べた。その結果、バズが発生するまでの亜臨界作動域における安定な作動域は側壁が大きいほど広く、性能が良いことが明らかとなった。一方、超臨界作動域では、マッハ数が高く側壁が大きいほど、また横流れ偏角が大きいほど超音速ディフューザ内の流れは剥離しやすくなり、性能が低下することがわかった。さらにCFD解析により、インテークの流れ構造を詳細に調べた結果、側壁形状はサイドスピレージに影響を及ぼすため、インテークに流入する流管形状が変化し、その結果として、小さい側壁形状ではバズが発生しやすいことが明らかとなった。また、大きい側壁形状では衝撃波システムの逆圧力勾配の影響で、剥離しやすい境界層が超音速ディフューザに流入することがわかった。そして、境界層の形状係数が有る程度以上になると、超音速ディフューザ内で境界層剥離が生じ、空力性能が低下することが明らかとなった。

* 平成15年6月19日 受付 (received 19 June, 2003)

^{*1} 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

(Advanced Aircraft Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

^{*2} 総合技術研究本部 航空環境技術開発センター

(Aeronautical Environment Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

記号

A	面積
A_0	捕獲面積
A_{obl}	抽気面積
A_{0max}	最大流量時の捕獲面積
A_{bl}	スロートスリット面積
A_{bex}	抽気出口面積
A_c	最大捕獲面積
A_e	インテーク出口面積
A_{i1}	スロート面積
A_{i2}	亜音速ディフューザ入口面積
A_{plug}	流量調整プラグ出口最小面積
B	インテーク幅もしくは捕獲流管の幅
CD_{bleed}	抽気抵抗係数
$CD_{pre-entry}$	インテーク付加抵抗係数
$CD_{spill/gros}$	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
D	インテーク出口直径
D_{bleed}	抽気抵抗
$DC(60)$	周方向ディストーションパラメタ
h_0	捕獲流線高さ
h_c	最大捕獲高さ
h_t	衝撃波3重点を通過する流線高さ
L	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_{bleed}	抽気流量比
MFR_{cap}	捕獲流量比
MFR_{eng}	インテーク出口流量比
MFR_{spil}	漏れ流量比
PR	総圧回復率
PR_b	抽気プレナム圧力比
P_t	総圧
P_{t0}	主流総圧
PTK_{rms}	圧力変動標準偏差
p	静圧
q	動圧
T_t	総温
U	速度
x_t, y_t	衝撃波3重点の座標
β	衝撃波角もしくは横流れ偏角
δ_1	第1ランプ転向角

δ_{i1}	等エントロピ圧縮面の転向角
δ_2	第2ランプ転向角
γ	比熱比
ρ	密度
θ	角度

1. はじめに

超音速インテークは超音速輸送機用推進系の重要な構成要素であり、インテークの性能はエンジン適合性、推進系の推力および抵抗の観点から、総圧回復率、空間ディストーション、作動安定性および抵抗により評価される。そして、広範な飛行マッハ数範囲および機体の姿勢角範囲の全域に対してエンジン適合性および推進系の正味推力を高めることが重要である。超音速インテークの設計では、超音速飛行時においてインテークの亜臨界作動領域における衝撃波の振動（バズ）による空力性能の低下が問題となる。また、特に超臨界作動領域において、亜音速ディフューザ内の境界層剥離による空力性能の低下が問題となっている。これら空力性能低下の原因となる現象を抑制することはエンジンの安定作動範囲を拡大させ、推進系全体の正味推力を向上させることにつながる。

本研究では2次元インテークの超音速ディフューザ部を覆う側壁形状がインテークの空力性能に及ぼす影響^{1),2),3)}を調べ、その機構を明らかにするとともに、側壁形状設計に対する指針を得ることが目的である。対象としたインテークは設計マッハ数2.0の2次元外部圧縮型可変形状インテークである。主流マッハ数1.5から2.0の範囲で風洞試験を行い、主流マッハ数、横流れ偏角および可変ランプ角が変化した場合に、側壁形状が空力性能にどのような影響を与え、どのような条件下でその影響が顕著に現れるかを調べた。さらに、側壁形状の影響が顕著に現れる条件に対してCFD解析を行い、側壁形状が空力性能に影響を与える機構を詳細に調べた。

2. インテーク形状

2.1 インテーク形状概要

図2.1に研究対象とした2次元外部圧縮型可変形状インテーク^{4),5)}の概要と各部の名称を示す。また、本研究で用いた2種類のインテーク（C313およびC319）の概要を図2.2に示す。ランプ数は2段で、第1ランプは固定形状、第2ランプおよび亜音速ディフューザ内の第3ランプは可変形状である。インテークの設計マッハ数は2.0である。

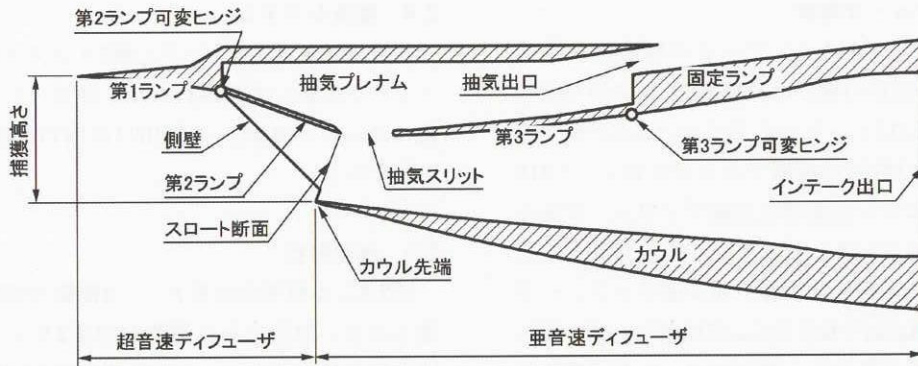
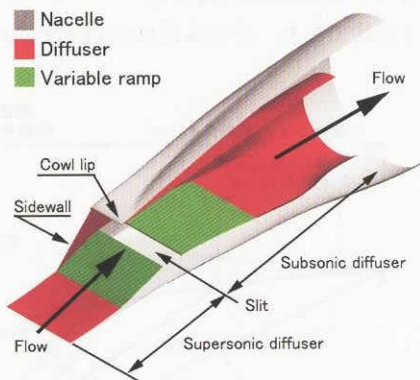
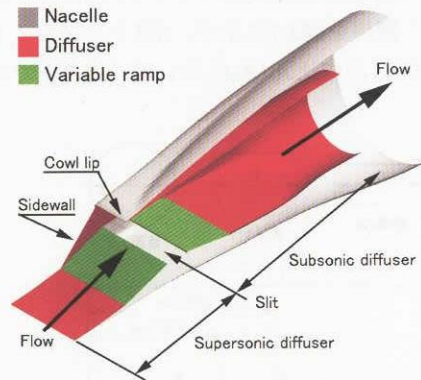


図2.1 2次元外部圧縮型可変形状インテークの概要と各部名称



(a) C313インテーク



(b) C319インテーク

図2.2 インテーク形状の概要

2.2 可変ランプにおける衝撃波システム

超音速ディフューザ部の衝撃波システムと可変ランプの概要を図2.3に示す。第1ランプは転向角 $\delta_1 = 8^\circ$ の固定形状で、8度の転向角のうち $\delta_{1i} = 5^\circ$ は等エントロピ圧縮面である。第2ランプは可変形状であり、本研究では主流マッハ数に対して2種類のランプ角スケジュールを設定した。それらはノミナル可変範囲の上限となるスケジュールT6および下限となるスケジュールT3である。なお、ノミナル可変範囲は第2ランプ衝撃波の離脱限界およびランプ境界層と衝撃波との干渉による剥離回避の観点から定められている^{4),5)}。図2.4に第2ランプのノミナル可変範囲と、マッハ数に対する2種類の可変スケジュールを併せて示す。図2.3に示す第2ランプ形状はノミナル可変範囲の下限となるスケジュールT3における主流マッハ数1.5、1.7および2.0の形状を示す。第3ランプの可変スケジュールは第2ランプ後端と第3ランプ先端との相対的な位置関係により定められている。また、第1ランプおよび第2ランプ先端位置はランプ総転向角20度、主流マッハ数2.3の条件において衝撃波システムがカウル先端位置に焦点を持つよう設計されている。

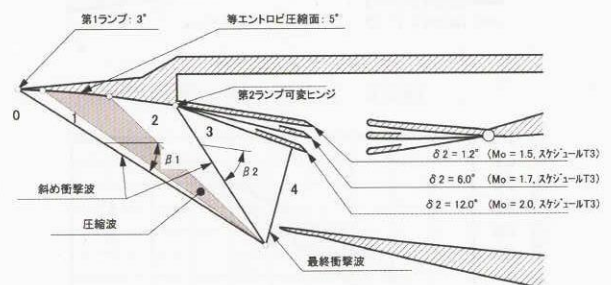


図2.3 衝撃波システムと可変ランプの概要

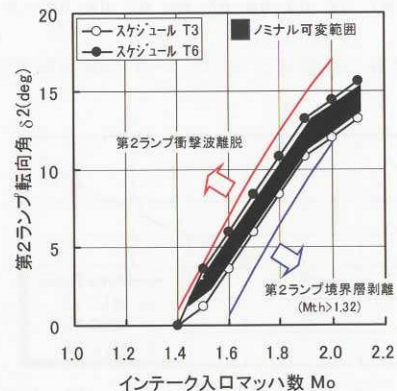


図2.4 第2ランプの可変範囲

2.3 亜音速ディフューザ形状

C313インテークとC319インテークの断面形状を図2.5に示す。両者の形状の違いは可変第3ランプの可変ヒンジ位置であり、C313インテークではヒンジ点が亜音速ディフューザ長さの約50%位置であるのに対し、C319インテークの可変ヒンジ位置は亜音速ディフューザ長さの約33%位置となっている。可変ヒンジ位置が異なるため、第2ランプ角 δ_2 が等しい場合、亜音速ディフューザ形状は開口面積比 A_e/A_2 や長さ比 L_{sub}/D は等しいが、流れ方向の断面積変化率が異なる。図2.6に $\delta_2 = 12.0$ 度における亜音速ディフューザの断面積変化を示す。C319インテークの方が入り口から可変ヒンジ位置までの面積拡大率が大きい。開口面積比 A_e/A_2 は第2ランプ角 δ_2 にのみ依存しており、その関係を図2.7に示す。第2ランプのノミナル可変範囲で開口面積比 A_e/A_2 は約1.4から2.2まで変化する。

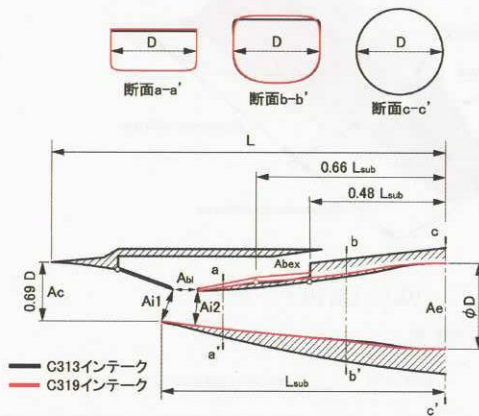


図2.5 インテークの断面形状

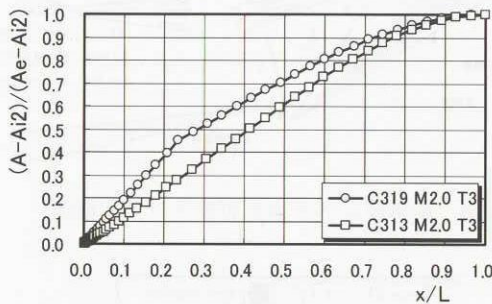


図2.6 亜音速ディフューザの断面積変化

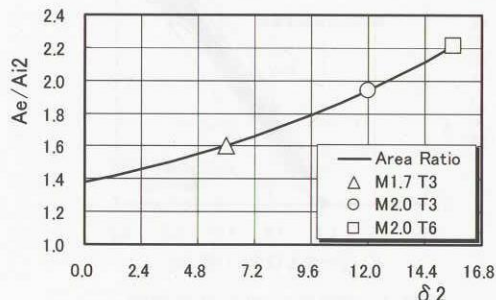


図2.7 亜音速ディフューザの開口面積比

2.4 抽気システム

境界層抽気は第2ランプと第3ランプとの間のスロートスリットにおいてのみ行った。抽気スリットの開口面積比は $A_b/A_e = 0.42$ 、抽気出口の開口面積比は $A_{bex}/A_e = 0.09$ である。

2.5 側壁形状

図2.8に本研究の対象とした3種類の側壁形状を示す。最も小さい形状である側壁S1は第2ランプ先端よりも下流を覆う形状であり、その後退角は 44.7 度である。中間の大きさを有する側壁L4は等エントロピー圧縮面より下流を覆う形状であり、その後退角は 55.6 度である。最も大きい側壁L1は超音速ディフューザのほぼ全域を覆う形状であり、その後退角は 64.5 度である。

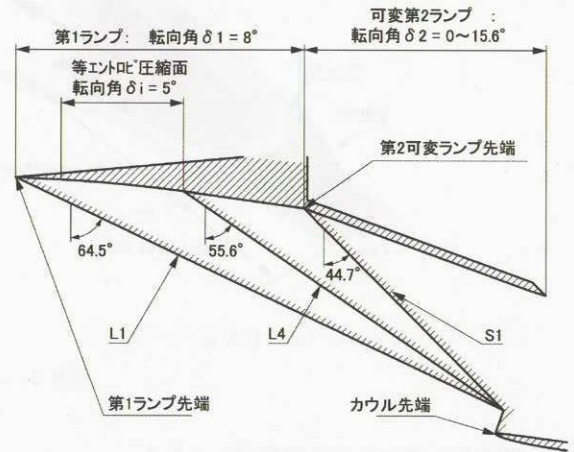


図2.8 側壁形状の詳細

3. 風洞試験

3.1 使用施設

風洞試験は宇宙航空研究開発機構の $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞を使用して行った。試験マッハ数範囲は 1.5 から 2.1 である。また風洞のレイノルズ数範囲は 1m 当たり 2.5×10^7 ～ 2.9×10^7 である。総圧は 160kPa ($M_0 = 1.5$)～ 230kPa ($M_0 = 2.1$)である。総温は室温であり、通風時間は 36 秒である。

3.2 供試模型

3.2.1 インテーク模型

風洞に搭載した供試模型の写真を図3.1に、供試模型全体の概要を図3.2に示す。供試模型は、捕獲面積 $A_c = 3360.7\text{mm}^2$ 、捕獲高さ $h_c = 48.01\text{mm}$ 、全長 $L = 323.60\text{mm}$ 、エンジンファン面直径に相当する出口直径 D およびインテーク幅 B はそれぞれ等しく 70.00mm である。捕獲高さ h_c に基づくレイノルズ数範囲は 1.2×10^6 ～ 1.4×10^6 であ

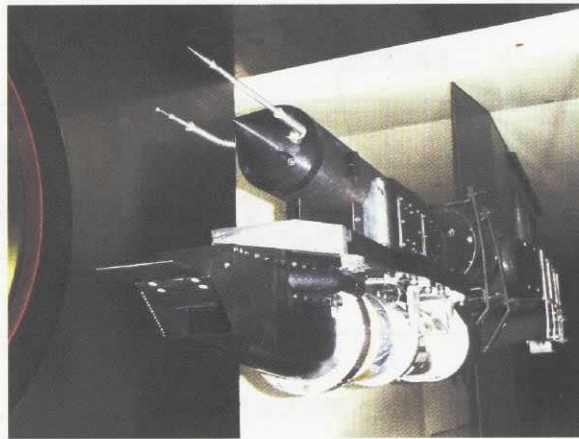


図3.1 供試模型の搭載状態

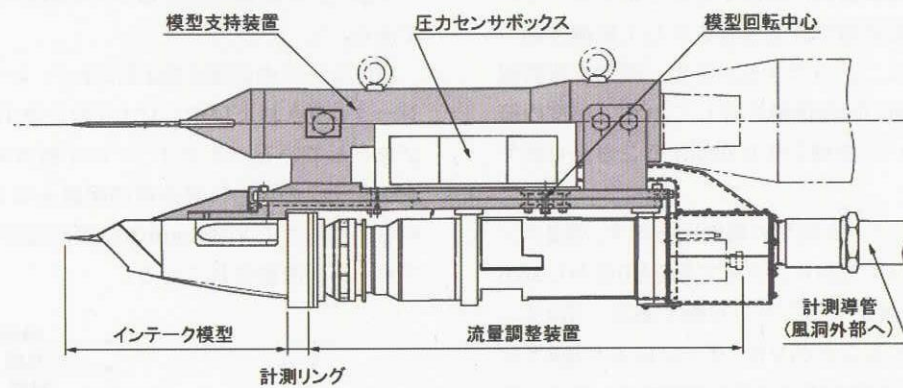


図3.2 供試模型全体概要図

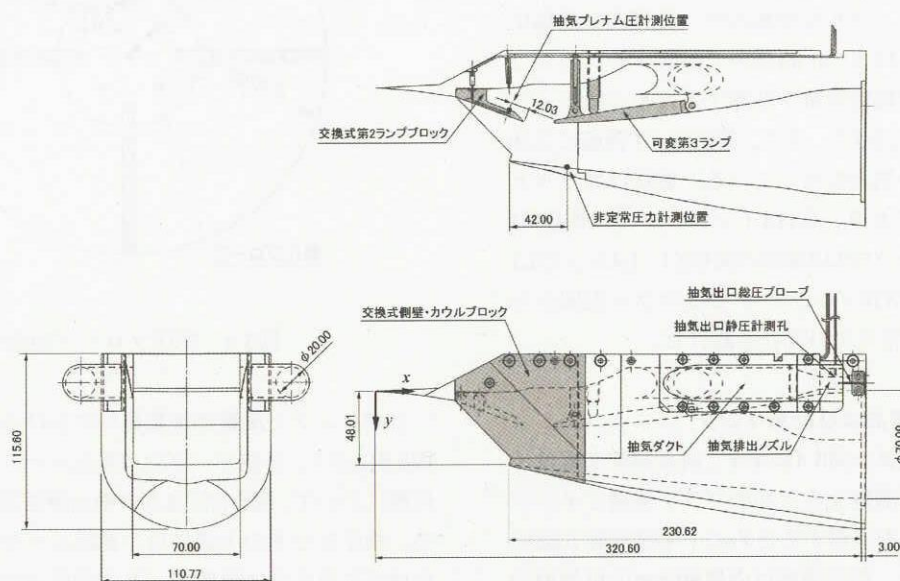


図3.3 インテーク模型概要図

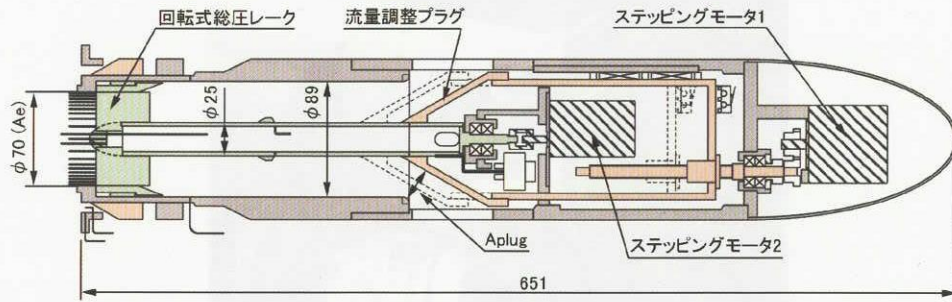


図3.4 流量調整装置の概要図

る。供試模型は模型支持装置、インテーク模型、計測リングおよび流量調整装置により構成されている。圧力計測機器類は模型支持装置内に設置することができ、それらに必要な導線、配管類は計測導管を介して風洞外部の計測機器に接続することができる。また、模型支持装置は横流れ偏角 β 方向の回転機構を有しており、 ± 5 度の範囲において1度刻みで、模型全体を回転することが可能である。

図3.3にC313インテーク模型の概要図を示す。第2ランプは交換式のブロックであり、ランプ角 α を0度から15.6度まで1.2度刻みで設定することが可能である。第3ランプは連続的に可変することができ、ゲージにより第2ランプ後端と第3ランプ先端の相対位置を設定する。また、第3ランプおよび亜音速ディフューザの固定ランプを交換することで、模型形状をC319インテーク形態に変更することが可能である。抽気出口は模型の両側面に設置されている。抽気の排気ノズルは交換式で、抽気出口面積比 A_{ex}/A_c を0.00から0.15まで0.03刻みで設定することができる。抽気出口には抽気流量を計測するための総圧プローブおよび静圧孔を設けた。また、第2ランプ背面には抽気プレナム圧力の計測孔を有している。側壁はカウルと一体型で交換可能であり、C313インテークでは側壁S1のみ、C319インテークでは3種類の側壁S1、L4およびL1を用いた。また、C319インテークではカウル先端から42mmの位置に非定常圧力計測孔を設けた。

その設定範囲はインテーク出口面積を基準として $A_{\text{plug}}/A_e = 0 \sim 140\%$ である。総圧レークはステップモータ2により初期設定位置から ± 90 度の範囲で回転可能である。

総圧レークの詳細を図3.5に示す。レークは十字型で各レークに9点および中心に1点の合計37点の総圧プローブを有している。各プローブの半径方向の位置は90度ピッチレークの場合に等面積の配置となるよう設定されている。中心から半径6mmの位置には周方向に4点の静圧プローブが設置されている。

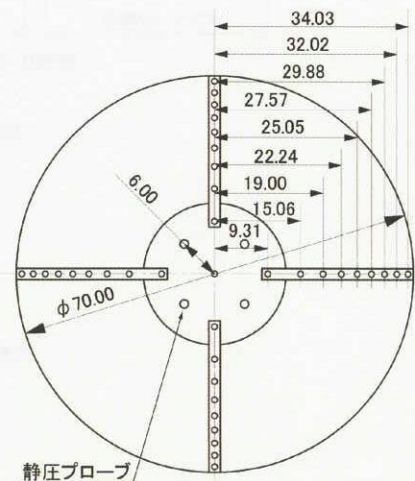


図3.5 総圧プローブ配置図

3.2.2 流量調整装置および計測リング

流量調整装置の概要を図3.4に示す。流量調整装置はインテーク出口流量を調整するためのプラグ機構とインテーク出口の総圧分布を計測するための十字型回転式総圧レークを有している。内部流路は内径89mmの円筒型であり、流路中心には内部に総圧レークの圧力配管を組み込んだ直径25mmのレーク駆動軸が設置されている。流量調整プラグをステップモータ1により前後移動することで、プラグ出口面積 A_{plug} を変化させることができ、

計測リングと流量調整装置内における各種計測位置を図3.6に示す。計測リングには総圧レーク先端に相当する位置において、周方向に4点の壁面静圧計測孔を有している。総圧レークの上流には、総圧レークによる圧力計測の妨げにならない位置で、非定常圧力計測プローブが周方向に4点設置されている。流量調整装置出口から上流40mmの断面には流量計測のための総圧プローブが周方向に4点設置されており、出口から160mm上流には総温計測プローブが周方向に4点設置されている。

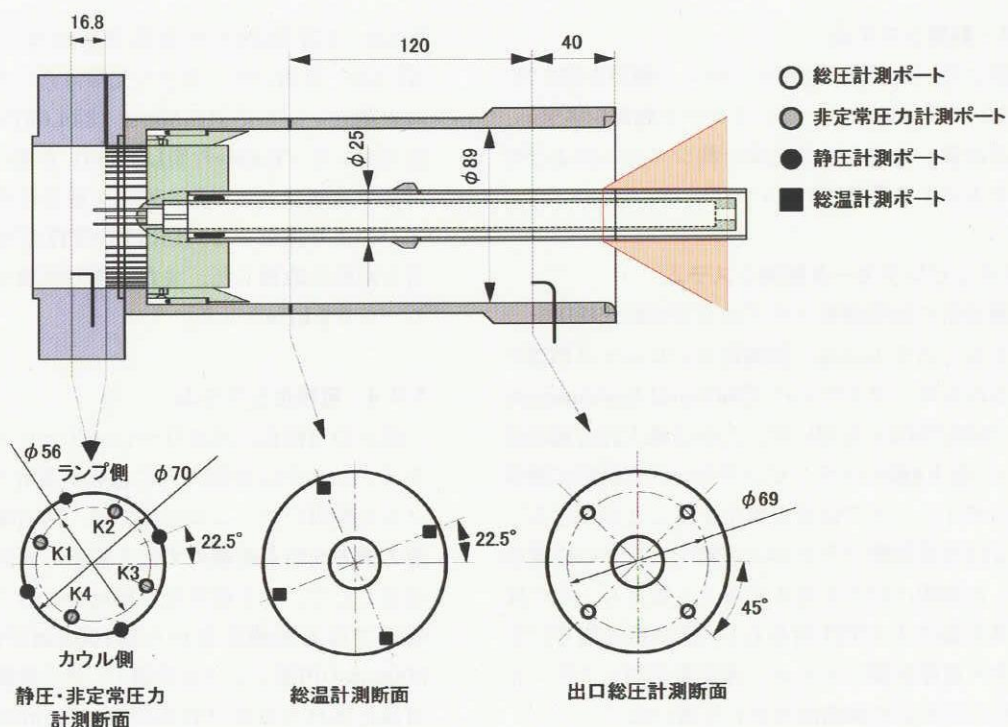


図3.6 計測位置詳細

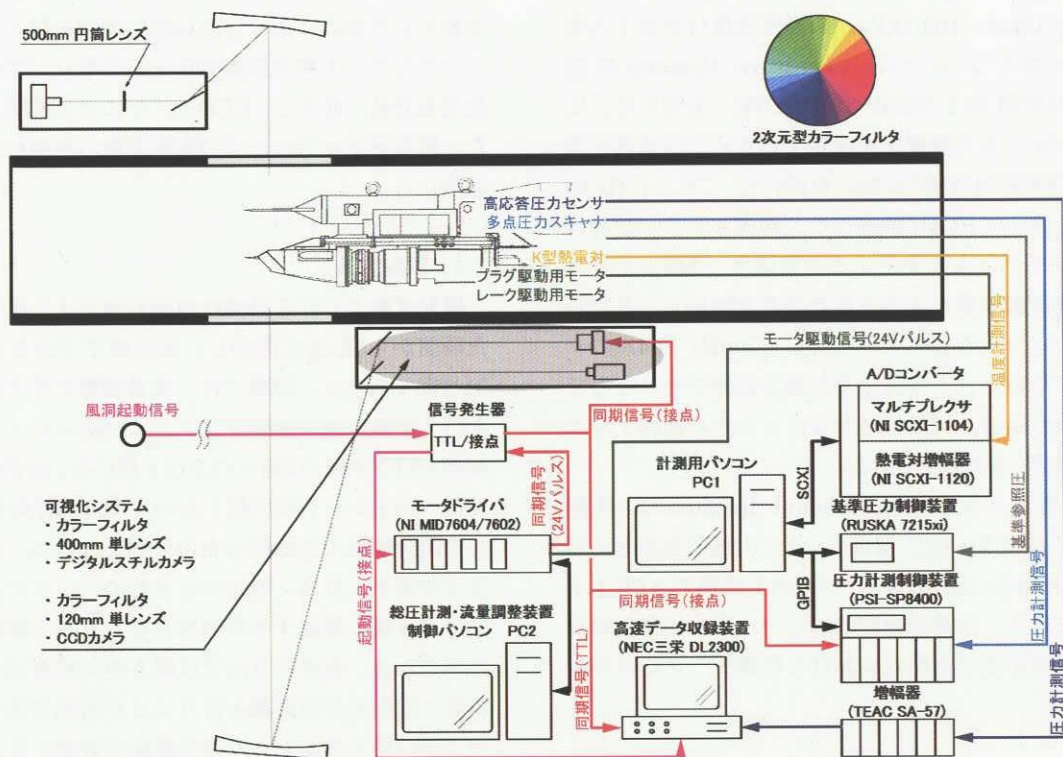


図3.7 制御・計測システム概要

3.3 計測・制御システム

風洞試験に用いた計測・制御システムの概要を図3.7に示す。このシステムはステッピングモータ制御システム、圧力・温度計測システム、非定常計測システムおよび可視化システムにより構成されている。

3.3.1 ステッピングモータ制御システム

流量調整装置の流量調整プラグおよび回転式総圧レークを制御するシステムには、制御用コンピュータPC2により制御されるモータドライバ（National Instruments社製MID-7604/7602）を用いた。これは最大許容電流値1.4Aであり、最大4個のステッピングモータを同時に制御し、任意のタイミングで信号を発生することができる。風洞試験では流量調整プラグおよび総圧レークの位置設定が終了した瞬間に信号を発生するよう設定し、その信号を信号発生器によりTTL信号もしくはA接点信号に変換し、圧力・温度計測システム、非定常計測システムおよび可視化システムの同期信号として用いた。

3.3.2 圧力・温度計測システム

圧力計測システムには圧力計測制御装置（Pressure Systems社製SP-8400）を用いた。圧力計測には計測レンジが差圧15psi（103.4kPa）の温度補償付き電子式多点圧力走査モジュール（Pressure Systems社製ESP-64HD-DTCおよびESP-32HD-DTC）を用いた。圧力走査モジュールの参照圧を設定するためには基準圧力制御装置（RUSKA社製7215xi）を用いた。これらはGPIBケーブルを介してPC1に接続され、制御される。計測はモータドライバにより発生する同期信号（A接点信号）が圧力計測制御装置に入力された時点で開始し、多点圧力走査モジュールの各ポートに対して200Hzで64点のサンプリングを行い、その算術平均値を計測データとしてPC1上に取り込む。同期信号を受けてから計測終了までに要する時間は約0.8秒である。

温度計測システムにはNational Instruments社製SCXIシステムを用いた。温度センサにはK型熱電対を用い、計測した信号はSCXIシステムでA/D変換されPC1上に取り込まれる。計測は連続的に行い、圧力計測制御装置が同期信号を受けた時点における計測データを保存する。

3.3.3 非定常計測システム

非定常計測システムには最大1MHzで同時サンプリングが可能な16チャンネルのA/D変換器である高速データ収録装置（NEC三栄社製DL2300）を用いた。計測レンジに設置した非定常圧力計測孔では、計測レンジが差圧

25psi（172.3kPa）の高応答圧力センサ（Kulite社製XT-140）を用いた。カウル先端付近の非定常圧力計測には計測レンジが絶対圧50psi（344.6kPa）の薄型高応答圧力センサ（Kulite社製LQ-080）を用いた。非定常圧力計測では他システムとの同期を取るために、モータドライバにより発生する同期信号（TTL信号）を圧力計測信号と同時に取得した。また、風洞試験ではサンプリングレートを2kHzとした。

3.3.4 可視化システム

流れの可視化にはカラーシュリーレン法を用いた。カラーフィルタには周方向に色相が変化する2次元型のフィルタを用いた。この方法では、凹面鏡の縦方向焦点距離と横方向焦点距離のずれを補正し両焦点距離を一致させることで、より鮮明な可視化を行うことができる。本研究では光源側焦点から約100mmの位置に焦点距離500mmの円筒レンズを設置し、焦点距離の補正を行った。可視化された画像は焦点距離400mmの単レンズにより拡大され、デジタルスチルカメラ（Nikon社製D1）により静止画像として記録される。デジタルスチルカメラにはモータドライバにより発生する同期信号（A接点信号）を入力し、流量調整プラグおよび総圧レークの位置設定が終了した時点における流れ場の撮影を行った。また、ハーフミラーと焦点距離120mmの単レンズにより可視化光を分岐、拡大し、CCDカメラによるVTR記録を行った。超音速ディフューザの表面流線の可視化には油膜法を用いた。

3.4 試験方法

風洞試験における計測は気流が静定する調圧弁が開いた瞬間から5秒後に開始し、通風終了である36秒までの31秒間で行った。試験では、流量調整プラグのみの制御を行う試験と流量調整プラグおよび総圧レークの両方の制御を行う試験の2通りの方法を用いた。前者の試験方法では、総圧レークは回転しないので、周方向に90度刻みの空間分解能での総圧分布の計測となるが、流量調整プラグ位置をより多く設定できるため、バズの発生点の検知など流量に関連する計測項目をより高分解能で行うことができる。後者の方法では周方向に45度刻みの空間分解能で総圧分布の計測を行うことが可能であり、インテーク出口総圧分布をより高分解能で計測することができる。

3.5 計測データ処理

風洞試験により得られた圧力、温度データをもとにインテークの空力性能指標であるインテーク出口流量比

MFR_{eng}, 抽気流量比MFR_{bleed}, 捕獲流量比MFR_{cap}, 漏れ流量比MFR_{spil}, 総圧回復率PR, 周方向ディストーションパラメタDC(60)及び圧力変動標準偏差PTK_{rms}を求めた。以下にその算出方法を示す。

3.5.1 流量比

インテークの性能指標として重要となる流量は、インテーク出口流量, 抽気流量, インテーク捕獲流量および漏れ流量の4種類である。いずれの流量もインテークの捕獲面積 A_c を通過する主流流量を基準とした流量比として次式のように表される。

$$\begin{aligned} \text{MFR} &= \frac{\rho U A}{\rho_0 U_0 A_c} \\ &= \frac{P_t}{P_{t0}} \left[\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M}{M_0} \sqrt{\frac{T_t}{T_{t0}}} \frac{A}{A_c} \quad (3.1) \end{aligned}$$

ここで ρ , U , P , T , M , γ 及び A は、それぞれ密度, 速度, 総圧, 総温, マッハ数, 比熱比および面積を表す, 添え字0は主流状態を, A_c は捕獲面積を表す。

(1)インテーク出口流量比 MFR_{eng}

インテーク出口断面における流量比をインテーク出口流量比MFR_{eng}とする。風洞試験範囲では流量調整プラグ内の総圧と出口静圧との比が十分大きいので, 流量調整プラグ出口において流れがチョークすることを仮定して流量比を算出した。すなわち式(3.1)において $M=1$ とし, A にはプラグ開口面積 A_{plug} , T_t には風洞総温, P には流量調整プラグ上流4点で計測した総圧の平均値を用いて流量比を算出した。

(2)抽気流量比MFR_{bleed}

抽気出口における流量比を抽気流量比MFR_{bleed}とする。式(3.1)において $A=A_{bex}$ とし P は計測値, T_t は風洞総温を用いた。また, 抽気プレナム内の総圧は比較的低く, 抽気出口で流れがチョークしない条件もあるため, マッハ数 M は抽気出口で計測した総静圧比から求めた。

(3)インテーク捕獲流量比MFR_{cap}

インテーク内に流入する, スロート断面での流量比を捕獲流量比MFR_{cap}とする。捕獲流量比はインテーク出口流量比に抽気流量比を加えたものになり, 以下のように表される。

$$\text{MFR}_{cap} = \text{MFR}_{eng} + \text{MFR}_{bleed} \quad (3.2)$$

(4)漏れ流量比MFR_{spil}

インテークの捕獲面積 A_c を通過する流れに対して, インテークに流入しきれず, 外部に溢れる流量比を漏れ流量比MFR_{spil}とする。漏れ流量とインテーク捕獲流量の和が捕獲面積 A_c を通過する主流の流量であるからMFR_{spil}は以下のように表される。

$$\text{MFR}_{spil} = 1 - \text{MFR}_{cap} \quad (3.3)$$

3.5.2 総圧回復率PR

総圧回復率PRはインテーク出口の総圧の面積平均値と主流総圧との比として定義され以下のように表される。

$$\text{PR} = \frac{\overline{P_{te}}}{P_{t0}} = \sum_i \frac{P_{te,i}}{P_{t0}} \frac{\Delta A_{e,i}}{A_c} \quad (3.4)$$

ここで $P_{te,i}$ は総圧レークの各プローブで計測した総圧, $\Delta A_{e,i}$ は各プローブに対する面積を表している。

3.5.3 空間ディストーション

ディストーションはインテーク出口断面総圧分布の均一性を表すパラメタであり, 本研究では総圧分布の周方向の均一性を表す周方向ディストーションパラメタDC(60)により評価した。DC(60)の算出には, まず円形のインテーク出口断面に中心角60度の扇形領域を設定し, その領域内における総圧面積平均値の周方向の最小値を求める。DC(60)は出口平均動圧を基準とした扇形領域内総圧平均値の周方向最小値とインテーク出口断面全体の総圧平均値との差として定義され, 以下のように表される。

$$\text{DC}(60) = \frac{\overline{P_{te}} - \overline{P_{te}(60^\circ)}_{\min}}{q_c} \quad (3.5)$$

ここで $\overline{P_{te}(60^\circ)}_{\min}$ は中心角60度の扇形領域における総圧平均値の周方向最小値を表す。

3.5.4 時間ディストーション

作動安定性を表す時間ディストーションは高応答圧力センサにより計測した圧力の圧力変動標準偏差PTK_{rms}により評価した。PTK_{rms}は各流量調整プラグ位置に対して1024点(約0.5秒間)の非定常圧力計測結果から算出した。

$$\text{PTK}_{rms} = \sqrt{\frac{\sum_i (\text{PTK}_i - \overline{\text{PTK}})^2}{n}} \quad (3.6)$$

ここで $\overline{\text{PTK}}$ は解析区間内での圧力変動の平均値を表す。

4. 数値計算

4.1 使用施設

数値計算は航空宇宙技術研究所の数値シミュレータであるNWTおよびCeNSSを使用して行った。

4.2 数値計算法

数値計算は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 $k-\epsilon$ モデル⁶⁾を用いた。

4.3 計算格子

図4.1に計算格子の概要を示す。計算格子には物体適合格子を用い、計算領域は外部流領域、インテークダクト外側、インテークダクト内側および抽気プレナムの4領域に分割した。また、計算負荷を軽減するために流れの対称性を仮定してスパン方向に半分のみの計算とした。総格子数は約92万点である。

インテーク出口よりも下流にはインテーク出口直径の5倍程度の直管を設置した。インテークの流量調整は直管の下流側に設置した第2スロートによりなされる。第2スロート面積は風洞試験における A_{plug} に対応しており、絞り部の面積を変更することでインテークの作動状態を模擬することができる。また、抽気出口の第2スロート面積を変更することで抽気流量を変化させることができ、その面積は風洞試験における設定値と等しくした。

外部領域は計算負荷の軽減のため、カウル圧力抵抗におよぼすカウル先端のサクシオン効果が顕著に現れる領域に限定した。

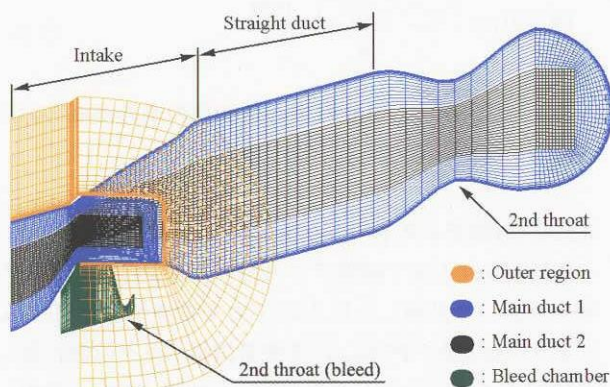


図4.1 計算格子

4.4 計算結果処理

得られた計算結果を実験結果と比較するため、計算データから3.5節に示すインテーク空力性能指標を実験と同様に算出した。ただし、計算は定常計算であるため、

作動安定性の指標である圧力変動標準偏差については評価しない。一方、インテーク抵抗に関しては、数値計算結果から評価した。

(1) 流量比MFR

数値計算は実験に比べて空間分解能がはるかに高いので、流量はチョークなどの仮定をおくことなく注目した断面に対して各格子の流量を積分して求めた。すなわちインテーク出口流量比および抽気流量比はそれぞれの出口断面において流量を積分して求めた。インテーク捕獲流量比は風洞試験結果の処理と同様にインテーク流量比と抽気流量比との和として算出した。漏れ流量比は計算格子の外部流領域と内部流領域との境界を通過する流量を積分して求めた。

(2) 総圧回復率PRおよび空間ディストーション

総圧回復率は式(3.4)を用いて算出した。周方向ディストーションパラメタDC(60)は式(3.5)を用いて算出した。

(3) インテーク抵抗

図4.2にインテークにかかる抵抗の概要を示す。インテークの最大流量時では、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、 $A_c - A_{0max}$ 分は外部に漏れていく。このときの流線にかかる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にかかる抵抗とインテーク付加抵抗 $CD_{pre-entry}$ との差分を $CD_{spill/gross}$ と定義する。また、最大流量時にカウル外面上にかかる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現れるため、 ΔCD_{cowl} は負の値である。さらに、 $CD_{spill/gross}$ に ΔCD_{cowl} を加えたものを漏れ抵抗と呼び、 CD_{spill} と表す。すなわち漏れ抵抗はインテーク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。インテークにかかる抵抗 CD_{intk} は内部抵抗である抽気抵

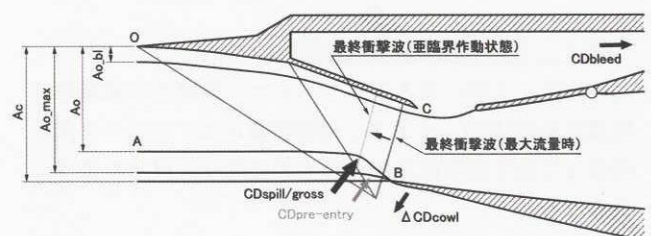


図4.2 インテークにかかる抵抗

抗 CD_{bleed} も加え、以下のように表される。

$$CD_{intk} = CD_{pre-entry} + CD_{spill} + CD_{bleed} \quad (4.1)$$

ここで

$$CD_{spill} = CD_{spill/gross} + \Delta CD_{cowl} \quad (4.2)$$

漏れ抵抗係数は流線（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4.2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、次式により捕獲面積 A_c を基準とする抵抗係数を求めた。この算出式により式(4.1)および式(4.2)における $CD_{spill/gross} + CD_{pre-entry}$ を求めることができる。

$$CD_{spill/gross} + CD_{pre-entry} = \int_B^C \frac{\rho u^2 - (p - p_0)}{q_0 A_c} dA + \int_0^C \frac{(p - p_0)}{q_0 A_c} dA - \frac{\rho_0 u_0^2 A_0}{q_0 A_c} \quad (4.3)$$

カウル圧力抵抗はカウル表面上の圧力を積分して求めることができる。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すると、以下のように表される⁷⁾。

$$D_{bleed} = 2q_0 A_0 - [(p_{bex} - p_0) + 2q_{bex}] A_{bex} \quad (4.4)$$

式(4.4)において抽気出口で流れがチョークする場合、式(4.4)は以下のように書き直される。

$$CD_{bleed} = \frac{2A_0}{A_c} - \left[\left(0.528 \frac{P_{tbex}}{p_0} - 1 \right) \frac{p_0}{q_0} + 0.740 \frac{P_{tbex}}{q_0} \right] \frac{A_{bex}}{A_c} \quad (4.5)$$

抽気抵抗の見積もりには式(4.5)を用いた。ただし、抽気の流出方向を30度と仮定した。

5. 風洞試験結果

5.1 インテークの作動状態と空力特性

図5.1に風洞試験で得られた、主流マッハ数 $M_0 = 2.0$ における、総圧回復率PR、周方向ディストーションパラメータDC(60)およびインテーク出口の圧力変動標準偏差 PTK_{rms} とインテーク出口流量比 MFR_{eng} との関係を示す。図中の各点(a)～(e)における流れ場の模式図を図5.2に、衝撃波パターンの可視化結果を図5.3に、インテーク出口の総圧分布を図5.4に示す。

(1) 超臨界作動領域の空力性能

点(a)から点(b)までの超臨界作動状態では、最終衝撃波は最大流量時の位置に発生し、捕獲流量比は変化しない。

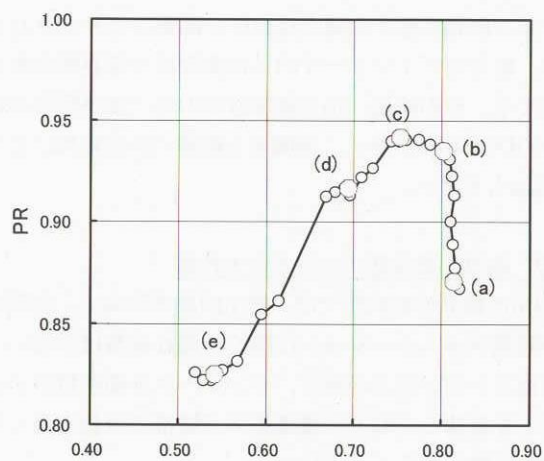
エンジン作動状態との適合は総圧の調整によりなされるため、亜音速ディフューザ内には衝撃波や境界層剥離が発生する。その結果、出口総圧分布の均一性が損なわれるためDC(60)は大きく、剥離せん断層の非定常性により PTK_{rms} も大きい。

(2) 臨界作動状態における空力性能

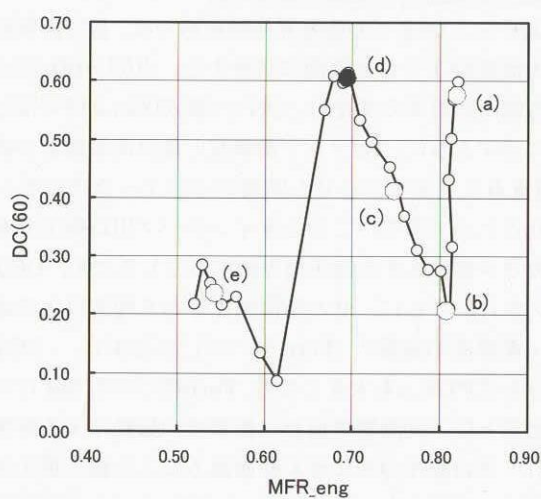
点(b)の臨界作動状態では、総圧回復率が高く、空間および時間ディストーションは低く、漏れ流量は少ない。これはエンジン推力が高く、インテーク外部抵抗が小さいことを意味しており、推進系の正味推力が最も高くなる作動状態である。

(3) 亜臨界作動領域の空力性能

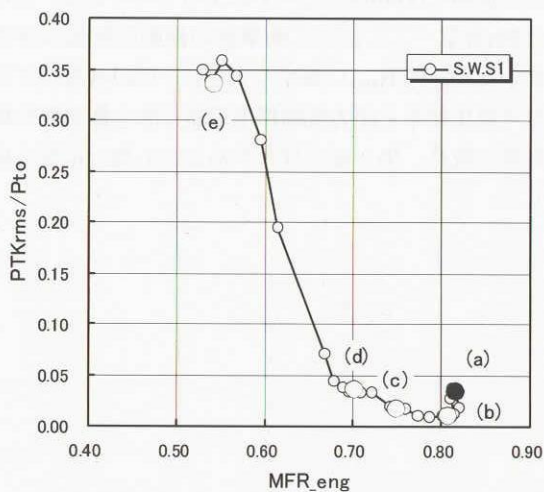
点(b)から点(e)までの亜臨界作動状態では、最終衝撃波は最大流量時よりも上流側に発生する。点(c)～(d)間における総圧回復率の変化は、流れの模式図および可視化結果に示すように、第2ランプ衝撃波と最終衝撃波との衝撃波3重点より発生するせん断層がインテーク内に吞み込まれるためである。このときインテーク出口総圧分布にはカウル側に大きな総圧損失領域が生じるため、DC(60)は大きい。さらに、せん断層強度がある程度以上の場合には、衝撃波の振動⁹⁾ (Ferri型バズ) が発生し、DC(60)とともに PTK_{rms} も大きくなる。Ferri型バズの判定は可視化結果と圧力変動標準偏差に衝撃波の振動による影響が現れ、出口総圧分布にせん断層流入による総圧損失領域が見られる場合とした。点(d)～(e)間における総圧回復率の変化は超音速ランプ面上の境界層剥離により生じる衝撃波の振動⁹⁾ (Dailey型バズ) によるものである。先に述べたFerri型バズに比べて衝撃波の振動の振幅は非常に大きいため、 PTK_{rms} は極めて大きい。Dailey型バズの判定は可視化結果と圧力変動標準偏差に強く衝撃波の振動の影響が現れ、出口総圧分布があたかも均一になる場合とした。



(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差

図5.1 インテークの作動特性



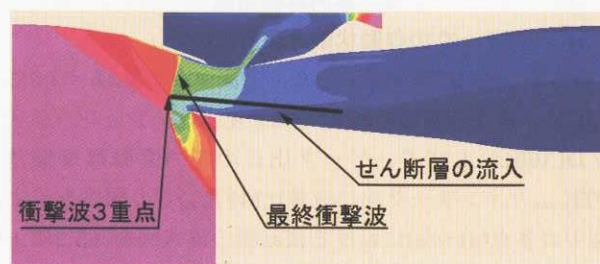
(a) 超臨界作動状態 (点a)



(b) 臨界作動状態 (点b)

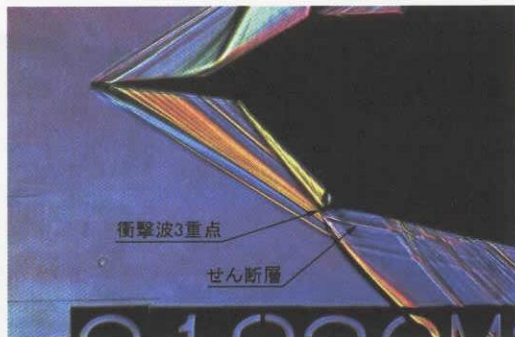


(c) 亜臨界作動状態 (点c)



(d) Ferri型バズ (点d)

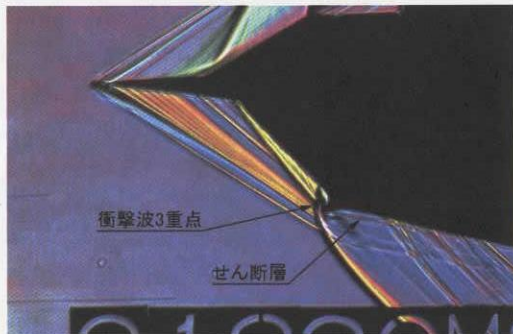
図5.2 流れの概要 (マッハ数分布)



(a) 超臨界作動状態 (点a)



(b) 臨界作動状態 (点b)



(c) 亜臨界作動状態 (点c)

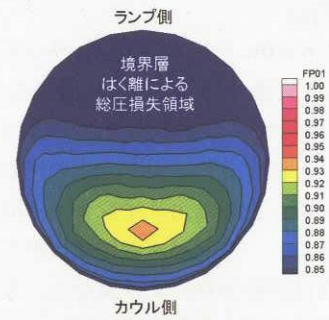


(d) Ferri型バズ (点d)

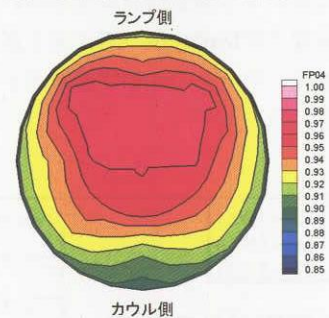


(e) Dailey型バズ (点e)

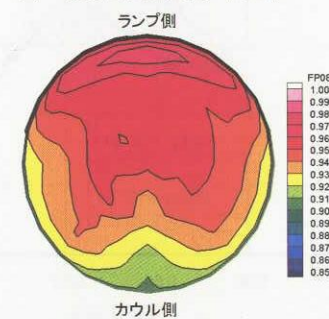
図5.3 超音速ディフューザ部の流れ場



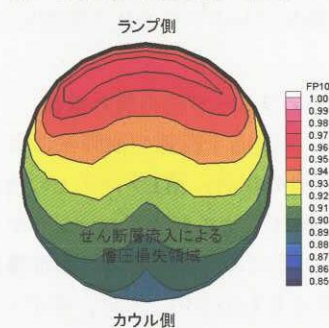
(a) 超臨界作動状態 (点a)



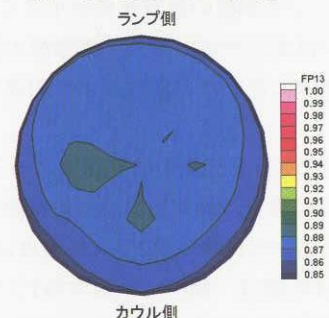
(b) 臨界作動状態 (点b)



(c) 亜臨界作動状態 (点c)



(d) Ferri型バズ (点d)



(e) Dailey型バズ (点e)

図5.4 インテーク出口総圧分布

(4) 抽気特性

図5.5に $M_0 = 2.0$ における抽気プレナム圧力比PRbとインテーク出口流量比 MFR_{eng} との関係を示す。PRbはFerri型バズの発生点よりも高流量側において側壁形状によらずほぼ一致することから、この作動領域では側壁形状に関わらず、PRbによりインテークの作動状態を表すことができる。一方、バズ領域ではその発生点が異なるため、PRbは側壁形状により異なる。なお、バズの発生点よりも高流量側の作動領域において、PRbはいずれのマッハ数においても側壁形状によらないことを確認しており、本研究ではDailey型バズよりも高流量側の作動領域におけるインテークの作動状態を表すパラメタとしてPRbを使用する。

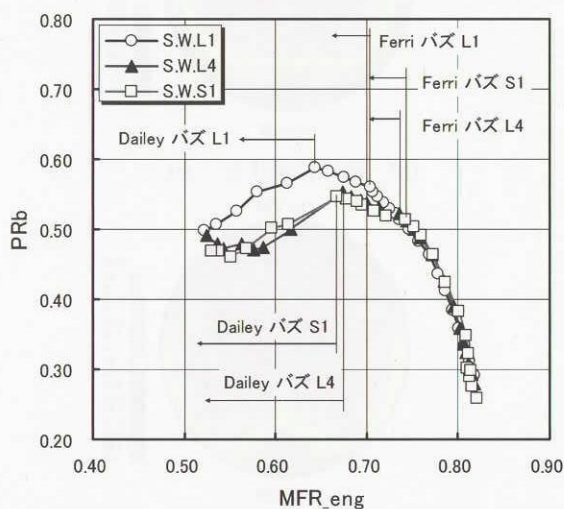


図5.5 抽気プレナム圧力比と流量比との関係

5.2 超音速ディフューザ部の流れ構造

図5.6にランプ表面上流線の油膜法による可視化結果を示す。側壁S1の場合、第1ランプ上の流れにはインテーク外部への漏れ（サイドスピレージ）が生じ、捕獲流線は外側へ曲がるため、主流における捕獲流線の幅 B_0 は側壁L1の場合よりも小さい。一方、サイドスピレージに伴う膨張波により第2ランプ衝撃波上流のマッハ数は増加し、第2ランプ衝撃波の衝撃波角が小さくなるため、衝撃波パターンは変化する。また、膨張波の影響領域を考慮すると、側壁に近いほど流れはより加速することがわかる。

図5.7に側壁表面上流線の油膜法による可視化結果を示す。側壁S1の場合、側壁境界層は最終衝撃波のみと干渉し、側壁表面上の流線は第2ランプ角度に沿っている。一方、側壁L1の場合、側壁境界層は第1ランプ圧縮波、第2ランプ衝撃波および最終衝撃波と干渉し、側壁表面上

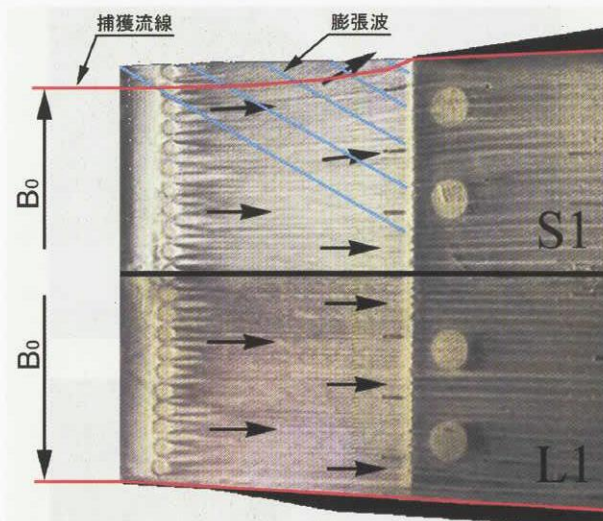
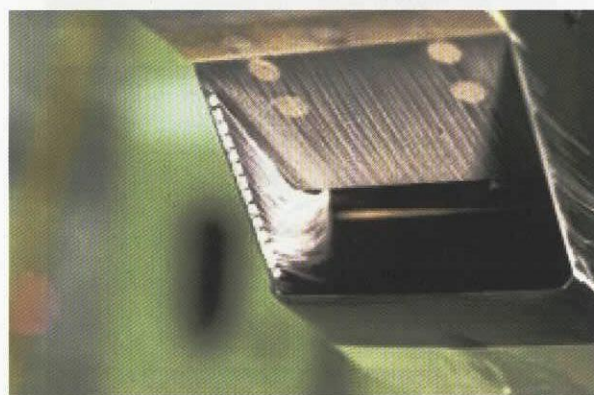
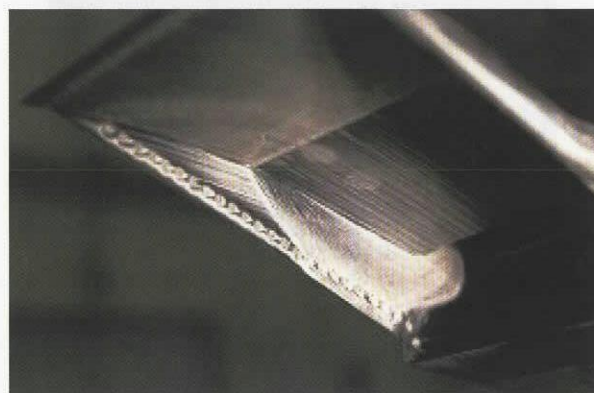


図5.6 油膜法によるランプ表面上の流線の可視化結果



(a) 側壁S1



(b) 側壁L1

図5.7 油膜法による側壁表面上の流線の可視化結果

の流線は第1ランプではランプ角度に沿っているが、第2ランプでは第2ランプ衝撃波の衝撃波角に沿った流線形

状となっている。これは、超音速ディフューザを通過した側壁境界層の状態が、側壁形状により異なることを示唆している。

5.3 側壁形状による空力性能比較

5.3.1 主流マッハ数 $M_0 = 2.0$ の場合

図5.8に風洞試験より得られた主流マッハ数 $M_0 = 2.0$ 、横流れ偏角 $\beta = 0 \text{ deg}$ 、第2ランプ角 $\delta_2 = 12.0 \text{ deg}$ （スケジュールT3）における空力性能指標とインテーク出口流量比 MFR_{eng} との関係を示す。図に示す空力性能指標は総圧回復率PR、周方向ディストーションパラメタDC(60)およびインテーク出口4点（K1, K2, K3およびK4）における圧力変動標準偏差の平均値 PTK_{rms} である。図5.9に同様な条件における空力性能指標と抽気プレナム圧力比 PR_b との関係を示す。また、図5.9中に示す1から4の作動状態におけるインテーク出口総圧分布を図5.10に示す。インテーク形態はいずれもC319であり、それぞれ3種類の側壁L1, L4およびS1に対する結果を示す。

(1) インテーク出口における流れの構造

図5.8および図5.10より、側壁L1ではFerri型バズ発生点よりも高流量側の作動領域において、インテーク出口総圧分布には総圧損失の大きい領域と流れの偏りがみられる。これは、亜音速ディフューザ内において境界層の剥離が生じているためと考えられる。側壁L4および側壁S1では、そのような境界層剥離による総圧損失はみられないが、超臨界作動領域では側壁L4の方が境界層は厚く、総圧損失の領域は広い。このような出口総圧分布の違いは亜音速ディフューザに流入する境界層の状態が側壁形状により異なるためと考えられる。また、亜臨界作動領域において側壁L4では総圧損失の領域はカウル側にみられるが、側壁S1ではさらに側壁側にも総圧損失の領域がみられる。小さい側壁における側壁側の損失は、サイドスピレージによる側壁付近のマッハ数の増加に伴う、衝撃波による損失の増加によるものと考えられる。

(2) 総圧回復率

総圧回復率PRは、側壁L1の場合、ディフューザ内に剥離を伴う作動領域において他の側壁形状よりも低い。側壁L4と側壁S1の場合を比較すると、超臨界作動領域においては境界層が薄い側壁S1のほうが高くなり、亜臨界作動領域では、衝撃波による損失の少ない側壁L4のほうが高い（図5.9）。

(3) 空間ディストーション

側壁L1の場合、境界層剥離が生じる作動領域でDC(60)

は大きい。側壁L4と側壁S1におけるDC(60)は、流れの構造の違いにより、超臨界作動領域では側壁L4の方が高く、亜臨界作動領域では側壁S1の方が高くなる（図5.9）。

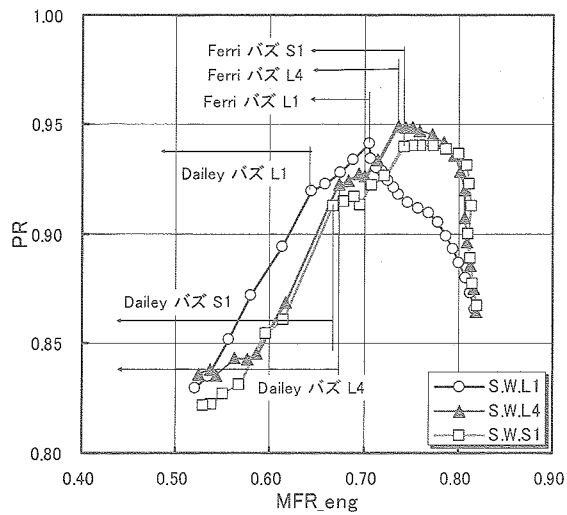
(4) 作動安定性

図5.8より側壁が大きいほど、Ferri型バズの発生点におけるインテーク出口流量比 MFR_{eng} は小さく、臨界作動状態からバズ発生までの安定作動領域は広い。これは最終衝撃波の上流方向への移動に対して、側壁が大きいほどせん断層が呑み込まれにくいことを示唆している。また、Ferri型バズ領域における PTK_{rms} は側壁L1の場合に小さく、衝撃波の振動は側壁L1の場合に最も弱い。これらの結果を総合すると、バズ発生に関連する作動安定性は側壁が大きいほど性能が良いものといえる。しかし、Ferri型バズ発生点よりも高流量側では、側壁L1においてFerri型バズ発生領域と同程度の圧力変動が発生している（図5.9）。これは、側壁L1では亜音速ディフューザ内の境界層が剥離しており、剥離せん断層の非定常性を反映した結果であると考えられる。これより、インテーク作動域全体を考えると、側壁L1の性能は必ずしも良いとはいえない。

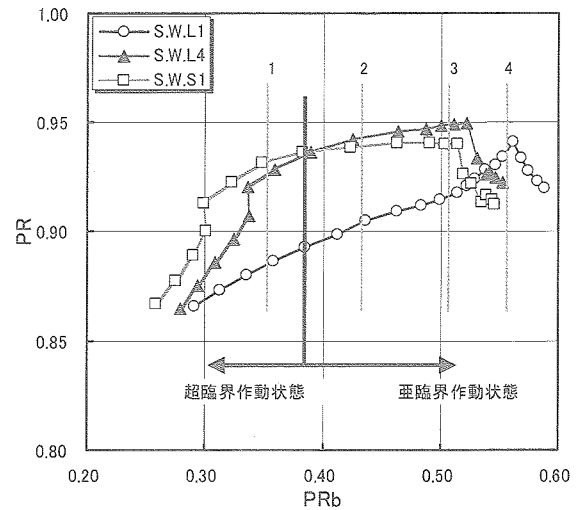
5.3.2 主流マッハ数 $M_0 \leq 1.7$ の場合

$M_0 = 1.7$ 、 $\beta = 0 \text{ deg}$ 、 $\delta_2 = 6.0 \text{ deg}$ （スケジュールT3）における、基本空力性能指標とインテーク出口流量比との関係を図5.11に、基本空力性能指標と抽気プレナム圧力比との関係を図5.12に示す。また、図5.12中に示す1から4の各作動領域におけるインテーク出口総圧分布を図5.13に示す。 $M_0 = 2.0$ のときと同様、総圧回復率およびDC(60)に関する性能は側壁が小さいほど超臨界作動領域で良く、亜臨界作動領域で悪い。しかし、 $M_0 = 2.0$ の場合と比較すると、側壁形状による流れ構造の大きな変化がみられなくなるため、側壁形状による総圧回復率の差は小さくなっている。圧力変動標準偏差 PTK_{rms} は亜臨界作動領域においてDailey型バズによる増加がみられる。せん断層の呑み込みによるFerri型バズは発生せず、 PTK_{rms} の増加はみられない。バズ領域以外では、側壁形状による PTK_{rms} の違いはみられず、 $M_0 = 2.0$ の場合に比べて PTK_{rms} は小さく、安定した流れとなる。

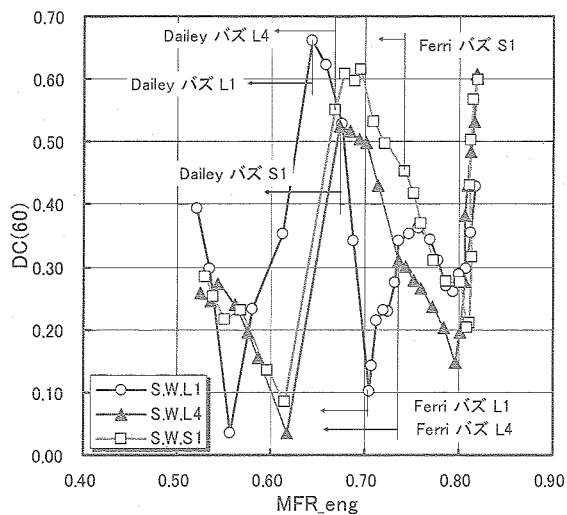
$M_0 = 1.5$ 、 $\beta = 0 \text{ deg}$ 、 $\delta_2 = 1.2 \text{ deg}$ （スケジュールT3）における、基本空力性能指標とインテーク流量比との関係を図5.14に、基本空力性能指標と抽気プレナム圧力比との関係を図5.15に示す。また、図5.15中に示す1から4の各作動領域におけるインテーク出口総圧分布を図5.16に示す。



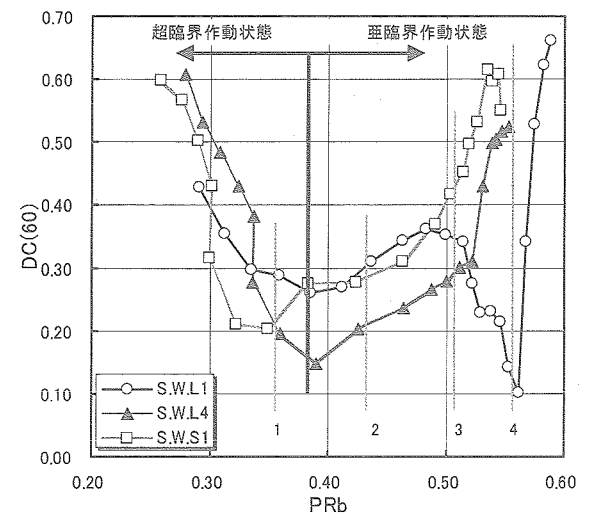
(a) 総圧回復率



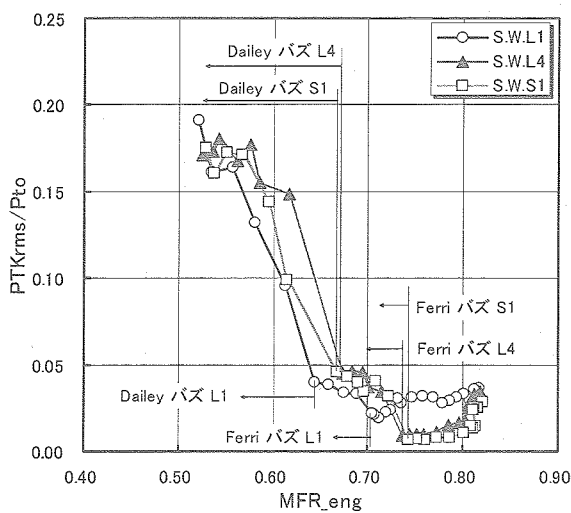
(a) 総圧回復率



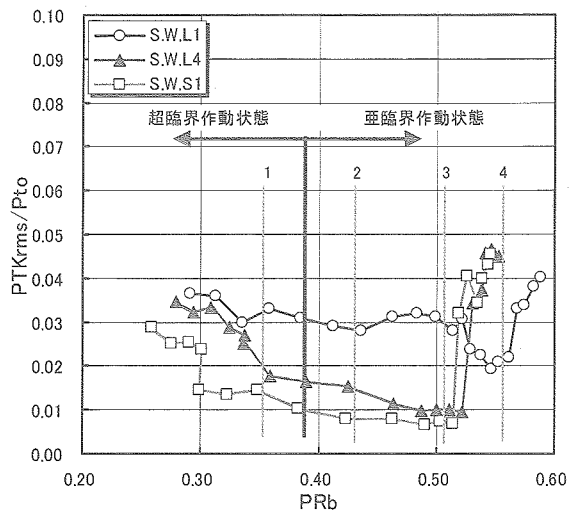
(b) 周方向ディストーション



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差



(c) 圧力変動標準偏差

図5.8 空力性能指標と流量比との関係
($M_0 = 2.0$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 12.0$ deg)

図5.9 空力性能指標と抽気プレナム圧との関係
($M_0 = 2.0$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 12.0$ deg)

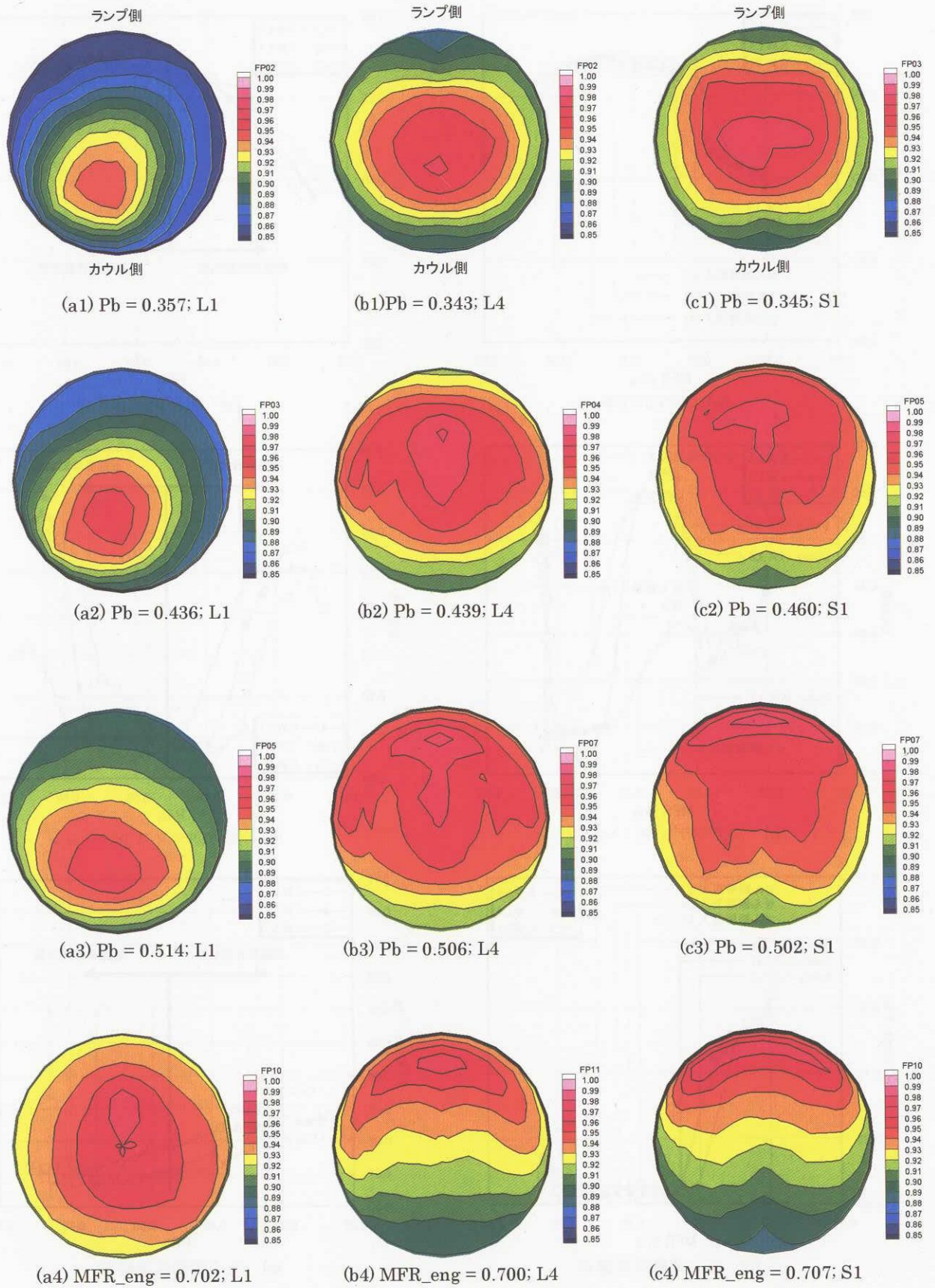
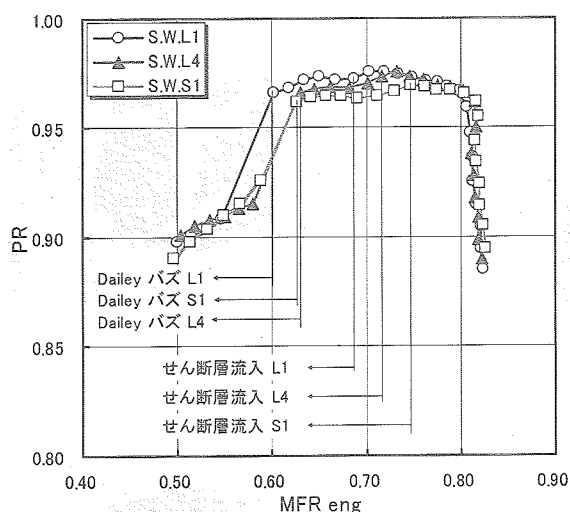
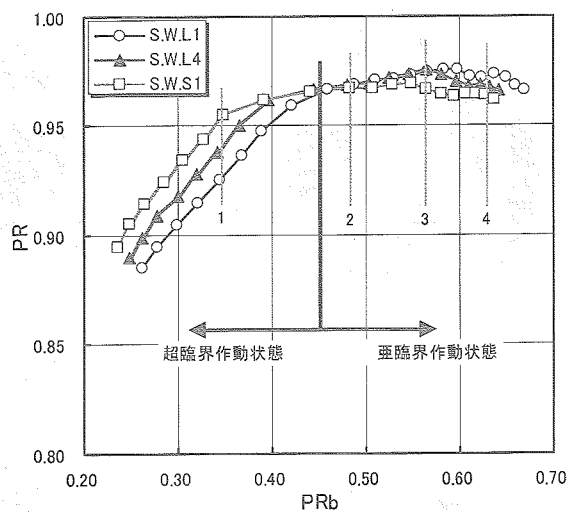


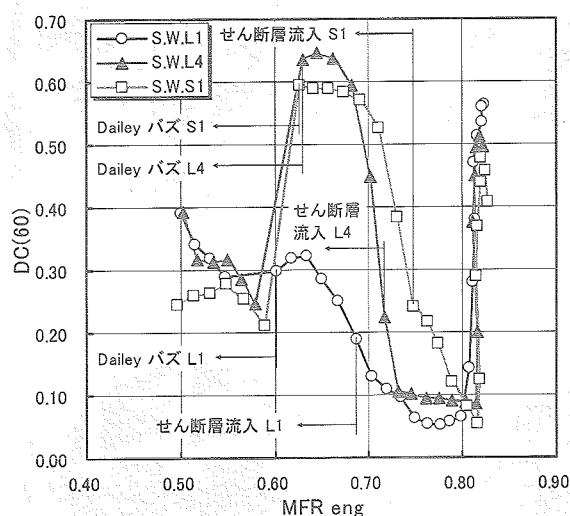
図5.10 インテーク出口総圧分布
($M_0 = 2.0$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 12.0$ deg, 総圧レーク 45° ピッチ)



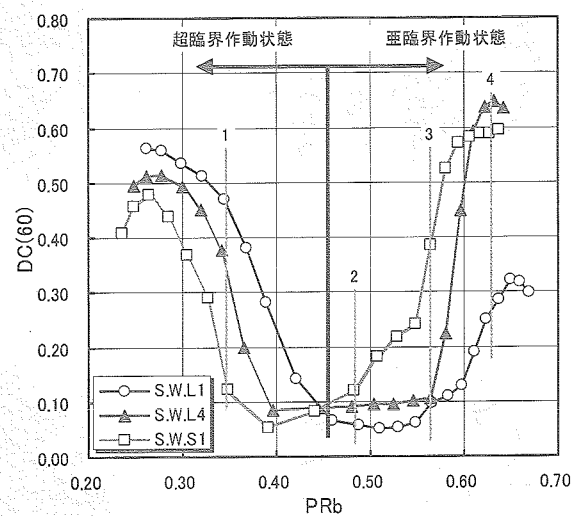
(a) 総圧回復率



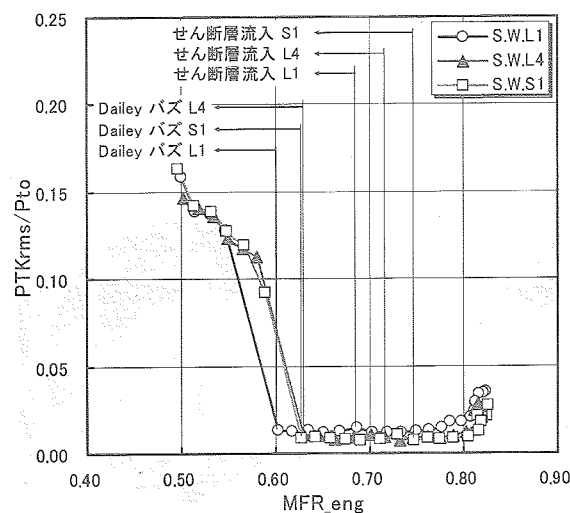
(a) 総圧回復率



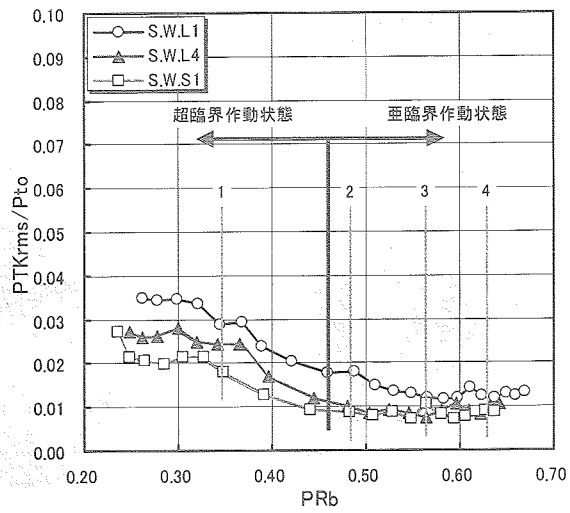
(b) 周方向ディストーション



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差



(c) 圧力変動標準偏差

図5.11 空力性能指標と流量比との関係
($M_0 = 1.7$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 6.0$ deg)

図5.12 空力性能指標と抽気プレナム圧との関係
($M_0 = 1.7$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 6.0$ deg)

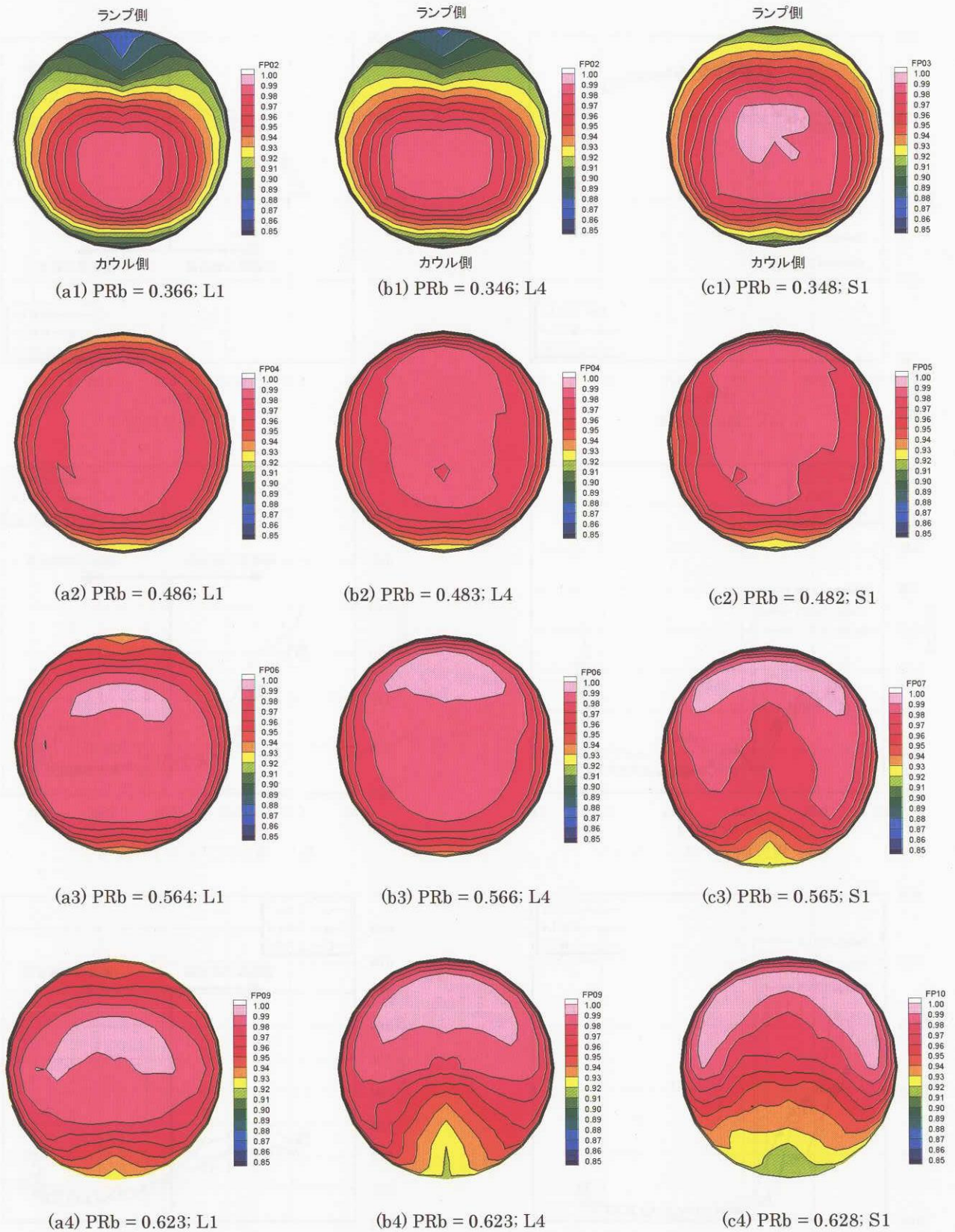
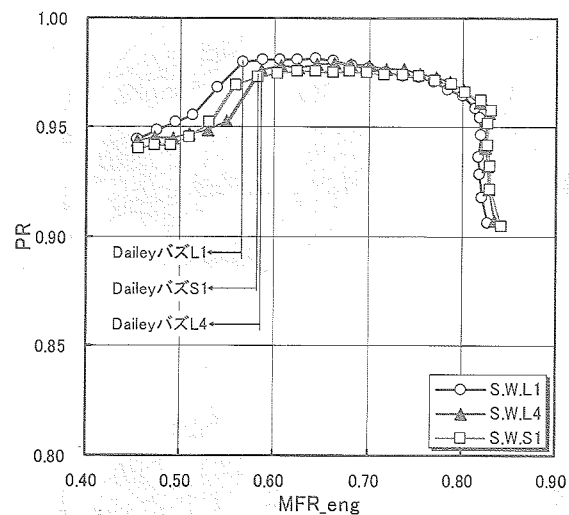
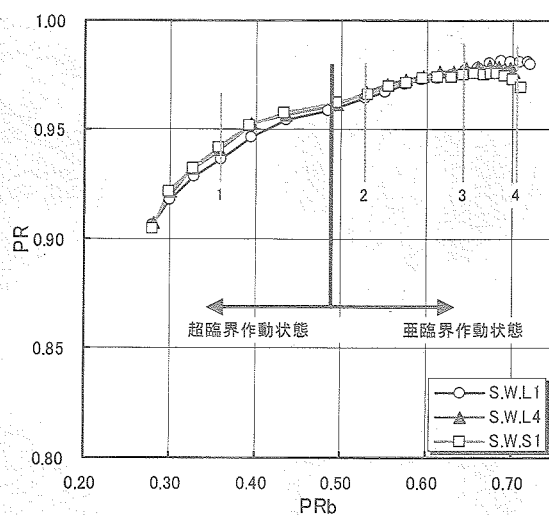


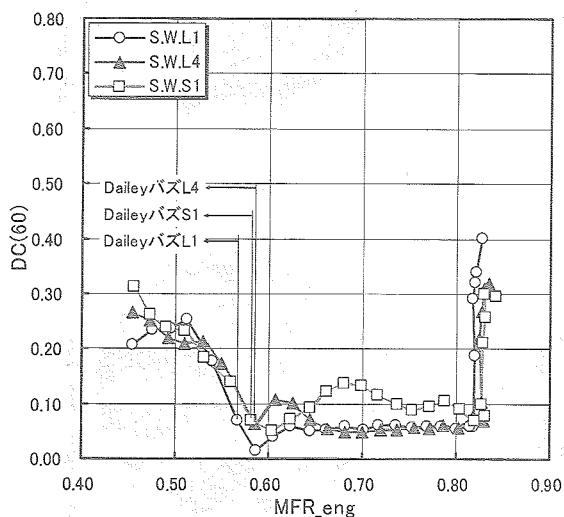
図5.13 インテーク出口総圧分布
($M_0 = 1.7$, $\beta = 0.0^\circ$, $\delta_2 = 6.0^\circ$, 総圧レーク 45° ピッチ)



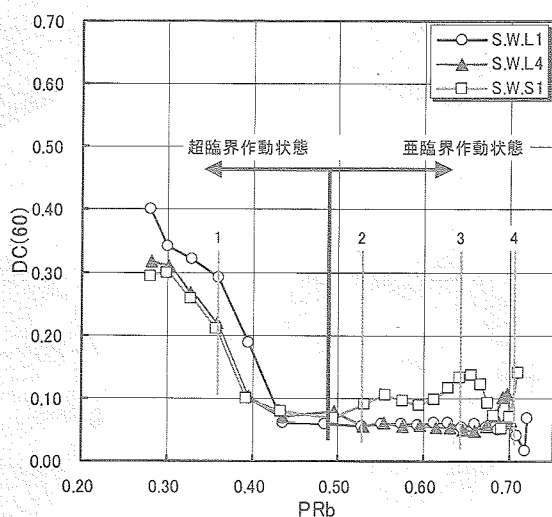
(a) 総圧回復率



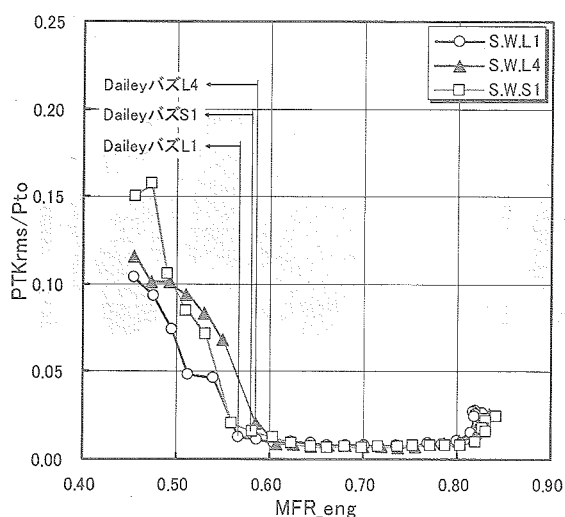
(a) 総圧回復率



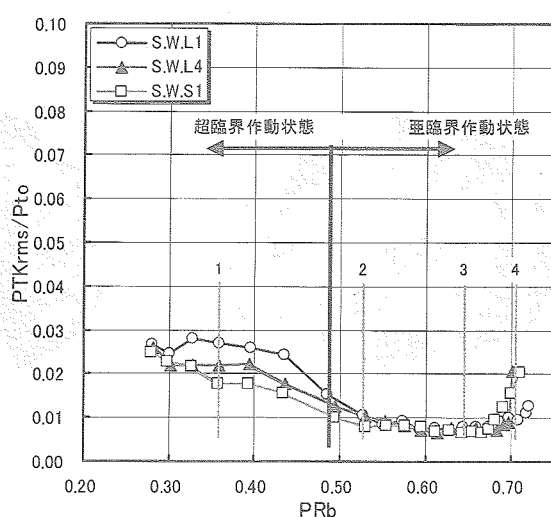
(b) 周方向ディストーション



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差



(c) 圧力変動標準偏差

図5.14 空力性能指標と流量比との関係
 $(M_0 = 1.5, \beta = 0.0 \text{ deg}, \delta_2 = 1.2 \text{ deg})$

図5.15 空力性能指標と抽気プレナム圧との関係
 $(M_0 = 1.5, \beta = 0.0 \text{ deg}, \delta_2 = 1.2 \text{ deg})$

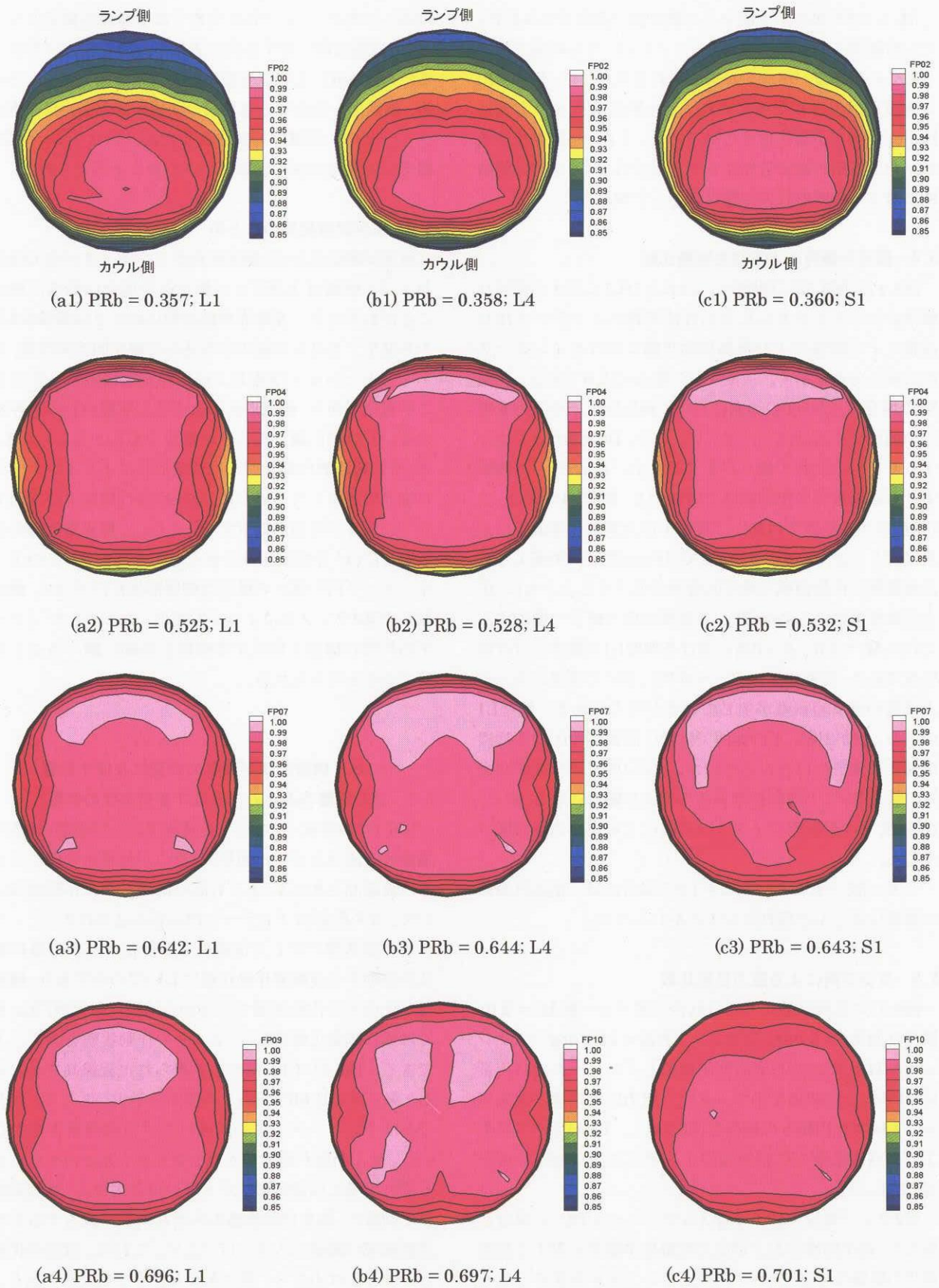


図5.16 インテーク出口総圧分布
 $(M_0 = 1.5, \beta = 0.0\text{deg}, \delta_2 = 1.2\text{deg}, \text{総圧レーク } 45^\circ \text{ ピッチ})$

$M_0 = 1.5$ の場合、主流マッハ数が高い条件でみられた、せん断層流入の影響は現れない。これは、せん断層が流入しにくい衝撃波パターンが形成されるため、インテーク出口流量比が小さくなるにつれ、せん断層流入よりも先に Dailey型バズが発生するためである。また、超臨界作動領域における出口総圧分布にも大きな差はなく、空力性能指標に対する側壁形状の影響はほとんど現れない。

5.4 横流れ偏角による空力性能比較

図5.17～図5.22に側壁S1, L4およびL1に対する横流れ偏角 β をパラメタとした空力性能指標とインテーク出口流量比との関係および臨界作動状態におけるインテーク出口総圧分布を示す。主流マッハ数 M_0 は2.0である。側壁S1の場合、 β が5度の範囲において総圧回復率や圧力変動標準偏差に差異はほとんどない。一方、DC(60)は β が増加するとともに流れの偏りが生じるため、Ferri型バズ領域よりも高流量側の作動領域で増加する。側壁L4の場合、 β が3度以下の範囲では総圧回復率や圧力変動標準偏差に差異はほとんどないが、 β が4度ではFerri型バズ領域よりも高流量側の作動領域で総圧回復率が低下するとともに、圧力変動標準偏差もFerri型バズ領域程度の値まで増加する。これは $M_0 = 2.0$ 、 $\beta = 0$ 度における側壁L1の場合とほぼ同程度であり、亜音速ディフューザ内において横流れ方向の上流側の境界層剥離が生じていると考えられる。側壁L1の場合、 β が2度以下の範囲では総圧回復率や圧力変動標準偏差に差異はほとんどないが、 β が3度以上で総圧回復率の低下と、圧力変動標準偏差の増大が顕著になる。特に、 β が4度では亜音速ディフューザ内に大規模な剥離領域が生じる。

一方、 $M_0 = 1.7$ および $M_0 = 1.5$ の場合には、横流れ偏角の影響はほとんど現れないことがわかった。

5.5 ランプ角による空力性能比較

図5.23に風洞試験より得られた主流マッハ数 $M_0 = 2.0$ 、横流れ偏角 $\beta = 0$ deg、第2ランプ角 $\delta_2 = 14.4$ deg (スケジュールT6)における空力性能指標とインテーク出口流量比 MFR_{eng} との関係を示す。また、空力性能指標と抽気プレナム圧力比 PR_b との関係を図5.24に、Ferri型バズ発生よりも高流量側の作動領域のインテーク出口総圧分布を図5.25に示す。

第2ランプ角 $\delta_2 = 12.0$ deg (スケジュールT3)の場合と異なり、総圧回復率および圧力変動標準偏差に対する側壁形状の影響は小さくなっている。ランプ角が大きくなると、側壁の面積が小さくなり、亜音速ディフューザに流入する流れのうち側壁上の境界層が占める割合が小さくなる。また、作動状態が同じならば、ランプ角に関わらず抽気流量

は等しいため、ランプ角が大きくなり捕獲流量が少なくなると、捕獲流量に対する抽気流量の占める割合が大きくなるため、抽気による境界層の排除効果が向上する。その結果、側壁上を発達する境界層の状態が変化し、亜音速ディフューザ内の剥離が抑制されるため、スケジュールT6の場合には側壁形状の影響が小さくなると考えられる。

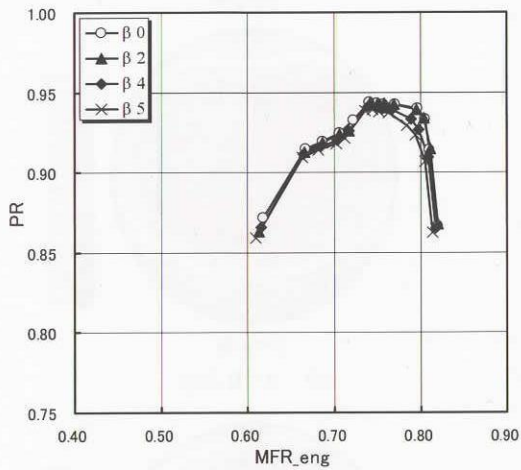
5.6 風洞試験結果のまとめ

風洞試験結果から、側壁形状がインテークの空力性能におよぼす影響は主流マッハ数が高い場合に顕著に現れることがわかった。亜臨界作動領域においては衝撃波3重点から発生するせん断層の呑み込みが総圧回復率性能、空間ディストーション性能および作動安定性の低下を引き起こす現象であり、側壁形状によるせん断層の呑み込み特性の違いを詳細に調べることが重要であると考えられる。一方、特に超臨界作動状態では側壁形状によりインテーク出口境界層が厚くなる場合に、総圧回復性能および空間ディストーション性能が低下する。さらに、境界層剥離が生じる場合には、作動安定性の低下を引き起こす。このようなインテーク内の流れの構造は側壁形状だけでなく、横流れ偏角や第2ランプ角によっても変化しており、ディフューザ内の流れ構造を形成する機構を詳細に調べることが重要であると考えられる。

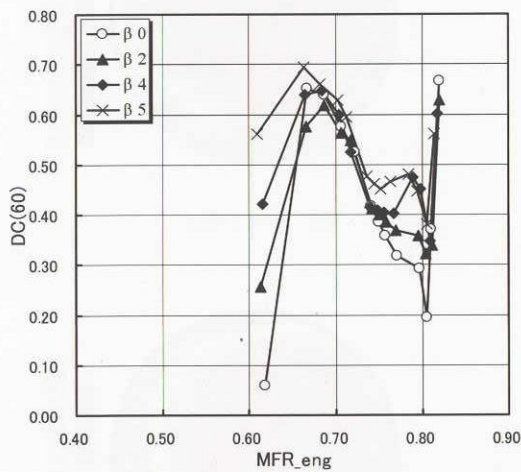
6. 側壁形状が流れの構造に及ぼす影響

6.1 せん断層呑み込みに及ぼす側壁形状の影響

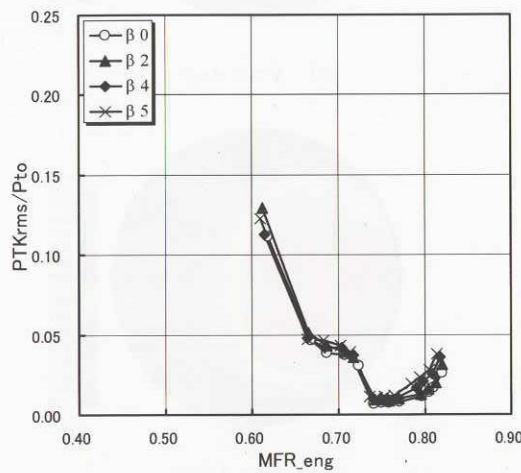
図6.1に衝撃波パターン、捕獲流線および衝撃波3重点を通過する流線を示す。衝撃波3重点が捕獲流管内に含まれる、流線高さ h_o が h_t よりも高い低流量側の作動領域において、せん断層はインテーク内に呑み込まれる。インテークの作動状態に対して流線高さが変化するの最終衝撃波が移動する亜臨界作動状態においてのみであり、捕獲流量が変化する作動領域であるから捕獲流量比 MFR_{cap} もしくは漏れ流量比 MFR_{spil} によりその作動状態を表すことができる。図6.2にCFD解析より得られた流線高さ h_o および h_t と漏れ流量比 MFR_{spil} との関係を示す。ここで、 h_o および h_t はインテークの中心断面における流線高さを表している。せん断層が流入する点を表す h_o と h_t との交点における漏れ流量比は側壁形状が大きいほど大きく、風洞試験結果と同様に、臨界作動状態からせん断層が流入するまでの作動領域は側壁が大きいほど広い。これは、側壁形状が大きいほど h_o は小さく、逆に h_t は大きくなるためであり、側壁形状が流線高さ h_o および h_t に及ぼす影響について考察する。



(a) 総圧回復率



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差

図5.17 空力性能指標と流量比との関係
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0^\circ$, 側壁S1)

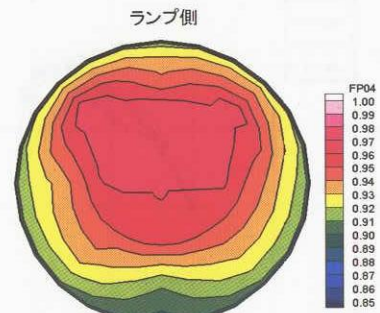
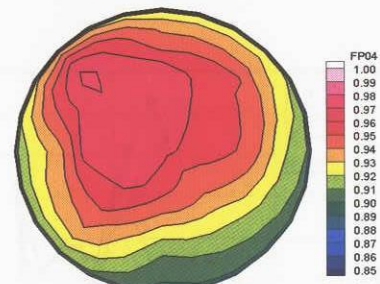
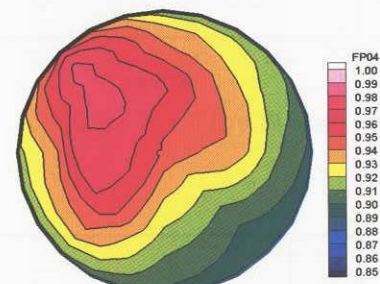
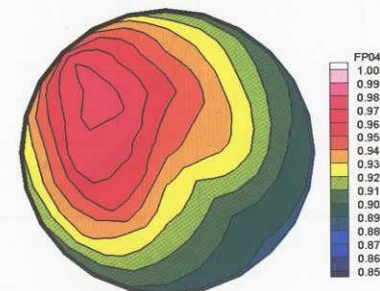
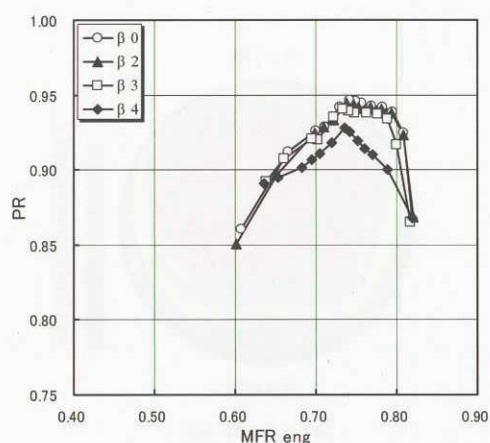
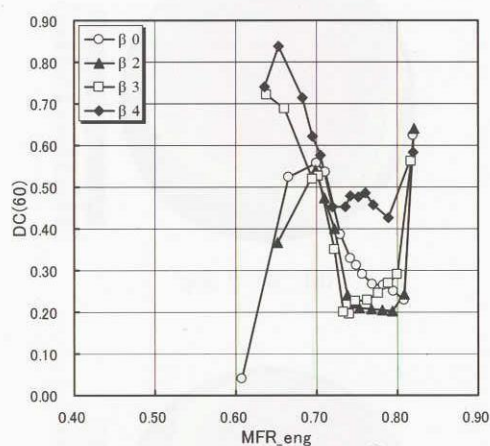
(a) $\beta = 0^\circ$ (b) $\beta = 2^\circ$ (c) $\beta = 4^\circ$ (d) $\beta = 5^\circ$

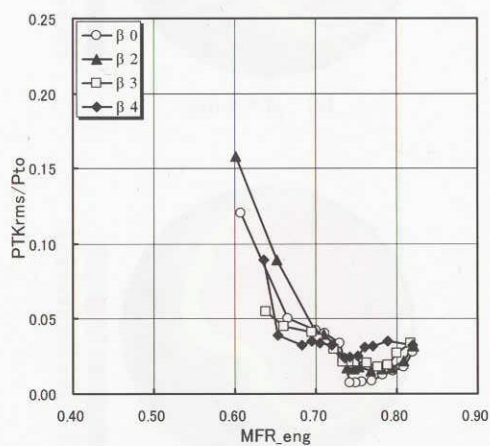
図5.18 臨界作動状態のインテーク出口総圧分布
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0^\circ$, 側壁S1)



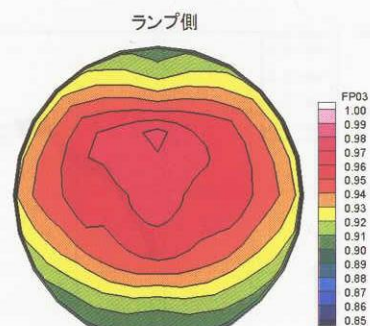
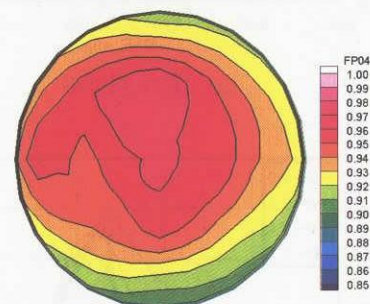
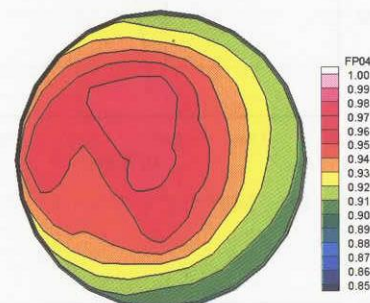
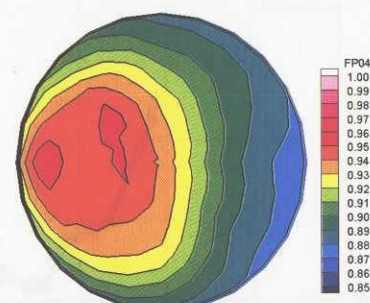
(a) 総圧回復率

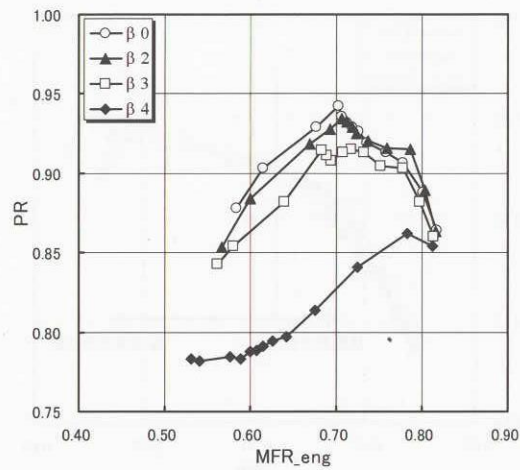


(b) 周方向ディストーション

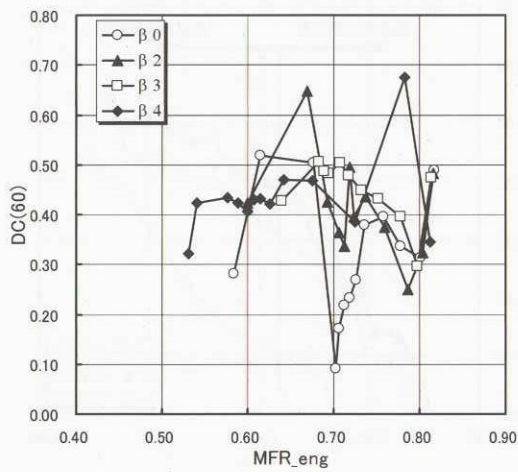


(c) 圧力変動標準偏差

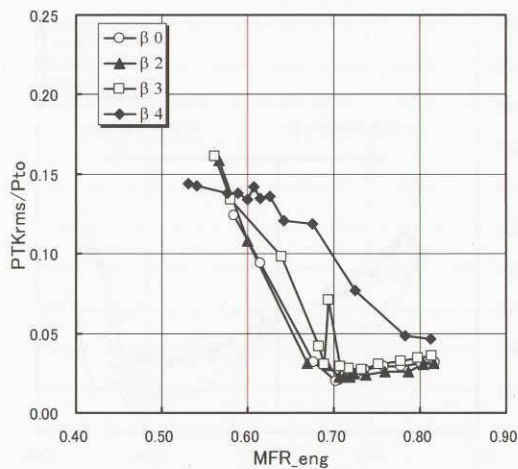
図5.19 空力性能指標と流量比との関係
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0\text{deg}$, 側壁L4)(a) $\beta = 0\text{ deg}$ (b) $\beta = 2\text{ deg}$ (c) $\beta = 3\text{ deg}$ (d) $\beta = 4\text{ deg}$ 図5.20 臨界作動状態のインテーク出口総圧分布
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0\text{deg}$, 側壁L4)



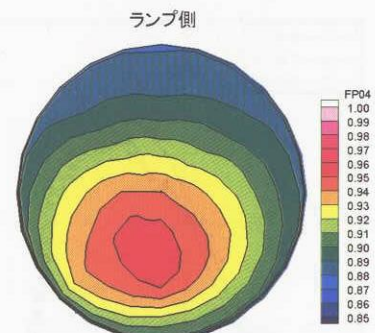
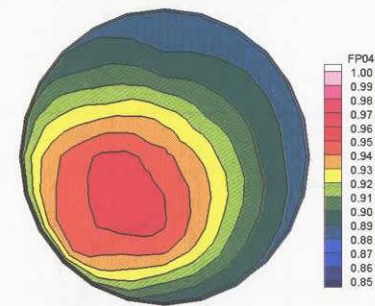
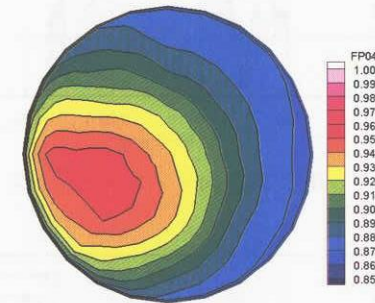
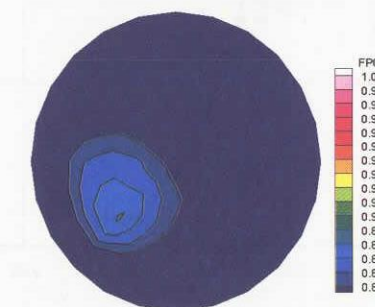
(a) 総圧回復率

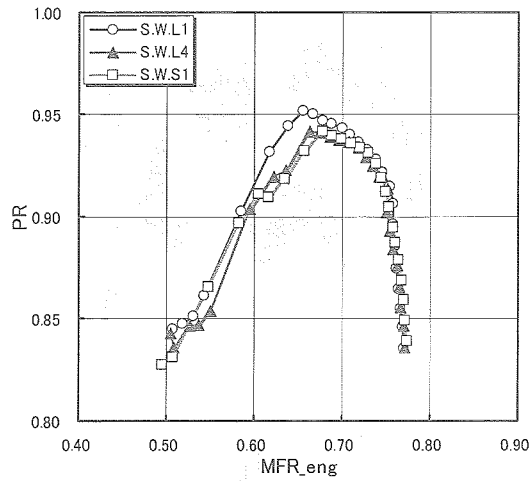


(b) 周方向ディストーション

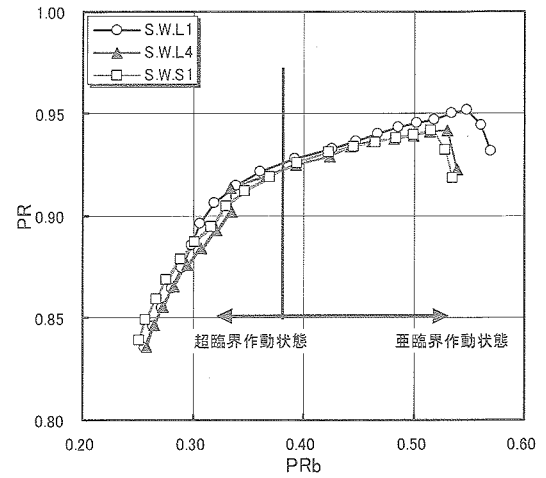


(c) 圧力変動標準偏差

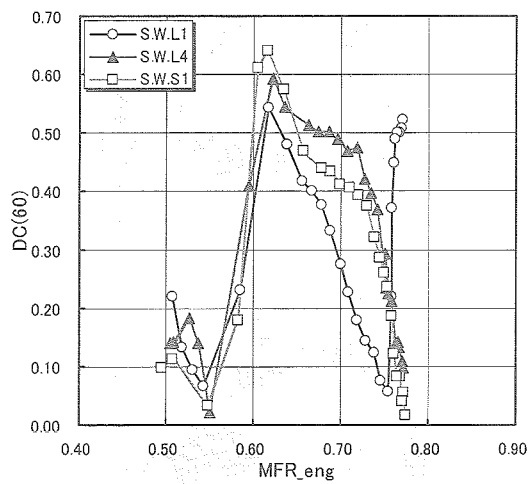
図5.21 空力性能指標と流量比との関係
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0\text{deg}$, 側壁L1)(a) $\beta = 0\text{ deg}$ (b) $\beta = 2\text{ deg}$ (c) $\beta = 3\text{ deg}$ (d) $\beta = 4\text{ deg}$ 図5.22 臨界作動状態のインテーク出口総圧分布
($M_0 = 2.0$, $\delta_2 = 12.0\text{deg}$, 側壁L1)



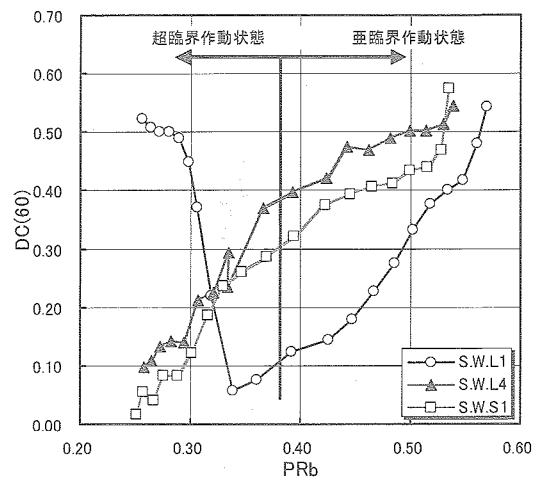
(a) 総圧回復率



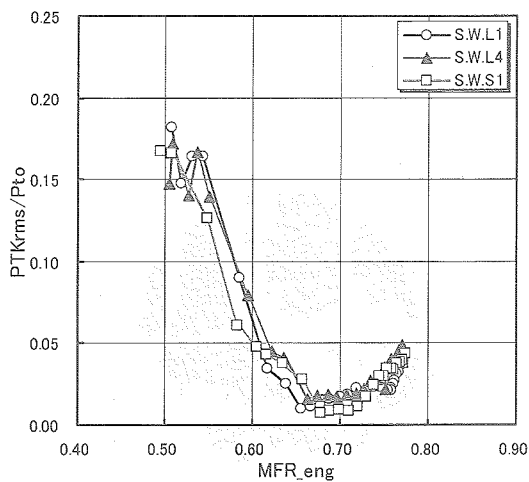
(a) 総圧回復率



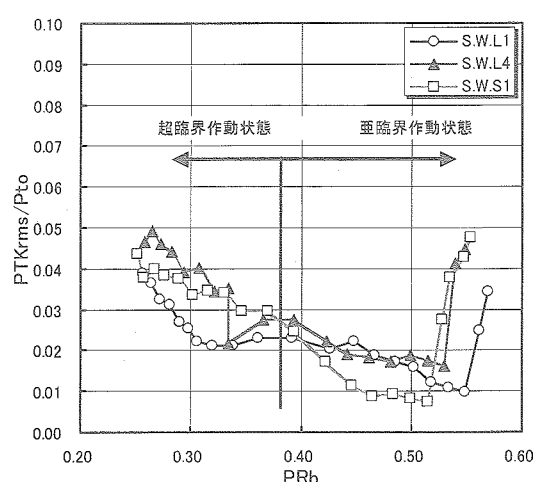
(b) 周方向ディストーション



(b) 周方向ディストーション



(c) 圧力変動標準偏差



(c) 圧力変動標準偏差

図5.23 空力性能指標と流量比との関係
 $(M_0 = 2.0, \beta = 0.0 \text{ deg}, \delta_2 = 14.4 \text{ deg})$

図5.24 空力性能指標と抽気プレナム圧との関係
 $(M_0 = 2.0, \beta = 0.0 \text{ deg}, \delta_2 = 14.4 \text{ deg})$

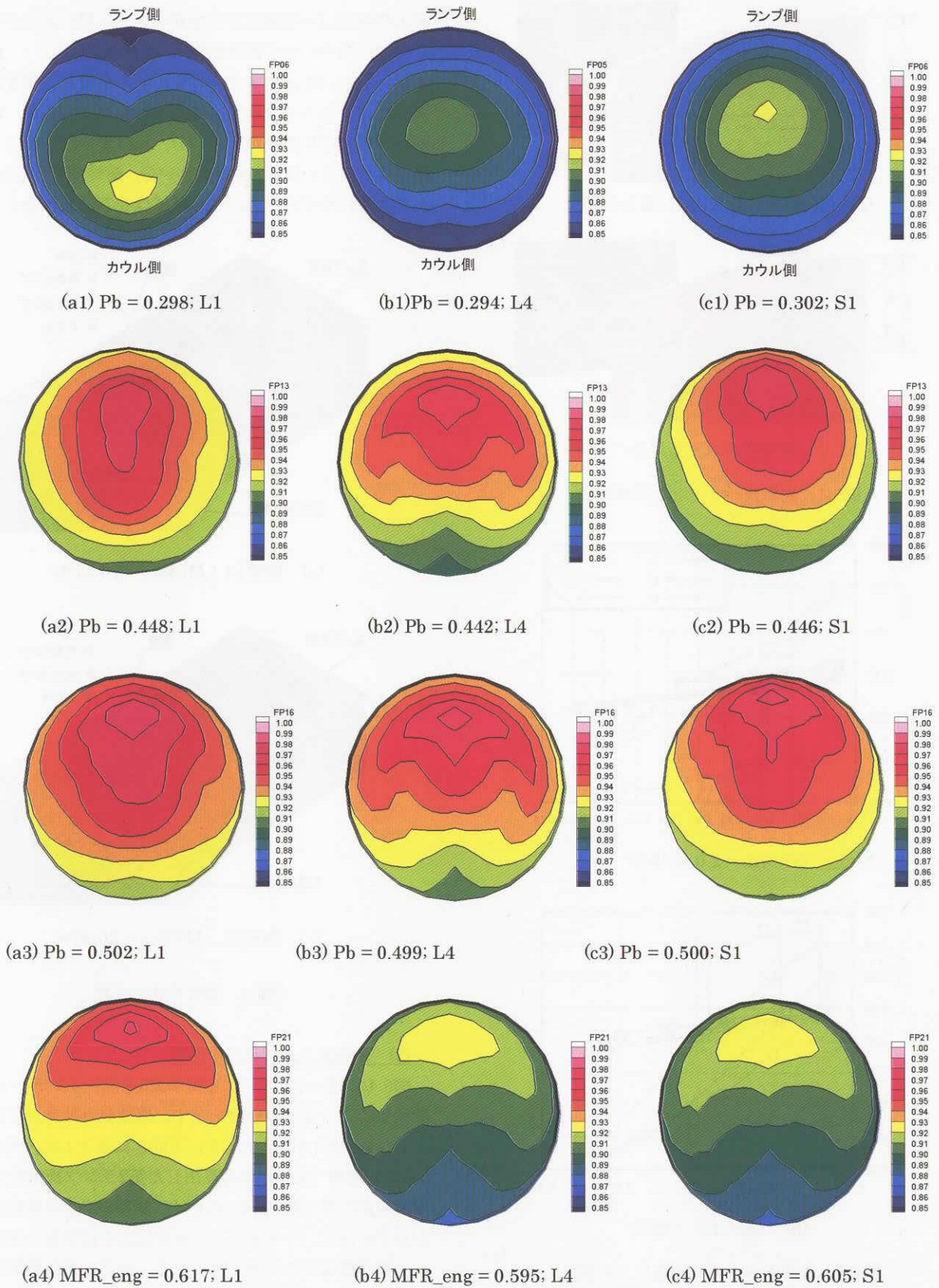
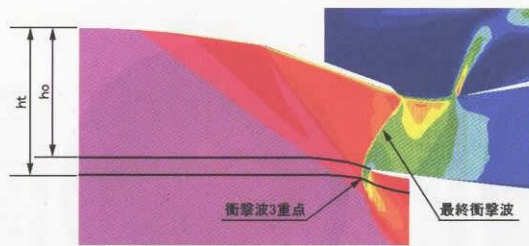
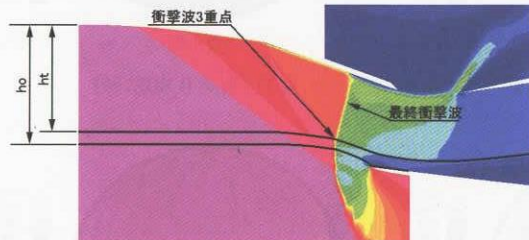


図5.25 インテーク出口総圧分布
 ($M_0 = 2.0$, $\beta = 0.0$ deg, $\delta_2 = 14.4$ deg, 総圧レーク 90° ピッチ)



(a) せん断層が流入しない場合の流線



(b) せん断層が流入する場合の流線

図6.1 衝撃波パターンと流線形状

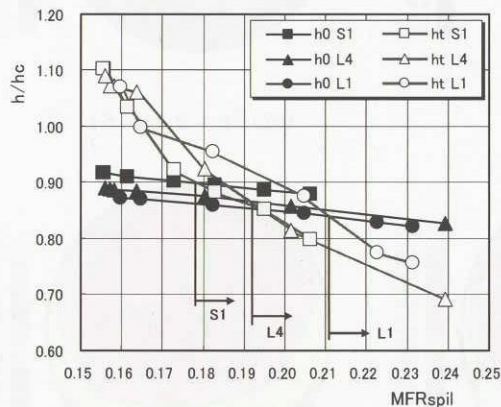
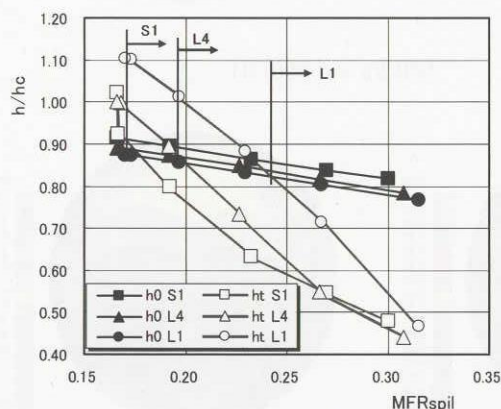
(a) $M_0 = 2.0$ の場合(b) $M_0 = 1.7$ の場合

図6.2 流線高さと漏れ流量比との関係

(1) 流線高さ h_0 に及ぼす影響

図6.3に漏れ流量がほぼ等しい条件における、側壁S1

および側壁L1の捕獲流管の形状を示す。漏れ流量が等しいので、図中に示す捕獲面積 $A_0 \cong B_0 h_0$ は等しい。側壁形状が小さいほどサイドスピレージの影響で、流管の幅 B_0 が小さくなることは先に述べたとおりであるが、捕獲面積が等しければ B_0 が小さい分、 h_0 は大きい。よって側壁形状が小さいほど、 h_0 が大きい分、衝撃波3重点は流管内に含まれやすいため、せん断層は吞み込まれやすくなる。

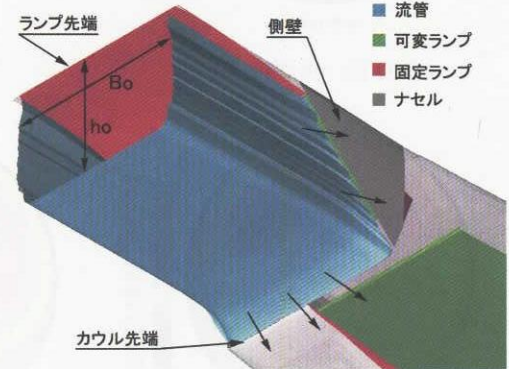
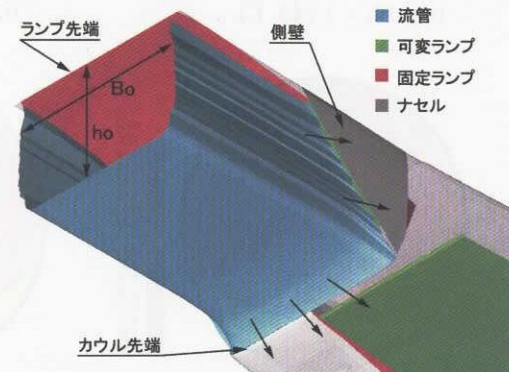
(a) 側壁L1 : $MFR_{spil} = 20.47\%$ (b) 側壁S1 : $MFR_{spil} = 20.63\%$

図6.3 流管形状の詳細

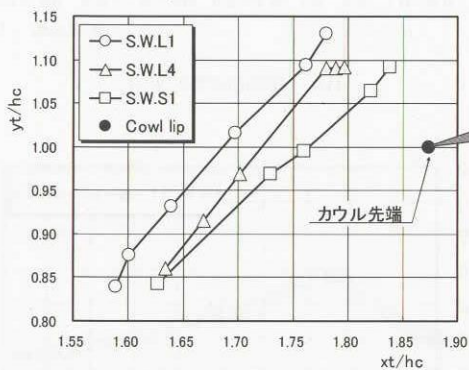
(2) 流線高さ h_0 に及ぼす影響

図6.4に $M_0 = 2.0$ における衝撃波3重点のインテーク作動状態による変化の軌跡を示す。座標原点はランプ先端とし、 y_1 は図3.3に示すように下向きに正とした。衝撃波3重点の座標 (x_1, y_1) から算出した第2ランプ衝撃波の衝撃波角 β の平均値を表6.1に示す。衝撃波角 β は側壁形状が小さいほど、サイドスピレージにより衝撃波上流のマッハ数が増加するため小さくなる。一方、最終衝撃波の発生位置は、側壁形状が小さいほどサイドスピレージは増大し、最終衝撃波背後の亜音速流れ流量が総流れ流量に占める割合が少なくなるため、よりカウル先端に近い位置となる。衝撃波システムの幾何学形状から、衝撃波

角の減少は衝撃波3重点高さ y_3 が小さくなる効果を持ち、逆に、最終衝撃波の発生位置がカウル先端に近くなることは y_3 が大きくなることを意味しており、それらは y_3 の変化に対して相反する効果を持つが、衝撃波角が変化する効果の方が勝るため、衝撃波3重点高さ y_3 は小さくなり、その結果、流線高さ h は側壁形状が小さいほど小さくなる。よって衝撃波3重点は側壁形状が小さいほど捕獲流管内に含まれやすくなり、せん断層は呑み込まれやすい。

表6.1 側壁形状と衝撃波角の関係

側壁形状	衝撃波角 [deg]
2次元インテークの理論値	49.43
側壁L1	49.40
側壁L4	47.74
側壁S1	46.22

図6.4 衝撃波3重点の軌跡 ($M_0 = 2.0$)

6.2 側壁形状が総圧回復率に及ぼす影響

図6.5に各側壁形状に対するC319インテークの総圧回復率に関するCFD解析結果を風洞試験結果とともに示す。CFD解析結果は定性的に側壁形状の影響を捉えており、側壁形状が空力性能に及ぼす影響を調べるために、CFD解析は有効であると考えられる。図6.6に示すランプ先端からスロート断面にかけて生じる総圧損失は側壁形状に対してほぼ等しく、スロート断面までは総圧損失に対する側壁形状の影響は小さい。一方、図6.7に示す亜音速ディフューザ内で生じる総圧損失は側壁が大きいほど大きくなっており、側壁の違いによる総圧回復率の変化は主に亜音速ディフューザ内において生じる。

図6.5中に示す各点に対してCFD解析により得られたインテーク内部流路内の総圧分布を図6.8に示す。スロート断面では、側壁上に発達する境界層は衝撃波と境界層との干渉の違いにより、側壁形状が大きいほど厚くなっている。側壁上の境界層は抽気によりすべては排除され

ておらず、第3ランプ先端断面において排除されずに残った部分が縦渦による総圧損失領域となり、亜音速ディフューザ内に流入する。この総圧損失領域は側壁形状が大きいほど大きい。一方、インテーク出口断面では、総圧損失領域の大きさに関して、側壁S1と側壁L4との差はみられなくなり、側壁L1の場合にのみ極めて大きな総圧損失領域が形成される。

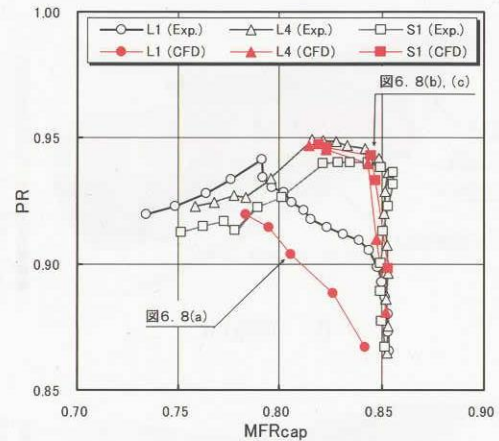


図6.5 総圧回復率

($M_0 = 2.0$, $\beta = 0$ deg, $\delta_2 = 12.0$ deg)

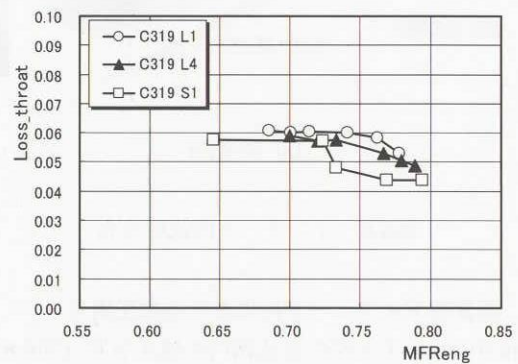


図6.6 スロート断面における総圧損失

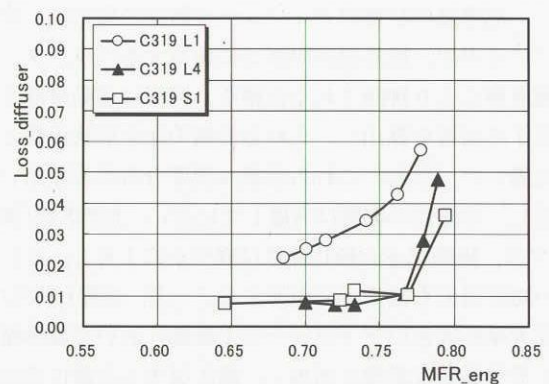


図6.7 亜音速ディフューザ内の総圧損失

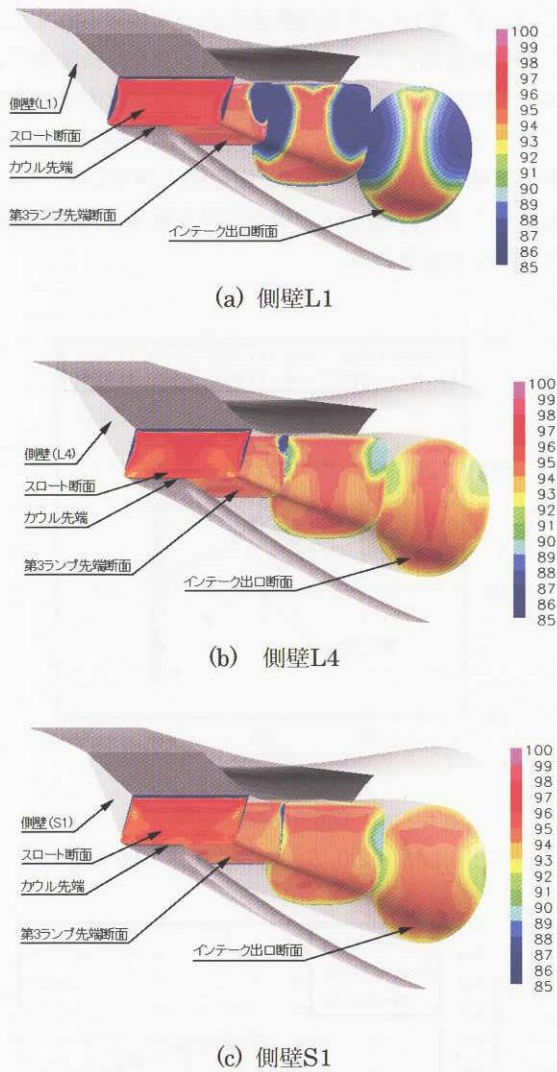


図6.8 インテーク内総圧分布

6.3 亜音速ディフューザ内における総圧損失

図6.9にインテーク内部流路内の総圧分布(図6.8)に対応する、亜音速ディフューザ内の断面面積変化、境界層の排除厚さ、形状係数および総圧損失の変化を示す。ただし、境界層の状態はディフューザ断面の周方向に変化しているので、境界層排除厚さに相当するパラメタとして境界層により排除される面積を、同様に運動量厚さに相当する面積を算出し、それら面積の比を形状係数として定義した。なお、これら面積は速度分布のみを用いて算出し、圧縮性の影響は考慮していない。側壁S1と側壁L4では、排除厚さと形状係数は緩やかに上昇し、それに伴い総圧損失も緩やかに増加する。一方、側壁L1では面積拡大率が大きいディフューザ上流部において境界層厚さと形状係数は急激に増加し、総圧損失も急激に増加する。これは、側壁S1とL4では亜音速ディフューザ入口部において、形状係数が小さく、剥離しにくい境界層であ

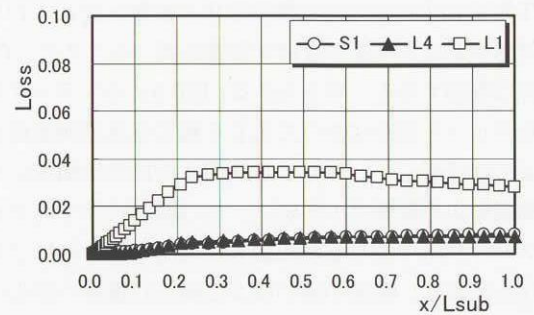
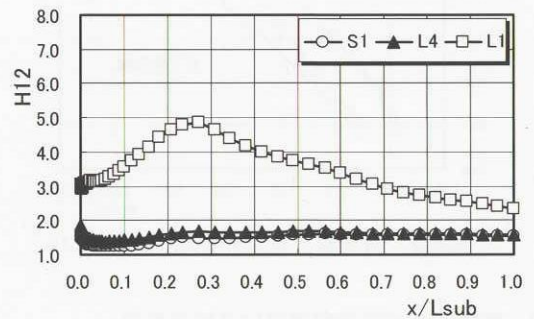
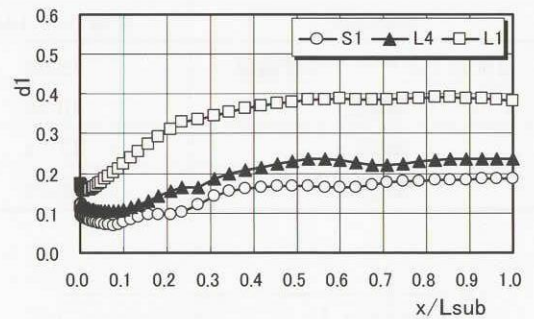
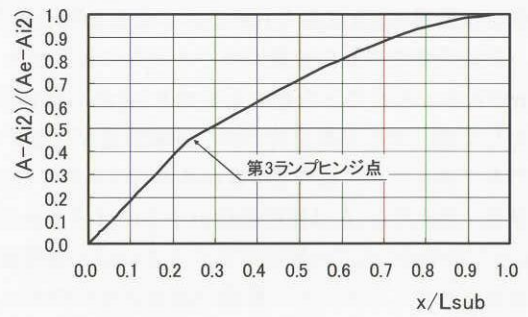


図6.9 亜音速ディフューザ内の流れ
(C319インテーク, $M_0 = 2.0$)

るのに対し、側壁L1では形状係数が大きく、剥離しやすい境界層であるためと考えられる。図6.10に亜音速ディフューザ入口境界層の形状係数と抽気プレナム圧力比PRbとの関係を示す。インテークの作動状態が同じ条件では、側壁が大きいほど亜音速ディフューザ入口における境界層の形状係数は大きく、また、C313インテークとC319インテークには大きな差はない。一方、抽気による側壁境界層の排除効果が高いと考えられるスケジュールT6の場合は形状係数が小さく剥離しにくい境界層となり、側壁形状による総圧回復率の差は小さくなる。このことは何らかの方法により側壁境界層を剥離しにくくすることで側壁形状の影響を少なくできることを示唆している。

図6.11に境界層の形状係数と亜音速ディフューザ内で生じる総圧損失との関係を示す。形状係数がある程度以上になると総圧損失は急激に増加する。また、C313インテークの方がディフューザ内の損失は少ない。図6.12に $M_0 = 2.0$ の条件において最適な面積変化¹⁰⁾をもつC313インテークに対する亜音速ディフューザ内の断面積変化、境界層の排除厚さ、形状係数および総圧損失の変化を示

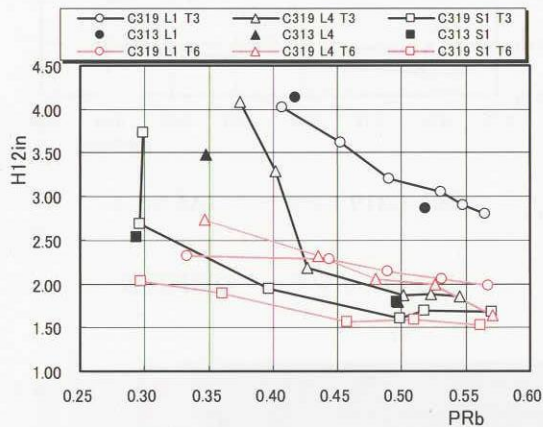


図6.10 亜音速ディフューザ入口境界層の形状係数

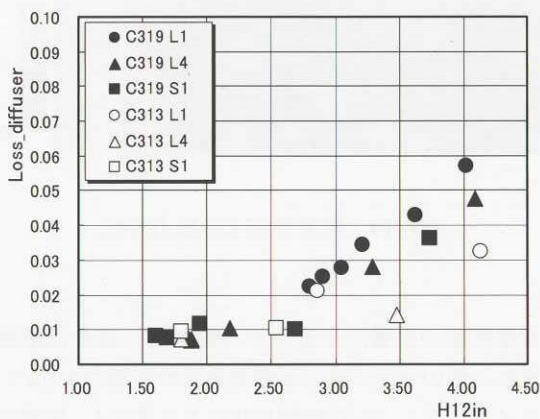
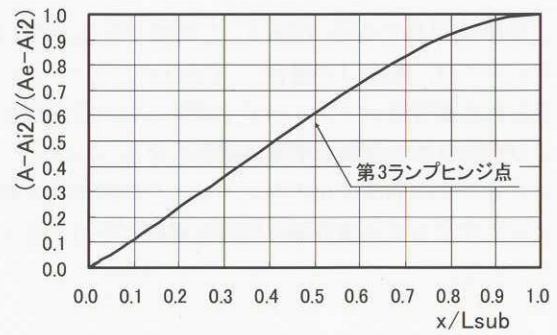
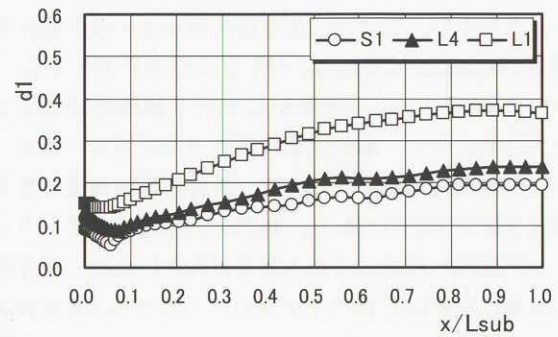


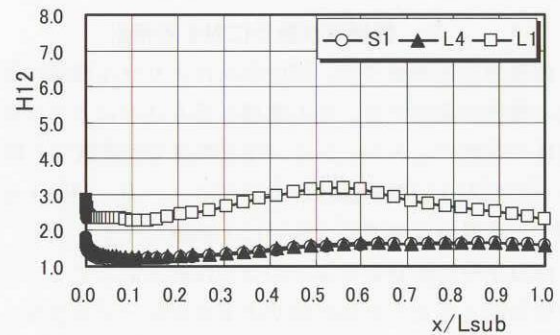
図6.11 形状係数と総圧損失との関係



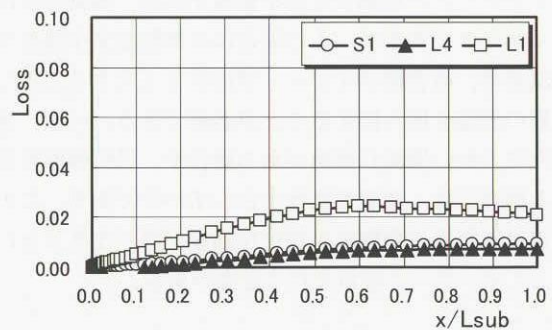
(a) 亜音速ディフューザの面積変化



(b) 排除面積の変化



(c) 形状係数の変化



(d) 総圧回復率の変化

図6.12 亜音速ディフューザ内の流れ
(C313インテーク, $M_0 = 2.0$)

す。条件はC319の場合(図6.9)と同様である。C313インテークでは、側壁L1の場合に、C319インテークにおいて見られた亜音速ディフューザ上流部における総圧損失および形状係数の急激な増加は緩和される。このことは、ディフューザの面積変化の与え方により側壁形状の違いによって生じる流入境界層の影響を緩和できることを示唆している。

6.4 インテーク抵抗に及ぼす側壁形状の影響

図6.13はインテークの抵抗成分と捕獲流量比 MFR_{cap} との関係を示す。インテークの全抵抗は側壁形状が小さいほど小さい。これは、側壁形状が小さいほど漏れ抵抗係数 $CD_{spill/gross}+CD_{pre-entry}$ が小さくなるためである。図6.14に側壁L1および側壁S1における捕獲流管表面上の圧力分布を示す。漏れ流量は両者ではほぼ等しい条件である。漏れ抵抗係数に対しては、最終衝撃波背後の亜音速漏れ流量が支配的であり、側壁S1の場合はサイドスピレージが総漏れ流量に占める割合が大きいため、亜音速漏れ流量は側壁L1に比べて少ない。このため、流管表面上の圧力の高い領域は側壁S1の方が小さくなり抵抗係数も小さくなる。

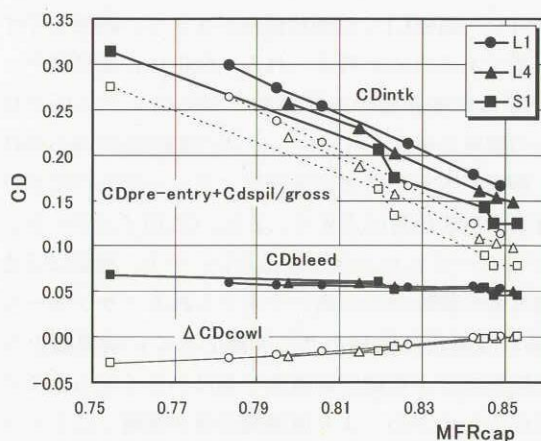
7. 側壁形状設計に対する指針

亜臨界作動領域では、側壁形状によりせん断層の呑み込み特性が変化する。せん断層の呑み込みによる作動安定性や空間ディストーションなどの空力性能低下を軽減するには大きい側壁形状の方が良い。一方、側壁上を発達する境界層は側壁が大きいほど剥離しやすくなり、総圧回復率や作動安定性などの空力性能が低下する。空力性能を向上させるためにはサイドスピレージを少なく、かつ側壁上に発達する境界層を剥離しにくくすればよいが、側壁形状のみの工夫ではそれを満足することができない。

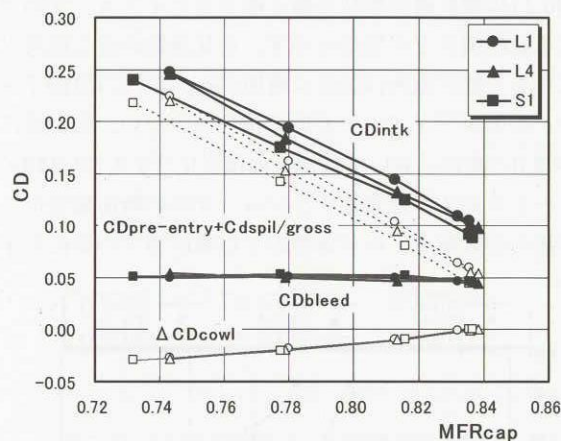
インテークの作動安定性を重視すれば、側壁形状は大きくすべきであるが、その場合には側壁抽気や渦発生器の適用や、亜音速ディフューザ形状を工夫することで境界層の剥離を極力抑えることが必要である。一方、飛行条件に大きい横流れ偏角がある場合や、抵抗軽減を重視する場合には、側壁形状は小さくすべきであり、この場合には亜臨界作動領域の安定作動域が狭くなることに留意してインテーク設計を行う必要がある。

8. 結論

風洞試験およびCFD解析により、インテークの側壁形状が空力性能に及ぼす影響を調べた結果、以下の結論を



(a) C319インテーク, $M_0 = 2.0$



(b) C319インテーク, $M_0 = 1.7$

図6.13 インテークの抵抗係数

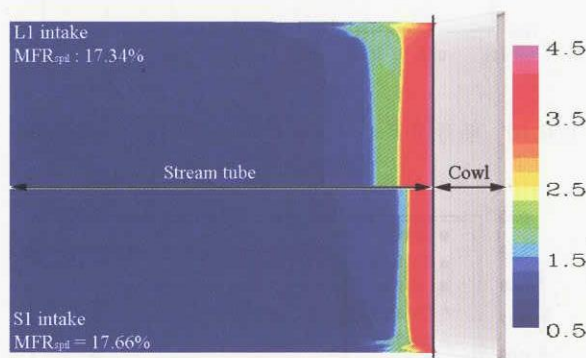


図6.14 流管表面上の圧力分布

得た。

- (1) 側壁形状の影響は主流マッハ数が高い場合に顕著に現れ、低いマッハ数では側壁形状の影響は少ない。
- (2) サイドスピレージは側壁形状により変化し、捕獲流管形状と衝撃波パターンが変化する。せん断層の呑み込

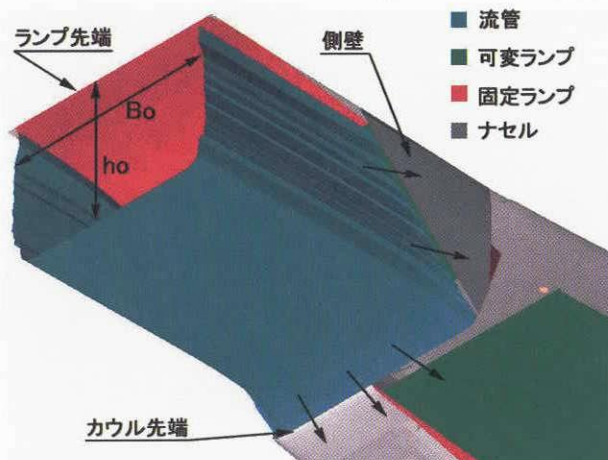
みによる空力性能低下やFerri型バズの発生は側壁が大きいほど起こりにくい。

- (3) 側壁上を発達する境界層は側壁形状が大きく、横流れ偏角が大きいほど、また、ランプ角が小さいほど剥離しやすくなり、亜音速ディフューザ内において空力性能の低下が生じる。
- (4) インテーク抵抗は亜音速漏れ流量が総漏れ流量に占める割合が多くなる大きい側壁形状ほど大きい。

参考文献

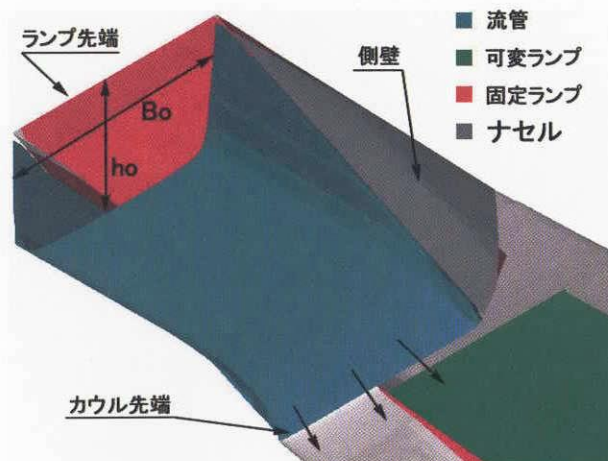
- 1) 渡辺安, 村上哲; 小型超音速実験機インテークのCFDによる空力特性解析, 第38回飛行機シンポジウム講演集(2000) pp.65-68.
- 2) 渡辺安, 村上哲; 超音速インテークの空力特性に与える側壁形状と抽気形状の影響, 第39回飛行機シンポジウムCD-ROM講演集(2001).
- 3) Y. Watanabe, A. Murakami & H. Fujiwara; Effect of Sidewall Configuration on the Aerodynamic Performance of Supersonic Air-Intake, AIAA paper 2002-3777(2002).
- 4) 村上哲, 渡辺安; 小型超音速実験機インテークの空力設計検討, 第38回飛行機シンポジウム講演集(2000) pp.61-64.
- 5) 村上哲, 渡辺安, 藤原仁志; 小型超音速ジェット実験機のインテーク空力設計, 日本流体力学会年会2001論文集(2001) pp.559-560.
- 6) 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).
- 7) J. Seddon and E. L. Goldsmith; Intake Aerodynamics (1985), AIAA Education Series.
- 8) A. Ferri & L. M. Nucci; THE ORIGIN OF AERODYNAMIC INSTABILITY OF SUPERSONIC INLETS AT SUBCRITICAL CONDITIONS, NACA-RM-L50K30 (1951).
- 9) C. L. Dailey; Supersonic Diffuser Instability, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.22, No.11 (1955).
- 10) 渡辺安, 水野拓哉, 村上哲, 藤原仁志; 遷移ディフューザの空力性能について, 日本機械学会流体工学部門講演会講演概要集 No.00-14, pp.273.

誤



(a) 側壁 L1 : $MFR_{spil} = 20.47\%$

正



(a) 側壁 L1 : $MFR_{spil} = 20.47\%$

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-009

発行日 2004年3月25日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 ビー・シー・シー・
東京都港区浜松町2-4-1

©2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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

