

NAL TM-774

ISSN 1347-460X
UDC 533. 6. 697. 2
629. 7. 015. 3

NAL TM-774

航空宇宙技術研究所資料

TM-774

独立行政法人

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-774

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

村上 哲・渡辺 安・藤原 仁志

2003年6月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

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*

村上 哲*¹ 渡辺 安*¹ 藤原 仁志*¹

Aerodynamic Design and Wind Tunnel Tests of 2nd Configuration Air-Intake for Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane

Akira MURAKAMI*¹, Yasushi WATANABE*¹ and Hitoshi FUJIWARA*¹

Summary

The Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane (NEXST-2) being developed by the National Aerospace Laboratory (NAL) will have a high-speed propulsion system with two-dimensional external compression air-intake with variable ramps. This report describes the aerodynamic design of the NEXST-2 2nd configuration air-intake (C 313 air-intake) and its wind tunnel test results. The C 313 air-intake was designed at a Mach number of 2.0, using both a 1 D empirical estimation method and 3 D CFD analysis. The main objective of the wind tunnel tests was to obtain the aerodynamic characteristics required to estimate the performance of the propulsion system, and develop the air-intake control system. The wind tunnel tests were performed in Mach numbers ranging from 0.6 to 2.1 at the 2 m × 2 m Transonic Wind Tunnel and 1 m × 1 m Supersonic Wind Tunnel at NAL. The wind tunnel model is a 19.2% scale isolated C 313 air-intake model. The aerodynamic characteristics obtained in the wind tunnel tests are in reasonable agreement with those predicted by the CFD analysis used for the aerodynamic design, so aerodynamic performance such as pressure recovery and distortion at the engine face met the design target. At higher Mach numbers ($Mo > 1.8$) however, “buzz” initiated by “Ferri-instability” was observed at a relatively high mass flow ratio in subcritical conditions. Consequently the stable margin in subcritical operations was smaller at higher Mach numbers. The test results also indicated that the state of air-intake flow could be appropriately correlated with the pressure ratio in the bleed plenum chamber to the freestream total pressure, used for the air-intake control. Side-wash upstream of the air-intake did not affect the aerodynamic performance at side-wash angles of less than 4 degrees.

Keywords: supersonic air-intake, aerodynamic design, wind tunnel test

概 要

航空宇宙技術研究所が開発を進めているジェットエンジンを搭載した小型超音速実験機（ジェット実験機）には、マッハ2までの飛行速度で作動する2次元外部圧縮型可変形状超音速インテークを搭載する予定としている。ジェット実験機の推進システム性能予測及びインテーク可変制御開発に必要なインテーク空力特性を取得するために、ジェット実験機第2次形状超音速インテーク（C 313形状）の19.2%縮尺模型を用いた

* 平成15年5月9日受付 (received 9 May 2003)

* 1次世代超音速機プロジェクトセンター (Next Generation Supersonic Transport Project Center)

単体空力特性取得試験を航空宇宙技術研究所の遷音速風洞及び超音速風洞においてマッハ0.6～2.1の範囲で実施した。ジェット実験機の推進システム性能予測及びインテーク可変制御開発に必要なインテーク空力特性データを取得するとともに、風洞試験で得られた空力特性がCFD解析により事前に予測した特性と概ね一致し、設計目標を満足した。また、マッハ1.3以上においては低流量側でバズが発生し、特にマッハ1.8以上の高マッハ域においてはFerri型不安定によるバズ発生のためインテークの安定作動余裕が小さいことが判明したが、適切な超音速ランプ可変制御及び抽気制御によりインテークの安定作動域を改善できる。さらに抽気プレナム圧力比は本試験条件の範囲においては第2ランプ角や抽気条件による影響は小さく、インテークの作動状態を適切に示すパラメータとなることを確認した。インテーク入口部における横流れの影響については横流れ偏角 4° までの範囲において、試験を行った何れのマッハ数においても大きな空力性能の劣化は見られず、良好な特性を示した。

記 号

		(3.4) 式
Abl	スロート部抽気面積	MFR_bleed 抽気流量比；(3.5) 式
Abex	スロート部抽気出口面積	MFR_cap インテーク捕獲流量比；(3.7) 式
Ac	インテーク捕獲面積	MFR_crit 臨界作動点インテーク出口流量比
ac	カウル先端部位置での音速	MFR_limit 亜臨界安定作動限界インテーク出口流量比
Ae	インテーク出口面積，又は亜音速ディフューザ出口面積（参照：図2.7）	Δ MFR_sub 亜臨界作動余裕；(3.13) 式
Ai	亜音速ディフューザ部入口面積（参照：図2.7）	Δ MFR_sub@opr インテーク・エンジン作動適合点における臨界作動余裕
Aplug	流量調整プラグ開口面積	$M_{\text{shock-on-lip}}$ ショックオンリップマッハ数
B	インテーク捕獲幅，又は亜音速ディフューザ幅（参照：図2.7）	Mth インテークスロート部マッハ数
C	ダクト特性速度；(4.2) 式	NR 超音速ディフューザ部のランプ数
Cd_intake	インテーク付加抵抗	po 主流静圧
D	インテーク出口部直径	Pb 抽気プレナム圧力
D.I.	ディストーションインデックス；(3.9) 式	Pr 総圧回復率；(3.8) 式
DC(60)	周方向ディストーション；(3.11) 式	Pr_shk 衝撃波損失のみの総圧回復率
f	周波数 (Hz)	psb 抽気排出部静圧
fr	気柱振動共鳴周波数 (Hz)；(4.1) 式	pse インテーク出口部静圧
G(f)	パワースペクトル	Pto インテーク入口部総圧
H	亜音速ディフューザ高さ（参照：図2.7）	Pta 最終衝撃波のみを通過した総圧（参照：図4.29）
h	飛行高度	Ptb 抽気排出部総圧，又はランプ衝撃波と最終衝撃波の両者を通過した流れの総圧（参照：図4.29）
Hc	捕獲高さ	Pte インテーク出口部総圧
L	インテーク全長	Pt_plug 流量調整プラグ上流での総圧
Ls	カウル先端位置から流量調整プラグ位置までの内部流路長さ	Pt_rms インテーク出口部総圧変動の標準偏差
Lsub	亜音速ディフューザ長さ（参照：図2.7）	qe インテーク出口部動圧
Mo	インテーク入口部マッハ数	Re_Hc インテーク捕獲高さに基づく主流レイノルズ数
M1_u	第1ランプ等エントロピー圧縮面上流マッハ数	To 主流総温
M1_d	第1ランプ等エントロピー圧縮面下流マッハ数	T_net 推進システム正味推力
M2	第2ランプ面マッハ数	T_SLS エンジン単体の地上静止推力
Mc	カウル先端部位置でのマッハ数	Ttb 抽気排出部総温
Me	インテーク出口部マッハ数	Tte インテーク出口部総温
Mflt	飛行マッハ数	Tt_plug 流量調整プラグ上流での総温
MFR	インテーク出口流量比；(3.1) 式，(3.2) 式，	

U_0	主流流速
U_c	カウル先端部位置での流速
U_e	インテーク出口部流速
x,y,z	インテーク形状座標（参照：図 2.16）
α_c	カウル流入角
β	インテーク入口部横流れ偏角
δ	ランプ角
δ_1	第1ランプ角
δ_2	第2ランプ角
γ	比熱比
Λ	側壁後退角
θ	総圧計測レークの周方向位置（参照：図 3.4）
ρ_0	インテーク入口部空気密度
ρ_e	インテーク出口部空気密度

1. はじめに

1.1 小型超音速実験機（ジェット実験機）の概要

航空宇宙技術研究所では、CFD 空力設計技術を中心とした次世代超音速機の重要技術の獲得を目指して、平成9年から次世代超音速機技術の研究開発を進めている。この研究開発では重要技術の技術実証のため、2種類の小型超音速実験機を開発して、飛行実験を行うこととしている¹⁾。ジェット実験機は全長12m、全幅4.9mの無人双発ジェット機である（図1.1）。大型航空機の胴体下に搭載されて高度42kft、マッハ0.8で母機から空中発進してマッハ2まで加速、CFD空力設計技術実証のための空力データ等を取得した後、パラシュートによる減速・降下を行い、機体に搭載されたエアバックにより地上回収する（図1.2）²⁾。ジェット実験機ではマッハ2までの飛行速度で作動する超音速推進システムが技術開発課題のひとつとなっており、特に超音速インテークはその重要な性能要素である。図1.3にジェット実験機の推進システムの概

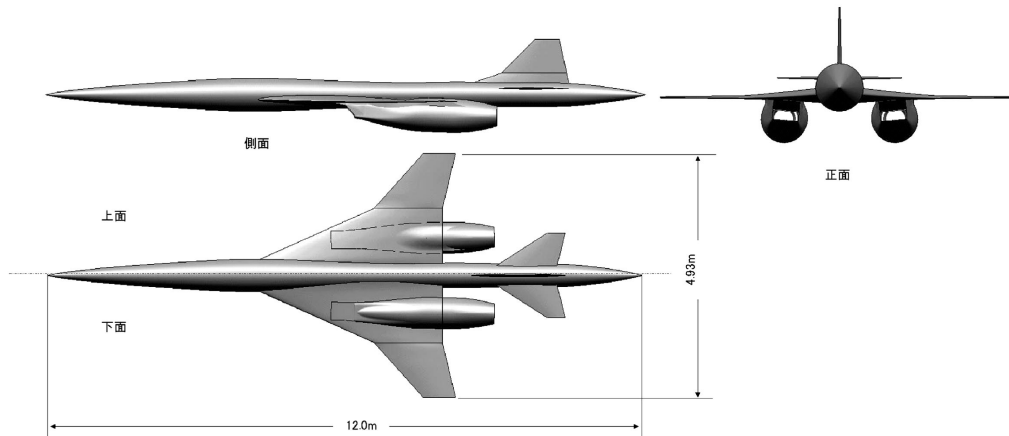


図 1.1 小型超音速実験機（ジェット実験機）第2次形状

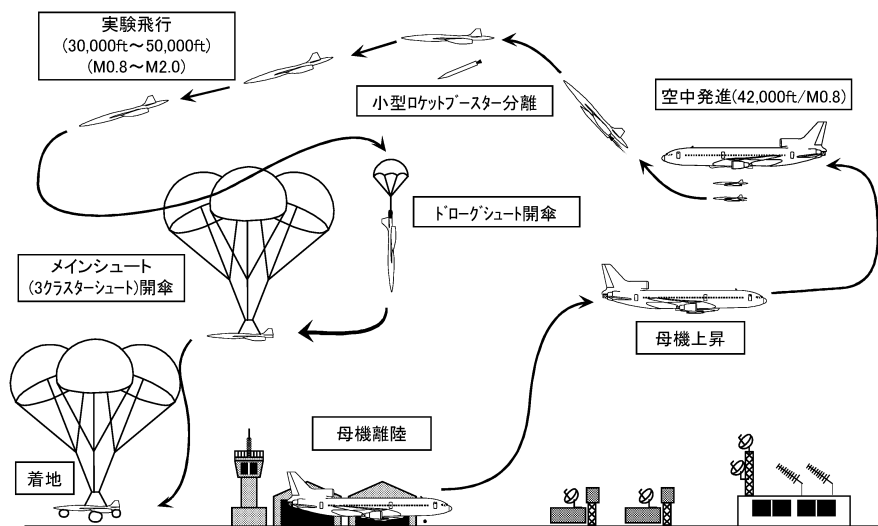


図 1.2 小型超音速実験機（ジェット実験機）の飛行実験システム概要

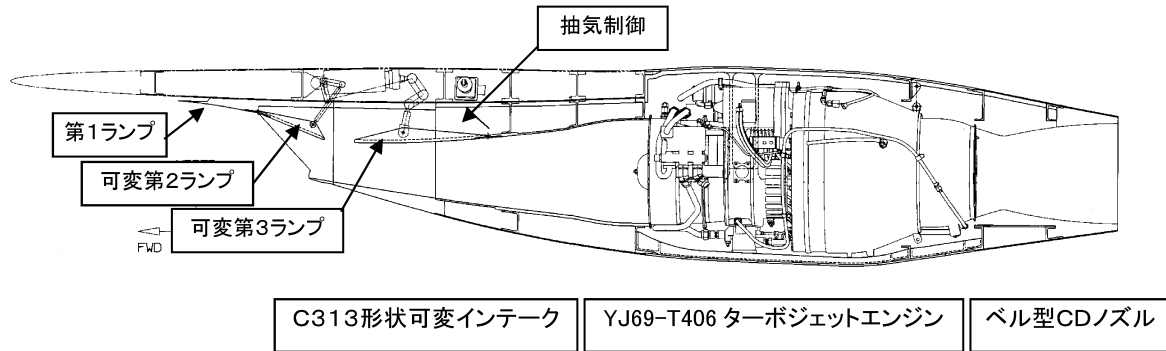


図1.3 小型超音速実験機（ジェット実験機）第2次形状推進システム概要

念図を示す。搭載されるエンジンは米国テレダイン社製 YJ 69-T 406 ターボジェットエンジンで、ノズルはコンバージェント・ダイバージェントベル型の固定形状ノズルを搭載する。インテークは空中発進後から超音速飛行までの広い飛行速度域において安定して作動し、かつ低抵抗なインテークを実現するため、2次元外部圧縮型可変形状インテークを採用する³⁾。

1.2 研究の目的

ジェット実験機に搭載する可変形状インテークの開発では、飛行マッハ数やエンジン作動状態に応じてインテーク内部流路形状や抽気流量を変化させる制御システム開発のため、広範な条件におけるインテークの空力特性データを取得する必要がある。このため、インテークの可変制御要素であるインテーク内部流路形状と抽気流量をパラメータとして、マッハ0.6～マッハ2.1における空力特性データをジェット実験機第2次形状超音速インテーク（C313形状）の19.2%縮尺単体模型を用いて航空宇宙技術研究所の遷音速風洞及び超音速風洞において実施した。また、インテーク入口部の流れの偏向角（横流れ偏向角： β ）による空力特性への影響についても $\beta \leq 4^\circ$ の範囲において併せて実施した。本報告はC313形状インテークの空力設計検討と単体空力特性取得試験結果について

とりまとめたものである。

2. ジェット実験機第2次形状（C313形状）インテークの空力設計

2.1 インテーク空力設計検討

ジェット実験機第2次形状インテーク（C313形状）の空力設計では、1次元解析や経験式、データベース等の簡易な性能推算により基本形状設計を行い、さらに3次元CFD解析及び風洞試験結果から詳細形状を設定した。本節ではその空力設計検討の概要について述べる。

2.1.1 設計基準

インテーク形式は、最大飛行マッハ数、機体との適合性などを考慮して、2次元外部圧縮型インテークとし、エンジンとの作動適合及び高効率・低抵抗を実現するため可変形状インテークとした。インテーク作動範囲は最大飛行マッハ数であるマッハ2までとし、性能評定高度は40kftである。空力設計検討では、①捕獲流量特性、②総圧回復性能、③ディストーション、④作動安定性及び⑤インテーク付加抵抗を性能指標として、表2.1に示す設計基準を満足するインテーク形状設計を実施した。

2.1.2 空力設計検討³⁾⁻⁵⁾

インテーク空力設計検討における形状設計要素、適用

表2.1 空力設計検討における性能指標

性能指標	設計基準
①捕獲流量特性	Mfit ≥ 0.8 で補助インテーク無しに搭載エンジン最大出力時の必要空気流量を確保でき、流量余裕4%以上であること
②総圧回復性能	MIL-E-5008B で規定される総圧回復率の95%以上であること
③ディストーション	搭載エンジン要求値 D.I. $\leq \pm 7.5\%$ を満たすこと
④作動安定性	Ferri 不安定までの捕獲流量余裕6%以上、 入口マッハ数 M_0 余裕 設計マッハ数+0.15 以上
⑤インテーク付加抵抗	エンジン流量適合に伴う付加抵抗が小さいこと

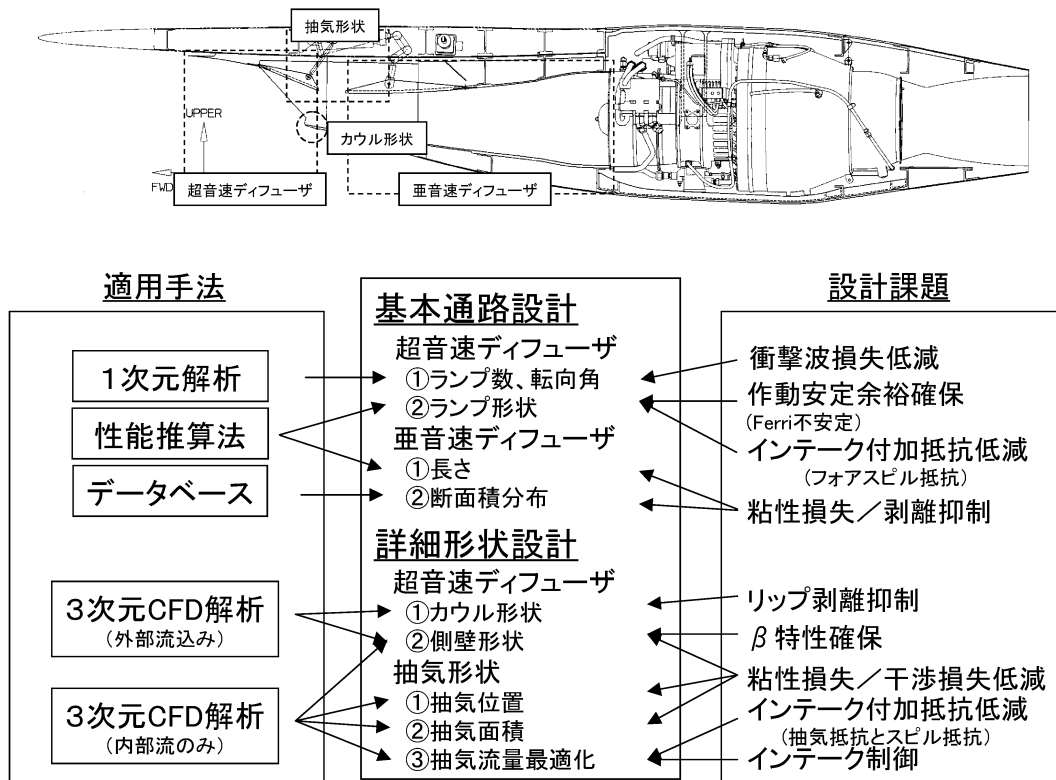


図 2.1 インテーク空力設計における適用手法と設計課題

手法及び設計課題の概要を図 2.1 に示す。本インテークの空力設計では、特に断りが無い限り最大作動マッハ数であるマッハ 2 を設計マッハ数としている。

(1) 超音速ディフューザ部

超音速ディフューザ部設計では衝撃波損失の最小化と作動安定性確保が主要な設計課題であり、超音速ディフューザ部のランプ数、その転向角の設定及びバズ要因となる Ferri 不安定⁶⁾ 回避のための衝撃波焦点位置設定が重要である。

ランプ数及び総転向角の設定：図 2.2 に超音速ランプ数 (NR) をパラメタに Oswatitsch 関係式⁷⁾ から求まるインテーク入口マッハ数 $Mo = 2.0$ における非粘性最大総圧回復率と超音速ランプの総転向角との関係を示す。カウル衝撃波離脱限界と目標圧力回復率に対する余裕を確保する観点から、2 段の超音速ランプ (NR = 2) 及び総転向角 20° を採用した。なお、スロートマッハ数 M_{th} は 1.3 程度である。

第 1 固定ランプ角の設定：可変機構の単純化のため、第 1 ランプは固定としてその最適なランプ角の設定を行った。第 1 ランプ角 δ_1 をパラメタに 1 次元解析による 2 段ランプ圧縮の総圧回復率と総転向角との関係を図 2.3 に示す。総転向角 20° では $\delta_1 = 8^\circ$ の場合に高い総圧回復率となることから、固定第 1 ランプ角として $\delta_1 = 8^\circ$ を設定した。さらに本インテークでは衝撃波損失を極力抑制す

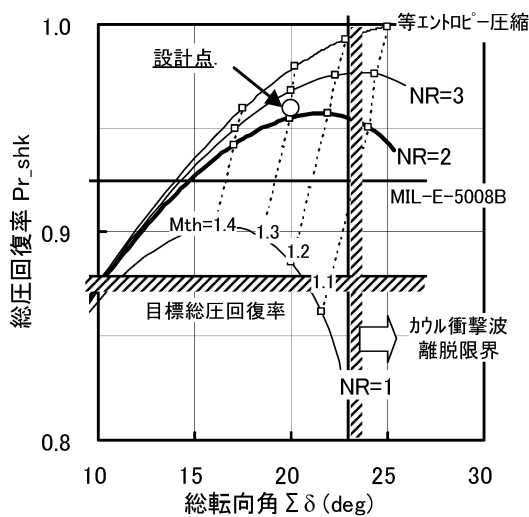


図 2.2 超音速ランプ総転向角による総圧回復率の変化 (Mo=2.0)

る観点から固定第 1 ランプ角 8° のうち、5° を等エントロピー圧縮とした。

衝撃波焦点位置の設定：上記で設定した超音速ランプ角について、shock-on-lip マッハ数 (ランプ衝撃波がカウル先端位置に焦点を結ぶマッハ数： $M_{shock-on-lip}$) に対する Ferri 不安定までの捕獲流量余裕 ΔMFR_{sub} をインテーク漏れ流量と衝撃波離脱距離に関する Kapoor らによる実験

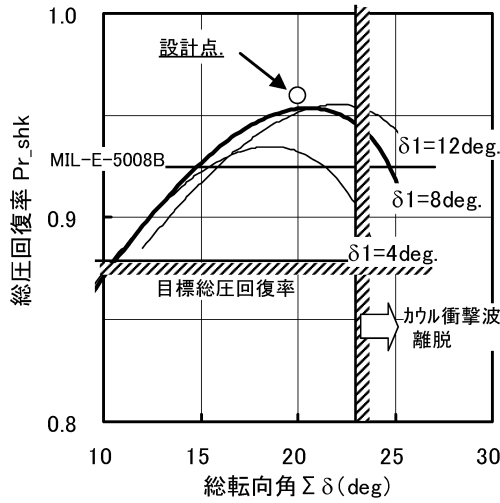


図 2.3 2 段ランプにおける総圧回復率 (Mo=2.0)

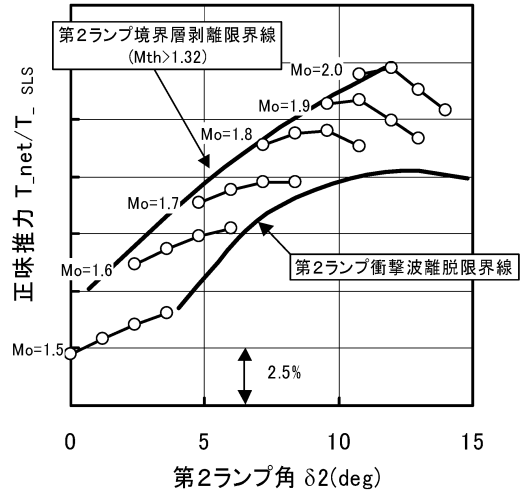


図 2.5 第 2 ランプ角による正味推力への影響 (h = 40 kft)

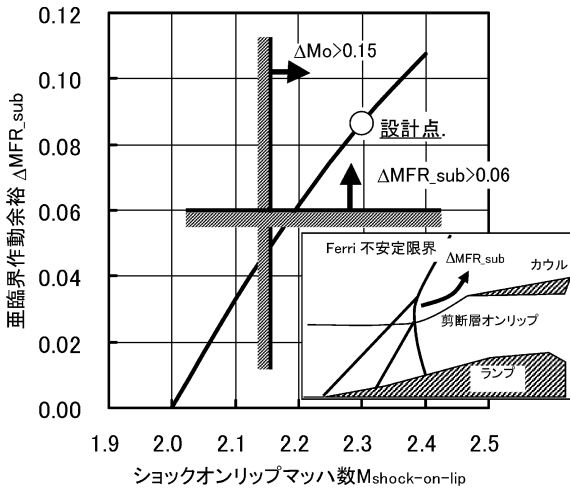


図 2.4 Ferri 不安定限界までの亜臨界作動余裕 (Mo = 2.0)

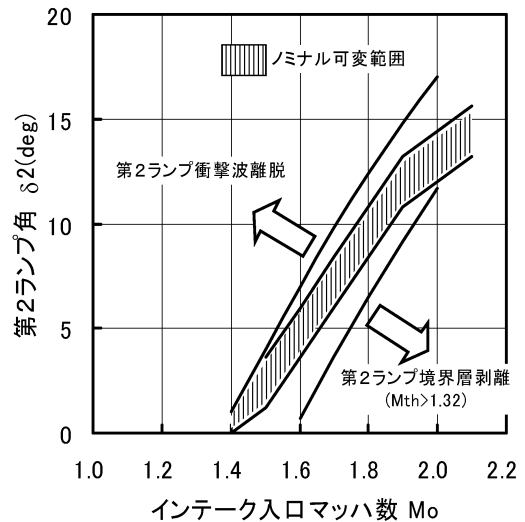


図 2.6 第 2 ランプ角のノミナル可変範囲

式⁸⁾を用いて1次元解析で求めた結果を図2.4に示す。インテークの作動安定性の設計基準を満足するため、 $M_{shock-on-lip} = 2.3$ の形状を採用した。

第2ランプ可変計画の設定：図2.5は1次元解析で得られたインテーク空力特性とエンジン性能解析から、第2ランプ角に対する正味推力（搭載推力からインテーク抵抗を差し引いた推力）を求めたものである。この解析結果、第2ランプ衝撃波離脱、及び最終衝撃波・境界層干渉による剥離回避の制限から、本インテークの第2ランプ角の可変範囲として図2.6に示す範囲を設定した。

(2) 亜音速ディフューザ設計

亜音速ディフューザ部形状設計では剥離を避けることが主要な設計課題であり、その長さ比と面積分布の設定が重要である。

ディフューザ長さの設定：図2.7に遷移亜音速ディフューザ性能推算式⁹⁾により求めたディフューザ長さ・出口直径比 (L_{sub}/D) と総圧損失との関係を示す。本インテ

ークで必要とされるディフューザ開口比 ($A_e/A_i = 2$) において、 $L_{sub}/D = 3.6$ が総圧損失や剥離回避の観点からは最適であるが、インテーク全長を抑える観点から本インテークでは $L_{sub}/D = 3.3$ を設計点とした。そのため、剥離が生じる限界に近い高負荷のディフューザとなっており、抽気等による剥離抑制の工夫が必要である。本インテークでは亜音速ディフューザへの発達した境界層流入を避けるため、後述するようにインテークスロート部において超音速ランプからの境界層を抽気する設計とした。

面積分布の設定：図2.8は入口マッハ数0.5～0.6、ディフューザ開口比2の円形ダクトディフューザの総圧損失を断面積分分布の変曲点位置 ($X_{i.p.}$) で整理したものである。本インテークでは設計点 ($\delta_2 = 12^\circ, Mo = 2.0$) 形状において亜音速ディフューザ全長の38%位置を変曲点とする4次関数断面積分分布を採用した (図2.9)。

可変ランプ長さの設定：第2ランプ角の可変範囲 ($\delta_2 =$

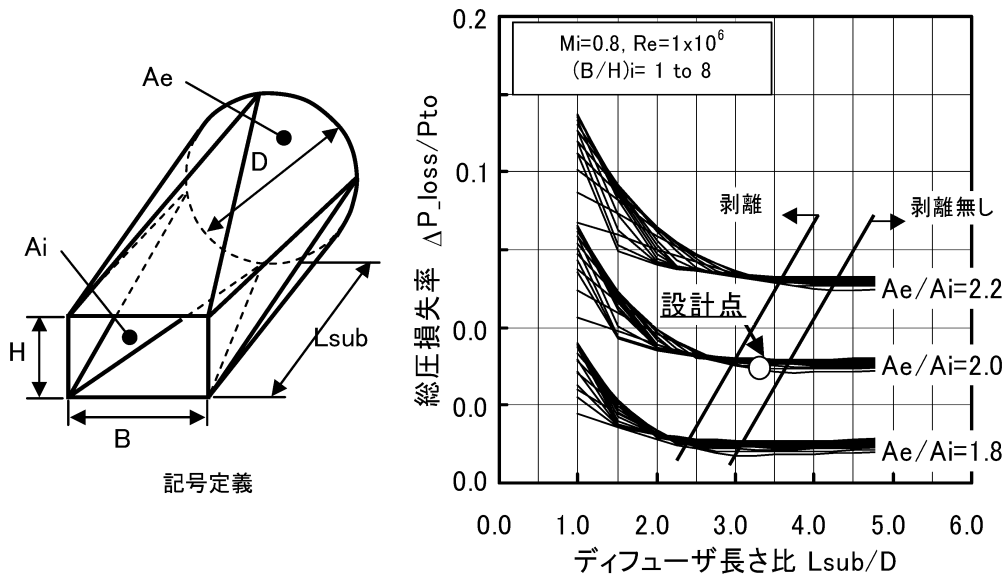


図 2.7 長さ比による遷移ディフューザの総圧損失の変化

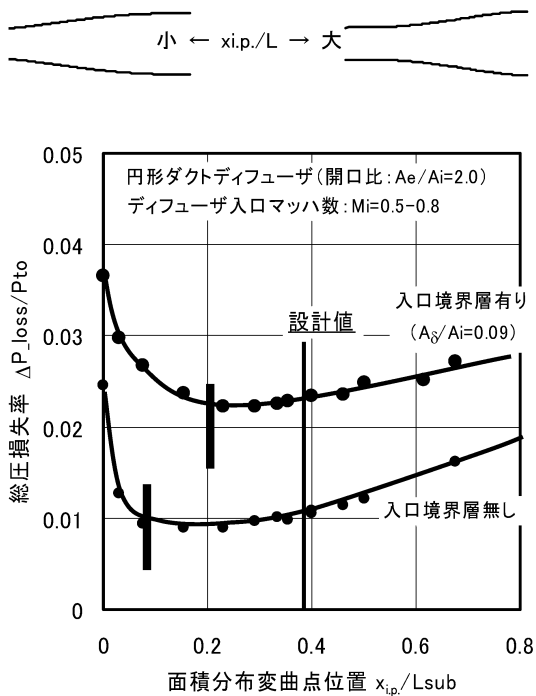


図 2.8 断面積分布変曲点位置による総圧損失の変化

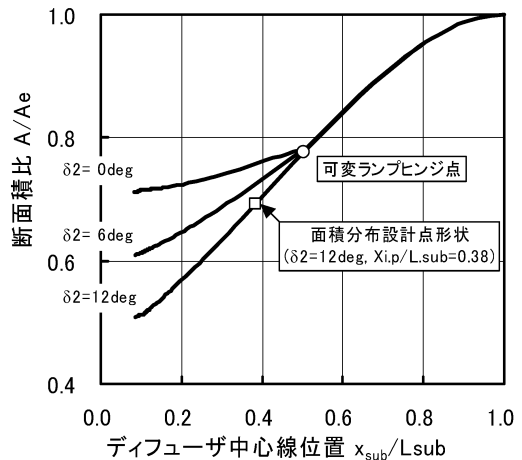


図 2.9 C313 形状インテーク亜音速ディフューザ面積分布

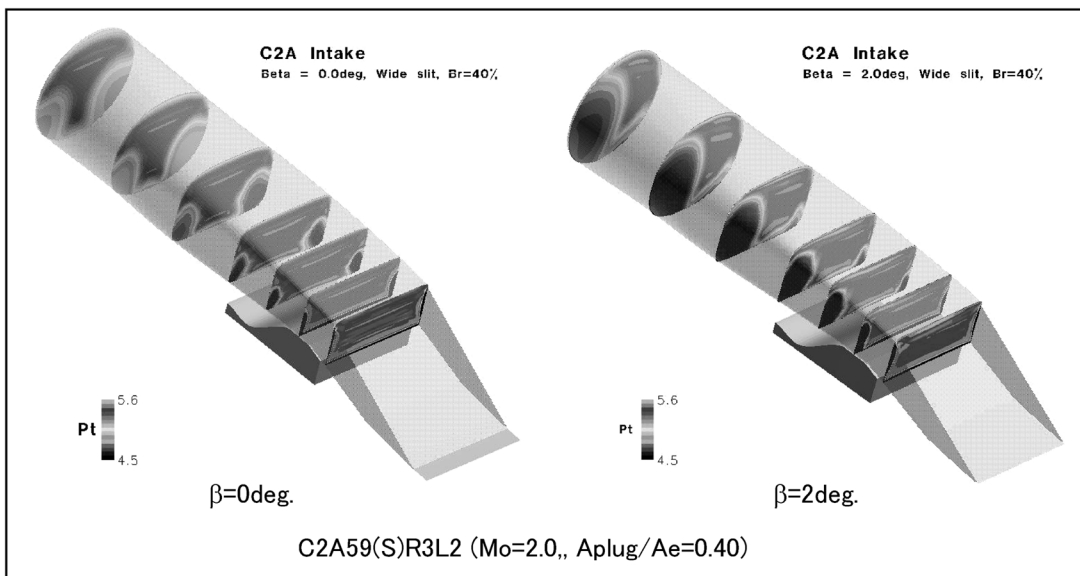
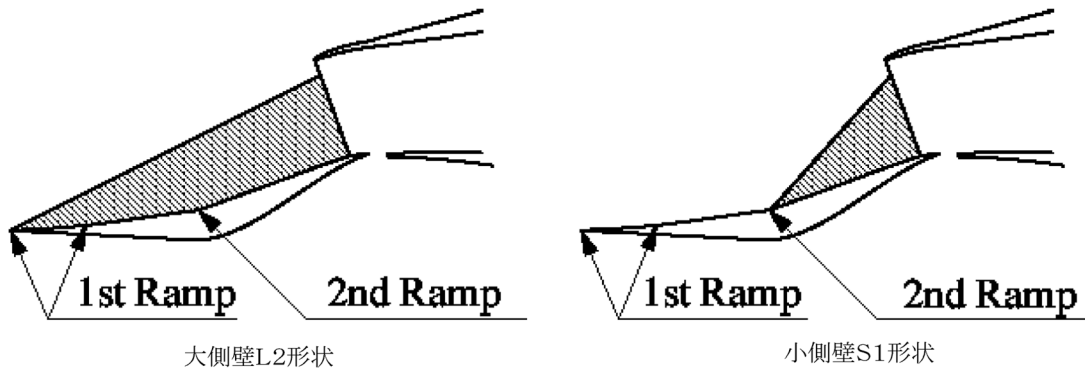
0 ~ 12°) に応じて可変する亜音速ディフューザランプ (第3ランプ) の長さについては、その可変範囲において亜音速ディフューザ部で縮流によるチョークが生じないヒンジ位置を1次元解析で求め、可変ランプ長さを設定した。図 2.9 に第2ランプ角 $\delta_2 = 0 \sim 12^\circ$ の範囲における亜音速ディフューザの断面積分布を示す。

断面形状の設定：矩形から円形への遷移については超楕円関数により断面形状を設定した。カウル側についてはカウル先端よりエンジンフェース面まで滑らかに超楕円関数の指数値を変化させることで断面の円形への遷移

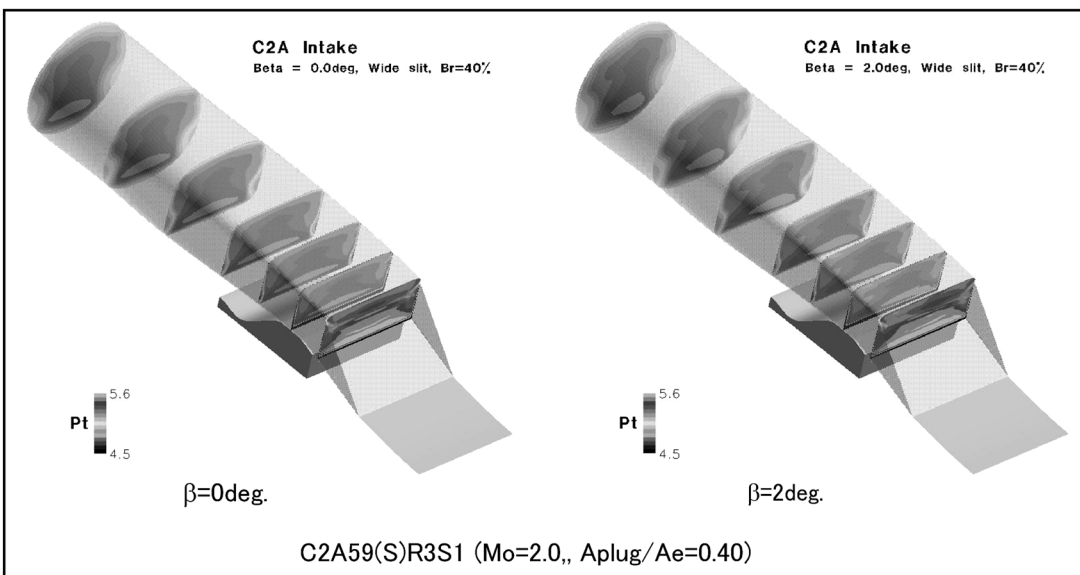
を行い、ランプ側については第3ランプ可変ヒンジ位置より同様の方法で遷移を行っている。

(3) 側壁形状設計

側壁形状設計では側壁境界層と衝撃波との干渉やインテーク入口部でのディストーションによる空力特性劣化を抑えることが主要な設計課題であり、第1ランプ先端からカウル先端までを覆う側壁 (L2側壁) と第2ランプからカウル先端までをのみ覆う側壁 (S1側壁) について CFD 解析により比較検討した。バズ発生までの捕獲流量余裕の観点からは流れの2次元性を保つ L2側壁が S1側壁に比べて良好であったが、図 2.10 に示すように、側壁境界層と衝撃波との干渉が S1側壁に比べて大きくダクト内での2次流れ損失が大きいこと、またインテーク入口部にディストーション (横流れ偏角 β) があると急激に空力特性が悪化する¹⁰⁾ ことから、本インテークでは S1側



(a) 大側壁L2形状 (左図: $\beta=0\text{deg}$, 右図: $\beta=2\text{deg}$)



(b) 小側壁S1形状 (左図: $\beta=0\text{deg}$, 右図: $\beta=2\text{deg}$)

図 2.10 側壁形状によるインテーク流れへの影響 ($Mo = 2.0$)
(3次元CFD解析結果: 総圧分布)

壁を採用した。

(4) カウル先端部設計

カウル先端部形状設計ではカウル先端で生じる衝撃波の離脱が過大とならないこと、また低マッハにおけるカウルリップ剥離を回避することが主要な設計課題であり、カウル先端部の厚み分布と流入迎え角 (α_c) の設定が重要である。

カウル先端部の厚み分布の設定：カウル先端部の厚み分布についてマッハ 2.0 及びマッハ 1.5 における衝撃波離脱距離を NACA 翼の厚み分布を適用した様々なカウル形状について 2次元 EULER 解析を実施し、カウル衝撃波離脱距離が小さく、かつ最大厚みの大きな厚み分布を採用した。

カウル流入角 (α_c) の設定：図 2.11 は $\alpha_c = 20^\circ$ (R1 カウル), 14° (R2 カウル) 及び 8° (R3 カウル) の 3 形態について CFD 解析を行ったマッハ 1.7 ($\delta 2 = 4.8^\circ$) におけるインテーク作動臨界点近傍のマッハ数分布である。R1

カウルでは大きなリップ剥離が生じ、R2 カウルにおいてもリップ剥離がみられる。また図 2.12 は第 1 次形状 (C2 形状) インテークの風洞試験で得られた $Mo = 1.5$ ($\delta 2 = 0^\circ$) での R1 カウルと R3 カウルにおける空力性能及び臨界点近傍のインテーク出口総圧分布の比較である。R3 カウルでは臨界点近傍で空力性能が改善され、総圧分布からもカウル側の総圧損失は小さく、リップ剥離は生じていない。なお、高マッハ域では検討範囲のカウル流入角では空力特性に大きな差異はみられなかった。これらの結果から、本インテークではカウル流入角 $\alpha_c = 8^\circ$ の R3 カウルを採用した。

(5) 抽気部設計

抽気位置の設定：抽気部設計においては第 2 ランプ部、スロート部及び亜音速ディフューザ部の各部における抽気効果を 3次元 CFD 解析により比較検討した。何れの抽気も空力性能向上が期待される結果を得たが、スロート部における抽気が最も効果的であった¹⁰⁾。また実機システムにおける機構の複雑性を避ける観点から、本インテークではスロート部のみの抽気とすることとした。

抽気面積の設定：図 2.13 に異なる抽気面積のインテークについて実施した CFD 解析及び風洞試験で得られたインテーク作動臨界点付近での総圧回復率及びディストーションを示す。風洞試験は第 1 次形状 (C2 形状) についてのものである。抽気面積を大きくすることで空力特性を改善することができるが、過大な抽気面積では逆に空力性能を劣化させる可能性があることを示唆している。これらの結果を基に本インテークではディストーション特性を優先して、抽気面積比 $Ab1/Ac = 0.42$ を採用した。

抽気出口面積比の設定：3次元 CFD 解析で抽気流量出口部の面積比 ($Abex/Ac$) を変化させることで抽気による空力特性への影響を調べた。図 2.14 に設計点マッハ数 $Mo = 2.0$ におけるエンジン作動適合点 (高度 40 kft) における空力性能を示す。これらの結果から、本インテークでは $Abex/Ac = 0.09$ (インテーク臨界作動点の抽気流量比 $MFR_{bleed} = 0.055$) をノミナル値として設定した。なお、このノミナル設定値はインテークサイジングや 2次空気通路設計、風洞試験等における基準であって、エンジン作動適合のために流量制御する場合のノミナル設定値ではないことを付記する。

2.1.3 インテーク捕獲面積の検討

搭載エンジンの作動最大流量と C 313 形状インテークの最大捕獲流量比との関係から求めた必要捕獲面積を図 2.15 に示す。 $Mo \geq 0.8$ で補助インテーク無しに作動する条件では $Mo = 2.0$ がサイジングポイントとなり、この場合のインテーク必要捕獲面積は 817 cm^2 である。本インテークでは抽気流量比 6% を設定し、これに捕獲流量比として 4% の余裕を加えた 910 cm^2 をインテーク捕獲面積

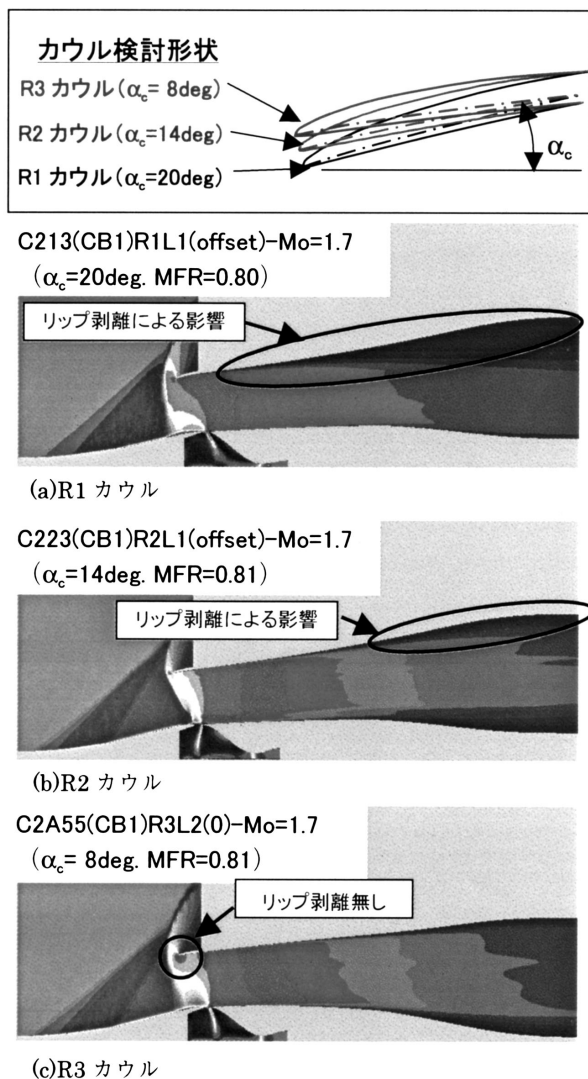
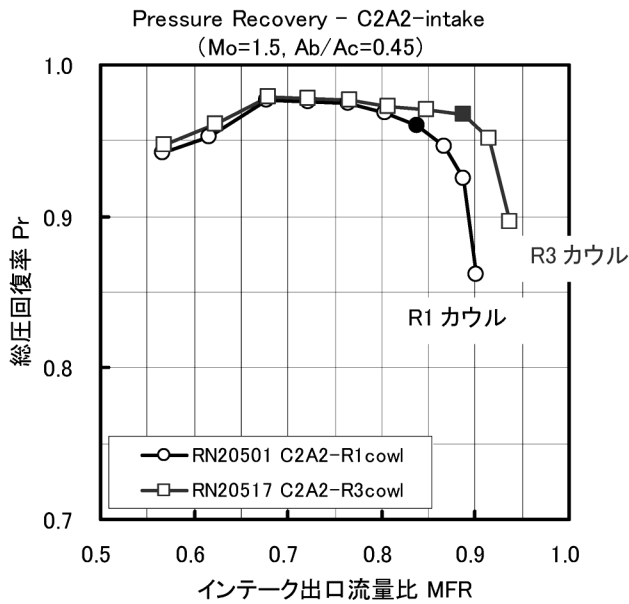
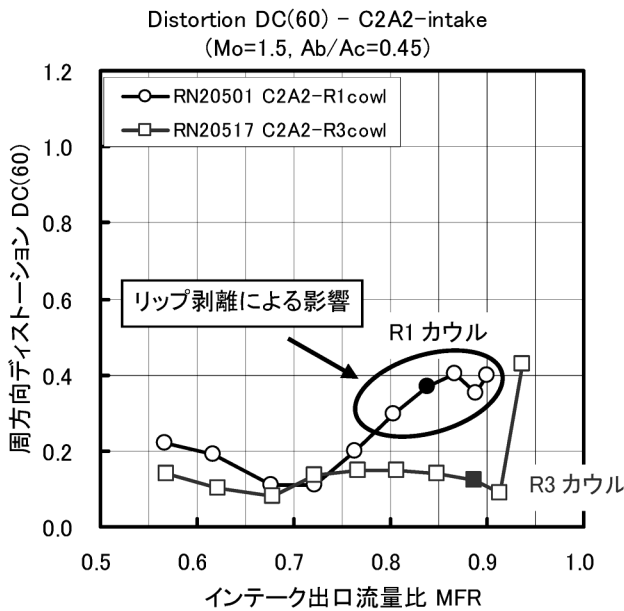
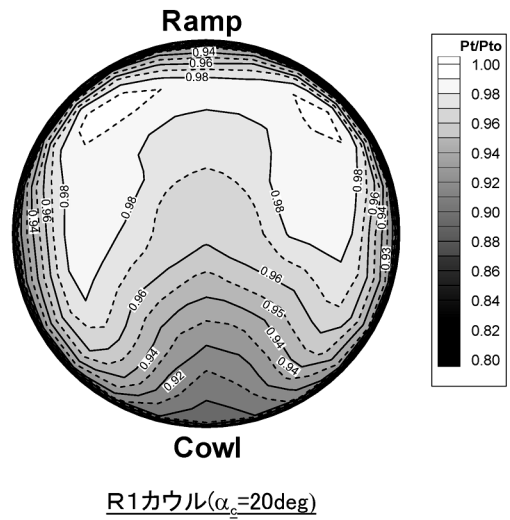


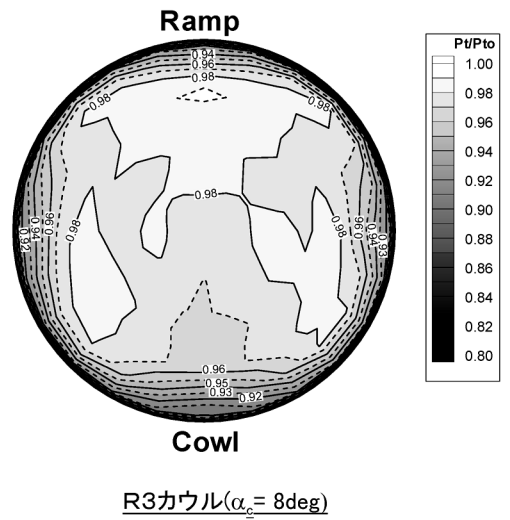
図 2.11 カウル流入角のインテーク流れへの影響 (3次元 CFD 解析結果：中心断面マッハ数分布 $Mo = 1.7$)



RN20501 C2A2-R1cowl ($Mo=1.5$)



RN20517 C2A2- R3cowl ($Mo=1.5$)



(a) 空力性能の比較

(b) 出口総圧分布の比較

図 2.12 カウル流入角のインテーク流れへの影響 ($Mo = 1.5, \delta 2 = 0.0 \text{ deg}$)
(第 1 次形状インテーク (C2 形状) 風洞試験結果)

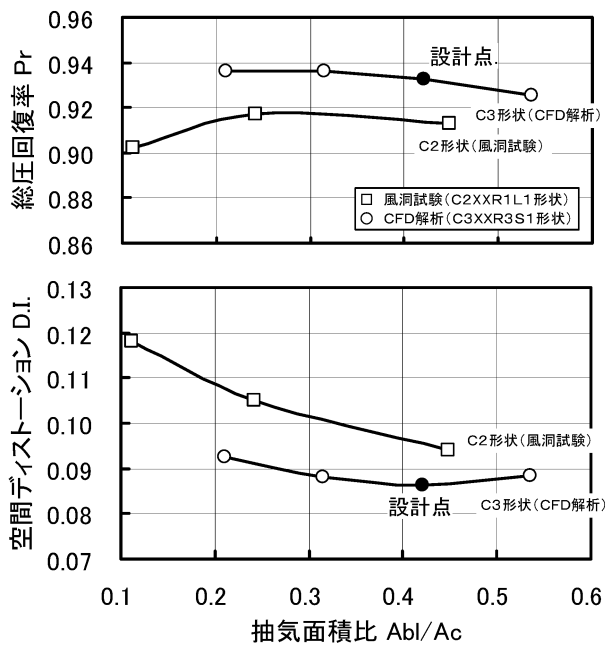


図 2.13 抽気面積による臨界作動点空力性能の変化 (Mo = 2.0)

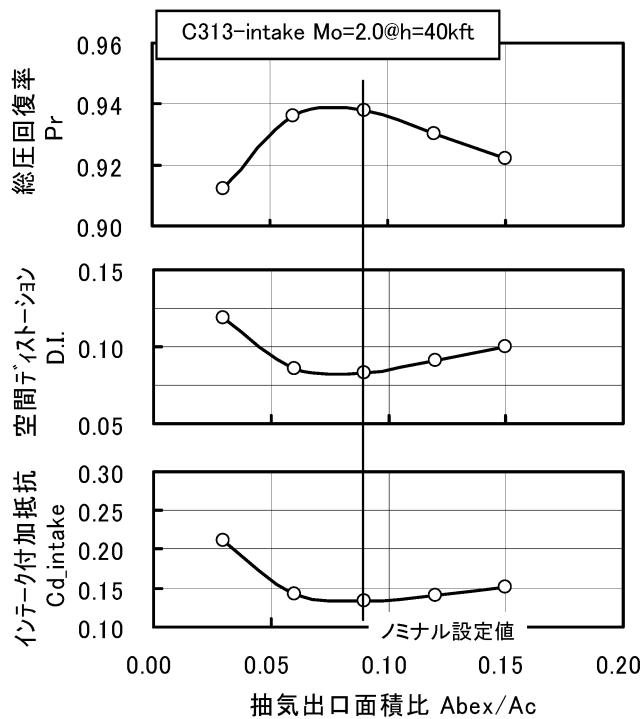


図 2.14 エンジン作動適合点空力性能 (Mo = 2.0, h = 40 kft)

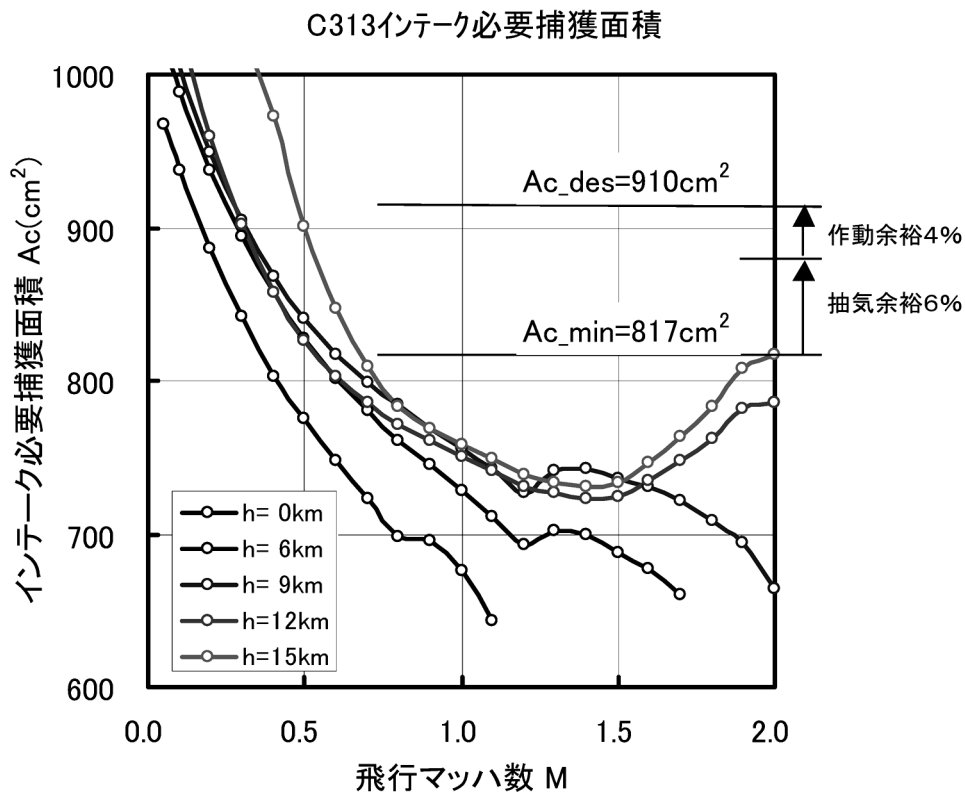


図 2.15 インテーク必要捕獲面積

(Ac) とした。なお、インテーク入口縦横比 (Hc/B) はインテーク幅 (B) を搭載エンジン直径として設定し、 $Hc/B = 0.69$ である。

2.2 空力形状

2.2.1 主要諸元

ジェット実験機第2次形状 (C 313 形状) インテークの

主要諸元を表 2.2 に、また概要図を図 2.16 に示す。

2.2.2 詳細形状

設計点 ($Mo = 2.0$) における C 313 形状インテークの詳細形状を表 2.3 ~ 表 2.6 及び図 2.17 に示す。表中の位置座標は全てインテーク出口直径 D ($D = 364.2$ mm) で無次元化した値である。

表 2.2 C 313 形状インテーク主要諸元

インテーク型式	2次元外部圧縮型可変インテーク
捕獲面積	$A_c = 91,000 \text{ mm}^2$ ($H_c 249.8 \text{ mm} \times B 364.2 \text{ mm}$)
全長	$L = 1,663 \text{ mm}$
超音速ディフューザ	2段可変ランプ方式 第1ランプ: 固定 $\delta_1 = 8^\circ$ ($3^\circ + 5^\circ$ 等エントロピー圧縮) 第2ランプ: 可変 $\delta_2 = 12^\circ @ Mo 2.0$ $\rightarrow \delta_2 = 0^\circ @ Mo \leq 1.4$ 側壁後退角: $\Lambda = 44.7^\circ$ カウル流入角: $\alpha_c = 8^\circ$
亜音速ディフューザ	可変ランプ方式 長さ比: $L_{sub}/D = 3.3$ 可変ランプ長: $0.5 L_{sub}$ 開口比: $A_e/A_i = 2.0 @ \delta_2 = 12^\circ$ $\rightarrow A_e/A_i = 1.5 @ \delta_2 = 0^\circ$
抽気機構	スロート部スリット抽気 抽気面積: $A_{bl}/A_c = 0.42$

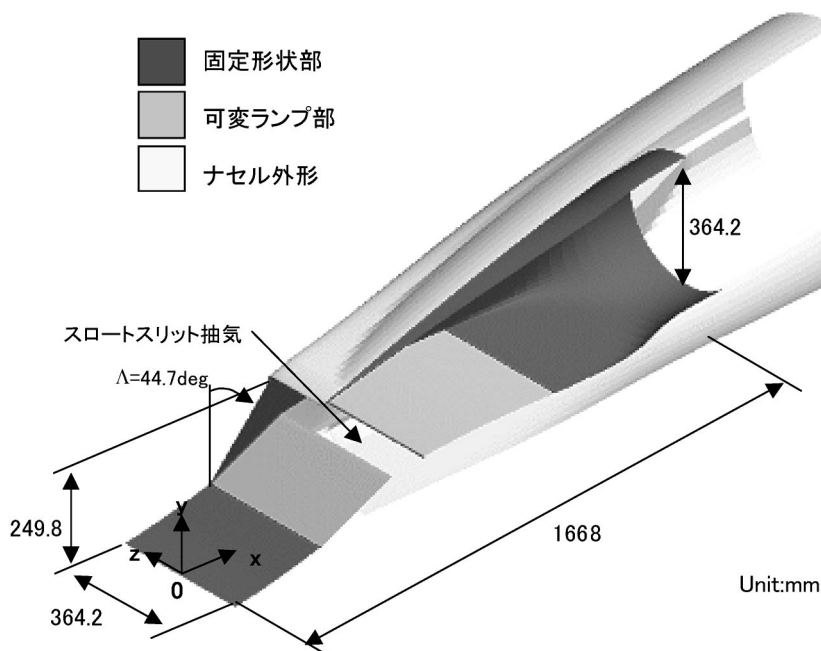


図 2.16 C 313 インテーク形状の概要

表2.3 超音速ランプ形状
(設計点形状: $\delta_2 = 12 \text{ deg}$)

超音速ランプ形状(z/D=0.0)			
第1ランプ形状		第2ランプ形状	
x/D	y/D	x/D	y/D
0.0000	0.0000	0.7730	0.0828
0.0403	0.0021	1.3477	0.2920
0.0807	0.0042	1.3640	0.2979
0.1210	0.0063	1.3802	0.3035
0.1720	0.0094	1.3965	0.3088
0.2330	0.0138	1.4127	0.3135
0.2910	0.0189	1.4174	0.3148
0.3462	0.0245	1.4187	0.3151
0.3988	0.0307	1.4191	0.3152
0.4489	0.0373	1.4196	0.3154
0.4952	0.0438	1.4201	0.3155
0.7730	0.0828	1.4206	0.3156

表2.5 カウル先端部形状

カウル先端部詳細(z/D=0.0)			
内部形状		外部形状	
x/D	y/D	x/D	y/D
1.2853	0.6859	1.2853	0.6859
1.2857	0.6857	1.2857	0.6876
1.2863	0.6857	1.2863	0.6884
1.2869	0.6857	1.2869	0.6890
1.2874	0.6857	1.2874	0.6894
1.2879	0.6857	1.2879	0.6899
1.2884	0.6857	1.2884	0.6903
1.2889	0.6857	1.2889	0.6906
1.2897	0.6859	1.2897	0.6911
1.2917	0.6859	1.2917	0.6923
1.2963	0.6863	1.2963	0.6946
1.3069	0.6873	1.3069	0.6986
1.3313	0.6901	1.3313	0.7056
1.3556	0.6933	1.3556	0.7113
1.3800	0.6964	1.3800	0.7163
1.4043	0.6996	1.4043	0.7207
1.4287	0.7030	1.4287	0.7249
1.4530	0.7063	1.4530	0.7286
1.4774	0.7097	1.4774	0.7321

表2.4 亜音速ディフューザ形状
(設計点形状: $\delta_2 = 12 \text{ deg}$)

亜音速ディフューザ形状(z/D=0.0)					
第3ランプ形状		固定ランプ形状		カウル形状	
x/D	y/D	x/D	y/D	x/D	y/D
1.7053	0.3163	2.9997	0.2217	1.2853	0.6859
1.7062	0.3211	3.1035	0.2076	1.4774	0.7097
1.7073	0.3234	3.3117	0.1780	1.6764	0.7343
1.7089	0.3254	3.5205	0.1472	1.8749	0.7576
1.7109	0.3272	3.7301	0.1132	2.0756	0.7797
1.7136	0.3287	3.9404	0.0678	2.2854	0.8014
1.7172	0.3297	4.1520	0.0244	2.4841	0.8207
1.7283	0.3296	4.3653	0.0050	2.6970	0.8403
1.7478	0.3292	4.5800	0.0000	2.9094	0.8587
1.7719	0.3287			3.1213	0.8764
1.8088	0.3277			3.3324	0.8931
1.8653	0.3259			3.5430	0.9091
1.9519	0.3225			3.7527	0.9277
2.0847	0.3155			3.9616	0.9583
2.2884	0.3010			4.1693	0.9887
2.4815	0.2833			4.3753	0.9986
2.6885	0.2606			4.5800	1.0000
2.8958	0.2344				
2.9997	0.2217				

表 2.6 亜音速ディフューザ断面形状 (設計点形状: $\delta_2 = 12 \text{ deg}$)

亜音速ディフューザ断面形状									
x/D=1.4286		x/D=2.1429		x/D=2.8571		x/D=3.5714		x/D=4.5800	
y/D	z/D	y/D	z/D	y/D	z/D	y/D	z/D	y/D	z/D
0.6240	0.5000	0.6267	0.5000	0.5713	0.5000	0.5190	0.5000	0.5000	0.5000
0.6406	0.4997	0.6656	0.4996	0.6186	0.4996	0.5744	0.4980	0.5653	0.4957
0.6736	0.4954	0.7044	0.4969	0.6659	0.4967	0.6291	0.4897	0.6294	0.4830
0.6940	0.4730	0.7407	0.4840	0.7123	0.4880	0.6820	0.4731	0.6914	0.4620
0.7003	0.4366	0.7651	0.4544	0.7554	0.4689	0.7313	0.4480	0.7500	0.4330
0.7026	0.3733	0.7776	0.4131	0.7906	0.4376	0.7751	0.4144	0.8044	0.3967
0.7030	0.2800	0.7843	0.3489	0.8153	0.3974	0.8127	0.3740	0.8536	0.3536
0.7030	-0.2800	0.7866	0.2616	0.8340	0.3436	0.8441	0.3267	0.8967	0.3044
0.7026	-0.3733	0.7869	0.1744	0.8466	0.2716	0.8710	0.2694	0.9330	0.2500
0.7003	-0.4366	0.7869	-0.1744	0.8523	0.1941	0.8914	0.2041	0.9620	0.1913
0.6940	-0.4730	0.7866	-0.2616	0.8540	0.1166	0.9039	0.1367	0.9830	0.1294
0.6736	-0.4954	0.7843	-0.3489	0.8543	0.0389	0.9100	0.0686	0.9957	0.0653
0.6406	-0.4997	0.7776	-0.4131	0.8543	-0.0389	0.9114	0.0000	1.0000	0.0000
0.6240	-0.5000	0.7651	-0.4544	0.8540	-0.1166	0.9100	-0.0686	0.9957	-0.0653
0.3159	-0.5000	0.7407	-0.4840	0.8523	-0.1941	0.9039	-0.1367	0.9830	-0.1294
0.3159	0.5000	0.7044	-0.4969	0.8466	-0.2716	0.8914	-0.2041	0.9620	-0.1913
		0.6656	-0.4996	0.8340	-0.3436	0.8710	-0.2694	0.9330	-0.2500
		0.6267	-0.5000	0.8153	-0.3974	0.8441	-0.3267	0.8967	-0.3044
		0.3119	-0.5000	0.7906	-0.4376	0.8127	-0.3740	0.8536	-0.3536
		0.3119	0.5000	0.7554	-0.4689	0.7751	-0.4144	0.8044	-0.3967
				0.7123	-0.4880	0.7313	-0.4480	0.7500	-0.4330
				0.6659	-0.4967	0.6820	-0.4731	0.6914	-0.4620
				0.6186	-0.4996	0.6291	-0.4897	0.6294	-0.4830
				0.5713	-0.5000	0.5744	-0.4980	0.5653	-0.4957
				0.2394	-0.5000	0.5190	-0.5000	0.5000	-0.5000
				0.2394	0.5000	0.3057	-0.5000	0.4347	-0.4957
						0.2447	-0.4990	0.3706	-0.4830
						0.1847	-0.4900	0.3087	-0.4620
						0.1503	-0.4524	0.2500	-0.4330
						0.1413	-0.3950	0.1956	-0.3967
						0.1394	-0.3127	0.1464	-0.3536
						0.1393	-0.2234	0.1033	-0.3044
						0.1393	0.2234	0.0670	-0.2500
						0.1394	0.3127	0.0380	-0.1913
						0.1413	0.3950	0.0170	-0.1294
						0.1503	0.4524	0.0043	-0.0653
						0.1847	0.4900	0.0000	0.0000
						0.2447	0.4990	0.0043	0.0653
						0.3057	0.5000	0.0170	0.1294
								0.0380	0.1913
								0.0670	0.2500
								0.1033	0.3044
								0.1464	0.3536
								0.1956	0.3967
								0.2500	0.4330
								0.3087	0.4620
								0.3706	0.4830
								0.4347	0.4957
								0.5000	0.5000

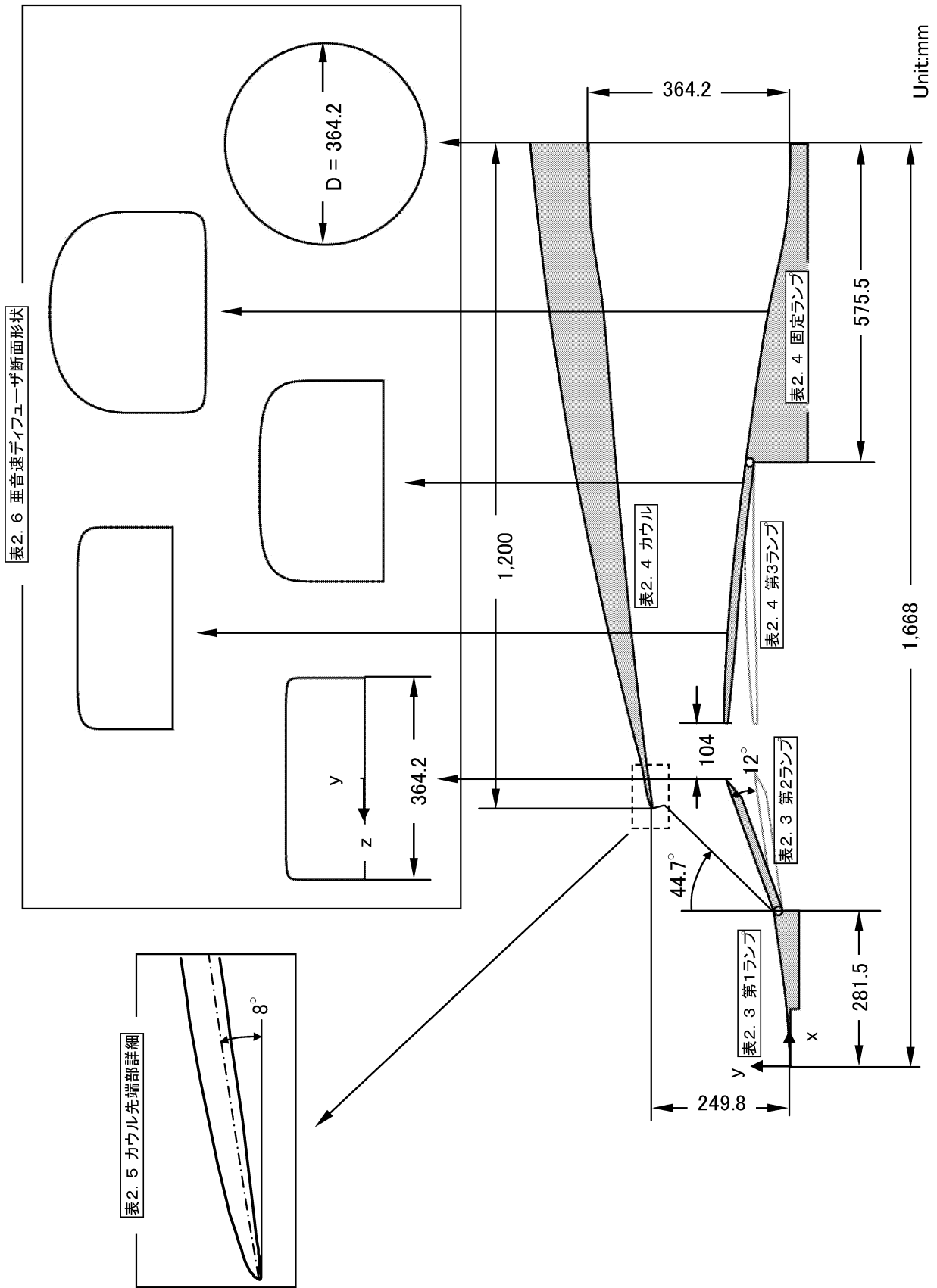


図2.17 C313形状インテーク詳細

3. 風洞試験

3.1 風洞

独立行政法人航空宇宙技術研究所の2m×2m連続式遷音速風洞及び1m×1m吹き出し式超音速風洞において試験を実施した。各々の風洞の主要諸元を表3.1に示す。本試験ではマッハ0.6～1.4においては遷音速風洞、マッハ1.5～2.1では超音速風洞を用いた。

3.2 供試模型

風洞試験に供した模型はインテーク模型、模型支持装置及び総圧計測・流量調整装置の3つから構成される。風洞に搭載された供試模型写真を図3.1に、またその概要図を図3.2に示す。

3.2.1 インテーク模型

インテーク模型はC313形状インテークの19.2%縮尺模型である。インテーク模型概要を図3.3に示す。インテーク模型は、捕獲面積 $A_c = 3360.7 \text{ mm}^2$ ($H_c 48.01 \text{ mm} \times B 70.0 \text{ mm}$)、全長 $L = 320.6 \text{ mm}$ 、出口直径 $D = 70.0 \text{ mm}$ である。インテーク模型の捕獲高さ H_c に基づくレイノルズ数 (Re_{H_c}) は遷音速風洞試験では $Re_{H_c} = 0.5 \sim 0.7 \times 10^6$ 、超音速風洞試験では $Re_{H_c} = 1.2 \sim 1.4 \times 10^6$ である。なお、実機では $Re_{H_c} = 1 \sim 3 \times 10^6$ (高度 $h = 40 \text{ kft}$, $Mo = 0.6 \sim 2.0$) である。

第2ランプ角 δ_2 はブロックを交換することにより、 0° から 15.6° まで 1.2° 間隔で設定することができ、各ランプブロックには第2ランプ面裏側(抽気プレナム室側)、第2ランプ後縁から約12mm上流の位置に、抽気プレナム圧計測のための静圧孔が設けられている。また第3ランプは連続的に可変する構造となっており、第2ランプ角毎の形状設定ゲージにより位置を設定する。

スロート部スリットで抽気された空気は模型両側に設けられた抽気ダクトを介して抽気排出ノズルから模型外

部に排出される。抽気排出ノズルは交換式となっており、ノズルを交換することにより抽気出口面積比 $A_{bex}/A_c = 0.0, 0.03, 0.06, 0.09, 0.12$ 及び 0.15 の6種類の抽気出口条件を設定できる。また抽気排出ノズルは平行部を有する先細ノズル形状となっており、抽気流量計測のための全温計測プローブ及びノズル平行部にピトープローブ及び静圧孔が設けられている。

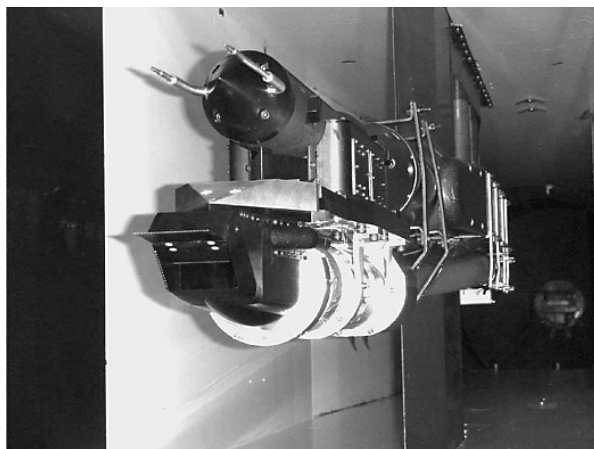
第1ランプ面、側壁及びカウル面にはそれぞれ前縁から約5mmの位置に乱流遷移促進のためのディスクラフネス ($D = 2 \text{ mm}$, $t = 0.2 \text{ mm}$) を約3.5mm間隔で装着した。

3.2.2 模型支持装置

模型支持装置は風洞スティングに取り付けられ、インテーク模型本体及び後述する総圧計測・流量調整装置を支持する。模型支持装置は風洞気流に対するインテーク模型の偏角を 1° 間隔で最大 5° まで変えることができる構造となっている。また、支持装置には圧力センサーモジュールが内装されており、圧力センサー計測制御ライン、温度計測ライン及び総圧計測・流量調整装置制御ライン



(a) 遷音速風洞搭載写真



(a) 超音速風洞搭載写真

表3.1 風洞主要諸元

	遷音速風洞	超音速風洞
形式	連続循環式	間欠吹き出し式
試験部断面	2.0m x 2.0m	1.0m x 1.0m
気流マッハ数	0.1～1.4	1.4～4.0
気流総圧	50kPa～150kPa	150kPa(M1.4)～1,270kPa(M4.0)
気流総温	308K～338K	室温

図3.1 C313形状インテーク19.2%単体風洞模型写真

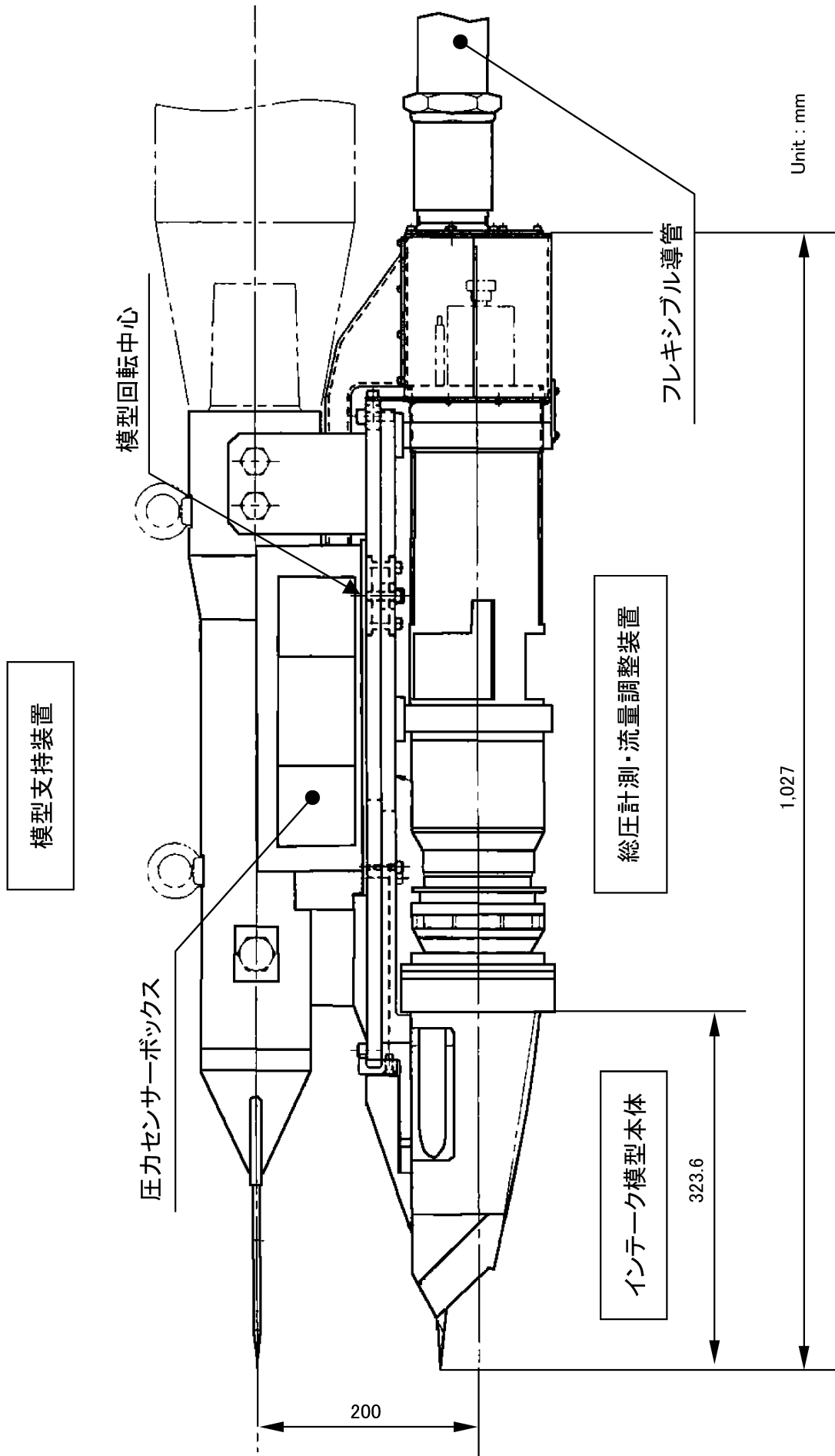
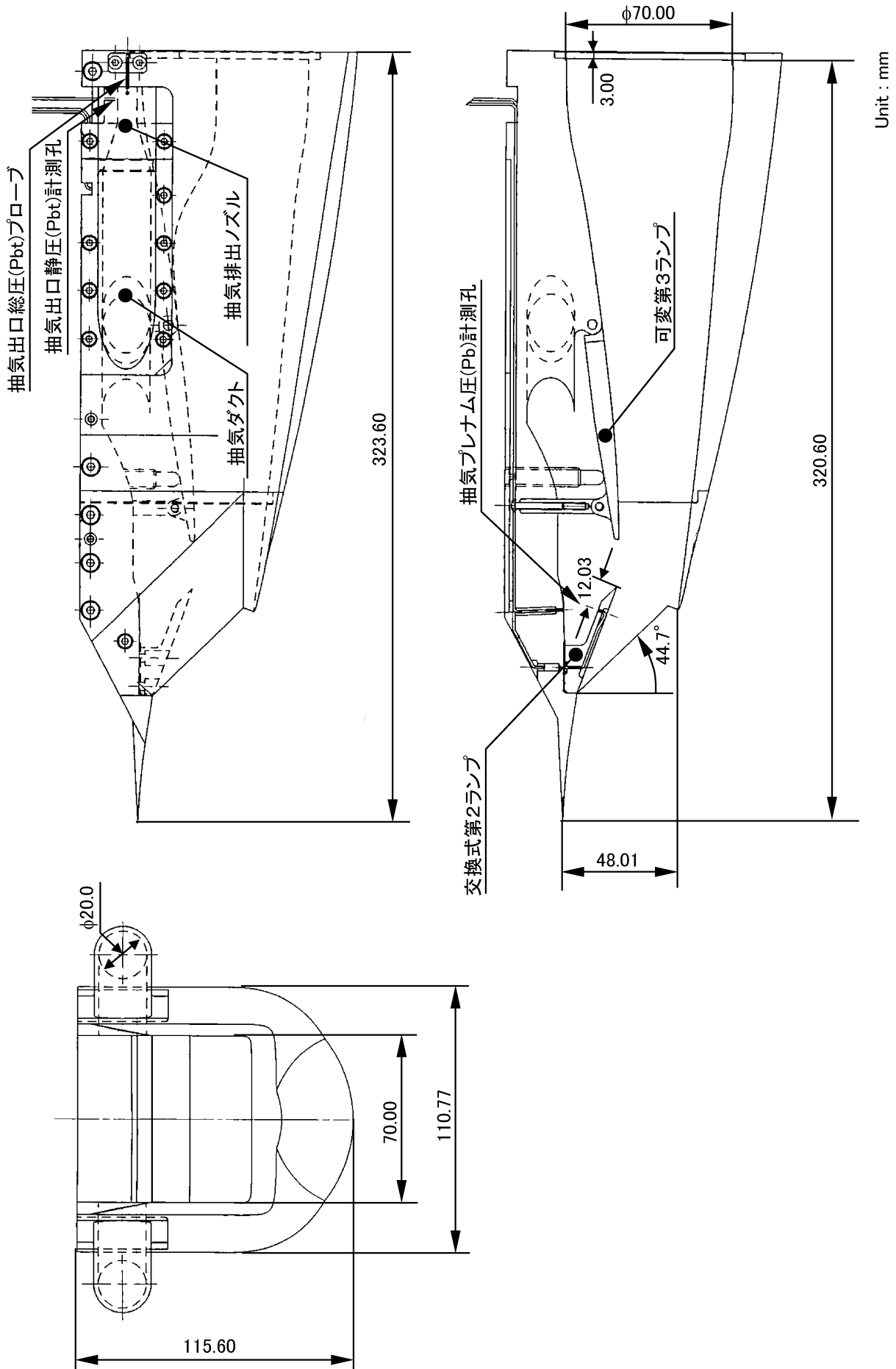


図 3.2 C313 形状インテーク 19.2% 単体風洞模型の概要



Unit : mm

図 3.3 C 313 形状インテーク 19.2 % 単体風洞模型本体の概要

は模型支持装置に取り付けたフレキシブル導管を介して風洞外部に導く構造となっている。

3.2.3 総圧計測・流量調整装置

インテーク出口部の総圧計測・流量調整装置の概要を図3.4に示す。

(1) 総圧計測部

総圧計測部は90°間隔の総圧レーク4本で構成され、遠隔操作のステッピングモーターにより、1°間隔で最大90°回転できる構造となっている。位置決め精度は±0.1°である。ピトープローブは各レーク9点、中心点1点の計37点、また静圧プローブ4点が設けられている。各プローブ先端位置のダクト壁面には90°間隔で4カ所に静圧孔が設けられている。

また、総圧レーク計測断面より16 mm上流に脱着可能な非定常総圧計測プローブ（外径φ1.6 mm、内径φ1.0 mm、センサ受圧面までの距離約30 mm）を周方向に90°間隔で4カ所に設けた。なお、この非定常総圧計測プローブはインテークの非定常流れ現象（バズ）特性の把握を目的とした試験の場合のみ用い、主目的である空力特性取得試験ではプローブの影響を排除するため、非定常総圧計測プローブはすべて取り外した。

(2) 流量調整部

半頂角30°の円錐台状のプラグを遠隔操作のステッピングモーターにより前後に移動することで出口面積比（ A_{plug}/A_e ）を変化させて流量調整を行う構造となっている。設定可能な出口面積比は $A_{plug}/A_e = 0\% \sim 140\%$ である。出口面積比の設定精度は±0.03%である。またチョーク条件での流量計測のためにプラグ上流には4点の総圧プローブが設けられている。

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3.5に示す。計測制御システムは圧力・温度計測システム及び総圧計測・流量調整装置制御システムから構成されている。圧力・温度計測システムは計測用パーソナルコンピューター（PC1）により制御され、計測データもPC1に集録される。非定常圧力計測のみ高速データ集録装置により行われた。

一方、総圧計測・流量調整装置制御用パーソナルコンピューター（PC2）は総圧計測・流量調整装置の総圧レーク及び流量調整プラグの位置を制御するとともに、設定完了後にPC1及び可視化用スチルカメラにレーク・プラグ設定完了信号を送信する。PC1はPC2からのレーク・プラグ設定完了信号を受信後、所定の総圧レーク位置及びプラグ開度における計測データを取得する。またPC2からのプラグ・レーク設定完了信号は非定常圧力データとともに高速データ集録装置にも取り込まれる。各

システムの構成等は以下の通りである。

3.3.1 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差圧15 psi (103.4 kPa)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及びESP-32 HD-DTC）用いており、本計測システムの圧力計測精度は±0.05 kPa（カタログ値）、計測サンプリング速度は20 kHz/channelである。また、各圧力センサー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7215 xiを用いた。本装置の圧力設定精度及び圧力計測精度はそれぞれ±0.02 kPa（カタログ値）及び±0.003 kPa（カタログ値）である。これらは計測用パーソナルコンピューター（PC1）により GPIB を介して制御されている。圧力走査モジュールからの計測データはSP-8400により物理量に変換された後、基準圧力制御装置からの基準参照圧データとともに GPIB を介して PC1 に取り込まれる。

温度計測では計測センサーとしてK型熱電対を用いた。計測信号はPC1に制御されたNational Instruments社SCXIシステムにより信号増幅・A/D変換され、圧力計測データとともにPC1に取り込まれる。本試験における温度計測精度及び計測サンプリング速度はそれぞれ±2℃及び1 kHzである。

非定常圧力計測では計測レンジ絶対圧100 psi (689.1 kPa) 及び差圧25 psi (172.3 kPa)の高応答圧力センサー（Kulite社製XCQ-062及びXT-140）を用いた。センサーからの計測信号はTEAC社製増幅器（SA-57）により増幅後、プラグ・レーク設定完了信号とともに、高速データ集録装置（NEC三栄社製DL2300）によりA/D変換され取り込まれる。本装置の同時サンプリング速度は最大1 MHzである。本試験では計測サンプリング速度2 kHzで行った。

3.3.2 総圧計測・流量調整装置制御システム

総圧計測・流量調整装置の制御には制御用パーソナルコンピューター（PC2）により制御されるモータードライバー（National Instruments社製MID-7604/7602）を用いた。本モータードライバーは同時に4つのステッピングモーターの制御が可能であり、各モーターの制御完了後に設定完了信号を送信する機能を有している。本試験では、総圧レーク位置及びプラグ位置と計測データとの同期のため、この設定完了信号を用いている。

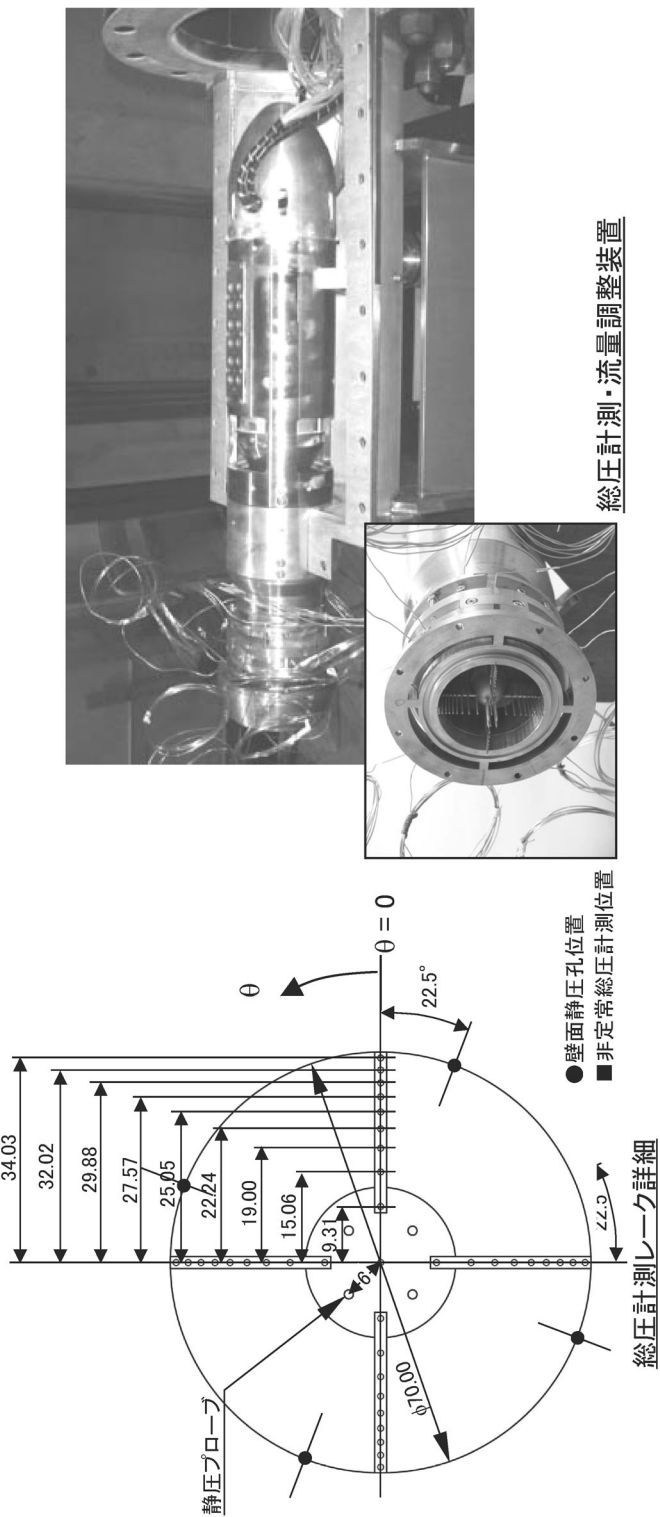
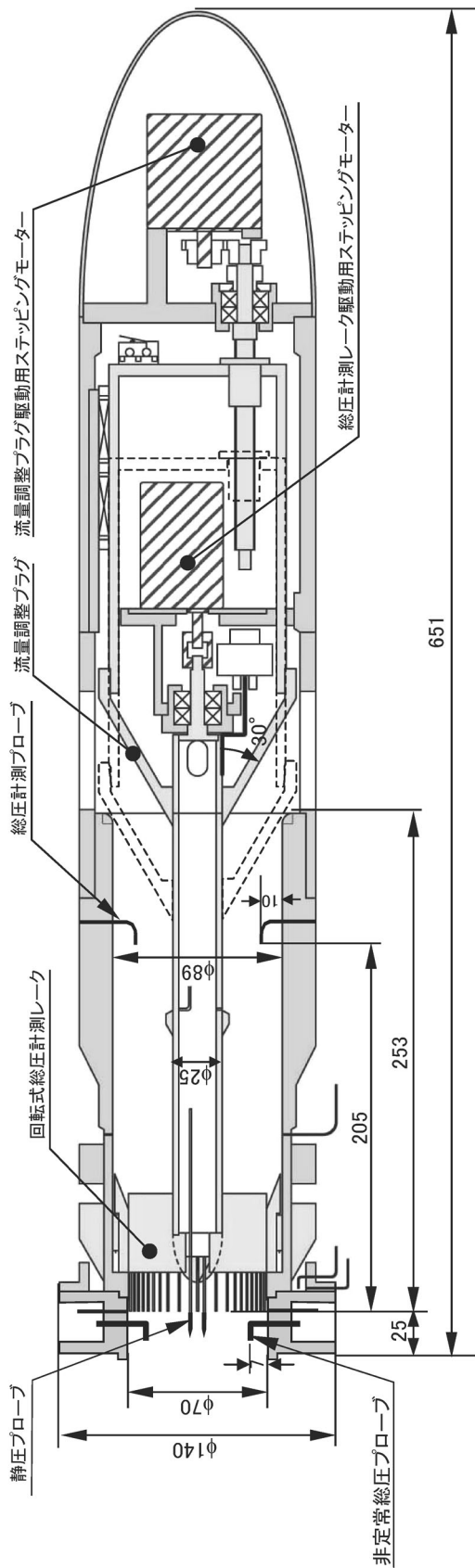


図 3.4 総圧計測・流量調整装置の概要

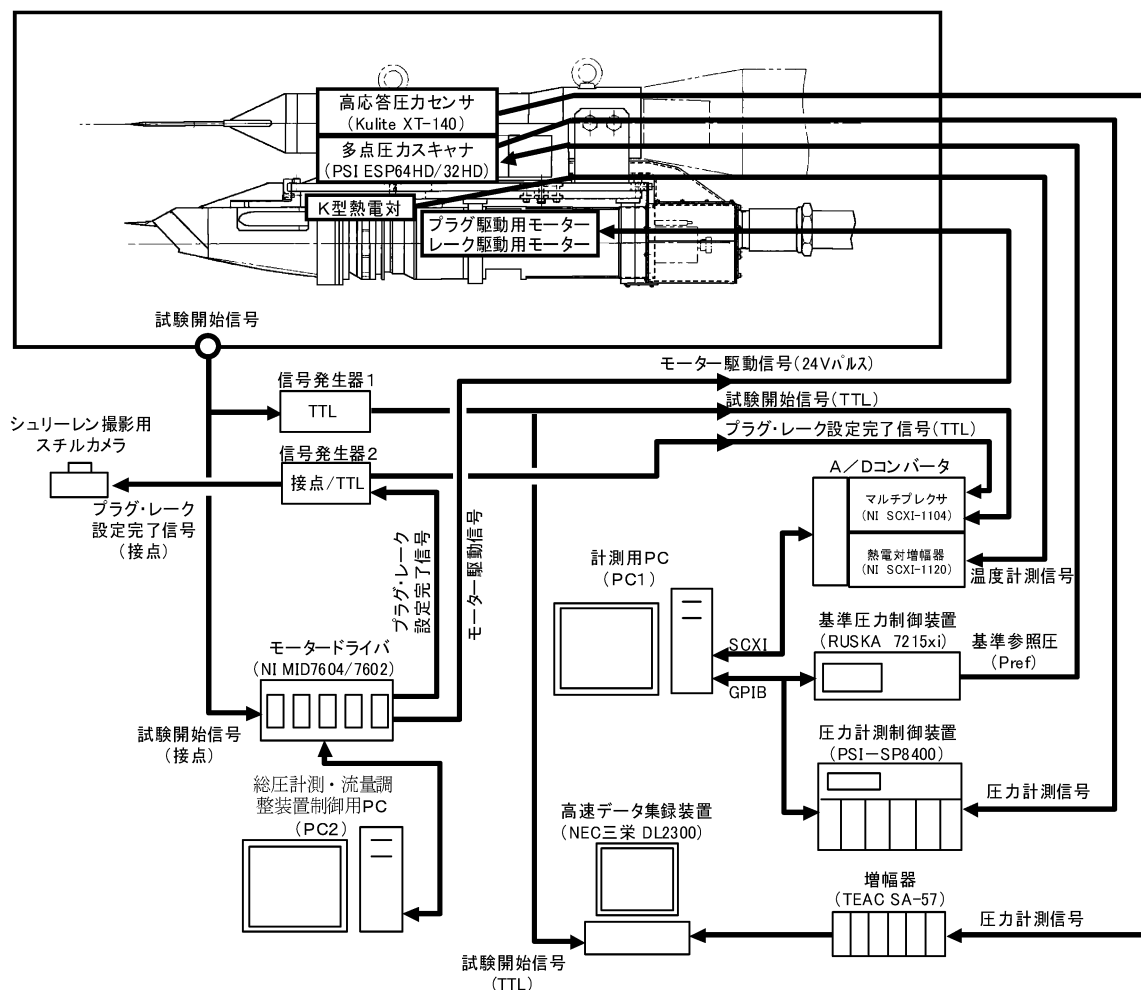


図 3.5 計測制御システム概要

3.4 計測内容とデータ処理

3.4.1 計測内容

(1) 圧力・温度計測

圧力及び温度の計測点の一覧を表 3.2 に示す。基準参照圧を除く全ての圧力計測は設定された総圧レーク及び流量調整プラグの各位置毎に、各計測点に付きサンプリング速度約 200 Hz で 80 回計測し（各チャンネル 8 スキャンの 10 回計測）、そのアンサンプル平均で処理した。また同時に基準参照圧及び温度計測も行い、先の圧力計測同様、アンサンプル平均で処理した。

インテーク非常流れ現象（バズ）特性把握を目的とした試験では非常総圧計測プローブを取り付け、非常総圧計測をサンプリング速度 2 KHz で行った。空力特性取得試験においてもバズ検知の参考とするため、総圧レーク中心点プローブからの圧力導管（約 70 cm）を分岐して非常総圧計測を実施した。なお、本報告書の空力特性データにおけるバズ限界は VTR に記録されたシュリーレン法による可視化画像より求めたものである。

(2) 可視化計測

インテークの非常流れ現象（バズ）検知のため、カラーフィルターを用いたカラーシュリーレン法による流れの可視化を行い、デジタルスチルカメラ撮影（超音速風洞試験のみ）及び CCD カメラ画像の VTR 記録を行った。スチルカメラによる撮影では総圧レーク及び流量調整プラグ位置との同期をとるため、撮影トリガとして総圧計測・流量調整装置制御システムからの設定完了信号を用いた。また、一部の試験においてはインテークの非常流れ現象を詳細に可視化するため、高速度ビデオカメラ（Kodak Model-4540）によるシャドウグラフの撮影も行った。撮影速度は 4500 コマ/秒、撮影時間は約 0.23 秒である。

3.4.2 インテーク空力特性のデータ処理

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、抽気流量比、インテーク捕獲流量比、総圧回復率、ディストーション及び作動安定性は以下の方法によりデータ処理を行った。

(1) インテーク出口流量比。

インテーク出口流量比（MFR）はインテーク出口部流

表 3.2 計算項目一覧

計測項目	計測点数	備考
主流ピトー圧*1	1	
主流静圧*1	1	
インテーク出口総圧*2	37(73)	中心点総圧は非定常計測に分岐*1
インテーク出口非定常総圧	4	バズ特性取得試験時のみ
インテーク出口静圧*2	8(12)	静圧プローブ 4(8) 点, 壁圧 4 点
抽気プレナム圧	2	第2ランプ裏側壁圧 1 点, 上壁圧 1 点
抽気出口総圧	2	左右各 1
抽気出口静圧	2	左右各 1
抽気出口背圧	2	左右各 1
流量調整プラグ出口総圧	4	
基準参照圧	1	
主流総温*1	1	
抽気出口総温	2	左右各 1
流量調整プラグ出口総温	4	

*1: 参考として計測

*2: () 内はレーク計測ピッチ 45° における計測点数

量とインテークの幾何学的捕獲面積 A_c に相当する主流流量との比であり, 次式で表すことができる.

$$\begin{aligned}
 MFR &= \frac{\rho_e U_e A_e}{\rho_o U_o A_c} \\
 &= \frac{P_{te}}{P_{to}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M_e}{M_o} \sqrt{\frac{T_{te}}{T_o}} \frac{A_c}{A_e} \\
 &\dots\dots\dots (3.1)
 \end{aligned}$$

ここで, ρ , U , P_t , T 及び M は, それぞれ密度, 速度, 総圧, 総温及びマッハ数であり, 添字 o はインテーク入口部, 添字 e はインテーク出口部を表す. また A_e はインテーク出口部断面積である.

本試験結果のデータ処理では, インテーク出口流量算出方法として, 総圧レークで計測した局所総圧と内挿補間した局所静圧とから求めた局所流量を積分する方法と, 流量調整プラグの開口面積及びプラグ上流総圧からチョーク条件を用いて流量を算出する方法の 2 通りの方法を適用した. 前者では計測断面で大きな不均一性 (ディストーション) がある場合には大きな誤差を生むこと, 後者ではプラグ開口部でチョーク条件を満足していてもその総圧と出口部静圧 (主流静圧) との比 (P_{t_plug}/p_o) が

2.4 未満ではプラグ流量特性がプラグ出口部形状や圧力比に依存することが知られている⁷⁾. 本試験ではマッハ数 1.7 以上の高マッハ域ではディストーションが捕獲流量比により急激に変化すること, またマッハ数 1.2 以下では $P_{t_plug}/p_o < 2.4$ となることから, マッハ数 1.2 以下では総圧計測部の総静圧より求める前者の方法を, マッハ数 1.3 以上ではプラグチョーク条件により求める後者の方法でインテーク出口流量比を算出した. それぞれの算出式を以下に示す.

総圧計測部での総静圧を用いた場合;

($M_o \leq 1.2$ の場合)

$$\begin{aligned}
 MFR &= \sum_i \left[\frac{P_{te,i}}{P_{to}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_o^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{e,i}^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M_{e,i}}{M_o} \sqrt{\frac{T_{te,i}}{T_o}} \frac{\Delta A_{e,i}}{A_c} \right] \\
 &\dots\dots\dots (3.2)
 \end{aligned}$$

ここで,

- $P_{te,i}$: 総圧計測プローブ i で計測した局所総圧
- $M_{e,i}$: 次式で算出する総圧計測プローブ位置での局所マッハ数

$$Me_{e,i} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_{te,i}}{p_{se,i}} \right)^\frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right\}} \dots\dots (3.3)$$

$$Mb_{ex} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_{tb}}{p_{sb}} \right)^\frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right\}} \dots\dots (3.6)$$

- pse,i : 総圧レークの静圧プローブで計測した静圧と総圧レーク計測部で計測した壁圧から内挿補間により求めた総圧計測プローブ位置での局所静圧
- Tte,i : 総圧計測プローブ位置での局所総温（主流総温 To と等しいと仮定）
- ΔAe,i : 総圧計測プローブ i が代表する断面要素の面積

- psb : 抽気排出ノズル部で計測した壁圧
- Ttb : 抽気排出ダクトで計測した総温
- Abex : 抽気排出ノズル部断面積

(3) インテーク捕獲流量比

インテーク捕獲流量比（MFR_cap）はインテークが捕獲する流量とインテークの幾何学的捕獲面積 Ac に相当する主流流量との比で、インテーク出口流量比と抽気流量比の和として算出した。

$$MFR_{cap} = MFR + MFR_{bleed} \dots\dots\dots (3.7)$$

流量調整プラグチョーク条件を用いた場合；

(Mo ≥ 1.3 の場合)

$$MFR = \frac{1}{Mo} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Mo^2}{\frac{\gamma+1}{2}} \right\}^\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} \frac{\overline{P_{t_plug}}}{P_{to}} \sqrt{\frac{\overline{T_{t_plug}}}{T_o}} \frac{A_{plug}}{Ac} \dots\dots\dots (3.4)$$

ここで、

- Pt_plug : 流量調整プラグ上流の総圧プローブで計測した総圧の平均値
- Tt_plug : 流量調整プラグ上流の総温プローブで計測した総温の平均値
- Aplug : 流量調整プラグ開口面積

(2) 抽気流量比

抽気流量比（MFR_bleed）はインテークの抽気流量とインテークの幾何学的捕獲面積 Ac に相当する主流流量との比であり、本試験結果のデータ処理においては抽気排出ノズル部において計測した総静圧及び排出ノズル出口面積から次式により算出した。

$$MFR_{bleed} = \frac{P_{tb}}{P_{to}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Mo^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Mb_{ex}^2} \right\}^\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} \frac{Mb_{ex}}{Mo} \sqrt{\frac{\overline{T_{tb}}}{T_o}} \frac{Ab_{ex}}{Ac} \dots\dots\dots (3.5)$$

ここで、

- Ptb : 抽気排出ノズル部で計測した総圧
- Mbex : 次式で算出する抽気排出ノズル部でのマッハ数

(4) 総圧回復率

総圧回復率（Pr）はインテーク入口部と出口部との総圧比で定義され、本試験結果のデータ処理ではインテーク総圧計測部で計測された総圧分布の面積平均値より、次式により算出した。

$$Pr = \frac{\overline{P_{te}}}{P_{to}} = \sum_i \frac{P_{te,i} \Delta A_{e,i}}{P_{to} Ac} \dots\dots\dots (3.8)$$

(5) ディストーションパラメタ

インテーク出口部での流れの不均一性を示す空間ディストーションパラメタとして、搭載エンジン側で指定するディストーションインデックス（D.I.）と周方向ディストーションパラメタ（DC(60)）の2種類で整理した。それぞれの算出式を以下に示す。

ディストーションインデックス（D.I.）

ディストーションインデックス（D.I.）はインテーク出口部の最大局所総圧及び最小局所総圧と平均総圧との差のインテーク入口部総圧との比で定義され、次式により算出した。

$$D.I. = \frac{P_{te_max} - \overline{P_{te}}}{P_{to}} \quad \text{及び} \quad \frac{P_{te_min} - \overline{P_{te}}}{P_{to}} \dots\dots (3.9)$$

$$D.I._{abs} = \frac{P_{te_max} - P_{te_min}}{P_{to}} \dots\dots\dots (3.10)$$

ここで、Pte_max 及び Pte_min はそれぞれ総圧レークで計測した最大総圧及び最小総圧である。

周方向ディストーションパラメタ (DC(60))

インテーク出口部における総圧分布パターンを評価するために、周方向の空間ディストーションパラメタ DC(60) を用いた。DC(60) は周方向 60° セクタでの最小平均総圧と平均総圧との差と、平均動圧との比で定義され、次式により算出した。

$$DC(60) = \frac{\overline{Pte} - \overline{Pte}(60^\circ)_{\min}}{q_e} \dots\dots\dots (3.11)$$

ここで、

$\overline{Pte}(60^\circ)_{\min}$: 総圧レークで計測した総圧分布で 60° セクタでの最小平均総圧 (データ処理では 15° 間隔で定義した 60° セクタでの最小平均総圧)

q_e : 次式で算出するインテーク出口部での平均動圧

$$\overline{q_e} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \overline{pse} \left\{ \left(\frac{\overline{Pte}}{\overline{pse}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\} \dots\dots\dots (3.12)$$

\overline{pse} : 総圧レークの静圧プローブで計測した静圧と総圧レーク計測部で計測した壁圧から求めたインテーク出口部での平均静圧

(6) 作動安定性

作動安定性に関するバズ発生検知は先に述べた通り、シュリーレン法による衝撃波観測から得た。また、作動安定性の評価指標として次式で定義した亜臨界安定作動余裕 ΔMFR_{sub} を用いた。

$$\Delta MFR_{sub} = MFR_{crit} - MFR_{limit} \dots\dots\dots (3.13)$$

ここで、 MFR_{limit} はバズが発生しない最小インテーク出口流量比、 MFR_{crit} は臨界作動点でのインテーク出口流量比である。インテークの作動安定性に関するパラメタ及びインテーク作動状態 (超臨界作動域、臨界作動点及び亜臨界作動域) の定義を図 3.6 に示す。

3.4.3 非定常総圧計測のデータ処理

連続して計測された非定常総圧計測データを流量調整プラグ位置毎に 1024 点のデータブロックに分割し、その時間平均値 PTK_{av} 、圧力変動標準偏差 PTK_{rms} を求め、さらに FFT 解析によりパワースペクトル $G(f)$ を求めた。各パラメタは次式による定義から算出した。

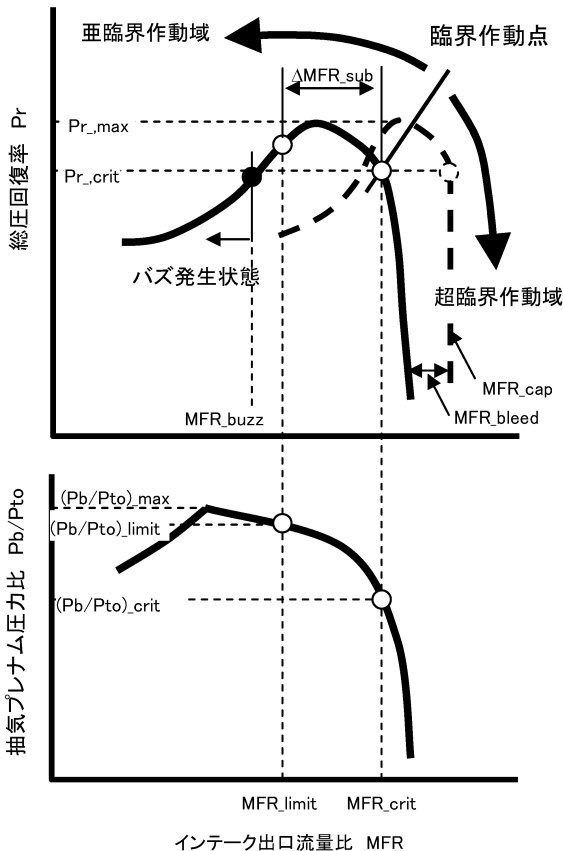


図 3.6 作動安定性評価パラメタとインテーク作動状態

$$PTK_{av} = \frac{\sum_{i=1}^n PTK_{i}}{n} \dots\dots\dots (3.14)$$

$$PTK_{rms} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (PTK_{i} - PTK_{av})^2}{n}} \dots\dots\dots (3.15)$$

$$\int_0^f G(f) df = (PTK_{rms})^2 \dots\dots\dots (3.16)$$

ここで、 PTK_{i} は計測された総圧瞬時値で、 n は計測総点数 (1024)、 f は周波数である。

3.5 試験方法と試験条件

3.5.1 試験方法

本試験での計測制御シーケンスチャートを図 3.7 に示す。試験開始信号発生 3 秒後に流量調整プラグを初期位置 (プラグ開度 100%) から移動させて、所定のプラグ開度より 2% 程度開いた位置で一旦保持する。試験開始信号発生 5 秒後に所定のプラグ開度位置に移動し、そのプラグ開度を保持した状態で、総圧レーク位置ポジション A (レーク位置: $\theta = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ$ 及び 270°) 及びボ

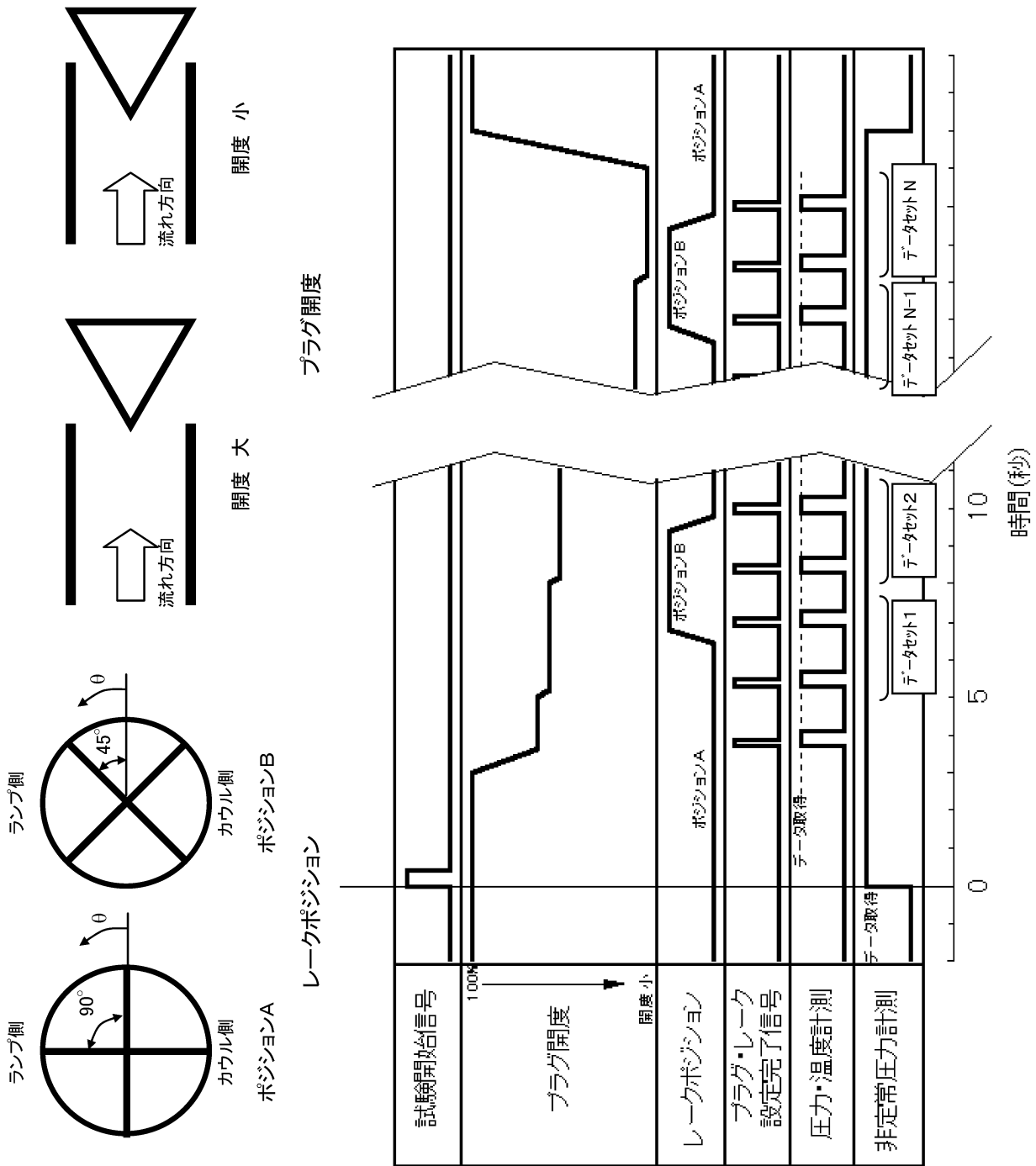


図 3.7 計測制御シーケンスチャート

ジション B (レーク位置: $\theta = 45^\circ, 135^\circ, 225^\circ$ 及び 315°) の2つのレーク位置で最初の計測データ (データセット 1) を取得する. 以後, 予め設定したプラグ開度スケジュールに従って, プラグを移動・保持し, 各プラグ開度での計測データを取得する. 計測はレーク・プラグ設定完了信号をトリガとして行う. レーク・プラグ設定完了信号はレーク或いはプラグが所定の位置に設定されてから約 0.1 秒後に発生するよう調整されている. プラグ開度保持時間は約 2.8 秒, 各レーク位置での計測時間は約 0.4 秒である. 総圧レーク計測ピッチ 90° のみの計測 (ポジション A のみでの計測) ではプラグ開度保持時間は約 1.4 秒である. 非定常圧力は試験開始信号発生と同時に試験終了まで連続して計測している. なお, 試験開始信号は遷音速風洞試験では気流成立後の手動操作による信号, 超音速風洞試験では風洞起動信号を用いた.

3.5.2 試験方法の検証

(1) 流量調整プラグの移動方向による影響の検証

流量調整プラグの移動方向によるインテーク流れへの影響をみるために流量調整プラグの移動方向を変えた試験を実施した. 流量調整プラグの移動方向によるプラグ開度に対するインテークの総圧回復率の変化への影響を図 3.8 に示す. 何れの試験条件も気流マッハ数 $Mo = 2.0$, 第 2 ランプ角 $\delta 2 = 12^\circ$, 抽気出口面積比 $Abex / Ac = 0.09$ である. 流量調整プラグの移動方向によるヒステリシスは見られず, バズ発生限界も含めてその差はほとんどない. このことから, 本試験では流量調整プラグの移動方向によるインテーク空力特性への影響は極めて小さいものとして, プラグ開度を開き側から閉め側に移動する方向の

みで試験を実施した.

(2) 総圧レーク計測ピッチの影響の検証

超音速風洞試験ではバズ発生限界取得のために細かくプラグ開度を変化させる必要がある一方, 通風時間に制限があることから総圧レークを 90° ピッチ計測位置 (ポジション A) に固定してより多くのプラグ開度条件でデータ取得を行う方法を用いた. そのため, 総圧レークの計測ピッチの違い (総圧レーク計測ピッチ 45° と 90°) がデータ処理された空力特性結果に与える影響について検証を行った. 図 3.9 に総圧レーク計測ピッチ 45° と 90° で行った試験の圧力回復率とディストーションインデックスについてのデータ処理結果を示す. 試験条件は何れも気流マッハ数 $Mo = 2.0$, 第 2 ランプ角 $\delta 2 = 12^\circ$, 抽気出口面積比 $Abex / Ac = 0.09$, 偏角は $\beta = 0^\circ$ 及び 4° である.

計測ピッチ 90° の計測結果を処理した場合, 計測ピッチ 45° に比べて処理された総圧回復率はわずかに低い値を示す. しかし, 偏角ない場合 ($\beta = 0^\circ$) にはディストーション特性や捕獲流量特性など, データ処理された基本的な空力特性に大きな差は見られなかった. また本試験を行った他の超音速風洞試験条件においても計測ピッチの違いによる総圧回復率の違いは 0.5 % 未満であった. このため, 超音速風洞試験ではノミナル抽気条件 ($Abex / Ac = 0.09$) での試験のみ計測ピッチ 45° と計測ピッチ 90° の両者を行い, 抽気条件を変えた試験では 90° ピッチ計測のみとした. 一方, $\beta = 4^\circ$ ではデータ処理されたディストーション特性に大きな差が生じる. このため, 偏角を与えた試験ではすべて計測ピッチ 45° で行った. なお, 遷音速風洞試験では全て総圧レーク計測ピッチは 45° である.

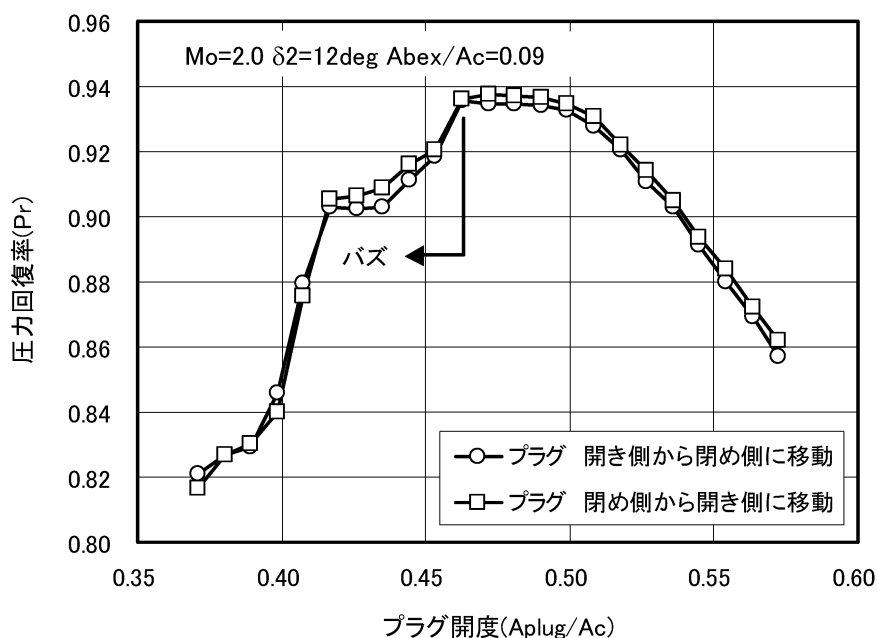


図 3.8 流量調整プラグ移動方向による影響

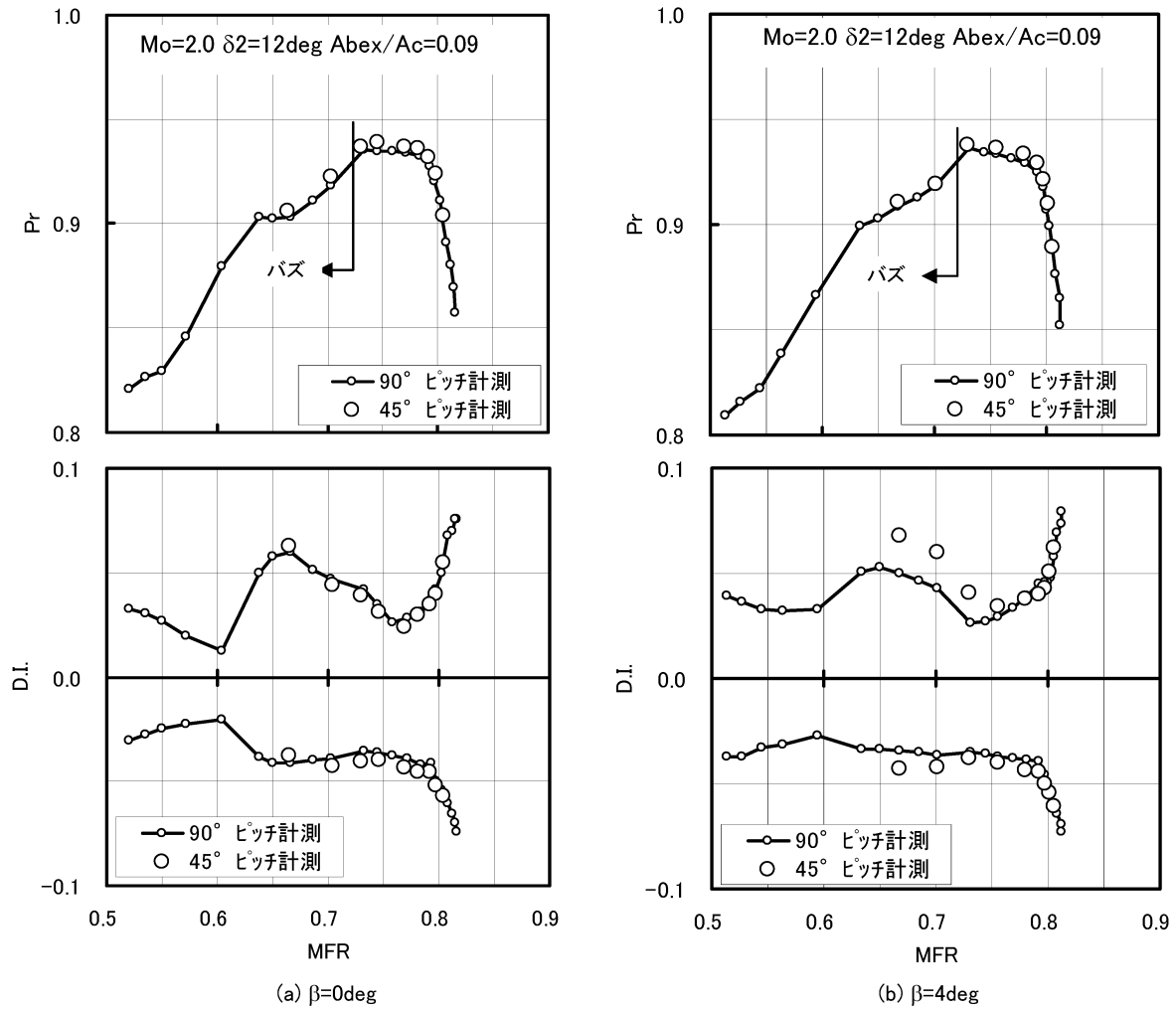


図 3.9 総圧レーク計測ピッチによる影響

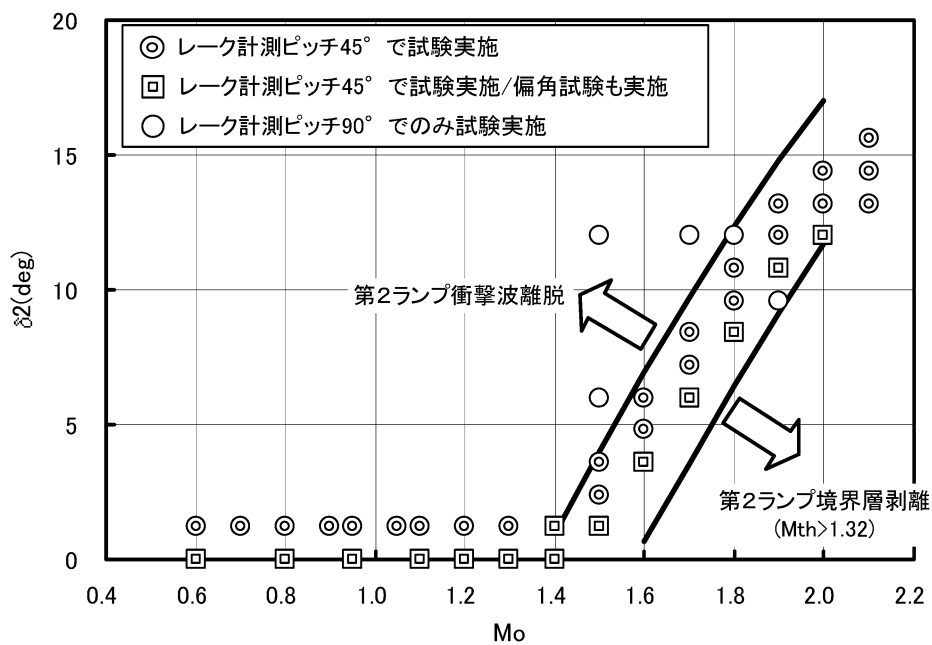


図 3.10 試験実施ケース（ノミナル抽気条件 $Abex/Ac = 0.09$ ）

3.5.3 試験条件

試験条件パラメータはインテーク入口マッハ数 (Mo), 第2ランプ角 (δ2), 抽気出口面積比 (Abex/Ac) 及び偏角 (β) である. インテーク入口マッハ数は Mo = 0.6 ~ 2.1 の範囲で実施し, Mo ≤ 1.4 では遷音速風洞で, Mo ≥ 1.5 では超音速風洞で行った. 第2ランプ角 δ2 はノミナル可変範囲 (図 2.6 参照) で行い, 一部オフノミナル条件での試験も実施した. 抽気条件についてはノミナル条件である Abex/Ac = 0.09 を中心に, Mo ≤ 1.4 では主として Abex/Ac = 0 ~ 0.09, Mo ≥ 1.5 では主として Abex/Ac =

0.03 ~ 0.15 で行った. また, 偏角を与えた試験では第2ランプ角をひとつのスケジュールに固定して主として β = 4° で実施し, 抽気条件は遷音速風洞試験では Abex/Ac = 0 ~ 0.09, 超音速風洞試験ではノミナル抽気条件 Abex/Ac = 0.09 で行った. 図 3.10 にノミナル抽気条件 (Abex/Ac = 0.09) において試験を実施したケースを Mo-δ2 マップ上に示す. 表 3.3 に風洞試験で行った全試験ケースを示す. また, バズ特性取得試験はノミナル抽気条件で Mo = 1.7 及び Mo = 2.0 においてのみ実施した.

表 3.3 試験ケース

Mo	Pto(kPa)	To(K)	β(deg)	δ2(deg)	Abex/Ac						備考
					0.00	0.03	0.06	0.09	0.12	0.15	
0.60	100	300-315	0	0.0	◎	◎	◎	◎	-	-	
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
0.70				0.0	◎	◎	◎	-	-		
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
0.80				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-	
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
0.90				0.0	◎	◎	◎	-	-	-	
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
0.95				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-	
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
1.05				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-	
				1.2	-	-	◎	◎	-	-	
1.10	0.0	◎	◎	◎	-	-	-				
	1.2	-	-	◎	◎	-	-				
1.20	0.0	◎	◎	◎	◎	-	-				
	1.2	-	-	◎	◎	-	-				
1.30	0.0	◎	◎	◎	◎	-	-				
	1.2	-	-	◎	◎	-	-				
1.40	0.0	◎	◎	◎	◎	-	-				
	1.2	-	-	◎	◎	-	-				
1.50	160	275-285	0	1.2	○	○	○	◎	-	○	
				2.4	-	-	○	◎	-	○	
				3.6	-	-	○	◎	-	○	
				6.0	-	-	-	○	-	-	δ2オフノミナルデータ
				12.0	-	-	-	○	-	-	δ2オフノミナルデータ
				3.6	-	○	◎	◎	-	○	
1.60	170			4.8	-	-	○	◎	-	○	
				6.0	-	-	○	◎	-	○	
				6.0	○	○	○	◎	○	○	
1.70	180			7.2	-	-	○	◎	-	○	
				8.4	-	-	○	◎	-	○	
				12.0	-	-	-	○	-	-	δ2オフノミナルデータ
		8.4	-	○	○	◎	-	○			
1.80	190	9.6	-	○	○	◎	-	○			
		10.8	-	-	○	◎	-	○			
		12.0	-	-	-	○	-	-	δ2オフノミナルデータ		
		9.6	-	-	-	○	-	-	δ2オフノミナルデータ		
1.90	200	10.8	-	-	○	◎	-	○			
		12.0	-	-	○	◎	-	○			
		13.2	-	-	○	◎	-	○			
		12.0	○	○	○	◎	○	○			
2.00	220	13.2	-	-	○	◎	-	○			
		14.4	-	-	○	◎	-	○			
		13.2	-	○	○	◎	-	○			
2.10	230	14.4	-	-	○	◎	-	○			
		15.6	-	-	○	◎	-	○			

◎は総圧計測レークピッチ 45° で行った試験

○は総圧計測レークピッチ 90° のみで行ったケース

表 3.3 試験ケース（続き）

Mo	Pto(kPa)	To(K)	β(deg)	δ2(deg)	Abex/Ac						備考		
					0.00	0.03	0.06	0.09	0.12	0.15			
1.50	160	275-285	2	1.2	-	-	-	◎	-	-			
1.60	170			3.6	-	-	-	◎	-	-			
1.70	180			6.0	-	-	-	◎	-	-			
1.80	190			8.4	-	-	-	◎	-	-			
1.90	200			10.8	-	-	-	◎	-	-			
2.00	220			12.0	-	-	-	◎	-	-			
0.60	100	300-315	4	0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
0.70				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
0.80				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
0.90				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
0.95				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
1.05				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
1.10				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
1.20				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
1.30				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
1.40				0.0	◎	◎	◎	◎	-	-			
							1.2	-	-	-	◎	-	-
1.50				160	275-285	2	1.2	-	-	-	◎	-	-
1.60				170			3.6	-	-	-	◎	-	-
1.70				180			6.0	-	-	◎	◎	-	◎
1.80	190	8.4	-	-			-	◎	-	-			
1.90	200	10.8	-	-			-	◎	-	-			
2.00	220	12.0	-	-			◎	◎	-	◎			

◎は総圧計測レークピッチ 45° で行った試験

○は総圧計測レークピッチ 90° のみで行ったケース

4. 風洞試験結果と考察

4.1 基本空力特性

Mo = 0.6 ~ 2.1 におけるノミナル条件（抽気条件 Abex/Ac = 0.09, δ2 ノミナル可変範囲）でのインテーク出口流量比に対する総圧回復率, ディストーション, 抽気流量比及び抽気プレナム圧力比の特性を図 4.1 に示す. データは全て総圧レーク計測ピッチ 45° での試験結果である. ただし, Mo ≥ 1.5 でのバズ発生点は総圧レーク計測ピッチ 90° での試験で得られた結果を示している.

4.1.1 低速域 (0.6 ≤ Mo ≤ 1.3) の空力特性

(1) 総圧回復特性

臨界作動点 ~ 亜臨界作動域での総圧回復率 Pr は, Mo ≥ 1.2 で衝撃波による総圧損失の増加により Mo の増加とともに低下するものの, インテークダクト内での境界層剥離などによる大きな総圧損失はなく, Mo = 1.3 においても 97.5 % 以上の総圧回復率となっている. また, この速度域においては第 2 ランプ角 δ2 による総圧回復率の違いはほとんどない.

(2) ディストーション特性

ディストーションインデックス D.I. はインテーク出口流量比 MFR の増加に伴って大きくなる. これは MFR の増加とともにインテーク出口マッハ数が増加する結果, 総圧損失領域である境界層内での総圧差が大きくなるためである. 特にマイナス側 D.I. 値の増加が顕著となるのはインテーク出口部に占める総圧損失領域が小さく, 境界

層内での局所総圧差が D.I. 値において支配的になるためである.

周方向ディストーション DC(60) については低流量側では MFR や Mo に依存せずほぼ一定の値となっており, 十分小さい. Mo ≤ 1.05 では臨界作動点に近い亜臨界作動域 (MFR > 0.65) において MFR の増加とともにわずかに悪化する傾向が見られる. これは, 図 4.2 に示す Mo = 0.8, δ2 = 0.0° の場合の総圧分布から分かるように, ランプ側及びカウル側での総圧損失領域が拡大するため, スロート部での抽気によるランプ面境界層吸い込み効果の低下とカウルリップでの局所的な剥離がその要因と考えられる.

(3) 抽気特性

抽気流量比 MFR_bleed は MFR の減少とともに大きくなり, 低流量側でその変化が小さくなる特性を示す. Mo が大きくなるに従い, 低流量側での MFR_bleed 変化は小さく一定となる傾向を示す. またスロート面積が小さい第 2 ランプ角 δ2 = 1.2° では抽気プレナム圧力比 Pb/Pto の違いにより MFR_bleed はわずかに小さくなる. しかし, 最大 MFR_bleed は δ2 = 0.0° 及び 1.2° とともに約 7.5 % で δ2 による差はなく, Mo による違いも 0.6 ≤ Mo ≤ 1.3 ではほとんどない. 一方, Pb/Pto は Mo ≤ 0.95 において, Mo の増加とともに高流量側での低下が大きくなるのに対して, 0.95 ≤ Mo ≤ 1.3 においてはその特性に大きな変化はない.

(4) 作動安定性

本試験条件であるノミナル抽気条件 $Abex/Ac = 0.09$, 流量比範囲 ($MFR > 0.3$) においては超音速域においてもバズの発生はなかった。しかし、後述するように $Mo = 1.3$ においては抽気出口面積比 $Abex/Ac$ が小さい場合にバズが発生しており、ノミナル抽気条件においても $MFR < 0.3$ ではバズが発生する可能性がある。

4.1.2 高速域 ($1.4 \leq Mo \leq 2.1$) の空力特性

(1) 総圧回復特性

総圧回復率 Pr は Mo の増加とともに衝撃波損失が増加し、臨界作動点では $Mo = 1.4$ で $Pr = 0.976$ ($\delta_2 = 0.0^\circ$), $Mo = 2.1$ で $Pr = 0.912$ ($\delta_2 = 13.2^\circ$) である。設計マッハ数 $Mo = 2.0$ における臨界作動点の総圧回復率は非粘性総圧回復率 $Pr_{shk} = 0.959$ に対して $Pr = 0.936$ ($\delta_2 = 12.0^\circ$) となっており、衝撃波損失以外の粘性損失も含めてほぼ設計通りの総圧回復性能を示した。亜臨界作動域で達成される最大総圧回復率はノミナル可変範囲においては第2ランプ角 δ_2 を大きくすると $1.5 \leq Mo \leq 1.9$ では $1\% \sim 2.5\%$ 程度高くなるが、 $Mo \geq 2.0$ ではその感度は小さい。

亜臨界作動域の低流量側では $Mo \geq 1.6$ で総圧回復率が低い領域がみられる。これは図4.3に示すように MFR の減少とともに最終衝撃波が上流に移動し、第2ランプ衝撃波との干渉により生じる剪断層がインテーク内部に呑み込まれることによる。すなわち、剪断層より下側（カウル側）の第2ランプ衝撃波による圧縮を受けずに最終衝撃波による圧縮のみを受けた、衝撃波損失の大きな気流がインテーク内部に呑み込まれるためである。これによる総圧回復率の低下量は Mo が大きい場合ほど大きく、 $Mo = 1.8$ では最大総圧回復率より 2% 以上の低下を示した。また、 $Mo = 1.8$ では総圧回復率が低い亜臨界作動領域ではわずかに衝撃波の振動が観察され、 $Mo \geq 1.9$ ではバズ状態となった。これは衝撃波間干渉による剪断層及び総圧損失が大きく運動量の小さい流れの流入によって、カウル側境界層の不安定な剥離が生じたためと考えられる（Ferri型不安定によるバズ）。一方、 $Mo \leq 1.7$ におけるバズは最終衝撃波が第1ランプ面に到達して最終衝撃波と第1ランプ境界層との干渉によって大きな剥離を生じた際に発生した（Dailey型不安定によるバズ）。

(2) ディストーション特性

ディストーションについてはすべての Mo においてエンジン安定作動のための要求値である $D.I. \leq 7.5\%$ を満たした。しかし、周方向ディストーション $DC(60)$ は臨界作動点近傍では十分小さいものの、 $Mo \geq 1.6$ の亜臨界作動域では先に述べた総圧回復率が低下する領域において MFR の減少に伴って $DC(60)$ が急激に大きくなる特性を示す。図4.4に $Mo = 1.7$, $\delta_2 = 6.0^\circ$ における出口総圧分布を示す。 $DC(60)$ が悪化する作動領域ではカウル側に大

きな総圧損失領域が発生し、大きな周方向ディストーションと総圧回復率の低下を発生させていることがわかる。これは先述した通り、第2ランプ衝撃波による圧縮を受けずに最終衝撃波による圧縮を受けた総圧損失の大きな気流がカウル側に流入するためである。 $Mo \leq 1.7$ では試験を行った流量比範囲においてはカウル側総圧損失領域に剥離は認められないが、 $Mo = 1.8$ では亜臨界安定作動限界流量比においてカウル側に剥離領域が生じており、先に述べたようにこの剥離が $Mo \geq 1.8$ におけるインテーク流れの不安定を引き起こしているものと考えられる。

(3) 抽気特性

抽気特性は低速域と基本的に同様の特性を示す。設計マッハ数 $Mo = 2.0$ における臨界作動点の MFR_{bleed} は $Mo = 2.0$ では $5.0\% \sim 5.8\%$ となっており、設計値である 5.5% とほぼ一致した。低流量側において Pb/Pto 及び MFR_{bleed} とともに低下する領域が生じ、 $Mo \leq 1.7$ においては最終衝撃波が第1ランプ面に到達してランプ境界層剥離を伴うバズの発生領域と一致している。また、最大 Pb/Pto は $Pb/Pto = 0.78$ ($Mo = 1.4$) \sim $Pb/Pto = 0.51$ ($Mo = 2.1$) と低下するが、最大 MFR_{bleed} は $Mo = 1.4$ で 7.5% , $Mo = 2.1$ で 8.6% と Mo とともにわずかに増加する。しかし、バズが発生していない安定作動域に限れば $Mo = 2.1$ においても最大 MFR_{bleed} は 8.0% であり、安定作動域での MFR_{bleed} の Mo による変化は小さい。

(4) 作動安定性

この速度域においてはすべてのマッハ数においてバズが発生するが、先に述べたように $Mo = 1.8$ を境界として低マッハ数域と高マッハ数域とでバズ発生要因が異なる。前者は最終衝撃波と第1ランプ境界層の干渉により生じた大きな剥離がその要因である（Dailey型不安定¹¹⁾）のに対して、後者は最終衝撃波と第2ランプ衝撃波との干渉により生じた剪断層とともに総圧損失が大きく運動量の小さい流れがカウル側に呑み込まれ、これが亜音速ディフューザ部における剥離を誘起することがその要因である（Ferri型不安定）。その結果として、 Mo によるインテークの亜臨界安定作動余裕 ΔMFR_{sub} は図4.5に示すように $Mo=1.8$ の前後で大きく変化し、 $Mo \geq 1.8$ では急激に ΔMFR_{sub} は小さくなる。 $Mo = 2.0$ では ΔMFR_{sub} は約 5% となり、設計値 8% を大きく下回った。これは設計では考慮されていない流れの3次元性によるものと考えられる。即ち、インテーク側方への漏れ流れ（Sideway Spillage）が生じることでインテークに呑み込まれる流管の鉛直方向高さが2次元流れを仮定した設計流れに比べて同じ捕獲流量比では高くなること、また同時にスパン方向のマッハ数分布を生じ第2ランプ衝撃波が湾曲することが第2ランプ衝撃波と最終衝撃波との干渉による剪断層のインテークへの呑み込みを設計値よりも大きな捕

獲流量比で生じさせるためと考えられる¹²⁾。また、 δ_2 を大きくすることによる亜臨界作動域の拡大は $Mo \geq 1.8$ ではほとんどないが、エンジン作動適合制御に重要な亜臨界安定作動限界の最小流量比 MFR_limit については $Mo = 1.8$ 付近を除くと第2ランプ角 δ_2 で 2.4° の変化により低マッハ域及び高マッハ域ともにより約6%の調整能力を有する（図4.6）。

一方、 Pb/Pto の MFR に対する変化に着目するとすべての Mo においてバズ発生までは MFR の変化に対して単調な変化を示し、Dailey型不安定によるバズが発生する $Mo \leq 1.7$ では MFR_limit でほぼ最大 Pb/Pto となる。Ferri型不安定によるバズが発生する $Mo \geq 1.8$ では最大 Pb/Pto よりも低い Pb/Pto でバズが発生するが、図4.7に示すように亜臨界安定作動の限界抽気プレナム圧力比（ Pb/Pto ） $_limit$ は δ_2 による影響はほとんどない。このことから、バズ回避のためのインテーク可変制御にとって抽気プレナム圧力が有効な参照パラメータとしての特性を有しているものと考えられる。

4.2 スロート部抽気による空力特性への影響

第2章で述べた通り、本インテークに設計では空力性能の改善の観点からスロート部での抽気を行うこととし、 $Mo = 2.0$ におけるCFD解析による検討をベースとして抽気出口面積比 $Abex/Ac = 0.09$ をノミナル値として設定し、前節においてその抽気条件における空力特性について述べた。ここでは抽気出口面積比を変えることによりスロート部抽気条件を変えた場合の空力特性について述べる。

図4.8に抽気条件を変えた場合の $Mo = 0.6 \sim 2.1$ におけるインテーク空力特性を示す。第2ランプ角 δ_2 は各 Mo においてノミナル可変範囲における最小転向角である。 $Mo \geq 1.5$ のデータについては総圧レーク計測ピッチ 90° の試験結果である。

4.2.1 低速域（ $0.6 \leq Mo \leq 1.3$ ）における抽気の影響

(1) 総圧回復特性

$Mo \leq 1.05$ においては抽気出口面積比 $Abex/Ac \geq 0.03$ では抽気条件の違いによって総圧回復特性に大きな差はなく、ノミナル抽気条件（ $Abex/Ac = 0.09$ ）と同様の特性を示す。しかし、 $Mo \geq 1.2$ では低流量側に総圧回復率が低下する領域が見られ、 $Abex/Ac$ が小さいものほど、すなわち抽気流量が小さいものほど、大きな MFR で総圧回復率の低下が見られる。これは抽気流量の小さいものほど同じ MFR における最終衝撃波位置が上流側にあるため、ランプ面での最終衝撃波と境界層との干渉によって生じる境界層厚みの増加に対して、スロート部抽気での吸い込みが不足するためと考えられる。特に $Mo = 1.3$ においてはその衝撃波・境界層干渉により大きな剥離を生じ、総圧回復率の低下とともにバズが発生した。

なお、抽気を止めた場合（ $Abex/Ac=0.00$ ）は $Mo \geq 0.8$ では $Abex/Ac \geq 0.03$ の総圧回復率に比べて臨界作動点近傍において1%～2%の総圧回復率の低下を示し、低速域においても抽気が後述するディストーション特性も含めた空力特性改善に有効であることを示した。

(2) ディストーション特性

$Mo \leq 1.05$ 、 $Abex/Ac \geq 0.06$ ではノミナル抽気条件と同様の特性を示すものの、これ以外の条件では $Abex/Ac$ が小さいものほどD.I.及びDC(60)とも悪化する。特に $Mo \geq 1.2$ ではその傾向が顕著となる。図4.9に $Mo = 1.2$ 、 $\delta_2 = 0.0^\circ$ 、 $Abex/Ac = 0.03 \sim 0.09$ における出口総圧分布を示す。ノミナル抽気条件 $Abex/Ac = 0.09$ ではスロート部抽気によりランプ側においても総圧損失領域はほとんどなく均一な総圧分布であるのに対し、 $Abex/Ac \leq 0.06$ ではランプ側に総圧損失領域が生じる。特に $Abex/Ac = 0.03$ ではその総圧損失領域は大きく、臨界作動点近傍においても $Abex/Ac = 0.06$ に比べてDC(60)で0.1以上の悪化となる。また、低流量側では $Abex/Ac \geq 0.06$ とは異なり、 MFR の減少とともにその総圧損失領域が拡大し、ディストーションが悪化する。これは先に述べたとおり、低流量側での衝撃波・境界層干渉によるランプ面境界層厚みの増加に対してスロート部抽気での境界層吸い込みが不足するためと考えられる。

(3) 抽気特性

MFR に対する抽気特性はノミナル条件におけるものと基本的に同様である。最大 Pb/Pto は $Abex/Ac$ による違いはほとんどないため、本試験条件では最大 MFR_bleed は $Abex/Ac$ とほぼ比例し、約2.5%（ $Abex/Ac = 0.03$ ）～約7.5%（ $Abex/Ac = 0.09$ ）である。しかし、臨界作動点～超臨界作動域では $Abex/Ac$ による MFR_bleed の違いは小さく、 $Abex/Ac$ による最大インテーク出口流量比の違いはみられない。また、 MFR に対する MFR_bleed の変化は低流量側にいくほど小さくなる傾向を有し、この傾向は $Abex/Ac$ が小さく Mo が大きい場合に顕著となる。

(4) 作動安定性

$Mo \leq 1.2$ においては本試験条件ではバズの発生は見られず、 $Mo = 1.3$ 、 $Abex/Ac \leq 0.06$ においてのみバズが発生した。 $Mo = 1.3$ における亜臨界安定作動余裕 ΔMFR_sub は $Abex/Ac = 0.06$ で $\Delta MFR_sub = 0.38$ であるのに対して抽気を止めた場合（ $Abex/Ac = 0.00$ ）では $\Delta MFR_sub = 0.23$ となり、 MFR で約15%の作動域減少となっている。これに対してバズ発生の MFR で $Abex/Ac = 0.06$ と $Abex/Ac = 0.00$ での MFR_bleed の差は5%程度であり、スロート部抽気は抽気流量差以上にバズ発生を抑制していることを示している。またバズが発生する抽気プレナム圧力比（ Pb/Pto ） $_buzz$ の変化は第2ランプ角 δ_2 による変化と同様に抽気条件の違いによる変化も本試験条件の範囲におい

ては小さい。

4.2.1 高速域 ($1.4 \leq Mo \leq 2.1$) における抽気の影響

(1) 総圧回復特性

$Abex/Ac \geq 0.06$ では臨界作動点近傍における総圧回復率は抽気条件による変化はほとんどなく、ノミナル抽気条件と差はない。しかし、 $Abex/Ac = 0.03$ では高マッハ数域 ($Mo \geq 1.7$) において Mo が大きくなるにつれて著しく総圧回復率が悪化する。 $Mo = 2.0$ においては、 $Abex/Ac \geq 0.06$ での臨界作動点で $Pr = 0.93$ 程度であるのに対して、 $Abex/Ac = 0.03$ では $Pr = 0.87$ となり、6%以上の性能低下を示した。これはスロート部抽気の不足によってランプ側境界層が十分に排除できない結果、亜音速ディフューザ部のランプ側に大きな総圧損失領域が生じるためである。

亜臨界作動域における MFR に対する総圧回復率の特性は $Abex/Ac \geq 0.06$ においては基本的にノミナル条件と同様である。しかし、第2ランプ衝撃波と最終衝撃波との干渉で生じる剪断層を呑み込む MFR は $Abex/Ac$ によって変化し、 $Abex/Ac$ が小さい場合ほど大きな MFR で剪断層を呑み込む状態となって総圧回復率の低下が生じる。先に述べた通り、 $Mo \geq 1.9$ では総圧回復率の低下と同時に Ferri 型不安定によるバズが発生し、 $Abex/Ac = 0.06$ では亜臨界安定作動域は小さい。さらに低流量側で MFR の減少とともに急激に総圧回復率が低下する領域が見られるが、この領域では全ての Mo において Dailey 型不安定によるバズ発生領域となっている。

(2) ディストーション特性

$Abex/Ac \geq 0.06$ ではノミナル抽気条件 ($Abex/Ac = 0.09$) と基本的な特性は同じであるが、亜臨界作動域でのカウル側総圧損失領域の拡大によるディストーションの悪化は総圧回復特性と同様に、 $Abex/Ac$ が小さいものほど大きな MFR で生じる。また、 $Abex/Ac \geq 0.06$ におけるディストーションは臨界作動点近傍では何れの $Abex/Ac$ でも D.I. 及び DC(60) とともに小さく良好な特性であるのに対して、亜臨界作動域における DC(60) のピーク値に着目すると、 $1.6 \leq Mo \leq 1.8$ では $Abex/Ac$ が大きいものほどそのピーク値が高く、周方向ディストーションが悪化する傾向を示す。これは図 4.10 に示す総圧分布 ($Mo = 1.7$, $\delta_2 = 6.0 \text{ deg}$) からわかるように亜臨界作動域における周方向ディストーションの要因であるカウル側の総圧損失領域が $Abex/Ac$ とともに拡大するためである。 $Abex/Ac$ が大きい場合にはスロート部抽気での吸い込み流量が多いためインテーク内の流れをランプ側に偏向させるためと考えられる。

一方、 $Abex/Ac \leq 0.03$ ではスロート部の抽気不足によってランプ側境界層を十分に排除できない結果、図 4.10 に示すようにランプ側に大きな総圧損失領域を生じ、臨

界作動点近傍においても $Abex/Ac \geq 0.06$ と比較して大きなディストーションとなっている。

(3) 抽気特性

抽気特性はノミナル条件におけるものと同様である。最大 MFR_bleed は Mo とともにわずかに増加し、 $Mo = 2.1$ では $Abex/Ac = 0.03$ において 3.0%、 $Abex/Ac = 0.15$ において 13.4% である。超臨界作動域では $Abex/Ac \leq 0.09$ における MFR_bleed に差はほとんどなく最大インテーク出口流量比はほとんど同じとなる。 $0.09 \leq Abex/Ac \leq 0.15$ では $Abex/Ac$ とともに最大インテーク出口流量比は減少するが、臨界作動点においては $Mo = 2.1$ においても 1% 程度の变化に過ぎない。

(4) 作動安定性

$Abex/Ac \geq 0.03$ におけるインテーク亜臨界安定作動余裕 ΔMFR_{sub} 、及び安定作動限界最小流量比 MFR_limit をそれぞれ図 4.11 及び図 4.12 に示す。 $Abex/Ac \geq 0.06$ では $Abex/Ac$ が大きく抽気流量比の大きな場合ほど、亜臨界安定作動域が拡大する。 $Abex/Ac = 0.15$ においては $Abex/Ac = 0.06$ と比較して、 $Mo \leq 1.7$ では 10% 以上、 $Mo \geq 1.8$ においても 5% 以上の ΔMFR_{sub} の改善となり、MFR_limit についても $Abex/Ac = 0.06 \sim 0.15$ において $Mo \leq 1.7$ で約 10%、 $Mo \geq 1.8$ で約 7% の調整能力を有する。 $Mo \geq 1.9$ 、 $Abex/Ac = 0.06$ では $\Delta MFR_{sub} < 5\%$ であり、 $Mo \geq 1.9$ では少なくとも $Abex/Ac = 0.09$ に相当する抽気流量が必要である。一方、 $Abex/Ac = 0.03$ の場合は、 $Abex/Ac \geq 0.06$ の場合と異なり、 $Mo \geq 1.8$ においても最終衝撃波が第1ランプ面に到達して第1ランプ境界層剥離が生じるまでバズ発生はなく、結果的に $Abex/Ac \geq 0.06$ よりも大きな亜臨界作動域を有する結果となった。これは抽気不足からくるランプ側境界層の発達とその排除効果によってインテーク内部の流れがカウル側に偏向し、 $Mo \geq 1.8$ でのバズ発生要因である衝撃波間干渉で生じる剪断層呑み込みに伴うカウル側の不安定な剥離を抑制するためと考えられる。しかし、超臨界作動域も含めてすべての作動域においてインテーク流れは常に不安定で最終衝撃波のわずかな振動も観察され、インテーク出口部総圧の変動も大きい。

図 4.13 に亜臨界安定作動限界抽気プレナム圧力比 (Pb/Pto)_limit を示す。 ΔMFR_{sub} 及び MFR_limit と同様、(Pb/Pto)_limit も $Abex/Ac = 0.03$ と $Abex/Ac \geq 0.06$ とでは $Mo \geq 1.8$ において大きく異なる。この違いは先に述べた通り、インテーク内部流れが両者において大きく異なるためである。 $Abex/Ac \geq 0.06$ においては (Pb/Pto)_limit は $Mo \leq 1.7$ では最大 Pb/Pto とほぼ一致し、 $Abex/Ac$ に依らず一定である。一方、 $Mo \geq 1.8$ においては $Abex/Ac$ とともに低下し、 $Abex/Ac = 0.15$ では $Abex/Ac = 0.06$ に比べて約 5% 低い値となっている。なお、Dailey

型不安定によってバズが発生した $Abex/Ac = 0.03$ においては $Mo \geq 1.8$ においてもほぼ最大 Pb/Pto と一致する。

4.3 第2ランプ衝撃波離脱による影響

第2章ですでに述べたように、第2ランプ可変範囲は空力的に大きな変化がないと予測される第2ランプ衝撃波の離脱限界と最終衝撃波/第2ランプ境界層干渉による剥離限界とから設定されている。ここではインテーク・エンジン作動適合のためのインテーク可変制御において重要な低流量側での第2ランプ可変限界とした第2ランプ衝撃波の離脱が空力特性に与える影響について述べる。

図4.14及び図4.15に衝撃波関係式で求められる衝撃波離脱転向角よりも大きなオフノミナル第2ランプ角における $Mo = 1.5$ 及び $Mo = 1.7$ の空力特性をノミナル可変範囲の結果とともに示す。また、臨界作動点近傍でのシェリーレン写真を図4.16及び図4.17に示す。データは全て $Abex/Ac = 0.09$ 、総圧計測レークピッチ 90° の場合のものである。

オフノミナル第2ランプ角の場合 ($Mo = 1.5$ では $\delta 2 = 6.0^\circ$ 及び 12.0° 、 $Mo = 1.7$ では $\delta 2 = 12.0^\circ$) の衝撃波パターンは臨界作動点近傍においても最終衝撃波がカウル先端より大きく離脱し、ノミナル可変範囲の衝撃波パターンと大きく異なっている。しかし、衝撃波離脱限界転向角よりも 2° 程度大きい場合 ($Mo = 1.5$ 、 $\delta 2 = 6.0^\circ$ 及び $Mo = 1.7$ 、 $\delta 2 = 12.0^\circ$) には第2ランプ衝撃波自体の離脱はほとんどなく、第2ランプ衝撃波が最終衝撃波を形成した $Mo = 1.5$ 、 $\delta 2 = 12.0^\circ$ においてもその離脱量は小さい。また、第2ランプ衝撃波と第1ランプ面境界層との干渉による剥離が $\delta 2 = 12.0^\circ$ では認められるが、その規模は小さく、オフノミナル第2ランプ角においてもノミナル可変範囲と同等の亜臨界安定作動域が確保されている。空力特性では、第2ランプ衝撃波による総圧損失の増加により総圧回復率の低下と臨界作動点近傍での周方向ディストーションの悪化が認められるが、その性能劣化は本試験範囲では総圧回復率で約1%、DC(60)で0.1程度に過ぎない。また、亜臨界安定作動限界の抽気プレナム圧力比（本試験範囲の $Mo=1.5$ と $Mo=1.7$ においては最大抽気プレナム圧力比と同等）はこのマッハ数域では第2ランプ角 $\delta 2$ とともに増加し、亜臨界安定作動域もわずかではあるが拡大する。

これらの結果は少なくとも低マッハ域 ($Mo \leq 1.7$) においては第2ランプ衝撃波の離脱による空力特性、特にエンジン安定作動にとって重要なディストーション及びインテーク安定作動余裕への影響は小さく、第2ランプ可変範囲を衝撃波離脱限界転向角よりも大きく設定することが可能であることを示唆している。第2ランプ衝撃波離脱を上限として第2ランプ可変範囲を本インテーク

では設定しているが、今後、インテーク・エンジン作動適合範囲の拡大の観点から、高マッハ域も含めて第2ランプ可変範囲の拡大について検討する必要がある。

4.4 インテーク入口部横流れ偏角 β の影響

機体に統合された状態では機体（胴体及び翼）の影響によって、インテーク入口部に流れのディストーションが生じる。特に、ジェット実験機のように後退翼下面に搭載するインテークの入口部ではスパン方向の流れが誘起される。ここではインテーク模型に主流に対して偏角 β を与えることで調べたインテーク入口部横流れ偏角 β の影響について述べる。

図4.18に偏角 $\beta = 0^\circ \sim 4^\circ$ の $Mo = 0.6 \sim 2.0$ におけるインテーク空力特性を示す。第2ランプ角 $\delta 2$ は各 Mo におけるノミナル可変範囲における最小転向角である。また、試験データは全て総圧レーク計測ピッチ 45° で行ったものである。但し、 $Mo \geq 1.5$ のバズ限界は総圧計測レークピッチ 90° での試験も実施したケースについてはその試験結果を用いている。

総圧回復特性については、 $Mo \leq 1.05$ の低速域での臨界作動点近傍でわずかに総圧回復率が低下することを除くと、試験を行った $\beta \leq 4.0^\circ$ では横流れ偏角による影響はほとんどない。低速域での総圧回復率の低下も1%以下である。一方、ディストーション特性については図4.19に示す $Mo = 0.8, 1.4$ 及び 2.0 での臨界作動点における出口総圧分布から分かるように、 $\beta = 4^\circ$ では総圧分布の左右対称性が崩れ、総圧損失領域の偏りを生じる。亜音速域では風上側側壁の鋭い前縁での局所剥離による総圧損失、超音速域では膨張加速による衝撃波総圧損失の増大が風上側（図4.19では右側）の総圧損失領域を拡大させるためと考えられる。このため、 $1.2 \leq Mo \leq 1.4$ を除く全てのマッハ数において、横流れ偏角がある場合には臨界作動点近傍でD.I.値及びDC(60)とも大きくなる。しかし、最も顕著な $Mo = 2.0$ においても $\beta = 0^\circ$ に比べてD.I. 値で0.01、DC(60)で0.2程度の悪化にとどまっており、ディストーション指標の点からはインテーク入口部での横流れ偏角の影響は試験を行った $\beta \leq 4^\circ$ においては小さい。また、最大抽気流量比等の抽気特性についても横流れ偏角の影響は認められない。作動安定性についても、 $\beta = 4^\circ$ において $Mo=1.4$ 及び 1.5 でバズが発生するMFRがわずかに大きくなり、亜臨界安定作動余裕が3%程度減少するものの、 $Mo \geq 1.6$ では横流れ偏角による違いは見られず、本試験を行った $\beta \leq 4^\circ$ においては大きな影響はない。

抽気条件を変えた場合においてもこれら空力特性の横流れ偏角による違いはノミナル抽気条件とほぼ同程度の違いであり、抽気条件による影響の違いは認められなかった。

本インテーク形状においては、 $\beta \leq 4^\circ$ の範囲ではあるが横流れ偏角が空力特性に与える影響は小さく、良好な β 特性を示した。これは、側壁形状として第2ランプより下流のみを覆う形状を採用したことにより第1ランプ面での側方への漏れ流れが生じ、これが横流れ偏角による空力特性悪化に係る風上側側壁前縁での流れ方向をインテークに平行な方向に修正する働きをしたためと考えられる。

4.5 バズ特性とバズ発生条件

ここでは非定常総圧計測とシャドウグラフによる衝撃波振動の高速ビデオ撮影により調べたバズ特性とその発生条件について述べる。

4.5.1 バズ特性

(1) 低マッハ域でのバズ特性

低マッハ域では第1ランプ面に形成された最終衝撃波と境界層との干渉により生じた大きな剥離を要因とする Dailey 型不安定のバズのみが観察された。図 4.20 に高速ビデオにより撮影した低マッハ域でのバズ域の衝撃波振動の様子を示す。試験条件は $Mo = 1.7$, $\delta_2 = 6.0^\circ$, $Abex/Ac = 0.09$, 各画像の時間間隔は約 1.11 msec である。第1ランプ面に最終衝撃波がある場合には境界層との干渉により大きな剥離が生じていることが分かる。最終衝撃波の振動は超音速ランプ面にとどまらず、第1ランプ上流部からインテーク内部までの大きな振幅で振動を繰り返す。この衝撃波振動による総圧変動レベルは図 4.21 に示すように主流総圧の約 15% であり、これは $Mo = 1.7$ の垂直衝撃波による総圧損失分にほぼ相当する。なお、 $Mo = 1.7$ では Ferri 型不安定の要因となる衝撃波間干渉による剪断層が呑み込まれる作動域 ($0.6 < MFR < 0.72$) においても総圧変動は小さく、総圧変動レベルは主流総圧の 2% 未満である。図 4.22 にバズ域での総圧変動の周波数特性を示す。時間履歴及びパワースペクトルは図 4.20 の可視化画像を取得した流量比におけるものである。時間履歴から分かるように総圧変動は周期性が強く、パワースペクトルにおいても卓越周波数が見られる。総圧変動の卓越周波数 ($f = 90$ Hz) は図 4.20 に示した高速ビデオ画像から求めた最終衝撃波の振動周波数と一致し、総圧変動が最終衝撃波の振動に支配されていることを示す。一方、卓越周波数は流量比の減少とともにわずかに高くなるものの、本試験で取得したバズ域でのインテーク流量比範囲ではその変化は小さい。

(2) 高マッハ域でのバズ特性

高マッハ域では、低流量作動域では低マッハ域と同様の Dailey 型不安定によるバズが発生し、高流量作動域においては衝撃波間干渉により生じる剪断層呑み込みを要因とする Ferri 型不安定によるバズが観察された。高速ビ

デオにより撮影した低流量作動域及び高流量作動域のバズ域での衝撃波振動の様子をそれぞれ図 4.23 及び図 4.24 に示す。各図における可視化画像の時間間隔は約 1.78 msec である。試験条件は何れも $Mo = 2.0$, $Abex/Ac = 0.09$ であるが、第2ランプ角については図 4.23 が $\delta_2 = 12.0^\circ$, 図 4.24 が $\delta_2 = 14.4^\circ$ である。図 4.23 の低流量域での衝撃波振動は低マッハ域におけるバズと同様に第1ランプ先端からインテーク内部まで大きな振幅の振動となっている。超音速ディフューザ部での最終衝撃波の移動速度に着目すると、上流側への移動時 ((h) \rightarrow (k) \rightarrow (a) \rightarrow (c)) と下流側への移動時 ((c) \rightarrow (e)) とで大きく異なり、上流側への移動に比べて下流側への移動速度が大きい特徴を有している。高速 VTR から算出された最終衝撃波の平均移動時間は上流側への移動では約 7.1 msec であるのに対して下流側への移動は約 3.7 msec であり、速度に換算するとそれぞれ約 12.6 m/sec, 24.5 m/sec であった。一方、Ferri 型不安定によって生じる高流量域での最終衝撃波振動 (図 4.24) の振幅は低流量域に比べて小さく、衝撃波は第2ランプ面で振動している。総圧変動レベルも図 4.25 に示すように低流量域でのバズでは主流総圧の約 18% に達するのに対して、高流量域でのバズでは 4~5% である。総圧変動特性については図 4.26 に示すように高流量作動域でのバズにおいてもその変動は周期性が強く、パワースペクトルの卓越周波数が存在する。しかし、その卓越周波数は低流量作動域を異なり、インテーク流量比の減少とともに急激に高くなる特性を有している。本試験条件では $MFR = 0.70$ で卓越周波数 $f = 51$ Hz であるのに対して、Ferri 型不安定によるバズの最小流量比 $MFR = 0.65$ では $f = 83$ Hz となった。一方、Dailey 型不安定による低流量作動域のバズでは $f = 53\text{--}63$ Hz まで低下し、流量比による変化も小さい。なお、バズ発生臨界作動点では間欠的な総圧変動を示しており、剪断層の呑み込みが外部流の乱れによって間欠的に生じている状態と考えられる。

(3) 気柱振動モデルに基づく振動周波数との比較

バズ域での衝撃波振動周波数の予測法として、その簡便性から気柱振動モデルが用いられることが多い¹³⁻¹⁴⁾。気柱振動モデルでは奇数次モードと偶数次モードがあるがここでは最小周波数に着目して奇数次モードでの共鳴周波数と本試験結果との比較を行う。

気柱振動モデルにおける奇数次モードの共鳴周波数 fr は気柱長さ Ls と特性速度 C を用いて次式で表される。

$$fr = \frac{2(n-1) + 1}{4Ls} \times C \quad \dots\dots\dots (4.1)$$

ここで、 n は自然数であり、最小共鳴周波数では $n = 1$ である。

本検討においては、図 4.27 に示すように、 L_s はカウル先端から流量調整プラグ位置までのインテーク模型内部流路長さとし、特性速度 C はインテーク内部流路への流入速度 U_c をその代表速度として、次式により与えた。

$$C = \left| U_c - a_c \right| = a_c \left| M_c - 1 \right| \dots\dots\dots (4.2)$$

ここで、 a_c はインテーク内部流路入口部（即ち、カウル先端と第2ランプ後端を結ぶ面）での局所音速とし、次式の関係から求められるインテーク内部流路への流入マッハ数 M_c と主流総温 T_0 を用いて求めた。

$$\left(\frac{A}{A^*} \right)_{M_c} = \left(\frac{A}{A^*} \right)_{M_0} \frac{Pr}{MFR_cap} \frac{A_i}{Ac} \dots\dots\dots (4.3)$$

ここで、 Pr は総圧回復率、 MFR_cap は捕獲流量比、 A_i はカウル先端と第2ランプ後端を結ぶ面の面積、 Ac は捕獲面積である。 $(A/A^*)_M$ は等エントロピー流れにおけるチヨーク面積に対する流れ断面積の比である。

図 4.22 及び図 4.26 には上記のモデルで求められた気柱振動の共鳴周波数を示す。流量比の変化に対する周波数の変化は試験結果と同様、流量比が減少するにつれて周波数が高くなる傾向を示した。気柱振動モデルの共鳴周波数は、 $Mo = 2.0$ （図 4.26）では試験で得られた卓越周波数と 20 Hz 程度の差が見られるものの、 $Mo = 1.7$ （図 4.22）ではほぼ一致しており、ここに示した単純な気柱振動モデルでもバズ周波数の大まかな予測には利用できるものと考えられる。しかし、気柱振動モデルがバズの流体振動を的確にモデル化しているかについては今後、十分な検証を行う必要がある。なお、この気柱振動モデルに基づいて計算された実機におけるバズ周波数は、高度 40 kft, $Mo = 2.0$ では $fr = 20 \sim 40$ Hz である。

4.5.2 Dailey 型不安定によるバズ発生条件

本インテーク形状においては $Mo \geq 1.3$ の全ての Mo において Dailey 型不安定によるバズが発生した。Dailey 型不安定によるバズ発生は最終衝撃波・境界層干渉による境界層剥離がその要因であり、乱流境界層の剥離条件とされている衝撃波前後の圧力比 1.87（垂直衝撃波の場合は上流マッハ数 1.32 に相当）が超音速デフューザの設計指標として一般的に用いられている¹⁵⁾。図 4.28 に示すように、本インテークの第2ランプノミナル可変範囲ではこの条件を満たすように設定しているため、最終衝撃波が第2ランプ面上にある条件下においては Dailey 型不安定によるバズの発生は何れのマッハ数においても認められなかった。しかし、第1ランプ面下流部マッハ数 (M_{1d}) が 1.32 を越える $Mo \geq 1.7$ において、最終衝撃波が第1ランプ面に到達すると同時に境界層剥離を伴うバズが発生しており、Dailey 型不安定によるバズ発生の予測

指標として乱流境界層の剥離条件は妥当であると考えられる。しかし、第1ランプ上流部の局所マッハ数 (M_{1u}) が 1.32 未満である $1.3 \leq Mo \leq 1.4$ においても第1ランプ境界層剥離を伴うバズの発生が見られる。これは第1ランプ上流部においては十分に境界層が乱流に遷移していないためと考えられる。層流境界層は乱流境界層に比較して小さい圧力比（1.3程度）で剥離を生じることから、境界層が発達していないランプ上流部に最終衝撃波が到達するような低流量作動域においてはバズ発生に関して境界層の性質に留意する必要がある。

4.5.3 Ferri 型不安定によるバズ発生条件

$Mo \geq 1.8$ で発生した Ferri 型不安定によるバズは先に述べた通り、第2ランプ衝撃波と最終衝撃波との干渉で生じる剪断層のインテーク内部への呑み込みがその要因であり、その剪断層強度がバズ発生に関係していることが知られている。剪断層強度はその上下の総圧差として定義され、次式により表される。

$$\text{剪断層強度} = 1 - \frac{P_{ta}}{P_{tb}} \dots\dots\dots (4.4)$$

ここで、 P_{ta} は最終衝撃波のみを通過した剪断層よりカウル側の流れの総圧、 P_{tb} はランプ衝撃波と最終衝撃波の両者を通過した剪断層よりランプ側の流れの総圧である。

図 4.29 に衝撃波関係式より計算された本インテーク形状での剪断層強度を示す。インテーク入口マッハ数 Mo とともにその強度は増加し、Ferri 型不安定によるバズ発生の臨界マッハ数 $Mo = 1.8$ での剪断層強度は約 6.3% である。特に剪断層の呑み込みとともにバズが発生した $Mo \geq 1.9$ における剪断層強度は 9% 以上となる。Fisher ら¹⁶⁾ は Ferri 型不安定によってバズが発生し得る剪断層強度は 2次元インテークでは約 7% と報告している。本試験結果もこれに一致しており、Fisher らの条件は超音速デフューザ設計において Ferri 型不安定によるバズ発生の予測に有効な判断指標であると考えられる。

4.6 CFD 解析結果との比較

本インテークの空力設計では、その詳細形状検討は 3次元 CFD 解析による結果を基に行っている。ここでは空力設計検討において用いた CFD 解析コードによる予測結果と風洞試験結果との比較を行い、その評価について述べる。

4.6.1 CFD 解析手法の概要

CFD 解析に用いたコードでは、3次元圧縮性 Navier-Stokes 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ている。乱流モデルには低レイノルズ数型 $k-\epsilon$ モデルを用いた¹⁷⁻¹⁹⁾。図 4.30 は計算格子の一例である。計算

領域は流れの対称性を仮定して中心断面で分割したインテーク流路半分だけとした。領域分割数は4、総格子点数は45万点である。インテーク出口部の下流には出口直径の3.8倍長さの直管部とその下流にインテークの流量調整を行う第2スロートを設けた。また、スロート抽気部においても抽気出口部にスロートを設け、その絞り比を変えることにより抽気条件を変化させることができる。CFD解析でのレイノルズ数はほぼ風洞試験条件と同じである。

4.6.2 風洞試験結果とCFD解析結果との比較

代表例として、 $Mo = 0.8$ 、 $Mo = 1.2$ 、 $Mo = 1.6$ 及び $Mo = 2.0$ におけるCFD解析結果と風洞試験結果との比較を図4.31に示す。図中における横軸はインテーク捕獲流量比 MFR_{cap} である。

抽気流量比 MFR_{bleed} を除くと、CFD解析結果と風洞試験結果はインテークの基本空力特性については良く一致している。 MFR_{bleed} における違いはCFD解析と風洞試験とでは抽気空気の排出機構の違いによるものである。風洞試験ではスロート部より抽気された空気がインテーク模型左右両側の抽気排出ダクトを介して外部に排出するため、圧力損失を生じるが、CFD解析ではこの抽気排出機構を模擬していない。このため、同じ抽気出口面積比ではCFD解析結果の MFR_{bleed} は抽気排出ダクトにおける圧力損失の影響がほとんどないため風洞試験結果よりも大きい結果となった。また、超音速域の出口総圧分布においてCFD解析で見られる2次流れによる総圧損失領域が風洞試験結果に現れていない。

本試験ではインテーク内部流路での詳細な圧力分布等の計測を行っていないため詳細な流れの比較はできないが、インテーク空力設計においてその評価指標とする総圧回復率やディストーションレベルについては超音速から超音速の全ての領域においてCFD解析結果は風洞試験結果と良く一致しており、本CFD解析手法はインテークの空力設計検討においては十分に有用であると考えられる。

しかし、インテーク出口総圧分布の比較にあるように必ずしもCFD解析結果が風洞試験結果と一致しない点もあり、インテーク空力特性の高精度な予測のためには乱流モデル等について改善を行う必要がある。また、抽気特性については抽気排出機構まで含めたモデル化が今後の課題である。

4.7 インテーク・エンジン作動適合点におけるインテーク性能

ここでは風洞試験によって得られたインテーク空力特性と搭載エンジンの作動特性から得られるインテーク・エンジン作動適合点におけるインテーク性能について述

べる。特に断りのない限り、インテーク抽気条件は $Abex/Ac = 0.09$ 、エンジン作動条件は標準大気で評定高度 $h = 40$ kft、最大推力（回転数100%）時とした。

4.7.1 第2ランプ可変制御によるインテーク・エンジン作動適合

本インテークでは第2ランプ可変制御によるインテーク・エンジン作動適合を想定している。インテーク・エンジン作動適合においては推進システムの正味推力が大きく、可変制御の参照パラメタとして用いる抽気プレナム圧力比のマッハ数変化が単調となるように第2ランプ可変制御を行うことが望ましい。このため、第2ランプ角による推進システムの正味推力の変化とマッハ数による抽気プレナム圧力比の変化に着目し、マッハ数に対する第2ランプ角を設定した。

(1) 第2ランプ角による推進システム正味推力の変化

図4.32は $Mo = 2.0$ 及び 1.8 におけるインテークの総圧回復特性とエンジン作動線を示したものである。インテーク・エンジン作動適合点は第2ランプ角 δ_2 により変化し、これにより推進システムの正味推力は変化する。風洞試験で得られたインテーク空力特性とエンジン性能解析から求めた推進システムの正味推力を図4.33に示す。インテーク付加抵抗である抽気抵抗については風洞試験で得た抽気流量特性と1次元解析から、漏れ抵抗についてはCFD解析結果から、それぞれ推定した。第2ランプのノミナル可変範囲においては $Mo \geq 1.9$ では、第2ランプ角が小さい場合に正味推力が大きくなる。これは $Mo \geq 1.9$ では第2ランプ角が大きくなるにつれて作動適合点が臨界作動点から超臨界作動域に変化して総圧回復率が低下するためである（図4.32参照）。一方、 $Mo \leq 1.8$ では第2ランプ角が大きくなるにつれて作動適合点が亜臨界作動域から臨界作動点側に変化するため漏れ抵抗が小さくなり、正味推力が増加する。 $Mo \leq 1.8$ における作動適合点は亜臨界作動域にあるため、総圧回復率の変化は小さく、正味推力に与えるその影響は小さい。なお、 $Mo \leq 1.3$ では第2ランプ角による正味推力の変化はほとんどない。

(2) マッハ数による抽気プレナム圧力比の変化

図4.34に作動適合点における抽気プレナム圧力比のマッハ数による変化をバズ限界線及びディストーション限界線とともに示す。第2ランプ可変制御を行う $1.4 \leq Mo \leq 2.1$ においてはマッハ数の増加とともに抽気プレナム圧力比は低下し、第2ランプ角が大きいほど抽気プレナム圧力比は小さい。また、ノミナル可変範囲において作動適合点がインテークの安定作動域にあることが分かる。なお、バズ限界及びディストーション限界は第2ランプ角によってわずかに変化するが、図4.34では最も厳しい条件を示している。

(3) インテーク・エンジン作動適合点性能評価のための第2ランプ角の設定

上記の推進システム正味推力の第2ランプ角による変化及び抽気プレナム圧力比のマッハ数変化から、正味推力が大きく、かつ抽気プレナム圧力比の変化がマッハ数に対して単調変化となるように、図4.35に示す第2ランプ角を設定した。なお、図4.33及び図4.34における塗りつぶし記号は設定した第2ランプ角における正味推力及び抽気プレナム圧力比である。

4.7.2 作動適合点におけるインテーク性能の評価

上記で設定した第2ランプ角に制御された場合のエンジン・インテーク作動適合点における総圧回復性能を他機例²⁰⁾とともに図4.36に示す。本インテークのサイジングでは $Mo \geq 0.8$ で補助インテーク無しに作動することを設計条件としているため、低マッハ域 ($Mo < 0.8$) ではエンジンとの流量適合点が高流量比側となり総圧回復性能はやや低下する。しかし、最大推力で運用する速度域 ($0.8 \leq Mo \leq 2.0$) においては他機例と比較して良好な総圧回復性能となっている。特に、 $1.2 \leq Mo \leq 2.1$ では総圧回復性能の評価指標のひとつである MIL-E-5008 B と比較しても、これを上回る性能となっている。また、図4.37及び図4.38にディストーションインデックス (D.I.) 及び周方向ディストーション (DC(60)) を示す。試験を行った速度域 ($0.6 \leq Mo \leq 2.1$) において、搭載エンジン作動のためのディストーション要求制限 ($|D.I.| \leq 7.5\%$) を満足し、DC(60)も0.3以下となっており、作動適合点におけるディストーション特性は概ね良好である。

作動安定性についても図4.34に示したように、作動適合点はインテークの安定作動域にあり、インテークサイジングは適切であると考えられる。先に述べたように、高マッハ域 ($Mo \geq 1.8$) ではバズ限界までの安定作動余裕はマッハ数が大きくなるにつれて急激に小さくなる。図4.39に示すようにインテーク・エンジン作動適合点における流量比とバズ限界流量比との差で示した安定作動余裕 ($\Delta MFR_{sub@opr}$) は $Mo \geq 1.9$ では4~5%まで低下するが、第2ランプ角をエンジン作動条件に合わせて変化させることにより、本試験における第2ランプ角の範囲においても8~10%までの安定作動余裕を確保できることが分かる。しかし、大きな大気変動や機体姿勢角の変化などによる急激なインテーク流入状態の変化においても安定作動余裕として十分であるかについては今後検討する必要がある。

4.7.3 作動適合点における抽気条件の評価

ここまで、作動適合点性能ではノミナル抽気条件 $Abex/Ac = 0.09$ の場合について述べてきた。ここでは抽気設計において最も厳しい $Mo = 2.0$ において、作動適合点

性能に対する抽気条件について述べる。図4.40は抽気出口面積比 $Abex/Ac$ に対する $h = 40$ kft におけるエンジン最大推力時のインテーク・エンジン作動適合点性能を示したものである。第2ランプ角は $\delta_2 = 12.0^\circ$ である。インテーク付加抵抗である抽気抵抗については風洞試験で得た抽気流量特性と1次元解析から、漏れ抵抗についてはCFD解析結果から、それぞれ推定した。

既に述べたように、 $Abex/Ac \leq 0.03$ では空力性能が大きく劣化するため、作動適合点性能は極めて悪い。一方、 $Abex/Ac \geq 0.06$ では良好な性能となっており、ノミナル抽気条件とした $Abex/Ac = 0.09$ で総圧回復率及びインテーク抵抗とも最も良い性能を示した。このときの抽気流量比は $MFR_{bleed} = 0.063$ である。 $Abex/Ac > 0.09$ において総圧回復率がわずかに低下するのは作動適合点が超臨界作動側に変化するためであり、インテーク付加抵抗については漏れ抵抗が一定となる一方、抽気抵抗が増加するためである。本風洞模型においては $Abex/Ac = 0.09$ が $Mo \geq 1.5$ では最適な抽気条件であった。しかし、抽気条件として与えた抽気出口面積比 $Abex/Ac$ の最適値は抽気空気の排出ダクト形状等に影響されるため、実機インテークにおける抽気条件の設定においては、その抽気排出ダクト形状等を考慮した条件設定を行う必要がある。

5. おわりに

ジェットエンジンを搭載した小型超音速実験機（ジェット実験機）に搭載するマッハ2までの飛行速度で作動する2次元外部圧縮型可変形状超音速インテークの開発を進めている。その一環として行ったジェット実験機第2次形状超音速インテーク（C313形状）の空力設計と、推進システム性能予測及びインテーク可変制御開発に必要なインテーク空力特性の取得を目的として行ったインテーク単体空力特性取得風洞試験の結果について述べた。得られた結果をまとめると以下の通りである。

風洞試験で得られた総圧回復性能やディストーション特性は、CFD解析で事前に予測した特性と概ね一致し、設計目標を満足したほか、インテーク入口部における横流れの影響についても横流れ偏角 4° までの範囲においては何れのマッハ数においても大きな空力性能の劣化は見られず、良好な特性を示した。インテーク・エンジン作動適合についても、作動適合点は良好な空力性能のインテーク安定作動域にあり、本インテークの基本流路形状及びインテークサイジングは妥当であると考えられる。また、抽気プレナム圧力比は本試験条件の範囲においては第2ランプ角や抽気条件による影響は小さく、インテークの作動状態を適切に示すパラメータとなることを確認した。

一方、作動安定性については、マッハ 1.3 以上においては低流量側でバズが発生し、特にマッハ 1.8 以上の高マッハ域においては Ferri 型不安定によるバズ発生のためインテークの安定作動余裕が急激に減少することが判明した。しかし、超音速ランプ可変制御及び抽気制御により高マッハ域での安定作動余裕を改善できる結果を得た。また、Dailey 型不安定バズ発生に関する乱流境界層剥離条件及び Ferri 型不安定バズに関する Fisher らによる剪断層強度条件と本試験におけるバズ発生条件とを比較した結果、これらの条件が概ね妥当であることが分かった。

謝 辞

風洞試験の実施に当たっては、模型制御・計測ソフトウェアの作成など、東京理科大学大学院生の山路俊之氏と山本勝史氏に多大なご協力を頂いた。また、インテーク・エンジン作動適合計算に必要なエンジン特性解析について、当所航空推進研究センター二村尚夫氏にご協力頂いた。ここに感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 坂田公夫；次世代の超音速旅客機に向けた実験機計画，'97 航空ビジョン講演会講演集 (1997) pp. 31-36.
- 2) 村上哲；小型超音速ジェット実験機概念設計，平成 12 年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷り集 (2000) pp. 62-65.
- 3) 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.
- 4) 渡辺安，村上哲；ジェット実験機インテークの設計法について，第 38 回 (平成 12 年度) 航空宇宙技術研究所公開研究発表会前刷集 (2000) pp. 34-37.
- 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) A. Ferri & L. M. Nucci; THE ORIGIN OF AERODYNAMIC INSTABILITY OF SUPERSONIC INLETS AT SUBCRITICAL CONDITIONS, NACA-RM-L 50 K 30 (1951).
- 7) J. Seddon and E. L. Goldsmith; Intake Aerodynamics Second Edition (1999), AIAA Education Series.
- 8) K. Kapoor, T. G. Pai & B. N. Pamadi; Subcritical Flow Studies on Two-Dimensional External Compression Supersonic Inlets, Journal of Propulsion and Power, Vol. 8, No. 4 (1992) pp. 849-856.
- 9) 村上哲；亜音速ディフューザー部の圧力損失の推算，航空宇宙技術研究所内部資料 (1999).
- 10) 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アブストラクト集及び CD-ROM 講演集 (2001) pp. 133.
- 11) C. L. Dailey; Supersonic Diffuser Instability, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 22, No. 11 (1955).
- 12) Y. Watanabe, A. Murakami & H. Fujiwara; Effect of Sidewall Configuration on the Aerodynamic Performance of Supersonic Air-Intake, AIAA paper 2002-2777 (2002).
- 13) S. Takasaki, B. J. Churchill, A. Fujimoto & T. Takasu; Inlet Unstart Influence on Aerodynamic Characteristics of Next Generation Supersonic Transport (SST), AIAA paper 98-5546 (1998).
- 14) S. Hongprapas, J. D. Kozak, B. Moses & W. F. Ng; A Small Scale Experiment for Investigating the Stability of a Supersonic Inlet, AIAA paper 97-0611 (1997).
- 15) J. Delery & J. G. Marvin; Shock-Wave Boundary Layer Interactions, AGARD-AG-280 (1986).
- 16) S. A. Fisher, M. C. Neale & A. J. Brooks; On the Subcritical Instability of Variable Ramp Intakes at Mach Numbers Around 2, ARC R & M 3711 (1970).
- 17) 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 3 rd ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference (1999).
- 18) 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.
- 19) 渡辺安，村上哲；ジェット実験機インテークの空力特性解析，平成 12 年度次世代超音速機技術の研究開発成果報告会前刷り集 (2000) pp. 70-73.
- 20) J. D. Mattingly, W. H. Heiser and D. H. Daley; Aircraft Engine Design (1987), AIAA Education Series, pp. 373. (原典: D. Sedlock and D. Bowers; Inlet/Nozzle Airframe Integration, Lecture Notes for Aircraft Design & Propulsion Design Courses (1984), U.S. Academy.)

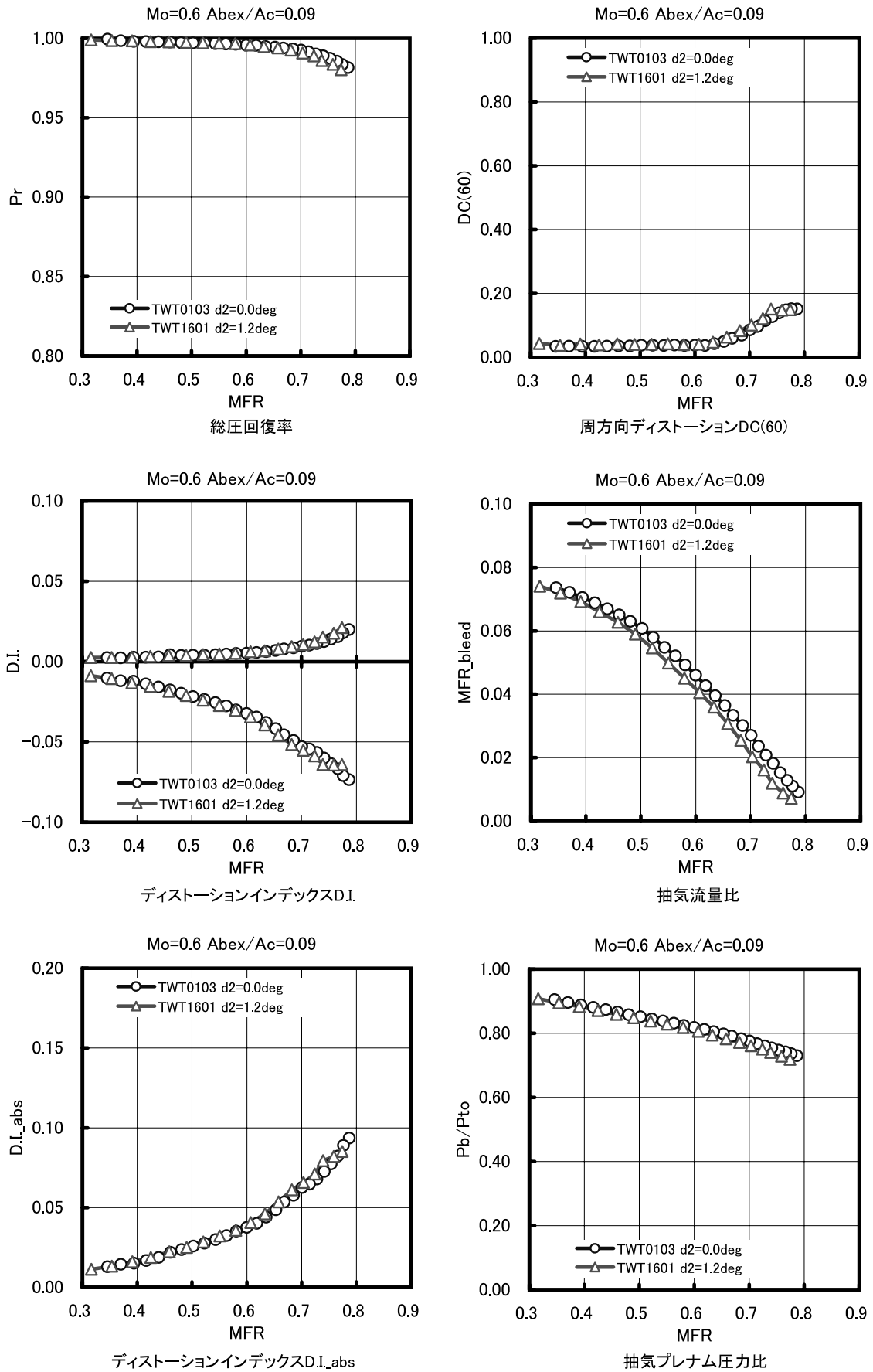


図 4.1(a) 基本空力特性 ($Mo = 0.6, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

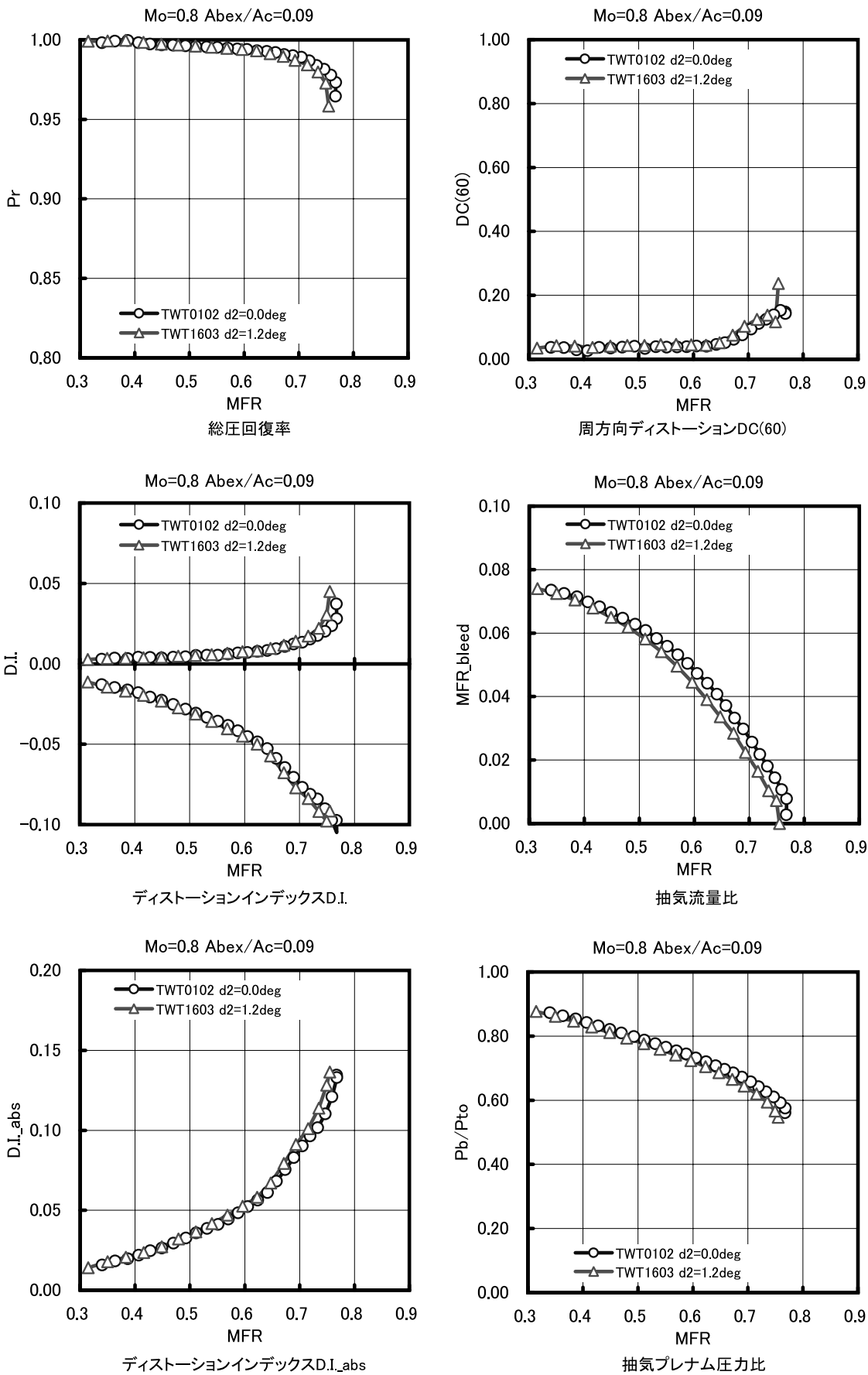


図 4.1 (b) 基本空力特性 ($Mo = 0.8, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

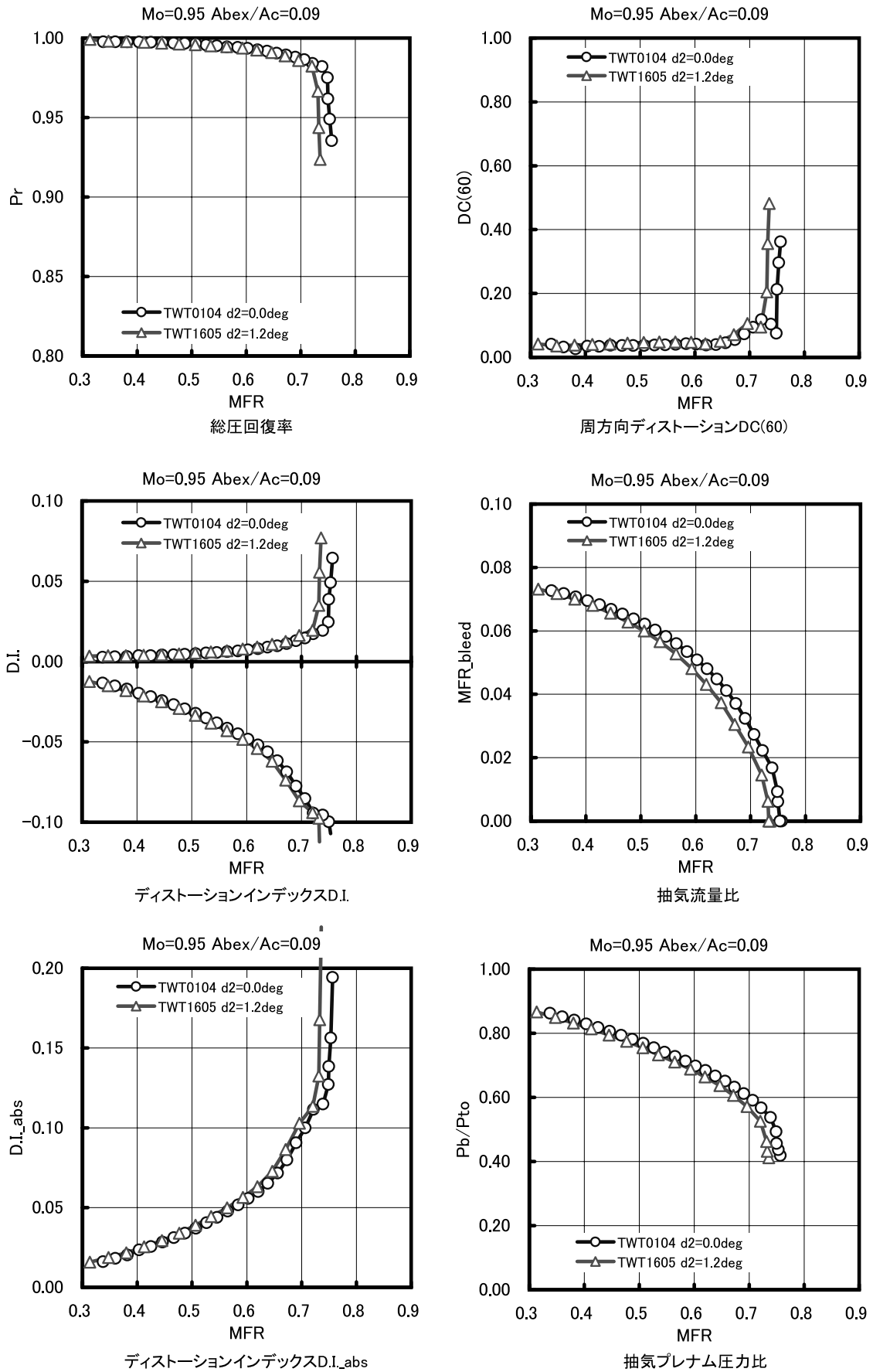


図 4.1(c) 基本空力特性 ($Mo = 0.95, \beta = 0 deg, Abex/Ac = 0.09$)

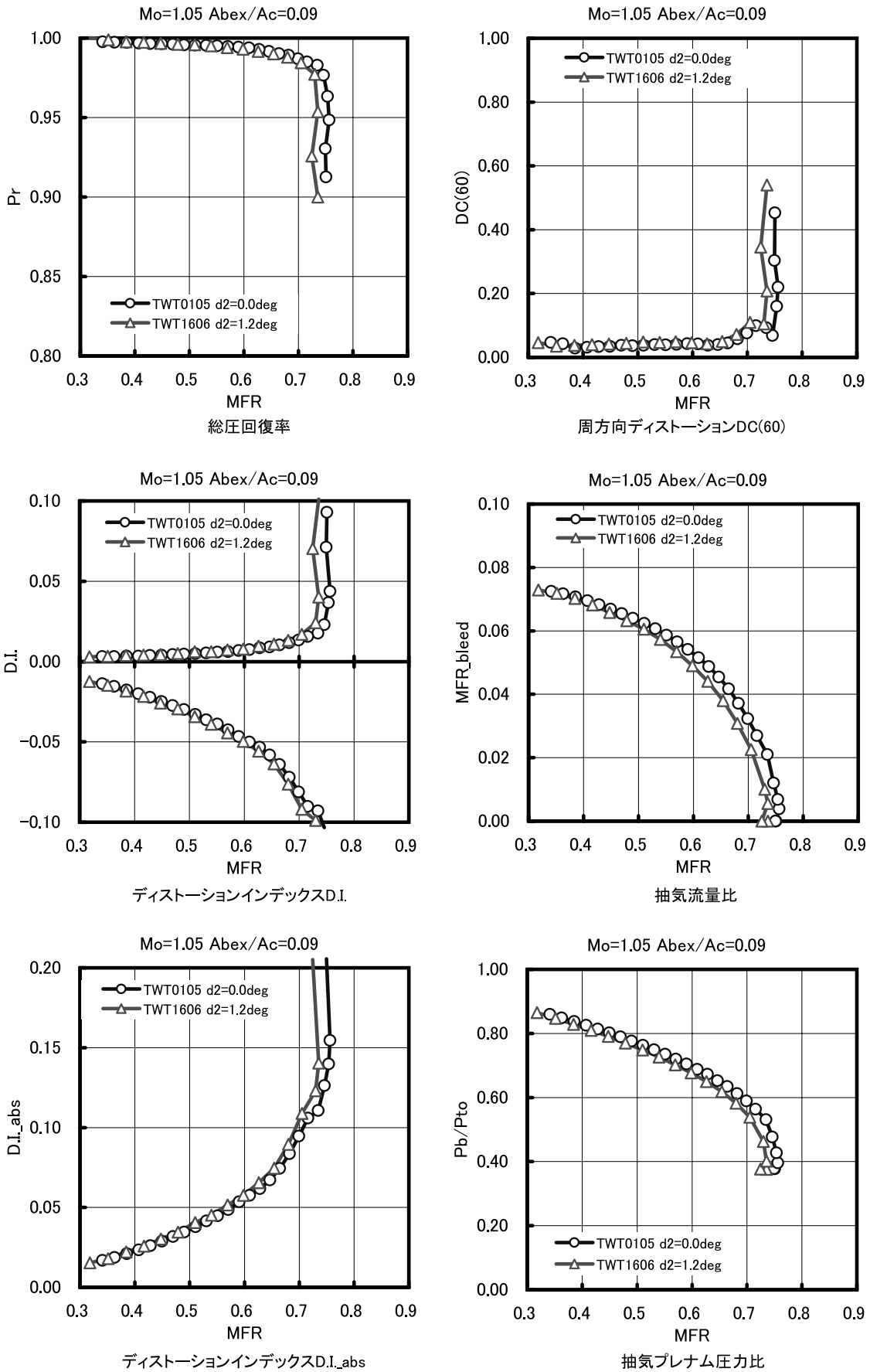


図 4.1(d) 基本空力特性 ($Mo = 1.05, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

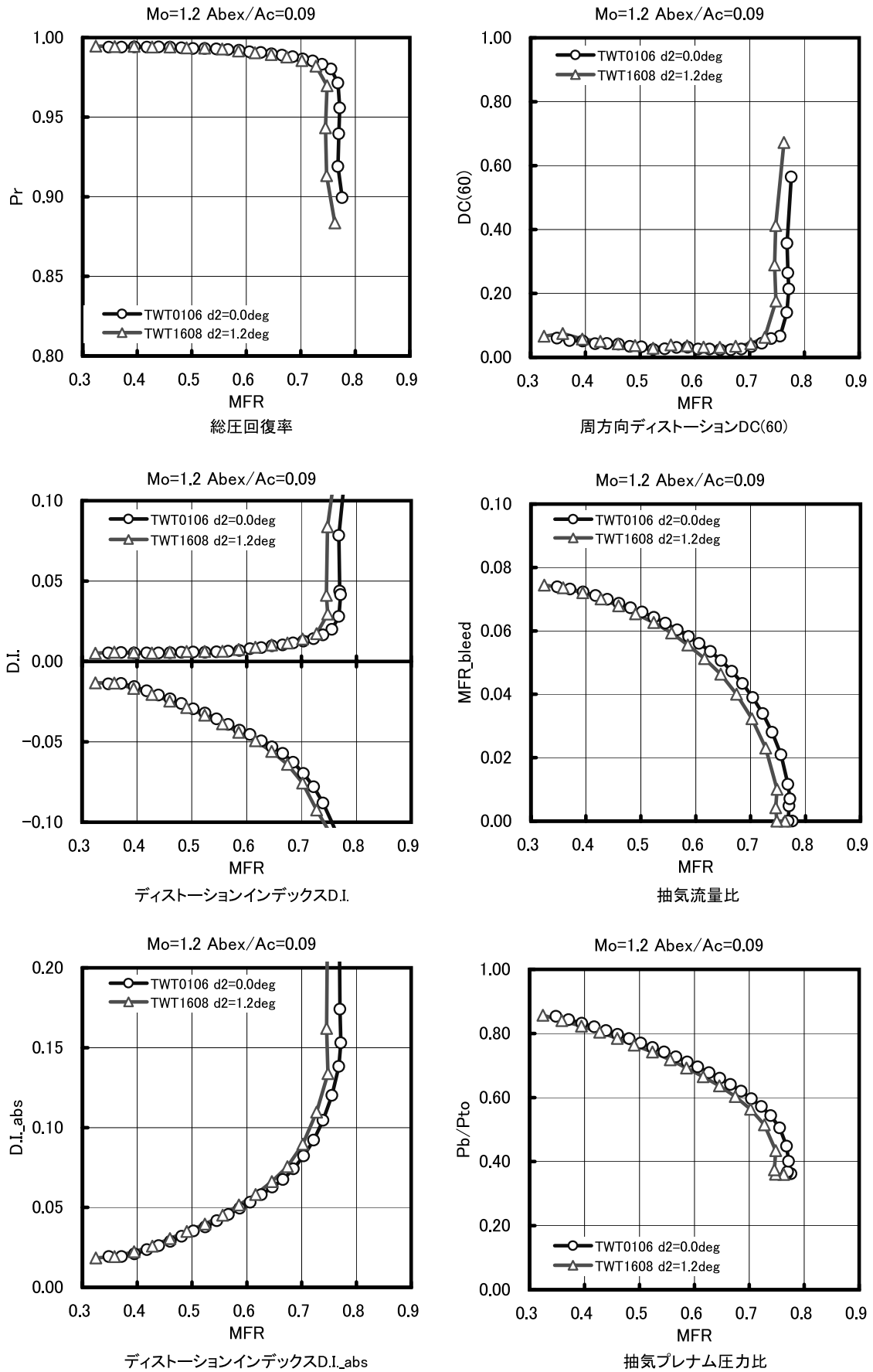


図 4.1(e) 基本空力特性 ($Mo = 1.2, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

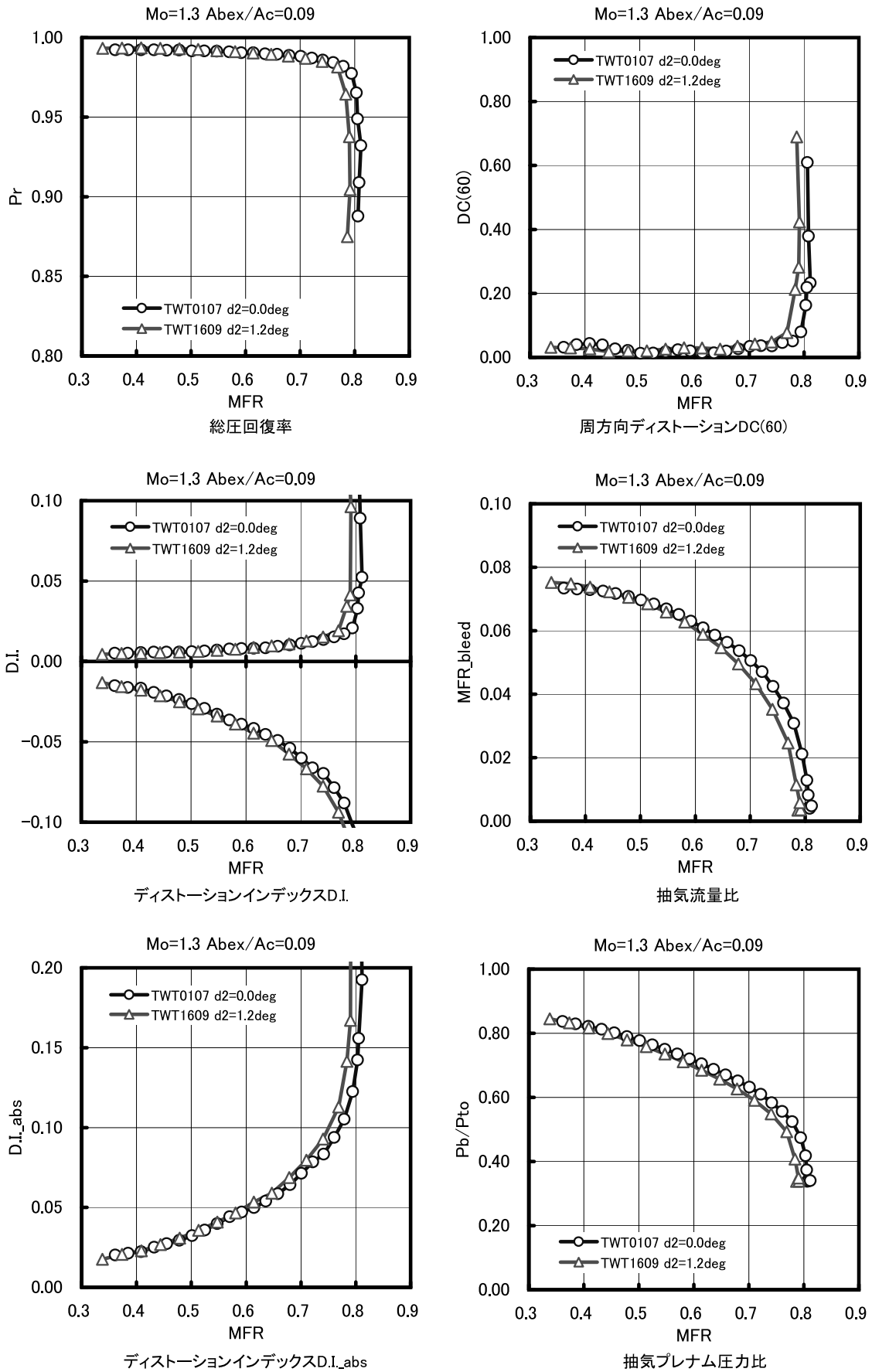


図 4.1(f) 基本空力特性 ($Mo = 1.3, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

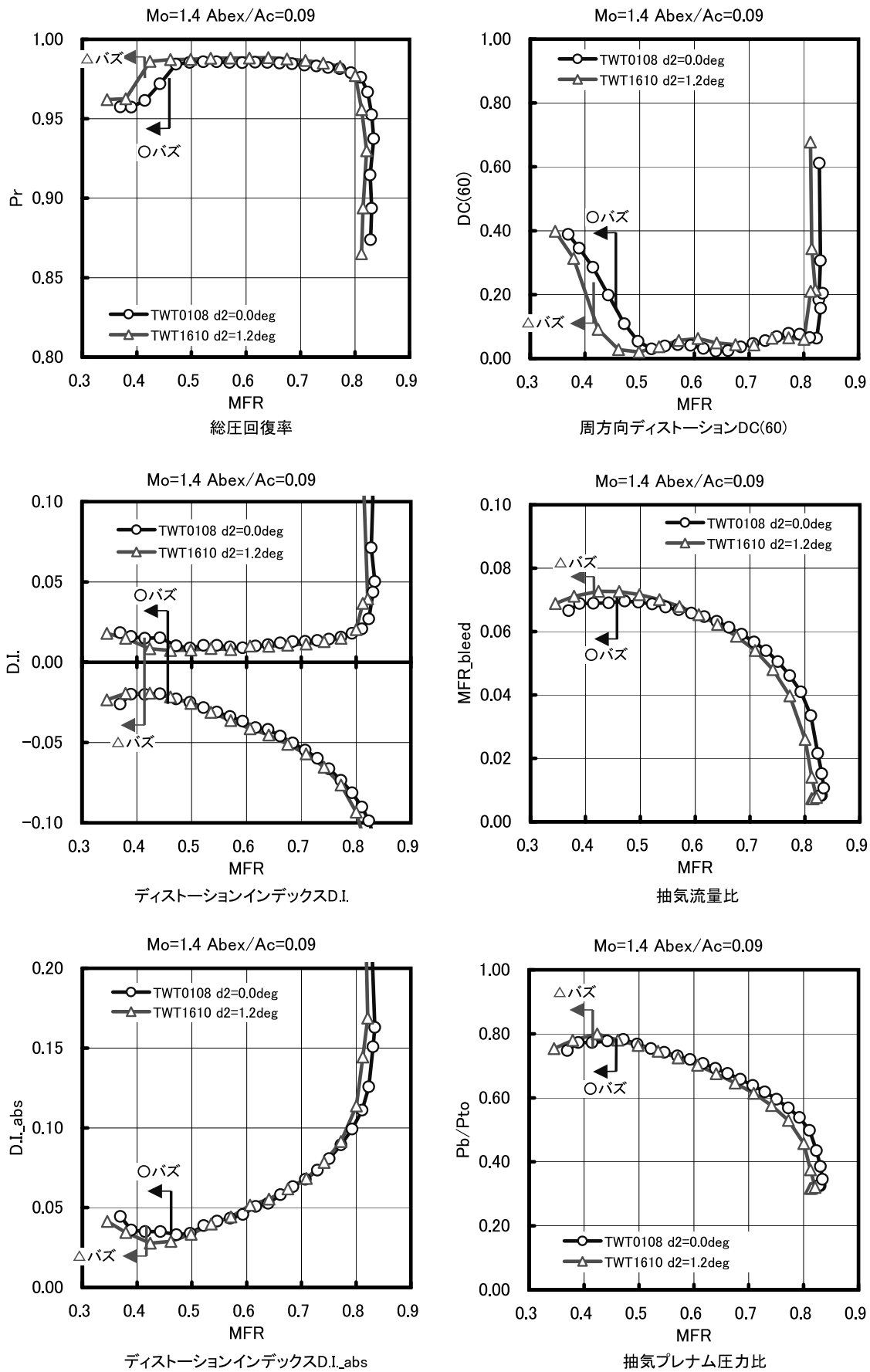


図 4.1(g) 基本空力特性 ($Mo = 1.4, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

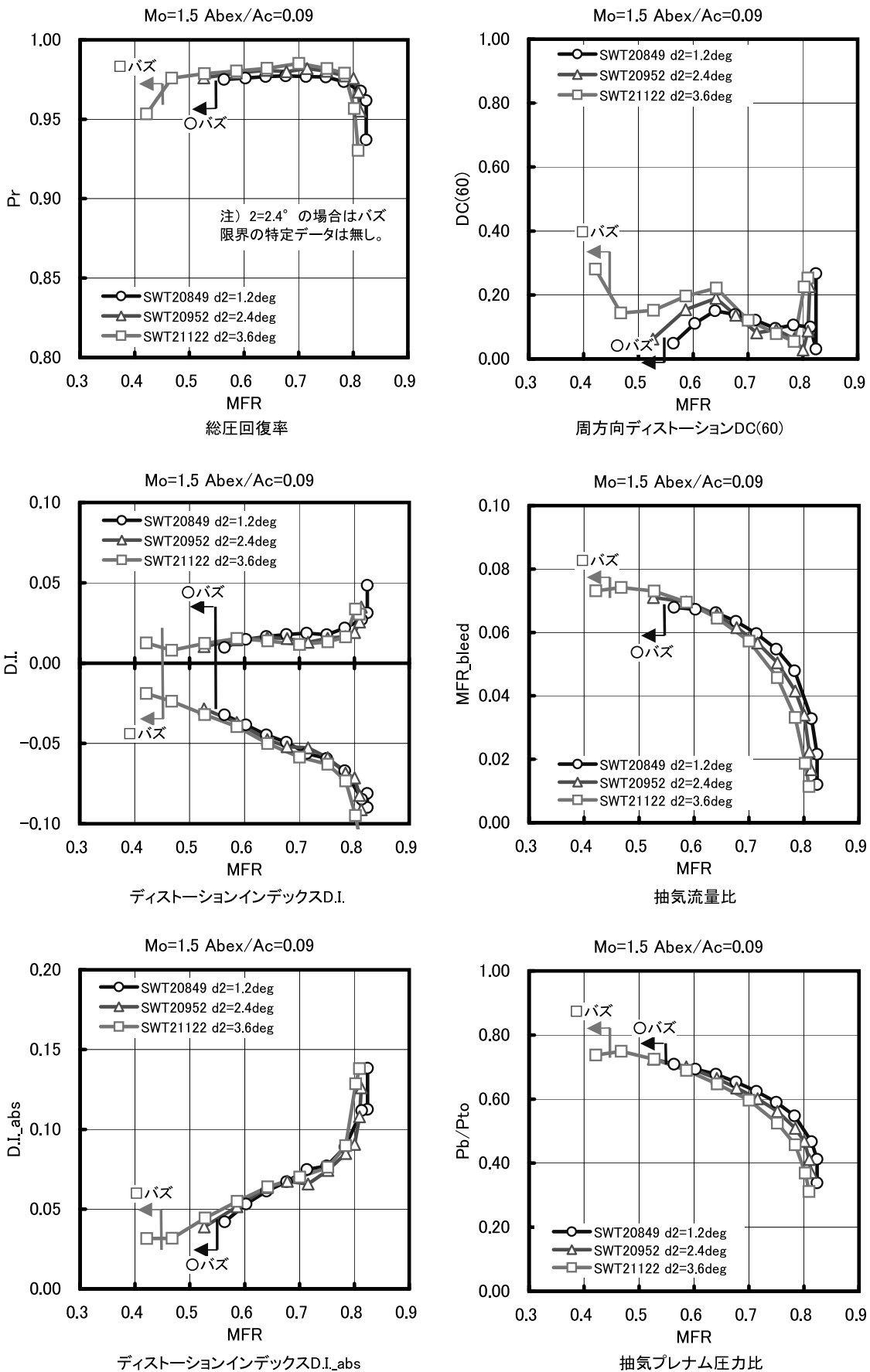


図 4.1(h) 基本空力特性 (Mo = 1.5, β = 0 deg, Abex/Ac = 0.09)

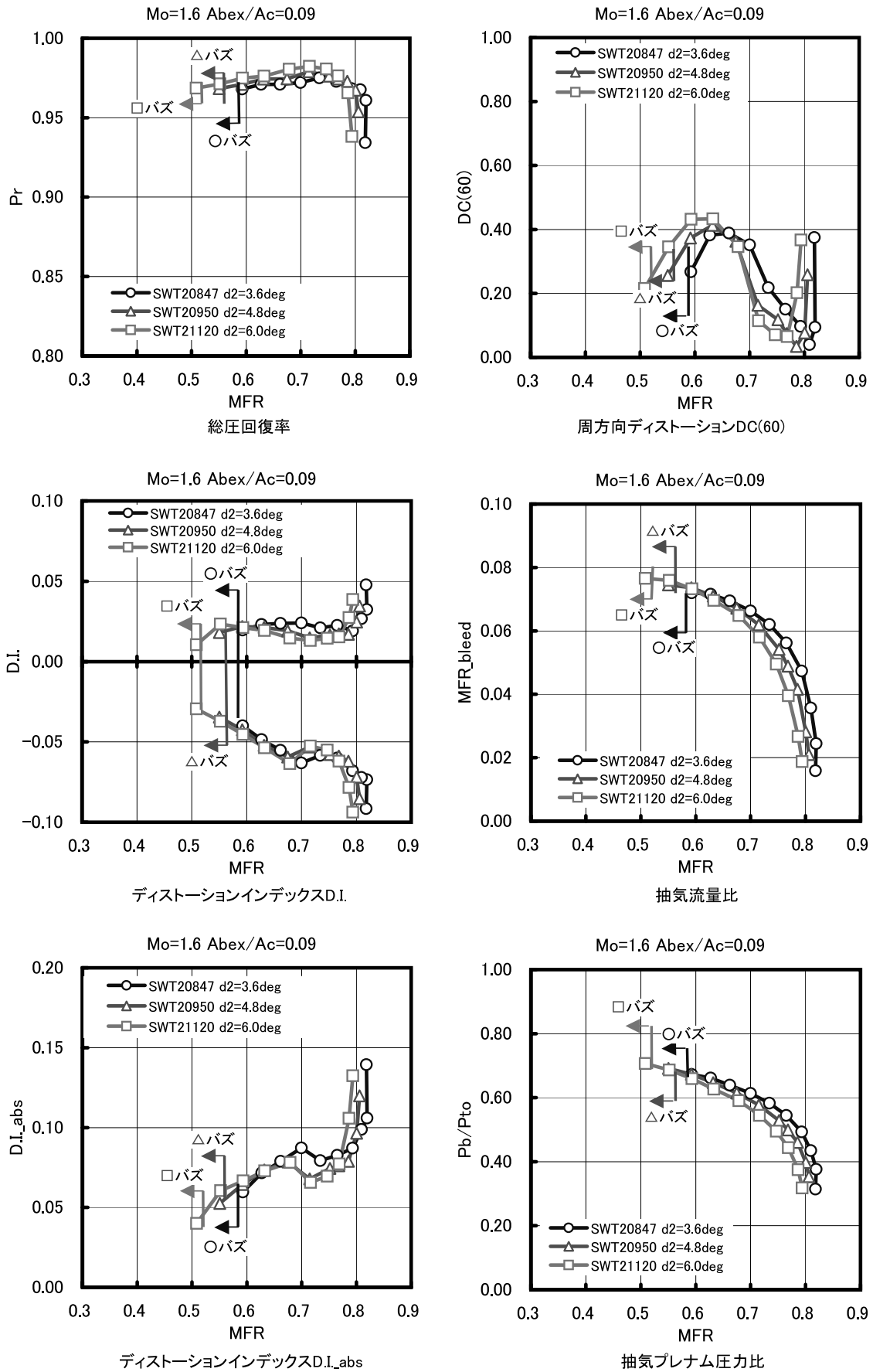


図 4.1(i) 基本空力特性 ($Mo = 1.6, \beta = 0 deg, Abex/Ac = 0.09$)

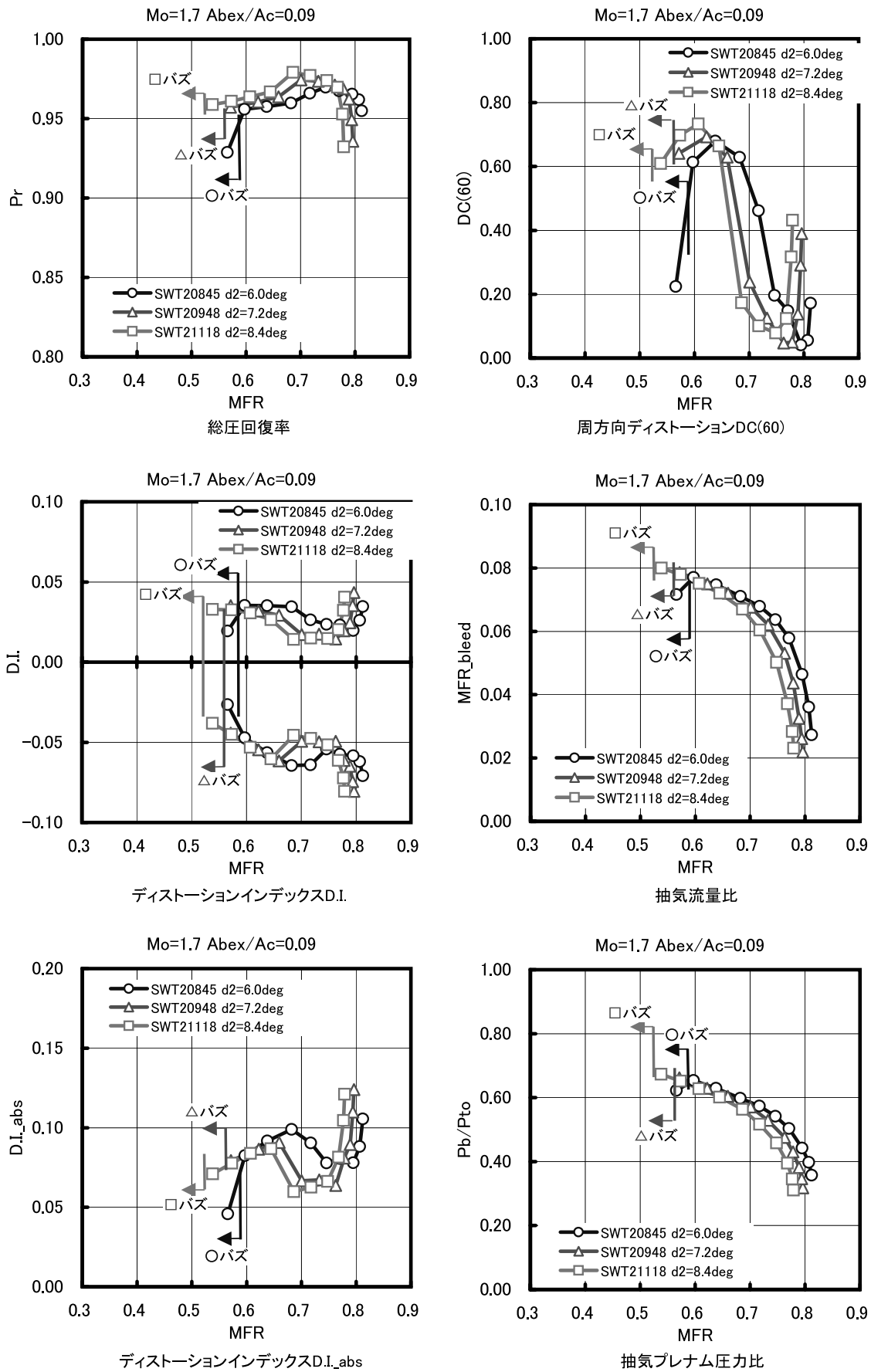


図 4.1(j) 基本空力特性 ($Mo = 1.7, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

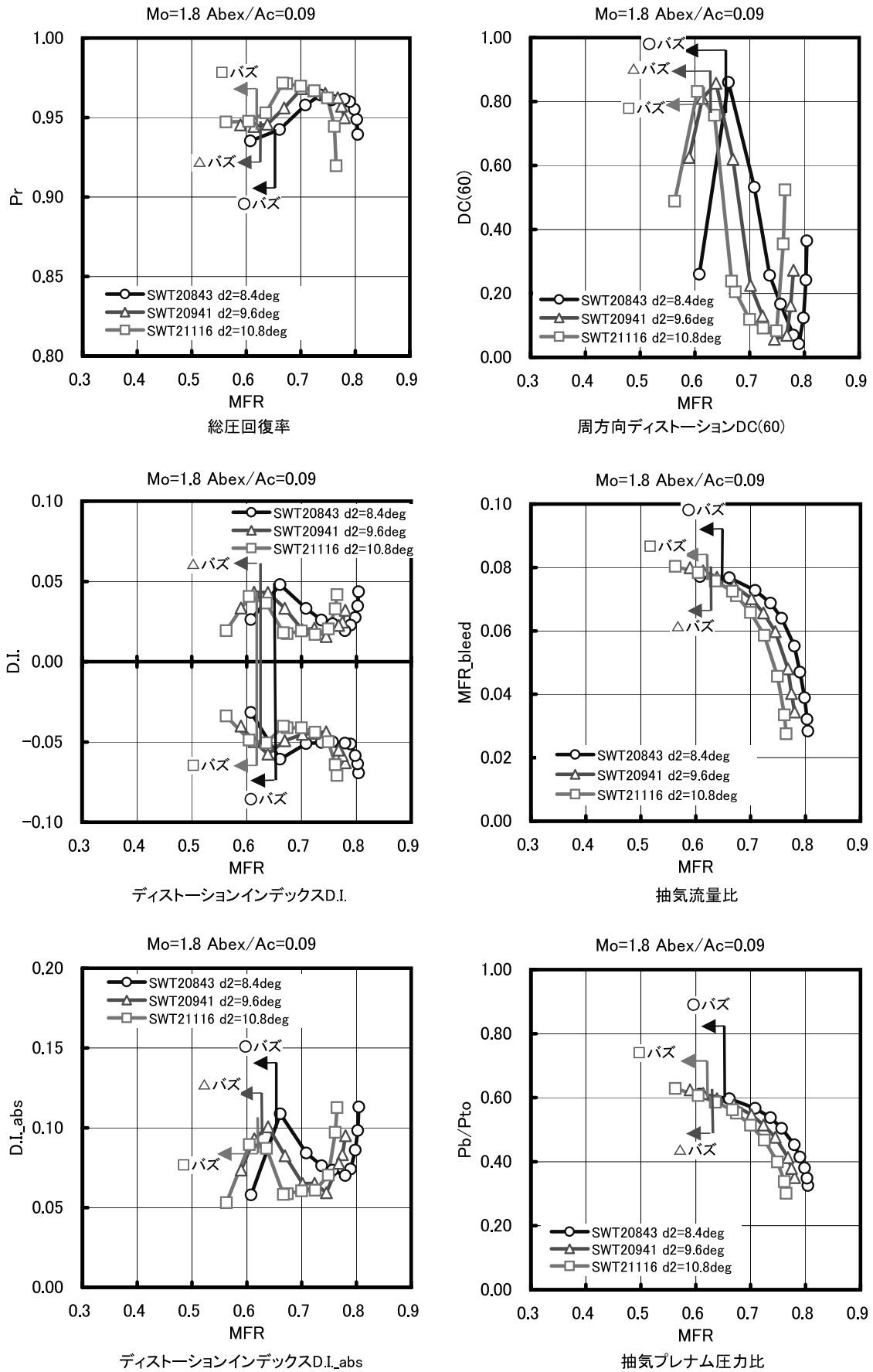


図 4.1(k) 基本空力特性 (Mo = 1.8, β = 0 deg, Abex/Ac = 0.09)

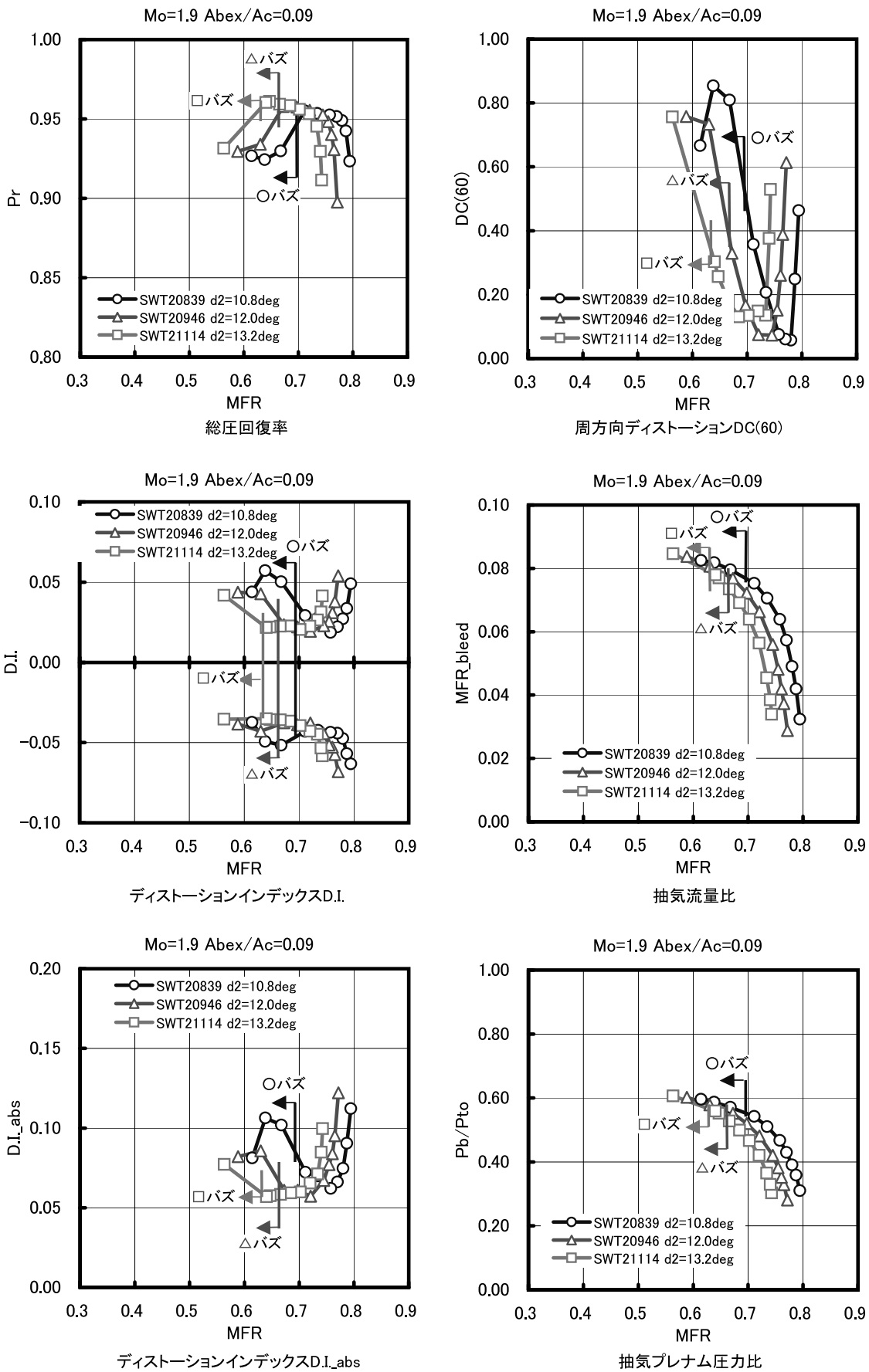


図 4.1(1) 基本空力特性 (Mo = 1.9, β = 0 deg, Abex/Ac = 0.09)

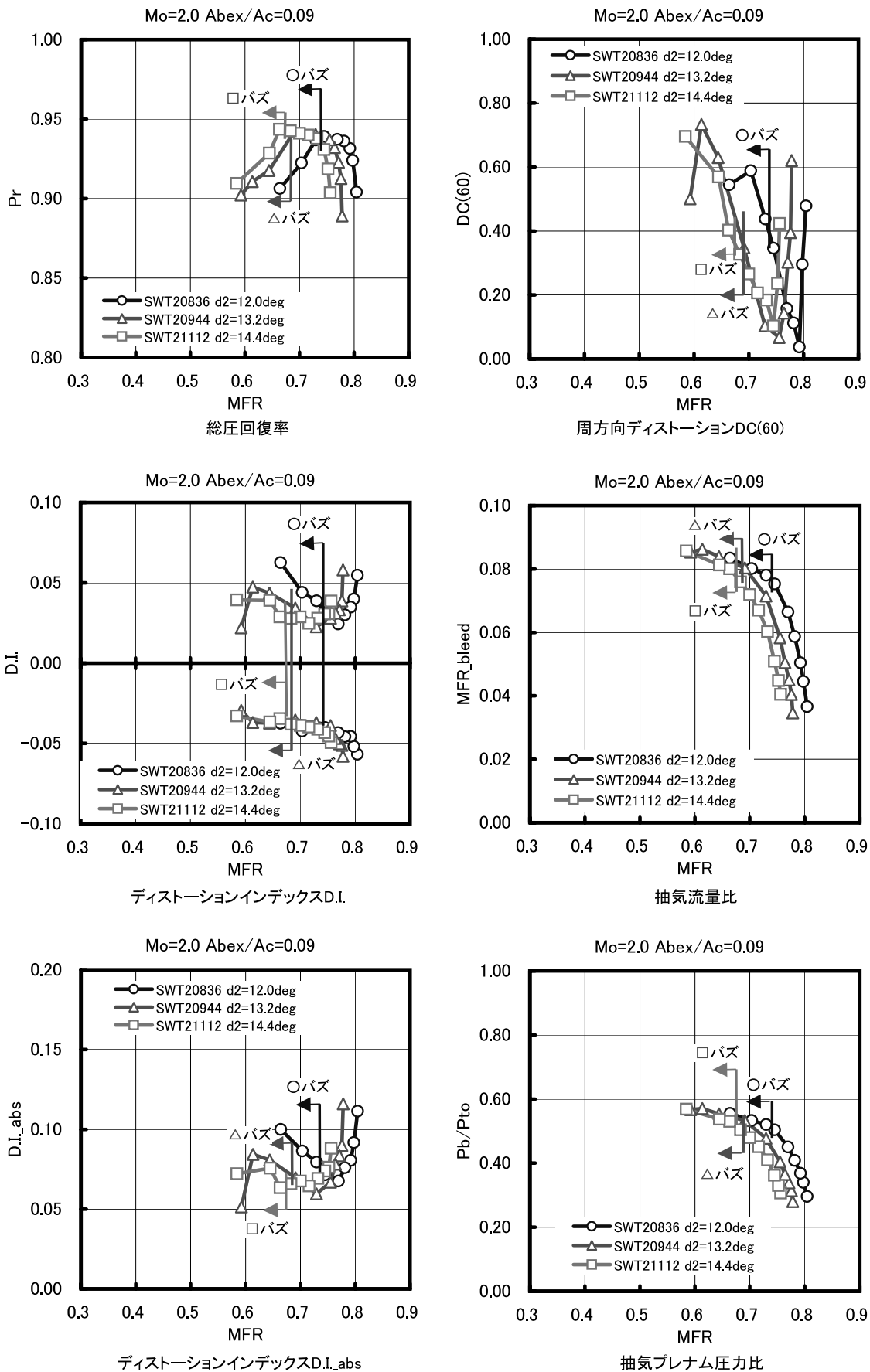


図 4.1(m) 基本空力特性 ($Mo = 2.0, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

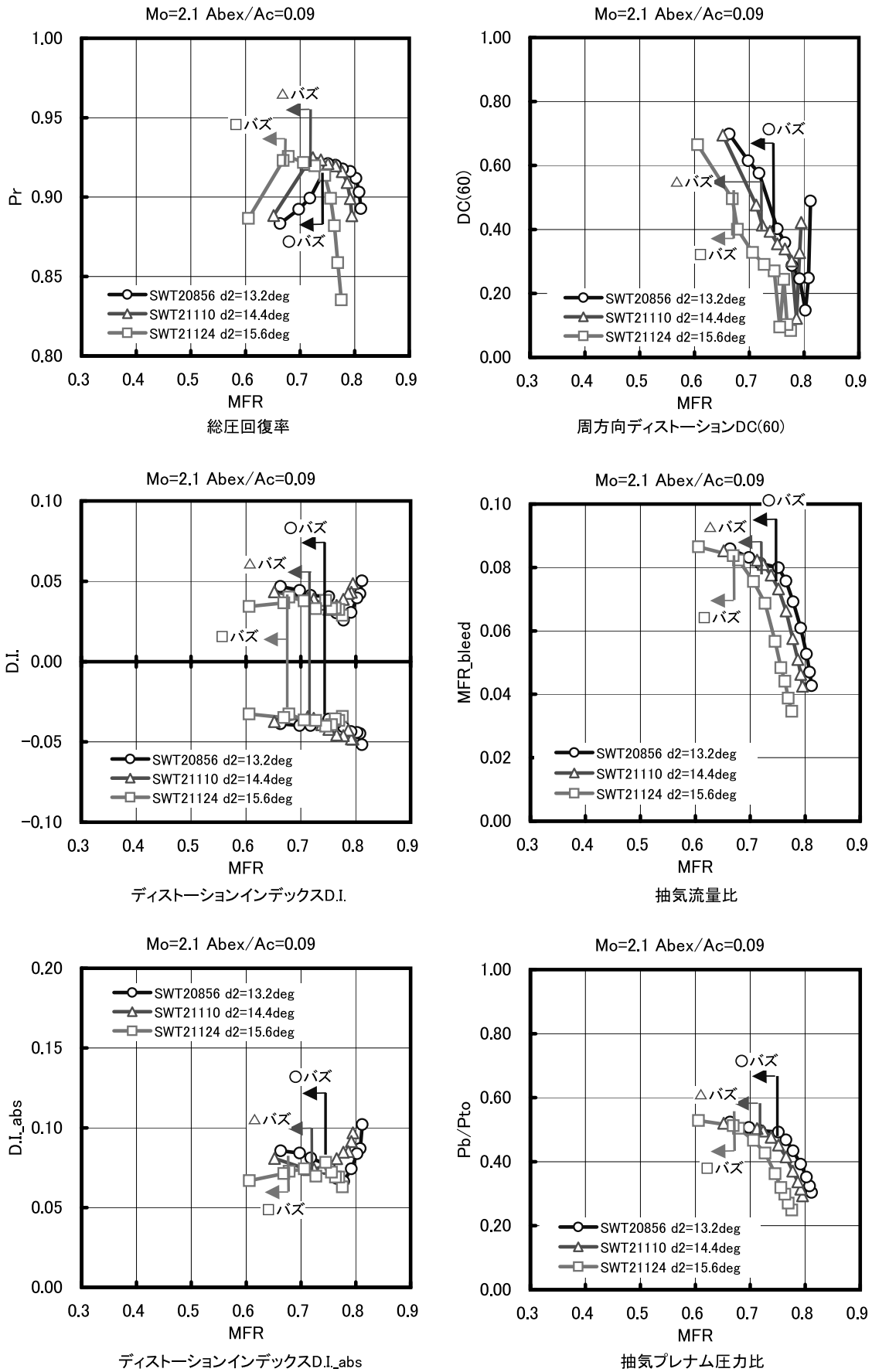
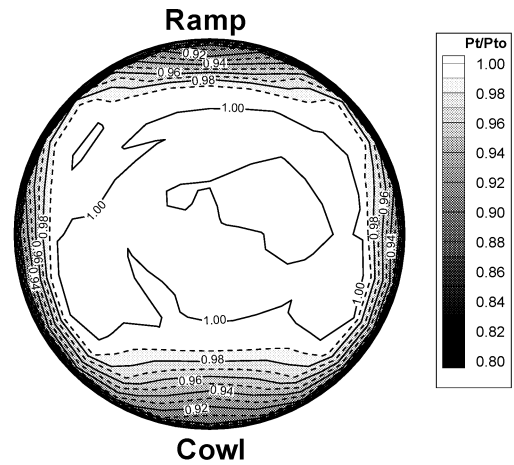
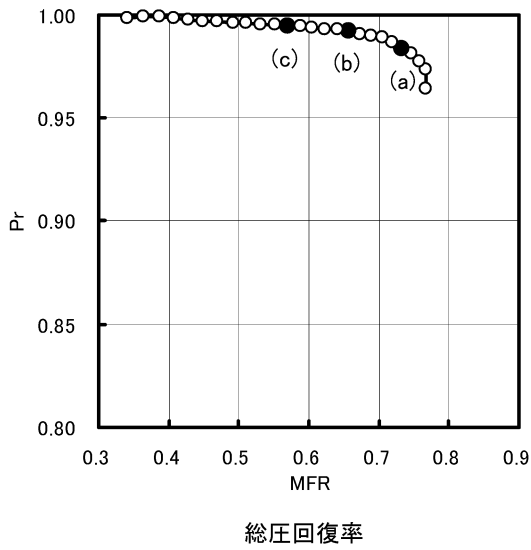


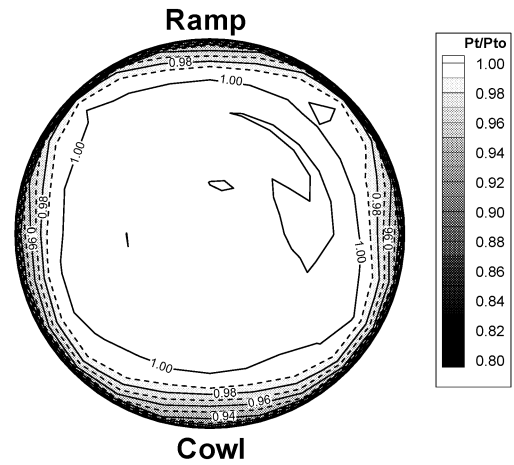
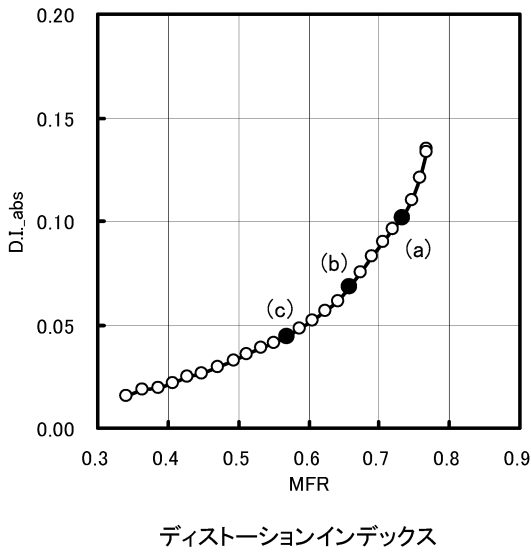
図 4.1(n) 基本空力特性 (Mo = 2.1, $\beta = 0$ deg, Abex/Ac = 0.09)

TWT0102 C313 ($Mo=0.8$, $Abex/Ac=0.09$)



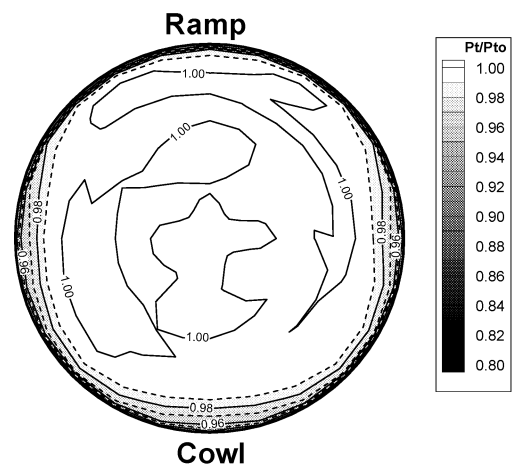
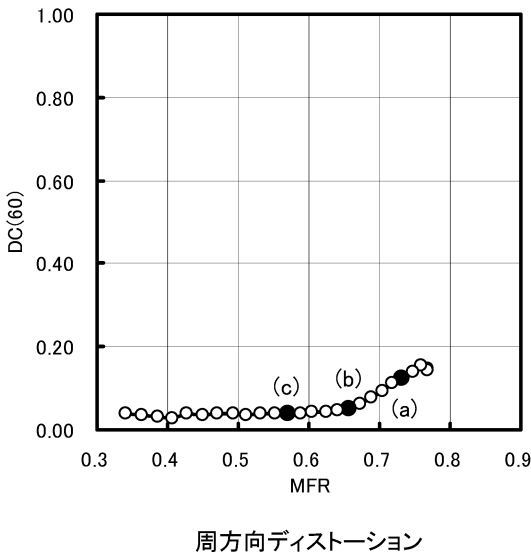
(a) MFR=0.733, DC(60)=0.125

TWT0102 C313 ($Mo=0.8$, $Abex/Ac=0.09$)



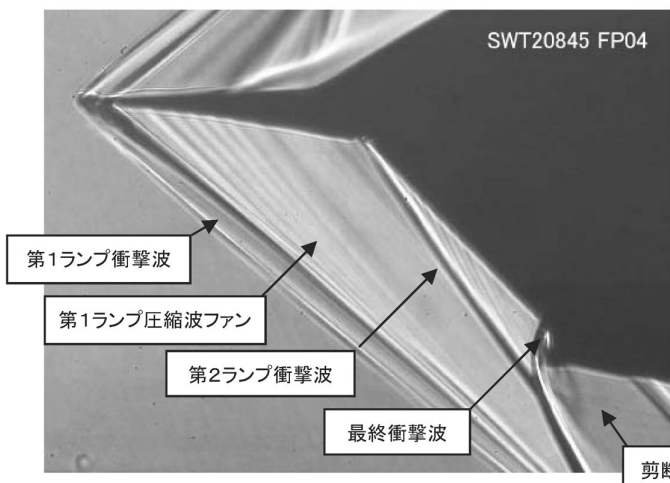
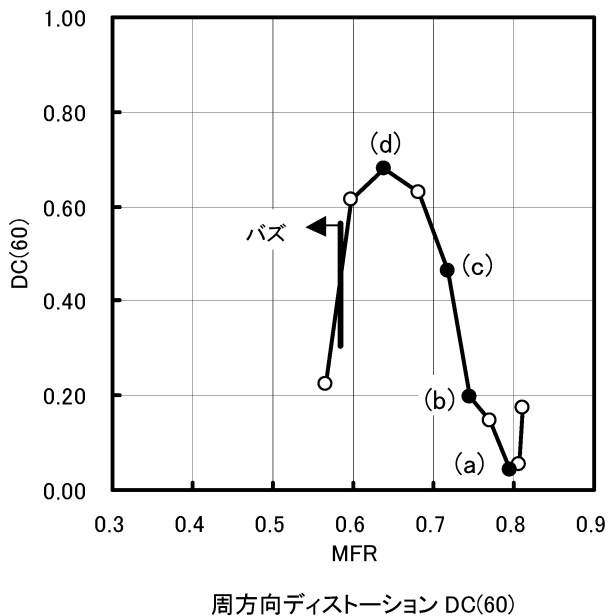
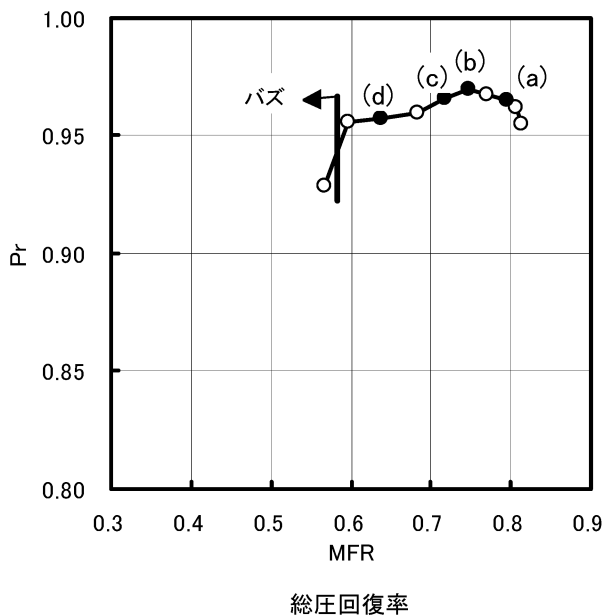
(b) MFR=0.658, DC(60)=0.051

TWT0102 C313 ($Mo=0.8$, $Abex/Ac=0.09$)

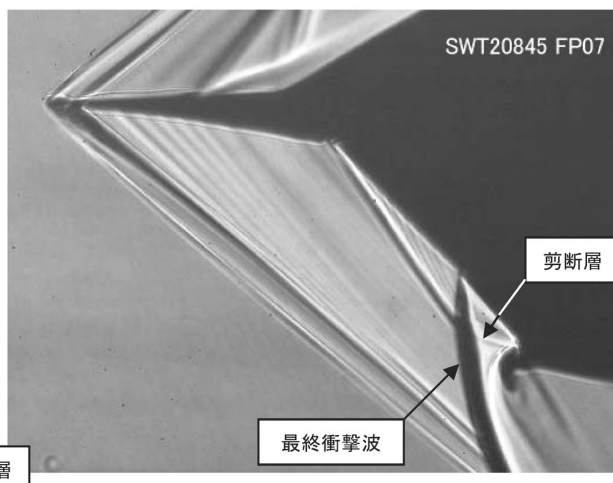


(c) MFR=0.570, DC(60)=0.038

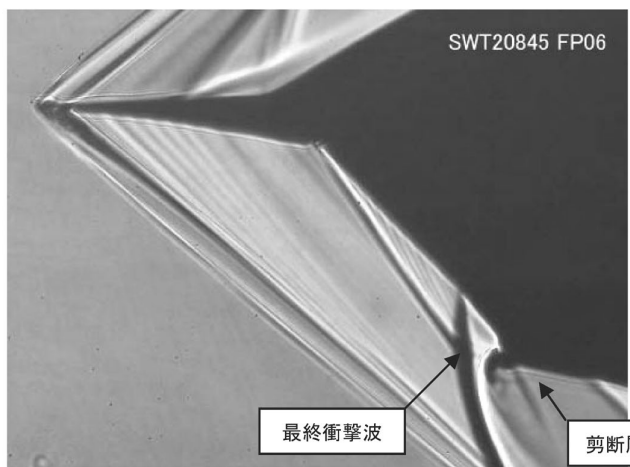
図 4.2 出口総圧分布 ($Mo = 0.8$, $\delta_2 = 0.0$ deg, $Abex/Ac = 0.09$)



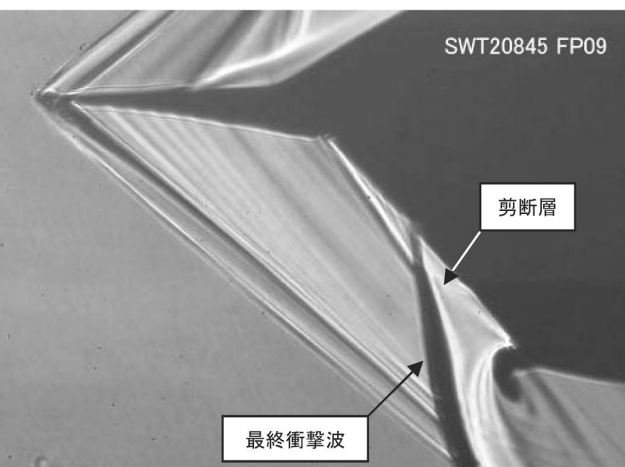
(a)MFR=0.795, DC(60)=0.041



(c)MFR=0.717, DC(60)=0.462

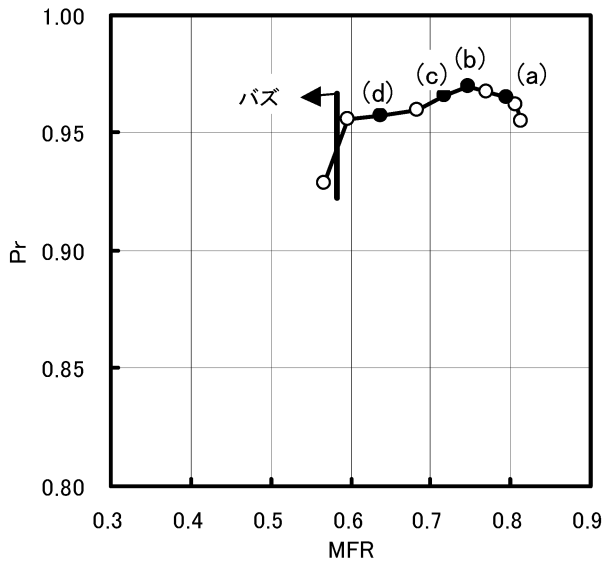


(b)MFR=0.746, DC(60)=0.196

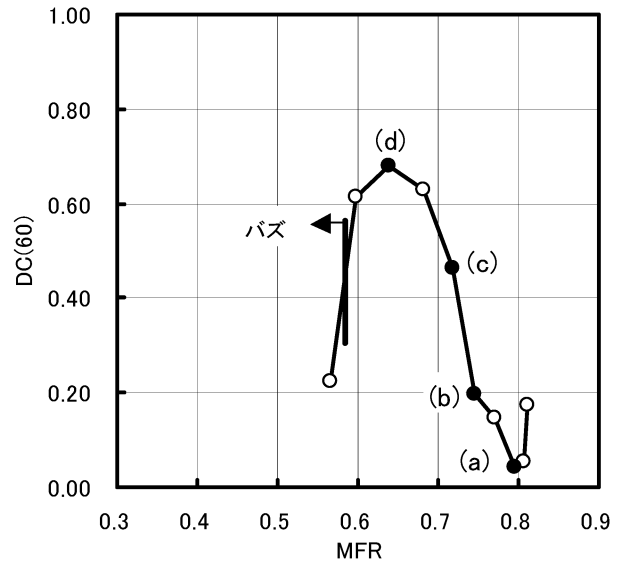


(d)MFR=0.597, DC(60)=0.614

図 4.3 衝撃波パターン可視化画像 (Mo = 1.7, δ2 = 6.0 deg, Abex / Ac = 0.09)



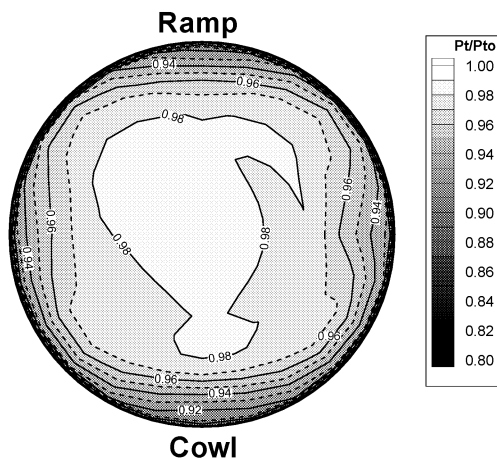
総圧回復率



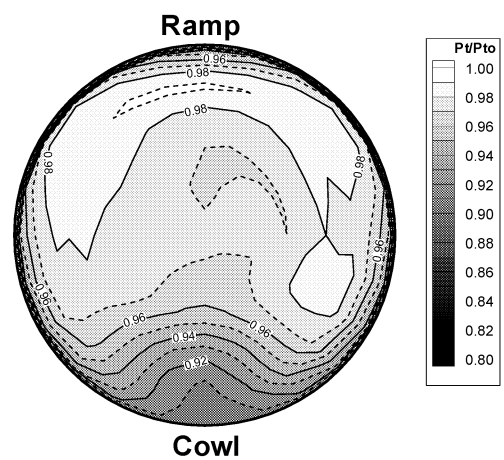
周方向ディストーション DC(60)

SWT20845 C313 ($Mo=1.7$, $Abex/Ac=0.09$)

SWT20845 C313 ($Mo=1.7$, $Abex/Ac=0.09$)



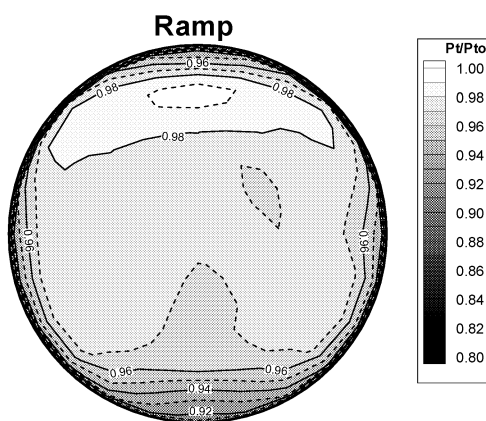
(a) MFR=0.795, DC(60)=0.041



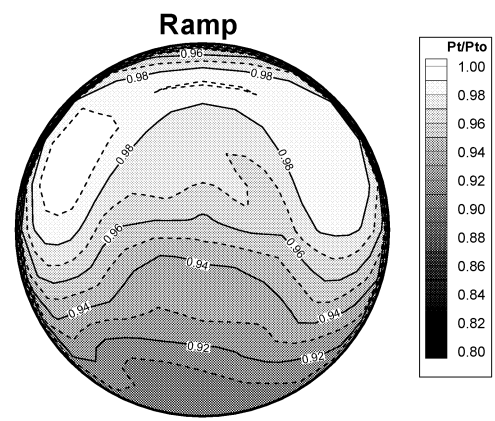
(c) MFR=0.717, DC(60)=0.462

SWT20845 C313 ($Mo=1.7$, $Abex/Ac=0.09$)

SWT20845 C313 ($Mo=1.7$, $Abex/Ac=0.09$)



(b) MFR=0.746, DC(60)=0.196



(d) MFR=0.597, DC(60)=0.614

図 4.4 出口総圧分布 ($Mo = 1.7$, $\delta_2 = 6.0$ deg, $Abex/Ac = 0.09$)

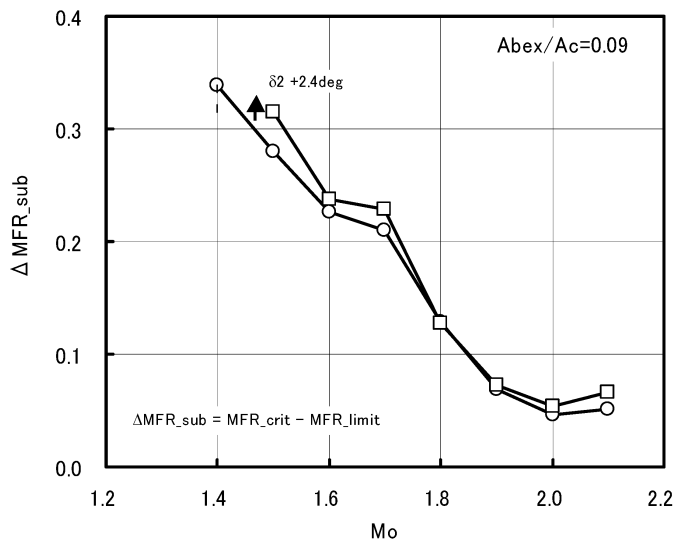


図 4.5 亜臨界作動余裕 (Abex/Ac = 0.09)

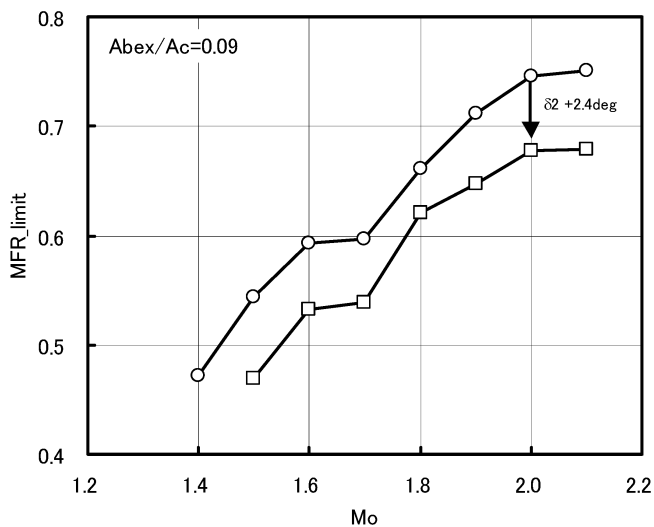


図 4.6 インテーク亜臨界安定作動限界流量比 (Abex/Ac = 0.09)

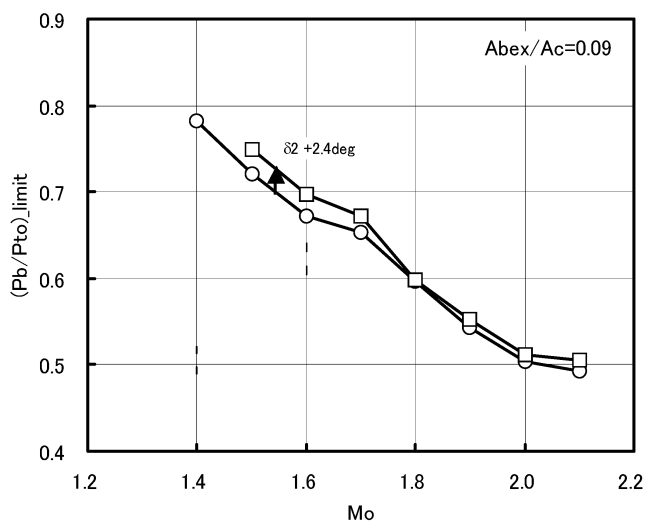


図 4.7 亜臨界安定作動限界抽気プレナム圧力比 (Abex/Ac = 0.09)

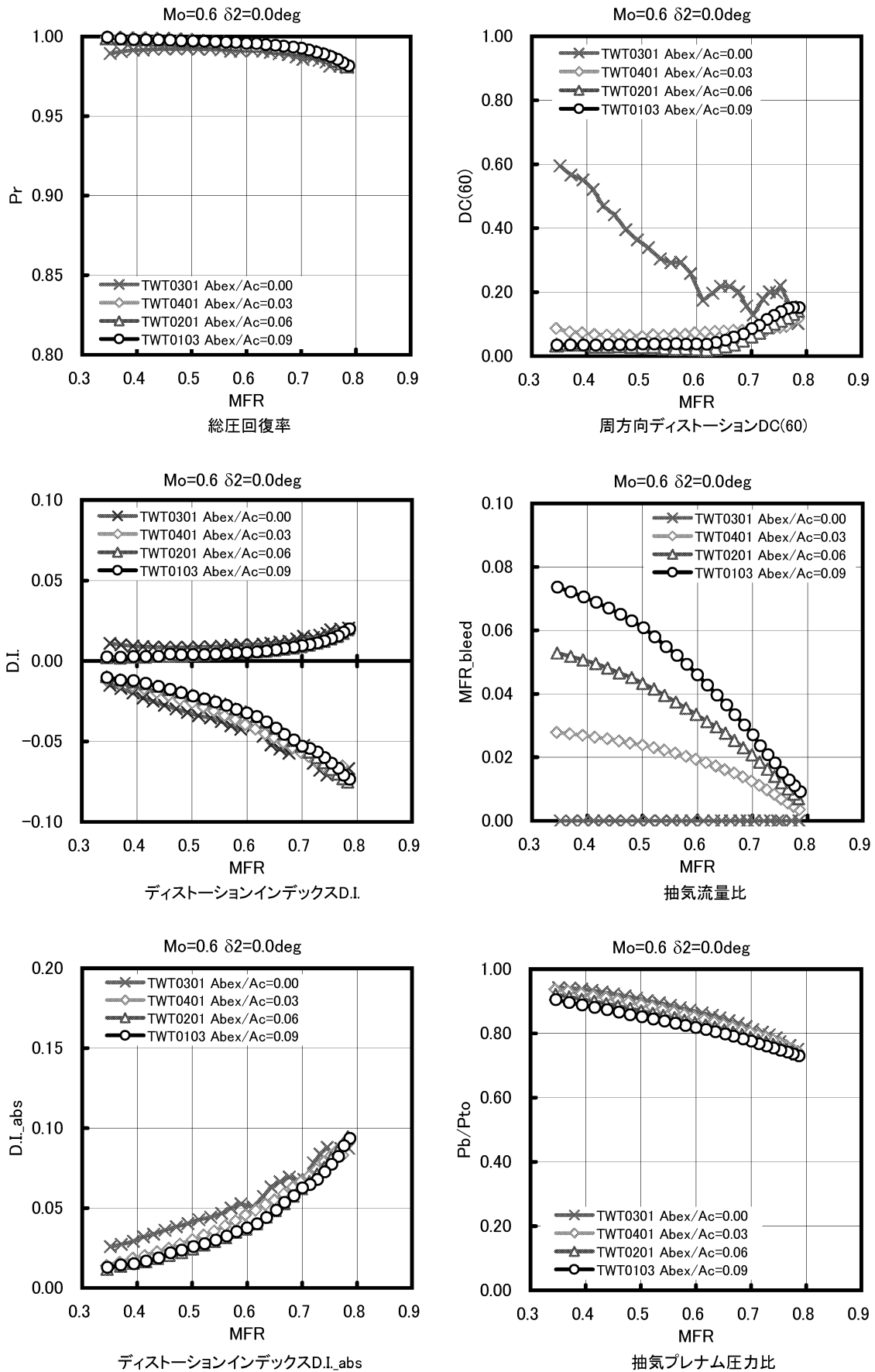


図 4.8(a) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 0.6, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}$)

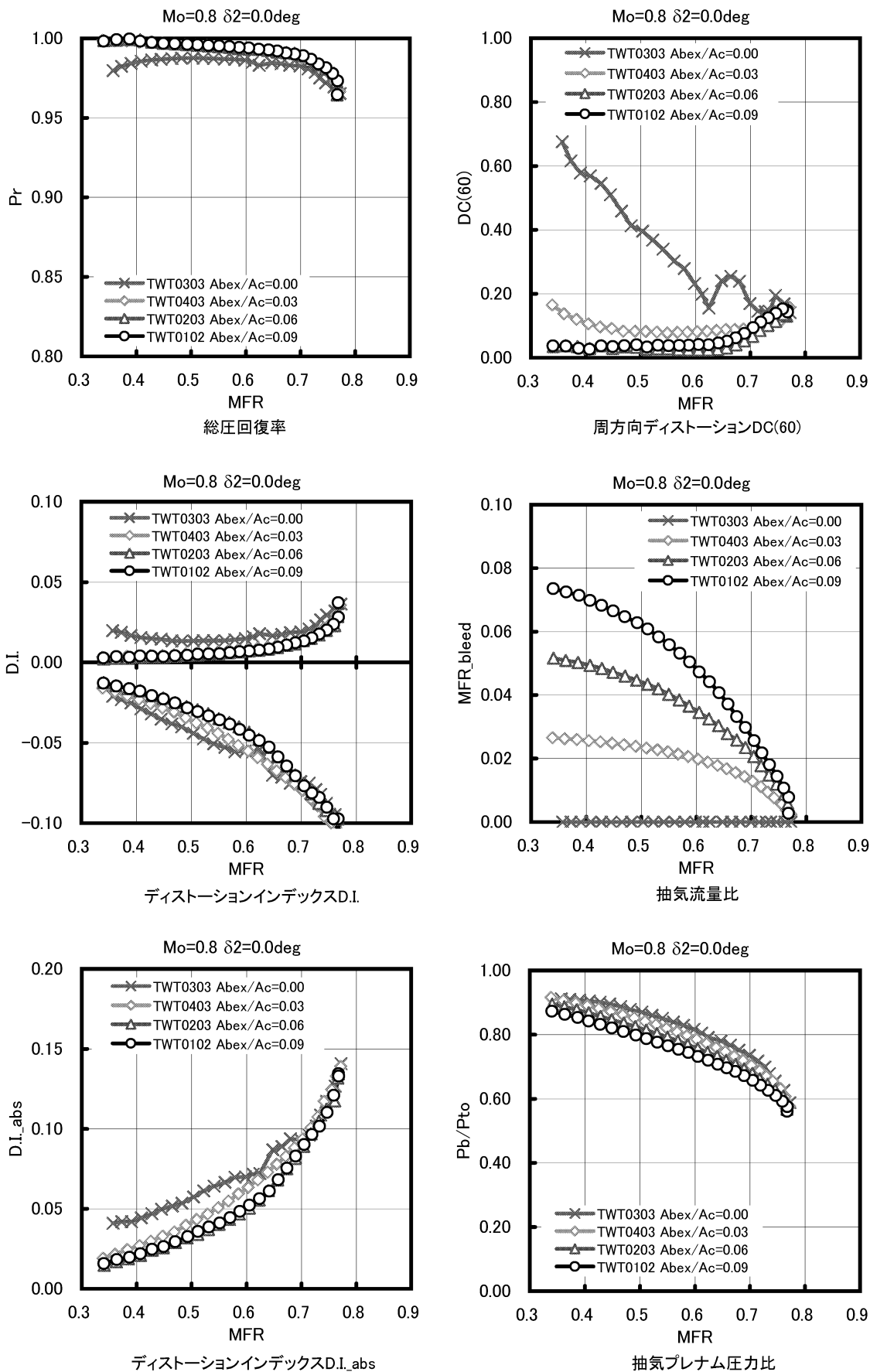


図 4.8(b) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 0.8, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}$)

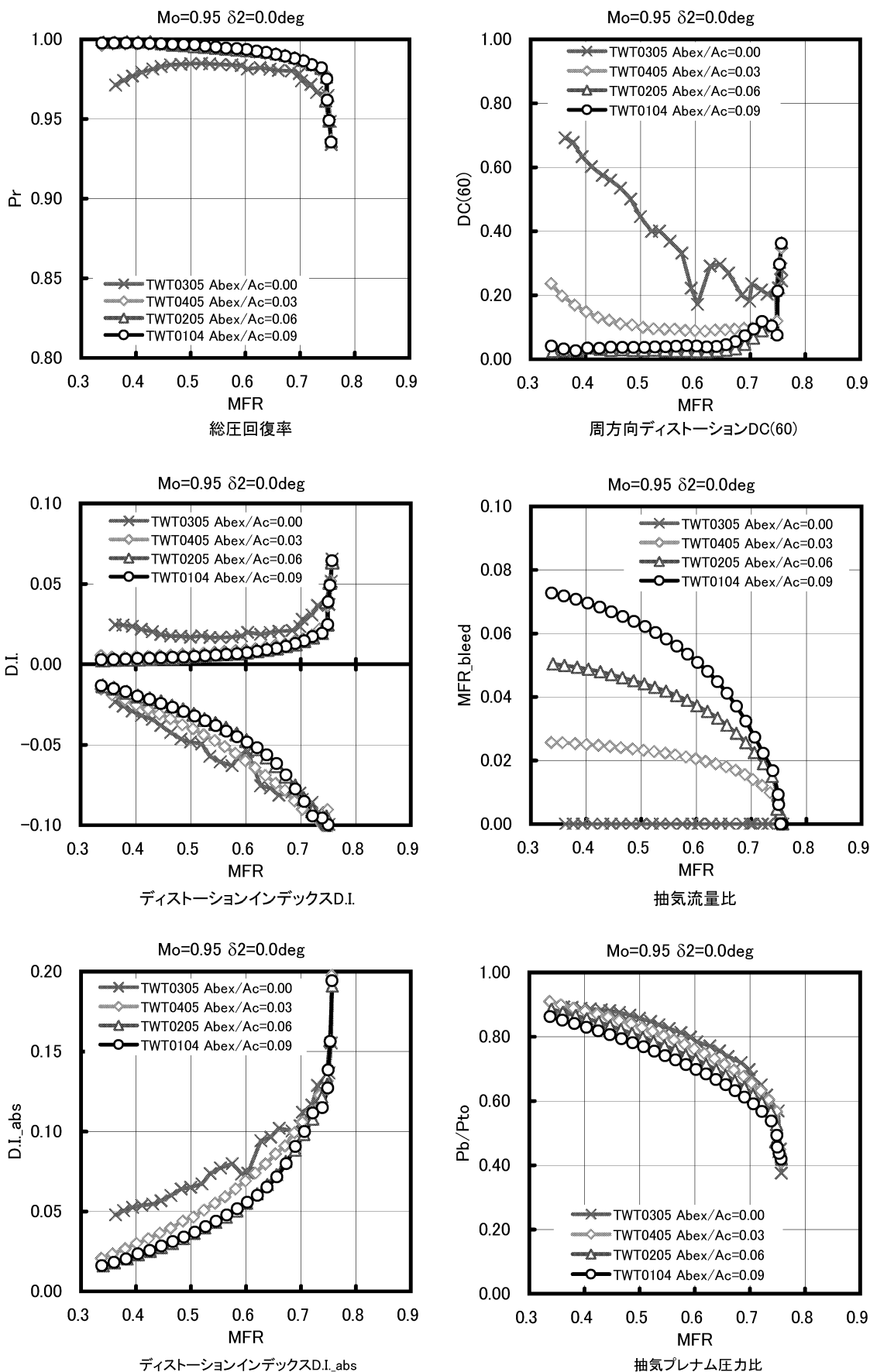


図 4.8(c) 抽気の影響 (Mo = 0.95, $\beta = 0\text{ deg}$, $\delta_2 = 0.0\text{ deg}$)

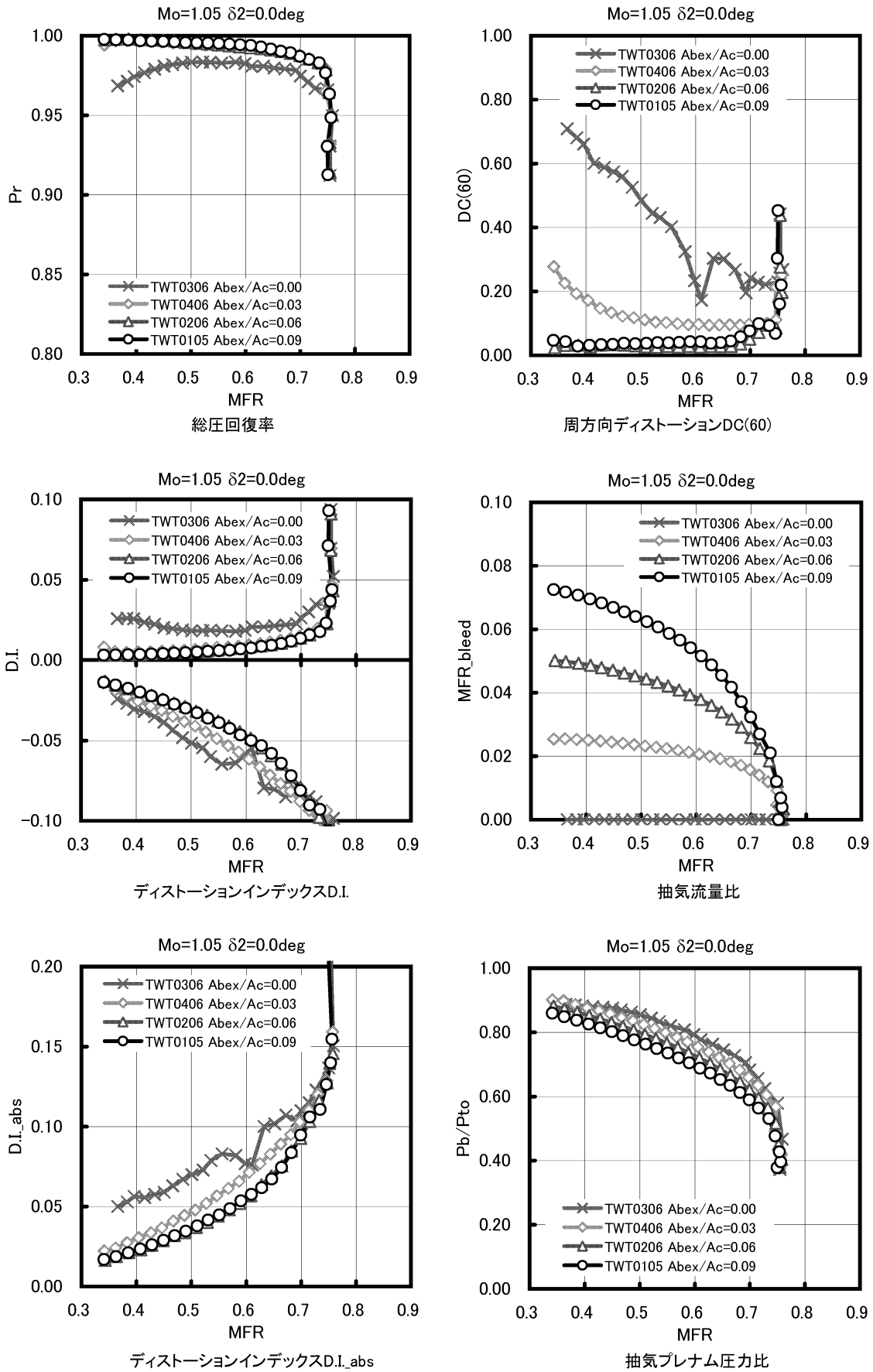


図 4.8(d) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 1.05, \beta = 0 deg, \delta_2 = 0.0 deg$)

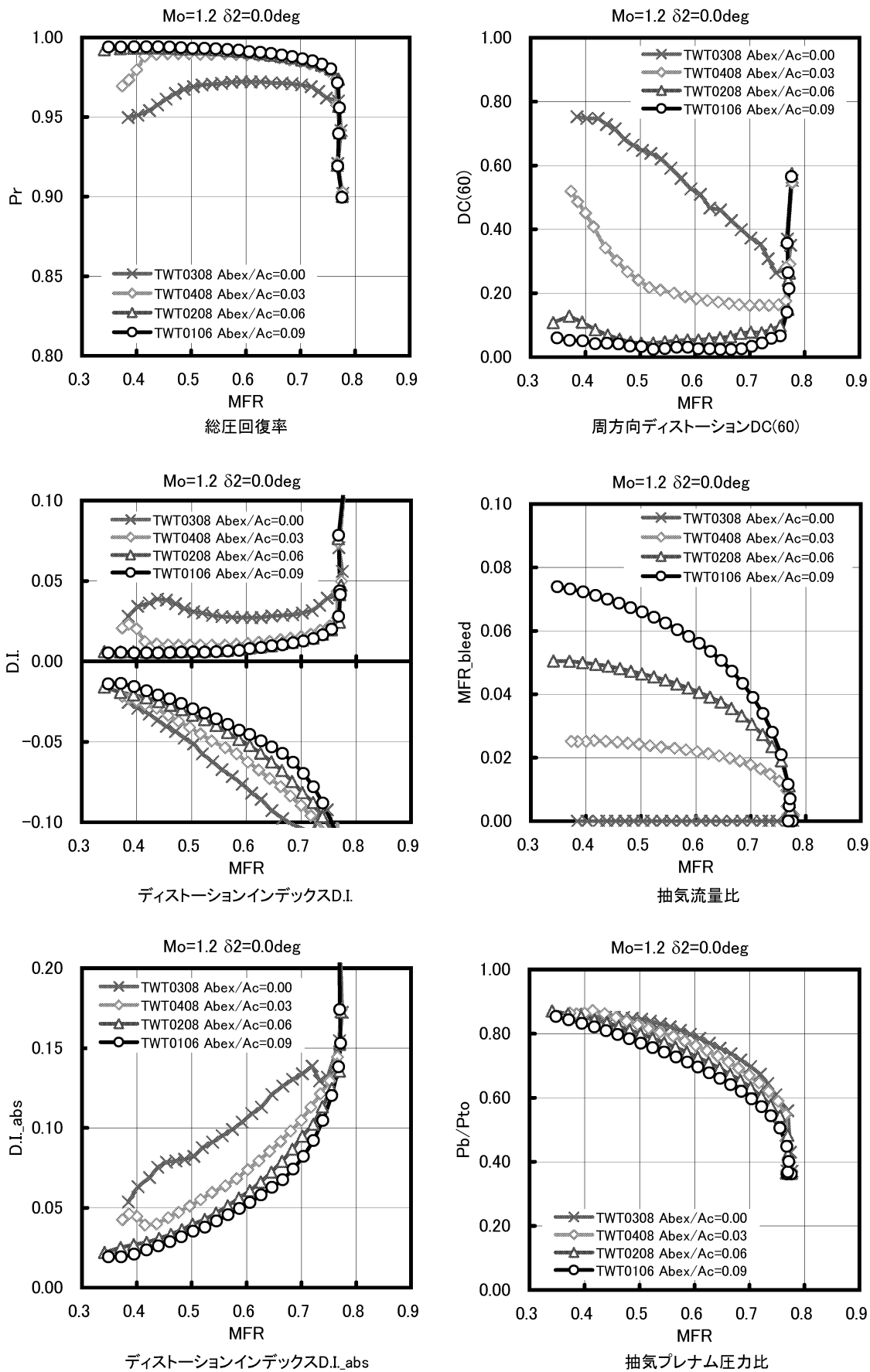


図 4.8(e) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 1.2, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}$)

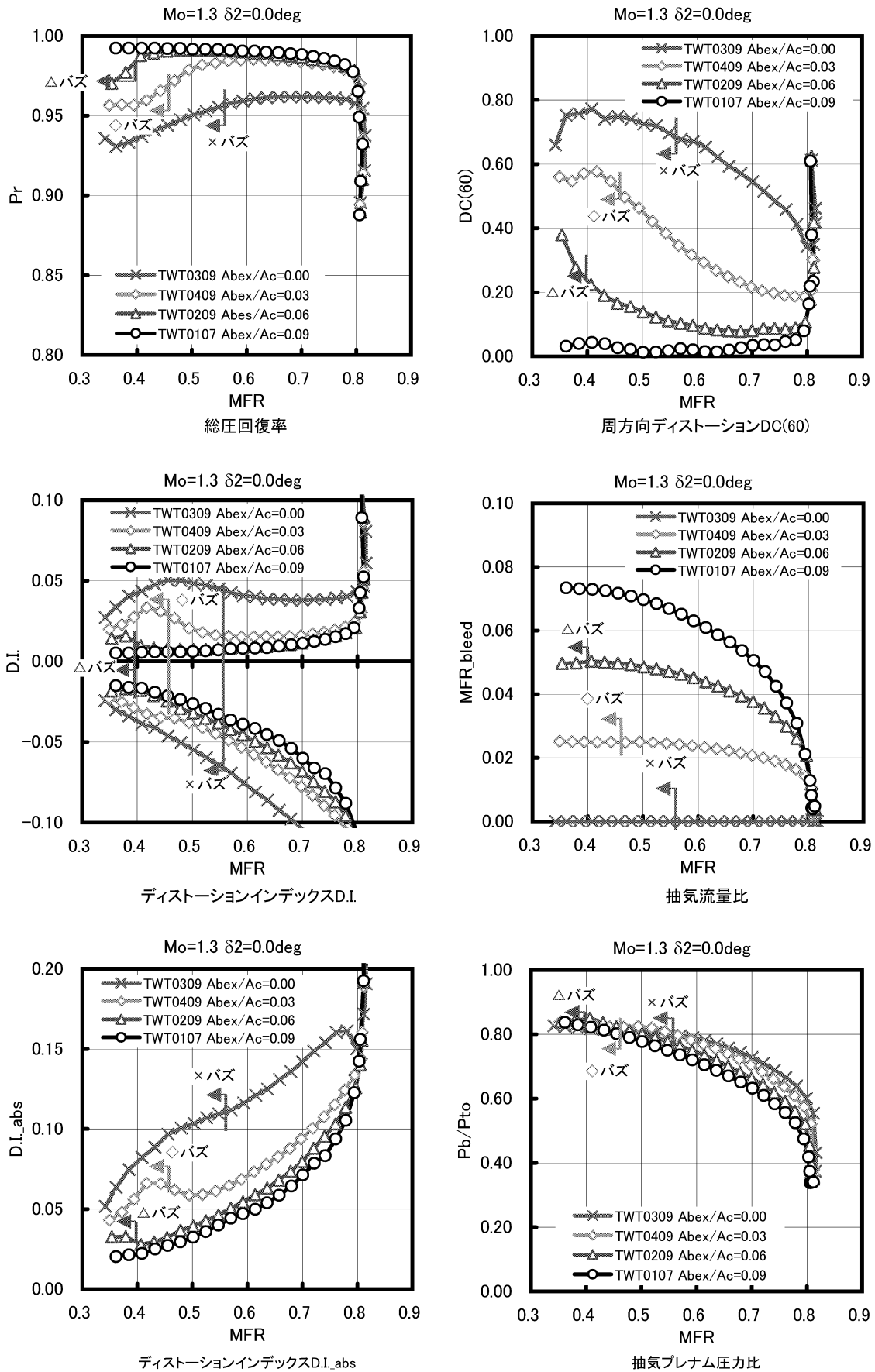


図 4.8(f) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 1.3, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}$)

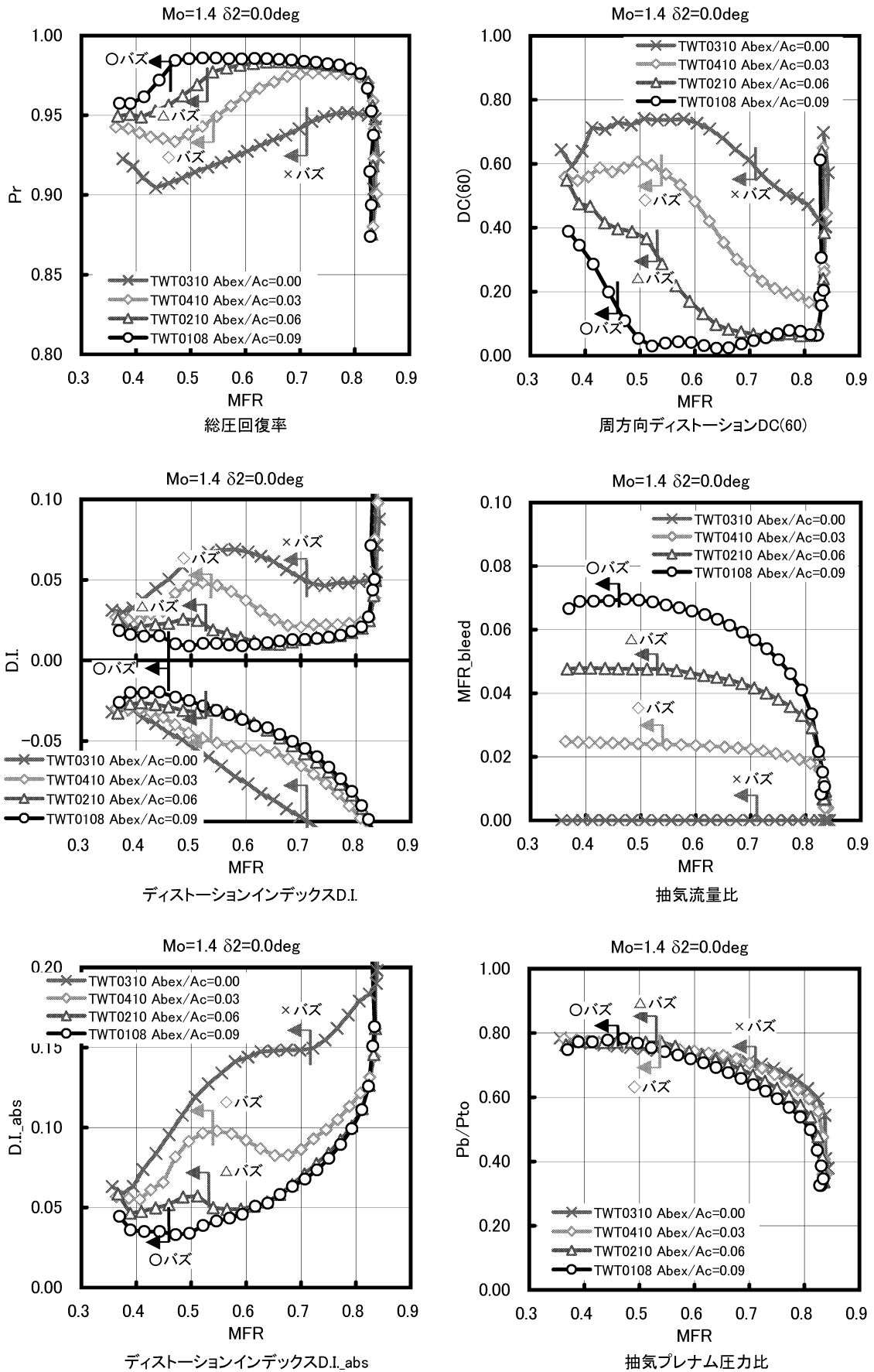


図 4.8(g) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 1.4, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}$)

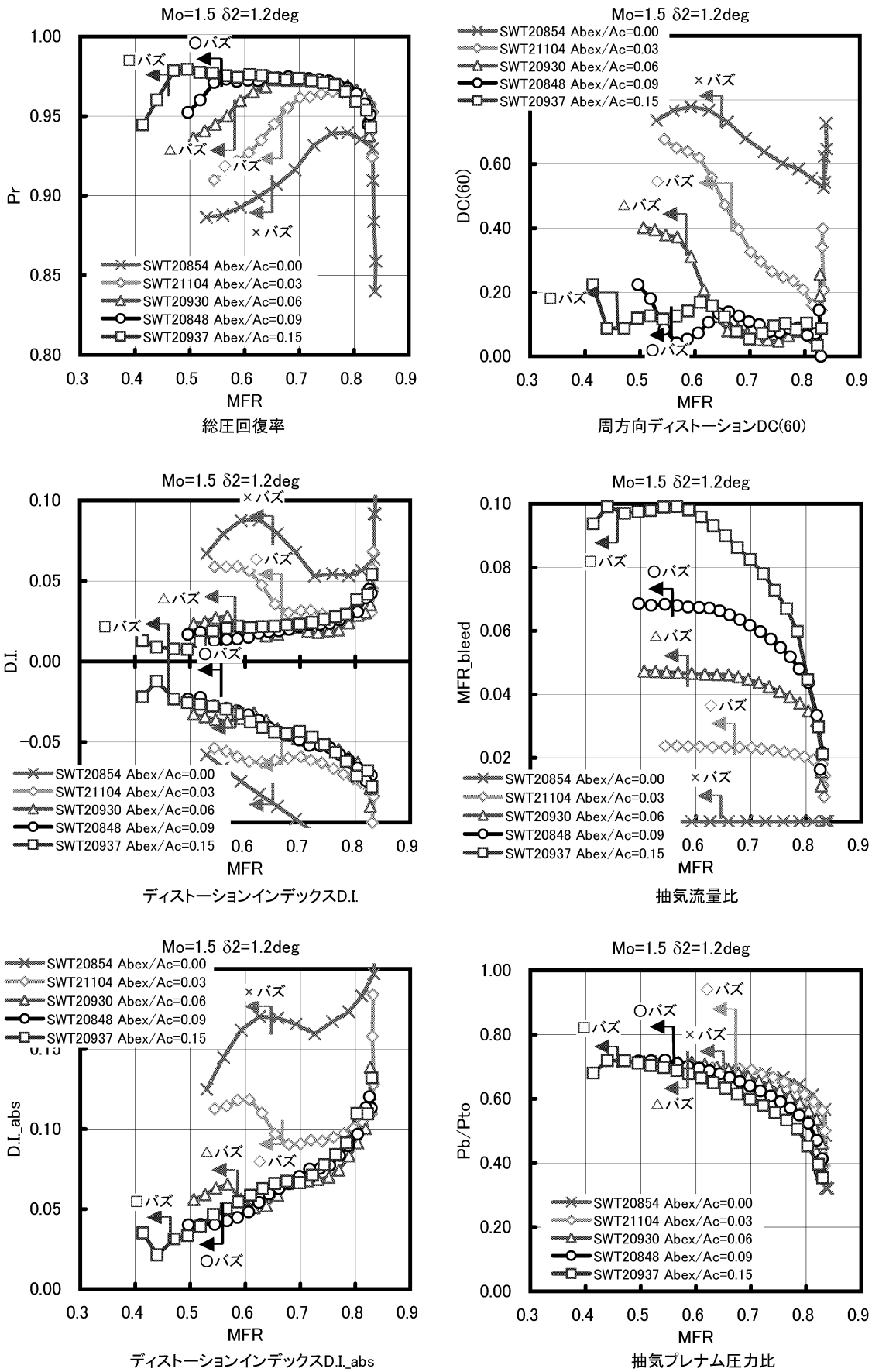


図 4.8(h) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 1.5, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 1.2 \text{ deg}$)

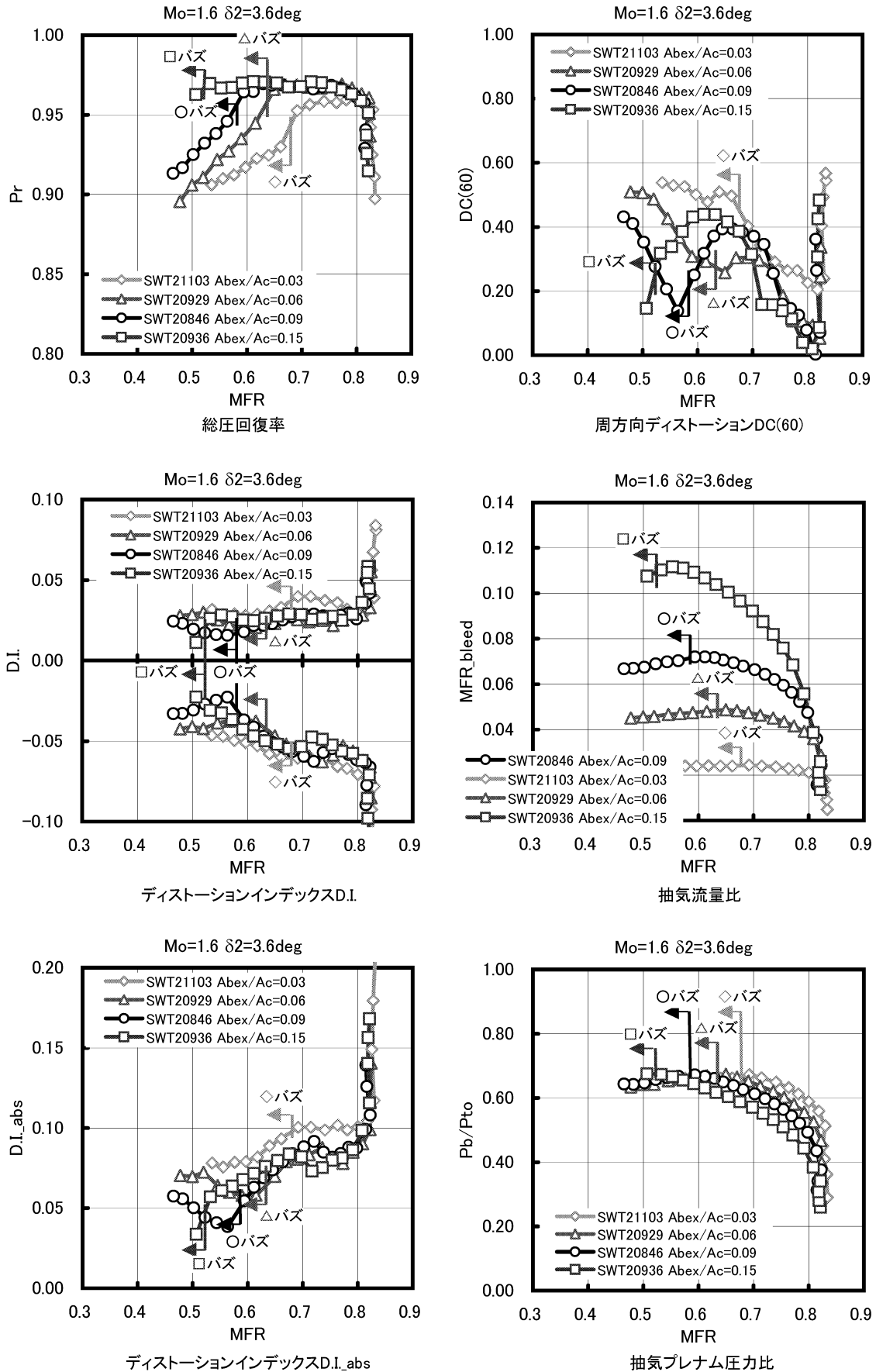


図 4.8(i) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 1.6, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 3.6 \text{ deg}$)

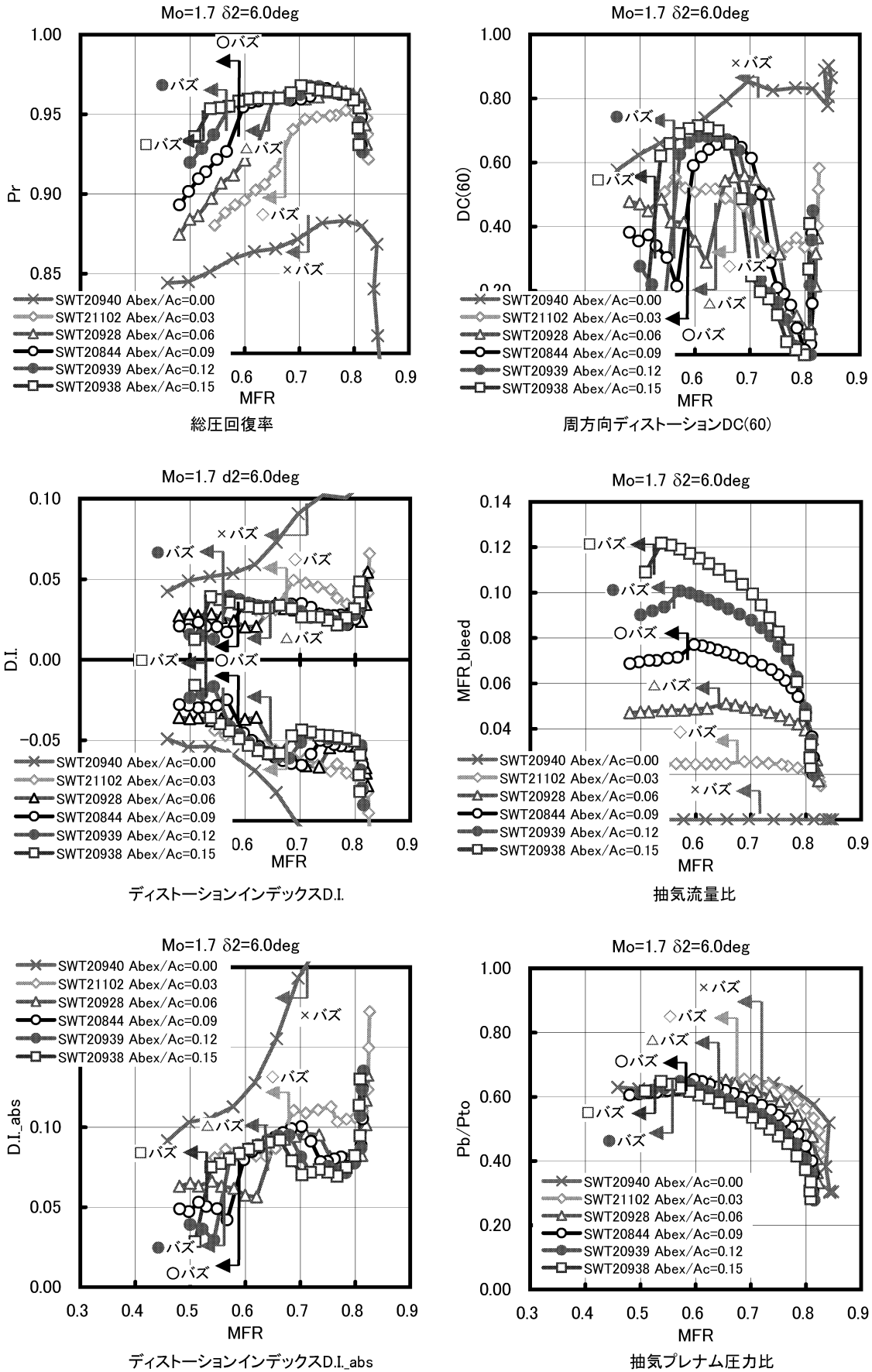


図 4.8(j) 抽気の空力特性への影響 (Mo = 1.7, $\beta = 0 \text{ deg}$, $\delta_2 = 6.0 \text{ deg}$)

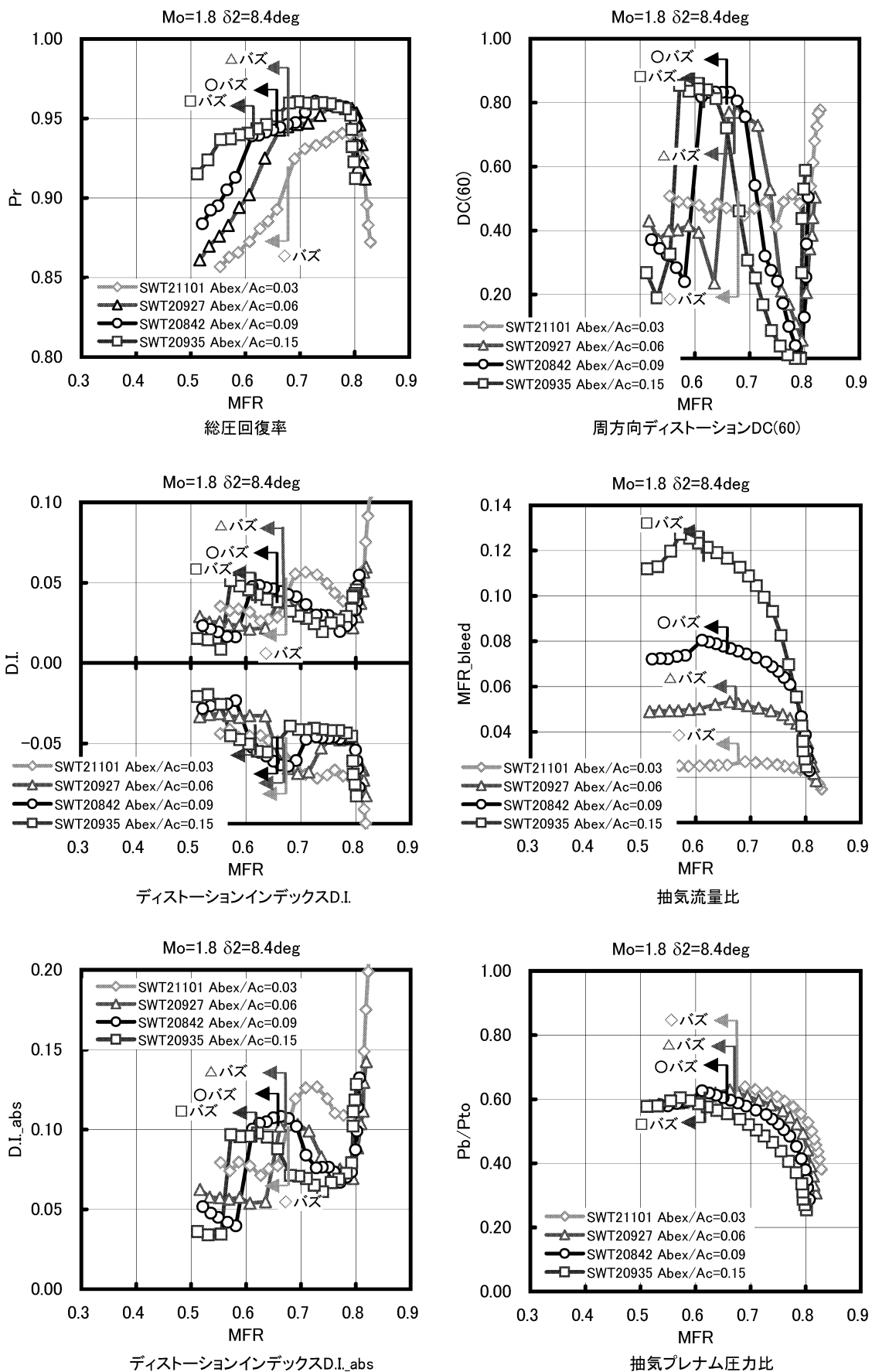


図 4.8(k) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 1.8, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 8.4 \text{ deg}$)

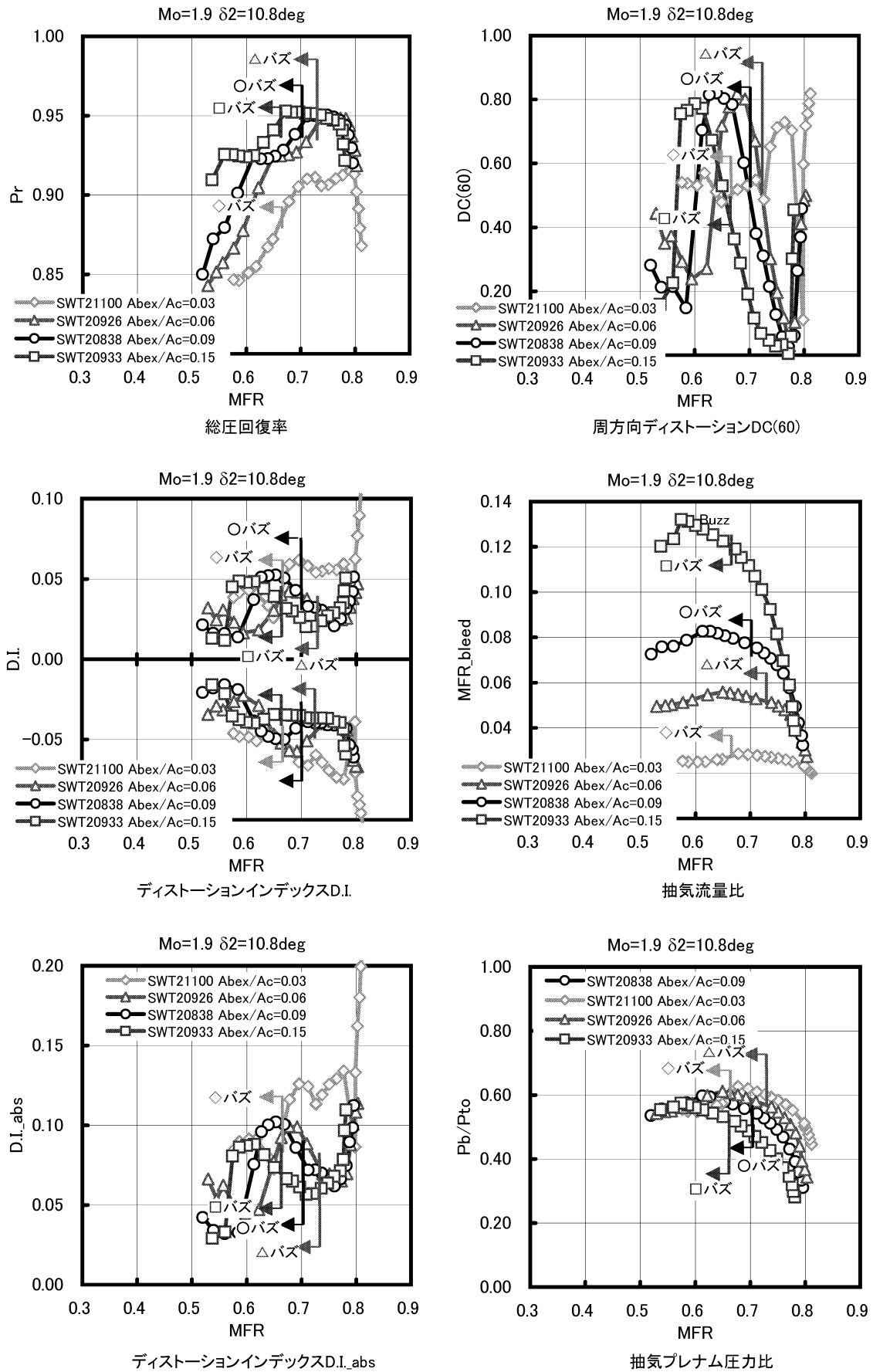


図 4.8(1) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 1.9, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 10.8 \text{ deg}$)

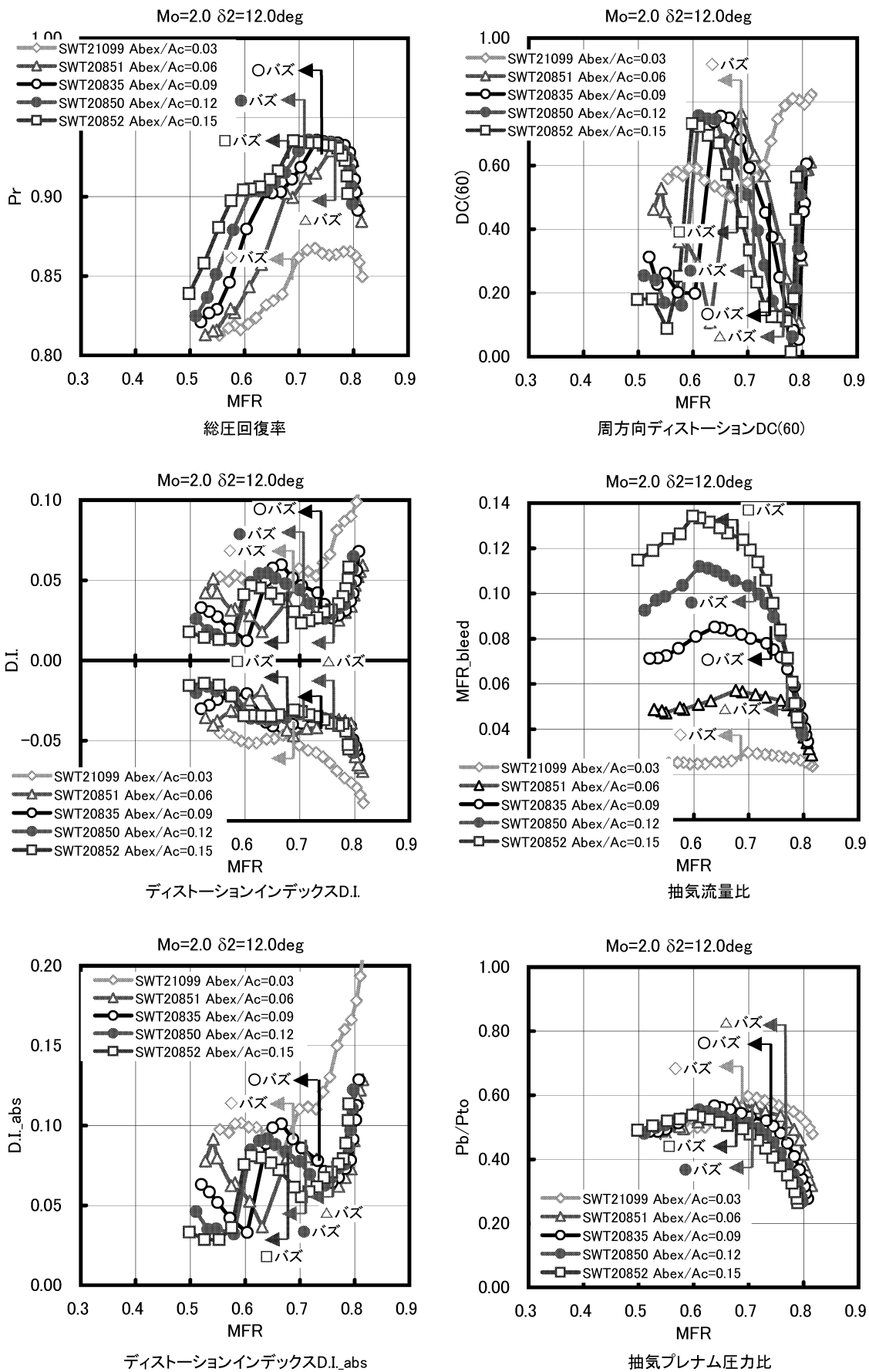


図 4.8(m) 抽気空力特性への影響 ($Mo = 2.0, \beta = 0 deg, \delta_2 = 12.0 deg$)

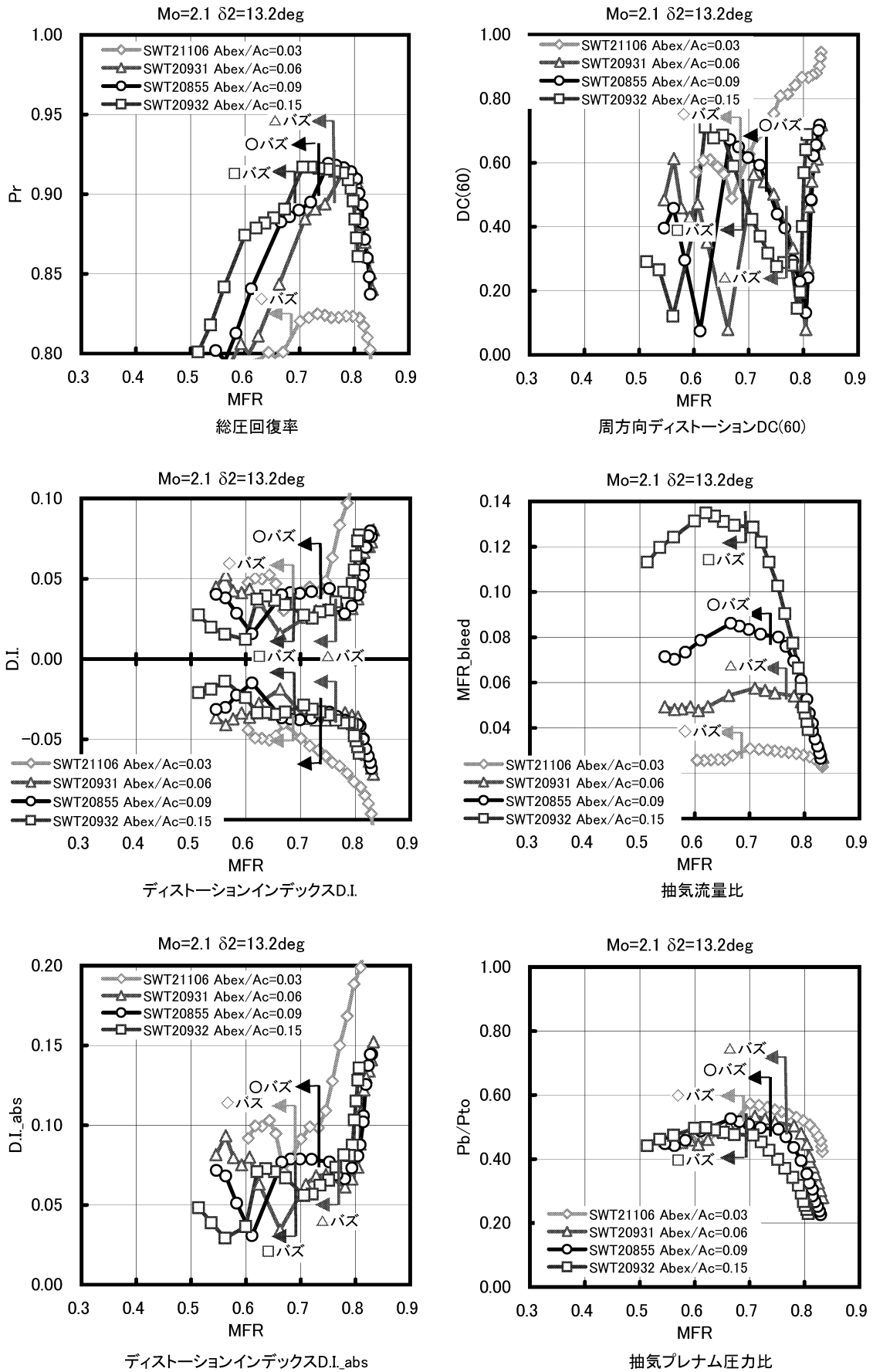
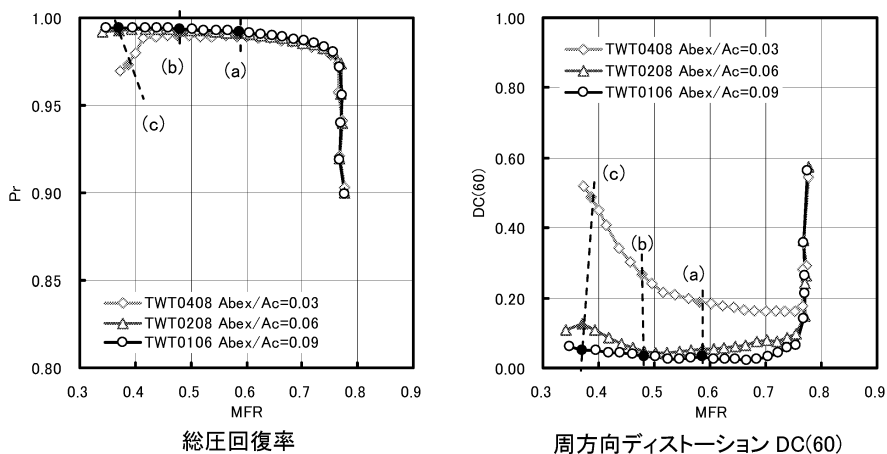
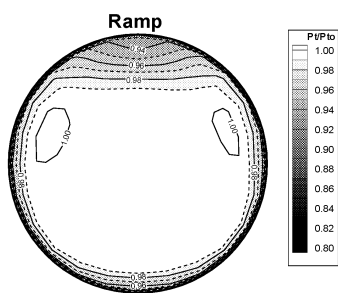


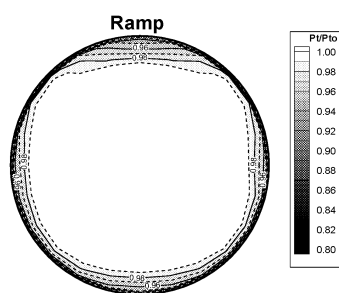
図 4.8(n) 抽気の空力特性への影響 ($Mo = 2.1, \beta = 0 \text{ deg}, \delta_2 = 13.2 \text{ deg}$)



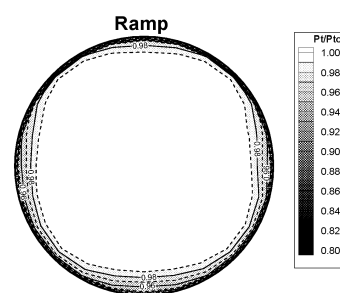
TWT0408 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.03) TWT0208 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.06) TWT0106 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.09)



(a)MFR=0.582, DC(60)=0.189

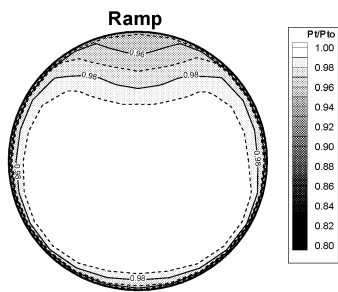


(a)MFR=0.586, DC(60)=0.054



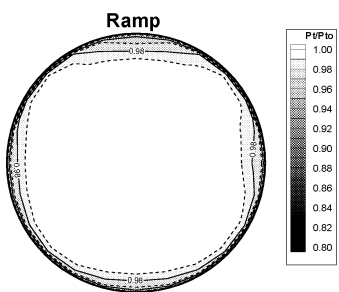
(a)MFR=0.587, DC(60)=0.031

TWT0408 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.03)



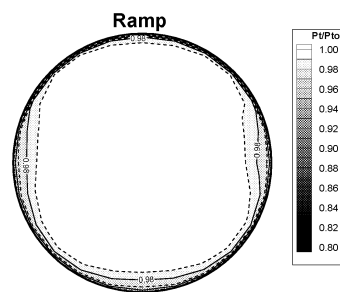
(b)MFR=0.476, DC(60)=0.267

TWT0208 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.06)



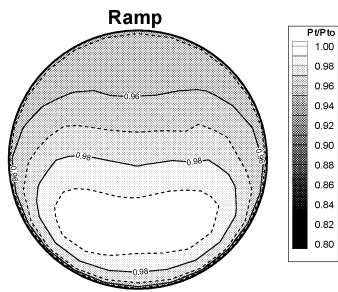
(b)MFR=0.482, DC(60)=0.047

TWT0106 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.09)



(b)MFR=0.481, DC(60)=0.034

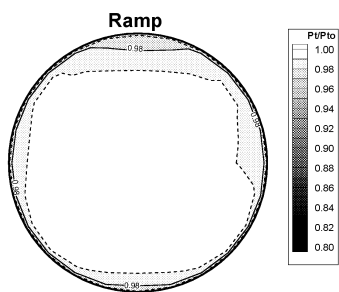
TWT0408 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.03)



(c)MFR=0.386, DC(60)=0.486

Abex/Ac=0.03

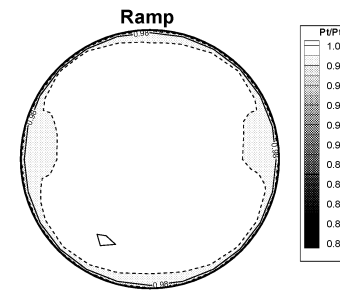
TWT0208 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.06)



(c)MFR=0.370, DC(60)=0.128

Abex/Ac=0.06

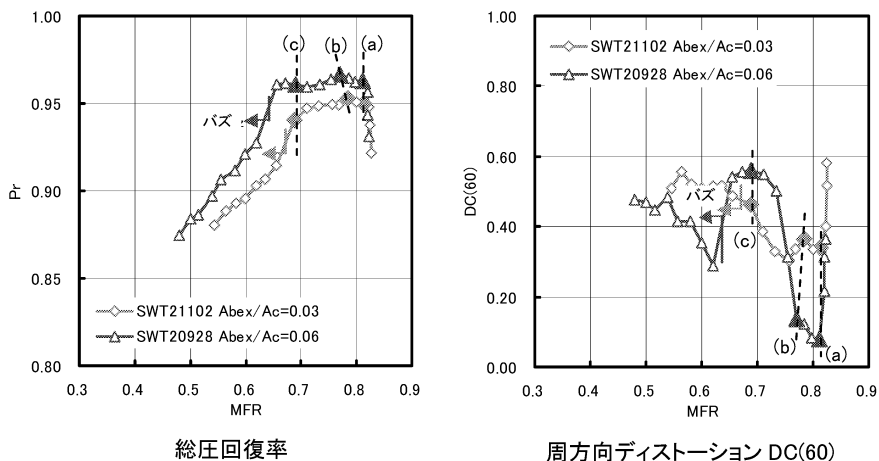
TWT0106 C313 (Mo=1.2, Abex/Ac=0.09)



(c)MFR=0.371, DC(60)=0.052

Abex/Ac=0.09

図 4.9 出口総圧分布 (Mo = 1.2, δ2 = 0.0 deg)

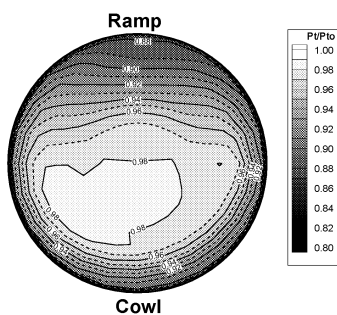


総圧回復率

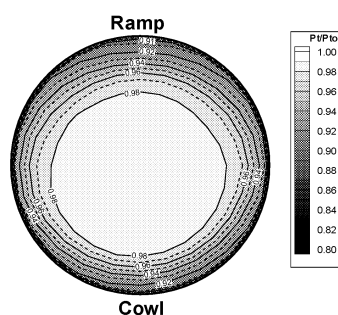
周方向ディストーション DC(60)

SWT21102 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.03)

SWT20928 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.06)



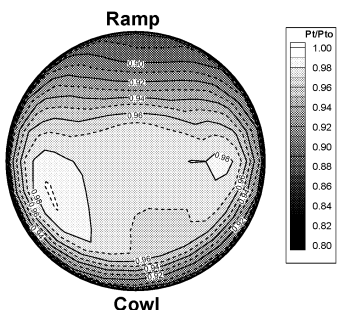
(a)MFR=0.814, DC(60)=0.339



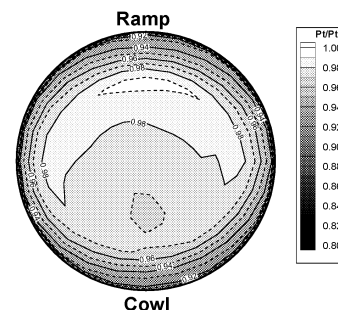
(a)MFR=0.812, DC(60)=0.081

SWT21102 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.03)

SWT20928 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.06)



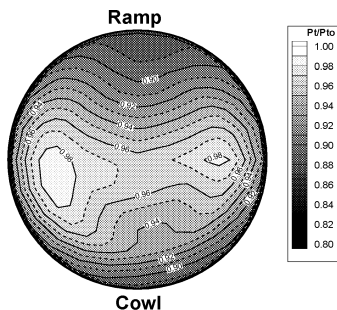
(b)MFR=0.784, DC(60)=0.364



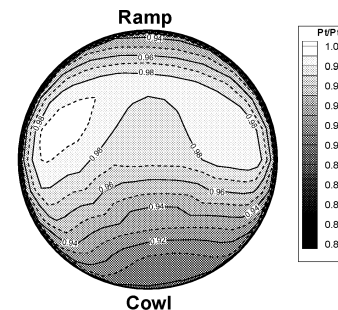
(b)MFR=0.785, DC(60)=0.121

SWT21102 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.03)

SWT20928 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.06)



(c)MFR=0.688, DC(60)=0.463

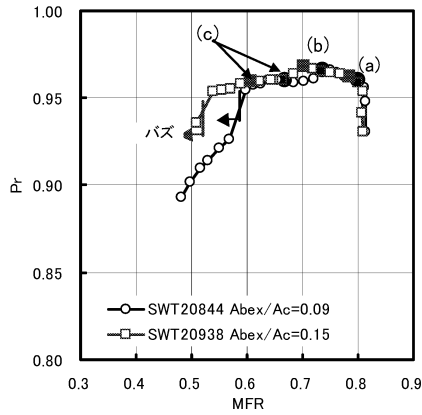


(c)MFR=0.689, DC(60)=0.560

Abex/Ac=0.03

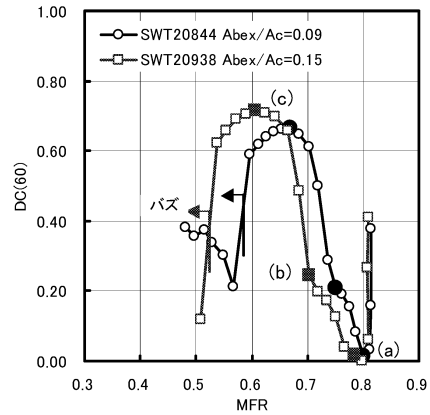
Abex/Ac=0.06

図 4.10 出口総圧分布 (Mo = 1.7, δ2 = 6.0 deg)



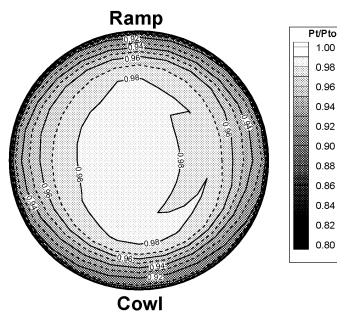
総圧回復率

SWT20844 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.09)



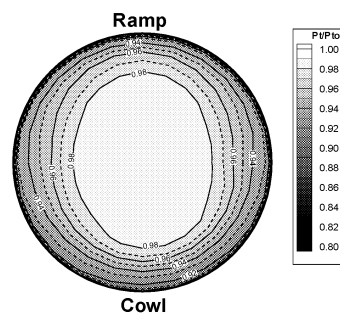
周方向ディストーション DC(60)

SWT20938 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.15)



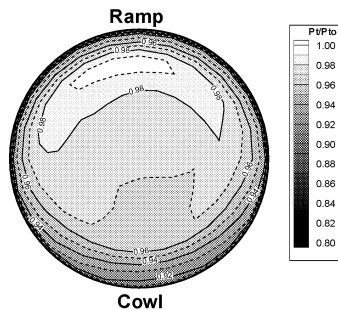
(a)MFR=0.800, DC(60)=0.015

SWT20844 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.09)



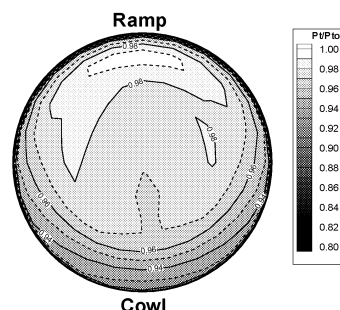
(a)MFR=0.784, DC(60)=0.016

SWT20938 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.15)



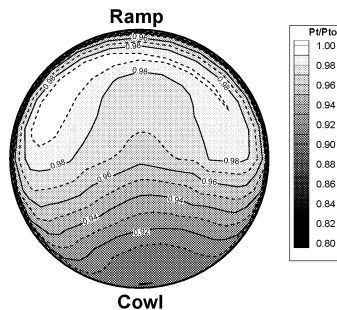
(b)MFR=0.750, DC(60)=0.209

SWT20844 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.09)



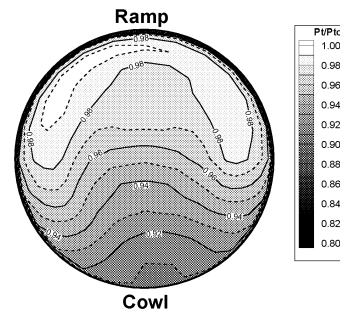
(b)MFR=0.703, DC(60)=0.246

SWT20938 C313 (Mo=1.7, Abex/Ac=0.15)



(c)MFR=0.669, DC(60)=0.664

Abex/Ac=0.09



(c)MFR=0.606, DC(60)=0.715

Abex/Ac=0.15

図 4.10 (続き) 出口総圧分布 (Mo = 1.7, δ2 = 6.0 deg)

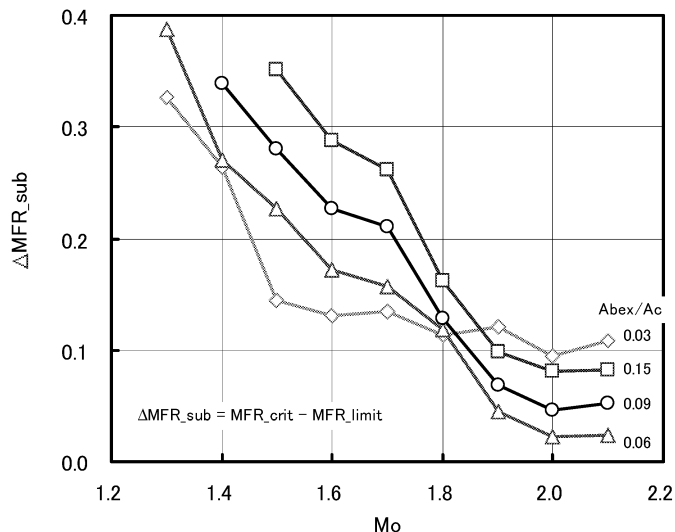


図 4.11 亜臨界作動余裕 ($Abex/Ac = 0.03 \sim 0.15$)

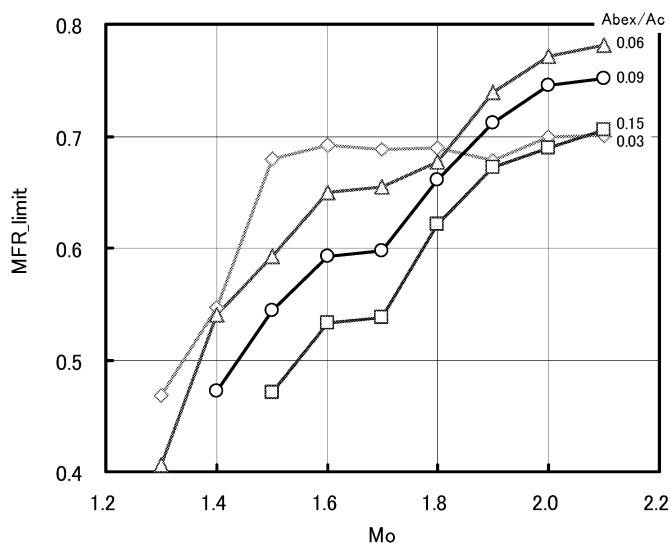


図 4.12 インテーク亜臨界安定作動限界流量比 ($Abex/Ac = 0.03 \sim 0.15$)

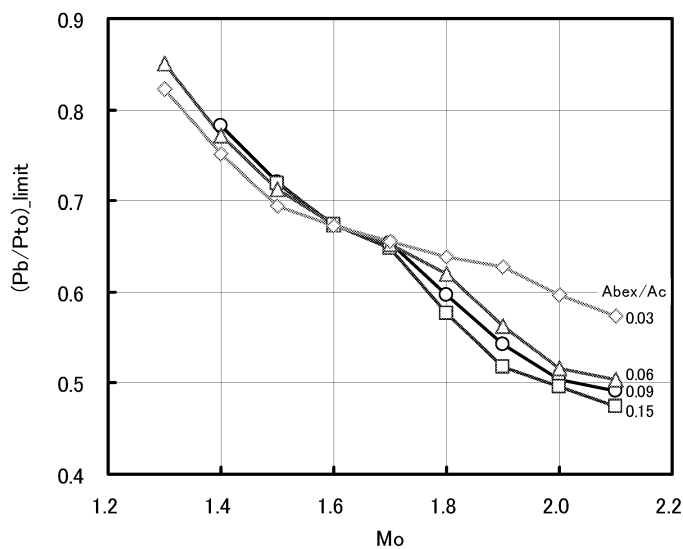


図 4.13 亜臨界安定作動限界抽気プレナム圧力比 ($Abex/Ac = 0.03 \sim 0.15$)

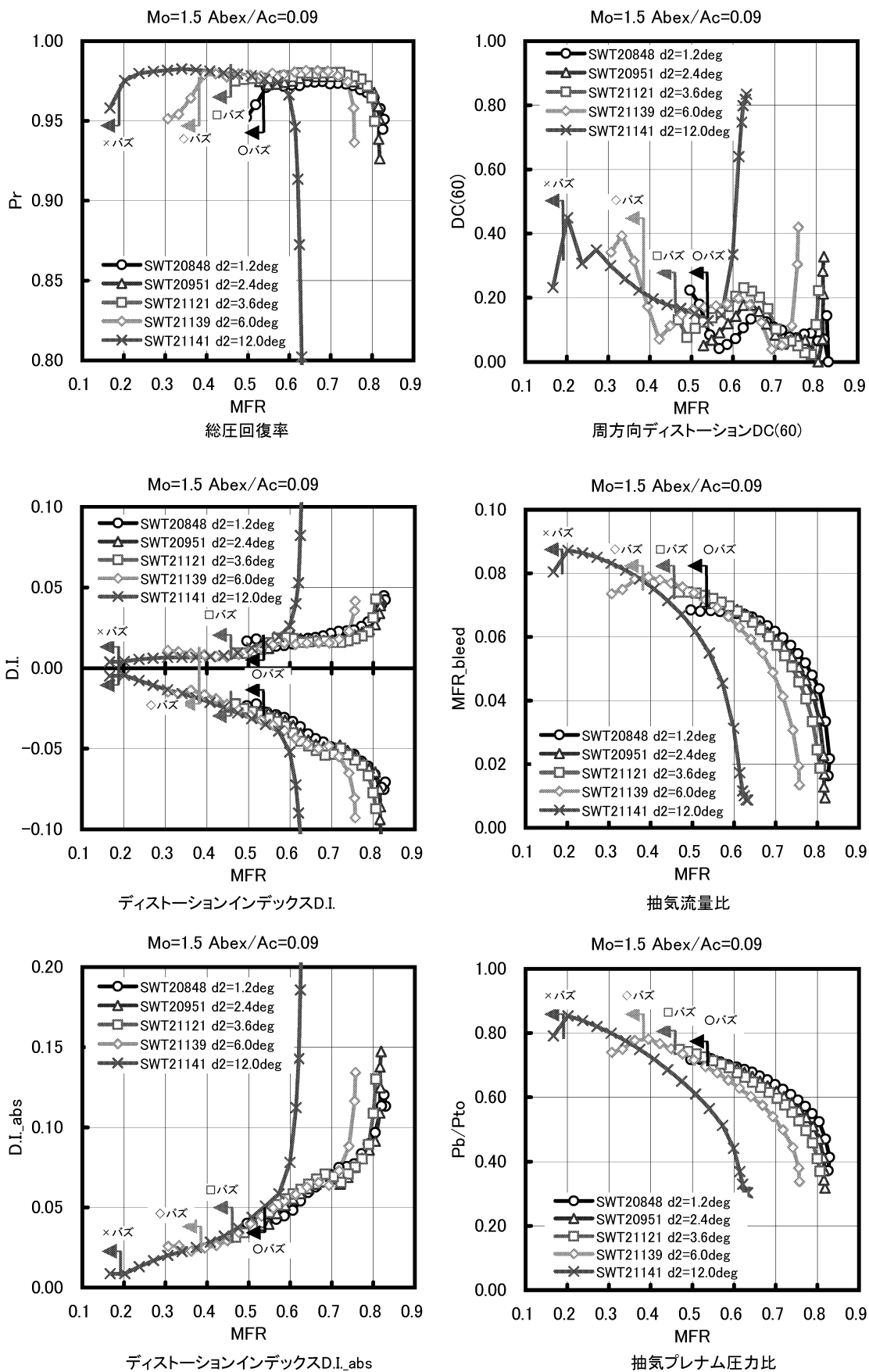


図 4.14 オフノミナル第2ランプ角の空力特性 ($Mo = 1.5, \beta = 0 deg, Abex/Ac = 0.09$)

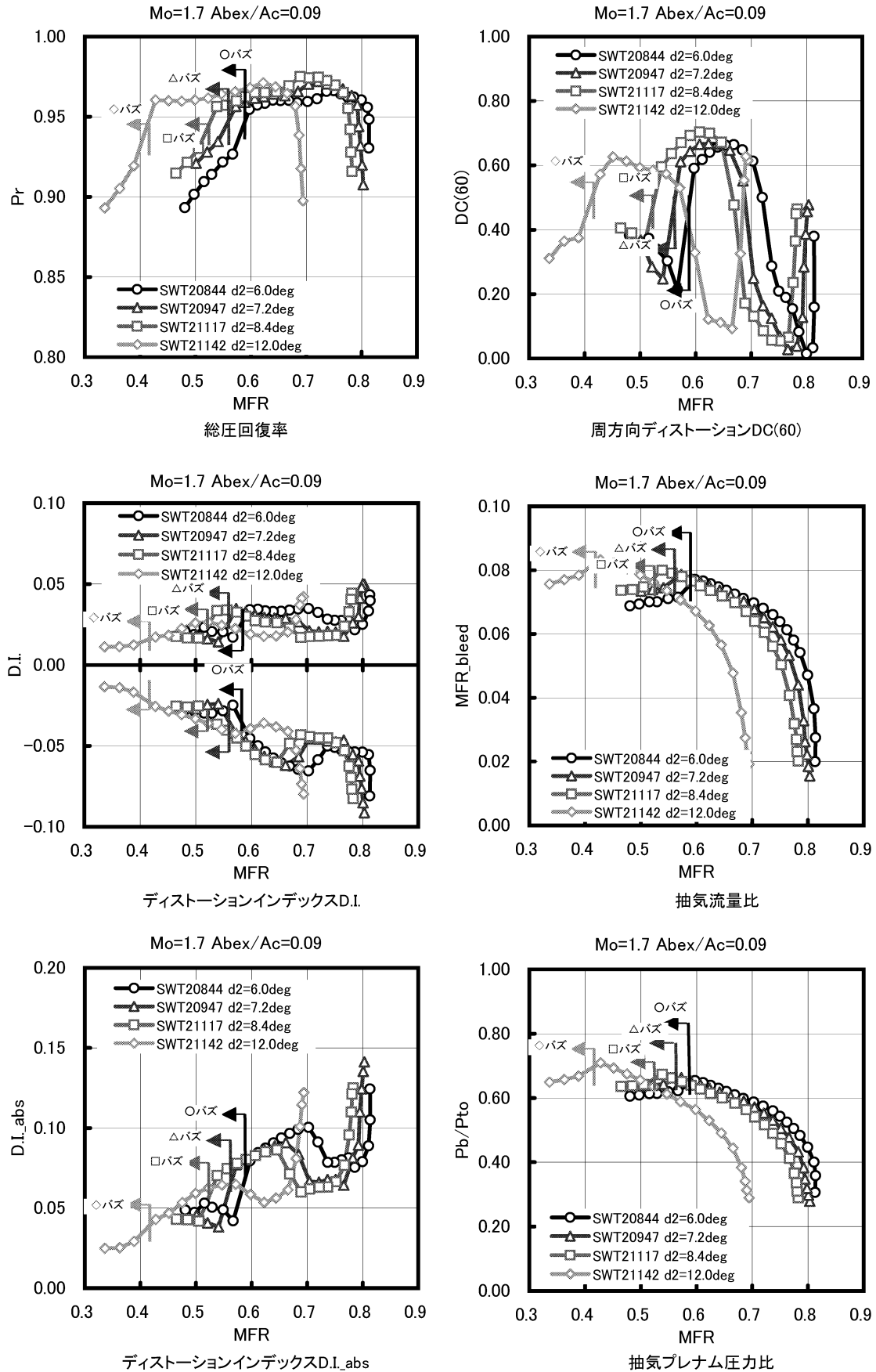
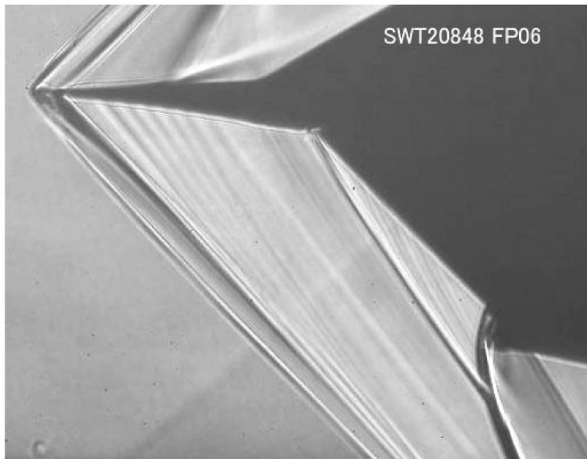
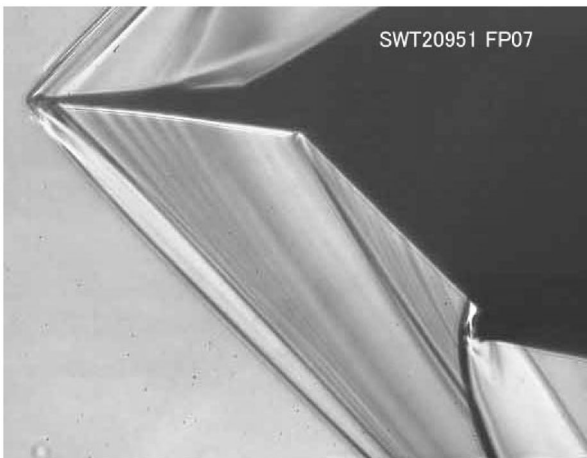


図 4.15 オフノミナル第2ランプ角の空力特性 ($Mo = 1.7, \beta = 0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)



(a) $\delta_2=1.2^\circ$



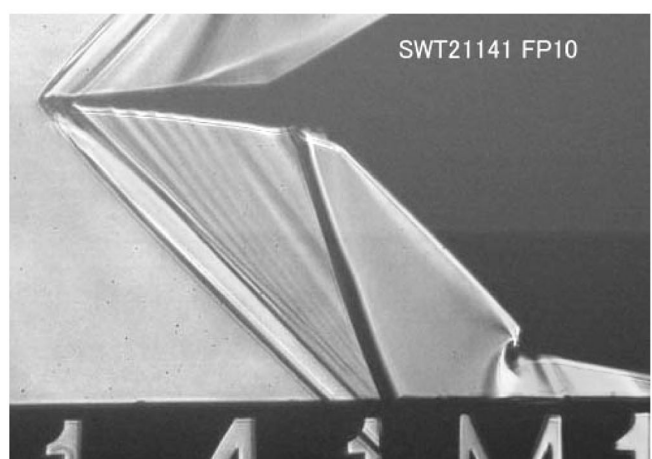
(b) $\delta_2=2.4^\circ$



(d) $\delta_2=6.0^\circ$



(c) $\delta_2=3.6^\circ$

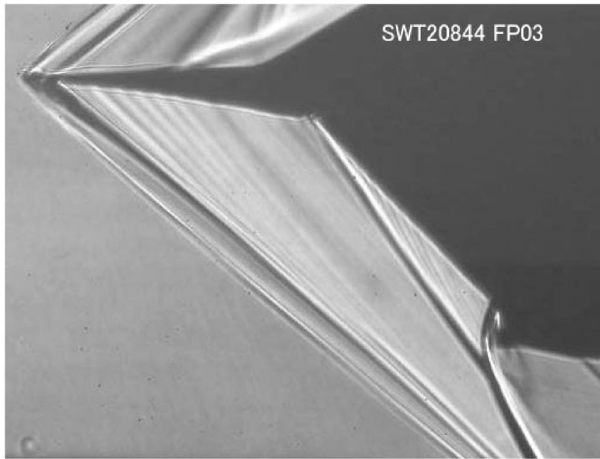
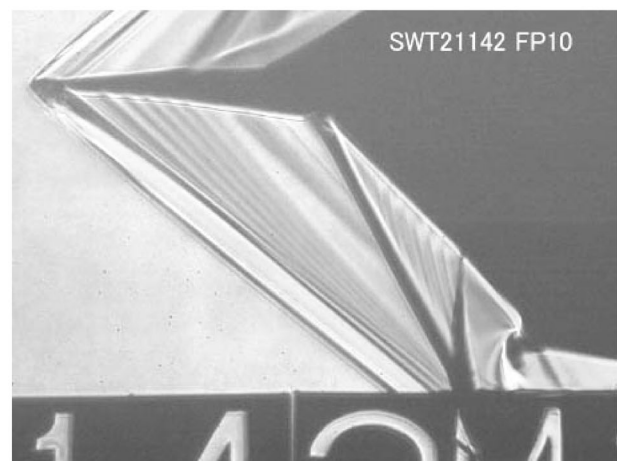


(e) $\delta_2=12.0^\circ$

ノミナル可変範囲

オフノミナル可変範囲

図 4.16 臨界作動点での衝撃波パターン可視化画像 ($Mo = 1.5, Abex/Ac = 0.09$)

(a) $\delta_2 = 6.0^\circ$ (b) $\delta_2 = 7.2^\circ$ (c) $\delta_2 = 8.4^\circ$ (d) $\delta_2 = 12.0^\circ$ ノミナル可変範囲オフノミナル可変範囲図 4.17 臨界作動点での衝撃波パターン可視化画像 ($Mo = 1.7, Abex/Ac = 0.09$)

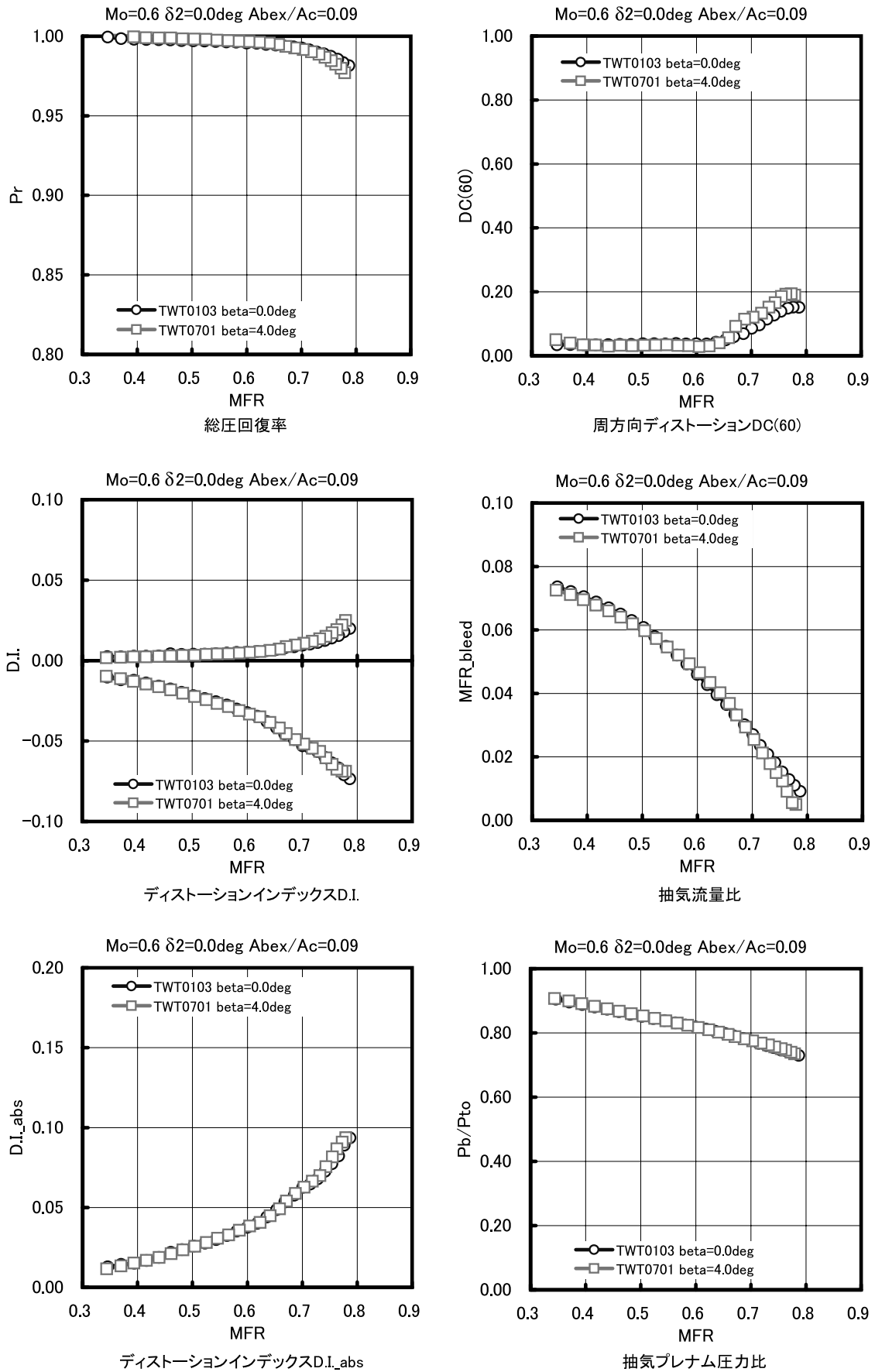


図 4.18(a) β の空力特性への影響 ($Mo = 0.6, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

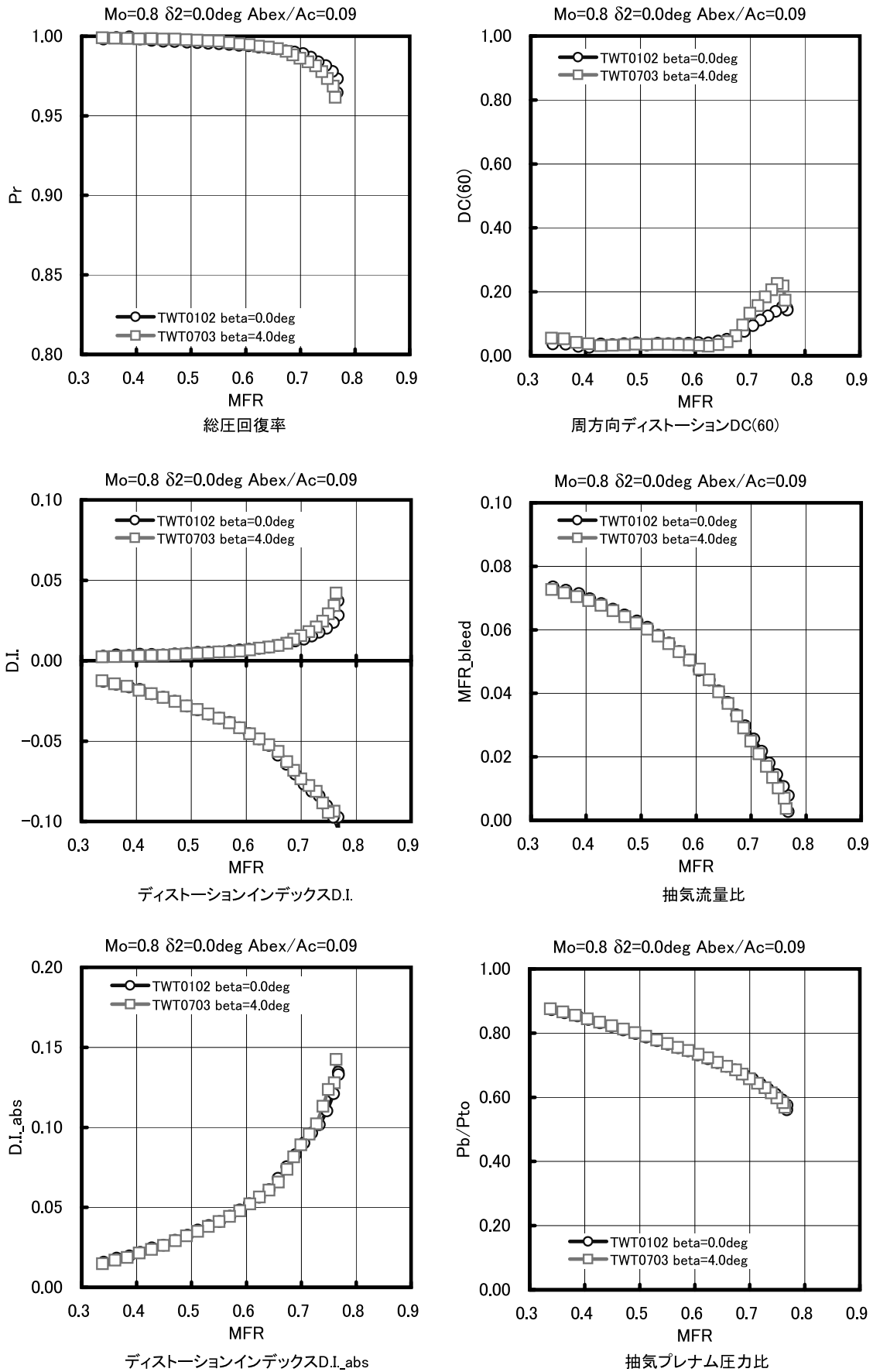


図 4.18(b) β の空力特性への影響 ($Mo = 0.8, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, A_{bex}/A_c = 0.09$)

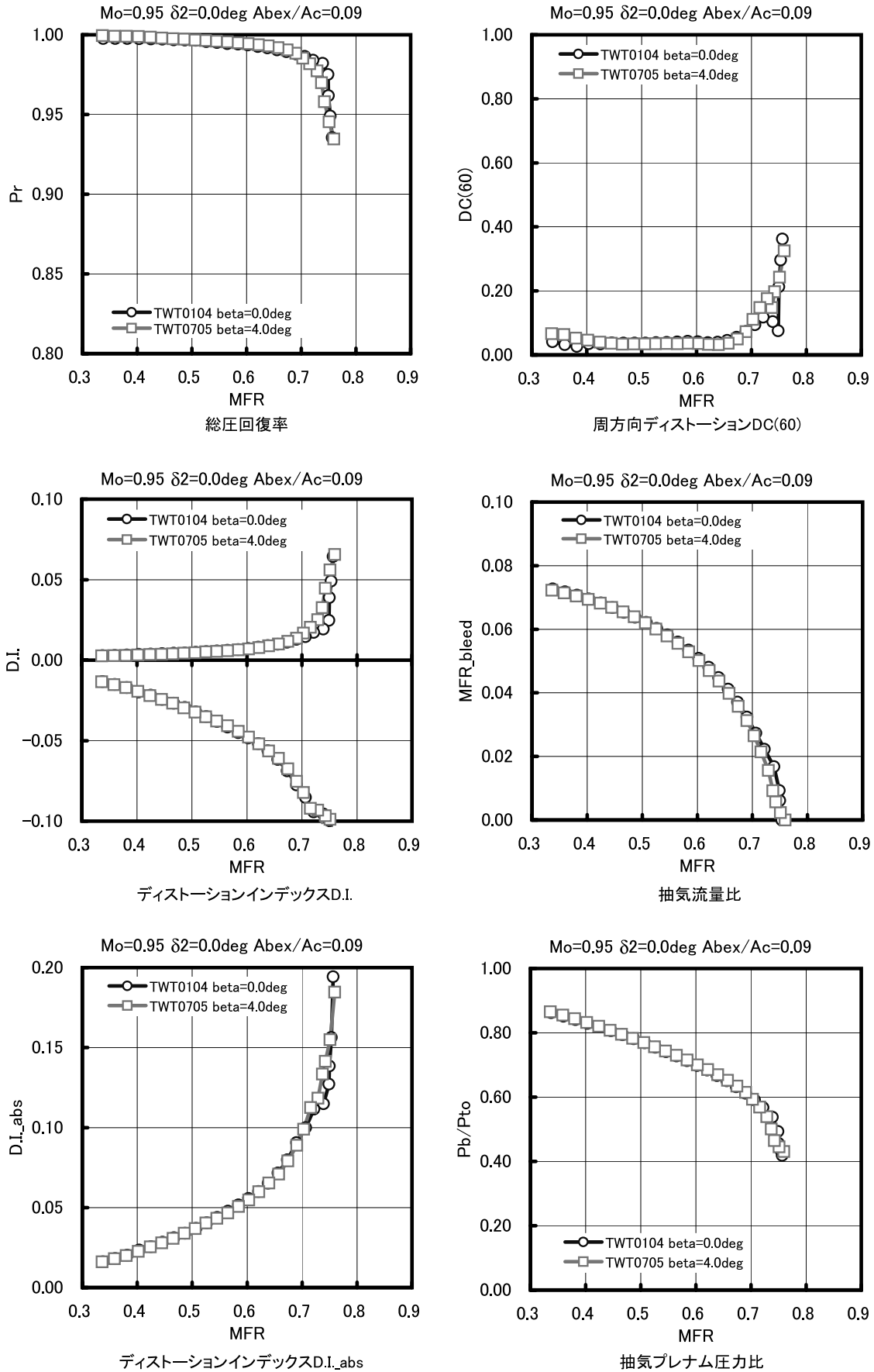


図 4.18(c) β の空力特性への影響 ($Mo = 0.95, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, A_{bex}/A_c = 0.09$)

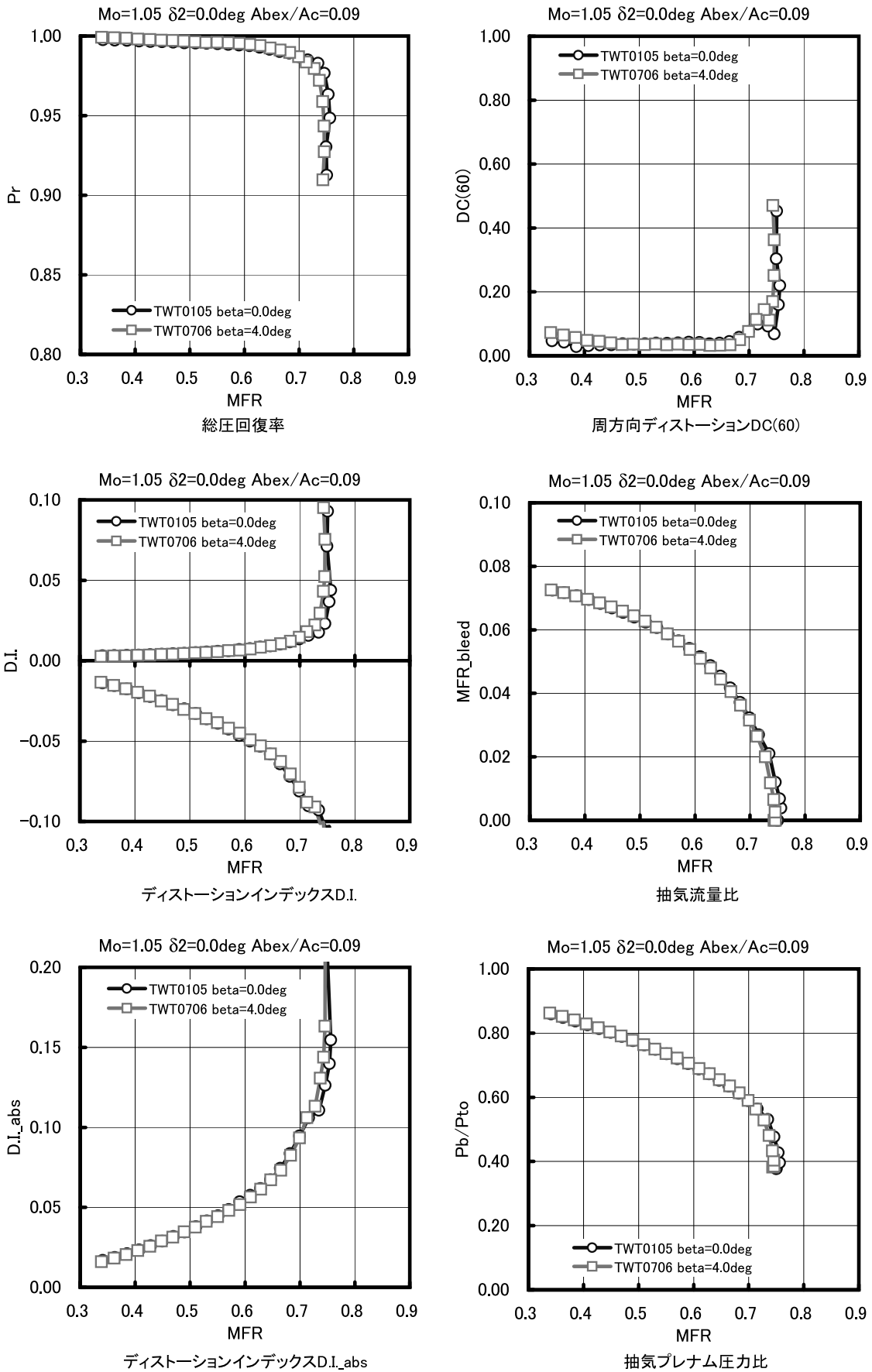


図 4.18(d) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.05, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

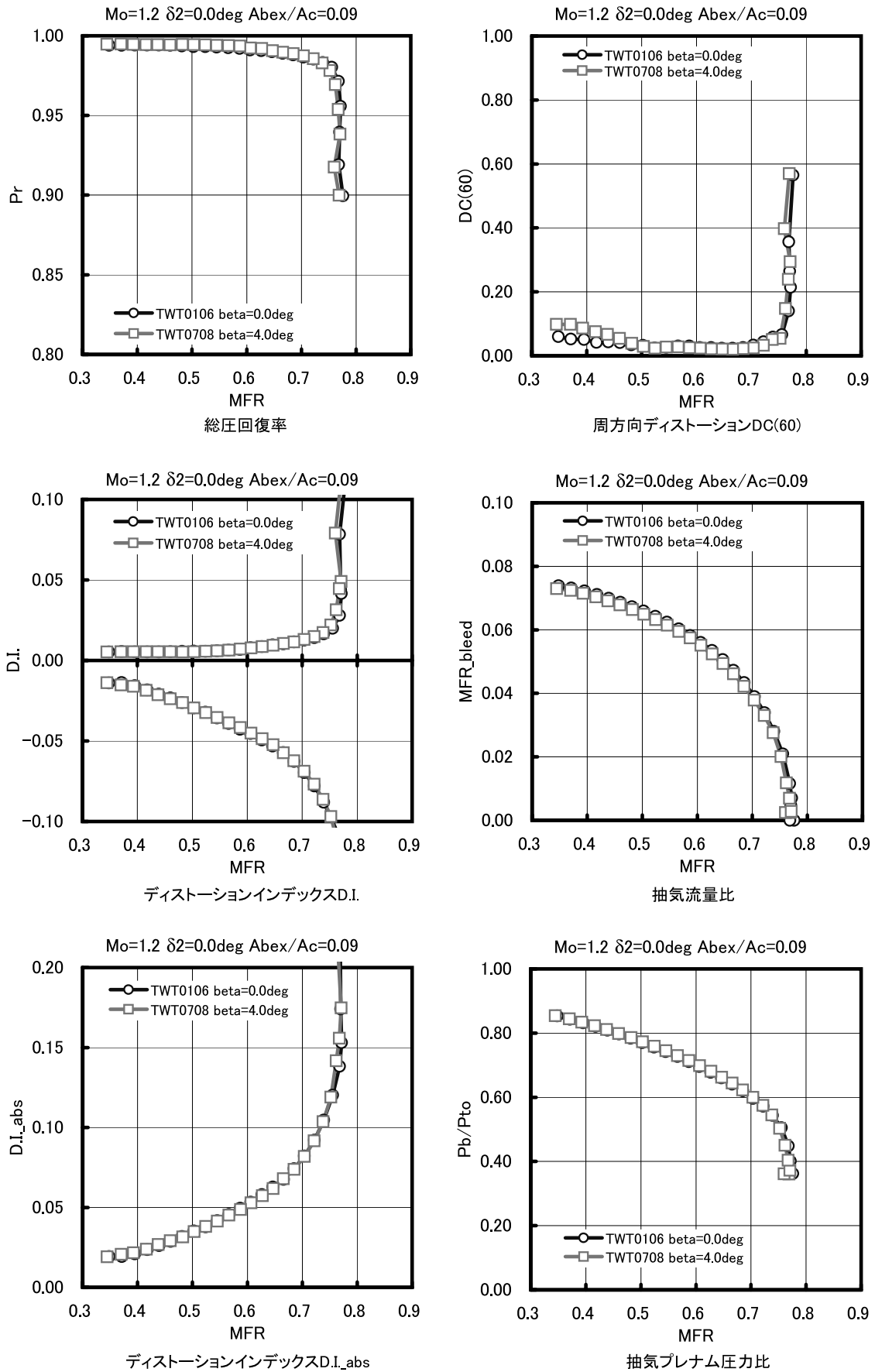


図 4.18(e) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.2, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

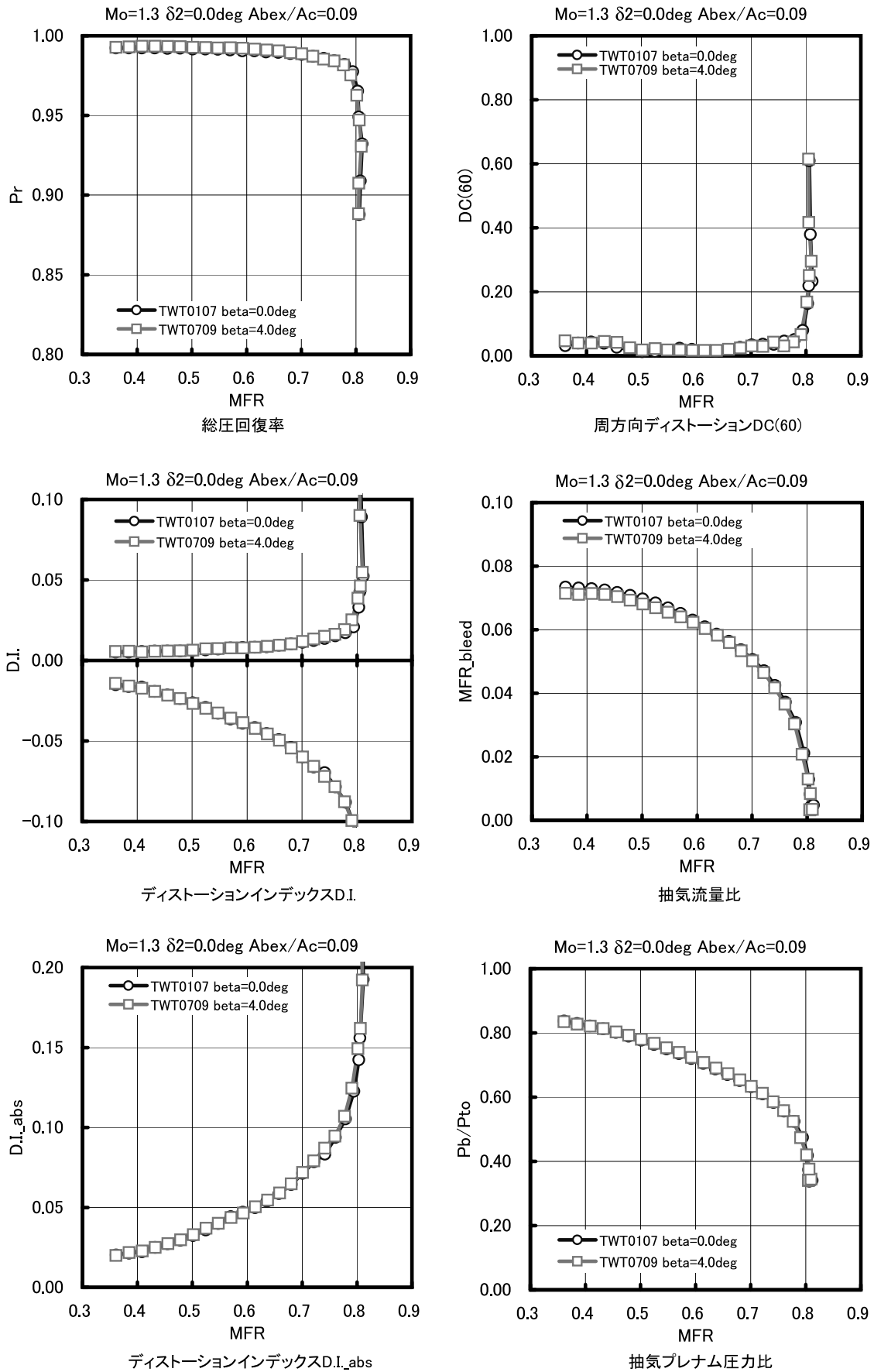


図 4.18(f) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.3, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

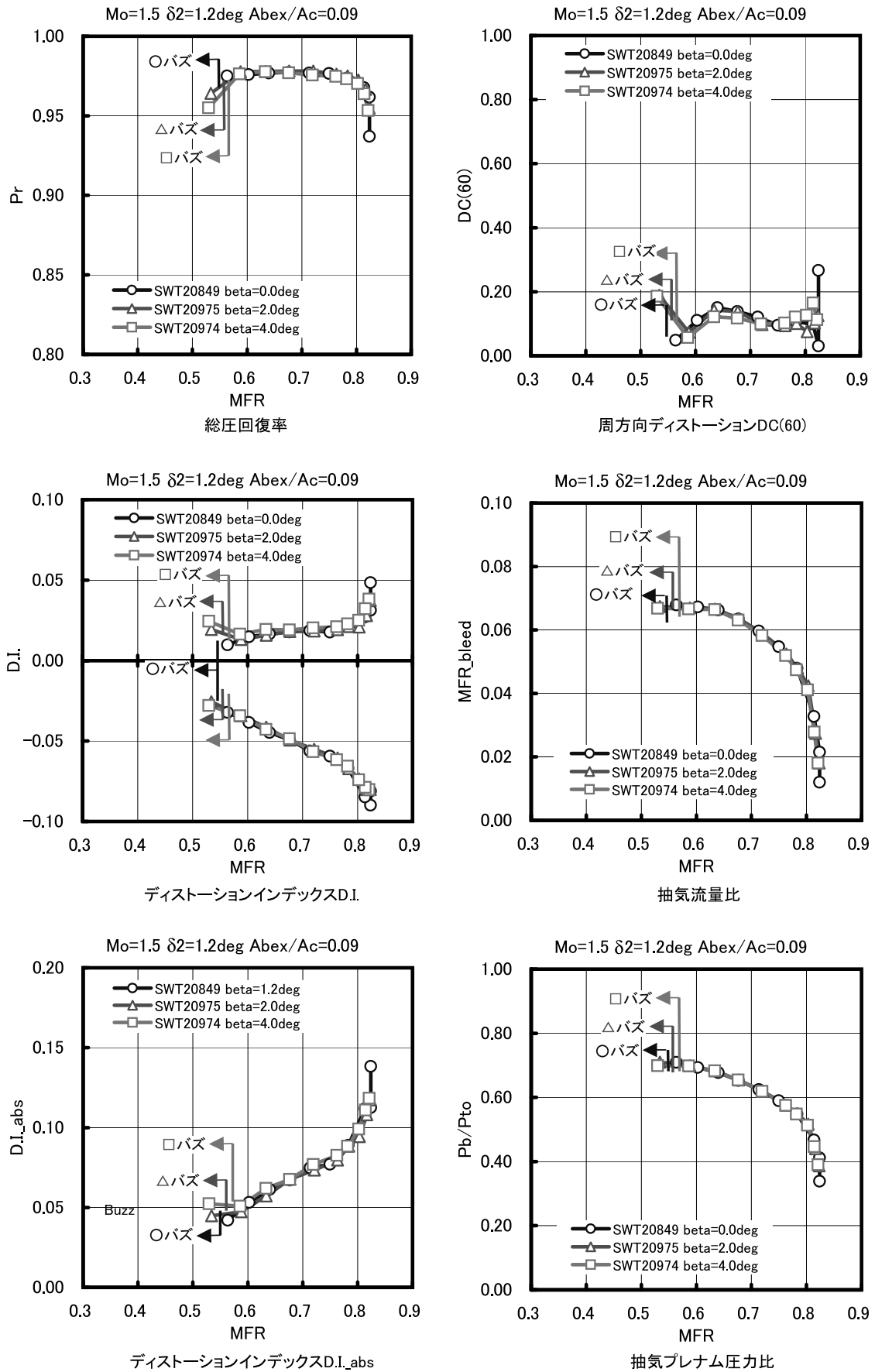


図 4.18(g) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.4, \delta_2 = 0.0 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

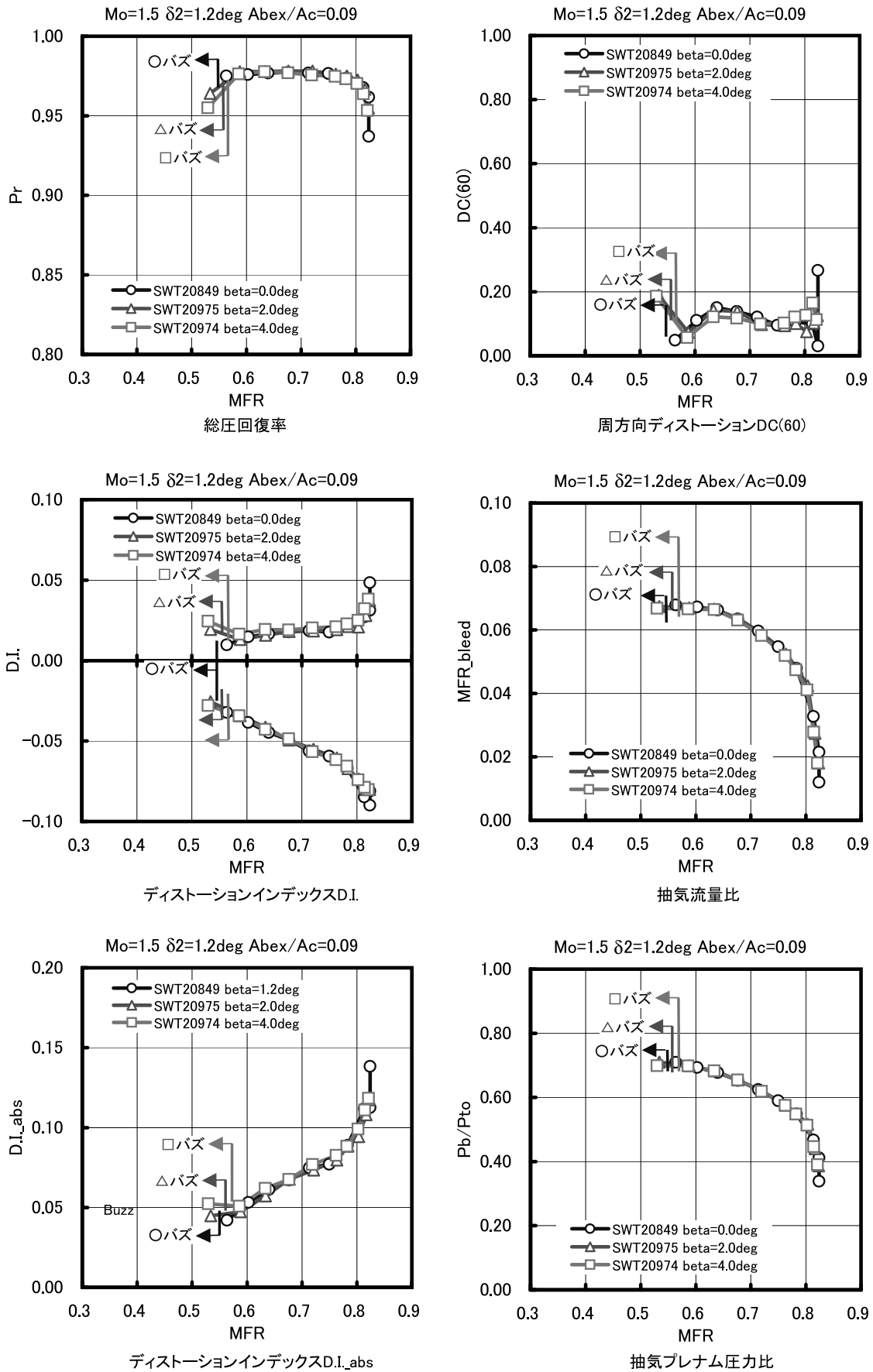


図 4.18(h) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.5, \delta_2 = 1.2 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

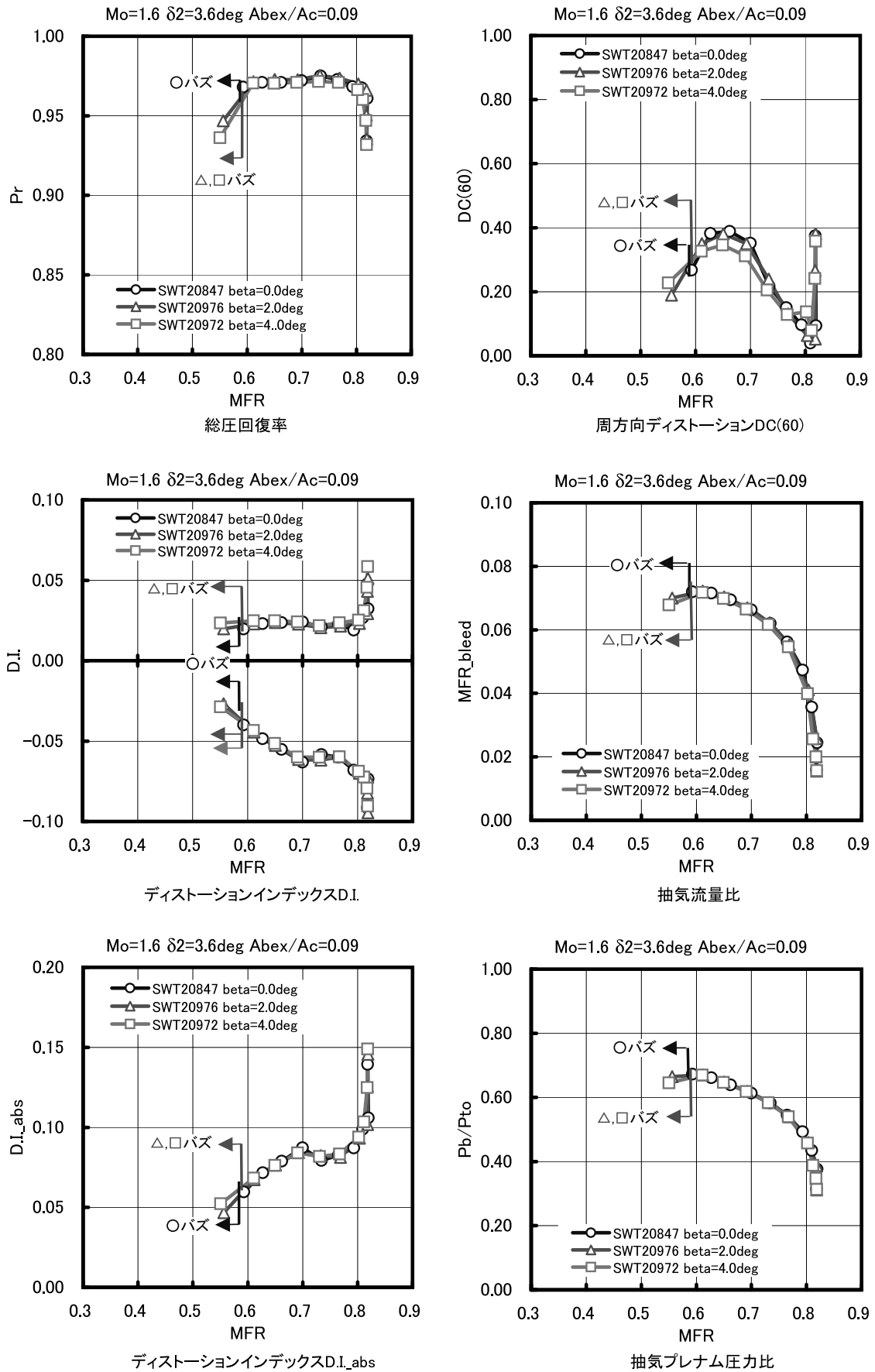


図 4.18(i) β の空力特性への影響 (Mo = 1.6, $\delta_2 = 3.6$ deg, $Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

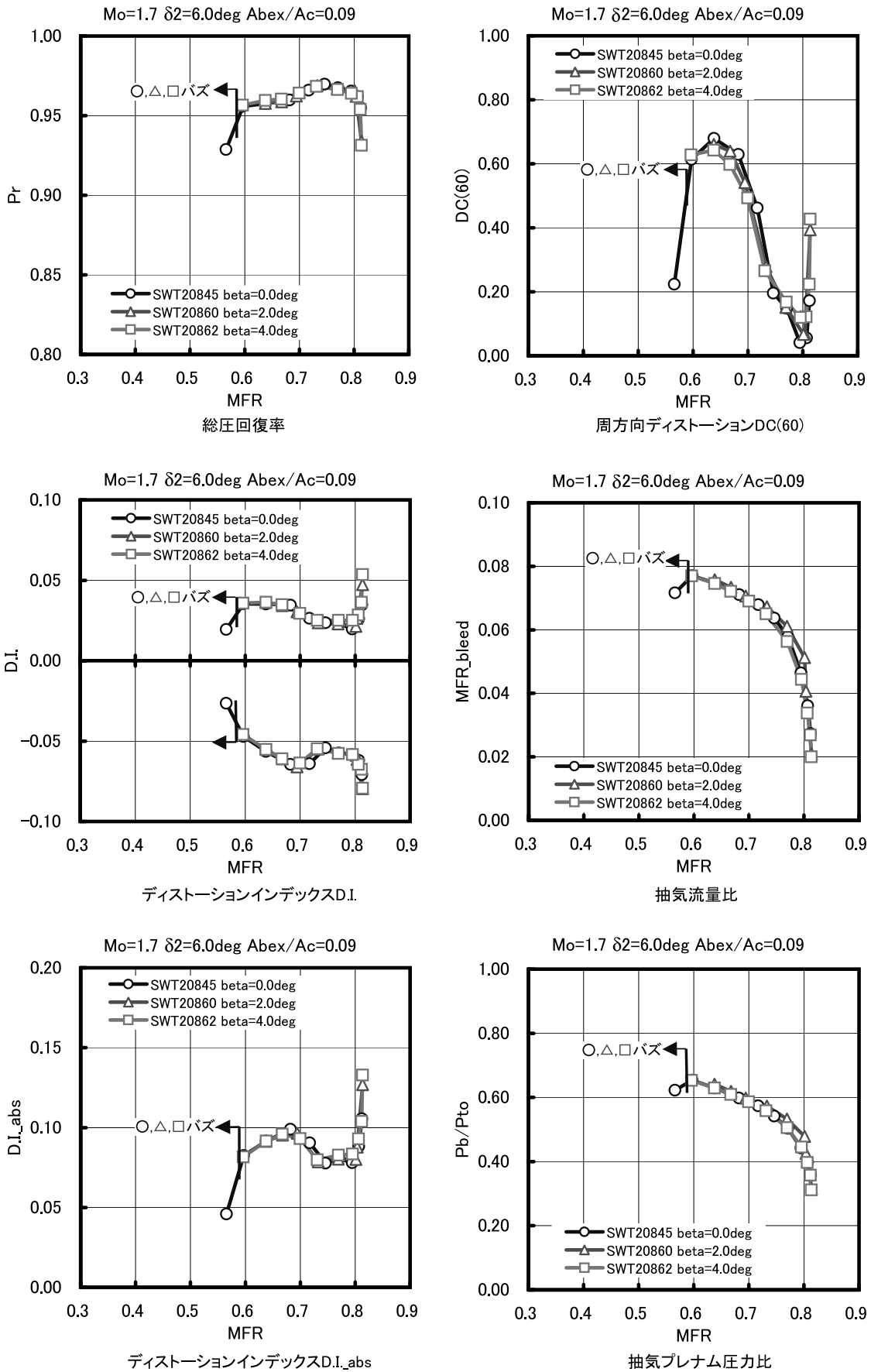


図 4.18(j) β の空力特性への影響 (Mo = 1.7, $\delta_2 = 6.0$ deg, Abex/Ac = 0.09)

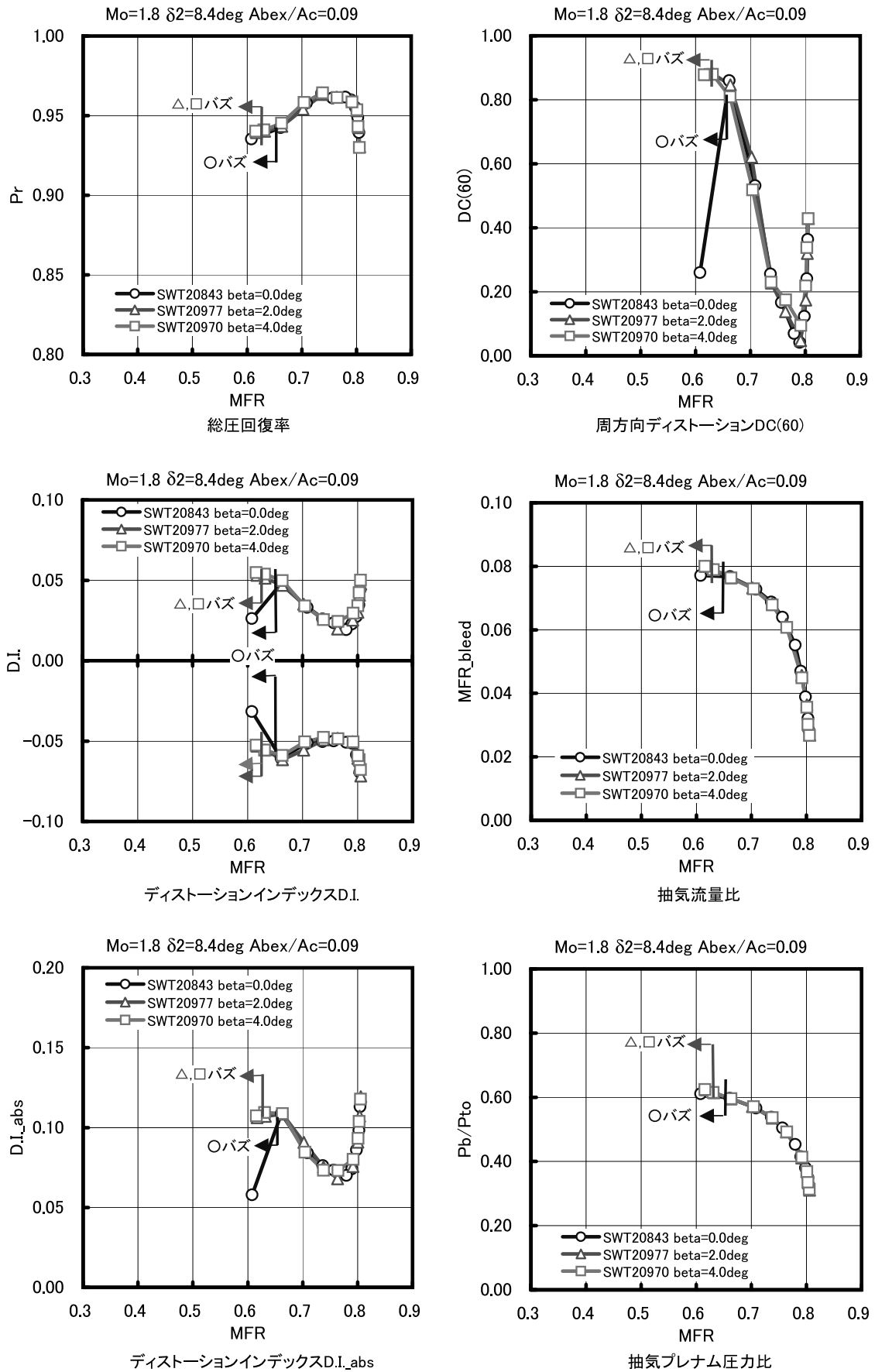


図 4.18(k) β の空力特性への影響 ($Mo = 1.8, \delta_2 = 8.4 \text{ deg}, Ab_{ex}/Ac = 0.09$)

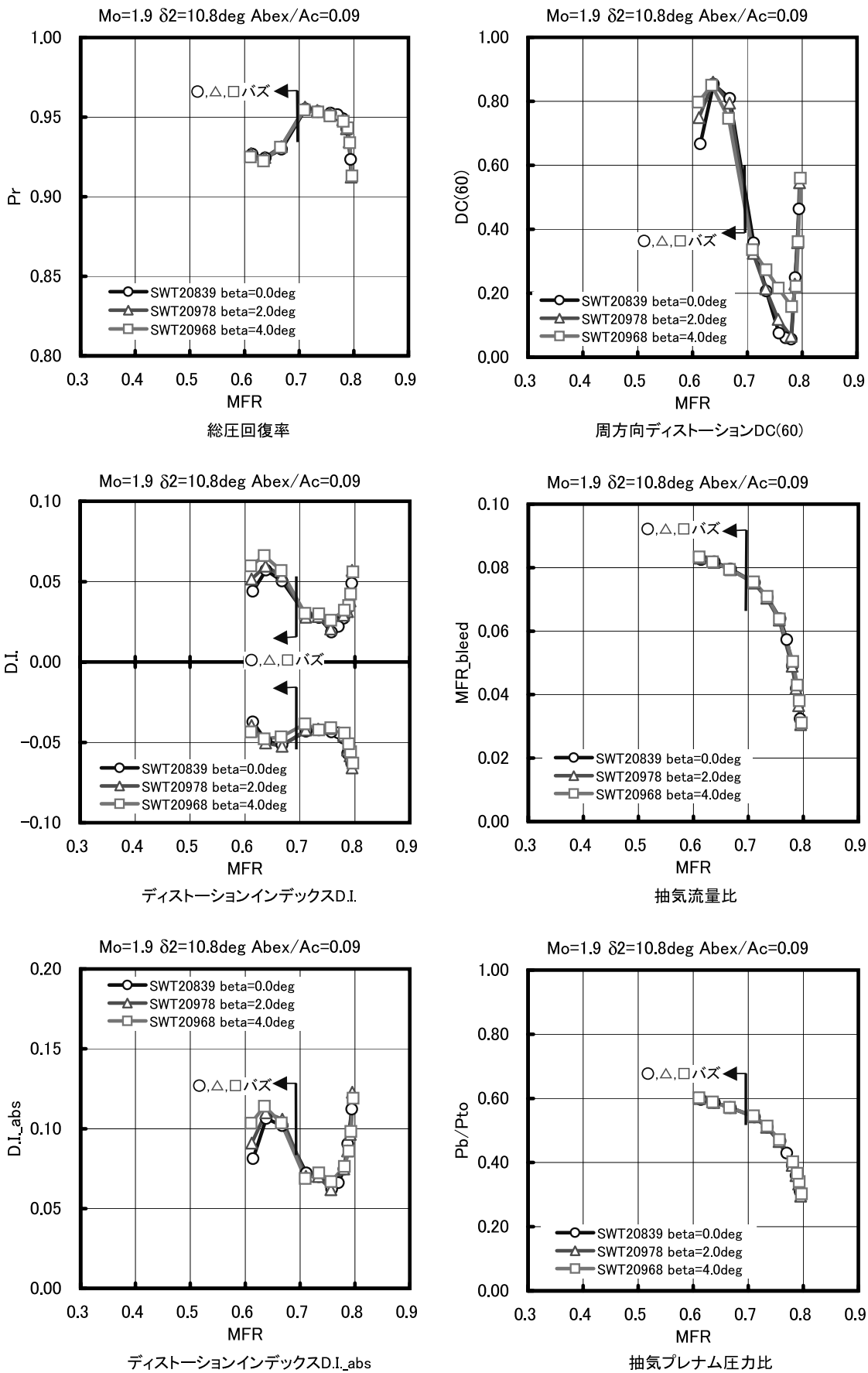


図 4.18(1) β の空力特性への影響 (Mo = 1.9, $\delta_2 = 10.8$ deg, Abex/Ac = 0.09)

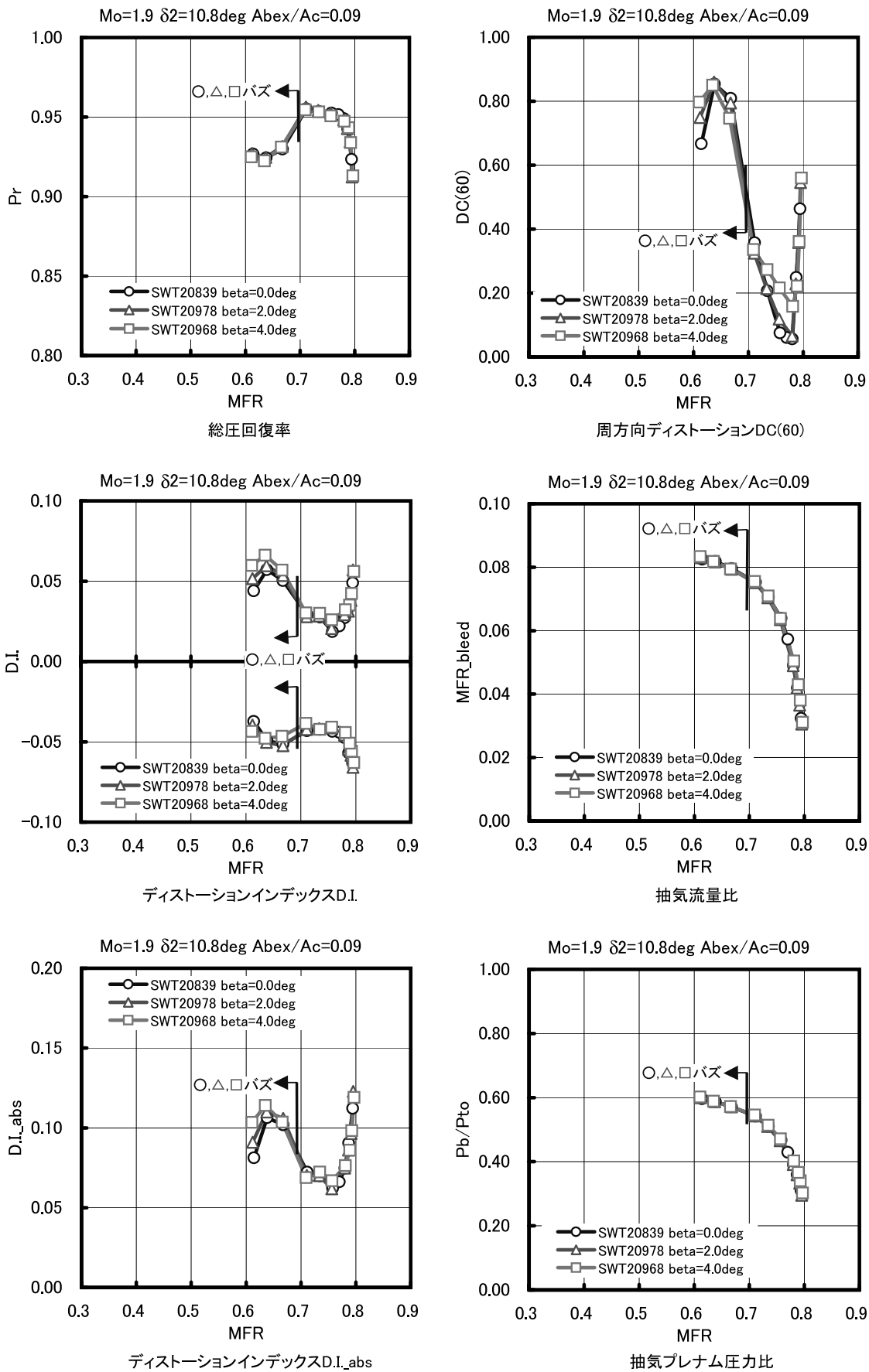
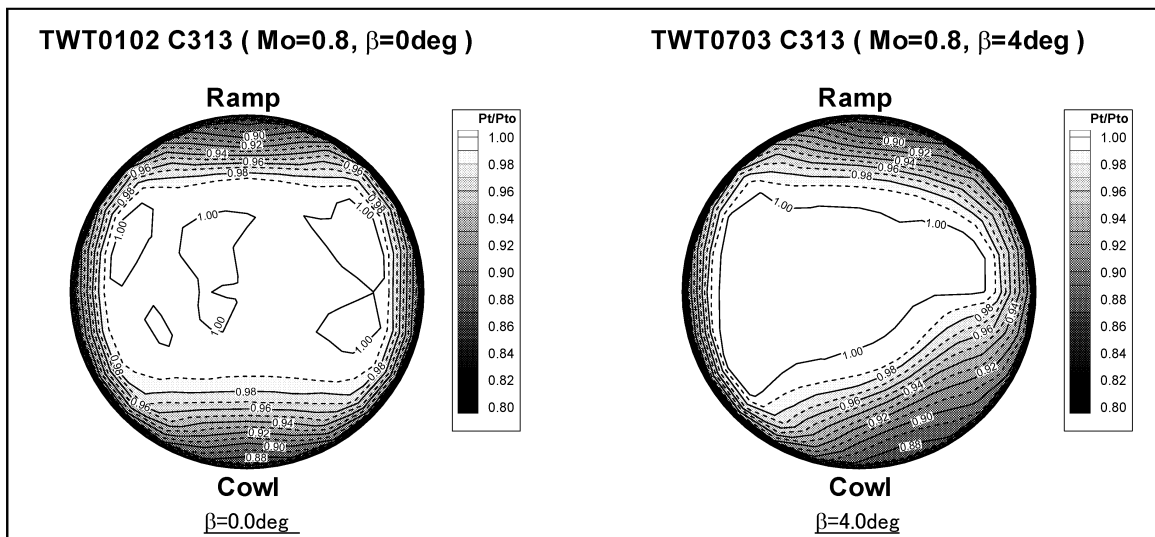
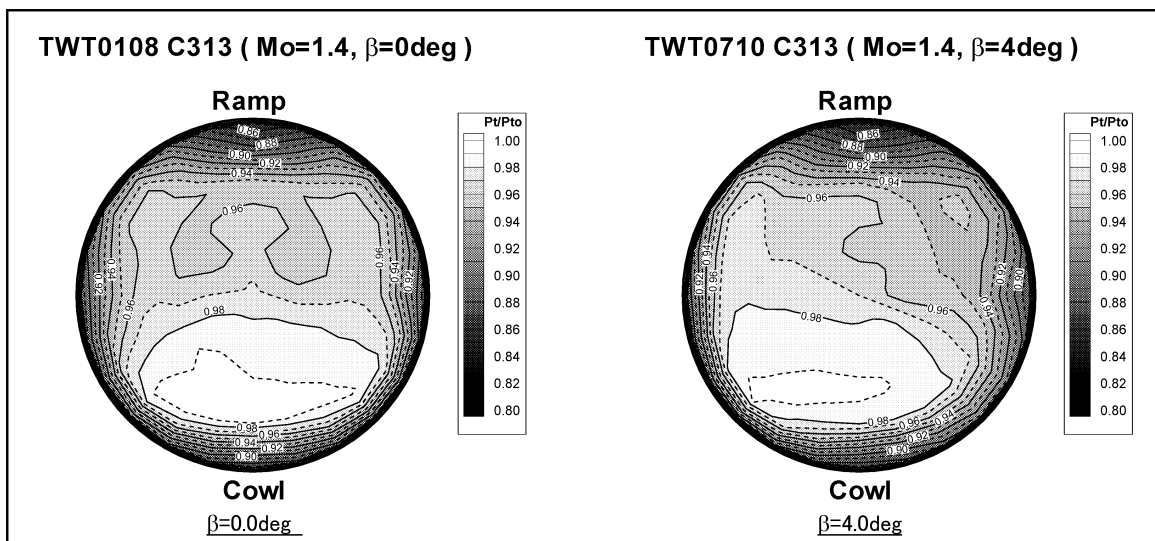


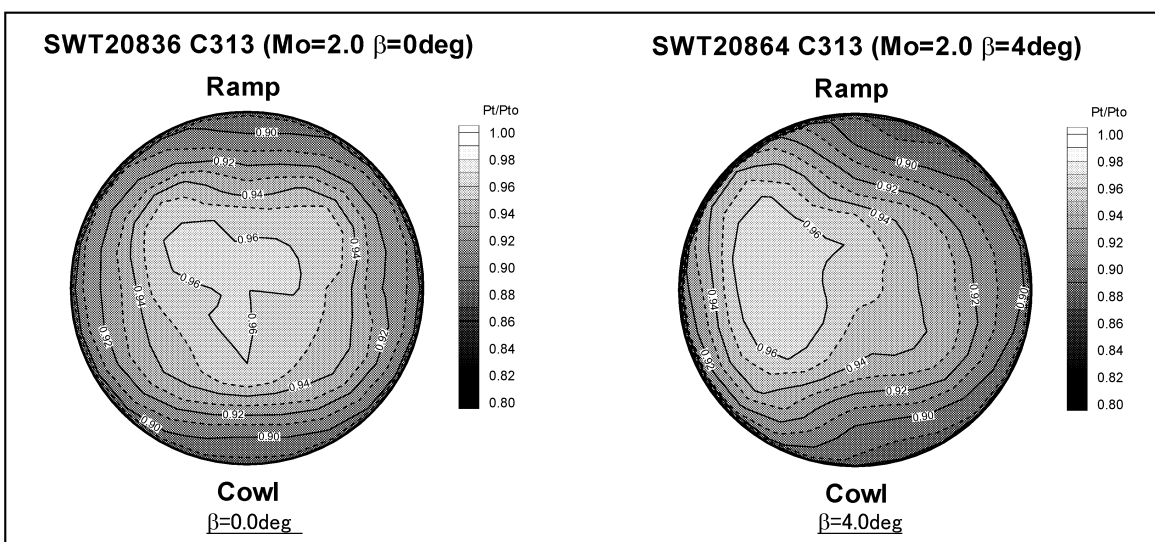
図 4.18(m) β の空力特性への影響 (Mo = 2.0, $\delta_2 = 12.0\text{ deg}$, $Abex/Ac = 0.09$)



(a) Mo=0.8



(b) Mo=1.4



(c) Mo=2.0

図 4.19 β の出口総圧分布への影響 (臨界作動点, $Abex/Ac = 0.09$)

時間間隔： $\Delta t=1.11\text{msec}$

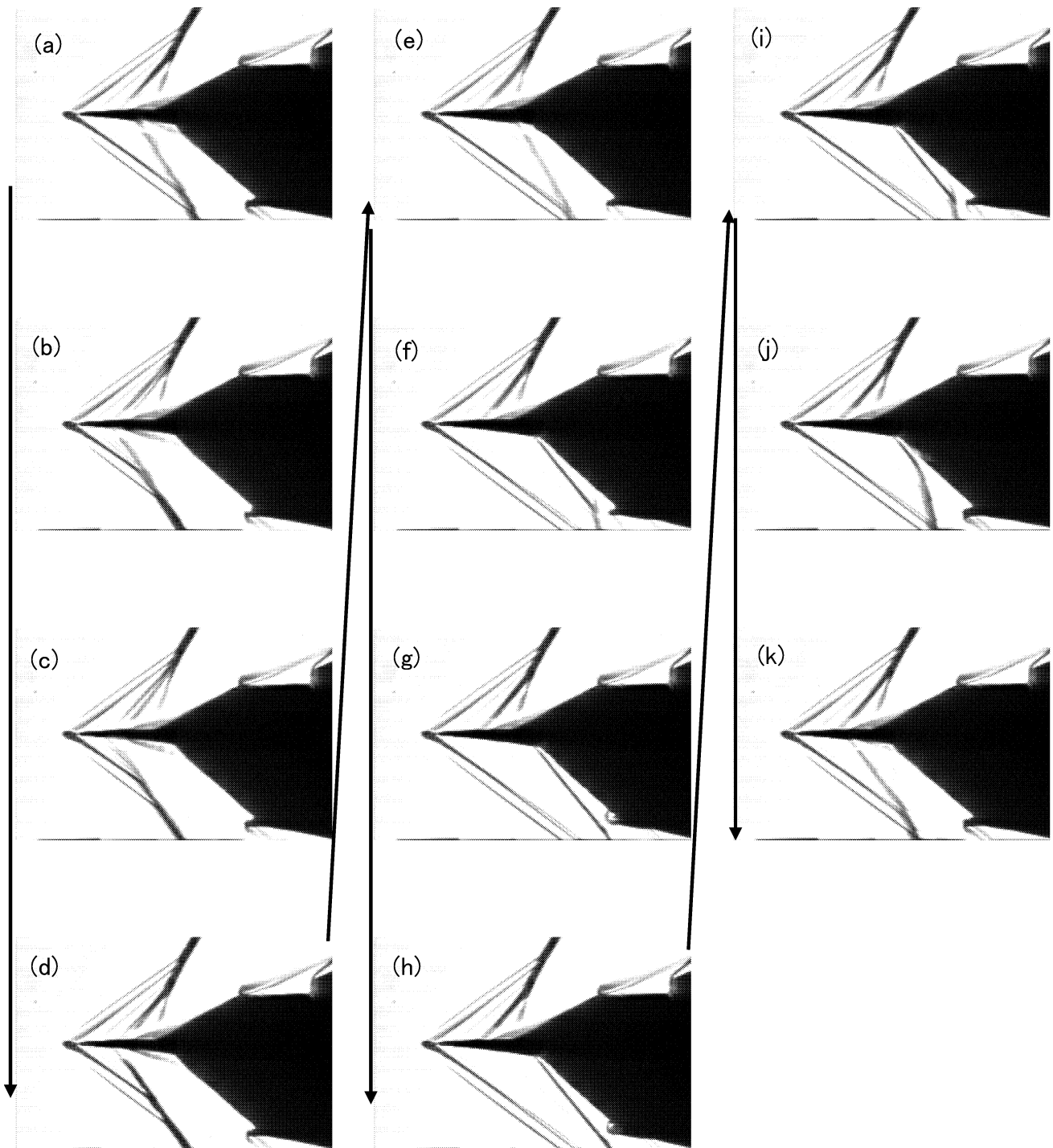


図 4.20 低マッハ域でのバズ域衝撃波振動
 ($Mo = 1.7, \delta_2 = 6.0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

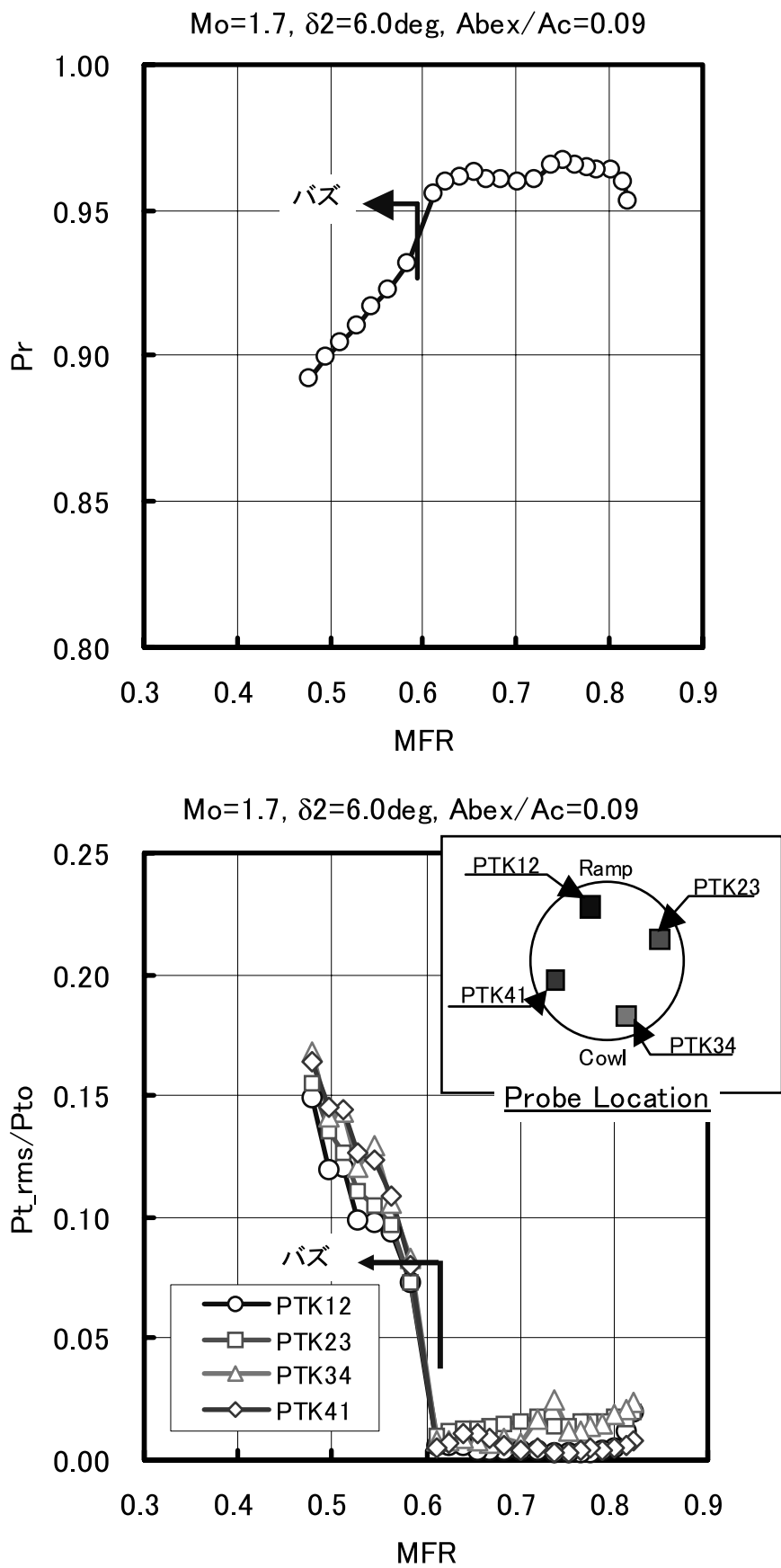
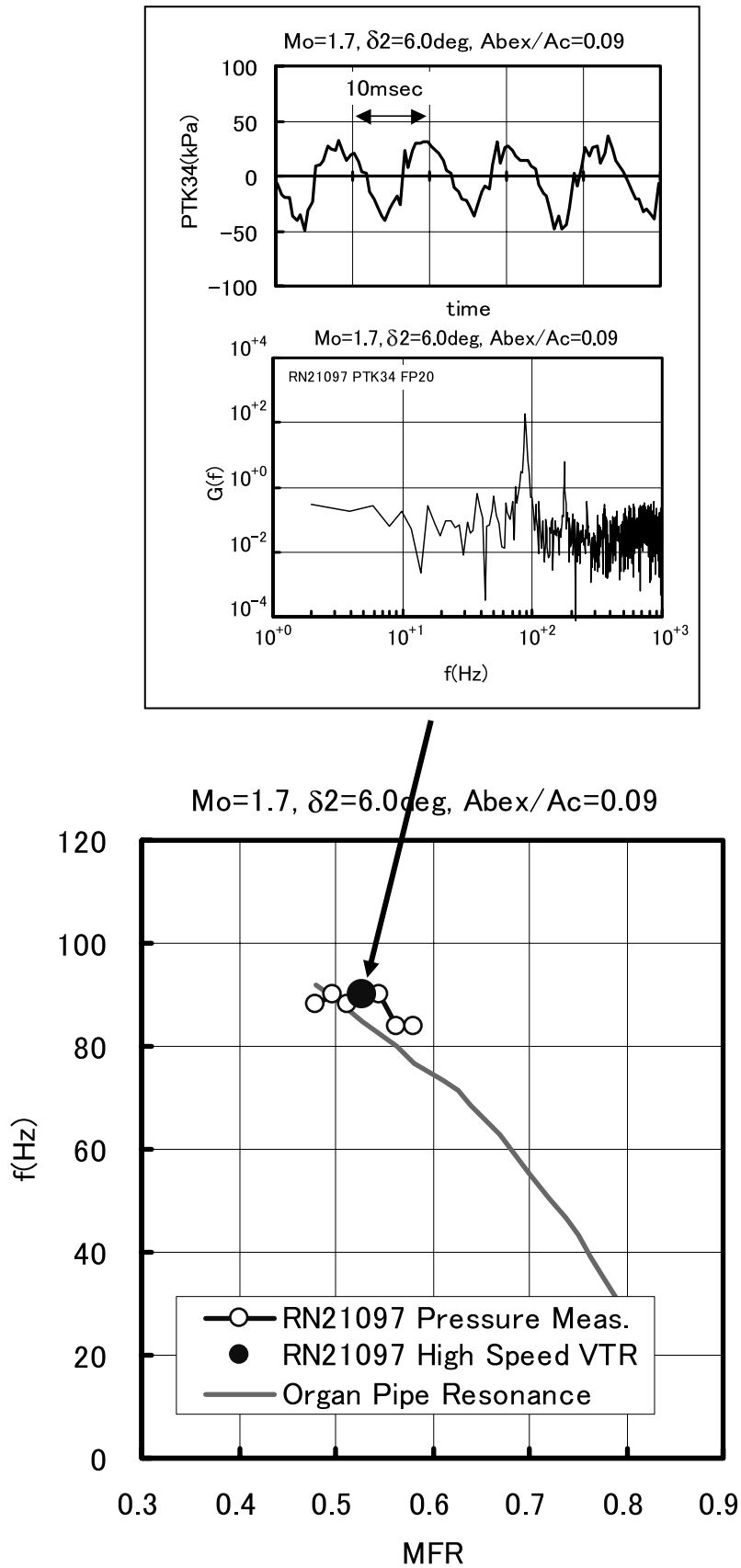


図 4.21 出口総圧変動レベル
($Mo = 1.7, \delta_2 = 6.0 \text{ deg}, Ab_{ex} / Ac = 0.09$)



バズ域の総圧変動卓越周波数

図 4.22 バズ域の出口総圧変動周波数特性
($Mo = 1.7, \delta_2 = 6.0 \text{ deg}, Abex / Ac = 0.09$)

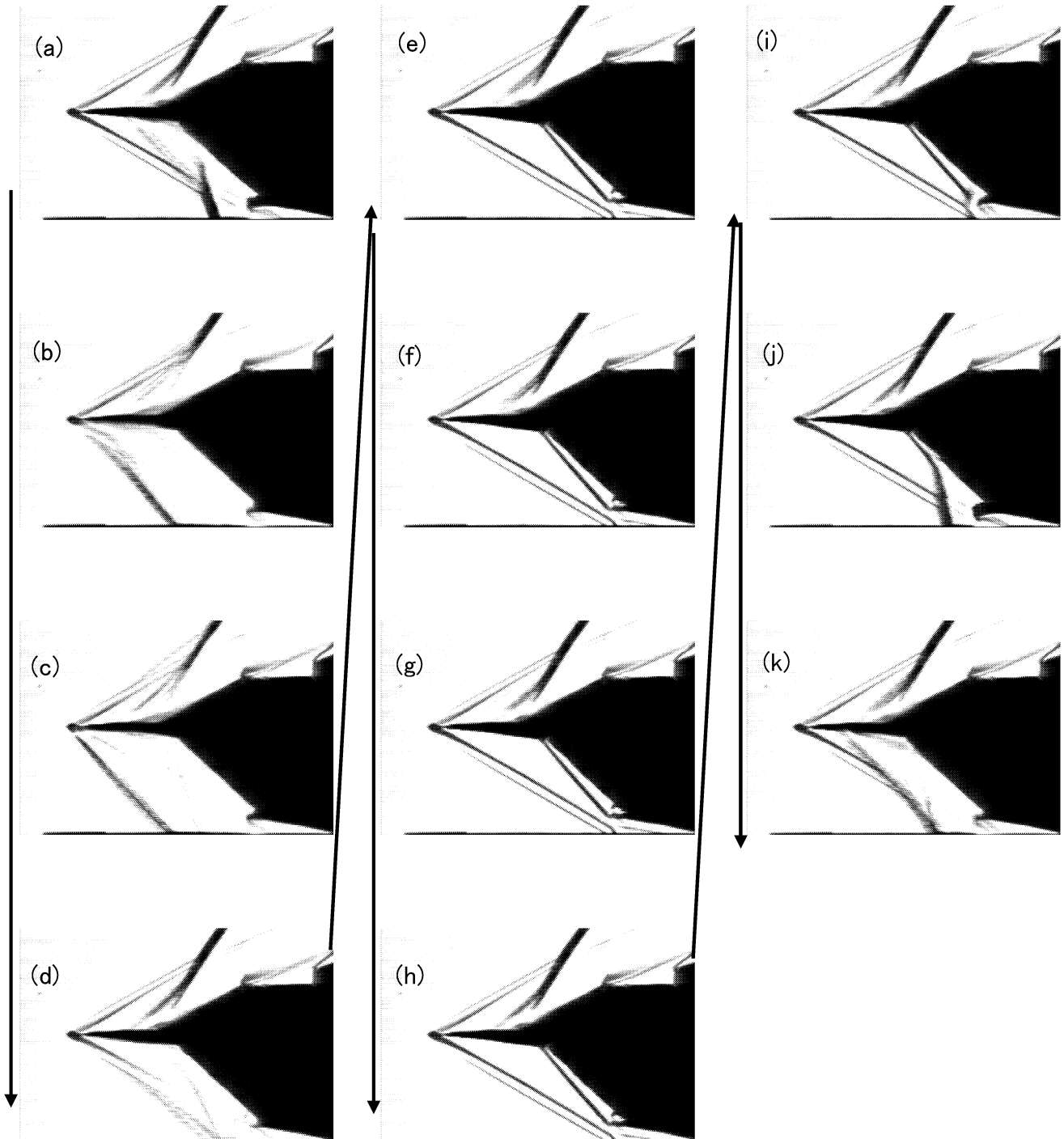
時間間隔: $\Delta t = 1.78 \text{ msec}$ 

図 4.23 高マッハ域低流量作動域でのバズ域衝撃波振動
 ($Mo = 2.0$, $\delta_2 = 12.0 \text{ deg}$, $Abex/Ac = 0.09$)

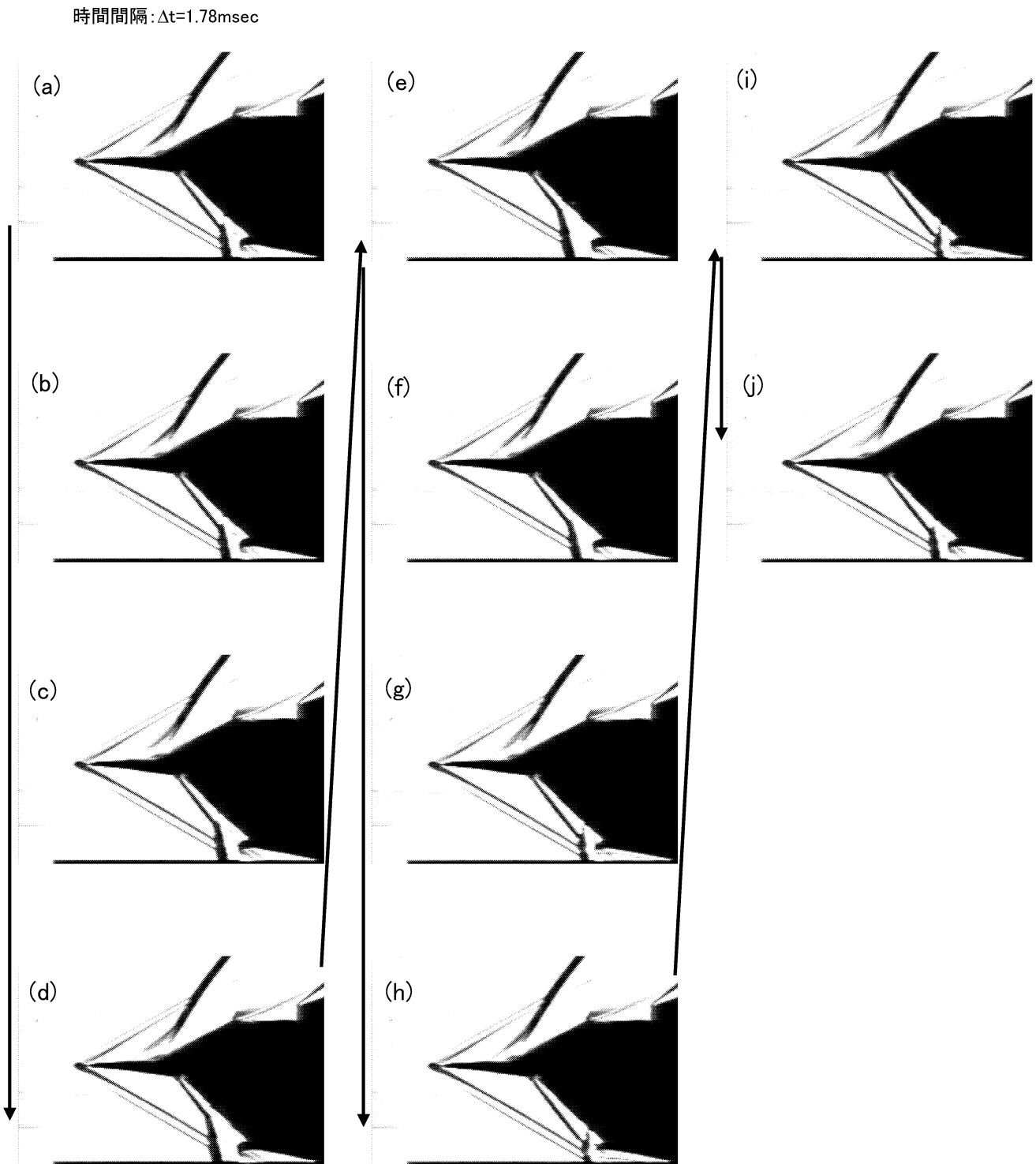


図 4.24 高マッハ域高流量作動域でのバズ域衝撃波振動
 ($Mo = 2.0$, $\delta_2 = 14.4 \text{ deg}$, $Abex / Ac = 0.15$)

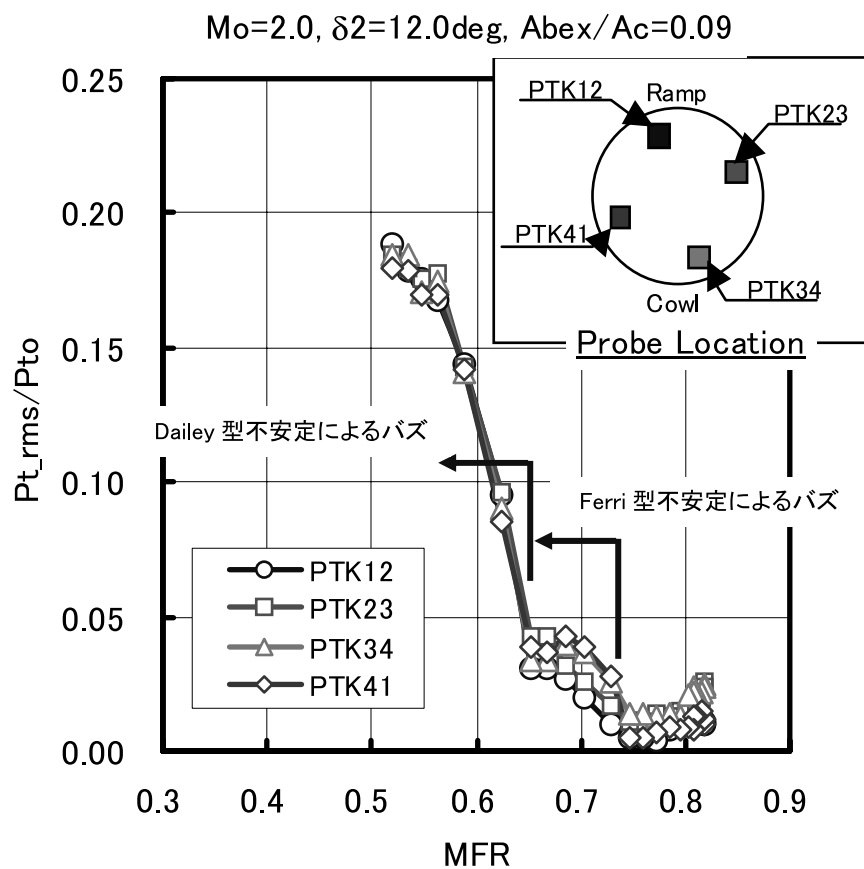
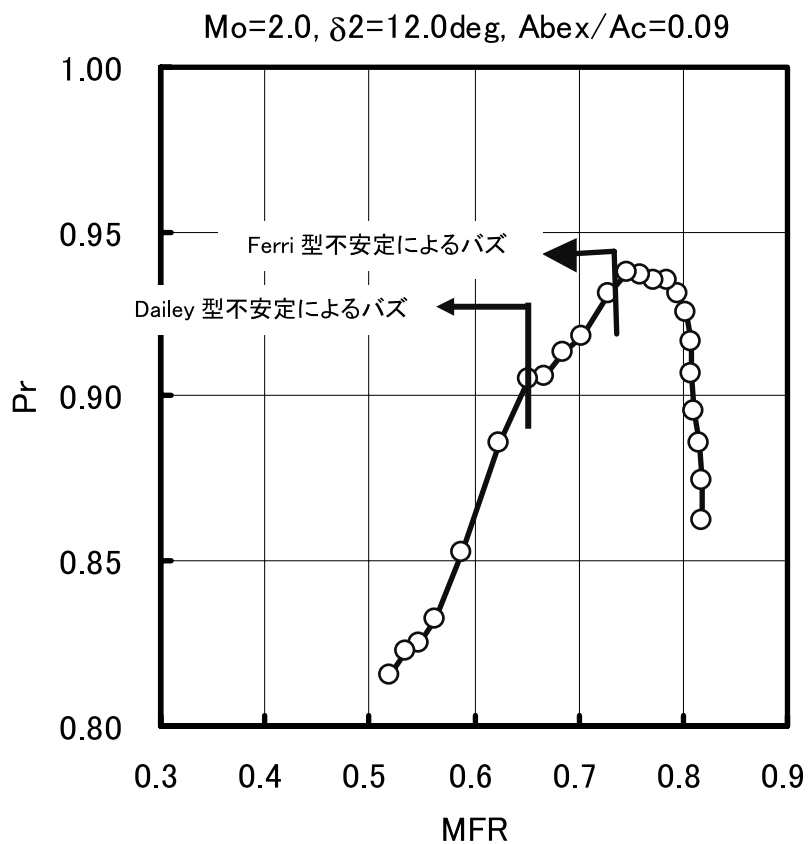
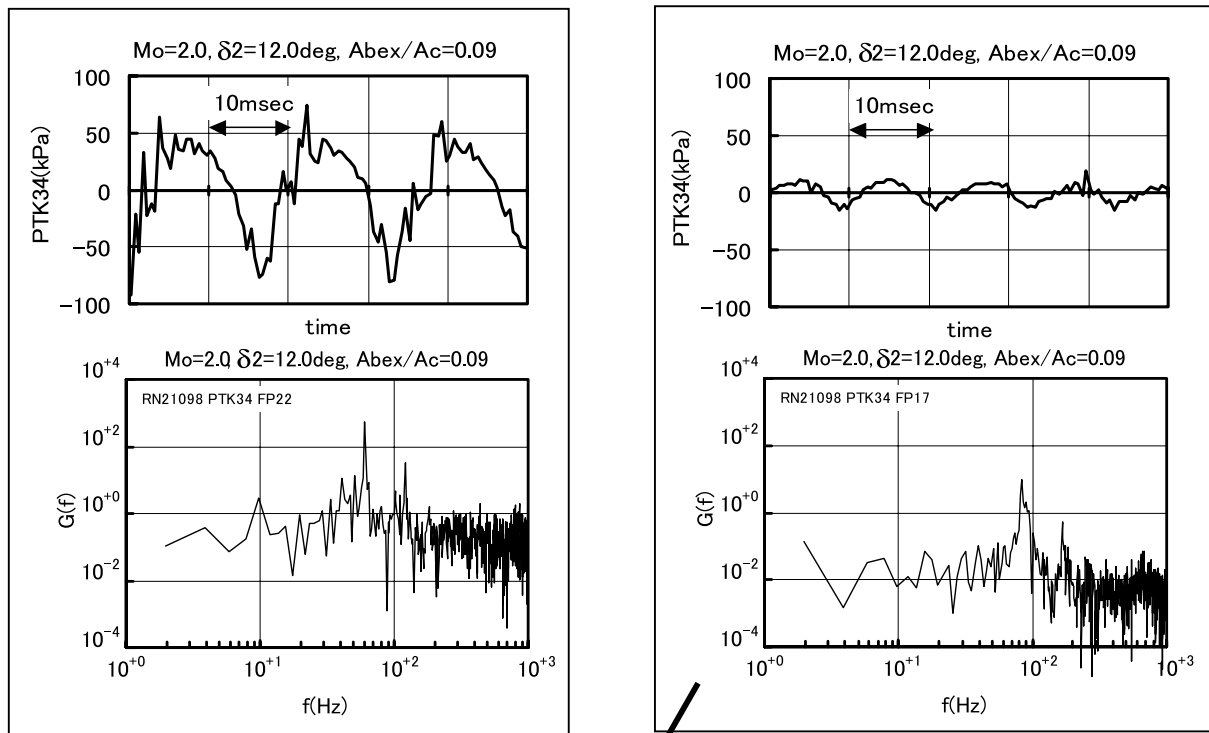
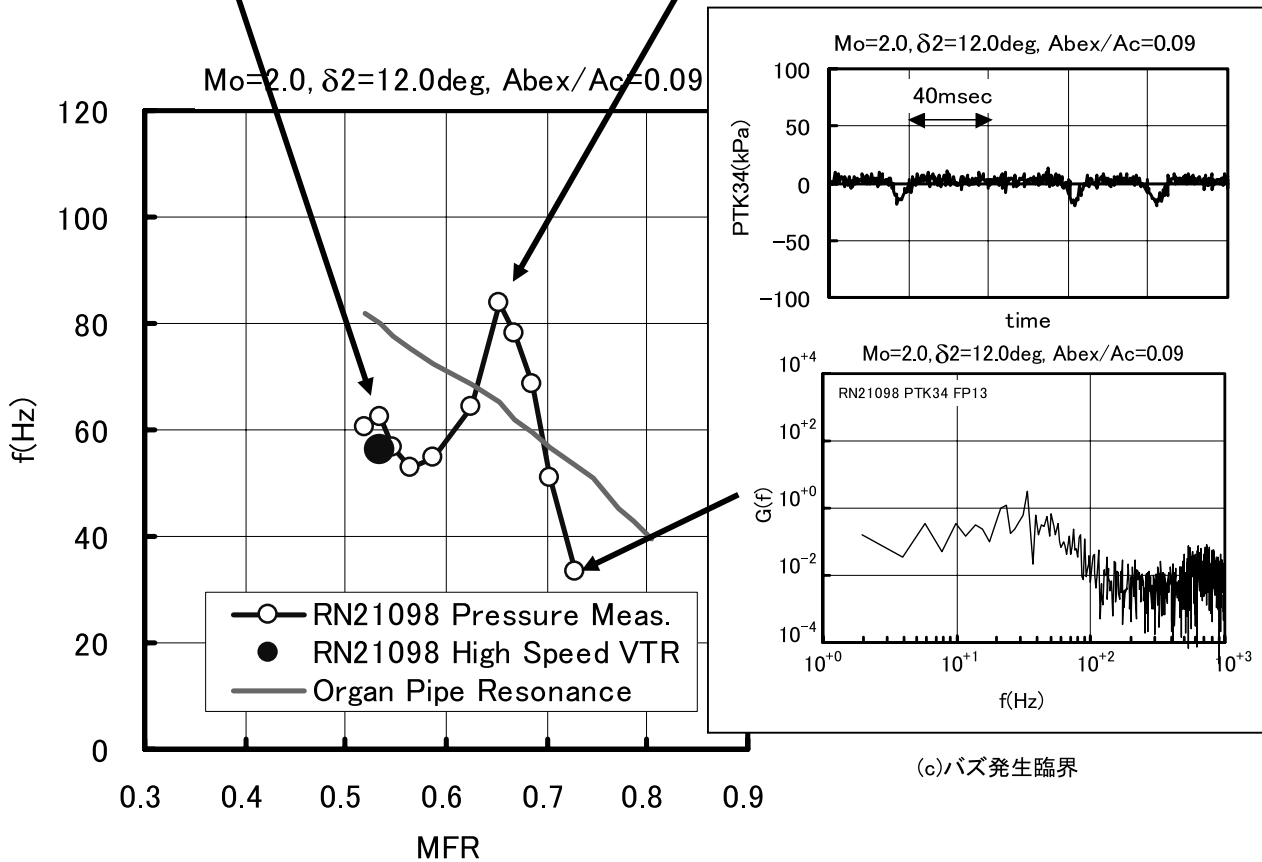


図 4.25 出口総圧変動レベル
($Mo = 2.0, \delta_2 = 12.0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)



(a)低流量作動域バズ(Dailey 不安定バズ)

(b)高流量作動域バズ(Ferri 不安定バズ)



(c)バズ発生臨界

バズ域総圧変動の卓越周波数

図 4.26 バズ域の出口総圧変動特性
($Mo = 2.0, \delta_2 = 12.0 \text{ deg}, Abex/Ac = 0.09$)

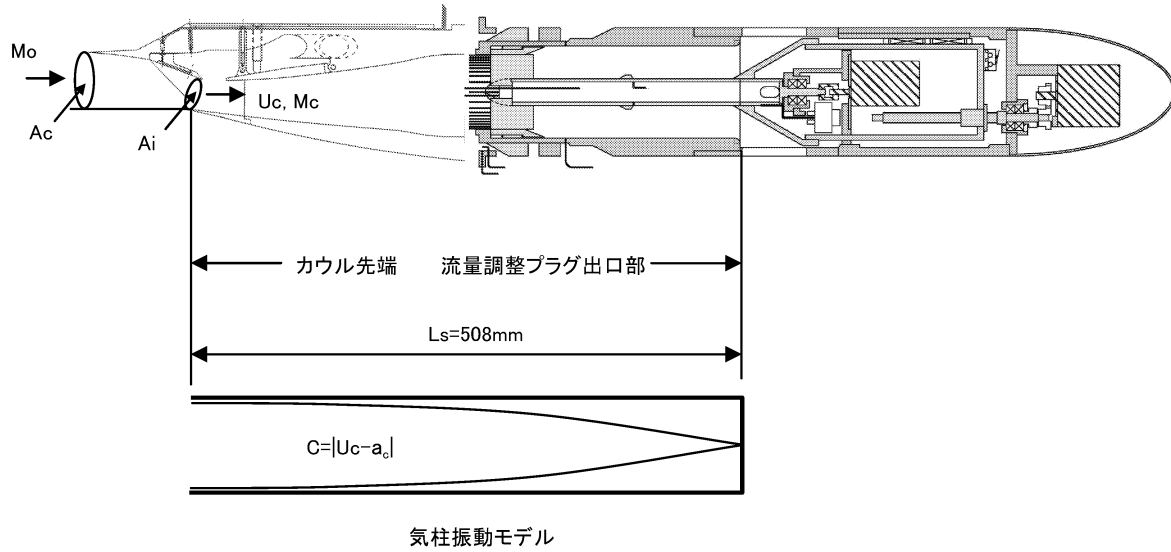


図 4.27 気柱振動モデル

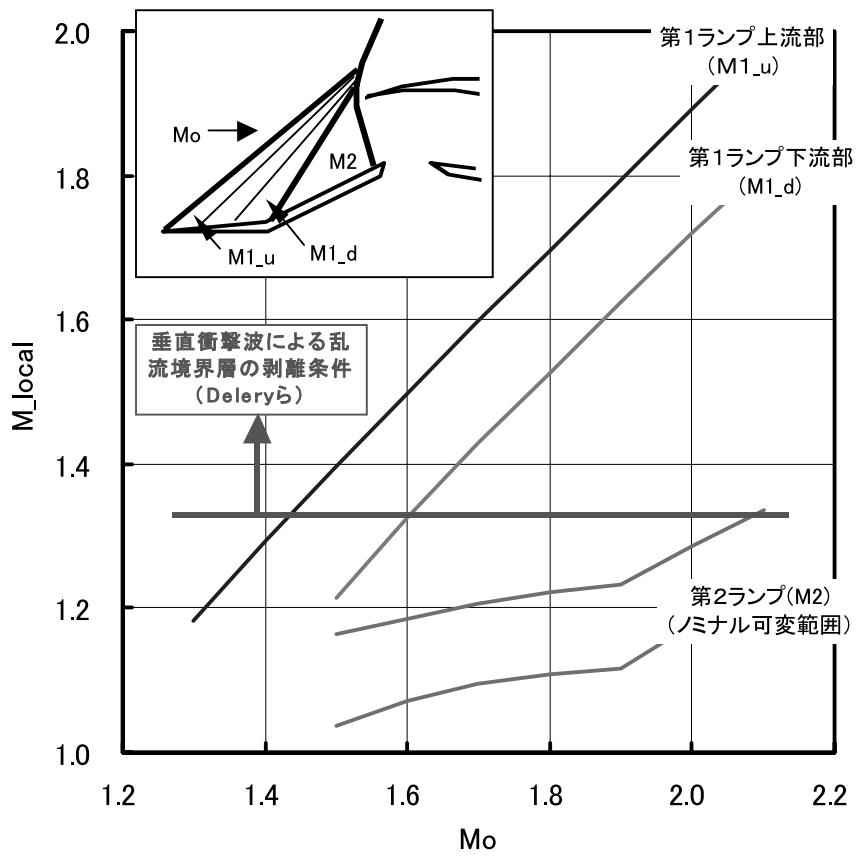


図 4.28 C 313 インテークの局所マッハ数

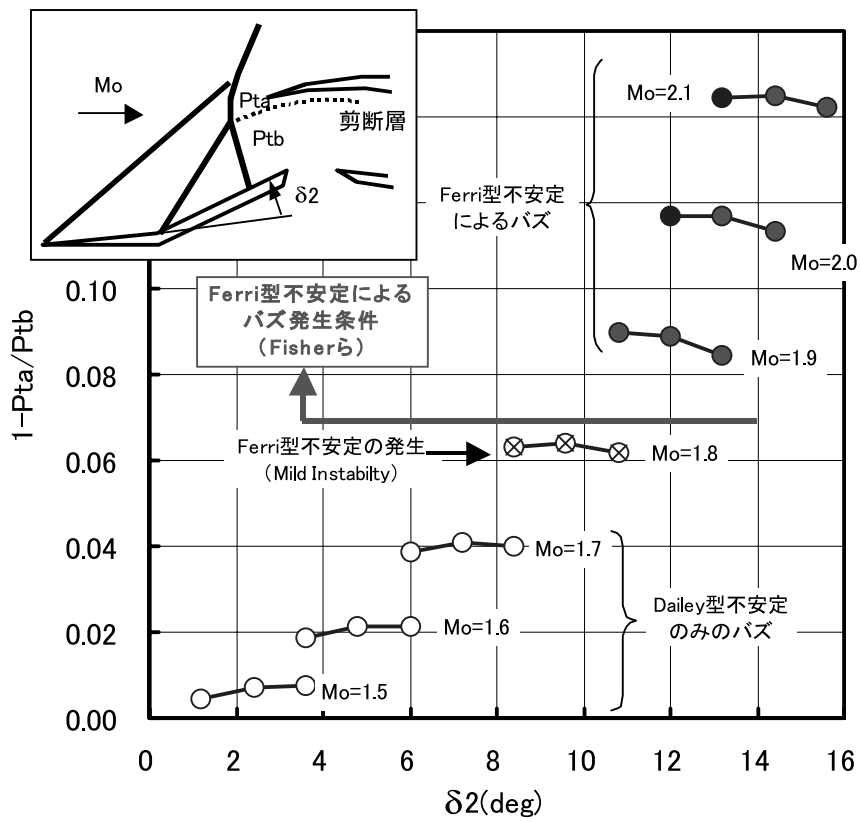


図 4.29 第2ランプ衝撃波・最終衝撃波干渉による剪断層強

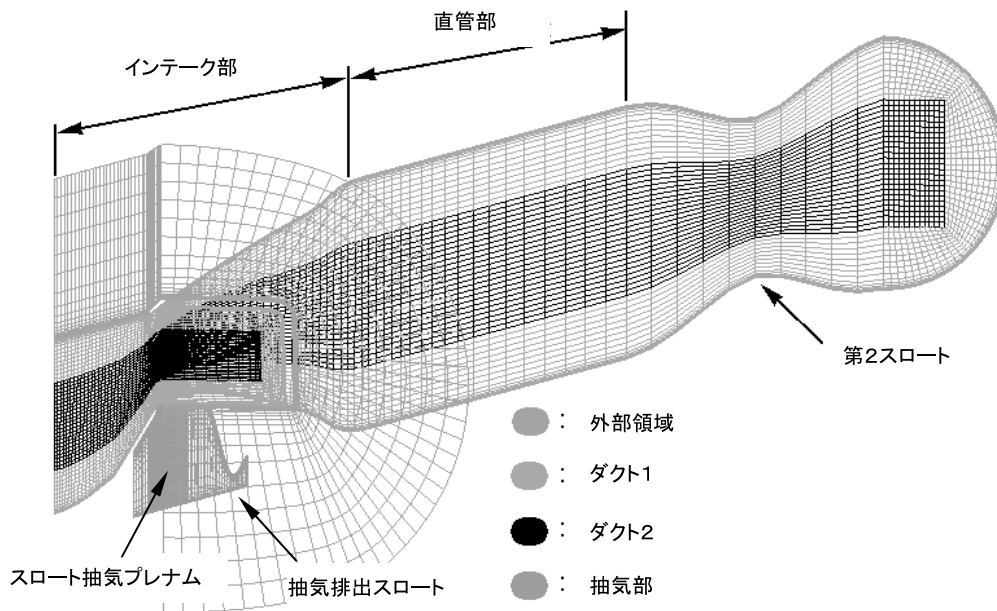
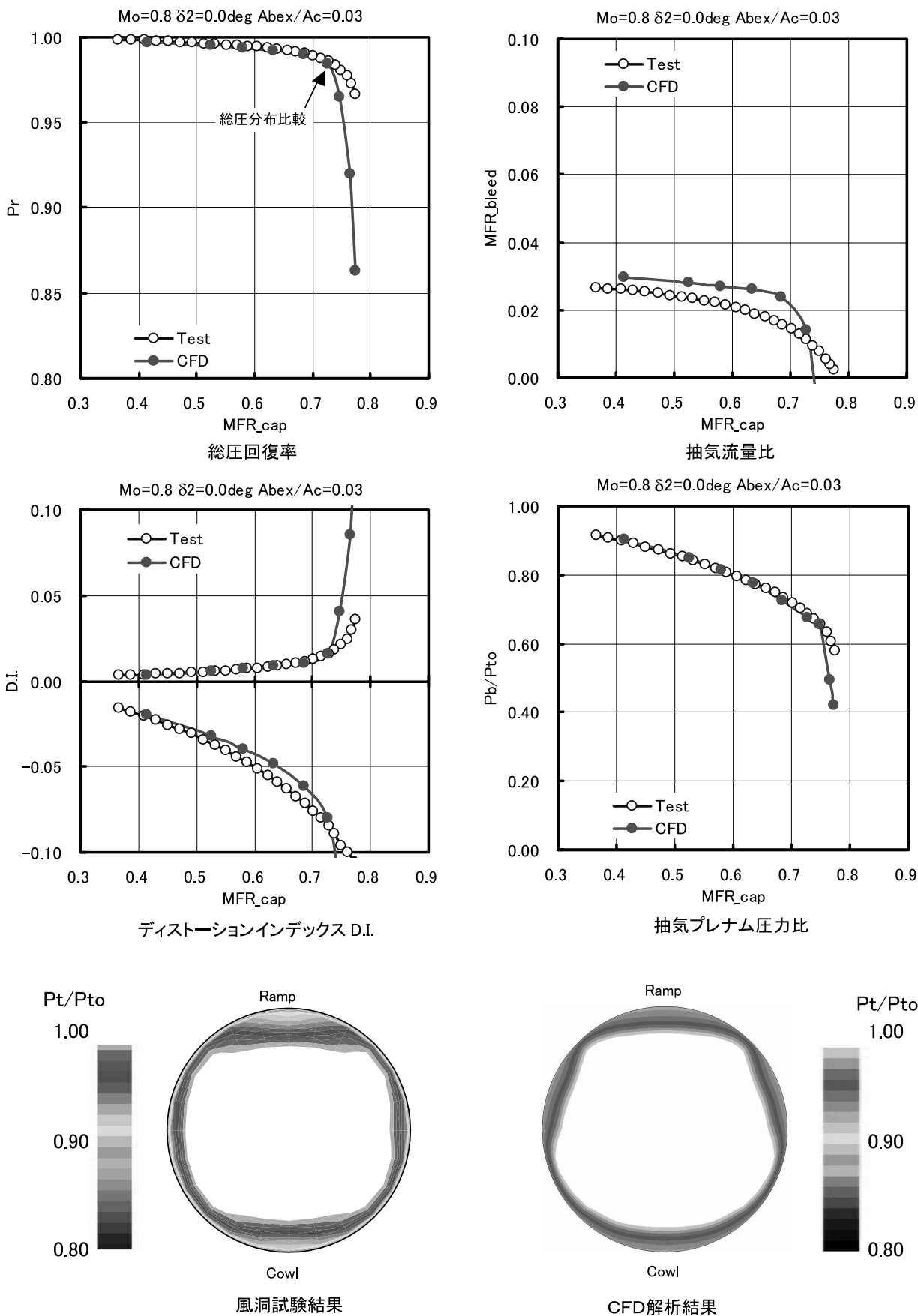
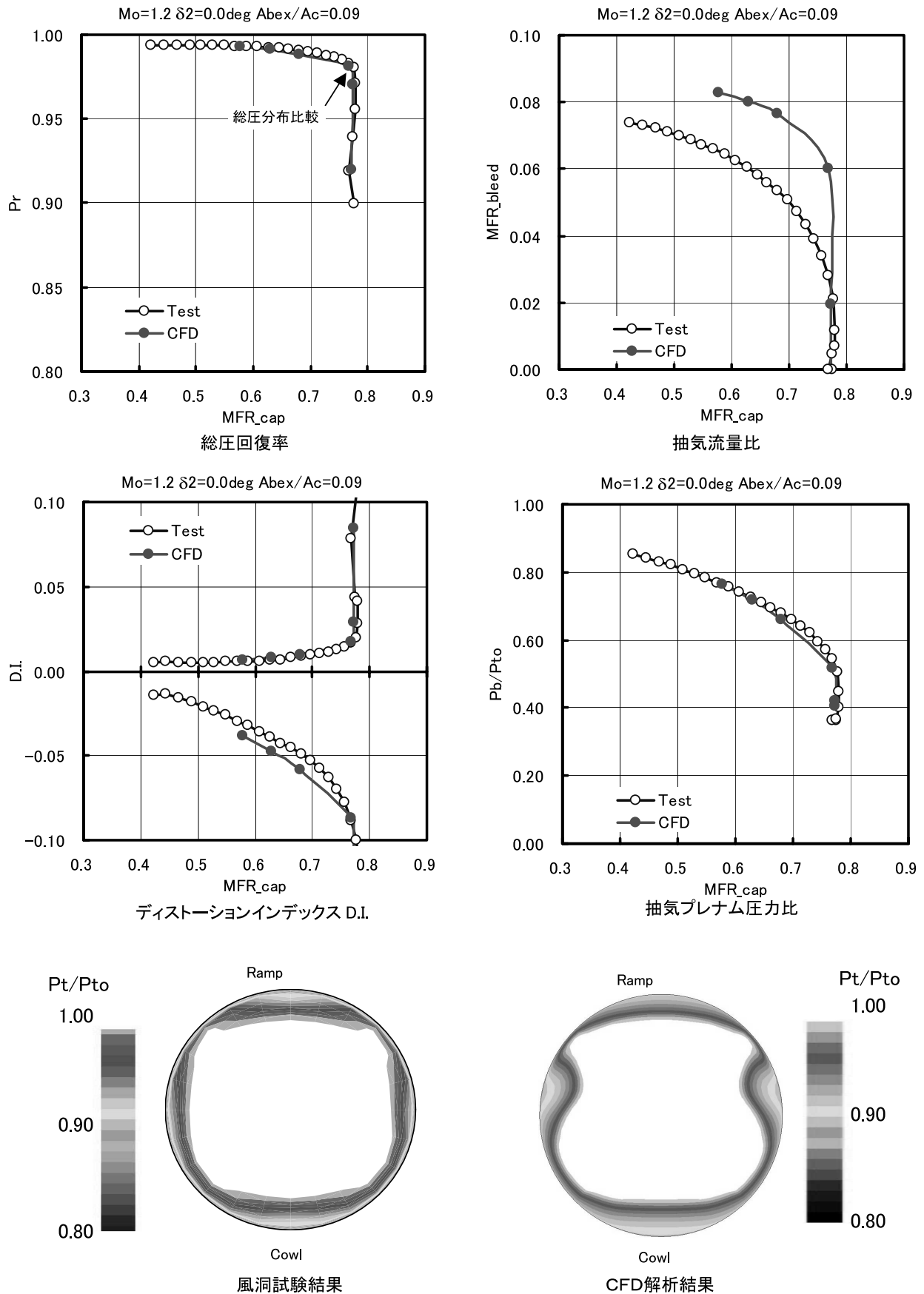


図 4.30 計算格子の概要



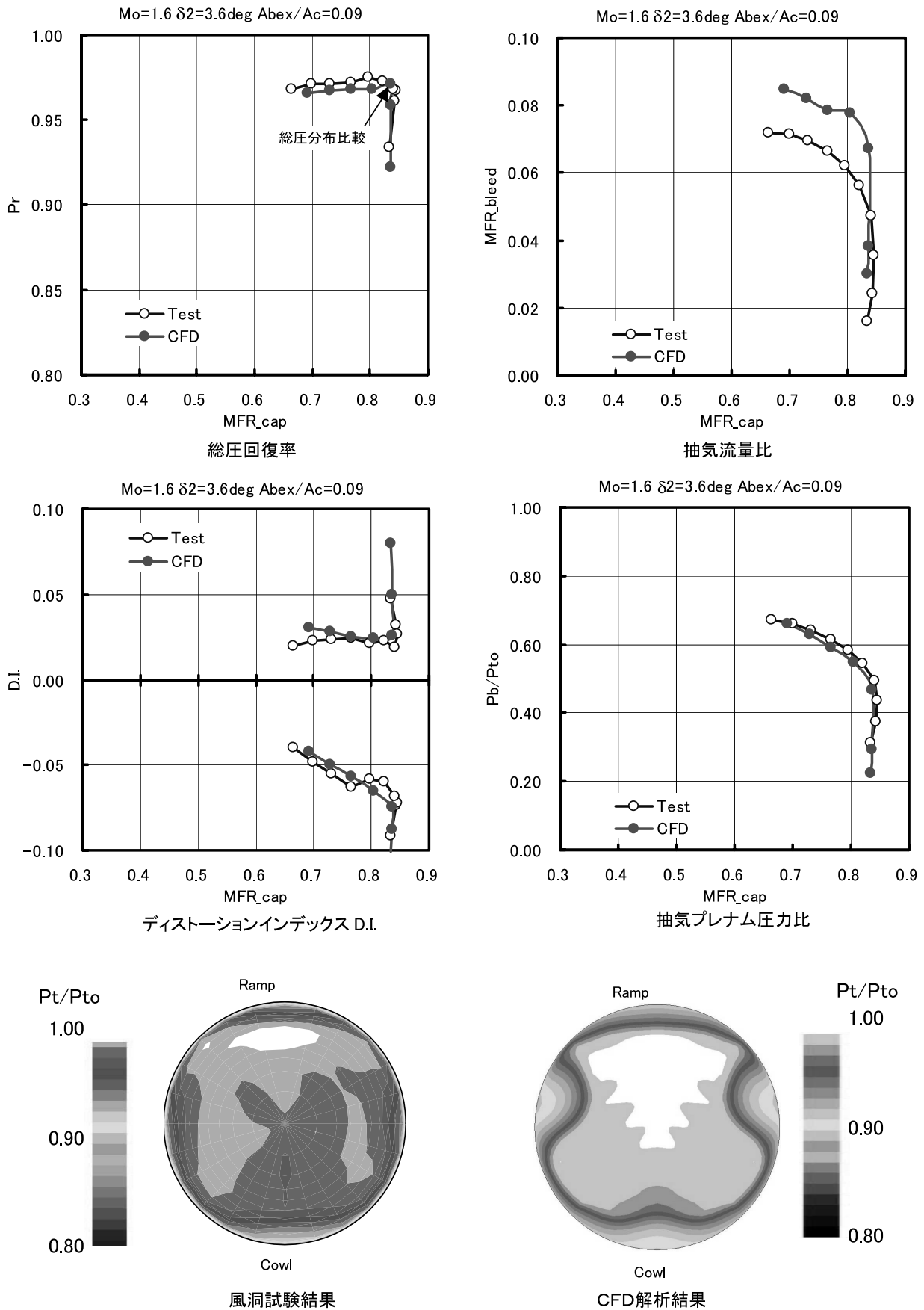
出口総圧分布(臨界作動点: MFR_{cap}=0.72)

図 4.31(a) 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較
(Mo = 0.8, $\delta_2 = 0.0$ deg, Abex/Ac = 0.03)



出口総圧分布(臨界作動点: MFR_{cap}=0.77)

図 4.31 (b) 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較
(Mo = 1.2, $\delta_2 = 0.0$ deg, Abex / Ac = 0.09)



出口総圧分布(臨界作動点: $MFR_{cap}=0.84$)

図 4.31(c) 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較
($Mo = 1.6$, $\delta_2 = 3.6$ deg, $Abex/Ac = 0.09$)

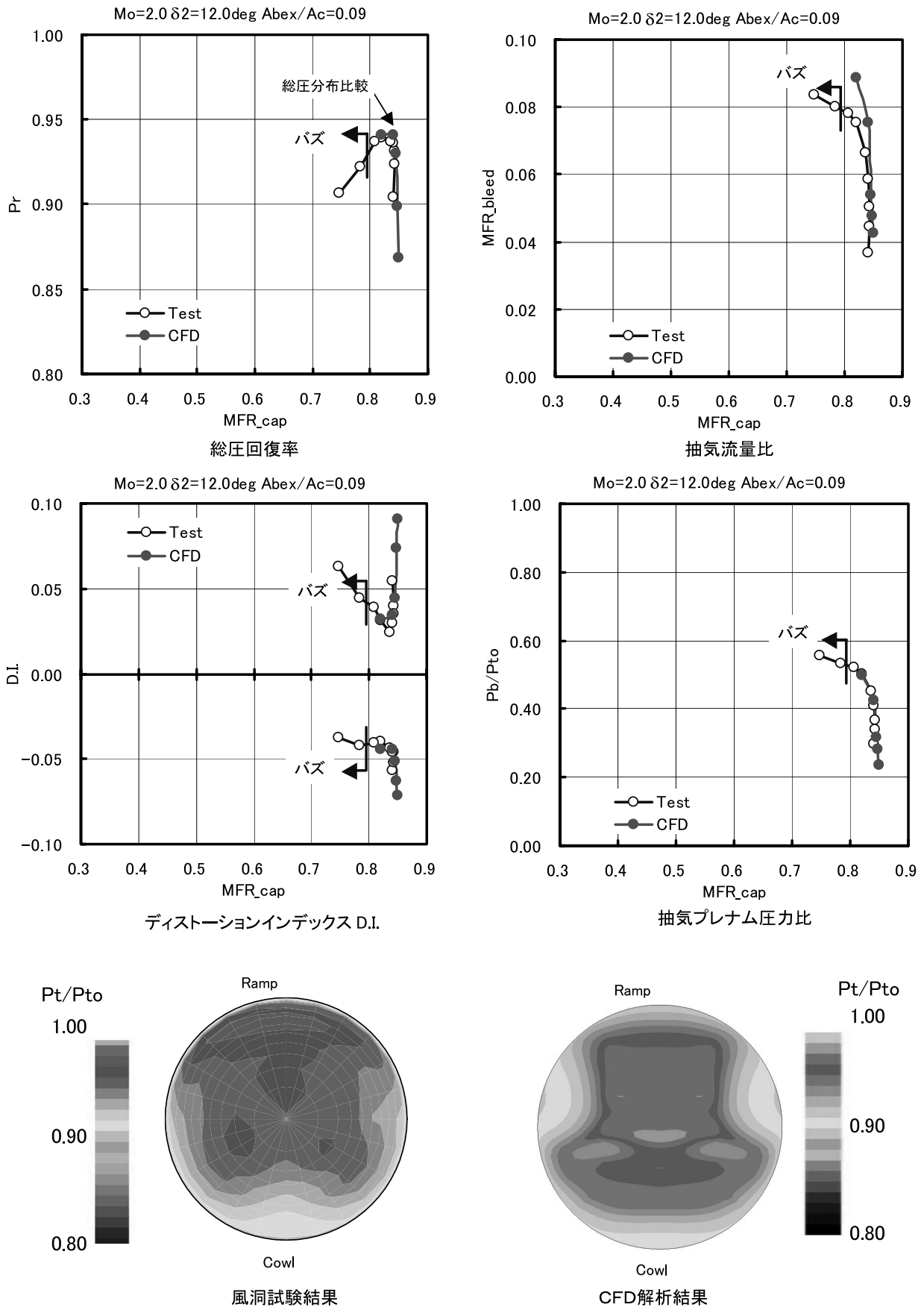
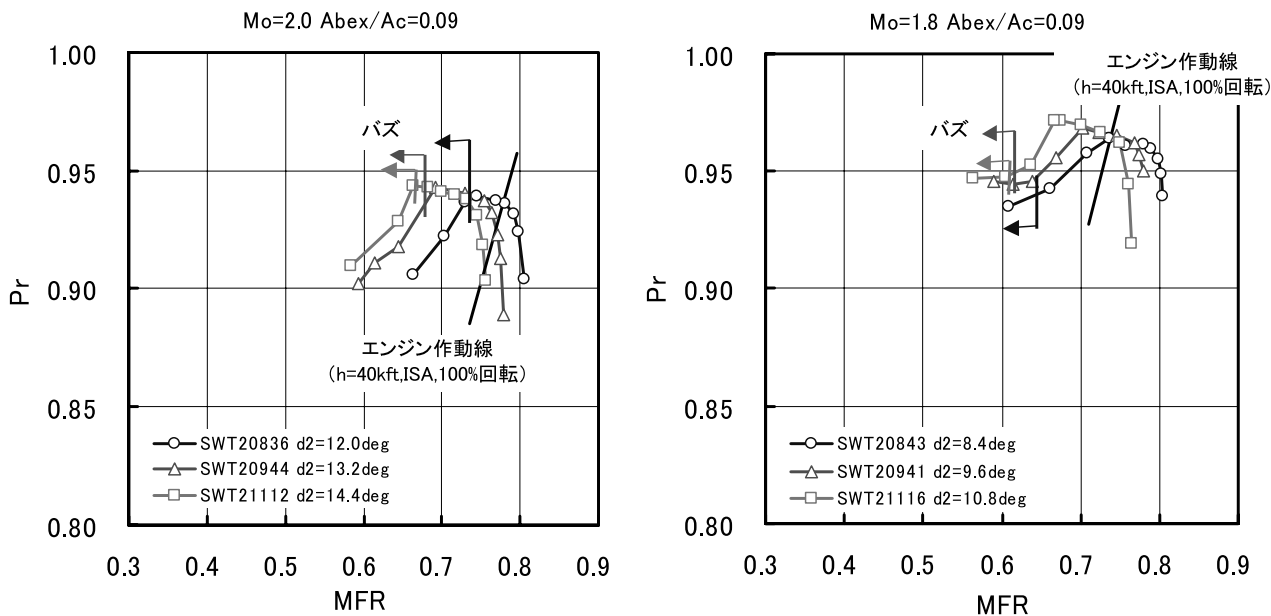


図 4.31 (d) 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較
(Mo = 2.0, $\delta_2 = 12.0$ deg, Abex/Ac = 0.09)



(a) $Mo=2.0, Abex/Ac=0.09$

(b) $Mo=1.8, Abex/Ac=0.09$

図 4.32 総圧回復特性とエンジン作動線 ($h = 40 \text{ kft}, Abex/Ac = 0.09$)

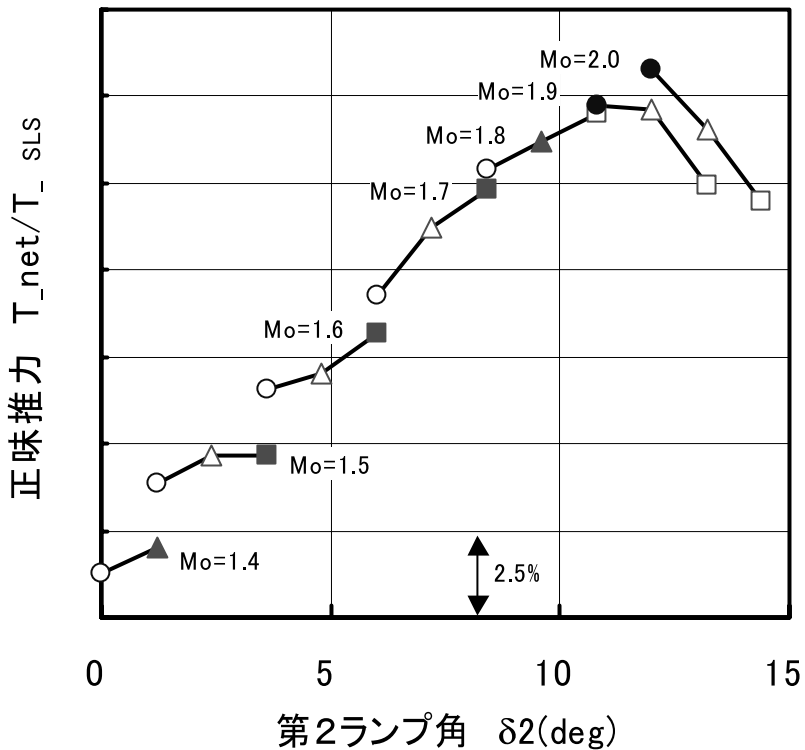


図 4.33 第 2 ランプ転向角による正味推力変化 ($h = 40 \text{ kft}, Abex/Ac = 0.09$)

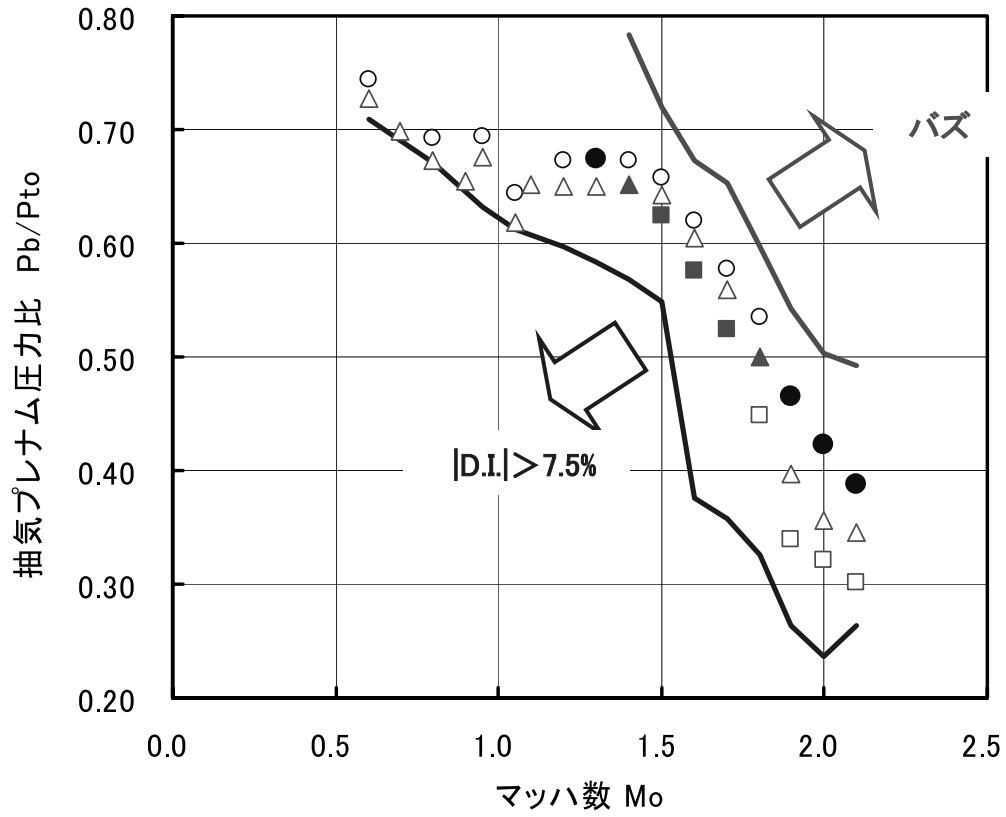


図 4.34 作動適合点における抽気プレナム圧力比のマッハ数による変化
($h=40$ kft, $Abex/Ac=0.09$)

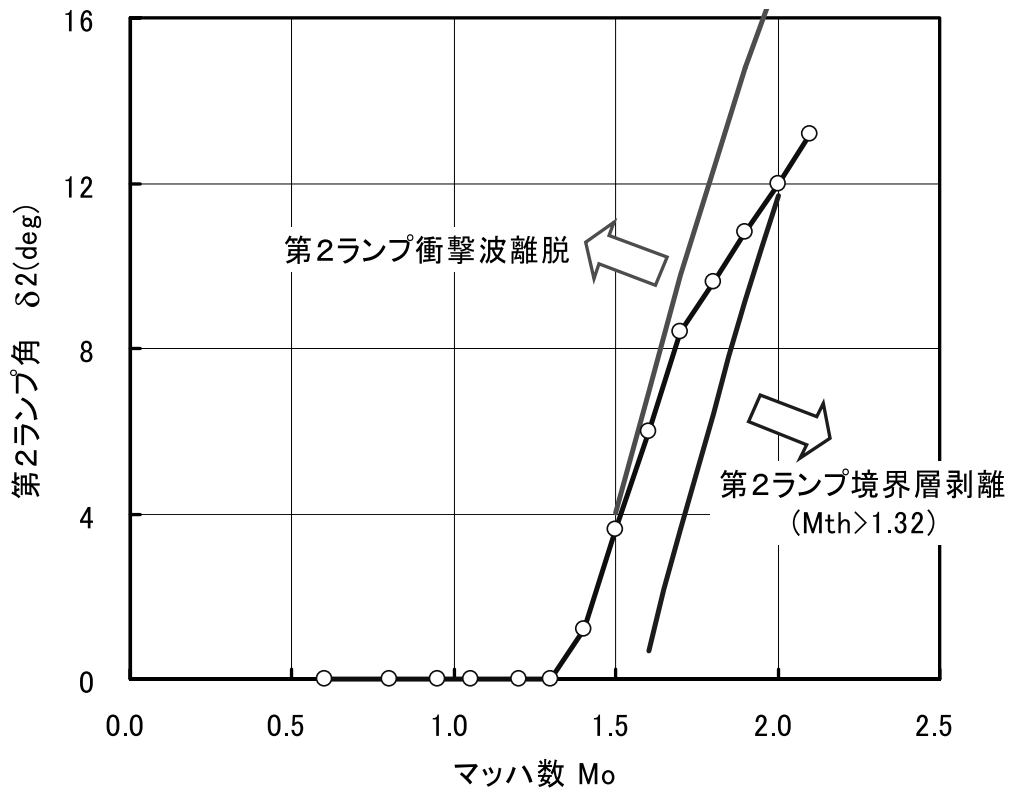


図 4.35 第2ランプ可変スケジュール ($h=40$ kft, $Abex/Ac=0.09$)

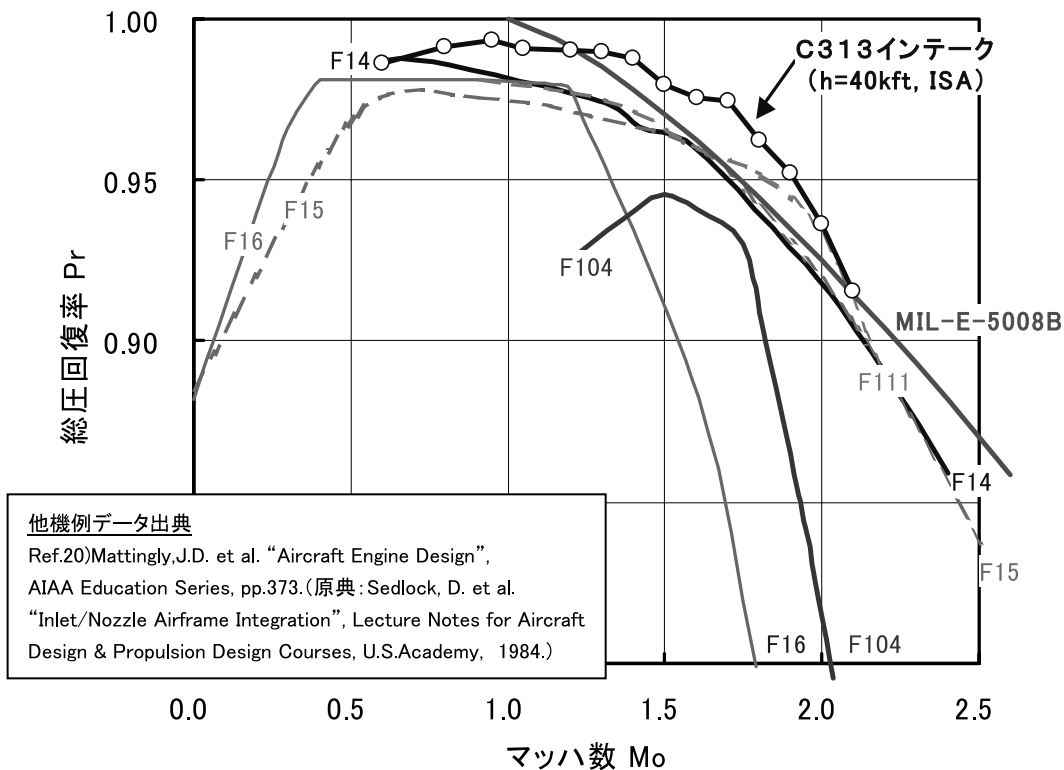


図 4.36 作動適合点の総圧回復性能 (h = 40 kft, Abex / Ac = 0.09)

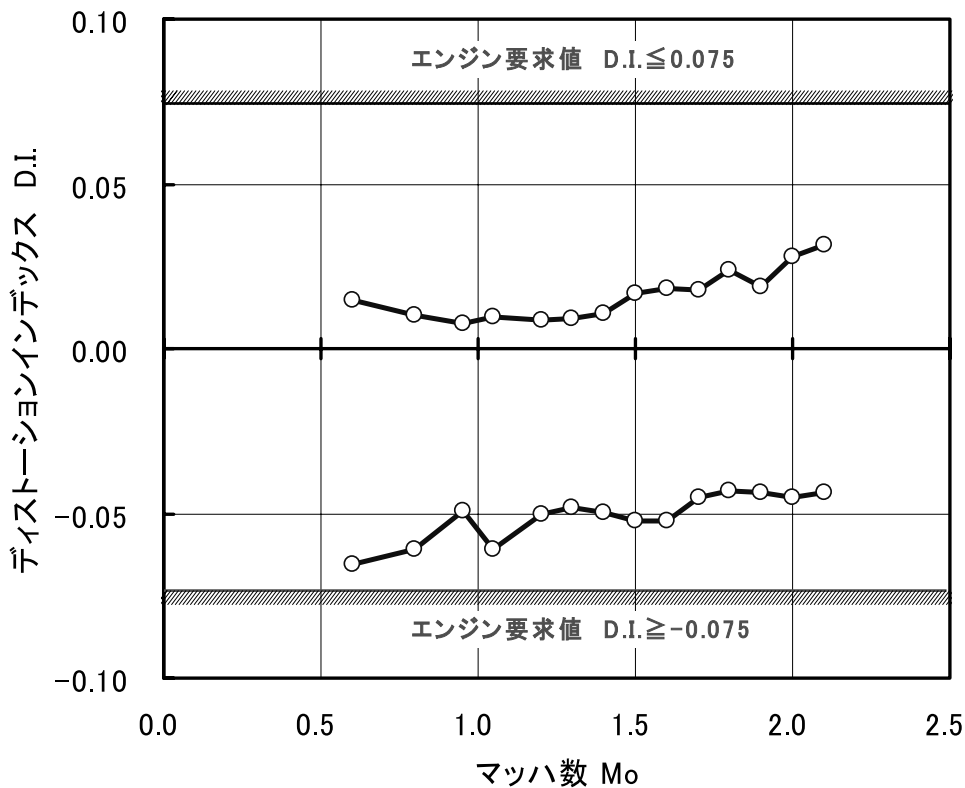


図 4.37 作動適合点のディストーション D.I. (h = 40 kft, Abex / Ac = 0.09)

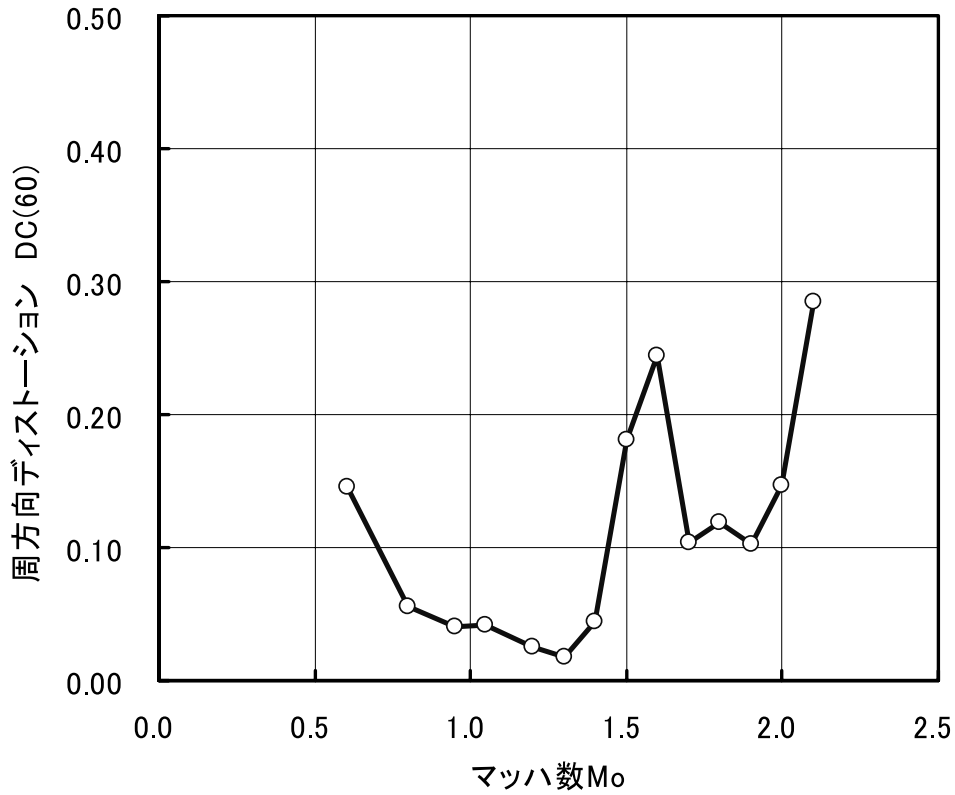


図 4.38 作動適合点の周方向ディストーション DC (60)
(h = 40 kft, Abex / Ac = 0.09)

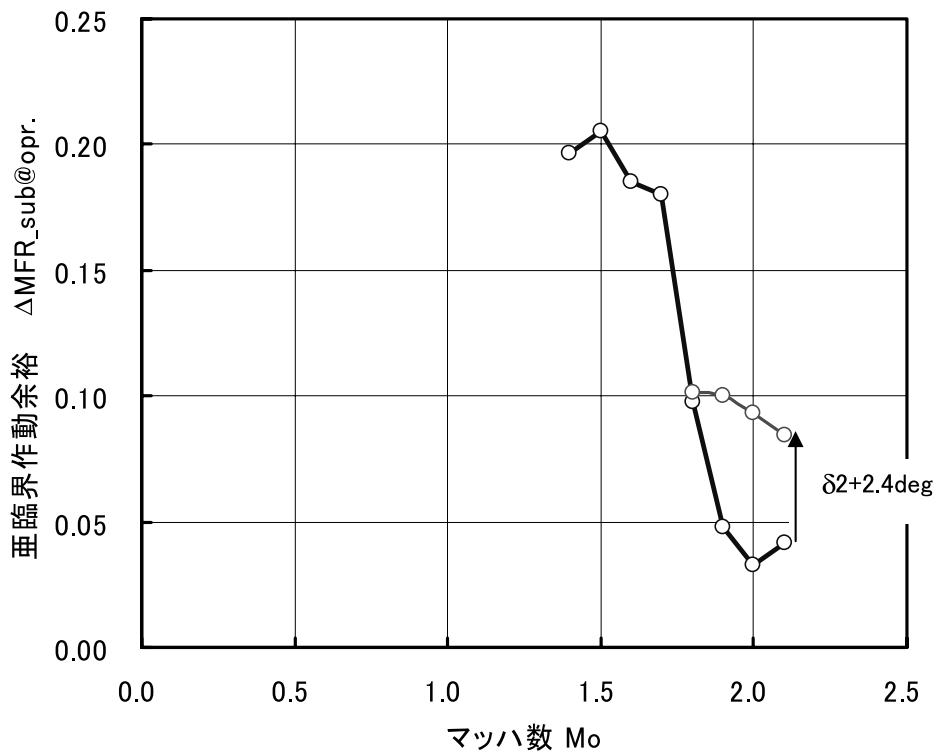
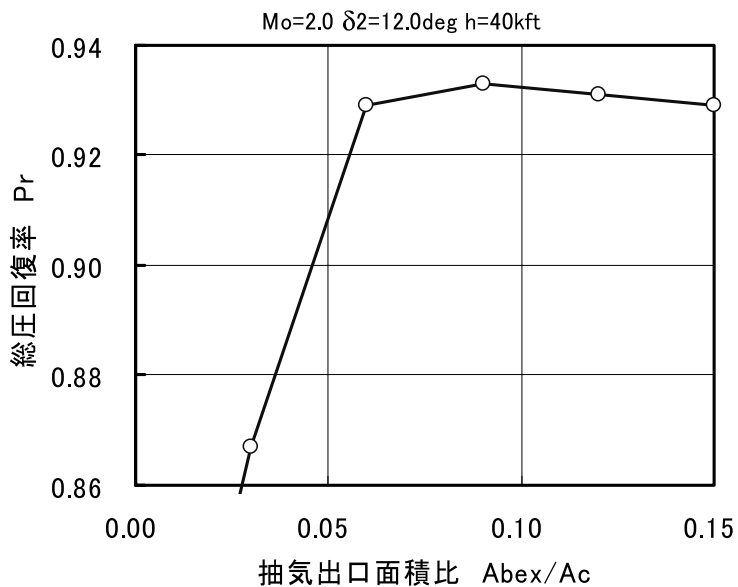
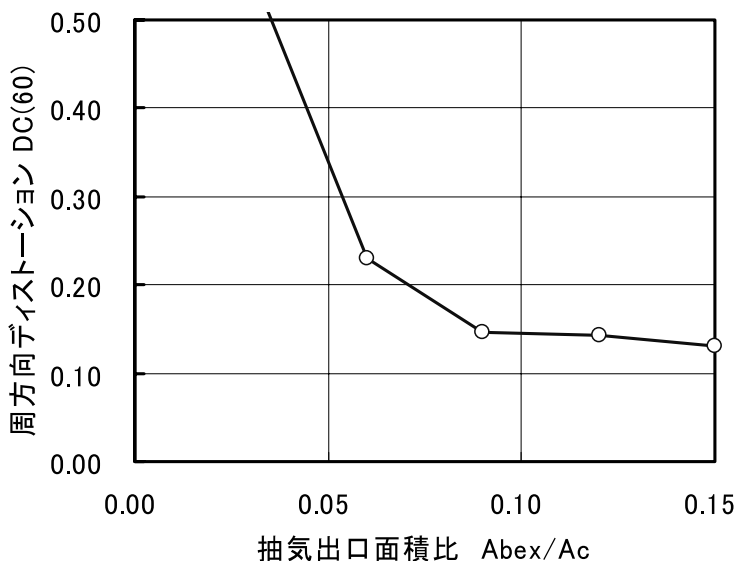


図 4.39 作動適合点の亜臨界作動余裕 (h = 40 kft, Abex / Ac = 0.09)



(a) 総圧回復率への影響



(b) 周方向ディストーションへの影響

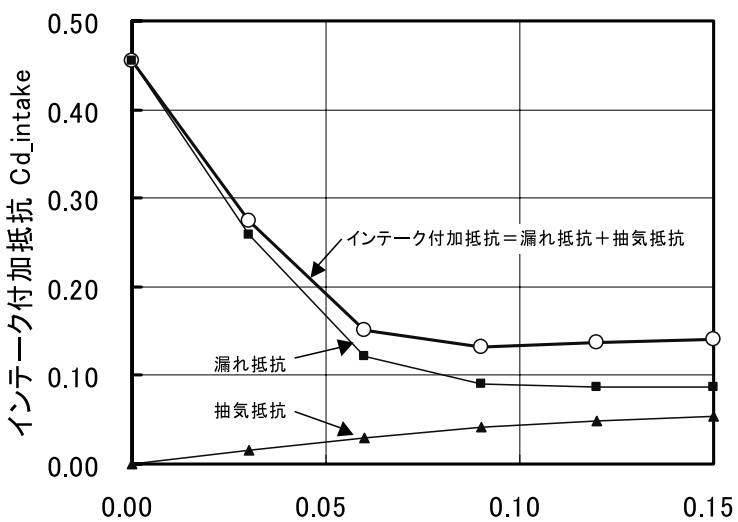


図 4.40 Mo = 2.0 作動適合点性能への抽気条件の影響 (h = 40 kft, δ2 = 12.0 deg)

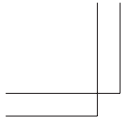
独立行政法人 航空宇宙技術研究所資料 774 号

平成15年6月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 (0422)40-3935 〒182-8522
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12

©2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

- ※ 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、無断で複製、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)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
- ※ 本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。



Printed in Japan

