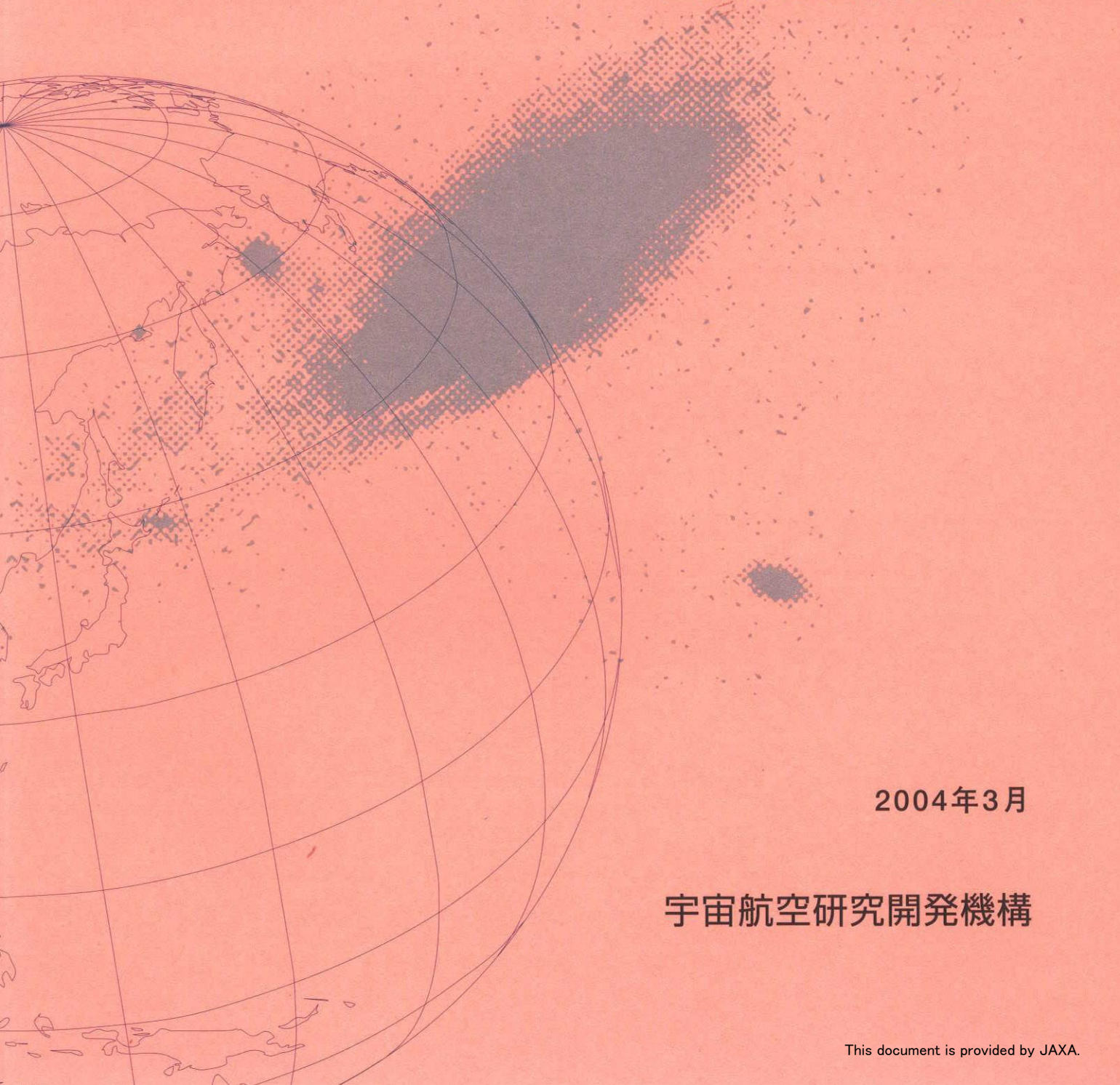


宇宙航空研究開発機構研究開発資料

模擬翼の下に取り付けたジェット実験機超音速インテークの 空力特性取得風洞試験



2004年3月

宇宙航空研究開発機構

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

模擬翼の下に取り付けたジェット実験機超音速インテークの
空力特性取得風洞試験

Wind tunnel test of the NEXST2 supersonic intake mounted
underneath a wing

藤原 仁志*1、村上 哲*2、渡辺 安*2

Hitoshi FUJIWARA, Akira MURAKAMI, Yasushi WATANABE

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

2004年3月
March 2004

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

Figure 10: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 11: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 12: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 13: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 14: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 15: Comparison of the estimated parameters for the two models.

Figure 16: Comparison of the estimated parameters for the two models.

模擬翼の下に取り付けたジェット実験機超音速インテークの 空力特性取得風洞試験*

藤原仁志*1、村上哲*2、渡辺安*2

Wind tunnel test of the NEXST2 supersonic intake mounted underneath a wing*

Hitoshi FUJIWARA*1, Akira MURAKAMI*2, Yasushi WATANABE*2

Summary

The Jet-Powered Supersonic Experimental Airplane (NEXST-2), being developed by National Aerospace Laboratory (NAL), will have a high-speed propulsion system featuring a two-dimensional external compression air-intake with variable ramps. The aerodynamic performance of the air-intake mounted underneath a wing at transonic and supersonic flight conditions was obtained by wind tunnel tests. Wind tunnel test were performed in a Mach number range of 0.6 to 2.1 at the 2m x 2m Transonic Wind Tunnel and the 1m x 1m Supersonic Wind Tunnel at NAL. The wind tunnel model was a 19.2% scale C313 air-intake model mounted underneath a wing. At the upstream Mach numbers ranging from 0.6 to 1.05, the pressure recovery at critical operation decreased with the increasing angle of attack, due to the separation around the lip of the cowl. At moderate Mach numbers, $1.2 \leq M_{\infty} \leq 1.4$, both of an increase in the pressure recovery and resistance to the occurrence of the flow instability, "buzz", were observed as the angle of attack increased. These phenomena were mainly due to the reduced inlet Mach number which weakened the shock-boundary layer interaction on the ramp for supersonic compression. At upstream Mach numbers of 1.7 or more, the shear layer originating from the shock intersection point was ingested at a higher mass flow rate at a higher angle of attack, causing a reduced stable mass flow range at higher angle of attack at $M_{\infty} = 2.0$.

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。本試験は、そのジェット実験機用超音速インテーク設計の一環として行われたものである。インテークの空力性能取得には、インテークを、機体と統合した状態で、実際の飛行マッハ数や迎え角、横滑り角のもとで行う試験（以下「インテーク機体統合試験」）が必要である。ただし、このような機体と統合した状態の風洞試験に先立って、インテークのみを風洞に設置して一様流を流入させて性能を取得する試験（以下「単体試験」）が行われる。ジェット実験機用インテークの設計においても、単体試験を実施した。本研究では、インテーク機体統合試験の予備段階として、インテークを「模擬翼」の下に取り付けて試験を行い、「模擬翼」によるインテーク入口流れの変化が空力性能に与える影響を風洞試験で調べた。その結果、主流マッハ数 $0.6 \leq M_{\infty} \leq 1.05$ では、迎角の上昇と共に、カウルリップ剥離の影響によって、臨界点付近で総圧損失とディストーションが増大することがわかった。主流マッハ数 $1.2 \leq M_{\infty} \leq 1.4$ では、迎角の上昇とともにインテーク入口マッハ数が減少することによる、亜臨界作動状態での総圧回復率の向上と、亜臨界側安定作動マージンの増大が見られた。主流マッハ数 $M_{\infty} \geq 1.7$ でも、迎角の上昇とともに臨界点から亜臨界作動状態での総圧回復率の上昇が確認されたが、衝撃波3重点か

* 平成15年6月20日 受付 (received 20 June, 2003)

*1 総合技術研究本部 航空環境技術開発センター

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

*2 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

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

ら発生するせん断層が流入する流量比が、臨界点の流量比より速いペースで上昇することがわかった。この影響で、主流マッハ数 $M_\infty=2.0$ では、迎角の上昇とともに、Ferri型のバズが発生する流量比、および、亜臨界側作動マージンが減少する傾向が見られた。

	記号		
		Ttb	抽気排出部総温
		Tte	インテーク出口部総温
Abex	スロート部抽気出口面積	Tt_plug	流量調整プラグ上流での総温
Ac	インテーク捕獲面積	Uo	主流流速
Ae	インテーク出口面積	Ue	インテーク出口部流速
Aplug	流量調整プラグ開口面積	x,z	模擬翼形状座標 (参照: 図 3. 6、 表 3. 3)
B	インテーク捕獲幅	α	迎角
D	インテーク出口部直径	δ	ランプ転向角
D.I.	ディストーションインデックス; (3.9) 式	$\delta 1$	第 1 ランプ転向角
DC(60)	周方向ディストーション; (3.11) 式	$\delta 2$	第 2 ランプ角
		γ	比熱比
Hc	捕獲高さ		
L	インテーク全長		
Lsub	亜音速ディフューザ長さ		
M_∞	主流マッハ数		
Me	インテーク出口部マッハ数		
MFR	インテーク出口流量比; (3.1) 式、 (3.2) 式、(3.4) 式		
MFR_bleed	抽気流量比; (3.5) 式		
MFR_cap	インテーク捕獲流量比; (3.7) 式		
MFR_crit	臨界作動点インテーク出口流量比		
MFR_limit	亜臨界安定作動限界インテーク 出口流量比		
ΔMFR_sub	亜臨界作動余裕; (3.13) 式		
Mth	インテークスロート部マッハ数		
po	主流静圧		
Pb	抽気プレナム圧力		
Pr	総圧回復率; (3.8) 式		
Psb	抽気排出部静圧		
Pse	インテーク出口部静圧		
Pto	インテーク入口部総圧		
Ptb	抽気排出部総圧		
Pte	インテーク出口部総圧		
Pt_plug	流量調整プラグ上流での総圧		
Re_Hc	インテーク捕獲高さに基づく主流 レイノルズ数		
To	主流総温		

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に必要な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)。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一つとなっており、特に超音速インテークはその重要な性能要素である。図1.2にジェット実験機の推進システムの概念図を示す。搭載されるエンジンは米国テレダイン社製YJ69-T406ターボジェットエンジンで、ベル型コンバージェント・ダイバージェントノズル(固定形状)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した²⁾。

1-2 研究の目的

ジェット実験機のようにインテークが翼下に搭載されている場合には、機体前方から来る一様流が、胴体や翼によって曲げられた後にインテークに流入することになる。特に、機体が迎え角や横滑り角を持つ場合には、一

様流とインテークに流入する流れの違いが顕著になる場合がある。このため、インテークの空力性能取得には、インテークを機体と統合した状態で、実際の飛行マッハ数や迎え角、横滑り角の下で行う試験が必要である。ただし、通常は、このような機体と統合した状態の風洞試験に先立って、インテークのみを風洞に設置して一様流を流入させて性能を測る試験が行われる。ジェット実験機用インテークの設計においても、その単体試験が行われた。本研究では、インテーク機体統合試験の予備段階として、インテークを、実験機の左舷内翼部を模擬した「模擬翼」の下に取り付けて試験を行い、「模擬翼」によるインテーク流入流れの変化が性能に与える影響を風洞試験で調べた。風洞試験は、マッハ数0.6~2.1の範囲で、主に迎角をパラメータとして、19.2%縮尺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。本報告はそれらの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）

インテークの空力形状

2-1 主要諸元

ジェット実験機第2次形状（C313形状）インテークの主要諸元を表2.1に、また概要図を図2.1、詳細を図2.2に示す。設計の詳細や、形状データは参考文献³⁾を参照。

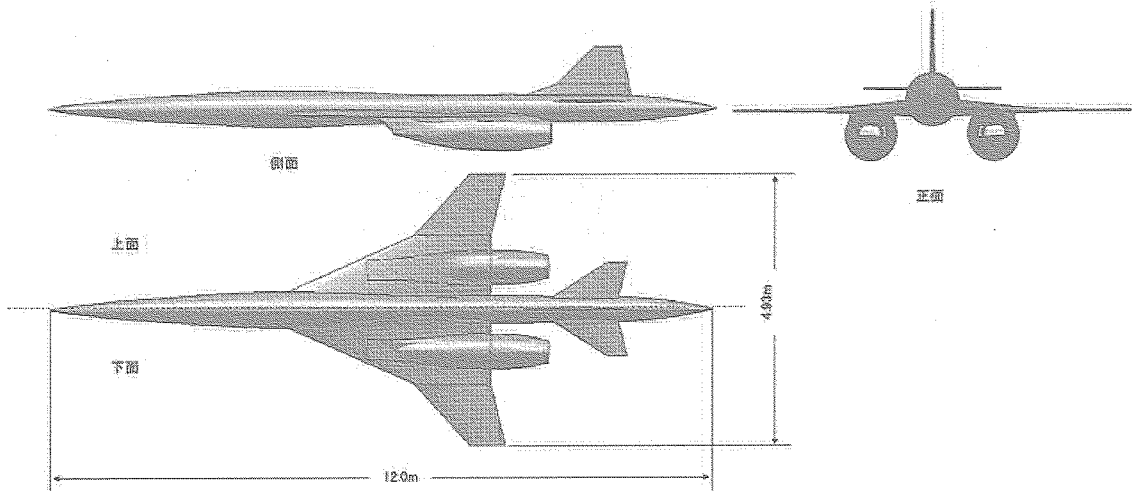


図1.1 小型超音速実験機（ジェット実験機）第2次形状

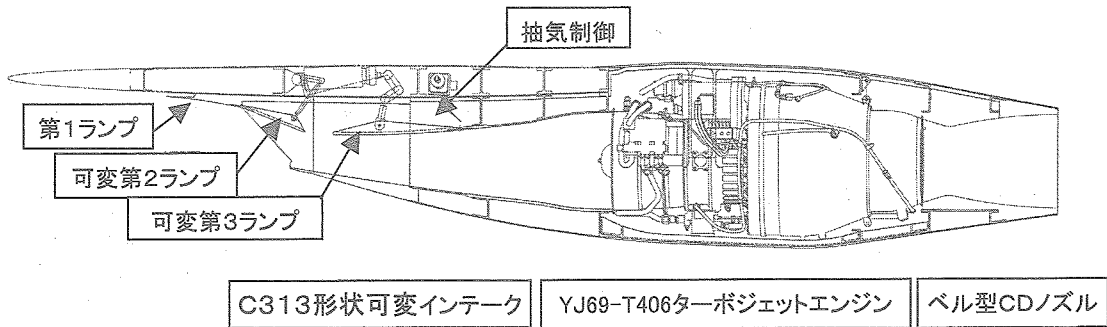


図1.2 小型超音速実験機（ジェット実験機）第2次形状推進システム概要

表2.1 C313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	$A_c=91,000\text{mm}^2$ ($H_c249.8\text{mm} \times B364.2\text{mm}$)
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 $\delta 1=8^\circ$ ($3^\circ +5^\circ$ 等エントピー圧縮) 第2ランプ：可変 $\delta 2=12^\circ @M_\infty 2.0$ $\rightarrow \delta 2=0^\circ @M_\infty \leq 1.4$ 側壁後退角： 44.7° ，側壁位置：第2ランプ以降 カウル流入角： 8°
亜音速ディフューザ	可変ランプ方式 長さ比： $L_{\text{sub}}/D=3.3$ 可変ランプ長： $0.5L_{\text{sub}}$ 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_c の42%

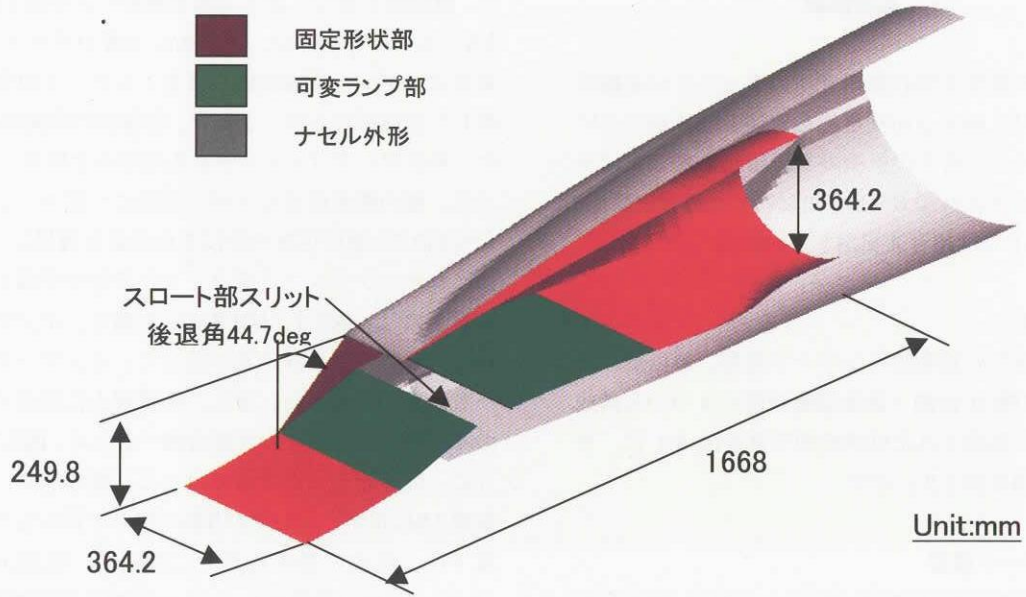


図2.1 C313インテーク形状の概要

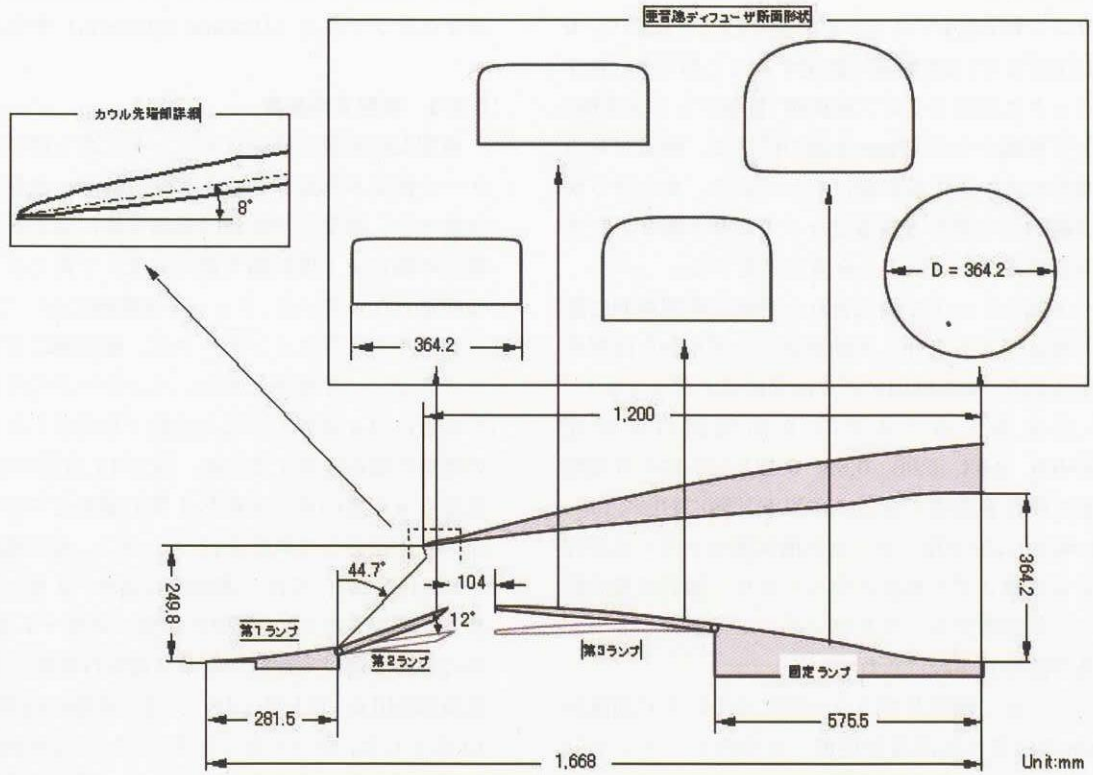


図2.2 C313形状インテーク詳細

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2 m×2 m連続式遷音速風洞及び1 m×1 m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、模擬翼、模型支持装置及び総圧計測・流量調整装置の4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。インテーク模型は、捕獲面積 $A_c=3360.7\text{mm}^2$ ($H_c48.01\text{mm}\times B70.0\text{mm}$)、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 $Re_{H_c}=0.5\sim0.7\times 10^6$ 、超音速風洞試験では $Re_{H_c}=1.2\sim1.4\times 10^6$ 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度から15.6度まで1.2度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 $Ab_{ex}/A_c=0.0, 0.03, 0.06, 0.09, 0.12$ 及び 0.15 の6種類の抽気出口条件を設定できる。本風洞試験においては、 $Ab_{ex}/A_c=0.09$ のみを用いた。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 ($D=2\text{mm}, t=0.2\text{mm}$) を装着した。

3-2-2 模擬翼

模擬翼は、図1.1に示したジェット実験機の左舷内翼部のみを模擬したもので、その概要図を図3.2と図3.3に示

し、模擬翼単独で上面と下面を撮影した写真を図3.4と図3.5に示す。平面形は、後退角67.2度のデルタ型である。翼型は、ジェット実験機左翼をインテーク対称断面で切断した断面形状と同じとした。模擬翼の断面形状を図3.6に、形状データ(インテーク先端中央を原点)を表3.3に示す。翼の断面形状はスパン方向に一定で、上下面において図3.3の濃灰色部のみはその形状を適用し、薄灰色部はインテークランプ先端ラインと平行な平面とした。模擬翼上には、図3.7と図3.8に示す通り、インテーク流入口の直前に3点の静圧孔を設けて、インテーク流入マッハ数の分布を調べた。また、模擬翼上に発達する境界層のインテーク入口での状態を調べるため、図3.7に示すように、境界層レークを取り付けた。境界層レークの詳細を図3.9に示す。レークは5本のピトー管からなり、模擬翼下面、中央の静圧孔真下において、壁面からの距離1mm~5mmの範囲を1mmピッチで圧力計測できるようになっている。図3.9に示すとおり、レーク先端の形状は、レーク同士の干渉を緩和するため楕円形となっている。本境界層レークは模擬翼より着脱可能で、模擬翼上の静圧およびインテーク空力性能を取得する場合には、境界層レークを取り外して試験を行った。また、図3.7に示す通り、模擬翼下面の前縁付近に、乱流遷移促進のためのディスクラフネス ($D=2\text{mm}, t=0.2\text{mm}$) を装着した。

3-2-3 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度間隔で最大5度まで変えることができる構造となっている。ジェット実験機においては、図 3.10 左図に示すようにインテークは、機体軸に対して2度ピッチアップ、1度トーイン、インテークの外翼側が上がる向きに4.4度ロールした状態で取付けられている。この搭載状態を模擬するため、図 3.10 右図に示すように、模型も4.4度のロール角と1度の偏角をつけて風洞スティングに搭載して試験を行った。また、超音速風洞(M1.5~M2.1)においては、実験機の迎角-2度~5度の飛行状態を模擬するため、模型の迎角は0度~7度とした(模型の迎角2度が実験機の迎角0度飛行状態に対応)。遷音速風洞(M0.6~M1.4)においては、模型の迎角を-3度~14度とした。ロール角と迎角については風洞のスティングポッドによって設定し、偏角は、模型支持装置によって、常に1度(トーインの方向)に設定した。また、模型支持装置と模擬翼の接触面に3種類の厚みのスペーサを挟み込むことにより、図 3.8 右図に示すように、インテーク先端と模擬翼下面の高さの差(ダイバータ高さ)

を、1.5mm, 3.0mm, 4.5mm に設定することが可能となっている。模型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。

3-2-4 総圧計測・流量調整装置

インテーク出口部の総圧計測・流量調整装置については単体風洞試験³⁾と同じ機材・方法を用いた。ここでは、その概要を説明する。

(1) 総圧計測部

総圧計測部は90度間隔の総圧レーク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度間隔で最大90度回転できる構造となっている。位置決め精度は±0.1度である。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度間隔で4カ所に静圧孔が設けられている。

(2) 流量調整部

半頂角30度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(Aplug/Ae)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Aplug/Ae=0%~140%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

計測制御システムについては、単体風洞試験³⁾と同じ機材・方法を用いた。ここでは、その概要を説明する。

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15psi (103.4kPa)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-64HD-DTC及びESP-32HD-DTC)を用いた。温度計測では計測センサーとしてK型熱電対を用いた。

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た。

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。出口総圧分布は45度ピッチで測定した。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200Hzで80回計測し、そのアンサンブル平均で処理した。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、アンサンブル平均で処理した。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

インテークの非定常流れ現象検知のため、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。

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、次式で表すことができる。

$$MFR = \frac{\rho_e U_e A_c}{\rho_o U_o A_c} = \frac{P_{te}}{P_{to}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Mo^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Me^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M_e}{Mo} \sqrt{\frac{T_{te}}{T_o} \frac{Ac}{A_c}} \dots (3.1)$$

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*Ae*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。本試験では、文献³⁾と同様に、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；

($M_{\infty} \leq 1.2$ の場合)

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

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

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

$P_{se,i}$: 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

$T_{te,i}$: 総圧計測プローブ位置での局所総温（主流総温 T_o と等しいと仮定）

$\Delta A_{e,i}$: 総圧計測プローブ i が代表する断面要素の面積

流量調整プラグチョーク条件を用いた場合；

($M_{\infty} \geq 1.3$ の場合)

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

ここで、

$\overline{P_{t_plug}}$: 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

$\overline{T_{t_plug}}$: 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

A_{plug} : 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 A_c 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。

$$MFR_{bleed} = \frac{P_{tb}}{P_{to}} \left\{ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} Mo^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{bex}^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{M_{bex}}{Mo} \sqrt{\frac{T_{tb}}{T_o} \frac{A_{bex}}{A_c}} \quad \dots(3.5)$$

ここで、

P_{tb} : 抽気排出ノズル部で計測した総圧

M_{bex} : 次式で算出する抽気排出ノズル部でのマッハ数

$$M_{bex} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_{tb}}{P_{sb}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad \dots(3.6)$$

P_{sb} : 抽気排出ノズル部で計測した壁圧

T_{tb} : 抽気排出ダクトで計測した総温

A_{bex} : 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 A_c 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。

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

(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。

$$Pr = \frac{\overline{Pte}}{Pto} = \frac{1}{Pto} \sum_i Pte_i \frac{\Delta Ae_i}{Ac} \quad \dots(3.8)$$

(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。

$$D.I. = \frac{Pte_{max} - \overline{Pte}}{Pto} \quad \text{及び} \quad \frac{Pte_{min} - \overline{Pte}}{Pto} \quad \dots(3.9)$$

$$D.I._{abs} = \frac{Pte_{max} - Pte_{min}}{Pto} \quad \dots(3.10)$$

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度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。

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

ここで、

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

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

\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、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。

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

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。

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3.11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: $\theta=0$ 度, 90度, 180度及び270度)及びポジションB(レーク位置: $\theta=45$ 度, 135度, 225度及び315度)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。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。本試験方法の検証については文献³⁾を参照。

3-5-3 試験条件

表3.4に風洞試験で行った全試験ケースを示す。試験条件パラメータは主流マッハ数 (M_∞)、第2ランプ角 ($\delta 2$)、及び迎角 (α) である。主流マッハ数は $M_\infty=0.6\sim 2.1$ の範囲で実施し、 $M_\infty\leq 1.4$ では遷音速風洞で、 $M_\infty\geq 1.5$ では超音速風洞で行った。第2ランプ角はマッハ数ごとに固定されたノミナル値 (表3.4参照) で行った。抽気条件についてはノミナル条件である $Abex/Ac=0.09$ で行った。

迎角については、 $M_\infty\leq 1.4$ の遷音速風洞試験では、 -3 度 ~ 14 度、 $M_\infty\geq 1.5$ の超音速風洞試験では 0 度 ~ 7 度の範囲で行った。ダイバータ高さは 3mm とし、 $M_\infty=2.0$ 、迎角 2 度、 $\delta 2=12$ 度の1ケースのみ、ダイバータ高さ 1.5mm の試験も行った。また、表3.4に○で示したマッハ数・迎角において、先に説明した境界層レークを用いて、模擬翼上の境界層計測を実施した。

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 \sim 1.4	1.4 \sim 4.0
気流総圧	50kPa \sim 150kPa	150kPa(M1.4) \sim 1,270kPa(M4.0)
気流総温	308K \sim 338K	室温

表3.2 計測項目一覧

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	73	中心点総圧は非定常計測に分岐*1
インテーク出口静圧	12	静圧プローブ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



(a) 遷音速風洞搭載写真



(b) 超音速風洞搭載写真

図3.1 模擬翼付きC313形状インテーク19.2%風洞模型搭載写真

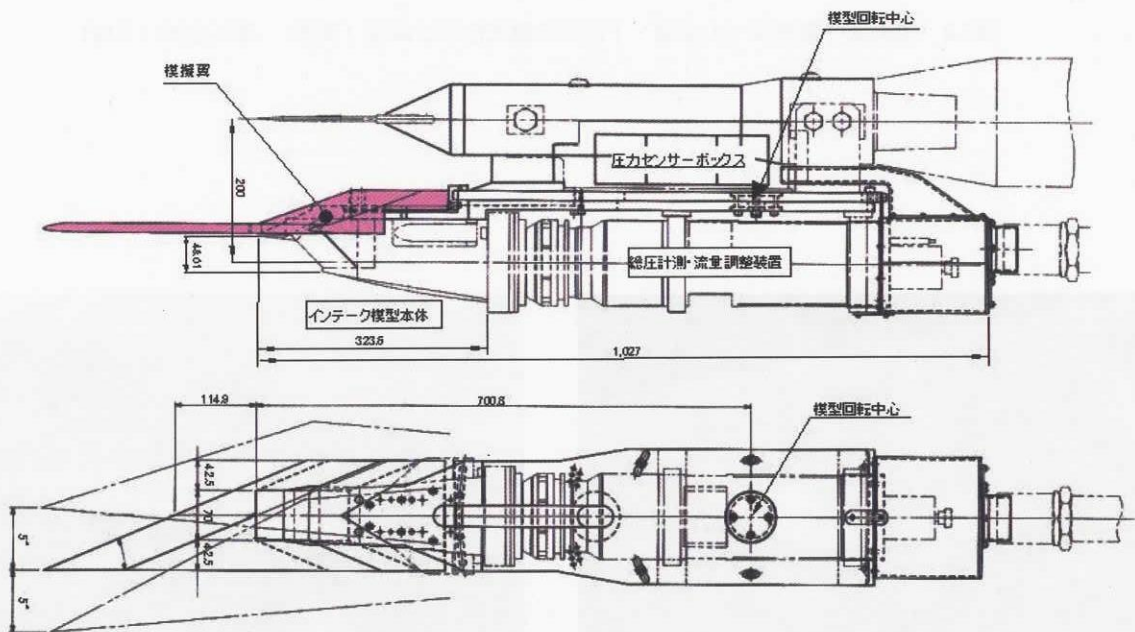


図3.2 模擬翼付きC313インテーク風洞試験模型の概要 [単位mm]

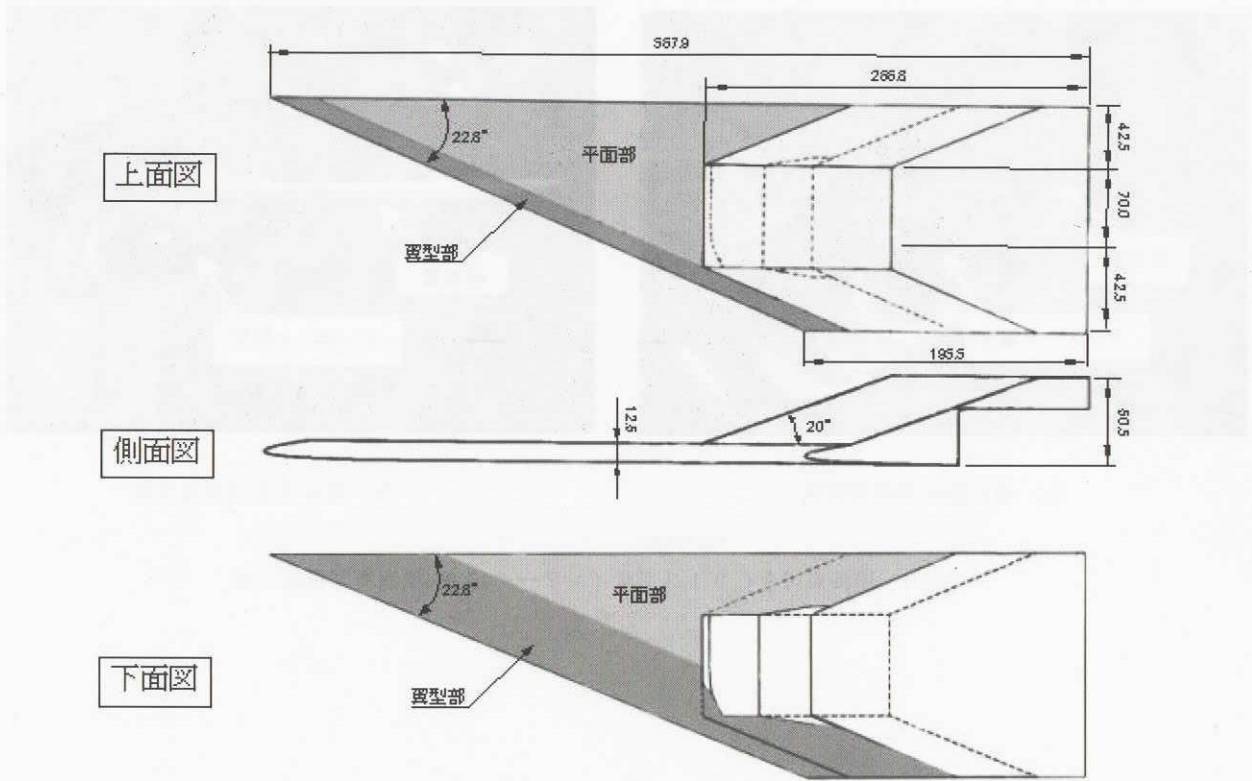


図3.3 模擬翼の概略図（上面図・下面図の濃灰色部は曲面（翼型），薄灰色部は平面）



図3.4 模擬翼の上面側

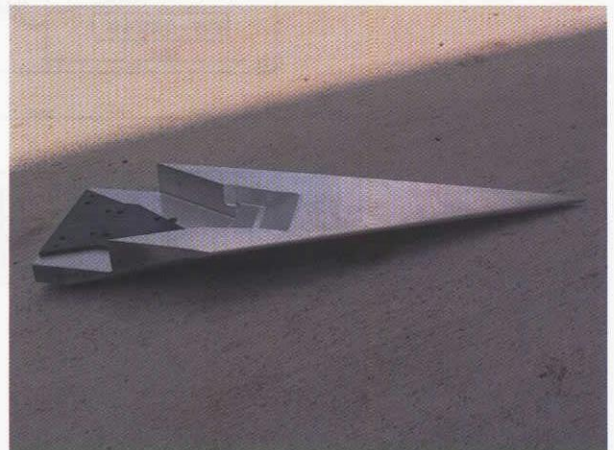


図3.5 模擬翼の下面側

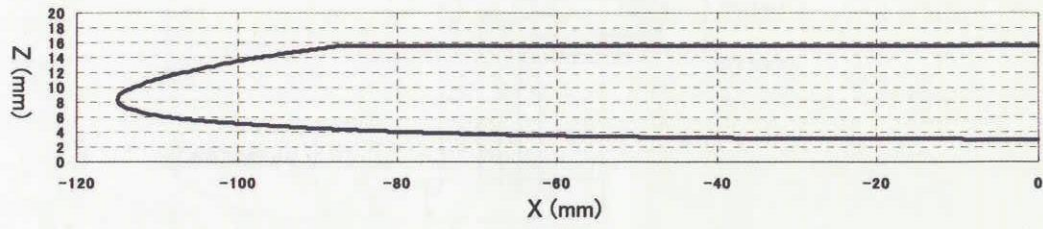


図3.6 模擬翼のインテーク対称断面における翼型

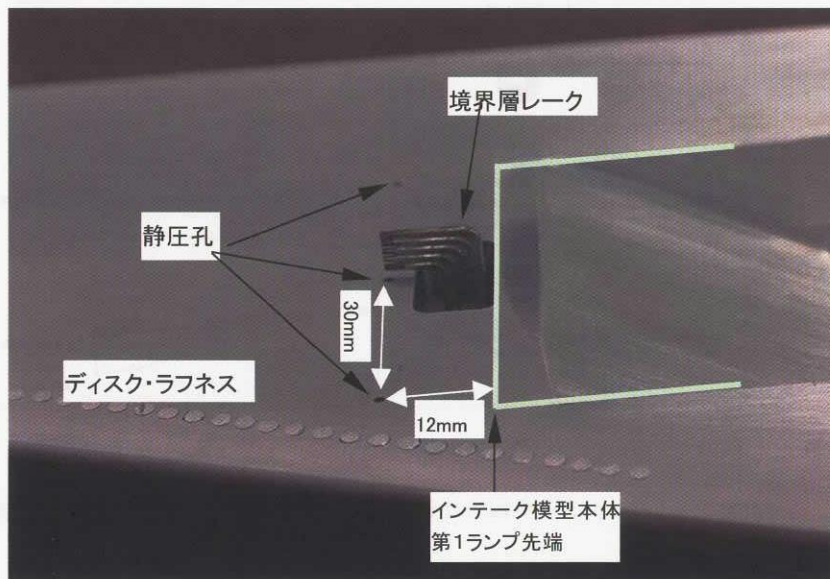


図3.7 模擬翼下面に境界層レーク（着脱可能）を取り付けた状態

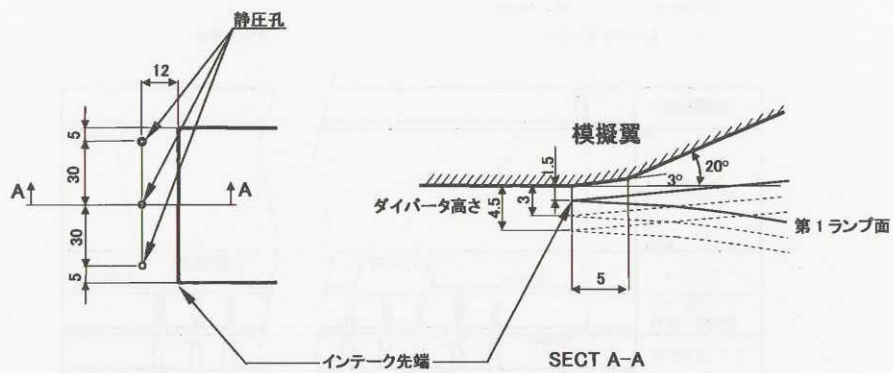


図3.8 模擬翼下面・インテーク先端付近詳細 単位[mm]

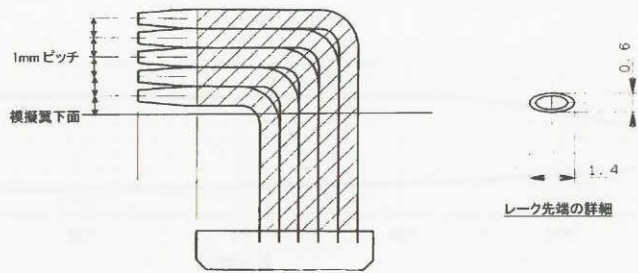


図3.9 境界層レークの詳細

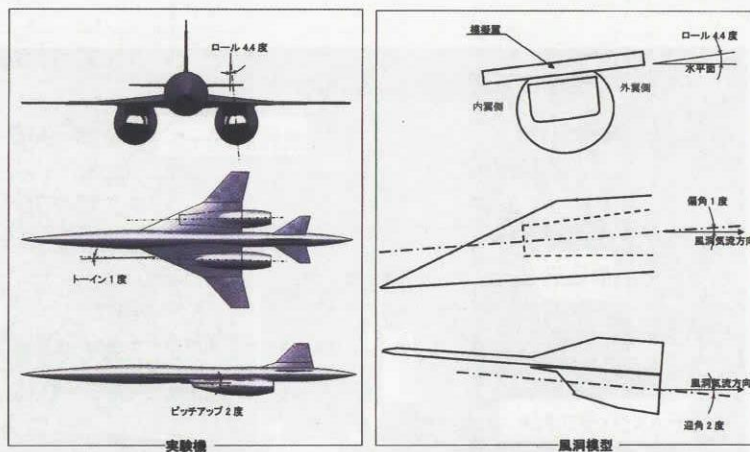


図3.10 実験機におけるインテーク取付け角と風洞模型の姿勢角（迎角2度：実験機の迎角0度に相当）

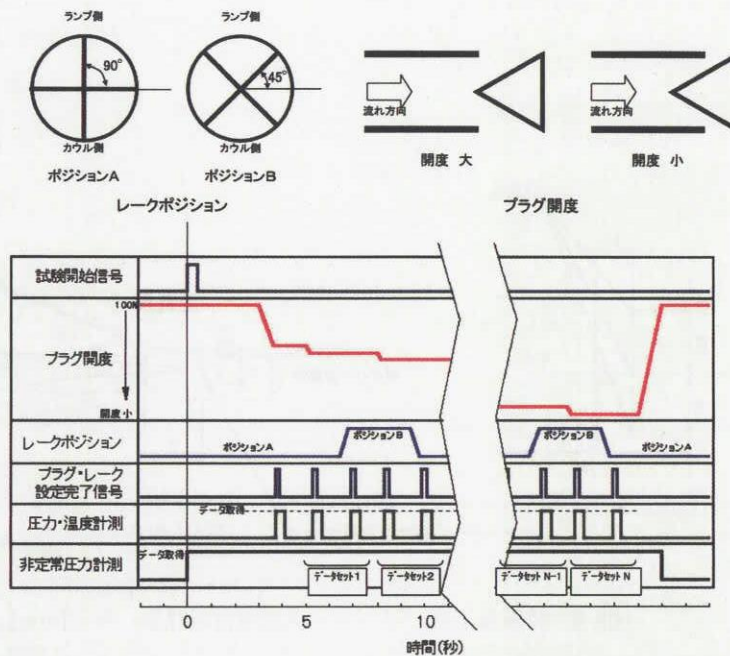


図3.11 計測制御シーケンスチャート

表3.3 模擬翼・翼型の数値データ

X[mm]	Z[mm]	X[mm]	Z[mm]	X[mm]	Z[mm]	X[mm]	Z[mm]	X[mm]	Z[mm]
0.000	15.565	-112.458	10.162	-91.174	4.532	-63.438	3.553	-35.687	3.131
-9.000	15.565	-112.950	9.954	-90.641	4.502	-62.904	3.542	-35.153	3.126
-86.393	15.565	-113.432	9.724	-90.108	4.472	-62.371	3.530	-34.619	3.121
-86.926	15.565	-113.900	9.469	-89.575	4.443	-61.837	3.519	-34.086	3.117
-87.457	15.516	-114.347	9.176	-89.042	4.415	-61.304	3.508	-33.552	3.113
-87.985	15.440	-114.737	8.814	-88.509	4.387	-60.770	3.497	-33.018	3.108
-88.513	15.364	-114.952	8.335	-87.976	4.360	-60.236	3.487	-32.484	3.105
-89.041	15.287	-114.771	7.848	-87.443	4.334	-59.703	3.476	-31.951	3.101
-89.569	15.209	-114.357	7.515	-86.910	4.308	-59.169	3.466	-31.417	3.098
-90.097	15.131	-113.885	7.266	-86.377	4.283	-58.635	3.456	-30.883	3.095
-90.625	15.052	-113.396	7.052	-85.844	4.258	-58.102	3.446	-30.350	3.092
-91.153	14.973	-112.894	6.871	-85.310	4.234	-57.568	3.436	-29.816	3.089
-91.681	14.893	-112.383	6.718	-84.777	4.211	-57.034	3.426	-29.282	3.085
-92.208	14.812	-111.866	6.583	-84.244	4.188	-56.501	3.416	-28.748	3.082
-92.736	14.731	-111.347	6.459	-83.711	4.166	-55.967	3.407	-28.215	3.079
-93.263	14.649	-110.826	6.344	-83.177	4.144	-55.433	3.398	-27.681	3.076
-93.791	14.566	-110.303	6.238	-82.644	4.122	-54.900	3.389	-27.147	3.073
-94.318	14.483	-109.778	6.141	-82.111	4.101	-54.366	3.380	-26.613	3.070
-94.845	14.398	-109.252	6.052	-81.577	4.080	-53.832	3.371	-26.080	3.067
-95.372	14.313	-108.724	5.970	-81.044	4.059	-53.299	3.362	-25.546	3.064
-95.898	14.226	-108.196	5.895	-80.511	4.039	-52.765	3.354	-25.012	3.061
-96.425	14.138	-107.667	5.826	-79.977	4.020	-52.231	3.345	-24.478	3.058
-96.951	14.049	-107.137	5.761	-79.444	4.000	-51.698	3.337	-23.945	3.055
-97.477	13.959	-106.607	5.700	-78.910	3.981	-51.164	3.328	-23.411	3.052
-98.003	13.867	-106.076	5.641	-78.377	3.962	-50.630	3.320	-22.877	3.049
-98.528	13.773	-105.546	5.584	-77.844	3.943	-50.097	3.312	-22.344	3.047
-99.053	13.677	-105.015	5.528	-77.310	3.925	-49.563	3.304	-21.810	3.044
-99.578	13.579	-104.484	5.475	-76.777	3.907	-49.029	3.296	-21.276	3.041
-100.102	13.479	-103.952	5.425	-76.243	3.889	-48.496	3.289	-20.742	3.039
-100.626	13.376	-103.421	5.378	-75.710	3.872	-47.962	3.281	-20.209	3.036
-101.149	13.271	-102.889	5.334	-75.176	3.856	-47.428	3.273	-19.675	3.034
-101.672	13.163	-102.357	5.292	-74.643	3.839	-46.895	3.266	-19.141	3.031
-102.194	13.053	-101.824	5.253	-74.109	3.823	-46.361	3.259	-18.607	3.029
-102.716	12.940	-101.292	5.214	-73.576	3.808	-45.827	3.251	-18.074	3.026
-103.237	12.823	-100.760	5.177	-73.042	3.793	-45.293	3.244	-17.540	3.024
-103.757	12.703	-100.227	5.139	-72.509	3.778	-44.760	3.237	-17.006	3.022
-104.276	12.581	-99.695	5.101	-71.975	3.764	-44.226	3.230	-16.472	3.020
-104.795	12.455	-99.162	5.063	-71.442	3.749	-43.692	3.223	-15.939	3.018
-105.313	12.326	-98.630	5.025	-70.908	3.735	-43.159	3.216	-15.405	3.016
-105.831	12.196	-98.098	4.987	-70.375	3.721	-42.625	3.209	-14.871	3.014
-106.348	12.063	-97.565	4.949	-69.841	3.708	-42.091	3.203	-14.337	3.013
-106.864	11.929	-97.033	4.911	-69.307	3.694	-41.558	3.196	-13.804	3.011
-107.380	11.792	-96.500	4.874	-68.774	3.681	-41.024	3.190	-13.270	3.009
-107.896	11.654	-95.968	4.837	-68.240	3.667	-40.490	3.183	-12.736	3.008
-108.411	11.513	-95.435	4.801	-67.707	3.654	-39.956	3.177	-12.202	3.006
-108.924	11.368	-94.903	4.765	-67.173	3.641	-39.423	3.171	-11.669	3.005
-109.436	11.216	-94.370	4.730	-66.640	3.628	-38.889	3.165	-11.135	3.004
-109.946	11.059	-93.838	4.695	-66.106	3.615	-38.355	3.159	-10.601	3.003
-110.454	10.895	-93.305	4.661	-65.572	3.602	-37.822	3.153	-10.068	3.002
-110.959	10.724	-92.772	4.628	-65.039	3.589	-37.288	3.147	-9.534	3.001
-111.462	10.546	-92.240	4.595	-64.505	3.577	-36.754	3.142	-9.000	3.000
-111.962	10.359	-91.707	4.563	-63.972	3.565	-36.220	3.136	0.000	3.000

表3.4 試験ケース表

Mo	Pto(kPa)	To(K)	$\delta 2$ (deg)	α (deg)											Diverter高さ		境界層計測	β (deg)	ϕ (deg)	Abex/Ac
				-3	0	2	4	6	7	8	10	12	14	1.5mm	3mm					
0.60	100	300-315	0.0	◎	◎	◎	◎	◎		◎	◎	◎	◎		◎	○	1	4.4	0.09	
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	◎	◎	◎	◎		◎	◎	◎	◎		◎	○					
1.50	160	275-285	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	◎	◎	◎		◎					◎	◎	○					
2.10	230		13.2		◎									◎						

◎は流量を変化させて総圧計測レークピッチ45度で行った試験（境界層レークはなし）。

○はプローブラグを最大開度とし、模擬翼上の境界層計測のみを行った試験。

ダイバータ高さ1.5mmの試験は $M_\infty=2.0$ 、迎角2度、 $\delta 2=12$ 度の1ケースのみ。

4. 風洞試験結果と考察

4-1 インテーク入口流入空気の特徴

境界層レークで測定したインテーク入口境界層の分布、および、模擬翼下面に配置した静圧孔の静圧データより、インテーク入口流入空気の特徴について考察する。

4-1-1 インテーク入口境界層

主流マッハ数 $M_{\infty}=0.6\sim 2.1$ において、境界層レークで測定したインテーク入口境界層のピトー圧分布および、マッハ数分布を図4.1に示す。縦軸は模擬翼下面からの距離で、位置0mmのデータはレーク位置の壁面静圧である。マッハ数は、各ピトー圧、および、レーク位置の静圧孔で測定した静圧からRayleighのピトー公式を用いて算出した。いずれのマッハ数・迎角においても、境界層の影響は壁面から3mmまでの範囲に限られることが分かる。細かくみると、主流マッハ数 $M_{\infty}\leq 1.4$ では、迎角3度の場合が最も境界層が厚く、その他の迎角では大きな差はない。主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ では、迎角0度の場合が他の迎角より境界層が厚く、主流マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ では、いずれの迎角でも、壁面からの距離2mmの位置のプロープでピトー圧がオーバーシュートしている。試験を行ったいずれのマッハ数・迎角でも、壁面より3mm以上の位置では境界層の影響がない。以上は、境界層レークを配置したインテーク中央断面での測定結果で、それより内翼側では、若干厚みが増していると考えられるが、ダイバータ高さを3mmに設定すれば、模擬翼下面に発達する境界層をインテークが呑み込むことによる影響は小さいと予測できる。主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ 、迎角2度のケースは、ダイバータ高さを1.5mmでの試験も行ったが、このケースでは境界層厚さ（中央断面）が1mm以下となっており、この場合も影響はほとんどないと予測できる。

4-1-2 模擬翼による総圧損失

模擬翼の予圧縮による総圧損失について考察する。模擬翼下面からの距離5mmのプロープ先端位置における総圧を、上記Rayleighのピトー公式から求めたマッハ数と、図4.1に示したピトー圧から算出した。いずれの試験ケースでも、プロープ位置の総圧は、ほぼ主流総圧に等しく、また、迎角の増加に伴って総圧が減少する傾向もほとんどなかった。試験を行ったマッハ数と迎角の範囲においては、模擬翼の予圧縮による総圧損失は十分小さく、インテーク入口での総圧は主流総圧に等しいと考えてよい。

4-1-3 インテーク入口マッハ数分布

インテーク入口総圧は、上記に示した通り、ほとんど

主流総圧に等しいので、主流総圧と模擬翼壁面静圧から、スパン方向のマッハ数分布を求めた（図4.2）。どのマッハ数でも迎角の増加に伴って入口マッハ数が減少し、内翼側より外翼側の方が迎角によるマッハ数の変化が顕著である。これは、図3.3に示すとおり、インテーク入口面において、内翼側より外翼側の方が模擬翼前縁に近いことが影響していると考えられる。主流マッハ数 $M_{\infty}\geq 1.2$ においては、迎角が0度～2度で、主流マッハ数とインテーク入口マッハ数が同じ程度になる。

4-2 迎角のインテーク空力性能への影響

主流マッハ数 $M_{\infty}=0.6\sim 2.1$ における、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を、単体試験の結果と共に、図4.3に示す。

4-2-1 低速域 ($0.6\leq M_{\infty}\leq 1.05$) の空力特性

(1) 総圧回復・ディストーション特性

いずれの主流マッハ数 M_{∞} においても、亜臨界作動領域では、低流量側にシフトするにつれて損失はほとんどなくなり、総圧回復率は1に漸近している。臨界点付近では、迎角が大きい方が、同じ流量比での総圧損失が大きく、ディストーション（特にDC(60)）も大きくなっている。臨界点付近での迎角による流れ場の違いを調べるため、 $M_{\infty}=0.8$ における、迎角0度と12度の場合に着目し、総圧回復率とDC(60)、ならびに、流量比MFR=0.71付近における出口総圧分布を図4.4に示す。総圧回復率およびディストーションの違いは、カウル側の損失領域の違いによるものであることが分かる。これは、迎角12度においては、カウル先端でリップ剥離が発生したことを示唆している⁶⁾。カウルリップ剥離について以下のように考察する。

スロートのマッハ数 M_{th} は、1次元流れを仮定すると、次式の関係を用いて求められる。

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)_{M_{th}} = \left(\frac{A}{A^*}\right)_{M_{\infty}} \frac{Pr_{th}}{MFR_{cap}} \frac{A_{th}}{Ac} \quad \dots(4.1)$$

ただし $(A/A^*)_M$ は、等エントロピ流での、チョーク面積に対するマッハ数 M の流れ断面積の比である。

$$\left(\frac{A}{A^*}\right)_M = \frac{1}{M} \left[\frac{(\gamma-1)M^2 + 2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad \dots(4.2)$$

ここで、 A_{th} はスロート面積、 Pr_{th} はスロートにおける総圧回復率、 Ac は捕獲面積、 MFR_{cap} は捕獲流量比($=(\rho_{th}U_{th}A_{th})/(\rho_{\infty}U_{\infty}Ac)$)である。主流マッハ数 $M_{\infty}=0.8$ では、ランプから発生する衝撃波による損失が無いため、主流からスロートまでは、ほぼ等エントロピの流れと考えられるので $Pr_{th} = 1.0$ とおける。主流マッハ数 $M_{\infty}=0.8$ において、流量比 $MFR=0.71$ 付近では、抽気流量比 MFR_{bleed} は図4.3(b)より、迎角によらず、約0.025であるから、捕獲流量 MFR_{cap} は約0.735となる。第2ランプ角 $\delta_2=0$ 度の場合、スロート面積 A_{th} は捕獲面積 Ac の76.65%となるので、リップ剥離によるスロート実効面積の減少を無視すると、式(4.1)により、流量比 $MFR=0.71$ の時のスロートマッハ数は約0.72となる。一方、図4.2(a)より、インテーク入口マッハ数は、迎角12度では0.66、迎角0度では0.74程度であり、迎角12度の場合には、インテーク入口からスロートまでの流れが加速している。

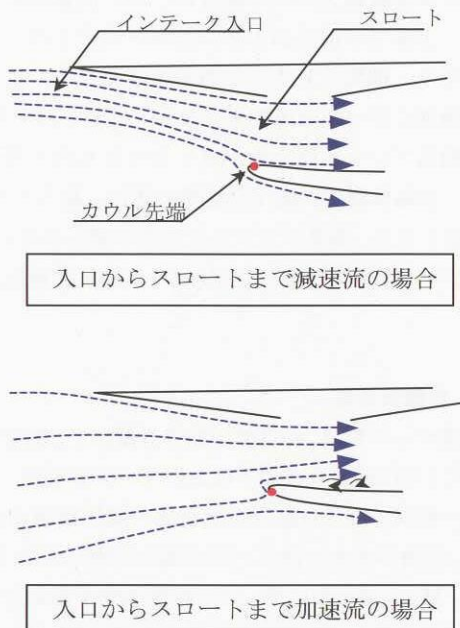


図4.5 入口からスロートまで減速する場合と加速する場合の流れの比較（主流は亜音速、赤点はよどみ点を示す。）

図4.5に示すように、インテーク入口からスロートまで流れが加速する場合は、減速する場合に比べて、カウル先端でよどみ点が外側にシフトして、リップ剥離が起こりやすい傾向がある。迎角0度の場合には、インテーク入口からスロートまでの流れで、マッハ数0.74→0.72と減速、迎角12度の場合には、マッハ数0.66→0.72と加速するので、迎角12度の方が、カウルリップ剥離を起こしやすいと言える。

また、カウル先端付近の流れの局所迎角の違いの影響

も考えられる。主流に迎角があっても、模擬翼による予圧縮によって、流れは模擬翼下面に平行になるよう偏向される。しかし、カウル側の流れは、模擬翼下面から離れているため、ランプ側に比べて偏向の度合いが十分でなく、主流の迎角が大きいと、そのままカウル先端での局所迎角が大きくなるのが考えられる（図4.6参照）。この影響で、迎角が大きい場合は、カウル先端での剥離が生じやすくなると考えられる。

(2) 最大捕獲流量

主流マッハ数 $M_{\infty} \geq 0.8$ の場合は、総圧回復率－流量比線図を見ると、超臨界側で流量比が一定値に漸近しており、スロートでチョークして捕獲流量が最大値に達する作動状態での計測が行われたことがわかる。一方、主流マッハ数 $M_{\infty}=0.6$ では、最大捕獲流量に達する条件での計測が行われなかった。超臨界側の最大捕獲流量比については、迎角による影響がほとんどない。主流マッハ数 $M_{\infty} \geq 0.8$ の最大捕獲流量の値については、中速域 ($1.2 \leq M_{\infty} \leq 1.4$) の項でまとめて考察する。

(3) 抽気特性

総圧回復率と異なり、抽気プレナム圧力比と抽気流量比には、迎角の影響がほとんどない。主流マッハ数 M_{∞} が同じなら、抽気プレナム圧力はスロート付近の圧力、すなわちスロートマッハ数によって決まる。同じ流量比 MFR では、迎角によらず、スロートマッハ数は同じであるので、抽気プレナム圧力比は迎角によらず一定となり、抽気プレナム圧力比、および、抽気流量比に迎角の影響が見られなかったものとする。

4-2-2 中速域 ($1.2 \leq M_{\infty} \leq 1.4$) の空力特性

(1) 総圧回復・ディストーション特性

総圧回復率は迎角が大きいくほど、大きくなる。これは、迎角が大きくなると、インテーク入口マッハ数が下がって、衝撃波損失が減少したためである。特に、亜臨界作動状態では、スロートより下流の総圧損失の損失全体に占める割合が相対的に小さくなり、スロートより上流の衝撃波による損失の割合が大きくなるため、迎角による総圧回復率の違いがより顕著に現れている。ディストーションは迎角-3度の臨界点付近でやや大きい、全体として迎角による影響は見られない。

(2) 最大捕獲流量

主流マッハ数 M_{∞} が大きくなるにつれて、最大捕獲流量が大きくなる。超臨界側の最大捕獲流量については以下のように考察する。主流マッハ数 $M_{\infty} \leq 1.4$ では、本イン

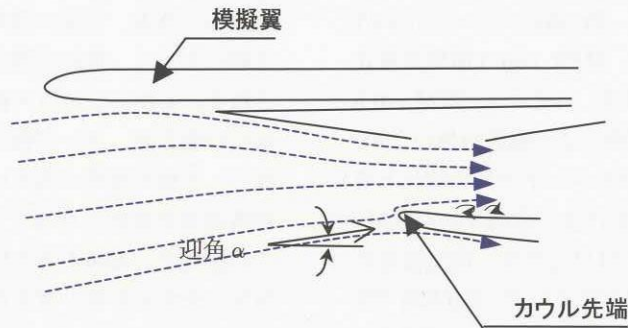


図4.6 迎角が大きい場合のインテーク流入部付近の流れ

テークはスロートより上流の衝撃波による損失は小さいので、主流からスロートまでの流れを等エントロピ流れと仮定し、さらに、スロートでチョークした場合に最大流量となると仮定して、各マッハ数における最大捕獲流量比を、1次元解析の式(4.1)を用いて求めた。主流マッハ数 $0.8 \leq M_{\infty} \leq 1.4$ において、1次元解析で求めた最大捕獲流量比と、迎角2度の風洞試験で得られた最大捕獲流量比を比較したものを図4.7に示す。スロート面積は捕獲面積の76.65%とし、リップ剥離によるスロート実効面積の減少を無視した。主流マッハ数 $M_{\infty}=0.8$ の場合を除くと、1次元解析と風洞試験結果の差は、流量比にして1%以内である。主流マッハ数 $M_{\infty}=0.8$ では、風洞試験で得た最大流量比が1次元解析結果より小さいが、これには、カウル先端でのリップ剥離によるスロート実効面積の低下の影響が考えられ、その影響は数パーセント程度と考えられる。

主流マッハ数 $M_{\infty} \leq 1.3$ では、最大捕獲流量に対する迎角の影響がほとんどないが、主流マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ では、迎角が大きい方が最大捕獲流量が大きい。主流マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ において、迎角に対する最大捕獲流量比の変化の風洞試験結果を図4.8に示す。図中の直線は、 $M_{\infty}=1.4$ における、上記1次元解析での値である。主流マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ においては、迎角-3度では両者の差が大きいですが、迎角が大きくなると風洞試験結果が1次元解析結果に近づく。これは、迎角が大きいほど、インテーク入口マッハ数が下がり、衝撃波損失が0に近づいて、等エントロピ流れに近づくこと、および、最終衝撃波が非常に弱くなり、スロートマッハ数が1に近づいたことによってスロートでチョークすると仮定した条件に近づくことによるものである。

(3) 抽気特性

抽気プレナム圧力比に対する迎角の影響はほとんどないが、 $M_{\infty}=1.3$ と1.4では、亜臨界作動状態で、迎角が大

きいほど、同じ流量比での抽気プレナム圧力比が少し大きくなっている。スロートまでの総圧損失が無視できる場合には、主流マッハ数 M_{∞} と流量比MFRが同じなら、スロートマッハ数は迎角によらず一定となる。スロートまでの衝撃波損失がある場合は、同じ流量比において、スロートまでの損失が小さい方がスロートのマッハ数は低くなり、抽気プレナム圧力比は高くなる。よって、迎角の増加に伴って総圧損失が小さくなり、同じMFRにおける抽気プレナム圧力比が高くなったものとする。ただし、亜臨界側での総圧回復率の差は、最大でも1%程度と小さいため、抽気プレナム圧力比の差も小さい。また、抽気プレナム圧力比にともなって、抽気流量も変化している。

(4) 作動安定性

主流マッハ数 $M_{\infty}=1.3$ では迎角0度以下、主流マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ では迎角8度以下においてバズが発生した。主流マッハ数 $M_{\infty}=1.4$ の場合の流量比-総圧回復率線図を見ると、迎角が大きいほどバズの発生が遅れている。図4.11には、 $M_{\infty}=1.4$ において、バズが発生せず安定な流れが得られる最小限界の流量比 MFR_{limit} 、そのときの抽気プレナム圧力比 Pb/Pto_{limit} 、および、臨界点と安定作動限界における流量比の差で示す安定作動マージン ΔMFR_{sub} を迎角の関数として示す($M_{\infty}=2.0$ については後述)。図より、迎角が大きくなるにつれて、流量比の安定作動限界値 MFR_{limit} が小さく、その時の抽気プレナム圧力比が大きくなり、安定作動マージン ΔMFR_{sub} が大きくなるのが分かる。この速度域においては、単体試験結果³⁾に示されているように、本インテークでのバズ発生は最終衝撃波と第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⁴⁾)。迎角が大きくなるにつれて、インテーク入口マッハ数が低下するため、その干渉が弱まり、剥離が抑制されたことが、安定作動マージンが広がった要因であると推測できる。

4-2-3 高速域 ($M_{\infty} \geq 1.5$) の空力特性

4-2-3-1 主流マッハ数 $M_{\infty}=1.5, 1.6, 1.8, 1.9, 2.1$ の場合の空力特性

主流マッハ数が $M_{\infty}=1.5, 1.6, 1.8, 1.9, 2.1$ の5つの場合については、それぞれ、模擬翼付き迎角2度の結果と単体試験の結果を図4.3に比較したが、どのケースも両者の結果がほぼ一致している。図4.2より、これらの主流マッハ数では、迎角2度において、主流マッハ数とインテーク入口マッハ数の差が、スパン方向3点のいずれも ± 0.01 以下と極めて小さい。また、図4.1より、これらのマッハ数において、迎角2度の場合には境界層の厚みがインテーク対称面で3mm以下と推測でき、ダイバータ高さが3mmであることにより、模擬翼上の境界層の影響は無視できる。よって、これらのマッハ数では、同じ主流マッハ数における単体試験の場合とインテーク入口の流れ場がほとんど同じであったと考えられる。よって、両者の空力性能に差がみられなかったものとする。

4-2-3-2 主流マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ の場合の空力特性

(1) 総圧回復・ディストーション特性

総圧回復率は、試験を行った迎角7度以下の範囲では、迎角が大きいくらい大きくなる。これは、迎角が大きいくらい、模擬翼の予圧縮によってインテーク入口マッハ数が減少し、衝撃波損失が減少するためである。流量比—総圧回復率線図を詳しく見ると、臨界点から流量の減少とともに緩やかに総圧回復率が上昇するが、ある流量比において、総圧回復率が急減する。これは、第2ランプ衝撃波と最終衝撃波との干渉によって生じる衝撃波3重点から発するせん断層が、カウル内側に流入したためである。本インテークは、流入マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ 、第2ランプ角度6度の場合、せん断層の呑み込みによるバズが発生しないことが、単体風洞試験で確認されている³⁾。迎角による影響を見ると、臨界点での流量比と、せん断層の流入により総圧回復率が急減する流量比の差が、迎角の増加と共に縮まり、迎角7度のケースでは、臨界点より少し流量を絞ると、せん断層の流入が始まることが分かる。これは、迎角の増加にともなって、超臨界作動状態での最終衝撃波の位置が、上流側にシフトすることが原因である⁵⁾。

ディストーションについては、せん断層流入後の亜臨界作動状態で迎角による差異が大きく、迎角を大きくするとディストーション（特にDC(60)）が小さくなることが分かる。迎角0度と7度における、総圧回復率とDC(60)、ならびに、流量比 $MFR=0.67$ 付近での出口総圧分布を図4.12に示す。迎角0度および7度とも、カウル側に総圧損失領域が認められるが、明らかに、迎角7度の方がカウ

ル側の損失が小さい。迎角7度の場合、図4.2(c)に示したように、インテーク入口マッハ数が1.6程度まで減少しており、せん断層の低総圧側の流れの衝撃波損失が迎角0度の場合に比べて小さくなる。出口でのカウル側の損失の差に現れたものとする。定量的には、流入マッハ数が1.7の場合のせん断層・低総圧側の流れの衝撃波損失は主流総圧の4.9%であるが、流入マッハ数が1.6の場合は、2.5%となり約半分に低下する。

(2) 最大捕獲流量

最大捕獲流量は、迎角の増大と共に増加している。式(4.1)を用いた1次元解析によって最大捕獲流量比を求め、風洞試験で得られた最大捕獲流量比と比較した(図4.9)。スロート面積は第2ランプ角が6度の場合には捕獲面積の65.86%である。リップ剥離によるスロート実効面積の減少は無視した。インテーク流入マッハ数は図4.2(c)に示すスパン方向3点のマッハ数の平均値とした。スロートまでの総圧損失は衝撃波損失のみとし、最終衝撃波は垂直衝撃波と仮定した。図4.9に示すとおり、1次元解析結果でも、風洞試験と同様な、迎角の増大に伴う最大捕獲流量比の増大が見られた。1次元解析において、迎角と共に最大捕獲流量比が増大する主な要因は、スロートマッハ数が1に近づくことと、スロートまでの衝撃波損失が減少することである。風洞試験においても、同じ理由で、迎角の増大に伴う最大捕獲流量が増加したと考える。

(3) 抽気特性

中速域 ($1.2 \leq M_{\infty} \leq 1.4$) の項で述べたように、同じ流量比において、スロートまでの損失が小さい方がスロートのマッハ数は低くなり、抽気プレナム圧力比は高くなる。超臨界側では、迎角による最大流量比の違いから、同じMFRにおける総圧回復率にずれが生じるため、抽気プレナム圧力比も迎角による差異が見られるが、亜臨界側では総圧回復率の差はわずかで、抽気プレナム圧力比の差も小さい。この抽気プレナム圧力比にともなって、抽気流量も変化している。

(4) 作動安定性

本風洞試験で行った流量範囲がバズ発生領域を含まないため、安定作動限界に対する迎角の影響について特定できなかった。しかし、単体風洞試験結果³⁾を考慮すると、主流マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ では、せん断層の流入によるFerri型のバズは発生せず、Dailey型のバズの発生までは安定に作動すると考えられ、先に示した $M_{\infty}=1.4$ の場合と同様の特性を有するものと考えられる。ただし、 $M_{\infty}=1.4$ の場合と異なって、インテーク入口マッハ数の変化が最大で

0.14程度と小さいため、 $M_{\infty}=1.4$ の時ほど顕著な迎角依存性は現れないものと考えられる。

4-2-3-3 主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ の空力特性

(1) 総圧回復・ディストーション特性

基本的な特性は $M_{\infty}=1.7$ と同じであるが、 $M_{\infty}=2.0$ の場合、せん断層の流入後はFerri型のバズが発生し、安定な流れが得られない。また、せん断流入後の総圧回復率の低下も、 $M_{\infty}=1.7$ の場合とくらべて大きい。最大総圧回復率は、迎角の増加とともに増え、その割合は $M_{\infty}=1.7$ の場合よりも大きく、模擬翼による予圧縮の効果がより大きいことを示している。臨界点での流量比と、せん断層の流入により総圧回復率が急減する流量比の差が、迎角の増加と共に縮まる傾向は $M_{\infty}=1.7$ の場合と同様である。

(2) 最大捕獲流量比

最大捕獲流量は、迎角の増大と共に増加している。最大捕獲流量比について、 $M_{\infty}=1.7$ の時と同様な1次元解析を実施し、風洞試験結果と比較した(図4.10)。ただし、第2ランプ角度 δ_2 は12度で、スロート面積は捕獲面積の55.54%である。1次元解析によっても、風洞試験と同様な、迎角の増大に伴う最大捕獲流量比の増大が得られた。1次元解析において、迎角と共に最大捕獲流量が増大する主な要因は、スロートマッハ数が1に近づくことと、スロートまでの衝撃波損失が減少することである。風洞試験においても、同じ理由で、迎角の増大に伴ない最大捕獲流量が増加したと考える。

(3) 抽気特性

主流マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ の項で述べたように、同じ流量比において、スロートまでの損失が小さい方が、抽気プレナム圧力比は高くなる。迎角による最大流量比の違いから、同じMFRにおける総圧回復率にずれが生じるため、流量比—抽気プレナム圧力比線図にも迎角による差異が見られる。それぞれの迎角における臨界点付近(超臨界側から3から4点目)の抽気プレナム圧力比を比較すると、迎角が大きい方が、衝撃波損失が少ないため、抽気プレナム圧力比が少し大きくなるが、大きな違いはない。抽気流量比も同様である。

(4) 作動安定性

バズが発生せず安定な流れが得られる最小限界の流量比MFR_limit, その時の抽気プレナム圧力比Pb/Pto_limit, および、臨界点と安定作動限界における流量比の差で示す安定作動マージン ΔMFR_{sub} を迎角の関数として図4.11に示す。主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ では、

せん断層の流入によるFerri型のバズが発生するため、 $M_{\infty}=1.4$ の場合と作動安定性の特徴が異なる。 $M_{\infty}=2.0$ の場合は、安定作動限界の流量比MFR_limitは、迎角の増加と共に増加し、そのときの抽気プレナム圧力比Pb/Pto_limitは迎角と共に減少していることが分かる。また、主流マッハ数 $M_{\infty}=1.7$ の場合と同様に、 $M_{\infty}=2.0$ においても、迎角が増加すると、せん断層が流入する流量比(すなわちMFR_limit)が臨界点の流量比より早いペースで大きくなることにより、安定作動マージン ΔMFR_{sub} は迎角の増加に伴って減少する。

4-2-3-4 ダイバータ高さの影響

主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ ・迎角2度の場合については、ダイバータ高さが1.5mmの試験も行った。ダイバータ高さが3mmの結果と共に図4.13に示す。両者の結果がほぼ一致している。図4.1より、主流マッハ数 $M_{\infty}=2.0$ ・迎角2度の場合には、境界層の厚みがインテーク対称面で1mm以下であり、ダイバータ高さが1.5mmであっても、模擬翼上の境界層の影響は小さい。よって、ダイバータ高さ3mmと1.5mmの2つの場合では、インテーク入口の流れ場がほとんど同じであったと考えられる。従って、両者の空力性能に差がみられなかったと考える。

5. 結言

本研究では、インテーク機体統合試験の予備段階として、インテークを実験機の左舷内翼部を模擬した「模擬翼」の下に取り付けて試験を行い、「模擬翼」によるインテーク流入流れの変化が空力性能に与える影響を風洞試験によって調べた。風洞試験は、主流マッハ数 $Mo=0.6\sim 2.1$ において、ランプ角、および、スロート抽気出口開口比をノミナル値に固定し、主に迎角をパラメタとして、19.2%縮尺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。その結果、主流マッハ数 $0.6\leq Mo\leq 1.05$ では、迎角の上昇とともに、カウリップ剥離の影響によって、臨界点付近で総圧損失とディストーションが増大することがわかった。主流マッハ数 $1.2\leq Mo\leq 1.4$ では、迎角の上昇とともにインテーク入口マッハ数が減少することによって、亜臨界側での総圧回復率の向上と、亜臨界側安定作動マージン ΔMFR_{sub} の増大が見られた。主流マッハ数 $Mo\geq 1.7$ では、迎角の上昇とともに、臨界点から亜臨界側での総圧回復率の上昇が確認されたが、せん断層が流入して総圧が急減する流量比は臨界点の流量比より早いペースで大きくなる傾向があった。主流マッハ数 $Mo=2.0$ では、せん断層の流入によってFerri型のバズが発生したため、迎角の上昇とともに、亜臨界側作動マージン ΔMFR_{sub} が減少す

る傾向が見られた。

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、山本勝史氏、山崎義弘氏に多大なご協力を頂いた。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、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.
- 3) 村上哲、渡辺安、藤原仁志；小型超音速実験機(ジェット実験機)第2次形状インテークの空力設計と単体空力特性取得風洞試験、航空宇宙技術研究所資料(2003). 発行予定.
- 4) C. L. Dailey；Supersonic Diffuser Instability, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.22, No.11 (1955).
- 5) 藤原仁志、村上哲、渡辺安；翼下に取り付けたNALジェット実験機超音速インテークの迎角による空力特性の変化について、第40回飛行機シンポジウム(2002) 2A4.
- 6) 藤原仁志、村上哲、渡辺安；翼下に取り付けたNALジェット実験機超音速インテークの遷音速空力特性について、第43回航空原動機・宇宙推進講演会(2003).

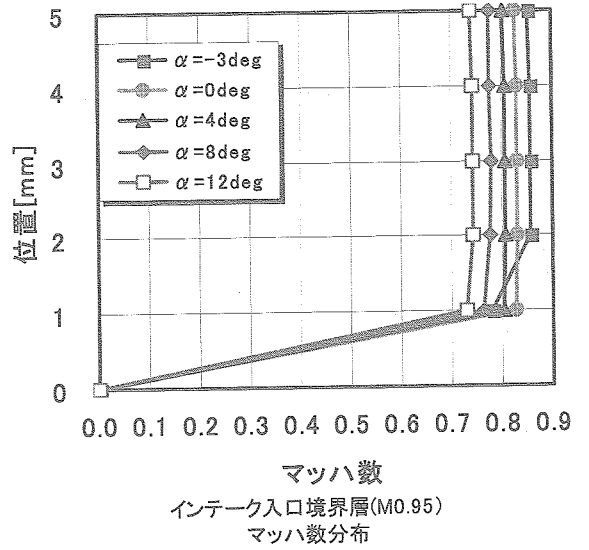
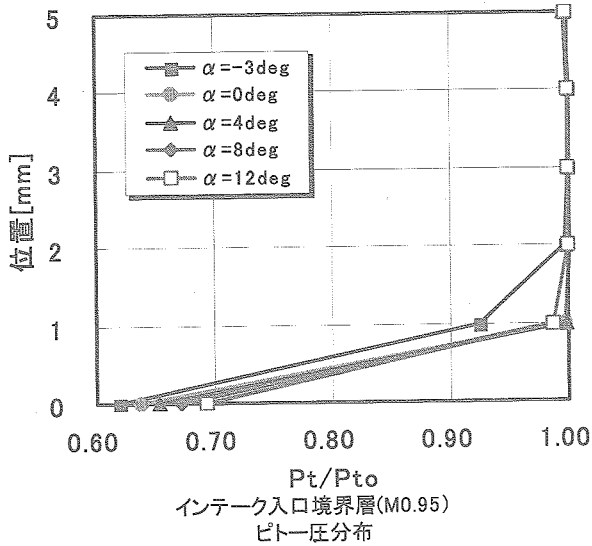
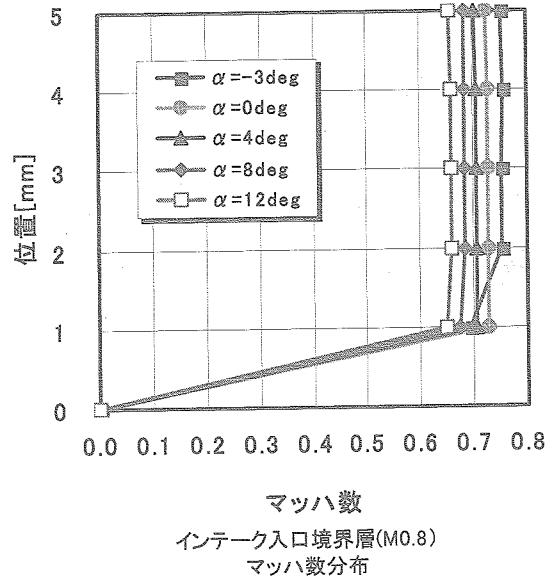
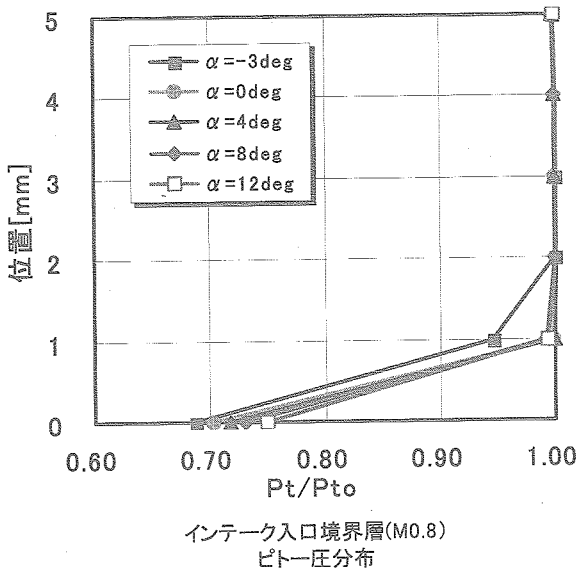
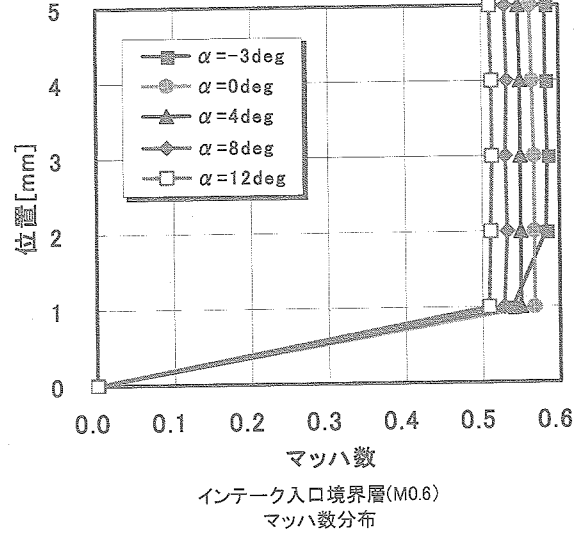
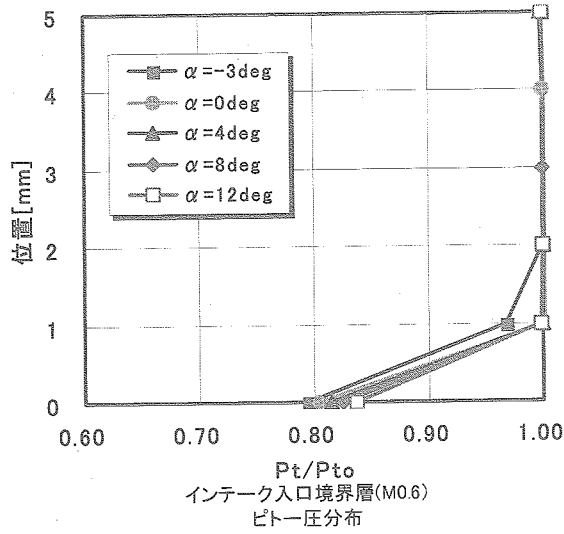


図4.1(a) インテーク入り口境界層(Mo=0.6,0.8,0.95)

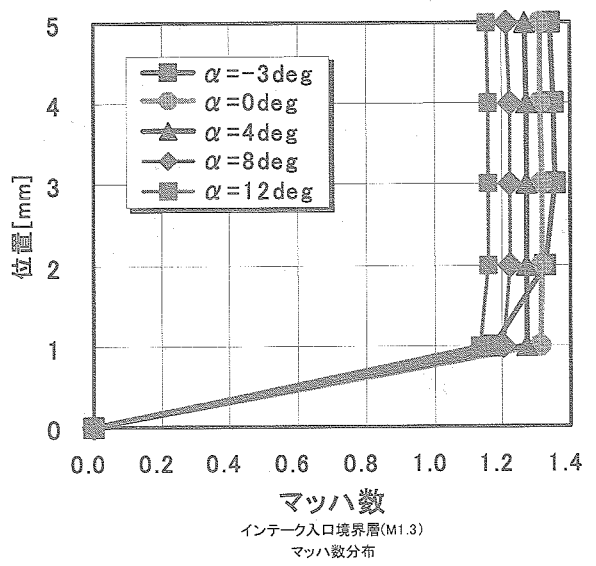
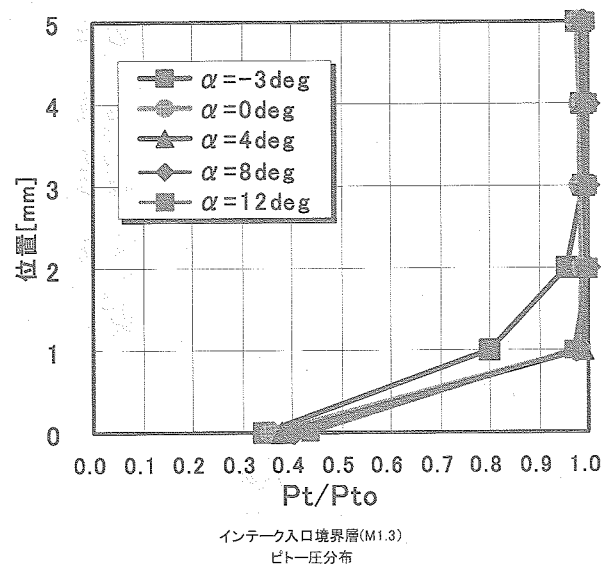
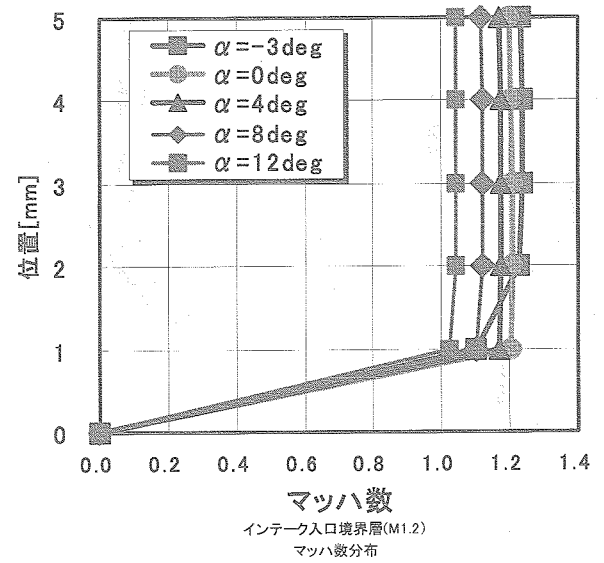
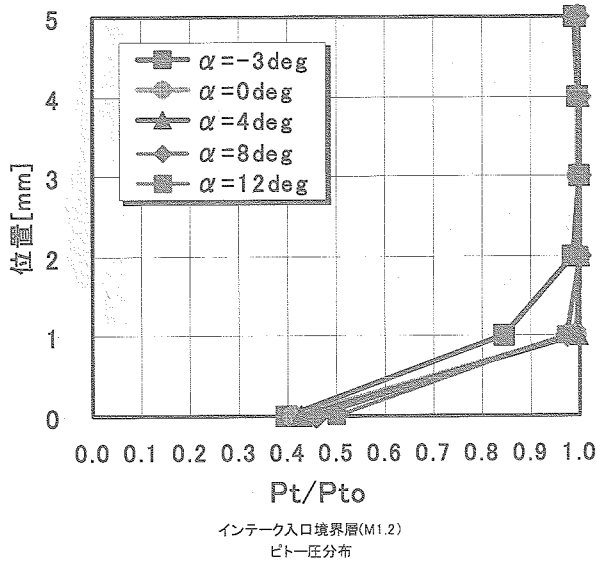
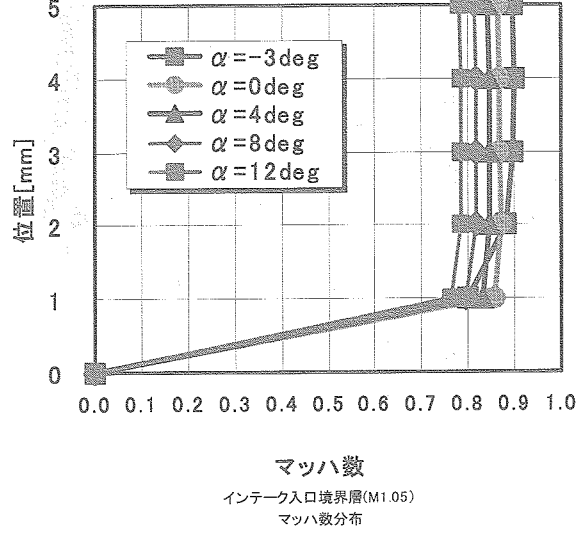
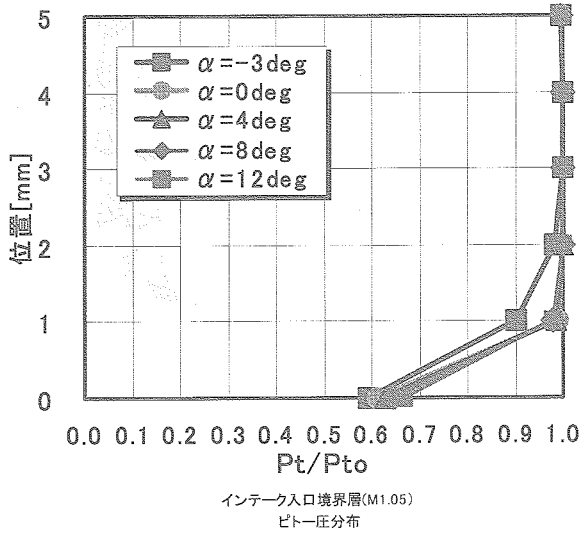
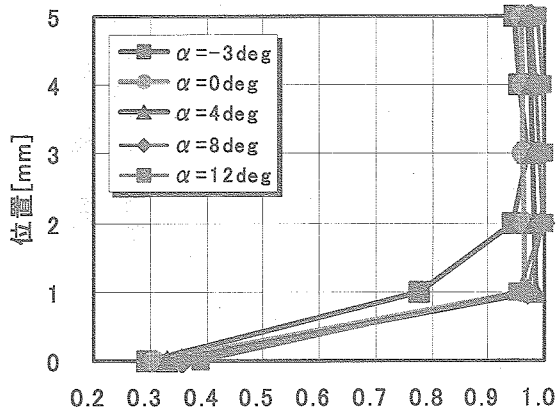
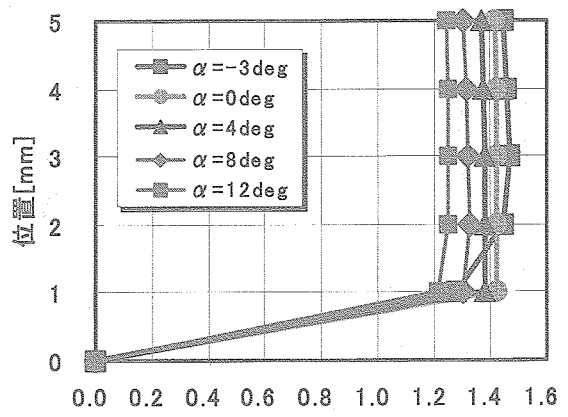


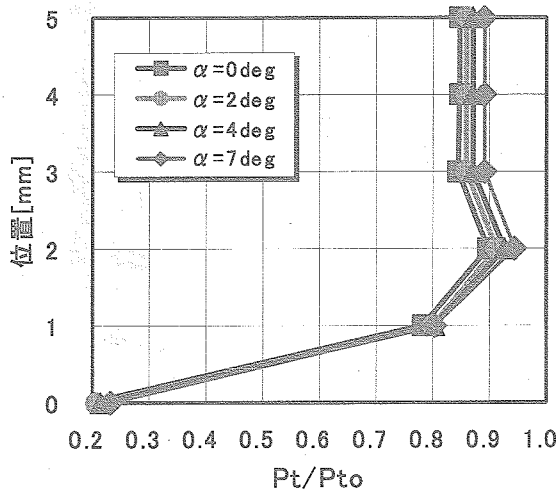
図4.1(b) インテーク入り口境界層(Mo=1.05,1.2,1.3)



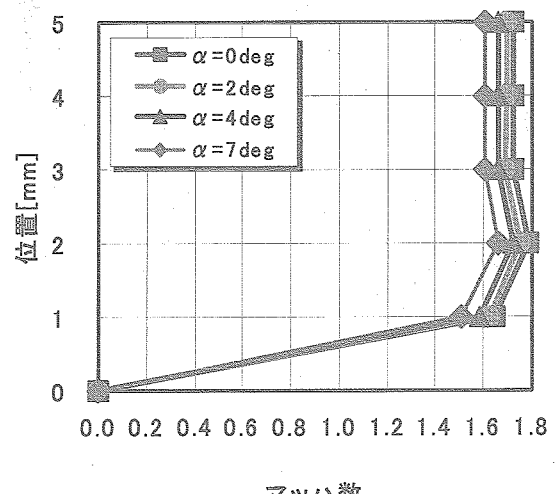
Pt/Pto
インテーク入口境界層(M1.4)
ピトー圧分布



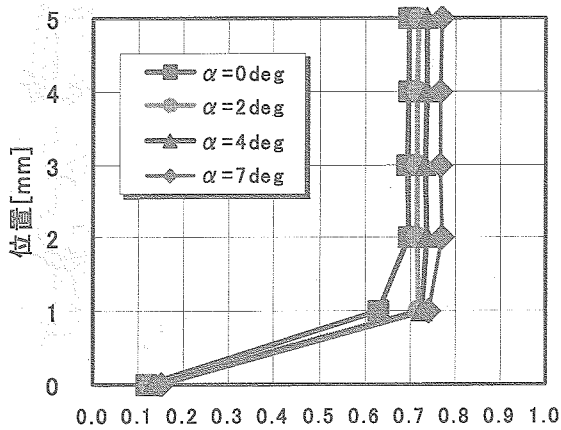
マッハ数
インテーク入口境界層(M1.4)
マッハ数分布



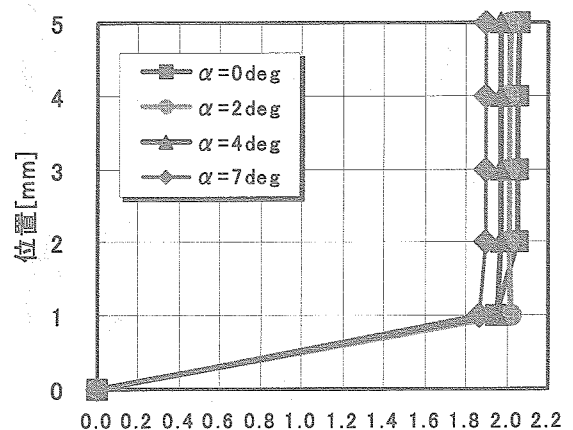
Pt/Pto
インテーク入口境界層(M1.7)
ピトー圧分布



マッハ数
インテーク入口境界層(M1.7)
マッハ数分布



Pt/Pto
インテーク入口境界層(M2.0)
ピトー圧分布



マッハ数
インテーク入口境界層(M2.0)
マッハ数分布

図4.1(c) インテーク入り口境界層(Mo=1.4,1.7,2.0)

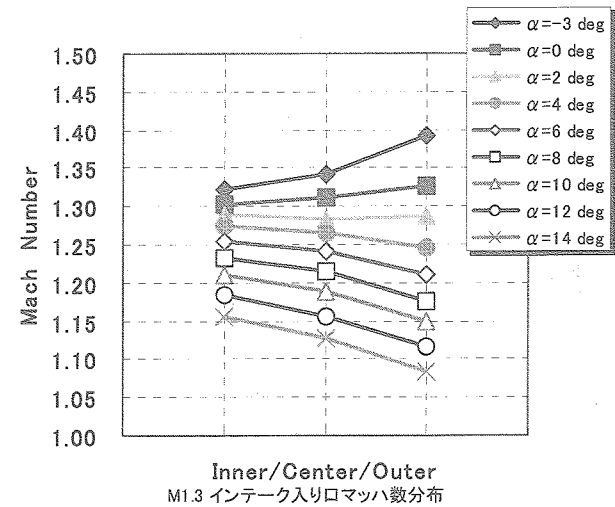
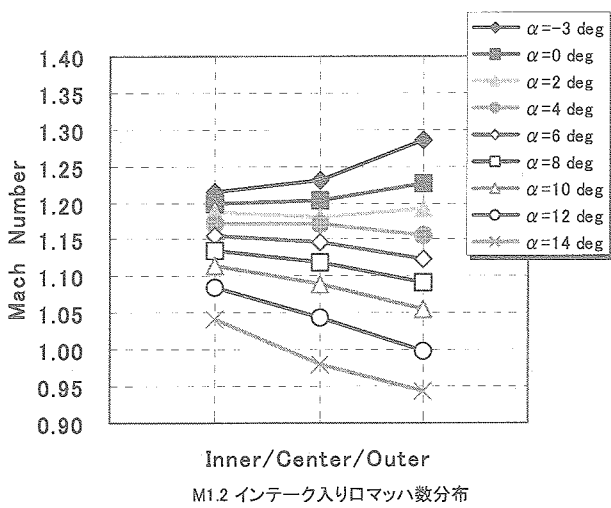
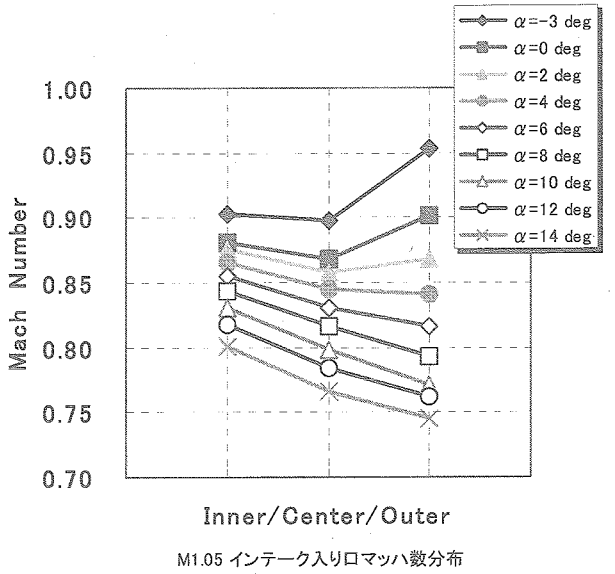
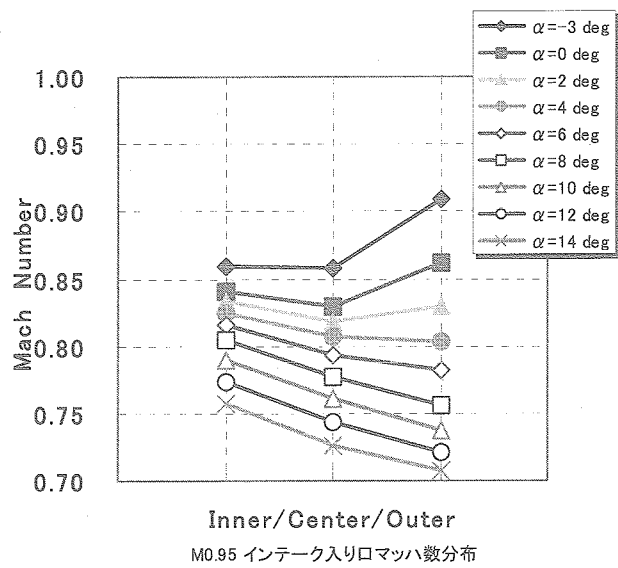
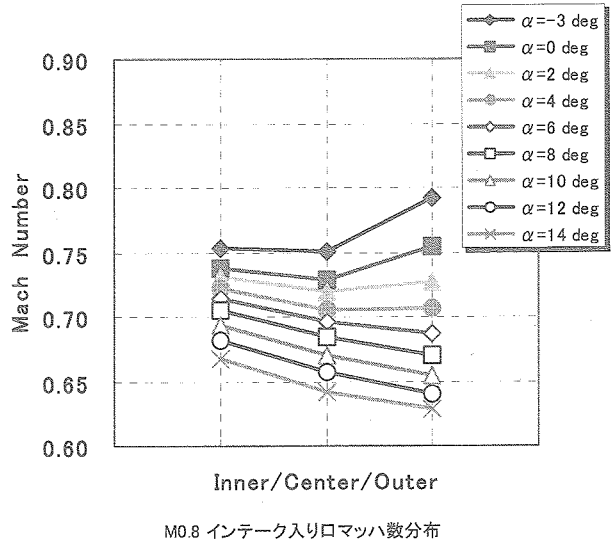
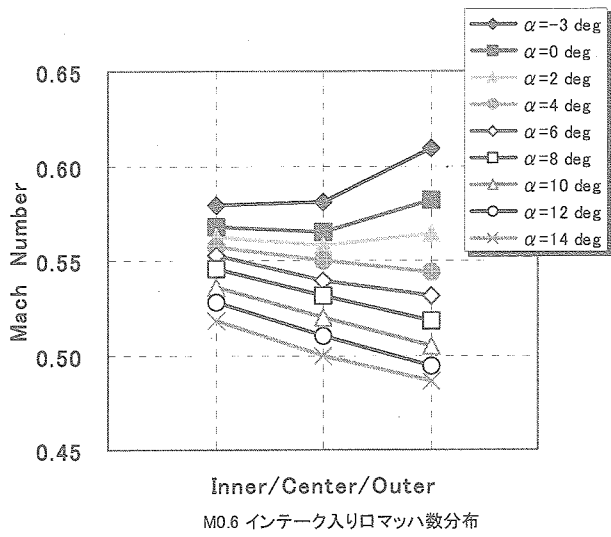
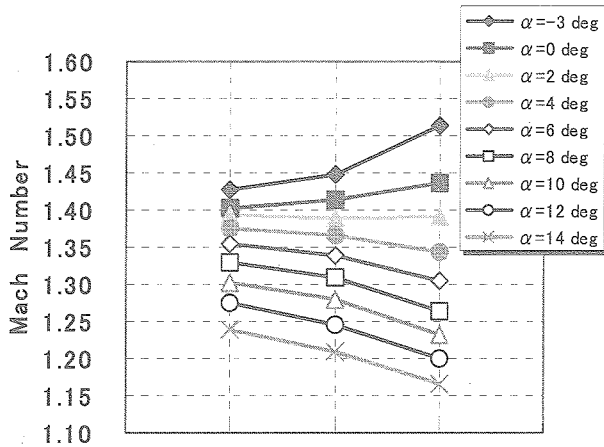
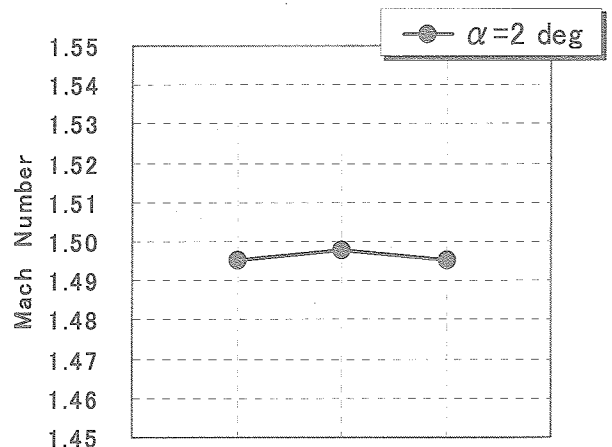


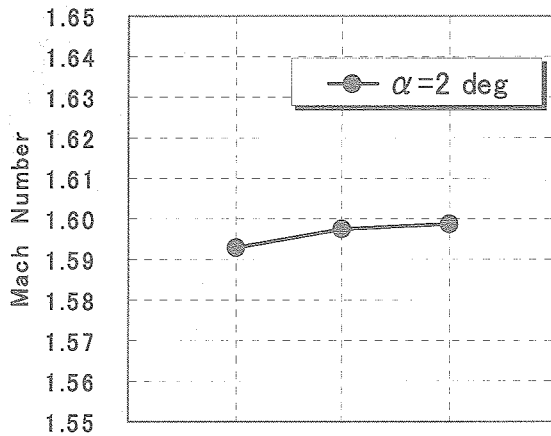
図4.2(a) インテーク入りロマッハ数分布(Mo=0.6~1.3)



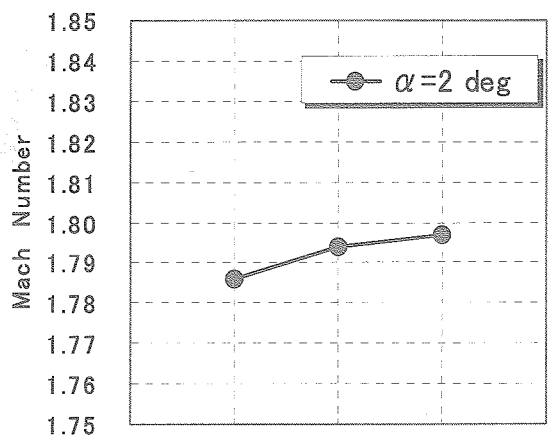
Inner/Center/Outer
M1.4 インテーク入りロマッハ数分布



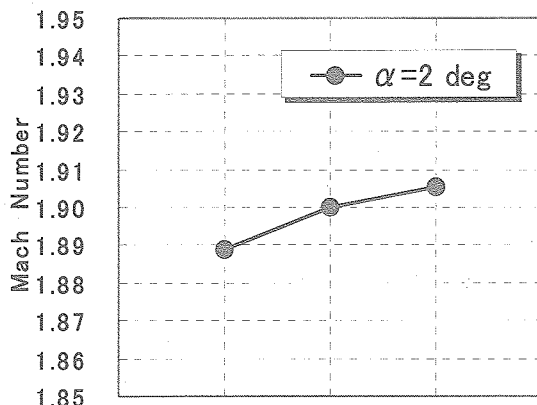
Inner/Center/Outer
M1.5 インテーク入りロマッハ数分布



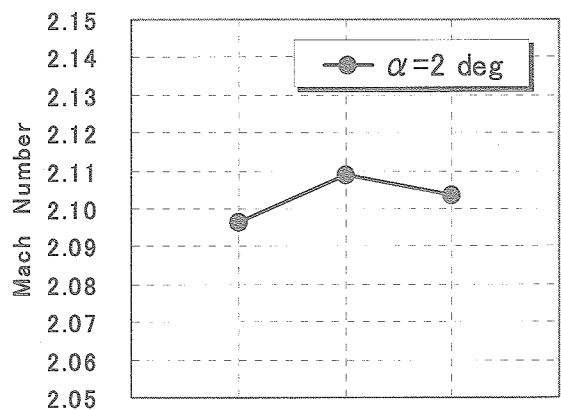
Inner/Center/Outer
M1.6 インテーク入りロマッハ数分布



Inner/Center/Outer
M1.8 インテーク入りロマッハ数分布

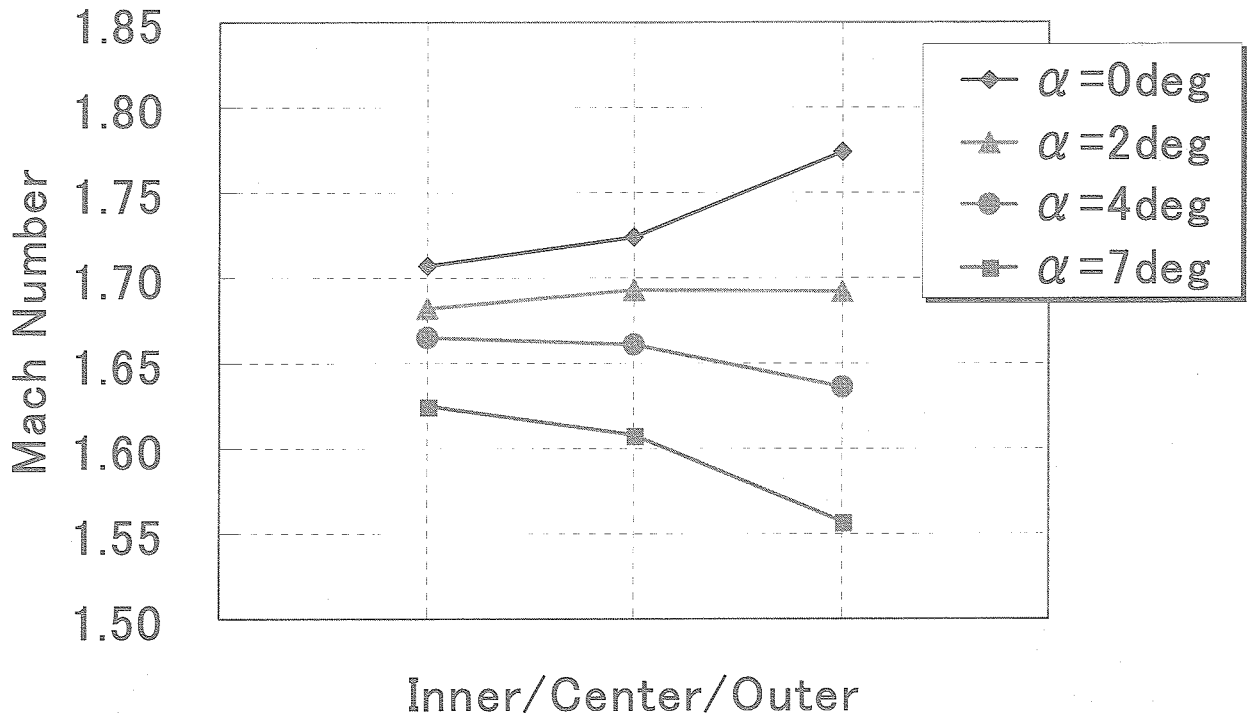


Inner/Center/Outer
M1.9 インテーク入りロマッハ数分布

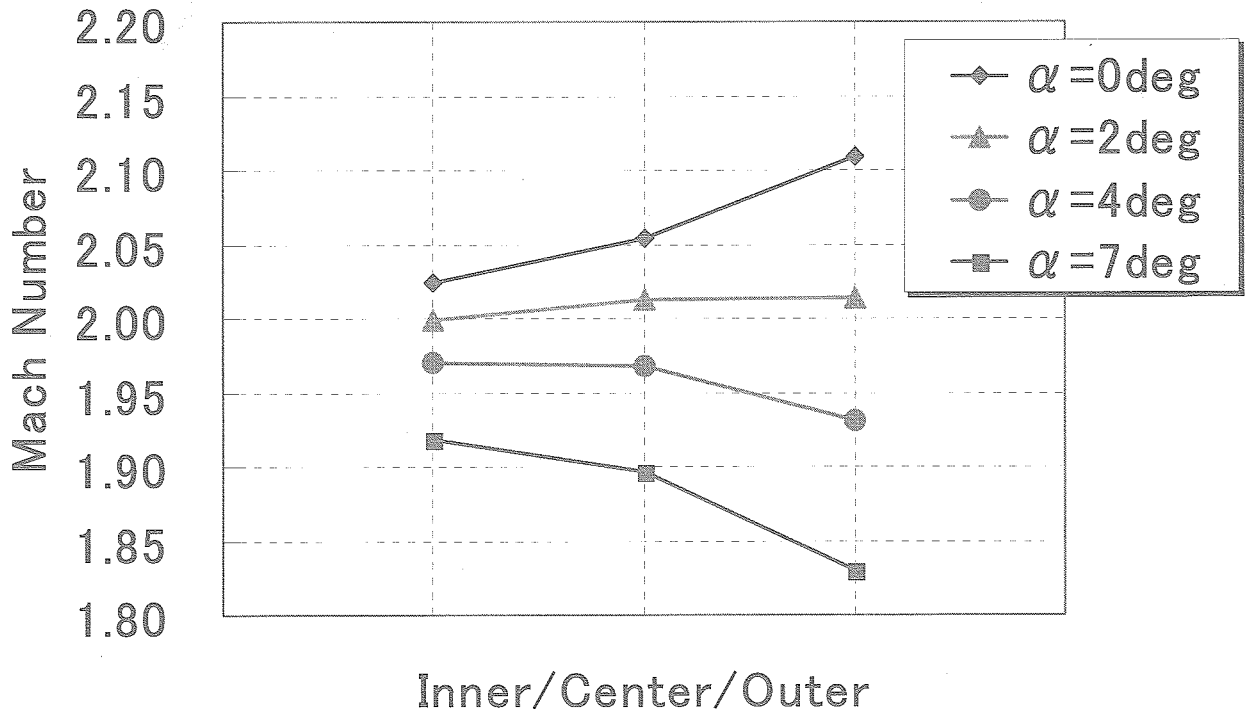


Inner/Center/Outer
M2.1 インテーク入りロマッハ数分布

図4.2(b) インテーク入りロマッハ数分布($M_0=1.4, 1.5, 1.6, 1.8, 1.9, 2.1$)



M1.7インテーク入りロマッハ数分布



M2.0インテーク入りロマッハ数分布

図4.2(c) インテーク入りロマッハ数分布($M_o=1.7, 2.0$)

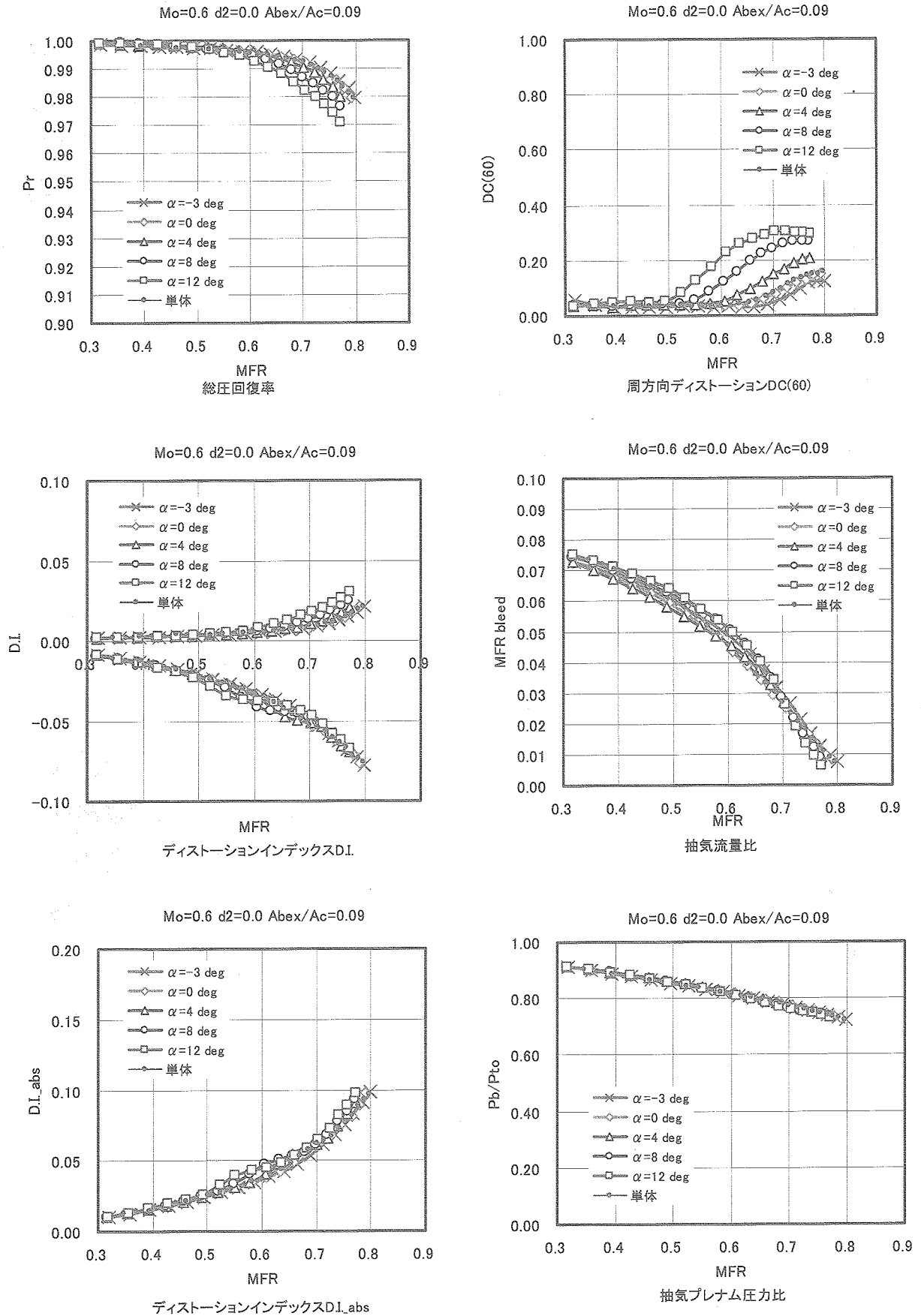


図4.3(a) 迎角の空力特性への影響($Mo=0.6$, $\delta2=0.0$ deg, $Abex/Ac=0.09$)

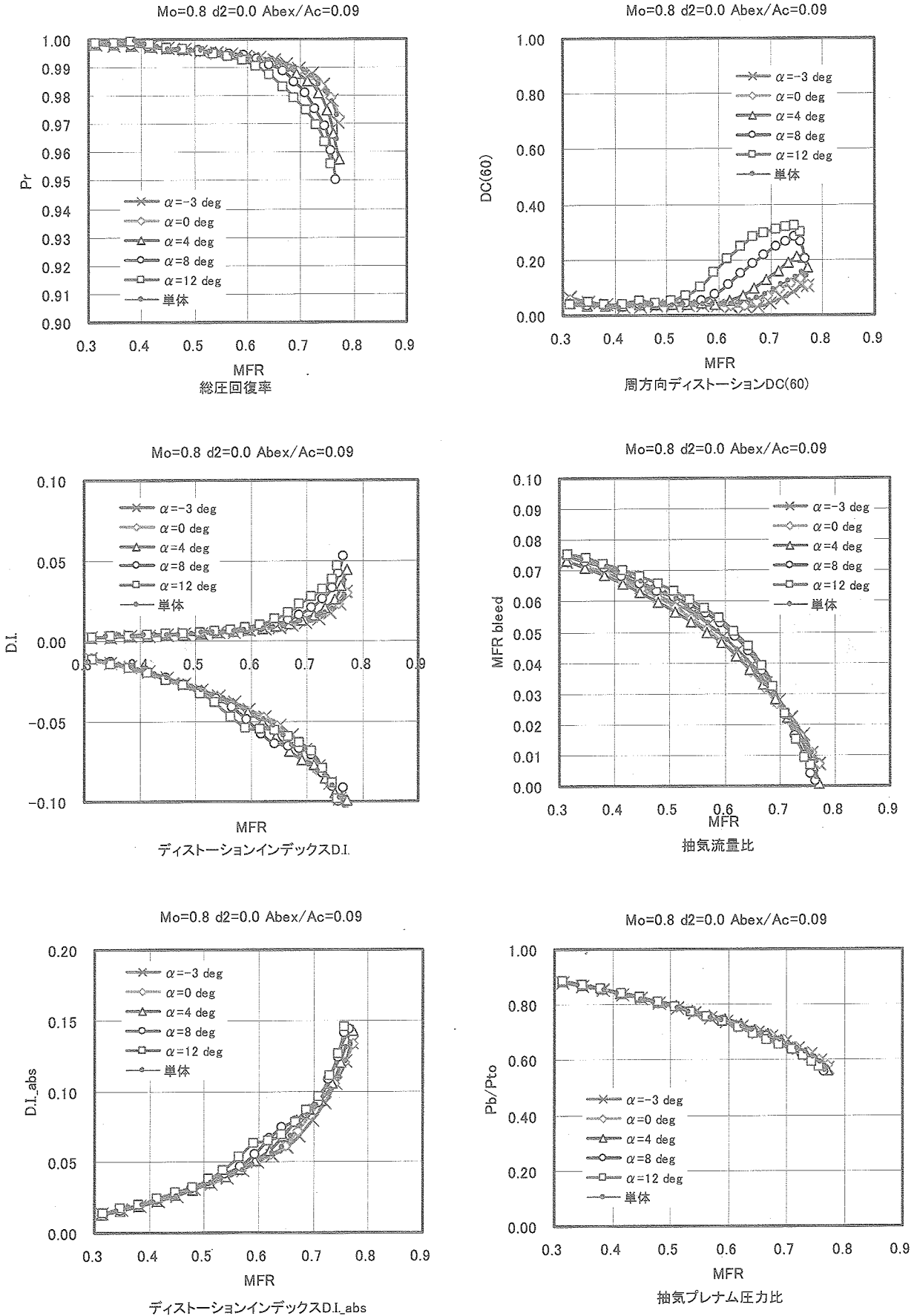


図4.3(b) 迎角の空力特性への影響($Mo=0.8$, $\delta2=0.0$ deg, $Abex/Ac=0.09$)

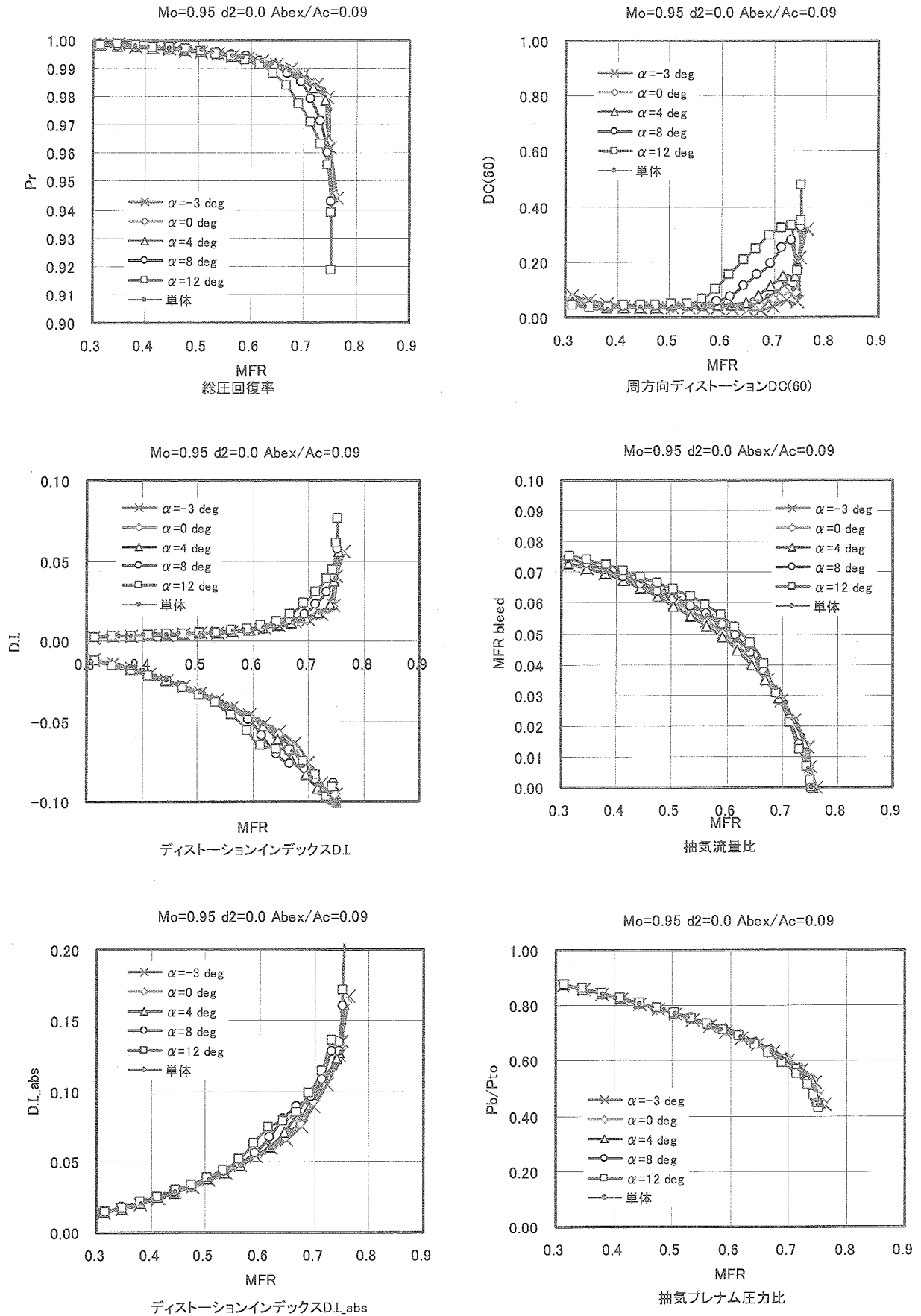


図4.3(c) 迎角の空力特性への影響($Mo=0.95$, $\delta_2=0.0$ deg, $Abex/Ac=0.09$)

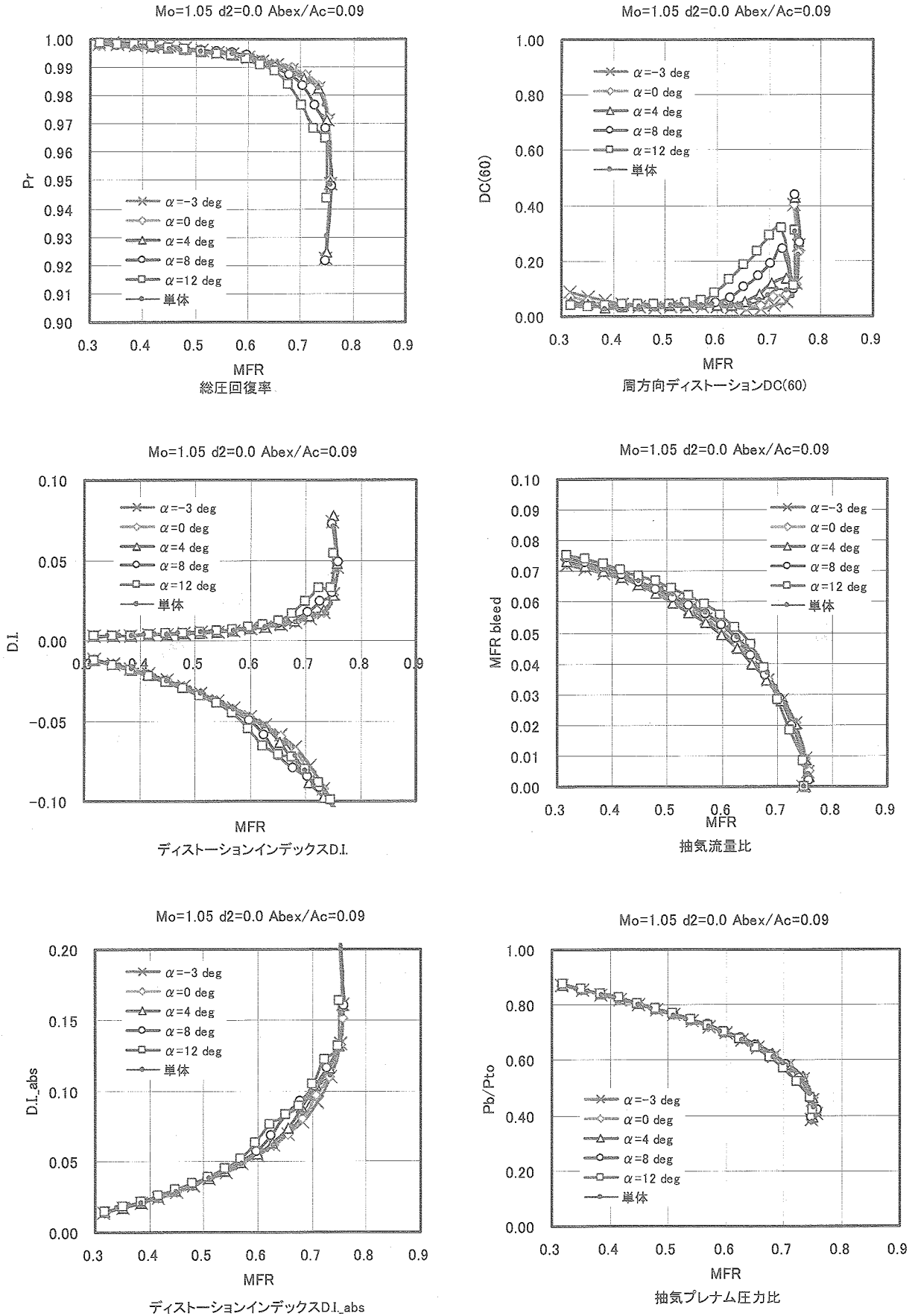


図4.3(d) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.05, $\delta_2 = 0.0$ deg, Abex/Ac=0.09)

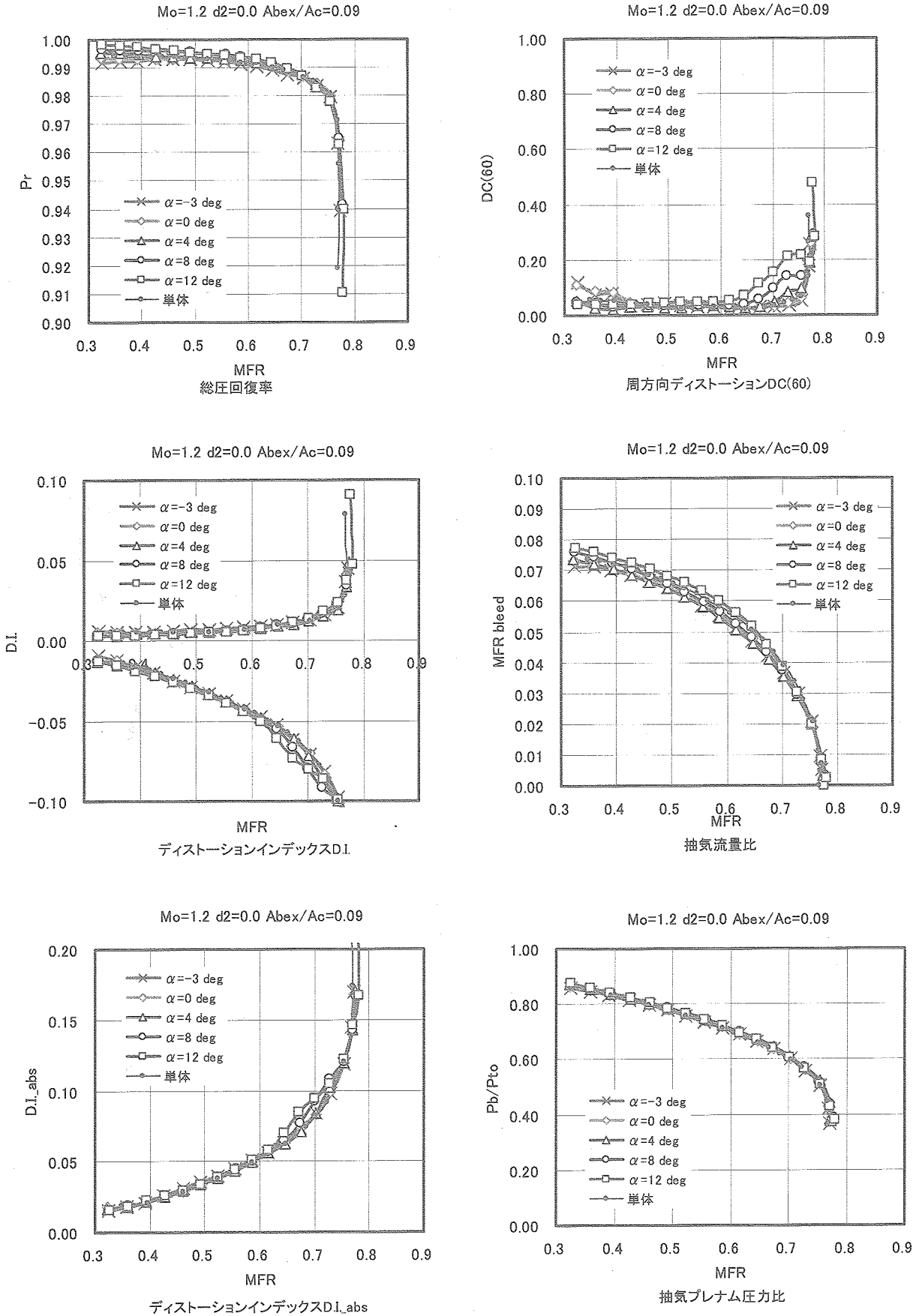


図4.3(e) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.2, $\delta_2 = 0.0$ deg, Abex/Ac=0.09)

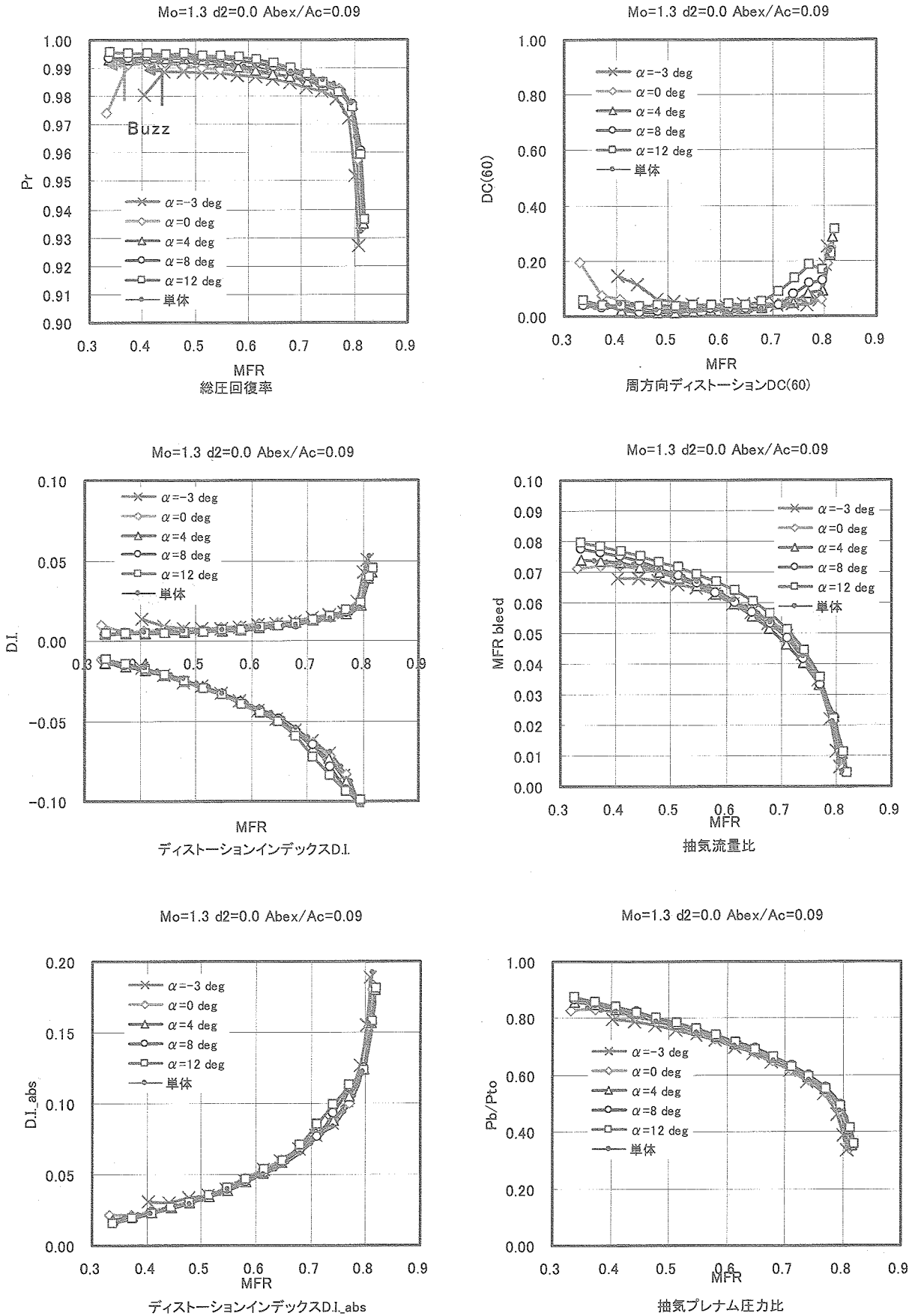


図4.3(f) 迎角の空力特性への影響($Mo=1.3$, $\delta_2=0.0$ deg, $Abex/Ac=0.09$)

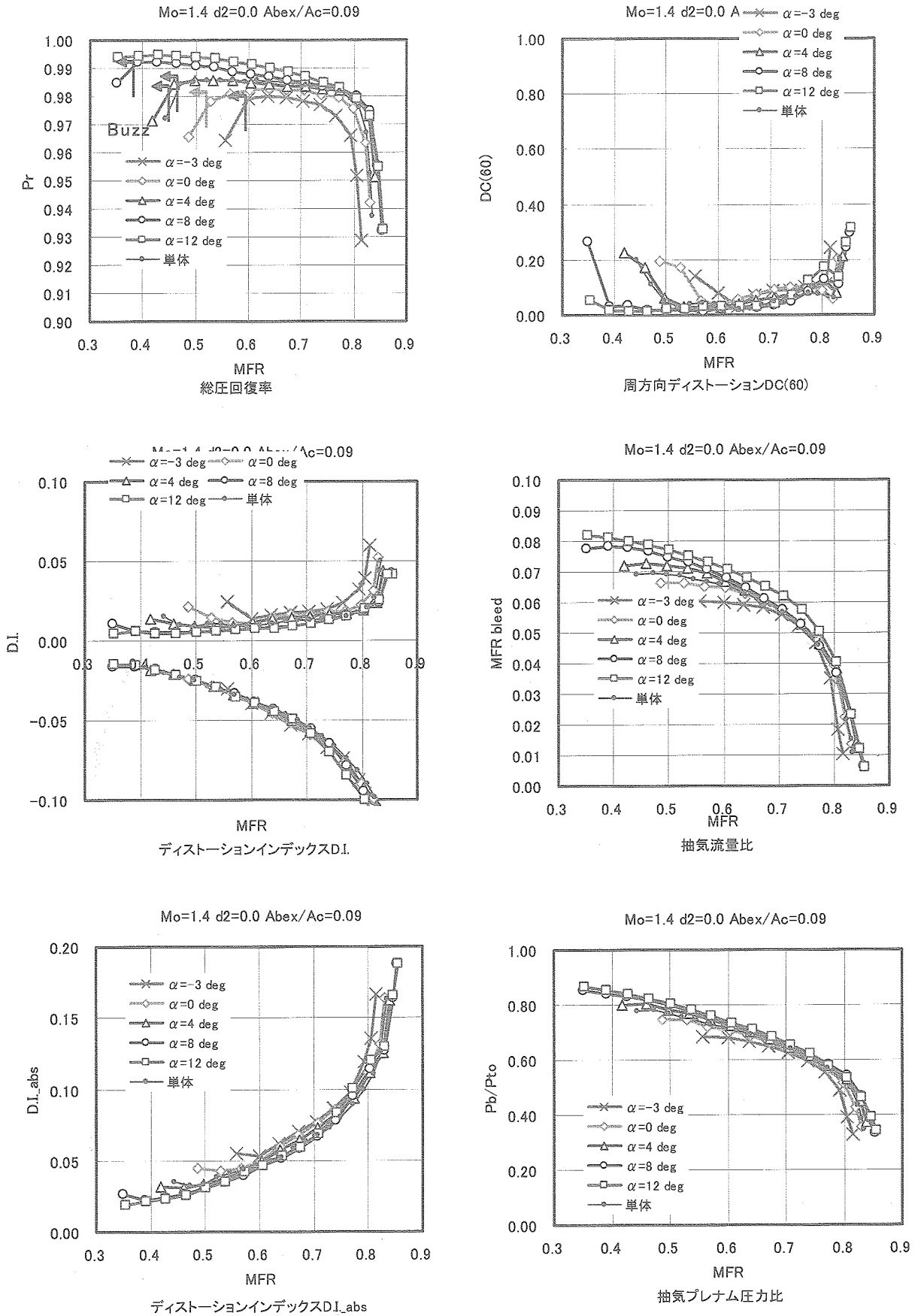


図4.3(g) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.4, $\delta_2 = 0.0$ deg, Abex/Ac=0.09)

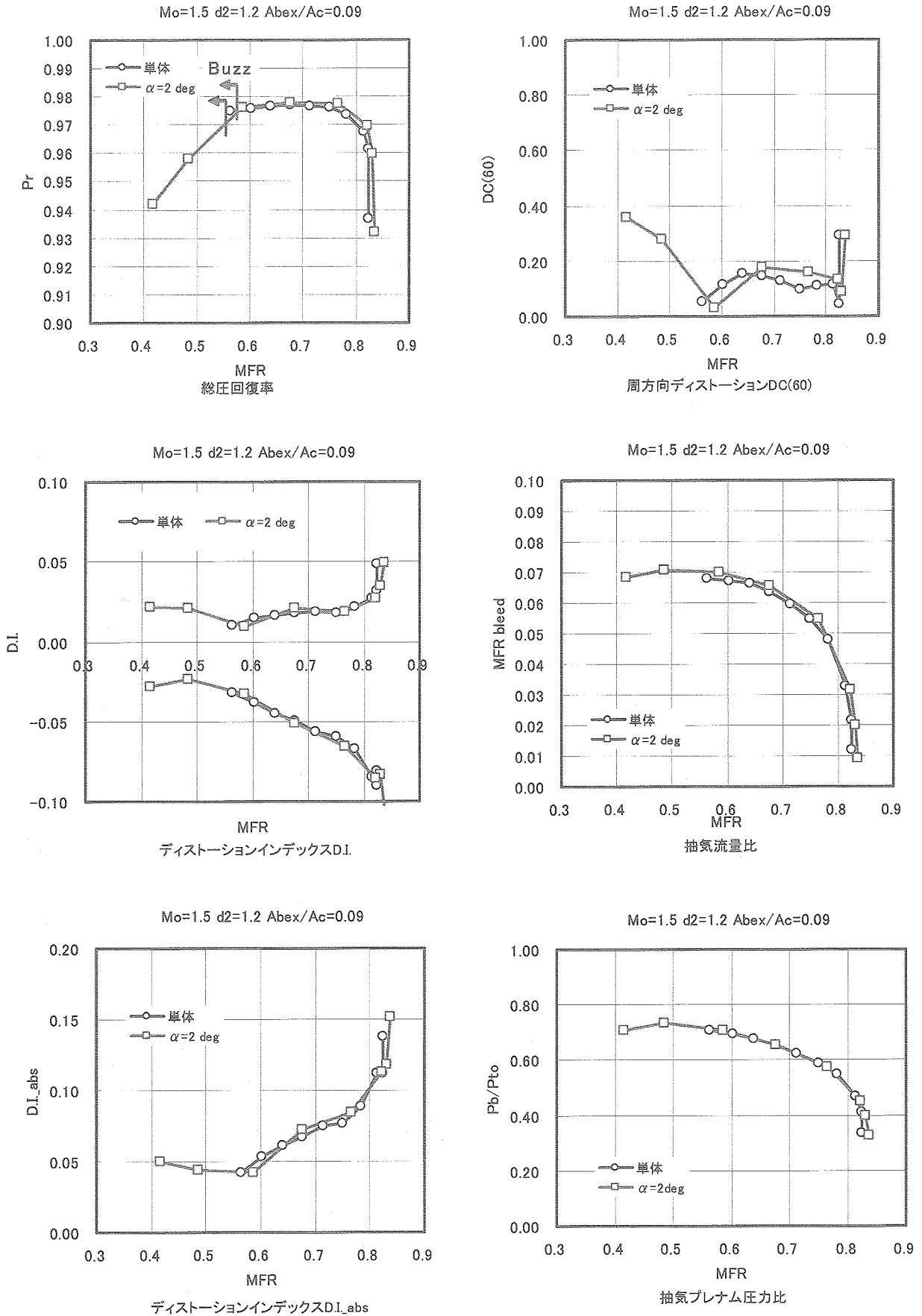


図4.3(h) 迎角の空力特性への影響($Mo=1.5$, $\delta_2=1.2\text{deg}$, $Abex/Ac=0.09$)

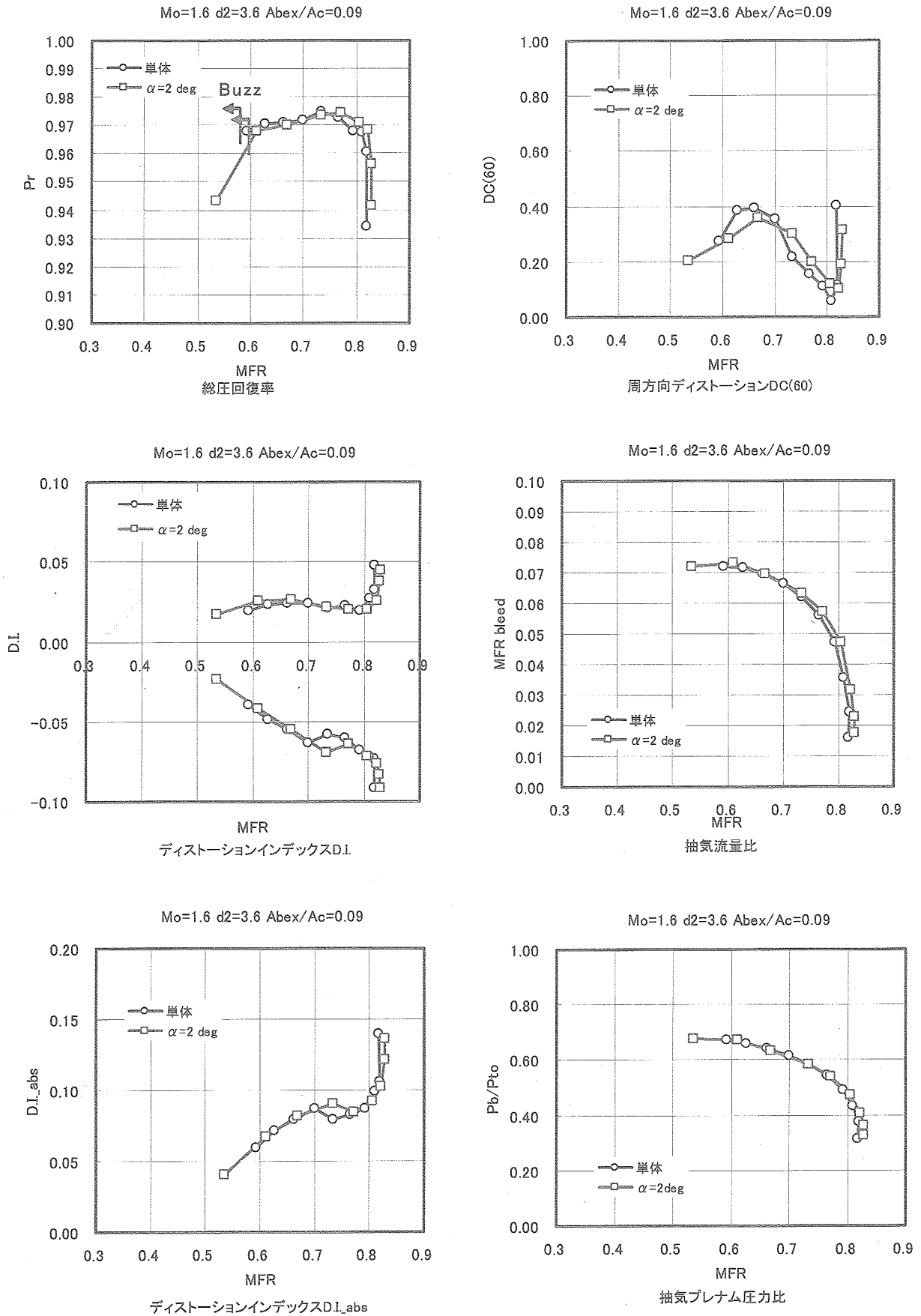


図4.3(i) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.6, δ2= 3.6deg, Abex/Ac=0.09)

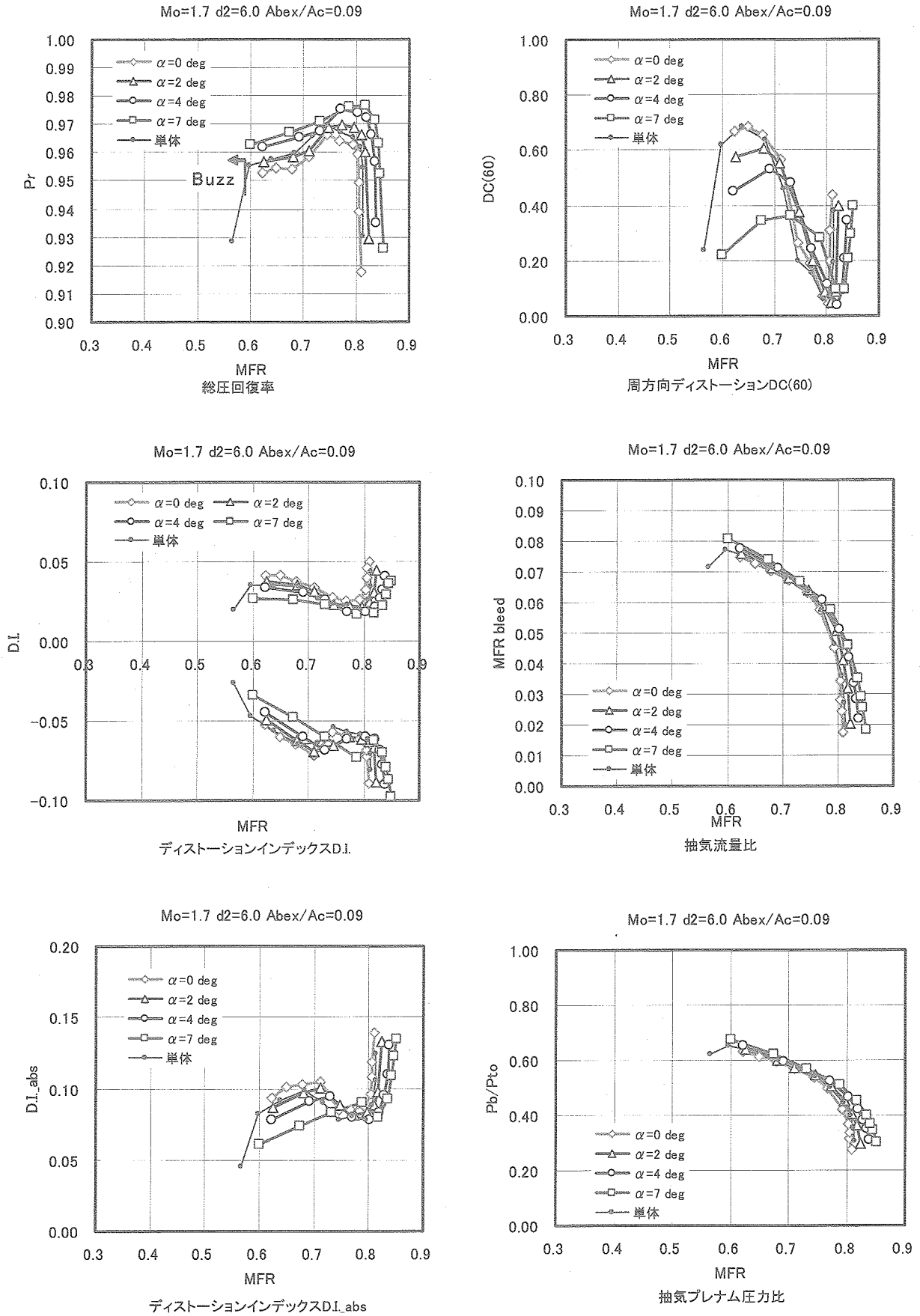


図4.3(j) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.7, $\delta_2 = 6.0$ deg, Abex/Ac=0.09)

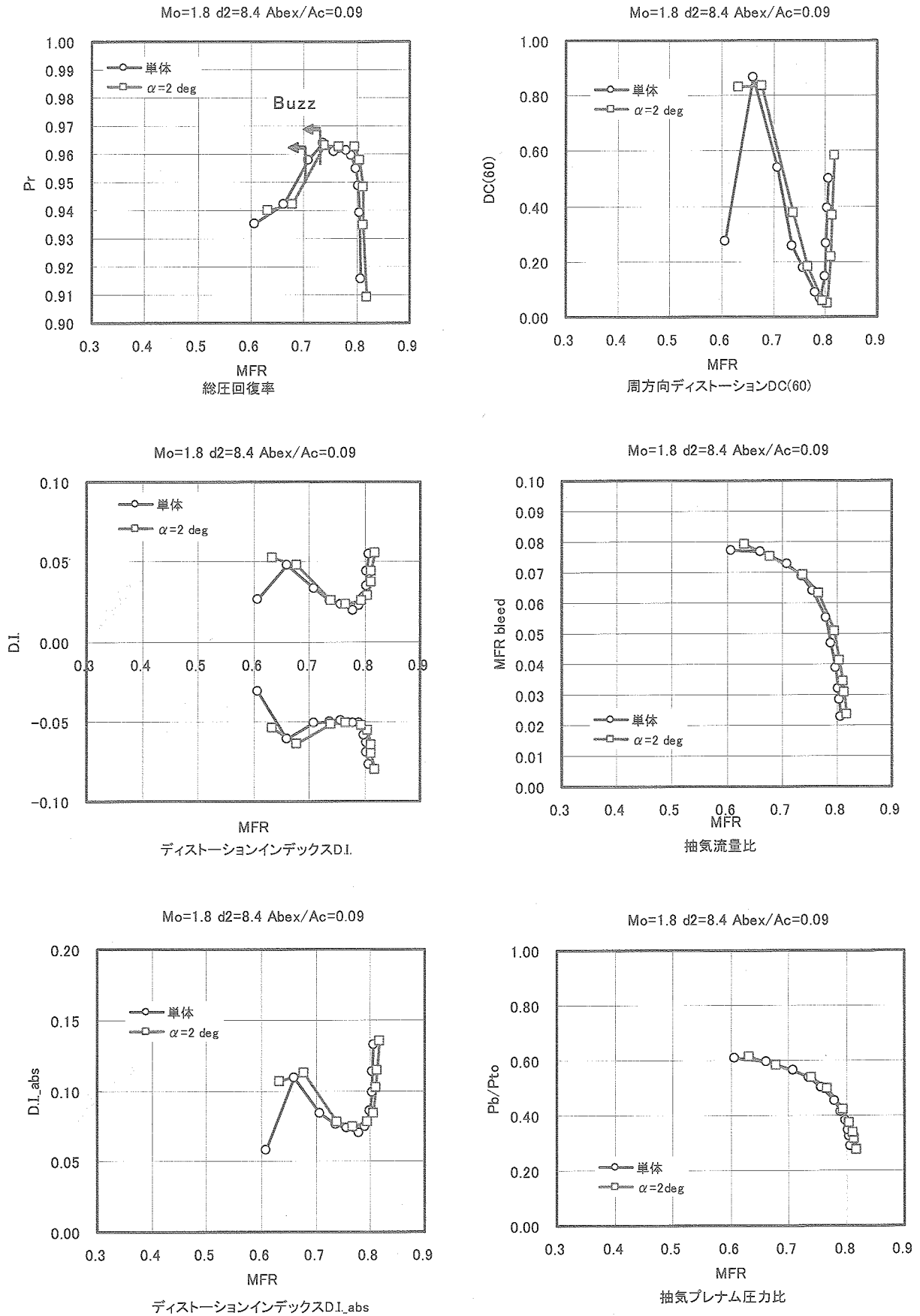


図4.3(k) 迎角の空力特性への影響(Mo=1.8, δ2= 8.4deg, Abex/Ac=0.09)

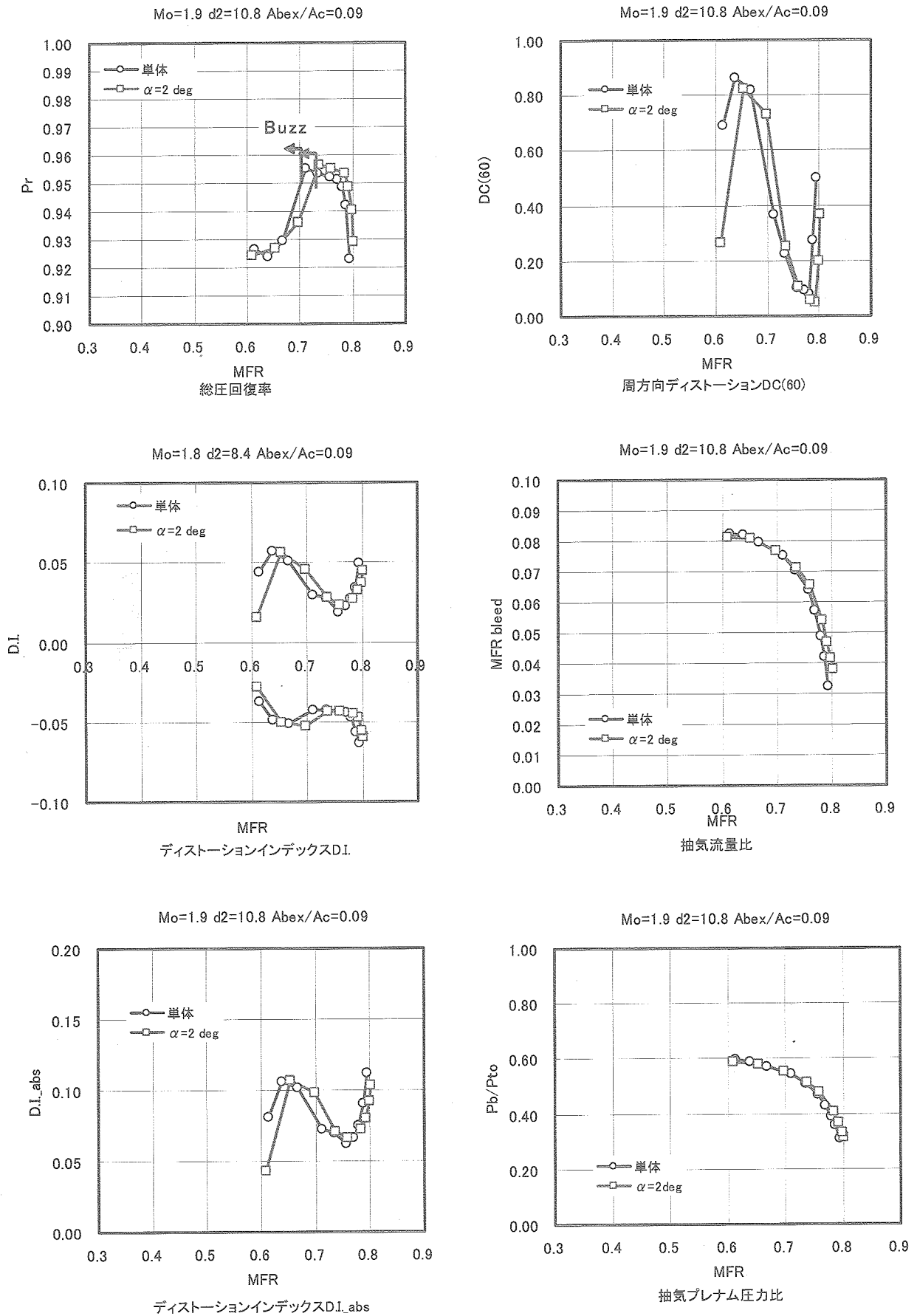


図4.3(1) 迎角の空力特性への影響($Mo=1.9$, $\delta_2=10.8\text{deg}$, $Abex/Ac=0.09$)

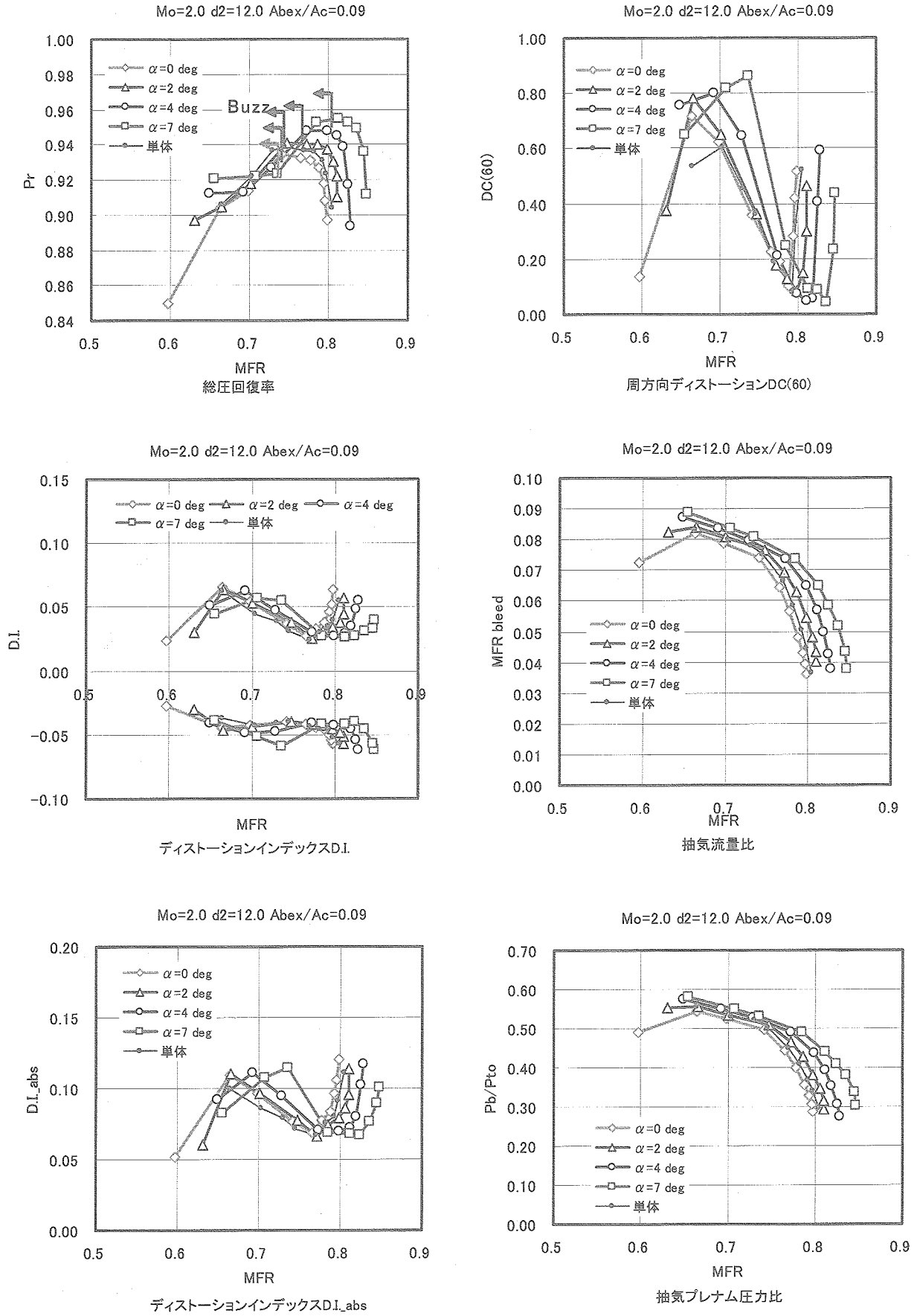


図4.3(m) 迎角の空力特性への影響(Mo=2.0, $\delta_2=12.0$ deg, Abex/Ac=0.09)

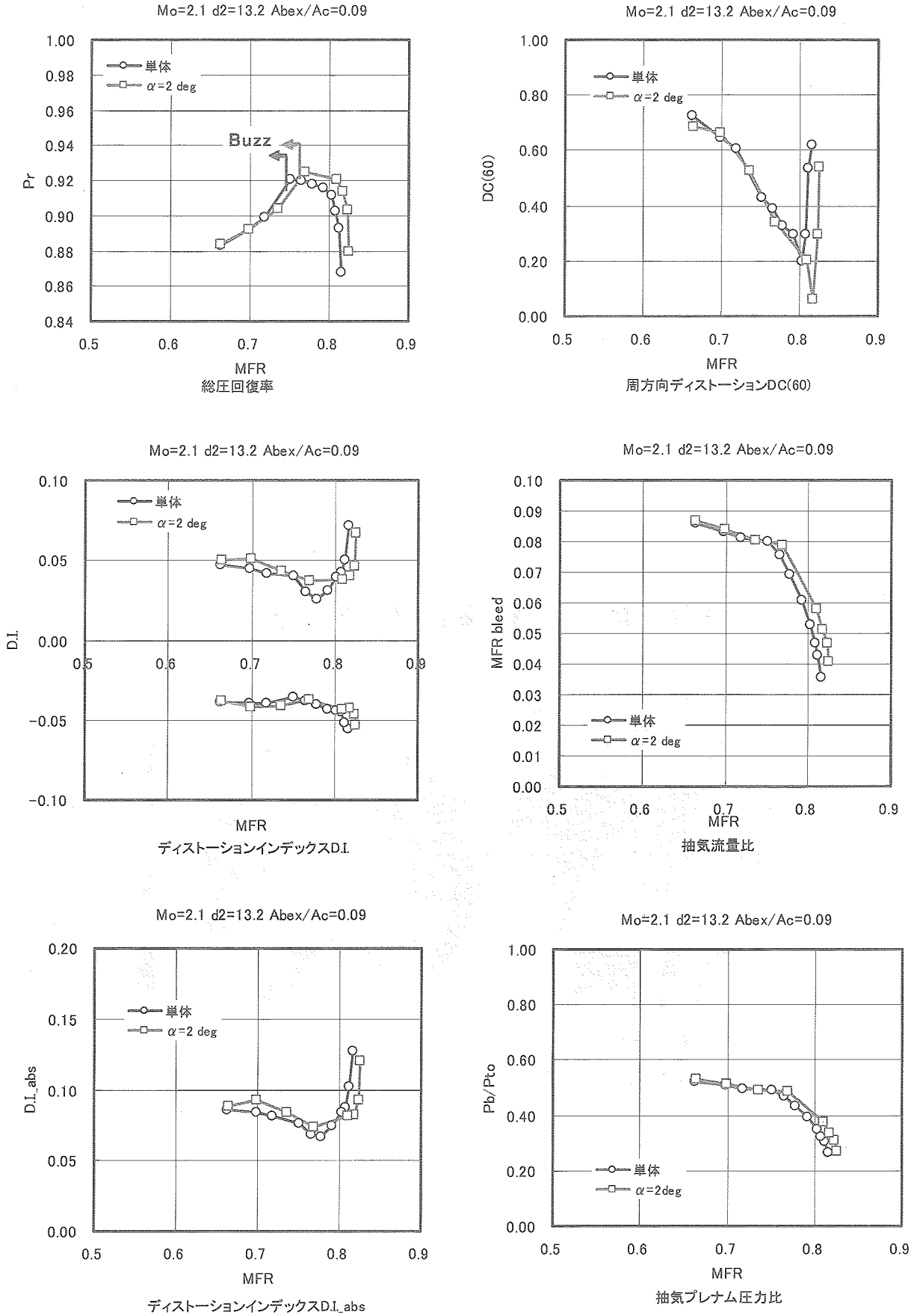
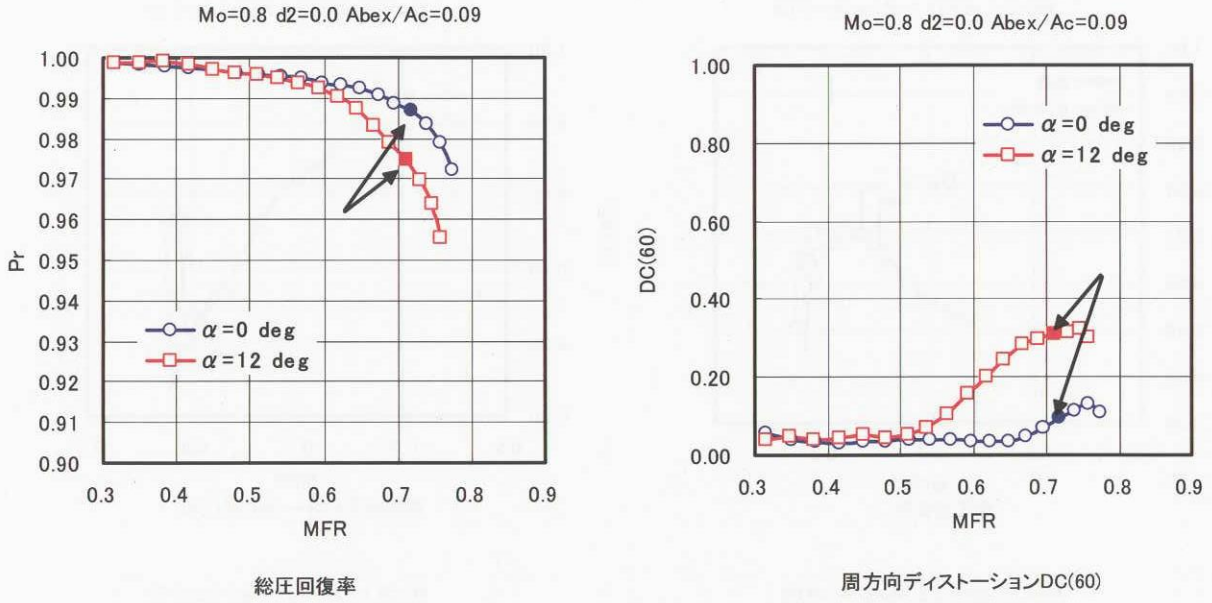


図4.3(n) 迎角の空力特性への影響(Mo=2.1, δ2= 13.2deg, Abex/Ac=0.09)



Pt/Pto Distribution

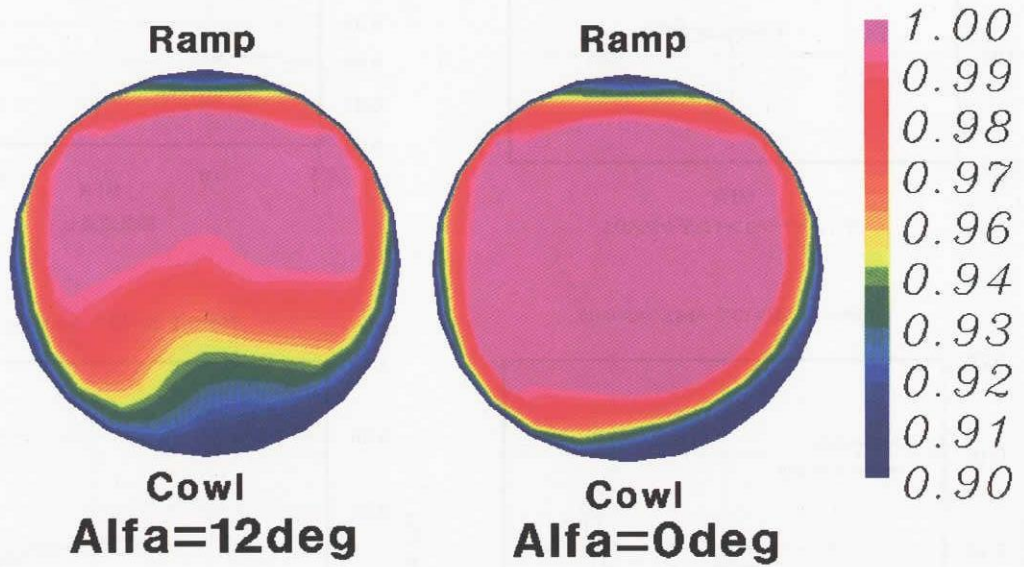


図4.4 主流マッハ数Mo=0.8, 迎角0度と12度における, MFR=0.71での出口総圧分布の比較

迎角2度

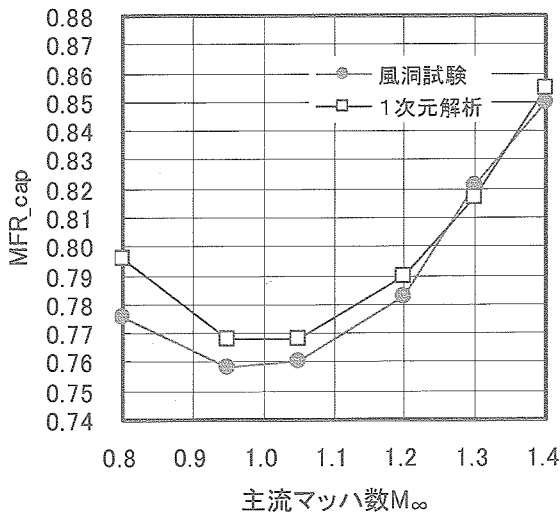


図4.7 主流マッハ数0.8~1.4・迎角2度における最大捕獲流量比の比較

主流マッハ数1.7, δ2=6deg, Abex/Ac=0.09

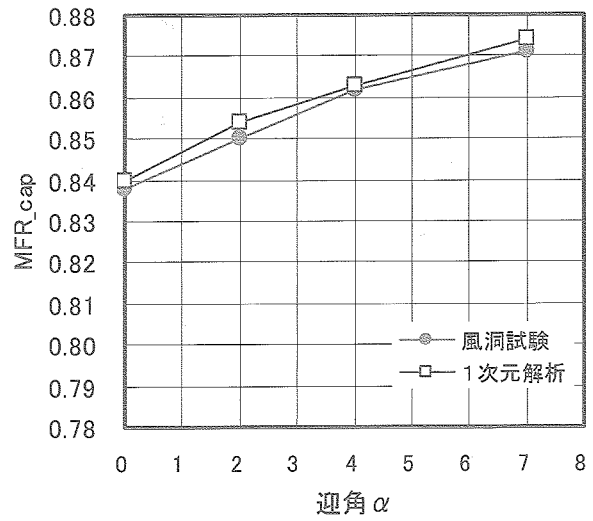


図4.9 主流マッハ数1.7における最大捕獲流量比の比較

主流マッハ数1.4, δ2=0deg, Abex/Ac=0.09

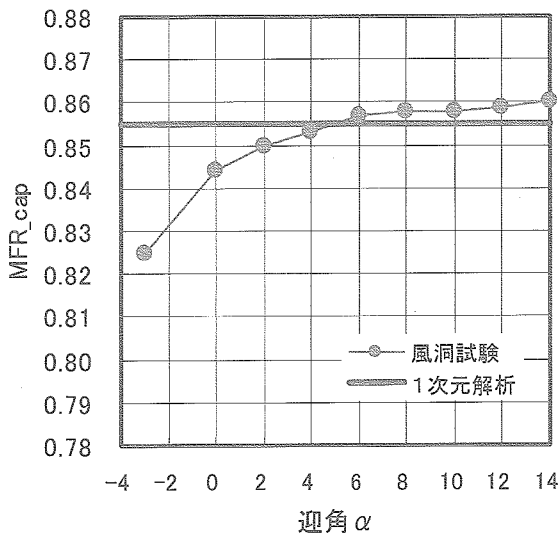


図4.8 主流マッハ数1.4における最大捕獲流量比の比較

主流マッハ数2.0, δ2=12deg, Abex/Ac=0.09

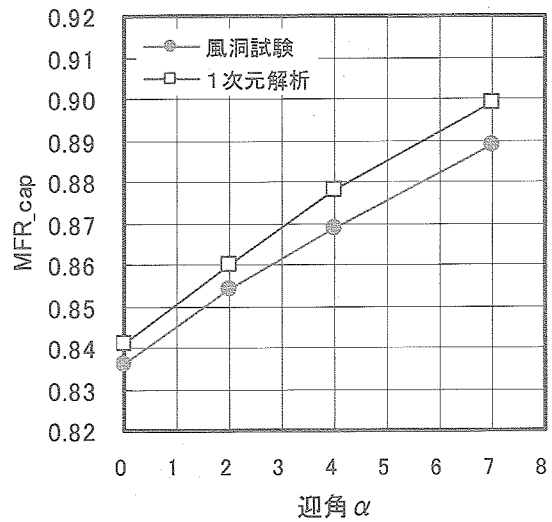


図4.10 主流マッハ数2.0における最大捕獲流量比の比較

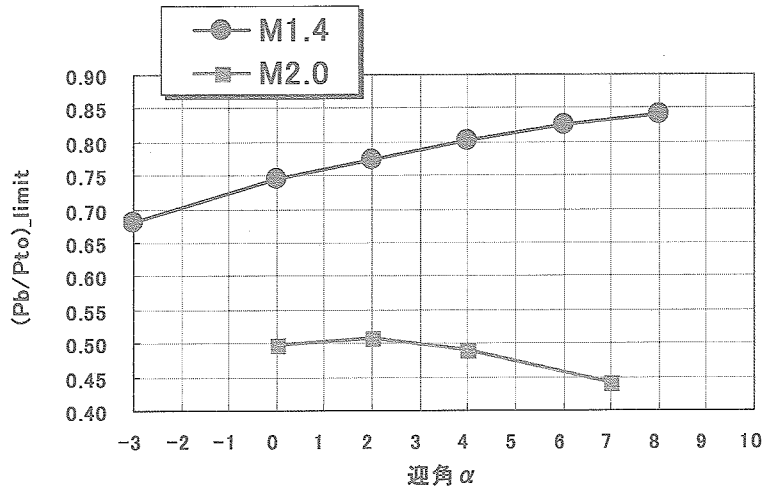


図4.11(a) 亜臨界安定作動限界抽気プレナム圧力比 ($Ab_{ex}/Ac=0.09$)

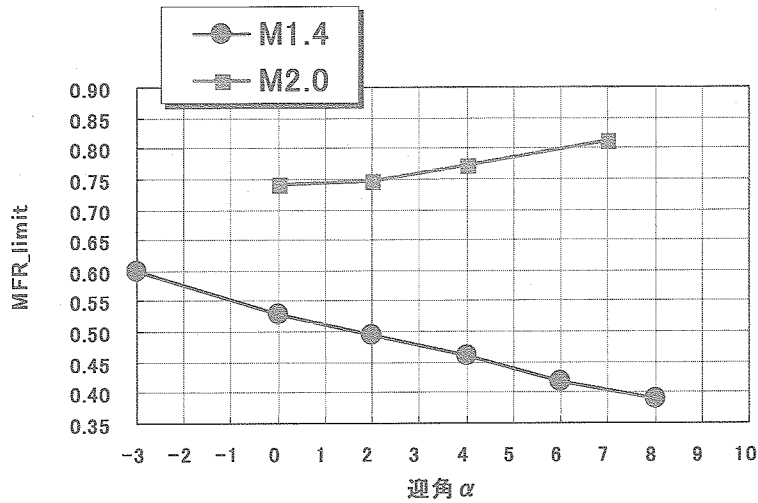


図4.11(b) インテーク亜臨界作動限界流量比 ($Ab_{ex}/Ac=0.09$)

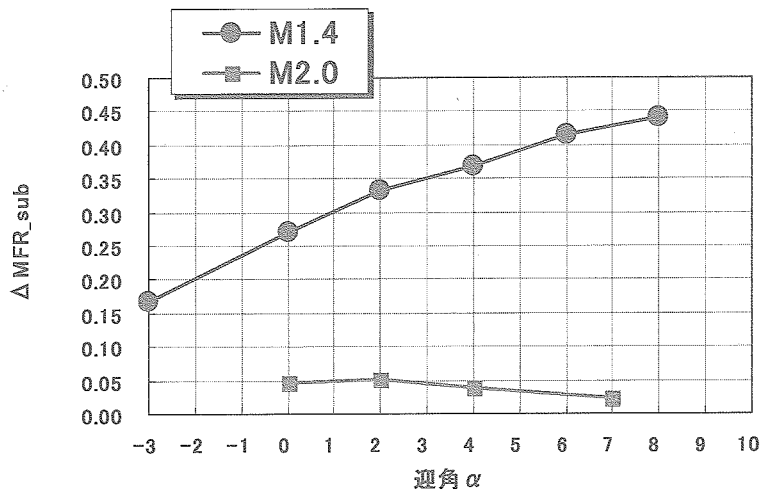
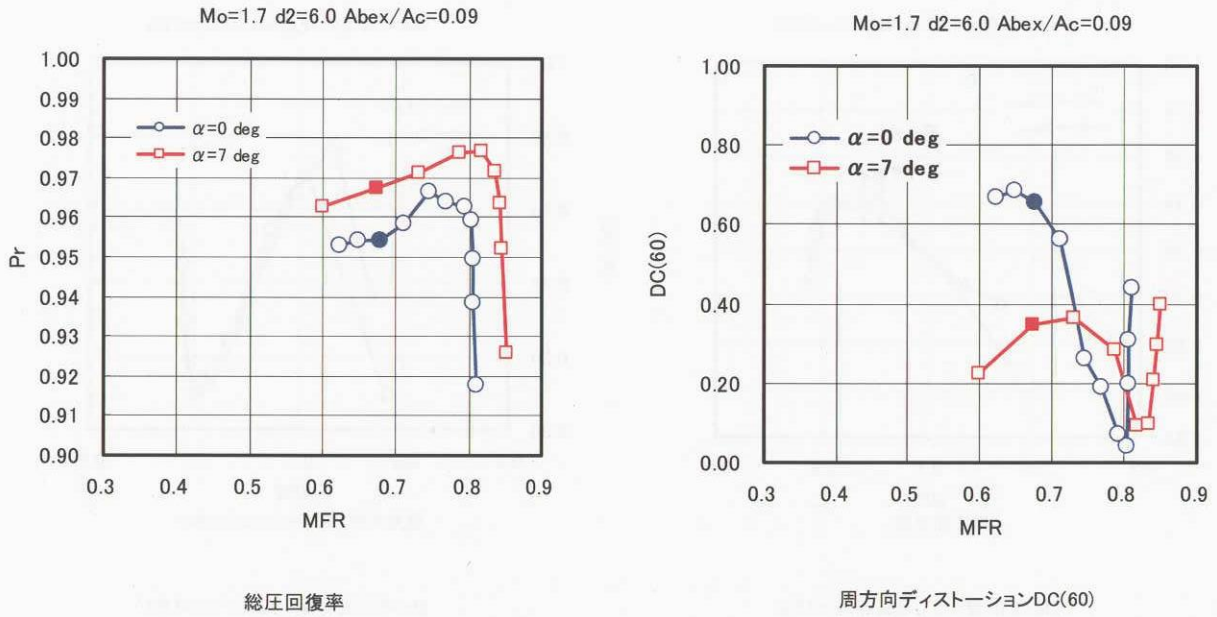


図4.11(c) 亜臨界作動余裕 ($Ab_{ex}/Ac=0.09$)



Pt/Pto Distribution

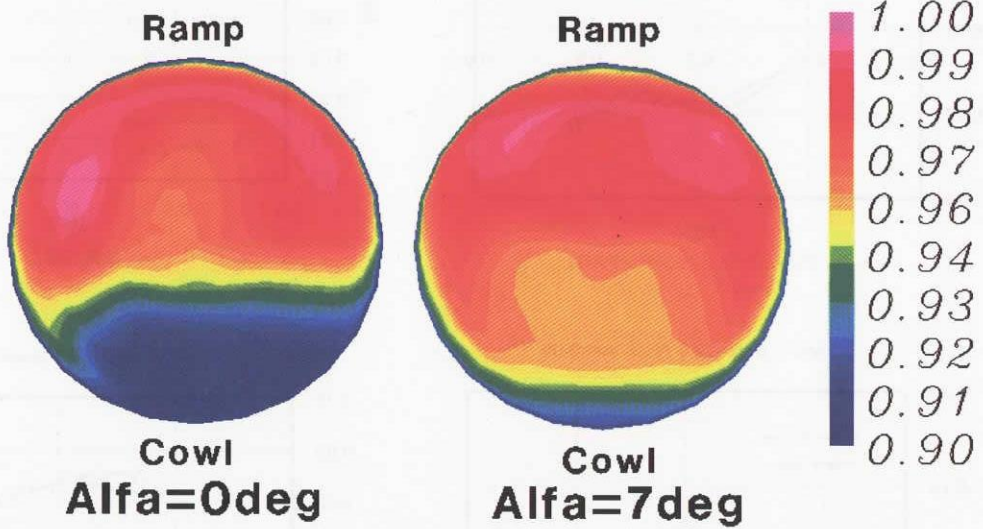


図4.12 主流マッハ数Mo=1.7, 迎角0度と7度における, MFR=0.67での出口総圧分布の比較

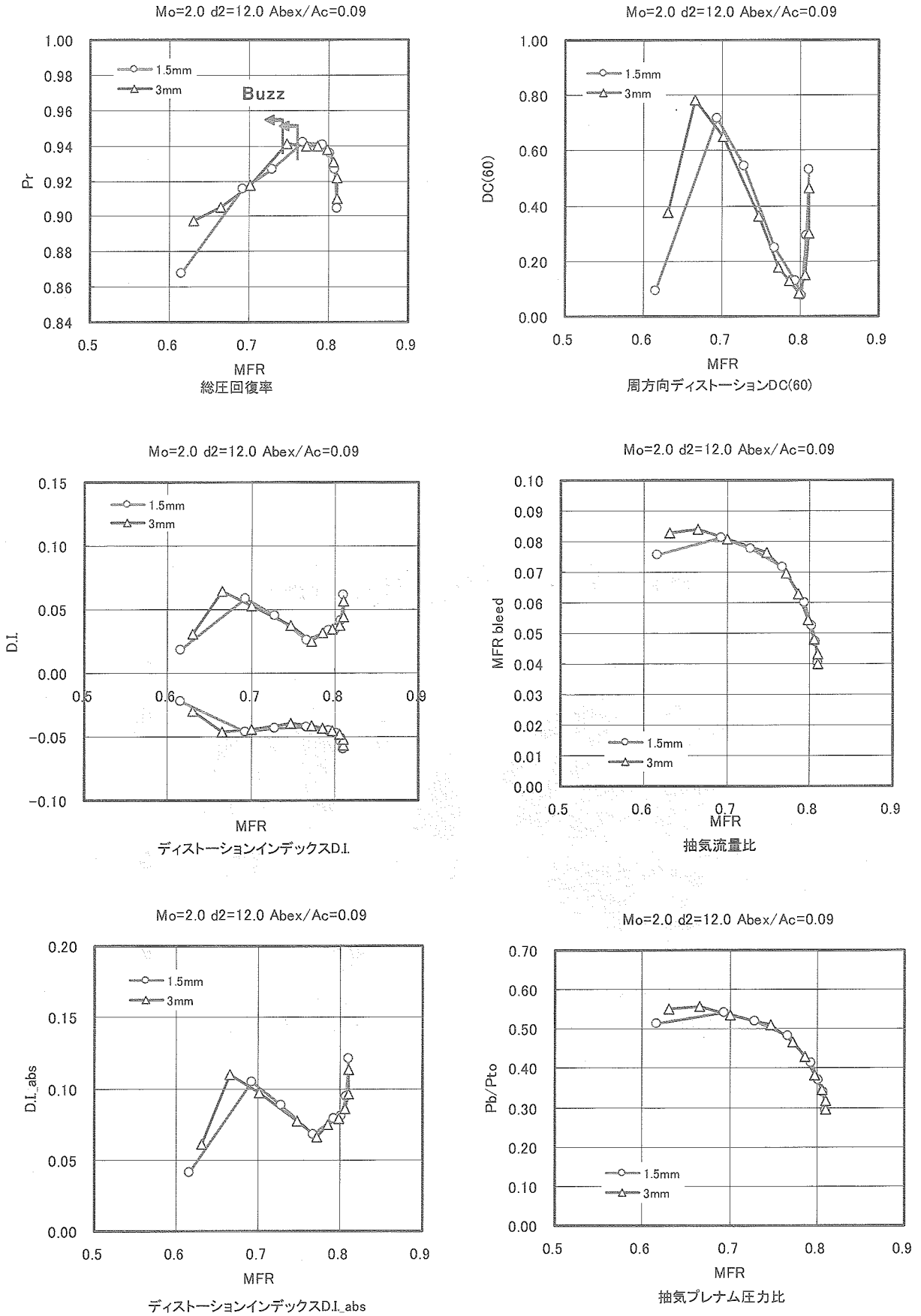
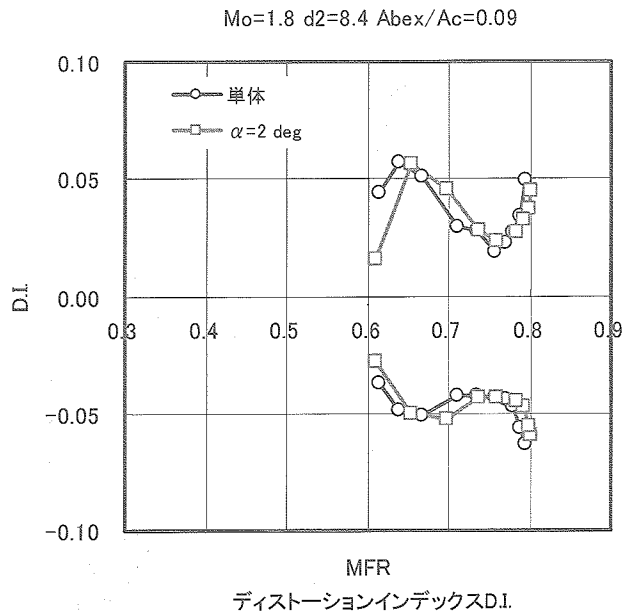


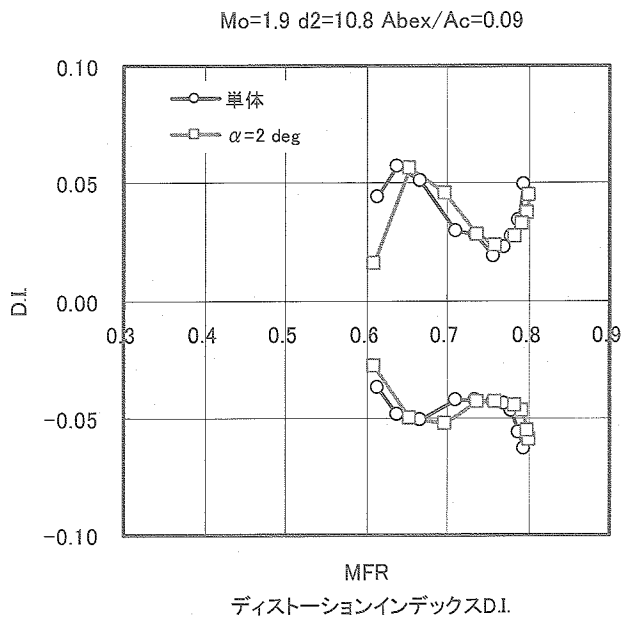
図4.13 ダイバータ高さの空力特性への影響(Mo=2.0, δ2= 12.0deg, Abex/Ac=0.09)

図4.3(l) 迎角の空力特性への影響($Mo=1.9$, $d2=10.8deg$, $Abex/Ac=0.09$)
左側中段の図の上側のキャプション

誤



正



宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-03-027

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

©2004 JAXA

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

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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

