

平成 26 年度博士論文

超音速インテークのダイバータレス設計と  
空力性能評価

Diverter-less Design and  
Aerodynamic Performance Evaluation of  
Supersonic Air-Intake

東京農工大学 大学院工学府

機械システム工学専攻

学籍番号 : 12833010

三木 肇

Hajime MIKI

# 目次

第1章	序論	・・・1
1.1	研究の背景	・・・1
1.1.1	超音速旅客機	・・・1
1.1.2	超音速インテークの機体/推進系統合設計技術	・・・2
1.2	過去の研究	・・・4
1.2.1	ダイバータに関する研究	・・・4
1.2.2	ダイバータレスインテークに関する研究	・・・5
1.3	研究の目的	・・・5
1.4	本論文の構成	・・・7
第2章	ダイバータの空力性能評価	・・・11
2.1	検討対象	・・・11
2.2	ダイバータ性能評価方法	・・・12
2.3	CFD 解析方法	・・・13
2.4	ダイバータ形状のパラメトリックスタディ	・・・14
2.4.1	流入境界層厚さの効果	・・・14
2.4.2	平面形の効果	・・・15
2.4.3	幅比の効果	・・・16
2.4.4	入口アスペクト比の効果	・・・17
2.5	ダイバータ設計における指針	・・・18
2.5.1	ダイバータ設計における制限	・・・18
2.5.2	ダイバータの設計指針	・・・18
2.6	本章のまとめ	・・・20
第3章	ダイバータレス化による抵抗低減効果	・・・35
3.1	検討対象	・・・35
3.1.1	亜音速ディフューザ形状	・・・36
3.1.2	ランプ形状	・・・38
3.1.3	カウル形状	・・・39
3.1.4	抽気システムの概要と設計	・・・39
3.1.5	ダイバータ形状	・・・40
3.2	CFD 解析方法	・・・41
3.3	空力性能評価方法	・・・42

3.3.1	捕獲流量	・・・	42
3.3.2	総圧回復率	・・・	42
3.3.3	インテーク抵抗	・・・	42
3.3.4	ナセル抵抗	・・・	45
3.4	結果と考察	・・・	46
3.4.1	境界層流入の影響	・・・	46
3.4.1.1	インテーク性能に対する影響	・・・	46
3.4.1.2	インテーク抵抗に対する影響	・・・	47
3.4.1.3	ナセル抵抗に対する影響	・・・	49
3.4.2	境界層抽気の影響	・・・	49
3.4.2.1	インテーク性能に対する影響	・・・	49
3.4.2.2	インテーク抵抗に対する影響	・・・	50
3.4.2.3	ナセル抵抗に対する影響	・・・	51
3.4.3	ダイバータレス化の影響	・・・	51
3.4.3.1	ナセル抵抗に対する影響	・・・	51
3.4.3.2	抵抗低減効果	・・・	53
3.5	本章のまとめ	・・・	55
第4章	インテークランプの空力性能評価	・・・	83
4.1	検討対象	・・・	83
4.2	評価方法	・・・	84
4.2.1	スロートの定義	・・・	84
4.2.2	評価指標	・・・	85
4.3	CFD 解析方法	・・・	86
4.4	結果と考察	・・・	87
4.4.1	ランプ形状の効果	・・・	87
4.4.2	ランプの設計指針	・・・	88
4.4.3	ダイバータ高さの効果	・・・	89
4.5	本章のまとめ	・・・	90
第5章	ダイバータレス設計に対するディフューザ入口形状の影響	・・・	98
5.1	検討対象	・・・	98
5.1.1	楔形インテークの形状	・・・	99
5.1.2	半円錐形インテークの形状	・・・	100
5.1.3	抽気システムの設定	・・・	101
5.2	性能評価方法	・・・	102

5.3	結果と考察	・・・103
5.3.1	入口断面アスペクト比の影響	・・・103
5.3.1.1	インテーク性能に対する影響	・・・103
5.3.1.2	インテーク抵抗に対する影響	・・・104
5.3.1.3	ナセル抵抗に対する影響	・・・105
5.3.1.4	ダイバータレス設計に対する指針	・・・106
5.3.2	入口断面楕円比の影響	・・・107
5.3.2.1	インテーク性能に対する影響	・・・107
5.3.2.2	インテーク抵抗に対する影響	・・・108
5.3.2.3	ナセル抵抗に対する影響	・・・109
5.3.2.4	ダイバータレス設計に対する指針	・・・110
5.4	本章のまとめ	・・・111
第6章	結論	・・・132

参考文献

謝辞

# 第1章 序論

## 1.1 研究の背景

### 1.1.1 超音速旅客機

経済の成長，そして人口の増加に伴い，世界の航空旅客需要は増加し続けている．財団法人日本航空機開発協会は，2014年から2033年までの今後20年間で2.6倍の需要増を予測している [1]．

これまで旅客機は，主に大型化と長距離化を追求し，その経済性を向上させてきた．また，今後の更なる経済性向上のために，NASAをはじめとする航空研究機関は翼胴一体型の新形態旅客機について研究を進めている [2]．しかし，いずれの旅客機も巡航速度はマッハ 0.85 前後である．航空輸送最大の特性である高速性は，ジェット旅客機の登場以来ほとんど進化していない．

1950年代から1960年代にかけて，高速性を追求した超音速旅客機 (Supersonic Transport : SST) の研究開発がアメリカ，イギリス，フランス，そしてソ連によって盛んに進められた．そして1970年代には，イギリスとフランスによって共同開発されたコンコルドが就航した [3]．コンコルドは音速の2倍の速度で飛行し，ロンドン - ニューヨーク間を亜音速旅客機が要する時間の約半分で結んだ．しかし，巨額の開発費を投じたにもかかわらず，量産機の生産は16機に留まり，2003年10月には全ての機体が退役した．それ以来，コンコルドに代わる SST は世の中に登場しておらず，航空利用者に速度の選択肢は提供されていない．

コンコルドが商業的に失敗した主な原因 [4] として，燃費が悪く運航コストが亜音速旅客機よりも大幅に高いこと，離着陸騒音が大きく乗り入れ可能な空港が限られたことが挙げられる．また，超音速飛行中に発生する衝撃波が地上に伝播することで聞こえる爆音 (ソニックブーム) が非常に大きいため，陸上での超音速飛行は禁止され，運航可能な路線が限られていた．そのため，エアラインにとっては導入リスクが高く，また運用も難しい航空機であった．

しかし，航空旅客需要が増大する今日において，SSTの必要性がなくなったわけではない．SSTによる移動時間短縮は，航空機の利便性を向上させ，利用者の経済活動に恩恵をもたらす [5]．また，飛行時間が短いため，搭乗者の肉体的・精神的負担は軽減される．ある調査結果 [4] によると，現行の亜音速旅客機と比較して3割程度高い運賃ならば，半数以上の人々が超音速旅客機を選択する，と回答している．そうしたなかで現在，超音速ビジネスジェット機 [6, 7, 8] や小型 SST [5] など，次世代の SST の開発検討が世界各国の研究機関及びメーカーで進められている (図 1.1)．

次世代 SST には、コンコルドよりも優れた経済性と環境適合性を備えていることが要求される。そして、いずれの次世代 SST コンセプトでも巡航マッハ数を 1.6 程度に設定している。これは、ソニックブーム低減と複合材やアルミ合金使用による構造軽量化のためである。また、離着陸騒音の低減を意図してエンジンを機体上方に搭載していることが共通の特徴である。さらに、経済性向上のために空力抵抗を低減することも重要な技術課題である。巡航状態におけるコンコルドの揚抗比が約 7.5 であったのに対して、NASA は N+2 計画のなかでおよそ揚抗比 8.5 [8], JAXA も揚抗比 8 以上 [4] を目標として掲げている。

次世代 SST の設計開発のために、機体と推進系それぞれで技術課題を解決するための研究が進められている。例えば、ソニックブームを低減する機体コンセプトや、抵抗低減のための自然層流翼、そして離着陸騒音低減のための低騒音ノズルなどがある[4, 9]。そして、次世代 SST を実現するためには、それぞれで洗練化された機体と推進系を結びつけ、1つの機体として成立させる機体/推進系統合設計もまた重要となる。

### 1.1.2 超音速インテークの機体/推進系統合設計技術

SST 推進系の重要な構成要素の 1 つに超音速インテーク（エンジン空気取入口）[10] がある。超音速インテークは、主に超音速ディフューザ部と亜音速ディフューザ部で構成される。そして、次世代 SST のように巡航速度がマッハ 1.6 程度の機体に対しては、外部圧縮型の超音速インテークが適用される。

図 1.2 に示すように、外部圧縮型インテークは、超音速ディフューザ部がランプと呼ばれる圧縮壁で構成され、その先端から生じる斜め衝撃波と亜音速ディフューザ入口上流に発生する最終衝撃波により、捕獲した超音速流を亜音速域まで減速させる。その後、捕獲流を亜音速ディフューザでさらに圧縮・減速し、エンジンへ供給する。

超音速インテーク設計では、SST 基本設計で選定されたエンジンの要求に応じてサイジングを行い、主に機体空力設計で決定されるエンジンナセルの搭載位置に合わせて形状の最適化が行われる。機体とエンジンによって課せられる設計制限のなかで、インテークには、推進系の効率を高めるために、高い総圧回復率で均一な空気を安定的にエンジンに供給することが求められる[11]。そのために、壁面摩擦により速度勾配が生じた流れである境界層を、衝撃波との干渉や亜音速ディフューザの強い逆圧力勾配の影響で剥離させないことが重要である。また、機体の空力性能を向上させ、SST の燃費改善に貢献するために、可能な限りインテークの外部抵抗が小さいこと、そして構造重量が軽いことも重要である。したがって、インテーク設計は機体の空力性能とエンジンの推進性能の両方に影響を与えるため、その良否は両観点での総合的な評価によって判断される。

機体空力の観点から機体/推進系統合設計に期待することは、エンジンナセルを機体

にできる限り埋め込むことでその前方投影面積を減らし、空力抵抗を低減することである。これをインテーク設計に対応させると、入口断面と出口断面（エンジンファン面）の配置に大きく自由度を持たせた設計を可能にする必要がある。すなわち、亜音速ディフューザの入口出口間のオフセットを大きくできる設計技術の高度化が求められる。また現在、離着陸騒音低減のためにバイパス付きエンジン（バイパス比3程度）をSSTにも導入することが検討されている [12]。すなわち、エンジンナセルが肥大化する傾向にあるため、高オフセットディフューザ設計の重要度は今後更に増すと予測される。

また、重量軽減の観点からは機体とナセルを統合し、構造体積を少なくすることが期待される。これを促進する方法として、前述のように機体へのエンジン埋込量を増やすこと、そしてインテークの流路を短くすることが挙げられる。

インテークの短路化に有効な概念として、バイファケイテッド型のインテークが提案されている [13]。一般的にインテーク設計においては、推進性能低下の原因となる亜音速ディフューザでの流れの剥離を防止するために、ファン直径の3倍程度の長さの流路が必要である。すなわち、亜音速ディフューザの開口面積比と長さで定められる開き角には設定可能な上限値があり、従来の単一流路のインテークでは短路化は難しい。それに対して、バイファケイテッド型インテークは流路が分割されている分、ある開き角に設定するために必要なディフューザ長さは、単一流路の場合よりも短い。したがって、インテークの全長を短くできるため、ナセル軽量化への貢献が期待される。

機体空力性能の向上のために、インテーク設計にさらに望まれることとして、ダイバータを使わない機体/推進系統合を可能とすることが挙げられる。すなわち、SSTにダイバータレスインテークを導入することが1つの技術的な方向性である [14]。

ここで、ダイバータとはインテークと機体との間に設けられる隙間と、それを作するためにインテークを支えている機体構造の総称である。そして、ダイバータは翼や胴体の機体表面上で厚く発達した境界層をその隙間に取り込み、境界層がインテークに流入することを防止する。これにより、境界層がインテーク内で剥離し、推進性能が大幅に損なわれることを未然に防ぐことができる。そして、境界層厚さと比較してダイバータの隙間高さが高いほど、ダイバータは境界層を排除する機能に優れている [10]。しかし、それに伴いダイバータに生じる空力抵抗は大きくなり、機体の空力性能を低下させる。

ダイバータレスインテークでは、ダイバータを介さずに、インテークを機体表面に直接搭載する。したがって、ダイバータに働く抵抗がなくなる分、従来のダイバータ付きのインテークの場合よりもエンジンナセルに働く低抵抗が小さくなることが期待される。また、ダイバータの機体構造分だけナセルは軽量化されるため、重量軽減の観点からも機体空力性能の改善に貢献すると予想される。

一方で、総合的にSSTの燃費改善に寄与するために、ダイバータレスインテークでは、機体からの境界層流入を許容し、推進性能を低下させないことが求められる。そのために、新たなインテーク設計技術を確立する必要がある。具体的には、インテーク形

状の工夫により境界層流入量を減らすこと、形状の工夫と合わせて境界層制御技術を活用し、剥離を抑制することなどが技術開発の方向性として挙げられる。

ただし、従来のインテーク設計で利用される境界層制御技術である抽気技術 [10] のように、境界層の流入や剥離を抑制するためのインテーク設計は、同時に空力抵抗を増大させる可能性がある。その抵抗増大量は、ダイバータレス化によるナセル抵抗低減量よりも小さいことが望ましいが、その具体的な収支は現在までに明らかにされていない。また、抵抗が低減される場合に、その低減量を大きくするためのインテーク設計方針も示されていない。

さらに、境界層流入を許容するように設計されたダイバータレスインテークの良否は、従来のダイバータ付きのインテークと総合的な性能比較を行ったうえで判断されるべきである。そして、適切な比較を可能とするため、ダイバータが性能良く設計されていることがその検討の前提となる。

機体と推進系のインターフェイスであるダイバータの性能は最低限、推進性能と機体空力の2つの視点から評価される必要がある。しかし、推進性能を維持する以外に、ダイバータが機体空力に及ぼす影響について調査した例は少ない。また、ダイバータの性能評価指標に関する指標を示した資料も限られている [15, 16]。そのため、総合的に性能の良いダイバータを設計するための指針はこれまでに報告されていない。

## 1.2 過去の研究

### 1.2.1 ダイバータに関する研究

ダイバータはコンコルドでも使用されており、その平面形は図 1.3 に示すような流線形のへさき形をしている [3]。ただし、隙間の高さが境界層厚さと同程度に設定されたこと以外、その形状の詳細については報告されていない。

ダイバータが機体空力に及ぼす影響を調査した例は少ない。Flamm と Wilcox [15] は、風洞実験においてダイバータを介してフロースルーナセルを平板模型上に搭載し、空力抵抗を計測した。そして、ダイバータの高さとその平面形の頂角の変更に伴う抵抗の変化を報告している。ただし、計測値にはナセルと平板模型に加わる抵抗が含まれており、ダイバータ形状の効果はそれらの影響を含んだ比較となっている。

ダイバータの性能評価指標として、インテークの総圧回復率がよく使われる [10, 16]。しかし、この評価方法はインテークの影響を含んでいるため、単純にダイバータ設計の良し悪しを判断することが難しい。また評価には、インテークの大がかりな風洞実験や CFD 解析をする必要があり、一度に調べられるダイバータの数は限られる。さらに、対象としているインテークも様々であるため、包括的かつ標準的なダイバータの設計指針は確立されていない。



## 1.2.2 ダイバータレスインテークに関する研究

ダイバータレスインテークについては、SSTに適用された例はない。

機体から境界層が流入するインテークという点では、NASAが新形態亜音速旅客機への適用を目指しているBLI (Boundary-layer Ingestion) 概念 [17] のインテークがある。その研究では、剥離抑制のために亜音速ディフューザにボルテックスジェネレータや吹き出しなどの境界層制御手法を適用することが主に検討されている [18]。ただし、超音速インテークは衝撃波と亜音速ディフューザを用いて流れを圧縮し、また、亜音速ディフューザの開口比が亜音速機のインテークと比較して大きい。そのため、衝撃波/境界層干渉と強い逆圧力勾配の影響で、大規模な境界層剥離が起こる可能性が亜音速機と比べて高い。したがって、上記の境界層制御手法を適用して剥離を抑制することはより複雑で難しいと考えられる。

超音速インテークにおいて境界層流入に対処する方法として抽気が一般的に用いられる [10, 19, 20]。ただし従来は、ランプや亜音速ディフューザの壁面で発達する比較的薄い境界層を排除するために使用されている。また、機体から流入する厚い境界層を排除するために抽気量を増やすことは、インテークで生じる空力抵抗を増大させることになる [10]。そのため、抽気量を過度に増やさずにインテーク性能を維持できるように、インテーク自体の形状を工夫することにより境界層流入に対処する必要があると考えられる。

軍用機を適用対象とした超音速インテークで、超音速ディフューザ部の形状を工夫することでダイバータレス化を試みているものがある [21]。そして、抽気技術を組み合わせた場合などの総圧回復率が報告されている。しかし、その設計が他のインテーク性能、例えば、空力抵抗などに与える影響については議論がされていない。そのため、燃費改善を目的とした場合のダイバータレスインテークの有用性は不明である。

## 1.3 研究の目的

本研究では、超音速インテークのダイバータレス設計に対する指針を得ることを目的とする。そのために、ダイバータによる境界層排除を想定した従来形状のインテークに対して、ダイバータレスの条件でCFD解析を実施し、インテークの空力性能とナセルに働く抵抗を評価する。そして、ダイバータ付きインテークとの性能比較により、ダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにする。また、ダイバータレスインテークで課題となる境界層剥離の発生を抑制しやすくすることを目的に、機体からの境界層流入量を少なくするインテーク形状の設計指針についてCFD解析を利用して調査する。そして、その設計指針をインテークに適用したことによる空力抵抗の変化を調べ、ダイバータレス化による抵抗低減効果をより大きくするためのインテーク設計指針を示す。

本研究では、まず、ダイバータレスインテークの性能比較対象であるダイバータ付きインテークに適用するダイバータの空力設計を可能とするために、ダイバータの性能評価方法とその設計指針を確立することを1つ目の目的とする。そのために、ダイバータに求められる性能を設定し、その性能指標に対するダイバータ形状の影響を明らかにするために、CFD 解析によるパラメトリックスタディを実施した。そして得られた結果より、より良い性能のダイバータを設計するための指針について考察した。

次に、ダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにすることを目的とし、従来設計のインテークをダイバータレスとした場合に推進性能と機体空力に与える影響をCFD 解析で調査した。具体的には、境界層流入と抽気技術によるインテークの捕獲流量と総圧回復率、そして空力抵抗の変化を調べた。また、構築した設計指針に基づいて設計したダイバータを有する場合と、エンジンナセルに働く抵抗の大小関係を調査した。そして、推進性能に関わる捕獲流量と総圧回復率を揃えた条件で、両者の総合的な空力抵抗を比較し、ダイバータレス化による抵抗低減効果を検討した。

また本研究では、ダイバータレスの機体/推進系統合を行った際に、インテークにおける剥離抑制を容易にするため、ランプ形状の工夫により機体からインテークへ流入する境界層を少なくすることを試みる。そのために、超音速の捕獲流れを十分に減速しつつ、亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするランプの設計指針を明らかにすることを旨とする。具体的には、一般的なランプ形態である楔形ランプを対象に、その形状パラメタがランプ周りの流れ場、特に圧縮面上を流れる境界層に与える影響についてCFD 解析で調査した。また、ダイバータ高さがランプの空力設計に与える影響についても調査を実施した。

さらに、ダイバータレス化による抵抗低減効果を大きくするインテークの設計指針の獲得を目的とする。そのために、構築したランプの設計指針を参考に、複数のインテークを設計し、それぞれの空力性能をCFD 解析で評価した。そして、インテークとエンジンナセルに働く抵抗を総合的に比較し、より抵抗の小さいダイバータレスインテーク設計を行うための指針を検討した。また、ダイバータレスインテークに適したランプと亜音速ディフューザ形状を見出すために、半円錐形のランプを有するインテークに対しても検討を行った。

## 1.4 本論文の構成

本論文の構成は以下のようになっている。

第1章では、本研究の序論として、研究の背景、従来の研究および本研究の目的が述べられている。

第2章では、ダイバータの性能評価方法と設計指針の確立を目的とした調査について述べている。まず、検討対象のダイバータとそれを構成する形状パラメタについて説明を行う。次に、ダイバータの空力性能を推進性能と機体空力の観点で評価する方法を構築する。さらに、研究手法である CFD 解析に使用する計算コードの構成と、ダイバータ周りの流れ場を解く際の計算条件に関して説明する。そして、ダイバータ形状に関するパラメトリックスタディを実施し、ダイバータの空力性能に与える影響を調べる。最後に調査結果をまとめ、より性能が良いダイバータを設計するための指針について考察する。

第3章では、超音速インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにすることを目的とした調査について述べている。まず、検討対象とする外部圧縮型インテークの亜音速ディフューザとランプ、そしてカウルの設計方法と形状について説明する。また、インテークがダイバータレスの場合に適用する抽気システムの構成と、ダイバータ付きの場合に適用するダイバータの形状についても述べる。次に、インテークの CFD 解析方法と計算条件について説明する。さらに、インテークの捕獲流量と総圧回復率、そしてインテークとエンジンナセルのそれぞれに働く空力抵抗の評価方法について述べる。そして、各評価指標に対するダイバータレス化による境界層流入の影響と、境界層抽気を適用したことによる影響を CFD 解析により調査する。最後に、推進性能に関わる捕獲流量と総圧回復率を揃えた状態で、ダイバータレスとダイバータ付きの場合の総合的な空力抵抗を比較し、ダイバータレス化による抵抗低減効果を検討する。

第4章では、亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするランプの設計指針を獲得することを目的とした調査について述べている。まず、楔形のランプを模擬した検討対象について説明する。次に、境界層流入量とランプが流れを減速する機能を評価する方法について述べる。さらに、ランプ周りの流れ場の CFD 解析における計算条件を説明する。そして、ランプの角度と幅をパラメタに取り、流れ場と空力性能に与える影響を調査する。さらに調査結果をまとめ、流れを減速する機能を保持しながら、亜音速ディフューザへの境界層流入量が少ないランプを設計するための指針について考察する。最後に、境界層厚さに対するダイバータの相対的な隙間高さが、ランプの空力設計に与える影響についても確認する。

第5章では、抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテーク設計をするための指針獲得を目的とした調査について述べている。まず、第4章での調査結果を踏まえ、第3章の検討対象から亜音速ディフューザの入口断面アスペクト比を変更したインテーク

の形状を示す。また、半円錐形のランプを有する外部圧縮型インテークの形状および設計方法について説明する。さらに、各インテークに対する抽気システムの設定について述べる。次に、CFD 解析での計算条件と空力性能評価方法について説明する。そして、ダイバータレスの条件下で亜音速ディフューザの入口形状が各性能評価指標に与える影響を調査する。最後に、第 3 章と同様に、推進性能に関するインテーク性能を揃えた状態で総合的な空力抵抗を比較する。そして、ランプ形状が楔形の場合と半円錐形の場合について、空力抵抗が小さいダイバータレスインテーク設計をするための指針について検討する。

第 6 章では、本研究で得られた知見をまとめ、結論を述べる。



図 1.1 次世代超音速旅客機

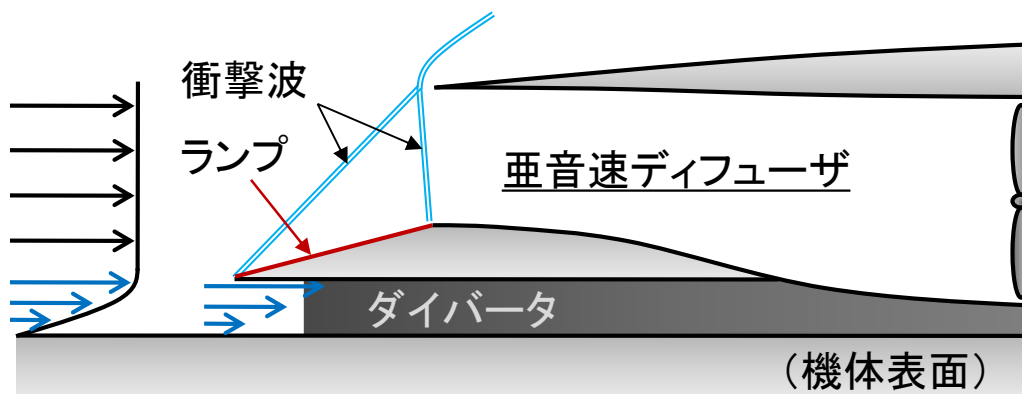


図 1.2 超音速インテークとダイバータの概要

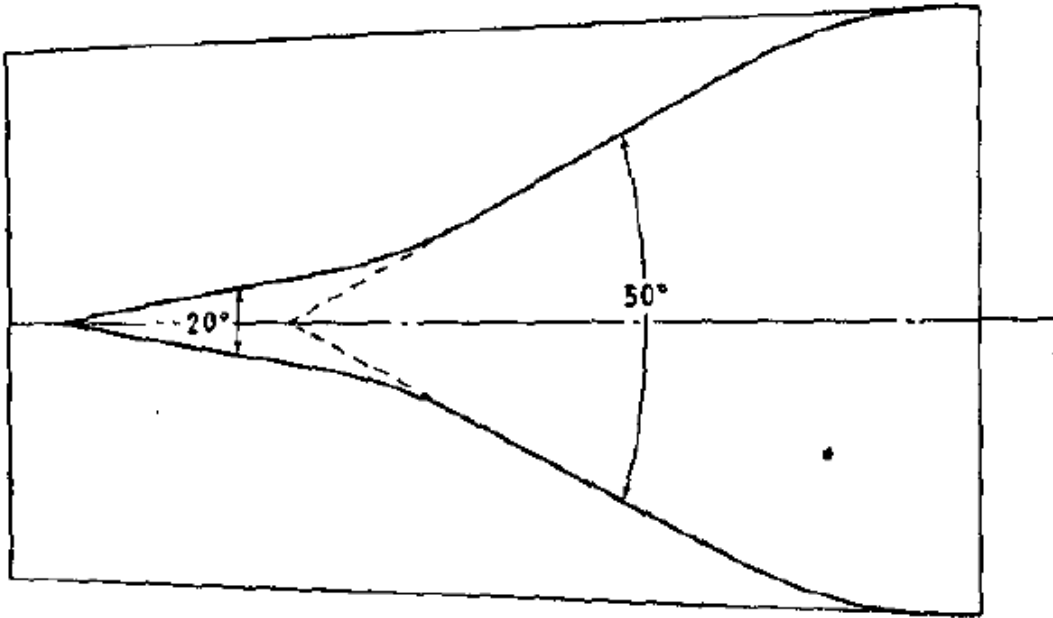


図 1.3 コンコルドのダイバータの平面形 [3]

## 第2章 ダイバータの空力性能評価 [22]

本研究では、超音速インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにするために、インテークを機体表面上に直接搭載した場合と、従来のようにダイバータを介して搭載した場合とで空力抵抗の変化を調べる。その際、ダイバータ方式の場合における空力抵抗を過大評価しないために、使用するダイバータは可能な限り低抵抗な形状に設計されていることが望ましい。ただしその前提として、機体表面の境界層を十分に排除し、インテークへの境界層流入を防止できる形状でなければならない。すなわち、機体空力と推進性能の両観点で性能が優れているダイバータの設計が求められる。しかし、総圧回復率や空間ディストーションといったインテーク性能を維持すること以外に、ダイバータが機体空力に与える影響について調査した例は少ない。そのため、総合的に性能の良いダイバータを設計するための指針はこれまでに確立されていない。また、ダイバータの性能評価に関する指標を示した資料も限られている。

そこで本章では、ダイバータ周りの流れ場とダイバータが機体の空力性能に及ぼす影響を明らかにすることで、ダイバータの性能評価法を確立し、さらにダイバータの設計指針を確立することを目的とする。具体的には、ダイバータに求められる性能を設定し、その性能指標に対するダイバータ形状の影響を明らかにするために、CFD 解析によるパラメトリックスタディを実施した。そして得られた結果より、より良い性能のダイバータを設計するための指針について考察した。

### 2.1 検討対象

ダイバータによる流れの変化をとらえやすくするために、インテークは設けず、形状を簡素化したダイバータモデルを用いて性能評価を行った。具体的には、図 2.1 のように、触先型の平面形をした高さ一定のダイバータ側面を、インテークランプを模擬した厚みゼロの平板と、機体表面を模擬した底面で挟む形とした。

検討に用いたダイバータ形状のパラメタは、ダイバータ先端の半頂角を表すダイバータ頂角  $\theta_D$ 、ダイバータ先端における隙間高さを表すダイバータ高さ  $h_D$ 、ダイバータ長さ  $L_D$  とダイバータ幅  $w_D$  の比を表す長さ比  $L_D/w_D$ 、ダイバータ幅  $w_D$  と平板幅  $w_{FB}$  の比を表す幅比  $w_D/w_{FB}$ 、平板幅  $w_{FB}$  とダイバータ高さ  $h_D$  の比を表す入口アスペクト比  $w_{FB}/h_D$  である。

表 2.1 には検討したパラメタの値を示す。実機のダイバータ設計においては、インテーク・ナセルの長さとは幅は推進系の設計で定まる固定値であるため、本研究ではそれに相当する平板の長さとは幅を固定して検討を行った。また、ダイバータ側面の平面形の設計には、ダイバータ長さとは幅、そして頂角を拘束条件とする 3 次のベジエ曲線を使用し

た.

表 2.1 検討したパラメタ

パラメタ	ベースライン形状	比較パラメタ値
ダイバータ頂角 $\theta_D$ [deg]	5	15
長さ比 $L_D/w_D$	10	5
幅比 $w_D/w_{FB}$	0.50	0.25
入口アスペクト比 $w_{FB}/h_D$	4	10
流入境界層厚さ $h_D/\delta_{99\%}$	0.75, 1.00, 1.25	

## 2.2 ダイバータ性能評価方法

ダイバータには、境界層を排除しインテーク性能を維持する機能と、機体空力性能を低下させないために自身の空力性能が優れていることが同時に求められる。そのため本研究ではダイバータ性能を、インテーク性能に影響するものと、機体空力に影響するものに大別し評価することを試みた。

インテーク性能に影響するダイバータ性能には、境界層排除性能と衝撃波のみ込み性能がある。

境界層を排除する機能を考えた場合、ダイバータに到達した境界層がその状態を変えずにダイバータ内に流入する状態が、最も理想的に境界層を排除できる状態と考えられる。しかし実際には、隙間流れや衝撃波の存在により、ダイバータ内部は周囲よりも高圧になるため、その影響がダイバータ上流に伝わり、境界層の排除厚さは、ダイバータの影響がない理想的な状態と比較して増加する。そして、ダイバータの存在により排除厚さが増加するほど、より多くの速度欠損領域がインテークに流入することになる。そのため、排除厚さの増分は境界層排除性能を客観的に評価する指標になる。具体的には、ダイバータ入口における排除厚さ  $\delta^*$  と、ダイバータがない場合の排除厚さ  $\delta^*_0$  との比  $\delta^*/\delta^*_0$  を、平板幅方向に平均化した値で評価を行った。

衝撃波のみ込み性能は、主流マッハ数 1.3 において衝撃波がダイバータ内部に保持されているかどうか、という観点から評価した。超音速域では、マッハ 1.3 が衝撃波との干渉で境界層が剥離する目安である [23]。したがって、剥離した境界層がインテークに流入することを防止するには、主流マッハ数が 1.3 のときに、ダイバータに発生する衝撃波がダイバータ内部に保持されていることが重要である。また、マッハ数が高くなると衝撃波の離脱距離は小さくなるため、マッハ 1.3 において衝撃波がダイバータ内部に保持されていることが確認できれば、それ以上のマッハ数においても同様に保持されていることが期待される。

機体空力に影響するダイバータ性能としては空力抵抗が挙げられる。本研究では、そ



の指標として、ダイバータ入口面積  $w_{FB} \times h_D$  を基準面積とする抗力係数  $C_{D,Div}$  を用いた。ダイバータに作用する全抗力は、図 2.2 に示す検査体積の流入面と流出面を通過する流れの運動量の式から求めた。さらに、ダイバータ側面に作用する圧力から圧力抗力係数  $C_{Dp,Div}$  を算出し、抗力係数と圧力抗力係数の差を摩擦抗力係数  $C_{Df,Div} (= C_{D,Div} - C_{Dp,Div})$  とした。なお、検査体積内の壁面面積を合計したものをダイバータ濡れ面積と定義した。

## 2.3 CFD 解析方法

数値計算には JAXA が所有する計算コードを使用した。本計算コードは、三次元圧縮性 N-S 方程式を基礎方程式とし、対流項には Chakravarthy-Osher の TVD スキーム、粘性項には二次精度の中心差分を用い、乱流モデルには低レイノルズ数型  $k-\epsilon$  モデルを用いたものである [24]。そして、JAXA の実験機用インテークの設計開発に使用された実績 [25] があり、圧力損失を高精度に予測することが可能である。

参考として、図 2.3 (a) に解析対象を、図 2.3 (b) に風洞試験結果と CFD 解析結果との比較を示す。1%以内の誤差でインテークの圧力損失と流量を予測していることが分かる。また、ここに示す例だけでなく、主流マッハ数が 0.8 から 2.0 までの広い速度域において風洞実験結果と CFD 解析結果は良く一致している。ただし、図 2.3 (b) のインテーク出口総圧分布の比較にあるように、CFD 解析結果が風洞試験結果と必ずしも一致しない点もある。図では、CFD 解析結果で見られる 2 次流れによる総圧損失領域が風洞試験結果に表れていない。しかし、本研究では流れ場構造の詳細を取得することよりも、空力性能の定性的な傾向を得ることを主な目的としている。そのため、本研究の解析手法としては有用な計算コードであると考えられる。

ダイバータ周り流れの CFD 解析を行うために生成した計算格子を図 2.4 に示す。ダイバータの平面形は左右対称な形状を想定したため、格子点の節約を目的に、解析領域を対称面の片側のみとした。

数値計算に使用する格子点数は、同形状のダイバータ周りに疎 ( $2.7 \times 10^6$  点)、中 ( $5.4 \times 10^6$  点)、密 ( $7.9 \times 10^6$  点) の格子点を配置し、それぞれのダイバータ性能評価結果を比較することで決定した。図 2.5 に示すように、中 ( $5.4 \times 10^6$  点) 以上の格子ならば、排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$  および抗力係数  $C_{D,Div}$  に格子点数による差はほとんど見られなかった。そこで、ダイバータ形状のパラメトリックスタディにおけるデータ生産性を確保するために、本研究では中 ( $5.4 \times 10^6$  点) の格子を採用した。

計算を行うにあたり、主流マッハ数は 1.3 に、インテークのランプ幅に相当する平板幅  $w_{FB}$  を代表長さとするレイノルズ数は  $5 \times 10^5$  に固定した。

2.1.1 節で示した形状パラメタに加えて、境界層厚さがダイバータ性能に及ぼす影響を調査するために、流入する境界層の厚さとダイバータ高さの比も用いて性能評価を行った。

ダイバータに流入する境界層厚さの指標には、局所総圧が主流総圧の 99%となる位置  $\delta_{99\%}$ を用いた。そして、ダイバータ高さ $h_D$ と境界層厚さの比として定義した無次元の流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%}$ を用いて、複数の  $h_D/\delta_{99\%}$ の条件下で計算を実施した。 $h_D/\delta_{99\%}$ の範囲は 0.75~1.25 とした。これは、実機のダイバータではダイバータ高さを境界層厚さと同程度に設計することが理由である [10]。

ダイバータに到達する境界層の厚さを変更する手段として、あらかじめ準備した平板上を発達する境界層の計算結果 (図 2.6) から、 $h_D/\delta_{99\%}$ の条件を満たす主流方向位置  $x$  のデータを抽出し、ダイバータ周り流れの CFD 解析の流入側境界条件として与える方法を用いた。図 2.6 に示すプロット点は、流入側境界条件として抽出したデータを表し、そのうち  $\delta_{99\%}$ が大きいものほど、 $h_D/\delta_{99\%}$ が小さい条件に相当する。

## 2.4 ダイバータ形状のパラメトリックスタディ

### 2.4.1 流入境界層厚さの効果

パラメトリックスタディを行うにあたり、まず、ダイバータのベースライン形状を設定し、基本的な流れ場の理解と、流入境界層厚さがダイバータ性能に与える影響について調べた。ダイバータのベースライン形状は、ダイバータ頂角  $\theta_D = 5\text{deg}$ 、長さ比  $L_D/w_D = 10$ 、幅比  $w_D/w_{FB} = 0.50$ 、入口アスペクト比  $w_{FB}/h_D = 4$  と設定した。

流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%}$ ごとに、ダイバータ高さ方向の平均圧力分布をまとめたものを図 2.7 に示す。また、CFD 解析の対称面 (図 2.3) におけるマッハ数分布も同時に示す。いずれの条件においても、平板先端付近に衝撃波による不連続な圧力上昇が確認できる。さらに、対称面におけるダイバータ高さ方向の平均圧力係数  $C_{p,ave}$  の分布を図 2.8 に示す。横軸は、平板先端位置を基準とした距離を表す。局所的な圧力のピークは  $h_D/\delta_{99\%}$  が大きいほどダイバータ先端に近づく。圧力係数のピークは衝撃波位置を表していることから、この結果は、境界層厚さに対してダイバータ高さが増すほど、衝撃波はダイバータ内部に保持されやすいということを意味している。これは図 2.9 (a) に示すように、 $h_D/\delta_{99\%}$ が大きいほど、ダイバータが捕獲する流れの平均マッハ数  $M_{ave}$  が高く、衝撃波の離脱距離が短くなるためと考えられる。

なお、本研究で検討対象とした全ての条件において、衝撃波はダイバータ入口、もしくはそれよりも下流に保持された。したがって、衝撃波のみ込み性能を満足しない条件はなかったため、次節以降ではそれに関する評価を省略することとする。

次に、 $h_D/\delta_{99\%}$ と排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$ との関係 (図 2.9 (b)) から、 $h_D/\delta_{99\%}$ が大きいほど  $\delta^*/\delta^*_0$ が小さいことが分かる。これは、衝撃波がダイバータ内部にのみ込まれた分、圧力情報が上流に伝播しにくくなり、排除厚さの増加が抑制されたためと考えられる。

また図 2.9 (c) に示すように、抗力係数  $C_{D,Div}$  の変化は  $h_D/\delta_{99\%}$ に対して単調ではない。

これは、 $h_D/\delta_{99\%}$ が大きいほど、ダイバータが捕獲する流れに対して超音速流が占める割合が増加し、動圧が大きくなるため、圧力抗力は増加するが、摩擦抗力は境界層の剥離の状態など、ダイバータ内部の流れ場構造に依存し、単調な傾向を示さないためである。

## 2.4.2 平面形の効果

ダイバータの平面形の効果について調査する。そのために、ベースライン形状から平面形を決定するパラメタである頂角  $\theta_D$  と長さ比  $L_D/w_D$  を変化させたダイバータに対して CFD 解析を実施した。具体的には、 $\theta_D = 5\text{deg}$ ,  $15\text{deg}$ ,  $L_D/w_D = 5$ ,  $10$  を組み合わせた計 4 つのダイバータを検討対象とした。

図 2.10 に各ダイバータの平面形と、 $L_D/w_D = 5$  の場合の轉向角の分布を示す。なお、図 2.10 (a) の縦軸は、幅方向の無次元位置を表す。頂角が大きくなるに従って平面形は、内側に絞った形状から外側に膨らんだ形状に変化する。そのためダイバータ側面は、頂角が小さいときに圧縮面として、頂角が大きいときには膨張面として作用すると考えられる。また、長さ比が大きいほど平面形の平均頂角  $\theta_{D,ave} (= \tan^{-1}(w_D/L_D))$  は小さくなる。 $L_D/w_D = 5$ ,  $10$  の場合は、それぞれ  $11.3\text{deg}$ ,  $5.7\text{deg}$  である。

各ダイバータの平均圧力分布と排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$  を、それぞれ図 2.11 と図 2.12 に示す。なお図 2.11 は、流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%} = 1.25$  に対する平均圧力分布を示す。図 2.12 より、頂角  $\theta_D$  が小さいほど境界層排除性能が良いといえる。また、頂角の大きさが同じであれば、長さ比  $L_D/w_D$  が大きいダイバータほど、境界層排除性能が優れている。

ここで、図 2.2 の検査体積の流入面における平均総圧  $P_{in}$  と、流出面における平均総圧  $P_{out}$  との差を、流入面の平均動圧  $q_{in}$  で割った圧力損失率  $(P_{in} - P_{out})/q_{in}$  を定義する。そして、本節の全ての条件 (平面形、流入境界層厚さ) について、圧力損失率と排除厚さの変化率との関係をまとめたものを図 2.13 に示す。条件による多少の程度のばらつきはあるが、全体的な傾向として、ダイバータ内部で生じる圧力損失が大きいほど境界層排除性能が悪化することが分かる。これは、圧力損失が大きいほど、ダイバータに流し得る、すなわち捕獲し得る流量が減少するため、ダイバータ入口における排除厚さが増加したと考えられる。

頂角が小さいほど圧力損失が小さく、境界層排除性能が良くなる要因としては、ダイバータ先端で流れの轉向によって生じる圧力損失が小さいことが考えられる。また、長さ比が大きいほど平均頂角が小さく、ダイバータを流れる間の総轉向量は小さいため、圧力損失が抑制されたと考えられる。

なお、主流マッハ数 1.3 での衝撃波の離脱基準は  $6.7\text{deg}$  であるが、平均頂角が衝撃波の離脱基準内である  $L_D/w_D = 10$  の場合でも、衝撃波がダイバータ先端から離脱している。主な理由は、境界層の存在によりダイバータに流入する流れの平均マッハ数が主流マッ

ハ数より低くなること、そしてダイバータ側面を挟む2つの壁面での粘性による圧力損失が発生すること、の2つだと考えられる。

平面形が空力抵抗に与える影響について調査するために、各ダイバータの抗力係数  $C_{D,Div}$  を比較したものを図 2.14 に示す。図より、まず、長さ比  $L_D/w_D$  が大きいほど空力抵抗が小さいことが分かる。これは、長さ比が大きいほど平均頂角  $\theta_{D,ave}$  が小さいため、ダイバータ側面に作用する圧力の主流方向成分、すなわち圧力抗力が減少し、全体的な空力抵抗も小さくなったためと考えられる。

次に、長さ比の違いにより、頂角  $\theta_D$  による空力抵抗の大小関係は変化することが分かる。

長さ比が小さい場合、頂角が大きいほうが生じる空力抵抗は小さい。この理由は、頂角が大きい場合、ダイバータ側面が流れに対し膨張面として作用し、圧力抗力が小さくなったためである。図 2.15 にダイバータ側面の平均圧力分布を比較したものを示す。頂角が大きい場合、ダイバータ先端付近での圧力は高いが、それ以外の大部分で頂角が小さい場合よりも圧力が低く、この分布の積分結果として圧力抗力は小さくなる。

一方、長さ比が大きい場合は、頂角が大きいほうが空力抵抗は増大している。これは図 2.11 から分かるように、頂角が大きいほうが、ダイバータ先端付近での圧力上昇が大きいことが理由として挙げられる。すなわち、より高い圧力がダイバータ側面に作用するため、圧力抗力が増大し、全体的な空力抵抗も大きくなったと考えられる。

ダイバータ平面形の設計において、ダイバータ性能がトレードオフの関係を示すかどうかを調べるために、本節で検討対象とした各ダイバータの排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$  と抗力係数  $C_{D,Div}$  の関係を図 2.16 にまとめる。図より、長さ比  $L_D/w_D$  を大きくすると境界層排除性能が良くなり、空力抵抗も低減することから、ダイバータ性能は一方向的に良くなることが分かる。また、頂角  $\theta_D$  は小さいほど境界層排除性能が良くなり、空力抵抗の変化は長さ比に依存する。そのため、トレードオフの関係を示す場合があるといえる。

### 2.4.3 幅比の効果

ベースライン形状に対して、幅比  $w_D/w_{FB}$  のみを変化させた場合の平面形を図 2.17 に示す。幅比が小さいほど、抗力係数の基準面積 ( $w_{FB} \times h_D$ ) に対して、ダイバータ側面が占める割合は小さくなるため、圧力抗力の低減が期待される。一方で、ダイバータ濡れ面積は増加するため、摩擦抗力が増大すること、そして粘性の影響による圧力損失が大きくなることが予想される。なお、基準面積とダイバータ濡れ面積との比は、ベースライン形状に比べて幅比の小さいダイバータでは約 1.2 倍になる。

図 2.18 に境界層排除性能と空力抵抗の関係を示す。まず、排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$  についてみると、幅比が境界層排除性能に与える影響は小さいことが分かる。幅比が小

さいほど圧力損失は大きくなるが、その一方で、ダイバータの流出面積 (図 2.2) は大きくなる。その結果、幅比が小さい場合でも、ダイバータが流し得る流量が維持されたため、本研究の形状においては、境界層排除性能は低下しなかったと考えられる。

また、幅比が小さいほど空力抵抗が小さい。これは、ダイバータ濡れ面積の増加に伴う摩擦抗力の増加量よりも、ダイバータ幅が狭くなったことによる圧力抗力の減少量の方が大きいためである。

以上より、幅比を小さくすると、すなわちインテークのランプ幅に対してダイバータ幅を狭くすると、境界層排除性能に影響を与えずに、空力抵抗を低減できるといえる。

#### 2.4.4 入口アスペクト比の効果

ベースライン形状に対して入口アスペクト比  $w_{FB}/h_D$  のみを変化させ、CFD 解析を実施した。ここでは、平板幅  $w_{FB}$  を固定しダイバータ高さ  $h_D$  のみを変化させることで入口アスペクト比を設定した。ただし、 $h_D$  の違いに対応するように流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%}$  の条件を揃えた結果、形状係数などの条件は入口アスペクト比ごとに若干異なる。入口アスペクト比が大きいほど、入口形状は相対的に平板幅方向に細長い矩形となる。そして抗力係数  $C_{D,Div}$  の基準面積 ( $w_{FB}\times h_D$ ) に対して、ダイバータ濡れ面積は増加するため、摩擦抗力の増大と、粘性による圧力損失の増加が予想される。なお、ダイバータ濡れ面積と基準面積との比は、ベースライン形状に比べて入口アスペクト比が大きいダイバータでは約 2.3 倍である。

境界層排除性能と空力抵抗の関係を示した図 2.19 より、入口アスペクト比が大きいほど境界層排除性能が低下することが分かる。入口アスペクト比が大きいほど、入口面積に対してダイバータ濡れ面積が増加するため、流れに対する粘性の影響が大きくなり、圧力損失が相対的に増加したことが原因であると考えられる。

また入口アスペクト比が大きいほど、空力抵抗が大きい。ただし図には示していないが、ダイバータの幅比  $w_D/w_{FB}$  は入口アスペクト比に寄らず一定であるため、圧力抗力の大きさはほぼ等しい。すなわち、空力抵抗の増分は、ダイバータ濡れ面積増加に伴う摩擦抗力の増大によるものである。

以上をまとめると、入口アスペクト比が小さいダイバータほど、空力抵抗が小さく、境界層排除性能が優れているといえる。

## 2.5 ダイバータ設計における指針

### 2.5.1 ダイバータ設計における制限

ダイバータの設計において、機体と推進系からの要求より課せられる制限について考える。

まず、本研究で平板幅  $w_{FB}$  にあたるインテークのランプ幅は、インテーク設計において決定されるため、ダイバータ設計で変更することはできない。また、ダイバータ長さ  $L_D$  の最大値は、エンジンナセル設計で決まる。さらに、ダイバータには機体構造としてインテークを機体表面から持ち上げ支える役割があるため、その強度を保つためにダイバータ幅  $w_D$  には設定可能な最小値が存在すると考えられる。そしてインテークへの境界層流入を防ぎ、インテーク性能を維持するために、ダイバータ高さ  $h_D$  にも設定可能な最小値が定められる。またダイバータに到達する境界層の厚さ  $\delta_{99\%}$  は、エンジンナセルの搭載位置でほぼ決まる。以上がダイバータ設計に課せられる主な制限事項である。

### 2.5.2 ダイバータの設計指針

ダイバータ設計において、インテークのランプ幅 (平板幅  $w_{FB}$ ) と境界層厚さ  $\delta_{99\%}$  はあらかじめ決まっているため、ダイバータ高さ  $h_D$  は入口アスペクト比  $w_{FB}/h_D$  と流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%}$  を決定するパラメタである。そして例えば、ある境界層厚さに対してダイバータ高さが高いほど、境界層排除性能は向上する。一方、ダイバータの前方投影面積は大きくなるため、前節までのダイバータ入口面積で評価するのではなく、航空機システムの評価として、翼面積などダイバータ形状に依存しない基準面積で抗力係数を評価した場合、空力抵抗は増大することになる。したがって、ダイバータ高さの設定においてダイバータ性能はトレードオフの関係にあり、ダイバータ高さを設定すればおおよそのダイバータ性能は定まる。その状態からさらにダイバータ性能を向上させるためには、ダイバータ設計において設定可能なパラメタであるダイバータ頂角  $\theta_D$ 、幅  $w_D$ 、長さ  $L_D$  を調節することになる。

ダイバータの設計指針について考察を行うために、本研究で検討対象としたダイバータの空力抵抗と境界層排除性能の関係を図 2.20 に示す。なお、図 2.20 を作成するにあたり、作図パラメタを見直した。

まず、ここまでは物理的な考察を行うために、ダイバータの境界層排除性能を排除厚さの変化率  $\delta^*/\delta^*_0$  で評価したが、ダイバータの役割が境界層を排除し推進系の性能を維持することであると考えた場合、すなわちダイバータ設計上の考察を行うためには、その性能はインテークに流入する速度欠損領域の少なさで評価されるのが妥当であると考えられる。そのためここでは、排除厚さとダイバータ高さの比  $\delta^*/h_D$  を境界層排除性

能の評価指標として採用する。

また本研究の CFD 解析では、流入境界層厚さ  $h_D/\delta_{99\%}$  を変えるために境界層厚さ  $\delta_{99\%}$  を操作したが、実機のダイバータ設計ではダイバータ高さ  $h_D$  を操作する。その際、抗力係数  $C_{D,Div}$  の基準面積をダイバータ入口面積  $h_D \times w_{FB}$  に設定していると、 $h_D/\delta_{99\%}$  の変更に伴い基準面積の大きさが変化するため、ダイバータ高さのみを変化させた場合の空力抵抗を正しく評価できない。そこで基準面積をダイバータ高さに依存しない不変な面積に置き換える必要があり、ここではそれを境界層厚さとインテークランプ幅（平板幅  $w_{FB}$ ）の積  $\delta_{99\%} \times w_{FB}$  とした。具体的には、摩擦抗力はダイバータ高さに寄らずほぼ一定であると仮定し、CFD 解析結果より算出された抗力係数  $C_{D,Div}$  のうち、圧力抗力係数  $C_{Dp,Div}$  にその際の  $h_D/\delta_{99\%}$  の値を掛けることで、ダイバータ高さのみを変化させた場合の空力抵抗 ( $C_{D,Div} = C_{Dp,Div} \times h_D/\delta_{99\%} + C_{Df,Div}$ ) を推算した。

以上の操作を行った図 2.20 では、ダイバータ高さとのダイバータ性能の関係はプロット点を結ぶ線で表わされる。例えば、ダイバータ高さが高くなるほどダイバータ性能は図の右下に向かう。そして図の左下ほど、空力抵抗が小さく境界層排除性能が良いため、機体/推進系統合設計の観点から性能の良いダイバータであるといえる。なお、衝撃波のみ込み性能については、本研究で検討対象とした全てのダイバータがその性能を満足しているため、ここでは考察項目から除外する。

ダイバータの役割がインテーク性能、すなわちエンジン推力を維持させることであると考え、それ自体の空力抵抗が大きいことは望ましくない。そこでまず初めに、抵抗低減を目的とすると、図 2.20 より幅比  $w_D/w_{FB}$  を小さくすることが効果的である。ランプ幅が固定されているため、ここではダイバータ幅  $w_D$  を狭くすることを意味する。また、ダイバータ幅を狭くすると長さ比  $L_D/w_D$  が大きくなるため、境界層排除性能も良くなる。すなわちダイバータ設計においてダイバータ幅を狭くすると、図の左下に向かうため、ダイバータ性能が良くなるといえる。

抵抗低減は、ダイバータ高さ  $h_D$  を低く、そしてダイバータ頂角  $\theta_D$  を大きくすることも可能である。しかしこの場合、境界層排除性能は悪化する。つまりダイバータ設計でダイバータ高さとの頂角を設定するとき、空力抵抗と境界層排除性能はトレードオフの関係にある。

以上より、ダイバータ幅を狭くするとダイバータ性能が良くなるため、ダイバータ設計ではまずダイバータ幅を最小値に設定し、その後、ダイバータ性能がトレードオフの関係になるダイバータ高さとの頂角の最適値を探せばよいといえる。

## 2.6 本章のまとめ

ダイバータの性能評価項目を機体空力とインテーク性能の観点から設定し、CFD 解析によるダイバータ形状と流入境界層厚さに関するパラメトリックスタディを実施した。その結果は以下のようにまとめられる。

- ・ ダイバータ高さに対して境界層が薄いほど境界層を排除する性能は良くなるが、空力抵抗は増大する。
- ・ ダイバータの平均頂角を小さくするほど、境界層を排除する性能は良くなり、空力抵抗も小さくなる。
- ・ ダイバータ頂角が小さいほど、境界層を排除する性能は良くなる。しかし、空力抵抗の変化は平均頂角に依存し、ダイバータ頂角では決まらない。
- ・ インテークのランプ幅に対してダイバータの幅を狭くすると、境界層を排除する性能は良くなり、空力抵抗も小さくなる。

以上を踏まえると、ダイバータの設計指針は以下のようにまとめられる。

- ・ ダイバータ幅を狭くするとダイバータ性能が良くなるため、ダイバータ設計ではダイバータ幅を最小値に設定したうえで、ダイバータ性能がトレードオフの関係になるダイバータ高さや頂角の最適化を行うのが良い。



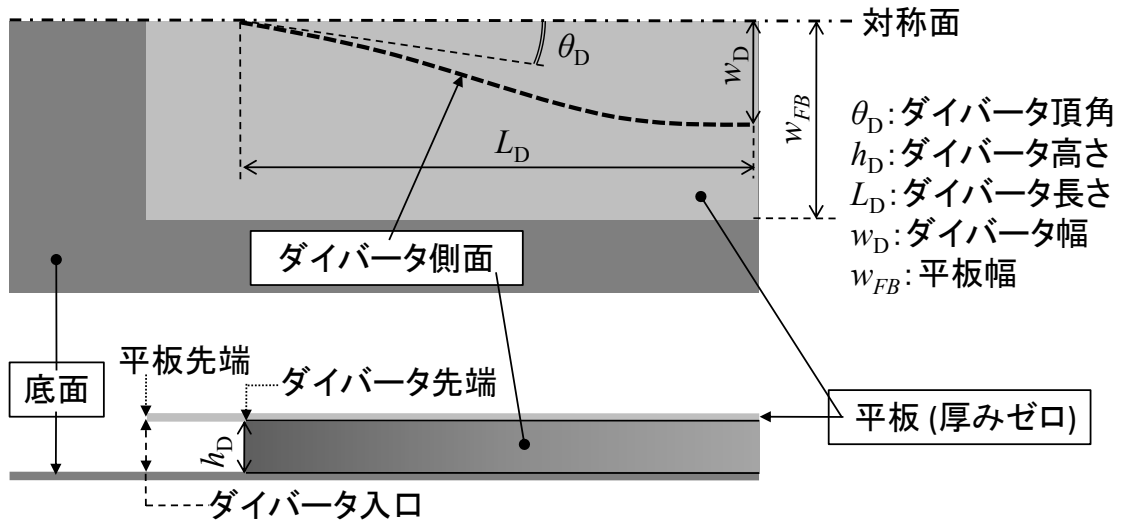


図 2.1 検討対象のダイバータの概要

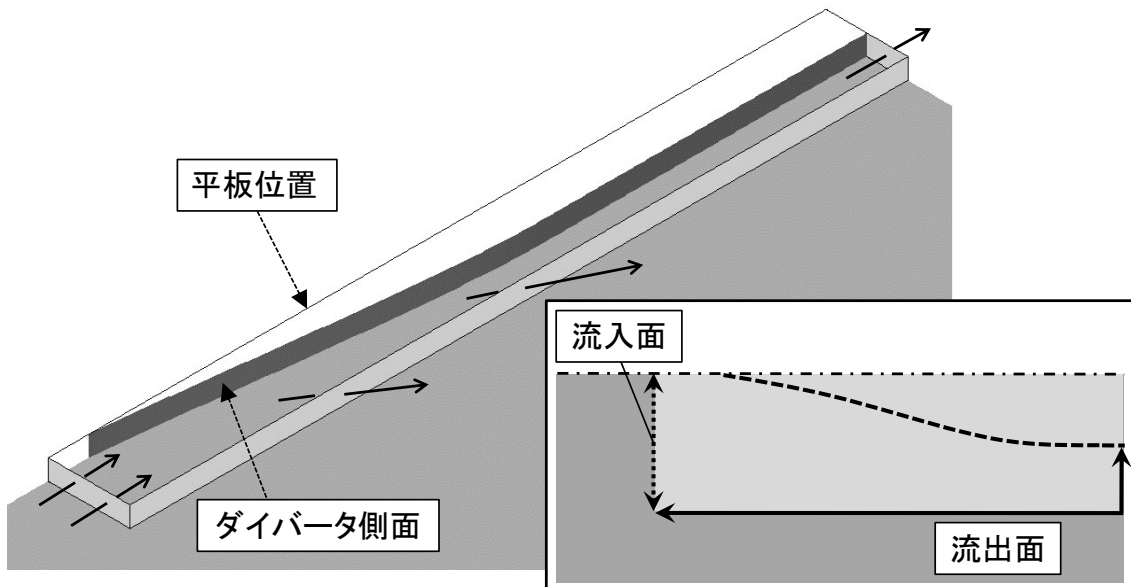
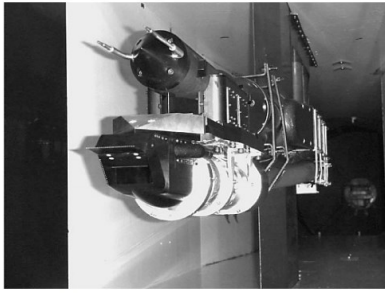


図 2.2 検査体積



(a) 超音速風洞搭載写真

図 3.1 C 313 形状インテーク 19.2%単体風洞模型写真

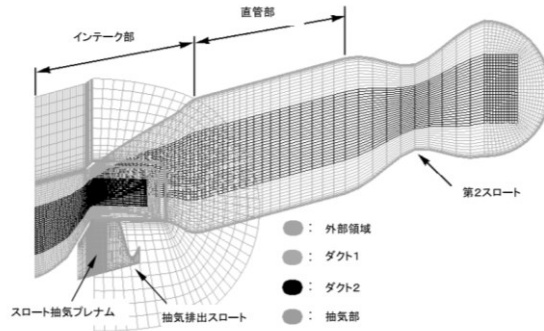
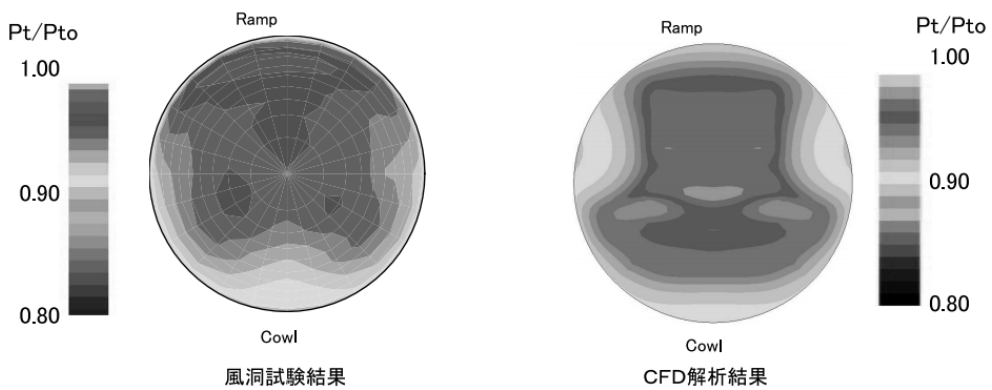
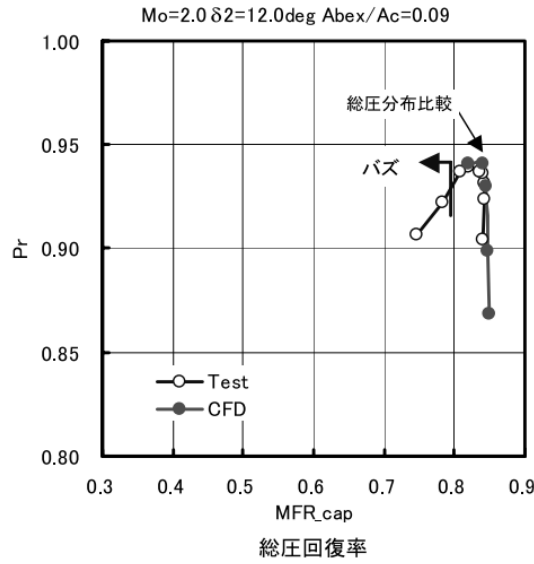


図 4.30 計算格子の概要

(a) 実験模型と計算格子



出口総圧分布 (臨界作動点: MFR<sub>cap</sub>=0.84)

図 4.31(d) 風洞試験結果と CFD 解析結果との比較 (Mo = 2.0, δ2 = 12.0 deg, Abex/Ac = 0.09)

(b) 実験結果と数値計算結果の比較

図 2.3 計算コードの検証結果例 [25]

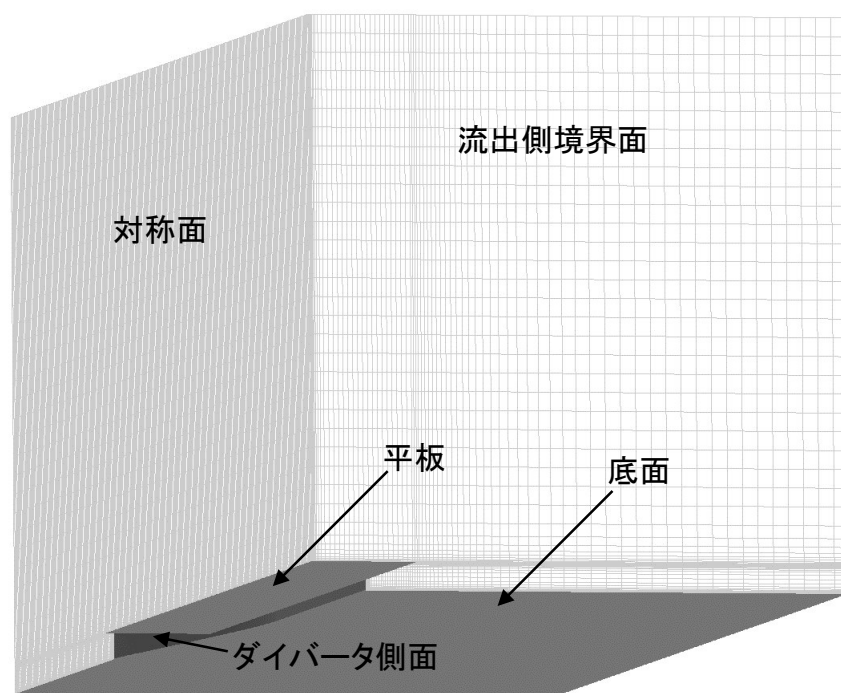
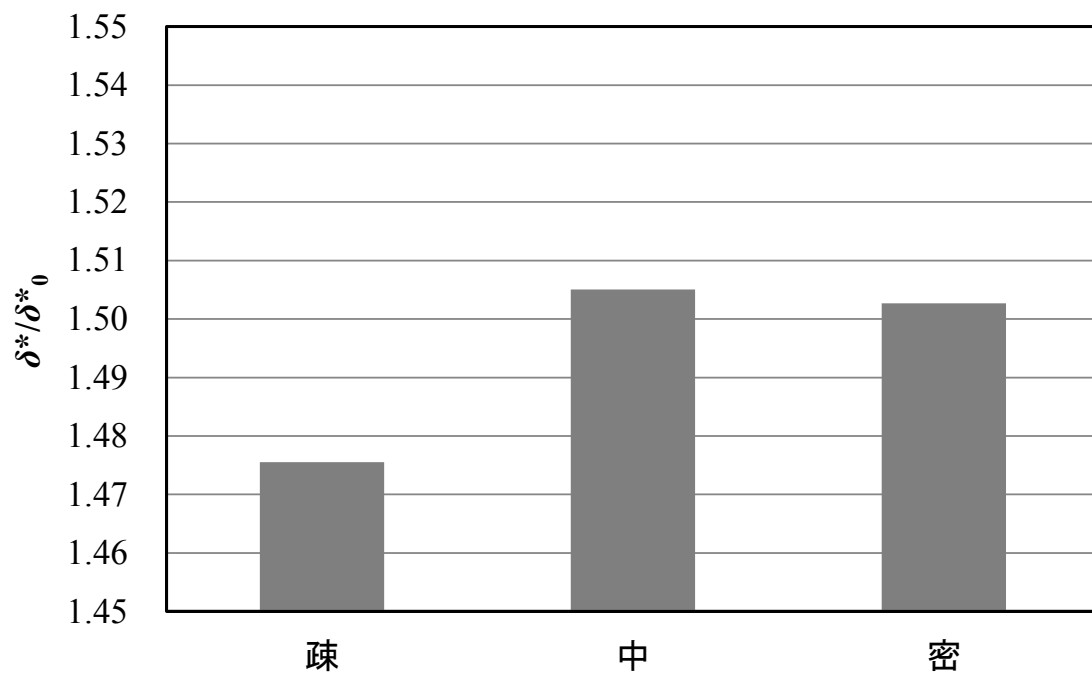
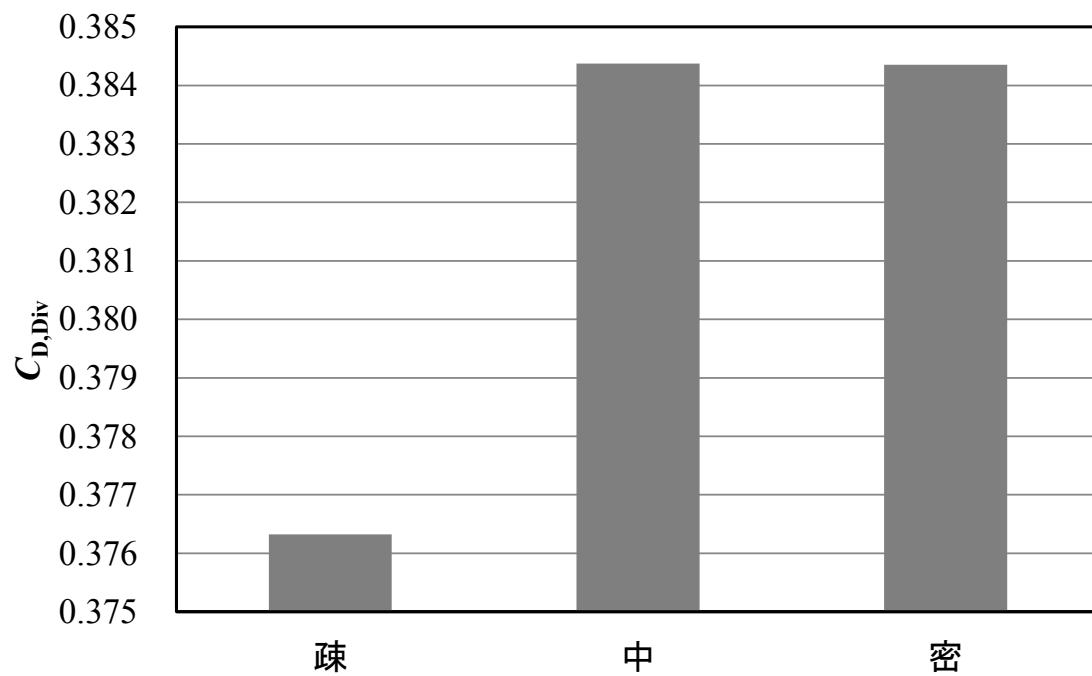


図 2.4 計算格子



(a) 排除厚さに対する影響



(b) 抗力係数に対する影響

図 2.5 数値計算結果の格子依存性

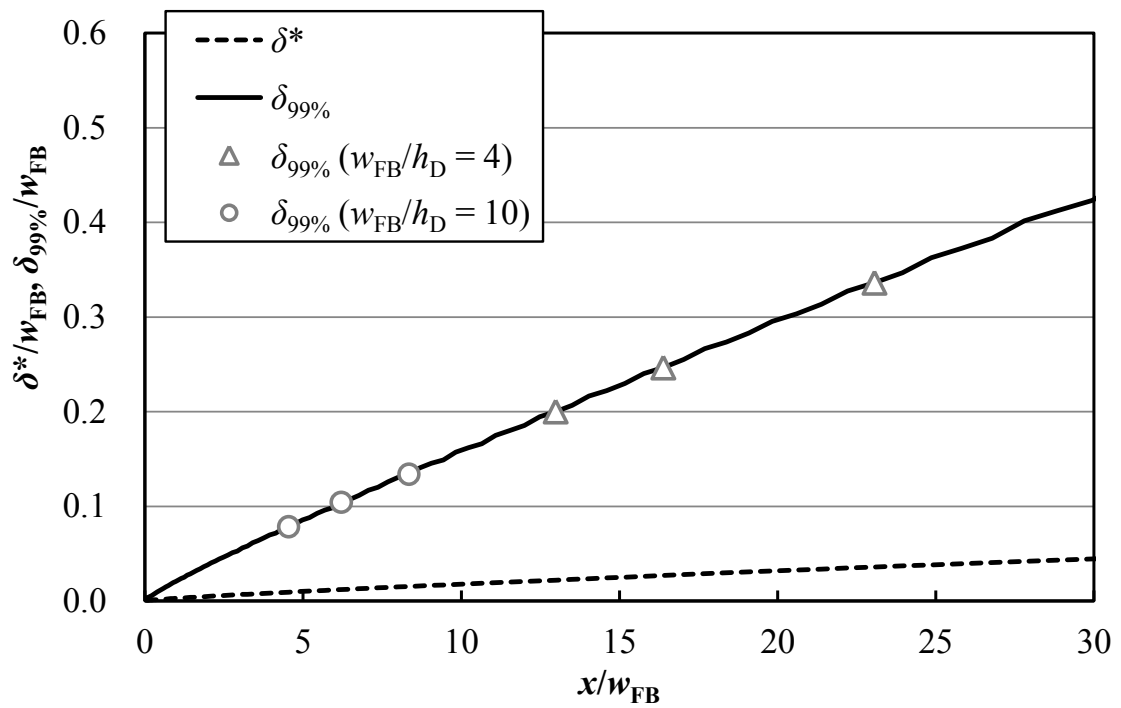


図 2.6 平板上を発達する境界層の計算結果

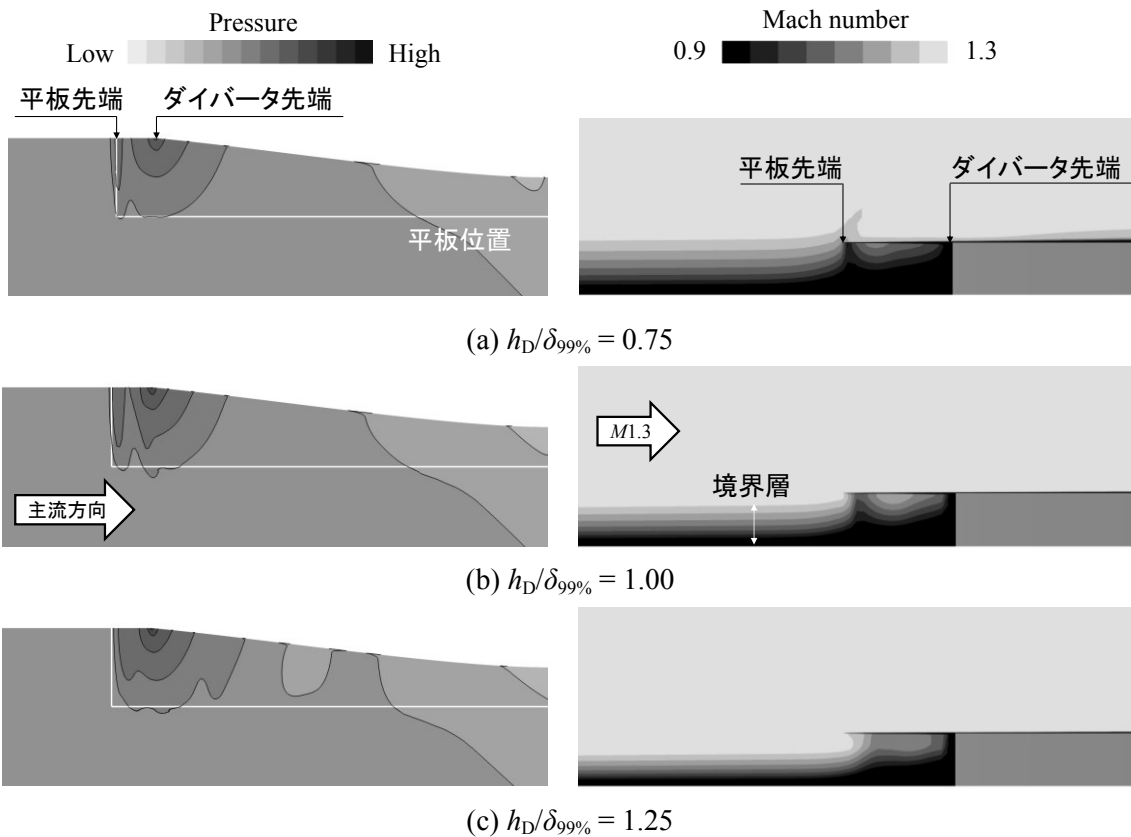


図 2.7 境界層厚さによるダイバータ周りの流れ場の変化

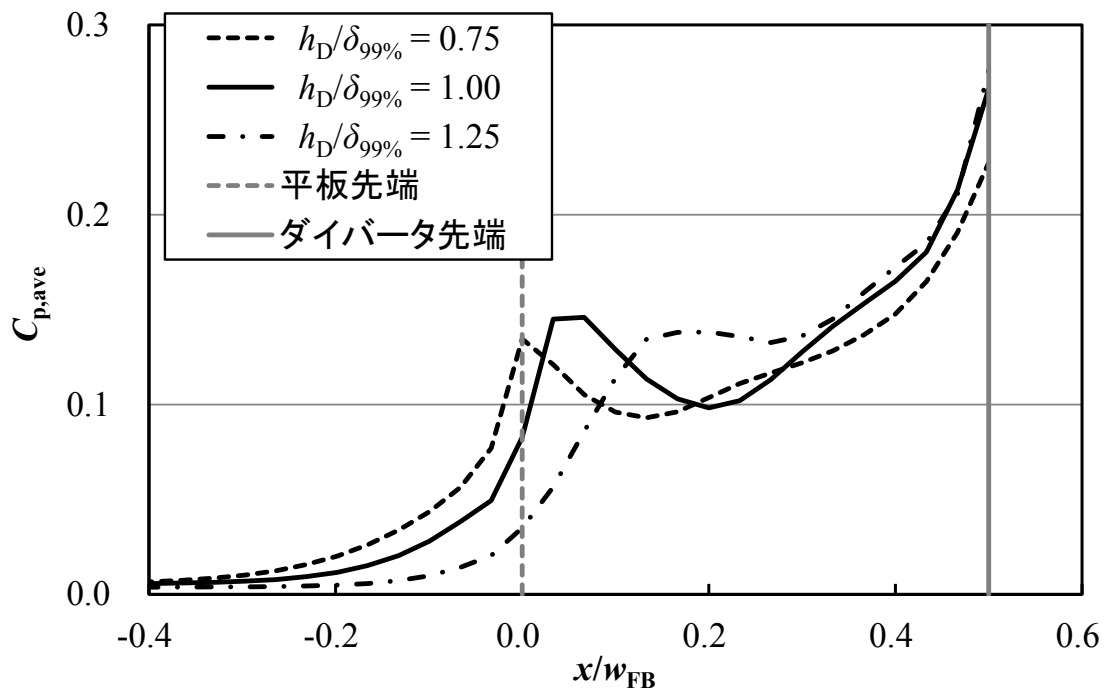
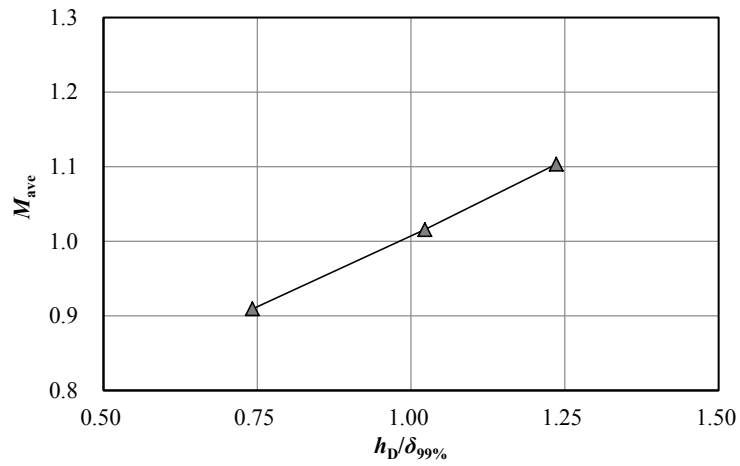
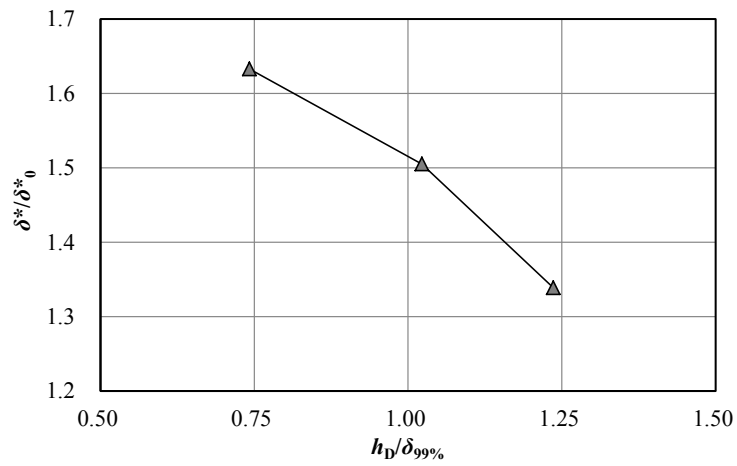


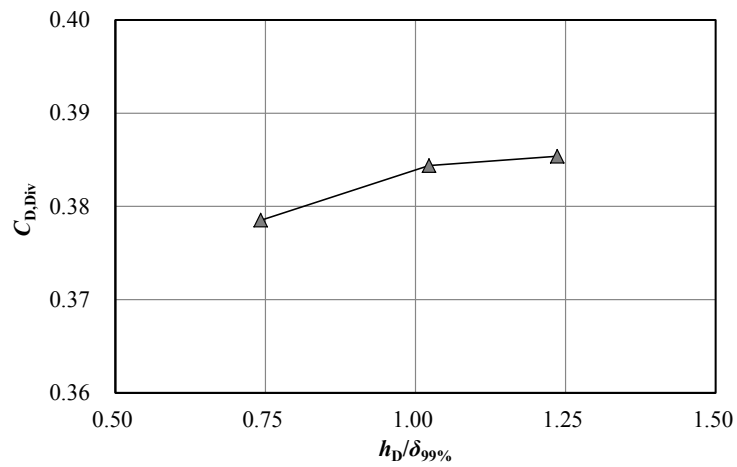
図 2.8 対称面における平均圧力分布



(a) 平均マッハ数

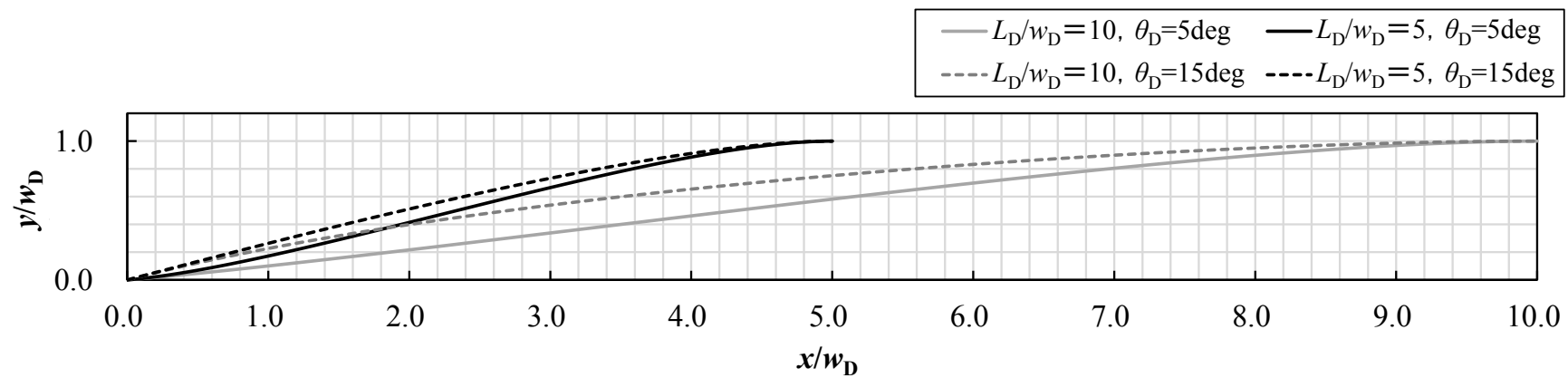


(b) 排除厚さ

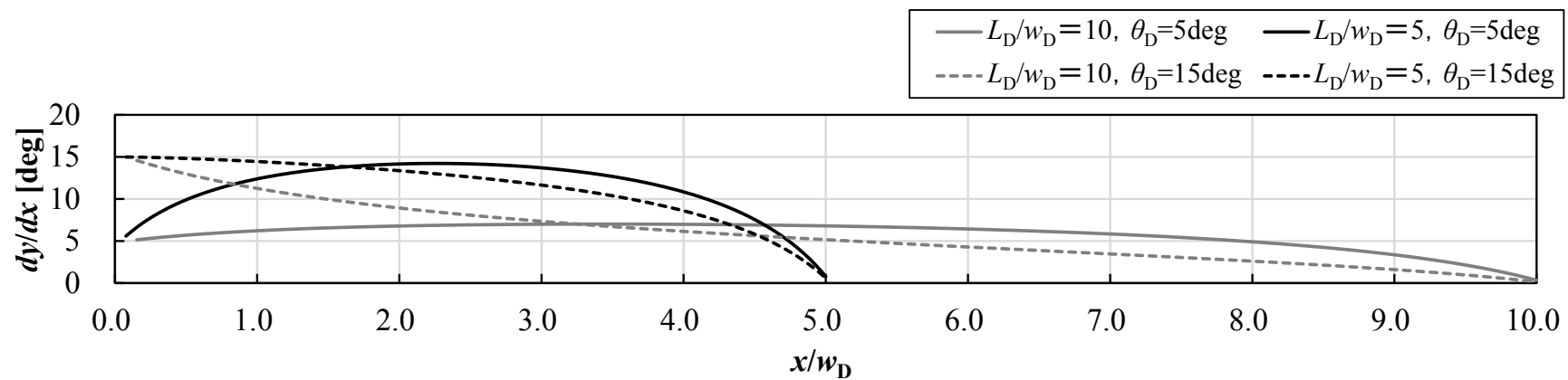


(c) 抗力係数

図 2.9 境界層厚さによる平均マッハ数とダイバータ性能の変化



(a) 外形



(b) 転向角の分布

図 2.10 平面形の比較



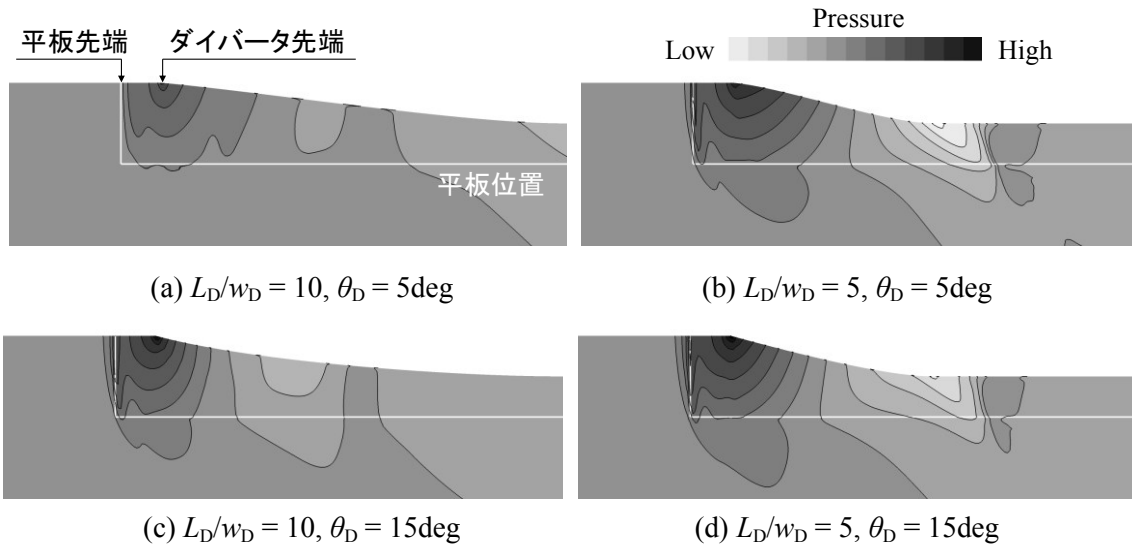


図 2.11 平面形による平均圧力分布の変化

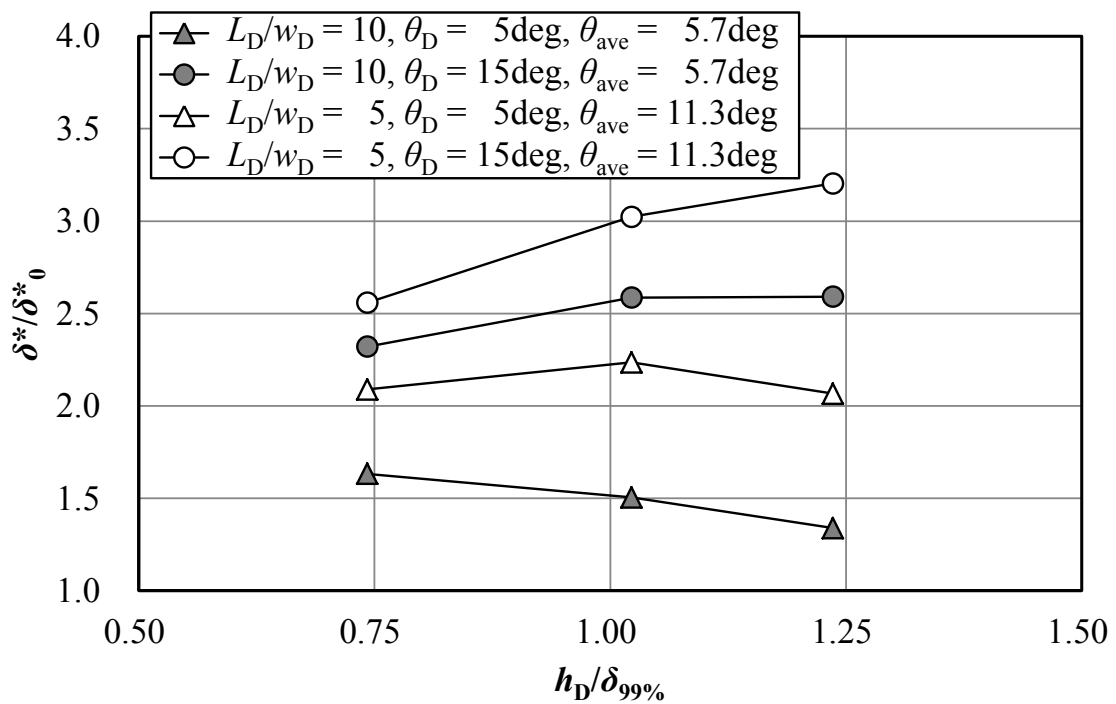


図 2.12 平面形による排除厚さの変化

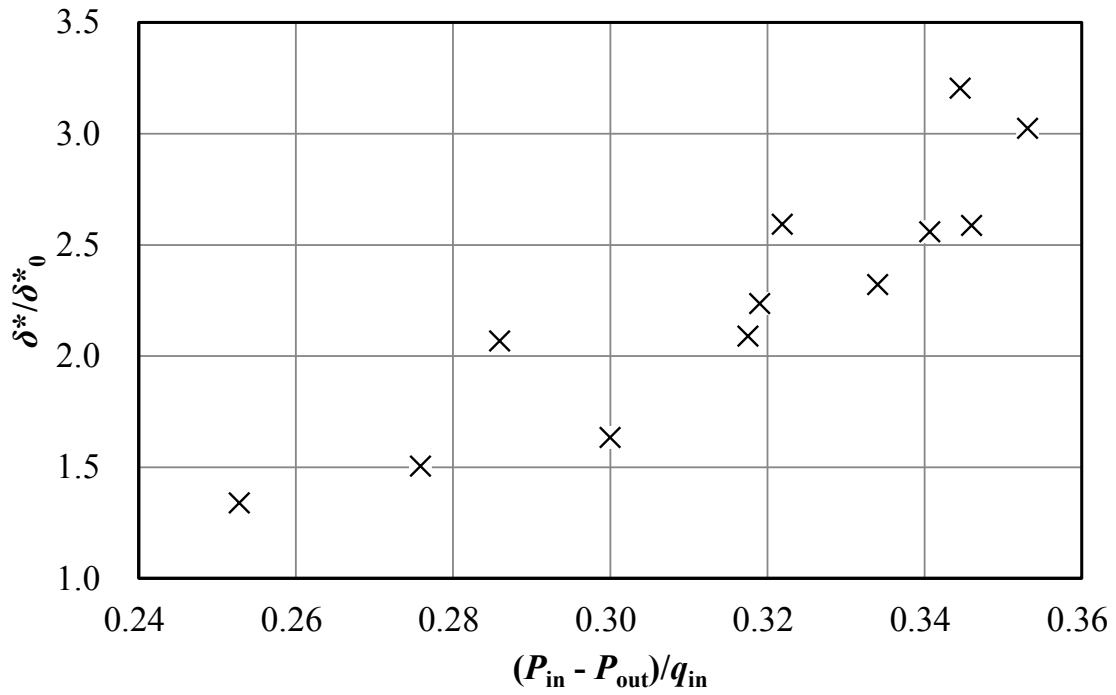


図 2.13 圧力損失と境界層排除性能の関係

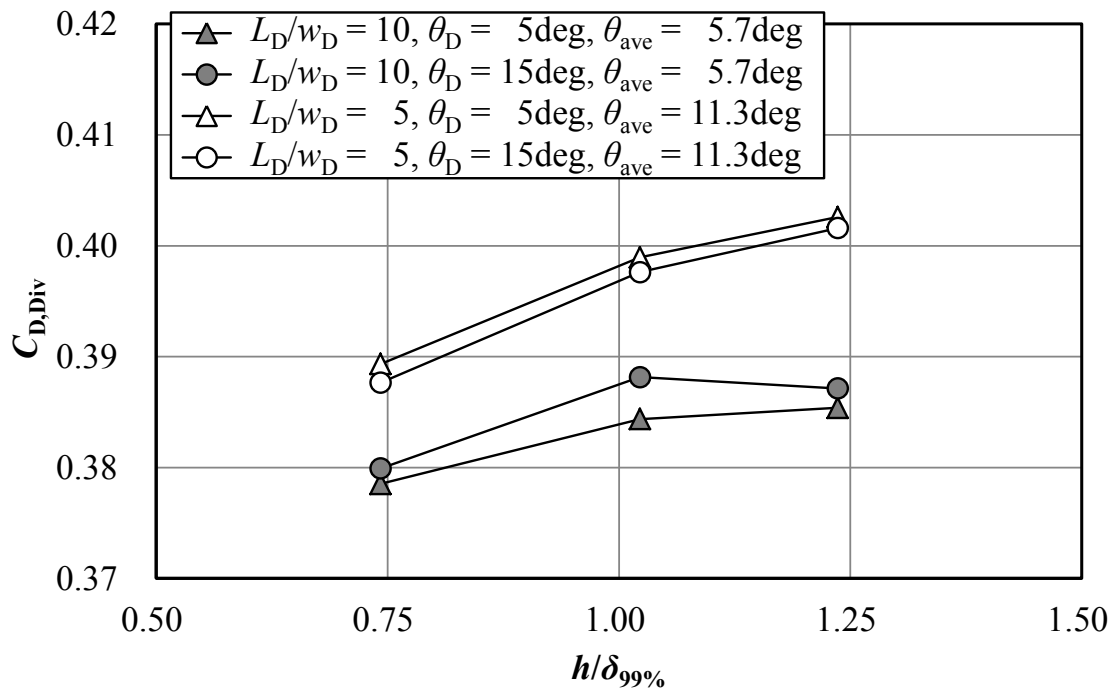


図 2.14 平面形による抗力係数の変化

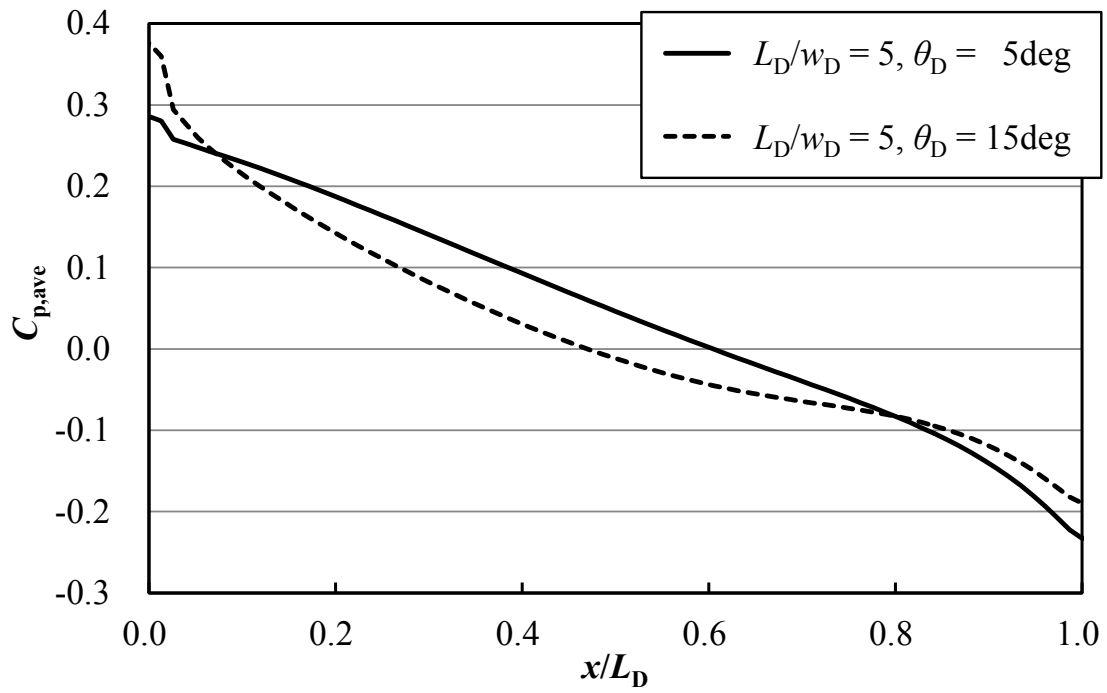


図 2.15 ダイバータ側面の平均圧力分布

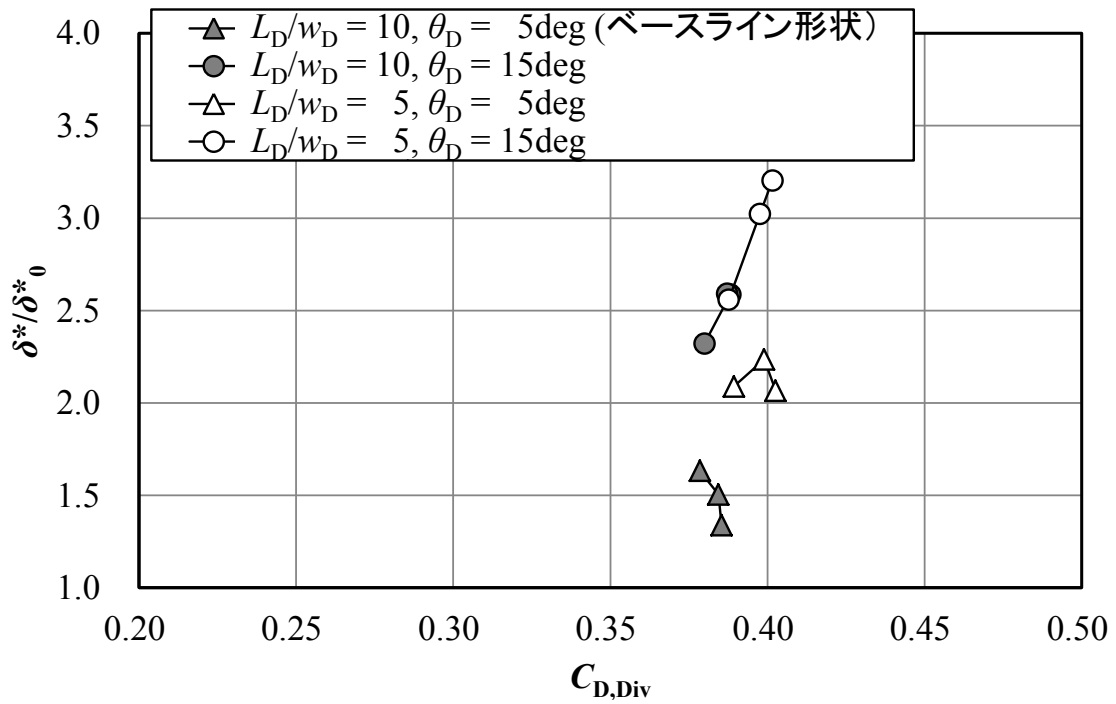


図 2.16 ダイバータ性能に対する平面形の影響

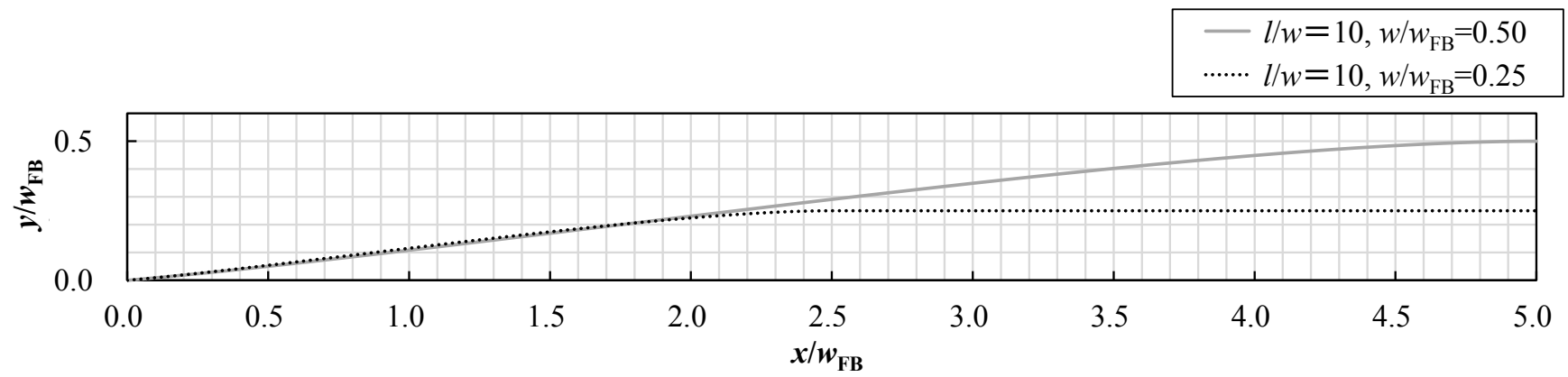


図 2.17 幅比によるダイバータ平面形の変化

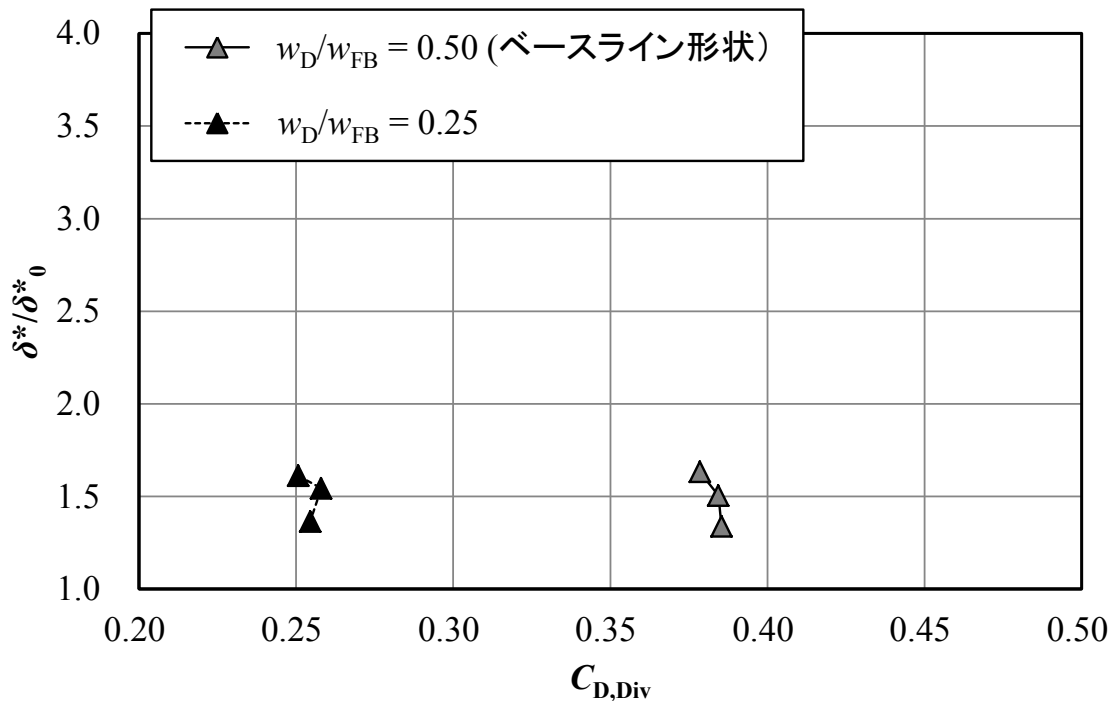


図 2.18 ダイバータ性能に対する幅比の影響

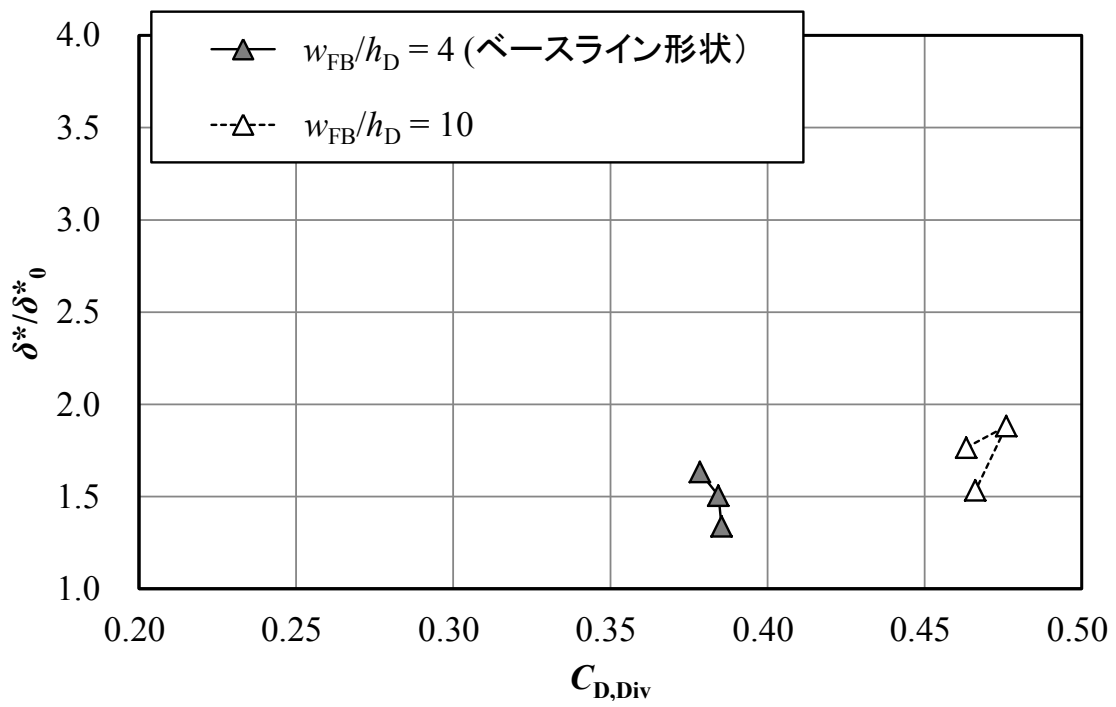


図 2.19 ダイバータ性能に対する入口アスペクト比の影響

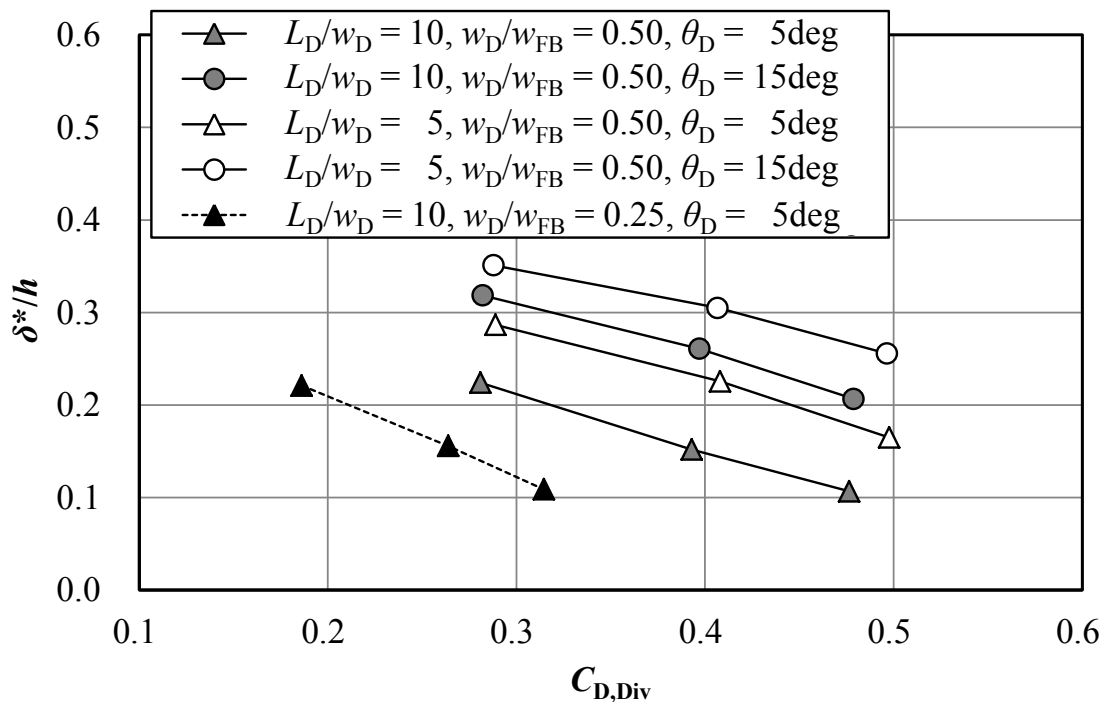


図 2.20 空力抵抗と境界層排除性能との関係

## 第3章 ダイバータレス化による抵抗低減効果

第2章での調査によって、機体空力と推進性能の両観点で性能が優れているダイバータを設計するための指針が明らかになった。すなわち、ダイバータレスインテークの性能比較対象である従来形状の超音速インテークに適用するダイバータを設計することが可能となった。本章では、ダイバータの有無がインテーク性能と機体の空力抵抗に与える影響を調査し、超音速インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにする。

そのために、まず、ダイバータによる境界層排除を前提とした従来形状のインテークを検討対象として設計した。そして、ダイバータを使用した場合とダイバータレスの場合とで最も異なる特性である、機体からの境界層流入の影響をCFD解析で調べた。次に、ダイバータレス化による抵抗低減効果を明らかにするには、ダイバータを使用した場合とダイバータレスの場合とで推進性能、すなわちインテークの総圧回復率を揃えた状態で空力抵抗を比較するのが良いと考えられる。そこで、境界層流入の影響で総圧回復率が悪化するダイバータレスの場合に、一般的な性能改善手法である抽気技術をインテークに適用し、その効果を調査した。最後に、インテークと機体の空力抵抗に与える影響を総合的に評価し、ダイバータレス化による抵抗低減効果について検討した。

### 3.1 検討対象

本研究で検討対象とした超音速インテークを図3.1に示す。検討対象のインテークは、楔形のランプと、断面形状が入口の矩形から出口の円形へと遷移する亜音速ディフューザ(図3.2)から構成される2段の外部圧縮型インテークである。

ダイバータレス化による抵抗低減効果を調べるために、インテークは機体表面を模擬した平板上に、ダイバータを使用して、もしくはダイバータを使わずダイバータレスの状態を搭載されている。便宜上、前者をダイバータ付き形態(図3.1(c))、後者をダイバータレス形態(図3.1(b))と呼ぶことにする。ダイバータレス形態の場合には、ランプ先端およびカウルの端部が全て平板に接触しており、インテークと平板との間に隙間はない。

ダイバータレス形態の場合には、平板上で厚く発達した境界層がインテークへ流入する。そのため、ダイバータにより境界層流入が防止されるダイバータ付き形態の場合と比較して、境界層剥離がインテーク内で発生しやすく、インテーク性能を維持することが難しい。インテークには、推進系の高効率な運用を保证するために、エンジンが要求する流量を総圧回復率が高い状態で供給することが求められる。そして、ダイバータレス化による抵抗低減効果を調べるには、両形態のインテーク性能が等しい状態でそれぞ

れの空力抵抗を比較することが望ましい。そこでダイバータレス形態の場合には、性能改善を目的に、亜音速ディフューザのスロート部へ抽気技術を適用した。スロート付近のランプ側壁面が多孔壁になっており、この多孔壁を介して後述する抽気システムによる境界層抽気を行う。

本研究では JAXA で提案されている小型 SST の巡航マッハ数 [6] を参考に、主流マッハ数 1.6 を対象としたインテーク設計を行った。インテークの主な仕様を表 3.1 に示す。

表 3.1 インテーク形状パラメタ

形状パラメタ	ダイバータレス形態	ダイバータ付き形態
亜音速ディフューザ		
入口断面形状	矩形	
開口面積比 $A_e/A_{th}$	1.5	
長さ比 $L_{sub}/D_e$	3.0	
オフセット比 $\Delta z_{sub}/D_e$	-0.125~0.275	-0.075~0.325
入口断面アスペクト比 $ASR$	2	
超音速ディフューザ		
ランプ形状	楔形	
ランプ角 $\theta_R$	13deg	
カウル		
コード長	ディフューザ出口直径 $D_e$	
厚み分布	NACA 4 桁シリーズ	
厚さ (内側・ディフューザ側)	3%	
厚さ (外側・ナセル側)	3%	

### 3.1.1 亜音速ディフューザ形状

亜音速ディフューザのスロート面積  $A_{th}$  と出口面積  $A_e$  との比である開口面積比  $A_e/A_{th}$  は、実際のインテーク設計においてはエンジンの要求流量により決定される。本研究では、現行エンジンの流量特性に則った開口面積比を設定するために、JAXA の静粛超音速研究機 (Silent Supersonic Technology Demonstrator : S3TD) に搭載予定のエンジンを対象に設計が進められたインテーク [20] の諸元を参考にした。S3TD は飛行マッハ数が 1.6 であり、固定形状であるインテークの開口面積比は 1.413 である。そこで本研究では、検討対象のインテークの開口面積比を S3TD の場合と同程度の 1.5 に設定した。

次に、本検討における 1 つの目的は、ダイバータレス化による機体からの境界層流入



が亜音速ディフューザにおける境界層剥離やインテーク性能に与える影響を明らかにすることである。そして、その影響を抽出しやすくするには、亜音速ディフューザ自体は剥離を起こしにくい形状であることが望ましい。その方針に基づき、開口面積比とともに亜音速ディフューザの性能を決定する重要な形状パラメタであるディフューザの長さ  $L_{\text{sub}}$  と出口直径  $D_e$  との比である長さ比  $L_{\text{sub}}/D_e$  を設定した。

図 3.3 は、開口面積比  $A_e/A_{\text{th}} = 1.5$  の条件で、長さ比  $L_{\text{sub}}/D_e$  とスロート断面において境界層によって排除される面積  $A_e^*$  をパラメタに取り、ディフューザ内で生じる圧力損失を計算した結果を示している。圧力損失の計算には、JAXA 所有のディフューザ性能推算ツールを使用した。本ツールは、実験データベースから導いた推算式によりディフューザ性能を求めるものである。図より、排除面積が 10% の場合でも、長さ比が 2.5 から 3 程度であれば圧力損失は 3% 以内であり比較的性能が良いことが分かる。そこで、本研究では長さ比を 3.0 に設定した。なお、この値は S3TD の 3.5 次形状インテークと等しい。

さらに、亜音速ディフューザの断面積分布については、ディフューザの上流側で流れの剥離が生じない程度に急拡大するのが良いとされている [26]。ただし、その加減は境界層流入の程度に依存するため、最適な設定は難しいと考えられる。そのため、本研究ではディフューザの入口から出口まで断面積を線形に増加させた。これは、ディフューザ上流側での剥離を起こしにくい設計、すなわち安全側の設計である。

また、実際のインテーク設計において、ディフューザの入口断面重心と出口断面重心のオフセット量  $\Delta z_{\text{sub}}$  は、空力的な要求よりエンジンの配置が決まれば自動的に定まる値である。すなわち、ディフューザの出口断面位置は固定のため、入口断面重心位置が高いインテークごとにオフセット量は大きくなる。そして、オフセット量の絶対値が大きいくほど、亜音速ディフューザで生じる圧力損失は増加する。

ここでエンジン配置を表すパラメタとして、エンジンの埋込率 ( $BR$  : Buried Ratio) を導入する。このパラメタは、図 3.4 に示すように、ディフューザ出口断面の下端が、機体を模擬する平板の表面から高さ方向にどの程度埋没しているかを表しおり、その高さ方向の距離をディフューザ直径  $D_e$  で除したものである。埋込率が大きいほど、ディフューザ出口断面が平板下により埋め込まれていることを表す。

埋込率を固定した場合、ダイバータ付きのインテークよりもダイバータレスのインテークのほうが、ダイバータ高さ分だけ亜音速ディフューザのオフセット量は小さい。しかし、図 3.4 のようにカウルリップの高さが低くなり、それに伴って主流方向に対するカウルの傾斜が大きくなる。そして、カウルに生じる圧力抵抗が大きくなることが予測される。すなわち、ダイバータレス化による抵抗低減効果を損なう可能性がある。

そこで本研究では、エンジン搭載位置がダイバータレス設計による抵抗低減効果に影響を及ぼす影響を調べるために、埋込率が 0~40% の範囲となるように、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態のインテークのオフセット比を設定した。

亜音速ディフューザの断面形状を図 3.2 に示す。入口の矩形断面から出口の円形断面まで滑らかに遷移する断面形状は、S3TD インテークの亜音速ディフューザ設計方法 [20] を参考に、断面形状を 3 次ベジエ曲線により与える方法により与えた。この方法は、入口と出口の断面形状を同本数の 3 次ベジエ曲線の制御点を操作することで作図し、入口出口間の断面形状は、線形補間で求めた制御点の位置に従ってベジエ曲線で与えるというものである。具体的に、本検討では 2 本のベジエ曲線を使って、入口断面はランプに接する辺とそれ以外の部分を、出口断面は円形の上下半分ずつを作図した。

また、ランプと亜音速ディフューザの接続部における流れの急転向を抑制するために、亜音速ディフューザの入口断面は主流方向に対して垂直ではなく、主流方向へ 11deg 傾いている。そのため、亜音速ディフューザの各断面の重心位置を結んだディフューザ中心線は直線ではなく湾曲している。

### 3.1.2 ランプ形状

ランプは、その先端から発生する斜め衝撃波によって、最終衝撃波通過前のインテークの捕獲流を減速する。そしてその設計においては、最終衝撃波通過に伴う過度な圧力損失や衝撃波/境界層干渉に伴う流れの剥離を抑制するために、捕獲流をマッハ 1.2~1.3 程度に減速することが要求される。

また、検討対象が備える楔形のランプでは、その端部からインテークの対称面に向かって膨張波が発生する (第 4 章の図 4.7 参照)。そのため、2 次元流れを仮定して斜め衝撃波背後のマッハ数を求めた場合よりも、最終衝撃波上流のマッハ数は高くなる。したがって、その膨張波の影響も踏まえて、捕獲流の減速の程度を決める形状パラメタであるランプ角  $\theta_R$  の大きさを設定しなければならない。

本研究では、ランプ単体を検討対象とした CFD 解析より、ランプ角と最終衝撃波上流のマッハ数の関係を求めた (第 4 章の図 4.5 参照)。そしてランプ角は 13deg に設定した。これは最終衝撃波上流のマッハ数がおよそ 1.3 となる角度である。

また、インテークの空力抵抗を低減するため、ランプの長さは shock-on-lip 設計 [10] を満足するように設定した。ただし、ランプ長さの設定で必要となる衝撃波の角度は、膨張波の影響で 2 次元流れの場合よりも小さく、予測するのが難しい。そこで、図 3.5 のように CFD を用いて、対称面上で shock-on-lip となるランプ長さを求めた。

なお、ダイバータレス形態の場合 (図 3.5 (a)) には、ランプ先端付近で急激に発達する発達する境界層の影響で、衝撃波の発生位置がランプ先端よりも上流となる。しかし、同時に衝撃波角が小さくなったため、ダイバータ付き形態の場合 (図 3.5 (b)) と同程度に衝撃波がカウルリップに近づいた。そのため本検討では、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態とで同じランプ長さとした。

### 3.1.3 カウル形状

カウル先端形状は、亜音速ディフューザの面積分布で定まるキャンバーに対して、NACA4 桁シリーズの厚み分布を加えることで設定した。厚みの基準となるコード長はディフューザ出口直径に等しい長さとし、カウル先端から最大厚みまでの位置 (コード長の 30%) までをカウル先端形状として設定した。カウルの先端の厚み分布はハイライト位置を境にナセル側とディフューザ側で別々に設定できるが、ここではカウルで生じる空力抵抗を小さくする目的で、両側ともコード長の 3% とした。

### 3.1.4 抽気システムの概要と設計

前述のように、インテークがダイバータレス形態の場合、境界層流入に対してインテークの空力性能を改善するために、亜音速ディフューザのスロート部ランプ側壁面において多孔壁による境界層抽気を行う。その抽気システムの概要を図 3.6 に示す。多孔壁で抽気された空気が抽気プレナムとダクトを介して主流に放出されるシステムであり、総抽気流量は抽気ダクトの出口断面積  $A_{blex}$  で定まる。本検討では、それと最大捕獲面積  $A_c$  との比として定義した抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 4%、8%、そして 12% の条件において抽気の影響を調査した。なお、インテークの性能解析における面積の基準量である最大捕獲面積は、カウル先端のハイライト部とランプ先端で囲まれた面積である。

本抽気システムでは、抽気出口部の静圧による自然抽気としているので、実機では飛行状態とエンジンの作動状態により抽気流量が変化する。抽気流量を予測するには流れ場の条件に対して、多孔壁を通過する流量と抽気ダクトを通過する流量の収支がバランスする抽気プレナム内の圧力  $p_{pl}$  を求めればよい。重要なのは多孔壁の流量係数を定量的に予測することであり、その予測には Harloff の流量予測モデルを拡張したモデルを用いた [27]。この抽気流量予測モデルは、抽気出口から逆流が生じる場合についても、その流量を予測することができる。

また、抽気流量が多いほどインテークの内部抵抗は増大する。後述の式 3.2 から明らかのように、その増分を小さくするには、可能な限り抽気プレナム内の圧力  $p_{pl}$  が高い状態で抽気システムを作動させる必要がある。具体的には、抽気プレナム圧が高い状態でも多孔壁を十分な流量が通過できるように、多孔壁の総空隙面積である抽気面積  $A_{bl}$  を大きくすればよい。

抽気流量が多い条件においても抽気プレナム圧  $p_{pl}$  が低下しにくい抽気面積を設定するために、前述の抽気流量予測モデルを用いて調査を行った。その結果を図 3.7 に示す。グラフ中の実線は、抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  ごとに抽気プレナム圧  $p_{pl}$  と抽気ダクトを通過する流量との関係を表している。また、プロット点群はインテークのスロートマッハ数  $M_{th}$  ごとに多孔壁を通過する流量の変化を表している。それらと実線とが交差する

抽気プレナム圧力で抽気システムは作動することになる。図 3.7 より、抽気面積比  $A_{bl}/A_c$  が 20%以上ならば、抽気出口面積比に寄らず抽気システムが作動する抽気プレナム圧力がほぼ一定になることが分かる。そこで本検討では、抽気面積比を 20%に固定した。

なお、多孔壁の適用範囲に関しては、S3TD のインテークを参考 [20] に亜音速ディフューザ入口から  $0.6D_e$  下流までランプ側壁面とした (図 3.1)。多孔壁を適用している壁面面積に対する孔面積の比率 (空隙率) 含めた抽気システムの設定を表 3.2 に示す。

表 3.2 抽気システムの仕様

空隙率	21.2%
抽気面積比 $A_{bl}/A_c$	20%
抽気出口面積比 $A_{blex}/A_c$	4%, 8%, 12%

### 3.1.5 ダイバータ形状

ダイバータ付き形態の場合に適用するダイバータの概要を図 3.8 に示す。ダイバータレス化による抵抗低減効果を調査するうえで、ダイバータの空力抵抗が極端に大きいことは望ましくない。また、平板からの境界層流入を防止するために、十分に境界層を排除できる機能を備えている必要がある。そこで本研究では、空力抵抗の小さいダイバータが十分な境界層排除性能を有するようにダイバータの設計を行った。

第 2 章での検討より、ダイバータの幅  $w_D$  を設定すれば、ダイバータで発生する空力抵抗がおおよそ決定することが分かっている。そして、その幅が狭いほど低抵抗なダイバータとなる。本研究では、図 3.8 (a) に示すように、それをディフューザ出口直径  $D_e$  と等しい幅に設定した。これは、エンジンの埋込率が大きい場合にダイバータと亜音速ディフューザが干渉することを避けるためである。

また、ダイバータ幅が固定されている場合、ダイバータの長さ  $L_D$  を長くするとダイバータの長さ比  $L_D/w_D$  が大きくなるため、空力抵抗が低減すると同時に境界層排除性能も良くなる。そこで、ダイバータの後端がディフューザ出口断面位置であるとし、そこから上流へできる限り長くダイバータの長さを取った。ただし、ダイバータ先端から発生する衝撃波がダイバータの隙間内に十分飲み込まれるようにするため、ランプ先端とダイバータ先端は主流方向へ  $0.3D_e$  だけ離れている。

さらに、ダイバータ高さ  $h_D$  は平板上で発達しインテークへ到達する境界層の厚さと等しいとする。ダイバータ高さ  $h_D$  と境界層厚さが等しい場合、第 2 章での検討結果を踏まえると、空力抵抗に対するダイバータ先端の頂角  $\theta_D$  の影響はほとんどないといえる。そこで、境界層排除性能を良くするために、頂角は小さくすることを方針に設定した。

## 3.2 CFD 解析方法

インテーク周りに生成した計算格子を図 3.9 に示す。検討対象のインテークは左右対称な形状であるため、格子点の節約を目的に、解析領域を対称面の片側のみとした。また、ディフューザ出口下流にはディフューザ出口直径の 6 倍程度の直管と第 2 スロートを設けた。そして、第 2 スロートの断面積を変更することでインテークの流量調整を行った。

格子密度の影響を調べるため、ダイバータレス形態インテークの第 2 スロート面積が等しい条件において、総格子点数が約 120 万点の粗格子と約 220 万点の密格子に対して数値計算を実行した。図 3.10 (a) と (b) にはそれぞれ、インテークの総圧回復率  $PR$  と全抵抗  $C_{D,total}$  の変化を示している。本研究では総圧回復率と空力抵抗に対して、ともに 0.01 オーダーでの比較を行う。そしてそれに対して、格子の影響は十分小さいことが確認できる。しかし、計算負荷が許容できるものであったため密格子 (220 万点) を選択した。また、同様の格子密度で生成したダイバータ付き形態の場合の総格子点数は約 450 万点である。

CFD 解析には JAXA 所有の計算コードを使用した (第 2.3 節参照)。計算条件は、主流マッハ数を 1.6、ディフューザ出口直径  $D_e$  を基準とするレイノルズ数を  $1 \times 10^6$  とした。

また、本研究では、機体からの境界層流入がインテークの空力性能に与える影響について調べるために、平板上で発達した境界層をインテークに到達させる。局所総圧が主流総圧の 99% になる位置を境界層厚さ  $\delta_{99\%}$  と定義すると、ランプ先端における境界層厚さはディフューザ出口直径  $D_e$  のおよそ 5% である。

なお、ダイバータ付き形態では平板上の境界層がダイバータによって十分に排除されるため、次節で説明する総圧回復率や捕獲流量、そしてインテーク抵抗といったインテークの空力性能には境界層流入の影響がほとんど表れないと考えられる。そこで、ダイバータ付き形態における計算時間短縮のため、機体空力への影響を調べる場合以外は、ダイバータレス形態の平板壁面の境界条件を滑り壁とすることで、平板からの境界層流入がない状態を模擬した。そして、その計算結果からダイバータ付き形態のインテーク空力性能を取得した。ダイバータ付き形態と平板壁面を滑り壁としたダイバータレス形態で、同じ第 2 スロート面積の CFD 解析を行った結果を図 3.11 に示す。両者の総圧回復率  $PR$  とインテーク抵抗  $C_{D,ink}$  が性能比較で求められる精度 (0.01 オーダー) で一致することが確認できるため、性能比較には支障がないといえる。

さらに、本研究では境界層抽気がインテークの空力性能に与える影響を調査する。抽気方式として多孔抽気を採用しているが、CFD 解析のために各抽気孔と抽気プレナムに対して計算格子を準備するには大きな手間がかかり、また、計算時間も増大する。そこで、CFD 解析に要するコストの削減を目的に、スロート付近の亜音速ディフューザ壁面には多孔抽気を模擬する境界条件モデル [27] を適用した。この境界条件モデルは、

抽気流量予測モデルに基づく流量から、図 3.12 に示すように、壁面における吸込みもしくは吹き出しの流速を境界条件として与えるものである。

### 3.3 空力性能評価方法

#### 3.3.1 捕獲流量

本研究では主流が超音速であるため、最大捕獲面積  $A_c$  を主流状態の流れが通過する際の流量である最大捕獲流量を基準流量とし、任意の流管出口の流量との比を流量比  $MFR$  とする。

インテーク出口断面を通過する流量と最大捕獲流量との比を  $MFR_{eng}$  とする。検討手法が CFD のため、インテーク出口断面の格子点上の物理量とセルの面積を用いて、次式により  $MFR_{eng}$  を算出した。

$$MFR_{eng} = \sum_i \frac{\rho_{e,i} u_{e,i} \Delta A_{e,i}}{\rho_0 u_0 A_c} \quad (3.1)$$

また、抽気出口における流量と最大捕獲流量との比を抽気流量比  $MFR_{bleed}$  と定義する。CFD 解析で使用する多孔抽気を模擬する境界条件モデルにより推算される抽気流量を用いて抽気流量比を算出した。

#### 3.3.2 総圧回復率

総圧回復率  $PR$  は、主流とインテーク出口との総圧比で定義される。本研究では、CFD の各格子点上の物理量とセルの面積を用いて、各セルを通過する質量流量  $\dot{m}$  の重みをかけた平均値を用いた。具体的には、 $PR$  を下式のように求めた。

$$PR = \frac{\bar{P}_e}{P_0} = \sum_i \frac{P_{e,i}}{P_0} \frac{\Delta \dot{m}_{e,i}}{\dot{m}_e} \quad (3.2)$$

#### 3.3.3 インテーク抵抗

インテークの空力抵抗の概要を図 3.13 に示す。

インテークの最大流量時では、最大捕獲面積  $A_c$  に対して  $A_{0,max}$  の面積を通過する流量だけインテークに流入し、 $A_c - A_{0,max}$  分は外部に漏れる。このとき捕獲流線にかかる圧力に基づく抵抗を付加抵抗  $C_{D,pre-entry}$  と定義する。また、亜臨界作動状態では、最終衝撃波が最大流量時よりも上流側に発生し、 $A_0$  を通過する流量がインテークに流入する。このときの流線にかかる圧力に基づく抵抗と付加抵抗  $C_{D,pre-entry}$  との差分を  $C_{D,spill/gross}$  と定義する。

捕獲流管にかかる圧力に基づく抵抗 ( $C_{D,pre-entry} + C_{D,spill/gross}$ ) を求める方法としてよく、図 3.13 中の領域 *oabc* の検査体積に対して運動量理論を適用する方法が用いられる。その方法では、ランプ表面 (図 3.13 中の線分 *oc*) から検査体積に働く圧力抗力と摩擦抗力を考慮して運動量の式を立てる必要がある。ただし、楔形ランプのようにサイドスピレージが生じる場合には、捕獲流管がランプ表面全体に接するわけではないので、接触する領域だけを検査体積に含めなければならない。そのために本検討では、CFD 解析結果からランプ表面上の流線を求め、捕獲流管が接するランプ表面領域を求めた。そして図 3.14 中の領域 *ABCD-GHIJ* の検査体積に対して運動量理論を適用し、次式により最大捕獲面積  $A_c$  を基準とする抗力係数を求めた。

$$C_{D,pre-entry} + C_{D,spill/gross} = \int_{GHIJ} \frac{\rho u^2 - (p - p_0)}{q_0 A_c} dA + \int_{E'F'HG} \frac{p - p_0}{q_0 A_c} dA + \int_{E'F'HG} \tau_w dA - \frac{\rho_0 u_0^2 A_0}{q_0 A_c} \quad (3.3)$$

式中の  $\tau_w$  は壁面せん断応力を表す。検討手法が CFD のため、各壁面格子に最寄りの格子点における物理量と、その格子点間距離から壁面せん断応力を求めた。

また、機体表面を模擬した平板にインテークの捕獲流管が接する場合には、次式のよりに、平板から検査体積に働く摩擦抗力も運動量の式に加えた。

$$C_{D,pre-entry} + C_{D,spill/gross} = \int_{GHIJ} \frac{\rho u^2 - (p - p_0)}{q_0 A_c} dA + \int_{E'F'HG} \frac{p - p_0}{q_0 A_c} dA + \int_{E'F'HG} \tau_w dA + \int_{ABF'E'} \tau_w dA - \frac{\rho_0 u_0^2 A_0}{q_0 A_c} \quad (3.4)$$

次に、カウルに加わる圧力抵抗と摩擦抵抗の和であるカウル抵抗  $C_{D,cowl}$  に関して、最大流量時の抵抗値と亜臨界作動状態の抵抗値との差分を  $\Delta C_{D,cowl}$  と定義する。カウルの圧力抵抗と摩擦抵抗は、カウル表面上の圧力と壁面せん断応力を積分して求めた。なお、楔形インテーク・ランプの場合には、捕獲流の圧縮に関与しないランプの側方壁面もカウルの一部として扱い、その部分を含めた積分からカウル抵抗を算出した。亜臨界作動状態ではカウル先端付近に強いサクシオン効果が生じ、圧力抵抗が小さくなるため、 $\Delta C_{D,cowl}$  は負の値をとる。

同様に、ランプに加わる圧力抵抗と摩擦抵抗の和であるランプ抵抗に関しても、最大流量時からの変化分を  $\Delta C_{D,ramp}$  と定義する。ランプの圧力抵抗は、ランプ上面全体の圧力を積分して求めた。一方、ランプの摩擦抵抗は、前述の検査体積 (図 3.14 中の領域 *ABCD-GHIJ*) には含まれないランプ上面部分 (図 3.14 中の領域 *EGE'* および *FHF'*) に働く壁面せん断応力の積分値である。亜臨界作動状態では最大流量時よりも最終衝撃波が上流に発生するため、衝撃波背後の高い圧力が作用するランプ表面積は増加する。そのため、 $\Delta C_{D,ramp}$  は正の値をとる。

以上の  $C_{D,spill/gross}$  と  $\Delta C_{D,cowl}$ 、そして  $\Delta C_{D,ramp}$  を合計したものを漏れ抵抗と  $C_{D,spill}$  と定義する。すなわち、漏れ抵抗はインテークの作動状態に応じた、最大流量時からの外部

抵抗の変化分である。

ここで、ダイバータレスの場合には、逆流を伴う大規模な流れの剥離が亜音速ディフューザで発生し、捕獲流の一部がインテーク外部へ排出されることがある。その例として、亜臨界作動状態の楔形インテークにおける流れ場の可視化結果を図 3.15 に示す。平板近傍の流れ（流線）がランプを介して亜音速ディフューザに流入した後に、進む方向を主流に対向する向きに変え、インテーク外部へ流出していく様子が見て取れる。この場合、インテークの流量調整が最終衝撃波の発生位置変化だけでなく、亜音速ディフューザからの逆流によっても行われる。そのため、漏れ抵抗にその過程で生じる抵抗を考慮するべきと考えられる。

そこで本研究では、図 3.16 に示す検査体積に対して運動量理論を適用し、逆流によって新たに付加されるスピレージ抵抗  $C_{D,spill/reverse}$  を評価した。具体的には、ディフューザ入口断面において主流方向速度が負となる部分を検査体積の出口とし、その領域における積分から、排出される質量流量  $\dot{m}_{out}$  と運動量  $\dot{m}_{out}u_{out}$ 、そして出口面積  $A_{out}$  に働く圧力による力  $(p_{out} - p_0) A_{out}$  を算出した。また、ディフューザ入口断面の主流方向速度が正となる領域における積分より、インテークが捕獲する質量流量  $\dot{m}_{cap}$ 、運動量  $\dot{m}_{cap}u_{cap}$ 、そして捕獲面積  $A_{cap}$  に働く圧力による力  $(p_{cap} - p_0) A_{cap}$  を求めた。そして、検査体積入口を通過する質量流量  $\dot{m}_{in}$  は  $\dot{m}_{out}$  と等しいと考え、入口面積  $A_{in}$  を通過する運動量およびそこに働く圧力による力は、 $\dot{m}_{cap}u_{cap}$  および  $(p_{cap} - p_0) A_{cap}$  に対して  $\dot{m}_{out}/\dot{m}_{cap}$  を掛けたものとして定義した。具体的に、 $C_{D,spill/reverse}$  は検査体積における運動量と力のつり合いを考えた次式により算出した。

$$C_{D,spill/reverse} = \frac{1}{q_0 A_c} \left[ \frac{\dot{m}_{out}}{\dot{m}_{cap}} \{ \dot{m}_{cap} u_{cap} + (p_{cap} - p_0) A_{cap} \} - \dot{m}_{out} u_{out} - (p_{out} - p_0) A_{out} \right] + C_{D,diffuser} \quad (3.5)$$

なお、 $u_{cap} > 0$ 、 $u_{out} < 0$  である。また、式中のディフューザ抵抗  $C_{D,diffuser}$  はエンジンが吸い込む流れの流管が接触しないディフューザ壁面に働く抵抗であり、亜音速ディフューザ内で逆流が生じている領域の表面圧力と壁面せん断応力を積分して求めた。

以上より、ディフューザからの逆流によって流量調整がなされる場合も考慮し、漏れ抵抗  $C_{D,spill}$  を次式のように定義する。なお、 $C_{D,diffuser}$  はランプ抵抗の変化分  $\Delta C_{D,ramp}$  に加えることとする。

$$C_{D,spill} = C_{D,spill/gross} + \Delta C_{D,cowl} + \Delta C_{D,ramp} + C_{D,spill/reverse} \quad (3.6)$$

さらに、付加抵抗  $C_{D,pre-entry}$  と内部抵抗である抽気抵抗  $C_{D,bleed}$  を加えて、インテーク抵抗  $C_{D,intk}$  を次式で定義する。

$$C_{D,intk} = C_{D,pre-entry} + C_{D,spill} + C_{D,bleed} \quad (3.7)$$

抽気抗力  $D_{bleed}$  は、主流と抽気出口断面に運動量理論を適用した次式で求めることができる。

$$D_{bleed} = 2q_0 A_{0,bl} - \{ (p_{blex} - p_0) + 2q_{blex} \} A_{blex} \quad (3.8)$$

そして、上式において抽気出口で流れがチョークする場合は次式で抽気抵抗  $C_{D,bleed}$  を求



められることが知られている。

$$C_{D,bleed} = \frac{2A_{0,bl}}{A_c} - \left\{ \left( 0.528 \frac{P_{blex}}{p_0} - 1 \right) \frac{p_0}{q_0} + 0.740 \frac{P_{blex}}{p_0} \right\} \frac{A_{blex}}{A_c} \quad (3.9)$$

しかし，本研究では捕獲流管にかかる圧力に基づく抵抗を求めるために，主流からインテーク入口までの検査体積を考えた．そのため，従来の方法により抽気抵抗を求めると，上記区間で抵抗を2回数えることになる．また，平板やランプから加わる抗力を差し引くことも難しい．そこで，インテーク入口断面と抽気出口断面に運動量理論を適用し抽気抵抗を求めた．具体的には，抽気流量を  $\dot{m}_{bleed}$  とおき，抽気される流れがインテーク入口断面において有している運動量を， $\dot{m}_{cap} u_{cap}$  に対して  $\dot{m}_{bleed}/\dot{m}_{cap}$  を掛けたものであると仮定した．同様に，その流量が通過する面に働く圧力による力を， $(p_{cap} - p_0) A_{out}$  に対して  $\dot{m}_{out}/\dot{m}_{cap}$  を掛けたものとした．そして，抽気抵抗を次式により求めた．

$$C_{D,bleed} = \frac{1}{q_0 A_c} \frac{\dot{m}_{bleed}}{\dot{m}_{cap}} \left\{ \dot{m}_{cap} u_{cap} + (p_{cap} - p_0) A_{cap} \right\} - \left\{ \left( 0.528 \frac{P_{blex}}{p_0} - 1 \right) \frac{p_0}{q_0} + 0.740 \frac{P_{blex}}{p_0} \right\} \frac{A_{blex}}{A_c} \quad (3.10)$$

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

### 3.3.4 ナセル抵抗

本研究では，ダイバータレス設計が機体空力に及ぼす影響として，エンジンナセルに働く抵抗を評価する．本研究においてナセル抵抗  $C_{D,macelle}$  は，最大流量時のランプ抵抗  $C_{D,ramp}$  とカウル抵抗  $C_{D,cowl}$  との和で表される．さらに，ダイバータ付き形態の場合には，ダイバータに働く圧力抵抗と摩擦抵抗の和であるダイバータ抵抗  $C_{D,diverter}$  が加算される．

なお前述のように，臨界・亜臨界作動状態におけるランプ抵抗とカウル抵抗は，最大流量時からの差分である  $\Delta C_{D,ramp}$  と  $\Delta C_{D,cowl}$  として，インテークのスピレージ抵抗  $C_{D,spill}$  に含まれる．

## 3.4 結果と考察

### 3.4.1 境界層流入の影響

本節では、ダイバータレス化による抵抗低減効果を検討する前に、ダイバータレスインテークと従来のダイバータ付きインテークとで最も異なる特性である機体からの境界層流入の影響について調査する。そのために、ダイバータレス形態 (図 3.1 (b)) を対象に、平板上で発達した境界層がインテークに流入する場合と、平板表面の境界条件を滑り壁にしてダイバータ付き形態を模擬した場合、すなわちインテークに境界層が流入しない場合の CFD 解析結果を比較する。

なお、本検討における亜音速ディフューザのオフセット比はゼロとした。ダイバータ付き形態とダイバータレス形態とでオフセット比がゼロの場合、埋没率  $BR$  はそれぞれ 7.5%、12.5% である。すなわち、実機のインテーク設計のように埋没率を固定した場合には、ダイバータ付き形態のほうがダイバータ高さ分だけオフセット比の大きい亜音速ディフューザを有することになる。しかし本節では、ダイバータの有無による影響ではなく、境界層流入の有無による空力性能の変化を調べることが目的である。そのため、境界層流入の有無に寄らずオフセット比はゼロに固定して検討を行った。

#### 3.4.1.1 インテーク性能に対する影響

平板からインテークへ境界層が流入する場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) と流入しない場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) について、総圧回復率  $PR$  とインテーク出口流量比  $MFR_{eng}$  の関係を図 3.17 に示す。

最大流量時のインテークの捕獲流量 (性能線の右端の流量比) は、境界層流入によって少なくなる。これは、亜音速ディフューザの入口断面に境界層が占める割合が多くなるためである。

次に、総圧回復率への影響について調べる。図をみると、境界層流入によって総圧回復率の最大値が低下している。これは、対称面上のマッハ数分布と出口断面における総圧分布を示した図 3.18 を見て分かるように、境界層流入ありの場合 (図 3.18 (b)) には、亜音速ディフューザ入口付近で境界層がランプ側壁面から剥離し、境界層流入なしの場合 (図 3.18 (a)) と比較して総圧の低い領域が出口断面に形成されるためである。

また、亜臨界作動状態では従来、流量比が小さくなるほどインテークの最終衝撃波が上流に発生し、一度の衝撃波通過で亜音速域へ減速される流れが捕獲流量に占める割合が増加するため、衝撃波損失が増加する。そのため、図 3.17 において境界層流入なしの場合には、流量の減少とともに総圧回復率が低下する。一方、境界層流入ありの場合の亜臨界作動状態における対称面上マッハ数分布を示した図 3.18 (c) を見ると、全ての

捕獲流が複数の衝撃波を通過している。しかし、図 3.17 では流量の減少とともに総圧回復率が低下している。これは、前節で示した図 3.15 のような、亜音速ディフューザで剥離した流れがインテーク外部へ排出されるほど大規模な境界層剥離が生じるためである。

なお、臨界作動状態の図 3.18 (b) と比較して、亜臨界作動状態の図 3.18 (c) ではランブ面上に厚い境界層が分布している。これは、図 3.15 と合わせて推測するに、逆流してきた流れを乗り越えるように平板の境界層が亜音速ディフューザへ流入していくためだと考えられる。また、流量を減少させた場合に大規模な境界層剥離が起こる原因としては、インテークが低流量になり最終衝撃波が上流に発生するほど、衝撃波の背後から亜音速ディフューザ入口までの間における捕獲流管の拡大率が大きくなり、逆圧力勾配が強くなる分、流れの剥離を起こしやすくなることが挙げられる。

### 3.4.1.2 インテーク抵抗に対する影響

境界層流入がインテークの空力抵抗に及ぼす影響を調べるために、インテーク抵抗  $C_{D, \text{intk}}$  と流量比  $MFR_{\text{eng}}$  の関係を図 3.19 に示す。なお、本節で対象としている条件では境界層抽気を適用していないため、ここでのインテーク抵抗は付加抵抗  $C_{D, \text{pre-entry}}$  と漏れ抵抗  $C_{D, \text{spill}}$  の和を表している。また、図 3.20 には各抵抗要素の変化を示す。

図 3.19 において最大流量時のインテーク抵抗、すなわち付加抵抗の大きさを比較すると、境界層流入の有無に寄らずほぼ等しいことが分かる。前節で述べたように、最大流量時のインテークの捕獲流量は、平板からインテークへ境界層が流入しない場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) よりも流入する場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) のほうが少ない。そして一般的に、最大流量時の捕獲流量が異なるインテークの付加抵抗を比較した場合、捕獲流量が少ないインテークのほうが漏れ流量が多いため付加抵抗は大きくなる。しかし、本研究の場合は主に境界層の速度欠損によって捕獲流量が減少している。したがって、超音速ディフューザにおける実質的な漏れ流量は境界層が流入する場合と流入しない場合とでほとんど変わらなかったため、両者の付加抵抗がほぼ等しくなったと考えられる。

次に、最大流量時からのインテーク抵抗の変化、すなわち漏れ抵抗の変化について調査する。図 3.19 を見ると、境界層が流入する場合のほうが流入しない場合よりも、ある一定の流量比の減少に対する漏れ抵抗の増加率は小さい。

一般的に漏れ抵抗は、図 3.20 (a) の境界層流入なしの場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) の解析結果のように、流量比が小さくなるほど捕獲流管にかかる圧力に基づく抵抗 ( $C_{D, \text{pre-entry}} + C_{D, \text{spill/gross}}$ ) が大きくなるため増大する。具体的には、最終衝撃波がより上流に発生し、超音速スピレージよりも大きな抵抗を生む亜音速スピレージが増えるためである。そして、その抵抗の増加率はほぼ一定である。

一方、図 3.20 (a) において境界層流入あり ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) の場合について見ると、流

量比の減少に対する  $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$  の増加率は境界層流入なしの場合と比較して小さい。そして、その増加率は一定ではない。また、低流量な作動域では、流量比の減少とともに  $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$  が小さくなっている。

ここで図 3.21 に、各流量比における捕獲流管のうち、ランプと平板の表面に接する部分だけを可視化する。図はインテークを上方から俯瞰した視点で描かれており、流管は圧力のコンター図として描かれている。図より、流量比  $MFR_{eng}$  が少なくなるにしたがって、捕獲流管がランプ及び平板の表面に接する面積が小さくなることが分かる。また、流量比が最小の場合 (図 3.21 (d)) には、捕獲流管が全く壁面に接していない。そして、捕獲流管にかかる圧力に基づく抵抗 ( $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$ ) の定義式 (式 3.4) より、このように壁面接触面積が小さくなることは  $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$  の増加率を小さくする原因の 1 つである。また、ランプ表面に触れる捕獲流管の面積が小さくなるということは、言い換えれば、平板からランプ表面を介して亜音速ディフューザに流入する境界層が少なくなるということである。すなわち、最大流量時に流入していた境界層が、亜臨界作動状態ではインテーク外部へ漏れており、この流れの漏れによってインテークの流量調節がなされていると考えることができる。従来の境界層流入がないインテークにおいて漏れ抵抗が大きいのは、流量調節のために、運動量の大きい超音速流を最終衝撃波によって亜音速の運動量が小さい流れに変えてスピレージさせているためである。一方、ダイバータレスの場合には、衝撃波によるスピレージだけでなく、壁面摩擦で運動量が小さくなった境界層を転向することによっても流量を調節している。そのため、流量減少に伴う漏れ抵抗・インテーク抵抗の増加率が小さくなったと考えられる。

さらに、図 3.20 (a) において  $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$  が減少する際の流れ場を示した図 3.18 (c) を見ると、ディフューザからの逆流によってランプ先端上流で境界層が急激に厚くなり、そこを起点に斜め衝撃波が生じている。斜め衝撃波が従来よりも上流に発生することで、超音速でのスピレージが増加したため、 $C_{Dpre-entry}+C_{D,spill/gross}$  は小さくなったと考えられる。

なお、図 3.20 (a) を見ると、流量比が最小となる際にディフューザからの逆流による抵抗  $C_{D,spill/reverse}$  が急激に増加している。前述の衝撃波による流量調節では、流れをインテークの外側へおよそ 90 度転向させることでスピレージさせる。一方、逆流による流量調節の場合には、流れを主流に対しておよそ 180 度転向させる必要がある。したがって、流量調節のために生じる流体に働く力はおおよそ 2 倍になるため、 $C_{D,spill/reverse}$  は急増したと考えられる。

また、図 3.20 (b) を見ると、逆流が起こる際にはランプ抵抗  $\Delta C_{D,ramp}$  が急激に減少している。これは、逆流が生じている領域のディフューザ壁面に加わる圧力と壁面せん断応力が抵抗を減らす力、すなわち推力として作用するためである。そしてこのランプ抵抗の減少分があるため、逆流が発生し前述のよう  $C_{D,spill/reverse}$  が急増した場合でも、図 3.19 においてインテーク抵抗は急激に増加しない。

### 3.4.1.3 ナセル抵抗に対する影響

インテークへの境界層流入によるナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  の変化について調べる。図 3.22 には、最大流量時のカウル圧力抵抗  $C_{Dp,cowl}$  とカウル摩擦抵抗  $C_{Df,cowl}$ 、そしてランプに働く圧力抵抗と摩擦抵抗の和であるランプ抵抗  $C_{Dp,ramp}$  を示す。そして、これらの抵抗の合計値がナセル抵抗である。なお、ランプに働く摩擦抵抗は圧力抵抗と比べて無視できるほど小さく、ランプ抵抗の変化はほとんど圧力抵抗によるものである。

図より、境界層流入によってランプ抵抗が減少し、ナセル抵抗が小さくなることが分かる。また、カウルの圧力抵抗と摩擦抵抗は境界層流入の有無によってほとんど変わらない。ランプ抵抗が小さくなる要因としては、境界層の存在によりランプ先端に到達する流れの動圧が低下すること、そして、境界層の排除効果により斜め衝撃波の衝撃波角が小さくなり、衝撃波背後でランプ表面に働く圧力が境界層流入なしの場合よりも低くなったことが挙げられる。

### 3.4.2 境界層抽気の影響

本節では、境界層流入によるインテーク性能の低下に対して、境界層抽気技術で対処した場合に、それがインテークだけでなく機体の空力性能に与える影響について調査する。そのために、ダイバータレス形態で平板からインテークへ境界層が流入する条件 ( $\delta_{99\%}/D_c: 5\%$ ) において、抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  を変化させた場合の CFD 解析結果を比較する。なお、ディフューザのオフセット比は前節と同じようにゼロに固定した。

#### 3.4.2.1 インテーク性能に対する影響

図 3.23 には、抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  を変化させた場合の総圧回復率  $PR$  とインテーク出口流量比  $MFR_{eng}$  の関係を示す。なお、性能比較対象として、前節の境界層流入なしの場合 ( $\delta_{99\%}/D_c: 0\%$ ) に対する CFD 解析結果 (図 3.17) を w/o bleed (抽気なし) として再掲する。

図 3.23 を見ると、抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が大きいほど最大流量時の捕獲流量は小さい。これは図 3.24 に示すように、抽気出口面積比が大きいほど抽気流量比  $MFR_{bleed}$  が多いためである。

次に、抽気出口面積比が大きいほどより多くの境界層をインテークから取り除くことが可能なため総圧回復率の最大値は高い。そして、抽気出口面積比が 8% 以上の場合には、境界層流入がない場合の総圧回復率を上回っている。図 3.25 には、総圧回復率が最大になるときの対称面上マッハ数分布とインテーク出口断面における総圧分布を示す。抽気出口面積比が大きい場合ほど、亜音速ディフューザの多孔壁部で境界層が薄く

なり，出口断面のランプ側壁面に分布する低圧領域が小さくなることが確認できる。

ただし，亜臨界作動状態における総圧回復率の変化について図 3.23 を見ると，いずれの抽気出口面積比の条件でも，境界層流入がない場合と比較して，流量比の減少に対する総圧回復率の低下率が大きい。ここで，総圧回復率の最大値が境界層流入なしの場合よりも高い，抽気出口面積比 8%と 12%のインテークについて，亜臨界作動状態における総圧分布を図 3.26 に示す。抽気出口面積比が 8%の場合 (図 3.26 (a)) には，ランプ面上とディフューザ入口部で剥離する境界層を抽気しきることができず，インテーク出口に低圧な領域が分布している。一方，抽気出口面積比が 12%の場合 (図 3.27 (b)) には，低圧な流れをほとんど全て抽気し剥離を抑制している。しかし，亜音速ディフューザ入口部で大量の流体が取り除かれる分，インテークの捕獲流管はディフューザ内で急激に拡大することになる。それによって，捕獲流れがインテーク出口に到達するまでに総圧を損失するため，出口断面は全体的に低い総圧の分布となっている。

### 3.4.2.2 インテーク抵抗に対する影響

図 3.27 にインテーク抵抗  $C_{D, \text{intk}}$  とインテーク出口流量比  $MFR_{\text{eng}}$  の関係を示す。また，流量調整による抵抗である付加抵抗  $C_{D, \text{pre-entry}}$  と漏れ抵抗  $C_{D, \text{spill}}$  の和 ( $C_{D, \text{pre-entry}} + C_{D, \text{spill}}$ ) と，内部抵抗である抽気抵抗  $C_{D, \text{bleed}}$  の変化を図 3.28 に示す。なお，本節でも比較対象として，境界層流入なしの場合における CFD 解析結果 (図 3.19) を再掲している (凡例： $\delta_{99\%}/D_c : 0\%$ , w/o bleed)。

図 3.28 (a) において最大流量時の抵抗，すなわち付加抵抗  $C_{D, \text{pre-entry}}$  に注目すると，抽気の有無と抽気出口面積比  $A_{\text{blex}}/A_c$  に寄らず抵抗の大きさがほぼ等しいことが分かる。一方，図 3.28 (b) で最大流量時の抽気抵抗を見ると，抽気出口面積比が大きいほど抽気抵抗は大きい。そのため図 3.27 では，抽気出口面積比が大きいほど最大流量時のインテーク抵抗が大きい。そして，いずれの場合も境界層流入がない場合と比較して抵抗は大きくなる。

次に，図 3.27 において抽気出口面積比による漏れ抵抗  $C_{D, \text{spill}}$  の変化を調べると，比較的高流量な場合 ( $0.8 < MFR_{\text{eng}} < 0.9$ ) には，抽気出口面積比に寄らず抵抗がほぼ等しくなることが分かる。抽気出口面積比が大きいほど，すなわち抽気流量が多いほど，インテーク出口を通過する流量が少なくなるため，ある一定の流量比におけるインテークの作動状態はより超臨界側にシフトする。そしてその分，漏れ抵抗  $C_{D, \text{spill}}$  は，図 3.28 (a) のようにより小さい流量比から増加し始めるため，ある流量比における抵抗値は小さい。一方で，図 3.28 (b) のように，抽気出口面積比が大きいほど抽気抵抗は大きい。したがって本研究では，抽気出口面積の増加に伴う，漏れ抵抗が低減量と抽気抵抗が増加量の絶対値がほぼ等しいため，抽気出口面積比に寄らずインテーク抵抗がほぼ等しくなった。

さらに，流量比の減少に対するインテーク抵抗の増加率に注目すると，抽気ありの場

合は境界層流入がない場合と比較して、その増加率は小さい。これは、3.2.1.2 節で述べたように、境界層流入がある場合には亜音速スピレージを増やすだけでなく、インテークへ流入する境界層を少なくすることで流量調整を行っているためだと考えられる。

なお、一般的に漏れ抵抗はインテーク流量の減少とともにほぼ線形に増加していく。しかし、境界層が流入する場合には、前節で述べたように、境界層のスピレージやディフューザからの逆流、そして衝撃波角の変化などによる流量調節の影響により、漏れ抵抗を構成する各抵抗要素は複雑に増減する。そのため図 3.28 (a) において抽気ありの場合の漏れ抵抗は流量変化に対して単調な傾向を示さず、抽気出口面積比の効果だけを抽出することは難しい。

### 3.4.2.3 ナセル抵抗に対する影響

抽気によるナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  の変化を調べるために、図 3.29 には各抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  ごとに最大流量時のランプ抵抗  $C_{D,ramp}$ 、カウル圧力抵抗  $C_{Dp,cowl}$ 、そしてカウル摩擦抵抗  $C_{Df,cowl}$  の和を示す。また、比較対象として、境界層が流入する場合の抽気なしの条件 (w/o bleed) におけるナセル抵抗も同時に示している。

図から分かるように、抽気の有無、そして抽気出口断面積比の大小に寄らずナセル抵抗は等しい。これは、最大流量時には抽気の影響がインテークの外部流れにほとんど及ばず、ランプとカウル周りの流れ場が変わらないためだといえる。

### 3.4.3 ダイバータレス化の影響

前節までの検討で、ダイバータレス化に伴うインテークへの境界層流入の影響を、インテークの空力性能であるインテーク性能とインテーク抵抗、そして機体の空力性能であるナセル抵抗の各観点から個別に評価してきた。本節では、ダイバータレス化による影響を機体/推進系統合設計の観点から総合的に評価し、ダイバータレス化による空力抵抗低減効果について検討する。

#### 3.4.3.1 ナセル抵抗に対する影響

本研究ではこれまで、ダイバータレス化に伴うインテークへの境界層流入の影響と、それに対する抽気の効果を検査しやすくするために、ディフューザのオフセット比をゼロに固定した状態で検討を進めてきた。すなわち、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態とでディフューザ出口位置・エンジン埋込率は統一されていない。

前述のように、エンジンの埋込率を固定した場合、ダイバータレス形態のほうがダイバータ付き形態よりも、ダイバータ高さ分だけ亜音速ディフューザ入口断面の重心位置

が平板表面に近くなる。これはディフューザのオフセット比が小さくなることを意味する。このようなオフセット比の減少はカウル形状に反映され、カウル壁面は図 3.4 のように主流に対して傾きを増す。そして、流れの動圧を受けやすくなる、前方投影面積が増加するなどの理由より、カウルの圧力抵抗が増加することが予想される。したがって、ダイバータレス化によってダイバータで生じていた抵抗分だけナセル抵抗が低減することが理想的だが、カウル抵抗の増大により抵抗低減効果が縮小する、もしくは却ってナセル抵抗が増大する可能性が考えられる。そこで、ナセル抵抗に対するダイバータレス化の影響を明らかにするために、埋込率を揃えた条件で、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態の CFD 解析結果を比較する。

図 3.30 にエンジン埋込率  $BR$  によるダイバータレス形態とダイバータ付き形態のナセル抵抗の変化を示す。

図 3.30 (b) において埋込率に対するカウル圧力抵抗  $C_{Dp, cowl}$  の変化を調べると、ダイバータ付きの場合もダイバータレスの場合もある埋込率で圧力抵抗が最小となる変化を示す。埋込率が比較的小さい範囲において埋込率が大きいほど圧力抵抗が小さくなるのは、オフセット比が増加しカウルの前方投影面積が減少するためである。埋込率によるナセル表面の圧力分布の変化を示した図 3.31 の正面図からも、埋込率が大きいほどカウルの前方投影面積が減少することが確認できる。そして、ダイバータレス形態の場合ほうがダイバータ付き形態の場合のよりも、ある一定の埋込率におけるオフセット比が小さいため圧力抵抗が大きい。一方、埋込率が比較的大きい範囲において埋込率が大きいほど圧力抵抗が増大するのは、図 3.31 (c) に示すように、いわゆるボートテール抵抗が増加するためである。そして、ダイバータレスの場合のほうがダイバータ付きの場合よりも、ある一定の埋込率におけるオフセット比が小さく、カウルがボートテール抵抗を生じにくい形状である。そのため、埋込率が大きくなるほど、ダイバータレスの場合とダイバータ付きの場合の圧力抵抗の差が小さくなり、ダイバータレスのほうが低抵抗になる傾向を示す。また、図 3.30 (b) において埋込率に対するカウル摩擦抵抗  $C_{Df, cowl}$  の変化を調べると、ダイバータ付きの場合とダイバータレスの場合の摩擦抵抗はほとんど等しい。

カウル圧力抵抗とカウル摩擦抵抗が埋込率に対して上記のような変化を示すにも関わらず、図 3.30 (a) を見ると、ダイバータ付きの場合と比べてダイバータレスの場合のナセル抵抗  $C_{D, nacelle}$  は小さい。そして、埋込率が大きくなるほどその差は大きくなる。これは、3.4.1.3 節で述べたように、ダイバータレスの場合は境界層流入の影響によってランプ抵抗が低減するためである。ここでは具体的に示さないが、ランプ抵抗は埋込率に寄らずほぼ一定であり、最大捕獲面積を基準とした抗力係数  $C_{D, ramp}$  は、ダイバータレスの場合のほうがダイバータ付きの場合より 0.01 ほど小さい。

そして、ダイバータ抵抗を含めてダイバータ付きの場合のナセル抵抗 ( $C_{D, nacelle} + C_{D, diverter}$ ) とダイバータレスの場合のナセル抵抗 ( $C_{D, nacelle}$  のみ) とを比較すると、その差



が最も小さい埋込率  $BR = 0$  においても、ダイバータレスのほうが抗力係数にして 0.03 ほど下回っている。したがって、ダイバータレス化によってナセル抵抗は低減するといえる。また、その低減量は埋込率が大きいほど大きくなる。

### 3.4.3.2 抵抗低減効果

ダイバータレス形態とダイバータ付き形態の総圧回復率が同程度の場合に空力抵抗を比較することで、ダイバータレス化による抵抗低減効果を検討する。図 3.23 より、ここでは境界層流入がある場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) の抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 8% の CFD 解析結果をダイバータレス形態のインテーク空力性能として使用する。また、ダイバータ付き形態のインテーク空力性能はダイバータレス形態で境界層流入がない場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) の CFD 解析結果とする。

なお、本節では埋込率を固定した状態でダイバータレス化による抵抗低減効果を検討する。その際、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態の亜音速ディフューザ比を比較すると、そのオフセット比はダイバータ付き形態のほうが 5% 大きい。しかし、その差による圧力損失率の変化量をディフューザ性能推算モデルで計算すると 0.2% 以下である。したがって、オフセット比による影響は非常に小さいと考え、本節ではダイバータ付き形態とダイバータレス形態のオフセット比が共にゼロの場合のインテーク空力性能を比較することにする。

ここで、インテーク抵抗  $C_{D, \text{intk}}$  とナセル抵抗  $C_{D, \text{nacelle}}$  との和を全抵抗  $C_{D, \text{total}}$  と定義する。そして、インテーク出口流量比  $MFR_{\text{eng}}$  に対するダイバータレス形態とダイバータ付き形態の全抵抗の変化を図 3.32 に示す。なお、ここではナセル抵抗として、図 3.30 (a) において最もダイバータレス形態とダイバータ付き形態との抵抗差が小さい、エンジン埋込率  $BR$  が 0% の抵抗値を利用した。また、ダイバータ付き形態の場合にはナセル抵抗にダイバータ抵抗  $C_{D, \text{diverter}}$  が含まれている。

図 3.32 より、ある一定の流量比で比較した場合、ダイバータレス形態のほうがダイバータ付き形態よりも全抵抗が小さいことが分かる。また、流量が少なくなる際の漏れ抵抗の増加率はダイバータレス形態のほうが小さいため、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態との全抵抗の差は流量比が少ないほど大きくなる。

しかし、ダイバータレス形態の場合、境界層流入と抽気の影響で最大流量時の捕獲流量がダイバータ付き形態の場合よりも少ない。そこで、同じ流量捕獲能力を有するようにインテーク設計をした場合に、ダイバータレス形態とダイバータ付き形態のどちらのほうが低抵抗になるかを検討する。そのために、ダイバータレス形態の場合の捕獲流量がダイバータ付き形態の場合と等しくなるように最大捕獲面積  $A_c$  を補正した。補正後の面積は補正前の面積の約 1.04 倍である。そして、補正した最大捕獲面積での空力抵抗を抗力係数から求め、ダイバータ付きインテークの最大捕獲面積を基準面積とする抗

力係数に換算した。この補正方法の場合、最大捕獲面積を決定するディフューザ入口やランプだけでなく、インテーク全体を相似的に肥大化させた場合の抗力係数が得られる。そのため、最大捕獲面積だけを修正して CFD 解析で空力性能を取得した場合よりも、特にナセル抵抗を大きめに見積もっていると考えられる。

図 3.33 (a) に上記の方法により補正したインテーク抵抗  $C_{D,intk,correct}$  と、ダイバータ付き形態の最大捕獲面積を基準面積とするインテーク出口流量比  $MFR_{eng,correct}$  の関係を示す。なお、ダイバータ付き形態の場合、補正前と補正後とで空力性能に変化はない。図より、最大流量時や高流量な作動域では、ダイバータレス形態の場合のほうがダイバータ付き形態の場合よりもインテーク抵抗が大きくなることが分かる。すなわち、付加抵抗が大きい。これは、最大捕獲面積が大きいダイバータレス形態の場合のほうが、最大流量時により多くの流量をスピレージしているためだといえる。

しかし、補正後の全抵抗  $C_{D,total,correct}$  の変化を示した図 3.33 (b) を見ると、上述の高流量域においてもダイバータレス形態の場合のほうが抵抗は小さい。すなわち、最大捕獲面積を増加させたことによる付加抵抗の増加量よりも、ダイバータレスにしたことによるナセル抵抗の低減量のほうが大きいといえる。

以上より、ダイバータレス化によりエンジンナセルを含めたインテークの空力抵抗は低減するといえる。そして、その低減量はインテークの作動状態がより低流量な場合ほど大きい。

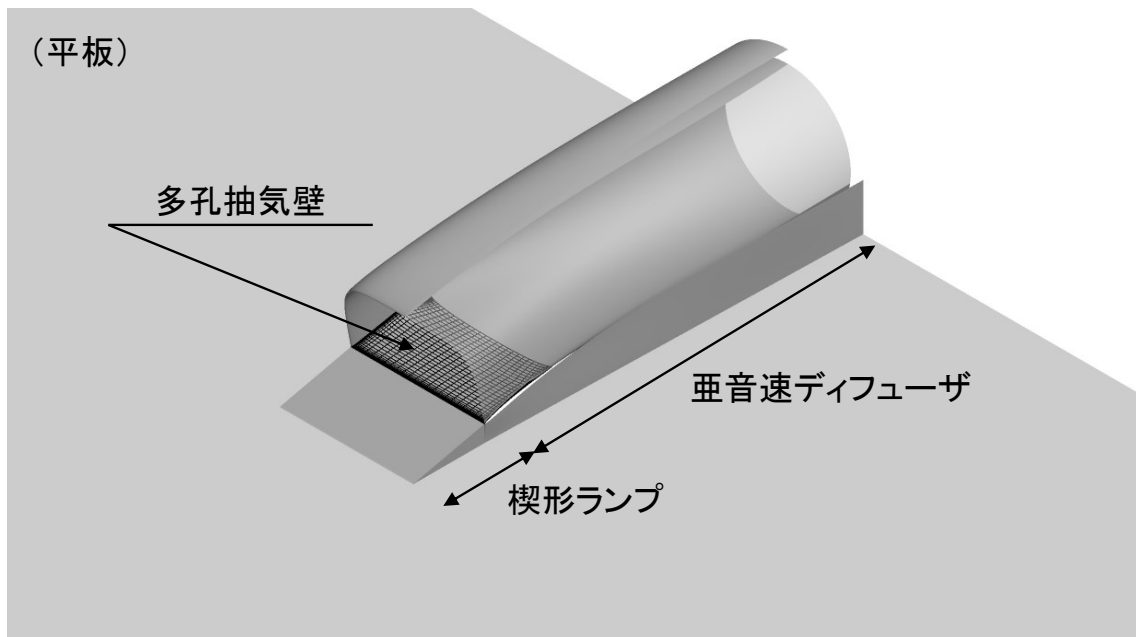
### 3.5 本章のまとめ

外部圧縮型の超音速インテークを対象に、ダイバータレス化に伴う機体からの境界層流入がインテークと機体の空力性能に与える影響について CFD 解析で調査した。機体空力への影響としては、エンジンナセルに働く空力抵抗の変化を調べた。また、インテークの総圧回復率を改善するために、境界層抽気を適用した場合についても調査を行った。その結果は以下のようにまとめられる。

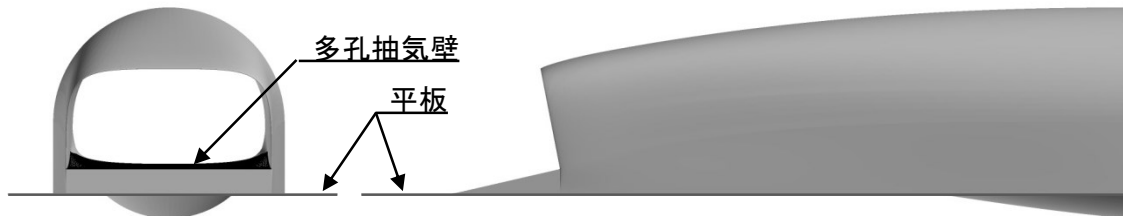
- ・ 境界層の流入によって、インテークがエンジンへ供給可能な最大流量は少なくなり、その総圧回復率も低下する。一方で、供給流量を少なくする過程におけるインテークの空力抵抗の増加率は小さくなる。さらに、エンジンナセルに働く空力抵抗も低減する。
- ・ インテークに境界層抽気を適用し総圧回復率を改善した場合でも、境界層流入がない場合と比べて、インテークの空力抵抗の増加率は小さい。また、エンジンナセルに働く空力抵抗は、抽気の有無や抽気流量の大小によって変化しない。

さらに、ダイバータを使用した場合とダイバータレスで抽気を適用した場合とで空力性能を比較した。そして、両インテークの総圧回復率が同程度となる条件で、超音速インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果を検討した。その結果は以下のようにまとめられる。

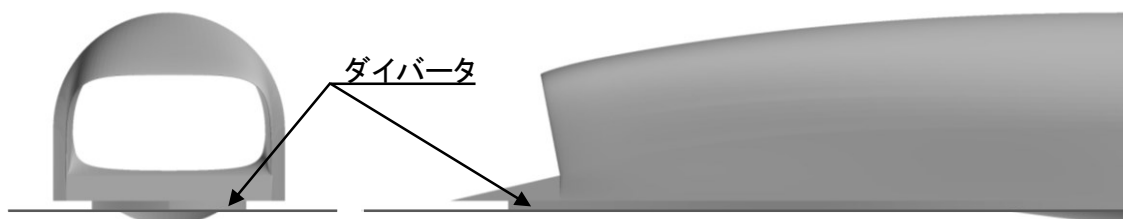
- ・ ダイバータレス化によってエンジンナセルに働く空力抵抗は小さくなる。そして、機体にエンジンを埋め込む量が多い場合ほど、その抵抗低減量は大きい。
- ・ ダイバータレス化によって、インテークとエンジンナセルに働く総合的な空力抵抗は低減する。そして、インテークがエンジンへ供給する流量が少ない場合ほど抵抗低減量は大きい。



(a) 俯瞰図

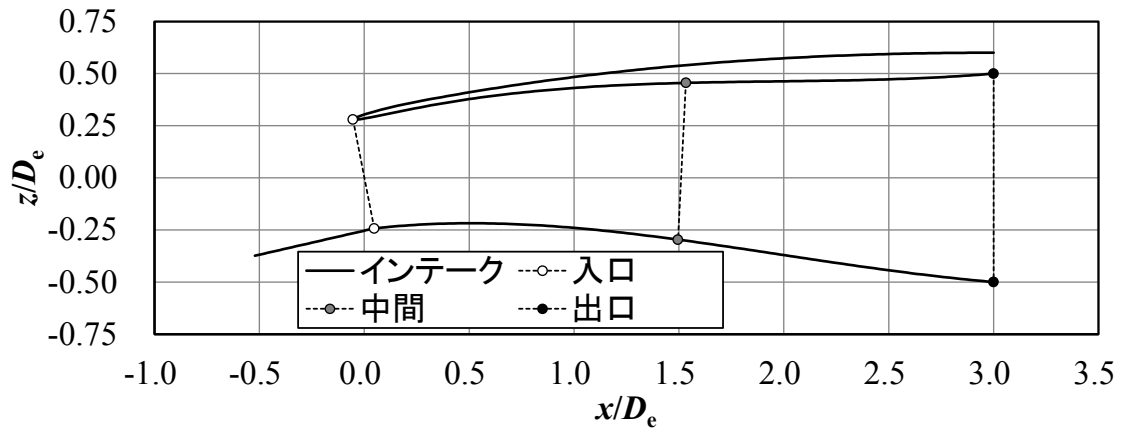


(b) ダイバータレス形態 (左：正面図，右：側方図)

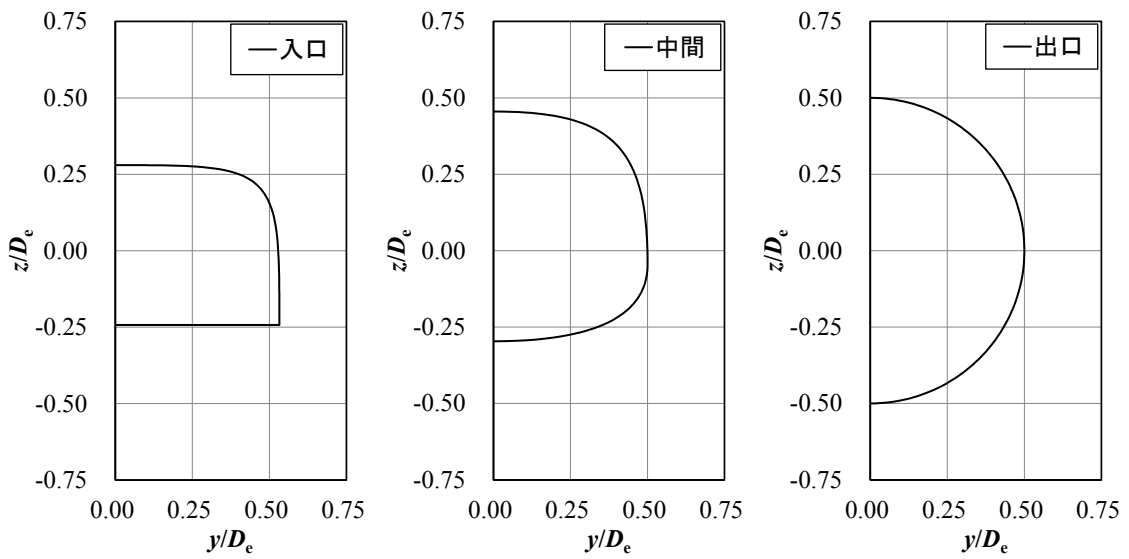


(c) ダイバータ付き形態 (左：正面図，右：側方図)

図 3.1 検討対象の外部圧縮型インテーク



(a) 対称面上



(b) 断面形状

図 3.2 亜音速ディフューザ形状

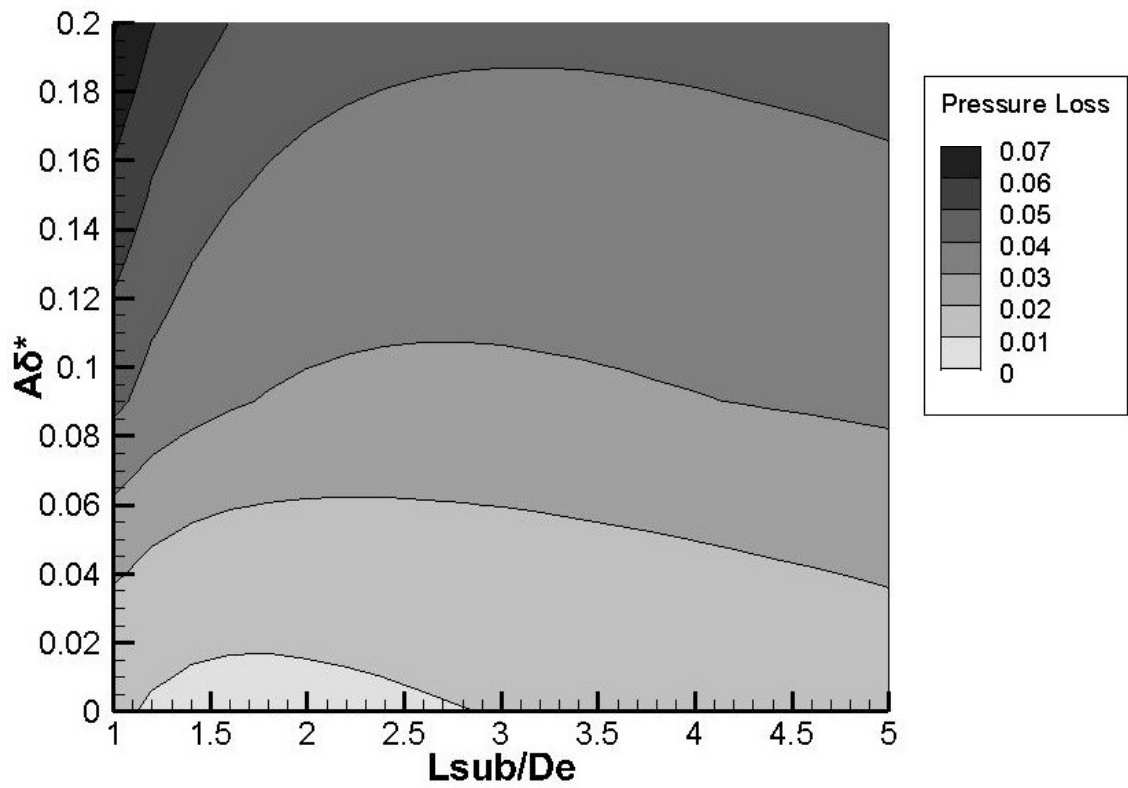


図 3.3 亜音速ディフューザ内の圧力損失

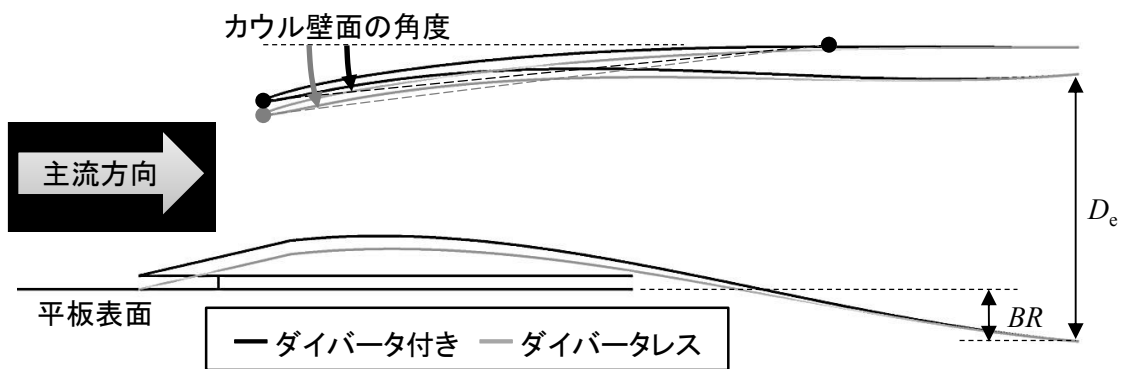
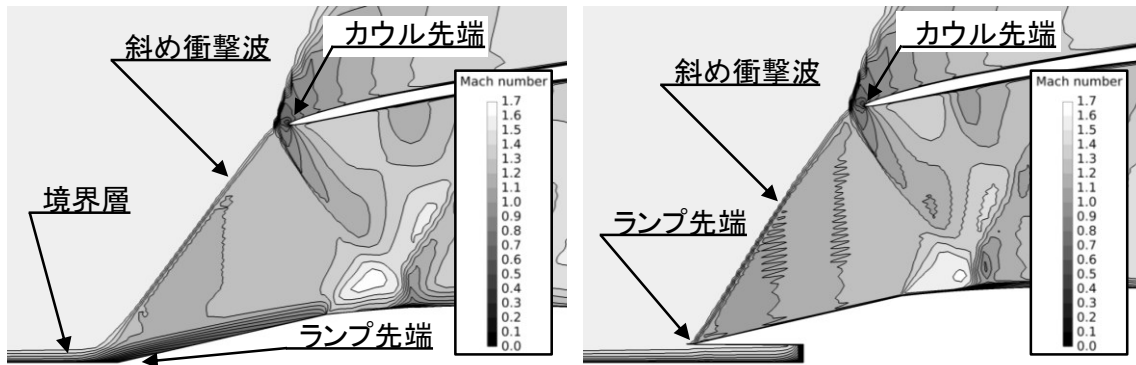


図 3.4 エンジン埋込率の定義



(a) ダイバータレス形態

(b) ダイバータ付き形態

図 3.5 CFD による衝撃波システムの設計結果 (超臨界作動状態)

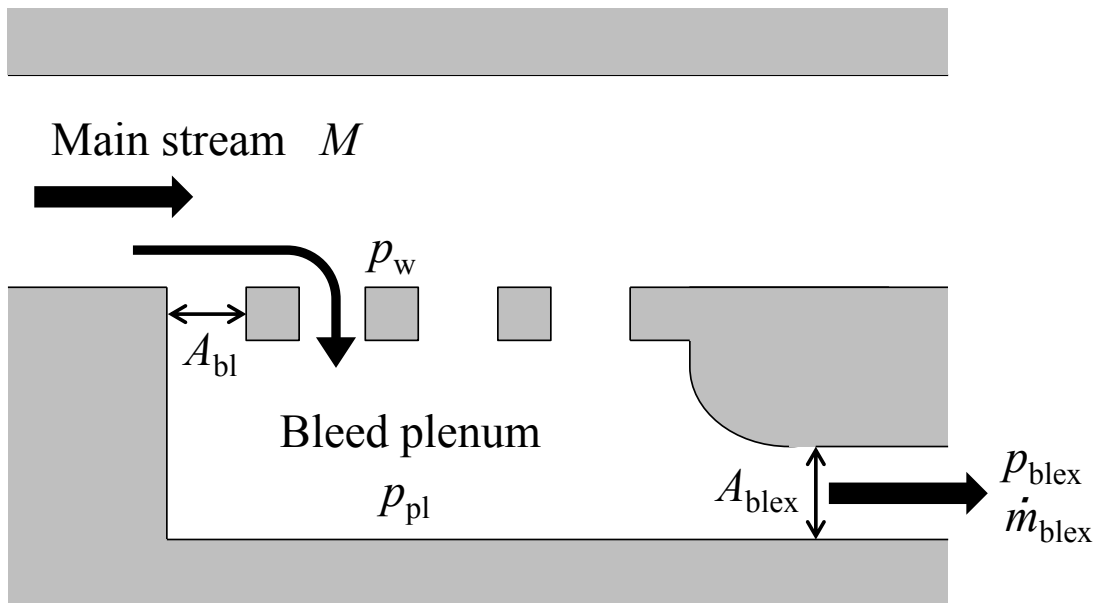
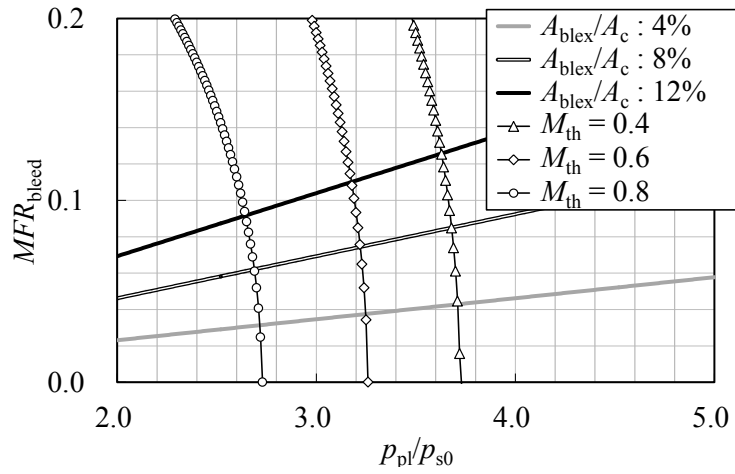
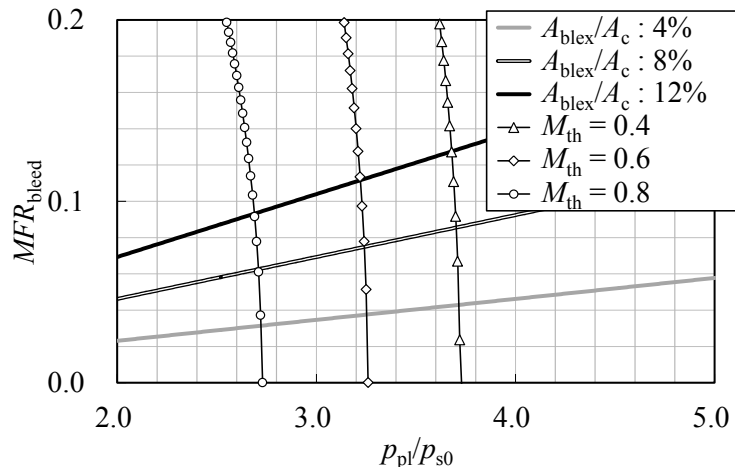


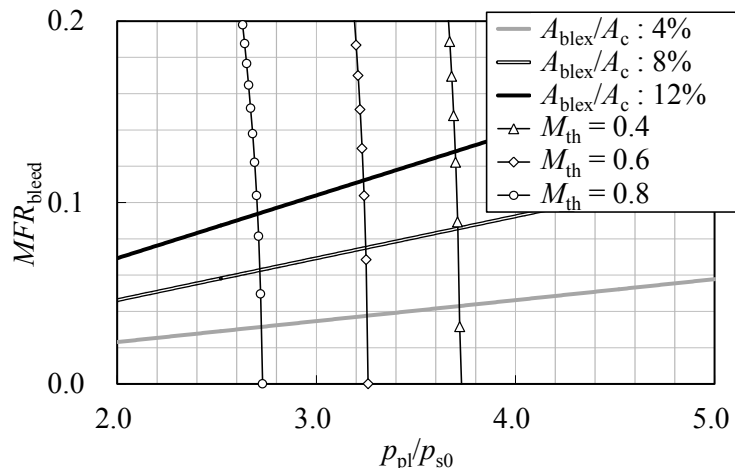
図 3.6 抽気システムの概要



(a)  $A_{bl}/A_c = 0.10$



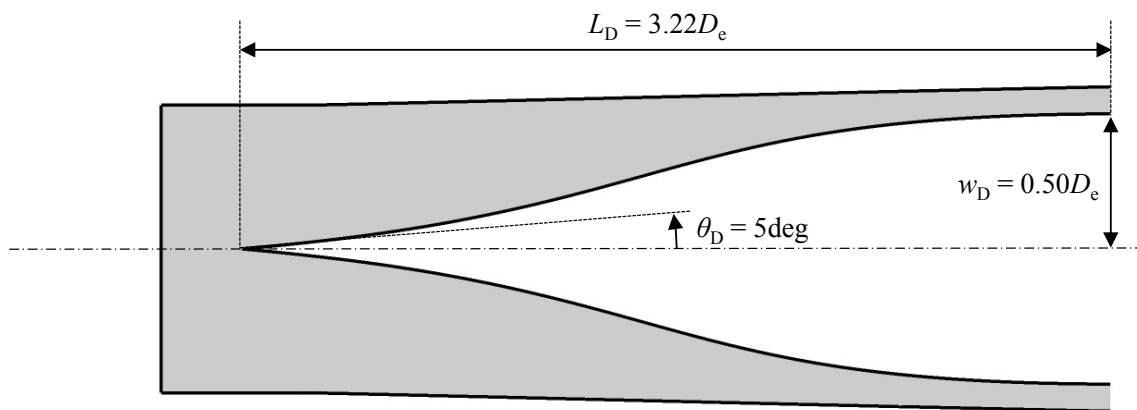
(b)  $A_{bl}/A_c = 0.15$



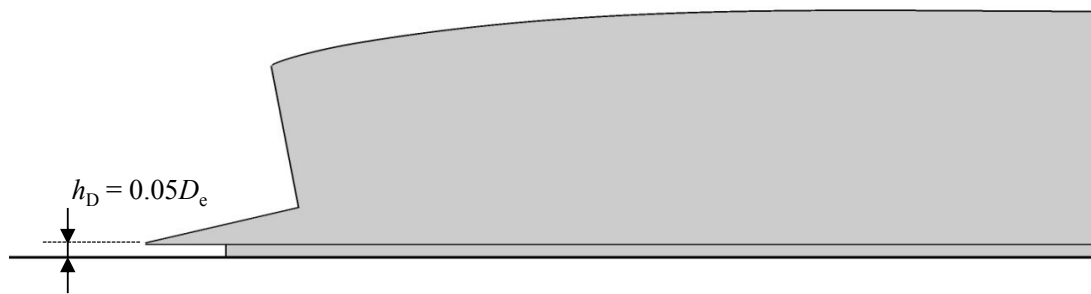
(c)  $A_{bl}/A_c = 0.20$

図 3.7 抽気面積の検討結果



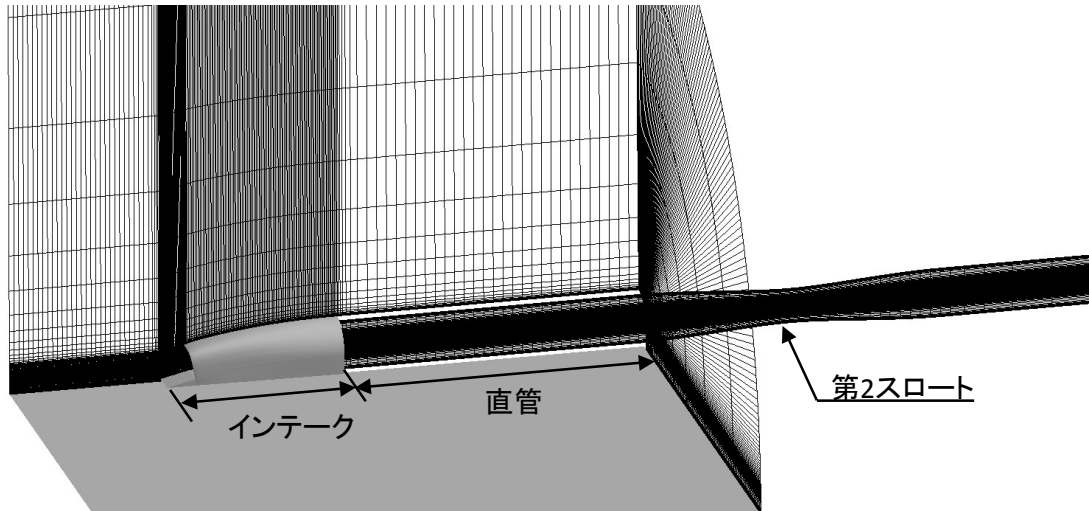


(a) ダイバータ平面形

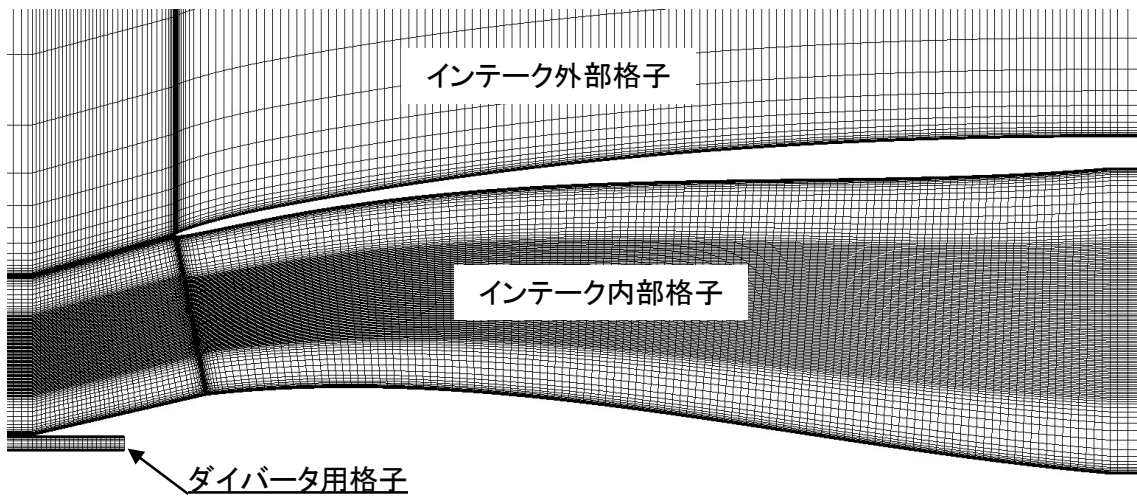


(b) ダイバータ高さ (側方図)

図 3.8 ダイバータ形状の概要

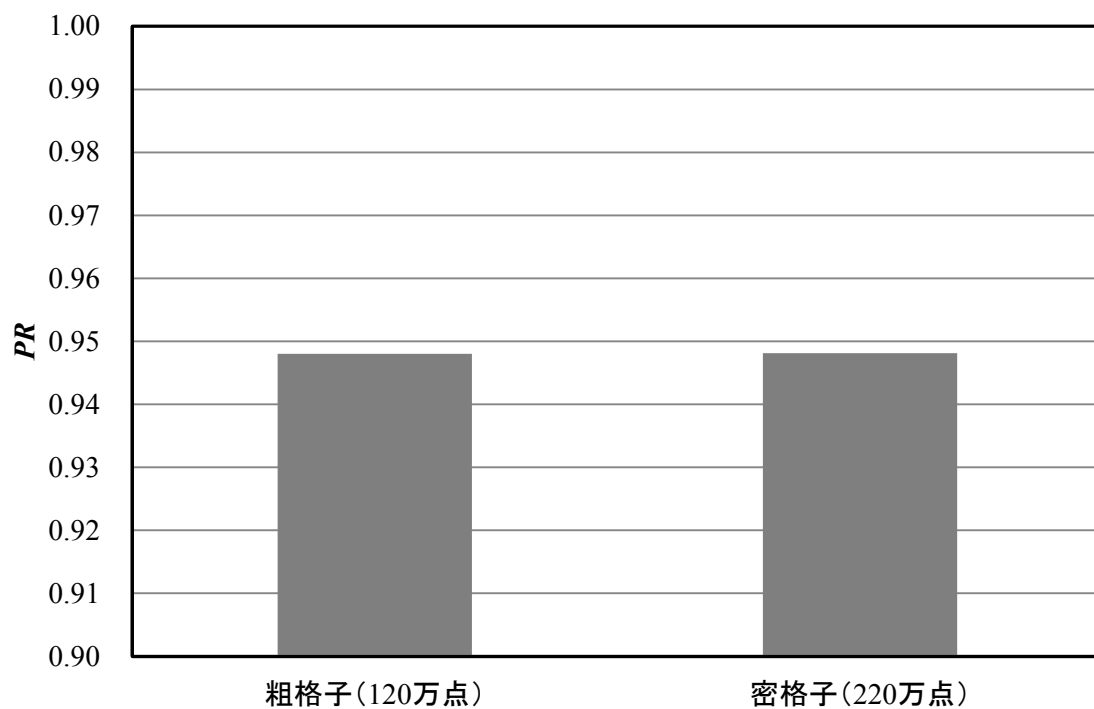


(a) 計算領域と流量調整機構の概要

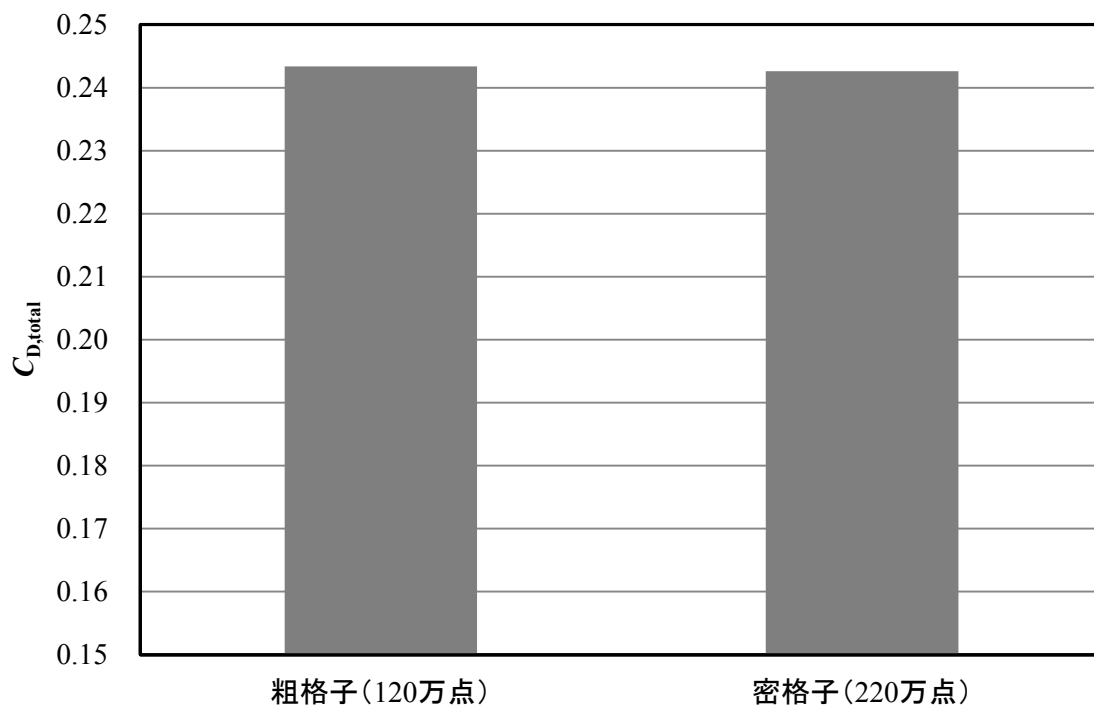


(b) インテーク近傍の対称面上格子分布

図 3.9 インテーク周りに生成した計算格子

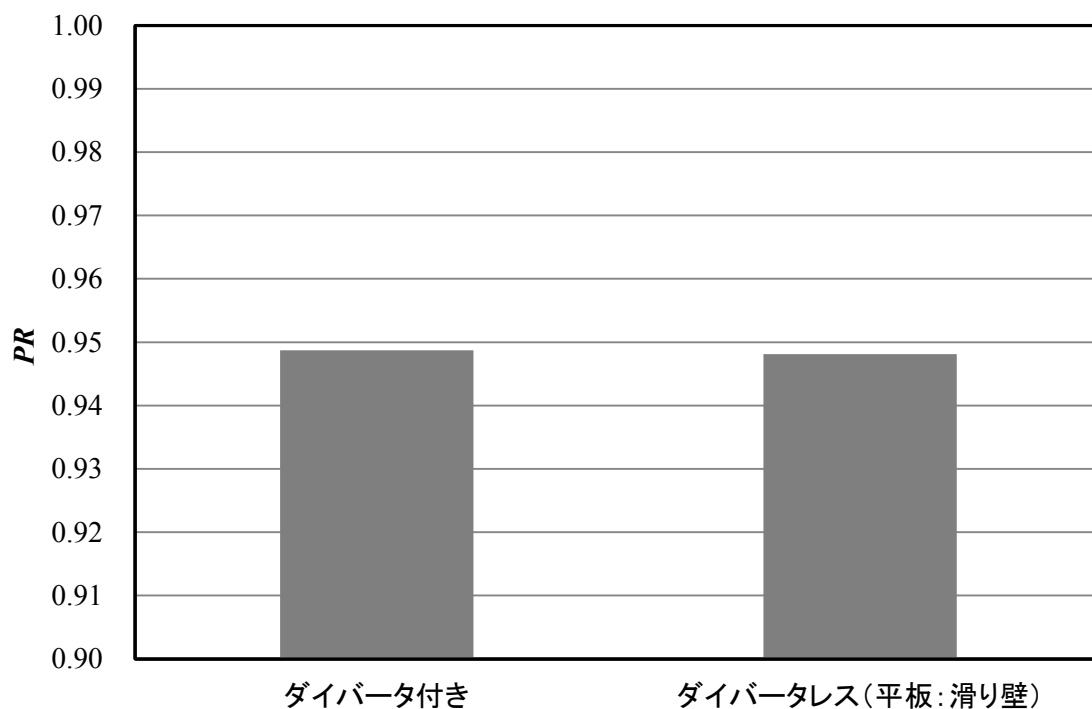


(a) 総圧回復率に対する影響

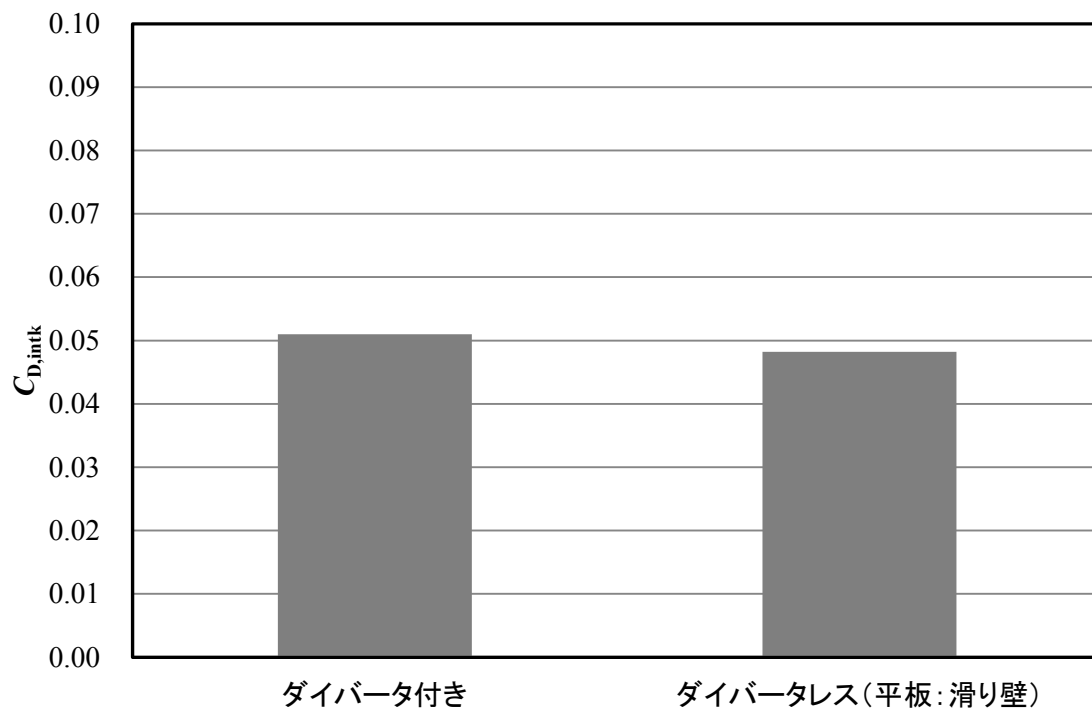


(b) 全抵抗に対する影響

図 3.10 格子解像度の影響調査



(a) 総圧回復率に対する影響



(b) インテーク抵抗に対する影響

図 3.11 ダイバータ付き形態をダイバータレス形態で模擬した場合の空力性能

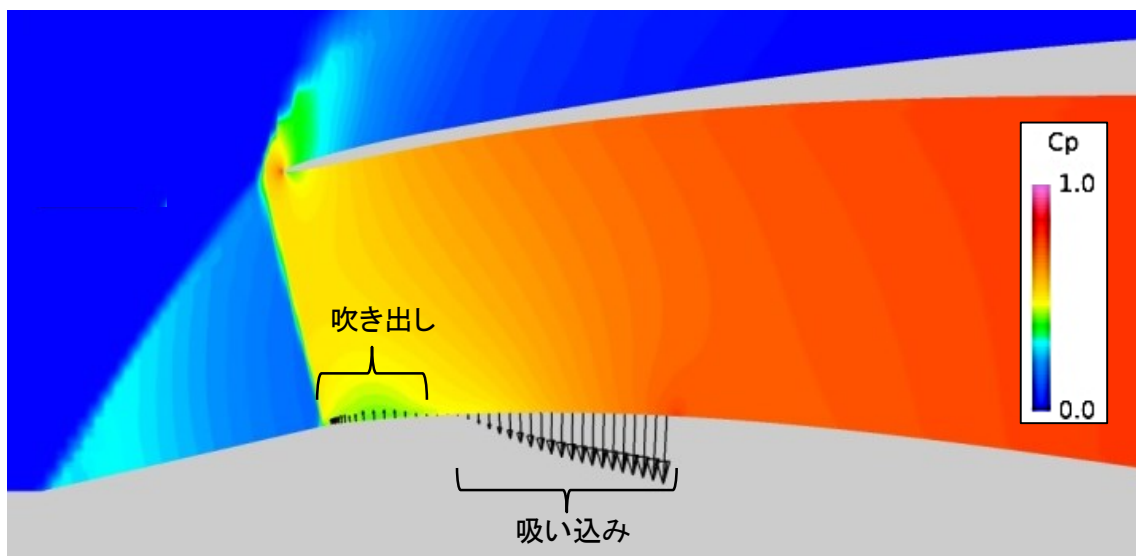


図 3.12 抽気を模擬する境界条件モデル

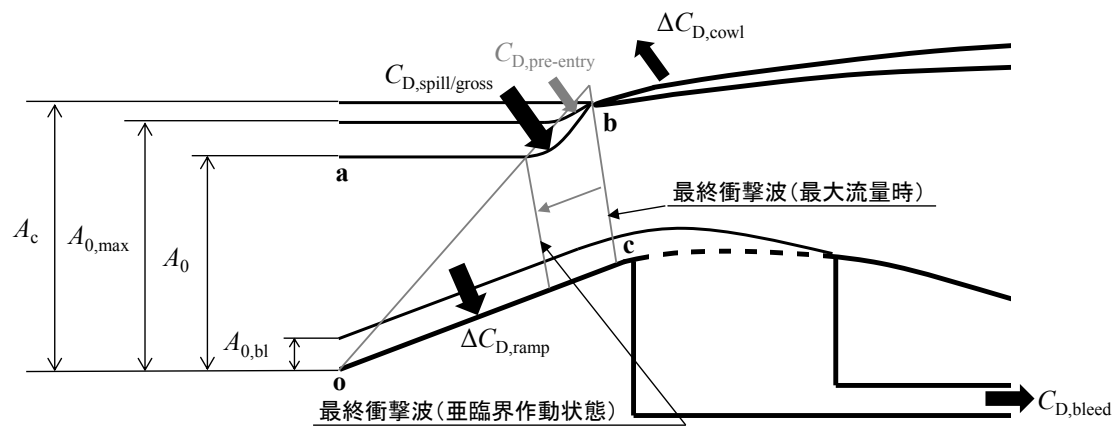


図 3.13 インテークにかかる抵抗

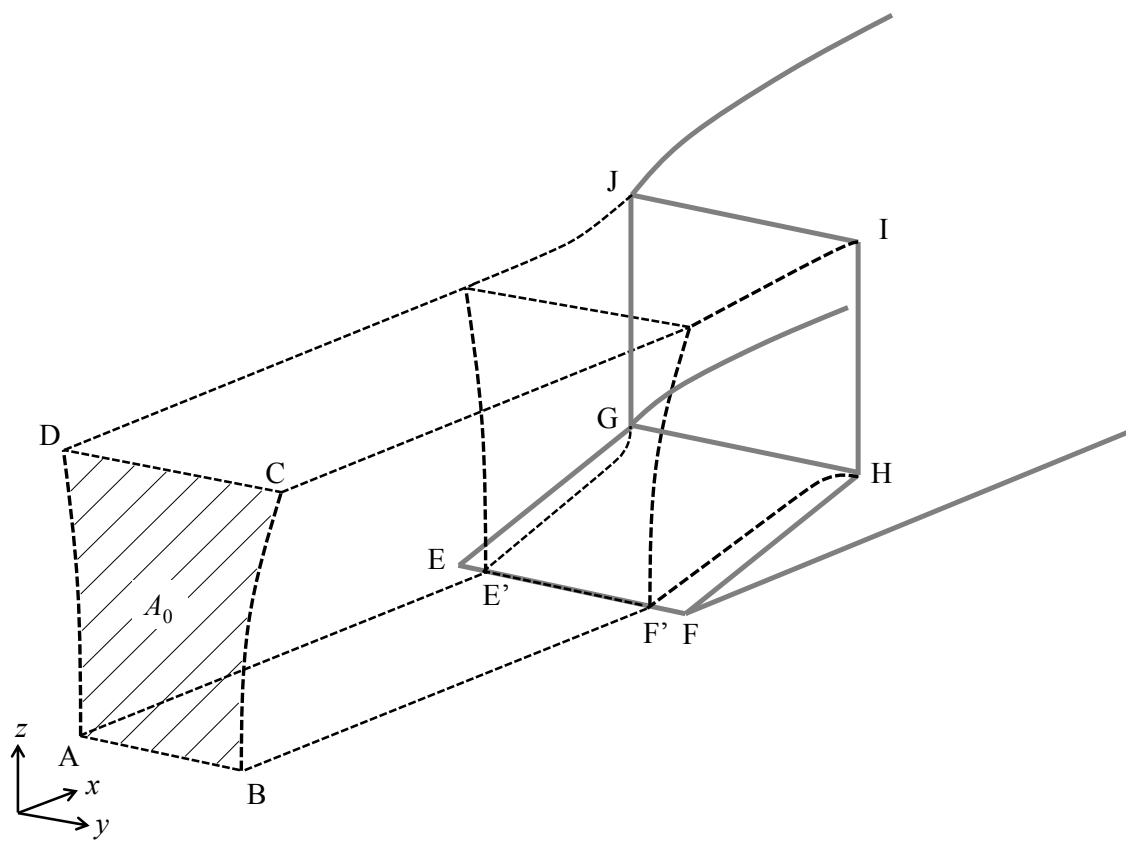


図 3.14 漏れ抵抗を求める際の検査体積

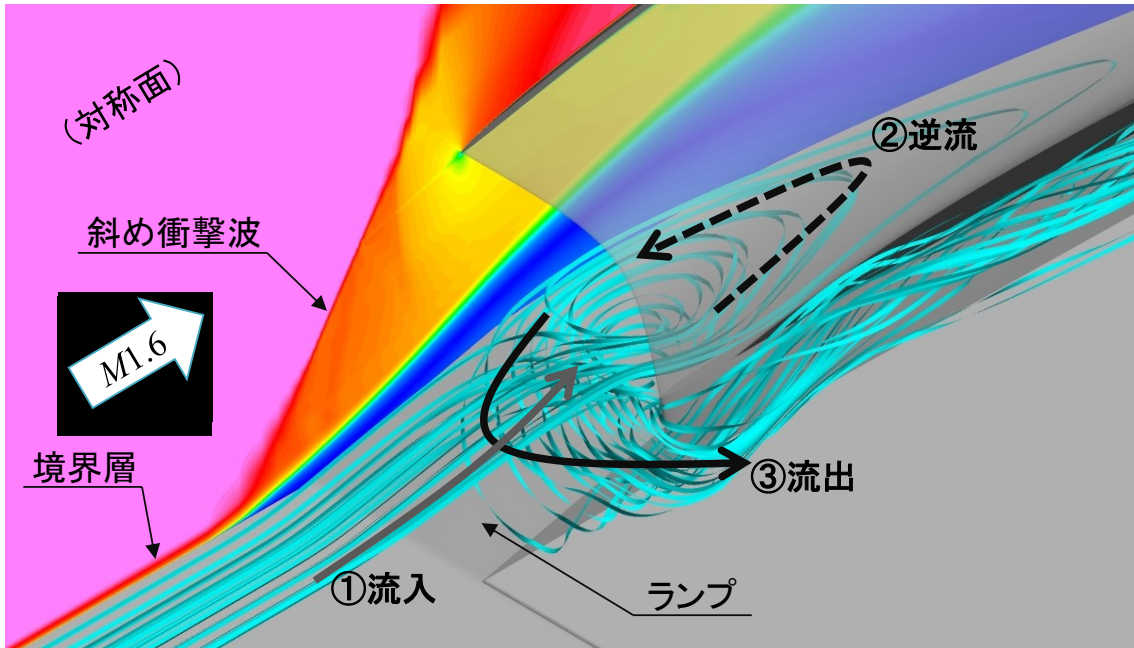


図 3.15 ディフューザからの剥離流れの排出

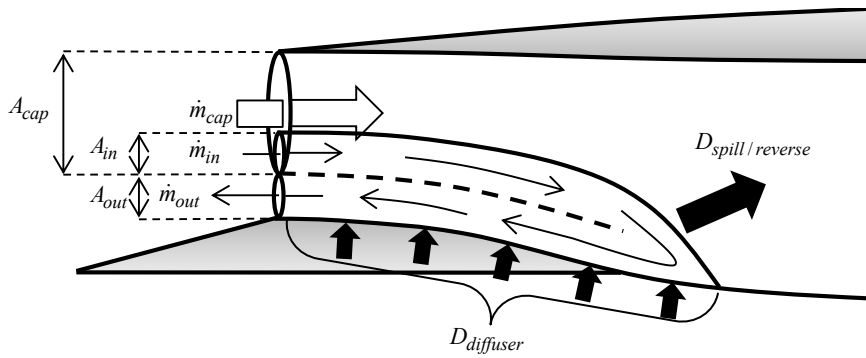


図 3.16 ディフューザからの逆流による漏れ抵抗を求める際の検査体積

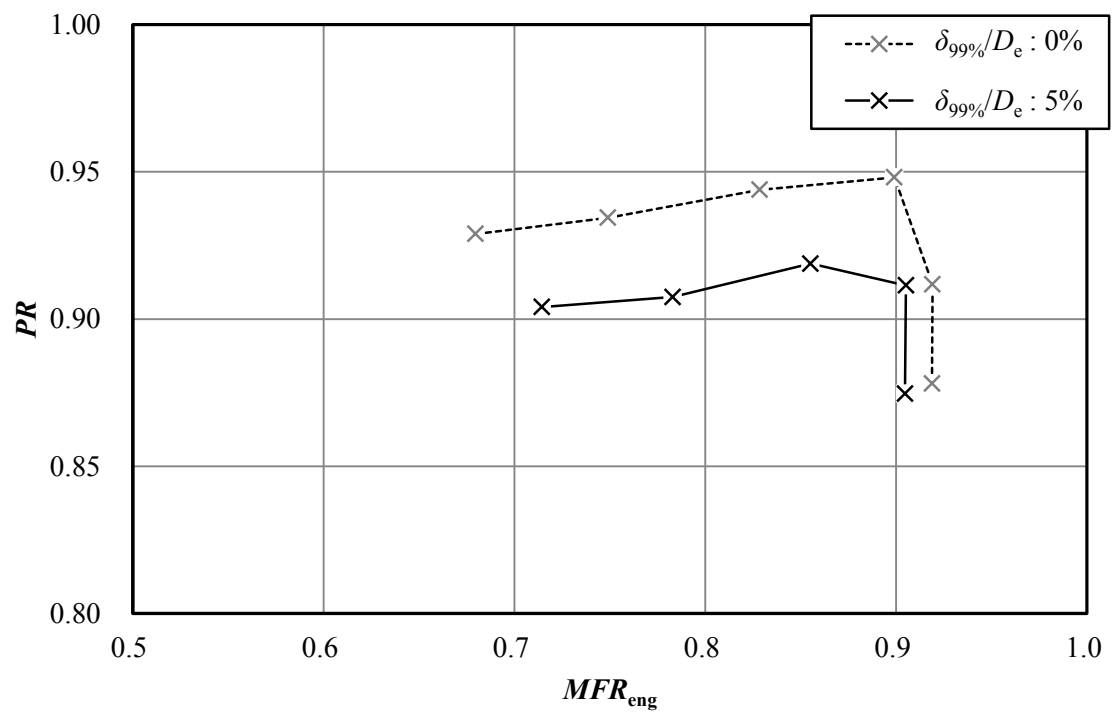
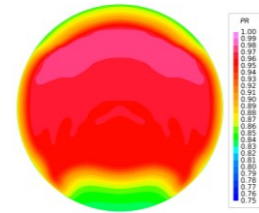
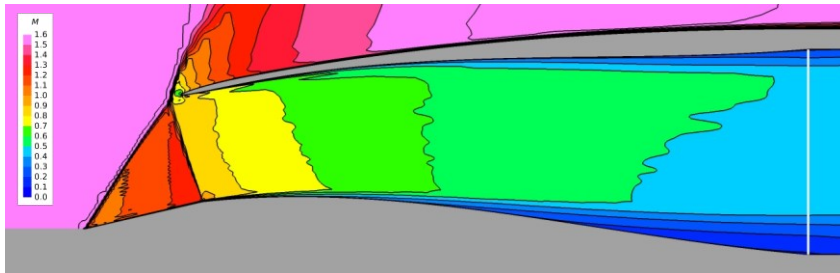
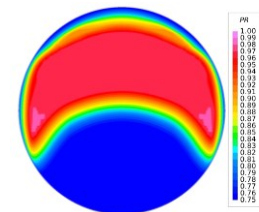
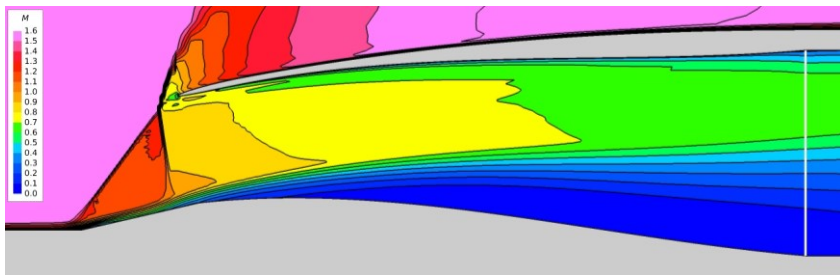


図 3.17 総圧回復率に対する境界層流入の影響

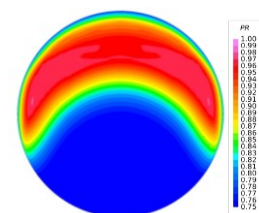
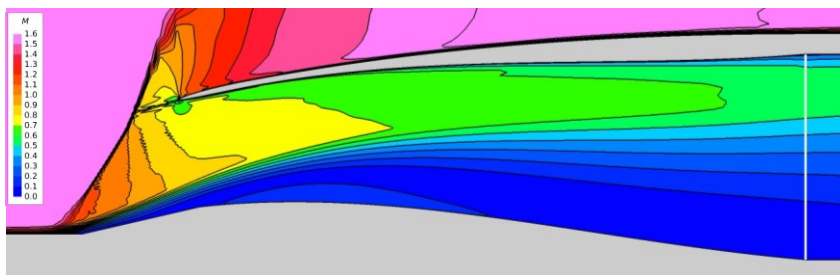




(a)  $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ,  $MFR_{eng} = 0.90$



(b)  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ,  $MFR_{eng} = 0.86$



(c)  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ,  $MFR_{eng} = 0.71$

図 3.18 境界層流入による対称面上マッハ数分布 (左) と出口総圧分布 (右) の変化

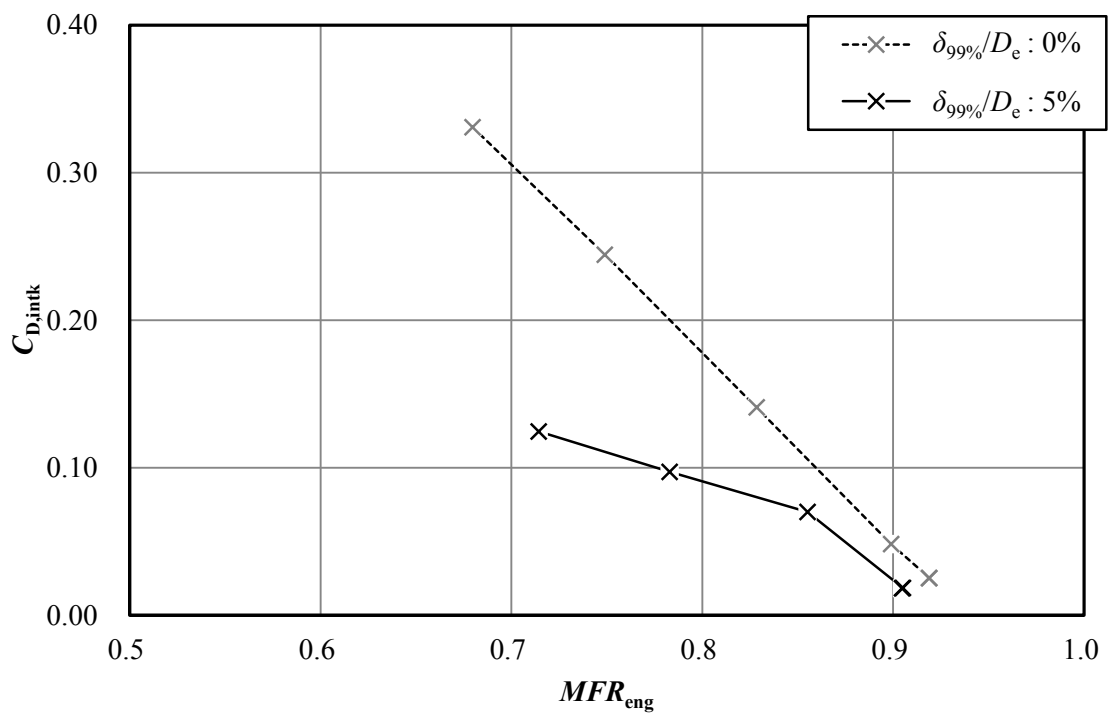
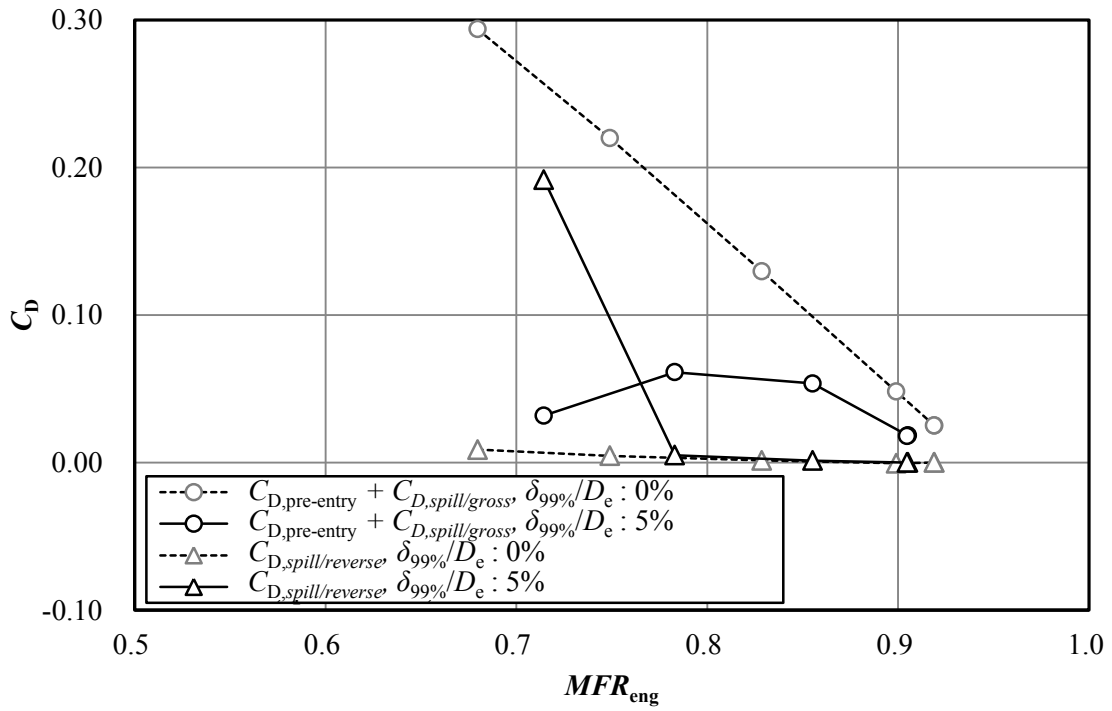
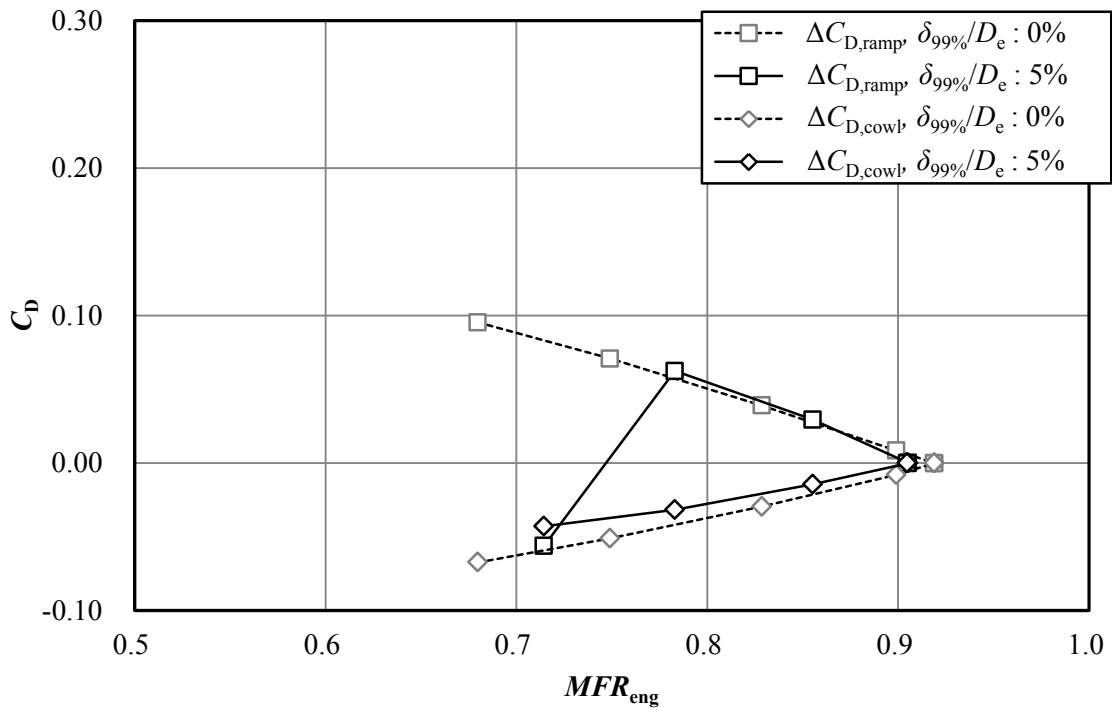


図 3.19 インテーク抵抗に対する境界層流入の影響

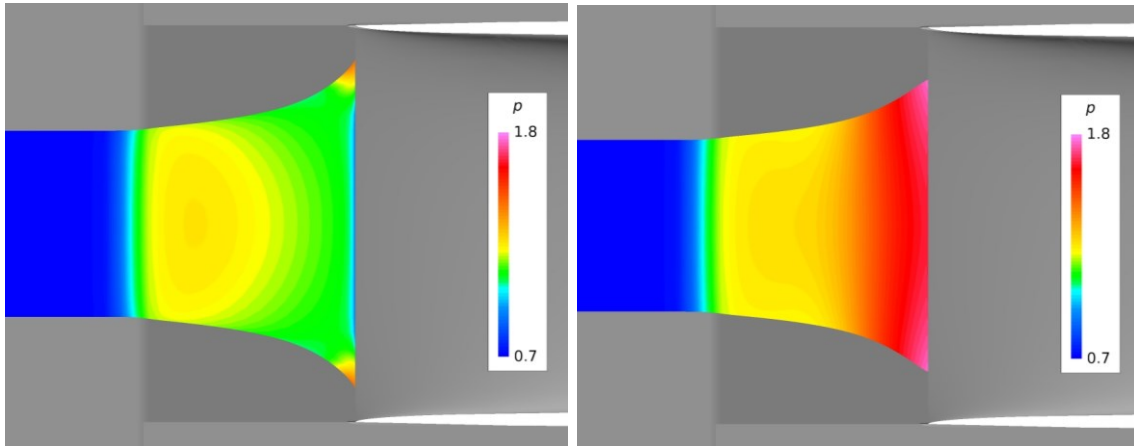


(a) 捕獲流管に働く抵抗



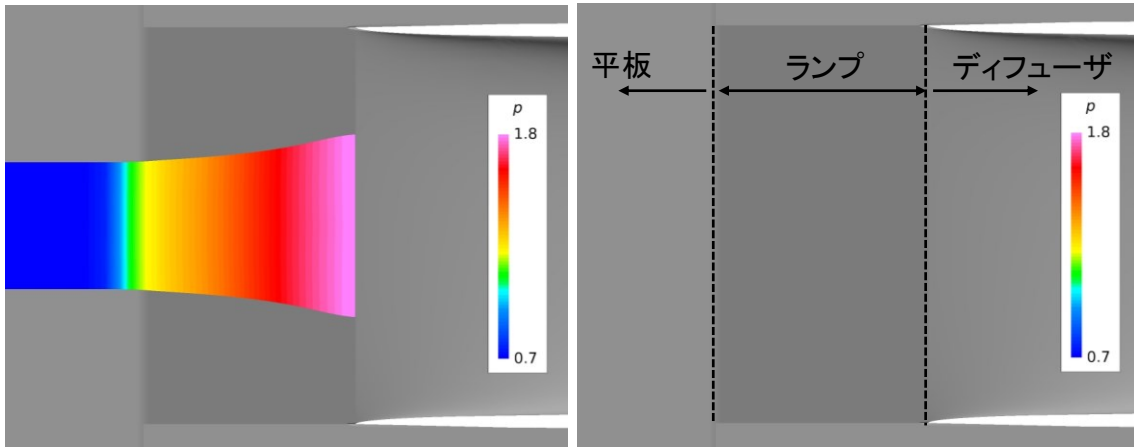
(b) インテーク表面に働く抵抗

図 3.20 境界層流入による各抵抗要素の変化



(a)  $MFR_{eng} = 0.91$

(b)  $MFR_{eng} = 0.86$



(c)  $MFR_{eng} = 0.78$

(d)  $MFR_{eng} = 0.71$

図 3.21 ランプ表面及び平板表面に触れる捕獲流管上の圧力分布 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )

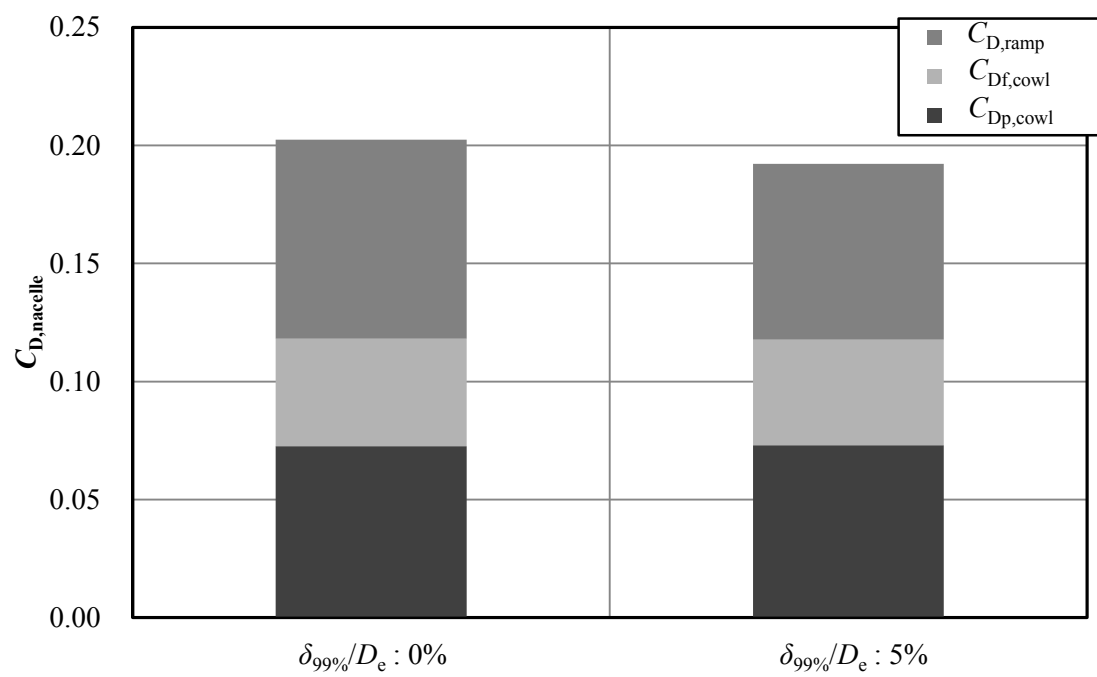


図 3.22 ナセル抵抗に対する境界層流入の影響

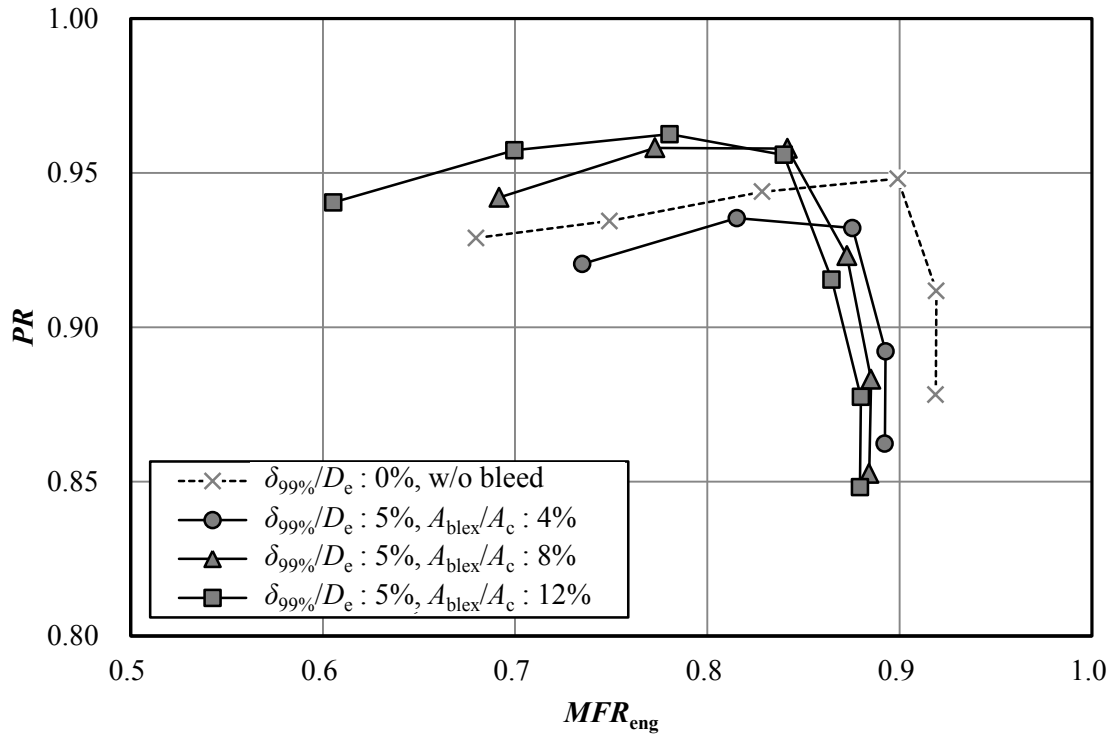


図 3.23 総圧回復率に対する抽気の影響

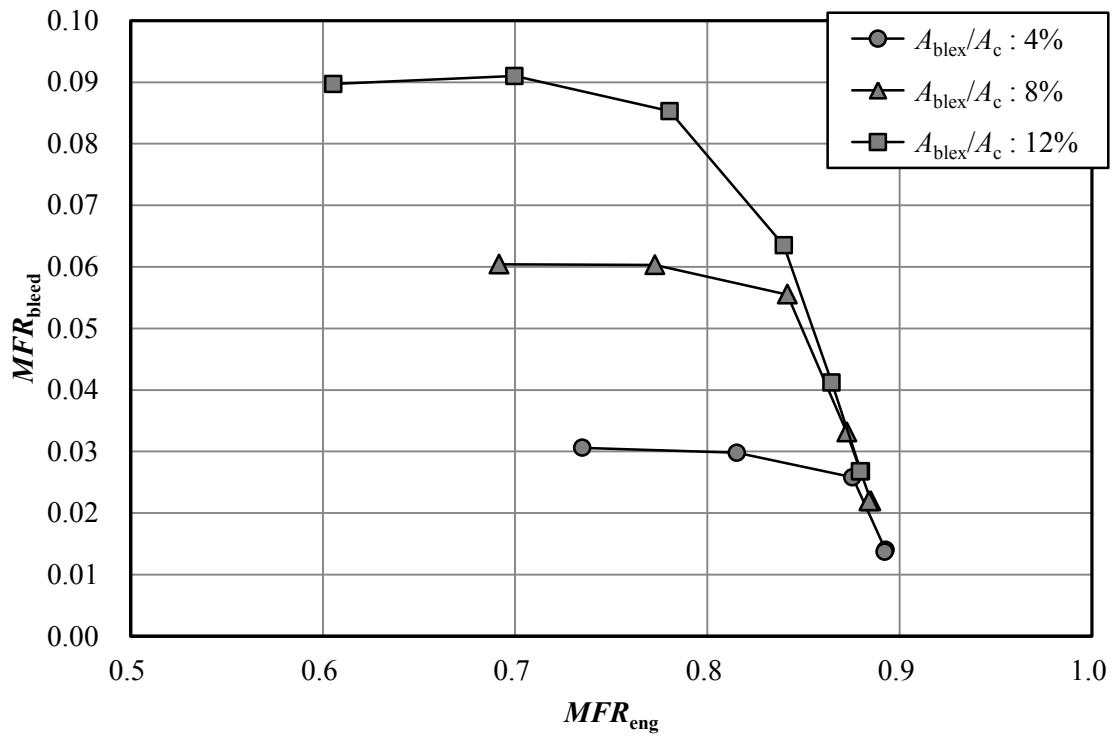
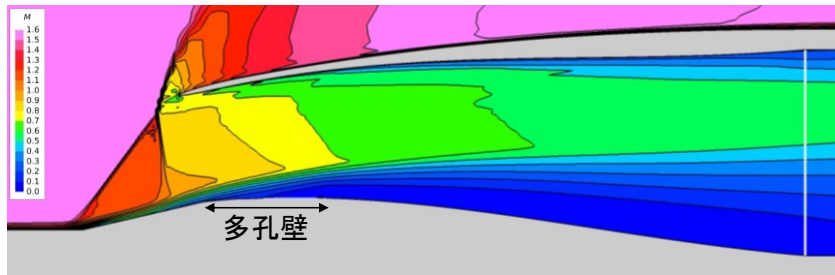
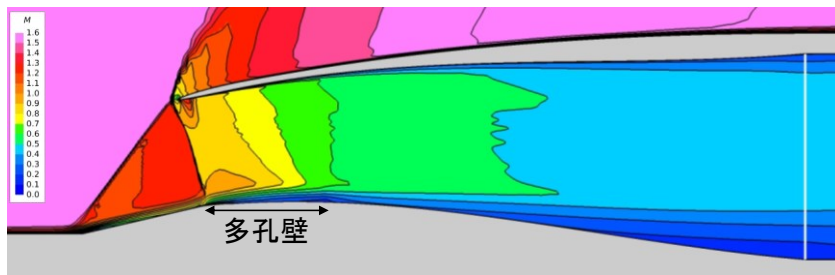
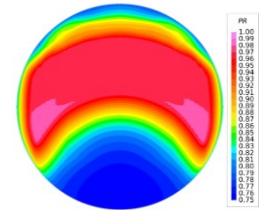


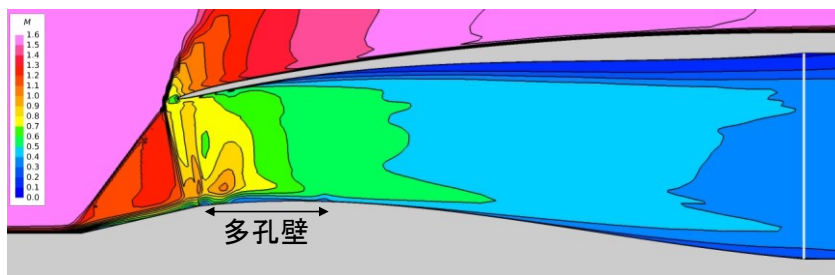
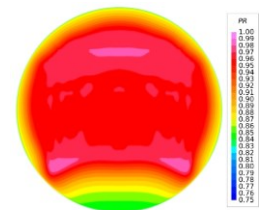
図 3.24 抽気出口面積による抽気流量の変化 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )



(a)  $A_{\text{blex}}/A_c : 4\%$ ,  $MFR_{\text{eng}} = 0.82$



(b)  $A_{\text{blex}}/A_c : 8\%$ ,  $MFR_{\text{eng}} = 0.84$



(c)  $A_{\text{blex}}/A_c : 12\%$ ,  $MFR_{\text{eng}} = 0.78$

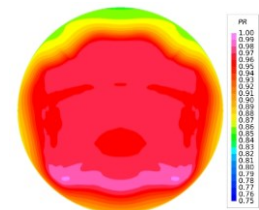
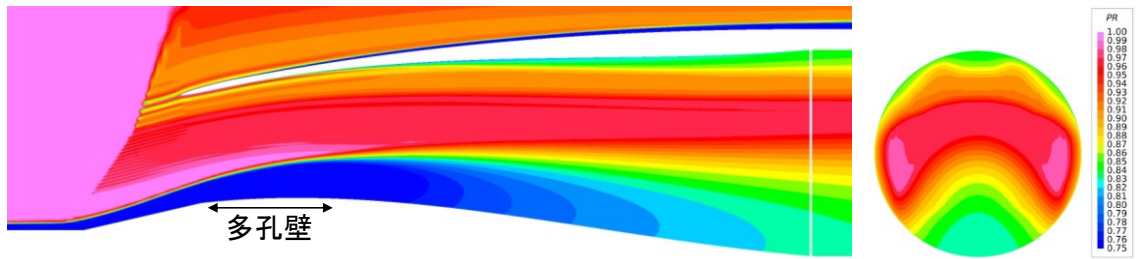
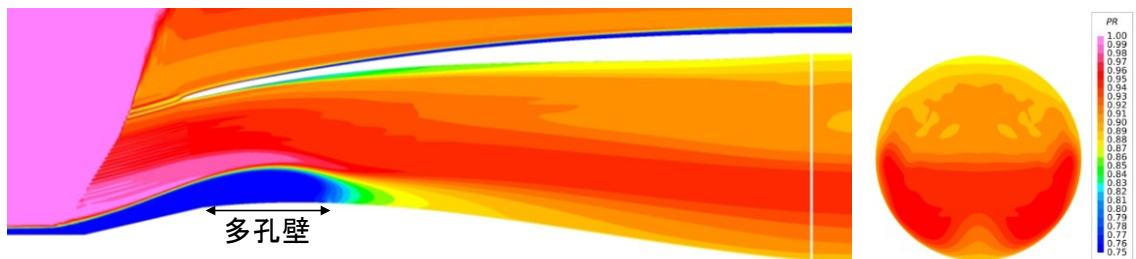


図 3.25 抽気による対称面上マッハ数分布 (左) と出口総圧分布 (右) の変化  
( $\delta_{99\%}/D_c : 5\%$ )



(a)  $A_{\text{blex}}/A_c : 8\%$ ,  $MFR_{\text{eng}} = 0.69$



(b)  $A_{\text{blex}}/A_c : 12\%$ ,  $MFR_{\text{eng}} = 0.61$

図 3.26 亜臨界作動状態における対称面 (左) とインテーク出口断面 (右) の総圧分布 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )

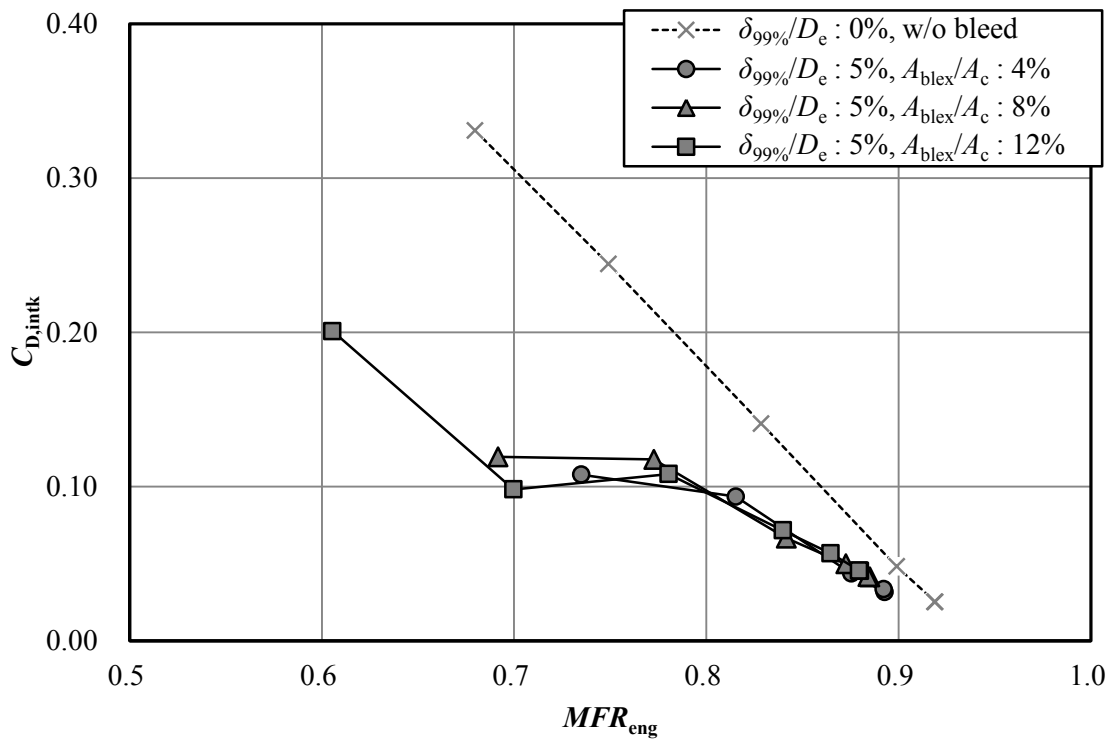
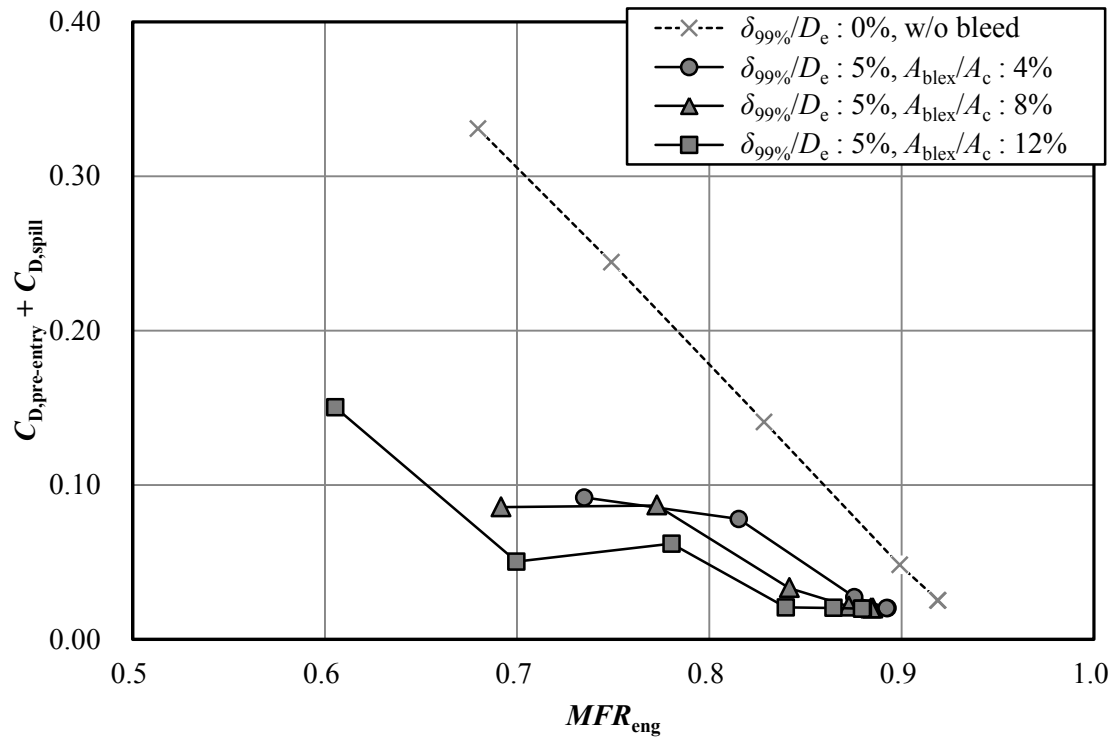
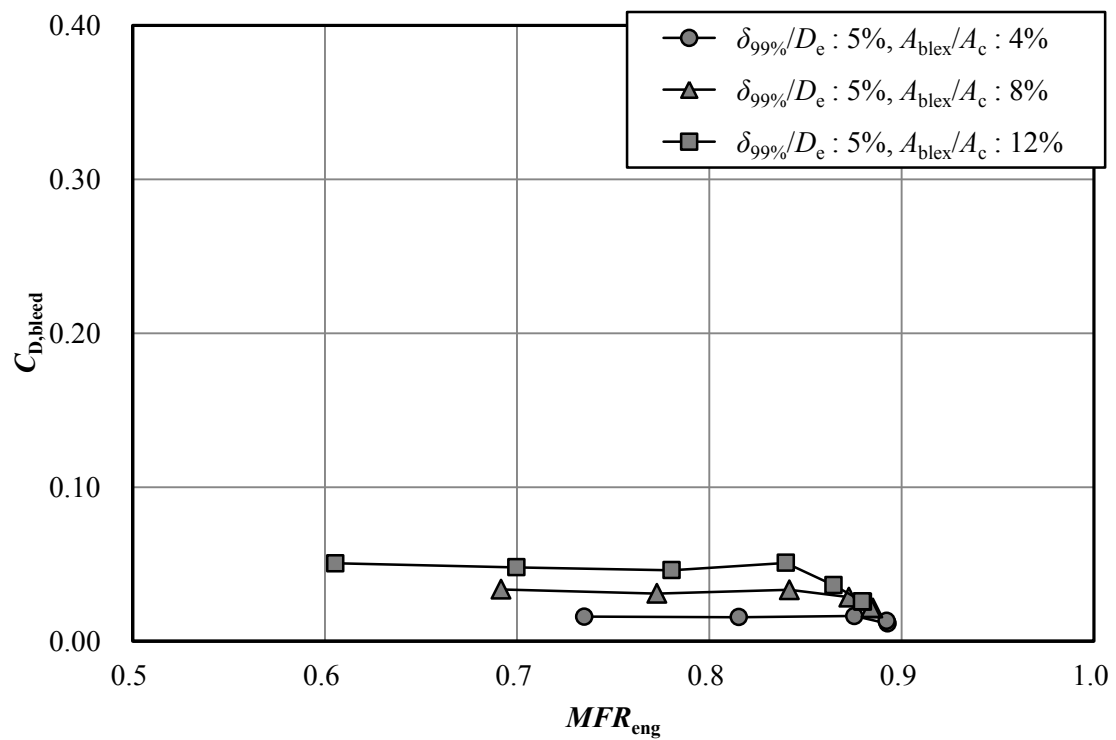


図 3.27 抽気によるインテーク抵抗の変化





(a) 漏れ抵抗



(b) 抽気抵抗

図 3.28 抽気による抵抗要素の変化

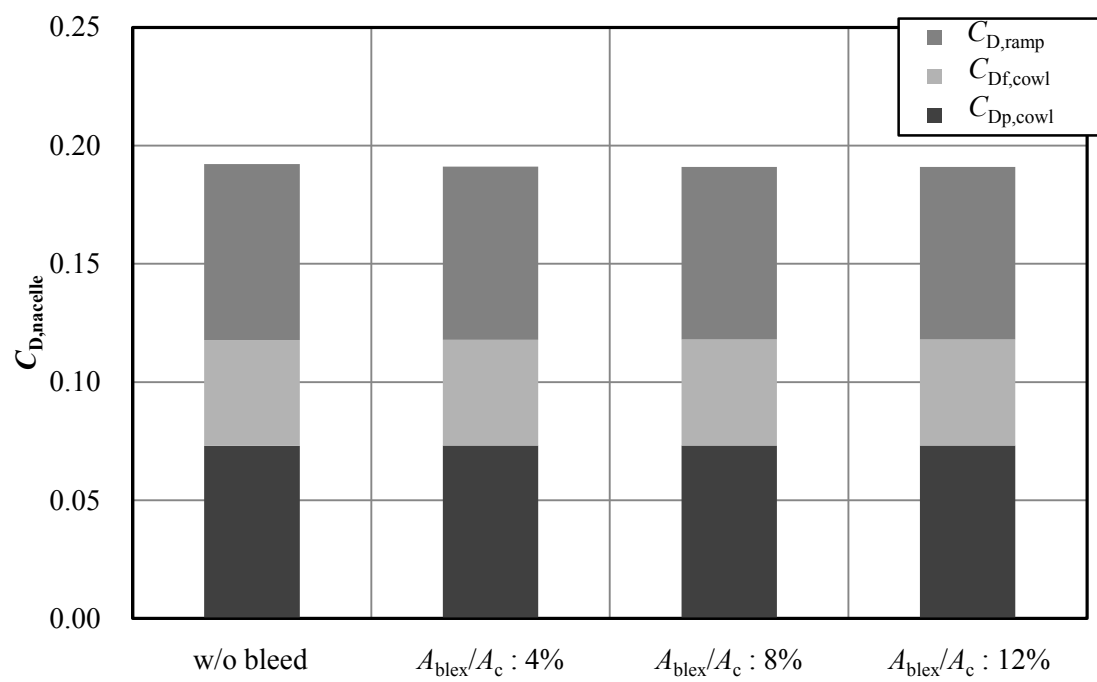
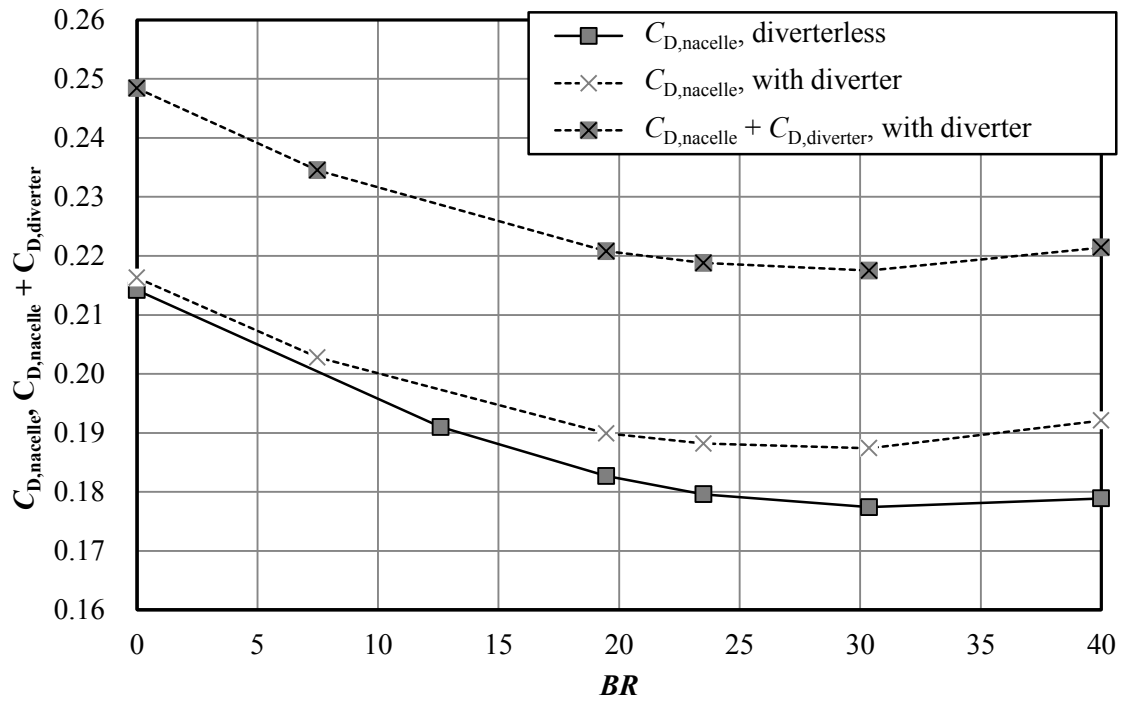
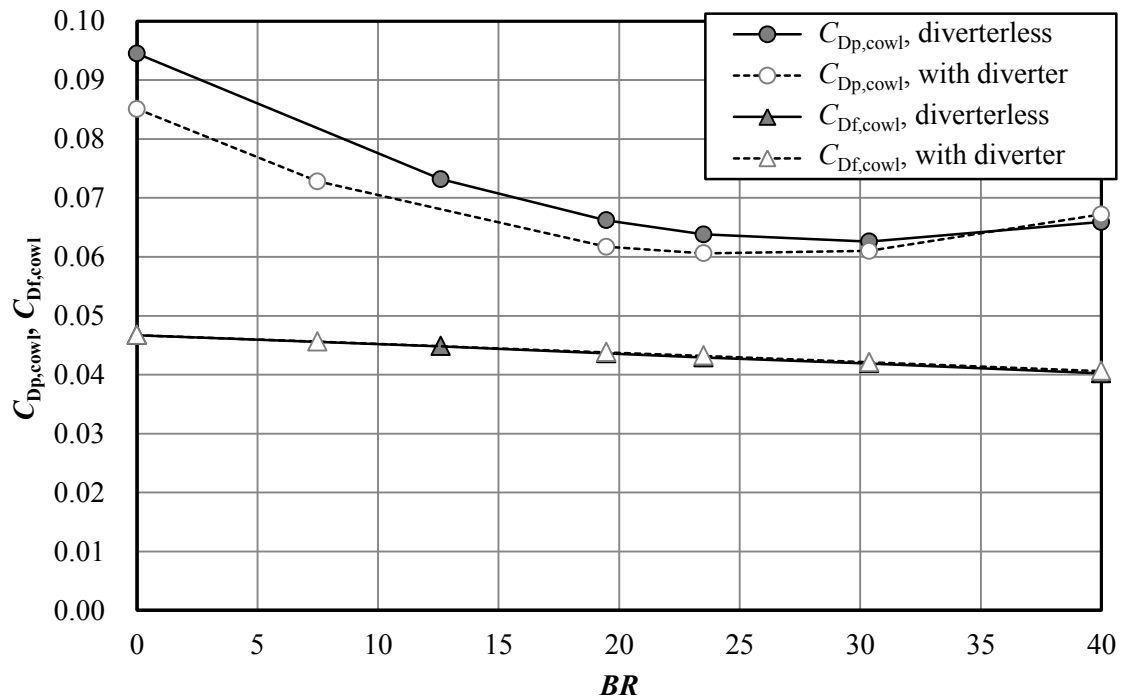


図 3.29 抽気によるナセル抵抗の変化 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )



(a) ナセル抵抗の変化



(b) カウル圧力抵抗と摩擦抵抗の変化

図 3.30 エンジン埋込率によるナセル抵抗の変化

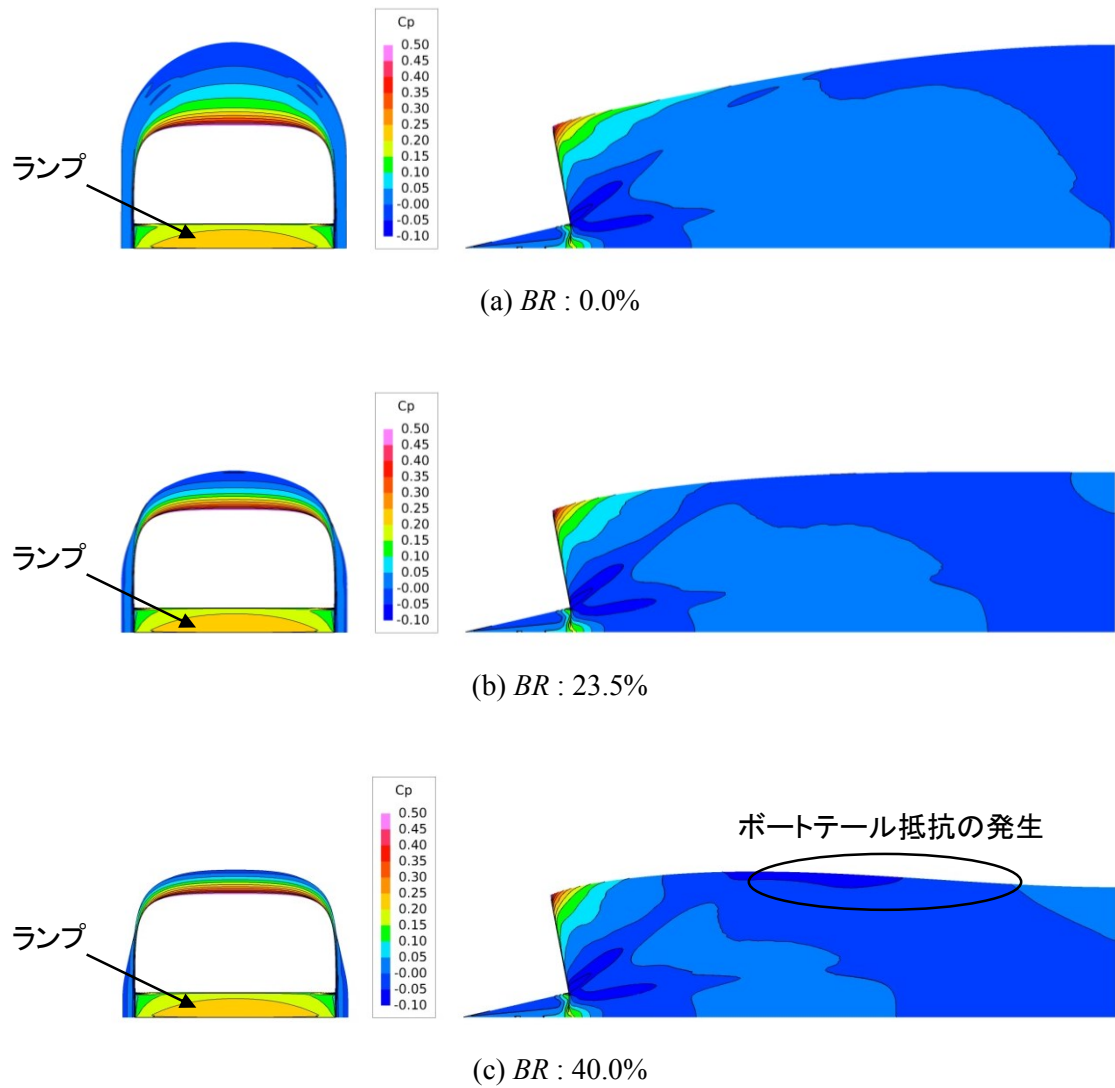


図 3.31 ナセル表面の圧力分布 (ダイバータレス形態, 左: 正面図, 右: 側方図)

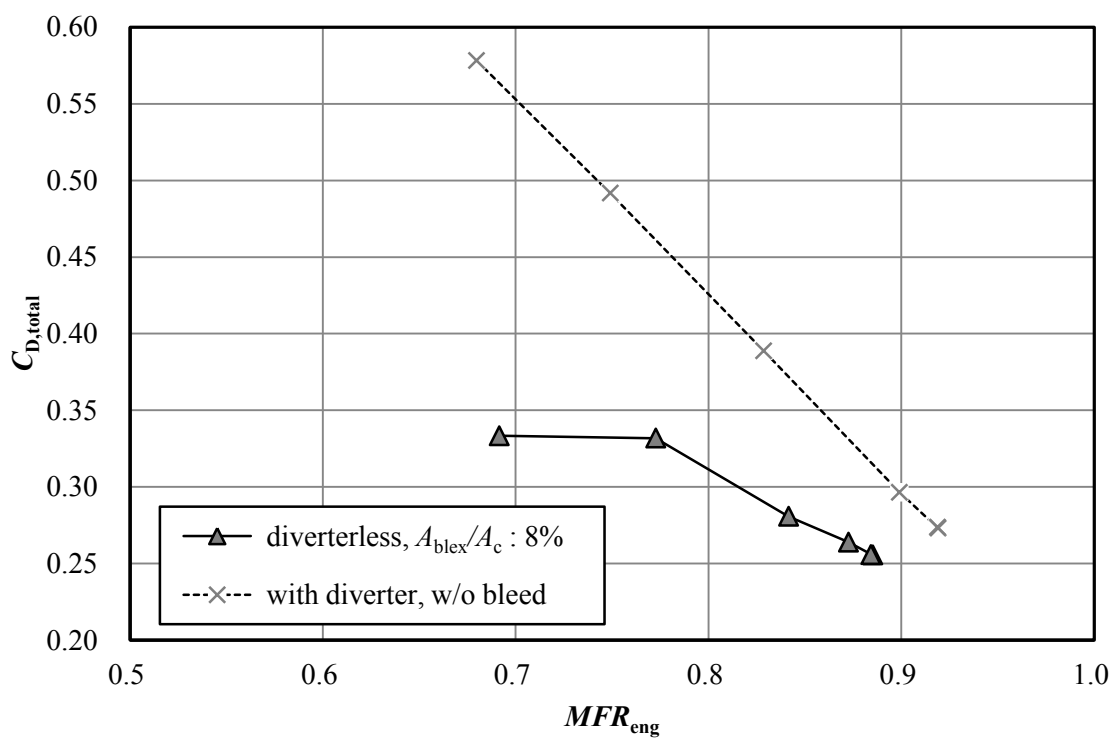
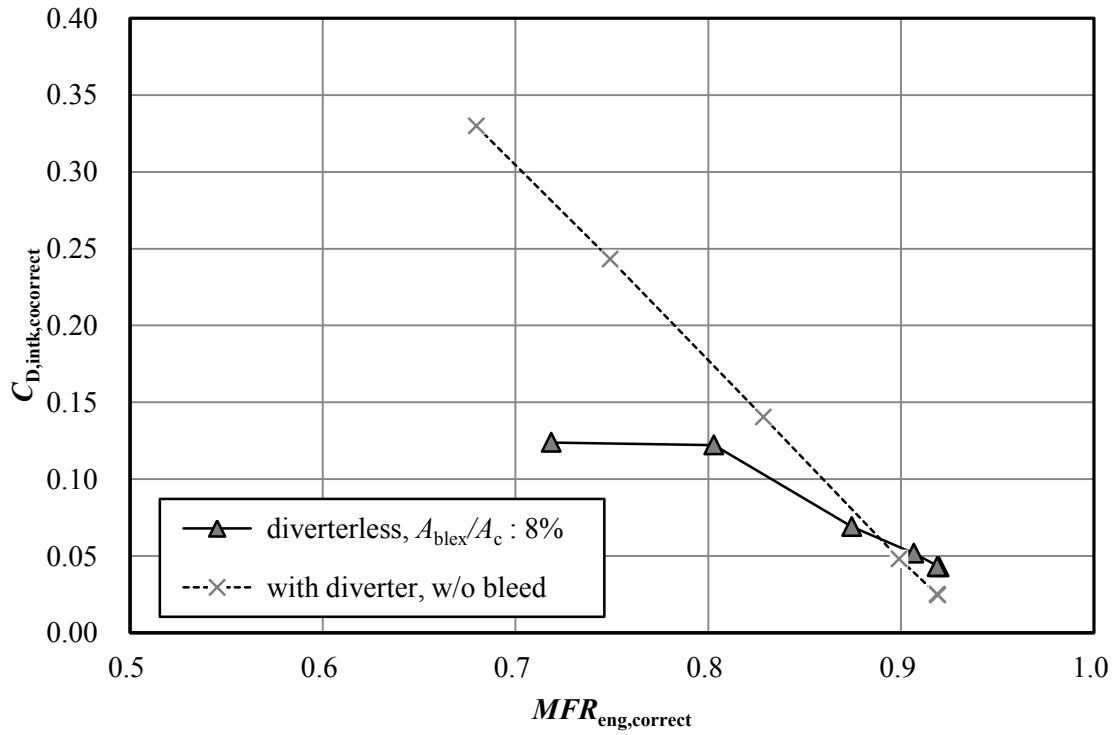
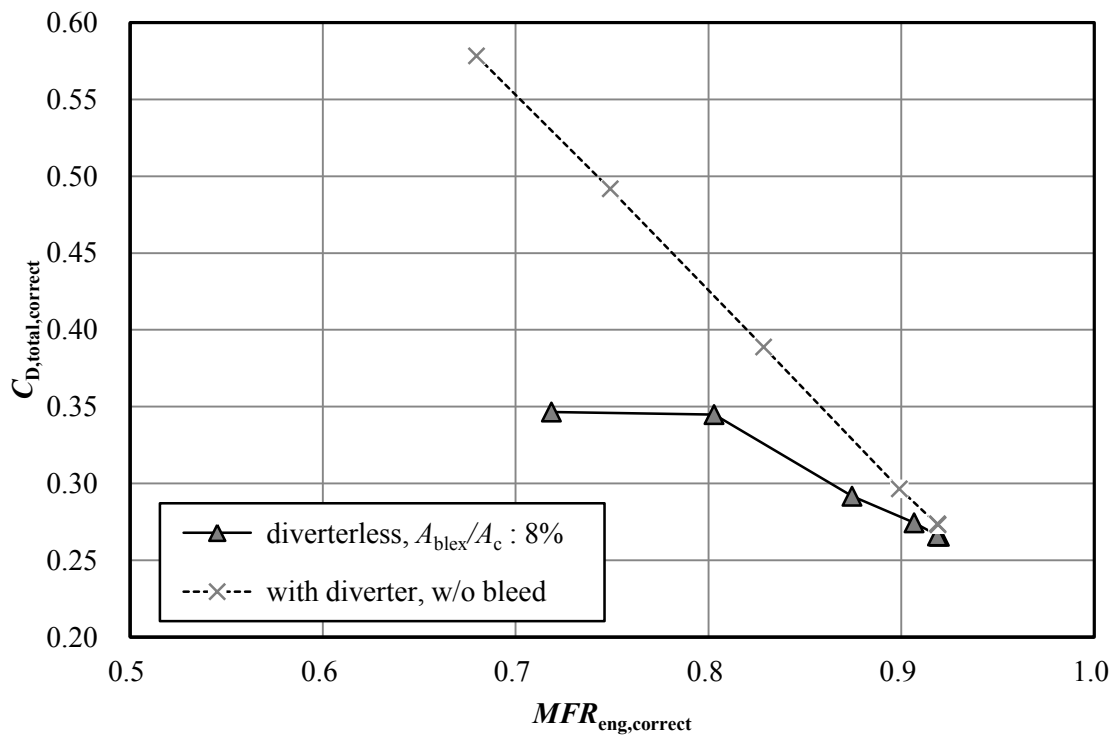


図 3.32 ダイバータレス化による全抵抗の変化



(a) インテーク抵抗の変化



(b) 全抵抗の変化

図 3.33 流量補正後の空力抵抗

## 第4章 インテークランプの空力性能評価 [28]

第3章での検討で、超音速インテークのダイバータレス化によって、インテークとエンジンナセルに働く総合的な空力抵抗は低減することが分かった。特に、ダイバータを使用した場合と比べてダイバータレスの場合は、エンジンへ供給する流量を少なくする際にインテーク抵抗が増大しにくいため、インテークが低流量な作動状態であるほど抵抗低減量は大きくなる。ただし、インテークが最大流量状態の場合には抵抗低減量が小さい。その主な原因として、境界層流入とそれに対処するための抽気の影響で供給可能な最大流量が少なくなり、それを補うためにインテークの最大捕獲面積を大きくしなければならないことが挙げられる。そこで、インテークが最大流量状態の場合の空力抵抗を低減し、より抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテーク設計をするための方針の1つとして、機体からインテークへの境界層流入量を少なくすることが考えられる。

ここで、次世代 SST のように巡航速度がマッハ 1.6 前後の場合には、超音速インテークの形態として外部圧縮型が一般的に採用される。外部圧縮型インテークの特徴は、亜音速ディフューザの上流にランプを備えていることである。ランプはその先端から生じる斜め衝撃波によって主流を減速し、インテークの最終衝撃波で過度な圧力損失が生じることを抑制する。そして、機体表面の境界層の厚さと比較してダイバータの隙間高さが低い場合、もしくはダイバータレスの場合には、境界層がランプ面上を介して亜音速ディフューザに流入する。したがって、ランプ形状の工夫によって境界層をインテーク外部に排除する、もしくは薄くすることができれば、亜音速ディフューザへ流入する境界層は少なくなる。

そこで本章では、主流を減速しつつ、亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするランプの設計指針を明らかにすることを目的とする。具体的には、ランプの空力性能を設定し、その評価指標に対するランプ形状の影響を CFD 解析で調査した。そして、調査結果をまとめ、境界層流入量が少ないランプを設計するための指針について検討した。また、ダイバータ高さがランプの空力設計に与える影響についても調査を行った。

### 4.1 検討対象

本研究の検討対象を図 4.1 に示す。ランプによる流れ場の変化を観察しやすくするために、インテーク全体ではなく、ランプだけを模擬している。楔形のランプは、ダイバータを介して機体表面を模擬した平板の上に搭載されている。

楔形ランプの形状パラメータは、図 4.1 に示すランプ角  $\theta_r$  とランプ幅  $w_r$  である。また、ランプ先端と平板表面との距離をダイバータ高さ  $h_D$  と定義した。検討したパラメータの値を表 4.1 に示す。なお、本研究における代表長さは、マッハ数 1.6 の主流の速度およ

び動粘度に対してレイノルズ数  $1 \times 10^6$  を満たす長さとして定義した。以降、全ての長さはこの長さを基準とした無次元量で表示する。

表 4.1 形状パラメタ

ランプ幅 $w_R$	1.00	1.41	2.00
スロート断面アスペクト比 $w_R/h_{TH}$	1	2	4
ランプ角 $\theta_R$ [deg]	9 ~ 21		
ダイバータ高さ $h_D$ ( $h_D/\delta_{99\%}$ )	0.0 (0.0), 0.1 (0.5)		

## 4.2 評価方法

### 4.2.1 スロートの定義

超音速インテークにおいてランプに要求される役割は、ランプ先端から発生する斜め衝撃波によりインテーク流入前の超音速流を減速することである。これにより、インテークのスロート部近傍に立つ最終衝撃波で過度な圧力損失が生じることを抑制する。したがって、ランプの空力性能はスロート断面において評価することが妥当であると考えられる。しかしながら、本研究の検討対象ではスロートを模擬していない。そこで、ランプ面上に仮想的なスロートを想定し、その断面における物理量を用いて空力性能を評価することを試みた。

楔形ランプを利用する超音速インテークは、主にその断面形状が矩形から円形へ遷移する亜音速ディフューザを有する。そこで本研究では、図 4.2 に示すように、仮想スロートの形状を矩形とした。また、単純化のためにスロートの幅はランプ幅  $w_R$  と等しいものとした。

さらに、実際のインテーク設計において、スロート面積はエンジンが要求する流量によってほぼ決定されるため、その大きさはランプ形状に寄らず一定である。したがって、スロート面積を一定に保つため、ランプ幅が広い場合ほどスロートの高さを低くする必要がある。すなわち、ランプ幅  $w_R$  とスロート高さ  $h_{TH}$  との比をスロート断面アスペクト比  $w_R/h_{TH}$  と定義すると、ランプ幅が広いほどアスペクト比は大きく、スロートの断面形状はランプ幅方向に細長い矩形となる。そして、スロート断面において境界層が発達する側の辺の長さが長くなることから、スロート面積に対して境界層が占める割合は増加すると予測される。

そこで本研究では、ランプ幅によるスロート断面アスペクト比の変化を考慮して性能評価を行った。具体的には図 4.2 のように、最小のランプ幅の条件において  $w_R/h_{TH} = 1$  とし、ランプ幅を広げるにしたがって、スロート面積が変わらない ( $w_R \times h_{TH} = 1$ ) ようにスロート断面アスペクト比を増加させた。



また、インテーク設計では外部抵抗を低減するために、スロート上端部に相当するカウル先端が、ランプ先端から発生する斜め衝撃波の内側で、可能な限り衝撃波に近づけるように設計される (shock-on-lip 設計 [10])。そこで図 4.3 に示すように、スロート断面アスペクト比が大きく、スロート高さが低い場合ほど、ランプ先端から仮想スロートまでの距離、すなわちランプ長さ  $l_R$  を短くした。なお、ランプ長さの設定において必要となる斜め衝撃波の角度には、上流マッハ数 1.6 の条件下で転向角 9deg の二次元楔に発生する衝撃波角を使用した。そして単純化のために、ランプ角寄らずランプ長さを一定とした。

## 4.2.2 評価指標

本研究では、主流を減速する機能と、亜音速ディフューザへの境界層流入量の観点でランプの空力性能評価を行った。

ランプの減速性能は、仮想スロート断面における平均マッハ数  $M_{ave}$  で評価した。ただし、単純に面全体で平均化した場合、境界層流入量が多い場合ほど平均のマッハ数が低く評価されることになる。従来のインテーク設計においてランプに要求されることは、超音速の主流を効率よく減速し、最終衝撃波通過による過度な圧力損失や衝撃波/境界層干渉による流れ剥離が起こるのを防止することである。そこで、超音速流を減速した度合を評価するために、平均マッハ数  $M_{ave}$  を算出する際の平均化領域は、スロート断面のうち局所マッハ数が 1.0 以上の領域に限定した。

一方、境界層流入量の評価には排除面積  $A_{\delta^*}$  [29] を用いた。ランプの圧縮面上を流れる境界層は、衝撃波や流れ場の 3 次元性の影響でランプ幅方向に厚さの分布を持つ。そのため、ある一断面における排除厚さだけを用いて境界層流入量の大小を単純に比較・評価することは難しいと考えられる。そこで、スロート断面において境界層により排除される面積とスロート面積との比として定義した排除面積  $A_{\delta^*}$  を境界層流入量の評価指標とした。

具体的には下式により、排除面積を算出した。

$$A_{\delta^*} = \frac{1}{\rho_{ave} U_{ave} A_{TH}} \int_{-0.5w_R}^{0.5w_R} \int_{z_0}^{\delta_{97\%}} (\rho_{ave} U_{ave} - \rho u) dz dy \quad (4.1)$$

式中の  $u$  と  $\rho$  はそれぞれ、境界層内の主流方向速度分布と密度分布を表す。また、 $A_{TH}$  はスロート面積、 $y$  は対称面を基準としたランプ幅方向の距離、そして  $z$  はランプ表面からの高さ方向距離を意味する。

さらに、 $\delta_{97\%}$  は局所総圧が主流総圧の 97% となる位置を表す。ランプ面上では、衝撃波の影響により主流と境界層とを区別することは難しい。しかし、一般的にインテークの設計基準として用いられる Mil 基準 (MIL-E-5008E) では、設計マッハ数 1.6 のインテークに対して総圧回復率を 96.2% 以上に定めている。そして、それを満足するために、

スロートの段階で境界層外部の流れは最低限、97%以上の総圧回復率は維持していなければならないと考えられる。そこで排除面積算出にあたっては、 $z$  方向の積分区間をランプ表面 ( $z = z_0$ ) から  $\delta_{97\%}$  までとした。

また式 (4.1) の  $U_{ave}$  は、スロート断面の境界層を除いた領域における平均主流方向速度である。同様に、 $\rho_{ave}$  は平均の密度を表す。

### 4.3 CFD 解析方法

楔形ランプ周りの流れを解析するために生成した計算格子を図 4.4 に示す。ランプ及びダイバータは左右対称の形状を想定したため、格子点の節約を目的に、解析領域を対称面の片側のみとした。数値計算には、第 2 章のダイバータの性能評価に関する研究と同様に、JAXA 所有の計算コードを使用した。

計算を行うにあたり、JAXA で提案されている小型 SST の巡航マッハ数 [6] を参考に、主流マッハ数は 1.6 とした。また、第 4.1 節で述べたようにレイノルズ数は  $1 \times 10^6$  に固定した。

さらに、平板上からランプ面上に流入した境界層の状態を調べるには、ダイバータ高さと同様か、もしくはそれ以上に厚く発達した境界層をランプ先端に到達させる必要がある。本研究では、局所総圧が主流総圧の 99%となる位置として定義した境界層厚さ  $\delta_{99\%}$  とダイバータ高さ  $h_D$  との比  $h_D/\delta_{99\%}$  が 0.5 となる条件下で調査を行った。また、ランプの空力性能に対するダイバータ高さの影響を調べるため、平板上にランプを直接搭載するダイバータレス形態 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.0$ ) の場合に対しても CFD 解析を実施した。

なお、数値計算に使用する格子点数は、ダイバータ有り ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ ) の同形状のランプに対して粗 (310 万点)、中 (400 万点)、密 (620 万点) の格子点を配置し、それぞれのランプ性能評価結果を比較することで決定した。本研究では、スロート断面における平均マッハ数  $M_{ave}$  と排除面積  $A_{\delta^*}$  については、それぞれ 0.01 と 0.001 のオーダーで性能を評価する。そのことを踏まえて図 4.5 を見ると、検討範囲の格子密度による影響はほとんどないことが分かる。そこで、パラメトリックスタディにおけるデータ生産性を確保するために、本研究では粗 (310 万点) の格子を採用した。さらに同様の格子密度で生成したダイバータレスの場合 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.0$ ) の総格子点数は約 180 万点である。

## 4.4 結果と考察

### 4.4.1 ランプ形状の効果

楔形ランプの形状パラメタが減速性能に与える影響について調査する。図 4.6 には、ダイバータ有りの場合 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ ) について、スロート断面アスペクト比  $w_R/h_{TH}$  ごとに、ランプ角  $\theta_R$  と平均マッハ数  $M_{ave}$  の関係を示す。なお、減速度合の参考として、二次元楔に発生する斜め衝撃波背後のマッハ数を同時に掲載する。

ランプ角が大きいほど平均マッハ数は小さい。そして、ある一定のランプ角で比較した場合、平均マッハ数は二次元楔よりも楔形ランプの場合のほうが高くなることが分かる。ランプ表面における圧力係数  $C_p$  の分布を示した図 4.7 を見ると、ランプの端部から膨張波が発生し、その影響でランプ先端から下流に行くほどランプ表面の圧力は低下している。したがって、二次元楔の場合よりも楔形ランプの平均マッハ数が高くなるのは、主流が斜め衝撃波により圧縮・減速された後、スロートに到達するまでの間に、ランプ面上で再加速されるためだといえる。

また図 4.6 をみると、スロート断面アスペクト比が大きいほど平均マッハ数は小さい。そして、スロート位置におけるランプ表面圧力は、 $w_R/h_{TH} = 1$  (図 4.7 (a)) よりも  $w_R/h_{TH} = 4$  (図 4.7 (b)) の場合のほうが高い。その理由として、まず、入口断面アスペクト比が大きいほどランプ幅が広いこと、対称面付近の流れまで膨張波の影響が及びにくいことが挙げられる。さらに、第 3.1 節で述べたように、スロート断面アスペクト比が大きい場合ほどランプ先端からスロートまでの距離は短い。すなわち、膨張波の影響を受ける区間が短い分、衝撃波背後で流れが加速されにくかったと考えられる。

次に、楔形ランプの形状パラメタが境界層流入量に与える影響について調査する。図 4.8 には、各スロート断面アスペクト比の条件について、ランプ角  $\theta_R$  と排除面積  $A_{\delta^*}$  との関係を示す。

図 4.8 より、スロート断面アスペクト比に寄らず、ランプ角が大きいほど排除面積が大きくなることが分かる。これは、ランプ先端から発生する衝撃波が強くなり、それとの干渉により境界層の厚さが増加するためである。

また、主流マッハ数 1.6 の場合における衝撃波の離脱基準は 14.7deg である。そして図 4.8 では、おおよそその値を境にして、ランプ角の増加に伴う排除面積の増加量が大きくなっている。これは図 4.9 のように、超音速の主流もランプから発生する衝撃波を通過して亜音速域まで減速されたためである。すなわち、過度な衝撃波損失が主流に生じ、排除面積の積分領域が増加したことが原因である。

なお、本研究の検討範囲では、ランプ角が離脱基準以下の条件でも、衝撃波はランプ先端から離脱している。その理由として、境界層の影響によりランプ先端に到達する流れのマッハ数が主流よりも低いことが挙げられる。ただし、ランプ先端近傍を除いて、

離脱衝撃波が主流方向へ十分に傾いているため、主流は過度に圧力を損失しない。そのため、排除面積の増加量は相対的に小さかったと考えられる。

次に図 4.8 において、スロート断面アスペクト比と排除面積の関係に注目すると、ある一定のランプ角で比較した場合、アスペクト比が小さいほど境界層流入量は少ない。その主な理由として、入口断面アスペクト比が大きいほどスロートのランプ表面と接する辺の長さが短く、スロート高さも高いため、スロート断面に境界層が占める割合が小さくなることが挙げられる。また、図 4.10 にはスロート断面における排除厚さ  $\delta^*$  の分布を示す。グラフの横軸  $y/w_R$  はスパン方向への無次元距離を表す。これより、スロート断面アスペクト比が小さい場合ほど薄い境界層がランプ面上に分布していることが分かる。その要因として、ランプ端部から生じる膨張波の影響を強く受ける分、境界層の一部がスパン方向へ流出し、また、ランプ面上に残った境界層もスパン方向へ薄く引き伸ばされるように膨張することが考えられる。

#### 4.4.2 ランプの設計指針

ここまでの検討をまとめ、インテーク設計における減速要求を満たしつつ、亜音速デューザへの境界層流入量が少ない楔形ランプの設計指針を考察する。

図 4.11 は、ダイバータ有りの場合 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ ) について、平均マッハ数  $M_{ave}$  と排除面積  $A_{\delta^*}$  の関係を示している。図に示す CFD 解析結果のうち、スロート断面アスペクト比  $w_R/h_{TH}$  ごとにプロット点が直線で結ばれている。また、あるアスペクト比において平均マッハ数が低いプロット点ほど、ランプ角  $\theta_R$  が大きい条件における CFD 解析結果を示している。

インテーク設計においてランプには、最終衝撃波通過に伴う過度な圧力損失を抑制するために、最終衝撃波上流の流れのマッハ数を 1.2 程度にすることが求められる。また、衝撃波との干渉で境界層が剥離する目安 [23] であるマッハ 1.3 よりも、流れのマッハ数を低くすることが最低限の減速要求である。ランプ設計に関するこれらの制限を考慮しつつ、図 4.11 について検討する。

$w_R/h_{TH} = 1$  のランプが最も排除面積を小さくする。すなわち、境界層流入量を最も少なくする。しかし、最低限の減速要求 ( $M_{ave} = 1.3$ ) を達成する際には、 $w_R/h_{TH} = 2$  の場合よりも排除面積が大きい。これは、前節で述べたように、減速要求を満足するためにランプ角を離脱基準以上としたことにより、主流に過度な圧力損失を生じたことが原因である。

同様に、 $w_R/h_{TH} = 2$  のランプは、 $M_{ave} = 1.3$  では最も排除面積が小さいが、 $M_{ave} = 1.21$  では  $w_R/h_{TH} = 4$  の場合よりもその値が大きい。そして、 $w_R/h_{TH} = 4$  のランプが唯一、ランプ角を過度に大きくすることなく  $M_{ave} = 1.2$  を達成する。しかしながら、その際の排除面積は、 $M_{ave} = 1.3$  を達成する際の  $w_R/h_{TH} = 2$  のランプの排除面積よりも大きい。

したがって、亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするには、最低限の減速性能を満足する限り、ランプ幅を狭く設計すれば良い。ただし、その際のランプ角は主流に過度な衝撃波損失を与えない角度でなければならないといえる。

#### 4.4.3 ダイバータ高さの効果

ダイバータ高さが楔形ランプの設計指針に与える影響について調査する。そのために、ダイバータレスの場合 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.0$ ) における平均マッハ数  $M_{ave}$  と排除面積  $A_{\delta^*}$  との関係を図 4.12 に示す。なお、図のまとめ方は前節の図 4.11 と同様である。

図 4.12 では、平均マッハ数を小さくしても、すなわちランプ角  $\theta_R$  を大きくしても、ダイバータ有りの場合 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ , 図 4.11) に見られたような排除面積が急激に増加する傾向が表れていない。その理由について調査するために、検討したランプ形状のうち最もランプ角が大きい条件における対称面上マッハ数分布を図 4.13 に示す。ダイバータ有りの場合には、ランプ先端から離脱した衝撃波が主流を亜音速域まで減速させていたが、ダイバータレスの場合には、衝撃波背後でも超音速を保っている。すなわち、主流は弱い斜め衝撃波を通過しているといえる。したがって、衝撃波通過に伴う主流の総圧損失が小さいため、ランプ角の増加に対して排除面積が急激に増加する傾向が表れなかったと考えられる。

なお、弱い斜め衝撃波が生じた原因として、平板上の境界層がランプ先端に近づくほど逆圧力勾配の影響で厚くなり、主流に対して連続的に転向角を増す壁面のように、すなわち等エントロピー圧縮面のように振る舞った可能性が考えられる。図 4.13 では、ランプ先端近傍で主流が複数の弱い斜め衝撃波によって減速される様子が確認できる。

図 4.12 において、最低限の減速要求 ( $M_{ave} = 1.3$ ) を達成する時点で最も排除面積が小さくなるのはスロート断面アスペクト比が 1 の場合である。これは、ダイバータ有りの場合に排除面積を最も小さくしたアスペクト比 ( $w_R/h_{TH} = 2$ ) よりも小さい。したがって、ダイバータレスの場合に亜音速ディフューザへの境界層流入量を最も少なくするには、ランプ幅をダイバータ有りの場合よりも狭くするべきだといえる。ただし、基本的なランプの設計指針は前節で述べたものと変わらないと考えられる。

## 4.5 本章のまとめ

亜音速ディフューザへの境界層流入量が少ないランプの設計指針を明らかにするために、楔形ランプの形状に関するパラメトリックスタディを CFD 解析で実施した。また、ダイバータの高さもパラメタに取り、それがランプ設計に及ぼす影響についても調査を行った。その結果は以下のようにまとめられる。

- ランプの幅と角度は最適なランプ形状を決定するうえで重要なパラメタである。ランプ幅が広いほど、インテークの最終衝撃波上流のマッハ数は小さくなる。また、ランプ幅が狭いほど、そしてランプ角が小さいほど、亜音速ディフューザへ流入する境界層の質量流量は少なくなる。
- 亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするためには、最低限の減速要求を満たす限り、ランプ幅を狭く設計すればよい。ただし、その際のランプ角は主流に過度な衝撃波損失を与えない角度でなければならない。
- ダイバータレスの場合に境界層流入量を最も少なくするには、ダイバータ有りの場合よりもランプ幅を狭く設計すべきである。

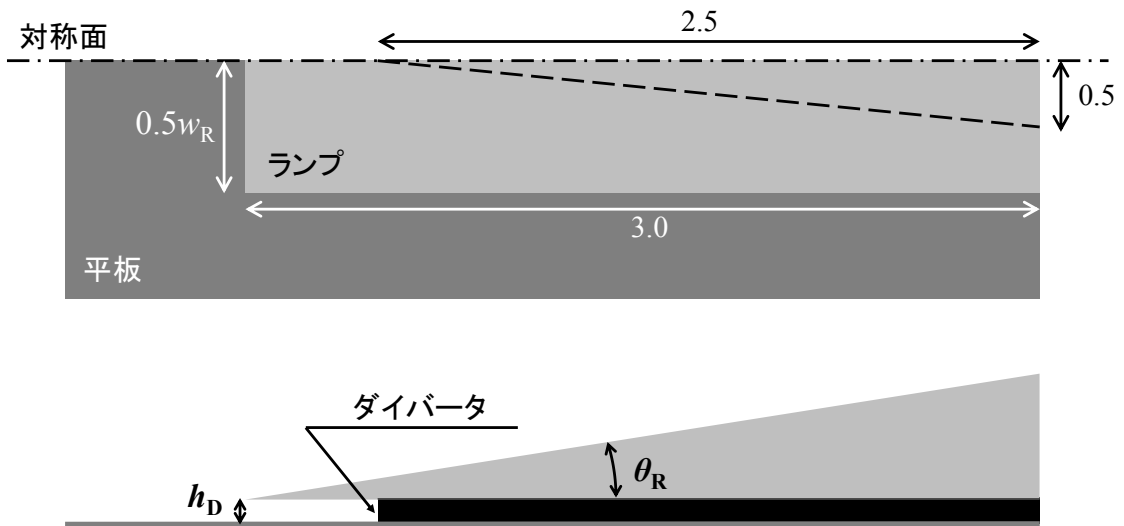


図 4.1 ランプモデル

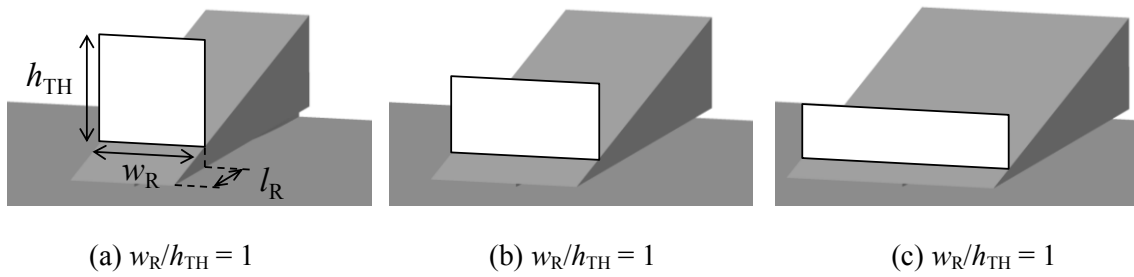


図 4.2 ランプ面上の仮想スロート

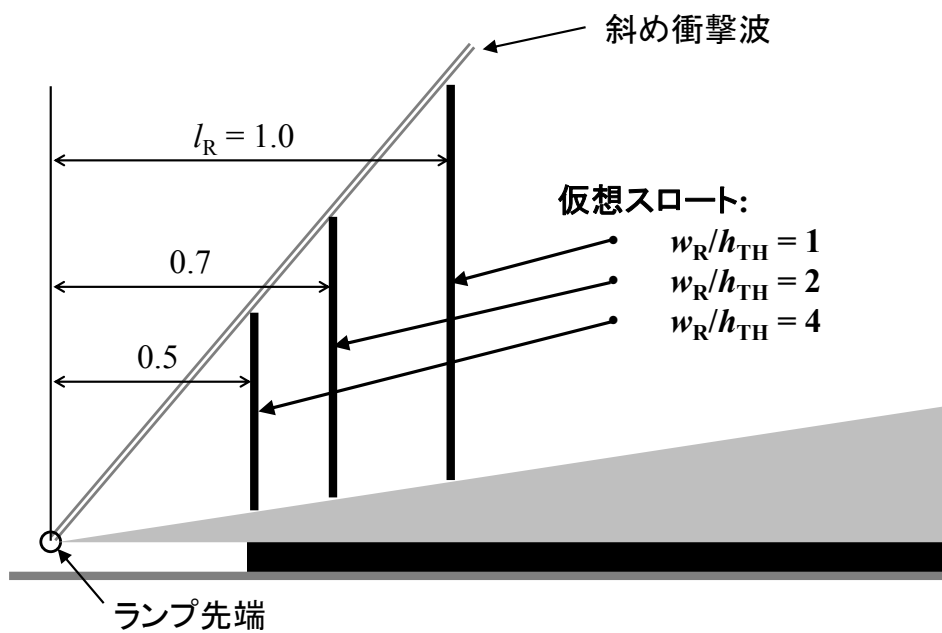


図 4.3 仮想スロートの位置

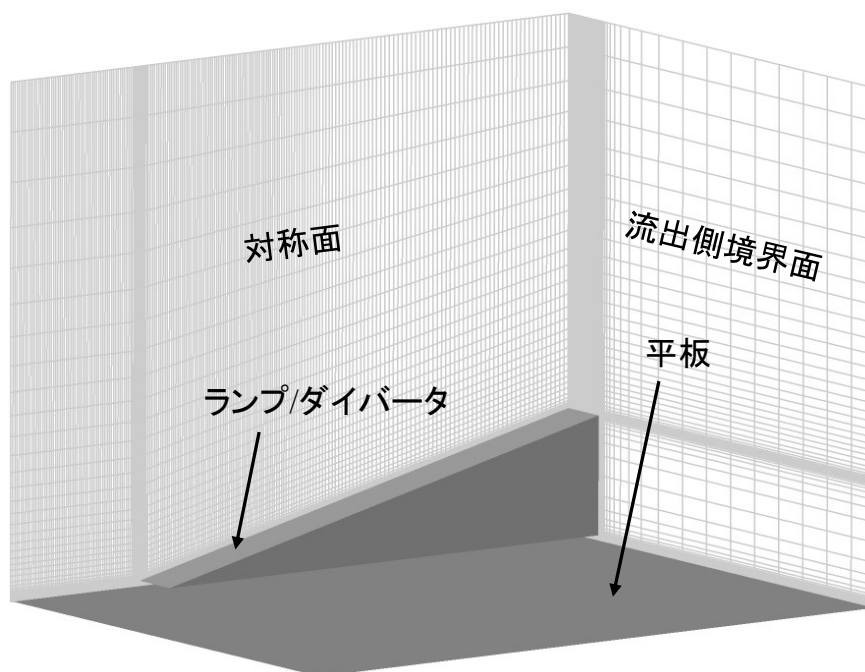
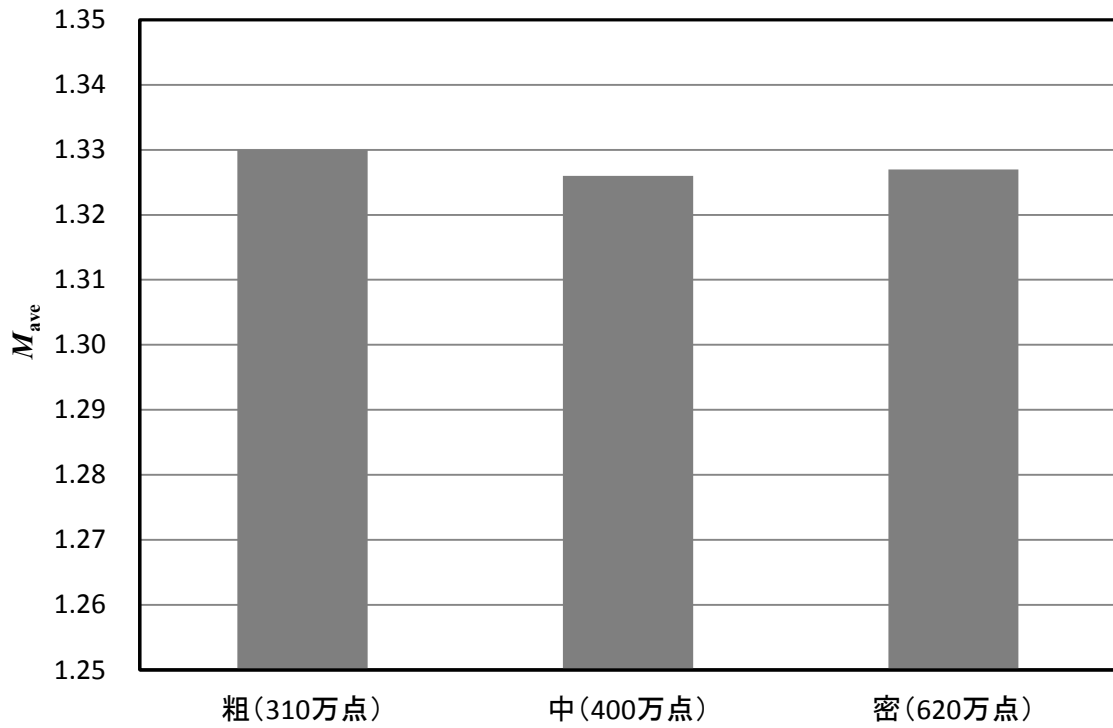
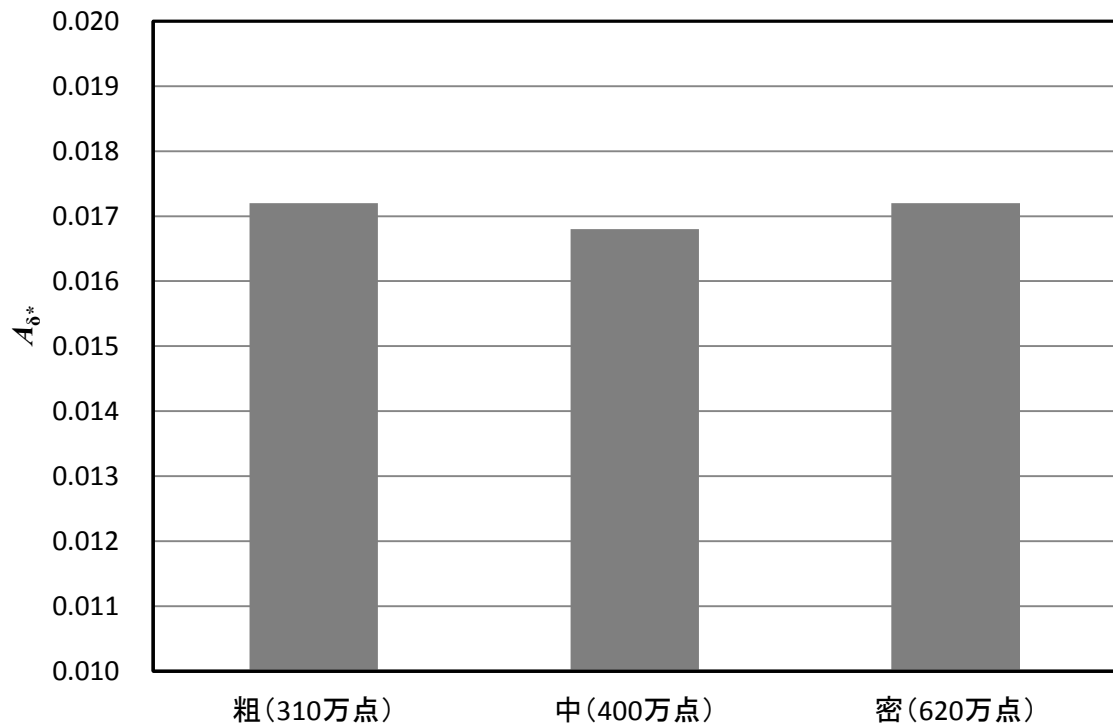


図 4.4 楔形ランプ周りに生成した計算格子





(a) 平均マッハ数に対する影響



(b) 排除面積に対する影響

図 4.5 格子解像度の影響調査

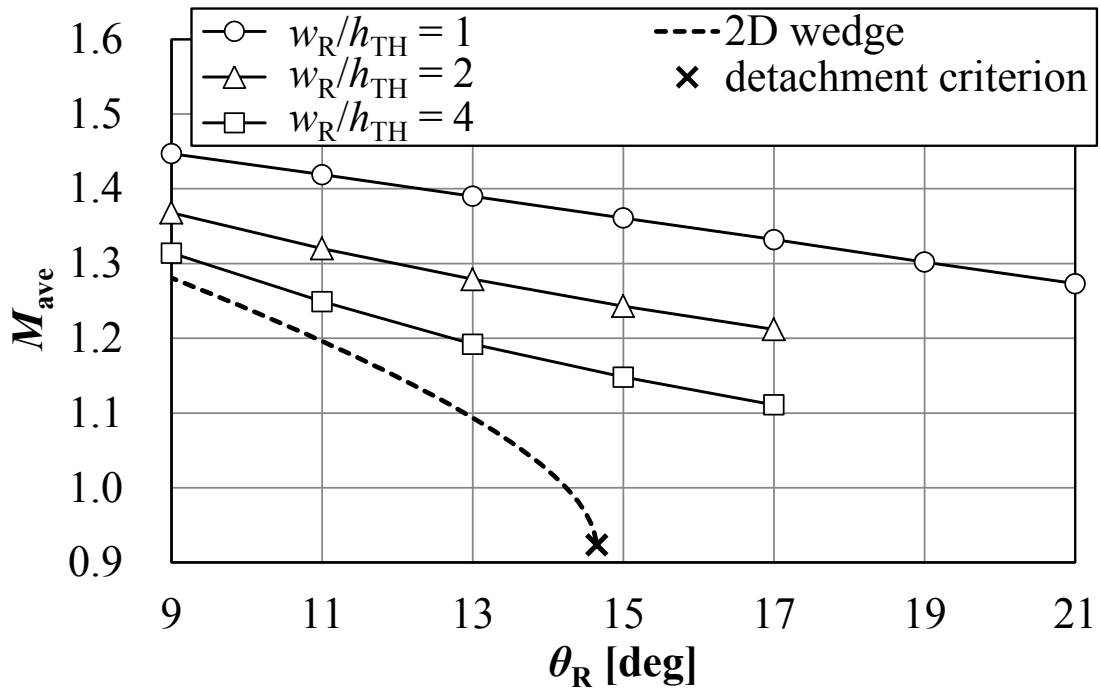
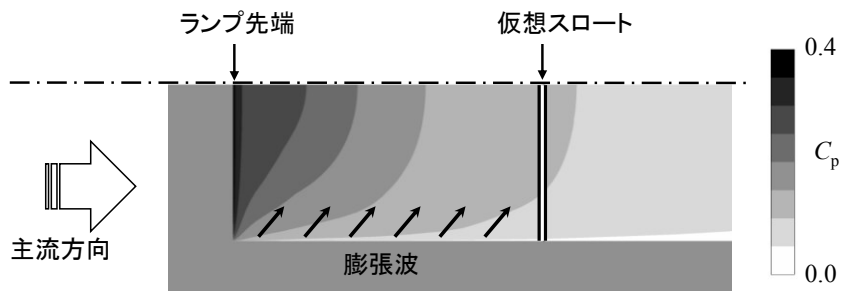
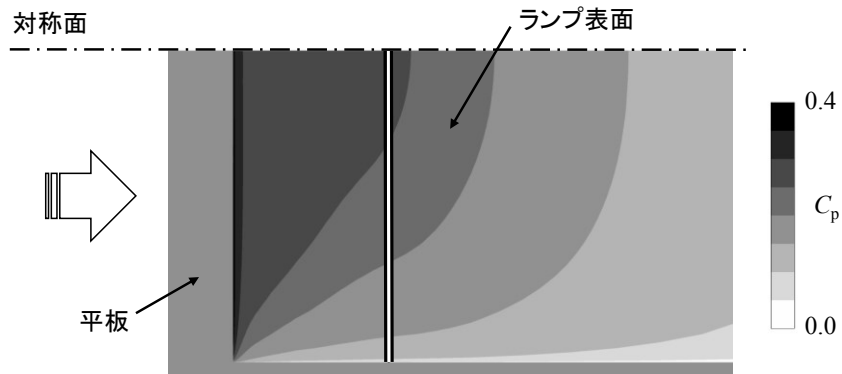


図 4.6 ランプ形状による減速性能の変化



(a)  $w_R/h_{TH} = 1$



(b)  $w_R/h_{TH} = 4$

図 4.7 ランプ面上の圧力係数分布

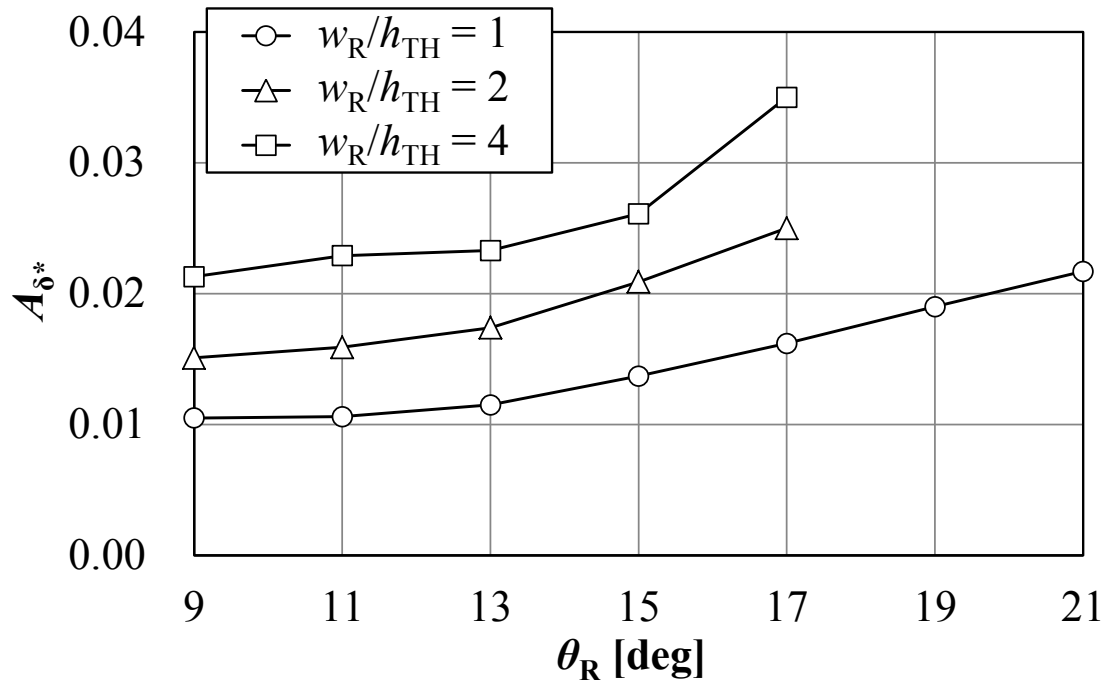


図 4.8 ランプ形状による境界層流入量の変化

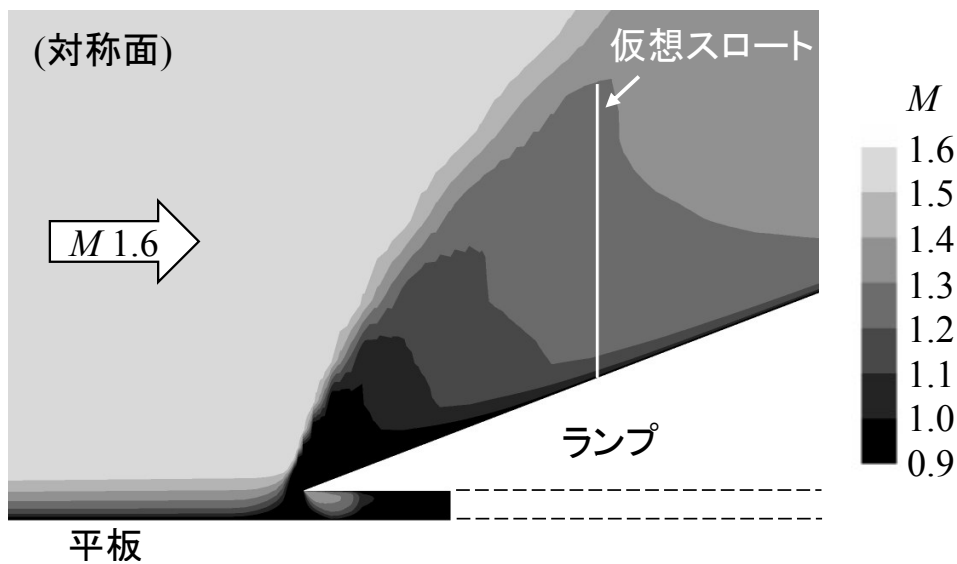


図 4.9 対称面上のマッハ数分布 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ )

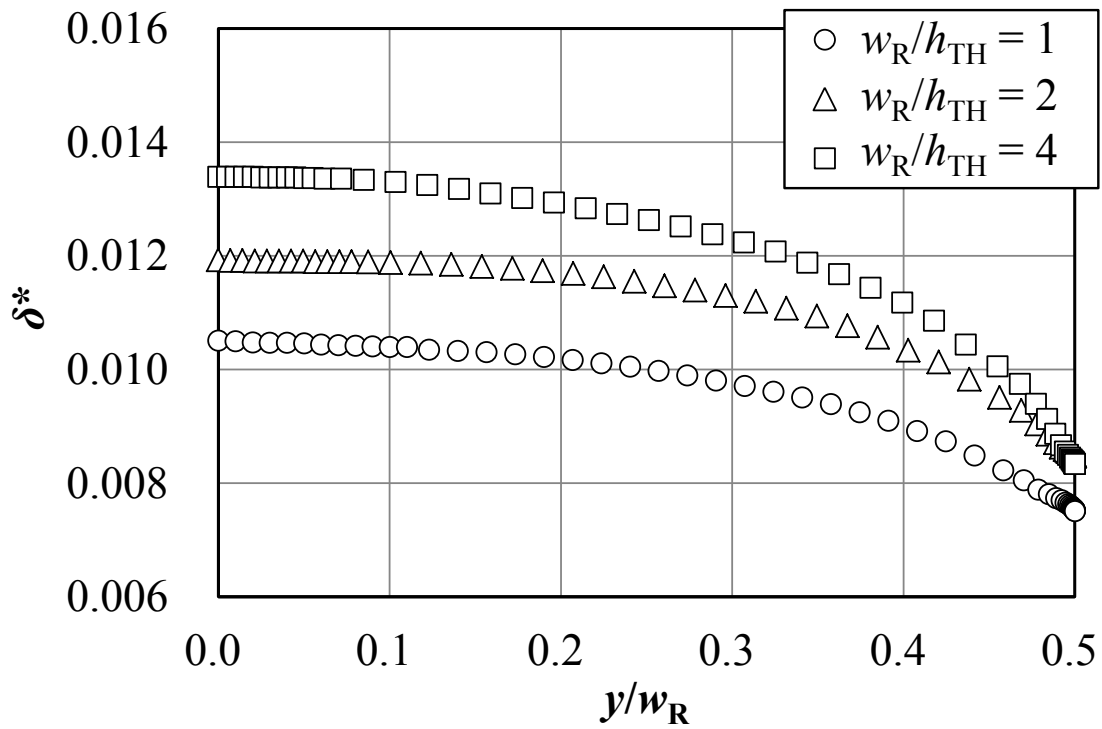


図 4.10 仮想スロート断面における境界層排除厚さ分布

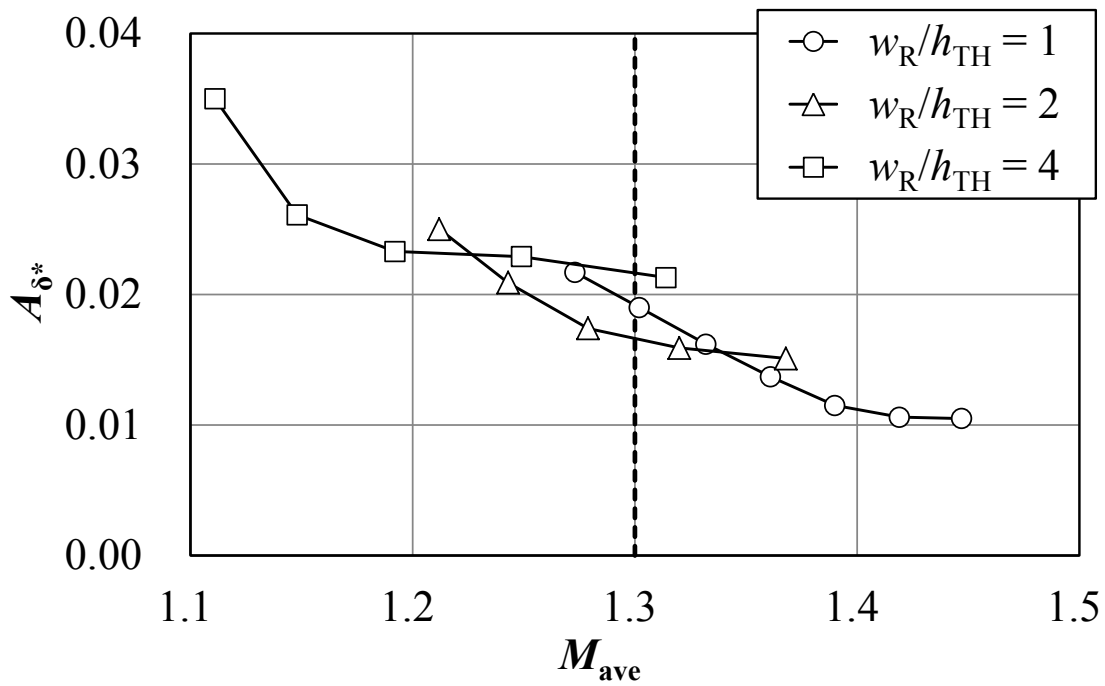


図 4.11 減速性能と境界層流入量の関係 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.5$ , 破線: 最低限の減速要求)

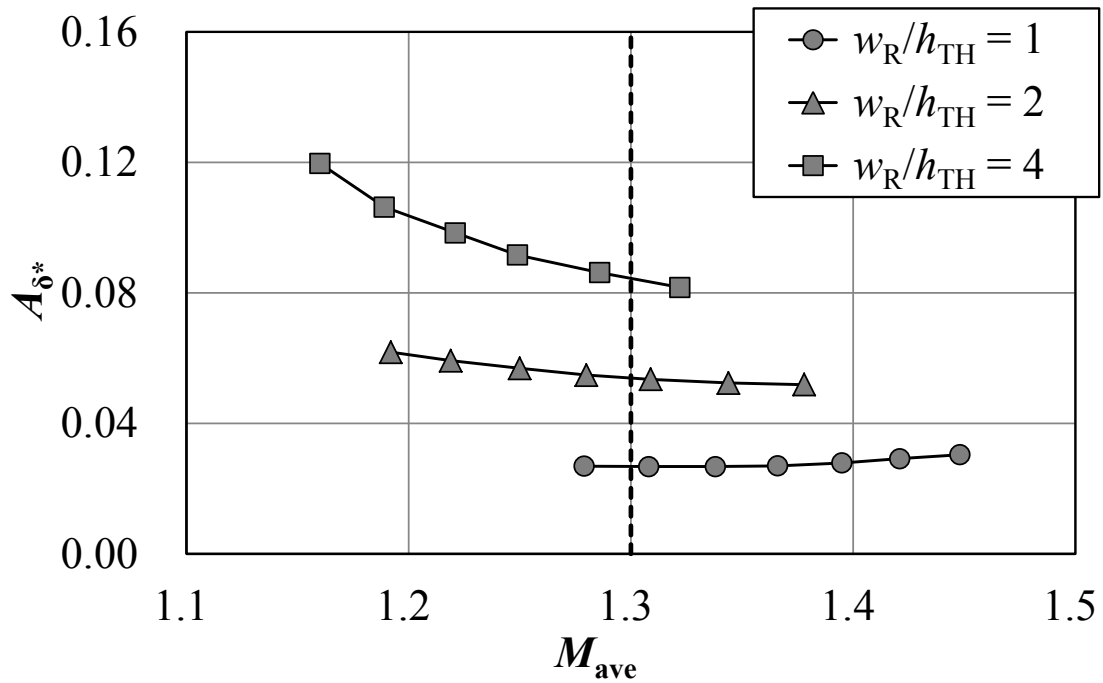


図 4.12 減速性能と境界層流入量の関係 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.0$ , 破線：最低限の減速要求)

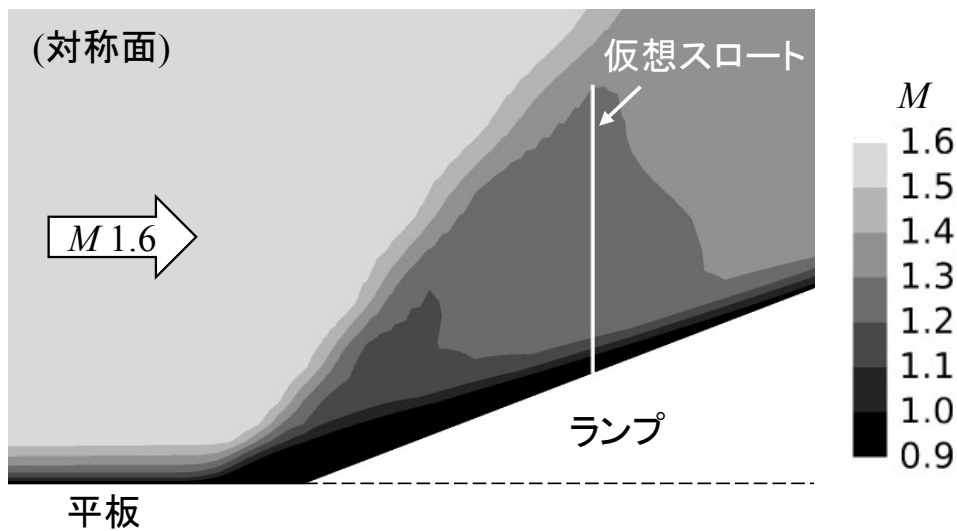


図 4.13 対称面上のマッハ数 ( $h_D/\delta_{99\%} = 0.0$ )

## 第5章 ダイバータレス設計に対するディフューザ入口形状の影響

第4章での調査より、楔形ランプの幅を狭くすると亜音速ディフューザへの境界層流入量が少なくなることが分かった。これをインテーク設計に対応させると、ディフューザ入口断面を高さ方向に細長い形状にすることに相当する。そして、そのような設計を適用することにより、ダイバータレスの場合には、最大流量状態のインテーク抵抗が小さくなることが期待される。ただし、亜音速ディフューザの入口形状が縦長な場合ほど、ランプの角度を大きく設定する必要がある。また、入口形状に応じてカウルの形状も変更しなければならない。したがって、エンジンナセルを構成する各箇所の形状が変わるため、ナセル抵抗が大幅に変化する可能性がある。そのため、インテークとエンジンナセルに働く抵抗を総合的に評価した上で、入口形状による抵抗低減効果を示す必要がある。

そこで本章では、亜音速ディフューザの入口形状がインテークとエンジンナセルの空力抵抗に与える影響を明らかにし、抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテークを設計するための指針を獲得することを目的とする。そのために、入口形状が異なるインテークに対してダイバータレスの条件でCFD解析を実施し、空力性能の変化を調べた。そして総圧回復率を揃えた状態で、インテークとエンジンナセルに働く空力抵抗を総合的に比較し、空力抵抗を低減するディフューザ入口形状について検討した。また、ダイバータレスインテーク設計に関する知見獲得を目的に、半円錐形のランプを適用したインテークについても、亜音速ディフューザの入口形状を変更しながら同様の検討を行った。

### 5.1 検討対象

本研究で検討対象とした2種類の超音速インテークを図5.1に示す。1つは、楔形のランプと亜音速ディフューザから構成される2段の外部圧縮型インテーク(図5.1(a))である。もう1つは、ランプの形状を半円錐形にしたインテーク(図5.1(b))である。便宜上、前者を楔形インテーク、後者を半円錐形インテークと呼ぶことにする。

第3章での検討と同様に、機体からの境界層流入がインテーク性能に及ぼす影響について調べるため、両インテークは機体表面を模擬した平板上にダイバータを介さず直接設置されている。平板上で厚く発達した境界層がインテークに流入することにより、亜音速ディフューザにおける境界層剥離が誘起され、それに伴いインテーク性能が低下することが予測される。そこで性能の維持・改善を目的に、亜音速ディフューザのスロート部へ境界層抽気技術を適用した。楔形インテークの場合はスロート付近のランプ側壁面が、半円錐形インテークの場合は平板に接する側の壁面がそれぞれ多孔壁になっている

る。

本研究では JAXA で提案されている小型 SST の巡航マッハ数 [6] を参考に、主流マッハ数 1.6 を対象としたインテーク設計を行った。インテークの主な仕様を表 5.1 に示す。なお、亜音速ディフューザ及びカウルの仕様は第 3 章での検討で設定したものと等しい。

表 5.1 インテーク形状パラメタ

	楔形インテーク	半円錐形インテーク
亜音速ディフューザ		
入口断面形状	矩形	扇形
開口面積比 $A_e/A_{th}$	1.5	
長さ比 $L_{sub}/D_e$	3.0	
オフセット比 $\Delta z_{sub}/D_e$	-0.125~0.275	0.000~0.268
入口断面アスペクト比 $ASR$	1, 2, 3	0.75, 1.00
入口断面楕円比 $ER$		
超音速ディフューザ		
ランプ形状	楔形	半円錐形
ランプ角 $\theta_R$	11deg (@ $ASR = 3$ ) 13deg (@ $ASR = 2$ ) 21deg (@ $ASR = 1$ )	21deg
カウル		
コード長	ディフューザ出口直径 $D_e$	
厚み分布	NACA 4 桁シリーズ	
厚さ (内側・ディフューザ側)	3%	
厚さ (外側・ナセル側)	3%	

### 5.1.1 楔形インテークの形状

楔形インテークは、楔形のランプと矩形断面の入口を持つ亜音速ディフューザとで構成される。

ダイバータレス設計に対する影響を調査する形状パラメタは、亜音速ディフューザの入口断面アスペクト比である。これは、第 4 章で定義したスロート断面アスペクト比に対応する形状パラメタである。入口断面アスペクト比  $ASR$  はディフューザ入口高さ  $h_{sub}$  に対する入口幅  $w_{sub}$  の比  $w_{sub}/h_{sub}$  として定義される。表 5.1 に示すように、本検討では入口断面アスペクトが 1 と 2、そして 3 のインテークに対して調査を行った。なお、 $ASR$

=2 の楔形インテークの形状は第3章で検討対象としたインテークの形状と等しい。

$ASR = 1$  と  $ASR = 3$  の場合の亜音速ディフューザの断面形状をそれぞれ図 5.2 と図 5.3 に示す。第3章で述べた通り、入口の矩形断面から出口の円形断面まで滑らかに遷移する断面形状は、3次ベジエ曲線により与える方法により設計した。

楔形ランプの角度  $\theta_R$  は、第4章での検討結果を踏まえ、最終衝撃波上流の平均マッハ数がおよそ 1.3 となるように設定した (表 5.1)。入口断面アスペクト比が 1 のインテークにおけるランプ角は 21deg であり、これは2次元流れの場合の離脱基準よりも大きい角度である。しかし、第4章で述べたように、ダイバータレスの場合には、境界層の排除効果によりランプの実効的な角度は小さくなる。そのため、離脱基準以上の角度を設定しても衝撃波はランプ先端から離脱しにくく、過度な圧力損失を生じることなくインテークの捕獲流を減速することが可能である。

また、ランプの長さは CFD 解析を使って shock-on-lip 設計 [10] を満足するように設定した。

### 5.1.2 半円錐形インテークの形状

半円錐型インテークは、半円錐の形状をしたランプと、断面形状が扇形から円形に遷移する亜音速ディフューザで構成される。扇形入口断面の両端部は平板表面に接している。

ここで、平板上におかれた単体の半円錐形ランプ周りの境界層分布を図 5.4 に示す。図では総圧コンターで境界層を可視化している。ランプに到達した境界層がランプ側方へ偏向されるため、ランプの上方の面上では境界層が非常に薄くなるのが分かる [30]。そのため、半円錐形ランプをインテーク設計に適用することで、亜音速ディフューザでの境界層剥離が抑制されやすくなるのが期待される [31]。ただし、図 5.4 を見ると、ランプ側方には厚い境界層が分布している。ランプ側方から亜音速ディフューザへ流入する境界層を少なくするには、ディフューザ入口断面のうち平板に接する辺の長さを短くすることが有効だと考えられる。

そこで、ダイバータレス設計に対する効果を検討する形状パラメータとして、亜音速ディフューザ入口断面の楕円比  $ER$  を導入する。図 5.5 のように、半円錐形インテークを上流から見た場合、ランプ先端からカウル先端ハイライト部までの高さ方向距離を長半径  $a$ 、スパン方向距離を短半径  $b$  と定義してそれらの比  $b/a$  を楕円比として定義する。楕円比が小さいほど、カウル先端ハイライト部は高さ方向に長い楕円形状になる。

本検討では、入口断面楕円比が 1.00 と 0.75 の半円錐形インテークに対して空力性能の調査を行った。それぞれのインテークの亜音速ディフューザ形状を図 5.6 と図 5.7 に示す。扇形の入口断面から円形の出口断面まで滑らかに変化する断面形状は、楔形インテークの場合と同様に3次のベジエ曲線で与える方法によって設計した。半円錐形イン



テークの場合には、入口断面をカウル側曲線、平板に接する辺、そしてランプ側曲線に分割して3本のベジエ曲線により作図した。また、出口断面は円形を三等分にした。入口断面と出口断面で対応するベジエ制御点から、入口出口間の各断面のベジエ制御点位置を補完し、それぞれの断面形状を与えた。

いわゆる円錐の半頂角に相当する半円錐形ランプの角度  $\theta_R$  は 21deg に設定した。これは、上流マッハ数 1.6 の錘状流を計算した場合に、衝撃波下流の平均マッハ数が 1.26 となる角度である。また、ランプの長さは、対称面上で shock-on-lip 設計を満足するように設定した。入口断面楕円比  $ER$  が小さいほど対称面のカウルリップ位置は高くなるため、shock-on-lip にするには、ランプを長く設計する必要がある。そして、本検討のようにランプ角を固定している場合には、その操作によりランプの前方投影面積が増加する。それに伴い、インテーク性能を表す上での基準面積である最大捕獲面積にランプの前方投影面積が占める割合が大きくなるため、ランプで生じる抵抗が大きくなることが予測される。

### 5.1.3 抽気システムの設定

図 5.1 に示すように、検討対象の両インテークでは多孔壁による境界層抽気を行う。抽気システムとしては第3章で示したもの(図 3.6)と同様のシステムを想定している。本検討では、抽気ダクトの出口断面積  $A_{blex}$  とインテークの最大捕獲面積  $A_c$  との比である抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 4%, 8%, そして 12% の条件において抽気の影響を調査した。また、抽気面積比  $A_{bl}/A_c$  は第3章での抽気システム設計結果を踏まえて 20% とした。

S3TD のインテークを参考に、多孔壁の適用範囲を亜音速ディフューザ入口から  $0.6D_0$  下流までとした。また、楔形インテークの場合にはランプ側のディフューザ壁面を多孔壁にした(図 5.1 (a))。一方、半円錐形インテークの場合には平板に接する側のディフューザ壁面だけが多孔壁である(図 5.1 (b))。これは、半円錐形ランプの効果でランプ側壁面上に分布する境界層が十分に薄くなるため、そこでの抽気は必要ないと考えたためである。

なお、多孔壁の適用範囲と抽気面積比を固定しているため、インテークの設計ごとに多孔壁を適用している壁面面積に対する孔面積の比率(空隙率)は異なる。空隙率を含めた抽気システムの設定を表 5.2 にまとめて示す。

表 5.2 抽気システムの仕様

入口断面形状	楔形インテーク			半円錐形インテーク	
	$ASR = 3$	$ASR = 2$	$ASR = 1$	$ER = 1.00$	$ER = 0.75$
空隙率	17.7%	21.2%	32.6%	32.4%	52.6%
抽気面積比 $A_b/A_c$	20%				
抽気出口面積比 $A_{blex}/A_c$	4%, 8%, 12%				

## 5.2 性能評価方法

本研究では CFD 解析によって、楔形インテークの入口断面アスペクト比が、半円錐形インテークの入口断面楕円比がインテークと機体の空力性能に与える影響について調査する。CFD 解析で使用する計算コードや格子の仕様は、第 3 章と同様である (第 3.2 節参照)。

計算条件は、主流マッハ数を 1.6、ディフューザ出口直径  $D_e$  を基準とするレイノルズ数を  $1 \times 10^6$  とした。また、ランプ先端における境界層厚さ  $\delta_{99\%}$  はディフューザ出口直径  $D_e$  のおよそ 5% である。さらに、ディフューザスロート部での多孔壁による境界層抽気は、当該箇所に境界条件モデルを適用することで模擬した。

なお、半円錐形インテークの場合には、インテーク単体状態、すなわちダイバータによって十分に平板上の境界層が排除された場合のインテーク性能を取得することを目的に、平板壁面の境界条件を滑り壁とした数値計算も実施した。

CFD 解析では、インテークの空力性能として、総圧回復率  $PR$  とインテーク出口流量比  $MFR_{eng}$ 、そしてインテーク抵抗  $C_{D,ink}$  の変化を調べた。また、機体の空力性能としては、インテークが最大流量時にカウルとランプに働く抵抗の合計値であるナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  を評価した。

## 5.3 結果と考察

### 5.3.1 入口断面アスペクト比の影響

本節では、低抵抗な機体/推進系統合設計を達成するダイバータレスインテークの設計指針を獲得するために、楔形インテークを対象に入口断面アスペクト比がインテークと機体の空力性能に及ぼす影響を調査する。

#### 5.3.1.1 インテーク性能に対する影響

図 5.8 に、境界層が流入する場合 ( $\delta_{99\%}/D_e = 5\%$ ) について、総圧回復率  $PR$  とインテーク出口流量  $MFR_{eng}$  の関係を示す。ここでは、抽気なしの場合の CFD 解析結果を比較している。

最大捕獲流量は、入口断面アスペクト比  $ASR$  が小さいほうが少ない。これは、楔形ランプの幅が狭い分、ランプ面上の流れがランプ端部から生じる膨張波の影響を強く受けやすく、サイドスピレージしやすいためである。

次に総圧回復率の変化について調べると、入口断面アスペクト比が小さいほうが総圧回復率の最大値は高い。第 3 章より、入口断面アスペクト比が小さいほうが亜音速ディフューザへの境界層流入量は少ない。そのため、剥離の規模が小さく総圧回復率が高く維持されたと考えられる。 $ASR = 1$  のインテークが総圧回復率の最大値を取る場合の流れ場の様子を図 5.9 (a) に示す。 $ASR = 2$  のインテークの総圧回復率が最大となる際の出口断面総圧分布である図 5.9 (c) と比較して、ランプ側壁面近傍に高い総圧が分布していることが確認できる。

また、 $ASR = 2$  の場合には、亜臨界作動状態において亜音速ディフューザからの逆流を起こすほど大規模な境界層剥離が発生し、総圧回復率が低下していた (第 3.4.1.1 節参照)。一方、 $ASR = 1$  の場合には図 5.9 より分かるように、亜臨界作動状態 (図 5.9 (b)) でも剥離の程度が亜臨界作動状態 (図 5.9 (a)) とほとんど変わらない。そして、流量の減少によって徐々に総圧回復率が低下する主たる原因が、従来のように、衝撃波損失が増加するためであることが分かる。

さらに、図 5.10 には抽気による総圧回復率の変化を示す。 $ASR = 3$  のインテークについては抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 12% の場合に総圧回復率が 96% まで改善している。一方、 $ASR = 1$  と  $ASR = 2$  のインテークについては、抽気出口面積比が 8% で  $ASR = 3$  と同程度の総圧回復率を達成している。入口断面アスペクト比が小さいほうが、境界層流入量が少なく、剥離を起こしにくいいため、少ない抽気量で性能が改善されたと考えられる。

### 5.3.1.2 インテーク抵抗に対する影響

入口断面アスペクト比  $ASR$  のインテーク抵抗に対する影響を調べる。

まず、抽気なしの場合について、入口断面アスペクト比ごとにインテーク抵抗  $C_{D,intk}$  とインテーク捕獲流量  $MFR_{eng}$  の関係を図 5.11 に示す。前述のように、入口断面アスペクト比が小さいほど最大捕獲流量が少ない。一般的に、最大捕獲流量が少なく漏れ流量が多いインテークは、最大流量時のインテーク抵抗、すなわち付加抵抗  $C_{D,pre-entry}$  が大きい。しかし、図 5.11 で最大捕獲流量が少ない  $ASR = 1$  のインテークの付加抵抗は  $ASR = 2$  のインテークのものと同程度に近い。ここで図 5.12 に、それぞれの最大流量時におけるランプ表面および平板表面に触れる捕獲流管を示す。 $ASR = 1$  の場合のほうが、壁面に触れている流管の総面積が小さい。特に平板表面上の面積が小さい。これは、ランプ先端に到達する境界層に対してランプ端から発生する膨張波の影響でサイドスピレージする境界層の割合が大きいためである。したがって、最大流量時にスピレージする流量に境界層が占める割合が大きいため、発生する付加抵抗は大きくなりやすく、 $ASR = 2$  の場合と同程度になったと考えられる。

なお、 $ASR = 3$  のインテークの付加抵抗は  $ASR = 2$  のインテークのものより大きい。これは、入口断面アスペクト比が大きく亜音速ディフューザの入口断面の高さが低い分、カウル上壁面が主流に対して転向角が大きい壁面として作用し、図 5.13 に示すようにカウル先端から発生する衝撃波の離脱距離が大きくなるためである。これにより、漏れ流量に占める亜音速スピレージの割合が増加するため、付加抵抗が増加したと考えられる。

また、図 5.11 を見ると、 $ASR = 2$  と  $ASR = 3$  のインテークの場合には、流量比が減少するに当たって、インテーク抵抗は非線形に増加していく。一方、 $ASR = 1$  の場合には、ほぼ線形にインテーク抵抗が増大している。入口断面アスペクト比が大きい場合には、ランプでのサイドスピレージが少なくインテークへの境界層流入量が多いため、インテークが流量の少ない作動状態であるとき、すなわち亜臨界作動状態のときに境界層剥離が起こりやすい。そして、ディフューザからの逆流やそれに伴う衝撃波システム構造の変化など、複数の要因で流量調整がなされるため、インテーク抵抗の増加率が変化する。しかし、入口断面アスペクト比が小さい場合には、インテークへ流入しようとする境界層がランプで排除され、亜臨界作動状態で流れの剥離が起きにくい。そのため、インテーク抵抗の増加率はほぼ一定になったと考えられる。

次に抽気を適用し、総圧回復率の最大値がほぼ等しい条件でインテーク抵抗を比較する。図 5.14 に各入口断面アスペクト比のインテーク抵抗と流量比の関係を示す。抽気を適用した分、抽気なしの場合の図 5.11 から抵抗値は全体的に増加しているが、インテーク抵抗に対する入口断面アスペクト比の影響についてはほとんど変化がないといえる。

また、ある一定の流量比で比較した場合、入口断面アスペクト比が小さいほどインテーク抵抗は小さい。入口断面アスペクト比が小さいほど、最大捕獲流量が少なく、性能曲線が低流量側 (図の左側) にシフトすることが主な理由である。

### 5.3.1.3 ナセル抵抗に対する影響

図 5.15 は入口断面アスペクト比によるナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  と、それを構成するランプ抵抗  $C_{D,ramp}$ 、カウル圧力抵抗  $C_{Dp,cowl}$  そしてカウル摩擦抵抗  $C_{Df,cowl}$  の変化を示している。エンジン埋込率  $BR$  は 19.5% で一定である。

図より、入口断面アスペクト比  $ASR=2$  のナセル抵抗が最も小さいことが分かる。

それぞれの抵抗要素の変化について調べると、カウル摩擦抵抗については  $ASR=1$  の場合にわずかに小さいが、入口断面アスペクト比による変化は小さいといえる。 $ASR=1$  の場合のカウル濡れ面積は  $ASR=2$  と  $ASR=3$  の場合のおよそ 0.94 倍と小さいため、 $ASR=1$  の摩擦抵抗は小さい。

カウル圧力抵抗に関しては、入口断面アスペクト比が小さいほど低減する。図 5.16 に各入口断面アスペクト比におけるカウル表面の圧力分布を示す。カウル先端で発生する衝撃波の影響で、カウル上側壁面に高い圧力が作用していることが分かる。そして、入口断面アスペクト比が小さいほど亜音速ディフューザのオフセット比が大きいため、カウル上側壁面の前方投影面積は小さい。そのため、カウル圧力抵抗が小さくなったと考えられる。

ランプ抵抗について見ると、入口断面アスペクト比が大きいほど低減することが分かる。これは、ランプで同程度に捕獲流れを減速するために必要なランプ角は入口断面アスペクト比が大きいほど小さく、その分、流れの動圧がランプ表面に作用しにくいためである。図 5.16 を見ると、入口断面アスペクト比が大きい場合ほど、ランプ表面全体に低い圧力が作用していることが確認できる。

以上より、 $ASR=2$  の場合にはカウルとランプの圧力抵抗が共に比較的小さいため、ランプ抵抗が大きい  $ASR=1$  とカウル圧力抵抗が大きい  $ASR=3$  の場合と比較してナセル抵抗が小さくなったといえる。言い換えれば、入口断面アスペクト比は小さくしすぎても大きくしすぎてもナセル抵抗は増大する。したがって、ナセル抵抗を最小にする入口断面アスペクト比の最適値が存在するといえる。

次に、エンジン埋込率の影響について調査する。埋込率を変化させた場合の各インテークのナセル抵抗を図 5.17 に示す。入口断面アスペクト比ごとに埋込率によってナセル抵抗は変化するが、入口断面アスペクト比による大小関係には変化がないことが分かる。具体的には  $ASR=2$  のナセル抵抗が最も小さい。したがって、エンジン埋込率を変えた場合でも、ナセル抵抗を最小にする入口断面アスペクト比の最適値が存在するといえる。

### 5.3.1.4 ダイバータレス設計に対する指針

前節までの検討をまとめ、ダイバータレスインテーク設計における入口断面アスペクト比の設計指針について検討する。そのために、以下のように評価指標の見直しを行った。

まず、ここまでの検討では、物理的な考察を行うためにインテークごとにそれぞれの最大捕獲面積を基準とする抗力係数でインテーク抵抗とナセル抵抗の評価を行ってきた。すなわち、最大捕獲面積を固定してインテークを設計した場合の空力抵抗を評価しており、その場合、ディフューザ出口面積すなわちエンジンの大きさは固定されていないことになる。しかし、実機的设计開発においては選定されたエンジンに対してインテーク設計が進められるため、設計されたインテークごとに最大捕獲面積は異なる。したがって抵抗の大小は、インテーク設計の影響を受けない固定された面積を基準面積とした抗力係数で評価すべきである。そこで本節では、入口断面アスペクト比  $ASR = 2$  の最大捕獲面積を基準面積とする抗力係数に、 $ASR = 1$  と  $ASR = 3$  の場合のインテーク抵抗  $C_{D,intk}$  とナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  を換算し、それらの和である全抵抗  $C_{D,total}$  を算出する。

さらに、インテークには SST の飛行条件に応じてエンジンが要求する範囲の流量を供給できる流量捕獲能力を備えていることが求められる。しかし、これまで見てきたように最大捕獲流量は入口断面アスペクト比によって変化し、本研究で検討対象としているインテークの流量捕獲能力は統一されていない。そこで、各インテークの最大捕獲流量が等しくなるように最大捕獲面積の補正を行う。具体的には、各インテークの最大捕獲流量が、 $ASR = 2$  で抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 8% のインテークの最大捕獲流量と等しくなるように補正した。そして最大捕獲面積が変化した分だけ、前述の換算した抗力係数も補正した。

以上のような補正を施したインテークのインテーク抵抗  $C_{D,intk,correct}$  を図 5.18 (a) に、全抵抗  $C_{D,total,correct}$  を図 5.18 (b) に示す。全抵抗は、インテーク抵抗にエンジン埋込率が 19.5% の場合のナセル抵抗を加算して算出した。また、それぞれのグラフの横軸には、補正後のインテーク出口流量比  $MFR_{eng,correct}$  を取っている。なお、ここでは総圧回復率の最大値がほぼ等しいインテークの性能曲線を比較している。

図 5.18 (a) を見ると、 $ASR = 2$  の場合のインテーク抵抗が最も小さいことが分かる。ただし、 $ASR = 1$  の場合とは最大流量時の抵抗の差は抗力係数で 0.01 以下と小さい。

次に図 5.18 (b) を見ると、全抵抗で比較した場合でも  $ASR = 2$  の場合に最も低抵抗であることが分かる。そして全体的な抵抗差もインテーク抵抗だけを比較した場合よりも大きくなっている。入口断面アスペクト比を減少させた場合には、ナセル抵抗のうちランプ抵抗の増大により、全抵抗が増加する。一方、入口断面アスペクト比を増加させた場合には、インテーク抵抗のうち付加抵抗と、ナセル抵抗のうちカウル圧力抵抗が増大するため全抵抗が大きくなる。したがって、ダイバータレス化による抵抗低減効果を最

大にする入口断面アスペクト比が存在し、インテーク設計ではその最適化が必要であるといえる。

なお、 $ASR = 1$  の場合と比較すると、最大流量時の抵抗差は抗力係数で 0.08 ほどである。したがって、インテーク抵抗よりもナセル抵抗のほうが入口断面アスペクト比の影響を受けやすいといえる。

### 5.3.2 入口断面楕円比の影響

本節では、抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテーク設計に対する知見獲得を目的に、半円錐形インテークの形状パラメタである入口断面楕円比の影響を調べる。入口断面楕円比がインテーク性能及びインテーク抵抗、そしてナセル抵抗に与える影響について以下で述べる。

#### 5.3.2.1 インテーク性能に対する影響

入口断面楕円比がインテーク性能に与える影響について調査するために、図 5.19 にインテークに境界層が流入する場合と流入しない場合の総圧回復率  $PR$  とインテーク出口流量比  $MFR_{eng}$  の関係を示す。

最大捕獲流量は入口断面楕円比  $ER$  が小さいほうが少ない。これは、ランプ側方では shock-on-lip とならないため、スパン方向へスピレージする流量が多いためである。

次に、総圧回復率の最大値について見ると、境界層流入なしの場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) には入口断面楕円比による違いはほとんどない。しかし、境界層が流入する場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) には、入口断面楕円比が小さいほうが高い総圧回復率を維持している。この要因の 1 つとして、亜音速ディフューザの入口断面の平板に接する側の辺の長さが短く、平板から流入する境界層が少なくなることが挙げられる。また、図 5.20 には総圧回復率が最大となる際の亜音速ディフューザ内部の総圧分布を示す。図 5.20 (a) の  $ER = 1.00$  の場合、ディフューザ入口断面においてランプ側方に分布している低圧領域がディフューザ内で発達し、出口断面に到達する様子が観察できる。一方、図 5.20 (b) の  $ER = 0.75$  の場合、ランプ側方の低圧領域がディフューザ入口断面から下流へ向かっていく途中で消失するよう見える。これについて詳しく調べるために、図 5.20 (c) には図 5.20 (b) の拡大図と、入口断面の低圧領域を通る流線を示す。平板から流入した流れが、ディフューザ内で逆流し、ディフューザから排出される様子が観察できる。すなわち、流入した境界層が出口断面に到達しにくいいため、入口断面楕円比が小さい場合の総圧回復率は高いと考えられる。なお、 $ER = 1.00$  の場合にも同様に亜音速ディフューザからの逆流は生じる。しかし、境界層流入量が多い分、相対的に排出される境界層の割合は少ない。そのため、より多くの境界層がディフューザ出口断面に到達し、総圧回復率が低くなっ

たと考えられる。

次に、抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  を変化させた場合の総圧回復率とインテーク捕獲流量比との関係を図 5.21 に示す。  $ER = 1.00$  の場合には、抽気出口面積比を 8%以上にすると総圧回復率が最大となることが分かる。 それに対して  $ER = 0.75$  の場合には、抽気出口面積比が 4%で  $ER = 1.00$  の最大値と同程度の総圧回復率を達成することが分かる。 したがって、入口断面楕円比が小さいほど、境界層流入による性能低下が小さいため、少ない抽気量で総圧回復率を改善できるといえる。

### 5.3.2.2 インテーク抵抗に対する影響

インテーク抵抗に対する入口断面楕円比の影響を調べるために、図 5.22 には、総圧回復率の最大値が同程度であるインテークのインテーク抵抗  $C_{D,ink}$  とインテーク捕獲流量比  $MFR_{eng}$  の関係を示す。 入口断面楕円比  $ER$  が小さいほうが抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  は小さい。 また、性能比較対象として、境界層流入がない場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) のインテーク抵抗も同時に掲載する。

入口断面楕円比が小さい場合ほど、最大捕獲流量が少ないので、最大流量時のインテーク抵抗である付加抵抗  $C_{D,pre-entry}$  は大きい。 具体的には、超音速のサイドスピレージによって抵抗が増大している。

また、流量比が減少する際のインテーク抵抗の増加率が、境界層流入がある場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ) と無い場合 ( $\delta_{99\%}/D_e : 0\%$ ) とでほとんど等しいことが分かる。 ここで図 5.23 (a) には、インテークの捕獲流管に働く抵抗のうち、ディフューザ外部での流量調整によって生じる抵抗 ( $C_{D,pre-entry} + C_{D,spill/gross}$ ) の変化を示す。 また、図 5.23 (b) には、ディフューザ内部からの逆流による流量調整によって生じる抵抗 ( $C_{D,spill/reverse}$ ) の変化を示す。 図 5.23 (a) より、ディフューザ外部の捕獲流管に働く抵抗は、境界層流入によって小さくなることが分かる。 これは、楔形インテークの場合と同様に、最終衝撃波によって亜音速スピレージを増やすことだけでなく、境界層流入量を減らすことによって流量調整が行われているためである。 一方、図 5.23 (b) を見ると、境界層流入がない場合には、ディフューザからの逆流による抵抗がほとんどないが、境界層流入がある場合にはそれが流量比の減少とともに増加している。 すなわち、境界層流入がある場合には、ディフューザからの逆流によっても流量調整が行われているといえる。 そして、それが境界層流入量を少なくすることによる抵抗低減効果を打ち消すだけの抵抗を発生しているため、境界層流入がある場合とない場合のインテーク抵抗の増加率は等しくなったと考えられる。

さらに図 5.22 において、流量比が減少する際のインテーク抵抗の増加率を入口断面楕円比で比較すると、入口断面楕円比が小さい場合のほうがその増加率は大きい。 流量を減らすために最終衝撃波が上流に移動した場合、  $ER = 1.00$  のインテークでは周方向



にほぼ均一に亜音速スピレージ量が増加すると考えられる。一方、 $ER = 0.75$  のインテークでは、亜音速ディフューザ入口が縦長な形状のため、インテーク側方よりもインテーク上方へスピレージする流量が増えやすい。そしてその分、流線が大きく曲げられ、捕獲流管にかかる圧力が抵抗として働きやすくなるため、入口断面楕円比が小さい場合ほどインテーク抵抗の増加率が大きいと考えられる。

### 5.3.2.3 ナセル抵抗に対する影響

図 5.24 (a) にエンジン埋込率  $BR$  によるナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  の変化について示す。埋込率が 20.7% の場合には、入口断面楕円比  $ER$  によるナセル抵抗の差がほとんどない。その際のナセル抵抗の内訳を示した図 5.25 を見ると、入口断面楕円比が小さいほうがカウル圧力抵抗  $C_{Dp,cowl}$  が小さいことが分かる。これは、埋込率を固定した場合、入口断面楕円比が小さいほうがディフューザのオフセット量が大きく、カウルの前方投影面積が小さくなりやすいからである。しかし、入口断面楕円比が小さいほうがランプ抵抗  $C_{D,ramp}$  は大きい。入口断面楕円比が小さい場合、ディフューザ入口断面が高さ方向に長くなるため、**shock-on-lip** 設計をする場合に必要となるランプ長さが増加する。そのため、抗力係数の基準面積にランプの投影面積が占める割合が大きくなり、ランプ抵抗が増大したと考えられる。入口断面楕円比によるカウル摩擦抵抗の変化がほとんどないことから、この 2 つの抵抗の収支が釣り合ったため、埋込率が 20.7% の場合にはナセル抵抗がほぼ等しくなったと考えられる。

さらに図 5.24 (a) より、エンジン埋込率が大きくなると入口断面楕円比が大きいほうがナセル抵抗は小さくなる傾向がみられる。ここで、図 5.24 (b) に埋込率によるカウル圧力抵抗の変化を示す。入口断面楕円比が小さい場合には、埋込率の増加とともにカウル圧力抵抗が増大している。そして、ここでは具体的に示さないが、カウル摩擦抵抗とランプ抵抗は入口断面楕円比に寄らず、埋込率の変化に対してほとんど一定の値をとる。したがって、入口断面楕円比が小さい場合に埋込率の増加とともにナセル抵抗が増大するのは、カウル圧力抵抗が大きくなるためだといえる。カウル圧力抵抗が増大する原因は、オフセット量が大きくなりボートテール抵抗が発生するためである。そして、埋込率が大きいほどボートテール抵抗は増大する。

以上より、エンジン埋込率が比較的大きい場合には、入口断面楕円比が大きいインテークのほうがナセル抵抗は小さくなるといえる。

### 5.3.2.4 ダイバータレス設計に対する指針

楔形インテークの場合と同様に，入口断面楕円比  $ER$  が異なる半円錐形インテークの流量捕獲能力を合わせ，その場合の抵抗値を比較する．ここでは，最大流量時の捕獲流量が少ない  $ER = 0.75$  の捕獲能力が  $ER = 1.00$  の捕獲能力と等しくなるように最大捕獲面積の補正を行う．そして，補正した捕獲面積での抵抗値を  $ER = 1.00$  の最大捕獲面積を基準とした抵抗係数に換算する．また，捕獲流量も  $ER = 1.00$  の最大捕獲面積を基準とした流量比に換算する．なお，ここでは総圧回復率の最大値がほぼ等しい条件で抵抗の比較を行う．また，検討の基準となる最大流量時の流量は， $ER = 1.00$  のインテークに抽気出口面積比  $A_{blex}/A_c$  が 4% の抽気を適用した場合の流量である．さらに，全抵抗に加算するナセル抵抗  $C_{D,nacelle}$  にはエンジン埋込率  $BR$  が 20.7% の場合の抵抗値を用いた．すなわち，入口断面楕円比によるナセル抵抗の差はほとんどない，

以上より求めた全抵抗  $C_{D,total,correct}$  と流量比  $MFR_{eng,correct}$  の関係を図 5.26 に示す．入口断面楕円比が大きいほうが全抵抗は小さいことが分かる．その要因としては，最大流量時に発生する抵抗が小さいこと，そして流量の減少に対して抵抗の増加率が小さいことが挙げられる．すなわち，入口断面楕円比が大きい場合に，インテーク抵抗のうちスピレージに起因する抵抗が小さいことが寄与している．したがって，半円錐形インテークによるダイバータレス設計をする際には，入口断面楕円比を大きくしたほうが良いといえる．

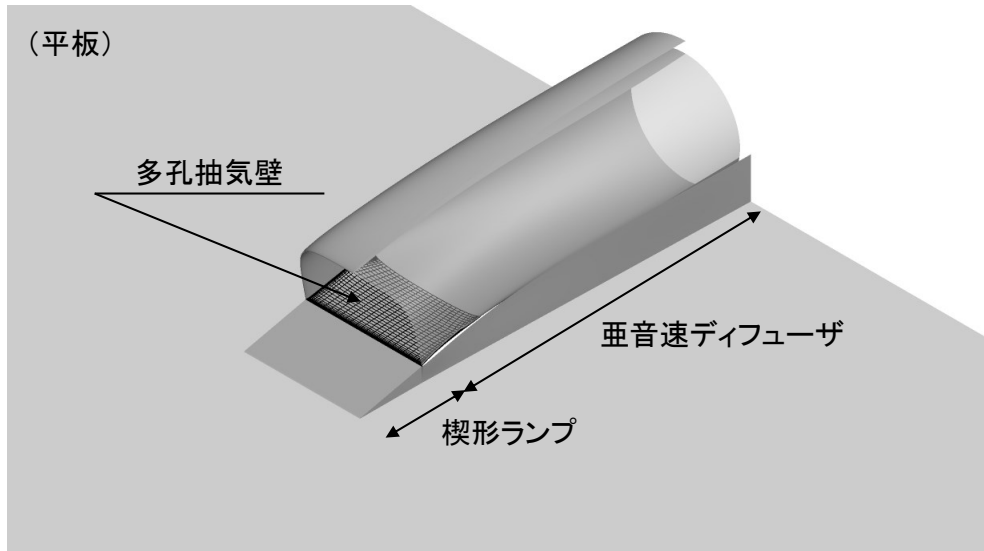
## 5.4 本章のまとめ

楔形のランプを有する超音速インテークを対象に、亜音速ディフューザの矩形入口断面のアスペクト比がインテークの空力性能とエンジンナセルに働く空力抵抗に与える影響について CFD 解析による調査を行った。そして、抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテークを設計するための指針について検討した。その結果は以下のようにまとめられる。

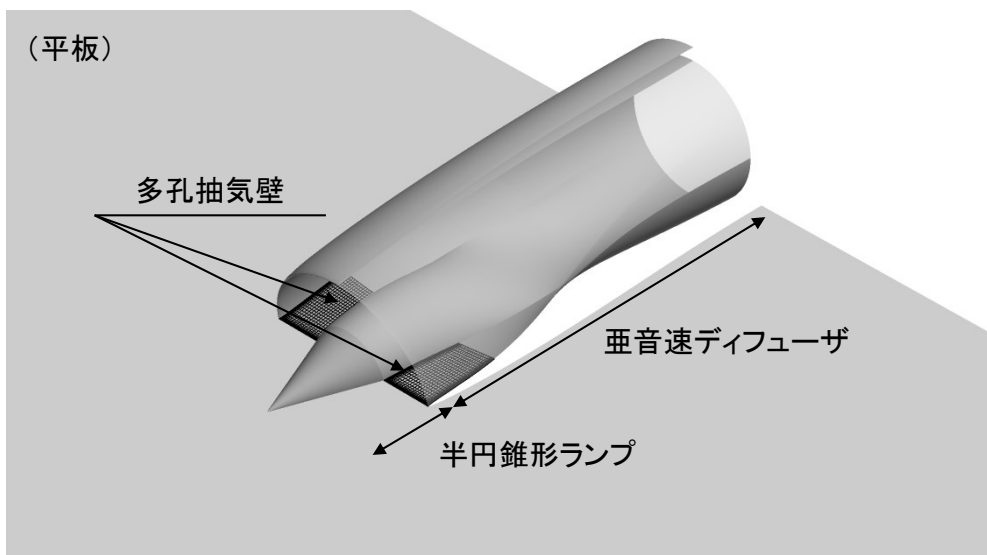
- 亜音速ディフューザ入口断面のアスペクト比が小さいほど、インテークは少ない抽気量で総圧回復率を改善することができる。また、エンジンへ供給可能な最大流量は減少するが、最大流量状態におけるインテークの空力抵抗はほとんど増大しない。
- エンジンナセルに働く空力抵抗は、亜音速ディフューザ入口断面のアスペクト比が大き過ぎても小さ過ぎても増大する。
- 超音速インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果を最大にする亜音速ディフューザの入口断面アスペクト比が存在し、インテーク設計ではその最適化が必要である。

さらに、半円錐形のランプを有するインテークに対しても、亜音速ディフューザの楕円入口断面の楕円比をパラメタに取り同様の調査を行った。その結果は以下のようにまとめられる。

- 亜音速ディフューザ入口断面の楕円比が小さいインテークのほうが、機体からの境界層流入に対して総圧回復率を高く維持できる。しかし、エンジンへ供給可能な最大流量は減少し、インテークの空力抵抗も大きくなる。
- 亜音速ディフューザ入口断面の楕円比が大きいインテークのほうが、エンジンナセルに働く空力抵抗は小さい。
- 半円錐形ランプを有するインテークの場合には、亜音速ディフューザの入口断面楕円比を大きくしたほうが、ダイバータレス化による抵抗低減効果が大きい。

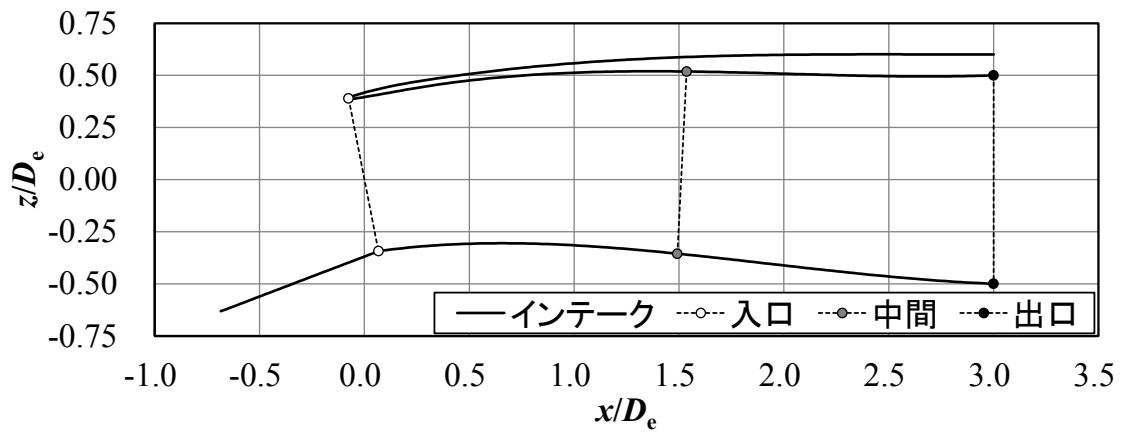


(a) 楔形インテーク

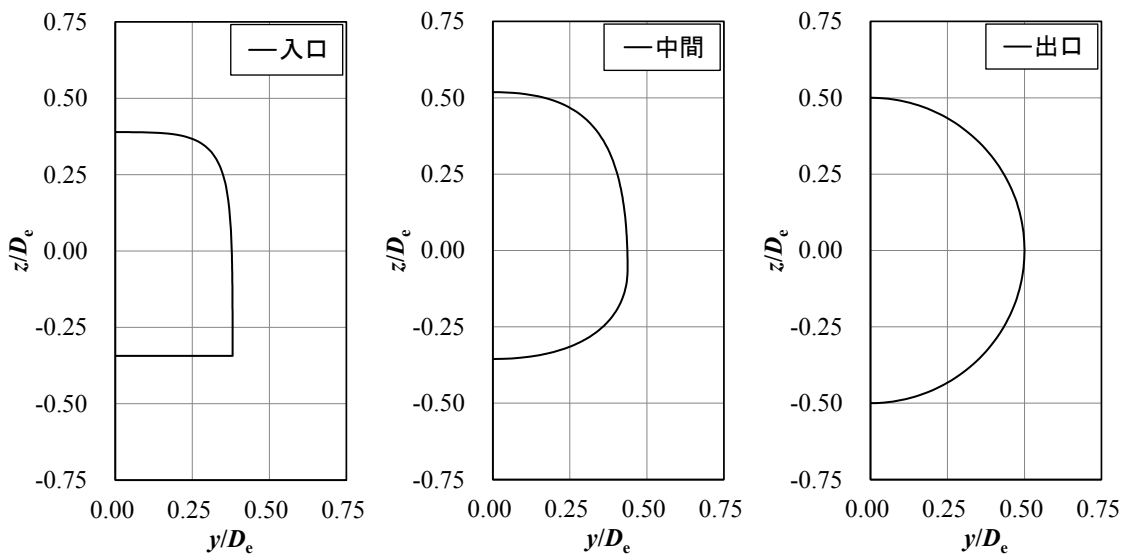


(b) 半円錐形インテーク

図 5.1 検討対象の外部圧縮型インテーク

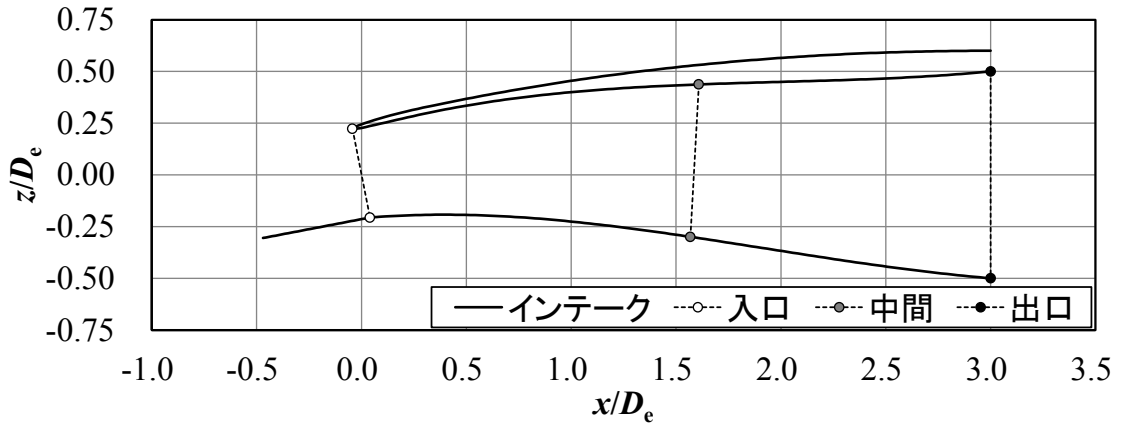


(a) 対称面上

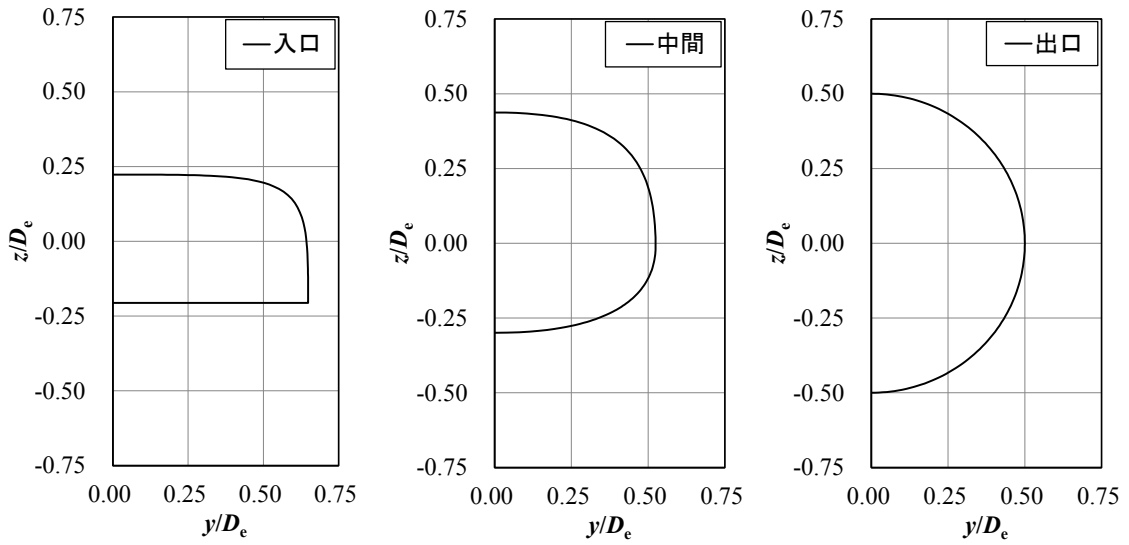


(b) 断面形状

図 5.2 亜音速ディフューザ形状 (楔形インテーク,  $ASR = 1$ )



(a) 対称面上



(b) 断面形状

図 5.3 亜音速ディフューザ形状 (楔形インテーク,  $ASR = 3$ )

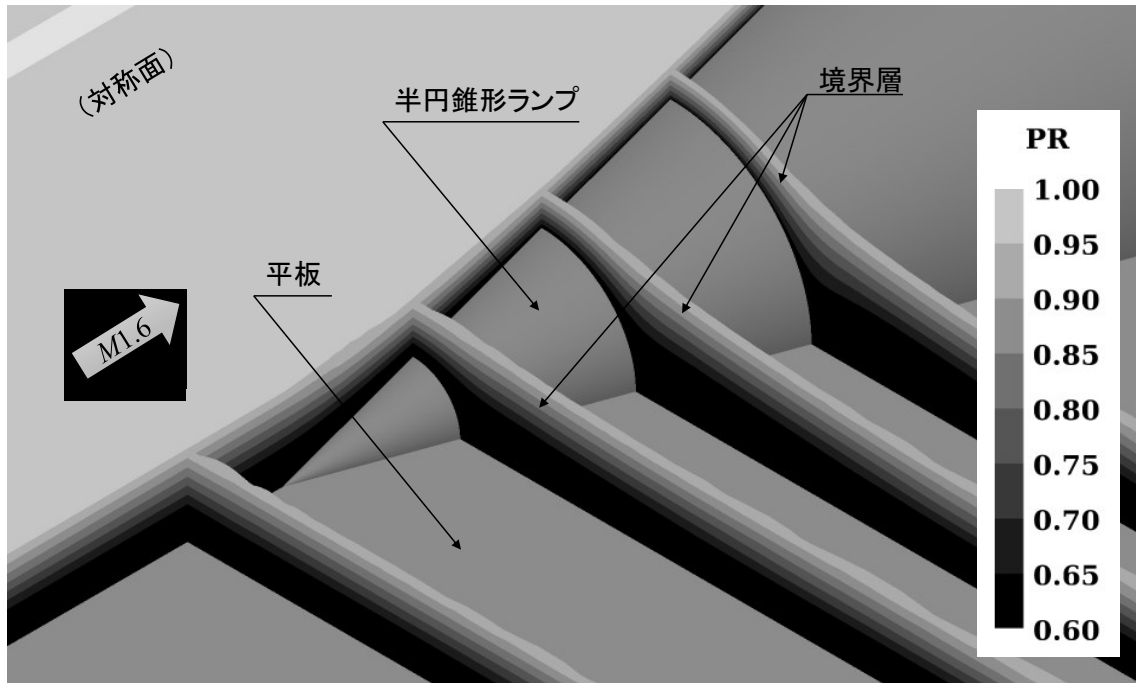


図 5.4 半円錐形ランプ周りの境界層分布 (総圧分布)

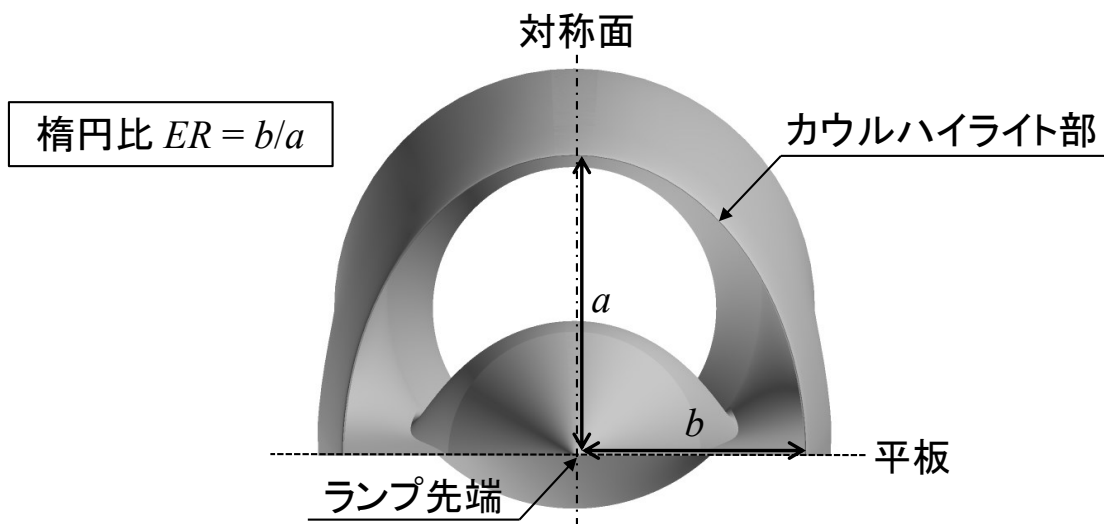
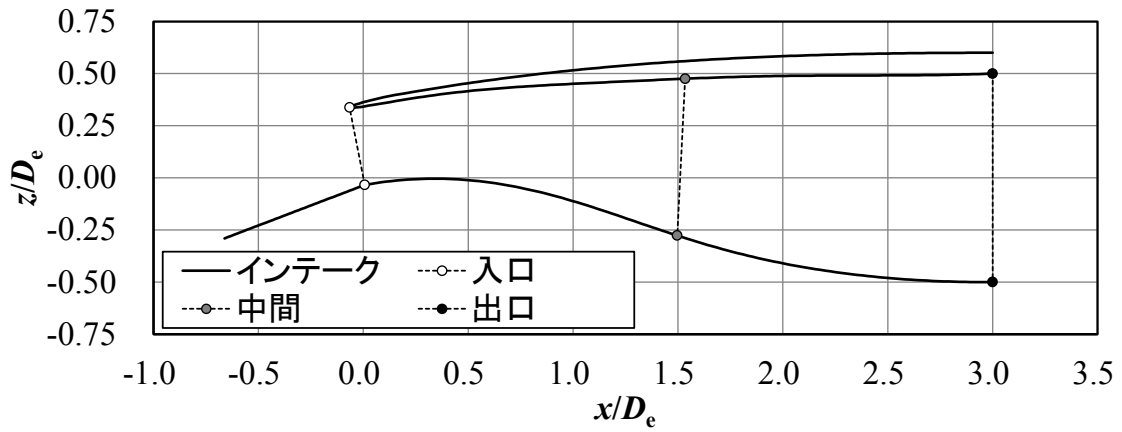
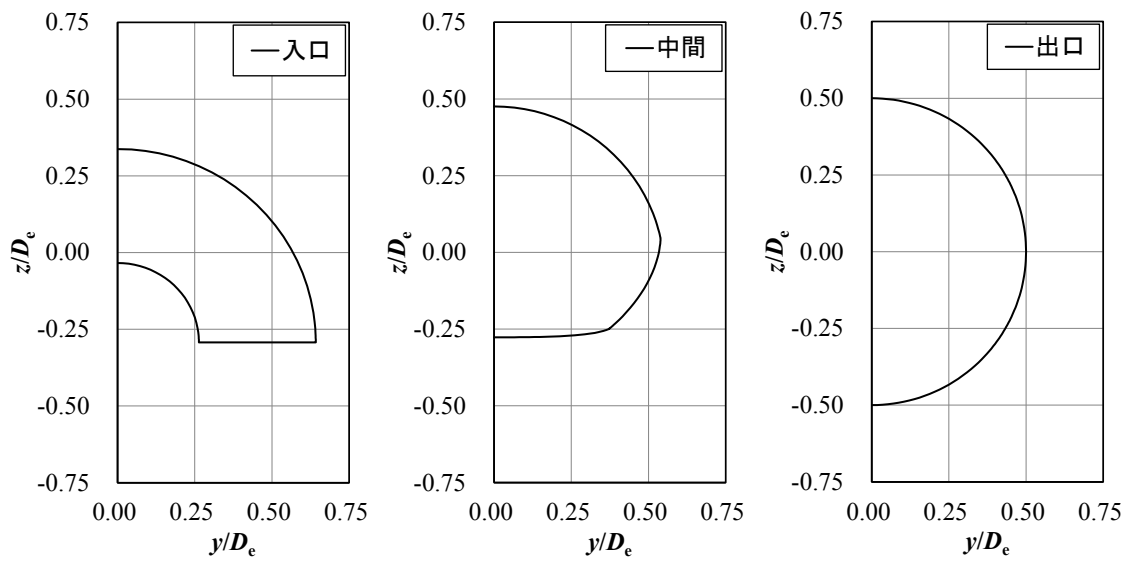


図 5.5 入口断面楕円比の定義



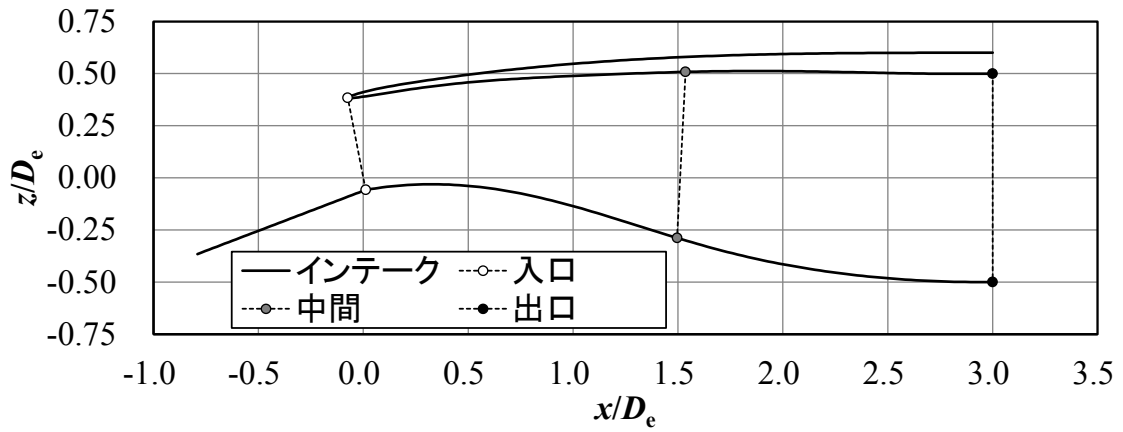
(a) 対称面上



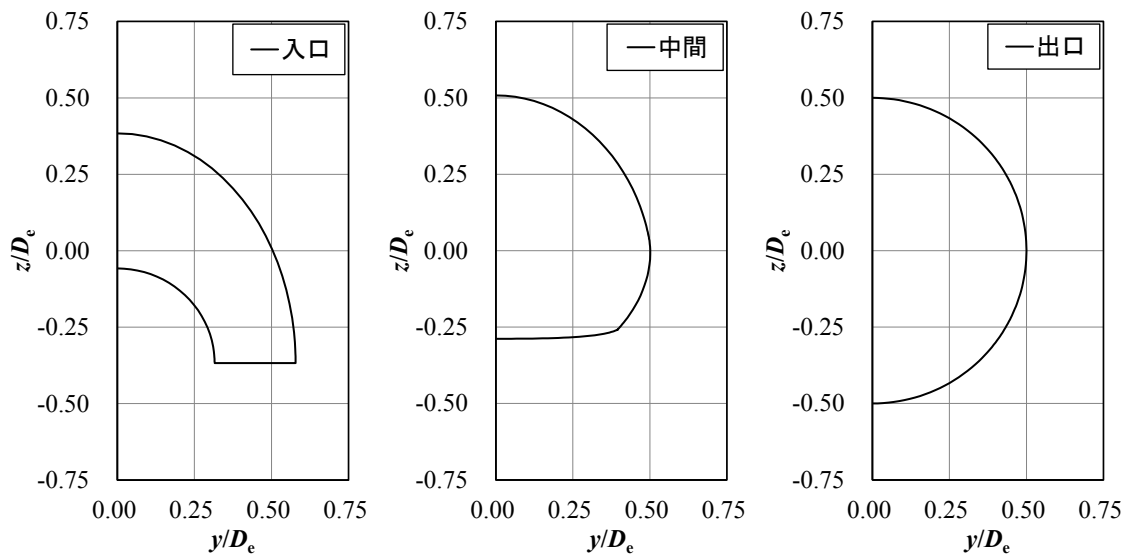
(b) 断面形状

図 5.6 亜音速ディフューザ形状 (半円錐形インテーク,  $ER = 1.00$ )





(a) 対称面上



(b) 断面形状

図 5.7 亜音速ディフューザ形状 (半円錐形インテーク,  $ER = 0.75$ )

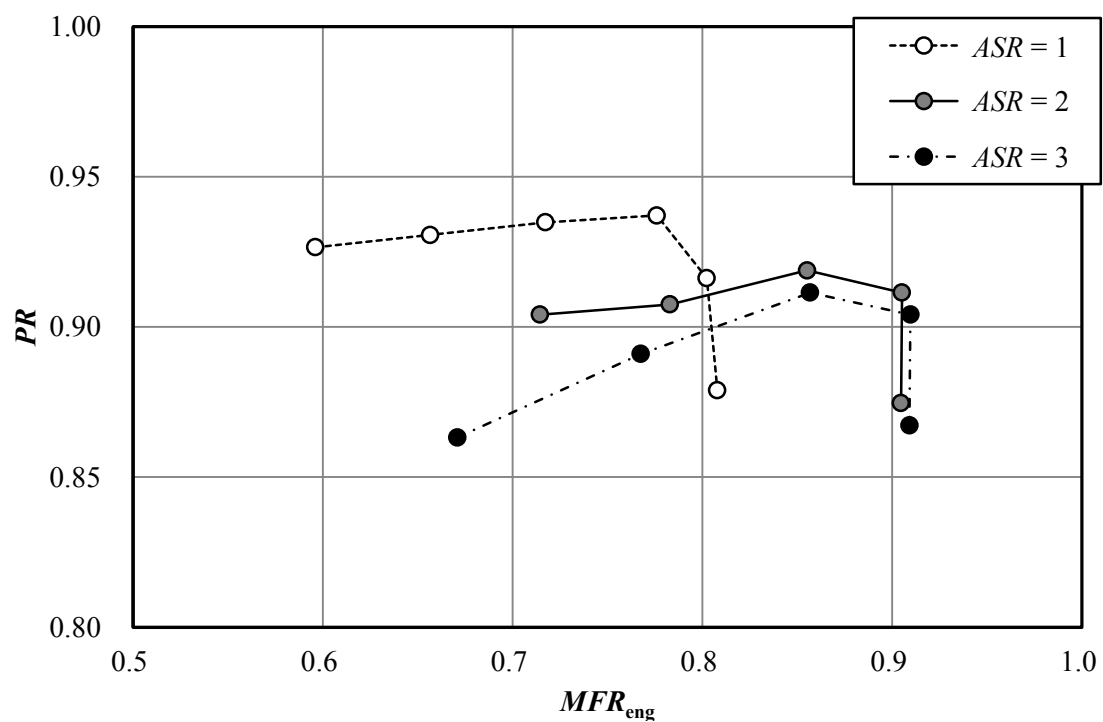
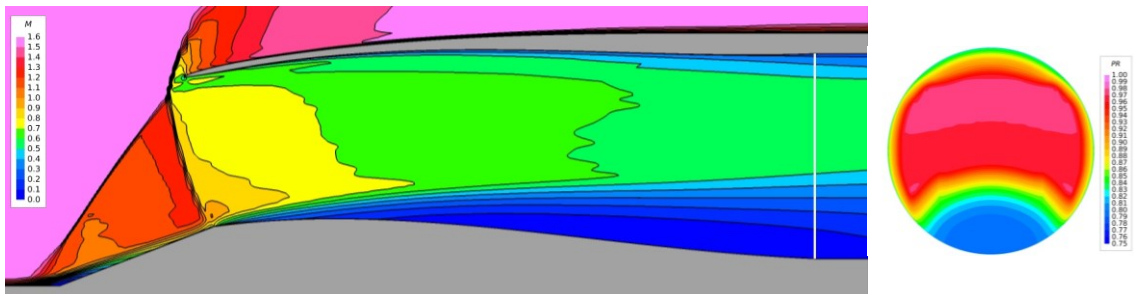
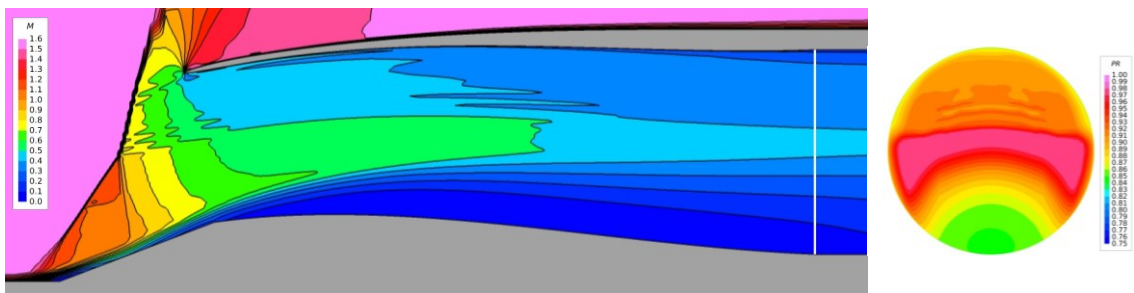


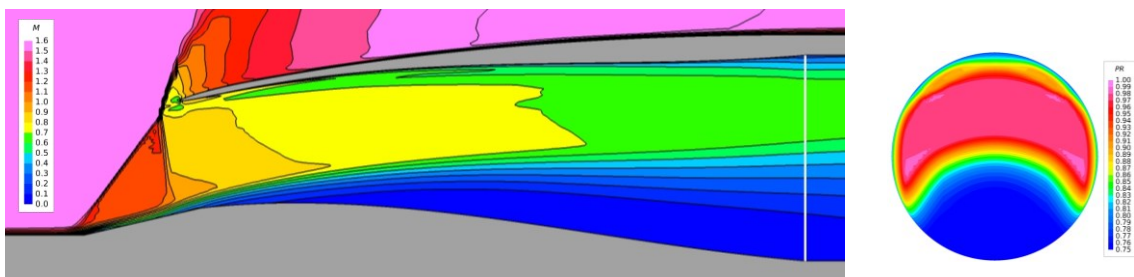
図 5.8 総圧回復率に対する入口断面アスペクト比の影響  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e$ : 5%, 抽気なし)



(a) 総圧回復率が最大となるとき ( $ASR = 1$ ,  $MFR_{eng} = 0.78$ )



(b) 亜臨界作動状態 ( $ASR = 1$ ,  $MFR_{eng} = 0.60$ )



(c) 総圧回復率が最大となるとき ( $ASR = 2$ ,  $MFR_{eng} = 0.86$ )

図 5.9 対称面上マッハ数分布 (左) とインテーク出口断面における総圧分布 (右)  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ , 抽気なし)

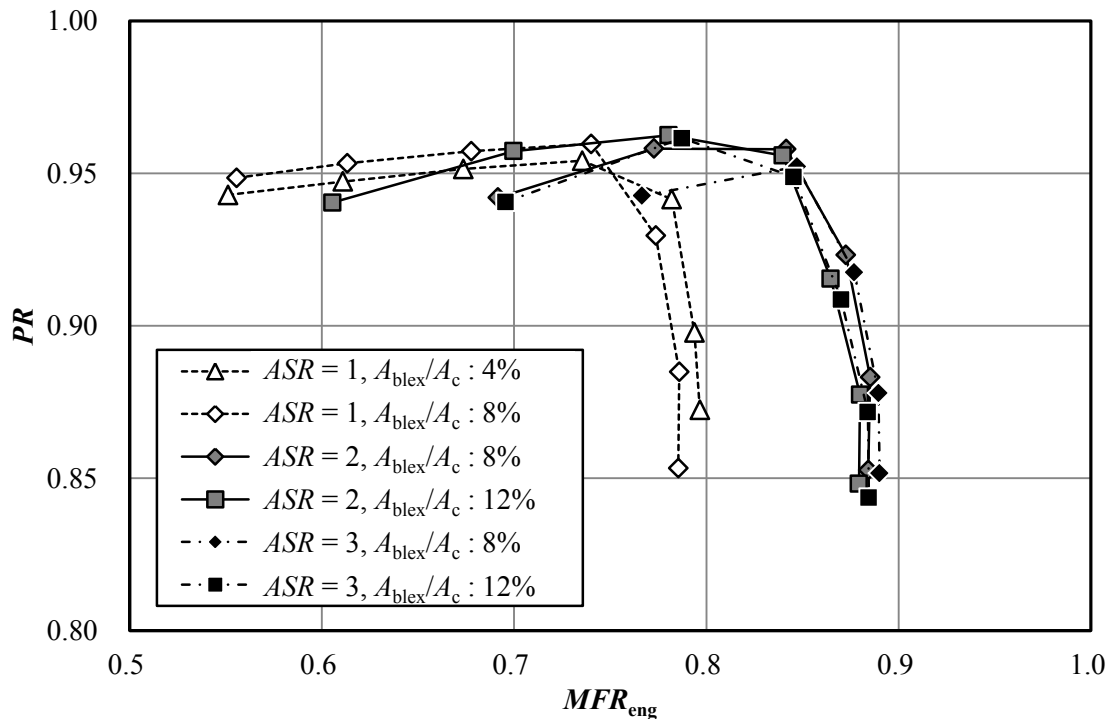


図 5.10 総圧回復率に対する入口断面アスペクト比と抽気の影響  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )

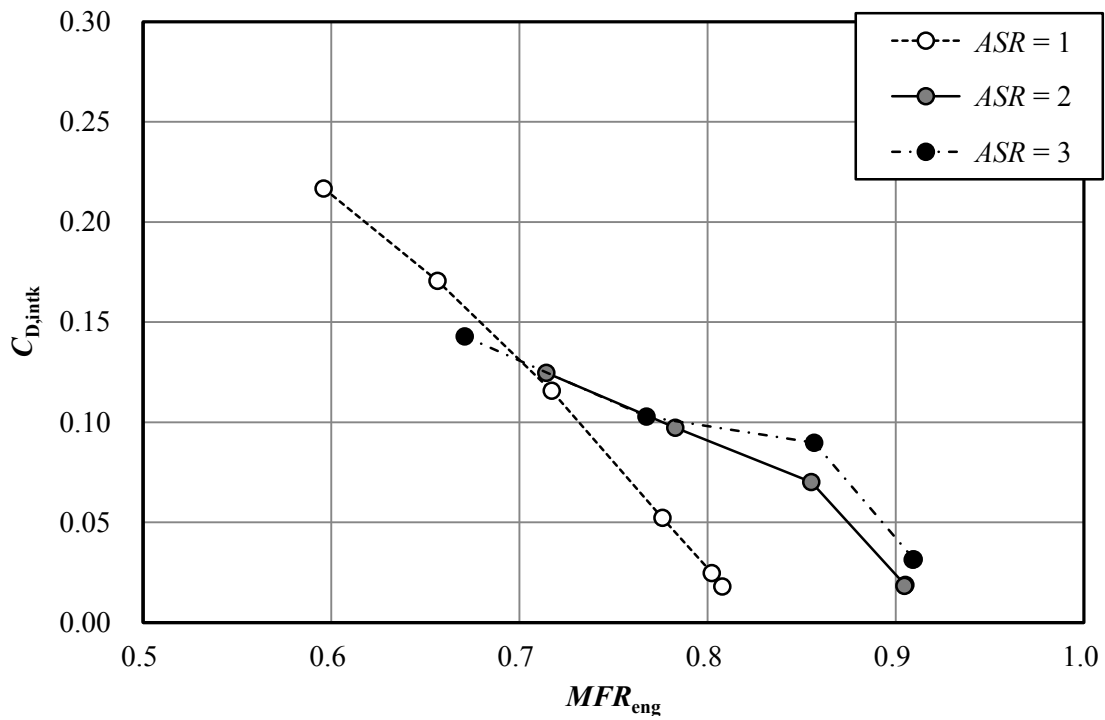
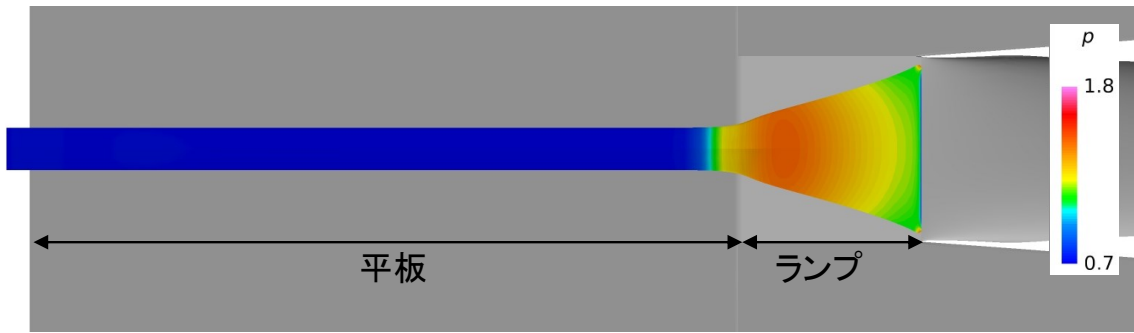
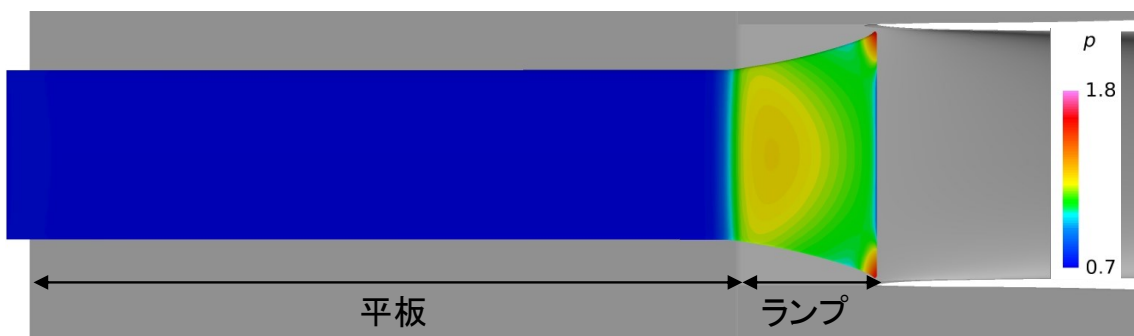


図 5.11 インテーク抵抗に対する入口断面アスペクト比の影響  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ , 抽気なし)



(a)  $ASR = 1$



(b)  $ASR = 2$

図 5.12 最大流量時にランプ表面及び平板表面に触れる捕獲流管上の圧力分布  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ , 抽気なし)

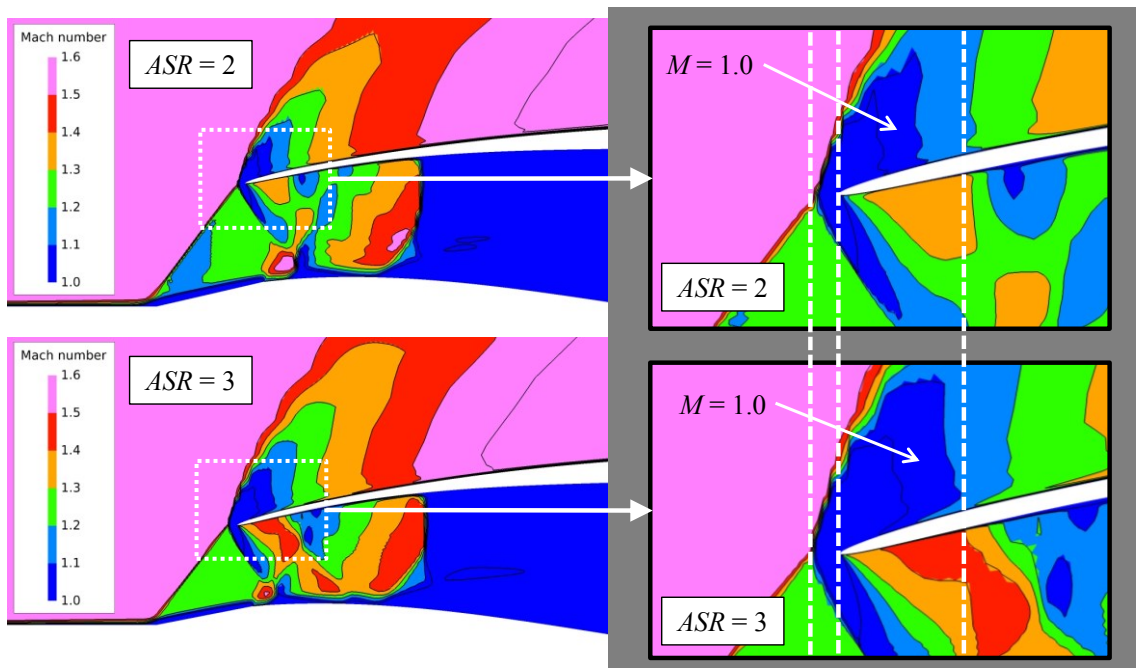


図 5.13 カウル先端における衝撃波の離脱

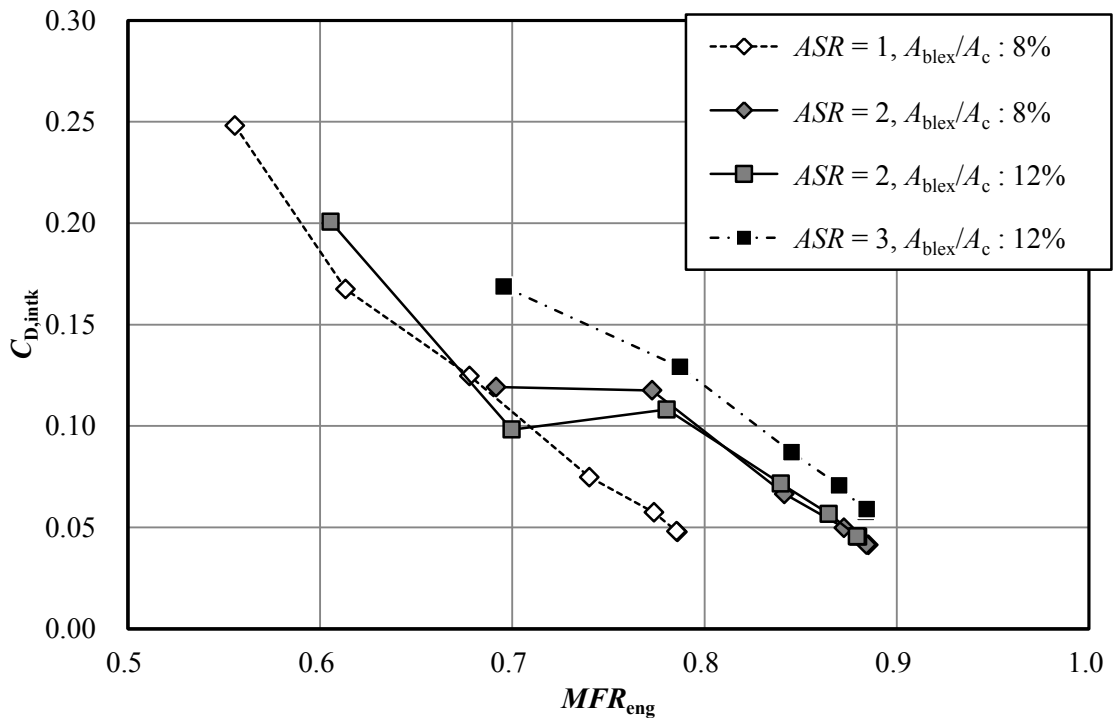


図 5.14 インテーク抵抗に対する入口断面アスペクト比と抽気の影響  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )

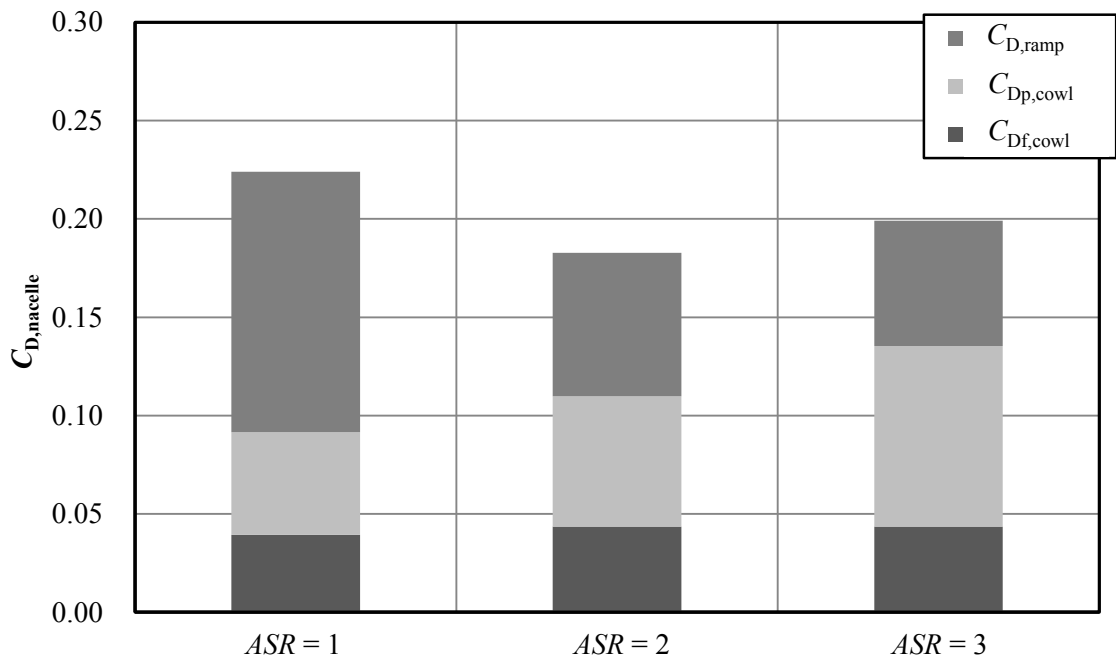
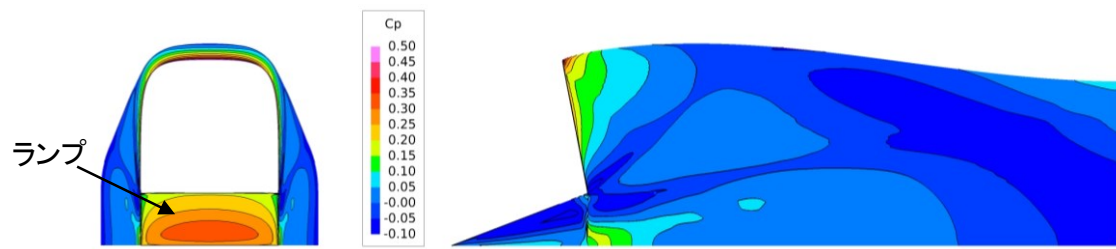
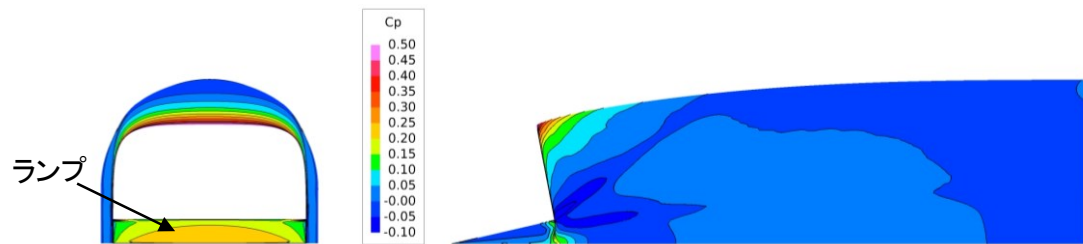


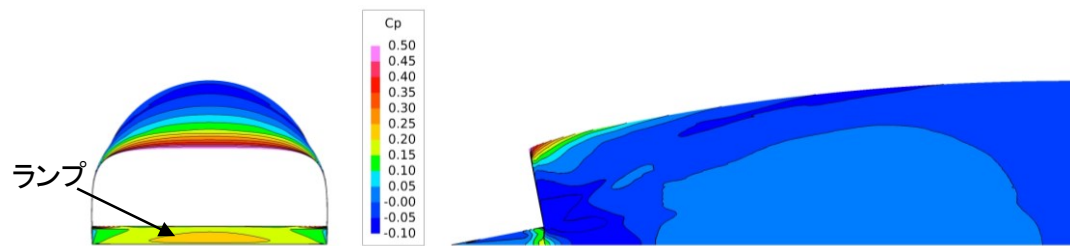
図 5.15 入口断面アスペクト比によるナセル抵抗の変化  
(楔形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ ,  $BR : 19.5\%$ )



(a)  $ASR = 1$



(b)  $ASR = 2$



(c)  $ASR = 3$

図 5.16 カウル表面の圧力分布 (左 : 正面図, 右 : 側面図,  $BR : 19.5\%$ )

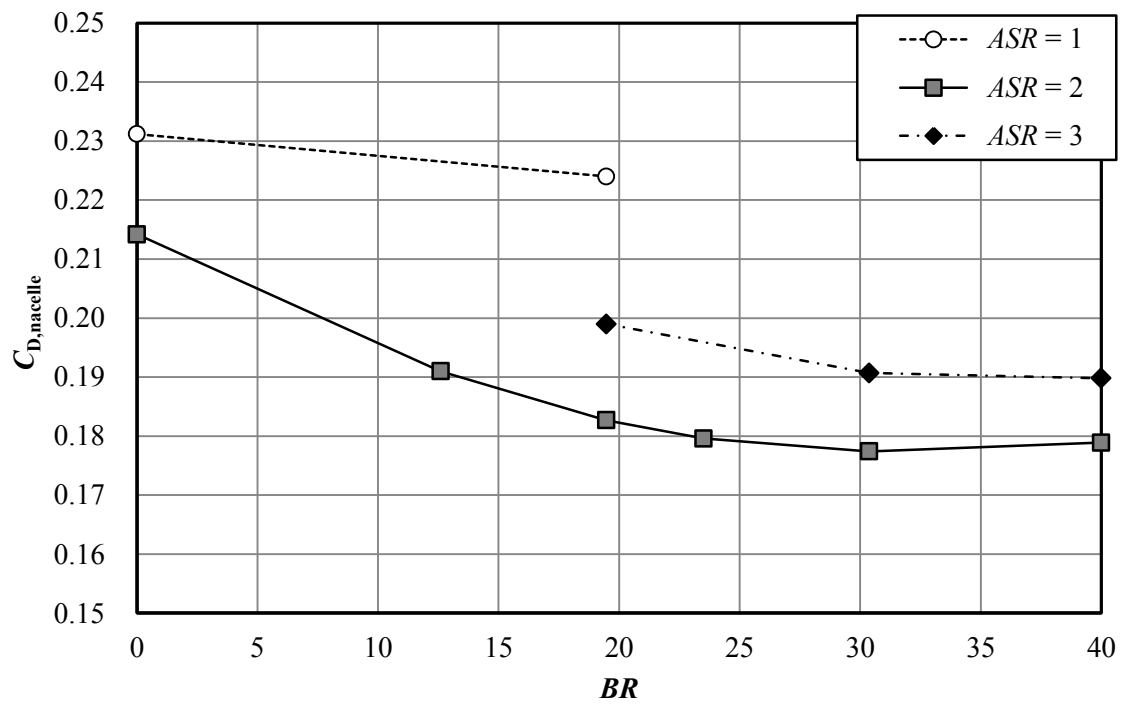
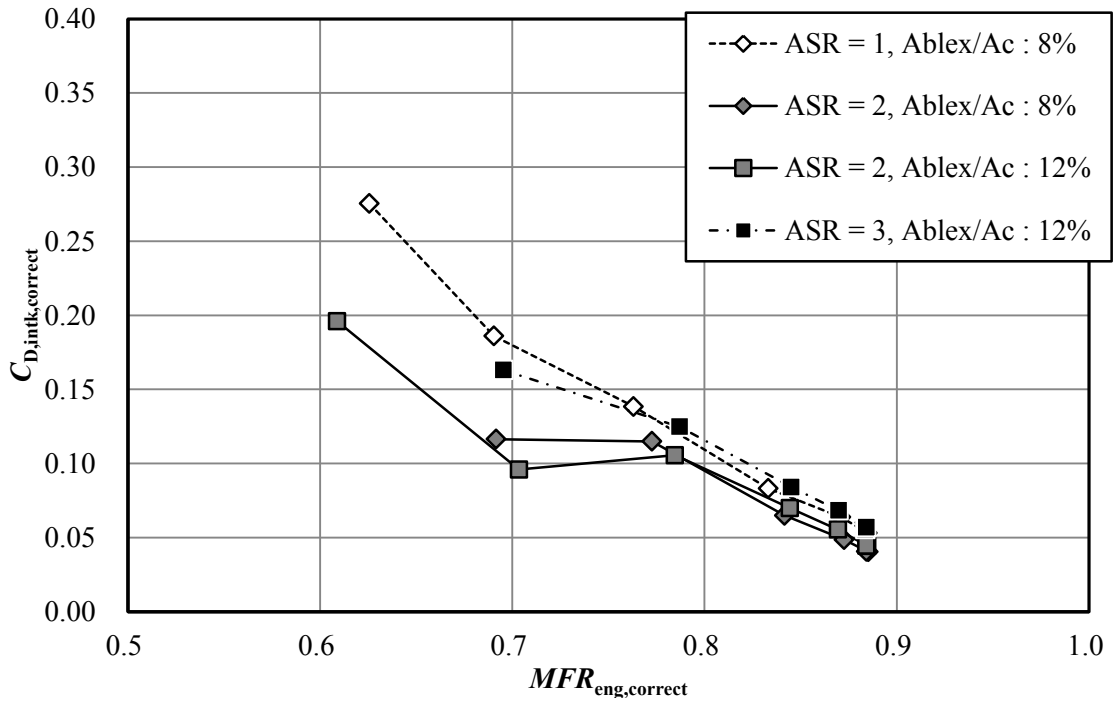
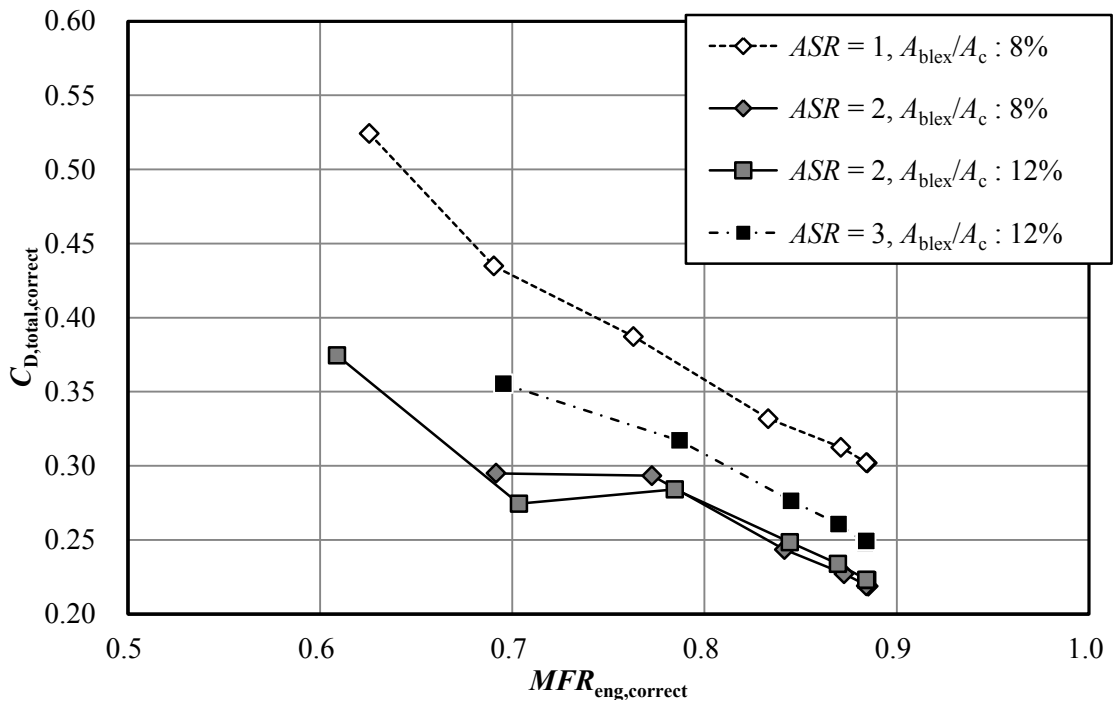


図 5.17 ナセル抵抗に対する入口断面アスペクト比とエンジン埋込率の影響





(a) インテーク抵抗の変化



(b) 全抵抗の変化

図 5.18 流量補正後の空力抵抗 (入口断面アスペクト比の影響)

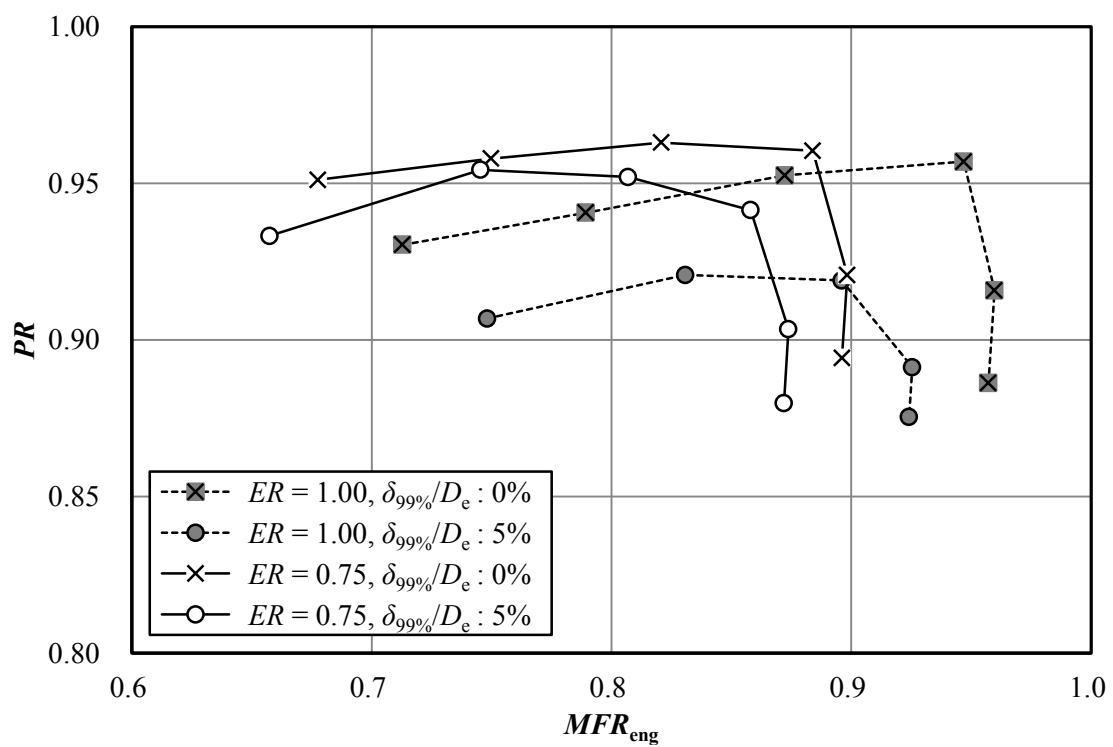
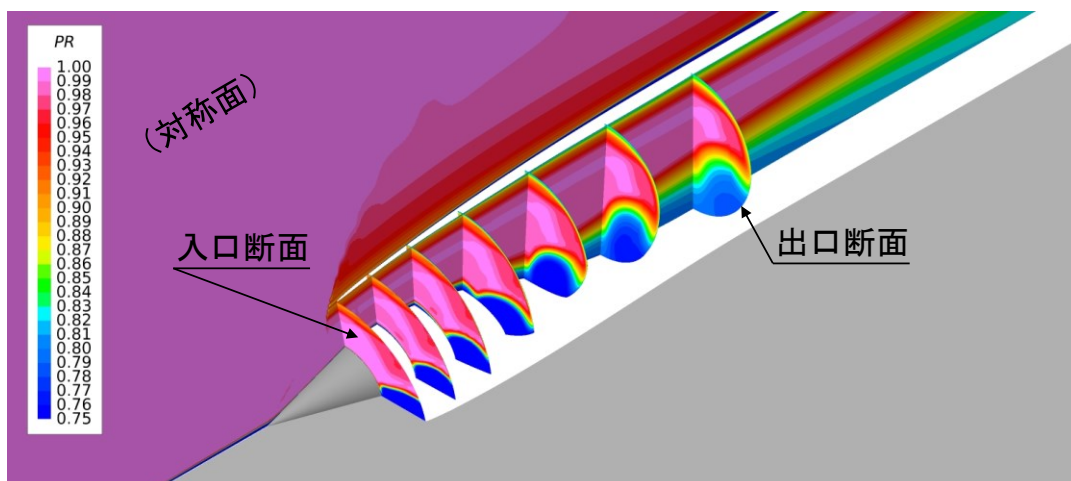
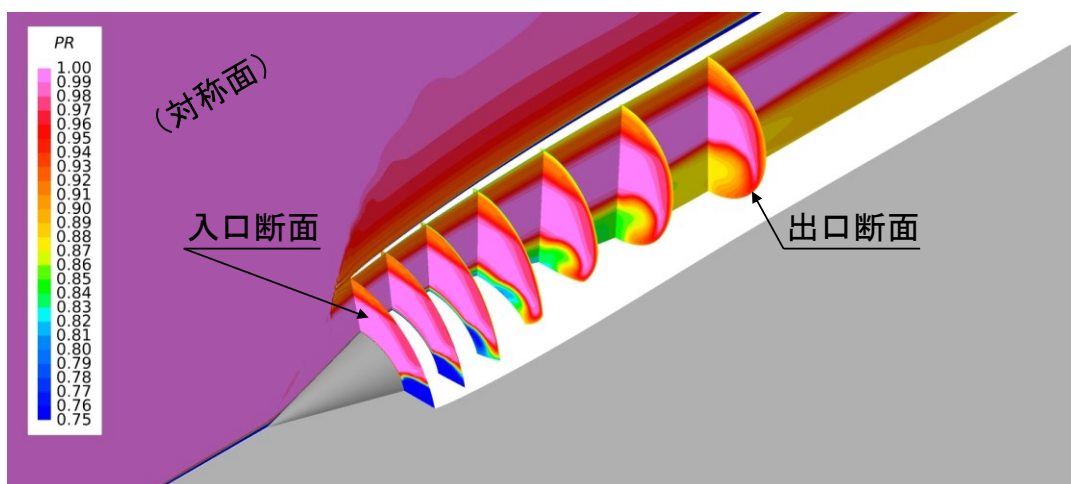


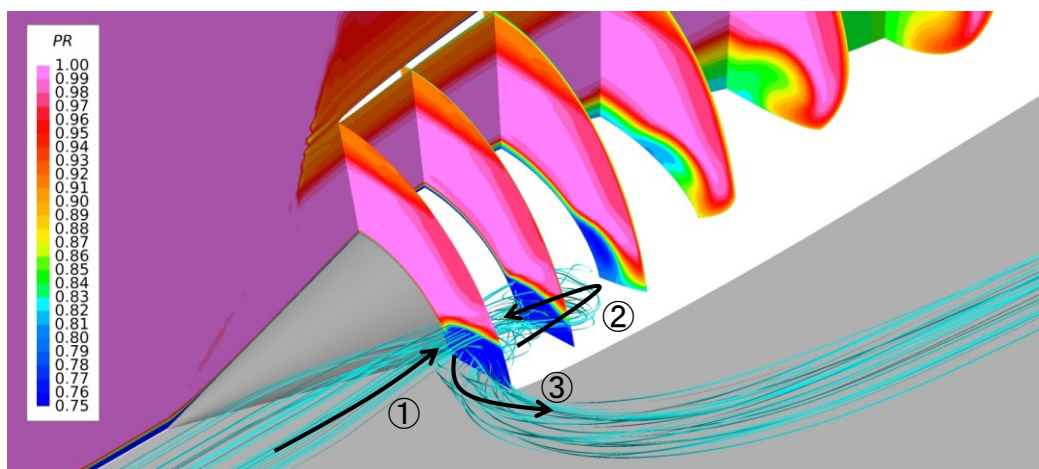
図 5.19 総圧回復率に対する境界層流入と入口断面楕円比の影響  
(半円錐形インテーク, 抽気なし)



(a)  $ER = 1.00$



(b)  $ER = 0.75$



(c) 図 5.16 (b) の拡大図と低圧領域を通る流線

図 5.20 半円錐形インテーク周りの総圧分布 ( $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ , 抽気なし)

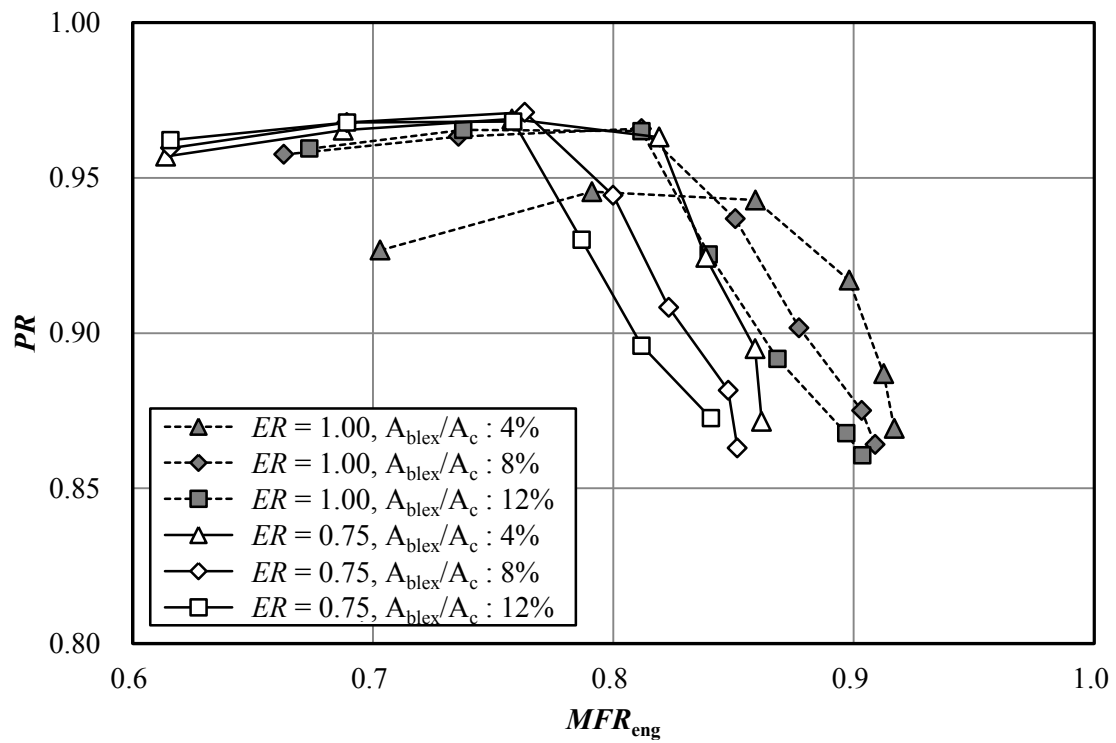


図 5.21 総圧回復率に対する抽気の影響 (半円錐形インテーク,  $\delta_{99\%}/D_e : 5\%$ )

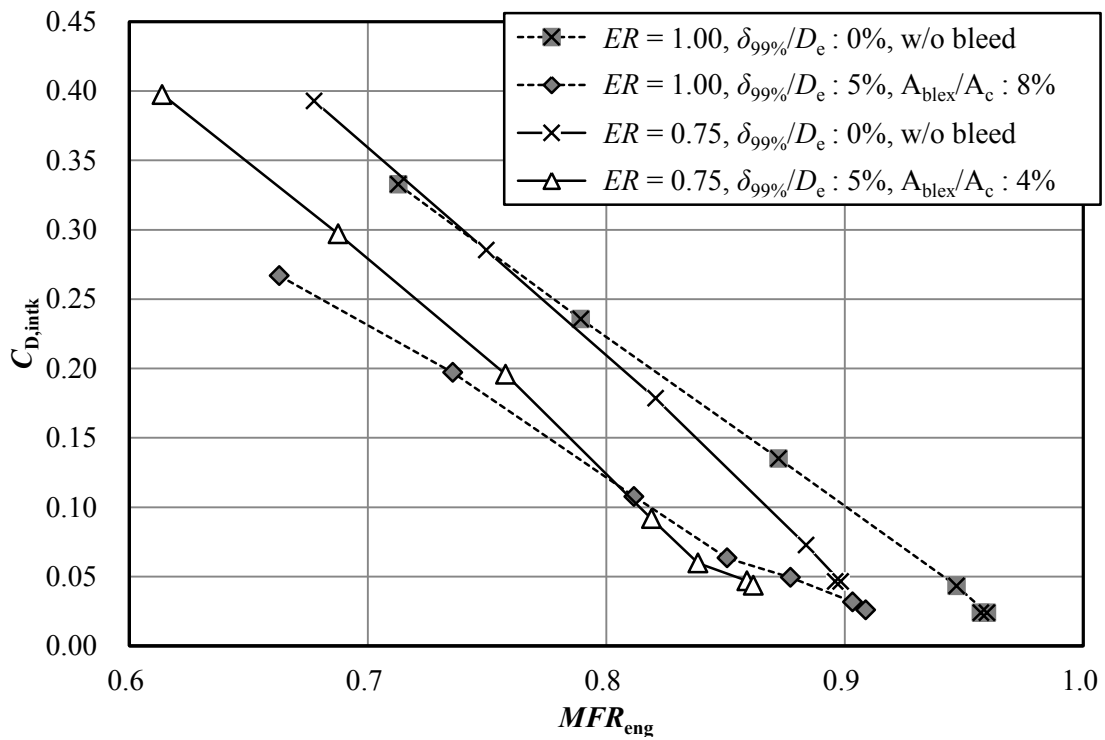
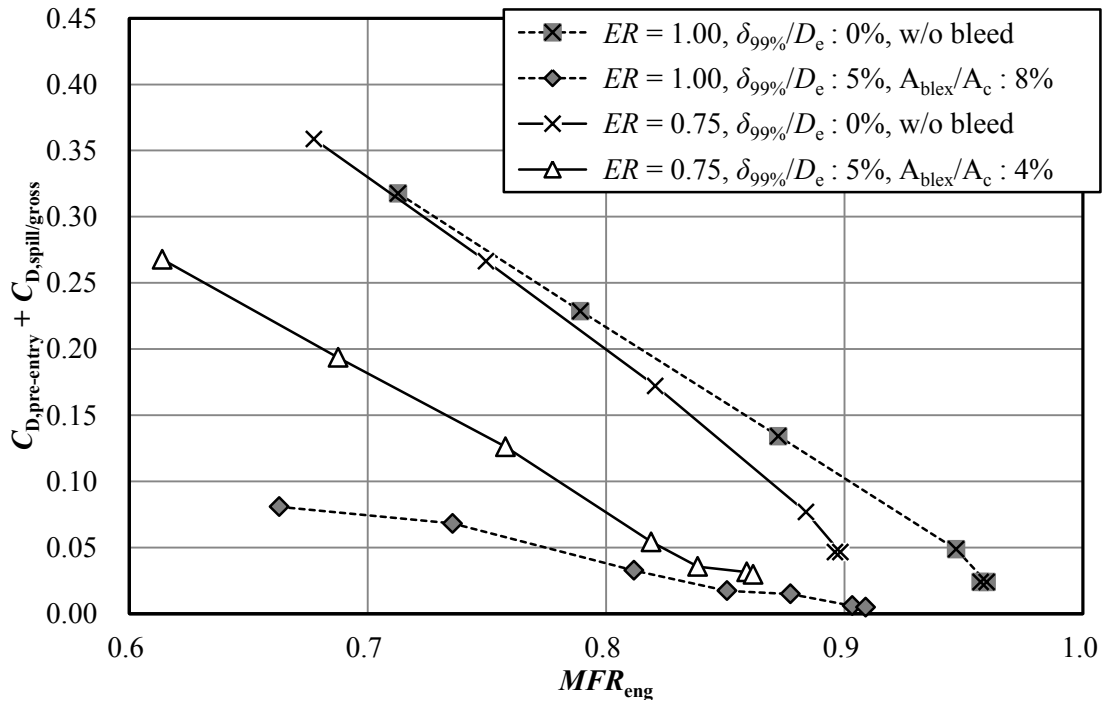
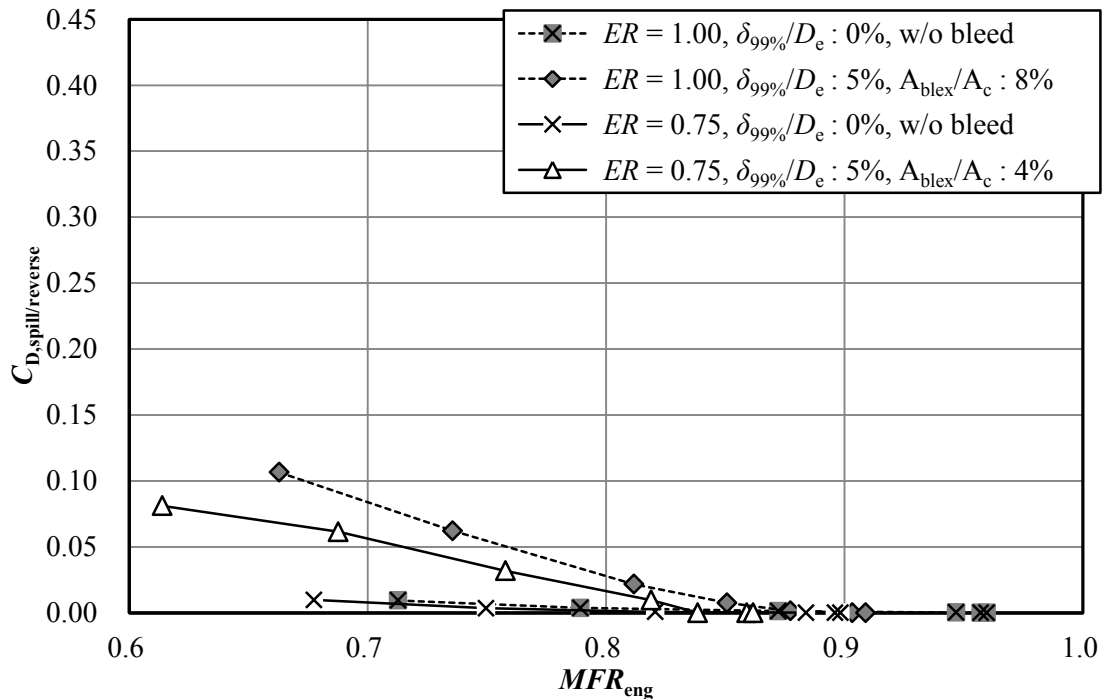


図 5.22 インテーク抵抗に対する入口断面楕円比の影響

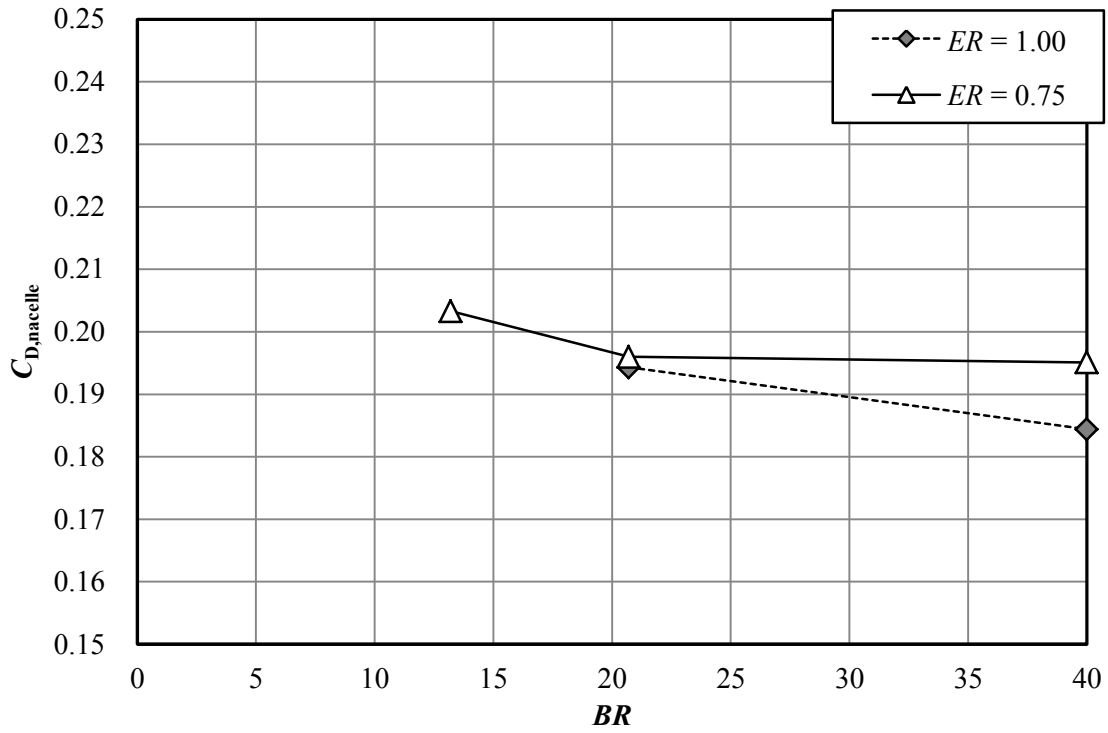


(a) 捕獲流管にかかる圧力に基づく抵抗

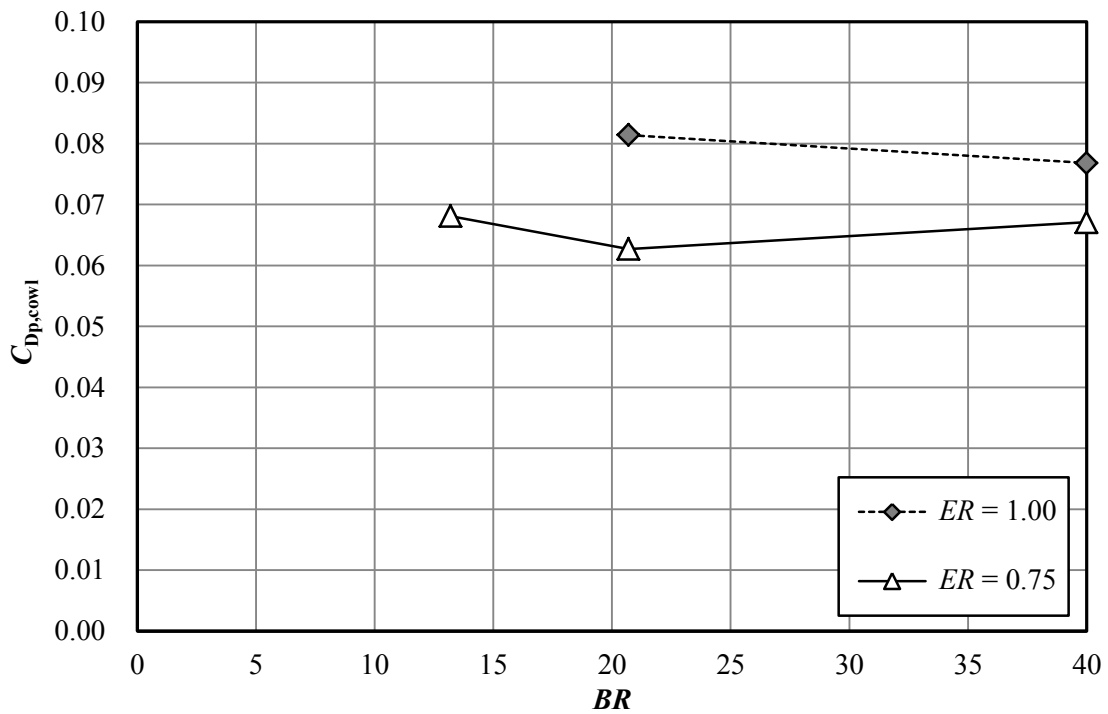


(b) ディフューザからの逆流によって生じる抵抗

図 5.23 捕獲流管に働く抵抗の変化



(a) ナセル抵抗の変化



(b) カウル圧力抵抗の変化

図 5.24 ナセル抵抗に対する入口断面楕円比とエンジン埋込率の影響

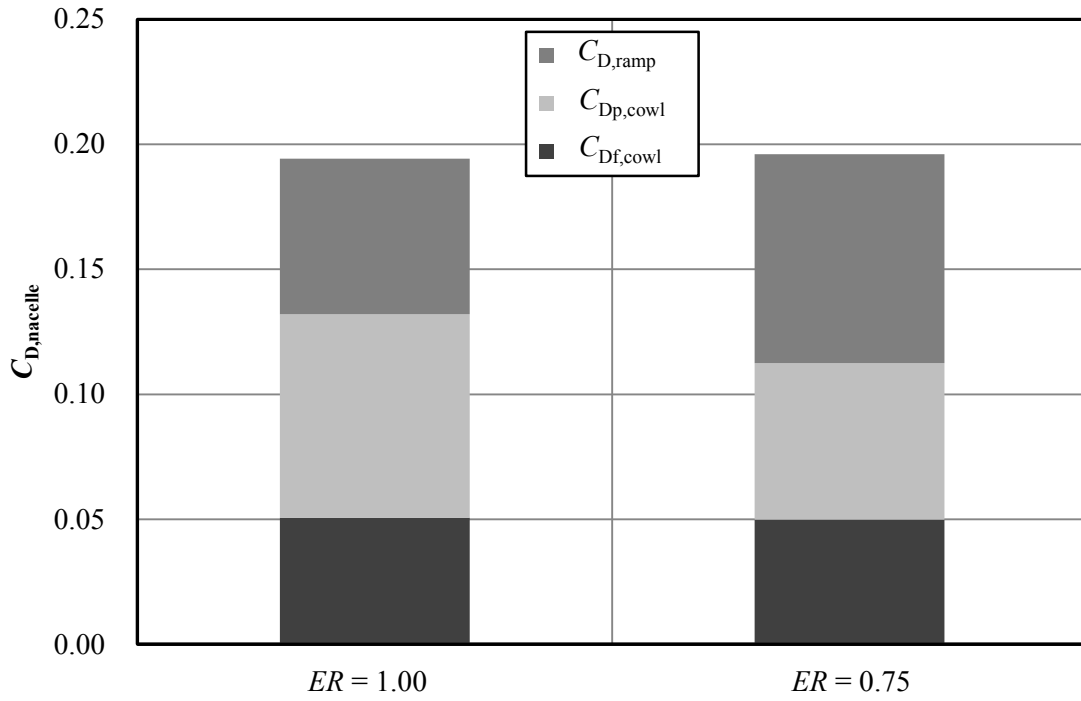


図 5.25 入口断面楕円比によるナセル抵抗の変化 ( $BR : 20.7\%$ )

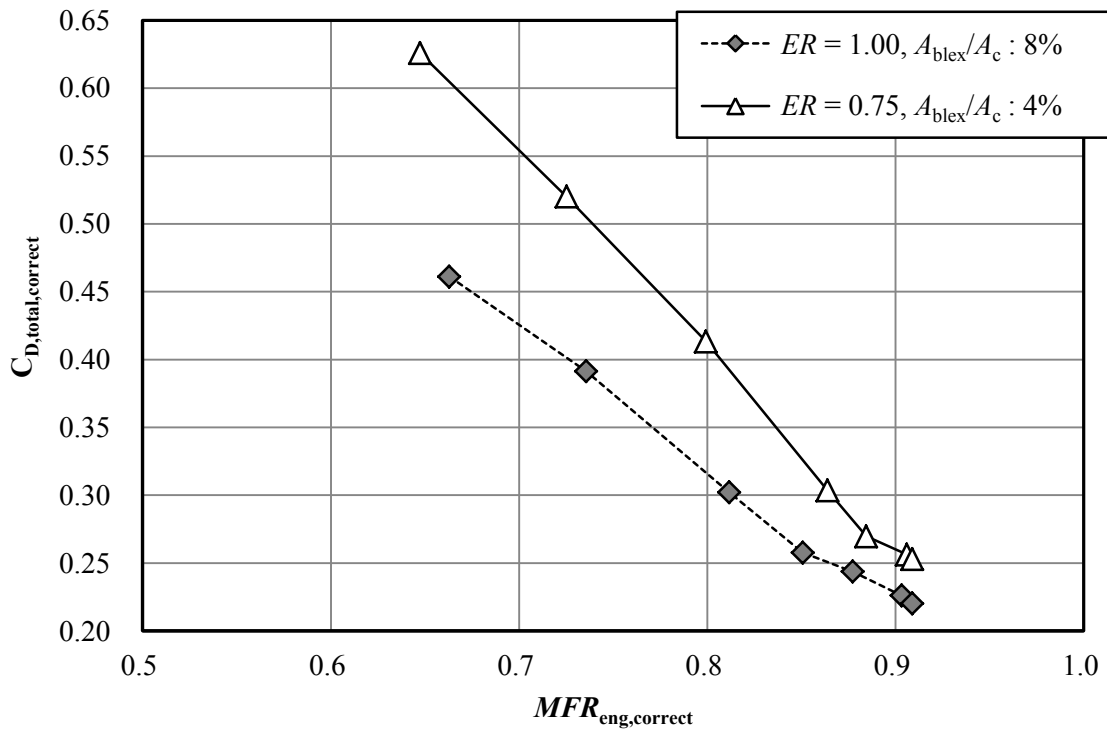


図 5.26 入口断面楕円比による全抵抗の変化 (流量補正後)

## 第6章 結論

本研究では、超音速インテークのダイバータレス化による空力抵抗の低減効果を明らかにし、抵抗低減量がより大きいダイバータレスインテークを設計するための指針を獲得することを目的に、CFD解析を利用してダイバータとランプ、そしてインテーク周りの流れ場を詳しく調べた。そして、機体/推進系統合の観点からそれぞれの空力性能を評価した。以下に得られた結論をまとめる。

ダイバータレス化による抵抗低減効果を調べるにあたり、まず、ダイバータレスインテークの比較技術であるダイバータの設計指針について検討した。ダイバータの性能評価項目を機体空力とインテーク性能の観点から設定し、ダイバータ形状と流入境界層厚さに関するパラメトリックスタディを実施した結果は以下のようにまとめられる。

- ・ ダイバータ頂角が小さいほど、境界層を排除する性能は良くなる。しかし、空力抵抗の変化は平均頂角に依存し、ダイバータ頂角では決まらない。
- ・ インテークのランプ幅に対してダイバータの幅を狭くすると、境界層を排除する性能は良くなり、空力抵抗も小さくなる。
- ・ ダイバータ設計ではダイバータ幅を最小値に設定したうえで、ダイバータ性能がトレードオフの関係になるダイバータ高さや頂角の最適化を行うのが良い。

次に、ダイバータレス化によるインテークの空力特性の変化を調べた。また、機体空力に与える影響として、エンジンナセルに働く空力抵抗を評価した。その結果は以下のようにまとめられる。

- ・ 境界層流入と総圧回復率を改善するための抽気の影響で、インテークがエンジンへ供給可能な最大流量は少なくなる。
- ・ 供給流量を少なくする過程におけるインテークの空力抵抗の増加率が小さくなる。
- ・ インテークのダイバータレス化により、エンジンナセルに働く空力抵抗は小さくなる。

以上を踏まえ、ダイバータレス化による抵抗低減効果について検討した結果は以下のようにまとめられる。

- ・ インテークの捕獲面積を大きく設定する必要があるが、ダイバータレス化によってインテークとエンジンナセルに働く総合的な空力抵抗は低減する。そして、インテ



ークがエンジンへ供給する流量が少ない場合ほど抵抗低減量は大きい。

さらに、ダイバータレス化による抵抗低減を進めるために、亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするランプの設計指針について検討した。楔形ランプの形状とダイバータの高さに関するパラメトリックスタディを実施した結果は以下のようにまとめられる。

- ・ ランプ幅が広いほど、インテークの最終衝撃波上流のマッハ数は小さくなる。また、ランプ幅が狭いほど、そしてランプ角が小さいほど、亜音速ディフューザへ流入する境界層の質量流量は少なくなる。
- ・ 亜音速ディフューザへの境界層流入量を少なくするためには、最低限の減速要求を満たす限り、ランプ幅を狭く設計すればよい。ただし、その際のランプ角は主流に過度な衝撃波損失を与えない角度でなければならない。

そして、ランプ幅を決定するインテーク設計パラメタである亜音速ディフューザの矩形入口断面のアスペクト比が、インテークの空力性能とエンジンナセルに働く空力抵抗に与える影響について調査し、抵抗低減効果が大きいダイバータレスインテークを設計するための指針について検討した。その結果は以下のようにまとめられる。

- ・ 亜音速ディフューザ入口断面のアスペクト比が小さいほど、インテークは少ない抽気量で総圧回復率を改善することができる。また、エンジンへ供給可能な最大流量は減少するが、最大流量状態におけるインテークの空力抵抗は増大しない。
- ・ エンジンナセルに働く空力抵抗は、亜音速ディフューザ入口断面のアスペクト比が大き過ぎても小さ過ぎても増大する。
- ・ ダイバータレス化による抵抗低減効果を最大にする亜音速ディフューザの入口断面アスペクト比が存在し、インテーク設計ではその最適化が必要である。

また、半円錐形ランプのインテークを対象に、亜音速ディフューザの楕円入口断面の楕円比がダイバータレスインテーク設計に与える影響について調べた結果は以下のようにまとめられる。

- ・ 亜音速ディフューザ入口断面の楕円比が小さいインテークのほうが、少ない抽気量で総圧回復率を改善できる。しかし、エンジンへ供給可能な最大流量は減少し、インテークの空力抵抗も大きくなる。
- ・ 亜音速ディフューザ入口断面の楕円比が大きいインテークのほうが、エンジンナセルに働く空力抵抗は小さい。

- ・ 亜音速ディフューザの入口断面楕円比が大きいインテークのほうが、ダイバータレス化による抵抗低減効果は大きい。

以上のように本研究から得られた結果より、インテークのダイバータレス化による抵抗低減効果が明らかになり、抵抗低減量を大きくするインテーク設計指針が示された。

## 参考文献

- [1] 一般財団法人 日本航空機開発協会: 民間航空機に関する市場予測 2014 – 2033, <http://www.jadc.jp/> (2014).
- [2] Liebeck, R. H.: Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport, JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 41, No. 1 (2004).
- [3] Rettie, I. H. and Lewis, W. G. E.: The Design and Development of an Air Intake for a Supersonic Transport Aircraft, AIAA Paper, No. 67-752 (1967).
- [4] JAXA 航空プログラムグループ 超音速機チーム: 静粛超音速機技術の研究開発 平成 22 年度公募型研究 参照文書, <http://www.aero.jaxa.jp/> (2010).
- [5] 堀之内茂: 次世代超音速機の将来展望, *ながれ*, 25 (2006), pp.337-344.
- [6] Horinouchi, S.: Conceptual Design of a Low Sonic Boom SSB, AIAA 2010-6591 (2005).
- [7] Berens, T. M.: Aerodynamic Propulsion Integration for Supersonic Business Jets, AIAA 2010-6591 (2010).
- [8] Welge, H. R. et.al.: N+2 Supersonic Concept Development and Systems Integration, NASA/CR-2010-216842 (2010).
- [9] 赤塚純一, 渡辺安, 石井達哉: 排気ノズルの可変機構を利用した超音速機のジェット騒音低減, 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, 2E10 (2013).
- [10] Seddon, J. and Goldsmith, E. L.: Intake Aerodynamics, AIAA Education Series (1985).
- [11] Inlet Total-Pressure-Distortion Considerations for Gas-Turbine Engines, SAE Aerospace Information Report 1419 Revision A (1999).
- [12] Ueno, A. and Watanabe, Y.: Propulsion/Airframe Integration Considering Low Drag and Low Sonic Boom, proceedings of ICAS 2014, 630 (2014).
- [13] Slater, J. W.: Design and Analysis Tool for External-Compression Supersonic Inlets, NASA/TM-2012-217660 (2012).
- [14] 渡辺安, 上野篤史, 赤塚純一: ダイバータレスインテークの設計における課題について, 第 44 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム 2012 講演集, 2A06 (2012).
- [15] Flamm, J. D. and Wilcox, F. J. Jr.: Drag Measurements of an Axisymmetric Nacelle Mounted on a Flat Plate at Supersonic Speeds, NASA Technical Memorandum 4660 (1995).
- [16] Johnson, H. W. and Piercy, T. G.: Effect of Wedge-Type Boundary-Layer Diverters on Performance of Half-conical Side Inlets at Mach Number 2.96, NACA RM E54E20 (1954).

- [17] Kawai, R. T., Friedman, D. M. and Serrano, L.: Blended Wing Body (BWB) Boundary Layer Ingestion (BLI) Inlet Configuration and System Studies, NASA/CR-2006-214534 (2006).
- [18] Owens, L. R., Allan, B. G. and Gorton, S. A.: Boundary-Layer-Ingesting Inlet Flow Control, JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 45, No. 4 (2008), pp. 1431-1440.
- [19] Trefny, C. J., et.al.: Performance of a Supersonic Over-Wing Inlet with Application to a Low-Sonic Boom Aircraft, AIAA 2014-3802 (2014).
- [20] 渡辺安: 静粛超音速研究機 (S3TD) 第 3.5 次形状インテークの空力設計, JAXA-RM-08-019 (2009).
- [21] Masud, J. and Akram, F.: Flow Field and Performance Analysis of an Integrated Diverterless Supersonic Inlet, AIAA 2010-481 (2010).
- [22] 三木肇, 渡辺安, 亀田正治: 超音速機用ダイバータの性能評価, 日本航空宇宙学会論文集, 第 59 巻, 第 695 号 (2011).
- [23] 松尾一泰: 圧縮性流体力学 内部流れの理論と解析, 理工学社, 東京, 1994, pp. 113, 270.
- [24] Fujiwara, H. Watanabe, Y. and Sakata, K.: 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<sup>rd</sup> ASME/JSME Joint Fluids Engineering Conference (1999).
- [25] 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, NAL TM-774 (2003).
- [26] 渡辺安, 村上哲: 亜音速ディフューザの面積分布と中心線形状が空力性能に及ぼす影響, 日本機械学会論文集 (b 編), 70 巻 696 号 (2004), pp.97-102.
- [27] 渡辺安, 赤塚純一, 村上哲, 本阿弥眞治: 多孔抽気を模擬する CFD 用壁面境界条件モデル, 日本航空宇宙学会論文集, 53 (2005), pp. 548-553.
- [28] 三木肇, 渡辺安, 亀田正治: 超音速機の機体/推進系統合設計におけるインテークランプの性能評価, 日本航空宇宙学会論文集 (投稿中).
- [29] Henry, J.R., Wood, C. C. and Wilbur, S. W.: Summary of Subsonic-Diffuser Data, NACA RM L56F05 (1956).
- [30] Miki, H., Watanabe, Y. and Kameda, M.: PERFORMANCE EVALUATION OF A BOUNDARY LAYER DIVERTER FOR SUPERSONIC PROPULSION SYSTEM, proceedings of ICAS 2012, 584 (2012).
- [31] Miki, H., Kameda, M. and Watanabe, Y.: Low Drag Design and Aerodynamic Performance Evaluation of Supersonic Air Inlet, AIAA 2014-3798 (2014).

## 謝辞

本研究を進めるにあたり、多大なご指導ご鞭撻を賜りました東京農工大学工学科機械システム工学科の亀田正治教授に対して深く感謝の意を表します。先生には研究に対して適切な助言を頂いただけでなく、私生活の面でもご配慮いただくなど様々な面でお世話になりました。また、国際会議での発表の機会を与えてくださり、貴重な経験を積むことができました。ここに改めて御礼申し上げます。

宇宙航空研究開発機構航空本部の渡辺安主幹研究員には、学部4年次から博士後期課程までの6年間、常にきめ細やかなご指導を頂きました。また、研究に取り組む姿勢・研究者としての在り方についても多くを説いて頂いたことは、研究活動を続けるなかで大きな励みとなりました。この場を借りて深く御礼を申し上げるとともに心から感謝いたします。

本論文の審査に当たり、村田章教授、岩本薫准教授、西田浩之准教授の各先生方に大変お世話になりました。この場を借りて深く御礼を申し上げます。

また、日頃より有益なご意見を与えて下さいました田川義之准教授、佐藤慶太技術職員に深く感謝いたします。

そして、亀田・田川研究室そして連携大学院渡辺研究室の院生、学部生の皆様にも大変お世話になりました。研究室に出向く度に温かく迎えて頂いたことに感謝しております。なかでも田中寿典氏と高橋賢羽氏のおかげで、より一層充実した研究室生活を送ることができました。この場を借りて御礼を申し上げます。

最後に、いつも私のことを心配し支えてくれた家族に対して深く感謝の意を表します。

平成27年3月

三木 肇