

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

亜音速ディフューザの総圧損失の推算について

村上 哲

2004年6月

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

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

亜音速ディフューザの総圧損失の推算について

Empirical method of Total Pressure Loss
Estimation of Subsonic Diffuser

村上 哲
Akira MURAKAMI

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

2004年6月
June 2004

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

亜音速ディフューザの総圧損失の推算について*

村上 哲*¹

Empirical method of Total Pressure Loss Estimation of Subsonic Diffuser*

Akira MURAKAMI*¹

Summary

It is important to estimate the total pressure loss in order to design aerodynamically the flow passage of the supersonic air-intake and to predict propulsion system performance. Especially for the preliminary passage design and performance prediction for the supersonic air-intake, an easy and efficient method for the total pressure loss estimation in the subsonic diffuser is required, because it is difficult to analyze the subsonic diffuser flow due to the complexity of the diffuser configuration and the viscous flow, possibly with flow separation. In the present study, an empirical estimation method is developed based on the earlier experimental data, including the effects of diffuser configuration parameters (expansion angle, inlet aspect ratio and duct offset) and incoming flow condition (inlet Mach number and boundary layer). The total pressure loss estimated by the present method is in generally good agreement with the experimental data for a variety of subsonic diffuser configurations. The preliminary passage design of subsonic diffusers for the supersonic air-intake is also discussed in the present report, based on the present empirical estimation method.

Keywords: subsonic diffuser, aerodynamic design, pressure loss estimation

概 要

超音速インテークの総圧損失の予測は、その空力設計及び推進システム性能予測の観点から重要である。特に、その亜音速ディフューザ部の基本通路設計における初期の形状設定や総圧損失予測ではより簡便に効率的に総圧損失を予測する必要がある。しかし、亜音速ディフューザではその形状パラメタが多いことや剥離等の粘性の影響が支配的であることから、簡便な解析で総圧損失を予測することは難しい。本研究では超音速インテークの亜音速ディフューザの基本通路設計を効率的に行うことに必要な総圧損失の推算方法として、これまでの実験データベースからディフューザ形状パラメタ（開き角、入口アスペクト比及びダクトオフセット）及び流入条件（流入境界層と流入マッハ数）の影響を整理し、亜音速ディフューザの総圧損失について代数式で表される簡便な推算式を作成し、実験データとの比較検証を行った。その結果、利用可能な実験データの試験条件の範囲において、形状パラメタ及び流入条件による総圧損失の違いについて概ね妥当な評価が本推算式で可能であることを示した。また、この推算式を用いて亜音速ディフューザの基本通路設計における形状パラメタの設定について考察した。

記 号

A	ディフューザ断面積	H	ディフューザ高さ
A_{ϕ}^*	流入境界層排除厚み面積	Kd	拡散損失修正係数
B	ディフューザ幅	$(Kd)_0$	ゼロ境界層拡散損失修正係数
D	ディフューザ断面直径	$(Kd)_{max}$	最大拡散損失修正係数
Df	摩擦抵抗	K_G	断面形状修正係数
f	摩擦係数	K_{offset}	オフセット損失修正係数
		Kt_{ϕ}	角度 ϕ の曲がり管損失係数
		Kt_{90}	角度 90° の曲がり管損失係数

* 平成 16 年 6 月 23 日 受付 (received 23 June 2004)

*¹ 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター

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

L	ディフューザ長さ
M	マッハ数
M_1^*	臨界流入マッハ数
p	静圧
Pt	総圧
q	動圧
r	ディフューザ曲がり管モデルの中心線曲率半径
Re	ディフューザ入口断面積の平方根を基準長としたレイノルズ数
Re_{ref}	ディフューザ半分長を基準長としたレイノルズ数
Sw	ディフューザの内部流路濡れ面積
$(Sw)_{cone}$	等価円錐ディフューザの内部流路濡れ面積
u	流速
x	流れ方向位置
y	流れに垂直方向位置
χ	境界層排除厚み関数
Δ	オフセット量
ΔPt	総圧損失
Φ	境界層パラメタ
ϕ	ディフューザ曲がり管モデルの曲がり角度
γ	比熱比
θ	ディフューザ補正開き角
θ_c	等価円錐ディフューザ開き角
θ_w	ディフューザ平均開き角
ρ	密度
Ψ	圧縮性修正係数

添え字

1	ディフューザ入口部
2	ディフューザ出口部
d	拡散損失
f	摩擦損失

1. はじめに

インテーク、とりわけ超音速インテークの空力設計においては、その総圧損失を予測することはその初期形状設計や推進システム性能予測を行う上で重要である。近年のCFD解析技術の進歩によって、超音速インテークの総圧損失を予測することは可能となってきた。しかしながら、超音速インテーク形状の設計パラメタの多さなどから、現在においてもなお、基本通路設計における初期形状設定や超音速インテークの空力性能予測ではより簡便に総圧損失を予測する方法が必要である。超音速ディフューザ部における総圧損失については衝撃波損失が支配的であり衝撃波関係式から容易に予測できるのに対して、粘性や剥離などによる影響が大きい超音速ディ

フューザ部では簡便に圧力損失を予測することは難しい。このため、超音速インテークの亜音速ディフューザの基本通路設計では、ディフューザ開口比、ディフューザ長さ、ダクトオフセット、断面積分布及び断面形状などの形状パラメタを実験データベース等に基づいて総圧損失等を予測して設計することがほとんどである。しかしながら、これら形状パラメタの全てについてその影響を考慮した単一の実験データベースや性能推算式は公表されたものとしてはこれまでなく、また、整理された実験データベースの多くも圧縮性の効果を含まないものがほとんどである。このため、超音速インテークの亜音速ディフューザの基本通路設計における総圧損失の推算では、複数の実験結果やデータベースを参考にチャートを使って各形状パラメタによる影響を個別に推定した上で予測する方法が採られてきた。そこで、本研究では、亜音速ディフューザの基本通路設計をより効率的に行うことを目的として、初期の形状設定及び性能予測で特に重要なディフューザ開き角（開口比と長さ）、入口断面形状（アスペクト比）及びダクトオフセットの形状パラメタに着目し、利用可能な実験データを整理してこれらの影響を全て考慮し、かつ簡便な総圧損失の推算方法の検討を行った。

本報告では、2次元超音速インテークにおける基本通路設計における初期形状設定及び空力性能予測に必要なディフューザの総圧損失の簡便な推算方法として、Henryらの実験データベース¹⁾及びSAEの便覧²⁾等をベースにして、ディフューザ形状パラメタ（開き角、入口アスペクト比及びダクトオフセット）及び流入条件（流入境界層と流入マッハ数）の影響を考慮した、代数式で表される簡便な推算式を提示する。また、この推算式から得られた結果に基づいて亜音速ディフューザの基本通路設計における形状パラメタの設定について考察する。

2. 総圧損失要因と形状パラメタ

2-1 総圧損失要因

亜音速ディフューザで生じる総圧損失は、壁面での摩擦による損失（摩擦損失：friction loss）と減速に伴う拡散による損失（拡散損失：diffusion loss）の2つに大別される。前者は壁面摩擦係数に比例するので主としてレイノルズ数とディフューザ濡れ面積によって変化するのに対して、後者は主としてディフューザの幾何学的形状によって変化する。以下に摩擦損失と拡散損失を予測する上で必要な基礎式を紹介する。

(1) 摩擦損失

図1に示すような円錐型ディフューザにおいて、非圧縮性を仮定すれば検査領域での運動量保存式は、摩擦による抵抗をDfとすると次式で与えられる。

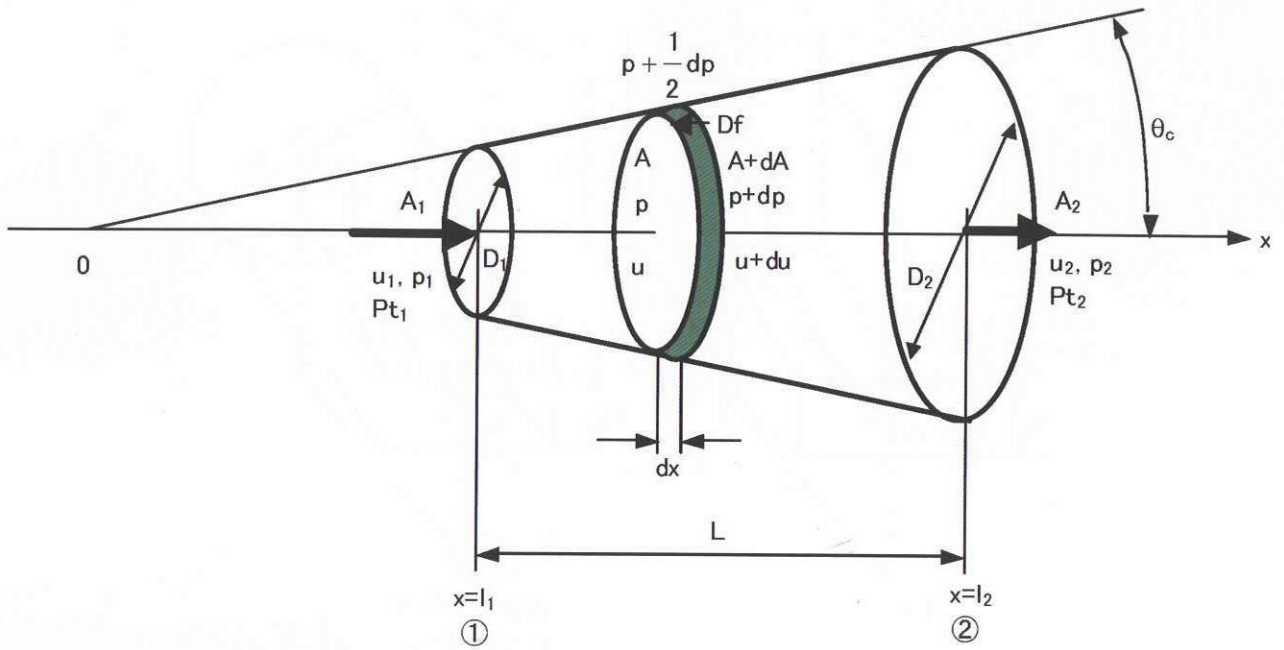


図1 円錐ディフューザモデル

$$\rho u A \cdot u + p A = -\left(p + \frac{1}{2} dp\right) dA + \rho u A (u + du) + (p + dp)(A + dA) + Df \quad (2.1)$$

これを Df について整理すると、

$$Df = -A(\rho u du + dp) = -Ad \left(\frac{1}{2} \rho u^2 + p \right) = -AdPt \quad (2.2)$$

となり、ここで断面①～断面②における総圧損失 ΔPt ($=Pt_1 - Pt_2$) は以下の式で与えられる。

$$\Delta Pt = \int_1^2 \frac{Df}{A} \quad (2.3)$$

一方、摩擦係数を f とすると Df は次式で与えられる。

$$Df = 2\pi \tan \theta_c \cdot x \cdot \frac{dx}{\cos \theta_c} \cdot fq \cdot \cos \theta_c = 2\pi fq \tan \theta_c \cdot x dx \quad (2.4)$$

ここで、q は局所動圧で、連続の式から次式で与えられる。

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 = \frac{1}{2} \rho \left(u_1 \frac{A_1}{A} \right)^2 = q_1 \cdot \left(\frac{A_1}{A} \right)^2 = q_1 \cdot \left(\frac{l_1}{x} \right)^4 \quad (2.5)$$

(2.3) 式に (2.4) 式及び (2.5) 式を用いて整理すると、総圧損失 ΔPt は、

$$\Delta Pt = \int_{l_1}^{l_2} \frac{2\pi fq_1 \tan \theta_c \cdot x \cdot \left(\frac{l_1}{x} \right)^4}{\pi (\tan \theta_c \cdot x)^2} dx \quad (2.6)$$

となるので、これを積分して整理すると、摩擦による総圧損失 (ΔPt_f) は次式で与えられる。

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_f = \frac{f}{2 \tan \theta_c} \left\{ 1 - \left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 \right\} \quad (2.7)$$

なお、(2.7) 式をディフューザ長さ L と入口直径 D_1 を用いて整理すると、

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_f = \frac{f \cdot L}{D_1} \left\{ \frac{1 - \left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2}{\sqrt{\frac{A_2}{A_1}} - 1} \right\} \quad (2.8)$$

となり、 $A_2/A_1 \rightarrow 1$ の極限をとると、 $\left\{ \right\}$ 内の極限は 4 となって直管ダクトの摩擦損失の式と一致する。

(2) 拡散損失

拡散損失は減速に伴う流れの不均一性 (速度・向きの不均一) から生じるものと考えてよく、したがって剥離

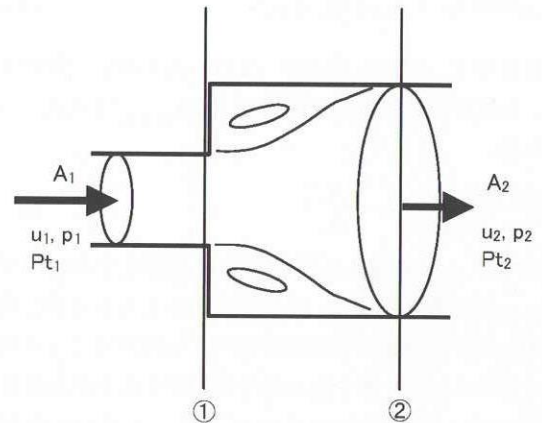


図2 急拡大管のモデル

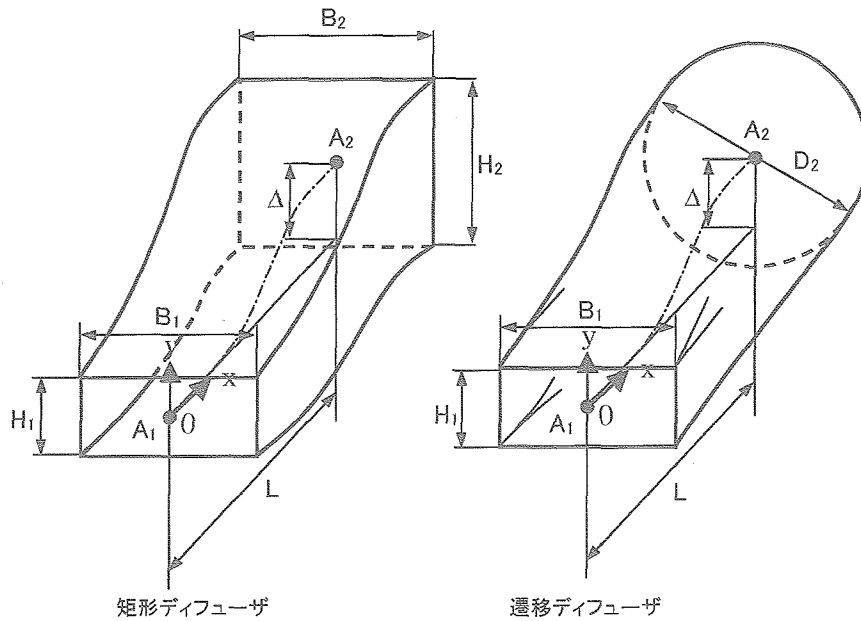


図3 亜音速ディフューザの形状パラメタ

は極めて大きな損失となる。図2に示すような急拡大管では、壁面摩擦による損失は小さく、拡散による損失が支配的と考えることができる。非圧縮性を仮定すれば検査領域での運動量保存式は、

$$\rho u_1^2 A_1 + p_1 A_1 = -p_1 (A_2 - A_1) + \rho u_2^2 A_2 + p_2 A_2 \quad (2.9)$$

となり、これを動圧を用いて整理すると次式になる。

$$2q_1 A_1 = 2q_2 A_2 + (p_2 - p_1) A_2 \quad (2.10)$$

また、連続の式からディフューザ出口における動圧は次式で与えられる。

$$q_2 = q_1 \left(\frac{A_1}{A_2} \right)^2 \quad (2.11)$$

一方、総圧損失 ΔPt は、

$$\Delta Pt = (q_1 + p_1) - (q_2 + p_2) \quad (2.12)$$

であるので、(2.10) 式及び (2.11) 式を用いて整理すると、急拡大管における拡散損失 $(\Delta Pt)_{d_dump}$ は次式で与えられる。

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_{d_dump} = \left(1 - \frac{A_1}{A_2} \right)^2 \quad (2.13)$$

ディフューザ流入条件と開き角を固定すれば、ディフューザの総圧損失は (2.13) 式で与えられる同じ開口比 (A_2/A_1) の急拡大管の総圧損失に比例することが知られており¹⁾、開き角や流入条件の関数である修正係数 K_d を用いて、非圧縮性流体のディフューザの拡散損失 $(\Delta Pt)_d$ は次式で表すことができる。

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_d = K_d \cdot \left(1 - \frac{A_1}{A_2} \right)^2 \quad (2.14)$$

一方、ダクトオフセットによる総圧損失は2次流れの発生により生じる損失であるので、拡散損失のひとつと考えられるが、この損失は開口比が1であっても生じる損失であることから、(2.14) 式の修正係数 K_d とは別に取り扱う必要がある。また、ディフューザ入口マッハ数が高い場合には総圧損失が急激に増加することが知られており、超音速インテークなどの亜音速ディフューザにおいては動圧に加えて入口マッハ数の影響を考慮する必要がある。

2-2 亜音速ディフューザの形状パラメタ

本報告で対象とする亜音速ディフューザは2次元超音速インテークに用いられる矩形ディフューザ及び遷移ディフューザである。図3に本報告で用いるディフューザ形状パラメタを示す。

3. 圧力損失の推算方法

3-1 推算式の概要

亜音速ディフューザの総圧損失は2章で述べた通り、摩擦損失と拡散損失の総和であるので、

$$\frac{\Delta Pt}{q_1} = \left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_f + \left(\frac{\Delta Pt}{q_1} \right)_d \quad (3.1)$$

となる。

第1項の摩擦損失については円錐ディフューザの摩擦損失を表す (2.7) 式にディフューザ断面形状の影響を修正係数として導入した次式を適用する。

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1}\right)_f = K_G \cdot \frac{f}{2 \tan \theta_c} \left\{1 - \left(\frac{A_1}{A_2}\right)^2\right\} \quad (3.2)$$

ここで、 K_G は対象とするディフューザの等価円錐ディフューザに対する濡れ面積の比、 θ_c は等価円錐ディフューザの開き角である。

第2項の拡散損失については、急拡大管の総圧損失にディフューザ開き角や流入境界層の影響を修正係数として導入した(2.14)式に、ダクトオフセット及び圧縮性の影響を表す修正係数を付加した次式を適用する。

$$\left(\frac{\Delta Pt}{q_1}\right)_d = \Psi(M_1) \left\{K_d \cdot \left(1 - \frac{A_1}{A_2}\right)^2 + K_{offset}\right\} \quad (3.3)$$

ここで、 $\Psi(M_1)$ は流入マッハ数による影響を示す修正係数、 K_d はディフューザの幾何学的形状や入口境界層によって変化する修正係数、また K_{offset} はディフューザ部のオフセットによる損失付加係数である。

3-2 摩擦損失の推算

(3.2)式における K_G 、 θ_c については対象とするディフューザ形状諸元から、また摩擦係数 f は平板乱流境界層の摩擦係数で与える。それぞれの計算式は以下の通りである。

(1) 等価円錐開き角： θ_c

任意のディフューザ形状に対して幾何学的に等価円錐ディフューザの開き角 (θ_c) は次式で与えられる。

$$\theta_c = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{A_2} - \sqrt{A_1}}{L \sqrt{\pi}} \right) \quad (3.4)$$

(2) 断面形状の修正係数： K_G

K_G は等価円錐ディフューザの濡れ面積に対する比であり、次式で定義する。

$$K_G = \frac{S_w}{(S_w)_{cone}} \quad (3.5)$$

ここで、 S_w は与えたディフューザの濡れ面積、 $(S_w)_{cone}$ は等価円錐ディフューザの濡れ面積である。矩形ディフューザでは代数式で容易に表面積 S_w を求められるが、遷移ディフューザの S_w を代数式で求めるのは容易ではない。数値積分等で求めても良いが遷移ディフューザの K_G については以下の近似式が便利である。この近似式は大きな B_1/H_1 では過小評価となるが、 $A_2/A_1=1.5\sim 4$ 及び $B_1/H_1=1\sim 6$ の範囲においてはその誤差は $\pm 5\%$ 以内である。

$$K_G = 0.5 \left\{ \frac{\frac{B_1}{H_1} + 1}{\sqrt{\pi} \left(\frac{B_1}{H_1}\right)} + 1 \right\} + 2.654 \left\{ \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^{0.1} - 1 \right\} \quad (3.6)$$

(3) 摩擦係数： f

摩擦係数 f はここでは次式に示す圧縮性を考慮した乱流平板境界層の摩擦係数の Frankl&Voishel の近似式³⁾ を適用する。

$$f = \frac{0.472 \left(1 - \frac{1.12}{\log_{10} Re_{ref}}\right)}{(\log_{10} Re_{ref})^{2.58} \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{0.467}} \quad (3.7)$$

ここでは、 Re_{ref} として亜音速ディフューザの半分長(0.5L)を基準長としたレイノルズ数を用いる。

3-3 拡散損失の推算

(3.3)式における修正係数 K_d 、 K_{offset} 及び $\Psi(M_1)$ は Henry ら¹⁾ の実験データベース、その他の実験データ⁵⁾⁷⁾ 及び SAE の便覧²⁾ から求めた近似式を用いる。

(1) 拡散損失修正係数： K_d

オフセットのない円錐及び矩形ディフューザについて、Henry ら¹⁾ が入口境界層の排除厚みとディフューザ開き角で整理した実験データから、 K_d を与える。図4に入口境界層排除厚み関数 χ に対する K_d の変化、図5にディフューザ開き角 θ に対する K_d の変化を示す。 χ 及び θ については後述する。近似曲線とともに示されている実験データは $M_1 < 0.2$ での開口比2の円錐ディフューザのものである。近似曲線の計算式は以下の通りである。

$$K_d = \Phi \left(\frac{A_2^*}{A_1} \right) (K_d)_0 \quad (3.8)$$

ここで、 $\Phi(A_2^*/A_1)$ は入口境界層の影響を示す関数で、 $(K_d)_0$ は流入境界層厚みがゼロの場合の修正係数でディフューザ開き角の影響を示す関数である。

ディフューザ補正開き角： θ

矩形ディフューザや2次元ディフューザの実験データの修正開き角 θ として、Henry ら¹⁾ は摩擦損失で用いた等価円錐ディフューザ開き角 θ_c では実験データを修正できないことから、ディフューザを包絡する円錐の開き角を提案している。これはディフューザ流れが局所における壁面開き角に依存する特性を考慮するためである。しかし、包絡円錐ディフューザ開き角は、ディフューザ入口部でのアスペクト比 (B_1/H_1) が大きい場合には負となって適切ではない。一方、もっとも単純な平均開き角 θ_w を用いた場合はこのような不都合は生じないが、円錐ディフューザのデータを修正する補正が必要である。本推算式では SAE の便覧²⁾ の円錐ディフューザと2次元ディフューザとの損失係数の違いから求めた、次式で与える補正開き角を用いる。なお、壁面開き角が極めて小さい場合 (1° 未満) では負となる場合があるが、この領域ではほとんど拡散損失は生じないため、本推算では開き角をゼロとして扱う。なお、特に断りの無い限り、本推算式における角度の単位は degree である。

矩形ディフューザの場合

$$2\theta = 2.64 \times \frac{180}{\pi} \tan^{-1} \left(\frac{H_2 - H_1}{2L} \right) - 2.55 \quad (3.9)$$

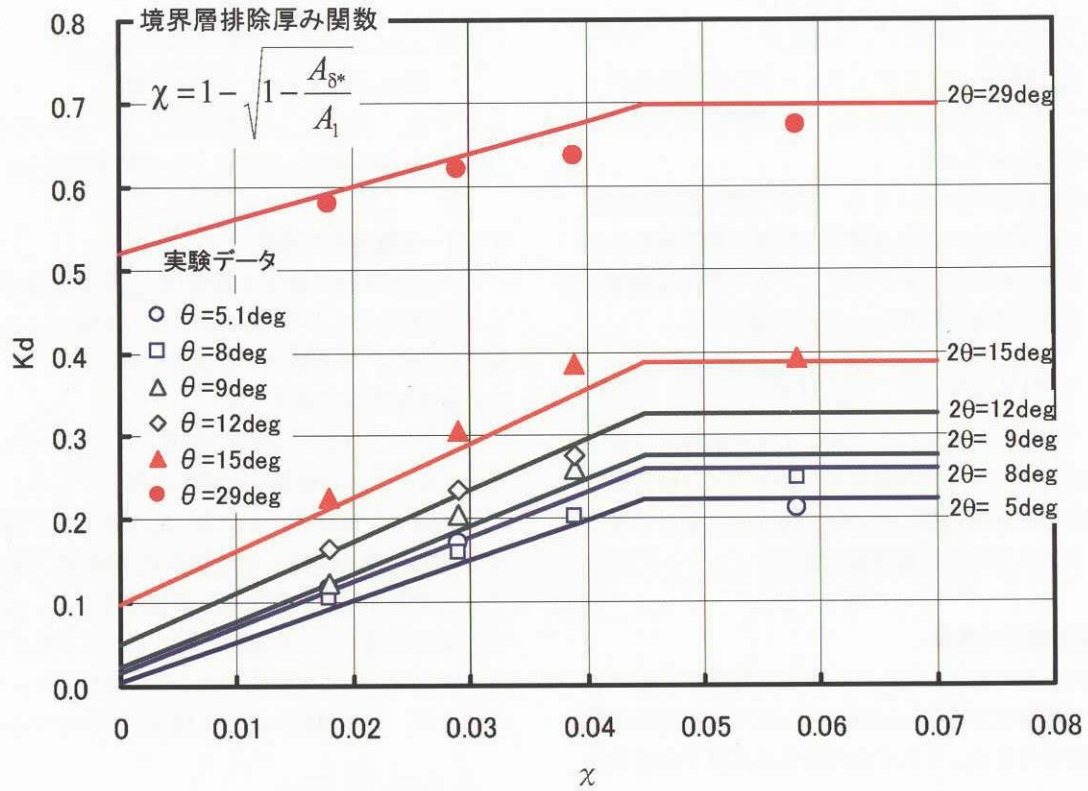


図4 入口境界層排除厚みによる拡散損失係数の変化 (Henryら¹⁾のデータベースから再整理)

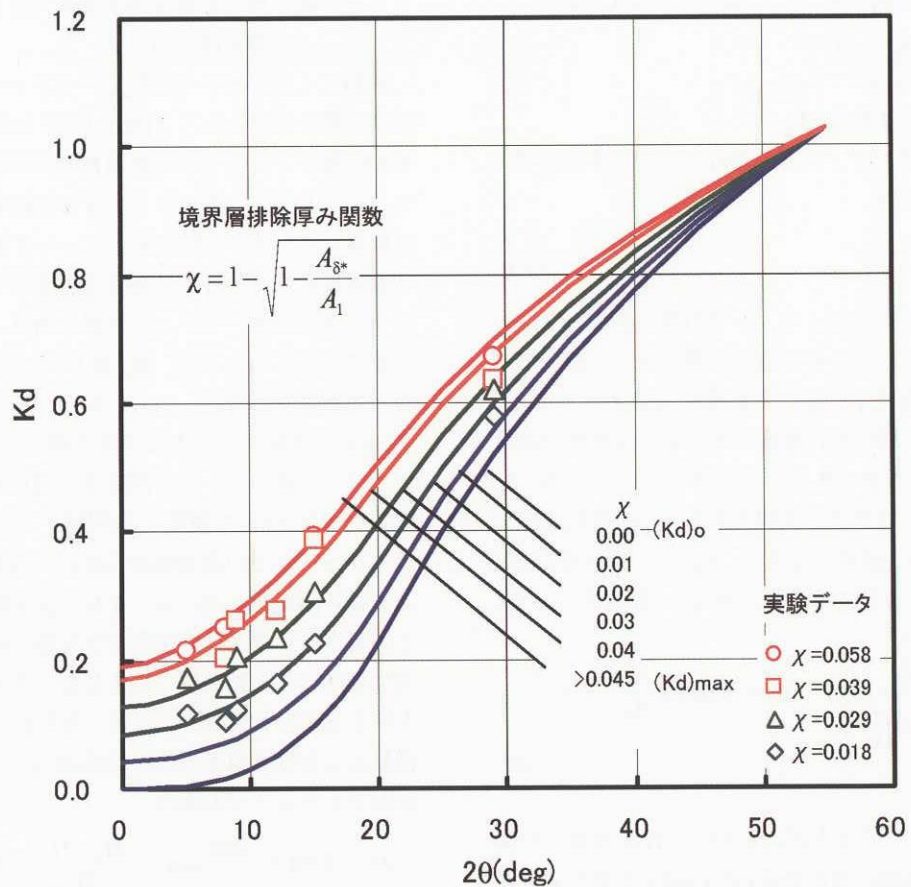


図5 ディフューザ開き角による拡散損失係数の変化 (Henryら¹⁾のデータベースから再整理)

遷移ディフューザの場合

$$2\theta = 2.64 \times \frac{180}{\pi} \tan^{-1} \left(\frac{D_2 - H_1}{2L} \right) - 2.55 \quad (3.10)$$

境界層パラメタ： $\Phi (A_{\delta^*} / A_1)$

$\Phi (A_{\delta^*} / A_1)$ は図4に示すように排除厚みがある値までは線形に変化し、その値以上では一定となる近似式で、次式で与えられる。

境界層排除厚み関数を

$$\chi = 1 - \sqrt{1 - \frac{A_{\delta^*}}{A_1}} \quad (3.11)$$

と定義すると、

$\chi \leq 0.045$ のとき

$$\Phi \left(\frac{A_{\delta^*}}{A_1} \right) = 22.22 \left\{ \frac{(K_d)_{\max}}{(K_d)_0} - 1 \right\} \chi + 1 \quad (3.12-1)$$

$\chi > 0.045$ のとき

$$\Phi \left(\frac{A_{\delta^*}}{A_1} \right) = \frac{(K_d)_{\max}}{(K_d)_0} \quad (3.12-2)$$

なお、境界層排除厚み関数 χ は同じ排除厚み面積比 A_{δ^*} / A_1 を有する等価な円断面の排除厚み δ^* とその半径との比となっている。

ゼロ境界層拡散損失修正係数： $(K_d)_0$

$(K_d)_0$ は Henry ら¹⁾ のまとめた実験データは全て入口境界層がある条件でのデータであるので、各ディフューザ開き角について流入境界層排除厚みがゼロとなる補外値を求め、これらからディフューザ開き角 θ の関数として $(K_d)_0$ の近似式を与える。 $(K_d)_0$ の近似式は以下の通りである。なお、 $2\theta > 55^\circ$ では入口境界層の影響はほとんどなく、急拡大管の総圧損失の理論値 ($K_d=1$) に近い値となる。

$0^\circ \leq 2\theta \leq 20^\circ$ のとき

$$(K_d)_0 = 3.587 \times 10^{-5} (2\theta)^{2.919} \quad (3.13-1)$$

$20^\circ < 2\theta \leq 55^\circ$ のとき

$$(K_d)_0 = 1.828 \times \log_{10}(2\theta) - 2.153 \quad (3.13-2)$$

$2\theta > 55^\circ$ のとき

$$(K_d)_0 = 1.028 \quad (3.13-3)$$

最大拡散損失修正係数： $(K_d)_{\max}$

$(K_d)_{\max}$ は入口境界層の影響の最大限界値での修正係数で、その近似式は以下の通りである。

$0^\circ \leq 2\theta \leq 20^\circ$ のとき

$$(K_d)_{\max} = 2.348 \times 10^{-3} (2\theta)^{1.636} + 0.190 \quad (3.14-1)$$

$20^\circ < 2\theta \leq 55^\circ$ のとき

$$(K_d)_{\max} = 1.189 \times \log_{10}(2\theta) - 1.041 \quad (3.14-2)$$

$2\theta > 55^\circ$ のとき

$$(K_d)_{\max} = 1.028 \quad (3.14-3)$$

(2) オフセット損失修正係数： K_{offset}

ディフューザを図6に示すように角度 ϕ の曲がり管を二つ接続した形状と同等として扱うことで、オフセット

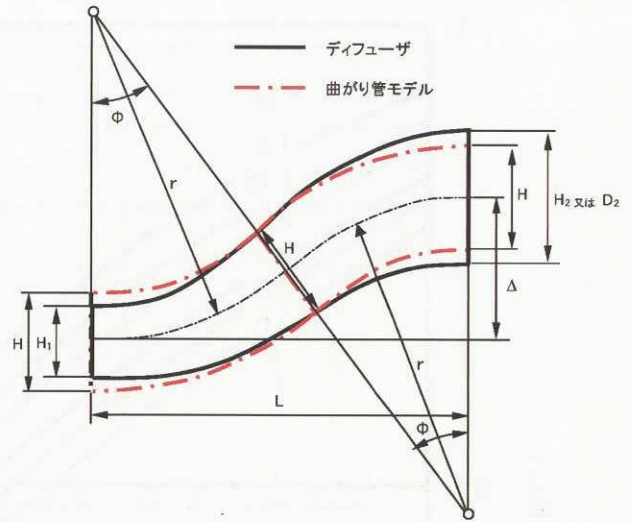


図6 オフセット損失推算の曲がり管モデル

による総圧損失を推算する。角度 ϕ の曲がり管の損失係数を Kt_ϕ とすると、オフセット損失修正係数は次式で与えられる。

$$K_{\text{offset}} = 2Kt_\phi \quad (3.15)$$

ここで曲がり管の損失係数 Kt_ϕ は SAE の便覧²⁾ にある曲がり管の総圧損失の式を適用し、 90° 曲がり管の損失係数 Kt_{90} を用いて $0^\circ \leq \phi \leq 90^\circ$ においては次式で与えられる。

$$Kt_\phi = \frac{\phi}{90} Kt_{90} \quad (3.16)$$

90° 曲がり管の損失係数： Kt_{90}

ここでは矩形ディフューザ及び遷移ディフューザを対象としているので、SAE の便覧²⁾ の 90° 矩形曲がり管の損失係数を Kt_{90} に適用する。 $0.1 \leq B/H \leq 10$ 、 $r/H \geq 1.5$ では次式で近似できる。近似式から算出した Kt_{90} を図7に示す。

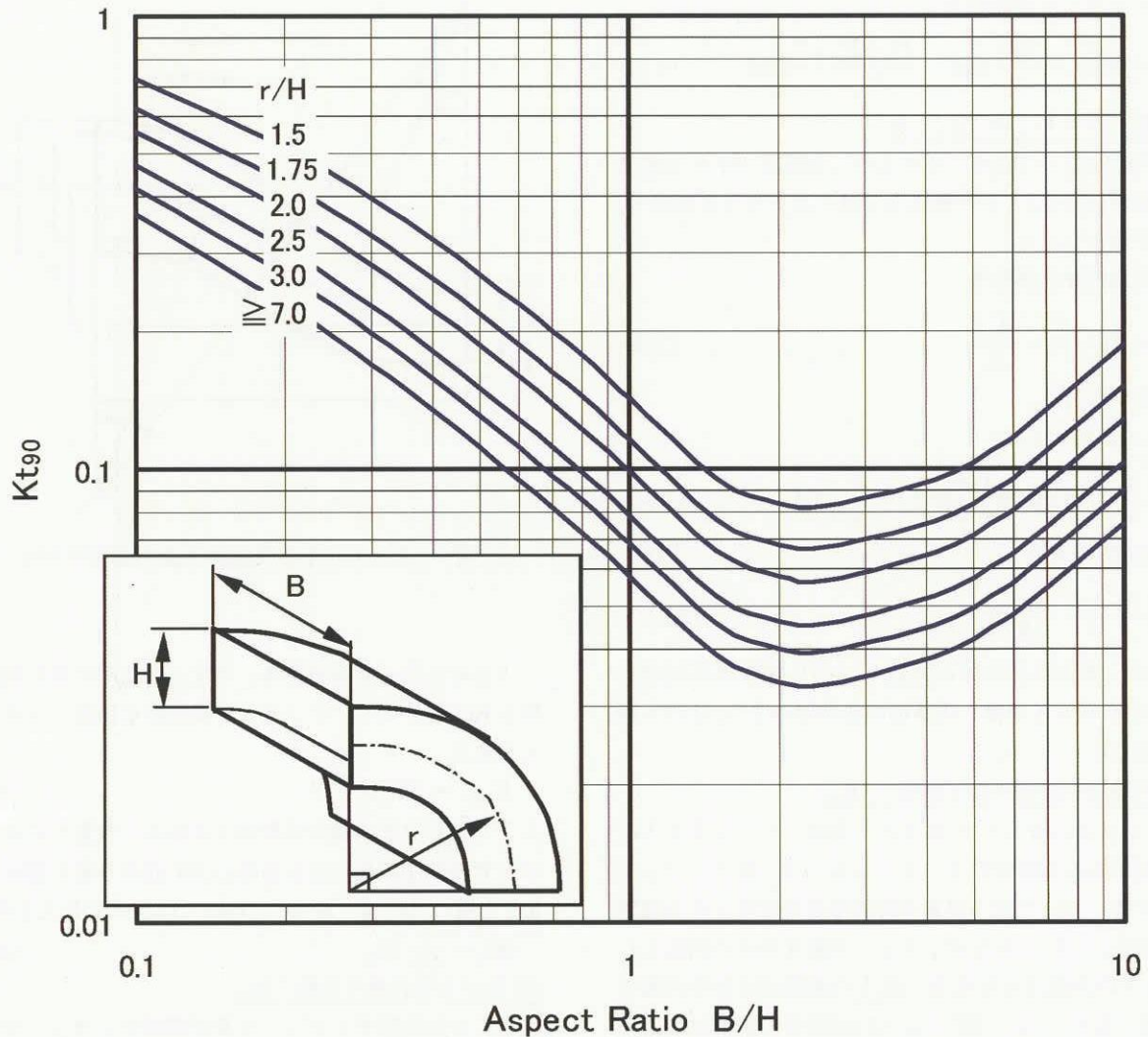
$B/H < 1$ のとき

$$\log_{10}(Kt_{90}) = \frac{1}{4[\log_{10}(Kt_{90})]_{B/H=1}} \times \left\{ \log_{10} \left(\frac{B}{H} \right) - 2[\log_{10}(Kt_{90})]_{B/H=1} \right\}^2 \quad (3.17-1)$$

$B/H \geq 1$ のとき

$$\log_{10}(Kt_{90}) = C \left\{ \log_{10} \left(\frac{B}{H} \right) - 0.3617 \right\}^2 + 1.304 \left\{ \log_{10} \left(\frac{r}{H} \right) \right\}^2 - 1.918 \log_{10} \left(\frac{r}{H} \right) - 0.787 \quad (3.17-2)$$

ここで、 $B/H \leq 2.3$ ならば $C=1.836$ 、 $B/H > 2.3$ ならば $C=0.874$ である。また、 $r/H \geq 7$ では $r/H=7$ とする。

図7 90°矩形曲がり管の損失係数 (SAE 便覧²⁾ の近似)

曲がり角度： ϕ 、断面アスペクト比： B/H 及び曲率半径比： r/H

曲がり管の総圧損失係数 Kt_ϕ に用いる ϕ 、 B/H 及び r/H はディフューザの形状パラメータを用いてそれぞれ次式で与える (図6参照)。

$$\phi = \frac{180}{\pi} \cos^{-1} \left\{ \frac{1 - \left(\frac{\Delta}{L}\right)^2}{1 + \left(\frac{\Delta}{L}\right)^2} \right\} \quad (3.18)$$

矩形ディフューザの場合

$$\frac{B}{H} = \frac{B_1 + B_2}{H_1 + H_2} \quad (3.19-1)$$

$$\frac{r}{H} = \frac{L}{(H_1 + H_2) \sin \phi} \quad (3.20-1)$$

遷移ディフューザの場合

$$\frac{B}{H} = \frac{B_1 + D_2}{H_1 + D_2} \quad (3.19-2)$$

$$\frac{r}{H} = \frac{L}{(H_1 + D_2) \sin \phi} \quad (3.20-2)$$

(3) 圧縮性修正係数： $\Psi(M_1)$

圧縮性修正係数 $\Psi(M_1)$ は任意の M_1 における拡散損失係数と $M_1 \leq 0.2$ における拡散損失係数との比である。 $M_1 \leq 0.2$ における拡散損失係数に圧縮性の影響は極めて小さい¹⁾。図8は実験データ^{1),5),7)} から求めた $\Psi(M_1)$ である。摩擦損失についてはマッハ数の影響が摩擦係数に含まれているので、図8に示す実験データは (3.2) 式で算出される摩擦損失を差し引いた総圧損失を用いてこれまでの実験データ^{1),6),7)} 整理したものである。横軸はディフューザで局所的に音速を超え衝撃波が発生する臨界流入マッハ数 M_1^* で無次元化してある。

臨界流入マッハ数： M_1^*

臨界流入マッハ数 M_1^* は主として流入する境界層排除厚みに依存する。Henry らと同様に、境界層の排除効果

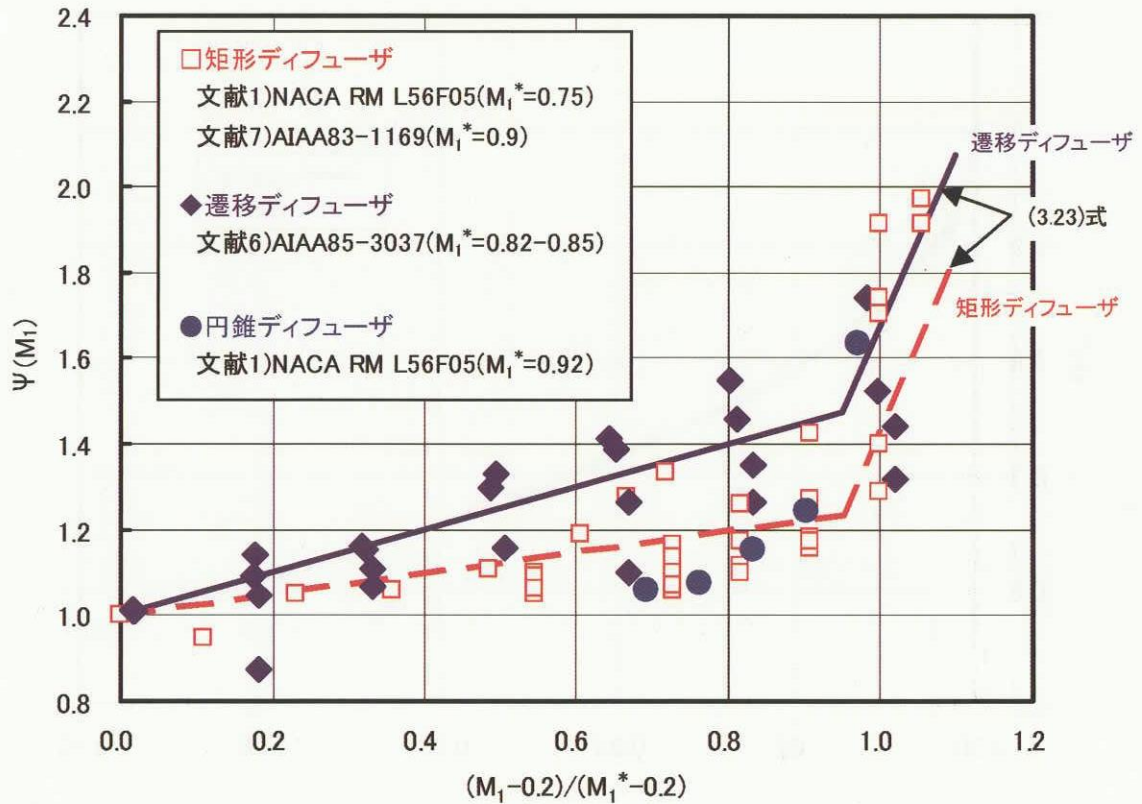


図8 圧縮性修正係数 $\Psi(M_1)$

による加速で境界層外縁速度が音速となる流入マッハ数を臨界流入マッハ数と仮定して、等エントロピー関係式から、(3.11)式で与える境界層排除厚み関数 χ を用いて次式で与えた。なお、Henryらは境界層速度分布の効果を含めた式を提示しているが、臨界流入マッハ数に対するその影響は小さいので、ここでは排除厚みの影響のみを考慮した。図9は M_1^* と排除厚み関数 χ との関係である。

$$(1 - \chi)^2 = M_1^* \left[\frac{\gamma + 1}{2 + (\gamma - 1)M_1^{*2}} \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (3.21)$$

(3.21)式から M_1^* を数値的に求めることは容易であるが、 $0 \leq \chi \leq 0.1$ の範囲においては次式が便利である。係る範囲において、(3.21)式で求めた M_1^* との誤差は±2%未満である。図9には次式で求められる M_1^* も併せて示してある。

$$M_1^* = \frac{1}{1 + \chi^{0.4}} - 1.6\chi \quad (3.22)$$

圧縮性修正係数： $\Psi(M_1)$

図8に示すように、臨界流入マッハ数 M_1^* を境にして流入マッハ数 M_1 による総圧損失の増加率は急激に変化する。また、遷移ディフューザと2次元ディフューザとで

は流入マッハ数 M_1 に対する損失増加率が異なり、臨界流入マッハ数 M_1^* 以下では遷移ディフューザの増加率が大きい。本推算では以下に示す1次式で圧縮性修正係数 $\Psi(M_1)$ を与える。本推算における $\Psi(M_1)$ も併せて図8に示す。

$$\frac{M_1 - 0.2}{M_1^* - 0.2} < 0 \quad \text{のとき、} \quad (3.23-1)$$

$$\Psi(M_1) = 1$$

$$0 \leq \frac{M_1 - 0.2}{M_1^* - 0.2} \leq 0.95 \quad \text{のとき、} \quad (3.23-2)$$

$$\Psi(M_1) = a \frac{M_1 - 0.2}{M_1^* - 0.2} + 1$$

$$0.95 \leq \frac{M_1 - 0.2}{M_1^* - 0.2} \quad \text{のとき、}$$

$$\Psi(M_1) = 4 \left\{ \frac{M_1 - 0.2}{M_1^* - 0.2} - 0.95 \right\} + (0.95a + 1)$$

$$(3.23-3)$$

ここで、 $a=0.25$ (矩形ディフューザの場合) 又は、 $a=0.5$ (遷移ディフューザの場合) である。

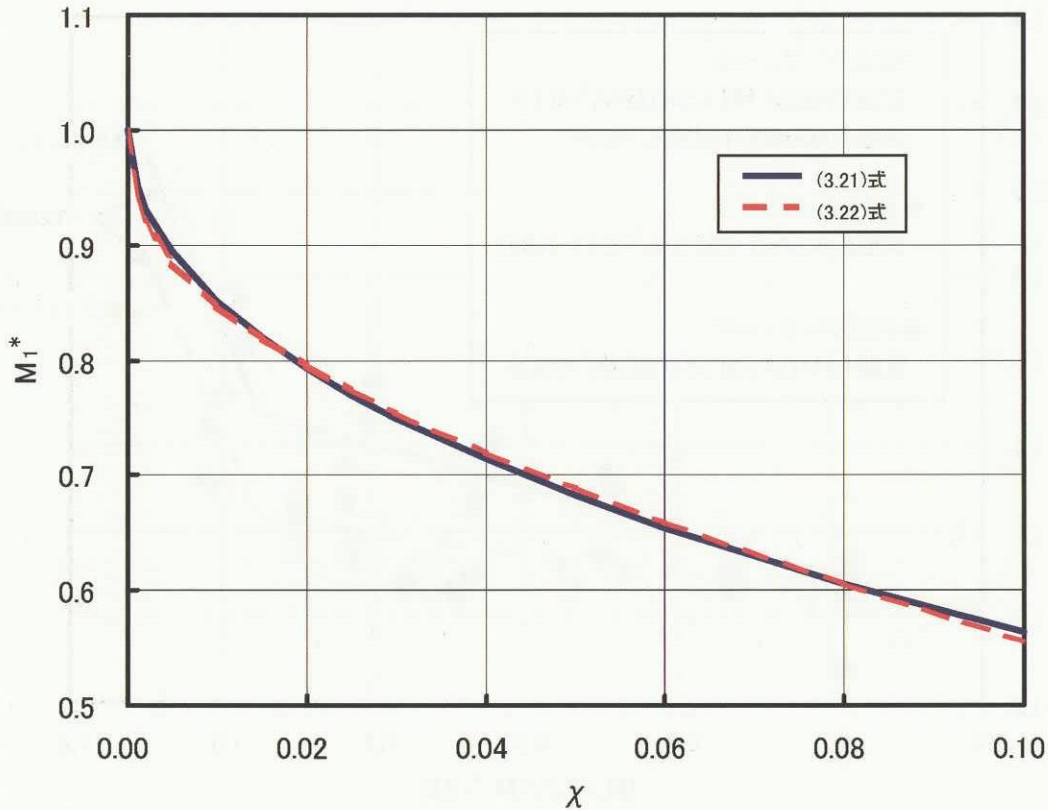


図9 臨界流入マッハ数 M_1^* の境界層排除厚み関数による変化

4. 推算データと実験データとの比較

3章で示した推算式で得られる総圧回復率と実験データ⁴⁾⁷⁾との比較を図10に示す。総圧回復率 (Pt_2/Pt_1) は次式で表される。

$$\frac{Pt_2}{Pt_1} = 1 - \frac{1}{2} \frac{\gamma M_1^2}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \left(\frac{\Delta Pt}{q_1}\right) \quad (4.1)$$

比較した実験データの試験条件はディフューザ開口比 $A_2/A_1=1.35 \sim 2$ 、長さ比 $L/D_2=0.91 \sim 4.73$ 、入口アスペクト比 $B_1/H_1=0.25 \sim 2.85$ 、オフセット量 $\Delta/L=0.12 \sim 0.49$ 、流入マッハ数 $M_1=0.2 \sim 0.9$ 、流入境界層排除厚み $A_0^*/A_1=0.01 \sim 0.05$ である。比較した実験データのディフューザ形状パラメタ等を表1に示す。

推算式で得られる総圧回復率と実験データとは高マッハ側で1%程度の差が見られるが、形状パラメタの違いによる総圧回復率の違いはほぼ適切に与えており、本推算式による矩形ディフューザ及び遷移ディフューザの総圧回復率の推算は概ね妥当であると考えられる。しかし、Leeらの実験⁶⁾や水野⁸⁾によるCFD解析では断面積分布によ

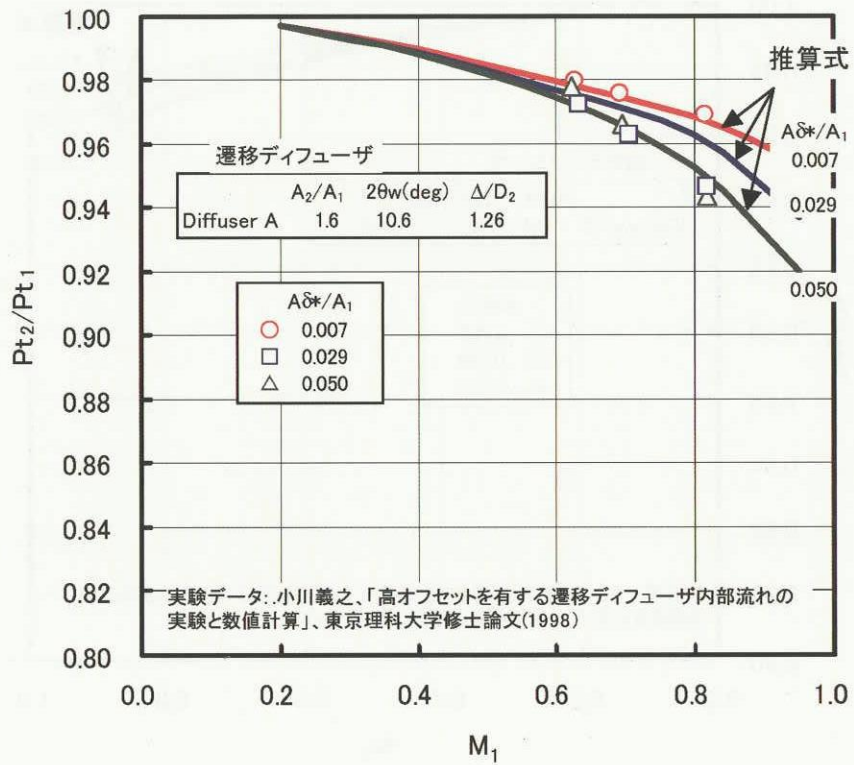
り、総圧回復率で2%程度の違いがあることが示されているほか、オフセットがあるディフューザにおいてはディフューザ中心線の与え方により、総圧回復率が大きく変化することも報告されている。これは特に高マッハ域で顕著となり、その最大の理由は急激な中心線の変化によってディフューザダクト内で局所的に流れが音速を超える場合があるためである。本推算式においてはこれらの影響は考慮されておらず、本推算式の適用に当たっては、適切な断面積分布と中心線分布が与えられたディフューザを前提としていることに留意する必要がある。本推算式の適用ではLeeら⁶⁾が示した次式で与える断面積分布及び中心線分布を基準とすることが妥当であると考えられる。

断面積分布

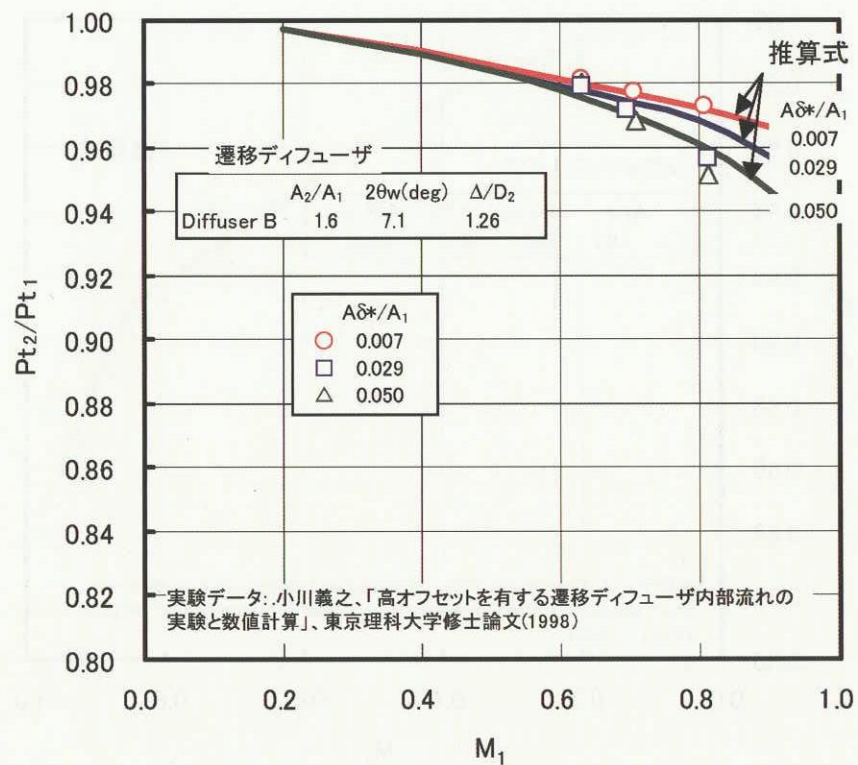
$$\frac{\frac{A}{A_1} - 1}{\frac{A_2}{A_1} - 1} = 3\left(\frac{x}{L}\right)^4 - 8\left(\frac{x}{L}\right)^3 + 6\left(\frac{x}{L}\right)^2 \quad (4.2)$$

中心線分布

$$\frac{y}{\Delta} = -3\left(\frac{x}{L}\right)^4 + 4\left(\frac{x}{L}\right)^3 \quad (4.3)$$

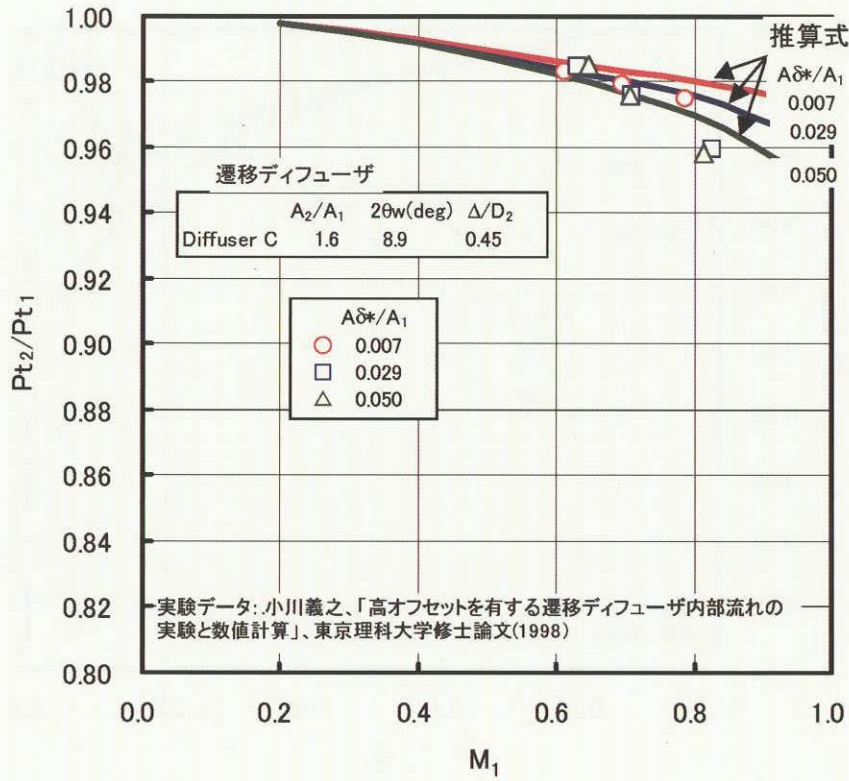


(a) 小川⁴⁾の実験データとの比較 (Diffuser A)

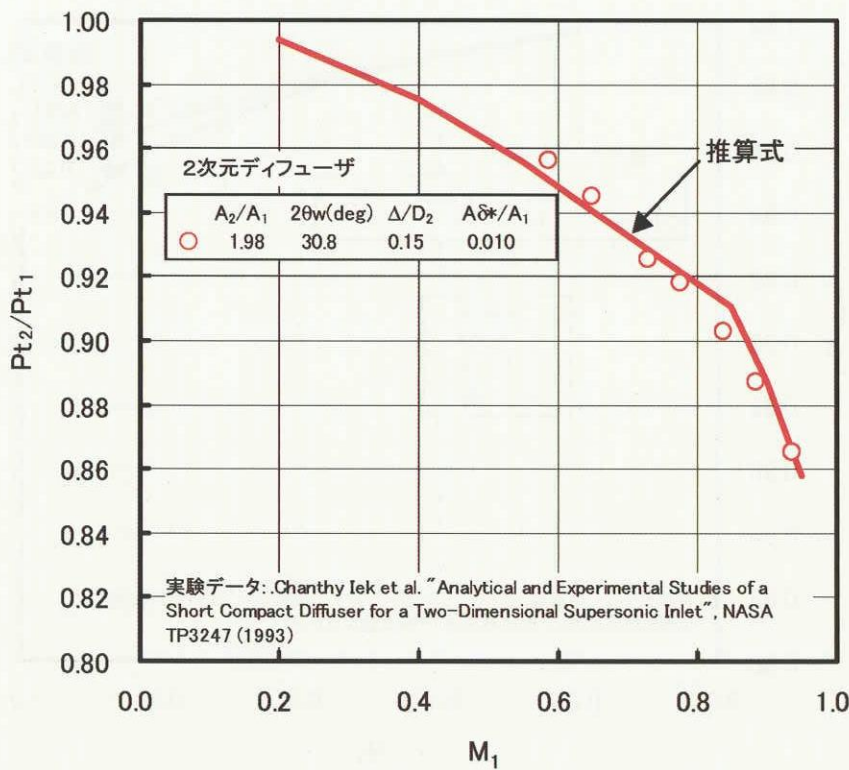


(b) 小川⁴⁾の実験データとの比較 (Diffuser B)

図 10 推算結果と実験データとの比較

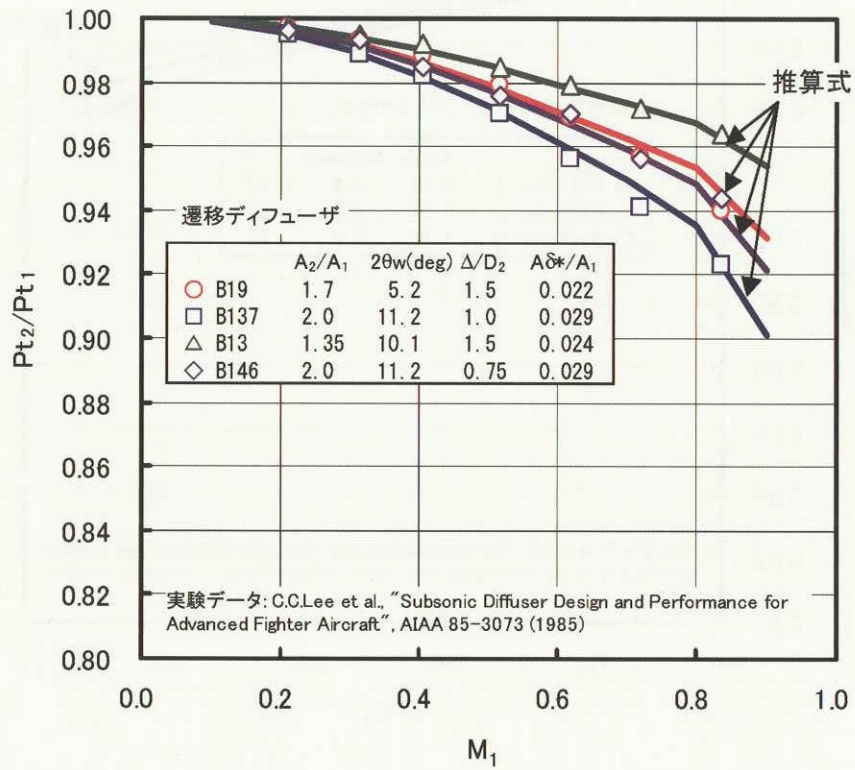


(c) 小川⁴⁾の実験データとの比較 (Diffuser C)

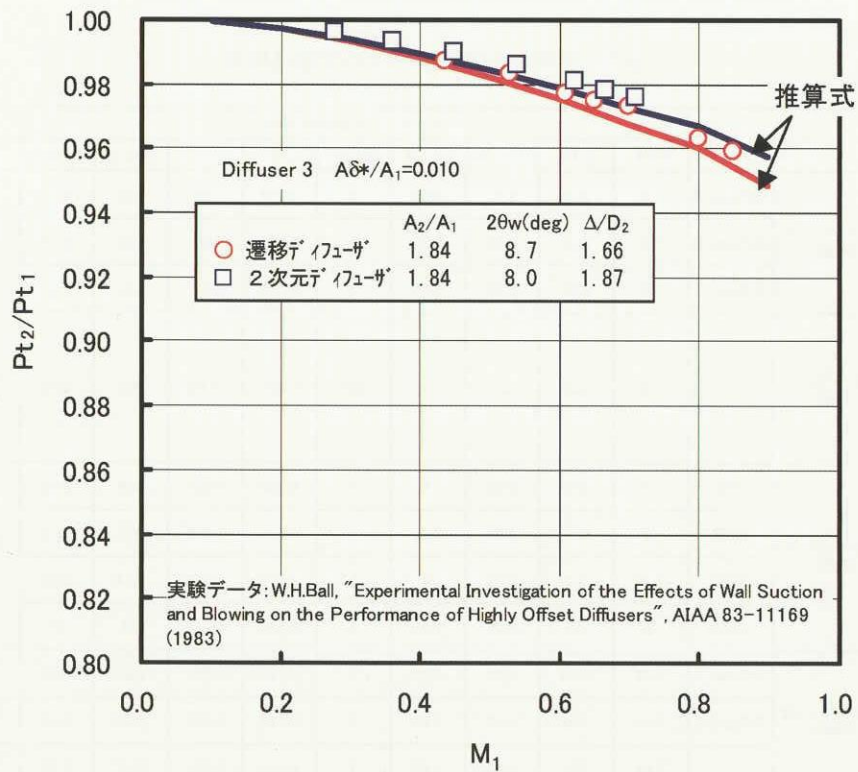


(d) Iekら⁵⁾の実験データとの比較

図10(続き) 推算結果と実験データとの比較

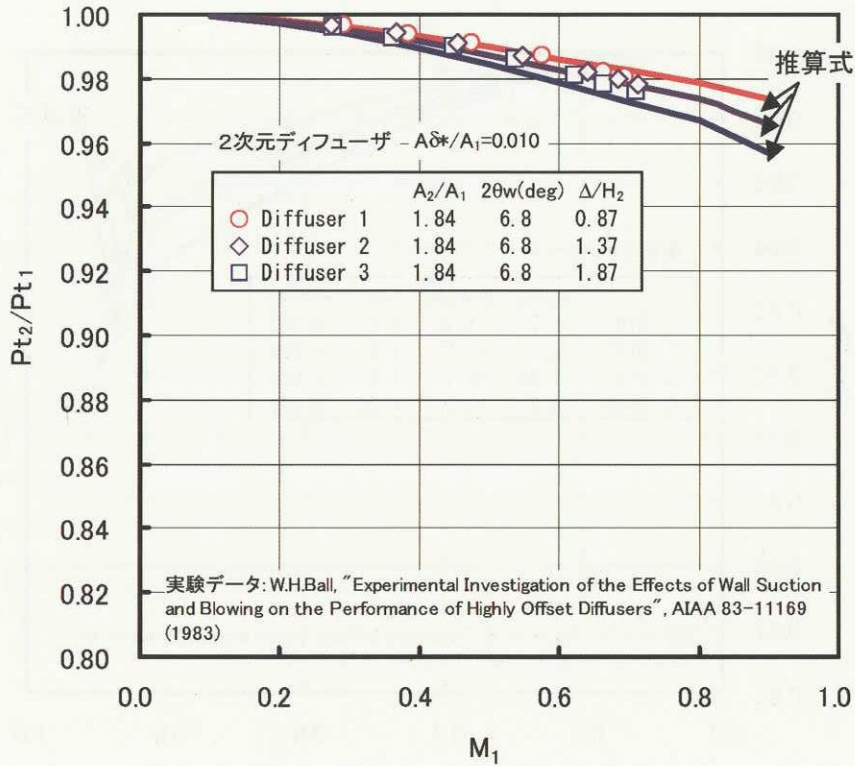


(e) Leeら⁶⁾の実験データとの比較



(f) Ball⁷⁾の実験データとの比較 (遷移ディフューザと2次元ディフューザ)

図10 (続き) 推算結果と実験データとの比較



(g) Ball⁷⁾の実験データとの比較 (2次元ディフューザのオフセットの影響)

図10 (続き) 推算結果と実験データとの比較

表1 引用した実験データの試験条件等

出典	Type	ディフューザ形状パラメタ										試験条件			
		A2/A1	L/D2	L/(H1+D2)	B1/H1	B2/H2	(D2-H1)/L	Δ/L	θc(deg)	θw(deg)	M1	Aδ*/A1	Re_ref		
文献4) 小川義之, 「高オフセットを有する遷移ディフューザ内流れの実験と数値計算」, 東京理科大学修士論文(1998)	遷移ディフューザ (曲線)	Diffuser A	1.6	3.15	2.23	2.85	1	0.186	0.4	1.92	5.31	0.62~0.82	0.007~0.050	1.0~1.4x10 ⁶	
		Diffuser B	1.6	4.73	3.35	2.85	1	0.124	0.267	1.28	3.54			1.6~2.1x10 ⁶	
		Diffuser C	1.6	3.75	2.65	2.85	1	0.156	0.121	1.62	4.47			1.2~1.6x10 ⁶	
文献5) C. Iek et al., "Analytical and Experimental Studies of a Short Compact Subsonic Diffuser for a Two-Dimensional Supersonic Inlet", NASA TP3247(1993)	2次元ディフューザ (直線)		1.98	0.91	0.6	1.6	0.81	0.551	0.16	9.3	30.8	0.59~0.94	0.01	6.1x10 ⁶	
文献6) C.C.Lee et al., "Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft", AIAA 85-3073 (1985)	遷移ディフューザ (曲線)	B19	1.7	3.5	2.08	1	1	0.092	0.429	1.91	2.62	0.21~0.84	0.022*	4.1x10 ⁶	
		B137	2	3.5	2.66	0.25	1	0.196	0.286	2.4	5.6				0.029*
		B13	1.35	3.5	2.53	4	1	0.177	0.429	1.14	5.05				0.024*
		B146	2	3.5	2.66	0.25	1	0.196	0.214	2.4	5.6				0.029*
文献7) W.H.Ball, "Experimental Investigation of the Effects of Wall Suction and Blowing on the Performance of Highly Offset Diffusers", AIAA 83-11169 (1983)	2次元ディフューザ (曲線)	Diffuser 1	1.84	3.84	2.48	1.84	1	0.119	0.227	2.22	3.41	0.28~0.70	0.01	3.3x10 ⁶	
		Diffuser 2	1.84	3.84	2.48	1.84	1	0.119	0.357	2.22	3.41	0.28~0.70	0.01	3.3x10 ⁶	
		Diffuser 3	1.84	3.84	2.48	1.84	1	0.119	0.487	2.22	3.41	0.28~0.70	0.01	3.3x10 ⁶	
	遷移ディフューザ (曲線)		1.84	3.4	2.29	1.84	1	0.153	0.487	2.22	4.36	0.44~0.85	0.01	4.0x10 ⁶	

注)*印の境界層排除厚みは実験条件を用いて乱流境界層計算により著者が求めた推定値

5. 亜音速ディフューザの基本通路設計に関する考察

2次元超音速インテークの亜音速ディフューザの基本通路設計では、形状パラメタのうちディフューザ開口比 A_2/A_1 はエンジンとの作動適合から定まる要求仕様であるので、平均開き角 θ_w (或いは長さ比 L/D_2) と入口アスペクト比 B_1/H_1 が主要な形状パラメタである。ここでは、遷移ディフューザを対象として、これらの形状パラメタが総圧損失に与える影響を基本通路設計の観点から、本推算式に基づいて得られる結果を用いて考察する。

5-1 平均開き角 (θ_w)

$M_1=0.8, Re=1 \times 10^6, A_2^*/A_1=0, B_1/H_1=1, A_2/A_1=2$ のオフセットのない遷移ディフューザの総圧損失 ($\Delta P_t/P_{t1}$)

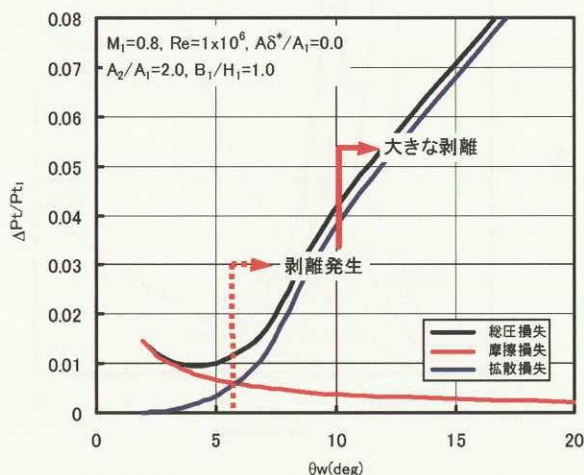


図11 遷移ディフューザ平均開き角の総圧損失への影響 ($B_1/H_1=1.0, A_2/A_1=2.0, \Delta/D_2=0.0$)

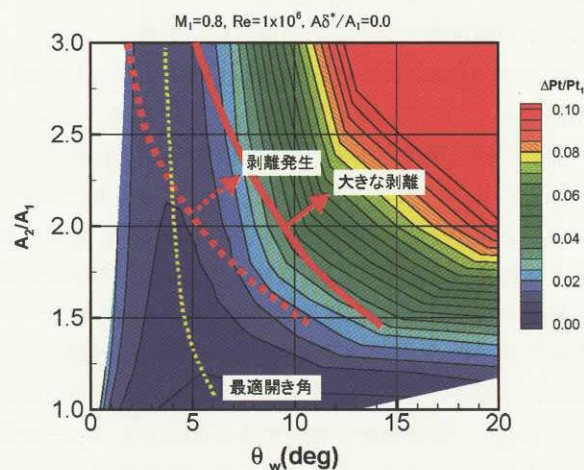


図12 遷移ディフューザの総圧損失マップ ($B_1/H_1=1.0, \Delta/D_2=0.0$)

を図11に示す。同図に示した剥離発生開き角はKlineら⁹⁾の2次元ディフューザの実験結果(非圧縮流れ)に基づくものである。小さな θ_w ではダクト長さが大きくなるために摩擦損失が大きく、 θ_w が大きい場合には θ_w の増加とともに拡散損失が増大する。この結果、 $\theta_w=4 \sim 5^\circ$ が総圧損失が最小となる最適開き角であることがわかる。図12は A_2/A_1 と θ_w をパラメタにした総圧損失マップである。流れの条件及び B_1/H_1 は図11と同じである。図12が示す通り、最適開き角は小さな A_2/A_1 でやや大きくなるものの、 A_2/A_1 に対する依存性は小さく、亜音速ディフューザの初期設計では $\theta_w=4 \sim 6^\circ$ とすることが妥当であると考えられる。しかし、 $A_2/A_1 < 1.5$ では θ_w の総圧損失に対する感度は小さく、最適開き角よりも大きな θ_w を適用することも可能である。

5-2 ディフューザ入口アスペクト比 (B_1/H_1)

図13にオフセットが無い長さ比 $L/D_2=3.5$ の遷移ディフューザの総圧損失に対する入口アスペクト比 B_1/H_1 の影響を示す。 B_1/H_1 は、摩擦損失では濡れ面積、拡散損失ではディフューザ開き角を介して、それぞれの損失に影響を与えるが、同じ開口比 (A_2/A_1) では何れの損失も $B_1/H_1=1$ が最小損失となる。相対的には拡散損失に与える影響が支配的であり、 A_2/A_1 が大きいディフューザほど B_1/H_1 による総圧損失の変化が大きい。一方、小さな A_2/A_1 において B_1/H_1 が1に近い範囲で総圧損失変化がわずかに増加するのは開き角の減少に伴って摩擦損失係数が増大するためである。図14はオフセット比 $\Delta/D_2=1, A_2/A_1=2, L/D_2=3.5$ の遷移ディフューザの総圧損失に対する B_1/H_1 の影響を示したものである。オフセットがあるディフューザにおいては、この図が示すように拡散損失ではオフセットによる損失が支配的となるため、その基

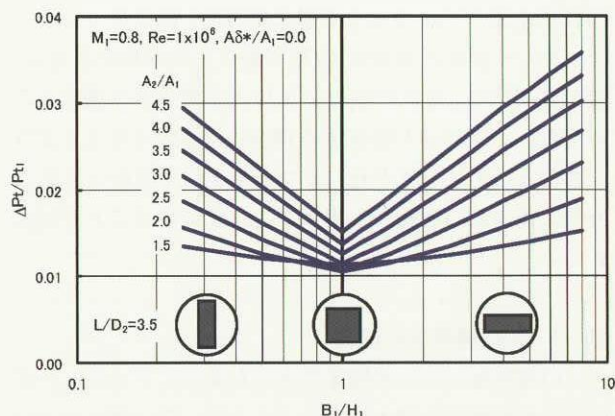


図13 オフセットがない遷移ディフューザの総圧損失に対する入口アスペクト比の影響 ($L/D_2=3.5, \Delta/D_2=0.0, A_2^*/A_1=0$)

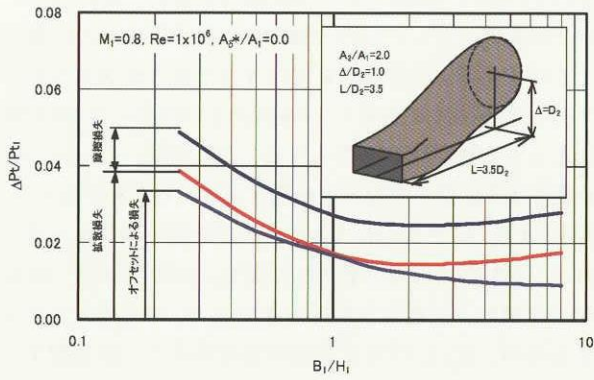


図14 オフセットのある遷移ディフューザの総圧損失 ($A_2/A_1=2.0, \Delta/D_2=1.0, L/D_2=3.5, A_2^*/A_1=0$)

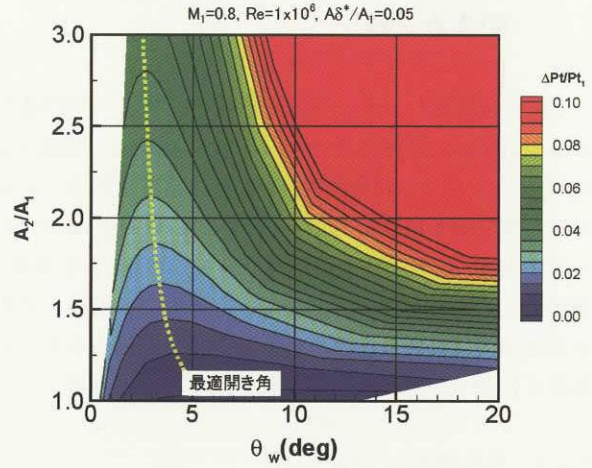


図16 遷移ディフューザの総圧損失マップ ($B_1/H_1=1.0, \Delta/D_2=0.0, A_2^*/A_1=0.05$)

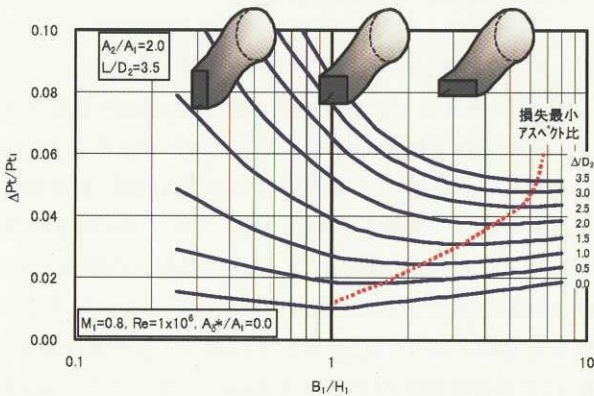


図15 オフセットのある遷移ディフューザの総圧損失に対する入口アスペクト比の影響 ($A_2/A_1=2.0, L/D_2=3.5, A_2^*/A_1=0$)

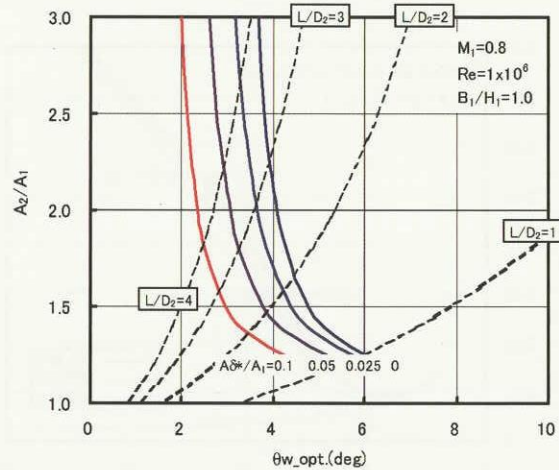


図17 最適平均開き角に対する流入境界層厚みの影響

本通路設計においてはディフューザ入口アスペクト比の設定に留意する必要がある。オフセットがある場合にはオフセットが無い場合と異なり $B_1/H_1=1$ で最小とはならず、 $B_1/H_1 > 1$ で最小となる。損失最小となる B_1/H_1 は図15に示すようにオフセット量に依存し、高オフセットのディフューザほど大きな B_1/H_1 で総圧損失が最小となる。逆に $B_1/H_1 < 1$ ではオフセットによる損失が急増することから、オフセットを有する場合には少なくとも1より大きな入口アスペクト比（オフセットする方向と垂直な方向に長い入口形状）のディフューザにすることが望ましい。

5-3 入口境界層の影響

入口境界層の存在は図4に示したようにディフューザ内での拡散損失を増大させるとともに、高い流入マッハ数ではその排除効果がディフューザ内に衝撃波を発生させる要因となってさらに拡散損失を増加させる。このような入口境界層の存在が上記で述べたディフューザ開

角や入口アスペクト比の設定に与える影響について、推算から得られた結果を整理する。

(1) 平均開き角に対する入口境界層の影響

図16に $M_1=0.8$ における $B_1/H_1=1$ のオフセットのない遷移ディフューザについて推算から求めた、 $A_2^*/A_1=0.05$ の場合の総圧損失を示す。総圧損失は $A_2^*/A_1=0$ の場合（図12）に比べて大きくなるとともに、総圧損失が最小となる開き角が小さくなる。一方、開き角の総圧損失に対する感度は小さくなる。図17に A_2^*/A_1 をパラメタに総圧損失が最小となる最適平均開き角 θ_{w_opt} を推算から求めた結果を示す。総圧損失の点では入口境界層が厚い場合にはディフューザ開き角を小さくすることが望ましい。しかし、開き角を小さくすることはディフューザ長さを大きくすることになるため、特に開き角によるディフューザ長さの変化が顕著となる $A_2/A_1 > 1.5$ では開き角による総圧損失の変化とディフューザ長さの変化の両者

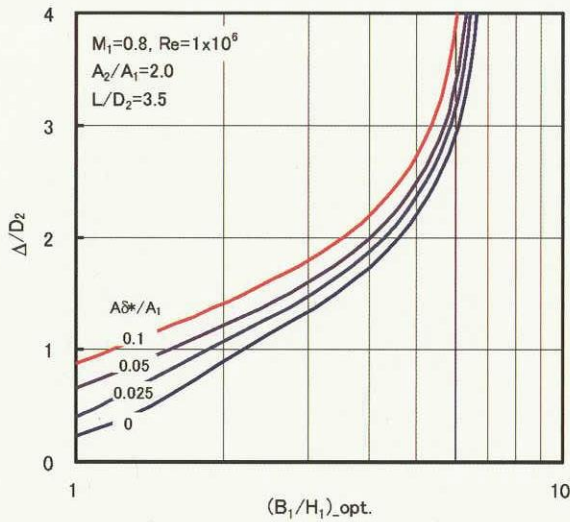


図18 最適入口アスペクト比に対する
流入境界層厚みの影響

を考慮して開き角を設定することが必要である。

(2) 入口アスペクト比に対する入口境界層の影響

図18は $M_1=0.8$ における $A_2/A_1=2$ 、 $L/D_2=3.5$ のオフセットのある遷移ディフューザについて、 $A\delta^*/A_1$ をパラメータに総圧損失が最小となる入口アスペクト比 $(B_1/H_1)_{opt}$ を推算から求めたものである。入口アスペクト比についても、流入境界層厚みの増大に伴って $(B_1/H_1)_{opt}$ は小さくなる。ディフューザ長さと同開口比、或いは平均開き角に依るが、図18に示した最適入口アスペクト比よりも大きなアスペクト比において総圧損失の変化は小さいので、ディフューザ初期形状設定の段階における入口アスペクト比の設定では流入境界層厚みの影響は重要ではない。図15からもわかるように、最適入口アスペクト比よりも小さなアスペクト比ではアスペクト比に対する総圧損失の感度が大きいことから、ディフューザ初期形状設定では最適入口アスペクト比よりも大きなアスペクト比を設定することが望ましい。

6. まとめ

2次元超音速インテークの亜音速ディフューザを対象として、これまでの実験データベース等を基礎として、ディフューザの総圧損失を簡便に推算する方法を述べた。本推算式では、ディフューザ長さ（ディフューザ開き角）、開口比、入口アスペクト比及びダクトオフセットのディフューザ形状パラメータ、並びに流入マッハ数と流入境界層の流入条件の影響が考慮されている。利用可能な実験データとの比較の範囲 ($A_2/A_1=1.35 \sim 2$ 、 $L/D_2=0.91 \sim 4.73$ 、 $B_1/H_1=0.25 \sim 2.85$ 、 $\Delta/L=0.12 \sim 0.49$ 、 $M_1=0.2 \sim 0.9$ 、 $A\delta^*/A_1=0.01 \sim 0.05$) において、形状パラメータ及び流入条件による総圧損失の違いについて概ね妥当な評価

が本推算式で可能であることを示した。超音速インテークの亜音速ディフューザの初期形状設定における総圧損失予測には十分に利用できるものと考えられる。

一方、ディフューザの断面積分布やオフセットがある場合のディフューザ中心線分布も流入マッハ数が高い場合にはその影響は小さくないことが知られている。しかし、これらの影響についての実験データがまだ少ないこと、特にこれらの影響を表現する簡単な形状パラメータの設定が難しいことなどから、データベースとしての整理がこれまで十分されていない。このため、本推算式ではこれらの影響については考慮していない。断面積分布については変曲点位置をパラメータにすることによって総圧損失を整理できるとの研究報告が渡辺ら¹⁰⁾によってなされる等、データベース化に必要な形状パラメータについての研究も行われているが、これらの研究結果を活用したディフューザの空力性能データベースは今後の課題である。

参考文献

- 1) Henry, H. R., Wood, C. C. & Wilbur, S. W., "Summary of Subsonic Diffuser Data", NACA RM L56F05 (1958)
- 2) SAE Aero-Space Applied Thermodynamics Manual, Society of Automotive Engineers, INC. (1962)
- 3) Shapiro, A. H. "The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow", The Ronald Press Company (1954), pp.1110.
- 4) 小川義之、「高オフセットを有する遷移ディフューザ内部流れの実験と数値計算」、東京理科大学大学院修士論文 (1998)
- 5) Iek, C. Burley, R. R. & Johns, A. L., "Analytical and Experimental Studies of a Short Compact Subsonic Diffuser for a Two-Dimensional Supersonic Inlet", NASA TP3247 (1993)
- 6) Lee, C. C. & Boedicker, C., "Subsonic Diffuser Design and Performance for Advanced Fighter Aircraft", AIAA-85-3037 (1985)
- 7) Ball, W. H., "Experimental Investigation of the Effects of Wall Suction and Blowing on the Performance of Highly Offset Diffusers", AIAA-83-1169 (1983)
- 8) 水野拓哉、「遷移ディフューザの空力性能に関する研究」、東京理科大学大学院修士論文 (1999)
- 9) Reneau, L. R., Johnston, J. P. & Kline, S. J., "Performance and Design of Straight, Two-Dimensional Diffusers", Transactions of ASME, Journal of Basic Engineering (1967), pp.141-150.
- 10) 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およぼす影響」、日本機械学会論文集 70 巻 696 号 B 編 (2004), pp.97-102.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-04-002

発行日 2004年6月30日
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構
〒182-8522
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
TEL 0422-40-3000 (代表)
印刷所 株式会社 実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

©2004 JAXA

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

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



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