

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1247

超音速内部流におけるキャビティ抽気及び
その形状の空力特性への影響

村上 哲 ・ 進藤 重美

小宮山 文男 ・ 坂田 公夫

1994年9月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

超音速内部流におけるキャビティ抽気及び その形状の空力特性への影響*

村上 哲^{*1} 進藤 重美^{*1}
小宮山 文男^{*2} 坂田 公夫^{*1}

Effects of cavity bleed and its configuration on aerodynamic characteristics of supersonic internal flow

Akira MURAKAMI^{*1}, Shigemi SHINDO^{*1}
Fumio KOMIYAMA^{*2}, Kimio SAKATA^{*1}

ABSTRACT

This paper presents experimental results of the effects of cavity bleed and its configuration on the supersonic internal flow field and the aerodynamic characteristics. The experiments were conducted in the supersonic heat transfer test facility of NAL using the partial model to simulate the supersonic internal compression passage of the mixed compression air-intake. The pressure recovery characteristics of five cavity configurations was obtained for the bleed mass flow rates. It was found that the cavity bleed was effective for the starting of the air-intake but the excessive cavity bleed aggravated the pressure recovery. The cavity configuration affected the characteristics of the pressure in the cavity bleed plenum for the bleed mass flow rates. Therefore, the optimum bleed mass flow rates for the maximum pressure recovery depended on the cavity configuration.

Keywords : supersonic flow, internal flow, bleed, shock wave/boundary layer interaction, air-intake

概 要

小型超音速伝熱風洞に混合圧縮型インテークのスロート部を模擬したキャビティ付超音速圧縮内部流路模型を取り付け、シュリーレン法による流れの可視化と圧力計測によってキャビティ抽気流量およびキャビティ形状が流れ場の構造および空力特性に与える影響について調べた。キャビティ抽気は混合圧縮型超音速インテークの始動特性を改善するが、過剰な抽気は圧力回復率の低下を引き起こすことが明らかとなった。また、キャビティ形状はキャビティ抽気とキャビティ圧力の関係に大きな影響を及ぼし、その結果、最大圧力回復率となる抽気流量や始動を確保するのに必要な抽気流量はキャビティ形態に強く依存することが判明した。

1. ま え が き

21世紀には次世代長距離航空宇宙輸送手段として超音速
・極超音速輸送機 (SST/HST) や宇宙往還機 (スペースブ

レーン) の実現が期待されており、近年それらに必要な技術について盛んに研究が行われてきている。これら超音速
・極超音速航空機の実現にとっては、その推進システムであるエアブリージングエンジンの開発が成否を決定する重

* 平成6年7月15日受付 (received 9 July 1994)

*1 原動機部 (Aeroengine Division)

*2 特許庁 (Japanese Patent Office)

要な鍵である。なかでも、その構成要素のひとつである超音速インテーク（空気取入口）は空気の圧縮過程の一部あるいはほとんどすべてを行い、エンジンに必要な空気流量を確保する性能要素であることから、重要な研究開発要素となっている^{1),2)}。

しかし、こうした高マッハ数の超音速インテークでは超音速圧縮過程の一部を内部流路で実現しなければならないため²⁾、内部流路での衝撃波/境界層干渉に起因する流れの剥離の抑制や衝撃波の安定化が圧力回復性能や始動性能等のインテーク空力性能を確保する上で要求される。また、インテークではその下流にあるエンジンの作動状態変化に対して安定性が要求され、必要に応じた空気流量の調整が求められる。これらの要求に応えるため、超音速インテークは多孔壁での境界層抽気とともにスロート部にキャビティを設け、さらに抽気する方法がとられることがある²⁾⁻⁵⁾。図1は設計マッハ数3の混合圧縮型超音速インテークの概

念図である。しかしながら、実用機では完全な混合圧縮型インテークにキャビティ抽気を採用した例は無く、図2に示す超音速旅客機コンコルドのインテークのような部分混合圧縮型インテークあるいは外部圧縮型インテークに限られている。超音速内部流路を持つ混合圧縮型インテークにキャビティ抽気を採用された例はない。したがって、キャビティ抽気流量やキャビティ形状が超音速内部流路での流れの構造や圧力回復特性、始動特性などに与える影響についてはほとんど知られていないのが現状である。

そこで本研究では混合圧縮型超音速インテークの設計に関する基礎的な空力データを得るため、スロート近傍を模擬した部分模型を用いて、キャビティ抽気流量やキャビティ形状が空力性能に与える影響を把握することを目的とした実験を行った。実験は、航空宇宙技術研究所小型超音速伝熱風洞に混合圧縮型インテークのスロート部を模擬したキャビティ付超音速圧縮内部流路模型を取り付け、入口マ

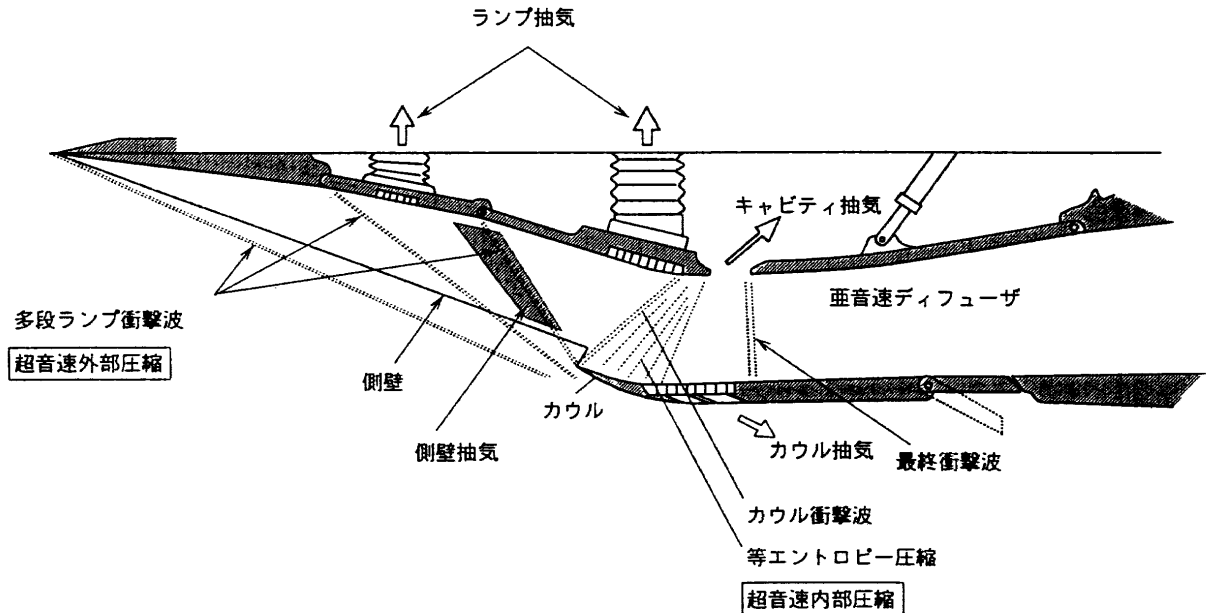


図1 マッハ3クラス2次元混合圧縮型超音速インテークの概念図

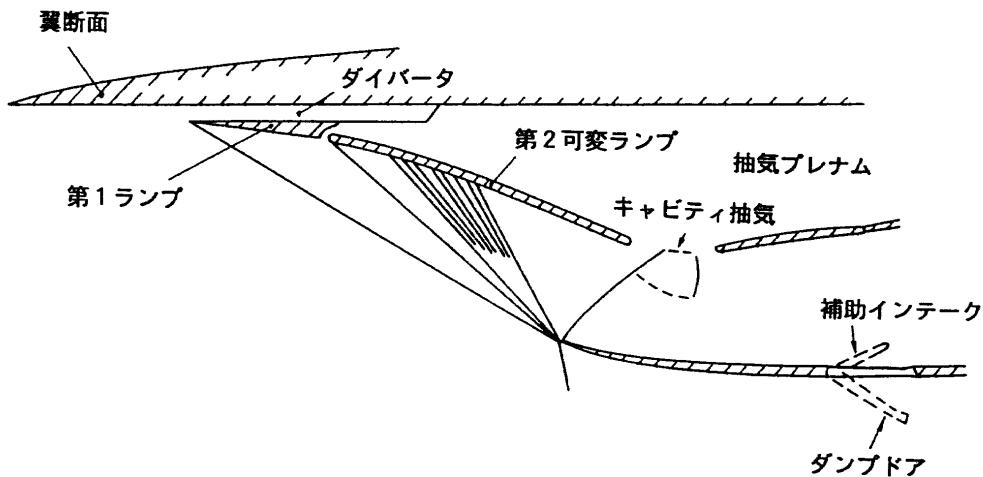


図2 超音速旅客機コンコルドのインテーク²⁾

マッハ数1.86においてシュリーレン法による流れの可視化と圧力計測によってキャビティ抽気流量およびキャビティ形状が流れ場の構造、圧力回復性能に与える影響を調べた。

T : スロート状態
w : 壁面
∞ : 一様流状態 (本論文では添字 o と同義)

記号

2. 実験

A : 面積
A* : 臨界面積 (チョーク面積)
Ac : インテーク空気捕獲面積
A_{ENT} : ランプ面に垂直なカウル前面面積
A_T : インテークスロート面積
(A/A*)_M : 臨界面積比
$$= \frac{1}{M} \left\{ \frac{(r-1)M^2 + 2}{r+1} \right\}^{r+1}$$

Go : 風洞主流流量
Gc : 空気捕獲流量
Gbl : キャビティ部抽気流量
ho : 風洞測定部高さ
hc : 幾何学的空気捕獲高さ
h_D : ディフューザ出口高さ
h_E : フロープラグスロート高さ
h_{ENT} : カウル前縁からランプ面に垂直な距離
h_T : 設計スロート高さ
Δh : キャビティリアリップのギャップ高さ (スロート高さが減少する方向を+とする)
l_T : キャビティスロットの流れ方向長さ
M : マッハ数
Mnc : カウル前縁に垂直衝撃波が発生した場合の衝撃波下流マッハ数
Pt : 全圧
p : 静圧
Re : レイノルズ数
SF : 呑み込み関数
To : 主流全温
u : 局所流速
U_∞ : 一様流流速
x : ランプ先端からの流れ方向位置
y : カウル面からの垂直方向位置 または、壁面からの垂直方向位置
δ : 境界層厚み
η_r : 圧力回復率
添字
o : 模型入口状態
1 : ランプ衝撃波下流状態
2 : カウル衝撃波下流状態
bl : 抽気
e : ディフューザ出口状態
ENT : カウル先端から下流したランプ面に垂直な面

2.1 実験装置

(1) 風洞

実験に使用した風洞は航空宇宙技術研究所の連続吹出し式小型超音速伝熱風洞である。本装置の構成および主要性能をそれぞれ図3並びに表1に示す。圧縮機により供給された空気は流量計測オリフィスおよび加熱器を通り整流胴で整流された後、2次元超音速ノズルによって所定のマッハ数まで加速されて測定部に導かれる。測定部は35mm×35mmの矩形断面となっており、側面には64mm×299mmの光学観測用窓が取り付けられている。測定部に導かれた空気は排気冷却器により冷却されて大気に放出される。

主流マッハ数は超音速ノズルブロックを交換することにより変えることができ、主流全圧および全温はそれぞれ入口調圧弁および加熱器により制御される。本実験ではマッハ2ノズルを使用した。表2に本実験における主流条件を示す。

(2) 実験模型

図1に示したような入口マッハ数3程度を目標とする混合圧縮型超音速インテークでは超音速外部圧縮により約マッハ2まで減速し、さらに内部圧縮流路で1.3程度まで減速する^{3),4)}。本研究では対象とする超音速内部圧縮流路(カウル先端からスロート付近)を模擬し、かつ、その高さをできるだけ大きくとること、また、スロート部マッハ数を1.3程度とするため、主流マッハ数1.86(マッハ2ノズル)において図4に示す部分流路模型を用いて実験を行った。流路模型は上部通路に取り付けられた7.5°の楔(上部通路面: ランプと呼ぶ)、5°の開き角を持つ亜音速ディフューザおよび下部通路に取り付けられた平板(下部通路面: カウルと呼ぶ)から構成されており、スロート部には抽気可能なキャビティが設けられている。図5に設計マッハ数1.85における衝撃波システムおよび各衝撃波下流域でのマッハ数と主流に対する圧力等の比を示す。空気捕獲高さhcは23.1mmであり、これを長さ基準にしたレイノルズ数は約1.5×10⁶である。設計スロート高さh_Tは16.8mmで、収縮比(hc/h_T)は1.38である。また、ランプ上流境界層厚みδは本実験条件では約1.8mmである。図6にピトー圧計測により求めたランプ上流境界層の速度分布を示す。

亜音速ディフューザ部は前後方向及び上下方向に取り付け位置を変えることができるように設計されており、キャビティリアリップ位置(即ちキャビティ開口部の下流前縁位置: 図4)を変化させてキャビティ形状(キャビティのスリット幅l_T及びスクープギャップΔh)を変化させた。本

表3 キャビティ形状

形態	l_T (mm)	Δh (mm)	l_T/h_T	$\Delta h/h_T$	呑み込み係数	備考
1	15.3	0.0	0.91	0.0	0.97	$h_T=16.8\text{mm}$
2	10.3	0.0	0.61	0.0	0.97	キャビティスロット幅を小さくした場合
3	5.3	0.0	0.32	0.0	0.97	同上
4	15.3	1.0	0.91	0.06	0.92	キャビティリアップを下げた場合
5	15.3	-1.5	0.91	-0.09	1.06	キャビティリアップを上げた場合

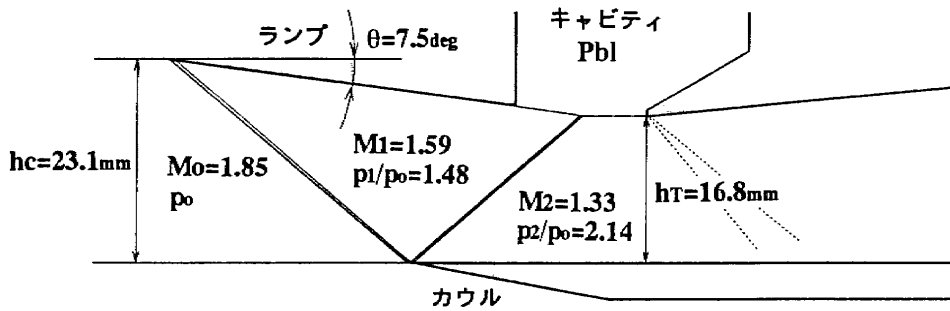


図5 設計衝撃波システム

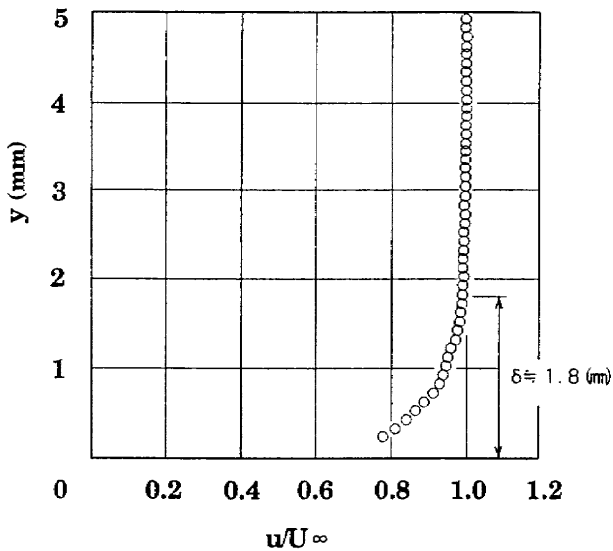
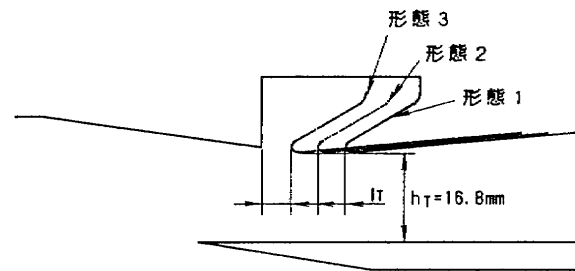
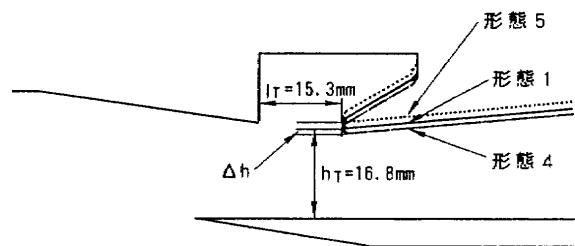


図6 入口境界層の速度分布



(a) キャビティスロット幅の変化



(b) キャビティリアップ上下位置の変化

図7 キャビティ形状

ある。混合圧縮形態の自己始動とは対象とするマッハ数において、流路形状の変化や抽気を行うことなくインテークの内部背圧の調整だけで始動状態（超音速内部圧縮が実現されている状態）を確保できることを意味している。表3に示すようにキャビティリアップを上げた形態5を除いて本流路模型は自己始動できない形態となっている。

流路模型壁面には静圧分布計測のため、 $\phi 0.5\text{mm}$ の静圧孔を中心線に沿って設けた。また、キャビティ内の圧力を計測するためにキャビティ抽気空気出口部（図4参照）に全圧プローブを設けた。壁面静圧およびキャビティ内圧力はステンレスパイプおよびビニールチューブを介して、風洞外部に設置されたスキャニバルブに導かれている。

亜音速ディフューザ出口部には流路中心の全圧分布を計

測するためにトラバース可能な全圧プローブを設置した。全圧は空圧チューブを介して、風洞外部に設置された圧力伝送器に導いた。

また、亜音速ディフューザ終端部には背圧調整を目的とした上下移動可能なフロープラグを設置した。なお、流路模型（ランプ、亜音速ディフューザ、カウル）およびフロープラグの側面にはシリコンシールを施し、流れ方向の圧力差によって生じる流れの洩れを防いだ。

(3) 抽気装置

本実験ではキャビティ部からの抽気（抽気システム1）と風洞始動のための抽気（抽気システム2）の2系統の抽気を行っ

ている(図3及び図4参照)。

キャビティ部からの抽気空気は測定部上部に取り付けられたフレキシブルチューブを通り、冷却器、オリフィスおよび抽気流量制御弁を通して排風機の吸込み口に導かれる。流量計測および制御はそれぞれオリフィスおよび流量制御弁によって行った。

風洞始動用の抽気空気は流路模型の流れに影響を及ぼさない下部通路からフレキシブルチューブを介して排気冷却器に導き、大気へ放出される。

(4) 圧力計測システム

図8に本実験における圧力計測システムの概略を示す。

壁面静圧およびキャビティ内圧力はスキヤニバルブを介して圧力トランスデューサ(クーライト XTE-190-100A)に導かれ電気信号に変換された後、増幅器とA/D変換器を介してパソコンに取り込まれ、計測ポート位置信号とともに

に外部記憶装置に記録される。スキヤニバルブ計測ポート制御はパソコンから5VDCパルス信号をDIOボードを介してリレースイッチに送り、スキヤニバルブ駆動用ソレノイドに通電することで行われる。

亜音速ディフューザ出口部の全圧計測は流路中心線上を上下方向に移動する全圧プローブにより計測される。図9に本実験に使用した全圧プローブを示す。全圧プローブ先端は外径1.0mm内径0.7mmのステンレスパイプでできており、直径3.0mmの真鍮パイプにろう付けされている。このプローブ本体を測定部上部の電動トラバース装置により移動する支持棒に取り付けた。なお、プローブの上下位置による流れ場の変化の回避およびプローブの強度的保護のため、上流側にスリットのある直径6.0mmパイプでプローブ本体を覆った。全圧はプローブ支持部から空圧チューブ(ジュンロン As4)を介して圧力伝送器(ローズマウ

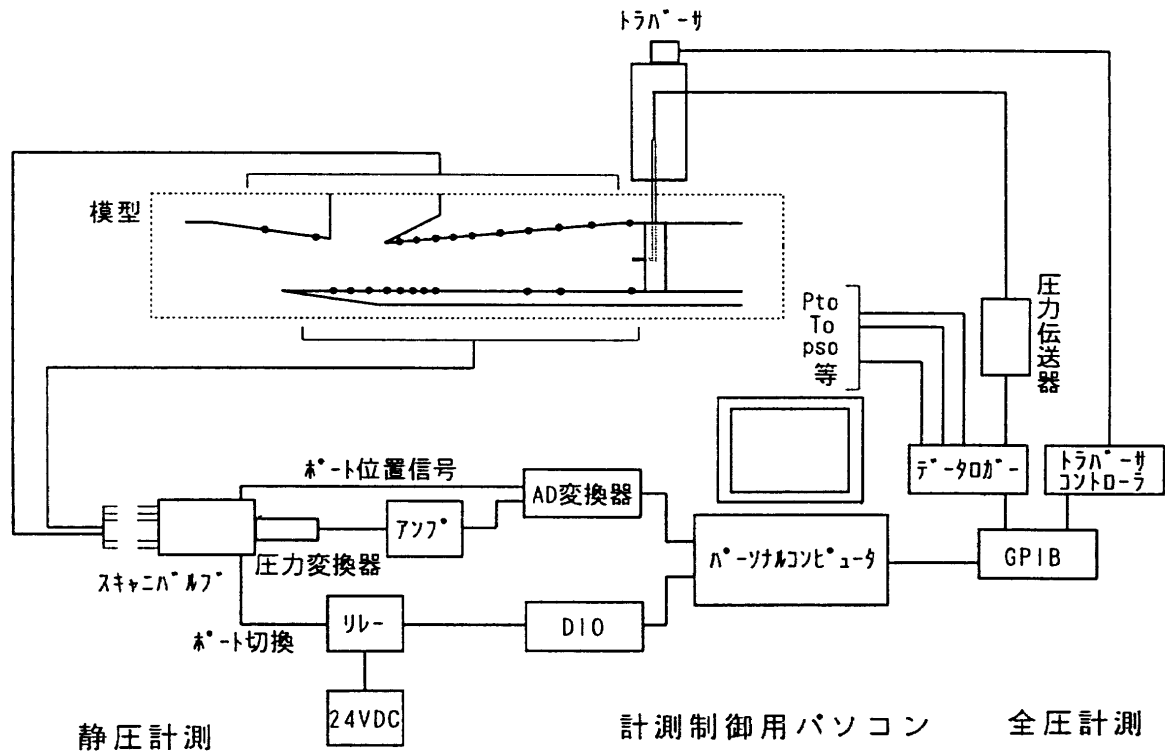


図8 圧力計測システム

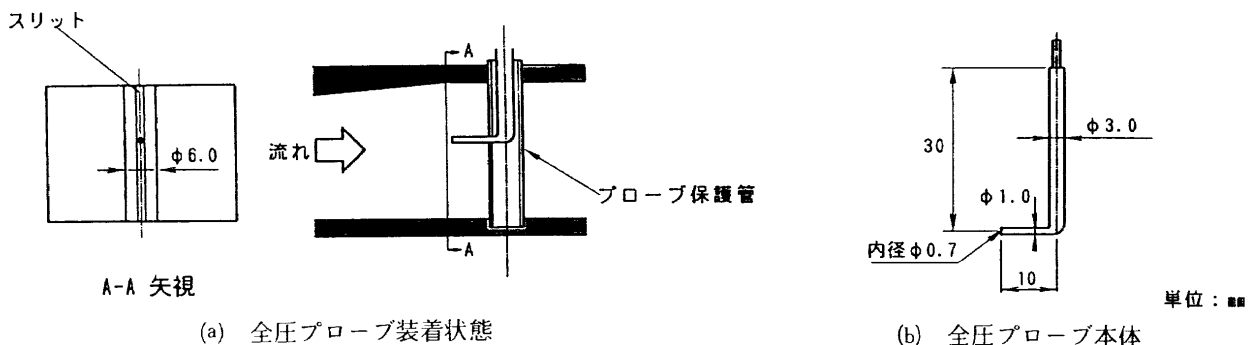


図9 全圧プローブ概略図

ント1151 GP)に導き、得られた電気信号をデータロガー(タケダ研研 TR2731)でA/D変換した後、GPIBを介して静圧計測の場合と同様にパソコンに取り込む。取り込まれた信号はトラバース制御装置からの位置信号とともに外部記憶装置に記録される。なお、トラバース装置の最小移動距離は0.1mm、位置精度は±0.01mmである。

また、静圧計測および全圧計測と並行して風洞の主流の全圧と静圧、全温並びに抽気流量等も計測しており、これらのデータについても上記データロガーを介してパソコンに取り込み、静圧計測データおよび全圧計測データとともに外部記録装置に記録されるようになっている。

(5) シュリーレン装置

光源はキセノンランプを使用した。また、35mm スチルカメラ及び CCD カメラによって同時に観測できるように、受光側でハーフミラーを用いて観測光を2系統に分岐した。なお、本実験では流れ方向に垂直な0.7mmの黄色の帯を挟んで赤色と青色からなる3色フィルターを用いており、観測部で密度変化が無い場合に黄色、圧縮側で赤色、膨張側で青色となるようになっている。

2.2 実験方法及びデータ処理

(1) 実験方法

表2に示した主流条件において、表3及び図7に示した5種類の各キャビティ形態について、フロープラグ開度 $h_g/h_c=0.87$ で実験を行った。また、本実験での各キャビティ形態における抽気流量範囲は表4に示す通りである。なお、何れの形態でも最大抽気流量は抽気流量制御弁を全開にした状態で得られたものである。

実験では所定のフロープラグ開度になるようにフロープラグを $h_g/h_c=0.87$ となる位置に予め固定し、キャビティ抽気流量制御弁を全開状態にした上で、風洞を起動した。風洞気流が安定した後、キャビティ抽気流量制御弁の開度を設定開度まで変化させ、シュリーレン法による流れの可視化と圧力計測を行った。

(2) 捕獲流量及び圧力回復率

インテークの空力性能の評価ではインテークに流れ込む流量(捕獲流量)に対する抽気流量の比は推進システムの総合性能に与える影響から、後に述べる圧力回復率とともに代表的な性能パラメータである。

表4 キャビティ抽気流量範囲

形態	Gbl(kg/s)	Gbl/Gc(%)
1	0.0 ~ 0.037	0.0~6.7
2	0.0 ~ 0.030	0.0~5.4
3	0.004~ 0.022	0.7~3.9
4	0.010~ 0.053	1.8~9.4
5	0.0 ~ 0.028	0.0~5.0

本実験のデータ処理では、流路模型の幾何学的形状から決まる流量を捕獲流量として用いて、次式により求めた。なお、ここで定義した捕獲流量には側壁やカウル前縁での洩れや上流境界層の排除効果の影響は含まれないが、インテークの空力性能の評価に用いる捕獲流量は幾何学的形状から求めるのが一般的であるので、本研究においても同様の扱いとした。

$$Gc = \frac{hc}{ho} Go \quad (2)$$

ここで、 ho は風洞流路高さ(35.0mm)、 hc は流路模型捕獲高さ(23.1mm)、 Go は主流流量である。

また、次式で定義される圧力回復率(η_r)は先に述べた通りインテークの空力性能評価の代表的パラメータであり、本研究では抽気流量やキャビティ形状による空力性能への影響を測る指標として用いた。

$$\eta_r = \frac{P_{te}}{P_{to}} \quad (3)$$

ここで、 P_{te} および P_{to} はそれぞれディフューザ出口全圧および主流全圧である。本実験では、ディフューザ出口全圧は流路中心での高さ方向の全圧分布から得られる平均値で代表させた。

3. 実験結果および考察

3.1 流れの構造

(1) キャビティ抽気流量による違い

図10に代表例として、キャビティ形態2におけるカラーシュリーレン法による流れの可視化結果を示す。また、図11は図10に対応した静圧分布である。

キャビティ抽気流量を十分確保した状態(a-e: $Gbl/Gc \geq 2.5\%$)では、抽気流量の変化に関係なくランプ衝撃波およびカウル衝撃波ともほぼ設計通りに形成されていることが流れの可視化から分かる。しかし、カウル衝撃波下流域の流れ場はキャビティ抽気流量によって変化しており、ランプ後端から生じている膨張波が抽気流量の減少とともに弱くなり(a-c)、ついには衝撃波が生じる(d)ことが分かる。これは抽気流量を絞ることによってキャビティ内の圧力が高くなり、その圧力と局所静圧とが平衡するようにランプ後端からの剪断層の傾きが変化するためと考えられる。ここで、ランプ後端からの膨張波が衝撃波に移行する抽気範囲(cからd)に設計状態に近い流れ場が成立していると推測される。ランプ後端からの衝撃波はキャビティ抽気流量を絞るにつれて強くなり(e)、カウル面との干渉点が上流へ移動しているのが静圧分布からも分かる。しかし、その下流ではカウル衝撃波とキャビティ部の剪断層から生じた膨張波による静圧値の低下が見られる。また、抽気流量が少ない状態(d, e)ではランプ境界層が十分にキャビティ抽

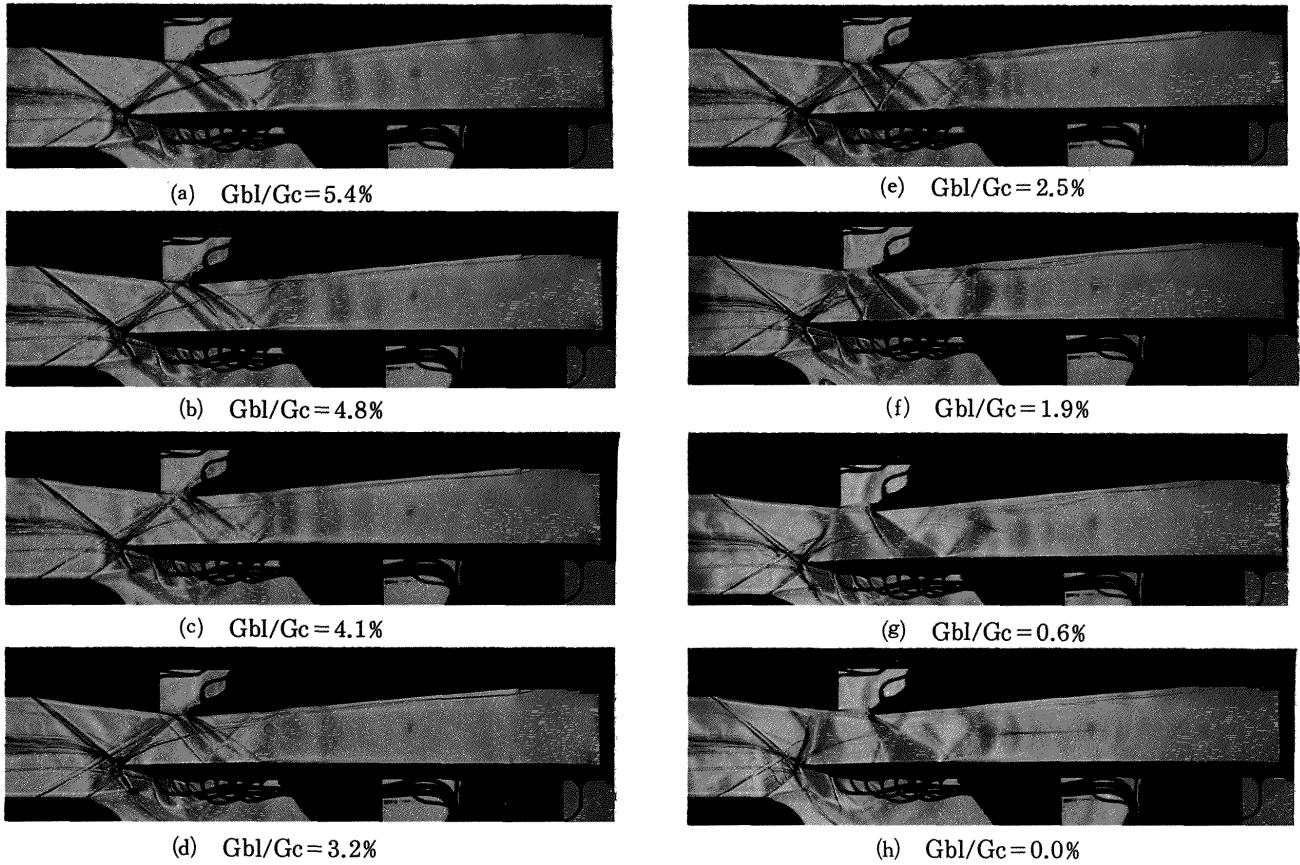


図10 抽気流量変化による流れの構造の変化（キャビティ形態 2）

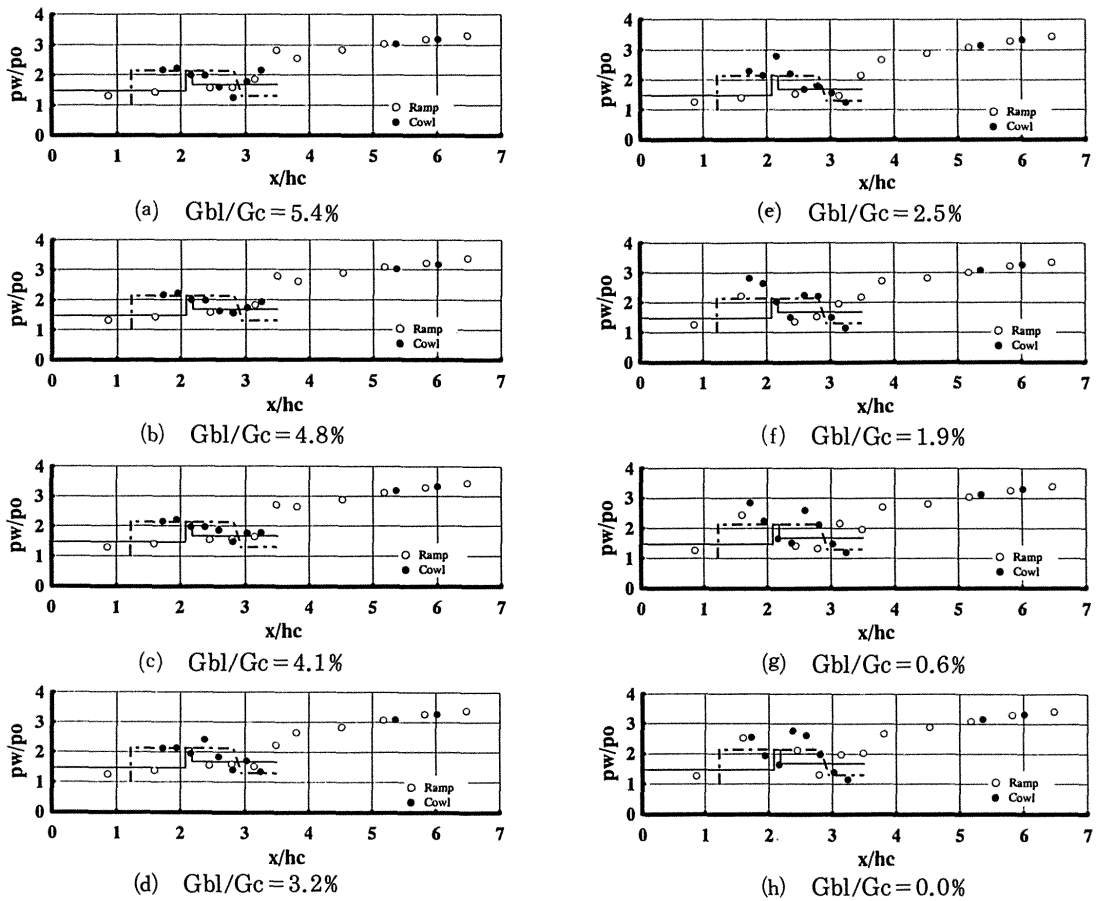
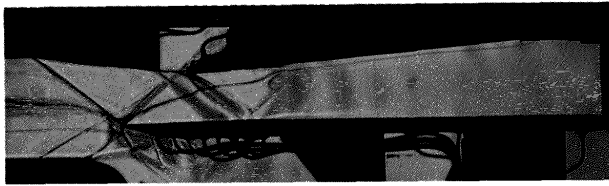


図11 異なる抽気流量における静圧分布（キャビティ形態 2）

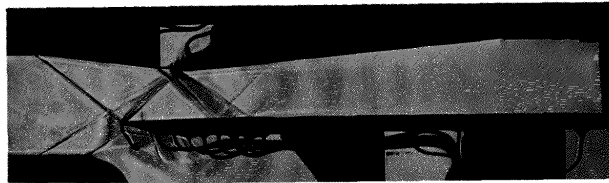
気で除去されずディフューザ内部まで呑み込まれていることも観察できる。

さらに抽気を絞ると(f), ランプ後端に生じた衝撃波は一層強くなり, ランプ境界層を通して上流のランプ静圧値($x/hc=1.6$)が上昇している。さらにカウル衝撃波も設計状態よりも強い衝撃波となっていることが静圧分布に表れている。そして, 抽気流量が完全に不足した状態(g)ではカウル衝撃波は前縁から剥離するとともに, ランプ後端からの強い衝撃波を吸収するようにランプ側で著しく変形し, ほぼ垂直衝撃波となる。また, ランプ境界層と干渉領域では境界層剥離を誘起し, λ 型の衝撃波となっているのが観察される。一方, カウル面側にもカウル衝撃波のすぐ下流に垂直衝撃波が生じている。抽気を止めるとカウル衝撃波はほぼ垂直衝撃波となって, 内部超音速圧縮は達成されず, 混合圧縮型空気取入口における不始動状態に移行する(h)。

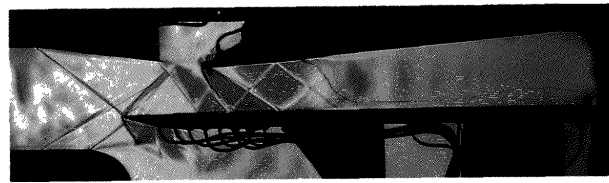
なお, 何れの抽気流量においてもディフューザ内部には1本の垂直衝撃波ではなく, 非正常振動を伴う疑似衝撃波によって亜音速へ減速されている。これは衝撃波上流マッハ数が高く, カウル境界層の剥離からも分かるように側壁



(a) キャビティ形態2 $G_{bl}/G_c=5.4\%$



(b) キャビティ形態3 $G_{bl}/G_c=3.9\%$



(c) キャビティ形態4 $G_{bl}/G_c=9.4\%$



(d) キャビティ形態5 $G_{bl}/G_c=5.0\%$

図12 各キャビティ形態における流れの構造 (最大抽気流量時)

境界層も含めて衝撃波と境界層との干渉が著しいためと考えられる⁶⁾。また, ランプ側境界層も抽気流量が少ない状態では剥離しているのが観察できる。

(2) キャビティ形状による違い

図12はキャビティ最大抽気流量時(流量制御弁全開)のキャビティ形態2から5におけるシュリーレン可視化結果である。フロップラグ開度は何れも $h_E/hc=0.87$ である。また, 図13にそのときの各キャビティ形態における静圧分布を示す。なお, キャビティ形態1についてはシュリーレンによる可視化を行っていないため, 静圧分布のみを示している。

ランプ衝撃波およびカウル衝撃波は何れの形態においても, 抽気流量が十分確保されている状態なのでほぼ設計通りに成立している。

スロット幅の違うキャビティ形態1, 2及び3の流れの

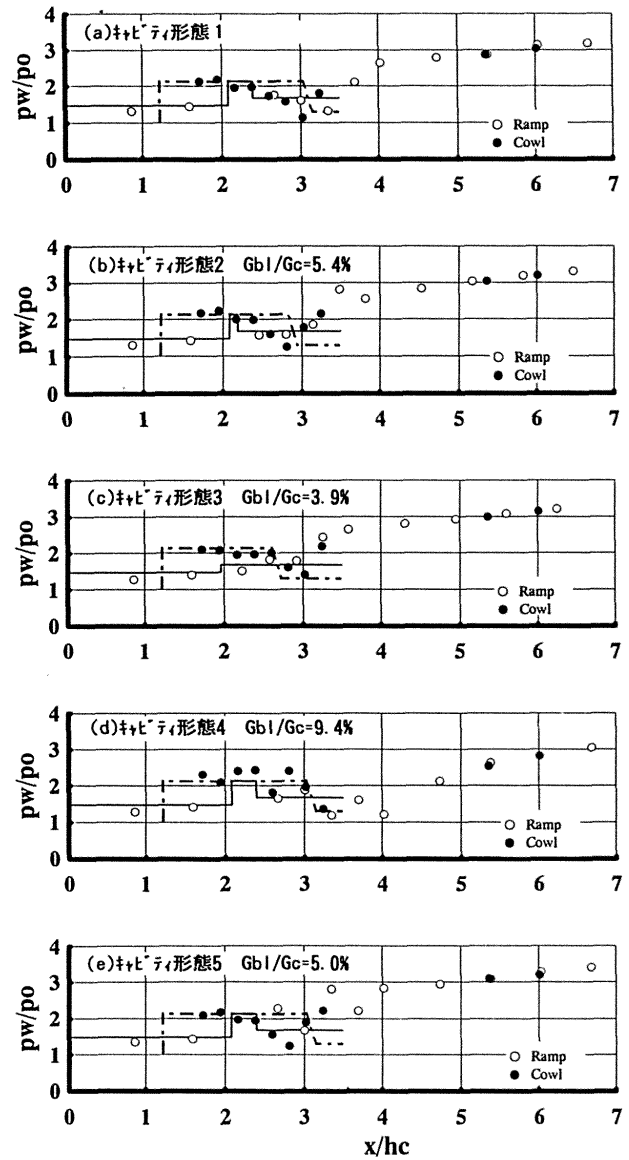


図13 各キャビティ形態での静圧分布 (最大抽気流量時)

構造（衝撃波や膨張波）に大きな差異はないが、キャビティスロット幅が小さくなるとランプ境界層がキャビティ抽気により十分除去されずにディフューザ部に流れ込んでいることが分かる。また、その一方でカウル衝撃波とキャビティ剪断層との干渉点から生じる膨張波の影響が小さくなり、抽気によるキャビティ部での流れの加速が抑えられていることが静圧分布に表れている。特にスロット幅が最も小さい形態3ではカウル衝撃波はキャビティリアリップ位置に当たるために干渉点からの膨張は全くない流れとなっている。

一方、キャビティリアリップの上下位置の影響については、リップを設計状態よりも下げた形態4ではキャビティ抽気流量は最も多いにもかかわらず、ランプ下流端から衝撃波が生じていることが分かる。これはランプ面からの流れがキャビティ内部に入り易い形態であること、超音速の主流に晒されたキャビティリアリップに強い弓状衝撃波が生じることによるキャビティ内の圧力上昇を本実験の抽気範囲では抑えきれなかったためと考えられる。また、抽気流量が多く、ディフューザに入る流量が少なく背圧が低い場合、ディフューザ内の疑似衝撃波位置が他の形態に比べて下流側にある。疑似衝撃波上流マッハ数が他の形態よりも高くなった結果、ディフューザ内での疑似衝撃波と境界層の干渉が著しくなったものと思われる。キャビティリアリップを設計状態よりも上げた形態5の基本的な流れ構造は形態1や2とはほぼ同様であるが、ランプ面境界層がディフューザ内に流れ込んでいることが分かる。また、キャビティリアリップからの衝撃波はカウル面に到達する前にカウル衝撃波とキャビティ剪断層との干渉点から生じた膨張波により相殺されていることが観察されるほか、他の形態

で観察されるキャビティリアリップ下流での膨張が小さいことが分かる。

3.2 出口全圧分布およびマッハ数分布

(1) キャビティ抽気流量の影響

図14にキャビティ形態2のディフューザ出口全圧分布を示す。ここで、横軸は主流全圧で無次元化した圧力比(P_{te}/P_{to})で示しており、縦軸はディフューザ高さで無次元化した値(y/h_D)で示しある。図15は全圧分布とディフューザ出口壁面静圧値から求めたマッハ数分布である。

キャビティ抽気流量の減少につれてランプ側の全圧損失の大きい領域が拡大していることが分かる。これは抽気を絞ることによりキャビティ部でランプ境界層を十分に除去できないため、ディフューザ部での境界層の発達が著しくなることを示している。このことはマッハ数分布からより明確に分かる。特に $G_{bl}/G_c=1.9\%$ と 0% の場合はランプ側の壁面近傍は逆流領域となっており、疑似衝撃波との干渉によって剥離したランプ側境界層はディフューザ出口部まで再付着せずに到達しているものと考えられる。

また、カウル境界層による全圧損失領域については、 $G_{bl}/G_c=2.5\%$ 以上では抽気流量に関係なくほぼ同様となっている。しかし、 $G_{bl}/G_c=1.9\%$ 及び 0% の場合には図15のマッハ数分布から分かるようにカウル境界層の発達が著しくなり、その影響は流路の中心部まで及んでいる。この抽気量では3.1節で述べたランプ後端からの強い衝撃波（図10 f, g）のカウル境界層との干渉やカウル衝撃波の前縁から離脱（図10 g, h）がカウル境界層の肥厚化を促し、その結果、ディフューザ内部の疑似衝撃波による干渉が著しくなるためと推測される。

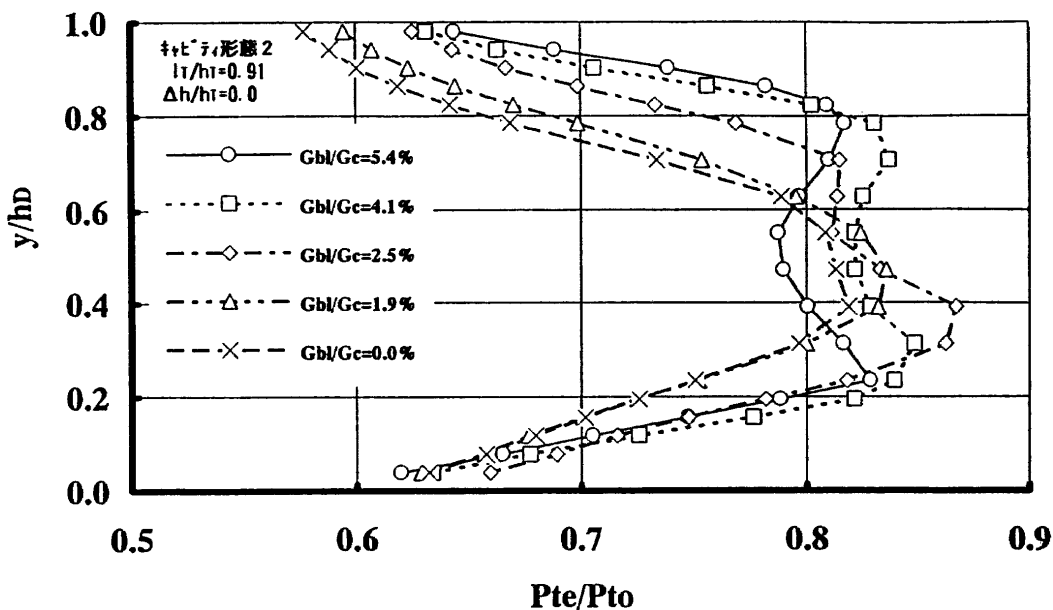


図14 異なる抽気流量におけるディフューザ出口全圧分布
(キャビティ形態2)

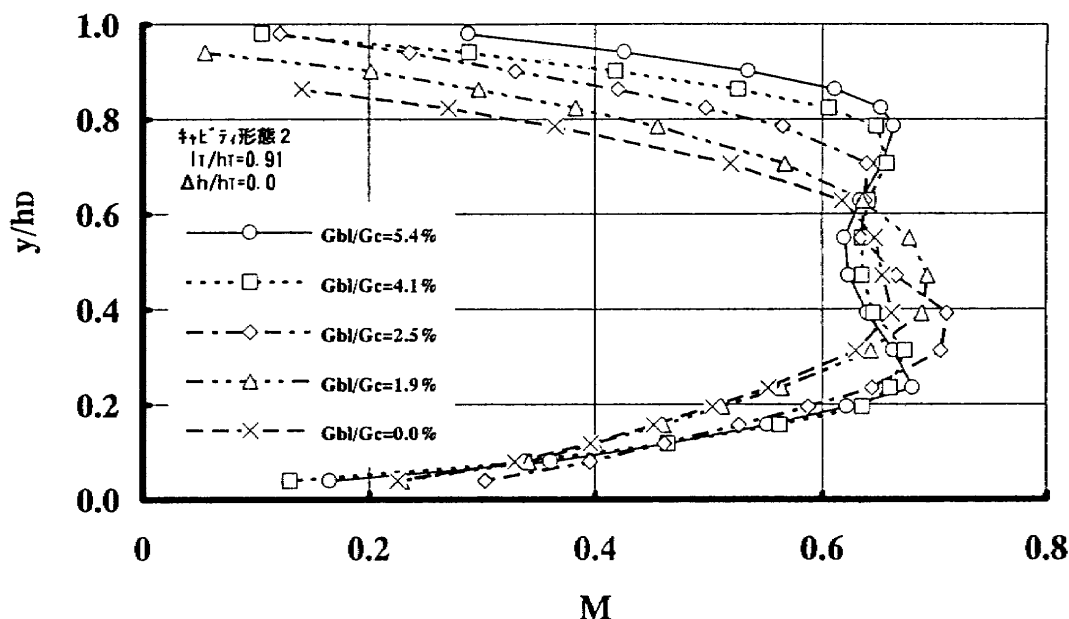


図15 異なる抽気流量におけるディフューザ出口マッハ数分布
(キャビティ形態2)

一方、流路中心付近 ($y/h_0=0.2-0.8$) の全圧分布は $G_{bl}/G_c=5.4\%$ と 4.1% の場合には2つのピークを持つほぼ上下対象の分布になっている。これは流れの可視化からも分かるように亜音速ディフューザ内部に生じた疑似衝撃波の形状が上下壁の境界層との干渉部では λ 状となっており、衝撃波による全圧損失が中心付近の垂直衝撃波よりも緩和されるためと考えられる。また、その全圧値は抽気流量の少ない $G_{bl}/G_c=4.1\%$ の場合の方が高い。これは3.1節で述べたように抽気流量を減らすとキャビティ抽気による流れの加速が抑えられ、疑似衝撃波上流でのマッハ数が低下し、その結果衝撃波損失が小さくなるためと思われる。 $G_{bl}/G_c=2.5\%$ の場合は、ランプ側のみピークを持つ偏った分布になっている。これはカウル境界層と疑似衝撃波との干渉場に発生した λ 衝撃波が大きくなったためと考えられる(図10e)。

しかし、抽気流量が不足した状態($G_{bl}/G_c=1.9\%$)では、先に述べたように粘性による損失領域が流路中心部まで達し、流路中心部にピークを持つ全圧分布となっている。そのピーク値はランプ下流端からの強い衝撃波や粘性損失があるにもかかわらず、比較的高い値を示している。抽気を止めた場合は若干の全圧ピーク値の低下を除くと $G_{bl}/G_c=1.9\%$ の場合とほぼ同様の分布を示している。

(2) キャビティ形態の影響

図16にキャビティ最大抽気流量における各キャビティ形態のディフューザ出口全圧分布を示す。また、図17は全圧分布から求めたマッハ数分布である。

形態2と形態3では概ね同様の全圧分布形状であるが、スロット幅が小さい形態3では中心付近の全圧が形態2よ

り高いにもかかわらずランプ側での損失が僅かであるが大きくなっている。これは、マッハ数分布から分かるようにランプ側境界層の厚みが形態2よりも厚くなっているため、3.1節で述べたようにランプ面からの境界層がキャビティ抽気で十分に除去されず、ディフューザ内に流れ込んだためと思われる。形態1ではカウル側にピークがある全圧分布となっている。これはカウル境界層と疑似衝撃波との干渉部に大きな λ 衝撃波が発生しているためと考えられる。また、形態2よりもスロット幅が大きいかかわらず、ランプ側の全圧損失領域はほぼ形態2と同様であることから、形態2のスロット幅で十分にランプ境界層を除去しているものと考えられる。

カウルリップを設計状態から下げた形態4では中心付近にピークをもつ全圧分布となっている。これはディフューザ部に生じた疑似衝撃波が下流に移動した結果、その上流マッハ数が増加して境界層との干渉が著しくなったこととランプ下流端やキャビティリアリップで生じた強い衝撃波による損失のためと推測される。カウルリップを設計状態より上げた形態5では僅かであるがランプ側境界層の厚みが増していることがマッハ数分布に表れており、シュリーレンによる流れの可視化結果と一致している。また、カウル側の全圧損失領域が大きい分布となっているのはシュリーレン写真からも分かるようにランプ側がキャビティリアリップ側に生じた斜め衝撃波により垂直衝撃波の上流マッハ数が低下しているのに対して、カウル側では抽気により膨張し加速した流れが強い衝撃波により減速しているためにカウル側での衝撃波損失が大きくなるとともに境界層との干渉が強く境界層の肥厚化が促されたためと推測される。

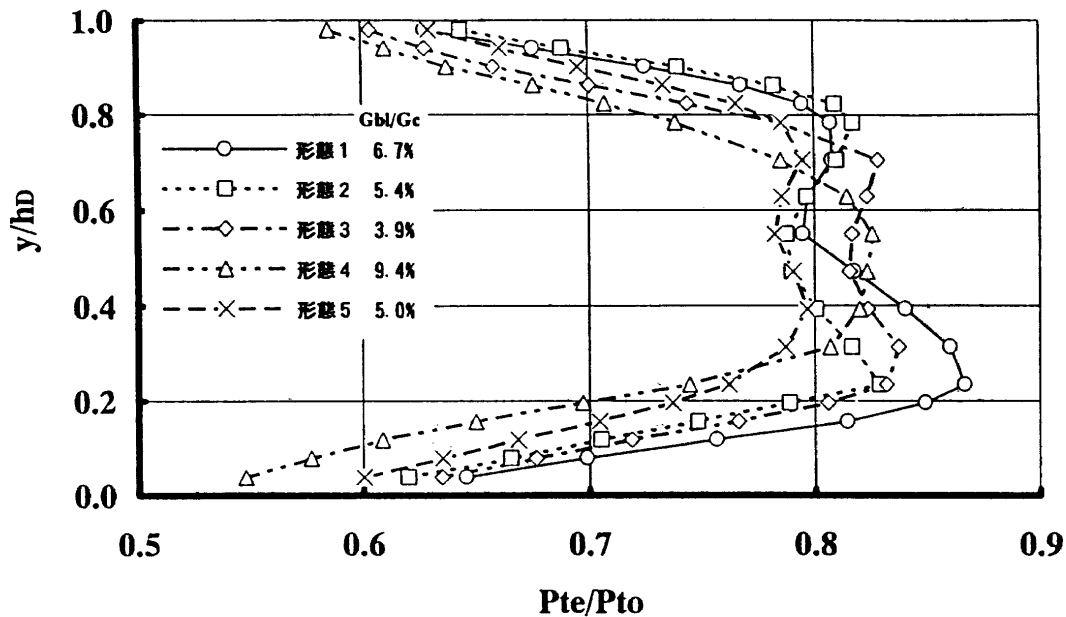


図16 各キャビティ形態でのディフューザ出口全圧分布
(最大抽気流量時)

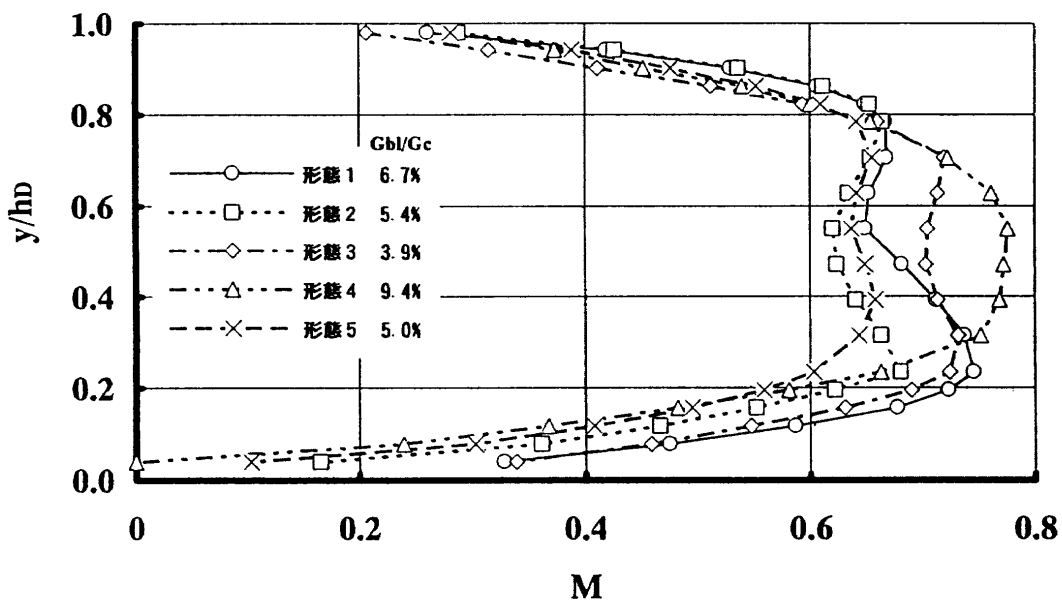


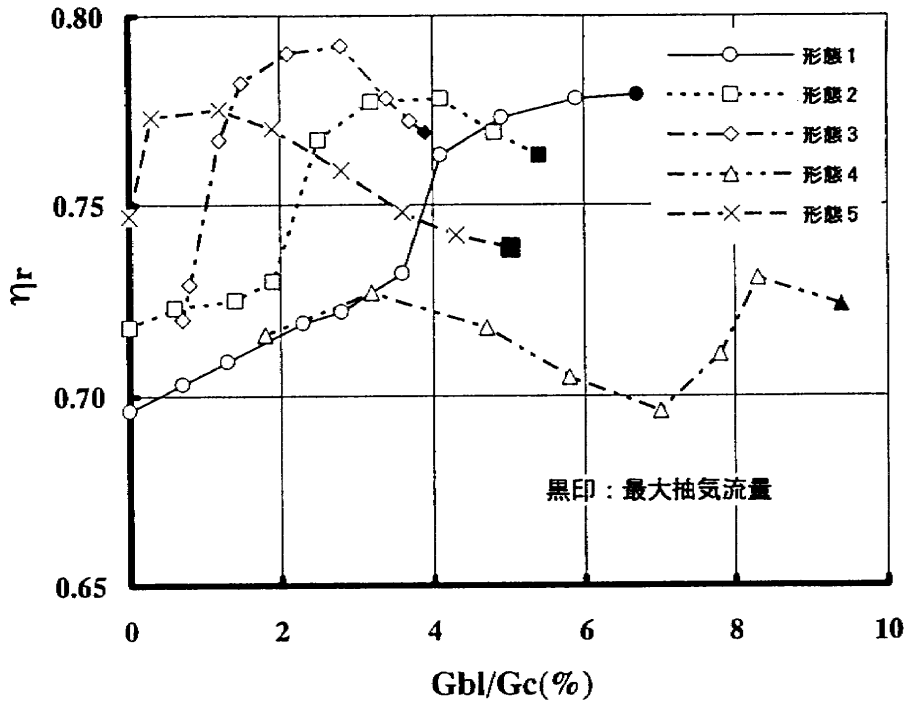
図17 各キャビティ形態でのディフューザ出口マッハ数分布
(最大抽気流量時)

3.3 圧力回復特性

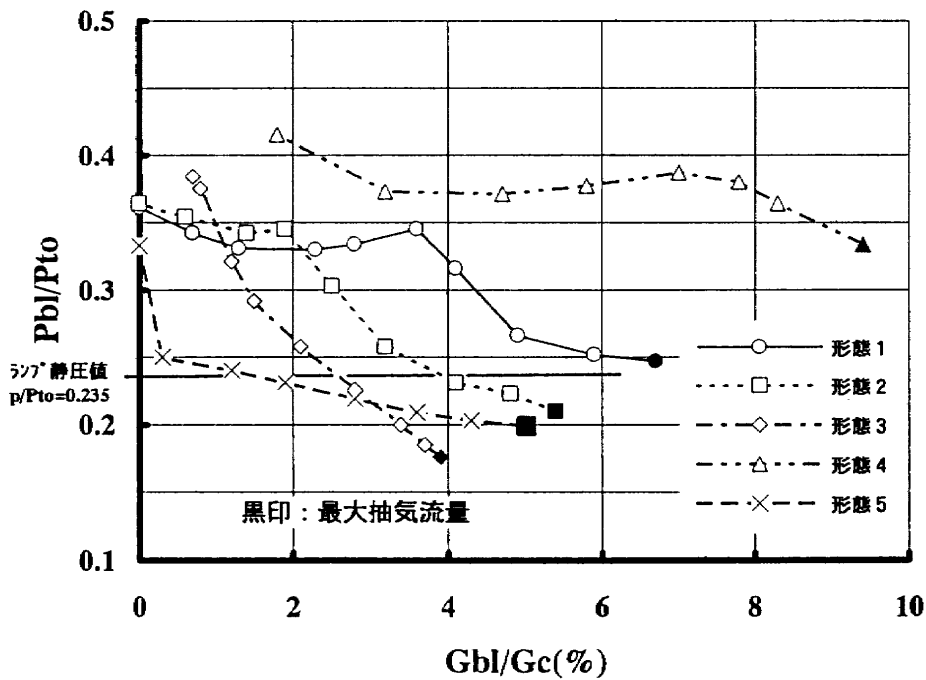
図18に各キャビティ形態における抽気流量による圧力回復率の変化とキャビティ内の圧力変化を示す。

キャビティ最大抽気流量から絞ると圧力回復率は上昇し、ある抽気流量で最大となり、さらに抽気を減らすと急激に圧力回復率が低下する。抽気流量が十分な状態における抽気流量減少に伴う圧力回復率の増加は3.1節で述べたように、キャビティ部での膨張が抽気の減少により抑制され、最終衝撃波上流マッハ数が低下し、衝撃波による圧力損失が緩和されるためである。一方、抽気流量の減少により圧力回復率が急激に低下する抽気領域は3.1節で述べたよう

にランプ下流端からの衝撃波やカウル衝撃波の構造が抽気流量によって大きく変化し、内部流路の超音速圧縮が破壊されるとともに、3.2節で述べた粘性による損失が急激に変化する領域と一致している。すなわち、抽気流量の減少に伴うランプ下流端からの強い衝撃波や変形したカウル衝撃波との干渉によって生じるランプ境界層やカウル境界層の肥厚化が粘性損失を急激に増加させるためと考えられる。さらに抽気流量を絞った状態では、抽気流量の減少による圧力回復の低下は緩やかとなる。この状態では流れの構造の変化は少なく、僅かにランプ側の境界層による損失が増すためと考えられる。



(a) 圧力回復特性



(b) キャビティ圧力の変化

図18 圧力回復特性とキャビティ内圧力の変化

一方、キャビティ圧力は形態5を除いた何れのキャビティ形態においても不始動状態となる $P_{bl}/P_{to}=0.35$ 付近まで抽気流量の減少とともに上昇するが、それ以上抽気流量を減少させても大きな変化はみられない。これはこの抽気領域では内部流路での超音速圧縮が実現されない不始動状態となっており、ランプ下流端でチョークしてキャビティのある内部流路では流れが大きく変化しないためと考えられる。また、形態4を除くと、何れも $P_{bl}/P_{to}=0.24$ 付近

で最大圧力回復率を得ていることが分かる。これはランプ静圧値と一致しており、3.1節で述べたようにランプ下流端からの膨張波が衝撃波に移行する流れ構造となっている状態で最大圧力回復率が達成されることを示している。

以上のことはキャビティを有する混合圧縮型超音速空気取入口では抽気流量により制御されるキャビティ圧力がその空力特性（始動特性や圧力回復特性）や流れの構造に重要な役割を果たすことを示している。

しかし、抽気流量によるキャビティ圧力変化の特性はキャビティ形態に強く依存しており、キャビティ部に運動量の大きな流れが入り易いキャビティスロット幅が大きいものほど、キャビティリアリップ位置が低いものほど、同じキャビティ圧力を得る抽気流量は多くなることが分かる。その結果、最大圧力回復率を得る抽気流量は形態1では $G_{bl}/G_c=6\%$ 程度必要なのに対して、スロット幅の最も小さい形態3では $G_{bl}/G_c=3\%$ 程度と約半分の抽気流量で圧力回復率は最大となる。また、キャビティリアリップ位置を上げた形態5では $G_{bl}/G_c=1\%$ 程度となっているのに対して、リップを下げた形態4では $G_{bl}/G_c=8.5\%$ と多量の抽気流量が必要となっている。

一方、最大圧力回復率に対するスロット幅の影響については、形態1および形態2では $\eta_r, \max = 0.78$ であるのに対して、スロット幅が最も小さな形態3では $\eta_r, \max = 0.79$ と1%程度の圧力回復率の向上が見られた。これは設計状態でのカウル衝撃波がキャビティ部に生じる剪断層と干渉しない形態となっているため、形態1及び形態2で観察された干渉点からの膨張がないためと考えられる。キャビティリアリップの上下位置の影響については、リップを設計状態より下げた形態4では $\eta_r, \max = 0.73$ と約5%の低下となり、3.2節で述べたようにランプ下流端やキャビティリアリップからの強い衝撃波による損失と疑似衝撃波と境界層との干渉による粘性損失の増加がその原因と考えられる。しかし、リップを上げた形態5は $\eta_r, \max = 0.78$ と形態1とほぼ同等の圧力回復率となり、最大圧力回復率に対してはリップを上げたことによる収縮比の低下の影響は顕著には表れなかった。

4. まとめ

4.1 キャビティ抽気流量の影響

(1) 流れの構造の変化

抽気流量が十分に確保されている状態から流量を減少させ、キャビティ圧力がランプ静圧よりも高くなると新たな内部衝撃波がランプ下流端から生じる。さらに抽気を絞るとその衝撃波が強くなるとともにカウル衝撃波も設計状態からずれ、混合圧縮形態の不始動へと移行する。

(2) 空力特性への影響

本実験に供した流路は形態5を除いて自己始動できない流路形態であるが、キャビティ抽気により始動を確保することができ、キャビティ抽気が始動特性の改善に効果があることを示した。

また、抽気流量に対する圧力回復率は一般的に図19に示すような特性を有する。圧力回復率が最大となる抽気流量（臨界抽気流量）が存在し、抽気流量増加が圧力回復率を低下させる領域（領域a：超臨界状態）と抽気流量の減少とともに圧力回復率が急激に低下する領域（領域b：亜臨

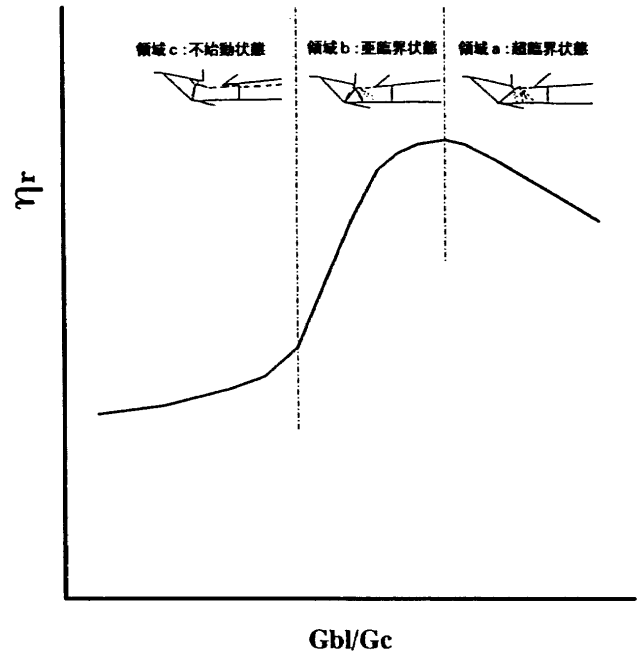


図19 圧力回復特性の代表的な形状

界状態)がある。混合圧縮形態が不始動状態となる抽気流量では(領域c：不始動状態)、抽気流量の減少に伴う圧力回復率の低下は領域bに比べ緩やかとなる。

4.2 キャビティ形状の影響

(1) 流れの構造への影響

キャビティスロット幅による流れの構造への影響はほとんどみられない。一方、リアリップの上下位置はキャビティリアリップに生じる衝撃波の強度に強い影響を及ぼす。特に設計状態よりも下げた場合にはキャビティリアリップが完全に主流に晒されるために他の形態に比べて強い衝撃波が発生する。

(2) 空力特性への影響

図20にまとめて示すように、最大圧力回復率 η_r, \max とそれに対応する臨界抽気流量比 $(G_{bl}/G_c)_{crit}$ でみると、スロット幅は最大圧力回復率よりも臨界抽気流量比に強く影響し、リアリップ上下位置は両者に強い影響を与える。臨界抽気流量比はスロット幅が小さくなるほど、リアリップ位置が高くなるほど小さくなり、リアリップの上下位置の影響が特に強い。また、リアリップ位置を設計状態よりも下げると、リアリップに生じた強い衝撃波とカウル境界層との干渉などによる最大圧力回復率の低下と始動性の悪化を引き起こす。

4.3 インテークの空力設計との関連

本実験により得られた圧力回復特性における臨界抽気流量比のキャビティ形状に対する強い依存性は、抽気流量の最適化及びインテークの作動安定性の観点から、インテークの空力設計においてキャビティ抽気を採用する場合はキ

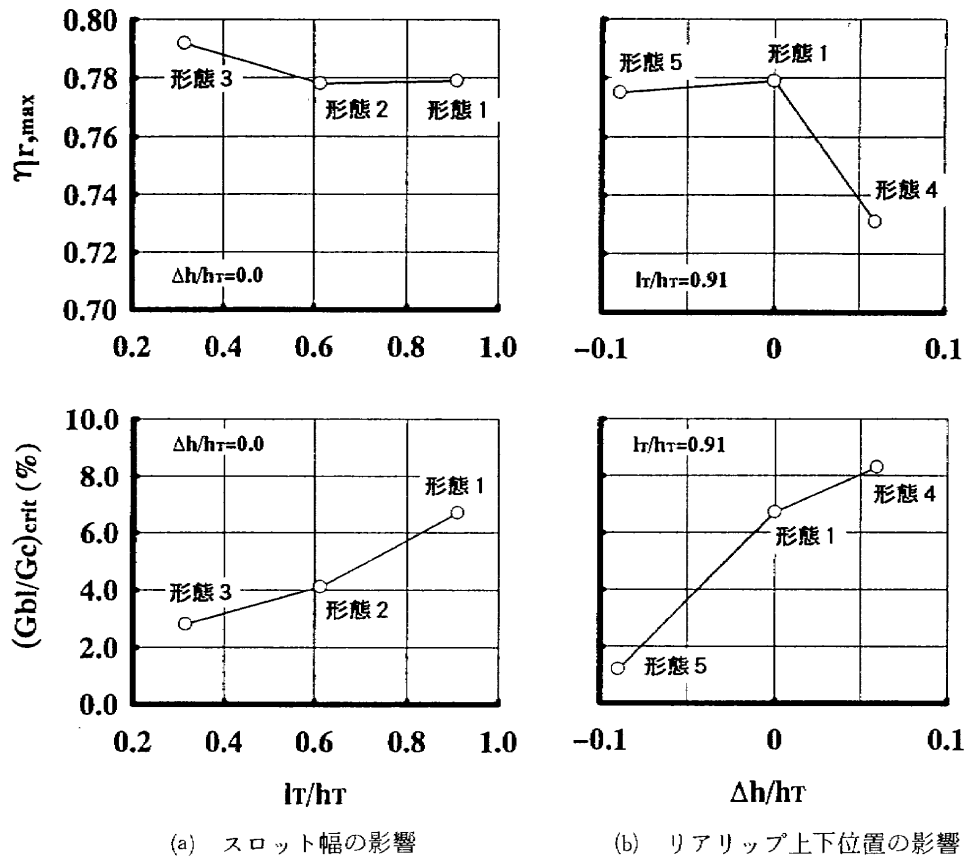


図20 キャビティ形状による空力特性への影響

キャビティ形状と臨界抽気流量との関係に注意を払う必要があることを示唆している。

また、内部流路の衝撃波システムがキャビティ抽気流量によって大きく変化し、混合圧縮形態と外部圧縮形態の異なる衝撃波システムが観察された。これは、混合圧縮型超音速インテークの重要課題のひとつである混合圧縮 / 外部圧縮のモード切換をインテークの流路形状を変化させることなく、キャビティ抽気流量制御によって行える可能性を示しており、インテークの空力設計及びシステム設計にとって重要な知見である。

4.4 今後の課題

本研究では、混合圧縮型インテークのスロット部を模擬したキャビティ付超音速圧縮内部流路模型を用いて、シュリーレン法による流れの可視化と圧力計測により、キャビティ抽気流量およびキャビティ形状（スロット幅とリアリップ上下位置）が流れ場の構造、圧力回復特性や始動性に与える影響を明らかにした。

今後、混合圧縮型超音速インテークにキャビティ抽気を採用する場合、その空力設計上、キャビティリアリップ前縁形状や上流境界層厚みの影響をさらに調べる必要がある。また、混合圧縮型超音速インテークでは本実験でも示唆されたように混合圧縮形態の不始動状態に陥ると急激に圧力損失が増加するため、エンジンの作動状態の変化や外

乱に対するインテークの安定性確保は極めて重要となる。インテークの安定性確保に対して有効なキャビティ抽気流量制御やキャビティ形状に関する研究が今後の重要な研究課題である。

謝 辞

本研究の遂行にあたり、実験およびデータ整理等をお手伝い頂いた東京理科大学の坂本和之氏（現：石川島播磨重工業㈱）と玉山雅人氏（現：航空宇宙技術研究所構造力学部）に、また、本研究に数々の示唆を与えて頂いたインテーク研究会（在：航空宇宙技術研究所）の東京理科大学本阿彌眞治教授、元石川島播磨重工業㈱田中厚成課長をはじめとするメンバーの方々に謝意を表します。

なお、本研究の一部は通産省工業技術院の産業科学技術研究開発制度による「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として行われたものである。

参 考 文 献

- 1) 坂田公夫；スペースプレーン「ターボ系エンジン」，日本の科学と技術 Vol.29, No.251 (1988/7-8), pp.33-44.
- 2) Seddon and Goldsmith；Intake Aerodynamics, AIAA Education series (1985), AIAA.
- 3) Murakami et al；Mach 3 Wind Tunnel Test of

- Mixed Compression Supersonic Inlet, AIAA-92-3625 (1992).
- 4) Sakata et al ; An Experimental Study of Supersonic Air-Intake with 5-Shock System at Mach 3, AIAA-93-2305 (1993).
- 5) Rech and Leyman ; A CASE STUDY BY AEROSPATIALE AND BRITISH AEROSPACE ON THE CONCORDE AIAA Professional Study Ser. (1980).
- 6) 生井武文, 松尾一泰 ; 圧縮性流体の力学(1977), pp. 93-94, 理工学社.

航空宇宙技術研究所報告1247号

平成6年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18

Printed in Japan