

第4回 八光熱の実験コンテスト

ジェットエンジン燃焼器出口温度分布均一化の研究

平成22年12月17日

金沢工業大学（院）
工学研究科 機械工学専攻
藤 秀実 研究室

飯塚 健太

目次

1. 研究の背景と目的	-1-
1.1 研究背景	-1-
1.2 本研究の目的	-2-
2. 希釈領域の温度分布に関するパラメータ	-2-
3. 実験装置	-4-
4. 実験方法	-4-
5. 実験結果及び考察	-5-
6. 実用性	-10-
7. 結言	-12-

謝辞

1. 研究の背景と目的

1.1 研究背景

本研究は航空用あるいは陸船用ガスタービンの高効率、低公害化に貢献する燃焼器内のホットガスと希釈空気の混合促進に関する基盤技術を開発するものである。航空用、あるいは陸船用ガスタービンの高効率化（CO₂削減）のため、燃焼器出口温度、すなわちタービン入口温度の高温化が図られている。航空用ガスタービンは特にその傾向が強く、現在運行しているガスタービンのタービン入口温度は1700℃以上に達しており、さらに米国で行われているUEET(Ultra Energy Efficient Engine Technology)プログラムでは1800℃を目標とした研究開発が行われている。燃焼器出口温度が高温になるとタービンノズルの損傷などが起こる可能性があるが、これはガスタービンにとって致命的なことであり、損傷を起こさない種々の対策を採ることが必要となる。また、航空用ガスタービン燃焼器では起動から離陸までの広い作動範囲で安定燃焼を得る必要がある。この安定燃焼を得るため、燃焼器前半部（燃焼領域）ではタービン入口より燃焼温度が高く設定されている。そのため燃焼器後半部（希釈領域）にて燃焼器に流入する空気の一部と高温燃焼ガスを混合し、タービンに適した温度分布に調整する必要がある。そのため、この領域での主流の高温燃焼ガスと、これに垂直方向から流入する希釈空気の混合促進技術は重要となる。

また、ガスタービン燃焼器に対して、環境保全に対処する低公害化（特に低NO_x化）の要求がますます厳しくなっている。NO_x低減の有力な方法のひとつとして、RQL(Rich Burn Quick Quench Lean Burn)方式があげられV2500低公害燃焼器等で実用化されている。しかしながらこの方式のNO_x低減率を決定するのは過濃未燃高温ガス中に希釈空気を流入し、混合を促進して、すばやく希薄未燃高温ガスにできるかであるが、実用化されている燃焼器ではまだすばやく希薄状態の高温ガスにできず、混合を促進すれば、さらにNO_x低減が図れるポテンシャルを持っている。すなわちここでも高温ガスと希釈空気の混合促進が重要な課題となる。

以上から現在の航空用或いは陸船用ガスタービンに要求される高温化、NO_x低減化のためには高温燃焼ガスと希釈空気の混合促進技術に開発が重要であるといえる。

1.2 本研究の目的

本研究では、ジェットエンジン燃焼器温度分布均一化に関するデータを、実験より得ることを最終目的とする。

従来の燃焼器では希釈領域の高温ガスと希釈空気との混合促進は主に希釈空気孔の孔径、配置の最適化を図ることで行ってきたが、それも限界となってきたため、さらに混合促進を図るため、希釈空気孔出口形状自体に工夫を図る。

具体的には従来の燃焼器では希釈空気孔出口部形状は円筒形に限られていたが、希釈孔出口部のぬれ面積を大きくする形状を考案し、さらなる均一化を図る研究を行う。

2. ジェットエンジン燃焼器の希釈領域の温度分布に関するパラメータ

図1にジェットエンジン燃焼器を示す。燃焼器には高温領域と希釈領域がある。高温領域では高空で燃焼を安定させるため T_3 より高温でなければいけない。希釈領域ではタービンの損傷を防ぐため希釈空気と高温ガスを均一な温度にする必要がある。燃焼器の出口とは希釈領域のことを示す。

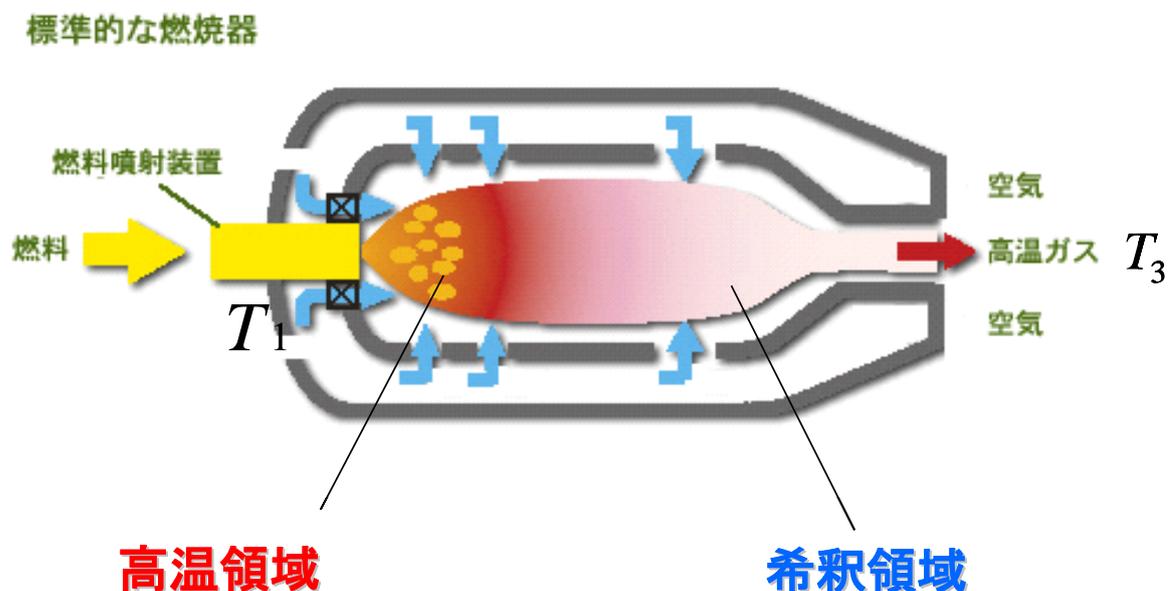


図1. ジェットエンジン燃焼器

近年のジェットエンジンの燃焼器出口温度は 1700°C 以上に達している。しかし、このような実際のジェットエンジン燃焼器と同じ作動条件で、温度分布を計測することは容易でない。

そこで、以下に示す J パラメータを利用する。実際のジェットエンジン燃焼器の作動条件より J パラメータを算出し、その値を合わせた実験条件にて、高温高圧下のジェットエ

エンジン燃焼器の温度分布をシミュレートする.

$$J = \frac{\rho_j V_j^2}{\rho_\infty V_\infty^2} \dots (1)$$

J :運動量比 ρ_j :噴流密度[kg/m³] ρ_∞ :主流密度[kg/m³]

V_j :噴流速度[m/s] V_∞ :主流速度[m/s]

主流は噴流と下流にいくに従い、混合し、最終的には混合温度 $T_{E.B.}$ となる。 $T_{E.B.}$ は主流と噴流のエネルギーバランスから以下のように計算できる。²⁾

$$m_\infty CT_\infty + m_j CT_j = (m_\infty + m_j) CT_{E.B.} \dots (5)$$

m_∞ :主流の流量[kg/s], m_j :希釈空気の流量[kg/s], C :空気の比熱[J/kg *K]

T_∞ :主流温度[K] T_j :噴流温度[K],

$T_{E.B.}$:混合後の温度[K]

$$\Leftrightarrow T_{E.B.} = \frac{m_\infty T_\infty + m_j T_j}{m_\infty + m_j} \dots (6)$$

但し,

$$m_\infty = \rho_\infty A_\infty V_\infty, \quad m_j = \rho_j A_j V_j$$

A_∞ :主流の断面積[m²], V_∞ :主流の速度[m/s]

A_j :希釈孔の断面積[m²], V_j :希釈空気の速度[m/s]

3. 実験装置

実験装置を図2, 実験装置の概略図を図3に示す. また, 供試体モデルを図4に示す.



図2 実験装置の全体図

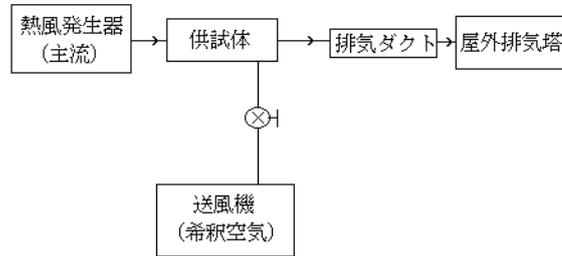


図3 実験装置の概略図

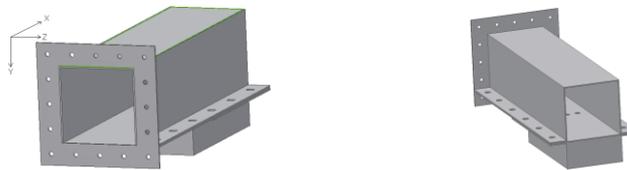


図4 供試体モデル

4. 実験方法

実験方法の概略を図5に示す. 熱風発生機より熱風を流し, 希釈孔より希釈空気を送り込み実験を行う. その際 J の値を $J \approx 5.0, 8.0, 12.0$ のそれぞれの値になるように, 希釈空気の流量を調節し J の値を設定する. 図6に計測ポイントを示す. 高さ方向 (Y方向) は, 測定する J の値によって異なる. $15 \sim 55[\text{mm}]$ の範囲では, $1 \sim 5[\text{mm}]$ 刻みで測定を行い, それ以降は $5 \sim 10[\text{mm}]$ 刻みで行う. 周方向 (Z方向) は希釈空気孔中心、空気孔縁、空気孔と空気孔の間中点の3点、流れ方向 (X方向) は, 供試体希釈孔の中心より下流方向に $X=5[\text{mm}], 15[\text{mm}], 30[\text{mm}], 50[\text{mm}]$ の位置でそれぞれ計測を行う. この作業を各 J パラメータの条件で計測する. また, この実験で使用する希釈孔形状を図7に示す.

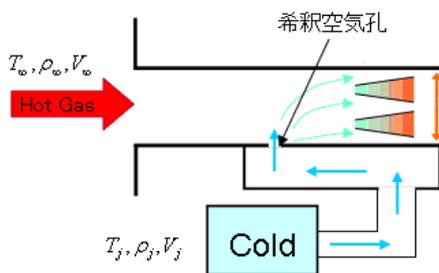


図5 実験方法の概略図

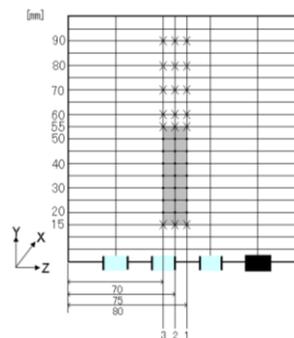


図6 計測ポイント

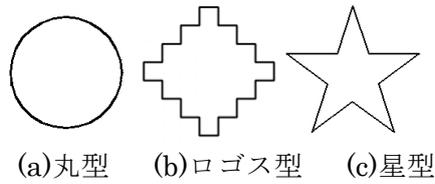


図. 7 供試体

各形状の面積と濡れ面の長さをまとめたものを表 1 に示す.

表 1 各形状の面積と濡れ面の長さ

形状	丸	星	ロゴス
A=面積(mm ²)	86.6	87.2	90.3
L=周囲長さ(mm)	33.0	64.0	53.2

5. 実験結果及び考察

希釈孔形状が丸型の J=8 のときの温度分布を図 8 に示す. 測定位置は希釈孔の中心から 5mm 後方である. 周方向には希釈空気孔中心、希釈部空気孔縁下流、希釈空気孔と空気孔の中間位置の順で温度が高くなっている.

空気孔中間部の温度が他 2 点より大きく離れている. 半径方向の温度は高さが約 30mm を超えたところまでは減少し、それより高い位置では温度は上昇する.

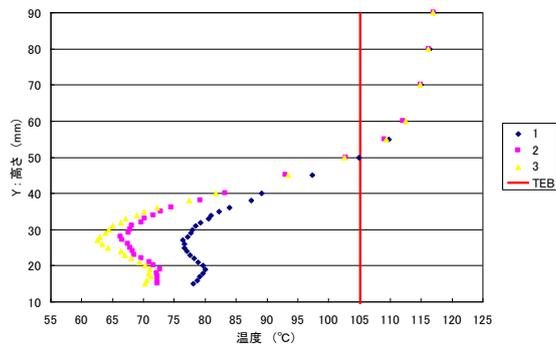


図 8. 5mm 後方,丸型の測定結果 (J=8)

希釈孔形状が星型の J=8 のときの温度分布を図 9 に示す. 基本的には丸型希釈空気孔の

温度分布と同じではあるが、周方向の温度差が丸型より大きくついている。すなわち温度分布の均一化は悪い。

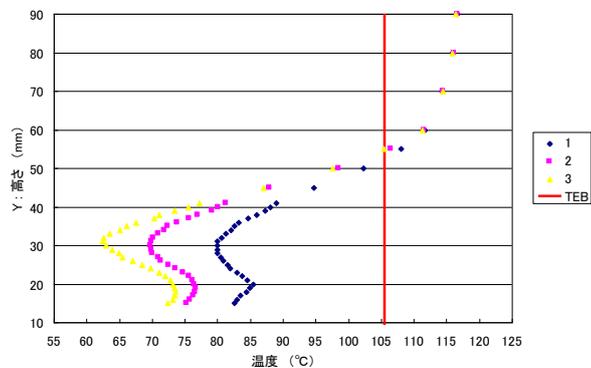


図 9. 5mm 後方,星型の測定結果 (J=8)

希釈孔形状がロゴス型の J=8 のときの温度分布を図 10 に示す。測定位置は希釈孔の中心から 5mm 後方である。基本的には丸型とほぼ同じである。

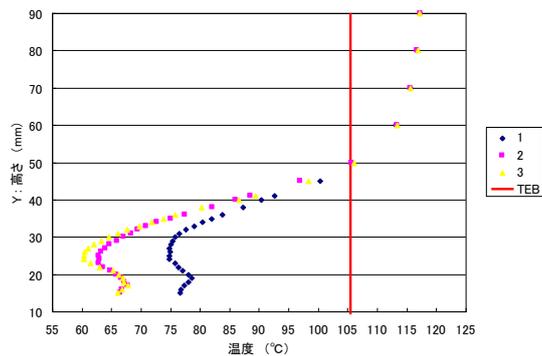


図 10 5mm 後方,ロゴス型の測定結果 (J=8)

これらの J=8 の 3 つのグラフを見比べると従来の丸型希釈空気孔に対し、星型、ロゴス型のどれも、温度分布の均一化に顕著な改善は見られない。

次に希釈空気孔噴流の運動量を大きくした $J=12$ の結果を以下に示す。

希釈孔形状が丸型の $J=12$ のときの温度分布を図 11 に示す。測定位置は希釈孔の中心から 5mm 後方である。

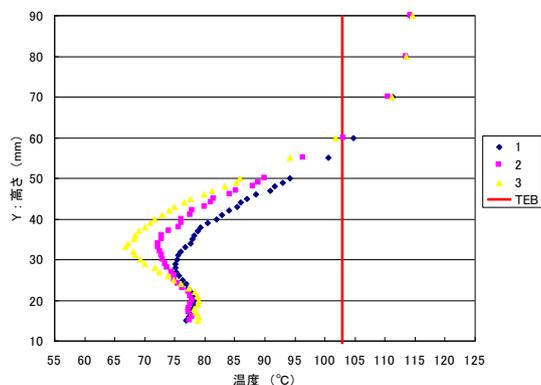


図 11. 5mm 後方,丸型の測定結果 ($J=12$)

基本形状である丸型の測定位置 5mm 後方では、高さが低い所では周方向 3 ヲ所の温度がほぼ同じ値を示している。周方向に混合しているといえる。しかし、高さが 25mm を超えたところから 3 ヲ所に差が生じてくる。計測点 1 は 28mm, 2 と 3 は 35mm 付近をピークに温度が上昇していくのを見ることができる。このピーク点よりうまく混合ができていないといえる。

希釈孔形状が星型の $J=12$ のときの温度分布を図 12 に示す。測定位置は希釈孔の中心から 5mm 後方である。

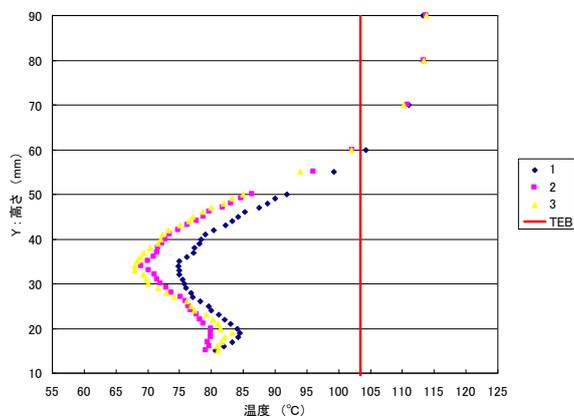


図 12. 5mm 後方,星型の測定結果 ($J=12$)

星型の高さが 15mm の時点では、3カ所に温度差が見られた。しかし、高さが 20mm を超えたあたりから、計測点 2 と 3 の値はほぼ同じとなる。周方向に混合しているといえる。星型は計測点 1,2,3 とともに 33mm 付近でピークを向かえ温度が上昇していった。また、ピーク点での計測点 2 と 3 の温度差は丸型希釈空気孔でのピーク点での温度差より小さくなっている。

希釈孔形状がロゴス型の J=12 のときの温度分布を図 13 に示す。測定位置は希釈孔の中心から 5mm 後方である。

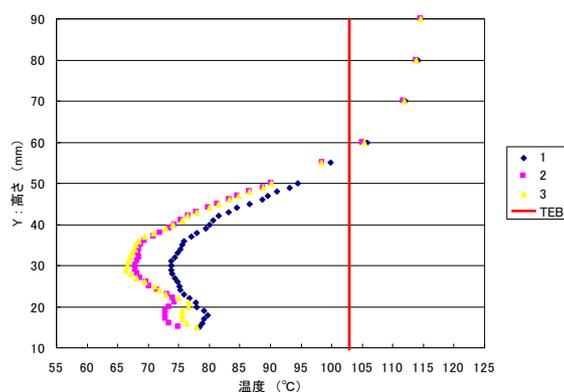


図 13 5mm 後方,ロゴス型の測定結果 (J=12)

ロゴス型は、星型同様に測定開始の高さが 15mm の時点では 3カ所の温度差があるものの、20mm を超えた付近から 3カ所の温度が下がり始め計測点 2 と 3 の温度はほぼ同じとなる。計測点 2 と 3 はうまく混合しているといえる。ロゴス型の温度降下のピークは、計測点 1,2,3 とともに 30mm 付近であった。また、ピーク点での計測点 2 と 3 の温度差は丸型希釈空気孔での温度差より小さくなっている。

これらの図から J=12 の場合、丸型希釈空気孔と比較し、星型,ロゴス型は半径方向でも周方向でも温度差は小さくなっている。すなわち星型、ロゴス型は従来の丸型と比較して温度分布の均一化に有効であるといえる。

ここで、改めて主流と希釈空気がどのように混合していくのかを考えてみる。図 14 に希釈孔から噴出した希釈空気と主流の流れの様子を示す。希釈空気は希釈孔から噴出する際、希釈孔でその形状の形をした流れを作り出す。そして形状の形をした希釈空気噴流と主流が接触し、そこでの乱れによって、低温希釈空気と高温主流の混合が図られ、温度が均一化していく。接触面での乱れは希釈空気と主流の速度差が大きいほど強くなる。

一方主流と希釈空気噴流の接触面積は希釈空気孔出口部の濡れ面形状が維持されるとすると、濡れ面長さに比例すると考えることができる。希釈空気噴流が濡れ面形状を維持するには、希釈空気の運動量が主流運動量より大きいほど、すなわち J 値が大きいほどよい。

また丸型のような単純で鋭角部がない形状の場合、希釈孔で作り出された円筒形の流れが主流と接触してもなかなか潰れることなく円筒形を保ち続ける。一方、星型は丸型、ロゴス型に比べ鋭角部が非常に多い。そのため、図 15 のように希釈孔で作られた星型の流れの鋭角部が、主流と接触した際に、すぐに潰れてしまうと考えられる。

以上の観点からこれまでの実験結果を考察する。

$J=8$ の場合は希釈空気噴流の運動量が小さく、希釈空気孔出口の濡れ面形状が早期に崩れ、濡れ面長さの効果が表れなかったと考えることができる。しかも星型は鋭角形状のために、濡れ面形状が早期に崩れ、混合が最も悪くなったと考えることができる。 $J=12$ の場合、濡れ面形状が混合促進現象に寄与するようになり、濡れ面長さが大きい、ロゴス型、星型が従来の丸型よりも混合促進に貢献し、温度分布の均一化に効果を発揮するようになったと考えられる。

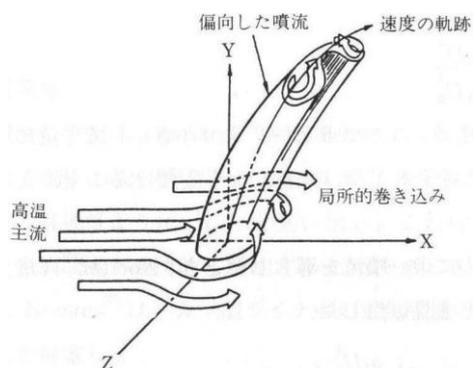


図 14. 主流と希釈空気の流れの様子

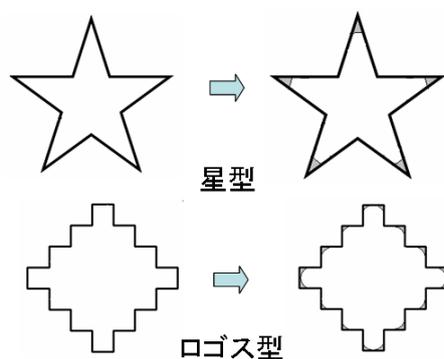


図 15. 星型とロゴス型の形状のつづれ具合

6. 実用性

本実験は、J パラメータを 8,12 に変化させて行った。その結果 J=12 で濡れ面形状の影響が温度均一化に現れた。ここで、今回使用した J パラメータ J=12 は実用ジェットエンジン燃焼器で実現可能なのか検証する。

現在、主に使用されているジェットエンジン燃焼器の諸条件（温度と流速）を以下の表 2 に示す。

表 2. 現在、主に使用されているジェットエンジン燃焼器の諸条件

	温度: T[K]	流速: V[m/s]
主流	2100	40~50
希釈流	700	72~90

※ 主流の温度,流速を T_∞, V_∞ とし、希釈流の温度,流速を T_j, V_j と表す。

また、一般的な燃焼器の希釈空気の圧力 P_j は、主流の圧力 P_∞ に対して 2% 小さいと言われている。現在、ボーイング 787 に使われているエンジンの燃焼器内の主流の圧力は、 $P_\infty 45$ 気圧[atm]である。これを hPa に換算すると、(1atm=1013hPa)次のように表せる。

$$P_\infty = 45[atm] = 45 \times 1013 = 45590[hPa] \dots (7)$$

希釈空気の圧力は上式の値より 2% 小さいとして次のように表せる。

$$P_j = 45590[hPa] \times 0.98 = 44678.2[hPa] \dots (8)$$

この 2 つの値の差が微小なため、今回は、 P_∞ と P_j をほとんど同じと考えてよいこととする。

$$P_\infty \doteq P_j \dots (9)$$

ここからは、J パラメータの式を用い、検証する。

$$J = \frac{\rho_j V_j^2}{\rho_\infty V_\infty^2} \dots (10)$$

ここで速度比を求めたいので、気体の状態方程式から ρ を求める。

$$pv = mRT$$

$$\therefore p = \frac{m}{v} RT \dots (11), (12)$$

ここで、

$$\frac{m}{v} = \rho \cdots (13)$$

なので(12)式は次のように表せる.

$$p = \rho RT \cdots (14)$$

(14)式を ρ の式に書き換えると

$$\rho = \frac{p}{RT} \cdots (15)$$

となる. R はガス定数のため, 一定である.

ここで, 主流の密度 ρ_∞ と希釈流の密度 ρ_j を比べると, 次のような式で表せる.

$$\frac{\rho_j}{\rho_\infty} = \frac{\frac{p_j}{RT_j}}{\frac{p_\infty}{RT_\infty}} \cdots (16)$$

先ほど説明したように主流の圧力 P_∞ と希釈孔の圧力 P_j を同じと考えるので(16)式は次のように表せる.

$$\frac{\rho_j}{\rho_\infty} = \frac{T_\infty}{T_j} \cdots (17)$$

(17)式に表 2 の諸条件を代入すると次のようになる.

$$\frac{\rho_j}{\rho_\infty} = \frac{T_\infty}{T_j} = \frac{2100}{700} = 3 \cdots (18)$$

このように密度比を求めることができる.

$$J = \frac{\rho_j V_j^2}{\rho_\infty V_\infty^2} = \frac{\rho_j}{\rho_\infty} \cdot \frac{V_j^2}{V_\infty^2} = 3 \frac{V_j^2}{V_\infty^2} = 12 \cdots (19)$$

$$\frac{V_j^2}{V_\infty^2} \doteq 4 \cdots (20)$$

$$\frac{V_j}{V_\infty} \doteq \sqrt{4} \doteq 2 \cdots (21)$$

これより, 主流の約 2 倍の希釈流速度が必要になるということがわかる.

これらのことをもとに表 2 の主流および希釈空気の流れを見ると, この速度比を得るこ

とは可能と考えられる。

すなわち現在使用されているジェットエンジンの運動量比とそれほどかけ離れていないため、充分実現可能であるといえる。

7. 結言

従来と異なる独創的な希釈空気孔形状の温度均一化への影響実験を行った結果、以下のことがわかった。

- (1) すべての希釈孔形状において、 J パラメータが大きくなるに従って、主流と希釈空気の混合が促進する。
- (2) 従来の丸型に対し、濡れ面が大きい星型、ロゴス型は周方向温度分布が均一になった。
- (3) 混合の促進は、1つには、濡れ面の長さに大きさに依存している。しかし、形状に依存する濡れ面の潰れやすさなども関係すると考えられる。

謝辞

本実験は株式会社八光電機製作所熱の実験コンテストにおいて助成を賜りました。助成金は供試品等の製作費に使用いたしました。このような研究の機会を与えて頂いた八光電機製作所に対し深甚なる謝意を表します。