

UDC 621.45.034;
614.7;
551.5

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-332

新形式ガスタービン燃焼器の研究

(第4報, 鈍頭部冷却法と燃焼器特性)

田丸 卓・鈴木邦男・山田秀志
堀内正司・下平一雄

1977 年 6 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項 目	担 当 者
計 測 装 置	西尾健二*, 越沼 威*
設 計	田頭 健**, 中野静嘉**, 長門侃二**
実 験 計 測	遠崎良樹***, 国師正一***, 酒井規行***

* 原動機部
** 石川島播磨重工業株式会社
*** 川崎重工業株式会社

目 次

1	まえがき	1
2	供試燃焼器の構造	3
2.1	AS-251の鈍頭部	4
2.2	AS-252の鈍頭部	7
2.3	鈍頭部温度計測位置	8
2.4	内筒部開口面積	10
2.5	燃料供給ノズル	10
3	試験方法	13
4	試験結果と検討	14
4.1	供試燃焼器燃焼特性	14
4.1.1	燃焼効率特性	14
4.1.2	圧力損失	15
4.1.3	燃焼器出口温度分布	16
4.2	鈍頭部温度	18
4.2.1	鈍頭部実測温度結果	18
4.2.2	鈍頭部の熱伝達検討	20
4.3	排出ガス特性	21
4.4	加圧燃焼試験結果	27
5	結 論	31
	文 献	32
	付 録 A-1 鈍頭部冷却法評価計算法	33
	1.1 計算の仮定	33
	1.2 AS-251の伝熱モデル	33
	1.3 AS-252の伝熱モデル	34

新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第4報 鈍頭部冷却法と燃焼器特性)

田丸 卓** 鈴木 邦男** 山田 秀志***
堀内 正司*** 下平 一雄**

概 要

通商産業省工業技術院の主宰する大型工業技術研究開発制度にもとづいた「航空機用ジェットエンジンの研究開発」に関連して、低公害で、高性能な燃焼器の研究開発を進めている。

ここに報告する新形式燃焼器は、燃焼室外に設けたダクト中の気流に燃料を供給し、その気流微粒化作用による混合気形成をはかる、通称「AS形」のものである。

本報告では、特に内筒鈍頭部の耐久性を検討する目的で、鈍頭部構造として膜冷却法を採用したセクタ形燃焼器につき、その燃焼器特性に及ぼす影響、冷却の効果、および排気特性などについて実験的研究を行った。この結果、鈍頭部に膜冷却構造を採用しても本形式の効果を十分に発揮させることができ、かつ、耐久性も十分なものにできることが判明した。

1 まえがき

通商産業省工業技術院の主宰する大型工業技術研究開発制度にもとづいた「航空機用ジェットエンジンの研究開発」に関連して、低公害で、高性能な燃焼器の研究開発を進めている。

その目的を実現させるため、従来の圧力噴射弁とスワラを用いた燃焼器形式と異なる新形式「AS形 (Air-Blast Mixture Preparation System)」燃焼器を試作、研究している。この燃焼器の特徴は、燃焼室外に設けた空気通路 (空気ダクト) の気流により、燃料の気流微粒化と混合気の形成をはかり、その混合気噴流が鈍頭部内面で作る旋回流によって保炎を行うことにある。

この形式による燃焼器は、従来多く用いられてきた圧力噴射弁と空気旋回器をそなえたものと比較して、次のような特長がある。

(1) 燃焼が高温の燃焼領域に入る前に、空気と混合するので、一次燃焼領域の混合気濃度を比較的均質とすることができる。これは、有害排気成分抑制対策上、有利と考えられる。

(2) 性能上、デリケートな影響を及ぼす、空気旋回器 (スワラ) を用いていない。保炎のための循環流を強制的につくる方式なので、その大きさ、強さなどの調整が容易である。

(3) 気流微粒化形燃焼器にとって不利な、低風速時の燃料蒸発に、鈍頭部内壁面を利用して燃料気化の促進を図っている。

(4) 燃料 - 空気の混合をライナ壁面近傍で行うため、壁面からの新気導入など、混合過程の調整が可能である。

(5) 燃焼領域を鈍頭内部一ぱいにまで利用することが出来るので、内筒内部有効利用容積が比較的大きくなり燃焼器の短縮化に有利である。

(6) 高価な渦巻噴射弁を、補助的なプライマリ、又は着火時のみの使用にとどめ、使用数量を減らせる。

(7) 板金構造が主なので、部品点数が少く、他のエンジン用に設計する際も、軽量化、小形化が容易である。

(8) 耐久性上、特に問題となる箇所は、これまでの実験からはでていない。

これらのほかに、従来のいわゆる「蒸発管形」と比較して、高温の燃焼領域へ突出した要素が少なく、耐久性の点での懸念が少ない。

これまで、「AS形」燃焼器として図1にその系譜を示すような各種の燃焼器を試作、試験を行ってきた。

その概略について以下に説明する。

AS-2は、セクタ形燃焼器である。大気圧付近の燃焼試験を行った結果、他の混合気形成方式の燃焼器と比較して、燃焼器特性上、また有害排気成分低減対策上、発展性の大きいことがわかった¹⁾。

AS-21~26は、それぞれ混合気噴射方向の異なる鈍頭部を用いたセクタ形燃焼器である。これら6種全部について、大気圧付近の燃焼器特性試験と、そのうちの3種

* 昭和52年3月8日受付

** 原動機部

*** 航空機公害研究グループ

の燃焼器について、排気ガスの分析を行った。²⁾

AS-250は、AS-21~26の燃焼試験の結果、比較的有望な特性を示したAS-25をモデルとして設計した環状燃焼器である。これについては、ほぼ大気圧の入口空気条件から、エンジンアイドル運転条件に近い 2.7 kg/cm^2 の入口空気圧力の条件まで燃焼試験を行った。³⁾ AS-250は、A、Bの2種類があって、前者はライナ空気孔列が混合噴射管と主軸を含む同一断面上にあり、後者のライナ空気孔列は混合気噴射管同士の間位置後方にある。また、AS-21~26のライナ空気孔は、軸方向に4列であったが、AS-250ではこれを3列とし、内筒全長を 10 mm 短縮している。

ここに報告しようとするセクタ形燃焼器は、AS-251および252は、鈍頭部の冷却構造以外は、ほぼAS-250と同一形状である。

現時点まで燃焼試験が完了したAS-21~26、およびAS-250では、鈍頭部を二重壁とし、燃焼室側の壁面（遮熱板）をインピンジング冷却している。設計時の予測によると、インピンジング冷却による遮熱板の耐久性は、余り余裕がない。その予測計算上も、冷却空気量、火炎温度、輻射熱伝達など、不確定な見積りがあってこの冷却法に十分な保証は与えられていない。

そこで、現在、高温ガスから固体表面を保護するのに最も有効な手段の一つである膜冷却法を鈍頭部構造に採用してみた。

AS-251では、膜冷却構造を全面的に採用し、AS-252では、鈍頭部の外径側半分をインピンジング冷却、内径側半分を膜冷却とする構造を採用した。

設計時に使用した熱伝達計算法を付録A-1に示す。

上のような鈍頭部の構造の結果、一次燃焼領域の流れ模様は大巾に変わり、したがって燃焼器諸特性が従来のA形と異なってくる。

以下に、大気圧付近の燃焼性能試験、加圧燃焼試験および排気ガス分析結果などについて述べる。

使用記号

BSN	Bacharach排煙濃度
C_1	対流による加熱側熱流束, kW/m^2
C_2	対流による冷却側熱流束, kW/m^2
$EI(X)$	成分Xの排出指数, (Xのg数)/(燃料1kg)
n	空燃比
q''	要素への伝達熱流束, kW/m^2
r	燃焼器出口半径方向無次元位置: $r=0$, タービン翼根; $r=1$, タービン翼端
R_1	燃焼ガスによる輻射加熱熱流束, kW/m^2
R_2	要素から他へ放射する輻射冷却熱流束, kW/m^2
s	膜冷却スリット巾, m
t	膜冷却部屋根板厚, m
T_1	燃焼器入口空気温度, K
T_2	出口燃焼ガス平均温度, K
T_f	火炎, または燃焼ガス温度, K
T_S	鈍頭部要素温度, K
T_{SL}	鈍頭部要素許容耐熱温度, K
T_w	鈍頭部要素温度, K
U_f	膜冷却流れに沿う加熱ガス流速, m/s
U_j	噴流流速, m/s
U_r	供試燃焼器最大断面平均風速, m/s
U_s	膜冷却流速, m/s
w_a	供給空気流量, kg/s
w_f	供給燃料流量, kg/s
x	膜冷却開始点からの距離, m

ギリシャ文字

ΔT_{ad}	断熱平衡火炎温度, K
η_b	燃焼器入口, 出口のエンタルピー測定から求めた燃焼効率, %
η_c	排出ガス分析により求めた燃焼効率, %
η_{cp}	平衡火炎温度への到達度を示す係数
ϕ	全圧損失係数
ϕ_c	局所当量比
θ	セクタ燃焼器円周方向無次元角度
θ	無次元温度, $(T - T_1)/(T_2 - T_1)$
θ_S	鈍頭部要素無次元温度, $(T_S - T_1)/(T_{SL} - T_1)$

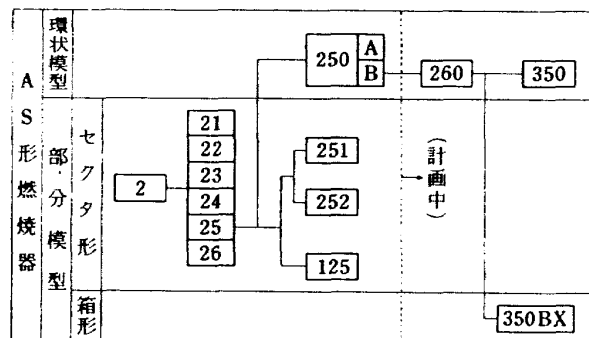


図 1 AS形試験燃焼器の系譜

2 供試燃焼器の構造

供試燃焼器であるAS-251, および252の構造の概要を示す断面図を, それぞれ図2, および3に示す。

これらの燃焼器の外筒と, 鈍頭部にたいする混合気噴射管の位置, 形状など, 基本的なAS形式燃焼器の特徴はAS-25と同一である。

次の3点では, AS-25と異なり, 環状燃焼器AS-250と同一である。すなわち, 燃料を混合気噴射管出口付近で供給していること, ライナ空気孔が軸方向に3列であること, および内筒全長がAS-25より10mm短縮されていることなどである。

鈍頭部冷却構造の設計の際は, 表1に示す設計点条件で, 付録A-1に記した方法により熱伝達評価を行った。

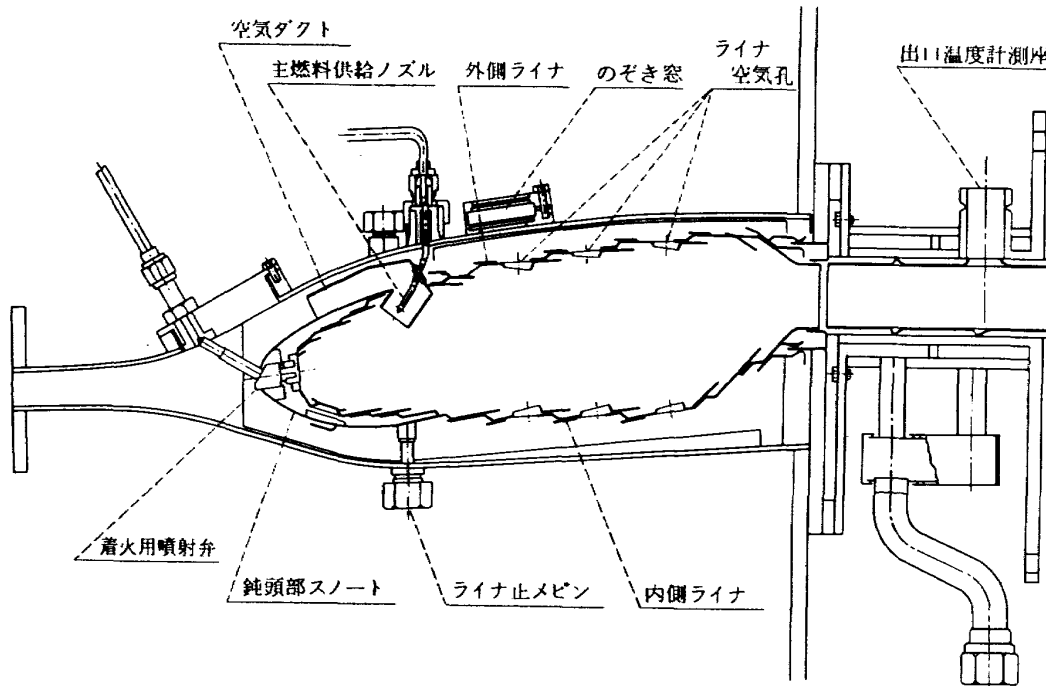


図 2 セクタ形燃焼器AS-251

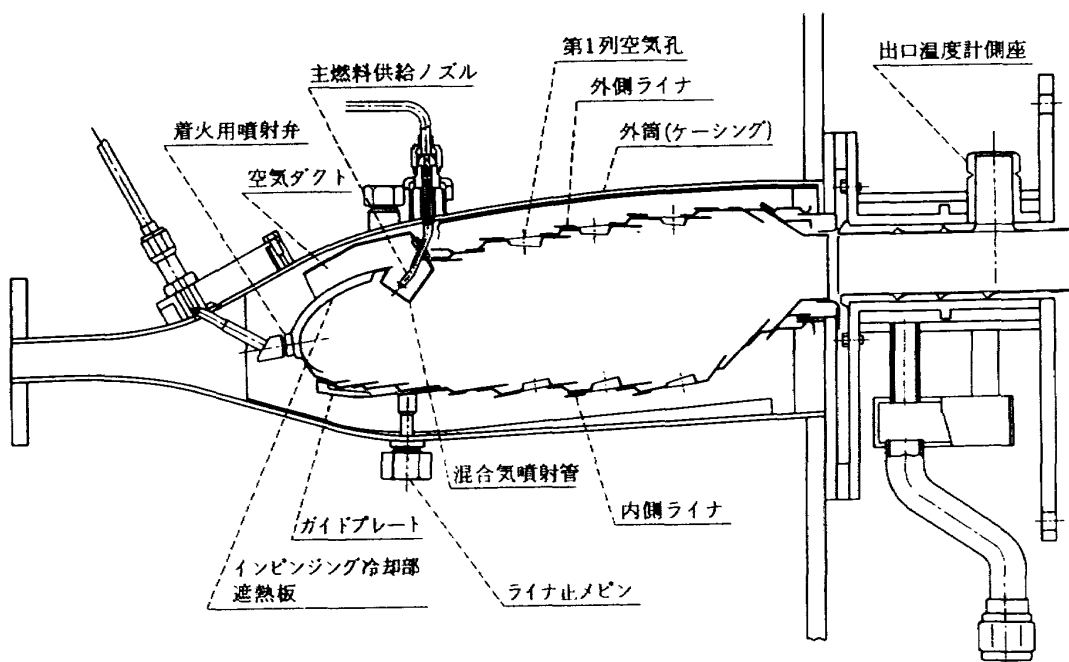


図 3 セクタ形燃焼器AS-252

表 1 冷却構造検討条件

条 件	設 計 点	大 気 圧 *
P_1 [kg/cm^2]	188	1.20
T_1 [K]	7375	603
w_a [kg/s]	244	0.333
w_f [g/s]	512	6.3
n	47.6	53
$(w_a)_p/w_a$		0.268
$(U_r)_p$ [m/s]		66

* RUN NO.761125-12

次に、今回の供試燃焼器の特徴となっている鈍頭部の冷却構造について、実測した流れ模様を参照しながら説明する。

2.1 AS-251の鈍頭部

AS-251では、鈍頭内側の冷却法として、全面的に膜冷却法を採用した。その膜冷却構造の詳細と、燃焼室内主要部の流れの様子を、図4(a)、および4(b)に示す。これらの流れ模様は、木綿糸製のストリーマ⁴⁾をプローブ先端にとりつけた図5に示す特製のトラバース装置をつかって、通風時の気流状態を観察、記録したものである。流れ模様の図中で、矢印は風向を示す。記号⊕は紙面と垂直に裏面に向う流れ方向を示す。⊙はその逆に紙面から上面側への流れ方向を示す。

この燃焼器の内筒外観の写真を、図6と7に示す。図6

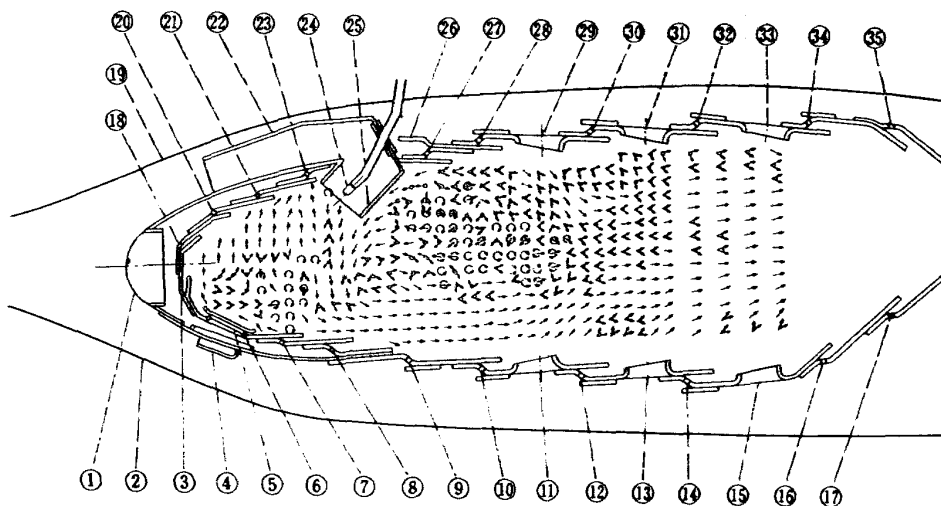


図 4(a) AS-251の流れ模様(混合気噴射管の断面)

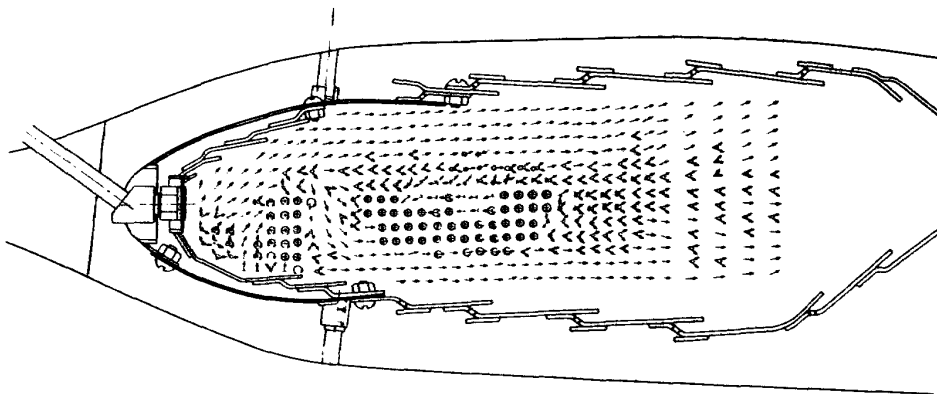


図 4(b) AS-251の流れ模様(混合気噴射管中間断面)

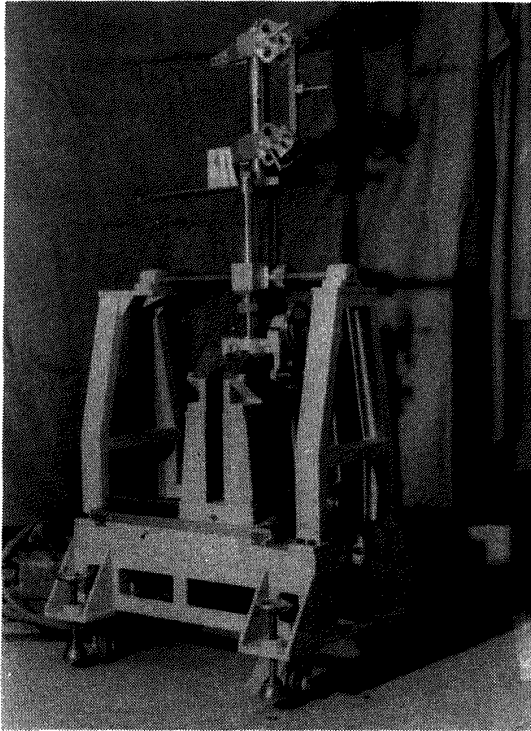


図 5 燃焼器内部トラバース装置

は内筒を上流側から見たものである。この図のスノート開口部5個のうち、中央のものは着火用噴射弁が挿入されるので、その分だけ他のものより大きい開口面積になっている。図7ではスノート部内径側を示す。スノート開口部のひとつから出ている6本の線は、鈍頭主要部温度を測定するために設けた外径1mmのシース熱電対である。

図8は、外側ライナを取はずした内筒であり、噴流の衝突予定箇所に設けた皿、およびその中間のスリットなどの構造を示している。

これらの写真を参考としながら図4(a)に示す燃焼器の構造と流れの説明をおこなう。

図4(a)において、スノート①は鈍頭の膜冷却部へ導入する空気量を規定し、また内筒前面流れにたいするデフューザの役割を果たしている。同図の⑤は図8で外観が分るように皿状となっている。これらは噴射管⑥の中心軸延長線上にあって、混合気噴流が衝突した場合、最も熱伝達率が高いと予想される部分である。したがって、この部分の冷却

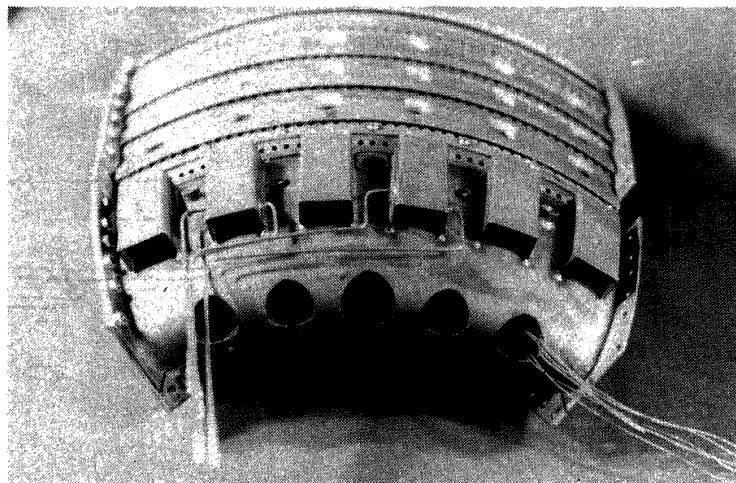


図 6 AS-251の内筒

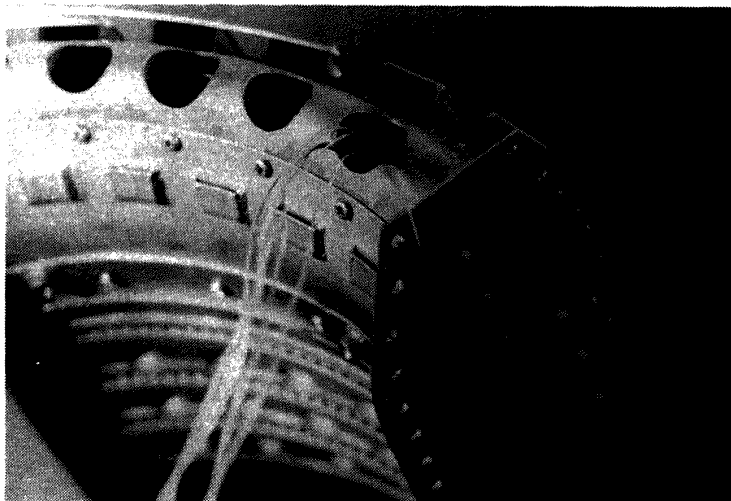


図 7 AS-251内筒主要部

特性を最適とするために、スノートの当該部分へ冷却空気導入用のスクープ④を設けた。このスクープ外観は、図 7 に示されている。

図 4(a)にみられるように流れ模様の測定結果、実際には混合気噴射管からの噴流が皿部に衝突していないことがわ

かる。燃焼中の観察でも噴流はスリット⑦の付近に衝突している。これは、空気ダクトから混合気噴射管に至る急激な曲り部での流れの剥離、噴流の鈍頭内側旋回流などが影響しているためであろう。

鈍頭部に設けた膜冷却構造は、図 4(a)に示すように、上

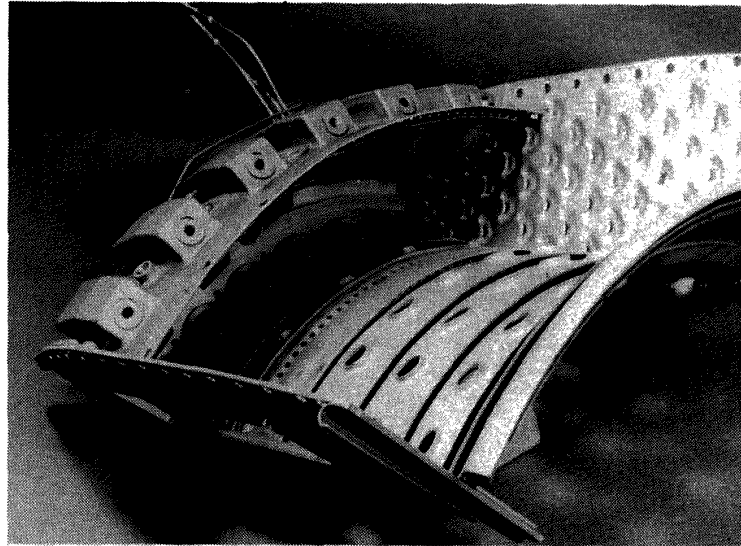


図 8 AS-251 内筒の外側ライナを取はずした状態

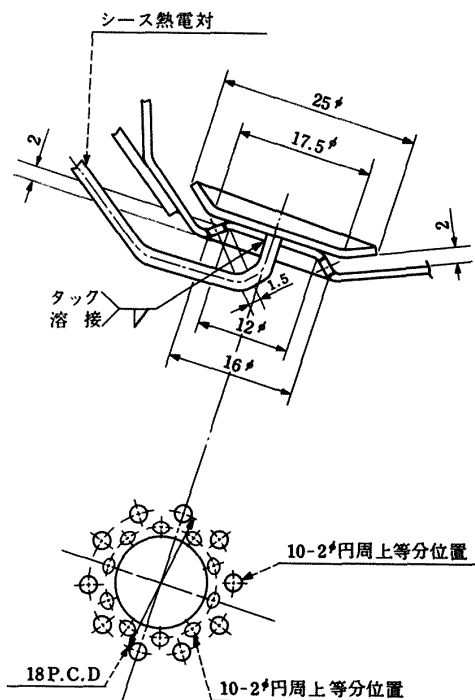


図 9 AS-251 の皿部の構造

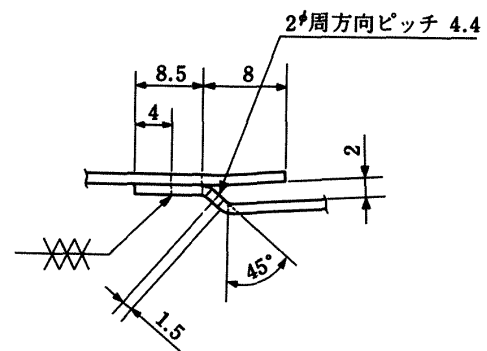


図 4(a) の③, ⑦, ⑬, ⑳, ㉑の膜冷却構造

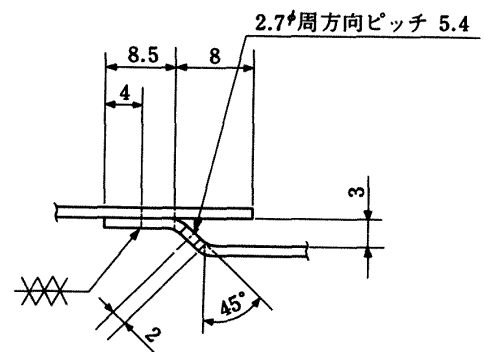


図 4(a) の⑧, ㉒の膜冷却構造

図 10 AS-251 の膜冷却構造

記皿部を境に、外径方向へ③, ⑬, ⑳, ㉑, および㉒の5箇所, 内径側, すなわち, 燃焼器後部方向へ⑦, および⑧の2箇所である。

皿部, およびこれら膜冷却構造の詳細は, それぞれ図9と10に示す。皿同士の間にもうけたスリット巾は3.3mmである。

2.2 AS-252の鈍頭部

AS-252では, 鈍頭部の冷却法として, 環状鈍頭部外径側部分を, 従来のインピンシング冷却方式, 内径側部分を膜冷却方式とした。

その構造, およびAS-251同様に測定した流れ模様を図11(a), および(b)に示す。

頭初の計画で, 鈍頭部膜冷却部は, 図11(a)の③, ⑤, ⑦, および⑧の4箇所であった。ところが, 製作上の誤まりから, ③の冷却空気孔が未加工のものが納入された。そのままの状態では試験に供したとき, その燃焼器名称を, AS-252.0とした。計画通り正しくその部分に空気孔追加を行った燃焼器を, AS-252.1とする。それら両燃焼器を総称してAS-252と呼ぶ。

AS-252.0の主要部分の流れ模様は図11であるが, AS-252.1の場合のそれと異なった様相を示した付近

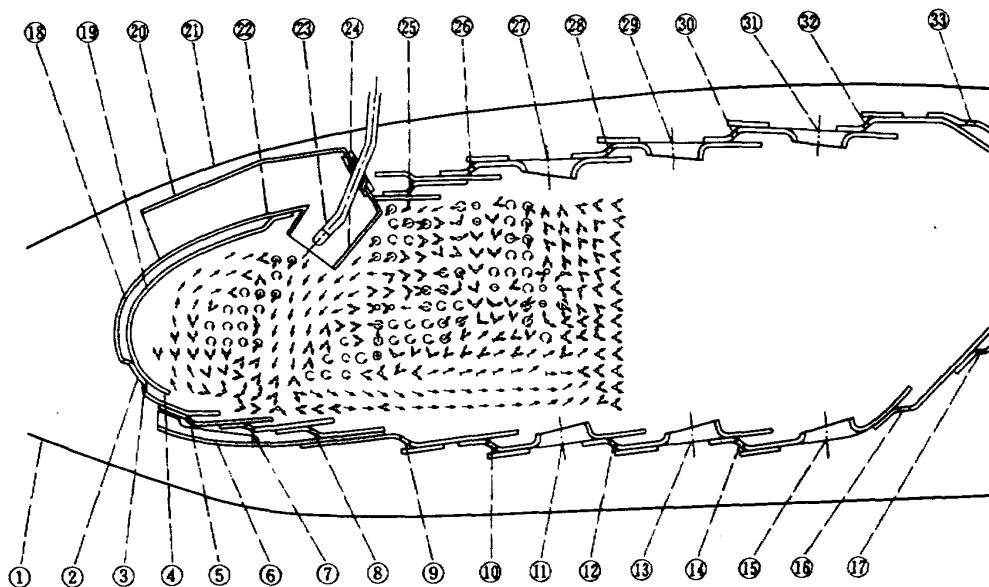


図 11(a) AS-252.0 の流れ模様 (混合気噴射管のある断面)

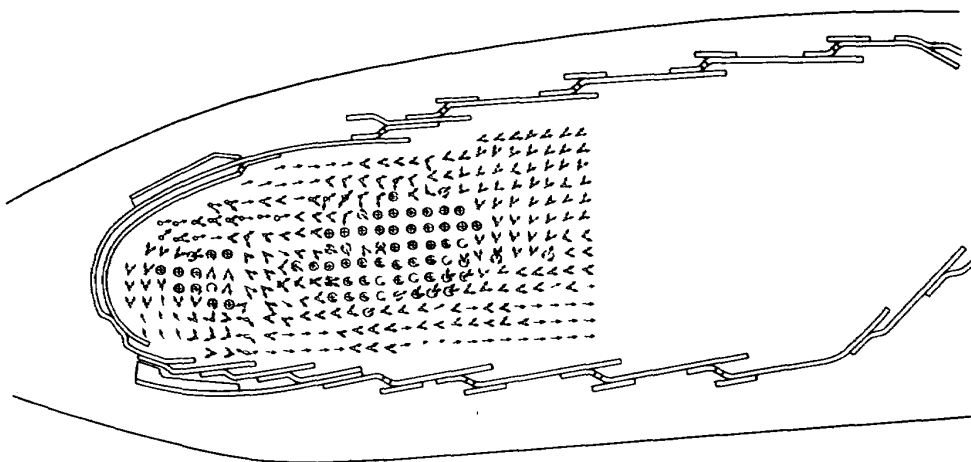


図 11(b) AS-252.0 の流れ模様 (混合気噴射管の中間断面)

の流れ模様を図12(a), および(b)に示す。

AS-252.0と252.1の鈍頭内流れ模様を比較すると、次のような点が異なっている。

AS-252.0では、噴流が図11(a)の⑦と⑧の中間位置へ衝突し、その一部が比較的厚い流れとなって、鈍頭アーケード内面に沿って流れる。しかし、AS-252.1では、その流れが薄く、かつ弱い。そのため鈍頭アーケード内の循環流、または渦がAS-252.0の場合より弱く小さな領域である。

AS-251の流れ模様と比較すると、AS-252の場合、鈍頭内部外径側の流れが遮熱板によく沿って流れていることが特徴である。AS-251の場合、その部分の流れは膜冷却空気が層をなして軸方向の流れを形成しており、かつアーケード中央部からは、それに誘引された半径

方向成分の流れが生じている。

AS-252の内筒外観を図13に示す。

AS-252.0の鈍頭部付近を図14に示す。この図で、セクタ形鈍頭中央部にある円孔は、着火用噴射弁の取付孔である。

AS-252.1の鈍頭部付近を図15に示す。またその側壁板をはずし、燃焼室内部鈍頭アーケード付近を見たものを図16に示す。

AS-252で採用した膜冷却構造の詳細を図17に示す。

2.3 鈍頭部温度計測位置

供試燃焼器の最も高温となりそうな部分に、外径1mm, インコネルシースCA熱電対を溶接して、燃焼試験中の温

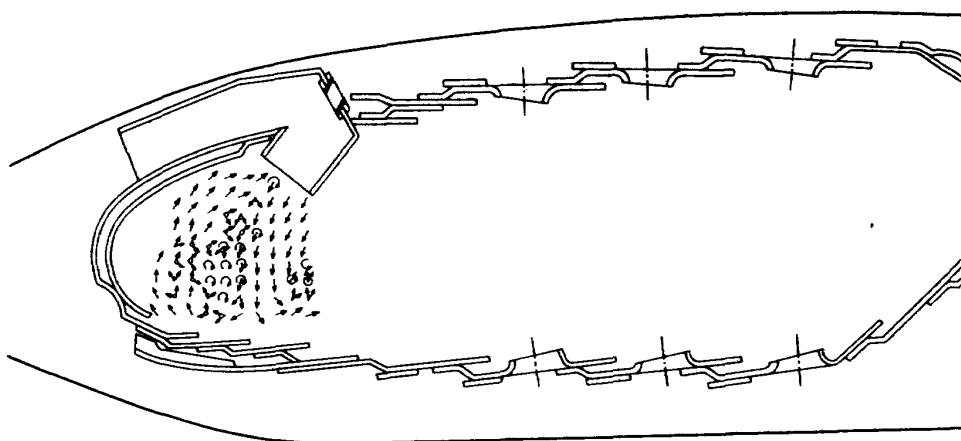


図 12(a) AS-252.1の流れ模様 (混合気噴射管のある断面)

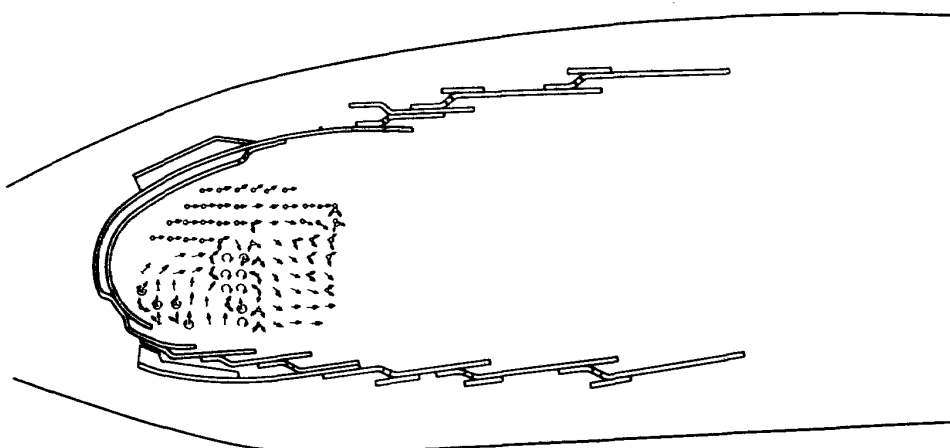


図 12(b) AS-252.1の流れ模様 (混合気噴射管の中間断面)

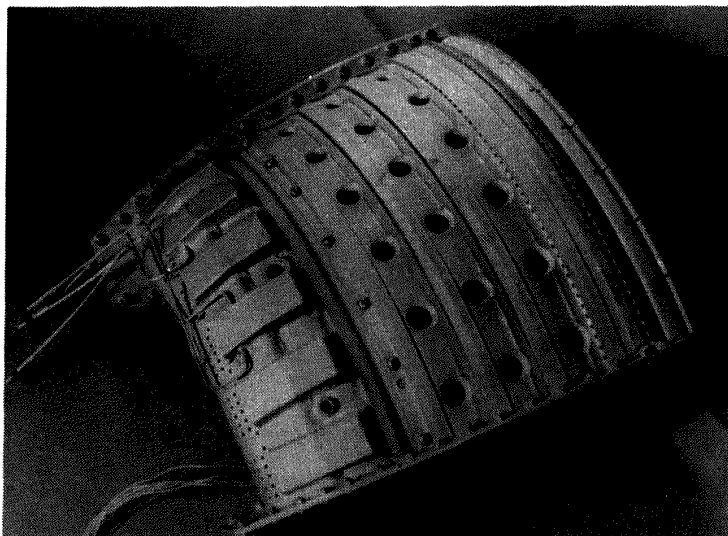


図 13 AS-252の内筒外観

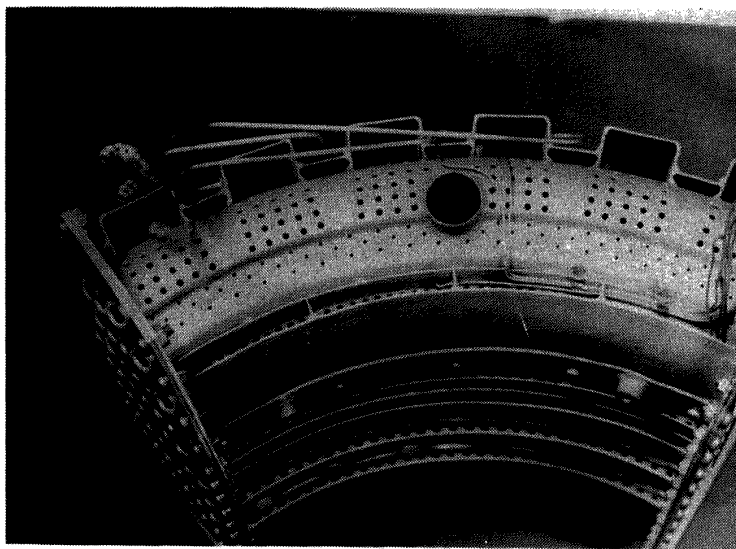


図 14 AS-252.0の鈍頭部詳細

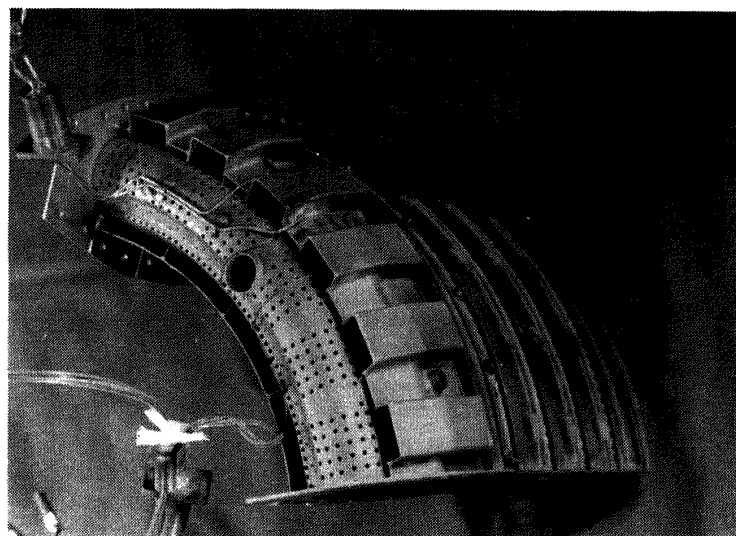


図 15 AS-252.1の鈍頭部

度計測を行った。

温度計測箇所は、それぞれの燃焼器鈍頭部の6箇所ずつで、図18にそれらの位置と識別記号を示す。

すなわち、測温箇所a, b, およびcは、噴射管中間の主軸を含む断面上にあり、d, e, およびfは、噴射管と主軸を含む断面上にある。これらのうち、aとdは、最外径側にあり、cとfは最も内径側にある。eは、噴射管中心軸の延長上にある。

2.4 内筒部開口面積

AS-251, および252.1の内筒部の軸方向にたいする開口面積は、図19, および20に示すような分布となっている。またこれらを環状模型としたときの開口面積

を、AS-250と比較して表2に示す。

図19において、内筒全長がAS-251の場合、AS-250や252.1よりやや大きいのは、これが鈍頭スノート部も含めた長さであるからである。燃焼室内の全長は、すべて同一の285mmである。

2.5 燃料供給ノズル

入口空気条件が、大気圧付近の燃焼試験においては、AS-250の場合と同一設計の燃料供給ノズルを使用した。それは、主燃料供給ノズル先端噴口が、直径0.5mmのものを2個、気流の向きと垂直に孔けてあるものである。

着火用圧力噴射弁には、着火時以外、燃料供給をしていない。

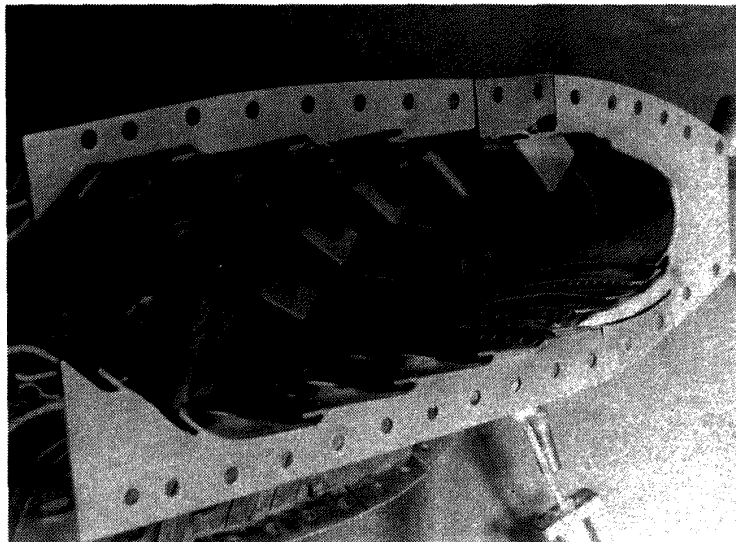


図 16 AS-252.1の燃焼室内部

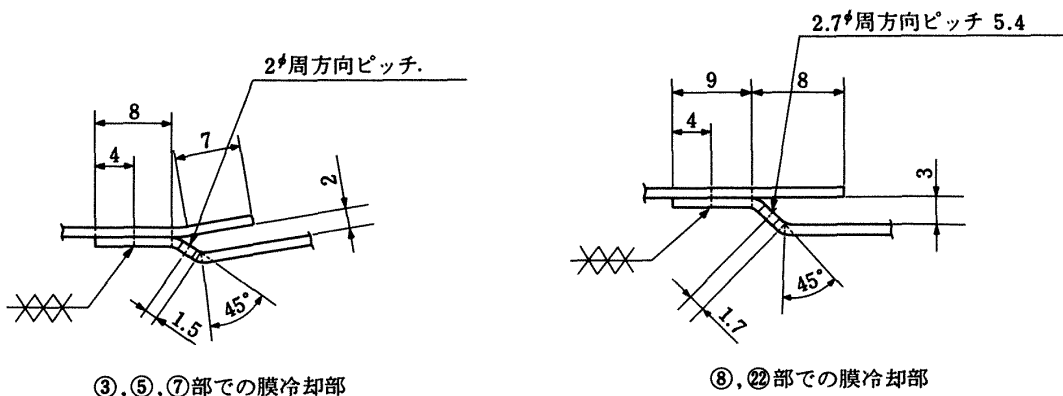
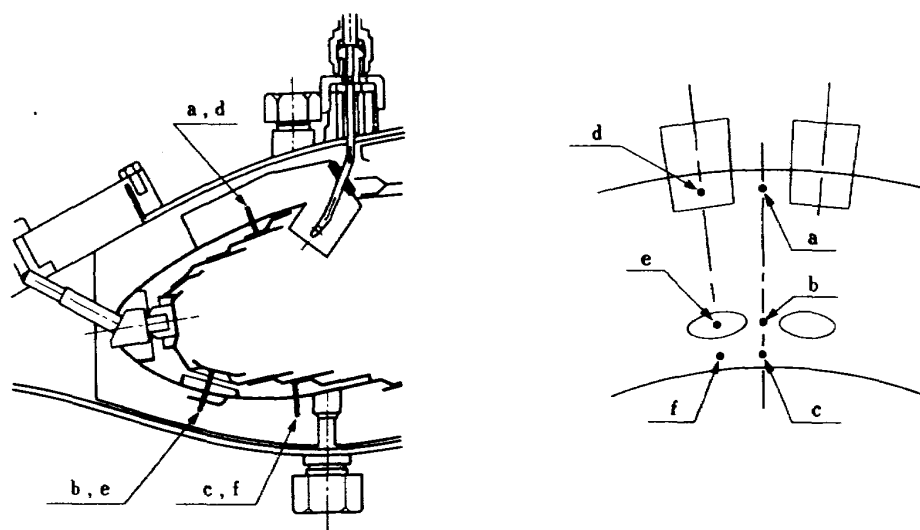


図 17 AS-252の膜冷却部構造（位置番号は図11(a)を参照）

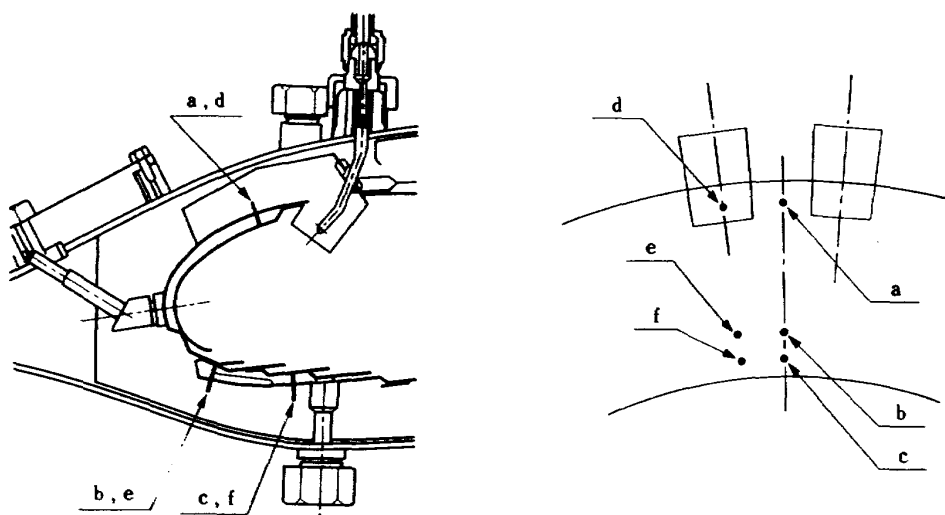
加圧燃焼試験の場合は、主燃料供給ノズル先端噴口が、直径0.8mmで2個開口しているものを使用した。
この場合は着火用圧力噴射弁も、主燃料ノズルと同じ供

給圧で、燃料噴射を行なっている。

使用した燃料供給ノズルの燃料吐出特性を図21に示す。



(a) AS-251の熱電対取付位置



(b) AS-252.0 および 252.1 の熱電対取付位置

図 18 鈍頭部温度計測熱電対取付位置

表 2 内筒部空気流路面積と全圧損失係数

燃焼器	AS -	250	251	252.1
内筒総開口面積, m^2		653×10^{-4}	629×10^{-4}	628×10^{-4}
鈍頭部以外の開口面積, m^2		431×10^{-4}	429×10^{-4}	429×10^{-4}
空気通路抵抗 ³⁾ , m^{-2}		28.9	28.5	29.1
全圧損失係数, ϕ		40	26	32
$(U_r = 1.9 \text{ m/s}, T_2/T_1 = 2)$				

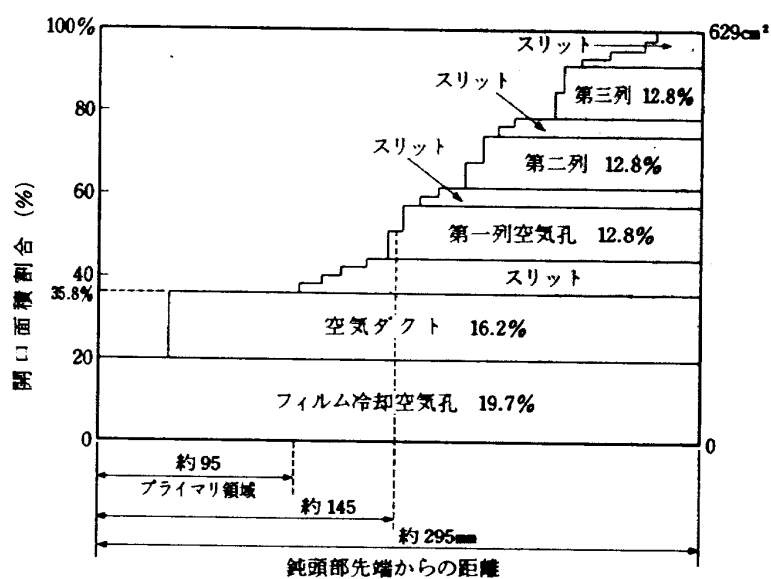


図 19 AS-251 の開口面積 (アニューラー相当)

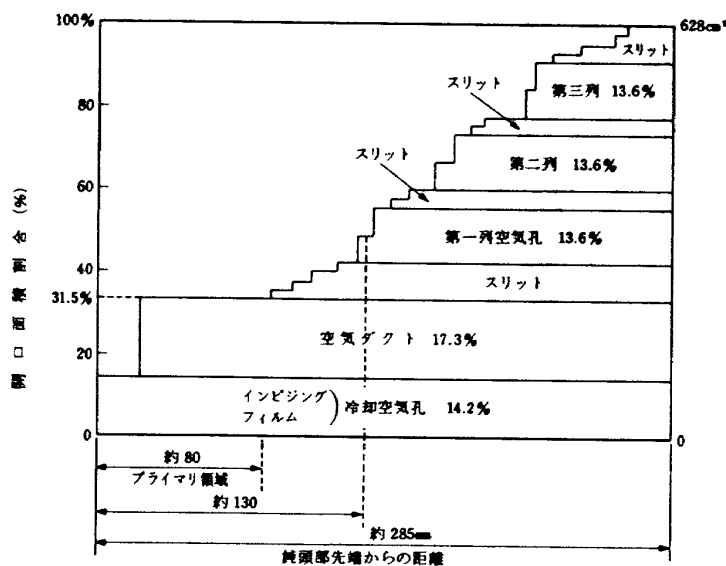


図 20 AS-252 の開口面積 (アニューラー相当)

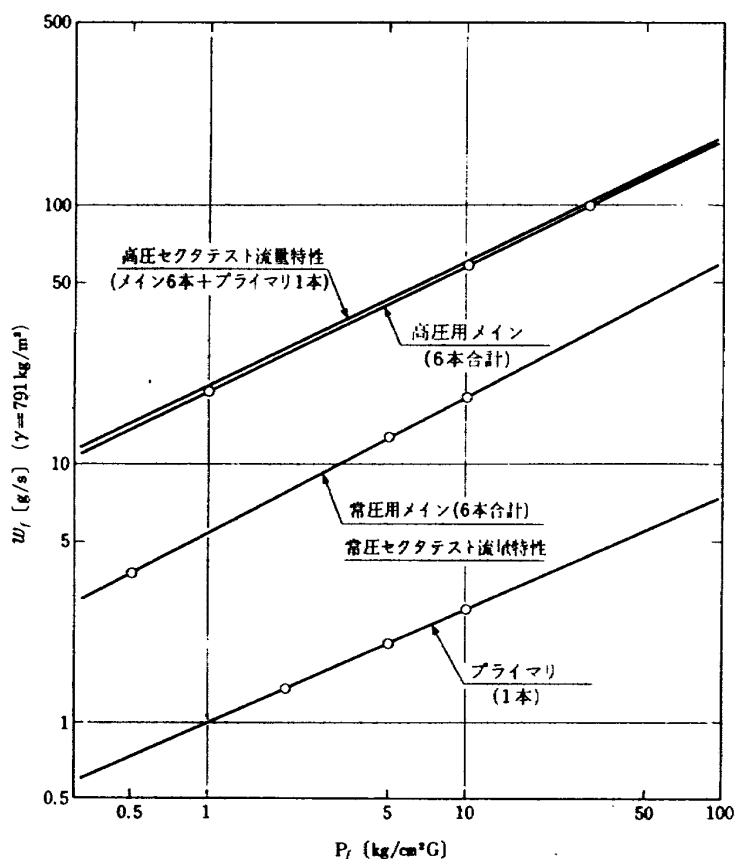


図 21 使用燃料供給ノズル流量特性

3 試験方法

燃焼器入口空気条件が大気圧付近での燃焼試験は、当所原動機部缶型燃焼試験設備の一部を使った。この装置では、燃焼器出口が大気開放のため、加圧試験を行うことはできない。燃焼器入口空気温度は、熱交換器により清浄なままで600 Kにまで昇温できる。²⁾

本設備による試験の場合、燃焼中の燃焼室内の様子を、一方のケーシング側面に設けた石英製ののぞき窓を通して、あるいは、燃焼器出口側から観察することができる。

燃焼器諸特性を求める際には、燃焼器出口側の図2、あるいは図3に示す計測座に4点式楕円温度計を取付け、燃焼器排出ガス温度を計測した。

燃焼室内の流れ模様の測定、および燃焼器出口断面での排出ガス組成の分布を求める際には、上記計測座を取はずした状態で行った。流れ模様の測定では、図5に示した燃焼室内のほとんどの部位をトラバースできる特製の装置を用いた。

燃焼器出口断面での温度分布を測定した際は、外径1 mmのインコネルシース接地形CA熱電対を外径6 mmのステンレス管で補強し、出口断面平面を5 mm毎に移動して温度計測をした。

燃焼器出口断面で排出ガス濃度分布を得る測定をした際には、ガス採取管として内径4 mmのステンレス管を用い、同じ燃焼器出口断面を10 mm間隔で移動し、ガス採取を行った。

燃焼器出口で採取したガスの分析は、既報²⁾と同様MEXA 2000 Nを使用した。

なお、本報告中の加圧試験以外の燃焼試験結果は、プライマリ(着火用)燃料を供給していない状態で計測したものである。

加圧燃焼試験は、高圧セクタ試験設備⁵⁾を用いた。

この試験設備では、30 m³の貯気槽に最高圧力50 kg/cm²で貯えた空気により、30 kg/cm²以下の任意の燃焼器入口圧力で燃焼試験を行うことができる。その燃焼器入口空気温度は、プロパンガスで加熱したベブル蓄熱器により、720 Kまでの範囲で任意に設定できる。

この試験装置による燃焼試験の目的は、入口空気条件が高温、かつ高圧時に、各部位の耐久性をみると、Bacharach煙濃度計によって排気の煙濃度の測定を行うことである。その際の排気ガス採取位置は、出口断面上図22に示す位置である。それらの燃焼器出口からの距離は95 mmである。

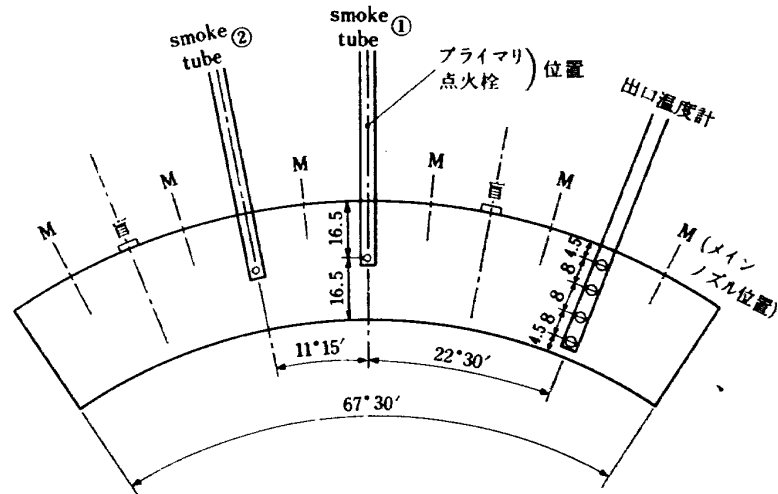


図 22 加圧燃焼試験時の諸計測座の位置 (前視)

4 試験結果と検討

4.1 供試燃焼器燃焼特性

燃焼器にとって耐久性は、必要条件ではあるが、それ以上に、良好な燃焼性能をもつことが必須条件である。以下に、供試燃焼器の燃焼効率、圧力損失、燃焼器出口温度分布などにつき実験結果を示し、検討を加える。その後、鈍頭部の主要箇所の実測温度を示し、供試燃焼器の耐久性について検討する。

最後に、次の開発研究段階の主眼となる排気制御の資料とするため、燃焼器出口で排気ガス採取とその分析を行った結果を記す。

4.1.1 燃焼効率特性

燃焼器 AS-251, 252.0, および 252.1 の空燃比 n にたいする燃焼効率 η_b の特性は、それぞれ図 23, 24, および 25 に示すごとくである。

燃焼状況の観察によると AS-251 は鈍頭部アーケード内に輝炎が存在する。AS-20 シリーズのもの²⁾とくらべ、燃焼領域の不均質性が見うけられる。それに比較し、

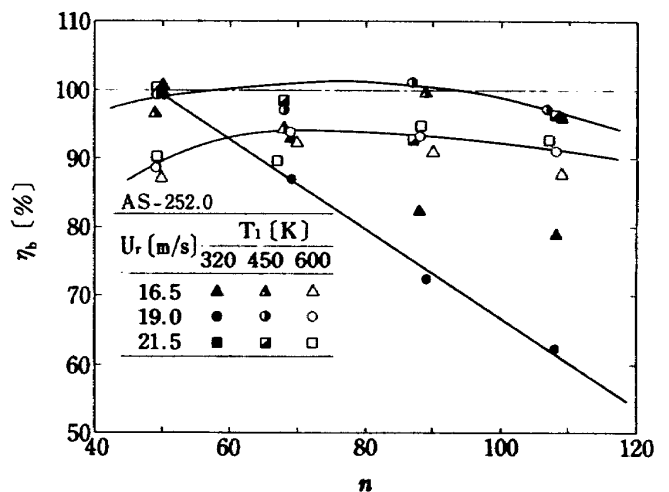


図 24 AS-252.0 の燃焼効率特性

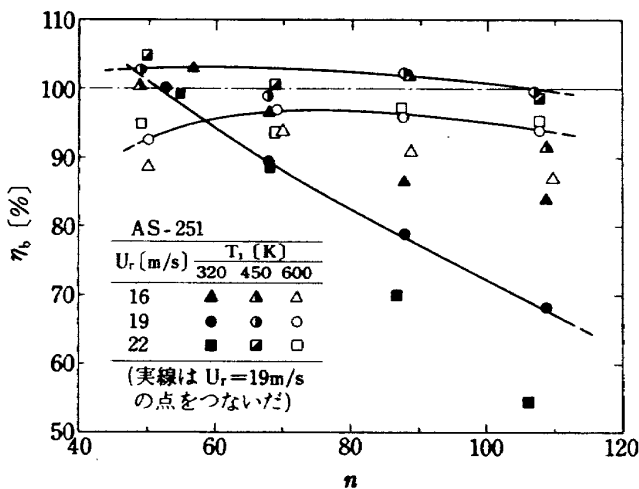


図 23 AS-251 の燃焼効率特性

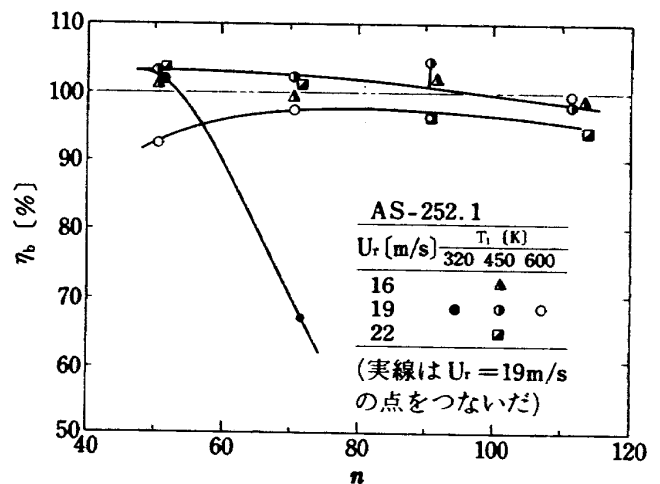


図 25 AS-252.1 の燃焼効率特性

AS-252.0, および252.1は, 比較的青炎の燃焼を行ない, 燃焼領域全般に強い乱れた火炎の存在する良好な燃焼状況を呈する。

このような燃焼状態の違いにもかかわらず, 図23と24に示すAS-251と252.0の燃焼効率特性は互に類似している。すなわち, 燃焼器入口空気温度 T_1 が320 K付近では, n が大きくなるにつれ直線的に η_b の低下がおきるが, T_1 が450 K, あるいは600 Kでは比較的空燃比に依存しない十分に高い η_b の値を示す。

一方, 図25に示すAS-252.1の場合は, T_1 が320 Kのとき, n の増大につれて著しい η_b の低下がおき, 所要の n の範囲で燃焼の維持ができない。しかし, これも T_1 が450 K以上の場合には, AS-251や252.0に劣らない十分に高い燃焼効率特性を示す。

AS251と252.0が鈍頭部外径側で全く異なる新気導入方法を採用しているにもかかわらず, 類似の燃焼効率特性を示したのは, それらの流れ模様に循環流を弱める成分がほとんどないためと考えられる。

ところが, AS-252.1では追加工した膜冷却孔からの空気が鈍頭内部の循環流を弱める作用をしている。このため T_1 が十分高くない場合での保炎性能に低下をきたしている。 T_1 が450 K以上の場合には, 燃焼の反応速度が大きくなるため, 循環流の形成がさほど良好でなくとも十分な燃焼効率特性を示したものである。

結局, 鈍頭部膜冷却空気量を更に増加させる必要が生じた際にも, 鈍頭部内循環流を弱める方向でない限り, 燃焼特性に悪影響をおよぼすものではないことが予想される。

供試燃焼器の燃焼効率を互に比較して示したものが図26である。共通の試験条件として, 比較的設計点条件に近い $T_1 = 600 \text{ K}$, $U_r = 19 \text{ m/s}$ をとった。

図26によると, n が5.0付近ではいずれの燃焼器も同

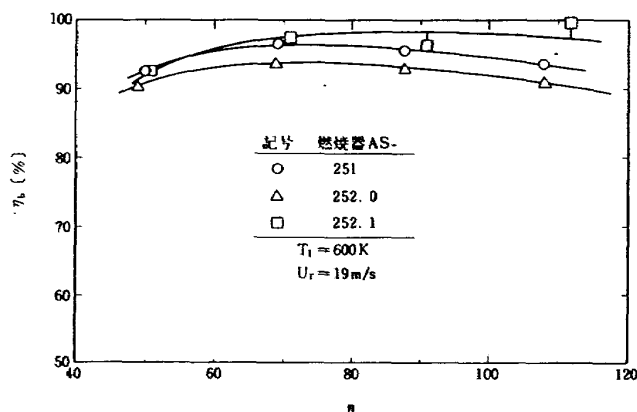


図 26 供試燃焼器の燃焼効率特性の比較

程度の η_b であるが, n が大きくなるに従って相違が生じ, AS-252.1が最もすぐれ, 252.0が最も劣る傾向にある。しかし, それらの差は, 計測誤差として無視してもよい程度である。

4.1.2 圧力損失

供試燃焼器, 各々の全圧損失係数 ϕ を, 図27~29に示す。

AS-251の場合は, 図27に示すように ϕ の値が U_r , T_1 , T_2/T_1 などに比較的依存しない。しかしわずかではあるが, U_r が大きいほど, T_1 が高いほど, T_2/T_1 が大きいほど, ϕ が増加する傾向にある。

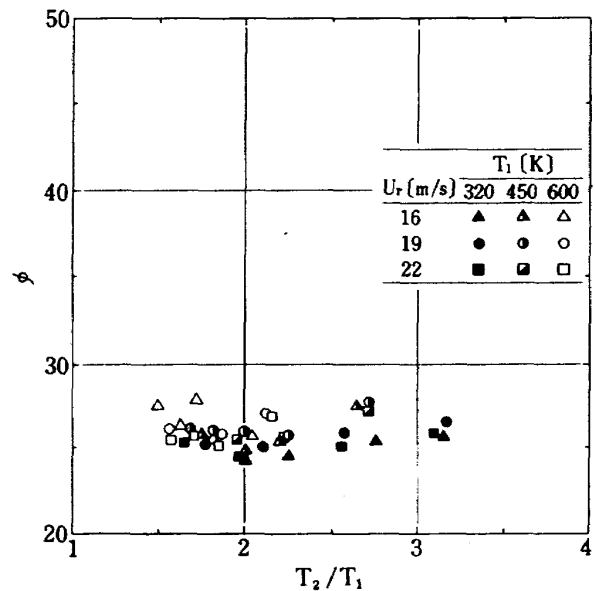


図 27 AS-251の全圧損失係数

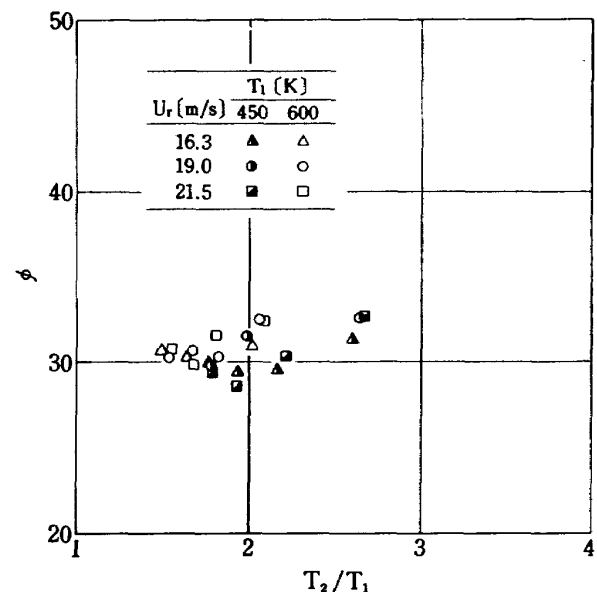


図 28 AS-252.0の全圧損失係数

AS-252.0と252.1の場合は、それぞれ図28と29に示すように、AS-251の場合より T_2/T_1 の増加にたいする ϕ の増加の割合が大きい。 T_1 が150K異なると、 ϕ の変化は2~4程度である。

温度比 T_2/T_1 が一定の場合の風速にたいする ϕ の値を、図30に示す。同図によると、この風速範囲での ϕ にたいする風速の影響はごく小さい。

同一風速条件で、供試燃焼器の ϕ を比較してみたものが図31である。これによると、AS-251の ϕ が26前

後と最も低く、AS-252.0が31付近、AS-252.1がそれよりやや多いという結果である。

AS-252.1はAS-252.0より内筒開口面積が1.6%大きいにもかかわらず、 ϕ の値がやや上回る値である。これは、燃焼室内の流れ模様や、燃焼状態、燃焼領域などの要因が影響している。

前報で報告した環状燃焼器AS-250では ϕ が40前後の値であった。それとくらべると今回の供試燃焼器の圧力損失係数は著しく小さい。

AS-250とAS-251や252では、環状とセクタ形の相違はあるにしても、外筒形状、内筒総面積（環状換算）がほとんど同一である。また、内筒の開口面積や、通路面積も表2に示すように大差ない。

したがって、今回の供試燃焼器の ϕ が著しく低下した原因は鈍頭部の構造、形状などに起因する空力的な効果と考えられる。

これは今後、この種の燃焼器の全圧損失係数の低下をはかろうとすると、その手段のひとつとして使うことができよう。

4.1.3 燃焼器出口温度分布

燃焼器出口温度の分布形について検討することは、タービン系の耐久性からくる要求のみならず、燃焼室内部の燃焼状態を判断するひとつの資料となる。

ここでは、円周方向と半径方向の両出口温度分布について検討する。

供試模型は環状燃焼器の円周の一部である扇形をしているので、円周方向とは、内筒、外筒の曲率中心である燃焼器軸まわりの円周角方向を云う。供試燃焼器の扇形中心角

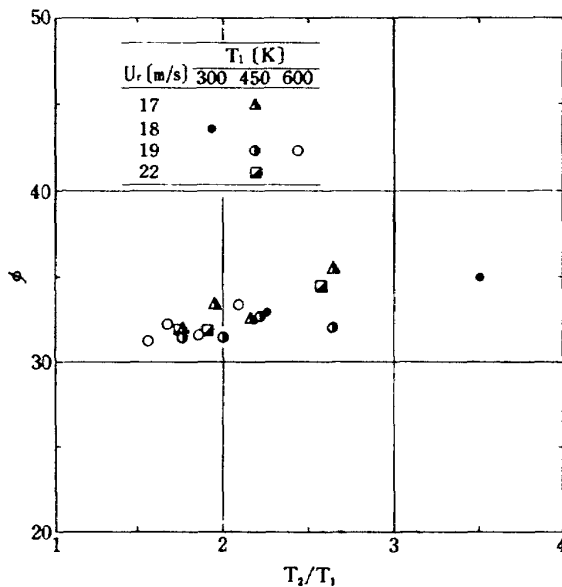


図 29 AS-252.1 の全圧損失係数

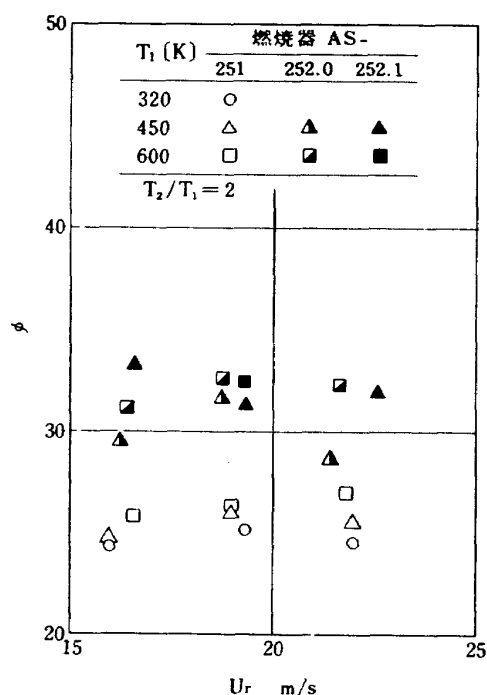


図 30 全圧損失係数と風速の関係

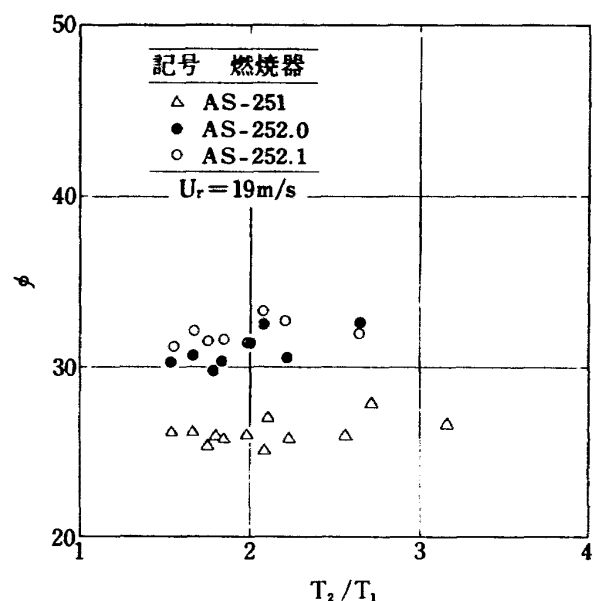


図 31 供試燃焼器の全圧損失係数比較

は $67^{\circ}30'$ であるので、円周方向位置を示すとき、これを基準に燃焼器出口側からみて左側壁を0、右側壁を1とする無次元円周角 θ を用いた。

供試燃焼器の出口温度分布は、いずれの燃焼器の場合も、入口空気温度 $T_1 = 320\text{ K}$ の場合を除いて、温度上昇を基準とする無次元パラメータ θ で整理すると、入口空気温度、空燃比、風速に依存しない一定形となる。

まず、各供試燃焼器の円周方向出口温度分布を図32に比較して示す。

図32において、 $\theta = 0.5$ 付近で温度が低下している燃焼器があるが、これは着火用燃料噴射弁取付部付近の構造が影響したものである。両端、すなわち $\theta = 0$ 、または1においてやや温度低下をきたすのは、側壁板の冷却空気

の影響である。ことに $\theta = 0$ 側がどの燃焼器においても低下が著しいのは、この側面に観察用のぞき窓があって、その冷却のため過分の空気を流しているためである。

つぎに、各供試燃焼器の半径方向出口温度分布を図33に比較して示す。この図からAS-251とAS-252.0は意外なほど類似した分布形を示すが、AS-252.0に唯一列のスリット冷却孔列を追加しただけの違いであるAS-252.1の分布形は、かなり異なっている。このことは、これら二つの燃焼器の一次燃焼領域での燃焼状態が異なることが大きな原因と考えられる。同時に、この領域の燃焼状態が出口温度分布形に鋭敏に反映することが示唆されている。

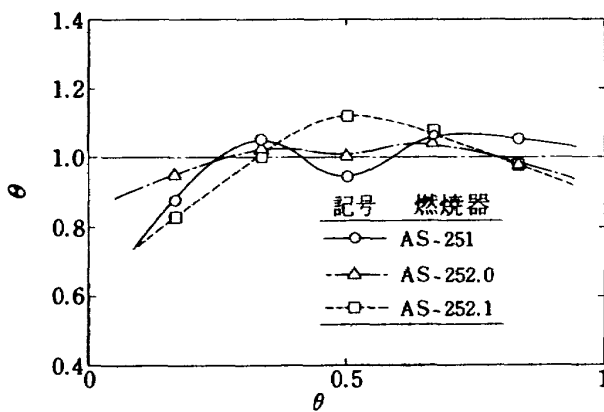


図 32 AS-251と252の出口円周方向温度分布

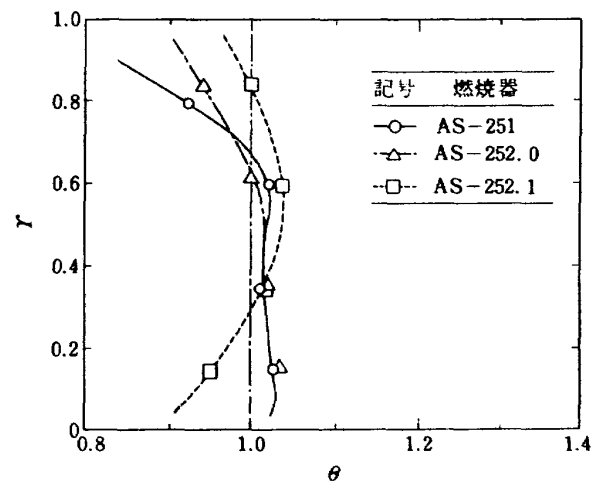


図 33 供試燃焼器出口半径方向温度分布

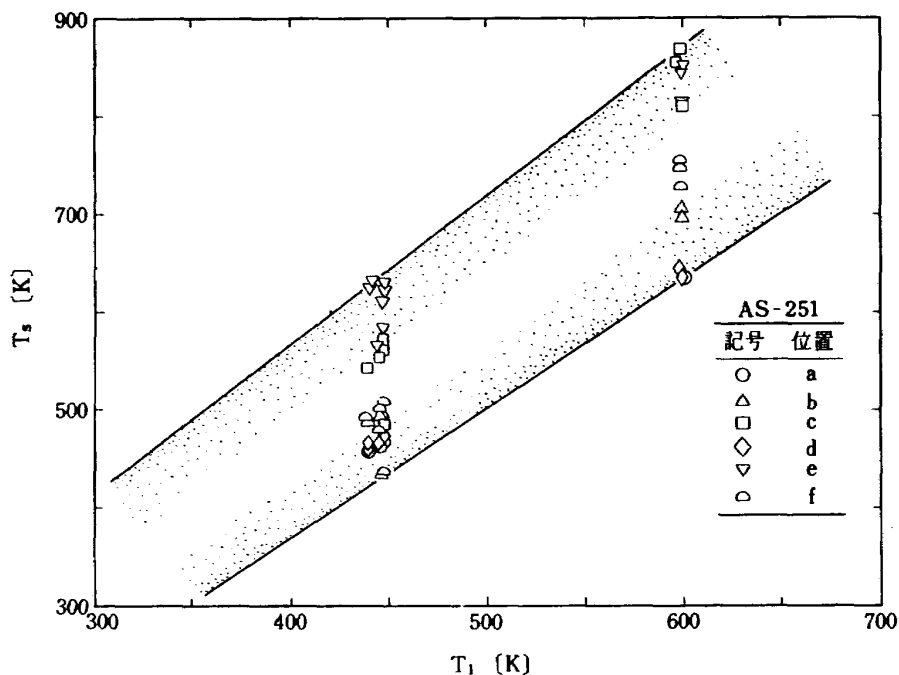


図 34 AS-251の鈍頭部温度

4.2 鈍頭部温度

燃焼器鈍頭部の実測温度の結果を以下の4.2.1に記す。

燃焼器内部の流れ模様，ことに噴射管からの噴流などは設計時に予測したものと噴流速度や衝突位置が異なっている。そこで4.2.2にできるだけ実測結果に基づいた鈍頭部熱伝達モデルを考え，膜冷却の効果について検討した結果を記す。

4.2.1 鈍頭部温度実測結果

図18(a)，および(b)に示す熱電対取付位置で測定した供試燃焼器それぞれの鈍頭部温度は，以下のようである。

鈍頭各部の温度は，図34に例示するように，入口空気温度 T_1 の上昇に伴って上昇する。

以下，各部位の温度を鈍頭を構成する材料から設定した

耐久温度 $T_{SL} = 1150\text{ K}$ と T_1 を基準とした無次元温度 $\theta_s = (T_s - T_1) / (T_{SL} - T_1)$ で表わすことにする。

鈍頭の各位置での温度は，燃焼負荷の状態に依存すると考えられたので， θ_s を空燃比 n にたいして表わしてみると，各燃焼器について，図35～37のようになる。これらの結果によると，いずれの燃焼器でも， θ_s は n に余り依存しない。

各燃焼器の各測温点について詳細にみると，次のようである。

AS-251の場合には，図18(a)に示すc点とe点が高温となる。これらのうちe点は n の増加にしたがって高温化の傾向がある。これは，このとき混合気の燃料割合が減るために，燃料の気化潜熱量の減少，気化速度の促進な

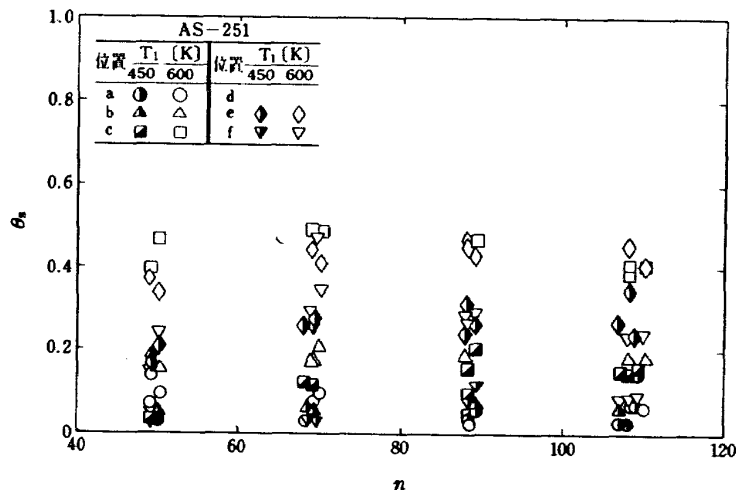


図 35 AS-251の鈍頭部温度

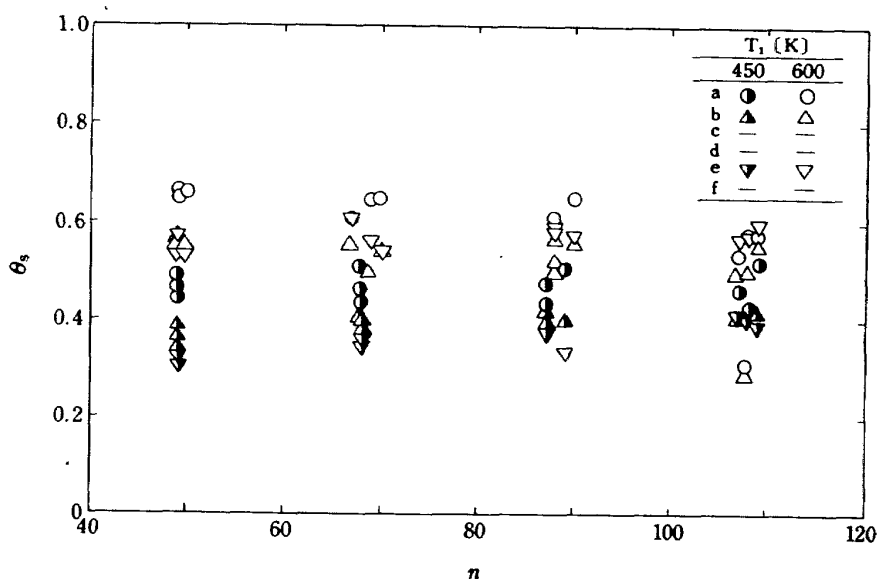


図 36 AS-252.0の鈍頭部温度

どが原因となり、この部位付近に衝突する噴流温度が上昇するためと考えられる。

AS-252.0の場合には、図18(b)に示すa, bおよびe点が比較的高温となる。ただし、このとき他の熱電対指示が不良であったので、他の箇所ではこれより高温となったかどうかは不明である。この燃焼器でも、a点などの温度が n の増大に従ってやや低下する傾向があるのに反し、e点の温度は少し上昇する。

AS-252.1の場合には、混合気噴射管に近い図18(b)のaおよびd点が最も高温となった。これは、 T_1 が高いとき、噴射管先端部が赤熱したので、その輻射と伝導熱伝達の影響が大きかったと判断される。

上記の最も高温となった点について T_1 の上昇に伴う変化の様子をみると図38のようである。AS-252.1の場合には、設計点が $T_1 = 738\text{ K}$ であるからこのまま傾向を延長すると耐久性が危険となる領域へ入りそうである。しかし、実際の燃焼器作動条件では入口空気温度の上昇と共に冷却用空気の質量流量が増し、膜冷却やインピンジング冷却の効果が增大するので単純には推測できない。実験的にも燃焼器内圧力が10数 kg/cm^2 以上となったときには、 T_1 の上昇にもかかわらず燃焼室内壁温の上昇が著しく緩慢となることが報告されている。⁶⁾

燃焼試験時の観察では、AS-251の場合、 $T_1 = 600\text{ K}$ のとき、わずかに噴射管出口付近が暗い赤色となった。それ以外の過熱箇所はなかった。AS-252.0, およびAS-252.1では、図11(a)の④に示す端部、すなわち膜冷却部の屋根部分が赤熱した。これはこの部分の

流れ模様などの関係からAS-252.1の場合でさえも、十分にその冷却の効果を発揮できなかったためと判断される。しかしその後、この部分は屋根の下に屋根に垂直に冷却空気が衝突する方向に冷却孔を追加したことによって過熱を解消することができた。

AS-252の場合、噴射管出口はAS-251の場合よりも赤熱した。赤熱の程度からその温度は $1000\text{ K} \sim 1100\text{ K}$ と観察された。

この部分は、後述する $T_1 = 600\text{ K}$, $P_1 = 15\text{ kg}/\text{cm}^2$ の高圧燃焼試験でも焼損しなかった。その原因は高圧燃焼の場合、燃料噴射量が増加し、それが冷却流体としてこの部に作用したためと考えられる。

今後のなお一層の高温、高圧の作動条件を考えると燃焼

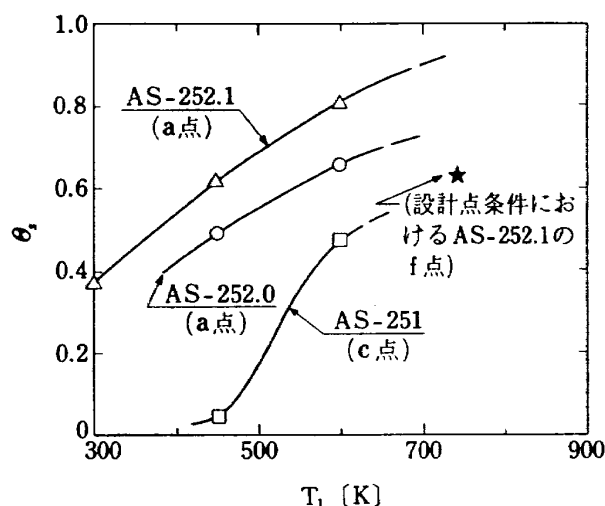


図 38 大気圧条件での鈍頭部最高温度
(★は圧力の影響も考慮した予測点)

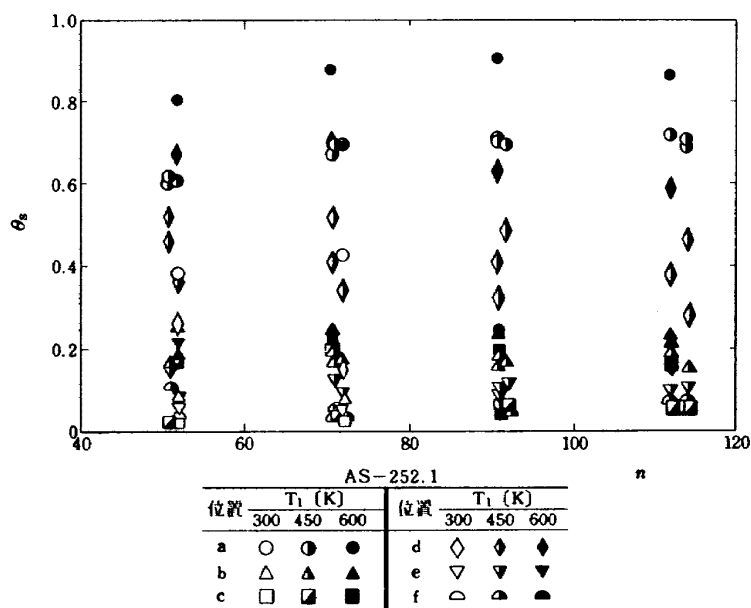


図 37 AS-252.1の鈍頭部温度

室内への突起物は耐久性上好ましくないので、以降は噴射管の短縮化をはかることが望ましいであろう。

4.2.2 鈍頭部の熱伝達検討

AS-251 の場合は、混合気噴流が予定した皿部に衝突しなかったため、あらかじめ検討した熱伝達モデルが成立しない。設計時の予測で、最も問題となった皿部の耐熱性を実験値によって検討することは、今後、皿部の位置、もしくは噴流の向き等を改善したうえで行う必要がある。

以下に、鈍頭部各部の温度、および空気ダクト内空気流量が適確に測定できた AS-252.1 について熱伝達を検討してみる。

非燃焼時の状態で測定した AS-252.1 の噴流の形状は図 39 のようである。これを伝熱計算モデルとして図 40 のように単純化したモデルを考える。

検討の対象とした実験条件は、表 1 の大気圧条件の欄に示した。

その条件下で、通路断面が $13\text{ mm} \times 16\text{ mm}$ の空気ダクトを通る気流速度は 66 m/s である。図 39 の噴流形状から、噴流断面は $11\text{ mm} \times 16\text{ mm}$ とみなす。したがって、噴流速度 U_j を非圧縮流体、連続の式を適用し、 77.5 m/s とした。なお、噴流の長さ H は 55 mm とした。

上記噴流は、膜冷却開始点 ($x=0$) より上流側 3.5 mm

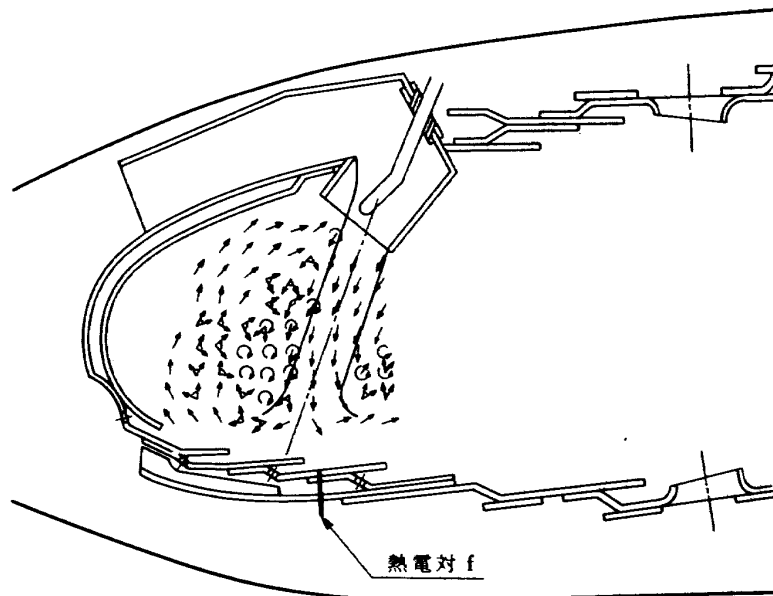


図 39 流れ模様からみた AS-252.1 の噴流形状

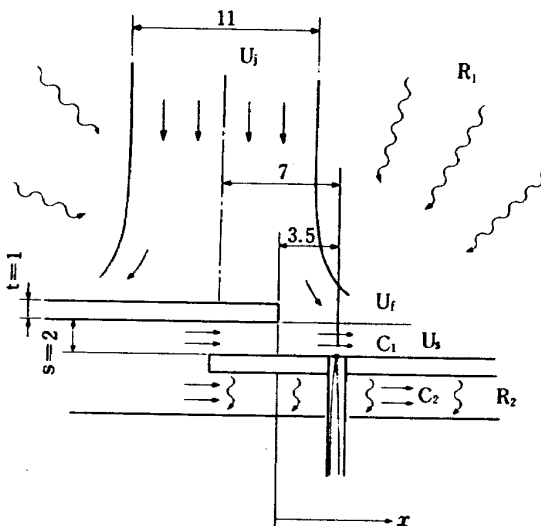


図 40 膜冷却検討モデル

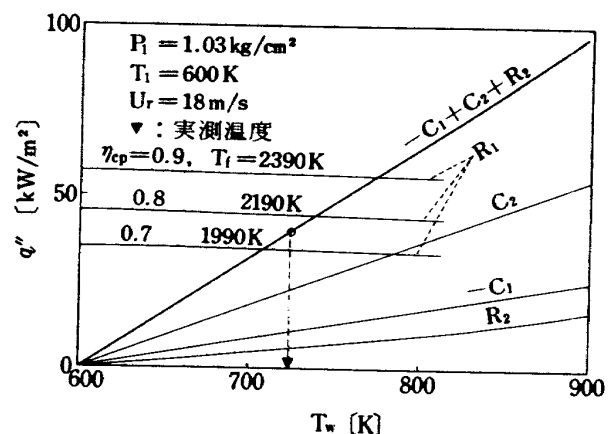


図 41 大気圧付近での膜冷却予測と実測の温度

の位置に垂直に衝突するものとする。

熱電対 f (図 1 8(b)) は, $x = 3.5$ mm の位置にある。

つぎに, 当該スリット部より流入する膜冷却用空気量の推定をする。前報³⁾に用いた, 燃焼器内空気通路面積を抵抗とみなして各部の空気流入量配分を求める方法によると, AS-252.1 の鈍頭部膜冷却部開口面積 $3.8.2.2 \text{ cm}^2$ から流入する空気量は, 全体の 7% で, このうち考慮しているスリット部から流入する空気量は, 巾 2 mm の冷却膜空気速度にして $U_s = 3.2 \text{ m/s}$ となる。

別法で, 当該スリット細孔の流量係数を 0.7 と仮定し, 空気ダクトと面積比に比例した空気流量がそのスリットから流入するとしても, 同程度の $U_s = 3.0 \text{ m/s}$ となる。

一応, ここでは $U_s = 3.2 \text{ m/s}$ として以下の計算をすすめる。

噴流を含む周囲火炎温度 T_f は, 次のように考えた。燃焼器入口空気温度を T_1 , 当量比 1 の混合気が燃焼したときの断熱平衡火炎温度を ΔT_{ad} とすると,

$$T_f = T_1 + \eta_{cp} \Delta T_{ad}$$

として表わす。ここで η_{cp} は, 考慮している領域の燃焼, すなわち発熱の不完全さを表わす。この値を, 0.7, 0.8, および 0.9 の場合について計算した。それらの場合の燃焼ガス温度は, それぞれ 1990 K, 2190 K, および 2390 K である。

付録 A-1 の計算法に従って, 図 4 0 の膜冷却部 (正確には潤滑部) の熱流束の収支を求めると, 壁温 T_w が冷却用空気温度 $T_1 = 600 \text{ K}$ 以上の値にたいし, 図 4 1 に示したような熱流束 q'' の大きさとなる。すなわち, 膜冷却部背面で, 対流とスノート部への輻射により, それぞれ C_2 , R_2 の熱量が奪われる。また, 膜冷却面で膜冷却空気による対流と, 燃焼ガスからの輻射により, それぞれ C_1 と R_1 の加熱が行なわれる。

供試燃焼器で採用した膜冷却構造では, 膜冷却効率 (付

録 A-1 参照) が 1 より大きく, 考慮する壁面温度が膜冷却空気温度より高い場合を考えるので, 上の対流加熱熱流束 C_1 は負の値で, したがって冷却側の熱流束に $-C_1$ として加えられる。

冷却の熱流束の総和, $C_2 + R_2 - C_1$ と, 加熱の熱流束を示す R_1 の線が交わる位置の T_w が, 平衡時の壁温と考えられる。

考慮の点, すなわち f 点の実測温度は, 表 1 の大気条件のとき 724 K である。

図 4 1 によると, それは η_{cp} が 0.75 の場合である。

この値は, 燃焼がこの領域で 75% の完結度しかないことを示すが, ここが一次燃焼領域であり, とくに燃料が空気と混合してから時間にして 1 ms に達しない領域にある点であることを考えると妥当な値である。

$\eta_{cp} = 0.75$ が設計点条件でも適用できるとして, 同一点の壁温予測を行くと, 図 4 2 のように f 点は 1000 K となる。このとき火炎温度は 2120 K で, 輻射率は 0.54 である。また, 冷却側の熱流束は大気圧条件のときのほぼ 3.5 倍であるのに対し, 加熱側の輻射熱流束は 1.3 倍以上となっている。高圧燃焼での輻射熱伝達の重要性が認識される。

上記の設計点条件予測壁温を無次元化して図 3 8 中に★印で示す。

f 点の T_1 にたいする上昇傾向は c 点に類似している。AS-252 の最高温度点として図 3 8 に示した a 点は膜冷却部分ではないので f 点の温度上昇傾向と異なっている。

4.3 排出ガス特性

供試燃焼器 AS-251, および AS-252 などは, 鈍頭部の耐熱性構造を検討することが主目的ではあったが, この形式の燃焼器の今後の改良に役立てるため, その排気特性についても, 検討を行った。

まず排気特性を調べる目的がここでは二つある。ひとつには, 燃焼器の構造が異なる場合, 燃焼器出口で採取した排気ガスの組成が正しくその燃焼器の排出ガスの平均組成を代表しているかということ。

ふたつには, 今回の試験条件が大気圧付近の場合のみであるが, その各排気成分の排出レベル, および傾向が, 入口空気温度, 風速, 空燃比などの変化によってどのように異なるかを知ることである。

上記, 前者については, 今後の開発段階における諸計測にとって重要である。実際, 前報³⁾でも指摘したように, ライナ空気孔列の出口計測感知部にたいする相対位置の影響はきわめて大きい。

そこで, 今回の供試燃焼器のひとつ AS-252.0 を対

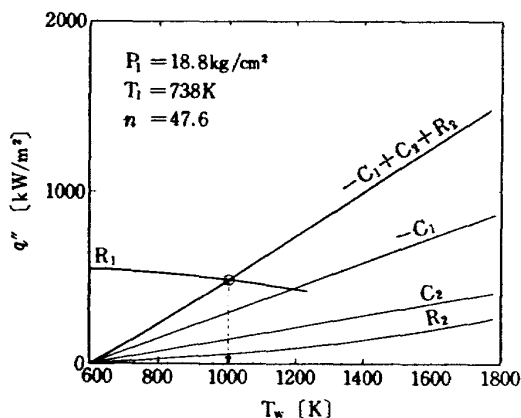


図 4 2 設計点における C 点の予想温度

象に、その出口直後の断面で、後部から見て右半分の主要部について、温度分布、および排気ガス組成濃度分布について調べてみた。

図43と44に示すものが出口部において外径1mmのシーテ熱電対を5mm間隔でトラバースすることによって得た等温度分布である。これらの図の扇形左端が供試燃焼器の出口中心に相当し、A-A', B-B', およびC-C'で示した線は出口計測座を用いたとき、4点式クシ形温度計が存在する位置である。

それらの図において、等温線に付記した数値は、測定断面内各点の指示温度と燃焼器入口温度 T_1 との差を上記指示温度全体の平均と T_1 との差で除した値である。また⊗印は4分岐管により平均ガス採取をするときの採取位置である。

図43は、 $T_1 = 450\text{K}$ の場合であるが、このとき、局所的に平均値より上記無次元値にして30%以上も高温の場所が存在する。それらは、どちらかと言えば、噴射管、またはライナ空気孔列の中間部の後流に相当する位置である。

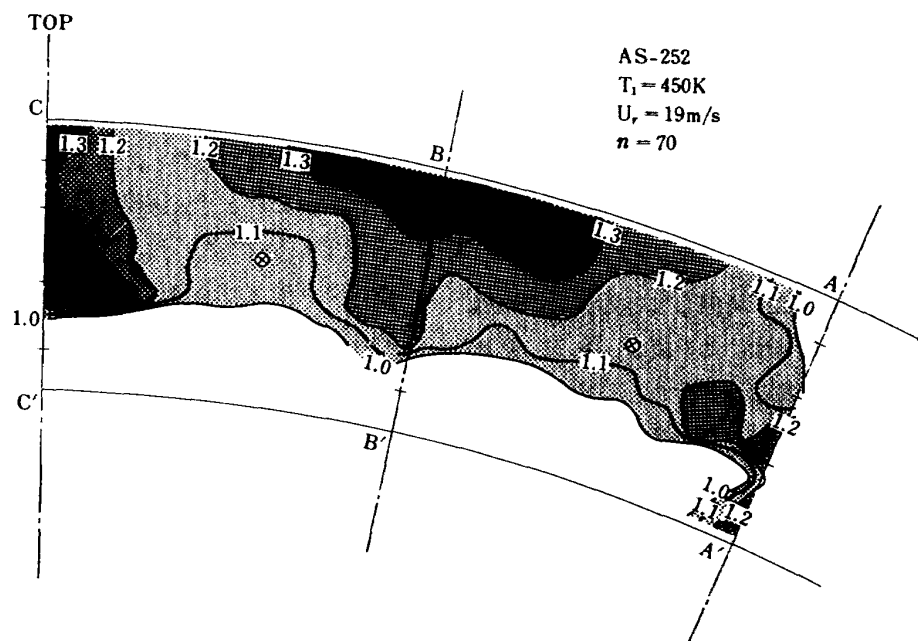


図 43 $T_1 = 450\text{K}$ のときの出口断面等温線

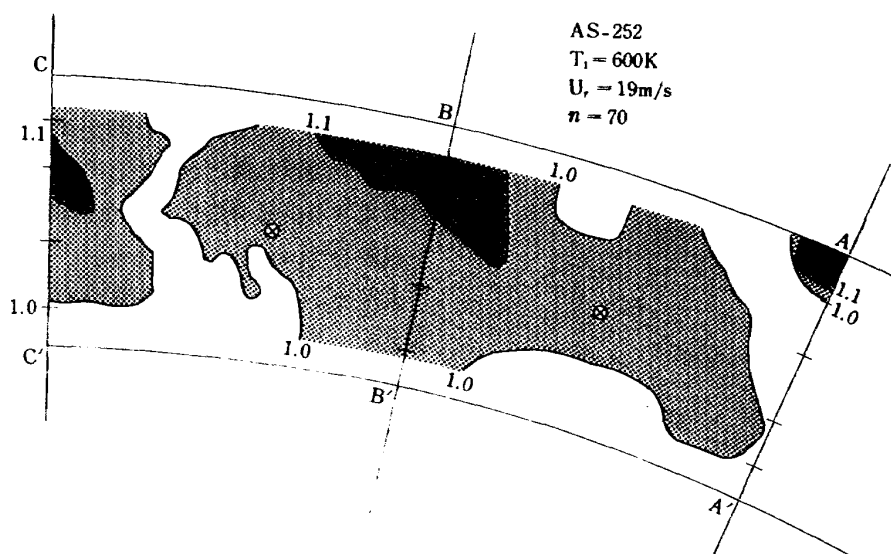


図 44 $T_1 = 600\text{K}$ のときの出口断面等温線

$T_1 = 600\text{ K}$ の場合である図 4 4 では、平均値より 10 % 以上隔たる領域がごく一部に存在するぐらいで、出口ガスはかなり均一な温度となっている。

このとき、燃焼状態の観察でも、一次燃焼領域で均一な青色炎がみられる。火炎長さも十分短かいので十分な希釈混合がはかられているとみられる。

次に、排出ガスを同一断面で 10 mm 間隔毎に採取し、分

析した結果を等濃度線図にて示す。

図 4 5 と 4 6 は、 CO の排出指数の等濃度分布で、それぞれ $T_1 = 450\text{ K}$ と 600 K の試験条件のものである。図 4 5 によると、 CO の排出は、内側ライナあるいは側壁板に沿う領域に多い。 $T_1 = 600\text{ K}$ のときは、 450 K の場合に類似の傾向であるが、値は $\frac{1}{2}$ 以下となっている。

未燃焼炭化水素成分 (THC) は CH_4 換算による排出

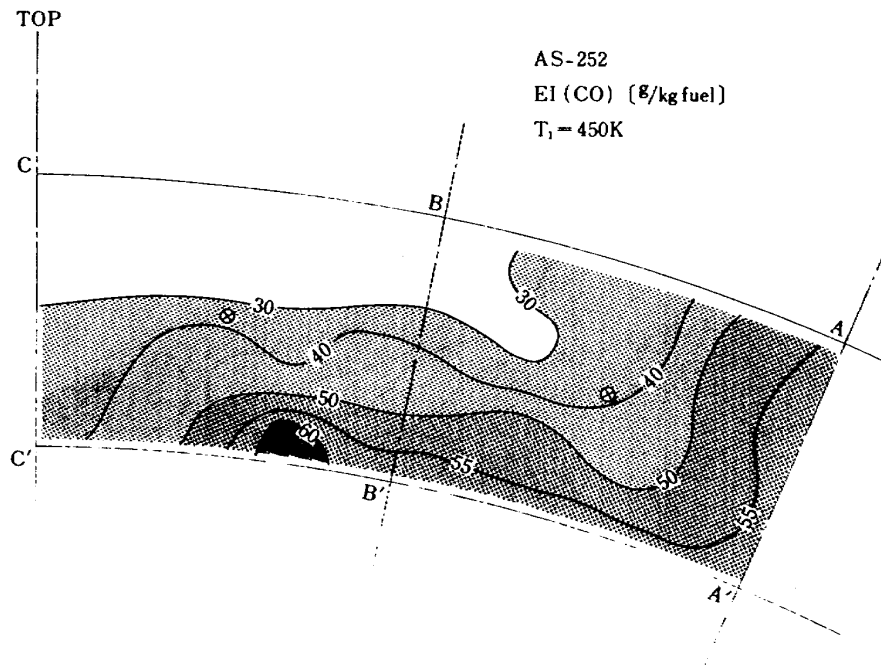


図 4 5 $T_1 = 450\text{ K}$ のときの CO の分布

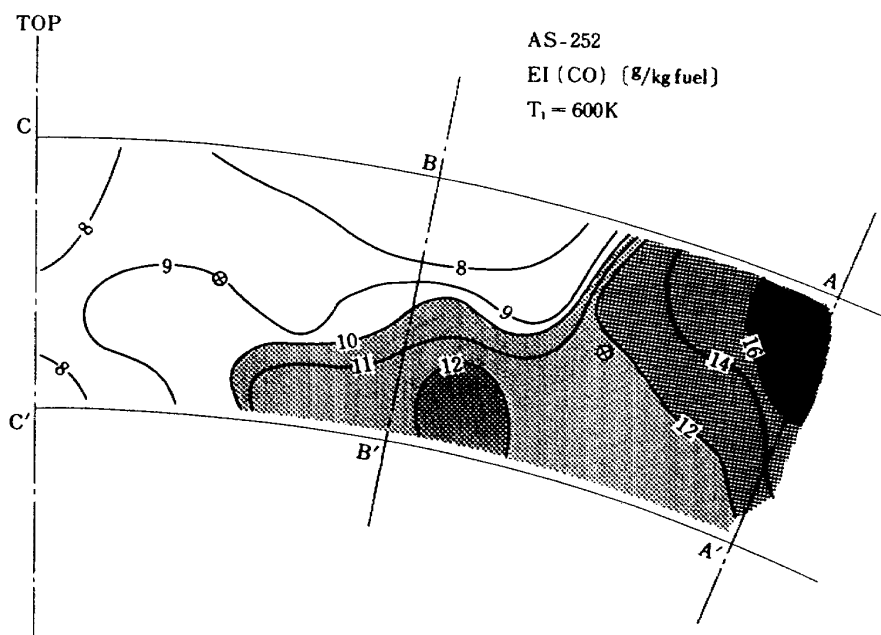


図 4 6 $T_1 = 600\text{ K}$ のときの CO の分布

指数である。その分布は図47と48に示す。側壁寄りの外側ライナ近くで著しい高濃度の箇所がある。濃度分布の差は排出指数値で5倍程度も異なる。

窒素酸化物(NO_x)は、図49と50に示す分布である。これらの分布は共に外側ライナの中央寄りに高濃度の箇所がみられ、温度の比較的高い位置と一致している。高濃度と低濃度の場所では、両図の場合、2倍程度の濃度差である。なお、 NO_x の濃度は NO 、換算による値である。

窒素酸化物のうち、一酸化窒素(NO)の分布は、図51

と52のようである。これらによると、 $T_1 = 450\text{ K}$ のときは、比較的ライナ面に平行な濃度分布を示すが、 $T_1 = 600\text{ K}$ のときには、空気孔列等の影響とみられる入り組んだ分布形状を示している。しかし、濃度の違いとしては、 $T_1 = 450\text{ K}$ のとき局所的に3倍の濃度差があるのに対し、 $T_1 = 600\text{ K}$ では1.5倍に満たない均一な濃度分布である。

また、 NO_x 濃度から NO 濃度を差引いた値を NO_2 濃度としたとき、その分布は図53と54に示すようである。

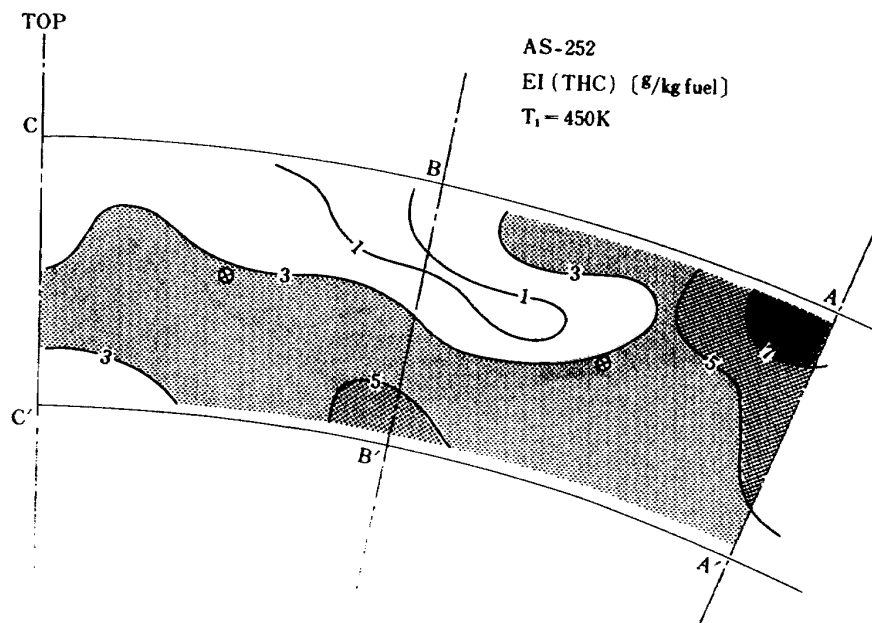


図 47 $T_1 = 450\text{ K}$ のときのTHCの分布

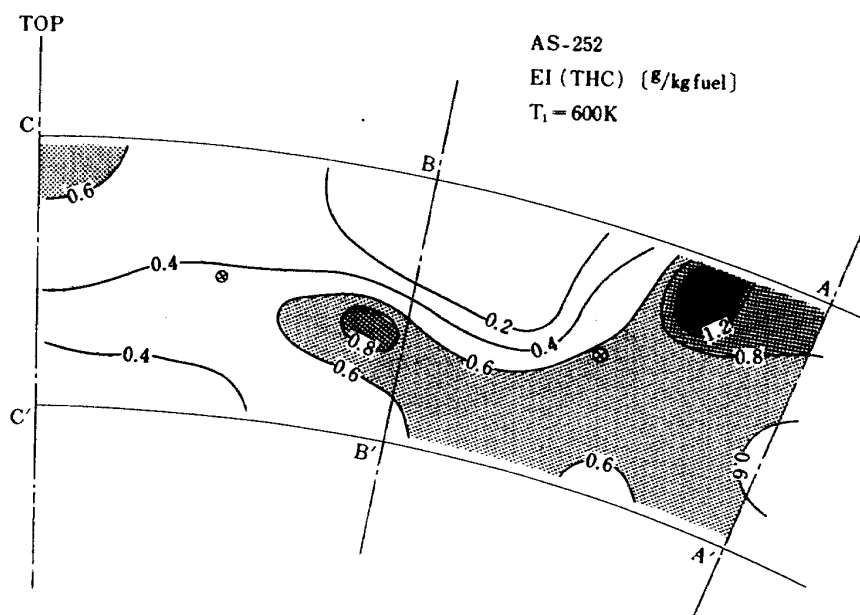


図 48 $T_1 = 600\text{ K}$ のときのTHCの分布

両者とも比較的均一で、かつオーダー的に同じ値を示している。

大気汚染成分としての規制対象にはされていないが CO_2 の排出も、燃焼完了の度合、温度分布等との関連で分布が興味あるものである。その分布を図55と56に示す。両図とも濃度は3~4%で同等の値を示す。A-A'付近より側壁側は図56のA'付近で高濃度の部分が生じているのが興味深い。

また、A-A'とB-B'との中間付近より中心側では

比較的溫度分布と類似の傾向が見られるのに反し、それより側壁側は必ずしも関連が見られない。 $T_1 = 600\text{K}$ の場合の温度分布は、平均値から10%程度の高濃領域が存在したが、図56ではその部分が平均の部分より30%以上高濃度の領域となっている。

酸素の濃度分布を図57と58に示す。これによると空気孔からの流入空気の影響や混合の様子がある程度推察できる。すなわち、それらの図によると、酸素濃度の高い部分が、内、外ライナ壁面（実際は出口壁面）付近にあり、

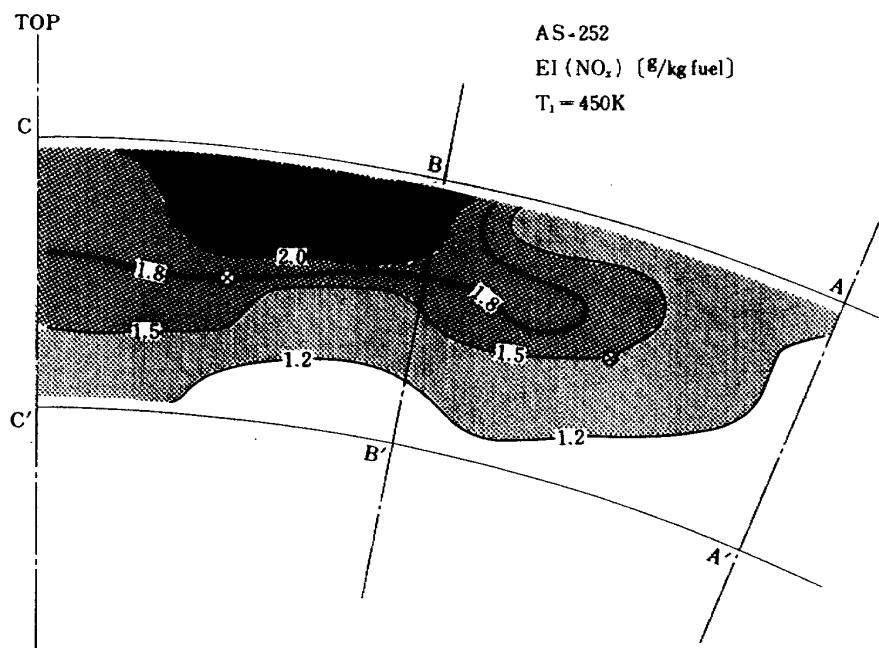


図 49 $T_1 = 450\text{K}$ のときの NO_x の分布

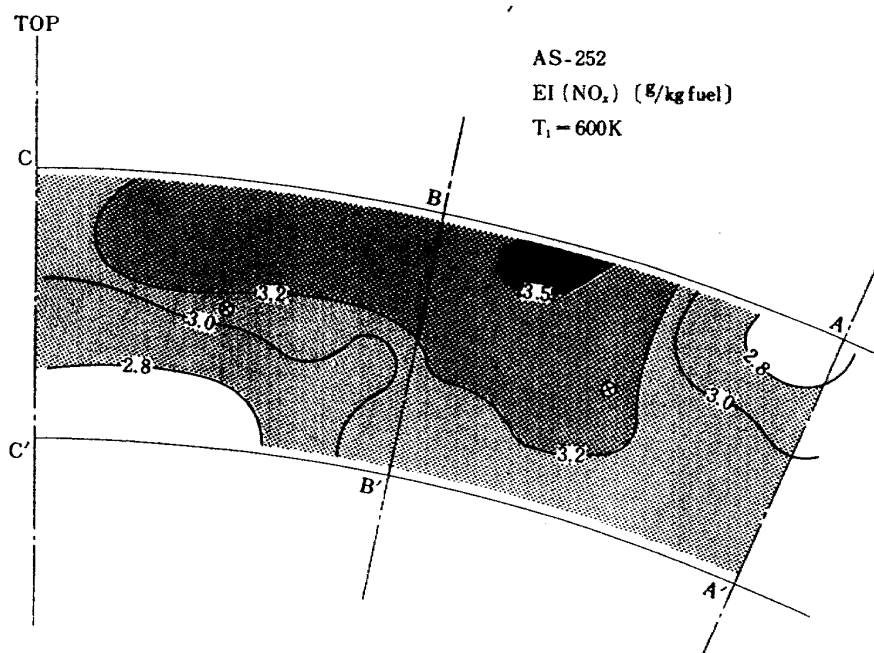


図 50 $T_1 = 600\text{K}$ のときの NO_x の分布

ライナ空気孔から燃焼室内へ流入する噴流の貫通度が小さいことを示唆している。このため、4分岐ガス採取管による排気ガス採取は、比較的、酸素濃度の低い領域で行っていることになる。

採取ガス中の炭素成分濃度を基に求めた当量比 ϕ の分布は、図59と60のようである。それらの図の等濃度線分布は、お互いかなり類似していて、燃焼状態の相似性を示している。供給空気、および燃料流量による設定当量比

は0.21なので、平均ガス採取のときには10数%ほど高濃度の所でガス採取していることになる。

最後に、ガス組成から求めた局所的反応の完了度を燃焼不完全率($100 - \eta$)で示すと図61と62のような分布となる。両図とも、ABの中間より中心寄りでは良好な燃焼状態を示しているが、それより側板側ではかなりの燃焼効率低下となっている。

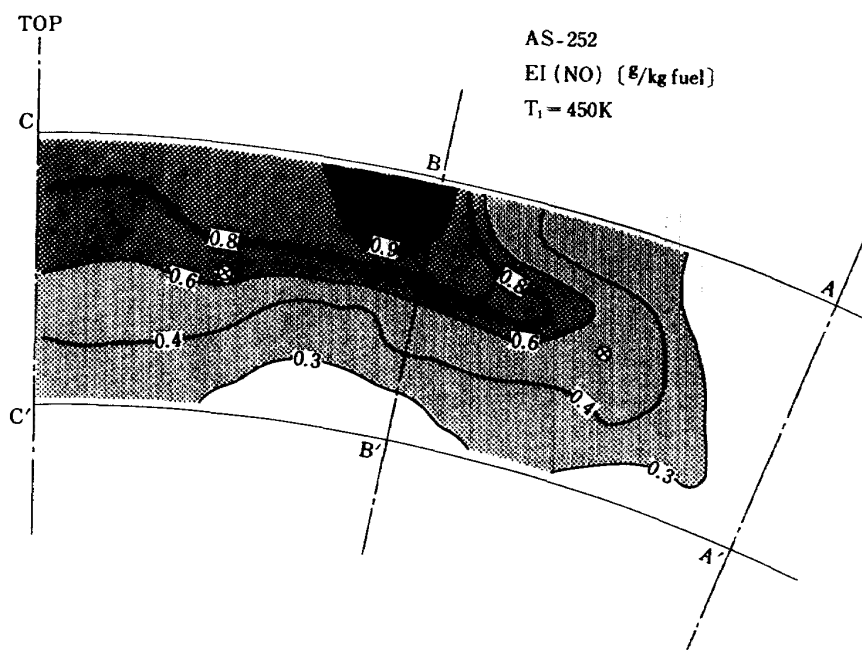


図 51 $T_1 = 450\text{K}$ のときのNOの分布

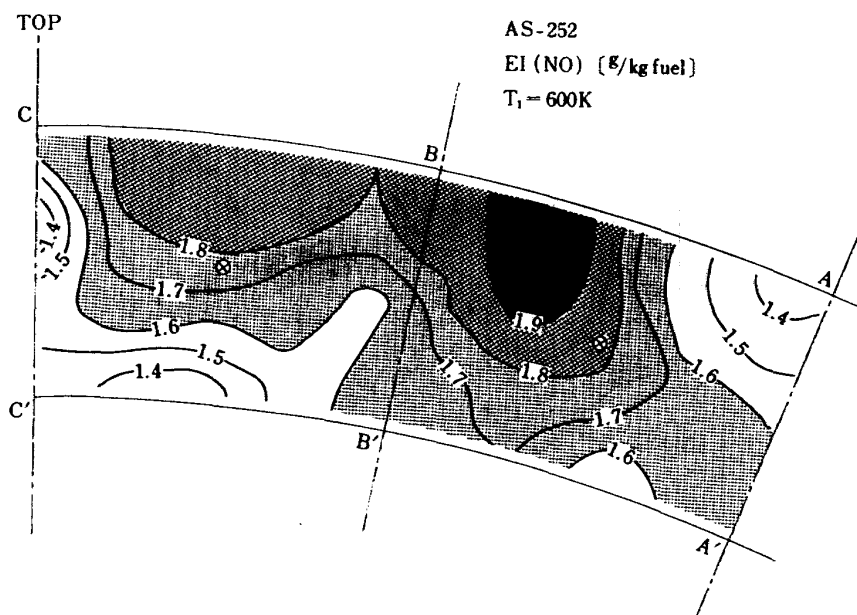


図 52 $T_1 = 600\text{K}$ のときのNOの分布

4.4 加圧燃焼試験結果

AS-252.0について行った加圧燃焼試験の結果を表3に示す。これらの結果で、出口温度 T_2 、およびそれを用いて計算した燃焼効率 η_b は、計測箇所を図22に示したように1箇所なので、信頼性が少ない。

鈍頭部壁温については、計測上の支障があって、図18のb点のみしか計測できなかった。しかしこの点は、図36に示す大気圧付近の実験では、a点に次ぐ高い温度を示し

た点である。

表3の結果から、第2、第3回の試験の排煙濃度は十分に低いが、第1回目のものは要注意の値である。これは入口空気圧力や空燃比を作動線上に近づけたのにもかかわらず、入口空気温度が相当条件の688Kより低い条件であったこと、プライマリ噴射弁の微粒化特性が劣化したことなどが原因と考えられる。この点に関しては、今後の試験で明らかにしてゆくつもりである。

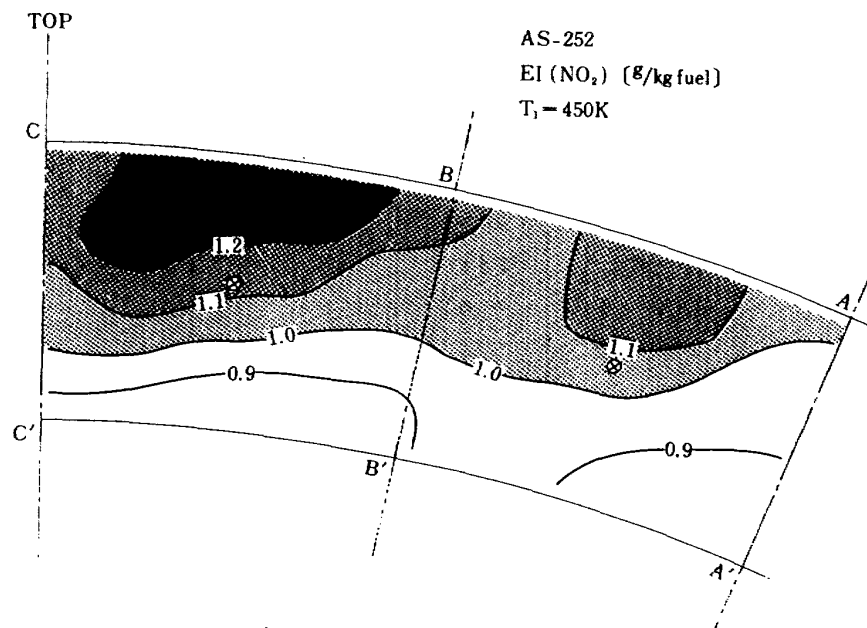


図 53 $T_1 = 450\text{K}$ のときの $\text{NO}_2 (= \text{NO}_x - \text{NO})$ の分布

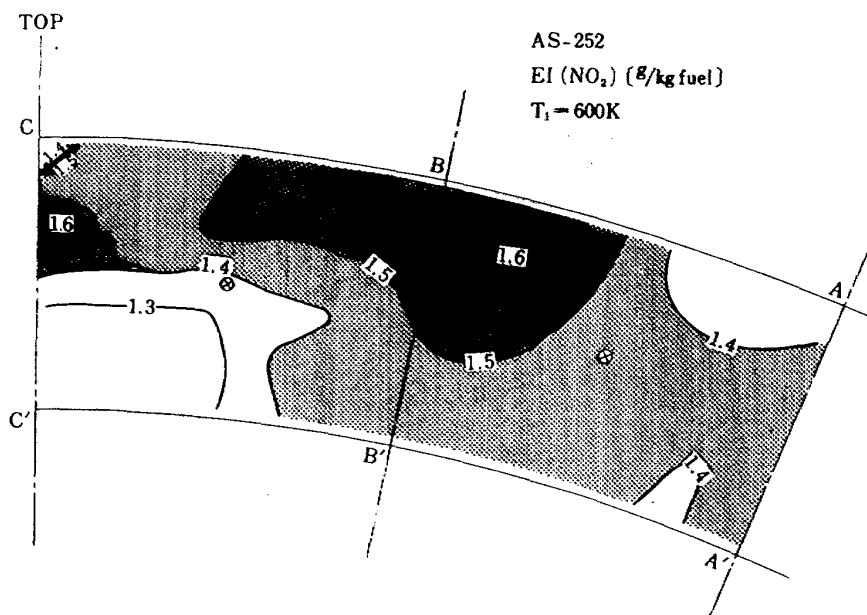
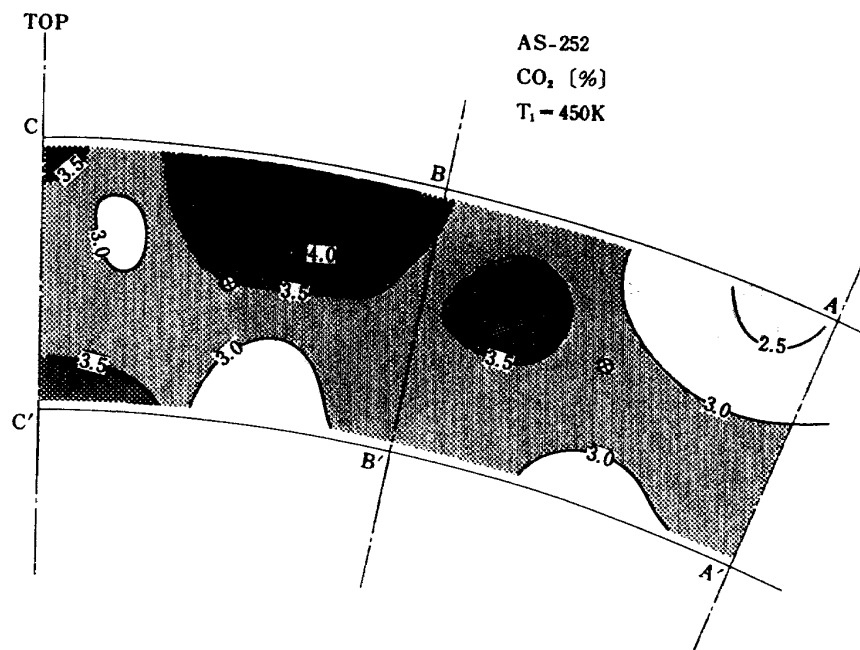


図 54 $T_1 = 600\text{K}$ のときの $\text{NO}_2 (= \text{NO}_x - \text{NO})$ の分布

表 3 加圧燃焼試験結果

試 験 回	1	2	3
n	50	71	86
設定値 P_1	15	10	7
T_1	600	600	600
P_1 [kg/cm ²]	14.8	9.5	6.3
T_1 [K]	603	596	580
w_a [kg/s]	4.38	3.14	2.25
w_f [g/s]	84.8	57.1	26.5
n	52	55	85
U_r [m/s]	18.8	20.6	21.5
T_2 [K]	1588	958	880
η_b [%]	141	53	66
BSN 1 *	6	2.5	2
2 *	6	3	2
壁温(b)	414~697	518	—

(1*, 2* は図 2 2 に示す排煙採取管番号を示す)

図 55 $T_1 = 450\text{K}$ のときの CO_2 の分布

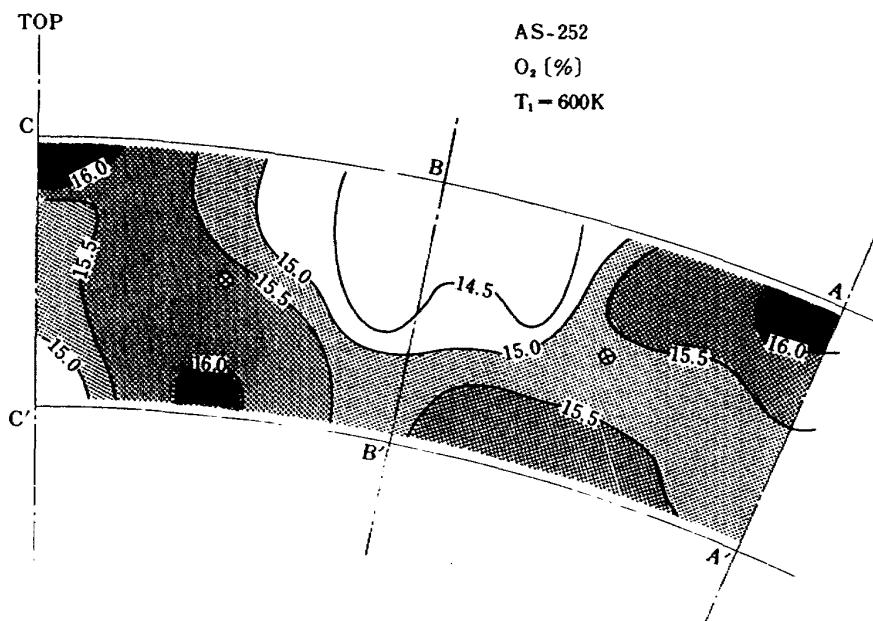
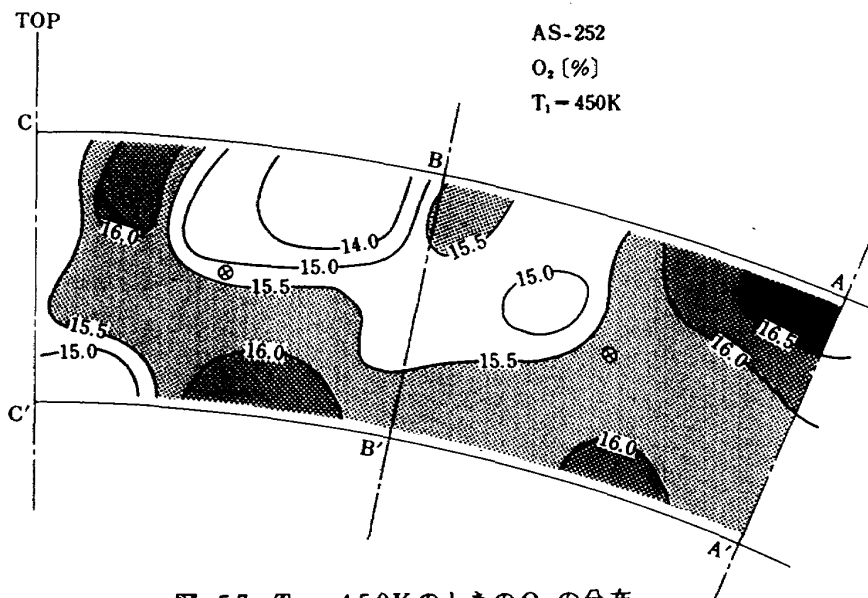
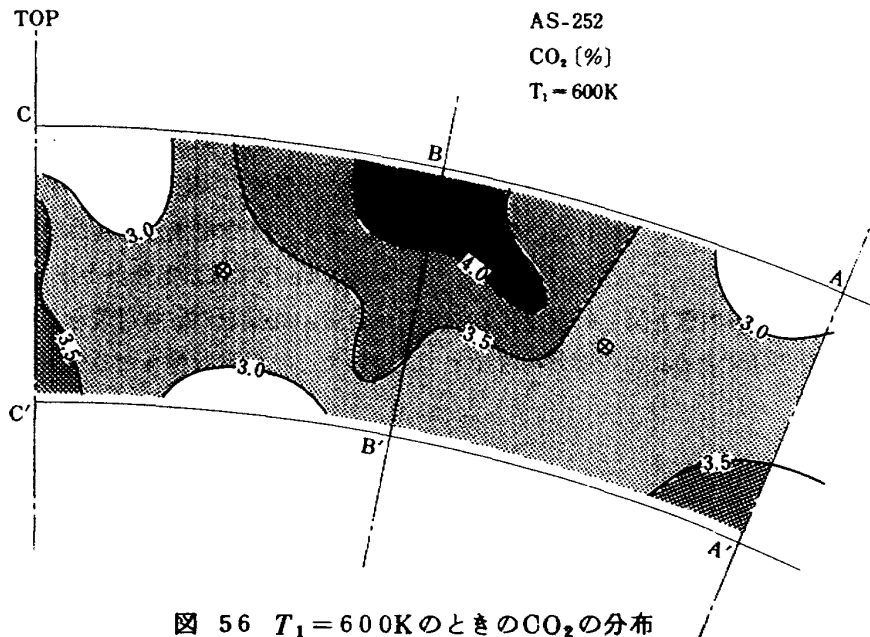


表 3 に示した 3 回の試験の後、燃焼器内筒を点検した結果、図 1 1(a)の④に示すスリット屋根部、および後部より見て右側側板の一部に焼損部があった。そのうち、スリット屋根部過熱は、この部分の膜冷却孔欠除が原因であろう。実際、この部の冷却孔を開けた AS-252.1 との大気圧試験結果をみると、図 3 7 に示すように b 点の温度は大巾に低下している。

側板の焼損部は、軸方向には噴射管と第 1 列空気孔との間で、内側ライナ寄りの部分である。この部分に直径 7

mm 程度の孔が開いたが、そのまわり、およびその後流に沿って相当高温化した形跡がみられた。これはセクタ形燃焼器の耐久性上は問題であるが、実用上は環状燃焼器とするので本質的な燃焼器設計上の問題ではない。

以上の結果、実験上からも燃焼器 AS-252 の形式では、エンジン作動条件で入口空気圧力条件が少なくとも 10 kg/cm^2 までは耐熱性が十分と判断される。

今後、側壁板の耐熱対策をした後に、AS-252.1 について、設計点近傍までの高圧燃焼試験を行う予定である。

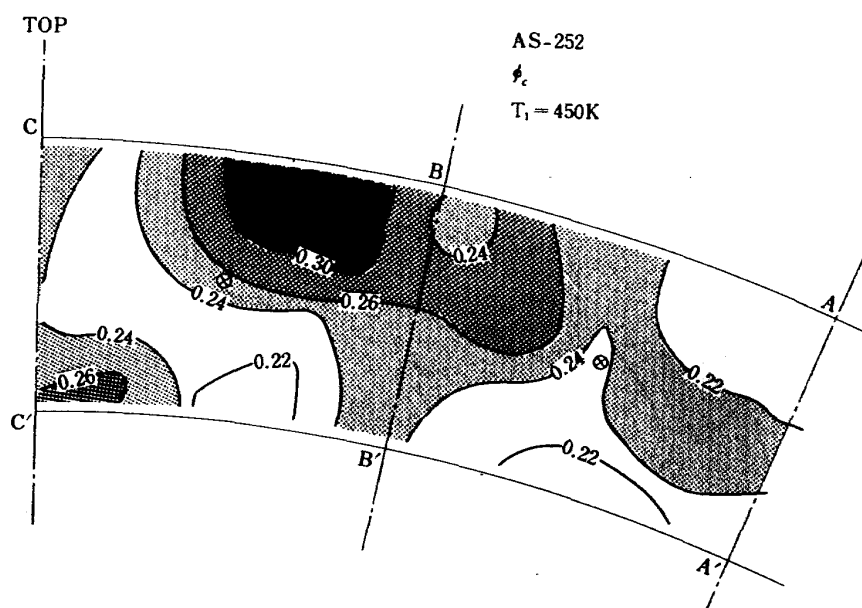


図 59 $T_1 = 450 \text{ K}$ のときの当量比の分布

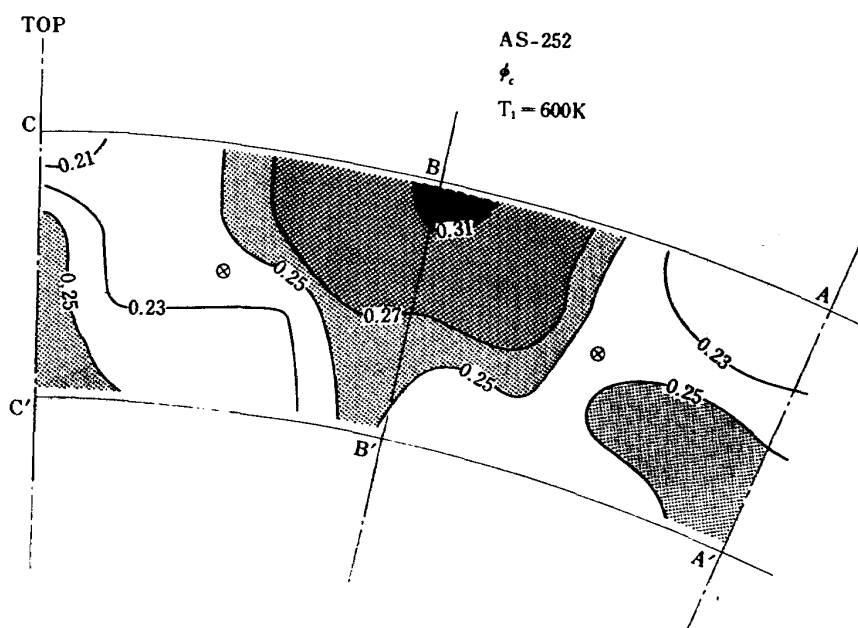


図 60 $T_1 = 600 \text{ K}$ のときの当量比の分布

図37, 38に示される大気圧試験結果からみて, この燃焼器は, インピンジグ冷却空気量の増加と噴射管出口部の過熱対策が必要となると予想される。

5 結 論

(1) セクタ形燃焼器AS-251と252は, 共に妥当な燃焼性能を示した。

(2) 混合気噴流の衝突点は, 予定した噴射管軸延長上の鈍頭部点より20~30mm後流側であった。

(3) AS-251では, 噴流が予定の皿部に衝突しなかったため, その部分での熱伝達評価ができなかった。

(4) AS-252は比較的, 鈍頭内部の流れ模様が良好で, 混合気と稀釈空気との混合がよく, 青炎燃焼をした。

(5) AS-251, 252共に圧力損失は十二分に低い。膜冷却構造は, インピンジグ冷却構造よりも著しく全圧損失係数を低下させる。

(6) 鈍頭部の膜冷却構造は, 出口半径方向温度分布に影響を及ぼす。

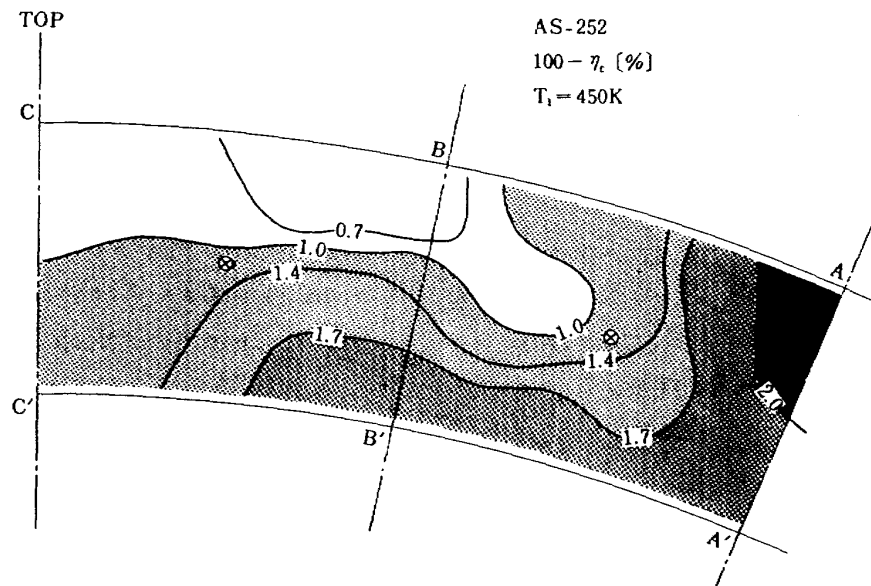


図 61 $T_1 = 450\text{K}$ のときの燃焼不完全率の分布

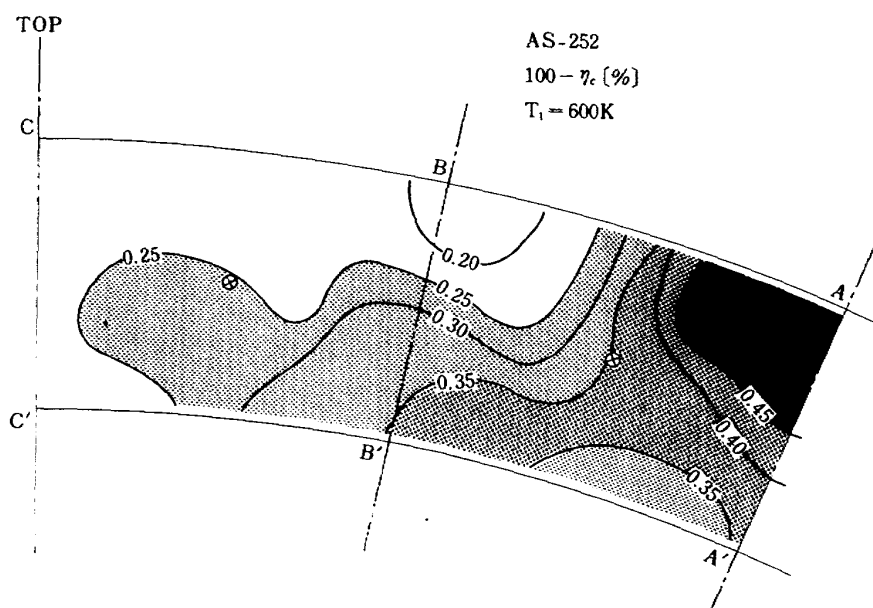


図 62 $T_1 = 600\text{K}$ のときの燃焼不完全率の分布

(7) 膜冷却部の実測温度から予測した、設計点での鈍頭内火炎温度は2120Kである。このとき、膜冷却部の温度は1000Kとなる。膜冷却空気量の増加によって、これを更に低下させることも可能である。膜冷却空気は、鈍頭内循環流を阻害しない方向に導入すれば入口空気温度の低い場合の燃焼性能を劣化させない。

(8) 燃焼器出口面での温度分布は、入口空気温度 T_1 が450Kのとき、局所的に平均値から30%以上の偏差がある。 T_1 が600Kでは、それが10%程度に減少し均一化する。

(9) 排出ガス濃度分布においても、 T_1 が450Kであると、従前の平均サンプル位置と、2~3倍異なった濃度領域が存在する。ことに未燃焼炭化水素成分の場合は著しい。

(10) A-A'の熱電対位置より側壁側は、側壁の影響がでている。環状燃焼器のシュミレーションとしてはむしろB-B'とC-C'の区間でガス採取などを行うことが望ましい。

以上のようにAS形式燃焼器は、鈍頭部に膜冷却構造を採用しても十分その特性を発揮できることがわかった。混合気噴射管の短縮化や膜冷却空気量の適正化で設計点付近での耐久性も十分にできることが判明した。

文 献

- 1) 田丸卓, 鈴木邦男; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第1報, 常圧性能試験), 航技研資料 TM-297 (限定配布), (1976/4) pp. 1~49
- 2) 田丸卓, 鈴木邦男, 山田秀志, 堀内正司, 下平一雄, 石井浅五郎; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第2報, AS-20系セクタ燃焼器の特性), 航技研資料 TM-324 (限定配布), (1977/1)
- 3) 田丸卓, 鈴木邦男, 小倉五郎, 黒沢要治, 石井浅五郎; 新形式ガスタービン燃焼器の研究 (第3報, 環状燃焼器 AS-250の特性), 航技研資料 TM-328 (限定配布) (1977/4)
- 4) 鈴木邦男, 斎藤隆, 石井浅五郎, 山田秀志; 航空用ガスタービン燃焼器における排気制御の研究(V) → 箱形燃焼器の内部ガス測定結果一, 航技研資料 TM-306 (1976/8) p.5
- 5) 鈴木邦男, 西尾健二, 堀内正司, 北野景一; セクタ型高圧燃焼器試験装置, 航技研資料予定
- 6) Marsland, J., J.Odgers and J. Winter; The Effect of Flame Radiation on Flame-Tube Metal Temperatures, Twelfth. Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute (1968) pp. 1265-1271
- 7) Lefebvre, A.H. and M.V. Herbert; Heat-Transfer Processes in Gas-Turbine Combustion Chambers, Proc. Instn. Mech. Engrs., Vol. 174, No. 12 (1960) pp. 463-478
- 8) Ballal, D.R.; Estimation and Optimization of the Film Cooling Requirements in a Gas Turbine Combustion Chamber, Cranfield Report SME No 5 (Oct. 1973)
- 9) Rohsenow, W.M. and J.P. Hartnett; Handbook of Heat Transfer, McGraw-Hill (1973)
- 10) 日本機械学会; 伝熱工学資料 (改訂第3版) (1975) p.109
- 11) Schlichting, H.; Boundary Layer Theory, McGraw-Hill (1960)
- 12) Kercher, D.M. and Tabakoff, W.; Heat Transfer by a Square Array of Round Air Jets Impinging Perpendicular to a Flat Surface Including Effect of Spent Air, Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 92 (1970) p. 73

付録 A-1 鈍頭部冷却法評価計算法

供試燃焼器の鈍頭部冷却構造の冷却効果については以下の方法で予測, 評価を行った。

1.1 計算の仮定

- 1) 定常状態
- 2) 燃焼器構成要素の輻射率は, 灰色で常に一定値
- 3) 噴射管からの噴流とその周囲の一次燃焼領域ガスの組成は, 当量比 1 の組成で, かつ温度は均一である。

1.2 AS-251 の伝熱モデル

燃焼器 AS-251 で, 高温化が予想される箇所は, 図 4(a) の皿部⑥付近と考え, この部分を, 図 A1 のようにモデル化して考える。

さらに, 図 A1 のモデルを熱伝達の機能によって整理すると, 図 A2 のようになる。この図のうち, A, B 部の b の範囲は D, E 部と同種であるが, 後者の方が熱伝達上, より厳しい条件にある。

したがって, AS-251 では, 次の 3 種の伝熱様式を考慮する。

- i) 図 A2 の a 部: 加熱は燃焼ガスからの輻射伝熱, 冷却は, 膜冷却空気とスノート内冷却空気への対流熱伝達, およびスノートへの輻射熱伝達。
- ii) 図 A1 の C 部: 加熱は, 噴射管からの燃焼ガス噴流による対流熱伝達, および周囲燃焼ガスからの輻射熱伝達。冷却は, スノートのポート部から C 部背面へ衝突する噴流の対流熱伝達, およびスノートへの輻射熱伝達
- iii) 図 A2 の D, E 部: 加熱は上側の板に沿う高温ガスの対流熱伝達と燃焼ガスからの輻射熱伝達。冷却は冷却孔

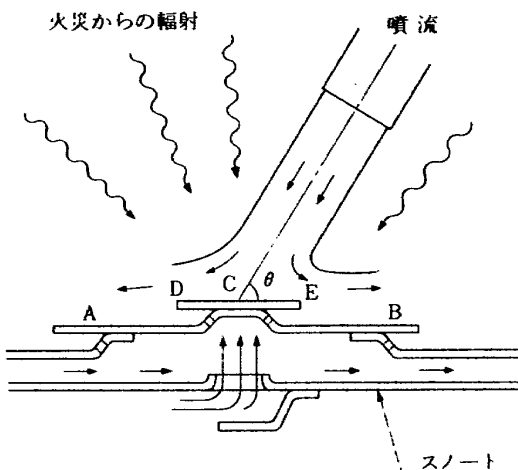


図 A1 AS-251 の噴流衝突部付近の熱伝達モデル

からのインピンジング冷却と, 下側の板への輻射熱伝達。以上の熱伝達評価に用いた計算式は, 以下のようである。

1) 火炎からの輻射熱流束, R_1

$$R_1 = \sigma \left(\frac{1 + e_w}{2} \right) e_f T_f^{1.5} (T_f^{2.5} - T_w^{2.5}) \quad (A-1)^{7)*}$$

ここで,

σ : Stefan-Boltzmann 定数, 5.73×10^{-11} kW/m²K⁴

e_w : 燃焼室内壁の輻射率, 0.7

e_f : 火炎温度 T_f の燃焼ガスの輻射率で, 次式による

$$e_f = 1 - \exp \left\{ -3.00 \times 10^4 L \cdot p \left(\frac{l}{n} \right)^{0.5} T_f^{-1.5} \right\} \quad (A2)^{7)}$$

ここで,

L : 輝度係数, $L = 4$ とした⁶⁾。

p : 燃焼室内圧力 [kg/cm²]

n : 空燃比

l : 平均光路長 [m], 水力直径の 0.6 倍⁷⁾。

本燃焼器では 0.078 m。

- 2) 考慮壁面背面からスノートへむかう輻射熱流束 R_2 は平行平面間輻射熱伝達とみなせるので,

$$R_2 = \sigma \left\{ \frac{e_w e_c}{e_c + e_w (1 - e_c)} \right\} (T_w^4 - T_2^4) \quad (A-3)$$

ここで, e_c はスノートの輻射率で, 0.7 とする。

- 3) 膜冷却空気による対流熱伝達熱流束 C_1 は, Ballal ら⁸⁾ が燃焼器の膜冷却の評価に用いた式を使う。

膜流のモーメントム比, $m = \rho_s U_s / (\rho_f U_f)$ と膜冷却効率 $\eta = (T_f - T_{ad}) / (T_f - T_1)$ にたいして,

- i) $0.5 < m < 1.3$ の場合

$$\eta = 1.10 m^{0.65} \left(\frac{\mu_s}{\mu_f} \right)^{0.15} \left(\frac{s^2}{x \cdot t} \right)^{0.2} \quad (A4)$$

$$C_1 = 0.90 \left(\frac{k_s}{x} \right) Re^{0.7} (T_{ad} - T_w) \quad (A5)$$

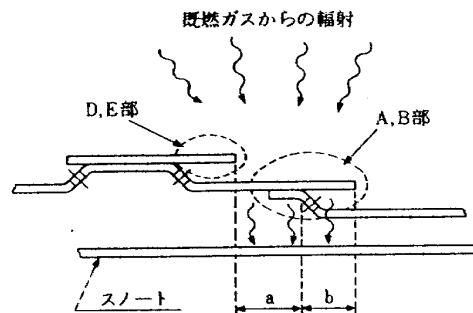


図 A2 AS-251 の要素伝熱モデル

* 本文の参考文献参照

ii) $1.3 < m < 4.0$

$$\eta = 1.28 \left(\frac{\mu_s}{\mu_f} \right)^{0.15} \left(\frac{s^2}{x t} \right)^{0.2} \quad (\text{A6})$$

$$C_1 = 0.10 \left(\frac{k_s}{x} \right) Re_x^{0.8} \left(\frac{s}{x} \right)^{0.36} (T_{ad} - T_w) \quad (\text{A7})$$

4) 膜冷却部背面での対流熱伝達熱流束 C_2

$$C_2 = \frac{k}{D_e} N_u (T_w - T_b) \quad (\text{A8})$$

ここで,

$$N_u = N_u (Re)^{0.9}$$

$$T_b = (T_1 + T_w) / 2$$

D_e : 膜冷却背面とスノート面の間隔の2倍

5) 噴流衝突部の熱伝達率は, 衝突部がポテンシャルコア内にあるとして

$$Nu_f = 0.535 P_r^{0.4} Re_D^{0.5} \quad (\text{A9})^{10)}$$

を用いた。

1.3 AS-252の伝熱モデル

AS-251の構造では, 図A1のC点が, 耐熱性で最も苛酷となる予測となった。そこでAS-252では噴流が燃焼室内面に到達するのを膜冷却空気流で妨げる構造と

した。その流れと伝熱のモデルを図A4に示す。

初速 U_{j0} の噴流が, 冷却膜面流に衝突したとき, その面に沿う流速 U_f は, 次の関係¹¹⁾により求めた。

$$U_f = a r \quad (\text{A10})$$

$$U_j = -2 a z \quad (\text{A11})$$

ここで, z は噴流の到達距離, r は噴流衝突点からの距離である。

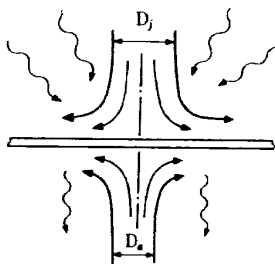
膜冷却構造の冷却能力評価はAS-251と同様の諸式を用いた。

AS-252鈍頭外径側の冷却はインピンジング冷却構造となっている。

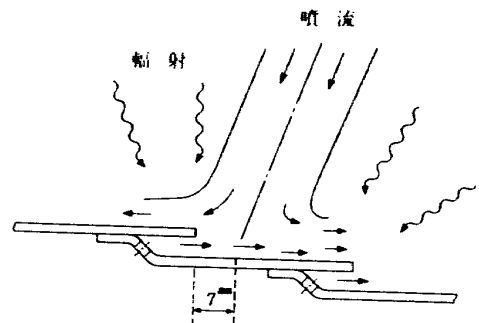
この部分の熱伝達の評価には, 従来のAS形燃焼器同様, Kercherによる式¹²⁾

$$N_u = \varphi_1 \varphi_2 \left(\frac{\rho_s U_{sav} D_o}{\mu_s} \right)^m \left(\frac{Z_n}{D_o} \right)^{0.091} \left(\frac{c_{ps} \mu_s}{k_s} \right)^{0.33} \quad (\text{A12})$$

を用いた。ここで φ_1, φ_2, m は冷却の構造によって定まる定数である。また, D_o と Z_n は, 冷却孔の直径と, それをあけた板と被冷却板との間隔である。 U_{sav} は, 冷却孔を通過する気流の平均流速である。 ρ_s, μ_s, c_{ps} , および k_s は, 冷却用空気の物性値で, それぞれ密度, 粘性係数, 比熱, および熱伝導率である。



図A3 AS-251の噴流衝突モデル



図A4 AS-252の噴流衝突部モデル

航空宇宙技術研究所資料332号

昭和52年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182
印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2～27～12
