

UDC 533.697

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-402

セクタ燃焼器による実験研究

— 出口温度分布 —

鈴木和雄・石井浅五郎

田丸 卓・西尾健二

1980年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

項目	担当者
実験計測	酒井規行* 遠崎良樹* 藤田武志*

* 川崎重工業㈱

セクタ燃焼器による実験研究 — 出口温度分布 —

鈴木和雄**
田丸卓**

石井浅五郎**
西尾健二**

概 要

通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェット・エンジンの研究開発」の一環として、FJRエンジン燃焼器を開発するための資料を得ることを目的に、セクタ型燃焼器模型を製作し、燃焼実験を行なった。本研究では、タービン翼の寿命に大きな影響を与える燃焼器出口温度分布に関する実験を主に行なった。ここでは、形状（空気孔配列、分流板など）、燃料噴霧状態および作動条件（空燃比、流速など）などの諸因子が出口温度分布に与える影響を調べ、実機エンジンの燃焼器改良研究へのデータを提供する。

1. はじめに

通産省工業技術院の大型工業技術研究開発制度による「航空機用ジェット・エンジンの研究開発」の一環として、セクタ型燃焼器模型を製作し、実機エンジンやアニューラ型燃焼器模型では困難である詳細測定実験を行なった。

本報告では、燃焼器出口温度分布を中心に実験結果をまとめ、二つの目的について研究する。ひとつは温度分布に諸因子がどのような影響を与えるか、全般的に調べること。もうひとつは、作動条件がエンジン燃焼器と一致していないセクタ燃焼器での実験結果をエンジン燃焼器へどう評価するかである。

第一の目的においては、燃焼器には多くの因子が存在するため、注目する因子の影響を調べるには、他の因子群を一定として、その因子のみを変えて実験し、その傾向を調べる必要がある。しかし、他の因子の組合せを変化させると、その傾向が異なる場合が多く、一般的な特性をつかむことが困難である。そこで可能な範囲で実験パラメータを実機エンジンの作動条件に近く選び、その

周辺の範囲で実験を行なう。調べた因子は、幾何形状（空気孔配列、分流板形状）、噴霧状態、空燃比、流速、入口温度、入口全圧分布、抽気、点火栓である。

第二の目的においては、エンジンでの燃焼器出口温度分布を、タービン・ノズルの焼けの様子や高圧タービン出口での温度分布から推定し、それを諸因子をさまざまに組合せた本実験での温度分布と比較対照して、エンジンとセクタ模型との差が、どの因子によるものか考察

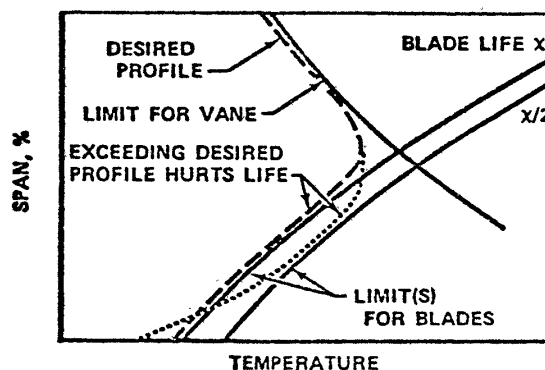


図1 要求される半径方向温度分布⁽¹⁾

* 昭和54年11月5日受付

** 原動機部

する。また、フーリエ分解などの解析手法を用いて、ディストーションを各モードに分け、特に噴射弁ピッチのモードに注目して考察する。

温度分布は、タービン翼の材料強度面から、半径方向には図1¹⁾に示す分布で、周方向には一様な分布が要求される。そして、タービン・ノズルや動翼の寿命に大きな影響を与え、燃焼効率、排ガス、圧力損失などとなり、燃焼器の重要な性能量であるため、従来から研究がなされているが、温度不均一率、平均分布などの結果が主であり、分布を改善する視点からでは、不十分である。ここでは、出口分布を全面で詳細に測定し、その結果を等温線マップとして示す。

2. 実験装置

実験装置の概観を図2に示す。実験は当所原動機部の常圧燃焼試験系で行なった。この試験系では、予熱が可能で、圧力を除いては、エンジンでの燃焼器の作動範囲を実現できる。実験条件は次の通りである。

燃焼器入口圧力：大気圧（ $\sim 1.2 \text{ Kg/cm}^2$ ）

燃焼器入口温度： $400 \sim 600^\circ\text{K}$

最大断面風速： $14 \sim 16 \text{ m/s}$

燃料：Jet A-1

実験データの処理は、ミニコンピュータ、HONEYWELL H316 によって行ない、等温線マップ、フーリエ分

解などの処理は当所計算機センターのFACOM230を用いた。

供試燃焼器部の断面概要を図3に示す。燃焼器はアンジュラ燃焼器の1/4分割模型で、4個の燃料噴射弁をもつ扇形状をしている。燃焼器入口上流にある全圧分布調整ピンは、入口全圧分布を変えるためのものである。というのは、エンジンにおいて、圧縮機出口で全圧分布が半径方向にも、周方向にも一様でなく、それが燃焼器内の流れに影響を与えると考えられるからである。ここでの実験では、主に半径方向分布を形成して実験をした。燃焼器の外側側、内側側に抽気孔があるが、この抽気孔は、実機エンジンで高圧タービンのノズルおよび動翼を冷却するための抽気をシミュレートするものである。また、燃焼器入口温度を変える予熱は、熱交換器で行なわれ、空気成分に影響はないため、ガス濃度分析も可能である。

出口温度分布の測定では、半径方向5点の白金-白金ロジウム熱電対をもった楕形プローブを周方向にトラバースする。この詳細測定実験を能率よく行なうために、コンピュータ制御による自動トラバース装置を製作し、そのシステムを完成させた。これについての詳細は別に述べる。

ガス濃度分布については、位置決め板を用いて、一点ごとにガス採取プローブをトラバースする。

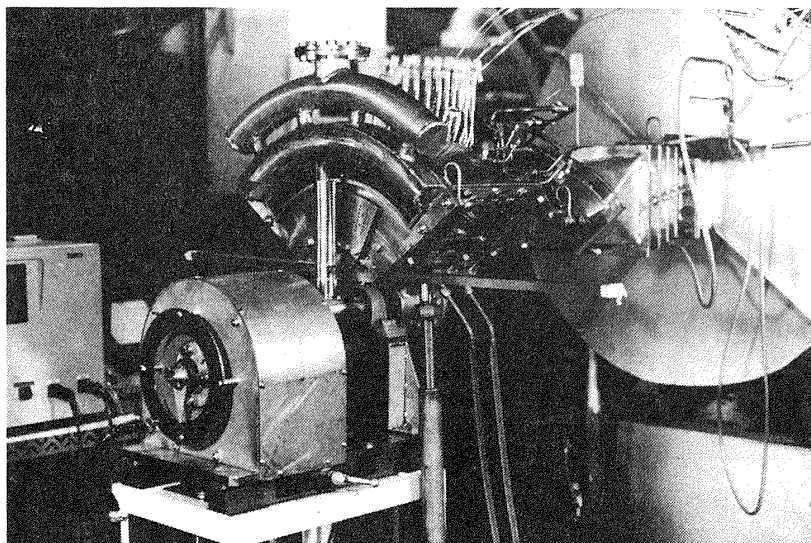


図2 実験装置概観

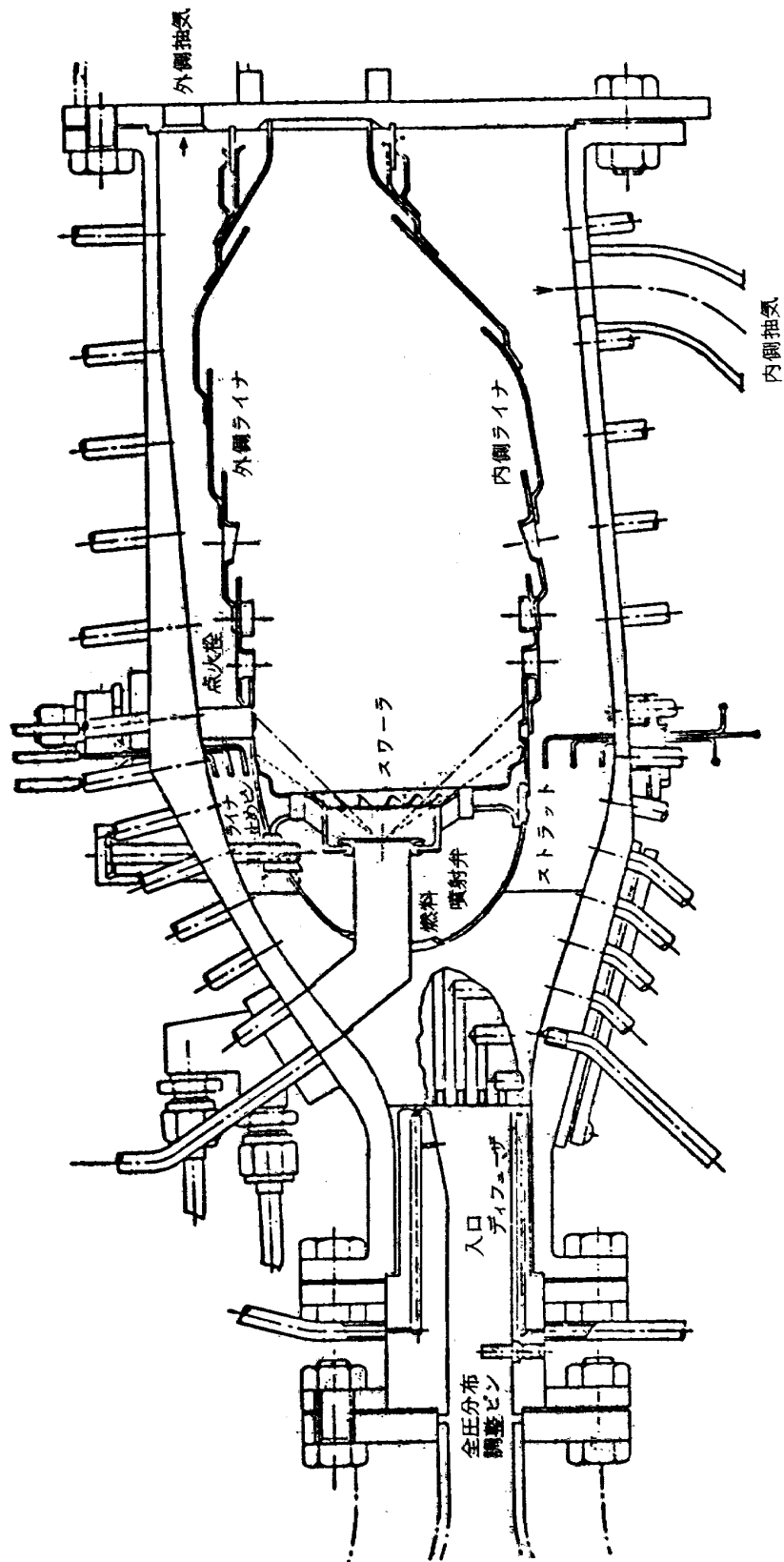


図3 CC60S扇形試験装置

2.1 自動トラバース装置

この実験のために製作したトラバース装置の外観およびその機構部を図4に示す。計算機から図4のモータ制御装置に指令を送り、機構部内のパルス・モータ(図5)により、熱電対、全圧管をとりつけた楕型プローブを周

方向にトラバースさせる。

トラバース装置の性能は次のとおりである。

- | | |
|------------|--------|
| (1) 移動範囲 | 0~90° |
| (2) 位置設定精度 | ±0.3° |
| (3) 移動速度 | 6°/sec |

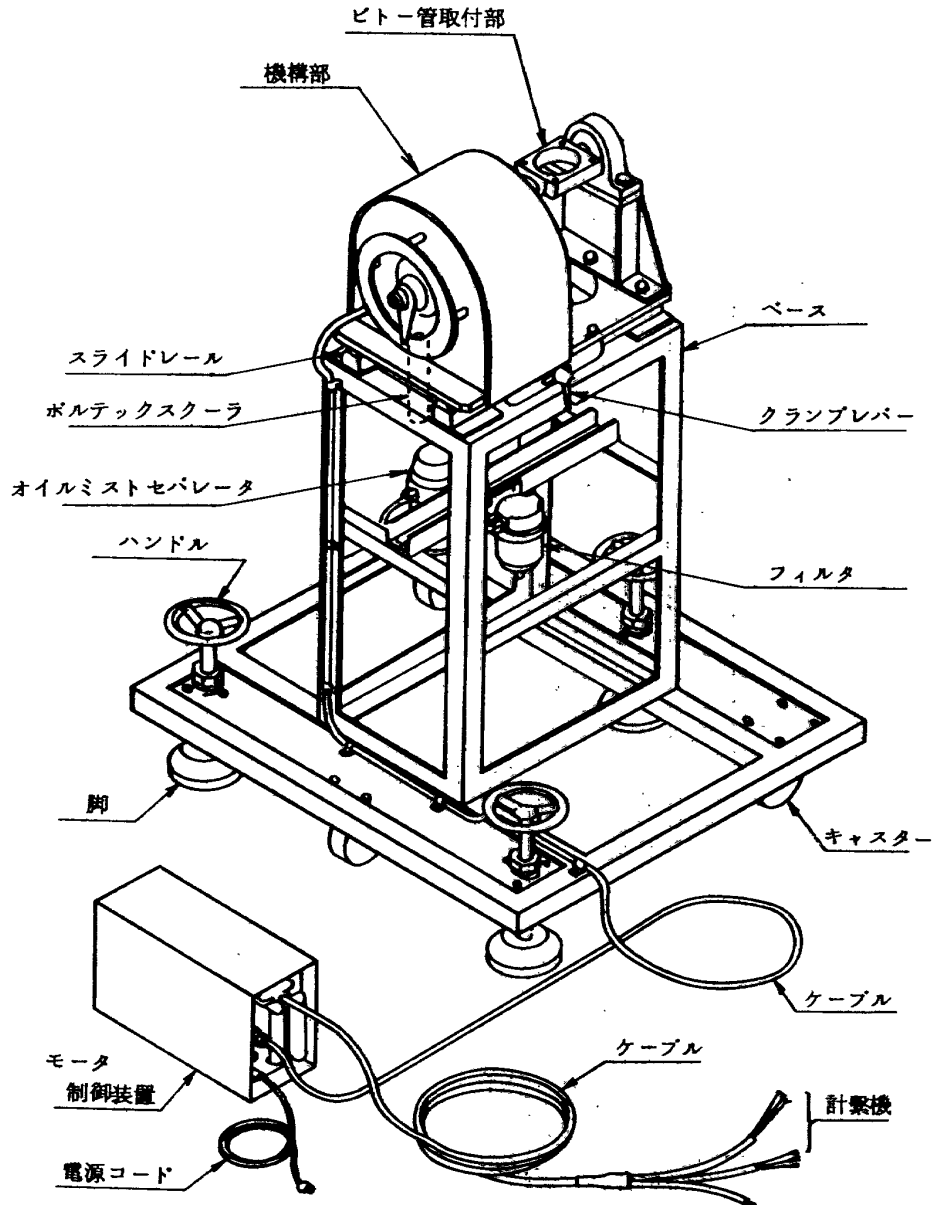


図4 トラバース装置

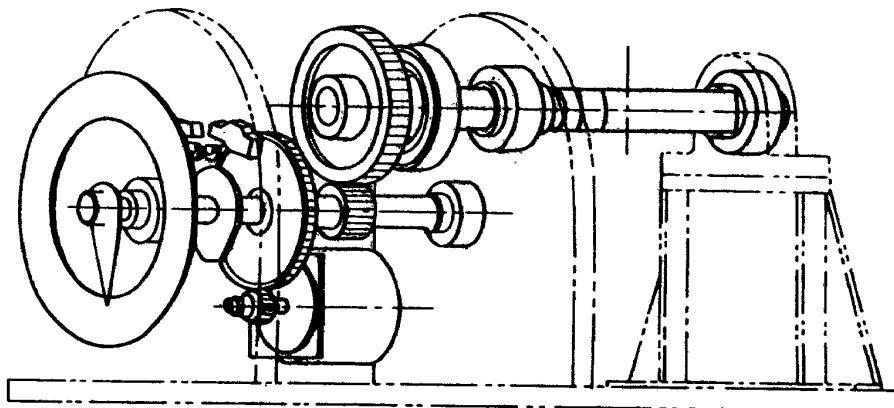


図5 トラバース装置機構図

2.2 計測制御装置

自動トラバース装置は、その制御と計測を同時に行なう必要があるため、ミニコンピュータHONEYWELL H316のプロセス I/O 装置 Y1603 を用いてシステムを構成した。その系統図を図6に示す。

全圧管、静圧管等の圧力は、力平衡型の差圧変換器により、電圧に変換し、計算処理される。スキャナはリードリレー方式のものを使用し、切換速度は約10msであり、熱電対の出力はスキャナに直接入れ、コモンモードノイズ除去比150dBと高い積分型電圧計VIDAR 502Bを用い、 0.2° の精度で計測可能とな

っている。トラバース装置を制御するためのインターフェースは図6のデジタル入出力サブシステムのリレー出力を用い、方向信号、ステップ信号、復帰信号を与え、トラバースのリミットはマイクロスイッチで検出し、インターフェース回路のデジタル入力に加えている。

2.3 ソフトウェア

計算機のプログラムはフォートラン語で書けるようにサブルーチンを整備した。サブルーチン・リストを図7に、実験プログラムの流れ図を図8に示す。

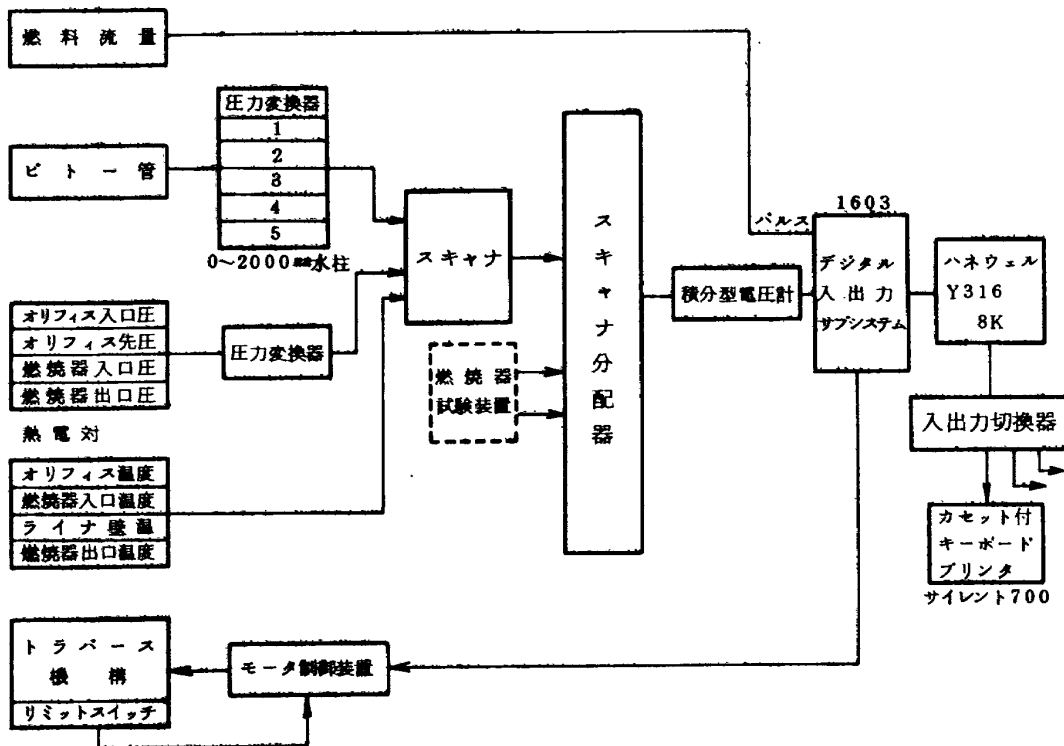


図6 トラバース装置計測制御系統図

```

C      NOVE, HOME SUBR 78-12-19
      SUBROUTINE MOVE(R)
      CALL STEPCL
      IF(R.LT.0.) CALL RWAD
      IF(R.EQ.0.) GO TO 50
      IF(R.GT.0.) CALL FWAD
      IR=R*10.0
      DO 10 I=1, IR
      CALL STEP
10     CONTINUE
50     RETURN
      END

      REL
      SUBR  FWAD
      SUBR  RWAD
      SUBR  STEP
      SUBR  STEPCL, D
      SUBR  HOME, E
FWAD  DAC  **
      LDA  ='40000
      JST  SRLY
      LDA  ='100000
      JST  RRLY
      JMP*  FWAD
RWAD  DAC  **
      LDA  ='140000
      JST  SRLY
      JMP*  RWAD
STEP  DAC  **
      LDA  ='400
      JST  SRLY
      CALL  MSEC
      DEC  20
      LDA  ='400
      JST  RRLY
      CALL  MSEC
      DEC  20
      JMP*  STEP
D      DAC  **
      CRA
      STA  MRLY
      JMP*  D
E      DAC  **
      LDA  ='1000
      JST  SRLY
      CALL  MSEC
      DEC  5000
      LDA  ='1000
      JST  RRLY
      JMP*  E
SRLY  DAC  **
      STA  RR+1
      CMA
      STA  RR
      LDA  MRLY
      ANA  RR
      ADD  RR+1
      STA  MRLY
      JST  RELY
      JMP*  SRLY
RRLY  DAC  **
      CMA
      STA  RR
      LDA  MRLY
      ANA  RR
      STA  MRLY
      JST  RELY
      JMP*  RRLY
MRLY  BSS  1
RR     BSS  2
RELY  DAC  **
      CRA
      CALL  DCOUT
      DAC  MRLY
      NOP
      JMP*  RELY
      END

      REL
      SUBR  DCIN
      DAC  **
      OTA  '123
      HLT
J1     INA  '1033
      JMP  *-1
      JMP*  DCIN
      END

      REL
      SUBR  DCOUT, D
      DAC  **
      OTA  '123
      HLT
J1     LDA  D
      STA  P
      SKP
P      BSS  1
      CALL  FSAT
      OCT  1
      BSZ  1
      LDA*  DAD
      OTA  '223
      JMP  *-1
      JMP*  P
      END

```

図7 トラバース装置駆動プログラム

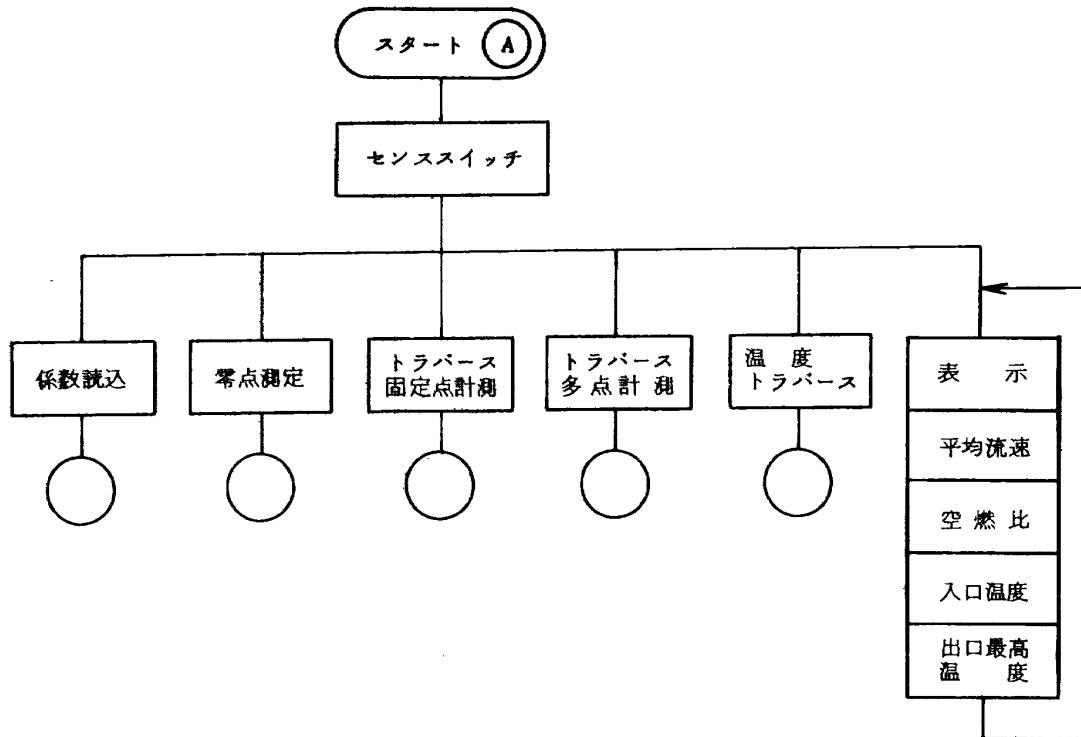


図8 計測流れ図

3. 供試燃焼器

燃焼器の幾何形状については、ライナー形状が定まっているため、分流板とライナー空気孔配列が主要因子である。本実験では、分流板を2種類、空気孔基本配列を2種類製作して、その組合せを供試燃焼器とする。分流板の断面をそれぞれ図9に示す。a型とb型との相違点は、(1)スワラへの空気取入孔の直径が、a型では26φ、b型では32φである。(2)b型では、先端の曲率を大きくし、その位置を内径側に移し、比較的内外径側へ流れを導くようになっている。

空気孔配列については、図10に示す。A配列は空気孔開口面積が大きく、圧力損失が小さい、B配列は、タービン・ノズルや動翼への冷却空気を確保するために、抽気全圧差を大きくしたもので、全圧損失が比較的大きい。また、B配列を基本空気孔配列として、小さな改造を加えたものをB-1配列(図では破線で囲んである孔)そして更に改造したものをB-2配列(図では斜線で示す。)とする。

実験に供した六種類の燃焼器(S1~S6)の分流板、空気孔配列を表1に示す。また、二個製作したライナーのうち、初期空気孔配列をA配列にしたものをNo1とし、B配列にしたものをNo2とする。

表1 供試燃焼器

	Liner	Air-Holes	Diffuser
S 1	No 1	A	b
S 2	No 1	A	a
S 3	No 1	B	a
S 4	No 2	B	a
S 5	No 2	B-1	a
S 6	No 2	B-2	a

4. 実験結果

実験結果については、燃焼器出口温度分布を中心に述べるが、温度分布に強い関係をもつガス濃度分布に関してもふれる。

燃焼器出口での座標と燃料噴射弁、ストラット、点火栓の相対位置関係を図11に示す。このセクタ燃焼器模型では、四個の燃料噴射弁があるが、両側壁の一個分の各領域での火炎は壁の影響が強いため、観察対象からはずし、内側二個分の領域に注目して、データ等もこの範囲(A~I)でとっている。

燃焼器出口での複雑なディストーションを解析するのに、離散型フーリエ解析や相関値を用いたが、その実際の計算は付録Aに述べる。

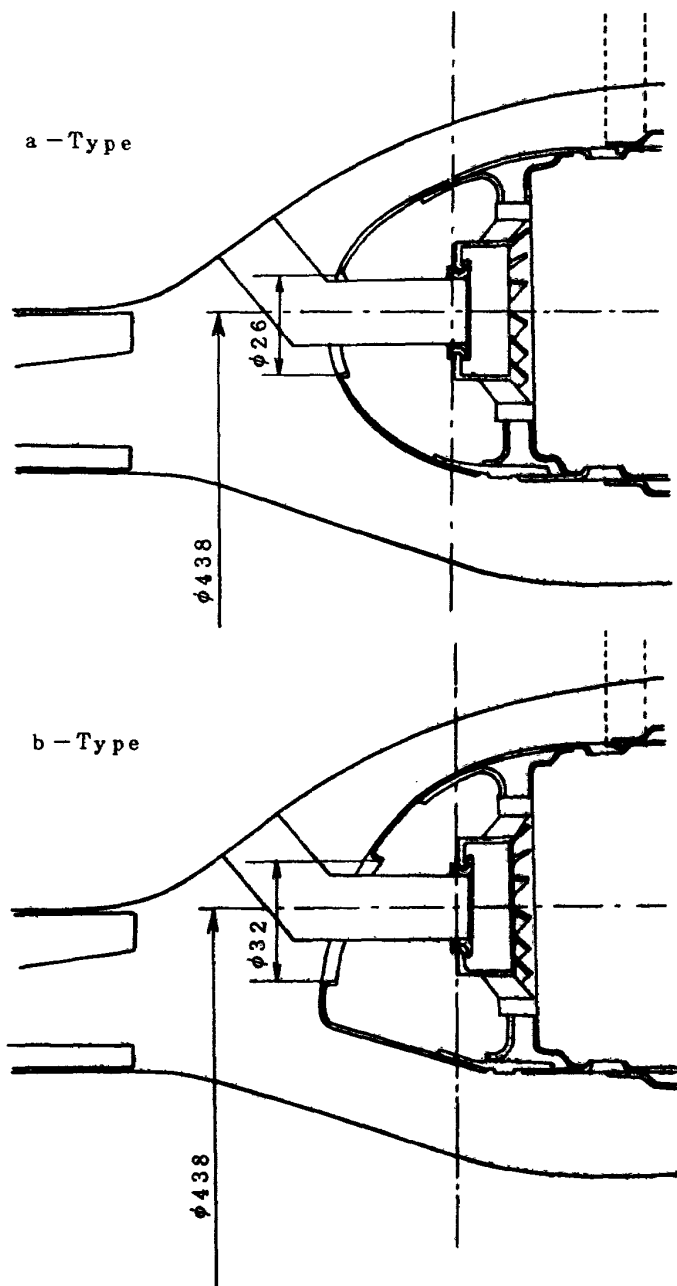


图9 分流板 (a型, b型)

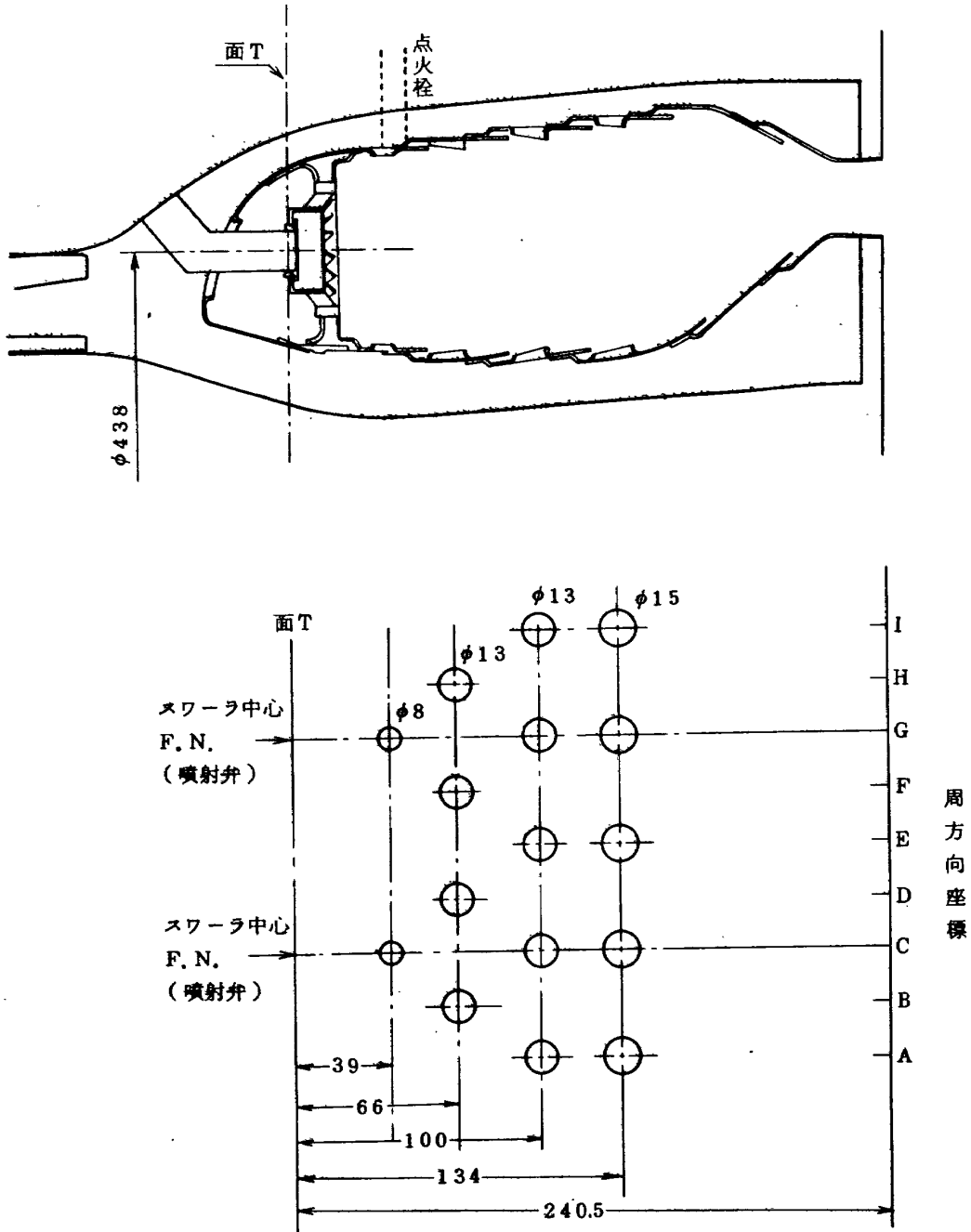


図10-(1) A空気孔配列

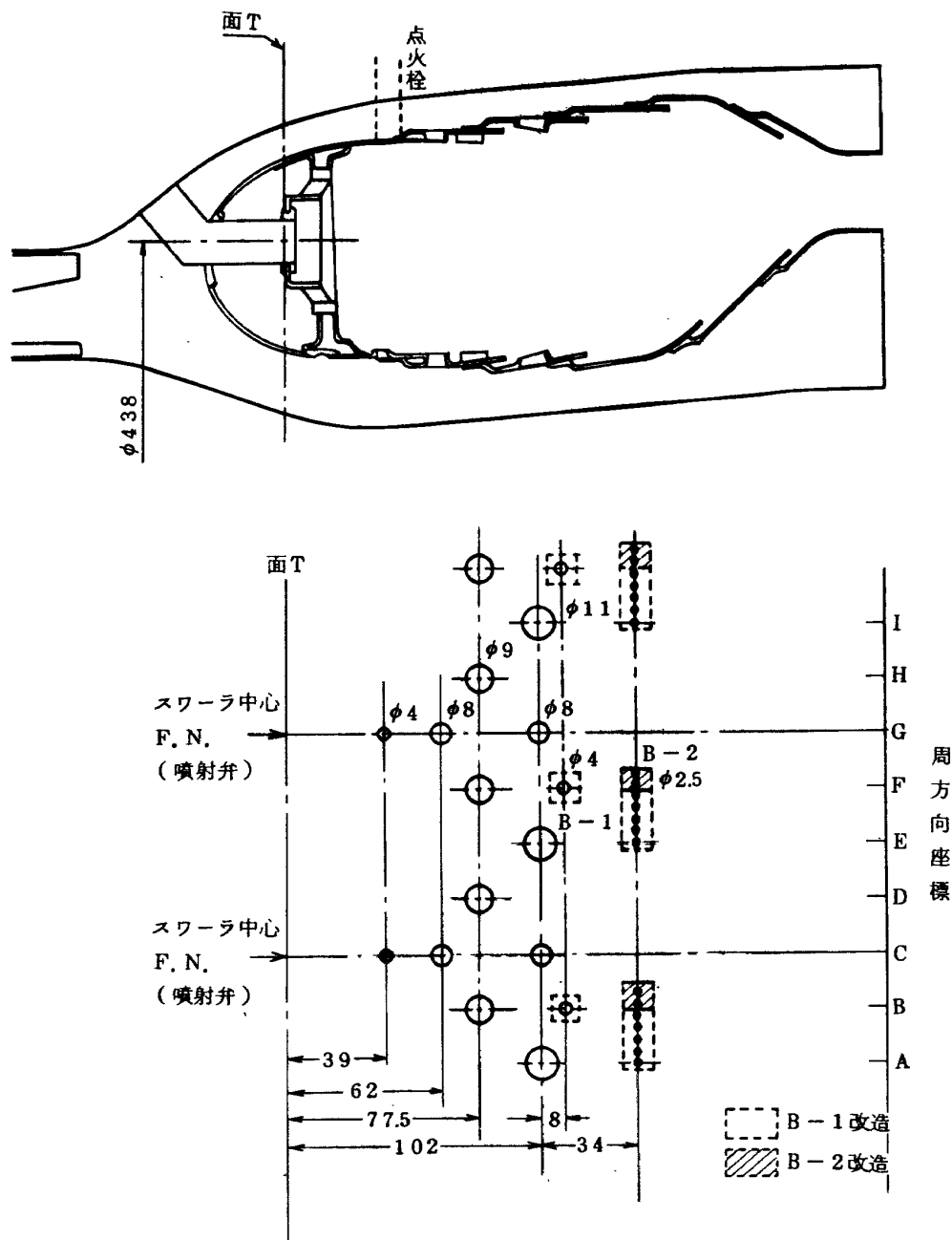


図10-2) B空気孔配列 (B-1, B-2)

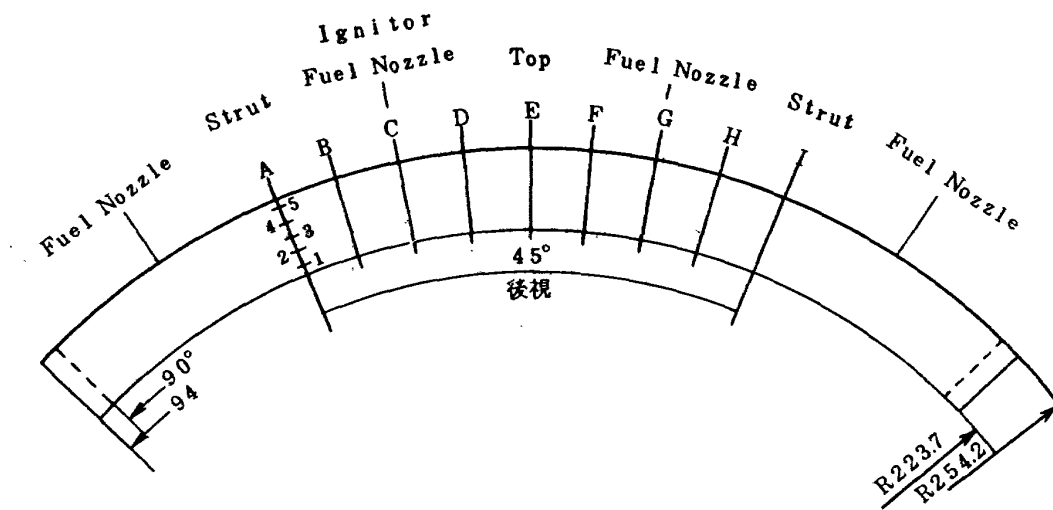


図 11 出口断面の座標

4.1 燃焼器出口温度分布

温度分布は、いままで温度不均一率でもって評価したが、この値のみでは、温度分布全体の様子がわからない。したがって、多くの場合を相互に比較したり、全体のパターンを知って、温度分布改善への情報にするため、無次元温度上昇、 $\tau = (T - T_i) / (T_{\text{mean}} - T_i)$ の等高線マップでもって示す。

(1) 空気孔配列の影響

空気孔の大きさ、配置を変えた二種類の配列にて得られた出口温度分布の比較を図 1 2 に示す。上が A 配列で、下が B 配列である。他の因子、条件はすべて同じである。この結果によると、空気孔が大きな A 配列では、空気孔のある位置、とくに外径側で希釈空気流入が顕著であるが、B 配列では、空気孔のピッチをもつ低温部がほとんどできない。また、内径側では双方ともあまり最終列空気孔ピッチの温度ディストーションは現われていない。

この点について、フーリエ分析を用いて、空気孔の影響を調べた。この解析による詳細検討は後で述べるが、最終空気孔ピッチと同じモードの周方向ディストーションについての結果を図 1 3 に示す。これは、そのディストーションの大きさが、半径位置によりどう変わるかを示したものである。これによると、外径側で空気孔ピッチの大きな温度ディストーションがあり、外径側からの希釈空気が混合せずに、燃焼器出口に流れてくることわかる。この傾向は、A 配列の場合に強く現われている。また、位相についても図 1 3 に示すが、ライナー壁に近い内径側一点と外径側二点では、空気孔の開いている周方向位置で谷となり、空気孔間で山となる。しかし、流路の中央位置二点では、逆に興味深い。

これらの結果からみると、B 配列では、空気孔が燃焼器の上流部のみを開いているため、希釈領域がないと解釈される。これは、燃焼器が高負荷で短いことと関連する。つまり、燃料噴射弁が離散的に位置していることにより形成されると推定できる高温ピーク部が、そのまま保たれて、燃焼器出口まで達すると考えられる。

次に、B 配列とその小改造配列 B-1 の比較を図 1 4、図 1 5 に示す。B-1 配列は、B 配列の燃焼器をもつ実機エンジンを運転後、目視観察をしたところ、燃料噴射弁ピッチの焼けが、内側ライナーとタービン・ノズル内径側にみとめられたため、その冷却と温度分布改善を目的として考えられた。セクタ燃焼器での結果から評価すると、図 1 4 のプライマリ噴霧の場合では、周方向位置 C、G の内径側で、高温部を外側へ押し上げている効果が現われている。つまり、高温部を解消することはできないが、内側ライナーに対する冷却孔としての役割は果たしていると考えられる。

しかし、この大気圧セクタ燃焼器実験が、実機エンジンの状態を十分にシミュレートしている場合には、この効果を期待できるが、それから離れている場合、たとえば、噴霧状態が変わっている場合ではどうなるのかを検討してみる。プライマリ・メイン併用噴霧の条件で、B 配列と B-1 配列での温度分布の比較を図 1 5 に示す。この条件では、B 配列を B-1 配列にしたことの効果はみとめられない。むしろ、内径側に高温部が移動したようにも見える。

このように、ある改造案の評価は、採用した作動条件により異なってしまう。したがって、燃焼器模型での実験を、実機エンジン燃焼器へ生かすためには、エンジン

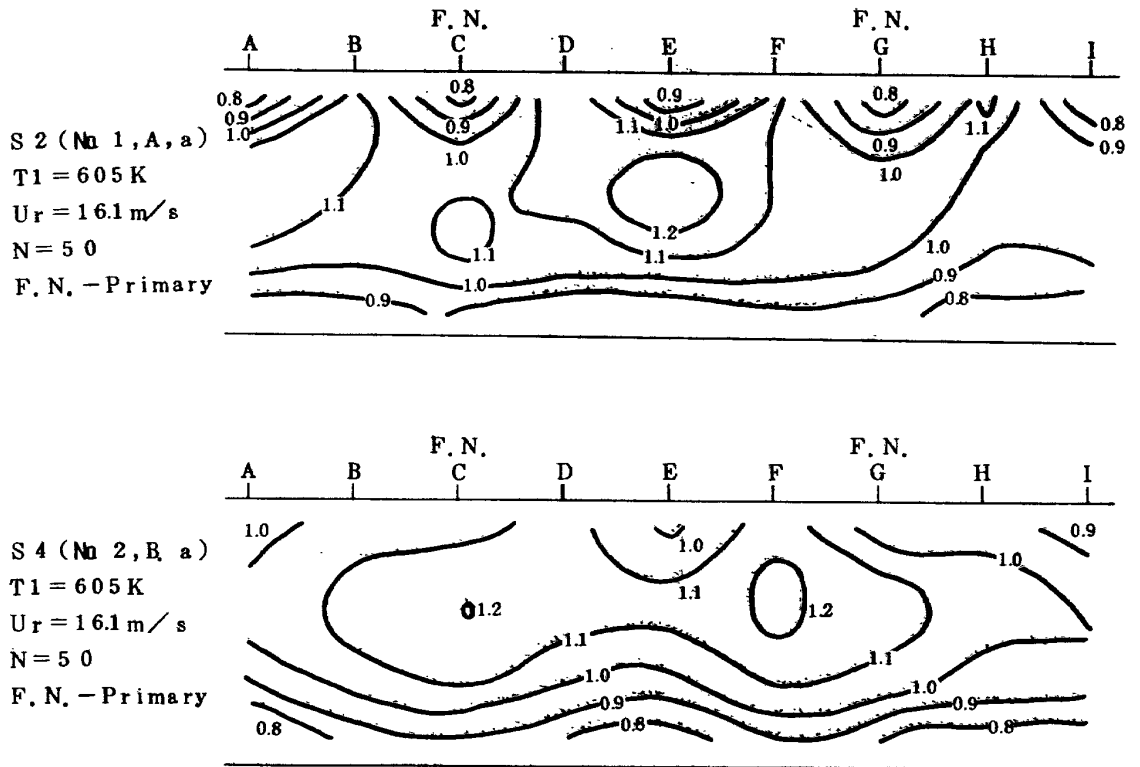
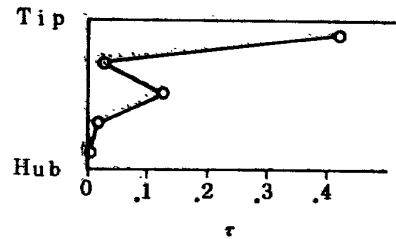


図12 燃焼器出口温度分布 - 空気孔配列の影響

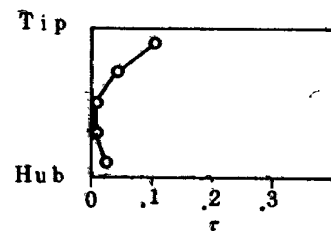
S 2 (No 1, A, a)
 $T_1 = 450\text{ K}, U_r = 14\text{ m/s}, N = 70$

A	B	C	D	E	F	G	H	I
x	o	x	o	x	o	x	o	x
x	o	x	o	x	o	x	o	x
o	x	o	x	o	x	o	x	o
o	x	o	x	o	x	o	x	o
x	o	x	o	x	o	x	o	x



S 4 (No 2, B, a)
 $T_1 = 450\text{ K}, U_r = 14\text{ m/s}, N = 75$

A	B	C	D	E	F	G	H	I
x	o	x	o	x	o	x	o	x
x	o	x	o	x	o	x	o	x
o	x	o	x	o	x	o	x	o
o	x	o	x	o	x	o	x	o
x	o	x	o	x	o	x	o	x



o 山 ; x 谷

(1) 位相

(2) 大きさ (無次元温度上昇)

図13 空気孔ピッチのディストーションの位相と大きさ

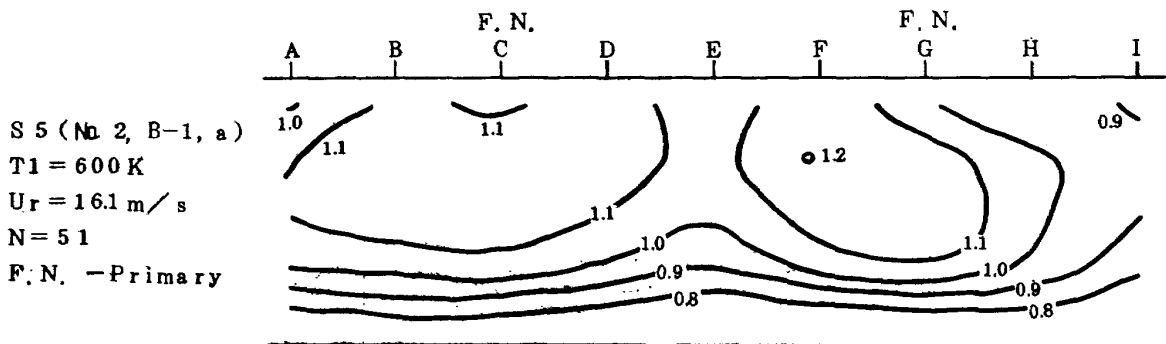
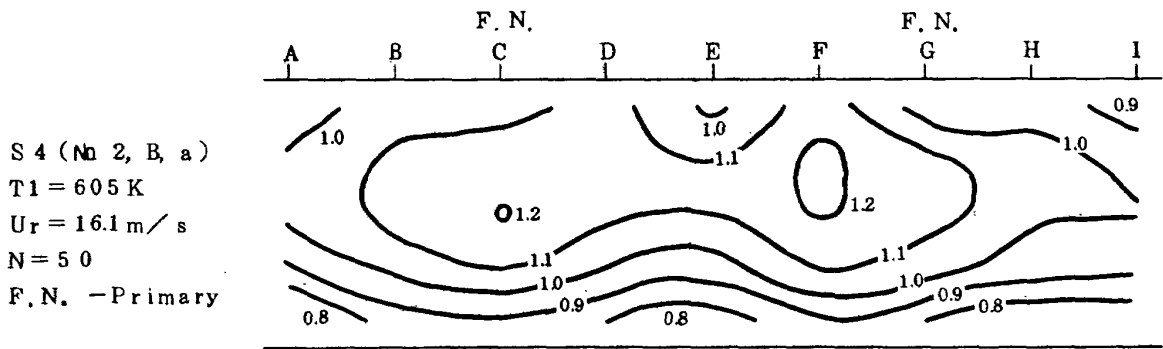


図 14 燃焼器出口温度分布 - B-1 配列の評価 (プライマリ噴霧)

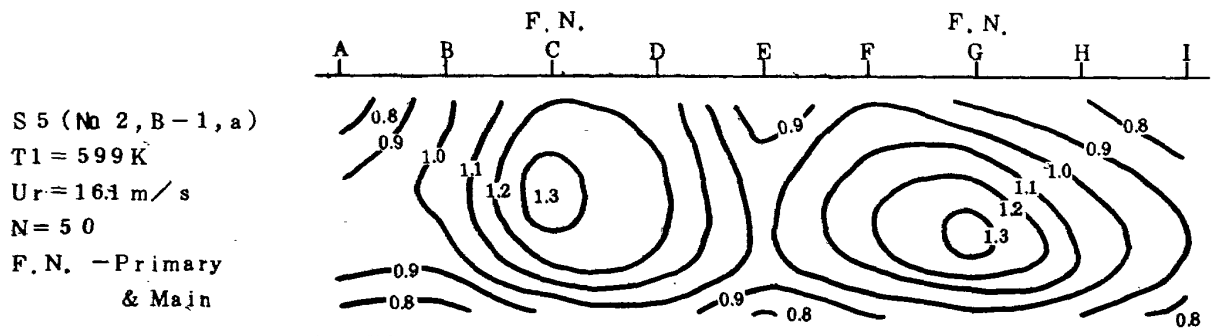
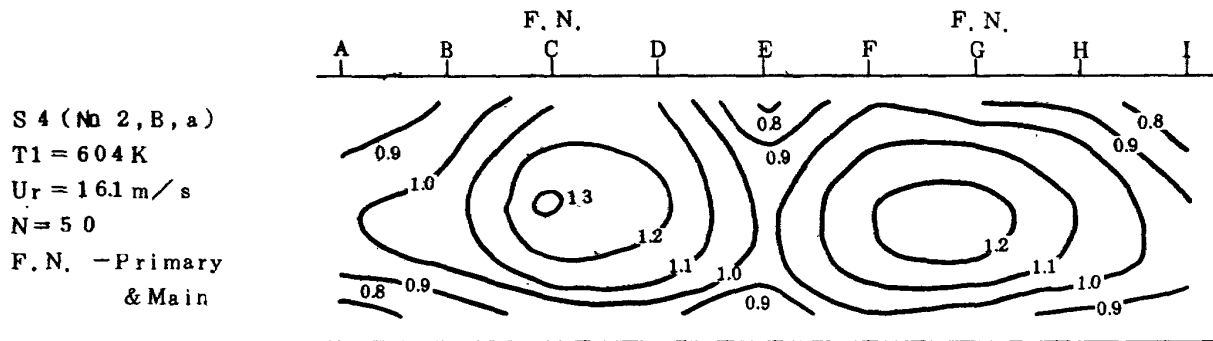


図 15 燃焼器出口温度分布 - B-1 配列の評価 (プライマリ・メイン噴霧)

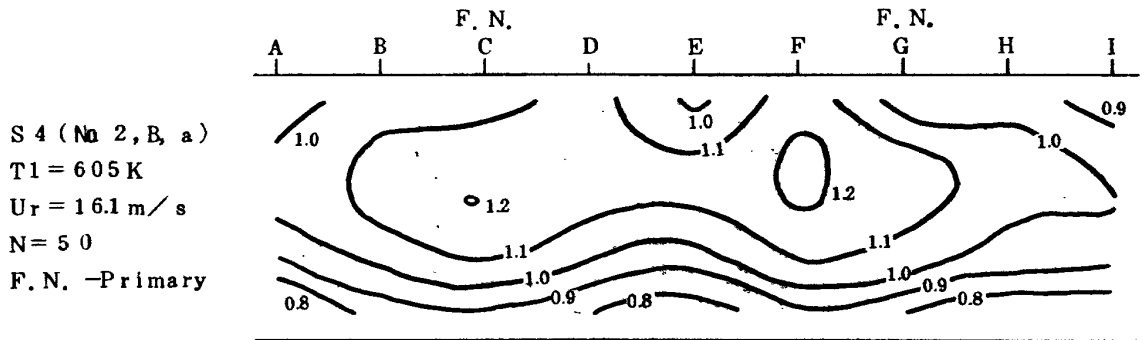
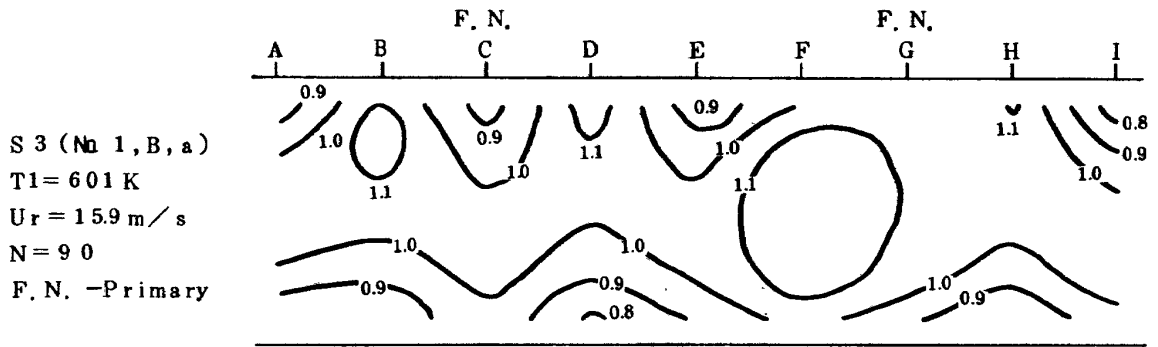


図 16 燃焼器出口温度分布 - 改造の影響

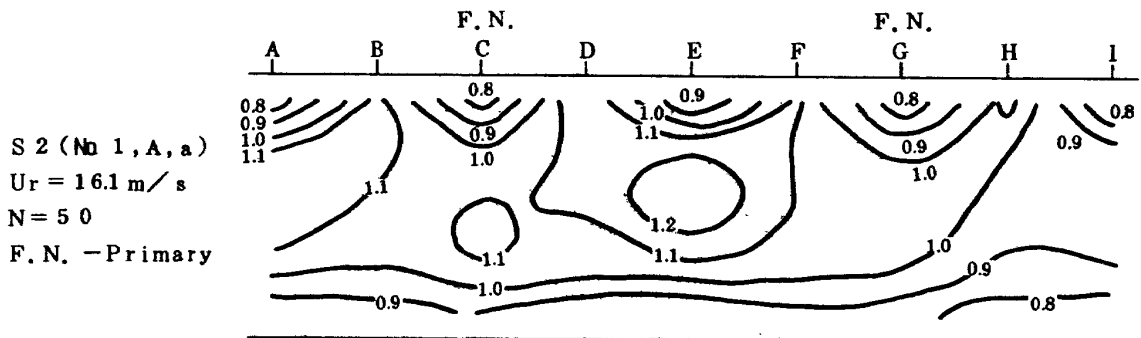
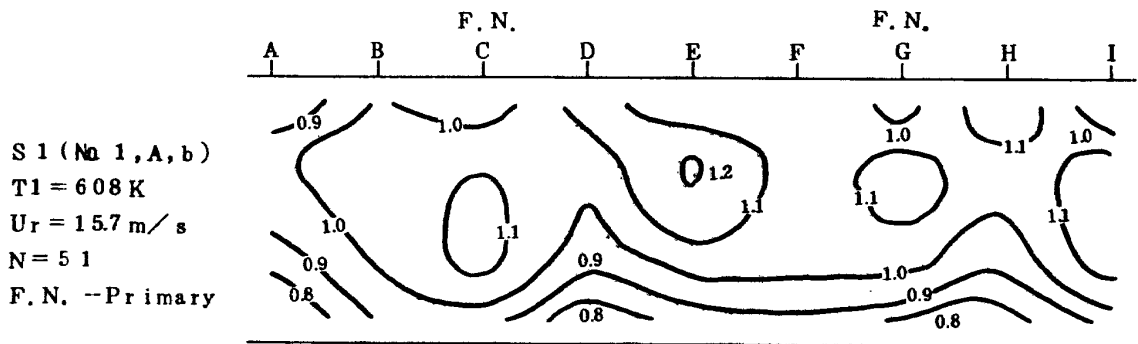


図 17 燃焼器出口温度分布 - 分流板の影響

での作動状態をできるだけ詳細に測定して、模型実験で、その状態を実現させるか、あるいは、種々の条件にて模型実験を行ない、広範なデータにより実機エンジンで強調される因子や、逆に無視できる因子を推定してゆくことが必要となる。

B-2配列は、 $\phi 2.5$ の空気孔を図10-(2)に示すように二個ずつ増加したもので、測定された出口温度分布は図B 1.2~B 1.5に示すが、ほとんど目立つ変化は見あたらない。

また、改造のさいに、次の様な注意すべきことがある。同一空気孔配列でも、新製作のものと、他の配列から改造したものとは、大きな差異がある。図16にこの差異を示す。S3は初期空気孔配列がA配列であったものを、改造してB配列にしたもので、S4はB配列で、新

規に製作したものである。このような差異は、特に改造のさいの、溶接による凹凸やひずみにより生じると考えられ、結果を評価するとき考慮しなければならない。そして、大きな改造を加えるときは、新規に製作したライナーにて実験をする必要がある。

(2) 分流板の影響

分流板の及ぼす影響については、図9のa型、b型の二種類の分流板を用いた結果を図17に示す。その等温線のパターンが示すように、最後列の空気孔から流入する希釈空気により、外径側に谷のような温度の低い部分が形成されるが、相違はそこで顕著に現われる。a型分流板のほうが、希釈空気の影響が強く、温度勾配が急である。それに対して、b型分流板では、外径側の空気孔位置で顕著に低くなっていない。b型はa型に比べ、外

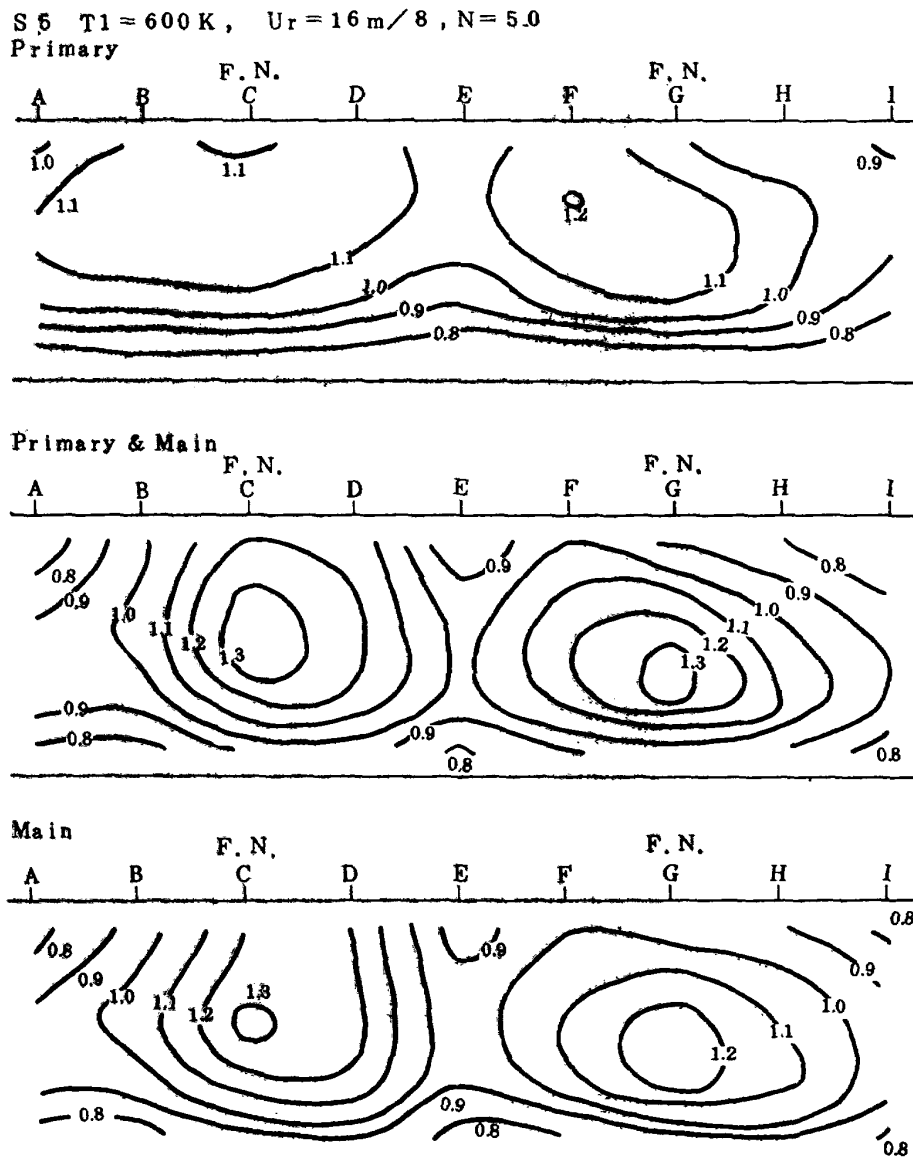
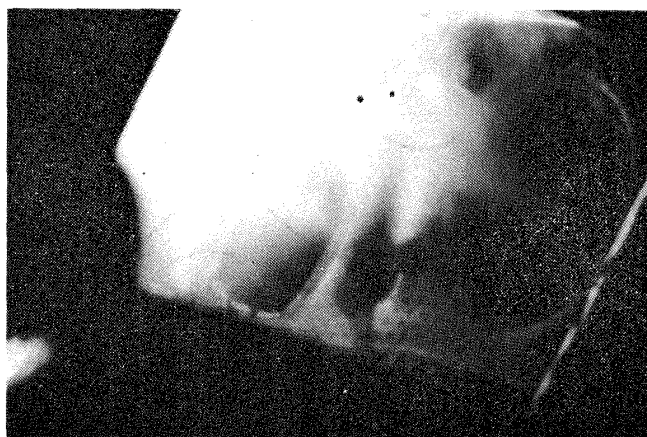


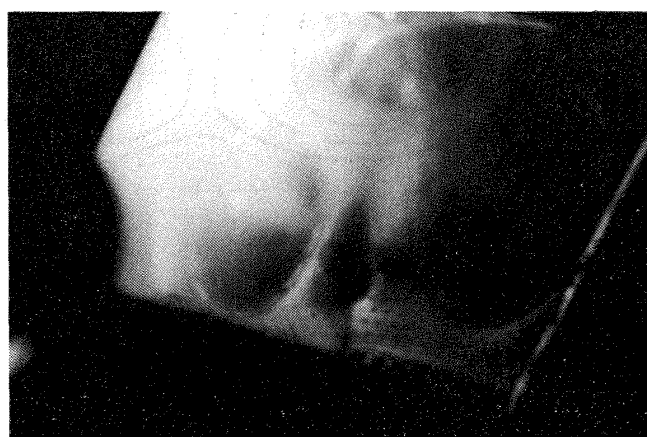
図18 燃焼器出口温度分布 - 噴霧の影響



(a) プライマリ噴霧



(b) プライマリ・メイン噴霧



(c) メイン噴霧

図19 噴霧角

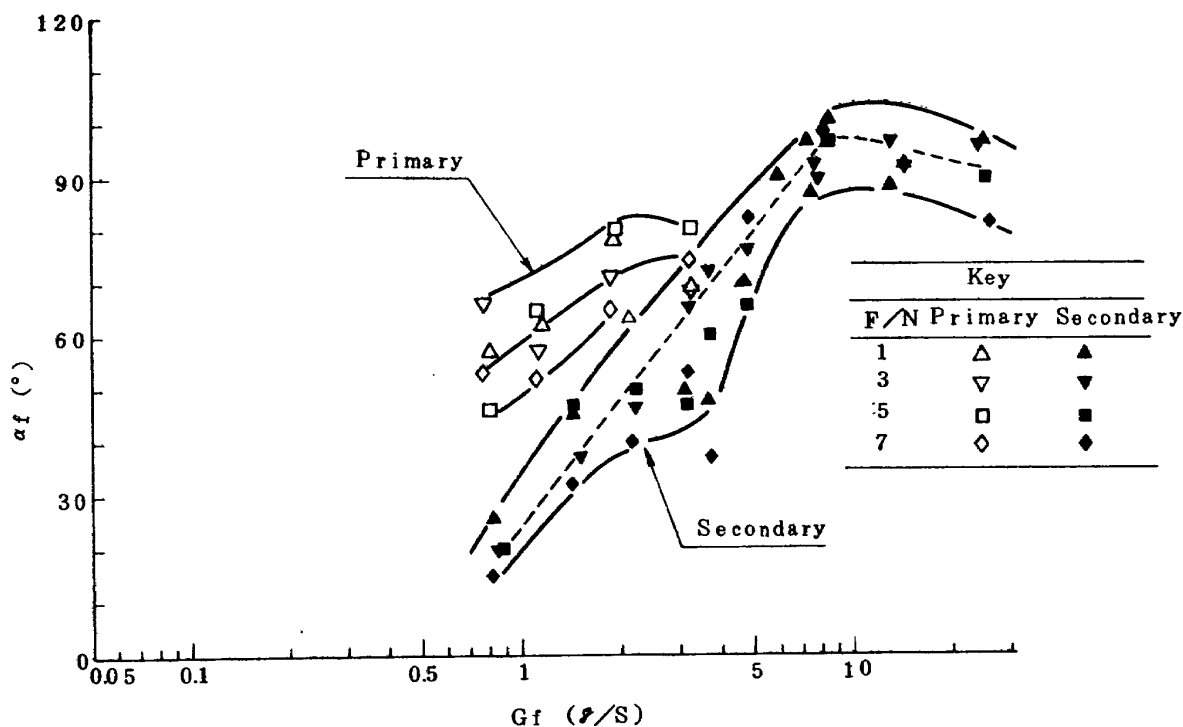


図 20 燃料噴射弁の流量-噴霧角特性

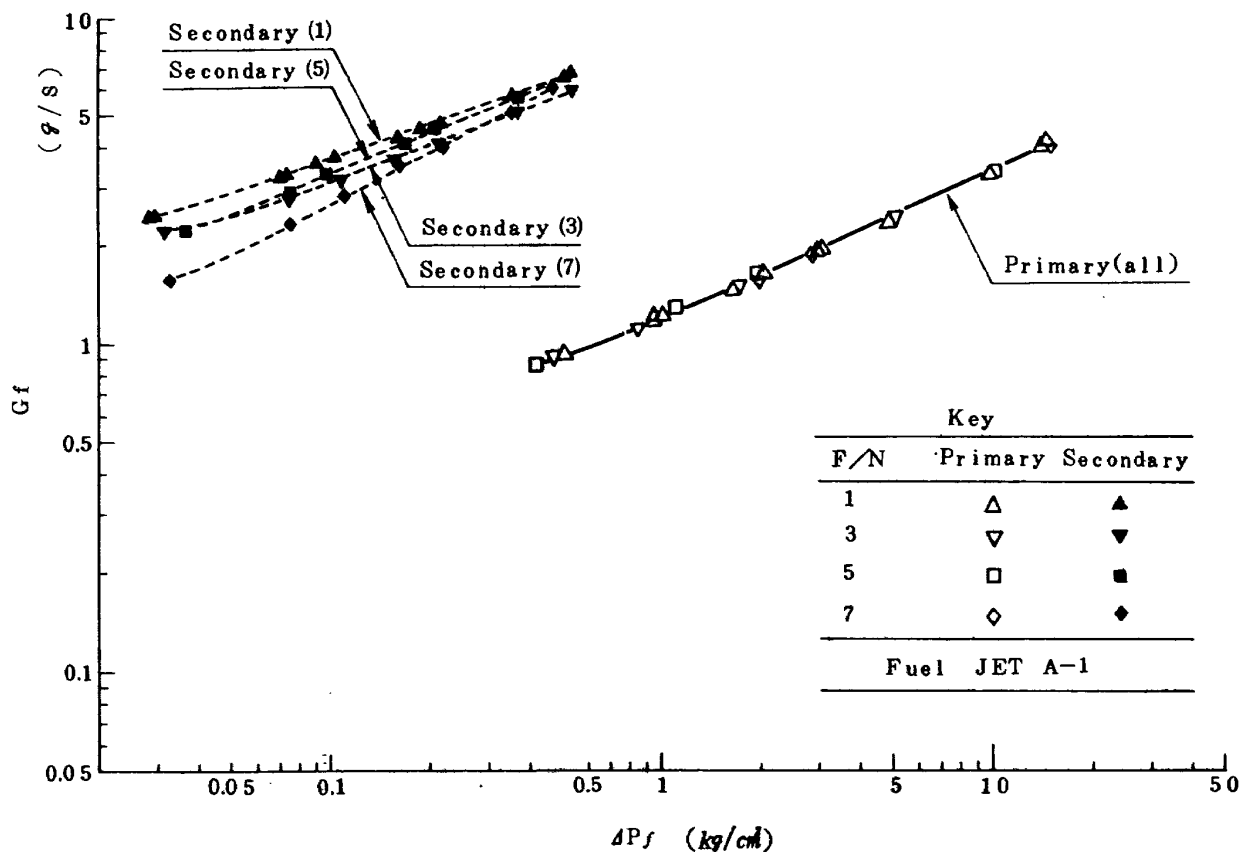


図 21 燃料噴射弁の圧力 - 流量特性

径側への空気流量配分が多くなること、幾何形状から予想されたが、温度分布から判断すると、逆に、a型のほうが外径側希釈空気孔からの流入が多いと推定される。

以上の結果から、分流板形状が燃焼器出口温度分布、特に半径方向分布に大きな影響を与え、重要な因子であることがわかる。

(3) 噴霧状態を変えた影響

出口温度分布を改善するには、燃焼領域での燃焼を均一にすることが重要であると考えられる。したがって、燃料噴射弁が作り出す噴霧状態が重要な因子となる。ここでは、プライマリ噴霧、メイン噴霧、プライマリ・メイン併用噴霧の三種類の噴霧状態について、形成する温度分布の差異を調べ、その影響を知る。図18にその結果を示す。三つの場合を比較して、まず第一の特徴は、プライマリ噴霧では、高温のピーク部が外径側に寄っているのに対して、メイン噴霧、プライマリ・メイン併用噴霧の二つの場合では、内径側に位置している。第二の特徴は、ピーク値が、メイン噴霧とプライマリ・メイン併用噴霧で、大きな値となる。このように、メイン噴霧とプライマリ・メイン併用噴霧は望ましくない傾向をもつ。その原因を知るために、各噴霧状態がどのように異なるのかを、未燃焼時に観察する。セクタ燃焼器に、燃料噴射弁を取付け、空気を流し、スワール流れ、空気孔流れがある状態で噴霧を作り、側壁の窓から写真をとる。

その写真を図19に示す。これにより、明らかに、噴霧角は、プライマリ噴霧の場合のみ90°程度に広がるが、他の二つの場合では40°程度で、著しく異なる。したがって、前述の二つの特徴には、噴霧角が大きな役割を果たしていると考えられる。また、空燃比が大きくなると噴霧角は狭く、小さくなると広くなり、空燃比によっても変わるが、その場合(図25)でも、やはり上記の傾向が観察される。つまり、空燃比が大きくなると、高温のピーク部が比較的内径側に位置している。

次に、噴射弁の特性を定量的に知るために、スワール流れ、シュラウド・エアがない単独試験を行なった。噴霧角特性を図20に、流量-噴霧圧特性を図21に示す。この結果によると、ここでの燃焼実験範囲では、空燃比を変えると、噴霧角も変わってゆくのわかる。また、個々の噴射弁が形成する燃料噴霧には、ある範囲内で、ばらつきが製作上許されている。四本の供試噴射弁を比べると、プライマリ噴霧時では、噴霧角特性に、またメイン噴霧時では、噴霧角特性、流量特性の両方に、ばらつきがみられる。

そこで、個別差をもつ噴射弁が、周方向に並んでいる燃焼器では、周方向温度分布に影響を与えることが予想されたので、ここでは、噴射弁の取付位置を互いに換えて、出口温度分布に現われる変化を調べた。しかし、その結果を図22に示すが、等温線のパターンには、ほと

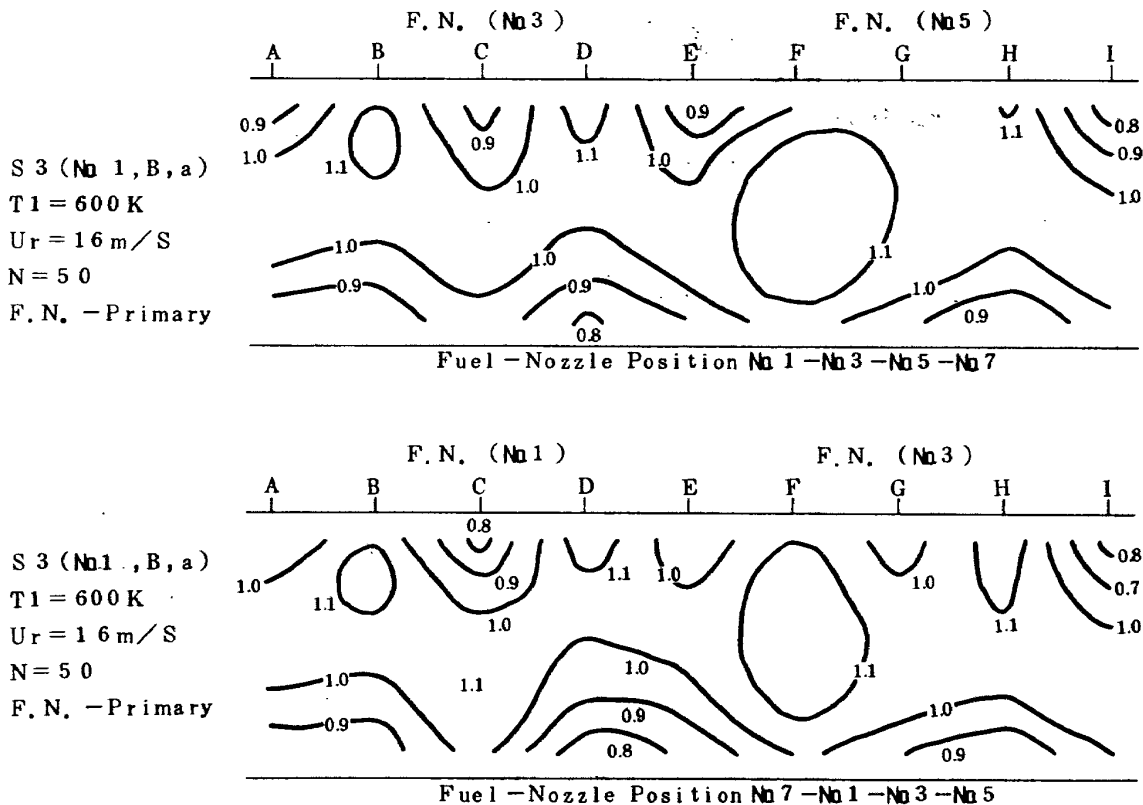


図22 燃焼器出口温度分布 - 噴射弁の個別差の影響

んど差がない。したがって、この許容範囲では、温度分布に影響を与えないと考えられる。

これまでは、同一構造の噴射弁で作動条件を変えることにより、噴霧状態を変えたが、次に噴射弁について、従来から使用してきたものと改造したものを、二種類を使用して、その比較をした。主な相違点は次の通りである。燃料噴射弁の先端面での焼損や炭素堆積を防止するため、噴霧孔の周囲からシュラウド・エアを流しているが、従来の噴射弁では、この流れを単純に軸方向へ流していたが、改造後の噴射弁では、この流れに旋回を与えて、噴霧の広がりを促進した。燃料噴霧とシュラウド・エアの干渉については、複雑な現象で、詳細については別の報告にゆずり、本報告では、噴射弁の改造が燃焼器出口温度分布に重要な因子であることを示すにとどめる。改造した噴射弁を用いた結果を図23に示す。従来の噴射弁での結果(図25)と比較すると、全体的に平らになっ

ている。特に、 $N = 50$ の場合で、顕著な差異が現われる。

(4) 空燃比の影響

空燃比を変えたときの燃焼器出口温度分布への影響は、あまり単純ではない。燃焼器それぞれで、変化の様子がかなり異なる。図24に燃焼器S3の実験結果を、図25に燃焼器S6のそれを示す。二つの燃焼器での結果を比較すると、S3の場合には、空燃比を変えたとき、全体の等温線パターンに変化が観察されるが、それに対して、S6の場合には、ほぼ相似パターンとなっている。また、S6での特徴は、空燃比を小さく(燃料流量を増加)すると、高温ピーク部の位置が、外径側に移動する。

(5) 流速の影響

実機エンジンにおいて、流速は、アイドルから100%までの作動範囲内で、最大断面流速にして12 m/s ~ 16 m/s程度とあまり変わらない。ここでの実験で

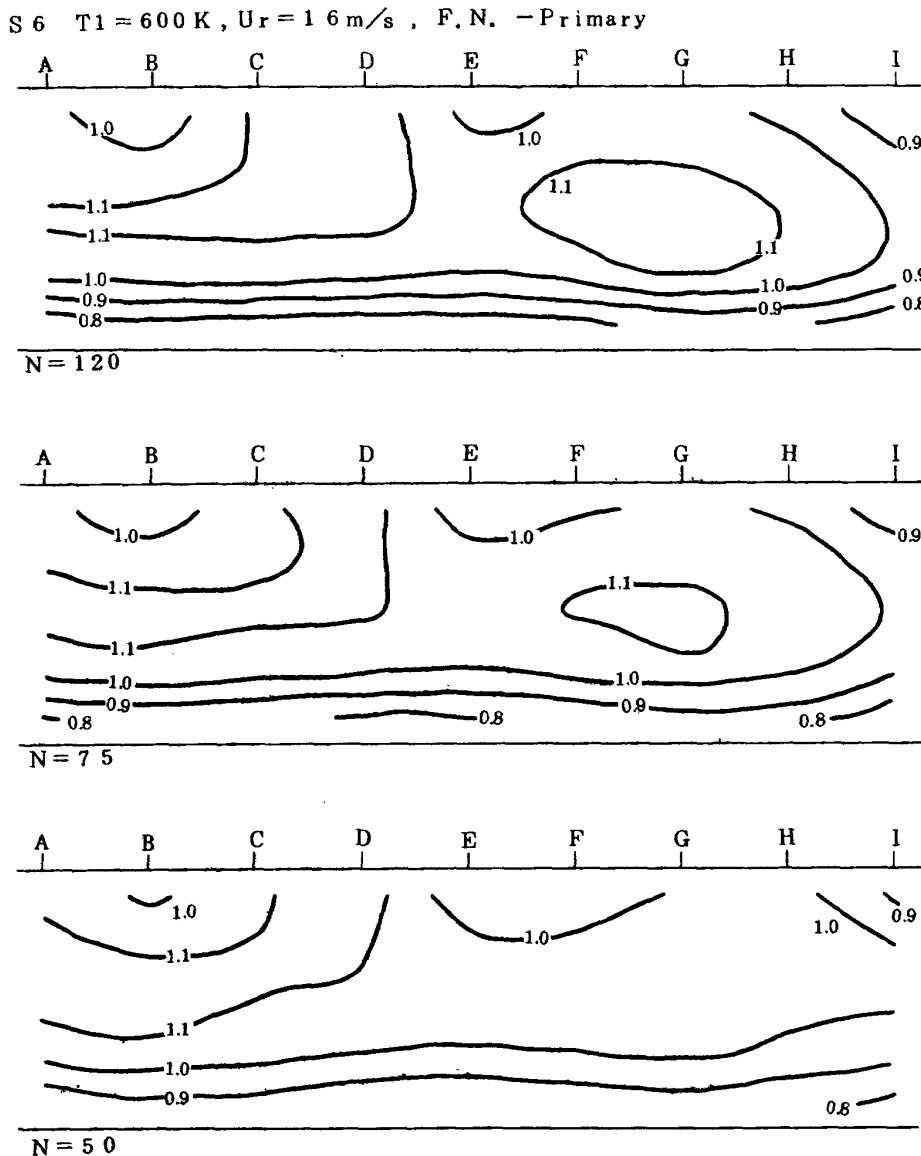


図23 燃焼器出口温度分布 - シュラウド・エア旋回型噴射弁

表2 相関値(流速14 m/s, 16 m/s)

	Condition	Correlation Value
S 3	T1=400 K, N=120 F/N=Primary	0.974
S 3	T1=600 K, N=50 F/N=Main	0.954
S 4	T1=600 K, N=50 F/N=Primary	0.969
S 4	T1=600 K, N=50 F/N=Main	0.958
S 6	T1=600 K, N=120 F/N=Primary, Bleed	0.992

は、低出力時での14 m/s と高出力時での16 m/s とを代表値にとり、その比較をする。その結果を図26に示す。これによると、この程度の流速の違いでは、ほとんど出口温度分布のパターンに差は生じない。この性質は、燃焼器の種類を変えても、同様である。いろいろな条件下での、14 m/s と16 m/s の二つの等温線パターン間の相関値を求め、その結果を表2に示すが、ほとんど1に近い値となる。つまり、相似パターンである。

(6) 燃焼器入口温度の影響

燃焼器入口温度を変えた(400°K, 500°K, 600°K)ときの出口温度分布を図27に示す。全体のパターンには、大きな差はないが、傾向として、入口温度が高くなるほど、ゆがみは僅かながら小さくなる。燃

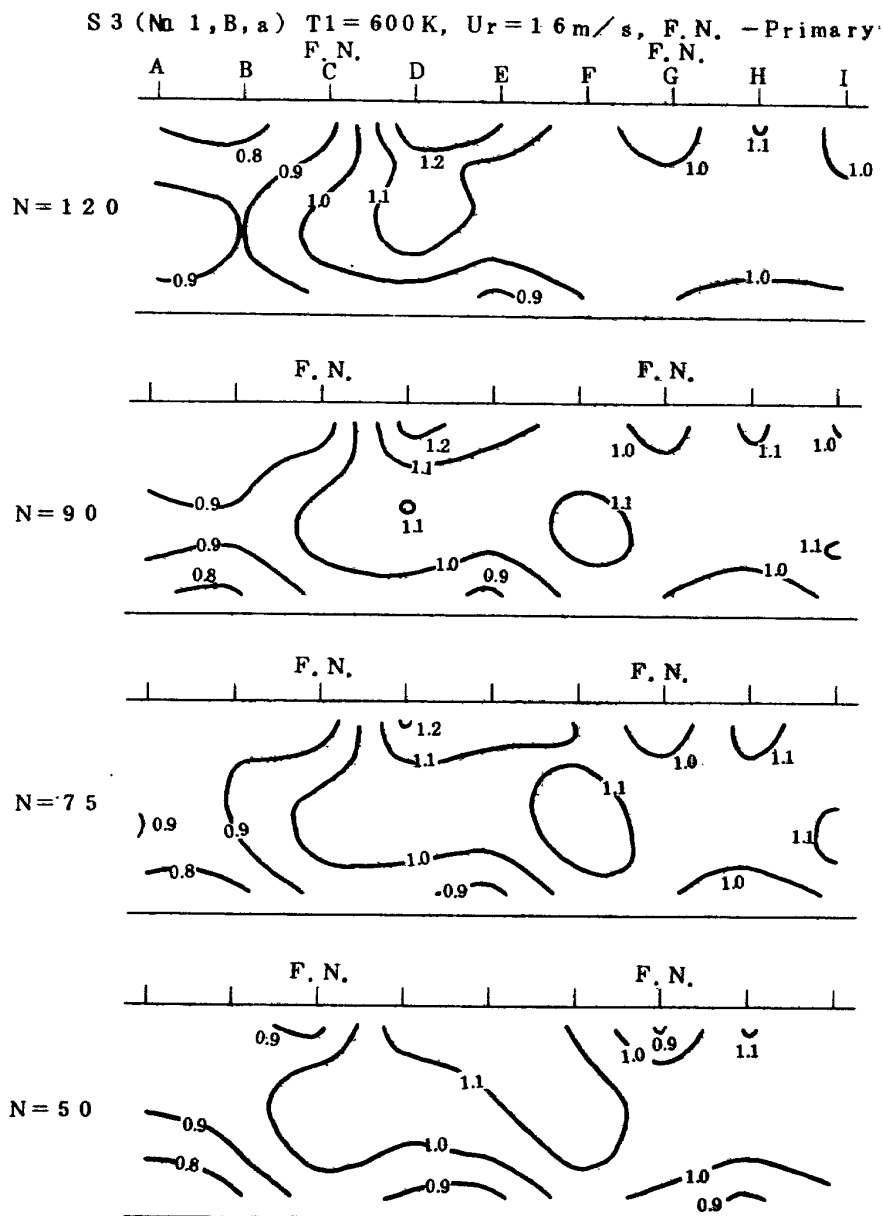


図24 燃焼器出口温度分布 - 空燃比の影響(S3)

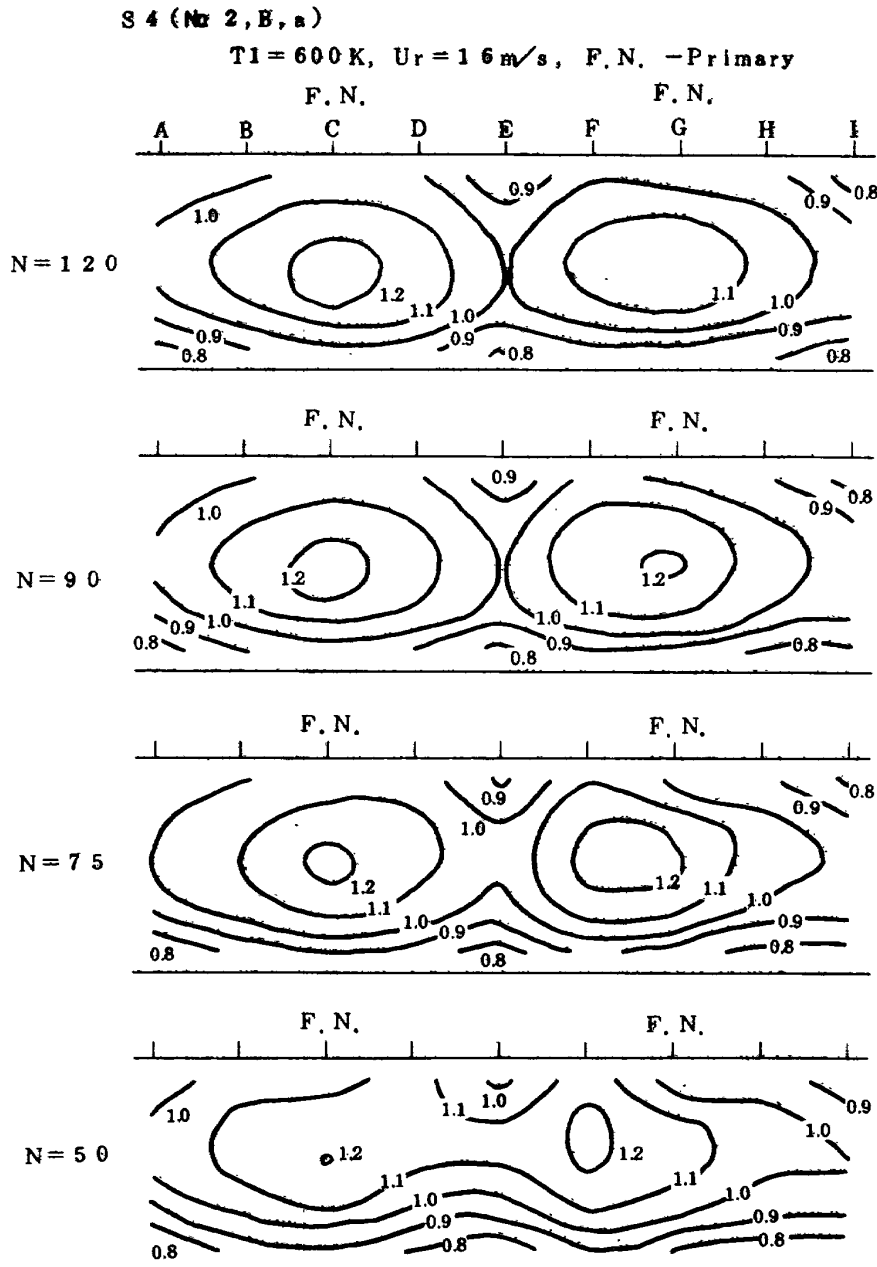


図 25 燃焼器出口温度分布 - 空燃比の影響 (S 4)

燃焼器の種類を変えても、同様である。

(7) 入口全圧分布の影響

一般に、実機エンジンでは、圧縮機出口(燃焼器入口)の全圧分布は、周方向にも半径方向にも、一様ではない。実機エンジン(FJR710/600 +007)にて、燃焼器入口全圧分布を測定した結果を、図 28 に示す。

この全圧分布の存在は、燃焼器におけるスワラや内外ライナー流路への空気流量配分に、影響を与えられ考えられる。それにともない、燃焼の偏り、希釈空気の配分に影響を与え、出口温度分布にも影響が及ぶことが十分に予想される。ここでは、ピンの高さとおさを適当に選ぶことにより、主に、半径方向の全圧分布を変えて実験を行なった。ここで実験した二種類の半径方向全圧分

布を図 29 に示す。分布を測定した位置は、図 3 に示すようにストラットの前縁であり、そこに埋め込んだ全圧管で圧力を取出している。これらの二つの場合の出口温度分布の比較を図 30 に示す。この結果によると、外径側のほうが影響は大きい。しかし、影響のしかたは、複雑である。外径側で全圧を高くしたからといって、必ずしも、外径側で希釈空気が多く入っているとはかぎらない。特に、外径側では、周方向に、異なった傾向がみられる。

(8) 抽気の影響

高圧タービンのノズルやブレードを冷却するために、図 3 に示す位置で、燃焼器から抽気を行なっている。その抽気流量は、内径側で全流量の約 8%、外径側で約 5

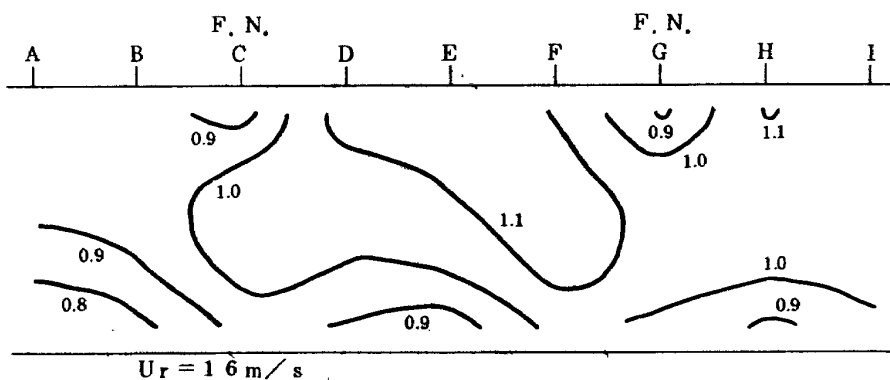
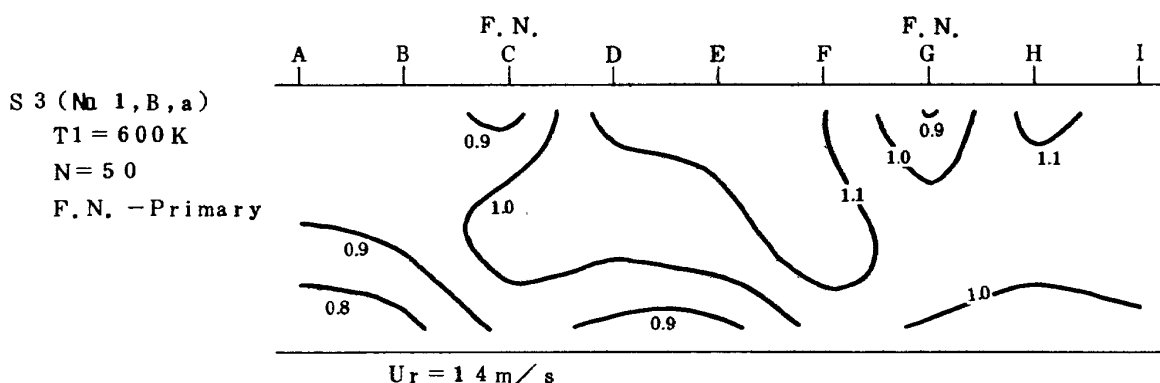


図26-(1) 燃焼器出口温度分布 - 流速の影響 (S 3)

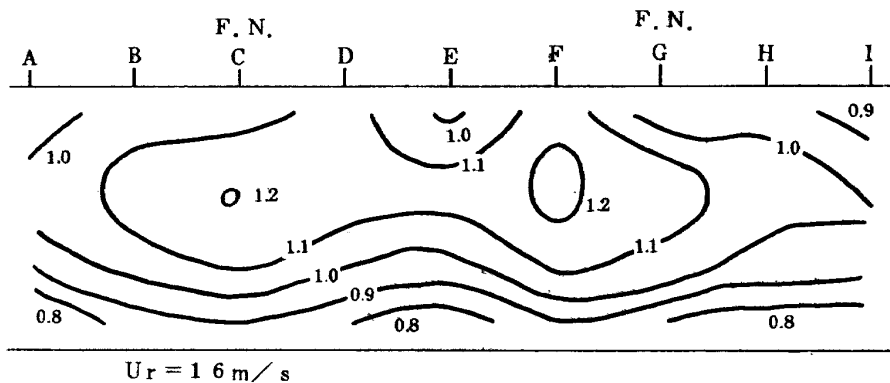
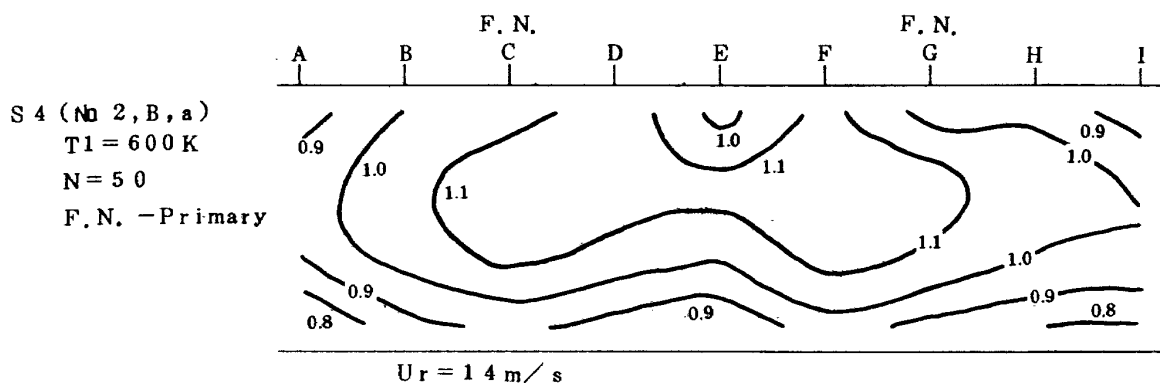


図26-(2) 燃焼器出口温度分布 - 流速の影響 (S 4)

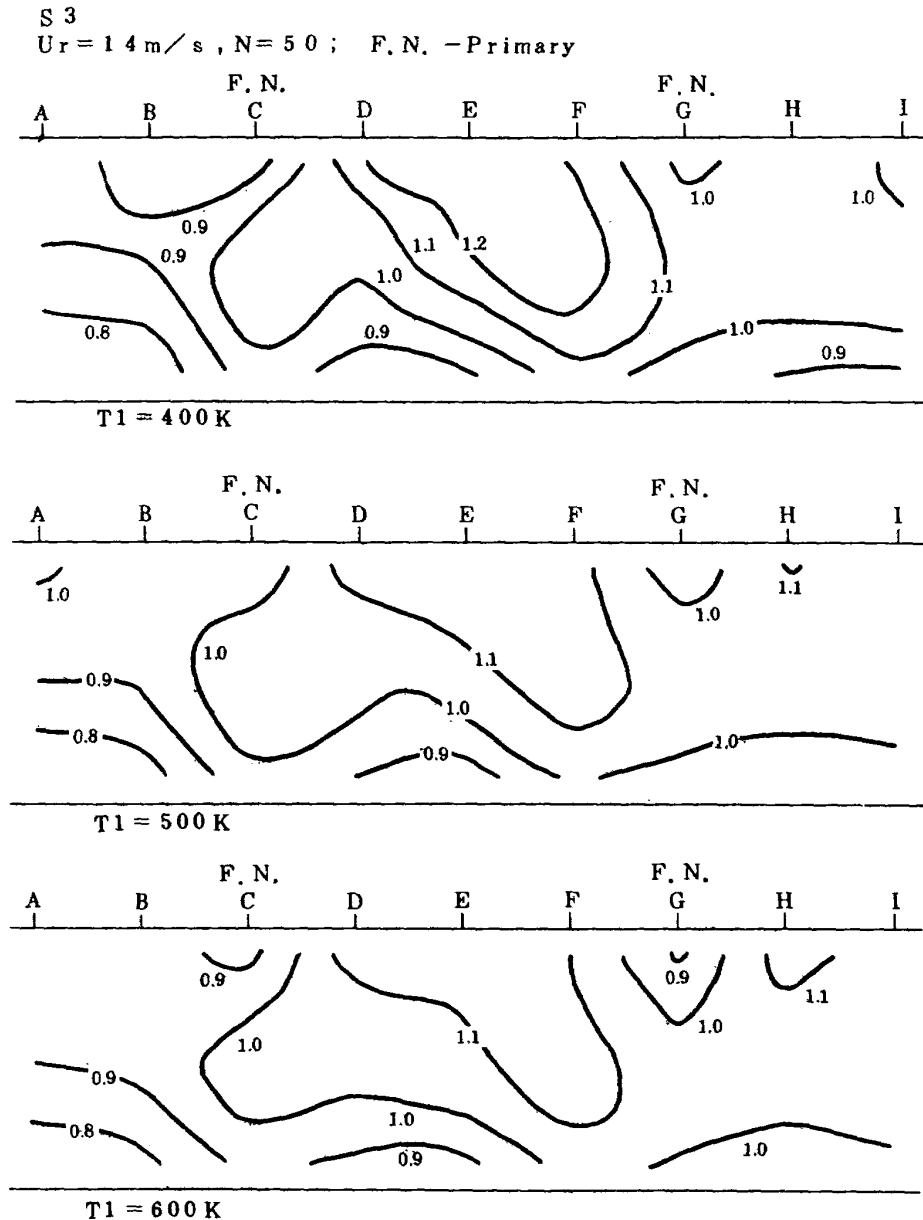


図 2.7 - (1) 燃焼器出口温度分布 - 入口温度の影響 (S 3)

となり、合計 1.3 程度で、燃焼器にとって無視できない量である。つまり、その抽気により、希釈空気孔流れなどが影響を受けることが予想される。そこで、抽気の有無の二つの場合で実験を行ない、出口温度分布の比較をする。その結果を図 3.1 に示す。二種類の燃焼器 (S 3, S 5) にて観察すると、双方とも、抽気をした場合に、外径側からの希釈空気が弱くなると考えられる。しかし、総じて、あまり著しい影響はないと考えられる。

(9) 点火栓の影響

点火栓のように周上のある特定の位置にのみ存在するものが、温度分布に与える影響を調べる。点火栓は、エンジンの燃焼器では、全周上二ヶ所にあるが、このセクタ燃焼器モデルでは、図 1.1 に示す座標で C の外径側に取

付けてある。そのため、観察対象としている中央の噴射弁二個の領域のうち後視左側 (A ~ E) は、常に点火栓の影響がある。その影響の様子は、それぞれの燃焼器により異なる。特に、S 3 では複雑である。S 4, S 5, S 6 では、概して、点火栓位置 (C) の外径側に高温部があり、点火栓の存在が高温部を生じさせている。次に点火栓の有無の二つの場合で、出口温度分布を比較する。その等温線マップを図 3.2 に示す。その結果によると、点火栓の影響は無視できないと考えられ、原因はむしろ点火栓による空気孔配列への変更である。つまり、点火栓を取付けるために、本来、点火栓がなければ開けるべき空気孔を閉じたためである。また、着火性能への配慮のため、その点火栓近傍を特別な空気孔配列にす

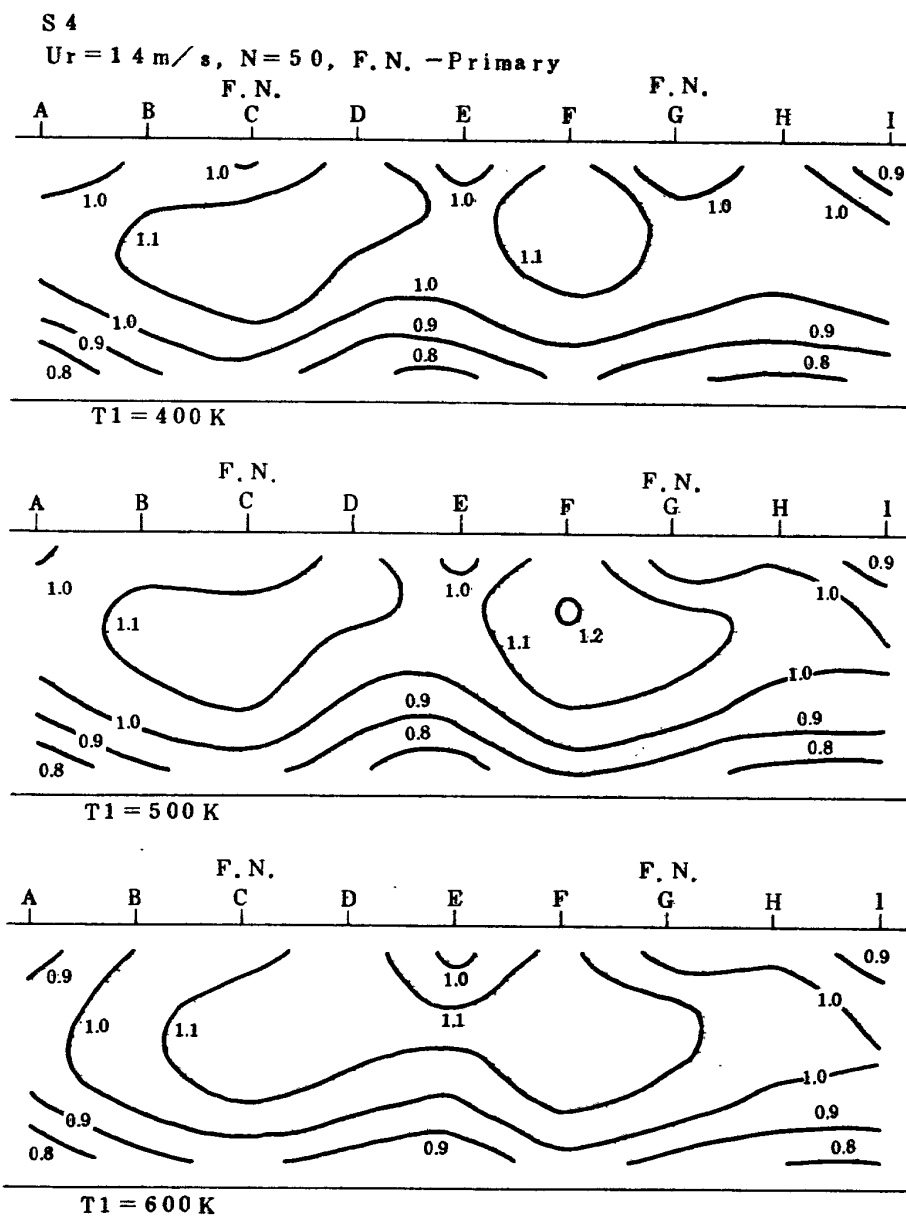


図 27-(2) 燃焼器出口温度分布 - 入口温度の影響 (S 4)

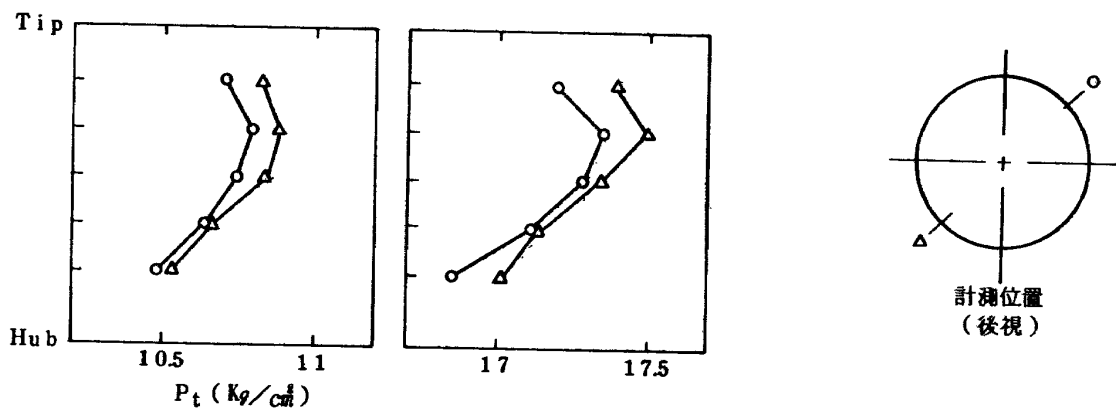


図 28 エンジンでの燃焼器入口全圧分布

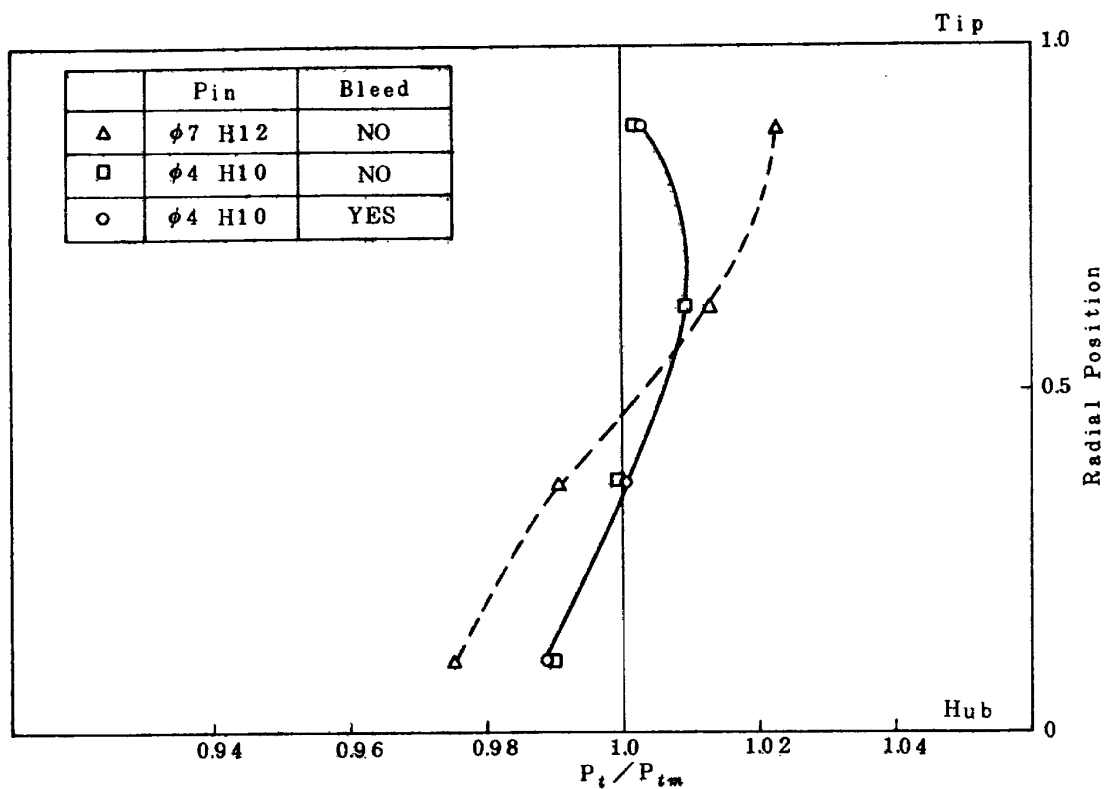


図29 燃焼器入口全圧分布

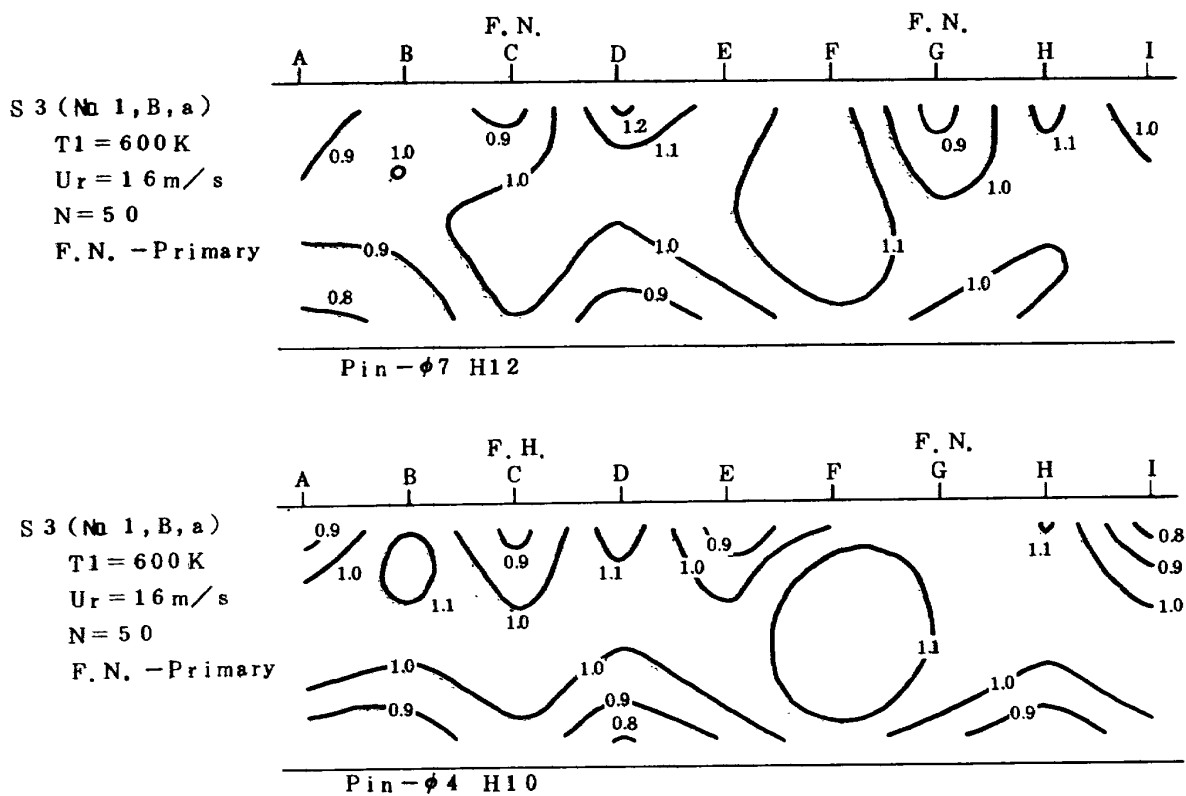


図30 燃焼器出口温度分布 - 入口全圧分布の影響

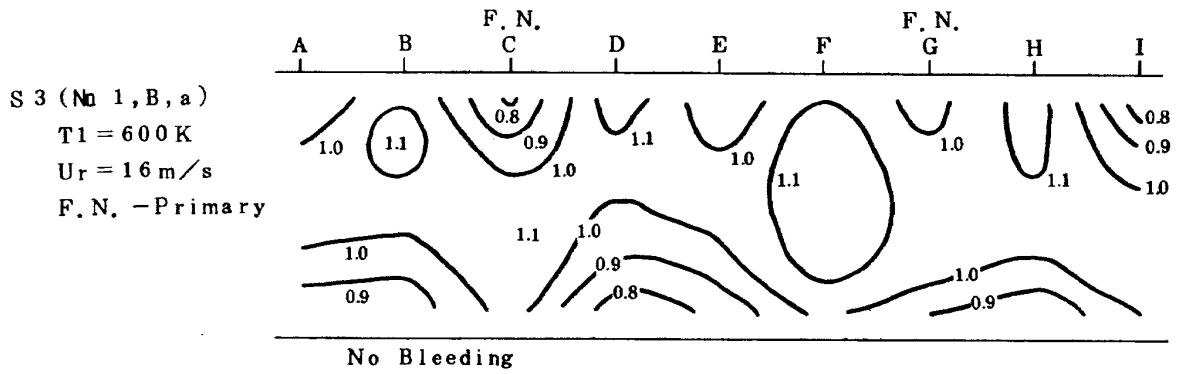
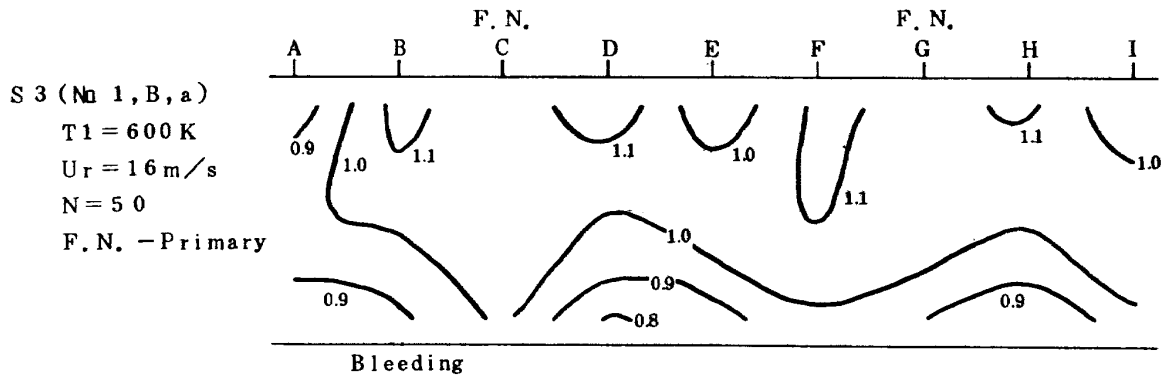


図 3 1 - (1) 燃焼器出口温度分布 - 抽気の影響 (S 3)

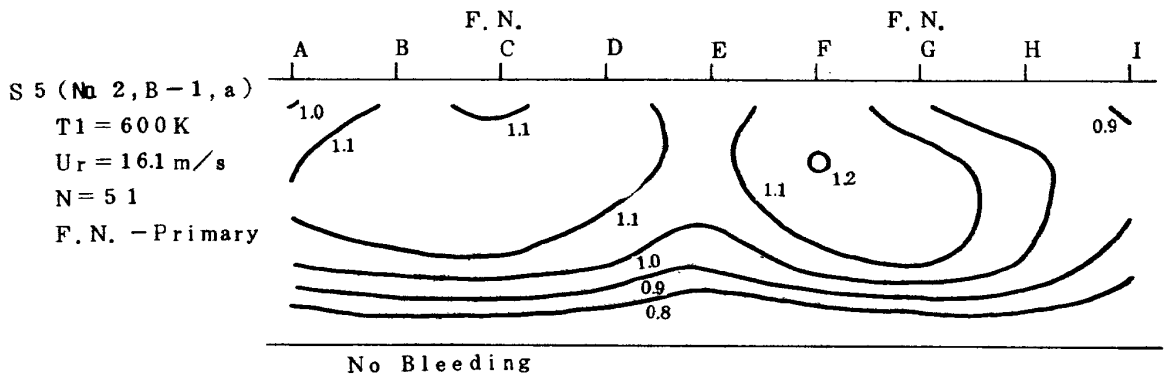
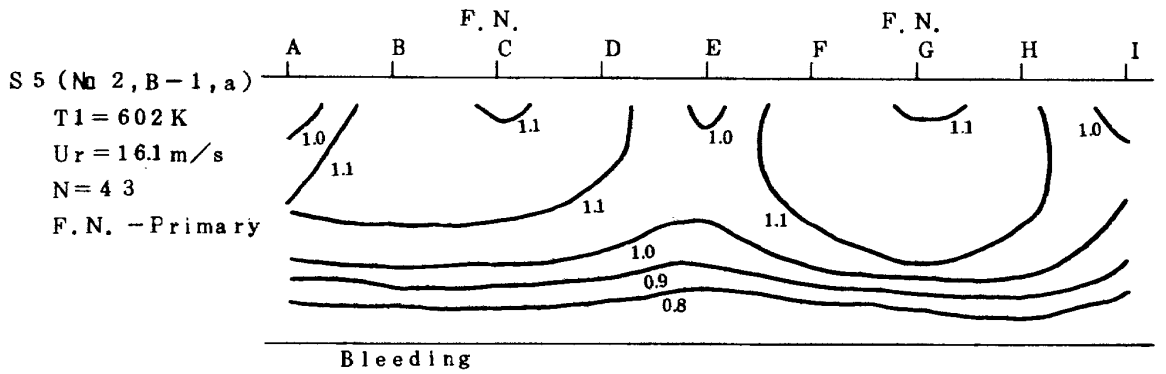


図 3 1 - (2) 燃焼器出口温度分布 - 抽気の影響 (S 4)

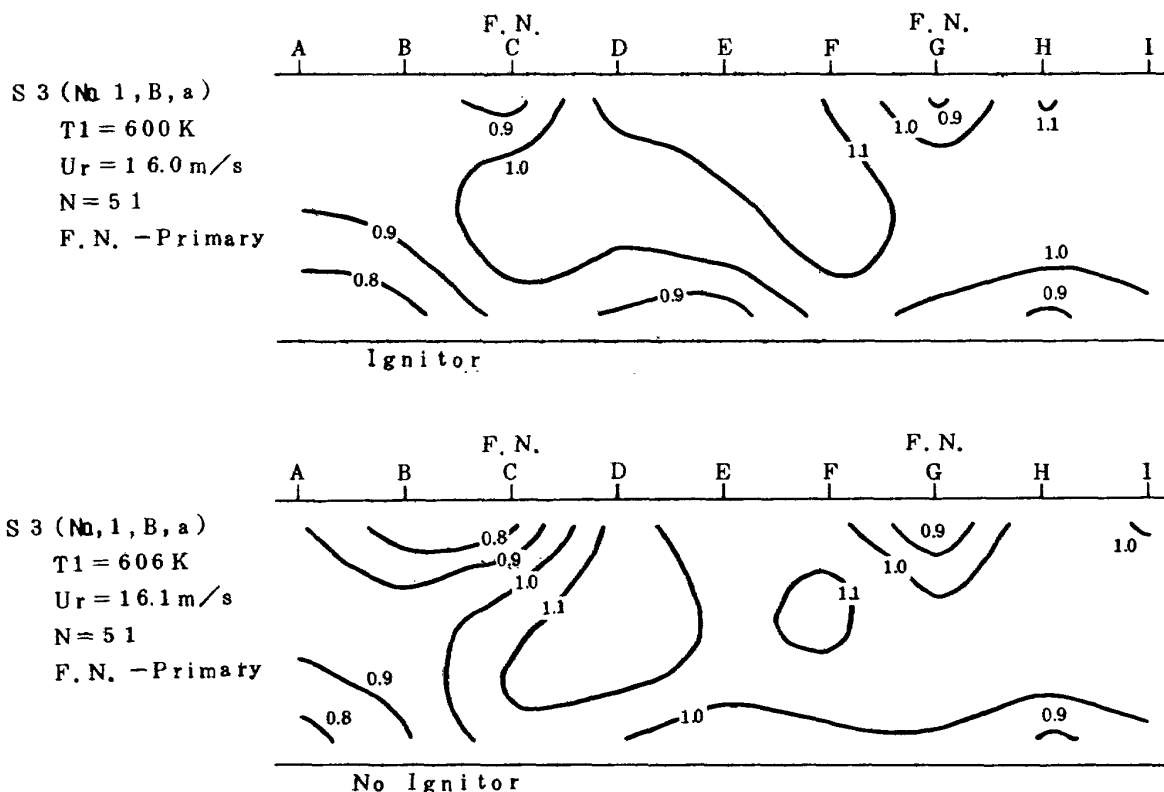


図3.2 燃焼器出口温度分布 - 点火栓の影響

ることにもよる。その点について、点火栓を取外した実験で、点火栓があればふさがれる孔を盲にして、温度分布を測定すると、点火栓のある場合に近い結果がでることも、この推定の根拠となる。

4.2 温度分布とガス濃度分布

燃焼器出口温度分布は、燃焼領域での燃焼の不均一性と希釈空気の流れのし方により形成されると考えられる。そこで、燃焼の空間的なかたよりを知るために、ガス濃度分布を求めた。ここでは、温度分布を測定したと同じ出口位置で、六種類 (NO, NO_x, THC, CO, CO₂, O₂) のガス濃度分布を測定した。測定点は、周方向にA~Iの9点、半径方向に5点とし、合計45点であり、その値で等濃度線のマップを作成する。測定法は、THCについてはFID法、CO, CO₂については非分散赤外法、NO, NO₂については化学発光法、O₂については磁気モーメント法である。これらの詳細については、ここでは省略する。

ガス濃度分布および同条件での温度分布を図3.3に示す。この結果によると、全体的なパターンは、CO濃度分布を除いて、温度分布と深い関係をもつ。温度が高いところで、高濃度となるのは、CO₂, NO, NO_xであり、反対に、低濃度となるものは、THC, O₂である。顕著なことは、CO₂濃度分布がほとんど温度分布と同

じパターンになり、O₂濃度分布が逆のパターンになっている点である。また、興味深いのは、THC濃度分布である。この分布には、二つの特徴的な性質が重なっている。ひとつは、外径側の壁近傍で高濃度となっていることで、これは外径側で壁面冷却が強いいため、燃えずに排出されると考えられる。もうひとつは、やはり壁から離れたところでは、高温となる位置で低濃度となっていることである。

次に、等濃度線のパターンと等温度線のそのの相似性

表3 温度分布とガス濃度分布の相関値

	Temperature		
	S 1		S 3
	T1=600 K Ur=16m/s N=50	T1=450 K* Ur=14m/s N=70	T1=600 K Ur=16m/s N=50
THC	-0.212	0.265	-0.282
CO ₂	0.846	0.885	0.936
CO	0.571	0.867	-0.158
NO _x	0.842	0.534	0.863
NO	0.702	0.823	0.623
O ₂	-0.854	-0.887	-0.935

* Gas Concentration Distorsion -
T1=450 K
Ur=14 m/s
N=100

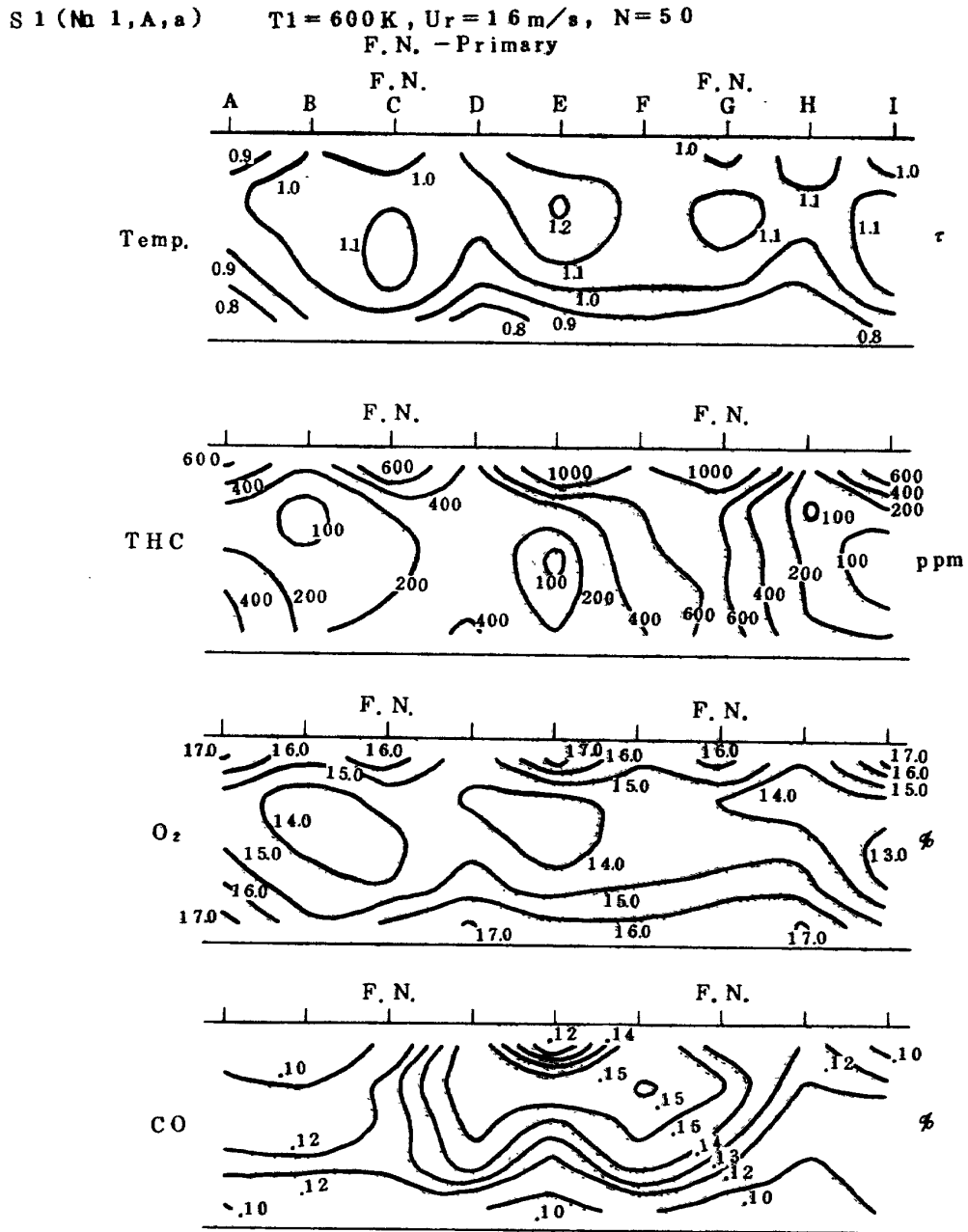


図33-(1) ガス濃度 (THC, O₂, CO) 分布と温度分布の比較

を数量的に表現するために、付録Aに述べる相関値を用いる。この相関値を、燃焼器S1, S2について求めたものを表3に示す。この相関値により、CO₂濃度分布が温度分布と同じパターンに、O₂濃度分布が逆のパターンになることがよく表現されている。また興味深いのは、CO濃度分布と温度分布の相関値である。高出力時のように燃焼効率がよい状態では、相関が低い、低出力時のように効率が悪い状態では、CO濃度分布と温度分布は相似してくる。つまり、このような場合には、熱発生過程でCOが排出されていることがわかる。

5. 解析および考察

模型燃焼器実験で重要なことは、実機エンジンの燃焼器の現象をどこまで表現できるかである。従来から、燃焼器単独の試験で得られた温度分布とエンジンでの燃焼器出口温度分布が異なるのではないかと問題が提起されている。その相違点というのは、実機エンジンの温度分布でのほうが、燃焼器単独でのそれに比べて、内径側に高温部が移動しているのではないかとことである。ただし、エンジンでは、燃焼器出口温度分布を直接には測定できず、次の二つの方法でもって推定する。ひ

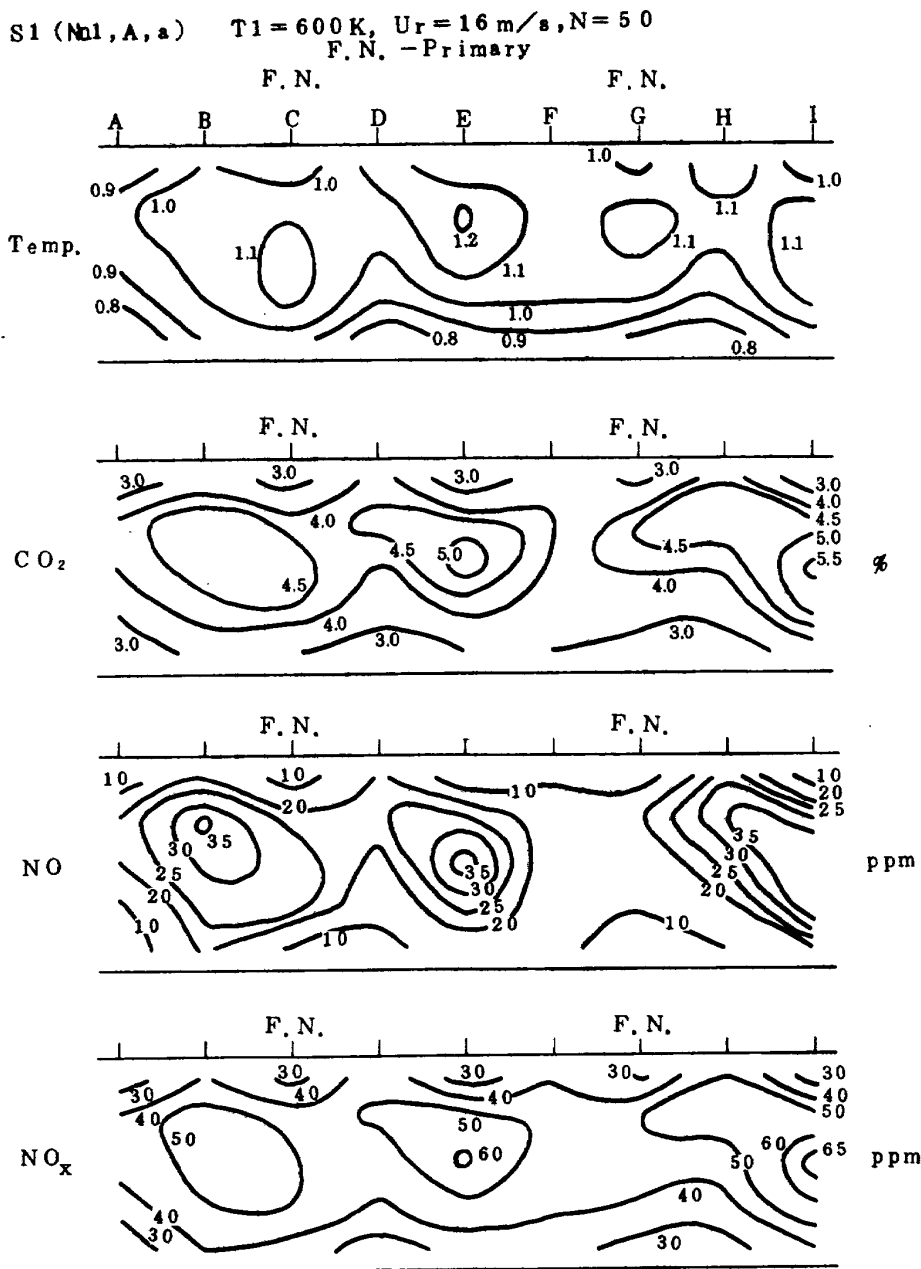


図 3 3-(2) ガス濃度 (CO_2 , NO , NO_x) 分布と温度分布の比較

とつは、図 3 4 に示す高圧タービン出口位置で、半径方向 4 点、周方向 6 点にて温度分布を測定して推定する。他のひとつは、タービン・ノズルの焼け様子を観察して、その位置や程度から、温度分布を推定する。高圧タービン出口位置での半径方向温度分布を図 3 5 に示す。また、焼けの観察では、タービン・ノズルで全周上 16 ヶ所の焼けがあり、特に、内径側で顕著であった。以上のエンジンでの結果と、図 1 4 等に示すここでの実験結果を比較すると、温度分布の内径側に大きな相違点があることが明らかである。

そこで、まず解析結果を用いて、エンジンの燃焼器で

の温度分布を考察する。燃焼器出口での温度分布は、いろいろな要因により生み出されるゆがみが重なり合って形成されていると考えられる。したがって、これらの個々のゆがみを分けて考える。周方向に作り出す規則性から、その要因を分類すると図 3 6 に示すようになる。ただし、このセクタ燃焼器模型は、円周を四分割したものであるため、点火栓に関しては、全周上二ヶ所に取付けられているアニュラー燃焼器の場合と異なる。

図 3 6 に示すさまざまな要因の影響の強さを分離するために、各半径位置で、周方向の温度ディストーションをフーリエ分解する。燃焼器 S 4 にて、各モードの強さ

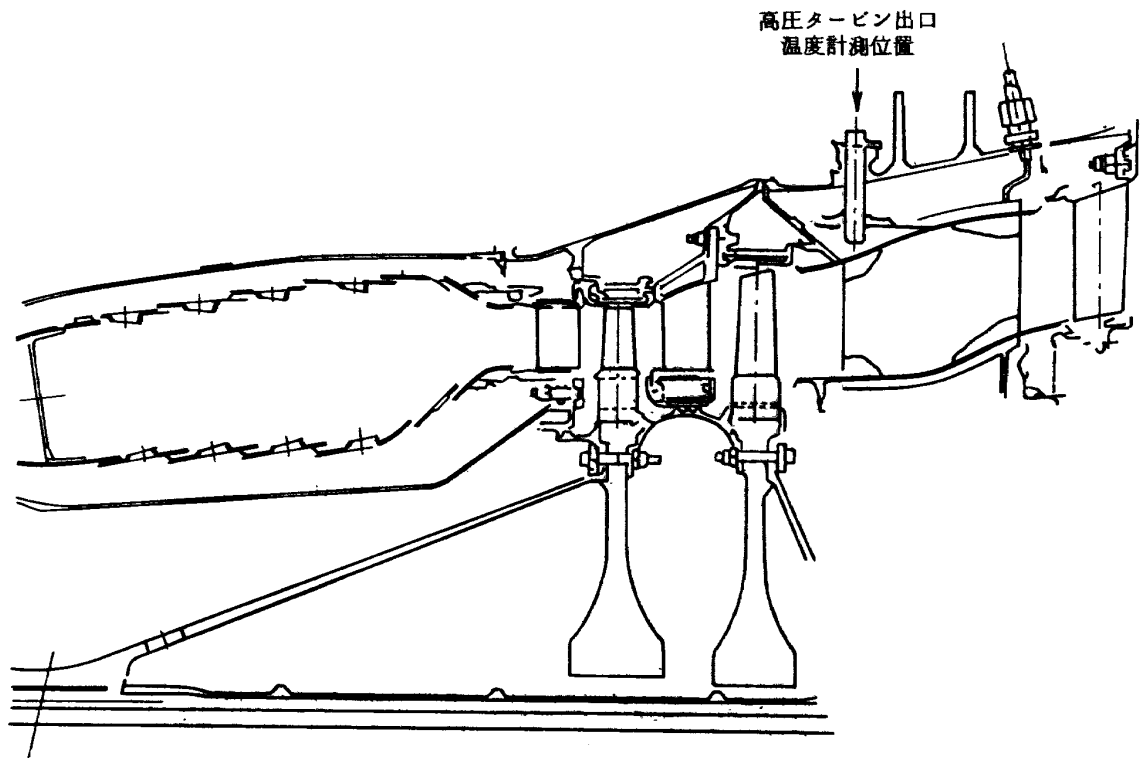


図34 高圧タービン出口温度計測位置

を求めた結果を図37に示す。この結果で注目すべきものは、燃料噴射弁ピッチに一致する第2モードと、空気孔(最終列の)ピッチに一致する第4モードである。第2モードは、燃料噴射弁が離散的にあるため、火炎が個々独立している傾向が強いとき、大きくなるモードである。空気孔と関係が深い第4モードは希釈空気が流入して、しかも高温燃焼ガスとの混合が不完全なときに、強く現われるモードである。

第2モードについて、空燃比を変えたときの位相と大きさを図38に示す。ピークの位置は、すべての空燃比で、変化はなく、どの半径位置でも、燃料噴射弁の後方にある。これは、実機エンジンで、タービン・ノズルの全周16ヶ所の焼けが、噴射弁後方で目立つことと一致する。また、そのモードの大きさを半径方向に注目すると、空燃比を小さく(燃料を増加)するにしたがい、内径側で大きな値となる傾向がある。この結果は、実機エンジンで、タービン・ノズルの16ヶ所の焼けが、特に内径側で目立っていた事実と関係があると考えられる。つまり、この全周16ヶ所性のディストーションが、出

口温度分布において支配的になったときは、内径側にその高温部ができることを意味する。言い換えるならば、このような燃焼器では、噴射弁ピッチの焼けができるときは、その位置は内径側である。

次に、前述の相違点について、上記のほかにも、もうひとつ注目すべき実験結果がある。それは噴霧の影響である。図18に示すとおり、噴霧により高温ピーク部の位置、その大きさが強い影響を受ける。したがって、噴霧がエンジンの燃焼器と模型燃焼器で、どう異なるのか考察する必要がある。大きく変わる要因は圧力で、この圧力が噴霧の分散に影響を与えることが予想される。噴霧への圧力の影響は、周囲の条件との干渉があり、複雑であるが、定性的には高圧下での噴霧は、空気密度の増加のため、分散し難くなり、噴霧角はしばむ傾向となる。その結果、エンジンの燃焼では、セクタ燃焼器実験でのメイン噴霧やプライマリ・メイン併用噴霧に近い状態になると推定される。そのような状態では、高温ピーク部の位置は内径側に近く、エンジンでのタービン・ノズルの焼けと一致する。

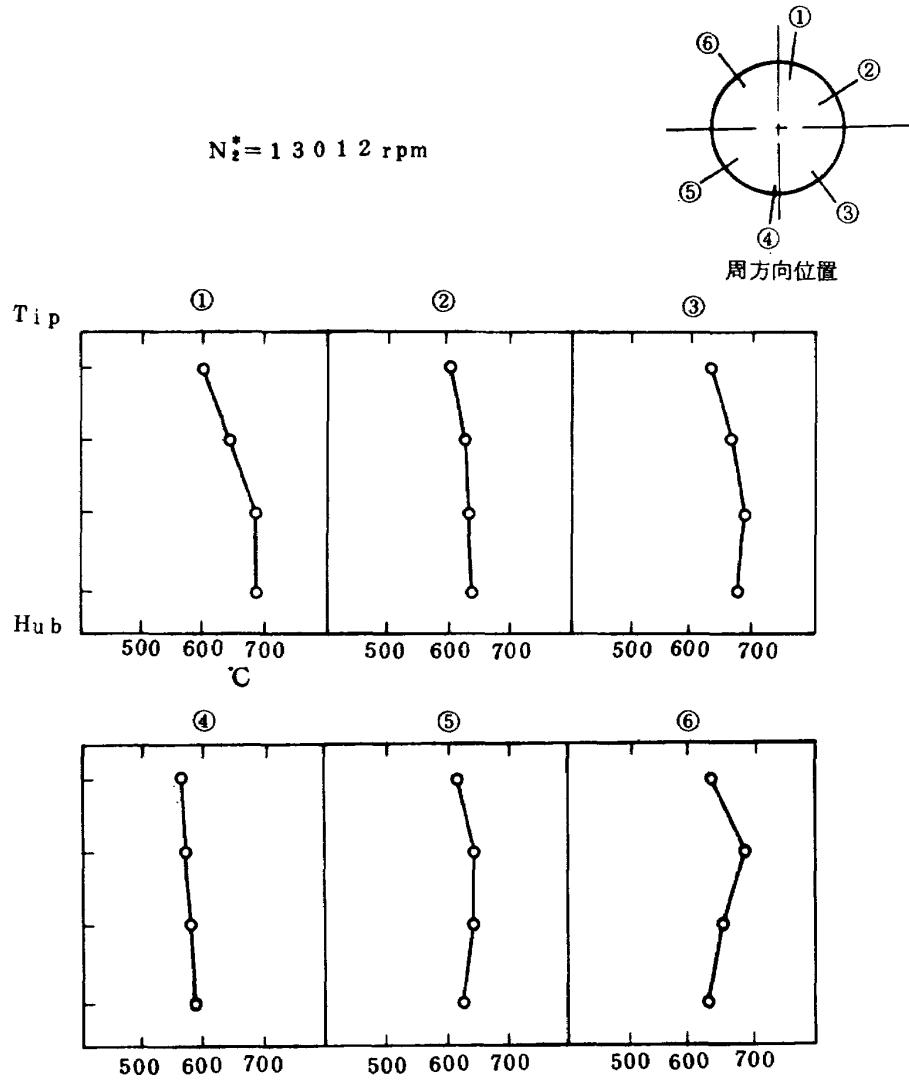


図 3 5 高圧タービン出口温度分布

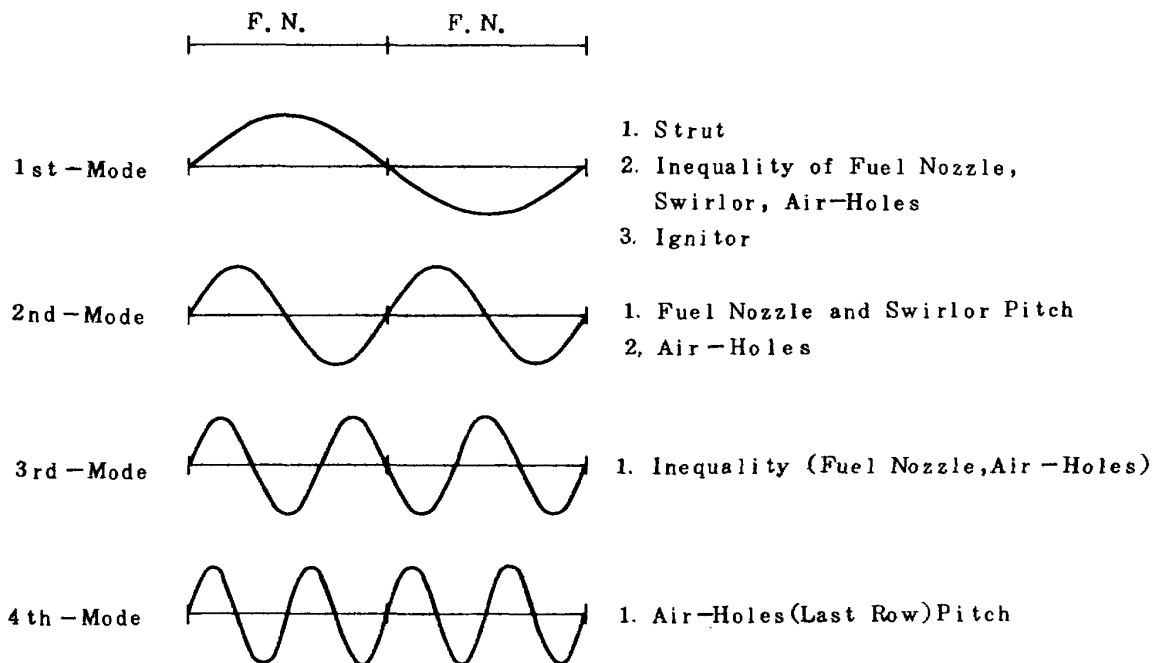


図 3 6 各周方向ディストーションと因子

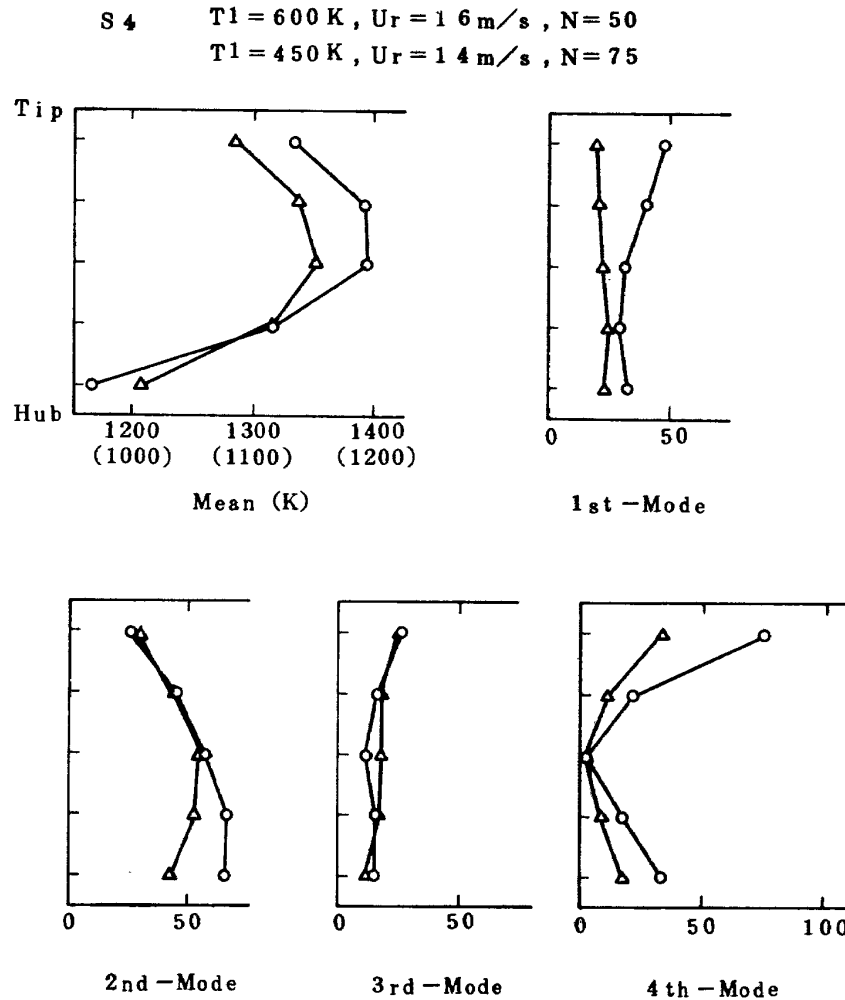


図37 各モードの大きさ

6. まとめ

出口温度分布に関する以上の結果を、比較検討し、まとめると次のようになる。

- (1) 燃焼器出口温度分布に強い影響をもつ要因は、幾何形状である。なかでも、空気孔配列が大きな要因で、温度分布パターンの全体を制御できる。また、分流板は、特に半径方向分布にかなりの影響をもつ。
- (2) 噴霧状態の果す役割が大きい。顕著な高温部は、燃焼領域で形成され、その原因は噴射弁が離散的な独立火炎を作るためと考えられ、その傾向は噴霧シースが縮むほど強い。
- (3) 流速、入口温度、抽気の有無などの作動条件は、一般に大きな影響を与えない。ただし、空燃比は影響をもつが、噴霧圧が変わり噴霧角などが変わるこ

とが主因と考えられる。

- (4) 出口に近い位置での希釈空気孔による出口温度分布の修正では、希釈空気と燃焼高温ガスとの混合が出口までに十分行なわれず、高温部分を押し上げたり、ずらせたり、位置を移動させることができても高温部そのものを解消することは困難である。
- (5) シュラウド・エアを旋回させ、噴霧角を広げた燃料噴射弁では、空燃比50で、顕著な高温部が消えた。出口温度分布の改善には、噴射弁の改造は有効な手段である。
- (6) 最終列空気孔の温度ディストーションは、A配列では見られるが、B配列ではほとんどない。これは、B配列には空気孔が燃焼器の上流半分ほどまでにあるため、希釈孔としての効果は小さいと考えられる。
- (7) 燃焼器 S1, S2, S3 において、外径側空気孔か

S 4 $T_1 = 600\text{K}$, $U_r = 16\text{m/s}$, F.N. - Primary

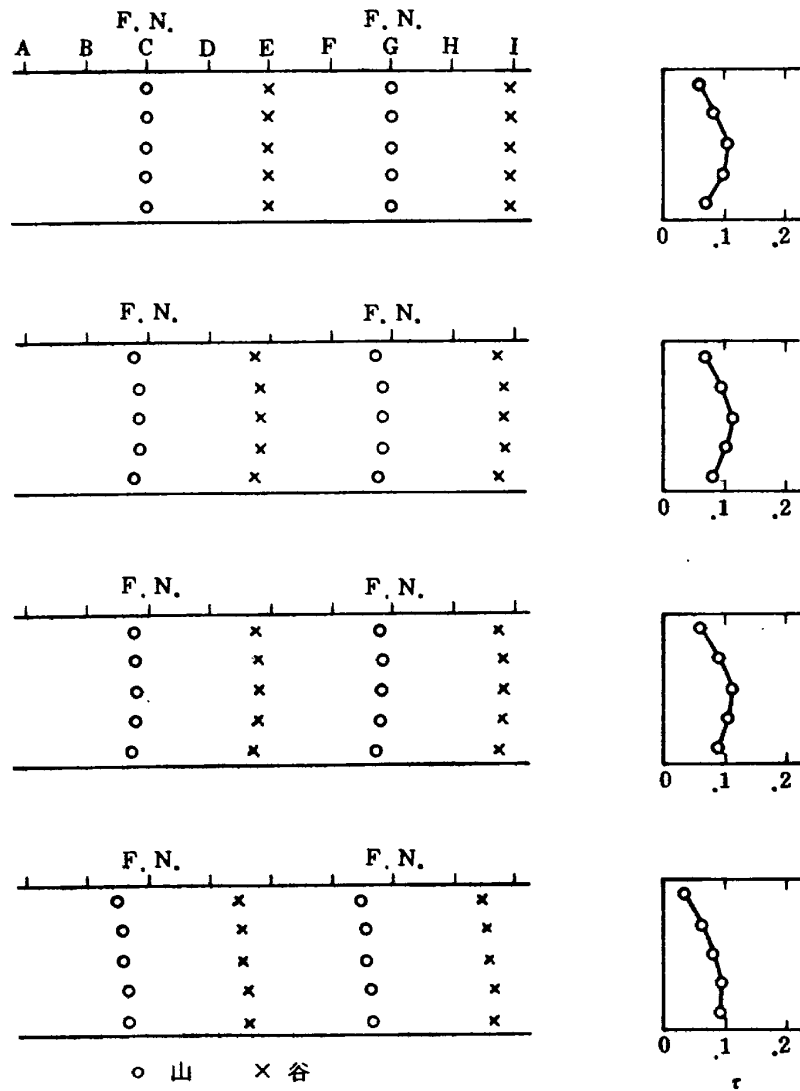


図 38 第2次モードの位相と大きさ

らの空気は内部まで貫流していないが、内径側では、中央付近まで貫流していると考えられる。これは、出口へ至るまでの断面積変化の幾可形状のためと考えられる。

今後の研究に必要なことは、第一に実機エンジンでの燃焼器の状態を推定し、知ることが必要である。それにより、模型燃焼器での結果を、有効にエンジンの燃焼器へ適用できるようにすること。第二に、種々の場合での模型実験をすることにより、どの因子が、温度分布にどんな影響を与えるかを知り、実機エンジンで発生する問題の解を推定できる情報を得ることである。

記号

- C : 相関値
- N : 空燃比
- P_t : 全圧 (Kg/cm^2)
- T : 温度 ($^{\circ}\text{K}$)
- r : 無次元上昇温度

(添字)

- 1 : 燃焼器入口
- 2 : 燃焼器出口
- i(j) : 各測定点周方向(半径方向)位置
- me : 平均値

文 献

- 1) George B Cox, Jr.; An Analytical Model for Predicting Exit Temperature Profile from Gas Turbine Engine Annular Combustors, AIAA paper No 75-1307 (1975)
- 2) 堀内正司, 中野篤治; 高压燃焼器におけるうず巻噴射弁の作動, 航技研資料 TM-253 (1973-12)
- 3) 鈴木邦男, 石井浅五郎; 高压燃焼器の研究(V), 航技研資料 TM-299 (1976-4) [配布先限定]
- 4) 田丸卓, 他; FJR 710/600 エンジン燃焼器設計のための環状, および箱形燃焼器による要素試験, 航技研資料 TM-385 (1979-6) [配布先限定]

付録A 相関値および離散型フーリエ分解

(1) 相関値

本報告では, 燃焼器出口温度分布を, 主に等温線マップとして示しているが, 各マップ間の相似性などを考えるさいに, 互いに似ているか, 似ていないかの判断が主観的な表現になりがちである。したがって, 次に定義する値でもって, 二つのパターンの相似性の程度を数量的に表現する。

$$C_{f\theta} = \frac{\sum (f_{ij} - \bar{f})(\theta_{ij} - \bar{\theta})}{\sqrt{\sum (f_{ij} - \bar{f})^2} \sqrt{\sum (\theta_{ij} - \bar{\theta})^2}}$$

f_{ij}, θ_{ij} : 各測定点での物理量 (温度, ガス濃度)
 $\bar{f}, \bar{\theta}$: 全測定点の平均量
 i, j : 出口での空間座標

この値 $C_{f\theta}$ は, 平均値からの変動が一方で正のとき他方も正となる傾向があると, 正值をとり, 逆に負になる傾向があると, 負値となる。なお, 正規化をしてあるため, +1 となるときは完全に相似であることを意味し, -1 となるときは, 反転した相似を意味する。

(2) 離散型フーリエ分解

空間的なディストーションは, さまざまなものが重なり合って, 形成されていると考えられる。そこで, それぞれのモードに, ディストーションを分解するのに, フーリエ分解を用いる。ここでのデータは, 測定点が有限個数であるため, 連続値でない。したがって, 離散型フーリエ分解を用いる。実際の計算は, 空間的に等間隔の N 個のデータから次の式により求められる。

$$0 \text{次モード: } I_0 = \frac{\sum f_i}{N}$$

$$n \text{次モード: } A_n = \frac{2}{N} \sum f_i \cos \frac{2\pi n i}{N}$$

($n \neq 0$)

$$B_n = \frac{2}{N} \sum f_i \sin \frac{2\pi n i}{N}$$

$$I_n = \sqrt{A_n^2 + B_n^2}$$

$$\theta_n = \tan^{-1} \frac{A_n}{B_n}$$

ただし

$$A_n, B_n > 0 \quad \text{第一象限角}$$

$$A_n > 0, B_n < 0 \quad \text{第二 "}$$

$$A_n, B_n < 0 \quad \text{第三 "}$$

$$A_n < 0, B_n > 0 \quad \text{第四 "}$$

i : 周方向位置

付録B 温度分布補足

本研究では, 出口温度分布について, 空間的に詳細なトラバースを行なった測定をするとともに, 作動条件をさまざまに変えて, 実験を行なった。したがって, 本論で示すことができなかったもので, 資料として必要な出口温度分布マップをここで補足する。ある因子の影響は, 他のパラメータの組合せを変えると, 異なる場合がある。そこで, ここでは他のパラメータの組合せを種々変えたものの比較をも示す。

(1) 各燃焼器の比較

図 B.1.1 アイドル時での各燃焼器の比較

(S 1, S 2, S 3)

図 B.1.2 アイドル時での各燃焼器の比較

(S 4, S 5, S 6)

図 B.1.3 メイン噴霧での各燃焼器の比較 (S 4,

S 5, S 6)

図 B.1.4 プライマリ・メイン併用噴霧での各燃焼器

の比較 (S 4, S 5, S 6)

図 B.1.5 空燃比が大きな場合での各燃焼器の比較

(S 4, S 5, S 6)

(2) 噴霧状態の影響

図 B.2.1 アイドル時での噴霧状態の影響 (S 4)

図 B.2.2 アイドル時での噴霧状態の影響 (S 6)

(3) 空燃比の影響

図 B.3.1 メイン噴霧での空燃比の影響 (S 4)

図 B.3.2 メイン噴霧での空燃比の影響 (S 6)

図 B.3.3 入口温度が低いときの空燃比の影響

(4) 流速の影響

図 B4.1 空燃比が大きな場合での流速の影響

図 B4.2 メイン噴霧での流速の影響

(5) 入口温度の影響

図 B5.1 空燃比が大きな場合での入口温度の影響

図 B5.2 メイン噴霧での入口温度の影響

(6) 抽気の影響

図 B6.1 空燃比の大きな場合での抽気の影響

図 B6.2 メイン噴霧での抽気の影響

($T_1=450$ K, $U_r=14$ m/s, $N=70$)
F. N. - Primary, P. Profile - $\phi 4H10$, NO Bleed

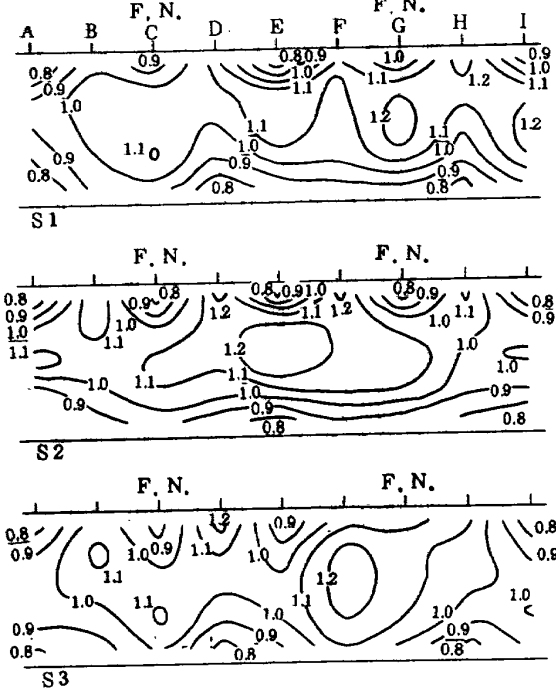


図 B 1.1

($T_1=400$ K, $U_r=14$ m/s, $N=75$)
F. N. - Primary, P. Profile - $\phi 7H12$

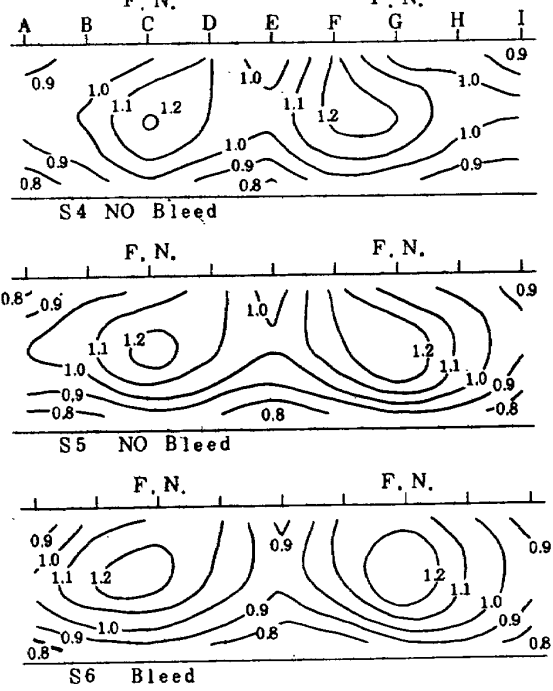


図 B 1.2

($T_1=600$ K, $U_r=16$ m/s, $N=50$)
F. N. - Main, P. Profile - $\phi 7H12$

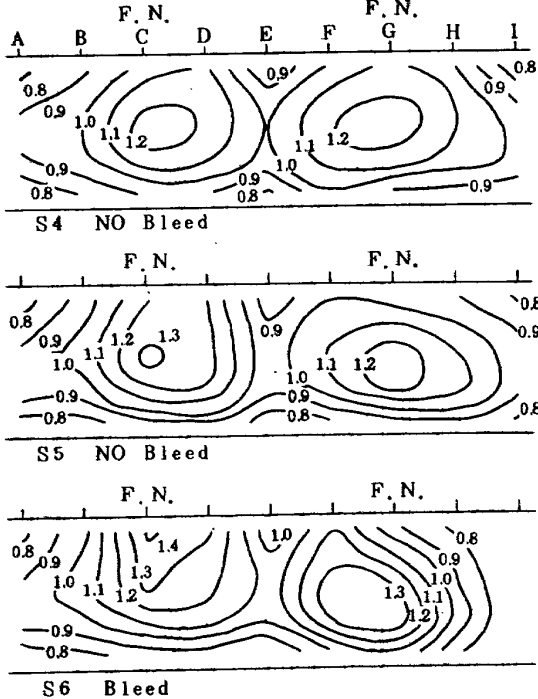


図 B 1.3

($T_1=600$ K, $U_r=16$ m/s, $N=50$)
F. N. - Main&Primary, P. Profile - $\phi 7H12$

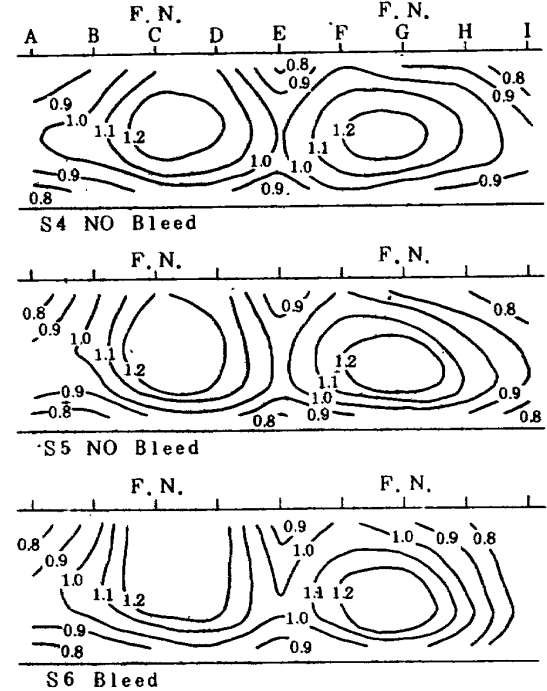


図 B 1.4

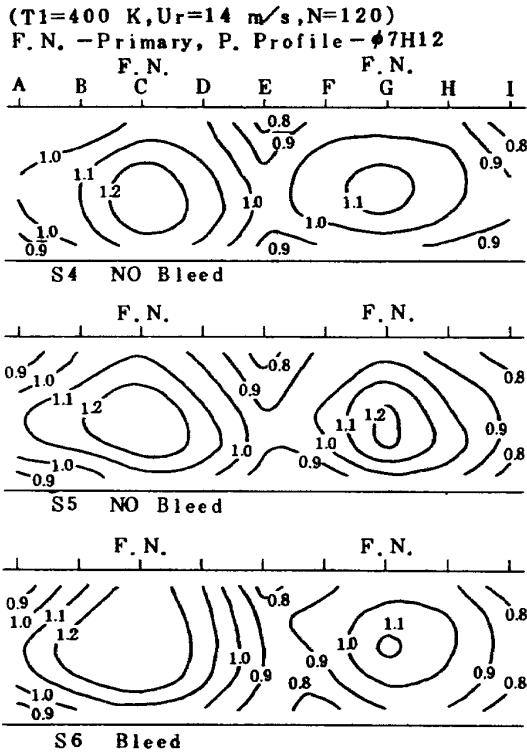


図 B 1.5

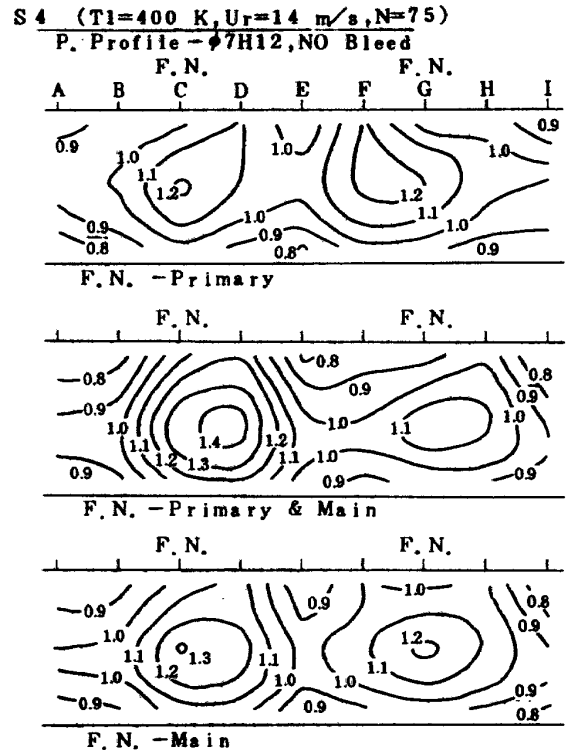


図 B 2.1

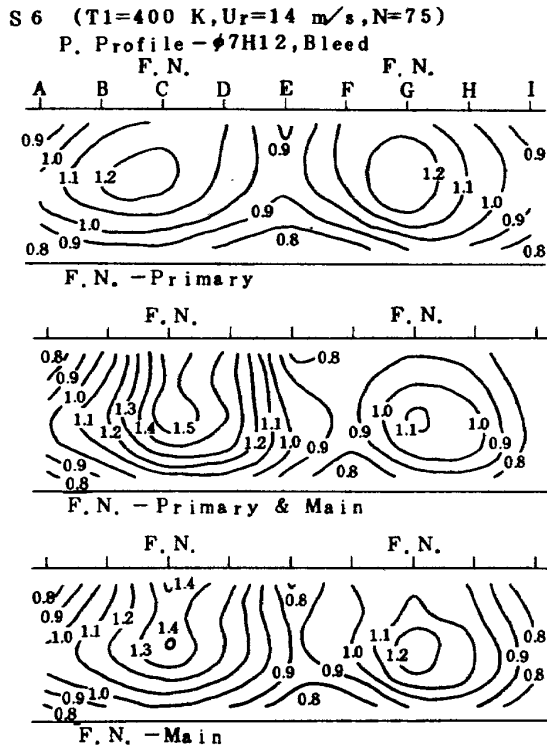


図 B 2.2

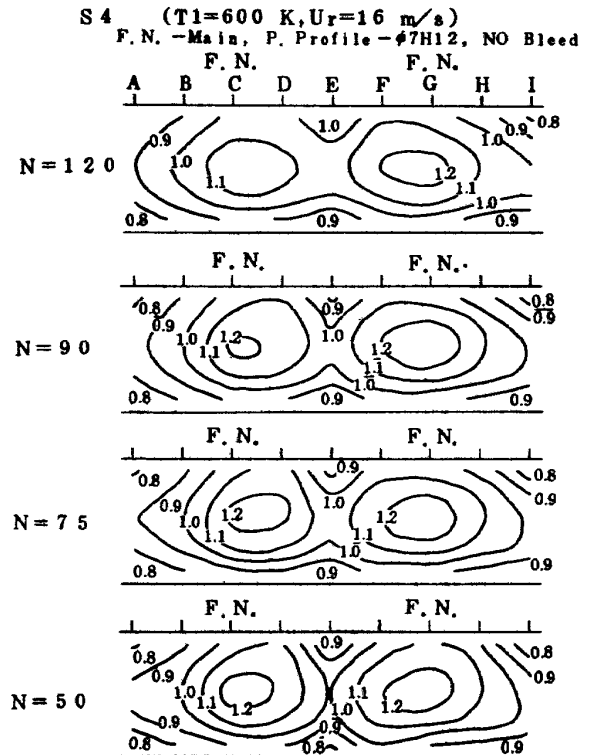


図 B 3.1

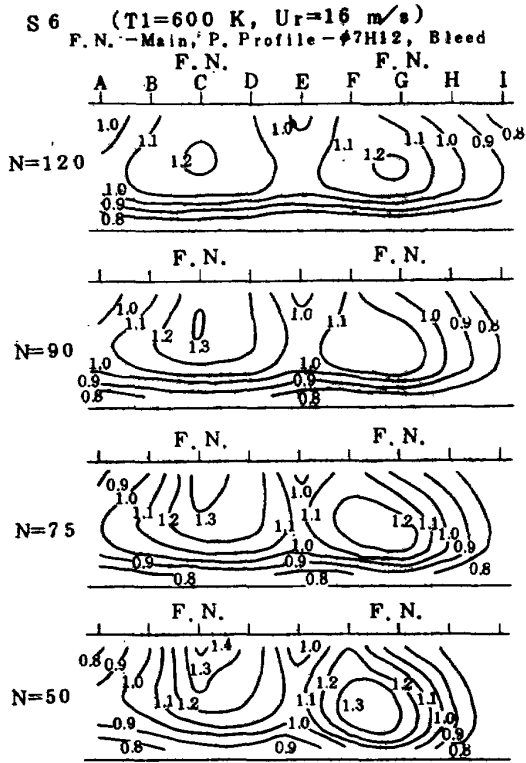


図 B 3.2

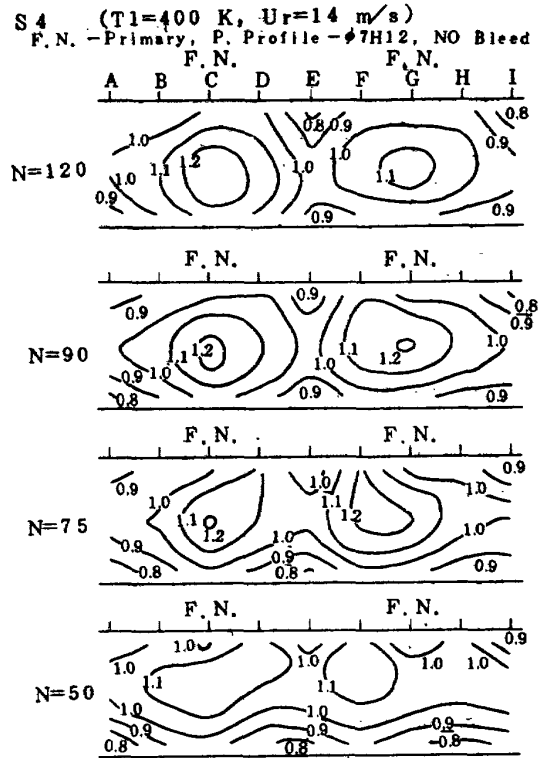


図 B 3.3

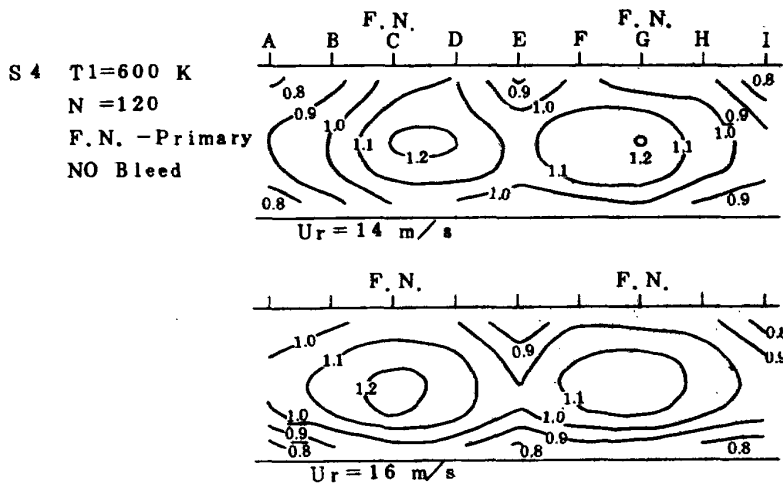
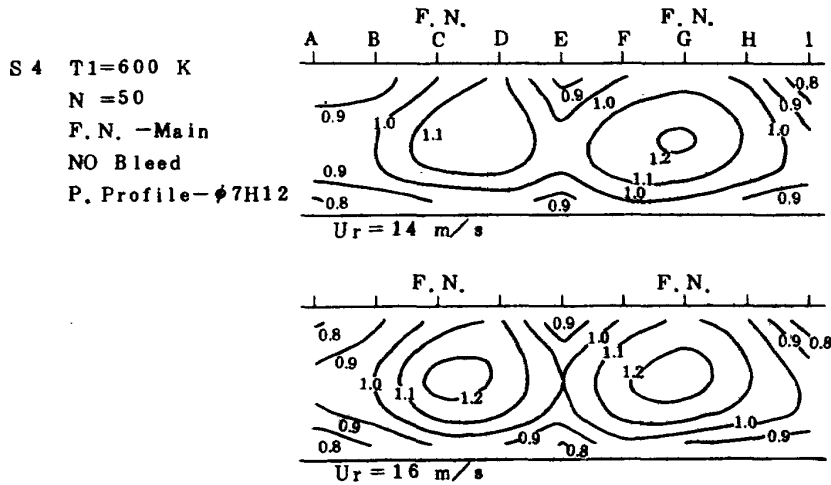


図 B 4.1



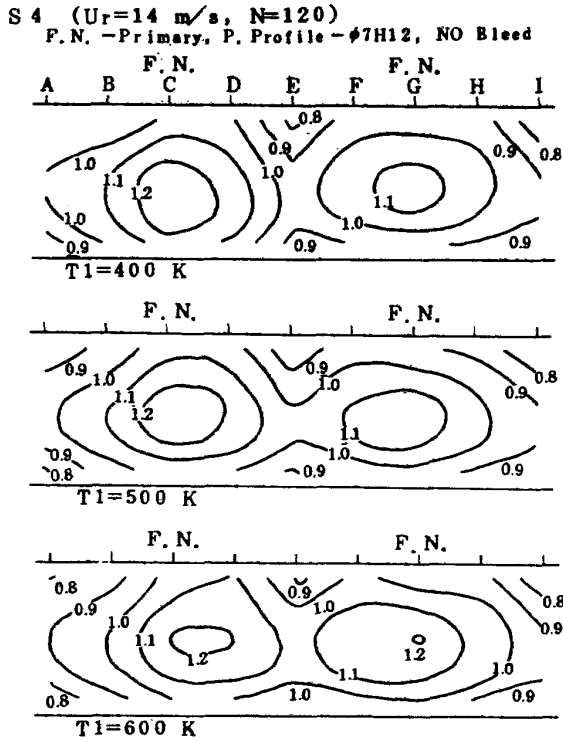


図 B 5.1

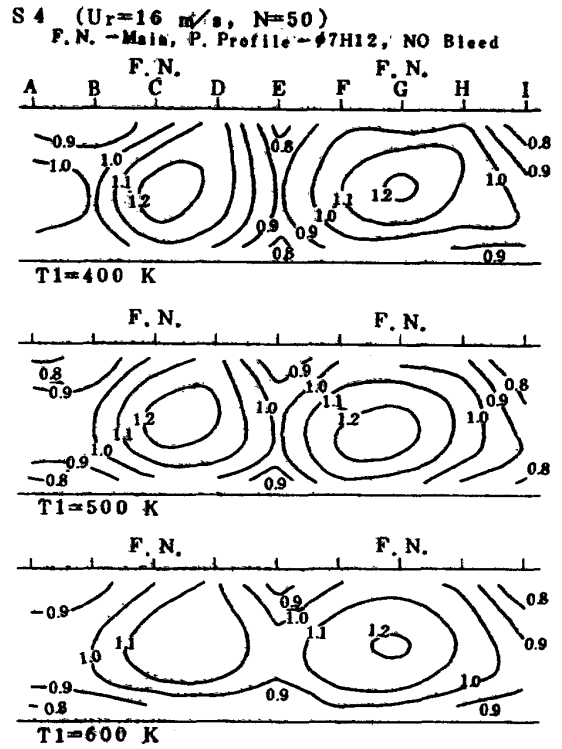


図 B 5.2

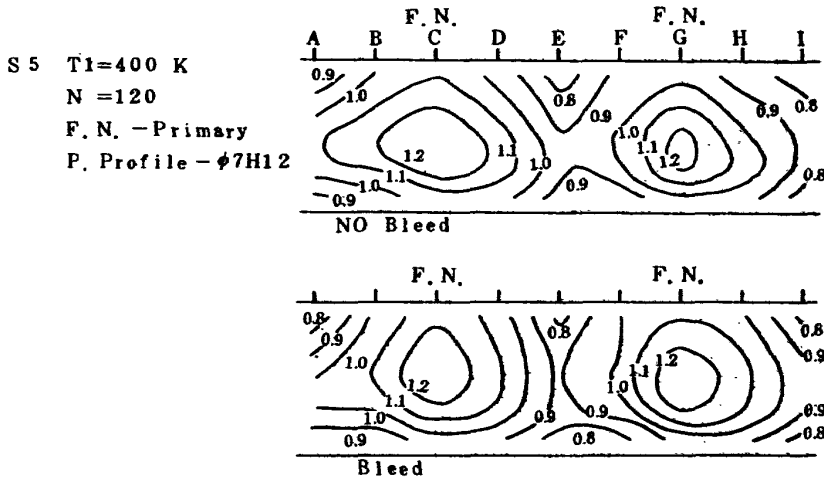


図 B 6.1

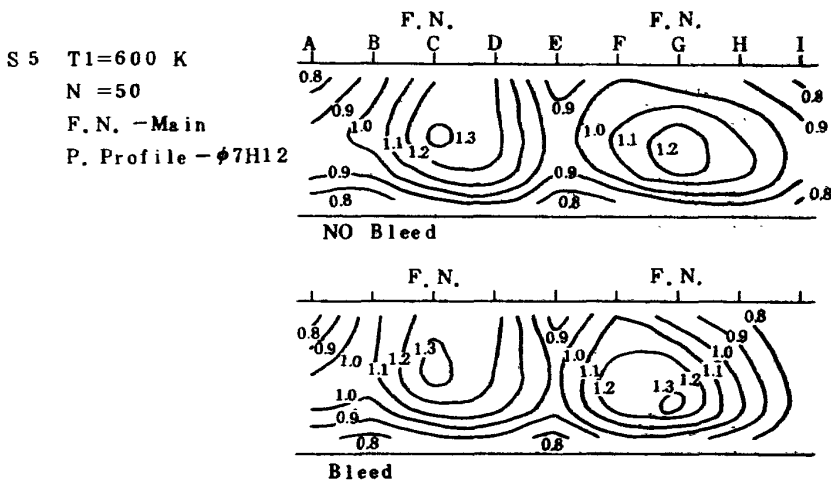


図 B 6.2

航空宇宙技術研究所資料 402 号

昭和55年1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 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
