

UDC 536.7
533.6.071

航空宇宙技術研究所資料

TM-54

熱衝擊試験用風洞整備試験

武藤洋治郎・池田為治
坂元思無邪・光山敏雄

1965年5月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 一, 木本 登, 清水 福寿
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2月	樋口 雄, 戸川 隼人, 三好 芳雄, 能美 良三, 海洲 三夫, 長洲 秀夫, 細川 巖登, 橋本 和之, 内田 為治, 池田 治
TM- 4	18cm×20cm超音速風洞について	1962年 5月	
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8月	
TM- 6	18cm×18cm遷音速風洞整備試験	1962年 8月	
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8月	
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9月	
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2月	永井 文雄, 小川 鉦一
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3月	竹林 幸彦, 中井 映一, 林井 一, 小原 英
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の予備的 フラッタ実験	1963年 3月	
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3月	中井 映一, 小原 英, 海良 三, 安藤 泰, 橋本 登, 高木 俊, 松木 正, 鳥崎 忠雄, 藤井 昭一
TM-16	フラッタ試験設備測定部変換ノズルの 予備試験	1963年 4月	
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関す る一考察	1963年 5月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6月	山小 野幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1m×1m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7月	高木 廣治, 谷 喬, 藤秀 夫, 新井 喬忠, 斎藤 和之, 飯田 宗四郎, 北谷 勇, 中井 治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年 9月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年 1月	高橋 利之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1月	橋爪 宏, 中井 映一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1月	谷 喬, 原 亘利, 柳 盛三, 立 政, 中井 映一, 橋本 俊朗, 安藤 泰勝, 高木 政文, 小橋 安次郎, 宮 沢
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2月	
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3月	
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4月	牛田 健二, 高橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4月	榎 並敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年 6月	高木 廣治, 斎藤 秀夫, 石原 久蔵, 石井 孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年 7月	
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年 9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治, 滝沢 実次, 田寺 木一
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関 昌夫, 田寺 木一, 日出 夫
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男, 松本 宏, 石井 浅五郎, 広木 強, 山中国 雅俊, 竹内 和之, 藤枝 郭一, 幸尾 治朗, 岡 遠
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年 1月	
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年 2月	平林 一, 橋本 登, 林 二識, 吉 永 崇

熱衝撃試験用風洞整備試験*

武藤洋治郎**,*** 池田為治***

坂元思無邪*** 光山敏雄***

まえがき

ジェットエンジンはその起動および停止に伴って、急熱、急冷が繰り返される。このために、タービンノズルやブレードなどは急激に熱応力を生じ、き裂を生ずることがある。このように急激に熱応力を生ずる現象を熱衝撃という。

この風洞はこのような熱衝撃による材料の強度を研究するために設置されたもので、高温と常温の空気が交互に吹き出すようになっている。実験はこの風洞の吹出口に試料を取り付けて繰り返し急熱、急冷を行なう。このために必要な高温と常温の空気は、常温の空気が流れている風洞内で、プロパンガスの燃焼と燃焼停止を周期的に行なうことによって得られる。この燃焼の断続は、時間と温度のいずれによっても制御することができる。

この報告はこのような装置の概要と、吹出口における温度分布を良好にするために行なった整備試験とについて述べたものである。

第1章 装置の概要

この装置の構成は、主として送風装置とプロパンガス燃焼装置からなる。図1はこれらの概略を示す。

1.1 送風装置

この装置は図1に示すように、送風機と駆動電動機および風管系とからなる。主要諸元は次のとおりである。

送風機型式	450mmφ 片吸込型ターボブロワー
風量	230 ■m ³ /min.
風圧	1,300 mmAq

*昭和40年3月30日受付

**ロケット部

***原動機部

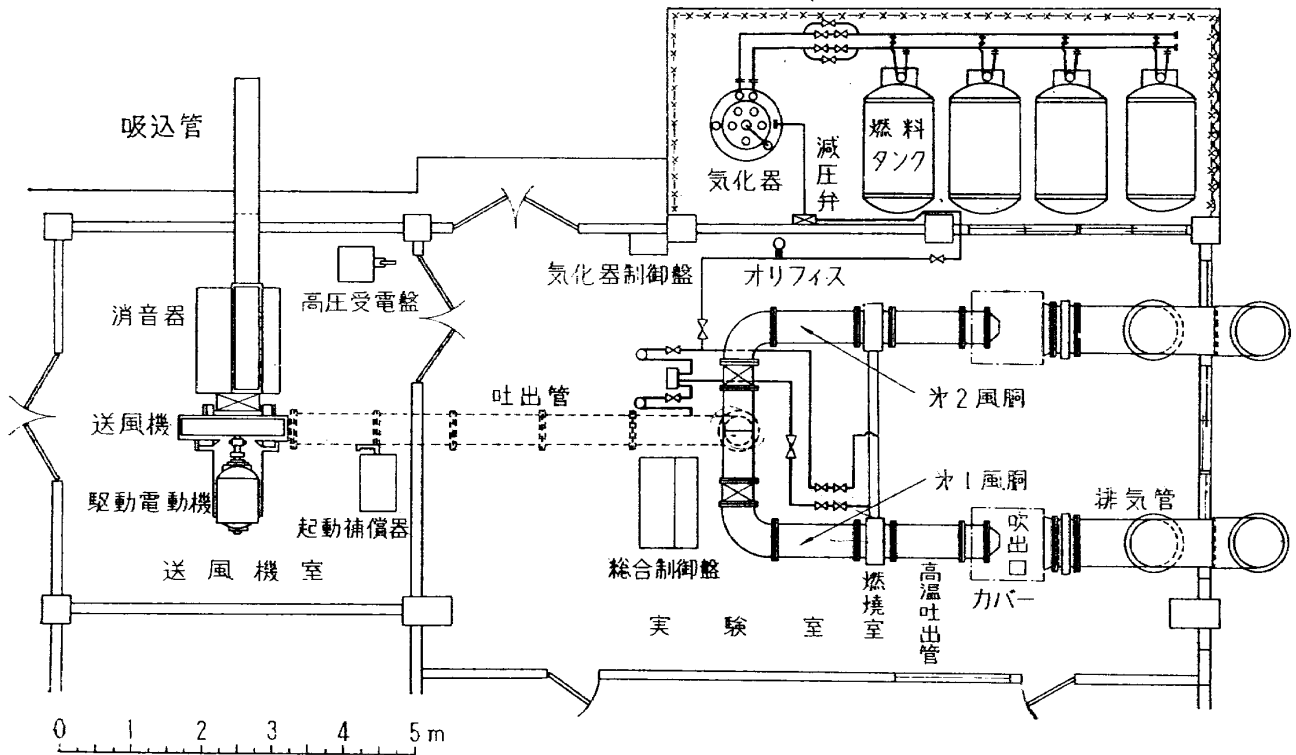


図1 装置概略図

温度	常温
回転数	2,900 rpm
駆動電動機 型式	閉鎖防滴型
出力	75 kW
電圧	3,000 V
極数	2極
回転数	3,000 rpm
駆動方式	起動補償方式
風管系	
吸込管	810 mm×350 mm
吐出管直径	450 mm
燃焼室直径	450 mm
高温吐出管直径	450 mm
高温吹出口	200 mmφ, 100 mm×200 mm 150 mm×200 mm, 100 mm×300 mm
排気管直径	700 mm

送風機は直結した 75 kW の電動機によって駆動され、風量および風圧の調整は、送風機の入口弁と吐出管のダンパーとによって行なう。入口弁およびダンパーの開閉はコントロールモーターで

行ない、これらの制御は総合制御盤で遠隔操作し、弁の開度は同じく制御盤に指示される。

風管系は図1に示すように、吸込管、消音器、吐出管、燃焼室、高温吐出管、吹出口および排気管などよりなる。吸込管は一方が屋外にあり、他方は送風機入口側の消音器に接続してある。吐出管は送風機吐出側よりピットを通り、実験室内で床上に立ち上って二つに分けてある。この分岐した吐出管の先端には、おのおの燃焼室と高温吐出管および吹出口が取り付けられている。排気管はそれぞれの吐出空気を屋外に排出できるように設けてある。分岐した吐出管には、おのおのダンパーと整流格子が設けてあり、ダンパーを切り替えることによって、一方では実験を行ない、他方では別の実験準備ができる。燃焼室は内部にバーナーが支持でき、外周はガス室になっている。高温吐出管と吹出口は最高 $1,300^{\circ}\text{C}$ の温度に耐えるように、厚さ 4.5mm のステンレス鋼(SUS32)を用いた。吐出管の長さは 300mm と $1,000\text{mm}$ の補助管をおのおの2本ずつ準備し、燃焼室から吹出口までの距離が調節できる。吹出口の形は実験の目的によって選択できるように4種類とした。排気管は入口にシャワー室を設けて、高温排気ガスが水冷却できるようになっている。

騒音防止のために、送風機は独立した部屋に設置し、送風機入口には消音器が設けてある。実験室内は簡易な吸音壁とし、室内風管は燃焼室と高温吐出部を除いて防音材吹き付けを行なった。吹出口の周辺は防音材を吹き付けた移動できるカバーで囲うようにした。

1.2 プロパンガス燃焼装置

この装置は燃料供給装置とバーナーおよび燃焼自動制御装置などよりなる。これらの主要諸元は次のとおりで、図2は燃料供給システムの概略を示す。

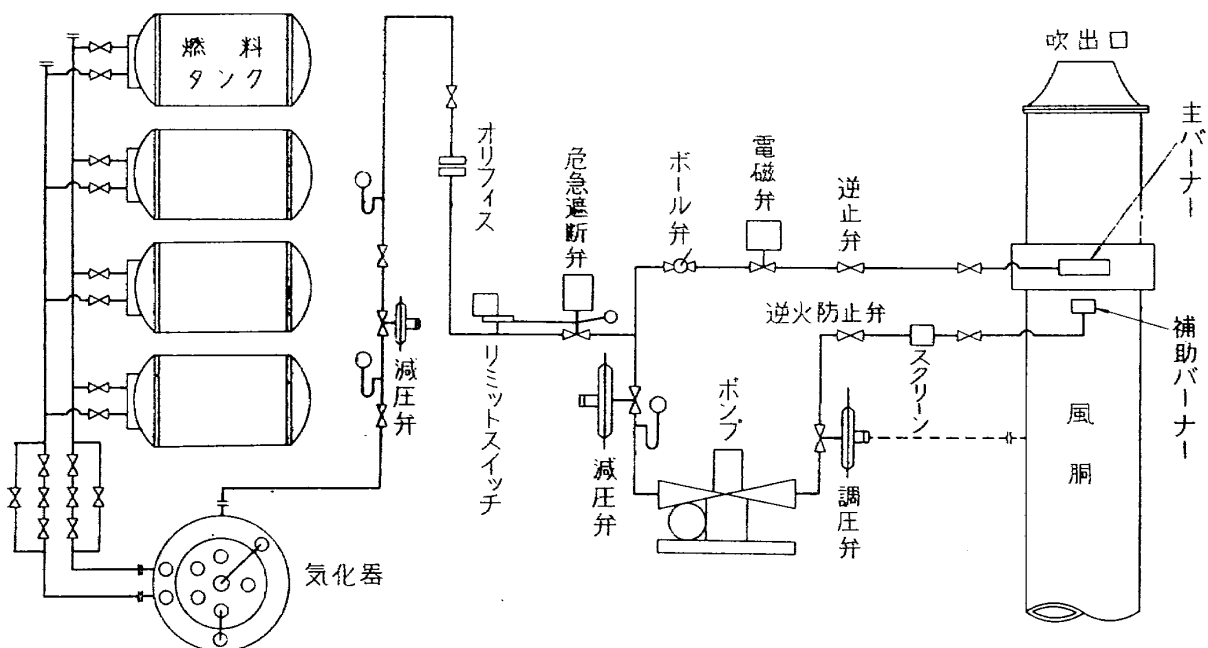


図2 燃料供給装置略図

燃料の種類	一般燃料用プロパンガス
燃料貯蔵量	2,000 kg
気化器能力	最大 100 m ³ /h
バーナー型式	環状型
燃焼温度制御能力	最高 1,400°C
燃焼時間制御能力	最大 5分間

燃料供給装置は燃料タンク、気化器、その他バーナーに燃料を供給するための配管と機器類よりなる。燃料タンクは500 kg プロパンガスタンク4本を並列に連結してあって、常時燃料が補給できる。これらのタンクは直射日光を避けて通風の良い屋外に気化器とともに設置した。気化器は40°Cの温水加熱によって液化ガスを蒸発させるもので、このガス発生量は最大100 m³/hである。水を加熱するためには、10 kWの電気ヒーター3本を用い、その温度制御は2本または1本のヒーターを自動的に点滅して行なう。この気化器の運転制御と監視は実験室内に設けた別の制御盤で行なう。気化器内の液化ガスは常に一定量以下に保持されるようにタンクから自動的に供給され、その制御は気化器とタンク内のガス圧および浮子弁とによって行なう。

燃料供給のための配管および機器類は図2に示すように、主バーナーと補助バーナーの系統がある。主バーナーの供給系統は気化器からバーナーまで、補助バーナーの系統は主バーナー系統の危急遮断弁から補助バーナーまでの範囲である。主バーナー系統の燃料は気化器を通り、減圧弁で1 kg/cm²に減圧されて実験室内にはいり、オリフィス流量計を経てバーナーに供給される。これらの間には、危急遮断弁、逆止弁、ボール弁および電磁弁などが設けてある。危急遮断弁はガス供給圧が規定以下になったとき、ガス通路が自動閉鎖できるものである。逆止弁は逆火その他によるガスの逆流を防ぎ、ボール弁はガス流量の微量調節を行なう。また、電磁弁はその開閉によって、ガスの噴出と停止を自動的に行なうためのものである。補助バーナーのガスは主バーナー系統から分れ、さらに、減圧弁で800 mmAqに減圧し、ふたたびブースターポンプで約2,000 mmAqまで加圧し、調圧弁を経てバーナーに達する。この調圧弁は風圧でガス供給圧を調整し、流量が風圧で影響を受けないように考慮して設けたものである。この系統にも、ポンプとバーナーの間に逆止弁と逆火防止金網が設けてある。

図3は主バーナーと補助バーナーを風管内に取り付けた状態を示す。主バーナーの形についてはあとで述べるが、これを支持するについては、温度変化によるバーナーの膨脹と収縮およびガス漏洩の防止などを十分考慮してある。補助バーナーは主バーナーの着火源であり、運転中常時燃焼を継続させている。このバーナーの着火は電気火花によるもので、図4にこのバーナーの形状を示す。このバーナーは呼称 $\frac{1}{2}$ インチのガス管を使用し、先端に十字形電極を取り付け、先端に近い外周に鏝付きのリングをはめ、火炎保持がよくなるように考慮した。

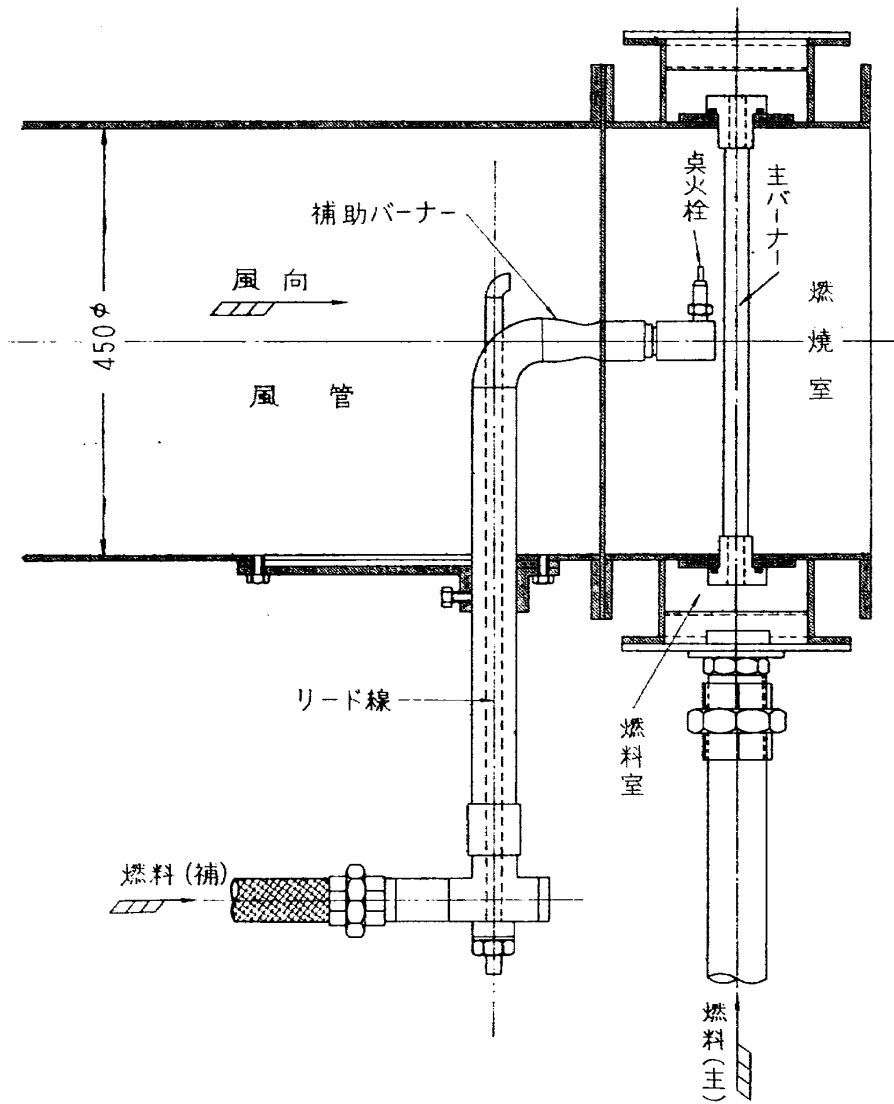


図3 バーナー取付図

燃焼自動制御装置は燃焼の断続を自動的に行なうものである。これは主として主バーナーから燃焼室内に燃料を断続的に噴出することで、この燃料噴出の断続は主燃料供給系統の電磁弁を自動的に開閉して行なう。この開閉制御は時間と温度とのふたとおりに行なうことができる。時間

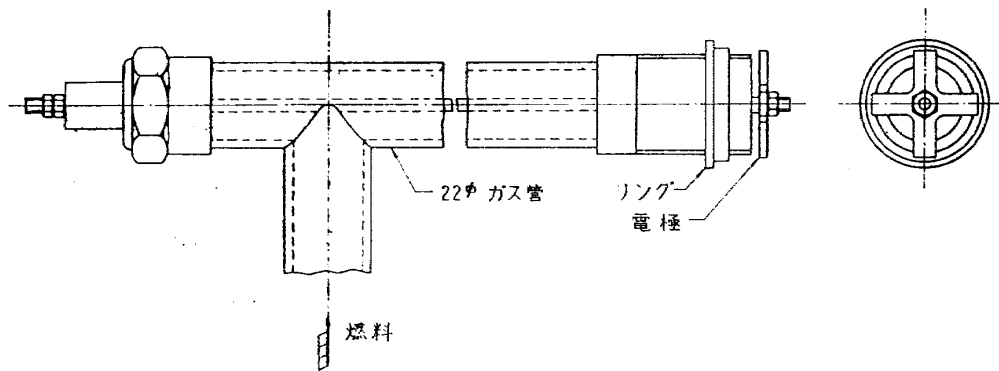


図4 補助バーナー（改良型）

制御は二つのタイマーによるもので、設定できる時間はおのおの最大5分まで任意である。温度制御は電位差計式電子管型調節計を用い、設定温度は最高1,400°Cまで任意である。この調節計は吹出口に取り付けた熱電対の起電力によって作動する。このようにして、周期的に噴出されるガスは常時燃焼している補助バーナーによって着火する。

1.3 計測用機器類

この装置で必要な計測は、風圧、風量、風速、温度、ガス流量、温度変化、繰返し数、試料のき裂発生の探知などである。風量、風圧、風速等はピトー管とU字管マンオメーターで測定し、温度測定は熱電対を用いる。温度変化の指示と繰返し回数の積算は温度制御用の調節計を用い、常時ペン書き記録して行なう。また、短時間の詳細な温度変化の状態は電磁制動型のオシログラフで記録する。熱電対は1,000°C以下の温度に対してはクロメル・アルメル(C・A)を用い、それ以上には白金・白金ロジウム(Pt・PtR)を使用する。ガス流量はオリフィスを用い、この指示と記録および積算計とを併用して同時に行なえる。試験片のき裂発生検査には蛍光探傷器を用いる。また、危害防止のために、ガス漏洩の探知と警報を発する光干渉式ガス警報器を取り付けた。

第2章 整備試験

熱衝撃試験はこの風胴の吹出口に試料を取り付けて熱風と冷風(常温空気)を交互に吹き付けて行なうものである。したがって、ガス燃焼の開始、または停止後の吹き付け空気の温度状態は吹出口の全断面にわたって、常に一樣な温度分布を保ちながらすみやかに所定の温度に到達することが必要である。また、燃焼の開始と停止の操作は設定した条件にしたがって確実に作動しなければならない。

整備試験はまず送風中の風管内でプロパンガスを燃焼することから始め、次いで、燃焼状態を良くすることと、吹出口における熱風の温度分布を一樣にすることにつとめ、そのときの風速分布についても調べ、あわせて、燃焼の断続が確実に行なわれるようにした。

燃焼状態を良くするために、4種類の主バーナーを用いて燃焼実験を行ない、逐次改良を加えていった。その方法については順を追って述べる。燃焼状態は最初のうちは音や油煙の付着状態などで判断したが、その後のぞき窓を設けて直接観察できるようにした。吹出口の温度状態は熱電対をトラバースして測定を行なった。熱電対はその温接点を露出のまま気流中にそう入したが、これは相対的な温度測定法としてさしつかえないと考えた。燃焼は激しい振動を伴うことが多かった。この振動は吐出管の長さを変えたり、他方のダンパーを開いて空気の一部を逃して防いだが十分な効果は得られなかった。そのために、多くの実験はこの振動を避けて行なった。しかし、このような振動はあとで述べるように、高温吐出管の内部に中間ノズルをそう入することで、ほとんど防ぐこ

とができるようになった。この結果、燃焼実験は風量と温度とを設定して行なえるようになった。

2.1 主バーナーと燃焼方法

主バーナーは燃料を燃焼室内に噴出するためのもので、この形状を図5に示す。また、主要寸法は表1のとおりである。

これらのバーナーは図に示すように、ガス管または銅管を環状にして、4本の放射状管によって連結したものである。放射管はガス室に通じてガス供給路となるとともに、バーナーを燃焼室内に支持するためにも利用してある。M3RGI と G2型のバーナーはともにガス管製のもので、環の

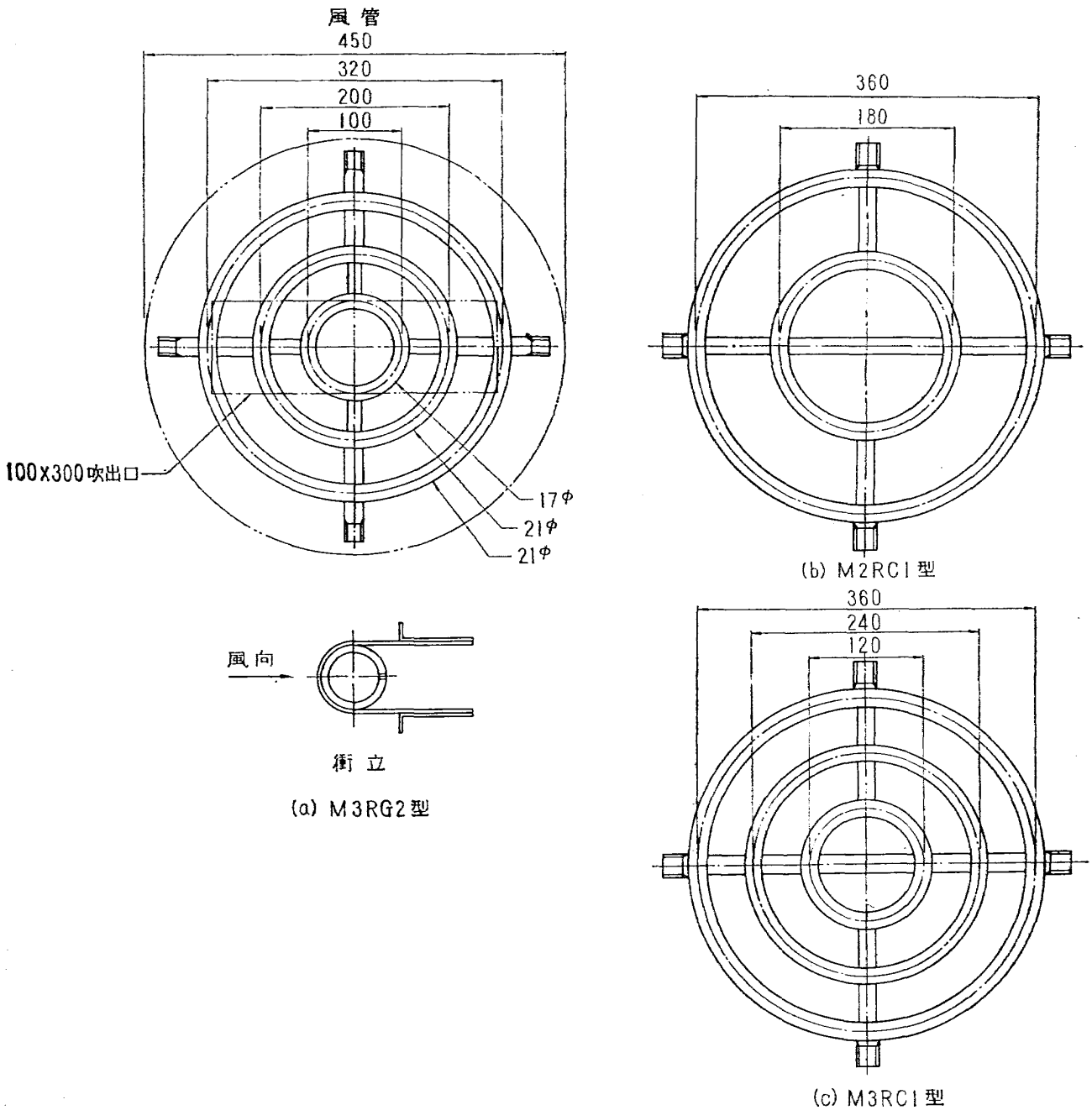


図5 主バーナー

表1 (単位 mm)

型式名称	内輪直径	中輪直径	外輪直径	材料	管外径	加工法	備考
M3RG1	100	200	320	ガス管	32	溶接	
M3RG2	100	200	320	"	17 21	"	つい立付
M2RC1	180	—	360	鋼管	18	ろう付	
M3RC1	120	240	360	"	18	"	

形状も同じである。しかし、G1型は呼称1インチの管材(外径32mm)を使用したのに対し、G2型は $\frac{3}{8}$ インチ(外径17mm)と $\frac{1}{2}$ インチ(外径21mm)のものを使用し、図に示すように風向と直角に高さ5mmのつい立を取り付けた。つい立は最初にG1型バーナーで燃焼実験をした結果、燃焼状態を良くするために取り付けたもので、そのために空気通路が狭くならないように管径を細くした。M2RC1型は2重環、M3RC1型は3重環のバーナーであり、ともに厚み1.5mmで外径18mmの銅管製である。このバーナーはさきのガス管製のもので実験した結果によって考えたもので、内輪内側にも管が通してある。また、3重環のものでは、内輪と中輪および外輪との間がおのおの60mmであり、外輪と風管との間が45mmである。これに対し、さきのガス管製のものでは、内輪と中輪の間が50mm、中輪と外輪の間が60mm、外輪と風管の間が65mmである。これは燃料が燃焼室内になるべく均一に噴出できるようにし、特に風管からの放熱も考慮して設計したものである。また銅管を用いたことは、肉厚の薄いものが使用できるために、外径を細くして空気抵抗を小さくできることや、製作が容易で、ガス噴出孔をあけるのに簡単であるなどの理由による。

ガス燃焼の方法はこれらのバーナーにあけた孔から、一次空気を混合しないプロパンガスを直接燃焼室内に噴出し、これを直ちに補助バーナーで着火するもので、特に火炎保持器は設けていない。このような方法は装置が簡単であるとともに、逆火を防ぐためにも有効である。火炎の保持はバーナーの後流に生ずる渦を利用する。したがって、この渦流域では、空気と燃料とが適当に混合している必要がある。そのためには、バーナーからのガス噴出方法を十分考えなければならない。

燃焼実験はこれらのことを考えて、主として主バーナーからのガス噴出方法を改善して、良好な燃焼状態が得られるようにつとめた。

2.2 ガス噴出方法と燃焼状態

実験は風速が20~30m/sである風胴内で、ガス燃焼を行なうことから始めた。バーナーは環状型のものを使用するにあたり、呼称1インチの直線状ガス管を用いて予備実験を行なった。それによると、ガス噴出方法は大きさ2mmφのドリルで、10mm等間隔になるようにガス噴出孔をあけ、噴出方向が風向と平行に風下に向ければ、着火と火炎の伝ばおよび燃焼の継続が可能であることがわかった。最初の燃焼実験はこの方法によってM3RG1型のバーナーを用いて行なった。その結

果はガス噴出量を多くし、または、風速を速くすると、炎が赤くなって長く伸びるようになり、吐出管内部に油煙が付着して、かなり不完全燃焼を起こしているようであった。これは空気と燃料との混合状態が悪いためであると考えられる。

図5(a)のM3RG2型バーナーのつい立はその後流に渦を発生させて、ガスと空気の混合状態を良くし、あわせて火炎の伸びるのを防ぐために設けたものである。このバーナーのガス噴出方法はさきのG1型と同様で、ガスはつい立の内側に噴出するようになっている。つい立を取り付けた効果は、直線状ガス管で予備実験を行なって確かめたのである。しかし、この環状型バーナーについ立を取り付けて実験した結果、燃焼はつい立のない場合に比べてはなはだしい振動を伴う。また、このつい立の内側と風管の内部にはかなり油煙が付着した。振動は不安定な燃焼を示し、油煙の付着は不完全燃焼によるものと思われる。これはさきの実験よりも悪い状態となった。この理由はいつ立の取り付け方法が悪かったので、混合状態をさらに悪くしたためであると考えられる。

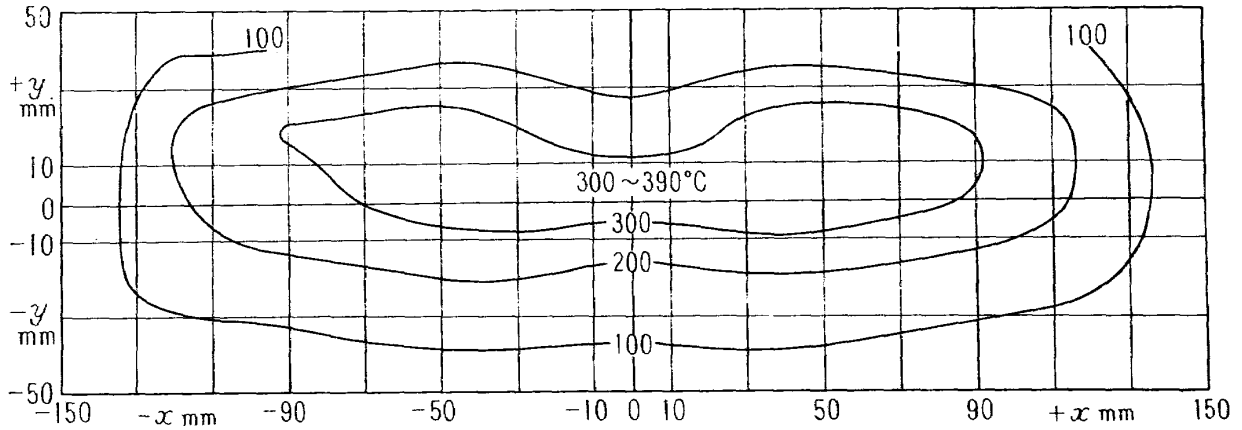
流れている空気の中に燃料を噴出すれば、燃料は空気と混合しながら流れ、次第に空気に薄められる。そして、この空気と燃料が適当に混合した流れの領域に、火炎保持器と着火源があれば、混合ガスはその領域で容易に燃焼を始め、その継続が可能であると考えられる。この装置ではバーナーは一種の火炎保持器であると考えられるから、このバーナーの風上で燃料噴出を行ない、その噴出量を調節することによって、バーナー後流に生ずる渦は適当な空燃比の状態に近づけることができるかもしれない。このような考えによって、つい立を取りはずした直線状バーナーで、ガス噴出方向をいろいろ変えて実験を行なった。それによると、燃焼状態は燃料を風向と平行に風下へ向けて噴出したときには、火炎が赤くて長く伸び、油煙の付着もひどくなるが、逆に風上に向ければ、火炎が短くて青くなり、したがって油煙の付着もまったくなくなる。また、この傾向はガス噴出方向が風向と大体直角になるような方向を境に変わることもわかった。これは風上に向けて噴出するときには、燃料と空気の混合が促進されるためと思われる。また、燃料供給の断続に伴う燃焼断続の応答速度は、ガスを風上に向けて噴出したときが最も速く、風下に向けるほど遅くなることもわかった。しかし、風上に正対したガス噴出孔はその点に作用する風圧の影響、噴出したガスの流れの状態、あるいは孔の加工条件などから考えると最適とは思われない。

以上のことを考慮して、M3RG2型のバーナーはつい立を取りはずし、ガス噴出孔が風上になるように取り付け、さらに、10mm等間隔で1.5mmφと2.0mmφガス噴出孔を風上に対して約40°傾けて両側に追加した。このバーナーを用いた燃焼実験では、ある程度安定した燃焼状態が得られるようになったので、実験は吹出口の温度分布を良好にするために、温度測定を行なってバーナーの改良を進めた。

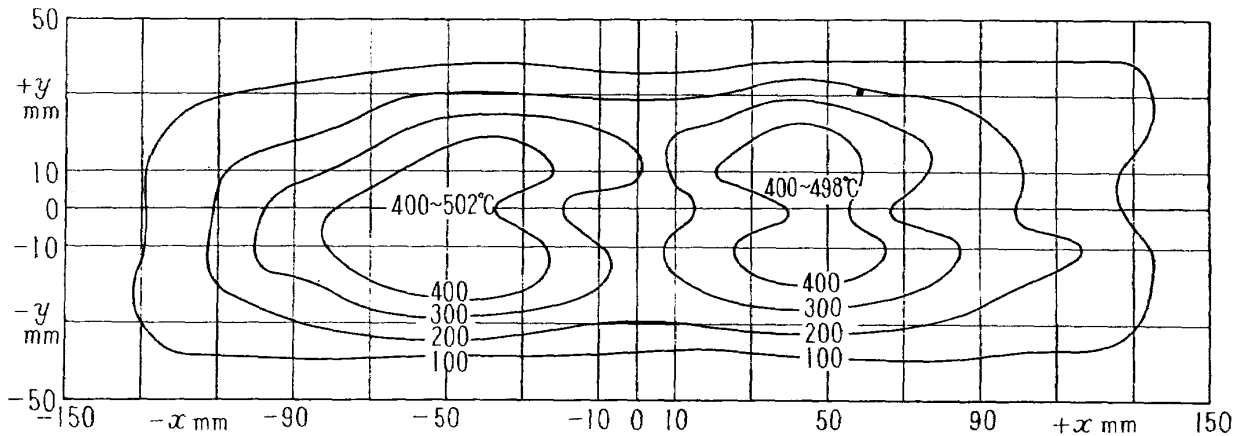
2.3 バーナーの改良と吹出口温度分布

(1) M3RG2型バーナー

図6は吹出口の温度分布を示す。使用したバーナーはM3RG2型からつい立を取りはずし、さきに述べたように改良したものである。このときの吹出口形状は水平方向(X方向)に長い300mm×100mmの方形であり、燃焼室から吹出口の端までの距離は800mmである。また、風量は送風機入口弁を全開の約1/3に設定した。図の表示は風向(Z軸)に対する吹出口におけるX-Y平面上の



(a)主バーナー-M3RG2改1 (吹出口100×300)



(b)主バーナー-M3RG2改2 (吹出口100×300)

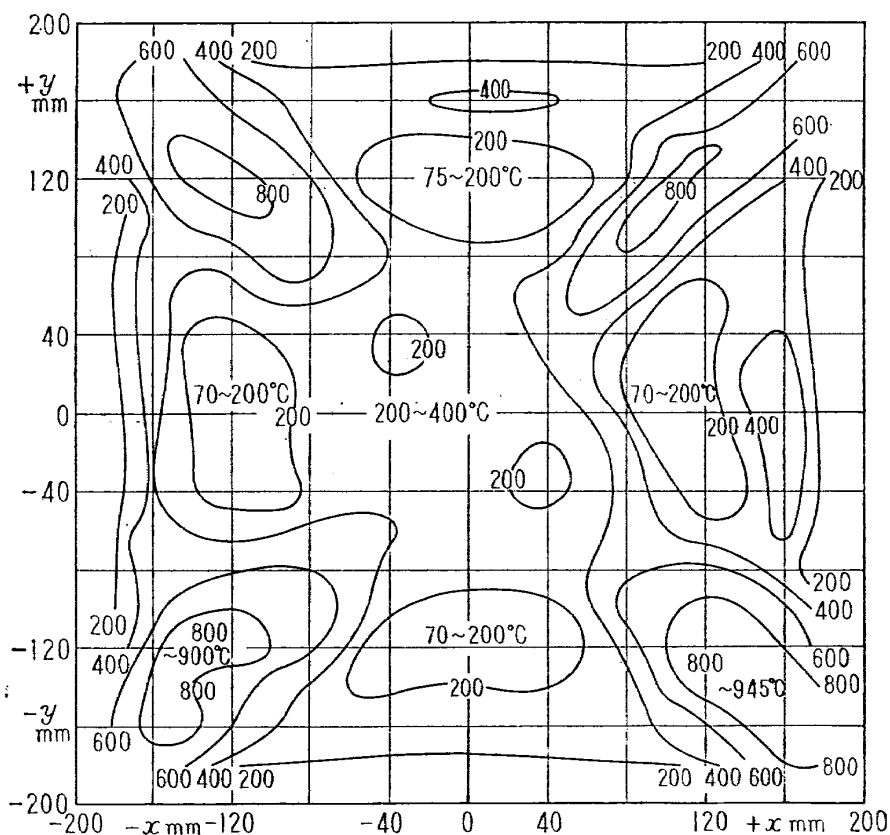
図6 温度分布図

温度分布を等温線で示したもので、吹出口の中心を原点にとり、横軸と縦軸には距離(mm)をとってある。図(a)はバーナーの4本の放射管が図のX-Y方向に向くようにバーナーを取り付けた場合であり、図(b)はバーナーを45°回転させて取り付け、ガス噴出孔をさらに放射管の周辺に追加したときの温度状態を示す。これらの図を比較すると、等温線の傾向は類似しており、周辺から中央部分に向って温度こう配が急で、中央部の温度がやや低くなっている。この傾向は大きさの同じガス噴出孔を等間隔に配置したこと、および各環の直径の大きさなどによる影響であると思われる。すなわち、このバーナーのガス噴出孔は1.5mmφまたは2.0mmφの10mm等間隔で、環相互の距離は内輪と中輪の間が最も狭く、中央部が大きくあいており、風管と外輪との間が65mmもある。

(図5参照), 図6(b)の温度状態は図(a)に比べて高温域がY方向に広がっている。これはバーナーを回転したこと, およびガス噴出孔を一部に追加したことによる効果であると思われる。しかし, この程度の温度分布状態では, 加熱試験ができないので, さらに別のバーナーを用い, 温度分布を調べながら燃焼実験を進めた。

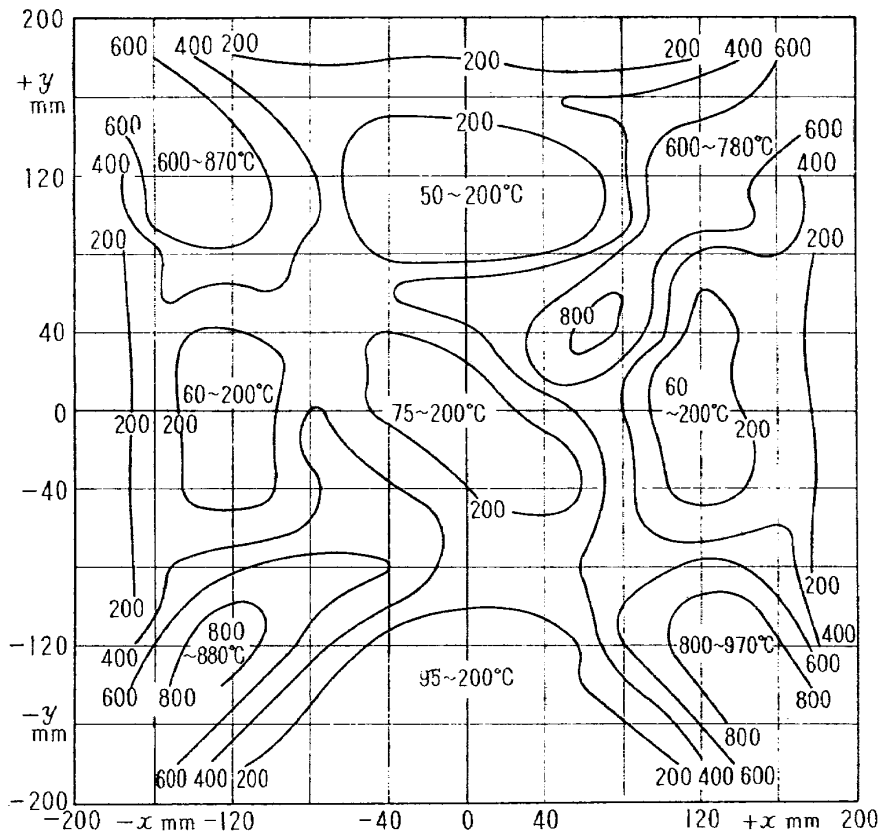
(2) M2RC1型バーナー

図7は2重環のM2RC1型バーナーを用いて燃焼したときの温度状態を示す。このバーナーの噴出孔はさきの実験と同様に, $1.5\text{mm}\phi$ と $2.0\text{mm}\phi$ の大きさに10mm等配になっており, ガスは風上に対し約 40° の方向に噴出するようになっている。ただし風上に面した噴出孔はあけてない。この図の温度分布は吹出口の形が400mmの正方形で, 燃焼室から吹出口の端までの距離が600mmあるときのものである。図7(b)は図(a)の温度状態を参考にして, 噴出孔を修正したバーナーによる状態を示す。これらの図は両者とも対角線の四隅が特に高温であることを示す。しかし, 図7(b)の状態は(a)に比べて温度が平均化している。これはガス噴出孔の修正による効果であるが, なお中央部とX・Y軸上の部分に明りょうな低温域が存在する。このことは環相互の距離が大きな2重環型のバーナーであるためであろう。四隅の温度が特に高いことは, 吹出口の形状が300mmの長さ(燃焼室から吹出口の端までの距離は600mm)で $450\text{mm}\phi$ から400mmの正方形に変わっているこ



主バーナー-M2RC (吹出口400×400)

図7(a) 温度分布図



主バーナーM2RC改 (吹出口400×400)

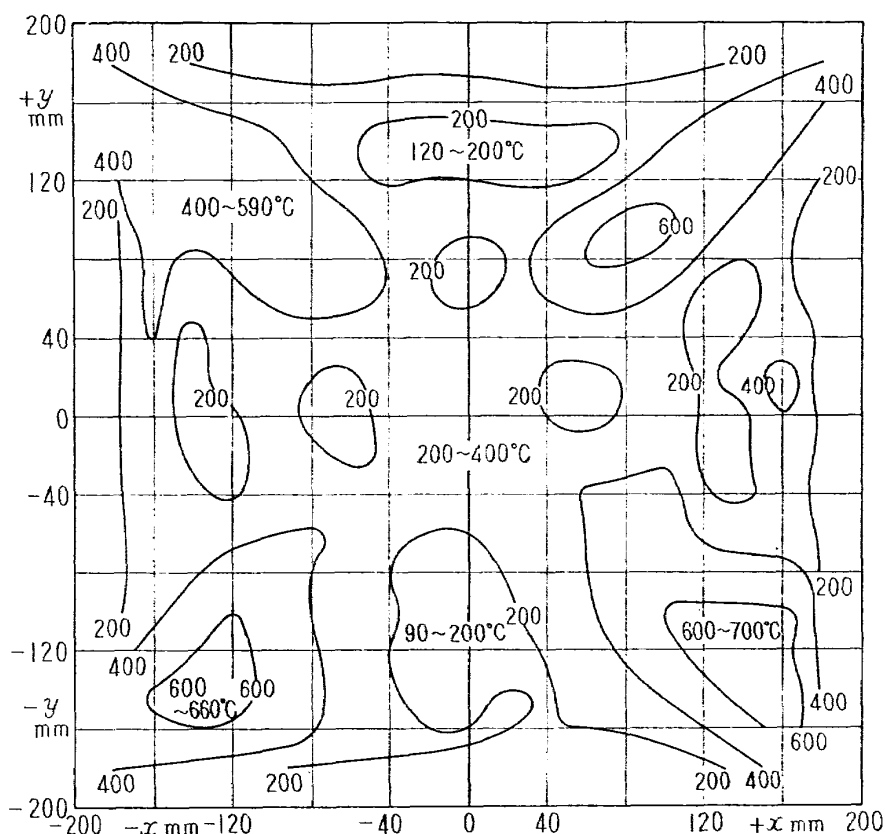
図7(b) 温度分布図

と、および環と放射管が交差する部分の抵抗とによるもので、低温域は、バーナーの環や放射管の間の部分に相当するものであると思われる。このときの燃焼状況は観察によると、放射管と環が交差する部分の後流では、炎が赤く、不完全燃焼を起こしているようで、それはバーナーのその部分に多くの油煙が付着したことでわかる。

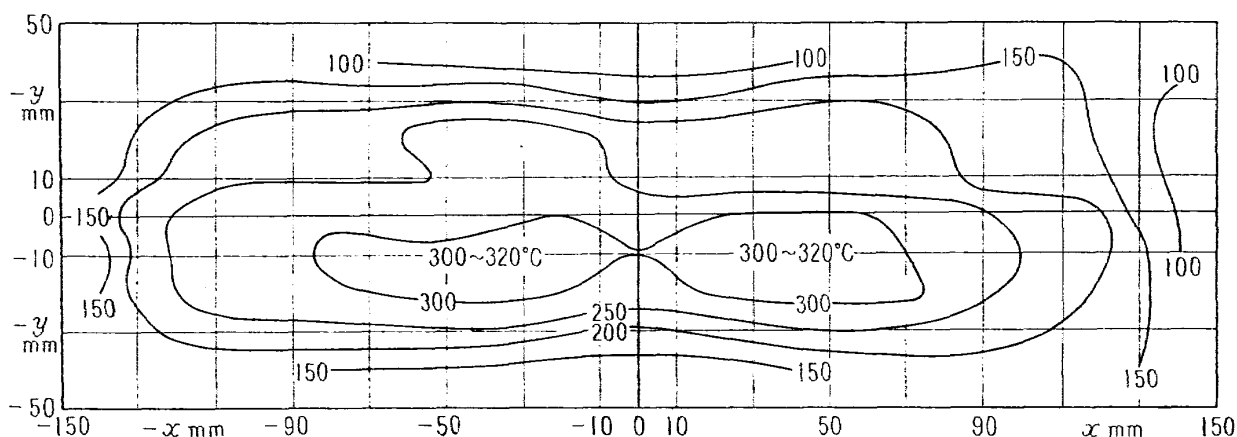
(3) M3RC1型バーナー

図8は3重環のM3RC1型バーナーで燃焼したときの温度分布図である。図(a)は図7と同じ400mmの正方形吹出口で、燃焼室からの距離も同じ600mmである。図(b)はさらに長さが200mmで形が100mm×300mmの吹出口を取り付けたときの状態を示す。図8の(c)は(b)と同じ吹出口で、高温吐出管の長さを1,800mmに延ばし、噴出孔を4回にわたって修正したバーナーによるものである。(d)は(c)のときと同じバーナーで、吹出口の形を200mmφに取り替え、吐出管の長さを1,500mmに短くしたときの状態を示す。

図8(a)と図7(b)との温度分布状態を比較すると、図8では対角線の四隅の温度は他の部分に比べて余り高くない。また、四隅を除いた他の部分の温度も比較的平均している。これはバーナーの環相互の間隔が狭くなったこと、噴出孔の大きさや配置方法を変えたこと、さらに、環と放射管が交



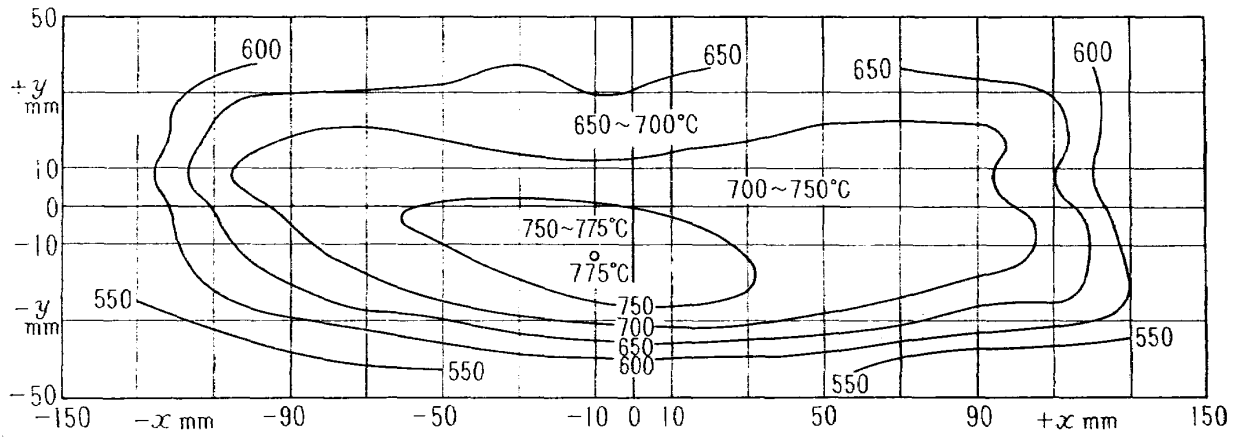
(a)主バーナーM3 RC 1 (吹出口400×400)



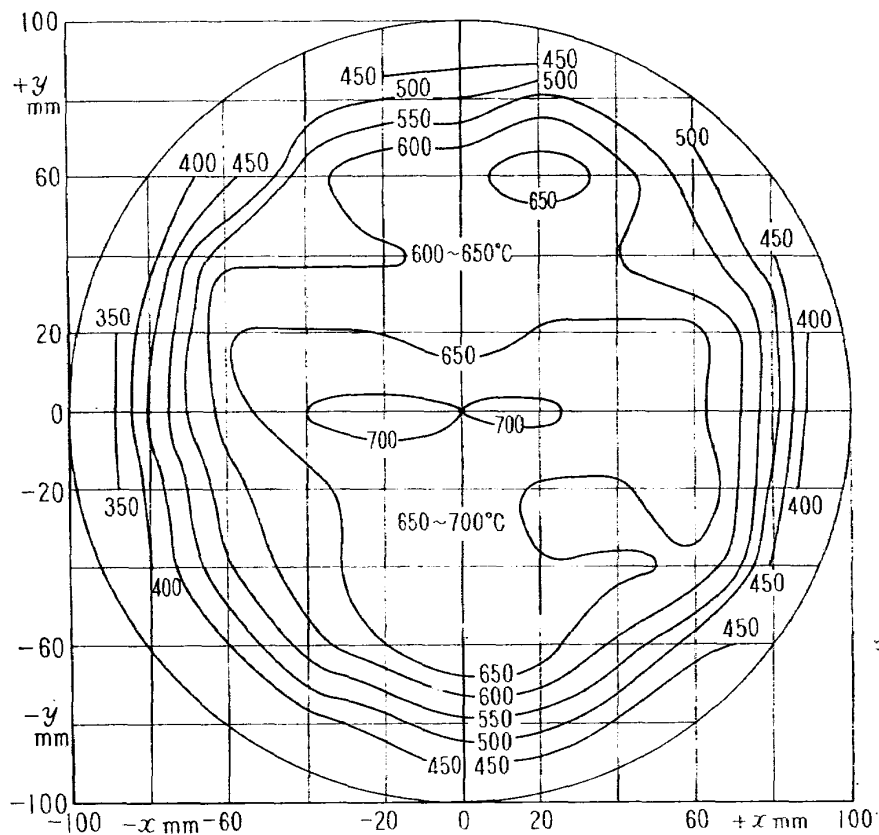
(b)主バーナーM3 RC 1改4 (吹出口100×300)

図8 温度分布図

差する部分の後流では、不完全燃焼がほとんど起きないことなどの理由による。環相互の間隔はさきに述べた。(図5参照) 噴出孔の大きさと配置はこれまでのものでは、同じ径の孔を等間隔に配置したのに対し、このバーナーでは、各管でくぎられた空気通路面積と、その部分にガス噴出を行なう孔の総面積との割合をもとにして孔径と配置をきめた。これらのガス噴出孔の向きは風向に対し約70°風上側に傾けた。管の交差部後流に起こる不完全燃焼を避けるためには、その周辺の噴出



(c)主バーナー-M3RC1改4 (吹出口100×300)



(d)主バーナー-M3RC1改4 (吹出口200φ)

図8 温度分布図

孔は1.5mmφとし、おのおのの管が接する点から15mm以上離し、各環の間の放射管には、内輪内側を除いた管の片側だけに1.5mmφの孔を二つだけとし、いずれも火炎伝ばに必要な最小限度とした。この結果、吹出口の温度分布はこれまでのバーナーに比べて良くなった傾向がある。このことはM3RG2の改良型バーナーによる温度分布図6(b)と、図8(b)の状態とを比較しても明らかである。この図6(b)と図8(b)では、吹出口の形も吐出管の長さも同じであるのに、後者はゆるやかな温

度こう配を示している。

図8(c)は最高温度が同図(b)の320°Cに対し、775°Cとなっている。それにもかかわらず、温度は比較的一様であって、700°Cから775°Cまでの温度の占める領域は100mm×300mmの吹出口中央部で、約50mm×100mmにわたっている。これは温度分布の状態が非常に良くなったことを示すもので、バーナーの噴出孔を4回にわたって修正した効果である。この修正はまず、どの部分にも同じ量のガスが噴出できるように孔を増加または拡大し、さらに外輪外側は特に風管からの放熱を考慮して孔を増加した。これに次いで、四隅と周辺の色度が平均になるように、修正は主として外輪外側の噴出孔の増加、または閉鎖を行なった。これらの改良結果、温度分布の状態は今までのものに比べて最良となった。

図8(d)は同図(c)のときの燃焼状態で、吹出口の形を方形から200mmφの円形に変えた場合の色度分布図である。図は円の中心を原点とし、X軸とY軸はおのこの中心からの距離を示す。図でわかるように、等温線は周辺に近い部分では同心円に近く、内部ではややX方向に偏平であり、中央部ではY方向に偏平となっている。これはバーナーのガス噴出孔を方形のノズルに対して調整したためであろう。また、斜め方向の低温部も同様に考えられる。

以上の経過をたどってバーナーの改良を行なったが、噴出孔の修正による効果は、これより以上の状態を期待することがむずかしいと思われる。

2.4 中間絞りによる吹出口の色度分布と風速分布

バーナーの改良によって、吹出口の色度分布はかなり良い状態にすることができた。しかし、燃焼状態はガス噴出量や送風量を増すと、ノズルから炎が出てくるようになる。これは吐出管の長さを変えても十分に防ぐことができない。また、送風量やガス量によって激しい振動を伴うことが多く、風速や温度を適当に設定することが困難である。振動を伴った燃焼は吐出温度も安定しない。

火炎の伸びは、高温吐出管の径が燃焼室から吹出口まで同じであるので、流れの乱れが少なく、空気と燃料との混合が促進されないためであると思われる。この対策として、吐出管の途中に絞りをそう入すれば、混合が促進されて火炎の伸びを押えることができると考えた。しかし、全体の空燃比が理論混合比より大きいため、燃焼効率は悪くなる恐れがあるが、この装置は燃焼効率を特に重視する必要がないと考えた。

図9はこの考えによって、中間にノズルをそう入した状態を示す。このノズルは当初準備した200mmφの円形のもので、長さが200mmで、絞りは風管の450mmφに対し200mmφである。また、燃焼室から吹出口までの吐出管の長さはさきの実験の場合と同じで、1,800mmまたは1,500mmである。バーナーおよび吹出口の形も同条件で、M3RC1型の4回改良を加えたもの、吹出口は100mm×300mm方形、また200mmφはの円形のものを取り付けた。

このように、中間ノズルをそう入したときの燃焼状態は、実験の範囲では吹出口から炎が伸びる

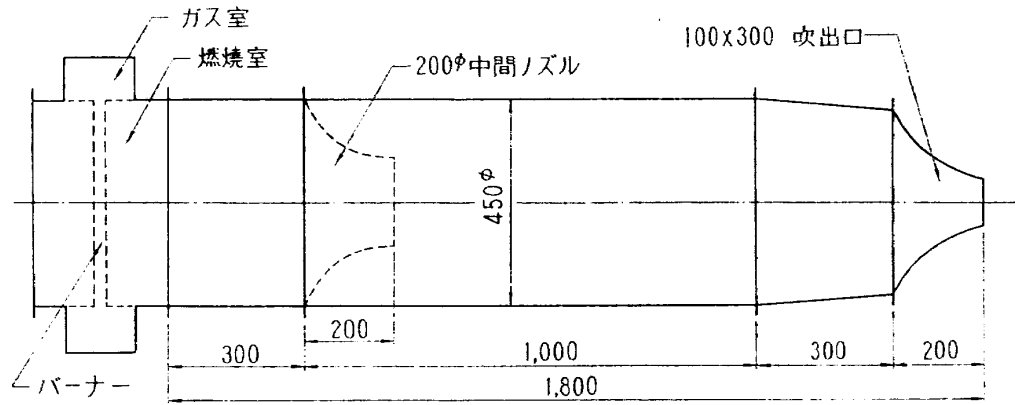
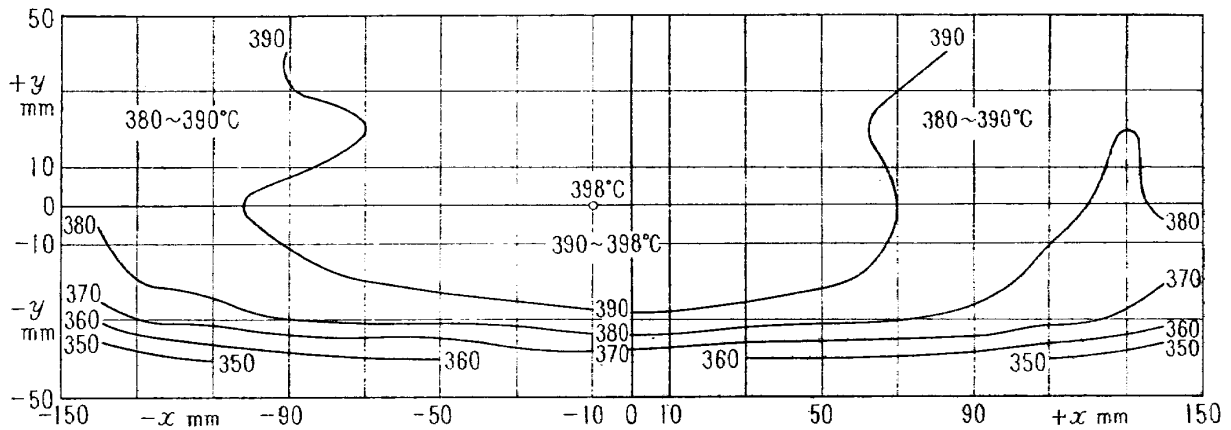
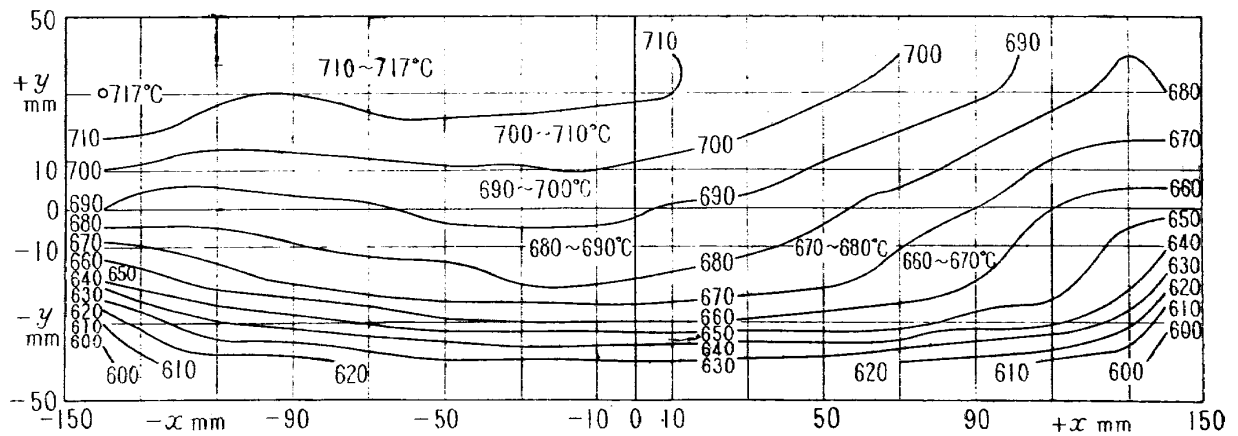


図9 中間ノズルそう入図

ことを防ぐことができ、あわせて激しい振動も起こらなくなった。その結果、安定した燃焼の継続ができるようになり、吐出風量が各ノズルで最大に達する範囲で、800°Cまでの温度を得ることができるようになった。図10はこのような状態で燃焼したときの温度分布を示す。図の表示は図8(c)と(d)のときとで同じある。図10の(a)と(b)は送風量と温度をそれぞれ変えた場合で、(a)は送風機の入口弁を全開の1/3、温度を400°Cにそれぞれ設定したもので、(b)は入口弁全開、温度700°Cに設定し



(a)主バーナーM3RC1改4 (吹出口100×300入口弁1/3開放400°C)



(b)主バーナーM3RC1改4 (吹出口100×300入口弁全開700°C)

図10 温度分布図 (中間絞りあり)

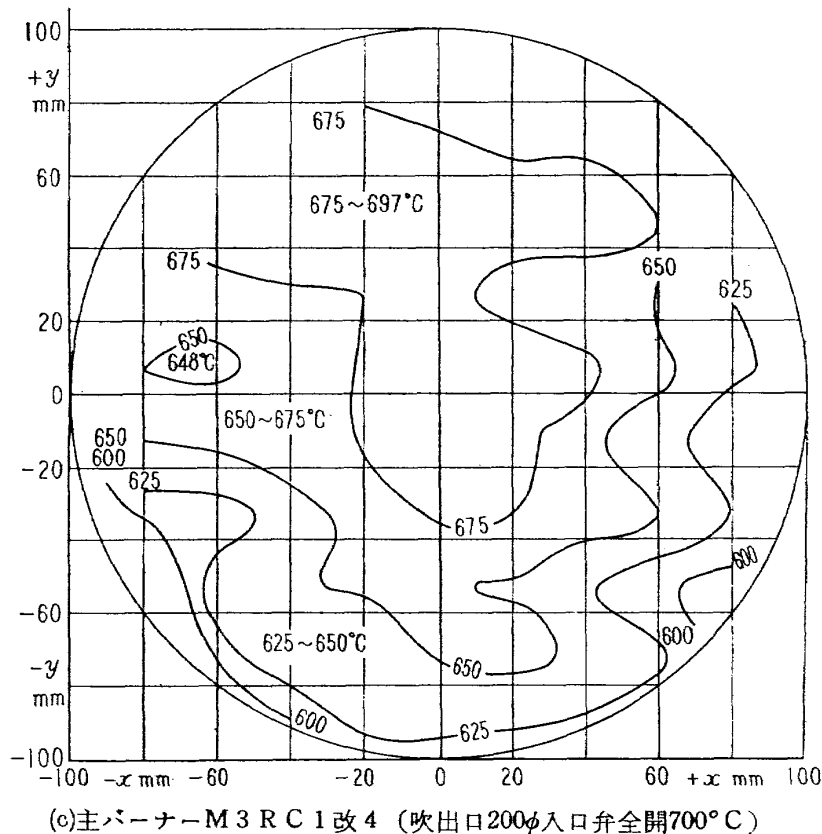


図10 温度分布図 (中間絞りあり)

たときである。図10(c)は吹出口の形を方形から円形に変え、入口弁全開の700°Cに設定したときである。

これらの温度分布の傾向はいずれもY方向では一側に比べて+側の温度が高くなっているが、X方向の温度は余り変わらない。また、方形の吹出口における温度分布の状態は、風量を増し、温度を高くすると、次第に図10(a)から(b)に移る傾向がある。しかし、これらの温度分布の状態はこれまでのものに比べてきわめて良く、条件の悪い図10(b)の場合でも、平均温度が685°Cであるのに対し、温度差±35°Cまで許容すれば、温度均一領域は吹出口面積の約3/4にわたっている。

図11はノズルをそう入したときの風速分布の状態を示す。図(a)は風向Z軸に対する吹出口におけるX-Y平面上の風速分布を等速線で示したものである。このときの吐出管その他の条件は図10(b)のときと同じで、燃焼しない場合である。図11(b)はX方向の平均風速の状態を示し、縦軸に風速、横軸にXをとってある。この風速は吹出口でピトー管をトラバースして測定したもので、(b)図の3本の曲線はそれぞれ風量が異なるときの風速を示す。測定の結果、風速は中央部ではやや速いが、その差は最大風量のときでも、平均風速81,7 m/sec に対し、±5%である。風量が異なるときの風速分布の傾向は図11(b)に示すように、各風量でだいたい相似であり、風量を増すと風速の差はやや大きくなる。しかし、この程度の風速分布の状態であれば、この装置は現在の実験目的に支障がない。

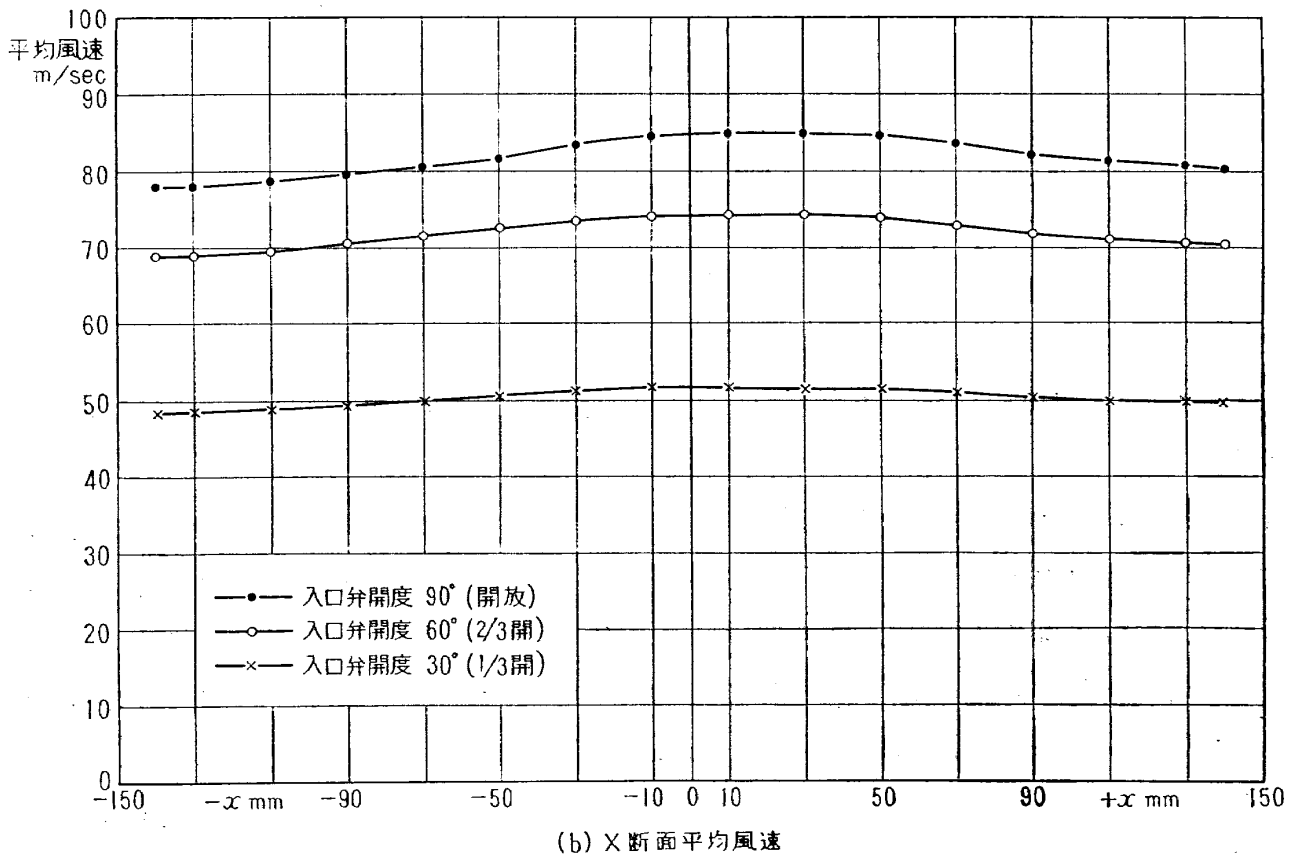
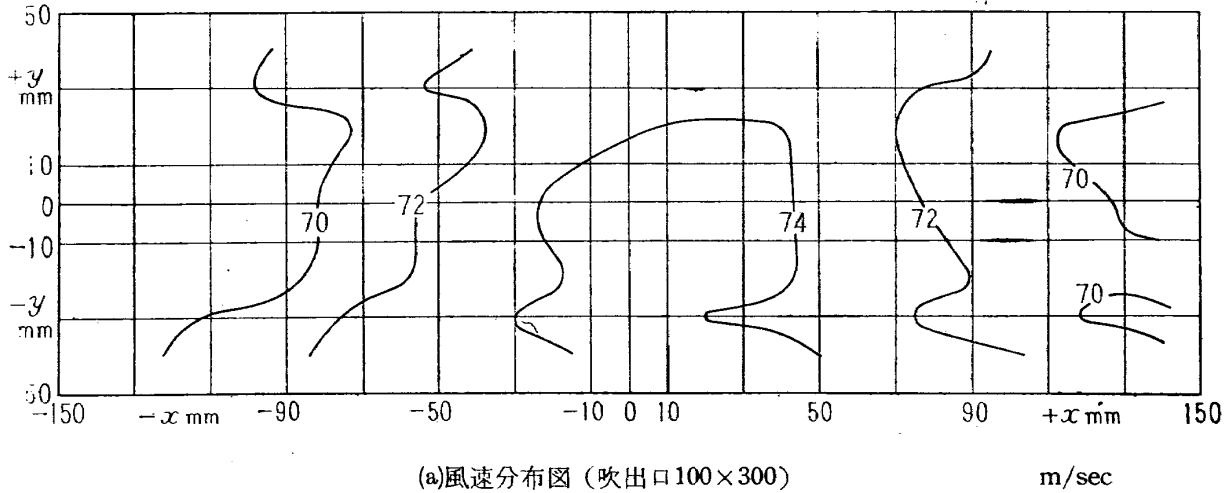
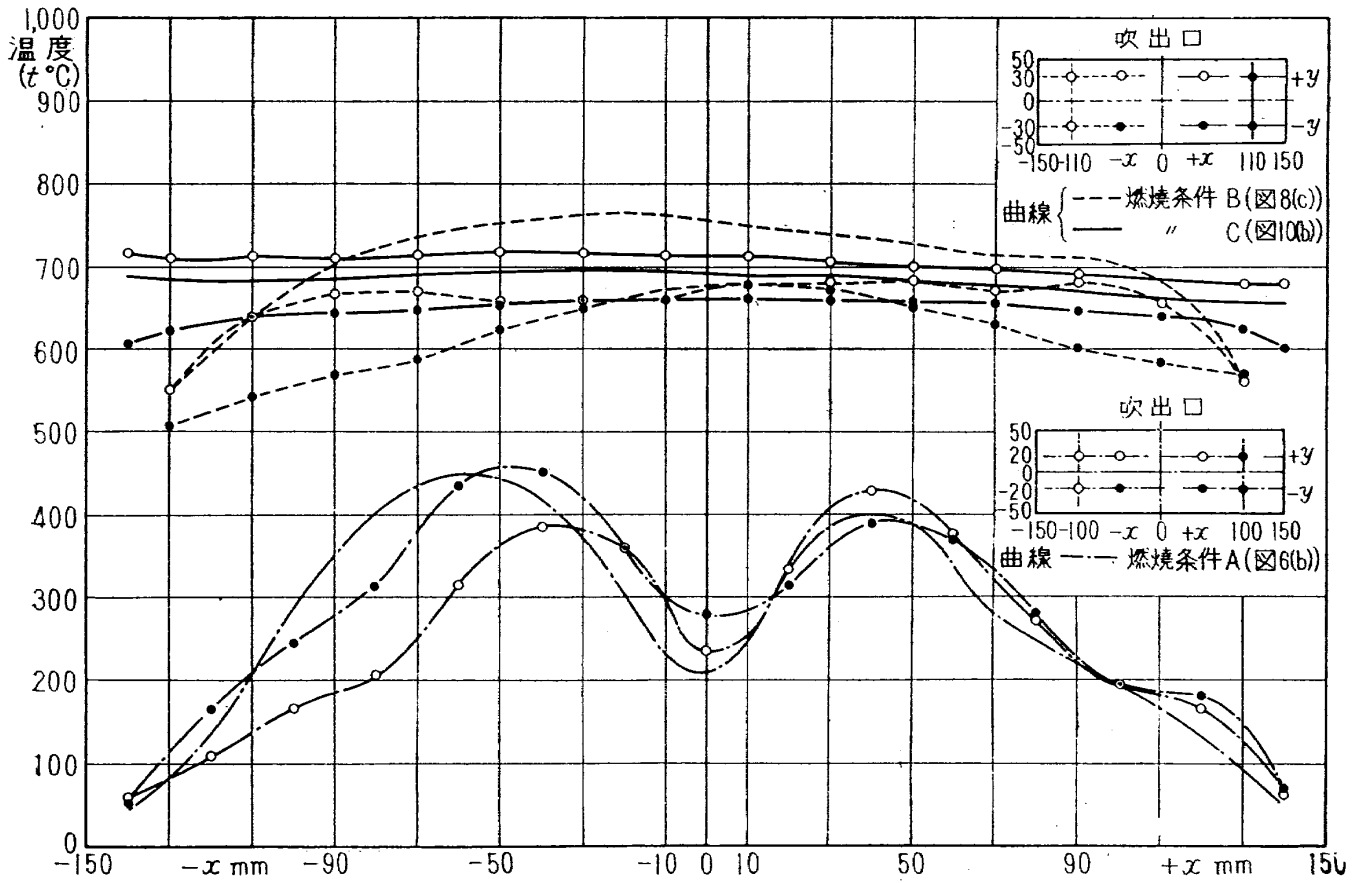


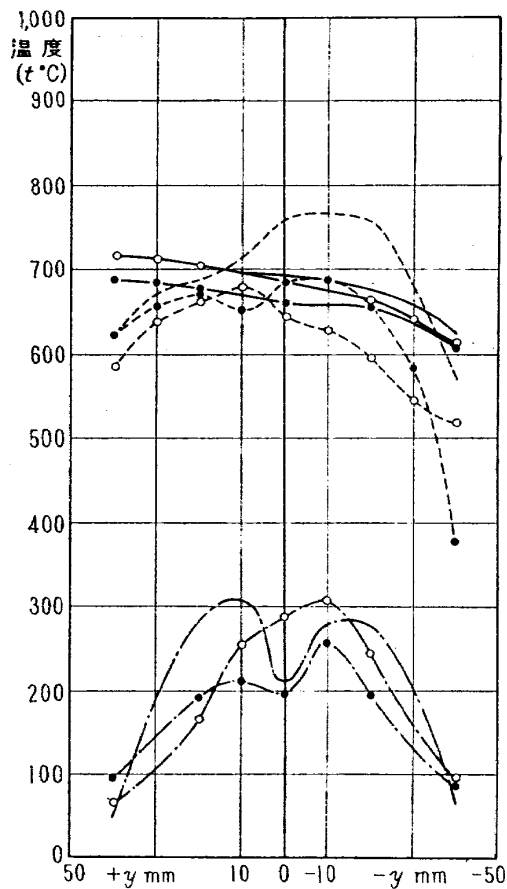
図11 風速分布図

2.5 温度分布改良結果の比較

図12はこれまで行なった燃焼実験の結果における、代表的な温度分布をX・Yの各方向について示したものである。図12(a)はX方向におけるもので、図(b)はY方向のものである。それぞれの図は縦軸に温度 (t°C) をとってある。図の一点鎖線と点線および実線の各曲線群はそれぞれ燃焼条件が異なる場合のものである。また、○印を結んだ曲線はそれぞれ代表的なX方向の+Y側またはY方向の-X側のもので、●印は-Y側または+X側のものである。記号のない曲線はX・Y軸上(中



(a) X 方向分布図



(b) Y 方向分布図

図12 温度分布図 (吹出口100×300)

心線)における温度状態を示す。一点鎖曲線群(燃焼条件A)は初期のバーナーM3RG2改良型で燃焼させたときの温度分布(図6(b))の各方向におけるものであり、点線曲線群(条件B)は最終的に改修したM3RC1型バーナーによる状態(図8(c))、実線(条件C)は中間ノズルをそう入したときのもの(図10(b))における場合である。これらの曲線群のうち、実線で示したものは他のものに比べて直線に近くなり、しかも互いに接近しており、著しく良い状態であることがわかる。

これまでの実験結果をまとめると、この装置に使用したバーナーはパイプを環状にした簡単なものであるが、次に示すような条件を考慮すれば、十分に使用することができると思われる。

- (a) 燃料の噴出量が全面に一様になるように環相互の間隔、噴出孔の大きさや配置などを考慮する。
- (b) 燃料噴出方向を風向に対して直角よりやや風上側に向ける。
- (c) 空気と燃料との混合を促進するために、中間に絞りを設けることなどである。

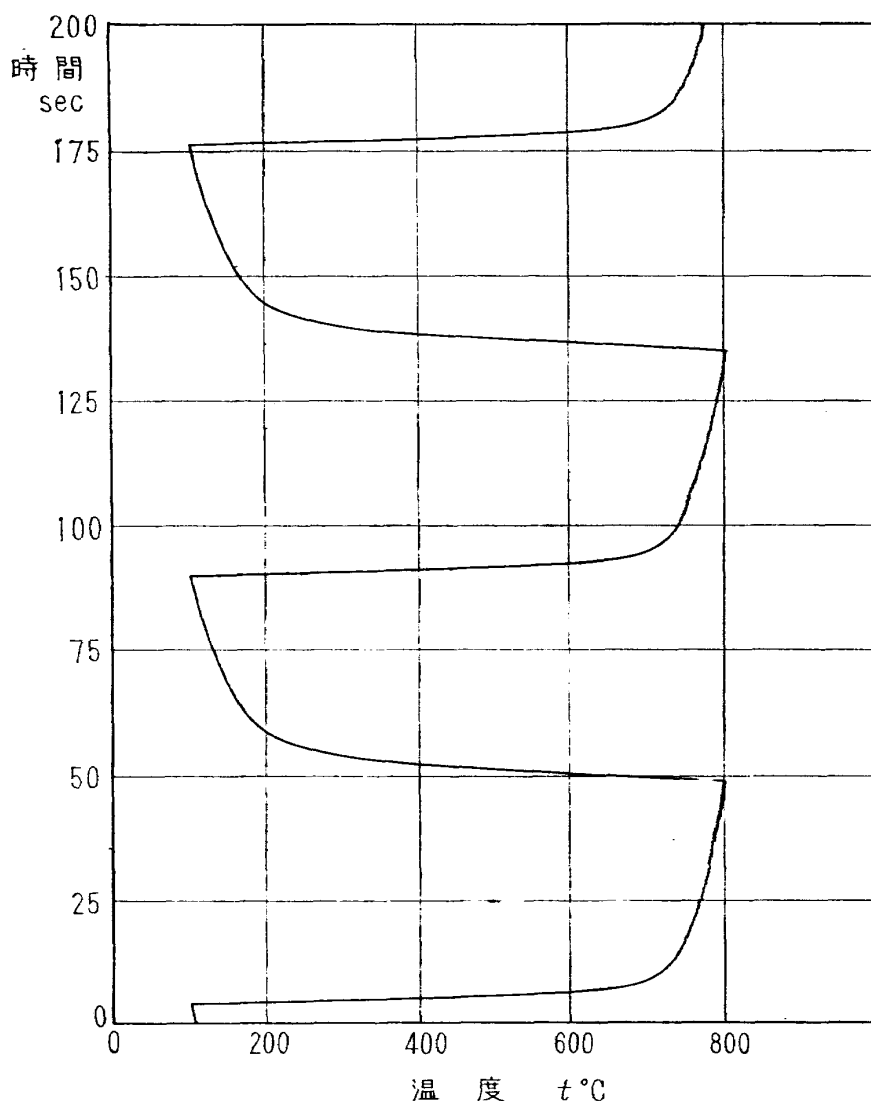


図13 温度変化記録の一例

2.6 繰り返し温度変化の状態

熱衝撃の実験を行なうためには、吹き付け空気の温度分布が一様であるとともに、急激な温度変化の現象が繰り返し再現できることも必要である。図13は試験部分における吹き付け空気温度の変化状態を、電磁オシログラフで記録したものである。これは時間制御で行なった一例であり、制御時間は燃焼が45秒、燃焼停止が40秒の繰り返しである。図は縦軸に時間(sec)、横軸に温度($t^{\circ}\text{C}$)をとってある。このときの温度は最高 800°C 、最低 100°C である。また、燃焼の開始と停止後の5秒間で、温度は 100°C から約 700°C 、および 800°C から約 200°C まで急速に変化している。なお、この燃焼条件は図10(b)の温度分布状態のときと同じで、風量が送風機入口弁全開、バーナーはM3RC1型の4回改良したもの、および高温吐出管の途中にノズルを取り付けた状態である。この温度検出は吹出口の温度分布測定と同じ平面のX軸上(中央部)でYが+20mmの点で行なった。同じX軸上でYが-20mmの点における温度も、同時に熱電対で測定したが、まったく同様であった。この結果と、さきの温度分布状態(図10)とから考えると、均一な温度分布の領域はかなり広いものと思われるが、これはさらに実験を行なって確かめる必要がある。

む す び

以上述べたような整備試験の結果、この設備は吹出口における温度分布の状態が、この風洞の最大風量に達する範囲まで、十分広い領域にわたって一様にするのができ、加熱温度も最高 800°C まで得られるようになった。また、燃焼の自動制御は時間および温度の制御ともに十分作動することが確認できた。したがって、熱衝撃による材料強度の研究はこの装置で基礎的実験を開始し、あわせて、この設備の性能向上のための改良整備も引き続き進めて行く計画である。

おわりに、風洞整備については原動機部の空力関係研究室、燃焼実験については原動機部燃焼研究室の協力をわずらわしたことを述べておきたい。

<p>NAL TM-54 航空宇宙技術研究所 熱衝撃試験用風洞整備試験</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 武藤洋治郎 池田為治 坂元思無邪 光山敏雄</p> <p>II. NAL TM-54 536.7</p> <p>III. 533.6.071</p>	<p>NAL TM-54 航空宇宙技術研究所 熱衝撃試験用風洞整備試験</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 武藤洋治郎 池田為治 坂元思無邪 光山敏雄</p> <p>II. NAL TM-54 536.7</p> <p>III. 533.6.071</p>
<p>この設備は、ジェットエンジンのホットセクション関係の材料が熱衝撃により受ける影響について調べるために設置したものである。その方法は常温の空気が流れている風管内で、プロパンガス燃焼の断続を自動的に行ない、常温と高温の空気を吹出口から交互に吹き出し、この吹出口で、材料の急熱急冷を繰り返す行なり。加熱のための吹出高温空気が特に吹出口では、一様な温度分布であることが望ましいので、多くの燃焼実験を行なってその性能向上につとめた。</p> <p>報告はこの設備の概要について述べてるとともに、性能向上のために行なった整備試験の経過と、結果についても述べてある。</p>		<p>この設備は、ジェットエンジンのホットセクション関係の材料が熱衝撃により受ける影響について調べるために設置したものである。その方法は常温の空気が流れている風管内で、プロパンガス燃焼の断続を自動的に行ない、常温と高温の空気を吹出口から交互に吹き出し、この吹出口で、材料の急熱急冷を繰り返す行なり。加熱のための吹出高温空気が特に吹出口では、一様な温度分布であることが望ましいので、多くの燃焼実験を行なってその性能向上につとめた。</p> <p>報告はこの設備の概要について述べてるとともに、性能向上のために行なった整備試験の経過と、結果についても述べてある。</p>	
<p>NAL TM-54 航空宇宙技術研究所 熱衝撃試験用風洞整備試験</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 武藤洋治郎 池田為治 坂元思無邪 光山敏雄</p> <p>II. NAL TM-54 536.7</p> <p>III. 533.6.071</p>	<p>NAL TM-54 航空宇宙技術研究所 熱衝撃試験用風洞整備試験</p> <p>1965年5月 21ページ</p>	<p>I. 武藤洋治郎 池田為治 坂元思無邪 光山敏雄</p> <p>II. NAL TM-54 536.7</p> <p>III. 533.6.071</p>
<p>この設備は、ジェットエンジンのホットセクション関係の材料が熱衝撃により受ける影響について調べるために設置したものである。その方法は常温の空気が流れている風管内で、プロパンガス燃焼の断続を自動的に行ない、常温と高温の空気を吹出口から交互に吹き出し、この吹出口で、材料の急熱急冷を繰り返す行なり。加熱のための吹出高温空気が特に吹出口では、一様な温度分布であることが望ましいので、多くの燃焼実験を行なってその性能向上につとめた。</p> <p>報告はこの設備の概要について述べてるとともに、性能向上のために行なった整備試験の経過と、結果についても述べてある。</p>		<p>この設備は、ジェットエンジンのホットセクション関係の材料が熱衝撃により受ける影響について調べるために設置したものである。その方法は常温の空気が流れている風管内で、プロパンガス燃焼の断続を自動的に行ない、常温と高温の空気を吹出口から交互に吹き出し、この吹出口で、材料の急熱急冷を繰り返す行なり。加熱のための吹出高温空気が特に吹出口では、一様な温度分布であることが望ましいので、多くの燃焼実験を行なってその性能向上につとめた。</p> <p>報告はこの設備の概要について述べてるとともに、性能向上のために行なった整備試験の経過と、結果についても述べてある。</p>	

TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年 2 月	幸尾治朗, 岡鎌田 一男 照井祐之, 幸武 中井映一, 遠敏 泉日出夫, 高島洋 谷喬利, 高島洋 原亘, 利史 板垣芳雄
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および 振動試験について	1965年 5 月	
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年 5 月	
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年 5 月	

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料 54 号

昭和 40 年 5 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(0422)(4)9171(代表)
印刷所	奥村印刷株式会社 東京都千代田区西神田1~10
