

UDC 536.2:
621.45.038:
621.452.3.034

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-327

ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱

相波哲朗

1973 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|---------|--|-----------|---|
| TR-311 | 界面最大引張り応力基準での固体推進剤での降伏曲面 (三次元) について
On a Failure Criterion of a Solid Propellant under Tri-axial Stress Fields | 1973年3月 | 遠藤修司, 河田幸三 |
| TR-312 | 最適制御理論を応用したフレア制御系について
Simulation Study on Flare Control System by Optimization Theory | 1973年3月 | 渡辺 顯, 堀川勇壮 |
| TR-313 | BTE 翼型の遷音速二次元翼列についての一実験
Experimental Investigation of Two-Dimensional Cascade Performances with Blunt Trailing Edge Blade Sections at Transonic Inlet Mach Number Range | 1973年3月 | 坂口 一, 近藤 博
高森 晋, 岩下敬吾 |
| TR-314 | 低アスペクト比後退角平板翼の遷音速フラッタ特性におよぼす翼端付加質量の重心位置の影響
Some Effects of Center of Gravity Locations of Added Mass on Transonic Flutter Characteristics of Low Aspect Ratio and Sweptback Thin Cantilever Wing | 1973年3月 | 中井 暎一, 森田 甫之
菊池 孝男, 東久保正年
高橋 実 |
| TR-315T | Natural Vibration and Flutter of Cylindrically Curved Panels | Apr. 1973 | Yuji Matsuzaki |
| TR-316 | 推力中断型固体ロケット用プロペラントの組成と圧力指数の関係
Relation between the Compositional Variables and the Pressure Exponent of Controllable Solid Rocket Propellant | 1973年4月 | 五代 富文, 清水 盛生
伊藤 克弥, 西村 久男
種村 利春, 藤原 勉 |
| TR-317 | ファンエンジンの性能に関する考察
Some Considerations on the Performance of the Fan Jet Engine | 1973年5月 | 鳥崎 忠雄, 森田 光男
関根 静雄 |
| TR-318T | A Convergence theorem of nonlinear semi-groups and its application to first order quasilinear equations | June 1973 | Tadayasu Takahashi |
| TR-319 | フライングテストベッド全機作動実験—予備・第一次・第二次実験—
Ground Operation Tests of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory | 1973年6月 | 滝澤 直人, 田辺 義一
波谷 昭義, 小川 敏雄
藤枝 敦俊, 甲斐 忠夫
宮本 義人, 鳥崎 忠雄
小野 幸一 |
| TR-320 | 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究—運動が長期間にわたる場合—
The Study on the Motion of an Artificial Satellite in the Earth's Gravitational Field—in the Case of the Long Maneuver of Free Orbital Motion— | 1973年6月 | 武内 澄夫 |
| TR-321 | 空冷軸流タービンの空力性能に関する研究 (第1報 空冷タービンの設計および全体性能に関する実験研究)
Cold-Air Investigation of an Air-Cooled Axial-Flow Turbine (Part 1 Turbine Design and Overall-Stage Performance without Supply of Cooling Air) | 1973年12月 | 山本 孝正, 高原 北雄
能瀬 弘幸, 井上 重雄
臼井 弘, 三村富嗣雄 |
| TR-322 | IC 演算増幅器を利用した乱流頻度計
Application of Intergrated Circuit Operational Amplifiers on Turbulence Intermittency Meters | 1973年6月 | 綿貫 忠晴, 佐藤 淳造 |
| TR-323 | 月と太陽の引力の作用下にある地球の人工衛星の運動に関する研究
The Study on the Motion of an Artificial Earth Satellite under the Gravitational Attraction of the Sun and Moon | 1973年7月 | 武内 澄夫, 松島 弘一 |

ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱

相 波 哲 朗**

On Liner Heat Transfer of Gas Turbine Combustors

By Tetsuro AIBA

The recent trend of increasing pressure in aircraft gas turbine combustors results in much air being required for the film cooling of the combustor liners; and many studies on liner cooling have been carried out recently. The present paper surveys the liner heat transfer of gas turbine combustors, mainly for aircraft. It covers the studies on various ways of liner cooling and their characteristics, radiation heat transfer, film cooling and liner wall temperature.

The paper intends to show actual cases of gas turbine combustors in each area, as well as the characteristic points of radiation heat transfer and film cooling related to the gas turbine combustors. A brief description of the physical meaning, and some comments are also given.

1. ま え が き

最近の航空用ガスタービンは高圧化の傾向にあり、既に JT9D エンジンでは 24 気圧¹⁾、CF6-50A エンジンでは圧力比 30.2²⁾ になっている。わが国でも推進用ファン・エンジンの研究開発に伴ない高圧化の問題が具体化しつつある。高圧状態の燃焼では燃焼器のライナへのふく射伝熱量が増え、冷却用空気温度の上昇もあり、ライナのフィルム冷却に図1に示すように多量の空気が必要とされている³⁾。

冷却用に多量の空気が使用されると高負荷燃焼、燃焼器出口温度分布の均一化の要求に対して悪影響を与える。排気ガスに対しても多量の冷却用空気を使用すると燃料の未燃成分と一酸化炭素が多量に発生する結果が示されている⁴⁾。これらの点から冷却用空気はできるだけ少ないことが望ましい。

ライナ壁の温度はライナ材料の寿命や強度から要求される許容限度以下に保つ必要がある。壁温に関係した伝熱過程は火炎からのふく射伝熱、燃焼ガスからライナ壁面への対流熱伝達、フィルム冷却によるライナ内壁面の冷却、通常のふく射や対流によるライナ外壁面の冷却 および ライナ 内の 熱伝導も含まれ複雑であ

る。従来からルーバやスリット等によって壁面の冷却が行なわれてきたが、その大きさ、形状についての定量的な解析が乏しく経験的に決められて来た。ガスタービンの高圧、高温化に伴う冷却空気量の増大からライナ壁面の冷却に関して、近年多くの研究が行なわれるようになった。

ライナ壁面の冷却に関した仕事を筆者も行なう機会があり、その際ライナにおける伝熱の資料を調査した

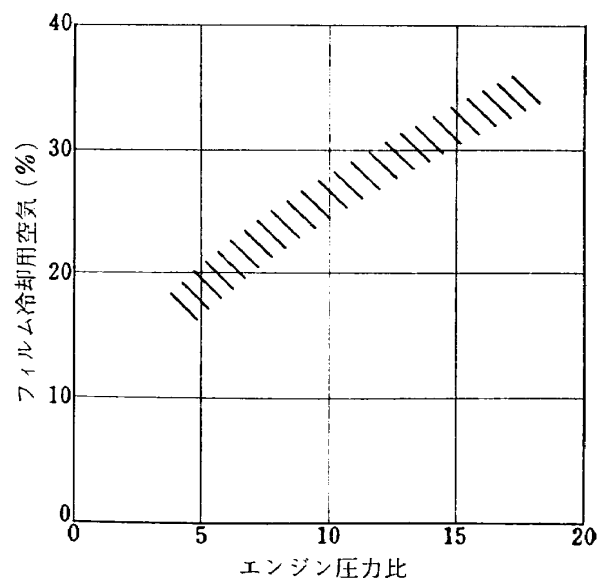


図 1 フィルム冷却用空気量

* 昭和 48 年 5 月 7 日受付

** 原動機部

ので、ここではその結果を示す。内容はライナ壁面の冷却に採用されている形式と特徴、ふく射伝熱、フィルム冷却、ライナ壁温についてである。伝熱でふく射伝熱とフィルム冷却をとりあげたのは、ライナ壁温がこれらによって決まること、および、燃焼器を対象にしているいろいろな研究が行なわれているからである。

扱ったガスタービン燃焼器は航空用が主になっており、冷却方式のところでは、他の例もとりあげた。本文中では筆者の行なった計算の内容も簡単に示した。

記 号

A ; 面積
 A ; 定数
 A_E ; スリット有効面積
 A_h ; スリットの円形孔の総面積
 A_S ; スリット出口面積
 a ; 吸収率
 B ; 定数
 C_m ; 混合係数
 C_p ; 定圧比熱
 C/H ; 燃料の炭素-水素重量比
 D ; 流路の水力直径
 d ; スリット間の距離
 E_b ; 黒体のふく射能 $=\sigma T^4$
 F ; 形態係数
 F ; $(\rho_S/\rho_\infty)^{-1.5} \cdot (U_S/U_\infty)^{-1.0} \cdot Re_S^{-0.3} Re_L^{0.19}$
 f_X ; 燃空比
 G ; 射度 (Radiosity) $=\epsilon E_b + (1-\epsilon)J$
 h ; ポーラス壁の流れ方向の距離
 $I(r_0)$; $G(r_0)/\pi$
 J ; 外来照射量
 K ; ガスの吸収係数
 L ; 最初のスリット上流の助走距離
 l ; 光路長
 l_S ; スリット板の長さ
 M ; 質量流束比 $(\rho_S U_S / \rho_\infty U_\infty)$
 m ; 圧力指数
 n ; スリットの数
 P ; 圧力
 p ; スリットの円形孔のピッチ
 P_r ; プラントル数
 Q ; 伝熱量
 Q ; 空気流量
 q ; 熱流束
 r ; 半径

r ; 位置ベクトル
 Re_D ; レイノルズ数 $= U_\infty D / \nu_\infty$
 Re_L ; $= (U_\infty \cdot L) / \nu_\infty$
 Re_S ; $= (U_S \cdot S) / \nu_S$
 S ; スリット幅
 S_{N2} ; $\frac{x-x_P}{M \cdot S} \left(Re_S \cdot \frac{\mu_C}{\mu_\infty} \right)^{-0.15} \cdot \frac{A_S}{A_E}$
 T ; 絶対温度
 T_1 ; 燃焼器入口空気温度
 t ; スリット板の厚さ
 t ; 温度
 U ; 流速
 V ; 容積
 W ; 流量
 w ; 分子量
 X ; $0.91 \left(\frac{U_\infty}{U_S} \frac{x}{S} \right)^{0.8} (Re_S)^{-0.2} + 1.41 \left[\frac{x}{S} \left| 1 - \frac{U_\infty}{U_S} \right| \right]^{0.5}$
 X ; 燃焼器の軸方向の距離
 X_1 ; 一般化したフィルム冷却のパラメータ
 x ; 主流方向の距離
 \bar{X} ; X /燃焼器長さ
 x_p ; ポテンシャルコアの長さ
 Z ; 蒸気-燃料重量比
 z ; 距離
 ギリシャ文字
 α ; 角度
 β ; $1 + 1.5 \times 10^{-4} Re_S (\mu_S w_\infty / \mu_\infty w_S) \sin \alpha$
 Γ ; 透過率
 δ ; 境界層の厚さ
 ϵ ; ふく射率
 η ; フィルム冷却効率
 A ; 輝度係数
 λ ; 空気過剰率
 θ ; ふく射熱線の入射角
 θ_0 ; ふく射面から射出する角度
 μ ; 粘性係数
 ν ; 動粘性係数
 ξ ; $(x/MS) [(\mu_S/\mu_\infty) Re_S]^{-0.25}$
 ρ ; 密度
 σ ; ステファン・ボルツマン常数
 $\tau(r_0, r)$; $\int_{r_0}^r K_g dr$
 ϕ ; $n^{-\left\{ \frac{1.3}{1+0.02(d/S)} \right\}} \cdot F \cdot \frac{x}{S}$
 φ ; スワレーの羽根の角度

添 字

- aw ; 断熱壁
 c ; 冷却材
 c ; 対流
 f ; 火炎
 g ; ガス
 i ; 表面 i
 m ; 平均値
 R ; ふく射
 S ; スリット
 s ; 炭素粒子群
 t ; タービン翼
 w ; 壁面
 ∞ ; 主流

2. 壁面の冷却方式

航空用ガスタービン燃焼器の壁面は通常金属製ライナで構成されている。ライナで囲まれた火炎から壁面へはふく射および対流によって熱が伝えられる。熱を受けた壁面を冷却しないとライナが融けたり、大きな変形を起こしたりするため何らかの方法で冷却が行なわれている。通常ライナとその外側の外筒間では空気を流して空気孔から燃焼用や希釈用の空気を導入すると共に壁面の対流冷却を行なっている。ライナ内側の火炎に面した壁面では多量に空気を流すことができないため、少量の空気を壁面に沿ってフィルム状に流したりする。フィルム状に流す方法についてもルーバ、スリット、多孔質板の採用などいろいろあり、その形状も多数試みられている。以下壁面の冷却方式につい

て行なわれている研究や採用例を示す。

Bayley⁶⁾ は対流冷却、フィルム冷却、しみ出し冷却等を燃焼器壁面の冷却に適用する際の理論的な扱い方と実験結果を示している。全体の冷却性能の比較ではしみ出し冷却が最高であるが製作上の難点があり、用途に応じて各冷却方式を採用するようその特徴を示している。

実際に用いられ、あるいは、検討された壁面の冷却方式を以下にいくつか示す。

ルーバ形式の例としては図2や図3⁶⁾のものがああり、局所的に高温部が出来ないように数多くのルーバが用いられている。

Lucas 社で採用した例として 静圧を利用する構造のものを図4に、全圧を利用するものを図5と図6に示す⁷⁾。図4は缶形燃焼器のライナ内面に環状の冷却

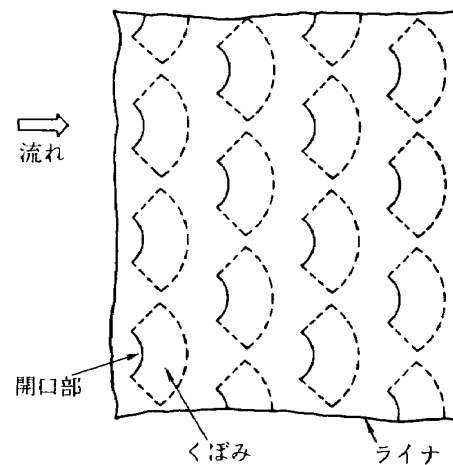


図2 ルーバ

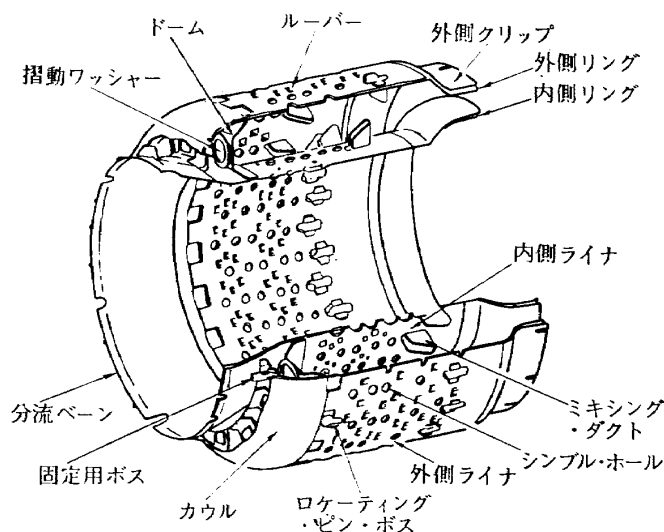


図3 T58 エンジンの燃焼器の断面 (ルーバ使用)

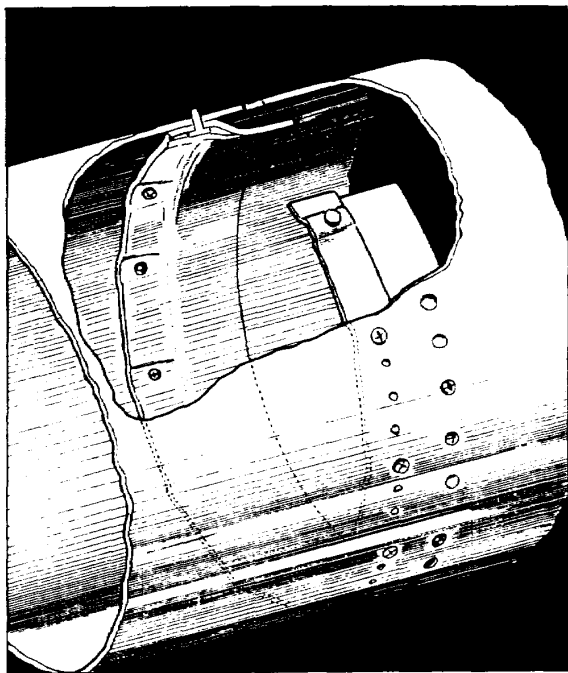


図 4 静圧を利用するリベット止め偏流板

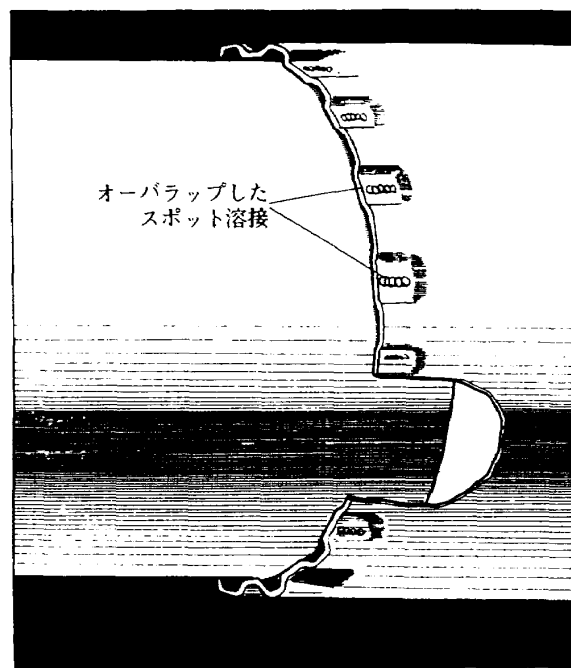


図 5 全圧を利用する丸みぞ形ひだ

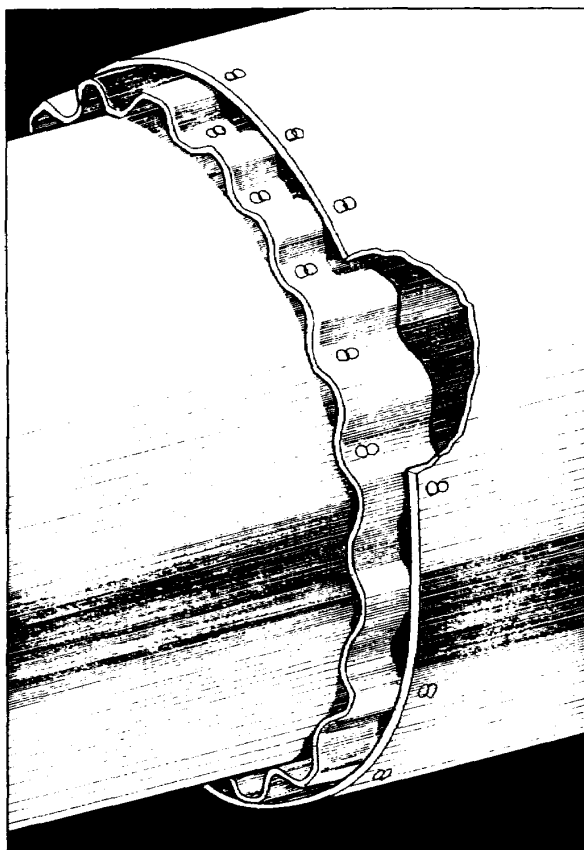
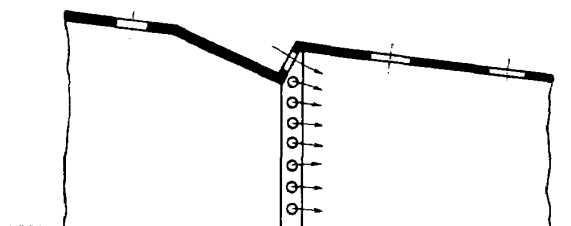


図 6 全圧を利用する波形細片



a)



b)

図 7 冷却用空気孔

にライナをひだ状にするものと、ライナ間に波状のスペースを使用するものが示されている。全圧と静圧の両方式の中間的な形式として図7のようなものもある。

フィルム冷却を行なってもスリットより離れた下流部では冷却が良好に行なわれにくいので、数多くの小孔より冷却用空気を導入する Effusion 冷却が行なわれる場合がある⁸⁾。

フィルム冷却のスリットの形状として表1に示すいろいろな形のものが Jubasz と Marek⁹⁾ によって燃焼器に実際に用いて試されている。表中 No. 3, 7, 8

空気用偏流板を設けてある。図 5, 6 の全圧を利用する形式はライナの径をステップ状に変化させて冷却用空気を導入しており、ステップ状の食い違いを作る際

表 1 スリットの形状

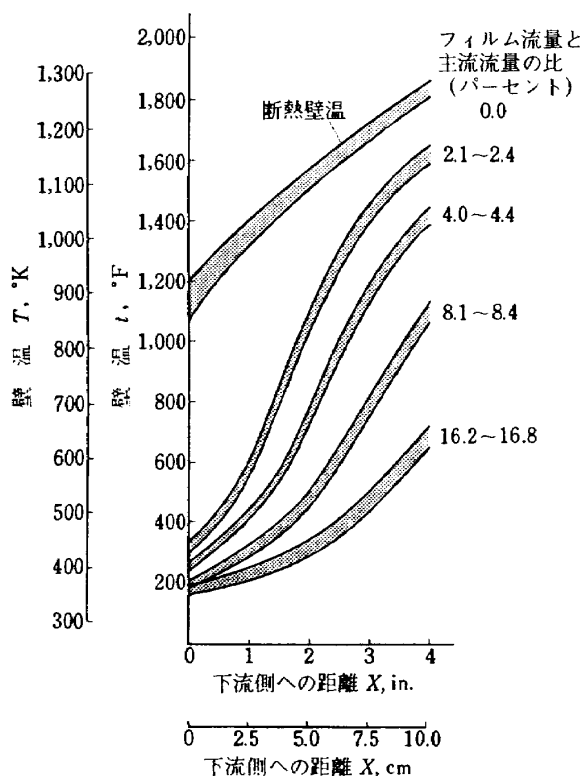
スリットの 番 号	スリットの状 態	開口面積 cm ²	スリットの形状
1	0.76cm幅連続スリット	7.6	
2	0.4cm幅連続スリット	3.9	
3	0.16cm幅連続スリット	1.58	
4	0.16cm幅連続スリット 表面上 0.64cm	1.58	
5	0.64cm径の孔8個が45°	2.52	
6	0.64cm径の孔4個が45°	1.26	
7	0.16cm径の孔19個が45°	0.37	
8	0.48cm径の孔8個が0°	1.42	
9	0.48cm径の孔8個が45°	1.42	
10	0.76cmのスリットに波 形の板	6.3	

を除いたものは同一空気量を流したときライナ壁温が図8のようにほぼ等しくなる結果を与えている。No. 3はスリットを構成する上部の板厚が厚過ぎ、主流とフィルムの混合を促進するため冷却性能が落ちる。No. 7は小孔の径が小さ過ぎて音速になってしまうため、また No. 8は円形孔を通過した流れが連続した膜をつくらないため冷却性能が落ちる。No. 3のような板厚の影響は Kacker と Whitelaw¹⁰⁾ によっても示されており、No. 8の断続ジェット of 冷却性能の落ちることは Metzger と Fletcher によって示されている¹¹⁾。

スリットからのフィルム冷却を全面的に取り入れた

もので公表されている形状として、図9に示すジャンボジェット機ボーイング 747 用エンジン JT9D の例がある¹⁾。この燃焼器は円環形 (Annular Liner) で、24 気圧で運転されている。燃焼器の大きさは燃料噴射弁からタービン入口までが 19.8 in. (50.3 cm) で、燃料噴射弁の数は 20 個である。燃焼器出口平均温度は 2,020°F (1,105°C) で出口最高温度と平均温度の差は約 100 deg. F (55.5 deg. C) である。燃料噴射弁をとりつけたライナ先端の Top Dome には空気を旋回させるスワローがついている。

外側と内側ライナの材料には従来のエンジンの燃焼器に使用されている Hastelloy X が用いられている。



燃焼器出口温度 2,000°F (1,367 °K)
最大断面平均風速 100 ft/s (30 m/s)

図 8 形状 1, 2, 4, 5, 6, 9, 10 に対する壁温

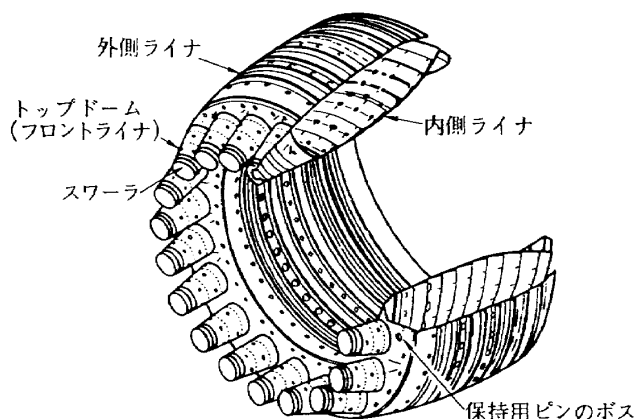


図 9 JT9D エンジンの円環形ライナ

これは円環形ライナの冷却効果が良く、ライナの表面温度が均一で最高でも 1,600°F (871°C) を越えないためである。全体として円環形燃焼器は体積当りの表面積が少ないため冷却空気量が少なくても良く、Can Annular 形に比べて半分の空気量になっている。以下各部分の冷却の様子を示す。

先端のドームでは図 10 に示すフィルム冷却が行なわれている。このフィルム冷却は静圧を利用する図 4 の方法に該当する。

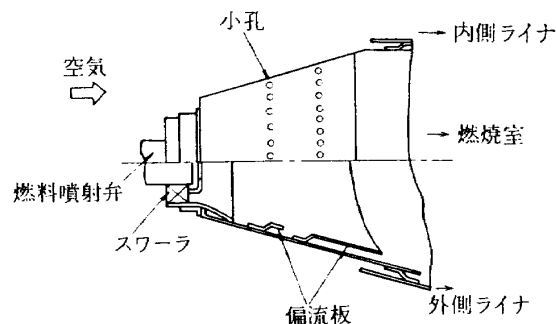


図 10 JT9D エンジンのトップ・ドーム

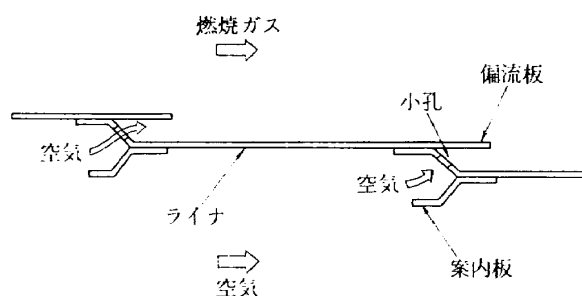


図 11 JT9D エンジン冷却空気導入部の形状 (外側ライナ)

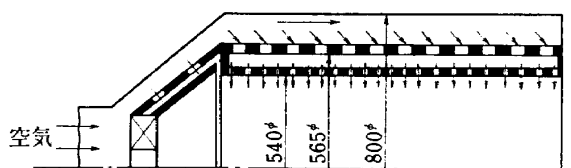


図 12 二重壁のライナ (単位: mm)

ドームの根元の外側ライナ先端部との結合部では、壁面に小孔を数多くあけて冷却空気を流す Effusion Cooling が行なわれている。

ライナは流れ方向に内側で 11 カ所、外側で 9 カ所スリットを設けてあり、そこから冷却用空気を導入するようになっている。空気導入部は図 11 のように円形孔のある板が傾いており、冷却空気は円形孔を通過した後二次元性の流れを得るために一定区間偏流板に沿って流れる。外側ライナには補強材あるいは全圧を利用するために取付けたと推定される案内板が取り付けられている。

冷却用スリットの詳細な寸法は示されておらず、全長その他から推定したものでは、スリット間隔 35~45 mm, スリット幅 3 mm, スリット部の円形孔の径 2.8 mm, 円形孔の間隔 6 mm, 偏流板の長さ 8~10 mm 程度である。

インピンジ冷却を利用したライナとして図 12 に示すような二重壁の構造の例がある¹²⁾。この方法によ

てライナ壁温度は通常の方法より数百度低くなる結果が得られている。

Anderson と Wagner¹³⁾ は小形高温ガスタービン燃焼器にしみ出し冷却 (Transpiration Cooling) を行なったライナを採用している。しみ出し冷却を行なった理由は燃焼器出口温度が高いこと、および、小形燃焼器の特徴としてライナの単位表面積当りの全体空気流量が少なく冷却を行ないにくいためである。ライナ材としては 0.03 in. (0.076 cm) 厚の N 155 合金のポラス板が使用された。このライナについての詳細なデータは得られていないが、有望であることが実験を通じて確認されている。

NASA ではマッハ 3 の航空機を対象にした燃焼器のライナ冷却の解決方法として Short Combustor の研究を行なっている¹⁴⁾。これは燃焼器入口空気温度の高い燃焼器で冷却用空気の流量を少なくするには、冷

却しているライナ表面積を少なくする必要があるとの考えに立っている。Fear¹⁵⁾ はフィルム冷却用空気を図 13 のような多数の小孔から流して Short Combustor のライナ冷却を行ない、連続スリットから流した図 14 の場合との比較を行なっている。結果は通常の連続スリットと変らないライナ壁温度を示し、燃焼効率に対しても悪影響を示していない。このライナの利点は簡単に製作できることであり、孔径が小さくピッチが細かい程冷却に好都合であるが、強度上の点からの限度が指摘されている。

燃焼ガスの冷却に図 15 のようにライナの外側から二次燃焼領域に蒸気を導入すると共に壁面の冷却にも使った実験¹⁶⁾は、燃焼効率の高い状態で壁面温度を空気の場合より低く保てることを示している。図 16 のように缶形燃焼器のスワラ近傍のリング状ノズルからライナ内壁面に蒸気を注入した方法¹⁷⁾は、非

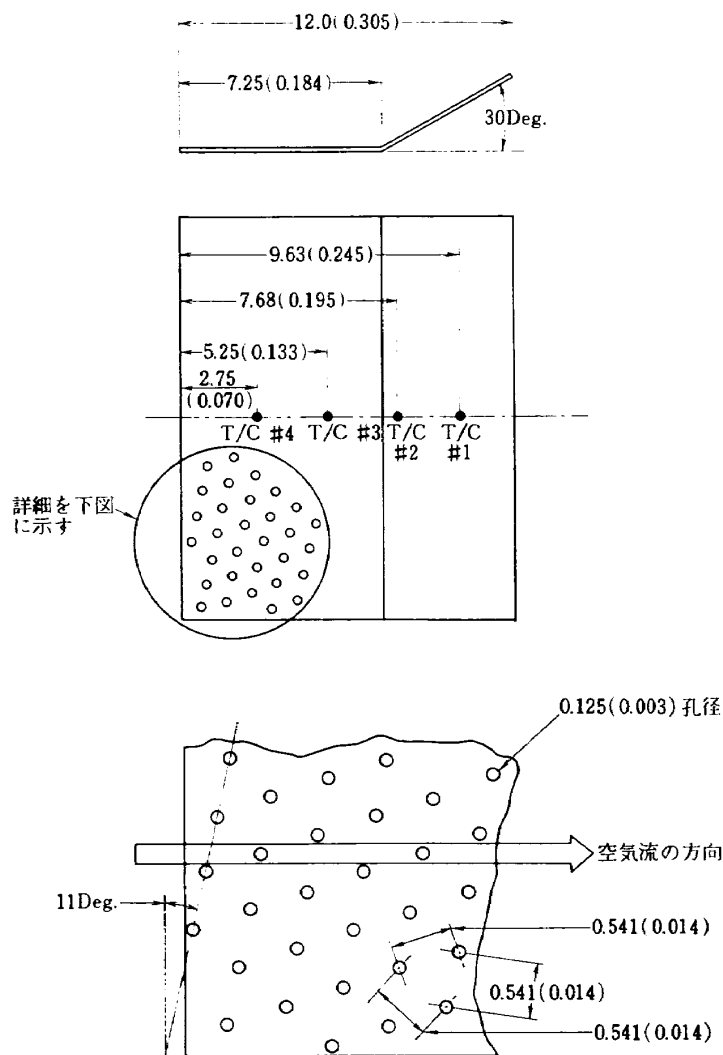
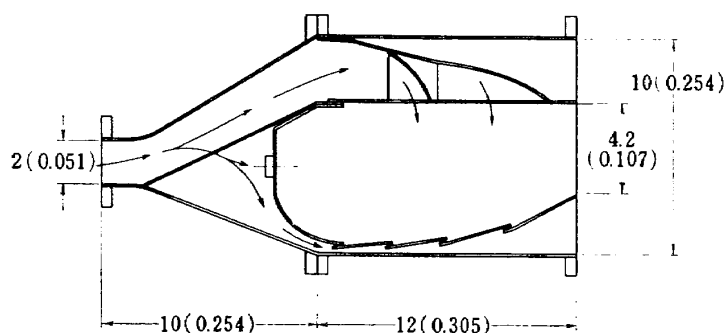


図 13 フィルム冷却用孔あき板ライナ (単位: in. (m))



片側空気導入，スリット式フィルム冷却

図 14 基準燃焼器 (単位: in. (m))

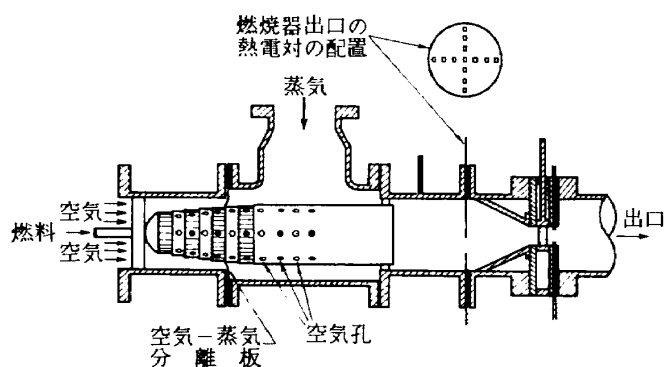
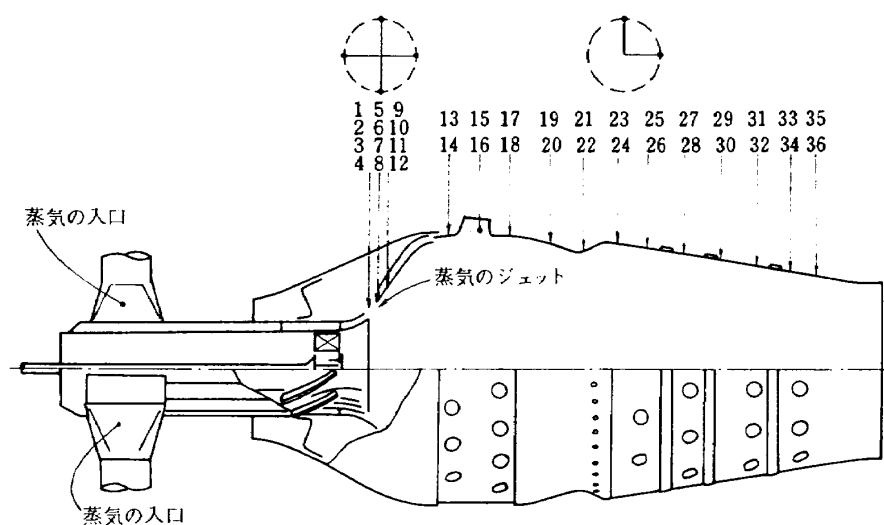


図 15 蒸気を側面から流す燃焼器

図 16 蒸気をスワラ周辺から流す燃焼器
(番号は熱電対の位置を示す)

常に有効な冷却方法であることを示した。この蒸気による冷却法に対して Beer 等¹⁸⁾は解析を行ない、実験で得られたライナ壁の温度分布と計算結果が良く合うことを示している。

3. ガスタービン燃焼器内のふく射伝熱

ガスタービン燃焼器内では通常燃料噴射弁あるいは

蒸発形燃料供給管から供給された燃料が空気と混合して燃焼が行なわれている。そのため、燃料の供給法による液滴の粒径や分布、燃料蒸気の分布の変化があり、空気の供給方法によっても火炎の形や性質が変化する。ライナ壁面が受ける熱量は火炎の形状や性質によって大幅にかわる。

ガスタービンを対象にしたふく射の強さについては

辻¹⁹⁾, Lefebvre²⁰⁾によってまとめられたものがあり、壁温や熱流束の測定法と共にふく射の測定法とふく射率について述べた Reeves²¹⁾の解説もある。ここでは定性的な説明をそれらに基いて行ない、実際の燃焼器を用いてふく射の測定を行なった例をいくつか示すことにする。また、計算上のふく射の取扱い例も示してある。

3.1 火炎のふく射の強さ

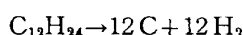
火炎のふく射の性質

ガスタービンの燃焼ガスは主に H_2O , CO_2 , N_2 からなり、不輝炎からのふく射は H_2O と CO_2 によるものが最も多い。圧力をあげるに従って燃焼の際生じたすす粒子から発する連続的なスペクトルが増加し、最近の高圧ガスタービンではすす粒子からのふく射が支配的なものになっている。

すすの生成機構

燃焼によって生成されるすす粒子は約 96% が炭素、1% が水素、残りが酸素と推定されている²²⁾。

すすは主に燃料の炭化水素が蒸気状態で熱分解して発生するものとされる。例えば、最も簡単な形では次のものがある。



沢山の実験によってすすの生成は圧力の上昇と共に増加することが知られている。すすは特に燃料濃度の濃い高温部で発生し、ガスタービンではこの条件の領域が燃焼器中央の噴射弁に近いところにある。したがってライナや噴射弁の構造によってふく射の強さを減らすにはこの領域の温度や燃料濃度を下げる方向にする必要がある。

燃料成分の影響

燃料成分がふく射に及ぼす影響についてはいろいろ研究が行なわれており、ふく射の強さを燃料の化学組成や分子構造、スモーク・ポイントやルミノメータ数に関係づけている。

分り易い例として Schirmer と Quigg²³⁾によって Phillips 5 cm 燃焼器を用いて得られた結果は図 17 のようにふく射の強さと燃料中の炭素水素成分の割合の関係をはっきり示している。大気圧に近いところではふく射は主に不輝炎によるものであり、燃料の組成とは殆んど関係なくなっている。この実験では、与えられたスモーク・ポイントの値に対して 20~30 気圧で単環芳香族と複環芳香族の間にふく射の強さの差異のないことを見出している。

作動条件の影響

ガスタービン燃焼器では作動条件として圧力、温度

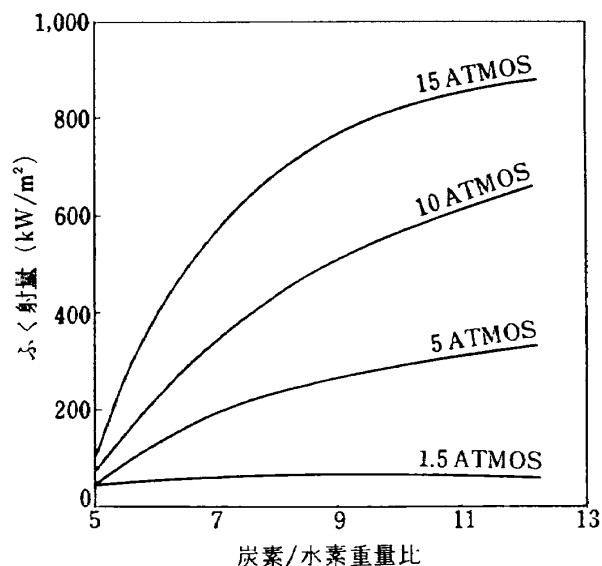


図 17 火炎のふく射に対する圧力と燃料組成の影響

速度、空燃比などがある。

圧力の影響は火炎のふく射に対してすすの生成、噴霧特性、燃料の分布、空気と燃料の混合を通して現われる。噴霧式燃焼器の場合、圧力の上昇と共に液滴の貫通度が減少し、燃焼器中央の噴射弁の近くのところに燃料が集中する。これはすすの生成にとって好都合な条件となる。蒸発形燃焼器ではこの問題は起らず、流れ模様による。圧力の上昇によってすすの発生を促進するものとして、過濃側の可燃限界が濃い方に広がることも指摘されている²⁴⁾。

入口空気温度の上昇はふく射量を増す方向に働く。この増加がどのような割合でふく射率と温度上昇に依存しているかは明らかでない。

速度の影響は実際の燃焼器では作動範囲が狭いのでそれ程大きくない。全体空燃比が一定のとき、速度の上昇は燃料流量を増加させることであり、噴射圧力も上昇しなければならない。燃料流量が多いため燃料濃度の濃い部分をつくるが、噴射弁の圧力が高いため噴霧条件も改善され、双方は打消しあう方向にある。

空燃比は火炎からのふく射が最高温度のところで最も強くなることと関係しており、燃料が濃い場合には燃焼器の下流側にふく射量の最大値が移行する。

3.2 燃焼器による測定例

Topper²⁵⁾は図 18 に示す J-33 缶形燃焼器を改造したものに光学的観測用の窓を一次燃焼領域と二次燃焼領域に設けて測定を行なった。光学系の等価光路長は 3.6 in. (9.1 cm) で燃料はジェット燃料 JP-4 を用いている。

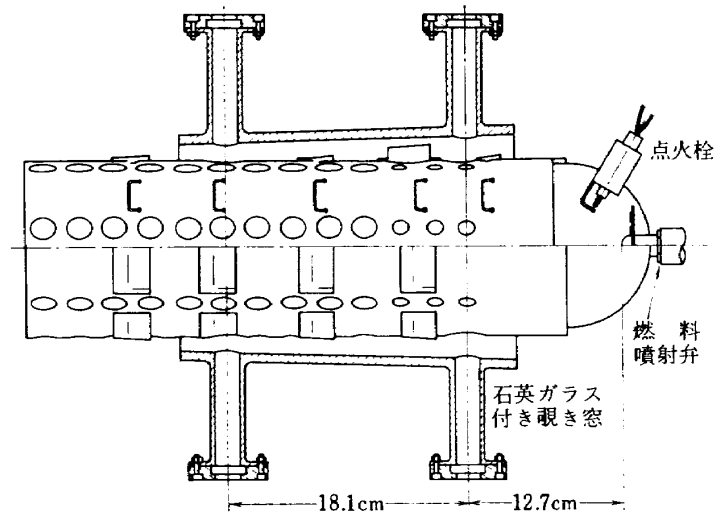


図 18 ふく射の実験用缶形燃焼器

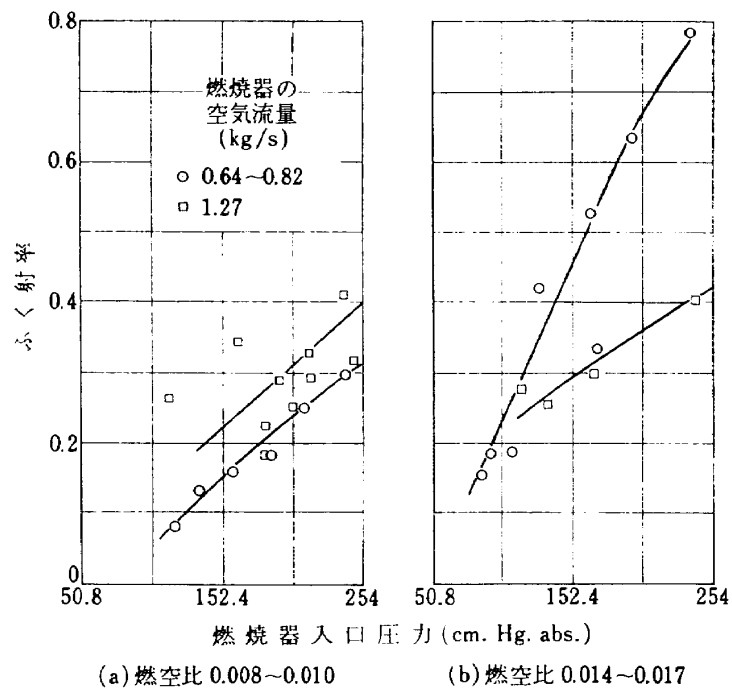


図 19 缶形燃焼器内の火炎のふく射に及ぼす燃焼器入口空気圧力、燃空比、空気流量の影響

かえた条件は入口空気圧力を 13~96 in. Hg abs. (33~244 cmHg abs.), 空気流量を 0.22~2.8 lb/s (0.1~1.27 kg/s) 燃空比を 0.008~0.035 である。得られた結果は火炎温度とふく射率などで、ふく射率の測定値を図 19 に示す。測定は上流側の窓からのみ行なわれ、下流側では火炎温度が 1300°R (722°K) 以下でふく射の測定には不適當であった。

結論として以下のことがらを得ている。

1. 火炎からのふく射は燃焼器の入口圧力を増加さ

せると急激に増加し燃空比や空気流量の影響は少ない。

2. 輝炎（白熱状のすすを含む）からの全ふく射は炭酸ガスや水蒸気の不輝炎からのふく射に比べてかなり大きい（4~21 倍）。

3. 実験の一次燃焼領域では火炎からライナへの伝熱量はふく射によるものが多い。

4. 測定されたふく射率は 0.09~0.79 である。

Miller ら⁸⁸⁾は航空用ガスタービン燃焼器のふく射の

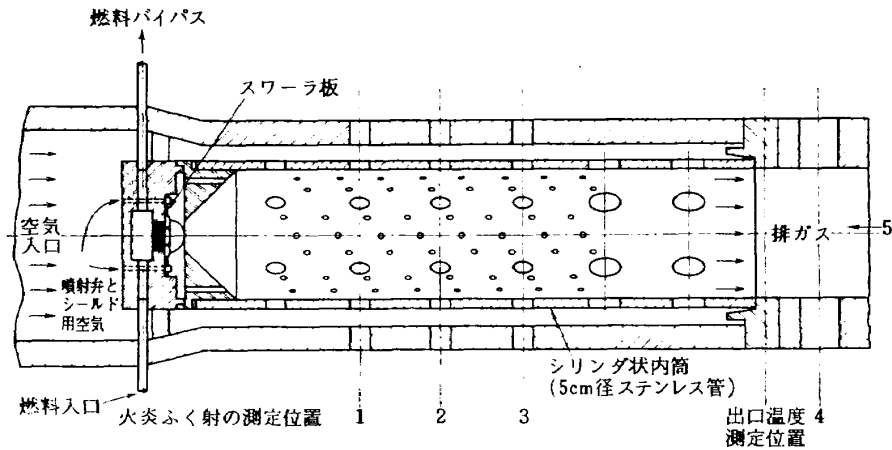
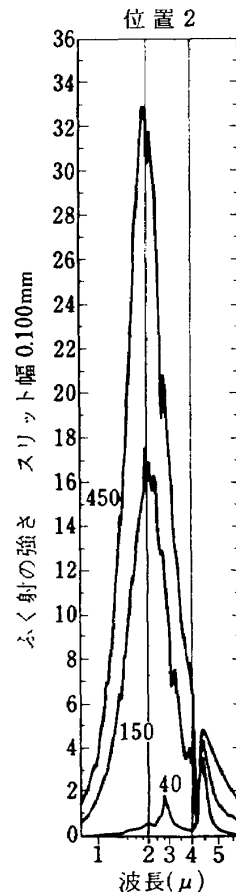


図 20 実験室規模のジェット燃焼器

特性を知る目的で図 20 に示す 2 in. (5.1 cm) 径の燃焼器に対し、圧力 40, 150 および 450 in. Hg abs. (102, 381, 1142 cm Hg abs.), 燃空比 0.01, 入口空気流速 100 ft/s (30.5 m/s) で実験を行なった。燃料にはパラフィン系としてノルマル・ヘプタン (C_7H_{16}) とイソオクタン (C_8H_{18}) を、芳香族としてベンゼン (C_6H_6) とトルエン ($C_6H_5-CH_3$) を選び、火炎の赤外ふく射および吸収の測定を波長 1~15 μ に対して行なった。

測定から低圧では不輝炎の不連続的な波長のふく射が、高圧では輝炎の連続的なふく射が示された。トルエンに対する測定の一例を図 21 に示す。ふく射の強さの圧力と燃焼器の軸方向の位置による変化を図 22 に示す。図 22 は芳香族の燃料ベンゼンとトルエンがパラフィン系の 2 種の燃料より一般的に強いふく射を与えることも示している。

Weeks ら²⁶⁾ はケロシン、ボイラ油と軽油からなる混成油、Mothball 重油を用いて図 23 に示す小形ガスタービン燃焼器で大気圧でふく射の測定を行なった。全吸収率の周囲温度による変化は図 24 の如くで、温度の上昇と共にケロシンと混成油の吸収率の低下が認められるが、Mothball は逆に上昇している。これは前者が CO_2 と H_2O ガスによる吸収であるが、後者は炭素粒子に基くためとされる。有効全ふく射率の変化をバーナからの距離の関数として示したものが図 25~27 である。バーナ近くでふく射率が高く下流に行くと低下することが示されている。ふく射の波長による分布を測定した結果はケロシンと混成油に対しては 2.7 μ でピークを与え、Mothball に対しては 0.8 μ ~2.8 μ の間の幅広い範囲で高い値を与え、ガス層と炭素粒子による違いを示している。



パラメータは圧力 (in. Hg abs.)

図 21 トルエンの火炎のふく射スペクトル (1~5 μ)

Schirmer ら²⁷⁾ は燃料の種類をかえ、できるだけふく射率の低い燃料を得る目的で航空用ガスタービンの燃焼器で実験を行なった。大気圧では J-79 の缶形燃焼器 1 本に対してジェット燃料 JP-5 に単環芳香族と多環芳香族成分を添加して実験が行なわれた。大気圧

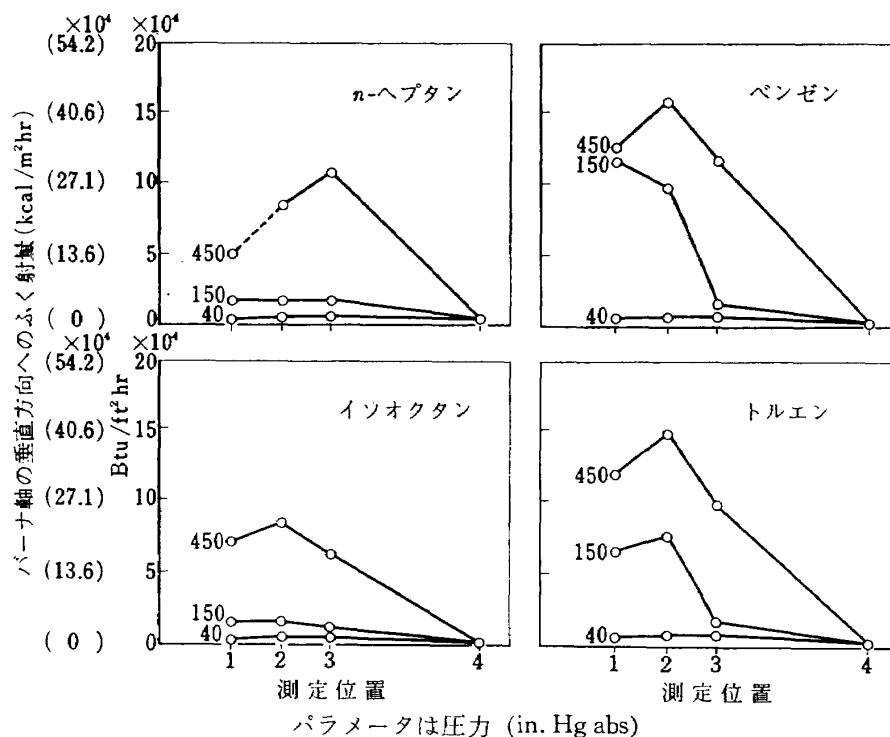


図 22 ふく射の強さ—燃焼器の軸方向の距離

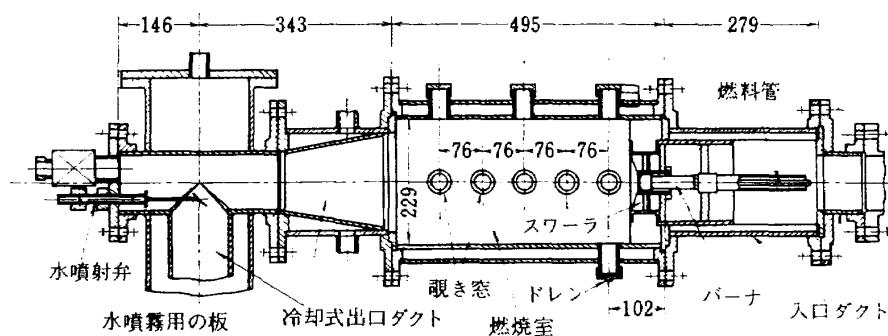


図 23 燃焼器の断面 (単位: mm)

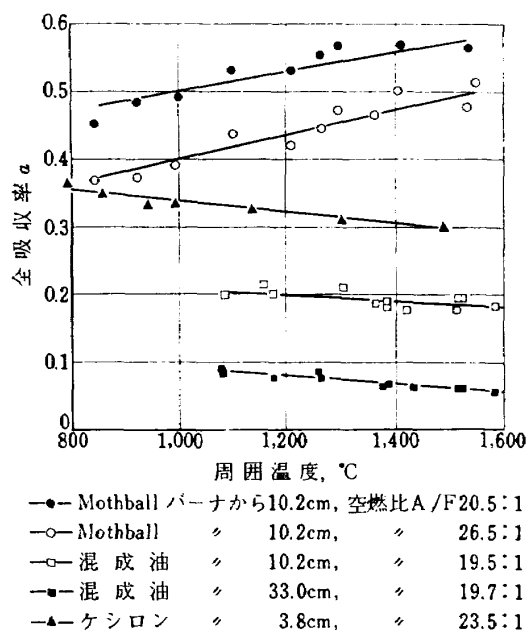


図 24 周囲温度に対してプロットした全吸収率

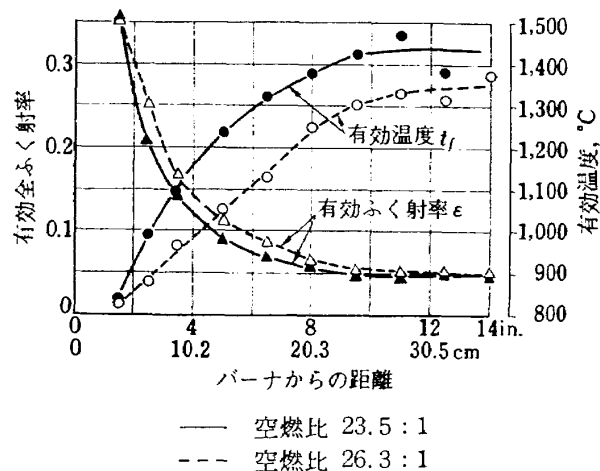


図 25 ケロシン炎に対する全ふく射率と温度

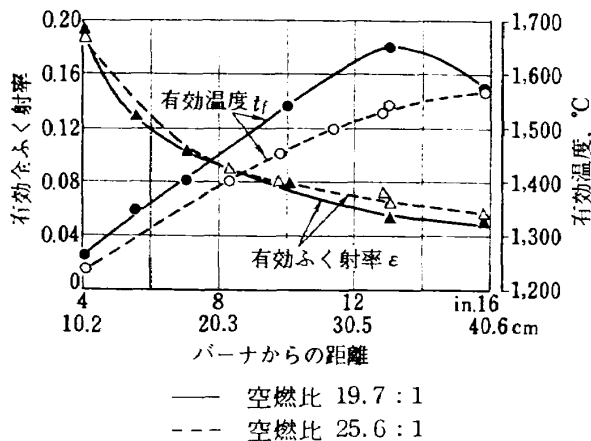


図 26 混成油炎の全ふく射率と温度

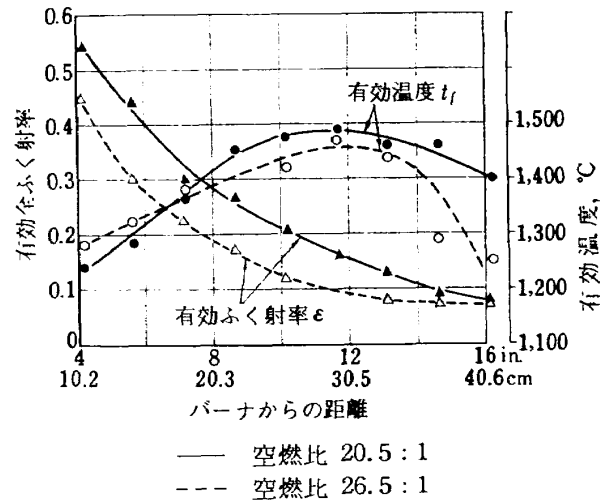


図 27 Mothball 炎の全ふく射率と温度

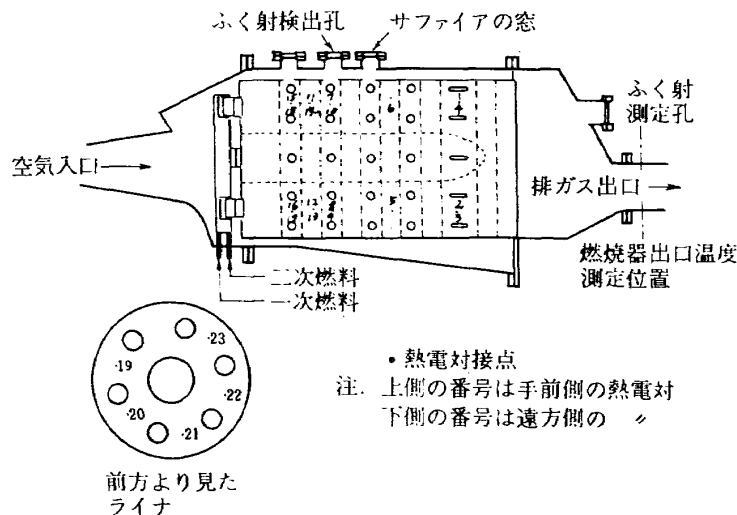


図 28 J-57 燃焼器の一個と測定部

の測定結果では双方の間にふく射の強さに対する影響の相異は認められなかった。

図 28 に示す J-57 エンジンの燃焼器で 5~15 気圧に加圧して行なった実験では、図 29 のように多環芳香族を添加した方が単環芳香族の場合より高いふく射率を与えた。

Сторожук^{89), 90)} は図 30 に示す燃焼器で燃料にディーゼル油 (比重 0.8970) を使い、圧力 1.25~3.8 ata、一次空気の空気過剰率 $\lambda_1=1.0\sim2.0$ で測定を行ない、燃焼器の性能、ふく射、ライナ壁温度を測定した。燃焼器の内筒の直径を図 30 の 640 mm および 510 mm と 400 mm とかえて、それぞれ No. 1, No. 2, No. 3 の番号を付けて 3 種類に対して実験を

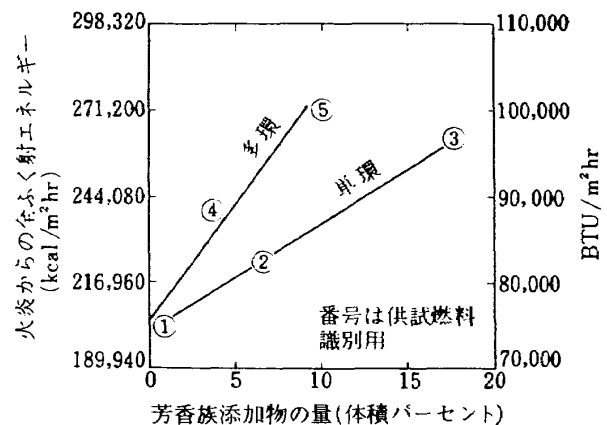


図 29 J-57 燃焼器の一個で得られた火炎のふく射に対する芳香族添加物の量と組成の影響 (燃料…JP-5)

行なった。結果の一例として、ふく射率に対する関係

$$\epsilon = 1 - e^{-KD} \quad (1)$$

から吸収係数 K の値を図 31 のように整理し、断面 I では $0.32P$ 、断面 II, III では $0.18P$ で代表して

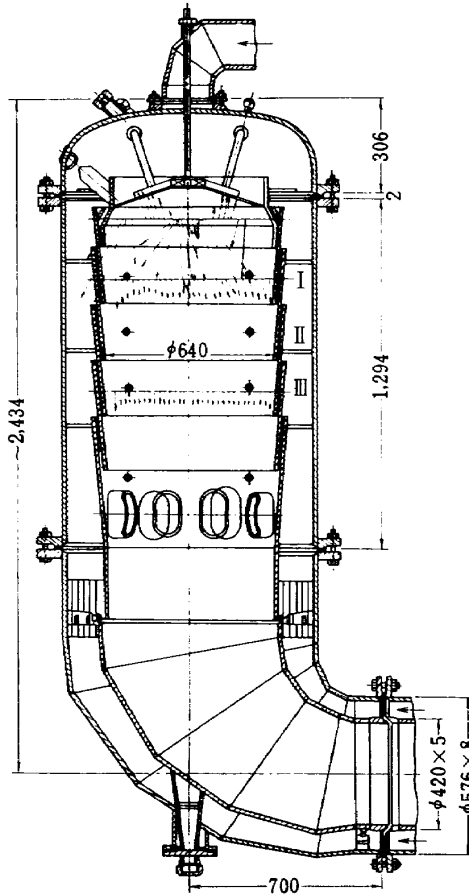


図 30 燃焼器 No. 1 (単位: mm)

いる。ここで断面 I, II, III は図 30 の位置 I, II, IIIに相当し、 P は圧力で単位は ata, D は内筒の直径で単位は m である。

Сторожук ら⁹¹⁾ は図 32 に示す燃焼器でも圧力 2.3 ata. まで上げてふく射の測定を行なった。実験では図 32 の燃焼器入口の軸流スワラの羽根の角度 φ を 45° と 52° 、燃焼器の内筒の形状を 2 種類、一次空気の空気過剰率 λ_1 を 1.15~1.8 に設定している。燃料にはディーゼル油が遠心式噴射弁で供給され、噴

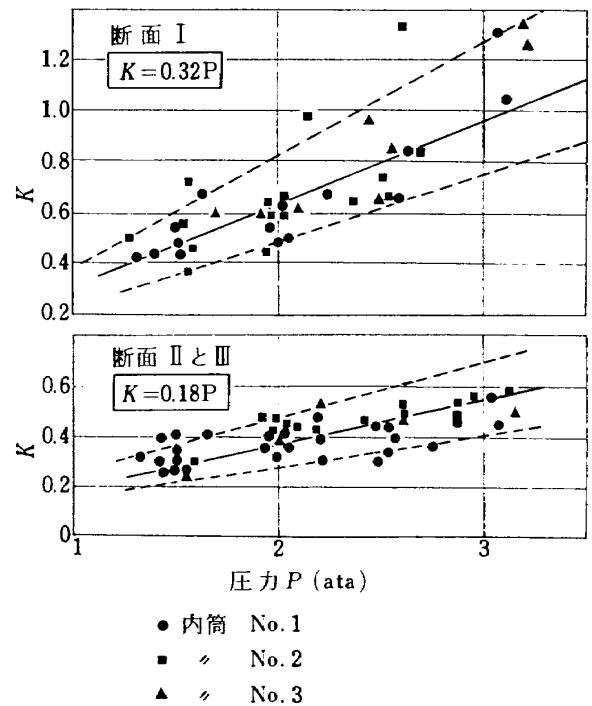
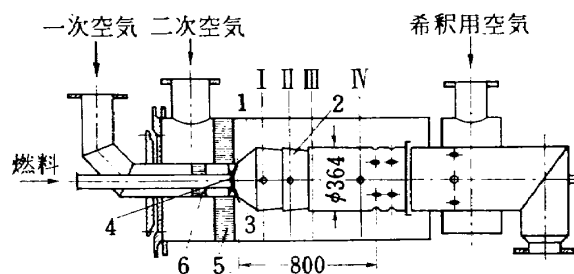
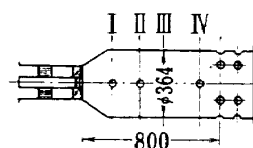


図 31 吸収係数 K と燃焼器内の圧力 P との関係



a) 実験用燃焼器の概要

1. 外筒 2. 内筒 II 3. スワラ 4. パーナ
5. 二次空気整流用格子 6. 一次空気整流用格子



b) 内筒 I

図 32 実験用燃焼器 (単位: mm)

霧角は 75° であった。

測定結果の一例を図 33 に示す。図は一次空気の空気過剰率、圧力、燃焼器の軸方向の位置の変化による火炎のふく射の強さの変化を示している。この結果より火炎の最高温度の位置に対し式 (1) の K の値を $0.32P$ で示している。

Clarke ら²⁸⁾ はライナの冷却に関する検討の中で圧力と燃料の種類によるふく射率の変化を典型的な一次燃焼領域に対して図 34 のように与えている。火炎のふく射率は一般的に圧力に対して指数法則に従い、高圧における圧力の増加は低圧における増加よりもふく

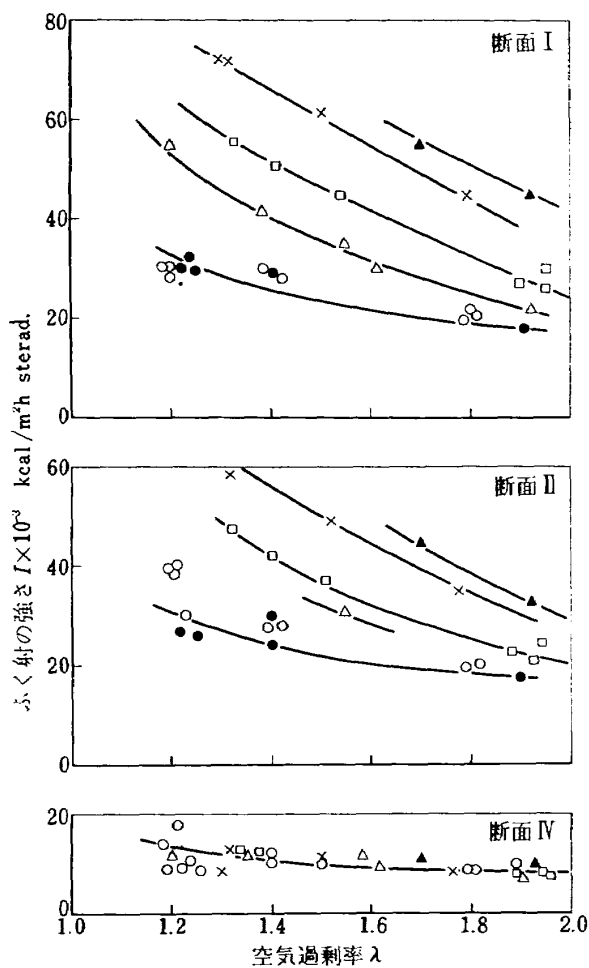


図 33 火炎ふく射の強さと一次空気過剰率および圧力との関係

射に与える影響の少ないことを指摘している。

Macfarlane²⁹⁾ は図 35 に示す燃焼器の一次燃焼領域のモデルを使用して 21 気圧まで圧力を上げてふく射のデータを得ている。燃料と空気の当量比をかえた際の全ふく射率の変化を図 36 と図 37 に示す。図 36 はメタン-空気の場合を、図 37 は航空用ケロシン-空気の場合を示す。図は圧力が高く燃料濃度の濃い場合に極度にふく射率の上昇することを示している。

Marsland ら³⁰⁾ は図 38 の燃焼器で圧力を 32 気圧まで上げてふく射率を図 39 のように得ている。実験は $3\frac{3}{4}$ in. (9.5 cm) 径と $5\frac{5}{8}$ in. (14.3 cm) 径の燃焼器で行なわれ、入口温度は 800°K , 全体空燃比は 60 付近で一定に保たれている。全体空燃比 60 は航空用ガスタービン燃焼器の設計点に近い値であり、燃料に航空用ケロシンが用いられ、缶形燃焼器の形状も実用のものに近いため、示されたふく射率の値は設計上興味のある値である。

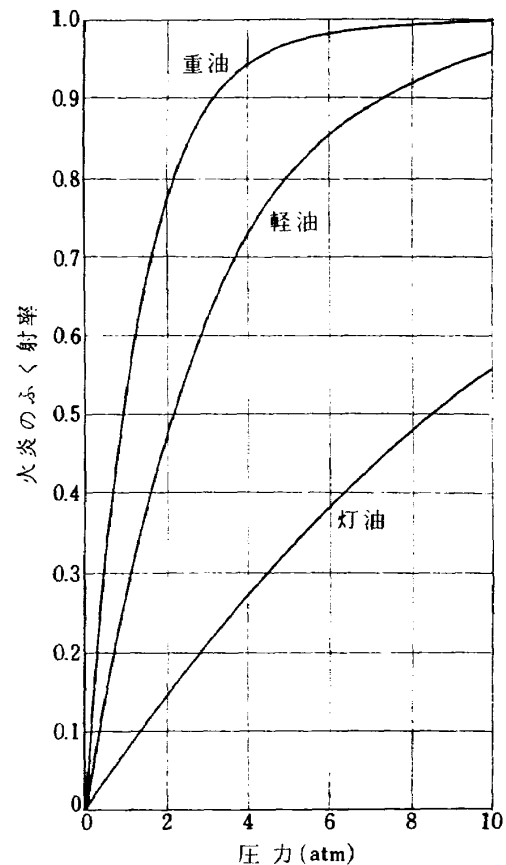


図 34 典型的な一次燃焼領域における火炎のふく射率

Hill ら³¹⁾は図 40 に示す燃焼器で圧力を 2~7.5 気圧、タービン入口温度を 900~1950°F(482~1066°C)にかえたときの火炎のふく射率を求めている。No. 2 重油に対して相対的加熱量 (Relative Heat Added) を次の形で求めてデータが整理できることを示している。

$$P\Delta T/\sqrt{T} \quad (2)$$

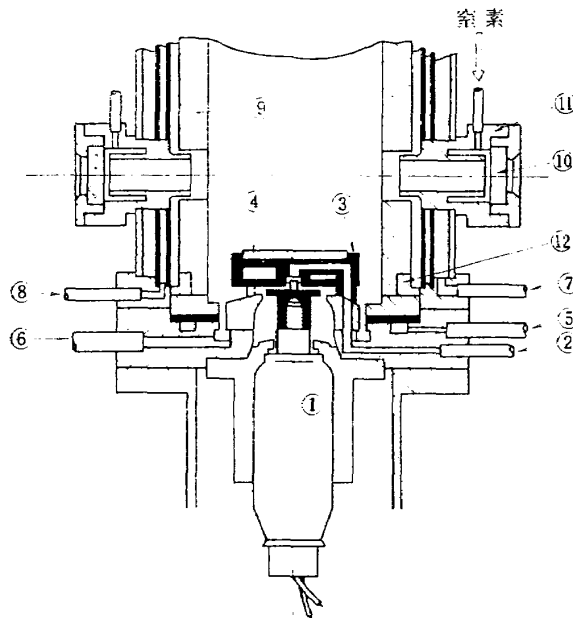
ここで

ΔT ; 燃焼器における温度上昇 (deg F)

P ; 燃焼器の圧力 (psia)

T ; タービン入口温度 (deg R)

10 in. (25.4 cm) 径の燃焼器に対する結果を図 41 に 14 in. (35.6 cm) 径に対する結果を図 42 に示す。図中に No. 6 重油の記号で示されているデータはバンカー C 重油を示す。



1. 可変モータと噴霧用円板
2. 円板への液体燃料の供給口
3. 水冷ブロック
4. 耐熱円板
5. 燃料蒸気の供給口
6. 燃焼用空気
7. 空気室への冷却水
8. 室気室への冷却空気
9. 耐熱被覆
10. 弗化カルシウムの窓
11. 窓の内側を窒素のフィルムで覆うための装置
12. 耐熱被覆材固定用リング

図 35 燃 焼 器

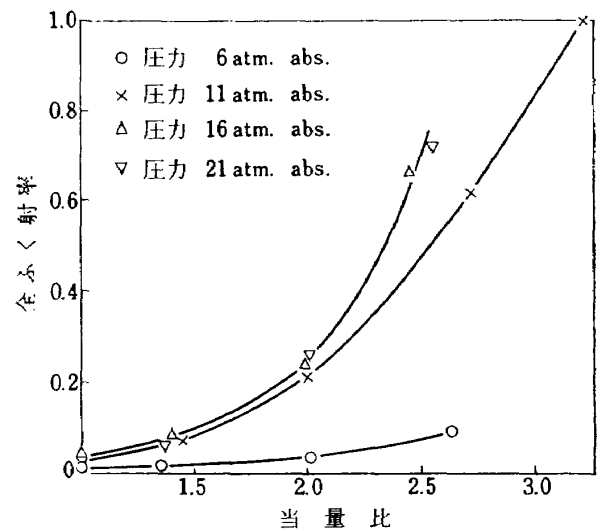


図 36 種々の圧力におけるメタン/空気炎の全ふく射率と当量比の関係

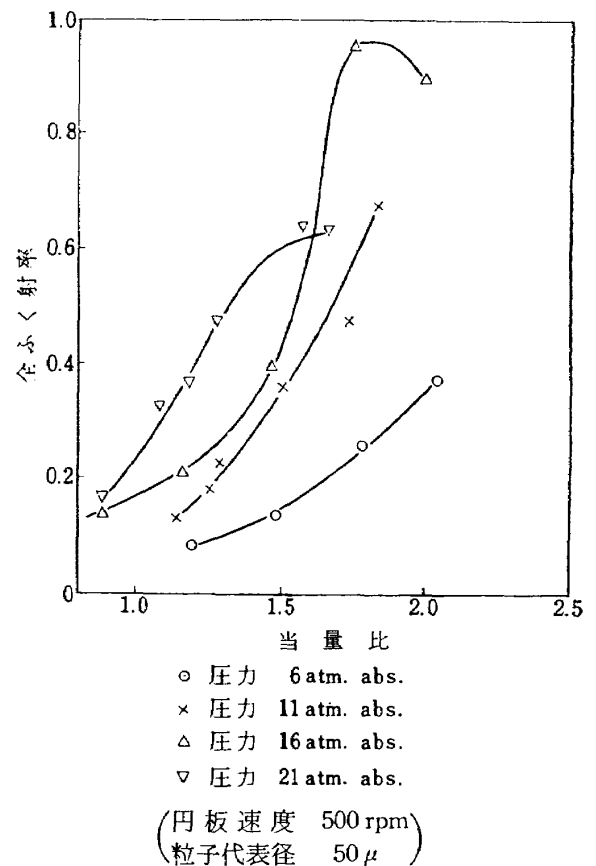


図 37 種々の圧力における航空用ケロシン/空気炎の全ふく射率と当量比

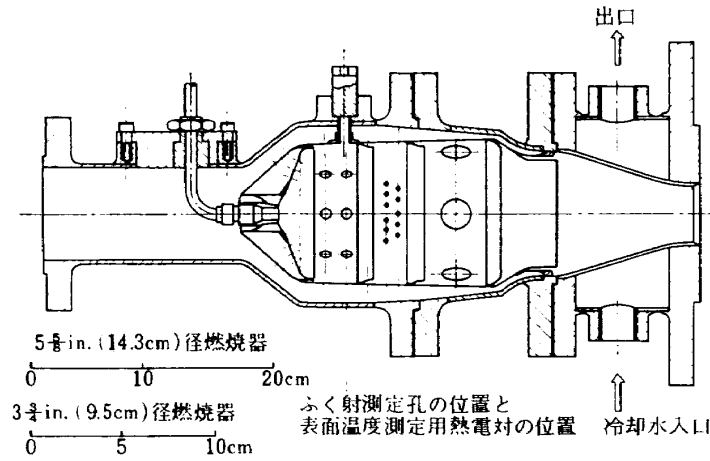
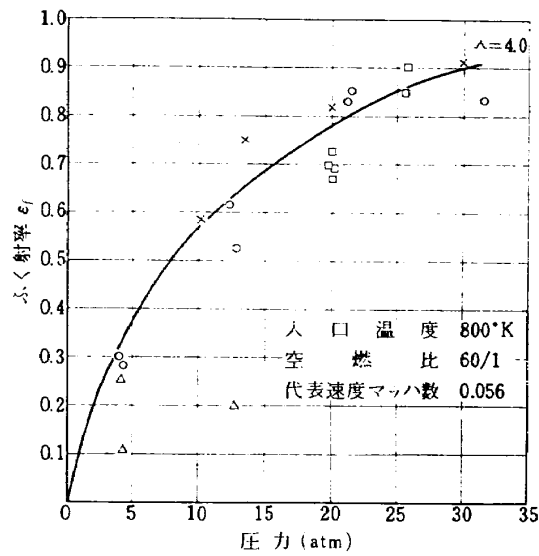


図 38 高圧試験で使用した筒状燃焼器模型



- 3 1/4 in. (7.5cm) 径燃焼器 - 燃焼ガスを + 酸素 (第1シリーズ)
- △ " " " " " " (第2シリーズ)
- " " " " " " - 新鮮空気
- × 5 1/8 in. (14.3cm) 径燃焼器 - 燃焼ガスを + 酸素
- Λ = 輝度係数

図 39 一次燃焼領域の火炎ふく射率の圧力による変化

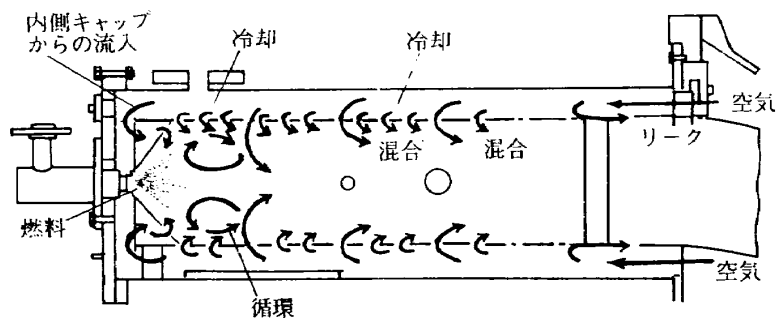


図 40 ガスタービン燃焼器

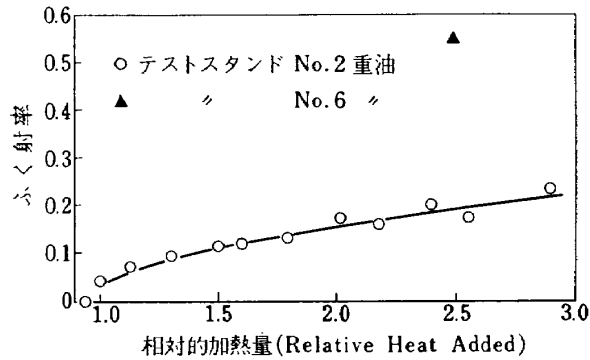


図 41 10 in. (25.4 cm) 径の燃焼器における
相対的加熱量とふく射率の関係

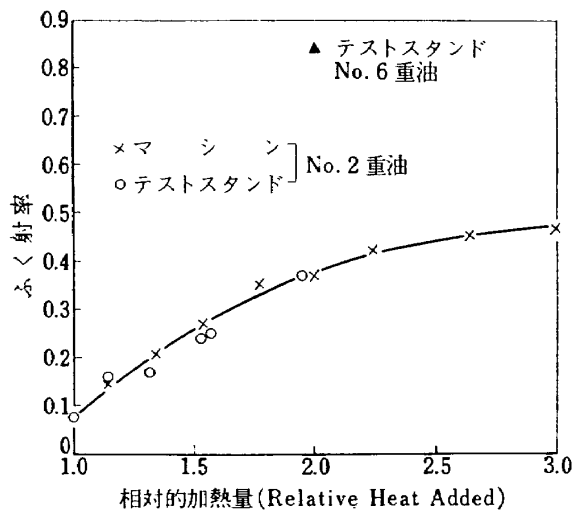


図 42 14 in. (35.6 cm) 径の燃焼器における
相対的加熱量とふく射率の関係

3.3 燃焼器内のふく射の計算上の扱い

ライナ壁面の単位面積に到達するふく射熱量 q' は次のように表わされる³²⁾。

$$q'(r) = \int_A I(r_0) \exp[-\tau(r_0, r)] \frac{\cos \theta \cos \theta_0}{|r - r_0|^2} dA + \int_V \eta(r_1) \exp[-\tau(r_1, r)] \frac{\cos \theta dV}{|r - r_1|^2} \quad (3)$$

ここで

$$I(r_0) = \frac{G(r_0)}{\pi}$$

式 (3) の右辺第 1 項は 燃焼器を囲む壁面から、第 2 項は火炎から対象の単位面積に到達するふく射熱量である。式 (3) を正確に求めるには燃焼器内の火炎の性状が詳細に分っている必要があるが、実際には無理なので近似した形で取扱われる。

近似の方法として炉内に温度勾配のある場合の壁面

への熱流束等の計算が炉内を数多くの部分に分割して行なわれている^{33)~38)}。ガスタービン燃焼器に対してもいくつか研究が行なわれており、以下にそれらの内容を示す。

ガスタービン燃焼器を対象にして Winter³⁹⁾ は次の式からふく射熱流束を求めてライナ壁温度の計算を行なっている。

$$q = \sigma \frac{(1 + \epsilon_w)}{2} (\epsilon_f T_f^4 - a_f T_w^4) \quad (4)$$

Lefebvre ら⁴⁰⁾ も式 (4) から不輝炎のふく射熱流束を求めて一次燃焼領域の計算に適用している。彼らは圧力 P と光路長 l の積 Pl のかなりの範囲にわたって

$$\frac{a_f}{\epsilon_f} = \left(\frac{T_f}{T_w} \right)^{1.5} \quad (5)$$

の関係で近似できることから、(5) を (4) に代入して得た次の式を実際には用いている。

$$q = \frac{\sigma(1 + \epsilon_w)}{2} \epsilon_f T_f^{1.5} (T_f^{2.5} - T_w^{2.5}) \quad (6)$$

Marsland ら³⁰⁾ は図 38 の燃焼器に対する高圧時の計算でも式 (6) を用いてふく射熱流束を求めている。計算の際圧力の影響等を加味して求めたふく射率を採用した結果、ライナ壁温の計算値と実測値はかなり合っている。

辻¹⁹⁾ は U 型燃焼器の壁面の熱伝達の実験を行ない、燃焼ガスの分圧からふく射率を求め式 (6) でふく射伝熱量を求めた。その値は幾分実験値より低めになった。

Whittaker⁴¹⁾ も式 (6) を利用しているが、ある条件では式 (5) から a_f の値が 1 より大きくなるのでその点の修正が必要だとしている。

相波⁴²⁾ はある表面からのふく射熱量として自身の熱ふく射とその面で反射されるふく射熱量の双方を含む射度 (Radiosity) を用いた式を採用している。扱いでは燃焼ガスを囲むライナ壁面やタービン翼を代表する面を図 43 のようにいくつかの部分に分けている。各面が均一温度で灰色体面であり、燃焼ガスが代表温度で示される均一な温度でかつ灰色ガスとすれば、伝熱量は次の式から求められる⁴³⁾。

$$Q_{Ri} = (\sigma T_i^4 - G_i) A_i \frac{\epsilon_i}{1 - \epsilon_i} \quad (7)$$

$$Q_{Ri} = (G_i - \sigma T_{g,i}^4) A_i \bar{\epsilon}_{g,i} + \sum_{k=1}^n (G_i - G_k) A_i F_{ik}^\circ \quad (8)$$

$$Q_{Rg} = \sum_{i=1}^n (\sigma T_{g,i}^4 - G_i) A_i \bar{\epsilon}_{g,i} \quad (9)$$

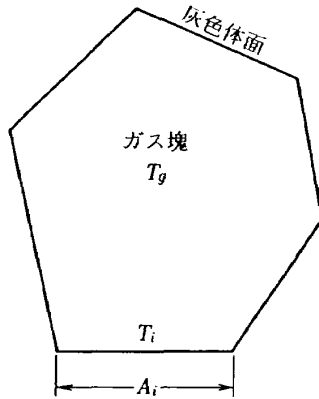
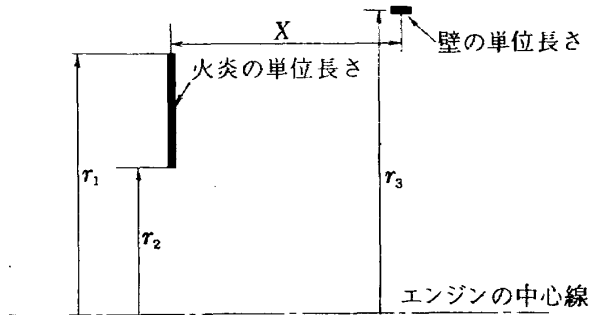
図 43 一様温度 T_g のガス塊を囲む灰色体面

図 44 火炎要素と壁面の関係

ここで

$$i=1, 2, 3, \dots, n$$

N.R.E.C. (Northern Research and Engineering Corporation) の報告⁴⁴⁾ は式 (6) の取扱いを一次元モデルと規定し、円環形燃焼器で軸方向の温度変化を考慮した二次元モデルを示している。このモデルは従来の扱いより前進しているのでその内容を以下に示す。

二次元モデルでは軸対称の円環形燃焼器の要素壁面に火炎の要素容積から伝えられるふく射熱量を次の関係から得て個々の項の式を示している。

$$\begin{aligned} & \text{火炎の要素容積} \times \text{単位容積当りの発生ふく射熱} \\ & \times \text{透過率} \times \text{形態係数} \end{aligned} \quad (10)$$

以下各項の式を示す。

火炎の要素容積

燃焼器の外半径 r_1 、内半径 r_2 、火炎要素の長さを ΔX_f として

$$\Delta X_f \cdot \pi (r_1^2 - r_2^2) \quad (11)$$

単位容積当りの発生ふく射熱

不輝炎に対して

$$4\sigma T_f^4 P_g \left(\frac{3.6}{T_f} \right) \quad (12)$$

輝炎に対しては輝度係数 A を式 (12) に乗じて

$$4\sigma T_f^4 P_g A \left(\frac{3.6}{T_f} \right) \quad (13)$$

ここで $(3.6/T_f)$ は $(d\varepsilon_f/dP_g l)_{P_g l=0}$ を近似した形である。

形態係数

図 44 の軸対称の形状で長さ ΔX_w の壁面に対する形態係数は次の式で与えられている。

$$\begin{aligned} F = & \frac{1}{4} \frac{\Delta X_w}{(r_3 - r_2)} \left[1 - \frac{X}{\sqrt{X^2 + (r_3 - r_2)^2}} \right] \\ & - \frac{1}{4} \frac{\Delta X_w}{(r_3 - r_1)} \left[1 - \frac{X}{\sqrt{X^2 + (r_3 - r_1)^2}} \right] \end{aligned} \quad (14)$$

透過率

Hottel⁴⁸⁾ の与えるデータを次式で代表して用いている。

$$\Gamma = \frac{14.82}{14.82 + P_g z} \quad (15)$$

式 (15) の距離 z は火炎と要素壁面間の距離 X が一定でも火炎の半径方向の位置によって変わるので、その平均をとるため次の式を採用している。

$$\Gamma_{\text{mean}} = \frac{1}{20} \sum_{i=1}^{20} \frac{14.82}{14.82 + P_g \sqrt{X^2 + \left[r_3 - r_2 - \left(\frac{i}{20} - \frac{1}{40} \right) (r_1 - r_2) \right]^2}} \quad (16)$$

全ふく射伝熱量

外側ライナの単位表面に単位時間に伝えられるふく射熱量は不輝炎に対し

$$q = \frac{(1 + a_w)\sigma}{\Delta X_w r_3} \sum_k \left[\Gamma_{\text{mean}} P_g \left(\frac{d\varepsilon}{dP_g l} \right)_0 \Delta X_f (r_1^2 - r_2^2) F (T_f^4 - T_w^4) \right] \quad (17)$$

ここで \sum_k は火炎の全ての位置にわたって加えることを示す。分母の ΔX_w は形態係数 F に含まれる分子の ΔX_w とで消去されるので特に規定する必要はない。

い。

以上の式は燃焼器の外側ライナに対するもので、内側ライナにも同様な取扱いができると述べているが、

具体的な形は示されていない。

上に述べたふく射伝熱量を求める式の中で必要になる火炎のふく射率 ϵ_f についてもいくつかの式が示されており、それらを以下に示す。

不輝炎からのふく射は主に高温の炭酸ガスおよび水蒸気からのガスふく射であり、各成分の分圧と有効厚さを求めて標準的な図表から計算できる⁴⁵⁾。

ガスタービン燃焼器を対象にして Lefebvre ら⁴⁰⁾ は Reeves⁴⁶⁾ によって与えられた式として不輝炎に対し

$$\epsilon_f = 1 - \exp[-1.6 \times 10^4 P (f_X l)^{0.5} T_f^{-1.5}] \quad (18)$$

を示している。ここで各記号の単位は P [atm], l [ft], T_f [°K] で f_X は無次元である。

ガスタービンにおける火炎はある程度輝炎になっている。輝度がそれ程高くない場合に Lefebvre ら⁴⁰⁾ は式 (18) に輝度係数 A を導入して次のようにまとめられることを示している。

$$\epsilon_f = 1 - \exp[-1.6 \times 10^4 A P (f_X l)^{0.5} T_f^{-1.5}] \quad (19)$$

A の値については Holliday ら⁴⁷⁾ のいろいろな燃料に対して行なわれたデータや Reeves⁴⁶⁾ のデータを解析して

$$A = 7.53 \left(\frac{C}{H} - 5.5 \right)^{0.84} \quad (20)$$

を与えている。ここで C/H は燃料中の炭素/水素重量比であり、式 (20) は C/H の比が約 5.7 以下では成立しない。 A の値として圧力 1 気圧、燃空比 $f_X = 0.058$, 光路長 $l = 0.85$ ft (25.9 cm), 火炎温度 1,500°K で燃料を拡散火炎で炉中で燃したとき表 2 に示すものを得ている。

Marsland ら³⁰⁾ は燃料に航空用ケロシンを用い、図 38 の燃焼器の一次燃焼領域で 32 気圧まで上げて図 39 から式 (19) の A の値として 4 を得ている。

N.R.E.C. の 1964 年の表示式⁴⁴⁾ では Schirmer と Quigg²³⁾ による 2 in. (5.1 cm) 径の円筒状燃焼器の実験から得たデータを整理して次の形を与えている。

$$\epsilon_f = 1 - \exp[-4.7 P^{1.3} A (l f_X)^{0.5} T_f^{-1.5}] \quad (21)$$

ここで

$$A = \left(\frac{C/H - 5}{0.16} \right)^{0.74} \quad (22)$$

この式における各記号の単位は P [lbf/ft^2], l [ft], T_f [°R] である。

最近、国友ら⁷⁰⁾ は液体燃料噴霧燃焼を対象として 20 気圧までの輝炎のふく射に対する式と数値のグラフを与えている。圧力 P での平均輝炎ふく射率 ϵ_{fm} は不輝炎のふく射率 ϵ_g と炭素粒子群の平均ふく射率

表 2 A の値

燃 料	A
ケ ロ シ ン	1.7
軽 油	6.7
Britoleum	13.7
Mothball	16.2
Tarmac	19.1

ϵ_s から次の形で示される。

$$\epsilon_{fm} = 1 - (1 - \epsilon_g)(1 - \epsilon_s) \quad (23)$$

また平均吸収係数は

$$K_{fm} = -\frac{1}{l} \log_e(1 - \epsilon_{fm}) \quad (24)$$

で示される。式 (23) の ϵ_g に対しては CO_2 , CO および H_2O のふく射率を高圧燃焼時の分圧から求め、 ϵ_s に対しては高圧時の炭素粒子群の平均吸収係数 K_s を求め、それらから ϵ_{fm} を計算する方法が示されている。 ϵ_s の計算では圧力の影響を P^m で表わし、大気圧における実験式に基いて高圧時の値を求めている。圧力指数 m の関数形は

$$m = \left(\frac{e}{\lambda + d} \right) - 0.25 \quad (25)$$

と仮定され、高圧の実験との比較から定数 e と d の値を

$$\left. \begin{aligned} d &= 1.5 \\ e &= 4.95 \end{aligned} \right\} \quad (26)$$

としている。ここで λ は空気過剰率で化学量論比で 1.0 となる。

最大ふく射の断面およびスートがほぼ消滅している終端での吸収係数 $K_{f \max}$ と $K_{f \text{end}}$ は不輝ガスの平均吸収係数を

$$K_g = -\frac{1}{l} \log_e(1 - \epsilon_g) \quad (27)$$

とすると

$$\left. \begin{aligned} K_{f \max} &\cong 2K_{fm} - K_g \\ K_{f \text{end}} &\cong K_g \end{aligned} \right\} \quad (28)$$

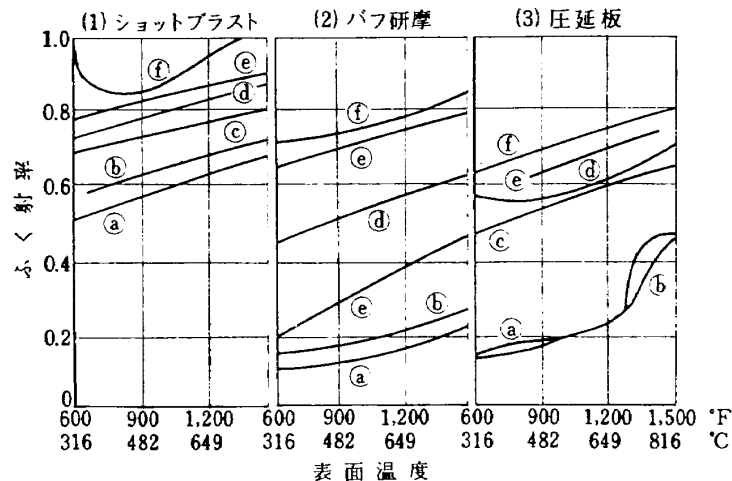
で与えられている。

3.4 壁面のふく射率

ライナ壁面のふく射率は材質のみならず酸化の程度や温度にも依存することが示されている⁴⁹⁾。

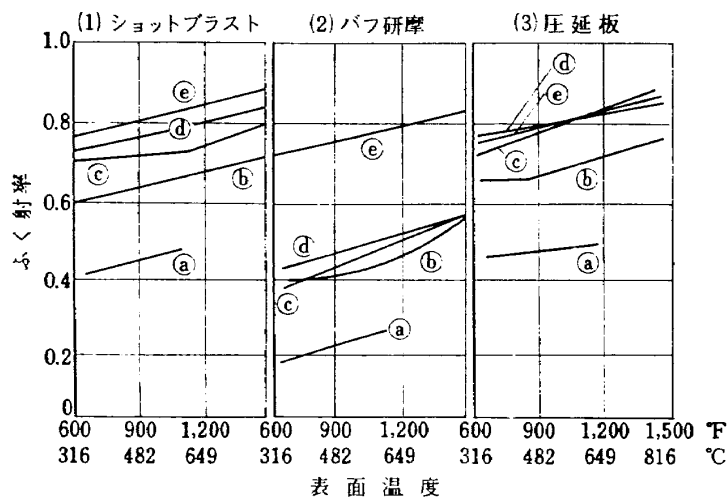
Lefebvre ら⁴⁰⁾ は一般的にライナに使用されている状態で軟鋼, ステンレス鋼, Nimonic に対しふく射率 ϵ_w として 0.9, 0.8, 0.7 の値を示している。

辻¹⁹⁾ は Sully ら⁵⁰⁾ の研究によって求められた値



(注) (a) : あらかじめ処理しないもの (d) : 1,470°F (799°C)
 (b) : 1,100°F (593°C) (e) : 1,650°F (899°C)
 (c) : 1,300°F (704°C) (f) : 2,200°F (1,204°C)

図 45 ニッケルクロム合金板のふく射率 (Sully)



(注) (a) : あらかじめ処理しないもの (d) : 1,470°F (799°C)
 (b) : 1,100°F (593°C) (e) : 1,650°F (899°C)
 (c) : 1,300°F (704°C)

図 46 ステンレス鋼板のふく射率 (Sully)

として Nimonic 75 合金板とステンレス鋼板のふく射率を図 45 と図 46 のように示している。

4. フィルム冷却

フィルム冷却に関しては数多くの研究があり、総合的な解説やレビューもいくつか行なわれている。ここでは、フィルム冷却の一般的研究について簡単に示し、燃焼器におけるフィルム冷却の研究を図や具体的な数値と共に示す。

4.1 フィルム冷却の一般的研究

フィルム冷却の研究の多くはタービン翼の冷却に関

してであり、スリットからかなり離れた領域で壁面が断熱の場合の結果が多い。その場合の整理法として断熱壁温度を用いた冷却効率 η

$$\eta = \frac{T_{\infty} - T_{aw}}{T_{\infty} - T_c} \quad (29)$$

が一般に採用されている。

二次元スリットによるフィルム冷却の理論的取扱いのうち、吸熱点モデルに基くものとして Goldstein⁸¹⁾ はフィルム冷却用噴流と主流が混合し、境界層の発達する過程を取扱った一連の研究を整理している。実験的に与えられる値を含む各研究者のいくつかの式は次

のように示されている。

Tribus and Klein⁵²⁾

$$\eta = 5.76 P_r^{2/3} Re_S^{0.2} \xi^{-0.8} \quad (30)$$

Librizzi and Cresci⁵³⁾

$$\eta = \frac{1}{1 + 0.329 (C_{p\infty}/C_{ps}) \xi^{0.8}} \quad (31)$$

Kutateladze and Leontev⁵⁴⁾

$$\eta = \frac{1}{1 + (C_{p\infty}/C_{ps}) [0.329 (4.01 + \xi)^{0.8} - 1]} \quad (32)$$

Stollery and El-Ehwany⁵⁵⁾⁵⁶⁾

$$\eta = 3.03 \left(\frac{x}{M \cdot S} \right)^{-0.8} Re_S \left(\frac{\mu_s}{\mu_\infty} \right)^{0.2} \quad (33)$$

Goldstein and Haji-Sheikh⁵⁷⁾

スリットの傾きによる主流から境界層への混合質量の変化を考慮して

$$\eta = \frac{1.9 P_r^{2/3}}{1 + 0.329 (C_{p\infty}/C_{ps}) \xi^{0.8} \beta} \quad (34)$$

ここで

$$\xi = (x/MS) [(\mu_s/\mu_\infty) Re_S]^{-0.25} \quad (35)$$

$$\beta = 1 + 1.5 \times 10^{-4} Re_S (\mu_s w_\infty / \mu_\infty w_s) \sin \alpha \quad (36)$$

吸熱点モデルと異なった立場に立つ理論的研究も多数ある。例えば、Hatch と Papell⁵⁸⁾ による主流と噴流が混合せず双方の境界面で熱伝達が行なわれるとの仮定、Seban と Back⁵⁹⁾ による温度分布の相似性と境界層中の均一渦拡散の仮定、山家と茲道⁶⁰⁾による混合長を用いた壁面ジェット領域と境界層領域に対する熱伝達を考慮した解析、Nicoll と Whitelaw⁶¹⁾ による排除厚、運動量とエネルギー欠損厚を用いた解析など

がある。

実験的研究の主なもの 39 組が実験条件と共に Goldstein⁶¹⁾ によって一覧表に整理して示されている。実験は主流空气中に温度の異なった空気を流すものが多く、いくつかの実験はヘリウム、水素等を流している。主流速度が一定で二次元的な流れに対して得られた実験式の主なものを比較した結果は⁶²⁾、図 47 のように与えられている。図中いろいろな記号で結ばれた線は以下の実験式で与えられたものである。

(*—*) Wiegardt⁶³⁾

$$\eta = 21.8 (x/MS)^{-0.8} \quad (37)$$

$$M < 1, x/S > 100$$

(— · —) Seban⁶⁴⁾

$$\eta = 25 M^{0.4} (x/MS)^{-0.8} \quad (38)$$

$$M < 1$$

(— · —) Hartnet et al⁶⁵⁾

$$\eta = 16.9 (x/MS)^{-0.8} \quad (39)$$

(---) Nishiwaki et al⁶⁶⁾

$$\eta = 1.77 Re_x^{0.16} (x/MS)^{-0.8} \quad (40)$$

(---) Scesa⁶⁷⁾

$$\eta = 2.20 (x/MS)^{-0.5} \quad (41)$$

(---) Hatch et al⁵⁸⁾

$$\eta = 1.31 \exp \{ -0.229 Re_D^{-0.2} (xh^{-1} - 1) / M \} \quad (42)$$

(---) Goldstein et al⁶²⁾

$$\eta = [21.5 \sim 24.5] (x/MS)^{-0.88} \quad (43)$$

フィルム冷却では単純な二次元スリットからの流れ

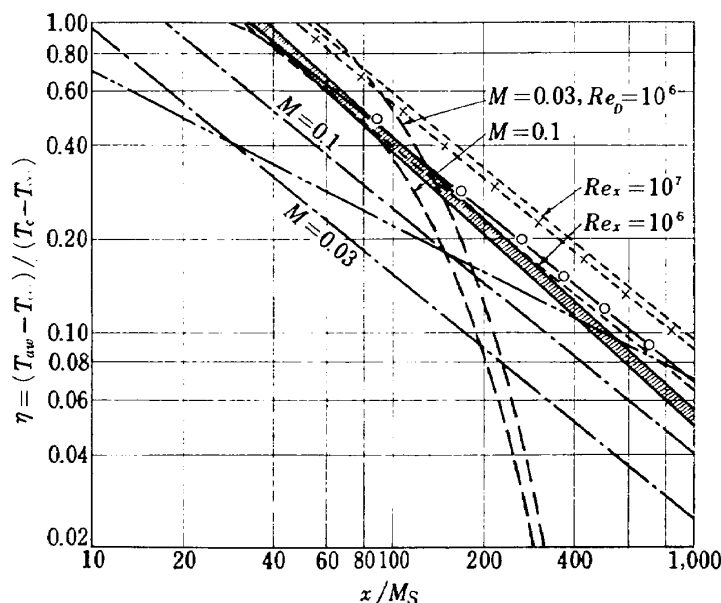


図 47 いろいろな研究者の得たフィルム冷却効率の比較

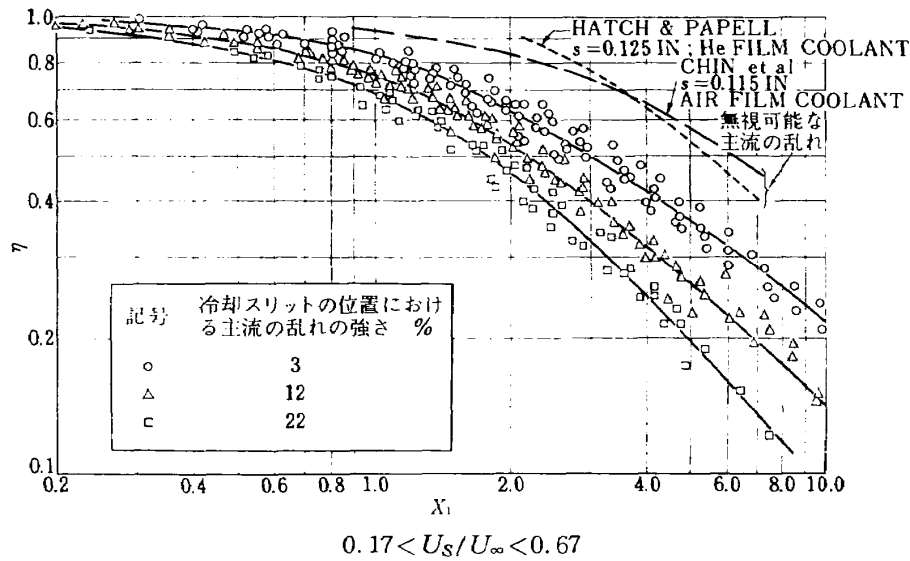


図 48 フィルム冷却効率に対する主流の乱れの影響

に限定しても以下に示すように冷却効率に影響を及ぼす因子がいくつかあり、実際の燃焼器でもこれらの因子が考えられる。

噴流と主流の流量比に関して Seban⁶⁴⁾ は Re_s が 7950 までに於て、 η の最大値が $M=1$ の付近にあり、 $M<1$ では M による η の変化が大きく、 $M>1$ では M による η の変化の小さいことを示している。

Papell 等⁶⁸⁾ は Re_s が 4.5×10^5 程度の大きいところで M が大きい程 η の大きい結果を得ている。

主流の乱れの強さを 3~22% に増加させたことにより Carlson と Talmor⁶⁹⁾ はスリットからかなり離れたところで図 48 のように η の大幅な低下のあることを示している。Kacker と Whitelaw¹⁰⁾ は乱れの強さを 5.5% から 9.5% に変化させても η に大した変化のないことを示している。

スリットを構成する板厚 t がスリット幅 s に近い値になると冷却効率が図 49 のように大幅に低下することが Kacker と Whitelaw¹⁰⁾ によって示されており、 $t/s < 0.4$ では影響が少なく、 U_s/U_∞ が 1 の付近で影響が最も大きい。

Seban⁷¹⁾ は接線方向スリットからの流れに対し、スリット直前部の境界層の影響を調べた。その結果は、スリット直前における境界層の厚さを増加させても $x/S > 100$ 位の大きいところで η が少し低下する程度で全体としては殆んど変わらないことを示した。

4.2 燃焼器におけるフィルム冷却

燃焼器におけるフィルム冷却を直接対象にした実験として、Chin ら⁷²⁾ のスリットを多数用いたもの、

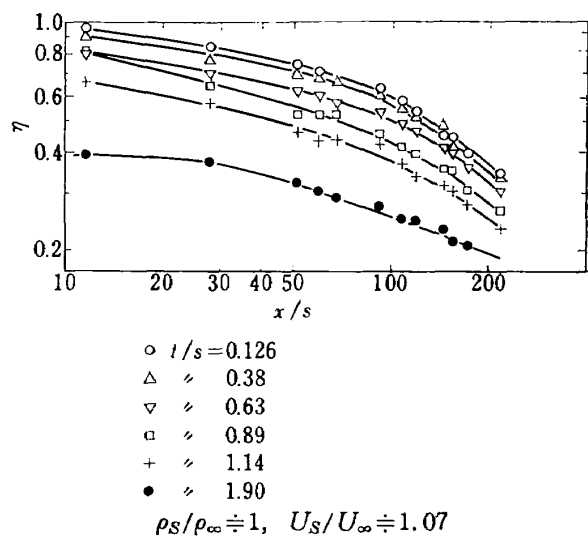


図 49 不透壁面効率に及ぼすスリットの板厚の影響

Burggraf ら⁷³⁾ のルーバを多数用いたもの、Jubasz ら⁹⁾ のスリットの形状をかえて行なった結果がある。

Chin ら⁷²⁾ は図 50 に示す実験装置を用いており、主流は 180 fps (54.8 m/s), 160°F (71°C) まで上げることができ、風洞の断面は 18 in. × 18 in. (45.7 cm × 45.7 cm) である。スリットの数 は 1, 2, 3, 5, 10 個の 5 種類で、板厚が 1/16 in. (0.16 cm)、主流に対して 3° 傾きをもっている。主流方向のスリット間隔は 3, 6, 9 in. (7.6, 15.2, 22.9 cm) の 3 種類で、流入空気用流路を構成するため 3/4 in. (1.9 cm) のオーバーラップがある。スリット幅 S は 0.115 in. (0.29 cm) である。

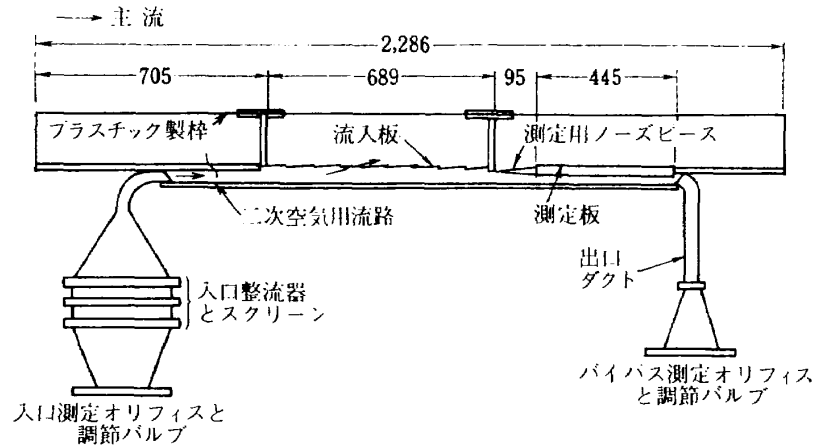
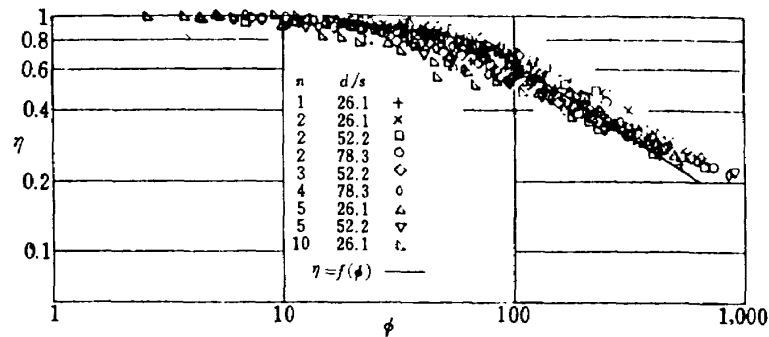


図 50 10 個のフィルム冷却用スリットを持つ試験部の概要 (単位: mm)

図 51 η と ϕ の関係

温度測定はスリット部下流の測定板で流れに垂直方向の溝に設定した銅-コンスタンタンおよび境界層中をトラバースさせるクロメル-アルメルの熱電対で行なっている。

スリット下流側の壁面上 15 点で得た温度よりフィルム冷却効率を得て実験式の形でまとめている。整理の際のパラメータとして

$$F = \left(\frac{\rho_s}{\rho_\infty} \right)^{-1.5} \left(\frac{U_s}{U_\infty} \right)^{-1.0} Re_s^{-0.3} Re_L^{0.19} \quad (44)$$

をとり、 $F \cdot x/S$ を横軸に、 η を縦軸にした両対数グラフではデータが一定の形にまとめられている。グラフ上ではスリットの数 n を増したことにによりデータ全体が横軸の大きな値の方へ移行する。複数スリットと単一スリットの比較では、スリット幅を極めて狭くした場合の η は最終スリットから前方のスリット全部より流入する全空気量を流したときの η になり、スリット幅が極度に広いと最終スリットからの流れのみによって決まる η になる。

n の違いを含む全体のデータを図 51 のように整理し、実験式を 3 つの領域に分割して与えている。

$$\eta = 1, \quad \phi \leq 15 \quad (45)$$

$$\eta = 1.5 \phi^{-0.15}, \quad 15 \leq \phi \leq 72 \quad (46)$$

$$\eta = 12.7 \phi^{-0.85}, \quad 72 \leq \phi \quad (47)$$

ここで

$$\phi = n^{-\left\{ \frac{1.3}{1+0.02(d/s)} \right\}} \cdot F \cdot \frac{x}{S} \quad (48)$$

成立する速度比は $U_s/U_\infty \leq 1$ である。

Burggraf ら⁷³⁾ は図 50 に示す実験装置で円弧形のルーバによるフィルム冷却の実験を行なっている。ルーバの開口部の形状は図 52 に示すもので図 53 のように流れる。ルーバの板厚は 0.063 in. (0.16 cm) で風洞は上述の Chin ら⁷²⁾ のものと同一である。

ルーバは千鳥状に配置しており、ルーバ間の主流方向の間隔は 0.6 in. (1.52 cm)、主流に垂直方向の間隔は 1, 2, 3 in. (2.54, 5.08, 7.52 cm) の 3 種類である。

実験は主流に垂直方向の一列に 11 個か 12 個設けたルーバの列数を 1, 2, 3, 4, 5, 10 の 6 種類設定して行なわれた。データはルーバ相互間に開口面積を等しくとった連続スリットがあるものと仮定して Chin ら⁷²⁾ の方法によって整理されている。連続スリットとの比

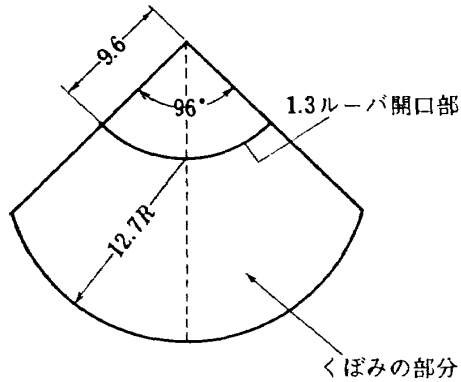


図 52 ルーバの形状

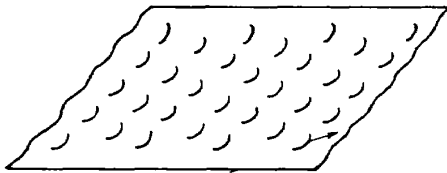


図 53 ルーバからの流れ

較では $F \cdot X/S$ の値の大きいところでは η の値が一致するが中間の領域ではルーバの方が低下している。ルーバに対する実験式として

$$\eta = 1, \quad \phi \leq 6.9 \quad (49)$$

$$\eta = 1.5 \phi^{-0.21}, \quad 6.9 \leq \phi \leq 128 \quad (50)$$

$$\eta = 12.7 \phi^{-0.65}, \quad 128 \leq \phi \quad (51)$$

を与えている。この結果は最終ルーバの中心線上に対するものでルーバ間の中間では η が低下する。

Jubasz ら⁹⁾ は表 1 に示すスリットを図 54 に示す燃焼器にとりつけてフィルム冷却効率を求めている。測定部の細部を図 55 に示す。テスト部のライナの表面ではフィルム冷却が行なわれ、裏面は熱絶縁してある。スリット下流側の壁面温度測定用にライナの裏面にクロメル・アルメルの熱電対 15 対が溶接されている。

実験は大気圧で行なわれ、燃焼器入口空気温度は 589°K まで予熱されている。燃焼器出口の平均温度は 589, 1033, 1144, 1255, 1367°K の 5 種類、最大断面平均風速は 23, 30 m/s の 2 種類である。試験部の表面温度は 588~1311°K、主流速度は 30~135 m/s の範囲である。冷却用空気の温度は 339°K~478°K、

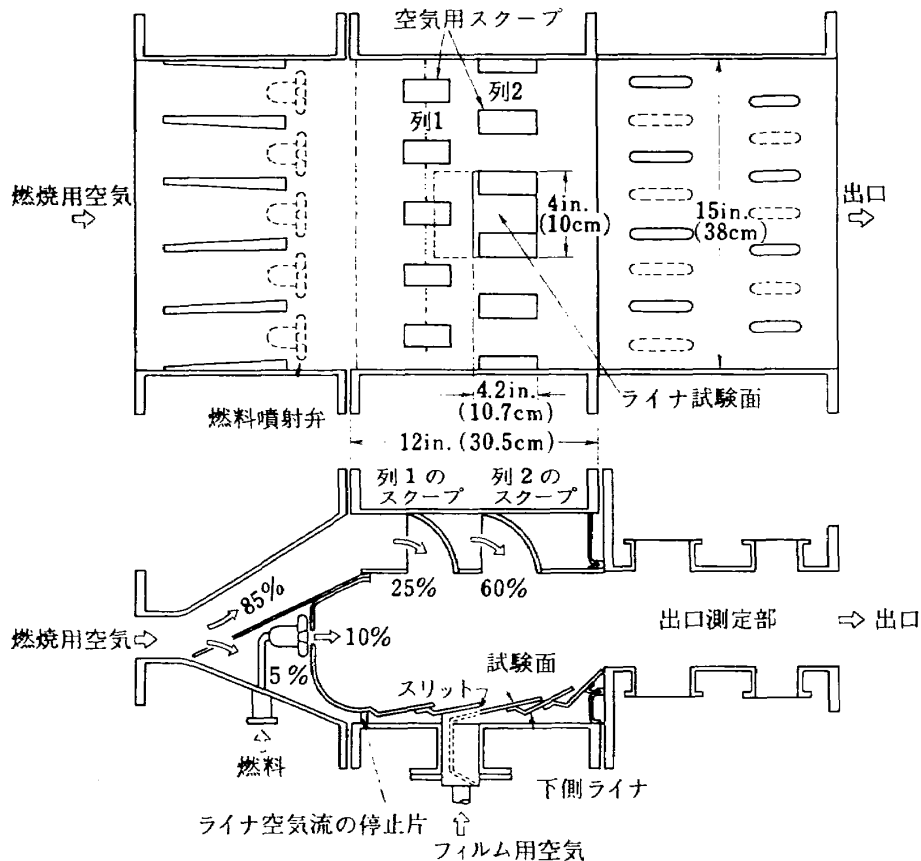


図 54 フィルム冷却の研究用に改造した燃焼器

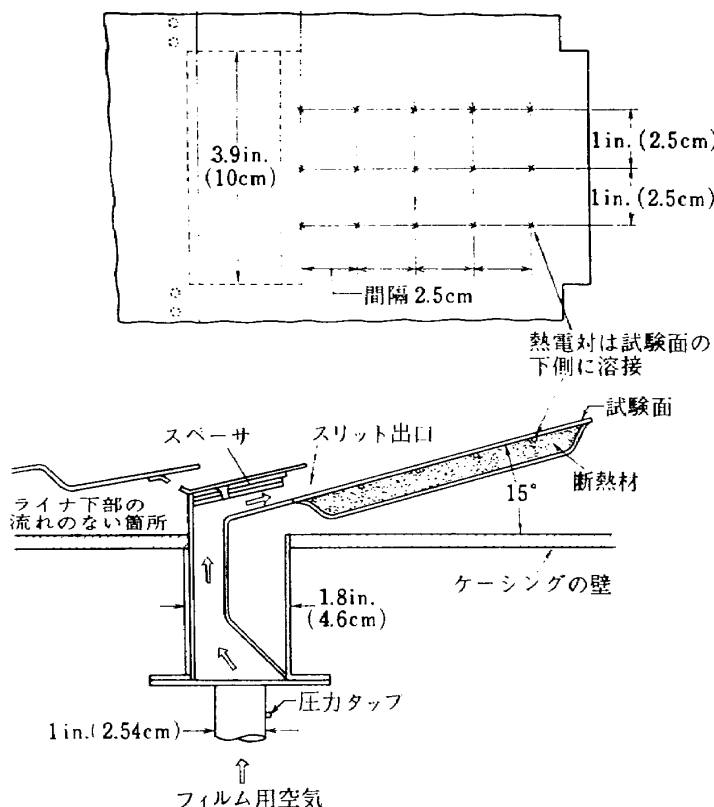


図 55 試験用ライナ表面と熱電対の位置およびフィルム用空気の供給箱

速度は 15~390 m/s でフィルムと主流の質量流束比 M は 0.8~116.6 の範囲である。

壁面温度と圧力損失の測定結果を図 8 と図 56 に示す。冷却用空気量を増加させる程壁面温度は低下している。圧力損失はストレートなスリットするとき小さく、小孔より流出させるスリットでは大きくなっている。なお、現用の燃焼器ではスリットにおける圧力損失は燃焼器圧力の 2~3% とされる。

フィルム冷却効率は主流の温度をフィルム冷却を行なわないときのテスト部壁面温度と仮定して次式から求めている

$$\eta(x) = \frac{T_{\infty}(x) - T_{w(x)}}{T_{\infty}(x) - T_c} \quad (52)$$

この場合の $T_{\infty}(x)$ は図 8 の断熱壁温度のように変化している。 T_c はスリット出口の冷却材温度である。

他の研究者達が得たいくつかの η を与える式とこの実験で得たデータと比較すると大幅な違いがあり、データの方が低い値を与える。燃焼ガスの乱れを考慮した式を簡単な解析から求め、測定値を表わすことのできる式として次の形を与えている

$$\eta = \frac{1}{1 + C_m \frac{x}{MS}} \quad (53)$$

ここで C_m は混合係数で空気を流したときの乱れの

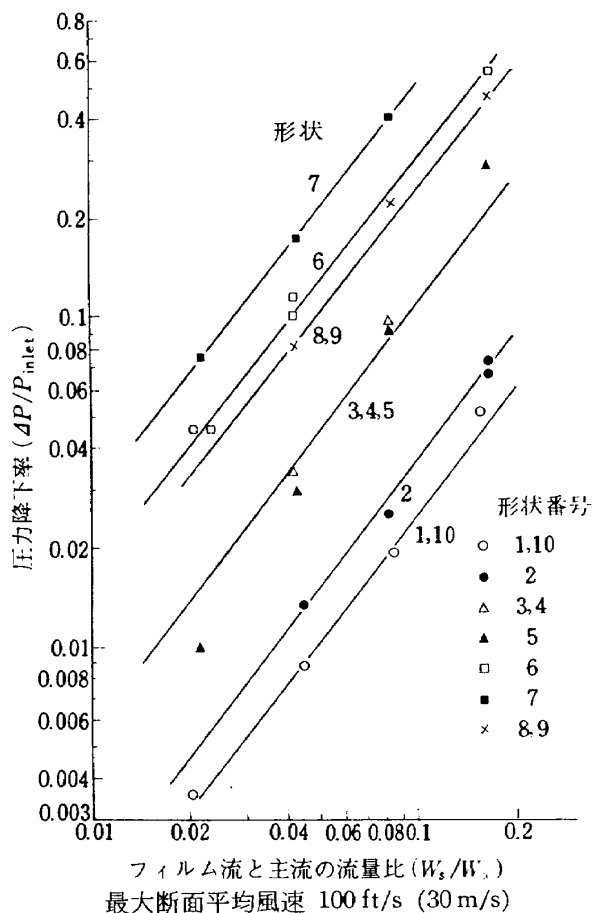


図 56 スリットの圧力降下率とフィルム/主流用空気流量比の関係

強さで表わされており、 $C_m=0.15$ として実験で採用したスリットによる測定値がまとめられている。

他の研究者が風洞で得たフィルム冷却の結果と式(53)の比較も行ない、Eckert と Birkebak⁷⁴⁾ の測定値に対しては $\pm 15\%$ 、Hatch と Papell⁵⁸⁾ の測定値に対し $\pm 30\%$ の範囲で合うことを示している。

フィルム冷却の実験結果を燃焼器のフィルム冷却に適用する際の問題点を Sturgess⁷⁵⁾ と Pai ら⁷⁶⁾ はいくつか指摘している。Sturgess⁷⁵⁾ は Spalding⁷⁷⁾ のクリーン・スリットに対する整理式が、主流に突き出るような燃焼器のダートイ・スリットには適用できないことを示している。燃焼器の場合図 57 のようにスリット出口で速度分布を持つことおよびスリット用の板厚の影響があるため、 η がクリーン・スリットで得られたものより低くなると述べている。Pai ら⁷⁶⁾ は燃焼器のライナ壁温度をどの程度の精度で求められるか、熱バランスの式から検討している。フィルム冷却効率、火炎のふく射率、火炎の温度が特に精度よく決めにくいので現段階では $\pm 20^\circ\text{C}$ の精度には達しないと述べている。

燃焼器におけるフィルム冷却を対象にした解析として、Sturgess^{78,79,80)} はいくつかの検討を行なっている。

最小の空気量でライナの温度を所要の値に保つ問題⁷⁸⁾ では図 57 のような流れを対象に、冷却用フィルムのポテンシャルコアの長さを最大にする $U_s/U_\infty=1$ の条件を前提に検討している。最適の条件を得るには燃焼器の構造が複雑になり、重量が増す結果が得られている。

フィルム冷却効率に対しては⁷⁹⁾、解析からスリットの形状と流れによるパラメータ

$$S_{N_2} = \frac{x-x_p}{MS} \left(Re_S \frac{\mu_c}{\mu_\infty} \right)^{-0.15} \cdot \frac{A_S}{A_E} \quad (54)$$

を導入して、通常ガスタービンにおける噴流と主流の速度比 $0.4 \leq U_s/U_\infty \leq 2.8$ に対して共通に適用できる形として

$$\eta = A[1 + BS_{N_2}^{0.65}] \quad (55)$$

の形を示している。実験データを整理して定数 A 、 B を求め、図 58 の全圧を利用するスリットに対して

$$\eta = 1.0082[1.0 - 0.12025 S_{N_2}^{0.65}] \quad (56)$$

図 59 のリングを積み重ねたライナに対し

$$\eta = 1.0026[1.0 - 0.0940765 S_{N_2}^{0.65}] \quad (57)$$

を示しているが、具体的なスリットの寸法は公表していない。

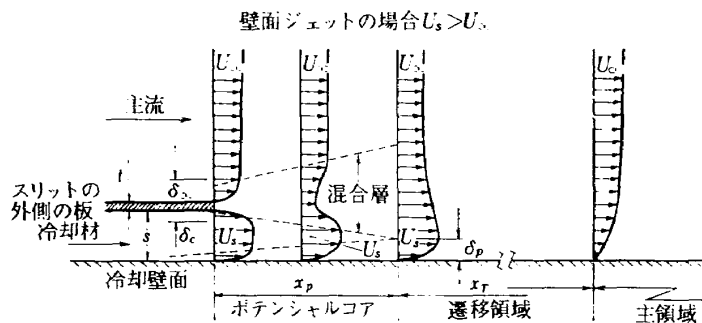


図 57 流出冷却空気フィルムの発達の様子

図の寸法は実際の形状と異なる

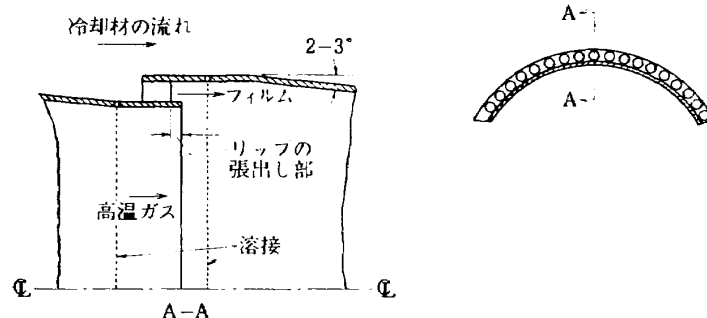


図 58 燃焼器内筒壁の冷却方法の典型的实例

図の寸法は実際の形状と異なる

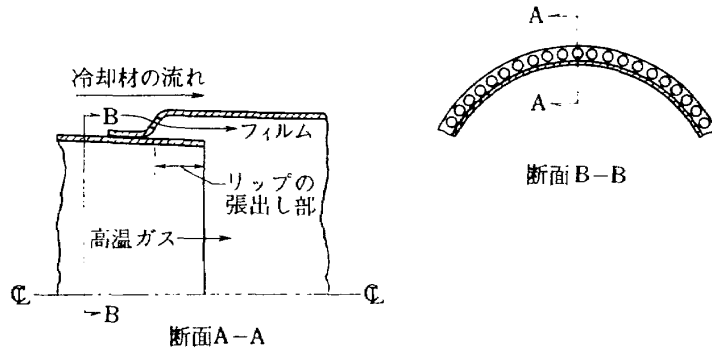


図 59 典型的なリングを重ねた方法の断面

使用可能な η の値の検討⁸⁰⁾ は超音速機コンコルド用エンジン・オリンパス 593 級の燃焼器を対象に行なわれている。その結果は一次燃焼領域と希釈領域に対して2種類のスリットを用いたとき、希釈領域では $\eta=100\%$ を要し、仮定した形の冷却のみでは不十分なことを示している。一次燃焼領域でもポテンシャルコアの長さに近いスリット間隔が必要で、 η の最小値は 0.6~0.7 と述べている。

N.R.E.C.⁴⁴⁾ の計算用の式は Spalding⁷⁷⁾ の整理した結果から

$$\eta=1 \quad (58)$$

$$\eta=\left(\frac{X_0}{3.5X}\right)^{0.22} \quad (59)$$

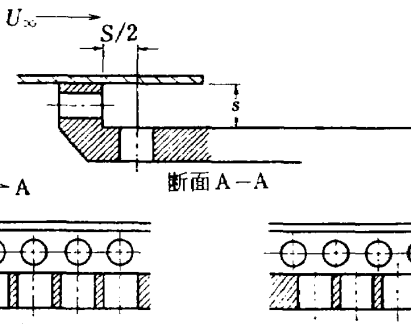
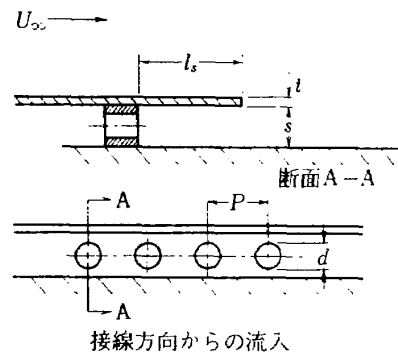
$$\eta=\frac{X_0}{X} \quad (60)$$

のうち最小になるものを使っている。 X_0 の値はクリーン・スリットの場合 7.0 で燃焼器などに使われるダーティ・スリットの場合 3.5 である。ここで X は次式より得られる。

$$X=0.91\left(\frac{U_\infty}{U_s} \cdot \frac{x}{S}\right)^{0.8} (Res)^{-0.2} + 1.41\left[\frac{x}{S}\left|1-\frac{U_\infty}{U_s}\right|\right]^{0.5} \quad (61)$$

相波⁴²⁾ はスリット直後にできるポテンシャル・コアの長さを計算により求め、流れ方向のスリット間隔をポテンシャル・コアの長さに等しく置く前提で燃焼器のフィルム冷却を検討している。

ガスタービン燃焼器を直接対象としたものではないが条件が似たものとして、Sellers^{83,84)} は板の表面がフィルム冷却、裏面が対流伝熱の場合およびスリット数が複数の場合を検討している。その中でフィルム冷却に必要な冷却空気量が対流伝熱の存在によってどの程度減少するかを Hatch ら^{88,85)} の結果に基いて示している。またスリット数が複数の場合の下流側壁面温度



空気孔の中心が一致した場合 空気孔の中心が外れた場合
スプラッシュ冷却

図 60 スリットの形状

を求める方法を示してある。その方法ではフィルム冷却効率を求める式の中で主流の温度を適当に選ぶことによって単一スリットの結果を複数スリットの場合に適用している。主流温度の選び方は最上流段では主流の温度をそのまま、第二段では最上流段からのフィルムによって与えられる断熱壁温度を用い、主流温度が流れ方向に変わるものとして扱っている。下流段では第二段と同様な方法を順次行なっていく。この方法による計算値は Chin ら⁷²⁾ の複数スリットの実験結果と良く合っている。

燃焼器で使用されるスリットと似た条件の実験として図 60 に示す形状のスリットで行なった Nina ら⁸⁷⁾

の実験がある。測定結果は接線方向円形孔から冷却空気の流入するスリットに対して以下のことを示した。スリットの断面積 A_s に対して円形孔の開口面積 A_h の大きいとき図 61 のように冷却効率は大きい。開口面積比 A_h/A_s が一定のときは円形孔の直径とピッチが大きいと図 62 のように直径とピッチの小さいものより上流側で低く、下流側で高い冷却効率を与えた。スリット板の長さ l_s は図 63 のように長い方が高い冷却効率を与えた。図 60 の下側に示してあるスプラッシュ冷却は接線方向から冷却空気を導入する方法より低い冷却効率を与えた。

5. ライナ壁温度

航空用ガスタービン燃焼器で使用されているライナ壁温度は図 64 のように上昇の傾向にある⁸¹⁾。この上

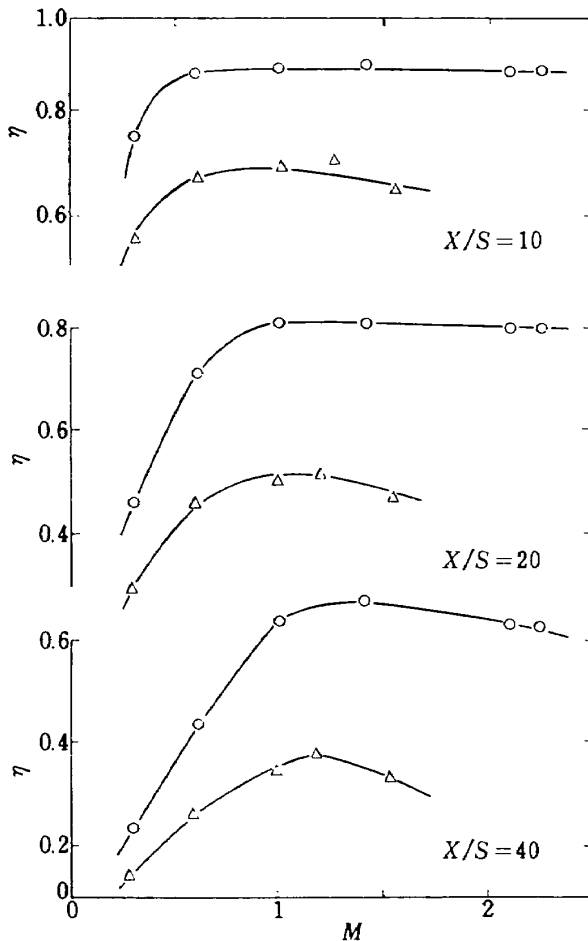
昇はエンジンの圧力比が増加して入口空気温度が上昇すること、および、耐熱合金の開発に起因している。

ライナ壁温度は原理的には火炎から伝えられる伝熱量と冷却熱量のつり合う点で求められ、ライナ内の熱伝導の問題を無視すれば次式の条件から得られる。

$$q_{Rin} + q_{Cin} = q_{Rout} + q_{Cout} \quad (62)$$

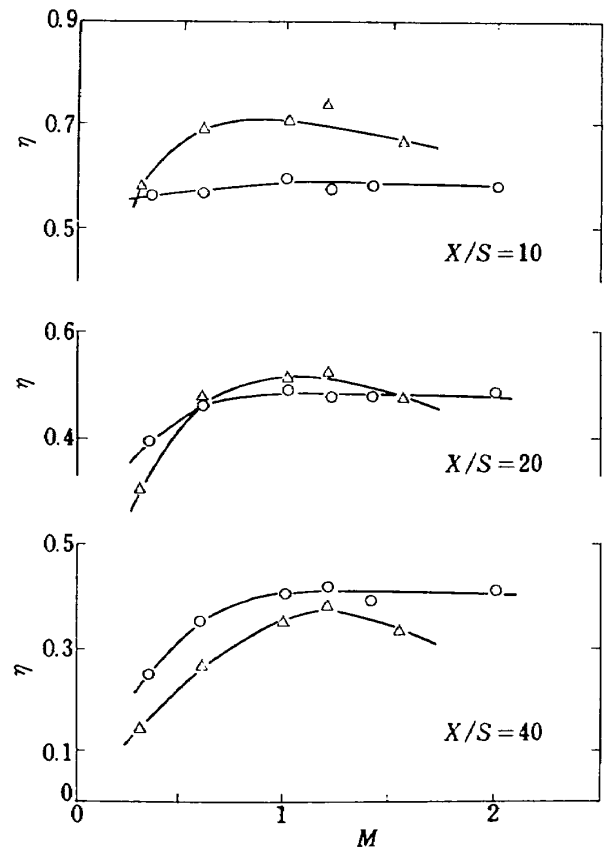
式 (62) で q_{Rin} は火炎からふく射によってライナに伝えられる熱量でその内容については前に示した。 q_{Cin} はライナ内面における対流伝熱を示すが、フィルム冷却が行なわれる場合には冷却空気流量が多いと壁面を積極的に冷却するようになる。 q_{Rout} および q_{Cout} はライナの外側から外筒や内筒へのふく射伝熱、および、冷却空気に対流によって伝えられる熱量であり、通常の伝熱の関係式で扱える。

ライナ壁温度を測定して計算結果と比較したもの、あるいは、圧力を上げた場合の温度や流れ方向の温度分布を求めた計算がいくつかあるのでそれらを以下に示す。



- $A_h/A_s = 0.528$; $r = 0.205 \text{ in. (5.2mm)}$
- △ $A_h/A_s = 0.264$; $r = 0.145 \text{ in. (3.7mm)}$
- $t/s = 0.125$, $p = 0.50 \text{ in. (12.7mm)}$
- $l_s/s = 2.36$

図 61 開口比の影響



- $p = 1.0 \text{ in. (25.4mm)}$, $r = 0.205 \text{ in. (5.2mm)}$
- △ $p = 0.5 \text{ in. (12.7mm)}$, $r = 0.145 \text{ in. (3.7mm)}$
- $t/s = 0.125$, $A_h/A_s = 0.264$, $l_s/s = 2.36$

図 62 ピッチの影響

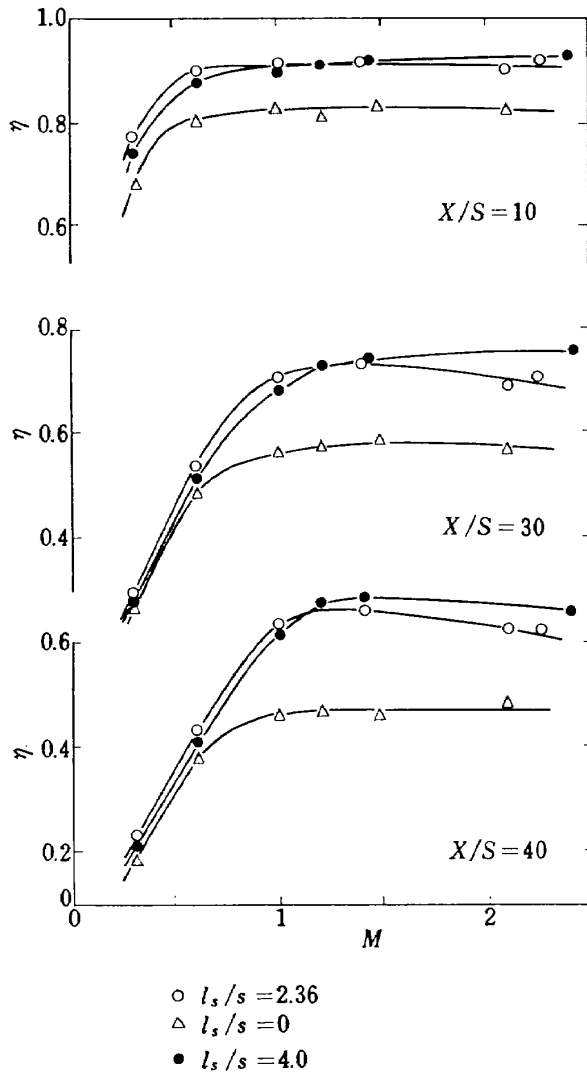


図 63 スリット板の長さの影響

低圧でフィルム冷却が行なわれていないときの一次燃焼領域のライナ壁温度が図 65 に示す缶形燃焼器に対して Lefebvre ら⁴⁰⁾ によって計算されている。計算結果と測定値は図 66 に示すように圧力、入口空気温度、空気流量、高度、マッハ数をかえたとき良く合うことを示している。

高圧燃焼器による実験として圧力 32 気圧までのデータが図 67 のように Marsland ら³⁰⁾ によって得られている。この実験では入口空気温度が 800°K で一定に保たれており、圧力上昇によるふく射率の増加でライナ壁温度が上昇するが、高圧になるに従って対流冷却の増加の方が大きいので 20 気圧付近に最高温度の点がある。計算結果も実験の傾向と合った値を示している。

SST 用の燃焼器のライナ壁温度を計算した例として Whittaker⁴¹⁾ は図 68 のような結果を得ている。こ

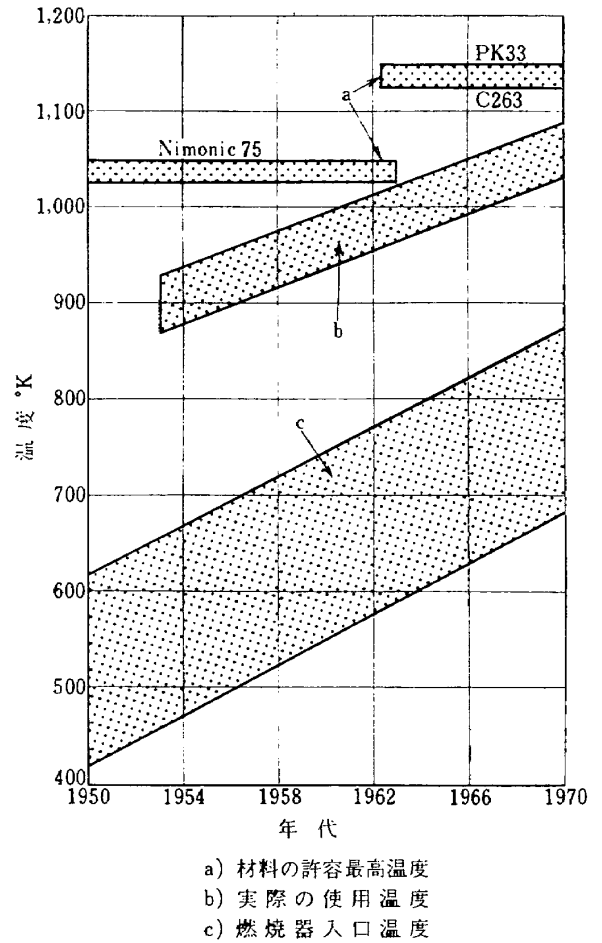


図 64 ライナ壁の温度の移りかわり

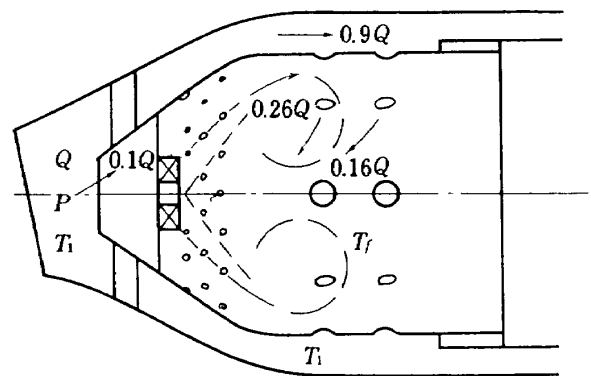


図 65 一次燃焼領域の様子

の計算では大気圧から 10 気圧程度までは温度が急上昇するが、それ以上ではゆるやかな上昇になることを示している。

圧縮機入口温度を 300°K として圧縮による空気の温度上昇を考慮して円環形燃焼器のライナ壁温度を求めた結果を相波⁴²⁾ は図 69 のように示している。この結果も 10 気圧程度までの急激な温度上昇とそれ以上の圧力におけるゆるやかな上昇を示している。

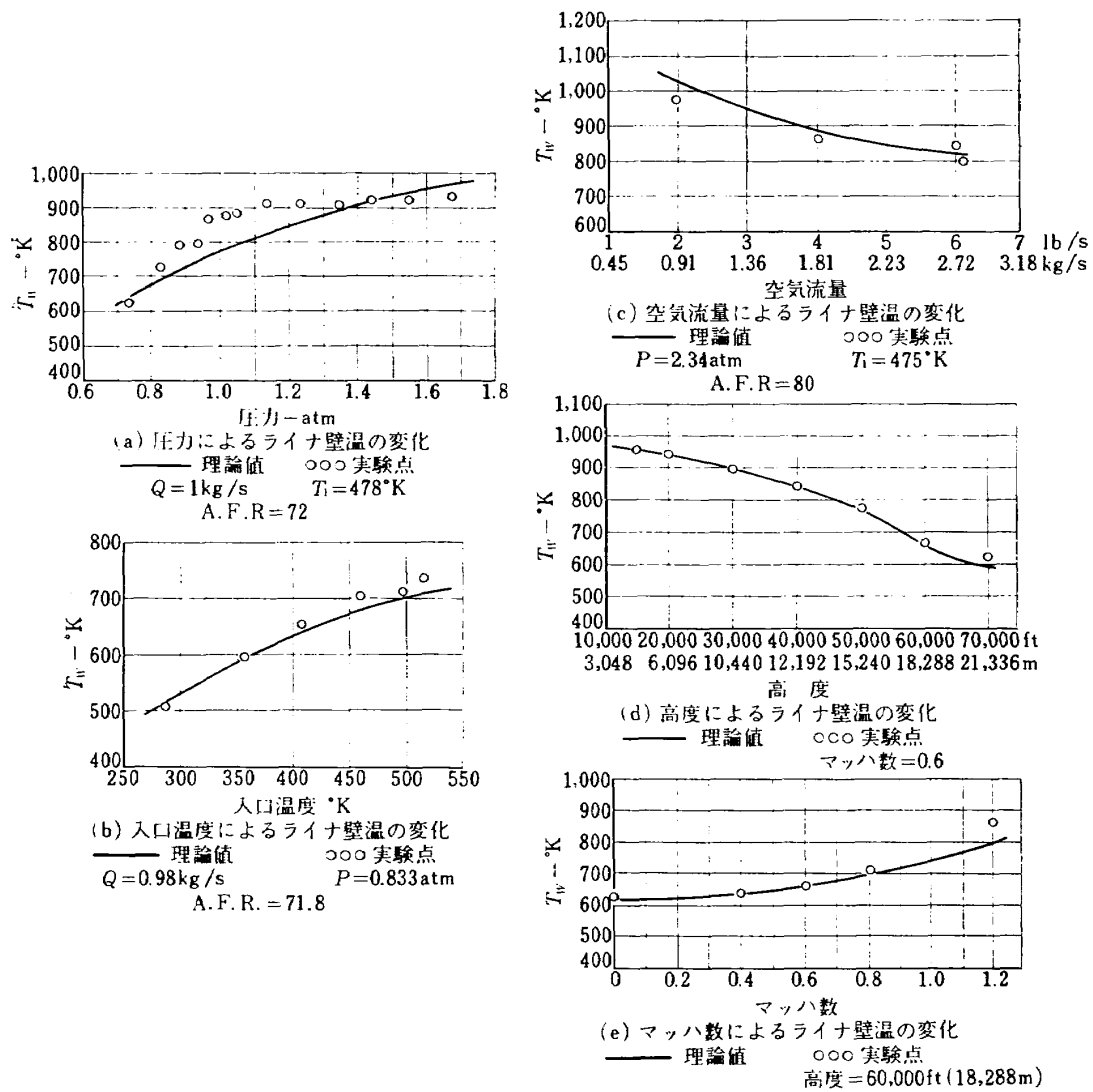


図 66 ライナ壁温度と圧力，入口空気温度，空気流量，高度，マッハ数の関係

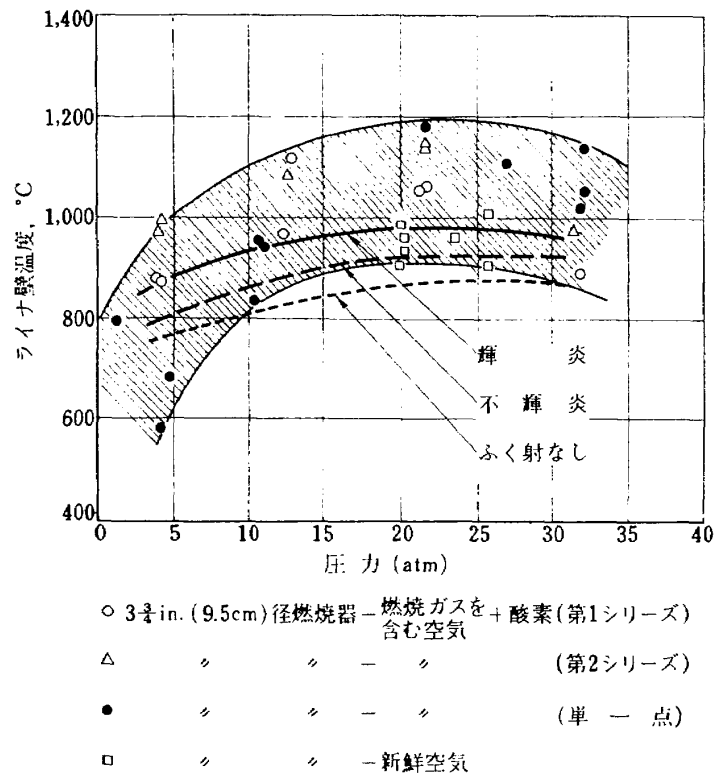


図 67 平均壁温と圧力の関係および計算値との比較

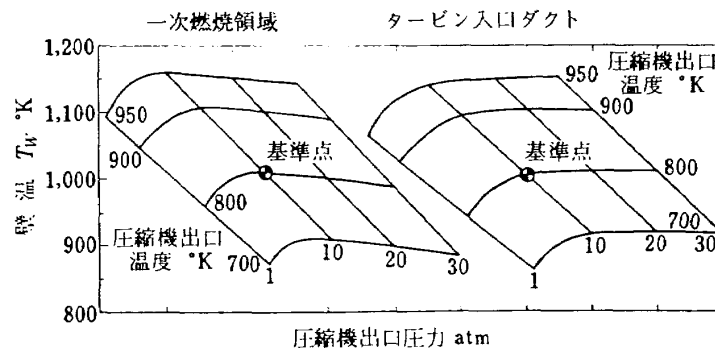


図 68 圧縮機出口温度と圧力が壁温に及ぼす影響

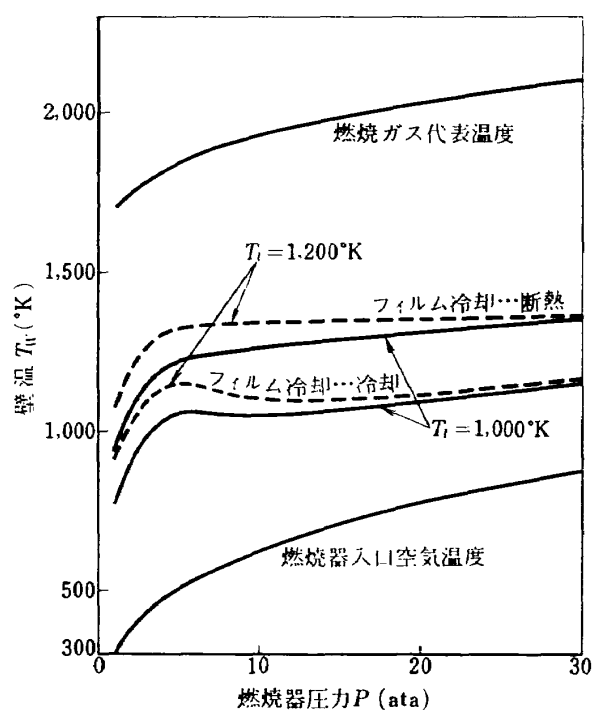
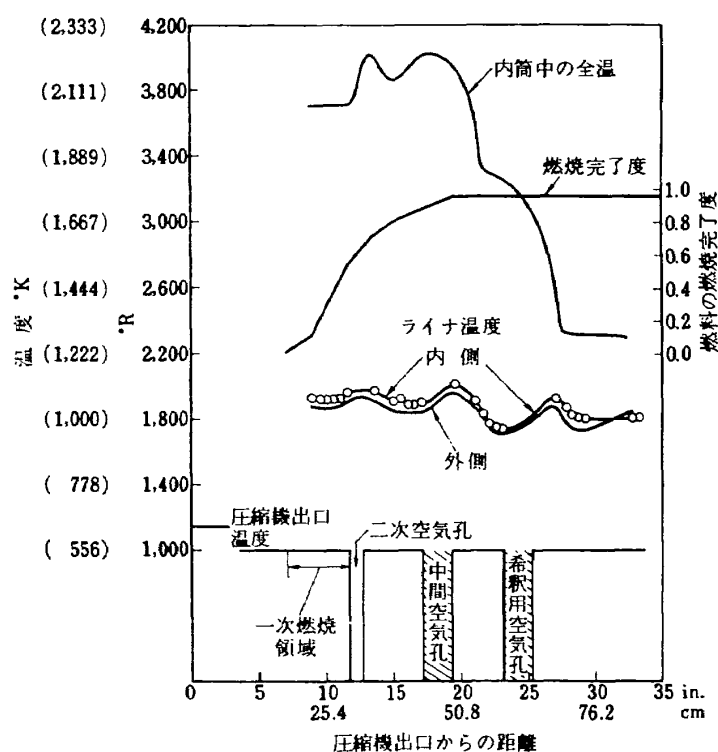
図 69 ライナ壁温 ($\epsilon_w=0.7$)

図 70 NASA テストケース No. 4
 (火炎温度, 内筒壁温, 燃料の燃
 焼割合と燃焼器の軸方向の位置)

これらの計算でライナ壁温度が圧力と共に最初急激に上昇し高圧で次第にゆるやかに上昇するのは、火炎のふく射率の増加が同様な過程をとること、および、圧力上昇に伴ってライナ冷却流の対流熱伝達率の増加があるためと説明されている。

ライナ壁温度の流れ方向の分布を計算により求めた例として N.R.E.C. の報告⁴⁴⁾ は円環形燃焼器に対して図 70 のような結果を示している。

ライナ壁に蒸気を吹きつけたときの温度分布を、Beer¹⁸⁾ は図 71 のように求め、計算と測定値が良く一

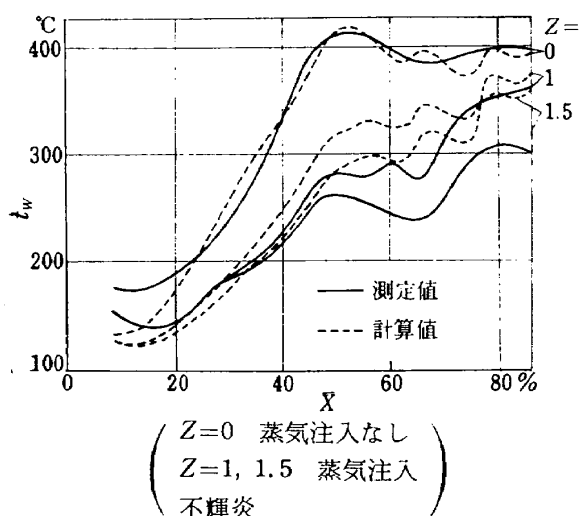


図 71 ライナ壁温-燃焼器長さ

致することを示している。

ジャンボジェット機 B747 用エンジン JT9D のライナの温度が図 72 に示すようにいくつかの点で測定されている⁸²⁾。内側で前方のライナでは先端部の温度が 1,150°F (621°C)，後端部が 1,515°F (824°C) と示され、365 deg F (203 deg C) の温度差があるが、高温側の温度の全体的なばらつきは小さい。

マッハ 3 の航空機用燃焼器で、ライナの熱応力を少なくするために分割ライナを使った研究⁸⁶⁾では、エンジン起動時のライナ温度分布の時間的な変化を図 73, 74 のように求めている。計算に際しては燃空比が点火時の 0.01 からマッハ 3 の運転時の 0.0172 まで、点火から 10 秒間に直線的に変化して達するものと仮定している。

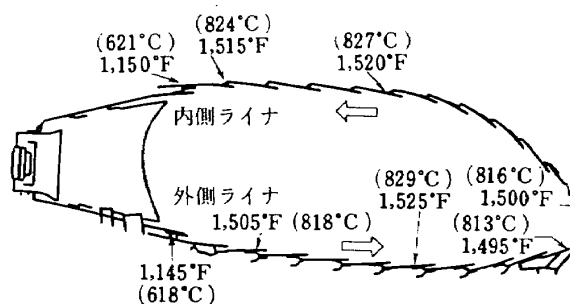


図 72 JT9D エンジン用燃焼器のライナの温度と伸びる方向

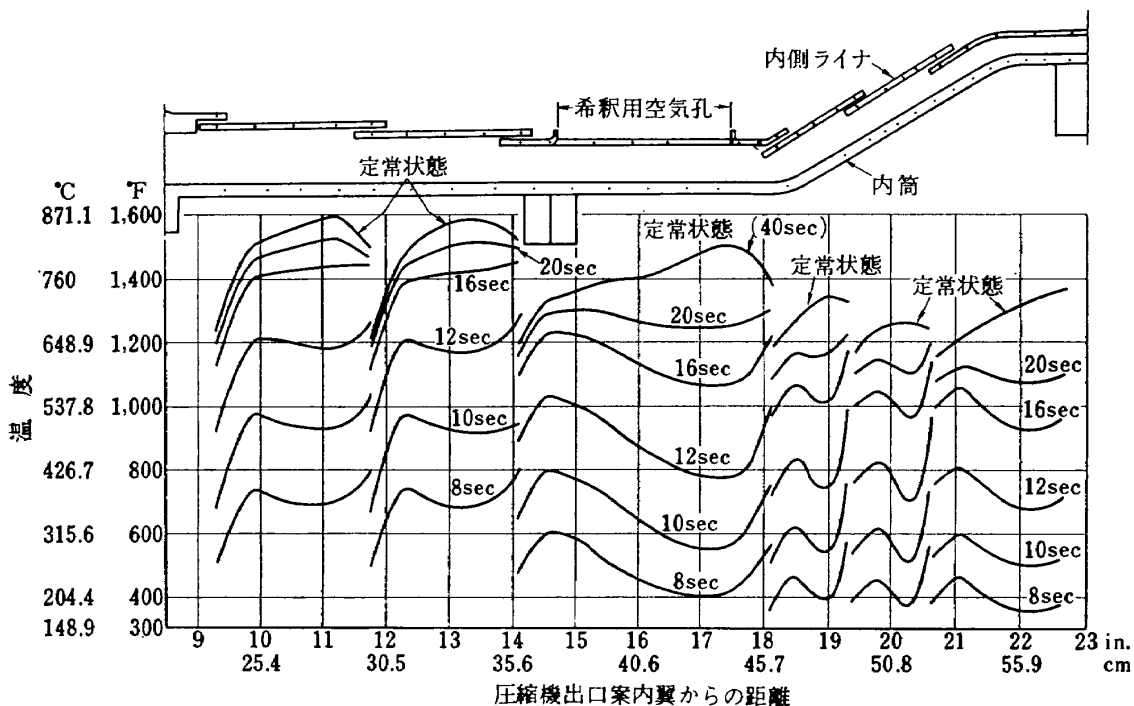


図 73 内側ライナの非定常温度分布と軸方向の距離
8 秒から定常時
二次元解析

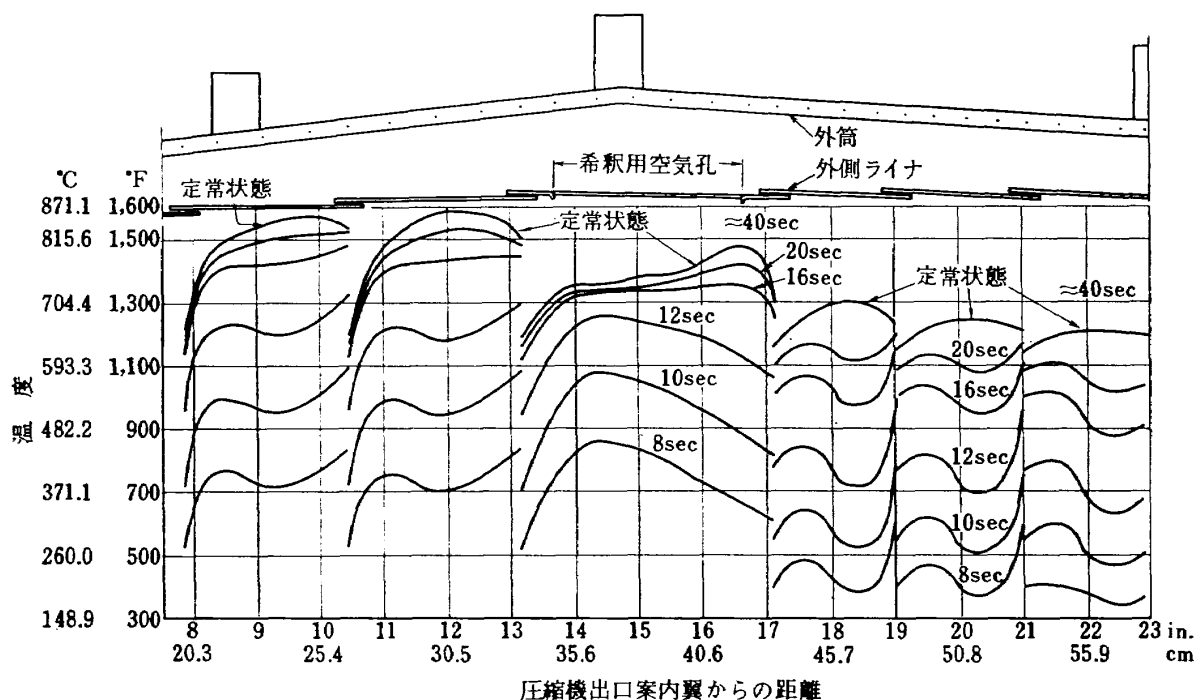


図 74 外側ライナの非定常温度分布と軸方向の距離
8 秒から定常時
二次元解析

6. む す び

以上主に航空用ガスタービン燃焼器のライナの冷却方法、ふく射伝熱、フィルム冷却、ライナの温度について調べた結果を示した。内容を大まかにまとめると以下ようになる。

- (1) ライナの燃焼ガス側の冷却方法は幾種類もあり、航空用高圧燃焼器ではフィルム冷却が一般に採用されている。フィルム冷却用スリットの形状は連続した冷却用空気をスリット下流端から流すようになっているが、スリット上流端の形状はいろいろである。
- (2) 燃焼器内の火炎からのふく射が高圧時に上昇することが多くの実験で確認されている。高圧時のふく射はすすからのものがガスに比べて支配的である。
- (3) 計算上のふく射の取扱いは火炎と対象ライナ表面間のみのふく射伝熱を扱った一次元モデルが多くの場合に使われている。ライナ表面間のふく射伝熱も考慮した詳しい取扱いも行なわれている。燃焼器内の火炎のふく射率の表示式がいくつか示されている。
- (4) フィルム冷却の一般的な研究は数多く行なわれ

ており、代表的な式や結果を示した解説もある。

- (5) 燃焼器におけるフィルム冷却は多段スリットの採用、スリット上流端の形状、主流の乱れの強さが大きいことなどに特徴があり、これらの点に関して研究が行なわれている。
- (6) ライナ壁温度は年々向上の傾向にある。ライナ壁温度の計算や実測を行なった例がいくつかあり、圧力に対しては 10 気圧位まで上昇の程度が急でそれ以上ではゆるやかである。

ここで示せなかったものでライナにおける伝熱に関連したものとして、ライナ冷却空気の燃焼への寄与の程度や排ガスへの影響のメカニズム、燃焼器内の流れ模様と空気孔などの燃焼器要素の形状による伝熱特性、火炎形状と壁面熱流束の関連、熱流束計、耐火煉瓦壁の場合、ライナ・コーティングの伝熱特性、など機会を得て調べてみたい問題がいくつか残されている。

文 献

- 1) 川島靖司, 佐藤 陽; タービン・エンジン(14), 航空技術 No. 170 (1969), pp. 31-35.
- 2) Jane's All the World's Aircraft 1971-1972, Edited by J.W.R. Taylor, Jane's Yearbooks (1972) pp. 689-690.
- 3) A.H. Lefebvre; Design Considerations in Ad-

- vanced Gas Turbine Combustion Chambers, Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Edited by I.E. Smith, Pergamon Press (1968) pp. 3-19.
- 4) T. Durrant; The Control of Atmospheric Pollution from Gas Turbine Engines, SAE Paper 680347 (1968).
 - 5) F.J. Bayley; Air Cooling Methods for Gas-Turbine Combustion Systems, R and M. No. 3110, 1951.
 - 6) 松下武史; T58 シャフトエンジンとその取扱 (3), 航空技術 (1964. 1) pp. 15-18.
 - 7) J.S. Clarke and H.E. Lardge; The performance and Reliability of Aero-Gas-Turbine Combustion Chambers, Trans. ASME (Nov. 1958) pp. 1741-1755.
 - 8) D.W. Harvey; The Combustion System for the Olympus 593 Concorde Engine, in Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems, Edited by E.R. Norster, Pergamon Press (1971) pp. 3-19.
 - 9) A.J. Jubasz and C.J. Marek; Combustor Liner Film Cooling in the Presence of High Free-Stream Turbulence, NASA TN D-6360 (1971).
 - 10) S.C. Kacker and J.H. Whitelaw; The Effect of Slot Height and Slot-Turbulence Intensity on the Effectiveness of the Uniform Density, Two-Dimensional Wall Jet, J. Heat Transfer, Vol. 90, No. 4 (Nov. 1968) pp. 469-475.
 - 11) D.E. Metzger and D.D. Fletcher; Surface Heat Transfer Immediately Downstream of Flush, Non-Tangential Injection Holes and Slots, J. Aircraft, Vol. 18, No. 1 (Jan. 1971) pp. 33-38.
 - 12) В.А. Христич и А. М. Шевченко; Эффективный способ охлаждения высокотемпературных элементов газотурбинных камер сгорания, Изв. вузов СССР-Энергетика, No. 7(1969) pp. 58-61.
 - 13) R. Anderson and D. Wagner; Advanced High Temperature Combustor research for Small Gas Turbine Engines, SAE Paper 680446 (1968).
 - 14) W.R. Roudebush; Shorter Combustors for High-Temperature Jet Engines, Space/Aeronautics (April 1969) pp. 74-77.
 - 15) J.S. Fear; Preliminary Evaluation of a Perforated Sheet Film-Cooled Liner in a Turbojet Combustor, NASA TM X-52705 (1969).
 - 16) E.V. Somers, W.E. Young and N.E. Weeks; Combustion Problems in the Massive Steam Injection Gas Turbine, in Combustion in Advanced Gas Turbine Systems, Edited by I.E. Smith, Pergamon Press (1967) pp. 299-312.
 - 17) A.F. Schlader and H. Bonneau; Cooling of Flame Tubes by Steam Injection, *ibid.* pp. 313-345.
 - 18) H. Beer, B. Schlott und A. F. Schlader; Dampffilmkühlung in Flugtriebwerk-Brennkammern, Z. Flugwiss. 18 (1970) Heft 8, s. 286-290.
 - 19) 辻 正一; ガスタービン用蒸発形燃焼器の研究—第2報— 石川島播磨技報, 第9巻第4号 (1969) pp. 355-375.
 - 20) A.H. Lefebvre; Radiation from Flames in Gas Turbine and Rocket Engines, Twelfth Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute (1969) pp. 1247-1253.
 - 21) D. Reeves; Heat Transfer in Chambers, in Experimental Methods in Combustion Research, Section 3.2, AGARD (1964).
 - 22) R.L. Scalla, T.P. Clark and G.E. McDonald; Formation and Combustion of Smoke in Laminar Flames, NACA Rept. 1186 (1954).
 - 23) R.M. Schirmer and H.T. Quigg; High Pressure Combustor Studies of Flame Radiation as Related to Hydrocarbon Structure, Phillips Petroleum Company, Research Division Report 3952-65 R, (1965).
 - 24) J.J. Macfarlane, F.H. Holderness and F.S.E. Whitcher; Soot Formation Rates in Premixed C_3 and C_6 Hydrocarbon-Air Flames at Pressures up to 20 Atmospheres, Comb. Flame, Vol. 8 (1964) pp. 215-229.
 - 25) L. Topper; Radiant Heat Transfer from Flames in a Single Tubular Turbojet Combustor, NACA RM E 52 F 23 (1952) or Ind. Eng. Chem. (1954) pp. 2551-2558.
 - 26) D.J. Weeks and O.A. Saunders; Some Studies of Radiating Flames in a Small Gas Turbine Type Combustion Chamber, J. Inst. Fuel Vol. 31 (June 1958) pp. 247-258.
 - 27) R.M. Schirmer and L.A. McReynolds; Radiation from Flames in Gas Turbine Combustor, SAE Trans. Vol. 68 (1960) pp. 554-561.
 - 28) J.S. Clarke and S.R. Jackson; General Considerations in the Design of Combustion Chambers for Aircraft and Industrial Gas Turbines, SAE Trans. Vol. 72(1964) pp. 96-115.
 - 29) J.J. Macfarlane; Flame Radiation Studies Using a Model Gas Turbine Primary Zone, 12th Symposium (International) on Combustion, The Combustion Institute (1969) pp. 1255-1264.

- 30) J. Marsland, J. Odgers and J. Winter; The Effects of Flame Radiation on Flame-Tube Metal Temperatures, *ibid.* pp. 1265-1276.
- 31) W.E. Hill and N.R. Dibelius; Measurement of Flame Temperature and Emittance in Gas Turbine Combustors, ASME Gas Turbine Power Paper 70-GT-19 (1970).
- 32) B. Leckner; Radiation from Flames and Gases in Cold Wall Combustion Chamber, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 13 (1970) pp. 185-197.
- 33) H.C. Hottel, A.F. Sarofim, 竹内千郷; 輻射伝熱について一円筒形炉内に温度分布を考慮した場合—化学工学, 第26巻, 第9号(1962) pp. 962-975.
- 34) H.C. Hottel and A.F. Sarofim; The Effect of Gas Flow Patterns on Radiative Transfer in Cylindrical Furnaces, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 8 (1965) pp. 1153-1169.
- 35) 高橋恭郎, 坂井正康, 藤間久幸, 立岩幹雄; 燃焼を伴う円筒炉の熱計算, 第8回日本伝熱シンポジウム講演論文集 (1971) pp. 53-56.
- 36) 高橋恭郎, 坂井正康, 藤間幸久, 立岩幹雄; 燃焼を伴う炉内伝熱の数値計算によるシミュレーション, 三菱重工技報 Vol. 9 No. 2 (1972) pp. 139-146.
- 37) 谷口 博, 舟津正之; 三次元火炉内の温度分布解析, 日本機械学会論文集 (第2部) 36巻 284号 (昭 45-4) pp. 610-621.
- 38) 谷口 博, 杉山憲一郎, 谷口 篁; 三次元火炉内の温度分布解析 (第2報; 実験結果との比較), 日本機械学会論文集 39巻 324号 (昭48-8) pp. 2473-2483.
- 39) E.F. Winter; Heat Transfer Conditions at the Flame Tube Walls of an Aero Gas Turbine Combustion Chamber, *Fuel*, Vol. 34 (1955) pp. 409-428.
- 40) A.H. Lefebvre and M. Herbert; Heat-Transfer Processes in Gas-Turbine Combustion Chambers, *Inst. Mech. Eng.* (Feb 1960) pp. 463-478.
- 41) M. Whittaker; Theoretical Assessment of Flame Tube Temperatures in a Combustor Operating at Typical S.S.T. Conditions, in *Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, Edited by E.R. Norster, Pergamon Press (1971) pp. 183-204.
- 42) 相波哲朗; 航空用ガスタービン燃焼器のライナ壁面の冷却, 航空宇宙技術研究所報告 TR-296 (1972).
- 43) 甲藤好郎; 伝熱概論, 養賢堂 (1964) pp. 337-393
- 44) Northern Research and Engineering Corporation; Computer Program for the Analysis of Annular Combustors Vol. 1; Calculation Procedures, NASA CR-72374 (1968).
- 45) 例えば, 日本機械学会; 伝熱工学資料 (1962) pp. 72-73.
- 46) D. Reeves; Flame Radiation in an Industrial Gas Turbine Combustion Chamber, *N.G.T. E. M* 285 (Oct. 1956).
- 47) D.K. Holliday and M.W. Thring; Rep. Aero. Res. Coun. No. 18237(CP 351)(1956).
- 48) W.H. McAdams; Heat Transmission, Third Edition, McGraw-Hill (1954) pp. 55-125.
- 49) 例えば R. Siegel and J.R. Howell; Thermal Radiation Heat Transfer, McGraw Hill(1972) pp. 124-137.
- 50) A.H. Sully, E.A. Brandes and R.B. Waterhouse; Radiation Suppressing Coating for Metals at Elevated Temperatures, Fulmer Research Institute (1953).
- 51) R.J. Goldstein; Film Cooling, in *Advances in Heat Transfer*, Edited by T.F. Irvine, Jr. and J.P. Hartnett, Vol. 7 Academic Press (1971) pp. 321-379.
- 52) M. Tribus and J. Klein; Heat Transfer Symp. Univ. Mich. 1952 (1953) p. 211.
- 53) J. Librizzi and R.J. Cresci; Transpiration Cooling of a Turbulent Boundary Layer in an Axisymmetric Nozzle, *AIAA J.*, Vol. 2(1964) pp. 617-624.
- 54) S.S. Kutateladze and A.I. Leontev; The Heat Curtain in the Turbulent Boundary Layer of a Gas, *Thermal Physics of High Temperatures*, Vol. 1, No. 2 (1963) pp. 250-258.
- 55) J.L. Stollery and A.A.M. El'Ehwany; A Note on the Use of a Boundary-Layer Model for Correlating Film-Cooling Data, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 8 No. 1(1965) pp. 55-55.
- 56) J.L. Stollery and A.A.M. El'Ehwany; On the Use of a Boundary-Layer Model for Correlating Film Cooling Data, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 10 (1967) pp. 101-105.
- 57) R.J. Goldstein and A. Haji-Sheikh; Prediction of Film Cooling Effectiveness, in *Japan Soc. Mech. Engr. 1967 Semi-Intern. Symp.*, Tokyo (1967) pp. 213-218.
- 58) J.E. Hatch and S.S. Papell; Use of a Theoretical Flow Model to Correlate Data for Film Cooling or Heating an Adiabatic Wall by Tangential Injection of Gases of Different Fluid Properties, NASA TN D-130 (1959).
- 59) R.A. Seban and L.H. Back; Velocity and Temperature Profiles in Turbulent Boundary Layers with Tangential Injection, *J. Heat Transfer Trans. ASME* (Feb 1962) pp. 45-54.
- 60) 山家譲二, 茲道守男; フィルム冷却の研究, 日

- 本機械学会論文集 (第2部) 31 卷 227 号 (昭40-7) pp. 1134-1145.
- 61) W.B. Nicoll and J.H. Whitelaw; The Effectiveness of the Uniform Density, Two-Dimensional Wall Jet, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 10 (1967) pp. 623-629.
 - 62) R.J. Goldstein, G. Shavit and T.S. Chen, Film-Cooling Effectiveness with Injection Through a Porous Section, *J. Heat Transfer Trans. ASME* Vol. 87 (1965) pp. 353-361.
 - 63) K. Wieghardt; Hot-Air Discharge of De-Icing, AAF Translation No. F-TS-919-RE (1946).
 - 64) R.A. Seban; Heat Transfer and Effectiveness for a Turbulent Boundary Layer with Tangential Fluid Injection, *J. Heat Transfer Trans. ASME* (1960) pp. 303-312.
 - 65) J.P. Hartnet, R.C. Birkebak and E.R.G. Eckert; Velocity Distributions, Temperature Distributions, Effectiveness and Heat Transfer for Air Injected Through a Tangential Slot into a Turbulent Boundary Layer, *J. Heat Transfer Trans. ASME, Series C*, Vol. 83 (1961) pp. 293-306.
 - 66) N. Nishiwaki, A. Tsuchida, M. Hirata, S. Yamazaki and M. Akiyama; Heat Transfer on a Surface Covered by Cold Air Film, *Trans. Japan Soc. Mech. Eng.* Vol. 27, No. 180 (1961) pp. 1285-1290.
 - 67) S. Scesa; Effect of Local Normal Injection on Flat Plate Heat Transfer, PhD thesis, University of California, Berkeley Calif. (1954).
 - 68) S.S. Papell and A.M. Trout; Experimental Investigation of Air Film Cooling Applied to an Adiabatic Wall by Means of an Axially Discharging Slot, NASA TN D-9 (1959).
 - 69) L.W. Carlson and E. Talmor; Gaseous Film Cooling at Various Degrees of Hot Gas Acceleration and Turbulence Levels, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 11 (1968) pp. 1695-1713.
 - 70) 国友 孟, 児玉寛嗣; 高圧燃焼輝炎のふく射 (液体燃料噴霧燃焼の場合), 日本機械学会講演論文集 (論文講演) No. 730-5 (1973) pp. 129-144.
 - 71) R.A. Seban; Effects of Initial Boundary-Layer Thickness on a Tangential Injection Systems, *J. Heat Transfer, Trans. ASME* (1960) pp. 392-393.
 - 72) J.H. Chin, S.C. Skirvin, L.E. Hayes and F. Burggraf; Film Cooling with Multiple Slots and Louvers, Part 1 Multiple Continuous Slots, *J. Heat Transfer, Trans. ASME* (Aug. 1961) pp. 281-286.
 - 73) F. Burggraf, J.H. Chin and L.E. Hayes; Film Cooling with Multiple Slots and Louvers, Part 2 Multiple Rows of Discrete Louvers, *ibid.* pp. 286-292.
 - 74) E.R.G. Eckert and R.C. Birkebak; The Effects of Slot Geometry on Film Cooling, in *Heat Transfer, Thermodynamics and Education*, Edited by H.A. Johnson, McGraw-Hill (1964) pp. 150-163.
 - 75) G.J. Sturgess; Comment on "Prediction of Adiabatic Wall Temperatures in Film-Cooling Systems" *AIAA Journal*, Vol. 4 No. 4 (1966) pp. 763-765.
 - 76) B.R. Pai and J.H. Whitelaw; The Prediction of Wall Temperature in the Presence of Film Cooling, *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 14 (1971) pp. 409-426.
 - 77) D.B. Spalding; Prediction of Adiabatic Wall Temperatures in Film Cooling Systems, *AIAA Journal*, Vol. 3 (1965) pp. 965-967.
 - 78) G.J. Sturgess; Film Cooling Optimization for Minimum Cooling Airflow in Aircraft Gas-Turbines, in *Combustion in Advanced Gas Turbines*, Edited by I.E. Smith, Pergamon Press (1968) pp. 347-376.
 - 79) G.J. Sturgess; Correlation of Data and Prediction of Effectiveness from Film Cooling Injection Geometries of a Practical Nature, in *Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems*, Edited by E.R. Norster, Pergamon Press (1971) pp. 229-250.
 - 80) G.J. Sturgess; Application of Film Cooling Theory to the Cooling of Aircraft Gas Turbine Chambers, *J.R. Aeronaut. Soc.*, Vol. 71 (1967) pp. 430-434.
 - 81) H.J. Hörper; Neuere Gesichtspunkte für die Auslegung von Brennkammern in Luftstrahltriebwerken, *Luftfahrttechnik Raumfahrttechnik*, Bd. 16 Nr. 7/8 (1970) s. 191 bis 194.
 - 82) 川島靖司, 佐藤 陽; タービン・エンジン(18), 航空技術 No. 177 (1969) pp. 21~28.
 - 83) J.P. Sellers Jr.; Combined External and Internal Cooling, *AIAA J.*, Vol. 1, No. 9 (1963) pp. 2152-2154.
 - 84) J.P. Sellers Jr.; Gaseous Film Cooling with Multiple Injection Stations, *ibid.* pp. 2154-2156.
 - 85) S.S. Papell; Effect on Gaseous Film Cooling of Coolant Injection through Slots and Normal Holes, NASA TN D-299 (September 1960).
 - 86) D. Biondi and S. Draizen; Development of a Turbojet Combustor with a Segmentally Constructed Liner, NASA CR-54635 (June 1968).
 - 87) M.N.R. Nina and J.H. Whitelaw; The Ef-

- fectiveness of Film Cooling with Three-Dimensional Slot Geometries, ASME Paper 71-GT-11 (1971).
- 88) E.C. Miller, A.E. Blake, R.M. Schirmer, G. D. Kittredge, and E.H. Fromm; Radiation from Laboratory Scale Jet Combustor Flames, Phillips Petroleum Company-Research Division Report 1526-56 R, Feature No. 6011 (October 1956).
- 89) Я.П. Сторожук; Исследование работы многорегистровых камер сгорания газотурбинных установок на жидком топливе, Энергомашиностроение, 8-3 (1962) pp. 3-7.
- 90) Я.П. Сторожук; Эмиссионные характеристики пламени и температурный режим стенок пламенной трубы многорегистровых камер сгорания Г.Т.У. на жидком топливе, Энергомашиностроение, 8-4 (1962) pp. 1-5.
- 91) Я.П. Сторожук, В.И. Антоновский; Исследование эмиссионных свойств пламени в однорегистровой камере сгорания Г.Т.У., Теплоэнергетика, 11-2 (1964-2) pp. 39-42.

- | | | | |
|---------|--|---------|--------------------------------|
| TR-324 | 偏揺れ振動するT型尾翼に働く，非定常ローリングモーメントの測定
Measurement of Rolling Moments Acting on the Stabilizer of T-tails Oscillating in Yaw | 1973年6月 | 市川輝雄，磯貝紘二
安藤泰勝，江尻宏 |
| TR-188T | 浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差
Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating Gyro | 1973年6月 | 大月正男，新宮博公
田畑浄治，鈴木孝雄
円居繁治 |
| TR-325 | ロケットの分離特性に関する研究
Some Investigation on the Separation Characteristics of a Two-Stage Vehicle Model | 1973年7月 | 宇宙研究グループ |
| TR-326 | 電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究
Experimental Investigation on 5cm Mercury Electron Bombardment Ion Engine | 1973年7月 | 中村嘉宏，東久雄
宮崎勝弘 |

航空宇宙技術研究所報告 327 号

昭和 48 年 7 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
