赤外線温度計による固体壁温度パターンの測定*

吉田豊明**, 坂田公夫**, 三村富嗣雄**, 進藤重美**

Surface Temperature Measurements with Infrared Camera

Toyoaki YOSHIDA, Kimio SAKATA, Fujio MIMURA and Shigemi SHINDOH

ABSTRACT

Infrared thermal cameras and data processing system have been applied for the R & D of FJR 710 aero-engine. This paper reports surface temperature measurements and data analyses of a film cooled adiabatic vana model, actual turbine vanes in unsteady conditions, and a wing model and an intake lip during FJR engine outdoor test.

1. ま え が き

物体表面の二次元的な温度パターンを赤外線温度計で測定することは、大は惑星から小は集積回路に至るまで近年注目されている多くの例でわかるように、さまざまな画像処理を可能とするシステムの高度な発達と共に、その有用性が認識され広く研究に生産に利用されつつある。赤外線温度計は、ある物体にとって好ましくない温度・温度差の最高値または位置が関心となる場合の調査研究には、きわめて有用な測定手段であり、また固体壁表面の温度分布がその外側を流れる流体との熱交換に支配される場合は、関心の的となる流れ場の様相を解明するのに温度分布は有力な情報である。

赤外線温度計により二次元的な温度パターンを得る方法としては、一検出器により光学的機械的に二次元走査をする方法が汎用型として一般的であるが、一方向に動くものから静止体を、または静止系から一方向に動くものを、一列に配置した複数の検出器または単一検出器の一方向走査(配置・走査は動きと直交する方向)により測定する方法がある^{1,2,3)}。もっと単純には一点検出器をX

-Y 走査する方法⁴⁾、さらに赤外線写真に撮る方法⁵⁾、がある。

著者らは、ガスタービン冷却翼の研究開発を行っており、基礎模型⁶⁾、拡大翼模型、実機相当翼等の冷却性能試験において二次元走査型赤外線温度計を使用している。ここでは現在稼働している赤外線温度計測装置の概要、拡大翼模型によるフィルム冷却性能の解析例、実機相当翼の非定常温度分布測定例および温度画像のデータ処理例等について述べ、関連する諸問題にふれる。

2. 赤外線温度計測装置の概要

計測装置は、赤外線カメラおよび信号処理部である本体、データ処理システム、入出力用プリンター、フロッピディスクユニット、ビデオテープレコーダ、白黒カラーモニタ等からなる。写真1に計測装置の概観を示す。温度の検出部であるカメラ本体は非定常変化が測定できる主系統と定常型ではあるが空間分解能が高い系統の二つあり、測定の目的に応じていずれか一方を使用する。カメラ本体はデータ処理システムから最長50mの範囲で設定でき、非定常型の場合は遠隔で温度範囲、下限温度および参照温度設定用シャッタの操作ができる。また RGB カラーモニタの一つは最長150mまでの遠隔位置で監視できる。表1にカ

* 原稿受付 昭和57年2月15日

** 航空宇宙技術研究所

Photo 1 Overall view of infrared camera system

Table 1 Specifications of infrared cameras

	High Sped Type	High Resolution Type
Model	Inframetrics 510	CANON CT-4 B
Temperature Range	-20°C to 1200°C	-20°C to 1850°C
Minimum Detectable T.	0.2°C	0.12°C
Frame Rate	30 Frames/second 60 Fields/second with 1/2 Interlace	5 second/Frame 1 second/Frame with 1/5 Interlace
Field of View	18°VER×19°HOR 4.5°VER×5.4°HOR with 4×zoom	18°VER×30°HOR
Focus Range	12.5 cm to Infinity	12 cm to Infinity
Resolvable Elements per Line	>150	400
Lines per Frame	180	300
Detector	HgCdTe	InSb
Spectral Range	8 to 12 microns	1.2 to 5.6 microns

メラ本体の主な仕様を示す。いずれも検出器は液体窒素で冷却せねばならない。非定常型の場合は表の他に3倍拡大レンズ、45°広視野角レンズが使用できる。カメラ本体自身で一ライン、等温線等のモードを有するが、後述するデータ処理システムでさまざまな解析を行うので通常カメラ側はノーマル（白黒の濃淡）画像で使用する。

図1に本装置全体のブロック線図を示す。非定常型温度計の場合は本体出口で通常の白黒TV信号になっているが、定常型の場合はインタフェースを介してフレームメモリでTV信号化される。赤外線温度計でなくとも濃淡の画像でTV信号化されているものは図中のTVCC回路に結べば以後のデータ処理装置が利用できる。後節で述べる

任意指定点の温度の時間変化を採取する場合、外部（別のデータ処理装置など）からトリガを出して採取するかまたはプリンタ入力指令により採取を開始すると同時に外部へトリガを発生する。中央データ処理装置はLSI 11/02, 32 kWである。編集器つきVTRは静止、1/20遅速機能を有し、全実験データの記録、オフラインデータ処理に供する。フレームメモリは512×480×8ビットの容量を有する。グラフィックディスプレイユニットは256×240×4ビットの画像用と36×24行の文字用メモリを有しデジタルでカラー設定を行っているので画像のチラツキが全くない。フロッピディスクユニットはシステムプログラムとデータファイル用または新たに開発するソフトウェア

Fig.1 Block diagram of infrared camera system

の格納に供する。1枚のディスクは8フィールド分の画像を収録できる。なおデータ処理のソフトウェアはフォートランで行っている。

3. フィルム冷却性能の可視化

(1) 実験概要

高温タービンの高性能冷却法として近年多用されはじめているのが、円孔列あるいはスリット状の穴から冷却空気を翼面に吹出して高温ガスからの熱遮断効果によって冷却するフィルム冷却法である。この方法では、吹出し孔の大きさや形状、配列、翼面上の速度分布、翼面曲率などの構造上の要因および吹出し流量やレイノルズ数・乱流成分などの流れの要因によって、その冷却性能が強い影響を受けるため、流れや熱伝達の現象解明が必要であり、さらに翼の高性能な冷却構造の決定に対し各種のデータが要求される。これに対し、平板等を用いた基礎的な実験から、高温高速ガス流中での三次元翼列実験に至るまで各種の流れおよび伝熱の実験が行われている。

ここに紹介する実験的研究もその一環であり、冷却空気吹出し孔の位置や形状・配列によるフィルム冷却性能への影響を調べるため、二次元翼列を用いて行った基礎的なモデル実験である⁷⁾。こ

の実験では、吹出されたフィルム流の翼面上での主流との混合現象のみをとらえ、翼面フィルム冷却効率 η_f を測定するために、モデル翼をアクリルで製作し、断熱性を高めて充分大きなビオー数で実験し、断熱壁温 T_{aw} の測定を可能にした。フィルム冷却効率は次の式(1)で断熱壁面を無次元化したものである。

$$\eta_f = \frac{T_{aw} - T_g}{T_{co} - T_g} \quad \dots\dots\dots(1)$$

T_g : 主流温度, T_{co} : 吹出し空気全温

モデル翼および実験の概要は図2ならびに表2に示す。翼列には三枚の翼を使って二流路を形成し、中央に、翼弦長 $C=218$ mm, 翼高 $H=270$ mmの高温タービン第1段静翼を模した拡大モデル翼を設置した。フィルム吹出し孔列は、フィルム冷却の対象となるいくつかの翼面位置に、それぞれ一列円孔列として設けてあるが、この報告では、後縁に近い背側面の一列を取扱う。吹出し孔は直径 $d=2.8$ mm, ピッチ $s/d=3$ であり、孔軸を翼面接線方向に対し 30° 傾けてある。

実験は主に、吹出し流量の無次元パラメータである質量速度比 $M \equiv (\rho u)_c / (\rho u)_g$ や主流レイノルズ数 $Re_s \equiv u_s C / \nu_s$ などを変数として行った。(添字 $c, g, 3$ はそれぞれ冷却空気, 主流, 翼

Fig. 2 Test apparatus

列出口の意味である) 吹出し流温度 T_{co} は、主流との識別ならびに翼面フィルム冷却性能の把握を目的として、大気温度近傍の主流に対し $20\sim 30^\circ\text{C}$ 高い温度に加熱設定した。この温度差は、熱伝導や熱放射による誤差を低く抑え、かつ温度の測定精度を確保する値として定めたもので、これによって実験誤差 2% 以下、測定精度 1% 以上を得た。

(2) サーモカメラによる翼面温度計測

翼面温度は、翼面に埋め込んだ多数の熱電対と、サーモカメラとを併用して測定し、結果を整理した。サーモカメラによる測定は、観測面の状態、周囲の熱放射環境によってその精度が大きく影響されるが、周囲との温度差が小さく、表面の状態管理の容易な本実験の場合は高い測定精度が期待できる。サーモカメラの測定結果は、表面の温度分布が極めて多数の測定点によって二次元的にとらえることができるため、翼面上の流れの挙動を予測することも可能となり、フィルム冷却翼の設計に大変有用な情報を提供する。

前掲図2に示すように、サーモカメラは、観測面にほぼ直角に約 50cm の距離に置き、吹出し孔列を含む下流面を測定した。

(3) 実験結果

写真2～4に、主流流速 33 m/sec における、質量流速比 M の異なる3種の測定結果を示す。 M は写真2, 3, 4の順に $0.25, 0.5, 0.75$ と増大している。ここでは紙面の都合で白黒の濃淡として温度の高低が表現されているが、実際の画面は

Table 2 Test condition

Mainstream Velocity (Cascade exit)	$u_s = 33\text{ m/s}$
Reynolds Number	$Re_s = 4.9 \times 10^5$
Turbulence	$T_u = 3\%$
Mainstream Temperature	$T_g = 12^\circ\text{C}$
Ejectant Temperature	$T_{co} = 33^\circ\text{C}$
Hole Location (Surface length fraction)	$X_s = 0.741$
Hole Diameter	$d = 2.8\text{ mm}$
Hole Axis Angle	$\alpha = 30^\circ$
Surface Curvature	$d/r = 0.79$
Velocity Gradient	$K = \frac{\nu du}{u^2 dx} = -0.15 \times 10^{-6}$

Photo 2 Temperature distribution $M=0.25$ Photo 3 $M=0.50$ Photo 4 $M=0.75$

本誌グラビアに紹介するように12色にカラー化されている。濃淡のうち、白が画面内の最高温度を示し、 $T_{aw} > 31^{\circ}\text{C}$ 、冷却効率 $\eta_f > 0.91$ であり、上方の黒の部分は $T_{aw} < 16^{\circ}\text{C}$ 、 $\eta_f < 0.19$ である。画面の最高温度である白い階門は吹出し孔出口断面であり、流れは下から上に向っている。

これらの測定結果を観測することにより次のようなことに気が付く。

- 冷却効率の高い範囲は、吹出し流が主流によって下流へ押し流され、吹出し孔を起点として画面上方に伸びており、そのパターンは M によって大きく異なる。
- $M=0.25$ では下流への広がりはいさいが、吹出し流が左右に広がり、孔直下流では最も冷却効率が高い。
- $M=0.5$ と流量が増大すると、フィルムは下流域まで付着し、広い範囲を有効に冷却する。
- さらに流量を増すと ($M=0.75$) 孔下流を幅のせまい針状に冷却するのみとなり、吹出し流が主流境界層をつき破って、翼面からはく離していると見ることができる。

写真から冷却効率を読み取り、吹出し孔下流の流れ方向冷却効率分布をプロットすると図3に示すような結果となる。同図には $M=1.0$ における熱電対による結果を併記したが両結果と矛盾はない。この結果、質量流速を主流の $1/2$ 前後で

用いることがフィルム冷却を最適にする方法と言える。また写真に示された結果からさらに詳細に、吹出し流と主流の混合過程を考察することもでき、流体的検討も可能であると考えられる。

4. 冷却タービン翼の非定常温度分布測定

ガスタービンの冷却翼は高いガス温度に耐えることのみならず、頻繁な起動停止による低サイクル熱疲労に対し十分な強度を有する必要がある⁹⁾。このため最も熱的環境の厳しい第1段静翼について高温高圧下での翼列試験を行い、供試翼の非定常温度変化をサーモカメラと熱電対により計測している。図4にその試験部を示す。この試験設備では圧力 10 ata、温度 1000°C まで上げることがあるのでケーシングは二重になっている。サーモカメラは図中の赤外線透過窓の右方に設置し、翼列中央の供試冷却翼2枚の背側温度分布を測定する。赤外線透過窓材は波長透過特性・耐熱・耐圧性・耐水性を検討し試行の末、外径 40° 厚さ 10 mm のフッ化カルシウムを使用して満足すべき結果を得ている。窓材の支持円筒は二重の冷却水配管で冷却してあり、内部へは作動ガスの圧力より高い圧力の窒素ガスまたは空気を供給して窓材を冷却し、清浄に保ちかつ水分の凝縮を防いでいる。写真5は測定結果の例を示す。(a)は主流・冷却空気ともに流れているが着火はしていない場合で、(b)は着火後燃料流量・空気流量等の設定を変えないで着いた時のそれぞれ温度分布を示す。(a)から(b)に至る途中の温度変化がこの実験では重要なデータであり、VTR に記録されているのでオフラインでデータ処理を行う。写真5(b)に示す文字は測定条件等であり、プリンタ入力と図1中の DSU 出力とからなっている。図5は写真5(b)に示されたカーソル交点位置の非定常温度変化をオフラインで採取した結果である。図のように冷却翼は急激なガス温度の変化に対し、一次おくれ応答の様相を呈するが、この変化が場所によって著しく異なると過大な熱応力が発生することになる。画像全体の

時間変化を観察することによ

Fig.3 Distribution of film cooling effectiveness

Fig. 4 Test section of air cooled turbine vanes cooling performance experiment

(a) Before ignition with cooling air

(b) Maximum temperature condition

Photo 5 Temperature patterns of air cooled turbine vanes

Experimental conditions

Combustion gas and Air,
Temperature : (a) $T_g = 79$
°C, $T_c = 46$ °C (b) $T_g = 710$
°C, $T_c = 85$ °C, Velocity
at exit : (a) 121 m/s (b) 219
m/s, Reynolds number :
(a) 3.15×10^5 (b) 1.61×10^5 ,
Chord length : 30 mm,
Span : 32 mm

Photograph

Olympus OM-2N, 50 mm,
F 3.5, ASA 100, F 11 ·
1/2 s (auto), Condition :
RGB color monitor (No
additional light)

って問題の定性的な判断を行い、定量的な解析は図5に示す作業を必要と思われる場所ごとにVTRテープの再生により行う。なおこの装置ではRGBモニタ上は温度の階調は10であるが、TVCC、VTRの信号は非定常型の場合カメラ本

体で6ビット（64階調）の深さを有する（定常型ではフレームメモリの8ビットに依存する）のでデータ解析の精度はこれらとAD-DA変換時のS/N比等に制限をうける。

タービン翼の場合、表面のふく射率は1に近い

NO.	TIME<HILLISEC>	TEMP.<C>	***** WINDU *****
1	1000.0	27.5	*
2	2000.0	77.1	*
3	3000.0	140.7	*
4	4000.0	188.5	*
5	5000.0	221.5	*
6	6000.0	237.1	*
7	7000.0	266.7	*
8	8000.0	275.7	*
9	9000.0	290.3	*
10	10000.0	297.6	*
11	11000.0	308.3	*
12	12000.0	318.9	*
13	13000.0	327.8	*
14	14000.0	333.4	*
15	15000.0	342.6	*
16	16000.0	355.4	*
17	17000.0	364.4	*
18	18000.0	366.2	*
19	19000.0	369.5	*
20	20000.0	377.8	*
21	21000.0	384.2	*
22	22000.0	389.7	*
23	23000.0	391.3	*
24	24000.0	387.9	*
25	25000.0	400.7	*
26	26000.0	402.5	*
27	27000.0	398.8	*
28	28000.0	398.8	*
29	29000.0	398.8	*
30	30000.0	398.8	*

Fig.5 Typical print out of unsteady temperature variation of air cooled turbine vane

とされているので窓材の透過率を校正し、参照点の熱電対出力との比較を加えて補正すれば輝炎ぶく射があっても、温度の絶対値がある確度をもって考察できると思われるが、少なくとも本測定目的であるパターンの時間的変化、時定数等温度の絶対値を問題としないものの解析については十分な信頼性を有するものと考えている。

5. その他のデータ処理例

本計測装置はすでに述べたように、データ処理システムによって様々な画像解析が可能である

Photo 6 General view of FJR turboprop engine outdoor test for STOL aircraft

が、ここではデータ処理の別の例と、その他検討しているモードについて述べる。写真6は STOL 機の研究開発における FJR ターボファンエンジンの屋外静止フラップ試験の状況を示す。この STOL 機は短距離離着陸を図るため、主翼の上面・前方にエンジンを搭載し、ジェット流を翼面に沿わせる方式をとっている。この試験において、主翼・フラップ模型表面の温度分布およびエンジン入口のリップにおける防水装置の予備的機能試験時にリップまわりの温度分布をサーモカメラで測定し、熱電対による計測を支援した。測定対象の領域はスプレー式の黒色塗料を事前に塗布した。写真6

において中央の円筒体がエンジンナセル、その左下は主翼模型、右方六角状のダクトは横風試験用送風装置、左方のヤグラはサーモカメラ観測塔である。高さはカメラ位置で8m、カメラから主翼面中央部までの距離は5mである。

写真7は主翼模型表面温度分布の一例である。これによりジェットの中心流れが二つの極に分かれ、模型表面右方で最も壁面に近接している状況がわかる。この分布はエンジン後方ダクト系の構造とエンジン出力とに依存するので、構造の適否考察に有力な参考資料となる。写真7では最高温度領域の一部（点線部）を2倍に拡大したパターンを重ねて示してある。着目する任意の長方形領域のみを画面の許す範囲内で拡大して解析する一例である。

写真8はエンジン入口リップの防水機能予備試験における融氷用空気通風時の温度分布を示す。防水機能は氷が融けて水分は蒸発するがアルミ構造材の強度が十分保たれる温度範囲内にあって、円周状の温度分布が一様であることを要求される。写真8はリップのななめ前方（エンジン中心線と観測線は約50°）から撮

Experimental conditions

Combustion gas and Air, Temperature: Core flow 417°C, Bypass flow 29°C, Jet velocity: Core 124 m/s, Bypass 140 m/s, Reference length: 1780 mm from nozzle exit to wing trailing edge

Photo 7 Temperature patterns on wing model mounted downstream of FJR engine jet nozzle

ったもので、カメラ位置（地上1 m）からエンジン入口中心点（地上5 m）まで約13.6 mの距離である。この観測例では最高温度約90°C、円周状の温度偏差は3°C以内であった。この解析は写真左上に示す+のカーソルを着目する位置に移動させ、指令によって画面上の位置と温度をプリンタ出力させて行った。円周状の白い斑点はデータを採取した位置を示す。

写真7, 8はVTRを再生し画像をフリーズしたもので、モニタ上は12階調のグレースケール画像としてある。非正常温度解析以外のデータ処理は、これらのように画像をフリーズ（フレームメモリ内で固定）して行う。

この他、次のようなデータ処理を現在検討の対象としている。イ. 温度絶対値算出に関わる様々な補正, ロ. 観測形状の図形修正, ハ. 指定する温度群の等温線, ニ. 水平垂直方向ライン上の非正常温度変化, ホ. 画質改善のための図形処理と信号強化。種々の注目すべき画像処理はリモートセンシング、航空測量、断層撮影（CT）、一般のTV放送等に見られるところであり、今後装置のソフト充実のために調査利用していきたいと考えている。

Experimental conditions

Air, Temperature: Mainstream 1°C, Deicing air 150°C, Velocity: Engine inlet flow 20 m/s, Length: Lip tip diameter 1316 mm

Photo 8 Temperature patterns of FJR engine intake lip during anti-icing pre-test

6 む す び

本報告に示した例は、目で温度のパターンが認識でき、非接触で空間的・時間的な温度変化を得て様々なデータ解析に供することができるという他の手段で得難いサーモカメラの特質を例証するものである。温度の絶対値算定の場合には、まだまだ物体表面のふく射率設定、反射・透過率の影響の見積もりに困難が伴う場合が多いけれども、近年これらに関する研究も活発になり、適用可能な領域が広がりつつあるので、熱電対等による参照点温度情報と共に、ケースごとにその可能性精度等を検討すべきものと考えている。

おわりに本装置は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」の一環として計画設計され、システム製作は日本インダストリアル㈱が担当されたこと、およびFJRエンジン屋外試験の温度計と紹介に際しては航技研原動機部の森田性能研究室長、佐々木主任研究官をはじめ多くの方々の協力を得たことを記し謝意を表する。

文 献

- 1) 天満：画像処理プロセッサの現状と動向、映像情報、13巻 1981 9-10, 22

- 2) Ugucini, O. W., 他 1 名: High-Resolution Surface Temperature Measurements on Rotating Turbine Blades with an Infrared Pyrometer, NASA TN D-8213, May 1976
- 3) Shiota, Y. 他 3 名: Temperature Profiles of Rotating Cooled Blade, Proc. of the 1977 Tokyo Joint Gas Turbine Congress, 38, June 1977
- 4) Mayle, R. E., 他 1 名: Multihole Film Cooling Effectiveness and Hat Transfer, Jr. of Heat Transfer, ASME, V 97, 1975, pp534
- 5) Pollack, F. G., 他 1 名: Surface Temperature Mapping with Infrared Photographic Pyrometry for Turbine Cooling Investigations, NASA TN D-5179, May 1969
- 6) Sasaki, M., 他 3 名: Film Cooling Effectiveness for Injection from Multirow Holes, Jr. of Engineering for Power, ASME, V 101, 1979, pp101
- 7) 坂田, 熊谷: 曲面上のフィルム冷却に関する実験, GTSJ 第 8 回ガスタービン講演会, 1980-6, pp75
- 8) 吉田, 松木: 空冷タービン翼の非定常熱応力軽減について, 航空宇宙技術研究所報告 TR-364, 1974-5

「第3回流れの可視化国際シンポジウム」
について

すでに1月号でお知らせしましたように、標記シンポジウムが1983年9月6日～9日、米国ミシガン大学で行われる予定です。流れの可視化学会では、日本からの参加希望の有無等につき予備調査をいたしましたが、まだお申し出いただいてない方は至急学会事務局へご連絡下さい。詳細については1月号56頁をご覧ください。

「第10回記念流れの可視化シンポジウム」
について

本年7月開催予定の標記シンポジウムには、海外から約7編の講演申し込みがきております。奮ってご参加下さい。詳細は1月号および本号会告をご覧ください。