



高温ガスタービンの動向*

三輪 光 砂**

1. まえがき

ガスタービンにおけるタービン入口ガス温度の上昇は、ガスタービンの歴史を通じて絶えず求められてきた問題で、過去のイギリスにおける NGTE を中心とした研究については Smith⁽¹⁾ (1948), Smith ら⁽²⁾ (1950), Ainley⁽³⁾ (1956) により、アメリカの NACA を中心とした研究については Esgar ら⁽⁴⁾ (1957), Ellerbrock ら⁽⁵⁾ (1959) により述べられている。当時タービン動翼の冷却はいまだ実用化されるにいたっていない。その後現在にいたる 10 年間は、冷却タービンの本格的な実用化をみた実り多い期間であり、本誌上には 3 年前にタービン翼冷却に関する平田の解説⁽⁹⁾ があり、また最近の Barnes の論文⁽¹¹⁾ はイギリスにおけるその間の進歩を展望している。

上述のガスタービン高温化の歴史をみると、耐熱金属材料の着実な進歩を底流に、各種冷却方式、構造が試験、陶たされて現在にいたっているが、その結果、冷却方式としては空冷のみが残り、ガス温度の上昇は予期以上の速度で進んでいるようにみえる。

以下、ガスタービン高温化の動向を要約するに当たり、資料の多くは外国文献に求めざるを得ないが、西脇がかって本誌の解説⁽⁶⁾ (1961) で独自の研究について述べているように、基礎的な問題についてはわが国でも興味を持たれ研究が進められてきた分野である。

2. 高温化の利益と問題点

ガスタービンにおいて、ガス温度の上昇により得られる利益は、

- (1) 比出力（または比推力）の増大
- (2) 熱効率の向上

に分けることができる。比出力の増大はガスタービンの形式によらず得られるが、熱効率の向上はすべての場合に得られるとは限らない。

亜音速のターボジェットエンジンでは、比較的低いガス温度で燃料消費率の最少値が得られ、そのため圧力比の低い初期のエンジンではガス温度上昇への要求

は比較的少なかった。しかしその後圧力比の増加とともにしだいに高いガス温度が必要になり、さらに超音速機用では燃料消費率の点のみならず、十分な推力を得るためにも高いガス温度を必要とする。以上の関係は図 1⁽³⁾ に示す。

亜音速機用には最近高バイパス比のバイパス機関（ファン機関）が一般化しつつあるが、この場合はターボプロップやターボ軸機関と同じように高いガス温度と高い圧力比の組合せによる高性能化が要求される。図 2 は航空用ガスタービンのガス温度上昇の傾向を示す⁽⁷⁾⁽²²⁾。1960 年ごろを境に上昇速度が増大しているのは冷却タービンの導入による。

陸、船用のガスタービンにおいては、ガス温度の上昇は圧力比の増大とあいまって熱効率向上に最も有力な手段であり、この関係を熱交換器付を含めて図 3 に

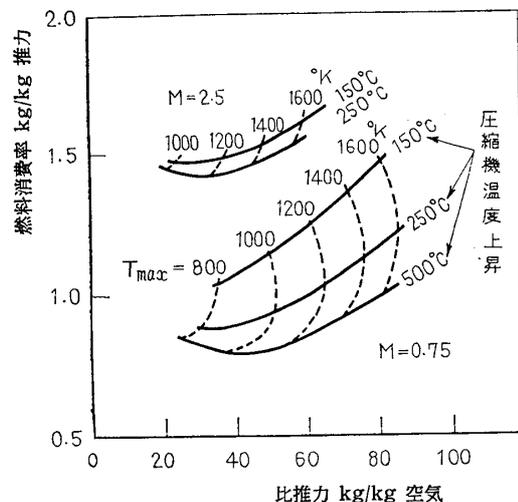


図 1 ターボジェットの特性

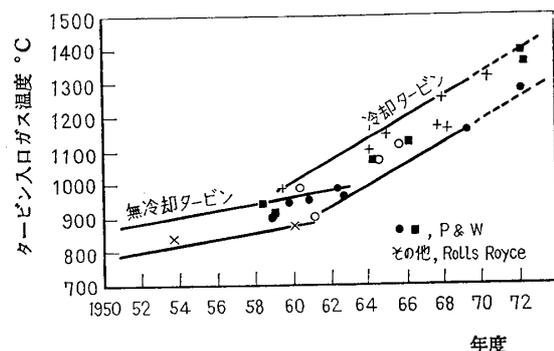


図 2 航空用ガスタービン、タービン入口温度の変遷

* 原稿受付 昭和 45 年 1 月 16 日。

** 正員、船舶技術研究所（三鷹市新川 6-38-1）。

示す。図によると、ガス温度 800°C の機関を 1000°C, 1200°C に上げるとそれぞれ約 20%, 35% の熱効率向上と、比出力については約 60%, 120% もの大幅な増加が見込まれる。図は冷却による損失を無視しているので、それを考慮すると上記の利益はかなり割引かなければならないが、比出力についての利益はなお顕著である。このため高温化は単機容量の増大と、出力当たり設備費の低下にも有効である。

以上のように、高温化はガスタービン利用のすべての分野にわたり、その有用性、経済性を高めるためにきわめて有力な手段であるが、高温にさらされる各要素は使用条件に応じて酸化、腐食、クリープ、熱疲れなどの障害への対策を必要とする。それには二つの手段が考えられ、一つは材料の耐熱性向上によるもの、他の一つは冷却によるものである。以下この点を最も問題となる高温部のタービンを中心に述べる。

3. 高温材料

高温強さのすぐれた最近のタービン動翼材料はすべてニッケル基のもので、鑄造合金が多い。図 4⁽¹²⁾ は NASA が主体になって開発した VIA⁽¹³⁾, TAZ-8⁽¹⁴⁾ ⁽¹⁵⁾ を含め数種の合金の高温強さを示す。VIA は現在最も高温強さのすぐれた合金とされるが、その組成は統計的手法により求められ、6.1Cr, 7.5Co, 5.8W,

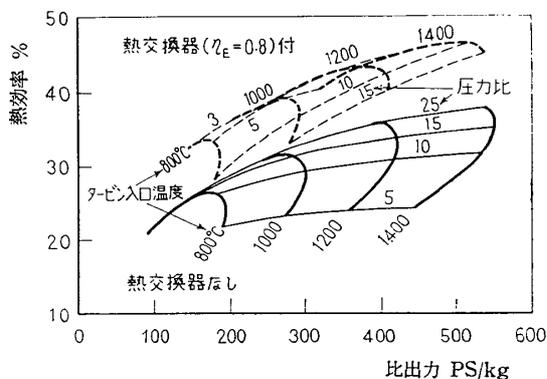


図 3 単純サイクル、ガスタービンの性能

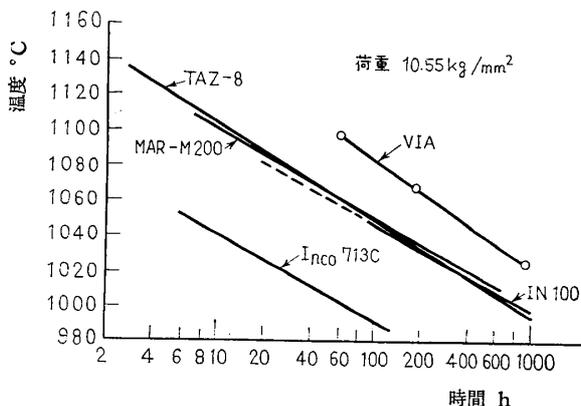


図 4 ニッケル合金の応力-破断特性

5.4 Al, 2.0 Mo のほか Ti, Cb, Re, Hf など合計 13 種もの合金元素を含む。また最近の航空用エンジンに用いられる IN-100, Mar-M 200, B 1900 などはいずれも 5~6% のアルミニウム, 10~15% のコバルトを含み、クロムは 8~10% と少ない⁽¹⁶⁾。このクロム含有量の低下は耐食性の点で好ましくなく、表面処理により耐食性の向上が計られる。処理法としてはアルミニウムのディフュージョンコーティング⁽¹⁷⁾が一般的で、耐酸化性の向上、海水中のナトリウムと燃料中のいおうの相乗作用による塩腐食⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾ (salt corrosion または sulphidation) の防止に有効である⁽²⁰⁾⁽²¹⁾。

鑄造について注目されるものは、Pratt & Whitney (P & W) 社で開発された翼長方向に結晶をそろえた鑄造翼⁽²²⁾ (directionally solidified blade) で、これにより破断強さ、クリープ強さの増大とともにじん性、熱衝撃抵抗の向上を得ている。また小形ガスタービンでは翼と円板、軸を一体鑄造したロータがしばしば用いられるが、そのさい場所による結晶粒子の大きさ、方向の制御は強度上重要な問題である⁽²³⁾。

コバルト基合金は熱衝撃抵抗の点でニッケル基のものよりすぐれている場合が多く⁽²⁴⁾、主として静翼に用いられる。

上述のニッケル、コバルト基合金の発達には、最近約 25 年間について、ガス温度の上昇におおして年間 10~12°C となり⁽¹⁰⁾⁽¹⁶⁾、これは図 2 における無冷却タービンの入口ガス温度上昇の傾向に表われている。冷却タービンにおいては、翼温度はガス温度と冷却剤温度とのある中間にくるため、翼温度の 10°C の上昇はガス温度の 15~20°C の上昇に相当する。したがって、冷却タービンにおいても材料の耐熱性向上は重要であるとともに、それにより得られる利益も大きく、図 2 において冷却タービンのガス温度上昇が急激な理由の一部もそこにある。

ニッケル、コバルト基合金の使用温度は現在約 1000°C に達しており、一方それらの融点はおおむね 1300°C 以下であることから、これら合金の今後の進歩の余地は比較的狭いことが明らかである。そのため融点の格段に高いタングステン、モリブデン、タンタル、コロンビウムなどを使用する試みも古くからみられる。しかしそれらは高温においてきわめて酸化されやすく、適当な被膜が得られないため実用性は乏しいと考えられている。それに代わって高融点金属を繊維にしてニッケル基合金中に埋込む複合材料⁽¹²⁾が最近注目されている。

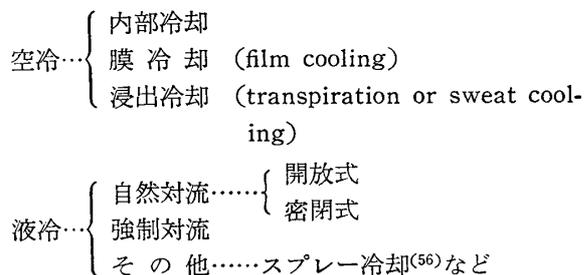
クロム基合金⁽¹²⁾はクロムの高い融点を利用しようとするもので、強度もかなり高いものが得られてい

る。しかしクロムは一般に常温からそれ以下の温度でもろく、窒素ガスの存在によってはぜい性→じん性の転移温度が1000°C近くまで上昇する。そのため各種のコーティングが試みられているが成功していない。

セラミックスやサーメットは一時盛んに研究されたが、もろく熱衝撃に弱いなどの欠点のため放棄された。しかし今後適当な設計によって静翼や燃焼器、ダクトまわりに使用される可能性はある。

4. タービン翼の冷却方式と熱伝達

タービン翼の冷却方式には空冷と液冷があり、それぞれつぎのように分類される。



以上のうち現在実用されているのは空冷の内部冷却と膜冷却のみである。

熱伝達に関しては、翼外面（以下単に翼面と書く）熱伝達と各冷却方式に固有な問題に分けて取扱う。

4.1 翼面熱伝達 翼面の熱伝達は、通常ガスの強制対流熱伝達のみを考慮するが、他の構造物やガスからの放射についても一応検討する必要がある。

翼面の熱伝達率は電気加熱⁽²⁶⁾、熱ガス⁽²⁷⁾、ナフタリンの昇華⁽²⁸⁾などにより実験的に求められており、計算との比較も行なわれている。図5は翼面局所熱伝達率の典型的な例⁽¹¹⁾を示す。熱伝達率は前縁において最も高く、層流境界層の発達とともに低下するが、乱流への遷移によりふたたび上昇し、その後後縁に向かってしだいに低下する。

翼面熱伝達率を計算により求めることは現在実用的に十分な精度で可能であり、それに必要な翼面圧力分布は実測値が得られなければ計算によってもよい。熱伝達率を計算により求めるに当たって現在最も問題と

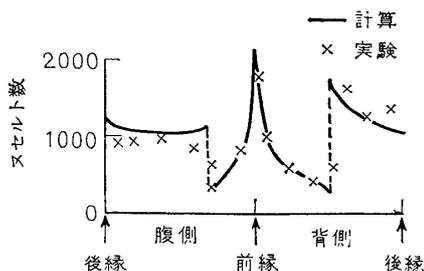


図5 タービン翼面熱伝達率
(レイノルズ数 5.9×10^5)

されるのは、層流から乱流への遷移点を正確に予測することである。

翼面の平均熱伝達率は $N_u = CR^m$ の形で整理され、 C 、 m は翼形状、配列により異なるが、通常 m は 0.65 前後で Rolls Royce (R.R.) 社では $C=0.235$ 、 $m=0.64$ を用いている⁽¹⁰⁾。図6は各種データを整理したものである。

4.2 内部冷却 内部冷却については翼高さ方向の温度分布のみを考慮した一次元理論がまず発達した。

Ainley⁽²⁹⁾ は翼高さ方向の冷却流路をもつ翼の伝熱性能に関して有名な Z ファクタを導入し、これを冷却の効率と結びつけた。ただし $Z = (S_c/C)^{1.2} (C^2/A)$ 、(C : 翼弦長, A : 冷却流路断面積, S_c : 冷却流路周長) であり、導入に当たって冷却流路内の流れは乱流を仮定している。

冷却の効率は一般に

$$\zeta = \frac{T_w - T_c}{T_g - T_c} \dots\dots\dots(1)$$

ただし、 T_g : ガス温度, T_c : 冷却空気入口温度, T_w : 翼温度。

なる相対翼温度で表示されるが、同じ ζ に対し Z の値が大きいくほど冷却空気量は少なくてすみ、また冷却空気量が同じであれば Z が大きいほど低い ζ が得られる。

冷却翼の構造は、静翼や最近の多くの動翼にみられるように上述の一次元理論の適用には不適當なものも多く、また翼弦方向の温度分布は理論で仮定した一様というにはほど遠い場合が多い。そのため冷却の効率を別の形で表示することが望まれるが、R.R. 社は標準翼の概念を導入し、次式で冷却翼の効率を与えている⁽¹⁰⁾。

$$\eta = \frac{\text{標準翼の冷却空気量}}{\text{実際の翼の冷却空気量}} \dots\dots\dots(2)$$

標準翼とは翼全体が材料の許容最高温度にあり、かつ冷却空気がそれと等しい温度で放出される仮定の翼

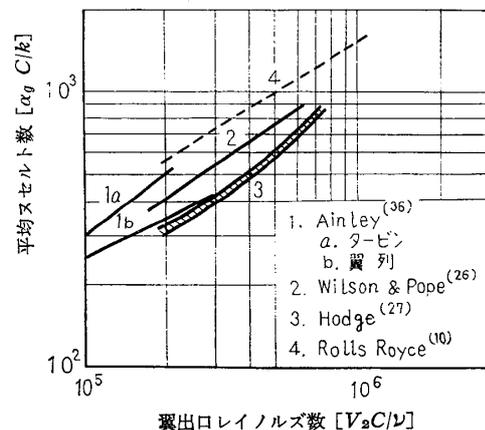


図6 タービン翼面平均熱伝達率

である。このような翼は必ずしも理想的な冷却翼ではないが、冷却翼の構造によらず冷却効果を比較する基準となし得る利益がある。

翼弦方向の温度分布は翼の強度に関連してできるだけ一様にするのが望まれるが、実現はなかなか困難である。翼外面および内面の伝熱条件を与えて翼の温度分布を計算し、実機と比較する過程⁽³⁰⁾⁽³¹⁾を経て、最近では冷却翼の設計、製造技術の進歩により積極的に翼弦方向温度分布の一様化が計られるようになった。

翼前縁は岐点の高い熱伝達率のため、過熱と急激な温度変化の繰返しによる熱疲れを起しやすいが、この部を効果的に冷却するには図7に示すように前縁の内側から冷却空気を吹付ける衝突冷却 (impingement cooling) が採用される。衝突冷却の熱伝達については電気加熱⁽³³⁾、過渡法⁽³⁴⁾による実験があり、結果の一例を図8⁽³³⁾に示す。図で注目されるのは、壁面までの距離と噴口径の比が1まで小さいほど高い熱伝達率が得られていることで、これはこの比が8~10で最大値が得られる従来の単一衝突噴流の実験と一致しない。この原因は主として噴口形状の相違にもとずくと考えられる。

衝突冷却の適用は前縁に限らない。比較的広い面を

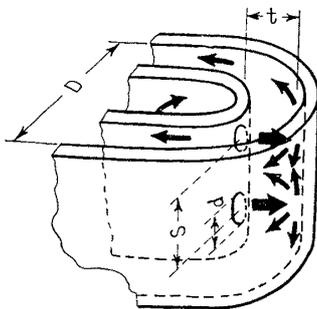


図7 衝突冷却説明図

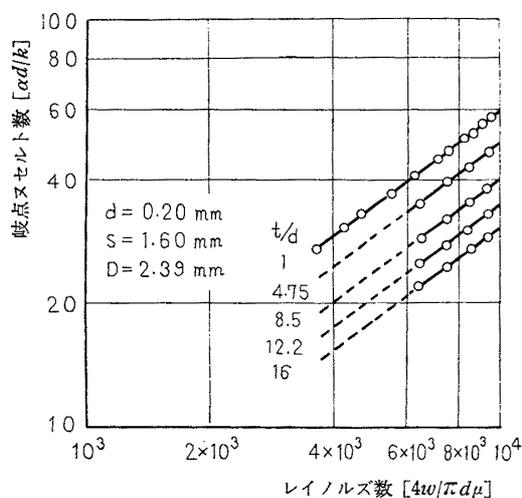


図8 衝突冷却における岐点ストリップ平均熱伝達率 (記号は図7参照)

冷却する場合に対応して、基盤目状に並んだ噴口により対向する平面を冷却する場合について、使用済み空気の影響を含めた実験⁽³⁵⁾が発表されている。

翼後縁部は無冷却翼にくらべ厚くするのが普通であるが、前縁に劣らず冷却困難な場所で、効果的な冷却のため後縁に向かって翼弦方向の冷却流路を設けるものが増加している。これは後述のように翼の空力性能向上にも有利である。

4.3 膜冷却 膜冷却は翼面と高温ガス間に低温の空気層をおいて熱をしゃ断しようとするもので、冷却空気はできるだけ翼面に平行に吹出すのが望ましい。

膜冷却の効果は一般に

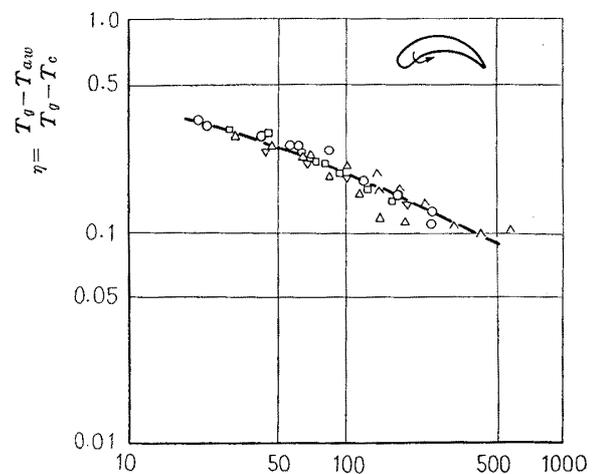
$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \dots\dots\dots(3)$$

ただし T_{aw} : 断熱壁温度

で表示される。Goldsteinら⁽³⁹⁾は35°および90°の円孔からの吹出しについて断熱壁温度をしらべ、 $M = \rho_c U_c / \rho_\infty U_\infty \approx 0.5$ (ρ : 密度, U : 速度, ∞ : 主流, c : 吹出し流)が高い η を与えることを示した。Papell⁽⁴⁰⁾はスリットからの吹出しで同様な実験を行なってスリット角度の影響を明らかにし、また90°の円孔列からの吹出しと比較した。Metzgerら⁽⁴¹⁾は20~60°のスリットからの吹出しについて過渡法により直接熱伝達率を求めた。その他、膜冷却については多くの研究が発表されているが、図9⁽⁸⁾は数少ないタービン翼についてのデータであるためかかげた。

実際の空冷翼における膜冷却の適用は、内部冷却の補助として前縁付近や後縁近くの腹側に吹出す場合が多い。

4.4 浸出冷却 浸出冷却は冷却空気を翼面の多数の小孔から吹出して翼全面にわたって空気の断熱皮膜



$$\frac{X}{MS} = \frac{\text{距離}}{\text{流量比} \times \text{相当スリット幅}}$$

図9 膜冷却実験例

をつくるもので、翼温度は翼面の大きな伝熱面積のため吹出し空気の温度と等しいと考えることができる。したがって、内部冷却翼にくらべ翼面にはいる熱量が少ない上、前述の内部冷却における標準翼に相当するものが得られる可能性がある。

浸出冷却に関する研究は数多いが、タービン翼について Bayley ら⁽⁴³⁾は多孔質金属でつくった翼を内側で多数の小室に区切り、吹出し量を翼面が一樣温度になるよう調整して熱伝達率を求めた。内部冷却との比較では式(1)で定義される相対翼温度が低いほど浸出冷却が有利であり、さらに吹出し空気の翼内部流路内の温度上昇を少なくするため、翼面を形成する多孔質壁の抵抗を場所により変え、翼内の共通の空間から吹出して一樣温度が得られるようにすることが望ましいとしている。Curtiss Wright (C.W.) 社は動、静翼ともに浸出冷却翼を用いた試験用タービンにより、翼面をささえる心材(ストラット)の温度は予測値とよく一致することを示した⁽⁴⁴⁾。翼面は耐熱合金の針金から製造され、タービン入口ガス温度は最高 1370°C である。

4.5 液冷

4.5.1 自然対流 液冷における冷却液にはまず水が考えられ、Schmidt のタービン⁽²⁾、Siemens 社の実験機⁽⁵¹⁾では水は翼内の半径方向に明けられた冷却孔内を自然対流で循環し、発生した蒸気は外部へ導かれる。翼の冷却孔内での対流は強い遠心力のためきわめてよいが、スケールたい積の危険があり、またロータの振動がしばしば観察されている。

以上の開放式に対し、密閉式はスケールたい積の危険がなく、水の代わりにナトリウム、Nak など液体金属を用いることにより水の場合のように翼を過度に冷却しないですむ。基礎実験⁽⁵²⁾⁽⁵³⁾の結果ではきわめて抵抗の少ない熱の移動が可能なが示されており、翼根部に移動した熱は別の冷却剤により取去るが、それには水または空気が用いられる。この形式のタービンは、かつて Pametrada⁽⁵⁴⁾で試験された。

4.5.2 強制対流 水を蒸発させず翼内を流す強制対流式のものには Solar 社の実験機⁽⁴⁹⁾⁽⁵⁰⁾がある。目的はガス温度の上昇より低級材料の使用にあった。May⁽⁵⁵⁾は水の代わりに diphenyl と diphenyl oxide との混合物を冷却剤とする冷却翼の実験を行なった。この液は蒸気圧が低く、400°C まで使用できる。

上述の各種液冷方式に共通していえることは、空冷にくらべはるかに高い冷却側熱伝達率が得られるため、ガス温度上昇の余地は大きい、構造の複雑化、信頼性の低下が根本的な弱点である。

5. 冷却タービンの熱力および空力問題

冷却タービンの熱力学取扱いは

- (1) 熱の除去によるガスエンタルピの減少
- (2) 冷却によるタービン効率の変化

に分けて考えることができ、単段⁽⁵⁷⁾および多段タービン⁽⁵⁸⁾、プラント^{(59)~(61)}としての計算が発表されている。そのさい冷却剤へ移る熱量とタービン仕事あるいはタービン断熱熱落差の比は重要なパラメータで、冷却損失係数⁽⁶¹⁾、冷却数⁽⁶⁵⁾などとよばれる。

上述の取扱いは液冷で冷却剤が主流に加わらない場合には比較的簡単であるが、冷却空気がいろいろな形で主流に加わる空冷タービンについて、正確にタービン効率を推定するには今後さらに研究を必要とする。

冷却タービン翼は、熱伝達のほうの要求から比較的大きな前縁半径と厚い後縁をもつものが用いられ、そのため厚い後縁をもつタービン翼の空力性能がしらべられている。損失の見積りには Stewart の理論⁽⁶⁴⁾が有力であるが、簡単な式によってもよい近似が得られる⁽⁶²⁾⁽⁶³⁾。Johnston ら⁽⁶²⁾は回転翼試験により、静翼後縁厚みによる損失の増加は翼列実験から推定される値の約 1.8 倍になることを示し、原因は動翼に対する迎え角の変動によるものであろうと述べている。

後縁厚みの増加による空力損失の増加は、冷却空気を後縁から吹出すことにより減少させることができ、これは冷却の点からも好ましい。森下ら⁽⁶⁵⁾はある翼配列と比較的低いレイノルズ数の範囲で、後縁からの吹出しにより翼自体の損失が減少する現象を認め、これは翼背側の後縁部における層流はく離が防止されるためであることを示した。

冷却空気を翼先端からシュラウドとのすきまに吹出す内部冷却翼においては、翼端すきま損失の減少が得られる。この量は NGTE における二つの回転翼試験^{(36)~(38)}において確かめられたが、迎え角が負の範囲で特に効果大きい。その他、翼冷却空気や円板を冷却した空気が主流中に加わるための損失なども各個に実験および計算により求められている⁽⁶⁶⁾。

上述のような空力性能の研究を行なうに当たり、実験の容易さのためしばしば主流、冷却空気ともに低温の空気をを用いる等温実験が行なわれる。しかし実験との相似に注意しないと誤った結論に導くおそれがある。Anderson ら⁽⁶⁷⁾はこの相似条件について考察し、ゆるめられる条件はあまり多くないことを指摘している。

Anderson らはまた同じ論文で空冷タービンと同じ性質のガスのマルチフロー系と考え、次式で定義される効率を用いることを推奨している。

$$\eta = \frac{\sum_j \{T_{0ji} - T_{0e}\} m_j}{\sum_j \{T_{0ji} - T_{0e} e^{-(S_e - S_{ji})/c_p}\} m_j} \dots (4)$$

ただし η : タービン効率, T_0 : 全温, S : エントロピー, c_p : 定圧比熱, m : 流量, i : 入口, e : 出口.
式 (4) は実用的には次式で近似できる.

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{\sum_j \left(\frac{S_e - S_{ji}}{c_p} \right) m_j}{\sum_j \left(\frac{T_{0ji}}{T_{0e}} - 1 \right) m_j}} \dots (4')$$

またそれぞれの流れにつき次式が成立する.

$$\frac{S_e - S_{ji}}{c_p} = \ln \frac{T_{0e}}{T_{0ji}} - \frac{\kappa - 1}{\kappa} \ln \frac{P_{0e}}{P_{0ji}} \dots (5)$$

ただし P_0 : 全圧, κ : 比熱比

式 (5) の右辺のうち, T_{0e} は質量とエネルギーの保存則から計算できるが, P_{0e} については一般に簡単でなく, 翼列うしろの境界層についての知識を必要とする.

図 10⁽⁶⁷⁾ は後縁吹出し翼列の実験結果を上式により解析した結果を示す. 計算にあたり, 翼列出口面の翼面境界層は吹出しにより影響されないとしている. 図から主流と吹出し流の間のエネルギーの授受過程を知ることができ, 吹出し流の全圧が低く流量が少ない範囲ではその加速に主流のエネルギーが使われるため主流の損失はいったん増加し, 吹出し流の全圧が高く流量が多いところでは逆の現象が起こる. また全体として損失は吹出し流量の増加とともに徐々に増加する.

膜冷却や浸出冷却において, 翼面から冷却空気を吹出すことはほとんどすべての場合翼の空力性能を低下させる. その量は当然吹出し量, 位置などにより異なるが, 膜冷却についてはほとんど資料が見当たらない. 浸出冷却翼については最近の研究⁽⁶⁸⁾⁽⁶⁹⁾により翼の損失係数の変化が明らかにされており, ごく少量の吹出しによっても翼の損失係数は急激に増加し, その後は

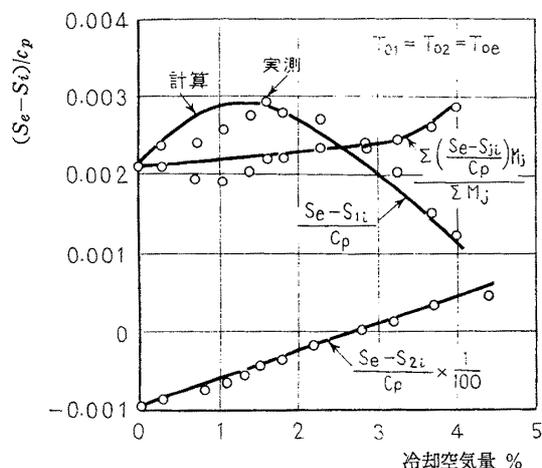


図 10 後縁吹出し翼の主流および吹出し流のエントロピー変化

吹出し量の増加とともに徐々に増加する. この関係は図 11⁽⁶⁸⁾ に示す. 浸出冷却翼の損失が大きいは以前から認められており⁽⁴²⁾, このため熱伝達における浸出冷却翼の利益はかなり割引かれる. なお翼損失係数が急増するのは境界層の乱流遷移が早まるためと推定されている⁽⁶⁸⁾.

6. 冷却翼の強度

タービン翼の寿命をきめる因子は, 通常, 熱疲れ, クリープおよび腐食であり, それらはいずれも温度あるいはその変化の速度に強く依存する.

熱疲れは起動, 停止など大きく急激な温度変化にもとづく熱応力による破壊をいい, そのさいの熱応力は一般に塑性ひずみを生ずるに十分な大きさに達する.

冷却翼における熱疲れの危険は, 断面肉厚の分布, 冷却流路の構成などに留意すれば中実の無冷却翼より少なくし得るもので, 図 12⁽⁸⁾ の例ではすべての過渡状態において, 冷却翼のほうが無冷却翼より翼前縁と翼弦中央との温度差が少ない. 図はかなり洗練された空冷翼により得られた結果であり, 単純な構造の冷却翼ではガス温度が高いだけに熱疲れの危険も大きい⁽⁷⁾.

定常状態における翼断面内温度差は, 当然冷却翼が大きく, それによる熱応力は遠心応力にくらべ無視できない大きさに達する. その結果, 部分的に平均応力にくらべかなり高い応力が発生し, その部の温度との関係でクリープが起こる.

クリープによる寿命の推定⁽⁷⁾⁽⁹⁾⁽¹¹⁾は, あらかじめ平均温度, 平均応力にもとづいて最も危険な翼断面を求め, その面で時間の経過による応力分布の再配分と, クリープひずみの量を追跡することにより行なわれる. 計算は弾性体を仮定し, 破壊はクリープひずみの全量が温度によりきまるある量に達したときに起こるものとする. 以上の計算法は, R.R. 社によると実際の破壊例とよい一致をみた.

腐食には高温材料の項で述べたように酸化, 塩腐食があり, これらは材料とふん囲気, 温度によりきまる問題で冷却とは特に関係はない. しかし前縁では腐食

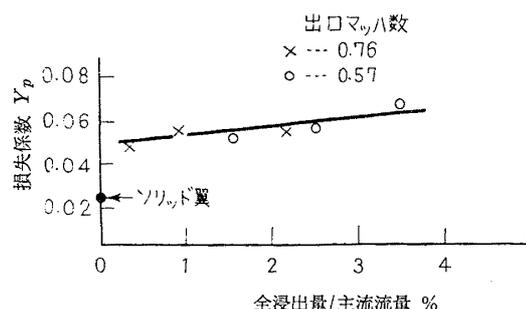


図 11 浸出冷却翼の損失係数

や機械的、熱的衝撃によりしばしばエロージョンが起こり、ある程度の損傷は翼形の修正を行なって再使用するのが普通であるが、冷却翼では冷却孔の位置が適当でないと修正の余地が少なく不経済になることが考えられる。ただしこの問題は前縁の冷却をよくして熱疲れやエロージョンを防ぐ要求とのかね合いできめられなければならない⁽²²⁾。

7. 冷却タービンの実例と製造法

冷却タービンの使用は最近急速に一般化しつつあるが、構造の詳細について発表されたものは比較的少なく、製造法についても同様である。

R.R. 社は同社の民間航空用エンジンについて冷却翼導入の歴史を紹介するとともに、冷却翼の構造を発表した⁽⁷⁾。動翼の冷却は Tyne (ターボプロップ、約 5000 PS) および Conway (バイパスターボジェット、約 9900 kg) によって 1960~1961 年に開始され 1964 年の Spey (バイパスターボジェット、約 5400 kg) に続いている。R.R. 社は冷却翼を鍛造により製造する唯一の会社といわれ、Tyne, Conway の翼は比較的大きな 3 本の冷却孔をもつだけなので、それぞれ 3 パス、2 パスとして冷却空気の効率よい使用を計っている。Spey の翼は冷却流路の数を増し、かつその断面をだ円形として前述の Z ファクタの向上を得ている。製法は押出しと鍛造によるものと思われるが、同形翼の製造、強度については別の報告⁽²⁵⁾⁽³⁷⁾がある。Conway, Spey の静翼は鍛造翼に中子を入れ、前縁に衝突冷却、後縁近くに膜冷却を採用している。以上の冷却翼の構造ならびに運転条件については平田⁽⁹⁾の解説を参照されたい。

鍛造翼は複雑な冷却流路を製作し得る点で鍛造翼より有利であり、また高温強さのすぐれた最近の耐熱合

金の多くは鍛造合金であるため、今後の発展の余地が大きい。製法はロストワックス精密鑄造法によるが、複雑な冷却流路をもつ翼では鑄造時のセラミックスコアの強度、支持法が問題である。前、後縁あるいはその中間に設ける冷却空気吹出し用の穴は、一般に鑄造後放電あるいは電解加工によりあける。

図 13⁽³²⁾ は 1964 年アメリカではじめて動翼冷却を実用化した Allison T 56 (ターボプロップ、約 4900 PS) の第 1 段動翼の断面を示す。図 14⁽⁴⁸⁾ は GE 社の工業用ガスタービンの第 1 段静翼で、冷却方法は前記 Conway, Spey の静翼と同じである。図 15 は同社の T 64 (ターボ軸、約 3700 PS) の第 1 段動翼で、後縁吹出しを採用している。また同機の静翼は、前縁に二列の多数の小孔をもち、膜冷却を行なっている。

浸出冷却翼は実験段階を出ていないが、C.W. 社は耐熱合金の針金から製作した翼面をもつ浸出冷却翼により、ガス温度 1370°C までの実験を大形⁽⁴⁴⁾および小形⁽⁴⁵⁾のエンジンで行なった。耐熱合金の針金を焼結して作った翼面は心材に電子ビーム溶接される。なお各種耐熱合金の針金の耐酸化性については別途調査された⁽⁴⁶⁾⁽⁴⁷⁾。

上述の針金から製作された浸出冷却翼面は、強度、縦弾性係数が低いので、多数の穴をあけた板で代える試みもある。穴は放電加工で 0.15 mm まで可能で、

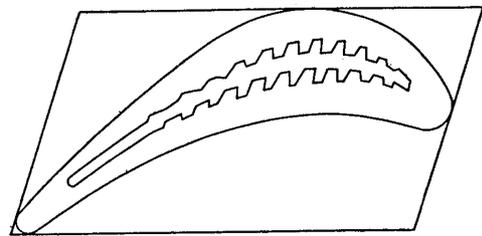


図 13 Allison T 56-A-15 動翼

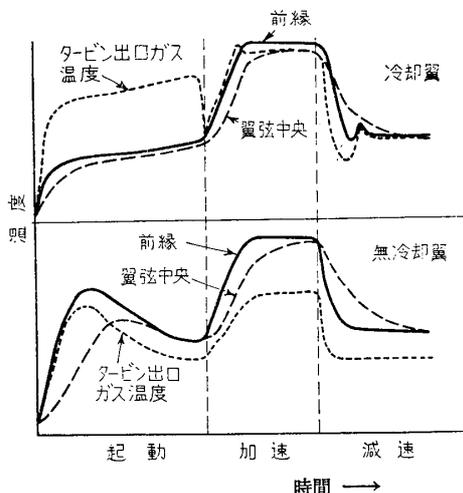


図 12 動翼過渡温度

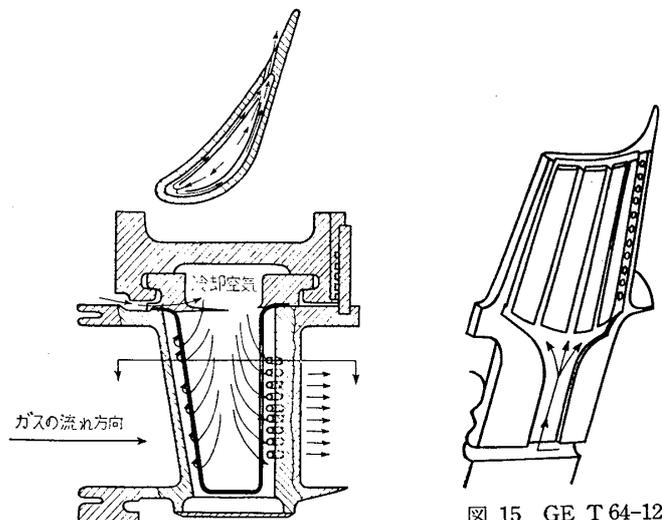


図 14 GE 工業用ガスタービン静翼

図 15 GE T 64-12 第 1 段動翼

Allison 社はこれを Lamilloy⁽³²⁾ と称し翼面に試用した。電子ビームドリリングによればさらに小さい穴をあけることができ、0.025 mm の穴を 1 in² に 5000 個あけると浸出冷却面として好ましい特性が得られるが、現在可能な穴径はその約 2 倍であるという⁽¹¹⁾。

8. むすび

かつて冷却タービンについて、その実用化は翼の製造技術の問題であるといわれたが、現在は一歩進んでどこまでガス温度を上げられるか、いかにすぐれた冷却タービンを低いコストで製造するかの段階にいたっていると考えられる。

ガスタービン高温化の研究は、これまで述べたように多くの関連分野を含み、一つの総合技術としてとらえ推進する必要があると思われる。わが国の現状は多くの点でアメリカ、イギリスにくらべ遅れているが、ガスタービンにとって高温化は欠くことのできない命題であるため、今後の研究の発展を期待したい。

文 献

全般

- (1) A.G. Smith, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, **159** (1948), 245.
- (2) A.G. Smith & R.D. Pearson, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, **163** (1950), 221.
- (3) D.G. Ainley, *J. Roy. Aeron. Soc.*, **60**-564 (1956), 549.
- (4) J.B. Esgar・ほか2名, *Trans. ASME*, **79**-3 (1957), 645.
- (5) H.H. Ellerbrock & J.N.B. Livingood, *Trans. ASME*, Ser. C, **81**-1 (1959-2), 79.
- (6) 西脇, 機械学会誌, **64**-504 (昭 36-1), 156.
- (7) A. Hare & H.H. Malley, *SAE Paper*, No. 660053 (1966-1).
- (8) F. Burggraf & W. Houchens, *SAE Paper*, No. 660054 (1966-1).
- (9) 平田, 機械学会誌, **70**-581 (昭 42-6), 897.
- (10) G.A. Halls, *Aircr. Engng.*, **39**-462 (1968-8), 4.
- (11) J.F. Barnes, *Aircr. Engng.*, **41**-488 (1969-10), 18.

高温材料

- (12) J.C. Freche & R.W. Hall, *J. Aircraft*, **6**-5 (1969), 423.
- (13) R.J. Quigg & H.E. Collins, *ASME Paper*, No. 69-GT-7 (1969).
- (14) J.C. Freche, *NASA TN-D 2495* (1964).
- (15) W.J. Waters & J.C. Freche, *ASME Paper*, No. 67-GT-1 (1967).
- (16) W.H. Sharp, *SAE Trans.*, **74** (1966), 323.
- (17) R.E. Barnhart, *ASME Paper*, No. 68-GT-34 (1968).
- (18) R.M. Schirmer・ほか2名, *Research Div. Report 3686-64R* (1964), Phillips Petroleum Co.
- (19) M.J. Donachie, *ASME Paper*, No. 67-GT-2 (1967).
- (20) R.S. Barocci, *ASTM*, STP 421 (1967), 169.
- (21) L.D. Graham・ほか2名, *ASTM*, STP 421 (1967), 105.
- (22) W.R. Martens & W.A. Raabe, *ASME Paper*, No. 67-GT-17 (1967).
- (23) R.E. Warnock・ほか2名, *SAE Paper*, No. 650706 (1965-10).
- (24) J.R. Johnston & R.L. Ashbrook, *NASA TN-D 5376* (1969).
- (25) B. Keegan, *Prod. Technology*, (1963-9), 231.

熱伝達, タービン冷却

- (26) D.G. Wilson & J.A. Pope, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, **163**-36 (1954), 861.
 - (27) R.I. Hodge, *ARC CP492, CP493*, (1960).
 - (28) 福井・森下, 機械学会誌, **65**-525 (昭 37-10), 1480.
 - (29) D.G. Ainley, *ARC R & M*, No. 3013 (1957).
 - (30) W.F. Weatherwax, *Trans. ASME*, Ser. A, **83**-1 (1961-1), 9.
 - (31) J.D. Matchett・ほか2名, *ASME Paper*, No. 67-WA/GT-4 (1967).
 - (32) H.E. Helms & C.W. Emmerson, *AGARD Gas Turbines*, (1966), 327.
 - (33) R.E. Chupp, *J. Aircraft*, **6**-3 (1969), 203.
 - (34) D.E. Metzger・ほか2名, *Trans ASME*, Ser. A, **91**-3 (1969-7), 149.
 - (35) D.M. Kerches & W. Tabokoff, *ASME Paper*, No. 69-GT-4 (1969).
 - (36) D.G. Ainley・ほか2名, *ARC R & M*, No. 2975 (1957).
 - (37) N.E. Waldren・ほか4名, *ARC R & M*, No. 3404 (1965).
 - (38) D.E. Fray & J.F. Barnes, *ARC R & M*, No. 3405 (1965).
 - (39) R.J. Goldstein・ほか2名, *ASME Paper*, No. 68-GT-19 (1968).
 - (40) S.S. Papell, *NASA TN-D 299* (1960).
 - (41) D.G. Metzger・ほか2名, *Trans. ASME*, Ser. A, **90**-2 (1968-4), 157.
 - (42) S.J. Andrews・ほか2名, *ARC CP*, No. 267 (1956).
 - (43) F.J. Bayley & A.B. Turner, *Aeron. J. Roy. Aeron. Soc.*, **72** (1968), 1087.
 - (44) J. Lambardo・ほか2名, *ASME Paper*, No. 67-GT-29 (1967).
 - (45) S.L. Moskowitz & T.E. Schober, *SAE Paper*, No. 690035 (1969-1).
 - (46) F.W. Cole・ほか2名, *NASA CR-930* (1967); *CR-1184* (1969).
 - (47) A. Kaufman, *NASA TN-D-5001* (1969).
 - (48) 是井・久保田, 日立評論, **51**-3 (昭 44), 247.
 - (49) J. Alpert・ほか2名, *Trans. ASME*, **78**-6 (1956), 1257.
 - (50) J. Alpert・ほか2名, *Trans. ASME*, Ser. A, **82**-1 (1960-1), 1.
 - (51) R. Friedrich, *BWK*, **14**-8 (1962), 368.
 - (52) H. Cohen & F.J. Bayley, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, **169** (1955), 1063.
 - (53) V.A. Ogale, *Thesis of Tech. Univ. Delft*, (1968-9).
 - (54) *Oil Engine & Gas Turbine*, **28** (1961), 352.
 - (55) H. May, *Trans. ASME*, Ser. A, **87**-1 (1965-1), 55.
 - (56) E. Burke & G.A. Kemeny, *Trans. ASME*, **77** (1955), 187.
- ### 冷却タービンの熱力, 空力
- (57) W.R. Hawthorne, *Trans. ASME*, **78**-8 (1956), 1765.
 - (58) W.R. Hawthorne, *Trans. ASME*, **78**-8 (1956), 1781.
 - (59) W.M. Rohsenow, *Trans. ASME*, **78**-8 (1956), 1787.
 - (60) J.C. Burke・ほか2名, *Trans. ASME*, **78**-8 (1956), 1795.
 - (61) T.W.F. Brown, *Proc. Inst. Mech. Engr.*, **162**-2 (1950), 167.
 - (62) I.H. Johnston・ほか2名, *ARC R & M*, No. 3495 (1964).
 - (63) 森下・ほか2名, 機械学会北陸信越支部講演論文集, No. 5-2 (昭 43-9), 37.
 - (64) W.L. Stewart, *NACA TN 3515* (1955).
 - (65) 森下・ほか2名, 機械学会論文集, **34**-257 (昭 43-1), 155.
 - (66) J.F. Barnes & P.M. Came, *ASME Paper*, No. 69-GT-15 (1969).
 - (67) L.R. Anderson & W.H. Heiser, *ASME Paper*, No. 69-GT-63 (1969).
 - (68) F.J. Bayley & G.R. Wood, *Aeron. J. Roy. Aeron. Soc.*, **73** (1969), 789.
 - (69) G.E. Provenzale & S.N. Thirumalaisamy, *ASEM Paper*, No. 69-GT-39 (1969).