

会長就任にあたって



会長 入江 正彦

今回はからずも評議員の皆様のご厚意により、水町前会長の後任として、本会の第4期会長に推薦されましたので、誠に光栄と存じ、浅学非才を顧みずお引受けいたしました次第であります。

本会が正式に学会として発足いたしましてから3ケ年経過し、役員はじめ会員の皆様の熱心な協力とご支持により、既に立派にその基礎づくりは完了しております。従って今後の課題は、本会を更に発展させ、その内容を充実して、会員の皆様のご期待に応えることにあると考えます。

1. 日本のガスタービンの技術の大半は欧米から導入されたものと申しても過言ではなく、本会自体、その創立の起点をASMEと共催した1971年東京国際ガスタービン会議に発していることからいたしましても、本会の特色の一つは国際性と云うことであるべきものと思います。

例えば、ガスタービンの進歩の大きな流れとして、その高温化が挙げられます。これにより出力の増大と効率の上昇とが達せられる訳であります。此の世界的な技術進歩に日本のガスタービン技術が、自力によるか他力によるかは別としましても、較差なく追従して行く必要があります。商品と云う面からいいたしましても、ガスタービンは国際的商品であり、国際的な技術レベルに達していないものは商品として失格であるといえます。

このような意味から、本会に対しまして、ガスタービンに関する技術情報の国際的な交換とか、或いはガスタービン工学・技術の交流の場としての国際会議の開催とかいった活動を活発に続けてゆくことを要請されるものと考えております。

2. 本会の社団法人化が評議員会で決議されましたのは一昨年秋でありまして、爾来その実現のため渡辺前会長を始め担当委員の方々が、並々ならぬ努力を続けていられますが、会員全体の声として、その早期結実をはかりたいと存じます。そのためには場合に依りましては、「日本ガスタービン会議」という会の名称の変更を余儀なくされても止むを得ないことと考えております。

本会の運営をしてゆきます場合、法人でないばかりに不利・不便を感じることも屢々あります。社団法人である他の学会と協力するときも、本会が社団法人であって対等に話し合いが出来ることが必要であります。

3. 本会の活動をより活発にするためには何と申しましてもその資金をより多く確保する必要があります。しかし乍ら生憎石油ショック以来我が国の産業界は未曾有のインフレ不況下にあり、目下の処、本会の財政面で充実をはかることは極めて困難な情勢にあります。これを補う一つの方法といたしましても、会員数(維持会員を含む)の増加をはかりたいと考えます。

会員の皆様が各々一人宛新会員を勧誘していただければ、忽ち会員は2倍になる訳であります。しかし左様に簡単には参らないこととは思いますが、この点に関し特に皆様のご理解とご協力をお願いいたしたいと存じます。

今回本会にも新に学生会員の制度が設けられることになりました。学生諸君に学習上の便益のために本会を利用していただくことがその本来の目的であります。やがて二・三年後には卒業して普通会员となられる方々であり、結局普通会员増につながるものと期待しております。

会長就任に当り、所懐の一端を申し述べまして、ご挨拶に代えさせていただきます。

会長を終えるにあたって

水 町 長 生

去る4月25日の評議員会で新らしく第4期会長が選出され、私の任期が終了し、この1年間大したミスも無く第4期へ引続くことができてほっとしているのが偽わらざる心境である。この間副会長をはじめ幹事長および幹事の方々の、多忙な公務の中に貴重な時間をさいて戴き、本会のため献身的な努力を賜り、本会が更に一歩前進したことに対して厚く感謝致しますと同時に、ご協力賜りました本会々員の皆様に厚くお礼を申し上げます。

在任中本会の性格について、換言すれば本会としてどのような事業を行えば最も適切であるかということを常に考えて来た。その中には未だ実行に移すまでになっていないこともあるが、本会のあり方について少し私の考えを述べてみたい。この考え方は日本ガスタービン会議でオーソライズされたものではなく、勿論私の個人的考えである。

本会はガスタービンに関する情報を提供することが主目的であるが、本会はガスタービン工学を研究するだけの学会ではない。またガスタービンの工業会や協会でもない。しからば本会としてはどのような情報を交換することに意義があるのであろうか。勿論従来学会の講演会等で発表されるような、理論的に裏付けされた完成された論文が発表されることは当然必要である。しかしそれだけでは不十分のように思われる。ガスタービンというハードウェアを進歩発達させるためには、それについての多くの技術的諸問題を解決する必要がある。そのためには現場の経験の単なる積み重ねによる知識とカンだけでは不十分であって、この基礎にはガスタービン工学という学問分野の裏付け、およびその進歩発達が必要である。即ちガスタービンという物について(ここでいうガスタービンとは、ガスタービンおよびその応用等を含めた広い意味のエネルギーシステムを指す)、現場におこる

技術的諸問題に関する情報を提供する側と、これを受け入れて工学という立場に立って解決する側の両者の緊密な連絡が必要になる。また逆に工学についてガスタービンに関連する学問上の進歩を提供する側と、これを受入れるガスタービン現場側との連絡が必要になる。この両者が緊密に連絡する場を提供するのが日本ガスタービン会議ではないかと思う。

このようにすることによって、工学者は問題の重要性を具体的に感じとり、これを学問的に研究することによって、その研究成果は直ちにガスタービンの現場にフィードバックされて、ガスタービン技術の向上に役立ち、またガスタービンの現場の人にとっても、従来の経験あるいは外国からの情報だけにたよらざるを得なかった欠点を補うことができる。

従来の学会の研究発表講演会では、とかく学問的裏付けが強調されるあまり、産業界から提供される論文は、学問的に解決された結果についての論文が多く、産業界が真に困っている未解決の技術的諸問題についての情報の提供が少く、また学者側の研究にはややもすれば、現場の切実な要求に結びつかない、あるいは現場の問題の本質を知らないためにおこる、いわゆる研究のための研究に類するようなものがあった。この状態はお互いに不幸なことである。本会はその両者を緊密に結びつけるのが一つの生き方ではないかと思う。その意味で、現場の方々が講演会やシンポジウム等においても、現場におこっている大事な技術上の諸問題を、あまり体裁のよい形ではなく、生のまま提供されたら如何かと思う(勿論会社としてのいろいろの制約があることは判るが)。また学問的裏付けは未だ出来ていないが、色々工夫をして技術上の問題を解決された結果について発表されることも意義があると思う。日本ガスタービン会議としてはこのような論文の発表も歓迎すべきことで

はないだろうか。また見学会や技術懇談会等を通じて、このような情報が提供されることが望ましい。

つぎに私の経験であるが、会社の方と接触していると、同じような失敗を、各社で同じように繰り返してやっておられる場合が多いことに気がつく。しかしわれわれ研究者は某社の失敗の内容を、我々の口から他社に話すことはできない。しかし同じ失敗が繰り返えられることは、日本にとって大変無駄なことである。この解決策はないだろうか。

これは従来発表される研究成果は、成功した場合だけが発表され、しかもその際、研究のプロセスの途中で失敗した考え方や、やり方は適当にカットされて、一際発表されないためだと思う。失敗したことをそのまま発表することは、聞く人にとっては役に立つが、発表する本人にとっては、大変な勇気が必要である。また色々な制約もあるだろう。しかし同じ失敗を各社、各大学で繰り返えされている現状を見ると、この失敗を発表する方法はないものだろうか。またその失敗は、本質的に理論が間違っているのか、当時の技術的レベルの低さに基く失敗であるのか、あるいは研究の進め方に間違いはなかったか、問題はその失敗の内容とそれに対する正しい評価である。日本ガスタービン会議で

は、このようなことができる適切な機会と方法を提供することはできないだろうか。

日本ガスタービン会議は当初、ガスタービンについての技術者および学者の、同好の士としてのサロンの集りとして運営しようという発想があった。しかし会員の数が増加するにつれ、その運営には公的な運営が必要にならざるを得なくなり、その結果はややもすると私的なうちとけた態度が次第になくなり、他人行儀のよそよそしい態度になるという欠点が出やすい。また古い大きい団体ではややもすると動脈硬化的現象が見られ易くなると云われるが、日本ガスタービン会議は幸い、その運営も柔軟でフレッシュであることは喜ばしいことである。運営そのものには公的な厳正な態度が必要であるが、会員同志の精神面あるいは心の持ち方には同好の士のサロンの集り、あるいは同好会的考え方が大事ではないかと思う。ガスタービンという一つの共通的基盤に立って、同じ問題に苦しみ、同じ喜びを通じあう同志の集りという立場に立てば、以上申し上げたような問題にも解決策が出てくるのではないだろうか。このためには、特に会社の幹部の方のご理解が必要で、ご協力を賜り度い。以上がガスタービン会議の運営および会員の本会に対する考え方に関する私の希望である。

第2巻 第8号 正 誤 表

頁	行	誤	正
目次	上5	高山北雄	高原北雄
"	上3	☆論説・解説☆	☆論説・解説☆
"	上6	目動計測.....	自動計測.....
1	右上1	スクロール・ロータ型.....	スクリー・ロータ型.....
2	左上2	本 的重要性.....	本格的的重要性.....



航技研における高温タービンの研究（第二報）

航空宇宙技術研究所 原動機部

高原北雄^{*} 能瀬弘幸^{**} 養田光弘^{***} 西村英明^{*}
吉田豊明^{**} 佐々木誠^{****} 坂田公夫^{*} 熊谷隆王^{****}

5. フィルム冷却方式のタービン翼

前報において、冷却タービンを用いたファンエンジンのサイクル性能、タービン翼各種冷却方式の概説および対流冷却方式の翼について述べたが、本報においてはフィルム冷却方式のタービン翼に関連した研究を主に述べる。

タービン翼のフィルム冷却は翼面上に冷却空気のフィルムを作り翼面を高温ガスから熱遮断して翼冷却を達成する方式である。対流冷却方式のタービン翼では冷却量の増加にともなう翼部材の温度勾配が増し熱応力の増大による問題が生ずるが、フィルム冷却では熱遮断効果により比較的溫度勾配が小さく熱応力の低い冷却が可能となる。

航技研においてもタービンの高温化達成のために、フィルム冷却方式を適用した種々の冷却翼を研究してきているが、フィルム冷却翼においては次の二種の問題点を解決する必要がある。

- (1) 翼面上に冷却空気を吹出して、有効なフィルム冷却を行なうこと、及び
 - (2) 冷却空気の吹出しがタービンの空力性能を大きく低下させないことである。
- 実用上は翼内部で対流冷却を行なったあとの冷却空気を翼面上に吹出す対流-フィルム冷却方式を用いるので単にフィルム冷却のみならず、対流冷却の問題もある。これらの問題は翼

外形・吹出し空気孔の形状、位置・配列のほかに翼内部の冷却構造にも関連しており、これら諸要素による吹出し流量特性、フィルム形成、翼面境界層、冷却性能等の変化を把握する必要がある。そこで下記に示す各種の基礎研究、二次元翼列による空力性能、冷却性能の実験的研究、また実機相当の試験タービンによる高温作動時の実験を行ってフィルム冷却翼の総合的な研究を進めている。

5.1 円柱上の単一円孔よりの吹出し流量特性¹¹⁾ 航技研では特に前縁附近の円形吹出し孔から冷却空気を吹出して翼面をフィルム冷却する空冷タービン翼の研究を進めている。この場合、吹出し孔附付での翼面圧力勾配が大きく、主流と吹出し流との干渉による流れが複雑であるため、吹出し流量特性を実験的に求めることが必要である。このため翼の前縁部を円柱で模擬し、表面に種々の円孔をあけた模型によって吹出し流量特性を調べた。供試円柱は外径 $D = 20$ (mm)、内径 10 (mm) で、吹出し孔は図24中に示す5種である。実験は風速 $U_{\infty} = 40$ m/sec ($Re_D = 5.2 \times 10^4$) の常温常圧空気を主流とし、二次流圧力係数 $C_{pc} = (P_c - P_{\infty}) / (\frac{1}{2} \rho_{\infty} U_{\infty}^2)$ を $0 \leq C_{pc} \leq 4.0$ 、吹出し位置 θ_c (前縁よりの角度) を $0^\circ \leq \theta_c \leq 60^\circ$ の

(昭和50年3月5日原稿受付)

*タービン研究室

**熱伝達研究室

***翼列研究室

****原動機構造研究室

範囲で実験を行なった。図24は θ_c を一定として C_{pe} を変えた場合の流量特性であり、 $\theta_c = 0^\circ$ 以外は C_{pe} の増加と共に各孔とも流量係数 α が増大し、孔径比 d/D が大きい程、又 θ_c の小さい程その勾配が大きいことが分る。これらの現象は主流と吹出し流との流れの干渉で起っていると考えられるので、この影響を次の様な吹出し孔出口損失 ζ_e として定義し主流と吹出し流の動圧比 K による変化として図25に示した。

$$\zeta = \frac{P_c - P_e}{\rho_c v_c^2 / 2} - 1 = \frac{1}{\alpha^2} - 1 \quad (\text{非圧縮性})$$

$$\zeta_e = \zeta - \zeta_0 = \frac{1}{\alpha^2} - \frac{1}{\alpha_0^2}$$

$$K = \frac{\rho_c v_c^2}{\rho_\infty U_\infty^2}, \quad U_e = U_\infty \sqrt{1 - C_{pe}}$$

但し添字0は主流のない場合であり、 C_{pe} は吹出し流量が零となる二次流圧力係数である。

図中 $\zeta_e > 0$ では $\alpha < \alpha_0$ であり $\zeta_e < 0$ では $\alpha > \alpha_0$ であることを意味する。 $K < 1$ の範囲で $\zeta_e > 0$ であり、孔径及び傾き角による ζ_e の差は K が小になるほど大きい。

5.2 前縁部円孔列からの吹出しによるフィルム冷却¹²⁾ タービン翼の前縁部にあげた円孔列からの吹出しによるフィルム冷却の基礎実験として半円柱前縁部を有する平板模型を用いて低速気流中での加熱二次空気の吹出し実験を行ない吹出し孔下流でのフィルム冷却効果を調べた。又、二次空気に油煙を混入して吹出し流れを可視化し、フィルムの形成状態と冷却特性との対応を検討した。図26に示す実験装置を用いて図27の模型三種につき実験を行った。模型は断熱材料(アクリル樹脂)で作られ、前縁部に4列の吹出し孔があげられている。実験は主流流速40m

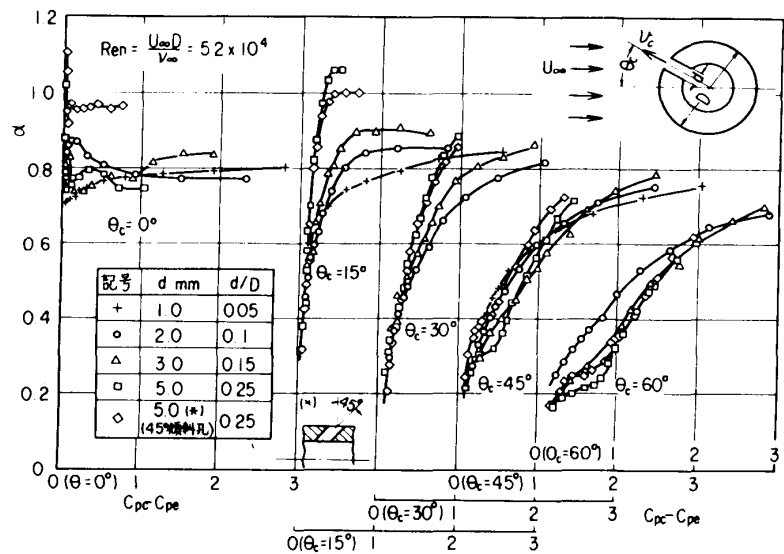


図24 吹出し流量係数

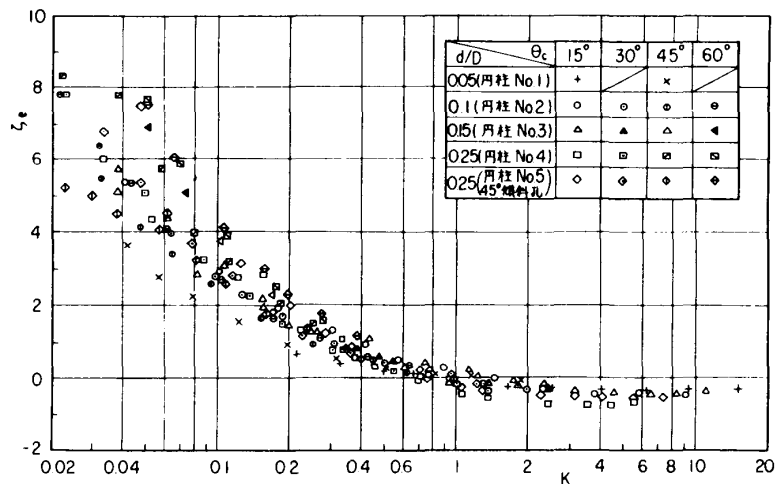


図25 出口損失係数の動圧比による変化

/sec ($Re_D \approx 1.3 \times 10^5$) で二次流圧力係数 $C_{pe} \leq 2.0$ について行なった。

(1) フィルム冷却効率

主流・二次流とも低速流である場合、フィルム冷却効率を模型部材内の熱伝導を考慮した次式で定義することが出来る。

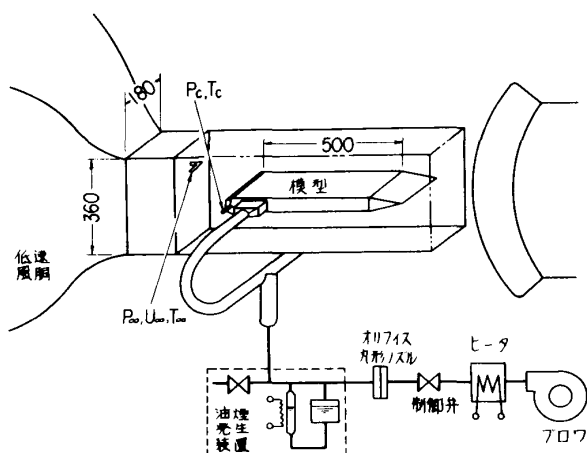


図 26 実験装置

$$\eta = \frac{T_w - T_{wo}}{T_c - T_{wo}}$$

T_w , T_{wo} , T_c はそれぞれ吹出しがある場合の壁温, 吹出しのない場合の壁温, 二次空気入口温度である。

図 28 は模型 I の η 分布を示し, 図 29 は平均吹出し質量流速比 $\bar{M} [= \rho_c \bar{v}_c / (\rho_\infty \cdot U_\infty)]$ による各模型各点の η の変化を示している。図 30 はこれらの結果をまとめて吹出し孔列を等価スリットに変換した場合のパラメータ $\xi [= S / (2 \cdot d \cdot \bar{M} \sigma)]$, ここに孔空隙率 $\sigma = \pi d / 4 p$, 吹出し孔後端からの表面座標 S を横軸によって $\bar{M}$ が比較的小さい場合の各模型の η を比較したものである。図中の二次元 Heat Sink モデルとはフィルム温度を境界層のエントレインメントと吹出し流との混合温度と仮定した計算値である。¹³⁾ これらの結果から各模型中スパン方向に傾斜した吹出し孔を有する模型 III の冷却効率が高く, また吹出し孔に近い点の η は $\bar{M}$ に関して最大値を有することが分る。

(2) 吹出し流の可視化¹⁴⁾

模型 I の場合を例にとって図 31 に C_{pe} の異なる吹出しによるフィルムの状態を示す。 C_{pe}

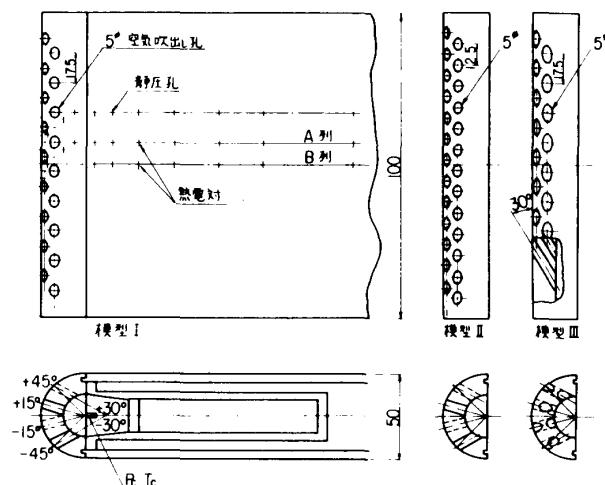


図 27 前縁部吹出し模型

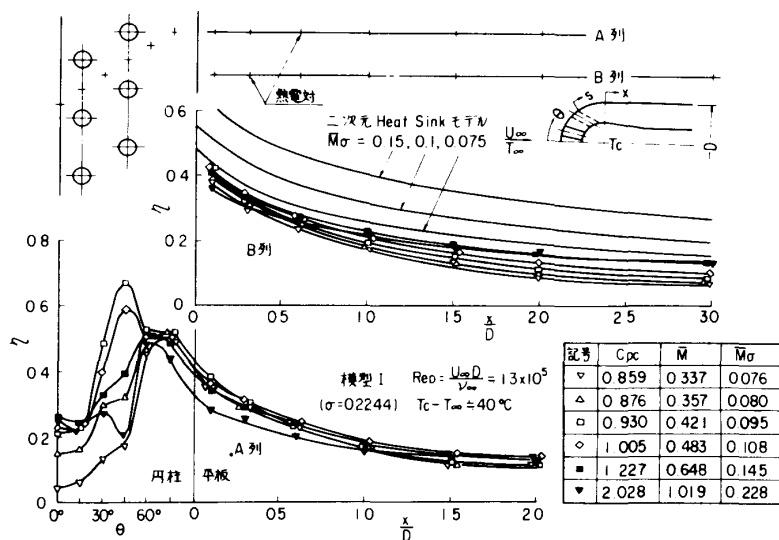


図 28 フィルム冷却効率の分布 (模型 I)

の増大と共にフィルムが厚くなる様子が分る。

5.3 フィルム冷却タービンノズル翼の翼列実験^{15) 19) 22)}

(1) 翼外形及び冷却構造

実験に用いた供試翼の外形及び翼配備は前報に報告した対流冷却翼と同一である。冷却構造としては前縁インピンジ冷却を含む前縁部吹出しのフィルム冷却翼であり, 図 32 に示す二種の構造につきそれぞれ高速翼列供試翼 (HCT-2, 3) および低速翼列供試翼 (CT-2, 3)

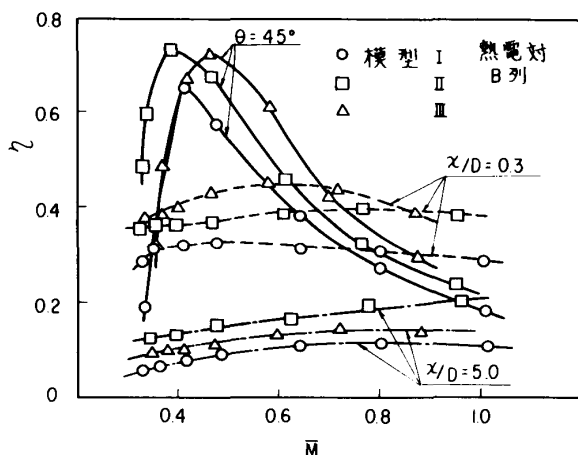
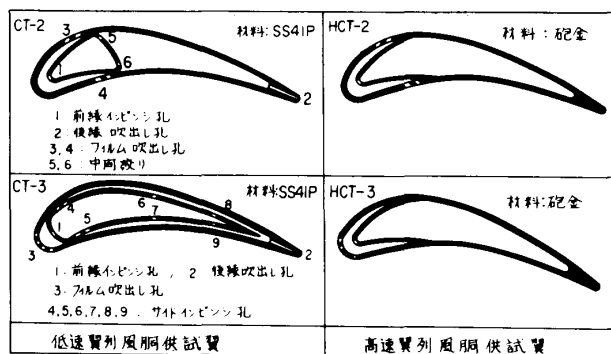
図 29 $\bar{M}$ による各模型各点の z 

図 32 翼列供試翼

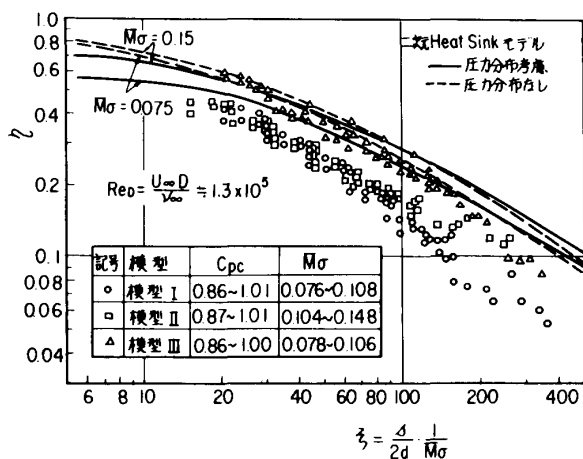


図 30 フィルム冷却効率の比較

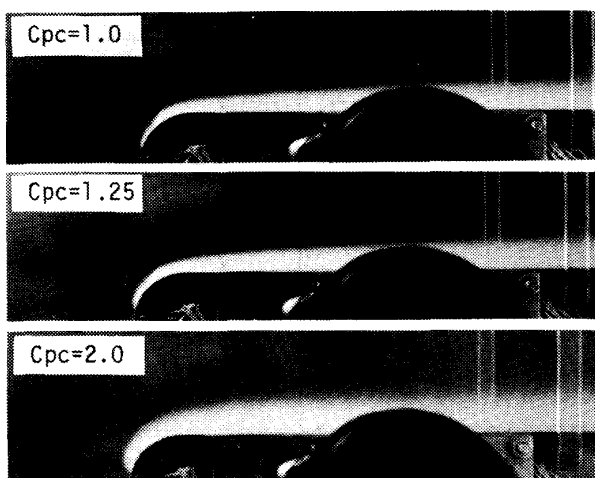
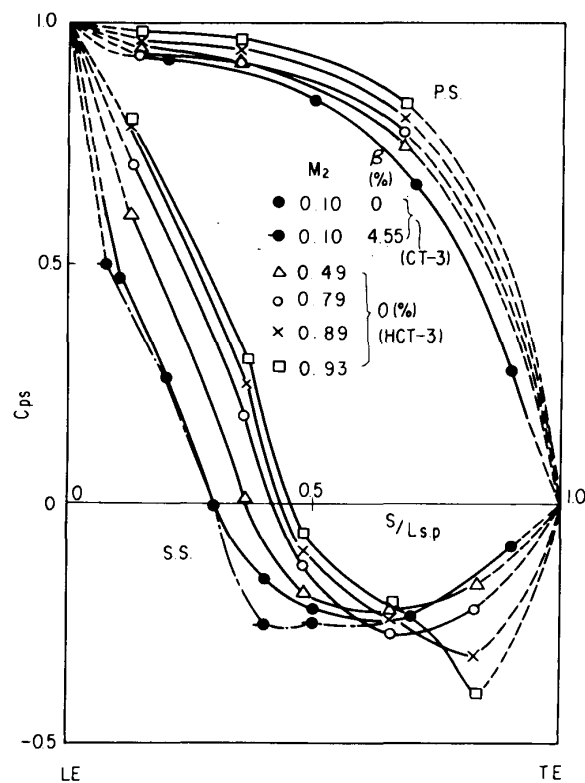
図 31 吹出流の状態(模型 I, $Re_D \div 4.5 \times 10^4$)

図 33 CT-3, HCT-3 翼面圧力分布

(2) 翼の空力性能

翼表面の圧力分布を図33に示す。

これはCT-3, HCT-3ノズル翼のものであるが, CT-2, HCT-2も同様である。 β による影響は吹出し孔近傍とスロート部にいくらかみられるが吹出し孔近傍の圧力分布については後述する。次にフィルム冷却翼において特に問題となる吹出しによる翼列損失 ζ^* 及び

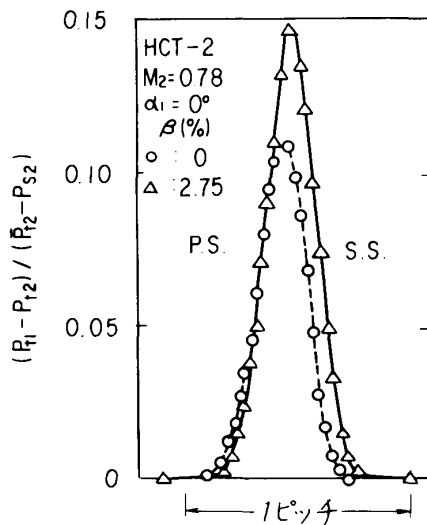


図34 HCT-2後流全圧分布

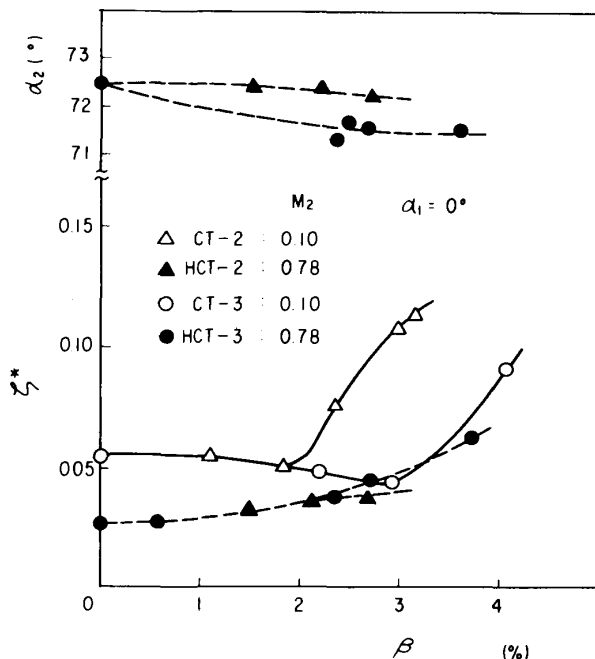


図35 ノズル翼の ζ^* と α_2 の β による変化

翼列流出角 α_2 の変化であるが, 翼列1弦長後流の全圧分布形状は図34のように吹出しによって変化し, これによって図35に示す全圧損失係数 ζ^* 及び流出角 α_2 の冷却空気流量 β $\left[= \frac{G_c}{G_g} \times 100\%, G_c: \text{冷却空気流量}, G_g: \text{主流流量} \right]$ による変化が現れる。翼列全圧損失係数 ζ^* は次式の定義による。

$$\zeta^* = \frac{\bar{P}_t - \bar{P}_{t2}}{\bar{P}_{t2} - P_{s2}} \quad \bar{P}_t = \frac{G_g P_{t1} + G_c P_{tc}}{G_g + G_c}$$

$$\bar{P}_{t2} = \frac{1}{S} \int_0^S P_{t2} ds$$

両翼とも β の増大により ζ^* が増大する。これは吹出しによる後流全圧分布形状の変化からも分る。

(3) 冷却性能

冷却性能実験の装置及び方法は前報と同様である。図36, 図37に供試翼CT-2, CT-3のスパン中央部位置の翼面冷却効率 η の分布を β をパラメータとして示す。なおいずれの場合も, 主流レイノルズ数 $Re \left[= U_2 C / \nu, \text{翼弦長} C \right]$ はほぼ一定である。両翼の設計冷却空気流量 $\beta = 3.5\%$ において $\eta = 0.5$ 前後の高い値を達成した。CT-2は対流冷却方式の供試翼(CT-1, 前報参照)にフィルム冷却を適用して η の向上と均一化を意図したが前縁部で η の低下がみられた。CT-3はこれを改善

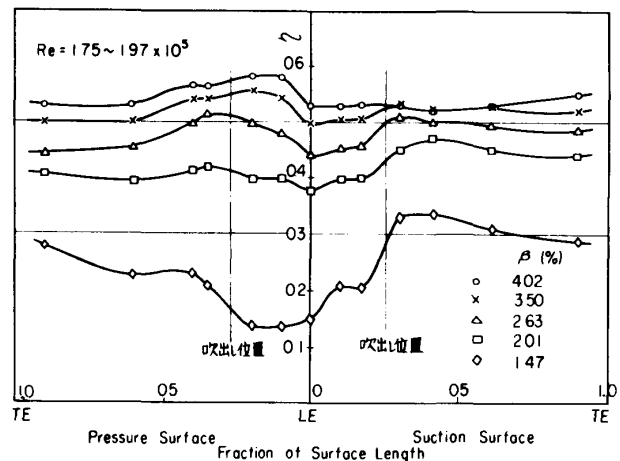


図36 CT-2冷却効率分布

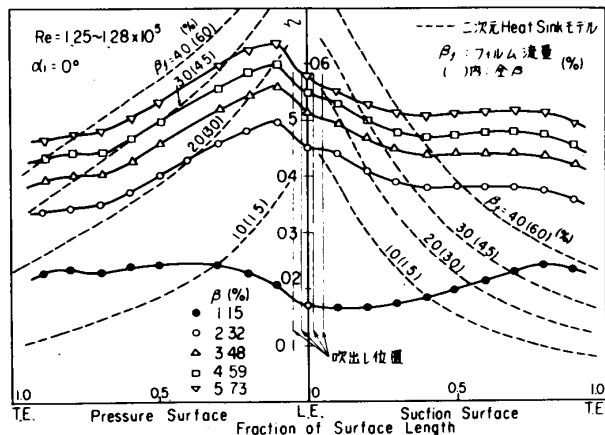


図 37 CT-3 冷却効率分布

するため翼前縁部にフィルム冷却を施した。その結果前縁部 η の向上は得られたが相対的に後縁部 η が低下した。従って前縁部吹出しで翼全面をフィルム冷却することは困難であり、後縁部でのフィルム冷却又は内部対流冷却の強化が必要である。CT-3 では図中に前節で述べた二次元 Heat Sink モデルによるフィルム冷却効率 (フィルム冷却のみによる冷却効率) 予測値を示した。図中 β_f は前縁部吹出し孔からの流量を意味し、後縁からの吹出しを加えると全冷却空気流量は () 内の値となる。実験では翼弦方向に熱流があるため、 η の勾配がゆるやかになっている。スパン中央において翼面にそった η の平均値 η_m の β による変化を図 44 に併記した。 $\beta > 2.0$ (%) の範囲では CT-2 は CT-3 より高い η_m を示している。図中に前報で述べた対流冷却翼 CT-1 の結果も併記したが、全般にフィルム冷却翼よりも高い η_m を示している。このようにフィルム冷却翼が必ずしも対流冷却翼よりも高い η_m を示さない。これは主に冷却空気の一部が翼前縁部でフィルム形成のために翼外に吹出されて対流冷却に関与する冷却空気流量が相対的に減少するため、翼内面での対流による伝熱量が減少する一方、吹出しによる主流擾乱のために翼外面の熱伝達率が増大すること、フィルムの浮上りなどによりフィルムの熱遮断効果が減少してしまうことなどが原因と考えられる。

(4) 前縁部圧力分布

前述のようにフィルム形成はフィルム冷却における重要な問題である。特に、圧力勾配の大きな前縁付近に吹出し孔を有する翼では、詳細に圧力分布を調べることによって、フィルムの形成状態を知り、かつ吹出し孔の配置など翼設計の資料とすることが出来る。図 38 は β をパラメータとした CT-3 の前縁部圧力分布であり、吹出しによって圧力低下を生ずることが分る。

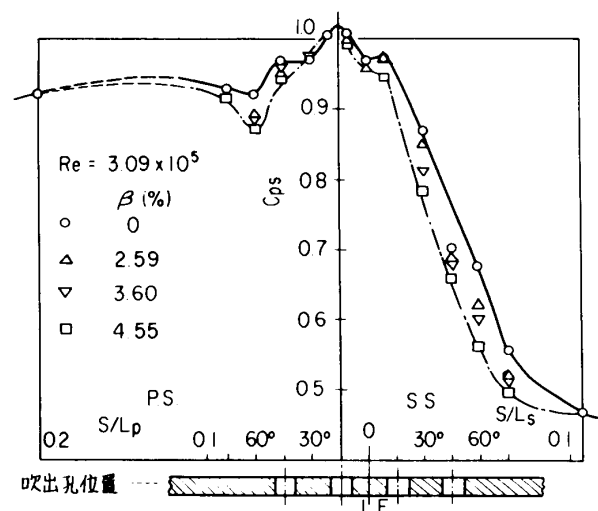


図 38 CT-3 ノズル翼前縁部圧力分布

15) 20) 21) 23)

5.4 フィルム冷却動翼の翼列実験

(1) 翼外形及び冷却構造

寸法の小さい動翼に対しても最近の加工技術の進歩によって精巧な内部冷却構造を有する翼を製作することが可能となり、動翼にフィルム冷却を適用したものが出現してきた。航技研ではこの加工技術の向上を背景に内部対流冷却と前縁部吹出しフィルム冷却を併用した前報の図 7 に示す動翼を開発した。本節ではこの動翼に対する二次元翼列実験について述べる。図 39 に低速及び高速翼列風洞用の供試翼を示す。模型は高速、低速それぞれ内部構造を同一として吹出し孔ピッチ比 P/d を前縁 1.0、後縁 7.5 としたもの (CT-41, HCT-41) と前縁 5、後縁 3.75 としたもの (CT-42, HCT-42) の二種である。なお HCT-41 は HCT-42 の後縁吹出し孔のない状態のものである。本動翼の冷却は翼内中央室での多数のピンフィンによる対流冷却、前後縁部へのイン

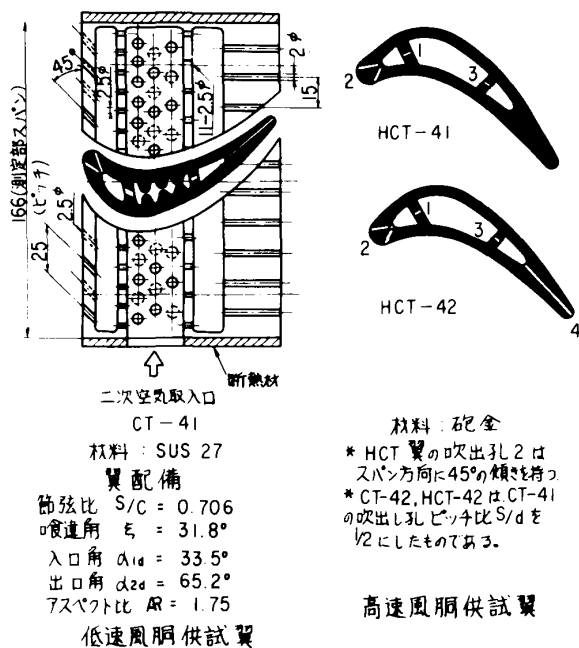


図 3-9 翼列供試翼 (動翼)

ピンジ冷却, 吹出し孔の対流冷却および前縁部吹出しフィルム冷却とによって行なわれる。翼列実験方法はノズル翼の場合と同様である。

(2) 翼の空力性能²³⁾

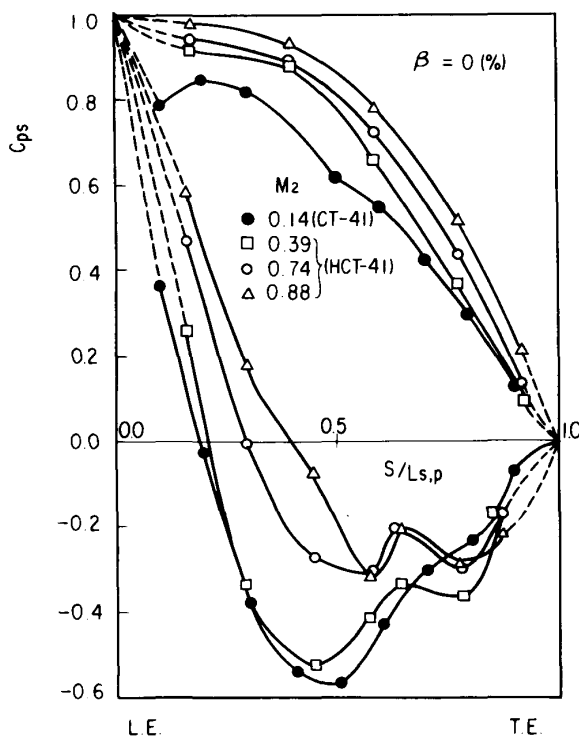
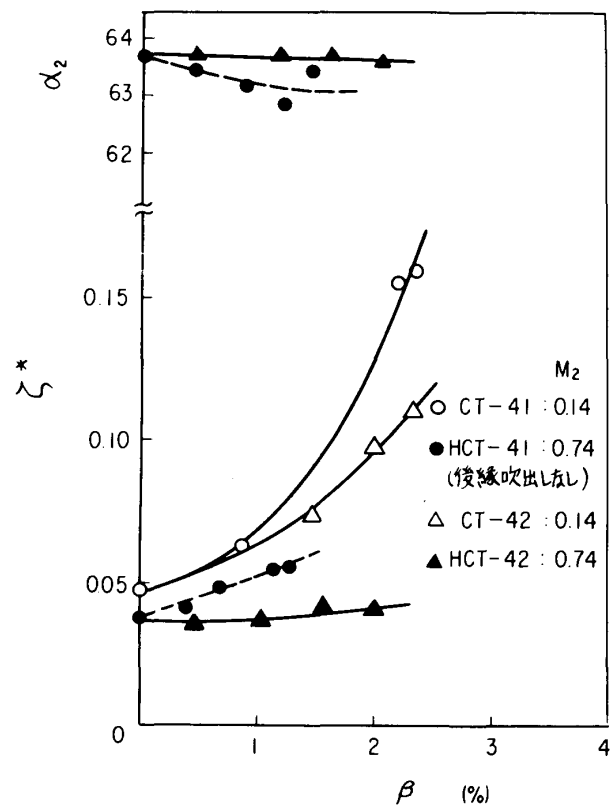


図 4-0 CT-41, HCT-41 翼面圧力分布

HCT-41 及び CT-41 の翼面圧力分布を $\beta = 0$ の場合につき, 出口マッハ数 M_2 に対して図 4-0 に示す。HCT-42, CT-42 はこれと同様であり β による変化は後に前縁部圧力分布の測定結果として述べる。ノズル翼の場合と同様に冷却空気の吹出しによる翼列全圧損失係数 ζ^* 及び流出角 α_2 の変化を図 4-1 に示す。 β によって ζ^* が増大し α_2 が減少する


図 4-1 動翼の ζ^* と α_2 の β による変化

傾向はノズル翼と同様であるが M_2 による影響が大きい。また吹出し孔の多い CT-42, HCT-42 の方が CT-41, HCT-41 よりも ζ^* , α_2 への β の影響が小さいが, これは前者の吹出し孔面積が大きいから, β が一定の場合に, 吹出し流速が相対的に低く, 主流に与える影響が小さいことによる。

(3) 冷却性能²⁰⁾

低速翼列風洞による冷却性能の実験結果は以下の通りである。図 4-2, 図 4-3 は CT-41, CT-42 翼のスパン中央部位置の翼面冷却効率 η の分布を示したもので CT-41 の設計冷

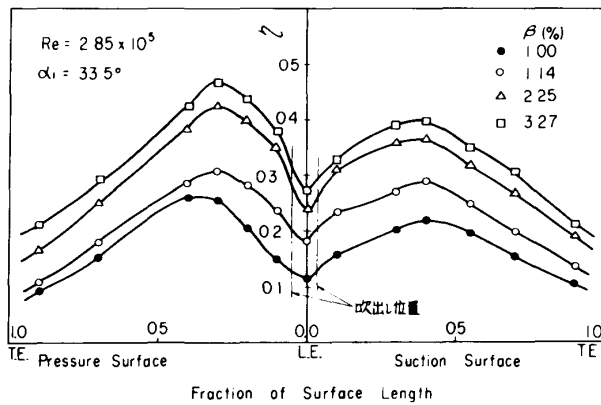


図 4.2 CT-41 冷却効率分布

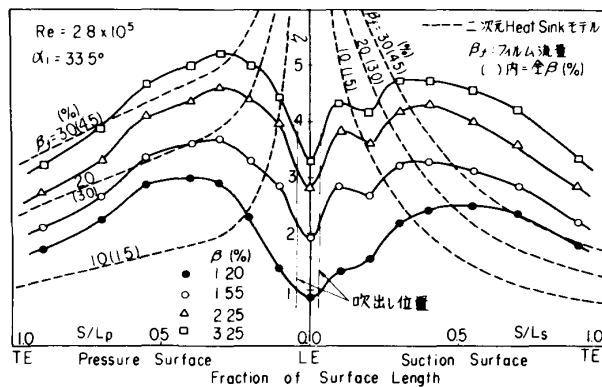
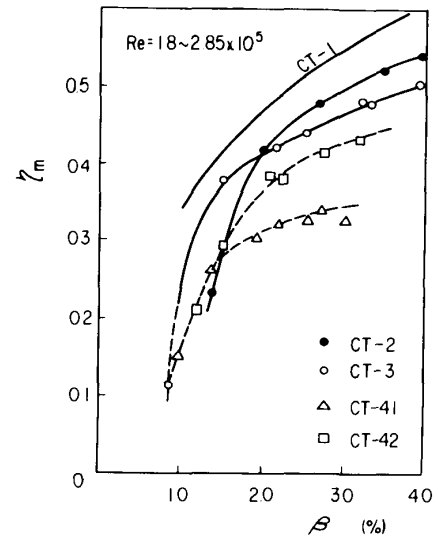


図 4.3 CT-42 冷却効率分布

却空気流量 $\beta = 2.1\%$, CT-42 は $\beta = 2.5\%$ である。両翼とも翼弦中央部で高く、前後縁で低い η を示し、CT-41 に比べ CT-42 は全体的に η が高い。両者の違いは前後縁吹出し孔数の増加により前縁ではフィルム冷却、後縁では孔内面での対流冷却の向上があるためである。図 4.3 の中に CT-42 の結果と共に、二次元 Heat Sink モデルによるフィルム冷却効率の予測値も併記したが、これと比較することによって、模型実験では翼弦方向の熱流が存在し、フィルムの作用しない前縁近傍の低い η の影響がその領域にみられることや、内部対流冷却の効果によって特に背側後縁の η が高く保たれることが理解される。図 4.4 は平均冷却効率 η_m の β による変化を CT-1, CT-2, CT-3 と共に示したもので、CT-42 は CT-41 より η_m が高く、大きな β ほど両 η_m

図 4.4 平均冷却効率の β による変化

の差が増大する。これらの結果から吹出し孔が対流冷却としても大きく寄与することと翼列損失等の空力性能に関しても吹出し孔数が密接に関与していること等が理解される。また CT-2, CT-3 の η_m は相対的に高い値を示しているが、これは CT-41, CT-42 に比べてフィルム吹出し孔が二列で多数あり開口面積の大きいこと、更に翼型の違い、内部対流冷却方式の違いなどによる。

(4) 前縁部圧力分布とフィルム形成²¹⁾

ノズル翼と同様に動翼においてもフィルム形成に関連して、吹出し孔近傍前縁部翼面圧力分布を CT-42 について測定したものを図 4.5 に示す。この結果から吹出し孔上流側で圧力上昇が、下流側では圧力降下が起っていることが

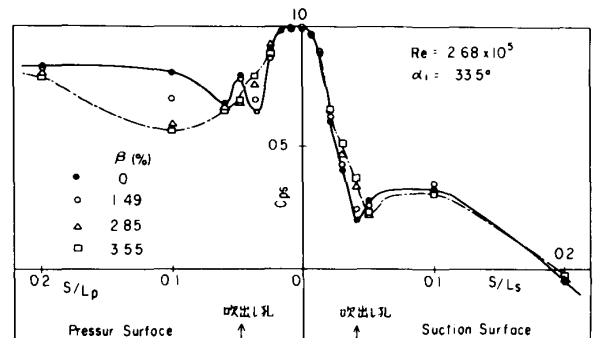


図 4.5 CT-42 前縁部圧力分布

分る。

5.5 結び 以上フィルム冷却方式の適用に対し、その基本的問題点を明らかにするための基礎的な実験、解析の他に翼列実験による空力性能、冷却性能の問題を論じたが、フィルム冷却翼のいくつかの問題点が明らかとなった。しかし、実機タービン内の三次元流れ、非定常流れに対応したフィルム冷却の問題、エンジンの部分負荷時のフィルム冷却問題、熱応力との関係など未解決の問題が山積しており、これからの課題として残っている。

文 献

引用文献は第三報に総括する予定であるが、本報に

関係する文献は次の通りである。

- 7) 吉田ほか；佐世保講演会講論No 748-2 (昭49)
- 11) 坂田ほか；第14回航空原動機講演会 (昭49)
- 12) 佐々木ほか；第13回航空原動機講演会 (昭48)
- 13) 佐々木ほか；7)と同じ。
- 14) 佐々木ほか；流れの可視化シンポ第2回 (昭49)
- 15) 高原ほか；GTCJ第2回講演会 (昭49)
- 19) 吉田ほか；11)と同じ。
- 20) 坂田ほか；日機第841回内燃機関講演会講論No 740-7 (昭49)
- 21) 坂田ほか；7)と同じ。
- 22) 義田ほか；日機51期秋期講演会講論No 730-15 (昭48)
- 23) 義田ほか；20)と同じ。

3rd International Symposium on Air Breathing Engines.

について御知らせ

開 催 地	München.
会 期	March 7 - 12, 1976.
主 催 者 名	The International Air Breathing Propulsion Committee, The International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR).
Main Topics	1. Economic and Operational Aspects, 2. Progress in Engine and Component Design and Assessment, 3. Advanced Power Plant Concepts.
発表申込方法	Abstract (1 page, 4 copies) 提出期限 June 30, 1975.
提 出 先	下記のいずれか。 Dr. D. K. Hennecke, MTU-München, D-8 München 50, Postfach 50 06 40, Germany. または Dr. J. E. Bubb, P.O.Box 846, Steamboat Springs, Colorado 80477, U.S.A.
詳細問合せ先	〒812 福岡市東区箱崎6-10-1 九州大学工学部航空工学教室 Tel (092) 641-1101 難 波 昌 伸

ガスタービン翼冷却の基礎研究

石川島播磨重工業技術研究所 小 幡 正 一

1. まえがき

タービン入口温度を高める目的は比推力／比出力の増大，燃比率の向上，比重量の減少にある。このためタービン入口温度は年々高くなる傾向にあり最近では 1200°C 前後にまで達している。タービンの高温化を実現するためには耐熱材料の開発と高温部の冷却がある。

耐熱材料の開発は年々進められているが，そのテンポは約 5°C ／年前後であり 1000°C を超える高温下で十分な強度を保つまでには至っていない。一方冷却方式の改良に基づき使用可能温度の上昇は耐熱材料開発テンポの4倍約 20°C ／年前後にも達している。¹⁾

タービン翼を対象にした冷却法は大きく分け内部対流冷却，インピンジメント冷却，膜冷却，滲み出し冷却方式がある。最近開発される冷却翼はこれら冷却方式の組合せになっており，その冷却機構も複雑である。

このため当社においては，昭和40年頃よりガスタービン翼冷却設計技術の確立のため，高温タービン翼の各種冷却法を簡単なモデルに置換え，その基本的な冷却機構および冷却特性を解明すべく基礎研究を進めてきた。

本報はその一端を紹介し，冷却翼への応用例を示す。

2. 基礎実験

2.1 膜冷却

2.1.1 問題：膜冷却は翼前縁，後縁部の冷却に効果的である。タービン翼では冷却剤の吹出しスリットを設ける場合，構造上翼後縁附近では主流ガスに対し 30° 前後，前縁近傍で 120° 前後の傾きをもつことになる。このため主流ガス流に対して大きな角度をもったスリットからの膜冷却に関して，その冷却効果におよぼす吹出し量の関係を求める必要がある。また

最近の冷却翼では翼弦長も 20mm 前後と小さく，加工上，強度上から円孔列より吹出す場合が多くなってきた。この場合スリット吹出しに比べ，その特性やどの程度の冷却効果が期待できるかが問題となってくる。さらに翼前縁部を膜冷却する場合には安定した空気膜の形成，有効冷却範囲，主流ガスに対する入射角の影響等が問題となる。

2.1.2 実験内容

(1) 平板面上膜冷却実験

翼前，後縁近傍の冷却を対象に行なったもので，図1に測定部および吹出し部の形状を示す。実験は矩形断面($250 \times 120\text{mm}$)を有する測定部を低速風洞に接続し，高さ 5mm のスリットSから，吹出し角度 α を主流に対し $30^{\circ} \sim 120^{\circ}$ で，断熱平板面上に発達する乱流境界層中に加熱2次空気を吹出し，空気膜を形成させ，吹出し空気量に対する熱遮断効果を求めた。さらに断熱平板面上に厚さ 10μ の熱板を貼付け熱流束一定の条件下で，壁面に沿う熱伝達率の変化について調べた。

つぎに主流方向に対し 20° の角度をもった，

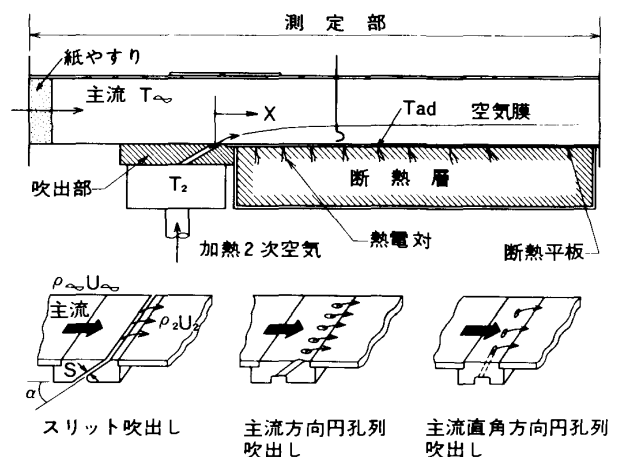


図1 平板膜冷却実験測定部および吹出し部詳細図

(昭和50年3月11日原稿受付)

$d = 5 \text{ mm}$ の円孔列 (ピッチ p / 孔径 $d = 1.4 \sim 2.2$) および主流と直角方向に 20° の角度をもった円孔列 ($p/d = 4.1 \sim 6.4$) より平板面上へ空気膜を形成させ、スリットの場合と同様な実験を行なった。

(2) 翼前縁膜冷却実験

風洞の出口に図2に示すようなベークライト製の実験翼 (前縁部) 相似10倍モデルを設置し、主流速度一定の下に前縁より加熱2次空気を吹出し、その吹出し量に対する熱遮断効果を求めた。さらに供試体を主流に対し傾け ($\alpha = 0^\circ \sim \text{max. } \pm 9^\circ$)、入射角の影響を調べた。供試体は直径が 30 mm の円柱面と平板面を組合せ、円柱面 (翼前縁部に相当) のせき止め点および 45° 位置に 5 mm の円孔列 ($p/d = 3.6$) を千鳥型にあげ、内部に加熱2次空気通路を設けた構造になっている。

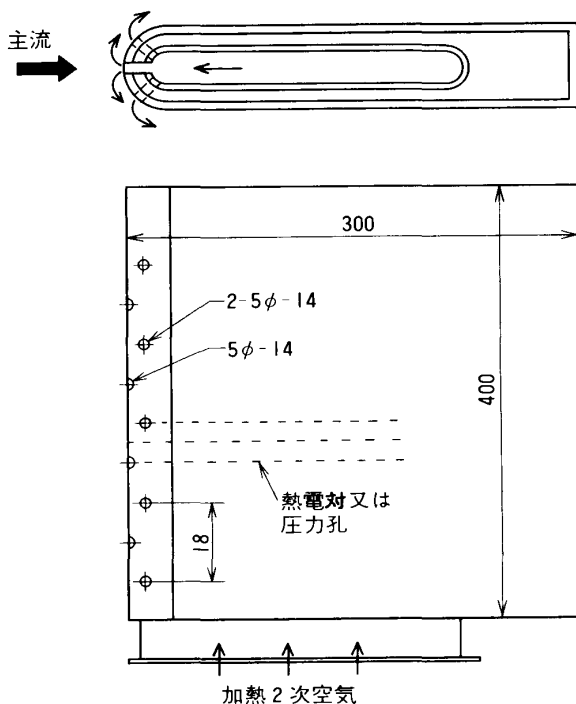


図2 翼前縁膜冷却実験供試体

2.1.3 実験結果

(1) 平板面上膜冷却実験

スリット吹出しに対しては、図3に示すごとく各吹出し角度に対し、吹出し量と熱遮断効果の関係が求められた。空気膜は熱伝導率が小さ

いので良好な熱遮断効果を示すが、主流との混合により吹出し点より下流においては、その効果が急激に減少する。また接線吹出しに比べその効果は落ちるが、大きな吹出し角度に対しても安定した空気膜が形成されることなどが明らかとなった。つぎに平板面上の熱伝達率分布の測定結果の一例を図4に示す。吹出し点近傍では、吹出し角度または質量流速比 M の増加により高い熱伝達率を示すが、 M が 0.8 以下では、吹出し点近傍より一般の平板の乱流熱伝達の式を適用しても差しつかえないものと思われる。

円孔列吹出しの熱遮断効果をスリットの場合と比較して図3に示す。円孔列吹出しでは、流れが3次元的になり吹出し点直後より主流との混合が強められ、その熱遮断効果の減少の度合いが大きい。同時にピッチの影響を強く受け、複雑な熱遮断特性を示す。さらにピッチが小さい

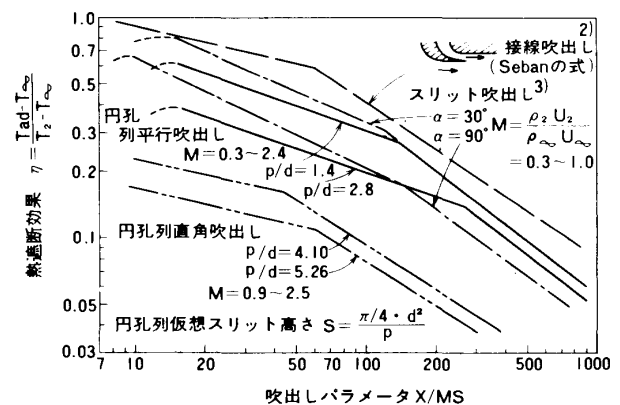


図3 平板面上に沿う膜冷却実験結果

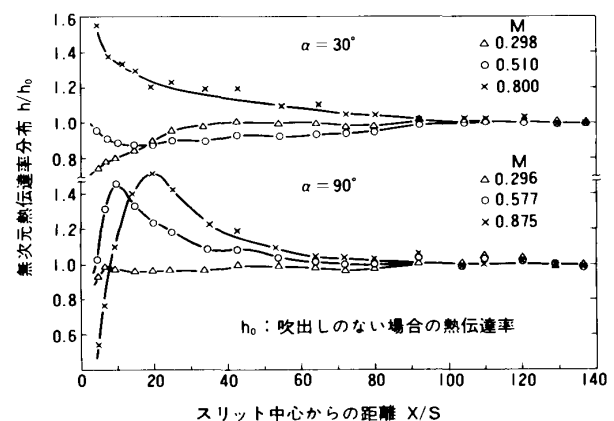


図4 平板面上の熱伝達率分布

方が熱遮断効果が良く、その影響は十分後流に行くに従い小さくなる。主流方向吹出しの場合、定性的にはスリット吹出し結果と同じと考えられる。主流直角方向吹出しでは安定した空気膜が形成されにくく、主流との混合が強くなり、熱遮断効果が極端に悪くなる傾向にあることなどが明らかとなった。

(2) 翼前縁膜冷却実験

図5はせき止め点から平板面上に沿う熱遮断効果を主流入射角の影響を加えて求めたものである。これより有効に冷却される範囲はかなり前縁附近（孔径の20倍程度）に限られ、 $\alpha = \pm 9^\circ$ 以内の入射角の変化に対しては、その熱遮断効果に及ぼす影響は小さいことがわかる。また図6に 45° 位置での吹出し質量流速比に対する熱遮断効果を示す。これより 45° 吹出し点では質量流速比 M_2 を0.6～0.7程度で吹出すのが最も効果的であることがわかる。その場合本供試体形状では、せき止め点において滲み出す程度（質量流速比 M_1 で0.4以下）の吹出しが確保でき、前縁せき止め点近傍でかなり安定した冷却が期待できることがわかった。しかし前縁せき止め位置での吹出しは、主流と吹出し空気との圧力変動に敏感で、むしろ内部よりインピンジメント冷却をした方が安定した空気膜形成が可能になるものと思われる。

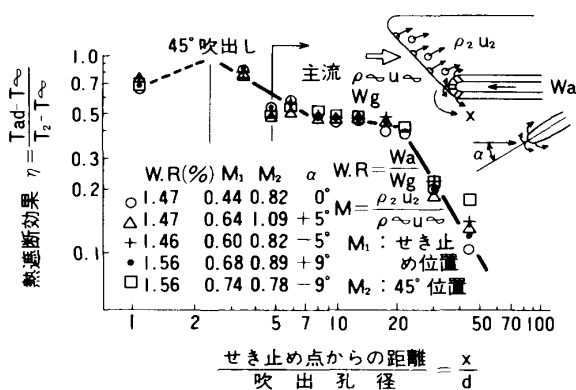


図5 翼前縁吹出し膜冷却実験結果

2.2 インピンジメント冷却

2.2.1 問題：インピンジメント冷却は翼内部の局所熱伝達率を高め冷却効果を上げよ

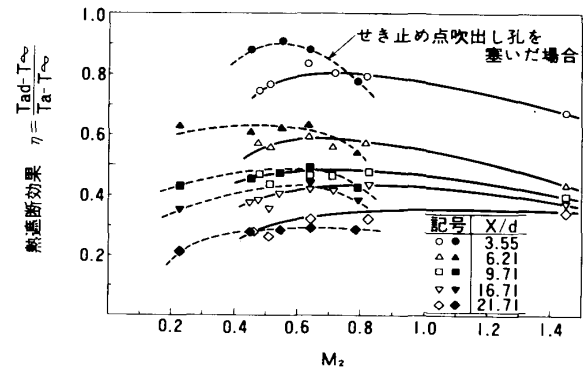


図6 質量流速比に対する冷却効果（ 45° 吹出し点）

うとするもので、対流冷却で十分に冷却できない部分の内側からの冷却に用いられる。従来の研究は翼前縁部の曲面を対象に行なったものが多く、得られた結果はバラツキも多く実用上の問題を残している。また翼背腹部に应用する場合には、噴出孔から壁面への距離が小さく、さらに壁面に沿う流れが存在する所へインピンジメントすることになり、その横風の影響でインピンジメント効果がどの程度低下するかなど不明な所が多い。

2.2.2 実験内容

実験は図7に示すような装置を用いた。インピンジメント平板面は、あらかじめ $0.1\text{ mm } \phi$ の熱電対が埋め込まれたベークライト製断熱平板面に厚さ $10\text{ }\mu$ 、幅 $3\sim 10\text{ mm}$ の熱板を貼付けた構造になっている。冷却空気は $3\text{ mm } \phi$ の円孔列（ $p/d = 2.67\sim 8.0$ ）より、電流調節により壁温一定に保たれた平板面へ吹出され、そのインピンジメント冷却効果が求められた。特に衝突壁面までの距離 H が小さい（ $H/d = 1.0\sim 5.0$ ）場合で、吹出し量を一定に保ち、壁面に沿う横風がある場合の影響を調べた。

2.2.3 実験結果

測定結果の一例を図8に示す。横風のないすなわち純インピンジメント冷却の場合、その局所熱伝達率 h は一般の乱流熱伝達率 h_∞ の10倍にも達し、インピンジメント効果のきく範囲は孔径の20倍程度であることが認められる。壁面に沿う流れが存在する場合、その効果は急激に小さくなり、吹出し量の3倍以上の横風

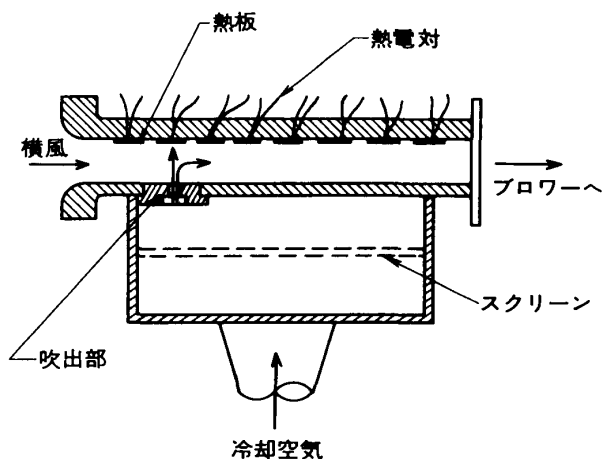


図7 インピンジメント冷却測定部概略図

(質量流速比で1.0程度)に対して, ほとんど無くなる。従ってインピンジメント冷却を翼背腹面に用いる場合, 有効にその効果が利用できるのは, せいぜい2~3列の円孔列に限られるようである。またせき止め点局所熱伝達率 h_{st} を従来の2次元ノズルの結果と比較すると, 図9のごとくなり, 特に吹き出し孔より壁面までの距離が小さい場合, 従来の結果より高い値を示している。有効冷却範囲 ($0 \leq x/d \leq 1.33$) の平均熱伝達率としては,

$$h_{av} = 0.12 Re_2^{0.9} (d/p)^{0.3}$$

$$\text{ただし } 4.0 \times 10^3 \leq Re_2 \leq 1.2 \times 10^4$$

なる実験式が得られた。

2.3 滲み出し冷却

2.3.1 問題: 理論的にも最も効果的な

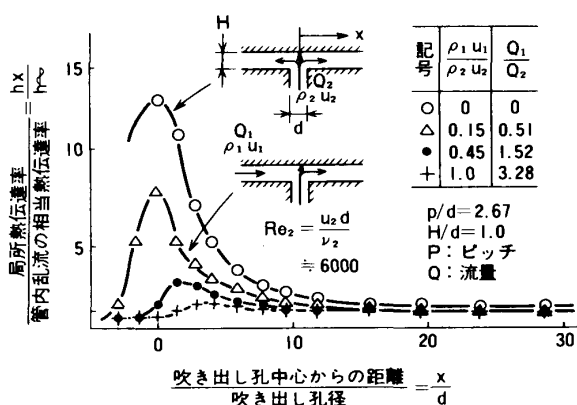


図8 インピンジメント冷却実験結果

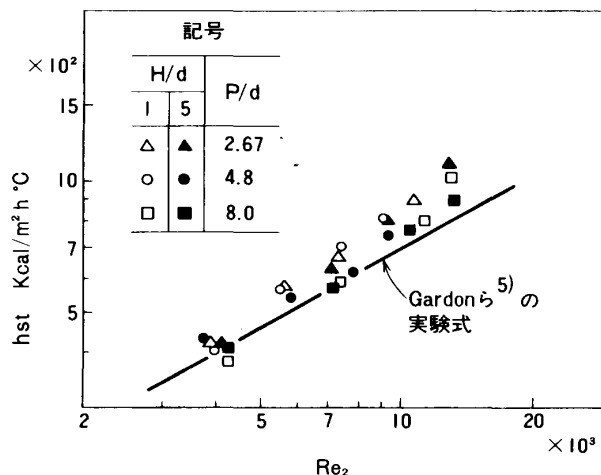


図9 せき止め点熱伝達率

冷却方式であるが, 現在までの所実用化されるまでには至っていない。実用化に当っては, 多孔質材料の開発, 翼製作法の確立等と共に, それらに対する伝熱特性を把握する必要がある, 今後に残された課題も多い。滲み出し冷却に関しては最近基礎研究を始め, 入手可能な材料として焼結全属 (SUS, ブロンズ) を選び, 粒子, 孔径, 孔分布等が, その冷却効果および圧力損失におよぼす影響について実験を進めている。

2.3.2 実験内容

実験は図10に示すごとく, 矩形断面ダクト

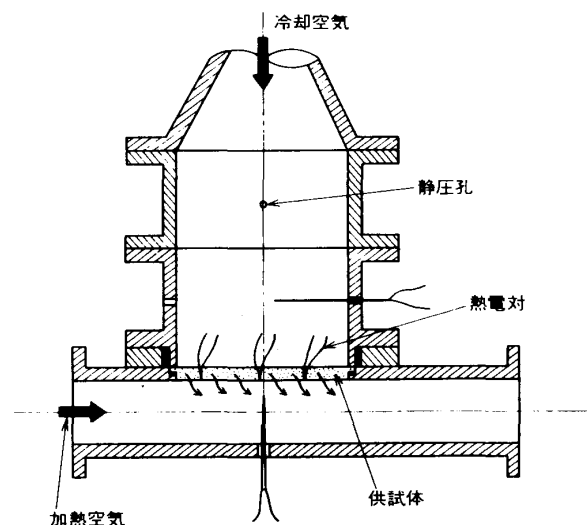


図10 滲み出し冷却実験測定部概略図

(50×25mm)の一面に供試体焼結金属(50×50mm)を取付け、主流側加熱空気の流速を一定に保ち、冷却空気の吹出し量を変えて、その冷却効果および圧力損失を求めた。なお供試体は厚さ3, 5, 10mm, 公称粒子径20～100μ, 空隙率35%(ブロンズ平均), 40%(SUS平均)のものをを用いた。

2.3.3 実験結果

吹出し空気量に対する冷却効果および圧力損失測定結果の一例を図11, 12に示す。滲み出し冷却は確かに良好な冷却効果を示すが、多孔材料の粒子径、材質といった材料そのものの性質、製造方法により冷却特性や圧力損失が大きく左右される。冷却効果については、吹出し空気量が増してくると、理論値とかなりよい一致を示す。圧力損失は、焼結金属の場合特に材料の表面処理に大きく影響されるようである。しかし従来の理論および実験結果はばらつきも多いので、現時点では開発または入手された材

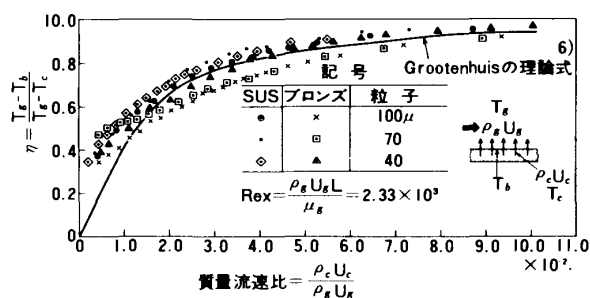


図11 焼結金属の滲み出し冷却効果

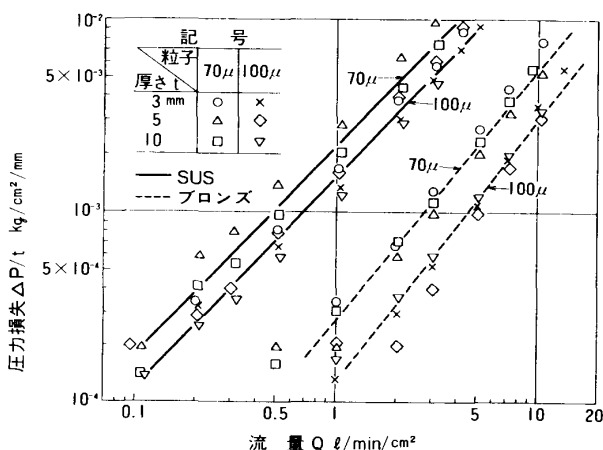


図12 焼結合金の圧力損失測定結果

料を個々に試験し、冷却特性および圧力損失を確認し、データの蓄積を計っていくべきものとする。

3. 冷却翼への応用例

冷却翼を設計するに際して、できるだけ少ない空気量で翼を効率よくかつ均一に冷却するためには、どのような冷却方式をどのように組合せた場合が有利であるかを前以って知る必要がある。その判定基準の一つは翼断面の温度分布である。翼断面上の温度分布は、その熱伝導境界値問題を数値解析またはアナログ解法で解くことにより推定できる。翼断面の温度分布ができるだけ均一になり、効率よく冷却できると判断された翼に対し、熱応力、加工上の問題、実用性等を検討した上で、高温風洞による2次元翼列試験へと進め、さらにその冷却性能を確認し実機翼へと進む。

そこで設計例として、初期に計画されたノズル翼の一例を図13(a)に示す。これは翼型シェルとインサートの2重構造になっており、翼背面より後縁にいたる間を対流冷却し、翼前縁部の冷却効果を増すため、インピンジメント冷却を加えたものである。これの2次元翼列試験結果を図14(a), (b)に示す。図より翼のなかで前縁附近が最もよく冷え、前縁のインピンジメント冷却が有効に働いているにもかかわらず、後縁にいくに従い冷却空気の温度が上昇し、翼温度が高くなり不均一な温度分布を示しているのがわかる。

これを改善するため、前述の基礎実験結果を

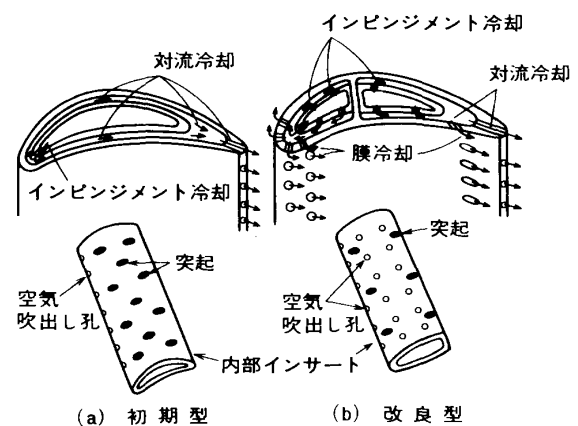


図13 ノズル翼設計例

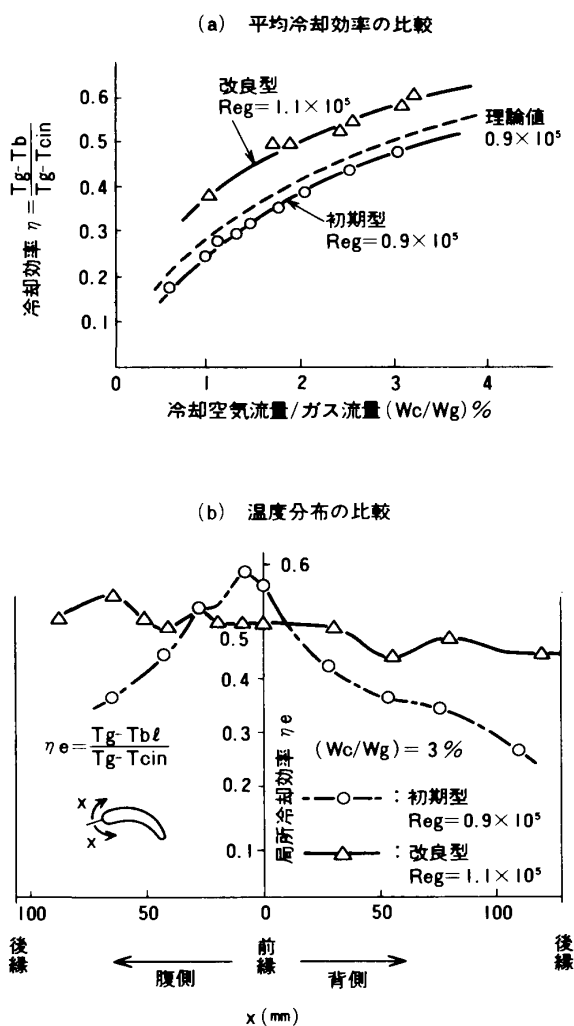


図 14 ノズル翼 2 次元翼列試験結果

基に、大きく改良を加えたのが図 13(b)に示す改良型ノズル翼である。これは翼型シェルを中央部で仕切り、前部および後部にインサートをそれぞれ挿入した 2 重構造になっている。前部の背・腹部にはインサートから 2 列のサイドインピンジメント冷却、せき止め点内部へ純インピンジメント冷却を加え、さらに前縁部では膜冷却用の小孔をせき止め点を避けて 4 列千鳥型に設け、安定した空気膜が形成されるように配慮されている。また後部にもインサートから 2

列のサイドインピンジメント冷却が加えられ、後縁の対流冷却を助けるため、後縁腹部に膜冷却を加えたものである。冷却空気量は主流ガス量の 3 % で前部、後部にそれぞれ 1.5 % ずつ流入される。図 14(a), (b) に初期型と比較して、その冷却性能、温度分布を示したが、飛躍的に改善されているのがわかる。

4. 結 言

以上タービン翼冷却を対象にした基礎実験結果と応用例について述べた。より効率の良い冷却翼を開発するためには、さらに各種の問題について解明していく必要がある。例えば膜冷却に限っても、その冷却効果におよぼす主流の乱れ、密度比、圧力勾配の影響等がある。これらについては現在実験および計画途中である。

限られた紙面で多岐にわたる結果を織り込んだため、内容説明が不十分になり解説的になったが、個々に熱的、流体力学的に興味ある問題を含んでおり、これらの詳細については別の機会に報告したい。

おわりにのぞみ研究を御指導下さった早大理工学部柴山信三教授ならびに実験の一部にご協力いただいた同研究室の方々および当社航空エンジン事業部の方々に心から感謝の意を表わします。

参考文献

- 1) Hare, A. & H. H. Malley, SAE Paper 660053, 1966.
- 2) Seban, R. A. & L. H. Back, Trans. ASME, Ser. C, 84-1, 1962.
- 3) 小幡, 日機講演, No. 49 (昭 46. 10).
- 4) Kays, W. M., McGraw-Hill, 1966.
- 5) Gardon, R. & I. C. Akfirat, Trans. ASME, Ser. C, 88-2, 1966.
- 6) Grootenhuis, P. J., Royal Aero. Society, 63-578, 1959.

航空用ガスタービン燃料油

シェル石油(株) 技術研究部 花 島 脩

1. まえがき

航空機および航空機用ガスタービンの発展は著しい。発展に伴い航空タービン燃料油(以下燃料またはジェット燃料という)に多くの性状、または品質上の要求がなされてきた。今まではこの要求に合わせるため燃料の品質改善に努力がなされてきた。しかし今後石油危機以前のような石油消費量の伸びが続けば将来石油不足が予想され⁴⁶⁾その結果燃料の品質改善よりむしろ燃料の調達性に重点がおかれ、現在では使用されていない品質性状の燃料を将来使用せざるをえないようになる可能性がある。

本稿は航空用ガスタービンや機体の燃料系統の技術担当者に燃料関係の最近のトピックの幾つかを紹介することを主目的としたが併せて燃料の種類の概説も加えた。

ここで触れられなかったことや更に詳細については、非常にすぐれた解説書¹⁾、燃料のデータ集^{2~3)}や特別な分野についての多くの文献^{7~46)}があるので参照願いたい。燃料の用語や試験法については解説書^{1, 4, 5, 6)}を参考とされたい。

2. 燃料の種類

この項では現在通常使用されている燃料についてのみ述べ特殊な燃料は含めなかった。航空ガスタービンエンジンが開発された当時は巾広い種々な燃料が使用できると考えられていた。しかしその後多くの経験またはエンジンや航空機の進歩に伴い燃料油に対して多くの性状・性能上の制約を加えねばならないことが判明した。この結果今日のような25以上もの性状・性能上の制限項目のある複雑な燃料規格が生まれた。

ジェット燃料に対して要求される多くの性状・性能上の中で最も基本的な制約は重軽質の度合であろう。すなわち過度に軽質(沸点が低い、蒸気圧が高い、揮発性が高い、初留点が低い)

または重質(沸点が高い、揮発性が低い、折出点が高い)の燃料は通常の状態では使用できない。軽質すぎると高空での気圧低下によって燃料温度によっては燃料が沸騰しその結果蒸発気化や燃料タンクのベントから燃料が液体のまま流出して燃料を損失する。(図1参照) これ

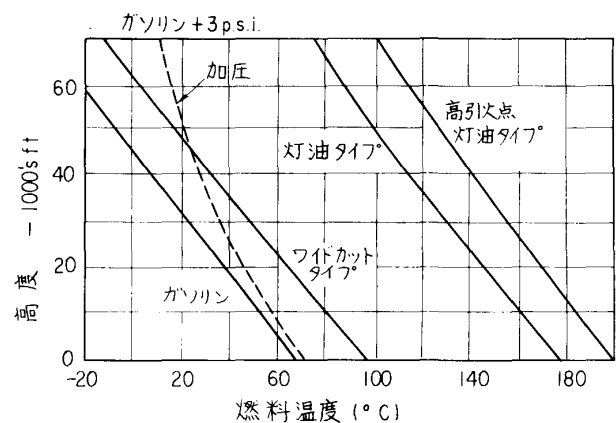


図1 燃料の沸騰温度と高度⁽¹⁾

により垂直急上昇の軍用機で燃料が20%も損失した例がある。⁷⁾なお、夏期には国内でも地上タンク内の燃料温度が35℃程度になる場合があるがこの場合にワイドカットタイプの燃料を使用して急上昇し燃料温度が35℃のままであったと仮定すると図1より約37,000フィート程度で燃料が沸騰することがわかる。重質すぎると高空の低温度に長時間さらされた場合燃料温度が下るに従い燃料中にワックスが析出しそれが燃料フィルタなどを閉塞したり、流動性が悪くなる。

この以上の2つの基本的な性状上の制約をベースとして、燃料のタイプはワイドカットタイプ(Wide-cut type)および灯油タイプ(Kerosene type)に大別される。灯油タイプは、更に普通の灯油タイプと高引火点灯油タイプ(High flash point type)の2つに分類で

(昭和50年3月5日原稿受付)

きる。この3種類が現在使用されている主要燃料である。

ワイドカットタイプの燃料は主として陸空軍で使用されていて民間機にはあまり使用されていない。このタイプの燃料は当初米軍で使用され始めたがその一番の目的は緊急時に製品の不足をなくし十分な供給が得られることを狙っている。すなわち原油によって差があるが通常、原油の約40%程度がワイドカットタイプの燃料として利用できるが灯油タイプおよび高引火点灯油タイプの燃料の場合はそれぞれ約15%および9.5%程度しか利用できない。(図5参照) 図2に示すようにワイドカットタイプは非常に沸点範囲が広くガソリン留分が約65%

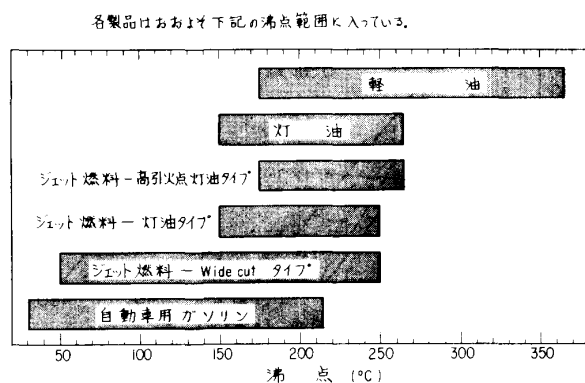


図2 各製品の沸点範囲(大気圧下)

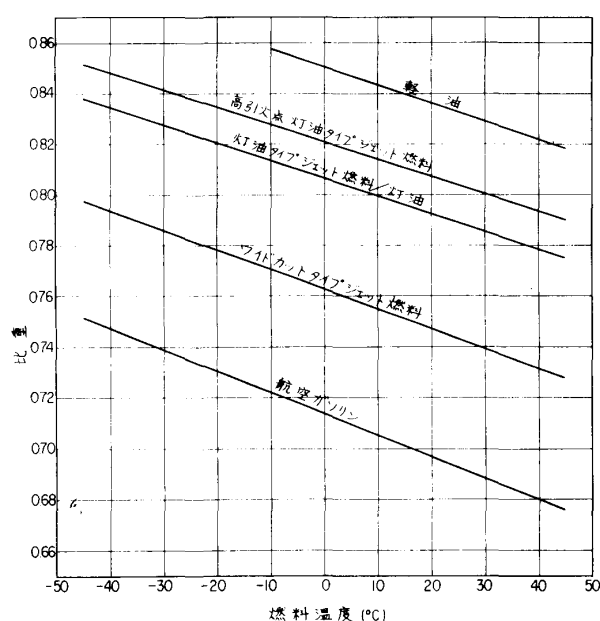


図3 燃料の比重温度線図⁽¹⁾

程度で残りが灯油留分からなっている。比重および粘度は図3および4に示すようにガソリンより高いが灯油タイプのジェット燃料および灯

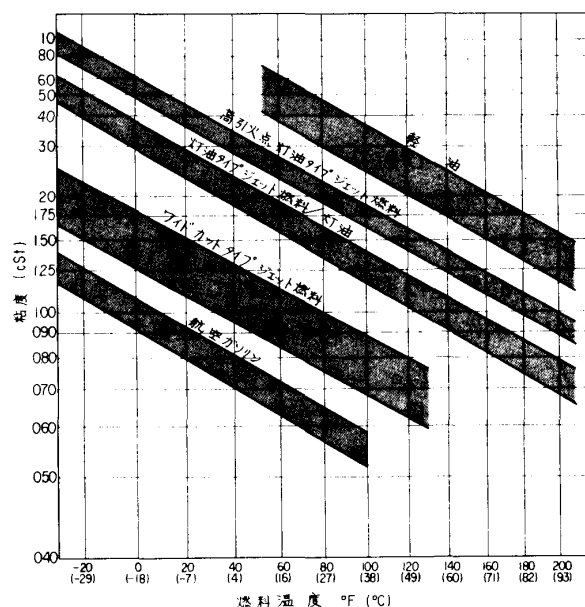


図4 燃料の粘度・温度変化⁽¹⁾

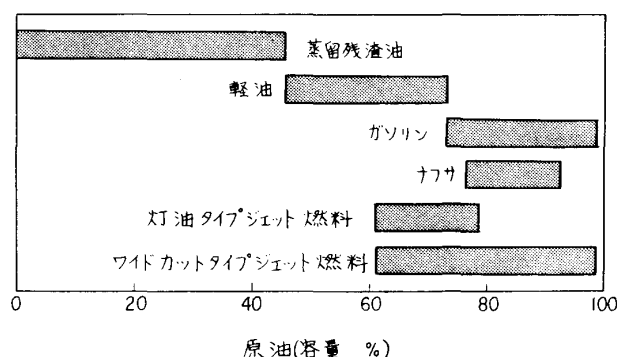


図5 各燃料の収率
(直留-ペルシア湾原油)

油より低い。比重が小さいため単位体積当りの発熱量は一番小さく従って単位重量当りの発熱量はこの逆となる。またジェット燃料の中では表3に示すように最も引火しやすいが最も低い温度下で使用することができる。エンジンの排気煙に関してはジェット燃料の中で最も黒煙を発生しにくい。

灯油タイプの燃料の大部分は民間航空によって使用されている。民間航空が一般にワイドカットタイプの燃料を使用しない理由は燃料ポンプの寿命が短くなるおそれがあることと火災

表1 燃料対照表

		ワイドカット タイプ	灯 油 タイプ	高引火点 灯油タイプ
I A T A		Wide Cut	Kerosene	—
米 国	民 間	Jet B (ASTM-D-1655)	Jet A-1 Jet A ⁽¹⁾ (ASTM-D-1655)	—
	軍 ⁽²⁾	JP-4 (MIL-T-5624)	JP-8 (MIL-T-83133)	JP-5 (MIL-T-5624)
英 国	民 間	Avtag (DERD 2486)	Avtur (DERD 2494)	—
	軍	Avtag/FS11 (DERD 2454)	Avtur/FS11 (DERD 2453)	Avcat (DERD 2498)
日 本	民 間	JIS 4号 JIS特4号 ⁽³⁾ (JIS-K-2209)	JIS 1号 (JIS-K-2209)	JIS 5号 (JIS-K-2209)
	防衛庁	JP-4 (DSP-K-2206)	—	JP-5 (DSP-K-2206)
オーストラリア		—	DEF (Aust) 208	DEF (Aust) 207
ベルギー		BA-PF-2	BA-PF-3	—
ブラジル		CNP-08 QAV- 4	CNP-08 QAV- 1	—
カナダ		3-GP-22	3-GP-23	3-GP-24
フランス		AIR 3407 (TR4)	AIR 3405 (TR0)	AIR 3404 (TR5)
ドイツ		VTL-9130 — 006 —	—	VTL-9130 — 010 —
イタリア		AM-C-142	—	AM-C-143
スウェーデン		FSD-MO-754 — 277 —	FSD-MO-754 — 375 —	—

- (1) Jet Aは米国内線用で析出点が -40°C 以下。
Jet A-1は国際線用で析出点が -50°C 以下。
- (2) JP1~3およびJP-6は廃止。JP-7(MIL-T-38219)は低揮発性高引火点灯油タイプで燃焼性および熱安定性がすぐれてい、高性能機用(マッハ3)。
- (3) 特4号はJet B, 4号はJP-4に準拠。

に対する危ぐからであると思われる。このタイプの燃料は家庭用灯油と殆んど同じ沸点範囲を持っている。然し家庭用灯油ではジェット燃料の規格に要求される低温性能(析出点), 燃焼特性(煙点, ナフタリン分, Luminometer Noなど)やゴミや水分などの清浄さの点などについて満足させない場合がある。

高引火点灯油タイプは各国の軍が海上用として使用している。その理由は熱帯地域を航行する航空母艦内がかなりの高温になりワイドカットタイプでは引火の危険性があることと船という環境から火災に対する安全性を高めるために特に引火しにくい(引火点が高い)燃料を使用していることによる。このタイプの燃料は灯油留分の中から軽い(引火しやすい, 比重が小さい, 蒸発しやすい)留分を取り除き重い留分だけを残した燃料である。比重や粘度は図3および4に示すように普通の灯油タイプのジェット燃料および灯油より高いが軽油よりは低い。比重が高いため単位体積当りの発熱量はこの3種類のジェット燃料の中では一番大きい。従って単位重量当りの発熱量はこの逆となる。引火性に関しては灯油留分から引火しやすい

表2 ソ連のジェット燃料⁽⁴⁾

グレード	規格	タイプ	用途
T-1	GOST-10227	低いおう原油からの直留灯油	一般用
TS-1	GOST-10227	高いおう原油からの直留灯油	殆んど通常民間用
T-2	GOST-10227	ワイドカット	多分軍用
T-4	—	芳香族系炭化水素を多く含むワイドカット	不明
T-5	GOST-9145	重質灯油	不明
T-6	GOST-12308	水素化精製された重質パラフィン系炭化水素の灯油	不明
T-7	GOST-12308	水素化精製された非常にいおう分含有量の少ないTS-1	
T-8	—	水素化精製された低揮発性灯油。Jet A-1と殆んど同じ	民間超音速機用

表3 各燃料の引火点および析出点の一例

	ガソリン	ワイドカット タイプ ジェット燃料	灯油 タイプ ジェット燃料	高引火点灯 油タイプ ジェット燃料	灯油	軽油
引火点 ℃(1)	-50	-23以下	45	62	45	75
自然発火温度 ℃(2)	450	251	249	246	249	—
析出点 ℃(3)	-60 以下	-60以下	-55	-52	-48	-10

- (1) 燃料に炎を近づけたとき、瞬間的に燃える引火性蒸気を出す最低燃料油温度のこと。なお、引火点は、その燃料がどのような状態でも火を近づけると着火する最低温度を示すものではない。従って、燃料がミスト状になった場合の着火は、これよりはるかに低い温度で着火する。
- (2) 炎などの着火源がない場合、燃料を加熱した際、自然に発火する最低温度。
- (3) 燃料がどの程度低温まで使用できるかの目安。試料を冷却したさい生成した炭化水素の結晶（ワックス）が試料温度を上昇させたとき消える温度のこと。

表4 ジェット燃料販売量（1972）

単位：百万トン

	民間用	軍用
米 国	29.5	20.6
米国および共産圏 諸国を除く全世界	26.5	8.85

（参）国内では1972年の全石油製品販売量は、2億700万klでその中でジェット燃料は146万kl（比重0.78とすると114万トン）。年平均伸び率は、最も大きく11.7%。

軽い留分を取り除いているのでこの燃料の名の示す通りジェット燃料中では最も引火しにくい。低温での使用限度およびエンジンからの排気黒煙に関しては通常ジェット燃料の中では最も悪い。

表1および2に主要各国の燃料規格・グレードを記載した。この表に記載されている各タイプ毎の各規格は必ずしも全く同一ではないが基本的には同じである。詳細の差異については最新の各規格を参照されたい。なお、燃料規格は日本および外国の事情が異なるため、日本の事情だけを考えて規格を作ることはできない。

3. トピック

ジェット燃料については Endothermic Fuels、燃料タンク中の菌類の繁殖、低公害燃料の可能性の問題など数多くの興味のあると思われるトピックがあるがここでは火災に対する対策、潤滑性能、脱気、緊急時規格の4つのトピックを紹介する。

3.1 火災に対する対策 航空機に搭載

した燃料に原因する火災や爆発の発生は飛行中あるいはタクシーやパーキング中に燃料タンク内部の燃料液面上の空間（ullage）に何等かの原因で着火し爆発を生じた場合と墜落などによって燃料系統（燃料タンクを含む）が破損しそれから流出もしくは飛散した燃料に着火した場合の2種類に分類できる。この2つの場合についての火災や爆発防止対策が異なるためそれぞれに分けてその方法を列挙する。

3.1.1 燃料タンク内部の火災の防止^{8,11)}

燃料タンク内部の火災・爆発を防止する方法として下記の5つが考えられる。

(1) 燃料タンク内空間のふんい気を過薄側可燃限界外にする。第1の方法として燃料全表面を燃料非透過性の薄膜や多数の球状の物質などを燃料表面に浮遊させて覆う方法もあるが実用上から不適である。第2の方法としてエンジン・ブリード・エアなどを使用して燃料タンク内空間の燃料蒸気を押し出す方法などが考えられるが温度や気圧変化の下で常に着火限界外に保つことは困難である。またこの空気の流れは燃料の蒸発を促進し燃料損失を増加させる欠点がある。最後の方法として、これは過薄側可燃限界外にするのと少し趣が異なるが燃料タンク内の全空間にペローズ状のもので充填して空間をなくす方法が考えられるがタンク内部構造上などの点から不可能である。

(2) 燃料タンク内空間のふんい気を過濃側可燃限界外にする。第1の方法としてタンク内空間の酸素量を減少させ過濃側可燃限界外にする方法がある。可燃限界外にするための最大酸素量は燃料およびタンク温度による。例として灯油タイプの燃料を使用した亜音速機の場合酸素量が約10%容量程度以下でありマッハ3の超音速機では燃料タンク温度が260℃を超えると考えられこの場合の酸素量は約5%容量程度以下であれば可燃性領域外になり着火しない。⁸⁾この方法には大別して2つある。1つは機上でエンジンとは別系統で燃料を燃焼させそこで生成された炭酸ガスをタンク空間内に充填させる方法である。しかし装置の複雑さや重量増などの点からこの方法はあまり望ましくないと言われている。なおエンジンの燃焼ガスを直接この用途に供することも考えられるが特に降下中などに効果が期待できない。他の方法として炭酸ガスや液体窒素を機上に搭載してそれを不活性ガスとして使用する方法である。炭酸ガスは容積的には利点があるが目方が重くなるとともに燃料中に多く溶解しその結果高空で燃料系統をブロックしたりポンプ損傷などを起こす可能性が考えられる。このため現在のところ液体窒素による窒素不活性化システム(nitrogen

inerting system)が最も良いと考えられている。^{13,14)}第2の方法として燃料蒸気またはミスト状の濃混合気を作りふんい気を過濃側可燃限界外にする方法があるが通常の外気温だとワイドカットタイプの場合でもタンク壁面や燃料液面で凝縮し可燃限界外の過濃混合気に保つことは困難でまたこの状態に保つには非常に大きな動力を必要とする。また凝縮を防止するため断熱材をタンク内面にほどこすことも考えられるがこれは実用上重量増などの点からかなり困難であろう。

(3) 火炎阻止材(Flame Arrestors)

着火後燃焼が継続できないように熱エネルギーを取り去ってやるか連続して与えないようにするのも1つの方法である。この応用の1例として坑内で金網をおおったランプを使用する場合があるがこれはランプの炎が着火源となって坑内メタンガスが爆発するのを防止している。この種の方法としてタンク内をflame trap partitionsによって多くの小区画に分けるのも1つの方法である。またポリウレタンフォーム(foam)を燃料タンク内に充填し火炎阻止材としての役をさせる方法もあるが水分やゴミなどを捕捉蓄積する可能性も考えられ燃料の品質管理上あまり好ましくないと思う。

(4) 消火剤の使用 燃料タンク内の燃料が何等かの原因で着火後機体を破壊する原因となる爆発に至るまでごくわずかの時間的遅れ、例えば20 msecがある。この時間内に消火剤で消火する方法が考えられる。この場合着火源が1個所であればよいが多数の場合はこの方法では困難である。

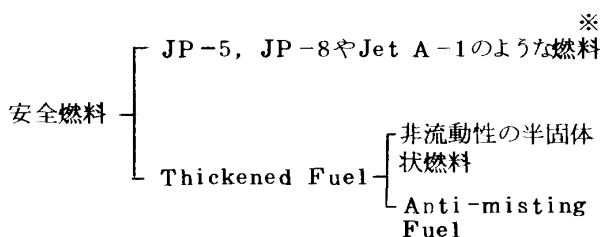
(5) 燃料の電気伝導度を上げる。これは給油中に静電気によって着火爆発する場合にだけ適用できる方法である。この静電気による火災の原因は燃料の電気伝導度が低いことに原因するため燃料に電気伝導度を上げる働きをする添加剤を加えて静電気の原因する火災を防止する。

この項目の結論として(5)のような特別な場合を除き窒素不活性化システムが最も実用的で効果があると考えられているようである。多分特別な機種についてのみと思われるが現在FAAでこの採用を義務づけるよう考えていると聞い

ている。

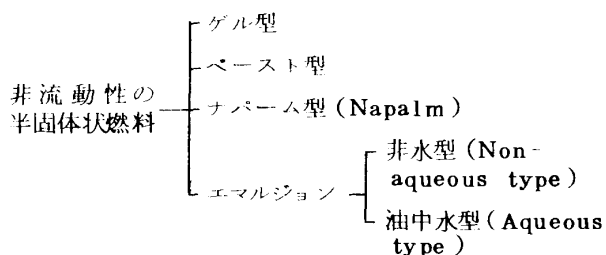
3.1.2 流出飛散した燃料の火災 これは墜落などによって燃料タンクなどが破損しそれから流出飛散した燃料に火災が生じる場合である。この種の火災による災害をできるだけ軽減させるための対策として安全燃料を使用する方法がある。安全燃料とは次のような項目を1つ以上満足させて被害を最少限に止めることを目的としている。(1) 引火および蒸発しにくくすることによって着火を防止する。(2) 着火後の炎の伝わる速度を遅くして乗客が機外に脱出できる時間的余裕を作る。(3) 燃料が流出したとき燃料が遠くに飛散したりミスト状になるのを防止し着火しにくくすると共に広範囲に火災が広がるのを防止し災害を最少限に止める。安全燃料は表5のように分類することができる。非流動性の半固体状の燃料は実用化できるかどうかは別として更に表6のように分類できる。

表5 安全燃料



※ 安全燃料と言えるかどうか疑問であるがJP-8がSafety Fuelと表示されているため安全燃料の範囲に入れることにした。

表6 非流動性半固体状燃料⁽¹⁶⁾



JP-5, JP-8やJet A-1のような灯油タイプの燃料はワイドカットタイプの燃料が約65%のガソリン留分を含んでいるのに対して全部灯油留分であるため、安全性の点では前記の項目1を満足しワイドカットタイプより安全であると言える。Thickened Fuelの中の非流動性の半固体状の燃料はいずれも通常のジェ

ット燃料を更に加工してゼリー状の半固体にしたもので色は透明の製品から不透明(主として乳白色)の製品まである。このタイプの燃料は安全性の点では前記の項目(2), (3)を満足すると考えられる。詳細については数多くの文献^{8~11, 16~25)}があるのでそれらを参照されたい。特に総括的にまとめた文献としてA. Beerbowerの解説¹⁶⁾がある。半固体状の燃料の中ではエマルジョンタイプの燃料が燃料タンク壁に付着しにくく、エンジン内での噴霧特性が良く広い温度範囲にわたってレオロジカルな特性が変化しないなどの点に於いてすぐれていると言われている。¹⁶⁾しかし固定翼機には燃料タンク構造上の点から実用化は無理と思われヘリコプタのような回転翼機には使用可能であろう。また半固体状の燃料であるため燃料中のゴミ気泡の除去が困難であることも問題となろう。次にAnti-misting Fuelは通常のジェット燃料に極く僅か(例えば0.3%重量)の高分子化合物(例えばポリイソブチレン)を加えて燃料が墜落時にミストとして飛散しにくくしたもので、色、流動性などの外観上全く通常のジェット燃料と同じである。安全性の点では前記の項目(3)を満足させR. A. E., FarnboroughやNASAでまたシエルグループの研究所においてもこの種の燃料の安全性の効果が確認されている。¹²⁾

結論として安全燃料の中で最も実用化の可能性の高いのはAnti-misting Fuelではないかと思われる。このタイプの燃料は使用するにあたり飛行機の燃料系統の設計変更等は必要とされないと考える。

3.2 潤滑性能(Lubricity)^{26~32)}

1964年頃から高圧燃料ポンプの摩耗・焼付・破損またはスロットルバルブのhang-upなどのトラブルが発生している。高圧燃料ポンプのトラブルの個所はギヤータイプでは軸受の摩耗や損傷、軸受の摩耗から派生するハウジングの摩耗および歯面のスカuffingなどであった。プランジャータイプではピストンとシリンダの異常摩耗や損傷、連接棒シュアの摩耗やユニバーサルリンクの焼付などであった。³²⁾このようなトラブルの原因は現在のところ燃料の潤滑性能の不足によると考えられている。今ま

での経験では多くの場合燃料のタイプに関係なくこの種のトラブルが生じているが主として水素化精製した燃料を使用したときに発生している。しかし化学精製の燃料を使用したときにも問題になったことがある。このようなことから燃料中に天然に存在していた潤滑性を向上させる物質が主として燃料の精製過程、特に水素化精製されたときにまた場合によっては航空機に給油する前に白土フィルターを通したりすることによって取り除かれることによると考えられている。燃料中の潤滑性を向上させる物質は微量の極性基をもった化合物(酸素化合物)、ある種のいおう化合物や多環芳香族化合物などと考えられている。燃料中に天然に存在しているどの物質が潤滑性に寄与しているかを突き止めるべく多大の努力が払われてきたがまだ確実に結論を出すに至っていないようである。その困難な原因の大きな1つは実験室的に簡単にできる潤滑性能評価試験法がまだ確実に確立されていないことによるのではないかと思う。

3.2.1 潤滑性能評価試験法 燃料の潤滑性の評価方法に2通りある。すなわち潤滑性能を直接測定する方法と燃料中に存在する潤滑性を向上させる物質を物理化学的に定量する方法である。先ず潤滑性能を直接測定する方法について英国では次のような試験法が検討された。(1) デニソン T 6 2 トライボ試験 (R. R., Derby) (2) ドウェル試験 - Dwell Test (ルーカス) (3) アムスラー T 1 3 5 摩耗試験 (シェル) (4) シェル 4 球試験 (B. P.) (5) Pin-on-Cylinder 試験 (エッソ)。検討結果現時点のところドウェル試験が選定されるようである。しかしドウェル試験と最も関連が深い燃料の性状・性質は燃料中のいおう化合物や多環芳香族化合物などではなく図6に示すように燃料の蒸留終点(end point)であることが判明している。すなわち燃料の蒸留終点が248℃を越えるものは例外なくよい結果を示している。³¹⁾ また後述の潤滑性を向上させる添加剤 Hitec E 5 1 5 を加えると今までの経験上から殆んど潤滑上のトラブルが実際に解決されているがドウェル試験によって評価するとよい結果がえられていない。この2点から考えるかぎりドウェル

試験が実際の潤滑性を評価しているかどうか少し疑問がある。しかしポンプやエンジンメーカーでは今までトラブルを生じたときに使用していた燃料の殆んどがこのドウェル試験で悪い結果を示していたことからこの試験が燃料の潤滑性能評価法として適していると述べている。²⁶⁾ ドウェル

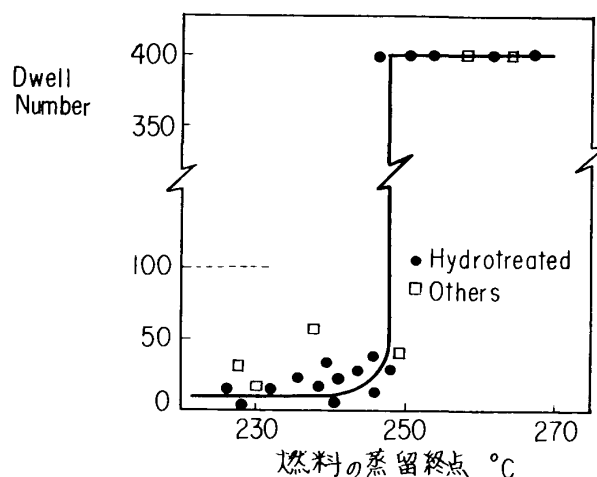


図6 ドウェル試験と終点

試験の結果がどの程度の値以上であれば実際上問題ないかまだ公表された値はないようである。しかしもしドウェル試験と実際との間に相関性があると仮定すれば感じとして最低100程度で300以上もあれば十分であるように思う。米国では高圧燃料ポンプにギャポンプを使用しているためと思われるが潤滑性の評価にライダー歯車試験(Ryder Gear Test)を用いているようである。³³⁾ なお潤滑性の良い燃料はライダー試験で1000ポンドを越すと言われている。英米以外での試験法ではインド石油学会が1970年頃アムスラー試験を採用し、またソ連ではシェル4球試験機を非常に低速(1 rpm)で運転して評価をしたと聞いている。なお国内にはドウェル試験機およびライダー歯車試験機ともにない。もし国内で潤滑性の評価試験の検討を行なうのであればI A E歯車試験機が適しているのではないかと思う。

第2の方法として潤滑性を向上させる物質の吸着または脱着熱を flow microcalorimeter で測定することによってまた薄層クロマトグラフィーやイオン交換樹脂などによってその物質

を分離定量する方法などが海外で検討されているようである。この方法は考え方としては前者の方法よりすぐれていると考えられるがまだ確実に潤滑性を向上させる物質が確認されていないなどの点もあり試験法の確立はかなり困難であろう。

3.2.2 トラブルの予防法 このような燃料系統の摩耗、損傷や作動不良を解決する方法として次のような手段が考えられる。(1) 設計的または材料的に改良する。(2) 燃料に潤滑性を向上させる添加剤を加える、または潤滑性のすぐれた燃料を混合する。(3) 燃料温度調節。設計または材料的に解決する一例としてプランジャタイプのポンプではカドミウムメッキのシリンダをカーボンライナーに切り換えてこの部分についての問題は解決されたようである。第2の添加剤の使用による方法として失ず腐食防止剤を潤滑性向上剤として用いる方法がある。この腐食防止剤は元来陸上タンクやパイプの内部のサビ発生を防止して燃料中にサビの混入を防ぐことを目的とした添加剤であるがこの種の添加剤はその性質上鋼対鋼の潤滑性を向上させる働きがある。なお鋼対青銅の場合は耐焼付および摩耗とも鋼対鋼より劣ると聞いている。今までこの種の添加剤をジェット燃料に加えて潤滑上のトラブルを解決した例が多くある。この腐食防止剤としては米軍の認定製品リスト (Qualified Products List) QPL-25017 の中に承認を受けた添加剤-Hitec E 515 (Santolene C), Tolad 244/245, Lubrizol 541, AFA-1, PRI-19, Nalco 5400/5401, Conoco T60 が記載されている。また潤滑性向上剤だけを目的とした添加剤としてPWA-536 があるがこれはJP7に添加するように規定されている。上に述べた各種の添加剤の中で最も広く使用されているのはHitec E 515 である。このHitec E 515 はP&W, G. E., R. R. やAllison等のエンジンメーカーでもその使用を承認している。国内ではJet B およびJP4にこの添加剤が使用されている。なおJet A1, JP5にはこの種の添加剤は加えられていない。次に潤滑性のすぐれた燃料を潤滑性の悪い燃料に混合

する方法であるが国内では潤滑性が悪いと言われている水素化精製法によって全部のジェット燃料が製造されているため混合するための潤滑性の良い燃料が入手できない。また一定のレベル以上の潤滑性のすぐれた燃料を輸入だけでまかなうことは極めて困難であろう。第3の方法として燃料温度調節による方法であるがこの方法だけでは必ずしも効果が期待できるとは思えない。しかし補助的手段としては有効であろう。すなわち民間輸送機では燃料加熱器によって高压ポンプ入口で通常40℃になるようにコントロールされているがその温度をこれよりできるだけ低い温度にし燃料の粘度を高めてこの種のトラブルを防止する。

最後に結論として今まで大部分の場合添加剤の使用によって燃料の潤滑性を向上させてこの種のトラブルを解決しているが最も望ましい方法は設計的もしくは材料的に改良して解決することである。その理由は、ある特定のエンジンにだけこの種の添加剤を加えた燃料を世界各国で供給を受けることは困難である。第2の理由としてこの種の添加剤は燃料の熱安定性、WSIMや静電気防止剤との併用に対して若干の副作用を持つからである。

3.2.3 低潤滑性標準燃料 (Low Lubricity Reference Fuel) 前述のように国内のジェット燃料は全部水素化精製された squeaky clean な燃料であるため潤滑性は低いと予想される。また世界的にも水素化精製による燃料が多い。また将来は燃料の需給事情からより広い留分の製品になる可能性も考えられる。その結果場合によっては将来この種のトラブルが現在より増加する可能性がある。そのため新しく開発したエンジンの場合その燃料系統を低潤滑性能の燃料でこの種の問題が生じないかどうか確認試験を行う必要があるように思う。このような燃料系統のリグ試験 (Rig Test) を行うには L. L. R. F. が必要となるが現在のところこのような試験用の特別な燃料規格はない。しかし考えられる方法として腐食防止剤を加える前の水素化精製された Jet B や JP4 などを使用することも考えられるが各ロットが同じ潤滑性能を持っているとはかぎらないためでけれ

ば純粋の物質を用いた方が好ましいと思う。その一例としてCRCではイソオクタンにBayol R 34 (多分酸化防止剤と考えられる。)を加えた低潤滑性の標準燃料と更にそれにオレイン酸を加えて潤滑性を向上させた標準燃料の2種類の標準燃料を用いて燃料制御装置のリグ試験を行なったと聞いている。また別の方法として市販のパラフィン系溶剤を percolate して L. L. R. F. を作るのも1つの方法である。このような L. L. R. F. は極めて単時間に容易に酸化され酸化によって生成された物質(過酸化物)が潤滑性を向上させるため標準燃料には必ず酸化防止剤を加える必要がある。また完全を期するには L. L. R. F. の容器は内面にエポキシ樹脂をコーティングし窒素ガスを封入しておくといふと考える。L. L. R. F. はリグ試験装置で循環使用するとその間に潤滑性が向上する。そのため厳密には一度循環させた後は再度使用すべきではない。しかしこれでは L. L. R. F. の必要量が多くなるとともに使用済の L. L. R. F. の処理法も考えねばならない。そのため試験装置の燃料循環系統の中に白土フィルタ装置を取付けそれによって標準燃料中に生成または混入した潤滑性を向上させる物質を連続的に取り除き L. L. R. F. の循環使用を可能にすることも考えられる。この方法はあるエンジンメーカーで検討されたと聞いている。燃料系統のこのようなリグ試験の試験時間は今までのこの種のトラブルが注じた時間などから推定して50時間程度運転すれば設計的材料的な一応の評価ができるのではないと思う。このようなリグ試験の間 L. L. R. F. の潤滑性能を確認する必要があるがその場合現時点のところ問題はあるがドウェル試験以外ないと思う。またこれと I A E 歯車試験と併用するのも1つの方法であろう。

3.3 脱気 (De-aeration) 燃料は空気を溶解しているがその量は気圧・燃料のタイプなどによって異なり気圧の低下に従って減少する。(図7参照) 従って離陸後上昇するに従って過剰の溶解空気が燃料中より僅かずつ放出される。しかし過剰な全溶解空気が上昇中に遅滞なく放出されることは通常ない。そのため一般に上空では溶解空気が過飽和の状態で燃

料中に存在している。この過剰の溶解空気の放出割合には次のような要因が関係していると考えられる。(1) 攪拌(例としてブースタポンプによる。)(2) 振動(振動数, 振幅)(3) 燃料タンクの形状・構造・大きさ(4) 燃料のレベル(量)(5) 燃料のタイプ(6) 温度気圧(7) 不純物の混入(8) 気圧減少の割合。この中で設計的要因を別にするると攪拌による影響が最も大きい。そのため上空でブースタポンプのスイッチを入れると燃料が攪拌されそれを契機として突然過剰な全溶解空気が一時に突沸に似た現象を伴な

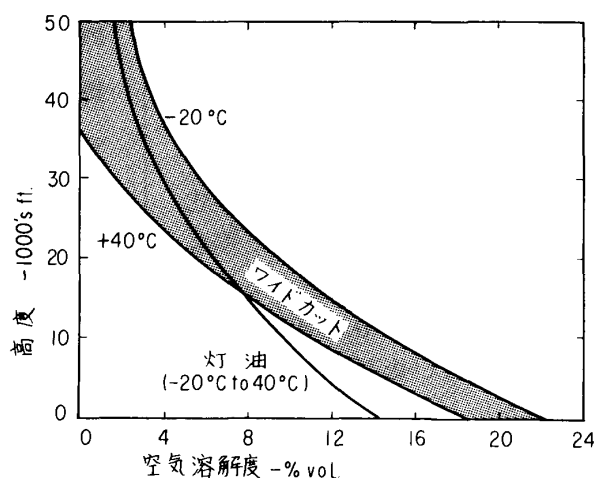


図7 燃料中の空気溶解度と高度の関係⁽¹⁾

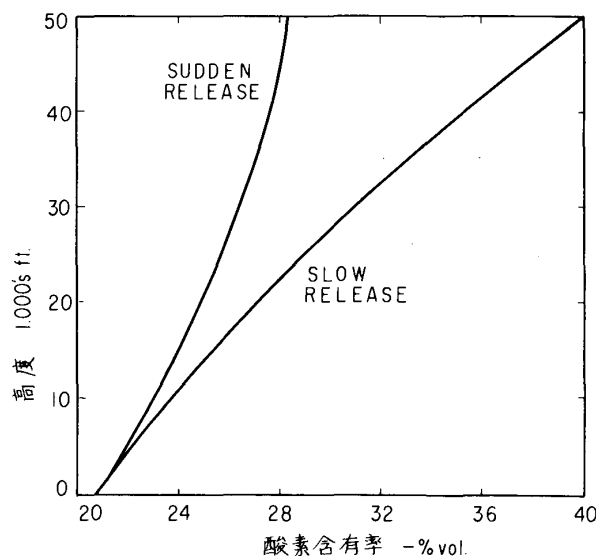


図8 燃料より放出される空気の酸素量と高度⁽¹⁾

って放出される。この結果、これによりベント

から多量の燃料が流出してしまうとともにタンク内の圧力もかなり上昇する。R. A. E., Farnborough で行なった実験室での試験結果では1インチのベントパイプを取付けた燃料140ガロン入りの燃料タンクを60,000フィート上昇した状態にした後、機械的攪拌を加えたところ30～40ガロンの燃料が流出しタンク内圧力が7～8 psi にも達したとのことである。また飛行中、燃料中より放出された空気中の酸素量は通常の空気の場合より多い。その理由は燃料中に窒素より酸素の方がより多く溶解するからである。(図8参照) このため、窒素不活性化(nitrogen inerting)した場合には窒素量が多く必要となる。このような上空での溶解空気の放出

が好ましくない影響を与える場合があるため溶解空気を取り除いた燃料を給油する要望がでてきている。このような燃料の脱気の主目的は前に述べたように窒素不活性化を採用した場合搭載する液体窒素量が少なくできることと燃料流出による損出を防止できることであるがその他脱気の工程で燃料中の水分含有量も同時に少なくできることと含有酸素量の減少によって燃料の酸化安定性が向上しオイルクーラなどにラッカー状の堆積物生成傾向が少なくなるなどの利点もある。燃料の脱気は減圧法によって行なう。脱気の度合は処理方法や処理速度によっても異なるが約70～80%程度である。なお現在ではこのような燃料は使用されていない。

3.4 ジェット燃料のASTM緊急時規格

石油の不足時に需要量をまかなうためASTMから緊急時規格ES2-74が1974年の6月に出された。表7に通常の規格との相異点を示す。規格値変更の理由は芳香族およびオレフィン系炭化水素含有量や燃焼特性に関する規格値をゆるめることによって今まで使用していなかった原油からもジェット燃料を製造できるようにし供給量を増加させることである。引火

表7 ASTM-緊急時規格ES2/74

		Jet Aまたは Jet A-1	Jet B
組 成 %vol	芳香族炭化水素含有量	25以下 (20以下)	25以下 (20以下)
	オレフィン分	—	要求なし (5以下)
蒸留性状—終点, °C		300以下 (288以下)	—
引火点, °C		37.8以上 (40.6以上)	—
析出点, °C		Jet A-1のみ4～5月の間だけに限り -45以下 (-50以下)	—
燃 焼 特 性	煙 点, °F	25以上 (25以上)	25以上 (—)
	煙 点, °F + ナフタリン分, %vol	18以上 (20以上) + 3以下 (3以下)	20以上 (—) + 3以下 (—)
	ルミノメータ Na	—	45以上 (50以上)

注: () はASTM D1655の値

点は低くすることによってより沸点の低い留分まで使用できるようになりそれだけ原油から多くのジェット燃料を製造できる。また蒸留性状—終点や析出点を上げることによってより沸点の高い留分まで含めることができるため上と同様収率が増加する。現在のところ需要の停滞からこの規格の製品を供給しなければならない状態までに至っていないようである。この規格は通常の規格にとって代るものではなく一応この適用期間は2年となっている。しかし将来石油の不足が予想され、このような規格におきかえられる可能性が考えられる。なお将来の石油資源の展望について高井の文献がある。⁽⁴⁶⁾

4. 将来の燃料

将来の燃料はエンジンや航空機の設計的要因や石油の入手性、ジェット燃料の需要量または公害に関連することなどに影響を受けるが、短期的には耐熱性のすぐれた燃料、高発熱量の燃料または燃料を冷却して給油するなどの問題がでて来るかも知れないがその中で最も可能性があるのは需要量を満たすために前にも述べたASTM緊急時規格のようにより沸点範囲が広くかつ燃料特性を若干犠牲にした燃料になって

くる可能性があると考えられている。この場合沸点範囲が低い方にも広げられるため安全性の点で問題になって来るがそれは窒素不活性化システムの導入や Anti-misting additive の開発を促進することになる。また沸点範囲の高い方にも若干広げられると思われるが燃料系統の設計に大きく影響を与えるようなことはなからう。燃焼特性については現在の ASTM 緊急時規格程度の変更ですむのではなからうか。公害に関係する燃料性状は燃料の煙点や多環芳香族炭化水素含有量と燃料中の窒素分含有量であるが前者の2つは排気黒煙に関係し、後者は排気ガス中の窒素酸化物に関連する。煙点や多環芳香族炭化水素含有量は前にも述べたように現状より悪くなることは考えられても改善することはないであろう。しかし現在の規格そのものにかかなりの余裕があったであろうからそのために実際に排気黒煙が影響を受けることはないと思われる。燃料中の窒素分も現状より改良することは殆んど不可能であろう。なお燃料中の窒素分含有量は一例として 0.005% 重量である。長期的には将来工業用発電用等のエネルギー源が石油から他のエネルギー源に移行して行く時点で最後まで石油をエネルギー源とせざるを得ないのは航空機であろう。その後航空機の燃料は液体水素が使用される可能性が強いと言われている。液体水素について多くの文献^{34)~37)}が出ているがタンクの容積が極めて大型になることや燃料系統の断熱法などに関し設計上変更をしなければならないといった問題がある。液体水素に至るまでの間で石油以外の燃料で現在可能性のあるものはフランスで試験的に成功した石炭から製造する灯油タイプの燃料であろう。これは非常に熱安定性がすぐれていると言われているが現在のところコスト高で実用化できない。

5. あとがき

紙面の都合でバランスのとれた解説とすることができなかったが不足の点は他の解説書⁽¹⁾などを参考とされたい。最後に引用させていただいた諸文献の筆者とご協力いただいた方々に心からお礼を申し上げます。

参考文献

- (1) Maxwell Smith, Aviation Fuels (1970), G.T. Foulis & Co., Oxfordshire
- (2) Coordinating Research Council, Aviation Handbook - Fuels and Fuel Systems (NAV AIR 06-5-504) (1967)
- (3) H.M. Spiers, Technical Data on Fuel, British National Committee World Power Conference (1962), R&R Clark LTD
- (4) The Institute of Petroleum, Criteria for Quality of Petroleum Products (1973), Applied Science Publishers LTD
- (5) Significance of ASTM Tests for Petroleum Products, ASTM STP - No 7-B (1957)
- (6) 石油学会編, 石油用語集 (昭46), 朝倉書店
- (7) Harney, SAE Jour., (June 1956), 55
- (8) B.P. Botteri, AGARD CPP 84, (1971), 13-6
- (9) R.A. Russell, AGARD CPP 84, (1971), 20-1~8
- (10) J.M. Kuchta, ほか3名, AGARD CPP 84, (1971), 22-1~11
- (11) J.A. Macdonald, ほか1名, AGARD CPP 84, (1971), 23-2~7
- (12) R.E. Miller, ほか1名, AGARD CPP 84, (1971), 25-1~13
- (13) K.R. Bragg, ほか2名, SAE Paper 690437
- (14) Mackenzie Lee Hamilton, FAA Fuel System Fire Safety Conference, 1970
- (15) 高井潔, ほか2名, 内燃機関, 11-9 (1972-9), 21-34
- (16) A. Beerbower, ほか2名, SAE Paper 670364
- (17) Harris, J.C., SAE Paper 670365
- (18) Opdyko, G., SAE Paper 670366
- (19) Monarch, J., SAE Paper 670367
- (20) Lucas, J.R., SAE Paper 670368
- (21) Crawford, W.J., SAE Paper 670369
- (22) A.T. Peacock, ほか1名, SAE Paper 700251
- (23) FAA Report NA-69-17 (1969)
- (24) FAA Report NA-69-1 (1969)
- (25) 岩間彬, ほか1名, 化学工業, (1971年3月),

- 93~101
- (26) Aird, R.T., ほか1名, Wear, 18(1971), 361
- (27) Vere, R.A., SAE Paper 690667
- (28) Vere, R.A., AGARD CPP84, 11-1~13
- (29) Bishop, G.O., ほか1名, Wear, 18(1971), 488
- (30) Aird, R.T., ほか1名, Wear, 18(1971), 490
- (31) Shell Research Limited, IATA Meeting, Montreal, October 1974
- (32) J.K.Appeldoorn, ほか1名, SAE Paper 660712
- (33) E.A.DroegemueLLer, Fuel Req. for Super Sonic Transport, 6 th World Petroleum Congress, June 1963
- (34) Craig Covault, Aviation Week & Space Tech., Dec. 17, 1973,
- 38~42
- (35) E.J.Bulban, Aviation Week & Space Tech., Nov. 5, 1973, 27-28
- (36) P.M.Ordin, ほか2名, NASA RME57D 23, April 26, 1957
- (37) Anon, NASA CR112204, Nov. 10, 1972
- (38) 大掛亮次, 石油学会誌, 8-4(1965), 285
- (39) 大掛亮次, 石油学会誌, 9-7(1966), 551
- (40) 大掛亮次, 石油学会誌, 10-10(1967), 730
- (41) 大掛亮次, 石油学会誌, 11-10(1968), 756
- (42) 大掛亮次, 石油学会誌, 13-10(1970), 768
- (43) 大掛亮次, 内燃機関, 10-112(1971), 53
- (44) 大掛亮次, 石油学会誌, 14-11(1971), 895
- (45) 大掛亮次, 潤滑, 17-11(1972), 724
- (46) 高井潔, 自動車技術, 29-3(1975), 179-184

お し ら せ

米国Texas A & M University の The Gas Turbine Laboratories 主催の Fourth Turbomachinery Symposiumに関する案内が同大学のProf.M.P.Boyceより来ております。内容は下記課題(一部変更があるかも知れません)についての講義と討論が主で製品展示もあるようです。ちなみに前回(第3回)の時の参加者は約700名(主として米国で海外15ヶ国からの参加者も含まれている),製品展示は50社という規模のようです。ご関心をお持ちの方は下記にご連絡下さい。

日 時 October 14, 15, 16, 1975

場 所 Texas A & M Univ., College Station, Texas

LECTURES

1. Sub-Rotative Speed Resonance Action of Rotating Machinery
2. Compressor Impeller Failure Analysis
3. High Speed Coupling Failure Analysis
4. Effects of Water Treatment on Steam Turbines
5. Squeeze Film Bearing
6. Industrial Steam Turbines: Design for Reliability
7. Gas Turbine Operation in Extreme Cold Climate
8. Rotor Bearing System Design Audit
9. Low Frequency Vibrations at Centrifugal Compressor Installations
10. Bearing Damage
11. Optimized Coupling Selection
12. High Technology Aircraft Derivative Gas Turbines
13. Vibration Characteristics of Pump Cavitation, Gear Mesh and Blade Performance
14. High Efficiency Regenerative Split Shaft Turbines

DISCUSSIONS

1. Balancing Tutorium
2. Lubrication
3. Turbine Operation and Maintenance
4. Gas Turbine Operation
5. Compressor Operation Analysis and Maintenance
6. Turbomachinery Inspection and Repair Techniques
7. Equipment Installation

連絡先 〒160 東京都新宿区新宿3-17-7

紀伊国屋ビル(財)慶応工学会内

日本ガスタービン会議事務局

Te1. 03-352-8926

ジェットエンジン用軸受

航空宇宙技術研究所 宮川 行雄

1. まえがき

ジェットエンジン用軸受は、圧縮機およびタービンの回転系を支持する主軸受と、燃料ポンプ、油ポンプ、回転調速機などの補機軸受および補機駆動用軸受に大別される。このうち補機軸受および補機駆動用軸受については特に問題はなく、一般機械の軸受と同様に考えてよい。回転系を支持する主軸受は高速度、高温で用いられ、かつ高い信頼性が要求され、軸受として極限条件で使用されているといえる。それだけに多くの困難な問題が集約されており、軸受材料、設計、潤滑法など広範囲にわたり考慮すべき問題が多い。以下この主軸受について現況と問題点をのべることにする。

2. 軸受の使用条件

ジェットエンジン主軸受において使用上問題となる特徴的なことはつぎのとおりである。

2.1 回転速度 ジェットエンジン主軸受の回転速度は一般機械に比較して非常に高い。たとえば、ころがり軸受では回転速度の比較の目安として dn 値 (d は軸受内径を mm , n は rpm で表わす) が用いられているが、一般機械の dn 値は $20 \sim 30 \times 10^4$ 以下であるのに対しジェットエンジン主軸受では 100×10^4 以上である。図1はジェットエンジン主軸受の dn 値が年代とともにどのように変化したかを示したものである。初期の J42 エンジンの dn 値は約 100×10^4 で、当時としては非常に大きな値でその実用化には大きな努力を要したのである。しかしエンジンの高出力比とともに dn 値は増加の一途をたどり、現在ジャンボジェット機に用いられている JT9D エンジンでは 180×10^4 に達している。やがて将来は $300 \sim 400 \times 10^4$ になることが予想されている。

(昭和50年2月27日原稿受付)

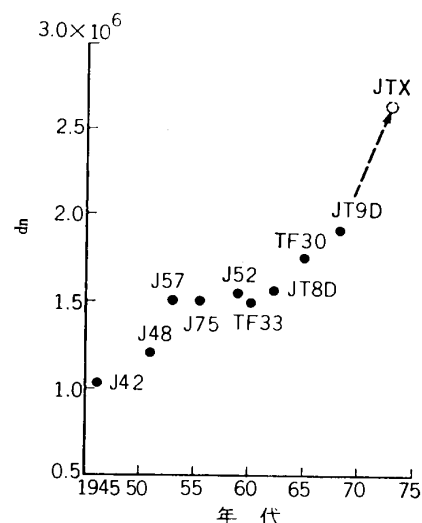


図1 ジェットエンジン主軸受の dn 値の増加

2.2 軸受温度 ジェットエンジン主軸受にとって回転速度が高いこととともに軸受温度が非常に高いということがもっとも特徴的な使用条件である。ジェットエンジンでは軽量、小容量が第一に要求されるため高速に伴う温度上昇に加えて、主軸受に対する高温ガスなどの外部からの加熱が大きい。このためとくに軸受温度が高くなるのはタービン側の軸受で約 $250 \sim 280^\circ C$ にも達する。さらに運転を止めた際、タービンなどの高温部分から熱が軸受部に流れこんで停止時にはさらに高い温度になる。

2.3 軸受荷重 ジェットエンジン主軸受は以上述べたように高速、高温という厳しい条件下にあるが、荷重の点では従来のピストンエンジンにくらべて衝撃的な変動荷重が作用しないので非常に有利である。半径方向の荷重は、回転体の自重とアンバランスから生ずる遠心力との和で比較的小さい。ただし大質量の高速回転部分があるから、飛行機の昇降とか旋回などの折にジャイロモーメントによる荷重を受けるが、ピストンエンジンの荷重に比較すると問題にならない程度である。

しかし軸方向には圧縮機やタービンからの大きなスラスト荷重が作用する。軸受にとってラジアル荷重よりもスラスト荷重が問題となる。

3. 軸受の形式と配置

3.1 軸受の形成 ジェットエンジンの主軸受にはころがり軸受が用いられている。これはさきに述べたジェットエンジンの特殊な使用条件に起因するものである。つぎにころがり軸受が使用されるおもな理由をすべり軸受と対比して述べよう。

(1) 2.2 で述べたようにジェットエンジン主軸受は280℃近くにも達する高温になる。すべり軸受では軸受メタルに比較的低融点の合金を使っていることから、軸受温度が100℃を越えると使用困難になる。これに対しころがり軸受は材料が鋼であり、現在一般に使用されている高炭素クロム軸受鋼(JIS SUJ 2)の許容作動温度は177℃であるが、高速度鋼(M50, M1)を用いることにより400℃程度まで使用可能である。軸受材料よりもむしろこのような高温で使用する潤滑油が問題となるほどである。この高温に耐えるということがころがり軸受の使用を決定的にしている最も大きな理由である。

(2) ジェットエンジンは、その用途からいってきわめて低い温度(-55℃)で始動することが要求されるが、ころがり軸受はすべり軸受に比較してはるかに低温起動が容易である。

(3) ジェットエンジンは構造上から大きなスラスト荷重を発生する。すべり軸受では高速で利用できるスラスト軸受によいものがない。一方ころがり軸受とくに玉軸受は1個の軸受でスラスト、ラジアル荷重を同時に簡単に受けることができるため、エンジン構造の簡略化、重量軽減が問題となるジェットエンジンではきわめて都合がよい。

(4) すべり軸受では、その潤滑は軸の回転により自然に構成される粘性油膜で隔てるという原理に基づいているため、油が短時間切れても軸受が焼けつく危険性が大きい。これに対しころがり軸受は始動時の給油不足によく耐え、また油が万一切れても短時間は運転可能である。このことは安全性を特に重要視するジェットエ

ンジンにとって有利である。

この他ころがり軸受はすべり軸受に比較して軸受すきまを小さくしうる、軸受の交換が容易、中心線の芯合せに対して比較的楽であるなどの有利な点がある。

以上の点からジェットエンジン主軸受には現在ころがり軸受が用いられているのであるが、これは何も本質的にころがり軸受がすべり軸受よりもすぐれているためではなく、さきに述べたようにころがり軸受が高温に耐えるためである。この反面ころがり軸受は、ころがり接触部の接触応力が材料の疲れ限度を越えている条件で使用されるため、取付けや潤滑が正常で理想的な運転状態においても、かならず一定の期間で疲れ破損を生じ使用不能となる。このため陸用船用大型ガスタービンで軸受温度を低く保持しうるときは、耐久性の点からころがり軸受よりもすべり軸受が使用されることが多い。結局ジェットエンジンでは今のところこれらの利点も欠点も合せ考えた上でころがり軸受が採用されているのである。

3.2 軸受の種類 ジェットエンジン主軸受として、回転体とケーシングの位置ぎめとスラスト、ラジアル荷重を支持するには玉軸受、軸方向の伸びを許容しラジアル荷重を支持するには円筒ころ軸受が用いられている。いずれも精度の高いJIS 4級以上のものが要求されている。玉軸受としては図2(a)に示すような内輪2つ割りのアンギュラコンタクト玉軸受を用いることが多い。この理由としては

(1) 転動体の数を増加できるため軸受の負荷

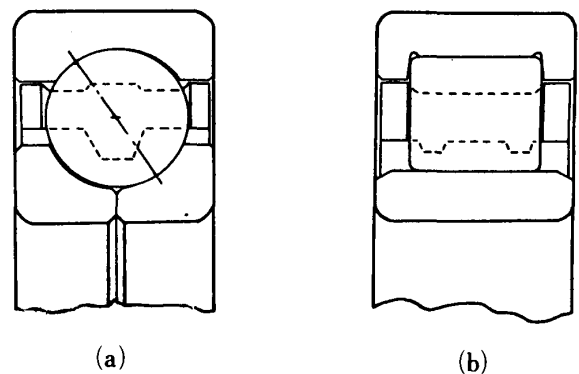


図2 ジェットエンジン主軸受

容量を大にしよう。

(2) 深みぞにより大きなスラスト荷重を支持することができる。

(3) 両方向にスラスト荷重を支持できる。

(4) 保持器に一般のリベットで両側組立ての代りに一体のもみ抜き保持器が使用でき、このため保持器の構造が簡単になり高速に適する。

なお1個の玉軸受でスラスト負荷容量が不足するときは2列にならべて使用するが、複列のスラスト軸受は理屈としては軸受1個あたりのスラスト荷重を半分にしようわけであるが、実際には必ずしもこのようにはならないので注意を要する。

円筒ころ軸受も図2(b)に示すように、玉軸受と同じく保持器にリベット両側組立てのものでなく一体のもみ抜き形を使用し、ころにはクラウニングを施す。

3.3 軸受の配置 スラスト、ラジアル荷重を支持し、回転部分と静止部分との関係位置ぎめに用いられる玉軸受は比較的温度の低い圧縮機側に、ラジアル荷重を支持し軸方向の伸びをにげる円筒ころ軸受は高温となるタービン側に用いることが多い。

図3は一軸形式のエンジンの軸受配置で、小形エンジンでは2軸受式であるが、圧縮機の中

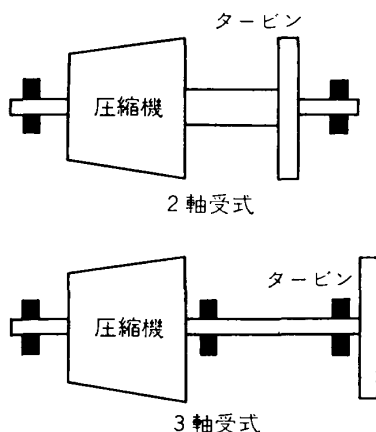


図3 ジェットエンジン主軸受の配置(1軸系)

央に玉軸受をおき、圧縮機前部とタービン側に円筒ころ軸受をおく3軸受方式(J 79)が多く用いられている。図4は2軸形成(JT3D)の軸受配置である。しかし同じ2軸受形式でも

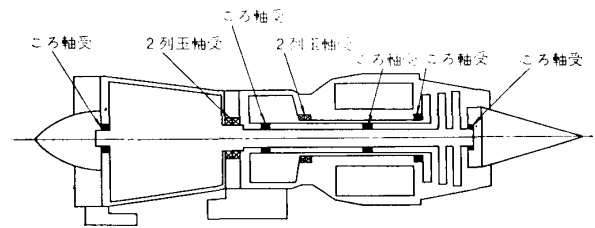


図4 ジェットエンジン主軸受の配置(2軸系)

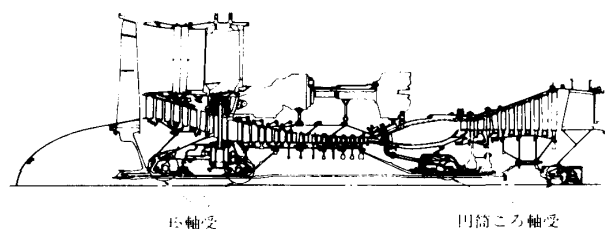


図5 JT9Dエンジンの軸受配置(2軸系)

最近のJT9Dエンジンでは図5に示すように軸受配置は簡単となり、ファンとタービン軸、圧縮機とタービン軸にそれぞれ玉軸受と円筒ころ軸受を用い、ころ軸受はいずれもタービン側においている。なお軸形式として3軸形式(RB 211)もあるが軸受配置は1, 2軸形式と大同小異である。

4. 軸受の諸問題

4.1 軸受の摩耗 高速におけるころがり軸受の摩耗、焼付きはいずれも保持器のすべり摩擦部分に生ずる、現在ころがり軸受の限界速度をおさえているのは保持器の潤滑問題であるといつてよい。つぎにこの一例を示そう。詳細は文献^{1) 2)}を参照されたい。

高速ころがり軸受の潤滑法としてはジェット潤滑が唯一の最適な方法である。しかしジェット潤滑を用いても回転をあげて行けば軸受が焼付く限界速度がある。図6はジェット潤滑下の深みぞ玉軸受(#6206)およびアンギュラ玉軸受(#30BNT)の限界dn値と給油量との関係である。#6206の保持器は高力黄銅製のもみ抜きの両側リベット組立て、保持器

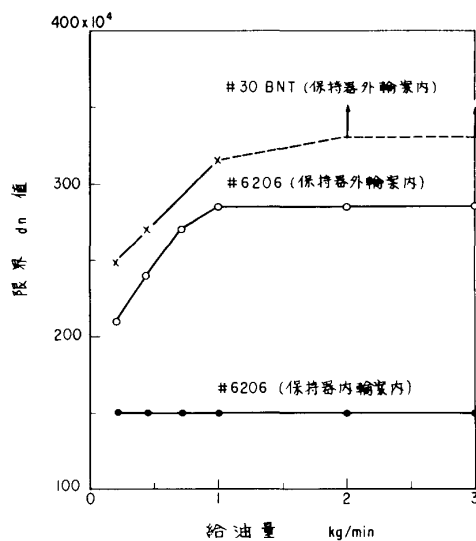


図6 ジェット潤滑における玉軸受の限界 dn 値と給油量

案内方式は外輪案内と内輪案内の2種類である。#30 BNTの保持器は高力黄銅製の一体のもみ抜き形で、外輪案内である。給油ノズルは1本で、保持器案内方式にかかわらず保持器と内輪間のすきまの中央に直角に向け、噴射速度は約 20 m/s 一定である。

#6206で保持器を外輪で案内したときは、多小のばらつきはあるが、給油量 0.22 Kg/min では $70,000\text{ rpm}$ 、 0.44 Kg/min では $80,000\text{ rpm}$ 、 0.72 Kg/min では $90,000\text{ rpm}$ 、 1 Kg/min 以上では $95,000\text{ rpm}$ で焼付きを生ずる。 dn 値では、それぞれ 210×10^4 、 240×10^4 、 270×10^4 、 285×10^4 となる。軸

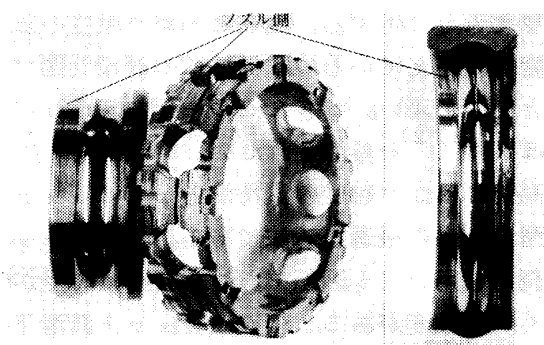


図7 深みぞ玉軸受(#6206, 保持器外輪案内)の焼付きの状況(給油量 0.72 Kg/min , 回転数 $90,000\text{ rpm}$ で焼付き)

受の摩耗, 焼付きは, 図7に示すように, いずれもノズルの反対側の保持器のすべり摩擦部分に生じている。

これに対し内輪案内の限界 dn 値は外輪案内に比較して大幅に低下しており, いずれの油量においても $50,000 \sim 55,000\text{ rpm}$, dn 値で $150 \sim 165 \times 10^4$ で焼付きを生ずる。この焼付きは外輪案内におけるのと同じくノズルの反対側のすべり摩擦部分に生じている。

同一軸受でもたんに保持器案内方式をかえるだけで限界 dn 値に大きな相違を生じ, 高速には保持器案内方式として内輪案内よりも外輪案内が有利である。

図6において, 同じ外輪案内であるが#6206に比較して#30 BNTの限界 dn 値は大幅に増加している。これは#6206の保持器は軸受の組立上から両側リベット組立で, このため精度が悪く強度も低い。これに対し#30 BNTは内外輪が分離できることから一体のもみ抜き形で加工精度も向上し強度も大きいためである。この他軸受材料, 保持構造などによっても限界 dn 値は大きな影響を受ける。

以上のようにころがり軸受の限界速度をおさえているのは保持器の潤滑問題で, 現在 dn 値で 300×10^4 , 周速で 160 m/s 程度までは可能であるが, 今後さらに限界速度を高めるためには軸受精度とくに保持器精度のいっそうの向上, さらに高速でも十分油が軸受内にはいるような潤滑法と保持器構造, 境界潤滑にも十分耐える保持器材料などについて多くの努力を必要としよう。

4.2 軸受の寿命 ジェットエンジン主軸受における特殊な使用条件としては, さきに述べたように高速かつ高温の苛酷な条件で使用されることである。軸受の摩耗や焼付きなどの早期破損は設計, 潤滑法などにより防ぐことができる。しかし理想的な運転状態においても遅かれ早かれ到達する寿命がある。すなわちころがり軸受は, ころがり接触部の接触応力が材料の疲れ限度を越えている条件で使用されるためある期間で疲れ破損を生じ, 転走面にはく離を生ずる。ジェットエンジン軸受は航空用としての性質上から所定の条件で十分な軸受寿命を

有し、交換までの期間に事故を発生しないことが最も強く要求される。

軸受の内外輪や転動体のいずれかに疲れによる最初のはく離があらわれるまでの総回転数を与えられた一定荷重のもとにおける寿命とよんでいる。一般の材料の疲れ現象がばらつきのあるいわゆる統計現象であるように、寸法、構造、材料、熱処理、加工法などを同じくする同一の呼び番号の軸受を、同一条件で運転しても当然ばらつき、軸受の寿命も統計的な分布をする。したがって、軸受寿命の基準として、この全部の軸受の平均寿命をとることは、実際の軸受の選定上適切ではなく、実用面からは使用軸受の大部分が保証される寿命をもって定義するほうが便利である。そこで、一般に一定荷重のもとに同一条件で回転する同一グループの全試料の90%がころがり疲れによるはく離をおこさずに回転する総回転数、あるいは一定回転数では総回転時間を寿命と定義し、これを定格寿命(90%寿命ともいう)とよぶことにしている。

しかしこの90%寿命ではジェットエンジン主軸受のように絶対的な安全性を要求されるものには不十分で、100%近くの寿命で考える必要がある。しかし90%寿命を100%近くまで信頼度を向上したとき、どのように寿命が低下するかということは従来不明確であったが、近年の多くの実験から明らかになってきた。ころがり軸受の寿命の分布はLundberg・Palmgrenの理論によると図8の下側の曲線に示すようなワイブル分布をする。しかし1961年

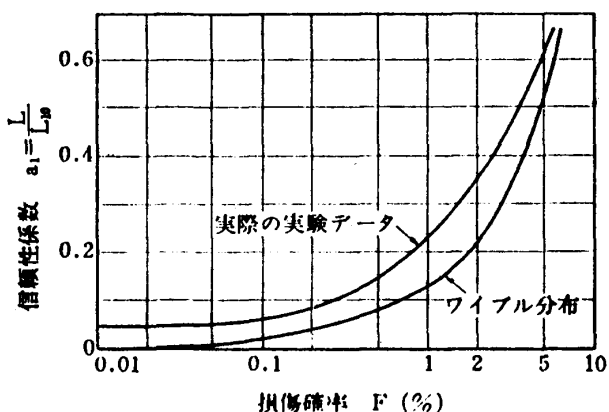


図8 信頼度増加による軸受寿命の減少

アメリカSKF社で2,500個以上の軸受の寿命試験結果を整理したところ、図8の上側の曲線のように損傷確率の小さいところではワイブル分布から外れることがわかった。これから90%寿命を100%近くまで信頼度を向上したとき、信頼性の増加による寿命低下の割合を示す信頼性係数は表1のようになる。これから99

表1 信頼性係数

信頼度 %	寿命 L	信頼性係数
90	L_{10} (定格寿命)	1
95	L_5	0.62
96	L_4	0.53
97	L_3	0.44
98	L_2	0.33
99	L_1	0.21

%寿命で1000時間要求されるときは $1000 / 0.21 = 4760$ 時間の90%寿命をもっている軸受を使用しなければならないことになる。したがって90%寿命で求められる軸受サイズよりも大きめの軸受を用いることが信頼性向上のために必要となる。

(1) 寿命に影響する諸因子

軸受の寿命にはすきま、はめあい、軸および軸受箱の精度など影響する因子が多いが、最近潤滑条件が軸受寿命に非常に大きな影響を及ぼすことが明らかとなった。これは軸受を使用する立場からは非常に重要であるので、つぎにとくにこの点について述べよう。

転動体と内外輪軌動面間の接触圧力は、弾性限に近く重荷重では 200 Kg/mm^2 以上にも達する。このため今まではどのような使用条件においても境界潤滑状態となって、それにともない金属接触がおこるものと推定されていた。しかし弾性流体潤滑 (Elastohydrodynamic Lubrication) 理論の発展によりこのような高圧下においても $0.025 \sim \text{数 } \mu\text{m}$ の厚さの油膜の形成が可能であることが明らかとなり、多くの

実験によっても確認されている。

アメリカSKF社では弾性流体潤滑理論と数多くのデータをもとに、潤滑条件の良否をあらわす指数としてつぎの油膜パラメータ A を用いた。³⁾

$$A = \frac{h_0}{(\sigma_1^2 + \sigma_2^2)^{1/2}} \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここに、 h_0 は弾性流体潤滑膜の厚さ、 σ_1 、 σ_2 は転動体、軌道面の二乗平均あらさ(rms)である。

すなわち A は二面のあらさの和よりも油膜厚さが大きいかどうかを示すパラメータであるが、実際の軸受に適用すると、 A に関してつぎのような形に単純化した式が得られる。

$$A = H(\mu_0 \alpha N)^{0.7} P^{-0.09} \quad \dots\dots (2)$$

ここに、 H は軸受内径と軸受系列からきまる係数、 μ_0 は大気圧、軸受温度における油の粘度、 α は粘度の圧力係数、 N は回転数、 P は動等価荷重で、これらの数値が与えられると A を簡単に求めることができる。

図9は油膜パラメータ A と潤滑係数との関係である。ここに潤滑係数とは90%寿命に対する実際の寿命の割合である。 $A < 1.2$ では実際の寿命は90%寿命よりも短かく、 $A > 1.2$ では90%寿命よりも増大し、 $A > 4$ では90%寿命の約3倍に増加する。

式(2)から油膜パラメータ A に対する P の影響

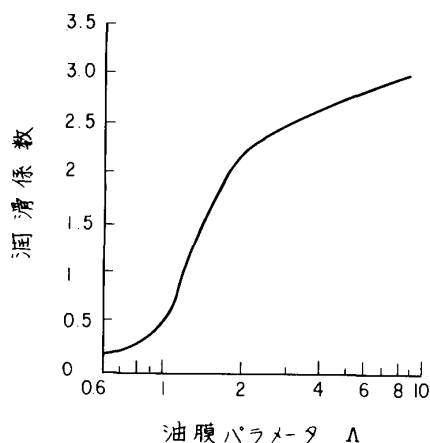


図9 油膜パラメータ A と潤滑係数

は比較的小さく、 μ_0 、 α および N の影響が大きい。このうち α は使用する油の種類によってきまるので、実際に寿命に大きな影響を及ぼすのは μ_0 と N ということになる。さらに式(2)から μ_0 と N は同じ割合で油膜パラメータに影響している。したがって、回転数が一定であれば粘度が大きいほど油膜パラメータは大となり、また粘度が一定であれば回転数が大きいほど油膜パラメータは大きく、この両者は同一の割合で寿命に寄与することになる。油の粘度が大きいほど寿命が長くなることは従来の実験でも認められていたが、回転速度については、速度が大きいほど寿命が低下すると考えられていたが、むしろ高速回転ほど厚い油膜が形成され寿命が増加し粘度と同等に影響することは重要である。

ジェットエンジン主軸受のように高い信頼性が要求されるものでは油膜パラメータ A は1.5以上であることが必要である。もちろん A が4以上であれば実際の寿命は90%寿命よりも著しく長くなるから有利である。しかし実際の設計に際しては軸受の型番と荷重、回転速度、軸受温度などの条件がはじめに与えられることが多いため、この条件下で A の値をチェックし、もしも1以下であれば設計を変更して対策を講ずる必要がある。

図9に示した油膜パラメータと潤滑係数との関係は比較的速度の遅い実験結果から得られたもので、ジェットエンジン主軸受のように高速下では、転動体に働らく遠心力のため荷重分布や負荷帯の範囲が変わることがあったり、また内輪と外輪との間に熱膨張の差が生じて、軸受の運転すきまを変えることがある。このような荷重分布の変化に加えて、転動体の公転による遠心力が外輪に加わる力を増加させて、その結果外輪の寿命を標準の予測値よりも低下させるため注意を要する。

軸受の寿命に関しては今日かなり明らかとなったが、まだまだはっきりしない点が多く現在も盛に研究が進められている分野である。しかし従来軸受の設計はもっぱら経験にたよっていたが、今日では軸やハウジングの剛性、遠心荷重、軸受の内部構造などが軸受寿命の予測値、発生熱量、摩擦係数、保持器のすべり、油膜パ

ラメータ A などどのような影響をおよぼすかを電子計算機によって計算し、最適の条件を求める手法がとられるにいたっている。この詳細については紙数の都合で省略することとし文献⁴⁾に譲る。とくにガスタービン軸受の設計については Given の解説⁵⁾が非常に参考になる。

4.3 軸受材料 一般に軸受材料として高炭素クロム軸受鋼 (JIS SUJ 2) が使用されているが、しかし温度による急激な硬度低下から、標準熱処理のものの使用は 120℃、耐熱処理を行ってもその使用限界は 177℃である。初期のジェットエンジンで軸受温度があまり高くなかったときは、この材料でも問題はなかった。しかし軸受温度の増大にともなってこの材料では不満足となり、高温においてもかたさ、疲労強度その他ですぐれた軸受材料が必要となった。このためモリブデン系の高速度鋼 M50 (4.25%Mo, 4%Cr, 1%V) が用いられている。

軸受材料として最近とくに注目されるのは製鋼法の進歩による軸受寿命の延長である。表2は大気溶解の高炭素クロム軸受鋼 (AISI 5210=JIS SUJ 2 相当) の90%寿命に対する寿命増加の比率が製鋼法、軸受材料に

表2 軸受鋼の寿命と使用温度

材 料	寿命増加 係数 ¹⁾	最大許容作動 温度℃	停止後の最大 許容温度℃
AISI 52100 (熱安全処理)			
大 気 溶 解 (AM)	1	177	204
真 空 脱 ガ ス (CVD)	3	177	204
真 空 溶 解 (CVM)	5	177	204
52CB (熱安全処理)			
真 空 溶 解 (CVM)	10	260	288
AISI M-50			
真 空 溶 解 (CVM)	10	315	538
WB 49			
真 空 溶 解 (CVM)	2	482	538

1) 潤滑状態良好, C/P>2 における 90% 寿命 L_{10} の最大の増加率を示す。

2) ジェットエンジン停止後にタービンからの熱の還流による軸受温度上昇の許容温度を意味する。

よっていかに変化したかの一例をその使用限界温度とともに示したものである。⁵⁾大気溶解に比較して真空脱ガスの寿命は3倍に増加し、現在では市販の軸受鋼のほとんどが真空脱ガス処理されている。真空溶解処理によって寿命はさらに増大し、ジェットエンジン軸受にはすべて真

空溶解材が用いられている。さきに述べたようにジェットエンジン軸受では99%ないし100%寿命で設計するためカタログでいう90%寿命よりも著しく短くなるが、ある程度軸受材料の面からカバーできることになる。ただ、耐熱用軸受鋼には合金添加量が多いため、溶製の際に偏析、巨大炭化物を生じやすいことのほか、加工工程、熱処理工程など製造上の問題がまだかなり残されている。今後さらにすぐれた鋼種、製造技術の開発が期待される。

保持器材料はさきに述べたように軸受の寿命よりも摩耗、焼付きなど軸受の早期破損を左右する重要な因子である。現在用いられているのは銀めっきした鉄けい素青銅 (AMS 4616) で、約316℃まで使用可能である。これ以上の温度にはニッケル合金AMS 4892が用いられている。しかし条件が苛酷になるといずれも保持器の摩耗、焼付きをおこしやすく、さらに耐摩耗性の高い材料の開発が望まれている。

5. 軸受の潤滑

ジェットエンジン主軸受のように高速、高温で使用される軸受では、その潤滑法も重要な問題である。高速ころがり軸受の潤滑には、ノズルから多量の油を軸受に吹きかけて潤滑するジェット潤滑と油の霧を多量の空気といっしょにしてかけるオイルミスト潤滑がある。後者は多量の油の代りに空気による冷却を企図したものであるが、信頼性にかけ超高速には用いることはできない。昔しのジェットエンジンでこの方式を用いた例もあるが、現在ではジェット潤滑がもっぱら用いられている。

図10はジェット潤滑方式によるジェットエンジンの潤滑系の一例である。油タンクの油は送油ポンプで2~5 Kg/cm²の圧力で、各主軸受および補機まわりへ送り出され、潤滑し終った油は排油ポンプで強制排油され油タンクに戻る。主軸受の潤滑はジェット方式で、ノズルの位置はなるべく軸受に近く(5~10mm)、内輪と保持器の中間に軸受端面に直角に向けるのがよい。ノズルからの油の噴射速度は20 m/s程度にとるのがよいが、あまりノズルの径が小さいと目づまりする恐れがあるので普通1mm以上にとる。また2本のジェットを用いると一方の

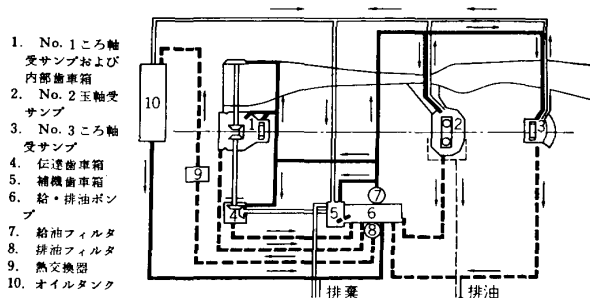


図10 ジェットエンジン潤滑系の一例

ジェットがつまっても軸受に潤滑油を供給することができるため安全性が高まり、最近のエンジンではこの方式を用いている。

潤滑油はダイエスチル系の合成油MIL-L-7808 が用いられているが、米国海軍ではMIL-L-7808を改良した耐酸化性、耐荷重の高いMIL-L-23699 を用いている。超音速用エンジンでさらに温度が高いところにはポリフェニール・エーテル系が考えられている。

さいごに潤滑に関して最近の新しい動向について述べよう。図11はJT9Dエンジンの主軸受の潤滑方式で、図に示すように潤滑油によ

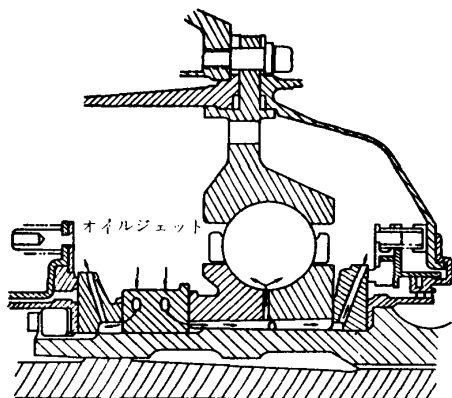


図11 内輪給油方式

って内輪を冷却し、内輪の給油穴から油を供給している。この方式では軸受内部に確実に潤滑

油が供給され、内輪の冷却と相まって信頼性の高い潤滑法である。

ジェットエンジンで軸系が比較的長い場合には軸の振動が問題となるが、ころがり軸受を含む支持部の剛性を変えて共振点を下げたり、振幅をへらすことが最近のエンジンでは採用されている。図12に示すように軸受外輪と支持部

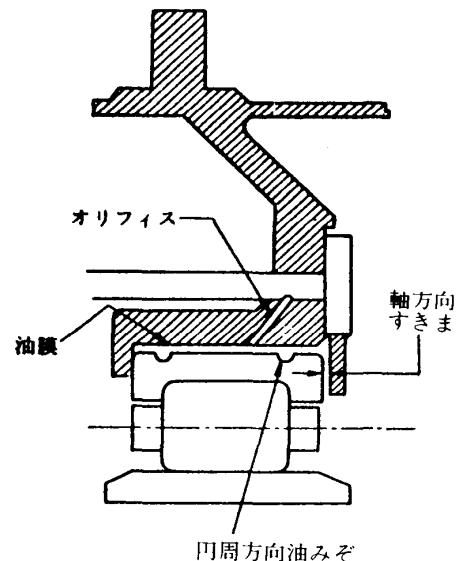


図12 振動軽減用ダンパー軸受

のすきまを0.1～0.2mmと大きくし、ここに潤滑油を送りこんで油膜を形成して支持剛性を下げ、回転系のたとえば1次危険回転数を使用回転数範囲より下にしたり、また振幅を減少させる。この種の軸受をスクイズフィルベアリングともいっている。

エンジンの保守に関しても潤滑油や作動油に含まれる異物の検出とコントロールが長足の進歩をとげた。たとえば潤滑油を流しながら自動的に油中の異物のサイズと数を自動計測する装置も開発され、米国ではコンタミネーションコントロールに関する規格が制定されている。さらにジェットエンジンの運転中においても軸受、歯車、スプラインなどの摩耗状況を監視するSOAP (Spectrometric Oil Analysis Program) が用いられている。これはエンジンから潤滑油を抽出し、定量型発光分光分析装置により潤滑油中の摩耗金属元素 (Ni, Cr, Al, Cu, Pb, Ag, Sn, Mg など) を百万分の1

の単位 (ppm) で定量分析する方法である。これによって異常摩耗を起こしている部品を予知することが可能で、たとえば鉄、銅、銀が検出されれば軸受、鉄と銀ではスプライン、鉄だけでは歯車あるいは軸受外輪のフレッチングという可能性の推定ができるわけである。米空軍のマニュアルでは各エンジンごとに摩耗金属元素の要注意の規定値を定めている。

以上のように軸受の設計、材料、潤滑法などの進歩により軸受の信頼性も非常に高くなったが、さらにそれを向上させるためには今後多くの努力を必要としよう。

文 献

- 1) 宮川他：潤滑, 17, 10(1972), p. 622 ;
17, 12(1972), p. 820
- 2) 宮川他：航空宇宙技術研究所報告, TR-284
(1972)
- 3) T.A.Harris : Product Engg., April 12
(1965), p. 76
- 4) T.A.Harris : Rolling Bearing Analysis
(1966), John Wiley & Sons.
- 5) P.S.Given : SAE Paper, No 670060 (1967)

21 st Annual International Gas Turbine Conference 開催案内

1976年3月21日から25日まで米国 New Orleans 市で開催される標記会議のうち Turbomachinery 関係の session の主題は以下の通りです。

記

- (1) Time Dependent Flows Within Turbomachines and Their Effect on Performance, Stability, and Blade Response.
- (2) Application of New Measurement Techniques and Model Testing to Development of Turbomachines.
- (3) Noise Attenuation in Turbomachines.

論文発表申込期限 (1975年6月1日) は既に過ぎておりますが、参加希望の方は ASME Gas Turbine Division の Turbomachinery Committee 国内委員 (田中英穂 (東大), 妹尾泰利 (九大), 有賀一郎 (慶大)) または事務局までお問合せ下さい。



「ホイットル自伝より」

慶応義塾大学工学部
小茂鳥 和 生

Sir Frank Whittle

サー・フランク・ホイットル、ジェットエンジンの発明者。1907年7月1日、イングランド中部、コベントリ市（Coventry）に生れる。1923年9月、英空軍クランウェル飛行練習生（Apprentice of RAF Cranwell）として英空軍に入り、推薦されて空軍士官学校に進み、卒業後英国空軍士官の道を歩む。その後中央飛行学校、及び空軍技術学校に学び、選ばれてケンブリッジ大学の工学部で航空工学を研究し、さらに大学院の課程を修了する。

その間1928年航空用ガスタービンエンジンの着想を得、これをジェットエンジンにまで発展させ、1930年1月16日特許を提出、受理された。この考案を発展させるべく、空軍省初め各方面と折衝し、航空審議会（Air Council）、British Thomson and Houston Turbine Co.（B・T・H社）、ファルク商会（Falk & Partners）及びホイットルの4者で1936年パワージェット社（Power Jets Limited）を設立、ホイットルは名誉技師長に就任しジェットエンジンの試作が開始された。

1937年3月試作1号が完成、試運転が行なわれた。その後試作2号機W・I型をGloster-Whittle E28/39型機に搭載、1941年5月15日、初飛行に成功し、第2次大戦末期ジェット戦闘機は実戦にも投入され、V・1号の撃墜などの戦果をあげた。

ホイットルはその後パワージェット社においてジェットエンジンの開発につくしたが

1946年辞任、1948年6月30日には空軍准将として軍を退官した。彼のジェットエンジンの発明と開発の功績に対し、「発明者に対する王室評議会」から10万ポンドの賞金が授与され、更に同年7月ナイトの爵位が授けられた。

以上はホイットルについて概略をエンサイクロペディア風に記述してみたものである。

ホイットルは英国の成功者がよくするように、退官後その自伝を執筆し、1953年8月“Jet, The Story of a Pioneer”¹⁾²⁾と題して刊行したが、その序文の書き出しで次のように述べている。

『この本は自叙伝ではない。これは主として英国におけるターボジェットエンジンの開発に私が携ってきた、その歴史である。ターボジェットエンジンに関する実際の仕事を述べるに先立って、私の生い立ちを手短かに記しておいた。それによって読者は、其処に発明の一粒の種子がまかれ、それが根を張り、生い繁るに至った土壌の性質について、幾らかをうかがい知ることが出来るであろう』

確かにこの本はホイットル自伝というよりはジェットエンジンそのものの歴史といってよいだろう。さらに、技術的記述に言葉を費すよりは、一つの発明が育った環境がいかに逆境であったか、について多くが語られている。そのような内容が英国軍人らしいかたい文章——と筆者には思えるのだが——と相まって、決して“面白い読み物”にはなっていない。とはいえ、ジェットエンジンの出生とその成長が、発明者自身によって直接語られているこの物語りは、

（昭和50年3月12日原稿受付）

ガスタービン関係者にとって一読の価値があるであろう。

さて本書を通読して感じられるホイットルの人となりは、天才というよりはやや冷徹な感じの努力家のようで、これは彼の風貌からもうかがわれる。(カット参照)彼は小学校以来しばしば首席かそれに近い席次を得、軍から推薦されて学んだケンブリッジ大学の卒業試験の際も、当時すでに始まっていた試作エンジンの設計と材料の入手などという労多い仕事にさまたげられながら、5週間の集中勉強により、首席を勝ち得ている。このような集中的努力と、ねばり強さ、こそ彼をジェットエンジンの先駆者たらしめた原動力であったろう。もっともこれらの資質は大いなる発明者、例えばオット(Otto)やディーゼル(L. Diesel)にも共通なものかもしれない。しかしオットエンジンなどが、当初いわば町工場的な環境の中で、手工業的に造り上げられたのに対して、ジェットエンジンの完成にははるかに高度な工学と技術が最初から必要であった。その試作も初めからホイットル個人の手だけにはおえず、多数の技術者のチームを組織し、大きな生産能力を有する企業を動かさねばならなかった。ホイットルの努力も技術上の問題に止まらず、まず組織作りに向けられねばならなかった。次に組織内・外の摩擦と、その処理に悩まされ、そこでも彼のねばり強さが発揮されることになる。

さて筆者自身の感想が長くなってしまったが、ここに、できるだけ彼自身の文章によってジェットエンジンの歴史をたどってみたい。

生いたち

まずホイットルにその生いたちを語ってもらおう。

『私の両親は、その時代のランカシャー地方の典型的な労働階級の中で育った。当時それらの人々の生活は現在からみると極めて苦しいものであった。両親は結婚後、コベントリに移り、そこで1907年7月1日に私が長男として誕生した。——、父は才能豊かな発明家であり、又熟練した技術者でもあった。したがって、私の持っている技術的才能や独創力は疑いもなく父から受けついだものである。私は発明の雰

気の中で育った。特に日曜日には父は何時も何か新しい考案にふけており、私はそのわきで遊びながら、すぐに製図板だとかT定規だとか、その他の製図道具となじみになった。』

4才のクリスマスにホイットルは両親から飛行機のおもちゃを贈られ、これが彼の一生を飛行機と結びつけることになったのかもしれないと彼は回想する。それは1903年ライト兄弟がノースカロライナ州のキティーホークで歴史的な初飛行をしてから僅かに11年を経たにすぎない、まさに飛行機の揺籃時代のことであった。そんな環境に育ったホイットルは中学校を終えた後、英空軍の飛行練習生に応募し、落第する。背の高さが不足だったからである。ここで彼持ち前のねばりが発揮され、体育教官から背の伸びる食事と、体育の処方もらい、6ヶ月で3インチも伸びることができる。但しこの試験は2回は受けることの出来ないものであったのを、ごまかしの申告により首尾よく英空軍の一員になることに成功する。1923年9月のことであり、このごまかしが英国にジェットエンジン発明国の榮譽をもたらしたといえないこともない。

ジェットエンジンの芽生え

ホイットルは3年の後、推薦されて英国空軍士官学校に入り、回転シリンダエンジン付のAvro 504 K型などという古典的飛行機で空への第一歩をふみ出すが、ここで彼の一生を定めた論文が書かれる。1928年ホイットル21才のときである。

『科学課目の課題として、われわれは学期毎に一つの論文を書かねばならなかった。第4学期のとき、私は“Future Developement in Aircraft Design”という題目を選んだ。この課題がジェット推進に関する私のその後引続く仕事の事実上の出発点となったものである。この下調べをしている間に、非常な高速と、大きな航続距離とを同時に満足させようとするならば、空気密度が小さく、したがって速度に対する空気抵抗が大巾に減ずるような、高高空を飛行することが必要である、という結論に達した。私は毎時500マイルの速度で、空気密度が海面上の値の1/4以下であるような高空を

飛行することを考えていた。

普通のピストンエンジンと、プロペラとを組み合わせたのでは、私が頭に描いた様な高速、高々度航空機用の原動機としての必要条件をみたすことは不可能であると思われた。そこで、原動機についての議論の中で、私は大風呂敷を広げて、ロケット推進、およびガスタービンを用いてプロペラを駆動する方法の可能性を論じた。しかしながら、その当時は未だ、ガスタービンを直接ジェット推進方式に使用するという考えは思い浮ばなかった。』

彼の当時のノートがある・(図1)その中程のところに『a petrol-driven turbine が原動機として最も効率が良い。』というような記述が見えるが、当時ガスタービンにこんな呼び方があったのだろうか。ノートの後半はプレイトンサイクル(左頁の図)の説明のようである。当時 Stodola の書物も、またその英訳も³⁾すでに出版されており、その中でガスタービンの理論もくわしく述べられている。したがって、ガスタービン自体は決して新しいものではなく、ホイットルの創意はこれを航空機用に

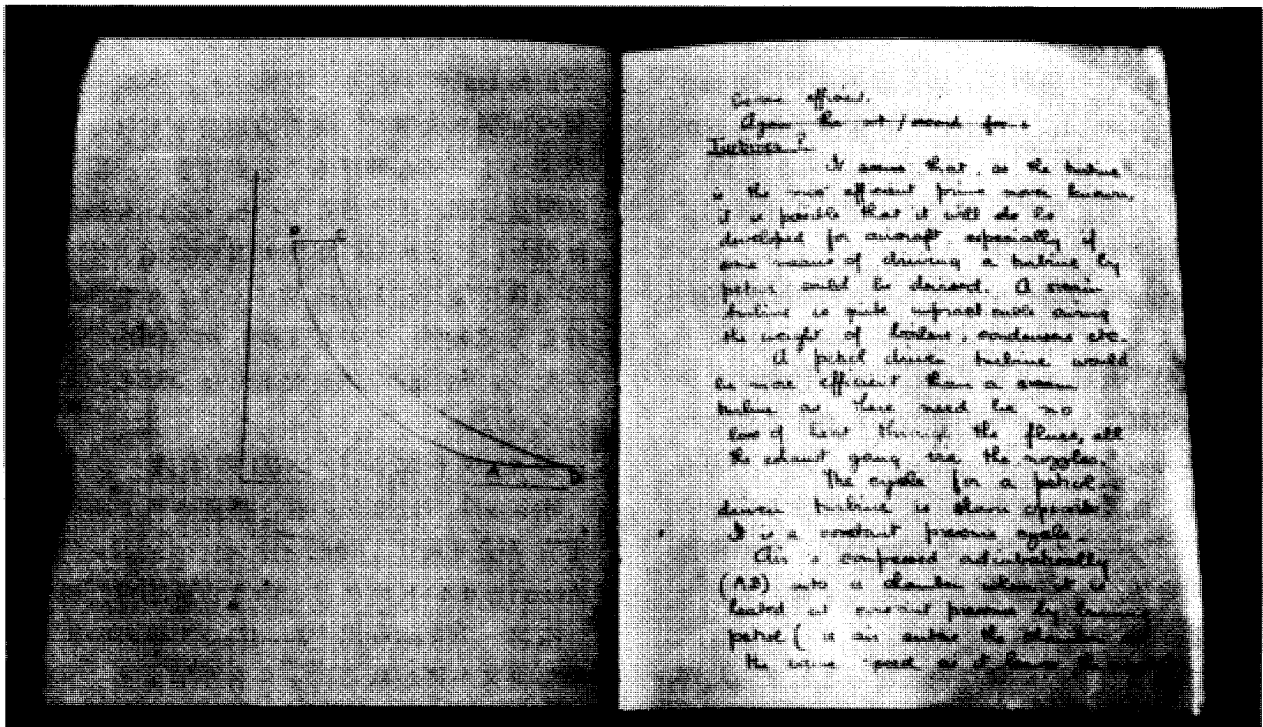


図1 1928年当時のガスタービンを論じたノート

用いるという点にあったというべきであろう。

操縦者ホイットル

ホイットルは士官学校を2番で、賞を受けて卒業するが、操縦の腕前も達者だったようで、在学中から曲技飛行で名を知られ、中尉に任官してからも英空軍の年中行事である飛行大会に曲技飛行の選手として選ばれる。彼の出場したのは“道化飛行”と呼ばれる番組で、2機が組みになっての衝突のまね、気狂い編隊、などというばかげた飛び方を見せるものであったが、

これについても、司令官からの賞状を受ける。

さらにテストパイロットとして海軍航空機試験所に勤務し、カタパルトの初の射出試験を経験する。軍艦からのカタパルト射出実験の際、後座席の同乗者がほうり出され、尾翼につかまったまま、あやうく着水する、などの冒険談が語られるが、これも大空を飛ぶということが、実用よりはむしろ、人間の夢の実現、であった古き良き時代の物語りである。

ターボジェットの特許

さてこのようなパイロット生活を続けながらも、彼のガスタービンエンジンの考案は次第に熟していく。前に宿題として描いた着想はターボプロップであったが、これがエンジンジェットになり、再びタービンにもどって、ターボジェットの形をとったのは1929年の末であった。この考案は空軍省に正式に提出されたが簡単に却下されてしまう。理由はタービンの実現が当時の高温材料の技術からみて不可能であるという点にあった。しかし友人のすすめもあって1930年1月16日付で特許の出願が提出され、軍の制約も無いまま一般に公示される。この特許はホイットルの百方画策にもかかわらず、興味を示す者が現われず、とうとう1935年1月の更新期限には支払うべき5ポンドの金が無く、放棄してしまう。ホイットル自身も一時はあきらめかけ、この頃がジェットエンジン実現の第1の危機であった。

さてこれより少し前、ホイットルは技術課程の学習に際し、98点という驚異的成績をおさめ、ケンブリッジ大学派遣の機会を掴む。これがホイットルの正式の技術教育の始まりであったが、またターボジェットを発展させるチャンスでもあった。大学について彼は次のように書いているが、これは現在のわが国技術教育の問題点でもある。

『数年間の実地の経験を経て大学に入ったということは、いろいろの場合に大きな利益であった。というのは私自身の経験の中でぶつかった多くの現象について、その理由を知りたいという強い願望を抱いていたからである。勿論、私の最大の関心事は航空工学に密接に関係した問題であった。私にとっては極めて実的な意義をもっているような事柄が、学校から直接大学に進んだ連中から見ると、むしろ学問上だけの空論に思えるらしかった。』

Power Jets 社の設立 — 試作の開始

ここでジェットエンジンの初期に功績のあった2人の名前をあげておこう。D. Williams と L. L. White である。ウィリアムスはホイットルの士官学校時代の同級生で、あきらめかけていたホイットルを勇気づけ、一気に試作実

現にまで走らせた原動力である。ホワイトは後にジェットエンジンの試作を財政的に支援したファルク商会 (Falk & Partners) の経営者の一人で、物理学者、哲学者、そして銀行家という変った経歴を持つ人物であった。ウィリアムスのはげましにより、以前の特許を改善した形で3つの特許をとり、また彼の奔走の結果次々と賛成者、同調者を得て、ホワイトら及び航空審議会も加わって、ここにターボジェット試作を目的とした会社が一気に設立されることになった。Power Jets Limited と名づけられ1936年3月、ホイットル29才のことである。

ホイットル自身は軍人、学生、そしてパワージェット社の期限5年間の名誉技師長という奇妙な立場にあったが、空軍省の主張で彼の身分につき次の様な条件がつけられた。

『発明者ホイットルの行うべき仕事は……彼の公務に抵触せぬようにしなければならないこと、またその仕事ならびに監督の為に会社が発明者に対して要求できる時間は航空審議会総裁の承諾の無い限り、1週間に6時間を越えてはならないことを規定する。』

とはいえ、ホイットルは関係者の理解により、工学の研究を公務とするケンブリッジ大学の学生の立場にあったし、卒業後も大学院で研究を続けることが許されるという恵まれた立場に立つことができた。かくしてターボジェット社設立の準備がまだ整わないうちからホイットルは早くも試作エンジンの設計に取りかかった。時速500 mile/h の小型郵便機の動力がその目標であり、表1のような要目が定められた。

表1 試作1号ターボジェット要目

圧縮機	遠心両側吸込み、直径 19 in 17750 rpm, (周速 1500 ft/s) 圧力比 4.0 効率 80 %
タービン	軸流 直径 16.5 in 17750 rpm (周速 1250 ft/s)
空気流量	1500 lb/min
燃 焼 器	単一かん形 内容積 約 6 ft ³
燃料消費	200 ガロン/時

各要素の試験から始めるのが当然であろうが、

その設備を設けるだけの資金が無く、また急ぐことから、いきなり完成機を目指して、ここにやや強引ともいえる設計が始められる。ホイットルにとって、空力的な設計にはいささか自信があったが、燃焼器については皆目見当がつかない。名の知られたボイラ・メーカーと目的を秘したまま交渉するが、在来ボイラの20倍という燃焼負荷の要求値を示すと、頭から否定されるだけであった。そんなとき、ようやく小さな燃焼装置メーカーの協力が得られ、単体実験用の燃焼器を注文するまでにこぎつけた。

実は後日も燃焼器についてはさんざんてこずるのであるが、彼は初期の燃焼実験の模様を次のようにスケッチする。

『試験を実施する場所はB・T・H社のタービン工場の張出しになった工務室の下の戸外であったが、試験が行なわれているときには、其処の居住者にとってはまことに気の毒な仕儀となった。騒音は耳をろうするばかりであり、それに燃焼に伴う振動が加わった。おまけに装置からは時々燃料の霧や、煙が吹き出し、もうもうとして工務室の中にまで押し寄せた。— 装置は一度としてシールが完全だった事がなく、燃料の大きな溜りが何時もその下にできていた。このままでは遅かれ早かれ火のついたしずくが落ちて、それを炎上させ、われわれは地獄の鬼さながらの姿で炎の間をかけまわるようなことになったであろう。タービンの製図室はほんの数ヤード先にあり、その連中もまた、騒音や煙の恩恵をこうむったのであった。パワー・ジェット社の図面はその匂い — 燃料油の — でわかる。とさえいわれていた。— 。

これらの実験は人目をひくにもかかわらず、その情報は驚く程外部には洩れなかった。或る人達はわれわれが火炎放射器の研究を進めているのだ、とまさしく考えていた。』

最初の試運転

燃焼試験と併行してタービンや圧縮機の設計と製作が進められていったが、早くも資金不足、材料の入手難によって計画はしばしばくい違う。軍航空研究所の間でもジェット推進の実現は無理であるとの説、ターボプロップを主張する権威者、などが入り乱れ、ホイットルは試作を進

めるかたわら反対者達の説得や、より多くの賛成者の獲得のために、文字通り飛行機で飛びまわらねばならなかった。そんな中で、僅か一年で試作が完了したのはまさに驚異的とさえいえよう。ただしこれは図2に見るような、いささか不細工なしろものである。

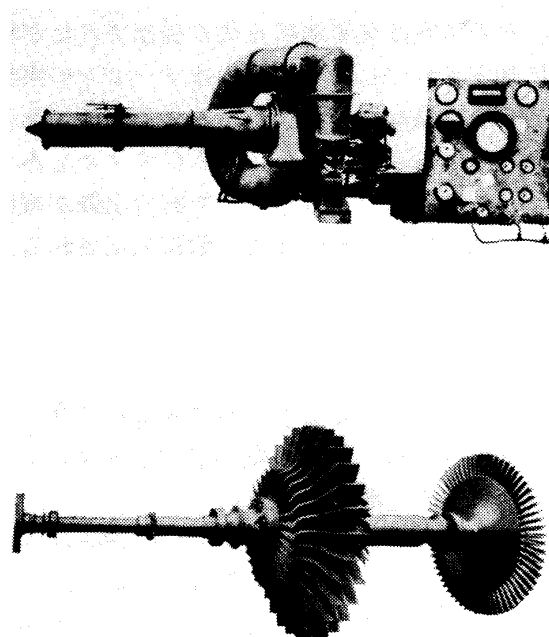


図3 試作1号機のロータ、圧縮機翼枚数30枚、タービン66枚

『われわれは1937年4月12日、ターボジェットエンジンの最初の試運転を行なった。その時の有様を私の日記の中に次の様に記録している。

「1000 rpmにてパイロットジェットの点火に成功。始動モータにより2000 rpmまで回転上る。スピードを更に2500 rpmまで増すように命じ、その間、B弁を開く、そのとたんエンジンは暴走を始めた。2300 rpmで自力に入ったもようで、その際の動力は5HPにすぎなかった。燃料還流管がはなはだしく過熱されているのが認められた。燃焼器内筒は赤熱されていた。燃焼状態きわめて悪し」』

この時の暴走は8000 rpmで止み、事無きを得た。燃料系統を直してその夕方再び実験し、またまた制御不能のまま8000 rpmまで暴走する。これは結局燃料ポンプのテストランの度

に漏れ出た燃料が、噴射弁の下にたまっており、これに着火するという初歩的なミスとわかって解決する。

このような燃料系の不具合になやまされ、さらには圧縮機ロータがケーシングをカチルというような事故にあいながらも、それらを修理し、だましだまし実験を続けていく。これは新たに試作を行なう資金が無かったからである。エンジンの理解者である航空研究委員会議長、Sir H. Tizard のホワイトにあてた次のような書状は苦闘するホイットルとそのチームを大いに元気づけるものであった。

『貴殿はホイットルの計画に対する小生の意見を尋ねられました。小生は彼の考案に根本的に不合理な点は何も無いと考えております。彼の見通しの中で、ある点は幾分樂觀にすぎかもしれませんが、たとえそうであっても、必要な財政的支援と、激励さえ与えられれば、計画はかなり有望であり、航空用の新しい形式の原動機を作ること成功すると考えております。もし将来の航空機に必要な大出力を得ようとするならば、何らかの形式のタービンを発達させる以外に方法が無い、と小生考えております故、この研究には特に関心を寄せている次第であります。更にこの種のエンジンでは重油を使用できるという点が国防上および経済上の観点からも非常に重要であると存じます。

小生はホイットル空軍大尉をきわめて高く評価しております。彼はこの種の研究に対する能力、行動力、および熱意を兼ね具えており、実際上の問題についても詳しい知識を持っております。——（1937年7月22日付）』

1号機の終えん

1号機の実験のかたわら、次の試作W-1型の設計、Gloster 社による機体の計画も並行して進められていく。

とかくするうちに1939年9月、ヒトラーのポーランド進攻から英・独の間にも戦端が開かれ、一きょにジェット機数十機の生産計画まで樹てられ、パワージェット社と Rover 社、B・T・H 社などとの間で、ジェットエンジンの主導権をめぐる政治的、あるいは経済的な抗争が続けられる。そして或る日、

『1941年2月22日、試験用エンジン1号機の名誉ある生涯が閉じた。タービン車盤が修理不能の大破壊を生じたのである。（図4）

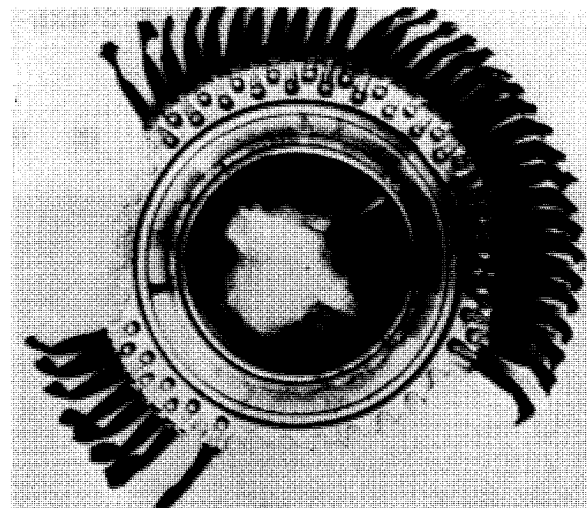


図4 試作1号機のタービン車盤は完全に破壊してしまった（1941年2月22日）

最初に運転を始めてからほとんど4年に近かった。

その終焉はまことに栄光にみちたものであった。最後の7週間だけで約100時間の運転が行なわれ、1938年10月の第2次改装以来170時間の運転時間となっていた。』

このエンジンはこれまでの運転によって多くの技術的情報をもたらしたが、何よりも、パワージェットのチームに対してはそれが働いているという精神的な支えが大きかった。すでにその頃試作2号機W-1X型が動き始め、かなりの成果が得られていた。（つづく）

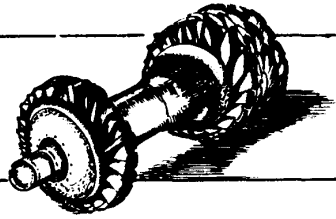
文 献

- 1) Sir Frank Whittle, Jet - The Story of a Pioneer, Frederick Muller Ltd, London (1953)
- 2) 上記訳書、巖谷英一、荒木四郎、小茂島和生訳、ジェット・ある先駆者の話、一橋書房（昭和30年）（絶版）
- 3) A. Stodola, Steam and Gas Turbines, Mc Graw Hill (1927)。

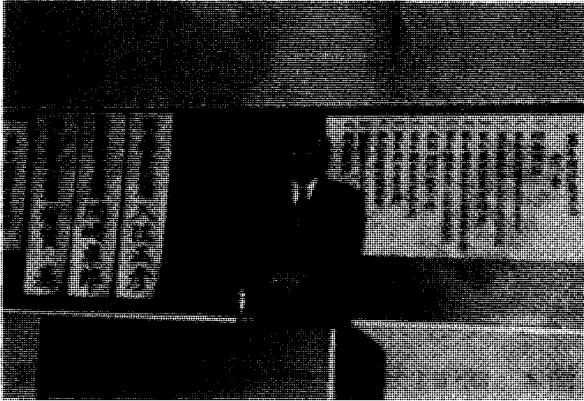
注) 本稿の写真は上記1)からの複写、カットは著者の写真から筆者がスケッチしたもの、本稿『 』内は上記1)からの抜萃である。

報告

日本ガスタービン会議



評議員会報告



昭和50年4月25日(金)10時より12時迄、東京、機械振興会館研修1号室において日本ガスタービン会議評議員会が開催された。

まず、前半、第3期(第2回)評議員会が出席者19名[※]、委任状提出者38名により開かれた。同会において第3期(昭和49年度)事業報告、同決算報告(別掲)が説明され、いずれも承認された。このうち同期の事業報告中、各集会は熱心な会員の参加によりいずれも充実したものであったこと、および本会としてはじめて関西地区における技術懇談会・見学会が開催され盛会であったことなどが報告された。また定期講演会も2回目を重ね、活発な会であったことやガスタービンセミナーも騒音・排気問題が取り上げられ会員の関心と呼んだことが報告された。一方、会報は年4回発行され一層内容の充実が図られたことが述べられた。個人会員は、第2期末まで788名であったものが第3期末で821名になり次第に会員数が増加していることが示された。決算については、第3期より会費値上げが行われたため会費収入に関しては当初の予算より多少減少したにもかかわらず運営費における経費の節減とその他の収入などで予算以上の次期繰越が可能となったことが報告された。また法人化のための寄付金2,050,000円が前年度までの基金に繰入れられ3月31日現在で計6,014,226円の基金が保有されこの面での法人化の条件はすでに満たされているものの説明があった。この決算に関しては、席上栗野監査より適正を確認したものの報告があった。

さて、このあと引きつづき第4期(第1回)評議員会が出席者21名^{※※}、委任状提出者30名により開か

れ、第4期役員が別掲のように選出された。第4期会長として三井造船会社、取締役入江正彦技術本部長が選出された。同君は第3期副会長をはじめ第1期企画幹事(主担当)としてこれまで本会議の発展に多大の貢献をされてきた。また、副会長には、東京大学工学部の岡崎卓郎教授が選出された。同君は本会議発足以来評議員として諸事業にも積極的に協力されてきた。このあと新会長、新副会長と今期監査に選出された永野治君(石川島播磨重工業会社・副社長)より新任の挨拶が述べられた。ついで会則および細則改正の件(学生会員に関する事項)が審議され、承認された。これはわが国ガスタービン関連分野の発達を考え学生層など若い世代のこの分野への関心を深め、本会議の諸行事にも積極的に参加しうる機会を設けるためであると趣旨の説明が行われた。さらに第4期(昭和50年度)事業計画および同予算案(いずれも別掲)がそれぞれ審議承認された。同期に計画されている諸事業はほぼ前期と同じであるが、初心者向けのセミナーの開催を検討中であること、また本会議が法人化した後の組織および運営体制などを検討することなどが新たに予定されている。また予算では、収入が7,883,549円となり昨年6,522,121円にくらべ約130万円増加となり、支出では運営費を6,370,000円程度にして次期へ本期と同程度の繰越しを見込んでいる。これに引続き法人化の準備状況が水町前期会長より報告され、文部省の社団法人として認可されるよう諸準備をすすめていることがのべられた。目下このために必要な諸条件をみとすよう努力しており、近い将来法人化の期待がもてるようになりつつあると説明された。最後に、水町前期会長より国際ガスタービン会議を1977年に日本で開催するため、関係方面と打合せが進められており、近く最終的に開催方法が決まる予定であることが報告された。

1. 第4期役員(敬称略、五十音順)

会長 入江正彦

※評議員会成立宣言の時の出席者数、最終時には24名。

※※評議員会成立宣言の時の出席者数、最終時には24名。

副会長 岡崎卓郎

幹事長 有賀 基

幹 事

総務 梶山泰男(主担当), 阿部安雄, 有賀一郎,
加藤正敏, 木下啓次郎, 高瀬謙次郎企画 松木正勝(主担当), 飯島孝, 飯田庸太郎,
大沢浩, 齊藤宗三, 塩入淳平, 山本巖編集 小茂鳥和生(主担当), 須之部量寛, 高田浩
之, 土屋玄夫, 鳥崎忠雄, 浜島操, 葉山真治,
平山直道, 村尾麟一

監査 永野治, 山内正男

評議員 青木千明, 阿部安雄, 有賀一郎, 有賀基, 栗
野誠一, 井口泉, 飯島孝, 飯田庸太郎, 生井
武文, 石谷清幹, 石田啓介, 一色尚次, 今井
兼一郎, 入江正彦, 浦田星, 円城寺一, 小笠
原光信, 大沢浩, 大塚新太郎, 大東俊一, 橋
木康夫, 岡崎卓郎, 岡村健二, 加藤正敏, 梶
山泰男, 甲藤好郎, 河原律郎, 木下啓次郎,
木下昌雄, 久保田道雄, 窪田雅男, 小泉磐夫,
小島勇蔵, 小茂鳥和生, 近藤政市, 齊藤宗三,
佐藤豪, 佐藤玉太郎, 沢田照夫, 塩入淳平,
須之部量寛, 妹尾泰利, 田中英穂, 高瀬謙次
郎, 高田浩之, 武田勝, 竹矢一雄, 棚沢泰,
土屋玄夫, 豊田章一郎, 鳥崎忠雄, 中川良一,
長尾不二夫, 丹羽高尚, 葉山真治, 八田桂三,
浜島操, 平田賢, 平山直道, 藤田昌次郎, 古浜王一,
本間友博, 松木正勝, 三輪光砂, 水町長生,
村尾麟一, 村田暹, 森康夫, 山本巖, 渡部一
郎

2. 第3期(昭和49年度)事業報告

2.1 会務処理に関する各種会合

2.1.1 幹事会

幹事長他22名(内, 総務担当6名, 企
画担当7名, 編集担当9名), 開催8回。

会議事項: 第3期評議員会報告, 第3期諸事業実施
にともなう業務, 法人組織対策, 国際ガスタービン会
議準備, 第3期事業報告, 同決算, 第4期評議員会議
案, 同事業計画, 同予算案など。

2.1.2 評議員会

会長, 副会長他評議員68名, 開催2回
〔内訳: 第1回評議員会(出席28名, 委任状提出者
29名)(49.5.14), 第2回評議員会(出席
19名, 委任状提出者38名)(50.4.25)〕

会議事項: 第3期役員選出, 同期事業計画, 予算,
会則・細則(会費)改訂, 第3期事業報告および同期
決算などの件を審議, 承認。

2.1.3 総務幹事会

i) 総務幹事会

主担当幹事 有賀基他5名, 開催5回

ii) 企画幹事会

主担当幹事 松木正勝他6名, 開催6回

iii) 編集幹事会

主担当幹事 平山直道他8名, 開催8回

2.2 調査研究事業

2.2.1 ガスタービン統計作成特別委員会

委員長 浜島操他4名, 開催4回

会議事項: わが国ガスタービン生産に関
する統計用データの蒐集および集計

2.2.2 定期講演会委員会

委員長 平山直道他5名, 開催3回

会議事項: 講演会の準備, 運営実施。

2.2.3 法人化特別委員会

委員長 渡部一郎他7名, 開催1回

会議事項: 法人化のための諸準備。

2.2.4 '77年国際ガスタービン会議開催準備 特別委員会

委員長 渡部一郎他6名, 開催7回

会議事項: '77年開催予定の国際ガスタ
ービン会議の準備に関する諸事項。

2.2.5 特別企画委員会

委員長 松木正勝他10名, 開催5回

会議事項: ガスタービンセミナーの企画,
準備, 実施。

2.2.6 地方委員会

委員長 山本巖他7名, 開催2回

会議事項: 関西地区における見学会, 技
術懇談会の企画実施。

2.2.7 ガスタービン技術情報センター準備委員 会

委員長 須之部量寛, 開催1回

会議事項: 同センター設置に関する準備
打合せ。

2.3 集会事業

特別講演会 2回, 定期講演会 1回, 技術
懇談会 3回, 見学会 3回, ガスタービンセミナー
1回, 座談会 1回。

回次	名 称	講 師	年 月 日	場 所	摘 要
1	第6回特別講演会	松木正勝(航空宇宙技術研究所)ほか6名	49. 5. 14	機械振興会館地下ホール	
2	第1回座談会	栗野誠一(日本大学)ほか7名	49. 5. 16	トヨタ自動車工業東京支社特	

回次	名 称	講 師	年 月 日	場 所	摘 要
3	第2回定期講演会	発表者29名	49. 6. 4	別会議室	(会報 Vol.2, No.6お よびNo 7に掲載)
4	第4回技術懇談会	松尾芳郎(日本航空会社)	49. 7. 18	機械振興会館 研修1, 2号室	
5	第4回見学会		49. 7. 18	日本航空	
6	第7回特別講演会	R.N.Lucas(Petrolite社)	49. 9. 27	機械振興会館 地下ホール	
7	第5回技術懇談会	坂田卓也(関西電力会社) 竹矢一雄(三菱重工業会社)	49. 10. 25	関西電力	
8	第5回見学会		49. 10. 25	関西電力, 大阪発電所	
9	第6回技術懇談会	宮内一郎(石川島播磨重工業会社)	49. 11. 19	石川島播磨重工業	
10	第6回見学会		49. 11. 19	石川島播磨重工業田無工場	
11	第2回ガスタービンセミナー	岡崎卓郎(東京大学) 中野有朋(石川島播磨重工業会社) 佐野妙子(東京大学) 鈴木邦男(航空宇宙技術研究所)	50. 1. 24	日比谷三井ビル 8階ホール	

2.4 出版事業

2.4.1 会 報

本期発行した会報は、Vol. 2, No. 5
(1974-7), Vol. 2, No. 6(1974-9), Vol.
2, No. 7(1974-12), Vol. 2, No. 8(197

5-3)で本文総ページ197ページ(Vol. 2より
1頁当り字数を1300字より1800字に増加),
目次, 行事案内, 会則, 規程など19ページである。
内容は下表のとおりである。
(数字はページ数, 括弧内は編数)

	挨拶	論説 解説	技術 論文	座談会	資料	随筆	ニュース	見聞記	研究室 だより	新製品および 新設備紹介	報 告	行事案 内会告	会 則 規 程
2.5 7	3.0 (2)	17.0 (3)	9.0 (1)				12.5 (7)	2.0 (1)		1.0 (1)	6.0 (2)	2.0 (1)	0.5 (1)
2.6 9		20.5 (3)	11.5 (1)	7.5 (1)	2.5 (1)	3.0 (1)				2.0 (1)	0.5 (1)	0.5 (1)	0.5 (1)
2.7 12		27.0 (5)		9.0 (1)		1.5 (1)	3.0 (2)			3.0 (1)	0.5 (2)	3.0 (2)	0.5 (1)
2.8 3		38.0 (5)			4.5 (1)	1.5 (1)			2.0 (1)	2.0 (1)	0.5 (1)	2.5 (1)	0.5 (1)

2.4.2 GAS TURBINE NEWSLETTER

ASME Gas Turbine Division より発行している本誌を同部門の了解のもとに3回にわたり複写配布した。

Vol. XV, No. 2 (1974-4), pp. 1-40

Vol. XV, No. 3 (1974-8), pp. 1-22

Vol. XVI, No. 1 (1975-1), pp. 1-36

2.4.3 国産ガスタービン生産統計

統計作成委員会によりまとめられた昭和49年に製造された我国における全ガスタービンの記録が「1974年ガスタービン生産統計」として昭和50年3月発行された会報(Vol. 2, No. 8)に掲載された。

2.4.4 日本ガスタービン会議講演論文集

第2回定期講演会の講演論文集(172

ページ)が発行された。

2.4.5 ガスタービンセミナー資料集

第2回ガスタービンセミナーのセミナー資料集(53ページ)が発行された。

2.5 会員数

第3期末(3月31日)会員数は下記のとおりである。

個人会員 821名, 維持会員 77社

3. 第3期(昭和49年度)決算報告書

3.1 収支計算書 自昭和49年4月 1日

至昭和50年3月31日

収 入 の 部			支 出 の 部		
科	目	金 額(円)	科	目	金 額(円)
昭和48年度運営費引継金		474,515	昭和48年度未払金		474,515
49 年 度 収 入	会 費	6,017,000	48 年 度 運 営 費	総 務 部 門 費	2,293,729
	そ の 他 の 収 入	1,607,596		編 集 部 門 費	2,171,929
	前 期 繰 越 金	22,121		企 画 部 門 費	523,914
	寄 付 金	2,050,000		常 設 委 員 会 費	58,877
	定期預金(基金)利息	174,108		特 別 委 員 会 費	179,832
				そ の 他 の 支 出	904,887
	小 計	9,870,825		小 計	6,133,168
収 入 合 計		10,345,340	支 出 合 計		6,607,683
預 り 金		86,450	基 金 繰 入 金		2,224,108
			税 金		6,450
			昭 和 5 0 年 度 会 費		80,000
			次 期 繰 越 金		1,513,549
合 計		10,431,790	合 計		10,431,790

3.2 貸借対照表 昭和50年3月31日現在

借 方				貸 方			
科 目		金 額 (円)		科 目		金 額 (円)	
定 期 預 金		6,000,000		未 払 金		28,115	
普 通 預 金		1,641,580		基 金		6,014,266	
振 替 貯 金		800		税 金		6,450	
				昭 和 5 0 年 度 会 費		80,000	
				次 期 繰 越 金		1,513,549	
合 計		7,642,380		合 計		7,642,380	

4. 会則改正

昭和50年度より学生会員をおくことが第4期第1回評議員会で承認された結果、会則の一部を以下のように改正する。

第5章 会 員

第5条 本会は次の会員をもって構成する。

1. 個人会員
2. 維持会員
3. 学生会員
4. 名誉会員

個人会員はガスタービンおよび関連技術に関する学識経験者、技術者並びにこれに関心を有するものをいう。維持会員はガスタービンおよび関連技術に関係ある会社および団体又は本会の趣旨に賛同する会社および団体をいう。学生会員はガスタービンおよび関連技術に関心を有する大学院、大学または高等専門学校（これに準ずる施設を含む）の学生などをいう。名誉会員はガスタービンおよび関連技術又は本会の発展に顕著な功績をあげ、評議員会により推薦された者をいう。

第6条 会員の年額会費は次のとおりとする。

1. 個人会員 2,000円
2. 維持会員 1口50,000円とし、1口以上とする。
3. 学生会員 1,000円
4. 名誉会員 無 料

第6章 組 織

第11条 評議員は会員（学生会員および名誉会員は除く）の選挙により選出する。評議員の任期は4月1日より翌年3月末日までとし、重任を妨げない。

第12条 会長が必要と認めた場合、4名を限度として会員（学生会員および名誉会員は除く）中より評議員に指名することが出来る。

第17条 監査は会員（学生会員および名誉会員は除く）の選挙により選出される。監査の任期は4月1日より翌年3月末日までの1年とし、重任を妨げない。

付 則

1. 昭和47年6月15日 第1期評議員会に於て承認、制定。
2. 昭和48年2月10日 臨時評議員会に於て改正。
3. 昭和49年5月14日 第3期評議員会に於て改正。
4. 昭和50年4月25日 第4期評議員会に於て改正。

5. 細則改正

昭和50年度より学生会員をおくことが第4期第1回評議員会で承認された結果、細則の一部を以

下のように改正する。

第2章 会員資格および会費

第3条 個人会員、維持会員ならびに学生会員は会費を納入することにより会報の配布をうけ諸行事に参加する権利を持つが、これらの諸行事および資料配布にともなう費用は別に納入しなければならないこともある。

第4章 役員選挙

第8条 評議員の選挙に当り幹事会は候補者の推薦を行なう。但し投票者は推薦候補者以外の会員（学生会員および名誉会員は除く）に対しても投票することが出来る。

第9条 監査の選挙に当り幹事会は候補者の推薦を行なう。但し投票者は推薦候補者以外の会員（学生会員および名誉会員は除く）に対しても投票することが出来る。

第5章 評議員会、幹事会

第14条 幹事会がその任務の遂行上必要と認めた場合には、会員（学生会員および名誉会員は除く）より委員を指名し、協力を求めることができる。

付 則

1. 昭和47年6月15日 第1期評議員会に於て承認、制定。
2. 昭和48年2月10日 臨時評議員会に於て改正。
3. 昭和49年5月14日 第3期評議員会に於て改正。
4. 昭和50年4月25日 第4期評議員会に於て改正。

6. 第4期（昭和50年度）事業計画

6.1 講演会などの開催

講演会、技術懇談会、講習会などの開催予定はつぎのとおりである。

- | | |
|----------------------|--------|
| (i) 第8回特別講演会 | 50年 4月 |
| (ii) 第3回定期講演会 | " 5月 |
| (iii) 第9回特別講演会 | " 6月 |
| (iv) 第7回技術懇談会 | " 7月 |
| (v) 第8回技術懇談会（関西） | " 9月 |
| (vi) 第9回技術懇談会 | " 11月 |
| (vii) 第3回ガスタービンセミナー※ | 51年 1月 |

※別に初心者向きセミナーの開催につき検討中。

6.2 見学会

見学会の予定はつぎのとおりである。

- | | |
|-----------------|--------|
| (i) 第7回見学会 | 50年 7月 |
| (ii) 第8回見学会（関西） | " 9月 |
| (iii) 第9回見学会 | " 11月 |

6.3 刊行物

(i) 会報：昭和50年6月、9月、12月および昭和51年3月に各々発行予定。

(ii) Newsletter, Annual Report : ASME Gas Turbine Division 発行の Newsletter

(年4回), Annual Reportの配布。

(iii) 講演論文集, セミナー資料集など。

6.4 委員会活動

下記の委員会を設け, 調査, 研究, 準備などを行う。

(i) ガスタービン統計作成委員会(常設)

(ii) 定期講演会委員会(常設)

(iii) 特別企画委員会

(iv) 本会法人化委員会

(v) '77年国際ガスタービン会議開催準備委員会

(vi) ガスタービン技術情報センター準備委員会

(vii) 法人化後の組織検討委員会(仮称)

7. 第4期(昭和50年度)予算

収 入 の 部			支 出 の 部		
科	目	金 額(円)	科	目	金 額(円)
	維持会費	4,500,000		総務部門費	2,800,000
	個人会費	1,500,000		編集部門費	2,430,000
	学生会費	50,000		企画部門費	730,000
	小計	6,050,000		常設, 特別委員会費	410,000
雑	収 入	320,000		小計	6,370,000
前	期 繰 越 金	1,513,549	次	期 繰 越 金	1,513,549
合	計	7,883,549	合	計	7,883,549

基金の部

収 入 の 部			支 出 の 部		
科	目	金 額(円)	科	目	金 額(円)
昭 和 5 0 年 度 始 め の 基 金		6,014,226	法 人 化 準 備 金		500,000
利 息		250,000	昭 和 5 0 年 度 末 の 基 金		5,764,226
合	計	6,264,226	合	計	6,264,226

行 事 報 告

特 別 講 演 会 (評 議 員 会 記 念)

4月25日に50年度の評議員会に引続き, その日を記念して特別講演会が開催された。

午後の講演は, 1975年国際ガスタービン会議ヒューストン大会に参加された4氏により下記のごとく行なわれ, 世界のガスタービン界の最新情報が提供された。講演内容については後日会報に掲載の予定である。

る。

1. ヒューストン大会に出席して(渡部一郎氏)
2. 基礎研究関係(高田浩之氏)
3. 航空用ガスタービン関係(山中国雍氏)
4. プロダクションを見て(浜中全美氏)

参加者は, 約70名であった。

(年4回), Annual Reportの配布。

(iii) 講演論文集, セミナー資料集など。

6.4 委員会活動

下記の委員会を設け, 調査, 研究, 準備などを行う。

(i) ガスタービン統計作成委員会(常設)

(ii) 定期講演会委員会(常設)

(iii) 特別企画委員会

(iv) 本会法人化委員会

(v) '77年国際ガスタービン会議開催準備委員会

(vi) ガスタービン技術情報センター準備委員会

(vii) 法人化後の組織検討委員会(仮称)

7. 第4期(昭和50年度)予算

収 入 の 部			支 出 の 部		
科	目	金 額(円)	科	目	金 額(円)
	維持会費	4,500,000		総務部門費	2,800,000
	個人会費	1,500,000		編集部門費	2,430,000
	学生会費	50,000		企画部門費	730,000
	小計	6,050,000		常設, 特別委員会費	410,000
雑	収 入	320,000		小計	6,370,000
前	期 繰 越 金	1,513,549	次	期 繰 越 金	1,513,549
合	計	7,883,549	合	計	7,883,549

基金の部

収 入 の 部			支 出 の 部		
科	目	金 額(円)	科	目	金 額(円)
昭 和 5 0 年 度 始 め の 基 金		6,014,226	法 人 化 準 備 金		500,000
利 息		250,000	昭 和 5 0 年 度 末 の 基 金		5,764,226
合	計	6,264,226	合	計	6,264,226

行 事 報 告

特 別 講 演 会 (評 議 員 会 記 念)

4月25日に50年度の評議員会に引続き, その日を記念して特別講演会が開催された。

午後の講演は, 1975年国際ガスタービン会議ヒューストン大会に参加された4氏により下記のごとく行なわれ, 世界のガスタービン界の最新情報が提供された。講演内容については後日会報に掲載の予定である。

る。

1. ヒューストン大会に出席して(渡部一郎氏)
2. 基礎研究関係(高田浩之氏)
3. 航空用ガスタービン関係(山中国雍氏)
4. プロダクションを見て(浜中全美氏)

参加者は, 約70名であった。

シンポジウム開催案内

前記 21st Annual International Gas Turbin Conference (39頁参照)中に次のような要領でシンポジウムの開催が予定されております。

記

I

1. 主 催 : The Fluid Machinery and Turbomachinery Committees of The Fluids Engineering and Gas Turbine Divisions, ASME
2. 期 間 : 1976年3月22～25日
3. 場 所 : The Rivergate, New Orleans, Louisiana U. S. A.
4. シンポジウム主題 : Prediction of Centrifugal Compressor and Pump Stability and Surge
5. 申 込 方 法
 - i) 論文要約の提出期限 : 1975年8月1日, [簡単な論文要約, 著者名 (Author identification)]
同 提 出 先 : Dr. Robert C. Dean, Jr.
Journal of Fluids Engineering P. O. Box 69 Hanover,
New Hampshire 03755
 - ii) 論文提出期限 : 1975年9月1日
同 提 出 先 : 上記に同じ。なおコピー共5部提出のこと。

II

1. 主催, 期間, 場所 : 上記のシンポジウムに同じ
2. シンポジウム主題 : Three-Dimensional Flow in Turbomachines
3. 内容, 申込方法 :
 - a) Paper Sessions
論文要約の提出期限 : 1975年7月1日
提 出 先 : Dr. Robert C. Dean, Jr.
Technical Editor, JFE, P.O. Box 69 Hanover, NH 03755, U. S. A.
または Mr. A. Walter Stubner
Project Engineer, Pratt & Whitney Aircraft, 400 Main Street
East Hartford, Connecticut 06108, U. S. A.
 - b) Open Form
申 込 期 限 : 1975年12月22日
申 込 先 : Dr. G. Serovy
Dr. T. Okiishi
Department of Mechanical Engineering, Iowa State Univ, Ames,
Iowa 50010, U. S. A.
 - c) International Panel
Dr. A. A. Mikolajczak により準備される。

以 上

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel. 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 3 巻 第 9 号

昭 和 5 0 年 6 月

編 集 者 小 茂 鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7
紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel. 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 3 巻 第 9 号

昭 和 5 0 年 6 月

編 集 者 小 茂 鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7
紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

会 報 編 集 規 定

1. 原稿は依頼原稿と会員の自由投稿による原稿の2種類とする。依頼原稿とは、会よりあるテーマについて特定の方に執筆を依頼するもので、自由投稿による原稿とは会員から自由に投稿された原稿である。
2. 原稿の内容は、ガスタービンに関連のある論説、解説、論文、速報（研究速報、技術速報）、寄書、随筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
3. 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
4. 原稿用紙は横書き400字詰のものを使用する。
5. 会報は刷上り1頁約1800字であって、1編について、それぞれ次の通り頁数を制限する。
論説4～5頁、解説および論文6～8頁、速報および寄書3～4頁、随筆2～3頁、ニュース1頁以内、新製品紹介1頁以内、書評1頁以内
6. 原稿は用済後執筆者に返却する。
7. 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
8. 原稿は下記の事務局宛送付する。
〒160 東京都新宿区新宿3-17-7、
紀伊国屋ビル、財団法人慶応工学会内
日本ガスタービン会議事務局
(Tel. 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

1. 投稿原稿の採否は編集幹事会で決定する。
2. 原稿料は支払わない。
3. 投稿は随時とする。ただし会報への掲載は投稿後6～9ヶ月の予定。
4. 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議 会 報

第 3 巻 第 9 号

昭 和 50 年 6 月

編 集 者 小 茂 鳥 和 生

発 行 者 入 江 正 彦

日 本 ガ ス タ ー ビ ン 会 議

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7
紀伊国屋ビル（財）慶応工学会内

TEL (03)352-8926

振替 東京179578

印刷所 日青工業株式会社

東京都港区西新橋2の5の10

TEL (03)501-5151

非 売 品

