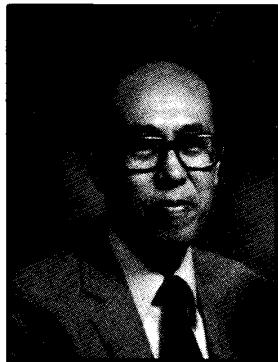


社団
法人 日本ガスタービン学会理事 小茂鳥和生君

昭和56年8月30日逝去され、9月1日に東京都港区の日本基督教団鳥居坂教会において葬儀が執り行われましたので、井口会長が葬儀に参列し、同君のご冥福をお祈り致しました。

同君は本学会創設以来、役員・評議員とし本学会の発展に多大の盡力をされました。ここにつつしんで哀悼の意を表します。



理事 故小茂鳥和生君略歴

昭和22年9月 慶應義塾大学工学部機械工学科卒業

昭和22年10月 慶應義塾大学工学部助手

昭和24年10月 慶應義塾大学工学部専任講師

昭和33年4月 慶應義塾大学助教授工学部勤務

昭和35年3月 工学博士の学位授与

昭和37年4月 慶應義塾大学教授工学部勤務

昭和54年6月 文部省学術局大学設置審議会専門委員

昭和55年4月 (社)日本機械学会熱工学委員会委員長

本会に関する記事

昭和47年入会

日本ガスタービン会議第1, 2, 3, 4期各幹事, 第1, 2, 3, 4期各評議員

(社)日本ガスタービン学会第1, 3, 4, 6期各理事, 第2, 5期各評議員

1977年国際ガスタービン会議東京大会組織委員, 実行委員ほか

ご 遺 族

小茂鳥直子殿（東京都杉並区永福2-53-1）

隨筆

若いガスタービン技術者へ

福井工業大学教授 井 口 泉

本会の前身日本ガスタービン会議発足当時、その規模をどのように考えていたかというと、例えば会員数で300名位を予想していた。それが今日1150名となった。本会がどういう理由でこのように発展したのか、これには多くの理由があろうが、精神的側面に限って筆者の感ずるところを述べてみたい。

何といっても組織体の基本となるのは創立の精神あるいは会の性格で、本会は純粹の学会でもなくまた工業会や協会でもなくその中間にあり、広く官、学、民の関係者の集りで、会員への最大のサービスとフィードバックを行うことにあった。学会と業会の連係も一部で考えられ、またドイツ流の理論偏重とアメリカ流の実用主義の伝統がまだかなり残っていた当時、本会のようにはっきりとこれを打出して実行に移したのは筆者の知る限りでは始めてのことであった。この意味で誠に貴重な試みであり存在であった。多くの正会員及び賛助会員の賛同を受け、勝れた学会へと成長した結果からみて、この創立精神はガスタービン技術の進歩に対し最も適当でありかつ正しかったことが実証されたものといえよう。もちろん時代の変遷に応じこの精神を実現する具体的方法は変化、進歩するであろうが、この基本精神は今後踏襲して誤りないものと信じる。

次に会の精神を実現するのはあくまでも人間の頭脳を通してであり、実際には会の運営者の熱意が重要となってくる。筆者は渡部一郎先生の下で第1回国際会議(1971年)に実行委員の一人として参画し、またガスタービン会議、学会にもほとんど毎期お手伝いしたが、これらに關係された方々すべての、ガスタービンに対する熱意を身を以って感じ誠に驚き、皆公務多忙にもかかわらず本

会のため献身的努力を続けられている姿は感激の外なく、宗教団体かと間違う程である。他学会の比ではないようだ。筆者は戦時中ジェットエンジンの開発に関係し、また戦後も運研1号タービンの研究にも触れる機会を持ち、青春時代の思い出はどうしてもガスタービンで、ついにガスタービンマニアとなってしまったが、本会に關係してみると筆者など及ばないような熱心な方ばかりであり、驚きもしかつこんなにガスタービン心醉者が多いものかと力強くも感じた。筆者のような経歴ならこれも分からぬでもないが、そうでもなさそうな若い方も多い。それ程ガスタービンには未来があり魅力を持つものようだ。

なおこれに付け加えたいことがある。第1回国際会議は盛況裡に終わり、実行委員会も解散することになったがこのまま解散するのは惜しい。委員会で、研究者と実務者、また平素はコンペチタで余り会話のなかったメーカ技術者同志が親しくなり、このまま親しく話し合えるような母体が欲しいという特に若い委員の方の要望が強く、ガスタービン会議成立の一つの理由はここにあったと思う。

このようなガスタービン技術者の熱情は今後永続するものであろうか。私見によれば親が子供をしつけるように代代の先輩から後輩へと受け継がれ、これが伝統となって伝えられるべきものと考える。近頃先進国から日本企業の経営方法を学ぶため来日し愛社心に気付く人が多いと聞くが、これなども日本の長い伝統であって一朝一夕にできるものではあるまい。

今日の若いガスタービン技術者も間もなく次に続く技術者を迎えることになる。時代と共に一般的の価値観またガスタービンの評価も変わるであろうが、本会の良い伝統を受け継ぎ次代へと伝えていただくようお願いしたい。

(昭和56年5月8日原稿受付)



運航および整備面から見た最近のジェット・エンジン

日本航空 k.k 松尾芳郎
守田正公

1. まえがき

定期航空輸送事業に携わる会社にとって航空機を安全にかつスケジュール通りに運航させることは至上命題であり、エンジンの信頼性を高く維持することはこの目的を達成する上で欠かすことのできないもの一つである。以下日本航空における主力機であるB747に使用されているJT9D-7Aエンジンについて最近の信頼性がどの程度の水準に達しているのか、またそのような高水準を維持するために整備の面でどのような方策が採られているのか等を紹介する。

2. 機材および路線構成

日本航空の機材および所有エンジン台数をそれぞれ表1、2に示す。今後DC-8は逐次退役し、代ってB747、DC-10といった広胴型機が増加していくこととなる。

同社の路線構成は1981年4月1日現在図1、2に示すようになっており、寄港地は国外31ヶ国42都市に、また国内は12都市におよんでいる。1980年度における総飛行時間は国内外合わせて26万時間、輸送旅客数は1300万人に達している。

3. 機材品質

航空機の運航に際し、その耐空性および定時性に関する成績を表わすのに使われている指標の代表的なものとして次の4つがある。

耐空性指標

運航阻害率

エンジン飛行中停止率

(昭和56年7月13日原稿受付)

表1 日本航空の機材構成および年間輸送量

輸送実績 1980年度

	飛行時間	乗客	貨物
国際線	20万時間	430万人	16億トン・キロ
国内線	6万時間	875万人	1億トン・キロ

現有機数 (1981-5-31現在)

機種	国際線用(機)/席数	国内線用(機)/席数	機数合計
B747	30 (内貨物機5) 361 391 455	9 530 550	39
DC-10	9 249 273 293	8 370	17
DC-8	26 (内貨物機5) 148 202	6 234	32
B727	2 128	0	2
合計	67	23	90

表2 日本航空の保有エンジン

モデル	機種	エンジン台数	エンジン運転時間/年
JT9D-7A	B747	137	380,000
JT9D-7Q	B747	41	150,000
JT9D-59A	DC-10	59	140,000
JT3D-3B	DC-8	148	320,000
JT8D-7A	B727	8	10,000
合計		393	1,000,000

定時性指標

スケジュール阻害率

定時出発信頼度

- 運航阻害率 航空機に何らかの異常が発生したために離陸滑走中止、離陸後引返し、経路変更、緊急着陸、着陸後異常停止等を行った場合の件数を出発回数100回当りの値で表したもの

である。

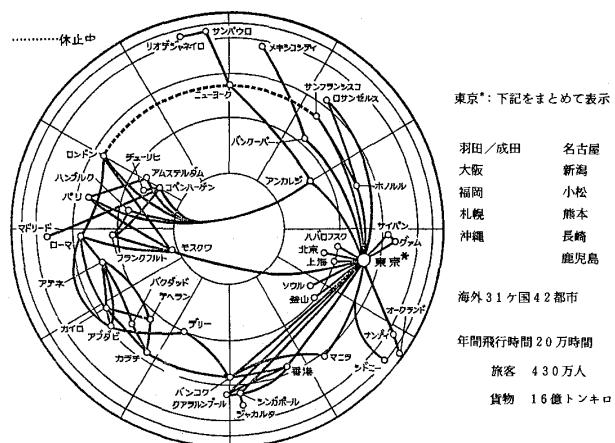


図1 日本航空 国際線の路線図

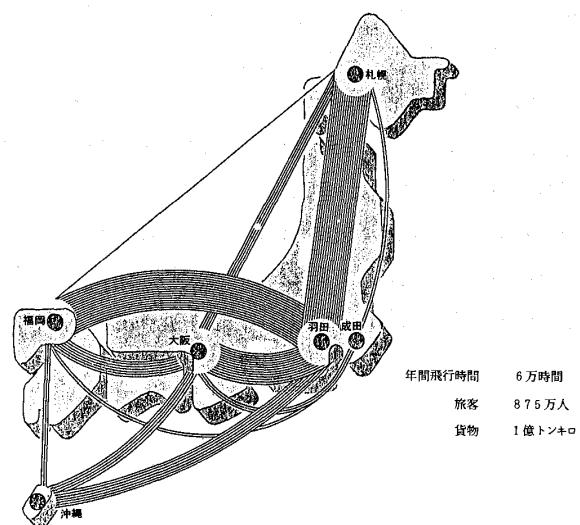


図2 日本航空 国内線の路線図

・エンジン飛行中停止率 飛行中にエンジンに何らかの異常が発生したためにそのエンジンを停止したり、ひとりでにエンジンが止ってしまった場合の件数をエンジン運転時間 1000 時間当たりの値で表わしたものである。

・スケジュール阻害率 2時間以上の出発遅延や欠航の発生件数を出発回数 100回当たりの値で表わしたものである。

・定時出発信頼度 15分を超える出発遅延又は欠航をせずに発出した回数の総出発回数に対する割合をパーセントで表わしたものである。

以上を式で表わすと、図3のようになる。またこれ等の値を日本航空のB747について見ると

耐空性

運航阻害率 $\text{---} \text{---} \text{---} \text{---}$ 発生件数／100出発回数
エンジン飛行中停止率 $\text{---} \text{---} \text{---} \text{---}$ 発生件数／1000エンジン運転時間

定時性

スケジュール阻害率 $\text{---} \text{---} \text{---} \text{---}$ 遅延件数／100出発回数
 $\text{---} \text{---} \text{---} \text{---} \left(1 - \frac{\text{遅延件数}}{\text{出発回数}}\right) \times 100 \text{ (%)}$

図3 機材品質の指標

図4～7のようになっている。図4と6にはエンジンの不具合に起因するものが全体に占める割合を示してあるが、これよりいかにエンジンの信頼性が大切であるかが分る。

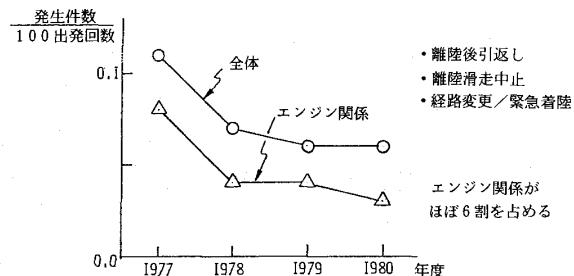


図4 B747 運航阻害率

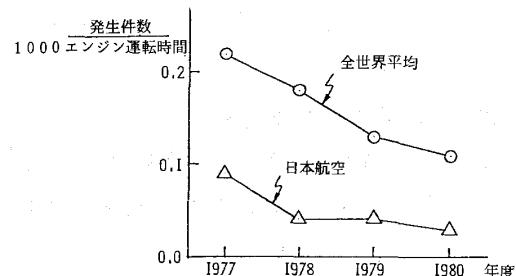


図5 JT9D エンジン飛行中停止率

尚これらの成績はいずれも業界では最上位に位するものである。

さてエンジンの信頼性とは何であるかを端的に表現すると「所定の性能を発揮できる状態にある確率」ということになろうが、これをできるだけ百パーセントに保つためには「所定のエンジン性能の維持」および「エンジン故障の発生防止」に努めることが大切である。このために採られている諸方策をJT9D-7Aエンジンの場合について

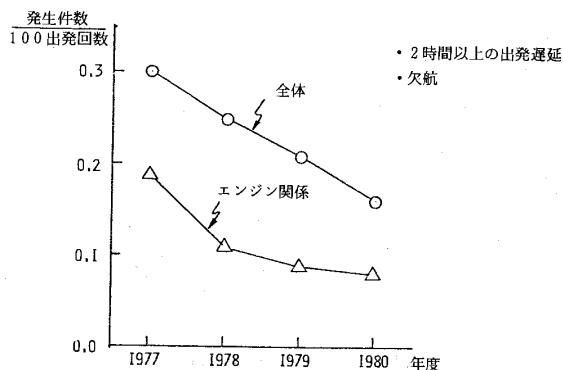


図 6 B 747 スケジュール阻害率

以下に述べる。尚同エンジンの構造、諸元の概要を図 8 に示す。

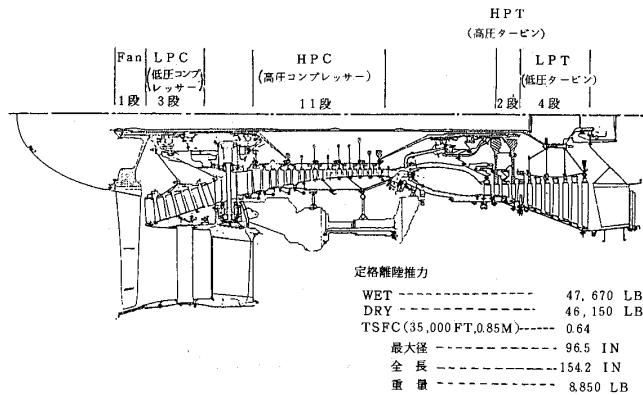


図 8 JT 9D-7A エンジン断面図

4. エンジン性能の維持

4-1 性能劣化の実態とその影響 通常の使用に伴う B 747 の性能劣化の傾向を図 9 に示す。

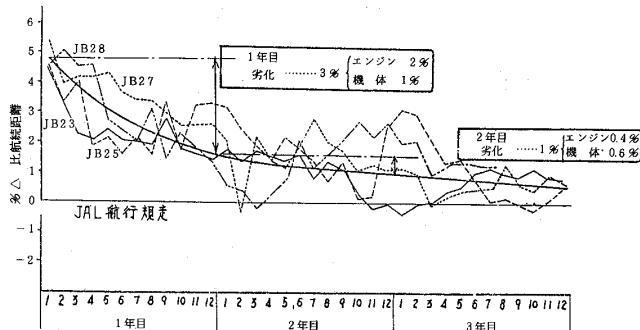


図 9 B 747 の劣化傾向

同図から分るように使用開始直後における劣化の進行速度は比較的大きいが、その後は性能回復

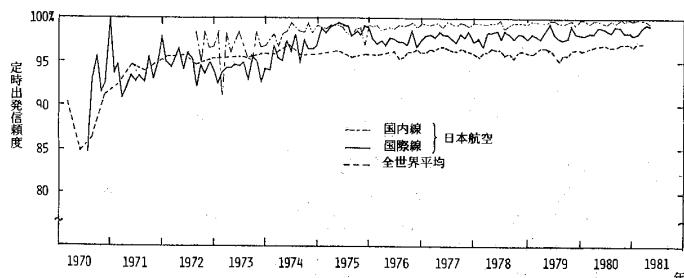


図 7 B 747 定時出発信頼度

に関連する整備が繰り返されるため劣化の進行は緩やかとなっている。

劣化の主体は機体の空気抵抗の増加とエンジンの性能劣化とに大別されるが、こゝでは後者についてのみ触ることとする。

4-1-1 エンジンの性能劣化の程度 エンジンの性能の劣化の程度を表わすパラメータとして通常 TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption) …… 1 時間当たりの燃料消費量を推力で割った値) や EGT (Exhaust Gas Temperature) …… 排気ガス温度) の標準値からの変位量が使われるが、エンジンの使用に伴うこれらの値の変化する傾向は図 10 に示すようになっている。

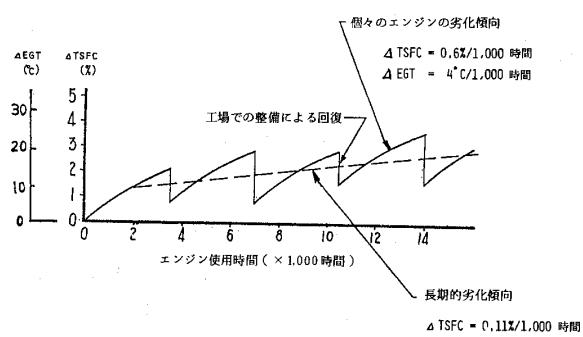


図 10 JT 9D-7A エンジンの性能劣化

TSFC は約 0.6 パーセント／1000 時間、EGT は約 4 °C／1000 時間の割合で増加していくが、途中航空機から取り卸された機会に性能回復に関連する整備が施されるとそこで TSFC と EGT の改善がもたらされる。しかし通常これ等の整備では劣化量は完全には回復しきれないため長期に亘って眺めると TSFC は約 0.11 パー

セント／1000時間、EGTは約0.8℃／1000時間の割合で増加している。

これは主として性能回復修理方法がなかったり、あつたとしてもその実施間隔が長く(15,000～20,000時間)、かつエンジンが退役するまでの間殆んど新品と交換されることのないファンや低圧圧縮機動翼においてエロージョンによってその前縁部の形状が変化したり、翼弦長が減少したりしていくことによるものである。

この他ケース類の内壁面や支柱表面の荒れや変形もあるが、これ等は或る程度に達すると以後は余り進行しないものと思われる。

次にエンジンを構成している各モジュール(圧縮機とかタービンといったコンポーネント)ごとの性能劣化の程度を途中で性能回復に係わる整備を行わない場合についてTSFCに換算して示すと図11のようになっている。初期の段階での劣化の進行速度が比較的大きいが、これは主として動翼先端とその外周シールとの擦れ合いにより短時間のうちに両者の間隙が或る程度拡大するためで、その後は翼表面の汚れやさびの発生・翼前縁部やシール類のエロージョンによる損耗の進行が劣化の主因となっている。

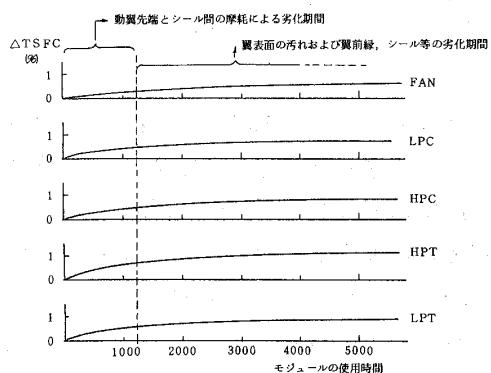


図11 JT 9D-7Aエンジンの各モジュールの劣化(TSFCに換算)

(注) エンジン性能劣化の原因は動翼先端やシール類の間隙の摩耗拡大(エンジンの加・減速や飛行動作による)、タービン静翼の変形(離陸、上昇の際の高温度による)および動・静翼前縁部のエロージョン(地表近くにある塵埃や砂塵等の吸入による)といったようにいずれもエンジンの使

用時間というよりはむしろ飛行回数(サイクル)に比例して発生・進行するものが主体となっている。従ってより厳密に性能劣化速度を云々する場合は使用サイクル当たりの値を使う方が好ましい。

4-1-2 性能劣化の影響 前述のように性能が劣化するとTSFCおよびEGTの上昇をきたすため燃料費の増加や高温部部品の寿命の低下といった好ましくない事象が発生する。これ等の損失を金額で表わしたもののが図12である。

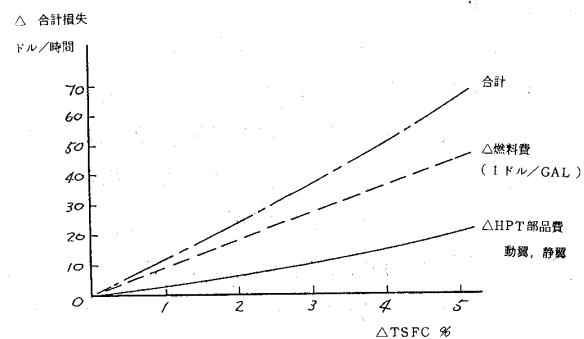


図12 JT 9D-7Aエンジンの性能劣化に伴う損失

ここで燃料費およびエンジンの整備費について若干補足説明する。

a. 燃料費 いわゆるオイルショック以降の燃料単価の昂騰の影響もあって日本航空における年間の燃料費は図13に示すように増加を続け、最近では僅か1パーセントのTSFCの増加が年間で20億円もの出費増加をもたらすことになっている。また燃料費が会社の総経費に占める割合もオイルショック前の10パーセント程度から1980年度においては実に30パーセントにまで達している。

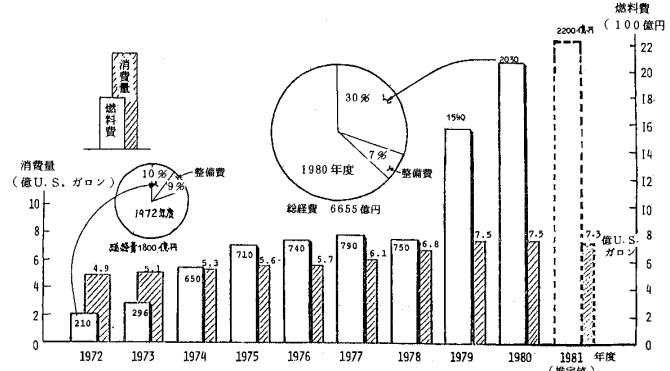


図13 燃料消費量と燃料費の推移

b. エンジンの整備費 エンジンの整備費を平均的な JT 9D-7A エンジンについてみるとその使用時間との関係は図 14 のようになっている。この費用を時間の函数という面から眺めるとほど次の 3 種に分類される。

・ 使用時間にあまり関係しない定額部分 これは工場に搬入されたエンジンに対して必ず実施するように規定されている整備作業に伴うものが主体となっている。

・ 使用時間にはほど一次で比例する部分 大部分の部品がこれに該当し、通常使用寿命の決められているディスク類もこれに含まれる。

・ 性能劣化にともなう加算部分 前述した使用にともなう性能劣化の影響で損耗が加速度的に進行するためのもので、高圧タービンの動・静翼といったような高温部部品が該当する。

図 14 を使用時間で割って単位時間当たりの整備費に換算したものが図 15 である。エンジンに性能劣化が発生しない場合は整備の間隔が長い程経済的といえるが、実際には性能劣化は避けられず、この場合同図より最も単位時間当たりの整備費が低くなる整備間隔のあることが分る。

更に性能劣化による燃料費増加分も加味するとこの最適整備間隔は更に低い時間に移行することになる。

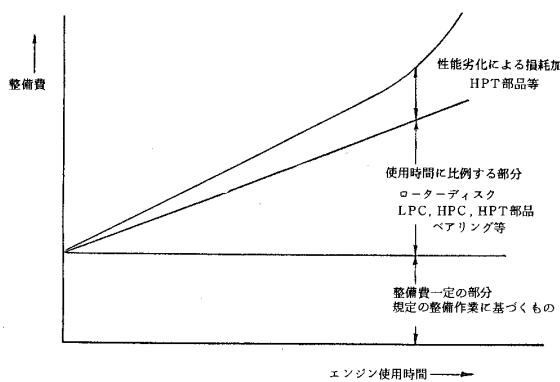


図 14 エンジンの整備費

4-1-3 性能劣化の原因とその修復 以下に性能劣化の主因とその修復方法（損耗の程度が修復許容値内の場合）について述べる。（図 16 参照）

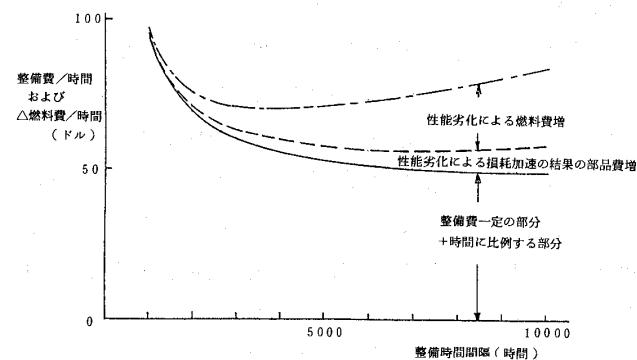


図 15 JT 9D-7A エンジンの整備間隔と整備費および燃料費との関係

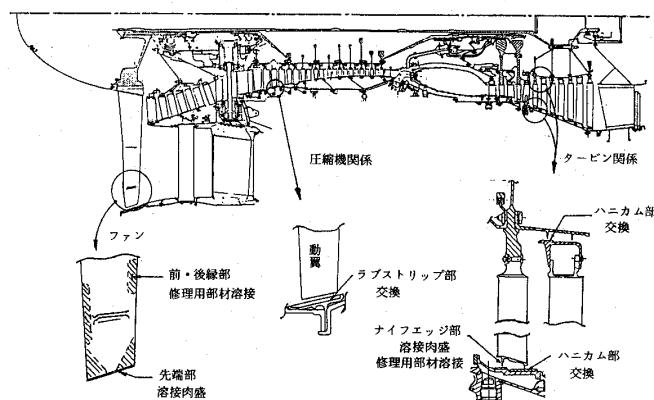


図 16 性能劣化関連部品の寸法回復修理方法(例)

a. 動翼先端とその外周シールとの間隙増加 主として両者の擦れ合い摩耗によるもので、その進行速度は寸法修復後の使用開始直後に大きく、適正間隙に達すると以後は特異な運転状態や飛行状態に陥ったりする度に徐々に進行する。また動翼先端やシール自体のエロージョンによっても間隙は徐々に拡大していく。

修復方法としてはファンおよび第 1 段タービン動翼については溶接やプラズマスプレーによる肉盛方法があるが、圧縮機動翼に対してはこの種の修理は行わず、規定寸法以下となったものは廃棄される。また先端部にナイフェッジが設けられているタービン動翼では溶接肉盛による寸法回復や修理用部材を使ってその部分を交換する方法が採られている。

シール側はラブストリップやハニカムの部分を

交換する。

b. ローターとそのシールとの間隙拡大 上述の動翼とシールの場合と同じく擦れ合い摩耗によるもので、ローター側ナイフェッジの修復は不可であるが、シール側は上記と同様の修理が行われている。

c. 翼の形状変化 エロージョンや異物の吸入による損傷等により主として翼前縁部に発生するもので、手作業またはタンブリングマシンを使って整形する。寸法の修復はファンや一部のタービン静翼に対してのみ溶接修理が許されている。

特にファンの場合は修理用部材を電子ビーム溶接付けして整形する方法が採られている。

d. タービン静翼の熱変形 高温クリープによって静翼のスパン方向に彎曲が生じてくるもので主として高圧タービンに発生する。この場合通常ガス通路面積の拡大をもたらすため高圧タービンの効率低下をきたす。修復方法としては熱間プレスによる整形がある。

e. 圧縮機静翼のさび 圧縮機静翼には防錆用のメッキやコーティングが施されているものがあるが、この被膜がエロージョン等によって徐々に無くなっていくとさびが発生し翼面が粗くなる。

修復方法としては表面被膜のやり直しがあるが、最近は防錆と表面の平滑化を兼ねたコーティング (SermeTel W5375, コート後表面は機械的にみがかれる) が多用されるようになってきている。

f. 翼表面の汚れ 使用中に大気中のごみや油成分等が翼表面に堆積してくるもので、その除去のために機上ではエンジンの水洗が定期的に繰り返されている。エンジンが分解された場合にはこれ等の汚れは洗剤やブラスト等によって除去されている。

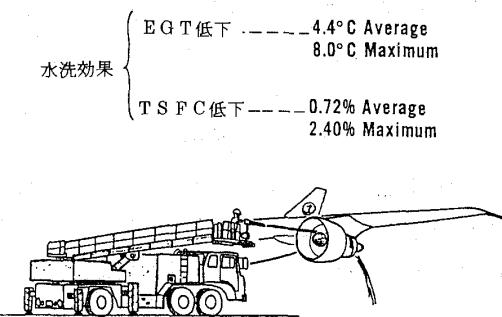


図 17 JT 9D-7A エンジンの水洗

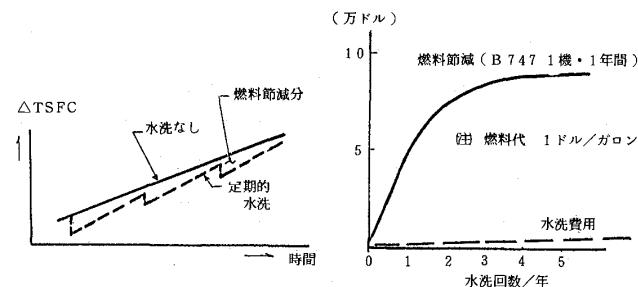


図 18 JT 9D-7A エンジンの水洗効果

図 17 は機上でエンジン内部を水洗している様子を示したもので、水を噴射している間はエンジンはスターターによって回転させられている。

図 18 は水洗の間隔と平均性能回復量との関係を示すもので、同図右から水洗の頻度は年 2~3 回程度が最も効果的と云えよう。

4-2 エンジン性能のモニタリング 日本航空では目下次の手法が用いられている。

◦ FDM / ECM

◦ MPA

4-2-1 FDM (Flight Data Monitoring) 巡航中にエンジンの運転状態がほど定常状態にある時運航乗務員が操縦室内の計器から必要なパラメータを読み取り記録する。これ等のデータは地上でのコンピュータ処理によって必要な修正や平滑化が行われた後に標準値からの変位量としてトレンドプロットの形で表わされる。

図 19 に例を示すが、性能劣化の程度は燃料流量 (図の F/F) の増加量 (パーセント表示) によって把握される。

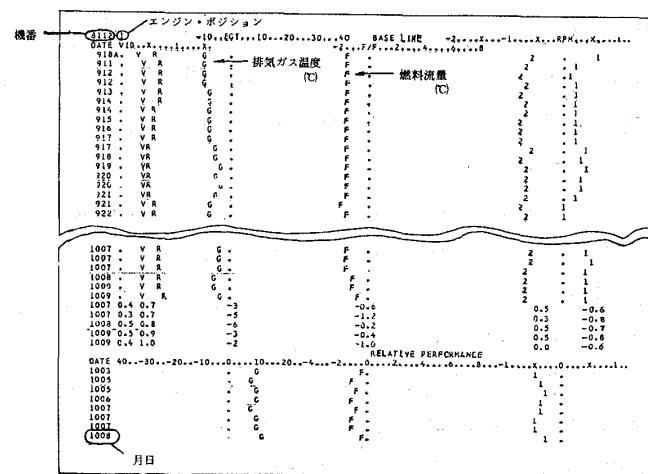


図 19 FDM コンピュータ・アウトプット

4-2-2 ECM (Engine Condition Monitoring) 上述の FDM と基本的には同じであるが、後述する AIDS (Aircraft Integrated Data System) を利用するもので、データの記録が自動化されかつ記録の頻度や機会も拡大されている。コンピュータ処理後のアウトプット形式は FDM とは同じである。

4-2-3 MPA (Module Performance Analysis) 各モジュール (コンポーネント) ごとの性能を求めるもので、エンジン試運転場でのデータを使う場合と AIDS を利用する場合がある。その原理は理論的に導かれた各モジュールの性能値の変位量とそれに伴うエンジンパラメータの変位量との相関々係を利用して後者から前者を算出するというもので、コンピュータ処理によるアウトプット例を図 20 に示す。

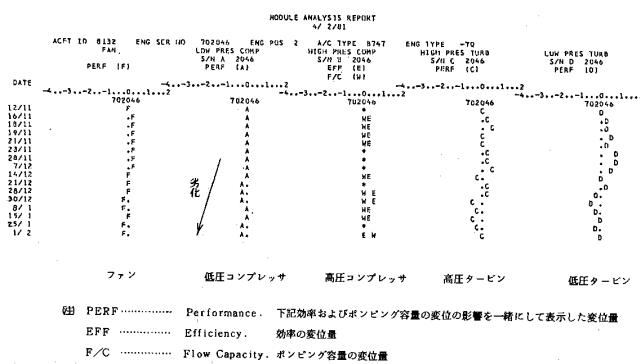


図 20 MPA アウトプット

5. エンジン故障の発生防止

エンジンの信頼性を表わす尺度としては前述の飛行中停止率の他にエンジンに不具合が発生したことによる取扱率がある (1000 運転時間当たりの件数で表示)。この不具合を運航に際しての耐空性、定時性におよぼす影響の面から分類すると次の 2 種がある (図 21)。

一つは機能もしくは性能上そのエンジンを継続使用することが文字通り不可能となる不具合で、以下仮りにこれを「エンジン故障」と呼ぶこととする。この種の不具合が発生すると往々にしてエンジン飛行中停止に至ったり、次の飛行前にエンジンを交換する必要があるため運航の耐空性、定時性の両面に悪影響をおよぼすことになる。従ってこの種の不具合は発生を極力防止するよう対策

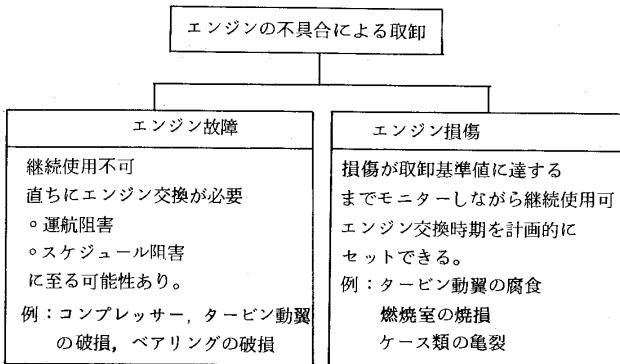


図 21 エンジンの不具合による取扱

を講ずることが大切である。

いま一つはその機能および性能上はエンジンを継続使用することが可能であるが、いずれ上述の「エンジン故障」にまで発展したり、二次損傷による損失が大きくなったりする可能性があるため適当な機会を獲えて予防的にエンジンを取り卸した方が良いと判断される程度の不具合で、例としては燃焼室に発生する亀裂や焼損がある。この種の不具合に対しては通常損傷の種類と程度に関して最大許容値が設定されており、損傷がこの値に達するまでの間はその進行状況をモニターしながらエンジンを継続使用することになる。以下この種の不具合は「エンジン損傷」と呼ぶこととする。

この種のエンジンは取扱が必要となる時期が或る程度予測できるために、当該機の運航スケジュールにおよぼす影響も極めて小さく抑えることが可能である。

さて前述の「エンジン故障」をできるだけ効率よく防止するために、これまで整備要目の改訂、エンジンおよびその構成部品の改修、エンジンモニタリング手法の開発や改善が行われて来ているが、以下これ等についての紹介を行う。

5-1 整備方式 一般に航空機 (エンジンを含めて) の整備方式としては次の三つがあり、それぞれの方式についての概念を表 3 に示す。

JT 9D-7A エンジンで採用されている方式は信頼性管理整備方式と呼ばれるもので、これ等の方式の中から各モジュールまたは部品ごとにその使用実績にもとづいてそれぞれ最も適していると考えられる方式を選んで適用するものである。例えば高圧タービンでは「定時交換方式」、ファンは

表3 信頼性に基づく整備方式の概念

定時交換方式	飛行時間(または飛行回数)による使用限界を定めて取り卸し、分解整備を行う。(Hard Timeコントロール)
オン・コンディション方式	定期検査等で耐空性が維持されていることを確認しながら使用し、損傷や不具合等が許容限界を超えたたら取り卸す。
コンディション・モニタリング方式	故障を起しても耐空性上問題のない装備品が対象で、不具合が発生したら取り卸す。 各装備品毎に故障の発生状況の監視、同データの解析を行い、必要な対策・処置を講ずる。

「オン・コンディション方式」、また外装備品の一部では「コンディション・モニタリング方式」といった具合である(図22)。

また特定のモジュールや部品に対し、エンジンが取り卸された時点でそれ等が前回整備時から或る時間を経過していたら、再度整備を行うといった限界使用時間の設定のしかたも採られている(Soft Timeコントロール)。

5-2 主要故障対策とその効果 エンジン故障および損傷防止のために採り入れられてきた数々の対策のうち、主たるものを見ると図23に示す。

同図に現われているようにこれ等の対策が功を奏して不具合発生によるエンジンの取卸率が漸減してきている。また、このうちエンジン故障による取卸率の占める割合が低く抑えられているが、これは後述するエンジン・コンディション・モニタリングの効果によるものである。

ここでこのモニタリングの際に大いに活用されている「Monitoring List」についてちょっと

年(西暦)	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980~
エンジン整備方式	High Timeサンプリング				オン・コンディション						
FANモジュール					オン・コンディション						性能回復修理
LPCモジュール						オン・コンディション					10,000時間Soft MHM
HPCモジュール					8,000時間Hard MHM		1,000時間Hard MHM				10,000時間Soft MHM
HPTモジュール					4,000時間Hard MHM	4,000時間Soft MHM	5,000時間Soft MHM				
第1段タービン動翼				オン・コンディション		オン・コンディション		6,500Hard MHM	4,000Soft MHM		第1段タービン動翼全修
第2段タービン動翼				オン・コンディション		オン・コンディション		5,000時間Soft MHM	3,000時間Soft MHM		第2段タービン動翼全修
LPTモジュール						オン・コンディション					10,000時間Soft MHM

注) MHM=モジュール・ヘビイ・メンテナンス、Hard=エンジンの使用を制限、Soft=エンジン取卸時に専用

図22 JT9D-3A/7/7Aエンジンの整備方式の変遷(ガスパス構成モジュールと部品)

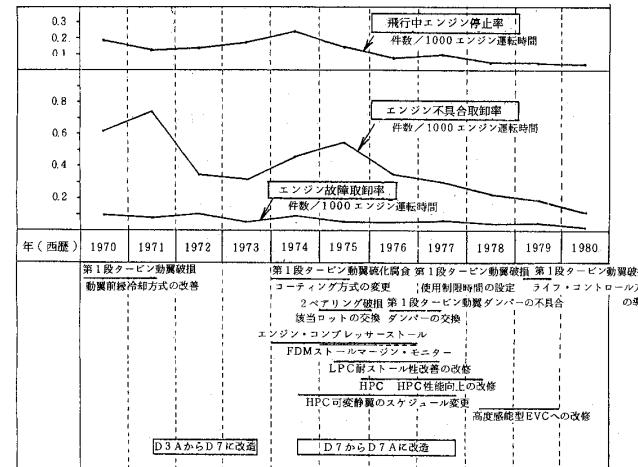


図23 JT9D-3A/7/7Aエンジンの主要故障対策とその効果

言及する。図24にその例を示すが、このリストはエンジンの信頼性に係わる大切な情報をできるだけ多くかつ簡潔に盛り込むように工夫されており、通常月2回更新されている。

- このリストに記載されている主たる情報は
- 機体に搭載してからのエンジンの使用時間
- 特定モジュールの整備後の使用時間
- 特定部品の使用時間
- 特定改修の実施状況
- エンジン使用中に経験された特異事象
- 各種モニタリングや検査により検出されている

損傷の程度
等である。

SHIP POSI	INST DATE	ENG S/N #1 AIDS	ENG HPC	I-T/E PSI	LIFE CONT	2-T/B PSI	COX CLS	MAJOR MOD.	FOM/SOP KEIKAN	REMARKS (E/C SKD ETC)
B122-1	810429	682517	131	2451	131	4972	5		D	
B122-2	800715	686042	2874	2874	2874	1422	8184	7	S	
B122-3	810214	686094	924	3038	3996		14706	6	D	
B122-4	810301	685760	782	2649	4431		4431	7		
B123-1	810421	686034	130	5103	4408	11678	6	J		
B123-2	810513	685610	588	1970	588	11373	4	D		
B123-3	810410	686033	219	3102	219	219	4			
B123-4	810421	685913	131	4146	3838	13934	8	D		
										(1SHIP MHH TRNG-6/30)
B142-1	810409	685942	167	3168		13320	4	N	B	
B142-2	791216	685941	1854	5745	1864	1864	4			
B142-3	791218	685760	1286	1286	1286	6137	4			
B142-4	791218	685776	2778	~	~	1271	4			
										81/2/4 FLAME OUT(IFCU NS)
B143-1	800110	6958021	2758	2758	2758	2758	5	FBK	N	D
B143-2	800110	6958033	2758	2758	2758	2758	4	FBK	N	DS
B143-3	800110	6958044	2758	2758	2758	2758	4	FBK	X	D
B143-4	800110	6958055	2758	2758	2758	2758	4	FBK	N	D

NOTE:
ENG S/N: B=BACK-TO-BACK TEST ENG.
LIFE CONTROL: Q=AR-100/50 HR BORESCOPE INSP. R=AR-SHOP OUT LIMIT OVER.
1422+7F TYPE PMW1422 T/BLADE. 1480-SINGLE CRYSTAL T/BLADE.
MOD I: B=WITHOUT 4.0 BLEED VALVE. F=1 OSG OPEN FIXED 1ST STATOR.
MOD II: 7N=THIN TYPE 7TH COMP HUB. N=NEW TYPE 15TH COMP DISK.
MOD III: D=FUEL-OIL COOLER, O=SEAL. B=STARTER,BIG TYPE COABO-JOT S=STARTER,SELF-ALIGNING TYPE

図 24 JT9D-7A エンジンの
モニタリング・リスト

5-3 モニタリングの手法　日常のエンジンのコンディションを監視するために使われている手法としては図 25に示すようなものがあるが、以下めばしいものについて簡単に説明する。

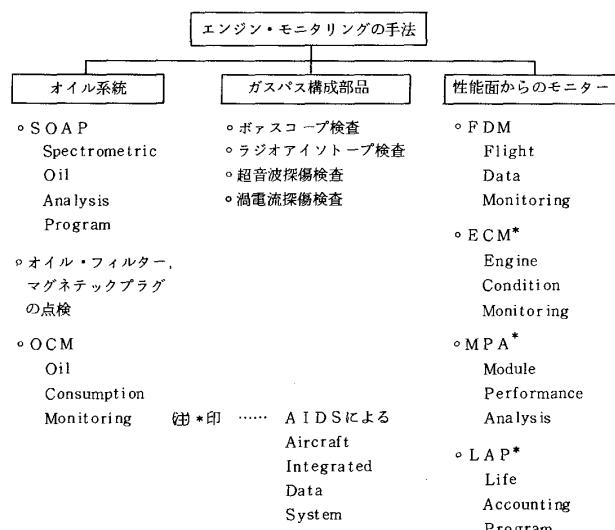


図 25 エンジン・モニタリングの手法

5-3-1 オイル系統

a. SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program) これはオイル中に浮遊している

金属の種類と量(濃度 PPM)を検出してオイル系統内に発生しつつある不具合、例えばベアリングやギヤ類の摩耗等による損傷を早期に検出する目的で利用されているものである。

SOAPの原理は図 26に示すようにオイルサンプルを高電圧放電の中で燃焼させ、その時生ずる金属個有の発光を分光分析することによりその波長と強さとからオイル中に浮遊している元素の種類と濃度を知るというので、日本航空が所有している装置では Fe, Cu, Al, Mg, Ti, Cr, Ni, Ag, Siといった9種類の元素が検出できるようになっている。

オイルサンプルの採取は通常約200時間毎で行われるが、検出された金属の濃度が規定値を超えるとアラート通報が発行され、オイルサンプルの採取間隔は通常の半分に短縮される。また状況に応じてオイルフィルターやマグネットックプラグの点検も行われる。図 27に SOAPデータのコンピュータ処理によるアウトプット例を示す。

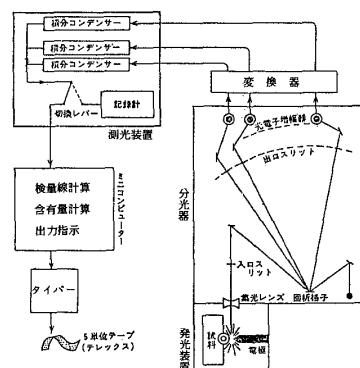


図 26 SOAP 機器原理図

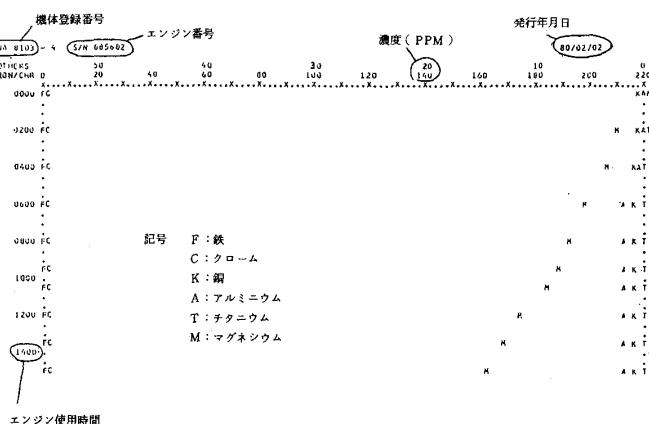


図 27 SOAP アウトプット
(オイル消費量による補正後)

5-3-2 ガスパス構成部品

a. ボアスコープによる検査 主として圧縮機やタービンの動・静翼や燃焼室の損傷状況を検査するもので、エンジンケースの外周に数多く設けられている点検孔からボアスコープを挿入し通常は目視によって検査する。特殊なボアスコープとカメラを組み合わせて損傷状況を写真撮影したり、またテレビ受像機に映し出すことも可能である。通常この検査は最も使用条件の厳しい高温部品、つまり燃焼室や高圧タービンの動・静翼に対しては定期的に、その他の部品については状況に応じて実施されている。

検査間隔や損傷に対する許容値は主として過去の経験にもとづいて設定や改訂が行われてきていて、一般に損傷が進むにつれて検査間隔は短縮されていく。

b. ラジオアイソトープによる検査 ラジオアイソトープから発生するガンマ線を使って透過撮影するもので、主としてガスパス構成部品の変形や変位を調べるのに利用されている。図28にその使用要領を示す。

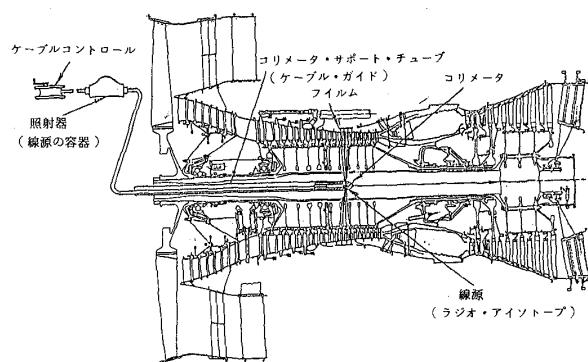


図28 ラジオアイソトープ検査要領

5-3-3 性能面からのモニタリング エンジン性能のモニタリングは前述の性能の劣化量を把握する目的の他に、パラメータの標準値からの変位量にもとづいて、エンジン構成部品の異常を見付けたり、部品の耐久性におよぼす影響を予測したりして事前に故障予防処置を探る目的でも利用されており、前に述べたものも含めて目下次の4つのプログラムが実用もしくは試用されている。

- FDM
- ECM
- MPA
- LAP (Life Accounting Program)

a. FDM/ECM 性能劣化量把握面での利用については前に述べたので、こゝではその他の利用例を紹介する。

a-1 耐ストール性の予測 FDMまたはECMのトレンドプロットに現われた高圧および低圧ロータの回転速度の標準値からの変位量の関係をプロットしたものを図29に示す。同図で斜線の施してある領域に入るようなエンジンは減速時にストールを発生し易い傾向にあるため最寄りの機会に整備のために取り卸されることになる。

尚この境界線の位置は日本航空での過去の実績にもとづいて決めたものである。

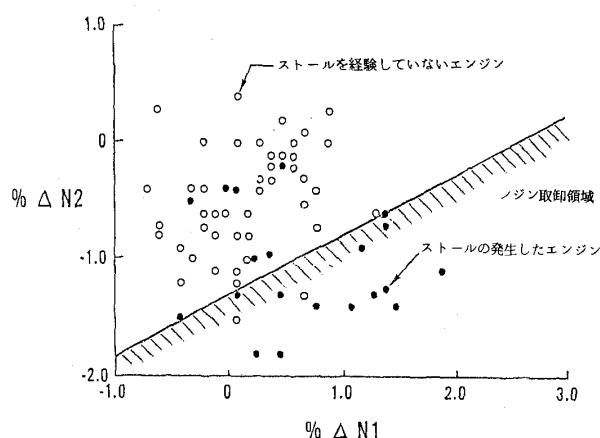


図29 耐ストール性の低下している
エンジンの予測

a-2 第1段タービン動翼の寿命予測 第1段タービン動翼の使用時間と、それが組み込まれているエンジンの燃料消費率の標準値からの変位量 (FDMまたはECMのトレンドプロットに現われている値)との関係をプロットしたものを見図30に示す。プロットした点が同図の「エンジン取卸領域」に入るようなものでは第1段タービン動翼の破損する確率が高いためこの領域に入るまでに取り卸してこれ等動翼の交換が行われる。

また同図で斜線を施してある領域に入っているエンジンでは第1段タービン動翼に対するボアスコープ検査が極めて頻繁に繰り返される。尚こ

の場合も境界線の位置は過去の実績にもとづいて決めたものである。

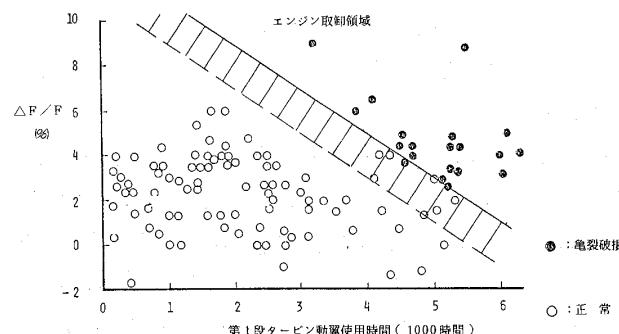


図 30 第1段タービン動翼の寿命の推定

- b. MPA 前掲
- c. LAP これは前述の ECM や MPA と同じく AIDS を利用するもので、高圧タービン動・静翼の寿命の消耗量を知るためのプログラムで目下の所試用段階にある。

前にも触れたように高温部部品は使用條件が苛酷であるだけにその條件の変化によって寿命が大きく左右される。特に高圧タービン動翼では一旦損傷が発生するとその進行が比較的速いためボアスコープ検査によるモニターが燃焼室の場合程容易ではない。LAP はこれ等の動、静翼の寿命に関係するエンジンパラメータを離陸、上昇、巡航中に記録し、コンピュータ処理することによってその寿命の消耗量を逐一計算して累積していくものである。コンピュータ処理によるアウトプット例を図 31 に示す。

尚この LAP は本格的に運用されるようになると前述の FDM による第1段タービン動翼の寿命予測法に取って代るものとなる。

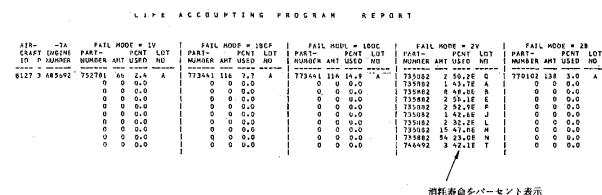


図 31 LAP アウトプット

5-4 AIDS 最後に日本航空で目下 B 747 9 機、DC-10 3 機で試用中の AIDS について簡単に説明する。

5-4-1 AIDS の構成 このシステムは図 32 に示すような構成になっており、航空機搭載システムと地上のコンピュータシステムとに大別される。各構成機器の機能はそれぞれ次のようにになっている。

a. FDAU (Flight Data Acquisition Unit) 各センサからのシグナルをデジタル形式に変換して DMU に送る。

b. ADAU (Auxiliary Data Acquisition Unit) 機能上は上記 FDAU と同じであるが、FDAU では扱えない種類のシグナルを処理するために使用される。

c. DMU (Data Management Unit) ミニコンピュータで、FDAU、ADAU および特定のセンサからのデータを、内蔵しているプログラムに従って順序正しく配列して QAR に送る。

また FDEP を通じてインプットされたデータを QAR に送ったり、FDEP を通じて要求されたデータを同 FDEP 上に表示する働きもある。

d. FDEP (Flight Data Entry Panel) 運航乗務員が操縦室内で日付、便名その他のデータをインプットするのに使用する。また特定のパラメータについては飛行中の刻々の値をこのパネル上に表示させることもできる。

e. QAR (Quick Access Recorder) カセット型のレコーダで容量は約 20 飛行回数分である。

f. STC (Serial Tape To Tape Converter) QAR から取り出されたテープを地上のコンピュータ用に作り換えるためのものである。

5-4-2 データの記録 AIDS により記録されるパラメータは約 100 種、240 箇であり、内エンジンのモニタリングの面で利用されるものは約 25 種となっている。

データの記録は通常の場合は DMU に内蔵されているプログラムによって図 33 に示すような時期および頻度で行われる。その他必要に応じて連続記録をさせたり、何らかの特異事象が発生した場合に自動的にその事象を記録させることも可能

である。

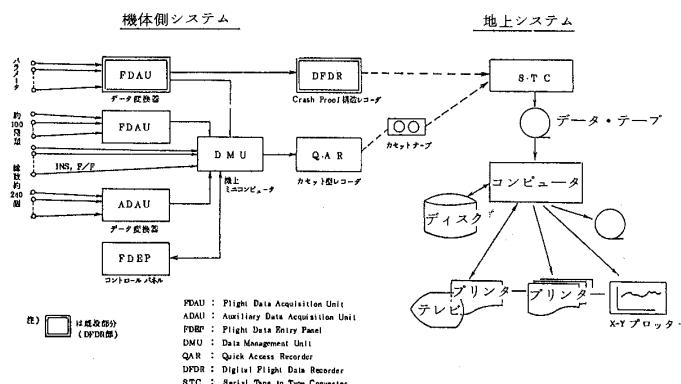


図32 AIDSシステム概要

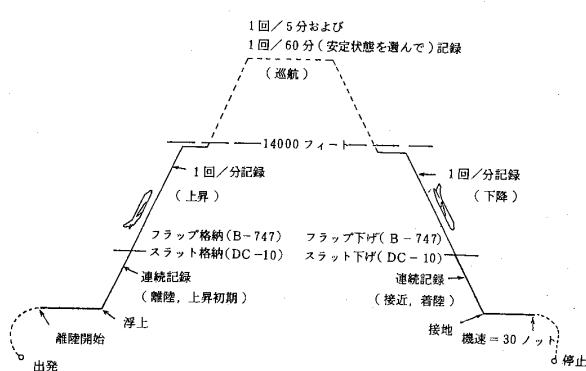


図33 自動記録の頻度

5-4-3 AIDSの利用面 整備面では前述の ECM, MPA, LAP に加えて種々の特異事象が発生した場合にその原因等の解析に、また運航面でも同様の事象解析や日常の運航の実状把握等に利用されている。

6. あとがき

以上 JT 9 D-7A エンジンを例に挙げて、その信頼性を高く維持するために日本航空で採られている種々の方策を紹介したが、最後に述べた AIDS が近い将来、運航・整備の両面において極めて有効な道具として完成した暁には、航空機およびそのエンジンの信頼性の維持と向上とがより効率的に行われることとなろう。

但しこのシステムの搭載コストは高く、日本航空の B 747 の場合は 1 機当たり約 6500 万円、このうちエンジン整備面での利用のための投資部分は約 2300 万円となっている。またこのシステムの運用費は同じく 1 機当たり年間約 200 万円、一方システムの利用によってもたらされるエンジン整備費の節減額は 4 エンジン(1 機分)で年間 約 750 万円(LAP が主体)と推定されている。従ってエンジン整備面での利用のための投資額のみについて見れば十分採算のとれる勘定となるが、全コストを考慮した場合には金額としては表わし難い数々の利益があるとは云うものの更に多くの、実際に計り得る利益を挙げることの出来る利用面を見出していくことが大切である。

ガスタービン用先進素形材技術

石川島播磨重工業㈱ 中 川 幸 也

1. 緒 言

耐熱材料は原子力、火力、化学プロセス、回転機械等のエネルギー変換装置に応用され、使用限界を設定する最先端重要部材の役割りを荷なっている。なかでもジェットエンジンや産業用ガスタービンではタービン入口ガス温度が推力や効率を決定する直接的因子であるため高圧タービン部材の耐熱温度の向上に対する研究開発が続いている。タービン入口温度は過去30年間に 530℃余りの飛躍的な上昇がなされ、この傾向は最近の省資源政策による拍車が加わり高効率新型機種への換装が加速度的に進行している。米国における次世代ジェットエンジンの開発計画 E³プロジェクトではタービン入口温度が 1420℃以上、燃料消費率の12%減少を目標としている。従来より燃焼器、タービン動・静翼、といった高温部では Ni, Co 基超合金が多量に使用されているが、使用環境はこれ等材料の溶融点以上であり、圧縮機からの空気を一部犠牲にして冷却し 1000℃以下に保つている。しかしながら著るしい冷却空気量の増加は本来の目的であるスラストの低下を意味するので素材の本質的耐熱強度の上昇は不可欠の要求である。超合金に関しては限られた応用目的に対し数多くの合金が開発されており組成から性能をある程度推定できる様になっている。加えて物理冶金的分析法の進歩、強度データ集積とその重回帰分析法により強度、耐食性、相安定性をバランスよく合金設計することが可能であるが、逆に言えば主要構成元素の策定による合金開発は限界に近づき、強度面を優先させると鋳造性や延性の低下が発生するという矛盾が出てきている¹⁾。こうした素材自体の限界に対し、図1に示される様に、加工技術や装置の急速な発展に伴なって材料の組織と性質を変化させる努力が続いており、その開発分野は加工技術に適合した専用材料の開発を伴

なって近年著しく拡大している(表1)。

一方、我が国におけるガスタービン技術はライセンス生産を通して導入された要素が多く存在し数少ない国産開発機種においても底辺を固める素材や加工は海外に依存しなければならない場合もある。F100は最近導入が開始されたエンジンで性能面では世界のトップレベルにある。比強度の優れたチタン合金(8Al-1Mo-1V)のファン翼、超合金(INCO 901, Waspaloy)の圧縮機翼、一方向凝固(DS-PWA 1422)タービン翼、超塑性加工(IN100)によるディスク類等、従来機種にない新規材料が大量に用いられているが、いづれもすぐに国産化できる素材技術ではない。

素材や関連加工技術で今後のエンジンへの応用が着目されているのを、部品別に分けると次の通りである。

- イ ファン、圧縮機: FRP, FRM翼
- ロ タービン: 柱状晶、単結晶、共晶複合材翼
 - : セラミックス静翼、シュラウド
 - : 薄板接合タービン翼
 - : (r' + 0 DS)翼
 - : タービン翼先端のシール材
- ハ 燃 燃 器: ODS材、セラミックス化
- ニ ディスク: 超塑性加工合金材料
 - : レーザー肉盛り材料
 - : 複合性状一体翼車
- ホ そ の 他: 各種耐食耐熱コーティング技術
 - : 耐食性改善用の燃料添加物
 - : 熱遮蔽用ユーティング
 - : 拡散ろうづけ等の接合技術

本稿では、これ等の内いくつかを選んで紹介する。

(昭和56年7月31日原稿受付)

表1 最近の超合金の組成(重量%, DS=一方向凝固, SC=単結晶)

	C	Cr	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	B	Zr	Ni	他	備考	
MA753	0.06	20				2.3	1.5	0.007	0.09	殘	1.3 Y ₂ O ₃		粉末冶金合金	
MA6000 E	0.06	15		2	4	2.5	4.5	0.01	0.15	殘	1.1 Y ₂ O ₃ , 2 Ta		粉末冶金合金	
B1900+Hf	0.11	7.7	10	6		1	6	0.015	0.03	殘	4.2 Ta, 1.25 Hf	PWA 1455		
Mar-M200	0.15	9	10		12.5	1	2	5	0.015	殘				
Mar-M200+Hf	0.14	9	10		12	1	2	5	0.015	殘	1.5 Hf		PWA 1422, DS専用	
Alloy 454	10	5		4		1.5	5			殘	12 Ta		PWA 1480, SC専用	
IN100	0.18	10	15	3		4.7	5.5	0.014	0.06	殘	1 V			
NASA IR100	9		1	10.5		1.2	5.75			殘	3.3 Ta		SC専用	
Mar-M246	0.15	9	10	2.5	10	1.5	5.5	0.015	0.05	殘	1.5 Ta		単結晶	
Mar-M247	0.15	8.4	10	0.6	10	1.0	5.5	0.015	0.05	殘	3 Ta			
Mar-M247DS	0.07	8	9.5	0.5	9.5	0.8	5.6	0.015	0.015	殘	3 Ta, 1.4 Hf		DS専用	
IN939	0.15	22.5	19		2	1	3.7	1.9	0.01	0.1	殘	1.4 Ta		
René 125	0.11	9	10	2	7	2.5	4.7	0.015	0.05	殘	3.8 Ta, 1.5 Hf			
René 150	0.06	5	10	1	5	4	5.5	0.02	0.02	殘	3 Re, 2.2 V, 1.5 Hf, 6 Ta	DS専用		
NiTAC	10	20				3				殘	TaC		共晶 DS 材	
Waspaloy	0.07	20	13	4.5		3	1.4	0.06	0.007	殘				
AF115	0.15	10.5	15	2.8	5.9	1.7	4	3.7	0.02	0.05	2 Hf			
IN739	0.15	12.6	9	2	4	4		3.5	0.02	0.015	殘	1 Hf, 4 Ta		
MERL76	0.02	12.4	18.5	3.10	-	1.65	4.30	5.00	0.02	0.06	殘	0.75 Hf		

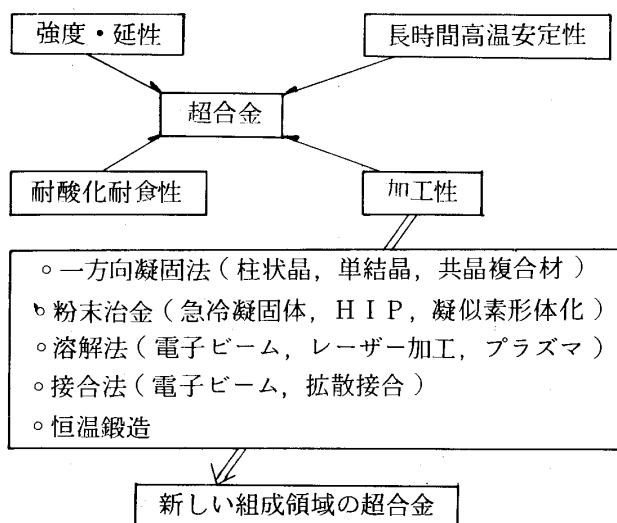


図1 超合金の加工技術と材料開発

2. 一方向凝固, 柱状晶, 単結晶, 共晶複合材

先にタービン高温部材、特に動・静翼は冷却空気を流しながら使用している事を述べたが、冷却効率を高めるために浸出し、膜、インピングメント、内部対流冷却のための非常に複雑で細かな流体通路孔が設けてあり、インベストメント精密鋳造法を主として製作されている。高温強度の要求から合金中には Al, Ti, Ta 等の高活性元素が多量に含まれているため、真空溶解、真空鋳造が普通で、最近では凝固方位を制御して作られる柱状晶翼や単結晶翼の量産が行なわれている。Al, Ti は主として析出型強化を与える r' 粒子を形成し r' 量は体積率にして 65 % に達しているが、強度向上が延性、鋳造性を低下させているのも事実で、結晶粒方位の凝固による制御はこれ等を克服する一つの方法である³⁾。一方向凝固材は延性の改善のみならず、表2に要約される種々の好ましい工

学的性質が付与されるため、1960年代の後半から P & WA 社のエンジンを中心として実用化されている（表3）。柱状晶翼には既存合金もしくはそれ等を少し改良した合金種が使用されるのに対して、単結晶翼では使用合金の構成元素を一変させる事ができる。すなわち粒界が全く存在しないために従来合金の弱点であった粒界を強化させるための元素、C, B, Zr, Hf は全く必要とせず合金設計における自由度が著しく増加する。これ等粒界集積型元素は通常局所的な溶融温度を低下させる傾向にあり、鋳造後の溶体化処理温度はこの部分溶融温度以下に抑えられなければならないが、単結晶ではこの問題から自由であるため溶体化処理温度を大巾に高め、より均一 r' 粒子の分散を可能とならしめる。1例として柱状晶専用合金 PWA 1422 (12元素) と単結晶専用合金 PWA 1480 (7元素) を比較すると溶体化温度はそれぞれ 1204, 1288°C と約 80°C の差があり、使用温度能力では 50°C 以上の開きがあるものと考えられる。単結晶プロセスの完成は新しい合金設計の領域を生みだし PWA 1480 に続く新しい専用合金

表2 一方向凝固による諸性質の改善度
(Mar-M200 合金の場合)

高温引張降伏応力	180°C で約 10 kgf/mm ² 増加
○ " 破断応力	" 15
○ " 延性	" 数倍増加
○ クリープ破断応力 (100時間破断)	" 7 kgf/mm ² 増加
○ 最少クリープ速度	" 1/2 に減少
○ クリープ破断延性	" 数倍増加
○ 弹性率	約 1/3 減少
○ 熱疲労寿命	約 100 倍増加
○ 高、低サイクル疲労寿命の増加、耐衝撃抵抗の増加	
○ クリープ強度の翼肉厚依存性の減少	

表3 柱状晶、単結晶翼の使用例(予定も含む、1980年)

エンジン名	主要搭載機種	使用部品名	材質
PWA JT9D-7F	ボーイング 747	ブレード 1, 2, ベーン 2	PWA 1422, 柱状晶
PWA JT9D-7C	ボーイング 747, DC-10	ブレード 1, 2, ベーン 2	PWA 1422, 柱状晶
PWA FT30P100	GD F1111	ブレード 1, ベーン 1	PWA 1422, 柱状晶
PWA F100PW100	F-15, F-16	ブレード 1, 2, ベーン 1	PWA 1422, 柱状晶
PWA JT9D-7R4	ボーイング 767	ブレード 1 (ベーン)	PWA 1480, 単結晶
T400-WV-402	AH-IT, Sea Cobra	ブレード	PWA 1480, 単結晶
PWA STF477	未定	ブレード	PWA 1480, 単結晶

が今後、多種登場するものと考えられる。

一方向凝固は2つの凝固条件が同時に満されつつ铸造が行なわれる事により可能となる。第1は铸物からの熱流が一方向である事、第2に凝固界面面前方の液相で正の温度勾配を維持する事が需要でこのため過熱溶融金属を铸型底面のチル板に対し注入する手法が一般にとられている。図2に示すように凝固界面の移動、すなわち柱状晶の成長は加熱炉より铸型を徐々に引出すことにより熱伝導や温度勾配を高く保持しながら行なわれる。単結晶とするにはチル板近くにらせん状の制限回路を設け、チル板上で発生した柱状晶群の内1つの結晶を残しつつ種として育てることによりなされる。一方向凝固中に発生する熱的パラメーターは熱解析や電算機による凝固シミュレーションにより解析され、結果に基づいて铸型の形状、材質、肉厚、引出し速度のモジュール等が決定される⁴⁾。最新の一方向凝固炉ではプロセス用電算機により铸型の予熱から電子ビームによる母材の溶解、凝固制御が全て自動的になされるものが出現している⁵⁾。柱状晶、単結晶試作翼のマクロエッチ組織を写真1に示す。

共晶合金と呼ばれる一連の合金では液体状態から固相に変態する時に2つ以上の異なった金属組

織相に分離する。共晶合金を一方向凝固させると写真2の様に層状又は纖維状の強化相が凝固方向に平行に分散配列された複合材を製造する事が出来る。共晶複合材は電磁気的異方性から非構造材料としての応用の他に、耐熱強度と相安定性から、タービン翼への応用が考えられており、例えばP & WA社の推定では柱状晶翼に比べ80°C以上の耐用温度の向上が見込まれている。共晶合金の設計はまず2元又は擬2元系共晶反応が存在する合金が選定され、他元素の添加により多元系へと最適化が行なわれる。このため母相の組成は既存合金のそれ(Cr, Co, W, Moを含む r/r' マトリックス)に近づき、この中に強化相が分散した組織となっている。共晶複合材をタービン翼として実用化にとり組んでいるのは米国、フランスのエンジンメーカーで、現在第1期開発材である $r/r'-\delta$, HFCO, COTAC 13, 73Cは既にエンジンテスト中である。共晶複合材翼を得る凝固条件は柱状晶、単結晶翼に比べて一段ときびしく、同じ一方向凝固炉を用いた場合、凝固速度は10分の1程度にする必要があり、溶湯メタルと铸型や中子との接触時間が長く耐火物の安定性が要求される。最近の改良型高速凝固炉やLMC炉の導入によりプロセス時間が短縮されつつあるが、コスト高にな

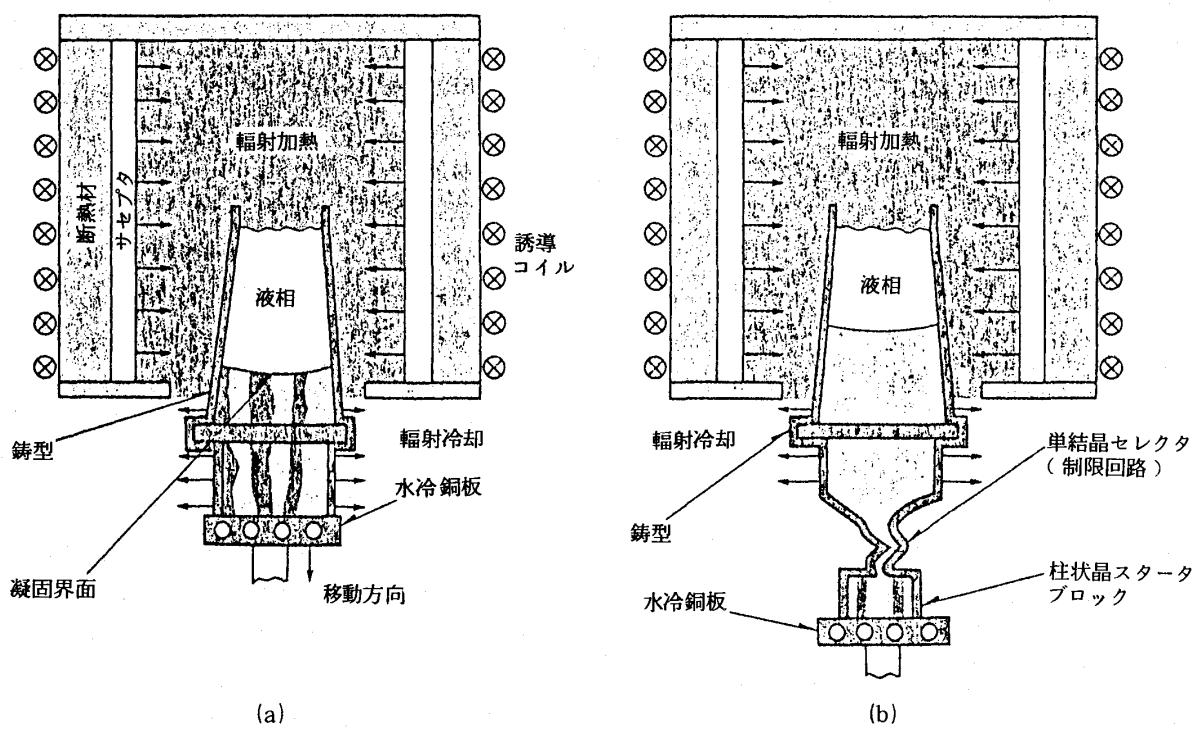


図2 一方向凝固法 (a) 柱状晶翼铸造法 (b) 单結晶翼铸造法

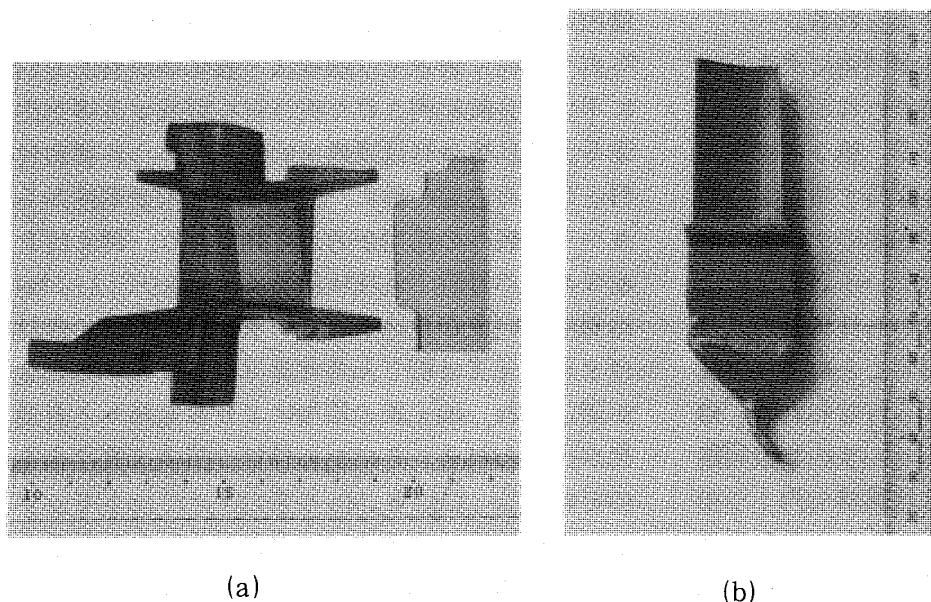


写真1 (a)柱状晶静翼(P.W.A 1422) (b) 単結晶動翼(Revie 80)

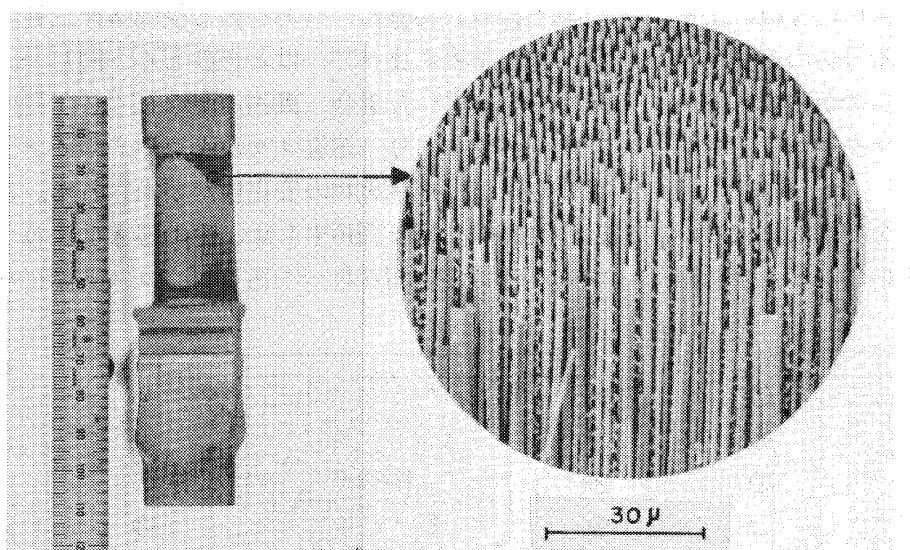


写真2 $r/r' - \alpha$ 共晶複合材翼

ながら接合の健全性が問題となる。接合にはBやSiも富化して融点を下げる材が用いられ、接合後の拡散処理により、B, Siはリングとディスク内部に拡散希薄化される。本手法の様な接合法はタービン翼に柱状晶や単結晶の材料を利用するケースにも適応でき、一体翼車のみならず多方面での活用があるものと考える。

一方GE社航空エンジン事業部は同一材質部品の各部の鍛造比を大巾に変えて複合性質を持たせたディスクを試作している。ディスクも場所によ

る事はまぬがれない⁶⁾。

3. 複合性状一体翼車

接合加工技術の発展により異材を一体化する複合性状部材の開発が行なわれている。1例としてGM社開発の小型タービン翼車を紹介する⁷⁾。

小型タービンでは、タービン翼をディスクに埋め込む従来設計型の場合、使用時にディスクのノッチ部に応力集中が生じるため設計上の工夫が必要であるが、一体化により設計上の制限が減少する。精密鋳造や切削・放電加工などによって、同一材質の一体翼車の製作は可能であったが、翼部はクリープ強さ、ディスク部はじん性を優先的に必要としており、両方の性質を同時に満たすことが難しかった。GM社ではタービン翼を並べたりング(Mar M246製・精密鋳造)とディスク(IN 739製・粉末冶金)を、開発した“ろう材”で接合し一体化した。この試作プロセスは図3に模式的に示してあるが、当然の事

って要求される特性が異なり、中心部は引張り強さとじん性が、外縁部はクリープ強度が主に要求される。GE社ではAF 115合金粉末をHIP処理し、ち密なディスク用プリフォームとし、このプリフォームの形状と鍛造金型を工夫する事により、中心部は1150°Cで鍛造比30%まで加工し一方、外縁部は鍛造から自由である様な工程を採用している⁸⁾。

4. 超急速冷却粉末(RSR法)

タービン翼は根本部がクリスマス・ツリー状に

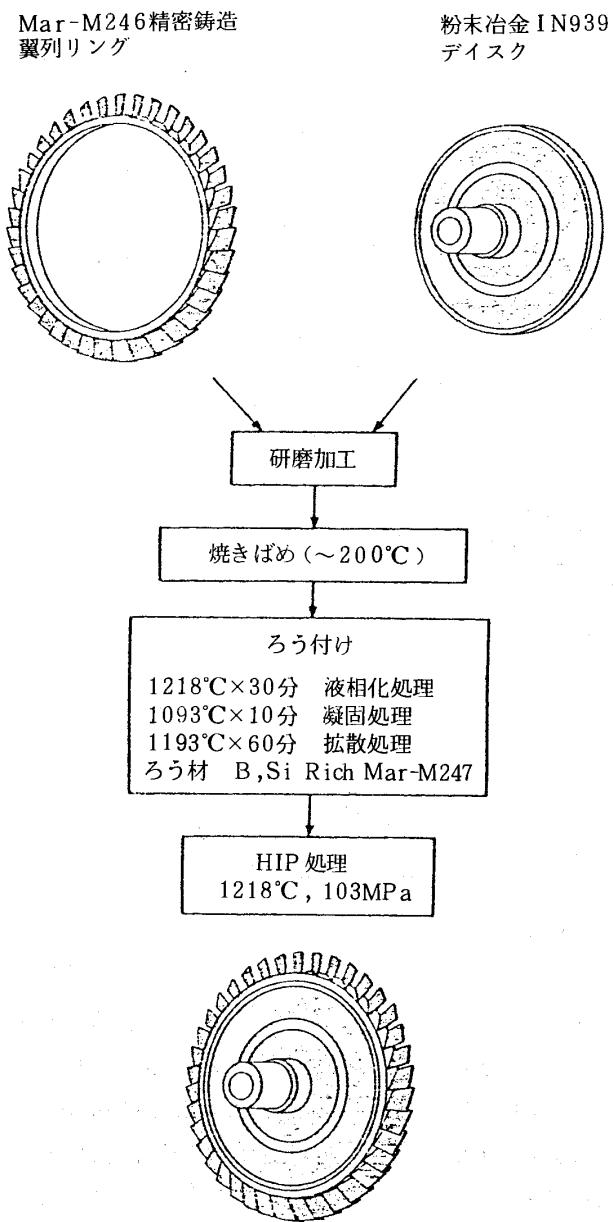


図3 G E社の異材結合翼車

加工され円板ディスク上に植込まれる。ディスク部は高温ガスに直接さらされる事はないものの中間温度領域での高速回転に耐える韌性が第1に要求される。超合金インゴットに発生するミクロ偏析は時として、その後の鍛造過程においてクラックの発生源となったり、不幸にして製造中に検知されない場合は使用中の致命的な破損に致らしめる可能性があり、特にタービン・ディスクに関しては信頼性の向上が常に求められている。清浄で均一度の高いディスクは最近、粉末冶金で製造されるようになって来ている。粉末冶金は高性能粉末と緻密化の技術に分けられるが、ここでは凝固

に関連する粉末製造法を紹介する。一般に粉末は液相からの直接固化を通して作られるので、最大の偏析スパンでも粒子サイズ以下となる。性状の良い粉末を得るために最大の難関は酸化による汚染であったが、全プロセスをイナートガス中で行なえる装置の発展により酸化含有量を 700 ppm 以下に抑えた部材が生産可能となっている。こうした高純粉末は今日、イナート・ガス・アトマイゼーション、回転電極、ソルブルガス法といった手法で実用生産されている。最近の P S R 法はこれ等従来法と比べ、均一性、量産性、歩留りの点で画期的なものであり、また新素材の応用を開く面で着目されている^{5), 9)}。

R S R 法装置の概略は図 4 に示されている。真空誘動炉で過熱された超合金融体はオリフィスを通して 24,000 rpm で回転する水冷円板上に注入される。円板上で溶液は 10~100 μm に粒化されると同時に He ガスジェット 中で急速固化されるが、この時の冷却速度は 10^6 °C/秒に達し既存法に比べ 2~3 オーダー高い速度となっている。冷却速度の向上により化学組成の均一化と共に拡散支配の反応を完全に抑制することが可能となる。例えば通常のインゴット凝固で得られる速度、 $\sim 10^2$ °C/秒では典型的なデンドライト構造をとるのに對して、 $\sim 10^4$ °C/秒では 2 次デンドライトの超微細化や抑制が見られ、R S R の微少径粉末では本質的に 1 相過飽和固溶体で、結晶粒径が 2 μm 程度となり、性状のみならず、緻密化過程における超塑性加工性を著しく向上させる。ミクロ偏析のない粉末合金ではインゴットからの鍛造材に比べ 40~80 °C の溶体化処理温度の向上が可能である。この様な超急冷粉末の物理冶金的特色はガスタービン用超合金部材のみならず、アルミ合金、軸受合金、ステンレス鋼といった幅広い領域で全く新しい合金組成の開発を可能とする。Fe, Al, Mo, Cr を多量に含む Al 合金は圧縮機高温度部に使用される Ti 合金に代る材料となり、強制的に 14 % 以上の Al を過飽和固溶させたステンレス鋼は戦略エレメントである Cr を必要としないで耐酸化、延性に優れた性質を示す事が予想される。

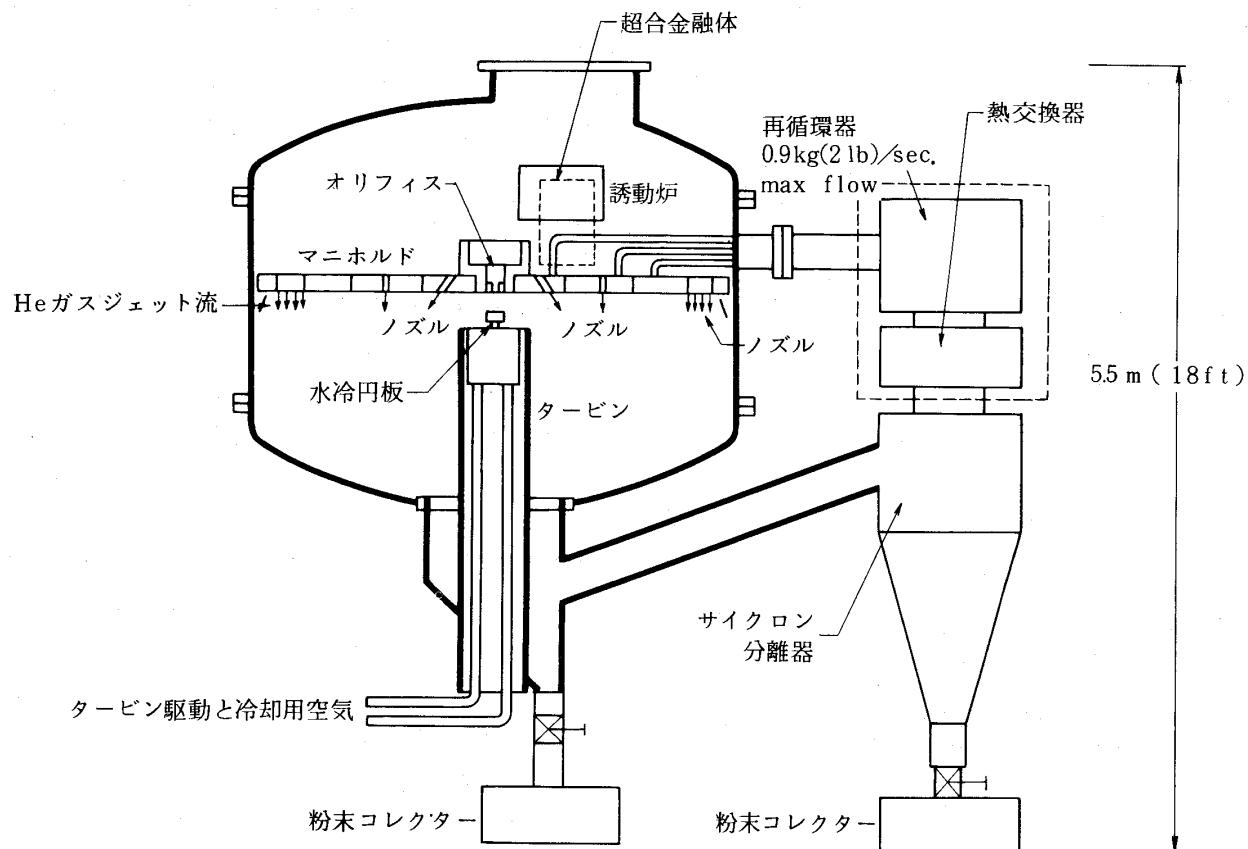


図4 超急速冷合金粉末製造 R S R プロセス

5. 析出物、酸化物分散強化型(r' +ODS)合金

ODS材は1960年代の始めに、TDニッケル、又はTDニクロムとして粉末冶金と熱間加工の組合せで作られた材料の領域に属する。最近では更に手法が発展し機械的合金化による酸化物粒子(トリニア、イットリア)と r' 析出物(Ni₃AlやNi₃Ti)の分散強化を供に備えた超合金が出現している。一連のこれ等の合金は、MA754, MA6000Eに代表されるが、低温側では r' 強化機構による強度変化を示し、高温側ではTDニッケルの様な温度変化に敏感でない強化機構が働く。従って通常のNi基超合金に比べて1000~1100°C以上で著しい強度の差が認められ、また熱サイクル疲れにも強いところから静翼や燃焼器用材料としての使用が先行している。ODS合金は種々の加工プロセスの組合せで製品化される。例えばMA6000Eを例にとると、図5にある様に金属(Ni, Cr, W, Mo, Ta), 中間相化金物(Ni₃Al, Ni₃Ti)及び酸化物(イットリア)の粉末の製合と調

合から始まる。高エネルギー・ミルによる各粉末の結合と合金化、熱間押出しにより加工素材の形状とされた後、方向性再結晶化により柱状晶化される。冷却翼ではさらに放電加工や拡散接合を必要とする。ODS合金の実用化に際しては、こうした複雑な工程により生ずるコストを軽減させる事が絶対の条件であろう。

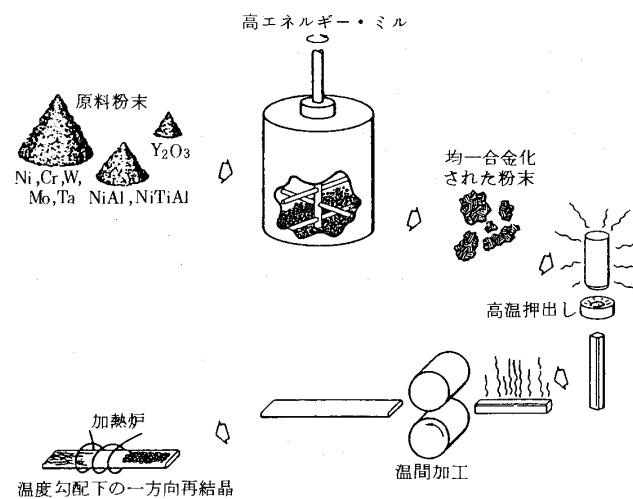


図5 ODS超合金の製造プロセス

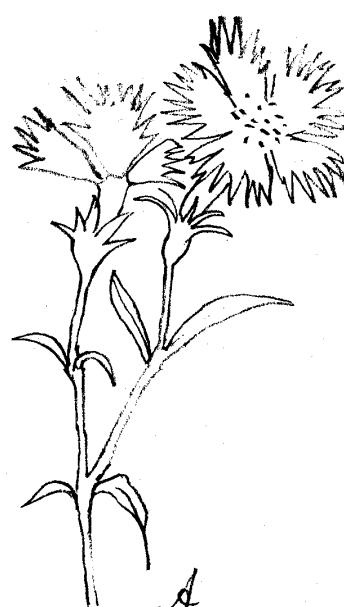
6. 結 言

次世代高効率エンジンを支えるための新規材料技術のいくつかを紹介した。これ等は欧米の関連メーカーが競って取り組んでいる最先端技術であるが、より汎用性のある超合金やチタン合金でも、著しい使用量の増加に対して、世界的な入手難の状態が始まっており、先進国の中の供給能力不足や、集中的買占めとなって現われている。我国での供給能力は比較的附加価値利潤の薄い分野しかないので実状であり、この意味で後進国である。加えて先進素形材技術は最近、ノウハウの禁輸として戦略的に用いられる傾向が強まっており自主開発努力に依らざるをえなくなりつつある。

文 献

- (1) Aldred P., SAE Paper 751049(1975)
- (2) 雜賀、大友、学振123委研究報告書Vol. 18 No. 3 (1977), 413

- (3) Ver Snyder F.L. & Piercey B.J., J.Aircraft AIAA 3 (1966), 390
- (4) Giamei A.F., ほか2名, New Trend Mater. Process (1976), 48
- (5) Kear B.H., ほか1名, Science Vol.208 (1980) 23
- (6) 中川、ほか2名、日本金属学会会報第17巻第7号 (1978), 589
- (7) Ewing B.A., Proceedings of 4th International Conference on Super-alloy, (1980) 169
- (8) Carlson D.M., Proceedings of 4th International Conference on Super-alloy, (1980) 501
- (9) George D.G., ほか2名, AIAA/SAE/ASME 15th Joint Propulsion Conference (1979)
- (10) Benjamin J.S., Met. Trans., 1 (1970) 2943



高温ガスタービンの高温部材料と高温構造について

三菱重工業長崎研究所 川口勝之

1. はじめに

ガスタービンの性能向上は、各構成機器の性能改善とともに、タービン入口温度および圧力比の上昇によって実現され、材料の耐熱性の向上、冷却法および加工技術などの周辺技術の進展により、目下航空エンジンでは 1300°C 以上に達している。

この温度は、実際に主構成材料の融点の 90% 以上に達する。これを受持つ耐熱材料の進歩による温度上昇は、年当り 10°C 以下で、少くともクリープ強度では頭打ちの状態であり、タービン高温化の大半は、翼冷却技術と高温構造の進歩によるものである。しかし、冷却に伴う損失の増大や翼の空力性能の低下は、タービン入口温度が上昇するにつれて全体の熱効率に与える影響が大きくなるので、冷却効率の向上と共に、最適のタービン入口温度の選定が重要となってくる。また超耐熱合金が使用され、且つ精密な製造加工技術を要する空冷翼は、極めて高価なものとなっており、高負荷翼の採用による段数の低減が必要である。このようなガスタービンの高効率化と高出力化（高負荷化）の命題は、技術的に相反する傾向があるので、最終的には、設計思想に基いた判断によるであろう。

本稿では、まづガスタービンの高温化に対し、主として航空用ガスタービンの高温部構成材料およびタービンの高温構造の研究開発を中心として、設計製作的な立場から概要を述べ、あわせて高温化の限界や空冷翼によらない高効率化、高出力化などについて考えてみたい。

2. ガスタービン用耐熱合金の開発

2-1 開発経過の一般的傾向 高温ガスタービンの翼材料は、一時 Co 基合金がタービン入口温度があまり高くない時期に広く使用されたこともあったが、現在では、Ni 基合金が主流を占め、複雑な冷却構造をもつ冷却翼の製作と相俟っ

て、鋳造合金の躍進をもたらした。Ni 基合金の開発経過を系統的に整理して図 1 に示す。図よりわかるように、開発の一般的な傾向としては、 γ - $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$ 相の微細整合折出を利用した強折出形合金であり、真空溶解法の進歩により、主強化元素である Al, Ti の多量添加が可能となり、信頼性も著しく向上した。使用温度があまり高くない初期の合金（例えば図の Nimonic 75, Hastelloy 系および Inconel 600 など）では、耐食性のある Cr の含有率が割り大きく、Al, Ti は微量しか含まれていないが、次第に高温強度が要求されるに至って、Cr が減少の傾向となり、逆に Al, Ti は増加していることがわかる。Cr が 15% 以下例えば、Nimonic 120, IN 100, B 1900, Mar-M 246 などの現在最高の高温強度を有する合金では、高温腐食のために弊害が表われ、再び若干 Cr 含有率を増すかまたは耐食性のコーティングを実施して使用する傾向にある。一方、鍛造合金については、ガラス潤滑押出し技術の進歩により、Nimonic 系合金のような強力な合金が主に英国で開発された。このような鍛造合金は高温強度の点では、鋳造合金に若干劣るが、韌性がすぐれているため、信頼性の面から、タービンの動翼やディスクなどの回転部、また原子力用タービンなどの安全性が強く要求される分野での用途が広く、開発も活発である。

しかし、鍛造合金には限界があり、Al, Ti の添加量が 8% 以上に達すると、熱間加工性が劣化し、鍛造材として製造することが困難となって来た。これに対し鋳造合金では、Al, Ti の添加量の制限がなく、真空溶解、精密鋳造の進歩と相俟って、Al, Ti 以外の強化元素の量、種類を増大させることができになり、Ni 基合金精密鋳造空冷翼全盛の時代となっている。さらに高融点金属 (W, Mo, Ta, Nb) の添加量増大から一方向性凝固超合金 (PWA 664, PWA 1422), 単結晶材 (PWA 1480) へと進み、別系列から

（昭和 56 年 7 月 20 日原稿受付）

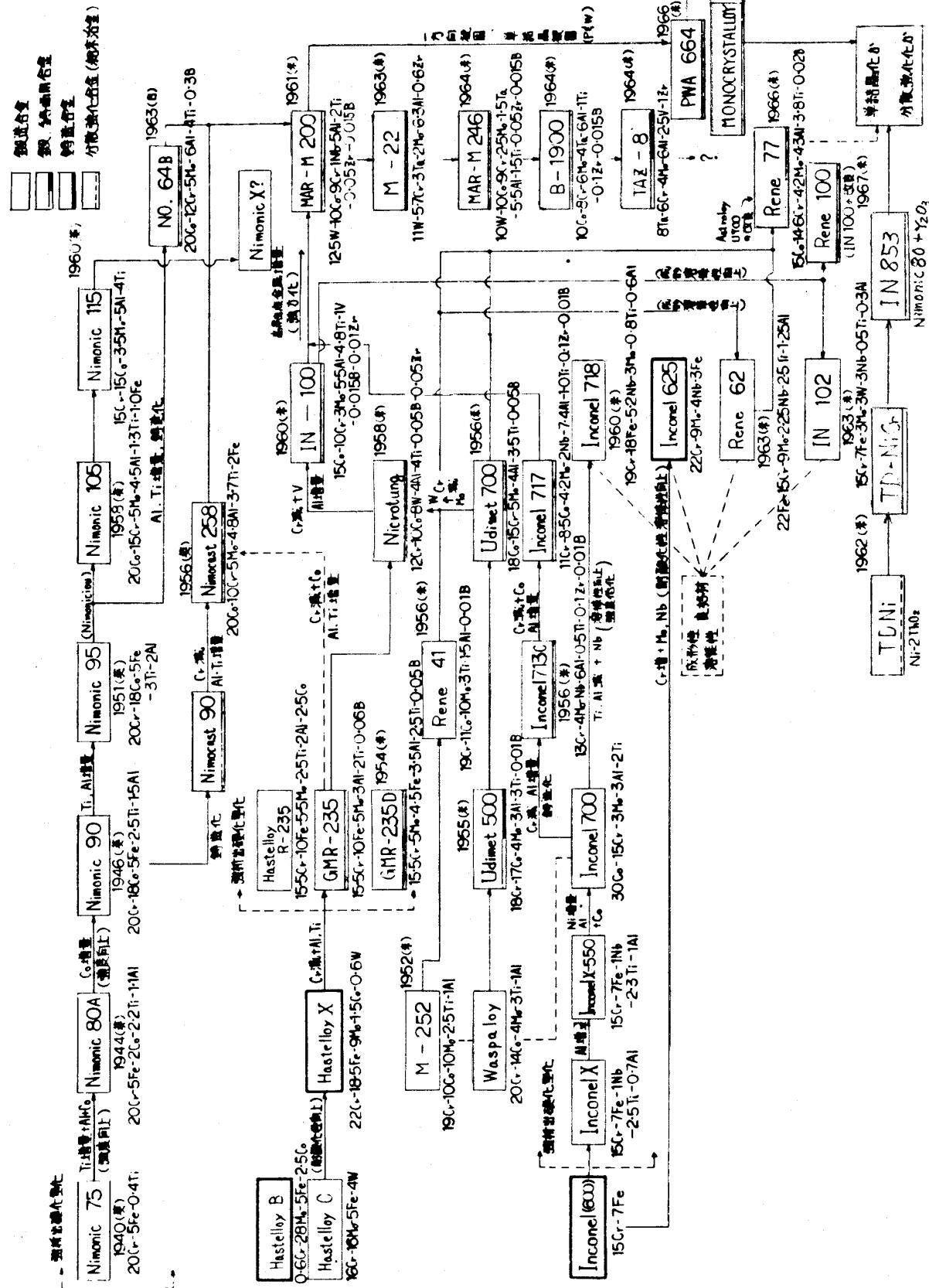


図-1 Ni 基耐熱合金の発達経過

発展した粉末冶金の手法による酸化物分散強化形合金（TD-NiCr, MA 754, MA 956 E, MA 755 E, IN 853, MA 600 E）の開発が、さらに高温のタービン静翼材料として有望視されている。

2-2 ガスタービン高温構成要素への適用

はじめにタービンの高温構造構成部材と設計使用条件を認識しておく必要がある。表1にタービン高温各部の使用条件とその構成材料に要求される性質を示す。

表1 ガスタービン各部の使用条件と
材料に要求される性質

部品名	使用条件	要求性能
圧縮機	-50~500°C	引張特性, 硬さ, 疲労強度, 耐食性, 耐衝撃性
燃焼室	ガス燃焼温度: 3,000°F(1,650°C)以上 タービン入口まで に2,000~2,500°F(1,100~1,315°C)に冷却	耐酸化性, 耐熱疲労性, 溶接性, 成形性, 強度に対する要求は比較的低い
タービン静翼	一段ペーン2,000°F(1,100°C) 応力<7kg/mm ²	耐熱疲労性, クリープ強さ, 耐酸化性, 耐高温腐食性, 耐エロージョン性, 耐衝撃性, 鋳造性, 溶接性, 組織安定性
タービンディスク	1,400°F(760°C) 以下動翼に接する部分が最高, 中心に近くなるほど低下 遠心力: 中心に近づくにつれ高くなり,>49kg/mm ²	中心部高抗張力 外周部高クリープ強さ, 疲労強度 (低サイクル, 高サイクル)
タービン動翼	翼部1,200~1,800°F(650~980°C) 14kg/mm ² 翼根部1,400°F(760°C) 28~56kg/mm ²	クリープ強さ, 韌性, 低サイクル疲労強度, 耐熱疲労性, 耐酸化性, 耐高温腐食性, 組織の安定性

ガスタービンに要求される寿命は、航空用では約2万時間、陸上用では約10万時間である。普通これらの寿命は、最高温度におけるその部材のクリープ破断寿命によって設計に反映される。しかし、クリープ破断寿命データには、大きなバラツキがあるのが普通であり、また吸込空気や使用燃料などの高温に於ける雰囲気の影響のために、高温腐食によって寿命が決定される場合が多い。

特に、船用および陸用ガスタービンでは、NaClを含む吸込空気や軽油さらに重油などの使用による硫化、バナジウム腐食によって寿命が定ってくる。このような高温腐食の際にNaは、付着灰の腐食性を増大させ、硫化やバナジウムによる高温腐食を増進させると云われている。前にも述べたように最近の耐熱合金では、クリープ強度を増加するために、Crを減小させる傾向にある。Crには、 $\gamma'-\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$ 相が γ 相に分解固溶する温度を下げる性質があるため、合金の使用温度範囲が低下するが、表面に Cr_2O_3 皮膜を形成し、合金の耐酸化性、耐食性を増加せしめる。15%以下のCr量では、硫黄やNa化合物により高温腐食が激しくなり、腐食対策が必要である。現在実用化されている対策としては、次のようなものがある。⁽¹⁾

- 水洗処理によるNaClの除去
- 翼表面にCrまたはAlのコーティング
- Mg剤添加によるNa化合物、 V_2O_5 の融点の上昇

ケロシン系燃料では、コーティングを、重油燃料では、これらの組合せにより、粗悪重油を使用しても850°C程度で、10万時間近く運転されている例がある。原油焚の場合、1,000°Cのガス温で10万時間運転されている例もある。⁽²⁾

航空用ガスタービンの場合は、ケロシン系のJP燃料が使用されるので、燃料中の腐食成分は少いが、むしろ、吸込空気の影響が大きいと考えられる。日本は島国であるので、圧縮機から吸込まれる空気には、NaClが含まれており、燃焼反応中Naが0.5~1ppm以上になるとその量に比例して、腐食量が増大する傾向にある。したがって、空冷翼の吹出し冷却空気孔まわりから、長時間の使用の場合、高温腐食が生ずる可能性がある。また航空用ガスタービンの場合は、この他に

急速な発停のくり返しによる熱サイクルおよび空冷翼の表面と内部との温度差による熱歪などによって、特に1段静翼の寿命が制限されることもあり現象は複雑である。しかし、いずれにしろ、これらの問題は、空冷技術と製造加工技術の進歩によって解決出来るものであり、高温腐食の問題がコーティング技術によって解決できれば、クリープ強度の増加および強度のばらつきの改善が当面の課題であろう。すなわち大形精密鋳造品になると微小な空孔が生じ易く、これがクリープ破断強度のばらつきの原因の一つと云われている。これは合金の凝固に伴って発生する鋳造欠陥、すなわち収縮巣が生じる現象であるが、このような欠陥を含む鋳造物を高温高圧ガス中で圧縮すると、中の空孔が押しつぶされて圧着する。Hot Isostatic Press (HIP)と呼ばれる、このような処理法を使用すると、クリープ破断強さが改善されると共に強度のばらつきが減少すると云われている。

・タービンディスク

温度および応力は動翼との接合部が最高となり、降伏強さ、熱疲労強度および韌性が要求される。降伏強さの温度依存性および軸受設計の関係から、ディスク周辺を冷却して比較的低温を保つことが設計上得策であろう。このように比較的低温でかつ熱膨張が小さく、熱伝導が大きい性質が要求される場合、フェライト系の合金が適合性が良いが、高温になると一般に鉄基合金にNiを増加させしめたFe-Ni-Cr系オーステナイト鋼が利用できる。固溶強化と r' 相Ni₃(Al, Ti)の折出強化により、750°C以下の温度で高い強度特性が得られる。例えばA286およびV57は、Crを15%にすることにより耐食性を保持し、Niを25%に高めてオーステナイト相の安定化をはかり、固溶強化のためにMoを、 r' 折出強化のためにAl, Tiを2~3%添加している。このほか、CRM6D, 15D, 16Dは、自動車用ガスタービンの一体鋳造翼車に使用され、22%Cr, 5%Ni, 1~2%Mo, W, 0.03%Bの組成により、815°C以下では、Co基HS-31に匹敵する強度をもつと云われている。

・タービン静翼・動翼

航空用ガスタービンの例では、一段静翼は、ガス温度が1,300°C、応力は7kg/mm²以下とな

るが、熱衝撃性、耐腐食性、組織安定性、クリープ強度等の材料特性とあわせて、工作性(鋳造性、溶接性)が要求される。後述するように空冷技術の進歩により、1,300°Cのガス温度に対し、翼表面温度は900~950°Cとなる。もともとCo基合金が熱衝撃性がよいため、Vitallium→X40→WI52→Mar-M302等がタービン静翼に使用されて来た。Coの融点はNiよりも若干高いが、最強のCo合金でも750~900°Cでは、強度はNi基よりも一般に弱い。但し、1,100°C附近ではNi基と同等の強さを持ち、高温腐食や熱疲れにも強く、溶接性、鋳造性にもすぐれているため、タービン静翼に広く利用されているが、強度を必要とする動翼には利用されていない。表2に示すようにJT9D系統の一段静翼には、真空溶解によりW, Zr, Taを添加したMar-M509が使用され、すぐれた耐酸化性とクリープ破断強度を有している。しかし後述するように酸化物分散強化形合金がCo基にかわり広く用いられるようになろう。

タービン動翼は、⁽³⁾高温且つ高応力の最も苛酷な条件にさらされ、クリープ強度、韌性、熱サイクル疲労および耐食性が要求される。したがって、Ni基合金では、Crを10%以下に減じ、Al+Ti, Al/Ti比を増大せしめて強度と耐酸化性を両立させて来たが、この傾向は鋳造性の劣化とともに、Crの低下により耐食性が劣下する。このため、再びCr量の増加と共にTi/Al比を大きくして耐硫化性の改善がなされている。しかし、Cr量が15%以下では、耐食性の低下はまぬがれず、最近の航空エンジンでは翼材表面にニッケルアルミナイド(Ni 95%, Al 5%)粉末を溶射し、その上にさらにサーメット溶射被覆している。

JT9Dのタービン入口温度と、空冷翼材料およびコーティングの状況をまとめて表2に示す。⁽⁴⁾

高温強度と韌性およびクリープ強さと熱疲労特性は、一般的な傾向としてそれぞれ相反する性質があり、これらのすべての条件を満足する動翼の材料開発は極めて困難である。高いクリープ破断強度を保持し、且つ熱疲労強度を向上させる有効な方法として、方向性凝固共晶合金や結晶粒の微細化が有効であると云われている。降伏強度か韌性かの考え方については、信頼性、安全性を重視

表-2 JT 9 D エンジン翼材料・冷却方式・コーティング

注) 下記データは各々のエンジン・モデルが使用開始された時のものである。

エンジン型式	タービン入口温度 (定格離陸推力時)	第1段 ノズルガイドペーン	第1段 タービンブレード	第2段 ノズルガイドペーン	第2段 タービンブレード
JT9D-3/3A	1141°C	a. WI-52 b. 1, 2, 3, (図8) c. Chromalloy UC 外表面のみ	a. Udiment 700 b. 1 (図14) c. Jo-Coat 外表面のみ	a. Udiment 700 b. 1, 2, 3 (図19) c. Jo-Coat 外表面のみ	a. Udiment 700 b. ノンクールド c. Jo-Coat
JT9D-7/7A	1249°C/D7 1267°C/D7A	a. MAR-M509 b. 1, 2, 3 (図9) c. Chromalloy TR19 内外表面	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図16) c. CoCrAlY 外表面のみ	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図20) c. Chromalloy RT21 外表面のみ	a. B1900+Hafnium b. 1 (図22) c. Packed Al-Si
JT9D-7F	1377°C	a. MAR-M509 b. 1, 2, 3 (図12) c. Chromalloy RT19 内外表面	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2 (図16) c. NiCoCrAlY(外表面) CoCrAlY(内表面)	a. B1900+Hafnium b. 1, 2 (図20) c. Chromalloy RT21 内外表面	同上
JT9D-7J	1399°C	同上	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2, 3 (図17) c. NiCoCrAlY(外表面) CoCrAlY(内表面)	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, 2 (図21) c. NiCoCrAlY(外表面) CoCrAlY(内表面)	a. MAR-M200+Hafnium b. 1, (図23) c. NiCoCrAlY(外表面) CoCrAlY(内表面)

表中、(a)は使用材料、(b)は下記に従う冷却方式、(c)はコーティングを示す。

冷却方式 1; コンベクション 2; インビンジメント 3; フィルム

表中、MAR-M200+Hafnium材のものは、全て一方向凝固共晶(DS材)である。

する設計思想の下では、むしろ切欠き強化形の靭性の高い方を選択することが肝要である。Rolls Royce社は、むしろ高温強度よりも靭性を重視し、英国では、熱間押出加工法による強力な鍛造合金 Nimonic 115 (Al + Ti 約 9%), Nimonic 120 (Al + Ti 8%) が開発され、米国では、U-700 (Al + Ti 約 7.7%), Astroloy (7.9%) 等が開発されている。また動翼には密度が大きい材料では遠心応力が大きくなるため不利であり、このため、WやTaなどの高融点金属の多量添加は好ましくない。このように動翼に要求される比強度(クリープ破断強度と密度の比)を各種動翼用耐熱合金について比較した結果を図2に示す。図よりわかるように、Mo合金は高温ではすぐれた比強度を示しているが、耐酸化性が低いのが欠点である。しかし高温ガス炉や核融合炉および密閉サイクル・ヘリウム・タービンなどヘリウムを作動流体とする高温機器では極めて有望であり、将来の原子力機器の主構成材料として期待が寄せられている。

・燃焼器

燃料の燃焼温度は 1,600°C 以上となるが、燃焼器内筒表面は約 800°C 以下に冷却されるのが普通である。耐酸化性、溶接性の良いことが要求されるが、一般に Hastelloy X が広く用いられている。Hastelloy X は、固溶強化合金ですぐれた加工性、耐酸化性を有している。このほか

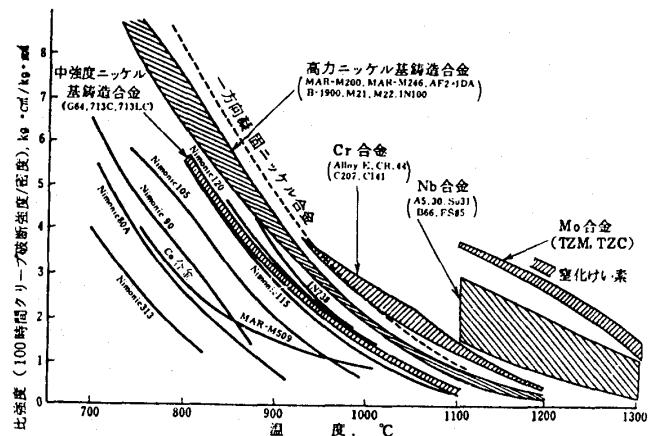


図-2 ガスタービン動翼用耐熱合金の比強度の比較 (比強度は 100 時間クリープ破断強度と密度の比)

Nimonic 系、Rene 62、Inconel 625 および Inconel 718 などが使用されている。Inconel 625 は、Hastelloy X より強度は大きいが、500~700°C で長時間加熱すると、Ni₃(Nb, Mo) の折出によるとみられる延性、靭性の低下を生ずると云われている。

2-3 最近の耐熱合金の改良の傾向 強折出強化および固溶強化などの従来形の超合金の場合、化学成分のみの調整によって、これ以上の開発をすることはほぼ限界に来ているという考えから、製法の改善や相の安定化を図るなど、きめ

の細かい開発が進められている。

方向性凝固合金は、このような従来形合金に比較して、クリープ強度と共に熱疲労強度にすぐれた特性を有し、今後の主力合金として有望である。

この他、分散強化形合金が、1,230°C程度まで使用可能と云われ、タービン静翼材としてCo基合金にかわり使用されるであろう。

・高融点金属およびHfの添加

融点が2,000°Cを越えるNb, Mo, TaおよびWを多量に添加して高温強度を増す(例えば、図1,2のMar-M200, B1900など)傾向にあるが、耐酸化性に劣ることが欠点であり、また比重が増加するので動翼の場合には添加量に制限がある。Hfは r' 相に固溶して、その強さと割れ抵抗を向上させる。MM002, PWA1422はHfを1~2%添加して、高温強度および韌性を高め、且つ高温での組織安定性をはかったものである。

・組織安定性評価

このような高融点金属Mo, Wを多く含むNi基合金では、TCP(Topological close packed)相が粒界に折出して脆化することがある。B1900を使用した航空エンジンで最初に発見されたと云われている、このような脆化相の生成の有無は、電子間隙数(Electron Vacancy Number Nv)を用いて表わされることが明らかにされ、 $Nv \leq 2.3$ 以下の有害相折出の恐れのない合金の開発を目的としたいわゆるPHACOMP(Nv 値計算法)が利用されている。

・一方向性凝固および単結晶超合金

方向性凝固を応用した精密鋳造法により、一方の結晶粒から成るタービン動静翼の製造が、1965年頃から開始され、応力方向に直交する粒界をなくすことによって、クリープ強度や延性が著しく改善された。図1中のPWA664から発展したPWA1422は、Mar-M200の方向性凝固柱状結晶合金であり、JT9DおよびF100エンジンの高圧タービン動翼および2段の静翼に使用されている。次いで結晶粒界を含まない単結晶合金PWA1480が開発され、JT9D-7R4およびF100エンジン試験に供されているなど、注目すべき動きがある。⁽⁵⁾従来の鋳造合金、方向性凝固材および単結晶材のクリープ破断特性および熱疲労強度の改善の模様を表3および図3に示す。^(6,7)

表-3 Mar-M200合金のクリープ破断特性(普通鋳造、方向性凝固柱状晶、単結晶の比較)

	寿 命 hr	伸び %	最小クリープ率
760°C, 690 MN/m ²			
普通鋳造	4.9	0.45	70.0×10^{-5}
方向性凝固材	366.0	12.6	14.5×10^{-5}
単結晶材	1914.0	14.5	2.2×10^{-5}
982°C, 260 MN/m ²			
普通鋳造	35.6	2.6	23.8×10^{-5}
方向性凝固材	67.0	23.6	25.6×10^{-5}
単結晶材	107.0	23.6	16.1×10^{-5}

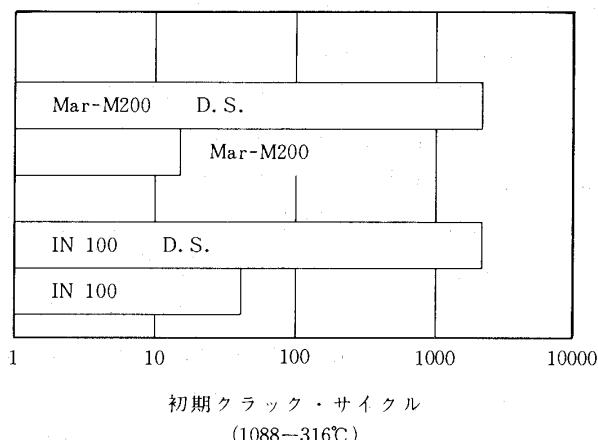


図-3 方向性凝固(D.S.柱状晶)による熱疲労強度の改善

760°C程度の中温度応力域におけるクリープ破断強度の改善が目立ち、また熱疲労強度も原形鋳造材Mar-M200に比較して大幅に増加していることがわかる。さらに1,000°C程度の高温応力域のクリープ強度の改善を対象とした方向性凝固共晶合金の開発が進められている。

・酸化物分散強化形合金⁽⁸⁾

粉末冶金法によって製造された耐熱合金は、偏析が少く、熱間加工性も良好でばらつきも少いので近年急速な発展をみている。約2%のThO₂の

微粒子を純 Ni マトリックス中に分散強化した TDNi は、この系統の合金の原形であるが、耐酸化性が悪く、余り用いられていない。しかしコーティングによる耐食性を向上したものや Cr 添加による TD-NiCr が高温に於ける組織安定性がよいため、タービン静翼材として使用される。使用可能温度は 1230 ℃程度までと考えられている。

最近では、 ThO_2 は放射能をもつて Y_2O_3 を分散相とする MA 754, 755E, IN853 および MA 6000E などが開発され、1,000 ℃以上 の高温でもすぐれたクリープ強度をもつと云われている。GE社の Energy Efficient Engine (E³ 計画) の1段静翼には、MA 754 を機械加工して翼形部を製作し、Mar-M 509 のシユラウドにろう付けする構造が考えられている。⁽⁹⁾

3. 空冷技術と高温構造

3-1 冷却方法と高温化の限界 空冷翼を使用する限り、タービン入口温度の上昇に伴い、所要冷却空気量（静、動翼、シユラウド、ディスクなど）が増大し、その結果出力の増大の度合いが減小する傾向にある。タービン入口温度を 1,360 ℃に上昇させた場合の出力は、逆に減小するという計算結果を示した例もある。今日のすぐれた改良冷却方式を採用すれば、冷却空気量を減小させることが可能で、さらに高温化する利点も表わされてくる。しかしタービン入口温度上昇の度合いより、所要空気量の増大の度合いが大きいという関係は一般性があり、タービン入口温度の選定に当っては、実現出来る空冷技術を充分把握した上で決定する必要がある。したがってエンジンの開発に当っては、まず計画段階で所要冷却空気量を高精度で見積り、実際の翼表面温度や各部の冷却空気量を出来るだけ正確に把握する必要がある。いっぽう高温化を材料で受け持つ限度は、寿命の点から良好な燃焼環境に於て、ほぼ 900 ~ 950 ℃まであり、ガス温度のそれ以上の高温化は空冷技術によるところが大きい。実際にタービン入口ガス温度が、1,500 ℃以上となっても、現在技術で実現可能であろうが、空冷翼を使用する限り、熱効率はそれ程改善されないと思われるし、温度限界が、信頼性、経済性などから総合的に評価して、設計上どの程度にすべきか、意見が分かれるところであろう。Rolls Royce の Wilde は、

冷却による諸損失と厚肉空冷翼および後縁からの吹出しによる空力性能低下を考えあわせると、1,400 ~ 1,500 ℃で少くとも燃費の面では頭打になるだろうと述べている。空気冷却を使う限り、同じ温度差だけ冷却する場合でも、高温化が進むと冷却空気量が飛躍的に増大し、しかも翼背面および後縁より空気を吹き出すと空気力学的損失が急増する。現在でも、タービン動静翼、およびディスク冷却を含めて、全空気流量の 10 %程度の冷却空気が消費されているため、これ以上の冷却空気量増加は期待できそうにない。

冷却空気量を減小させるために、各種の冷却方式が開発されている。古典的な内部対流冷却を始めとして、高速で流体を高温壁面に衝突させて熱伝導率を高めるインピングメント冷却、さらに翼表面より流体を吹き出して熱流と熱遮断するフィルム冷却があり、図 4 に示されるように、これらが一般に組合わされて冷却効果を高める方式となっている。

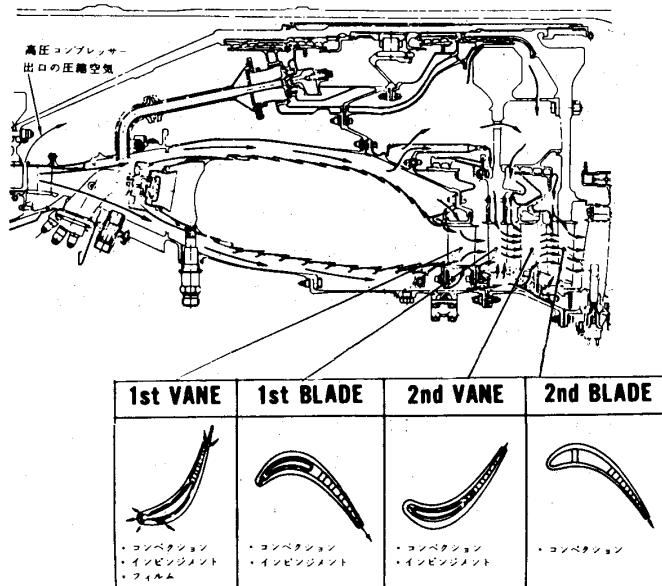


図-4 JT 9D-7/7A エンジン
高压タービン冷却方式

この他、多孔質表面から流体をしみ出し冷却するトランスピレーション冷却があるが、この方式は最も冷却効果が良好で、次いでフィルム冷却、インピングメント冷却の順となっている。このトランスピレーション冷却は、実際上の材料開発の面でいまだ実用化に至っていない。

陸用ガスタービンに於て、水冷却を採用すれば冷却効果が増大し、翼材の温度も600°C程度まで下げる云われている。⁽¹⁰⁾しかし、翼表面と水冷却内面との温度差が大きく、したがって空冷翼よりも大きな熱応力が加わるので、熱疲労強さの高い材料と適確な冷却構造の組合せが必要となるなど、周辺技術の発展に期待するところが多い。

このように考えて來ると、高温ガスタービンの性能向上、高効率化と大出力化(高負荷化)の命題を達成するには、セラミックなどの高温材料の開発と冷却効率の改善による所が大きいが、別のタービン形式を考えてみる必要があろう。例えば密閉サイクル・ヘリウム・タービンは、ヘリウムのすぐれた伝熱および空気力学的特性のため、冷却を要しない850°C程度の温度でも、40%以上の熱効率をうることが可能であり^{(11), (12)}、大出力化は、循環系内の圧力、流量および温度上昇によるなど、選択の自由度が多い。850°Cという温度は、ヘリウム中の不純物(H₂, CO, CH₄, CO₂, H₂O)の影響が少く、空気中に於けるNi基超合金の特性が使用できると思われる。1,000°Cになると、通常の合金では腐食性およびクリープ特性が低下するが、Mo合金は図2にも示されるようにHe中でもすぐれた特性を持ち、高温高圧ヘリウム機器用材料として期待できる。1,000°Cのヘリウム中の高温構造部材の摺動特性を図5に示す。⁽¹³⁾熱伸吸収スライドや摺動合せ面などの高温部には、ZrO₂やCr₂C₃などのコーティングを実施する必要があることがわかる。金属材同志の組合せでは、金属凝着が短時間のうちに生じており、酸化ポテンシャルの少ない雰囲気におけるすきま管理や接触時の高温摺動の問題については、特別な注意を要する。

3-2 空冷翼設計に対する周辺条件 空冷翼の設計に当っては、流入ガスの温度、圧力、特に半径方向および周方向の温度分布、または冷却空気流量などが入力条件として与えられ、所定の表面温度になるように、材料、加工技術などの周辺技術の進歩に支えられて、製作可能で且つ有効な冷却通路を実現することが必要となる。

・タービン入口ガス温度分布

温度分布が一様でなければ、局所的に高い温度レベルに合わせて冷却を考えねばならぬので、冷

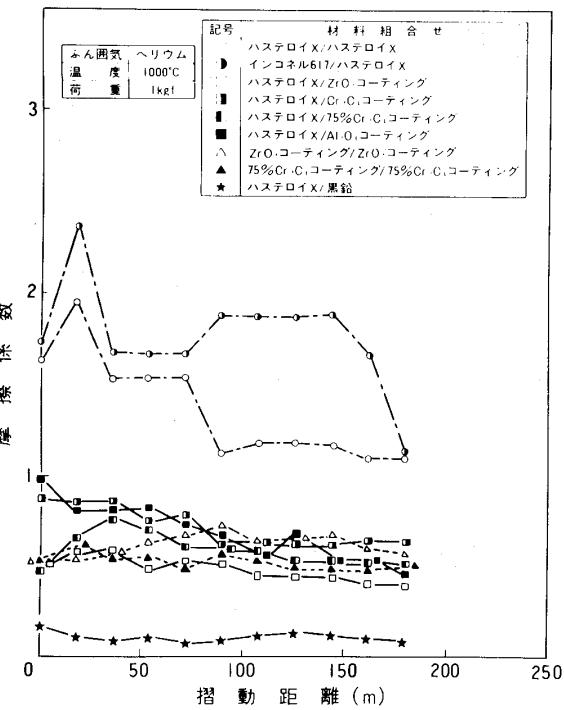


図-5 各種材料の高温摺動特性

却空気量が増大し、エンジンの出力はそれだけ低下する。したがって燃焼器の設計に当っては、出口温度が一様になるように、稀釈領域の空気孔配分に留意しなければならない。また、空冷動翼の設計に当っては、円周方向の温度分布は、動翼の回転によりほぼ一様となり問題は少いが、半径方向の温度分布は、スパン方向の翼の応力との関連で、寿命がどの断面でも一定になるようにすることが望ましい。

・定常・非定常時の熱応力の軽減

空冷翼では、安定運転状態に於ても、翼表面と内部冷却孔との温度差が大きく、また前後縁など冷却が困難なところでは、非定常時に大きな熱応力が発生するので、信頼性向上のため研究開発が行われている。例えば図6に空冷技術の改善により、熱疲れを防止し翼の寿命を増加した例を示す。⁽¹⁴⁾

(A)は内部冷却のみの例で、定常・非定常時の温度差(局部的な最高温度と平均温度との差)も大きく絶対値も高い。前縁にフィルム冷却を採用した(B)および背面にフィルム冷却を追加した(C)では定常・非定常時の温度が共に低下し、最終的に後縁にも吹き出し冷却を実施した(D)では、定常・非定常の差がなく、絶対値も60~70°Cに減小して

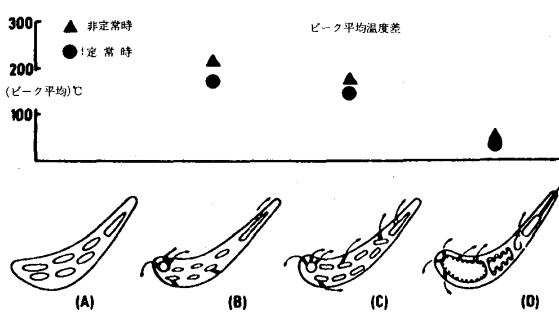


図-6 タービン動翼冷却法による熱歪の改善

いることがわかる。

・高サイクル疲労と熱疲労

動翼では、上記の熱応力と同時に回転や流動によって励起される高サイクル振動応力が加えられた重畠疲労が問題となる。高サイクル疲労に対しては、回転数上昇に伴う一定のくり返し応力が加えられるから、降伏強度を高めて疲労限を上げ材料に発生する応力を疲労限界以下に設計する。ところが熱疲労では、熱変形が小さく弹性領域内の場合は問題は少いが、ある温度以上になると材料は必ずしも塑性変形を受ける。したがって熱疲れに対する抵抗を増すには、变形に対する拘束を取去すことおよび伸びが大きく、变形のくり返しに耐える能力すなわち靭性を増加させることが必要である。前にも述べたように、材料の降伏強さと靭性の向上は、お互に相反する性質があり実現は極めて困難な現状にある。破壊挙動がゆるやかとなり、致命的な破損に至る前に、停止できるような靭性の高い材料が安全性、信頼性の見地から望まれる。

このほか、冷却空気を圧力損失を最小にして動翼回転体に取入れる構造、材料の加工上の制約および冷却孔径とピッチなどの加工上のばらつきなどから、実際は冷却性能がある程度期待値からはずれることなどを、各種の場合について実験的に把握しておく必要があろう。

4. 高温タービンの構造

起動から全力までの時間が極めて短く、軽量小形を要求される航空用ガスタービンと、寿命が長く定期的な開放点検を実施するため、ケーシングが上下二つ割構造となっている重構造ガスタービンでは、高温化に対する適合性を見極めた上で設

計的な配慮をする必要がある。航空用ガスタービンでは、急激な起動・停止の動特性の要求と、モジュール化による高温構造部の容易なメンテナンスのために、高温高圧タービン部については、フランジのない対称的な円筒ケーシングとなっている。このために発停時に於ける急速な温度上昇期間中も熱膨張が対称的で均等であり、回転機械にとって致命的な不均衡な変形を生じない。さらに徹底した薄肉構造のために、温度分布が発生しないような効果的な冷却を行うことができ、また熱歪が発生しても吸収できる構造設計が可能である。

これに対し、水平部に大きなフランジを有する陸上用ガスタービンでは、ケーシング部とフランジ部に大きな熱容量の差を生じ、起動・停止時に断面が真円から隋円形に変形する。また、船用ガスタービンも同様に、航空用以外のガスタービンでは、本体に比較して異様に大きい空気吸込・吐出用ダクトが設置されているため、発停時にはさらに異常な変形が加算される。このような理由から航空用に比較して、重構造ガスタービンでは、タービン翼先端すきまの増加や起動時間を増して温度分布のバランスをとる運転制御を実施して来たが、最近では二重ケーシング構造として発停に拘らず温度をほぼ一定に維持し、さらにフレキシブル接手で伸びを吸収する構造となっているため、ケーシングの変形が少くなり、航空用エンジンの高温化技術の伝承が容易になっている。

このような高温タービン部の構造例として、最近の陸上ガスタービンおよび航空用ファンエンジンについて示す。図7は三菱重工製MW252(30MW)の高圧および低圧タービンであり、低圧タービン静翼プロフィルが前方固定、後方可変のフラッパ翼を採用することにより、高低圧タービン間のディフューザ部が除去されている。タービン入口ガス温度は約1,020°C、一段静翼はX-45の内部対流冷却翼を使用している。静止部および回転部のメタル温度と応力の計測を行い、各部温度が示されている。一段静翼の最高温度は前縁付近で835°Cであり、ガス温度との差は、約200°Cとなっている。ロータおよびケーシング部もそれぞれ冷却され、ほぼ300°C以下になっていることがわかる。このように最近の計測技術によれば、運転中の各部の状態値を知ることができ、

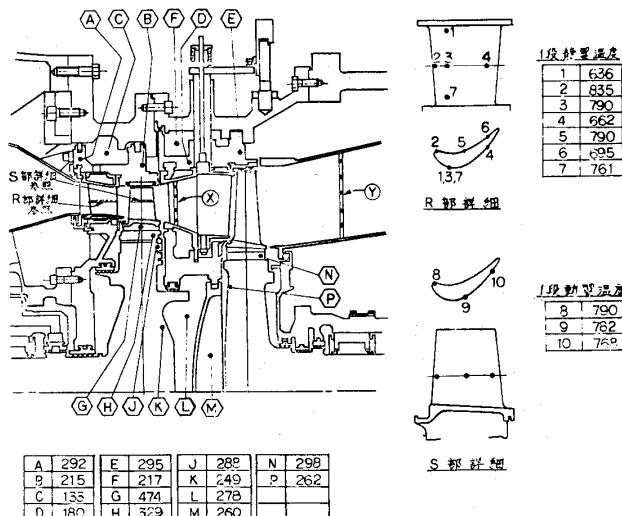


図-7 MW 252 の高低圧タービン構造と各部温度計測結果

計画値との比較や、強度上の安全性の評価などを適確に実施することができるようになった。

航空用ガスタービンの場合は、図4、および図8に示されるように、構造がスマートになっている。

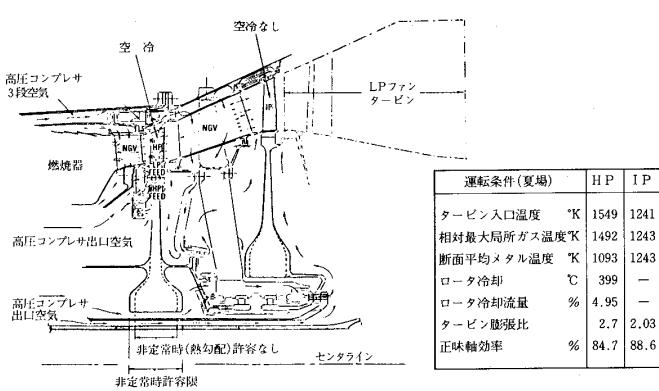


図-8 RB 211 エンジンの高圧、及び中圧タービン組立構造⁽¹⁴⁾

RB 211 エンジン（図8）に於て、高圧圧縮機駆動用高圧タービンはなるべく一段に設計して高価な空冷翼列を減らし、冷却は中圧タービンの静翼までとしている。一段当たりの熱落差は現在では 400°K 程度まで可能であるが、これは高周速と高転向角の翼列および高温用タービンディスク材の開発と冷却技術の進歩によるものである。図によるとタービン入口温度は約 $1,549^{\circ}\text{K}$ 、冷却翼のメ

タル温度は $1,093^{\circ}\text{K}$ となっており、冷却の効果が大きいことがわかる。またロータの冷却のみに約5%の冷却用空気を消費している。冷却空気を動翼回転部に導入する構造にも考慮が払われ、図4に示されるように周速の小さい中心部に配置し、且つ案内翼を設置して流入損失を減らしている。

最近では、遠心力による延び、熱変形および熱容量を考慮した経験的な計算プログラムが作成されて、実測値との比較によって検証され、高温構造設計に大いに貢献している。局部的な熱伝導率と正確な冷却流量の予測の困難さから、初期段階のすきま予測技術は信頼性に乏しかったが、現在では発停の過度状態に於ても、半径方向のすきまが静止部と回転部が追従して、あまり変化しないような設計が可能となったので、翼先端すきまを小さく一定に維持でき、効率も上昇して安定した性能が得られるようになっている。図9に初期のRB 211高圧タービンの運転状態における半径方向および軸方向すきまを予測した結果を示す。⁽¹⁴⁾

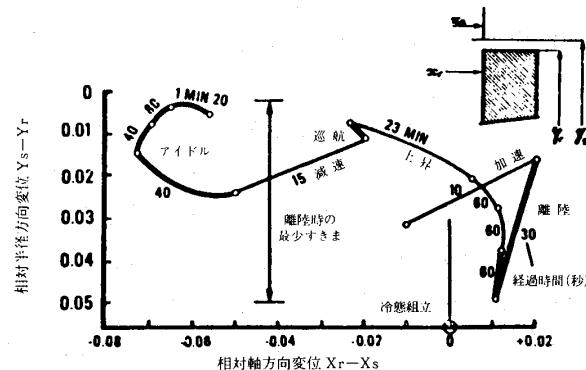


図-9 高圧タービン非定常運転時のすきま管理 - 改善前の相対すきまの変化、計算結果

離陸時のすきまの変化が大きく、その分だけすきまを拡げて設計しておく必要があり、タービン効率の低下ひいてはタービン入口温度の増大をきたす。これに対し設計改良を行い、冷却流量の調整や断熱材使用および翼根部の断面積などを変更して、静止部と回転部の熱容量を修正した結果、図10に示すような実測結果が得られた。離陸、上昇、巡航時の半径方向すきまの変化は、ほとんど無く、対策が有効であることがわかる。予測結果

と半径方向すきまの変化は良好な一致がみられている。

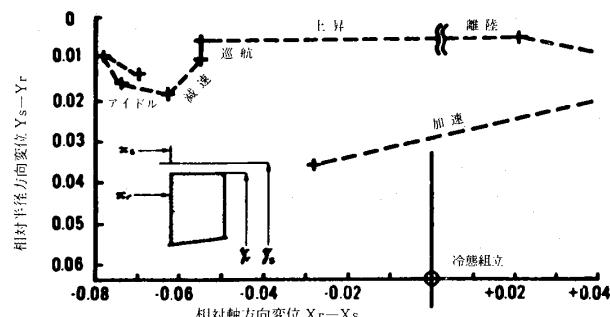


図-10 高圧タービン-非定常運転時のすきま管理-改造後の相対すきまの変化、測定結果

5. おわりに

最近の高圧ガスタービンの高温化の現状と、それを実現するために、どのような材料と高温構造を採用しているかという問題について、主に設計的な立場から言及して来た。高温を達成する空冷翼については、本誌の空冷タービン特集号など詳細な報告があり、ここでは主にその他の高温部に於ける材料とその構成について述べたつもりであるが、中途半端に終ってしまったようである。

今後のガスタービンの高効率化および大出力化の方向として、冷却効率のよい空冷翼の開発と共に、冷却を要しない温度範囲に於ても高い熱効率を保持し、且つ大出力化の成長ポテンシャルを有する密閉サイクル・ヘリウム・タービンの研究開発が期待される。これらの高温高圧ヘリウム機器に関しては、また別の機会に譲りたい。

参考文献

- (1) 川口, 日本航空宇宙学会誌, 18-192(1, 1970)
- (2) 石野, ほか1名, 日本ガスタービン学会誌, 9-33(1, 1981), p. 22
- (3) 藤田, 日本航空宇宙学会誌, 26-292(5, 1978), p. 29.
- (4) 中井, 日本ガスタービン学会誌, 8-29(1, 1980), p. 25.
- (5) Mayfield, J., Aviation week and Space Tech. (11, 1979), p. 69.
- (6) Glenny, R.J.E, ほか2名, Int. Met. Rev. vol 20, (1975), p. 1.
- (7) Bizon, R.T. ほか1名, NASA, TN-D-8071(1975)
- (8) 塩入, 日本ガスタービン学会誌, 8-29(1, 1980), p. 3.
- (9) GE, Energy Efficient Engine, NASA, CR-13544(9, 1978)
- (10) H.M. Leibowitz, ASME, 77-JPGC-GT-2(7, 1977)
- (11) C.F. McDonald ほか1名 ASME, 77-JPGC-GT-5(7, 1977)
- (12) A.J. Goodjohn ほか1名, GA Report, GA-A14484(7, 1977)
- (13) 根本ほか5名, 三菱重工抜報, 17-5(1980) p. 51.
- (14) G.L. Wilde, Joint Gas Turbine Congress 1977 Tokyo. Paper No. 23.

高温ガスタービン用耐熱材料の米国における動向調査

川崎重工業技術研究所 西山幸夫

1. はしがき

昭和55年11月29日から12月17日にかけて、高効率ガスタービン技術研究組合、技術室所属の材料スタッフグループのメンバー6名によって、これから高温ガスタービンの部品設計についての基礎資料を得るために、主としてタービン動・静翼、ローター、燃焼器ライナーに用いられる超耐熱合金の各種特性、製造技術、構造等についての調査を行った。そのための訪問先は、表1に示すように、鋳鍛造品、機械加工、コーティング、ガスタービンの各メーカー、研究所にいたるまで多岐にわたっており、かなり広範囲の情報が得られた。

以下に調査結果の概要を、適宜、品目別もしくは工程別に述べるが、その中において呼び出される合金の化学組成を表2にまとめて示す。

2. 鋳鍛造用素材

ガスタービンの高温部品に用いられる超耐熱合金の鋳造品に用いられる素材はリメルトバー、鍛造品に用いられる素材はビレットの他、粉末がかなりの割合を占めているが、いずれもそれらの製造に用いられる原料の管理とO、Nのガス含有量、 A_s 、 S_n 、 A_g 、 P_b 、 B_i その他の有害不純元素を許容値以下に下げる事とに対して細心の注意が払われており、原料の供給元の厳選、返り材の清浄度の維持、異材の混入の防止、精錬技術と化学分析技術の向上などが、鋳鍛造用素材の品質維持のための必須の条件であることをこの種の素材を供給している各社がいずれも強調している。

タービンデスク用素材としてのRené 95、IN 100、MERL 72などの粉末は、Special Metals社においてかなりの量が流されているが、as HIPed (Hot Isostatic Pressingされたままの状態)では低サイクル疲れ強さのばらつきが問題となつていているなどの理由によっ

て、現状では期待程伸びていないことであり、またWaspaloy以下の低級材料では、鍛造品の大きさにも関係するが、インゴットからビレットを経由して製造する在来法の方がコスト的に有利で、粉末冶金法は用いられていない。

3. 精鑄翼

TRW社Howmet社のいずれにおいても、小型から大型、中実と中空の精鑄翼が多量に流れしており、日本国内の精鑄メーカーの現状とは比較にならない程の活況を呈している。また、その造型ラインにロボットと自動造型材が大幅に取り入れられつつあるのもそれだけの量があればこそであって、Howmet社では全生産量の約80%がすでに自動化されていることである。

中空翼の製造工程はノウハウの塊であって、我がの素人がみても非常に興味深く感じたが、残念ながら一方向凝固(DS)および単結晶(SC)翼の製造現場は見せてもらはず、単にパネルとサンプルによる説明を受けるに留まった。

DS翼はP&WA社において、1969年から軍用エンジンに対し、また1974年からは商用エンジンに採用されており、現在ではGE社、AiResearch社、Rolls Royce社などで使用されているが、その基本特許と製法特許はP&WA社とTRW社が保持していて、いずれも1984年まで有効である。ただ、Allison社が類似の特許を公開したためもあるって、すでに米国内はもとより、米国以外にもその特許、製造ノウハウを譲渡されている現状から推して、我が国においても製造可能と考えうるが、仮に国内の精鑄メーカーがこれらを導入しなくとも、DS翼の鋳物を輸入することには何ら問題はない。また陸上用ガスタービンには現在のところ使用されていないが、それは大きさと価格のためであつて、TRW社では長さ28cmのものを試作したことがあるそうである。

一方、SC翼はP&WA社によって1960年代中頃にDS翼に遅れて開発され始めたが、1969

(昭和56年7月27日原稿受付)

表1 訪問先及び調査目的

日目	訪問先	目的その他
3	Special Metals Corp. New Hartford工場 (New Hartford, N.Y.)	超耐熱合金素材(ビレット, 粉末, マスター・メタル)についての調査
4	INCO Research Development Center Inc. (Suffern, N.Y.)	ODS合金の現状調査 Inconel, IN系合金の資料入手
5	TRW Corp. Compressor Component 工場および Material Technology (Cleveland, Ohio)	超耐熱合金の精錬, コーティング, 複合材料の現状調査
6	TRW Corp. Minerva 工場 (S.E. Minerva, Ohio)	精錬工場見学, 前日の調査のつづき
7	Wymon Gordon Co. Grafton 工場および Research Development Center (North Grafton Mass.) Union Carbide Corp. Linde Div. Coating Service Dept. (Indianapolis Ind.)	Gatorizing, HIPを主体とする超耐熱合金鍛造技術の現状調査 耐磨耗, 遮熱, 耐高温腐食用各種コーティングの現状調査
10	Cannon Muskegon Corp. (Muskegon, Mich.)	超耐熱合金マスター・メタル, 特に Mar-M247合金についての調査
11	Howmet Turbine Corp. Misco White Hall Div. および Technical Center, Coating, Machining, Ceramic Production Div. (Muskegon, Mich.)	超耐熱合金の精錬, HIP, コーティングの現状調査
12	Climax Molybdenum Corp. Ann Arbor Lab. (Ann Arbor, Mich.)	Mo合金を主体とする各種超耐熱合金とコーティングの現状
14	NASA Lewis Research Center (Cleveland, Ohio)	
17	General Electric Co., Aircraft Engine Group (Cincinnati, Ohio)	

表2 本文中に出てくる各種合金の化学成分(重量%)

合 金	C	Cr	Ni	Co	Mo	W	Cb	Ti	Al	B	Zr	Pe	Hf	Y ₂ O ₃	V	Ta	その他の
Rene'95	0.15	14.0	残り	8.0	3.5	3.5	3.5	2.5	3.5	0.01	0.05	—	—	—	—	—	
IN 100	0.15	10.0	残り	15.0	3.0	—	—	4.75	5.5	0.015	0.05	—	—	—	1.0	—	
MERL72	0.02	12.5	残り	18.5	3.2	—	1.4	4.4	5.0	0.02	0.06	—	—	—	—	—	
Waspaloy	0.07	19.5	残り	13.5	4.3	—	—	3.0	1.4	0.006	0.09	—	—	—	—	—	
IN 738	0.17	16.0	残り	8.5	1.75	2.6	0.9	3.4	3.4	0.01	0.01	—	—	—	—	—	1.75
B-1914	—	10.0	残り	10.0	3.0	—	—	5.3	5.5	0.10	—	—	—	—	—	—	
B-1981	—	16.0	残り	8.5	1.8	2.6	0.9	3.4	3.4	0.10	—	—	—	—	—	—	1.8
Inconel 718	0.04	19.0	52.5	—	3.0	—	5.2	0.8	0.6	—	—	残り	—	—	—	—	
Ti-64	—	—	—	—	—	—	—	残り	6.0	—	—	—	—	—	4.0	—	
Ti-6246	—	—	—	—	6.0	—	—	残り	6.0	—	4.0	—	—	—	—	—	2.0 Sn
Ti-17	—	4.0	—	—	4.0	—	—	残り	5.0	—	2.0	—	—	—	—	—	0.1 O ₂
TD-Nickel	—	—	残り	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2.0 ThO ₂
MA 6000 E	0.05	15.0	—	—	7.0	4.0	—	2.5	4.5	—	—	—	—	—	1.1	—	2.0
Mar-M 200+Hf	0.15	8.5	残り	10.0	—	12.0	1.0	2.0	5.0	0.015	0.06	—	2.0	—	—	—	
MA 754	0.05	19.0	残り	—	—	—	—	0.4	0.3	—	—	—	—	0.6	—	—	
MA 956	0.05	20.0	—	—	—	—	—	0.5	4.5	—	—	残り	—	0.5	—	—	
r/γ'-δ	—	6.0	残り	—	—	—	20.0	—	2.5	—	—	—	—	—	—	—	
Co Ta C	—	15.0	—	残り	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
U 500	0.08	19.0	残り	19.5	4.0	—	—	2.9	2.9	0.01	—	—	—	—	—	—	13.0 V/C Ta C
U 520	0.05	19.0	残り	12.0	6.0	1.0	—	3.0	2.0	0.005	—	—	—	—	—	—	
U 700	0.12	15.0	46.0	28.5	3.75	—	—	2.2	3.0	—	—	—	—	—	—	—	
U 720	0.035	18.0	残り	15.0	3.0	1.25	—	5.0	2.50	0.033	0.030	—	—	—	—	—	
NASA TRW VTA	0.13	6.0	残り	7.5	2.0	5.8	0.5	1.0	5.4	0.02	0.13	—	0.43	—	—	9.0	0.5 Re
AF2-1DA	0.35	12.0	残り	10.0	3.0	6.0	—	3.0	4.6	0.015	0.10	—	1.5	—	—	—	1.5
Mar-M 247	0.15	8.3	残り	10.0	0.7	10.0	—	1.0	5.5	—	—	—	1.5	—	—	—	2.0
Rene'41	0.09	19.0	残り	11.0	10.0	—	—	3.1	1.5	0.01	—	—	—	—	—	—	
René'80	0.17	14.0	残り	9.5	4.0	4.0	—	5.0	3.0	0.015	0.03	—	—	—	—	—	
René'125	0.10	9.0	残り	10.0	2.0	7.0	—	2.6	4.8	0.015	0.05	—	1.6	—	—	—	3.8
IN738 LC	0.11	15.0	残り	8.5	1.7	2.6	0.8	3.5	3.5	0.010	0.06	—	—	—	—	—	1.8

年に至ってMar-M 200にHfが添加されるようになつてDS翼の横方向の粒界強さと延性が著しく改善された結果、DS翼にくらべて殆んど同等の性能で、しかも生産性が低く、従つて高価であるSC翼の開発が中止された。その後1976年に至り、SC翼では結晶粒界がないのであるから、結晶粒界の強化元素であるB、C、Hf、Zrを取り去ることによって初期溶融温度を高めることができ、それに伴つて溶体化処理温度を高くとることができることに気が付いた。早速それを実行したところ、この種の合金の高温での強さを支配する折出強化相である $r' [Ni_3 Al(Ti)]$ が微細かつ多量に析出して、クリープ強さをDS翼よりも20°C程度高めることができる事が明らかにされるに及んで、SC翼の開発が再開され、現在ではJT9D-7R4やF100などすでに実用化されている。ただ、P&WA社が持つているSC翼に関する基本特許が1987年まで有効で、しかもDS法と異つて、これに対抗し得る他の有力な方法がないために、現在のところ、米国内においてできえも、P&WA社は自社製以外のエンジンにはその特許の使用を認めていないこと、および米国政府が輸出禁止技術としてその技術を国外へ供与することを禁止していること、の2つの理由によつて、我が国での製造はもとより、铸物の輸入に限つても、近い将来において可能であるという目途はない。

精鑄翼について、いずこにおいても問題として取り上げられているのは、強度と延性に関しての別鑄込み試験片と実体との差異であつて、GE社やTRW社などで行われた肉厚がこれらに及ぼす影響の実験データによると、直径もしくは厚みが6mm近傍でクリープラブチャー寿命、伸びのいずれにおいても最大の値が得られ、それよりも厚くても薄くても落ちることが示されている。特に中空翼においては、通常薄肉であつて、しかも、その表面に耐ホットコロージョン用のコーティングを行う関係上、それらにともなう強度と延性の低下が極めて重要視されており、Howmet社での話の中に、P&WA社の技術者が“Test Pieces don't fly”と言つたとのことがあつたが、この言葉で代表されるように、実翼から切り出された試験片の結果こそが重要なのだという意識が浸

透している。このような観点に立つ場合、実翼と別鑄込み試験片との機械的性質の差がDS材では縮まり、SC材では殆んどなくなるとのHowmet社での発言があつたが、これが事実であれば、DS翼やSC翼の一つの利点として挙げることができよう。

在来のタービンブレード用材料であるIN100やIN738などの他の化学組成をそのままに、BとCの含有量を入れ変えて炭化物による強化から硼化物による強化への転換をはかったSocery Metals社開発の新合金B-1914、B-1981などいわゆるBC合金は、延性や铸造性にすぐれ、しかもクリープ強さにおいても若干上位にあるということで、一時期かなりの注目を集めていたので、今回の調査においての一つの関心事であったが、これらの合金はなる程铸造性や高温強さに多少の長所はあるが、厚肉になると硼化物が網目状に析出し、耐ホットコロージョン性が悪くなるなどの欠点があり、しかも、このような新しい合金は、在来合金にくらべて余程の長所があり、しかも必要とされるすべての特性に対し、高い信頼性でもってそれらが適当であることを立証する十分なデータがないことには、エンジンメーカーの設計者はその新しい合金を採用しようとはしないので、今後このBC合金が使われるという見込みはなさそうである。

4. 鍛造デスク

世界最大の鍛造メーカーであるWyman Gordon社では、50000トンをはじめとする多数の型打ちプレスを擁して、アルミニウム合金、チタン合金、超耐熱合金などの型打ち鍛造品を多量に流しているが、量にもましてその大きさに眼を見はらせるものがあり、特にタービンデスク材として最も広く用いられているものの一つであるInconel 718のデスクについて、Wyman Gordon社の製造経験中、最大のものは直径約190cm、厚さ約36cm、重さ約4.1トンと途方もなく大きなものである。

ここでの他の特徴的なものとしては、Gatorizingと呼ばれる超塑性を用いた恒温鍛造と通常の恒温鍛造、それにHIPによるデスク鍛造品やPreformと呼ばれる荒地鍛造品の製造である。GatorizingはP&WA社の開発によるもので、

超耐熱合金のビレットを①その合金の再結晶温度直下で、通常は押出しによって一定以上の鍛造比を与え、極微細結晶粒化するとともに再結晶温度を下げる。この状態では低強度でしかも延性にすぐれているので②700°C以上正常な結晶粒度における再結晶温度の間で恒温鍛造を行う。この際、在来の鍛造法にくらべて低い温度でしかも極めて小さな力で完成品に近い形状にまで鍛造できる。ただし、鍛造型を鍛造品と同じ温度に加熱しなければならないので、現在ではモリブデン合金が用いられていて、その鍛造型を酸化から守るために、そのまわりを真空もしくは不活性ガス雰囲気に保っている。このままの状態では強度が低いために、③正規の熱処理をほどこして本来の強度に戻す、の各工程からなっており、在来法とくらべて極めて小さな容量の鍛造プレスによって完成品の形状近くまで鍛造できる。Wyman Gordon 社では、現在、Gatorizing 用としては、1800 トンと 3000 トンのプレスしかないので、直径約 50 cm のものまでしか Gatorizing ができないが、2 年後に 8000 トンプレスの導入を計画中であり、それによって直径 90 cm 程度まで可能となることである。なおこの方法は、現在、IN 100 だけにしか行われていないでしかも、ビレットは粉末から作られたものに限られている。また通常の恒温鍛造は、Gatorizing 用のプレスを用いて Ga to rizing と同様に行われているが、現在、Ti-64, Ti-6246, Ti-17 のチタン合金、IN 100, René 95, MERL 76 の超耐熱合金がその対象となっており、この方法によると、塑性変形抵抗が在来法に比べて著しく小さくなる結果、小容量の鍛造機でも鍛造可能とする他、完成品に近い形状にまで鍛造することによって素材歩留りをよくし、同時に機械加工コストを下げるなど、その目的とするところは Gatorizing と同じである。

Wyman Gordon 社の HIP 装置は、その有効域の大きさが直径約 120cm、深さ約 150cm の ASEA 社製のものであって、現在は IN 100, René 95, MERL 76 に対し適用されており、それらの合金の HIP 用粉末を AISI 304 のステンレス製デスク状容器に真空中で充てんし、それを HIP 装置に装入、1120~1180°C、約 1050 気圧のアルゴン雰囲気中で 3 時間程度保持後、冷却してから取り

出す。現状での問題点としては HIP 用の粉末が品質上の要求が厳しいため、まだ高価であること、また前にも述べたように as HIPed では低サイクル疲れ強さのばらつきが大きいために、HIP を Preform の製造に留め、型打ち鍛造を追加することが多い、などがある。

また、現在、すべてのデスク鍛造品は、超音波探傷検査を受けるために、完成品断面の全周にわたって数 mm の余肉をもたした直線群で構成された断面、いわゆる sonic shape となるように機械加工されているが、これは、完成品にできるだけ近い形状にまで as HIPed や恒温鍛造でもって行こうとする現在行われている努力を真向から妨げている一つの大きな問題点であつて、以前からできるだけ取り代を少くした鍛造形状のままで自動超音波探傷で行うよう、各所で開発が行われているが、この技術については、今のところ未完成のようである。

5. 分散強化型合金

現在、超耐熱合金として最も広く用いられているニッケル基超耐熱合金の大部分は r' の析出硬化型合金であつて、特に高温での強化に有効な多量の微細な r' は、800~1050°C の範囲で凝集粗大化するマトリックス中に固溶してしまい、温度の上昇とともに、急速に強度が低下する。それに對し、 Y_2O_3 , Al_2O_3 , ThO_2 などの高温でも安定な酸化物を微細化して母相中に一様に分散させると、これらの分散相は、母相の融点近くまで凝集したり、固溶される傾向が非常に小さいために、温度の上昇とともに強度低下が緩やかとなる。このような合金は ODS (Oxide Dispersion Strengthened) 合金と呼ばれ、古くは TD-ニッケルなど ThO_2 を分散させた合金が注目をあびたが、現在では INCIO 社が開発した図 1 にその概要工程を示す Mechanical Alloying と呼ばれる手法によって製造された合金がこの種の合金の主流を占めている。

まず動翼用としては、 r' の強化機構に ODS による強化機構をプラスした MA 6000 E (E は Experimental の意味) が開発段階にあつて、1983 年には市販しようとしての努力が続けられている。1000 時間のクリープラップチャート強さを密度で割って他の合金と比較した例を図 2 に示すが、DS

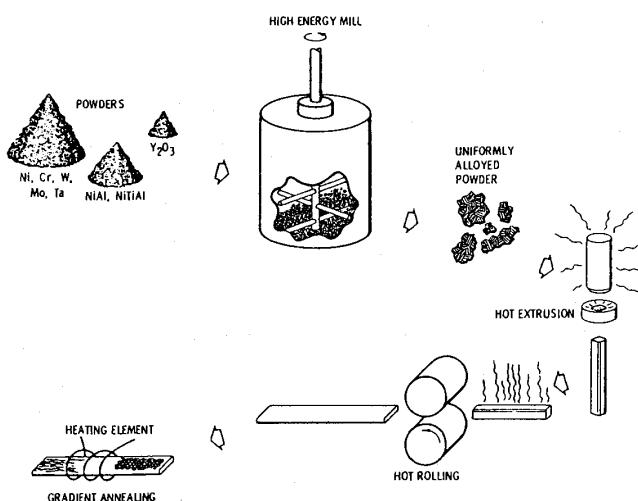


図1 MECHANICAL ALLOYING
による分散強化型合金の製造工程

のMar-M 200+Hfに比べ、900°C以上では極立つ優位性を示す。ただ、この合金は、現在図1に示された概略工程によって製造されているために、長手方向に特に優れた機械的性質を有する棒材としてのみ入手可能であるので、翼の設計にあたっては、ルート部の剪断強度を確保するために特別の注意を要すること、機械加工による削り出し以外に翼形状を得る方法がないために、素材

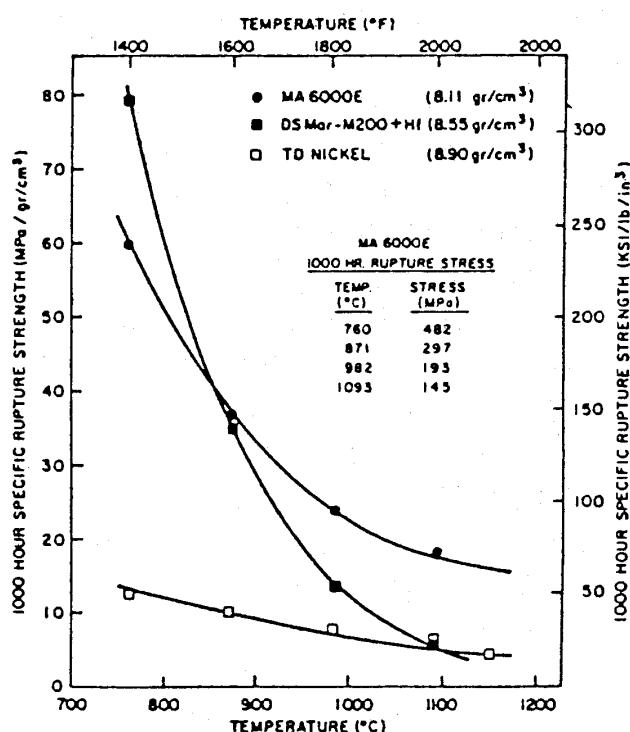


図2 MA 6000 Eの温度とラプチャーラー強さの関係

から製品に至る歩留りがかなり悪く、ただでさえ高価な素材にとつて極めて由々しい問題となること、また内部冷却を行うための接合技術が未開発である、などがこの合金を実用化する上での大きな障害となっている。

静翼用としては、すでにMA 745がGE社のCF-6などに実用されているが、この合金の融点は1400°Cと在来のCo基超耐熱合金に比べて約100°C高く、また常温における弾性率が151GPaと、これも在来のCo基超耐熱合金の約2/3であるために、熱疲労に対しては格段に強く、静翼材としては、正にうつつけであり、今後の伸びが期待される。

燃焼器ライナー用としては鉄ベースのMA 956があり、この合金の薄板はすでに市販されていてP&WA社、GE社、Rolls Royce社などで実用化の研究が続けられているが、そのクリープラップチャーラー強さは図3に示すように、同一の応力下においてHastelloy Xに比べると100~150°Cは高くとれ、しかも、耐食、耐酸化性にすぐれている。ただこの合金の成形性はかなり悪く、しかもTIG溶接などの溶融溶接では分散粒子の凝集、粗大化が起つて強度が著しく低下するために、他の接合方法によらなければならない点がこの合金の大きな欠点とされている。

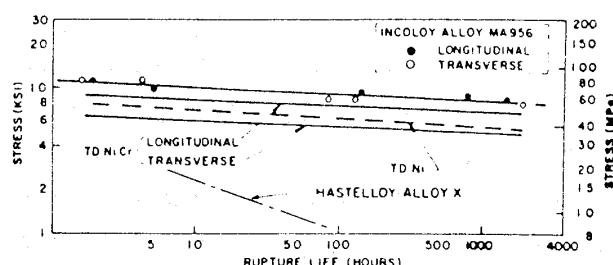


図3 MA 956の1093°Cにおけるクリープラップチャーラー強さ

6. その他の耐熱材料

(1) 共晶合金

$r/r' - \delta$ 、CoTaCなど精錬によるDS翼と類似の方法によって層状や棒状の δ やTaCを固相中に共晶析出させる共晶合金は、過去において、タービン動翼材としてかなりの期待をかけられたが、生産性が極めて低いという致命的な欠陥を克服す

ることができないために、現在では GE 社以外はすべて研究をやめてしまっているそうである。

(2) W線強化翼

W線を長手方向に揃えて超耐熱合金中に配列させたW線強化複合材翼は、この15年間にわたって TRW 社で開発中であるにも関わらず、今回の訪問では、軍の機密とのことで何も聞き出せなかつたが、この事自体、この種の合金は我が国で入手不可能ということを意味している。

(3) Mo 合金

Climax Molybdenum社では、Mo合金の持つすぐれた高温強さをタービン動翼材として生かそうとして、その最大の弱点である耐高温酸化性を改善するための耐食コーティングの開発に過去約 30 年間にわたって努力を傾けて来たが、その成果に見るべきものもなく、現在ではなかばあきらめているように見受けられた。

7. 新合金の開発

超耐熱合金を扱っている主だった材料メーカーのうちには、過去から現在にかけて彼等自身の開発合金を手掛けて来ており、たとえば先に述べた Socery Metals社の BC 合金をはじめとして、 Special Metals社の U500, U520, U700, U720 等、 TRW 社の NASA TRW VIA, Universal Cyclops 社の AF2-1DA, Martin Metals社の Mar-M 247 等が挙げられるが、それに対し、 P & WA 社や GE 社をはじめ他のエンジンメーカーでも、それぞれ独自の合金を開発しており、たとえば P & WA 社では MERL 76, GE 社では René 41, 80, 95, 125 等がある。エンジンの設計者が新しい合金の採用を決心するには、先にも述べたように、(1)その合金が在来合金に比べて、ある特性においてかなり卓越しており、(2)しかも、必要とする特性に対し、十分信頼するに倣する実体のデータの裏付けがあること、が必要の条件であって、当然のことながら、エンジンメーカーが開発した合金に比べて、材料メーカーのものが立場上不利となるケースが多く、その結果、BC 合金、 NASA TRW VIA, AF2-1DA などは日の目をみることなく終つてしまうようであつて、特に TRW 社では NASA TRW VIA 合金でこりたので、今後このような新合金開発の計画は一切あり得ないとの発言のあったの

が印象的であつた。

8. 各種の特殊加工技術

上述したように、タービン動・静翼、デスク、燃焼器ライナーに用いられる鋳鍛造品、棒材、板材などの製造に際しては、従来から用いられている一般的な製造技術の他、DS, SC や Gatorizing, Mechanical Alloying などの新しい製造技術を駆使して従来の方法では得られなかつた性能を有する製品が次々と開発されてはいるが、それだけでは必ずしも十分でない場合、さらに特殊な加工工程が追加されることも多い。以下にそれらのいくつかについて知り得た範囲で略述する。

(1) HIPによる鋳物の内部欠陥の補修

タービン動・静翼の内部に存在する引け巣のような欠陥を HIP によってつぶし、健全な鋳物を得ようとする工程は、その先駆者である Howmet 社では、 CF 6 の 1 段動翼の René 80, MS 7000 の 1 段動翼の IN 738 LC など精鋳翼の一部と Ti 合金鋳物の全部に対して行つてはいるが、特に超耐熱合金に限つてのみについては、全体としては行われてはおらず、また TRW 社ではむしろ合金によっては、 HIP 处理が高温・長時間にわたるため、それによつてミクロ組織が損われ、それが後熱処理によつて回復し得ないこともある。などの理由を挙げて批判的であったが、やはり、 HIP を適用する場合の最大の問題点は、それによるコストアップであろうと考えられる。一体鋳造ホールや Ti 合金の鋳物に対しては必須の技術と言えようが、タービン動・静翼だけについて言えば、今後、飛躍的な発展はなさそうである。

(2) 精鋳動翼の接合

P & WA 社が E³ エンジンその他で計画、実施している DS 材や SC 材で背側と腹側を別々に作り両者を TLP (Transient Liquid Phase) 接合によつて一体化することによつて、①より複雑な冷却構造が採用できる。②中子ずれによる肉厚の偏よりが避けられる。③セラミック中子が長時間溶湯に曝される際に起るトラブルが避けられる。などとその効用を発表しているが、 TRW 社や Howmet 社では、 P & WA 社の現状は必ずしもはつきりと知つてゐる訳ではないが、とことわりながらも、 P & WA 社が接合して作つてゐるのと同じ形状の翼はできる、ないしはできた。との見解

を示し、P & WA 社のこの方向へのアプローチは、現在のところ、本流の一つになりつつあるとは言い難いと思われる。

(3) 耐食コーティング

ホットコロージョンと高温酸化を防ぐために高圧タービン動・静翼にはどこされるコーティングのうち、従来からあるアルミナイトコーティングや、その下地に Pt めつきを行つて耐食性を向上させるコーティングは大量に行われているが、その他に、P & WA 社が最初に開発した電子ビーム溶解・真空蒸着による MCr Al Y コーティング法はすでに実用化されている他、TRW 社、Howmet 社、Union Carbide 社、GE 社などではプラズマ溶射法による同様のコーティングを開発中で、いずれも殆んど実用段階に達している。またこれらがいずれも蒸着によらず、溶射によっているのは、前者による場合、その設備費が膨大になるというのがその最大の理由である。

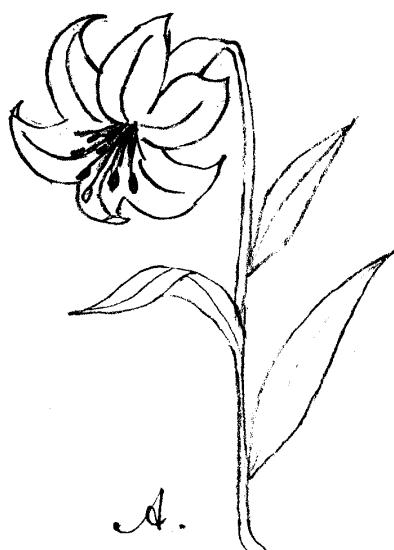
その他、TRW 社では翼の冷却通路の内面に CVD (Chemical Vapor Deposition) 法によって Al コーティングを行つており、その必要性についての認識を新たにした。

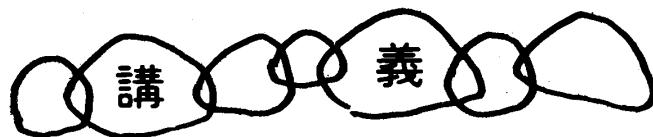
(4) 遮熱コーティング

安定化ジルコニアをプラズマ溶射することによってコーティング層を作り、金属の表面温度を下げようとする遮熱コーティングは、燃焼器ライナーに対しては JT 9D や F100 の例のように既存の技術と言うことができるが、タービンの動・静翼に対しては TRW 社、Union Carbide 社、GE 社などで開発が続けられ、しかもかなりのレベルにまで達してはいるものの、剥離に対する信頼性の点から、まだ実用化には間があるようである。

9. おわりに

今回の訪問を通して、米国における航空用ガスタービンに関するビジネスのスケールの大きさとともに、それを支える各種の技術レベルの高さ、その高い水準にある技術を更に推進しているエネルギーの大きさにも強い感銘を受けた。今後我が国においても、この方面における彼我のギャップがこれ以上に拡がらないようにすることは当然のこと、少しづつでも着実にこのギャップをつめて行くように、エンジンメーカーと材料メーカーとの協力を密にし、有効適切な開発が積極的に行われることを期待したい。





空冷タービン翼の伝熱（その2）

航空宇宙技術研究所 能瀬 弘幸

1. まえがき

前講⁽¹⁾では、航空用ガスタービンエンジンを中心とした空冷タービン翼伝熱設計の周辺問題に触れると共に、翼外面のガス側伝熱について講説した。本講では、空冷タービン翼の冷却側伝熱の中、実用化している重要な技術として、フィルム冷却とインピングメント冷却をとりあげる。

なお説明の都合から、前講ならびに本講の中で異なる記号を用いている場合があるので御注意いただきたい。

2. タービン翼の冷却構造の例

図1は、米国GE社が開発を進めているE³エンジン(Energy Efficient Engine)用高圧タービン初段静翼の冷却構造⁽²⁾を示すものである。冷却方式は、翼の内面にインピングメント冷却を、外面には、全面フィルム冷却を、翼のほぼ全域にわたって適用している。図2は、現在既に実用化している、比較的新しいターボファンエンジンの一つである、JT-9D系列(米国PWA社製)エンジンの高圧初段タービン静翼について、冷却構造⁽³⁾の改良過程を示すものである。詳細は本誌⁽³⁾に解説されているが、いづれも翼内面にインピングメント冷却を、外面に円孔列による三次元フィルム冷却を適用しており、改良は特に、インピングメント冷却空気の供給側空気室内に仕切り板等を追加して冷却空気の適正な配分再調整を行うことと、複列多孔フィルム冷却の強化に向けられている。

これらはいづれも、商用旅客機用エンジンとして実用に供された後の改良で行われたものである。

以上の2例からも分かるように、タービン入口ガス温度が1300°Cを越えるエンジンで、最も伝熱

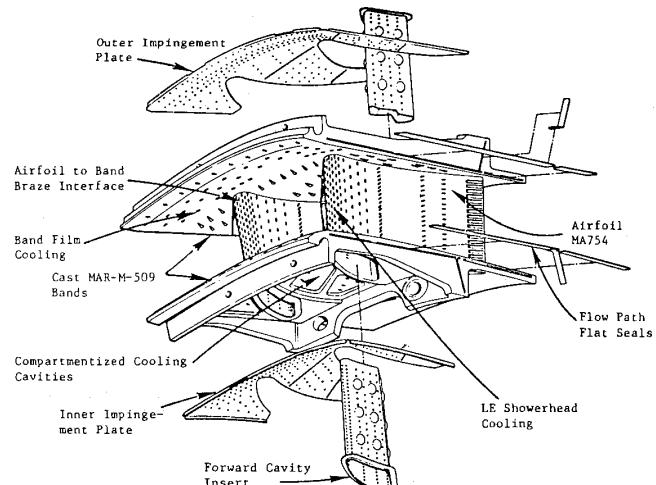


図1 E³エンジンの高圧タービン初段静翼冷却構造(GE)⁽²⁾

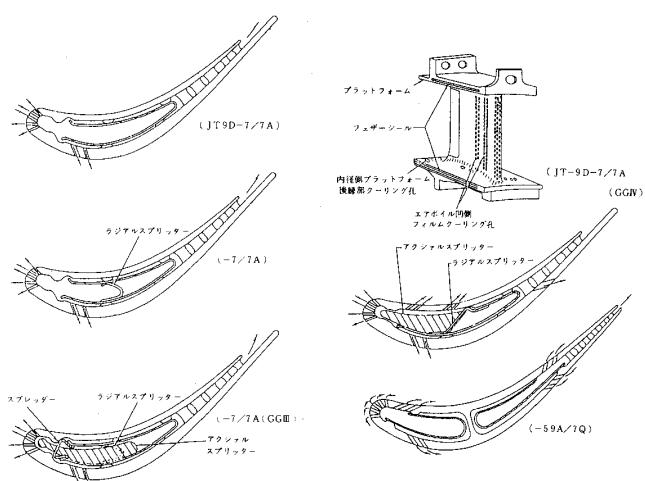


図2 JT-9D系列エンジンの高圧タービン初段静翼冷却構造⁽³⁾

(昭和56年8月22日原稿受付)

設計上厳しい条件の下に置かれる高圧タービン初段静翼には、ほとんどの場合、インピンジメント冷却とフィルム冷却の組み合せが用いられている。

これは、インピンジメント冷却の冷却特性とフィルム冷却の遮熱効果の優秀性を示すものであるが、フィルム冷却吹き出し孔周辺の伝熱問題や耐食コーティングの問題、多数のフィルム冷却孔を経済的に加工する問題等、タービン翼の耐久性と経済性の向上の観点から進展が望まれる問題も残されている。またサーマルバリアとしてのセラミック材のコーティングが、これ等の問題解決に寄与し得るか注目される。

3. フィルム冷却

3-1 フィルム冷却効果の定義 主流から固体壁面への、フィルム冷却のない場合の対流熱流束（単位時間、単位面積当たり） \dot{q}_o は、次式で表わされる。

$$\dot{q}_o = h_o (T_r - T_w) \quad (1)$$

但し、 h_o はフィルム冷却のない場合の局所熱伝達率、 T_w は壁表面温度である。 T_r は主流の回復温度（recovery temperature）で、主流静温 t_∞ 、境界層外縁主流速度 U_∞ を用いると

$$T_r = t_\infty + r U_\infty^2 / (2 g J C_p) \quad (2)$$

ここで g 、 J 、 C_p はそれぞれ重力の加速度、熱の仕事当量、気体の定圧比熱。また r は回復係数（recovery factor）で、流れに平行に置かれた平板上の層流境界層で $r = Pr^{1/2}$ 、乱流境界層で $r = Pr^{1/3}$ 、但し Pr はプラントル数。流れの速度が遅い場合には、 $T_r \approx T_\infty$ （主流全温）として、(1)式の替わりに、次式が用いられる場合もある。

$$\dot{q}_o = h_o (T_\infty - T_w) \quad (3)$$

壁面から主流へ冷却空気を吹き出してフィルム冷却を行う場合、壁面への伝熱の観点から二つの影響が考えられる。

第一は、壁面上の境界層へ冷却空気を吹き込むことによる流体力学的影響で、熱伝達率（(1)式の h_o ）が変化する。

第二は、主流と二次（吹き出し）流との混合による影響で、伝熱に関与する主流温度（(1)式の

T_r ）が変化する。

フィルム冷却の効率を評価する方法として、上記の2種の影響を分離して評価する方法、両者の影響を熱伝達率の変化に組み入れて評価する方法などがあるが、以下に代表例として二つの評価法について述べる。なを下記の“分離評価”および“混合評価”は、本講で便宜的に用いるもので、一般的に使用されている用語ではない。また h_f 、 h_f^* などの記号は、文献によって定義が異なることも多く、注意が必要である。

(a) 分離評価 フィルム冷却の効果を、断熱壁温度の変化と熱伝達率の変化に分離して評価するもので、ミネソタ大学（米国）などを始めとして、古くからフィルム冷却の研究を行っている多くの研究者の間で用いられている。

熱伝達率を定義するに当って、温度差として、壁表面温度 $T_{w,f}$ （フィルム冷却のある場合、添字 f を用いるものとする）と、断熱壁温度 T_{aw} （壁表面が、局限状態として断熱の場合に示すであろう温度）との差を用いると、物性値一定の場合のフィルム冷却面の熱流束 \dot{q}_f は、

$$\dot{q}_f = h_f (T_{aw} - T_{w,f}) \quad (4)$$

(4)式の定義による熱伝達率 h_f は、二次流吹き出し位置の近傍を除いては一般に、(1)式の吹き出しのない場合の熱伝達率 h_o と大きな差はないと思われる（9図参照）、 h_f の替わりに h_o を用いる場合も多い。

他方、断熱壁温度 T_{aw} は、フィルム冷却によって大きな変化を受ける。また T_{aw} は、温度場の依存性もあるため、主流温度 T_r と二次流温度 T_2 とで無次元化した、（断熱）フィルム冷却効率 η_{aw} （または η ）が用いられる。即ち、

$$\eta_{aw} = (T_{aw} - T_r) / (T_2 - T_r) \quad (5)$$

吹き出し位置の近傍では、断熱壁温度は二次（吹き出し）流温度に等しい（ $T_{aw} = T_2$ ）と考えられるから、 $\eta = 1$ 。また主流と二次流との混合拡散が十分に行われた吹き出し点から十分後流では、断熱壁温度は主流（回復）温度に等しい（ $T_{aw} = T_r$ ）と考えられるので、 $\eta = 0$ となる。

(4)、(5)式から、 η_{aw} 、 T_r 、 T_2 および h_f の特

定の値に対して、壁面温度 $T_{w,f}$ と熱流束 \dot{q}_f との関連が定められる。特に $h_f = h_0$ が成りたつ吹き出し位置の十分後流に対して、種々の物理的、幾何学的条件に於ける断熱フィルム冷却効率 η_{aw} に関する数多くの研究が行われている。冷却空気吹き出し位置の近傍においては、実験的に断熱条件を満たすことが難かしく、ごく限られた数の研究しか報告されていないが、特に円孔からの吹き出しの場合には、吹き出し部周辺で局所的に熱伝達率が大きく変化すること⁽⁴⁾が知られており(図3)，ガスタービン翼の過大な局所的熱応力を軽減する上からも、今後の研究が期待される。

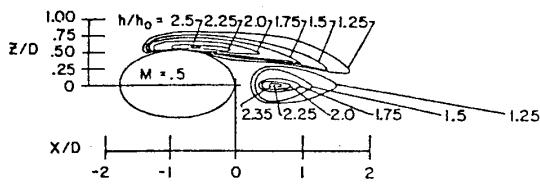


図3 吹き出し孔周辺の熱伝達率⁽⁴⁾

(b) 混合評価 フィルム冷却のある場合にも、(1)式と同様に、主流(回復)温度 T_r と壁面温度 $T_{w,f}$ ((1)式の T_w とは、一般に異なる)との差を用いて熱伝達率 h_f^* を定義する。即ち、

$$\dot{q}_f = h_f^* (T_r - T_{w,f}) \quad (6)$$

(6)式と、フィルム冷却のない場合の(1)式とから、

$$\frac{St_f^*}{St_o} = \frac{h_f^*}{h_0} = \frac{\dot{q}_f}{\dot{q}_o} \frac{T_r - T_w}{T_r - T_{w,f}} \quad (7)$$

但し $St = h / (\rho u c_p)$ は、スタントン数。フィルム冷却の有る場合と無い場合について、同じ壁表面温度のもと ($T_{w,f} = T_w$) に於けるデータを用いると、フィルム冷却による熱流束の変化を、直接スタントン数の変化で表わすことが出来る。即ち、

$$\eta_{iso} = \left| 1 - \frac{\dot{q}_f}{\dot{q}_o} \right|_{T_w=T_{w,f}} = \left| 1 - \frac{St_f^*}{St_o} \right|_{T_w=T_{w,f}} \quad (8)$$

η_{iso} は、等温フィルム冷却効率(isothermal film cooling effectiveness)と呼ばれる。

(8)式によるフィルム冷却の評価は、上述のよう

に熱流束に関して、フィルム冷却のない場合と直接比較が出来ること、熱流束と壁表面温度との関係が、(6)式に示すように、通常設計段階で特定される主流(回復)温度 T_r を用いて算定されること、(a)項におけるような h_f の変化(特に吹き出し位置近傍に於ては、種々の因子の影響で h_f が大きく変化するが、十分の信頼性のあるデータはあまり公表されていない)を別個に考慮する必要がないこと、現在のガスタービン空冷翼では、一般に実機作動状態に於て断熱壁条件よりも等温壁条件に近く、設計データとしても実機作動条件により近い試験データを採用し得ることなどの特徴を有しており、この種の定義によるデータの蓄積と設計における活用が今後期待される。なお(6)式によるデータは、数値計算への対応の上でも便利であり、スタンフォード大学(米国)に於ける全面フィルム冷却の研究を始めとして、しだいに利用されるようになってきた^{(5)～(7)}。

(1)式および(4)式で、同じ壁表面温度($T_w = T_{w,f}$)のもとにおけるデータ間では、(5)、(8)式と共に、 η_{iso} 、 η_{aw} 、 h_f/h_0 の間の関係として次式が成り立つ。

$$\eta_{iso} = 1 - \frac{h_f}{h_0} (1 - \eta_{aw} \cdot \theta) \quad (9)$$

但し θ は二次(冷却)空気の無次元温度で、

$$\theta = (T_r - T_2) / (T_r - T_w) \quad (10)$$

トランスピレーション冷却においては、壁表面温度と二次流温度は等しく ($T_w = T_2$)、 $\theta = 1$ で、この条件のもとではフィルム冷却とトランスピレーション冷却との冷却性能の直接比較を行うことが出来るので、全面フィルム冷却(FCFC: Full Coverage Film Cooling)などで利用される。

(6)式の h_f^* は、伝熱面や吹き出し部の幾何学的条件や流体力学的諸条件の他、 θ の関数でもある。

線形エネルギー方程式に重ね合わせの理論を適用することにより、 θ の関数として $h_f^*(\theta)$ は、次式によって表わすことが出来る⁽⁸⁾。

$$h_f^*(\theta) = h_f^*(0) + \theta \{ h_f^*(1) - h_f^*(0) \} \quad (11)$$

即ち、 $\theta = 0$ ($T_2 = T_r$) および $\theta = 1$ ($T_w = T_2$) の2種の条件における h_f^* から、任意の温度レベ

ル θ に於ける熱伝達率 $h_f^*(\theta)$ を求めることが出来る。

3-2 二次元(スロット)フィルム冷却
 流れに平行に置かれた平板の境界層へ、二次元スロットから二次流を吹き出した時の断熱フィルム冷却効率 η_{aw} については、古くから多くの研究が行われている(例えは文献(9)~(11))。 η_{aw} は吹き出し部の幾何学的形状や、流体力学的条件、物性値などによって異なるが、これらを包括的に表現する試みがなされている(12)~(14)。これ等の結果によれば、平板乱流境界層への吹き出しの場合 η_{aw} は次式で表わされる。

$$\eta_{aw} = 1.9 Pr^{2/3} / \{ 1 + 0.329 B^{0.8} (C_{p\infty}/C_{p2})_\beta \} \\ B = (Re_2 \mu_2 / \mu_\infty)^{-0.25} (x/MS) \quad (12)$$

こゝに Re_2 はスロット巾 S を代表長さとする二次流のレイノルズ数、 C_p, μ はそれぞれ定圧比熱および粘性係数、 x はスロットから平板に沿って測った距離、 $M \equiv \rho_2 u_2 / \rho_\infty U_\infty$ は質量流速比で ρ, U はそれぞれ密度および速度、添字2、 ∞ はそれぞれ二次流、および主流を表わす。

β は吹き出し角 α の影響を表わし、

$$\beta = 1 + 5 \times 10^{-4} Re_2 (\mu_2 / \mu_\infty) \sin \alpha \quad (13)$$

Stollery⁽¹⁵⁾らによれば、二次流と主流との混合拡散の度合によって、流れ場は図4のように、3つの領域に分けられる。

領域Iは二次流のポテンシアルコアから成り、断熱壁温は二次流温度に等しい($T_{aw} = T_2$)。領域IIでは、境界層内速度分布はウォールジェットと同一の速度プロファイルを有する。さらに後流の領域IIIでは、発達した乱流境界層速度分布を有する。これに沿って吹き出し角度 0° (接線方向吹き出し)、リップ厚み(図4参照) $t = 0$ のデータを分割表示すると、以下のように表わされる⁽¹⁶⁾(図5)。

領域I:

$$\eta_{aw} \Big|_{\alpha=0, t=0} = 1 \quad (B < 1.0) \quad (14)$$

領域II:

$$\eta_{aw} \Big|_{\alpha=0, t=0} = 1.9 Pr^{2/3} / \{ 1 + 0.525 B^{0.47} \\ \times (C_{p\infty}/C_{p2}) \} \\ (1.0 \leq B < 4.0) \quad (15)$$

領域III:

$$\eta_{aw} \Big|_{\alpha=0, t=0} = 1.9 Pr^{2/3} / \{ 1 + 0.329 B^{0.8} (C_{p\infty}/C_{p2}) \} \\ (B \geq 4.0) \quad (16)$$

吹き出し角 α の影響は、 α の小さい範囲では⁽¹⁷⁾、

$$\eta_{aw} \Big|_{\alpha} = \eta_{aw} \Big|_{\alpha=0} \times \cos (0.8 \alpha) \\ (\alpha \leq 30^\circ) \quad (17)$$

比較的大きい範囲では⁽¹⁸⁾、

$$\eta_{aw} \Big|_{\alpha} = \eta_{aw} \Big|_{\alpha=0} \times \{ (1 + 2 \cos^2 \alpha) / 3 \} \\ (\alpha > 30^\circ) \quad (18)$$

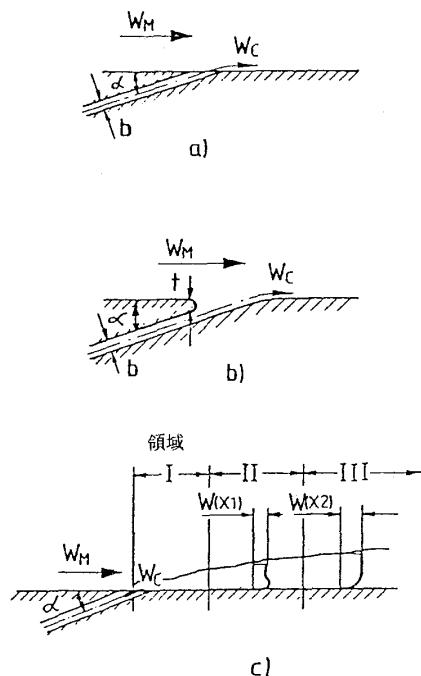
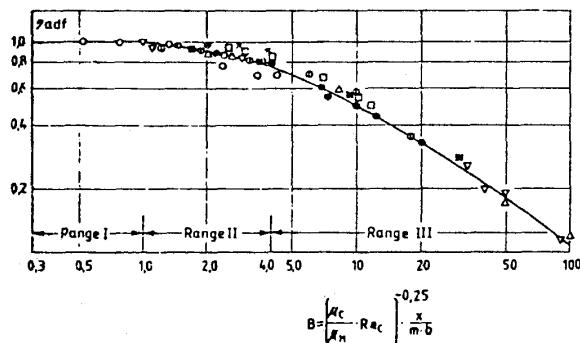
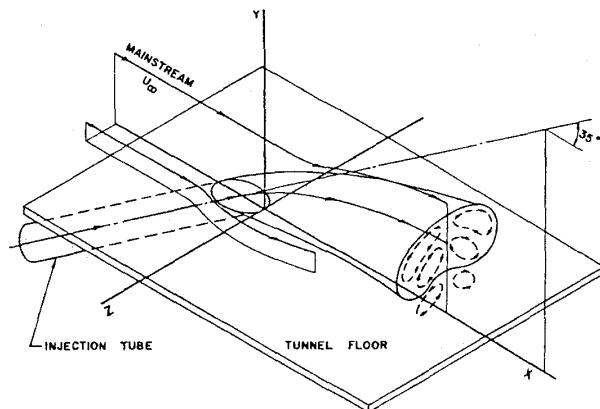
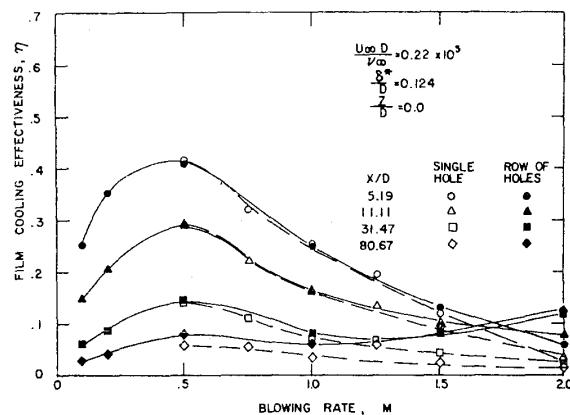
さらに、リップ厚み t の影響は、

$$\eta_{aw} \Big|_t = \eta_{aw} \Big|_{t=0} \times e^{-0.4272} \\ \times \{ (t/s)^{1.5} / M \}^{0.6273} \quad (19)$$

空冷タービン翼面にスロットを設けることは材料の大巾な強度低下を招くため、図1のように条件の厳しい空冷翼でスロットによるフィルム冷却を行うことはほとんどなく、孔を線上に配列した多孔フィルム冷却を行う。しかし、スロットによるフィルム冷却は、多孔フィルム冷却における孔ピッチを小さくした極限の場合として、多孔フィルム冷却のベースデータとして利用される。

3-3 三次元フィルム冷却-円孔吹き出しおよび円孔列フィルム冷却 流れに平行に置かれた平板の単一円孔から壁面上へ二次流を吹き出すと、図6にみられるように⁽¹⁸⁾主流と二次流との間で複雑な三次元的な干渉を起こす。特に二次流の流れ方向に直交する面内の渦のため、境界層外周から主流を壁面近傍へ巻き込み、主流と二次流との混合拡散をも促進してフィルム冷却効率を低下させる。特に、二次流の質量流速比 M が0.5前後を越すと、二次流が主流境界層を吹き抜け(penetration)で壁面への付着が行われなくなり、急激な冷却効率の低下をきたす⁽¹⁹⁾。

図7は、単一円孔と一列多孔吹き出しの、孔中心線上のフィルム冷却効率を比較したもので、両者のフィルム冷却効率はほど一致しており、單一

図 4 二次元フィルム冷却の流れ場⁽¹⁵⁾図 5 二次元フィルム冷却の断熱フィルム冷却効率⁽¹⁶⁾図 6 単一円孔からの吹き出し流構造⁽¹⁸⁾図 7 単一孔と一列多孔フィルム冷却効率(円孔中心線上)の比較⁽¹⁹⁾

孔データの重ね合わせにより多孔フィルム冷却効率を算定出来ることを示している。

単一円孔からの吹き出しの、壁面形状に対する影響としては、例えばタービン翼背側では、翼面から垂直方向に主流静圧が増大するため、二次流の質量流速比が大きくなれば、圧力勾配により吹き出した二次流を翼面へ押しもどすため、冷却効率は良好で、これに反し腹側では、質量流速比の低い範囲では二次流が壁面から押し流されるため、冷却効率が低下する⁽²⁰⁾。主流や二次流の性質の影響としては、主流の乱れ強さよりも乱れのスケールが冷却効率に影響が強く⁽²¹⁾、また二次流が層流の場合は、乱流の場合にくらべて吹き抜け(penetration)が起こり易く、最適質量流速比は乱流の場合よりも小さいといわれる⁽²²⁾。

二次元スリットにくらべ、円孔列のフィルム冷却は効率が劣るが、この対策として、千鳥配置の複列フィルム冷却が有効である。また主流流線に対して傾けた吹き出し(compound angle)の場合は、壁面上で流れに直交方向へのフィルムの広がりが大きく、主流が冷却フィルム層の下方へ入るのを防ぐため、フィルム冷却効率が改良される⁽²³⁾。

動翼の腹側では吹き出しフィルムが翼の高さ方向へシフトし、結果的に compound angle 吹き出しに似てくるといわれる⁽²⁴⁾。

きくなると吹き出し位置近傍で、フィルム冷却の無い場合にくらべて変化が大きい。

3-4 全面フィルム冷却 トランスピレーション冷却が、その良好な冷却特性にもかゝわらず、耐久性のある材料の開発などに問題が残されており、実用化に至っていないことは、第1報に述べた通りである。これに対して、翼全面にフィルム冷却孔を設けた全面フィルム冷却は、翼列試験でも高い冷却性能が得られており^{(27)～(30)}、図1のE³エンジンに於ても実用化を間近かにしている。

全面フィルム冷却では、上流側吹き出し孔からの二次流の影響が下流へ波及する。図10は、平行平板に45°の吹き出し角を持つ全面フィルム冷却面(スペース/孔直径比、S/D = 5)の赤外線カメラによる断熱壁温度パターン⁽³¹⁾で、吹き出し孔中心を通る流線方向の断熱フィルム冷却効率 η_f の変化に、その影響がよく示されている。Sellersによれば⁽³²⁾、多列フィルム冷却の冷却効率 η_f は、その上流に位置するn列の冷却孔の効率を重ね合わせることにより求まる。

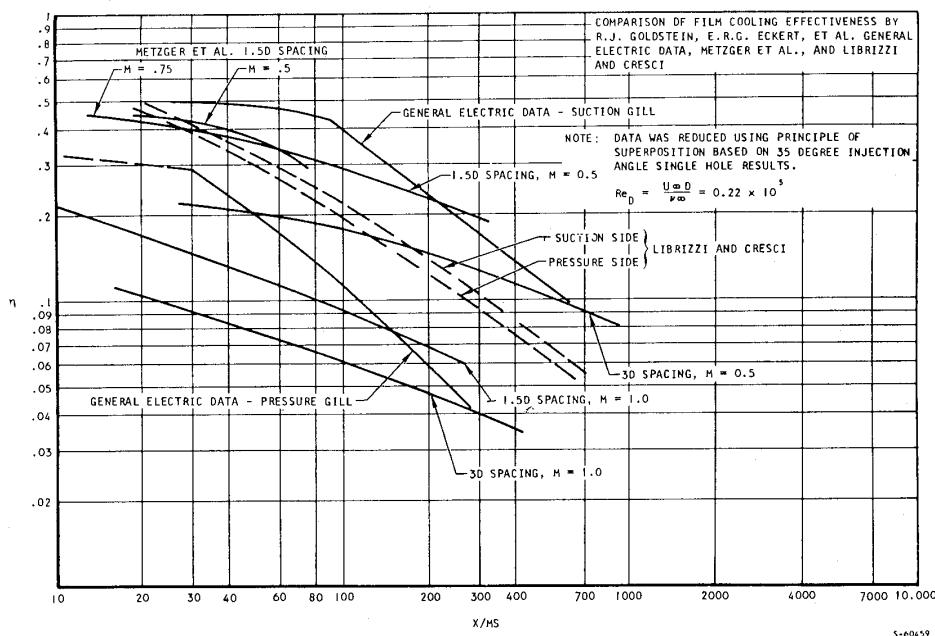


図8 三次元フィルム冷却の冷却効率⁽²⁵⁾

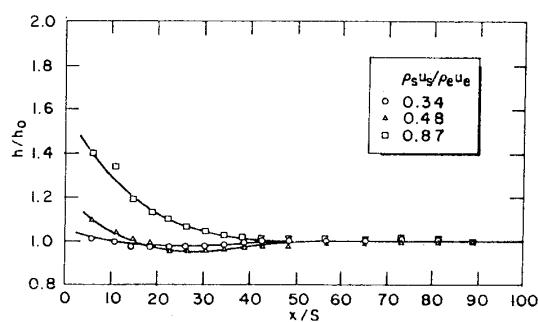


図9 三次元吹き出しによる熱伝達率の変化⁽²⁶⁾

図8は、種々の三次元吹き出しフィルム冷却効率⁽²⁵⁾であるが、統一的に表現することは難かしい。

三次元吹き出しによる熱伝達率(4式の h_f)の影響は、図9⁽²⁶⁾に示すように、質量流速比が大

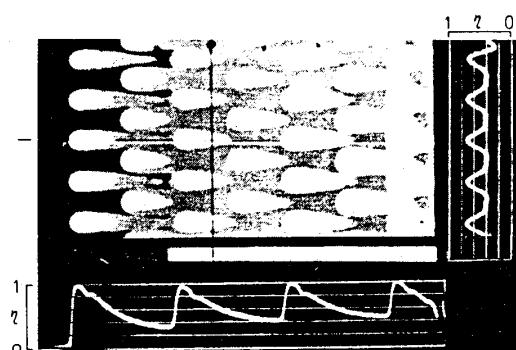


図10 赤外線カメラによる全面フィルム冷却の効率の可視化⁽³¹⁾

即ち、

$$\eta = \eta_1 + \eta_2(1-\eta_1) + \cdots + \eta_n(1-\eta_1)(1-\eta_2) \cdots (1-\eta_{n-1}) \quad (20)$$

但し η_n は、第 n 列フィルム冷却孔の冷却効率。図 11 は、単列フィルム冷却の結果を基に(20)式を適用して全面フィルム冷却効率 $\bar{\eta}$ (流れに直交方向の平均値) を数値計算によって求めた結果と、試験結果の比較で、良い一致を示している⁽³¹⁾。

Sellers のモデルは、複列フィルム冷却をターピン翼へ適用した例でも、良好な結果が得られている⁽³³⁾。

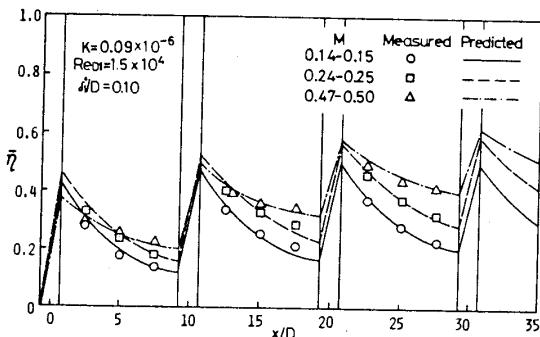


図 11 Seller のモデルを適用した全面フィルム冷却効率計算値と実験値⁽³¹⁾

スタンフォード大学では、全面フィルム冷却のシミュレーションプログラムの開発と実験^{(34)～(36)}を積極的に進めている。プログラムは、Spalding-Patankar 法⁽³⁷⁾を基にした二次元境界層解析プログラム “STAN5”⁽³⁸⁾を発展させたもので、“STANCOOL”と呼ばれるものである。図 12 は、ピッチ比 5 の計算と実験結果例である。この他、近年三次元数値解析も次第に成果をあげてきている^{(39)～(41)}。

全面フィルム冷却のスタントン数 St は、質量流速比 M 、無次元温度 θ (10 式)、境界層パラメータ (運動量厚さ比 δ/D 、エンタルピ排除厚さ比 A/D) レイノルズ数 Re 、プラントル数 Pr 、幾何学的パラメータ (スペース/孔直径比 S/D 、吹き出し角度 α) 等、多くのパラメータの関数である。即ち、

$$St = f(M, \theta, \delta/D, A/D, Re, Pr, S/D, \alpha \dots) \quad (21)$$

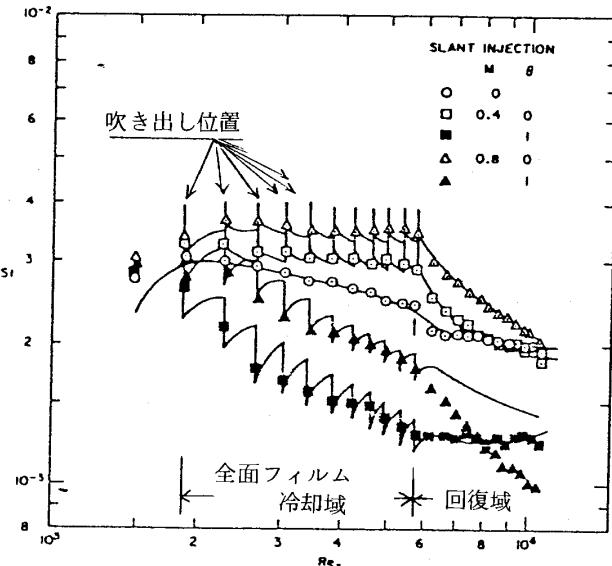


図 12 全面フィルム冷却のスタントン数⁽³⁴⁾
—計算および実験—

このため、実験式の一般的表現は難かしい。

4. インピングメント冷却

伝熱面に直角に、ノズル（またはオリフィス）から高速でジェットを吹きつけるインピングメント冷却（図 13）は、流速が速いこととジェットの到達面上の境界層が薄いことなどから、高い対流熱伝達率が得られる。このため古くから利用例も多く、単一ノズルや二次元スリットからのインピングメント冷却（ないしは加熱、乾燥）についての研究が数多く行われた⁽⁴²⁾。

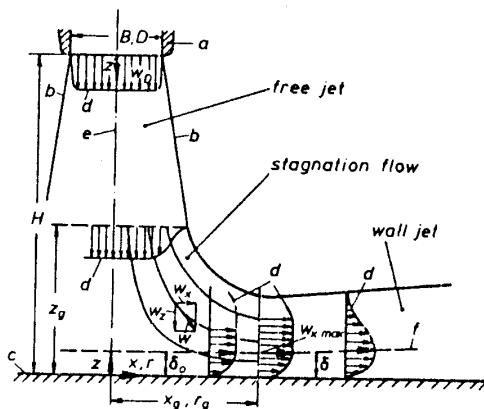


図 13 インピングメント冷却の概念図⁽⁴²⁾

空冷ターピン翼への適用では、通常单一ノズルや二次元スリットを用いることはなく、碁盤目な

いしは千鳥状に配列した多数のノズルが用いられる。またノズルと伝熱面との距離には構造上制約があること、ノズルを設けた板（インサート伝熱管など）と伝熱面との間の流路で、上流のノズル列からの流れのために伝熱面と直交するクロスフロー（cross flow, spent flowとも呼ばれる）が生ずることなどが特徴である。また適用場所によって、伝熱面を平板として扱える場合（翼背側、腹側）と、曲率を考慮しなければならない場合（前縁）がある。

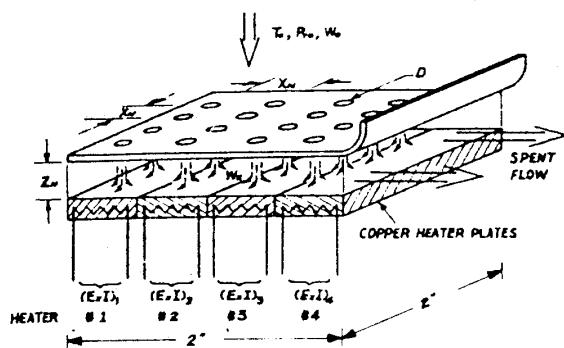


図14 クロスフローのあるインピングメント冷却⁽⁴³⁾

図14は、クロスフローのある場合のインピングメント伝熱試験モデルで⁽⁴³⁾、実験結果は次式の形式をとる。

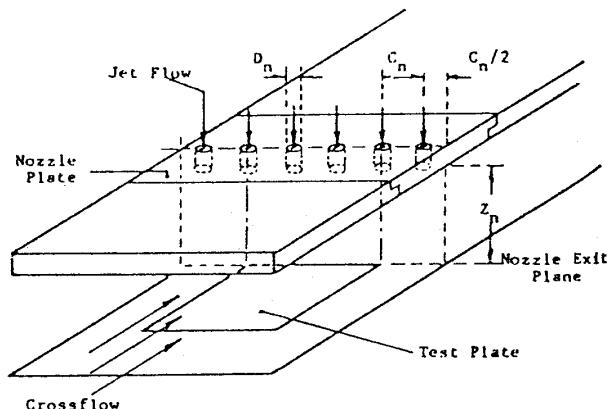
$$Nu_j = \varphi_1 \varphi_2 Re_j^m Pr^{1/3} (Z_n/D)^{0.091} \quad (22)$$

ここで Re_j は、ノズル直径 D を用いたジェットのレイノルズ数、 Z_n はノズル板と伝熱面との距離。 φ_1 および m は、 X_n/D および Re_j の関数。但し X_n は、ノズル円孔間のスペース。 φ_2 は、クロスフローによる熱伝達率の低下係数。これらの係数は、文献⁽⁴³⁾に図で与えられている。

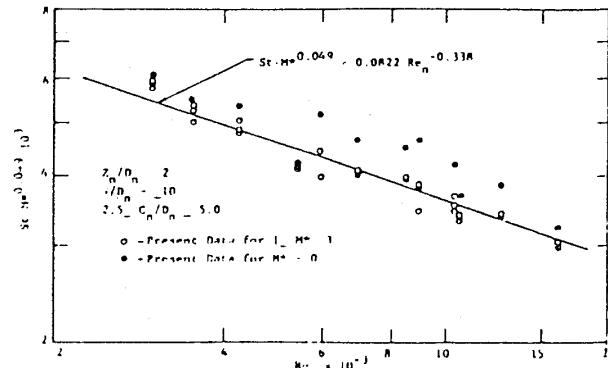
単列円孔からのインピングメント冷却に関するクロスフローの影響についてはまた、図15-aに示す伝熱試験モデルによる実験⁽⁴⁴⁾により、クロスフローとジェットの質量流速比 M^* が 1~3 の範囲で、次式が得られている。

$$St \cdot M^{*0.049} = 0.0822 Re_n^{-0.338} \quad (23)$$

ここで St は、ジェットの質量流量を用いた平均スタントン数、 Re_n は、ノズル直径を用いたジェットのレイノルズ数。



(a) 実験モデル

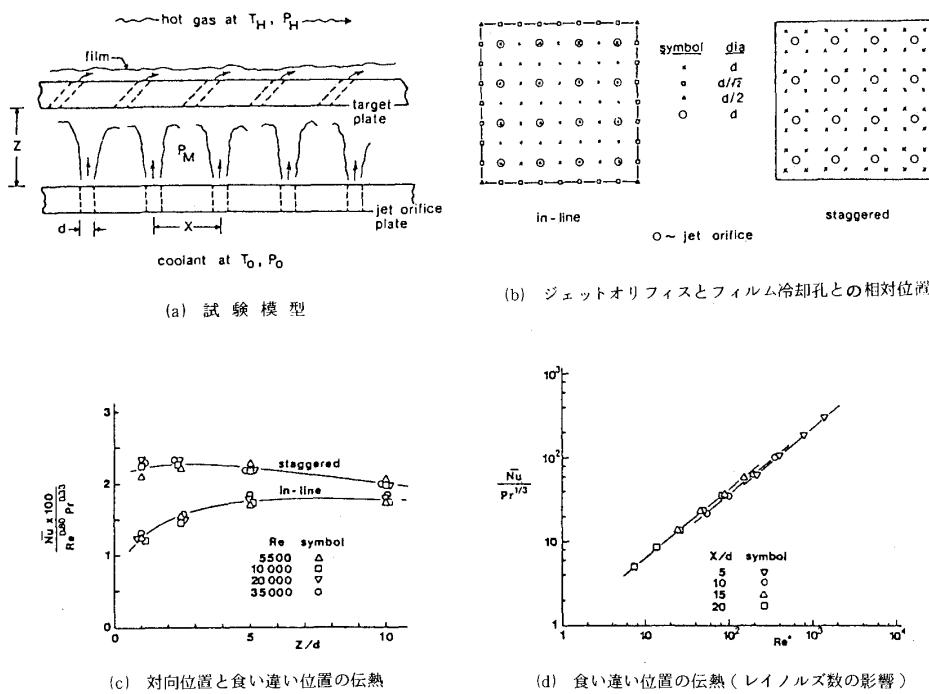


(b) 結 果

図15 単列円孔のインピングメント冷却⁽⁴⁴⁾

図1の E^3 エンジンにおけるように、伝熱面の熱負荷が特に高くなるような場合、全面フィルム冷却面の裏面をインピングメント冷却した、全面フィルム/インピングメント冷却の組み合わせは極めて有効な冷却方式といえる。この場合、スペントエアはほとんどクロスフローを成形することなく、フィルム冷却用二次流として主流ガス側へ流出する。

Hollworth ら⁽⁴⁵⁾は図16-aに示す試験模型を用いて、ジェットオリフィス板のノズル位置とフィルム冷却吹き出し孔位置を対向（inline）させ

図 16 フィルム冷却面へのインピングメント冷却⁽⁴⁵⁾

た場合と、食い違わせた場合 (staggered) の伝熱性能を求めている。その結果、伝熱面の平均ヌセルト数 \bar{Nu} は、次式で表わせるとしている。

$$\bar{Nu} / (Re^{0.8} Pr^{1/3}) = f(\bar{X}, \bar{Z}, \text{相対位置}) \quad (24)$$

但し \bar{X} , \bar{Z} はそれぞれ、ノズル直径に対するスペース比および高さ比である。また相対位置は、図 16-c のように食い違い位置 (staggered) にくらべて対向位置 (inline) では熱伝達率が低下し、特に高さ比 \bar{Z} が小さい場合は、ノズルからの気流の一部が直接、フィルム冷却吹き出し孔へ達するため、熱伝達率が大巾に減少する。図 16-d は、食い違い配置 ($\bar{Z} = 2.5$) の場合の伝熱特性である。

タービン翼前縁では、外面熱伝達率が極めて大きく（前報参照）、冷却には特に工夫をする。

このため、インピングメント冷却の活用（図 17）は、早くから考えられ、翼前縁部キャビティをモデル化した伝熱試験も数多く行われた。図 18 の Chupp ら⁽⁴⁶⁾による円孔列からのジェットによる実験、図 19 の Metzger ら^{(47), (48)}による種々のキャビティ形状に対する円孔列からのジェットによる実験、図 20 の Tabakoff⁽⁴⁹⁾ らによる、種々

のノズル形状を用いた実験などが、その例である。

平均ヌセルト数 \bar{Nu} は、いずれも、

$$\bar{Nu} = f(Pr, Re, \bar{X}, \bar{Z}, \text{ノズルおよびキャビティの幾何学的形状}) \quad (25)$$

として表わされるが、統一的な表現は難かしい。

5. 結 び

2回にわたり、空冷タービン翼の伝熱問題を中心に講説を試みた。ここでとり上げなかった問題の中には、主流乱れの伝熱に及ぼす影響、放射伝熱、冷却側の対流伝熱とその促進、冷却流路にお

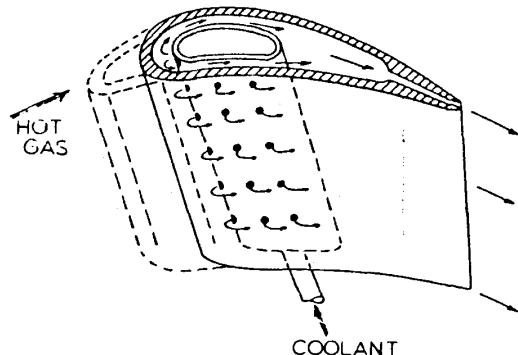


図 17 翼前縁のインピングメント冷却

ける圧力損失等々、伝熱設計の上で不可欠な問題が多数含まれている。またガスタービンの経済性の観点から冷却の問題と同等の重要性を持つ問題として、冷却に伴う熱力学的性能への影響を忘れるることは出来ない。これらについてはまた、別の機会に企画されることを望みたい。

空冷タービン翼の伝熱設計・解析については、過去 20 年間に学術的にも技術的にも飛躍的な発展を遂げた部分がある反面、十分に確立されていない領域も多く、新たに設計を開始するにあたっ

ては必然的に、保守的な初期設計から出発して、その改良に多くの精力を注がなければならない。

このような情勢を改善するために、多方面の研究成果が数多く公表されることが望まれる。

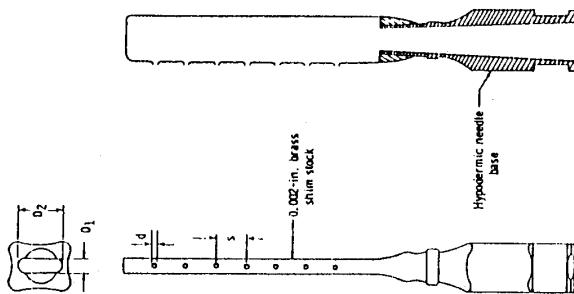
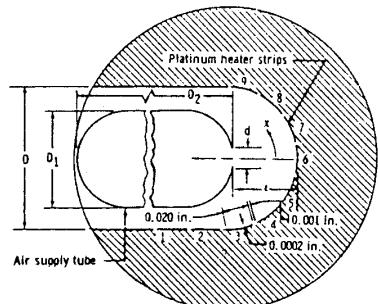


図 18 前縁インピングメント冷却試験模型
(Chupp ら)⁽⁴⁶⁾

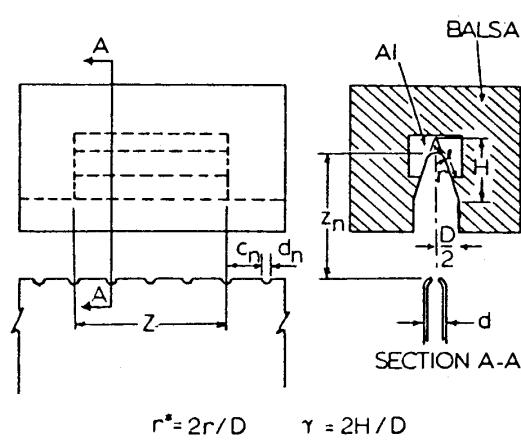


図 19 前縁インピングメント冷却試験模型
(Metzger ら)^{(47), (48)}

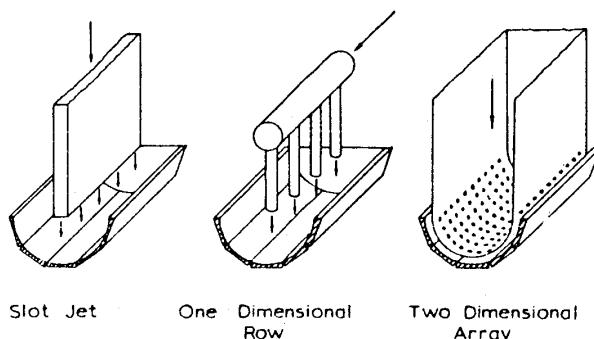


図 20 前縁インピングメントノズル形状⁽⁴⁹⁾

文 献

- (1) 能瀬弘幸：日本ガスタービン学会誌，9巻33号（1981）
- (2) Energy Efficient Engine, Preliminary Design and Integration Studies, Final Report G.E., NASA CR-135444 (1978)
- (3) 中井盛男：日本ガスタービン学会誌，8巻29号（1980）
- (4) R.J. Goldstein : Japan-U.S. Heat Transfer Seminar (1980)
- (5) Choe, H., Kays, W.M. and Moffat, R.J. : ASME Paper 74-WA-HT-27 (1974)
- (6) M. Kumada, M. Hirata, and N. Kasagi, : ASME 81-GT-38 (1981)
- (7) O. M. Amana : ASME 79-GT-27 (1979)
- (8) Metzger, D. E., Carper, H. J., and Swank, L. R. : J. Engr Power Vol. 93, 157-163 (1968)
- (9) R. J. Goldstein : Advances in Heat Transfer Vol. 13 (1977)
- (10) R. A. Seban, and L. H. Back : ASME J. Heat Transfer Vol. 84 (1962)
- (11) J. P. Hartnett, R. C. Birkebak, and E. R. G. Eckert, : ASME J. Heat Transfer, Vol. 84 (1962)
- (12) E. R. G. Eckert, R. J. Goldstein, and D. R. Pedersen, : J. Aircraft, Vol. 8, No. 1 (1971)
- (13) Goldstein, R. J., and Haji-Sheikh, A., : Heat and Mass Transfer, Thermal Stress, Vol. 1, Paper No. 125, Abs of Papers, Japan Soc. of Mech Engineers 1967 Semi-Int'l Symp. Tokyo (1967)

- (14) Eckert, E.R.G., : AGARD -CP-73-71 (1971)
- (15) Stollery, J.L., and El-Ehwany, A.A.M. : Int. J. of Heat Mass Transfer, Vol. 8 No. 1 (1965)
- (16) D.K. Mukherjee : Trans. ASME, J. Eng. Power, Vol. 101 (1976)
- (17) Papell, S.S., : NASA TND-299 (1960)
- (18) R.J. Goldstein, E.R.G. Eckert, and J.W. Ramsey, : Trans. ASME, J. Engr. Power Vol. 90 p. 384 (1968)
- (19) Goldstein, R.J., Eckert, E.R.G., Eriksen, V.L., and Ramsey, J.W. : Israel J. of Tech. Vol. 8, No. 2 (1970)
- (20) Ito, S., Goldstein, R.J., and Eckert, E.R.G., J. : Engr. Power, Vol. 100 p. 476 (1978)
- (21) K. Kadotani, and R.J. Goldstein, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 101, p. 298 (1979)
- (22) R.J. Goldstein, and T. Yoshida, : ASME Paper No. 81-HT-38 (1981)
- (23) 佐々木誠, 高原北雄, 熊谷隆王 : 航技研報告 TR-371 (1974)
- (24) R.P. Dring, M.F. Blair, and H.D. Jnslyn, : ASME Paper No. 79-GT-32
- (25) F.E. Faulkner, : NASA CR-120882 (1971)
- (26) Hartnett, J.P., Birkebak, R.C., and Eckert, E.R.G. : Int. Dev. in Heat Transfer, Paper No. 81 (1961)
- (27) Sakata, K., Usui, H., and Takahara, K., : ASME Paper No. 78-GT-21 (1978)
- (28) H. Hempel, R. Friedrich, and S. Wittig, : ASME Paper No. 80-GT-37 (1980)
- (29) Bayley, F.J. and Turner, A.B., : The Aeronautical Journal Vol. 72, p. 1087 (1968)
- (30) Andrews, S.J., Odgen, H. and Marshall J., : A.R.C. T.R.C.P. 267 (1956)
- (31) M. Sasaki, K. Takahara, T. Kumagai, and M. Hamano, : J. Engr. Power, Vol. 101, No. 1 p. 101 (1979)
- (32) Sellers, J.P., Jr., : AIAA Jour. Vol. 1, No. 9, p. 2154 (1963)
- (33) J.F. Muska, R.W. Fish, and M. Suo, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 98, p. 457 (1976)
- (34) M.E. Crawford, W.M. Kays, and R.J. Moffat, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 102, p. 1000 (1980)
- (35) 全上 : ASME Paper No. 80-GT-44 (1980)
- (36) 全上 : NASA CR-2786 (1976)
- (37) S.V. Patankar and D.B. Spalding, : Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 10, p. 1389 (1967)
- (38) Crawford, M.E. and Kays, W.M., : NASA Rep. CR-2742 (1976)
- (39) Bergeles, G., Gosman, A.D., and Launder, B.E., : ASME Jour. Heat Transfer, Vol. 98, p. 379 (1976)
- (40) 全上 : Numerical Heat Transfer, Vol. 1, p. 217 (1978)
- (41) Patankar, S.V., Basu, D.K. and Alpay, S.A., : ASME Jour. of Fluids Engineering, Vol. 99, p. 758 (1977)
- (42) H. Martin, : Advances in Heat Transfer, Vol. 13 (1977)
- (43) D.M. Kercher, and W. Tabakoff, : ASME Paper No. 69-GT-4 (1969)
- (44) D.E. Metzger, and R.J. Korstad, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 94, p. 35 (1972)
- (45) B.R. Hollworth, and L. Dagan, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 102 p. 994 (1980)
- (46) R.E. Chupp, H.E. Helms, P.W. McFadden, and T.R. Brown, : J. Aircraft, Vol. 6, No. 3, p. 203 (1969)
- (47) D.E. Metzger, T. Yamashita, and C.W. Jenkins, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 91 p. 149 (1969)
- (48) D.E. Metzger, R.T. Baltzer, and C.W. Jenkins, : ASME Paper No. 72-GT-7 (1972)
- (49) W. Tabakoff, and W. Clevenger, : Trans. ASME, J. Engr. Power, Vol. 94, p. 51 (1972)

技術論文

電気式デミスタの研究

福井工業大学 井口 泉
防衛大学校 鶴野 省三
防衛庁海上自衛隊第2術科学校 白竹 盟二
防衛庁(三井造船KK(玉野)に出向中) 橋本 正樹
防衛庁技術研究本部第4研究所 鈴木 正俊

1. 諸 言

ガスタービンの実用性、耐久性の向上に伴い、ガスタービンを海上で使用する例(艦艇、ホバークラフト、発電船、海底油用採油動力源など)が増えつつある。しかしながらガスタービンを海上で使用する場合は吸入空気中に含まれる塩分が圧縮機翼、燃焼器、タービン翼などに各種の悪影響を及ぼすようになり⁽¹⁾、それゆえ吸入空気中の塩分除去が必要である。今日この塩分除去対策としてはイナーシャ形とパット形のデミスタが使われており、多くの場合これらを組合せたものが圧縮機入口に設置される。⁽²⁾⁻⁽³⁾ しかしこれらのデミスタは吸入空気流速を増加させると塩分除去性能が低下したり、圧力損失が増加する。それゆえ通常は流路断面を大きくとる必要がある。

本研究ではこのような現用デミスタの難点を改善する一つの試みとして電気集塵方式による電気式デミスタの可能性について検討したものである。本研究で用いた方法は空気流路内に負コロナ放電を行い、塩分液滴を荷電させ電界力によってこれを空気流と分離させるものである。塩分分離性能の測定は吸光光度法⁽⁴⁾および塩分重量測定による方法を用いて行ったが、同時に水滴粒子の写真観察を行い電界力付与に伴う塩分分離の進行状態を調べた。実験結果は静電理論に基づき考察し、塩分分離機構について検討した。

(昭和55年5月30日原稿受付)

2. 記 号

d_0 \bar{d}_0 : 粒子直径、平均粒子径(μm)
 E_P : 電界強度(V/m)
 i : 放電電流値(mA/m)
 L : デミスタ電極長さ(mm)
 \hat{L} : 荷電粒子が管壁に到達するまでに移動する軸方向距離(mm)
 n : 全粒子数
 P : 定数 = $3\epsilon_s / (\epsilon_s + 2)$
 R : 電極間距離(mm)
 U : 空気流速(m/s)
 V : 印加電圧(kV)
 V_P : 粒子の電極間移動速度(m/s)
 W_E : 電界力を付与した場合のデミスタ捕集塩分量($\%$)
 W_0 : 電界力を付与しない場合のデミスタ捕集塩分量($\%$)
 W_{in} : ノズル噴射時の塩分量($\%$)
 β : 式(7)で定義されるパラメタ
 ϵ_0 : 真空の誘電率 = $8.854 \times 10^{-12} F/m$
 ζ : 塩分分離効率
 η : 空気の粘性係数($kg/s \cdot m$)
 r : 塩水の比重
 r_w : 純水の比重
 τ : デミスタ内通過時間 = L/U

3. 実験装置

実験装置の概要を図1に示す。デミスタ本体は長さ(電極長さ) $L = 1000mm$ 、内径(電極間距離

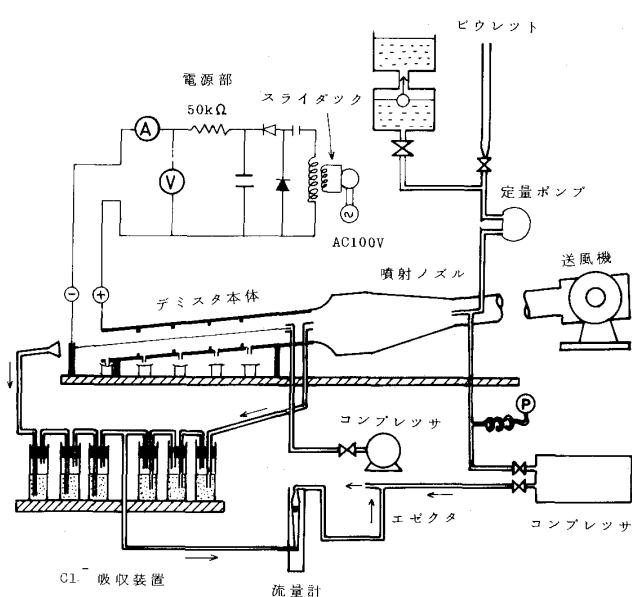


図1 実験装置

R) 2 R=75mmの真ちゅう管で、管中心部に0.4 mmφのすずめつき銅線をはってある。塩分を含んだミストは噴射ノズルから吹出した水滴粒子群を送風機より送られてくる空気流で混合して作るが、半径方向のミスト分布がデミスタ入口部で均一になるよう空気流路（噴射ノズルよりデミスタ入口まで）は約2mとした。塩水の噴射量は定量ポンプで制御し、ビュレットは定量ポンプの送水量を測定するものである。試料に供した塩水は蒸留水1ℓ中に純塩28.29gを溶解させたものである。噴射ノズルからの塩水噴射量は海上における塩分濃度のほど最高値にあたる10~15重量ppmになるよう10~30cc/min（空気流量3.18~9.53kg/min）の範囲で行った。なおこのようにして作られたミストの大部分はデミスタ入口に到る間に管壁に付着し、その残りが10~15ppmになる。デミスタはスライダック、トランス、コンデンサと整流器からなる電源装置によって得た直流0~26kVを真ちゅう管に陽極を、すずめっさ銅線に陰極を結線し、管内に負コロナ放電状態を作り、塩分を含んだ水滴が負イオンに荷電し陽極である管壁に移動付着するようにしてある。ここで上流側の電極端子は図の如くコンプレッサと直結してあるが、これは電極端子への塩分付着防止装置である。

デミスタにより捕集された塩分は吸光光度法⁽⁴⁾

と塩分重量測定法（デミスタ管壁に付着した塩水の重量を直接測定する方法）を用いて測定し、デミスタにおける塩分分離効率は（以下分離効率と云う）で表わす。吸光光度法では図2に示すようにデミスタ入口と出力で吸入した空気をCl⁻吸収装置を通過させ、空気中の塩分を蒸留水中に吸収することによって測定試料を作る。この試料を分光分析器にかけ試料中に含まれる塩分量を[Cl⁻]濃度（重量ppm）で測定し、次式よりζを求めた。

$$\zeta = \frac{[Cl^-]_{in} - [Cl^-]_{out}}{[Cl^-]_{in}} \quad (1)$$

[Cl⁻]は濃度を示し、添字in, outは入口と出口を指す。なおCl⁻吸収装置に吸収される空気量は1回当たり150ℓとした。

塩分重量測定法は吸光光度法の測定値を検証するために試みたものである。この場合は測定上の都合から噴射ノズルを電極端子の下流側に置いた。この理由は本測定法では塩水の重量や比重の測定が必要であるため、測定に十分な塩水を捕集する必要があるからである。この装置変更に伴いζは次式で求めた。

$$\zeta = \frac{W_E - W_o}{W_{in} - W_o} \times 100 (\%) \quad (2)$$

上式は電界を付与した場合のデミスタ捕集塩分量と空気中の塩分量の比である。ここでW_o, W_Eはデミスタで捕集した塩水の体積が純水の体積と殆ど変わらないとすれば、比重測定結果を用いて次式より得られる。

$$W_E \text{ (または } W_o \text{)} = W (r - r_w) \quad (3)$$

式(1)と(2)には前者が電界のみならず気流の乱れにより付着した塩分量を含むのに対し、後者は電界のみによって分離されたものであるという相違がある。

本実験の電界強度の範囲はE_p=2.7~6×10⁵V/m（印加電圧にしてV=7~24kV）である。これ以上になると火花放電が発生し、E_pには上限がある。

これら測定結果の検討やζと粒径の関係を検討するためには残痕法による粒子の写真観察を試みた。この方法はガラス板上にマグネシウム薄膜を作り、これに水滴を付着させ、その残痕を光学顕微鏡で

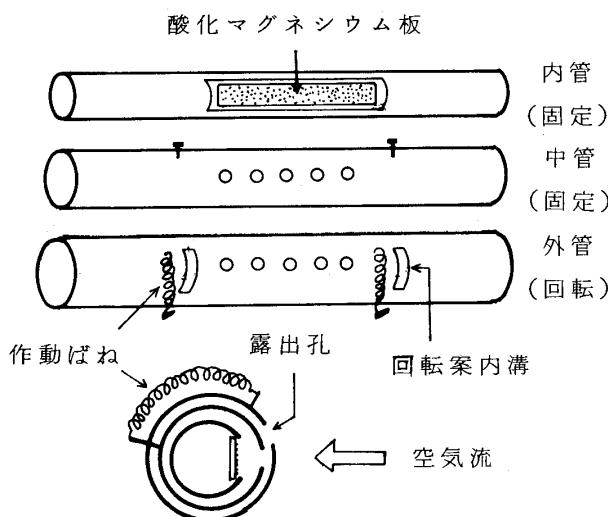


図2 水滴粒子採取装置

写真撮影するものである。水滴の採取は図2の如き三重管を作り、内管にマグネシウム板をとりつけ、中管と外管には20mm間隔で直径5mmの露出孔を5箇所設けた。水滴粒子は中管と外管の孔が重り合った時のみマグネシウム膜上に到達できるようにしてし、外管を回転させるばねの強さを調節することにより露出時間をかえた。粒径は写真上の残痕粒子径をMay⁽⁶⁾の方法により補正して求め、さらにその粒径を5μm間に分類し、それぞれの粒数を数えて次式より平均粒径 \bar{d}_o を求めた。⁽⁷⁾

$$\bar{d}_o = \frac{\sum d_o^3 \Delta n}{\sum d_o^2 \Delta n} \quad (3)$$

Δn は5μmの帶に含まれる粒子の数である。

4. 実験結果と考察

4-1 塩分分離効率 実験は気流中の塩分濃度をほぼ一定に保ちUを変化させて行った。図3はその測定結果を $\eta - E_p$ の関係で整理したものである。ここで τ は気流のデミスタ内通過時間で次式で表わされるものである。

$$\tau = \frac{L}{U} \quad (\text{s}) \quad (4)$$

実線は吸光光度法による測定結果($\tau = 0.033$, 0.05, 0.1sの場合)、破線は塩分重量測定法による結果($\tau = 0.033$ sの場合)である。図によると η は E_p の増加につれて急速に増加し、 $E_p \approx 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ 付近で最高値に達し一定値に落ち着

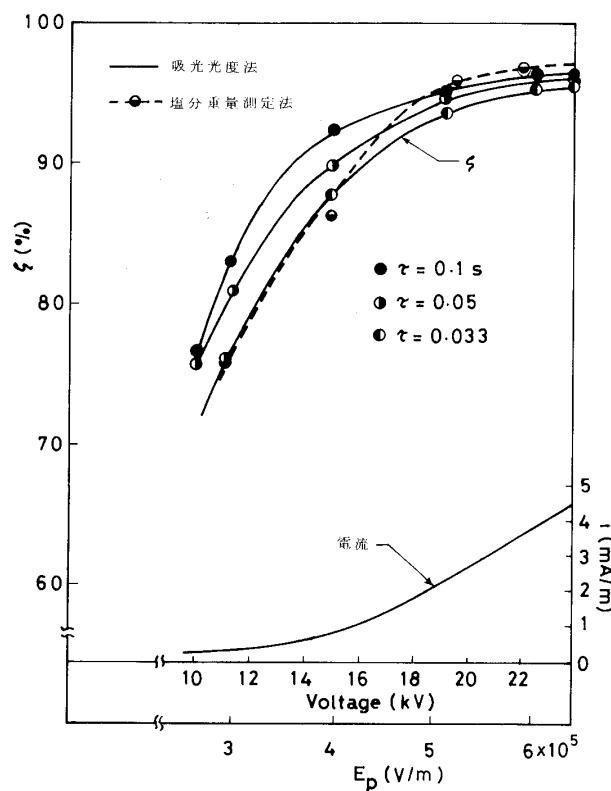


図3 塩分分離効率

く。 τ の影響は E_p が大きくなるにつれ減少し、電気式デミスタにおいては電界の作用が支配的であることを示している。塩分重量測定法の結果は前者と良く合うが、 $E_p > 4 \times 10^5 \text{ V/m}$ の領域においてやゝ差異が見られる。この差異は実験装置や η の定義の相異、比重計の精度($\pm 4\%$)などによると思われるが、最高効率に見られる差異は前者の場合においてデミスタ入口部のミスト濃度が均一になり切らず幾らか不均一さが残っていることを示すものではないかと考えている。放電電流値 i は E_p に依存するが、この関係は本実験を通してほぼ同じであった。

図4は在来形デミスタと供試デミスタの塩分分離特性を比較したものである。図によると在来形はUの影響を受けやすく、かつ圧力損失 ΔP も大きいことがわかる。すなわちパッド形では $U > 7 \text{ m/s}$ において $\eta = 98\%$ と高い効率を示すが、 $U > 10 \text{ m/s}$ では下降線を描いている。イナーシャ形の場合は前者の場合よりさらにUの影響が顕著で、 $U \approx 10 \text{ m/s}$ のごく狭い範囲で $\eta = 70\%$ とな

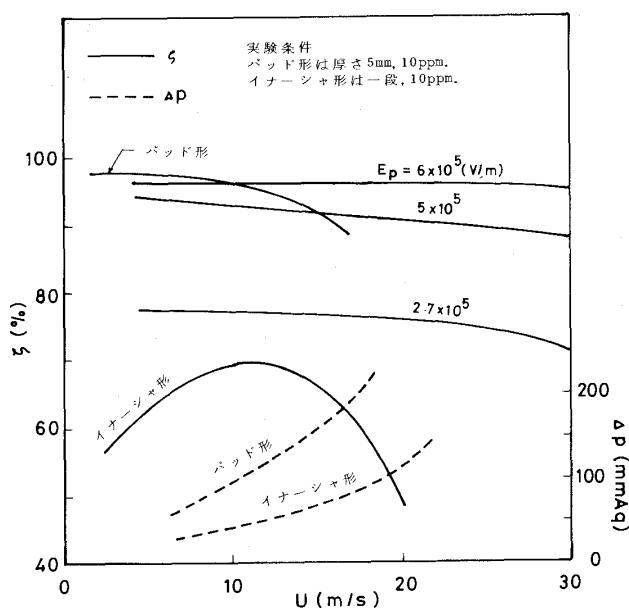


図4 在来型デミスタとの比較

る以外は η は低い。 ΔP に関してはいずれも U の増加と共に急激に増加し、 $U > 10 \text{ m/s}$ ではそれがさらに顕著になる。これに対し供試デミスタの場合は U の影響が小さく、 $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ の場合においては $U = 10 \text{ m/s}$ と 30 m/s との差は1%である。また ΔP は円管の場合とほど同じであり、本実験例では $U = 10 \text{ m/s}$ で $\Delta P \approx 1 \text{ mm Hg}$ である。以上の結果から在来形は U の小なるところでは有効であるが、それゆえに流路断面は大きくとらざるを得ないことを示している。

4-2 塩分分離機構とパラメタの検討 供試デミスタはデミスタに流入する塩分粒子を負イオンで荷電させ、イオンのモビリティによって粒子を陽極である管壁へ移動付着させるものである。こゝで電界中の i は流入してくる塩分粒子群を荷電させるに必要な電気量に比べて通常圧倒的に多く、本試験の場合でも $2000 \sim 40000$ 倍の電気量がある。それゆえこゝではとりあえず流入してくる塩分粒子群は短時間で最終荷電量近くまで荷電されると見做して考察を行う。静電理論⁽⁵⁾によれば最終荷電量まで荷電した粒子は次式で示すような電極間移動速度をもつ。

$$V_p = \frac{\epsilon_0 p}{3\eta} \frac{E_p^2 d_o}{(5)}$$

したがって U なる速度をもつ気流中の粒子が電極間を V_p で移動するとき、 R の移動に伴う管軸方向の移動距離 \hat{L} は次のようになる。

$$\hat{L} = \frac{R}{V_p} \cdot U \quad (6)$$

こゝで V_p は式(5)からわかるように d_o と E_p に依存する量であるので、デミスタ内の塩分粒子群のように d_o が一樣でない場合は個々の塩分粒子の d_o に応じた \hat{L} が存在することになる。こゝで $\hat{L} > L$ であるような塩分粒子の場合はその大部分がデミスタの外に飛び出し、逆に $\hat{L} < L$ のような粒子群の場合は捕集される。それゆえ \hat{L} は粒子の捕集性を示す尺度と見ることができる。デミスタでは \hat{L} と R は装置自体の寸法であるので、式(6)において \hat{L} を L に置くと塩分分離に必要なデミスタの L と R を与えるものとなる。いま \hat{L} を L と置いた式(6)を変形し、次のような量 β を導く。

$$\beta = \frac{L}{U} \cdot \frac{V_p}{R} = \frac{\tau}{\tau_R} \quad (7)$$

この β は気流のデミスタ通過時間 τ と塩分粒子の電極間移動に要する時間 τ_R の比である。それゆえ粒子の荷電時間や流動状態の影響を考慮しなければ、 $\tau > \tau_R$ で塩分はすべてデミスタに捕集されることになる。また V_p は d_o と E_p に関係した量であるので、 β はデミスタで捕集可能な粒子の d_o と E_p 、 U 、 L 、 R の関係を与える。したがって β はデミスタの塩分分離能力を表わす量と見做すことができる。

図5は本実験における β によって整理したものである。 β の計算に際しては L と R は装置寸法を与える、 U 、 V_p は実験条件である。但し V_p は実験条件 E_p 、 η を用いて式(5)より計算して求めるもので、こゝで d_o は式(5)が適用可能⁽⁵⁾な最小粒径 $d_o = 2 \mu\text{m}$ を代表寸法とした。図において $E_p = \text{一定}$ の曲線は式(5)の関係から粒子群の代表電極間速度 V_p 一定に対応する。したがって E_p の増加に伴い β が増加したり、こゝにおける τ の影響が減少するのは E_p の増加に伴って粒子の電極間移動速度 V_p が大きくなるからであることが理解できる。なお図5は特定の寸法のモデルに対する実験結果ではあるが、 L と R に関して式(7)の関係に従う相似関係がある程度成り立つと考えている。

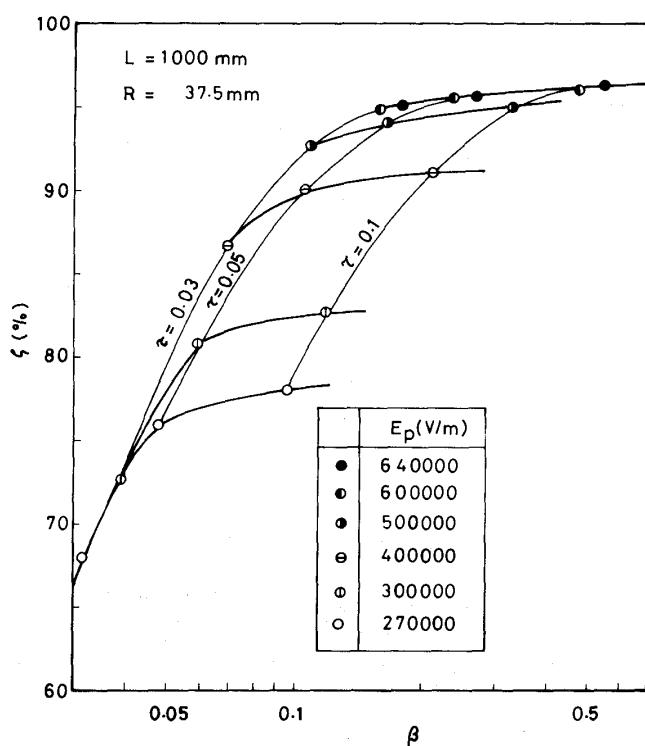
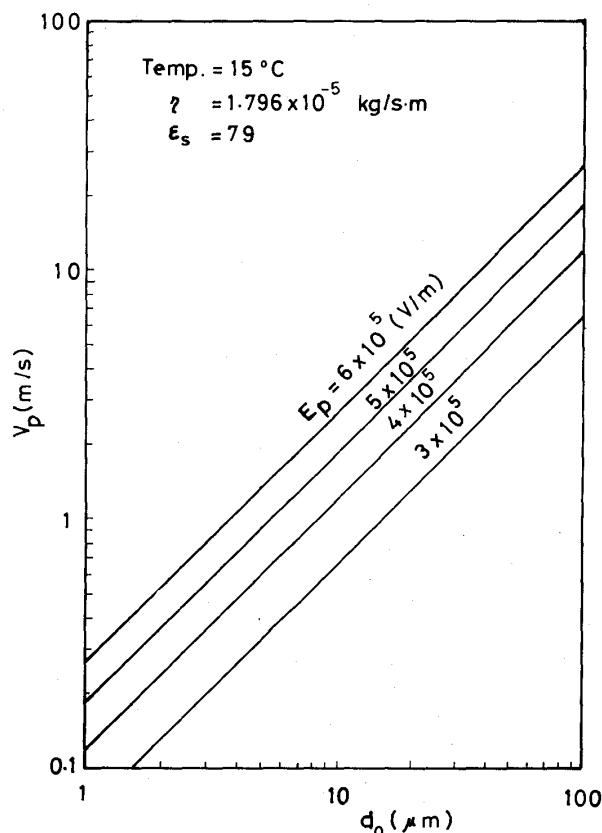
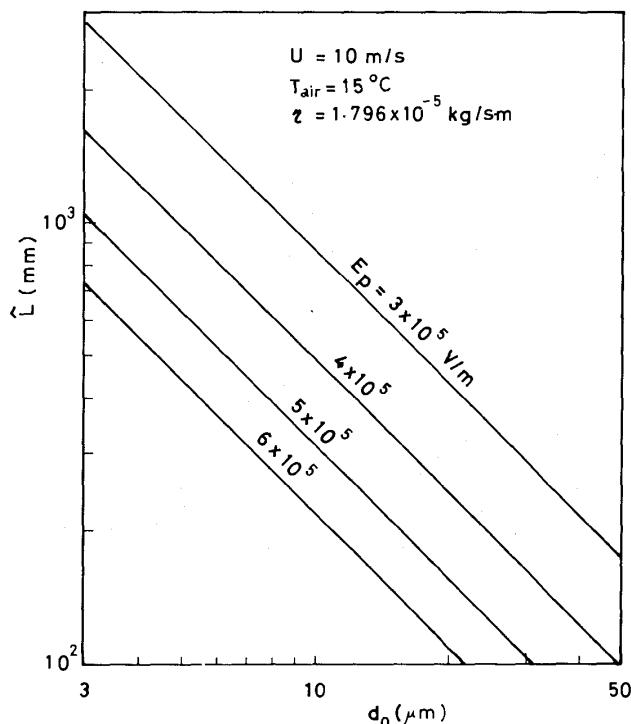
図5 ζ の無次元量による整理

図6は式(5)より計算した V_p を示したものである。図7はその V_p を基礎として $U = 10 \text{ m/s}$ の場に $R = 37.5 \text{ mm}$ の電極間距離を粒子が移動するに要する距離 \hat{L} を示したものである。図7においては粒子の荷電時間を無視してあるが、これにより各 E_p に対して捕集可能な最小粒径がわかる。ここで捕集可能な最小粒径以上の塩分が仮りにすべて捕集できると仮定すれば、静電学的な最高分離効率が推定できる。計算例として $E_p = 3 \times 10^5 \text{ V/m}$ と $6 \times 10^5 \text{ V/m}$ の各々 $\tau = 0.1 \text{ s}$ の場合に対して次節で述べるような推算法により推定分離効率を求めると、前者で $\zeta \approx 97\%$ 、後者で $\zeta = 99\%$ となる。この計算結果によると $E_p = 3 \times 10^5 \text{ V/m}$ の場合でも ζ は非常に高く、電気式デミスターの塩分分離能力が大きいように見えるが、実験値は図3の如く低く($\zeta \approx 80\%$)両者の差異は大きい。この差の理由としては計算に際して(i)粒子の荷電時間を無視したこと、(ii)図7より求めた未捕集粒子径は E_p の小なる領域では実験と一致しない(実験では計算で想定する状態より大きな粒子が未捕集となる)、などが考えられる。これらは換言す

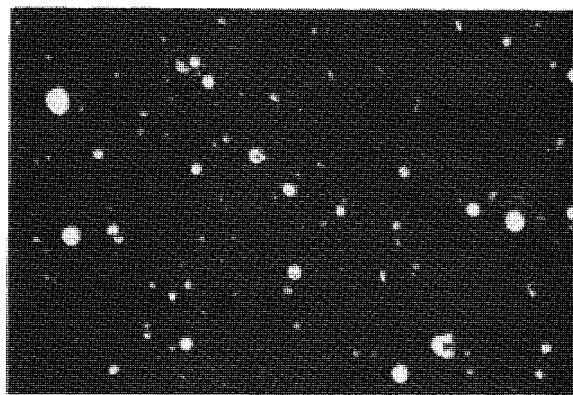
図6 式(5)から求めた V_p 図7 式(6)より求めた \hat{L}

れば電界力の低下は放電電流 i の減少を伴う(図3)ためミスト濃度の影響が現われることを意味し、それ故 E_p の小なる領域に対しては静電理論による予測が困難であることを示している。 $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ の場合は計算値と実験値の差は3%とよく一致し、こゝではミスト濃度の影響が無視できる程度であろうと思われる。なお実験値 $\eta_{\max} = 96\%$ は後述するように実際の効率より低いものと考えている。

4-3 水滴粒子の顕微鏡観察

本節においては粒子観察結果を用いて捕集される粒径と分離効率の関係や写真観察からのとの推算の試みについて述べる。

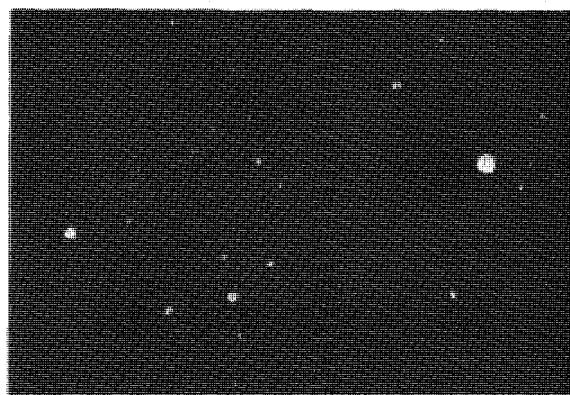
図8は $U = 20 \text{ m/s}$ の場合においてデミスタ出口でマグネシウム膜上に捕捉された粒子残痕の顕微鏡写真である。図8-(a)は $E_p = 0 \text{ V/m}$ の場合、(b)～(d)は $E_p > 0 \text{ V/m}$ の場合である。(a)は電界が付与されていない場合であるので、様々な大きさの粒子が数多く付着している。(b)は $E_p = 2.6 \times 10^5 \text{ V/m}$ の場合で、電界強度は大きくはないが(a)に比して粒子数は減少し、粒径も小さくなっている。(c)は $E_p = 3.7 \times 10^5 \text{ V/m}$ 、(d)は $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ の場合であるが、 E_p の増加と共に粒子数、粒径ともに減少し、(d)では粒子残痕は見られない。こ



(a)

 $E_p = 0 \text{ V/m}$

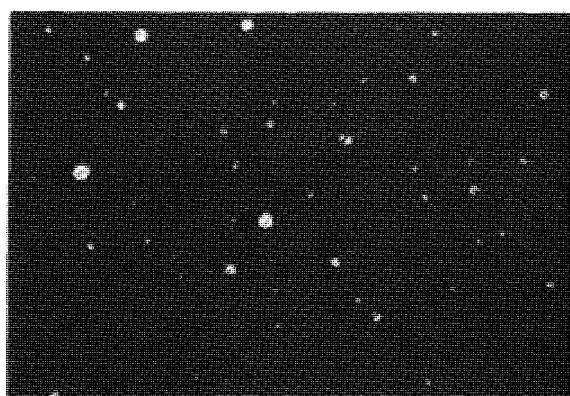
露出時間 0.2秒



(c)

 $E_p = 3.7 \times 10^5 \text{ V/m}$

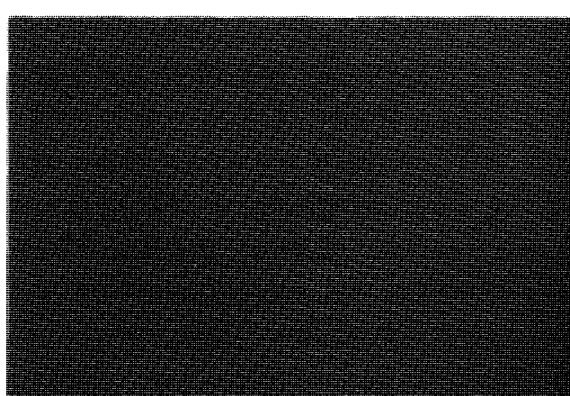
露出時間 1秒



(b)

 $E_p = 2.6 \times 10^5 \text{ V/m}$

露出時間 2秒



(d)

 $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$

露出時間 3秒

図8 粒子残痕の写真

のように電気式デミスタによる塩分分離は E_p の増加につれ粒径の大なるものから小なるものへと移っていくが、これは図6、7の計算値の傾向に定性的に一致するものである。しかし(b), (c)に見られるやゝ大きな粒子 $d_o = 20 \sim 35 \mu\text{m}$ は図7によれば $\bar{L} = 300 \sim 600 \text{ mm}$ にあたるものであるので捕集されるべきものではあるが、 E_p が小さい場合には未捕集粒子として残るものもあることを示している。

図9は写真結果からごく未捕集粒子の平均径 \bar{d}_o の関係を示したものである。図は各々に対して対応する \bar{d}_o 。以上の粒子群がデミスタで捕集されることを意味している。図において最小粒径 \bar{d}_o が $5 \mu\text{m}$ となっているのはマグネシウム粒子径が $3 \sim 5 \mu\text{m}$ であるので、 $d_o < 5 \mu\text{m}$ の粒子は識別できないことによる。なお本実験の \bar{d}_o は $\bar{d}_o = 13 \sim 16 \mu\text{m}$ である。

次に図8を用いてごくの推算を試みる。写真によると $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ では $d_o > 5 \mu\text{m}$ の粒子はすべて捕集されているように思われるが、こゝでは $d_o > 5 \mu\text{m}$ の粒子は全部捕集され、それ以下は全部残留すると仮定する。この推算にはミストの粒度分布が必要であるが、こゝでは抜山、棚沢⁽⁷⁾の式を用い粒度分布を仮定する。抜山らの式は次

に示すものである。

$$\Delta n = \frac{6}{\pi} z b \frac{(y+4)}{z} \frac{W_N}{\Gamma\{(y+4)/z\}} \times$$

$$d_o^y \exp(-b d_o^z) \Delta d_o \quad (8)$$

$$n = \frac{6}{\pi} b^{\frac{3}{z}} \frac{\Gamma\{(y+1)/z\}}{\Gamma\{(y+4)/z\}} W_N \quad (9)$$

こゝで n は総粒子数、 Δn は $(d_o - \Delta d_o/2)$ と $(d_o + \Delta d_o/2)$ の間にある粒数、 W_N はミスト中の塩水量 ($\mu\text{m}^3/\text{s}$) であり、 b , y , z は定数である。本報では抜山らにならって(ミストの量が空気流量に比して著しく小さい場合であるので) $y = 2$, $z = 1$ とし、 $b = 2/\text{dom}$ (dom は粒度分布の極大値に対応する d_o の値)、 $\Delta d_o = 1 \mu\text{m}$ とした。粒度分布は図10に示すように $\bar{d}_o = 15$ と $22 \mu\text{m}$ に対して求めたが、 $d_o = 15 \mu\text{m}$ は本実験の場合に対応するものである。計算結果によれば $\bar{d}_o = 15 \mu\text{m}$ の場合は $d_o \leq 5 \mu\text{m}$ の粒子は全体の 7.6 % に達するが、粒子群の形状と仮定してこの重量を求めるとき全体の 1 % になる。それゆえ $\bar{d}_o = 15 \mu\text{m}$ となる。 $\bar{d}_o = 22 \mu\text{m}$ の場合も同様に計算すると $\bar{d}_o = 9.9.9 \%$ が得られる。

これらの結果は実験における \bar{d}_{max} より約 3 % 大きいが、これは前述したように実験中に生じる

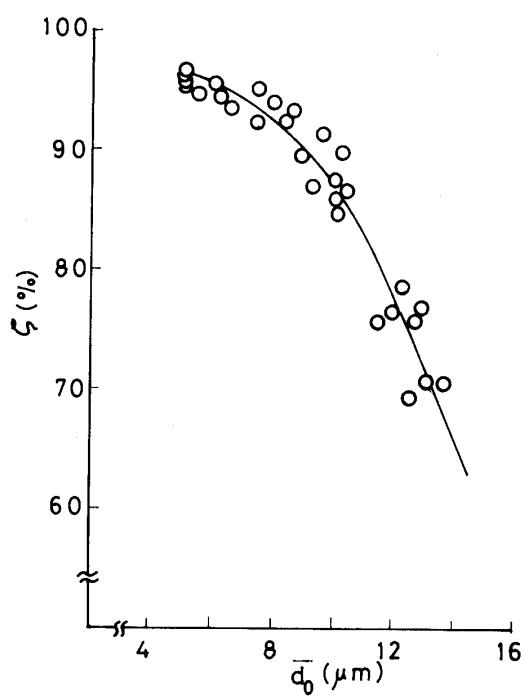


図9 塩分分離効率と未捕集粒子径の関係

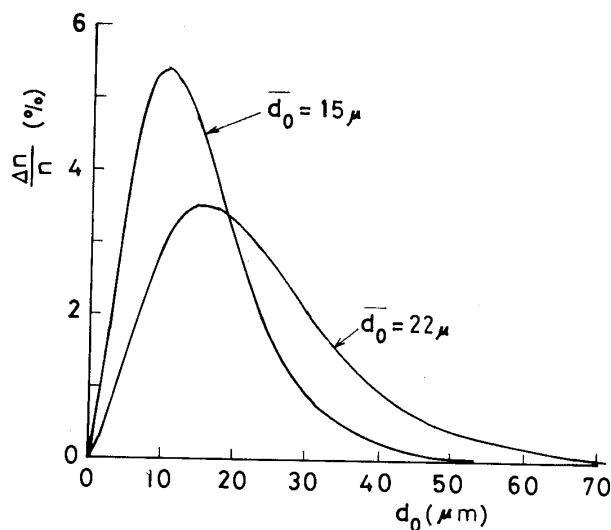


図10 水滴粒子の粒度分布

火花放電やミスト分布の非一様性（デミスタ入口部）などに加えてこの推算に際して用いた幾つかの仮定に原因するものと思われる。なお著者らは図8-(d)において見られるように $E_p = 6 \times 10^5 \text{ V/m}$ 付近における写真結果において粒子残痕が見られないところから、電気式デミスタの ζ_{max} は吸光度法による測定値よりもやゝ大きい値になっているのではないかと考えている。この点については今後さらに検討を加えたいと考えている。

5. 結 言

本報では電気式デミスタを試作し、その塩分分離実験を行ない、(1) $\zeta - E_p$ の関係を明らかにし、(2) この関係をさらに静電理論から導出した β により整理し、(3) 電気式デミスタの塩分分離特性を静電理論との関連において検討し、加えて(4) 粒子残痕の写真観察から電界付与に伴う塩分分離現象の進行状態を示し、併せて(5) 写真結果による ζ の推算を試みた。その結果電気式デミスタの塩分分離特性の一般的傾向と塩分分離能力についての知見を得ることができたと考えているが、デミスタの形状、寸法に起因する流体力学的效果、ミスト濃度の影響、限界分離効率の確認などについては今後に残された。これらについては引き続き検討を加

えていきたいと考えている。

終りにあたり本研究を進めるにあたり電気的技術、静電理論などに関し数多くの御討論と御指導を戴いた防衛大学校電気工学教室、藤本良三教授に対し深甚の謝意を表わすものです。

文 献

- (1) 日本技術経済センタ編、ガスタービン利用技術総合資料集（下巻）（昭51）pp. 209～212.
- (2) 同 上 pp. 237～239.
- (3) 飯島、石田ほか2名、防衛庁技術研究本部IHII依託研究資料「デミスタパッドの性能試験」（1968）
- (4) 日本化学会編、実験化学講座、（昭32），55，丸善
- (5) 高分子学会編、静電気ハンドブック、（昭42），445～471，地人書館
- (6) May, K.R., J. Scientific Instrument, Vol. 27, (1950), 128～130.
- (7) 抜山、棚沢、日本機械学会誌、40-234、など
本報では「熱 抜山四郎論文集」（昭44），141～209，養賢堂を参照）
- (8) Hewitt, G.W., AIEE Trans. Pt. 1, 76-31, (1957) 300～306.
- (9) 日本機械学会編、機械工学便覧（第5版），（昭43），13～57，日本機械学会。

●研究だより・●

大阪府立大学航空工学科航空原動機講座

大阪府立大学工学部航空工学科 沢 田 照 夫

大阪府立大学工学部航空工学科は昭和35年に設立された5講座編成の学科で、第4講座が航空原動機を担当しており、したがって航空用ガスタービンが主要な研究分野である。

数年前までは出力60馬力の2軸式実験用ガスタービンを用いた動特性、特に遷移過程における排ガス成分の変化や、実機におけるNO_x生成過程などに関する実験などを主体として研究を進めて来たが、大阪府の財政悪化にともなう研究費の目減りが大きく、新しい実験設備や測定器具の整備が思うに任せず、研究の重点はコンピューターによる数値解析に移りつつある。

目下の研究テーマの一つは水素燃料の利用に関するものであり、その第一歩として液体水素のもつ低温エクセルギの有効利用を考え、予冷式ガスタービンサークルの解析を行なって来た。その結果、この方法によって低温エクセルギの15~20%が有効仕事に変換されることが明らかになるとともに、比出力の増大、外気温度の影響の低下などの利点のあることが判明した。低温エクセルギの利用度が低いのは、液体水素が極低温であるため、予冷器におけるエクセルギ損失が大きいためである。さらに低温エクセルギの利用度を向上させるには低温領域で作動する補助サイクルの導入が必要であり、ヘリウムを作業物質とするガスタービンサイクルとの複合サイクルを考え、解析を進めるとともに、蒸気タービンとの複合を検討している。

航空機への水素燃料の利用も近い将来において実現の可能性が増大している。ジェット・エンジンにおいて吸気を冷却することは不可能ではない

が、技術的には問題が多い。むしろホット・セクションを冷却することにより、タービン入口温度の上昇が考えられる、この場合水素ガスによるノズル羽根の冷却は検討に値すると思われる。

以上の様な考察を踏まえて、現時点では空冷式タービン段を持つターボファンエンジンの冷却空気量とエンジン性能の関係を、バイパス比、ファン圧力比などをパラメータとして検討している。空冷タービン羽根に対する研究はすでに多数行なわれておらず、その実用化も進んでいるが、空冷タービン段に対する熱力学的解析、ならびに冷却空気量とエンジン性能、熱効率、推進効率、燃料消費率などの関係を総括的に解析した例は極めて少ない。この研究ではこれまでに行なわれた各種の実験結果に基づき、冷却効率と冷却空気量の関係を与えることによって、与えられた運航状態に対する最適条件を求めるとともに、空冷タービン段に対する段効率の定義を明確にすることを目的としている。

水素燃料は将来の問題であるが、現実の問題としては各種の分野における省エネルギーがあり、航空機において多くの方法が採用されている。省エネルギーを進めるためには、現用の航空機において、燃料のもつエクセルギが機体およびエンジンの各部分においてどれだけが消費され、どれだけが有効仕事に変換されているかを明確にする必要がある。目下準備を進めている研究課題はエクセルギ概念に基づく航空機における損失分布の定量化であり、省エネルギーに対する基礎資料の製作である。エクセルギ損失は各部分における作動流体のエントロピー変化から求められるため、エンジンに対しては各部の要素効率、機体に対しては各部分の抵抗係数などが必要となるが、これらの

(昭和56年8月4日原稿受付)

資料の集収はそれ程容易ではなく、プロペラ機からSSTにいたる各種の航空機に対する設計資料や運航資料を集積することが現時点での仕事となっている。なおこの研究には航空機力学も関係するため、第3講座に所属する研究者の参加を得て調査を進めている。

以上は主としてガスタービンの性能に関する分野であるが、環境問題に関連する排気中の汚染物質に関する研究も引き続き実施中であり、これまで小型ガスタービンを用いたアルコール系燃料の汚染物や大気中の湿度のNO_xの発生に対する影響などを調査して来た。今後の課題はLNGを燃料として使用した場合の汚染物であり、目下のところは予備実験としてモデル燃焼器を用いた測定によりNO_xの発生機構と濃度測定法の検討を行なっている。

なお航空エンジンの排ガスによる大気汚染に関しては、数年来学外における共同研究に参加し、実機による排出汚染物指数の測定、ジェット噴流の初期拡散係数の決定、海上空港の沿岸に対する大気汚染のインパクトの予測手法の開発などを行なっている。

エネルギー関連としては、太陽熱利用のための簡易温水器の性能解析、沸騰型ヒートパイプにおける熱輸送機構の解明なども目下の研究課題である。

前途の航空機における損失分布の定量化はエクセルギの考察に基づいていることを述べたが、エクセルギそのものに関してもなお問題が残されており、特に冷凍機などへの応用に対する検討を行なっている。

戦争中に大学教育を受け、戦後の混乱期を経て1951年から大学に勤務し、いつの間にか30年の才月がすぎ去った、初期の10年間は軸流タービンの回転翼列実験を行なって来たが、手造りの装置や測定器具であったため、十分の成果は得られなかった。しかし一応この研究をまとめたあと、次の発展への構想を描いている時に1年間西独に滞在する機会にめぐまれ、やはり軸流タービンの実験を行なっていたAachen工科大学のDettmering教授の許ですごすことになった。ここで実験は装置、器具ともに数段に精巧であり、また手がけてみたいと考えていた回転羽根の圧力分布の測定もすでに実施しており、構想の変更を

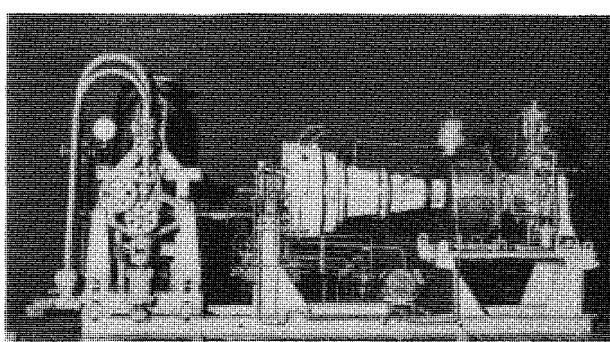
余義なくされた。このことがあって帰国後は可変ノズル付の半径流タービンの実験を行なうとともに、2軸式のガスタービン、すなわちガス発生機として消防用のガスタービンを使用し、フリータービンは可変ノズルの軸流タービンを計画した。しかし、可変ノズルは製作が困難であることから、固定ノズルに変更せざるを得なくなつた。

半径流タービンでは回転翼の圧力分布の測定なども行なうことにより、ノズル角度の変化とともにタービン特性を、制動特性まで含めて求めることができたが、軸流タービンに関しては可変ノズルの特性の実験は計画だけに終ってしまった。

この頃から航空機の排出ガスによる大気汚染が表面化したことでもあつて、上記のガスタービンを用いて汚染物質の発生機構の検討を行うことになった。

可変ノズル付タービンの研究は車両用動力としてのガスタービンの特性の解明を主な目的としたものであったが、十分に果すことができなかつた。しかし、汚染物に関する研究は大気汚染の分野で多少の貢献をすることになり、当初の計画とは異った結果になつた。

航空機用原動機として見事に発展したガスタービンも、他の分野では30年前に予想された程には実用化が進んでいない。特に自動車などへの応用に関しては前途多難のように思われる。速度型熱機関であるガスタービンは航空用に適しており、車両用にはなじまないとわり切ってしまえばそれまでであるが、再生器の改良などにより、実用化を期待するとともに、各種の複合サイクルを実現することにより、発電用などの分野においてもガスタービンの発展をはかりたいものである。



IGF 60 2軸式ガスタービン 出力 45 PS, 空気流量 0.9 Kg/s, 圧力比 2.7, ガスゼネ回転数 40,000 rpm, 出力タービン回転数 16,000 rpm

見聞記

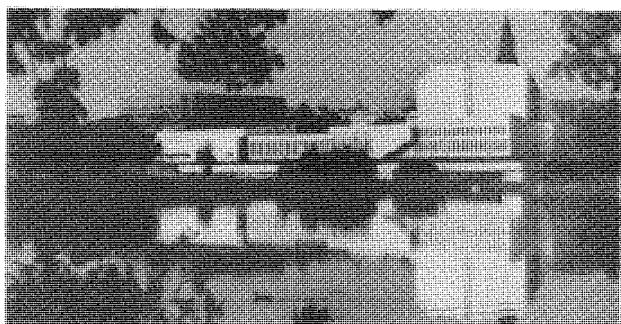
第14回CIMAC国際大会に出席して

株日立製作所 和田正倫

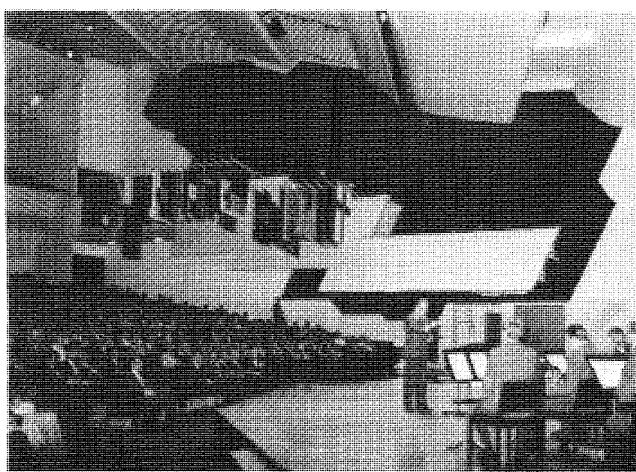
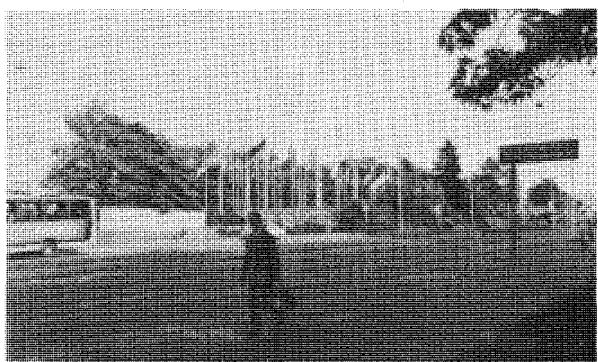
第14回CIMAC(Conseil International des Machines A Combustion)大会は1981年6月8日から11日迄の4日間フィンランドの首都ヘルシンキで開催された。

ヘルシンキは北緯60度、6月初めのこの時期は、春と夏が一時に訪れる最も美しい季節であり、この北国の人々にとっては真夏なのであった。空港から中心街迄のハイウェーの両側には黄色いタンポポが咲き乱れ、ライラックは強い風にあおられながら濃紫、紫、淡紫、白とたわわに花をつけている。我々にとっては薄地のコートを着ていてちょうどよい良いというまさに春なのであるが、各所で毎日のようにSummer Concertと銘打った屋外コンサートが開催され、又、ちょっと陽光が強まれば日本の夏よりももっと夏っぽい女性の姿が目につくといった北国の夏なのであった。そして白夜の季節である。夜中の一時でも空を流れる雲ははっきり見える。恐らく無理して廻った18番ホールよりよっぽど明かるい。時差で明け方いくら早く目がさめても窓の外はちゃんと明かるくなっているので、早く目がさめてしまった事に大して後悔を感じなくてすむ。従って余り時差を感じない。時差などというものは、早く目をさましてしまって、自分は睡眠不足だという意識の所産なのであって、多分に精神的なものらしいと、白夜に悟ったものであった。

さて、CIMAC大会の方であるが、6月8日午前10時から、フィンランドの通産大臣出席のもとにFinlandiaという立派な大ホールで開会式が行われた。参加人員731名というCIMACとしては、史上2番目の記録だそうで、国別にみても34



会場 Finlandia



開会式

(昭和56年8月13日原稿受付)

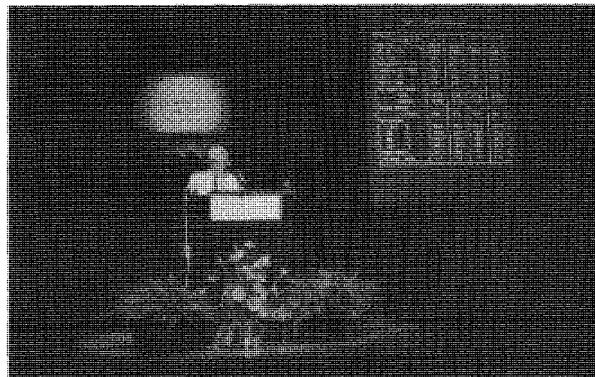
ケ国からの参加となっており、大変国際色豊かな内容となっている。日本からの参加者は37名、これは日本在住日本人の参加者数であり、外国駐在の方で参加された方も数名おられたようで予想以上に多数の方が参加しておられた。国別参加人員及び発表論文数を第1表に示します。Cameroon, Oman, Qatar, Saudi Arabia, Tahiti, 中国等参加者数はまだ少ないけれども参加国数は増えているようです。

発表論文の総数は95その内68論文がディーゼル関係でガスタービン関係は27論文と3分の

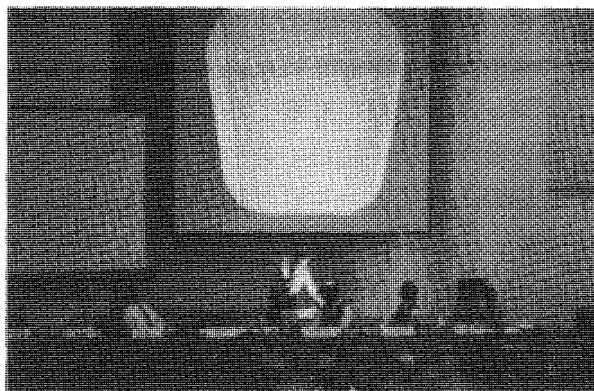
第1表 国別参加状況

No	国 名	参 加 人 員	論 文 数	
			ディーゼル	ガスタービン
1	Australia	3	1	
2	Austria	35	3	1
3	Bahrain	1		
4	Belgium	10		1
5	Brazil	1	1	
6	Cameroon	2		
7	Canada	7	1	
8	China	4	3.5	
9	Czechoslovakia	2	1	
10	Denmark	19	3	
11	Finland	104	3	
12	France	93	5	2
13	German Democratic Republic	2		
14	German Federal Republic	77	10	2
15	Great Britain	71	6	1.5
16	Hungary	5	2	
17	India	7		
18	Indonesia	1		1
19	Italy	20	3	1
20	Japan	37	7.5	5
21	Netherland	55	3	1.5
22	New Zealand	3		1
23	Norway	37	3	0.5
24	Oman	2		
25	Poland	1	1	
26	Qatar	1		
27	Saudi Arabia	1		
28	Spain	6		
29	Sweden	32	2	2
30	Switzerland	43	4.5	3
31	Tahiti	1		
32	Tunis	2		
33	USA	43	1.5	4.5
34	USSR	3	3	
合 計		731	68	27

備考：2国間共著の場合は1国当たり論文数0.5として計算した。



セッション風景



セッション風景

1以下でディーゼル側にウエートのある構成となつていて。論文の数の上では日本が一番多い。

論文の発表はFinlandia Hall附属の会議場—国際会議用に作られた立派なもの—で行われガスタービン関係は下記の8 sessionに分かれて催された。

- 6月8日 Combined Cycle — Cogeneration Component
- 6月9日 Operating Experience Emission Reduction
- 6月10日 Coal Utilization (1) Development (1)
- 6月11日 Coal Utilization (2) Development (2)

発表者1人の持ち時間は50分で後半の15～20分は、質疑応答に当たられ、どのSessionに於いても活発な発言風景が見られた。発表は英文又は仏語という事になっていたが、ガスタービン関係では講演は全て英語でなされた。ガスター

ビン関係の論文を内容別に分類すると概略下記のようになる。

Combined Cycle, Co-Generation	5
Bucket 及び Nozzle の設計	3
特殊燃料	3
環境対策, 燃焼技術	4
石炭ガス化	5
新機種紹介	5
その他	2
計	27

論文内容もヨーロッパ主導形学会のこと故さぞ堅苦しいものが多いであろうという予想に反し、学術的内容が高いというよりは、開発の紹介や、コンバインドサイクル等のシステムの紹介、運転実績の紹介といったものが多くとり付き易い反面内容的にはやや物足りなさを感じた人もいた事と思う。論文を読もうという意欲のある方の為に論文一覧表を第2表に示す。

尚、第1日目のCombined Cycle-Cogen-erationのセッションの座長は柴田氏(CIMAC副会長、日立製作所)がつとめられた。

この論文発表のセッションの他にガスタービン関係では下記3つのPanel Discussionが催された。

- 6月9日 Operating Experience—Ambient Conditions
- 6月10日 Operating Experience—Combined Cycles
- 6月11日 Emission Status Coal—Derived Fuel

これ等Panel Discussionには中近東を含む各国ユーザーが積極的に参加し発言する姿が目立った。入口空気フィルターの交換頻度が高くて困っているがどうしたらよいかとか制御パッケージの温度が上がってしまい誤動作するがよい対等はないか等々学会というイメージとは違うものであったが、ユーザー側の立場で発言できる場を作ったわけで、今後の学会の一つの方向を示すものと思う。

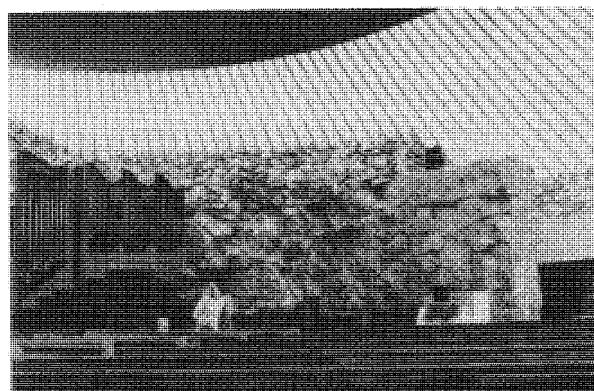
SessionとPanel Discussionという公式行事は毎日朝9時から夕方の5時半迄であるが、夜は夜で毎日のようにカクテルパーティー等が催され、参加者に懇親の場が与えられた。

6月8日 ヘルシンキ市長主催のパーティー

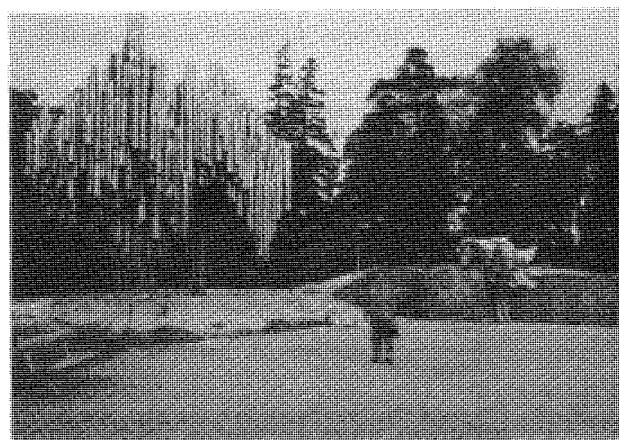
6月10日 BBC主催のパーティー

6月11日 CIMAC主催のBanquet

今大会最後をかざるBanquetはKalastajatorppaというヘルシンキでも指折りのレストランで行われた。名物ラップランド産トナカイのステーキに舌づみを打ち、湖に沈む極北の地の夕日を眺めながら各國の人々と楽しく談笑し、又、ダンスに白夜の更けるのも忘れるといった和やかな雰囲気はさすがヨーロッパといったところか。2年後の第15回CIMAC大会は第1回開催地であるパリに決定され、今大会のコンパニオンをつとめたフィンランド美人からCIMAC旗がフランス代表に手渡されたが、ヘルシンキでの全員参加の公式行事は終ったわけであったが、4日間を通して大変多勢の人々と知り合いになり、CIMAC大会には何回も連続して参加し家族ぐるみのおつき合いをしているヨーロッパのエンジニア達が、



ヘルシンキ風景（岩の教会）



ヘルシンキ風景（シベリウス公園）

第2表 List of Gas Turbine Papers

○印は日本からの発表論文

I. OPERATING EXPERIENCE

- (GT 7) Crude Burning Experience of Large Gas Turbine in Saudi Arabia.
- Mr. T. Nishijima, Hitachi Ltd., Japan.
- GT 30 Operating Experience with Gas Turbines Burning Crude Oil.
- Mr. R.K. Lonan, P.T. Caltex Pacific Indonesia, Indonesia.
- GT 27 Operating Gas Turbines on Low Calorific Value Gas.
- Mr. R.W. Ball, New Zealand Electricity, New Zealand.

II. EMISSION REDUCTION

- GT 2 Prevision and Control of the Noise Emitted by Gas Turbines.
- Mr. J. Delcambre, Direction des Etudes et Recherches Electricité de France, France.
- (GT 5) Exploratory Development on the Concept of Low Pollutant Emission Combustor.
- Ass. Prof. O. Kawaguchi, Prof. G.T. Sato Keio University, Yokohama.
- Messrs. Y. Yoshida, J. Suzuki, T. Seiko Japan Automobile Research Institute, Japan.
- GT 12 Application of the 2-Stage Combustion Process in Connection with Gas Turbines and its Influence on NO_x Emissions.
- Messrs. H. Koch, W. Strittmatter, Brown Boveri, Switzerland.
- GT 16 Burner Development for Large Combustors for Industrial Gas Turbines.
- Mr. W. Krockow, Kraftwerk Union AG, FRG.

III. COAL UTILIZATION 1

- GT 1 Dynamic Analysis of a Coal Combined Cycle.
- Dr. J. Colpin, Dr. Ph. Marchal, C.T.N. - Energy Division, Belgium.
- GT 3 The Development of a Two Stage Fluidised Bed Coal Gasification Process for Combined Cycle Power Generation.
- Mr. M. Stj. Arnold, National Coal Board, United Kingdom.
- GT 23 Gas Turbine Heat Recovery Systems - and the Future Utilization of Coal Derived Fuels.
- Messrs. R.K. Alff, L.O. Tomlinson, General Electric Company, U.S.A.

IV. COAL UTILIZATION 2

- GT 11 Minimizing Blade Erosion in Gas Turbines Expanding Flue Gas from Fluidized Bed-Reactors.
- Mr. H. Jericha, Technical University Graz, Austria.
- GT 15 A Coal Fired Combined Cycle Power Plant with Fluidized Bed Application.
- Mr. B. Becker, Kraftwerk Union AG, FRG.
- Mr. W. Meyer, Saarbergwerke AG, FRG.

V. COMBINED CYCLE - COGENERATION

- (GT 4) 140 MW Combined Cycle Power Plant for Repowering Kawasaki Power Plant, the Japanese National Railways.
- Mr. K. Ikeda, The Japanese National Railways.
- Messrs. T. Arakawa, M. Wada, Hitachi, Ltd., Japan.
- GT 10 Flexible Co-Generation Systems with a High Efficiency 7.5 MW Gas Turbine.
- Mr. B.P. van Marte, Thomassen Holland B.V., Netherlands.

- GT 14 The Economy of Combined Gas Turbine Cycles, Practical Experiences with a Combined Cycle Converted from an Existing Boiler Plant.
- Messrs. A.J. Frieder, H.J. Jur, Sulzer Brothers Limited, Switzerland.

- GT 18 Design Principles and Operational Experience of the Combined Cycle District Heating Power Station Mertaniemi.
- Mr. P. Ahvenainen, Lappeenrannan Lämpövoima Oy, Finland.
- Mr. G. Giordano, FIAT Termomeccanica-nucleare e Turbogas S.p.A., Italy.

VI. COMPONENT

- (GT 6) Effect of Surface Pressure Distribution of Gas Turbine Vane on Film Cooling.
- Messrs. T. Nakahara, S. Aoki, K. Takeishi, Takasago Technical Institute, Mitsubishi Heavy Industries Limited, Japan.

- GT 19 Use of 3-Dimensional Finite Element Model in Design of First Stage Turbine Vane Segments.
- Mr. K.G. Hultgren, Westinghouse Electric Corporation, U.S.A.

- GT 28 The Predicted Transient Temperature and Stress Behaviour of an Uncooled and a Cooled Industrial Gas Turbine Blade.
- Messrs. C.J. Franklin, B. Meierhofer, Sulzer Brothers Ltd., Switzerland.

- GT 29 Fatigue Strength in Compressor Blade Attachments.
- Messrs. H. Jergeus, A. Johnsson, STAL-LAVAL Turbin AB, Sweden.

VII. DEVELOPMENT 1

- GT 9 Performance and Construction of a High Efficiency Gas Turbine with an output of 7.5 MW.
- Mr. R. Hendriks, Thomassen Holland B.V., The Netherlands.
- Mr. W.M. Farrell, Fern Engineering Co., U.S.A.

- GT 20 Development and Testing of a Modular Gas Turbine/Steam Turbine Combined Cycle.
- Dr. R.G. Mills, Solar Turbines International, U.S.A.

- GT 22 From 3 MW in Oklahoma in 1949 to 60,000 MW Worldwide in 1981.
- Mr. A. Loft, General Electric Company, U.S.A.

- GT 24 Test Results from the First Gas Turbine Plant Type GT200.
- Mr. T. Strand, STAL-LAVAL Turbine AB, Sweden.

VIII. DEVELOPMENT 2

- (GT 8) Self-Excited Vibration of Gas-Turbine Rotor with Gear Coupling.
- Mr. S. Yamauchi, Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd., Japan.
- Mr. T. Someya, University of Tokyo, Japan.

- GT 17 The Objectives of Railway Users in the Matter of Gas Turbines.
- Mr. G. Senac, Rolling-Stock Management SNCF, France.

- GT 26 Development and Qualification of a Radial Flow 3,000 kW Gas Turbine.
- Mr. J.L. Cotton, A/S Kongsberg Vapentabrikk, Norway.
- Mr. R. Singh, Cranfield Institute of Technology, England.

また2年後の再会を誓い合っているのを見て、このたつた4日間ではあったが私もその人達といく分かは同じ気持ちになっているのを感じたものであった。

フィンランドは日本よりやや狭い国土に人口500万人弱、森林と約6万あるといわれている湖沼の国である。この国を代表するシベリウスの記念公園も美しい森林と湖である。主都ヘルシンキは人口50数万人、清潔で静かな街である。約30年前にオリンピックがあり当時中学生だった私の学校の先生が体操で銀メダルを取ったので何となく親しみを持っていた街である。フィンランド国民の大部分はフィン人で日本語と同一のウラルアルタイ語族に属するとされている言語を持ち、そういう意味でも何となく人種的親近感を以ってこの国を訪れたが、街で見る人達の中に我々との共通点を見出すのはむづかしく、言語も日本語と音は似ているが全く見当のつかないもので、どちら

かというとスウェーデンの影響を強く受けてしまったフィンランドに共通の遠い祖先の面影は発見できず、ちょっと寂しい旅情を味った次第。ヘルシンキで覚えた数少いフィンランド語をいくつか御紹介して筆をおく事にする。

Kyllä	Yes
Ei	No
Kiitos	Thank you
Anteeksi	Excuse me
Olka hyvä	Please
Pankki	bank
osake	company
Onko?	Is there?
kesäkun	June
hyvästi	Good-bye

「写真一部 武石賢一郎氏提供」



XIV CIMAC CONGRESS HELSINKI 1981

環状翼列フラッタ実験装置

航技研 小林 紘

ガス及び蒸気タービンの大型化、軽量化、高圧力比化に伴い、アスペクト比の大きい肉厚の薄い翼を高速気流中で作動させる過酷な状況に対応するため、空力弹性の研究の必要性が叫ばれている。これらターボ機械の空力弹性問題の1つである遷音速翼列フラッタの研究を1つの目的として航空宇宙技術研究所において製作された密閉循環式環状翼列フラッタ実験装置を紹介する。この実験装置は従来の2次元直線翼列風胴と異なり、実機条件に近い環状翼列風胴と、設定された16枚の全ての翼列翼を任意の翼間位相差のもとに50Hzから最高500Hzまで連続的に強制加振出来る加振機構とから構成されており、環状翼列で捩り振動を行う翼列翼に働く非定常空気力等を測定出来るようになっている。

ターボ機械の設計者が現在までの理論解析で、フラッタ予測をし、設計段階で発生を避けるようにするために、理論解析モデルの有効性を評価し、それをもって実際的な翼列翼形状に発展させることが必要である。ところで、これら理論解析に比較すべき有効な実験 Data は非常に少ない。そのため、理論に導入されている簡単化された仮定の良否を評価し、また、信頼すべき理論のない遷音速領域での Data を得るために、ここに述べる実

表1 環状翼列フラッタ実験装置の主要構成部品の仕様

(1) 風胴作動流体 フロン 11
(2) ワーキングセクション
① 主要寸法 外径 320 ^φ 内径 270 ^φ ボス比 0.844 翼高さ 25
② I.G.V 翼枚数 32 翼弦長 31.4(Tip) 26.5(Hub) 弦節比 1.4 食違角 45.4° 流出角 58°
③ 試験翼列(振動翼列) 翼枚数 16 弦節比 1.2(Tip) 1.4(Hub) 食違角 58° 翼厚比 7.3% キャンバー角 0° 最高無次元周波数 $k = \frac{CW}{U} = 1.2$ 試験翼列への流入速度 I.G.V. 無しの場合 最高軸流速度マッハ数 1.0 I.G.V. 有の場合 最高流入マッハ数 1.4
(4) 翼列加振装置 15 kW モーター、遊星歯車、深ミゾカムによって構成されている。±1.0° の捩れ振動、 $\frac{2n\pi}{16}$ の翼間位相差で 50Hz ~ 500Hz まで可変
(4) ターボプロア 吸入流量 200 m³/min 圧力、吸込/吐出 0.3 / 0.9 kg/cm² abs.

験装置を製作し、実験を進めている。

従来、これらの実験に用いられている2次元直線翼列風胴では翼列側面にある壁の反射等の影響のため実機の翼列の円周方向連続性を得ることは困難であると考え、非常に大きいボス比を有する環状翼列を選んだ。この大きいボス比は今まで

(昭和56年8月10日原稿受付)

の2次元理論に対応するものである。この環状翼列フラッタ実験装置の概略図と主要構成部品の仕様を図1及び表1に、その装置の様子を写真1に示す。ターボプロアで圧縮されたフロン11ガスは冷却器で常に一定温度に冷却され、ノズルセクションを経てテストセクションに入る。このテストセクションは写真2で示す如く、後流の試験翼

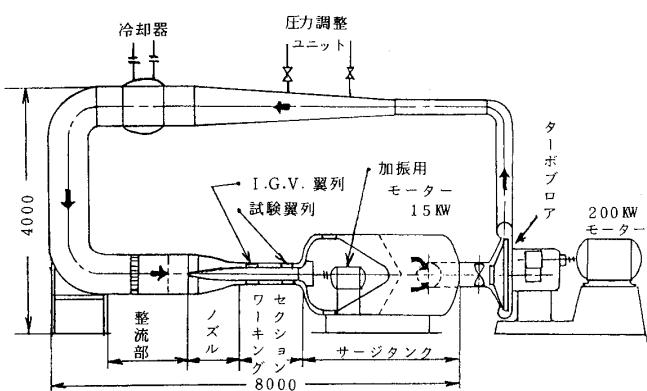


図1 環状翼列フラッタ実験装置概略図

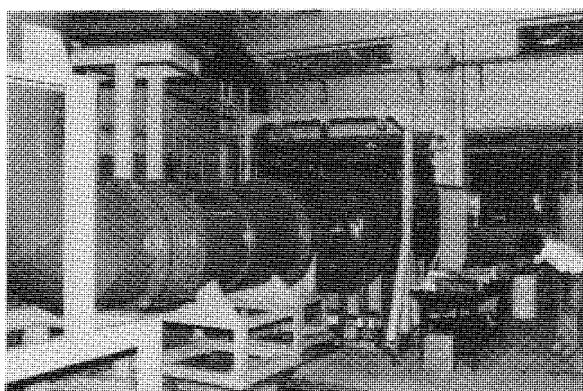


写真1 環状翼列フラッタ実験

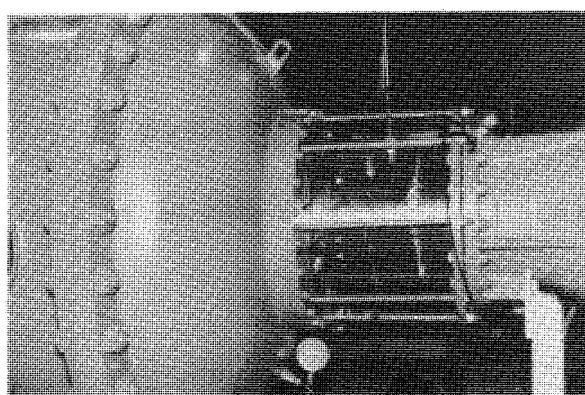


写真2 テスイセクション

列の流入条件を設定するためのI.G.V.(ノズル翼)と試験翼列(振動翼列)の2列の翼列によって構成されている。テストセクションを通過した流れはサージタンクを経て再びプロアに流入する。風胴は上述の如く密閉循環式風胴である。

この実験装置の特徴は、作動流体としてフロンガスを使用していることと、試験翼列16枚の翼が全て、テストセクション内筒に内蔵されたモーター、流星歯車、カム機構によって $\frac{2n\pi}{16}$ (nは任意の整数)の翼間位相差のもとで振幅±1°、振動数50Hz～500Hzまで連続可変の振り強制振動を行う加振機構を有していることである。作動流体のフロンガスの音速(約140m/s)が空気の場合と比して低いため、非定常空気力の重要なパラメータである無次元振動数K($= C \omega / U$, C:翼弦長, ω :翼の振動数, U:主流の速度)を一定とした場合、同じ主流マッハ数条件で、翼の加振周波数を空気の場合の約半分にすることが出来る。これは翼の加振装置の負担を軽減し、低い加振周波数でファン、圧縮機等のフラッタ発生無次元振動数の範囲を十分満たすことが出来る。この装置で得られる試験翼列への最高流入マッハ数は1.4であり、最高無次元振動数は1.2である。また、作動流体であるフロンガスの比重が空気に対して大きいため、非定常空気力の測定が容易であること、並びに、遷音速流れの実験に必要なプロアが小さくてすむことである。フロンガスの動粘性係数は空気に対して小さいため実機条件のレイノルズ数を得ることは容易である。欠点としては、風胴を密閉型とする必要があり、計測が困難な点である。

加振機構に16枚全ての翼を組込んだ状態で50Hz～500Hzまでの加振を行い、±1°の振り振幅で最高500Hzまで加振することが出来た。翼の振動状況を図2に、スペクトル分析結果を図3に示す。図より、翼は殆んど正弦波で振動し、翼加振周波数以外の成分は非常に小さいことを示している。外国においては作動流体を空気とした環状翼列フラッタ実験装置があるが、翼の加振機構として共振法を用いているため、自由に翼の振動数(すなわち、無次元振動数)を変えて、実験することが非常に困難である。最高無次元周波数1.2まで連続して実験可能な環状翼列フラッタ実験装

置は、筆者の知る限り、外国においても類を見ないものであり、フラッター等の非定常問題の研究を推進するため現在、実験を進めている。なお、

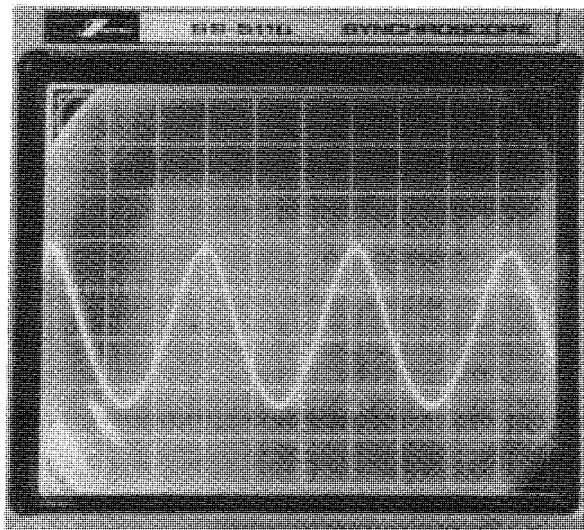


図2 翼の振動波形(100Hz)

この装置は通産省工業技術院ムーンライト計画の高効率ガスタービンの研究開発の一環として製作されたものであり、この装置の製作にあたり、援助いただいた方々に感謝の意を表する。

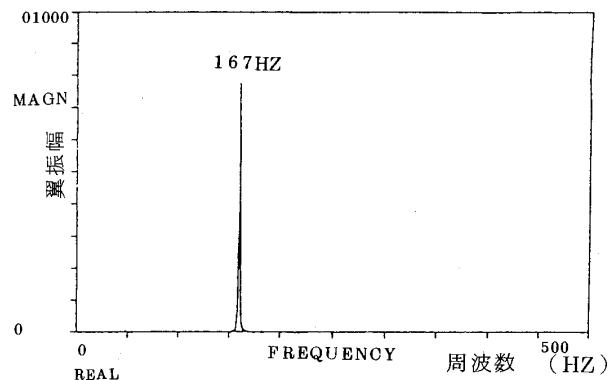


図3 翼の振動スペクトラム
(加振周波数 167Hz の場合)

第22回航空原動機に関する講演会講演募集

共 催：日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本航空宇宙学会、日本航空技術協会

開催月日：昭和57年2月25日(木)

会 場：機械振興会館地下3階研修2号室(東京都港区芝公園、東京タワー西北隣)

申込方法：はがきに「第22回航空原動機に関する講演会講演申込」と標記し、下記各項目を記入してお申込み下さい。参加登録費は当日会場受付で申し受けます。(¥1,000)(¥1000円)

(1)題目、概要(研究内容50字以内)

(2)講演者(氏名、所属会員資格、勤務先；連名の場合は登壇者氏名に○印)

(3)通信先(電話番号を含む)

(4)スライド有無(ムービーまたはオーバーヘッドプロジェクタ等の使用は御遠慮下さい)

申 込 先：日本航空宇宙学会(〒105港区新橋1-18-2 航空会館分館TEL(03)501-0463)

TEL(03)501-0463)

講演時間：1題につき20分(討論5分を含む)(各学会規定普通講演に相当)

申込期限：昭和56年10月19日(月)

前刷原稿：貼付図とも1292字詰4ページ(オフセット印刷用)とし所定原稿用紙を送ります

原稿期限：昭和56年12月7日(月)

置は、筆者の知る限り、外国においても類を見ないものであり、フラッター等の非定常問題の研究を推進するため現在、実験を進めている。なお、

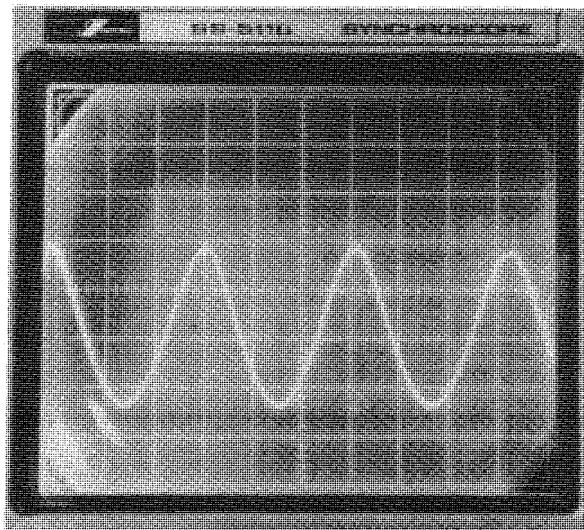


図2 翼の振動波形(100Hz)

この装置は通産省工業技術院ムーンライト計画の高効率ガスタービンの研究開発の一環として製作されたものであり、この装置の製作にあたり、援助いただいた方々に感謝の意を表する。

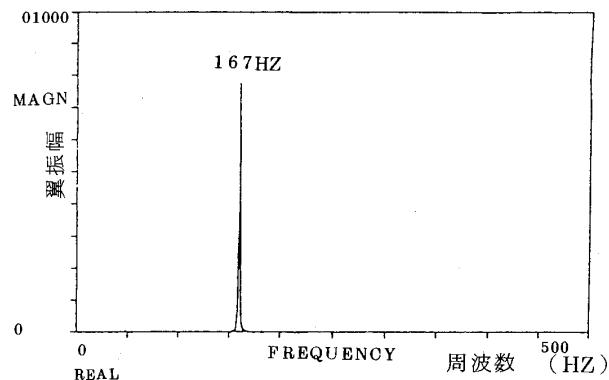


図3 翼の振動スペクトラム
(加振周波数 167Hz の場合)

第22回航空原動機に関する講演会講演募集

共 催：日本機械学会、日本ガスタービン学会、日本航空宇宙学会、日本航空技術協会

開催月日：昭和57年2月25日(木)

会 場：機械振興会館地下3階研修2号室(東京都港区芝公園、東京タワー西北隣)

申込方法：はがきに「第22回航空原動機に関する講演会講演申込」と標記し、下記各項目を記入してお申込み下さい。参加登録費は当日会場受付で申し受けます。(¥1,000)(¥1000円)

(1)題目、概要(研究内容50字以内)

(2)講演者(氏名、所属会員資格、勤務先；連名の場合は登壇者氏名に○印)

(3)通信先(電話番号を含む)

(4)スライド有無(ムービーまたはオーバーヘッドプロジェクタ等の使用は御遠慮下さい)

申 込 先：日本航空宇宙学会(〒105港区新橋1-18-2 航空会館分館TEL(03)501-0463)

TEL(03)501-0463)

講演時間：1題につき20分(討論5分を含む)(各学会規定普通講演に相当)

申込期限：昭和56年10月19日(月)

前刷原稿：貼付図とも1292字詰4ページ(オフセット印刷用)とし所定原稿用紙を送ります

原稿期限：昭和56年12月7日(月)

小茂鳥先生を偲んで

東京工業大学 一色尚次

本学会の国際会議準備委員会が四月頃開かれたとき先生と同席した、そして行事小委員会に先生と一緒に入ることとなって小委員会の主査を誰がやるかということになり、私が「今年はとても忙しいので小茂鳥先生やって下さいよ」と頼んだ所、先生は、「じゃ私がやりましょう」と快く引き受けられ、本当に有難いと思った。先生はとても元気で1983年秋に向って大いに希望に燃えておられるようであった。

ところがその後先生が休んでおられるとの事を聞いて、いや四月の調子じゃすぐ出て来られるであろうと思っていた所、このたびの突然の訃報に接して驚いた。

早速永福町教会のお通夜におもむいたが、奥様から涙のうちに「生きているうちに会って下さればよかったのに」といわれ本当に恥じ入り申し訳なく思った。ほんとうにすまなかった。

思えば先生は工学での幅の廣い領域を自由ほん放にこなすすばらしい俊才であった。ラビリンスからガスタービン、二相流からボイリング、燃焼から内燃機関、とどの分野でも何か一家言を示され、しかもどれもがねばり強い実験で裏打ちされたものであった。

一見ぶっきらぼう的な面もあったが一つむくとすごく温かく寛容であった。先生とは諸学会や研究会でよく一緒に仕事をさせて頂いたが、先生は非常に広い範囲によく気が付かれて、我々の失敗

や大穴をよく助けて頂いたことがある。

思えば数年前ある研究セミナーが白樺湖の奥の慶應大学の山荘で開かれた時、先生と研究室の方々が総出で幹事役をされ、先生はまるで自分の庭のように周囲の山々を指して説明して居られたのは感激的であった。そして二相流振動や発泡問題などで大部激しい討論があった時先生がうまく冗談をいいながら納められたのもよく覚えていて、あれは先生の全人格のあらわれたすばらしいセミナーだったと思っている。

あれだけ人望があり、アイデアがあり、あれだけの広い研究を強く展開されていた先生なので、かくも急に最期を迎えるとは本人も夢にも思っておられなかつたと思う。残された方々にとっても、また我々友人にとっても夢にも思わなかつたことである。まるで成層圏を滑らかに飛んでいた先生の美しい空飛ぶ大実験室が急に四次元空間に消失してしまつたような感がする。ほんとうに惜しく残念でたまらない。

しかしそれは我々もいざれ行かねばならぬ道であり、神の御心によるのである。葬儀での牧師言葉に「死とはまた永遠の生命を受けることである」とあったように小茂鳥先生のターボ飛行機も永遠に天翔けって前進していることであろう。いつの日か天国での再会を期し、また奥様始め御遺族の方々の御健康と研究室の方々の御活躍を祈りつつ本稿を了えたい。



後記

編集委員 菅 進

ガスタービン学会誌の編集会議は、10人も集まると身動きも苦しいような日青工業（本誌の印刷所）7階の会議室で行なわれます。ただの読者がたまたま編集委員になってしまった私は、編集は委員長まかせと手ぶらで出かけてゆき、後記を割り当てられて、すっかり弱ってしまいました。

ただの読者だったころ、本誌の体裁には気になる点がいくつかありました。文章を数行削るか、割付けを工夫すればうまく収まるのに、わずかに次頁にはみだして、その下は白紙の目立つ号、見出しのカットが大きすぎて、標題が目立たなくみえること、編集委員が執筆者に敬意を表するに熱心のあまり読者にやや失礼な強要を感じさせるところ、後記の筆者名が一般原稿の著者なみに印刷されていること……。実際に編集会議に出てみると、内容の充実と共に、これらの体裁改善の必要性も論議され、除々に改善も行なわれつつあることがわかります。しかし、専任の編集者を置かず

に本学会誌を改善充実させてゆくには、読者からの意見・主権の主張がぜひ必要だと思います。

自由投稿、論文投稿という本誌紙面への参加と共に、記事内容、体裁、編集企画についての忌憚のない意見を編集委員会に寄せていただきたいと思います。

さて本号には、前年の定期講演会で特別講演され、本誌への掲載要望が強かった「運航および整備面からみた最近のジェットエンジン」の寄稿をいただきました。ガスタービン技術の今後の発展にとってユーザ側からの情報は大変貴重なものです。今後もユーザの立場からの論文を編集のひとつ重点におく予定です。

論説・解説ではさらに、材料の現状と将来を展望する目的で、3編の報告をいただきました。世界的に材料技術の公開が制限される傾向の強まるなかで、貴重な情報が網羅されているように思います。

事務局だより

新聞・テレビでは、お盆とあって東京の人口は非常に少なくなっているというニュースを流していますが、ここ新宿の街は、そんなことはどこ吹く風といった様子で、連日、朝から子供連れなどで大にぎわいをみせています。この人混みも9月中旬、大学がはじまる頃まで続くことでしょう。

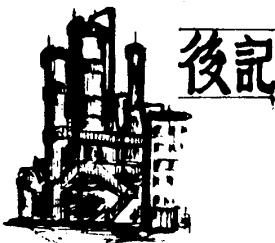
当学会も夏休みで8月中旬3日間お休みをいただきました。最近は、各会社が夏期休暇を大巾にとるために7月下旬から8月中旬まではそれぞれの会社の方への連絡などとれなくなり、仕事がはかどりません。でもそのかわりかかってくる電話の本数が非常に減りますので、電話のベルに中断されることなく、日頃たまっている事を処理するにはとても良い時期です。今年は名簿のチェック・会費未納のチェックなどいたしました。きっとお手元に請求書の届いた方もいらっしゃることでしょう。

これから秋にかけて講演会、シンポジウム、見学会などいろいろな行事が予定されております。今年度の企画理事、委員の方々が様々な案を練って出されたものですので、お役に立つことが多いかと思います。是非多くの方々のご参加をお待ちしています。

郵便料急騰の折、今までの各委員の方々へのダイレクトメールだけでなく、学会誌の会告（ピンクのページ）にも行事案内を載せておりますのでお見逃しなきようお気をつけ下さい。

追記：6月号の「事務局だより」でふれました第9回定期講演会終了後の懇親会には多数のご参加ありがとうございました。はじめ予定しておりました人数より少々ふえたこともあります、お料理が40分位でなくなってしまい、申し訳ございませんでした。今までより若い方が多かったせいでしょうか、（大変良い傾向だと思います）、懇親会終了時にはテーブルの上の飾花を残すのみとなりました。来年はもう少々時間がもてるようになりたいと思いますので、ご期待下さい。

[A]



後記

編集委員 菅 進

ガスタービン学会誌の編集会議は、10人も集まると身動きも苦しいような日青工業（本誌の印刷所）7階の会議室で行なわれます。ただの読者がたまたま編集委員になってしまった私は、編集は委員長まかせと手ぶらで出かけてゆき、後記を割り当てられて、すっかり弱ってしまいました。

ただの読者だったころ、本誌の体裁には気になる点がいくつかありました。文章を数行削るか、割付けを工夫すればうまく収まるのに、わずかに次頁にはみだして、その下は白紙の目立つ号、見出しのカットが大きすぎて、標題が目立たなくみえること、編集委員が執筆者に敬意を表するに熱心のあまり読者にやや失礼な強要を感じさせるところ、後記の筆者名が一般原稿の著者なみに印刷されていること……。実際に編集会議に出てみると、内容の充実と共に、これらの体裁改善の必要性も論議され、除々に改善も行なわれつつあることがわかります。しかし、専任の編集者を置かず

に本学会誌を改善充実させてゆくには、読者からの意見・主権の主張がぜひ必要だと思います。

自由投稿、論文投稿という本誌紙面への参加と共に、記事内容、体裁、編集企画についての忌憚のない意見を編集委員会に寄せていただきたいと思います。

さて本号には、前年の定期講演会で特別講演され、本誌への掲載要望が強かった「運航および整備面からみた最近のジェットエンジン」の寄稿をいただきました。ガスタービン技術の今後の発展にとってユーザ側からの情報は大変貴重なものです。今後もユーザの立場からの論文を編集のひとつ重点におく予定です。

論説・解説ではさらに、材料の現状と将来を展望する目的で、3編の報告をいただきました。世界的に材料技術の公開が制限される傾向の強まるなかで、貴重な情報が網羅されているように思います。

事務局だより

新聞・テレビでは、お盆とあって東京の人口は非常に少なくなっているというニュースを流していますが、ここ新宿の街は、そんなことはどこ吹く風といった様子で、連日、朝から子供連れなどで大にぎわいをみせています。この人混みも9月中旬、大学がはじまる頃まで続くことでしょう。

当学会も夏休みで8月中旬3日間お休みをいただきました。最近は、各会社が夏期休暇を大巾にとるために7月下旬から8月中旬まではそれぞれの会社の方への連絡などとれなくなり、仕事がはかどりません。でもそのかわりかかってくる電話の本数が非常に減りますので、電話のベルに中断されることなく、日頃たまっている事を処理するにはとても良い時期です。今年は名簿のチェック・会費未納のチェックなどいたしました。きっとお手元に請求書の届いた方もいらっしゃることでしょう。

これから秋にかけて講演会、シンポジウム、見学会などいろいろな行事が予定されております。今年度の企画理事、委員の方々が様々な案を練って出されたものですので、お役に立つことが多いかと思います。是非多くの方々のご参加をお待ちしています。

郵便料急騰の折、今までの各委員の方々へのダイレクトメールだけでなく、学会誌の会告（ピンクのページ）にも行事案内を載せておりますのでお見逃しなきようお気をつけ下さい。

追記：6月号の「事務局だより」でふれました第9回定期講演会終了後の懇親会には多数のご参加ありがとうございました。はじめ予定しておりました人数より少々ふえたこともあります、お料理が40分位でなくなってしまい、申し訳ございませんでした。今までより若い方が多かったせいでしょうか、（大変良い傾向だと思います）、懇親会終了時にはテーブルの上の飾花を残すのみとなりました。来年はもう少々時間がもてるようになりたいと思いますので、ご期待下さい。

[A]

会告

56年度第2回見学会・技術懇談会のおしらせ

下記の要領でGTSJ第2回見学会・技術懇談会を開催致しますので奮ってご参加下さい。今回も人数制限がありますのでご承知おき下さい。

記

1. 日 時： 56年11月6日(金) 13:30~16:00
 2. 見 学 先： 小松ハウメット㈱
枚方市上野3-1-1 小松製作所大阪工場内
TEL 0720-49-3123~5
 3. 技術懇談会： 講演 「中空鋳造動翼の試作例について」
講師 伊藤 隆儀 氏 (小松ハウメット㈱製造部技術課)
 4. 参加要領：
 - (1) 定員50名(申込超過の場合は抽選)
参加者は下記事務局へハガキで氏名・所属・住所を明記の上、お申し込み下さい。(〆切10月23日(金)消印有効)
 - (2) 参加費1,000円(当日受付にてお払い込み下さい)
- ※ スケジュール、会場道順など詳細は後日参加者へ事務局より本人宛ご連絡致します。
- 〒160 東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8階
(社)日本ガススタービン学会
TEL 03-352-8926

§ 第10回ガススタービンセミナー開催案内 §

1. 日 時：昭和56年1月21日(木)22日(金) 9:50~16:30
2. 場 所：日比谷三井ビル8階ホール(千代田区有楽町1-1-2)
3. 仮 題
 - 1) 電力系統運営上の諸問題とガススタービンの役割
 - 2) ガス・蒸気タービン複合サイクル発電の諸形態とその特質
 - 3) ガススタービンの多目的利用
 - 4) 地域冷暖房トータルシステム
 - 5) 原子力・太陽の時代とガススタービン
 - 6) 水素燃焼ガススタービン
 - 7) 100MWプロトタイプと1000MW複合発電プラント
 - 8) 高温コンポーネント・材料の動向
 - 9) 新計測技術の動向
- 1月21日 1)~4)
- 1月22日 5)~9)

会告

56年度第2回見学会・技術懇談会のおしらせ

下記の要領でGTSJ第2回見学会・技術懇談会を開催致しますので奮ってご参加下さい。今回も人数制限がありますのでご承知おき下さい。

記

1. 日 時： 56年11月6日(金) 13:30~16:00
 2. 見 学 先： 小松ハウメット㈱
枚方市上野3-1-1 小松製作所大阪工場内
TEL 0720-49-3123~5
 3. 技術懇談会： 講演 「中空鋳造動翼の試作例について」
講師 伊藤 隆儀 氏 (小松ハウメット㈱製造部技術課)
 4. 参加要領：
 - (1) 定員50名(申込超過の場合は抽選)
参加者は下記事務局へハガキで氏名・所属・住所を明記の上、お申し込み下さい。(〆切10月23日(金)消印有効)
 - (2) 参加費1,000円(当日受付にてお払い込み下さい)
- ※ スケジュール、会場道順など詳細は後日参加者へ事務局より本人宛ご連絡致します。
- 〒160 東京都新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8階
(社)日本ガススタービン学会
TEL 03-352-8926

§ 第10回ガススタービンセミナー開催案内 §

1. 日 時：昭和56年1月21日(木)22日(金) 9:50~16:30
2. 場 所：日比谷三井ビル8階ホール(千代田区有楽町1-1-2)
3. 仮 題
 - 1) 電力系統運営上の諸問題とガススタービンの役割
 - 2) ガス・蒸気タービン複合サイクル発電の諸形態とその特質
 - 3) ガススタービンの多目的利用
 - 4) 地域冷暖房トータルシステム
 - 5) 原子力・太陽の時代とガススタービン
 - 6) 水素燃焼ガススタービン
 - 7) 100MWプロトタイプと1000MW複合発電プラント
 - 8) 高温コンポーネント・材料の動向
 - 9) 新計測技術の動向
- 1月21日 1)~4)
- 1月22日 5)~9)

§ G T S J 特別講演会とシンポジウムのお知らせ §

特別講演会

1. 日 時：昭和56年9月28日(月) 14:00～16:00
2. 場 所：機械振興会館 6階 67号室 Tel. 434-8211
3. 講 師：Professor F. BREUIGELMANS
(Head of Turbomachinery Department Von Karman Institute)
4. 演 題：フォンカルマン研究所におけるターボ機械研究の現状
(軸流・遠心圧縮機およびタービンの空力性能と冷却に関する研究)
5. 参加費：無料(但し会員に限る)
当日入会も受けます(入会金 500 円・年会費 3,000 円)

シンポジウム

1. 日 時：昭和56年10月9日(金) 13:30～17:00
2. 場 所：航空宇宙技術研究所原動機6号館(調布市深大寺町1880)
Tel. 0422-47-5911
3. テーマ：「新しい計測技術—講演およびデモンストレーション」
 1. 光ファイバーによる非接触翼振動計測 遠藤征紀
 2. 翼端間隙の計測 斎藤喜夫
 3. ホットフィルムセンサーによる圧縮機内非定常流の監視 田村敦宏
 4. レーザによる燃焼器内の流れと温度計測 藤井昭一
4. 参加費：3,000 円、(当日、会場にて受けます)
5. 定 員：50名(申し込み先着順)
参加者には後日事務局より本人宛て連絡致します。

申し込み方法

はがきに「特別講演会」又は「シンポジウム」参加希望として、氏名・所属
・住所を明記の上、事務局宛お申し込み下さい。(〆切 各々9月20日)
事務局：〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8階
(社)日本ガスタービン学会 Tel. 03-352-8926

§ 第10回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第10回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。

多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開 催 日：昭和57年6月3日(木)

" " 4日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)

§ G T S J 特別講演会とシンポジウムのお知らせ §

特別講演会

1. 日 時：昭和56年9月28日(月) 14:00～16:00
2. 場 所：機械振興会館 6階 67号室 Tel. 434-8211
3. 講 師：Professor F. BREUIGELMANS
(Head of Turbomachinery Department Von Karman Institute)
4. 演 題：フォンカルマン研究所におけるターボ機械研究の現状
(軸流・遠心圧縮機およびタービンの空力性能と冷却に関する研究)
5. 参加費：無料(但し会員に限る)
当日入会も受けます(入会金 500 円・年会費 3,000 円)

シンポジウム

1. 日 時：昭和56年10月9日(金) 13:30～17:00
2. 場 所：航空宇宙技術研究所原動機6号館(調布市深大寺町1880)
Tel. 0422-47-5911
3. テーマ：「新しい計測技術—講演およびデモンストレーション」
 1. 光ファイバーによる非接触翼振動計測 遠藤征紀
 2. 翼端間隙の計測 斎藤喜夫
 3. ホットフィルムセンサーによる圧縮機内非定常流の監視 田村敦宏
 4. レーザによる燃焼器内の流れと温度計測 藤井昭一
4. 参加費：3,000 円、(当日、会場にて受けます)
5. 定 員：50名(申し込み先着順)
参加者には後日事務局より本人宛て連絡致します。

申し込み方法

はがきに「特別講演会」又は「シンポジウム」参加希望として、氏名・所属
・住所を明記の上、事務局宛てお申し込み下さい。(〆切 各々9月20日)
事務局：〒160 新宿区新宿3-17-7 紀伊国屋ビル8階
(社)日本ガスタービン学会 Tel. 03-352-8926

§ 第10回ガスタービン定期講演会開催案内 §

第10回ガスタービン定期講演会を下記のとおり開催いたします。なお、講演論文募集要項等詳細は12月号に掲載いたします。

多数の会員諸氏の御投稿をお待ちしております。

開 催 日：昭和57年6月3日(木)

" " 4日(金)

場 所：機械振興会館(東京・芝)

G T S J 第 6 期 委員

◦ 総務委員

阿部安雄(三菱重工) 有賀一郎(慶大) 横木康夫(日立)
鈴木昭次(荏原) 高原北雄(航技研) 吉本健一郎(IHI)

◦ 企画委員

伊藤高根(日産) 遠藤肇(三井造船) 大鍋寿一(IHI)
野村雅宣(船研) 安井元(東芝) 和田正倫(日立)

◦ 編集委員

荒木達雄(東芝) 井上誠(小松) 遠藤征紀(航技研)
菅進(船研) 黒川英二郎(川重) 佐藤幸徳(IHI)
杉山晃(三菱重工) 長島利夫(東大) 深田智久(電力中研)
藤川泰雄(日産) 益田重明(慶大)

◦ 統計作成委員

石沢和彦(IHI) 横木康夫(日立) 佐藤玉太郎(日本鋼管)
村尾麟一(青学大) 村山弘(日立) 森義孝(三菱重工)
吉識晴夫(東大)

◦ 組織検討委員

阿部安雄(三菱重工) 有賀一郎(慶大) 横木康夫(日立)
田中英穂(東大) 高原北雄(航技研) 本間友博(東芝)
松木正勝(航技研)

◦ 地方委員

大塚新太郎(名大) 表義則(三井造船) 阪口哲也(川重)
坂本雄二郎(神戸製鋼) 沢田照夫(大阪府大) 妹尾泰利(九大)
永井康男(三菱重工) 西村善次郎(日立造船) 村田謙(阪大)

◦ 調査研究委員

稻垣詠一(理科大) 神津正男(防衛庁) 佐藤誠四郎(船研)
鈴木邦男(機械技研) 須之部量寛(理科大) 長島昭(慶大)
葉山真治(東大) 林茂(航技研)

◦ 技術情報センター運営委員

菅進(船研) 酒井俊道(理科大) 鈴木邦男(機械技研)
須之部量寛(理科大) 葉山真治(東大) 萩田光弘(航技研)

◦ 定期講演会委員

井上誠(小松) 遠藤征紀(航技研) 谷田好通(東大)
益田重明(慶大)

◦ 十周年記念行事委員会

阿部安雄(三菱重工) 有賀一郎(慶大) 一井博夫(東芝)
円城寺一(日本原子力事業) 田中英穂(東大) 高原北雄(航技研)
谷田好通(東大) 鳥崎忠雄(航技研) 松木正勝(航技研)

学 会 誌 編 集 規 定

- 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事を依頼するもので、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。
- 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、隨筆、ニュース、新製品の紹介および書評などとする。
- 原稿は都合により修正を依頼する場合がある。
- 原稿用紙は横書き440字詰のものを使用する。
- 学会誌は刷上り1頁約1900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、隨筆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

- 原稿は用済後執筆者に返却する。
- 依頼原稿には規定の原稿料を支払う。
- 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、財団法人慶應工学会内
日本ガスター・ビン学会事務局
(Tel 03-352-8926)

自 由 投 稿 規 定

- 投稿原稿の採否は編集委員会で決定する。
- 原稿料は支払わない。
- 投稿は隨時とする。ただし学会誌への掲

載は投稿後6~9ヶ月の予定。

- 原稿執筆要領については事務局に問合せること。

技 術 論 文 投 稿 規 定

- 投稿原稿は次の各項に該当すること。
 - 投稿論文は著者の原著で、ガスター・ビン技術に関するものであること。
 - 投稿論文は日本文に限る。
 - 投稿論文は本学会以外の刊行物に未投稿で、かつ本学会主催の講演会（本学会との共催講演会を含む）以外で未発表のものに限る。

- 投稿原稿の規定頁数は原則として8頁以内とする、但し1頁につき10,000円の著者負担で4頁以内の増頁をすることができる。
- 投稿原稿は正1部、副2部を提出すること。
- 投稿原稿は原稿執筆要領に従うこと。
尚、投稿論文の採否は本学会に一任願います。

日本ガスター・ビン学会誌

第9巻 第34号

昭和56年 9月10日

編集者 谷田好通

発行者 井口泉

(社)日本ガスター・ビン学会

〒160 東京都新宿区新宿3丁目17の7

紀伊国屋ビル(財)慶應工学会内

TEL (03) 352-8926

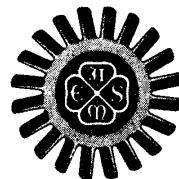
振替 東京179578

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

the gas turbine division newsletter



August, 1981

Arthur J. Wennerstrom: Reflections of the Outgoing Chairman



Arthur J. Wennerstrom

The 1981 International Gas Turbine Conference and Exhibit was an outstanding success in all respects. Attendance was 3,595; fifty one percent of which represented organizations using gas turbines or related equipment.

The 87 technical sessions included 18 panel discussions and 256 paper presentations. Exhibit income reached a record high. Space was purchased by 118 commercial firms, up 15 percent from 1980 and 37 percent from 1979. This conference and exhibit will be held in London, England in 1982, and in Phoenix, Arizona in 1983.

Other conferences in which the Gas Turbine Division was a participant included the 1980 Joint Power Generation Conference, the 1980 Winter Annual Meeting, and a Symposium on Energy and Environment, held in Patras, Greece during the last week of June 1981. The Gas Turbine Division sponsored a total of six technical sessions at JPC and WAM, comprised of three panel discussions, six written and five oral presentations. The

Division contributed five papers to the Patras symposium.

Relative to publications, the Gas Turbine Division published four newsletters within this reporting period. It also produced one special and three annual publications of interest to its constituents. The special publication was a Directory of Technical Papers, containing a list of all papers published under the auspices of the Gas Turbine Division from 1956 through 1980. The annual publications included the 1980 Committee Roster, the 1981 Gas Turbine Technology Report, and the List of Registrants for the 1981 Gas Turbine Conference and Exhibit. The Technology Report contains an annual report from all Technical Committees of the Division and from 43 universities, companies, and other organizations worldwide who are active in this field. The List of Registrants is for the benefit of conference exhibitors only.

One of the objectives of the Gas Turbine Division in setting up its Atlanta office, known as the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER, was to exploit its sound financial position through increased services to ASME members and prospective members working in the gas turbine field. A major step made this

year was the initiation of a contract for development of a home study or correspondence course on basic gas turbine technology. The Division obtained proposals from three sources and a \$40,000 contract was subsequently awarded to Arizona State University.

Another service introduced this year through the International Gas Turbine Center is the furnishing of copies of any ASME paper presented at a Gas Turbine Conference since 1956. The papers are available to anyone for a prepaid charge of \$5.00 per paper.

The Division regularly sponsors a number of short courses. The majority of these are held on the weekend just before the annual Gas Turbine Conference and at the same site. The six courses sponsored this year were: Introduction to the Gas Turbine; Compact Heat Exchangers; Blade Design, Development and Field Experience; Foundations of Axial Turbomachinery Aerodynamics; Turbomachinery Erosion and Performance Deterioration; and Preliminary Design and Off-Design Analysis of Aircraft Gas Turbine Engines. Attendance at these courses totalled 116 persons, up 16 percent from the previous year.

...continued

GAS TURBINE CONFERENCE AND EXHIBIT RETURNS TO LONDON IN 1982

London was the site of the 1978 International Gas Turbine Conference and Exhibit where an all-time attendance record of over 3,800 persons was set. And, the exhibition of gas turbine equipment manufacturers overflowed the hall onto the parking lot. An even greater event is expected in London in 1982 and there is still time to reserve exhibit space. Contact ASME Gas Turbine Division's INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER for more information.



27th International Gas Turbine
Conference and Exhibit
Wembley Conference Centre
London
April 18-22, 1982

ASME GAS TURBINE DIVISION
THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
6065 Barfield Road • Suite 218 • Atlanta, Georgia 30328 • 404/256-1744

Continued from Page 1

The premier gas turbine award of ASME is the R. Tom Sawyer Award. This year it was presented to Thomas E. Stott of Stal-Laval, Inc. for service to the ASME Gas Turbine Division and outstanding achievements in the application of gas turbines in marine and industrial installations.

The Gas Turbine Division welcomed three new ASME Fellows during the past year: John L. Mangan, General Electric Company and Clifford E. Seglem, Westinghouse Electric Corporation, (both past Chairmen of the Division) and Leroy H. Smith, Jr., General Electric Company, current Chairman of the GTD's Turbomachinery Committee.

Another award normally made by the Gas Turbine Division is a Best Paper Award. However, the enormous growth in the number of papers submitted in recent years finally exceeded the capability of the existing review structure. Consequently, a major revision to the selection procedure was instituted whereby a Best Paper Subcommittee was formed within each Technical Committee to make a preliminary selection from papers within its technical area. Final selection will then be made by the Reading Committee from among a greatly reduced number of candidates.

The Gas Turbine Division has continued to enjoy healthy financial growth due to the success of the Exhibit coupled with the annual Division Conference. The Division's net operating fund as of March 31 was up approximately 30 percent from the previous year, and should pass the half million dollar mark within the coming fiscal year.

This has been a exciting and rewarding year for me; the support and cooperation of the committees and individual members have made all of the above accomplishments possible and have laid the groundwork for future Gas Turbine Division growth and achievement.

I Mech E Conference on Turbochargers

The Institution of Mechanical Engineers, London, will hold a conference at its headquarters on "TURBOCHARGING AND TURBOCHARGERS 1982", April 26-28, 1982. This conference is timed to follow the ASME Gas Turbine Conference to be held the previous week in London.

Dr. E. Jenny of Brown-Boveri & Company, Ltd. will deliver the conference keynote address. To date, 29 papers have been commissioned. For additional information, contact R. S. Glynn, The Institution of Mechanical Engineers, 1 Birdcage Walk, Westminster, London, SW1H9JJ, England.

It should be noted the Institution of Mechanical Engineers is cooperating closely with the ASME Gas Turbine Division on plans and arrangements for the Gas Turbine Conference at Wembley, London, April 18-22, 1982.



K. A. Teumer

Kenneth A. Teumer, 1981-1982 GTD Chairman

Kenneth A. Teumer, a native of Sheboygan, Wisconsin, received his B.S. in Electrical Engineering from the University of Wisconsin in 1949. His working career started with Fairbanks, Morse & Co. in the test and design of electric motors and generators. Next he worked for Sundstrand Aviation in design and development of controls for constant speed drives used in 400-cycle aircraft electrical power systems. For the past 17 years, Ken has been with the Woodward Governor Company including brief engineering assignments in the Hydraulic Turbine Controls Division and Aircraft Controls Division. After a period of time in development engineering for the Engine and Turbine Controls Division, he worked as a sales and application engineer becoming Manager of Sales and Service for this Division in Fort Collins, Colorado. Present responsibilities encompass sales, marketing, field service and technical product publications. Product lines of this division include controls for diesel engines, steam turbines and industrial gas turbines.

Ken has written and presented technical papers for ASME, IEEE and SAE and has written various technical articles for trade journals over the years. He holds several patents from his early work experience. Through committee memberships, he has been involved in the writing of gas turbine performance and procurement standards for IEEE and ANSI. He was ASME's Technical Program Chairman for the Tokyo Joint Gas Turbine Conference held in May 1977. He is a member of the Gas Turbine Technical Program Committee of CIMAC.

Various community activities have included: president of a school board, chairman of church council and past president of Rotary Club. He is also currently a bank director. Ken and his wife, Katie, have four sons.

F. O. Carta: GTD Technical Program at 1981 WAM

The Turbomachinery Committee of the Gas Turbine Division will participate in two symposia at the 1981 Winter Annual Meeting, to be held at the Sheraton-Washington Hotel and the Shoreham Hotel in Washington, D.C., November 15-20, 1981. Three of the five sessions in these symposia will be the direct responsibility of the Gas Turbine Division, but the entire five sessions should be of general interest to Division members.

A two session Symposium on Fluid/Structure Interactions in Turbomachinery will be presented Wednesday afternoon, 18 November, at 2 p.m. and Thursday morning, 19 November, at 8:30 a.m. The papers in the first session are: 1. Prediction of Aerodynamically Induced Vibrations in Turbomachinery Blading; 2. Measurement of Aerodynamic Work During Fan Flutter; 3. Calculation of the Vibration of an Elastically Mounted Cylinder Using Experimental Data from Forced Oscillations; 4. Tangential Vibration of Integral Turbine Blades Due to Partial Admission; 5. Stall Flutter Experiment in a Transonic Oscillating Linear Cascade. In the second session the papers are: 1. Convergent-Tapered Annular Seals: Analysis for Rotordynamic Coefficients; 2. The Effects of an Annular Fluid on the Critical Speed of a Rotating Shaft; 3. Experimental Study of Fluid Forces on Whirling Centrifugal Impeller in Vaneless Diffuser; 4. Potential Interaction Between a Centrifugal Impeller and a Vaned Diffuser; 5. The Excitation of Compressor/Duct Systems.

The Symposium on Aero/Thermal Dynamics of Steam Turbines will be held entirely on Thursday, 19 November, with three sessions at 8:30 a.m., 2:00 p.m. and 5:30 p.m. Fourteen papers will be presented as follows: Session One— 1. An Algebraic Formulation of the Onset of Condensation in Steam at Low Pressures; 2. Calculation of Mixed Condensing Flows in One-Dimensional Nozzles; 3. Some New Problems of Predicting Steam Turbine Blading Erosion; 4. A Comparative Study of Wetness Problems in a Model and Full Scale Turbine; 5. Steam Discharge Coefficients of Nozzles and Efficiency of a Wet Steam Turbine Stage in the Low Steam Wetness Zone. Session Two— 1. Interferometrically Measured Partial Admission Impulse Blade Forces; 2. Unsteady Transonic Flow in Turbine Cascades with Partial Admission; 3. Shockwave/Boundary Layer Interaction in Dry and Wet Transonic Flow; 4. Aero-Thermodynamic Considerations in the Development of a Large Steam Turbine Bypass System; 5. The Verification of Concentrated Impurities in Low Pressure Steam Turbines. Session Three— 1. Aerodynamic Performance Evaluation of an Efficient Last Stage for Large Steam Turbines; 2. Inlet

Scroll for Low Pressure Steam Turbine with Radial Stationary Blades; 3. Aerodynamic Development of a Low Pressure Steam Turbine Exhaust Hood; 4. Optimization of Axial-Radial Diffuser Wall Contours Based on the Skin Friction Coefficient Distribution. This Symposium is jointly sponsored by Gas Turbine Division and the Power Division.

Plan Ahead...

27th International Gas Turbine Conference and Exhibit
Wembley Conference Centre
London
April 18-22, 1982

1981 International Gas Turbine Exhibit Directory

For those who attended the 1981 International Gas Turbine Conference and Exhibit in Houston, March 8-12, please find below a list of companies and addresses to supplement the information included in the Exhibit Directory.

Amalgamated Coal & Petroleum Specialists, Inc.
9124 Ernst Road
Ft. Wayne, IN 46809

Brunswick-Technetics
Energy Conservation Systems
2000 Brunswick Lane
DeLand, FL 32720

Centrico Inc.
100 Fairway Court
Northvale, NJ 07647

Environmental Elements Corporation
P.O. Box 1318
Baltimore, MD 21203

Norwalk-Turbo, Inc.
1200 South Post Oak Road
Suite 200
Houston, TX 77056

Turbine Associates, Inc.
P.O. Box 53648
Lafayette, LA 70505

Order Information: GTD Lapel Buttons and Records

To order an ASME Gas Turbine Division turbine wheel (3/4-inch diameter) label button, send name, address and type of ASME membership along with \$25.00 check (no charge to committee chairmen, vice-chairmen and exhibitors) to R. Tom Sawyer, Box 188, Ho-Ho-Kus, NJ, 07423. Copies of the 45 RPM record "Onward and Upward with Gas Turbines" are also available for \$2.00 each.

A. J. Auld Reports on Gas Turbine Technology at JPGC

Here is a list of papers which have been developed by the GTD Electric Utilities Committee for presentation at the Joint Power Generation Conference at the Sheraton-St. Louis Hotel, St. Louis, October 4-8, 1981:

- "Hot Gas Cleanup Program for Pressurized Fluidized Bed Combustor Combined Cycle Power Generation", M. Perlweig, J. W. Neal, W. E. Moore; DOE, Office of Coal Utilization.
- "Optimization Design Considerations for Cogeneration Plants", Louis F. Giannuzzi, Oskar E. Horn, Michael Nakhamkin; Gibbs and Hill Corp.
- "Reliability Assessment of Advanced Coal-Fired Power Systems", J. W. Larson, Mitre Corp.
- "Mechanical, Thermal, and Hydraulic Design of a Composite Construction Water-Cooled Gas Turbine Nozzle", D. W. Geiling, R. P. Chiu, N. Klompas; General Electric Company.
- "30% Fuel Saving by Adding Combustion Within Gas Turbine", C. E. Jahnig, Retired.
- "Gas Turbine Performance Deterioration and Water Wash Frequency", Richard L. Duncan, EPRI; Bethuel M. Barnum, United Technologies Corp.
- "The Partial Coal Gasification Combined Cycle Power Plant", S. Hamilton, Retired; J. J. Horgan, United Technologies Corp.
- "ANSI B133.7 Survey of Gas Turbine Synthetic Liquid Fuels", R. C. Amero, Gulf Research and Development; R. L. Thomas, Exxon Research and Engineering Co.; S. M. DeCorso, Westinghouse Electric Corp.
- "Repowering with Coal", R. V. Garland, Westinghouse Electric Corp.
- "Optimization of Gas Turbine Cycles with Variable Number of Combustion, Compressor and Inter-Cooler Stages", Louis F. Giannuzzi, Oskar E. Horn, Michael Nakhamkin, P. H. Gilson; Gibbs and Hill Corp.

ASME Membership Information

Charles P. Howard, Chairman of the Gas Turbine Division's Membership Development, stands ready to assist everyone with information on ASME membership. Howard's address: 14631 Crossway Road, Rockville, MD 20853 (301/871-8664).

Thru The Years . . .

Tom Sawyer
Publisher Emeritus

(Editor's Note: Tom Sawyer concludes his discussion on past Gas Turbine Division Chairmen)



The history of past GTD Executive Committee Chairmen from 1967-1968 to 1974-1975: **1967-1968** — William B. Anderson, with the Boeing Company for many years, has been active in the application of jet and other types of gas turbines to commercial aircraft. **1968-1969** — Donald R. Bruce (deceased) was at Westinghouse with gas turbines for many years. **1969-1970** — Warner Stewart was Chairman; he was active at NASA with small gas turbine technology in the early years and more recently with reducing jet engine noise in aircraft. **1970-1971** — John L. Mangan is with General Electric Company in Schenectady, NY and has been with gas turbines many years. Also he has been on various ASME committees and has been very helpful to the Gas Turbine Division. **1971-1972** — Thomas E. Stott is President of Stal-Laval, Inc. His company has been active in developing and marketing gas turbines and he has been a great help to the Gas Turbine Division as Executive Secretary and now as Assistant Treasurer. He has also been active on various ASME committees. **1972-1973** — Urban Floor, a Vice President with Woodward Governor Company, was active with the Division for a long period of time. **1973-1974** — Glenn W. Kahle, with Deere & Company for many years and now with International Harvester, was one of the leaders of Gas Turbine Division's reorganization in 1978. He was active on the Division's Vehicular Committee before he was on the Executive Committee, and he is still active as Chairman of the Information Committee. He initiated modernizing and advancing the Division's administration and management procedures and planning. **1974-1975** — Clifford E. Seglem has been with Westinghouse Electric Corp. for many years in their Gas Turbine Department. He is now located in Concordville, PA in charge of their Long Range Program.

This history of past and present Executive Committee Chairmen continues from 1975-1976 to 1980-1981. **1975-1976** — Eugene P. Weinert is with the Naval Ship Systems in Philadelphia. He is very active in the marine gas turbine field, and has been active on

Continued on Page 4

1982 International Gas Turbine Conference and Exhibit
April 18-22, 1982
Wembley Conference Centre
London, England

1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit
March 27-31, 1983
Civic Plaza
Phoenix, Arizona

Continued from Page 3

several Division Committees. He is now Chairman of the Division Objectives and Long Range Planning Committee. **1976-1977** — Ivan G. Rice was formerly with General Electric Company and for some years now has been a consultant to various companies which are users of gas turbines. Living in Houston, Texas, he is active with the local ASME Section. **1977-1978** — Paul F. Pucci is a Professor at the Naval Postgraduate School, Monterey, CA. Paul has also been very helpful to the Division. **1978-1979** — Edward S. Wright was with United Technologies for many years and now is with Deere & Company in Moline, Illinois. He has been active with gas turbines and helpful to the Division. He was chairman of the Division Finance Committee. **1979-1980** — John P. Davis is with Transcontinental Gas Pipeline Corporation. He lives in Houston where we have held many conferences. **1980-1981** — Arthur J. Wennestrom, Aero Propulsion Laboratory, Wright Patterson AFB, has just completed his term as Chairman. Like other chairmen, he has been active with the Division, but he is also a recognized leader in development of gas turbine compressor technology as related to military jet engines. **1981-1982** — Kenneth A. Teumer is the new Chairman of the Division. He has been very helpful to the Division particularly with overseas conferences. He knows the entire spectrum of commercial gas turbines as he is with Woodward Governor Company which furnishes control equipment for practically all types of gas turbines.

ASME has just celebrated its 100th birthday and Gas Turbine Division is only 34 years old. There are some divisions older than our division and there are still some problems with the acceptance of the gas turbine especially the closed cycle units. Fortunately, however, the combined cycle has been accepted.



London
April 18-22, 1982

GAS TURBINE DIVISION
The American Society of Mechanical Engineers

the gas turbine division newsletter

Volume 22, Number 3, August, 1981

Published by the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER,
Gas Turbine Division, A.S.M.E., 6065 Barfield Road, Suite 218,
Atlanta, Georgia 30328, U.S.A. (404/256-1744), Donald D.
Hill, Director of Operations - Sue Collins, Administrative
Assistant.

Chairman: Kenneth A. Teumer
Vice Chairman: Norman R. Dibelius
Editor: Robert A. Harmon
Publisher Emeritus: R. Tom Sawyer

CALL FOR REPORTS THE 1982 GAS TURBINE TECHNOLOGY REPORT

The INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER will soon be editing the Gas Turbine Division's Annual Gas Turbine Technology Report. Companies and organizations involved in gas turbine technology are invited to submit a report on activities and accomplishments during the past year. The reports are to be of an engineering nature, and significant material in the following areas is encouraged: research and development; operating experience summary; new installations of significance; problems encountered and solutions; test results and new designs. The Annual Technology Report is widely distributed; therefore, any material submitted must be unclassified and non-proprietary. Further, when the material is submitted, the Gas Turbine Division accepts it with the understanding that it is open for publication with no restrictions.

The format of the report submitted should be as follows:

(1) List at the top of the first page the company or organization and the author's name. The company name should not be used throughout the text but referred to as "the company".

(2) Length must not exceed 600 words.

(3) No illustrations, tables or photographs are permitted.

The information must be received in the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER by no later than October 15, 1981 in order to be included in the Annual Report which will be available for distribution in January, 1982.

For further information or assistance, please contact the INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER in Atlanta, Georgia.

ASME GAS TURBINE DIVISION THE INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER

6065 Barfield Road • Suite 218 • Atlanta, Georgia 30328 • 404/256-1744



EXECUTIVE COMMITTEE 1981-82

CHAIRMAN
KENNETH A. TEUMER
Woodward Governor Company
1000 E. Drake Road
Fort Collins, Colorado 80525
303-482-5811

VICE-CHAIRMAN
NORMAN R. DIBELIUS
General Electric Co.
1 River Road, Bldg. 53-322
Schenectady, N.Y. 12345
518-385-9374

CHAIRMAN
COMMITTEES
A. A. MIKOŁAJCZAK
United Technologies Corp.
1 Financial Plaza
Hartford, CT 06101
203-728-7634

REVIEW CHAIRMAN
GEORGE K. SEROVY
Mechanical Engineering Bldg.
Iowa State University
Ames, IA 50011
515-294-2023/1423

FINANCE COMMITTEE &
PAST CHAIRMAN
ARTHUR J. WENNERSTROM
Aero Propulsion Lab (AFVAL/POTC)
Wright Patterson AFB, Ohio 45433
513-255-7163/7176

DIRECTOR, OPERATIONS
DONALD D. HILL
International Gas Turbine Center
6065 Barfield Rd., #218
Atlanta, GA 30328
404/256-1744
ADMINISTRATIVE ASSISTANT
SUE COLLINS
404/256-1744

TREASURER
R. TOM SAWYER
P.O. Box 168
Ho-Ho-Kus, NJ 07423
201-444-3719

OPERATIONS
ASSISTANT TREASURER
THOMAS E. STOTT
Stal-Laval, Inc.
525 Executive Blvd.
Elmsford, NY 10523
914-592-4710

NEWSLETTER EDITOR
ROBERT A. HARMON
25 Schieren Drive
Latham, N.Y. 12110
518-785-8651

EXHIBIT MANAGER
ROBERT L. WHITENER
P.O. Box 17413
Dulles International Airport
Washington, D.C. 20041
703-252-7751
Telex: 899133

INTERNATIONAL GAS TURBINE CENTER
Gas Turbine Division
The American Society of Mechanical Engineers
6065 Barfield Road, Suite 218
Atlanta, Georgia 30328

ASME GAS TURBINE DIVISION
のご好意により複写の許可を得ました。