寄 書 LETTER TO THE EDITOR

欧州における最近のガス・タービン* Modern Trends of Aeroengines in Europe

川 口 勝 之*
Katsuyuki KAWAGUCHI

1. ま え が き

筆者は、仏国政府技術留学生として、昭和43年度から約15カ月間、仏国のほとんどすべてのガス・タービン・メーカーおよび発電所にて研修することができ、その他、ヨーロッパの主なガス・タービン・メーカーを訪門する機会をえた。実際の設計部門に入り込んで、テーマをもらい、社員と机を並べて仕事してきた例は、あまりないと思われるので、その間の見聞事項および研修したことを取まとめて御報告したいと思う。

筆者が主に研修した会社は、Rolls Royce, SNECMA, HISPANO-SUIZA, TURBOMECA および RATEAU の各社であり、特に航空エンジンは、英仏協同製作の機種が多く、両者の技術を見ることができたのは、非常に有意義であった。今回は、上記の各社のガス・タービンについて、特に圧縮機、燃焼器およびタービンにつき設計思想、実績、問題点を述べ、あわせて使用材料の方面から考察した各コンポーネントの特徴について説明する。

2. 空 気 圧 縮 機

2.1 遷音速軸流圧縮機 英仏協同製作中の代表的なエンジンの軸流圧縮機要目を第1表に示す。英仏つまり、Rolls Royce, SNECMA, TURBOMECA の設計思想の差が顕著に表われて非常に面白い。特に協同

製作における分担範囲によって、目立った特徴が表われてきている。分担の一般的な区別は、各メーカーの得意とする部門に応じ、高温部は Rolls Royce、低温部は SNECMA, TURBOMECA となった組み合わせが多い。

圧縮機的设计製作で、筆者が最も興味を感じたのは、数多くの特徴的な小型エンジンを生み出している TURBOMECA である。Bastan, Astazou および Turmo のあのアスペクト比が極めて小さく、どちらが前か後かわからないような独特の翼形、本格的な軸流段でも、節弦比が小さく、特に弦長を非常に大きくとっている。これに反し、Rolls Royce の圧縮機は、アスペクト比が大きく極めて細長い翼を利用している。TURBOMECA の圧縮機の担当者 Mr. Max GIRAUD との討論の結果、弦長を大きくした方が一段当たりの仕事量が大きくとれ、段数がへり、また翼振動および性能面で有利ということに落ちついた。

- 1) 枚数が少なくなるから choking Mach. number が大きくなる。
- 2) 低速時のサージ線までの余裕が大きくなる。これは TURBOMECA の例ばかりでなく、NACA RM E 57 H 14 にも示されている。
- 3) 衝撃波発生位置が、境界層がまだ発達していない前縁側に近づき、弱い衝撃波となるので、衝撃波損失および境界層との干渉に基づく剥離

第1表 英仏協同製作機種種の軸流圧縮機

製 作 会 社	機 種	パイパス比	圧縮機形式	低 圧 圧 縮 機				高 圧 圧 縮 機		
				段 数	圧力比	マッハ数	効率(%)	段 数	圧力比	効率(%)
SNECMA Rolls Royce	M-45 B	0	軸方向流入	4	3.4	1.4	86.0	7	4.1	86.9
SNECMA Rolls Royce	M-45 H	2.85	同 上	1F+5	4.0	1.49	86.6	7	4.5	86.9
Rolls Royce TURBOMECA	ADOUR	1.0	同 上	2F	2.2	1.5	85.8	5	4.0	86.0
SNECMA TURBOMECA	M-49	1.6	同 上	2F	2.1	2 段動先 1.0	86.0	4	4.2	81.0

* 昭和44年10月27日原稿受理

** 三菱重工株式会社 高砂製作所技術部

損失が少なくなる。

- 4) 翼の曲げ応力は、翼弦長の2乗に反比例するから非常に小さくなる。
- 5) 振動学的には、固有振動数が大きくなり、 $f \cdot C/V = \text{Const.}$ であるからフラッター速度 V が大きくなる。ただし、弦長を長くすると、振りモードの振動が顕著に表われて来るから注意を要する。
- 6) 節弦比の決定には、試験データから求めているが、diffusion factor を初段では 0.4 以下にしている。
- 7) 静翼列に関しては、遷音速作動ではないから、転向角を相当大きくとることができるが、作動範囲を拡げるために節弦比を小さくとして、反りをへらすような設計をした方がよい。

上記の特徴と軸方向流れ形式と相まって、作動範囲の広い遷音速圧縮機を実現している。ADOUR の高圧圧縮機設計分担の際に、Rolls Royce と模形試験機を作って性能を比較したところ、TURBOMECA の圧縮機は、Rolls Royce のよりも1段少いにもかかわらず、風量・風圧および効率、両者はほぼ同じであったが、サージ線が1割ほど広がったそうである。筆者も、両者の特性曲線をみせてもらったが、サージ線付近は、ほとんど平坦な特性で、なるほど、1割程度サージ線が低風量に寄っていたのには驚きであった。

ヨーロッパでは、軸方向流入形式が一般に用いられている。これは front fan engine では、動翼先端は超音速流入速度となるので、正常作動範囲がせまいことから、流量変動に対して、動翼の迎え角の変動の小さい流れ形式が要求されるのである。ただし、この流れ形式では、静翼に対する迎え角変動は、前置静翼形式のそれに比較して大きいので、静翼の失速に注意しなければならない。

したがって、Astazou や Turmo III などは、静翼を二重にして、負荷を減らし、失速を防いでいる。第1図に Astagaz XII (Astazouを発電用に転用したも

第1図 Astazou (TURBOMECA) の産業用への応用 (Astagaz)

の)の構造を示す。

2.2 翼振動問題 遷音速軸流圧縮機では、動翼先端のマッハ数が増し、翼厚さが極めて薄くなっている(4~5%)。したがって、振動学的な慣性力の項に比較して、空気力学的な力が相対的に大きな影響を与え、フラッターの問題が生じ、英仏どのメーカーでも、この問題の解決を急いでいる。だが、解決法の研究の進め方として、実際の破損例に基づく、経験的な対策をたて、cut and try で処理しているようである。基礎的な研究は、むしろ東大航空宇宙研究所の一連の組織だった振動問題研究で代表される日本の方が進んでいるように思われる。

Rolls Royce には、E. K. ARMSTRONG がおり、Cambridge 大学には、WHITEHEAD が健在で、仏国では、ONERAの振動グループがある。

Rolls Royce におけるこの方面の研究状況は、つぎのとおりである。

- 1) 軸流圧縮機では、non-stall flutter は、ほとんど経験したことはない。
- 2) Stall flutter は、現在でも、しばしば経験しており重大な問題である。Stall flutter は、旋回失速が生ずる低回転領域よりも、むしろサージ線付近で生じる場合が多い。これは、当然振動エネルギーがこの領域において、大きいからと。考えられる。圧縮機翼の Stall flutter は、1次の振りモードで、reduced frequency = 1.4 ~ 1.6 800 c. p. s で発生している。
- 3) タービン翼では、しばしば non-stall flutter を経験している。

TURBOMECA および SNECMA では、

- 1) 初期に、Morboréのタービン翼が、回転数の二次と共振して、クリスマス根部のみぞにクラックが入ったことがある。
- 2) 最近では、圧縮機の翼で、サージ線付近の振動事故をしばしば経験している。モードは、1, 2, 3次の曲げと、4次の振りでクラックが入ったことがある。Stall flutter らしいがよくわからない。

どの会社でも、Stall flutter に対しては、情報が不足しているようで、知識の吸収に極めて熱心であった。

各社の翼振動対策

- 1) Rolls Royce のタービン翼の non-stall flutter に関しては、実験的に不安定領域を追求し、設計に応用すると同時に、potential flutter の電子計算機によるプログラムを組んで、反り、厚さ等を考慮に入れたフラッター不安定限界を計算で求め、実機的设计に応用している。

- 2) Stall flutter に対しては, E. K. ARMSTRONG (Bristol Siddley Division) の提唱した critical reduced frequency を採用している.
- 3) 初期の軸流圧縮機には, 翼根の固定に pin joint を使用していたが, 最近では, つぎのような理由で中止している由. pin joint は減衰は大きい, 根部の片あたりによる fretting erosion が生じ, しばしば根部破損を誘発する可能性がある.

TURBOMECA および SNECMA

- 1) 後縁部において, 根部より $(1/3 \sim 1/2)$ のところにクラックが入る場合が多いが, このときは, 後縁部先端を三角形に切り落して振動エネルギーを小さくする. こうすると問題となる位置の応力が $1/3$ 程度に減少するそうである.
- 2) Smubber Blade の採用. これは Rolls Royce の場合も同様である.

第2図は, SNECMA の M 45-F の低圧圧縮機ロー

第2図 M 45 F 低圧圧縮機ロータ

タである. ボルト類を一切使用せず, すべて電子ビーム溶接を用いている. ファンの部分には, スパンの中途に, snubber がつけられている. この snubber blade は一般的には, つぎのような意味をもつ.

- 1) 翼の固有振動数をかえる.
- 2) 構造減衰を大きくする. Friction Damper として働く.
- 3) 全翼の振動を同位相に拘束して, フラッター速度を上げる.

Rolls Royce でも, ほとんどすべてのタービン翼の先端にこの snubber をつけて, 洩れ止めと振動対策を兼用している.

2.3 圧縮機関係材料および工作法 翼材料: 最近まで, Greek Ascalog (13 Cr, 2 Ni, 3 W), 17-4 PH 等が使用されてきたが, 熱および強度/重量増加の要求により, Ti-6 Al-4 V, Ti-5 Al-5 Zr-5 Sb 等の Ti-Al 合金が使用されている.

Concorde 用エンジン Olympus 593 の圧縮機では, 出口温度が高くなるので, タービン・デスク等に使用されている A 286, Inconel 718, Waspaloy 等が使用され始めている (第3図参照).

圧力比 15, 比流量 $170 \text{ kg/s} \cdot \text{m}^2$, 推力 15,900 kg (after burner なし), タービン入り口温度 $1,400^\circ\text{K}$.

Rolls Royce の RB 211 (3 軸, 圧力比 27, パイパス比 5/1, スラスト 40,600 lb) の fan blade には, Hyfil Blade (carbon fibre reinforced composite) が使用され, このためにロータ重量が 30% 減小した. Rolls Royce は, 材料のみを買い入れ, 溶着, 熱処理, 試験等すべて自分のところで行なっている.

翼成形・加工: Rolls Royce では, 圧縮機翼のうち, 13 Cr 系は, 押し出し加工で, ひねりも同時に与えている. 翼表面は, 精鑄翼みたいに仕上がっており, 2枚

第3図 Olympus 593

の翼が 25 秒で出来上る由。冷間押し出し成形が、一般化している感じで、タービン翼の加工も、熱間押し出し技術が採用されつつある。

また、軽量化のために、Ti-alloy の中空翼が、拡散結合により試作されている。従来の翼より 50% 軽くなり、圧縮機ロータの軽量化が可能となる。結合部の強度は、母材と同程度以上の強度をもち、今後、材料の劣化を起こさない“diffusion bonding”が開発研究され、利用される傾向にある。TURBOMECA では、自己開発による多点切削機を使って成形することが多いようである。

前に述べた Hyfil Blade の開発も Rolls Royce の現社長である Sir Denning DEARSON が、1958 年社長就任以来の当社の経営方針である“Technology First”の一貫として出現したもので、この方面の研究・開発は、斯界の白眉となっている。

3. 燃 焼 器

一般に、世界の燃焼器の形式の変遷は、cannular から annular に移っているようである。SNECMA の燃焼関係の専門家 Mr. QUILEVERE の説によれば、annular 形は次のような特徴がある。

- 1) annular 形では、30~40% の冷却空気が必要であるが、cannular では、もっと多量の空気を必要とし、したがって冷却口の数が増して、圧力損失が増える。
- 2) 燃焼効率が、負荷の変動に対して変化が少なく、低い空燃比のとき罐形より性能がよい。全負荷のときの効率は、両者ほとんど同一か、わずかに annular の方がよい。
- 3) 負荷の広範囲にわたって、焰の安定性がよく、短いスペースにおさめることができる。
- 4) 煙の発生が annular の方が少い。

3.1 煙の問題と寿命 最近、航空用エンジンの産業用への応用が盛になり、それにともなって、燃焼器に要求される特性も、つぎのような特殊性を帯び、苛酷なものとなってきている。

- 1) 煙を出さないような完全燃焼を行ない、しかも重い蒸溜油が使えること。
- 2) 海水雰囲気中でも、寿命が長いこと。

最近のうまく設計された“film cooling”技術では、燃焼中の対流加熱作用を効果的に少なくするので、むしろ輻射による加熱作用の割合が大きくなって来る。smoke point とか luminmeter number は、火焰中に生成される炭素の量を指示する一特性数であるから、これらが、火焰の放射量を左右し、ひいては、円筒の寿命に影響することになる。煙には、つぎのように二

種類がある。

1) 蒸気煙 (Vaporous Smoke) Idling 付近で生ずる軽い色のついた煙で、アルデヒドのような一部有害な燃焼生成物をともなう燃焼蒸気によるもの。

蒸気煙は、ケロシン燃料の場合は、問題はなく、Diesel oil 等重い油で、特に円錐状噴霧弁を用いている燃焼器に顕著に表われる。これは、重質油燃料のために、密度、粘度が増し、それにともなって、噴霧角が減少して噴霧特性が悪くなり、噴霧粒子が大きくなることに基因する。ほぼ平均粒子半径で 60μ から 110μ 程度まで増大する。かつ重質油は、高い蒸発点をもっているため蒸発し難い、このような理由から、1次燃焼域から、蒸発しきらないで粒子のまま逃げだす機会が多くなる。

対策としては、噴射弁を二次混合空気式にして、噴霧角が減少しないようにすれば、防止できる。

2) 黒煙 運転領域のほとんど全域にわたって発生するもので細かい炭素粒子から成る。

黒煙の発生する条件は、燃焼器の1次燃焼領域の高温と Overrich mixture である。simplex type の噴射弁では、どうしても局所的な rich mixture になり易いので発生しやすい。

対策としては、1次燃焼領域に入り込む1次空気量を増すことにより、黒煙を防止することができる。ただしあまり空気を増すと吹き消えが起こるから注意を要する。

SNECMA の燃焼器では、煙の問題はあまりないそうであるが、Rolls Royce では、各種の燃焼器について、上記の対策により、いろいろ試験した結果、軽油を用いても、Bacharach Scale で7から2まで黒煙レベルを落すことができたと言っている。

燃焼器の寿命について Marine Olympus では、Hastelloy X の内筒であるが、軽油で 120 時間、25,000 馬力の運転後、一次領域の冷却口からクラックが入り、それが発達して一部大穴があいたことがあ

第4図 Marine Olympus 燃焼器の破損、右側は改良形

る。第4図にその状況を示す。図中右側の燃焼器は、後に述べるような対策をほどこした改良形で、2,000時間の運転後の状態を示す。運転前とほとんど同じ状態でクラックは皆無である。

また、内筒間合わせ面の“fretting corrosion”も問題となって、各種の研究改造が行なわれた。以下に述べるような設計注意および改造をほどこして、改良形の燃焼器を製作した。この改良形は、2,000時間の運転後でも、ほとんど運転前と同じ状態であり、以後この形が量産されている。

- 1) 発停時の温度勾配による冷却口の熱応力に対しては、穴のエッジを徹底的に丸め磨きをかける。すなわち、仕上後、特別に作った酸化アルミの石の中に内筒を入れ、ガラ箱を18時間も揺動させて角とりを行なう。
- 2) Fretting Corrosion に対しては、film cooling の徹底と、合わせ面のタングステン・カーバイドによる coating 処理をほどこした。あらゆる処理のうちで、これが最も有効であった。
- 3) 内筒のたわみ (liner distortion) に対しては、低融点化合物やカーボンの付着による冷却空気遮断のための局部的過熱が原因であるから、内筒壁面の film cooling に細かい注意を払った。
- 4) Spot weld は、連続溶接よりも疲労に弱い。冷却口にいろいろ溶接して補強することは逆効果である。

要するに、内筒の film cooling の徹底と、冷却口の熱疲労によるクラックに注意して、角の研磨を行えば、燃焼器の寿命を大幅に改善することができる。内筒内側壁温度を 700°C 以下に冷却すれば、高温腐食もなくなる。

第5図は、Al-Cr Coating 処理された SNECMA の燃焼器で、部材は、Nimonic 75, HS 25, および L155 である。ONERA の Coating 技術が製作に应用されている。この Al-Cr Coating に関する有益性については、別の機会に述べよう。

3.2 燃焼器の材料 燃焼器に要求される材料の特性としては、熱サイクルに対する組織の安定性、耐食

第5図 Al-Cr Coating された SNECMA の燃焼器

性、加工成形性および溶接性等である。

過去によく用いられた材料として、AISI 310, Nimonic 75, および Inconel 等がある。現在では、Hastelloy X が多用されている。最新の材料として、特に溶接性、成形性改善の意味から Rene 62, Inconel 718, および IN 102 等が、使用される。特に、溶接構造としての熱サイクル中の材料の劣化、クラック伝播性のないものが望まれるわけである。これらの材料は、この要望に沿ったもので、高温強度をぎせいにし、Al+Ti を減らし、Nb を増して溶接性をよくし、溶接後の時効割れを防止する。例えば、Inconel 700 (28Co, 15Cr, 3Mo, 3Al, 2Ti) の Al, Ti を減らし、Nb を増した Inconel 718 (19Cr, 18Fe, 5.2Nb, 3Mo, 0.8Ti, 0.6Al) が燃焼器用として開発された。

つぎの時期で、有望視されている合金は、Ni のマトリックス中に粉末冶金の方法で ThO_2 を分散させた分散強化合金 TDNi である。この合金は、耐食性がなく、また、TIG および MIG 溶接ができない欠点があるが、Coating および Cr の添加や、電子ビーム溶接を用いる等いろいろ研究開発がなされている。

4. タービン

4.1 タービンの性能 第1表の逐音速軸流圧縮機に対応するタービンを第2表に掲げる。

Rolls Royce 社では、タービン冷却方式の研究開発

第2表 英仏協同製作機種タービン

製作会社	機種	ガス入口温度	冷却法	低圧タービン			高圧タービン		
				段数	回転数 r.p.m	効率	段数	回転数 r.p.m	効率
SNECMA Rolls Royce	M-45 B	1,050 $^{\circ}\text{C}$	内部冷却	1	15,000	87%	1	17,000	86%
SNECMA Rolls Royce	M-45 H	1,052	内部冷却	3	10,300	88	1		88
Rolls Royce TURBOMECA	ADOUR	1,107	Film Cooling	1	—	—	1	—	—
SNECMA TURBOMECA	M-49	937	内部冷却	2	16,000	88	1	22,000	86.5

第6図 Rolls Royce のタービンの翼負荷と速度係数と段効率の関係

第7図 Spey 低圧タービン (2 段) の試験結果

が古くから進められ、タービン入り口温度は、最近急激に上昇し、すでに1,200°Cに達している。冷却方式として、翼内部に冷却空気を通す内部冷却方式(1,150°C程度までといわれている)と、冷却空気を吹き出してfilmを作って熱遮断する“film cooling”(1,250°C程度)が実用されている。空冷技術によって、タービン入り口温度の上昇は、23°C/年の割合で上昇したといわれている。

英仏協同製作の場合でも、高温部は、大抵 Rolls Royceが、担当していることからわかるように、タービンの空冷技術については、Rolls Royceが斯界をリードしているので、そのタービンの開発について眺めてみようと思う。

第6図は、速度係数と翼負荷による段効率の変化を示し、反動度が50%のときの計算値で、洩れ損失は零としてある。翼負荷と速度係数は、ガス・タービンの重量、価格および効率を考慮し、図の最適な位置が選ばれる。図中の黒点群は、実際のタービンの値がプ

ロットされたものであり、その中に Spey の低圧タービンがマークされている。第7図は、Spey の試験機によるタービン効率実測結果で、最高94%、設計値で92%を得ている。予想値の90.8%よりかなりよい。設計効率と実際の効率は、1%の誤差範囲で一致する。設計値計算には、AINLEYの方法を用いている。

仏国系のタービンの効率計算にも、この AINLEY Mathieson の式を使用している。

4.2 冷却方式および疲労・クリープとその関連

空気冷却に関しては、Conway, Tyne, Spey とつぎつぎに冷却方式に改良が加えられている。Conway は、二重冷却通路、Tyne は、三重冷却通路で、いずれも3個の冷却口をもち、動翼内で、それぞれ2回、3回と冷却空気を反転させて、冷却量の消費の増大を防いでいる。Spey では、動翼冷却口の数を増し、押し出し加工によって5個の偏平な冷却口形状として冷却効果を増し、冷却空気は、翼根から翼先端まで真直に流れ、先端から主ガス流と合同する。第8,9,10図参照。

第8図 Spey 第1段ノズル

第9図 Spey 第1段動翼

第10図 Spey 冷却動翼の運転実績

この方式は性能がよく、Spey 以後のエンジンでは、すべてこの方式がとられている。

ノズル翼の冷却は、翼の中央部にパイプを通して内側より前縁に冷却空気を吹きつけ、その空気は、後縁部の腹面に、コード方向にけられた多数の穴から吹き出しているいわゆる“film cooling”を行なう。

冷却方式と熱疲労・クリープとの関連 実際の翼の寿命は、クリープで定まるよりも、腐食とか熱疲労できまることが多く、これらによる寿命を定量的に実際の冷却翼で、摺んでおくことは、信頼性向上の意味から極めて重要なことである。Conway の冷却翼につい

て熱疲労およびクリープ試験を行なって結果：

- 1) Nimonic 95 A でも 10,000 サイクル以上、熱疲労によるクラック発生はない。ただし、Conway の動翼は、Nimonic 105 に変更し、万全を期した。現在まで、この種の事故は皆無である。
- 2) ガス温度が、55°F 上昇しただけで、熱疲労による寿命は、1/2 となる。

クリープ破損に関しては、電子計算機を利用し、Thermal Stress relaxation method によって、クリープ寿命とその位置を推定している。

- 1) スパン方向の最も弱いところは、翼根から 25% の位置で、後縁部冷却口付近の凹部である。
- 2) Stress relaxation を考慮したクリープ寿命は、平均温度と平均応力だけから求めた寿命の 23 % である。

この結果は、Conway 動翼の破損実績と極めてよく一致している。

4.3 タービン材料および加工 動翼材として、X-40, S 816, Inconel 700, U-500 等がよく用いられてきたが、現在では Ni-base が主流を占め、Al+Ti, Al/Ti の添加量を増し、Cr は減少の傾向にある。IN-100, B 1900, MAR-M 200 等は、すべて Cr が 9% 以下である。この傾向では、クリープ特性は増加するが、腐食性が低下する。Cr が 15% 以下になると、Coating が必要となる。また、この傾向は、鍛造性を悪化させるために、より高い高温強度をうるためには、铸造翼によらざるを得ない。しかし铸造翼は、靱性が鍛造翼より悪い。Rolls Royce では、材料の靱性を重視し、古くから鍛造翼を利用して来たし、現在でも、鍛造、押し出し、電解加工による成形という製作方針を変えていない。これが、Rolls Royce 社が、空冷翼を開発せざるを得なかった一つの理由である。

欧州でよく使用されている翼材は、Nimonic系である。(Nimonic 80, 90, 91, 100, 105, 107……115, 118) Nimonic 105 以後は、Cr が 15% になり、Al-Coating して使用される。逆に Al+Ti は増加し、105 は、ほとんど鍛造性の限度まで増量している。115, 118 は、phase computation によって、 N_V 値 (Electron Vacancy Number) を計算し、TCP 相が粒界に析出しないようにして、相の安定性を増し、高温長時間使用におけるクリープ特性、靱性、および疲労の低下を防いでいる。

静翼材としては、強度よりもむしろ熱衝撃、耐食性、溶接性が要求される。Co-base が多用されてきたが、最近の研究によれば、Co-base は、“Stator bowing” に弱いことがわかり、今後、静翼も Ni-base が使用される機会が多くなってきている。タービン入り口温度

第11図 西ドイツの本格的な航空機 VFW 614
に搭載されている M-45 H ターボ・
ファン

第12図 仏国 Hironnelle (Sud Aviation) 搭載予定
の SNECMA-TURBOMECA M-49

が、あまり高くない範囲では、むしろ Co-base が熱衝撃、耐食性共にすぐれており、広く利用されている。前に述べた TDNi などは、静翼材としても魅力のある材料で、英国でも Henry Wiggin 社は、要求があれば作るといっている。

欧州でも耐熱材の Coating 研究は、極めて盛んで、実用されているのも少なくない。前に述べた Marine Olympus のノズルは、X-40 に Al-Coating したものが用いられ、海水雰囲気では良好な結果が得られている。SNECMA では、Cr-Al Coating 翼が実用されている。仏国では、ONERA 方式による Coating の研究等注目すべき動きがある。この方式により、最近、高温強度のみならず、耐食性にも強いといわれている Ta の coating に関する研究が注目されている。

空冷翼の成形加工 前に述べた spey の動翼の加工は、粗材にあらかじめ穴をあけておき、中に充填材をつめ、押し出した後は鍛造により翼形を成形すると同時に、穴をつぶして偏平とする。充填材は、鍛造後、酸で溶出され、必要に応じ仕上げに電解加工を行なっている。Rolls Royce の下請け工場ですえも、すでにこの電解加工機が装備され、素材メーカー、下請け加工メーカー、主エンジン・メーカー等一連の技術レベルおよ

び capacity が一体となっており、日本とは相当の格差がありうらやましい限りである。

このようなガラス潤滑押し出し方式は、もともと、日本の材料メーカーにも技術導入せられた Ugine-Sejournet の方式で、精密な型材の量産を可能にし、英米における押し出し翼実用のきっかけを作った。

Bristol 系は、鋳造翼を使用している。Olympus 593 の動翼は、19 コのシリカ管のコアが、ワックス・パターン中に入れられ、ワックスが溶解すると、シリカ管は、型の正しい位置に定まり、鋳造後、シリカは溶出される。この方式は、内部冷却穴の形によらず成形できるから便利である。

おわりに

どこで何をやっているという外国訪問記は多いから、ガス・タービンの各要素に注目して、それを得意とする各社の動向・問題点を純技術的な立場からまとめてみた。ONERA の高温部材の Coating に関する発・研究とか、SNECMA-RATEAU 社の 60 MW 航開空エンジン応用発電プラント等注目すべき技術を記載する余裕がなかったのは残念であるが、つぎの機会にでもお話ししたいと思っている。