航空機材料の寿命と検査

大 橋 英 雄*

1. はじめに

航空機材料はその使用個所により低温部、高温部とその両者を共用するそれぞれの領域に分けて考えることができる。特にその高温部、低温部の差は極端に大きく、このため使用材料も多種類にわたる。低温部のものは、常温から 213 K 位の温度範囲で使用されるもので、機体構造材や外板等の 2024, 7075, 6061, 等のアルミニウム合金を主体としているが、軽量化および耐熱の両目的からチタンを使用している部分もある。たとえば高温排出ガス近傍の耐熱材や超音速時の空力加熱の問題から機体、翼の外板にチタンが用いられ、強度部材の鍛造品などにも多く使用されるようになってきている。また同じ軽量化の目的から 2 GPa (210 kgf/mm²) にも及ぶ高強度材、4340 M, 300 M 等が用いられている。これらは Ni-Cr-Mo 系の低合金鋼である。このほか、ハネカム材のような軽量材も翼と機体の整形部材などに多量に見られるようになった。これらは主に FRP の板材とプラスチックや薄いアルミニウム箔などによるハネカムコーアの組合わせによるものが多い。高温部のものはいうまでもなくエンジンおよびパワープラント全体を含む所であり、AISI 410, 347, 19-9 DL, A-286 などの鉄系材料を始め Hastelloy X, Inconel 718, WI-52 などの Ni, Co をベースとした耐熱材料を主体としている。同じ高温部分でも燃焼室やこれに接続するものでは常時高速流の炎にさらされているような条件下のものもあり、これらは前記の Ni, Co ベースの合金が用いられている。最近の大型高出力のエンジンではエンジンナセル内の温度も非常に高くなりエンジン懸架用のボルト、ナット類でも Ni ベースのインコネル 718 などの高温強度の優れたものが使用されている。また一方、主降着装置のブレーキディスクなどでは、寒冷地でのブレーキ作動時や、エンジンの始動時のように急激な温度変化を繰り返しながら

使用されるものもあり、熱応力による破壊例も少なくない。

上記のように材質もまた使用条件もさまざまなので、検査の方法や寿命の推定を同一レベルで考えることはできない。一部にはメーカーより寿命が指定されているものもある。残念ながら今のところ、当社においては寿命の推定に関する適切な検査法は確立されていないが、破壊、き裂に対し光顕、電顕による解析を手掛りに類似の問題について使用の可否限界を決めている。

以下に若干の破壊例も交え材料の検査と部品の寿命について述べる。

2. エンジンの整備方式

本件は主題より若干外れるようにも思われるが、以後に述べることを理解する上で必要と考えるので、その概要を述べることにする。

(1) 設計および整備方式の変革

エンジンについては従来の Overhaul (以後 O/H) に準ずる方式を取るものと、この数年来採用されてきた On-Conditioning-Maintenance 方式を取るものがある。前者は現在 EHM (Engine Heavy Maintenance) という型式で従来の O/H 方式より効率的な作業がなされているが、現行の EHM に移行する過程には HSI (Hot Section Inspection) なる方式が取られ、エンジン的高温部が特に傷みやすいという考えから、O/H 間隔の中間の時期に 1~2 回高温部のみを対象に分解検査を行い、必要に応じた修理作業がなされてきた。その経験の上に現行の作業形態が取られたものである。現在では DC-8 用のエンジン JT-3D は 10 000 時間、B-727 用のものは 6 000 時間の間隔で EHM 作業がなされている。

後者は O/H の概念をなく On-Condition-Monitoring 方式が採用され、通常の運航時にエンジンの状況を正確に把握し、異常を生じたときに必要箇所を徹底的に修理、部品交換をする方式である。このためエンジンは設計当初よりこの思想に合わせた構造になっている。た

* 日本航空株式会社技術部基礎技術課技師
Lives and Inspections of Aircraft Materials; Hideo Ohashi (Engineering Department, Japan Air Lines, Tokyo)
1978 年 11 月 17 日受理

図1 JT9D エンジンの borescope 検査孔の位置。
“静翼”と示されている検査孔から前段の動翼
が点検できる。

たとえば主要なところには多くの覗き穴(図1)が設けられ、ファイバースコープなどで容易に内部の検査ができるようになっている。またエンジン全体は幾つかのブロック(Module)に分けられており、そのおのおのが単独に交換できるため、エンジンを1つの単体としてO/Hすることの意味も薄らいできた。また航空会社の希望によってはエンジンを機体から外さずに、これらの大きなブロックを交換できるようあらかじめ設計された機体

表1 圧縮機ディスクの寿命。

JT8D OVERHAUL MANUAL					
ENGINE-TIME LIMITS					
DESCRIPTION	PART NUMBER	IF OPERATED AT ENGINE MODEL RATING	CYCLES MAX REPLACE AT	HOURS MAX REPLACE AT	
R Disk	438914	D-3, D-3B	8000	30000	
R 14th Stage	Prior to				
R Comp.	Change				
R (Cont.)	Letter D)				
R	438914	D-1	10000	30000	
R	(Prior to				
R	Change				
R	Letter D)				
R	438914	D-3, D-3B	8000	30000	
R	Change				
R	Letter D				
R	and sub-				
R	sequent				
R	438914	D-1	10000	30000	
R	(Change				
R	Letter D				
R	and sub-				
R	sequent				
R	657814	D-1	10000	30000	
R	657814	D-3, D-3B	8000	30000	
R	699614	D-1, MC7	7000	24000	
R	701514	D-1, MC7	30000	30000	
R	703214	D-1, MC7	7000	24000	
R					
R Disk,	414215	D-1, MC-6, MC-7	Not App.	3000	
R Fifteenth	425615	D-1, MC-6, MC-7	Not App.	3000	
R Stage Comp.	438915	D-1, MC-6, MC-7	7000	8000	
R	(Prior to				
R	Change				
R	Letter D)				
R	438915	D-1, MC6, MC7	9000	24000	
R	(Prior to				
R	Change				
R	Letter D)				
R	438915	D-1, MC6, MC7	9000	24000	
R	(Change				
R	Letter D				
R	and sub-				
R	sequent				
R	657815	D-1, MC7, D-3	9000	24000	

*Contingent upon incorporation of Service Bulletin No. 471 at or before 8000 hours of service life.

左端Rの記号は変更になったことを意味している。
エンジンメーカーはこのような改訂を行っている。

もある。しかしすべてのエンジンはメーカーの指示により圧縮機、タービンなどのディスクに寿命が定められており、使用時間または離着陸を示すサイクル数のいずれか先に到達したもので交換されることになっている。このためすべてのエンジンはこれらのディスクの履歴およびその所在が常に正確に把握されており、またそれらの製造時のロット番号や熱処理コードなども明確に記録されている。このため上記の寿命の外に何かの不都合が生じた場合でも直ちに対処できるようになっている。なおこれは単にディスクのみでなくタービン動翼やケーシングその他の重要な部品についても同

様な処置が取られており、常に問題に対処できるようになっている。次に圧縮機ディスクの寿命の一例を表1に示しておく。この表から分かるように、同じ部品でも部品番号の違うものや、運航時の出力設定により寿命が若干違う場合もある。

(2) エンジンモニタリングの手法と実例

航空機用エンジンのモニタリングとして以下のような方法が取られているが、本稿の主目的ではないので、ここでは目的およびグループ別にその手法と概要を列記するとともに、後述の故障や破壊例を理解する上での参考としていただきたい。

(i) エンジン性能のモニタリング

(a) FDM(Flight Data Monitoring) 日常の運航時にエンジン性能の良否を示すデータ・EPR(エンジン圧力比)、回転数(高圧、低圧ロータ)、振動、EGT(エンジン排ガス温度)、OBP(Oil Breather Pressure)などを記録し、後日電算機にて所定の形式に書き換えられ常時監視している。

(b) AIDS(Aircraft Integrated Data System)

航空機に搭載している小型電算機を用いて前述のFDMと同じ処理を自動記録させる。このためにエンジンには必要なセンサーが取り付けられている。

(ii) エンジン内部のコンディションモニタリング

(a) ボアスコープ検査 時にはテレビも併用し、ファイバースコープ等を用いてエンジン内部の状況把握するもので、最近の高性能の光伝ば用 Light Guide や像伝ば用 Image Guide の開発によりますます有効な手段となってきた(図1参照)。

(b) R.I. 検査 放射性同位体よりのγ線を用いたもので、線源をエンジン内部におき外部に写真用フィルムを張って撮影する。タービン静翼の変形や燃焼室の位置のずれ・変形など、明瞭に写すことができる。線源として

は Ir 192/100 Ci または Co 60/10Ci
などが用いられている。

(c) その外 うず電流探傷, 超音波探傷, 振動測定などの手法も多方面で利用している。

(iii) 軸受ならびに潤滑系のモニタリング

(a) SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program) エンジンオイルの分光分析でオイル中にある金属の種類と量を検査するものである。エンジン内部の摩耗やその外故障により発生した金属片のオイル中に浮遊しているものを発見するのに有効な手段である。この方法は定期的に行われエンジン自体の劣化も確認できる。

(b) オイル消費量モニタリング
潤滑油の消費量を過去 30 時間の平均消費率として常時モニタリングし, 異常を発見する手法である。

(c) オイル フィルターおよび Magnetic Tip Detector 定期点検。

(iv) 記録情報との関連

(a) EDR (Engine Data Retrieval) エンジンの整備記録, 修理, 改造, 組み込んだ主要部品の状況と部品番号, 使用時間, その外もろもろの情報との関連による判断。

機体側および工場側の両者においてこのような検査を繰り返しながら, 一部の部品に対しては経験的に寿命を設定しているものもある。以下に素材を対象とした検査法や若干の破壊例について述べる。

3. 検査法と破壊例

(1) チタン合金の Blue Etch Anodize による検査法 (以下 BEA 検査法と略)

$\alpha + \beta$ 共析型のチタン合金のフォーミング・ラップ部に鍛造時に包含される高温空気中の N_2 , O_2 のため α 相の偏析を生じることがあり, これによる強度低下部を起点とした破壊を生じた例がある。この α 相偏析の有無の非破壊的な検出方法として BEA 検査法を適用した。本方法は 1972 年 AMS† 2642 として規定化されたものである。エンジンメーカーでは超音波およびうず電流などによる α 相検出の方法も種々試みられたが, BEA 検査

† 米国の Aerospace Materials Standard の略。

図 2 JT 3 D エンジン低圧縮機の第 1 段動翼にみられたフォーミングラップ。
(a) JT 3 D エンジンの断面
(b) 低圧縮機第 1 段動翼 (Ti-6Al-4V)

法が最も有効であることを認め, 航空会社への強い指示となったものである。検査の対象となったものは PWA 社製の JT 3 D エンジンの低圧縮機の第 1 段目動翼で Ti-6Al-4V 材である。この動翼は図 2 に示すような形状のもので, 動翼ルート部とミッドスパンシュラウド部に Forging Lap を生じやすく, この部分の α 相偏析の有無を本 BEA 法によって検査している。

(i) 方 法

以下に本 BEA による検査法の概要を示す。

(a) アルカリクリーニングなどによる十分な水洗を行う。

(b) リン酸ソーダ水溶液 (97~127 g/l の水溶液で pH 8.5 ± 0.5 , 液温 $(294 \pm 6 \text{ K})$ 内に浸漬し 30 V - 30 s のエッチングを行う。この操作により全体が青くきれいに着色する。

(c) 35% 硝酸と 1.75% のふっ酸の水溶液に浸漬する。この操作で上記による青い着色が脱色されて行くが, 偏析部, 非金属介在部, き裂部などに前記の青い着

色は残るので、検査に必要なコントラストが得られるまで浸漬しておく。これに要する時間は材料により若干の差があり、以下にその所要時間を示す。

Ti-6Al-4V 2~10 s

Ti-8Al-1Mo-1V 15~25 s

Ti-6Al-2Sn-4Zr-2Mo 10~20 s

(d) 硝酸/ふっ酸の水溶液から出し、直ちに水洗乾燥する。

(e) このようにして残った青い着色部について α 相偏析の検査を行うが、10 倍くらいの拡大鏡にてフォーミンググラフを検査する。

(ii) 解 析

当社にて、このようにして得られた青い着色部について α 相偏析の状態を試料の断面につき顕微鏡組織と X 線マイクロアナライザーなどを用いて解析したところ、顕微鏡組織に α 相の白色の偏析が認められ、また EPMA には AlK α による scanning にて顕微鏡写真に対応した Al 富化部が認められ(写真 1)、フォーミンググラフ部より内部に進んだき裂も認められ、本法の信頼性を証明した。数年前にも同じ Ti-6Al-4V 材鍛造の圧縮機ディスクで同様の α 相偏析部を起点とした破壊例があった。このときは未だ本 BEA による手法は確立されておらず原因の確認にとどまった。以上述べてきたことから分かる通り、本 BEA の手法は製作時の欠陥検査とし

写真 1 α 相の偏析を X 線マイクロアナライザーにて観察したもの (AlK α 線にて scanning)。

て用いるべき手法であり、同一物については一度検査すればよいものである。今回われわれが経験したものはたまたまメーカー側の検査の見落としを航空会社がカバーしたものと解釈すべき問題である。当社の EPMA による解析では機器の都合で O_2 によるトレースができなかったため、 α 相安定化成分の 1 つである Al によって行ったが、前述のように顕微鏡写真のものとよい対応が見られた。

(2) Metal Temperature Analysis (以下 MTA と略)

最近の大型高出力のエンジンでは内部の温度が非常に高くなり、特にタービン動翼のような高速で回転しているものでは(離昇時 7 000~13 000 rpm)運転中に受ける遠心力により引張荷重の厳しい条件下にある。このためタービン動翼は長さ方向の中央部付近にくびれを生じ、かつ動翼自体が伸びることも珍しくない。このため Ni 基や Co 基のような超耐熱合金が使用されており、また従来のエンジンと異なり排ガス温度(以下 EGT と略)もタービン動翼に近い最も温度の上る部分をねらって測定し、過熱について正確かつ迅速に把握できるようになっている。従来のエンジンではタービンの後方、すなわちタービンが仕事を終え膨張した後に EGT を測定しており過熱状態になっても動翼自体が実際に受けた温度を知ることができない。正常な運転であれば熱力学的見地から圧縮機の圧縮比、燃料流量その外からある程度の推定はできるが、異常な運転により燃焼室内の燃料噴射のパターンに変化を生じ炎が異常に後に伸びることなどもあり、タービン動翼の受けた実際の温度を知ることが非常に困難である。この点から見ても JT 9 D エンジンのように高压タービンの直後で EGT 測定する必要が生じてくる(後掲図 4 参照)。このような場合でも実際にタービン動翼が受けた正確な温度、それが材料に及ぼした影響を直接知ることは不可能であり、そこで Metal Temp. Analysis なる手法が登場した。すなわち使用金属の組織と温度との関係をあらかじめ知っておけば、その金属が運転中に受けた温度を知ることができるというものである。次にその一例を示す。

(i) B-1900† (PWA Spec. 1455 PC) の MTA

本材料は JT 9 D エンジンの 1 段および 2 段目のタービン動翼に使用されており、PC とは精密鑄造 Investment Casting の意味である。この 1455 材は以下に示すように Ni 基の超合金で真空溶解により製造される。この材料の典型的な正常組織を写真 2 (a) に示したが、 γ - γ' 共晶、MC 型炭化物、 M_6C 型の Mo rich 炭化物が粒

† B-1900 の主要組成(%) : Cr 8.0, Co 10.0, Ti 1.0, Al 6.0, Mo 6.0, C 0.11, Ta 4.3, B 0.15, Zr 0.07, Ni 残り。

写真2 PWA 1455 合金の過熱による光学顕微鏡組織の変化($\times 1000 \times \frac{1}{2}$)。

- (a) 温度 1367 K 以下の場合、円内：素地中の γ' 析出物の典型的な均一分布、A 部： γ - γ' 共晶、B 部：MC 型炭化物。
- (b) 1477 K に過熱された場合、円内：析出物がかなり固溶している、A 部：共晶相はかなり凝集している、B 部：粒界析出相は完全に固溶している。
- (c) 1533 K に過熱された場合、析出相は消失し、粒界や炭化物の周囲はかなり溶解し(矢印)、共晶相は固溶している。

界や樹枝状晶間部に顕著に現われている。また Mo rich のほう化物 M_3B_2 も僅かに見えている。

(ii) 各温度における組織

当社では、エンジン運転中に過熱を経験した場合、各ステージからサンプリング的に数枚を取り出し、一番高温になりやすい中央部分について検鏡用試料を切り出して検査し、所定の限界を超えているものがあればそのステージはすべて廃却とする。写真 2(b), (c) に過熱組織の例を示した。この判定は単に温度のみでなく時間との関係も含め良否が決められる。そのため飛行中でもそれらのデータ、過熱の際の排ガス温度とその温度の保持時間など正確に記録され、工場作業の判断の資料とされている。

(3) うず電流探傷、超音波探傷の応用例

JT 8 D(B-727 搭載エンジン)の低圧圧縮機第 1 段動

翼の付け根部(写真 3, 上図)に切削加工時の誤作業により微少な段付きの加工きずの残っているものがある。この部分は圧縮機ディスクと接触し力の加わる場所である。このためここを起点とした疲労破壊を発生した例があり、多くの航空会社で経験した。本部品はエンジンの全損または大きな危険を伴うことでもあり、エンジンメーカーや航空会社もその検査に懸命の努力を費やしたが、加工きずの下での毛割れのため発見が非常に困難で、ザイグロ検査を色々な角度から工夫して行ったが適切な方法は得られなかった。エンジンメーカーではうず電流による方法を開発成功し、プローベ持参で各航空会社を巡回指導するほどであった。この外にもエンジン内部の部品に対しエンジンを分解せず機体のそばで作業が行われる場合もある。部品が何重にも重なり X 線、RI による検査では判定できない場合がある。このよ

写真3 JT 8 D エンジンの第1段ファン動翼の付け根における加工きずよりの疲労破壊の様。

うな状況では該当部品に直接うず電流や超音波探傷用のプローブを接触させて検査することが望ましいので、ケーシングやエンジン外部にある検査用孔や中空なタービン軸などを利用して測定が行われる。圧縮機ディスクや圧縮機駆動ハブなどのき裂の測定などがその例である。

(4) 超音波探傷への新しい試み

JT 3 D エンジンの圧縮機ディスク締め付けボルトが部品間の合せ面のシャープエッジにより摩耗し、これを起点とした疲労破壊の例がある。その破面を写真4に示す。これは図2(a)*-2部を拡大した図3に示すように、ボルト軸部に2,3個所の摩耗きずが生じ、それらから疲労破壊が進行し、やがてそれらが結合し一挙にボルト

写真4 圧縮機ディスク締め付けボルトの破損例。上部図に示した破断面の拡大写真。摩耗による3個所のき裂の起点が疲労破壊の原因となった。

図3 圧縮機ディスクの締め付けボルトに生じた疲労破壊。(摩耗きず*-1,*-2は互いに180°ずれ半周ずつ認められた)

軸断面の中央部近くまで進んだものである。その後は他の隣接ボルトに荷重分担が一部移行したため、このボルト自体の応力レベルが下がり、比較的遅い疲労破壊の進行となり、遂に破断したものである。このディスクのボルトは16本で十分余裕のある設計になっており、事実本エンジンも運転中何の支障もなく、ほかの理由で取り外されたものであった。このボルトをエンジンから取り出すにはエンジンを総分解するくらいの作業量となるので、当社ではできるだけ簡単に本ボルトのき裂検査をしたいと考えている。このエンジンは圧縮機の中央フランジで2つに分解することができ、このボルト端に触れることができるので、超音波探傷によりボルト端面よりき裂を検出することを検討中である。しかし本ボルトは疲労強度を向上させるため Under Cut Shank Bolt (部分的に細くしてあるボルト)を用いているので太さの違うところがあり、ボルト端より入れた超音波信号がどの程度のき裂まで検出するか困難な問題に直面している。

(5) 磁粉・蛍光浸透探傷検査

本法は最も一般的かつ広範囲に使用されており、溶接部のき裂、Crめっきによる亀甲状割れ、振動の多い板や構造などすべてこれに頼っているといっても過言ではない。航空機エンジンの場合、ステンレス鋼ではオーステナイト系のものが多く、磁粉探傷の適用範囲は AISI 410, 430 ステンレス鋼系のもの、および軸受材の M-50 などの非常に限られた種類である(ただし点数は多い)。特に最近の軽量、高出力化の傾向から Ti 合金や Ni 基、Co 基の材料が非常に多くなり、蛍光浸透探傷によるものが多くなってきている。蛍光剤の浸透性や感度などについては種々改良されているが、その検査の基本的な手法においては特に変わったものではない。ただ一部のき裂検査の困難なものについて wink-zygro, stress-zygro などのようにき裂検査個所に交番荷重を加え蛍光の発光が点滅するような方法を取るものや、一定荷重にてき裂

部を開き、より明りょうな螢光色が見えるような工夫が取られる場合もある。以下にこれらの磁粉・螢光探傷による例を示す。

(i) 圧縮機動翼の場合

圧縮機動翼は高速変動する高圧下の空気流の中にあつて常に激しい振動を受けている。このため繰り返し荷重により疲労破壊するものがある。特に圧縮機の失速を何回も経験したようなエンジンではその動翼は両振り振動を受けることとなり、正常運転のものとその疲労破面にも明りょうな差が出ている。写真5と6にそれぞれの例を示す。したがってエンジンが工場に入った場合、その運航上の経歴を見て失速の経験が多いものには特に急に動翼ルート部のき裂検査を厳重に行うことが常識となっている。この場合動翼の材料としてはTi-6Al-4V、AISI 410 などがあり、それぞれの材質に応じ螢光・磁粉探傷が適用されている。また磁粉探傷では表面より少し中へ入った部分き裂を発見することがある。明りょうなき裂状の徴候を示さず、何となくぼんやりと磁粉が並

写真5 JT 3 D エンジン圧縮機動翼の疲労マーク。一方の曲げのためき裂は一方側からのみ進んでいる。磁粉探傷で発見されたき裂を人為的に破壊し、その断面を示したものの。

写真6 JT 3 D エンジン、圧縮機の第13段動翼の疲労破面。圧縮機の失速をしばしば経験し、左図の動翼のルート部に両振りの曲げ応力が働いて、き裂は両面に発生、それぞれの面から疲労破壊が進展したものの。

んで見えることがあるが、こんな場合に表面直下のき裂を示している例を見受けることがある。熟練者にとっては比較的容易に判別できるものである。

(ii) 圧縮機静翼の場合

前項(i)と同じエンジンであるが、圧縮機静翼のろう付け部にき裂を生ずることがある。この静翼は写真7の図に示すような形状でろう付けされているが、この段付きコーナ部へのろう材の流れが悪く、この部分にすき間を生じ、段付き部の切欠き効果のためき裂の起点を形成し破壊を起したものがある。この静翼は上下がそれぞれ固定されており翼自体の空力的振動は動翼に比べ少ない。このためエンジンの運転・停止からくる熱応力による破壊の進行が主となって低サイクル疲労の様相を呈し、疲労破面には目の荒いビーチマークに特徴的に見えている。なおこのビーチマークには非常に鮮やかな青い着色が認められるが、これは運転時の破壊の進行であることと、この近傍の高温空気による着色かと考えられる。

写真7 このビーチマーク全面に金属光沢のあるきれいな青い着色がある。

- (a) 圧縮機静翼の組立て状態。
- (b) 圧縮機静翼疲労破面。

このき裂防止のため当社では隅内部のろう材の流れを良くするようにろう付け前にNiめっきを行ったり、ペースト状のNi粉末を塗り付けるなど、また目下真空炉におけるろう付けを行っているが、これにも問題があり、不活性ガス雰囲気中で圧を上げることとを考慮している。また一方、米空軍の実験ではろう材部分の耐エロージョン特性を改善するため、ガラス系の塗料をろう材上に塗布し、振動の吸収も兼ねた疲労耐策が考えられている。

(iii) 圧縮機駆動ハブの場合

圧縮機はエンジンの断面図からも分かる通り(図2(a)*-3印)、数段のディスクスペーサーを通しボルトにて結合しており、この組み立てられたものをタービンの動力で駆動しているのが圧縮機駆動ハブであり、図4に

図4 圧縮機駆動ハブ。

示すような形状をしている。このハブのフランジ部は圧縮機側に直接動力を伝達する部分であり、このフランジ部にはき裂が入りやすい。強度上の余裕は取っているが、この部のき裂の検査には高い精度が要求されることと、判定が困難なため、このフランジ部に交番荷重を加え螢光が点滅するような型、すなわち wink zygro にて検査していたことがある。その後螢光剤が改良され検査が容易になったこと、また本法が部品の破壊を促す恐れもあることなどから現在では行われなくなった。なお外のものでは静荷重による stress zygro は現在でもしばしば行われている。

(6) 使用時間に制限を設けたボルト

ボルトの使用時間については以前切削ねじと転造ねじの両者が使用されていたころは、重要な個所のボルト、たとえばエンジンマウント用テンションボルトや翼取り付け用のボルトなどにはそれぞれに使用制限時間が設けられていた。現在では切削ねじは全く無くなったため、それぞれの使用個所に対し一律の時間が適用されるようになった。また一方 $\phi 10$ mm 以下の小径ボルトでも使用個所によっては使用上の制限を設けているものもある。

ここでは一例として JT 9 D エンジンのタービン静翼の取り付けボルトについて述べておこう。

このボルトは Ni 基の耐熱合金 (Waspalloy で作られており、710~840 K くらいの温度で使用され、図5の

図5 燃焼室とタービン部 (JT 9 D)。

*印にて示してある。このボルトで破損するものがあるときに見受けられ、エンジンとしても大きな損害を受けることがある。破面の形状(写真8)およびその側面の状態から考慮し巨視的な見地から検討を加えて見た。破面には明りょうなラチェットマークが認められ、過大なトルクによることを示している。この結果、破断側面はカップ・コーンの形状を呈しており、またボルト軸部にくびれを生じやがてき裂へ進む過程が見えている。使用個所が高温であり、締付けトルクはクリープ破断強度も考慮して決定する必要があることが分かる。一般にこのような高温部で使用される場合、焼き付き防止用のコンパウンドを塗布するので過大トルクになりやすい。このためこのボルトの締め付けには上記を考慮の上、トルクレンチを用い特に正確な作業がなされているが、一方この部分は分解時には必ず新品と交換することとした。

写真8 タービン静翼取り付けボルト (図5の*印の部分)の破損の例。

4. お わ り に

これまでエンジン側の問題について少々述べてきた。機体側ではその部品の寿命は機体設計時に決められるものや、メーカーと航空会社が合同で寿命や、いつどのような作業が必要かなどについて会議をして決めるものも多い。機体側にも疲労による問題は古くから取り上げられてきた。DC-6 B の場合、プロペラ回転面に当る胴体側の縦通材がプロペラからの空気振動と機体側との共振によりき裂が入ることが分かり、客室の内装を外さずにX線撮影にて検査が行われていた。ちょうどこれと同じような問題として次の例も挙げられる。骨格構造型ヘリコプター、Bell 47-D の初期のものに機体上部にあるメインロータからの吹き下ろしの風と、機体後部にある自転防止用の小さなロータからの後流とが機体構造材の部分に重なり、この部で機体構造と共振し、このパイプ材を破損し、または機体の振動の原因となっていた。

これに対しこの部分に重錘を下げることにより共振点をずらし振動を解決した。また機体検査の手法の内には、X線撮影や超音波厚み計などにより機体外部から外板内部の腐食の検査を行っている例もある。X線によるき裂検査の中には DC-8 のエンジン吊下げ部の板材の検査もあるが、この部は板材が何重にも重複しており内部のき裂検査はX線は強力な手法となっている。この部分は非常に重要なところであり、米航空局よりの強い指示によりき裂のあるものは直ちに修理することが義務付けられている。これは作業量も多く航空会社の運航にも影響するような大きな作業である。この外、軽量化の目的から 2 GPa を超すような超強力鋼も使用されているが、本材のき裂感受性や水素脆性による突然の遅れ破壊を発生す

ることもある。また応力腐食による割れ、破壊例も少なくない。B-747 客室の床下の主降着装置を格納する場所では、この客室の床板を介して与圧室と外気との隔壁となっている。このため機体運航ごとにこの床板には大きな引張荷重の繰り返し荷重を受けることとなり、この部の補強用のアングル材が応力腐食割れを生ずる。事の重大性を考慮して米航空局はこの部の定期点検を義務付けし、材質の変更と補強作業が行われている。

以上機体側にも興味ある問題が非常に多いが、原稿構成の拙なさのため紙面の余裕がなくなったので、後日機会があれば紹介することとし、お詫びしてこの稿を終えることとしたい。

<新 刊 案 内>

Properties of Atomic Defects in Metals

N.L.Peterson, R.W.Siegel 編

これは、1976年10月に米国アルゴンヌ研究所で5日間にわたって開かれた同名の国際会議の報告である。29篇の招待講演と93篇の一般応募論文が掲載されている。招待講演論文は短いものでも7~8頁、長いものは30頁をこえており、これで本書の半分以上となっている。したがって一般講演の方はいちじるしく圧縮されて、2~3頁となっており、これをもって full paper と称するのはやや難しい感がする。したがって、ここでは招待講演について紹介することにしよう。

内容にしたがって招待講演を分類すると、拡散6、空孔濃度、正ミューオンによる研究、電子構造、格子理論各1、原子配列に関するもの3、点欠陥の易動度6、点欠陥-溶質原子相互作用5、照射効果その他5となっている。わが国からも、阪大桐谷の超高圧電顕内照射を利用しての易動度の研究、東大堂山の空孔と

溶質原子相互作用についてのレビューが招待されている。この種のレビューを中心とした点欠陥に関する国際会議報告は、1964年のアルゴンヌでの急冷金属中の格子欠陥についてのもの以来数多く出版されているが、どちらかというと照射効果についてのものが多かった。その点本書は、点欠陥の基本的性質についての研究、それも最近の新しい実験手段による成果(正ミューオンや陽電子消滅など)を基礎において、さらに点欠陥による種々の効果-拡散、照射など一の問題を論じている。内容としては、金属物理学の分野ではあるが、これらの成果は当然、熱処理、照射、クリープなど金属材料工学の基礎に直結するものである。点欠陥について特殊な分野に偏らず、広く一般的に展望している点はすぐれたレビュー集といえよう。(H.K.)

[20×26.5 cm 872頁 1978年 53,200円 North-Holland Publishing Company]