民間大型輸送機の使用中に発生した構造上の諸問題*

根 津 盛 次**

まえがき

現代の大型ジェット輸送機は極めて高価（DC-8、約30億円，B-747、約80億円）であり、したがってその使用も10年以上の長期に及ぶことがしばしばであり、かつ全天候定時発進を要求される。そのため、設計当初には全く予期しなかった種々の問題点が運航使用中に発生することが多い。これらの問題点はその都度必要に応じて改修され、あるいは検査などによって不良状態の発生を未然に防止するよう処置がとられているが、既に運航に供されている飛行機や量産されている飛行機にこれらの改修を行うことは、製造会社、運航会社ともになかなか大変なことであり、出来れば当初からこれらの問題点が発生しないよう、次の新しい飛行機的设计にフィードバックされることがぜひ必要である。以下、現在使用されている大型ジェット輸送機について、今までに経験された構造上の種々の問題点について説明する。関係する方々に少しでも参考になれば幸いである。

1. 高張力アルミ合金構造部材に発生した

応力腐蝕割れ

現用大型ジェット輸送機には、構造部材として、

7075-T6 材や 7079-T6 材が広範囲かつ多量に使用されているが、これらの鍛造材および押出材の部材には応力腐蝕割れの発生する例が非常に多い。応力腐蝕割れは、もともと存在する静的引張応力と、腐蝕を生じやすい雰囲気、環境、それに亀裂の原点となる傷（腐蝕の小さいくぼみなど）により発生するといわれるが、製造および運用の過程においてこれらの要因を完全に除去することは極めて困難である。応力腐蝕割れは、疲労亀裂のように製造会社の疲労試験によってその発生が予知出来るものではないことなどから、運航会社に引渡された後の使用中に発見され、はじめて製造会社の設計変更、材料の変更などの改善が行なわれることとなり、対策が後手後手にまわるのが実状である。

応力腐蝕割れは、7079-T6 材のものにもっとも多く、次いで 7075-T6 材の構造部材に多く発生している。これらの経験は同機種の後続生産機や新機種に材料の変更として応用され、7075-T73 材等に変更されている。既に運航されている機体には、該当部材の交換や亀裂の修理、検査などが行われるのが通例である。

第1例 B-727 主脚支持梁に発生した応力腐蝕割れ(第1図) この支持梁は主脚を主翼の後桁に取付けるために設けられた 7079-T6 鍛造材である。割れ

第1図 主脚支持梁の応力腐蝕割れ

* 昭49年7月30日原稿受理
Some Structural Problems of Civil Transport Air-
planes in Service

**** 日本航空株式会社**
Moriji NEZU

は図に見るように主脚取付穴の周囲に発生し、その方向は着陸時や地上で受ける荷重の主応力の向きではない梁の長手方向に発生した。相当の機数に発生しその都度交換していたが、最終的にはアメリカ連邦航空局の指令および日本航空局の指令により全機の交換が行われ、応力腐蝕割れに強い 7075-T73 材のものが取付けられた。この割れに起因して着陸時など支持梁が折れた場合も 2, 3 例あり、また部品交換の対象機数も多かったため材料の確保など製造会社も大変苦労したものである。(運航会社もその交換に多くの人員と費用とを要した。) 原因は製造時梁内部特に穴周縁に引張残留応力が発生し、加えて応力腐蝕割れを起こしやすい材料であったためである。

第2例 B-727 胴体の大型鍛造枠材の胴体外板との取付鋸穴を貫通した割れ(第2図) この枠材は主翼前桁と胴体をピンで結合する部分の大型鍛造 7079-T6 材で、第1例と同様に枠材の長手方向(主応力の向きとは異なる方向)に割れが発生した。第1例のよ

うに交換することが困難なので、割れ発生の都度厚いステンレス鋼板で補強している。後続の生産機では 7075-T73 材のものに変更された。原因は、枠材製造時の引張残留応力と材質の組合わせ、および DD 鋸と称する 2024 材鋸を打つときの打過ぎなどが考えられ、この鋸も打鋸を要しない別のファスナーに交換された。

第3例 DC-8-30, 50 型機の主脚取付金具に発生した応力腐蝕割れ この金具は主翼後桁に取付けられ、かつこの金具に主脚が取付けられるものであり、材質は 7079-T6 鍛造材である。世界で 20 数件発生したが日本航空では 1 件の例があったのみである。原因は、金具の主脚取付穴内面に点状の腐蝕が生じて割れの原因となり、さらに穴周縁に存在する引張残留応力が割れを助長したものと考えられる。対策としては、割れの発生したものは 7075-T73 材の新しい金具に交換され、割れのない金具も取付穴周囲にショット・ピーニングを行い、また湿気や水分の浸入を防止するた

第2図 胴体枠材(鍛造)に発生した応力腐蝕割れ

め、円筒状のブッシングであったものを片側に鋳を有するブッシングに変更して他の側にもリングを入れ、おのおの角部にシールを施した。

第4例 DC-8 型機主翼の前桁に発生した応力腐蝕割れ (第3図) 第3図“A部詳細”に示す亀裂は主翼前桁の上部フランジ部分に発生したもので、製造会社に亀裂部分を送って調査した結果では応力腐蝕割れとのことであった。この部分はT字型のフランジで主翼の前縁部がスクリーによって取付けられるところであり、かつ前縁内部には燃料タンク (一体構造) が組み込まれており、この荷重も割れ発生に関係していると思われる。

以上説明したもののほかにも、例えば、胴体縦通材あるいは方向舵ヒンジ金具におけるなど応力腐蝕割れの例は非常に多い。

応力腐蝕割れの一般的対策としては、次のようなこ

とが行われている。

(1) **材料の選択** 応力腐蝕割れの発生可能性の高い材料は使わない (DC-10 や L-1011 では 7079 の鍛造材を使わないことが仕様書に明記されている)。

(2) **静的引張応力の発生防止** 部材を製造する際に引張残留応力を発生させないように、加工法および熱処理法の改善を行う。またファスナー、ブッシング等の取付けにおいては、疲労強度を維持しつつ出来るだけ嵌合量を少なくする。部材を結合したり組立てる場合、ファスナーで結合しない前の状態でも、部材間に隙が存在しないよう薄板 (シム) などを挿入して調整する。

(3) **十分な防蝕** 防蝕塗装として下塗りのみならず上塗り塗装も行う。また湿気の侵入しやすい部分には、シーラントによる目ふさぎなど適切な気密を保つよう工夫する。ブッシングは可能な限り鋳つきのもの

第3図 主翼前桁に発生した応力腐蝕割れ

を用い、取付けには下塗り塗装を濡れたままの状態で行うようにする。防蝕油を有効に使用する。

(4) 圧縮残留応力層の形成 ショット・ピーニングや穴周縁の塑性加工(コイニング)などを行う。

2. 疲労により発生したと思われる亀裂

表記の亀裂は、その他の原因で発生する亀裂に比し、その発生例は比較的少ない。これは、実物機体による疲労試験でその保証寿命に応じた十分なテストが行われ、これで発見される亀裂等は直ちに生産機にフィードバックされ対策がとられるからである。これらの亀裂は、切欠き部分や、撓みやすい部分と剛性の高い部分との結合部などに多い。また機種によっては、製作時工具使用のために設けた穴(tool hole)を銼でふさがなかったためその穴から亀裂の発生した例もある。

第1例 内側および外側パイロンの内側側面板と隙

間翼との取付部に発生した亀裂(第4図) 各パイロンとの取付部のパイロン側面板や内部のアングル材などに頻発したもので、次の第2例と同様、その結合が剛すぎるために生じたものと考えられる。対策として第4図に示すようにアングルによる剛い取付けをヒンジ方式の取付けに変更した。

第2例 外側パイロン側面板と主翼前縁部との取付部に発生した亀裂 4発ジェット機の外側エンジンを支えているパイロンに発生したもので、内側パイロンより外側パイロンに発生が多い。これは主翼の撓みと合成されて外側パイロンの横ゆれがより大きいためと思われる。亀裂はパイロン側面板と主翼前縁部との取付部において側面板と前縁取付部アングル材との両方に発生するものである。原因は明確ではないが、比較的左右に撓みやすいパイロンと剛性の高い前縁部とが結合されているためと考えられる。このため、亀裂発生防止策として両者の結合部を全く切り離す改修が行

第4図 パイロン側面板と隙間翼の取付部に発生した亀裂について

われた。

3. 高張力鋼、主として降着装置（脚）に発生した諸問題

現用大型ジェット輸送機の脚の構造部材には、重量ならびに容積を減らす目的で、 140 kg/mm^2 以上の超高抗張力鋼が用いられている。鋼の種類は 4340 (DC-8)、4330M (B-727)、4340M (B-747)、300M (DC-10) 等で、いずれも Ni-Cr-Mo 系の低合金鋼である。これらの鋼は新しい輸送機が設計されるたびに改良が加えられ、例えばジャンボ・ジェット機脚部品に用いられている 4340M 鋼の抗張力は $190\sim 210\text{ kg/mm}^2$ にも達している。こうした超高抗張力鋼の採用による利点は大きく、比強度 (σ/ρ) は 21~24 程度でアルミ合金のそれを 15% も上廻っているが、反面使用に伴っていろいろ面倒な問題も起こっている。すなわち、高抗張力鋼に特有な性質である水素脆性、応力腐蝕、切欠き等に対する感受性の高さ、さらには焼戻し温度が低いために生ずる修理上の問題等がそれである。一般に使用中に起こる脚部品の事故で疲労が原因であるというものは比較的少なく、製造行程も含めてその取扱いの不適切または腐蝕によって発生したというものが圧倒的に多い。このような理由から各航空機メーカーは高抗張力鋼部品に対する取扱いの方法をオーバーホール・マニュアル中に事細かに規定しているが、その内容は機種、材料の強度、鋼の種類等によって異なるため、行程は複雑となり作業にはかなりの熟練が必要とされる。過去における事故の経験から各運航会社は脚部品のオーバーホールに対して神経質過ぎるほどの管理を行っているが、それにもかかわらずオーバーホール時の作業が原因で亀裂が時折り発生することがあるのは、高抗張力鋼の取扱いが如何に難しいかを示すものであろう。

具体的な例としては、DC-8 型機の主脚ボギー・ビームが整備中に折損したことがあり、これは脚部品のような高抗張力鋼に生ずる水素脆化による典型的な例

第5図 降着装置ボギー・ビームの亀裂

である(第5図)。また例としては古いが、CV-880 型機の主脚緩衝脚柱側壁から突然作動油が洩れ始めたので検査した結果発見された大きな亀裂は、応力腐蝕割れの一例である。この亀裂発生個所には鋼製のバンドが固定されていたが、振動により移動して塗装を傷つけた結果腐蝕が発生し、高応力との相乗作用により割れを生じたものである。一般に航空機の脚の使用条件は非常に厳しく、高応力を受けながらも腐蝕および損傷の発生しやすい環境に曝されている。こうした条件のもとでは、一旦表面の保護塗装、メッキ等の劣化、剝離、損傷等が発生すると腐蝕の発生および進行が非常に早く、さらには高抗張力鋼の持つ応力腐蝕に対する感受性の高さから亀裂に発展する可能性は極めて高い。同じく CV-880 型機において、給油直後における主脚トラック・ビーム破壊の原因となったのは、製造時につけられたビーム内面のツール・マーク(加工の際ツールでつけられた傷)である。脚部品の破壊事故の中には、高抗張力鋼特有の切欠き感受性の高さが原因で発生したものがかなり含まれている。こうした事故は過度の応力集中を引き起こすような設計の不良によって発生するものもあるが、機械加工もしくは使用中の損傷によって発生するものの方がその数は遥かに多い。すなわち亀裂の原因となるのは、加工面の粗さ、ツール・マーク、穴の周辺、あるいは使用中に生じた凹み、切り傷、引っ掻き傷等で、かなり小さいものでも応力集中源となって亀裂の発生に結び付く。上記以外に非金属介在物もときには応力集中源となることがあるが、これについては未知の部分も多い。

以上述べた高抗張力鋼の亀裂について現在実施されている対策を述べる。

(1) 水素脆性 亀裂の原因となる水素は通常の使用状態で外部より侵入することは少なく、そのほとんどがオーバーホール行程中に侵入したものである。一般に脚部品のオーバーホール行程中に水素の侵入する機会は極めて多く、特にカドミ・メッキ時にその量は最大となる。このため水素除去のためのベーキングは温度と時間が厳しく規定されており、一方メッキも水素の除去し易い多孔質カドミ・メッキまたはチタン・カドミ・メッキが用いられている。このようにメッキに対しては十分な注意が払われているにもかかわらず、何らかの原因で水素が抜け切れずに亀裂につながる可能性がある。材料中に水素がある程度以上残留している場合は設計極限荷重の 10% 以下でも亀裂が発生し破壊が起こることが知られている。

(2) 応力腐蝕割れ 応力腐蝕によって生じた割れが致命的な亀裂発生につながることは極めて多く、それゆえに航空機製造会社および運航会社は腐蝕の防止

に最大限の努力を払っている。現に各運航会社が行っているオーバーホール作業の大半が腐蝕処理ならびに腐蝕防止のために費やされており、また脚のオーバーホール間隔も過去に得られた腐蝕に関する資料に基づいて決定されている状態である。現在脚のオーバーホール時に採用されている最も一般的な腐蝕防止の方法はチタン・カドミ・メッキ（もしくは多孔質カドミ・メッキ）上にエポキシ系の塗装（下塗りおよび上塗り）を行うもので、腐蝕に対してはかなりの効果を挙げているが、最近開発されたポリウレタン系の塗装はさらに優れており、耐用期間の大幅な延長が期待されている。さらに上記の処置以外にも、オーバーホール時にはクロム・メッキ、ニッケル・メッキ、特殊潤滑材、シーラント等が随所に用いられ、腐蝕防止に対してあらゆる手が打たれている。こうした対策により、少なくとも一度オーバーホールを経験した脚は製造されたままのものよりも耐蝕性が優れていることが実証されており、脚のオーバーホール間隔も次第に延びる傾向にある。

(3) 切欠き感受性 切欠きの及ぼす危険性については作業者の間でも十分に認識されており、使用中およびオーバーホール時を問わず、応力集中源となるような欠陥は見付け次第修正することになっている。

4. 腐 蝕

日本における機体の使用条件は他の大多数の外国航空会社に較べて腐蝕を生じ易い環境にあると考えられる。すなわち、1) 塩分を含んだ潮風を受ける場所に駐機する時間が長い。2) 国内線を含め湿度が高い地

域の路線が多い。3) 国内線および東南アジア線、その他の路線において、海産物等塩分を含んだ貨物の搭載がある。したがって、他の航空会社の機体では発生しない部分の腐蝕や他の航空会社の機体よりも少ない飛行時間で腐蝕が発生することがある。以下に機体整備上問題となった腐蝕の具体例、原因、対策を示す。ただし鋼製ねじの錆、接着構造部の腐蝕、応力腐蝕については別に述べるのでここでは触れない。

第1例 胴体下部構造の腐蝕 扉切欠き部から入り込んだ雨水、搭載貨物から出た塩水や水分、あるいはギャレー、化粧室から溢れたり漏れた水または消毒脱臭剤が下部胴体に溜ったり、あるいは蒸発して湿度の高い雰囲気になり（上空では凝縮する）、この部分の構造物は腐蝕を発生し易い状況に置かれている。

対策として実施あるいは計画しているものとしては次のことがある。1) 胴体下部に流れ込んだ液体が自然に機外に排出されるような通路と排出穴を設け、その機能を維持する。2) Insulation blanket と胴体外板の間に間隙を確保しておく。また blanket の必要性につき再検討し、特に必要と認められないかぎり取外す。3) 各区域はたがいに水分の出入がないよう独立させる。4) 水置換型の防錆油を定期的に塗布する。

第2例 主翼前桁前面の腐蝕 (第6図) 特定の機種に発生した問題で、主に桁の前面に取付けられた油圧装置の周辺のリベット・ヘッド周囲より発生した腐蝕である。原因として、下塗り塗装の被塗装面の処理不良、または下塗り塗装の材質、塗装厚、塗装時の乾燥状態等を含めた塗装不良による下塗り塗装の剝離および劣化、およびリベット取付時のリベットヘッドの周縁

(b)

(a)

第6図 主翼前桁前面の腐蝕

による下塗り塗装の損傷が考えられる。全面の下塗り塗装の塗り直しと上塗り塗装の追加塗装が最善の対策と考えられるが、最良の塗装の状態を得るためにはあまりにも多くの時間と労力を必要とするため実施していない。現在実施している処置は以下のとおりである。

1) 腐蝕が多発した作動油のかかる可能性の大きい区域の検査とクリーニングを頻繁に行う。2) 水置換性の防錆油を 1) と同時に塗布する。航空機製造会社でこれまでに取られた対策には次のようなものがある。

1) 下塗り塗装の上にさらに上塗り塗装を追加塗装する。2) ファスナーの周囲にファイレット・シールをする。(これは同じ型式の翼を持つ他の機種にも取られた処置である)。

第3例 胴体外板の腐蝕 車輪後方の胴体外板は車輪がまき上げる砂などにより傷がつき、そこから腐蝕が進行する。傷がつくのを防止するために塗装を行っているが、一部の機体にはテフロン塗装を実施してポリウレタン塗装との比較評価を行っている。また、化粧室の各種の排気穴および排水穴の後方も腐蝕の発生しやすい場所であり、美観に影響を与えぬ範囲で塗装を行って腐蝕の発生を防止している。

第4例 主翼燃料タンクのアクセス・ドアの腐蝕 主翼外板とアクセス・ドアとの取付け接触面にフレッシングによって発生するものである。避雷のために機体本体との導通を兼ねたフレッシング緩衝剤を使用してかえって腐蝕を促進した例もある。

第5例 その他の場所に発生した腐蝕 機種の違いにかかわらず腐蝕発生の可能性が高く、事実腐蝕発生の多いものとしては以下のような例がある。

1) 扉入口の敷居板下の胴体外板。敷居板と外板との間に水が入り、下塗り塗装の劣化した部分より腐蝕が進行する。敷居板の材質がステンレス板であることが腐蝕を促進していると考えられる。防水シールを完全にする必要がある。

2) ブッシング取付部についても 1) と同様の原因で腐蝕が発生する。下塗り塗装が乾燥しないうちにブッシングを取付け、鍍つきのブッシングについては鍍の周囲にシールをし、水の浸入を防止している。ブッシングの外径を拡大することが可能なように、その部材には強度的に余裕を持たせておくことが必要である。

3) ギャレーや化粧室下の客室床も腐蝕が発生しやすい場所である。

5. 機体外面に使用されている鋼製ファスナーの頭部発錆

現用大型ジェット輸送機には、強度上の必要から、従来のアルミ合金リベットに代わって多量の合金鋼製ファスナーが用いられている。これらのファスナーにはカドミ・メッキが施されているが、機体外面特に主翼上下面などにあるファスナー頭部は高速気流でメッキの摩耗が早く、錆が発生する。赤く錆びた皿頭の部分から赤い汚れが後方に尾を引いている状態が客席から見えるのは美観上困るだけでなく、この錆がファスナーの皿部にまで進行してアルミ外板との接触面に腐蝕を起こす(第7図)。

現在取られている対策としては以下のようなものがある。

1) 塗装による防護 特に錆の発生が早い主翼上下面にはキャタラック (Cat-A-Lac) 塗料などの耐腐蝕性塗料を塗り、ファスナーの頭部を保護している。

2) ファスナー材質の変更 たとえファスナー頭部のメッキが摩耗しても錆が発生しないようチタニウム合金あるいはステンレス鋼のファスナーも使用されている。

6. 接着構造部に発生した諸問題

最近の大型ジェット輸送機では、構造重量の軽減、疲労強度の向上、亀裂の進行防止等を目的とした接着構造物が多用される傾向がある。しかし、接着構造物は品質の点でかなりのバラッキがあり、特に常温硬化型接着剤を使用する場合には、品質を一定基準に保つことが非常に難しいのが現状である。その結果接着部分が局部的に剝離し、そこから湿気が侵入し腐蝕が発生する事例が多発している。具体的には、スポイラ、フラップ、翼後縁外板等のハニカム構造物、胴体外板の重ね合わせ接着部、亀裂止めストラップ接着部等に発生している。第8図は、荷物室下部の胴体外板に接着されている亀裂防止ストラップの腐蝕発生状況を示

第7図 機体外面に使用される合金鋼ファスナーの頭部発錆

(a)
上: (外面)
下: (内面) 接着面を示す

(b)
第8図 荷物室下方接着部腐蝕及び亀裂

したもので、亀裂は不連続な割れ目となって外板表面に現われている。腐蝕の原因は、接着の不完全性、すなわち、接着前の表面処理、接着剤を施す際の接着面の汚れ、接着実施時の外気条件、常温硬化型接着剤の使用等であると推測される。対策としては下記のこと実施されている。1) 表面処理については、手作業過程を全面的に排除すると同時に、エッチング後は特殊な下塗りを施しその上を更にアルミ箔で覆うようにする。2) テープ状接着剤を施す際問題となる保護膜の剝離方法を改良する。3) 加熱硬化型接着剤を使用する。4) 接着後フィレット・シールを施し、湿気や水分の浸入を防止する。

7. サンドイッチ構造および FRP 構造部に発生する問題点

現代の大型ジェット輸送機では、重量を軽減するた

めに非常に努力と種々の工夫とが行われている。その一つとして、軽くて剛性の高いサンドイッチ構造や FRP が、二次構造部の大部分や一次構造部の一部などに多用されている。サンドイッチ構造は、具体的には客室の床材、主翼や動翼の前縁や後縁の表面板、あるいは各種フェアリング、フィレット、レドームなどに使用されている。その損傷を分類すると次の二つに大別される: すなわち、(1) 水の浸入による損傷と、(2) 外部荷重等による損傷である。

(1) 水の浸入による損傷 構造部品の周縁接着部や、ファスナーの取付部からの水の浸入により、コアがアルミ等であると腐蝕を発生したり、またコアの中に溜った水が高空で氷結し体積が膨張して接着面の剝離を起こすものである。これらの水の浸入は、特に手入れをしない場合、約 10,000 飛行時間程度でほとんどの部品に経験されるようである。以前この水の浸入はコアに設けられた小さな通気穴が原因と考えられ通気穴がないものに改められたが、その後も依然として発生していることから、部品周縁の接着面から接着剤の劣化や剝離によって浸入するものと考えられる。したがって剝離強さの優れた接着剤の開発が望まれる。また表面板が FRP 製であると、FRP 特有のピン・ホールや繊維を伝わってコア内に浸水し前述の水結などで剝離を起こすことになり、またレドームなどの場合には電波透過性が損なわれる結果となる。これらの防止のため、FRP 部品の表面にはパテで目つぶしを行った後樹脂や塗料を塗布している。

(2) 外部荷重、あるいは水の浸入以外の原因で発生する損傷には次のようなものがある。1) 外部荷重による損傷: 特に FRP を使用した構造物は集中荷重に弱くかつ脆いので、鳥の衝突、離着陸時の水のしぶき、車輪の破片などによる集中荷重のため大きく穴があいたり亀裂が生じたりする。整備の際の取扱い上の不注意で破損することもあり、誤って人が乗ったり物をうちつけたりまたは取外して支持台などに置く場合にも、支持部分を広くして荷重を分布するようにしないと破損することが多い。2) 前縁部や先端部の浸蝕: FRP 製部品の前縁やレドームなどはそのままでは気流や雨水による浸蝕を受けやすいので、特殊なゴムの膜を接着したり耐候性の塗料などを塗布しているが、これらの保護膜自身が頻繁に剝げたり破れたりすることで整備上手数が掛っており、検討の余地があるところである。3) ファスナー取付部の摩耗: FRP 製部品は取付部を皿取りして直接相手側機体構造にスクリーなど取付けるものが多い。この場合機体の振動で皿部が摩耗したり、気流や雨などによりファスナーの周囲特に下流側が浸蝕されることが多い。その場合に

は皿部を樹脂で整形肉盛りしたり金属製の大きな皿ワッシャーを接着したりしているが、製造時から金属製の板などでこれらを防止するような配慮がほしい。

修理上の問題点：サンドイッチおよび FRP 構造が損傷した場合にはその修理方法が問題になる。小部分のものは別として、やや大きな修理になると元の強度またはそれ以上に修理する場合に以下のような問題があり、従来の金属製構造に比し、非常に多くの時間と人員とを必要とする。1) 定量的な検査方法の未開発、2) 現在の接着剤は加圧加熱が必要、3) 加圧加熱のための設備が必要、4) 接着剤の国内入手困難、5) 接着剤の貯蔵および品質管理が必要、6) 加工精度を出すための設備が必要、7) 品質のばらつきを小さくする必要、8) 修理コストが大きい、9) 修理の場合部品を取外す必要がある。以上主なものを述べたが、運航会社側としては、上記のような特別な材料や設備を用いなくて、機体に取り付いた状態で永久修理のできるような方法および材料が見出されることを切に望んでいる。したがってハニカム・サンドイッチ構造の使用は最小限に止め、やむを得ず使用する場合には以上のべた問題点を充分考慮した上で使用することを希望したい。

8. 操縦室前面の風防ガラスのトラブル

風防ガラスの材料は、軽くて高強度をそなえ、衝撃に高い抵抗性を持ち、かつ視度を良好にするため優れた透明度を有することが必要とされる。第9図は B-747 の風防ガラスの構造を示したもので、アクリル・パネル2層を主体とし機体の外側になる面に無機硬質

第9図 B-747 風防ガラスの構造

ガラスを、さらに内側の面も無機硬質ガラスあるいはポリエステルを追加積層したフェール・セーフ構造が採用されている。このアクリル・パネル2枚のうち1枚が破損した場合でも飛行時の風防ガラスの強度は充分保証されるようになっている。内外表面の無機硬質ガラスあるいはポリエステルは強度部材であるアクリル・パネルの保護を主目的としたものであり、外側の無機硬質ガラスとビニール層の間には加熱のための導電性の被膜が施されている。この被膜に電流を通ずることにより風防ガラスが加熱され氷結の防止を行っている。DC-8 では、ガラス・ビニール・ガラスの3層からなる風防ガラスを2重に取付けた DC-8-50 型機の構造と、ガラス3枚をそれぞれビニール層をはさんで積層した DC-8-60 型機の構造との2種類がある。DC-8 の場合風防ガラスを加熱するのは、氷結防止と同時にビニールを軟化させて鳥衝突に対する耐衝撃性を高めるためである。

風防ガラスの機能および強度を損なう損傷として、亀裂、深い擦り傷、網目状に入ったひび割れ、欠け等

第10図 風防ガラスの接着面剝離例

がある。また視界を損なうものとして、ガラスとビニール層との接着面の剝離、気泡の発生および加熱のために施されている被膜の変色などがある。このほか加熱系統自体の欠陥および短絡がある。これらの欠陥のうち、欠けや電流の短絡は亀裂の原点となるので注意を要する。亀裂や網目状のひび割れ、気泡の増加などが飛行中に発生すると、その加熱系統を一時不作用にして飛行することになるので、氷結防止および鳥衝突時などの耐衝撃性が低下することとなる。

第10図は、ビニール層とガラスの接着面が剝離してその面が不透明となり視界が著しく損なわれた例である。この剝離は飛行の都度あるいは加熱の都度徐々に拡大するもので、トラブルの中で最も多く発生したものである。また、アクリルパネルの外側に接着積層されている硬質無機ガラスが、飛行中シャッター (shatter, 網目状のひび割れ) を起こすことがある。この無機硬質ガラスのシャッターは風防ガラスの強度には問題ないが、視界を損なうので問題である。シャッターが生じた直後は視界が著しく不良になるが、その後気流でガラスの破片が吹飛ばされ視界が回復したことがある。さらに、風防ガラス中央部に気泡が集中的に発生した例がある。過熱によってビニール層からガスが遊離し、米粒くらいから大豆くらいまでの気泡が多数発生したものである。以上各具体例の原因としては、接着積層されているアクリルパネル、ビニール層あるいはガラス・パネルなどの熱膨張率が異なること、与圧による繰返し荷重を受けること、加熱系統の異状による過熱などによって接着面の剝離、気泡、欠けなどが発生するものと考えられる。また風防ガラス周囲と機体構造との隙間を埋めているシールの不良から水分が浸入し、加熱系統の被膜や配線と窓枠構造 (金属) との間が短絡して過熱し、亀裂に至ることもある。

9. 主翼燃料タンクの燃料もれ

現用の大型ジェット輸送機の燃料タンクは、ほとん

ど主翼構造そのものをタンクとしたいいわゆるインテグラル・タンク方式である。これは構造そのものがタンクであることから、構造の欠陥例えばリベット、スクリューおよびボルトの弛みや脱落、シーラントの劣化などによる気密部分の不良などが直ちに燃料のもれにつながる。これらのもれを止めるためには、弛んだファスナーの交換やシーラントの復元などが必要となるが、内部の燃料を完全に排出し乾燥させないとタンク内に立入れないので、作業に長い時間がかかる。高価な飛行機が何日も地上で修理作業を行なう結果となるので、運航会社は燃料もれの少ないあるいはほとんどない機体を強く希望している。燃料もれは、外板の亀裂など特殊な場合を除いては、ほとんどがファスナーの弛みやすきまばめ (またはとまりばめ) のファスナーや構造部材の継手部に施したシーラントの劣化によって生じている。経験的にいうと、燃料もれの多い少ないは機種によって相当差がある。これはそれぞれシーラントの塗布区域、しまりばめファスナーの使用範囲、ファスナー取付けの品質管理などに違いがあるためと思われる。

あとがき

以上種々と述べたが、現在の構造上の問題点としては、応力腐蝕割れあるいは腐蝕が主要な問題となっている。経験上特に感じていることは、これらの現象は特に日本あるいは日本を中心とした地域で運航される機体について、その湿潤な気候や海に囲まれた環境および大気汚染等の影響をうけて、そうでない他の地域よりもその発生度合いが遥かに高いと思われることである。したがってその防止には日常のきめ細かい整備上の配慮が必要であるが、設計の段階でも十分な対策をお願いしたい。

日本で通用する対策ならば、その機体を世界のどこに持っていても立派に通用するものと信じている。