

AI2017-2

航空重大インシデント調査報告書

I 個人所属

モール・エアー式M-7-235C型 JA30HT

航空機の脚が損傷したことによる航行の不能

平成29年6月29日

I 個人所属

モール・エアー式M-7-235C型

JA30HT

航空機の脚が損傷したことによる航行の不能

航空重大インシデント調査報告書

所 属 個人
型 式 モール・エアー式M-7-235C型
登 録 記 号 JA30HT
インシデント種類 航空機の脚が損傷したことによる航行の不能
発 生 日 時 平成27年12月4日 11時30分ごろ
発 生 場 所 茨城県稲敷郡河内町 大利根場外離着陸場

平成29年5月26日

運輸安全委員会（航空部会）議決

委 員 長 中 橋 和 博（部会長）
委 員 宮 下 徹
委 員 石 川 敏 行
委 員 丸 井 祐 一
委 員 田 中 敬 司
委 員 中 西 美 和

1 調査の経過

1.1 重大インシデントの概要	個人所属モール・エアー式M-7-235C型JA30HTは、平成27年12月4日（金）、大利根場外離着陸場に着陸した後、駐機場への走行中に尾輪が損傷し、自走できなくなり、駐機場手前で停止した。
1.2 調査の概要	本件は、航空法施行規則第166条の4第8号中の「航空機の脚が損傷し、当該航空機の航行が継続できなくなった事態」に該当し、航空重大インシデントとして取り扱われることとなったものである。 運輸安全委員会は、平成27年12月4日、本重大インシデントの調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。 本調査には、重大インシデント機の設計・製造国である米国の代表が参加した。 原因関係者への意見聴取及び関係国への意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過	機長及び同乗者である整備を受託していた会社（以下「同社」という。）の整備士の口述によれば、飛行の経過は概略次のとおりであった。 個人所属モール・エアー式M-7-235C型JA30HTは、平成27年12月4日、機長及び2名の同乗者が搭乗し、耐空証明検査のため、大利根場外離着陸場を11時10分に離陸し、同30分ごろ、同場外離着陸場に着陸した。同機は着陸後、滑走路から駐機場までのてん圧・整地された経路を約5ktで走行していたところ、機長は異状を感じ、同機を停止させた。機長が同機を降りて機体を確認したところ、機体側のテールスプリングと尾輪のブラケットアッセンブリーを結合していたボルトのヘッド部分が破断し、尾輪が脱落していた。
-----------	---



写真1 同機及び尾輪の状況

本重大インシデントの発生場所は、同场外離着陸場（北緯35度51分29秒、東経140度14分16秒）で、発生日時は、平成27年12月4日、11時30分ごろであった。

2.2 負傷者

なし

2.3 損壊

- (1) 航空機の損壊の程度 : 小破
- (2) 航空機各部の損壊状況 : 尾輪の脱落

機体側のテールスプリングと尾輪のブラケットアッセンブリーは、ボルトヘッド側1枚及びナット側2枚の計3枚のワッシャーを使用してボルトとナットで結合されており、判明した損壊は次のとおりであった。

① ボルトヘッド部が首下部分で破断していた。

② 尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部に、0.60mm (3/128 in) のくぼみがあった。

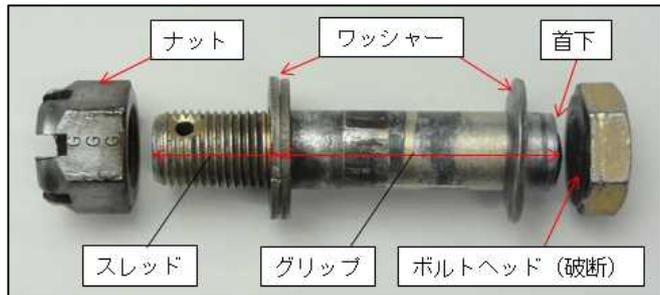


写真2 ボルト、ワッシャー及びナット

③ ボルトヘッド側のワッシャーは、くぼみに沿って湾曲し、ボルトヘッドによる複数の圧着痕、厚みの減少が生じていた。

(3) 未使用品を使用しての調査

新しいボルト及びワッシャーに交換し、同機に使用されていたくぼみのあるブラケットアッセンブリーに、ボルトサイズに対して標準的なトルク (500 in-lb) を掛けてボルトを締め付けたところ、ワッシャーは、くぼみから浮いた状態で少し湾曲したものの、同機に使用されていたワッシャーほ

どの圧着痕、厚みの減少は生じなかった。
(別添 1 尾輪の取付模式図 参照)



写真3 ブラケットアッセンブリー及びワッシャー

2.4 乗組員等

機長	男性	35歳
事業用操縦士技能証明書(飛行機)		平成21年6月2日
限定事項	陸上単発機	平成11年11月8日
第1種航空身体検査証明書		有効期限:平成28年6月7日
特定操縦技能	操縦等可能期間満了日	平成28年1月20日
総飛行時間		3,484時間36分
最近30日間の飛行時間		7時間50分
同型式による飛行時間		780時間50分
最近30日間の飛行時間		0時間20分

2.5 航空機等

- (1) 航空機型式: モール・エアー式M-7-235C型、
製造番号: 25001C、製造年月日: 平成8年3月7日
耐空証明書: 第東-26-419号、有効期限: 平成27年11月21日
耐空類別 飛行機 普通 N又は特殊航空機 X
総飛行時間 1,426時間34分
定期点検(年次点検、平成27年11月21日実施)後の飛行時間 0時間20分
なお、本重大インシデントにおいて破断したボルトに交換した平成26年11月21日の定期点検後の離着陸回数は、離陸700回、着陸700回の計1,400回で、飛行時間は、87時間21分であった。
- (2) 本重大インシデント発生当時、同機の重量は1,063.7kg(2,345lb)、重心位置は基準点後方457.2mm(18in)と推算され、いずれも許容範囲(最大着陸重量2,500lb、重心範囲15~20in)内にあったものと推定される。

	<p>(3) 同機の整備等の履歴</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>日付</th> <th>機体及び尾輪に係る整備作業（抜粋）</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>平成11年 8月4日</td> <td>米国において、尾輪をスコット社製3200-00に換装した。</td> </tr> <tr> <td>平成13年 3月6日</td> <td>米国連邦航空局の輸出耐空証明書を取得した。</td> </tr> <tr> <td>平成16年 9月7日</td> <td>日本の耐空証明書を取得した。尾輪に関する整備マニュアル、部品表、図面等尾輪に使用されている部品の規格及び整備するための具体的な資料はなし。</td> </tr> <tr> <td>不明</td> <td>同社が機体側のテールスプリングと尾輪のブラケットアッセンブリーを結合しているボルト、ワッシャー、ナットの規格等を目視及び実測により確認し、これらを同等部品に交換した。（同社の整備責任者の口述による。）なお、機体の整備マニュアルに、ボルト、ワッシャー、ナット等の交換間隔の規定はなく、整備記録にも交換時の記録はされていなかった。</td> </tr> <tr> <td>平成26年 11月3日 ～19日</td> <td>耐空証明検査前の整備を実施し、尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへの圧着痕、くぼみに沿った湾曲を認めた。当該ボルトのみ交換した。ワッシャー及びナットは交換していない。（同社の整備責任者の口述による。）</td> </tr> <tr> <td>平成27年 11月21日 ～29日</td> <td>耐空証明検査前の整備を実施した。尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへのボルトヘッドによる複数の圧着痕、くぼみに沿った湾曲及び厚みの減少は、平成26年11月の整備の時も程度の差はあれ、同じ傾向の変形があったが、交換する必要はないと判断した。また、ボルトについても異常を認めなかったため、引き続き使用した。（同社の整備責任者の口述による。）</td> </tr> </tbody> </table>	日付	機体及び尾輪に係る整備作業（抜粋）	平成11年 8月4日	米国において、尾輪をスコット社製3200-00に換装した。	平成13年 3月6日	米国連邦航空局の輸出耐空証明書を取得した。	平成16年 9月7日	日本の耐空証明書を取得した。尾輪に関する整備マニュアル、部品表、図面等尾輪に使用されている部品の規格及び整備するための具体的な資料はなし。	不明	同社が機体側のテールスプリングと尾輪のブラケットアッセンブリーを結合しているボルト、ワッシャー、ナットの規格等を目視及び実測により確認し、これらを同等部品に交換した。（同社の整備責任者の口述による。）なお、機体の整備マニュアルに、ボルト、ワッシャー、ナット等の交換間隔の規定はなく、整備記録にも交換時の記録はされていなかった。	平成26年 11月3日 ～19日	耐空証明検査前の整備を実施し、尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへの圧着痕、くぼみに沿った湾曲を認めた。当該ボルトのみ交換した。ワッシャー及びナットは交換していない。（同社の整備責任者の口述による。）	平成27年 11月21日 ～29日	耐空証明検査前の整備を実施した。尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへのボルトヘッドによる複数の圧着痕、くぼみに沿った湾曲及び厚みの減少は、平成26年11月の整備の時も程度の差はあれ、同じ傾向の変形があったが、交換する必要はないと判断した。また、ボルトについても異常を認めなかったため、引き続き使用した。（同社の整備責任者の口述による。）
日付	機体及び尾輪に係る整備作業（抜粋）														
平成11年 8月4日	米国において、尾輪をスコット社製3200-00に換装した。														
平成13年 3月6日	米国連邦航空局の輸出耐空証明書を取得した。														
平成16年 9月7日	日本の耐空証明書を取得した。尾輪に関する整備マニュアル、部品表、図面等尾輪に使用されている部品の規格及び整備するための具体的な資料はなし。														
不明	同社が機体側のテールスプリングと尾輪のブラケットアッセンブリーを結合しているボルト、ワッシャー、ナットの規格等を目視及び実測により確認し、これらを同等部品に交換した。（同社の整備責任者の口述による。）なお、機体の整備マニュアルに、ボルト、ワッシャー、ナット等の交換間隔の規定はなく、整備記録にも交換時の記録はされていなかった。														
平成26年 11月3日 ～19日	耐空証明検査前の整備を実施し、尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへの圧着痕、くぼみに沿った湾曲を認めた。当該ボルトのみ交換した。ワッシャー及びナットは交換していない。（同社の整備責任者の口述による。）														
平成27年 11月21日 ～29日	耐空証明検査前の整備を実施した。尾輪のブラケットアッセンブリーのボルトヘッド側のボルト穴周辺部のくぼみ、ワッシャーへのボルトヘッドによる複数の圧着痕、くぼみに沿った湾曲及び厚みの減少は、平成26年11月の整備の時も程度の差はあれ、同じ傾向の変形があったが、交換する必要はないと判断した。また、ボルトについても異常を認めなかったため、引き続き使用した。（同社の整備責任者の口述による。）														
2.6 気象	機長の口述によれば、最終進入中に見た吹き流しの状態から、風向／風速は、250° / 14kt程度であった。														
2.7 その他必要な事項	<p>(1) 整備作業に係る基準</p> <p>航空機の検査及び整備に関する具体的な作業基準が示されている米国連邦航空局発行のAC43.13-1B^{*1}（以下「航空機整備作業の基準」という。）には、一般にグリップ長さは、締め付ける部材の厚さに等しくし、ボルトのグリップが僅かに長い場合はナットやボルトヘッドの下にワッシャーをはめて使用してもよいが、ワッシャーの厚さの合計は3.175mm（1/8in）以下と規定されている。</p> <p>一方、同機の尾輪のブラケットアッセンブリーを機体側のテールスプリングに結合するために使用されていたボルトのグリップ長さは、締め付ける部材より4.763mm（3/16in）長く、厚さ1.588mm（1/16in）の</p>														

*1 U.S. DEPARTMENT OF TRANSPORTATION FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION Flight Standard Service Regulatory Support Division, "ACCEPTABLE METHODS, TECHNIQUES, AND PRACTICES — AIRCRAFT INSPECTION AND REPAIR", AC 43.13-1B, September 8, 1998, pp.7-297

	<p>ワッシャー 3 枚（ボルトヘッド側 1 枚、機体側のテールスプリング側 2 枚）をはめて使用しており、ワッシャーの厚さの合計は、航空機整備作業の基準の値より 1.588mm 厚い状態であった。</p> <p>(2) 尾輪の結合ボルト等の規格</p> <p>同社は、同機に取り付けられていた尾輪の整備マニュアル、部品表、図面等入手していなかった。同機に取り付けられていた尾輪と同じ型式のものは既に製造されておらず、尾輪を設計・製造した会社も存在していないため、これらの書類を入手することは困難であった。一方で、航空機製造会社が標準で採用している尾輪又は米国連邦航空局の認証を受けた互換性のあるスコット社以外の製造者が製造した尾輪に換装すれば、取付マニュアル、部品表、図面等の入手は可能である。</p> <p>(別添 2 互換性のある尾輪 (参考) 参照)</p> <p>(3) ボルトの破断面調査</p> <p>国立研究開発法人物質・材料研究機構に依頼し、破断したボルトの材料分析、破面観察を行ったところ、当該ボルトの破断原因は、ボルトの緩みに起因した疲労破壊であるとの結果が得られた。</p> <p>(別添 3 ボルトの破断面調査 参照)</p>
--	--

3 分析

3.1 気象の関与	なし
3.2 操縦者の関与	なし
3.3 機材の関与	あり
3.4 判明した事項の解析	<p>(1) 尾輪の脱落</p> <p>同機の航行が継続できなくなったことについては、尾輪が機体のテールスプリングから脱落したことによるものと認められる。また、ボルトの破断面の調査結果から、尾輪のブラケットアッセンブリーがテールスプリングから抜け落ちたのは、尾輪のブラケットアッセンブリーを機体側のテールスプリングに結合していたボルトの緩みにより、ボルトヘッドの首下部分に疲労破壊が生じて破断したことによるものと推定される。</p> <p>ボルトが緩んだことについては、着陸時の衝撃荷重及び地上滑走中の振動による荷重で、ブラケットアッセンブリーにくぼみがあったため少し湾曲して浮いた状態で締め付けられていたボルトヘッド側のワッシャーの湾曲が増大し、厚みが減少したこと、若しくはボルトとナットの締め付けトルクが不足していたこと、又はそれらが同時に発生したことにより、ボルトヘッドとワッシャーの隙間が大きくなったことによるものと考えられる。</p> <p>また、ブラケットアッセンブリーのくぼみは、着陸時の衝撃荷重若しくは地上滑走中の振動、ボルトとナットの締め付けトルクの不足、又は複数回のボルトの締め付けによるワッシャーとの摩擦が生じて徐々に形成された可能性が考えられる。</p> <p>(2) 整備作業</p> <p>整備作業は、当該尾輪の仕様に対応した整備マニュアル、部品表、図面等の技術資料を入手し、これらに従った整備を適切に行う必要があったものと考えられる。</p> <p>同社は、整備作業を行った際に、ブラケットアッセンブリーのくぼみ、ボルトヘッド側のワッシャーの湾曲又は厚みの減少を確認した時点で、ブラ</p>

	ケットアッセンブリー及びワッシャーを交換する必要があったものと考えられる。ボルトは、状態の点検を詳細に行い、交換する必要があったものと考えられる。
--	---

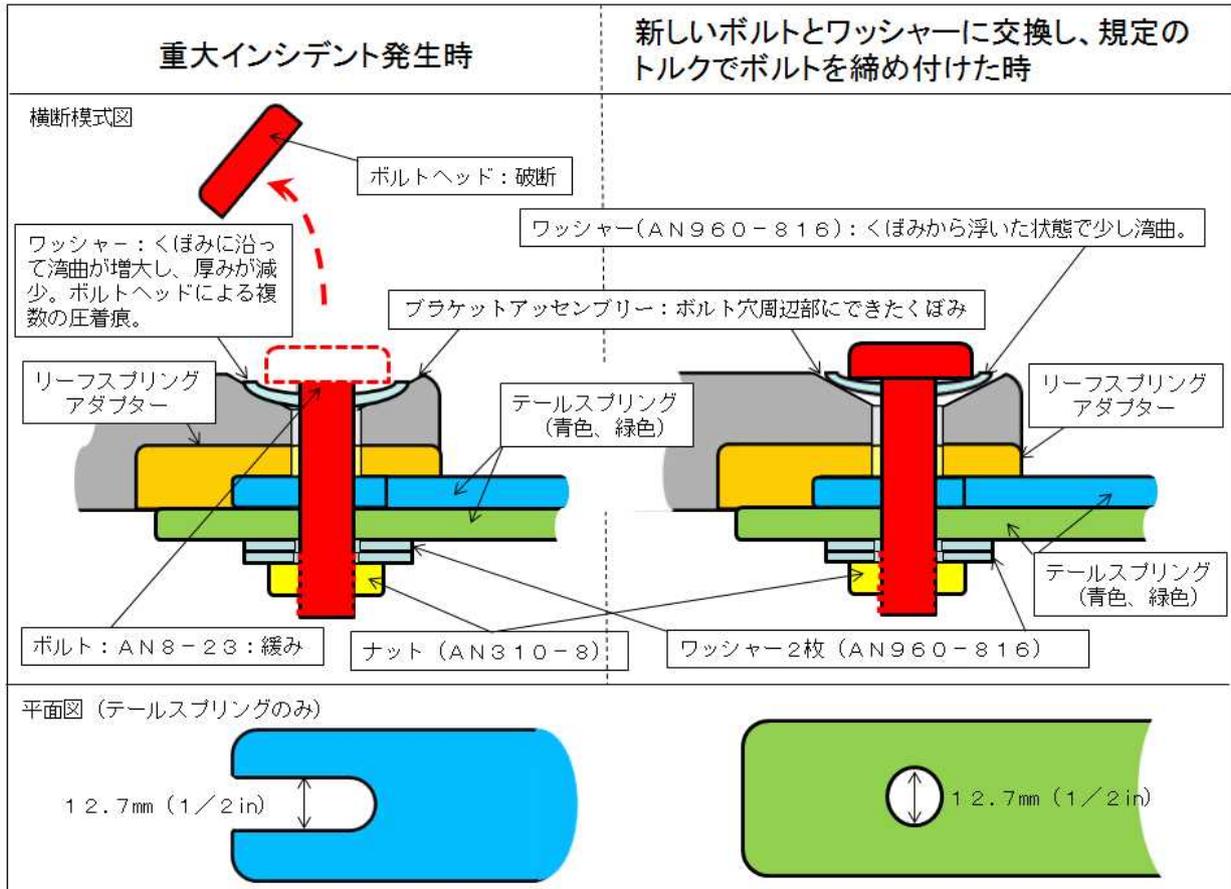
4 原因

本重大インシデントは、同機が着陸後地上を走行中、尾輪が機体のテールスプリングから脱落したため、その後の航行が継続できなくなったことによるものと認められる。

尾輪が機体のテールスプリングから脱落したことについては、尾輪のブラケットアッセンブリーを結合していたボルトのヘッド部分に疲労破壊が生じて破断したことによるものと推定される。

ボルトのヘッド部分に疲労破壊が生じて破断したことについては、当該尾輪の仕様に対応した整備マニュアル、部品表、図面等の技術資料に従って適切な整備が行われなかったことが関与したものと認められる。

別添1 尾輪の取付模式図



別添2 互換性のある尾輪 (参考)

本重大インシデント後に同機に取り付けられた、米国連邦航空局の認証を受けた互換性のあるスコット社以外の製造者が製造した尾輪を結合するために使用される部品は、AN7-20ボルト1本、3/8 in USS^{*2}FLAT ワッシャー1枚、NAS^{*3}1149F0763P (AN960-716 互換) ワッシャー1枚及びMS^{*4}21044N7 (AN365-720 互換) ナット1個に、円筒形のテールホイールボルトスペーサーを組み合わせてブラケットアッセンブリーのボルト穴の内径に合わせるようになっている。

一方、本重大インシデント発生時の同機の尾輪は、テールホイールボルトスペーサーを使用せずに、AN^{*5}8-23ボルト (AN7-20ボルトに比べると、径が1/16 in 太く、長さが3/8 in 長く、グリップが1/4 in 長い。) 1本、AN960-816ワッシャー3枚及びAN310-8ナット1個で結合していた。

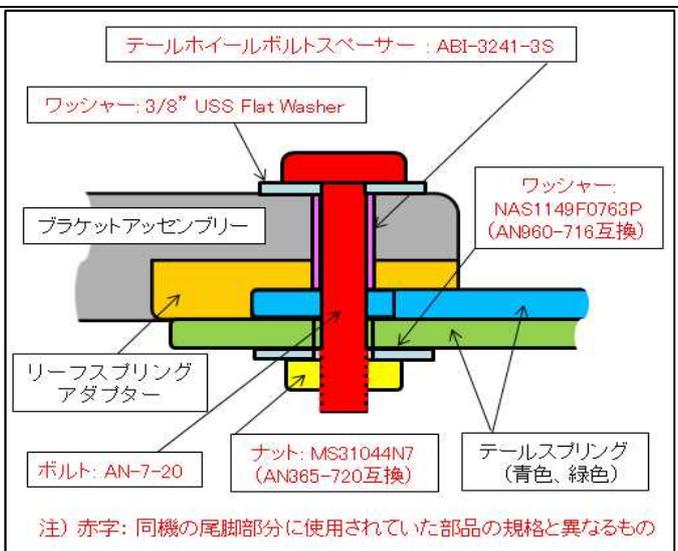


図1 米国連邦航空局の認証を受けたスコット社以外の製造者が製造した互換部品 (断面図)

*2 USS規格 (United States Standard: 米国規格)

*3 NAS規格 (National Aerospace Standard: 国際航空宇宙規格)

*4 MS規格 (Military Standard: 米軍規格)

*5 AN規格 (Air Force & Navy Aeronautical Standard: 米空海軍航空規格)

1. ボルトの破断原因

- (1) 破断したボルトの組織を観察した結果、化学成分はJIS規格のSNCM220の低合金鋼に相当する成分範囲であった。
- (2) 破面観察の結果、遅れ破壊^{*6}の特徴である粒界破面が観察されないこと、疲労破壊の特徴であるストライエーション状模様（規則的な縞模様）が観察されること、応力集中部の疲労破面の特徴である表面近傍の多数の段差が観察されること、及び疲労亀裂発生箇所近くの破面に特徴的な比較的微細な模様が観察されることから、当該ボルトの破断は疲労によるものと考えられる。
- (3) ワッシャーの変形やボルト側面の摩耗状況から使用中にボルトが緩んでいた可能性が考えられる。
- (4) 当該ボルトの破断原因は、ボルトの緩みによる疲労破壊と考えられる。

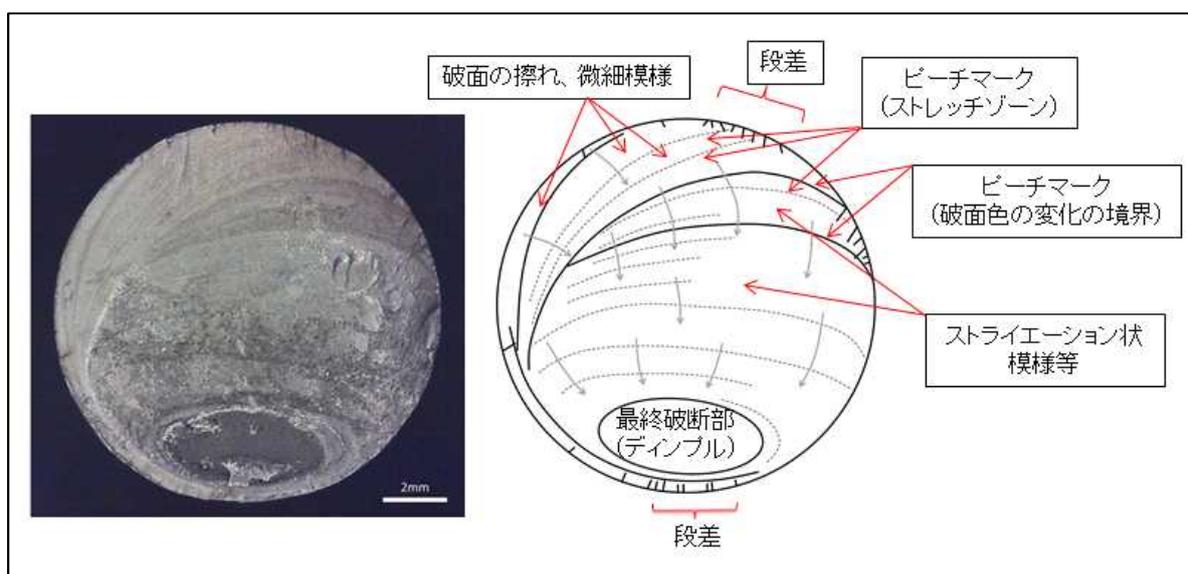


図2 疲労亀裂の発生、進展過程（スレッド側の破断面）

2. 疲労破壊に至るメカニズムの推定

- (1) 使用中にワッシャーの湾曲が増し、厚みが減少した。
- (2) ワッシャーの湾曲が増し、厚みが減少したことによりボルトの軸力が解放されて緩んだ状態となり、ボルトへの片当たりが発生した。
- (3) テールホイールアッセンブリーに曲げモーメントが発生した。
- (4) 首下に疲労限度を超える応力が集中し、高サイクル疲労（ $10^4 \sim 10^6$ 回程度）により、き裂が発生した。
- (5) 当該ボルトを使用した離着陸回数は1,400回であるため、離着陸回数のみで高サイクル疲労に至るには繰り返しの数が不足しており、大部分は離着陸の際の地上走行時の振動による応力で疲労き裂が進展した。加えて、着陸時に通常より強めの着陸による過大荷重によって疲労き裂先端が塑性鈍化^{*7}して定期的にストレッチゾーン（ビーチマーク）が形成された。
- (6) 残存断面積に作用する応力が材料の引張強さを超えて延性破壊、ディンプルを形成し、ボルトが脱落した。

*6 「遅れ破壊」とは、高強度鋼が常温で静的な引っ張り、又は曲げの負荷応力を受けた状態で一定の時間を経過したとき、外見上はほとんど変形を伴うことなく、突然脆性的に破壊に至る現象のことをいう。

*7 「塑性鈍化」とは、金属がある限界以上の力を受けて変形し、力を取り除いても元に戻らず、き裂が開くことをいう。

3. ボルト側面の観察状況

図3の写真は、顕微鏡で全周を撮影した像を貼り合わせた、ボルト側面の展開図を示している。新しいボルトの場合は、通常、メッキが施されており、黄色い外観をしている。尾輪の結合に使用されていたボルトのA～Cの領域は、付着物又はメッキのはがれにより、黒く変色していた。また、Dの領域には、全周にわたり黄色のメッキは残っており、周方向の傷があって、A～Cの領域に比べて摩耗が激しいと考えられる。さらに、Cの領域には、摩耗の激しい場所とそうでない箇所があり、摩耗の激しい箇所には、ボルトの長手方向に広い傷がついていた。

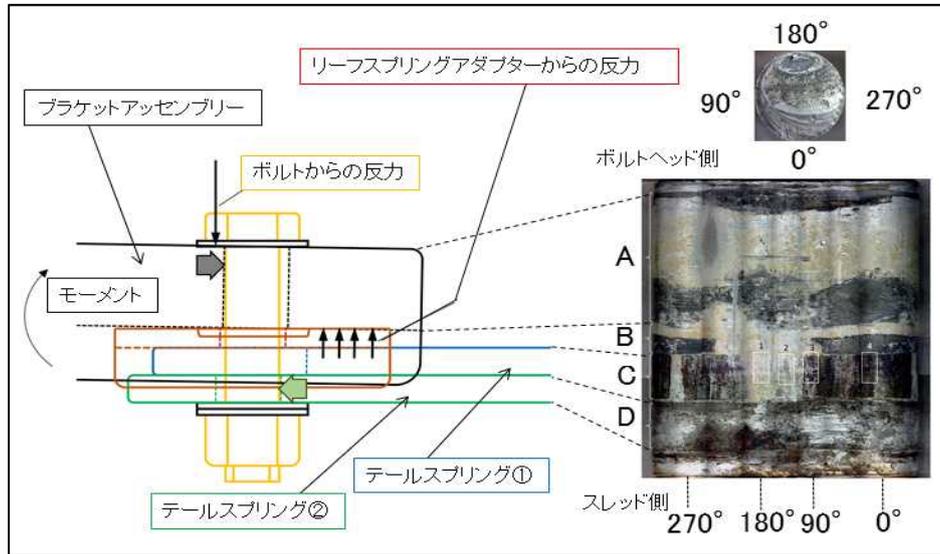


図3 ボルトが緩んだ時の応力とボルト側面の外観