

# 航空重大インシデント調査報告書

I 日本航空株式会社所属  
ボーイング式777-300ER型  
JA743J  
発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）に準ず  
る事態

II 西日本空輸株式会社所属  
ベル式412EP型（回転翼航空機）  
JA003W  
つり下げ輸送中における物件の落下

令和元年10月31日

本報告書の調査は、本件航空重大インシデントに関し、運輸安全委員会設置法及び国際民間航空条約第13附属書に従い、運輸安全委員会により、航空事故等の防止に寄与することを目的として行われたものであり、本事案の責任を問うために行われたものではない。

運輸安全委員会  
委員長 武田 展雄

## 《参 考》

本報告書本文中に用いる分析の結果を表す用語の取扱いについて

本報告書の本文中「3 分 析」に用いる分析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

- ① 断定できる場合  
・・・「認められる」
- ② 断定できないが、ほぼ間違いない場合  
・・・「推定される」
- ③ 可能性が高い場合  
・・・「考えられる」
- ④ 可能性がある場合  
・・・「可能性が考えられる」  
・・・「可能性があると考えられる」

- I 日本航空株式会社所属  
ボーイング式777-300ER型  
JA743J  
発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した  
場合に限る。）に準ずる事態

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 日本航空株式会社  
型 式 ボーイング式777-300ER型  
登 録 記 号 JA743J  
インシデント種類 発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）に準ずる事態  
発 生 日 時 平成29年9月5日 11時00分ごろ  
発 生 場 所 東京国際空港

令和元年10月11日  
運輸安全委員会（航空部会）議決  
委 員 長 武 田 展 雄（部会長）  
委 員 宮 下 徹  
委 員 柿 嶋 美 子  
委 員 丸 井 祐 一  
委 員 宮 沢 与 和  
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	<p>日本航空株式会社所属ボーイング式777-300ER型JA743Jは、平成29年9月5日（火）、東京国際空港の滑走路34Rから離陸した直後に、第1（左側）エンジンから異音が発生するとともに不具合が発生したことを示す計器表示があったため、同エンジンを停止して引き返し、管制上の優先権を得て同空港に着陸した。</p> <p>着陸後の点検において、同エンジンの低圧タービン（LPT）の複数段の静翼及び動翼が損傷し、タービン・リア・フレームに開口が発生していることが確認された。</p>
1.2 調査の概要	<p>本件は、航空法施行規則（昭27運輸省令56）第166条の4第6号の「発動機の破損（破片が当該発動機のケースを貫通した場合に限る。）」に準ずる事態（同条第17号）として、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。</p> <p>運輸安全委員会は、平成29年9月6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2名の航空事故調査官を指名した。</p> <p>本重大インシデント調査に関し、国立研究開発法人物質・材料研究機構（NIMS）に、タービン・リア・フレームに発生した開口の解析を委託した。</p> <p>本調査には、重大インシデント機の機体及びエンジンの設計・製造国であるアメリカ合衆国の代表及び顧問が参加した。</p> <p>原因関係者からの意見聴取及び関係国への意見照会を行った。</p>

## 2 事実情報

2.1 飛行の経過	<p>運航乗務員及び東京飛行場管制所飛行場管制席の航空管制官の口述並びに飛行記録装置の記録（付図3参照）によれば、飛行の経過は概略次のとおりであった。</p>
-----------	---

	<p>日本航空株式会社（以下「同社」という。）所属ボーイング式777-300ER型JA743Jは、同社の定期6便として東京国際空港からジョン・F・ケネディー国際空港へ向け、平成29年9月5日10時59分13秒、東京国際空港の滑走路34Rから離陸滑走を開始した。同機には、機長（SIC*1）がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として左席に、副操縦士がPM（主に航空機の飛行状態のモニター、PFの操作のクロスチェック及び操縦以外の業務を行う操縦士）として右席に、機長（PIC*2）がオブザーバーシート（センター・コンソール後方の座席）に着座していた。11時00分04秒、同機が浮揚した直後に第1（左側）エンジンから異音がして回転数が低下し、推力の減少を示すコーションメッセージ（ENG THRUST L）が表示された。この時、飛行場管制席の管制官は、同機の左側エンジン後方に火炎が発生したのを目撃した。同機は、離陸を継続した。上昇中に、PF及びPMは互いに不具合を確認した後、PFの指示によりPMがチェックリスト（Eng Svr Damage/Sep L）を用いて、11時00分49秒に同エンジンを停止した。その後、同機は上昇を続けながら緊急事態を宣言し管制上の優先権を得て、同空港への引き返しを決めた。同機は手順に従い、館山沖にて機体重量が最大着陸重量を下回るように燃料投棄を行い同空港へ引き返した。同機は、12時09分、同空港の滑走路34Lに着陸した。</p> <p>同機には、機長2名ほか乗務員16名及び乗客233名の計251名が搭乗していたが、負傷者はいなかった。</p> <p>同機の離陸後、同機が離陸した滑走路は点検のため閉鎖され、同滑走路上及び同滑走路周辺から多数のエンジンの破片が回収された（付図4参照）。また、同機が離陸した付近の滑走路横の草地に燃焼（付図1及び付図2参照）が確認され、空港消防により消火された。</p> <p>本重大インシデント発生場所は、同空港の滑走路34R終端付近（北緯35度33分12秒、東経139度46分52秒）で、発生日時は、平成29年9月5日11時00分ごろであった。</p>
2.2 負傷者	なし
2.3 損壊	<p>(1) 航空機の損壊の程度： 小破</p> <p>同機の機体は、フラップ下面、フラップ内側フェアリング、翼下面、外側フラップ下面及び左水平尾翼前縁に異物が当たってできた多数の損傷があった。</p> <p>(2) 左側エンジンの破損</p> <p>同機は、二軸式のターボファンエンジン（ゼネラル・エレクトリック式GE90-115B型）を装備し、エンジンは前方からファン、低圧コンプレッサー（LPC）、高圧コンプレッサー（HPC）、燃焼室（CC）、高圧タービン（HPT）及び低圧タービン（LPT）で構成されている（図1参照）。これらのエンジン構成部は各ケースで覆われており、さら</p>

\*1 「SIC」とは、Second in Commandの略で、運航乗務員内でPICの機長に次いで指揮権を有する者をいう。

\*2 「PIC」とは、Pilot in Commandの略で、航空機の運航と安全に対して最終責任を有する機長資格を有する者をいう。

に外側は、エンジンカウリングで覆われている。LPTは6段で構成され、各段とも静翼と動翼の組合せとなっている。

LPT第5段静翼は一周26個のセグメントからなり、一つのセグメントは6枚の静翼で形成されている。またLPT後方には、エンジンを機体へ取り付けるための構造部材であるタービン・リア・フレーム（TRF）が取り付けられている。

左側エンジンの状況は次のとおりであった。

- ① LPTの第5段静翼1枚が欠損していた（図2参照）。その他の静翼に欠損は確認されず、欠損した1枚の静翼は発見されなかった。

複数のLPT第5段静翼セグメントのエンジン内周側のプラットホーム側面に、隣り合うセグメント同士が接触して擦れたことによる摩耗が確認された（図3及び図7参照）。

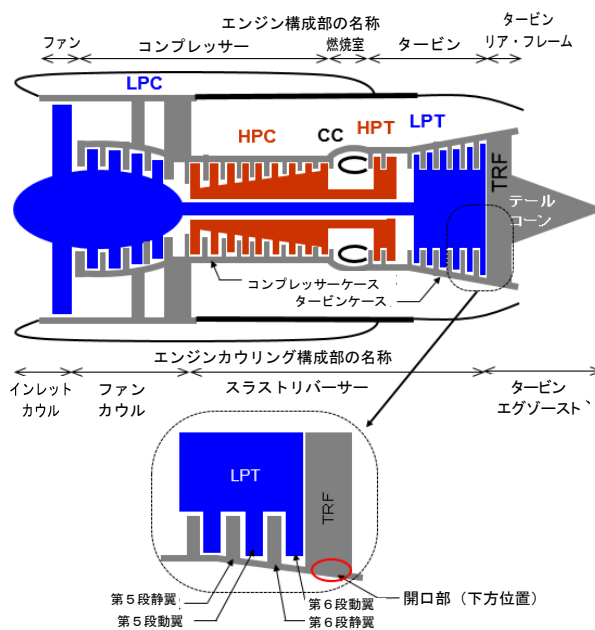


図1 GE90-115Bエンジン  
(イメージ図)

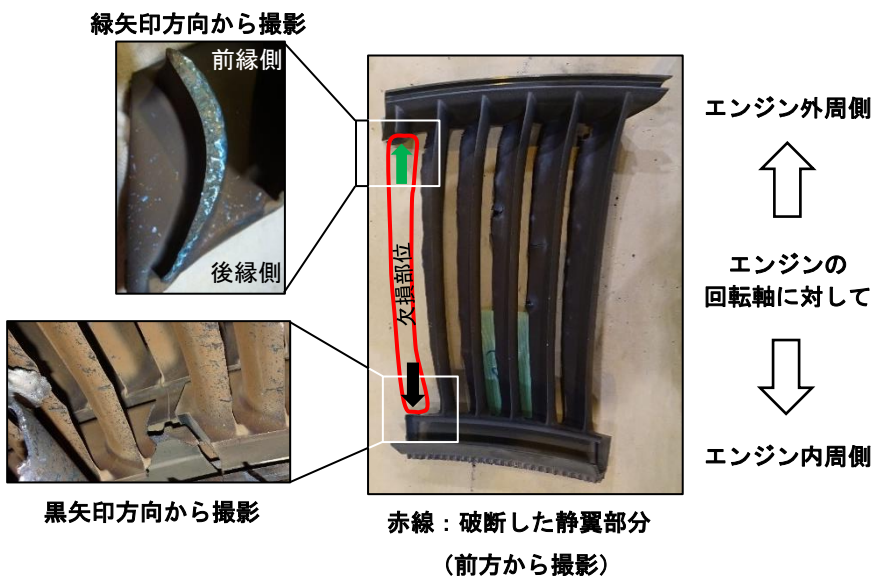


図2 LPT第5段静翼セグメントの欠損した静翼の状況

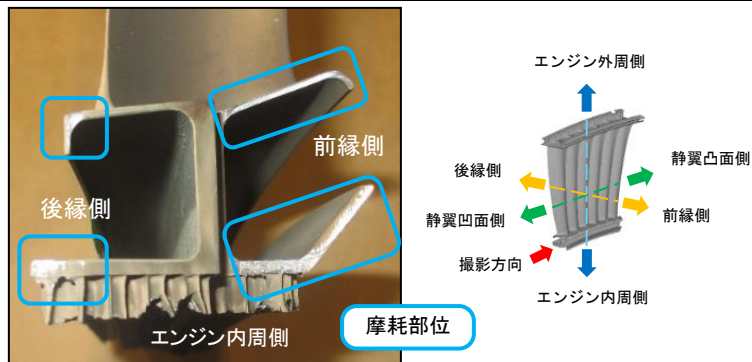


図3 LPT第5段静翼セグメントの摩耗

- ② LPT第5段静翼後方の第5段動翼、第6段動翼が全周にわたり損傷していた(図4参照)。第6段静翼は、一部を除き損傷していた。
- ③ LPT後方に取り付けられたTRFの下方位置に約6cm×約1cmの開口、凹状の変形(窪み)及び亀裂が確認された(図5参照)。
- ④ LPT第5段静翼よりも前方には損傷の痕跡は確認されなかった。また、エンジン内部に異常燃焼の形跡は確認されなかった。
- ⑤ エンジンカウルに損傷は確認されなかった。



図4 LPT第5段(左側)及び第6段(右側)動翼の損傷状況

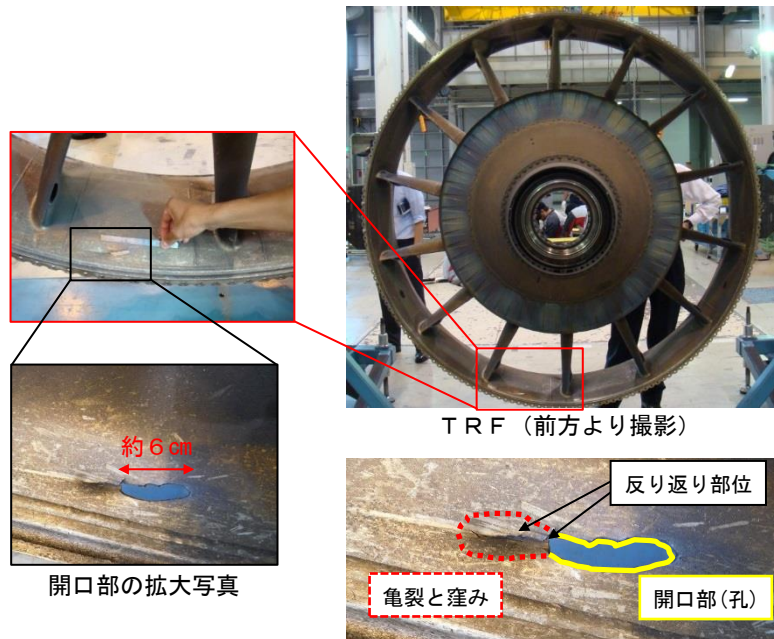


図5 TRFの開口部

2.4 乗組員等

(1) 機長(PIC) 男性 49歳  
定期運送用操縦士

平成15年6月5日



	<p>限定事項 ボーイング式777型 平成28年12月19日 第1種航空身体検査証明書 有効期限 平成30年9月14日</p> <p>(2) 機長 (S I C) 男性 61歳 定期運送用操縦士 平成8年10月4日 限定事項 ボーイング式777型 平成24年5月17日 第1種航空身体検査証明書 有効期限 平成30年3月4日</p> <p>(3) 副操縦士 男性 46歳 事業用操縦士 平成9年11月11日 限定事項 ボーイング式777型 平成17年12月20日 計器飛行証明 平成10年11月30日 第1種航空身体検査証明書 有効期限 平成30年4月29日</p>																		
<p>2.5 航空機等</p>	<p>(1) 航空機 航空機型式： ボーイング式777-300ER型 製造番号： 36130 製造年月日： 平成21年10月6日 耐空証明書： 第2009-247号 有効期限： 航空法に基づき承認された整備管理マニュアルの適用を受けている期間 本事象発生時における機体重量及び重心位置は許容範囲内であった。 定期点検（C整備、平成29年2月19日実施）後の飛行時間は2,544時間であった。</p> <p>(2) エンジン</p> <table border="1" data-bbox="461 1227 1422 1503"> <thead> <tr> <th>取付位置</th> <th>第1（左側）</th> <th>第2（右側）</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>型式</td> <td colspan="2">ゼネラル・エレクトリック式GE90-115B型</td> </tr> <tr> <td>製造番号</td> <td>906-695</td> <td>906-598</td> </tr> <tr> <td>製造年月日</td> <td>平成21年8月29日</td> <td>平成21年3月24日</td> </tr> <tr> <td>総飛行時間</td> <td>36,340時間</td> <td>29,622時間</td> </tr> <tr> <td>サイクル数</td> <td>3,797回</td> <td>3,777回</td> </tr> </tbody> </table> <p>(3) 同社における左側エンジンに対する主な整備の記録 平成25年12月4日、技術通報（SB72-0226）に基づき、第6段動翼の交換を実施している。 平成29年2月19日、機体C整備の際にギアボックス及びベアリングの点検、ボアスコープを使用したHPT第1段及び第2段動翼並びに第2段静翼の点検、燃料フィルターの点検を実施している。 平成29年6月8日、HPT第1段シュラウド部分の点検を実施している。 平成29年9月2日、エンジン・コントロール・システムの作動点検、スターターの金属片点検を実施している。</p>	取付位置	第1（左側）	第2（右側）	型式	ゼネラル・エレクトリック式GE90-115B型		製造番号	906-695	906-598	製造年月日	平成21年8月29日	平成21年3月24日	総飛行時間	36,340時間	29,622時間	サイクル数	3,797回	3,777回
取付位置	第1（左側）	第2（右側）																	
型式	ゼネラル・エレクトリック式GE90-115B型																		
製造番号	906-695	906-598																	
製造年月日	平成21年8月29日	平成21年3月24日																	
総飛行時間	36,340時間	29,622時間																	
サイクル数	3,797回	3,777回																	
<p>2.6 その他必要な事項</p>	<p>(1) LPT第5段静翼セグメントの詳細調査 エンジン製造者の施設において、静翼が欠損したLPT第5段静翼セグメントの詳細調査（製造時の記録の確認、寸法検査、金属検査、X線検</p>																		

査、破面解析) を実施した。

製造時の記録を確認したが問題は確認されなかった。損傷を受けた箇所を除き、寸法に異常は確認されなかった。金属検査の結果、使用されている材料に問題は確認されなかった。X線検査の結果、部品内部の異常は確認されなかった。

複数のLPT第5段静翼セグメントのエンジン内周側のプラットホーム側面に確認された摩耗は、アーチバインディング\*3が発生した可能性が高いことを示すものと推察された。

破面解析は、静翼が欠損したセグメントのエンジン外周側の破面に対して、走査型電子顕微鏡を用いて行った。破面解析の結果、繰り返し応力による疲労破壊を示す縞模様の痕跡(ストライエーション)が多数確認された。また、まとまったストライエーションとストライエーションの間にはアレストライン\*4が周期的に確認され、これはアーチバインディングの影響によるものと推察された。亀裂の起点を確認することはできなかったが、亀裂は後縁側から前縁側に向かって進展しており、亀裂の起点は後縁側と推察された。同破面の後縁部分は、第5段静翼が破断する際に破片が衝突したこと又は破面同士の擦れ若しくは亀裂が進展する過程において熱に曝されたことで、疲労破壊を示す痕跡は消されていた。同破面のストライエーション及びアレストラインが確認された部分では、熱の影響が少なく破断時点での状態が保たれていた(図6参照)。

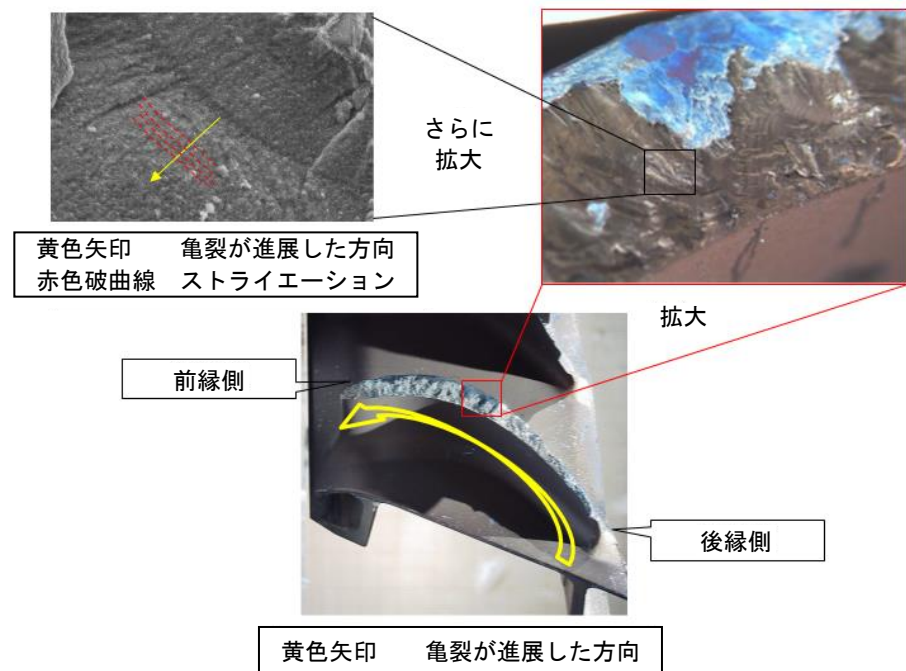


図6 欠損した第5段静翼の破面の状況

本重大インシデントのLPT第5段静翼セグメントの詳細調査及び2.6(2)に詳述されるエンジン製造者の過去の不具合解析から、本重大インシデントのLPT第5段静翼の破断は、隣り合うLPT第5段静翼セグメ

\*3 「アーチバインディング (Arch-Binding)」とは、隣り合うセグメント同士が密着して互いの動きが拘束された状態のことをいう。

\*4 「アレストライン (Arrest lines)」とは、応力の作用状態が変化することに伴い疲労破壊による亀裂進展が停止・再開を繰り返す状況下で、亀裂が再び進展を開始する際に破面上に形成される線をいう。

ントのエンジン内周側プラットホーム側面にアーチバインディングが発生し、静翼凹面側の最も外側の静翼におけるエンジン外周側の後縁部の応力が増加したことで亀裂が発生し、エンジンの運転による繰り返し応力により亀裂が進展して破断したと推察された。

(2) エンジン製造者の社内試験及び技術通報（SB72-0637）

① 社内試験

2013年3月から4月にかけて、エンジン製造者が実施した同型式エンジンによる社内試験時に、本事案と類似したLPT第5段静翼1枚が破断する不具合が発生していた。なお、この社内試験は、通常のエンジン運用時の代表的な運転サイクルの条件の下で行われたものではなく、エンジン推力を離陸推力にする前のアイドル運転を通常よりも短い1分間とした試験であった。

エンジン製造者が行った応力解析によると、隣り合うLPT第5段静翼セグメントのエンジン内周側プラットホーム側面にアーチバインディングが発生すると、静翼凹面側の最も外側の静翼におけるエンジン外周側の後縁側の応力が増加することが判明した（図7参照）。

さらに、運用中の同型式エンジンを調査した結果、LPT第5段静翼セグメントからアーチバインディングによるものと推察される摩耗が確認された。

これらのことから、社内試験時のLPT第5段静翼の破断は、アーチバインディングにより応力が増加した部分から亀裂が発生し、エンジンの運転による繰り返し応力により亀裂が進展して破断したと推察された。

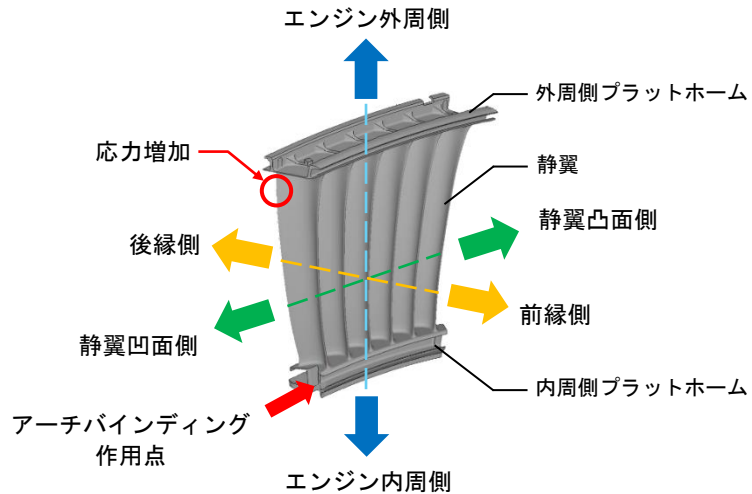


図7 LPT第5段静翼セグメント

② 技術通報（SB72-0637）

エンジン製造者は、前項の不具合解析により、アーチバインディングの発生を防止するため、隣り合うLPT第5段静翼セグメント同士のエンジン内周側の前縁側の間隙を広げる設計変更を実施した（図8参照）。

製造番号907-745以降のエンジンは、間隙を広げたセグメントが組み込まれている。

エンジン製造者は、2015年5月4日、技術通報（SB72-0637）を発行し設計変更されたLPT第5段静翼セグメントが従来の部

品と互換性のある予備部品として使用可能であることを通知した。この技術通報（SB72-0637）には、設計変更された部品が社内試験での不具合対策品であることは記載されていなかった。

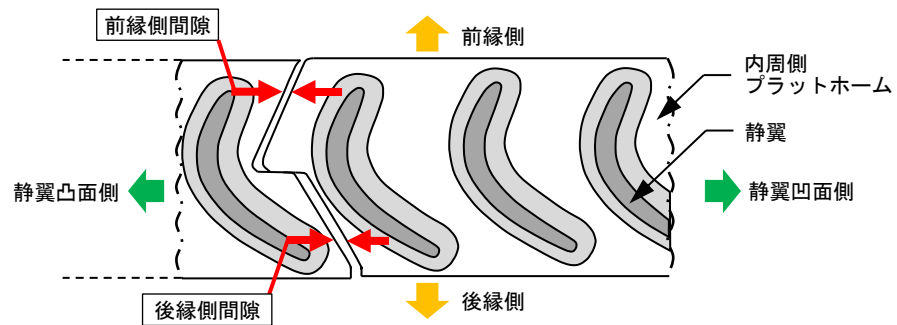


図8 LPT第5段静翼セグメントの間隙

(3) 同社における技術通報（SB72-0637）の取扱い

同社によれば、技術通報（SB72-0637）は同社の同型式エンジンに対して適用となるものであったが、部品交換を緊急に行うことが求められているものではなかったことから、LPT第5段静翼セグメントが損耗して交換が必要となったときに技術通報（SB72-0637）によって通知された設計変更後の予備部品に交換するという対応をしていた。

同社の整備記録によると、本重大インシデント発生前の平成27年2月から11月にかけて実施された他の同型式エンジンの整備作業時に、LPT第5段静翼セグメントのうち一つが、技術通報（SB72-0637）の設計変更後の予備部品に交換されていた。

(4) 本重大インシデント発生後の同社の対応

同社は、本重大インシデント発生後、暫定的な再発防止策として、運用中の同型式エンジンに対して、ボアスコープを使用してLPT第5段静翼の亀裂の有無について一斉点検を行った。その後、100飛行サイクルごとの点検を行い、現在は250飛行サイクルごとのボアスコープを使用した点検（以下「BSI」という。）を行っている。

平成30年11月及び12月に、2台のエンジンのLPT第5段静翼に亀裂が確認された。亀裂が確認された点検は、本重大インシデント発生後、4回目のBSIであった。

(5) 本重大インシデント発生後のエンジン製造者の対応

① エンジン製造者によるLPT第5段静翼セグメントの点検

エンジン製造者は、2018年2月以降、本重大インシデントの要因を調査するため、エンジン製造者のエンジン部品修理工場において、点検又は修理のために同工場に持ち込まれたLPT第5段静翼セグメントに対して、亀裂の有無及びアーチバインディングによる摩耗の点検を行っている。

② 技術通報（SB72-0786）

エンジン製造者は、本重大インシデント発生後の2018年7月12日に技術通報（SB72-0786）を発行した。

この技術通報（SB72-0786）は、アーチバインディングにより静翼のエンジン外周側後縁部の応力が増加して亀裂が生じる可能性が疑われたことから、エンジン整備工場に搬入される同型式エンジンに対

して一度、BSIによりLPT第5段静翼のエンジン外周側後縁部の亀裂の有無を点検する内容であった。さらに、2019年9月30日、この技術通報は改訂されて、エンジン整備工場に搬入されるごとに、この点検を繰り返し継続して実施することとされた。

③ 技術通報（SB72-0821）

エンジン製造者は、技術通報（SB72-0637）の設計変更前のLPT第5段静翼セグメントの間隙を広げる改修をLPTが分解された際に行う新たな技術通報（SB72-0821）を、2019年8月16日に発行した。

(6) LPT第5段静翼セグメント点検の結果

エンジン製造者によると、運用中の同型式エンジンに対するBSI及び技術通報（SB72-0786）のBSIにより、2019年4月までに14台のエンジンに組み込まれた18個のLPT第5段静翼セグメントから、亀裂及びアーチバインディングによる摩耗が見つかった。なお、この14台には、同社で亀裂等が確認されたエンジン2台が含まれている。

(7) 同社で確認された亀裂の解析結果（図9参照）

平成30年11月に同社のBSIで、LPT第5段静翼セグメントに亀裂が確認された同型式エンジンに対して、エンジン製造者が行った詳細点検の結果は、以下のとおりであった。

① 点検の詳細結果

同社により行われたBSIで、3個のLPT第5段静翼セグメントの静翼に亀裂が確認された。エンジン分解後の点検で、さらに2個のLPT第5段静翼セグメントの静翼に亀裂が確認された。

当該エンジンに組み込まれている26個のLPT第5段静翼セグメントは、技術通報（SB72-0637）の設計変更前の25個のセグメントと設計変更後の1個のセグメントであった。設計変更前の25個のセグメントでは、エンジン内周側にアーチバインディングによるものと推察される摩耗が確認されたが、設計変更後のセグメントでは確認されなかった。

確認された亀裂は、後縁側から進展しており、長さは1.2～1.6inであった。

- a 破面の材料に問題は確認されなかった。
- b 破面解析で観察されたストライエーションの数から、最も長い亀裂（長さ1.6in）は約1,000サイクルであった。
- c 破面に酸化物被覆が確認された。
- d 不具合のメカニズム及び亀裂の進展速度は、本重大インシデントと類似している。



図9 確認された亀裂の状況

	<p>(8) 整備マニュアルによるLPT第5段静翼の点検 同エンジンの整備マニュアルでは、エンジンが運航中の機体に取り付けられた状態でのLPT第5段静翼の点検項目は設定されていない。エンジンオーバーホール等により全てのLPTが分解されたときにLPT各段の静翼について検査を実施し、許容を超えた亀裂や凹みが確認された場合は交換されることとなっている。</p> <p>(9) 同種事案について エンジン製造者によれば、本重大インシデントの発生以前には運航中の同型式エンジンにおけるLPT第5段静翼の損傷により発生したエンジン停止を要する不具合の記録はなかった。</p> <p>(10) TRFに発生した開口の解析 国立研究開発法人物質・材料研究機構（NIMS）に委託し、TRFに発生した開口の解析を行ったところ、開口部に接した箇所には凹状の変形（窪み）が形成されているが、変形の縁に生じている反り返りは開口部の縁では生じていないこと、また、開口部の破面には物体と擦れた形跡がないことが確認された（図5参照）ことから、衝突した破片は当該開口部を貫通していない可能性が高いとの結果が得られた。</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) LPTの損傷について</p> <p>① LPTの複数段の静翼及び動翼の損傷 LPT第5段静翼後段の第5段及び第6段動翼の損傷は、第5段静翼セグメントの静翼1枚が破断し、その破片が第5段動翼に衝突することでさらに損傷を引き起こし、それらの破片が連続的に他の部位に衝突して二次的損傷を発生させたものと推定される。</p> <p>② LPT第5段静翼の破断 LPT第5段静翼セグメントのエンジン外周側の破面に疲労破壊を示すストライエーションが多数確認されたことから、破断した第5段静翼は、エンジンの運転に伴う繰り返し応力により亀裂が後縁部から前縁部に達したことでエンジン内周側だけの片持ち状態となり、続いて内周側に亀裂が発生して進展したことで最終的に破断に至ったものと推定される。</p> <p>LPT第5段静翼の亀裂については、エンジン内周側のLPT第5段静翼セグメント側面にアーチバイディングの痕跡である摩耗が確認されたこと及び破面解析によりアレストラインが周期的に確認されたことからアーチバイディングによりLPT第5段静翼後縁部の応力が増加したことにより、発生したものと考えられる。</p> <p>(2) TRFの開口について TRFの開口は、LPTの損傷により発生した破片が衝突したことにより、発生したものと推定される。</p> <p>NIMSの解析結果及びエンジンカウルに損傷がなかったことから、破</p>

片は開口部を貫通していなかったものと考えられる。

(3) エンジン後方の火炎の発生について

エンジン内部には異常燃焼が発生した形跡は確認されなかったことから、LPTに発生した損傷によりエンジンの回転数が正常な運転状態から外れて空気流量と燃料流量の混合比が変化したことで不完全燃焼となり、燃料を含む混合ガスがエンジン後方に排出され、大気中の酸素の供給とともに排気ダクトの熱により急激に燃焼してアフターファイヤーが発生したものと推定される。

(4) 滑走路横の草地の燃焼について

LPTの損傷により、エンジン後方から排出された高温の破片が、同機が離陸した付近の滑走路横の草地に落下したことで、草地が燃焼したものと考えられる。

(5) 同種事案の再発防止策

本重大インシデント発生後に同社及びエンジン製造者等により行われた点検により、複数のLPT第5段静翼セグメントに亀裂及びアーチバインディングによる摩耗が確認されている。

本重大インシデントでは、LPTの複数段の静翼及び動翼が損傷したため、多数のLPT静翼及び動翼の破片が滑走路上及び滑走路周辺に落下し、草地が燃焼する地上被害が発生している。このことから、今後の同種エンジン不具合の発生及び地上への落下物を防止するため、次のような再発防止策を実施することが有用と考えられる。

① LPT第5段静翼セグメント同士の間隙の拡大

本重大インシデント後に、複数のLPT第5段静翼セグメントに亀裂及びアーチバインディングによる摩耗が確認されている。

技術通報（SB72-0637）の設計変更前のLPT第5段静翼セグメント同士の間隙を広げることにより、アーチバインディングによるLPT第5段静翼セグメント後縁部への応力増加が軽減され、第5段静翼の亀裂発生が防止されるものと考えられる。同種事案の再発防止のため、技術通報（SB72-0637）のLPT第5段静翼セグメントの使用又は技術通報（SB72-0821）に従ったセグメントの改修などにより、セグメント同士の間隙を広げることが有用であると考えられる。

② LPT第5段静翼セグメントの点検

本重大インシデント後のエンジン整備工場での各エンジンに対する一度のBSIにおいて、複数のエンジンからLPT第5段静翼の亀裂が確認されていること、また、同社が行っている運用中のエンジンに対する250飛行サイクルごとのBSIにおいても、複数の同型式エンジンのLPT第5段静翼から亀裂が確認されていることから、BSIは同種不具合の早期発見に有効であると考えられる。したがって、エンジン製造者は、同型式エンジンの使用者に対し、運用中のエンジンにおけるLPT第5段静翼セグメント同士の間隙を広げる対策前のLPT第5段静翼に対するBSIの方法及びBSIを繰り返し実施する適切な間隔を技術通報（SB）により通知することが望ましい。

#### 4 原因

本重大インシデントは、同機が離陸した直後に、第1（左側）エンジンの低圧タービン（LPT）の複数段の静翼及び動翼が損傷したため、それらの破片の一部がタービン・リア・フレーム（TRF）に衝突して開口が発生したものと推定される。

低圧タービンの複数段の静翼及び動翼が損傷したことについては、LPT第5段静翼の1枚が破断したことによるものと推定される。

LPT第5段静翼の1枚が破断したことについては、アーチバインディングによる応力集中により生じた亀裂がエンジンの運転に伴う繰り返し応力により破断に至ったものと推定される。

#### 5 再発防止策

##### (1) エンジン製造者

エンジン製造者は、技術通報（SB72-0637）の設計変更前のLPT第5段静翼セグメントの間隙を広げる改修を、LPTが分解された際に行う技術通報（SB72-0821）を、2019年8月16日に発行した。

また、エンジン整備工場に搬入される同型式エンジンに対して、LPT第5段静翼の亀裂の有無の点検を、繰り返し継続する技術通報（SB72-0786）の改訂を、2019年9月30日に行った。

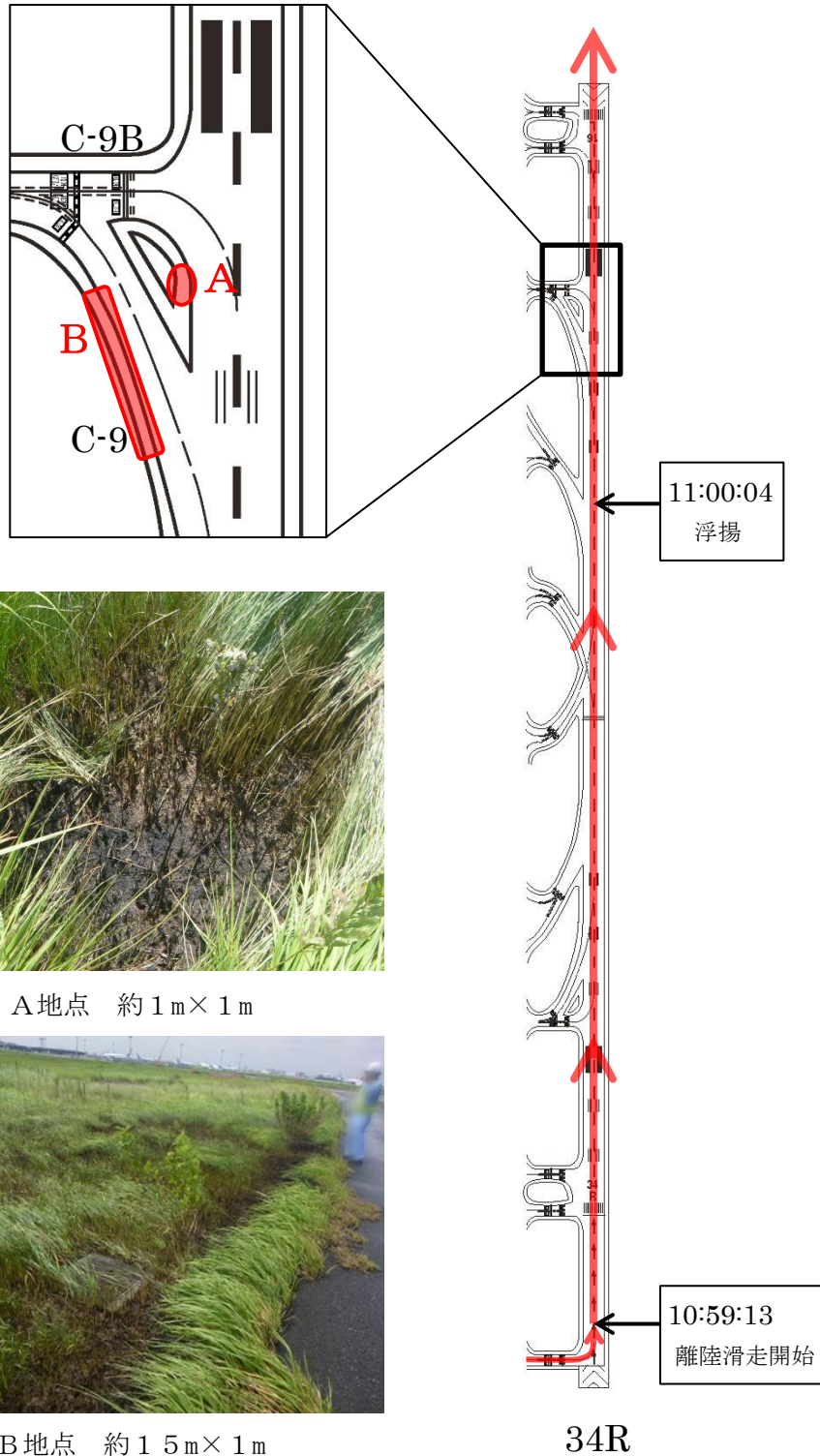
エンジン製造者は、今後も継続して、LPT第5段静翼セグメントの点検結果を注視し、その結果に基づく対応を行っていくこととしている。

##### (2) 同社

同社は、第5段静翼セグメントの間隙を広げる対応を行うこととしている。また、運用中の同型式エンジンにおいて、LPT第5段静翼セグメント同士の間隙を広げる対応がなされていないLPT第5段静翼に対しては、ボアスコープを使用して亀裂の有無を継続的に確認している。



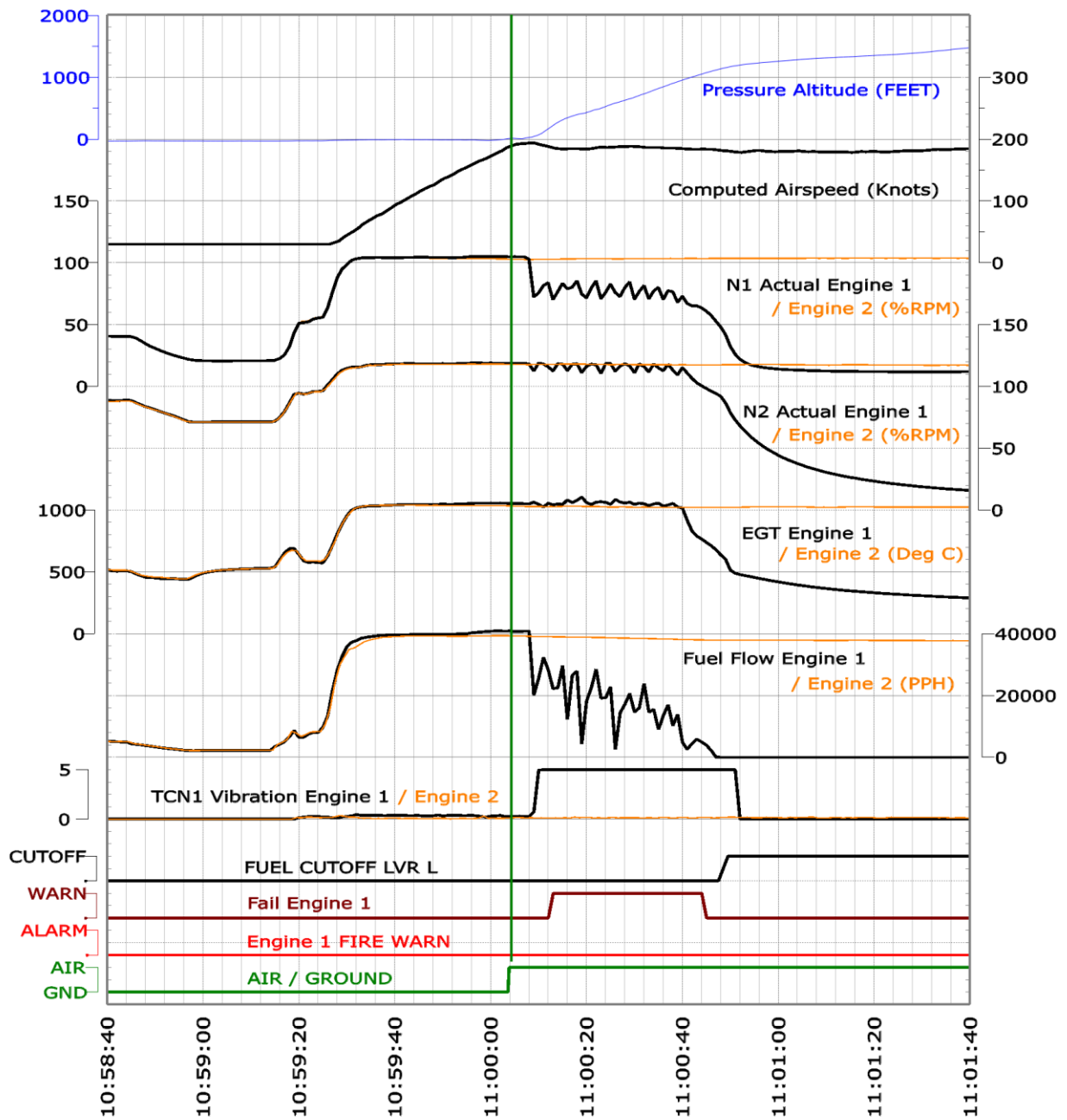
付図1 及び 付図2



付図2 草が燃焼した状況

付図1 草地の燃焼位置

付図3 飛行記録装置のデータ



日本標準時 ( J S T )

付図4 滑走路路上に飛散した金属片

