

AI2021-5

# 航空重大インシデント調査報告書

I 東邦航空株式会社所属

アエロスパシアル式AS355F2型

JA6697

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。）

令和3年5月27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 東邦航空株式会社所属  
アエロスパシアル式A S 3 5 5 F 2型  
J A 6 6 9 7  
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。）

# 航空重大インシデント調査報告書

所 属 東邦航空株式会社  
型 式 アエロスパシアル式AS355F2型  
登 録 記 号 JA6697  
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。）  
発 生 日 時 令和元年6月19日 17時55分ごろ  
発 生 場 所 神奈川県愛甲郡愛川町付近上空

令和3年5月10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 中 西 美 和  
委 員 津 田 宏 果

## 1 調査の経過

1.1 重大インシデントの概要	<p>東邦航空株式会社所属アエロスパシアル式AS355F2型JA6697は、令和元年6月19日（水）、報道取材のため、東京ヘリポートを離陸し、神奈川県愛甲郡愛川町付近を飛行中、第1（左側）エンジンが停止したため、同町内の中津川河川敷に予防着陸した。</p> <p>着陸後の点検において、同エンジンの破片がエンジン・ケースを貫通する損傷が確認された。</p>
1.2 調査の概要	<p>本件は、航空法施行規則の一部を改正する省令（令2国土交通省令88）による改正前の航空法施行規則（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。</p> <p>運輸安全委員会は、令和元年6月20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>本調査には、本重大インシデント機的设计・製造国であるフランス共和国の代表及び顧問、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>機長の口述及び機長が機内に持ち込んでいた携帯型GPSの航跡記録によれば、JA6697（以下「同機」という。）が東京ヘリポートを離陸してから本重大インシデントに至るまでの飛行の経過は概略次のとおりであった。</p> <p>なお、整備士の口述及び航空日誌の記録によれば、飛行前点検において、機体に異常は認められていなかった。</p> <p>同機は、令和元年6月19日、機長が右席に、整備士（見張り業務を担当）が左席に、同乗者（報道カメラマン）が後席に搭乗して、報道取材のため東</p>
-----------	---

京ヘリポートを17時35分に離陸した。その後、神奈川県愛甲郡愛川町の取材現場に向け、高度約2,000ftで飛行した。

同機は、取材現場の上空に差し掛かったところで、高度約2,100ft、速度約60ktを維持して、17時51分から生中継のための撮影を開始した。

機長は、17時55分ごろに「ボン」という小さな音と振動を感じるとともに、第1（左側）エンジンの「GEN注意灯」※1及び「AUTO注意灯」※2の点灯並びに第1エンジンのN1（コンプレッサー及びガスプロデューサー・タービン回転数）の指示が0になっているのを認め、第1エンジンが停止したと判断し、飛行規程に定める飛行中の片発故障の非常操作を実施した。また、第1エンジンの停止とほぼ同時に、第2（右側）エンジンの急激な出力上昇を認めたので、運用限界を超えないようにコレクティブ・ピッチ・レバーを下げた。

機長は、第1エンジン停止後、第2エンジンの出力を運用限界付近まで使用しており、このまま長時間飛行することは適切ではないと判断し、安全に着陸できる場所に予防着陸することを決断した。その後、付近の空き地の中から、人がおらず、風に正対して着陸できる愛川町の中津川河川敷（北緯35度31分34秒、東経139度17分57秒）に、18時01分ごろ、予防着陸した。



図1 推定飛行経路

2.2 負傷者	なし
2.3 損壊	<p>(1) 航空機の損壊の程度：小破（エンジン内部の大規模な破損）</p> <p>① 同機の第1エンジン（以下「同エンジン」という。）</p> <p>エンジンの吸気口の前面に装備されているメッシュ状の金属カバーには、鳥や異物を吸い込んだ形跡はなく、吸気口からエンジンまでの吸気経路にも損傷、汚れ、擦過痕等の異常はなかった。</p> <p>エンジン・コンパートメントには、コンプレッサーのステーター・ベン及びブレードの破片が飛散していた。（図2参照）</p> <p>エンジン・カウルは、内側の一部が黒く変色していた。</p>

※1 「GEN注意灯」とは、エンジンで駆動される直流発電機（ジェネレーター）の注意灯のことをいい、エンジンの回転数の低下とともに、発電電圧が低下すると点灯する。なお、飛行規程には、エンジン故障の状態を示す兆候の1つとされている。

※2 「AUTO注意灯」とは、エンジン・オートマチック・リライティング・システムの作動を示す注意灯のことをいう。なお、このシステムは、フレーム・アウトによる出力低下を検知し、点火装置（エキサイター・イグナイター）を自動的に作動させ、出力を回復させる装置である。



図2 エンジン・コンパートメント内部に飛散したブレードの破片

② 第2エンジン

第2エンジンの外観に異常は認められなかった。  
コンプレッサー内部に腐食は認められなかった。

(2) 同エンジン内部の損壊

同エンジンは、ターボシャフト・エンジンであり、コンプレッサー、燃焼室、タービン（ガスプロデューサー・タービン2段、パワー・タービン2段）で構成される。

なお、コンプレッサーは、軸流6段、遠心1段の軸流遠心結合型で、ローター・ブレードの材質はステンレス製、その表面には母材の劣化を防ぐためにアルミナイド・コーティングが施されている。

同エンジンを分解調査した結果、損壊は次のとおりであった。

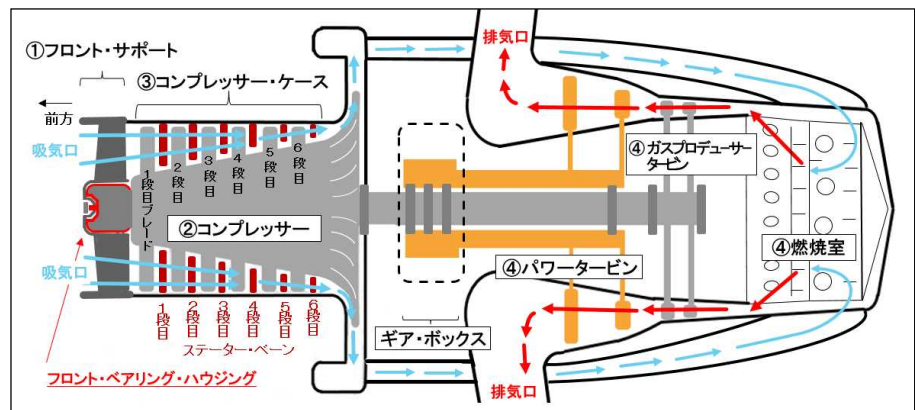


図3 エンジンの構成

① フロント・サポート

フロント・サポートには、歪みが生じていた。

② コンプレッサー

コンプレッサーの1段目ブレードに大きな損傷はなく、2段目ブレード及びその後段のブレード及びスターター・ベーンが著しく損壊していた。(図4参照)

2 段目ブレードの前方の 1 段目ステーター・ベーンが、ローター・ブレードの回転方向に湾曲していた。(図 5 参照)



図 4 コンプレッサ内部



図 5 コンプレッサ前縁部

③ コンプレッサ・ケース

コンプレッサ・ケースには、外側に向かって裂けた 1 1 箇所(箇所)の開口部があり、全周にわたって歪みや凹凸が生じていた。(図 6 参照)



図 6 コンプレッサ・ケース

④ 燃焼室、ガsproデューサー・タービン及びパワー・タービン

コンプレッサから燃焼室へ向かう空気ダクトの内側には、燃焼室へ向かう擦過痕とくぼみが生じていた。

燃焼室、ガsproデューサー・タービン及びパワー・タービンの内部には、コンプレッサ・ブレード及びステーター・ベーンの破片が残留しており、排気口へ向かって擦過痕が生じていた。

<p>2.4 乗組員等</p>	<p>(1) 機長 56歳          事業用操縦士技能証明書(回転翼航空機) 平成元年3月24日          限定事項 陸上多発タービン機 平成7年4月21日          特定操縦技能 操縦等可能期間満了日 令和3年4月4日          第1種航空身体検査証明書 有効期限 令和2年4月8日          総飛行時間 7,134時間02分          同型飛行機による飛行時間 475時間47分          最近30日間の飛行時間 43時間56分</p>
<p>2.5 航空機等</p>	<p>(1) 航空機          航空機型式 アエロspashアル式AS355F2型          製造番号 5524          製造年月日 平成5年6月17日          耐空証明書 第東-30-507号          有効期限 令和2年2月4日          耐空類別 回転翼航空機 普通N又は特殊航空機X          総飛行時間 4,751時間24分</p>



(2) エンジン

取付位置	第1 (左側)	第2 (右側)
型式	アリソン式250-C20F型	
製造番号	CAE-840936	CAE-836327
製造年月日	平成元年11月15日	平成元年3月13日
総使用時間	3,650時間36分	4,139時間07分
※エンジンのコンプレッサー 総使用時間 (オーバーホール後の使用時間)	※エンジンのコンプレッサー 3,650時間36分 (276時間40分)	※エンジンのコンプレッサー 4,139時間07分 (2,962時間27分)
総サイクル数	3,996	3,800
※エンジンのコンプレッサー 総使用サイクル (オーバーホール後の使用サイクル)	※エンジンのコンプレッサー 3,996 (268)	※エンジンのコンプレッサー 3,800 (2,600)

(3) 重量及び重心位置

本重大インシデント発生当時、同機の重量は2,385kg、前後方向重心位置は基準面 (Main Rotorの中心より前方3.4m) の後方3.32m、左右方向重心位置は機体対称面のほぼ中央と推算され、いずれも許容範囲 (最大重量2,540kg、本重大インシデント発生当時の重量に対する前後方向重心位置範囲3.23m~3.48m、左右方向重心位置範囲 (左0.16m~右0.09m) 内にあったものと推定される。

2.6 気象

- (1) 機長の口述によれば、本重大インシデント発生現場付近の気象は、次のとおりであった。  
 風向 上空では南~南東、予防着陸地点では東の風、風速 4~5kt、  
 視程 20~30km、天候 曇り、気温 20~21℃
- (2) 本重大インシデント発生現場の東北東約2.2kmに位置する愛川町消防本部による観測値は、次のとおりであった。  
 18時00分 天気 晴、風向 南、平均風速 4.7m/s、  
 最大瞬間風速 7.0m/s、気温 24.7℃、降雨量 0mm

2.7 その他必要な事項

- (1) 同エンジンの履歴  
 エンジンの整備記録によると、同エンジンは、同機に装備する以前に運航者が保有する別の同型式の報道取材用のヘリコプターであるJA9647の第1エンジンとして装備されていた。  
 JA9647は、宮城県の仙台空港から西に約10kmの山間部に位置する場外離着陸場に常駐し、同場外離着陸場を拠点に運航されていた。  
 平成29年8月、同エンジンは、飛行後点検において、コンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジング (図3及び7参照) の取り付け部 (スタッド) が破断していることが確認されたため、JA9647から取り外され、修理後、平成31年1月に同機 (JA6697) の第1エンジンとして装備された。詳細は下表のとおりである。  
 同機は、東京都の東京湾に隣接する東京ヘリポートに常駐し、同ヘリポートを拠点に運航されていた。

作業確認日	総使用時間	作業内容
平成27年4月9日	3379:56	エンジン修理工場にてオーバーホール実施
平成27年4月25日	3379:56	JA9647に装備 (宮城県を拠点に運航)

平成 29 年 8 月 8 日	3592:39	スタッドの破断発見、エンジン取外し (注 1)
平成 29 年 9 月 22 日	3592:39	エンジン修理工場にて修理 (注 2) 修理後は運航者の格納庫に予備エンジンとして保管
平成 31 年 1 月 25 日	3592:39	同機に装備 (東京都を拠点に運航)
令和元年 6 月 19 日	3656:16	本航空重大インシデント発生

注 1 整備士がコンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジングを点検したところ、当該ハウジングの取り付け部(スタッド)が破断していた。



注 2 エンジン修理工場にてコンプレッサーを分解検査したところ、コンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジングが取り付け部を中心に著しく腐食していたため、これを交換した。

図 7 フロント・ベアリング・ハウジングの腐食

また、コンプレッサー・ブレードには洗浄により除去できる軽微な腐食、コンプレッサー・ケースには交換を必要とする腐食が発生していたため、それぞれエンジンの設計・製造者の整備マニュアル(以下「エンジンのマニュアル」という。)に従った洗浄及び交換を実施した。併せて 1 2 か月もしくは 3 0 0 飛行時間のいずれか早く到達するまでに実施するコンプレッサーのケース、ブレード及びベーンの検査を実施し、このほかにコンプレッサーに異常がないことを確認していた。

#### (2) 同エンジンの運用環境

航空日誌及び運航業務日誌によると、同エンジンは、J A 9 6 4 7 に装備されていた平成 2 7 年 4 月から平成 2 9 年 8 月までの間、及び同機(J A 6 6 9 7)に装備されていた平成 3 1 年 1 月から令和元年 6 月までの間において、いずれも海上及び火山の噴火口に接近する特殊な環境で運用された記録はなかった。

しかしながら、J A 9 6 4 7 に装備されていた平成 2 7 年 4 月から平成 2 9 年 8 月までの間、宮城県の仙台空港から西に約 1 0 km の山間部に位置する場外離着陸場に常駐し、同場外を拠点に報道飛行を行っていること、並びに同機に装備されていた平成 3 1 年から令和元年 6 月までの間において、東京都の東京湾に隣接する東京ヘリポートに常駐し、同ヘリポートを拠点に運航されていることなど、海岸線に近い陸上での飛行や離着陸の際に短時間の海上での飛行は実施されていた。

#### (3) 同エンジンの保管状況

エンジンの保管記録及び整備士の口述によると、同エンジンは、平成 2 9 年 9 月にエンジン修理工場から運航者の格納庫に搬入され、平成 3 1 年 1 月に同機の第 1 エンジンとして装備されるまで予備エンジンとして保管されていた。保管中、エンジンのマニュアルに定められた要件に基づき保管され、エンジンの外観及び保管状態(環境要件等)の定期的な点検ではエンジンの状態に異常は認められなかった。

#### (4) 同機への同エンジンの装備

航空日誌、整備記録及び整備士の口述によると、同エンジンは、平成31年1月に航空機的设计・製造者の航空機整備マニュアルとエンジンのマニュアルに従い、外觀検査を実施した上で同機に装備された。その際、エンジンの状態に異常は認められなかった。

(5) 同エンジンのコンプレッサー洗浄に関する指示

- ① エンジンの設計・製造者が指示しているコンプレッサー洗浄  
エンジンのマニュアルには以下のとおり指示されていた。

*250-C20 SERIES OPERATION AND MAINTENANCE MANUAL*

*72-30-00 6. Compressor Cleaning*

- 略 -

*WARNING: SALT LADEN HUMIDITY AND CHEMICALS WILL CORRODE*

*COMPRESSOR BLADES AND VANES AND CAUSE THEM TO FAIL.*

- 略 -

(1) *Compressor Contamination Removal*

*Engines subjected to salt water or other chemically laden atmosphere (including pesticides, herbicides, industrial pollutants, sulfur laden atmosphere, etc.) shall undergo water rinsing after shutdown following the last flight of the day. Perform the rinse operation as soon as practical after flight, but not before the engine has cooled to near ambient temperature.*

*NOTE: Operators should be aware that salt or chemically laden air may be encountered for 75-150 miles (121-241 km) from the source under certain weather conditions. If there is any doubt about the condition in which your engines are operated, the compressors should be given a daily water rinse. Water will not damage the engine but salt and chemicals will.*

(抄訳)

250-C20 シリーズ 運用及び整備マニュアル

72-30-00 6. コンプレッサー洗浄

- 略 -

警告： 塩分を含んだ湿気と化学物質はコンプレッサーのブレードとステーター・ベーンを腐食させ、故障の原因となります。

- 略 -

(1) コンプレッサーの汚染除去

塩水又はその他の化学物質を含む大気（農薬、除草剤、産業汚染物質、硫黄を含む大気などを含む）に晒されたエンジンは、その日の最終飛行のシャットダウン後に水洗浄する必要がある。飛行後、できるだけ早く、しかし、エンジンが外気温近くまで冷却するまでは待つて、水洗浄を実施しなければならない。

注釈：運航者は、特定の気象条件において、発生源から75～150マイル（121～241km）離れていても、塩分又は化学物質を含んだ空気に遭遇する可能性があることを知っておくべきである。エンジンを運用している環境に疑問がある場合は、コ

ンプレッサーを毎日水で洗い流すべきである。水はエンジンに損傷を及ぼすことはないが、塩分と化学物質はそうではない。

② 耐空性改善通報が指示しているコンプレッサー洗浄

航空局が発行した耐空性改善通報 1593-1-82（昭和57年9月16日発行）に引用されている技術通報 SB-250-096C（エンジンの設計・製造者のサービスセンターが昭和57年に発行したもの）によれば、エンジンのマニュアルの記述にかかわらず、海上飛行等で塩水の影響を受けた場合は、その日の飛行終了後、それ以外の場合は15日もしくは15飛行時間のいずれか早く到達した時点で、水洗浄と洗剤洗浄を交互に実施することが指示されていた。

(6) 運航者によるコンプレッサー洗浄の実施状況

運航者は、同型機のエンジンのコンプレッサーに対して、航空局が発行した耐空性改善通報に従い、海上飛行等で塩分の影響を受けた場合は、その日の最終飛行後に水洗浄を実施し、それ以外の場合は15日もしくは15飛行時間のいずれか早く到達した時点で水洗浄と洗剤洗浄を交互に実施することとしていた。

なお、同機及びJA9647は、海上（離着陸のための短時間の海上での飛行を除く）及び火山の噴火口に接近する特殊な環境で運航することがなかったため、15日もしくは15飛行時間のいずれか早く到達した時点で水洗浄と洗剤洗浄を交互に実施していた。

(7) 運航者における同エンジンの検査の実施状況

エンジンのマニュアルには、エンジンを浸食性又は腐食性の環境で運用する場合に、12か月もしくは300飛行時間のいずれか早く到達するまでにコンプレッサーのケース、ローター・ブレード及びステーター・ペーンを検査することが指示されており、腐食ピットの検査には10倍の拡大鏡を用いることが推奨されていた。

運航者の整備マニュアル、航空日誌及び整備記録によると、同エンジンは、平成31年1月に同機に装備されており、本重大インシデント発生時、同機に装備してから5か月、飛行時間63時間37分（オーバーホール後飛行276時間20分）と、検査までの期限に到達していなかった。そのため、同エンジンに対する上記コンプレッサーの検査は実施されなかった。

(8) 同エンジンの分解調査、コンプレッサーの詳細調査

エンジンの設計・製造者の認定する整備施設において、同エンジンの分解調査を実施し、その後、エンジン設計・製造者の施設においてコンプレッサーの詳細調査を実施した。

これらエンジンの分解調査及びコンプレッサーの詳細調査の結果、構造部の全般的な損傷の状態から、エンジンの損壊は、コンプレッサー・ブレードの腐食による損傷によって、コンプレッサー2段目ブレードが破断したことにより生じたものである可能性が示された。

エンジンの損壊の起点となったブレードについては、エンジンの二次的な損傷により特定することはできなかったものの、コンプレッサー1段目ブレードの前縁部及び他の損壊したブレードの破片に腐食が発生していた（図8及び図9参照）。

なお、同エンジンには、外部からの異物によって損傷した痕跡はなかった。

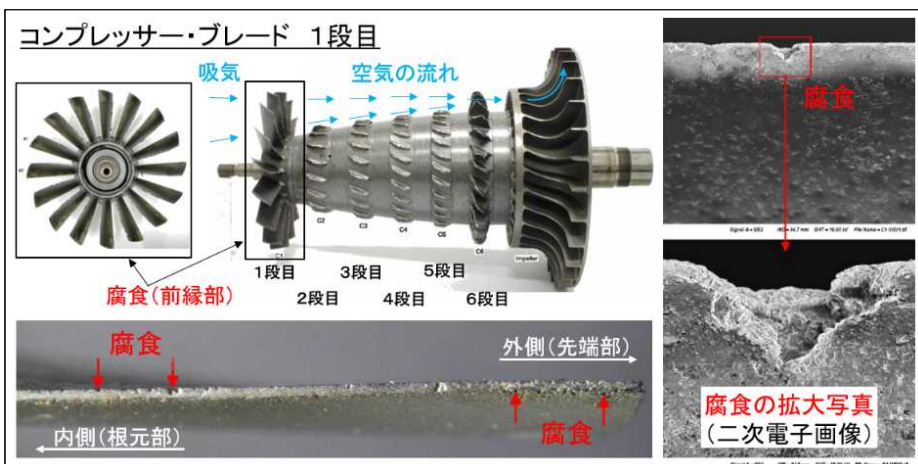


図8 コンプレッサー・ブレード1段目の前縁部に生じていた腐食



図9 エンジン内部に残されたブレードの破片の腐食

(9) 同エンジンと同時に装備していた他方のエンジンの状況

J A 9 6 4 7 の第2エンジンは、平成29年8月に同エンジン（第1エンジンの）コンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジングの取り付け部（スタッド）の破断が確認された後、同年9月に限界使用時間到達により取り外されるまで特段の不具合が発生することなく運用が継続されていた。第2エンジンのコンプレッサーの状態については、限界使用時間到達により処分されていたため明らかにすることはできなかった。

同機の第2エンジンは、本重大インシデント発生後まで特段の不具合が発生することなく運用されている。また、本重大インシデント発生後、エンジンのマニュアルに定められたコンプレッサーのケース、ローター・ブレード及びステーター・ベーンの検査が実施されているが、その際に腐食は認められていない。

(10) 同種事例の発生状況

エンジンの設計・製造者によると、同型式エンジンは、過去10年間の約24,370,000時間の運用実績の中で、コンプレッサーが腐食により損壊した4件（本件を含む）の同種事例の発生が確認されている。

### 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) 同エンジンの停止 同エンジンの停止は、エンジンの損壊状況、機長の口述から、エンジンが損壊して、異音が生じた後、機長が停止操作をすることなく停止したものと推定される。</p> <p>(2) 同エンジン内部の損壊 同エンジン内部の損壊は、エンジンのコンプレッサー２段目より後段の損傷が著しいこと（図４参照）から、コンプレッサー２段目ブレードの破断が起点となって損壊したものと推定される。</p> <p>(3) コンプレッサー２段目ブレードの破断 コンプレッサー２段目ブレードの破断は、同エンジンに異物が吸い込まれた痕跡が認められず、コンプレッサー１段目ブレードの前縁部並びに他の損壊したブレードの破片にも腐食が発生していたこと（図８及び図９参照）から、ブレードの強度が腐食による損傷により低下したことによるものと考えられる。 しかしながら、コンプレッサー２段目ブレードに腐食が生じて、最終的に破断に至った機序については、コンプレッサー内部の損傷が著しく、破断の起点を特定することができなかつたため、明らかにすることができなかつた。</p> <p>(4) コンプレッサー・ブレードの腐食</p> <p>① 同エンジンの運用環境 同エンジンの履歴を確認したところ、同エンジンは、運航者が宮城県を拠点として運航するJA9647の第１エンジンとして装備して、平成２７年４月から平成２９年８月まで運用されており、同年８月にコンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジングの取り付け部（スタッド）が破断したことにより機体から取り外されていた。その際、エンジン修理工場において、このフロント・ベアリング・ハウジングの取り付け部を中心とした著しい腐食のほか、コンプレッサー・ケースにも腐食が確認され、新しい部品に交換されていた。（図７参照） このことから、同エンジンは、JA9647の第１エンジンに装備している間に海上及び火山の噴火口に接近するような特殊な環境で運用されたという記録はなかつたものの、実際には腐食に厳しい環境のもとで運用されていたと考えられる。 また、このような腐食の発生については、腐食に厳しい環境のもとで運用されていたことが把握されておらず、塩分又は化学物質が洗浄により除去できていなかった可能性も考えられることから、運航当日の最終飛行後にもコンプレッサーの洗浄を適切に実施する必要があつたものと考えられる。</p> <p>② コンプレッサー２段目ブレードの腐食 同エンジンは、平成２９年９月にエンジン修理工場から運航者の予備エンジンとして同社に搬入され、平成３１年１月に同機の第１エンジン</p>

として装備されるまで同社の格納庫に予備エンジンとして保管されていた。そして、平成31年1月に同機の第1エンジンとして装備してから5か月（約64飛行時間）ほど経過したところで損壊した。

同エンジンの損壊は、前述のとおり、コンプレッサーの2段目ブレードが腐食により破断したことによるものと考えられるが、同エンジンと同じ整備及び運用環境にあった同機の第2エンジンのコンプレッサー・ブレードには腐食が発生していなかった。

同エンジンのコンプレッサー2段目ブレードの腐食は、運航者が同エンジンを同機に装備した平成31年1月以降に発生したのではなく、エンジン修理工場がコンプレッサーを修理した平成29年9月の時点でブレードの腐食が完全に除去されずに潜在しており、その後運航者によるエンジンの保管管理または同機に装備してからの洗浄が不十分であったことが重なって発生した可能性が考えられる。

#### (5) 点検整備の重要性

運航者は、同エンジンの保管中、エンジンのマニュアルに定められた要件に基づきエンジンの外観及び保管状態（環境要件等）の定期的な点検を実施していた。また、同機への装備に際して、航空機的设计・製造者の航空機整備マニュアルとエンジンのマニュアルに従い、エンジンの外観検査を実施していた。

しかしながら、同エンジンのコンプレッサーの調査では、コンプレッサー1段目ブレードの前縁部にも腐食の発生が認められており、この部分はコンプレッサー・ケースを外すことなく、吸気口から状態を確認することができる部位であったことから、コンプレッサー・ブレードの腐食に、より着目した外観検査が行われていれば、その前縁部の腐食に気づくことができ、さらなる点検においてコンプレッサー2段目以降のブレードの腐食等の兆候を発見することにつながった可能性が考えられる（図8参照）。

運航者は、コンプレッサーのフロント・ベアリング・ハウジングの取り付け部（スタッド）が破断するような著しい腐食が確認された場合等においては、エンジンが腐食に厳しい運用環境に晒されていた可能性が高いことに十分配慮し、エンジンの修理工場で修理したものであっても、保管管理並びにエンジン装備時の外観検査において、腐食を受けやすい部位を特に注意深く点検するなど、整備を適切に行うことが重要である。

#### (6) コンプレッサー・ケースの損傷

コンプレッサー・ケースには、コンプレッサー2段目より後段に外側に向かって裂けた1箇所（1箇所）の開口部があり、全周にわたって歪みや凹凸が生じていたこと（図6参照）から、コンプレッサー2段目ブレードの破断が起点となり、連鎖的に、その後段のブレード、ステーター・ベーン等を損壊し、これらの破片がコンプレッサー・ケースを貫通したものと推定される。

## 4 原因

本重大インシデントは、同機が飛行中、第1（左側）エンジンのコンプレッサー2段目ブレードが破断したため、それより後段のブレード及びステーター・ベーン等を損壊し、それらの破片がコンプレッサー・ケースを貫通したものと推定される。

コンプレッサー２段目ブレードの破断は、ブレードの強度が腐食による損傷により低下したことによるものと考えられる。

## 5 再発防止策

### 運航者による再発防止策

運航者は、令和元年６月２０日、本件の暫定的な再発防止策として、運航する同型機等に対して臨時点検を実施することとし、機体全般及びエンジンに異常がないことを確認した。