

航空事故調査報告書

中日本航空株式会社所属

ベル式 206 B型 JA 9220

新潟空港

昭和56年 2月22日

昭和58年9月28日

航空事故調査委員会議決（空委第45号）

| | |
|-----|------|
| 委員長 | 八田桂三 |
| 委員 | 榎本善臣 |
| 委員 | 糸永吉運 |
| 委員 | 小一原正 |
| 委員 | 幸尾治朗 |

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

中日本航空株式会社所属ベル式206B型JA9220（回転翼航空機）は、昭和56年2月22日、機体空輪のため新潟空港に着陸する際、13時36分ころ、エンジンが突然停止しハードランディングした。

同機には、機長ほか同乗者2名が搭乗していたが死傷者はなかった。

同機は、中破したが火災は発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

航空事故調査委員会は、昭和56年2月23日、運輸大臣より、事故発生 of 通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官を指名した。

なお昭和58年4月1日付けの人事異動に伴い主管調査官を交替させた。

1.2.2 調査の実施時期

昭和56年2月23日～24日 現場調査

昭和56年4月13日～14日 エンジン分解調査

昭和56年7月2日～8月17日 アリソン社において第3段タービン・ホイールの詳細調査

昭和57年12月7日 アリソン社より最終調査結果受領

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

原因関係者として機長から昭和58年9月26日意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 9 2 2 0 は、機体空輸のため、昭和56年2月22日、小松空港から新潟空港へ飛行の予定であった。

整備記録によれば、同機は、整備士により日常点検を受けていて、特段の異常は認められていない。

その後同機は、機長及び同乗者2名（訓練操縦士、整備士）が搭乗して11時43分ごろ小松空港を離陸し、富山市、上越市、柏崎市上空を經由して、13時35分ごろ新潟空港のP-1誘導路上のCスポット（ヘリコプタ離着陸用スポット）に南側から着陸進入を開始した。

その後事故に至るまでの経過については、機長の口述によれば次のとおりであった。

機長は、Cスポットの手前約100メートルのP-1誘導路上対気速度約40マイル/時対地高度約30フィートで、降下率及び速度を減少させるため、コレクティブ・ピッチの上げ操作を行った直後、突然エンジンから異音が発生し、エンジンチップ警報灯が点灯、エンジンN2回転の指針が低下するのを視認し、エンジンに不具合が発生したことを感知した。

機長は、同機がスキッドにスノーシューを装着しており、また当時P-1誘導路上には積雪は無く、この形態での滑走着陸は、機体が転覆する危険があると判断し、対地速度0マイル/時のスポット着陸を意図し、降下率及び速度を減少するため、コレクティブ・ピッチをそのままにして、サイクリック・スティックによりフレア操作を行った。

機長は、フレアの過程で、メイン・ローター低回転警報灯が点灯したのを視認したが、速度が0マイル/時まで減速したので、機体を水平に戻した。

その直後、同機の機首が左へゆるやかに回頭し始めたので機長は、右ラダ・ペダルにより

324002

修正操作を行ったが、同機はスキッドからハードランディングして、2～3回バウンドして停止した。

機長は、停止後、スロットル閉、燃料シャットオフ・バルブ、バッテリー及びジェネレーター・スイッチをオフにして同乗者の脱出を確認後、機外に脱出した。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷者はなかった。

2.3 航空機（部品を含む。）の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

胴体 メイン・ローター・ブレードの接触によりテールブームが損傷

及びテール・ロータ・ドライブ・シャフトが破断、飛散

ランディング・ギヤ・スキッド 接地の衝撃で左スキッドが後方クロスチューブ取付部で折損

トランスミッション 接地の衝撃でトランスミッション・アイソレーション・マウントがトランスミッション・ドライブシャフト・カップリングに接触し損傷

エンジン 第3段タービンのブレードが1枚破断

第4段タービンが焼付き固着

タービン・ツウ・コンプレッサ・カップリングが摩滅分離

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

な し

2.5 乗組員その他の関係者に関する情報

機長 男性 36才

事業用操縦士技能証明書 第2144号

昭和42年5月15日取得

限定事項 ベル47型、ヒラー式UH-12型、ベル式206B型

324003

第1種航空身体検査証明書 第11781216号

昭和57年2月13日まで有効

総飛行時間 3,474時間13分

同型式による飛行時間 153時間28分

最近30日間の飛行時間 16時間48分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 ベル式206B型

製造番号及び製造年月日 第2629号 昭和54年3月8日製造

耐空証明 第大-55-023号 昭和56年4月20日まで有効

総飛行時間 947時間05分

定時点検後の飛行時間 昭和56年1月23日実施

100時間点検後 78時間38分

2.6.2 エンジン

型式 アリソン式250-C20B型

製造番号及び製造年月日 第CAE-831743号

昭和53年12月15日製造

総使用時間 947時間05分(835サイクル)

定時点検後の飛行時間 昭和56年1月23日実施100時間点検後

78時間38分

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は2,487ポンド、重心位置は109.5インチと推算され、いずれも許容範囲(最大重量3,200ポンド、重心範囲106.0~113.7インチ)内にあったものと認められる。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料はJET A-1、潤滑油はMIL-L-23699でいずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

事故発生後の14時00分における事故発生現場の新潟航空測候所の気象観測値は、次のとおりであった。

324004

風向 190 度、風速 4 ノット、視程 3,500 メートル、雲量 1/8 積雲 雲高 2,000 フィート、雲量 8/8 積雲 雲高 3,000 フィート、気温 1 度 C、露点温度 0 度 C、QNH 30.19 インチ/水銀柱、しゅう雪

2.8 事実を認定するための試験及び研究

同機のエンジン分解調査を行ったところ結果は、次のとおりであった。

(1) コンプレッサ

コンプレッサ・ブレードがコンプレッサ・ケース内側のコーティングに接触した形跡がわずかに認められた以外特段の異常は認められなかった。

(2) 燃 焼 器

特段の異常は認められなかった。

(3) タービン部（付図 2 参照）

第 1 段及び第 2 段タービンには不具合は認められなかった。

第 3 段タービン・ホイールは、タービン・ブレード 1 枚（全数 30 枚）が翼根部より破断飛散しており、外周のシュラウドが第 4 段タービン・ノズル・アッセンブリとこすれて損傷していた。

第 4 段タービン・ホイールはブレード外周のシュラウドが第 4 段タービン・ノズル・アッセンブリに焼付き固着していた。

パワー・タービン・サポートが No.6 と No.7 ベアリングの嵌合部の中間で破断し、パワー・タービン・カップリング・インナーレースを損傷していた。

ガス・プロデューサー・タービンとコンプレッサを連結しているタービン・ツウ・コンプレッサ・カップリングがパワー・タービン・カップリング・インナーレースの内面と接触して、摩滅し、第 2 段タービン・スプラインド・アダプタから分離し、ガス・プロデューサー・タービンからコンプレッサへの動力伝達は断たれていた。

No.6、No.7 及び No.8 ベアリングには特に異常は認められなかった。

No.5 ベアリングは、アウターレース外周にフレットング痕があり、リテーニング・リングが外れ、インナー・レースにメィティング・リングとのフレットング痕が認められた。

(4) ギヤ・ボックス

オイル・ポンプのスカベンジ・ポンプから若干の金属が認められた以外、各ギヤには特段の異常は認められなかった。

324005

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 JA9220のエンジンの第1段及び第3段タービン・ホイールを、同エンジンの製造者であるアリソン社に送付して、詳細調査を依頼した。

アリソン社の調査結果は、次のとおりであった。

(1) 第3段タービン・ホイール(部品番号6898753A、製造番号HX42710)

第3段タービン・ホイールは、3枚のブレードを1組にしたものが10組計30枚のブレードがあり、その1つの組の回転方向に対して先頭のブレード(№4ブレード)1枚が翼根部から破断飛散しており、同ホイールのカービック・カップリング、カービック・ローティティング・シール等に二次損傷が認められた(写真1参照)。

同ホイールのシュラウドにあるスロットの間隙を前縁側及び後縁側のそれぞれの部位で計測したところ結果は、次表のとおりであった(写真2参照)。

| スロットの位置 | | 前縁側間隙 (インチ) | 後縁側間隙 (インチ) |
|---------|--------------|----------------|----------------|
| 1 | №3と4ブレードの間 | 損傷し計測不可 | 損傷し計測不可 |
| 2 | №6と7ブレードの間 | 0.007 | 0.001以下 |
| 3 | №9と10ブレードの間 | 0.001 | 0.001以下 |
| 4 | №12と13ブレードの間 | 0.0025 | 0.0015 |
| 5 | №15と16ブレードの間 | 0.002 | 0.002 |
| 6 | №18と19ブレードの間 | 0.001 | 0.0015 |
| 7 | №21と22ブレードの間 | 0.001以下 | 0.001 |
| 8 | №24と25ブレードの間 | 損傷し計測不可 | 損傷し計測不可 |
| 9 | №27と28ブレードの間 | 曲り変形し計測不可 | " |
| 10 | №30と1ブレードの間 | 損傷し計測不可 | " |

規定値は最大0.003インチ

また同ホイールの蛍光探傷検査を行ったが、他のブレードの翼根部にき裂は認められなかった。

同ホイールの破断したブレードの破断面を走査電子顕微鏡による微視的観察を行った

324006

ところ、破断面は、き裂が高い伝ば速度で進行した典型的な疲労破面の様相を呈しており、疲労の起点は、ブレード翼根部で翼型の凸面（負圧）側であり、その起点部には、特記すべき材質及び加工上の欠陥は認められなかった（写真 3、4 参照）。

同ホイールの損傷部分を切断し、疲労の起点部及びその付近の断面の金属組織を調査したところ、疲労破壊に典型的な比較的まっすぐな粒内破壊の様相を呈しており、金属組織は正常であった。

X線マイクロアナライザ（エネルギー分散型）により同ホイールの材質の定量分析を行ったところ、材質は EMS 7 3 6 4 8（INCO 7 1 3 C）合金で図面に規定された材質に合致していた。

同ホイールの硬度は、HRC 3 8～3 9 で当該材料規格に合致していた。

同ホイールの 5 D（5 直径節をもった固有振動）モードの固有振動数は 2,7 9 9 ヘルツ^注（実測値で修正していない）である。

（注）固有振動数は回転速度や温度の影響を受けるものの、この固有振動数はエンジン N 2 回転数 9 0～9 8 %で、第 3 段タービン、ノズルのペーン 2 5 枚中の 5 枚の厚いペーンによる励振力により共振状態になる可能性が考えられる。

(2) 第 1 段タービン・ホイール（部品番号 6 8 8 6 4 0 7 製造番号 X 5 5 0 7 3）

第 1 段タービン・ホイールは、過熱状態になったか否かについて調査を行った。同ホイールの状態は、目視及び巨視的観察の結果、良好な状態でき裂は認められなかった。同ホイールのブレード 1 枚を後縁から約 0.1 0 インチのところを後縁に平行に切断し、ブレードの先端部、中央部、翼根部の金属組織を調査したところ金属組織は、正常であり金属温度が 2,0 0 0 度 F 以上に上昇した徴候は認められなかった。

また、X線マイクロ・アナライザ（エネルギー分散型）による同ホイールの材質の定量分析を行ったところ、材質は EMS 7 3 6 4 6 - 1（Mar-M 2 4 6）合金で、図面に規定された材質に合致していた。

また同ホイールの硬度は、HRC 4 1～4 2 で当該材料規格に合致していた。

(3) 第 1 段及び第 3 段タービン・ホイールの調査の結論

㊦ 第 3 段タービン・ホイールの損傷は、ブレードの翼型の凸面（負圧）側の面を起点とした疲労破壊により発生した。

㊩ 第 1 段タービン・ホイールは、金属温度が 2,0 0 0 度 F 以上の過熱状態になった徴候は認められなかった。

㊪ 第 1 段及び第 3 段タービン・ホイールともに、材質及び加工上に特記すべき欠陥は、

324007

認められなかった。

3.1.2 第3段タービン・ホイールのブレードの疲労破壊に関する取扱いについて

アリソン式250-C20B型エンジンの第3段タービン・ホイールにはソリッド型、センタ・スロット型及びフル・スロット型の3種類があり、センタ・スロット型及びフル・スロット型はいずれも外周のシュラウドにスロット（間隙）がブレード3枚毎に1個計10個設けられており、そのスロットによりブレードの振動を減衰せしめる構造となっている。

しかしながら同型式エンジンでは、シュラウドがフル・スロット型及びセンター・スロット型の第3段タービン・ホイールは、使用中に振動の減衰作用が失われ、エンジンN2回転数が90～98%で共振状態となりブレードが疲労破壊するという問題が発生した。

この問題に関してアリソン社が講じてきた対策は次のとおりである。

第3段タービン・ホイールは当初はシュラウドにスロットが無いソリッド型が製造され、その後フル・スロット型、次いでセンタ・スロット型に変更され、最終的に再びソリッド型に変更された。

アリソン社は、まずフル・スロット型の第3段タービン・ホイールにスロットのクリンプ（かしめ）を実施する改修の商業・エンジン・プレティンを発行し、かつ未改修のフル・スロット型第3段タービン・ホイールを装備するエンジンに対してエンジンN2回転数90～98%の運用を制限した。

その後センタ・スロット型についても問題があると判明し、スロットのクリンプ（かしめ）を実施する改修の商業・エンジン・プレティンを発行した。

ただしこの時点ではセンタ・スロット型についてはエンジンN2回転数90～98%の運用は制限しなかった。

{ JA9220のエンジンはセンタ・スロット型の第3段タービン・ホイールを装備していたが、クリンプ（かしめ）の改修は未実施であった。

アリソン社は本事故に係る第3段タービン・ホイールの詳細調査完了後、フル・スロット型及びセンタ・スロット型の第3段タービン・ホイールに一定の使用時間制限を設け、ソリッド型に交換することとし、また、フル・スロット型及びセンタ・スロット型第3段タービン・ホイールを装備するすべてのエンジンに対してソリッド型に交換するまでの間、エンジンN2回転数90～98%の運用を制限すること等の商業・エンジン・アラート・プレティンを昭和57年9月15日付で発行した。

324008

3.2 解 析

- 3.2.1 機長は、適法な資格を有し、所定の航空身体検査に合格していた。
- 3.2.2 JA9220は、有効な耐空証明を有し、事故発生時まで、エンジンを除き操縦系統等機体に不具合はなかったものと推定される。
- 3.2.3 事故当時の気象は、事故に関連はなかったものと認められる。
- 3.2.4 機長は、着陸進入の最終段階の対地高度約10メートルで突然エンジンから異音が発生し、エンジンN2回転数が低下したと口述している。

これは、同機のエンジンの第3段タービン・ホイールのブレード1枚が疲労破断したため、同タービン・ホイールが動的に不釣り合いな回転状態となって同タービン・ホイールの軸受ベアリングとなっている№6ベアリングのアウトレースであるパワー・タービン・サポートの№6と№7ベアリングの嵌合部を破断し、パワー・タービン・カップリング及びタービン・ツウ・コンプレッサ・カップリングを損傷する等短時間にエンジン内部が二次損傷を起こしたことによるものと推定される。

- 3.2.5 第3段タービン・ホイールのブレードが疲労破断したことについては、3.1.2に前述したとおり、同タービン・ホイールのシュラウドにブレード3枚毎にスロット（間隙）が設けられているものは、スロットによる振動減衰効果が失われるとブレードがエンジンN2回転数90～98%で共振状態となることが判明しており、一方事故当時の同機の飛行規程によればエンジンN2回転数の常用範囲は、97～100%となっていた。このことから同機のエンジンの第3段タービン・ホイールは、スロットのある型式のものであったため、通常の運用状態においてブレードが共振状態になることがあり、ブレードに大きな振動応力がかかり、共振状態の繰り返りで、ブレード翼根部の凸面側を起点として疲労が進行し、最終的に破断したものと推定される。
- 3.2.6 同機はスキッドの下にスノーシューを装着していた。スノーシューはスキッドのほぼ全長をカバーする前方の幅が40.5cm、後方の幅が58.5cmの金属板であり、その下面には17本のチャンネル材が左右方向に取り付けられている。

機長はエンジンが突然停止した際、同機がまだ速度がある状態であったことから、直ちに接地すると滑走着陸となり、スキッドにスノーシューを装着した形態では、積雪の無いコンクリート面上に安全に滑走着陸することは困難で、機体が転覆するかも知れないと危惧し、速度0マイル/時のスポット着陸を意図したものと認められる。

- 3.2.7 機長は、スポット着陸を行うための減速をコレクティブ・ピッチ操作を併用して行くと、メイン・ローターの回転数が急速に低下して大きな沈下率となり激しく接地す

324009

ると判断して、サイクリック・スティックのみでフレアを行って、速度 0 マイル/時まで減速したものと認められる。

- 3.2.8 同機は、フレアにより減速しメインロータの回転速度が通常運用範囲以下に減少して、沈下率が大きくなるとともに機首が左へ回頭し、低高度であったため、左へ回頭しながらハードランディングしたものと推定される。

4 原因

4.1 解析の要約

- (1) JA9220 は、着陸進入中、エンジンの第 3 段タービン・ホイールのブレード 1 枚が疲労破断して、動的に不釣り合いな回転状態となり、同エンジンの内部が二次損傷してエンジンが停止した。
- (2) 同機の第 3 段タービン・ホイールのブレードが疲労破断したのは、第 3 段タービン・ホイールのシュラウドがスロットのある型式のものであったため、スロットによるブレード振動減衰効果が失われ、通常の運用状態においてブレードに共振状態がおこり同ブレードの翼根部の凸面側を起点として疲労が進行し破断したものと推定される。
- (3) 機長は、エンジンが突然停止した際、スノーシューを装着していたため、滑走着陸は無理と判断して、速度 0 マイル/時の着陸を意図したものと推定される。
- (4) 機長は、速度 0 マイル/時に減速するため、コレクティブピッチ操作では、メインロータの回転数が急激に減少し、激しく接地すると判断して、サイクリック・スティックでフレアを行って減速した。
- (5) 同機は、フレアにより減速するとともにメインロータの回転数が減少し機首が左へ回頭し、低高度であったため、左へ回頭しながらハードランディングしたものと推定される。

4.2 推定原因

本事故は、着陸進入の最終段階の低高度において突然エンジンが停止したため、機長は同機がスノーシューを装着しているため、積雪のない地面上へ滑走着陸することは危険と判断し、速度 0 でのスポット着陸を意図して減速操作を行い、その間にメインロータの回転速度の減少をきたしたため沈下率が大きくなり、ハードランディングしたことによるものと推定される。

なお、エンジンが突然停止したことについては第 3 段タービン・ホイールのブレードが疲労

324010

破断したことによるものと認められる。

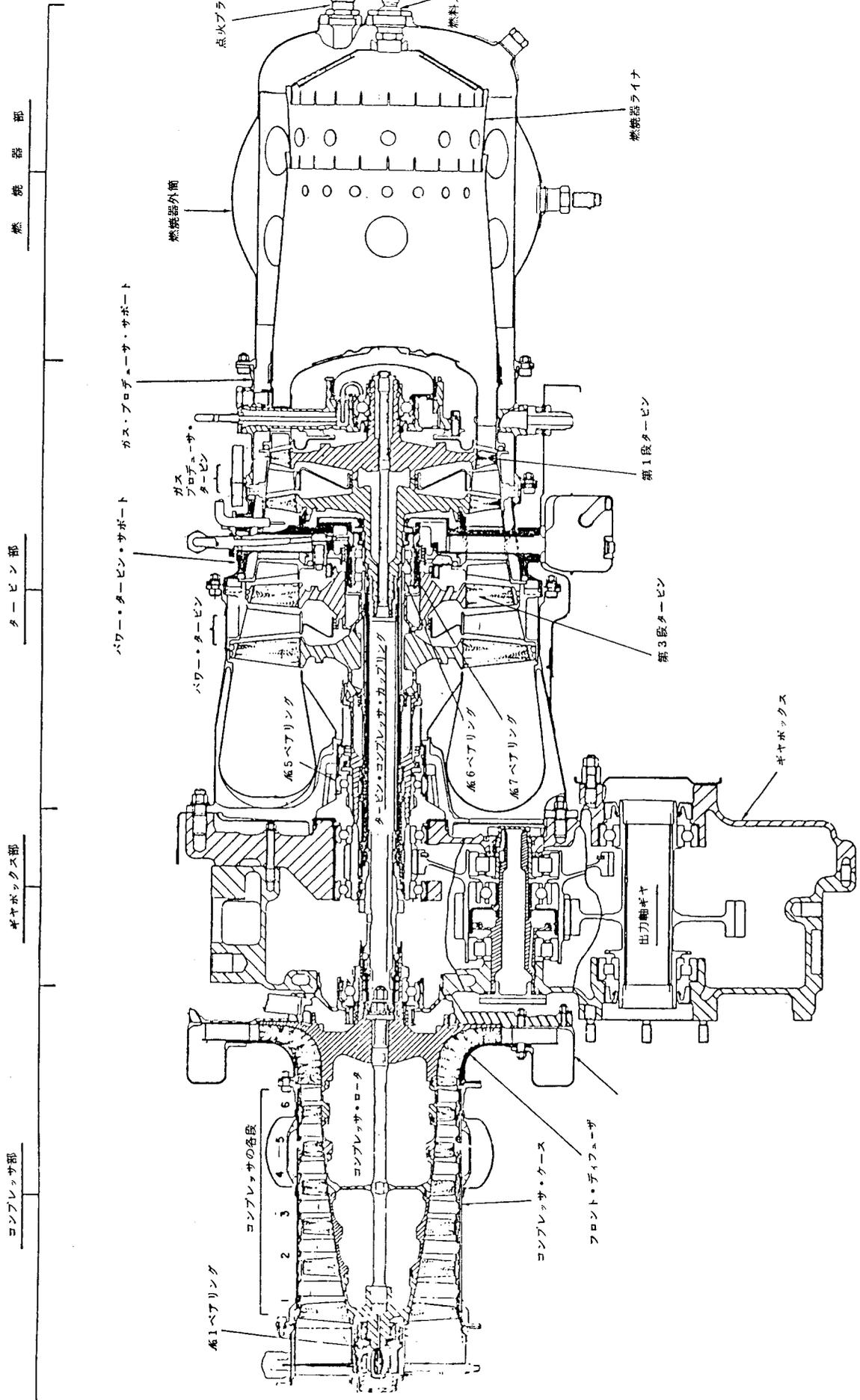
5 参 考 事 項

本事故にかんがみアリソン社はコマーシャル・エンジン・アラート・プレティン C E B - A - 1 1 7 4 / 1 1 4 6 改訂 2 (昭和 5 7 年 9 月 1 5 日付) — 第 3 段タービン・ホイール ……検査又は交換 — を発行した。

運輸省航空局は、第 3 段タービン・ホイールの検査及び交換等の耐空性改善通報 T C D - 1 4 7 7 B - 8 3 (空検第 1 5 1 号、昭和 5 8 年 3 月 1 9 日付) を発行した。

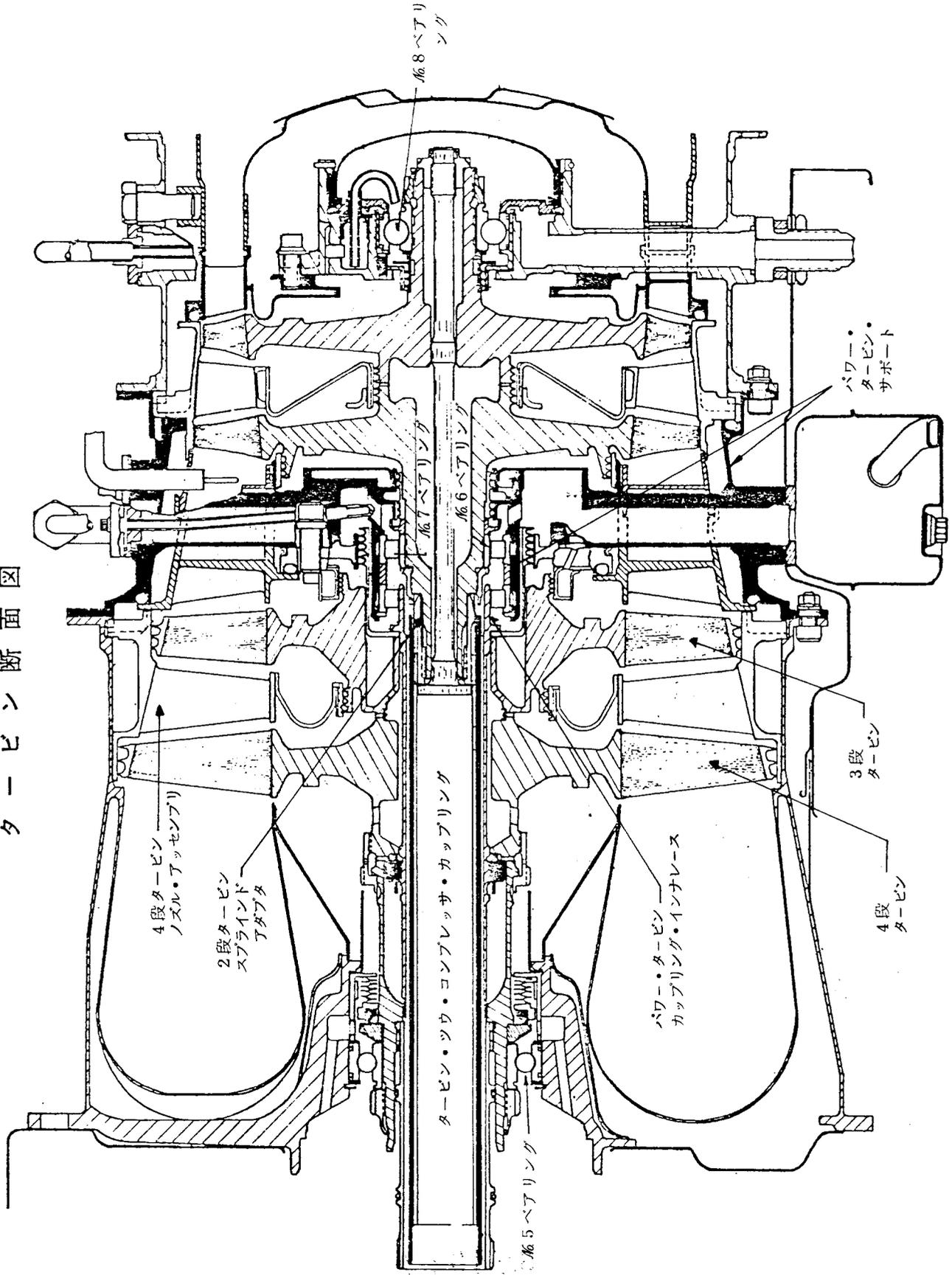
324011

エンジン断面図



324012

タービン断面図



324013

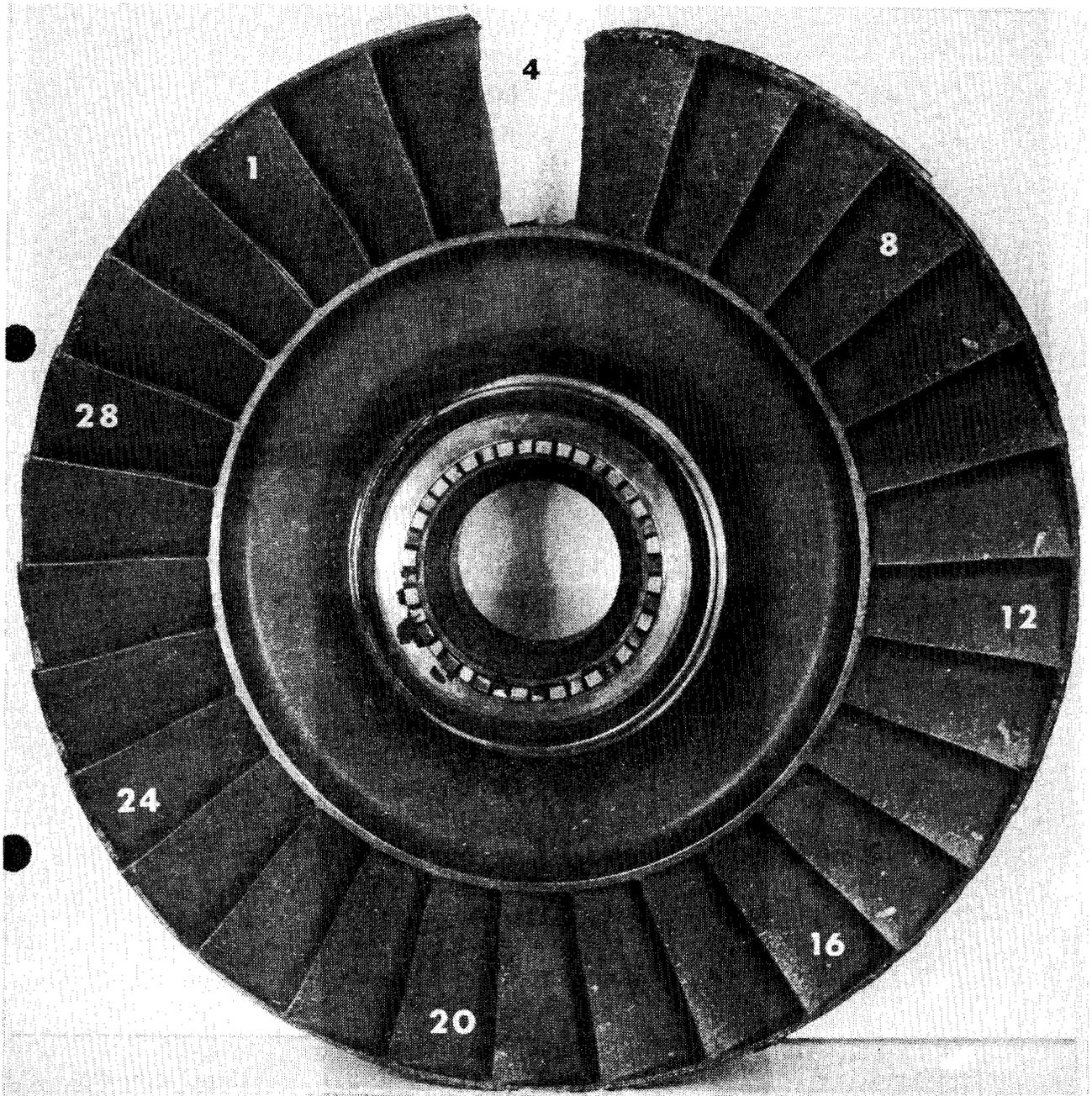


写真1 第3段タービン・ホイール

324014

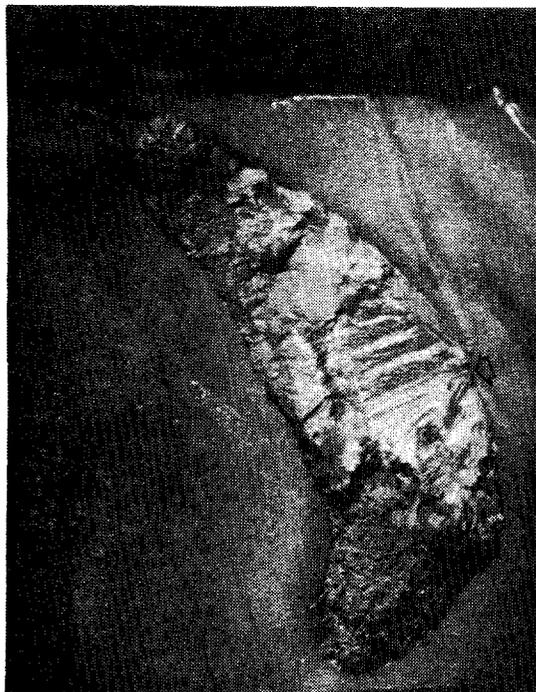


写真3 第3段タービン・ホイールのブレード破断面



写真4 ブレード破断面の電子顕微鏡写真(×500)

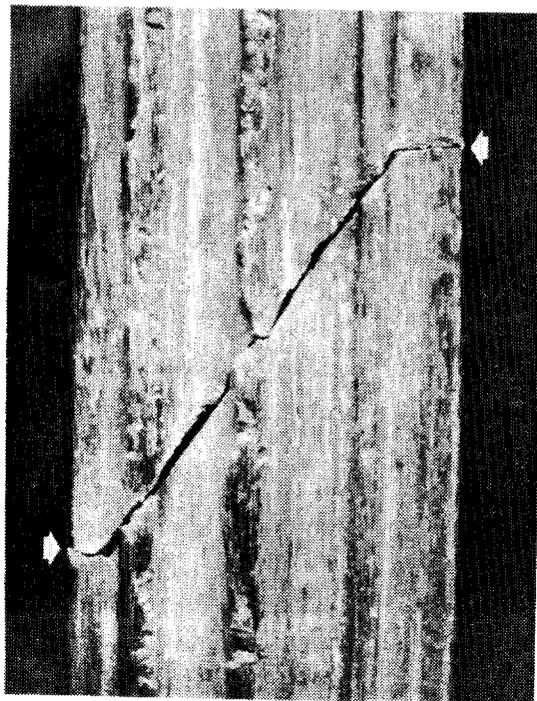


写真2 第3段タービン・ホイールのシユラウドのスロッド

324015