

中日本航空株式会社所属
富士ベル式204-B型JA 9018
に関する航空事故報告書

昭和53年2月23日

航空事故調査委員会議決（空委第3号）

委員長	岡田實
委員	山口真弘
委員	諏訪勝義
委員	上山忠夫
委員	八田桂三

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富士ベル式204-B型JA9018は、昭和52年2月11日09時22分ごろ、機長及び整備士1名が乗組み、静岡県磐田郡竜山村の山中の送電線鉄塔建設現場に生コンクリートを運搬し、臨時ヘリポートに帰る途中操縦困難となり、同現場から約145メートル離れた山中に墜落し、機体は大破したが火災は発生しなかった。

本事故による人員の死傷はなかった。

1.2 航空事故調査の概要

昭和52年2月11日～13日 現場調査

2月21日～23日 ”

昭和52年3月17日～18日 90度ギヤボックスの分解調査

昭和52年4月18日から昭和52年6月18日まで テールロータブレード等の打痕の鑑定

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和53年1月5日 意見聴取

152001

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

JA9018は事故当日機長と整備士2名がとう乗し、静岡県の新開場外離着陸場を08時55分に離陸し、小松野場外離着陸場（以下、「小松野ヘリポート」という。）に09時00分ごろ着き、整備士1名が降りた。

その後同機は、小松野ヘリポートと送電線鉄塔建設現場（以下、「鉄塔現場」という。）間の物資輸送に従事していた。

機長の口述によると、第1回目から第5回目まで毎回550キログラム～1トンの建設機器及び資材を、鉄塔現場から小松野ヘリポートへ空輸した。

この1往復の所要時間は約4分であった。

同機は第6回目、小松野ヘリポートから重量約1トンの生コンクリートを入れたバケットを懸垂して、09時20分ごろ上昇し、鉄塔現場に向った。

同機は鉄塔現場へ南側から進入し、減速してホバリング状態で荷卸し後、垂直上昇しながら左90度旋回し、機首方位約270度で小松野ヘリポートに帰る途中、鉄塔現場の地表から高度約50メートルに達したところ「ドカン」という大音響とともに機体全体に大きな振動が1～2秒続いた。

これと同時に同機は、やや機首上げ状態となり、ゆっくり右回転を始めたので、機長は左ラダーを操作したがアンチトルク効果がなかった。

その後、右回転の速度が徐々に速くなったので、機長は山林上空高度約50メートルで、オートローテーションの状態とした。

その後同機は、鉄塔現場から距離約145メートル、磁方位約280度、標高約1,500メートルの山林に機首を南に向けて墜落した。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷	とう乗者		その他
	乗組員	その他	
死亡	0	0	
重傷	0	0	
軽傷	0	0	
なし	1	1	

152002

2.3 航空機の損壊の程度

大破

2.4 航空機以外の物件の損壊

樹木約 30 本損傷

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和 14 年 4 月 14 日生

事業用操縦士技能証明書 第 1906 号

昭和 40 年 12 月 18 日取得

限定事項 回転翼航空機ベル 47 型及び富士ベル 204 - B 型

第 1 種航空身体検査証明書 第 11200354 号

有効期間 昭和 51 年 3 月 13 日から昭和 52 年 3 月 12 日まで

総飛行時間 4,981 時間 47 分

同型式機での飛行時間 1,166 時間 58 分

最近 30 日間の飛行時間 35 時間 39 分

2.6 航空機に関する情報

型式 富士ベル式 204 - B 型

製造年月日 昭和 39 年 2 月 18 日

製造番号 CH - 2

耐空証明書番号 東 51 - 233

有効期間 昭和 51 年 8 月 20 日から昭和 52 年 8 月 19 日まで。

総飛行時間 5,129 時間 33 分

5,000 時間点検後の飛行時間 282 時間 21 分

100 時間点検後の飛行時間 4 時間 2 分

事故発生時の重量は 5,935 ポンドと推算され、重心位置は 135.79 インチでそれぞれ許容範囲内にあった。

2.7 気象に関する情報

機長の口述によると、事故当事の気象は快晴、視程は良好、風は無風に近い状態であった。

152003

事故当日の事故現場に最も近い気象庁の岐阜県恵那気象通報所及び静岡県佐久間気象観測所の気象観測値は次のとおりである。

(1) 岐阜県恵那気象通報所

09時00分：風向 北北東，風速1メートル/秒，気温－0.8度C，降水量なし

(2) 静岡県佐久間気象観測所（佐久間市に依託）

09時00分：気温4.5度C，天気 晴

2.8 航空機又はその部品の損壊に関する情報

(1) メインロータ

ブレード……両ブレードとも破損

(2) 尾部

バチカルフィン……テールブーム付近より破断分離

No.6 テールロータドライブシャフト……2ヶ所切断

テールロータピッチコントロールケーブル……切断，同バレルアッセンブリー打痕

90度ギャーボックス……シャフト曲り，ストッパー及びリテーニングナット変形

テールロータブレード（白）……1部に打痕及び擦過痕があり，亀裂したグリップとともに飛散

テールロータブレード（赤）……1部に打痕及び擦過痕

(3) 胴体

客室天井……1部凹み，1部破損

ドア（左）……破損

クロスチューブ（左）……切損

(4) エンジン……H.P.タービンブレード熔解

1部破断分離

(5) トランスミッション……ケース下部，破断分離

2.9 その他必要な事項

2.9.1 5,000時間及びその後の定時点検の実施状況

当該機は，昭和51年5月28日から昭和51年8月19日にかけて，5,000時間点検を実施している。

152004

その後事故発生までに 282 時間 21 分飛行しており、この間に 50 時間点検及び 100 時間点検を各々 3 回実施している。

3 実を認定した理由

3.1 解析

- 3.1.1 JA9018 は左 90 度旋回しながら加速し、機首方位 270 度で小松野ヘリポートに帰えりかけた際、大音響とともに 1 ～ 2 秒間振動が発生し、その後徐々に右回転の状態に陥り、機長の左ラダー操作にもかかわらずアンチトルク効果がなく、機体が次第に回転の速度を増したという機長の口述、残骸の飛散状況（付図－1，参照）及び 3.1.2 以下に詳しく述べる残骸の調査結果等から、パーチカルフィンアッセンブリ（以下、「フィンアッセンブリ」という。）の 1 部が飛行中に脱落したものと推定される。

なお、大音響と振動とはフィンアッセンブリが脱落する過程において、テールロータブレードに激突したことによるものと推定される。

3.1.2 同機のフィンアッセンブリの破断面を調査した結果

- (1) フィンアッセンブリの主要構造部材である左側フィン前方スパー及びウエブは、テールブームの斜円框との取付部のリベットホールをとおった部分で破断（付図－2 の㊸の部分参照）し、同ウエブ自体は軽減孔をとおり右側フィン前方スパーに取付けられたリベットホールまで（付図－2 の㊸－㊹－㊺参照）破断し、その破断面は黒色化し摩耗の痕跡があった。
- (2) フィン左側外板を取付けているフィン付根桁間フランジ（L材）が約 12 センチメートルにわたり破断（付図－2 の㊻－㊼－㊽参照）しており、その破断面のパーチカルフィン取付金具とリベット付けされている部分約 5 センチメートル（付図－2 の㊻－㊼参照）が黒色化し、摩耗の痕跡があった。

上記 2 つの破断面の黒色化した部分は、塑性変形の少ない平坦な破面で摩耗の痕跡があり、疲労破壊の特徴であるビーチマークが 1 部認められることから、事故発生以前に既に疲労により破断して摩擦する状態にあったものと認められる。

152005

3.1.3 上述の黒色化の破断面の発生については、テールロータブレードにより、常時飛行中に生ずる同フィンの左側構造部材に加わる引張り荷重及び振動荷重により、左側フィン前方スパー及びウェブに順次亀裂が発生し、続いて当該荷重が同フィンの左側外板、フィン後方スパー及び後桁結合金具等の構造部材に加わり、これらが徐々に疲労し損壊が伸展していたが、事故発生までアンチトルク等による荷重に同フィンの左側構造部材が耐えていたものと推定される。

3.1.4 同機は事故発生時において、垂直上昇左90度旋回に加えて加速中という極めて大きなアンチトルクによる力が作用した時期にあったため、その引張り荷重に耐えられなくなり、テールブームへの同フィンの左側取付部付近が破断し、同フィンが倒れる過程でテールロータブレードの回転面はジャイロモーメントにより急速に変位し、同ブレードはフィンアッセンブリを左側から順次強打し切断した。

その後、同フィンの1部はテールブームへの取付部付近から破断して脱落したものと推定される。

3.1.5 同機は昭和51年8月19日、5,000時間点検を実施した際"バーチカルフィンスパアの点検"（サービス通信№CHS-122）に基づいて、バーチカルフィンスパアの点検を行っているが、同フィンスパアの亀裂は見出されていない。

その後、おのおの3回実施した50時間及び100時間点検の記録を調査した結果、上記サービス通信に基づく点検の実施記録はなく、日常点検の記録には同バーチカルフィンスパアの点検結果は良好と記入されていた。しかしながら同フィンスパア及びウェブ等の亀裂は事故発生以前に既に発生しており、上記点検時にこれを発見できなかったものと推定される。

3.1.6 同機のエンジン及びフライトコントロールシステムは、事故発生の状況及び調査の結果から、事故発生まで正常であったものと推定される。

結 論

- (1) 機長は適法な資格を有し、かつ所定の身体検査に合格していた。
- (2) JA9018は有効な耐空証明を有していた。
- (3) 事故発生当時の気象状況は、当該事故に直接関連がないものと認められる。
- (4) 同機のエンジン及びフライトコントロールシステムは、事故発生まで正常であったものと推定される。
- (5) 同機のフィンの左側前方スパー及び同スパーに接着されているウェブは、テールブームの斜円框に取付けられたリベットホールをとおり完全に破断し、この部分より同ウェブの右側フィン前方スパーに至る約13センチメートルの破断部は、いずれも事故発生以前に疲労破壊しているものと推定される。
- (6) 同機の左側フィン外板を取付けているフィン付根柙間フランジの破断部のうち、黒色化していた約5センチメートルの部分は、事故発生以前に疲労破断していたものと推定される。
- (7) 同機は飛行中、左側フィン前方スパー等が既に亀裂が伸展している状態にあったものと推定される。
- (8) 同機のフィン左側構造部材は、アンチトルクによる引張り荷重及び振動荷重に耐えていたが、事故当時は同トルクが最大に近い状態にあったものと推定され、この力により同フィン左側構造部材が破断し、同フィンが倒れる過程でテールロータブレードは同フィンを強打し、同フィンの1部はテールブームへの取付部付近から脱落したものと推定される。
- (9) 同機は飛行中にフィンアッセンブリの1部が脱落したため、操縦困難となり、墜落したものと推定される。

原 因

本事故は、左側バーチカルフィン前方スパー等の疲労破壊が進行したため、同機のバーチカルフィンアッセンブリの1部が飛行中に破断し、脱落したことにより操縦困難となり、墜落したものと推定される。

参 考

航空局は当委員会の事実調査の結果に基づき、事故再発防止のため次の処置を行った。

152007

(1) 耐空性改善通報の発行

TCD-1446-77 (昭和52年3月15日, 空検第159号)

TCD-1447-77 (昭和52年3月14日, 空検第164号)

(2) 富士重工業株式会社発行のサービスブリテンの承認

サービスブリテンNo.204-010 (東-51-019, 昭和52年2月18日)

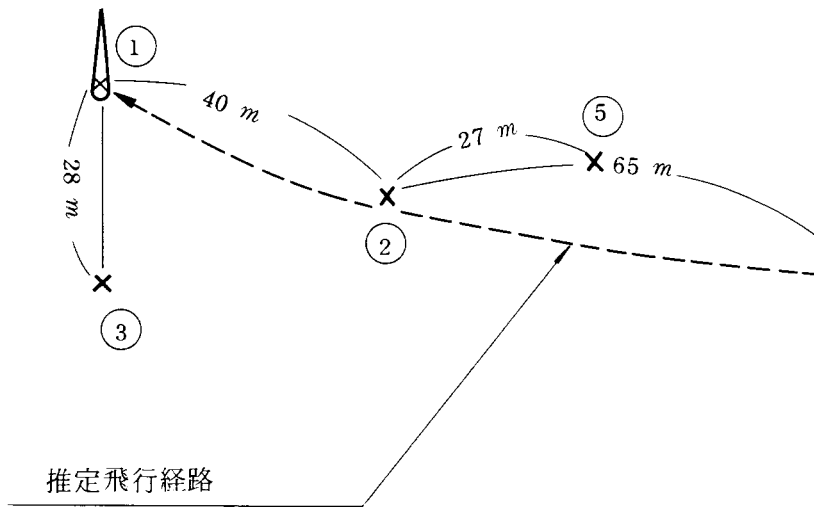
サービスブリテンNo.204-011 (東-51-020, 昭和52年2月18日)

(3) バーチカルフィン前方スパーの型式設計変更の承認を手続中

(4) 飛行規程の改訂の承認 (昭和52年11月1日, 空検第841号)

152008

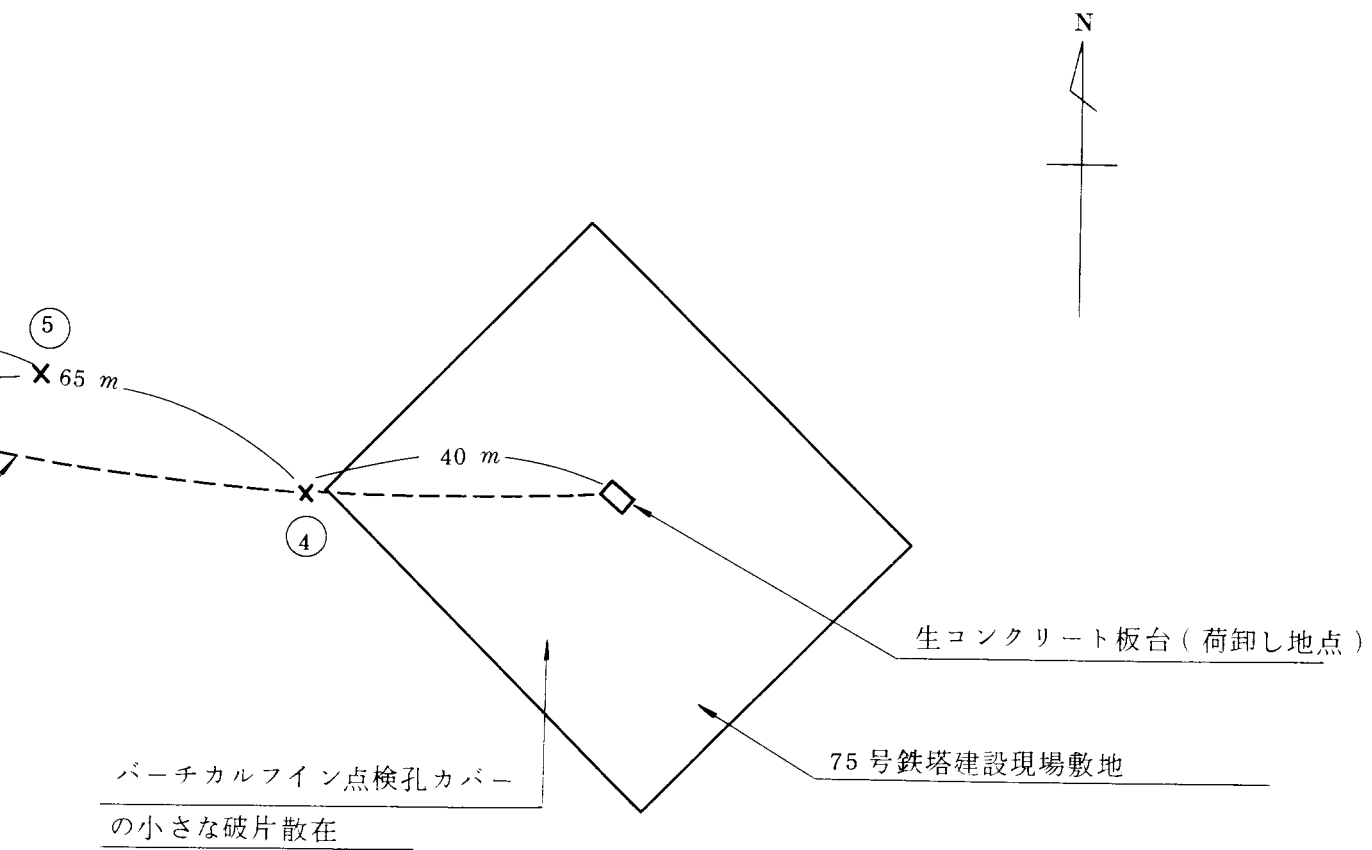
- ① 機体
- ② バーティカルフィン (90°ギヤボックス, テールロータハブアッセンブリ (赤) テールブレード付き)
- ③ (白) テールロータブレード (亀裂のはいたグリッパ付き)
- ④ No.6 テールロータドライブシャフトの切断された1部とその小さな破片
- ⑤ No.6 テールロータドライブシャフトの切断された1部

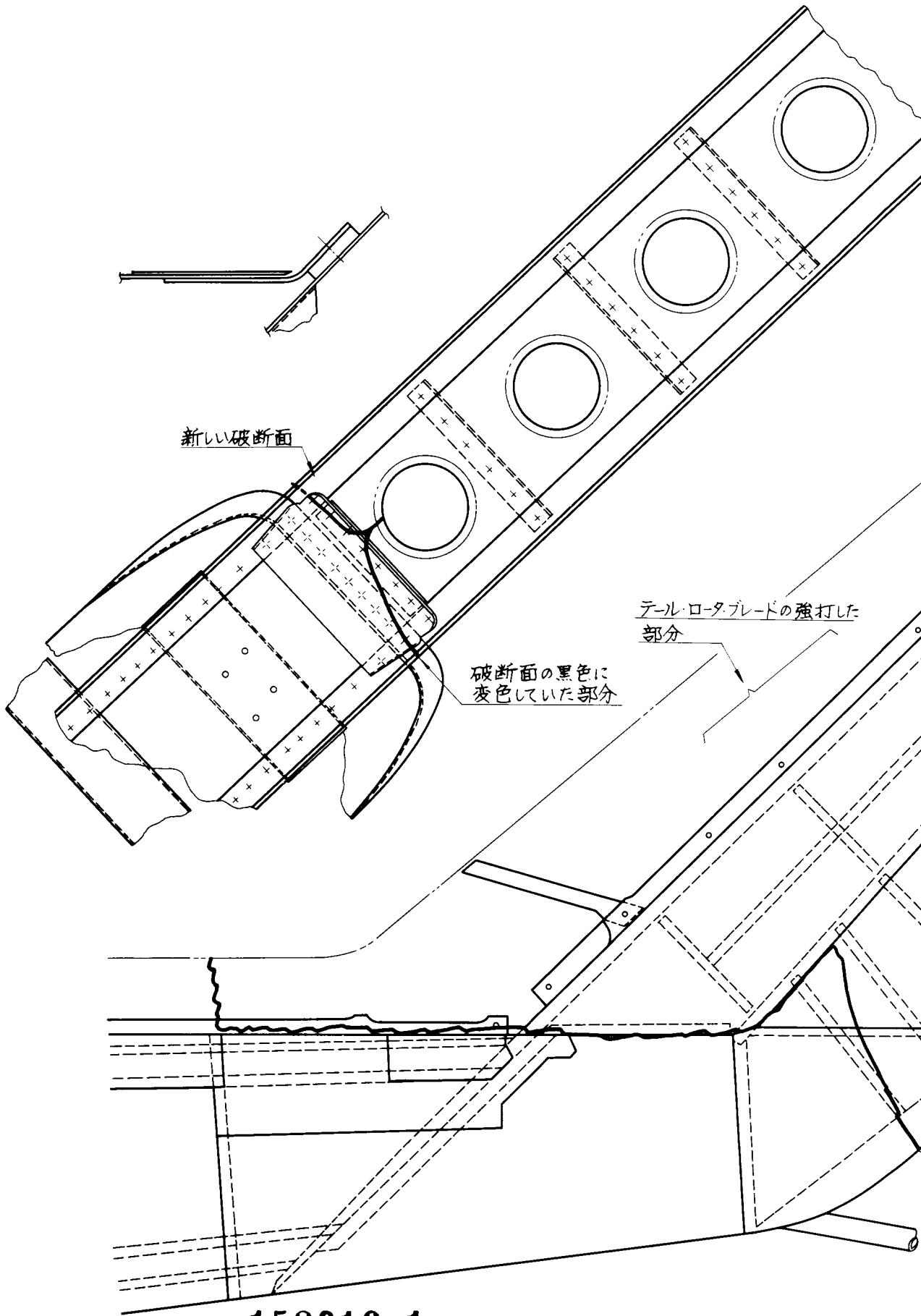


バーチカル
の小さな破

152009-1

付図 1





152010-1

フィンの破断状況図

付図2

