

東邦航空株式会社所属
アエロスパシアル式SA360C型JA9166
に関する航空事故報告書

昭和56年3月25日

航空事故調査委員会議決（空委第16号）

委員長	八田桂三
委員	榎本善臣
委員	諏訪勝義
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

東邦航空株式会社所属アエロスパシアル式SA360C型JA9166は、昭和54年3月20日12時46分ごろ、機長のみがとう乗して、物資（生コンクリート）を輸送中、福島県原町市馬場字五台山国有林内にある当該物資の荷卸し場（標高430メートル）にエンジン不調のため緊急着陸し、機体を中破したが、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54年3月20日～22日 現場調査

昭和54年4月28日及び30日 実機による振動試験

昭和54年7月10日～昭和55年4月8日 フランス政府当局に依頼し、事故機のクラッチ及びエンジンの調査

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和56年3月23日 意見聴取

237001

2 認 定 し た 事 実

2.1 飛行の経過

昭和54年3月20日、福島県双葉郡小高町羽野倉字堀田地区にある大富場外離着陸場(標高115メートル、以下「ヘリポート」という。)において、12時00分ごろからJA9166の飛行前点検及び試運転が実施された。

同機は、12時20分ごろ機長のみがとう乗して、ヘリポートの西北西約4.3キロメートルにある送電線鉄塔工事現場の荷卸し場(標高430メートル、以下「荷卸し場」という。)へ生コンクリートの輸送を開始した。同機は、12時43分ごろ6回目の作業として同ヘリポートを離陸し、速度約80ノットで高度約450メートルまで上昇したのち荷卸し場に向かい、12時45分ごろ同荷卸し場の南側に到達した。

同機が、減速しながら同荷卸し場に設置の生コンクリート受け鉄製容器(以下「ホッパ」という。)に向かってホバリング移動の状態に接近し、ホッパの南約20メートルの地点において対地高度約10メートルを保ちながら速度約3ノットでホバリング状態に移行中、アラーム警報灯(以下「アラームライト」という。)及びエンジンCTL赤色警報指示灯(以下「エンジンCTLライト」という。)が点灯した。機長は、メインロータ回転の低下を認めて直ちにホッパの北側に不時着しようとしたが、作業員がいたため、ホッパの南側でメインロータ低回転速度警報音を聞きながらバケットを切り離れたのち、右旋回し機首方位約115度でホッパの東側に緊急着陸をしたが、ハードランディングとなった。機長は、不時着後、エンジンを停止させ全てのスイッチをオフとして機外に脱出した。

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	---	

2.3 航空機の損壊の程度

中 破

237002

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

なし

2.5 乗組員に関する情報

機長 昭和19年10月19日生

事業用操縦士技能証明書 第2306号

取得年月日 昭和43年2月16日

限定事項 回転翼航空機 ベル47型、アルウエットⅡ型・Ⅲ型、アエロスパシアル式SA
341G型、アエロスパシアル式SA360型

第1種航空身体検査証明書 第11352380号

有効期限 昭和55年2月15日

総飛行時間 4,846時間02分

同型式機による飛行時間 1,003時間23分

最近90日間の飛行時間 80時間32分

最近30日間の飛行時間 41時間56分

最近7日間の飛行時間 20時間08分

2.6 航空機に関する情報

航空機

型式 アエロスパシアル式SA360C型

製造番号 第1008号

製造年月日 昭和52年3月31日

耐空証明書番号 第東53-585号

有効期限 昭和55年3月6日

総飛行時間 1,349時間58分

前回100時間点検後の飛行時間 41時間11分

エンジン

型式 ツルボメカ式アスターズXⅧA型

製造番号 134

製造年月日 昭和53年6月13日

総使用時間 334時間06分

前回100時間点検後の使用時間 41時間11分

237003

遠心式クラッチアセンブリ

型式（部品番号）ラチェ 3 6 0 A . 3 5 . 2 0 0 1 . 0 0 5 1

製造番号 F R 1 2 9

総使用時間 1,3 5 4 時間 4 5 分

重量及び重心位置

事故発生当時の推定重量は 2,7 5 4 キログラム（最大重量 3,0 0 0 キログラム）、推定重心位置：前後方向 4.1 0 7 メートル、左右方向 0.0 1 4 メートル、（許容重心位置範囲：前後方向 3.8 0 0 ~ 4.1 0 0 メートル、左右方向 0.1 1 0 メートル）で、いずれも許容範囲内であった。

燃料及び潤滑油

燃料はシュルジェット A-1 で、潤滑油はモービルアプレックス S ターボ 2 5 6 であり、ともに規格品であった。

2.7 気象に関する情報

機長の口述によれば、事故現場の当時の気象は、天気快晴、風向北北東、風速 2 メートル/秒、気温 5 度 C であった。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

前部胴体 底部外板が損傷した。

メインロータブレード 2 枚とも先端の後縁部が破損した。

燃料チューブ（P/N 0 2 3 5 3 4 7 3 7 0） エンジン始動時の燃料流量を制御する装置であるエンジンスターティングデバイスのエレクトロサーボバルブとガバナの間に配管されているステンレス製チューブのスターティングデバイス側のフレアされた基部（以下「フレア部」という。）に外周の約 4/5 にき裂を生じていた。（写真 1 及び 2 参照）

スターティングデバイスサポート（P/N 0 2 3 5 3 4 7 6 0 0） フレームの中央部の端と楕円形孔の間が切損（補強されていないもの、以下「旧型サポート」という。写真 4 参照）。

2.9 その他必要な事項

2.9.1 アエロスペース社の技術員の協力により、J A 9 1 6 6 のエンジン及び遠心式クラッチアセンブリ（以下「クラッチ」という。）は交換せず、損傷した燃料チューブを新品の同一部品（ステンレス製）に、かつ、旧型サポートを補強されたサポート（P/N 0 2 3 5 3 4 7 8 1 0）に交換したのち、約 5 時間運用した際、同チューブにのみ同様な損傷が発生した。

2.9.2 「エンジン C T L ライト」、「アラームライト」及び「メインロータ回転速度警報」の各装

237004

置の概要は次のとおりである。

「エンジンCTLライト」は、計器板中央上部の警報灯パネルにある7個の赤色灯のうちの1個であり、エンジン燃料コントロール系統に異常が発生した場合に点灯する。

「アラームライト」は、計器板の左右上方に1個ずつある赤色灯で、「エンジンCTLライト」を含む7個の赤色警報指示灯のうちいずれかが点灯すると同時に点滅し、緊急事態の発生を知らせる。

「メインロータ回転速度警報装置」は、計器板右下方のホーンスイッチがオン位置にあるとともに、メインロータの回転速度が限界（最小338rpm、最大380rpm）外となった時に警報音を発する。

3 事実を認定した事実

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 燃料チューブの破面調査

走査形電子顕微鏡を使用して燃料チューブの破面のマイクロ観察を行った結果、同破面には疲労破壊にみられるストライエーションが認められた。(写真3参照)

3.1.2 実機による振動試験

J A 9 1 6 6 を使用して事故発生時の形態、新品のエンジン及びクラッチを交換した形態について、それぞれ振動測定（地上試験）を行った結果は以下のとおりである。

(1) 測定条件

エンジン回転速度 4 3,0 0 0 rpm

エンジン出力軸回転速度（クラッチ回転速度） 5,8 3 0 rpm

コレクティブピッチレバー グランドピッチロック位置

測定値 加速度（G）

なお、振動計の受感部をエンジンケーシングとエンジンカップリングハウジングの結合フランジにX方向（横軸方向）及びY方向（縦軸方向）に装着し、クラッチの振動（振動数100 Hz）を測定した。

(2) 測定結果

	事故発生時の形態	新品に交換した形態
エンジン製造番号	1 3 4	1 2 9
クラッチ製造番号	FR 1 2 9	FR 1 7 9
測定値 (平均)	X : 2.2 0 G Y : 3.3 5 G	X : 1.2 0 G Y : 0.7 8 G

振動数 1 0 0 Hz における加速度の許容値は 2 G であり、事故発生時の形態における測定値は許容値をこえていた。

これは、クラッチの過大なアンバランスにより発生したものと推定される。

3.1.3 前記調査 (3.1.1) 及び試験 (3.1.2) を行ったほか、更に詳細に事故原因を究明するため、同機に装着されていたエンジン及びクラッチをアエロスペース社に送付するとともに、フランス政府当局に当該燃料チューブ破損に関する不具合等についての調査を依頼した結果、概要次の回答を得た。

(1) 燃料チューブの振動による疲労破壊

疲労破壊の要因は、同チューブの末端のフレア部の振動応力が疲労耐久限界を超えたものと考えられる。

なお、同チューブは、製作図面に基づいて製造され、かつ、手順通りに取り付けられており、当該破損に関連する製造及び組立上の欠陥はみられなかった。

(2) 振動測定について

① 当該エンジンは、エンジン回転速度に対応する次のような励振振動数を有する。

アイドル作動状態 4 1 6 Hz

定格作動状態 7 1 6 Hz

② 当該クラッチは、アンバランスが生ずると、クラッチ回転速度に対応する次のような励振振動数を有する。

アイドル作動状態 5 8 Hz

定格作動状態 9 7 Hz

③ 旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスの固有振動数は 5 3 ~ 6 0 Hz であった。

この固有振動数は、エンジンのアイドル作動状態におけるクラッチの励振振動数にほぼ一致するものであり、燃料チューブの破損に関連があると判定される。その結果、旧型サポートは補強されたサポートに改修され、その場合の固有振動数は 1 3 9 Hz となったが、取り

237006

付け方法によりかなり大幅な変動のあることが判明した。

- ④ 燃料チューブの取付け時の固有振動数は560 Hzであった。これは、エンジンの定格作動状態の励振振動数(716 Hz)とアイドル作動状態の励振振動数(416 Hz)の中間の振動数であり、パイロットの操作により、クラッチかん合の際の中間作動の過程で短時間に経過するため、エンジンの励振振動数と一時的に一致するが、当該燃料チューブとエンジンが共振状態になることはないものと推定される。
- (3) 以上のことから、当該燃料チューブは、エンジン及びクラッチの強制振動には共振せず、サポートに取り付けられたスターティングデバイスがエンジン及びクラッチにより強制振動され、エンジン本体に相対的な振幅が大きくなった場合のみ破損するものと推定される。
- (4) 最終検討の結果、サポートに取り付けられたスターティングデバイスのエンジン本体に相対的な振動により、燃料チューブが破損して燃料洩れになることを防止するため、サポートをさらに新型の補強されたサポート(P/N 0235357730)に改修するとともに、当該燃料チューブをフレキシブルチューブ(P/N 9560135100)に改修した。(写真5、参考事項(4)参照)

3.2 解析

- 3.2.1 JA9166は、有効な耐空証明を有し、所定の定時整備が実施されており、調査結果から、クラッチ及びスターティングデバイスの不具合を除き、事故発生まで異常はなかったものと推定される。
- 3.2.2 事故当時の気象状況は、事故に関連はなかったものと推定される。
- 3.2.3 実機による振動試験の結果、同機のクラッチには、使用中の偏摩耗により過大なアンバランスが発生しており、エンジンの定格作動状態において、97 Hzの振動数でエンジン全体を強制振動していたものと推定される。
- 3.2.4 当時の同機のスターティングデバイスには旧型サポートが使用されており、3.1.3(3)の結果から、旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスの固有振動数は53～60 Hzの間にあったものと推定される。
- 3.2.5 同機のクラッチは、3.1.3(2)の結果から、その励振振動数がエンジンのアイドル作動状態において58 Hzであり、同作動状態で旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスは共振状態にあったものと推定される。
- 3.2.6 燃料チューブの固有振動数は、3.1.3(4)の結果、560 Hzと測定されたことから、エンジンの定格及びアイドル作動状態における励振振動数の中間にあり、過渡運転状態で共振点を通過するが、短時間のため同チューブはエンジンと共振しなかったものと推定される。

237007

- 3.2.7 旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスが、クラッチの過大なアンバランスによる強制振動を受けたため、エンジン本体に相対的に振動し、燃料チューブのフレア部は曲げ繰返し応力により疲労き裂が進展して損傷し、また旧型サポートも破損したものと推定される。
- 3.2.8 同機は、対地高度約10メートルで貨物を懸垂してホバリング状態に移行中、燃料チューブの損傷による燃料洩れのため、エンジン出力が急激に低下すると同時に「エンジンCTLライト」及び「アラームライト」が点灯し、緊急着陸したものと推定される。
- 3.2.9 同機は、着陸接地の際、工事現場の不整地にハードランディングして、メインロータブレードが工事用の鉄柱に接触し、かつ、前部胴体底部が接地して破損したものと推定される。

4 結 論

- (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。
- (2) JA9166は、有効な耐空証明を有し、事故発生時までクラッチ及びスターティングデバイスのサポートの不具合を除き、異常はなかったものと推定される。
- (3) 当時の気象状況は、事故に関連はなかったものと推定される。
- (4) 同機のクラッチは、使用中の偏摩耗により過大なアンバランス状態となり、エンジンの定格作動時、97 Hzの振動数でエンジン全体を強制振動していたものと推定される。
- (5) 同クラッチは、エンジンのアイドル作動状態において、旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスを共振させていたものと推定される。
- (6) 燃料チューブは、製作上及び取付けに関する不具合もなく、エンジン及びクラッチの強制振動には共振しなかったものと推定される。
- (7) 旧型サポートに取り付けられたスターティングデバイスがクラッチのアンバランスによる強制振動を受け、エンジン本体に相対的に振動し、燃料チューブのフレア部が疲労破壊し、またスターティングデバイスのサポートも破損したものと推定される。
- (8) 同機は、低高度でホバリング状態に移行中、燃料チューブの破損による燃料洩れのためにエンジン不調を来し、不時着したものと推定される。
- (9) 同機は、不時着の際ハードランディングして、メインロータブレード及び前部胴体を破損したものと推定される。

原 因

本事故は、同機が低高度で飛行中、エンジン出力の低下により工事現場へ緊急着陸の際ハードラン

237008

デングし、機体を損傷したことによるものと推定される。

また、エンジン出力が低下したことについては、遠心式クラッチのアンバランスによる強制振動のためスターティングデバイスが振動し、燃料チューブが疲労破壊して燃料洩れが生じたことによるものと推定される。

参考事項

当委員会の調査に基づき、アエロスパシアル社は、以下の対策を含む「本事故の検討結果」（昭和54年12月17日付け文書）を発行した。

- (1) 新品の又はオーバーホールされたクラッチのバランス手順の改善
- (2) 使用者におけるクラッチの修理、調整の禁止
- (3) 使用者においてクラッチの振動測定を300時間毎に実施すること。

ただし、測定値（加速度）が1.2（G）をこえた場合、アエロスパシアル社へ通報するとともに点検間隔を100時間に減少すること及び2.0（G）をこえた場合、クラッチを取り卸すこと。

- (4) ターボメカ社の技術通報TU26により、スターティングデバイスのサポートを改修し、金属製燃料チューブをフレキシブルチューブに改修した。



写真1 燃料チューブ (ステンレス製)

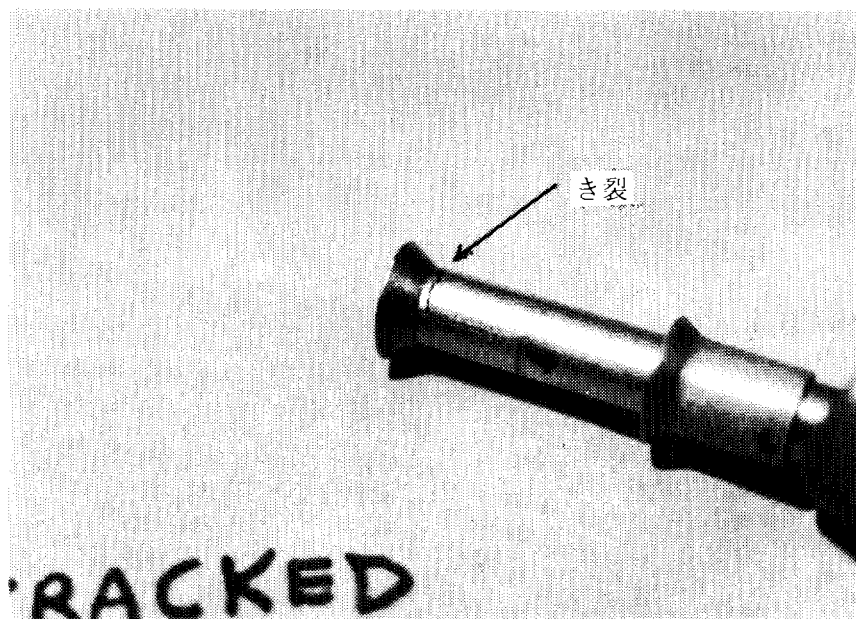


写真2 フレア基部にき裂が発生した
燃料チューブ

237010

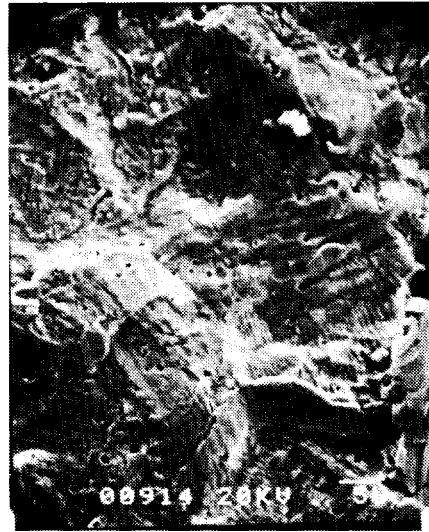
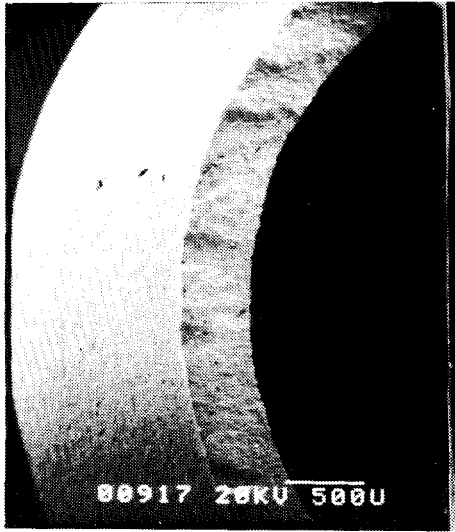
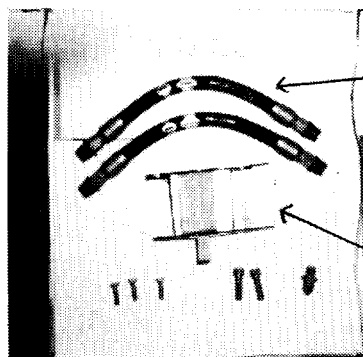


写真3 起点近傍にあるストライエーション



写真4
旧型サポート



←フレキシブルチューブ

←新型サポート

写真5

フレキシブル燃料チューブ
と新型の補強されたサポー
ト

237011