

中日本航空株式会社所属 セスナ式404型JA5262 に関する航空事故報告書

昭和56年4月27日

航空事故調査委員会議決（空委第21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

中日本航空株式会社所属セスナ式404型JA5262は、昭和54年7月3日16時19分ごろ、機長ほか同乗者3名がとう乗り、航法機器の作動点検等のための飛行を終えて名古屋空港に帰投中、エンジン不調となり、愛知県海部郡十四山村大字馬ヶ池新田の水田（名古屋空港の南々西約21キロメートル）に不時着し、大破した。

本事故による火災の発生はなく、機長及び同乗者1名が重傷を負い、他の同乗者2名は軽傷を負った。

1.2 航空事故調査の概要

昭和54年7月4日～6日 現場調査

昭和54年7月24日～8月23日 エンジン分解調査及び同補機類の分解及び機能試験

昭和54年8月20日～21日 プロペラ分解調査

昭和54年9月10日～11日 機体の燃料系統の調査及び実機の再調査

昭和54年9月28日 プロペラガバナの機能試験

昭和54年11月10日 燃料の水分含有量について調査

昭和55年7月29日 同型式機による飛行試験

253001

1.3 原因関係者からの意見聴取

昭和56年4月23日 意見聴取

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

J A 5 2 6 2 は、航法機器の作動点検、操作慣熟及び地磁気探査器材の作動機能点検を行うため、機長及び同乗者3名がとう乗し、昭和54年7月3日15時10分ごろ名古屋空港を離陸した。

同機は、高度2,000フィート、速度140ノットで名古屋港上空から鳥羽市経由大王崎付近まで飛行した後、反転し同コースを北上し16時11分ごろ名古屋港上空に到達し、作動点検飛行を終了した。機長は、そのまま北上すると名古屋市街に入るのを、左旋回して西進した後、名古屋市街を避けて北上し、名古屋空港の南約23キロメートル、高度2,000フィートから帰投のため、徐々に降下しながらミックスチャ「フルリッチ」、ブースタポンプ「オン」にした。機長は、その後、機体の前方から小さな脚下げ音と思われる音を聞いたので、脚指示器を点検したところ異常を認めず、脚からの異常音ではないと判断した。そのころ、左ラダーをふみこみ左にバンクをとらないと航空機が直進しないことに気付いた。機長は、中央ペDESTALのミックチャ、スロットル、プロペラレバー次いで燃料セレクトバルブ及びスイッチ類を点検し、前席の同乗者（事業用操縦士、陸上多発）にも点検させたところ、いずれも異常は認められなかった。機長は、右エンジン故障と判断して、右プロペラをフェザーにして片発不作動により帰投することにし、右プロペラをフェザーにした後左スロットルを数回操作したが出力増が得られなかった。

機長は、速度約120ノットを維持していると同機の降下率が大きくなったので、両エンジン故障と判断し、不時着のために左旋回して海の方に向けた。左旋回を始めたころ、前席の同乗者は、機長に右エンジンの再始動を報告した後、右プロペラをアンフェザーにしたところプロペラは回転したようにみえたが再始動はできず、降下率がさらに多くなってきた。海へ到達不能と判断した機長は、直ちに不時着場を選定し、家屋密集地を避けて水田に、脚上げ及びフラップアップのまま不時着、約120メートル滑走して農道上に停止した。機長は失神したが、同乗者により機外に救出され、前席の同乗者は、イグニッションスイッチ、バッテリー及びブースタポンプ「オフ」にして脱出した。

253002

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	0
重 傷	1	1	0
軽 傷	0	2	0
な し	0	0	

機長（重傷） 第1、第2腰椎圧迫骨折、頭部、胸部、骨盤挫傷

同乗者（重傷） 第1腰椎圧迫骨折、左下腿部挫傷

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に関する情報

水田約6,000㎡に損害を与えた。

2.5 乗組員に関する情報

機長 大正7年4月8日生

事業用操縦士技能証明書 第1098号

昭和37年10月24日取得

限定事項 飛行機陸上多発

飛行機陸上多発日航製式YS-11型

飛行機陸上単発

計器飛行証明 第296号

操縦教育証明 飛行機第483号

第1種航空身体検査証明書 第1165304号

有効期限 昭和54年7月19日

総飛行時間 8,970時間45分

同型式機飛行時間 49時間00分

最近30日間の飛行時間 12時間40分

253003

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式 セスナ式404型

製造番号 第404-0115号

製造年月日 昭和52年7月30日

耐空証明書番号 第一54-010号

有効期間 昭和54年4月25日から昭和55年4月10日まで

総飛行時間 185時間20分

2.6.2 エンジン

型式 コンチネンタル式GTSIO-520-M型

	No. 1	No. 2
製造番号	第606207号	第606226号
製造年月日	昭和52年7月30日	同じ
総使用時間	185時間20分	同じ
50時間点検後使用時間	12時間20分	同じ

2.6.3 プロペラ

型式 マッコーレイ式3FF32C501/90UMB-O型

	No. 1	No. 2
製造番号	第772337号	第772349号
製造年月日	昭和52年7月30日	同じ
総使用時間	185時間20分	同じ

2.6.4 重量及び重心位置

事故当時の重量は約7,887ポンド、重心位置は約171.6インチと推算され、それぞれ重量限界(8,400ポンド)及び重心位置(170.3~172.6インチ)の許容範囲内にあったものと推定される。

2.6.5 使用燃料及び潤滑油

燃料はモービル社製航空用ガソリン100/130、潤滑油はエアロシェルW100であり、ともに規格品であった。

2.7 気象に関する情報

名古屋航空測候所の観測値は次のとおりであった。

16時00分 風向280度、風速14ノット、視程30キロメートル、雲量 $\frac{1}{8}$ 積雲雲高3,000

253004

フィート、雲量^{7/8}絹層雲雲高20,000フィート以上、気温26度C、露点温度17度C、QNH
29.58インチ／水銀柱。

2.8 航空機及びその部品の損壊に関する情報

2.8.1 航空機の損壊状況は次のとおりであった。

- 主翼 左主翼先端部凹み
左主翼取付部変形
- 尾翼 左水平安定板先端部損傷
- 胴体 ノーズアビオニックスベイアクセスドア飛散
前部胴体下部中央外板破れ
中部胴体下部及び外板破損
胴体外板全体的に歪曲
- エンジン No.1 エンジン下部損傷
No.2 エンジンプロペラシャフトがプロペラ取付部より折損
- プロペラ No.1、No.2 プロペラブレードとも後方へ湾曲
No.1 プロペラブレードはプロペラシャフト折損のためエンジンより脱落
- 脚 右主脚取付部にねじれ
左右主脚ドア脱落

2.8.2 事故後確認した計器指示等は、次のとおりであった。

- 速度計 左右とも0
- 高度計 左側+895フィート、QNH29.56インチ／水銀柱
右側+980フィート、QNH29.57インチ／水銀柱
- 回転計 0
- マスタースイッチ オフ
- ブースタポンプ オフ
- エレベータートリム 中央
- エルロントリム 中央
- ラダトリム 中央
- フラップレバー アップ
- A D F No.1、No.2とも360KHZ
- 燃料セレクトバルブ 左オン、右オフ

253005

2.9 事実を認定するための試験及び研究

2.9.1 エンジン (No.1 及びNo.2)

- 2.9.1.1 エンジンの外観検査の結果、激突時の損傷以外は異常は認められなかった。
- 2.9.1.2 エンジンを手回してマグネットの点火時期を点検した結果、異常は認められなかった。
- 2.9.1.3 シリンダの圧縮圧力を測定した結果、異常は認められなかった。
- 2.9.1.4 プロペラガバナ系統の漏洩点検を行った結果、No.1はプロペラシャフト折損のため点検できなかったが、No.2は異常は認められなかった。
- 2.9.1.5 エンジンの分解調査を行った結果は次のとおりであった。

- (1) カムシャフト、タペット、プッシュロッド及びロッカーアーム等は、何れも異常は認められなかった。
- (2) ピストンは、オイルコントロールリング及びコンプレッションリングにこ着及び折損等は見受けられず、ピストン本体のスカート部にも損傷は見受けられなかった。
- (3) シリンダは、内壁にすり傷及びかき傷等は見受けられず、シリンダヘッドの内面及びピストン頭部に付着した燃焼生成物はいずれも少量で、異常燃焼の傾向は見受けられなかった。
- (4) クランクケースに残っていたオイルには不純物の混入は認められず、オイルポンプを分解調査した結果、ポンプギヤ及びポンプ本体の内壁等にもすり傷やかき傷等は見受けられなかった。またオイルクーラーの機能及び漏洩点検の結果も不具合は認められなかった。

オイルフィルタの内部には異物の堆積もなく、エレメントにも異物の付着は認められなかった。

2.9.2 エンジン (No.1 及びNo.2) 補機

2.9.2.1 エンジン側の燃料系統

- (1) エンジンドリブンフュエルポンプ

外観検査の結果、異常は認められなかったが、手回したところ、No.2はNo.1に比べてやや堅かった。

機能試験の結果、燃料出口圧力及び燃料流量についてNo.1には異常はみられなかったが、No.2の圧力は、規定値よりやや高くなっており、燃料流量に若干の変動がみられた。

分解調査した結果、ベーパーセパレータ及びリリーフバルブの燃料通路の一部に腐蝕が生じていた。

- (2) フュエルメタリングユニット

外観検査を行った結果、異常は認められなかった。

機能試験を行った結果、フルスロットル時の燃料流量が規定値よりやや低く、ベーパーリターンの量が増加していた。

分解調査の結果、激突時の損傷以外異常は認められなかった。

253006

(3) フュエルマニフォールドバルブアセンブリ、フュエルプレッシャレギュレータ及びインジェクションノズル

外観検査及び機能試験を行った結果、異常は認められなかった。

(4) 以上の調査結果から、No.1 及びNo.2 のエンジン側の燃料系統については、燃料通路に腐蝕が生じていたが、機能的にエンジンが停止するような不具合は認められなかった。

2.9.2.2 エンジンマグネット、エンジンイグニッションハーネス及びエンジンスパークプラグ
外観検査及び機能試験の結果、異常は認められなかった。

2.9.2.3 ターボチャージャ、オルタネータ及びスタータ等の補機
外観検査及び手回し点検を行った結果、異常は認められなかった。

2.9.3 プロペラ (No.1 及びNo.2) 及びその補機
機能試験及び分解検査を行った結果、激突時の損傷以外異常は認められなかった。

2.9.4 燃料
事故機の左右燃料タンクの残燃料の油量計測を行った結果、各 8.5 ガロンであり、この燃料について検水試験を実施した結果、水は検出されなかった。

2.9.5 機体側の燃料系統
2.9.5.1 左右の主翼燃料タンク、燃料サフライン、燃料リターンライン及び燃料ベントラインを調査した結果、つまり等の不具合は認められなかった。

2.9.5.2 左右のブースタポンプ、燃料圧力調整器、燃料圧力スイッチ及び燃料圧力リレーの機能試験を行った結果、異常は認められなかった。
また、左右のブースタポンプの電気回路を調査した結果、誤配線や接触不良等の不具合も認められなかった。

2.9.5.3 燃料セレクトバルブの機能試験を行った結果、異常は認められなかった。

2.9.6 飛行試験
事故当時の形態における飛行性能を調査するため、同型式機 (セスナ式 404 型 JA5264) を使用し、事故機と同様地磁気探査器材等を装備し、機体重量を約 7,899 ポンド (事故時の推定重量 7,886 ポンド) にして飛行試験を行った結果、次のとおりであった。

(1) ブースタポンプの機能試験

両エンジンのプロペラ回転数 1,800 rpm、吸気圧力 28 インチ、燃料流量 120 ポンド/時、高度 6,500 フィート、No.1 ブースタポンプ「ロー」、No.2 ブースタポンプ「オフ」の状態ですら約 15 分間飛行した後、No.2 エンジンのミックステアを「フルリッチ」、No.2 ブースタポンプを「オン」にしたところ、No.2 エンジンの燃料流量の指示には変化はなく、プロペラ回転数、吸気圧力及びその他のエンジン計器には異常は認められなかった。

253007

(2) 片発不作動の飛行試験

①最大巡航出力 両エンジンのプロペラ回転数 1,900 rpm、吸気圧力 33.5 インチ、高度 6,500 フィート、ブースタポンプ「ロー」の状態での水平飛行時、No.2 エンジンを停止（スロットルクローズ、ミックスチャアイドルカットオフ、プロペラフェザー）にした場合の状況を調査した結果、速度は 125 ノットまでゆっくり低下したが、トリムコントロールは容易で、水平飛行は可能であった。さらに速度 120 ノットにした場合も高度維持は可能で、20 度以内のバンクによる旋回においても高度を失わなかった。

上記片発不作動の水平飛行中、出力を絞った場合、高度低下をきたした。従って片発不作動の水平飛行を行うには、最大巡航出力が最小の出力と考えられる。

②連続最大出力 両エンジンのプロペラ回転数 2,235 rpm、吸気圧力 40 インチ、高度 6,500 フィート、ブースタポンプ「ロー」の状態での水平飛行中、No.2 エンジンを停止し、片発不作動最良上昇率速度 109 ノットで上昇を試みたところ、50～100 フィート/分の上昇率を示した。

2.9.7 その他必要な事項

2.9.7.1 同機の燃料系統にはブースタポンプが 2 個（No.1 及び No.2 エンジン用）装備されており、同ポンプを操作するために「オン」及び「オフ」並びに「ロー」の 3 つの位置を有するブースタポンプスイッチが 2 個（No.1 及び No.2 ポンプ用）取り付けられている。

同スイッチを「ロー」にした場合、同ポンプは、低圧力（低速）で運転される。また、同スイッチを「オン」にした場合には、エンジンドリブンフェルポンプが正常に作動している間は、同ポンプは低圧力で運転されるが、エンジンドリブンフェルポンプが故障した場合は、同ポンプは自動的に高圧力（高速）に切換えられて、必要とする燃料をエンジンに供給する。

同機の飛行規程によれば、航空機の離陸及び着陸進入時にはブースタポンプ「オン」にすることになっている。

3 事実を認定した理由

3.1 解析

3.1.1 事故機の調査結果及び機長らの口述から、同機は、離陸後約 1 時間 05 分飛行し、帰投のため降下を始めた後、機首の右偏向が始まるまで、機体、エンジン等は正常な状態であったものと推定される。

3.1.2 当時の気象状況は、事故発生に関連はなかったものと推定される。

253008

- 3.1.3 当日、同機は、216ガロンの燃料をとう載して飛行し、約1時間10分後不時着した時の残燃料は、左右各約85ガロンであったことから、燃料消費量はほぼ正常であったものと認められる。
- 3.1.4 燃料セレクトバルブは、エンジン始動前、左右の各メインタンク位置のまま飛行しており、異常事態発生時に機長及び同乗者は、セレクトバルブが左右のメインタンク位置にあったことを確認しており、セレクトバルブの操作は適切であったものと推定される。またセレクトバルブの機構にも異常は認められず、正常であったものと推定される。
- 3.1.5 事故機の調査結果及び試験研究から、エンジン及びエンジン補機の系統にはエンジンの停止を裏付けるものは見出せなかった。
- 3.1.6 機長は、帰投のため高度を下げながら、ミックスチャ「フルリッチ」、ブースタポンプ「オン」にしてしばらくして異常音を聞き、左ラダ及び左バンク操作をしないと直進飛行ができなくなったので、右エンジン出力減が生じたと気付いたが、着陸装置及びエンジンに異常は認められないので、当該異常音が発生した理由を明らかにすることはできなかった。また不時着地点及び推定航跡から推算すると、ミックスチャ「フルリッチ」にした後異常音の発生までは1分以内であったと推定される。
- なお、ブースタポンプ「オン」にした際、右エンジンのブースタポンプの電気回路に何等かの不具合があり、本来低速回転のままであるべきブースタポンプが、高速回転すると、右エンジンの出力低下を生ずるが、事故後のブースタポンプの電気回路テストを行った結果、不具合は認められず、本電気回路の誤作動はなかったものと推定される。
- 3.1.7 機長は、右エンジンの出力減に気付き、右エンジン故障と判断し、高度が低かったこともあり、両エンジンの燃料流量、油圧、油温及び筒温を点検することなく、直ちに右プロペラをフェザーにし、片発不作動による飛行継続を試みたものと推定される。
- なお、機長は、右エンジン出力減の状況について、振動もなく出力が徐々に消えていったと述べているが、調査の結果、その原因を明らかにすることはできなかった。
- 3.1.8 機長は、片発不作動による飛行において、左スロットルを数回操作したが降下していったと述べているが、当時のプロペラ回転数は巡航時の1,700～1,800rpm、吸気圧は降下時で約20インチであったと推定される。飛行試験の結果から、作動エンジンのプロペラ回転数1,900rpm、吸気圧33.5インチ以下では水平飛行が不可能であることから、事故機は、プロペラ回転の増加を図る操作をすることなく、またスロットル操作は比較的ゆっくり操作すべきところを急いで操作し、それを数回繰返したため左エンジンの出力を最大にすることができず水平飛行ができなかったものと推定される。
- 3.1.9 前席の同乗者は、不時着の約1分前に右エンジンの再始動を試みたが始動しなかった。こ

れは当時、ブースタポンプ「オフ」にしてエンジンをウインドミルで回して燃料を排出した後始動することなく、ブースタポンプ「オン」のまま始動したため、燃料混合比が極度に濃くなり始動しなかったものと推定される。

なお、右プロペラをアンフェザーにし、右エンジンの再始動を試みたが、これは、機の抵抗をさらに増し、高度をより急激に低下させ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) JA5262は、有効な耐空証明を有し、事故発生まで機体及びエンジン等には異常はなかったものと推定される。
- (3) 当時の気象状況は、事故発生に関連はなかったものと推定される。
- (4) 機長は、帰投のため高度2,000フィートから降下し始めたところ、異常音を聞くと共に操舵に異常をきたしたので、エンジン計器を点検することなく直ちに右エンジン故障と判断して右プロペラをフェザーにしたものと認められる。
- (5) 右エンジンの出力減少については、調査の結果明らかにできなかった。
- (6) 機長は、片発不作動による飛行において、作動エンジンのプロペラ回転数の増加を図る操作を行わず、またスロットルの円滑な操作をしなかったため、水平飛行ができなかったものと推定される。
- (7) 不時着前に右エンジンの再始動を試みたが、ブースタポンプ「オン」のままであったため、燃料混合比が極度に濃くなり、始動できなかったものと推定される。

原 因

本事故は、機長が帰投のための降下中、右エンジンの出力減少を故障と判断して、右プロペラをフェザーにし、左エンジンによる飛行において、同エンジンに対する操作に適切を欠いたため水平飛行ができず、不時着したことによるものと推定される。

なお、右エンジンの出力減少の原因については、明らかにすることはできなかった。