

航空事故調査報告書

I ウェイブソアリング飛驒所属
グローブ式グローブG109B型（動力滑空機、複座） JA2569
山の斜面への衝突

II KOREA PILOT SCHOOL所属（個人受託運航）
シーラス式SR20型 N176CD
不時着時の機体損傷

III 個人所属
ホフマン式H-36ディモナ型（動力滑空機、複座） JA2406
着陸時の機体損傷

平成28年2月25日

本報告書の調査は、本件航空事故に関し、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、航空事故及び事故に伴い発生した被害の原因を究明し、事故の防止及び被害の軽減に寄与することを目的として行われたものであり、事故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 後藤 昇 弘

《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」

II KOREA PILOT SCHOOL所属 (個人受託運航)
シーラス式SR20型 N176CD
不時着時の機体損傷

航空事故調査報告書

所 属 K O R E A P I L O T S C H O O L (個人受託運航)
型 式 シーラス式SR20型
登録記号 N176CD (米国籍)
事故種類 不時着時の機体損傷
発生日時 平成26年10月12日 14時30分ごろ
発生場所 鹿児島県指宿市西方^{いぶすきしにしかた}

平成28年2月12日

運輸安全委員会(航空部会)議決

委 員 長 後 藤 昇 弘 (部会長)
委 員 遠 藤 信 介
委 員 石 川 敏 行
委 員 田 村 貞 雄
委 員 首 藤 由 紀
委 員 田 中 敬 司

要 旨

<概要>

K O R E A P I L O T S C H O O L所属 シーラス式SR20型N176CDは、平成26年10月12日(日)、機体を空輸するためサイパン国際空港を離陸して韓国の金浦国際空港に向けて飛行中にエンジンが停止し、14時30分ごろ、鹿児島県指宿市西方の草地に不時着した際に機体を損傷した。

同機には空輸を受託した機長のみが搭乗していたが、死傷はなかった。

同機は大破したが、火災は発生しなかった。

<原因>

本事故は、飛行中にN176CDのエンジンが停止し空中始動できなかつたため、不時着した際に機体を損傷したものと推定される。

同機のエンジンが停止したことについては、使用中の後方増槽タンクの燃料枯渇によりエンジンに不調が発生し、機長が残燃料のある前方増槽タンクの燃料セレクターバルブを開にしたが、後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを閉としなかつたため、空となった後方増槽タンクからの空気がエンジン駆動燃料ポンプの吸引により燃料配管内に混入し、やがて燃料の供給ができなくなったことによる可能性が考えられる。

停止したエンジンを空中始動できなかつたことについては、燃料配管内に混入した空気がエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を阻害しエンジンを再始動しにくい状況にしたことによる可能性、及び補助燃料ポンプが十分に機能せずエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を阻害する空気を速やかに除去することができなかつたことによる可能性が考えられる。

報告書で用いた主な略語は、次のとおりである。

F A A	: Federal Aviation Administration
G C A	: Ground Contorlled Approach
N T S B	: National Transportation Safety Board
P O H	: Pilot's Operating Handbook
V O R	: Very High Frequency Omni-directional Radio range
V O R T A C	: VOR and Tactical Air Navigation

単位換算表

1 lb	: 0.4536 kg
1 ft	: 0.3048 m
1 nm	: 1.852 km
1 kt	: 1.852 km/h
1 in	: 2.54 cm
1 gal	: 3.785ℓ

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

KOREA PILOT SCHOOL所属 シーラス式SR20型N176CDは、平成26年10月12日（日）、機体を空輸するためサイパン国際空港を離陸して韓国の金浦国際空港に向けて飛行中にエンジンが停止し、14時30分ごろ、鹿児島県指宿市西方の草地に不時着した際に機体を損傷した。

同機には空輸を受託した機長のみが搭乗していたが、死傷はなかった。

同機は大破したが、火災は発生しなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 調査組織

運輸安全委員会は、平成26年10月13日、本航空事故の調査を担当する主管調査官ほか1名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2 関係国の代表

本調査には、事故機の設計・製造国である米国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成26年10月14日～16日	機体調査、現場調査及び口述聴取
平成27年2月10日	機体調査
平成27年4月29日	補助燃料ポンプ分解検査（事故調査当局（NTSB）立会いの下製造者で実施）

1.2.4 原因関係者からの意見聴取

原因関係者から意見聴取を行った。

1.2.5 関係国への意見照会

関係国に対し、意見照会を行った。

2 事実情報

2.1 飛行の経過

KOREA PILOT SCHOOL所属 シーラス式SR20型N176CD (以下「同機」という。)は、平成26年10月12日(日)05時37分ごろ、機体を空輸するためサイパン国際空港を離陸し、韓国の金浦国際空港に向かっていった。

同機の飛行計画の概要は次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：サイパン国際空港

移動開始時間：05時20分、巡航速度：150kt、巡航高度：6,000ft

経路：NATSS (位置通報点)～G339 (航空路)～

HKC (鹿児島VORTAC)～A582 (航空路)～

SEL (安養 (アニョン) VOR)、所要時間：12時間30分

持久時間で表された燃料搭載量：15時間35分、搭乗者：1名

本事故に至るまでの飛行の経過は、管制交信記録、管制電話通話記録及び鹿屋ターミナル管制所 (以下「鹿屋レーダー」という。)のレーダー航跡記録並びに機長及び航空管制官 (以下「管制官」という。)の口述によれば、概略次のとおりであった。

2.1.1 管制交信記録、管制電話通話記録及び鹿屋レーダーのレーダー航跡記録による不時着までの飛行の経過

14時13分50秒 同機は、鹿児島ターミナル管制所 (以下「鹿児島レーダー」という。)と交信を開始し、高度10,000ftを飛行中であることを通報した。鹿児島レーダーは、これを了解した。

同19分30秒 同機は、鹿屋飛行場の磁方位250° 約12nmを北上中で、高度9,900ftを対地速度約110ktで降下中であつた。

同19分53秒 鹿児島レーダーは同機に現在高度を確認するように指示した。同機は、緊急事態のため最寄りの飛行場へレーダー誘導が必要であると通報した。

鹿児島レーダーは、台風接近で運用停止中の鹿屋レーダーに11nm西の航空機が緊急着陸を要求した場合に閉鎖中の滑走路を開けることができるかどうかについての調整を開始した。

14時22分00秒 同機は、鹿屋飛行場の磁方位274° 約10nmを東に向け、高度7,800ftを対地速度約90ktで降下中であつた。

同23分40秒 同機は、鹿児島レーダーにRJFY (鹿屋飛行場の地点略号)へ着陸のためのレーダー誘導及び飛行場管制所の周波数を要求した。

鹿児島レーダーは、鹿屋レーダーに当該機が飛行場管制所の周波数を要求していることを通知した。鹿屋レーダーは、同機に鹿屋レーダーの周波数で交信して欲しい旨伝えるように鹿児島レーダーに依頼した。

同 2 4 分 3 0 秒 鹿児島レーダーは同機に鹿屋レーダーとの交信周波数を通報し、同機は当該周波数を復唱した。

同機は、鹿屋飛行場の磁方位 2 6 6° 約 9 nm を南東に向け、高度 5, 1 0 0 ft を対地速度約 3 0 kt で降下中であつた。

同 2 5 分 1 5 秒 同機は、鹿屋レーダーと交信することなく、鹿児島レーダーに救難用ヘリコプターの派遣を要請した。

同 2 9 分 4 6 秒 同機は、鹿屋飛行場の磁方位 2 5 5° 約 1 2 nm、高度 6 0 0 ft で対地速度が 0 kt となつた。

2.1.2 機長及び管制官の口述

(1) 機長

機長は、これまでに複数個の増槽タンクを装備した機体で 2 7 回の空輸を行った経験があり、同型式機の空輸は 9 月に続き、今回が 2 回目であつた。

増設された増槽タンクの使用に関し増槽タンクを装備した整備士から事前に説明を受け、操作要領は、特別耐空証明書取得条件の「SR20/22 ferry fuel system operations instructions」^{*1}に基づいて作成したフェリーシステム・チェックリストにまとめて携行していた。

機長は、離陸前に左右主翼内のタンクに計 5 6 gal、前方増槽タンクに 3 8 gal 及び後方増槽タンクに 7 0 gal の合計 1 6 4 gal の燃料を搭載した。これは、1 2 時間 3 0 分の飛行計画に対し、毎時 1 0. 5 gal の飛行計画上の燃費で約 1 5 時間 3 5 分間飛行可能な量であつた。

機長のみが搭乗し、エンジンを始動後、各タンクからの燃料供給に異常がないことを確認し、0 5 時 3 7 分ごろ金浦国際空港に向けて計器飛行方式によりサイパン国際空港を離陸した。

機長は、右タンクを使用して離陸し、約 2 5 分後に高度 6, 0 0 0 ft で水平飛行に移り、再び各タンクからの燃料供給に異常のないことを確認した。その後約 3 0 分間左タンクを使用し、離陸してから 1 時間後に後方増槽タンクに切り替えた。機長によれば、このとき翼内の左右のタンクにはそれぞれ

*1 「SR20/22 ferry fuel system operations instructions」とは、空輸用に増設された燃料タンクに関わる運用要領が示されたもので、2. 11. 1. 1(2)に記述している。

20 gal程度は残っており、その後の巡航中の燃費は毎時約9.5 galであった。巡航中に高度10,000 ftまで上昇し、追い風を受けて順調に飛行した。種子島の手前から雲中飛行になったが、気流は穏やか、雨は降っていなかった。14時19分ごろ、機長は錦江湾内にある位置通報点KINKOの付近で、間もなく燃料タンクを切り替えようと考えていたところ、突然、エンジン音がうなりをもって変動するサージングを感じた。同時に燃料流量計も大きく振れ始め、自動操縦で維持していた高度が下がり始めた。機長は、後方増槽タンクの燃料が少なくなったと判断し、次に使用する予定の前方増槽タンクへ切り替えたがサージングは止まらず、15～20秒後にエンジン音が消え、燃料流量計は0を示した。



写真A 燃料流量計及び回転計

プロペラは約1,500 rpmで空転を続けていたので、エンジンを空中始動するため、直ちに補助燃料ポンプをBOOST位置としてパイロット・オペレーティング・ハンドブック（以下「POH」という。）のチェックリストに従って空中始動の非常操作を実施したが、状況は変わらなかった。次に、残燃料のある右翼のタンクに切り替え、更に左翼のタンクに切り替えて空中始動の非常操作を行ったがエンジンを再始動できなかった。

機長は、鹿児島レーダーにエンジン出力喪失の緊急事態を宣言し、最寄りの飛行場へのレーダー誘導を要求した。飛行場の名称をよく知らなかったため航法装置の画面に表示されていたRJFYという地点略号を伝えて誘導を要求したが、すぐにはその意思が伝わらなかった。

機長は、航法装置の表示を見て同機をRJFYのある東方向へ向けたが、レーダー誘導が直ちに開始されなかったこと及び高度が低下する中で向かい風が強いことから飛行場までは到達できないと考え、反転して錦江湾西側の陸岸へ向かった。

高度3,000ft以下になると雲の下に出て正面に海岸線が見えてきたのでそのまま陸地へ向かった。機長は、途中で港の岸壁が見えてきたので岸壁に不時着しようとしたが、ダウンウインドに入ろうとしたが、風が強く、着陸できそうにないのでこれをあきらめ、前方に見えてきた丘の手前で緊急用パラシュートシステムを作動させた。

同機は、パラシュートを開傘して降下を続け、14時30分ごろ、機首部から草地に接地して前転し裏返しとなって停止した。機長は直ちに機外に脱出し負傷のないことを確認した。機長は、裏返しになった機体のベントから燃料が流出しているのを確認した。その後、同機は風をはらんだパラシュートによって畑の上を移動し、約50m離れた竹林の中で停止した。

(2) 鹿児島レーダーの管制官

14時20分ごろ、鹿児島レーダーの管制官は同機の高度が下がっているのをレーダー画面上で発見し、状況を確認すると、同機から緊急事態が宣言され、最寄りの飛行場へのレーダー誘導を要求された。その後の交信で、地点略号から誘導を要求している最寄りの飛行場は鹿屋飛行場であることを確認した。鹿屋飛行場は台風の接近に伴い滑走路を閉鎖していたため、緊急機に対するレーダー誘導の調整を行った後、レーダー誘導のための周波数を同機に通報した。

その後、同機から救難ヘリの派遣要請があったので鹿屋レーダーにその旨を伝えた。

本事故の発生場所は鹿児島県指宿市の草地（北緯31度17分14秒、東経130度36分30秒）で、発生日時は平成26年10月12日14時30分ごろであった。（付図1 推定飛行経路図、付図2 不時着現場見取図、写真1 不時着現場、写真2 事故機 参照）

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

死傷はなかった。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 損壊の程度

大 破

2.3.2 航空機各部の損壊等の状況

(1) エンジン：エンジンカバー破損、エンジンマウント変形、一部破断

- (2) プロペラ：ブレードの変形
 - (3) 主翼部：左翼端部破損、左右補助翼破損
 - (4) 胴体部：左右ドア離脱、緊急用パラシュート作動による左右側面外板剥離
 - (5) 尾部：右水平尾翼破損、垂直尾翼破損
- (写真2 事故機 参照)

2.4 航空機以外の物件の損壊の状況

畑地作物及び竹林に倒伏被害

(写真1 不時着現場 参照)

2.5 航空機乗組員に関する情報

機長 男性 39歳

事業用操縦士技能証明（飛行機）	2007年8月24日
限定事項 陸上単発多発機	
計器飛行証明	2007年5月2日
第1種航空身体検査証明書	
有効期限	2015年10月31日
総飛行時間	3,969時間48分
最近30日間の飛行時間	134時間24分
同型式機による飛行時間	64時間12分
最近30日間の飛行時間	64時間12分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式	シーラス式SR20型
製造番号	1048
製造年月日	2000年6月30日
特別耐空証明書	2014年8月14日
(同機は増槽タンクを装備し、最大離陸重量3,000lbを超過する3,625lbで飛行するための許可を取得していた。)	
耐空類別	飛行機 普通N
総飛行時間	1,855時間30分
定期点検(年次検査:2014年4月24日実施)後の飛行時間	62時間36分

2.6.2 エンジン

型 式	コンチネンタル式 I O - 3 6 0 - E S 型
製 造 番 号	3 5 7 1 8 3
製造年月日	2 0 0 0 年 4 月 1 2 日
総使用時間	1, 8 5 5 時間 3 0 分

2.6.3 重量及び重心位置

本事故発生当時、同機の重量は2,797lb、重心位置は基準面（機首前方38.3in）から後方142.4inと推算され、いずれも許容範囲（最大離陸重量3,000lb、当時の重量に対応する重心範囲142.0～147.8in）内にあったものと推定される。

（付図3 シーラス式SR20型三面図 参照）

2.7 気象に関する情報

- (1) 気象庁予報部が12日12時40分に発表した台風19号に関する情報の概要は、次のとおりであった。

大型で強い台風19号は、奄美大島の西約240kmにあつて約20km/hで北北西に進んでいた。台風の中心は、約24時間後の13日12時には鹿児島県霧島市付近を中心とする半径160kmの円内に達する見込みで最大風速は35m/s（約70kt）が予想されていた。

- (2) エンジンが停止した時点で同機の東側約22kmに位置した鹿屋飛行場の定時航空気象観測値は、次のとおりであった。

14:00 風向 080°、風速 25kt/最大瞬間 45kt、

卓越視程 2,500m、現在天気 しゅう雨、もや

雲 雲量 2/8 雲形 層雲 雲底の高さ 1,000ft

雲量 6/8 雲形 積雲 雲底の高さ 1,500ft

雲量 8/8 雲形 積雲 雲底の高さ 2,500ft

雲量 2/8 雲形 雄大積雲 雲底の高さ 2,500ft

気温 23℃、露点温度 22℃、雄大積雲が直上にあり西進中

- (3) 不時着現場の南南東4.8kmにある気象庁指宿地域気象観測所の観測値（風速はm/sをktに換算）は、次のとおりであった。

14:30 小雨、気温 23.6℃、風向 東南東、

風速 12kt、最大瞬間風速 25kt

（付図4 地上天気図及びレーダー合成図 参照）

2.8 不時着現場に関する情報

同機が不時着したのは、鹿児島県指宿市の北部に位置する丘陵の草地であった。同機は緊急用のパラシュートで草地に不時着した後、風をはらんだパラシュートによって草地に隣接する畑地を横切り、約50m離れた竹林の中で停止していた。

同機が最初に不時着した草地には右翼端部品が残っていた。また、同機が移動した畑地上には移動した痕跡と脱落した左側ドアが残っていた。

同機は、すり鉢状になった竹林の中で機首部を接地し、尾部を竹によって持ち上げられた前傾姿勢で西側に向けて停止していた。

(付図1 推定飛行経路図、付図2 不時着現場見取図、写真1 不時着現場、写真2 事故機 参照)

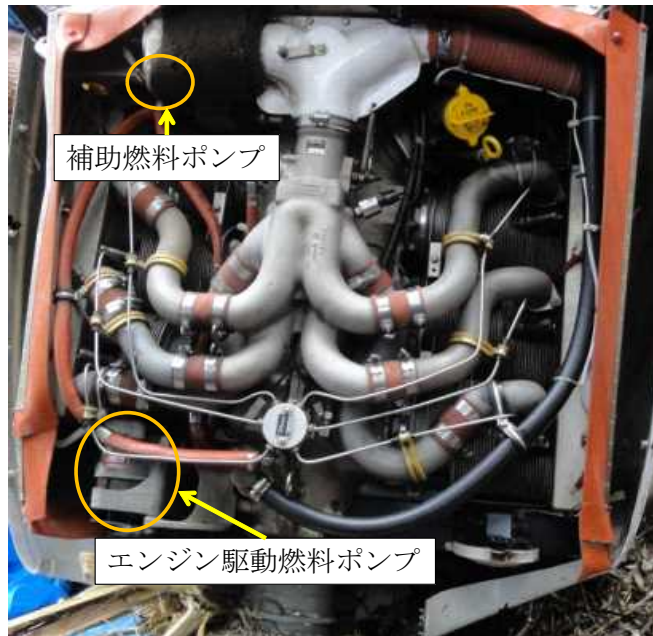
2.9 機体の状況

竹林の中で前傾した機体を調査した結果は、次のとおりであった。

(1) エンジン

- ① エンジン本体の外観は、エンジンマウント及びエンジンカバーが変形し、一部が破断していたが、その他の破損箇所は見られなかった。
- ② 点火、潤滑油、吸気、排気及びエンジン・コントロールの各系統は、異常が認められなかった。
- ③ 補助燃料ポンプ^{*2}は、「PRIME」位置にするとポンプが作動して燃料流量計が上昇し燃料インジェクション・ノズルから燃料が噴出されたが、「BOOST」位置ではポンプの作動音が弱く燃料流量計は0を指示、燃料ノズルからの燃料噴出はなかった。(エンジンより高い位置にあった右翼タンクのみ燃料を搭載し、燃料が自重でエンジンまで流入する状況で作動確認を実施)
- ④ エンジン駆動燃料ポンプは、外観、ドライブシャフト、エンジン本体との接続部分等に異常はなく、ドライブシャフトは拘束なく回転した。

*2 同機の「補助燃料ポンプ」は、エンジン駆動ポンプが作動していない地上でのエンジン始動時に「PRIME」位置にして燃料を燃料インジェクション・ノズルまで送る際に用いられ、また、「BOOST」位置にして用いられる。離陸及び上昇の際には、2.11.3に記述したように用いられる。



写真B エンジンの状況

(2) 燃料タンク及び配管

機体の左右翼タンク及び前方・後方の増槽タンクからエンジンシリンダー内部までの燃料供給経路に異常は認められなかった。

同機には翼内の左右燃料タンクの外、前方増槽タンクが右操縦席の位置に、後方増槽タンクが後席の位置に設置されており、各タンク及び配管からの燃料漏えいは見られなかった。

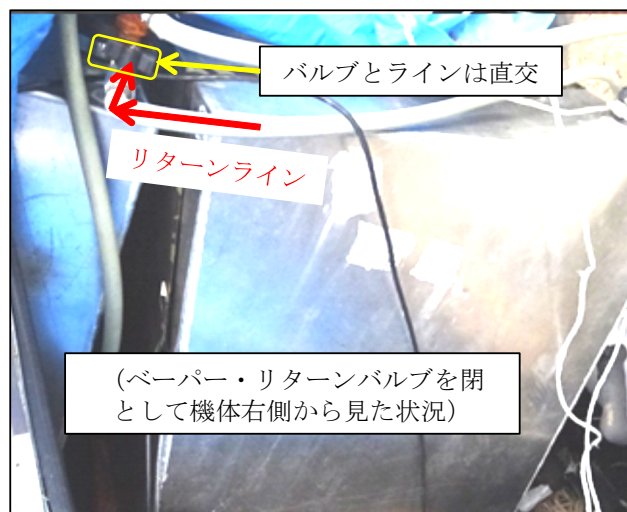
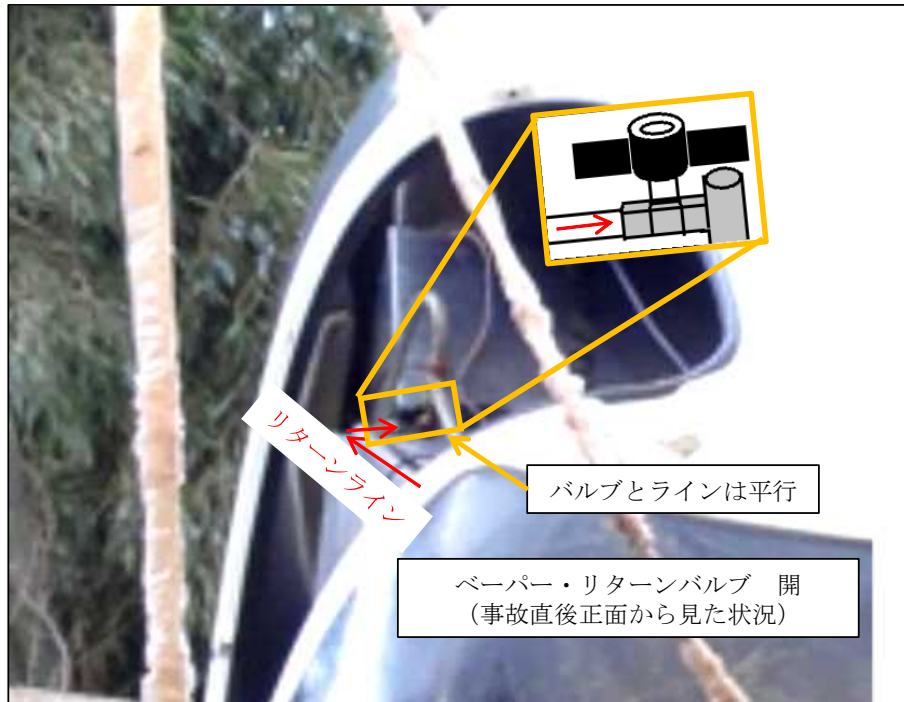
翼タンクの燃料セレクトバルブはオフ（以下「閉」という。）位置であったが、前方増槽タンク及び後方増槽タンクの燃料セレクトバルブ及びベーパー・リターンバルブはともにオン（以下「開」という。）の位置であった。

なお、各タンクの残燃料は、概略次のとおりであった。

右翼：20 gal、左翼及び前方増槽：各10 gal、後方増槽：0 gal



写真C 各タンクの燃料セレクター・バルブの状況



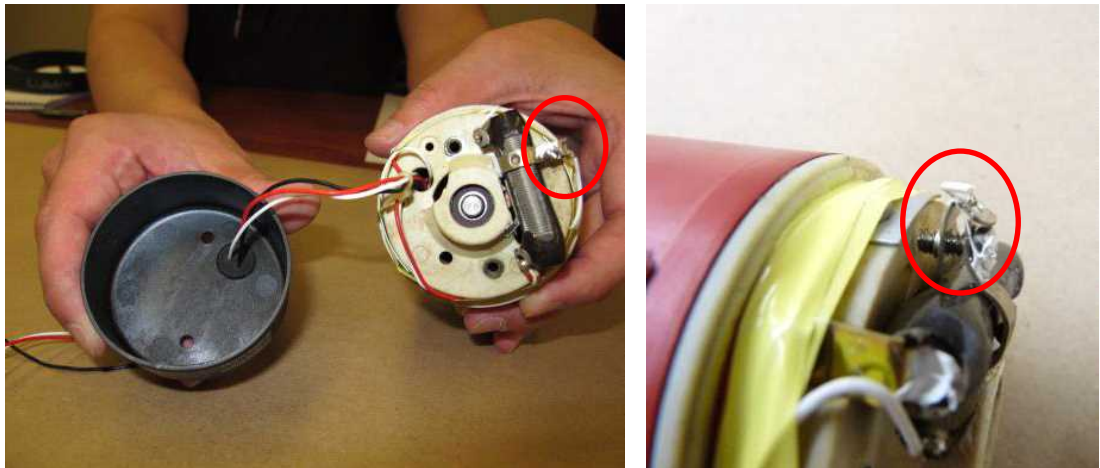
写真D 増槽タンクのベーパーリターン・バルブの状況

2.10 補助燃料ポンプの分解検査等

米国国家運輸安全委員会（NTSB）の協力を得て、補助燃料ポンプの製造者（以下「製造者」という。）の施設において行った補助燃料ポンプの分解検査結果及び製造者の見解は、次のとおりであった。

- (1) ポンプ部及びモーター部の目視点検で異常は見られなかった。
- (2) テストベンチにおいて、出荷試験手順に基づく機能試験を行った結果、次のことが判明した。

- ① High Boost (P R I M E)位置では燃圧と流量の関係が規定値内（合格）であったが、Low Boost (B O O S T)位置においては2回計測して2回とも不合格という結果が出た。
- ② 電子回路部分のカバーを外して点検したところ、可変抵抗に取り付けられているP-クランプ（P型の金具）のねじが緩み、接触部が緩んでいた。P-クランプの位置を少しずらすと可変抵抗の抵抗値が24～42Ωの間で変動した。



写真E 緩んでいた可変抵抗取り付け部

- ③ 出荷試験手順に基づきP-クランプを可変抵抗21.9Ω位置に締めつけてLow Boostの機能試験を実施し、2回計測した結果が全て規定値内になった。
- (3) 結論
- P-クランプねじの緩みによって可変抵抗値が変動することになり、Low Boost位置での補助燃料ポンプの作動が不規則になった。

2.1.1 その他必要な事項

2.11.1 燃料系統

同機は、米国の航空機整備会社において増槽タンクを装備し、最大離陸重量を超えて飛行するための米国連邦航空局（以下「F A A」という。）の特別耐空証明書を取得していた。また、同機に装備された増槽タンクは、航空機整備会社の整備士により装備されF A Aの検査を受けたものであった。

2.11.1.1 増槽タンクの使用

- (1) 特別耐空証明書に添付された特別飛行許可追加運用限界書には、増設された増槽タンク等の使用に関し、次の記述があった。（抜粋）

31. The pilot shall be given a review of the installed temporary systems. The review shall be conducted by the installer and in

accordance with the Operating Instructions and Installation details.

(抄訳)

操縦士は、一時的に装備されたシステムについて、装備を行った者から運用指示に基づく操作方法と装備細目の説明を受けなければならない。

- (2) 増槽タンクを装備した米国の航空機整備会社から入手した情報によれば、増槽タンクの使用に際し、次の手順を運用指示として定めていた。

SR20/22 ferry fuel system operations instructions

Control, Operation Information:

1 Fuel system Control/Operation with temporary ferry tank system installed:

2 FERRY FUEL SELECTOR VALVE AND VAPOR RETURN VALVE OFF.

3 Use aircraft fuel system for normal takeoff and landings.

To use ferry fuel system:

1 Aircraft boost pump ON.

2 During climb, position the ferry fuel selector valve to ON position.

3 Turn ferry fuel vapor return valve ON.

4 Turn aircraft fuel selector valve OFF.

5 When fuel flow has been confirmed normalized, turn aircraft boost pump OFF.

To shut down ferry tank and return to aircraft fuel system:

1 Aircraft boost pump ON.

2 Aircraft fuel selector valve ON.

3 Ferry system vapor return valve OFF.

4 Ferry system fuel selector valve OFF.

5 When fuel flow has been confirmed normalized turn aircraft boost pump OFF.

6 Use aircraft fuel system as per Pilot Operating Handbook.

(抄訳)

SR20/22 空輸用燃料システムに関する運用指示

① 操作・運用情報

一時的な空輸用燃料タンクを装備した際の操作・運用

空輸用燃料セレクトバルブ及びベーパー・リターンバルブを閉とし、

機体の燃料システムを使用して通常の離着陸を行う。

② 空輸用燃料システムの使用

補助燃料ポンプをオンとする。上昇中に、空輸用燃料セレクターバルブ及びベーパー・リターンバルブを開とし、機体の燃料セレクターバルブを閉とする。燃料流量に異常なければ補助燃料ポンプをオフとする。

③ 空輸用燃料タンクの閉鎖と機体燃料システムへの復帰

補助燃料ポンプをオンとする。機体の燃料セレクターバルブを開とし、空輸用ベーパー・リターンバルブ及び燃料セレクターバルブを閉とする。燃料流量に異常なければ補助燃料ポンプをオフとする。

次に、POHに従って機体の燃料システムを使用する。

2.11.1.2 燃料システムの概要

増槽タンクを装備した同機の燃料システムは図1に示すとおりである。

左翼タンク及び右翼タンクは機体本来の燃料タンクでエンジンより低い位置にあり、機体が動揺したような場合にもエンジンに安定して燃料を供給するためにコレクタータンクを有している。翼タンクの燃料セレクターバルブは、ライト、レフト及び閉の位置があり、左右の翼タンクと燃料の供給ライン及びベーパー・リターンラインとを接合したり切り離したりするのに用いられる。

空輸用に増設された前方増槽タンク及び後方増槽タンクはエンジンより高い位置にある。それぞれの増槽タンクには開と閉の位置がある燃料セレクターバルブが装備されており、更に開と閉の位置があるベーパー・リターンバルブが後方増槽タンク1箇所装備されている。

増槽タンクを使用するためには、2.11.1.1(2)に記述した空輸用燃料システムの運用指示のとおり、前方又は後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを開、増槽タンクのベーパー・リターンバルブは開としてから機体の燃料システムである翼タンク燃料セレクターバルブを閉の位置にする必要がある。また、空輸用燃料タンクを閉鎖し、機体燃料システムへ復帰する場合は、翼タンク燃料セレクターバルブをライト又はレフトの位置にし、増槽タンクのベーパー・リターンバルブを閉、前方及び後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを閉とする必要がある。

エンジン駆動ポンプは、燃料内に発生したガス成分（ベーパー）を分離してベーパー・リターンラインを経由して燃料タンクに戻すとともに、燃料のみをスロットル・メタリングバルブを経由してエンジン内に供給する。

2.11.2 非常操作

非常操作に関し、同機のPOHに次の記述があった。

(1) 最大滑空比（抜粋）

Maximum Glide Ratio 10.9 : 1

なお、この最大滑空比を用い、同機のエンジン停止時の高度10,000ftからの滑空距離を推算すると、約18nmとなった。

(2) 飛行中のエンジン停止（抜粋）

If the engine fails at altitude, pitch as necessary to establish best glide speed. While gliding toward a suitable landing area, attempt to identify the cause of the failure and correct it. If altitude or terrain does not permit a safe landing, CAPS deployment may be required. Refer to Section 10, Safety Information, for CAPS deployment scenarios and landing considerations. (中略)

(抄訳)

エンジンが停止した場合は、その高度に応じ、最良滑空速度となるピッチ角を維持する。適当な着陸場に向かって滑空している間にエンジン停止原因の特定と回復を試みる。高度又は障害物で安全に着陸できないような場合は、第10章安全情報の緊急用パラシュートシステムを参照し、その使用を考慮する。

(中略)

- 1. Best Glide Speed..... ESTABLISH*
- 2. Mixture..... FULL RICH*
- 3. Fuel Selector..... SWITCH TANKS*
- 4. Fuel Pump BOOST*
- 5. Alternate Induction Air ON*
- 6. Ignition Switch.....CHECK, BOTH*
- 7. If engine does not start, proceed to Engine Airstart or Forced Landing checklist, as required.*

(3) エンジン空中始動

The following procedures address the most common causes for engine loss. Switching tanks and turning the fuel pump on will

enhance starting if fuel contamination was the cause of the failure.

Leaning the mixture and then slowly enriching mixture may correct faulty mixture control.

(抄訳)

次の手順はエンジン停止の最も代表的な原因に対応している。燃料に不純物が混入しているような場合、タンクを切り替えること及び補助燃料ポンプを作動させることにより空中始動を補助する。ミクスチャーを一度リーンにしてから徐々にリッチにすることによりミクスチャーの調整不良を修正する。

(中略)

1. *Bat Master Switch* ON
2. *Power Lever* ½" OPEN
3. *Mixture* RICH, AS REQ' D
4. *Fuel Selector*..... SWITCH TANKS
5. *Ignition Switch* BOTH
6. *Fuel Pump*..... BOOST
7. *Alternate Induction Air*..... ON
8. *Alt Master Switches* OFF
9. *Starter (Propeller not Windmilling)* ENGAGE
10. *Power Lever* slowly INCREASE
11. *Alt Master Switches* ON
12. *If engine will not start, perform Forced Landing checklist.*

(4) 緊急用パラシュートシステムの作動

The Cirrus Airframe Parachute System (CAPS) should be activated in the event of a life-threatening emergency where CAPS deployment is determined to be safer than continued flight and landing. (中略)

・ *Caution* ・

Expected impact in a fully stabilized deployment is equivalent to a drop from approximately 10 feet. (中略)

Once the decision is made to deploy CAPS, the following actions should be taken:

(抄訳)

緊急用パラシュートシステムは、飛行の継続又は着陸より安全だと判断されるような人命に関わる緊急事態の場合に作動させる。

注意

安定した作動状況での接地衝撃は、約 10 フィートの高さから落下し

た場合に等しいものと推定される。

緊急用パラシュートシステムを使用すると決定した場合は、以下の操作を行う。

1. *Airspeed*.....*MINIMUM POSSIBLE*

(中略)

2. *Mixture (If time and altitude permit)*.....*CUTOFF*

(中略)

3. *Activation Handle Cover*.....*REMOVE*

(中略)

4. *Activation Handle (Both Hands)*.....*PULL STRAIGHT DOWN*

(中略)

5. *Mixture**CHECK, CUTOFF*

6. *Fuel Selector*.....*OFF*

Shutting off fuel supply to engine will reduce the chance of fire resulting from impact at touchdown.

(抄訳)

接地時の衝撃により火災が発生する可能性を減少させるため、燃料システムを閉とする。

7. *Bat-Alt Master Switches*.....*OFF*

8. *Ignition Switch*.....*OFF*

9. *Fuel Pump**OFF*

10. *ELT*.....*ON*

11. *Seat Belts and Harnesses* *TIGHTEN*

(以下略)



写真F 緊急用パラシュートシステム

2.11.3 通常操作

補助燃料ポンプの使用に関し、POHに、次の記述があった。

・ Note ・

Fuel BOOST should be left ON during takeoff and for climb as required for vapor suppression with hot or warm fuel.

(抄訳)

注

補助燃料ポンプは、燃料が高温時の燃料内のガス（ベーパー）抑制のため離陸及び上昇中に必要に応じてオンとしておく。

3 分析

3.1 乗務員の資格等

機長は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.2 航空機の耐空証明等

同機は有効な耐空証明を有しており、所定の整備及び点検が行われていた。

3.3 気象との関連

2.1.2(1)に記述したように、機長は、エンジンが停止する前の気象状況として、雲中飛行であったが気流は穏やかで雨は降っていなかった旨述べている。また、同機のエンジンは燃料噴射式でキャブレターを使用していないことから、氷結等によりエンジンが停止した可能性は低いものと推定される。

2.7に記述したように、大型で強い台風の接近により、不時着現場付近の地上風は最大瞬間風速25～45ktと小型機にとっては強い風が吹いていたことから、エンジン不作動の状況で滑空による海上又は不整地への適切な不時着は困難な状況であったものと推定される。

3.4 機体の損壊等

2.3.2に記述した航空機各部の損壊等は、緊急用パラシュートシステムの展開又は接地後の地面との接触等により生じたものと考えられる。同機はエンジンが停止したものの緊急用パラシュートシステムを作動させるまで不時着のために滑空飛行を正常に行っていることから、操縦系統に異常はなかったものと推定される。

また、2.9に記述したように、同機のエンジン及び燃料系統は、補助燃料ポンプを除き異常はなかったものと考えられる。2.10に記述した補助燃料ポンプの分解検査結果から、エンジンが停止したとき、同機の補助燃料ポンプはBOOST位置において十分機能していなかった可能性が考えられる。しかし、2.1.2(1)に記述したように、機長は、エンジンを空中始動する際に補助燃料ポンプをオン（BOOST位置）とした旨述べていることから、巡航中は、オフの状態であったものと推定される。このことから、補助燃料ポンプがBOOST位置において十分機能していなかったことはエンジンの停止に関与しなかったものと推定される。

3.5 エンジン停止から不時着までの状況

3.5.1 エンジン不調発生時の状況

2.1.2(1)に記述したように、機長は、14時19分ごろ、間もなく燃料タンクを切り替えようと考えていたところ、突然、エンジン音がうなりをもって変動するサージングを感じた旨述べている。また、離陸後1時間で後方増槽タンクの使用を開始し、巡航中の燃費は毎時約9.5 galであった旨述べている。

このことから、後方増槽タンクは離陸1時間後の06時37分ごろからエンジン不調の発生時刻の14時19分ごろまで7時間42分程度使用されたことになるものと推定される。この間の燃料消費量は、巡航中の燃費を毎時約9.5 galとして推算すると約73 galになることから、離陸前に70 gal搭載されたとしている後方増槽タンクの燃料は、この時点までに消費されたものと推定される。

したがって、エンジンの不調は、後方増槽タンク内の燃料枯渇により発生したものと推定される。

3.5.2 エンジン停止の状況

2.1.2(1)に記述したように、エンジン不調発生時に、機長は、後方増槽タンクの燃料が少なくなったと判断し、次に使用する予定の前方増槽タンクへ切り替えたがサージングは止まらず、15～20秒後にエンジン音が停止し、燃料流量計は0を示した旨述べている。

このことから、機長は、エンジン不調が発生した時点で、残燃料の十分にある前方増槽タンクに切り替えることにより不調を解消しようとしたものと推定される。

しかし、2.9(2)に記述したように、事故後の機体の前方及び後方増槽タンクの燃料セレクターバルブはともに開であった。このことから、機長はエンジン不調の発生時に前方増槽タンクの燃料セレクターバルブを開にしたものの、燃料が枯渇した後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを閉としなかったため、空となった後方増槽タンクからの空気がエンジン駆動燃料ポンプの吸引により燃料配管内に混入

し、やがて燃料の供給ができなくなりエンジンが停止した可能性が考えられる。

なお、2.11.1.2に記述したように、後方増槽タンクから前方増槽タンクへ切り替える等、増槽タンク間での切り替え手順については、運用指示等の文書には示されておらず口頭のみで説明されたが、手順の錯誤を防ぐ上で文書等に明記することが望ましい。

3.5.3 エンジン空中始動時の状況

2.1.2(1)に記述したように、機長はプロペラが約1,500rpmで空転を続けていたのでエンジンを空中始動するため、直ちに補助燃料ポンプをBOOST位置としてチェックリストに従って空中始動の非常操作を実施したが、停止したエンジンの状況は変わらなかった。次に残燃料のある右翼のタンクに切り替え、更に左翼のタンクに切り替えて空中始動の非常操作を行ったが、エンジンを再始動できなかった旨述べている。

このことから、機長は、空中始動の非常操作を行う場合に必要な機体の燃料システムへ復帰するために定められた空輸用燃料セレクターバルブ及びベーパー・リターンバルブを閉とする運用指示の手順を行うことなく、最初に前方及び後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを開の状態でも空中始動を試み、次に、そのまま増槽タンクの各バルブを閉鎖することなくPOHの非常操作である翼タンクを用いたエンジン空中始動手順を行った可能性が考えられる。このため、当初は空になった後方増槽タンクからの空気が燃料配管内に混入したが、やがて図2に示すように、エンジンより高い位置にある前方増槽タンクからの燃料が自重により空となった後方増槽タンクの燃料供給ライン等に入った可能性が考えられる。しかし、それまでに燃料配管内に混入した空気によってエンジンに燃料が供給されにくい状況が継続した可能性が考えられる。

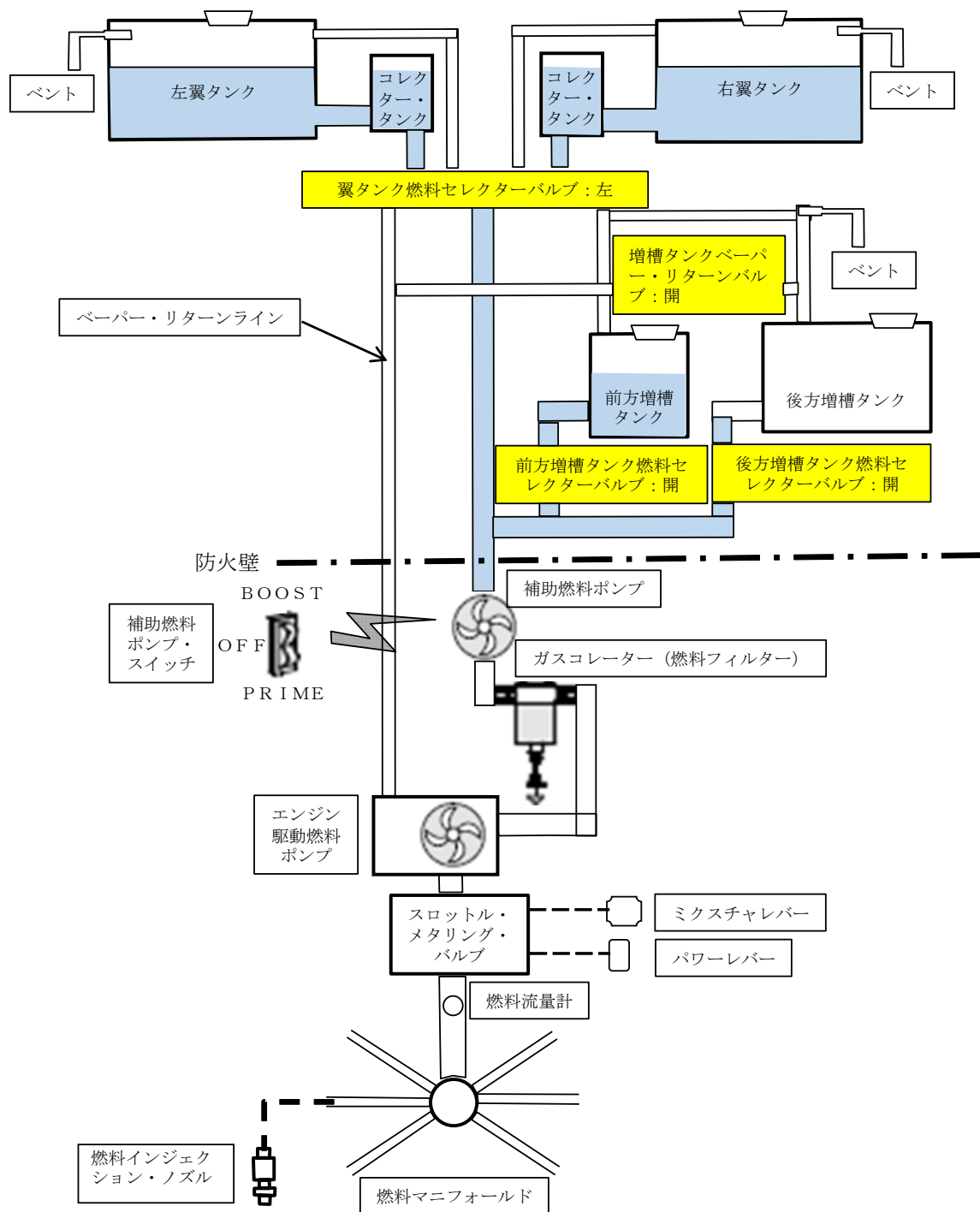


図2 空中始動不能時の燃料系統の状況

また、2.10に記述したように、空中始動時にオン（BOOST位置）とした補助燃料ポンプは十分に機能していなかった可能性が考えられることから、燃料配管内に混入した空気を速やかに除去することができなかった可能性が考えられる。

これらのことから、エンジンが停止してから不時着までの間にエンジンを空中始動できなかったことについては、燃料配管内に混入した空気がエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を阻害してエンジンを再始動しにくい状況にしたことによる可能性、及び補助燃料ポンプが十分に機能せずエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を阻害す

る空気を速やかに除去することができなかったことによる可能性が考えられる。

3.5.4 エンジン停止から不時着までの状況

- (1) 2.1.2(1)に記述したように、機長は、エンジン停止後、緊急事態を宣言し、最寄りの鹿屋飛行場へ向かうとともにレーダー誘導を要求したが直ちに開始されなかったこと、及び高度が低下する中で東からの向かい風が強く鹿屋飛行場までは到達できないと考え、反転して錦江湾西側の陸岸へ向かった旨述べている。

管制官は、2.1.2(2)に記述したように、最寄りの飛行場へのレーダー誘導を要求されたが、最寄りの飛行場である鹿屋飛行場は台風の接近に伴い滑走路を閉鎖していたため、緊急機に対するレーダー誘導の調整を行った後、レーダー誘導のための周波数を同機に通報した旨述べている。

これらのことから、管制官は閉鎖されていた鹿屋飛行場へのレーダー誘導の調整を行っていたが、この間に、機長は鹿屋飛行場には向かい風が強くて到達できないと判断し、反転したものと考えられる。

同機は、エンジンが停止し雲中における滑空飛行状態にもかかわらずエンジンの空中始動と管制機関への交信を行いながら異常姿勢に陥ることなく安定して飛行したことについては、機長が適切に計器飛行を継続したことによるものと推定される。

- (2) 2.1.2(1)に記述したように、機長は、高度3,000ft以下になると雲の下に出て海岸線が見えてきたのでそのまま陸地へ向かい、途中で港の岸壁が見えてきたので岸壁に不時着しようとしたが風が強く着陸できそうにないのでこれをあきらめ、見えてきた丘の手前で緊急用パラシュートを作動させた旨述べている。

このことから、機長は滑空による不時着が強風のために困難であると判断し、緊急用パラシュートで不時着を試みたものと推定される。

- (3) 2.11.2(4)に記述したように、POHには、緊急用パラシュートシステムを作動させた後、火災の発生を防止するために燃料セクターバルブを閉にするように規定されている。

しかし、2.9(2)に記述したように、事故後の機体調査で翼タンクの燃料セクターバルブは閉となっていたが、前方及び後方増槽タンクの燃料セクターバルブ並びにベーパーリターンバルブは開のままであった。

前方及び後方の増槽タンクの燃料セクターバルブの位置が半開等ではなく全開であったこと及び手を伸ばさないと届かないベーパーリターンバルブも全開であったことから、機長が接地時に裏返しになった機体から脱出する

際に閉としていた増槽タンクの燃料セクターバルブに体が触れてその位置が変わった可能性は低いものと考えられる。

このことから、機長が緊急用パラシュートシステムを作動させた時点で、POHに従って翼タンクのセクターバルブを閉にしたものの、POHには記載されていない増槽タンクのバルブについてはエンジン不調の発生以降、開のままであった可能性が考えられる。

(4) その後、同機は、2.1.2(1)に記述した機長の口述から、機首から草地に接地して裏返しとなり、機長が機外に脱出し負傷のないことを確認した後、風をはらんだパラシュートによって畑の上を移動し、約50m離れた竹林の中で停止したものと考えられる。

(5) 2.1.2(1)の機長の口述及び2.7に記述したように、事故現場の天候は、台風の接近に伴って東寄りの強い風が吹いており、エンジン不調発生時から高度3,000ft以下になるまで雲中飛行の状態であったものと考えられる。このような状況では、飛行高度を維持することができない同機が鹿屋レーダーの誘導を受けてGCA等の計器進入を行うことはできなかったものと推定される。このような中において限られた場所に不時着を行い、機体は損傷したものの乗員が負傷しなかったことについては、緊急用パラシュートシステムが有効に機能したことによるものと考えられる。

ただし、台風の接近等がなく天候が良好であった場合には、2.1.1に記述したように、エンジンが停止した同機の位置から鹿屋飛行場までは約12nmであり、2.11.2(1)に記述した高度10,000ftからの同機の最大滑空距離が約18nmであることから、レーダー・モニター下での滑空状態で鹿屋飛行場へ緊急着陸ができた可能性が考えられる。

3.6 空輸時の不時着事故防止

小型単発飛行機の空輸中の不時着に伴う事故を防止するためには、一般的に次のようなことが考えられる。

(1) 飛行計画

万一、エンジンが故障し、不時着を余儀なくされた場合にも、適切に不時着できるような気象状況下での飛行を計画する必要がある。

(2) 飛行前の準備

増設された燃料システムの操作については定められた運用指示の手順に従う必要があり、特に非常操作の手順を十分に確認し、増設された燃料システムに関する非常操作が示されていない場合には、当該システムを閉鎖した上で機体システムに定められた非常操作が確実に実施できるように理解しておく必要が

ある。

また、飛行前の機体点検においては、エンジン、燃料ポンプ等の補機及び燃料系統に不具合のないことを確実に点検しておく必要がある。

(3) 飛行中の燃料の管理

唯一のエンジンに不調を発生させないため、使用中の燃料タンクを枯渇させないように燃料の管理を適切に行う必要がある。

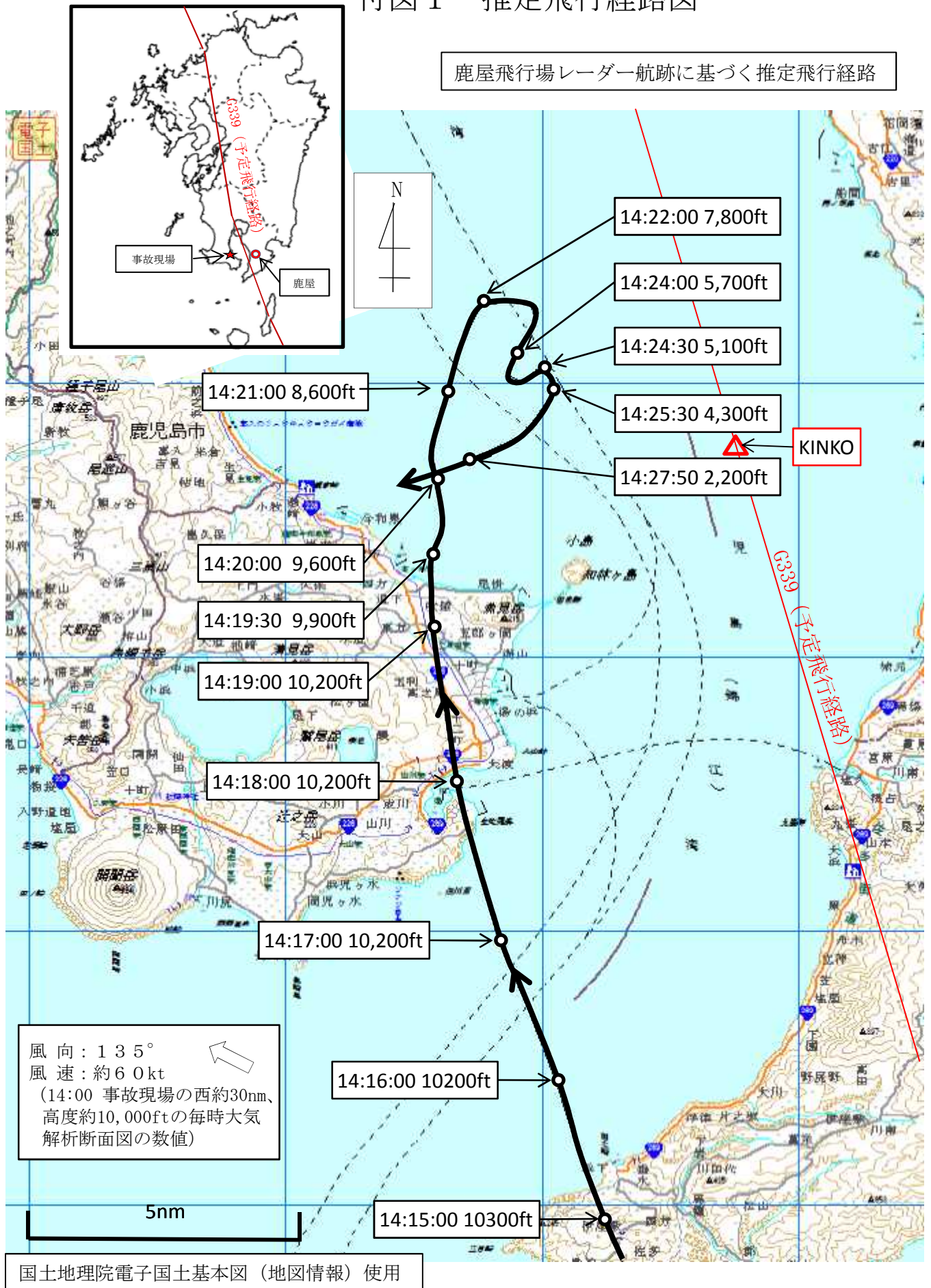
4 原因

本事故は、飛行中に同機のエンジンが停止し空中始動できなかつたため、不時着した際に機体を損傷したものと推定される。

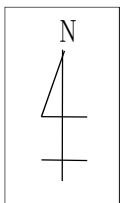
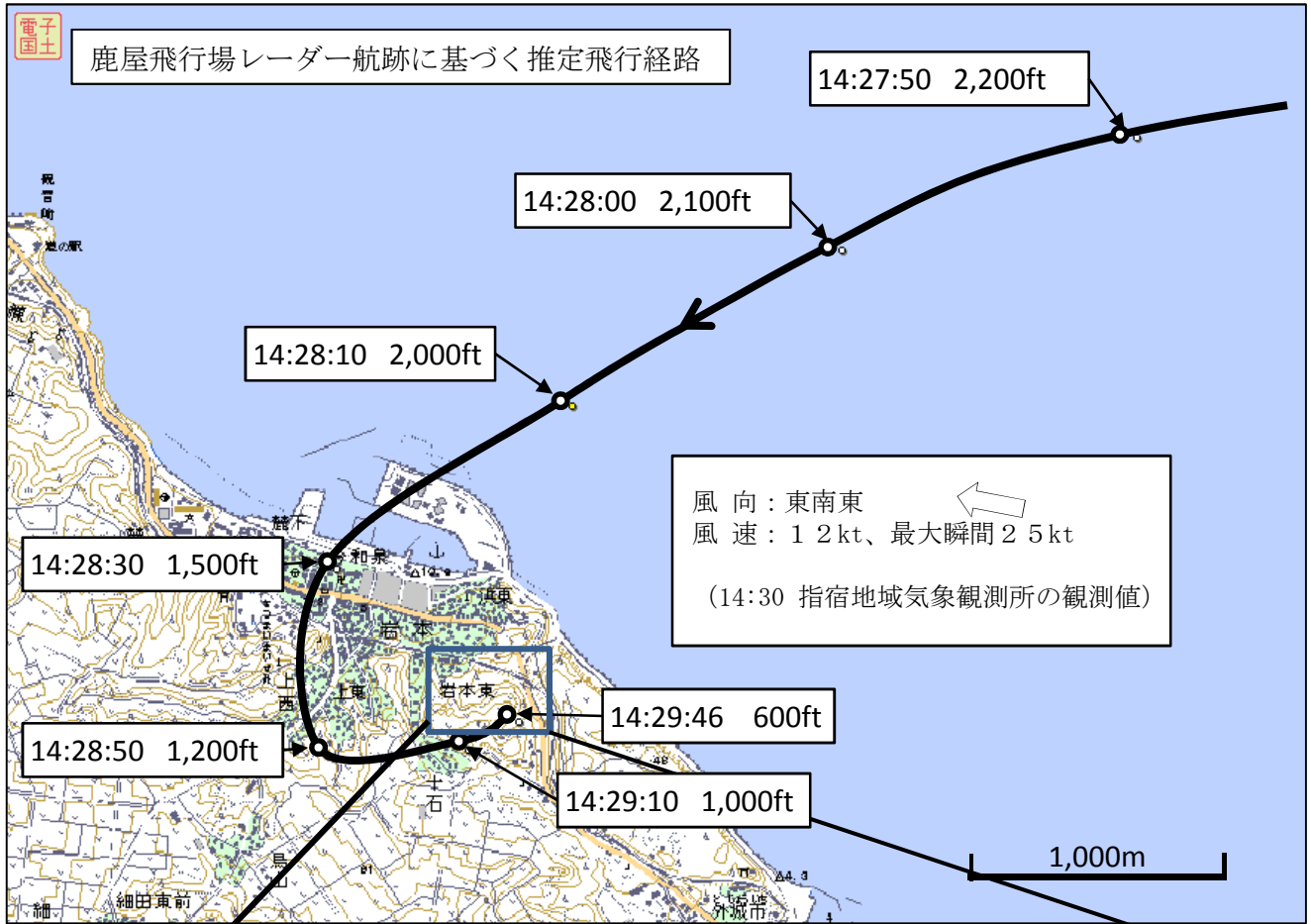
同機のエンジンが停止したことについては、使用中の後方増槽タンクの燃料枯渇によりエンジンに不調が発生し、機長が残燃料のある前方増槽タンクの燃料セレクターバルブを開にしたが、後方増槽タンクの燃料セレクターバルブを閉としなかつたため、空となった後方増槽タンクからの空気がエンジン駆動燃料ポンプの吸引により燃料配管内に混入し、やがて燃料の供給ができなくなったことによる可能性が考えられる。

停止したエンジンを空中始動できなかつたことについては、燃料配管内に混入した空気がエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を障害しエンジンを再始動しにくい状況にしたことによる可能性、及び補助燃料ポンプが十分に機能せずエンジン駆動燃料ポンプの燃料吸引を障害する空気を速やかに除去することができなかつたことによる可能性が考えられる。

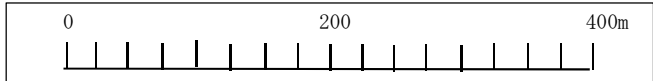
付図1 推定飛行経路図



付図2 不時着現場見取図

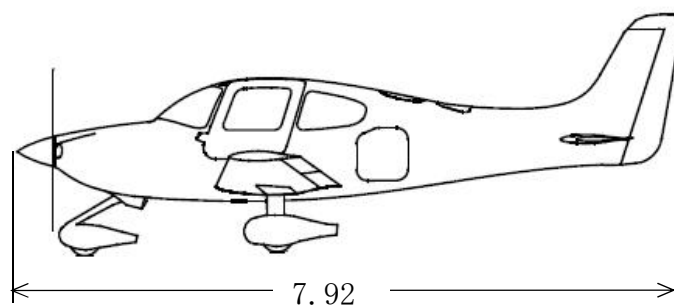
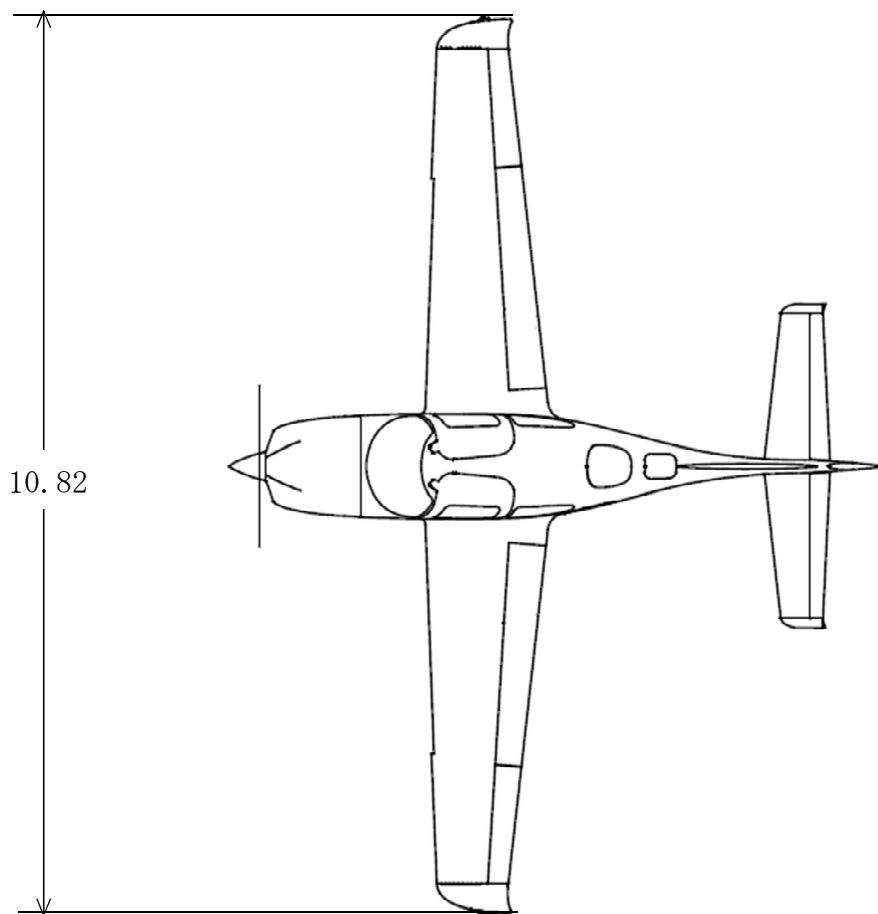
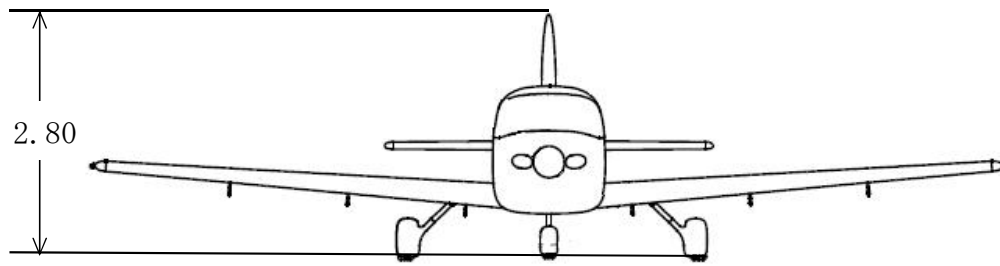


国土地理院電子国土基本図（地図情報）使用

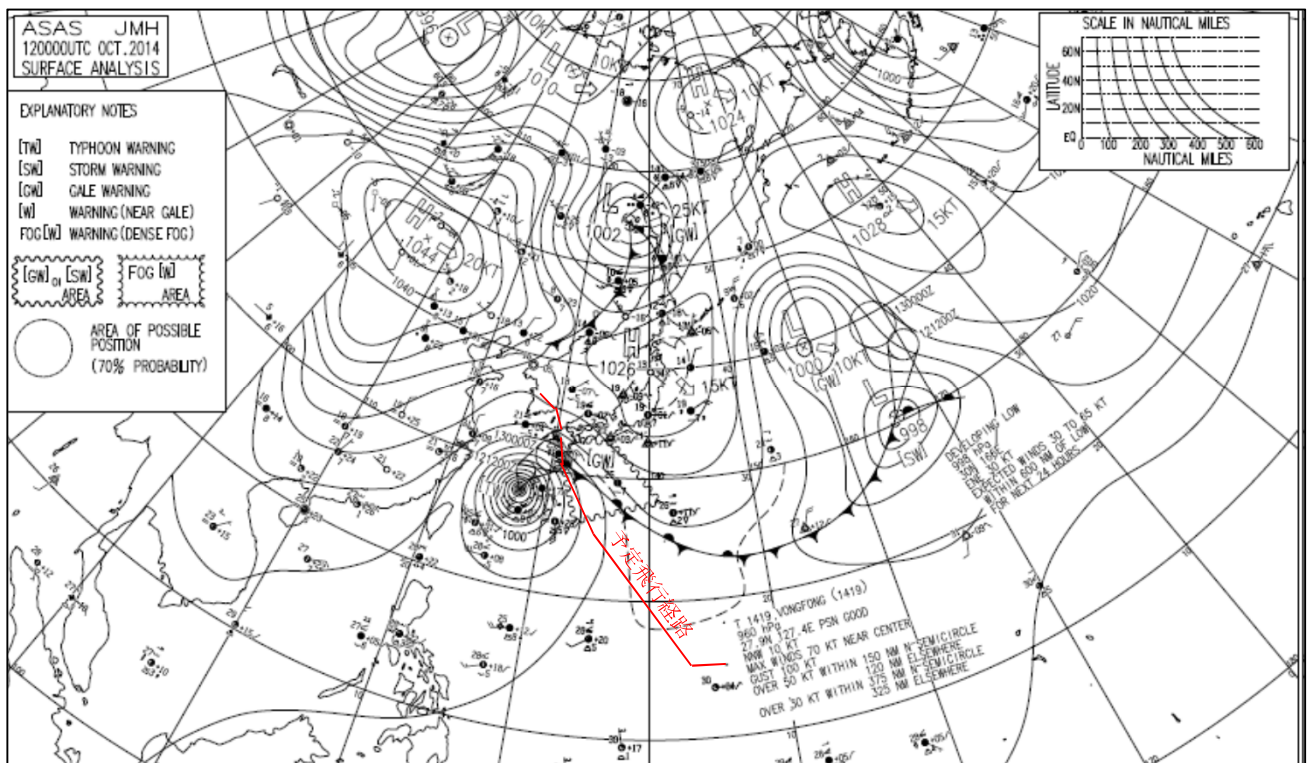


付図3 シーラス式SR20型三面図

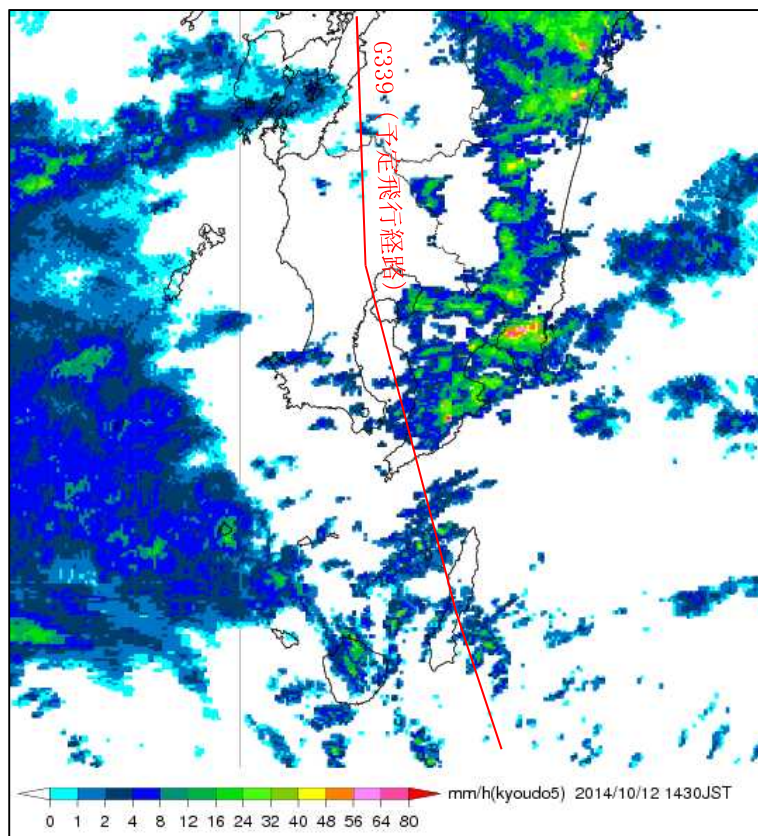
単位：m



付図4 地上天気図及びレーダー合成図



10月12日09時00分 地上天気図



10月12日14時30分 レーダー合成図

写真1 不時着現場



写真2 事故機



胴体外板剥離

