

AI2007-1

航空重大インシデント調査報告書

株式会社エアーニッポンネットワーク所属 JA841A

株式会社日本航空インターナショナル所属 JA8072

平成19年3月30日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、株式会社日本航空インターナショナル所属JA8072他
1件の航空重大インシデントに関し、航空・鉄道事故調査委員会設置法及
び国際民間航空条約第13附属書に従い、航空・鉄道事故調査委員会によ
り、航空事故の防止に寄与することを目的として行われたものであり、本
事案の責任を問うために行われたものではない。

航空・鉄道事故調査委員会

委員長 後藤 昇 弘

株式会社エアーニッポンネットワーク所属 JA841A

航空重大インシデント調査報告書

所 属 株式会社エアーニッポンネットワーク
型 式 ボンバルディア式DHC - 8 - 402型
登録記号 JA841A
発生日時 平成16年11月21日 14時27分ごろ
発生場所 高知空港

平成19年2月21日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委員長	佐藤 淳造（部会長）
委員	楠 木 行 雄
委員	加 藤 晋
委員	垣 本 由紀子
委員	松 尾 亜紀子

1 航空重大インシデント調査の経過

1.1 航空重大インシデントの概要

本件は、航空法施行規則第166条の4第3号に規定された「滑走路からの逸脱（航空機が自ら地上走行できなくなった場合に限る。）」に該当し、航空重大インシデントとして取り扱われることとなったものである。

株式会社エアーニッポンネットワーク所属ボンバルディア式DHC - 8 - 402型JA841Aは、平成16年11月21日（日）、同機による運送の共同引受をしていた全日本空輸株式会社の定期1617便として、13時51分に大阪国際空港を離陸し、目的地である高知空港の滑走路32に着陸した際、右主車輪が滑走路から逸脱して停止した。

同機には、機長ほか乗務員3名、乗客15名、計19名が搭乗していたが、負傷者はなかった。

1.2 航空重大インシデント調査の概要

1.2.1 調査組織

航空・鉄道事故調査委員会は、平成16年11月22日、本重大インシデントの調査を担当する主管調査官ほか2名の航空事故調査官を指名した。

1.2.2 外国の代表、顧問

本調査には、重大インシデント機の設計・製造国であるカナダ国の代表が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成16年11月22日及び23日	現場調査
平成16年11月24日 ～平成17年2月28日	飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置の記録解析
平成16年11月26日	口述聴取
平成17年2月3日及び4日	装備品調査
平成17年12月15日及び16日	実機調査

1.2.4 経過報告

平成17年11月25日、その時点までの事実調査結果に基づき、国土交通大臣に対して経過報告を行い公表した。

1.2.5 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。

1.2.6 調査参加国への意見照会

調査参加国に対し意見照会を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

株式会社エアーニッポンネットワーク（以下「同社」という。）所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA841A（以下「同機」という。）は、平成16年

11月21日、同機による運送の共同引受^{*1}をしていた全日本空輸株式会社の定期1617便として、13時51分、大阪国際空港から高知空港に向けて飛行した。

大阪空港事務所に通報された飛行計画の概要は、次のとおりであった。

飛行方式：計器飛行方式、出発地：大阪国際空港、移動開始時刻：13時45分、巡航速度：305kt、巡航高度：FL160、経路：SUMAR（位置通報点）～Y30（航空路）～SETOH（位置通報点）～KTE（香川VOR/DME）～V53（航空路）～KRE（高知VOR/DME）、目的地：高知空港、所要時間：0時間39分、持久時間で表された燃料搭載量：2時間38分、代替飛行場：大阪国際空港

同機には、機長ほか乗務員3名、乗客15名、計19名が搭乗し、機長がPF（主として操縦業務を担当する操縦士）として左操縦席に、副操縦士がPNF（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）として右操縦席に着座していた。

高知飛行場管制所（以下「タワー」という。）と交信開始後の飛行の経過は、飛行記録装置（以下「DFDR」という。）及び操縦室用音声記録装置（以下「CVR」という。）の記録、管制交信記録並びに乗務員等の口述によれば、概略次のとおりであった。

2.1.1 DFDR、CVR及び管制交信記録等による飛行の経過

14時19分02秒、タワーは、同機に対し、高知空港の滑走路32側の風向020°、風速14ktを通報して着陸許可を発出した。

同23分11秒、タワーは、同機に対し、風向010°、風速14ktを通報した。

同24分16秒、滑走路進入端を通過、電波高度37ft、CAS^{*2}122ktであった。

同24分25秒、右主車輪が滑走路に接地し、CAS112kt、GS^{*3}108ktであった。

同24分26秒、左主車輪が滑走路に接地し、CAS110kt、GS106ktであった。

同24分28秒、ラダーが徐々に左に動き始めたが、機首方位は徐々に右へ

*1 「運送の共同引受」とは、国土交通省航空局監理部航空事業課長通達に基づき、国内線における本邦航空運送事業者と他の本邦航空運送事業者が運送を共同で引き受け、旅客又は荷主に対して連帯して運送責任（利用者に対する損害賠償責任を含む）を負うことをいう。

*2 「CAS」とは、Computed Air Speedのことである。

*3 「GS」とは、Ground Speed(対地速度)のことである。

偏向を始めた。

同 2 4 分 2 9 秒、前車輪が滑走路に接地し、CAS 93kt、GS 89ktであった。

同 2 4 分 3 0 秒、前車輪が浮揚となった。

同 2 4 分 3 1 秒、左ラダーの操作量は最大値約 18° に達したが、機首方位は右へ偏向を続けた。

同 2 4 分 3 4 秒、前車輪が再び滑走路に接地した。マスター・コーション・ライトが点灯し、同時に操縦室では「ポーン」という警告音が作動し、機首方位は右への偏向を続けた。

機長は、リバー操作を開始した。この時、CAS 70kt、GS 67ktであった。

同 2 4 分 3 7 秒、副操縦士が、CAS 61kt、GS 58ktで左ブレーキ操作を開始した。

同 2 4 分 4 1 秒、垂直加速度が約 1.3 ~ 0.7 G と記録されていた。GS は 43ktであった。

同 2 4 分 4 3 秒、機長は、リバー操作を終了した。GS は 30ktであった。

同 2 4 分 4 4 秒、副操縦士は、GS 25ktで、左ブレーキ操作を終了した。

同 2 4 分 4 5 秒、リバー操作の終了により、右プロペラ回転数が減少し始め、3秒後に左プロペラ回転数が減少し始めた。

同 2 4 分 5 7 秒、機長は、左ブレーキ操作を開始した。

同 2 4 分 5 9 秒、同機は、機首方位約 324° で停止した。

同 2 5 分 0 2 秒、機長は、タワーに対し、ステアリング・トラブルのため、トーイング・カーを要求した。

同 2 5 分 2 6 秒、機長は、左ブレーキ操作を終了した。

ラダーが中立位置に戻った。

同 2 5 分 3 7 秒、機長は、乗客に対し、同機はステアリング・トラブルにより停止したこと、トーイングでスポットまで移動すること及び案内があるまでシートベルトは締めたままで座席で待つようにアナウンスを行った。

同 2 5 分 4 3 秒、マスター・コーション・ライトが消灯した。

同 2 6 分 0 5 秒、副操縦士は、機長に対し、ノーズホイール・ステアリング・スイッチ（以下「ステアリング・スイッチ」という。）のオフ、オン（リサイクル）を行い、舗装面に戻るために右エンジンのパワーを使用するようアドバイスした。

同 2 6 分 2 9 秒、機長がステアリング・スイッチをオフ、オンした。

同 2 7 分 1 2 秒、同機は、前進を始めた。

同 2 7 分 2 0 秒、副操縦士は、タワーに対し、ノーズホイール・ステアリング（以下「ステアリング」という。）が再び作動可能となったため、自走で T - 4 誘導路を経由して駐機場へ向かう旨を通報した。

同 2 7 分 2 3 秒、同機は、機首方位約 3 0 5 ° で再び停止した。

同 2 8 分 5 0 秒、機長は、同社から指名された会社の運航支援者（以下「運航支援者」という。）に対し、ステアリング・トラブルのため、機体が滑走路から逸脱したことを連絡し、トーイング・カーを要請した。

1 4 時 4 2 ~ 4 4 分の間に乗客は降機を完了したが、本重大インシデント発生により、2 1 日 1 7 時 1 6 分まで滑走路が閉鎖された。

2.1.2 乗務員の口述

(1) 機長

大阪国際空港において運航管理者とのブリーフィングを実施したが、天候及び機体等の異常はなく、また、機体の外部点検を行ったが異常はなかった。さらに、整備士からも同機について異常はないとの報告を受けた。

自走でスポットを出たが、タクシー中も特に異常はなく、大阪国際空港から高知空港へ向けて飛行した。天気が良く高知空港の滑走路が視認できたので、滑走路 3 2 へのビジュアル・アプローチを要求し、着陸許可をもらった。

運航支援者からショート・ファイナルにダウン・ウォッシュがあるとの報告を受けて、風の状況を考慮し、機体重量 4 6 , 0 0 0 lb 時の V_{REF} (Landing Reference Speed) 1 0 8 kt に 1 0 kt をプラスし、 V_{TG} (Target Speed) は 1 1 8 kt とした。

滑走路 3 2 のファイナル上の高度 1 , 5 0 0 ft で滑走路中心線に機軸を合わせた後、ギヤ・ダウンし、フラップ 1 5 °、コンディション・レバー^{*4}を MAX とした。右方向からの風だったので進入はクラブ^{*5}で行い、滑走路進入端に近づいたあたりか

*4 「コンディション・レバー」とは、エンジンへのフューエル・イン及びフューエル・カットオフを行うレバーをいう。また、パワー・レバーを操作することなくプロペラ回転数を 8 5 0 ~ 1 , 0 2 0 rpm の間で調整することができる。

*5 「クラブ」とは、滑走路に対する横風が強い場合、バンクをとらずに横風によって流される量だけ機首を風上に向けて進入する方法をいう。

ら、徐々にウイング・ロー^{*6}へと移行し、風上側の右ギヤから接地し、左ギヤ、ノーズの順に接地点標識に接地するように着陸を行った。ショート・ファイナルでのP A P I (Precision Approach Path Indicator : 精密進入角指示灯) の見え方は、赤3つに白1つだったと思う。

両主車輪が接地後、右手でパワー・レバーを「F L T I D L E」のポジションにした後、「D I S C^{*7}」ポジションに持っていった。センター・ラインをキープするために、通常どおり、ラダーによる修正操作で方向維持を行った。機体は、最初は真っすぐ滑走していたが、その後、センター・ラインからのずれを感じ、コース修正のためのフル・ラダーを踏んだが機体の偏向は止まらなかった。滑走路から出てしまうと判断し、右手でリバース操作を行いながら、意識的に左手をステアリング・コントロール・ハンドル(以下「ハンドル」という。)に持ち替え左に切る操作をしたが、反応がなくスカスカの状態であった。習慣として着陸後の操作でハンドルに手を持っていくのは、タクシー・スピードになってからであるが、このままだと滑走路から出てしまうという時点で意識的にハンドル操作を行った。機首方位がセンター・ラインからずれるのを防ぐために何とかセンター・ラインを保持しようと、左ラダー・ペダル及びブレーキを踏んだ。しかし、機首方位の右への偏向は止まらず、更にディファレンシャルにリバースも使用した。

いつもの着陸だと両足がほぼ揃うようにラダー・ペダルに足を当てる。クロス・ウィンドの場合は、ウイング・ローで接地し、ノーズが着いた後も、風下側のラダー・ペダルを踏み込むが、その操作量もそれ程極端な操作をしなくても、通常、機首方位はセンター・ラインをキープして走行する。センター・ラインからずれると習性でずれを修正しようとするが、いつもに比べてちょっとラダーの操作量が必要で違和感を感じた。

機体がショルダー部分を走行するよう操作したが、右車輪は草地に入ったと思った。

機体が完全に停止し、それまでに機体が損傷を受けるような衝撃もなく、機体は水平状態にあったので、エンジンは正常であると思った。

乗客に対して機内アナウンスで、ステアリングの不具合によりこの場所に停

*6 「ウイング・ロー」とは、航空機が滑走路中心線の延長上から、機軸を滑走路中心線に合わせたまま、横風によって流されないように、風上側の翼を下げて進入する方法をいう。

*7 「D I S C」とは、パワー・レバーを「D I S C」位置にすると油圧制御により、プロペラ・ピッチが0°になることをいう。その時、プロペラは機体の進行方向に対し、回転する平板として空気抵抗を増し、ブレーキ効果を生ずる。

止したこと、シートベルトは締めたままで待つこと及び機体をトーイング・カーで牽引する予定であることを伝えた。

着陸して着陸滑走から機体が停止するまでの間、ステアリング・ライト^{*8}の異常を示すメッセージ等には気付かなかったが、機体停止後、ステアリング・ライトが点灯していることに気付いた。経験から、ステアリング・スイッチをオフにして再度オンにしたら、ステアリング・ライトが消えた。ハンドルを操作したところ、いつもの手応えが戻り、ステアリングは回復したと感じ、自走を試みた。機体が多少動いたので感触を確かめながら、滑走路灯を破損しないように進んだ。そのまま動くようであれば、ハンドルをグッと左へ切ろうと思ったが再び停止したため、自走は無理であると判断した。また、機体が動いた際、副操縦士から右エンジンだけ使用するようにアドバイスがあった。しかしながら、車輪により滑走路灯を破損する恐れがあったため、左右のエンジンを均等に使用した。

その後、運航支援者に対してトーイング・カーの要請を行った後、エンジンを停止した。

着陸時のラダー操作はかかとを床に着けた状態で行っている。このインシデント時、方向維持にフルラダーまでが必要であったことから、足を踏み変えるゆとりのないままにラダーとブレーキ操作をいちどきに実施したため、結果からみるとブレーキの効きが悪かったと思う。

(2) 副操縦士

スレッシュホールド通過は、ほぼ V_{TG} の118ktで安定した進入であった。

100ft以下も正常な降下で、フレアも適切でスムーズな着陸であった。

同機の接地速度は、 V_{REF} プラス5ktの113ktであったと思う。最初、主車輪が、左右同時に接地したと思う。機体が傾いたり、バウンドしたりはしなかった。接地点は、ビッグ・マーク（接地点標識）のところで進入端から約1,050ft（315m）のセンター・ライン上であった。ノーズ・ギヤ接地後、センター・ラインに沿ってT-3誘導路の手前まで直進していた。その時点までは、何の異常も感じなかったし、ノーマルな着陸滑走と思っていた。機体の速度が落ちてきたころ、機首方位がセンター・ラインから右にずれ始めたので、T-3誘導路から出るつもりかなと不思議に思いながら機長の顔を見た。それはT-3誘導路が右手に見えるころであったが、機長が左手で、ハンドル

*8 「ステアリング・ライト」とは、ノーズ・ステアリング・コ・ション・ライトのことで、ステアリング・スイッチが「ステアリング」でSCUがFAILした時やステアリング・スイッチが「オフ」でHydraulic Pressureを検知した時に点灯する。

を激しく動かしているのが見えた。それで、初めて機体に何か異常が起きていることに気付いた。しかし、機長は、そのことについて何も言わなかった。T - 3誘導路を過ぎるころも、機体の右へのドリフトは続いていた。滑走路灯の列が正面に見えたので、咄嗟に、左ラダーを踏み込み、左ブレーキを強く踏む操作をした。この操作は、機長からのオーダーに従ったり機長の操作を手伝ったわけではなく、反射的に行った。この操作のためか、少し右へのドリフトが少なくなったような気がしたが、その後すぐに右車輪が舗装部分から出て少し進んで機体は止まった。

エンジンは正常に回転していて、その他も特に異常はなかったが、ステアリング・ライトが点灯していることに気付いた。機長が、ステアリング・スイッチをリサイクルしたところライトは消えた。ステアリングが利くようになったので、左右のエンジンの出力差を利用すれば、機体は滑走路上に戻れるのではないかと思い、機長に「右エンジンだけ、右エンジンだけ出して下さい」と言った。

しかし、機長は両エンジンの出力を出し、機体は少し前進したがすぐに停止した。状況から「車輪のタイヤがバーストしているのではないか」と考え、客室乗務員にインターホンで、車輪を見て報告するように頼んだ。

(3) 客室乗務員

機体が接地した後、いつもはエンジンの「ゴー」という音がするが、いつもより音が大きく「ウィーン、ウィーン」というような聞き慣れない音が聞こえ、また機体が大きく揺れて風が強い影響かと感じた。

同機が着陸後、「ただいま、高知龍馬空港に着陸致しました」と機内アナウンスを行ったが、機体が停止したのでおかしいと思い「ただいま、いったん停止しておりますが、駐機場へ向かいますので、お席でそのままお待ち下さい」と放送したところ、機長から「ステアリング・トラブルが発生したため、トーイング・カーによって駐機場へ向かいます」とアナウンスが入った。

その後、再び機体が停止した際、副操縦士からインターホンで「右のタイヤを見てくれないか」と連絡があり、窓からタイヤを確認後、機長へ「タイヤが埋まっている」との報告を行った。機長が、状況に応じてすぐに機内アナウンスを行ったので、乗客は動揺もなく冷静であった。

本重大インシデントの発生場所は、高知空港の滑走路32の進入端から約1,215mで、発生日時は平成16年11月21日14時27分ごろであった。

(付図1、2、4-1、4-2、4-3、5及び写真1、2、3、4参照)

2.2 人の負傷

負傷者はなかった。

2.3 航空機の損壊に関する情報

航空機の損傷はなかった。

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

誘導路灯 1個破損

2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 53歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）

昭和63年12月16日

限定事項 デ・ハビランド式DHC8型

平成15年8月27日

第1種航空身体検査証明書

有効期限

平成17年5月14日

総飛行時間

14,530時間37分

最近30日間の飛行時間

38時間35分

同型式機による飛行時間

525時間00分

最近30日間の飛行時間

38時間35分

(2) 副操縦士 男性 33歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）

平成16年7月12日

限定事項 デ・ハビランド式DHC8型

平成16年7月12日

第1種航空身体検査証明書

有効期限

平成17年1月23日

総飛行時間

3,684時間28分

最近30日間の飛行時間

28時間30分

同型式機による飛行時間

88時間40分

最近30日間の飛行時間

28時間30分

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型式

ボンバルディア式DHC-8-402型

製造番号

4080

製造年月日

平成15年6月21日

耐空証明書	第大 - 16 - 231号
有効期限	平成17年7月23日
耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	1,865時間31分
定期点検(年次点検、平成16年7月21日実施)後の飛行時間	565時間04分

(付図3参照)

2.6.2 重量及び重心位置

本重大インシデント当時、同機の重量は45,870 lb、重心位置は25.9%MACと推算され、いずれも許容範囲(最大着陸重量61,750 lb、本重大インシデント当時の重量に対応する重心範囲15.7~34.1%MAC)内にあったものと推定される。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 滑走路32の接地帯付近に設置された風向風速計による接地前後の3秒毎の瞬間計測値は、次のとおりであった。

14時24分06秒	風向004°	風速15kt
同24分09秒	風向360°	風速15kt
同24分12秒	風向003°	風速14kt
同24分15秒	風向007°	風速13kt
同24分18秒	風向004°	風速12kt
同24分21秒	風向010°	風速13kt
同24分24秒	風向028°	風速14kt
同24分27秒	風向024°	風速12kt
同24分30秒	風向024°	風速12kt
同24分33秒	風向016°	風速12kt
同24分36秒	風向023°	風速14kt
同24分39秒	風向023°	風速13kt
同24分42秒	風向019°	風速12kt

2.7.2 高知空港の重大インシデント関連時間帯の航空気象の観測値は、次のとおりであった。

14時00分 風向 030°、風速 15kt、卓越視程 25km、雲 雲量 1/8
 雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、気温 17、露点温度 3、
 高度計規正值(QNH) 30.09 inHg

15時00分 風向 020°、風速 15kt、卓越視程 25km、雲 雲量 1/8
雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、気温 17、露点温度 2、
高度計規正值 (QNH) 30.10 inHg

2.8 DFDR及びCVRに関する情報

同機には、米国ハネウェル社製DFDR (パ-ツナンバ-980-4700-027) 及び米国アライド・シグナル社製CVR (パ-ツナンバ-980-6022-011) が装備されていた。

同機のDFDRには、同機が大阪国際空港を出発してから本重大インシデント発生後、機体が停止し、同装置の電源が切られるまでの間のすべての記録が残されていた。DFDRの時刻は、DFDRの管制発信時に使用するVHF送信キーの作動データと管制発信記録の時刻を照合して特定した。

同機のCVRは、装置が停止するまでの約2時間記録することができる。CVRには本重大インシデント前後の音声等が記録されていた。

2.9 重大インシデント現場の状況

高知空港の滑走路は、方位14/32、長さ2,500m、幅45mであり、長さ2,500m、幅30mにわたり、グルーピングが施されている。

同機は、滑走路中央標識から約35m手前の位置に機首方位を約305°に向けて停止していた。右主車輪は草地に約3分の1埋まっていて、前車輪及び左主車輪は、滑走路ショルダー上にあった。

右主車輪のタイヤ痕は、約850m (滑走路進入端からの距離。以下2.9項の距離を表記した数字は滑走路進入端からの距離をいう。) の地点より、滑走路上にわずかに右に偏向した直線状に残っており、約920m付近から、右に大きく偏向を始めて約1,100mの地点で草地へ入り、その後、停止位置までほぼ滑走路に平行に続いていた。また、左主車輪のタイヤ痕は、約980mの地点から始まり滑走路からショルダーを走行した痕跡が、機体停止位置まで残っていた。

さらに、同機のステアリング機能が回復し、前車輪が中立位置に戻る際に付いたと思われるタイヤ痕が約1,200mの地点のショルダー上に薄く残っていた。

(付図2及び写真3参照)

2.10 事実を認定するための試験及び研究

2.10.1 同機のステアリング・システムの概要

同社の同機と同型式機の飛行機運用規程 (以下「同社の飛行機運用規程」という。) によれば、同機のステアリング・システムは、ステアリング・コントロール・

ユニット（以下「SCU」という。）、ステアリング・モーター、ステアリング・アクチュエーター、ステアリング・スイッチ、ハンドル、ラダー・ペダル等から構成されている。ハンドル又はラダー・ペダルの操作量が電気信号に変換されSCUを介してステアリング・モーターに送られ、操作量に対応して、ステアリング・アクチュエーターを作動させる方式である。ハンドル又はラダー・ペダルとアクチュエーターの間に機械的なつながりはない。

ステアリング・アクチュエーターは、No.2の油圧システムを使用している。

ステアリング・スイッチをオンにすると、前車輪が接地している場合、高速タクシー中、離陸中及び着陸滑走中においてはラダー・ペダルにより前車輪を中立位置から左右8°まで操作でき、低速タクシー中においてはハンドルで前車輪を中立位置から左右70°まで操作できる。また、ステアリング・スイッチをオフにすると、前車輪は中立位置から左右120°まで動くキャスト・モード^{*9}となる。（別添参照）

次の場合は、前車輪のステアリングはキャスト・モードになり、ステアリング・ライトが点灯するとともにマスター・コーション・ライトが点灯し、警報音（ワン・チャイム）が作動する。

- (1) ステアリング・スイッチが「ステアリング」の状態ですテアリング・モーターへの油圧が低下した場合
- (2) ステアリング・スイッチが「オフ」の時にステアリング・モーターへの油圧が供給された場合
- (3) 前車輪の角度を左右70°以上動かした場合
- (4) SCUが故障した場合
- (5) SCUがステアリング系統の各装備品の故障を感知した場合
- (6) 前脚柱が十分に圧縮されていない状態（前脚のWeight On Wheel Sensor（以下「WOWセンサー」^{*10}という。）が浮揚状態）でハンドルを±8°以上動かした場合
- (7) 前脚柱が圧縮されて（前脚のWOWセンサーが接地状態）から1秒以内にハンドルを±8°以上動かした場合

また、SCUには、Built In Test Equipment（以下「BITE」という。）機

*9 「キャスト・モード」とは、SCUのモードの1つで、このモードでは、前車輪はラダー・ペダル及びハンドルから操作できないが、タイヤに働く横方向の力に従って中立位置から左右120°まで自由に方向を変える。

*10 「WOWセンサー」とは、前脚及び左右主脚に取り付けられた検知器のことで、これは機体が接地すると脚に機体重量がかかって脚のストラットが縮むことにより、浮揚か接地かを検知する。

能があり、ステアリング・システムに不具合があった場合にはフォルト・コードを記録し、故障探求が容易にできるようになっている。

さらに、同社の同機のMAINTENANCE TRAINING MANUALのSTEERING SYSTEMには、概略次のとおり記述されている。

離陸時は、前車輪のWOWセンサーが、接地から浮揚に切り替わると、SCUはハンドル及びラダー・ペダルの信号を無視し、サーボ・バルブに中立のコマンドを送り、油圧で前車輪をセンタリングさせる。その5秒後に油圧は切られキャスト・モードとなる。

着陸時は、前車輪のWOWセンサーが、浮揚から接地に切り替わると、1秒遅れた後、前車輪はラダー・ペダル又はハンドルの操作に追従した油圧作動となる。

2.10.2 同機のブレ - キ・システムの調査

平成16年11月22日に「ブレ - キ及びアンチ・スキッド・システム」の機能について現場調査を実施したが、不具合はなく、全ての機能は正常であった。

2.10.3 重大インシデント発生後に行ったBITEチェック及びステアリング・システムに係わる不具合の確認

(1) BITEチェック(以下SCUのフォルト・コードは囲い文字で表す)

本重大インシデント発生後にBITEチェックをしたところ、EHVS(Electro Hydraulic Servo Valve Coil 関連不具合)及びPHC(Pilot Hand Control関連不具合と浮揚状態においてハンドル操作をした場合)が記録されていた。なお、BITEチェックによるEHVSの表示は、SCUに電源を入れると自動的に記録されるもので、必ずしも不具合があったことを示すものではない。

(2) ステアリング機能の確認

本重大インシデント発生後には、ステアリング・ライトが点灯していたので、ステアリング機能が正常か否かについて機能点検を実施した。同機の着陸時の状況を模擬するため、機体をジャッキアップした状態で、外部電源を接続し、No.2油圧系統に機外から加圧した。メンテナンス・マニュアルに従い、ラダー・ペダル及びハンドルの操作を点検したが、ステアリング機能に異常は認められなかった。

また、本重大インシデント発生までの離陸前のタクシー、離陸及び飛行中を模擬した結果、ステアリング機能に異常は認められなかった。

2.10.4 パイロット・ハンド・コントロール装置及びSCUの調査

2.10.3(2)に記述したとおり、ステアリングの不作動の確認並びに各車輪の接地及び浮揚の模擬を実施したが、不作動の確認及び再現はできなかったことから、ステアリング・ライトの点灯が生じた要因を特定するために、平成17年2月3日及び4日に修理会社において、カナダ国の事故調査官の立ち会いの下で、システムの主要な装備品であるパイロット・ハンド・コントロール装置及びSCUの詳細な調査を行った。

(1) パイロット・ハンド・コントロール装置の調査

調査は、PILOT HAND CONTROL ASSEMBLY COMPONENT MAINTENANCE MANUALに基づき、ハンドルを左右に回したとき、それぞれの角度に対応した直流電圧が出力されるかについて点検したが、規格内の出力が得られ異常はなかった。

(2) SCUの調査

調査は、STEERING CONTROL UNIT COMPONENT MAINTENANCE MANUALに基づき、絶縁テスト及び関連ユニットとの信号のやりとりが適切に行われているか否かについて調査を行ったが、異常はなかった。

2.11 その他必要な事項

2.11.1 同機及び同機と同型式機（以下「同型式機」という。）におけるステアリング・システムの不具合発生について

同社は、同機も含め同型式機を平成17年2月1日時点において7機所有し、運航していた。平成17年1月19日までにステアリング機能の不作動は、3機（1号機（同機）、2号機及び4号機）において以下のとおり発生していた。

(1) 同機（平成15年6月21日製造）

平成15年9月24日

（不具合） 乗員がエンジンスタートし、ステアリング・スイッチのオンを操作後ステアリング・ライト点灯

（措置） BITEチェックを行ったところEHVSのフォルト・コードが記録されていた。Electro Hydraulic Servo Valveのコネクターをクリーニングし、機能は正常であることを確認した。その後の運航でも正常であった。

平成15年12月10日

（不具合1）地上滑走を開始した際、ステアリングが不作動となったが、マスター・コーション・ライトは点灯しなかった。

（措置1）ステアリング・スイッチをリサイクルして復旧した。

BITEチェックを行ったが、フォルト・コードは記録されていなかった。

(不具合2) 地上滑走中のステアリングの不作動

(措置2) SCUのBITEチェックを行ったが、フォルト・コードは記録されていなかった。ステアリング・スイッチをリサイクルして正常となった。

平成15年12月16日

(不具合) ステアリングの信頼性低下(口頭での不具合レポート)

(措置) 数回前歴があるため不具合として扱い、ステアリング・スイッチのSCU導通チェック、ステアリング・スイッチ・パワーチェック及びSCUのBITEチェックを実施したが正常であった。SCUを交換(本重大インシデント時のSCUを取り付けた。)した。

平成16年10月3日

(不具合) 着陸時にハンドルを操作したところ、ステアリング・ライトが点灯した。

(措置) ステアリング・スイッチをリサイクルして復旧した。
BITEチェックの結果EHVS及びPHCのフォルト・コードが記録されていた。SCUを点検したが正常であった。

平成16年10月21日

(不具合) 地上滑走中、ハンドルでのステアリング操作が重たくまた時々引っかかる。

(措置) ハンドルの機械構成部分のみに注油した。機能は正常であることを確認した。

(2) 2号機(平成15年9月9日製造)

平成15年11月29日

(不具合) 着陸時、接地後、ステアリング・ライトが点灯し、ステアリング操作ができなくなった。

(措置) ステアリング・スイッチをリサイクルし、ステアリング機能が正常になった。

SCUのBITEチェックでEHVS、PHC、PED(Rudder Pedal関連不具合)等のフォルト・コードが記録されていた。SCUを点検したが正常であった。

平成16年12月17日

(不具合) 出発時の乗員による点検中、ステアリング・システムが不作動

(措置) SCUのBITEチェックでEHVS、PHC、SCU、PED等のフォルト・コードが記録されていた。ハンドルとラ

ダー・ペダルによる操作点検を実施したが、ステアリングは正常であった。

(3) 4号機(平成16年4月27日製造)

平成16年11月7日

(不具合) 出発時の乗員による点検中のステアリングの不作動

(措置) ステアリング・スイッチをリセットして復旧した。

機能は正常であることを確認した。SCUのBITEチェックでEHVS、SCU、PHC等が記録されていた。運航による確認を継続し、再度SCUのBITEチェックを実施したが、フォルト・コードは記録されていなかった。

平成16年11月23日

(不具合) ランプ・アウト時、ハンドル操作で、時々ステアリングが不作動となる。

(措置) ステアリングの操作点検を実施したが、正常であった。SCUのBITEチェックでフォルト・コードは記録されていなかった。

平成16年12月7日

(不具合) 着陸後、GS20ktにてハンドルでステアリングを操作したが、ステアリングが追従せず、暫くしてから急に動き出した。

(措置) SCUのBITEチェックでフォルト・コードは記録されていなかった。地上でのステアリングの操作点検を実施したが、再現しなかった。SCU、ステアリング・スイッチ、ハンドル、ノーズ・ホイール・システム・マニホールド・アッセンブリー及びステアリング・モータを交換し、機能が正常であることを確認した。

平成17年1月19日

(不具合) 接地後、ラダー・ペダルでステアリングを操作したが、反応がなかった。すぐに左側へ振られたため、ラダー・ペダルにて機首方向を修正したが、反応が悪く、ハンドルにて修正した。

(措置) SCUのBITEチェックを実施し、EHVSのフォルト・コードが記録されていた。ステアリングの操作点検及び前車輪のタイヤ圧を確認したが正常であった。

2.11.2 同機の製造会社(以下「製造会社」という。)発行の All Operator Message No.016 について

製造会社は、平成13年2月7日付けの、All Operator Message No.016（以下「AOM No.016」という。）を発行し、「着陸後のノーズ・ホイール・ステアリングの不作動」について、全ての同型式機の運航者に対して、次の内容を送付した。

いくつかの運航者が、着陸後のステアリング操作ができないインシデントが多発していると報告している。調査の結果、WOWセンサーが検知するために必要な圧力が前脚柱にかからなかったためであると判断された。この問題は、航空機が軽く、重心位置が後方にある場合により広く認められている。ステアリングが作動するには、3つの条件が必要である。前脚のWOW1からの信号、同WOW2からの信号及び前脚のダウン・ロックである。これらの条件がそろわない場合、ステアリング・システムは作動しない。

着陸後、ステアリング・システムを確実に作動させるためには、次の操作手順を推奨する。着陸滑走中、機速が60ktに減速したとき、操縦桿を前に押し、適度のブレーキをかける。これにより、前脚柱に圧力がかかり、ステアリングが使用可能となる。

もし、ステアリング・スイッチがリサイクルされたならば、BITEテストのため、ステアリング・システムの作動には通常の間隔遅れがある。

この件に関しては、製造会社によると、「60kt以上の速度のときに、コントロール・コラムを前方に押した場合、前車輪の構造部に過荷重がかかるおそれがある」ということであった。

2.11.3 「製造会社発行のAOM No.016」への対応について

同社及び同社が航空機の整備に関する業務の管理委託（運航に関しては基盤的業務の委託）をしていたエアーニッポン株式会社（以下「エアーニッポン」という。）は、製造会社から同機の導入時にAOMのNo.104(平成15年9月2日付け)以降を入手していた。過去のSB、AOM及びその他必要なものは、製造会社のウェブ・サイトに掲載されており、イレギュラー運航やシステム故障時、エアーニッポンの整備及び運航の技術担当者は当該ウェブ・サイトを検索していた。

しかしながら、同社及びエアーニッポンは本重大インシデント発生時まで「製造会社発行のAOM No.016」が、全ての同型式機に適用されるものであって現在も有効であることを把握していなかった。

2.11.4 飛行機運用規程の抜粋(1)

同社の飛行機運用規程、3 NORMAL PROCEDURE、3-9-3 LANDING ROLL PROCEDUREには、次のとおり記述されている。

<i>P F</i>	<i>P N F</i>
<i>POWER Lever FLT IDLE</i>	
<i>POWER Lever DISC BRAKE..... APPLY</i>	<i>Engine InstrumentsをMonitorする。 PROPELLER GROUND RANGE Advisory Light が点灯することを確認する。</i>
<i>Main Wheelの接地と同時に、ROLL OUTBDおよびROLL INBD SPOILER Advisory Lightが点灯することを確認 する。</i>	
	<i>60ktsになったら "Sixty"をCallする。</i>
<i>60kts以下で "Control Lock ON"を Orderする。</i>	<i>PFの指示によりControl LockをONとし、 Controlが確実にLockされていることを確 認する。</i>

NOTE: 必要に応じてReverse Pitchを使用してもよい。その際にはDirectional Controlに十分注意する。

2.11.5 飛行機運用規程の抜粋(2)

同社の飛行機運用規程 2 NON NORMAL PROCEDURE 「NOSEWHEEL STEERING」 2-2-13-(5)には以下のように記載されていた。

Condition: NOSE STEERING caution light illuminated.

Steering Handle..... CENTER PF [PNF]

If caution light remain illuminated:

Nosewheel STEERING Switch..... OFF PF [PNF]

NOTE: Taxi using differential braking and power.

2.11.6 飛行機運用規程の抜粋(3)

上記2.11.5の記載が、本重大インシデント発生日の後に、以下のように改訂された。(2005, JUL. 25改訂)

Condition: NOSE STEERING caution light illuminated.

Steering Handle..... CENTER PF [PNF]

If caution light remain illuminated:

Nosewheel STEERING Switch..... OFF PF [PNF]

NOTE: To control the aircraft direction during landing roll with nosewheel

steering inoperative, depending on crosswind condition, differential brake or power usage together with rudder operation is required.
NOTE: Taxi using differential braking and power.

さらに、同社の飛行機運用規程の改訂時に製造会社から運航者に対して以下のとおり指導資料が提供された。

Training Emphasis (BONBARDIER)

- Adjust rudder pedals and pilot seat so that maximum braking can be achieved at maximum rudder deflection.*
- Keep one hand on the control column and one hand on the power levers throughout landing.*
- Land with heels of feet on bottom of rudder pedals and toes at the top of the pedals ready to apply brakes.*
- Note that rudder application requirements increase with decreasing speed.*
- Asymmetric braking may be required.*
- Asymmetric thrust in strong crosswind conditions with Nosewheel Steering inoperative may be used but is not required.*
- Use Tiller Steering only after aircraft has slowed to taxi speed .*
- Conduct training exercises in simulator and on aircraft with Nosewheel Steering off to practice failure modes.*

3 事実を認定した理由

3.1 機長及び副操縦士は、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 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 進入、着陸時の気象

2.7.1の記述によれば、右主車輪が接地する直前の接地帯付近の地上の風は、約028° 14ktで同機に対してほぼ右斜め前からの風であったが、この風は同社の飛行機運用規程によれば、同機の着陸時の許容最大横風値（DRY 32kt）以内であった。

3.4 同機の着陸状況

滑走路進入端上空通過から本重大インシデント発生時の同機の着陸状況をDFDRの記録を基に、以下のとおり推定した。

(1) 滑走路進入端上空通過から両主車輪接地まで

同機は、ビジュアル・アプローチにより滑走路進入端上空を14時24分16秒に通過し、この時、電波高度が約37ft、CASが約122ktであったものと推定される。また機長は、ショート・ファイナルでのPAPIの見え方は、赤3つに白1つだったと述べていることから、所望のパスが確保されていたものと推定される。

2.1.2(1)に記述したとおり、高知空港のショート・ファイナルにダウン・ウォッシュがあるとの報告を受けて、 V_{TG} は、 V_{REF} プラス10ktの118ktに設定したと機長が述べているが、滑走路進入端上空でのCASは約122ktであり、 V_{TG} より約4kt速かったものと推定される。

当時、右からの横風であったことから、ウイング・ローで進入したと機長が述べており、同24分25秒ごろに滑走路進入端から約500mの地点に右主車輪から接地し、1秒後に左主車輪が接地したものと推定される。

両主車輪の接地時には機首方位は約320°を向いており、滑走路中心線（ローライザー・コースは317°）に機軸が合っていなかったことから、機長はこれをラダーにより修正操作を行い、両主車輪接地の2秒後には機首方位が約317°に戻ったものと考えられる。機軸が合っていなかったことについては、2.7.1の風向風速計の3秒毎の瞬間計測値の記録によれば、両主車輪が接地する直前に右斜め前から吹いていた風が風向010°から028°へと約20°変化しており、この風の影響を受けた可能性が考えられる。

(2) 両主車輪接地から機首が右に大きく偏向して滑走路逸脱に至るまで

前車輪は、両主車輪の接地3秒後、14時24分29秒にいったん接地したが、直後にWOWセンサーが浮揚を検知し、同24分34秒（5秒後）、滑走路進入端から約910m地点で再び接地を検知した。

これは、同機の接地速度がGS108ktと比較的速い速度であったことが関与して、必要な圧力が前脚柱にかからず、WOWセンサーが再浮揚を検知したものと推定される。一回目の前車輪の接地直前に、機首方位は滑走路中心線の約317°から右へと振れていった。これは、機長が風見効果^{*11}を防ぐため風

*11 「風見効果」とは、風見鳥が風上に向く現象と同じで、飛行機の機首が風の吹いてくる方向に向かおうとする性質のことである。

下側に左ラダーを操作しながら機首方位の修正操作を行っていたが、前車輪の接地を見込んでラダー・ペダルを戻し、ラダーの操作量を約13°から約2°まで減らしたことにより、再び徐々に機首方位が右に偏向することになったものと推定される。

このことから、主車輪が接地してから前車輪のWOWセンサーがいったん接地を検知した付近までは、ラダー・ペダルの操作量に応じて機首方位は変化していたものと考えられる。

前車輪接地後は機首方位の右への偏向を前車輪の動きを含めて修正しようと左ラダー・ペダルの操作量を増加させ、同24分32秒ごろに操作量は最大になったが、ラダー・ペダルの操作量に関係なく機首方位は右に偏向し続けた。このとき、上記に述べたように、前車輪がいったん接地し、再びWOWセンサーが浮揚を検知したことで、前車輪が油圧でセンタリングされ、ラダー・ペダルの操作に従わない状態で接地していたため、その直前のラダーの戻りと機体の風見効果のため、機首方位は右に変化し続けたものと推定される。このとき口述にあるとおり、機長は左のブレキ・ペダルを踏んだが、DFDRの記録からも読みとれるように、踏み込んだ量が少なかったため左のブレキ圧はわずかに上がったものの、方向の偏位を防ぐことができず、ブレキ・ペダルのセンサーもブレキを踏んでいることを検知するには至らなかったと考えられる。機長がブレーキを強く踏むことができなかつたのは、着陸直後はかかとを床に着けたままペダル操作することを機長は習慣としており、このためステアリング不良になってとっさにブレーキ・ペダルを踏んだが、かかとを床に着けていたのでブレーキ・ペダルの踏み込み量が不足したものと推定される。

同24分34秒ごろ、再び前車輪のWOWセンサーが接地を検知し、同時に、マスター・コーション・ライト及びステアリング・ライトが点灯し、警報音が作動し、前車輪がキャスター・モードとなったものと推定される。

同機の着陸時は、3.3に述べたように右斜め前からの風であったことから、同機は、風見効果を受けている状況であったこと、前車輪がセンタリングされていたこと、その後の速度の低下に伴ってラダーの空力的な効果が低下した状況であったことに加えて前車輪がキャスター・モードとなったため、そのときの機首方位が約323°と滑走路センター・ラインより約6°右を向いていたことも加わり、右に大きく偏向を始めたものと考えられる。

この時の右への偏向に対し、機長が左のブレーキ・ペダルを強く踏むことができているならば、右への偏向は修正され、本重大インシデントには至らなかったものと推定される。

機長は、前車輪が2度目に接地を検知した同24分34秒からリバー操作

を行っており、2.1.2(1)の機長の口述によれば、滑走路から出てしまうと判断し、右手でリバース操作を行いながら、左手でハンドルを左に切る操作をしている。DFDRによれば副操縦士は14時24分37秒に左ブレーキ操作を行っている。副操縦士の口述によれば、それ以前の段階であるT-3誘導路が右手に見える頃、機長が左手でハンドルを操作しているのを目撃しており、その後T-3誘導路を過ぎる頃、滑走路逸脱を避けるために左ブレーキを使用している。これらのことから、14時24分34秒に機長はコントロール・ホイールから手を離し、ハンドルを操作したものと推定される。リバースはディファレンシャルに左を多く使用していたが、使用量が少なく、またリバースが効果を現すまでの時間遅れのため、ディファレンシャル・リバースの効果はほとんどなかったものと推定される。

CVR記録によれば、右操縦席の前方にあるマスターコーション・ライトが点灯した時、副操縦士はこのコールを行っていなかった。同機には、マスターコーション・ライトが副操縦士の前にのみ設置されており機長席からは気付きにくいことから、副操縦士はこのコールを行う必要がある。また、2.11.4に述べたように、LANDING ROLL PROCEDUREには、「PNFは60ktsになったら”Sixty”をCallする。」ことと記載されているが、CVR記録によれば副操縦士はこのコールを行っていなかった。これらのコールがなされなかったことについては、副操縦士がコールを行うべき時機以前から同機の機首の右への偏向に異常を感じ気をとられていたこと並びに偏向を修正しようとして左ラダー及び左ブレーキ・ペダルを踏む操作をしていたため、コールができなかったものと考えられる。

滑走路上のタイヤ痕は、滑走路進入端から約920m付近から右に大きく偏向を始めた痕跡が残っていた。副操縦士が咄嗟に同24分37秒から右へ偏向するのを止めようと、左ブレーキのみを使用したものの、ブレーキ使用時機が遅れたため、滑走路からの逸脱は防げなかったものと考えられる。

(3) 滑走路から逸脱して停止するまで

その後、同機は、右主車輪が誘導路灯に接触した後、同24分41秒に垂直加速度が約1.3～0.7Gと記録されていることから、この時点で、右主車輪が舗装面から草地へ逸脱（滑走路進入端から約1,100mの地点）したものと推定される。機体が滑走路から逸脱した後、停止直前の同24分57秒から機長側左ブレーキの使用が記録されているが、この時まで機長のブレーキ操作が緩慢であったのは、同機のステアリング機能が作動しなくなり、機長がディファレンシャルにパワー・レバー操作を行おうとしていたことによるものと推定される。

(4) ステアリング機能回復後、再び停止するまで

同機は、14時24分59秒に機首方位約324°でいったん停止し、副操縦士が、同25分43秒にマスター・コーション・ライトを消灯した。

機長が副操縦士のアドバイスやこれまでの経験から、同26分29秒にステアリング・スイッチをリサイクルしたことにより、ステアリング機能が回復し、ステアリング・ライトは消灯した。副操縦士は、ステアリング機能回復後、右主車輪を舗装面に復帰させるため、右エンジンだけの出力を使うよう機長にアドバイスしたが、機長は、車輪による滑走路灯の破損を防ぐため左右のエンジンを均等に使用し、同27分12～22秒まで滑走路とほぼ平行に走行させた。しかし、地面が軟弱であったため、右主車輪が草地に約3分の1埋まり、自ら地上走行できなくなって再び停止したものと推定される。

(付図2、4-1、4-2、4-3、5参照)

3.5 同機の着陸時の滑走路上の航跡について

着陸時の機体の航跡を付図4-2のローカライザー偏位量から推察すれば、滑走路上の両主車輪の接地位置は、滑走路中心線付近であり、前車輪が1回目に接地するまでは、ラダーによる操作に追従して機首方位がコントロールされていた。その後、機首方位は徐々に右に偏向し、左ラダーを最大まで操作したが一時的なラダーの戻りや、速度の低下に伴う空力的な効果の低下もあり、この左ラダー操作では機首方位の偏向を止めるには至らず、機体は、滑走路中心線上付近から右へ逸脱していったものと考えられる。

そして、前車輪が2回目に接地した14時24分34秒ごろの約2秒前から、同機は、2.9で述べたようにわずかに右へ偏向した直線状の右主車輪のタイヤ痕へつながるように滑走したものと推定される。

滑走路進入端から約850mの接地帯標識上から始まっている右主車輪のタイヤ痕については、このあたりから機体重量が右主車輪へ偏ってかかり、タイヤ痕が残った可能性が考えられる。

(付図2、4-2参照)

3.6 機長のハンドル操作によるステアリング機能の不作動について

2.10.1のステアリング・システムの概要によれば、ステアリング機能が不作動となりステアリング・ライトが点灯し、前車輪がキャスター・モードとなる条件は、ステアリング機能に異常がない状況において着陸滑走中に前車輪のWOWセンサ - が浮揚状態で、ハンドルを±8°以上動かした場合、及び前脚が圧縮され前車輪のWOWセンサーが接地を検知してから1秒経過しないうちにハンドルを±8°以上操作した場

合である。当時、同機は両主車輪が接地してから前車輪のWOWセンサーが2回目に接地を検知するまで8秒間（通常の着陸時に主車輪が接地してから前車輪が接地するまでは2～6秒間）かかっており、通常の着陸時の経験から機長は、この時既に前車輪が接地していると判断したものと推定される。その後機長は、同機が滑走路から出てしまうと考え、右手でリバース操作を行いながら、左手でハンドルを左に切る操作をしたと述べている。これらのことから、前車輪のWOWセンサーが2回目の接地を検知したころ、機長は機首方位が右に大きく偏向するのを止めるため、咄嗟にハンドル操作を行ったものと推定される。その際、ハンドルを±8°以上操作したため、SCUがF A I L^{*12}してステアリング・ライトが点灯し、キャスター・モードとなったものと推定される。

なお、キャスター・モードとなったのが、2.10.1で記載したキャスター・モードとなる条件の「(6)前脚柱が十分に圧縮されていない状態（WOWセンサーが浮揚状態）でハンドルを±8°以上動かした場合（7）前脚柱が圧縮されて（前脚のWOWセンサーが接地状態）から1秒以内にハンドルを±8°以上動かした場合」のどちらによるものであったかは、特定することはできなかった。

付図4-2において、ステアリング・ライトが点灯した（前車輪が2回目に接地した）時機とラダーの舵角が約10°減少した時機が一致していることから、このラダーの戻りは、前車輪が2回目に接地したころ、リバース操作とハンドル操作が重なったため、機長はラダー操作に対し注意が不十分となり、これによりラダー操作量が減少したことによる可能性が考えられる。

この機長によってなされた±8°以上のハンドル操作がなかったならば、SCUはF A I Lすることなく、ステアリングはWOWセンサーが再び接地を検知すると、以後は正常に作動し、重大インシデントには至らなかったものと考えられる。

3.7 ステアリング機能の設計上の特性による不作動について

2.10.4に記述したとおり、ステアリング・システムの構成部品であるパイロット・ハンド・コントロール装置及びSCUを、修理会社において調査したが、その結果、特に異常は認められなかった。本重大インシデントにおいて同機は、D F D R記録から両主車輪が接地して前車輪が1回目に接地するまでは、ラダーによる操作に追従して機首方位がコントロールされているが、その後は機首方位の右への偏向を修正するため、機長がラダー・ペダルを左最大まで操作したにもかかわらず、機首方位を十分にコントロールすることができなかったものと推定される。通常、両主車輪が接地して

*12 「F A I L」とは、装備品又はシステムが一時的にその機能を喪失する現象をいう。

前車輪が浮揚している状態（前車輪が滑走路面に接触していない状態）であれば、ラダー操作で機首方位は容易にコントロールできるものと考えられるので、このときはWOWセンサーの浮揚検知にもかかわらず、前車輪は実質的には接地していた可能性が考えられる。1回目の接地検知の後、2回目の接地検知までの間、前車輪が滑走路面に接地はしているものの、3.4の(1)に記述したように、CASがV_{TG}より約4kt速かったこと及び機体重量が軽かったことも影響して、前脚柱が十分に圧縮されず、前車輪のWOWセンサーは接地を検知するに至らない状況であったものと考えられる。

一方、2.10.1の記述によれば、前車輪のWOWセンサーが、接地から浮揚に切り替わると、前車輪は油圧でセンタリングされることから、前車輪のWOWセンサーが1回目の接地後に浮揚を検知した直後は、油圧で前車輪がセンタリングされる状態にあったものと推定される。

これらのことから、ラダー・ペダルを最大まで踏み込んでも前車輪が軽く接地しており、センタリングされていたため、機首方位の右偏向の増加を止められなかったものと推定される。

（付図4 - 1、4 - 2 参照）

3.8 同社及びエアーニッポンによる「製造会社発行のAOM No.016」への対応について

2.11.2に述べたように、同型式機の着陸時のステアリング・システムを確実に作動させ、ステアリングが不作動となることを防ぐための注意事項の情報が製造会社から発行されており、この「AOM No.016」は、本重大インシデント発生時も有効であったが、同社及びエアーニッポンは、それを把握していなかった。

また、同社及びエアーニッポンでは、2.11.1で述べたように、ステアリング機能の不作動が本重大インシデント以前に8件発生していたが、抜本的な対策を講じておらず、ステアリング・ライトが点灯した原因等についても十分に探求してはいなかった。

製造会社発行の運航乗務員への操縦上の注意事項は、本重大インシデント発生時でも参考とすべきであったことを考慮すれば、同社及びエアーニッポンが、ステアリング機能の不作動について早期に原因を探求し、ステアリング機能を確実に作動させるための製造会社発行の注意事項を踏まえたうえで、本重大インシデント発生時のように機体の速度が60ktを超えている場合の対処法を製造会社に確認し、これらを基に運航乗務員に対して所要の訓練を行っていたら、本重大インシデントは防止できた可能性が考えられる。

3.9 ステアリング不作動時における機長の対応操作について

3.4(2)に述べたように、機長は、前車輪が2度目に接地を検知した時からリバー

ス操作を行っているものの、リバースのディファレンシャルの使用量は少なく、またリバースの効果が現れるまでの時間遅れのため、ディファレンシャル・リバースの効果はほとんどなかったものと推定される。これは、2.11.5に示すように、本重大インシデント発生前の同社の飛行機運用規程では、ランディング・ロール中のステアリング不作動に対する操縦操作の記述が不明確であったため、機長がラダ - 操作に加えて、ディファレンシャルにブレーキ又はパワーを適切に使用できなかった可能性が考えられる。

また、併せて、3.4(2)及び(3)に述べたように、機長のブレーキ操作量が不十分であったものと推定される。

なお、2.11.6に示すように、本重大インシデント発生半年後に同社の飛行機運用規程が改訂されて、ステアリング不作動時の横風を受けてのランディング・ロールにおいては、ラダーと共にディファレンシャルなブレーキ操作及びパワー操作するように追記されたことにより、このような状況における操縦操作が明確になったものと推定される。しかしながら、運航乗務員が予期せぬステアリングの不作動を経験することがないように、次に述べる設計上の問題点の見直しが必要である。

3.10 同型式機の設計上の問題点について

航空機の総重量等に関するWOWセンサーの特性

同型式機は航空機総重量が軽量であるとき、または重心位置が後方にあるとき、及び航空機の色度が大いときに、前車輪のWOWセンサーが、前車輪が接地しているにもかかわらず、浮揚を示すことがあると推定される。また、この場合、以下のような不具合が発生するものと推定される。

(1) センタリング

WOWセンサーが浮揚を検知することにより、着陸滑走中に、パイロットの行う操作に関わりなく前車輪のセンタリングが始まり、ステアリングが不作動になる。

(2) キャスター・モード

3.6に記述した機長のハンドル操作の場合のように、2.10.1(6)又は(7)の条件が万ー成立することになると、SCUがF A I Lして、前車輪がキャスター・モードとなり、ステアリングが不作動になる。

これらの結果、直ちにディファレンシャルなブレーキ使用等による方向の修正操作が適切に行われないと、機体のコントロールに支障をきたす可能性がある。

2.11.6に示した製造会社の指導資料に従って訓練を行っていたならば、本重大インシデントのような事案は避けられた可能性は考えられるが、今後は製造会社は、着陸後に前車輪によるステアリング操作ができなくなる現象について、調査検討を行い、

対策を講じる必要がある。

4 原因

本重大インシデントは、同機が高知空港に横風を受けながら着陸した際、前車輪がセンタリングされ、その後更にキャスト・モードとなったため、機長と副操縦士が機首方位をラダー・ペダル操作、ハンドル操作、並びにディファレンシャルなブレーキ操作及びパワー操作をすることによって修正しようとしたが右方向への偏向が止められず、滑走路を逸脱したことによるものと推定される。

なお、前車輪がキャスト・モードとなったことについては、機長が機首方位の偏向を止める際、WOWセンサーが浮揚を検知している時または接地を検知してから1秒以内のいずれかにハンドルを±8°以上操作したため、SCUがFAILしたことによるものと推定される。さらに、機長がそのようにハンドルを操作したことについては、同社が運航乗務員へ操縦上の注意事項を踏まえ、所要の訓練を行っていなかったことが関与したものと考えられる。

また、ディファレンシャルなブレーキ操作及びパワー操作を使用することによって修正しようとしたが右方向への偏向が止められなかったことについては、これらの操作が機長により適切に行われなかったことによるものと推定され、これには、同社の飛行機運用規程の記述が不明確であったこと及び同社が機長に対して着陸滑走中のブレーキ操作等の適切な訓練を行わなかったことが関与したものと考えられる。

5 安全勧告

航空・鉄道事故調査委員会は、本重大インシデントに鑑み、次の事項に関して所要の措置をとるようカナダ国運輸省に対し勧告する。

- (1) DHC-8-402型機は、前脚が接地しているにもかかわらず、WOWセンサーが接地を検知するために必要な圧力が前脚柱にかからなかったことが関与して、着陸後にステアリング操作ができなくなる現象が今回たまたま行われたハンドル操作に伴い発生した。このことについて製造会社は調査検討し、同型式機のこのような現象が高速の着陸滑走中に起きないように、WOWセンサー及びステアリングがセンタリング又はキャスト・モードとなる機構について設計の改善を検討すること

- (2) 製造会社は、運航者が「All Operator Message」のような重要な情報をもれなく把握することができるように、単にウェブ・サイトによる周知のみにとどまることなく製造会社作成の飛行機運用規程に反映すること

6 所見

- (1) 同社及びエアーニッポンは、ステアリング機能の不作動が多数発生していたが、本重大インシデント発生まで、それらの不作動に対して抜本的な対策を講じておらず、ステアリング・ライトが点灯した原因等について十分に探求する必要があった。
- (2) 同社及びエアーニッポンは、製造会社から発行されていた平成13年2月7日付けの「All Operator Message No.016」を、把握していなかった。この製造会社が発行した操縦上の注意事項は、本重大インシデント発生当時も参考とすべきであったことを考慮すれば、同社が、この「All Operator Message No.016」の注意事項を踏まえたうえで、本重大インシデント発生時のように機体の速度が60ktを超えている場合の対処法を製造会社に確認し、これらを基に運航乗務員に対して所要の訓練を行っていれば、本重大インシデントは防止できた可能性が考えられる。

7 参考事項

7.1 製造会社発行のAll Operator Message No.016（平成13年12月6日発行）に基づくInformationの発行

同社は、平成16年12月6日付けで、Airplane Operation Manual Information No.11「Landing時における Nosewheel steeringの確実な作動のための要領について」を発行し、Landing Roll時のSteering不作動発生原因及びSteeringを確実に作動させるための情報等を運航乗務員へ周知した。

7.2 Airplane Operations Referenceテキストブックの発行

同社は、平成17年1月7日付けで、Airplane Operation Referenceテキストブック「DHC8-400型機Landing時のNosewheel Steering不作動時の対応について」を発行し、Nosewheel Steering Systemについて（システムの概要、構成品及び機能）

及び Nosewheel Steering Caution Light点灯時、又は不意なLanding Roll時の偏向に対するProcedure等について、運航乗務員へ周知した。

また、運航乗務員にNosewheel Steering不作動時の対応に関する座学を実施し、更に限定変更訓練、定期運送用操縦士への免許書き換え訓練及び定期訓練（シミュレーター訓練）においてNosewheel Steering不作動での着陸訓練を追加した。

7.3 All Operator Message No.016Aの発行

製造会社は、平成16年12月23日付けで All Operator Message No.016の改訂版を発行し、当該型式機に適用される改修(SB)を紹介した。

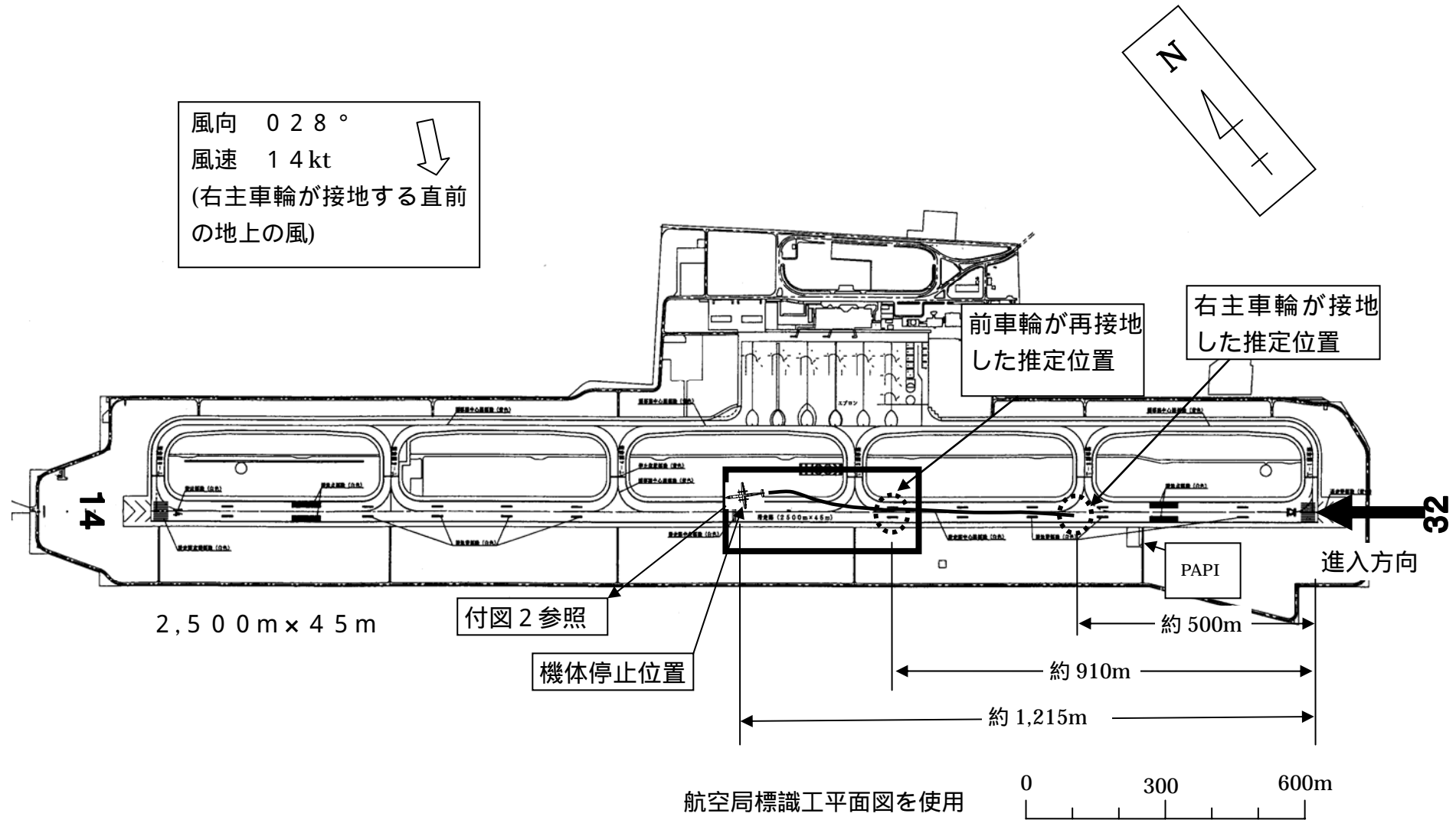
7.4 飛行機運用規程の改訂

同社は、製造会社の改訂に併せて平成17年7月25日付けで同社の飛行機運用規程の改訂を行って、Nosewheel Steering Inoperative 時の操作に関する注記を追加した。

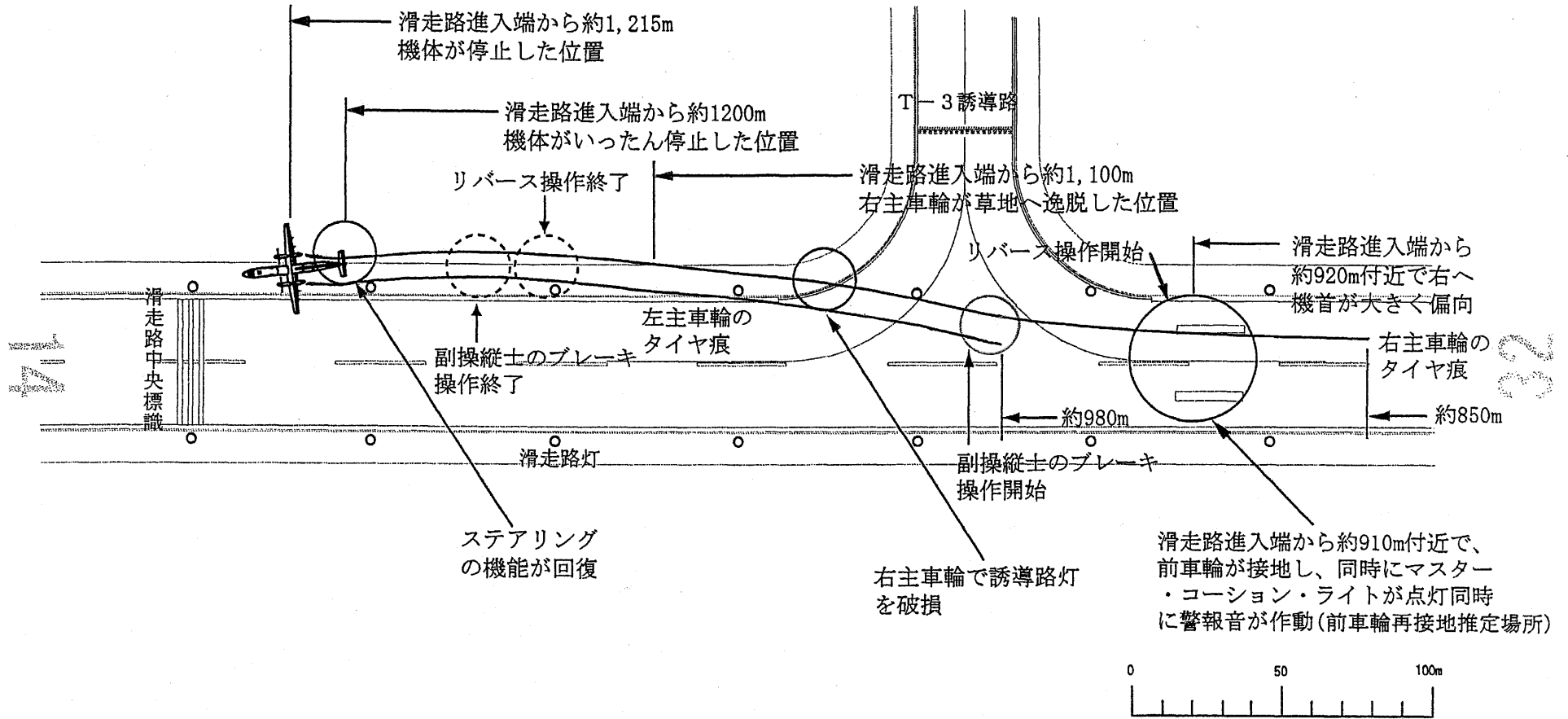
7.5 同社社内連絡（番号乗乗04-103号）の発行

同社は、平成16年11月26日付けで、業務連絡にて「DHC8-400型機最大横風値の取り扱いについて」を発行し、暫定的に設定した最大横風値以内で運用するよう指示した。

付図1 現場見取図

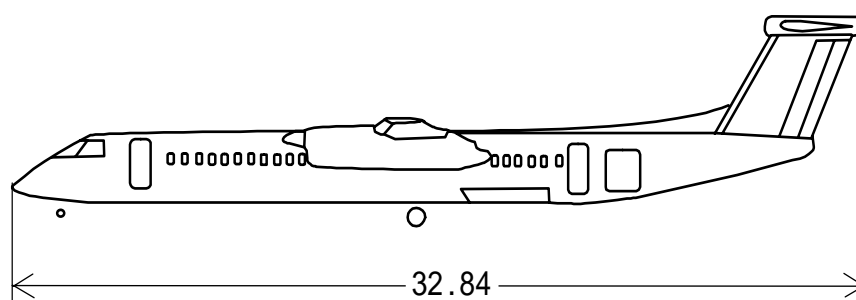
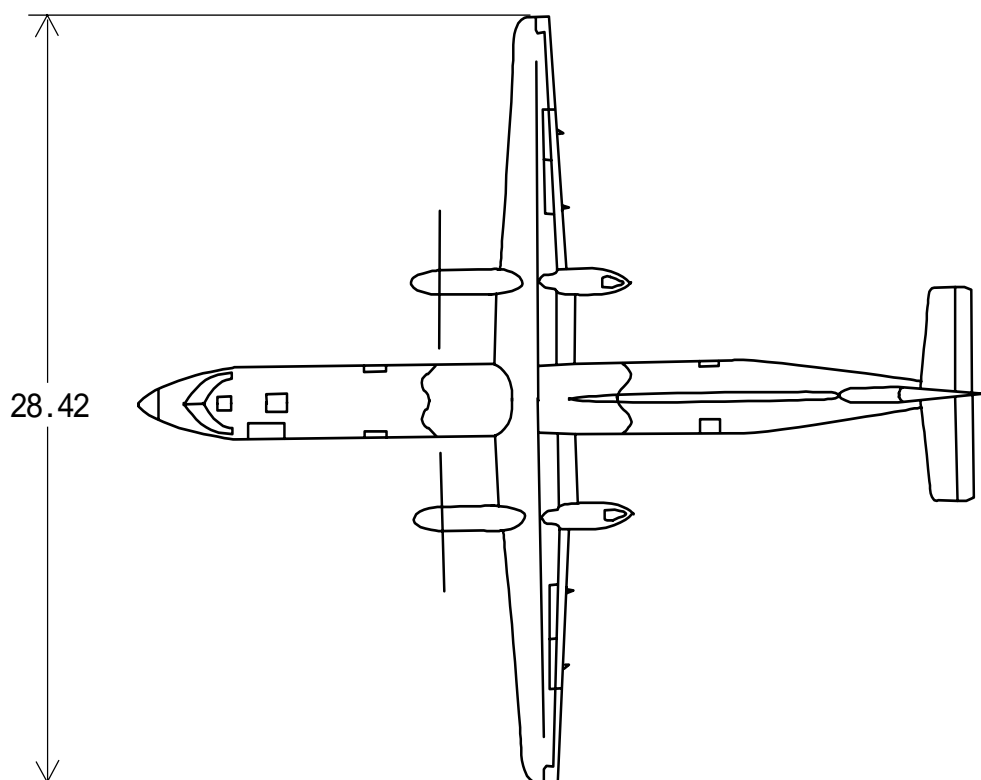
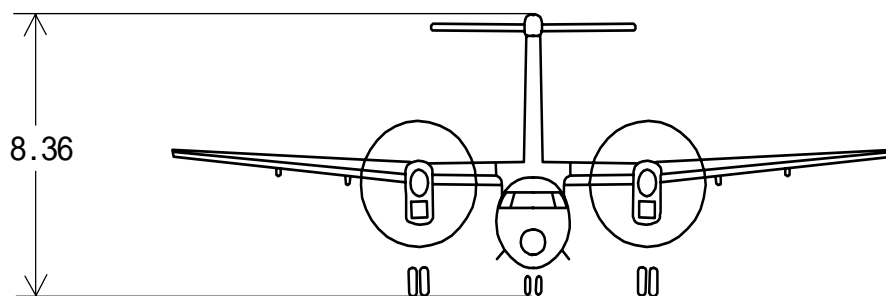


付図2 現場見取図 (拡大図)

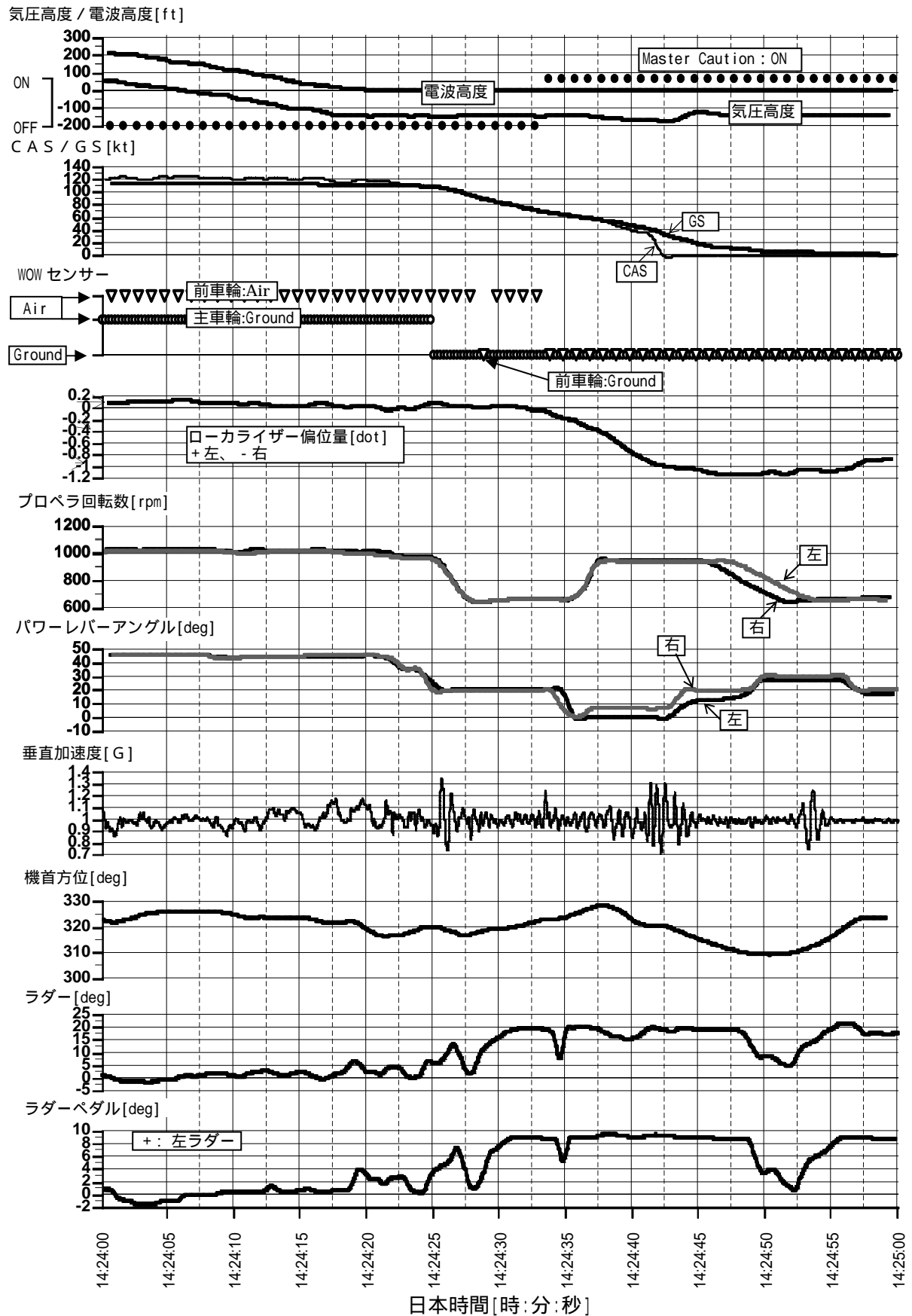


付図3 ボンバルディア式DHC - 8 - 402型 三面図

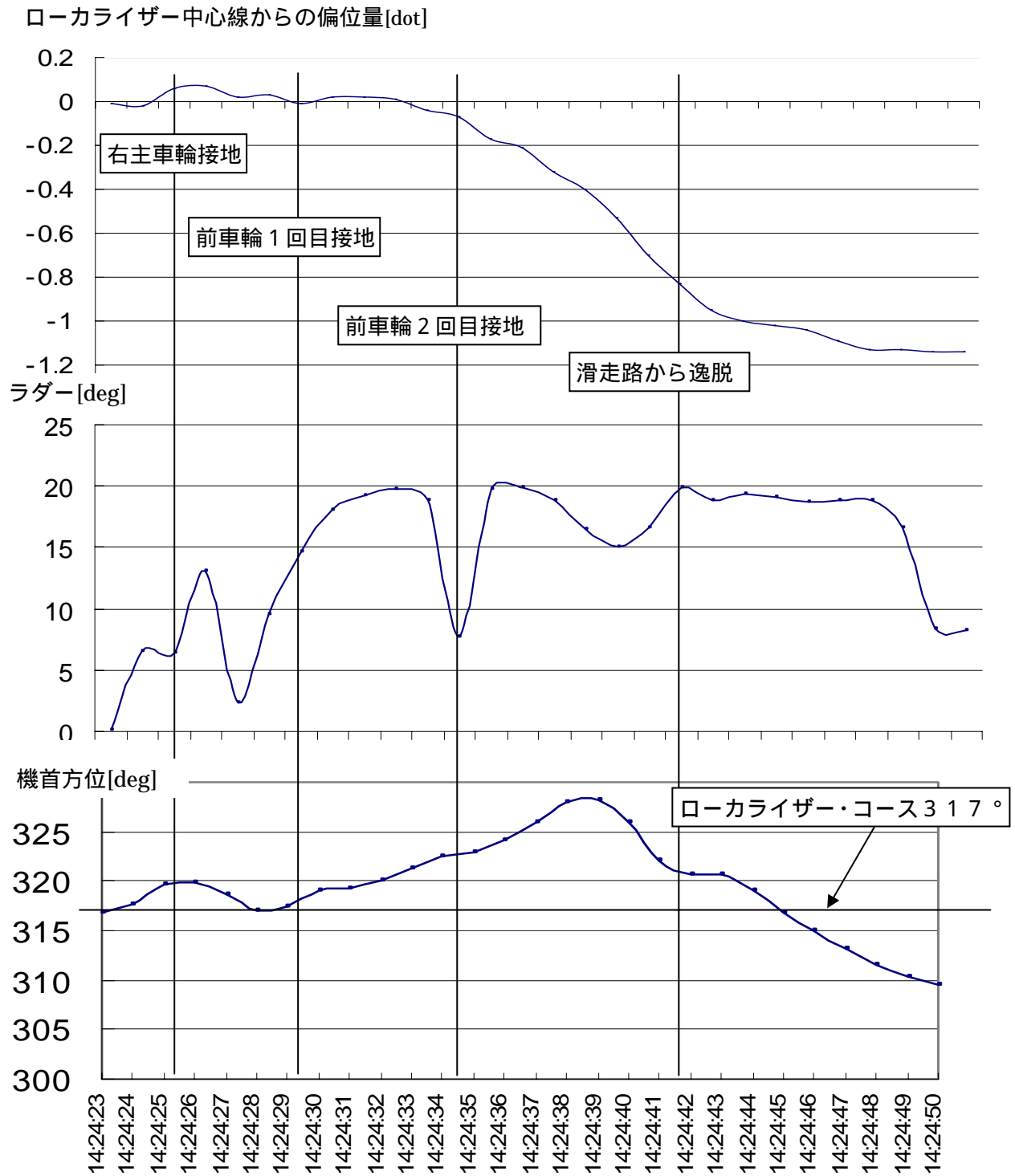
単位：m



付図4 - 1 DFDRの記録(1)

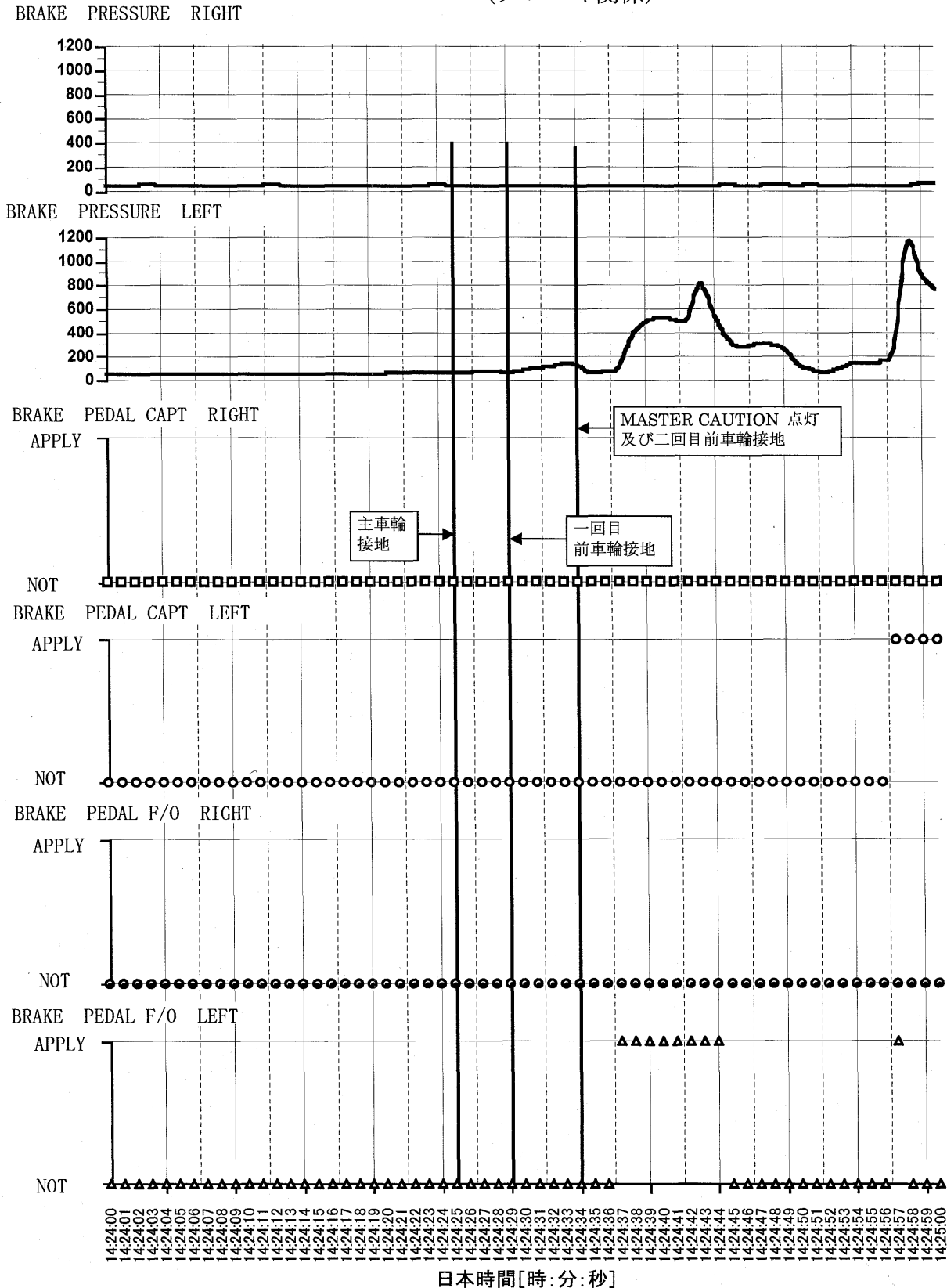


付図4 - 2 DFDRの記録(2)



付図4-3 DFDRの記録

(ブレーキ関係)



付図5 推定進入着陸経路

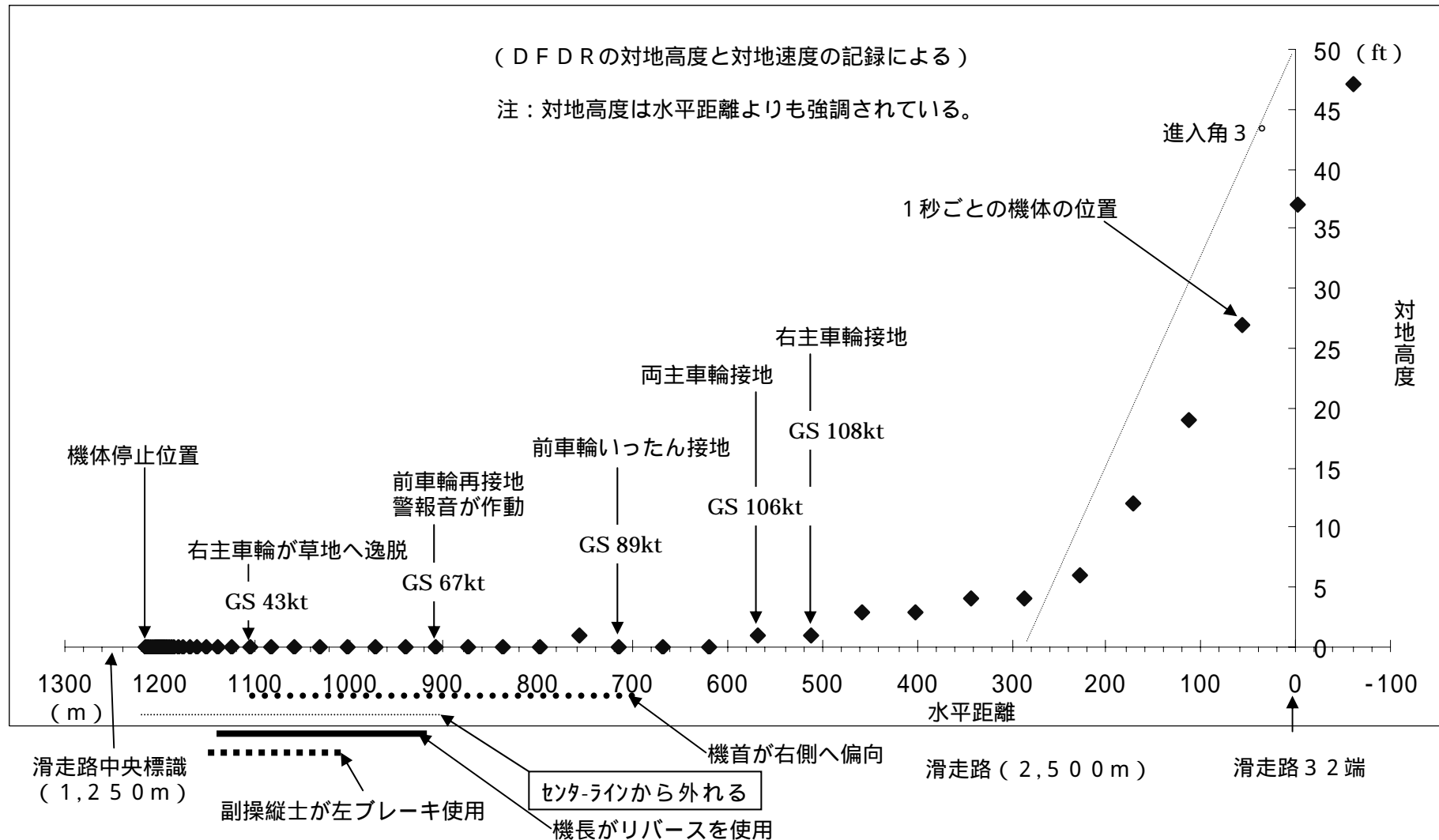


写真1 同機後方（右主車輪の痕跡）



写真2 同機右前方



写真3 草地に埋まった右主車輪



写真4 同機の操縦室

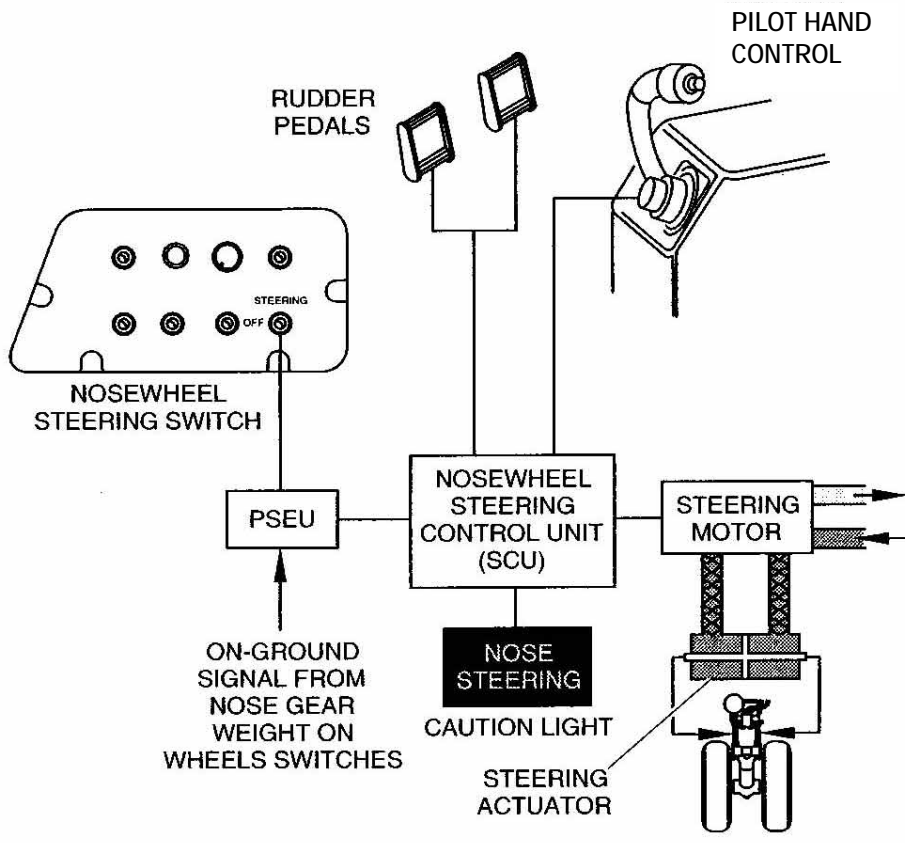
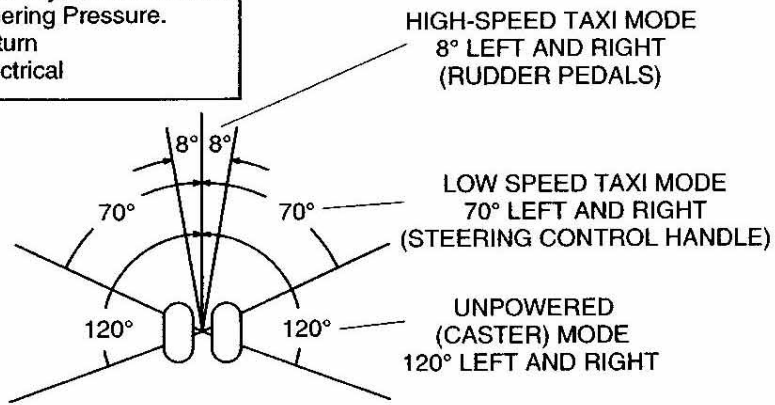


Nosewheel Steering Schematic

飛行機運用規程より

LEGEND

- No. 2 Hydraulic Pressure
- Steering Pressure.
- Return
- Electrical



参 考

本報告書本文中に用いる解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 事実を認定した理由」に用いる解析の結果を表す用語は、次のとおりとする。

断定できる場合

・・・「認められる」

断定できないが、ほぼ間違いない場合

・・・「推定される」

可能性が高い場合

・・・「考えられる」

可能性がある場合

・・・「可能性が考えられる」