

AA2008-5

航空事故調査報告書

エアーセントラル株式会社所属 JA849A

平成20年5月28日

航空・鉄道事故調査委員会

本報告書の調査は、本件航空事故に関し、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、航空事故の原因を究明し、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、事故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

エアーセントラル株式会社所属 JA849A

航空事故調査報告書

所 属 エアーセントラル株式会社
型 式 ボンバルディア式DHC-8-402型
登録記号 JA849A
発生日時 平成19年3月13日 10時54分
発生場所 高知空港

平成20年 5 月 22日

航空・鉄道事故調査委員会（航空部会）議決

委 員 長	後 藤 昇 弘 (部会長)
委 員	楠 木 行 雄
委 員	遠 藤 信 介
委 員	豊 岡 昇
委 員	首 藤 由 紀
委 員	松 尾 亜紀子

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

エアーセントラル株式会社所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA849Aは、平成19年3月13日（火）、運送の共同引受をしていた全日本空輸株式会社の定期1603便として、08時21分に大阪国際空港を離陸し、目的地である高知空港へ前脚が下りない状態で着陸し、前方胴体下部を損傷した。

同機には、機長ほか乗務員3名、乗客56名、計60名が搭乗していたが、負傷者はなかった。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 調査組織

航空・鉄道事故調査委員会は、平成19年3月13日、本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。また、平成19年3月14日、

1名の航空事故調査官を追加指名した。更に、平成19年3月26日、2名の航空事故調査官を追加指名した。

1.2.2 外国の代表及び顧問

本調査には、事故機の設計・製造国であるカナダ国の代表及び顧問が参加した。

1.2.3 調査の実施時期

平成19年3月13日及び14日	現場調査及び口述聴取
平成19年3月22日及び23日	大阪国際空港及び高知空港での落下物探索
平成19年3月29日～6月30日	部品調査
平成19年4月11日及び20日	整備記録調査
平成19年5月7日及び7月11日	実機及び整備記録調査
平成19年9月26日～28日	製造過程調査（ボンバルディア社及びグッドリッチ社）
平成19年12月7日	口述聴取

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 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

エアーストラル株式会社（以下「同社」という。）所属ボンバルディア式DHC-8-402型JA849A（以下「同機」という。）は、平成19年3月13日、機長ほか乗務員3名、乗客56名、計60名が搭乗し、運送の共同引受^{*1}をしていた全日本空輸株式会社（以下「ANA」という。）の定期1603便として、8時21分に大阪

*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、国内線において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。

国際空港を離陸し高知空港に向けて飛行した。事故当時同機には、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。（なお、大阪国際空港出発時のPFは副操縦士、PNFは機長であった。前脚が下りないことが判明した時点で、PFを機長にPNFを副操縦士に交替した。）

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：8時10分、巡航速度：306kt、巡航高度：FL160、経路：SETOH（位置通報点）～KTE（香川VOR/DME）～KRE（高知VOR/DME）、目的地：高知空港、所要時間：0時間41分、持久時間で表された燃料搭載量：2時間45分、代替飛行場：大阪国際空港

- 2.1.1 飛行記録装置、操縦室用音声記録装置及び管制交信記録等による飛行の経過
- 8時47分40秒 高知飛行場管制所（以下「タワー」という。）は、同機に対し、高知空港滑走路32の着陸許可を発出した。
- 同49分50秒 同機は、タワーに対し、ギア・ダウンできないので、桂浜^{*2}上空で空中待機して、故障探求をする旨通報した。
- 9時14分00秒 同機は、タワーに対し、地上の整備士に状況を確認してもらうため、滑走路上空を500ftでローパスする許可を求めた。
- 同21分00秒 同機は、第1回目のローパスを実施した。
- 同35分05秒 同機は、第2回目のローパスを実施した。
- 同57分58秒 同機は、急旋回^{*3}の加速度を利用して前脚を下ろすことを試みた。
- 10時19分25秒 同機は、タワーに対し、前脚に衝撃を加えるため、タッチ・アンド・ゴーの許可を求めた。
- 同25分23秒 同機は、タッチ・アンド・ゴーを実施した。
- 同34分00秒 機長は、一部の乗客を後席へ移動するよう客室乗務員に指示した。

*2 「桂浜」は、高知空港の南西約20kmに位置する。

*3 「脚」、「ギア」及び「ランディング・ギア」は同じ意味であり、「ノーズ・ギア」と「前脚」は同じ意味である。

同 3 5 分 0 0 秒 空港消防により T-2^{*4} と T-3 間の滑走路上に消火剤がまかれた。

同 4 7 分 1 4 秒 同機は、タワーに対し、着陸する許可を求めた。

同 5 2 分 1 0 秒 タワーは、同機に対し、風向 1 2 0 °、風速 1 kt を知らせた。

同 5 4 分 1 6 秒 同機は、前脚が下りないまま着陸し、滑走路の中央付近に停止した。

飛行記録装置（以下「DFDR」という。）の記録等によれば、同機は 1 0 6 kt で主脚が接地した後、当初は機体を水平に保ちながら滑走し、その後ゆっくりと機首を下げ、主脚接地の 1 2 秒後に機首部分を接地（7 9 kt）させた。更に同機は、機首を滑走路面に接触させながら、ほぼ滑走路中心線上を保ち減速を続け、機首の接地から 2 2 秒後に滑走路中心付近にゆっくりと停止した。

2.1.2 乗務員の口述

(1) 機長

主脚及び前脚の出発前の外部点検は、出発時の P F である副操縦士が実施し、私は副操縦士から「外部点検異常なし。」と報告を受けた。

高知空港滑走路 3 2 にビジュアル・アプローチ中、高度 1, 5 0 0 ft で通常どおりギア・レバー^{*5}をダウンにした。その時、計器板のランディング・ギア・コントロール・パネルに主脚の緑色ライト 2 つと前脚のドアの橙色ライトが点灯し、一番下にある赤色のノーズ・ギア・アンセイフ・アドバイザー・ライトが点灯しているのが確認できた。

そこで、「桂浜上空 3, 0 0 0 ft で空中待機して不具合探求を行うこと」をタワーにリクエストした。

まず最初の処置として、ギア・レバーをダウンにしたままで、「オルタネート・ランディング・ギア・エクステンション・チェック・リスト」（2.16 参照）を実施した。これを 2 回やったが状態は変わらなかった。

次に副操縦士が、右操縦席左側後方の床にある脚オルタネート・エクステンション・ドアを開いて、前脚リリース・ハンドルを引いたが、計器板の表示は変わらなかった。操作の感触は「固かった。」と副操縦士は言っていた。

*4 「T-2」、「T-3」とは高知空港誘導路の名称で同空港滑走路 3 2 の滑走路端から順次付けられた誘導路番号である。（付図2参照）

*5 本報告書における「ギア・レバー」を航空機製造者は「ランディング・ギア・セレクター・レバー」と呼んでいる。

そのチェック・リストの最後の方に書いてあるランディング・ギア・ダウンロック・ベリフィケーション・ライトのチェック・スイッチをオンにしたところ、3つのライトのうち前脚灯は点灯せず主脚灯2つのみが点灯した。

このことから前脚は下りていないと思った。

これらの処置と結果をVHF無線で会社（高知空港駐在整備士）に報告すると、「タクシー・ライトが点灯するか見たいので、タクシー・ライトをオンにしてローパスして下さい。」との指示があった。それで、高度約300ftぐらいでローパスしたら、会社から「脚ドアが開いていない。」という報告があった。

1回目のローパスをしたときに、CB^{*6}も確認したがトリップしているものはなかった。ローパスした後、桂浜上空3,000ftで待機した。

2回目は、「ギア・レバーをアップしてから、ローパスの前にオルタネート・エクステンションをやる。」という指示だった。いったん、ギア・レバーをアップした。ランディング・ギア・コントロール・パネルの主脚の赤と緑のライトは消えたが、前脚のドアの橙色ライトが点滅していた。一瞬点灯して、また消えるという感じだった。

オルタネート・ギア・ダウン・エクステンションの手順をやったが、状況は変わらなかった。ランディング・ギア・コントロール・パネルの前脚のライトはハンドルを引いてから橙色と赤色のライトが点灯したと思う。

床面のオルタネート・エクステンション・ドアの下にあるライトもチェック・スイッチをオンにしても点灯しなかった。

2回のローパスの後に、バンク角約50度で速度約170ktで急旋回に入れたが前脚は下りなかった。その後、脚を出そうとピッチ変化を数回強く与えたが前脚は下りなかった。

次に「タッチ・アンド・ゴーで脚にショックを与えてみて下さい。」と会社から指示があった。

主車輪が接地してからすぐパワーを入れて離陸したが、前脚は下りなかったので桂浜に向かった。

再度、会社から「ギア・レバーをダウンしたときに主脚のダウン・ロック

*6 「ランディング・ギア・ダウンロック・ベリフィケーション・ライト」は、脚オルタネート・エクステンション・ドアの下にあり、ランディング・ギア（NG， LH， RH）がダウンロックしているときにチェック・スイッチをオンにすると、それぞれ緑色のライトが点灯する。

*7 「タクシー・ライト」は、前脚に設置されており、コックピットのタクシー・ライト・スイッチをオンにした時、ランディング・ギアがダウン・ロックされていると点灯する。

*8 「CB」とは、サーキット・ブレーカーの略である。

の緑ライトを確認したらすぐ上げて、その上げ下げを繰り返すように。」と言われたので、10回程度上げたり下げたりしたが前脚は下りなかった。

ここで会社からCBをもう1回見るように言われた。更に、「ステアリング・ティラー^{*9}を動かすように。」と言われたので、動かしたが変化はなかった。

更に会社から、「ノーズ・ギア・オルタネート・リリース・ハンドルを引く時に、2段階に引かかるような感触があるので、強く引っ張るように。」という指示があり、副操縦士が席を離れて、力いっぱいハンドルを引いたが、前脚は下りなかった。

それから2回以上はノーマルのギア・ダウンとオルタネート・エクステンションの操作を実施した。

そのあと、会社から「整備と確認しながらチェックしよう。」ということで、副操縦士がチェックリストを読み上げながら操作し、整備がチェックリストの手順どおりであることを確認したけれども状況は変わらなかった。

この時点で、残燃料が1,000ポンドを切り始めていたので、前脚が下りない状態で着陸する決断をした。最終的には「1回分のゴー・アラウンドできる燃料を残して着陸しよう。」ということで、700ポンドぐらい残すように計画した。

同機のエマージェンシー・ランディング・チェックリストを実施していたが、同機には該当するノーズ・ギア・アップでのチェックリストはなかったので、他型式機のを思い出して、準備を始めた。

緊急脱出定期訓練のときに2回ぐらい主脚や前脚が下りない場合のシナリオを独自に作って訓練を行ったことがある。訓練は地上で実機を使い、乗客の役は社員が行った。その時のことを思い出して、重心の調整を考慮した。

重心位置を確認して、乗客5人から10人程度を後方へ移動してもらうように客室乗務員に指示した。

着陸距離を短くするためにフラップを35度としてV_{so}^{*10}を一番低くし、接地点標識よりも手前に接地させ、ぎりぎりまで機首を浮かせて、衝撃を減らすことを決めた。

乗客に対して、「着陸した後、火災の恐れがある場合には非常脱出することもある。そのときは慌てず、CA^{*11}の指示に従うように。」とアナウンスを

*9 「ステアリング・ティラー」とは、機長操縦席の左前に装備されているステアリング・ハンドルのことで地上走行中に操作するものである。

*10 「V_{so}」とは、着陸形態（ギア・ダウン、フラップ・フルダウンにした場合）の失速速度である。

*11 「CA」とは、キャビン・アテンダントの略である。

した。

「リバースを使うと抵抗になって急に機首が接地する可能性があり、また、着陸後の機体の方向維持も難しい。」と考えたので、地上滑走にリバースは使わず、パワー・レバーをフライト・アイドルからDISC^{*12}ポジションにしたのは、機首が接地してからだったと思う。最終的に止まったときは、残燃料は飛行時間約20分程度だったと思う。

消火剤については、「どこにまくか？」とタワーから聞かれたが、どこへ機首が接地するのか予想できなかったので、「T-2より先にまいてほしい。」と言った。もっと長くまいてくれていると思ったが、結果的に短かった。

(2) 副操縦士

大阪で外部点検を目視で実施したが、異常はなかった。離陸後も異常は感じず、飛行中も変わったことはなかった。

前脚がダウン・ロックしなかったので、トラブル・シュートのために桂浜に向かった。そこで、オルタネート・マニュアル・エクステンションを実施したが、状況は変わらなかった。

会社に連絡して、アドバイスをもらった。チェック・リストを実施して、ベリフィケーション・ライトが点いていないことを報告した。

会社から「タクシー・ライトの点灯を確認したい。」旨の連絡があったので、ローパスを実施したが、地上から見えないことが確認された。

ローパスは2回実施した。1回目のローパスはギア・ダウンからオルタネートを実施したが、2回目はギア・アップからオルタネートを実施した。

最初のオルタネート・マニュアル・エクステンションをギア・ダウンで実施していたので、元に戻すため、ギア・レバーをアップにしたら、前脚ドアの橙ライトが（2秒に1回程度）点滅を繰り返した。

それから、オルタネート・チェック・リストを実施したが同じ状況であった。オルタネートを引くときの感触は、通常2クッションがあるが、この時は、ただスーと引っ張ることができた。シミュレータでオルタネートを体験していたが、シミュレータとは違う感触であった。

急旋回で出ることもあるということで、50°バンクで試してみたが変わらなかった。

2回目にローパスした後、会社から、「タッチ・アンド・ゴーのショック

*12 「DISC」とは、パワー・レバーを「DISC」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。

で下りないか試してみたい。」とのことであつたので、その後タッチ・アンド・ゴーを行ったが変わらなかった。

更に、会社から「ギア・レバーの上げ下げを連続して行うように。」との指示があつたので、10回以上繰り返したが変わらなかった。

また、「オルタネートのハンドルを一杯一杯引っ張るように。」との指示があつたので、立ち上がって引っ張ったが変わらなかった。

「ギア・ドアの開閉を行うように。」との指示があつたので、主脚と前脚共に10回以上開閉操作を実施したが変わらなかった。

会社から「CBを確認するように。」と言われたので、確認したが問題はなかった。

更に、「ステアリング・ティラーを動かすように。」と言われたので、機長が動かしたが変化はなかった。

それで、燃料も少なくなったので胴体着陸を考えた。

地上の整備士とオルタネート・マニュアル・エクステンションの手順を読み合わせて実施した後に着陸を行った。

(3) 客室乗務員2名

高知への着陸態勢に入った後、機長からインターホンで「ノーズギアが出ないため、旋回して処置を行っている。」との連絡があり、乗客には、高知上空で旋回して到着までしばらく時間がかかる見込みであることをアナウンスした。20分程後に機長からインターホンで「STEP^{*13}を行う可能性がある。」と連絡があり、機長が乗客に「当機は現在前の脚が下りていない状況で、地上の整備と連絡を取って原因を究明中のため時間を要する。」ことをアナウンスした。乗客の中には首をかしげている方も何人かいたように思えたが、乗客は動揺もなく落ち着いて静かにしていた。

この間、着陸態勢に入っていたため、終始ベルトサインはオンとなっていたが、乗客からの化粧室使用の要望があり、機長に伝えたところ、ベルト着用サインがオフとなり10名弱の乗客が化粧室を使用した。機長からインターホンで「これから急旋回、タッチ・アンド・ゴーを行い、その衝撃でギアが出るかやってみる。STEPを進める場合には衝撃防止姿勢の説明を中心にやってほしい。乗客を後方に移動してもらうことになると思う。」と連絡があり、自分達はSTEPの実施を想像しながら冷静になることができたような気がする。

*13 「STEP」とは、同社における客室乗務員業務実施細則に定める緊急着陸水の処置のことを言い、主客室乗務員及び客室乗務員が実施する機内準備の呼称である。

急旋回とタッチ・アンド・ゴーを実施した際には、その都度、機長から乗客へのアナウンスがあり、乗客は引き続き冷静で、原因や状況についての質問などもなかった。その後、機長からのインターホンで「このままギアが出ない状態で15分後の着陸を予定するので、STEPを進めるよう。」との指示があった。この時に機体が着陸時に前のめりの姿勢になること、2分前、30秒前の合図をしてもらうことを確認した。機長から乗客に「15分後に前輪が出ない状態で着陸し、緊急脱出することもあるが、乗務員は訓練を積んでいるので安心して客室乗務員の指示に従うよう。」とアナウンスがあった。後方の空席数を確認して機長に連絡したところ、翼付近の乗客を移動させる指示があったので、翼付近の乗客7名に後方の空席への移動指示を伝えると、皆速やかに移動してくれた。スカーフ、ネクタイ、ネックレスや鋭利品除去のアナウンス、衝撃防止姿勢の説明と確認をして、火災の原因を絶つためキャビン内の不必要な電源を切って自分達も着席した。

「着陸2分前。」のアナウンスがあり、「着陸30秒前、衝撃防止姿勢をとれ。」のアナウンスがあった後、大声で衝撃防止姿勢のエールを繰り返した。

機体が停止した時に乗客は、着席したまま皆が拍手した。機体姿勢は普通の姿勢と違ったようには思えなかった。消火剤がまかれているのが分かって、火災は大丈夫だと思い、機長からの連絡を待っていた。機長から乗客に「着陸し、安全のため消火剤をまいている。指示があるまで着席して待つよう。」とのアナウンスがあった。

機長からインターホンで「火は出ていないが念のため消火剤をまいている。その後バスが迎えに来る。後ろは高くなっているので、前のドアを整備が外側から開ける。」との連絡があり、バスでロビーに案内することを乗客にアナウンスした。この間に乗客は外した鋭利品を座席ポケットから取り出し、ネクタイを締めるなどの身支度をしたりして落ち着いていた。機長からインターホンで「右前のエマージェンシー・ドアを開けてもらう。」との連絡を受けて、ドアの前の乗客に移動を指示した。順番に案内することをアナウンスして、前方の乗客から順に降機し、怪我や体調不良がないか口頭で確認したが、申し出はなかった。外に出てから機体が大きく前傾しているのに気付いた。乗客が冷静で協力的だったので乗客に助けられたと思う。

本事故の発生場所は高知空港滑走路32の中央付近で、発生時刻は10時54分ごろであった。（空港標点：北緯33度32分34秒、東経133度40分48秒）
（付図1、2、4、5、6及び写真1、2参照）

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

航空機の前方胴体の下部主要構造部材等（フレーム、ストリンガー、外板等）の損傷があった。また、その位置にあったVHFアンテナ（No. 2）も損傷した。

2.4 航空機以外の物件の損壊に関する情報

滑走路中心線灯 11個破損

2.5 航空機乗組員等に関する情報

(1) 機長 男性 36歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）	平成15年2月5日
限定事項 デ・ハビランド式DHC8型	平成17年10月27日
第1種航空身体検査証明書 有効期限	平成19年6月19日
総飛行時間	7,978時間56分
最近30日間の飛行時間	84時間06分
同型式機による飛行時間	897時間29分
最近30日間の飛行時間	84時間06分

(2) 副操縦士 男性 34歳

事業用操縦士技能証明書（飛行機）	平成6年7月22日
限定事項 デ・ハビランド式DHC8型	平成18年8月25日
計器飛行証明	平成15年5月8日
第1種航空身体検査証明書 有効期限	平成19年5月18日
総飛行時間	3,504時間13分
最近30日間の飛行時間	67時間49分
同型式機による飛行時間	412時間49分
最近30日間の飛行時間	67時間49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	4106
製造年月日	平成17年6月12日
耐空証明書	第大-18-139号
有効期限	平成19年6月4日

耐空類別	飛行機 輸送T
総飛行時間	2,966時間52分
総サイクル数	4,197サイクル
定期点検(L整備、平成19年3月7日実施)後の飛行時間 (付図3参照)	15時間48分

2.6.2 重量及び重心位置

本航空事故発生当時、同機の重量は49,210lb、重心位置は27.3%MACと推算され、いずれも許容範囲(最大着陸重量61,750lb、本航空事故発生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

高知空港の事故前後の航空気象の気象観測値は、次のとおりであった。

10時00分 風向 変動、風速 2kt、卓越視程 40km、雲 雲量 FEW
雲形 不明 雲底の高さ 3,000ft、気温 10℃、露点温度
-3℃、高度計規正值(QNH) 30.03inHg

10時55分 風向 変動、風速 2kt、卓越視程 40km、雲 雲量 FEW
雲形 積雲 雲底の高さ 3,000ft、気温 11℃、露点温度
-1℃、高度計規正值(QNH) 30.03inHg

2.8 DFDR及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国ハネウェル社製DFDR (P/N^{*14}980-4700-027)及び米国アライド・シグナル社(現ハネウェル社)製操縦室用音声記録装置(P/N980-6022-011、以下「CVR」という。)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事故発生後、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に記録された管制交信時のVHF送信キーの信号と管制交信記録に録音されていた時報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には本事故前後の音声等が記録されていた。

2.9 事故現場の状況

*14 「P/N」とは、部品番号のことである。

高知空港の滑走路は、方位14/32、長さ2,500m、幅45mでその内30mにグルービングが施されている。

同機は、滑走路中央標識から約35m先の滑走路中心線上の位置で停止していた。

滑走路上の機首部分との接触痕は、滑走路進入端から約900mの地点から、同機が停止した1,285mの地点まで続いていた。

(付図2及び写真1、2参照)

2.10 事故機の状況

前車輪は格納されたままで、前方胴体下部は着陸した際の滑走路との接触により主要構造部材が損傷していた。

平成19年3月14日に実施した現場調査において機体をジャッキ・アップしたところ、以下のことが判明した。

(1) 前脚のドアが閉まったままであった。

(2) ボア・スコープ^{*15}で前脚室の内部を確認し、前脚ドアの一部を切除して観察したところ、前脚ドアの開閉リンク機構の一部であるトグル・リンク(P/N 47842-5及び47848-3)のヒンジ部から、スペーサー(製造者の図面ではブッシング、部品カタログではスペーサーと呼んでいる)が後方に突き出し、トグル・リンクのすぐ後方に位置して開閉リンク機構を支持するサポート・フィッティング(P/N 85312193-007)と干渉していた。

そのことにより、トグル・リンクが十分上方に折れ曲がることができなかつたため、開閉リンク機構が動かず、前脚のドアが開かなかった。

(3) 突き出していたスペーサーを正しい位置に戻したところ、ノーズ・ランディング・ギアは自重により下りた。

(4) 当該トグル・リンクを調査したところ次の部品が欠落していた。

・ボルト(NAS6205-14D)	1個
・ワッシャー(NAS1515M7L)	1個
・ワッシャー(NAS1149F0563P)	1個
・キャッスル・ナット(MS14145L5)	1個
・コッターピン(MS24665-153)	1個

(5) ボルトが取り付けられていた場合に、ボルト・ヘッドの裏側のトグル・リンク表面及びキャッスルナット/ワッシャーが接触するトグル・リンク表面には、その存在を示す、汚れ、塗料の剥がれ等はなかった。

*15 「ボア・スコープ」とは、整備点検用の内視鏡のことをいう。

- (6) 本事故発生後、P S E U (Proximity Sensor Electronics Unit)^{*16}の作動状況をB I T E^{*17}チェックにより調査したが異常はなかった。
(付図7、8、9及び写真3、4、5、6、7、8、9、10、11、18参照)

2.1.1 消防に関する情報

消防車が3台出動し、内1台が同機が着陸する前に、滑走路上のT-2からT-3間に消火剤を3,000リッターまいた。

2.1.2 事実を認定するための試験及び研究

2.12.1 前脚システム

当該同型式機の同社の飛行機運用規程によれば、同機の前脚システムは以下のとおりである。

- (1) 前脚には、4枚の脚ドアがあり、後方2枚のドアは前脚の脚柱と機械的に接続されていて、前脚を上げれば閉じ、下げれば開く。

前方の2枚のドアは、前脚の上げ下げの前後に油圧で開閉する。即ち、前脚を下げる場合は、前方2枚のドアが開くとともに前脚のアップ・ロックが外れ、前脚が下がり、この後、前方の2枚のドアは再度閉まるという順番になっている。

- (2) No. 2油圧システムが正常である場合はこれにより脚の出し入れを行うが、この油圧システムに不具合が発生したときには、オルタネート・ランディング・ギア・エクステンション・システムにより、脚を出す。

オルタネート・ランディング・ギア・エクステンション・システムを使用するための手順としては、最初に右側オーバーヘッド・パネルの近くにあるインヒビット・スイッチを“INHIBIT”ポジションにする。スイッチをINHIBITにセットすると、ランディング・ギア・システムから油圧がアイソレートされる。

次に副操縦士席左後方床にあるリリース・ハンドルを引くことにより、付図8に示すトグル・リンクの中央部が上方へ持ち上げられ、これによりトグル・リンクの右端に結合しているベル・クランクが時計回りに回転し、この両端に結合されているプッシュ・ロッドがドアを開く方向に押し、ドアが開

*16 「PSEU」は、Landing Gear に関するセンサー(20個)からの信号により、Landing Gear 及び Landing Gear Door 等をコントロールする装置(Computer)である。

*17 「BITE」とは、Built In Test Equipment の略で、装置自身でシステムのチェックを行うことができるものである。

くと共にギア・アップ・ロックが解除され、前脚が自重で下りて、ダウン・ロックする。

- (3) ランディング・ギア・アドバイザー・ライトは、油圧で作動するギア・ドアのポジションとギアのロック状態を表示し、上から橙色（ドア・ライト）、緑色（ギア・セーフ・ライト）、赤色（ギア・アンセーフ・ライト）となっている。一番上のドア・ライト（橙）は脚ドアの作動中に点灯し、作動が完了すると消灯する。ランディング・ギア・アドバイザー・ライトは、左右が主脚、中央が前脚の状況を表示する。

- (4) トグル・リンクのスペーサー取付状況

トグル・リンクのスペーサーは機軸と平行に取り付けられており、ボルト・ヘッド及びトグル・リンクの前方フランジ・ブッシングのフランジ部で挟まれ、キャスル・ナットによって締め付けられる構造となっている。

ボルトが欠落した場合には、スペーサーの機体前方への動きはフランジ・ブッシングにより不可能であることから、機体後方への移動のみが可能である。すなわち、ボルトが欠落した場合には、前脚の上げ下げ、機体振動、機体加速度等の影響を受けると、スペーサーは機体後方側へ突き出すことになる。

トグル・リンクの後方に位置するサポート・フィッティングとの間隙は、0.206～0.221 in（ボルト・ヘッドとサポート・フィッティングとの間隙は最小0.05 in）と接近しており、スペーサーが突き出した場合には、干渉し易い位置関係となっている。

サポート・フィッティングには、トグル・リンク等の脚ドア・リンク機構を埃等から保護する目的で、デブリ・ガード（P/N：83220012-003）が取り付けられており、このガードを外さないとトグル・リンクにはアクセスできない。

（付図4、5、6、7、8、9参照）

2.12.2 トグル・リンクのボルト・ナット接触面の汚れ調査

2.10(4)及び(5)に記述したとおり、同機のトグル・リンクには、ボルト及びナットがなかった。また、ボルト・ヘッド及びナット/ワッシャーの存在を示す痕跡がなかった。これに関してボルト及びナット/ワッシャーが正常に装着されている同型機5機の接触跡について調査した。これら5機のトグル・リンクの穴の周囲表面には、ボルト・ヘッドの存在を示す汚れがあり、またナット/ワッシャーの存在を示す汚れ及び塗料の剥がれが観察された。

（写真6、7、8、9、10、11参照）

2.12.3 メカニカル・ストッパーの打痕の調査

トグル・リンクにおけるメカニカル・ストッパー部分について、正常な取付け状態にある他の機体の打痕の幅が約8.0mmであるのに対して、同機の打痕幅は約13.5mmと広がった。

(付図7及び写真16、17参照)

2.12.4 トグル・リンク・アセンブリーの調査

同機のボルト等が欠落した経緯を推定するために、平成19年3月から6月まで独立行政法人 宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」という。）に、事故直後に同機から取り外したスペーサー及びサポート・フィッティングについて詳細な調査を依頼した。

その報告書によれば、調査結果は以下のとおりであった。

- (1) リンク機構の解析により、前脚ドア・アクチュエーターの単独作動に加えて前脚重量と前脚伸展用アクチュエーター荷重が掛かったときに、トグル・リンクからスペーサーへ加わった荷重は2,350N～10,100Nであると推定される。

また、有限要素法^{*18}による解析から、トグル・リンクからスペーサーへ加わった荷重が5,000Nを超えるとスペーサーが変形する可能性が高いことがわかる。

- (2) 当該トグル・リンクのフランジ・ブッシング内面の摩耗状況を新品と比較したところ、当該トグル・リンクには、少なくとも図面指示のボルトは通していなかったと考えられる。
- (3) サポート・フィッティングの底面打痕はスペーサーからの接触力による面圧降伏^{*19}が原因であり、荷重は862N～2,451Nと推定される。
- (4) サポート・フィッティング側面の塗装剥がれは、再塗装の層が剥がれ易くなっているところに、スペーサーがサポート・フィッティングに当たったことをきっかけとして、取り外し時の取扱中に塗装が剥がれ落ちた可能性が高い。

(付図7及び写真3、4、5、12、13、14、15、16参照)

*18 「有限要素法」とは、複雑な構造物を小さな要素の連続体として取扱い、境界条件を代入して応力や変形などを数値解析する方法である。

*19 「面圧降伏」とは、固体の接触において、その荷重によって塑性変形が生じることをいう。

2.13 同機のトグル・リンク整備作業の調査

当該トグル・リンクに係る整備作業の実施状況の調査を行った。

2.13.1 同機の引き渡し準備期間

同機は、ボンバルディア社において、最終組立後平成17年6月12日に初飛行を行い、試験飛行を数回行って不具合を処理し、6月19日にカナダ国の耐空証明検査に合格した後、7月13日にボンバルディア社を出発し、7月16日に大阪国際空港に到着して航空会社に引き渡された。

2.13.2 整備の委託

同機は便毎に、同社又は株式会社エアーニッポンネットワーク（以下「A-net」という。）により運航されていた。

同社は同機について、A-netに整備に関する業務の管理の委託^{*20}をしているので、A-netが一元的に整備業務を管理している。一方で、A-netは整備作業の一部をANA及び同社を含む計5社に委託している。

2.13.3 我が国における整備作業

同機が我が国に到着してから、事故発生までに2.13.2で記述した各社において実施されていた整備作業を航空日誌及びMER S^{*21}等により調査したが、当該事故の不具合箇所（トグル・リンク）に係る作業は行われていなかった。

調査した作業の範囲は次のとおりである。なお、トグル・リンクにアクセスして行う点検作業が設定されている定時整備（C整備：4,000時間）の時期には至っていなかった。

- (1) 定時整備
- (2) 出発前整備
- (3) 同機に適用された脚関連SBに基づく整備作業
- (4) 同機に発生した脚関係の不具合処置作業
- (5) 同機に発生した脚関係以外の不具合処置作業
- (6) 特別点検及び改修作業
- (7) トグル・リンクに関連する部品の払い出し作業

*20 「整備に関する業務の管理の委託」とは、航空法第113条の2第1項の規定により国土交通大臣または地方航空局長の許可を受けて、会社が使用する航空運送事業の用に供する航空機の整備に関する業務の管理を委託することをいう。

*21 「MER S」とは、Maintenance and Engineering Resource Systemの略で、ANAグループが使用している整備業務管理システムの名称である。

(8) サポート・フィッティングの再塗装作業

2.14 ボンバルディア社における調査

同機の製造者であるボンバルディア社の工場に赴き、カナダ国運輸安全委員会（TSB）の立会のもとに同機の製造過程の記録を調査したところ、修理記録の中にトグル・リンクに関するものがあった。

2.14.1 トグル・リンクの組立に関する記録

トグル・リンク・アセンブリーを含む前脚ドア開閉リンク機構は、仮組立された状態で、グッドリッチ社からボンバルディア社に納入された。

トグル・リンクのヒンジ部はコッター・ピンの取付を除き、組立済であった。

ボンバルディア社において前脚ドア開閉リンク機構を機体に取り付ける際に、トグル・リンクのヒンジ部が分解されることはなく、その記録はなかった。

2.14.2 トグル・リンクの修理に関する記録

ボンバルディア社における機体組立完了後の平成17年6月16日にランディング・ギアに関する地上機能試験を実施した際、前脚のドアを開いた状態に保持するための「安全ピン^{*22}」の挿し込みが十分でなかったため、ドアが油圧で作動し、トグル・リンクとサポート・フィッティングが損傷した。このため、トグル・リンクとサポート・フィッティングが交換された。

当該作業が実施された記録（不具合処理、指示・実施・検査）はあったが、当該作業の手順を示す書類及びその作業に対する具体的な検査記録はなく、トグル・リンク結合の際のボルト締め付けトルク値に関する記述もなかった。（トグル・リンクは、一旦分解され取付けられた後、再結合された。トグル・リンク製造者のグッドリッチ社の図面には結合の際のボルト締め付けトルク値が規定されていたが、ボンバルディア社のアセンブリー・マニュアルには規定されていなかった。）

また、部品管理の記録では、トグル・リンク・アセンブリーを含む前脚ドア開閉リンク機構一式を交換したことになっていたが、実際の作業ではトグル・リンク・アセンブリーのみが交換されていた。

(付図10参照)

2.15 グッドリッチ社における調査

*22 「安全ピン」とは、脚室内作業中に間違っって油圧がかかった場合に、ランディング・ギア・ドアが閉まらないようにサポート・フィッティング部に差し込むピンのことである。

同機のランディング・ギア・システム製造者であるグッドリッチ社の工場に赴き、同機に関連する製造記録及び品質管理について調査を実施した。

同機にランディング・ギアが組み込まれた時期に出荷されたトグル・リンク・アセンブリーを含む前脚ドア開閉リンク機構一式のロット製造記録を調査したが、特に問題は認められなかった。

2.16 同機の飛行機運用規程における、「オルタネート・ランディング・ギア・エクステンション」のチェック・リストは以下のとおりである。

ALTERNATE LANDING GEAR EXTENSION

Condition: Use this checklist when attempt landing gear down with LDG GEAR INOP caution light illuminates, or unable normal landing gear extension.

CAUTION : Landing gear cannot be retracted.

CAUTION : Nosewheel steering is inoperative.

NOTE : To control the aircraft direction during landing roll with nose wheel steering inoperative, depending on crosswind condition, differential brake or power usage together with rudder operation is required.

Airspeed.....185KIAS MAX PF

[Max. speed with landing gear doors open.]

Landing Gear Extension Inhibit Switch.....INHIBIT PNF [PF]

[If LDG GEAR INOP caution light was out, it will illuminate when the L/G INHIBIT switch is selected to INHIBIT.]

NOTE : Leave Landing Gear INHIBIT Switch at INHIBIT.

LANDING GEAR Lever.....DOWN PNF

Landing Gear Alternate Release Door.....OPEN PNF

Main Gear Release Handle.....PULL FULLY DOWN PNF

[Check L DOOR and R DOOR amber doors open and LEFT and RIGHT green locked down advisory lights illuminate.]

Landing Gear Alternate Extension Door.....OPEN PNF

NOTE : Landing Gear Alternate Release and Extension Door must stay fully open after alternate landing gear extension.

If LEFT and/or RIGHT green gear safe advisory lights do not illuminate:

Main Gear

Alternate Extension Hand Pump.....OPERATE PNF

[Insert the Hydraulic Pump handle in the socket and operate pump until LEFT and RIGHT green advisory lights illuminate.]

Nose Gear Release Handle.....PULL FULLY UP PNF

[Check N DOOR amber doors open and NOSE green gear locked down advisory lights on the landing gear control panel illuminate.]

Landing Gear Downlock

Verification Lights.....ON, CHECK, OFF PNF

[Check the three green landing gear downlock verification lights under the landing gear alternate extension door are on.]

ANTI SKID Switch.....TEST PNF

[Make sure INBD ANTI SKID and OUTBD ANTI SKID caution lights go off after three seconds.]

2.17 同機の飛行機運用規程における、「オルタネート・ランディング・ギア・エクステンション」の記述は以下のとおりである。（抜粋）

5-13-5 Alternate Gear Extension

Alternate Extension System (Figure 5.13-20)は、以下の状況に陥った場合の Landing Gear Extension の手段である。

- LDG GEAR INOP Caution Light の点灯。*
- Landing Gear Indication の Fail。*
- No.2 Hydraulic System Pressure のLoss。*

Landing Gear Extension INHIBIT Switch は、Flight Compartment Ceiling の Main LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE Door 近くに装備されている。Switch を INHIBIT に Set すると、Landing Gear System から Hydraulic Pressure が Isolate される。Main LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE Door を Open にすると、Normal Hydraulic Extension System の Bypass Valve が機械的に Open になり、

MAIN L/G RELEASE Handle に Access することができる。Handle を引くと、Main Landing Gear Door と Uplock が Release される。これにより、Main Gear は Free Fall するが、完全には Extend されていないこともある。そのため Flight Compartment Floor にある LANDING GEAR ALTERNATE EXTENSION Door を Fully Open にして、Alternate Extension Handpump と NOSE L/G RELEASE Handle に Access する。Door を開くことにより、MLG Alternate Selector Valve が機械的に作動する。Main Landing Gear が Down & Lock Position にない場合、Copilot Seat 後方にある Extension Pump Handle を Pump Handle Socket に差し込み、手動で Main Gear Extension の Operation を完了させて、Down & Lock にする (Figure 5.13-21)。LANDING GEAR ALTERNATE RELEASE Door と MAIN LANDING ALTERNATE RELEASE Door は共に、Alternate Landing Gear Extension が終了した後も Fully Open のままにしておく。

NOSE L/G RELEASE Handle を引くと Nose Gear Uplock と Door は Release され、Nose Gear は Down & Lock Position に Free Fall するが、その際 Airflow も Down & Lock Position になることを Assist する。

(付図 5 参照)

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 機長及び副操縦士の口述から、同機は大阪国際空港を離陸後、脚を上げる操作については問題なく行うことができたので、高知空港着陸前の脚下げ操作時まで脚系統の異常に気が付くことができなかつたものと推定される。

3.4 2.10 の調査結果から、高知空港への着陸に際して、同機の前脚が下りなかつたのは、脚を下ろす操作が行われても前脚ドアが閉じたままであったため、前脚の下りる動きがドアに妨げられたことによるものと認められる。

3.5 2.10 の調査結果から、同機の前脚ドアが開かなかつたのは、脚を上げた状

態での飛行中に、前脚ドアの開閉リンク機構の一部であるトグル・リンクのヒンジ部からスペーサーが限度を超えて後方に抜け出し、その後脚を下ろす操作が行われた時、前脚ドアを開くための行程の途中でトグル・リンクが上方に折れ曲がる際に、スペーサーがサポート・フィッティングと干渉し、この結果トグル・リンクの動きが阻害されたことによるものと認められる。

3.6 同機のトグル・リンクのスペーサーが抜け出したのは、スペーサーを通して取り付けられるべきボルトが存在せず、同機の運航期間（ランディング・サイクル：4,197サイクル、この間にノーズ・ランディング・ギア・ドアは16,788回作動する。）中に、前脚の上げ下げ、機体振動、機体加速度等の影響によりトグル・リンクからスペーサーが徐々に機体後方へ抜け出す向きに力が働いたことによるものと推定される。

スペーサーとサポート・フィッティングが干渉したのは、2.12.1(4)に記述したように、ボルトが欠落してスペーサーが後方へ抜け出した場合、サポート・フィッティングと干渉しやすい位置関係となっていたことによるものと推定される。

3.7 2.12.2の調査結果から、同機においては、ボルトが取り付けられていた場合には、ボルト・ヘッドの裏側となるトグル・リンク表面及びキャスルナット／ワッシャーが接触するはずのトグル・リンク表面には、これらが取り付けられている他機と異なり、汚れ、塗料の剥がれ等がないことから、同機製造後の早い時期から本事故が発生するまでの間、ボルト及びキャスル・ナット／ワッシャーは存在していなかったものと考えられる。

2.12.4(2)のフランジ・ブッシング内面の調査からも、ボルトが早い時期から存在していなかったことが推定される。また、2.12.3に記述したとおり、メカニカル・ストッパーの打痕幅が広がったことは、ボルトが取り付けしていなかったために、トグル・リンクの機械的な遊びが大きくなったことによるものと推定される。

(写真16参照)

3.8 ボルトが存在しない結果となり得る整備作業については、2.13.3に示したとおり、同機が我が国に輸入された後は、トグル・リンクに係る整備作業が行われたことを示す記録は存在せず、その一方、2.14.2に示したとおり、製造過程の不具合修理としてトグル・リンク・アセンブリーを含む前脚ドア開閉リンク機構一式及びサポート・フィッティングが交換されていた。この製造過程の不具合修理時に、前脚ドア開閉リンク機構一式からトグル・リンク・アセンブリーのみが取り外され、機体組立時には分解されないトグル・リンクのヒンジ部がいったん分解され、その後の取付時に

ボルト、ナット等の再取り付けが行われなかったものと考えられる。

3.9 前脚の上げ下げに係る機構の重要な修理作業であったにもかかわらず、2.14で記述したとおり、その修理手順を示す書類は作成されず、具体的な検査項目も指定されていなかった。トグル・リンク・アセンブリーを含む前脚ドア開閉リンク機構を製造しているグッドリッチ社の図面には結合ボルト締め付けトルク値が規定されており、不具合修理を行う際に、このトルク値等を規定した手順書を作成し、作業者にこれに従うよう指示していれば、ボルト等の再取付忘れは起らなかったものと考えられる。

なお、本事故発生以前の航空機製造時のボンバルディア社のアセンブリー・マニュアルにはトグル・リンク・ボルト締め付けトルクの指定がなかったが、本事故後マニュアルが改定されてトルク値が指定された。

3.10 乗務員の口述から、同機は事態の発生後、約2時間の飛行が可能な搭載燃料があり、乗務員が対処手段を検討して実行する時間を有して冷静さが保たれていたため、乗客への状況の周知及び指示の内容と時期が適切であったと思われ、乗務員の訓練に基づいた行動が、乗客の落ち着きを維持させたものと推定される。また、着陸時の操縦操作も適切であったと考えられる。

4 原因

本事故は、飛行中の通常操作及び代替操作による脚下げ操作にもかかわらず、前脚ドアが閉じたままであったために前脚が下りず、この状態で同機が着陸した際に前方胴体下部が滑走路表面に接触し、損傷したことによるものと認められる。

前脚ドアが開かなかったことは、前脚ドア開閉リンク機構の一部を構成するトグル・リンクのヒンジ部からスペーサーが抜け出して、サポート・フィッティングと干渉し、トグル・リンクの動きが阻害され、かつ、このため前脚ドア開閉リンク機構全体の動きが拘束されたことによるものと認められる。

スペーサーが抜け出したことは、ボルト、ナット等が装着されていなかったことから同機の運航期間中に前脚の上げ下げ、機体振動、機体加速度等の影響を受けて、トグル・リンクからスペーサーが徐々に機体後方へ抜け出す向きの力が働いたことによるものと推定される。ボルト、ナット等が装着されていなかったことは、航空機製造過程の不具合修理において、それらの部品の再取り付けが行われなかったことによる

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、本事故に鑑み、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。

今回の事故発生に関与したと考えられる不具合処理においては、重要な部品の交換作業が行われたにもかかわらず、交換作業の手順を具体的に指示する書類がなく、結果として作業中に誤りが生じたものと考えられることから、ボンバルディア社の品質管理体制、特に不具合処理に関する品質管理体制を更に強化するよう指導すること。

6 参考事項

6.1 国土交通省航空局は、耐空性改善通報(TCD-7074-2007:平成19年3月13日発行/発効)により「ノーズ・ランディング・ギアが展開できなくなる不具合防止」を指示した。

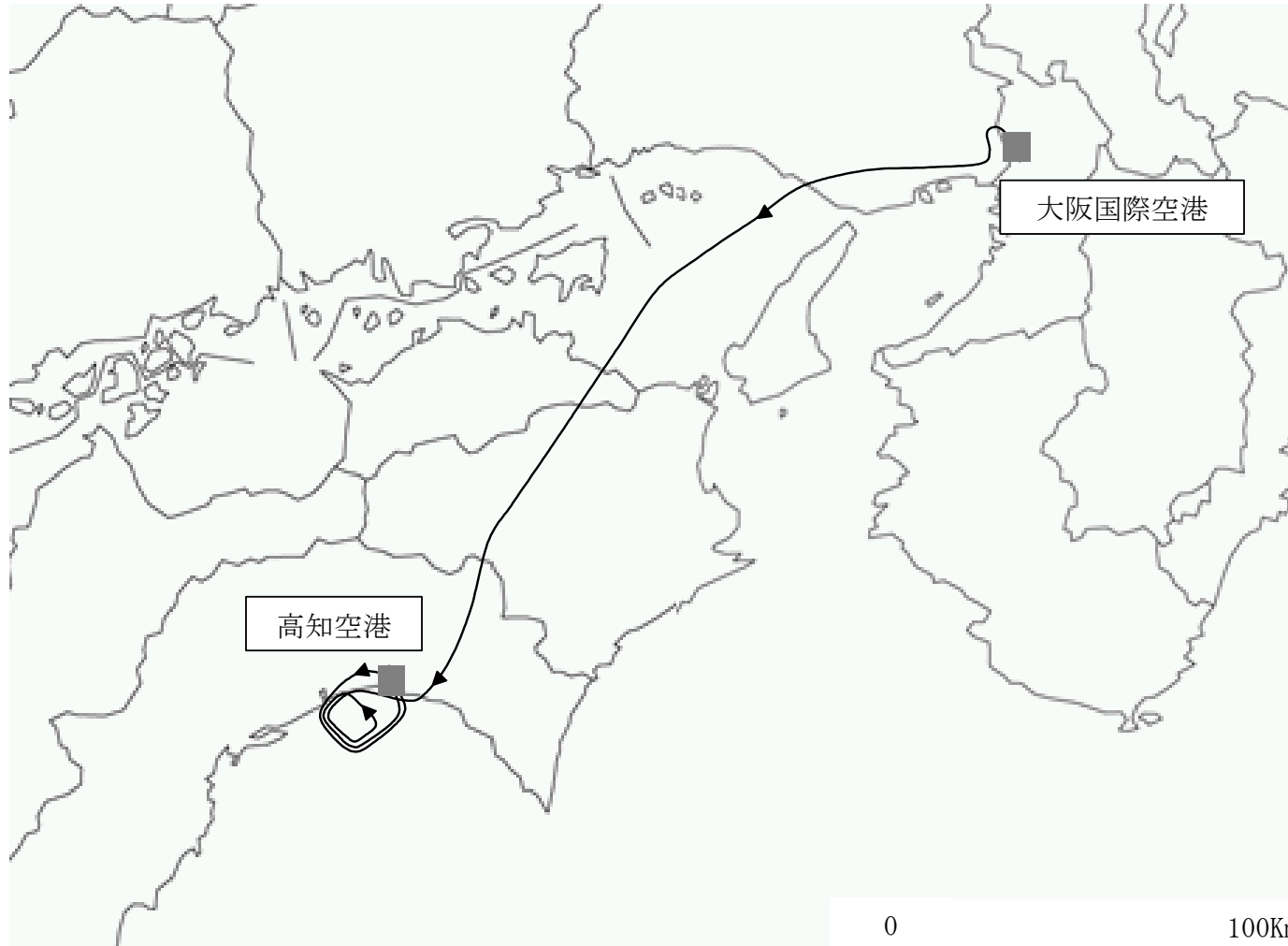
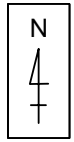
6.2 航空機製造者は、All Operator Message No.210(13 MAR 07)及びNo.211(14 MAR 07)を発行し、当該型式機の利用者に対して当該不具合の情報及び点検を求めた。

6.3 国土交通省航空局は、ボンバルディア式DHC-8-402系列型機運航会社に対して通達(国空機第1317号:平成19年3月15日付け)を発行し、前脚ドア機構の詳細点検をA整備(400時間点検)ごとに繰り返し実施するよう、整備規程に反映するよう指示した。

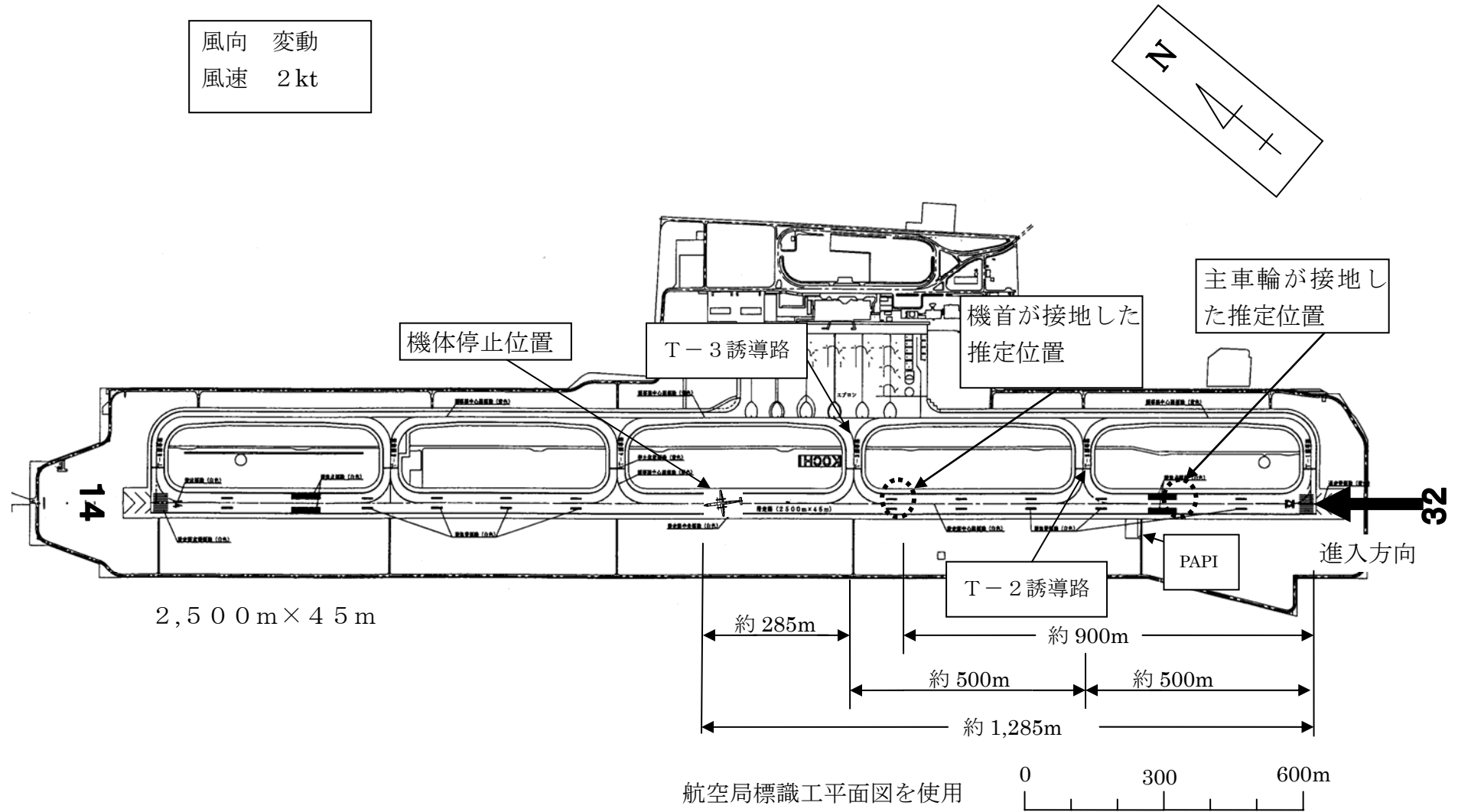
6.4 ボンバルディア社によれば、DHC-8系列型機で前脚が出ない状態での着陸事例は次のとおりである。

1987年以降9件発生しているが、DHC-8-400型(以下「DHC-8-」を省略する。)に関しては本事故が初めての事例である。400型ではその後1件の事例はあるが、本事故とは無関係である。残る7件は100, 200, 300各型に関するものである。100, 200, 300各型は400型と異なっており、脚の製造者も異なる。これらの事象のいずれも前脚システムの部品欠落とは無関係である。

付図1 推定飛行経路図

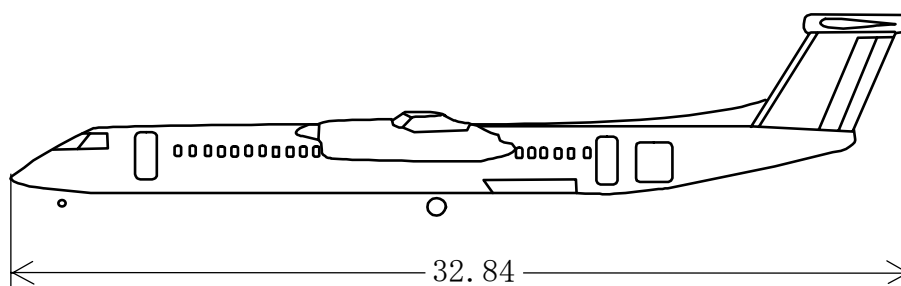
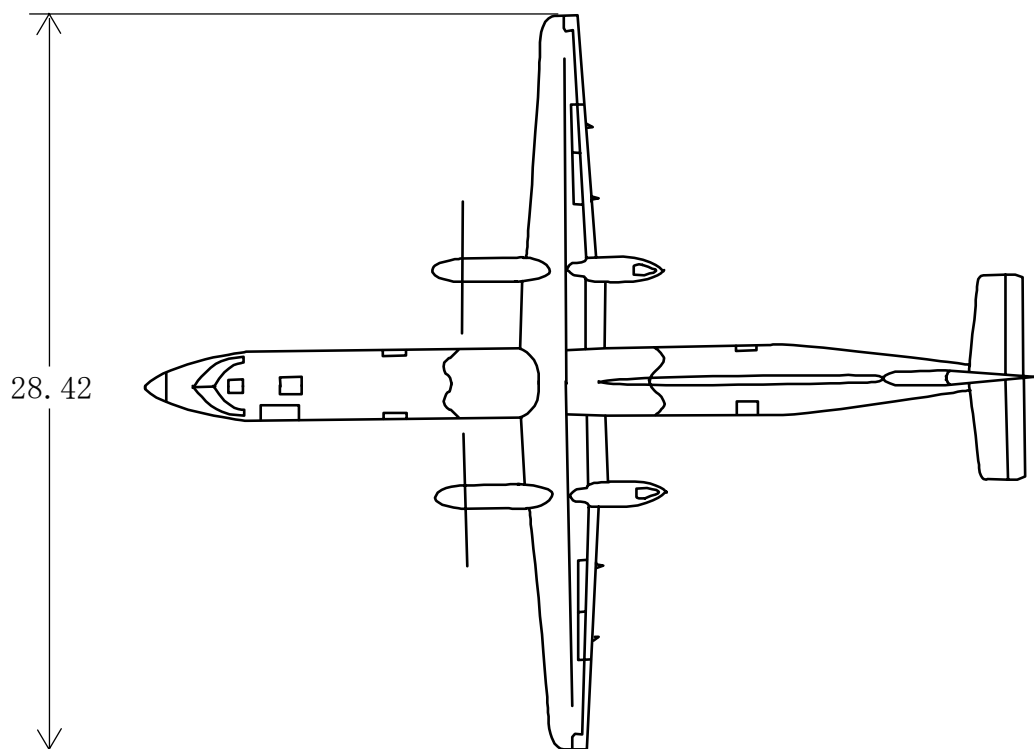
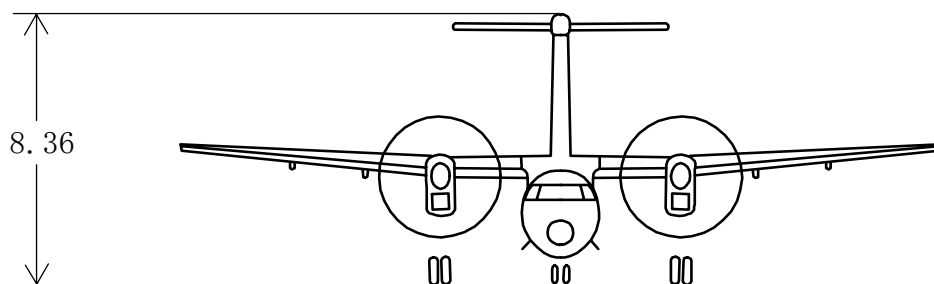


付図2 事故現場見取図



付図3 ボンバルディア式DHC-8-402型
三面図

単位：m



付図4 ランディング・ギア・コントロール・パネル 解説図

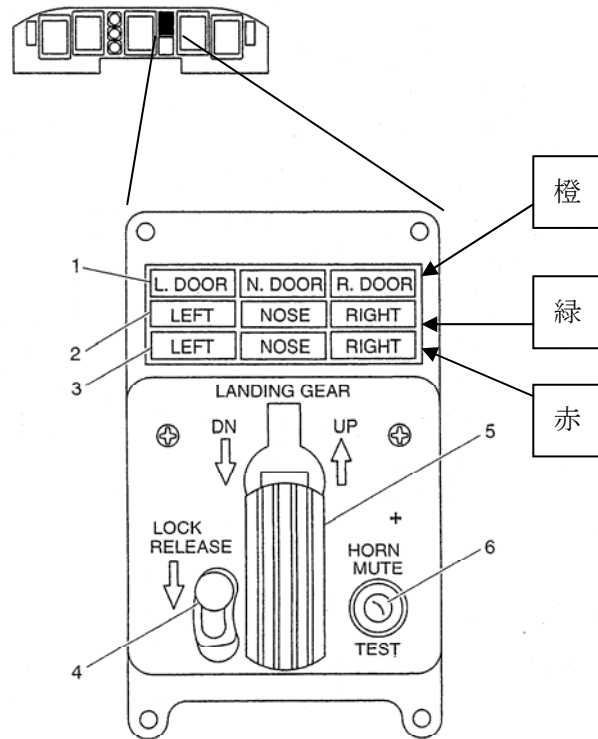


Figure 5.13-3 Landing Gear Control Panel

LANDING GEAR CONTROL PANEL CALLOUTS

1. GEAR DOOR ADVISORY LIGHTS

(L.DOOR, N.DOOR, R.DOOR) Segment (Amber) - 当該 Hydraulic Gear Door が Open している。

- Hydraulic Pressure がない場合、Hydraulic Gear Door は Open のままである。

(L.DOOR, N.DOOR, R.DOOR) Segment (Blank) - 当該 Hydraulic Gear Door が Close している。

- 通常の Gear Extension/Retraction 後、Hydraulic Gear Door は Close する。

2. LANDING GEAR SAFE ADVISORY LIGHTS

LEFT, NOSE, RIGHT Segment (Green) - 当該 Gear が Downlock されている。

- Light は、CAUT/ADVSY LIGHTS Toggle Switch によって Test することができる。

- Gear は、Downlock Verification Light でも確認することができる。

LEFT, NOSE, RIGHT Segment (Blank)

- 関連する Gear は Downlock されていない、または Uplock Position にある。

3. LANDING GEAR UNSAFE ADVISORY LIGHTS

LEFT, NOSE, RIGHT Segment (Red) - 当該 Gear は、Uplock または Downlock されていない。

LEFT, NOSE, RIGHT Segment (Blank) - 当該 Gear は、Uplock または Downlock されている、あるいは Light に Power が供給されていない。

4. SELECTOR LEVER LOCK BUTTON (Momentary Action)

PUSH DOWN AND HOLD - Landing Gear Handle の作動を可能とする。

5. LANDING GEAR SELECTOR LEVER/LIGHT (Two Position)

UP - Landing Gear の Retraction Sequence を開始する。

DN - Normal Landing Gear の Extension Sequence を開始する。

- Alternate Gear Extension 時にも DN に Select する。

- No Smoking Sign が点灯していない場合、自動的に ON になる。

HANDLE (Amber)

- Landing Gear の作動状況が、Landing Gear Selector Handle の位置と一致していない。

6. LANDING GEAR WARNING HORN MUTE/TEST SWITCH

(Two Position, Momentary Action)

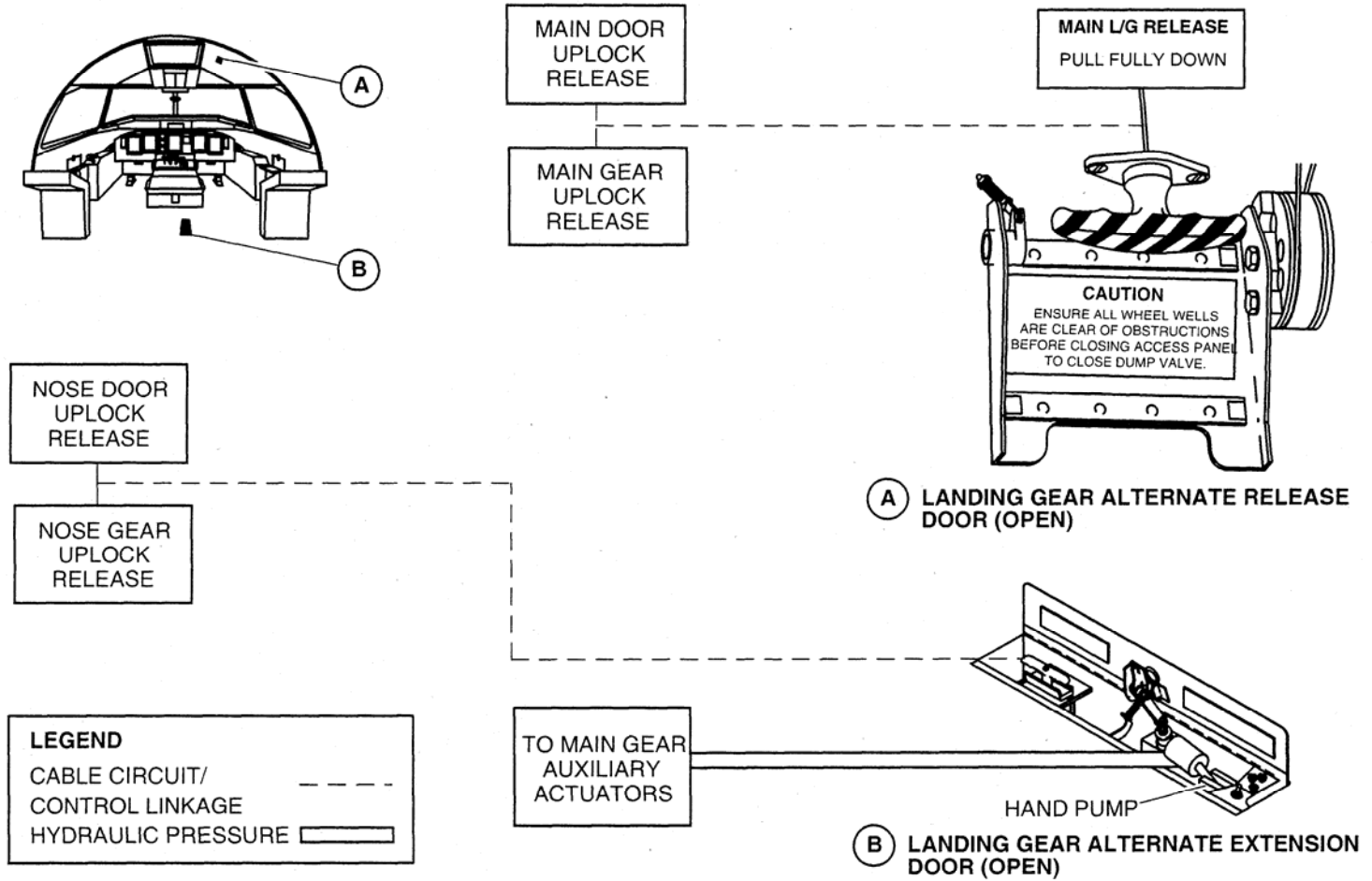
TEST - Flight Compartment 内の Speaker から Gear Warning Tone が鳴る。

HORN MUTE - 一定の Configuration においては、Gear Warning Tone (音) が止む。

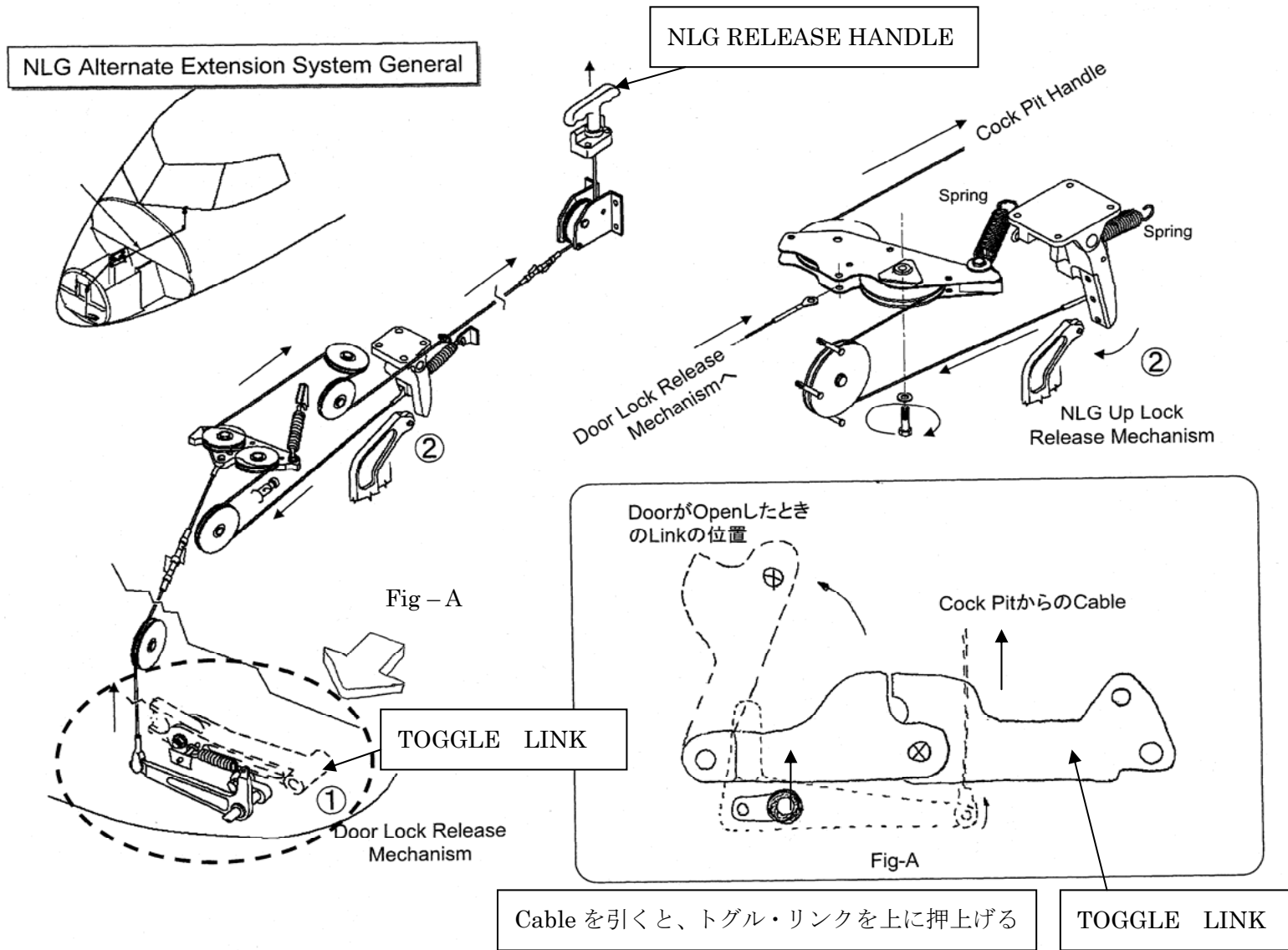
付図5 オルタネート・イクステンション・システム・解説図

飛行機運用規程より引用

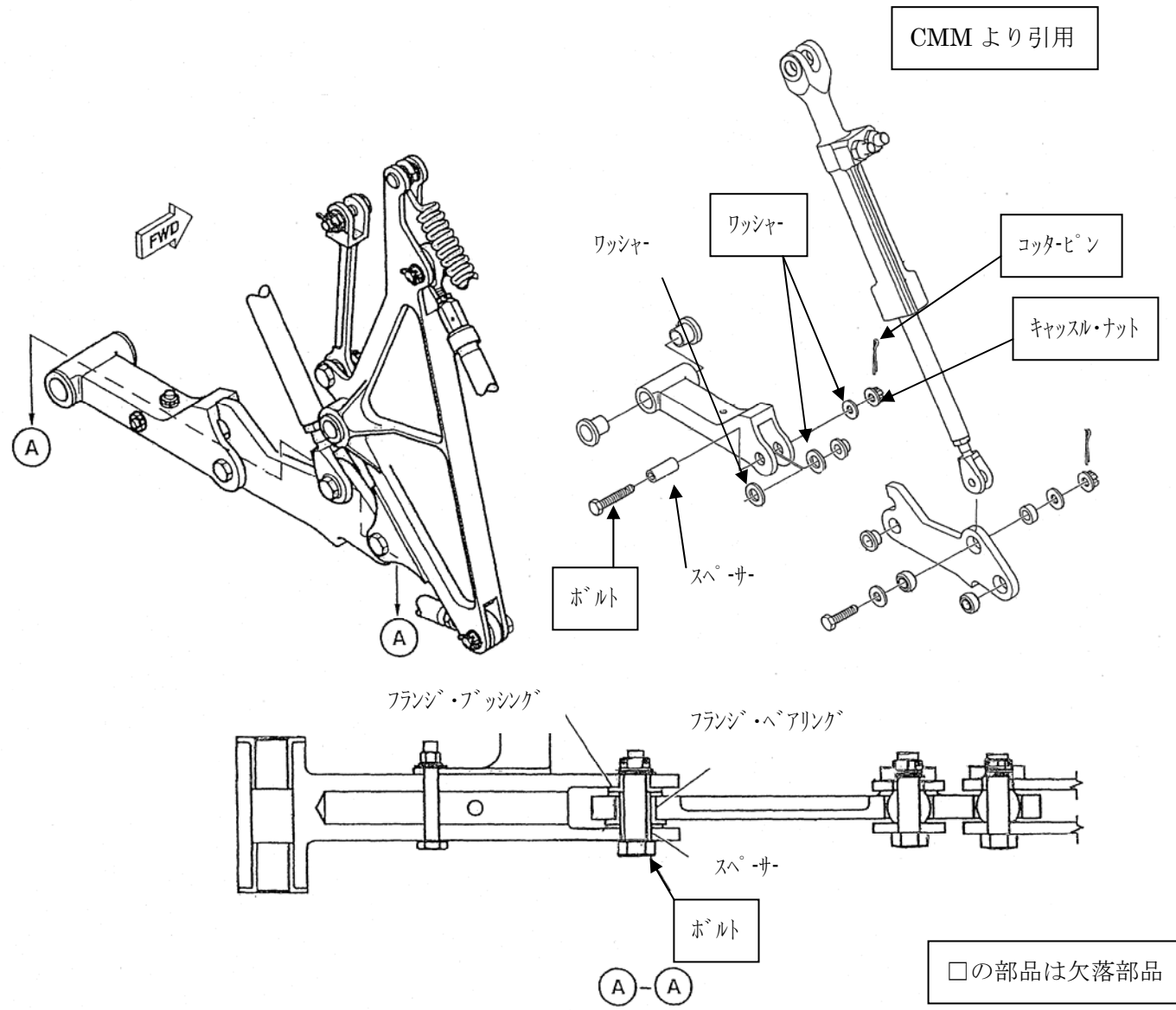
Figure 5.13-20 Alternate Landing Gear Extension Schematic



付図6 ノズ・ランディング・ギア・オルタネート・エクステンション・システム 解説図



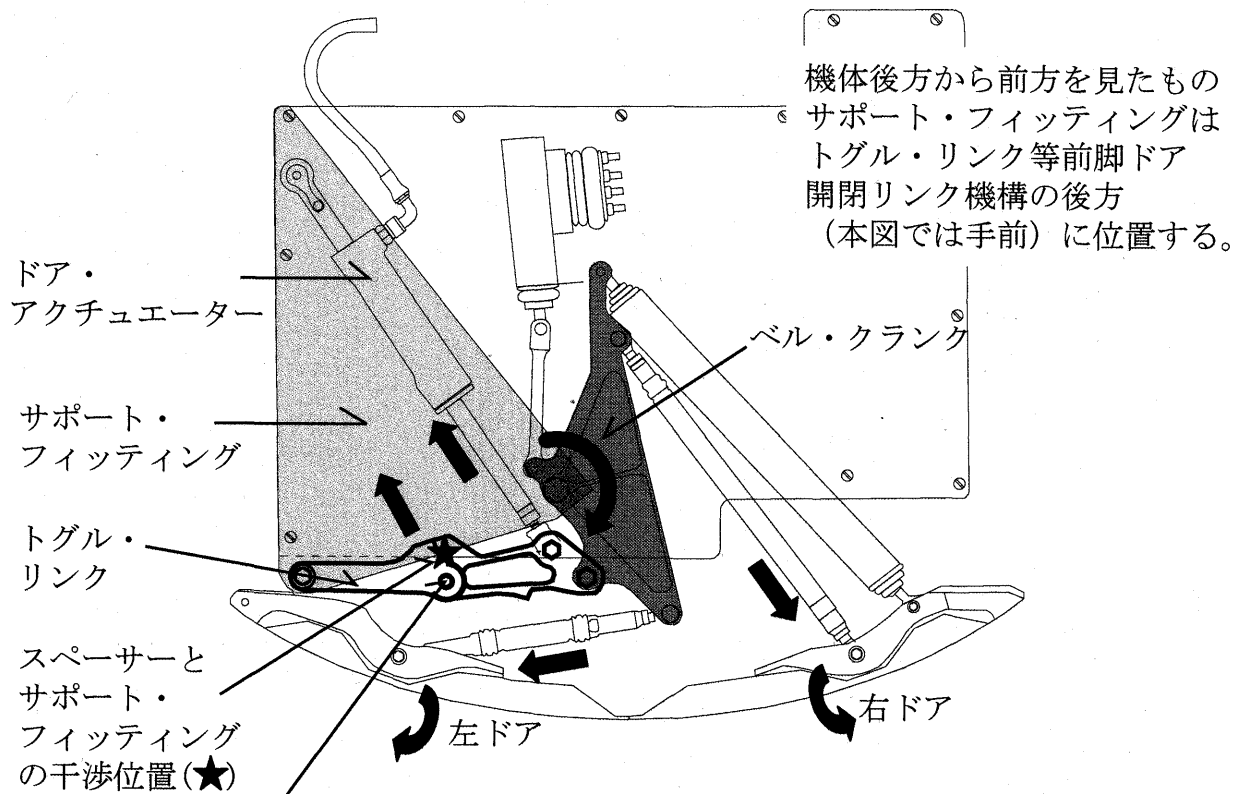
付図7 トグル・リンク詳細図



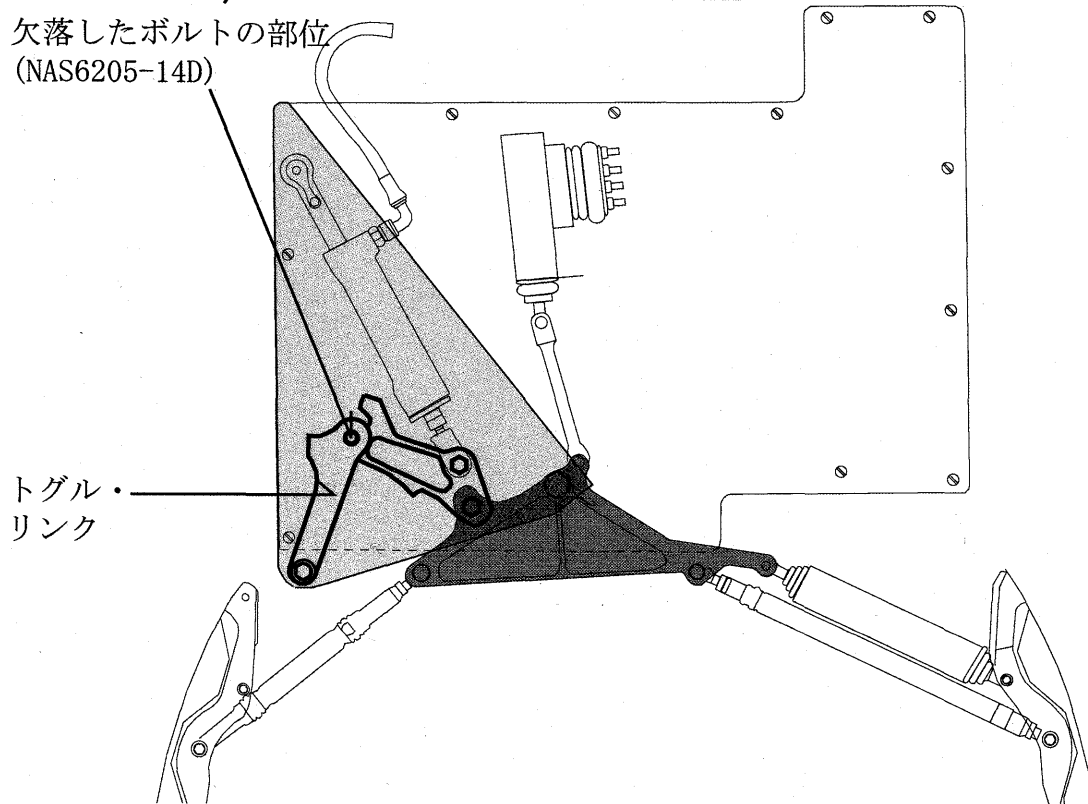
付図8 前脚ドア開閉機構図

製造者資料を基に作図

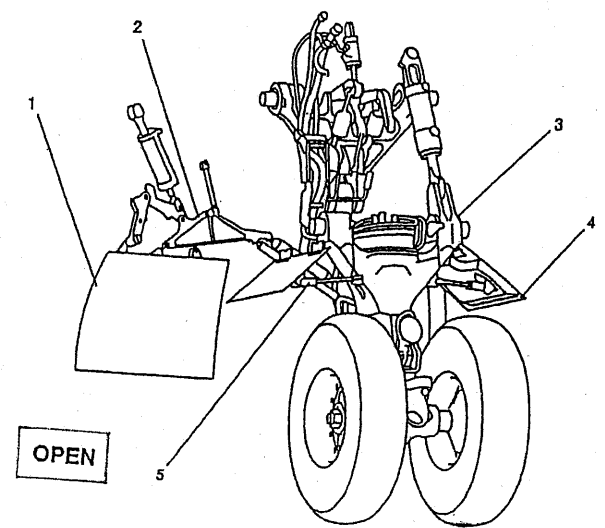
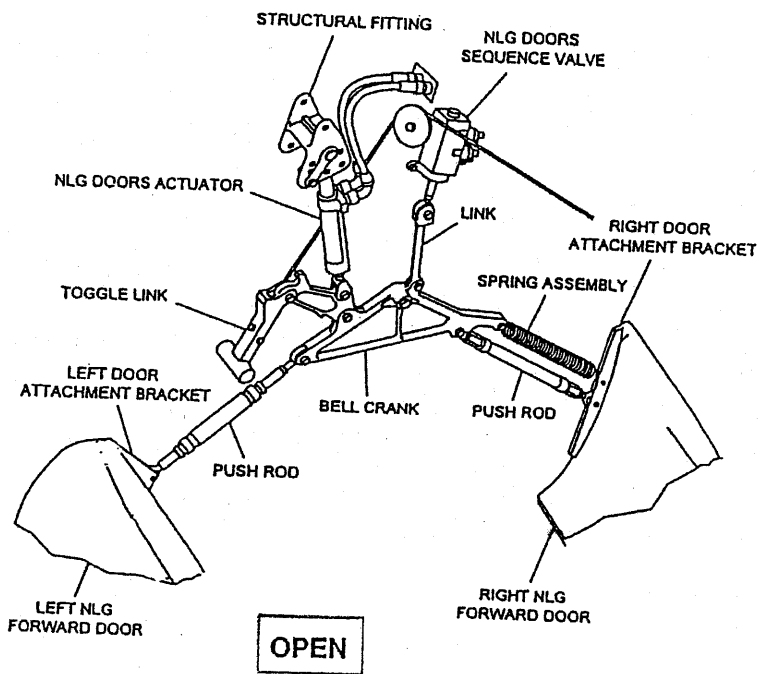
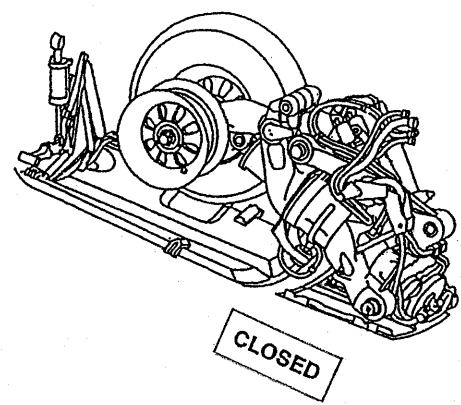
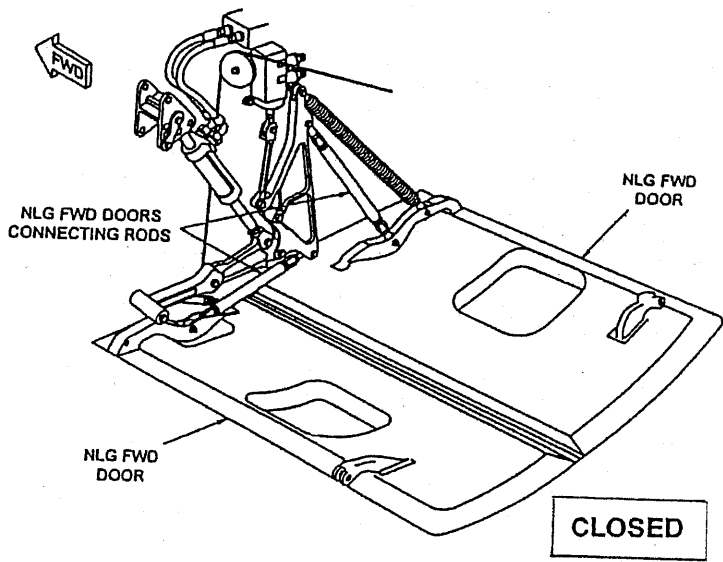
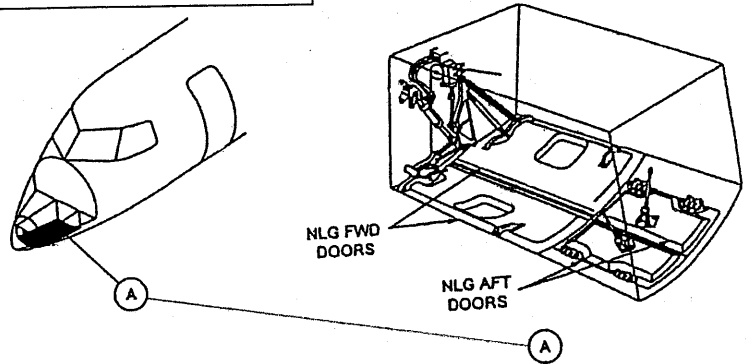
前脚ドア閉状態



前脚ドア開状態



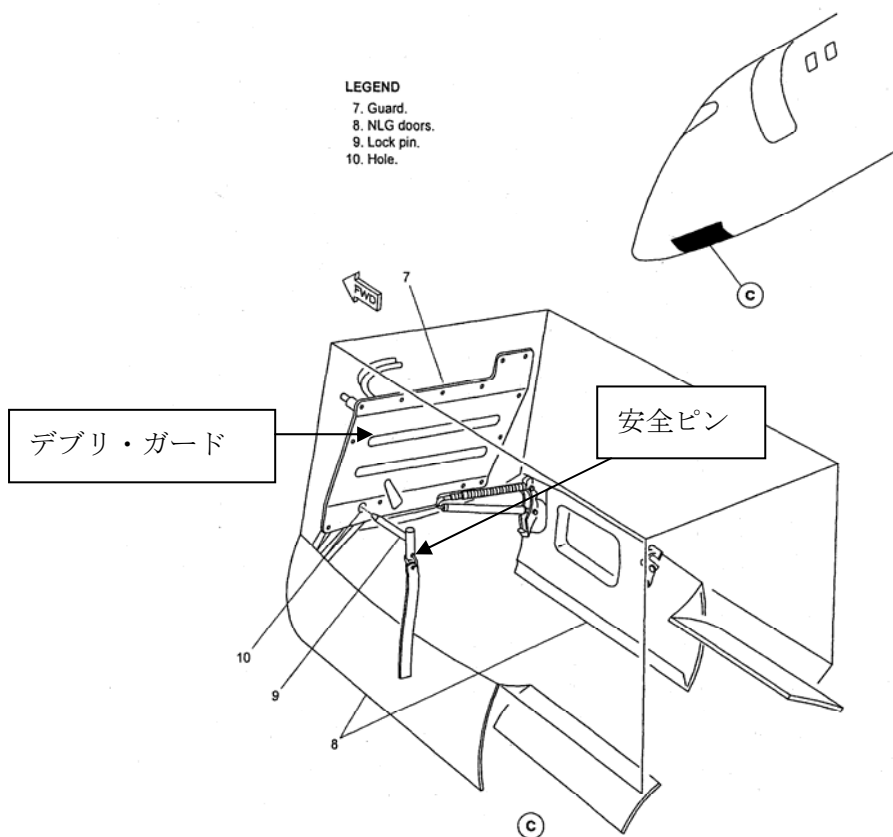
付図 9 前脚ドア開閉状況図



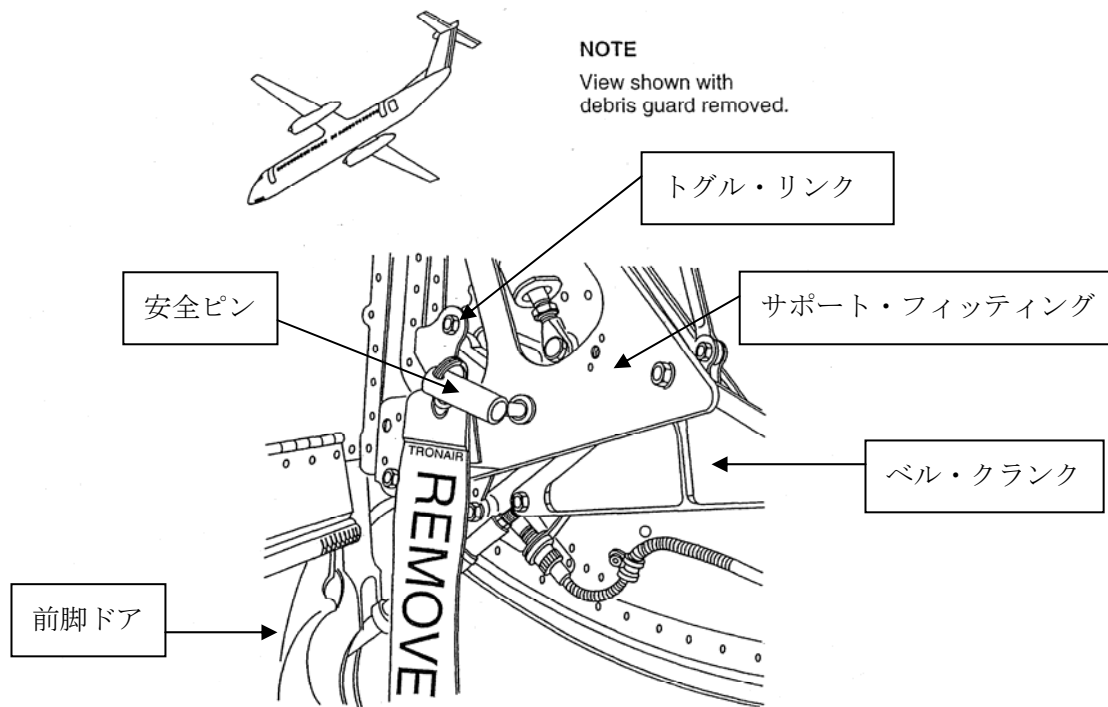
- LEGEND**
- 1. Forward Door.
 - 2. Forward Door Operating Mechanism.
 - 3. Shock Strut Assembly.
 - 4. Aft Door.
 - 5. Aft Door Actuating Linkage. (脚柱に固定)

付図10 安全ピン使用状況図

デブリ・ガードを装着時に使用しているところ



デブリ・ガードを外して使用しているところ



製造者資料より引用

写真1 事故機（1）



写真2 事故機（2）



写真3 同機前脚ドア・リンク(脚室内)

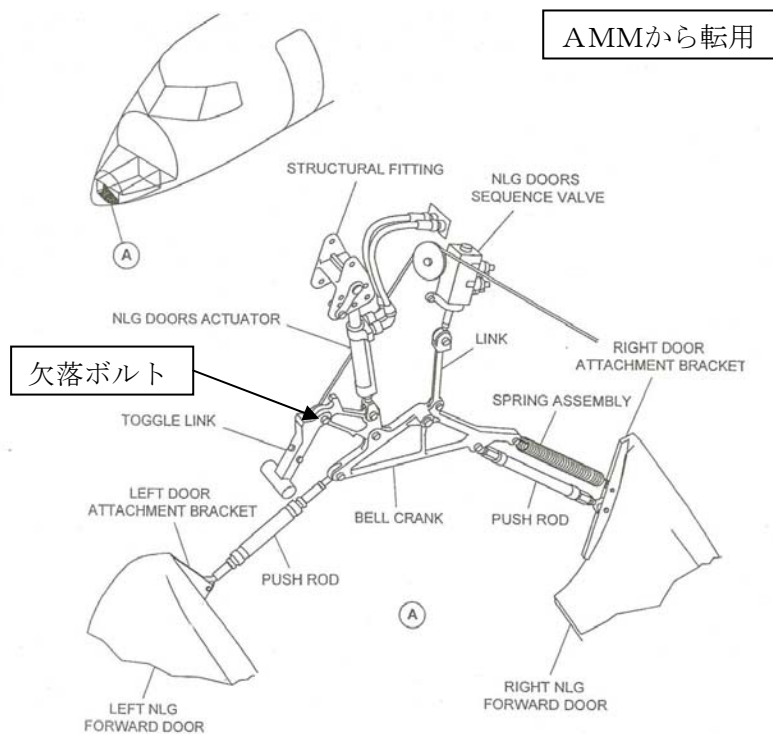
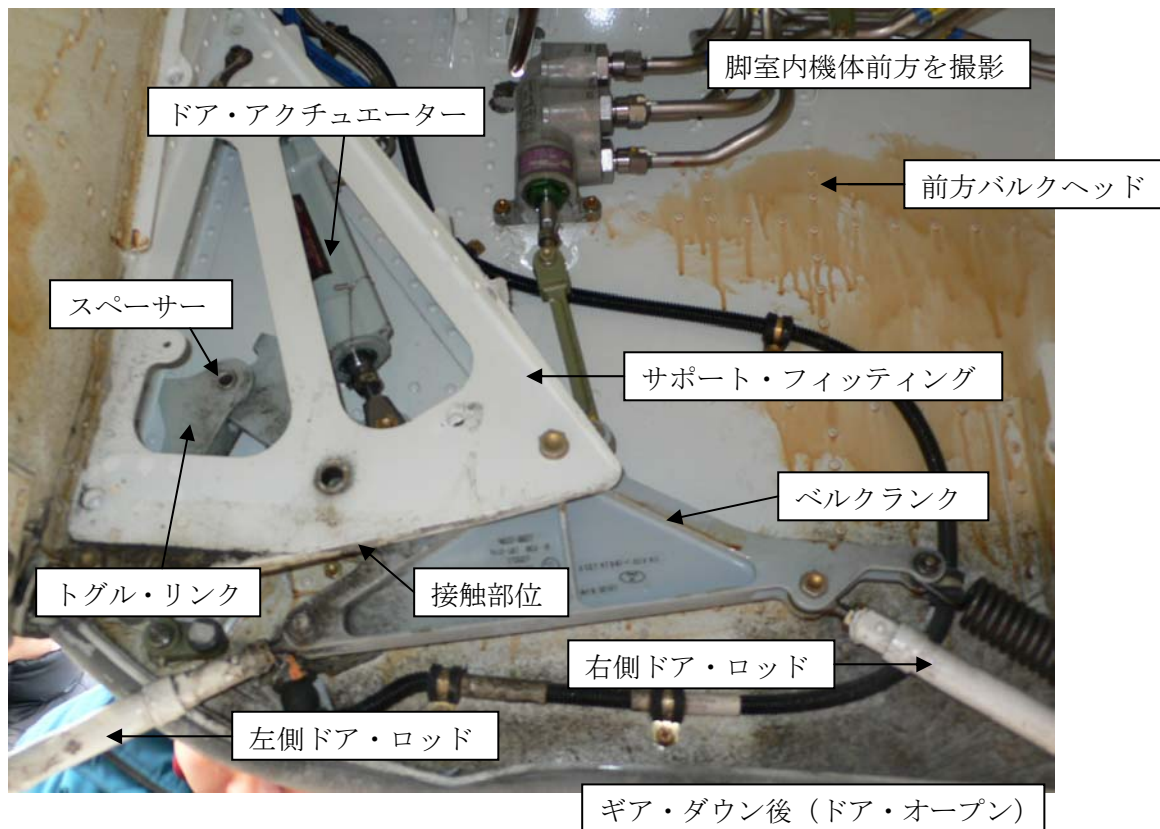


写真4 スペーサー接触部分

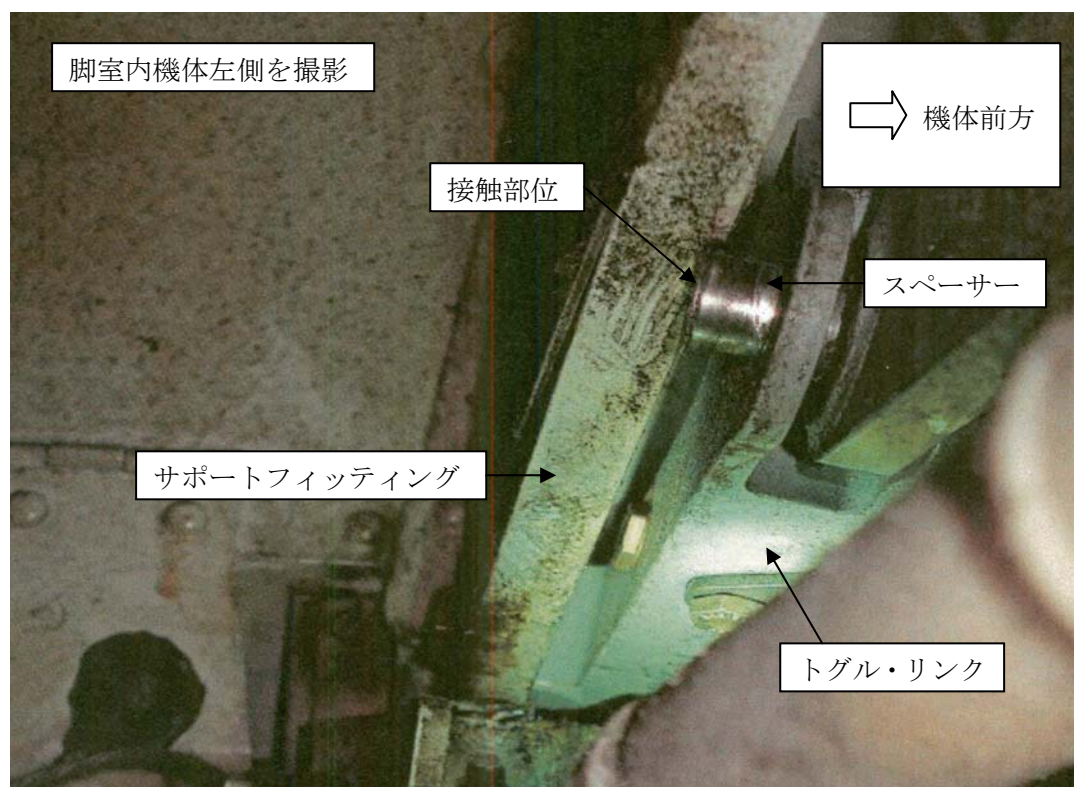


写真5 同機のスぺーサー及びボルト



写真6 同機の特グル・リンク (1)

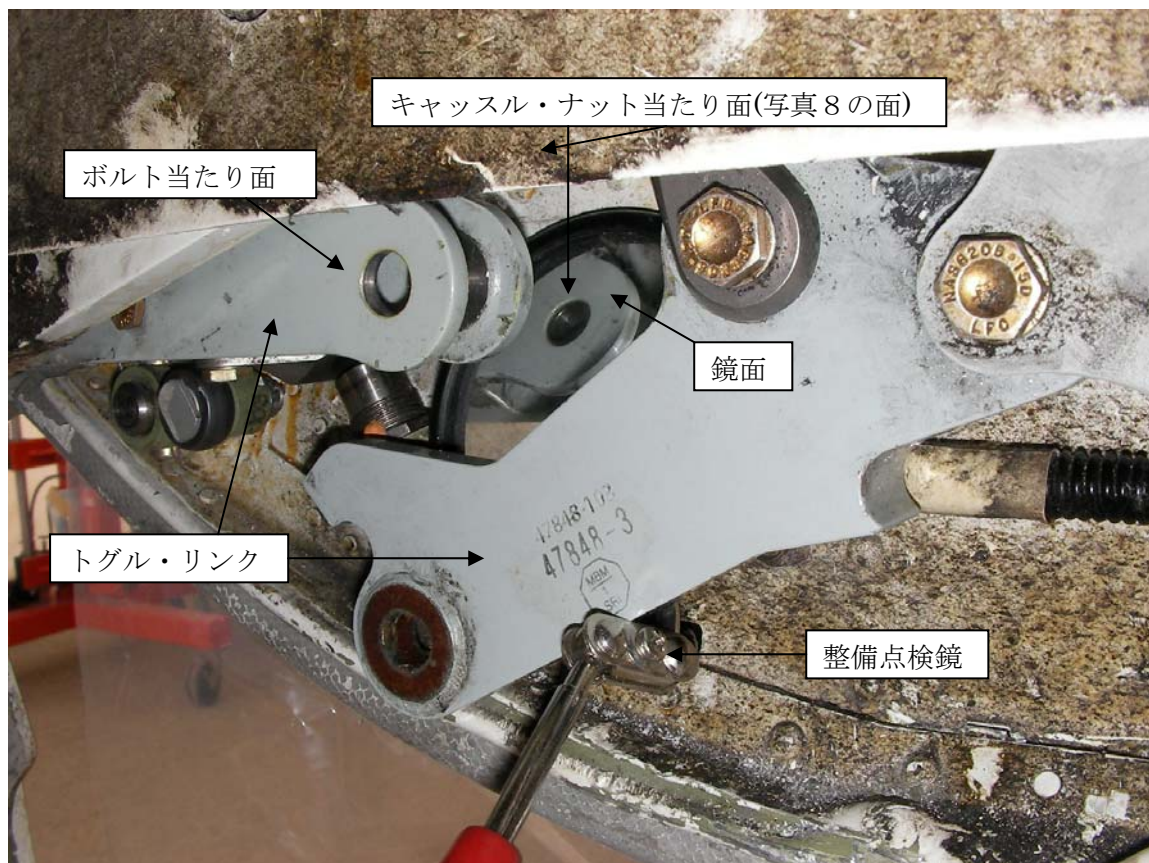


写真7 同機の特グル・リンク (2)



写真8 同機のトグル・リンク (3)



写真9 他機Aのトグル・リンク

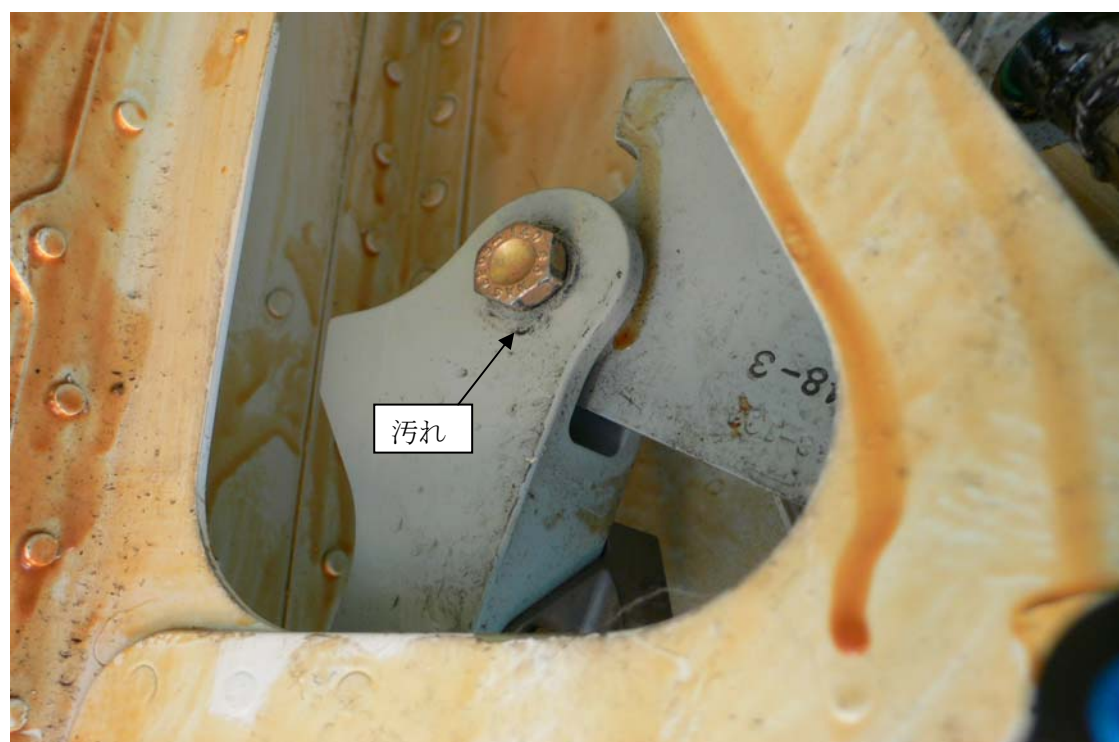


写真10 他機Bのトグル・リンク



写真11 他機Cのトグル・リンク



写真12 同機のフランジ・ブッシングの内面

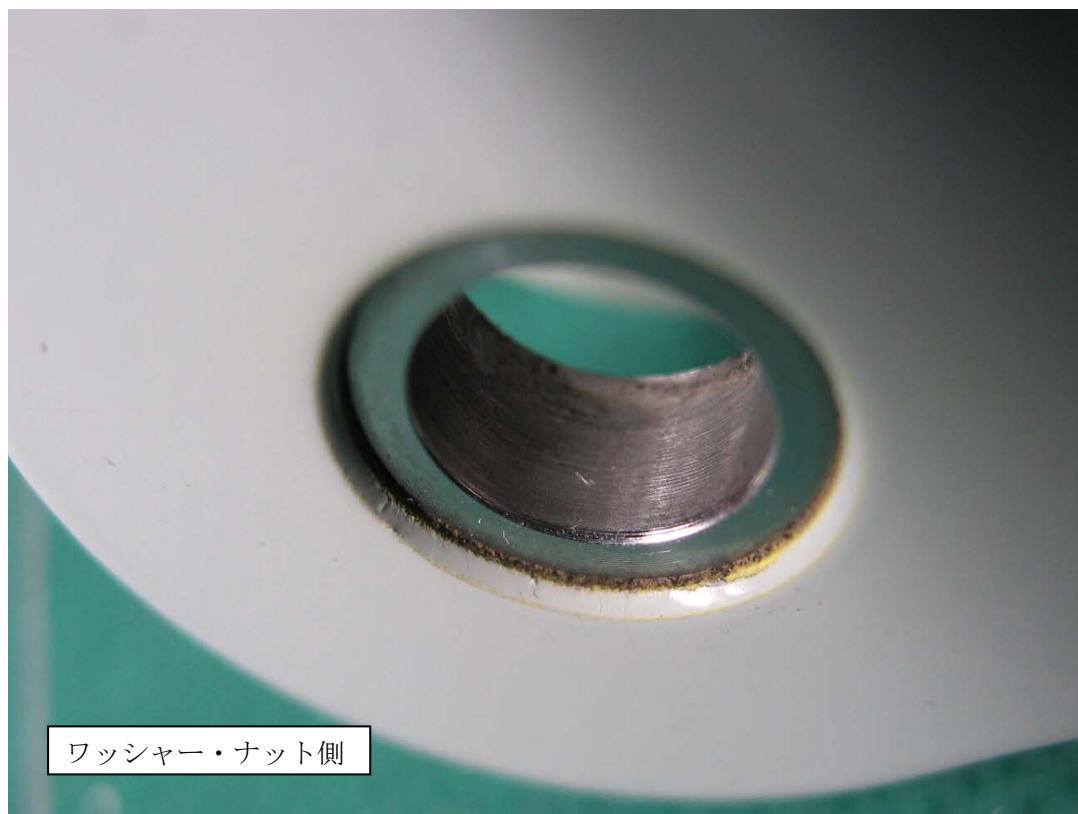


写真13 他機Dのフランジ・ブッシングの内面

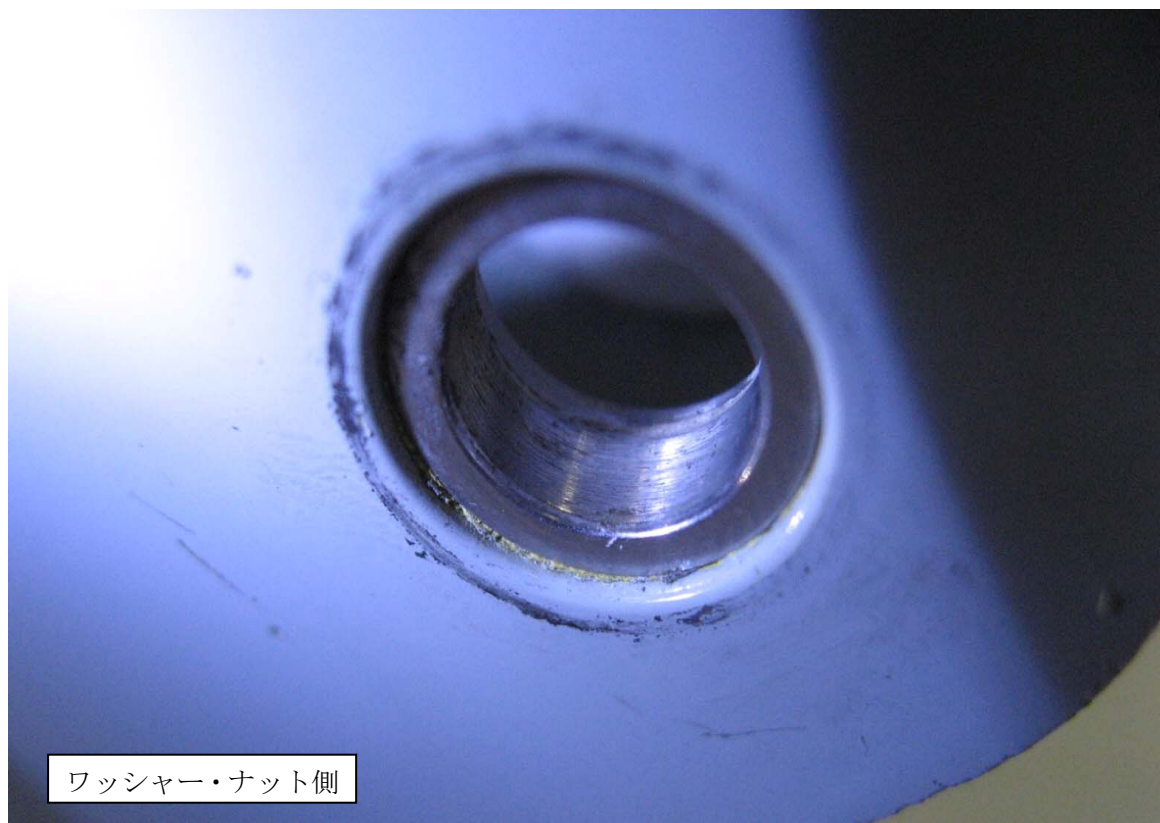


写真14 新品のフランジ・ブッシングの内面



写真15 サポート・フィッティング塗装剥がれ



写真16 事故機のメカニカル・ストッパー打痕

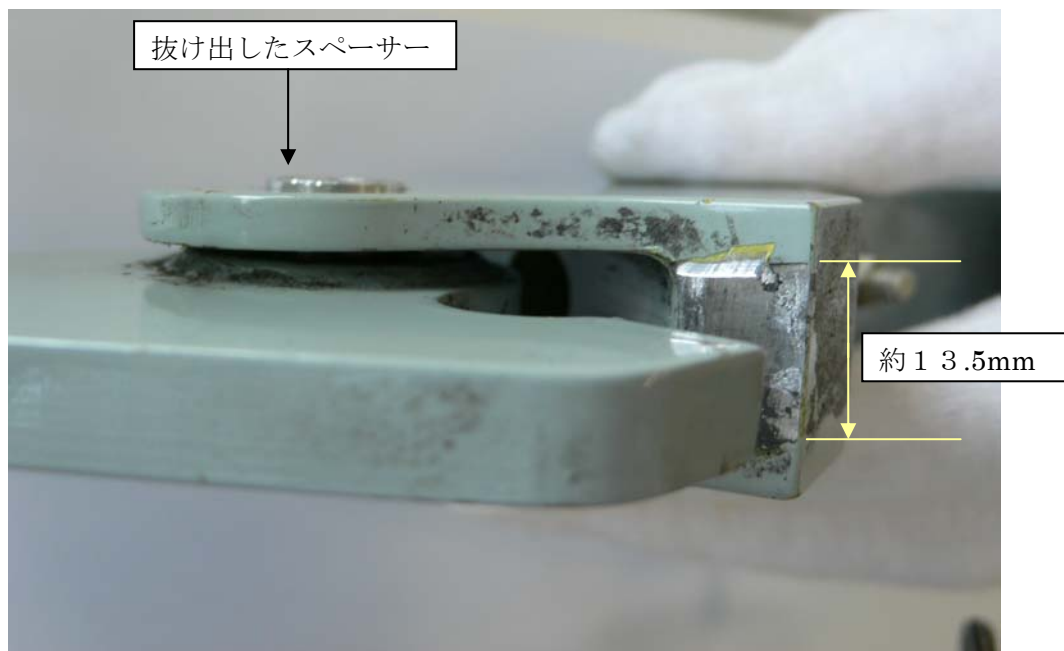


写真17 他機のメカニカル・ストッパー打痕

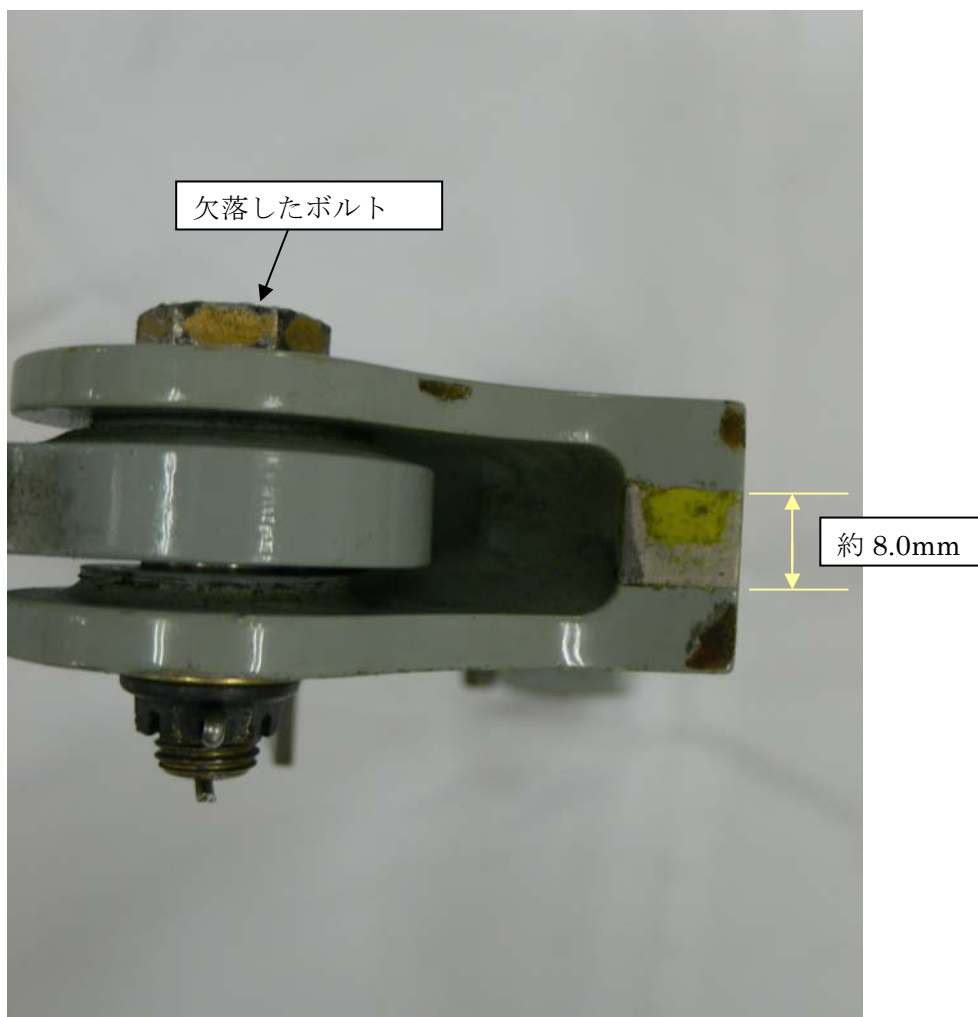
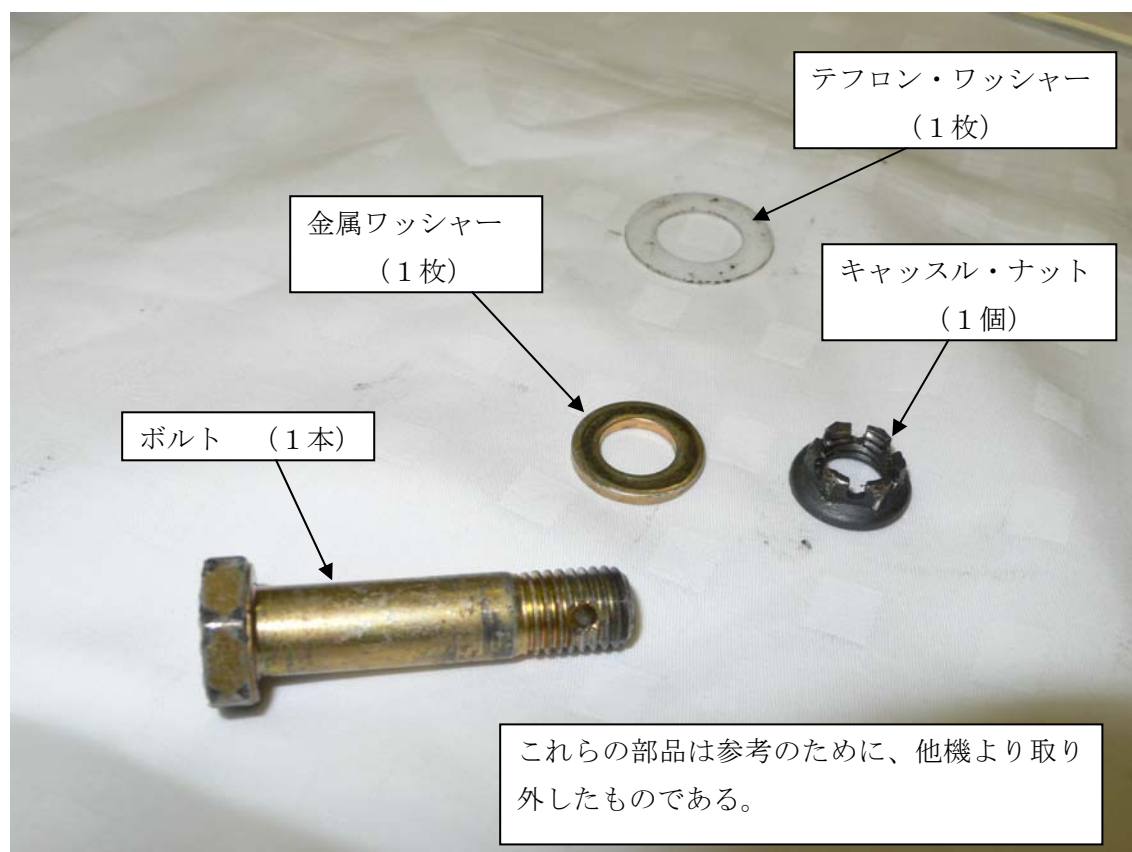


写真18 欠落していた部品



《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。

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」