AA2013-4

航 空 事 故 調 査 報 告 書

Ⅰ　東邦航空株式会社所属
ユーロコプター式ＡＳ３５０Ｂ３型　ＪＡ５０８Ａ
操縦不能による墜落

Ⅱ　フェデラル エクスプレス コーポレーション所属
マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型　Ｎ５２６ＦＥ
着陸時の機体損壊及び火災

平成２５年 ４ 月２６日

JTSB 運輸安全委員会
Japan Transport Safety Board

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　フェデラル エクスプレス コーポレーション所属
マクドネル・ダグラス式MD－１１Ｆ型　Ｎ５２６ＦＥ
着陸時の機体損壊及び火災

航空事故調査報告書

所　　属　フェデラル エクスプレス コーポレーション
型　　式　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型
登録記号　Ｎ５２６ＦＥ
事故種類　着陸時の機体損壊及び火災
発生日時　平成２１年３月２３日　０６時４９分ごろ
発生場所　成田国際空港Ａ滑走路

平成２５年 ４ 月 ５ 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＞

フェデラル エクスプレス コーポレーション所属マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型Ｎ５２６ＦＥは、平成２１年３月２３日（月）０６時４９分（日本時間）ごろ、同社の定期ＦＤＸ８０便（貨物便）として成田国際空港滑走路３４Ｌへの着陸の際にバウンドを繰り返し、左主翼が胴体付け根付近で破断して出火した。機体は炎上しながら左にロールして裏返しとなり、滑走路西側の草地に停止した。

同機には、機長及び副操縦士１名が搭乗していたが、両名とも死亡した。

同機は大破し、火災により機体の大部分が焼損した。

＜原因＞

本事故は、同機が、成田国際空港滑走路３４Ｌに着陸した際、ポーポイズに陥り、３回目の接地時に左主脚から左主翼構造に伝わった荷重が設計値（終極荷重）を大幅に上回るものとなったため、左主翼が破断したものと推定される。

同機は左主翼から漏れ出した燃料に着火して火災を起こし、左にロールしながら進み、同滑走路の左側にある草地に裏返しの状態で停止したものと推定される。

同機がポーポイズに陥った直接的な要因としては、以下のことが推定される。

(1)　１回目の接地前から接地後にかけて操縦桿を大きく前方に操作したため、１回目のバウンド中に急激に機首が下がり、この結果２回目の接地が前脚からとなって接地後に地面からの反力で機首が大きく上がり、２回目の大きなバウンドが生じたこと。

(2)　２回目のバウンド中に、推力を使用せずにピッチ角の制御のみで同機をコントロールしようとして、操縦桿を大きく操作したこと。

また、間接的な要因としては、以下のことが推定される。

(1)　風向風速の変化や気流の乱れにより、速度やピッチ角が安定せず、降下率が大きな状態で進入したこと。

(2)　フレアの開始が遅れ、急激で大きなフレア操作となり、１回目のバウンドが生じたこと。

(3)　バウンド中のピッチ角の急激な変化により、運航乗務員がバウンド中のピッチ角と高度（主脚の滑走路高）を正確に判断することが困難であった可能性があること。

(4)　ＰＭのアドバイス、オーバーライド又はテイクオーバーが十分に行われなかったこと。

なお、左主脚支持構造のヒューズ・ピンが破断し主脚が分離していれば、燃料タンクの損傷が軽減され、急速な火災の広がりが抑制された可能性があるものと考えられる。同ヒューズ・ピンが破断しなかったことについては、同機の型式証明（設計審査）において、審査当時の基準の解釈により、垂直方向が卓越した過大な荷重による破壊モードが想定されていなかったことが関与したものと考えられる。

＜勧告等＞

○　安全勧告

本事故は、フェデラル エクスプレス コーポレーション所属マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型Ｎ５２６ＦＥ（以下「同機」という。）が、平成２１年３月２３日（月）０６時４９分（ＪＳＴ：日本標準時）ごろ、同社の定期ＦＤＸ８０便（貨物便）として成田国際空港滑走路３４Ｌに着陸した際、バウンドを繰り返し、

３回目の接地時に左主翼が破断して火災を起こし、左にロールして裏返しの状態となって滑走路西側の草地に停止したものである。

同機は、ガストを伴う強風の中をオートスロットルがオンの状態で速度、姿勢が安定しないまま、降下率が大きな状態で進入し、フレアが遅れたために強めの接地となりバウンドした。１回目の接地前後に操縦桿が前方に操作されていたために２回目の接地は前脚からとなりポーポイズに陥り、３回目の接地時には、左主翼構造が左主脚から伝えられた過大な荷重に耐えきれず、破断したものと推定される。

当委員会は、本事故調査の結果を踏まえ、同種事故の再発防止に資するため、米国連邦航空局に対し、次の措置をとることを勧告する。

１　米国連邦航空局が講ずるべき措置

(1)　ＭＤ－１１系列型機の設計審査当時の基準解釈により、同系列型機はＦＡＲ２５．７２１(a)の要件に適合していると評価されていたものの、垂直方向の卓越する過大な荷重による破壊モードでは構造破壊を生じ、火災に至る燃料漏れが発生する可能性のある設計になっていたものと推定される。今後このような設計が認められるべきではないので、解釈指針ではなく基準そのものを改正し、垂直荷重が卓越する場合の想定を義務化すること。

(2)　本事故における機体の火災では、事故発生後の早い時期に火災による熱、煙等が操縦室に到達していた可能性が考えられ、このことが迅速な外部からの救助活動を困難にした可能性が考えられる。搭乗者の生存性を高めるため、機体に火災が発生した場合に、熱、煙、有毒ガス等が搭乗者区画に入り込みにくくなる区画の分離方法について研究を行い、実効性のある改善策があれば、それを実機に適用することについて検討すること。

２　同機の設計・製造者であるボーイング社に対して指導すべき措置

ＭＤ－１１系列型機において、主脚から垂直方向が卓越する過大な荷重が主翼構造に伝達された場合に、燃料タンクを構成する主翼構造が破壊し、燃料漏れを生じて火災を発生するおそれのある設計となっていることについては、過去の事故事例でも指摘されているところである。ボーイング社が、これまでに過大な荷重を抑制する効果を有する飛行制御プログラムの改善等を行ったことについては、一定の評価ができるが、抜本的なものではなく、主翼構造に垂直方向の過大な荷重がかかる事態はその後も発生しており、それだけで十分とも言い難い状況にあるものと考えられる。

米国連邦航空局はボーイング社に対し、同種事故の再発を防止するとともに事故発生時の被害の拡大を抑止するため、主脚取り付け構造の設計変更及び以下に

記した項目について検討を行うよう指導すること。

(1)　ＭＤ－１１系列型機の主脚及びその支持構造に過大な荷重が加わるような激しいハード・ランディングやバウンドの発生の可能性を低減させるため、ＬＳＡＳの更なる機能向上やＡＧＳ展開遅れ時間の短縮などによる操縦・運動特性を改善すること。

　ＬＳＡＳの機能向上の例としては、ＭＤ－１１系列型機の構造破壊を伴ったハード・ランディング事例で共通している接地前後の操縦操作による急激な機首下げが生ずるのを抑制する機能、及びバウンド後のバウンド・リカバリー又はゴーアラウンド操作を支援する機能等が考えられる。

(2)　過大なバウンドへの対応及び操縦者のゴーアラウンドの判断に資するため、継続的に主脚が滑走路上にあること、あるいはバウンドしていることを視覚表示装置及び音声警報装置により運航乗務員が容易に知ることができるように、ＭＤ－１１系列型機を改善すること。

略　語　集

ＡＣ	Advisory Circular
ＡＦＳ	Auto Flight System
ＡＧＳ	Auto Ground Spoilers
ＡＭＣ	Acceptable Means of Compliance
ＡＭＭ	Aircraft Maintenance Manual
ＡＴＳ	Auto Throttle System
ＣＡＳ	Computed Air Speed
ＣＡＷＳ	Central Aural Warning System
ＣＣＰ	Control Column Position
ＣＦＭ	Company Flight Manual
ＣＳＴ	Central Standard Time
ＣＶＲ	Cockpit Voice Recorder
ＣＷＰ	Control Wheel Position
ＤＦＤＲ	Digital Flight Data Recorder
ＥＡＳＡ	European Aviation Safety Agency
ＥＬＦ	Elevator Load Feel
ＥＰＲ	Engine Pressure Ratio
ＦＡＡ	Federal Aviation Administration
ＦＡＦ	Final Approach Fix
ＦＡＲ	Federal Aviation Regulations
ＦＣＣ	Flight Control Computer
ＦＣＯＭ	Flight Crew Operations Manual
Ｆ／Ｏ	First Officer
ＦＯＭ	Flight Operations Manual
ＧＳ	Glide Slope
ＨＵＤ	Head-Up Display
ＩＬＳ	Instrument Landing System
ＪＡＸＡ	Japan Aerospace Exploration Agency
ＪＳＴ	Japan Standard Time
ＬＡＳＥ	Low Altitude Stability Enhancement
ＬＯＣ	Localizer
ＬＯＳＡ	Line Operations Safety Audit
ＬＳＡＳ	Longitudinal Stability Augmentation System
ＭＡＣ	Mean Aerodynamic Chord
ＮＴＳＢ	National Transportation Safety Board
ＰＡＰ	Pitch Attitude Protection

ＰＡＰＩ	Precision Approach Path Indicator
ＰＦ	Pilot Flying
ＰＦＤ	Primary Flight Display
ＰＩＲＥＰ	Pilot Report
ＰＭ	Pilot Monitoring
ＰＮＬ	Positive Nose Lowering
ＰＯＩ	Principal Operations Inspector
ＰＲＤ	Pitch Rate Damper
ＱＡＲ	Quick Access Recorder
ＲＡ	Radio Altitude
ＲＡＡＳ	Runway Awareness Advisory System
ＲＮＡＶ	Area Navigation
ＲＳＰＡ	Research and Special Programs Administration
Ｓ／Ｏ	Second Officer
ＴＲＡ	Thrust Resolver Angle
ＵＴＣ	Coordinated Universal Time
ＶＡＳＩ	Visual Approach Slope Indicator
Ｖａｐｐ	Approach Speed
Ｖｒｅｆ	Reference Approach Speed

単位換算表

１nm	：１，８５２ｍ
１ft	：０．３０４８ｍ
１kt	：１．８５２km/h（０．５１４４m/s）
１fps	：０．３０４８m/s
１Ｇ	：９．８m/s^2
１lb	：０．４５３５９kg
１in	：２．５４cm
１inHg	：３，３８６Pa：３４５．３kgf/m^2
１psi	：０．０７０３１kgf/cm^2　　（１ksi＝１，０００psi）

目　　次

頁

1　航空事故調査の経過 ･･ 1
1．1　航空事故の概要 ･･ 1
1．2　航空事故調査の概要 ･･ 1
1.2.1　調査組織 ･･ 1
1.2.2　関係国の代表、顧問 ･･ 1
1.2.3　調査の実施時期 ･･ 2
1.2.4　経過報告 ･･ 2
1.2.5　原因関係者からの意見聴取 ･･････････････････････････････････ 2
1.2.6　関係国への意見照会 ･･ 2

2　事実情報 ･･ 2
2．1　飛行の経過 ･･ 2
2.1.1　ＤＦＤＲ、ＣＶＲ、カメラ映像、放送映像及び管制交信記録による飛行の経過 ･･ 3
2.1.2　航空管制官の口述 ･･ 11
2．2　人の死亡、行方不明及び負傷 ･･････････････････････････････････ 11
2．3　航空機の損壊に関する情報 ･･････････････････････････････････ 11
2.3.1　損壊の程度 ･･ 11
2.3.2　損壊の状況 ･･ 11
2．4　航空機以外の物件の損壊に関する情報 ･･････････････････････････ 12
2．5　航空機乗組員に関する情報 ･･････････････････････････････････ 12
2.5.1　技能証明書等 ･･ 12
2.5.2　本事故に係る飛行前の機長及び副操縦士の勤務状況等 ･･････････ 13
2.5.2.1　居住地からアンカレッジ到着までの行動 ･･････････････････ 13
2.5.2.2　アンカレッジ出発から本事故に至るまでの飛行並びに機長及び副操縦士の事故前７２時間の行動 ･･････････････････････････ 13
2.5.3　病歴等 ･･ 14
2.5.4　機長及び副操縦士の体調について ･･････････････････････････････ 15
2.5.5　所持薬剤について ･･ 16
2.5.6　検死結果及び服用薬剤等 ････････････････････････････････････ 16
2.5.7　定期訓練等について ･･ 17
2．6　航空機に関する情報 ･･ 17

2.6.1　航空機 ･･･ 17
2.6.2　エンジン ･･･ 18
2.6.3　航空機の整備及び修理等の履歴 ･････････････････････････････ 18
2.6.4　重量及び重心位置 ･･･ 18
2.6.5　着陸時の残燃料 ･･･ 19
2.6.6　可燃性の積載物について ･･･････････････････････････････････ 19
2.6.7　胴体構造の固有振動数 ･････････････････････････････････････ 19
２．７　気象に関する情報 ･･･ 19
2.7.1　天気概況 ･･･ 19
2.7.2　成田空港における事故関連時間帯の定時飛行場実況気象等 ･････････ 19
2.7.3　ドップラーライダーの観測による風の状況 ･･････････････････････ 20
2.7.4　瞬間風向風速 ･･･ 22
2.7.5　成田タワーが収集した風の情報 ･････････････････････････････ 22
2.7.6　管制交信記録による、上記2.7.5の情報と同機の関係 ･･････････････ 23
２．８　航空保安施設に関する情報 ･････････････････････････････････ 23
２．９　ＤＦＤＲ及びＣＶＲに関する情報 ･･･････････････････････････ 23
２．１０　同機の残骸及び痕跡に関する情報 ･････････････････････････ 24
2.10.1　残骸及び痕跡の概要 ･･････････････････････････････････････ 24
2.10.2　損壊の細部状況 ･･･ 26
２．１１　脚の詳細調査 ･･･ 36
2.11.1　左主脚の調査 ･･･ 36
2.11.2　前脚支柱及び左主脚支柱の分解調査等 ･･････････････････････ 37
２．１２　消防及び救急救命救難に関する情報 ･･･････････････････････ 41
２．１３　同機の着陸及びそれに関連した操縦操作について ･･･････････ 42
2.13.1　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 7-1-5　ＬＡＮＤＩＮＧの記載･･ 42
2.13.2　同型式機の着陸時の操縦特性に関する操縦士の口述概要 ･･････････ 45
2.13.3　着陸操作について ･･･ 45
2.13.4　バウンド・リカバリーについて ･････････････････････････････ 47
２．１４　試験及び研究 ･･･ 49
2.14.1　同機のウインドシアー警報装置の作動状況 ･･･････････････････ 50
2.14.2　同機の本事故の着陸と本事故前６０回の着陸との比較 ･･･････････ 50
2.14.3　ＣＡＷＳのコールアウト間隔 ･･･････････････････････････････ 52
2.14.4　接地前後の機首の上下変動に影響を及ぼした要因 ･･･････････････ 52
2.14.5　縦安定増大システム（ＬＳＡＳ）について ･･･････････････････ 54
2.14.5.1　ＬＳＡＳの概要 ･･ 54

2.14.5.2　ＬＳＡＳの影響 ･･･ 54
2.14.6　電波高度５０ft以下における重心位置とコックピット位置の
高度(滑走路高)変化 ･･･ 58
2.14.7　ＡＧＳの作動状況 ･･･ 59
2.14.8　３回目の接地状況の推定 ･････････････････････････････････ 61
2.14.9　同機が接地時に有していた垂直方向の力学的エネルギー ･････････ 63
2.14.10　本事故を回避するための操縦操作等の検討 ･････････････････ 64
2.14.10.1　電波高度３０ftからフレアを開始した場合 ･････････････････ 64
2.14.10.2　接地直前の操作を中立位置で止めた場合 ･･････････････････ 66
2.14.10.3　２回目のバウンド時にバウンド・リカバリー操作を行った場合･･･ 67
2.14.10.4　２回目のバウンド時にゴーアラウンドを行った場合 ･････････ 69
2.14.10.5　ＡＧＳ展開までの所要時間が短い場合 ･････････････････････ 70
２．１５　同社のマニュアル類の記載事項 ･････････････････････････ 72
2.15.1　同社のＦＬＩＧＨＴ ＯＰＥＲＡＴＩＯＮＳ ＭＡＮＵＡＬ（ＦＯＭ）･･ 72
2.15.1.1　CHAPTER 2　ＧＥＮＥＲＡＬ ＰＯＬＩＣＩＥＳの記載 ･････････ 72
2.15.1.2　CHAPTER 6　ＡＲＲＩＶＡＬの記載 ･････････････････････････ 73
2.15.2　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 7-1-5　ＡＰＰＲＯＡＣＨの
記載事項 ･･･ 76
2.15.3　縦安定増加システム（ＬＳＡＳ）について ･････････････････････ 77
2.15.4　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 8-10A ＦＬＩＧＨＴ
ＣＯＮＴＲＯＬＳのＤＥＳＣＲＩＰＴＩＯＮ ＡＮＤ ＯＰＥＲＡＴＩＯＮ
の記載事項･･ 79
2.15.5　離着陸時の最大横風値（平均風）･････････････････････････････ 80
２．１６　左主脚から翼構造に伝達された荷重の評価 ･････････････････ 80
2.16.1　設計・製造者が実施した構造解析シミュレーション ･････････････ 80
2.16.2　ＪＡＸＡによる左主脚から機体構造に伝達された荷重の評価 ･････ 81
２．１７　脚の設計について ･････････････････････････････････････ 82
2.17.1　脚の設計基準と証明状況 ･････････････････････････････････ 82
2.17.2　同機に適用された基準（抜粋）･･･････････････････････････････ 83
2.17.3　欧州航空安全庁（ＥＡＳＡ）が改正した基準及びその解釈指針（抜粋）
（現行基準）･･･ 84
2.17.3.1　CS 25.721　General (See AMC 25.963(d)) の記載 ･････････････ 84
2.17.3.2　AMC 25.963(d)　Fuel Tanks：Generalの記載 ･････････････････ 84
２．１８　その他参考情報 ･･･ 85
2.18.1　ニューアーク事故後にＮＴＳＢが発出した安全勧告について･････････ 85

2.18.2　ＮＴＳＢが発出した平成２３年７月１２日付け安全勧告書簡について‥ 86
2.18.3　AMMにおけるハード・ランディング点検の判断の基準 ‥‥‥‥‥‥ 88

３　分　析 ‥‥‥‥‥‥

５　再発防止策等 ･･･112
５．１　事故後に講じられた事故防止策 ･････････････････････････････････112
5.1.1　同機の設計・製造者により講じられた措置 ･････････････････････････112
5.1.2　同社により講じられた措置 ･････････････････････････････････････112
５．２　今後必要とされる事故防止策 ･････････････････････････････････････113
5.2.1　脚の設計基準の改正 ･･･113
5.2.2　着陸時に垂直方向が卓越する過大な荷重がかかることの抑止 ･････････114
5.2.3　搭乗者の生存の可能性向上 ･････････････････････････････････････115
5.2.4　運航乗務員の服薬の適正化 ･････････････････････････････････････115

６　安全勧告 ･･･115
６．１　米国連邦航空局が講ずるべき措置 ･････････････････････････････････116
６．２　同機の設計・製造者であるボーイング社に対して指導すべき措置 ･････116

付図１　推定飛行経路図 ･･･118
付図２　成田空港滑走路概念図 ･･･119
付図３　ＤＦＤＲの記録 ･･･120
付図４　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１系列型三面図 ･････････････････123
付図５　アジア太平洋地上天気図 ･････････････････････････････････････124
付図６　ドップラー速度及びシアーライン（仰角２°） ･････････････････125
付図７　ＴＵＲＢ（乱気流）（仰角２°）･････････････････････････････127
付図８　滑走路３４Ｌ側の瞬間風向風速値 ･････････････････････････････129
付図９　同機の進入角とドップラーライダーレーザーの発射角 ･･････････････130

別添１　ＣＶＲの記録 ･･･131
別添２　管制交信記録 ･･･132
別添３　電波高度約５０ftから機体停止まで ･････････････････････････133
別添４　消火活動の状況 ･･139
別添５　機長及び副操縦士の勤務状況等 ･････････････････････････････140

１　航空事故調査の経過

１．１　航空事故の概要

フェデラル エクスプレス コーポレーション所属マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型Ｎ５２６ＦＥは、平成２１年３月２３日（月）０６時４９分（日本時間、特に記す場合を除き、以下同じ。）ごろ、同社の定期ＦＤＸ８０便（貨物便）として成田国際空港滑走路３４Ｌへの着陸の際にバウンドを繰り返し、左主翼が胴体付け根付近で破断して出火した。機体は炎上しながら左にロールして裏返しとなり、滑走路西側の草地に停止した。

同機には、機長及び副操縦士１名が搭乗していたが、両名とも死亡した。

同機は大破し、火災により機体の大部分が焼損した。

１．２　航空事故調査の概要

1.2.1　調査組織

(1)　運輸安全委員会は、平成２１年３月２３日、本事故の調査を担当する主管調査官ほか５名の航空事故調査官を指名した。

(2)　本事故調査に関し、次の専門的事項の調査のため、２名の専門委員が任命された。

①　機体運動に関する調査

独立行政法人　宇宙航空研究開発機構（ＪＡＸＡ）

航空本部　ＤＲＥＡＭＳプロジェクトチーム

又吉　直樹

（別案件で既に任命されており、継続しての任命となった）

②　機体構造に関する調査

独立行政法人　宇宙航空研究開発機構（ＪＡＸＡ）

航空本部

構造技術研究グループ

高戸谷　健

（平成２１年５月１４日任命）

1.2.2　関係国の代表、顧問

本調査には、事故機の設計・製造国及び運航者国である米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２１年　３　月２３日～２９日	現場調査
同年　４　月　２　日	口述聴取
同年１０月１９日～２６日	プログレスミーティング（原因調査に関する関係国との進捗会議） シミュレーター検証
平成２２年　３　月２２日～２６日	前脚及び左主脚の分解調査
平成２１年１０月２６日～ 平成２３年　４　月３０日	運動解析
平成２１年１０月２６日～ 平成２３年１１月　２　日	構造解析
平成２３年１１月　８　日～　９　日	プログレスミーティング
平成２４年　９　月１７日～１８日	ＭＤ－１１の接地操作に関する関係国との意見交換

1.2.4　経過報告

平成２２年４月１６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。

なお、機長及び副操縦士については、死亡したため、意見聴取を行わなかった。

1.2.6　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

フェデラル エクスプレス コーポレーション（以下「同社」という。）所属マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型Ｎ５２６ＦＥ（以下「同機」という。）は、平成２１年３月２３日、同社の定期ＦＤＸ８０便（貨物便）として、広州白雲国際空港（以下「広州空港」という。）を離陸し、成田国際空港（以下「成田空港」という。）

へ向けて飛行していた。

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：広州空港、移動開始時刻：０３時１５分、巡航速度：４９３kt（９１３km/ｈ）、巡航高度：Ｓ１０１０[*1]、経路：略～Ａ５９３（航空路）～ＬＡＭＥＮ（位置通報点）／巡航速度：４９８kt　巡航高度：ＦＬ２９０　経路：～Ａ５９３（航空路）～ＦＵ（福江ＮＤＢ）～Ｙ２３（ＲＮＡＶ経路）～ＰＥＲＲＹ（位置通報点）～Ｙ２３１（ＲＮＡＶ経路）～ＶＥＮＵＳ（位置通報点）、目的地：成田空港、所要時間：３時間２６分、代替空港：関西国際空港、持久時間で表された燃料搭載量：６時間０３分

同機には機長及び副操縦士の２名が搭乗し、機長が左操縦席に着座してＰＭ（主として操縦以外の業務を担当する操縦士）業務を、副操縦士が右操縦席に着座してＰＦ（主として操縦業務を担当する操縦士）業務を行っていた。

同機が成田空港滑走路３４Ｌへの最終進入経路上で、着陸体勢に入ってからの飛行経過は、飛行記録装置（以下「ＤＦＤＲ」という。）の記録、操縦室用音声記録装置（以下「ＣＶＲ」という。）の記録、空港内に設置されていたカメラの映像（以下「カメラ映像」という。なお、この映像は４秒間に１５枚記録されている。）の記録、放送されたビデオ映像（以下「放送映像」という。）の記録及び管制交信記録並びに航空管制官の口述によれば以下のとおりであった。

2.1.1　ＤＦＤＲ、ＣＶＲ、カメラ映像、放送映像及び管制交信記録による飛行の経過

(1)　成田飛行場管制所飛行場管制席との最初の交信から高度１，０００ft まで（時刻は０６時台であるため、以降は時を省略し分単位以下で表示する。）

41分35秒　同機は成田飛行場管制所飛行場管制席（以下「成田タワー」という。）を呼び出し、滑走路３４Ｌに対して１３nmの位置にいることを通報した。

この時の同機は、オートパイロット及びオートスロットルをオンにした状態で飛行していた。

41分39秒　成田タワーは、同機に対して、使用滑走路は３４Ｌ、着陸順位は２番目、風は３２０°、２８kt（最大４０kt、最小２０kt）であることを通報し、進入継続を指示した。

---

*1　「Ｓ１０１０」とは、巡航高度をメートルで表示したものであり、「Ｓ」に続けてメートル数を４桁の数字で１０メートルの単位まで表している。

41分40秒　副操縦士がビフォー・ランディング・チェックリストの実施を機長に指示した。

41分51秒　同機は成田タワーからの進入継続の指示を復唱した。

42分14秒　副操縦士はＶapp（進入速度）をＶref（参照着陸速度）に何kt加算することが適切かを機長に質問したのに対し、機長は１０ktと答え、Ｖappは１６４kt（Ｖref＋１０kt）にセットして進入することとなった。

42分32秒　同機のオート・グラウンド・スポイラー（以下「ＡＧＳ」という。）がアーム状態にされた。

42分40秒　運航乗務員は、オートブレーキがミディアムであること、及びギアダウン・フォア・グリーンであることを確認した。

43分57秒　成田タワーは、一方送信で滑走路３４Ｌの２，０００ft以下の最終進入経路上に±１５ktのウインドシアーがあるとのＰＩＲＥＰと、地上風は風向３２０°、風速２３ktであり、最大風速が３４kt、最小風速が１５ktであることを通報した。

44分11秒　上記の風の情報に対して、同機の操縦室内では、正対風に近いのでさほど条件は悪くない旨の会話があった。

44分50秒　機長がウインドシアー・ガイダンスについてアドバイスし、副操縦士はそれをチェックした。

45分16秒　成田タワーは、地上風が風向３２０°、風速２６ktであり、最大風速３８kt、最小風速１６ktであることを通報した。

45分32秒　副操縦士がフラップ３５°を指示し、機長がフラップを３５°にセットした。

45分45秒　機長がビフォー・ランディング・チェックリストを完了し、その旨をコールした。

46分16秒　成田タワーは、同機の先行機であるＮＣＡ０３７便に最終進入経路の状態を尋ね、ＮＣＡ０３７便は、相当な乱気流があり１，０００ft以下の風は±１５ktの変動があると答えた。

46分29秒　成田タワーは、同機に滑走路３４Ｌへの着陸を許可し、風向は３２０°、風速２９kt（最大風速３６kt、最小風速１７kt）であること、ＱＮＨ(高度計規正値)は２９．５６であることを通報した。

46分39秒　同機は、滑走路３４Ｌへの着陸の許可及びＱＮＨの２９．５６を復唱した。

(2)　電波高度１，０００ftからオートパイロットがオフになるまで

同機のＣＣＰ(操縦桿の位置）は－２°を中心に約±２°の範囲で変化しており、それに伴い同機のピッチ角が約－２°から約４°の範囲で変化していた。

同機の３つのエンジンのＥＰＲ（Engine Pressure Ratio）は約１．０から約１．２５の範囲で変化し、同機のＣＡＳは、約１５２ktから約１８０ktの範囲で変化していた。

同機のＣＷＰ（操縦輪の位置）は左右に約２０°以上変化し、同機のロール角は約±５°で変化していた。

同機のラダーペダルの動きに大きな変化はみられず、機首方位は３３０°を中心に約±５°以内であった。

同機の垂直加速度は、高度約８００ft及び約７００ft通過時に約１．４Ｇ、高度約４５０ft通過時に約０．４Ｇであったが、それぞれ急激な変化ではなかった。またそのとき以外には大きく顕著な変化はなかった。

同機の前後加速度は、＋０．２～－０．１Ｇ程度で、左右の加速度は、約±０．１Ｇであった。

46分53秒　セントラル・オーラル・ワーニング・システム（ＣＡＷＳ）が１,０００ftをコールした。

47分10秒　機長が“Yee haw ride'em cowboy”と述べた。

47分17秒　ランウェイ・アウェアネス・アドバイザリー・システム（ＲＡＡＳ）が滑走路３４Ｌに進入中であることをコールした。

47分40秒　ＣＡＷＳが５００ftをコールした。

同機のＣＡＳは１７９kt、機首方位は３３１°、ピッチ角は１．８°でＩＬＳコースからの変位はＧＳ０．０９dot、ＬＯＣ－０．０３dotで飛行していた。

47分42秒　機長が着陸滑走路が３４Ｌであることを再確認し、スタビライズをコールした。（この後、機長の笑い声とそれに対する副操縦士の反応）

同機のＣＡＳは１６６．５kt、機首方位は３３１°、ピッチ角は０．７°から－１．１°へ減少傾向で、ＩＬＳコースからの変位はＧＳ０．１６dot、ＬＯＣ－０．０３dotで飛行していた。

(3)　オートパイロットのオフから電波高度５０ftまで（着陸前後の操縦桿の中立位置は－２°である。）

48分03秒　ＣＡＷＳがオートパイロットがオフになったことをコールし、このころ電波高度計の指示は１９８ftだった。

同機のＣＡＳは１７８．５kt、機首方位は３３２°、ピッチ角

は１．４°から０．７°へ減少傾向で、ＩＬＳコースからの変位はＧＳ０．１９dot、ＬＯＣ－０．０２dotで飛行していた。

オートパイロットがオフとなった直後の４８分０４秒ごろ、一時的にピッチ角が０．４°に減少するが、すぐに増加を始め４８分０５秒ごろに１．８°となり、そのころにＣＡＳは約１６５ktとなった。その後もピッチ角は増加を続け４８分０９秒には３．５°となり、ＣＡＳは減少し１５７．５ktとなった。

高度約１３０ftまで同機のエンジンのＥＰＲはアイドル推力を示す１．０付近であった。

48分08秒　成田タワーは風が３２０°から２７kt、最大３４kt、最小１８ktであることを通報した。

48分11秒　ＣＡＷＳが高度１００ftをコールし、このころ電波高度計の指示は９２ftだった。

同機は、ＣＡＳが１５４．０kt、機首方位が３３１°、操縦桿が約－３°、ピッチ角が３．５°、ロール角が０．７°～1.1°、ＩＬＳコースからの変位はＧＳ－０．５４dot、ＬＯＣ－０．１０dotで飛行していた。

３つのエンジンのＥＰＲは、高度約１３０ft通過後に増加を始め、ＣＡＷＳが高度５０ftをコールした時点で、いずれもが約１．３に増加していた。

また、高度約５０ftまでの降下中に、ピッチ角は１．１°まで減少し、ＣＡＳは増加傾向にあった。

(4)　電波高度５０ftから最初の接地（主脚）まで

４８分１５秒に電波高度計が約４８ftを示したころ、ＣＡＷＳが高度５０ftをコールした。ＣＡＳは１６１．０kt、機首方位は３３３°、ピッチ角は１．１°、ロール角は－１．４°～－1.1°、ＩＬＳコースからの変位はＧＳ－１．１１dot、ＬＯＣ－０．０４dotであった。この直前から接地までＥＰＲが１．３から連続的に減少し、２０ftを切ったころに１．０となった。

映像１　カメラ映像

映像左上の数字は別添３に示した「電波高度約５０ftから機体停止まで」の６１枚に番号を付したものである。

４８分１７秒、高度３０ftを切ったころに操縦桿がやや前方に操作（－２．５°～－０．７°～－３．０°）されたが、この操作はそれまでのＣＣＰの動きと大きく変わるものではなかった。このころ操縦輪も左方向に操作され、ＣＣＰが－３．０°のころＣＷＰは－１４．４°となっていた。その約１秒後、４８分１８秒に高度２０ftを切ったころ、それまで１．１°で一定していたピッチ角が一時的に０．７°に減少した。

6　電波高度 30ft を通過のころ
6 時 48 分 17.0 秒

その後、４８分１８秒（電波高度２０ft）に操縦桿が後方に操作（０．８°～１．５°～１．２°～１．１°）され、約１秒後（４８分１８～１９秒）にピッチ角が連続的に増加（０．７°～１．１°～１．８°～２．５°～２．８°～３．５°）し接地のころまで続いていた。接地直前の４８分１９～２０秒には、操縦桿が前方に大きく操作（１．１°～－４．９°）され、この操作状態は接地後まで続いたが、接地するころまではピッチ角は４．２°から４．６°に増加を続けた。

10　電波高度 20ft を通過のころ
6 時 48 分 18.0 秒

同機は４８分２０秒に右主脚から接地し、カメラ映像でも右主脚タイヤから先に白煙がでているのが確認された。接地時のＣＡＳは１６６．０kt（この直後１６９．０ktに増速）、機首方位は３３３°、ロール角は０．４°、垂直加速度は１．６３Ｇが記録された。カメラ映像では、同機の姿勢は比較的安定し、風に大きくあおられている様子は見られなかった。放送映像によれば、最初の接地位置は、長さ６０ｍの接地点標識の滑走路進入端側であった。

17　最初の接地　　6 時 48 分 19.9 秒

電波高度５０ftから１０ftまで１０ft間隔で発せられるＣＡＷＳのコールの間隔は、２０ftから１０ftまでは約１秒であったが、それ以外は全て１秒未満であった。

(5)　最初の接地から２回目の接地まで

最初の接地後、同機はバウンドし、操縦桿は接地前後に前方に操作（－４．９°～－６．３°～－６．７°～－５．７°）され続けていたが、約１秒間でピッチ角は４．６°～－１．８°まで連続的に減少した。記録に残されたバウンドの最高点では、ピッチ角は１．１°であった。カメラ映像によると、バウンドして主脚が浮き上がった４８分２１秒ごろにＡＧＳは展開し始めていた。

21　スポイラー展開　6時48分21.0秒

22　最初のバウンド　6時48分21.2秒

４８分２２秒に前脚、主脚の順で２回目の接地をした。このときの垂直加速度の記録の最高値は２．２１Ｇで、前脚接地時のピッチ角は－１．８°であり、大きな衝撃音が録音されていた。接地時のＣＡＳは１６１．０kt、機首方位は３３１．９°、ロール角は－０．４°で、ＥＰＲは１．０のままであった。

24　２回目の接地（前脚）　6時48分21.8秒

(6)　２回目の接地から３回目の接地まで

同機は２回目の接地後、再びバウンドした。また、同機が浮揚した際、ＤＦＤＲの垂直加速度記録には減衰傾向のある３Hzの大きな振動が記録されていた。

25　２回目の接地（主脚）　6時48分22.0秒

２回目の主脚接地後にグラウンド・スポイラーは収納され、ピッチ角が増加（２．５°～３．５°～４．６°～５．６°～６．３°～６．７°）し、約１秒後に６．７°となった。一旦は減少（－２．６°）した操縦桿の前方への操作量が再び増加（－２．６°～－４．３°～－７．５°）した。

27　２回目のバウンド　6時48分22.6秒

２度目のバウンド中、４８分２４秒から２５秒にかけても、操縦桿は前方に保持（－７．７°～－７．４°～－７．６°）され続けており、ピッチ角は次第に減少（６．７°～６．３°～５．６°～４．９°～３．５°～２．５°～０．７°）していった。

４８分２５秒ごろに、Ｎｏ．２とＮｏ．３エンジンのＥＰＲが１．０から１．１に増加し、同機はピッチ角が減少し始め２．５°になったころ、バウンドの最高点（１６ft）が記録された。最高点が記録された後の４８分２６秒から２７秒にかけて、操縦桿は後方に操作（－１．１°～１．６°～０．９°）されたが、ピッチ角は機首下げ側に変化（－１．１°～－２．８°～－３．９°～－４．６°～－４．９°）を続けた。

(7)　３回目の接地及びそれ以降

同機は４８分２７秒に再度前脚、左主脚、中央脚、右主脚の順に接地した。このとき記録された衝撃音は２回目の接地時のものより更に大きなものであった。このころＮｏ．２及びＮｏ．３エンジンのＥＰＲが１．０となり、その際のＣＡＳは１５７～１４７kt、ピッチ角は－４．６°、ロール角は－３．９°であった。また、記録された垂直加速度は最大３．０６Ｇに達し、一旦１．９７Ｇとなったが、再び２．９８Ｇまで増加した。このころ記録された前後方向加速度の最大値は後方に０．３９

31　ピッチ角約 6.7°　6 時 48 分 23.6 秒

37　最高点　6 時 48 分 25.2 秒

39　機首下げの始まり　6 時 48 分 25.8 秒

43　３回目の接地（前脚）　6 時 48 分 26.8 秒

44　３回目の接地直後（主脚）　6 時 48 分 27.1 秒

45　胴体が右に捻れる　6 時 48 分 27.4 秒

Ｇ、横方向加速度の最大値は左に０．５Ｇであった。

カメラ映像によると、前脚と左主脚が接地し、機体が沈み込んだときに左主翼が下方に大きくしなり、右主脚が接地した際には胴体が右に捻れていた。また、このとき既に左主翼が胴体に対して正常な位置関係にはなかった。

48　左にロール　6時48分28.2秒

51　火炎発生　6時48分29.0秒

59　完全に裏返しの状態　6時48分31.1秒

主脚接地後はピッチ角が再び増加（3.9°～6.0°～8.1°～10.2°～１１．２°）し、左へのロール角も増加（－３．５°～－４．２°～－１２．７°～－２６．７°）していった。ピッチ角は１１．２°をピークに減少したが、ロール角は－１４０.３°となるまで記録されていた。

カメラ映像によると、４８分２９秒に左エンジンの後方付近で火炎が発生した。その際のピッチ角は約１０°、ロール角は約－１５°であった。同機は炎に包まれ、さらに左にロールして裏返しの状態となり、滑走路３４Ｌから西側に外れて草地に停止した。

同機の火災は、停止した後も強風にあおられて激しさを増し、操縦室後方付近よりも後方の胴体部分はほとんどが焼失した。

なお、ＤＦＤＲに記録された垂直方向加速度の計測位置は重心位置付近であった。

同機の接地状況

2.1.2　航空管制官の口述

(1)　成田タワー管制官

朝６時半ごろに交替して席に着いた。同機の２機前のＪＡＬ７１０便から交信を始め、そのときに得たウインドシアー情報を次のＮＣＡ０３７便に伝えた。同機は既に同じ周波数に切り替えていたので、当然この情報は聞いているとは思ったが、念のために一方送信で流した。同機の次の便であるＦＤＸ３８便が呼んできたので、同じ内容のウインドシアー情報を伝えた。ＮＣＡ機が着陸した後に、ウインドシアーの状況について尋ね、同機にも分かるように、その情報を復唱した。その後同機に着陸許可を出し、ＱＮＨが変わったのでその情報も伝えた。

同機との交信には、特に変わったことはなかったが、接地前のＤタクシーウェイ付近で水平飛行しているように感じたので、ゴーアラウンドするのかなと思ったがそのまま着陸した。あとは放映されたテレビ映像のとおりである。

ウインドシアー警報は出ていなかった。

(2)　次席航空管制官

滑走路３４Ｌの最終進入経路上を進入している機体は、滑走路３４Ｒの最終進入経路上を進入している機体と比べて、それほど揺れていないようであった。ＰＩＲＥＰは積極的に取得して伝えるようにしていた。

同機が着陸するところを見ていたので、クラッシュホンをすぐに使用し、後続機にダイバートさせる処置をとった。

同機の接地位置は通常の位置と大きく違ったようには思わなかった。

（付図１　推定飛行経路図、付図２　成田空港滑走路概念図、付図３－１～３－３　ＤＦＤＲの記録、別添１　ＣＶＲの記録、別添２　管制交信記録、別添３－１～３－６　電波高度約５０ftから機体停止まで　参照）

２．２　人の死亡、行方不明及び負傷

機長及び副操縦士が死亡した。

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　損壊の状況

同機は、左主翼が左主脚の取付部近傍の胴体側で破断し、胴体が進行方向を向い

たまま、裏返しの状態で停止していた。また発生した火災で、操縦室、右主翼、胴体中央部、尾部胴体及び左主翼の一部を残し焼失した。

２．４　航空機以外の物件の損壊に関する情報

(1)　滑走路灯が７灯破損（二次側ケーブル４箇所含む）
(2)　滑走路中心線灯が２灯破損
(3)　高速離脱用誘導路中心線灯が３灯破損
(4)　滑走路面及び着陸帯に擦り傷やえぐれが発生
(5)　滑走路面及び着陸帯が燃料やオイル及び火災により損傷
(6)　滯水池及びパイプライン埋設土壌等が燃料やオイルにより汚濁

２．５　航空機乗組員に関する情報

2.5.1　技能証明書等

(1)　機　長　　男性　５４歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）	１９８９年 ４ 月 ４ 日
限定事項　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１型	２０００年 ６ 月 ４ 日
第１種航空身体検査証明書	
有効期限	２００９年 ９ 月３０日
総飛行時間	８，１３２時間００分
最近３０日間の飛行時間	５２時間２６分
同型式機による飛行時間	３，６４８時間１１分
最近３０日間の飛行時間	５２時間２６分

(2)　副操縦士　男性　４９歳

定期運送用操縦士技能証明書（飛行機）	１９９５年 ６ 月２１日
限定事項　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１型	２００６年１０月１０日
第１種航空身体検査証明書	
有効期限	２００９年 ８ 月３１日
総飛行時間	５，２４８時間００分
最近３０日間の飛行時間	２８時間４７分
同型式機による飛行時間	８７９時間１３分
最近３０日間の飛行時間	２８時間４７分

2.5.2　本事故に係る飛行前の機長及び副操縦士の勤務状況等

2.5.2.1　居住地からアンカレッジ到着までの行動

機長はオレゴン州に、副操縦士はテキサス州に居住しており、アラスカ州アンカレッジの同社基地には長距離通勤を行っていた。両名とも同社の他のパイロットと共用でアンカレッジに滞在用のアパートを借りていた。

機長がどのようにしてアンカレッジまで通勤したかは不明であったが、副操縦士は、居住地からアンカレッジまでの移動に同社便のジャンプシートを使用しており、同機に乗務するための移動の概要は以下のとおりであった。

居住地の空港を現地時間の３月１３日２１時２４分（３月１４日０３：２４ＵＴＣ）に出発し、メンフィス国際空港に現地時間の３月１３日２３時１３分（３月１４日０５：１３ＵＴＣ）に到着した。その後、メンフィス国際空港を現地時間の３月１４日０３時４６分（３月１４日０９：４６ＵＴＣ）に出発し、アンカレッジ国際空港に現地時間の３月１４日０８時２８分（３月１４日１６：２８ＵＴＣ）に到着した。

2.5.2.2　アンカレッジ出発から本事故に至るまでの飛行並びに機長及び副操縦士の事故前７２時間の行動

アンカレッジ出発から本事故に至るまでの飛行は、機長と副操縦士の組み合わせで行われた。

(1)　アンカレッジ国際空港のショーアップ時刻は、現地時間の３月１５日０９時５５分（３月１５日１７：５５ＵＴＣ）であった。

(2)　３月１５日、アンカレッジ国際空港を現地時間の１０時４８分（１８：４８ＵＴＣ）に出発し、成田空港に現地時間の３月１６日１１時１６分（０２：１６ＵＴＣ）に到着した。

飛行勤務時間は８時間５１分、飛行時間は７時間２８分、休息を含む次の飛行開始予定時刻までの時間は３４時間４４分であった。

(3)　３月１７日、成田空港を現地時間の２１時５９分（１２：５９ＵＴＣ）に出発し、広州空港に現地時間の３月１８日０１時４５分（３月１７日１７：４５ＵＴＣ）に到着した。

飛行勤務時間は６時間１５分、飛行時間は４時間４６分、休息を含む次の飛行開始予定時刻までの時間は２６時間００分であった。

(4)　３月１９日、広州空港を現地時間の０３時５８分（３月１８日１９：５８ＵＴＣ）に出発し、クアラルンプール経由でペナン国際空港に現地時間の０９時４１分（０１：４１ＵＴＣ）に到着した。

飛行勤務時間は７時間２６分、飛行時間は４時間４０分、休息を含む次の

飛行開始予定時刻までの時間は２８時間１９分であった。

(5)　３月２０日、ペナン国際空港を現地時間の１３時５６分（０５：５６ＵＴＣ）に出発し、台北経由でフィリピンのクラーク国際空港に現地時間の２２時２０分（１４：２０ＵＴＣ）に到着した。

飛行勤務時間は９時間５０分、飛行時間は６時間０４分、休息を含む次の飛行開始予定時刻までの時間は４８時間１０分であった。

機長、副操縦士ともに家族に電話をし、副操縦士の家族によると副操縦士の様子はふだんどおりとのことであった。

(6)　３月２０日のホテルチェックイン後から２２日のチェックアウトまで、機長、副操縦士ともに活動の記録がない時間帯が多くあった。

３月２１日、機長は現地時間の１９時１５分から２２日の０５時４９分まで１０時間３４分の間、副操縦士は１８時５５分から２２日の０６時１８分まで１１時間２３分の間、活動の記録がなかった。

(7)　３月２２日、１４時４０分から１９時１８分まで４時間３８分の間、機長には活動の記録がなかった。

０８時１５分から１０時４３分まで２時間２８分の間、１１時０５分から１３時５４分まで２時間４９分の間、及び１６時４０分から１９時５７分にフロントで見掛けられるまで約３時間の間、副操縦士には活動の記録がなかった。

その後、機長と副操縦士は、クラーク国際空港を現地時間の２１時４４分（１３：４４ＵＴＣ）に出発し、広州空港に現地時間の２３時４８分（１５：４８ＵＴＣ）に到着した。飛行時間は２時間０４分であった。２時間１８分後の３月２３日、現地時間の０２時０６分（３月２２日１８：０６ＵＴＣ）に広州空港を出発し、成田空港の到着予定時刻は現地時間の０６時５３分（３月２２日２１：５３ＵＴＣ）であった。広州空港からの機長の電話を受けた家族によると、機長の様子はふだんどおりとのことであった。

（別添５－１、５－２　機長及び副操縦士の勤務状況等　参照）

2.5.3　病歴等

(1)　機　長

２００８年８月、仙骨を痛め、２００８年１０月から２００９年２月２日まで休暇をとり治療していた。２００９年１月２９日に完治した旨の診断書が提出された。

航空身体検査で承認されているコレステロール降下剤及び高脂血症治療剤を服用していた。

(2)　副操縦士

１９９５年に足首の骨折、２００２年に膝の手術を受けていたが、航空身体検査に合格していた。

航空身体検査で承認されている高脂血症治療剤を服用していた。

2.5.4　機長及び副操縦士の体調について

本事故発生前のレグであるクラーク国際空港から広州空港への飛行において、同機のジャンプシートに搭乗していた同社の機長資格を持った２名の運航乗務員によれば次のとおりであった。

その運航は機長がＰＦ、副操縦士がＰＭとして搭乗していたが、機長は最高の着陸をし、両名とも非常に熟練していて、飛行中もよく連携していた。

疲労に関する言動はなく、機長の背中の痛みについては以前から聞いていたが、健康そうに見え、それが機長を悩ませているようには見えなかった。

機長及び副操縦士の体調に関するそれ以外の者の口述の概要は、次のとおりであった。

(1)　機　長

２月２２日に機長と飛行したライン・チェック・エアマンによると、その際の飛行で、機長は背中の痛みは訴えなかったが６～７時間の飛行中に２回席を立ってストレッチをしていた。

２月２７日及び２８日に機長と飛行した別のライン・チェック・エアマンによると、機長は長時間の飛行の中で、定期的に伸び上がってストレッチをしていた。

機長の妻によると、機長は一定期間勤務がないときには通常８時間の睡眠をとり、不眠症や無呼吸などの障害はなかった。外泊を伴う乗務期間中、疲れることもあったようだが、休息は十分とれていると考えていた。体調は良好であり病気等の兆候を訴えることもなかった。

事故の前日、機長は２２時３０分からの飛行に備えて１５時から就寝すると妻に述べていた。

(2)　副操縦士

副操縦士の妻によると、副操縦士は膝の古傷について痛みを訴えることはなく、健康状態は良好であった。

副操縦士は、一定期間勤務がないときには通常８時間の睡眠をとり、不眠症等の睡眠障害ではないが、アジア方面の仕事から戻ったときには、外泊を伴う乗務期間中の生活の変化からか１、２日は寝不足になるようであった。

なお、本事故時の飛行における事故発生の約４５分前に、副操縦士が機長に対し

て自分たちは疲れている旨の発言をして同意を求め、さらに着陸前に静かになったら何か音を出してほしいと述べ、機長はそれに対して分かったと述べていた。

2.5.5　所持薬剤について

機長の所持品から以下の薬剤が見付かったが、副操縦士の所持品から薬剤は確認されなかった。

Zolpidem　非ベンゾジアゼピン系睡眠薬（超短時間作用型の睡眠導入剤として使用され、翌朝への持ち越し効果は少ない）

Sonata　非ベンゾジアゼピン系睡眠薬

Watson 825　アセトアミノフェン/オキシコドン（痛みの治療に使用、薬剤クラス麻薬性鎮痛の組み合わせに属する）

Mylan 345　ベンゾジアゼピン系抗不安薬（長時間型）
ベンゾジアゼピン系全身麻酔薬(超短時間型)

Excedrin Back and Body
非ステロイド系抗炎症薬、解熱鎮痛薬

Motrin IB　解熱鎮痛薬

これらの薬剤以外に、判別できない薬剤数点

2.5.6　検死結果及び服用薬剤等

(1)　機　長

①　血液・・・リドカインの含有が認められたが、救助の際に行われた医療行為中に使用されたものに由来する可能性がある。

②　尿・・・・検出された薬物
・ベンゾジアゼピン類
・イブプロフェン
・テマゼパム（ベンゾジアゼピン類）

③　死因：胸部臓器損傷

(2)　副操縦士

①　血液、尿ともに薬物の含有は認められなかった。

③　死因：全身熱傷（気道熱傷）に基づく熱傷死（高温曝露による一次性ショック及び気道熱傷による急性呼吸不全）

(3)　薬剤服用の可否

①　米国連邦航空局（以下「ＦＡＡ」という。）によると、パイロットがアセトアミノフェン、アスピリンを服用後、それらには副作用がなく、そして、基礎疾患が航空業務の安全な遂行に影響を及ぼさなければ飛行を認め

るとしている。

② ＦＡＡによると、パイロットがオキシコドン、ジアゼパム（ヴァリウム）及びテマゼパムを常用することを認めていない。しかしながら、不定期（１ヶ月に２度未満と定義）にパイロットがこれらの薬剤を服用することは可能としている。

ただし、ＦＡＡのガイダンスにはその薬剤に長い副作用がないこと、及び薬物を必要とする基礎疾患が航空業務の安全な遂行に干渉しないことを前提とする旨述べられている。

さらに、一旦服用した場合、パイロットが航空機を操縦する前にその薬剤の服用間隔の少なくとも５倍の間隔を置かなければならないとされている。

2.5.7 定期訓練等について

(1) 機長

長期療養中に定期訓練の機会を逃していた。しかし、長期療養後に復帰訓練を行い、２００９年2月１５日及び2月１６日に実施された審査では、横風２５ktの着陸及びゴーアラウンド等の科目が実施され、適正と評価されていた。

バウンド・リカバリー訓練は２００６年8月２０日に実施されていた。

(2) 副操縦士

同社の規定に従った訓練を受けていた。

２００８年１０月１７日に実施された審査では、機長と同じく、横風２５ktの着陸及びゴーアラウンド等の科目が実施され、適正と評価されていた。

バウンド・リカバリー訓練は２００６年9月１３日に実施されていた。

２．６ 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型　　式	マクドネル・ダグラス式MD－１１F型
製造番号	４８６００
製造年月	１９９３年１１月
耐空証明書	２００４年１０月２１日
有効期限	指定なし
耐空類別	飛行機　輸送　T
総飛行時間	４０，７６７時間００分
総サイクル数	7，１３１サイクル

定期点検(A整備(２５０飛行時間)、２００９年3月２１日実施) 後の飛行時間　　７時間００分

なお、同機は旅客機として製造されたが、２００６年７月２５日に貨物機に改造された。

（付図４　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１系列型三面図　参照）

2.6.2　エンジン

型　　式　　プラット・アンド・ホイットニー式ＰＷ４４６２型

エンジン位置	Ｎｏ．１	Ｎｏ．２	Ｎｏ．３
製造番号	Ｐ７２３９５３	Ｐ７２３８３６	Ｐ７２３９５５
製造年月	１９９２年１２月	１９９０年１１月	１９９２年１２月
総使用時間	５１，２１９時間	５３，８２８時間	３５，１６５時間
総使用サイクル	７，０４６	８，０７３	５，６９６

定期点検(A整備(250飛行時間ごと)、2009年3月21日実施)後の使用時間　７時間００分

2.6.3　航空機の整備及び修理等の履歴

同機は同社が運航するマクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型機のうちの１機で、機体はＦＡＡが承認した整備プログラムにより維持されていた。同社の整備記録によれば、同機は２００７年１１月９日、飛行時間４０，２６２時間のときにＣ点検（６，０００飛行時間又は１８ヶ月ごと）を受け、次回Ｃ点検は２００９年５月７日に行う計画となっていた。Ａ点検（２５０飛行時間ごと）は２００９年３月２１日に４０，７６０飛行時間のときに実施されていた。なお、同機の事故の３０日前以降の整備記録によると修理持ち越し項目が１件あり、No.１スラットの左内側フィレットにできた直径１/４inの穴に対してアルミテープを貼って補修する応急処置がなされ、恒久的処置は次回Ｂ点検（６５０飛行時間ごと:２００９年４月１０日実施予定）にて行われる計画とされていた。

同機は、他の航空会社に所属していた１９９９年５月１９日００時５３分（ＵＴＣ)、空輸でケンブリッジ空港（英国）に着陸する際、接地後機首を下げ始めたときに急に機首が上がり、このときの機長は機体が接地している確信がなく、バウンドから回復するには滑走路が短く、滑走路内に停止できないと判断し着陸復行をしたが、その際にテールストライクが発生した。ただし、これに関連した修理履歴には、後部胴体下面（FS1862-FS2047）の修理以外に大規模修理の項目はなかった。

2.6.4　重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は４０５，１２０lb、重心位置は３０．９％ＭＡＣと推算さ

れ、いずれも許容範囲（最大着陸重量４８１，５００lb、事故当時の重量に対応する重心範囲１２．６～３４．０％ＭＡＣ）内にあったものと推定される。

2.6.5　着陸時の残燃料

同機の事故当時の残燃料は、約２８，０００ℓと推算される。

2.6.6　可燃性の積載物について

同機には、可燃性の液体が約４００kg積載されており、主なものは以下のとおりであった。

ポリシラザン　　５．０ℓ×７５個

エタノール　　７．５ℓ×２個

2.6.7　胴体構造の固有振動数

同機の設計・製造者によれば、マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１系列型機胴体構造の機軸方向の一次曲げ固有振動数は約３Hzである。

２．７　気象に関する情報

2.7.1　天気概況

３月２２日２１時のアジア太平洋地上天気図によると、北海道には北東に３５kt で移動中の９９０hPaの低気圧があり、この低気圧から寒冷前線が本州中部付近に延びていた。また、東海地方には東北東に移動中の９９６hPaの低気圧があり、この低気圧から寒冷前線が日本の南海上へと延び、日本付近は気圧の谷に覆われていた。一方、バイカル湖付近には南東に１５ktで移動中の１，０３４hPaの高気圧があって、その勢力は、黄海から東シナ海へと南に広がっていた。

３月２３日０９時のアジア太平洋地上天気図によると、前日２１時の天気図で北海道にあった低気圧は９８８hPaに発達しながら樺太付近に移動し、この低気圧から閉塞前線及び寒冷前線が北海道の東から東北地方の東海上に延び、また、東海地方にあった低気圧も、９９２hPaに発達しながら日本の東海上に移動し、この低気圧から延びる寒冷前線も同じく日本の東海上に達していた。一方、前日２１時にバイカル湖付近にあった高気圧は１，０４０hPaに勢力を強め、日本付近を覆っていた気圧の谷は、日本の東に抜け、日本付近は西高東低の冬型の気圧配置となっていた。（付図５　アジア太平洋地上天気図　参照）

2.7.2　成田空港における事故関連時間帯の定時飛行場実況気象等

06時00分　風向　３００°、風速　１３kt、ＧＵＳＴ　２８kt/０３kt、

風向変動　２６０°/３３０°、卓越視程　１０km以上、
雲　雲量　ＦＥＷ　雲形　積雲　雲底の高さ　２,０００ft、
気温　１３℃、露点温度　－１℃、
高度計規正値（ＱＮＨ）２９.４８inHg

06時08分　風向　３１０°、風速　２５kt、ＧＵＳＴ　３５kt/１６kt、
卓越視程　１０km以上、
雲　雲量　ＦＥＷ　雲形　積雲　雲底の高さ　２,０００ft、
気温　１２℃、露点温度　－１℃、
高度計規正値（ＱＮＨ）２９.４９inHg

06時30分　風向　３２０°、風速　２６kt、ＧＵＳＴ　４０kt/１３kt、
卓越視程　１０km以上、
雲　雲量　ＦＥＷ　雲形　積雲　雲底の高さ　２,０００ft、
気温　１２℃、露点温度　－２℃、
高度計規正値（ＱＮＨ）２９.５２inHg、
ウインドシアー　滑走路３４Ｌ、
Ｐ/ＲＲ（プレッシャー/ライジングラピッドリー）

06時50分　風向　３１０°、風速　２７kt、ＧＵＳＴ　３９kt/１６kt、
卓越視程　１０km以上、
雲　雲量　ＦＥＷ　雲形　積雲　雲底の高さ　２,０００ft、
気温　１２℃、露点温度　－２℃、
高度計規正値（ＱＮＨ）２９.５６inHg、
Ｐ/ＲＲ（プレッシャー/ライジングラピッドリー）

事故当日は、夜間まで強い北西風が吹いていた。

2.7.3　ドップラーライダーの観測による風の状況

ドップラーライダーは、レーザーを空中に照射しながら回転し、仰角を段階的に上下（全方位について１°、２°、３°、４５°及び方位角３３６°で仰角０°から９０°を１パターンとして２分３０秒間で行う）させながら、空中に浮遊するエーロゾル（空気中の微少なほこり等）の動きを観測することで風の速度、速度幅等を計測する装置である。

ドップラー速度は、観測点であるドップラーライダーを中心とした風速成分であり、近づいてくる成分を寒色系、遠ざかる成分を暖色系で表示している。なお、風向とレーザービームが直行する方向に近い範囲では、観測点に近づく又は遠ざかるという風の成分がないため白色系の表示となる。

シアーラインは、任意の隣り合う２領域の速度差が５m/s以上の場合に、この境

界を線で表示したものである。

なお、シアーを特に警戒する空域として、滑走路と滑走路両端から進入側３nm、離陸側２nm、幅１nm、高度１，６００ft以下の空域（ディテクションエリア）が設けられ、この空域において、速度差が２０kt以上のシアーが観測されると低層ウィンドシアー情報として管制機関等に通報される。

速度幅は、空間におけるエーロゾルの移動方向や速度を観測することによって任意の空間の風の乱れの度合いを表したもので、空間内の全てのエーロゾルの動きが一様ならば速度幅は０となるが、瞬間的に強い風（ガスト）を含む風が吹くと速度幅が大きくなる。したがって、その速度幅が７m/sを超えた領域（付図７－１、７－２にある赤色の楕円部分）を検出することによって、これをＴＵＲＢ（乱気流）として表している。

本事故当時の成田空港における、ドップラー速度、速度幅、ＴＵＲＢは以下のとおりであった。

(1)　ドップラー速度（仰角２°）及びシアーライン

０６時４０分４５秒から０６時４８分０８秒の間のドップラー速度観測データから、ドップラーライダーの北西側ではライダーサイトに近づく成分の寒色系、南東側では遠ざかる成分の暖色系が明瞭に分布していた。

０６時４０分４５秒の解析図からは、中心部から１５m/s以上の北西の風が観測され、時間の経過とともに中心部は弱くなり１０～１５m/sとなっていた。また、滑走路３４Ｌの最終進入経路上付近では、１５～２０m/sの風が観測され、それは時間の経過においても強さに大きな変化はなかった。

シアーラインは、滑走路３４Ｌの最終進入経路上付近では、観測されていなかった。また、低層ウィンドシアー情報も発出されていなかった。

(2)　ＴＵＲＢ及び速度幅

０６時４０分４５秒から０６時４８分０８秒の間の速度幅観測データから、速度幅の大きい赤色の分布は、ドップラーライダーの中心付近で滑走路上に広く分布しているが、時間の経過とともにその分布は小さくなっていた。また、滑走路３４Ｌの最終進入経路上における速度差は、０６時４０分４５秒では、一部に５m/s以上の黄色から橙色、０６時４５分４０秒には、７m/s以上の赤色の速度差が部分的に検出されているが、全体的には、４～５m/sの黄緑色の速度差が多くを占めていた。

ＴＵＲＢは、赤色の楕円部分としてその範囲が表されており、その範囲は、各時間とも滑走路３４Ｌ上に広い範囲で検出されていた。また、滑走路３４Ｌの最終進入経路上においては、０６時４５分４０秒にＴＨ（滑走路３４Ｌの進入端）付近においてＴＵＲＢを示す域（ｔ０７：最大速度幅９kt）が検

出されたが、０６時４８分０８秒にはその範囲は小さく（ｔ０１、ｔ０７：最大速度幅９kt）なっていた。

（付図６－１、６－２　ドップラー速度及びシアーライン(仰角２°)、付図７－１、７－２　ＴＵＲＢ（乱気流）(仰角２°)、付図９　同機の進入角とドップラーライダーレーザーの発射角　参照）

2.7.4　瞬間風向風速

滑走路３４Ｌ側の瞬間風向風速は、グラフからその傾向を見ると風向は北西でほぼ安定しているが、風速は変動幅が大きく、ガストを伴いながら次第に強くなる傾向を示し、０６時３０分ごろから０７時００分ごろまでは４０kt前後のガストを伴った状態が続いていた。

また、同機が着陸する直前である０６時４８分００秒から０６時４８分２１秒の間の瞬間風向風速をデータで見ると、風向は西北西から北西、風速は２５ktから３６ktで、着陸直前２秒前の０６時４８分１８秒には、３３ktの瞬間値を観測していた。

（付図８　滑走路３４Ｌ側の瞬間風向風速値　参照）

2.7.5　成田タワーが収集した風の情報

成田タワーは、当日朝の風の状態から乱気流を予測して、滑走路３４Ｌの最終進入経路上付近におけるウィンドシアーの状況を各到着機から個別に以下のように情報収集して、それを到着機に対してその都度通報し、かつ０６時１６分の情報をＰＩＲＥＰとして気象機関等に通報していた。

6時02分	QFA21	Wind fairly gradual decrease, fifty knots indicated at two thousands feet and mostly thirty knots on the approach. No wind shear on final.
6時12分	THA640	Fluctuating.
6時16分	JAZ718	Below ten thousands feet plus minus fifteen knots. 特に５００ft以下でラフな状態がタッチダウンまで続いていました。
6時19分	JAL6524	Plus minus ten knots below one thousand feet.
6時22分	JAZ472	At two thousands, three-two-zero degrees five-zero knots.
6時25分	JAZ472	Below one thousand feet plus minus ten knots.
6時27分	NCA007	Just a lot of rolling. Plus minus fifteen knots.
6時32分	NCA228	Plus fifteen, maybe sometimes twenty, minus ten.

Below one thousand.

6時41分　JAL710　Below two thousands feet plus minus one five knots.

6時46分　NCA037　Really rough, plus minus fifteen knots below one thousand.

なお、ＮＣＡ００７便、ＮＣＡ２２８便及びＮＣＡ０３７便には、プレディクティブ型及びリアクティブ型のウインドシアー警報装置が搭載されていたが、いずれも警報の発生はなかった。

2.7.6　管制交信記録による、上記2.7.5の情報と同機の関係

０６時４２分ごろ同機は、滑走路３４Ｌの１３nmファイナルで、成田タワーと交信を開始した。このときの風は、３２０°/２８kt、最大４０kt、最小２０ktである情報を得た。

その後、成田タワーは、他の航空機に対して、風は３２０°/２９kt、最大４０kt、最小２０ktであることと、０６時４１分のボーイング７４７からのＰＩＲＥＰ（高度２,０００ft以下において、風の変動は±１５kt）を通報した。

０６時４４分ごろ、成田タワーは、０６時４１分のボーイング７４７からのＰＩＲＥＰとして高度２,０００ft以下で滑走路３４Ｌ最終進入経路上にウインドシアーがあり、風の変動は±１５ktであること、及び現在の風は３２０°/２３kt、最大３４kt、最小１５ktであることを一方送信で通報した。

０６時４６分ごろ、成田タワーは、ＮＣＡ０３７便からのファイナルのコンディションの通報を受けた。

０６時４６分ごろ、成田タワーは、同機に対して滑走路３４Ｌへの着陸許可を発出し、併せて風は３２０°/２９kt、最大３６kt、最小１７ktであることを通報した。これに対して同機は、着陸許可の復唱と、風の情報を了解した旨の“Copy that”の返答を行った。

０６時４８分、成田タワーは、風が３２０°/２７kt、最大３４kt、最小１８ktであることを通報した。

（別添１　ＣＶＲ記録、別添２　管制交信記録　参照）

２.８　航空保安施設に関する情報

本事故発生当時、成田空港滑走路３４Ｌの計器着陸装置（ＩＬＳ）及び進入角指示灯（ＰＡＰＩ）は正常に作動していた。

２.９　ＤＦＤＲ及びＣＶＲに関する情報

同機には、米国ハネウェル社製ＤＦＤＲ（パーツナンバー：９８０－４７００－

００１）及び米国ＧＥアビエーション社製ＣＶＲ（パーツナンバー：１７５４９７－０１－０１）（正しくはＣＶＦＤＲ(Combined Voice and Flight Data Recorder)といい、ＤＦＤＲとＣＶＲの両方の機能を持った一体型のフライトレコーダーであるが、同機はＣＶＲとしての機能のみを使用していたため本報告書では「ＣＶＲ」とした。）が装備されていた。

ＤＦＤＲには、同機が広州空港を離陸してから、成田空港に着陸し、本事故発生までの記録が残されていた。

時刻については、管制交信記録に記録されたＮＴＴの時報と、ＤＦＤＲに記録されたＶＨＦ送信機のキーイング信号を照合させることにより校正した。

ＣＶＲには２時間分の音声を記録することができ、本事故発生当時の音声が記録されていた。

さらに、同機のデータサーバーに残されていた過去の飛行記録も使用した。

写真１　ＤＦＤＲ及びＣＶＲ

２．１０　同機の残骸及び痕跡に関する情報

2.10.1　残骸及び痕跡の概要

同機の残骸及びその破片は、滑走路上から両側の草地に渡り広範囲に散らばっていた。胴体部分は、進入端から約１，４３０ｍ、滑走路中心線から西約６０ｍの位置に、激しく焼損した状態で、機首を北西に向け、裏返しの状態で停止していた。左主翼は、ウイングレットが脱落し、機体から分離して、胴体の東側に表向きのま

ま停止していた。脱落したその他の構成品及び構造部分は、滑走路上から胴体停止位置までの経路に沿って散乱していた。一部の残骸（板状のもの等）は、事故当日に吹いていた北西からの強風の影響を受け、少しずつ風下に移動していた。

なお、残骸は事故時に発生した火災により全体が焼け焦げ、胴体部分は機首から尾部までつながっていたが、胴体及び右主翼は大部分が焼失していた。

詳細については以下のとおりである。（図１）

(1)　最初の接地点付近

滑走路３４Ｌ進入端から約３００ｍの地点に、滑走路中心線をまたいで主脚のタイヤ接地痕があった。

(2)　２回目の接地点付近

①　滑走路３４Ｌ進入端から約４７５ｍの滑走路中心線付近に、前脚のグリス痕があった。

②　滑走路３４Ｌ進入端から５１３～５９６ｍの滑走路中心線付近に、脱落した前脚のハブ・キャップ、グロメット、ガスケット及びストラップがあった。

③　滑走路３４Ｌ進入端から約５６５ｍの滑走路中心線付近に、前脚のホイール部品（バンド、ワイヤー等）が４点あった。

④　滑走路３４Ｌ進入端から約５９６ｍの滑走路左側に、前脚のホイールキャップがあった。

⑤　滑走路３４Ｌ進入端から約７００ｍの滑走路左側に、左翼胴体側のフラップの一部があった。

(3)　滑走路３４Ｌ進入端から約７９５ｍの滑走路中心線付近右側に、前脚タイヤ痕（右９．６ｍ、左８．８５ｍ）及びそれに続く前脚ホイールの擦過痕（右１０ｍ、左２７．８ｍ）が２本あった。

(4)　滑走路３４Ｌ進入端から約８１４ｍの滑走路中心線付近に、左エンジン・カウルの擦過痕があった。（８．９ｍ ×０．９ｍ）

(5)　滑走路３４Ｌ進入端から約８７５ｍの滑走路中心線から右側に、前脚のホイール部品（グロメット等）が３点あった。

(6)　滑走路３４Ｌ進入端から約８７７ｍの滑走路中心線付近に、進行方向に向かって、長さ約７９ｍの擦過痕があった。また、これと平行して滑走路中心線から右側に長さ約１４．５ｍの擦過痕があった。また滑走路左側にえぐれ痕があり、エンジンファンブレードの破片があった。

(7)　Ａ７及びＡ８誘導路上及び当該誘導路交差点付近上に、前脚ホイールの一部、フラップの一部及び前脚タイヤ１本があった。

(8)　滑走路３４Ｌ進入端から約１，１１５ｍの滑走路右側に、機体構造の一部

があった。

(9)　滑走路３４Ｌ進入端から約１，１３０ｍの滑走路右側の草地に、前脚タイヤ１本があった。

(10) 滑走路３４Ｌ進入端から約１，２５０ｍの滑走路左側に、水平尾翼の一部があった。

(11) 滑走路３４Ｌ進入端から約１，３５０ｍの滑走路左側の草地に、左主翼が散乱し、垂直尾翼一部が滑走路左側にあった。

(12) 滑走路３４Ｌ進入端から約１，４００ｍの滑走路左側の草地に、第２エンジンを含む機体最後尾があった。

(13) 滑走路３４Ｌ進入端から約１，４５０ｍの滑走路左側の草地に、機首があった。

(14) 同機より漏れた燃料及びオイル等は、滑走路を長さ約２１０ｍ×幅約５０ｍ、草地を長さ約２３０ｍ×幅３０～６０ｍの広がりで流出していた。

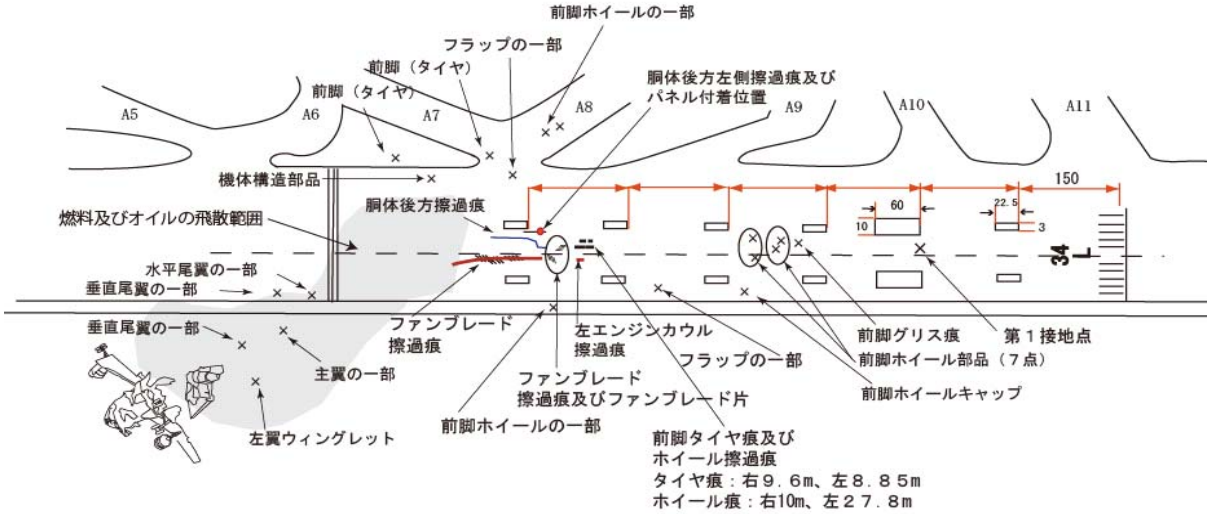


図１　残骸及び痕跡の状況

2.10.2　損壊の細部状況

(1)　胴　体

胴体は、天井部分が機首から尾部までつながっていたが、内部はコックピットから尾部までほとんどの部分が焼損しており、主翼前後の胴体下面（裏返しになって上になっていた部分）の外板及び床面を含む機内の大部分が焼失し、貨物用の固定金具は散乱していた。

搭乗者区画と貨物室の間に取り付けられていた化学繊維製ネット及び合成ゴム製カーテンは、ほとんどが焼失していた。

コックピット内部はプラスチック類が溶けて変形し、全体がすすけていた。コックピット側面のアクリル製の窓は、内側が焼損していた。

写真２　事故機

(2)　左主翼

左主翼と胴体の結合部付近は、翼の前方部分は大部分が焼損して、内側前縁スラットとともに垂れ下がっていた。後方部分はすすけて表面の焼損はあったが、後桁の破断部は原形状が残っていた。後桁は同じ厚さの２枚の板が重ねられた構造となっているが、２枚の板はほぼ同じ位置で破断しており、ＷＳ２３０．６（ＷＳは、Wing Stationの略で、外翼後桁を基準とする胴体中心線からのin距離）付近の翼下面とＷＳ１９７．２付近の翼上面とを結ぶ斜めの破断面となっていた。破断部は、破断面の中間付近が、破断した方向と垂直の方向に曲がりが生じていたほか、桁と下面外板の接合部において翼の縦通材に亀裂が生じていた。また、当該部の外板には上下方向の曲がりは見られなかった。（写真３、図２）

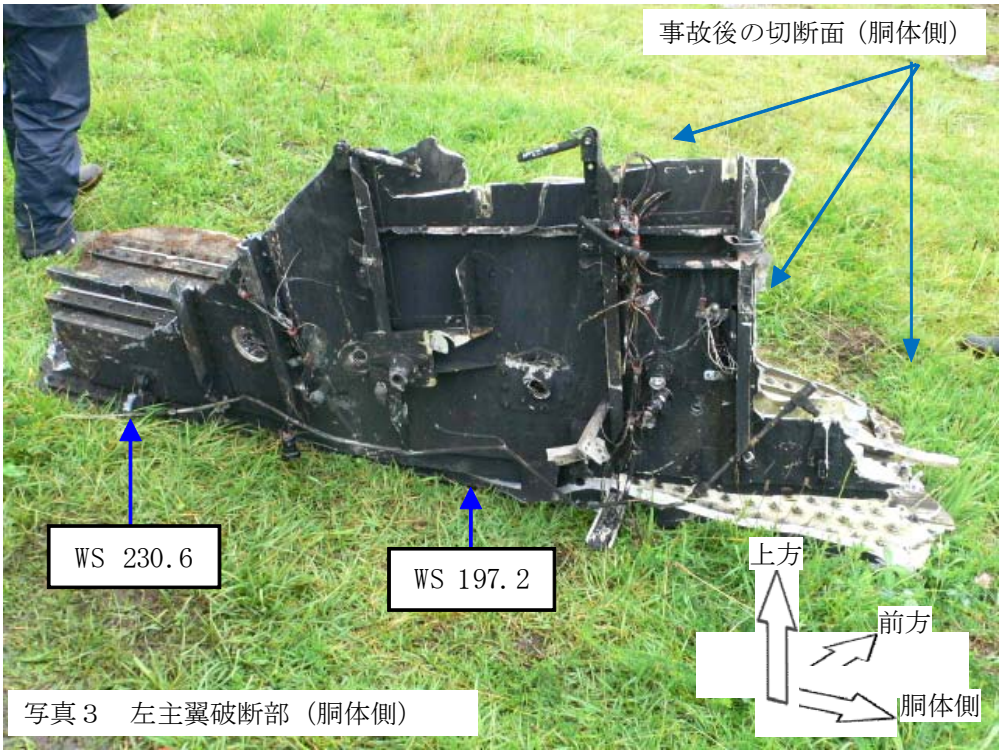
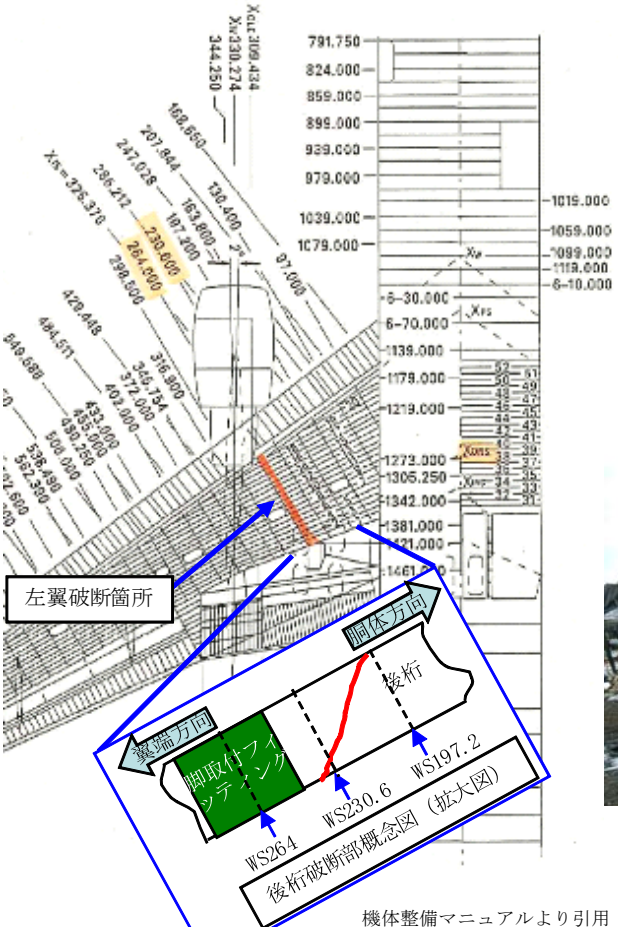


写真３　左主翼破断部（胴体側）



機体整備マニュアルより引用

図２　左主翼破断部

写真４　裏返しとなった事故機（左主翼破断部）

写真５　破断した左主翼

No. １エンジン及び左主脚が取り付いた状態の左主翼は、主脚取付部より胴体寄りで機体の胴体部分から分離し、胴体の東側の草地に、表向きのまま停止していた。

後桁は、胴体側の破断面と一致する形状で破断していた。

エンジンパイロン取付部よりも外側の前縁スラットは、骨組みを残して焼損していた。内側前縁スラットは、主翼の構造部分が焼損しており、裏返しとなった胴体の下面からぶら下がっていた。

内側フラップは、翼から分離してＡ７タクシーウェイ付近の滑走路３４Ｌ上にあった。

後桁の破断箇所は、左主脚取付部前方のNo. １燃料タンクとNo. ２燃料タンクとの隔壁となっているリブ取付部のＷＳ２６４よりも内側のＷＳ２３０．６付近で、破断面は部分的にすすけていた。ウイングレットのある翼先端部は、翼から破断分離していた。

左翼上面外板部の破断面は、ストリンガーの内側端の大部分が外板と共に破断し、数本が上方に曲がった状態で焼損しており、板状の１本は外板の破断面から約１ｍの付近で破断して全体がすすけており、外板と接合するリベットは破断していた。

左翼下面の破断面は、前桁及び後桁付近で、桁から外板が引き剝がされるように隙間ができリベットの頭が破壊していた。また、後桁付近の外板の破断部は下方に曲がっていた。（写真６）

写真６　左主翼破断部（翼側）

前桁は、ＷＳ２６４から約５０cm内側（胴体寄り）付近でほぼ垂直に破断していた。

破断した左主翼後桁の破断面（火災の影響のある部位を除く）をＪＡＸＡにおいて調査した結果、破面には擦れの痕跡等の繰り返し荷重で破断した形跡がなく、大きい荷重で急速に破壊した様子が観察された。（写真７）

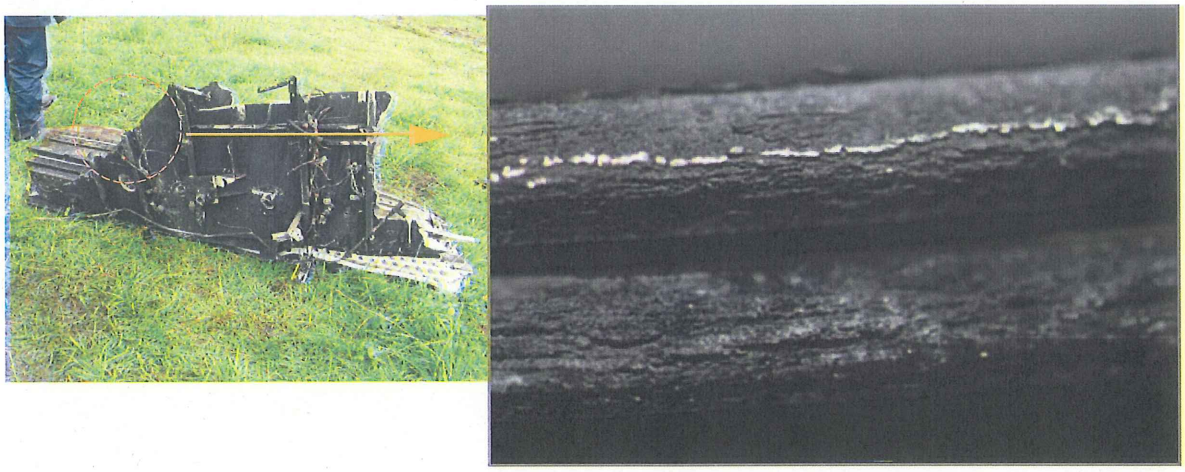


写真７　左主翼後桁破断面（胴体側）

(3)　右主翼

右主翼は、胴体と結合されたまま裏返しの状態となっており、事故時に発生した火災で大部分が焼失して、残った部分も溶けたりすすけたりしていた。

写真８　右主翼

(4)　脚

前脚は、取り付いた状態であったが、ホイールのリム部分が破損し、破損したリム、タイヤ及びホイールキャップが脱落していた。右側のホイールは手回しできたが、左側は手回しできず、外周の一部が平らに削られ、タイボルトは一部が脱落したり緩んだりしていた。支柱はトルクリンクがいっぱいに延びた状態になっていた。前脚ホイールウェル内の前脚サポートには構造的損傷の兆候はなかったが、前脚サポート取付部付近のウェブに亀裂が発生していた。

写真９　前脚

左主脚は、左主翼に取り付いた状態で、サイドブレース及び固定サイドブレースも脚と一緒に見付かった。前方トラニオン・ボルト（ヒューズ・ピン）は、僅かな変形があったものの、破断していなかった。サイドブレースの台形パネルにボルト２本で固定されていた胴体側取付金具（ピローブロック）は、内側のボルトは破断して破片の一方が台形パネルに残り、外側のボルトは台形パネルのボルト孔が破壊して胴体から分離していた（外側ボルトはピローブロックと共に脚側に残っていた）。また、脚作動器の下側固定用のベアリング穴は引きちぎられていた。左主脚支柱組立は、最大に伸びた状態ですすけていたが外観的には無傷に見えた。ホイール／タイヤは、４本とも表面が焼けてすすけており、外側の２本に軽い擦り傷があった。また、No. ５及びNo. ６タイヤの圧力は残っていなかったが、バーストしたような痕跡は見られなかった。トルクリンクは無傷で、構造的損傷はなかった。脚取付金具の脚結合部分は健全な状態であったが、下部に支柱の一部が押し付けられたつぶれが生じていた。（写真９、写真１０、写真１１、図３）

写真１０　前方トラニオン・ボルト
（ヒューズ・ピン）

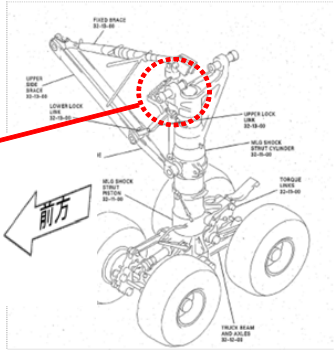


写真１１　左主脚

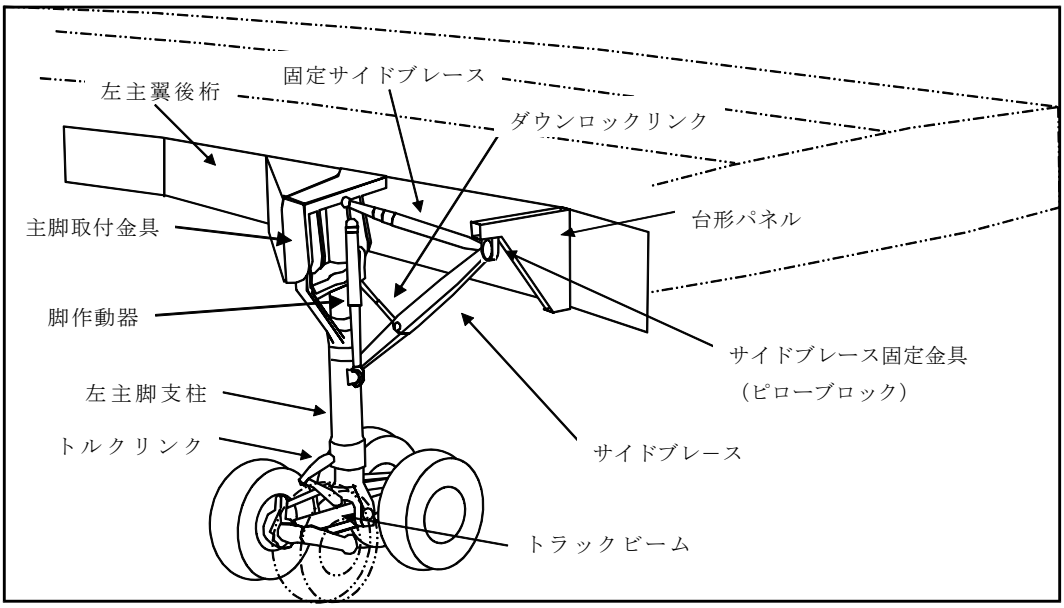


図３　左主脚取付

中央脚は、裏返しとなった機体に取り付いた状態であったが、胴体内部の焼損により胴体の中に崩れ落ちたようになっていた。また、ブローアウト穴内部の内視鏡による映像（写真１２）に見られるように、支柱内部のクラッシュ・チューブ*2がつぶれており、支柱が底付きしたことを示している。（３７頁の図４）

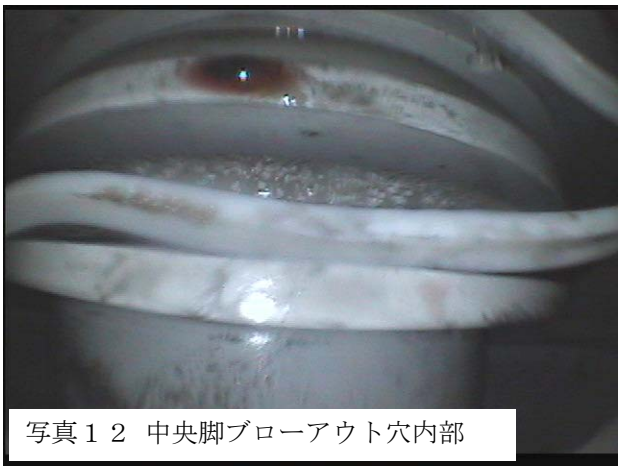
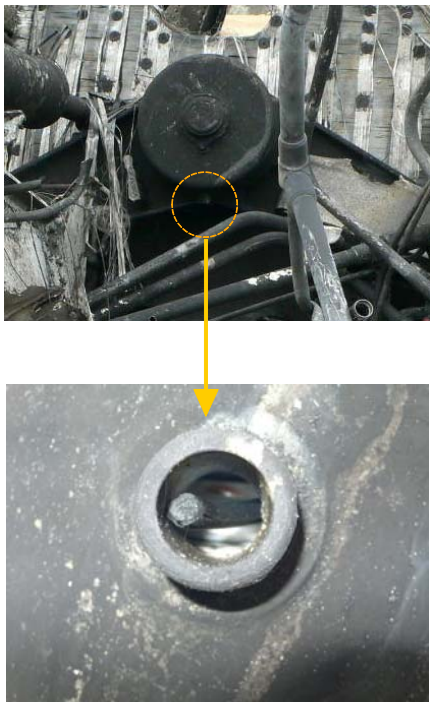


写真１２　中央脚ブローアウト穴内部



右主脚も裏返しとなった機体に取り付いた状態であった。全体的にすすけていたが、外観的には構造損傷は見られなかった。４本のタイヤはいずれもすすけて表面に熱損傷が見られたが、大きな傷はなく圧力があった。

(5)　エンジン

３基のエンジンは、それぞれ翼又は垂直安定板に取り付いたままであった。

No. １エンジンは、インレット部の下面がファンカウルまですり減り、ファンブレード先端が損傷(gradual bending：湾曲)していたほか、ファンカウル外側の左上方は胴体の塗装と同じ色のペイントが付着し、つぶ

写真１３　Ｎｏ．１エンジン

*2　「クラッシュ・チューブ」とは、同型式機の中央脚支柱内部に組み込まれ、脚支柱が底突きして大きな衝撃を受けると壊れ、支柱の内圧をブローアウト穴から逃がす機能がある。

れていた。スラスト・リバーサ・アクチュエータは収納位置となっていた。空中でのエンジン火災の痕跡はなかった。

No. ２エンジン(尾部に装備)は、垂直安定板のパイロンに取り付いたままであった。エンジン・インテーク・ダクトは焼損していた。全てのファンブレードは健全で、スラスト・リバーサ・アクチュエータは収納位置となっていた。空中でのエンジン火災の痕跡はなかった。

写真１４　Ｎｏ．２エンジン及びＮｏ．３エンジン

No. ３エンジンは、火災によりカウリング等が損傷していたが、翼に取り付いた状態であった。スラスト・リバーサ・アクチュエータは収納位置となっていた。空中でのエンジン火災の痕跡はなかった。

(6)　操縦装置等

アビオニクス区画には、機体制御システムの複数のユニット（２台のＦＣＣ－９０８を含む）が、焼損した状態若しくはすす等に覆われた状態で残っていた。（写真１５）

写真１５　取り出されたアビオニクス棚

操縦室内部は火災と熱で全体が損傷していた。サーキット・ブレーカ・パネルは一部が焼け焦げた状況で、いくつかのサーキット・ブレーカは開となっていた。なお、胴体が裏返しとなっていたため、オーバーヘッド・パネル等には救助者によって踏み付けられた痕跡があった。

フラップ／スラット・ハンドルは２８°Ｇ／Ａ（着陸復行）ゲート位置、スラスト・レバーはNo. １が中間位置、No. ２が後方（引いた）位置、No. ３が前方（押した）位置で、全てのリバース・レバーは収納（使用しない）位

置、グラウンド・スポイラー／スピードブレーキ・ハンドルは収納（ＲＥＴ）位置となっていた。また、オーバーヘッド・パネルにあるエンジンのファイアー・ハンドルはアップ位置となっていた。

このほか、NAV Select Switch、Flap Limit Feel Switch、Elev. Feel Switchはそれぞれ ＡＵＴＯ位置となっていた。

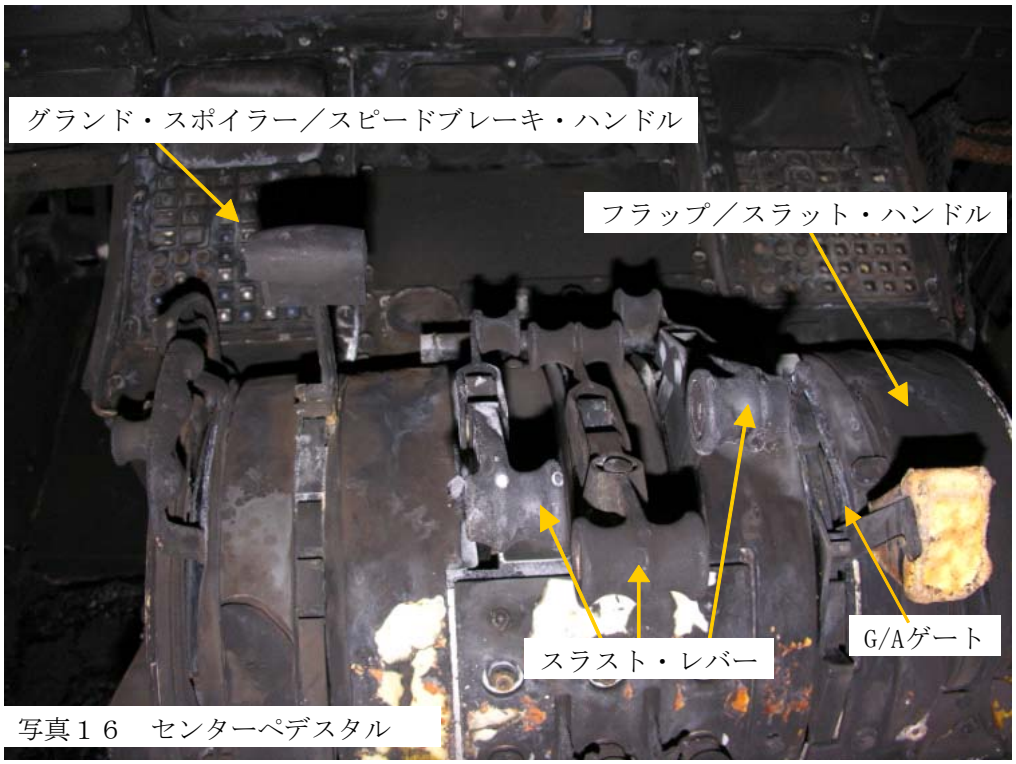


写真１６　センターペデスタル

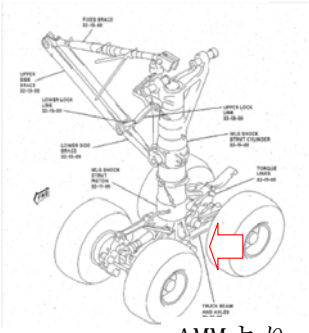
２．１１　脚の詳細調査

2.11.1　左主脚の調査

左主脚は火災及び残骸を移動した際の損傷を除き外観的な損傷は見受けられなかったが、ＪＡＸＡにおいて、車輪の接地荷重を支柱に伝えるトラックビーム・ボルト（部品番号：ＡＲＧ７３７３－１）外径の軸方向の並行度を隙間ゲージを用いて測定した結果、０．０３～０．０４mmのずれがあることが確認された。ずれは、ボルト側面が荷重を受けて塑性変形したことにより生じた残留変形であると推定された。

写真１７　トラックビーム・ボルト

トラックビーム・
ボルトの位置



AMMより

2.11.2　前脚支柱及び左主脚支柱の分解調査等

同機の各脚支柱は、整備工場からは図４に示す圧縮時の状態で出荷され、使用前に各脚に規定された圧力まで窒素ガスを充填することにより、着陸時には伸長状態から窒素ガスが圧縮されることとオイルがオリフィスを通り抜けるときに抵抗が生ずることにより、衝撃を和らげる仕組みを基本としている。

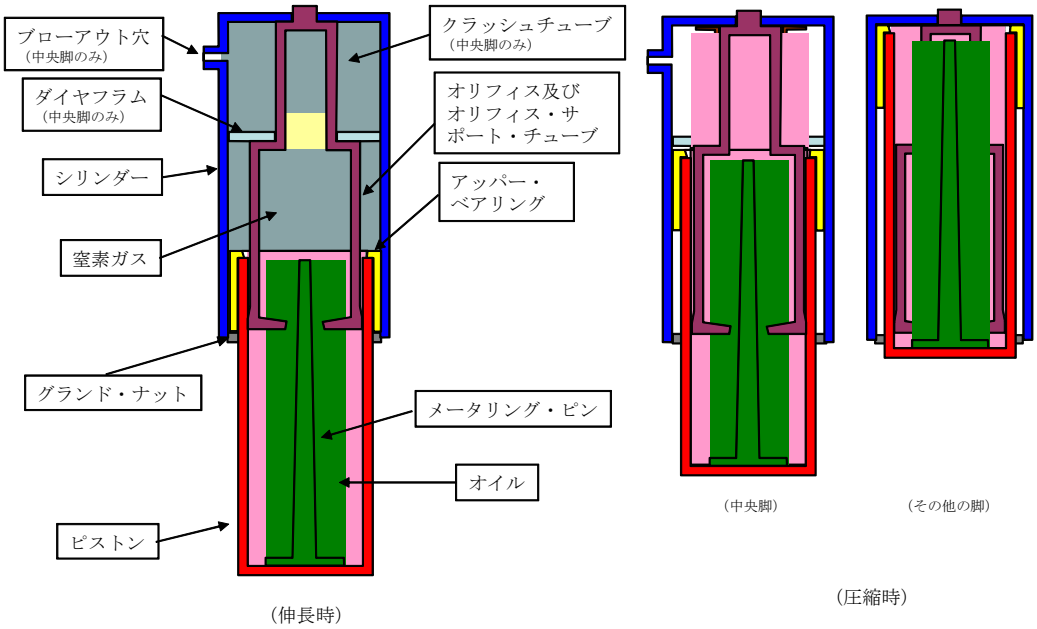


図４　前脚／主脚支柱概念図

３回目の接地時の機体姿勢で沈み込みが大きかった部位に装備されていた前脚と左主脚の支柱の分解調査を米国のオーバーホール事業者において実施し、その後、ＪＡＸＡにおいて一部のホイール関連部品及び支柱内部部品の詳細調査を行った。その結果は次のとおりであった。

(1)　前脚（部品番号：ＮＣＧ６２０１－５５１９、製造番号：ＡＰ１３４）

支柱を分解したところ、残骸移動時の損傷以外、外観的に大きな損傷は見られなかったが、内部部品オリフィス・サポート・チューブが軸方向の荷重を受け、孔部から圧縮破壊していた。

写真１８　前脚オリフィス・サポート・チューブ

また、前脚の左右のホイール・タイボルトに緩みが生じていたため、支柱の分解調査後にＪＡＸＡにおいてホイール周辺の詳細調査を行ったところ、タイボルトの緩みは、タイボルトとナットのねじ山が破損したことにより、ナットがずれて、緩んだものであることが確認された。

前脚のホイールのリム（周囲が円形）は、一方向から押しつぶされてだ円にひしゃげたように変形していたことから、大きい荷重は一回だけ負荷されたものであり、左右リムの変形の様相が似ていることから前脚の左右の車輪はほぼ同じタイミングで接地したものと推定された。リム断面の割れ方の特徴から写真１９の下から上に向かって割れが進んでいったと推定され、左ホイールとリムの位置関係から前脚には下方から上方に（突き上げられる方向）に大きい荷重が作用したものと推定された。

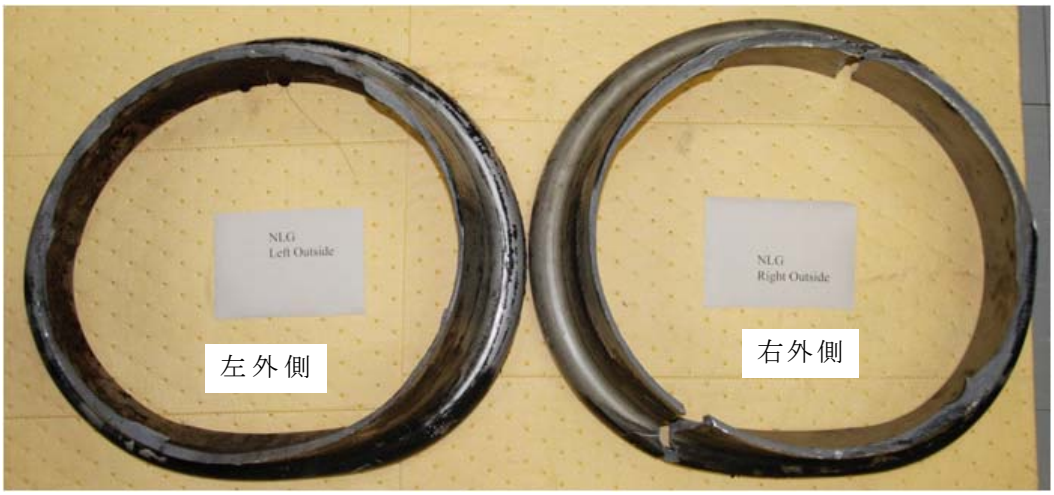


写真１９　前脚ホイールの破片（リム部分）

リムが下方から上方に突き上げられて破断していること、ホイールハブを構成する左右のホイールハーフが外側に広がるように変形して隙間が生じていること、及びタイボルトとナットのねじ山がせん断破壊していることから、前脚が接地した際に上向きの大きい荷重の作用によりタイヤがつぶされて側方に広がり、リムに曲げの荷重が加わって破断するとともに左右のホイールハーフが側方に広げられる荷重を受けてタイボルトが軸方向に強く引っ張られたため、タイボルトとナットのねじ山がせん断破壊してナットに緩みが生じたものと推定された。（図５）

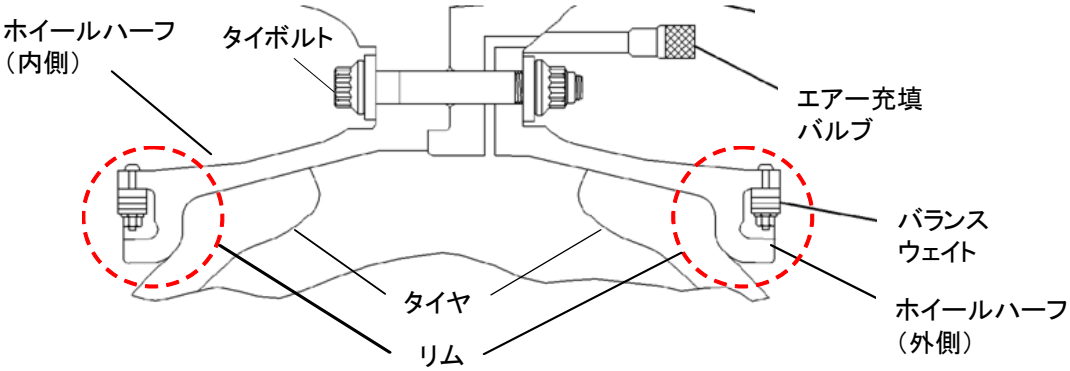
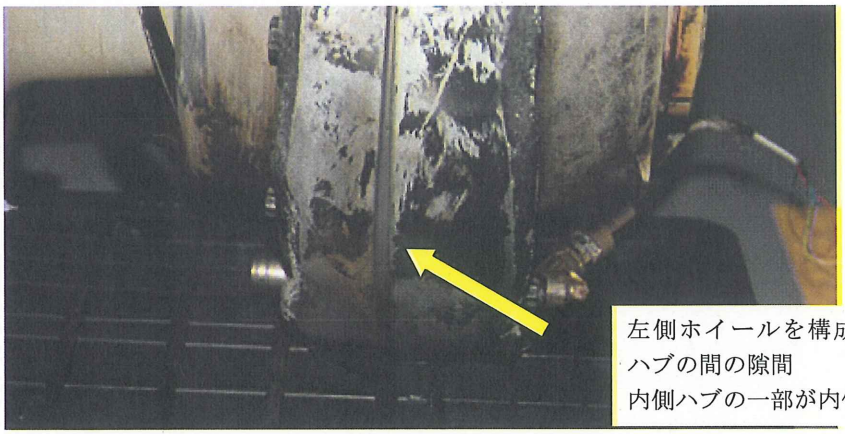


図５　前脚ホイールハブ断面図



左側ホイールを構成する内外の
ハブの間の隙間
内側ハブの一部が内側に変形

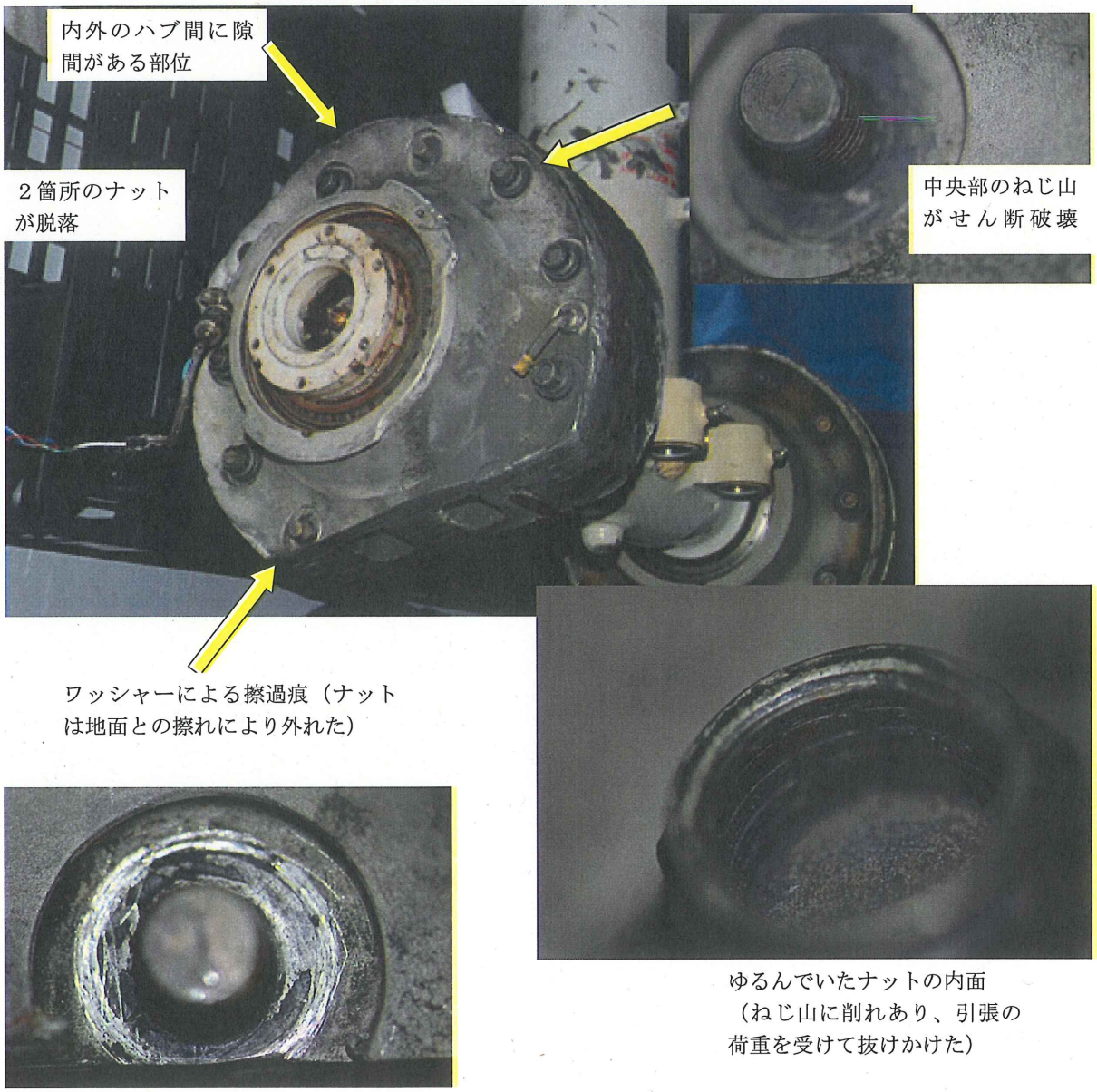


写真２０　前脚左側ホイールハブ

(2)　左主脚（部品番号：ＮＲＧ６７１９－５０１(D10-32-001-07)、製造番号：ＢＦＧＳ００９８５）

左主脚の支柱は、残骸移動時の損傷以外、外観的には損傷は見られず、分解調査においても大きな損傷はなかったが、内部部品であるアッパー・ベアリング（ピストン上端を支えている部品）下端の他部品との接合部が軸方向に破断していた。

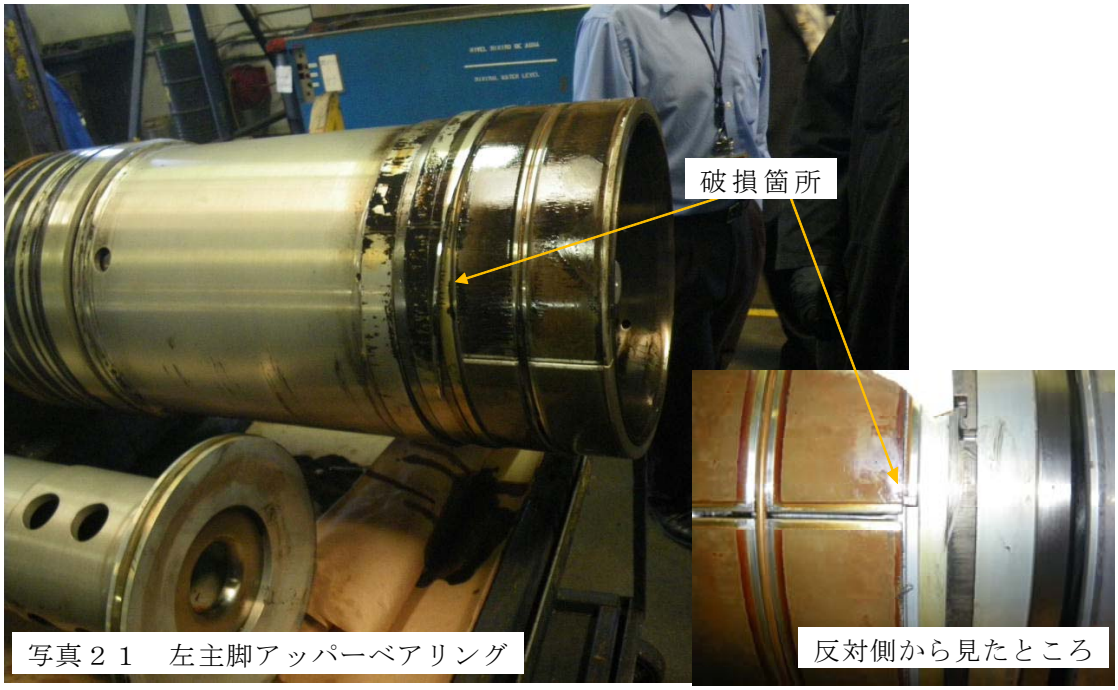


写真２１　左主脚アッパーベアリング

２．１２　消防及び救急救命救難に関する情報

(1)　ＮＡＡファイアー＆セキュリティー(株)消防指令室によれば事故の発生から消火及び救命までの記録は次のとおりであった。

06時49分　成田タワーから、クラッシュホンでＡ滑走路をオフラン（逸脱）して、同機が炎上している旨の通報があり、直ちに同指令室から第３種出動指令（事故現場に出動する）を出し、消火救難車両を出動させるとともに、同指令室から成田市消防等関係機関に通報した。

06時50分　ＮＡＡ消防車両現場到着　消火開始

06時57分　成田市消防車両現場到着　消火開始

07時03分　操縦室内に進入を試みるが、熱風、煙等が強く、進入できないため、破壊救難車により隊員がエンジンカッターを使用して同機東側コックピット後方切開開始

07時18分　隊員がエンジンカッターを使用して同機西側コックピット後方切開開始

07時25分　成田市消防救助隊　操縦室内進入開始

07時30分　救助のための進入路を確保、要救助者を確認、機体残骸の除去を継続

08時00分　機長救出完了、病院へ搬送

08時16分　副操縦士救出完了、病院へ搬送

08時36分　火災鎮火確認、残火処理及び警戒待機へ移行

12時00分　残火処理終了、完全鎮火

(2)　カメラ映像による消火活動の状況

０６時４９分２８秒ごろ、最初の消防車両が現場に到着した。

０６時４９分５１秒、５９秒、５０分０６秒に、それぞれ消防車両が１台ずつ到着した。

０６時５０分２５秒ごろ、最初の放水が開始された。このとき、操縦室後方から炎が発生している。

０６時５０分４５秒には消防車数台による消火活動が実施されていた。

(3)　出動車両等

総　計　４７台

出動人員　１３７名

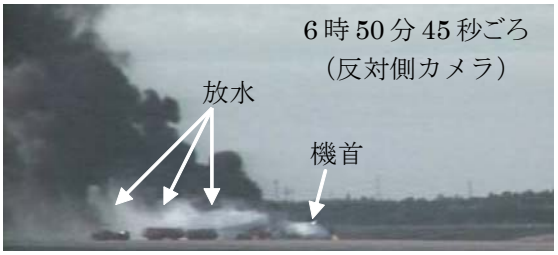
使用消火剤

水成膜泡消火薬剤*3（メガフォームＦ－６２３Ｔ）　５，５４０ℓ

（３％濃度で使用する）

（別添４　消火活動の状況　参照）

映像２　消火活動の状況



２．１３　同機の着陸及びそれに関連した操縦操作について

2.13.1　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 7-1-5　ＬＡＮＤＩＮＧの記載

着陸及びそれに関連した操縦操作について以下のように記載されている。

(1)　*NORMAL LANDING*

*3　「水成膜泡消火薬剤」とは、ガソリンなどの液体燃料による火災の消火に適した薬剤で、燃焼している液体燃料の液面を覆うことにより空気を遮断する「窒息効果」と、泡の中に含まれる水分による「冷却効果」で消火する。

Plan to touch down 1500' from the runway threshold. The runway threshold should disappear under the nose at about the same time CAWS announces "100'." Maintain a stabilized flight path through the 50 and 40-foot CAWS callouts (unless sink rate is high). At 30' a smooth 2.5 degree flare should be initiated so as to arrive below 10' in the landing attitude. Do not trim in the flare.
Elevator back pressure should be relaxed, and a constant pitch attitude should be maintained from 10' radio altitude to touchdown. The autothrottles switch to the retard mode at 50' RA. In the retard mode, the throttles move to idle at a preprogrammed rate without regard to airspeed, vertical velocity, or RA. The PF must maintain the appropriate glide path to touchdown. If a deviation occurs from that glide path, the PF must override the autothrottles to prevent retard.

（仮訳）

通　常　着　陸

接地は滑走路進入端から１，５００ftのところになるよう計画する。滑走路進入端はＣＡＷＳが１００ftをアナウンスするとほぼ同時に機首の下に隠れて見えなくなる。ＣＡＷＳが５０ft及び４０ftをコールアウトする間は、（沈下率が大きい場合を除いて）安定した進入角を保持する。３０ftになったら１０ft以下で着陸姿勢になるようにスムーズに２．５°のフレアを開始する。フレア中にはトリム操作は行わない。操縦桿を引く操作をリラックスさせ、１０ftから接地まで一定のピッチ角を保持する。
オートスロットル・スイッチは電波高度５０ftでリタードモードとなる。リタードモードでは、スラストは対気速度、沈下率或いは電波高度にかかわらずプログラムされた速さでアイドルまで絞られる。ＰＦは接地まで適切な進入角を保持しなければならない。進入角から変位した場合には、ＰＦはリタードを防止するためにオートスロットルをオーバーライドして操作しなければならない。

At main wheel touchdown the autospoilers partially deploy, if throttle #2 is at idle. If throttle #2 is above idle at touchdown, AutoSpoilers and AutoBrakes may not activate. Counter any pitch-up tendency associated with spoiler extension. Fly the nose wheel smoothly to the runway. Avoid full elevator down input. If selected,

autobraking will begin shortly after spoiler deployment. When the nosewheel is lowered to the runway, the spoilers will fully deploy.
（以下略）
（仮訳）
主車輪が接地し２番エンジンのスラスト・レバーがアイドルであるとオートスポイラーが部分的に展開する。２番エンジンのスラスト・レバーが接地時にアイドルでないとオートスポイラーもオートブレーキも作動しない。スポイラーが展開する際、ピッチアップの傾向に対しては対処すること。前輪は滑走路にスムーズに降ろす。エレベータにフルダウンの入力は行わないこと。オートブレーキが選択されている場合、オートブレーキはスポイラーが展開した直後に作動し始める。前輪が滑走路面に接地するとスポイラーは全展開する。

The PM monitors spoiler deployment and manually deploys the spoilers if necessary. During landing and reversing the PM monitors the engine instruments and calls out "80/60 knots." When applicable, the captain normally initiates transfer of control from the F/O after the "60 knots" callout.
（以下略）
（仮訳）
ＰＭはスポイラーの展開をモニターし、必要があれば手動で展開させる。着陸滑走中やリバース操作中は、ＰＭはエンジン計器をモニターし８０kt／６０ktのコールアウトを行う。Ｆ／Ｏが操縦している場合、機長は通常６０ktコールアウトの後にＦ／Ｏから操縦の交替を開始する。

(2) *HIGH SINK RATE / BOUNCE RECOVERY*

If a high sink rate or low bounce occurs, the PF should establish a 7 1/2° pitch attitude and increase thrust until the sink rate has been arrested and/or a normal landing is accomplished. Avoid rapid pitch rates in establishing a normal landing attitude.
（仮訳）
高い沈下率／バウンドからの回復操作
高い沈下率や低いバウンドが発生した場合、ＰＦはシンクレートが収まり、及び／又は通常の着陸が完了するまでピッチ姿勢を７．５°に保持しながら推力を増加させるべきである。通常の着陸姿勢を確立する際においては急激なピッチ操作は避ける。

If a high bounce occurs, a low-level go-around should be initiated. Low-level go-arounds are dramatically different than normal go-arounds. During low-level go-arounds, main wheel touchdown may be unavoidable. The PF must not exceed 10° of pitch or retract the landing gear until the aircraft is safely airborne with a positive rate of climb.

（仮訳）

高いバウンドが発生した場合には、低高度でのゴーアラウンドを行うべきである。低高度でのゴーアラウンドは通常のゴーアラウンドとは大きく異なる。低高度でのゴーアラウンドを行っている際に、主脚が接地することは避けられないかもしれない。ＰＦは機体がプラスの上昇率で安全に上昇するまでは、ピッチ角は１０°を超えたり脚を上げてはいけない。

2.13.2　同型式機の着陸時の操縦特性に関する操縦士の口述概要

同型式機の資格を有する複数の操縦士に確認した同型式機の着陸時の操縦特性についての概要は、以下のとおりであった。

同型式機と同様にNo.２エンジンが尾部にあるボーイング式７２７型と類似しており、尾部にエンジンがない他の機体と比べて、ピッチ修正に関して敏感であるためやや小さめの操舵が必要である。着陸時の機体重量が大きい場合と小さい場合の操縦特性の差はさほど感じたことはなかった。強風時には、地面効果が現れるころから沈む傾向を感じることがあり、ガストがあるときは、速度は大きく変化しオートスロットルでは追い付かない。バウンドを起こしやすいと感じたことはなかった。

また、ＬＳＡＳ（2.14.5に後述）が装備されているので、特に操縦上困難を感じたり特別な注意が必要なものではなかった。

2.13.3　着陸操作について

製造国の調査機関（以下「ＮＴＳＢ」という。）の協力により、同社のラインチェッカー（以下「機長Ａ」という。）から得られた望ましい着陸操作についての口述の概要は、以下のとおりであった。

The pilot would maintain the same attitude that had been used when following the glideslope and would not change pitch attitude when they heard the Central Aural Warning System (CAWS) call out 100 feet. A pilot could begin the flare as early as 50 feet.

Light airplanes, heavy airplanes, and MD-10s all land differently. In a heavy MD-11, it was best to begin the flare at 50 feet, but a light MD

-10 was going to float if a pilot flared that early. The pilot had to think about how heavy the airplane was and what the CG was. By 30 feet at the latest, the pilot should be flaring and holding attitude until he heard the CAWS call ten feet. At ten, he would relax the back pressure and hopefully the airplane would roll out smoothly on the runway.

The CAWS 50-40-30-20-10 callouts should come progressively farther apart. If a pilot heard them all come by quickly, he had better get ready for a bounce recovery.

The autothrottles would generally start to retard about 50 feet. As they retarded, the pilot would start pitching up and the throttles would come back at a pretty steady rate. If the airplane was flared too quickly, it might run out of airspeed and drop in. If the airplane was not flared quickly enough, it might touch down with a bit of power and then the throttles would come back. If the pilot is flying with the autothrottles off and he forgets to retard them, then the airplane is going to float.

（仮訳）

パイロットはＣＡＷＳが１００ftをコールアウトしたら、ピッチ姿勢を変えずに進入角に従い、それまでと同じ姿勢を保持する。パイロットは、５０ftになるとともにフレアを開始することができる

軽い航空機、重い航空機、そしてMD－１０など全ての着陸はそれぞれ異なる。重いMD－１１においては、５０ftからフレアするのが最良であるが、軽いMD－１０ではタイミングの早いフレアはフロートする。パイロットは、機体重量と重心位置がどうであるかを考慮しなければならない。遅くとも３０ftまでにパイロットはフレアしなければならず、ＣＡＷＳが１０ftのコールをするまで姿勢を保持しなければならない。１０ftでパイロットはバックプレッシャーをリラックスさせると、航空機がスムーズに滑走路上に接地することを期待できる。

ＣＡＷＳの５０－４０－３０－２０－１０のコールアウトの間隔は次第に長くならなければならない。それらの間隔が速ければ、パイロットはバウンド・リカバリーに備えた方が良い。

オートスロットルは通常５０ftからリタードされ始める。それらがリタードされ始めると、パイロットはピッチアップし始め、スラスト・レバーは一定のレートで絞られる。もし航空機が速くフレアされると、対気速度は減少し落下する。もし十分速くフレアされないと、パワーを残して接地し、その後絞られ

ることになる。もしオートスロットルがオフの時、パイロットがパワーのリタードを忘れると、航空機はフロートすることになる。

2.13.4　バウンド・リカバリーについて

ＮＴＳＢの協力により、同社の操縦訓練担当の複数の機長及び機長Ａから得られたバウンド・リカバリーについての口述の概要は、以下のとおりであった。

(1)　操縦訓練担当の複数の機長

Bounce Recovery training was implemented in 1996 as a result of two tailstrikes. After the 1997 FedEx MD-11/Newark accident it was given to all MD-11 pilots and subsequently required only in initial and transition training. Since it was a simple maneuver, there was no indication that bounce recovery had to be trained more frequently.

Some pilots said they received tailstrike awareness and/or bounce recovery training after their initial training and most indicated that they had at least received some sort of tail-strike awareness or bounce recovery briefings since their initial training. However, most pilots interviewed indicated that they only received tailstrike awareness or bounce recovery simulator training during their initial or transition training on the MD-11. As a result of the Narita accident, the Operator is reevaluating the frequency of the tailstrike awareness and bounce recovery training.

Captain A stated that in addition to providing the training in initial and transition training, the Operator is immediately going to make tailstrike awareness and bounce recovery simulator training either an annual or bi-annual event.

(仮訳)

バウンド・リカバリー訓練は２回発生したテールストライクの結果１９９６年から実行され始めた。１９９７年のニューアーク・フェデックスＭＤ－１１の事故後、その訓練は全てのＭＤ－１１のパイロットに実施され、引き続いて導入訓練と移行訓練の中で実施されるようになった。それが単純な操作であったので、バウンド・リカバリーをより頻繁に訓練する必要性を示唆するものはなかった。

一部のパイロットは、彼らがテールストライクの認識及び／又はバウン

ド・リカバリーの訓練を導入訓練の後に受けていた。そして、それは彼らがある種のテールストライクの認識あるいはバウンド・リカバリーのブリーフィングを、導入訓練後受けたと述べている。しかし、多くのパイロットはMD－１１の導入訓練又は移行訓練時にテールストライクの認識やバウンド・リカバリーのシミュレータ訓練を行ったと述べていた。成田事故の結果として、フェデラル・エクスプレスは、テールストライクの認識とバウンド・リカバリーの訓練の頻度を再評価している。機長Ａは、導入訓練及び移行訓練時の訓練に加えて、フェデラル・エクスプレスは、テールストライクの認識とバウンド・リカバリーのシミュレータ訓練を毎年か一年おきに実施するであろうことを付け加えた。

(2) 機長Ａ

When asked to describe what she would do with the control column after the initial bounce, the Captain said the procedure was to hold the nose at 7.5 degrees and use the thrust as necessary to adjust the sink rate on landing or execute a go-around if necessary. She did not know how high the accident airplane bounced but looking at the video it looked like a high bounce, and she thought she would have been bringing the throttle forward and executing a go-around at that time. Bounce recovery raised a risk of a tailstrike, so she would not want to increase the pitch too much.

Asked whether the flight crews would need to hold the control column a bit aft to recover during a bounce, the Captain said yes, she would hold it a bit aft. If coming down the glideslope at between 2.5 and 5 degrees and as you start flare you bring it up a couple degrees. At 20 to 10 feet you're relaxing the back pressure slightly, so it would definitely be an increase in back pressure required to hold it up to 7.5 degrees.

(仮訳)

機長Ａに最初のバウンド時操縦桿をどうするかについて説明を求めたとき、機長Ａは、手順については機首を７．５°に保持し必要に応じて推力を使用して沈下率を調整して着陸するか、必要があればゴーアラウンドを実施すると述べた。機長Ａは事故機がどの程度バウンドしたか知らなかったが、映像を見た限りでは高いバウンドで、機長Ａはその時点でスラストレバーを進めてゴーアラウンドを実施するだろうと述べた。バウンド・リカバリーはテールストライクの危険性があるので、ピッチ角は大きくし過

ぎないことが望まれる。

フライトクルーはバウンド・リカバリーの間、操縦桿を少し後方に保持する必要があるかどうか尋ねたところ、機長Ａは少し後方に保持すると答えた。着陸は２．５°から５°のピッチ角で、グライドスロープに沿って降下し、フレアするときは２°程度ピッチを上げる。２０から１０ftでバックプレッシャーを少しリラックスさせる。したがって７．５°に保持するためのバックプレッシャーは明らかに大きくなる。

２．１４　試験及び研究

ＮＴＳＢ、設計・製造者、同社、ＪＡＸＡの協力を得て、同機の飛行状況等の解析・調査を行った。なお、同機のＤＦＤＲ等には、降下率（沈下率）、ＴＲＡ（Thrust Resolver Angle）の記録項目が設定されていなかったため、以下の調査においては次の手法による推定値を使用した。

沈下率：ＤＦＤＲの加速度の記録値を、機体姿勢の影響及び加速度計のバイアス誤差を考慮した上で積分して推定

ＴＲＡ：エンジン製造者の換算プログラムを用いてＥＰＲから推定

また、以下の調査で用いている設計・製造者の飛行シミュレーションプログラムの概要は以下の通りである。

(1)　６自由度非線形運動方程式に基づき、飛行の模擬を行う。

(2)　航空機の構造は剛体とし、構造破壊は考慮しない。ただし、飛行中の空力弾性変形による飛行特性の変化は考慮する。

(3)　同機の飛行特性は、設計・製造者が有するＭＤ－１１系列型機の飛行特性情報を元に再現する。

(4)　事故時の飛行環境（風、気圧、気温等）は、ＤＦＤＲ等の記録データ、及び設計・製造者が有するＭＤ－１１系列型機の飛行特性情報を基に再現する。ただし、上下風は考慮しない（ゼロとしている）。

(5)　操舵入力は、ＤＦＤＲ等の飛行記録データを基に生成される。ただし、飛行記録データの誤差やシミュレーションの誤差を補正するため、主に機体が空中にある区間において、機体の運動（特に姿勢）を模擬するように、操舵入力に補正が加えられる。

2.14.1　同機のウインドシアー警報装置の作動状況

ＤＦＤＲの記録によれば、本事故時に、同機が電波高度１，５００ft以下で遭遇した水平風の向かい風成分は高度約１，０００ft以上では約６０kt、高度約１，０００ftから高度約５００ftまでは約５０kt、地上付近では約２５ktであり、地上付近と高度５００ft以上との風速差は約２５ktあったと考えられる。（図６）しかし、事故当時、正常に機能していた同機のウインドシアー警報装置においてウインドシアー警報は作動しなかった。

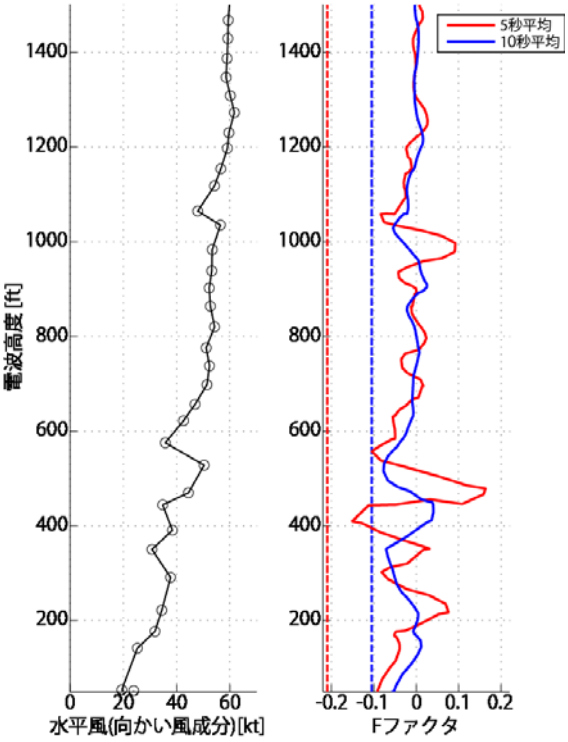


図６　ウインドシアー警報作動評価

同装置が準拠しているＦＡＡ　ＴＳＯ－Ｃ１１７ａの基準によれば、主に水平風の向かい風成分の変化率を重力加速度で除した値であるＦファクタ[*4]が、閾値（５秒平均で－０．２１、１０秒平均で－０．１０５）を超えると、警報装置が作動する。

ＤＦＤＲの風速の記録を用いて推定したＦファクタ値（図６）は、５秒平均の閾値（図６の赤い破線）及び１０秒平均の閾値（図６の青い破線）のいずれにおいても閾値以下であった。

2.14.2　同機の本事故の着陸と本事故前６０回の着陸との比較

本事故（特に１回目の接地）と通常の着陸との違いを明確にするため、クイック・アクセス・レコーダ（ＱＡＲ）に記録されていた、本事故と本事故前６０回の着陸を、１回目の接地のタイミングを合わせて比較した（図７）結果、本事故の傾向として以下のことが分かった。

---

*4　「Ｆファクタ」とは、ウインドシアー警報装置に関する技術基準であるＴＳＯ－Ｃ１１７ａ(Appendix 3)において、向かい風の増加率（$\dot{w}_x$）÷重力加速度（ｇ）から下降風（w_h）÷真対気速度（Ｖ）を引いた値をｆ(x)と定義したときの時間平均をいう。

Ｆファクタ：ｆ(t)＝$\dot{w}_x$/ｇ－w_h/Ｖ

なお、同ＴＳＯではＦファクタの閾値を正の値で表示しているが、ｆ(x)の定義からは負の値であるべきなので、－１（マイナス）を乗じて評価する必要がある。

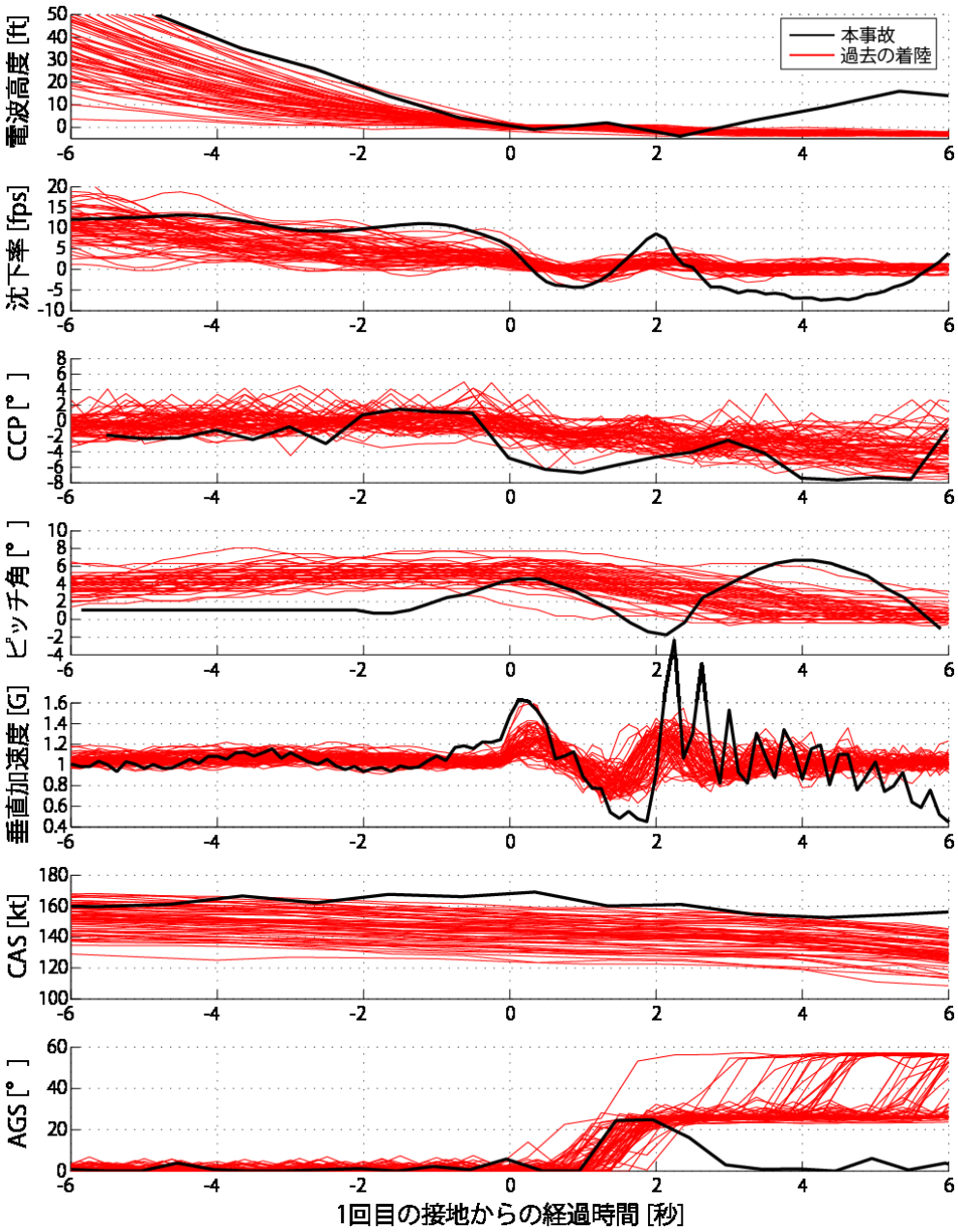


図７　事故前６０回の着陸比較

(1)　接地までの進入角が大きく沈下率が大きい。電波高度約５０ft通過時の沈下率は約１３fps、接地時の沈下率は約７fps であった。

(2)　接地前後の操縦桿の操作量が大きい。接地の約２秒前に後方に引かれ保持された後、接地の直前に前方に大きく操作された。

(3)　接地前後の機首の上下変動が大きい。フレアまでは最も小さなピッチ角で進入し、接地直前に急激に増加している。接地後はピッチ角が最も速く減少し、２回目の接地時にはマイナスのピッチ角になっている。

(4)　接地直前、接地時の垂直加速度が、それぞれ約１．２Ｇ、１．６Ｇと大きい。

(5)　接地前後の速度が大きい（ＣＡＳ１６６～１６９kt)。

(6)　接地からＡＧＳ展開までの所要時間は、過去の着陸で見られる所要時間のばらつきの範囲内である。また、ＡＧＳが最大の６０度まで展開せず、接地の約２秒後から収納し始めている。

(7)　他の着陸時にも、本事故と同様に着陸時に２回のプラスの垂直加速度のピークが多く見られる。同機の着陸では、本事故時以外にもバウンドが多く起こっていた可能性が考えられるが、本事故時はバウンドの高さが最も大きく、垂直加速度の変化量も最も大きい。

(8)　接地直前に操縦桿を押す操作は、今回のケース以外にも少数のケースで見受けられる。しかし、それらのケースでは、今回のケースとは異なり、押す操作を行っていても１回目の接地後のピッチ角はマイナスとはなっていない。

2.14.3　ＣＡＷＳのコールアウト間隔

ＣＡＷＳのコールアウトは、パイロットが着陸時にフレアの開始やスラスト・レバーを絞るタイミングの目安とする。

ＣＶＲに記録された電波高度５０ftから１０ftまでの１０ftごとのＣＡＷＳのコールアウト間隔、及び間隔から算出した１０ftごとの平均沈下率は表１のとおりであった。通常の操作に基づいて３０ftからフレアを開始すると、その後の沈下率は次第に減少しコールアウト間隔は長くなる。設計・製造者のＦＯＭによると最終的に接地時の沈下率は２～４fps（１２０～２４０fpm）となるのが理想とされている。本事故では、コールアウト間隔が４０ft以下でほとんど変化していない。

表１　ＣＡＷＳのコールアウト間隔、10ftごとの平均沈下率

電波高度(ft)	所要時間(sec)	沈下率(fps)
５０～４０	０．６４	１５．６３
４０～３０	０．９１	１０．９９
３０～２０	０．８５	１１．７６
２０～１０	１．０１	９．９０

2.14.4　接地前後の機首の上下変動に影響を及ぼした要因

本事故では、接地前後の機首の上下変動が大きいため、設計・製造者の飛行シミュレーションプログラムを用いて、機首の上下変動に影響を及ぼす空気力（ピッチングモーメント）が発生した要因を調べた結果、以下のことが分かった。（図８）

(1)　１回目の接地前後の機首の上下及び２回のバウンド中の機首下げについては、昇降舵による影響が最も大きく、昇降舵による空気力変化の約０．５～１秒後にピッチ角の変化となって表れている。この約０．５～１秒の遅れは

機体の慣性や水平尾翼等による空力的安定性に起因するもので、他の大型機にも同様の遅れが見られる。

(2)　昇降舵角は、主に操縦桿操作と2.15.3に後述するＬＳＡＳコマンドの和によって定まるが、全般的に操縦桿の前後方向の操作とよく対応している。

(3)　グラウンド・スポイラーが展開すると、機首上げのモーメントが発生する。

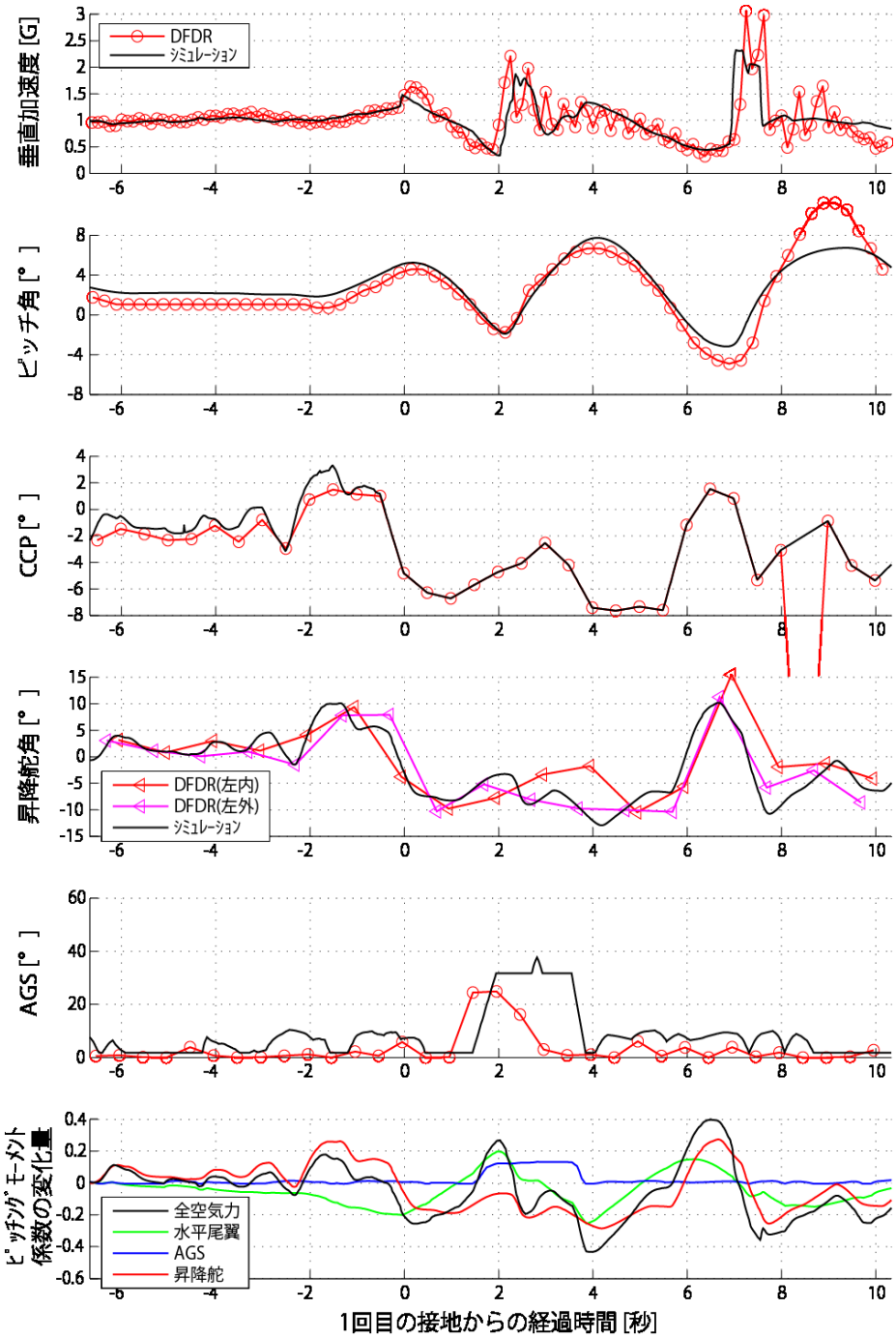


図８　機首の上下変動の要因解析

2.14.5　縦安定増大システム（ＬＳＡＳ）について

2.14.5.1　ＬＳＡＳの概要

ＬＳＡＳは同系列型機の開発に際し、縦方向安定性の増大を目的として開発装備されたシステムである。その後１９９５年１２月に高高度での安定性向上のためにＰＲＤ（Pitch Rate Damper）機能が追加され、さらに２０００年５月に低高度での安定性向上のためＬＡＳＥ（Low Altitude Stability Enhancement）のソフトウェア・パッケージ（ＦＣＣ－９０８）が導入された。

ＬＡＳＥは、主に以下の３機能から構成される。

(1)　ピッチ角変化を緩やかにするＰＲＤ機能（高高度だけでなく低高度でも動作する）

(2)　テールストライク防止のため、接地時はピッチ角９．５°（閾値）に近づくと機首下げコマンドを出すＰＡＰ（Pitch Attitude Protection）機能

(3)　主脚接地及びグラウンド・スポイラーの展開時、グラウンド・スポイラーの展開の効果を打ち消すために機首下げコマンドを出すＰＮＬ（Positive Nose Lowering）機能

ＦＣＣ-９０８については、ＮＴＳＢはニューアーク事故[*5]報告書において、同系列型機の着陸時の安全性を向上させるものと評価し、同系列型機全機に１年以内に導入するよう勧告（Ａ－００－９６）を行い、現在では全ての同系列型式機にＦＣＣ-９０８が導入されている。

2.14.5.2　ＬＳＡＳの影響

ＬＳＡＳは主脚接地時、ＡＧＳ展開時のそれぞれの時点で機首下げコマンドを出すＰＮＬ機能を有しており、これが２回のバウンド中の機首下げに影響した可能性があることから、設計・製造者の飛行シミュレーションプログラムを用いてＬＳＡＳの作動について調査した。その結果は以下のとおりである。（図９、図１０）

(1)　ＬＳＡＳをオンにしてのシミュレーションでは、本事故とほぼ同様の動きを示した。ピッチ角の変化とバウンドの発生は本事故のＤＦＤＲ記録とほとんど一致した。

ＰＮＬ機能よりピッチ角変化を緩やかにするＰＲＤ機能の影響力が大きいため、ＰＮＬ機能作動中の最終的なＬＳＡＳコマンドはおおむね機首上げになっていた。

(2)　ＬＳＡＳをオフにしてのシミュレーションでは、２回目の接地後のピッチ

---

*5　本報告書においてニューアーク事故とは、平成９（１９９７）年７月に米国ニュージャージー州ニューアーク国際空港において発生した同型式機の航空事故をいう。

角とバウンドは、本事故と比較して大きく、３回目の接地時の沈下率も本事故の約２１．５fpsより大きくなった。

(3)　結果的に、ＬＳＡＳは機首の上下変動を抑える方向に働いていたと推定される。

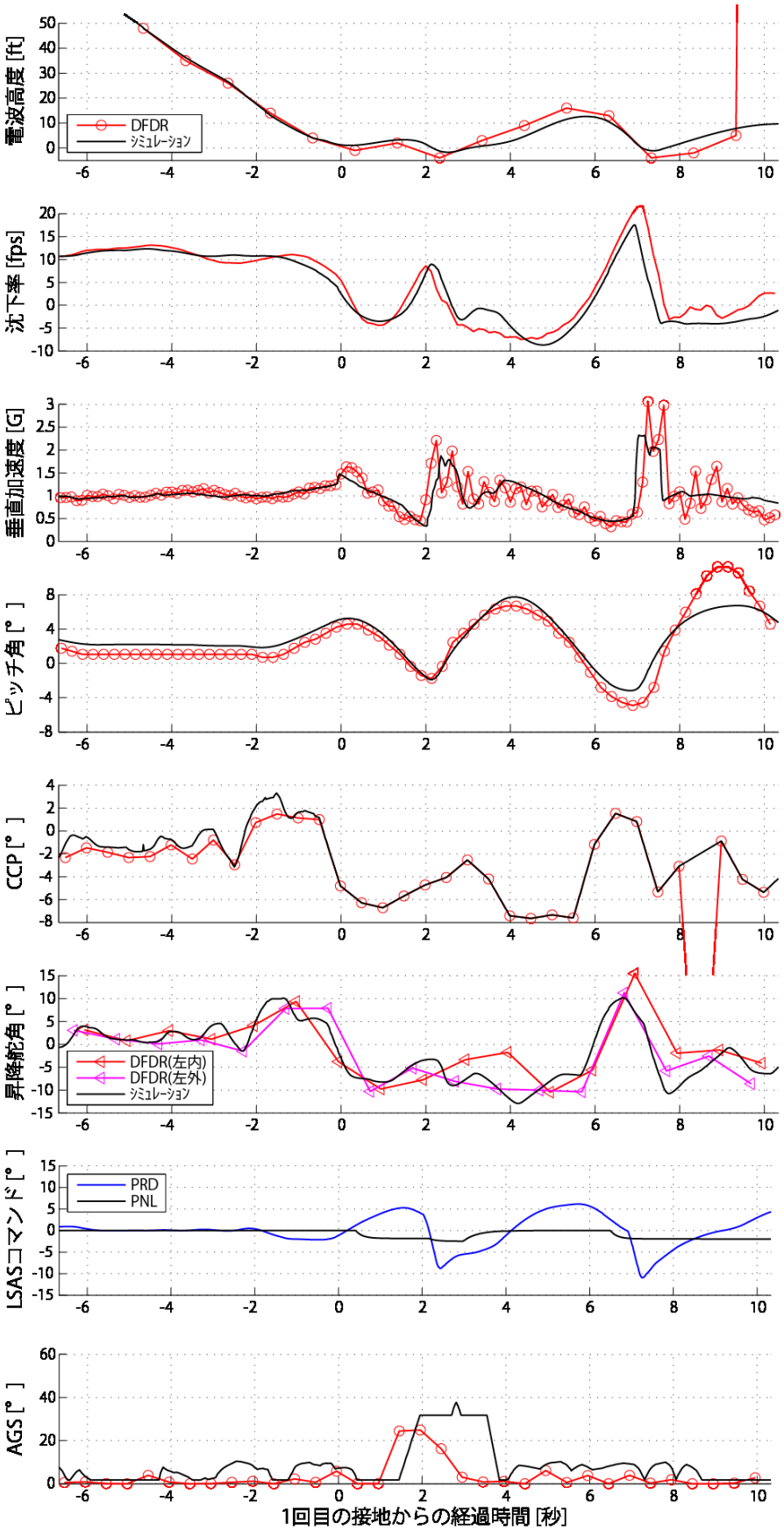


図９　ＬＳＡＳオンでのシミュレーション

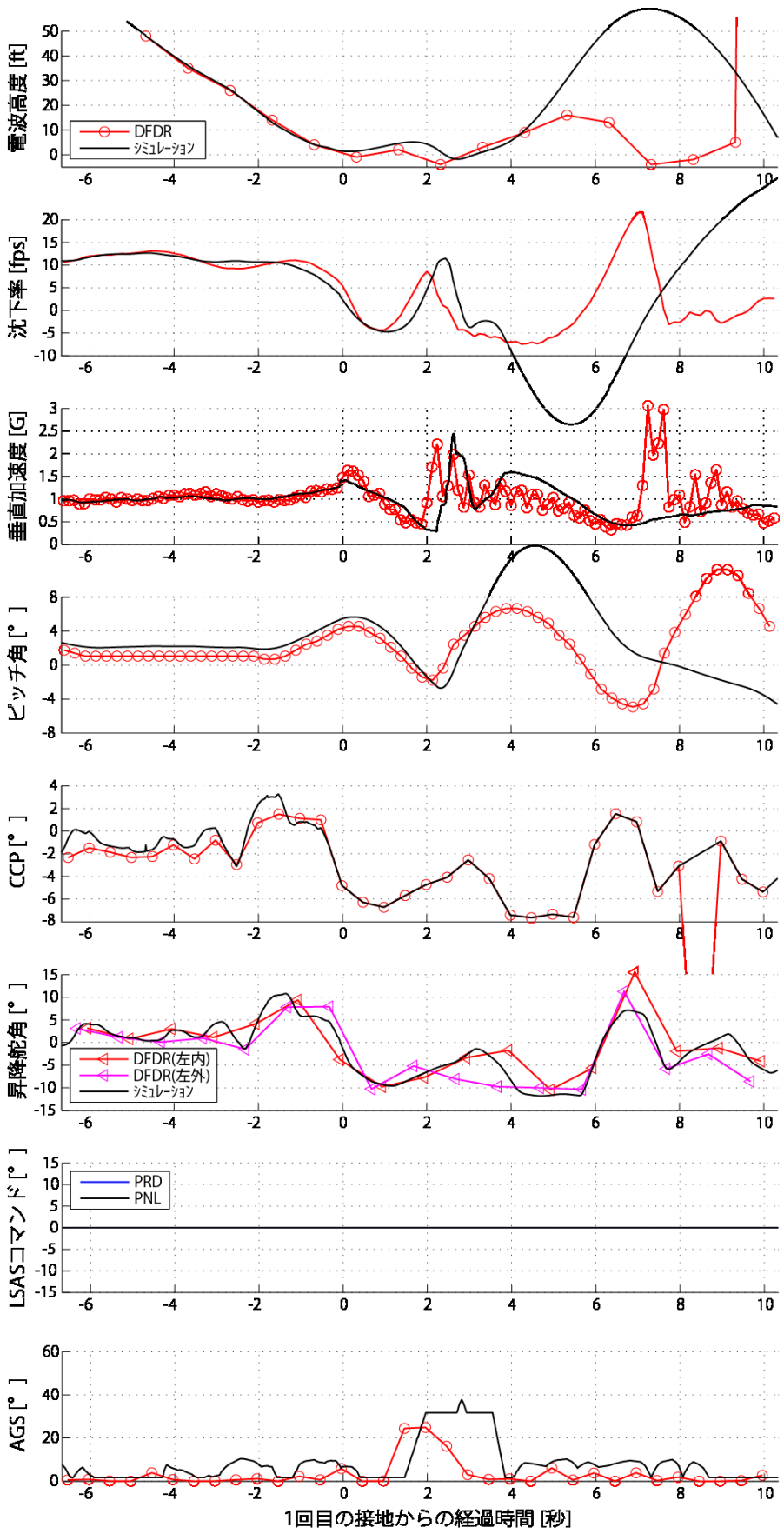


図１０　ＬＳＡＳオフでのシミュレーション

2.14.6　電波高度５０ft以下における重心位置とコックピット位置の高度（滑走路高）変化

ＭＤ－１１系列型機ではコックピット位置が重心位置より大きく前方に位置するため（約３１ｍ前方）、本事故のように機首の上下変動が大きいと、コックピット位置は重心位置と異なる動きをする可能性がある。このため、設計・製造者の飛行シミュレーションプログラムを用いて、同機の重心位置、コックピット位置、主脚タイヤ位置の高度（滑走路高）変化を調査した。なお、主脚タイヤ位置については、脚支柱の収縮等を考慮していないため、滑走路高がマイナスとなっている部分がある。（図１１）

重心位置と主脚タイヤ位置の高度変化の傾向は一致していたが、コックピット位置の高度変化の傾向は、機首の上下変動に伴い、以下のように重心位置や主脚タイヤ位置の高度変化の傾向とは異なっていた。

(1)　１回目の接地の約１．５秒前から接地にかけてピッチ角が増加したため、コックピット位置の沈下率は重心位置より小さくなり、接地時には主脚タイヤが約７fpsであるのに対してコックピット位置で約２fpsとなっていた。

(2)　１回目のバウンド時には、重心位置及び主脚タイヤ位置は約４ft上昇した。一方、コックピット位置は、ピッチ角が減少したため、上昇することなく約９ft沈下した。

(3)　２回目の接地から約３秒後に、コックピット位置は約４０ftの最高点まで達し、その約１秒後に重心位置及び主脚タイヤ位置は約３３／１６ftの最高点まで達した。

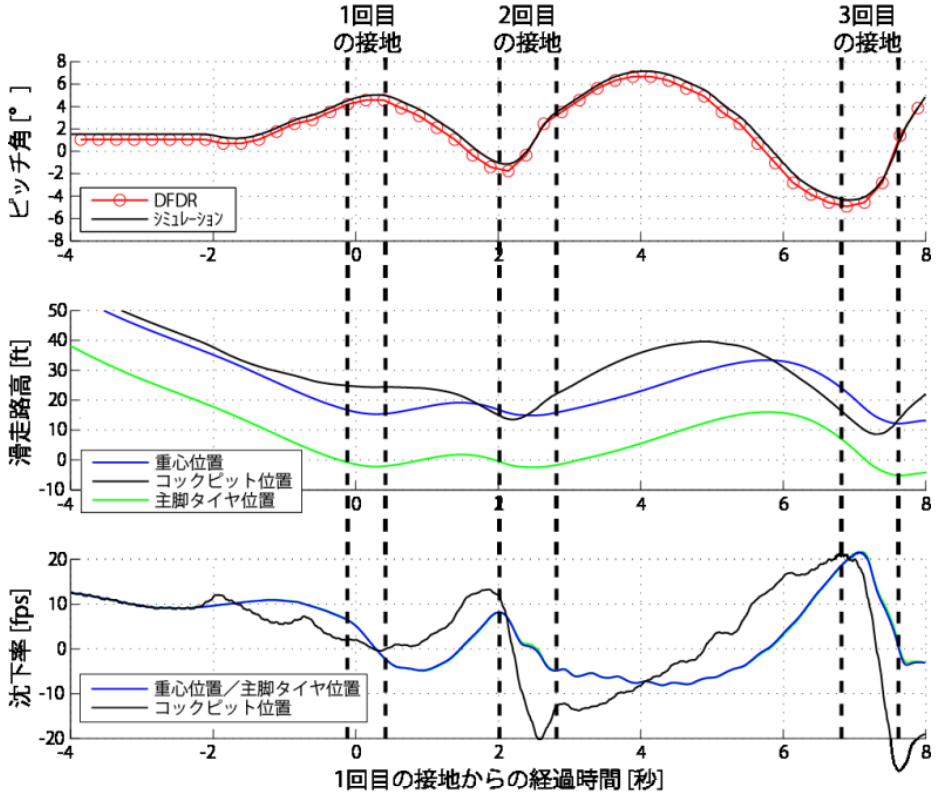


図１１　接地時の操縦者視線（位置）の解析

2.14.7　ＡＧＳの作動状況

ＡＧＳが展開すると揚力が減少しバウンドを緩和させる効果があると考えられることから、ＡＧＳの作動状況を調査した。

(1)　ＡＧＳ展開開始までの所要時間

①　設計・製造者の情報では、主脚が接地後、ＡＧＳが展開を開始するまでの予想適正時間は１．２５secであり、その詳細については以下のとおりであった。

a　ホイールの回転を検知するまで・・・・・・・・・５０msec

b　ＦＣＣのリレーが働くまで・・・・・・・・・・２００msec

c　機械的にスポイラーを作動させるまで　・・１，０００msec

②　同機のＡＧＳ展開開始までの所要時間（「最初の接地による垂直加速度の立ち上がり」から「ＡＧＳが１０°以上展開する」までの時間）を、本事故と本事故前の過去６０回の着陸で調査した。（図１２）

計６１回の着陸における所用時間の平均は約１．４秒で、ばらつきは約２秒であった。本事故時の所要時間は約１．２秒であったが、同機の過去の着陸で見られる所要時間のばらつきの範囲内である。ただし、ＡＧＳの記録は０．５秒間隔、垂直加速度の記録は０．１２５秒間隔であり、計測された所要時間にはこれらの記録間隔による誤差が含まれている。

(2)　ＡＧＳ展開の状況

設計・製造者のマニュアルによれば、ＡＧＳは主脚の接地をグラウンド・センサーが検知することにより３０°程度まで展開し、前脚が接地して脚支柱が収縮すると、最大の６０°まで展開する。ＤＦＤＲの記録によれば、本事故でのＡＧＳの展開角度は最大で約２５°であった。

設計・製造者の情報では、前脚接地後の展開は、前脚支柱が収縮している時間に応じて進行する。このため、本事故の２回目の接地のように、前脚が接地してもその接地時間（支柱が収縮している時間）が短い場合は、６０°まで展開しないことが考えられる。

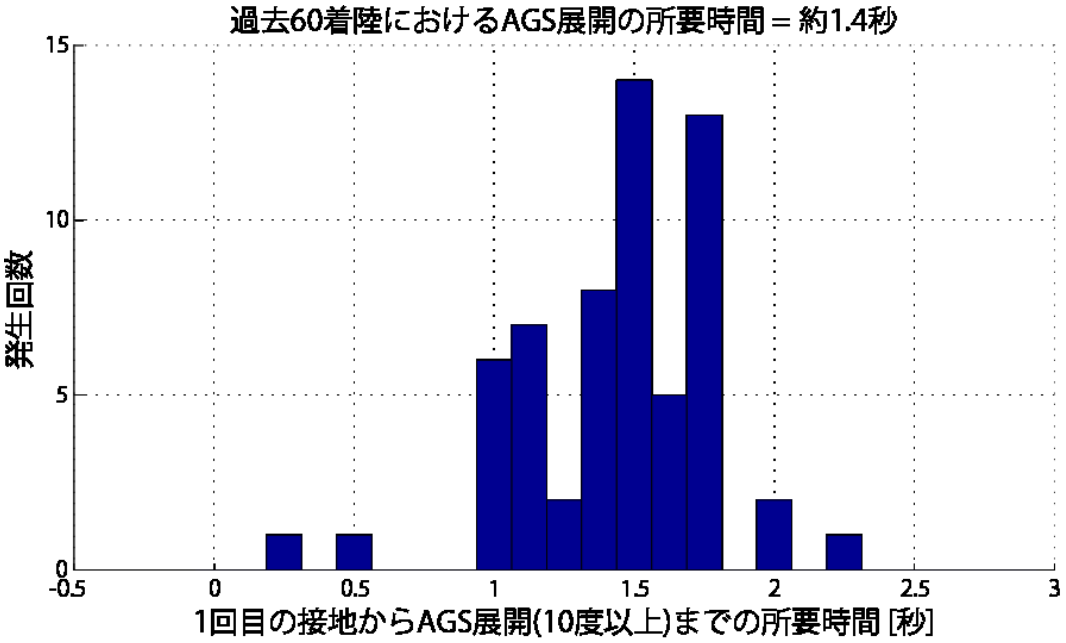


図１２　過去６０着陸におけるＡＧＳの展開状況

(3)　ＡＧＳの収納状況

設計・製造者のマニュアルによれば、一旦展開したＡＧＳが収納される要因として、No. ２（中央）エンジンのスラスト・レバーが前方に操作されることが挙げられる。ＤＦＤＲにはスラスト・レバーの操作記録（ＴＲＡ）がないため、エンジン製造者の換算プログラムによるＴＲＡの推定値を用いて、ＡＧＳの収納とスラスト・レバー操作のタイミングを調査した。この結果は以下のとおりである。（図１３）

①　ＤＦＤＲの記録によれば、１回目の接地から約２．０～３．０秒の間にＡＧＳが収納されている。ただし、ＡＧＳの記録は０．５秒間隔、垂直加速度の記録は０．１２５秒間隔であり、計測された収納時間にはこの記録間隔による誤差が含まれている。

②　ＴＲＡの推定値によれば、No. ２エンジンのスラスト・レバーは、１回

目の接地から約３．２秒後より前方に操作されている。

③　上記①、②の調査結果より、ＡＧＳの収納時機はNo. ２エンジンのスラスト・レバーの前方への操作とほぼ同時であった可能性が考えられる。

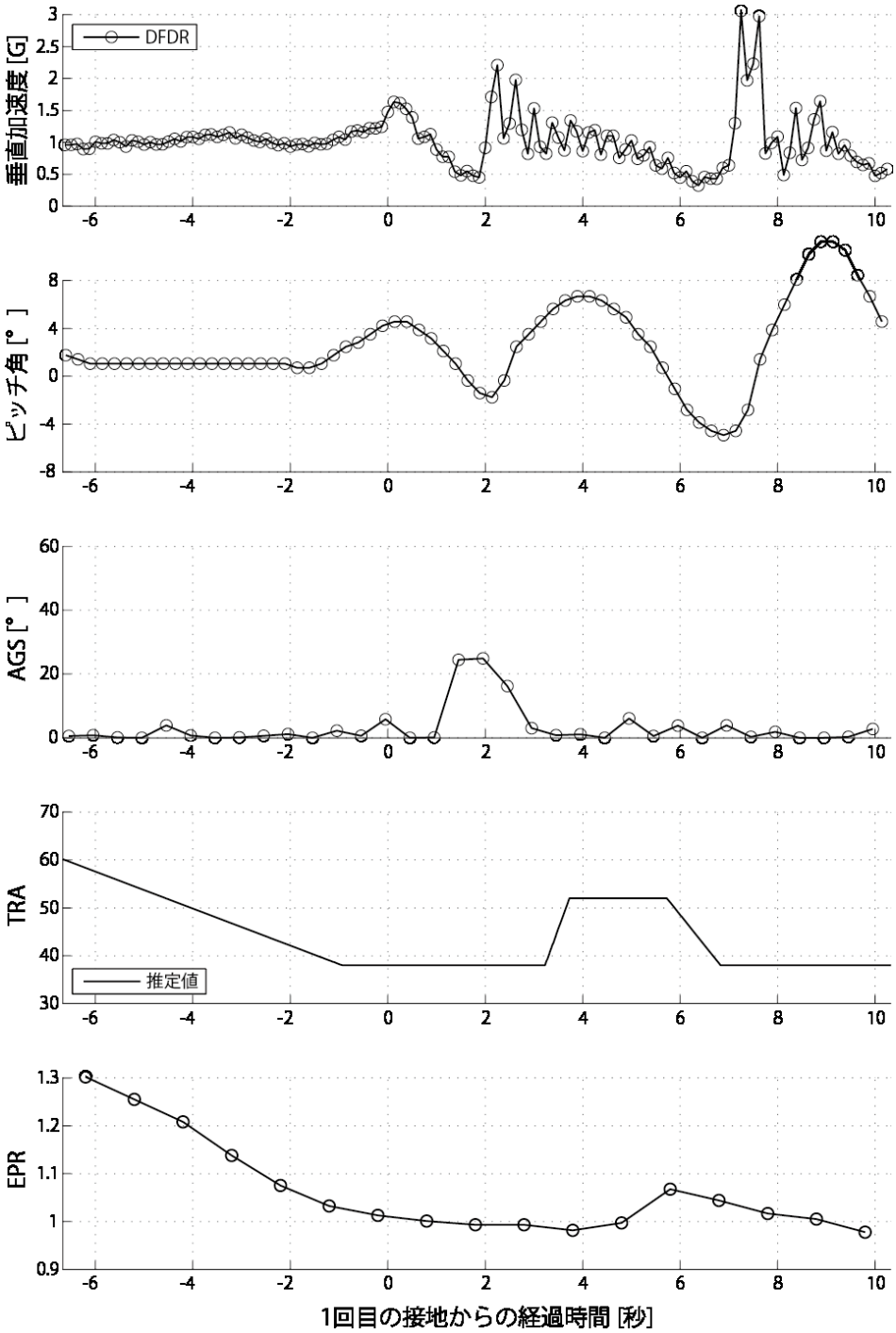


図１３　ＡＧＳの収納状況

2.14.8　３回目の接地状況の推定

３回目の接地時の垂直方向の力学的エネルギーが、同機の脚及び機体構造に吸収

された過程を調べるために、ＤＦＤＲの記録、カメラ映像を用いて、３回目の接地状況を調査した。

カメラ映像によれば、３回目の接地において、映像「４３」が「４２」に比べてピッチ角が小さくなっていることから、前脚は映像「４２」と「４３」の間で接地しているものと推定される。また、「４３」のピッチ角では左主脚はまだ接地しておらず、「４４」では左翼が大きくしなっていることから、「４３」と「４４」の間で左主脚が接地し、「４３」から「４５」の間で、中央・右主脚が接地しているものと推定される。

これらの映像の撮影タイミングとＤＦＤＲ記録との比較を図１４に示す。撮影タイミングは、撮影映像の解析による沈下率の推定値とＤＦＤＲ記録による沈下率の推定値を照合することにより、ＤＦＤＲ記録と同期した。

画像から推定される接地のタイミングは、ＤＦＤＲ記録の姿勢、加速度データと対応している。しかし、撮影間隔が約２６７msごとであること、撮影画素数が６７２×２２４画素であること、及び記録されている時刻が標準時からのずれがあることから、各映像間のどのタイミングで各脚が接地したかを、これ以上細かく特定することは困難である。

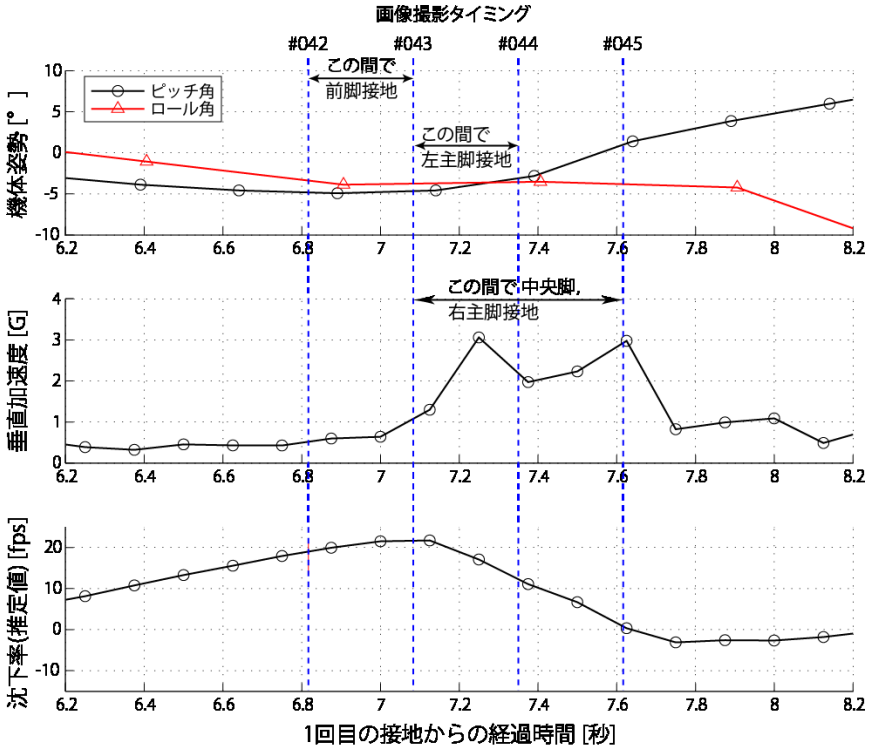


図１４　３回目の接地状況

2.14.9　同機が接地時に有していた垂直方向の力学的エネルギー

２回目及び３回目の接地時に同機の脚及び機体構造が吸収したエネルギーを推定するために、同機が有していた垂直方向の力学的エネルギー（垂直方向の並進運動、回転運動、位置エネルギーの和）を算出し、ニューアーク事故、ＦＡＡの規定値（終極荷重）及びＮＴＳＢのニューアーク事故報告書において片側の主脚が受けた場合に主翼の後桁を破壊すると設計・製造者が概算したとされている力学的エネルギー値（1,500,000lb-ft）と比較した。（表２）

算出に際しては、接地直前の沈下速度、回転運動（ピッチ及びロールレート）、発生揚力（垂直加速度）等を考慮した。結果は、以下のとおりである。

(1)　２回目の接地時に同機が有していた垂直方向の力学的エネルギーは、ＦＡＡが規定する１主脚荷重の許容値（終極荷重）の約２．１倍に達していた。

(2)　左主翼が破断した３回目の接地時に同機が有していた垂直方向の力学的エネルギーは、ニューアーク事故の約２．１倍、ＦＡＡの規定値（終極荷重）の約６．８倍、ニューアーク事故報告書における主翼破壊エネルギー概算値の約２．２倍に達していた。

(3)　３回目の接地開始から終了までの重心位置の移動量は、主脚支柱及びタイヤの最大収縮量３ftを仮定しているが、同機の場合は、画像「４５」などの状況から主脚が最大限収縮した後も構造破壊を伴いながら機体が下方に沈み

込んでいると考えられ、同機の脚及び機体構造が接地時に吸収した垂直方向の力学的エネルギーは、この推定値より大きい可能性がある。

表２　接地時の垂直方向の力学的エネルギーの推定結果

	同機の２回目の接地	同機の３回目の接地	ニューアーク事故	ＦＡＡ規定値	主翼破壊ケース[注2]
機体重量（lb）	405,000	405,000	452,000	491,500[注1]（最大着陸重量）	－
接地直前の沈下率（fps）	7.2	21.5	11.0	12.0	－
接地直前の揚力（G）	0.4	0.6	0.5	1.0	－
接地直前のロールレート（deg/s）	-3.4	-0.9	7.0	0.0	－
接地直前のピッチレート（deg/s）	1.5	1.2	0.0	0.0	－
接地開始から終了までの重心位置の移動量（ft）（脚の最大収縮幅の3ftと仮定）	3.0	3.0	3.0	3.0	－
垂直方向の並進運動エネルギー（ft-lb）	329,948	2,911,516	849,255	494,553	－
回転運動エネルギー（ft-lb）	20,491	7,034	46,499	0	－
位置エネルギー（ft-lb）	685,260	456,840	678,000		－
垂直方向の力学的エネルギー（ft-lb）	1,035,700	3,375,390	1,573,754	494,553	1,500,000
垂直方向の力学的エネルギー/Ｎｅｗａｒｋ事例（%）	66	214	100	31	95
垂直方向の力学的エネルギー/ＦＡＲ規定値（%）	209	683	318	100	303
垂直方向の力学的エネルギー/主翼破壊ケース（%）	69	225	105	33	100

注1）１主脚に対し最大着陸重量の45%(221,175)が負荷されると仮定

注2）NTSBのニューアーク事故報告書(NTSB/AAR-00/02)の2.5.1項に、「Boeing estimates that the MD-11 landing gear strut will bottom and cause the wing rear spar to fail if approximately more than 1,500,000 ft-lbs of energy is transmitted into a single MLG.」と記載されている。

2.14.10　本事故を回避するための操縦操作等の検討

本事故を回避する可能性を検討するために、フライトマニュアルの記述に沿って電波高度３０ftからフレアを開始した場合、接地直前の操縦桿の機首下げ操作を中立位置で止めた場合、及びバウンド時にバウンド・リカバリー操作又はゴーアラウンドを行った場合の飛行状況を調査した。また、接地後のバウンドを緩和する効果があると考えられるＡＧＳ展開の所要時間が短い場合の飛行状況も調査した。調査には、設計・製造者の飛行シミュレーションプログラムを用いた。

2.14.10.1　電波高度３０ftからフレアを開始した場合

電波高度３０ftまでは事故時と同じ進入を行い３０ftからフレアを開始した場合の飛行状態を調査した。この結果は以下のとおりである。（図１５）

(1)　ＤＦＤＲの記録によると本事故では沈下率の減少が１０ftを切ったあたりから始まり、接地時にも約７fpsと十分に減少していない。一方、３０ftからフレアを開始した場合には、沈下率の減少が２０ftを切ったあたりから始まり接地時には約２fpsまで減少した。

(2)　３０ftからフレアを開始した場合には、接地時の垂直加速度は約１．１Ｇで、接地後のバウンドの量も少なく、バウンド後の接地時の垂直加速度は約１．２Ｇであった。すなわち、３０ftから適切なフレアを開始したときは、本事故の発端となった１回目及び２回目の接地後の大きなバウンドは発生しなかった。

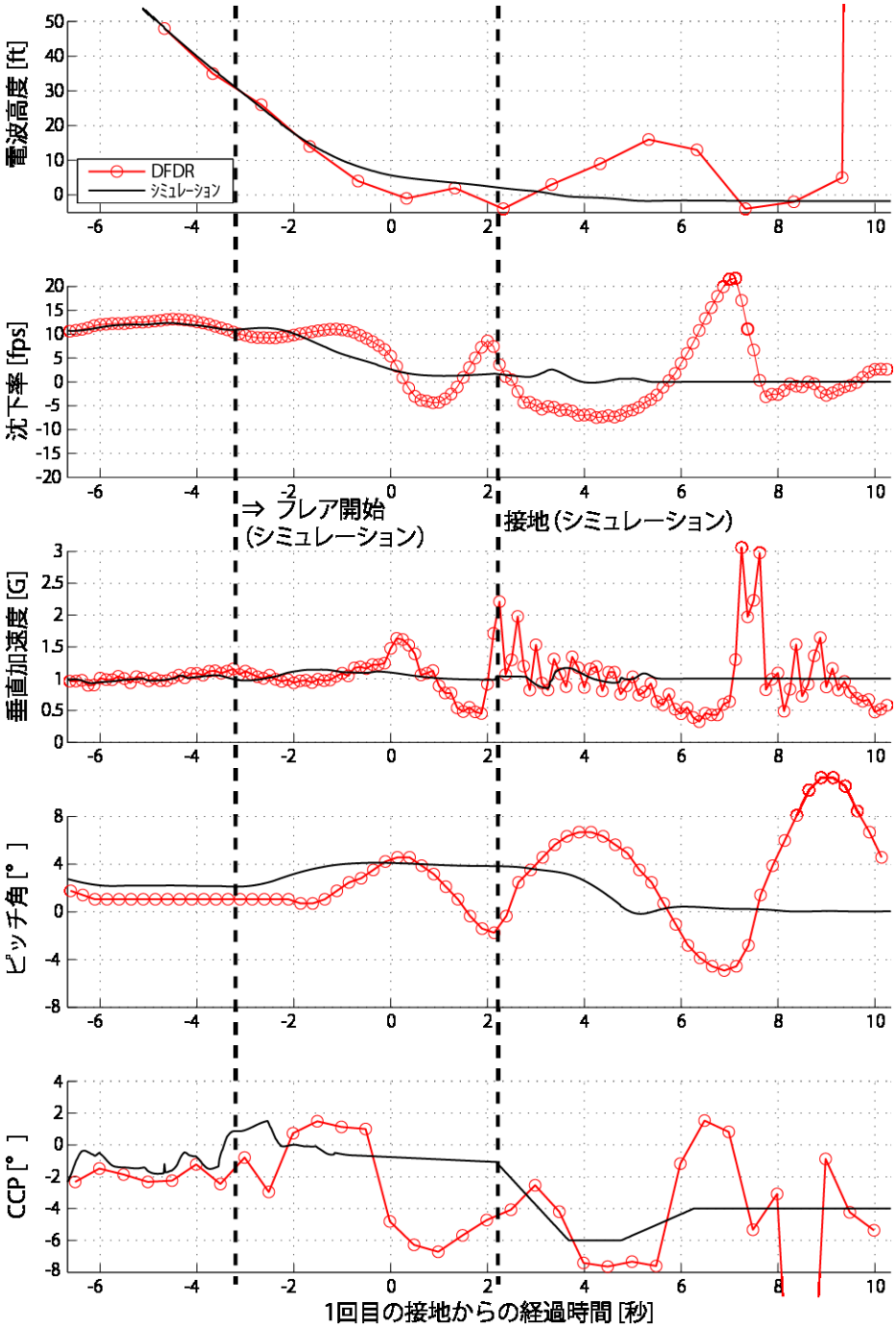


図１５　３０ftフレアー開始のシミュレーション

2.14.10.2　接地直前の操作を中立位置で止めた場合

2.14.4に記述したように、１回目の接地前後の機首の上下及び２回目のバウンド中の機首下げについては、操縦桿の前後の操作に対応した昇降舵による影響が最も大きいと解析されている。このため、接地直前の操縦桿の機首下げ操作を中立位置（－２°）に止め、その後は操縦桿を中立位置で保持する操作を行った場合を調査した。この結果は以下のとおりである。（図１６）

(1)　１回目の接地後のピッチ角は最大５．０°であり、本事故時の約４．６°と大きな差はなかった。

(2)　１回目のバウンドは本事故時より大きいが２回目のバウンドはほとんど発生せず、ピッチ角の大きな上下動は発生しなかった。

(3)　２回目の接地時の沈下率は、本事故時とほぼ同じであるが主脚から接地した。

(4)　２回目の接地時に最大の垂直加速度（約１．９Ｇ）が発生しているが、機体が破壊に至るようなものではなかった。

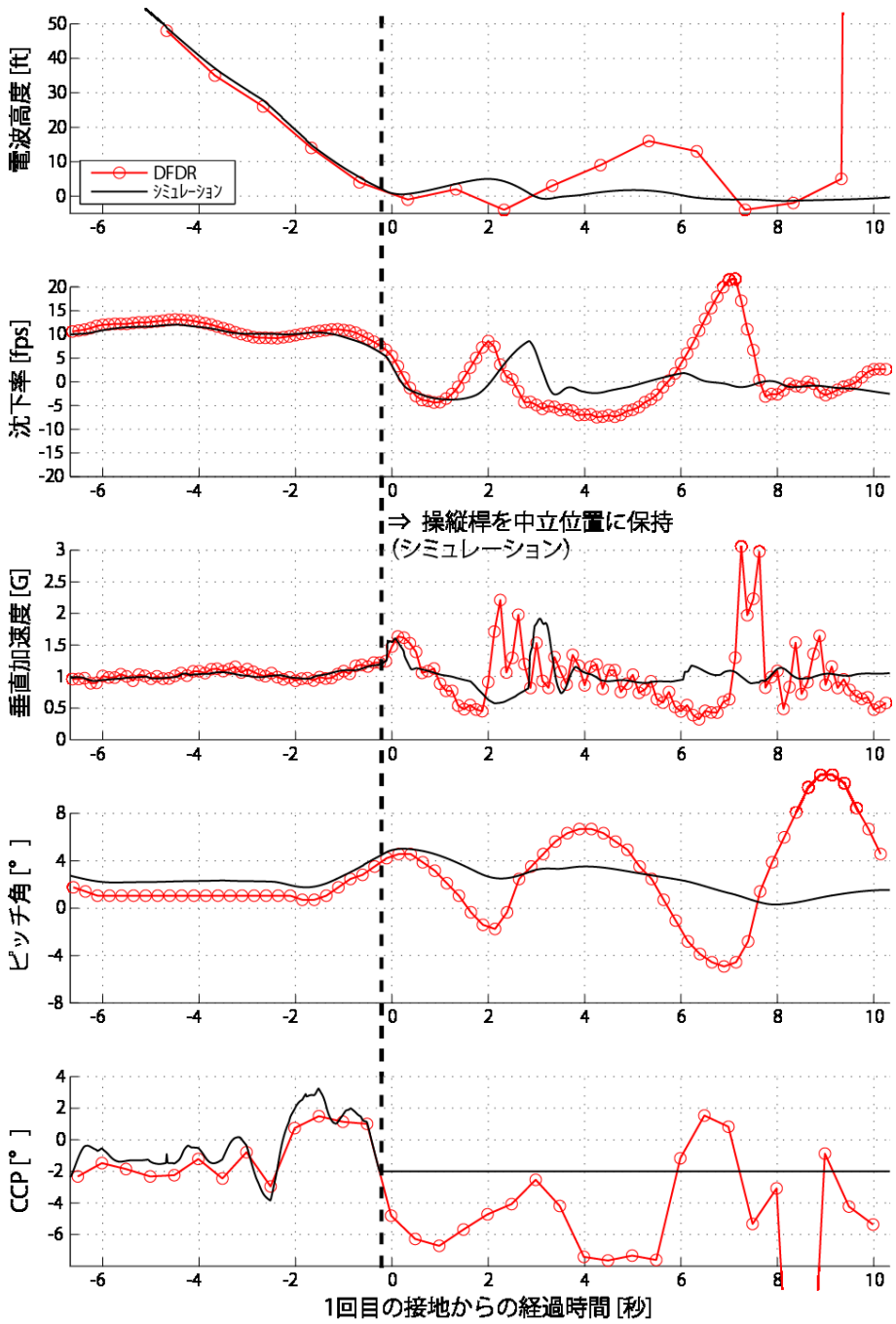


図１６　接地直前の機首下げ操作を中立位置で止めた場合のシミュレーション

2.14.10.3　２回目のバウンド時にバウンド・リカバリー操作を行った場合

２回目のバウンド後の上昇中、電波高度５ftに達した時点で、バウンド・リカバリー操作を開始した場合の飛行状態を調査した。この結果は以下のとおりである。（図１７）

(1)　リカバリー操作を開始した時点では既にピッチ角が下がり始めているが、この時点からでも、操縦桿を大きく後方に操作することにより、その後の大きなピッチ角の減少は抑えることができ、マイナスのピッチ角になる状態は

回避できた。

(2)　ピッチ角を７．５°に保持する操作を行うとともに推力操作により沈下率をコントロールし、３回目の接地時の垂直加速度を約１．２Ｇに抑えることができた。

ただし、このバウンド・リカバリー操作は、３回目の接地が２回目の接地後の約２２秒後となり、その間、適切な姿勢のコントロールやパワーコントロールが必要となることや、必要となる滑走路長を考慮すると実用的ではない。

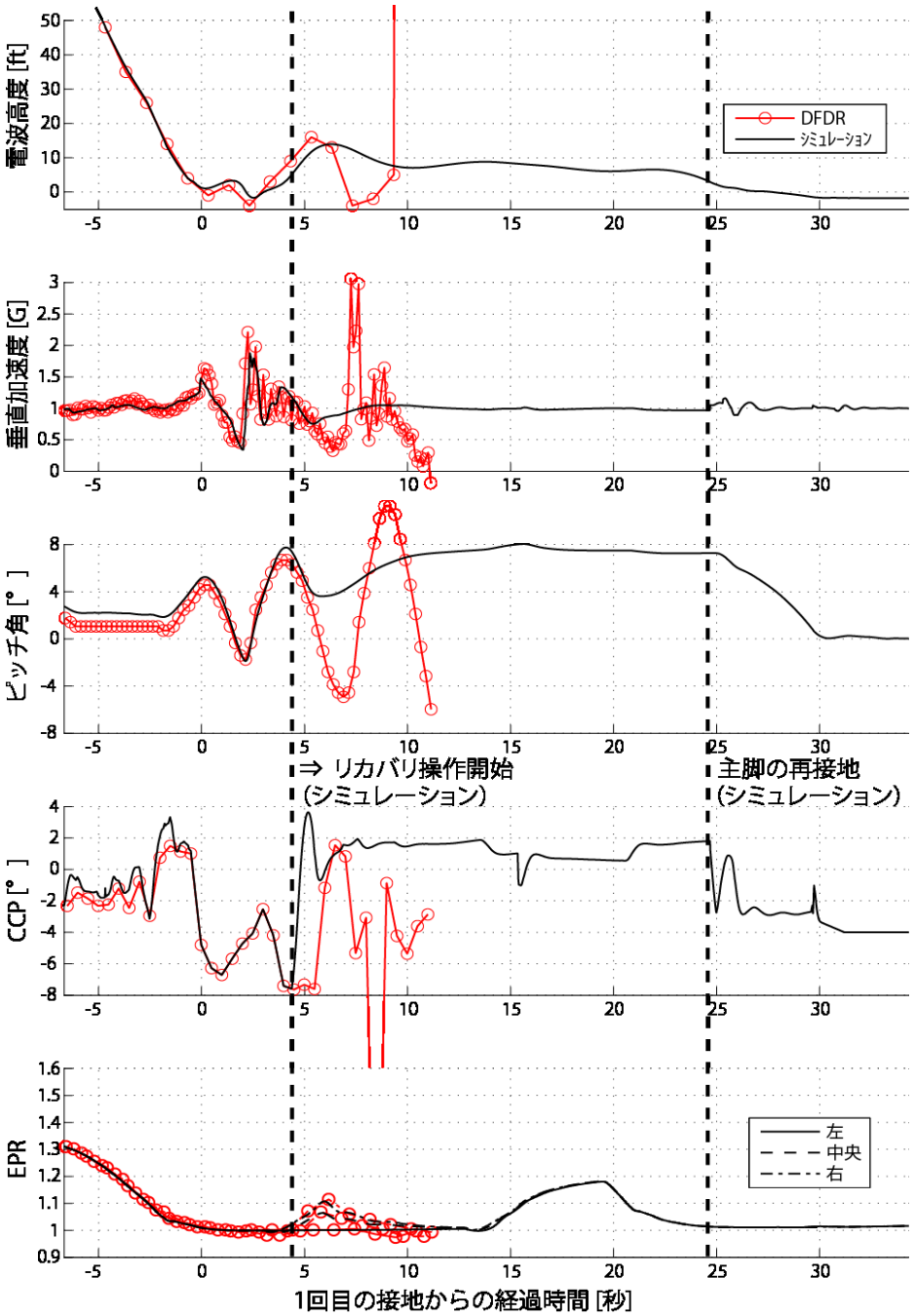


図１７　２回目のバウンド後のバウンド・リカバリー操作シミュレーション

2.14.10.4　２回目のバウンド時にゴーアラウンドを行った場合

２回目のバウンド時に電波高度５ftに達した時点で、ゴーアラウンドを開始した場合の飛行状態を調査した。この結果は以下のとおりである。（図１８）

(1)　ゴーアラウンドを開始した時点では既にピッチ角が下がり始めているが、この時点からでも、操縦桿を大きく後方に操作することにより、その後の大きなピッチ角の減少は抑えることができ、マイナスのピッチ角になる状態は回避できた。

(2)　上記の操縦桿の機首上げ操作と同時に推力を増加させることにより、３回目の接地をせずにゴーアラウンドを行うことができた。

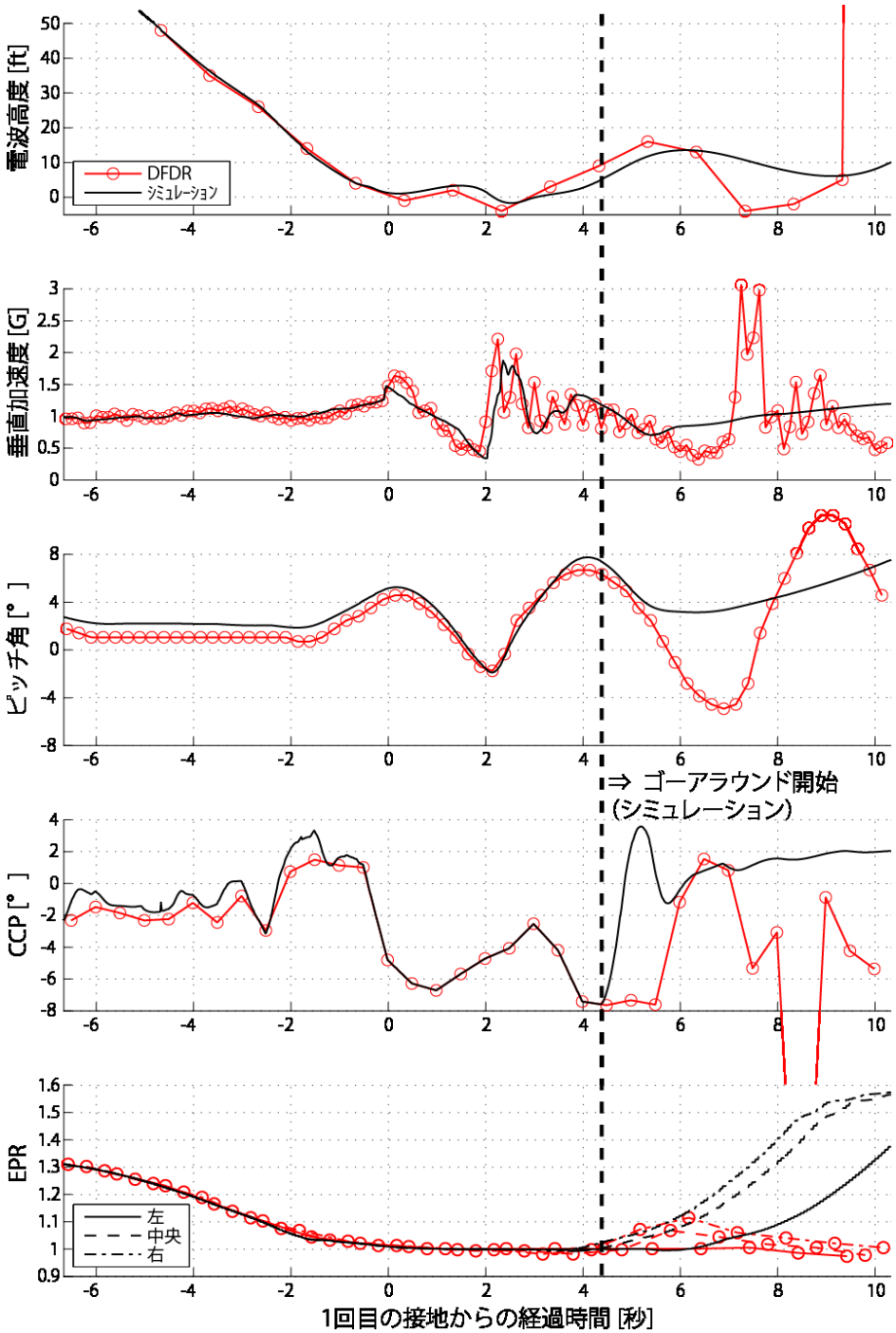


図１８　２回目のバウンド後のゴーアラウンドシミュレーション

2.14.10.5　ＡＧＳ展開までの所要時間が短い場合

ＡＧＳ展開までの所要時間が本事故時の約半分の０．６１秒と短い場合の飛行状態を調査した。この結果は以下のとおりである。（図１９）

(1)　１回目のバウンド中にＡＧＳが展開し、これに伴い機首上げのモーメントが発生したため、１回目のバウンド中の機首下げが緩やかになった。本事故時にもバウンド中にＡＧＳが展開しているが、展開の所要時間が短い場合は

より早いタイミングで展開するため機首上げのモーメントが発生している時間が長く、機首下げを緩和する効果が大きい。

(2)　バウンド中の機首下げが緩和されることにより、２回目の接地時のピッチ角は約２．０°とプラスの値であり、主脚から接地した。また、同じく機首下げの緩和に伴ってバウンド中の揚力の低下も抑えられたため、２回目の接地時の沈下率は約６fpsと本事故時の約９fpsに比べて小さくなった。

(3)　２回目の接地が主脚からの接地になったため、前脚が滑走路面から反力を受けることはなく、２回目の接地後に機首はほとんど上がらなかった。また、沈下率が本事故時に比べて小さかったため、２回目の接地の垂直加速度は約１．５Ｇと本事故時に比べて小さくなった。これらの要因により、２回目の接地後にバウンドは発生しなかった。

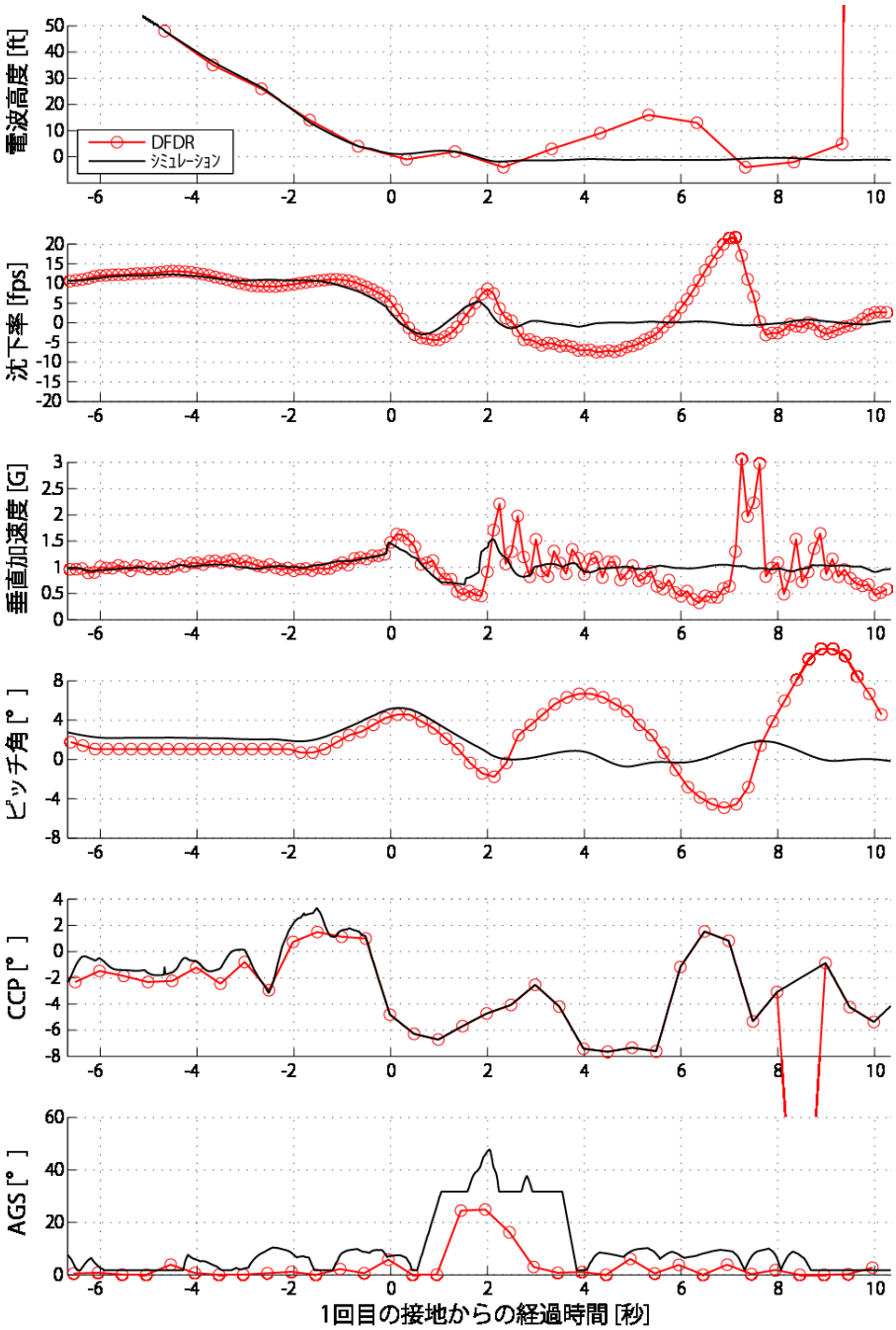


図１９　ＡＧＳ展開までの所要時間が短い場合のシミュレーション

２．１５　同社のマニュアル類の記載事項

2.15.1　同社のＦＬＩＧＨＴ ＯＰＥＲＡＴＩＯＮＳ ＭＡＮＵＡＬ（ＦＯＭ）

2.15.1.1　CHAPTER 2　ＧＥＮＥＲＡＬ ＰＯＬＩＣＩＥＳの記載

(1)　*2.5 FATIGUE*

It is the crewmember's responsibility to be properly rested for each phase of the trip. However, if circumstances prevent this, no FedEx crewmember should feel pressured to fly when not properly

rested. A crewmember who is fatigued should immediately notify Crew Scheduling if unable to complete a trip.

（仮訳）

疲　労

乗務間における適切な休養は、運航乗務員の責任においてとることが必要である。しかしながら、環境がこれを妨げ、適切な休養がとれなかった場合にフェデックスの運航乗務員は、乗務しなければならないという心理的な圧迫感を感じるべきではない。疲労した運航乗務員は乗務できないのであれば、速やかにスケジューラーに報告すべきである。

(2)　*2.67 LEG SWAPPING*

It has become customary for the Captain and First Officer to fly alternate legs. This is an acceptable practice under normal circumstances. There are times, however, when the Captain may elect to conduct takeoffs and landings "out of sequence" under unusual circumstances such as critical weather conditions or complicated departure or arrival procedures. It is also important for the Captain to consider landing currency when assigning flight legs.

(以下略)

（仮訳）

レグ スワッピング

機長と副操縦士がレグを交互に飛行することは慣例となっている。これは通常の環境下においては受け入れられる慣例である。しかしながら、複雑な出発や進入方式、危険な気象状態のような通常と異なる環境下にあっては、機長は、順序を逸脱して離着陸の実施を選ぶこともある。さらに機長は、飛行レグを割り当てる場合に、最近の着陸経験も考慮することが重要である。

2.15.1.2　CHAPTER 6　ＡＲＲＩＶＡＬの記載

(1)　*6.45 STABILIZED APPROACH CRITERIA*

（前略）

All flights must be stabilized by 1,000 feet above airport elevation when the airport is IFR and by 500 feet above airport elevation when the airport is VFR. The approach is considered stabilized when all of the following are met:

（仮訳）
安定した進入の基準について
（前略）
全ての飛行は、空港が計器気象状態にあるときには空港標高から１，０００ftの高度までに、有視界気象状態にあっては５００ftの高度までにスタビライズしなければならない。アプローチは以下の要件を全て満たしたときにスタビライズと見なされる。

- *The aircraft is in its final landing configuration.*
- *All briefings and checklists are accomplished.*
- *The engines are operating at a power setting appropriate to the aircraft flight conditions.*
- *Descent angle and rate are appropriate for the type of approach being flown. All available landing aids (ILS, VASI, PAPI, etc.) must be used.*
- *Vertical and lateral displacement from the normal approach path is in accordance with CFM defined instrument approach tolerances for type of approach in use.*
- *The sink rate is no greater than 1,000 fpm. If an approach requires a sink rate greater than 1,000 fpm, a special briefing shall be conducted.*
- *Airspeed is flown in accordance with the CFM (Vapp or target, as applicable), with a variance no greater than +10 knots and no less than -5 knots. Momentary and minor deviations are only tolerated if immediate corrections are made.*
- *As the airplane crosses the runway threshold it should be stabilized on target airspeed within +5 knots until arresting descent rate at flare and positioned to make a normal landing in the touchdown zone (first 3,000 feet or the first third of the runway, whichever is less).*

（仮訳）

- 航空機が最終着陸形態にある。
- 全てのブリーフィングとチェックリストが完了している。
- エンジンは、航空機の飛行状態が適切になるような出力にセッティングされて運航されている。
- 降下角と降下率は飛行している進入方式にとって適切である。全ての使

用可能な着陸援助施設（ＩＬＳ、ＶＡＳＩ、ＰＡＰＩなど）は使用されるべきである。

・通常の進入角からの縦方向と横方向へのずれは、使用されている進入方式に対しＣＦＭにより定義された計器進入方式の許容逸脱限界に従う。

・沈下率は、１，０００fpmを超えない。もし、アプローチが１，０００fpmを超える沈下率を要求する場合、特別なブリーフィングが行われなければならない。

・速度はＣＦＭ（適用可能なＶapp又はターゲット）に従い、＋１０kt又は－５kt以下の変動で飛行する。瞬間的で軽微な逸脱は、直ちに修正が出来る場合だけ許容される。

・航空機が滑走路進入端を横切る際に、フレアにより降下を抑制するまでにターゲットスピードの変化をプラス側５kt以内に安定させ、接地帯に通常着陸すべく正しい位置に着陸する。(最初の３，０００ft、又は滑走路の３分の１の何れか短い方)。

If at any time any of these parameters are exceeded and timely corrections are not made, the PM or S/O shall state that the aircraft is not stable and identify the condition. The Captain shall command or initiate a go-around unless in his judgment this would create a greater hazard to flight safety.

（仮訳）

もし、これらの既定値を超え、適時に修正が行われない場合、ＰＭ又はＳ／Ｏは、航空機が安定していないことを宣言し、その状態を指摘しなければならない。機長は、このゴーアラウンドが飛行安全により大きな危険を与えると判断しない限り、ゴーアラウンドを指示するか若しくは実施しなければならない。

(2) *6.47 GO-AROUND PHILOSOPHY*

The decision to execute a go-around is both prudent and encouraged anytime the outcome of an approach or landing becomes uncertain. FedEx considers the use of the go-around under such conditions as an indication of good judgement and cockpit discipline on the part of the flight crew.

（仮訳）

ゴーアラウンドの考え方について

進入や着陸が不確実になった場合にはいつでも、ゴーアラウンドの実行

を決心することは慎重であり奨励される行為である。
フェデックスとしては、そのような状況下でゴーアラウンドを行うことについては、良い判断の表れであり、運航乗務員の側で操縦室内の統制が保たれているものと見なす。

2.15.2　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 7-1-5 ＡＰＰＲＯＡＣＨの記載事項

(1)　*STABILIZED APPROACH 7-1-5-1*

Good landings are the result of good approaches. The majority of landing accidents/incidents can be attributed to an unstable approach between the FAF and touchdown. Control of the variables that result in a stabilized approach should start prior to the FAF.

These variables are configuration, speed, rate of descent, power setting and approach profile.

（仮訳）

スタビライズ・アプローチについて

安全な着陸は、良い進入の結果である。

着陸時の事故やインシデントの多くは、最終進入点から接地までの不安定な進入に起因する。スタビライズ・アプローチを達成するための諸元のコントロールは、最終進入点の手前から始めなければならない。

これらの諸元はコンフィギュレーション、速度、降下率、パワー及びアプローチ・プロファイルである。

(2)　*WIND ADDITIVE ON APPROACH 7-1-5-2*

VAPP is the greater of VREF+5 or VREF+wind additive. Wind additive is one half of the steady state wind greater than 20 kt or full gust whichever is greater (maximum 20 kt).

With ATS-OFF, the pilot manually maintains VAPP. With ATS-ON, the pilot may apply wind additive by any method:

（以下略）

（仮訳）

Ｖappは、Ｖref+5又はＶref+風の補正量のいずれか大きい方となる。風の補正量は、定常風が２０ktを超える場合はその１／２又はガスト成分全てのいずれか大きい方（最大２０ノット）である。

ＡＴＳがオフの場合、パイロットはマニュアル操作によりＶappを維持する。ＡＴＳがオンの場合、パイロットは以下の方法により風の補正量を

用いることができる。

2.15.3　縦安定増加システム（ＬＳＡＳ）について

同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 8-4A-1 ＡＵＴＯＭＡＴＩＣ ＦＬＩＧＨＴのＤＥＳＣＲＩＰＴＩＯＮ ＡＮＤ ＯＰＥＲＡＴＩＯＮには次の記載があった。（ボーイング社のＭＤ１１ ＦＣＯＭ（Flight Crew Operations Manual）にも同様の記載あり）

LONGITUDINAL STABILITY AUGMENTATION SYSTEM (LSAS)(FCC-908)

Changes provide enhanced commonality between trijet-model approach/landing handling characteristics and control column force deterrent as the aircraft is rotated to near tail-strike pitch attitudes during takeoff and landing. These changes, referred to as Low Altitude Stability Enhancement (LASE), are as follows:

（仮訳）

これらの変更は、３発型式機の進入着陸操縦特性における共通性を高めるとともに、離着陸時にテールストライクに近いピッチ姿勢になるまで引き起こされる場合に操縦桿操作力抑制を与えるものである。これらの変更はＬＡＳＥと呼ばれるもので以下の通りである。

・ *Modified Pitch Rate Damper (PRD) - The existing high-altitude PRD operates throughout the entire flight envelope. The PRD will continue to provide 30% of its high altitude pitch rate damping from 16,500 feet down to field elevations.*

（仮訳）

部分的に変更されたＰＲＤ

既存の高高度のＰＲＤは、全ての飛行包囲線を通して作動する。ＰＲＤは、１６，５００ftから地上高まで高高度ＰＲＤの３０％のピッチレート・ダンピングをもたらし続ける。

・ *New Pitch Attitude Protection (PAP) Sub-function - The LSAS control law will implement a pitch attitude limiting function that will be enabled below 100 feet radio altitude. As with all LSAS elevator commands, the PAP will be limited to a total of 5 degrees of elevator authority. The PAP sub-function will be further limited to only command nose-down elevator displacements. If the aircraft approaches a tail strike pitch altitude, the pilot-flying will perceive the effect of PAP as an increase in the control column force required to maintain*

the pitch attitude. The pitch attitude limit used by PAP will vary linearly from 30 degrees at 40 feet radio altitude down to a minimum of 9.5 degrees at 0 feet radio altitude. The PAP subfunction will be active for both takeoff and landing.

（仮訳）

新ＰＡＰサブファンクション

ＬＳＡＳの作動法則は、電波高度１００ft以下で作動するピッチ姿勢制限機能を提供する。全てのＬＳＡＳエレベーター制御と同様に、ＰＡＰは合計５°のエレベーター権限に限定される。ＰＡＰサブファンクションは、さらに機首下げ方向のエレベーター変位だけに限られている。航空機がテール・ストライク・ピッチ姿勢に近づくならば、ＰＦはピッチ姿勢を維持するために必要な操縦桿の力の増加として、ＰＡＰの効果を感知する。ＰＡＰによって使われるピッチ姿勢制限は、電波高度４０ftで３０°から電波高度０ftで最低９．５°まで線形に変化する。ＰＡＰサブファンクションは、離着陸の双方で作動する。

・ *New Positive Nose Lowering (PNL) Sub-function - This new sub-function will only be applied during landing phase, and will not affect AUTOLAND operations or Auto Flight System (AFS) autoland performance. The PNL subfunction will apply approximately 3 degrees of nose-down elevator command at main wheel spin-up, at the same time that the FCC commands the Auto Ground Spoilers (AGS) to extend. As the spoilers extend beyond 10 degrees, the second phase of PNL will increase the nose-down elevator command to approximately 4 degrees. This sub-function, in combination with the enhanced PRD, will control the elevator to avoid aircraft nose-rise after touchdown, and to assist in de-rotation.*

These LSAS changes will not affect the maximum override forces for LSAS, which are dependent upon the position of the Elevator Load Feel (ELF) actuator for any given airspeed. For the takeoff and landing phases, where PAP and PNL are active, the control column forces required to override LSAS are approximately 10 to 15 pounds.

（仮訳）

新ＰＮＬサブファンクション

この新ファンクションは着陸フェーズの間のみ適用され、オートランド・オペレーションやＡＦＳオートランド・パフォーマンスに影響は及ぼさない。

ＦＣＣがＡＧＳに展開を指示すると同時に、ＰＮＬサブファンクションは、主車輪がスピンアップすると３°機首下げになるエレベーター・コマンドを適用する。スポイラーが１０°を過ぎて展開すると、ＰＮＬの第二段階は機首下げのエレベーター指示をおよそ４°に増やす。このファンクションは、強化されたＰＲＤと併せ、接地後の機首上げを避け、機首下げ操作を補助するためにエレベーターを制御する。

ＬＳＡＳにオーバーライドするための力はいかなる対気速度においてもElevator Load Feel（ＥＬＦ）アクチュエーターの位置に左右されるが、これらのＬＳＡＳの変更は、オーバーライドに必要な最大限の力に影響は及ぼさない。離陸や着陸の段階においてはＰＡＰ及びＰＮＬは作動し、ＬＳＡＳをオーバーライドするためには操縦桿におよそ１０～１５lbの力が必要である。

2.15.4　同社のマニュアル（ＣＦＭ）CHAPTER 8-10A ＦＬＩＧＨＴ ＣＯＮＴＲＯＬＳのＤＥＳＣＲＩＰＴＩＯＮ ＡＮＤ ＯＰＥＲＡＴＩＯＮの記載事項

SPOILER SYSTEM

Auto Ground Spoilers (AGS)

After landing, all ten spoiler panels may be extended to maximum deflection by automatic operation of the SPOILER handle. In order for this to occur, the SPOILER handle must be armed and the flaps 31 degrees or more.

After main wheel spinup, spoilers extend between 2/3 and FULL speed brake position. After nose gear touchdown, spoilers move the GROUND SPOILER position or, in case no nose wheel spinup is detected, ground spoilers extend after nose gear touchdown with any two throttles moved into reverse thrust. Maximum ground spoilers are then deployed.

（仮訳）

着陸後、１０枚の全スポイラー・パネルは、スポイラー・ハンドルの自動操作によって、最大位置まで展開する。この状態になるためには、スポイラー・ハンドルはアーム状態であり、フラップは３１°以上下がっていなければならない。

主輪が回転すると、スポイラーは２／３とフルスピードブレーキ位置の間で展開する。前脚が接地すると、スポイラーはグラウンド・スポイラーの位置になる。前輪の回転が感知できない場合は、３発のうちの何

れか２発のスラスト・レバーがリバーススラストで前脚が接地すると展開する。最大グラウンド・スポイラーはその後展開する。

CAUTION

If the number 2 engine throttle is not at idle at main gear wheel spinup, it is possible that the AGS will initiate deployment, then immediately retract the spoilers. If this occurs, ground spoilers must be manually extended.

（仮訳）

主車輪が回転時に第２エンジンのスラスト・レバーがアイドルでないとＡＧＳは一旦は展開を始めるが即座に収納されてしまう。この場合グラウンド・スポイラーは手動で展開させなければならない。

2.15.5　離着陸時の最大横風値（平均風）

同機のマニュアル（ＣＦＭ）のLimitationsによれば、最大横風値は３５ktであった。

２．１６　左主脚から翼構造に伝達された荷重の評価

2.16.1　設計・製造者が実施した構造解析シミュレーション

設計・製造者においては、構造破壊の起点に近いと考えられる主翼の後桁の破壊の様相が過去の事例（１９９７年の米国ニューアークでの事故、１９９９年の中国香港での事故）と類似していることから、過去の調査において用いた解析手法を基に、今回の事故の状況に合わせて修正を行い、機体構造に関する構造解析シミュレーションを実施した。構造解析シミュレーションは、汎用の有限要素法プログラムであるＭＳＣ－Ｎａｓｔｒａｎ、設計・製造者が脚の耐空性の証明に用いている社内プログラムであるＢ７ＤＣ及び過去の二つの事故事例の解析に用いた汎用の動的解析プログラムであるＡＤＡＭＳを用い、解析モデルの検証と修正を実施した。この構造解析シミュレーションでは３回目の接地直前の同機の状況について、機体重量を４０５，１２０lb、重心位置を３１％ＭＡＣ、ＤＦＤＲデータ（ピッチ角４．６°機首下げ、左ロール角３．７°、左ヨー角８．７°、前後方向加速度０．１５Ｇ後ろ向き、左右方向加速度０．１３Ｇ左向き、上下方向加速度１．２１Ｇ上向き（揚力０．５６Ｇ含む））と仮定し、この条件が発生した時刻を０として解析した。

なお、この構造解析シミュレーション用の解析モデルには、以下の３項目の制限がある。

(1)　脚の落下試験の結果が設計の上限である１２fpsまでしかなく、非線形性

の影響が大きく出る１２fps以上の参照すべき結果がないため、高い沈下率の脚荷重の推定に誤差が含まれること。

(2)　脚支柱のシリンダーとピストンが接触（底付き）した後の挙動は複雑で解析モデルに含まれていないこと。

(3)　構造破壊の進展は考慮していないこと。

解析によれば、左主脚が滑走路に接地後、０．２秒付近でピストンの移動量から判断して左主脚が底付きすること、その後右主脚が０．２５秒付近で底付きし、左右の主脚とも少なくとも８００，０００lb以上、誤差を含め最大９５０，０００lbの脚荷重が加わるという結果が得られた。

また、この脚荷重を元に推定すると、後桁の破断箇所のせん断流は、０．２秒付近で破断荷重を超えた。

なお、この接地模擬では負荷途中での構造破壊を考慮していないため、後桁に加わるせん断流はその後も上昇し、０．３秒付近で破断荷重の１３５％に達した。

2.16.2　ＪＡＸＡによる左主脚から機体構造に伝達された荷重の評価

左主脚の分解調査では底付きの痕跡が確認されなかったが、2.11.1に記述した左主脚トラックビーム・ボルト変形量について、ＪＡＸＡにおいて構造解析を行った。解析には汎用の非線形有限要素法解析プログラムＭａｒｃ　Ｒ２００８を用いた。材料の詳細は不明であったが、熱処理した鋼（MIL-S5059）相当と仮定し、材料定数を縦剛性２６，０００ksi、ポアソン比０．２７、９４ksiで完全降伏するものとして解析プログラム上で変位を与えていったところ、変位量が０．７mmとなったときに残留変形量が０．０４６mmとなり、2.11.1に記述した左主脚トラックビーム・ボルトの残留変形量に近い値が得られた。解析プログラム上のこのときの最大荷重は約８８７，０００lbであったことから、左主脚トラックビームに加えられた最大荷重はこれと同等であったものと推定された。

また、トラックビームから脚支柱に伝達された荷重は、脚支柱が底付きしたかどうかにかかわらず、ピストンから内包されたオイルに伝わり、さらにオイルからは窒素ガスを圧縮する力とメータリング・ピンで狭められたオリフィスを通るときの流体力に分かれるものの、窒素ガスの圧力は直接、流体力についてはオリフィス・サポート・チューブを介し、いずれもシリンダーの上面に伝えられる構造となっている。このことから、トラックビームにかかった荷重とほぼ同じ大きさの荷重が、左主脚から主翼構造に伝えられたものと推定された。

なお、この解析結果は、設計・製造者が実施した構造解析シミュレーションの結果とほぼ同等であった。

２．１７　脚の設計について

2.17.1　脚の設計基準と証明状況

同型式機に適用された設計基準[*6]では、脚の設計について、離着陸時に上方及び後方への向きを勘案した過大な荷重を受けて破壊した場合、燃料漏れが火災の要因とならないよう設計することが求められている。（ＦＡＲ２５．７２１(a)）

この要件への適合性を証明するため、離着陸時の過大な荷重によって主脚が破壊する場合に、その破壊モードが燃料流出を招かないものとするための設計手法の一つとして、主脚支持構造へのヒューズ・ピン[*7]の組み込みがあり、同型式機の設計においても主脚取付構造にヒューズ・ピンが組み込まれていた。

しかし、１９９７年に発生した同型式機のニューアーク事故においては、本事故と同様に（左右は逆であるが)、右主脚から伝達された過大な垂直方向（上方向）の荷重が右主翼構造を破壊して燃料が流失したものと推定されている。過大な垂直方向の荷重によって主脚が分離されなかった理由に関して、ニューアーク事故報告書は、「ＭＤ－１１型機の脚ヒューズ・ピンは、後方向の荷重で脚が破断するように設計・配置されていた。」と述べている。また、ＮＴＳＢの安全勧告Ａ－００－１０２に対するＦＡＡの回答では、同系列型機主翼構造のＦＡＲ２５．７２１(a)への適合性の証明においては後方向荷重が主たる荷重と想定され、後方向荷重のない純粋な垂直方向の過大な荷重では、主脚は分離しないように設計されていたと説明している。

ＦＡＡは、さらに、同系列型機のＦＡＲ２５．７２１(a)への適合性の証明において後方向荷重が主たる荷重と想定された理由は、障害物に衝突した場合の後方向荷重に０～２Ｇの垂直方向荷重を組み合わせたものを当該規定の過大な荷重（overload）と想定したことによるとしている。

しかしながら、ＦＡＡは、同系列型機は当時の基準解釈の下ではＦＡＲ２５．７２１(a)に適合していたものの、現在では、当該基準の適合性証明においては後方向荷重と垂直方向荷重とのあらゆる合理的な組合せを適用するように解釈しており、現行の基準解釈を当てはめれば同系列型機は不適合となるとしている。

ＦＡＡは、平成２５年４月現在、当該基準の改正手続きを進めているが、基準の改正案には本事故のように垂直荷重が卓越する場合を想定することを含めず、エア

---

*6　航空機に適用される設計基準（基準解釈を含む）は、設計審査の申請のあった日に有効な要件を適用するのが原則とされる。また、その後の基準改正により変更又は追加される要件については、申請（又は証明の保有）者と証明（審査する）当局との協議により、採否が決定される。

*7　「ヒューズ・ピン」とは、過大な荷重が加わった場合に破断して重要な構造を保護するように設計された取付金具である。主脚構造に組み込まれるヒューズ・ピンは、主脚に過大な荷重が加わった場合に破断し、燃料タンクが損傷しないように主脚を分離するように設計される。

バス式Ａ３５０型、ボーイング式７８７型等の新型機に対して適用している新しい基準解釈については、基準の改正ではなく解釈指針（ＡＣ：Advisory Circular）として発行する予定としている。なお、ＥＡＳＡ（European Aviation Safety Agency）は既にＦＡＲ２５．７２１(a)に対応するヨーロッパの規定（ＣＳ２５．７２１(a)）の解釈指針（AMC: Acceptable Means of Compliance）を2.17.3項のように改正している。(本文の改正も行われ、想定する過大な荷重の作用方向に横方向が追加されている。)

なお、ＥＡＳＡのAMCやＦＡＡのＡＣなどの解釈指針に記載されている基準適合の方法は認められる方法の例示であり、それ以外の方法を用いることは排除されていない。解釈指針のみの改正では、本事故やニューアーク事故のように垂直方向の過大な荷重が卓越する場合の想定を法的に義務化させることにはならない。

2.17.2　同機に適用された基準（抜粋）

ＦＡＲ２５．７２１には以下のように記載されている。

General.

(a)　The main landing gear system must be designed so that if it fails due to overloads during takeoff and landing (assuming the overloads to act in the upward and aft directions), the failure mode is not likely to cause--

（中略）

(2)　For airplanes that have a passenger seating configuration, excluding pilots seats, of 10 seats or more, the spillage of enough fuel from any part of the fuel system to constitute a fire hazard.

（仮訳）

一般

(a)　主脚システムは、離着陸時の過大な荷重（上方及び後方に作用する過大な荷重を仮定する。）により破壊する場合、その破壊モードは以下を生ずるようなものとならないように設計されなければならない。

（中略）

(2)　操縦席を除き、乗客定員が１０人以上の飛行機にあっては、燃料系統のいかなる部分からであっても火災の危険となるような燃料の流出

2.17.3　欧州航空安全庁（ＥＡＳＡ）が改正した基準及びその解釈指針（抜粋）（現行基準）

2.17.3.1　CS 25.721 General (See AMC 25.963(d))の記載

(a)　The landing gear system must be designed so that when it fails due to overloads during take-off and landing, the failure mode is not likely to cause spillage of enough fuel to constitute a fire hazard. The overloads must be assumed to act in the upward and aft directions in combination with side loads acting inboard and outboard.

（以下略）

（仮訳）

(a)　脚システムは、離着陸時の過大な荷重により破壊する場合、その破壊モードは火災を生じるために十分な量の燃料の流出が生じないように設計されなければならない。過大な荷重は、内向き（胴体方向）及び外向き（翼端方向）に作用する側方荷重と組み合わせ、上方及び後方に作用するものと仮定しなければならない。

2.17.3.2　AMC 25.963(d)　Fuel Tanks：Generalの記載

1. PURPOSE.

This AMC sets forth an acceptable means, but not the only means, of demonstrating compliance with the provisions of CS-25 related to the strength of fuel tanks in emergency landing conditions.

（中略）

e.　Landing gear separation. (Compliance with CS 25.721(a) and CS 25.963(d)(5).)

Failure of the landing gear under overload should be considered, assuming the overloads to act in any reasonable combination of vertical and drag loads, in combination with side loads acting both inboard and outboard.

（以下略）

（仮訳）

１．目的

本ＡＭＣは、非常着陸状態における燃料タンクの強度に関するＣＳ－２５の規定への適合性を示すための、唯一の方法ではないが、認められる一つの方法を規定している。

ｅ．脚の分離（ＣＳ２５．７２１（ａ）及びＣＳ２５．９６３（ｄ）（５）への

適合性）

過大な荷重は、内向き（胴体方向）及び外向き（翼端方向）に作用する側方荷重と組み合わせ、垂直方向及び後方の荷重があらゆる合理的な組み合わせにより作用するものと仮定し、過大な荷重の下での脚の破壊を考慮すべきである。

２．１８　その他参考情報

2.18.1　ニューアーク事故後にＮＴＳＢが発出した安全勧告について

(1)　事故の概要（ＮＴＳＢ ニューアーク事故調査報告書より抜粋）

１９９７年7月３１日０１時３２分（現地時間）ごろ、Ｎ６１１ＦＥ（マクドネル・ダグラス式MD－１１Ｆ型）がＦＤＸ１４便としてニューアーク国際空港の滑走路２２Ｒへの着陸中にクラッシュしたものである。ＦＤＸ１４便は、７月３０日に定期貨物便としてシンガポールを出発し、マレーシアのペナン、台湾の台北、アラスカ州のアンカレッジを経由するものであった。この機体の操縦室には、アンカレッジからニューアークまでの最後の飛行を引き継いだ機長及び副操縦士ほか３名が搭乗していた。５名の搭乗者は、クラッシュした後に操縦室の窓から脱出する間に軽傷を負った。機体は右主翼が主脚よりも内側のＷＳ２６４付近で破断して燃料が流出し、右エンジン及び右主脚は取付部が破壊して右主翼から分離していた。また、火災が発生した。

ＤＦＤＲの記録では、最初の接地後に浮き上がり、右にロールしながら再び接地したことを示していた。機体は更にロールを続け、裏返しの状態で滑走路２２Ｒの進入端から約５，１２６ft、滑走路中心線から右に約５８０ftの位置まで滑っていた。

(2)　安全勧告等

①　Ａ－００－０９２：対ＦＡＡ：ハード・ランディング（ＨＬ）防止に関連する操縦者訓練手段の開発。

②　Ａ－００－０９３：対ＦＡＡ：着陸時のバウンド防止に関連する操縦者訓練教材の開発。

③　Ａ－００－０９４：対ＦＡＡ：着陸復行をちゅうちょなく実施するための操縦者訓練教材の開発。

④　Ａ－００－０９５：対ＦＡＡ：定期航空運送社に対し、上記の３項目で作成した着陸距離資料を含む訓練教材について、付加的に理解を深めたＰＯＩ(Principal Operations Inspector)を配置（準備）すること。

⑤　Ａ－００－０９６：対ＦＡＡ：改善されたＦＣＣ－９０８の搭載。

⑥　Ａ－００－０９７：対ＦＡＡ：改善されたＦＣＣ－９０８に対応するＤＦＤＲの装備要求（記録パラメータの変更追加）。

⑦　Ａ－００－０９８：対ＦＡＡ：ＴＲＡの中間位置でのＡＧＳノックダウンの見直し。

⑧　Ａ－００－０９９：対ＦＡＡ：前項の操縦者に対する情報提供の徹底。

⑨　Ａ－００－１００：対ＮＡＳＡ及びＦＡＡ：着陸時に起こりうる望ましくない特性に関連するＮＡＳＡの研究にＦＡＡが協力すること。

⑩　Ａ－００－１０１：対ＦＡＡ：前項の結果を耐空性の評価基準に取り込むこと。

⑪　Ａ－００－１０２：対ＦＡＡ：設計審査においては、脚に垂直にかかる過負荷に対して、より安全性が高いと判断される設計要件を採用すること。（この安全勧告に対し、ＦＡＡは、ＤＣ－１０及びMD－１１系列型機の脚取付部の設計審査において上方荷重が卓越した過荷重による破壊モードを想定していない設計を認めていたことについて、当時の解釈では耐空性要件に適合していたが、２００４年時点での解釈では適合しないとの見解を示した。）

⑫　Ａ－００－１０３：対ＦＡＡ：固定翼機及び定期航空運送事業者において設定されているハード・ランディングのとらえ方をあらゆる要素を含めて見直すとともに、関連するマニュアルを改訂すること。

⑬　Ａ－９８－８０：対ＲＳＰＡ（The Research and Special Programs Administration）：危険物の搭載状況に関する情報をすぐに救難に関わる人員に提供できるようにすること。

2.18.2　ＮＴＳＢが発出した平成２３年７月１２日付け安全勧告書簡について

平成２２（２０１０）年７月２７日、ルフトハンザ・カーゴ社８４６０便Ｄ－ＡＬＣＱ（マクドネル・ダグラス式MD－１１Ｆ型）が、サウジアラビア国のキングハリド国際空港滑走路３３Ｌへの着陸時にバウンドを繰り返し、３回目の接地時に主翼後縁より後方の胴体後部が破壊される事故が発生した。この事故では燃料ラインが破壊され、左ホイールウェル内に漏れた燃料に着火して火災が発生した。

ＮＴＳＢは、この航空事故に関連して以下の安全勧告を発出した。

(1)　安全勧告の経緯

マクドネル・ダグラス式MD－１１系列型機は、平成２（１９９０）年の就航以来、このＤ－ＡＬＣＱの事故を含め、１４件の機体の構造破壊を伴ったハード・ランディング事例が発生しており、うち３件は主翼が破壊して裏返しの状態となり、火災が発生している。（表３）

また、７件が2.14.5に記述した平成１２（２０００）年のＬＳＡＳのＬＡＳＥ導入開始から約９年が経過した平成２１（２００９）年以降に発生しているとし、構造破壊を伴ったハード・ランディングに共通する要因として、接地時の大きな降下率を制御できなかったこと及び接地後の急激な機首下げ操作を挙げている。一方、接地後の機首下げ操作については、本事故後同社がＭＤ－１１系列型機の６，３００回の着陸を調査した結果、約１°/秒が平均的な接地後のピッチ角の減少率としている。

これらの状況から、ＮＴＳＢは同型式機に特化した同種事故の防止策として、ＦＡＡに対し、設計・製造者にはハード・ランディングを抑止するための規定の見直しを求め、（米国の）運航者には規定改訂後それに伴う繰り返し訓練を求めることを勧告するとしている。

表３　構造破壊を伴ったＭＤ－１１系列型機のハード・ランディング事例（１９９３－２０１０）

Date	Airport	Operator	Event
4/30/1993	Los Angeles	Delta Air Lines	Bounced hard landing
8/19/1994	Chicago	Alitalia	Landing bounce and porpoise
7/31/1997	Newark	FedEx	Wing spar break and rollover
8/22/1999	Hong Kong	China Airlines	Wing spar break and rollover
5/22/2000	Taipei	Eva Air	Hard landing and go around
11/20/2001	Taipei	Eva Air	Bounce and nose landing gear (NLG) strike
6/7/2005	Louisville	UPS	Hard NLG strike
3/23/2009	Narita	FedEx	Wing spar break and rollover
6/3/2009	Urumqi	China Cargo	Hard landing and tailstrike
9/6/2009	Khartoum	Saudi Arabian Airlines	Hard landing
9/13/2009	Mexico City	Lufthansa Cargo	Hard landing and NLG strike
10/20/2009	Montevideo	Centurion	Hard landing and main landing gear collapse
7/27/2010	Riyadh	Lufthansa Cargo	Hard landing and fuselage failure
9/22/2010	Kabul	World Airways	Hard NLG strike

(2)　安全勧告

①　Ａ－１１－６８：対ＦＡＡ：ＦＡＡは、ボーイング社に対し、ダグラス式ＭＤ－１１型のFlight Crew Operating Manualについて、以下の点を再度強調するための改訂を行うよう要求すべきである。

－着陸時の大きな降下率の感知

－接地後のピッチ姿勢の維持及びフレア時の過大な降下率を和らげるため

に適切なピッチ姿勢にすることとパワーを使用することの重要性
－バウンド時の適切なゴーアラウンド

② Ａ－１１－６９：対ＦＡＡ：安全勧告Ａ－１１－６８に従ってボーイング社がManualの改訂を終了した後、ＦＡＡはＭＤ－１１型の全運航者に対して、ボーイング社が推奨するバウンドの感知とバウンドからの回復手順を運航者のManualに組み入れ、シミュレーター定期訓練に入れることを要求すべきである。

2.18.3　ＡＭＭにおけるハード・ランディング点検の判断の基準

同機のハード・ランディング点検の判断基準に関して、ＡＭＭ ０５－５１－０３に以下の記載がある。

B. A hard landing condition occurs when the aircraft lands at a sink-rate of more than 10 ft (3.048 m) for each second, at or below the maximum design structural landing weight. The minimum G-load with a sink rate of 10 ft (3.048m) for each second, at or below the maximum design structural landing weight, is 2.2G. Also, a hard landing condition occurs when the aircraft lands at a sink-rate of more than 6 ft (1.8288 m) for each second, at a weight more than maximum design structural landing weight of 491,500 lb (222,941 kg). If the sink-rate cannot be found when the aircraft lands, do the hard landing inspection.

C. In addition to the effects of sink-rate, severity of the landing depends on the vertical accelerations at the beginning of the touchdown, and the aircraft roll and pitch attitude effects on the number of effective landing gears that absorb the landing energy. If the vertical acceleration at the beginning of the landing is less than 1G, the potential energy that is normally accommodated by wing lift may instead be transmitted into the landing gear.

D. Operators should evaluate the effects of pitch and roll and determine if a singular landing gear may have absorbed significant loading. To determine if such loading has occurred, use the landing G's vs roll angle graph. If still undetermined, operator may submit landing parameter to their Boeing Field Service Representatives of Boeing Service Engineering for analysis.

（仮訳）

Ｂ．ハードランディングは、航空機の重量が最大設計構造着陸重量以下で、

１０ft（３．０４８m）／秒を超える沈下率で着陸する場合に発生する。最大設計構造着陸重量以下で、沈下率が１０ft（３．０４８m）／秒の場合の最小荷重倍数（G）は２．２Gである。また、航空機の重量が最大設計構造着陸重量の４９１，５００lb（２２２，９４１kg）を超え、６ft（１．８２８８m）／秒を超える沈下率で着陸した場合にもハードランディングが発生する。航空機が着陸したときの沈下率が不明な場合、ハードランディングの検査を行うこと。

C．着陸の激しさは、沈下率の影響に加え、接地開始時の垂直加速度、及び着陸時のエネルギーを吸収する有効な脚数に対する航空機のロール及びピッチ姿勢の影響に依存する。着陸開始時の垂直加速度が１G未満の場合、通常は主翼の揚力により受けもたれる位置エネルギーは、脚に伝達される可能性がある。

D．運航者は、ピッチ及びロールの影響を評価し、片脚のみで大きな荷重が吸収されたか否か判断すべきである。このような荷重が発生したか否か判断するため、着陸時のG対ロール角の図（下図）を使用すること。判断できない場合、運航者は、分析のためにボーイング社に着陸時のパラメータを送付することができる。

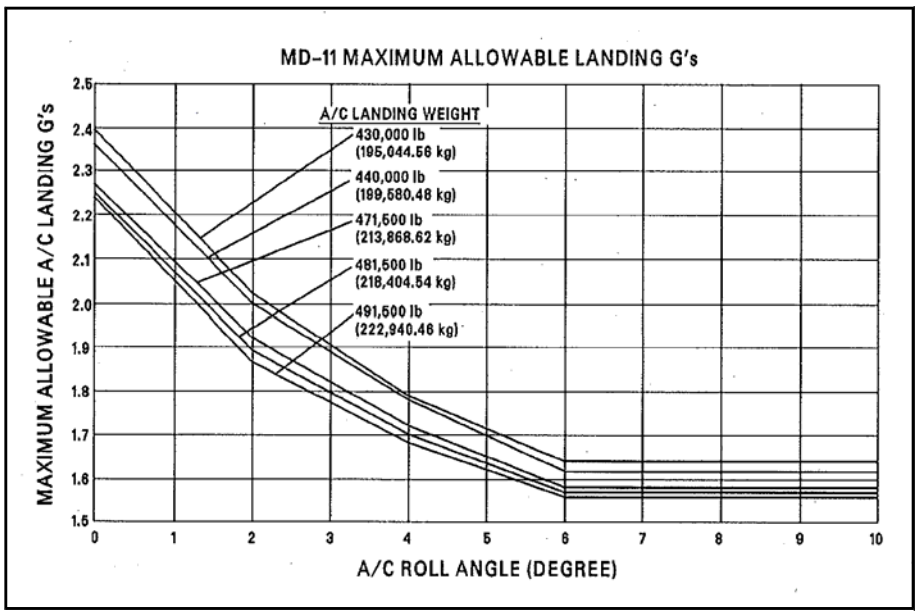


図２０　*LANDING G'S VS ROLL ANGLE*　　ＡＭＭより

３　分　析

３．１　運航乗務員の資格等

3.1.1　運航乗務員の資格

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。

3.1.2　運航乗務員の健康状態と訓練状況

(1)　2.5.3(1)に記述したように、機長が仙骨を痛めたことについては、完治した旨の診断書が提出されていた。

(2)　2.5.7(1)に記述したように、機長は長期療養中に、定期訓練の機会を逸したまま乗務に復帰していたものと推定される。

しかし、機長は定められた復帰訓練を受けており、復帰訓練後の審査では適正と評価されていた。

(3)　2.5.7(2)に記述したように、副操縦士は定められた訓練及び審査を受けていたものと推定される。

(4)　2.13.4に記述したことから、同社においては、１９９７年のニューアーク事故後、全てのＭＤ－１１操縦士を対象としてバウンド・リカバリー訓練が実施されたが、その後、導入訓練（initial training）及び移行訓練（transition training）時のみに実施されるようになったものと推定され、2.5.7に記載したように、機長及び副操縦士は、２００６年にそれぞれバウンド・リカバリー訓練を受けていたものと推定される。

(5)　2.5.2.2に記述したように、機長及び副操縦士が行った今回の一連の飛行は、３月１５日にアンカレッジ国際空港から成田空港に向かう飛行で始まり、この間の時差は大きなものであったが、その後、３月１７日からはアジア地域内での飛行であり時差も１時間であった。

事故の二日前の夜から事故前日の朝まで、機長、副操縦士ともに長時間にわたって活動が記録されていなかったことから、このときに就寝していたものと考えられる。事故の前日には、機長は妻に、１５時から睡眠をとるつもりであることを話し、それに対応する時間帯に活動の記録がないことから、この時間帯に睡眠をとっていたものと考えられる。

副操縦士も断片的ではあるが、３回の活動記録がない時間帯があったことから、この時間帯に仮眠をとったと考えられる。これらのことから、機長及び副操縦士に与えられていた休養時間は、十分であったと考えられる。

(6)　2.5.4に記述したように、副操縦士と機長が疲労について会話していたことから、ある程度の疲労はあったものと考えられる。しかし、その後の操縦室での会話は通常どおり行われていたこと、さらに事故発生前の３日間の行動（別添５－２）を見る限りにおいては休養は十分であったことから、事故時の疲労は通常の国際線における飛行でも感じる程度のものであったと考えられる。このことから、事故時の疲労の程度は操縦操作や判断に影響を及ぼすようなものではなかった可能性が考えられるが、最終的に明らかにすることはできなかった。

また、他の運航乗務員や家族の口述から、機長及び副操縦士は、本事故の飛行前において、特に疲労している状況ではなく健康状態にも問題はなかったものと考えられる。

しかしながら、本事故時の飛行は、睡眠をとる時間帯に２レグの乗務を行い、事故が発生した時刻はアジア地域での早朝、つまり目覚める時間帯にあったことから、機長及び副操縦士の注意力及び集中力が幾分かは低下していた可能性が考えられる。

(7)　2.5.6(1)及び(3)に記述したように、機長の尿中から乗務する際に常用が認められていないテマゼパムが検出された。

テマゼパムはＭｙｌａｎに含まれるジアゼパムの代謝物であるが、ジアゼパムの主たる代謝物はノルジアゼパムであり、これが尿中から検出されなかったことから、機長は他に所持していたテマゼパムを含む薬剤を今回の外泊を伴う乗務期間中に服用していたものと推定される。

検出結果からは、搭乗の何時間前にどの程度の量を服用したかは明らかにできなかったが、この成分は、尿中から検出されたものの血液中からは検出されなかったことから、乗務するに当たって影響することはなかったものと推定される。さらに、2.5.4に記述した直前の飛行に同乗した運航乗務員の口述及びＣＶＲの記録からは、機長は眠気等の服薬による影響を受けていなかったものと考えられる。しかしながら、この薬剤の服用がＦＡＡのガイダンスに従って行われていたかについては明らかにすることはできなかった。

３．２　同機の耐空証明等

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。

2.6.3に記述したように、１９９９年５月１９日、ゴーアラウンドを行った際にテールストライクが発生したが、後部胴体下面以外に大規模な修理は行われておらず、そのテールストライクは本事故に影響しなかったものと推定される。

３．３　気象との関連

事故当時の気象状況は、以下に述べるように、副操縦士の操縦操作に影響を及ぼしたものと推定される。

(1)　2.7.2、2.7.4及び2.7.5に記載したように、事故当時の平均風は、同機の進入方向に対してやや左からの向かい風であった。平均風を中心に約±１５ktの風速変化が報告されていたことから、最終進入経路上には気流の乱れがあったものと推定されるが、平均風、風速の変化幅のいずれもマニュアルで認められている範囲内であった。

気流の乱れにより同機の姿勢は大きく変化し、さらに速度変化も伴っていたことから、最終進入中の姿勢及び経路を保持するためには、特にオートパイロットをオフにしてからは、高い注意力と適切で慎重な対応操作が必要であったものと推定される。

さらに着陸時にはフレア操作及び左からの横風成分を修正し機軸を滑走路の中心線に合わせるためのデクラブが加わるため、気流が安定した状況下での着陸に比べ、より一層の注意力と適切で慎重な対応操作が要求されるものであったと推定される。

(2)　2.14.1に記述したように、上空の風は、高度約１，０００ftでは約６０kt、高度約１，０００ftから高度約５００ftまでは約５０kt、地上付近では約２５ktであったものと推定され、地上付近と高度５００ftとの風速差は約２５ktあったものと推定される。このため、速度を維持するためにはスラスト・レバー操作を含む対応操作が必要であったものと推定される。ただし、この風速変化は2.14.1に記述したとおりウインドシアー警報装置の作動基準に達しておらず、そのためウインドシアー警報は発生しなかったものと推定される。

また、この上空の風の傾向は、同機が着陸する際にのみ存在したものではなく、先行機が着陸したときも同様であったと推定される。

(3)　2.7.3に記述したように、空港に設置されたドップラーライダーによりマイクロバーストが観測されていなかったこと、及び積乱雲も観測されていなかったことから、本事故時には、航空機が着陸する場合に危険とされ、通常は積乱雲の下に発生する、局地的なマイクロバーストによるウインドシアーは存在していなかったと推定される。

３．４　同機の飛行状況

3.4.1　成田タワーとのコンタクトから高度約１，０００ftまで

今回の広州空港から成田空港までの飛行は、2.15.1.1(2)のレグスワッピングに従って副操縦士によるＰＦ業務が行われていたものと推定される。

2.1.1(1)に記述したように、０６時４１分３５秒に同機は成田タワーとコンタクトし、同４６分２９秒に着陸許可を受け取った。同機は進入中に度々風の情報を入手し、その風の情報をもとに、2.1.1(1)に記述したように、Ｖappを１６４kt（Ｖref＋１０kt）に選定したものと推定される。

Ｖappの選定については、基本的には2.15.2(2)に従うものであるが、本事故当時風の状況は刻々と変化していた。この選定は最終的には機長の判断に委ねられていることから、付加値を１０ktに選定したものと推定される。

3.4.2　高度約１，０００ftからオートパイロットがオフとなるまで

2.1.1(2)に記述したように、高度約１，０００ftからオートパイロットがオフとなるまでの間は、３舵（ＣＣＰ、ＣＷＰ、ラダー）の操作量が頻繁に変化していたこと、姿勢やＣＡＳが大きく変化していたこと、さらにＰＭである機長が“Yee haw ride'em cowboy”と述べていたことから、同機は気流が乱れた経路を飛行し、機体は大きくあおられていて、オートパイロット及びオートスロットルにより飛行していても機体姿勢や速度を保持することは困難な状況であったと推定される。

ＣＡＷＳが５００ftをコールした０６時４７分４０秒に、ＣＡＳは１７９kt（その前後では１７２ktと１７８kt）で2.15.1.2(1)で述べたスタビライズの基準であるＶappの変動範囲（＋側は１０kt）を超えており、上述したように頻繁に大きく変化（約１５２～１８０kt：設定した１６４ktに対して－１２～＋１６kt）していた。その変化は同機がガストを伴った風の影響を受けたこと及びオートスロットルの対応遅れによるものであると推定され、ＰＭはこの時点でＣＡＳがＶapp＋１０ktを超えていても着陸に支障はないと考えてスタビライズをコールし、ＰＦもそれに同意して進入を継続したものと推定される。

3.4.3　オートパイロットがオフとなった以降

3.4.3.1　オートパイロット・オフから電波高度約１００ftまで

(1)　ＰＦの操縦操作とそれに対する同機の動き

2.1.1(3)に記述したように、電波高度が約１９８ftのときにオートパイロットがオフになったが、オートスロットルは使用されたままであった。その際のピッチ角は１．４°から減少傾向で、ＣＡＳは１７８．５kt（Ｖappより１４．５kt大)、グライドスロープからの変位はＧＳ０．１９dotとほぼ正しい進入経路上にあったものと推定される。オートパイロットがオフになった直後にはピッチ角が一時的に０．４°まで減少したが、電波高度約９２ftまで降下する間に３．５°まで増加し、その一方で、ＣＡＳは１５４kt（Ｖappより１０kt小）まで減少し、グライドスロープからの変位はＧＳ-０．５４dot

と正しい進入経路よりも低くなっていったものと推定される。また、電波高度約１３０ftまでＥＰＲはほとんどアイドル推力を示す１．０付近であった。この大きな速度の減少は、2.14.1に記述した降下中の大きな風速の変化（向かい風成分の減少）にオートスロットルが対応できなかったこと、及びピッチ角が３．５°まで増加する際に推力のアイドル状態が続いたことによるものと推定される。このピッチ角の増加は、操縦桿の動きから、低くなった進入経路を修正する目的で、ＰＦが操作したものと考えられる。

進入経路の低下は、オートパイロットがオフになった直後にピッチ角が一時的に減少したこと及び上述の風速の変化や操縦操作に伴って速度が減少したことに対し、その対応が遅れたことによるものと推定される。このような場合、オートスロットルをオーバーライドして推力を少し増加させ操縦桿を少し引くことで、速度の減少や進入経路の低下を防ぐことができたと推定される。しかし、ＰＦはそれらの対応を行わなかったと推定され、このことが次の段階の操縦操作に影響を及ぼしたものと考えられる。その理由として、ＰＦは着陸する滑走路やＰＡＰＩを主に見ながら操縦操作を行っており、安全に着陸できると判断した可能性が考えられる。

(2)　ＰＭの対応

2.1.1(3)の記述のとおり、この時、両操縦士の声がＣＶＲに全く記録されていなかったことから、ＰＭはコールや助言を行っていなかったと推定される。2.5.1(2)に記述したように、ＰＦは同型式機での操縦経験は十分にあったが、外的要因の影響を受けた中で同機を安定させ最終進入を行うには多くの注意力が必要であったことから、ＰＭは、機体姿勢に関する助言、グライドスロープからの偏位及びＣＡＳのコールアウトを行うことが必要であった。

さらに、機長としてゴーアラウンドも視野に入れたオーバーライド又はテイクオーバーも選択肢の１つであった。

3.4.3.2　電波高度約１００ftから電波高度約５０ftまで

(1)　ＰＦの操縦操作及び同機の動き

2.1.1(3)及び(4)に記述したように、電波高度約９２ftのときに３．５°であったピッチ角が徐々に減少し、電波高度約４８ftのときに１．１°となっていた。また、ＣＡＳは１５４．０ktから１６１．０ktに増加したものの Vapp（１６４kt）より依然として小さく、グライドスロープからの変位はＧＳ－０．５４dotから－１．１１dotに増大していた。

2.1.1(3)及び(4)に記述したように、電波高度が１００ftを切ったあたりから機首方位が３３１°から３３３°に変化し、その後接地まで３３３°前

後で推移していることから、左からの横風成分を修正しつつ機軸を滑走路中心線に合わせるためのデクラブ操作が１００ftあたりから開始され、その後も同操作が継続して行われたものと推定される。

2.13.1(1)及び2.13.3に記述したように、この段階における操作としては、グライドスロープに沿って正しい進入姿勢（特にピッチ角）を保持すべきであり、特に本事故時のように強い向かい風の中をグライドスロープに沿って進入するためには、通常より大きな推力及び大きなピッチ角（3.4.1に記述したように本事故時にはＶappをＶrefより１０kt加算しているのでそれほど大きくならない）が必要であったと考えられる。

2.14.2に記述したように、本事故前６０回の着陸から見た場合、約２°～３°のピッチ角を保持することが適正であったものと考えられる。しかし、ピッチ角が１．１°まで減少し、これに伴ってＣＡＳが増加したが降下率も大きくなり、グライドスロープより低かった進入経路が更に低くなったと推定される。

この段階でのピッチ角の減少、大きな進入角及びオートスロットルに依存したスラスト・レバー操作、及び左からの横風成分を修正するためのデクラブが、その後に行われるフレア操作を困難にしたものと考えられる。

(2)　ＰＭの対応

ＰＭは、ピッチ角の減少や大きな進入角、及び速度の維持についての適切な助言を行い、場合によっては機長としてゴーアラウンドも視野に入れたオーバーライド又はテイクオーバーすることが必要であった。

3.4.3.3　電波高度約５０ftから最初の接地まで

(1)　ＰＦの操縦操作及び同機の動き

①　５０ft通過時

2.1.1(4)及び2.14.2に記述したように、電波高度が約４８ftのころの同機の状態は、ピッチ角が１．１°、沈下率が約１３fpsであった。2.14.2に記述したように、本事故以前に行われた６０回の着陸時（ピッチ角約２°～５°、沈下率約５～１０fps）と比較して、ピッチ角は小さく、沈下率は大きかったものと推定される。

②　スラスト・レバーの絞り方について

2.1.1(4)に記述したように、ＤＦＤＲの記録によると、オートスロットルはオンの状態にあり、スラスト・レバーは約５０ftからリタードモードに入り、推力は自動的に減少し始め、２０ftを切ったころにアイドルまで低下していたと推定される。

強い向かい風、大きな沈下率及び低い進入角を考慮すると、ＰＦがオートスロットルをオーバーライドすることによりスラスト・レバーを絞り始めるタイミングを遅らせるか、アイドルにする時機を遅らせるためにゆっくりと絞ることが必要であったと考えられる。しかし事故時には、ＰＦはオートスロットルに依存し、積極的かつ適切にオーバーライドしてスラスト・レバーを使用しなかったものと推定される。

③　フレア操作について

2.13.1(1)に記載したように、同社のフライトマニュアルの通常着陸には、「Maintain a stabilized flight path through the 50 and 40 foot CAWS callouts (unless sink rate is high). At 30’ a smooth 2.5 degree flare should be initiated so as to arrive below 10’ in the landing attitude. Elevator back pressure should be relaxed, and a constant pitch attitude should be maintained from 10’ radio altitude to touchdown. （ＣＡＷＳが５０ft及び４０ftをコールする間は、シンクレート（沈下率）が大きくない場合を除いて安定した進入経路を保持する。３０ftになったら１０ftで着陸姿勢になるよう２．５°のフレアをスムーズに開始し、１０ftから接地までは一定のピッチ角を保持し、操縦桿に加えるバックプレッシャーをリラックスさせる。）」とある。2.14.10.1に記述したように、フライトマニュアルどおり電波高度３０ftから適切なフレアを開始した場合は、本事故の発端となった１回目及び２回目の接地後の大きなバウンドは発生しなかったものと推定される。

一方、2.1.1(4)に記述したように、ＰＦが行ったフレア操作の開始時機は、３０ftではなく約２０ftで、通常よりも遅かったものと推定される。フレアの操作量や操作速度が大きかったことから、ＰＦはフレア開始が遅かったと認識していたものと考えられる。ピッチ角は、フレア開始まで１．１°（通常より約２°小さい）で推移し、フレア開始直後の２０ftを切ったころに一旦０．７°まで減少した後に、接地までの約２秒間で４．６°まで増加した。一旦ピッチ角が減少したことは、フレア開始直前に行われたＣＣＰの前方への操作（－０．７°～－３．０°）が影響したものと考えられる。

また、2.13.1(1)に記述したように、「Elevator back pressure should be relaxed, and a constant pitch attitude should be maintained from 10’ radio altitude to touchdown.(操縦桿を引く操作をリラックスさせ、１０ftから接地まで一定のピッチ角を保持する。)」ためには、機体の姿勢を十分に把握し保持した上で、操縦桿の後方や前方への操作を行

わないことが必要である。バックプレッシャーをリラックスさせることにより、ＣＣＰの位置は幾分かは前方に変化すると考えられるが、2.1.1(4)で述べたように、実際の操縦操作は接地直前に前方に大きく操作（－４．９°）されていたものと推定される。

以上の操縦操作の結果、接地までに沈下率を十分に減少させることができず、2.14.2に記載したように、１回目の接地時の沈下率は約７fpsと事故以前に行われた６０回の着陸に比べて大きなものとなったと推定される。この結果、接地時に地面反力を強く受け（接地時の垂直加速度のピーク値１．６３Ｇ）かつ接地直前のピッチ角の増加による揚力も機体を浮き上がらせるのに十分の大きさ（接地直前の垂直加速度１．２４Ｇ）であったためにバウンドしたものと推定される。

接地直前の操縦桿の前方への操作については、ＰＦが電波高度約２０ftから行った急なフレア操作で更に機首が上がり、胴体尾部が接地することを懸念したのか、ＡＧＳの展開時に機首が上がることを過剰に懸念したのか、あるいは強風での着陸であったため前脚を早く接地させたかったのか等、その意図を明らかにすることはできなかった。しかし、胴体尾部が接地するピッチ角は１０°であること、ＡＧＳの展開時に機首が上がることについてはＬＳＡＳのＰＮＬ機能により抑制されることから、これほどの大きな機首下げ操作（１．１°～－４．９°）を行うべきではなかった。

接地直前の操縦桿の前方への操作は、１０ftのコールアウト直後に行われていたことから、着陸後に行われる機首下げ操作（デローテイト）ではなかったと考えられるが、接地後も継続して行われた操縦桿の前方への操作は、全脚を早く滑走路上に接地させ、機体を安定させたいというＰＦの意思が反映された可能性が考えられる。

本事故時のようにガストを伴う強風が吹いている場合の着陸操作は、速度を大きめにして進入していることから、通常よりデリケートな操縦操作（フレア）が必要であった。さらに機体姿勢を変化させるだけでは速度や降下率の変化に十分対応できないことから、ＰＦは操縦桿のみの操作で対応することなく、機体の先の動きを見越した遅れのないスラスト・レバー操作をすることが必要であった。

(2)　ＰＭの対応

2.14.3に記述したように、５０ftから接地までの１０ftごとのコールアウト間隔がほとんど変わらなかったことと、接地時の速度が大きかったことから、ＰＭは同機がバウンドすることを予測できたものと推定される。したがって、機長としてゴーアラウンドも視野に入れバウンドした場合のテイク

オーバーに備えておくことが必要であった。

3.4.3.4　最初の接地から２回目の接地まで

(1)　ＰＦの操縦操作及び同機の動き

2.1.1(4)及び2.14.3に記述したように、５０ftから１０ftごとに発せられるＣＡＷＳのコールアウト間隔は、ほぼ１秒で増加せず、さらに接地時の速度が大きかったことから、2.13.3に記述したように、ＰＦはバウンドの可能性を考えバウンド・リカバリーに備えておくべきであり、バウンドが発生した場合にはバウンド・リカバリー操作を行うべきであった。

2.13.1(2)に記述したように、バウンド・リカバリー操作は、「the PF should establish a 7 1/2° pitch attitude and increase thrust until the sink rate has been arrested and/or a normal landing is accomplished.（ＰＦはシンクレートが収まり、及び／又は通常の着陸が完了するまでピッチ姿勢を７．５°に保持しながらスラストを増加させるべきである。)」とあり、複雑な操作を必要とはしないが、2.1.1(5)に記述したように、ＰＦは、接地直前に操縦桿を前方に－４．９°まで操作し、接地の１秒後には更に前方である－６．７°に操作しており、ＥＰＲも１．０のままで変化していなかったことから、ＰＦはバウンド・リカバリー操作は行わなかったものと推定される。

接地前後に操縦桿を前方に操作した結果、１回目の接地時に４．６°であったピッチ角は徐々に減少し、最初の接地から約１．５秒後にはマイナスのピッチ角になったものと推定される。このピッチ角の減少傾向により、主脚は滑走路面から離れているが、パイロットの目線は2.14.6で述べたように逆に滑走路に近づいていたので、ＰＦはバウンド・リカバリー操作が必要となるほどのバウンドであるとの認識を持つことは困難であったものと推定される。

2.1.1(5)に記述したように、操縦桿は、－６．７°をピークに僅かに後方（約１°）に操作されたが、依然機首下げ方向（約－２°以下）に操作されていた。この間ＬＳＡＳは、2.14.5.2に記述したように、ＰＲＤ機能により機首上げ（プラス）の昇降舵角コマンドを出していたと推定される。しかし、操縦桿の機首下げの操作量が大きかったため、最終的な昇降舵角は機首下げ方向（マイナス）のままであった。このことから機首は下がり続け、ピッチ角が－１．８°のころに前脚から接地したものと推定される。

１回目の接地後にピッチ角は約４．６°から約－１．８°へ約１．７５秒間に約６．４°減少しており、約３．６°／秒の速さで減少したことになる。こ

の減少率は、2.18.2に記述した同社のＭＤ－１１系列型機の接地後の平均的なピッチ角の減少率１°／秒に比べて極めて大きい。一方、2.14.10.2に記述したように、接地前後の操縦桿の前方への操作を中立位置（－２°）で止めた場合は、１回目の接地後のバウンドは本事故時より大きくなるものの、マイナスのピッチ角にはならず、その結果２回目の接地は主脚からとなり、その後のバウンドはほとんど発生しなかったと推定される。

また２回目の接地直前にＡＧＳが約２５°展開しており、2.14.4に記述したように、ＡＧＳは機首上げのモーメントを発生する。しかし、同じく2.14.4に記述したように、ＡＧＳの機首上げモーメントより操縦桿の前方への操作に対応する昇降舵の動きによる機首下げモーメントが大きかったこと、及び2.14.7に記述したように、同機は主脚が接地してからＡＧＳが展開するまで約１．２秒を要し、ＡＧＳが展開したのは２回目の接地直前であったことなどから、ＡＧＳが機首下げの動きを緩和する効果は小さかったと推定される。2.14.10.5に記述したように、もしＡＧＳが展開するまでの所要時間が約半分の０．６１秒であった場合には、ＡＧＳの展開による機首上げモーメントの作用時間が長くなり、その結果として機首下げの動きが緩和され、マイナスのピッチ角にはならなかったと推定される。

(2)　ＰＭの対応

操縦操作に専念しているＰＦが、バウンド・リカバリー操作が必要なほどバウンドしているとの認識を持つことは、(1)に上述したように困難であったと推定されることから、機体姿勢や速度等を冷静にモニタリングしているＰＭが積極的にその対応を行うことが必要であったものと考えられる。

そのためにはＰＭとして注意深くモニタリングをした上で、本事故時のようにバウンドが発生した場合には、機長としてちゅうちょなくテイクオーバーしバウンド・リカバリー操作、あるいはゴーアラウンドすることが必要であった。

3.4.3.5　２回目の接地から３回目の接地まで

(1)　ＰＦの操縦操作及び同機の動き

①　２回目の接地とその後のバウンドについて

2.1.1(5)及び(6)に記述したように、２回目の接地は前脚が先に接地し、引き続き主脚が接地した。前脚が先に接地したことにより、前脚が地面から大きな反力を受け、ピッチ角が急激に増加したものと推定される。このピッチ角の増加に伴って揚力も増大し、同機は大きくバウンドしたものと推定される。

ピッチ角の増加を受けて、ＰＦは操縦桿を大きく前方に保持し続け（－７．４°～－７．７°）、ピッチ角は最大値の６．７°を経て下がり始めた。2.14.4に記述したように、操縦桿の前方への操作に対応した昇降舵の動きにより発生した機首下げモーメントが、２回目バウンド中の機首下げに影響したものと推定される。

さらに、ＰＦは機首が下がり始めた後も操縦桿を前方である－７．６°に操作し続けたため、機首下げの動きが顕著となった。この間ＬＳＡＳは、2.14.5に記述したように、ＰＲＤ機能により機首上げの昇降舵角コマンドを出していたと推定される。しかし、操縦桿の機首下げの操作量が大きかったため、最終的な昇降舵角は機首下げ方向のままであった。

機首がマイナスのピッチ角になり始めてから、ＰＦが操縦桿を後方に操作（－１．１°～１．６°～０．９°）したことでピッチ角の減少傾向は鈍化したものの、プラス方向に変化するには至らず、マイナスのピッチ角になり始めてから約１秒後に最小ピッチ角（－４．９°）になり、前脚から再接地したものと推定される。ピッチ角の減少に伴い、同機は上昇から降下に転じ、2.14.9（表２）に記述したように、３回目の接地時には沈下率が２１．５fpsに達したと推定される。

同機は１回目の接地以降にピッチ角を上下させながら接地とバウンドを繰り返す状態、いわゆるポーポイズとなったが、これは、ＰＦがバウンド中の同機をピッチ角の制御のみでコントロールしようとして操縦桿を大きく操作したこと、及び２回目の接地が前脚からとなり、接地後に機首が大きく上がってしまったことが主要因と考えられる。

② ２回目のバウンド中のＥＰＲ及びＡＧＳの変化について

2.1.1(6)に記述したように、２回目のバウンド中にNo.２及びNo.３エンジンのＥＰＲが１．１まで一時的に増加しているが、３回目の接地のころには１．０に戻っていた。しかし、ゴーアラウンドのコールアウトが行われておらず、ピッチ角を７．５°にするための操縦桿の後方への操作もなかったことから、バウンド・リカバリー操作やゴーアラウンドの意図を持った操作ではなかったものと考えられる。

また、２回目の主脚接地後にＡＧＳが収納されており、この収納により２回目のバウンドがより大きくなった可能性が考えられる。2.14.7(3)に記述したように、収納の原因としてNo.２エンジンのスラスト・レバー操作が考えられるが、ＡＧＳの収納とスラスト・レバー操作のタイミングを特定することは困難であり、その原因を特定することはできなかった。

③ バウンド・リカバリー操作やゴーアラウンドの可能性について

2.14.10.3及び2.14.10.4に記述したように、２回目のバウンド中の時点でも、バウンド・リカバリー操作やゴーアラウンドによる本事故の回避が可能であったと推定される。しかし、以下に述べるように、ＰＦはバウンド中のピッチ角と高度を正確に判断することが困難であった可能性があり、スラスト・レバー操作の必要性を感じることなく、操縦桿のみの操作で対応できると判断した可能性が考えられる。

a　2.14.6に記述したように、２回目の接地から約４秒後に同機の主脚タイヤ位置が最高点（約１６ft）に達し、その時点のピッチ角は０°付近であった。通常の飛行においては、滑走路上１６ftをピッチ角０°で飛行することはなく、この状態の操縦席の滑走路高（約３３ft）は、ピッチ角６．７°（バウンド中の最大ピッチ角）で、主脚タイヤ位置の高度約４ftの状態、またピッチ角７．５°（バウンド・リカバリー操作で推奨されるピッチ角）で主脚タイヤ位置の高度約３ftの状態と同じであること。

b　２回目のバウンド中にピッチ角はアップ側からダウン側に急激に変化しており、ＰＦが操縦操作に集中し目線が滑走路面に向いていたとすれば、ピッチ角と主脚タイヤ位置の高度がどの程度であるかを正確に判断することは困難であったものと推定されること。

(2)　ＰＭの対応

機長はＰＭとして冷静に同機の動きを把握していれば、前脚がバウンドして機首が上がっていく段階で、バウンド・リカバリーやゴーアラウンドを行うべきであると判断できたものと考えられ、速やかにテイクオーバーしていずれかの操作を行うことができたものと考えられる。この時点が事故回避の最後の機会であったものと考えられる。

3.4.3.6　３回目の接地以降

(1)　ＰＦの操縦操作及び同機の動き

2.1.1(7)及び2.14.8に記述したように、マイナスのピッチ角であったために前脚が先に接地し、その直後に主脚が接地したが、左に傾いた状態であったために、先に左主脚が接地し、続いて中央脚、右主脚の順に接地した。その際の垂直加速度は３．０６Ｇであった。

2.14.9（表２）に記述したように、３回目の接地時の同機の沈下率は２１．５fpsと推定される。この結果、３回目の接地時に同機が有していた垂直方向の力学的エネルギーは、ＦＡＡの規定値（終極荷重）の約６．８倍に達していたものと推定される。

左主脚が接地した約１秒後にはピッチ角は８°を超え、左主翼付け根が破断したことで、右主翼のみの揚力により胴体はロールし、そのロール角は左に１２°を超えていた。このころ操縦輪は右に大きくとられていたが、左主翼が破断していたために、操縦操作で同機をコントロールすることは不可能な状態になっていたものと推定される。

(2)　ＰＭの対応

この時機にあっては、いかなるベテランパイロットがテイクオーバーして対応操作を行ったとしても、なすすべはなかったものと推定される。

３．５　接地時の脚荷重及び構造の破壊経過

3.5.1　接地前

2.6.3に記述した同機の整備履歴及び接地直前までの飛行の状況から、１回目の接地前まで同機は健全な状態で飛行していたものと推定される。

3.5.2　１回目接地のころ

2.1.1(4)に記述したとおり、１回目の接地時、同機は右に０．４°傾き４．２°機首を上げた姿勢で右主脚から接地し、直後に中央脚、左主脚の順で接地したものと考えられる。この接地でＤＦＤＲに記録されていた最大の垂直加速度は約１．６３Ｇ（計測位置は機体重心付近）であった。この値は、2.18.3に記述したとおり、同機のＡＭＭに規定されたハード・ランディング点検の判断の基準となる値約２．１５Ｇ（図２０からの読み取り値）よりも小さく、当時の同機の重量は最大着陸重量よりも軽かったこと、ロール角が小さいときに接地し地面反力は接地していた３脚に分散されたものと推定されること及びカメラ映像からも特に異常は認められないことから、この時点では構造に損傷は生じていなかったものと推定される。

3.5.3　２回目接地のころ

同機は、１回目の接地後バウンドし、２回目は2.1.1(5)に記述したとおり、ピッチ角がマイナスとなり前脚から先に接地した後、左に０．４°傾いた姿勢で主脚が接地した。前脚が接地した周辺の滑走路上にはグリースの付着があり、ホイール・キャップが落下していた。

また、2.1.1(5)に記述したとおり、このときＤＦＤＲに記録された垂直加速度は最大２．２１Ｇとなっていた。2.14.9に記述したとおり、当時の同機の重量（約４０５，０００lb）から、同機が保有していた垂直方向の力学的エネルギーは１，０３５，７００lb-ftと推定されること、接地による最初の負荷は前脚で受けていること及び前脚ホイールの部品が一部脱落していることから、このとき前脚にか

かった荷重が設計強度に対して過大であったため、ホイールや支持構造が損傷した可能性が考えられる。しかし、この時点での損傷の程度については、後述のとおり３回目の接地時の負荷の方が大きいと推定されるため、特定することはできなかった。

左に０．４°傾いて主脚が接地したときの沈下率は７．２fpsと推算され、設計基準の制限値１０fps（６００fpm）に達していなかったこと及び同機は最大着陸重量よりも軽かったことから、主脚が受けた荷重は制限荷重に達しておらず、主脚からの荷重を伝達する構造は損傷しなかったものと推定される。

なお、2.1.1(6)に記述したように、このときの接地で垂直加速度が最大となった後、これに続いて約３Hzの減衰傾向のある大きな垂直方向の振動が生じていたが、この振動数は2.6.7に記述した胴体機体構造の一次固有振動数とほぼ一致することから、接地の衝撃により発生した機体構造の一次振動によるものと推定される。

3.5.4　３回目接地のころ

同機は、２回目の接地後に再度バウンドし、2.1.1(6)に記述したように、その際の最高点は滑走路高約１６ftで、機首を下げる動きが継続し、３回目の前脚接地時は、機首下げ４．６°、左ロール３．５°の姿勢となっていた。機体は前脚から接地し、2.10.1に記述したように、滑走路には前脚２本の前脚タイヤ痕（約９ｍ）とその先にはホイールによる２本の擦過痕（右約１０ｍ、左約２８ｍ）が続き、痕跡は（右側に膨らみ）左に曲がっていた。前脚ホイールの破片は散らばり、２本の損傷した前脚タイヤは脱落して滑走路の右側で見付かった。

これらの状況及び痕跡から、この接地で前脚ホイールが破壊してタイヤが脱落したものと推定される。また、ホイールの摩耗形状及び機体姿勢が左に傾いていたことから、前脚及びその取付構造が機軸に対して右に振れるように変形したことが考えられる。

2.1.1(7)に記述したように、同機は前脚の接地に続き左に３．５°傾いた姿勢で主脚を接地させたと推定されることから、前脚が接地した後は左主脚、中央脚、右主脚の順に接地したものと推定される。

2.14.9に記述したとおり、接地時の沈下率が推算値の２１．５fpsのとき、当時の同機の重量（約４０５，０００lb）から、保有していた垂直方向の力学的エネルギーは３，３７５，３９０lb-ftと推定されるが、これは構造に対する設計要求値（終極荷重）の約６．８倍であった。また、2.1.1(7)に記述したように、ＤＦＤＲには、垂直加速度が最大３．０６Ｇに達し、一旦２．０Ｇ以下（記録は１．９７Ｇ）まで減少した後、再び増加して２．９８Ｇになったことが記録されていた。

2.14.8に記述したように、カメラ映像との比較から、最大３．０６Ｇに達したと

きには前脚は既に接地し、左主脚も接地していたものと考えられるが、中央脚及び右主脚の接地状況については判断できない。そのため、このときの垂直方向の力学的エネルギーを複数の脚がどのように分担して吸収したかについては、構造が途中で破壊したこともあり、割り出すことができなかった。

一方、2.16.2に記載したとおり、左主脚から左主翼構造に伝達された上方への荷重は約８８７，０００lbであったものと推定された。この値については、設計・製造者が実施した構造解析シミュレーションにも整合するものであり、設計・製造者が設計時に想定していた脚の底付きするときの荷重よりも大きく、主脚からの荷重を伝達する主翼構造もそれに耐えられるものとはなっていなかったものと推定される。

これらのことから、左主脚を介して伝わったこのときの荷重に左主翼構造が耐えきれず、構造破壊に至ったものと推定される。

また、左主翼構造の破壊状況については、後桁ウェブの破断面形状から、当該部が短時間の荷重負荷により構造破壊を起こしたものと推定される。なお、火災の影響による破面の損傷があったため破面解析による詳細な破壊状況についての分析ができなかったこと、及び同機のウェブの開口部やリベット位置等の構造解析をするために必要な全ての情報をそろえられなかったためＪＡＸＡにおいて実施した簡易モデルを用いた構造解析だけでは正確に破壊過程を推定することができなかったことから、破壊起点を特定することはできなかった。

3.5.5　左主脚取付構造の破壊状況

前項に記述したとおり、左主翼構造の破壊は左主脚取付部付近を起点とするものであったと推定される。また、2.10.2(2)に記載したとおり、同機の左主翼破断面の後桁付近の破断形状は、主翼下部の外板が桁から引き剝がされるように曲がっていたが、胴体側は桁のキャップに亀裂が生じていたものの外板から剝がされたような形状ではなかった。（なお、胴体側上部の外板は焼失していた。）さらに、後桁のウェブには、左主脚取付部と胴体結合部との間のＷＳ２３０．６付近の下部から、ＷＳ１９７．２付近の上部に向かって約４５°の傾きに破断面ができており、両端の中間付近には破断面とほぼ直角をなす向きの折れ曲がりがあって亀裂を生じていた。2.10.2(2)に記述したように、後桁は２枚の板が重ねられた構造となっていたが、２枚ともほぼ同じ位置で破断していた。どちらかの板が先に損傷したのであれば、荷重の再配分が生じて２枚目の板が同じ位置で破断するとは考えにくいことから、２枚の板がほぼ同じ位置で破断したことについては、過大な荷重が加わったことにより２枚の板が同じタイミングで破断したものと推定される。

左主翼前桁の破断部は、翼側破断面が垂直で、下側の桁及びリブのキャップは引

き剝がされたように割れ、上側の外板はリブ付近で引きちぎられたような形状となっていた。

これらの状況から、左主翼の破断は、左主脚取付部からの過荷重が左主翼を介して胴体に伝達された際に、後桁の変形及び破断が生じ、胴体は左側の支えを失って下方にずれ、左主脚のサイドブレースの胴体側取付部も下がったものと推定される。そのため、一旦はサイドブレースが左主脚を外側に押して主脚が外側に倒れ、脚作動器（アクチュエータ）は引き伸ばされて下側のベアリング穴が破断し、左主脚取付金具の下部に脚支柱の構造が押し付けられて金具にへこみを作ったものと推定される。この時点では、左主翼の前方部分はつながったままであり、翼が捻られて前縁が下がったため、エンジン・カウルの前方部が接地したものと推定される。

左主翼の支えを失った機体は、右主翼の揚力により左ロールしていったものと推定される。その際、サイドブレースは一端が胴体側に、他端が左主翼に取り付いたままの左主脚に接合されていたため、左主翼が破断して左ロールが大きくなるにつれて胴体がサイドブレースを介して左主脚を引っ張り、脚支柱を内側に倒していったものと推定される。胴体の左ロールはその後も続き、左主脚を引っ張り続けたため、胴体側のサイドブレース取付部が荷重に耐えきれずに破壊して左主脚と胴体が分離し、前桁を含む翼前方部も翼後方からの構造破壊が前方に進展して左主翼が破断したものと推定される。（主翼の破壊シナリオは、左右が異なるが、ニューアーク事故の破壊シナリオとほぼ同じであったものと推定される。）

3.5.6　左主翼破断後

同機は、左エンジン・カウル外側の損傷部に胴体に施された塗料が付着していた状況から、左主翼が破断して火災を起こし、右主翼と胴体は左にロールを続けて裏返しになった際、胴体部分が左主翼の上に落下し、エンジン・カウルの外側を損傷させたものと推定される。その後、同機は裏返しの状態で滑走路上を滑り、滑走路から左側の草地の方に外れていったが、その際に垂直安定板等の破断が生じたものと考えられる。

なお、停止後も火災が続き、床面を含む胴体の大部分と右主翼が焼失したため、積み荷の（床面への）固定状況については明らかにすることはできなかった。

３．６　火災

2.1.1(7)に記述したように、０６時４８分２９秒ごろに左エンジン後方付近から火炎が発生していた。

左主翼の後桁及び外板は燃料タンクを構成する構造であったことから、これら構造の破壊と同時に燃料が漏れ出し、それに着火して火災に進展したものと推定される。

燃料への着火源としては、エンジン・カウルが滑走路に擦れたときの火花、左主翼の破断に伴う電気配線のスパーク、付近に取り付けられていた非防爆型の電気部品等が考えられるが、そのいずれであったかについては特定することができなかった。

燃料タンク内に残っていた約２８，０００ℓの燃料は、左にロールする同機に巻き付くように外部に漏れ出し、火災は更に激しさを増していったものと推定される。

３．７　構造破壊による燃料の流出

2.17.1に記述したように、同系列型機の型式証明においては、離着陸時に過大な荷重が加わって主脚が破壊される場合であっても、多くの燃料が流失して火災を生じないような破壊モードとなるように主脚系統を設計しなければならないとするＦＡＲ２５．７２１(a)が適用され、同機の主脚支持構造にもヒューズ・ピンが取り付けられていた。同ピンが垂直方向（上方向）の過大な荷重によって破断し主脚が分離していれば、脚の周辺の燃料タンクを構成する構造部材が最初に破壊して胴体の燃料タンクから燃料が急速に漏れる事態は軽減された可能性が考えられる。同構造部材の破壊により翼が脚の付け根から破断し、左右の揚力差で裏返しにならなければ、乗務員の自力での脱出の可能性も高まるものと考えられる。ただし、本事故のように力学的エネルギーが過大な場合には、脚だけで吸収しきれず、例えばエンジンが接地してパイロンのヒューズ・ピンが破断したり、胴体下部が接地して胴体下部が破損することにより、最終的に主翼が破断することは防げなかった可能性が考えられる。

2.17.1に記述したように、同型式機の主脚が分離する過大な荷重は障害物に衝突した場合の後方荷重と想定されていた。

2.18.2に記述したように、構造破壊を伴った同系列型式機のハード・ランディング事例にも見られるとおり、主脚が受ける過大な荷重は、地上の障害物との衝突によってばかり発生するのではなく、本事故やニューアーク事故のように着陸時の過大な降下率によっても少なからず発生しており、そのような場合においては、後方向荷重ではなく垂直方向の荷重が卓越しているケースが多いものと考えられる。

本事故において左主脚構造が破壊したと推定される３回目の接地時に記録された加速度の最大値は、2.1.1(7)に記述したように、垂直方向が３．０６Ｇ、後方は０．３９Ｇ、横方向は０．５Ｇであり、３回目の接地時においては垂直方向の加速度が卓越していたものと推定される。さらに、2.14.9に記述したように、垂直方向には、垂直加速度による位置エネルギーに加え、極めて大きな運動エネルギーが作用したと推定されることから、左主脚構造破壊に対する後方向荷重及び横方向荷重の寄与は、垂直方向荷重に比し、微小なものであったものと推定される。

３．５で分析したとおり、同機の左主翼構造の破壊は、主として左主脚からの過大な垂直方向の荷重伝達によるものであったと推定される。

エアバス式Ａ３５０型、ボーイング式７８７型等の新型機は、既に新しい基準解釈が適用され、主脚に垂直方向が主たる過大な荷重が加えられた場合であっても火災の危険性が低減された設計となっているものと考えられるが、同系列型機については、かつて設計・製造者が設計変更を行うことによる安全性の便益について検討したことはあるものの、これまでのところ主脚構造の設計変更は実施されていない。

同系列型機のこれまでの事故歴等を踏まえると、その主脚支持構造に対して垂直方向の過大な荷重に対して新型機と同等の安全性を与える設計の変更を行うことが望ましいと考えられるが、それが行われない場合には、ハード・ランディングやバウンドの発生頻度を極力低下させるための対策を徹底して行う必要があるものと考えられる。

2.18.2に記述したＮＴＳＢ勧告では、マニュアルの改訂や訓練の義務化という運用の観点から、ハード・ランディングやバウンドの発生頻度を下げる対策を勧告しているが、マニュアルの見直しや訓練によってヒューマンエラーの発生率は低減できても皆無にすることは不可能であり、機体システム側にも対策を行う必要があるものと考えられる。

2.14.5及び2.14.10.5に記述したように、ＬＳＡＳのＰＲＤ機能やＡＧＳの展開は接地後の急激な機首下げを緩和する効果があることから、これらの機能の向上により、本事故も含めたハード・ランディング事例に共通する接地後の急激な機首下げを緩和し、ハード・ランディングやバウンドの発生頻度の低下につながる可能性が考えられる。さらに2.14.10.3及び2.14.10.4に記述したように、バウンド後のバウンドリカバリーまたはゴーアラウンド操作は、バウンド後のハード・ランディングを避けるものであることから、これらの操作を支援する機能を機体システム側に付加することも、ハード・ランディングの発生頻度の低下につながる可能性が考えられる。

３．８　消火及び救難について

２．１２(2)に記載したように、最初の消防車両は、事故発生後１分以内に事故現場に到着していたと認められる。最初の放水は事故発生から２分以内に開始されており、その後すぐに複数台による放水が行われていたものと認められる。

事故当時、風は同機の機首方向から吹いており、映像で見る限り機首部分は黒煙に覆われていなかったものの、消火が開始されるころには機首部分後方からも時々炎が上がる状況となっていたことから、機体停止後の早い時機に前方部にも火災が及んでいたものと推定され、機体停止の直後に外部から機内に進入して運航乗務員２名を救出することは困難であったものと推定される。

２．１２(1)に記載したように、０７時０３分に消防救急隊は機内への進入を試みたが熱風と煙のため進入できないと判断したものと推定され、破壊救難車により隊員がエンジンカッターを使用して胴体の両側から操縦室後方の切開を開始したものと推定

される。

０７時２５分に機内への進入を開始し、０８時００分、最初に機長を、０８時１６分副操縦士を救出して病院に搬送したが、機長、副操縦士とも既に心肺停止の状態であったものと推定される。

なお、2.5.6に記述したように、副操縦士に気道熱傷が見られたことから、事故発生直後には生存していたものと推定される。しかし、２．１２(1)に記載したように、本事故発生の約１５分後に、救難のため操縦室への進入を試みた際には、既に熱風や煙で進入できない状況であったことから、この時点での搭乗者の外部からの救出は困難であったものと推定される。また、２．１２(2)に記載したように、事故直後の消防車が放水を開始したころに、操縦室の後方から炎が上がっており、事故発生後の早い時機に熱や煙が操縦室に到達していた可能性が考えられる。

３．９　映像記録の活用

本事故の調査においては、空港内に設置されていたカメラの映像記録が原因究明に大きく寄与した。映像記録には、タイヤ接地時の白煙の状況、機体姿勢と翼との位置関係、胴体のよじれや翼のたわみの状況、燃料流出の場所とタイミング、機体構造の破壊過程、火災の拡大状況等の情報が残されており、これらＤＦＤＲの記録からは得られなかった貴重な情報が本事故の原因究明と再発防止策の策定に不可欠であった。

本事故調査のみならず、近年の離着陸時の航空事故等の調査においては、空港に設置されていたカメラの映像から極めて有用な情報が得られることが少なくない。

これらのカメラは、その目的から設置場所、記録方式等が必ずしも離着陸中の航空機の運航状況の解析に理想的なものとはなっていないが、航空の安全に資するため、映像記録が航空事故等の調査に更に活用できるよう整備されることが望まれる。

４　結　論

４．１　分析の要約

(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おり、定められた訓練及び審査を受けていたものと推定される。

また、同機は有効な耐空証明を有し、所定の整備及び点検が行われており、本事故の発生まで、機能・構造的に健全な状態で飛行していたものと推定される。（３．１、３．２、3.5.1）[*8]

*8　本項の各文章末尾に記載した数字は、当該記述に関連する「３　分析」の主な項番号を示す。

(2)　機長の尿中からＦＡＡのガイダンスに従って服用しなければならない薬剤の成分が検出されたが、血液中からは検出されなかったことから、航空業務を行うにあたって薬剤による影響はなかったものと考えられる。なお、機長の服薬がＦＡＡのガイドラインに従って行われたかについては、明らかにすることができなかった。(3.1.2(7))

(3)　同機は、進入中電波高度２００ftまでオートパイロット及びオートスロットルがオンの状態で、ほぼグライドスロープに乗って飛行していた。対気速度の大きな変化や３舵の動きから、気流の乱れがあったものと推定されるが、飛行自体を危険とする程度のウインドシアーは発生していなかったものと推定される。

　同機の機長及び副操縦士は、風向風速の変化や気流の乱れについて、体感していたことに加え、管制官からの情報により認識していたものと推定される。（３．３、3.4.1、3.4.2）

(4)　電波高度約２００ftで、オートパイロットのみがオフとされた。以降はＰＦである副操縦士による手動操縦が行われたものと推定される。オートスロットルはオフにされることなく使用されていたが、オートスロットルに依存し、積極的かつ適切にオーバーライドして手動による操縦を行わなかったため、風速が変化する中、速度保持が困難であったものと推定される。またピッチ角も０．４°～３．５°の範囲で変動していた。これら速度、ピッチ角の変動、大きな降下率及び左からの横風成分を修正し機軸を滑走路の中心線に合わせるためのデクラブが、その後に行われるフレア操作を困難にしたものと考えられる。（3.4.3.1(1)、3.4.3.2(1)）

(5)　同社のフライトマニュアルでは電波高度３０ftからフレアを開始することが推奨されていたが、電波高度２０ftを切ったころにフレアが遅れて開始され、開始後のフレアの操作量及び操作速度は大きかったものと推定される。１回目の接地時の最大の垂直加速度は約１．６３ＧとAMMに規定されたハード・ランディング点検判断基準値（２．１５Ｇ）より小さく、この時点で構造に損傷は生じていなかったものと推定される。しかし、フレア開始が遅れて沈下率が減少せず、通常より大きな沈下率（約７fps）で接地したために強い地面反力を受けたこと、及び急激で大きなフレア操作であったために接地時の揚力が機体を浮き上がらせるのに十分の大きさ（接地直前の垂直加速度は約１．２４Ｇ）であったことから、接地後に同機はバウンドしたものと推定される。（3.4.3.3(1)、3.5.2）

(6)　１回目の接地直前の操縦桿の前方への操作は、１０ftのコールアウト直後に行われていたことから、着陸後に行われる機首下げ操作（デローテイト）では

なかったと考えられるが、接地後も継続して行われた操縦桿の前方への操作は、全脚を早く滑走路上に接地させ、機体を安定させたいというＰＦの意思が反映された可能性が考えられる。

１回目の接地前後に操縦桿が大きく前方に操作されたため、バウンド中に同機の機首は急激に下がって（ピッチ角の減少率３．６°／秒）、２回目の接地時のピッチ角は－１．８°となった。このため２回目の接地は前脚からとなり、その直後に主脚が接地したものと推定される。

この際、前脚に大きな衝撃が加わり、前脚の部品の一部が脱落したものと推定される。

バウンドに対する適切な対応操作としては、バウンド・リカバリー操作を行うか、ゴーアラウンドを行うことであったが、同機はバウンドしながらピッチ角が減少していたために、パイロットの目線は継続的に地面に近づく状況となってＰＦはバウンドしたとの認識を持つことは困難であった可能性が考えられる。したがって、バウンドに対応した操縦操作は何れも実施されなかったものと推定される。（3.4.3.4(1)、3.5.3）

(7)　２回目の接地時に前脚が地面からの反力を受けたために、接地後にピッチ角が急激に増加し、これに伴い揚力も増大して、２回目の大きなバウンドが生じたものと推定される。その後、操縦桿の前方への操作に伴ってピッチ角は急激に減少し、それに伴って同機は上昇から降下に転じたと推定される。

結果的に、同機は１回目の接地後にピッチ角を上下させながら接地とバウンドを繰り返す状態、いわゆるポーポイズとなったが、ＰＦがバウンド中の同機をピッチ角の制御のみでコントロールしようとして操縦桿を大きく操作したこと、及び２回目の接地後に機首が大きく上がってしまったことが、ポーポイズに陥った主要因と考えられる。

本事故を防ぐには、この２回目のバウンド中にバウンド・リカバリー操作あるいはゴーアラウンドを行うことが最後の機会であったと考えられる。しかし、このバウンド中もピッチ角が大きく変化しており、ＰＦがバウンド中のピッチ角と高度を正確に判断することが困難であった可能性が考えられる。（3.4.3.5）

(8)　３回目の接地時のピッチ角が－４．９°、沈下率が２１．５fps、同機が保有していた垂直方向の力学的エネルギーが構造に対する設計要求値（終極荷重）の約６．８倍に達していたことから、先に接地した前脚ホイールや前脚オレオのシリンダー内部が破壊されたものと推定される。

前脚接地直後、主脚の中では一番先に接地した左主脚から、左主翼構造に伝えられた垂直方向が卓越した荷重が設計荷重（終極荷重）を大幅に上回ってい

たために、左主翼が左主脚取付部近傍の胴体側で破断し、同機に発生する揚力が右主翼の揚力のみとなり同機は左にロールしたものと推定される。(3.4.3.6、3.5.4)

(9)　左主翼の破断部分から燃料が漏れ出し、これに何らかの着火源から着火し火災になったものと推定される。（３．６）

(10) 同機の着陸時、垂直方向が卓越した過大な荷重により、主脚支持構造のヒューズ・ピンが破断し主脚が分離していれば、燃料タンクの損傷が軽減され、急速な火災の広がりが抑制された可能性があるものと考えられる。同ヒューズ・ピンが破断しなかったことについては、同型式機の型式証明（設計審査）において、審査当時の基準の解釈により、垂直方向が卓越した過大荷重による破壊モードが想定されていなかったことが関与したものと考えられる。（３．６、３．７）

(11) 機長はＰＭとして、進入経路及び諸元の逸脱に対するアドバイス、及び有効なアシスト及びテイクオーバーを実施しなかったものと推定される。(3.4.3.1(2)、3.4.3.2(2)、3.4.3.3(2)、3.4.3.4(2)、3.4.3.5(2))

(12) 消防車両による放水は事故の２分後から開始されたが、既に機体前方にも火災が及んでいたと推定されることから、直ちに機内に侵入して運航乗務員を救出することは困難であったものと推定される。（３．８）

(13) 空港に設置されているカメラについて、その映像記録が航空事故等の調査に更に活用できるよう整備されることが望まれる。（３．９）

４．２　原　因

本事故は、同機が、成田国際空港滑走路３４Ｌに着陸した際、ポーポイズに陥り、３回目の接地時に左主脚から左主翼構造に伝わった荷重が設計値（終極荷重）を大幅に上回るものとなったため、左主翼が破断したものと推定される。

同機は左主翼から漏れ出した燃料に着火して火災を起こし、左にロールしながら進み、同滑走路の左側にある草地に裏返しの状態で停止したものと推定される。

同機がポーポイズに陥った直接的な要因としては、以下のことが推定される。

(1)　１回目の接地前から接地後にかけて操縦桿を大きく前方に操作したため、１回目のバウンド中に急激に機首が下がり、この結果２回目の接地が前脚からとなって接地後に地面からの反力で機首が大きく上がり、２回目の大きなバウンドが生じたこと。

(2)　２回目のバウンド中に、推力を使用せずにピッチ角の制御のみで同機をコントロールしようとして、操縦桿を大きく操作したこと。

また、間接的な要因としては、以下のことが推定される。

(1)　風向風速の変化や気流の乱れにより、速度やピッチ角が安定せず、降下率が大きな状態で進入したこと。

(2)　フレアの開始が遅れ、急激で大きなフレア操作となり、１回目のバウンドが生じたこと。

(3)　バウンド中のピッチ角の急激な変化により、運航乗務員がバウンド中のピッチ角と高度（主脚の滑走路高）を正確に判断することが困難であった可能性があること。

(4)　ＰＭのアドバイス、オーバーライド又はテイクオーバーが十分に行われなかったこと。

なお、左主脚支持構造のヒューズ・ピンが破断し主脚が分離していれば、燃料タンクの損傷が軽減され、急速な火災の広がりが抑制された可能性があるものと考えられる。同ヒューズ・ピンが破断しなかったことについては、同機の型式証明（設計審査）において、審査当時の基準の解釈により、垂直方向が卓越した過大な荷重による破壊モードが想定されていなかったことが関与したものと考えられる。

5　再発防止策等

５．１　事故後に講じられた事故防止策

5.1.1　同機の設計・製造者により講じられた措置

同機の設計・製造者は、２０１０年１０月、同系列型式機の運航者会議（MD-11 operators’ conference）を開催し、同系列型式機の一連の構造破壊を伴うハードランディング事故について訓練及び運航に関する問題点の評価及び討議を実施した。また、２０１１年２月、同系列型式機のマニュアル（ＦＣＯＭ）の改正（同系列型式機の運航上の留意点を強調するとともに、進入時の過大な降下率について特に注意喚起）を行った。

5.1.2　同社により講じられた措置

同社によれば、本事故後、積極的に再発防止策を講じているとのことである。以下の事項は、同社から通知された再発防止策の主なものである。

(1)　着陸時に操縦桿を前方に操作することを許容する表現をマニュアルから削除

(2)　フレアを４０～３０ftで開始するようにマニュアルを改正

(3)　着陸時にバウンドした場合はゴーアラウンドを開始するようにマニュアル

を改正

(4)　長胴機（特にMD－１１）の着陸について意識を高める座学を実施

(5)　同社の事故調査結果を運航乗務員に伝達

(6)　着陸時の最大Ｇとピッチ角のプリントアウトをデブリーフィング用として運航乗務員に配布

(7)　推力、ピッチ角及び降下率の関係を強調（reinforce）してシミュレーター及びライン運航の着陸訓練を改善

(8)　次の重要５項目の強化を継続

・安定した進入

・推力による降下率の制御（特に５０ft以下）

・４０～３０ftでのフレア（フレアの遅れは許容されない）

・接地まで適正な着陸姿勢を維持

・バウンドは直ちにゴーアラウンド（１回のバウンドでもゴーアラウンドを要求）

(9)　Mixed Modeの使用に係る検討を行い、様々な安全上の便益を確認。同モードを使用した運航状況のモニタリング及び同モードの使用に係る検討を継続

(10) ゴーアラウンドが安全な解決策であることをあらゆる場面で運航乗務員に積極的に指導（操作手順（ローテーションしＰＦＤ上で７．５°を維持してスラスト・レバーを最大出力まで操作）を指導した結果、ＬＯＳＡデータ及び安全報告から、バウンド発生時のゴーアラウンド実施が増加していることが示されている）

(11) 全てのシミュレーター訓練及び運航審査においてマニュアル操縦技術（hand flying skills）を訓練審査

(12) 着陸時の安全性向上のためＨＵＤを装備し、活用方法を訓練

(13) ＭＤ－１１の運航に関してボーイング社及び他のＭＤ－１１運航者と情報を共有

(14) ＣＲＭ及びヒューマン・ファクター・スキルの改善の取り組み

(15) 運航乗務員の疲労対策（ファティーグ・リスク・マネジメント）を実施

(16) 運航乗務員による薬については、その使用の制限や指定検査医への服薬の報告等も含め、運航乗務員の十分な理解を得るための取り組みを継続

(17) 安全文化の改善

５．２　今後必要とされる事故防止策

5.2.1　脚の設計基準の改正

本事故においては、左主脚支持構造のヒューズ・ピンが破断し主脚が分離してい

れば、燃料タンクの損傷が軽減され、急速な火災の広がりが抑制された可能性があるものと考えられる。

同型式機に適用された設計基準では、脚の設計について、離着陸時の上方及び後方への向きを勘案した過大な荷重を受けて破壊した場合、燃料漏れが火災の原因とならないよう設計することが求められており、同型式機には主脚の取付構造にヒューズ・ピンが組み込まれ、過大な荷重を受けた際には機体構造が損傷する前に主脚が分離するよう設計されていた。しかし、ＦＡＡは、ニューアーク事故に関連して発出されたＮＴＳＢの安全勧告への対応の中で、当時の適合性の証明においては、後方向荷重が主たる荷重と想定され、垂直方向が卓越する過大な荷重に対しては主脚は分離しないように設計されていたと説明している。

ＦＡＡは、平成２５年４月現在、当該基準の改正手続きを進めているが、基準の改正案には本事故のように垂直荷重が卓越する場合を想定することは含めず、ボーイング式７８７型機等の新型式機に対して適用している新たな基準解釈については、基準の改正ではなく解釈指針（ＡＣ）として発行する予定である。

たとえ基準解釈の指針が文書化されていても、指針は基準への適合性を証明するための方法を例示するものにすぎず、例示以外の方法を用いることを排除するものではない。したがって、今後このような設計が認められるべきではないので、解釈指針ではなく基準そのものを改正し、垂直方向が卓越する場合の想定を義務化する必要がある。

5.2.2　着陸時に垂直方向が卓越する過大な荷重がかかることの抑止

本事故において、垂直方向が卓越する過大な荷重が生じたのは、①フレアの開始遅れにより、沈下率が大きいまま最初の接地をしたためにバウンドしたこと、②最初の接地前（早い時期）から機首下げ操作が開始されたことにより最初の接地後に機体がバウンドしていたにもかかわらず機首が下がり続けたこと、③２回目の接地は前脚からとなって機首が跳ね上げられ、再びバウンドしてポーポイズに陥ったこと、さらに、④このころまでにバウンド・リカバリーが実施されなかったことにより、３度目の接地は左に傾いた状態で機首側（前脚）から更に激しいものとなり、左主脚から機体構造に垂直方向が卓越した過大な荷重が伝達されたものと推定される。

これらのことから、以下の点について再発防止対策を検討する必要があるものと考えられる。

(1)　最初の接地後に機体が浮き上がった場合、そのことを運航乗務員に認識させるための手段の開発

(2)　ＡＧＳ展開時期の適正化によるバウンド発生の抑止

5.2.3　搭乗者の生存の可能性向上

本事故においては、事故後の早い時期に機内にまで火災が及んでいたものと推定される。

一方、同機の搭乗者区画と貨物区画は化学繊維製ネットと合成ゴム製カーテンで仕切られていたが、それらはほとんどが焼失していた。

このことから、搭乗者区画への火災被害を抑止又は軽減することについて、有効な対策をとることができれば、搭乗者の生存の可能性向上が期待できる。

5.2.4　運航乗務員の服薬の適正化

本事故においては、運航乗務員が航空機を運航する場合に常用することが認められていない薬剤の成分が機長の尿中から検出された。その成分は血液中からは検出されなかったことから本事故には影響しなかったと考えられるが、機長がＦＡＡのガイダンスに従って服薬していたか否かについては明らかにすることはできなかった。運航乗務員の服薬は自己申告を行った上でＦＡＡのガイダンスに従って適正に行われる必要がある。

6　安全勧告

本事故は、フェデラル エクスプレス コーポレーション所属マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１Ｆ型Ｎ５２６ＦＥ（以下「同機」という。）が、平成２１年３月２３日（月）０６時４９分（ＪＳＴ：日本標準時）ごろ、同社の定期ＦＤＸ８０便（貨物便）として成田国際空港滑走路３４Ｌに着陸した際、バウンドを繰り返し、３回目の接地時に左主翼が破断して火災を起こし、左にロールして裏返しの状態となって滑走路西側の草地に停止したものである。

同機は、ガストを伴う強風の中をオートスロットルがオンの状態で速度、姿勢が安定しないまま、降下率が大きな状態で進入し、フレアが遅れたために強めの接地となりバウンドした。１回目の接地前後に操縦桿が前方に操作されていたために２回目の接地は前脚からとなりポーポイズに陥り、３回目の接地時には、左主翼構造が左主脚から伝えられた過大な荷重に耐えきれず、破断したものと推定される。

当委員会は、本事故調査の結果を踏まえ、同種事故の再発防止に資するため、米国連邦航空局に対し、次の措置をとることを勧告する。

６．１　米国連邦航空局が講ずるべき措置

(1)　ＭＤ－１１系列型機の設計審査当時の基準解釈により、同系列型機はＦＡＲ２５．７２１(a)の要件に適合していると評価されていたものの、垂直方向の卓越する過大な荷重による破壊モードでは構造破壊を生じ、火災に至る燃料漏れが発生する可能性のある設計になっていたものと推定される。今後このような設計が認められるべきではないので、解釈指針ではなく基準そのものを改正し、垂直荷重が卓越する場合の想定を義務化すること。

(2)　本事故における機体の火災では、事故発生後の早い時期に火災による熱、煙等が操縦室に到達していた可能性が考えられ、このことが迅速な外部からの救助活動を困難にした可能性が考えられる。搭乗者の生存性を高めるため、機体に火災が発生した場合に、熱、煙、有毒ガス等が搭乗者区画に入り込みにくくなる区画の分離方法について研究を行い、実効性のある改善策があれば、それを実機に適用することについて検討すること。

６．２　同機の設計・製造者であるボーイング社に対して指導すべき措置

ＭＤ－１１系列型機において、主脚から垂直方向が卓越する過大な荷重が主翼構造に伝達された場合に、燃料タンクを構成する主翼構造が破壊し、燃料漏れを生じて火災を発生するおそれのある設計となっていることについては、過去の事故事例でも指摘されているところである。ボーイング社が、これまでに過大な荷重を抑制する効果を有する飛行制御プログラムの改善等を行ったことについては、一定の評価ができるが、抜本的なものではなく、主翼構造に垂直方向の過大な荷重がかかる事態はその後も発生しており、それだけで十分とも言い難い状況にあるものと考えられる。

米国連邦航空局はボーイング社に対し、同種事故の再発を防止するとともに事故発生時の被害の拡大を抑止するため、主脚取り付け構造の設計変更及び以下に記した項目について検討を行うよう指導すること。

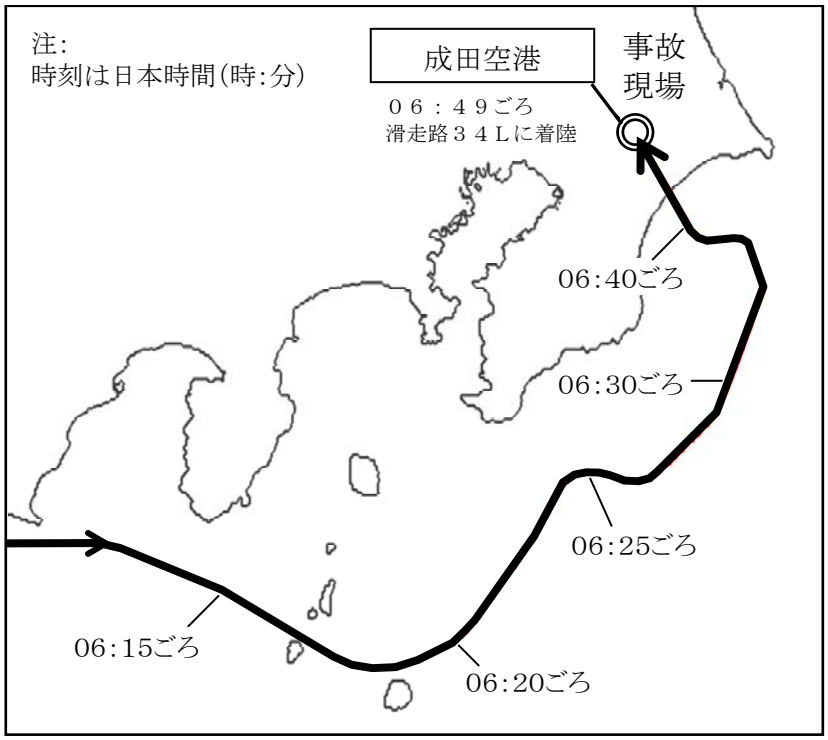
(1)　ＭＤ－１１系列型機の主脚及びその支持構造に過大な荷重が加わるような激しいハード・ランディングやバウンドの発生の可能性を低減させるため、ＬＳＡＳの更なる機能向上やＡＧＳ展開遅れ時間の短縮などによる操縦・運動特性を改善すること。

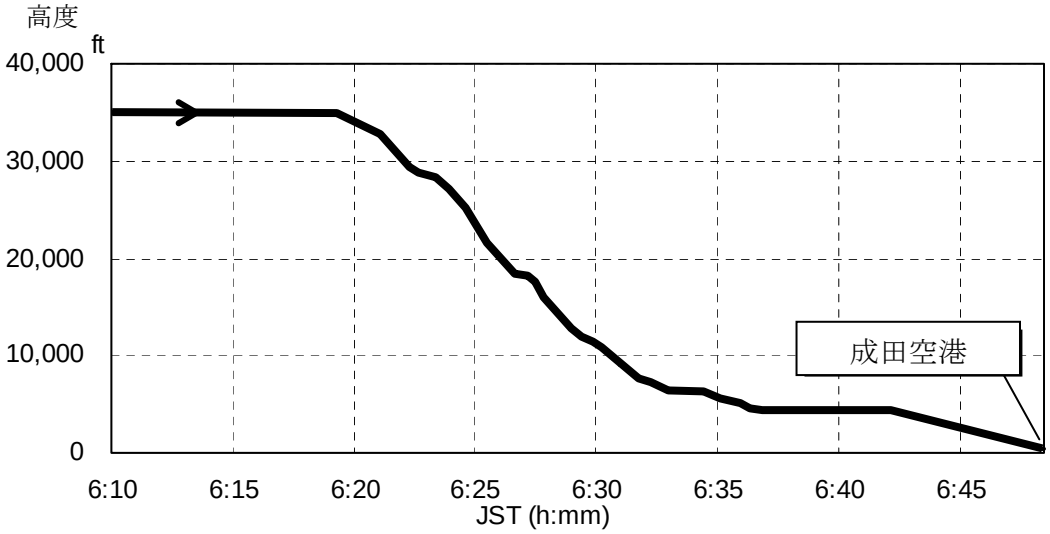
ＬＳＡＳの機能向上の例としては、ＭＤ－１１系列型機の構造破壊を伴ったハード・ランディング事例で共通している接地前後の操縦操作による急激な機首下げが生ずるのを抑制する機能、及びバウンド後のバウンド・リカバリー又はゴーアラウンド操作を支援する機能等が考えられる。

(2)　過大なバウンドへの対応及び操縦者のゴーアラウンドの判断に資するため、継続的に主脚が滑走路上にあること、あるいはバウンドしていることを視覚表

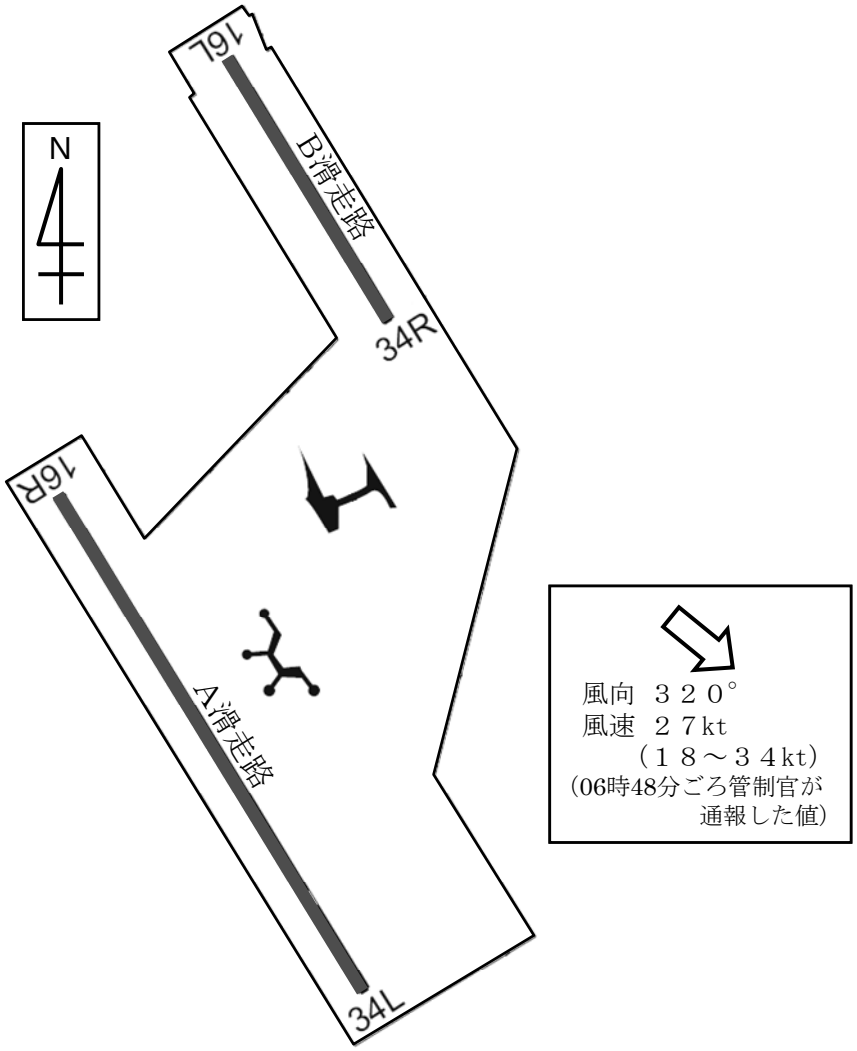
示装置及び音声警報装置により運航乗務員が容易に知ることができるように、ＭＤ－１１系列型機を改善すること。

付図１　推定飛行経路図

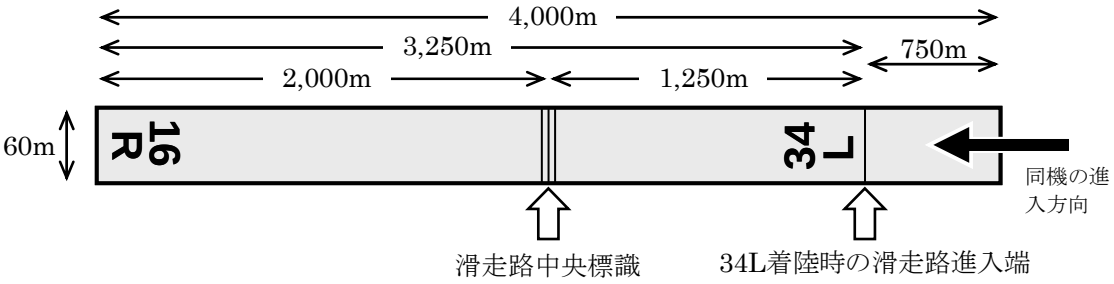

注:
時刻は日本時間(時:分)
成田空港
事故
現場
０６：４９ごろ
滑走路３４Ｌに着陸
06:40ごろ
06:30ごろ
06:25ごろ
06:20ごろ
06:15ごろ


高度
ft
40,000
30,000
20,000
10,000
0
6:10
6:15
6:20
6:25
6:30
6:35
6:40
6:45
JST (h:mm)
成田空港

付図２　成田空港滑走路概念図

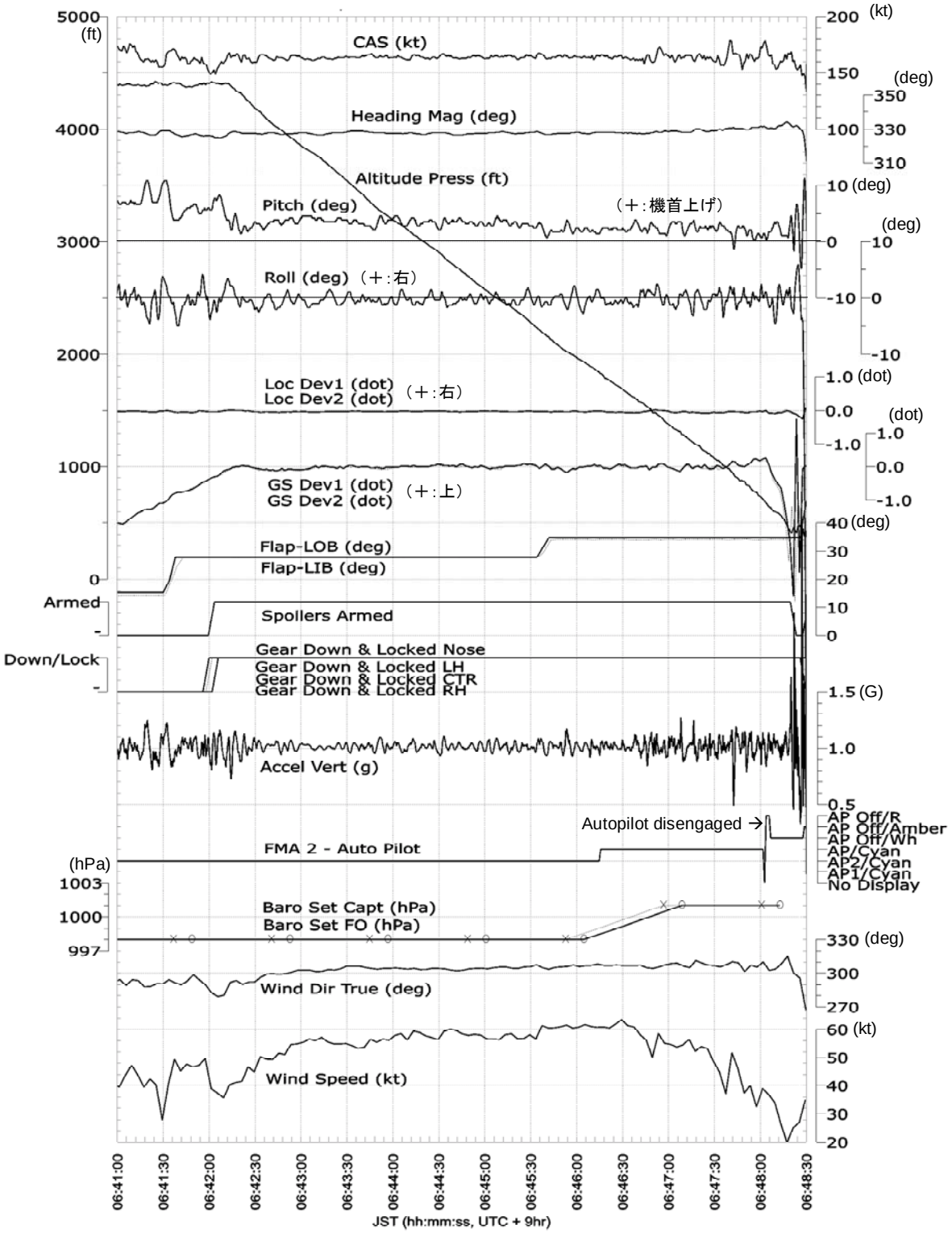


成田空港　滑走路３４Ｌ

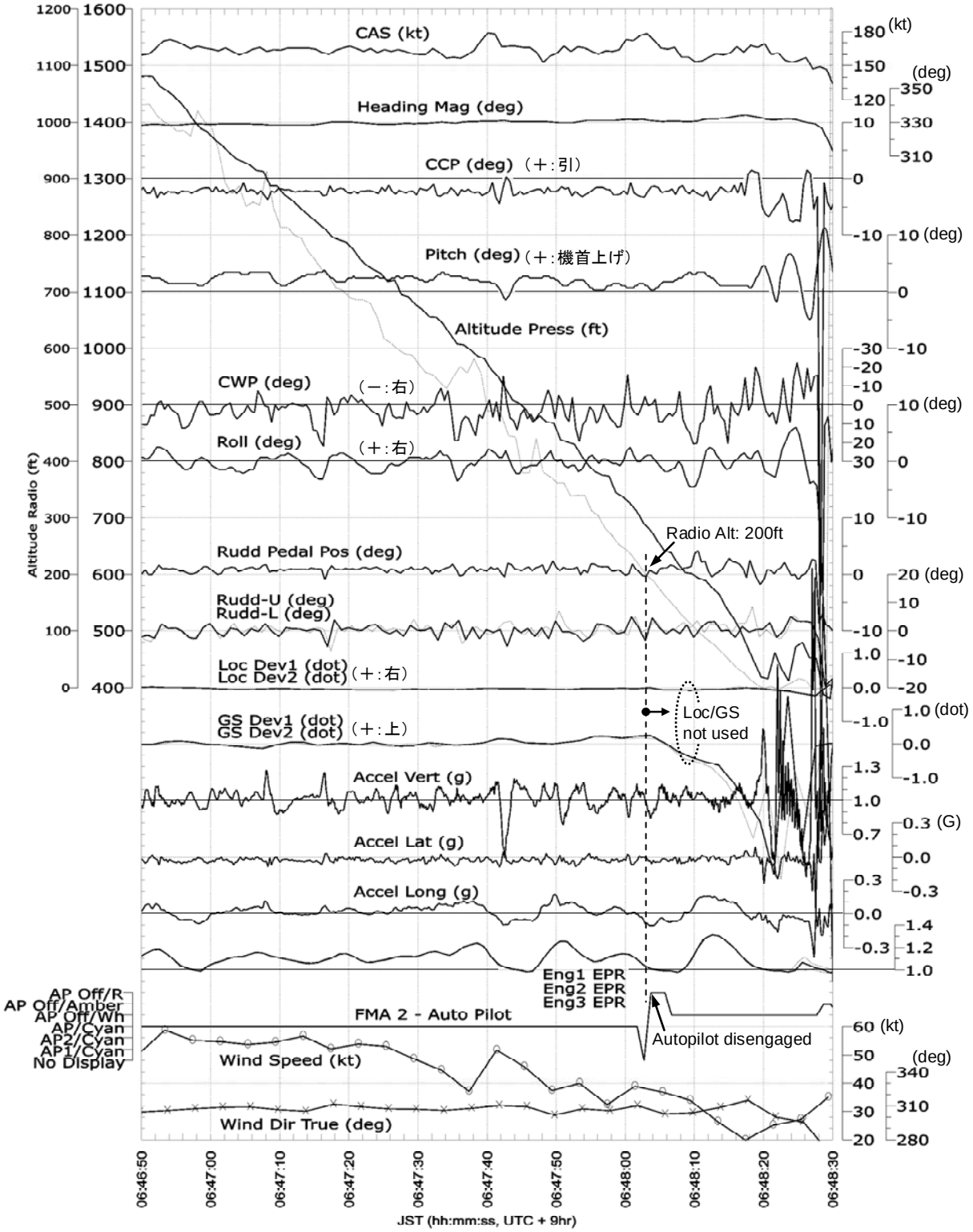


※ 16R／34Lからの離陸時及び 16Rへの着陸時は、4,000m使用可能

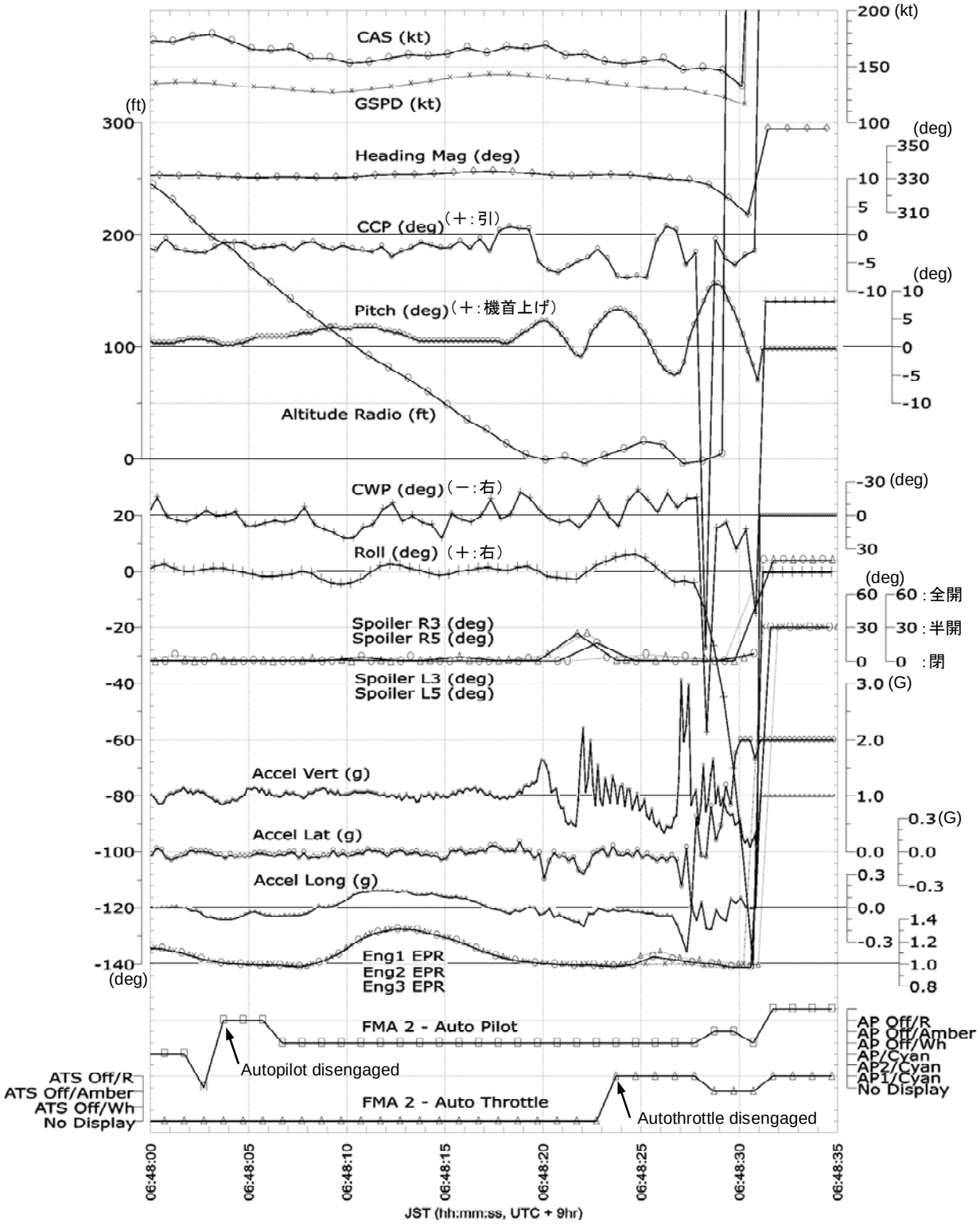
付図３－１　ＤＦＤＲの記録



付図３－２　ＤＦＤＲの記録

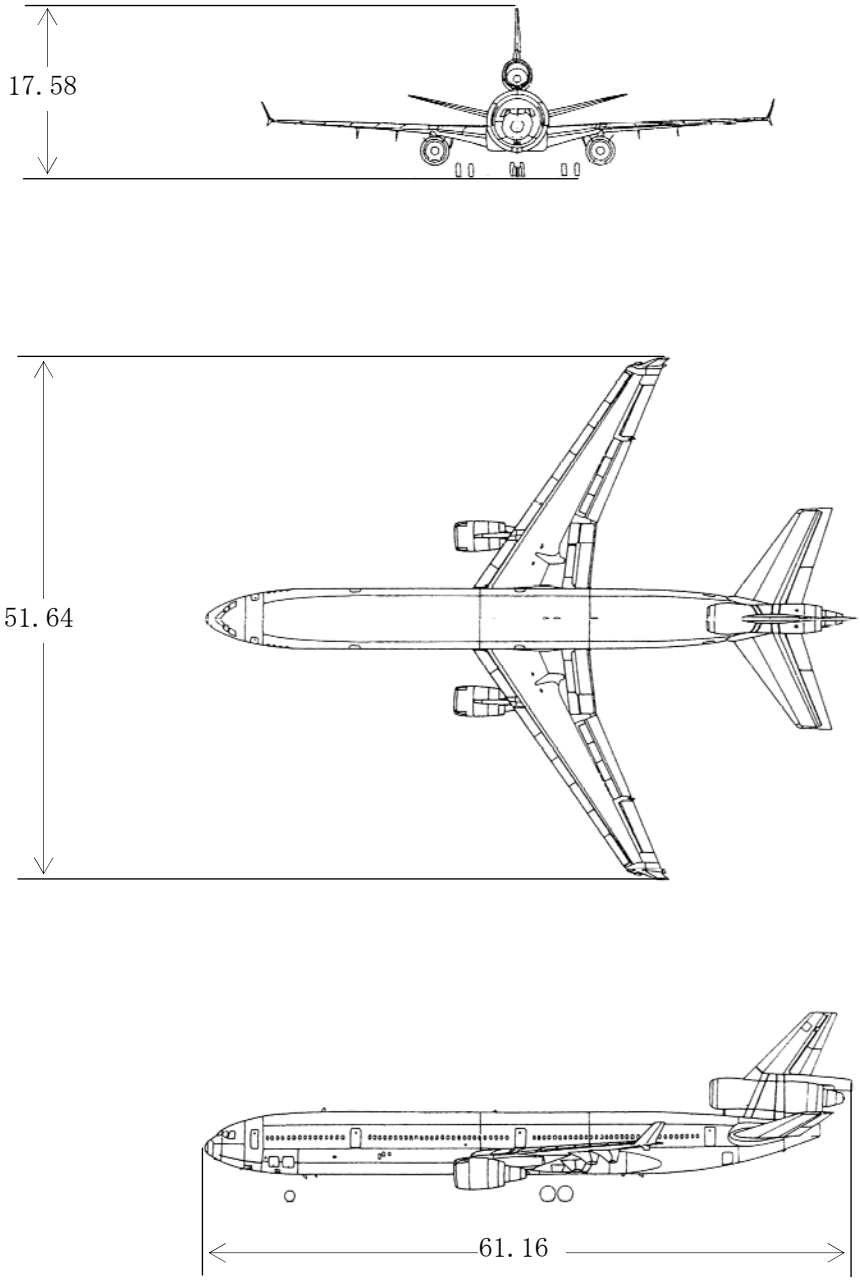


付図３－３　ＤＦＤＲの記録

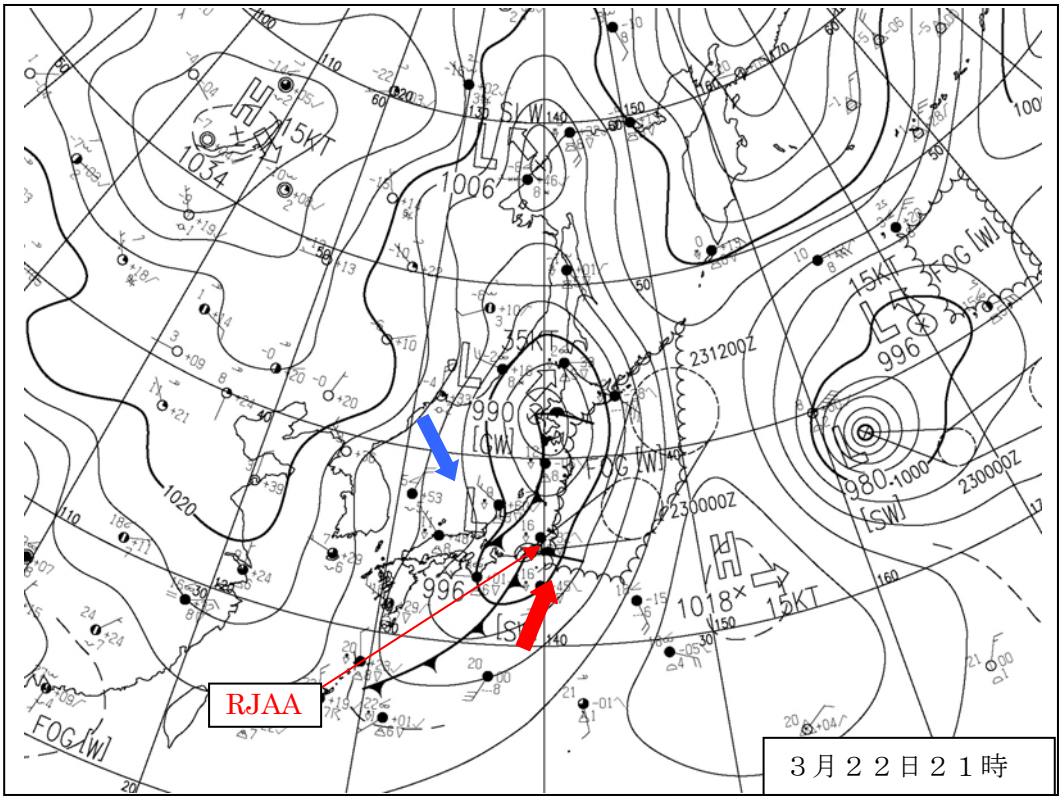


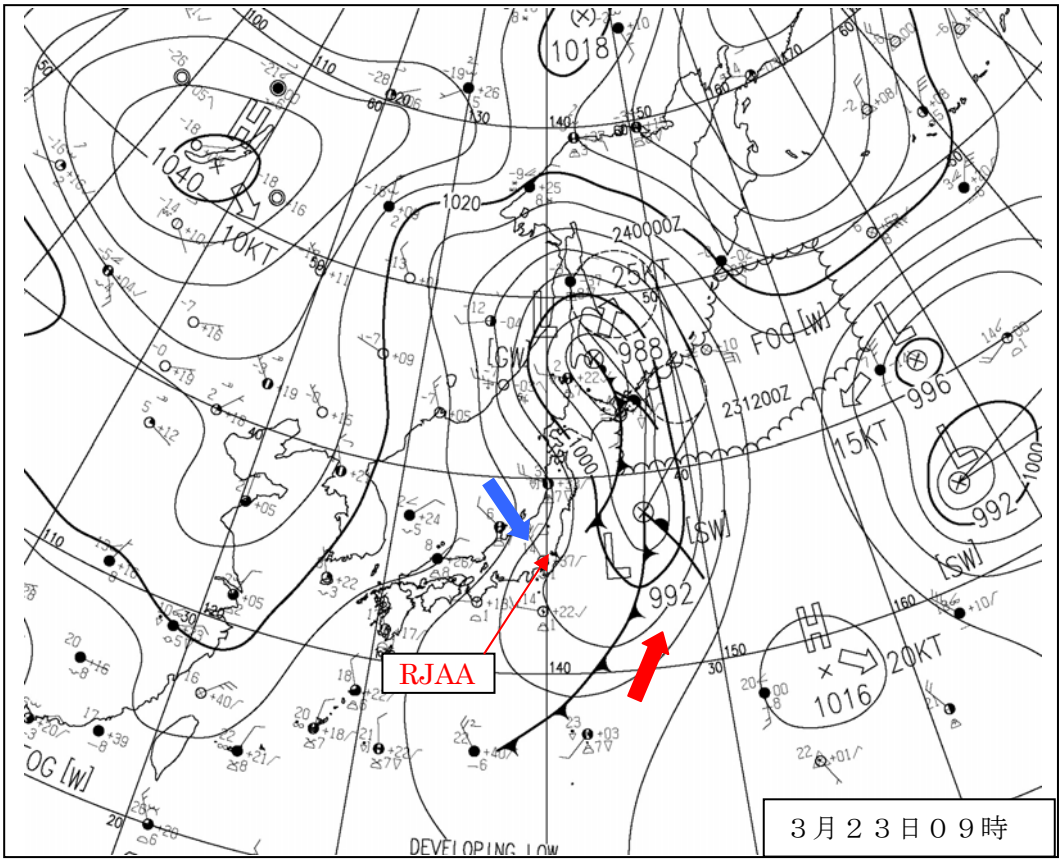
付図４　マクドネル・ダグラス式ＭＤ－１１系列型三面図

単位：m



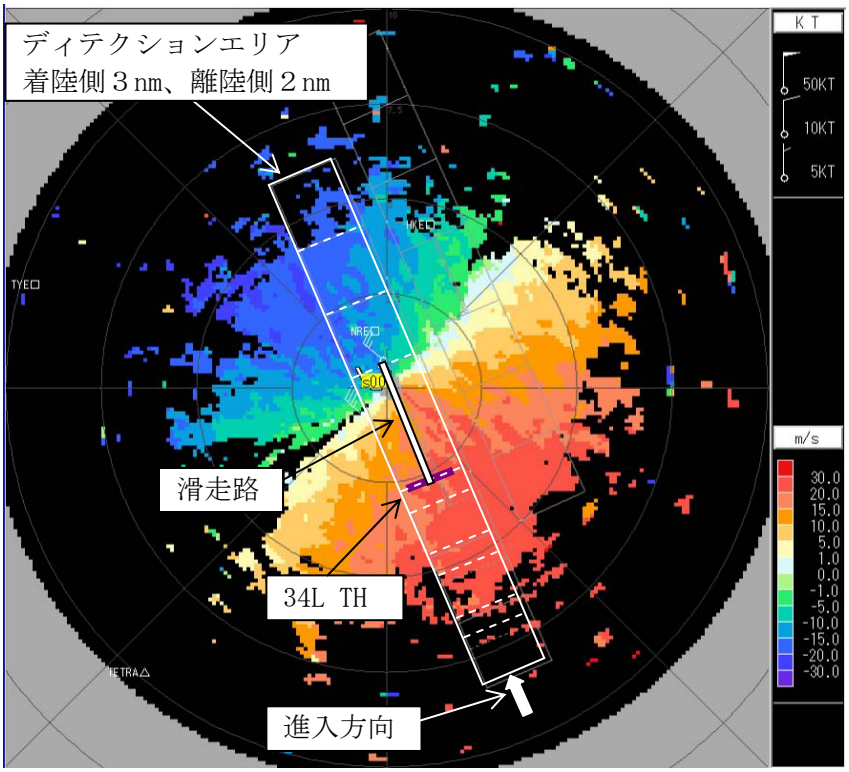
付図５　アジア太平洋地上天気図



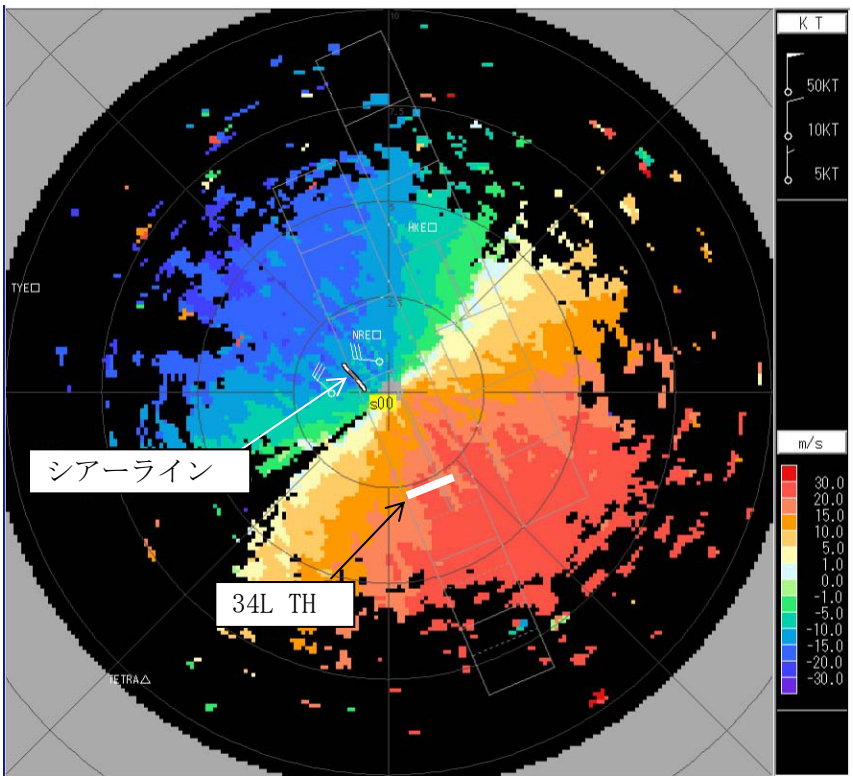


付図６－１　ドップラー速度及びシアーライン（仰角２°）

６時４０分４５秒（日本時間）

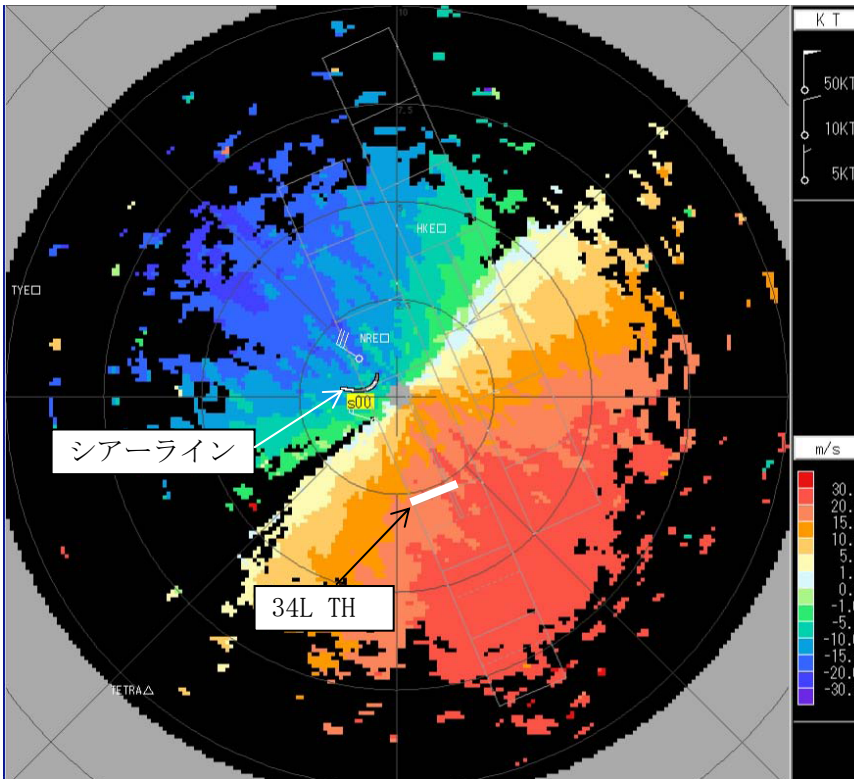


６時４３分１３秒（日本時間）

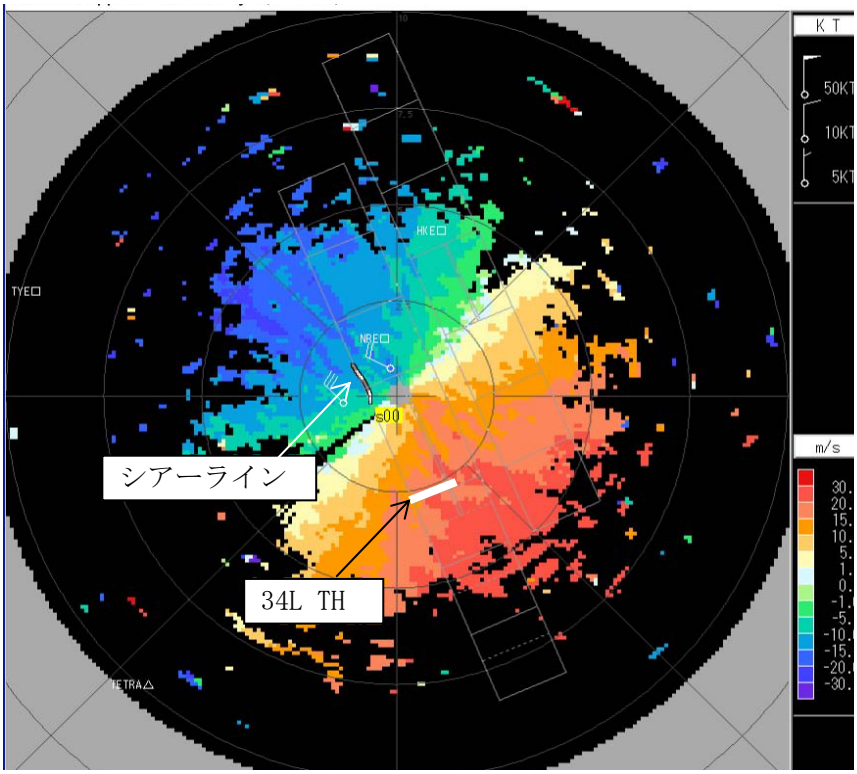


付図６－２　ドップラー速度及びシアーライン（仰角２°）

６時４５分４０秒（日本時間）

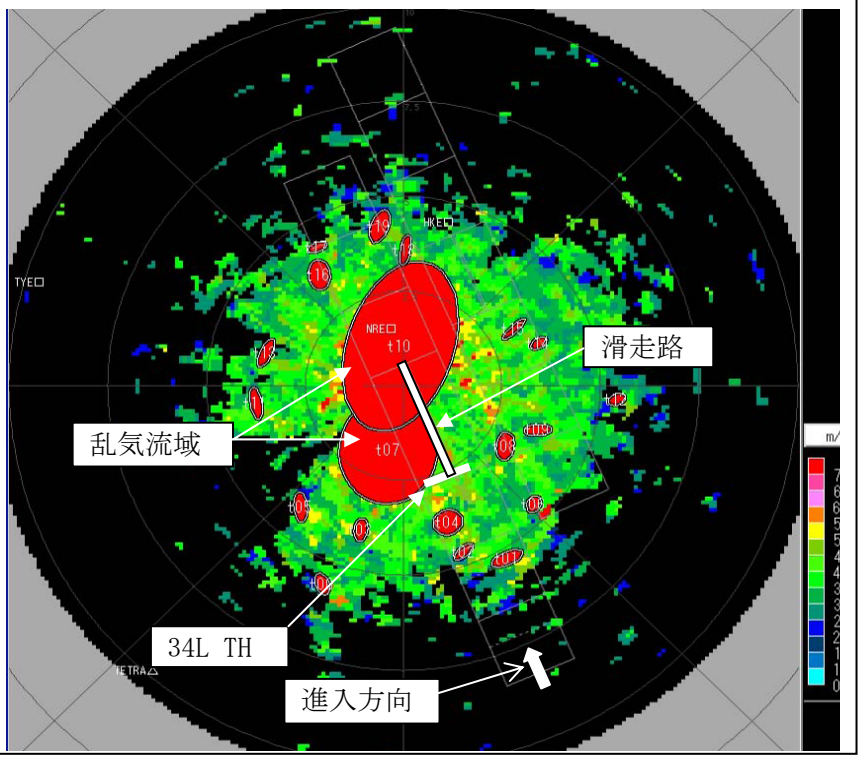


６時４８分０８秒（日本時間）

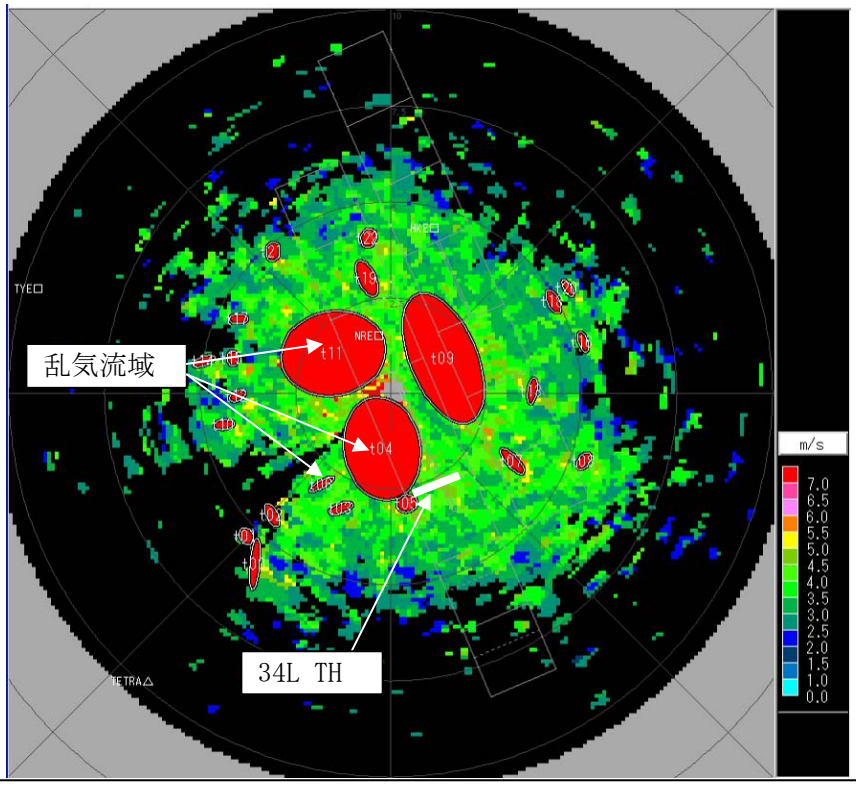


付図７－１　ＴＵＲＢ（乱気流）（仰角２°）

６時４０分４５秒（日本時間）

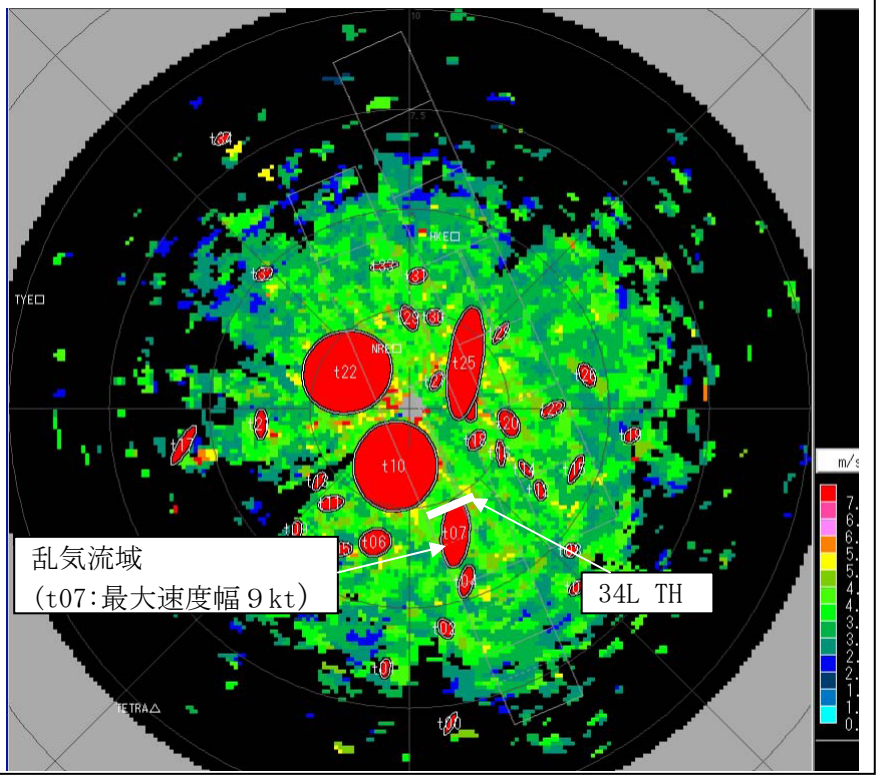


６時４３分１３秒（日本時間）

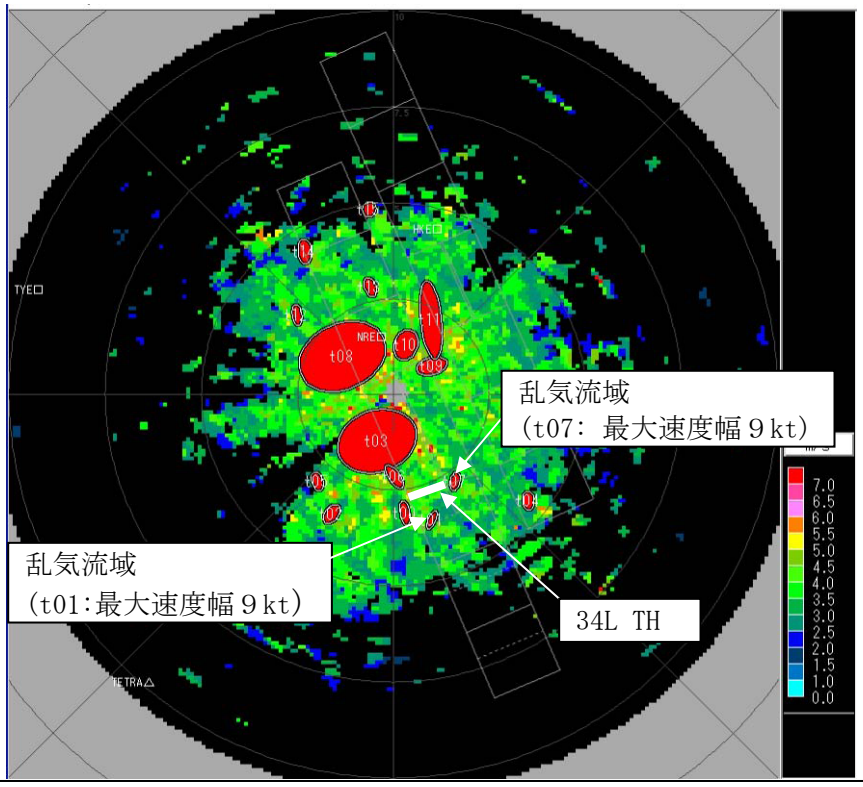


付図７－２　ＴＵＲＢ（乱気流）（仰角２°）

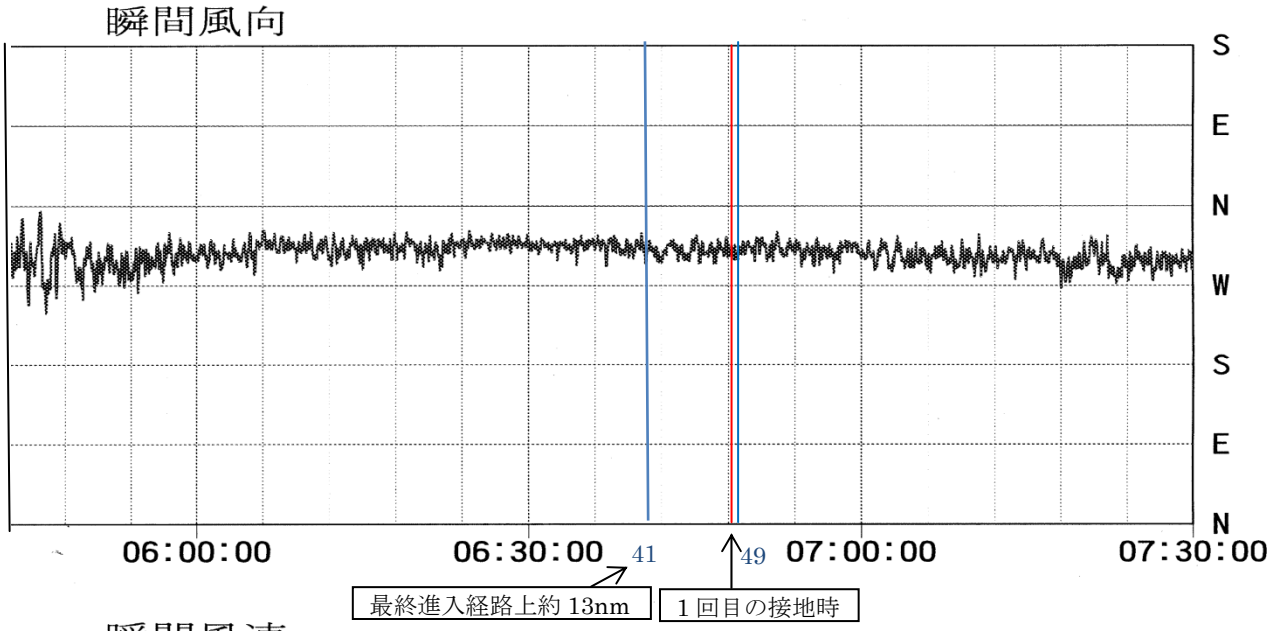
６時４５分４０秒（日本時間）

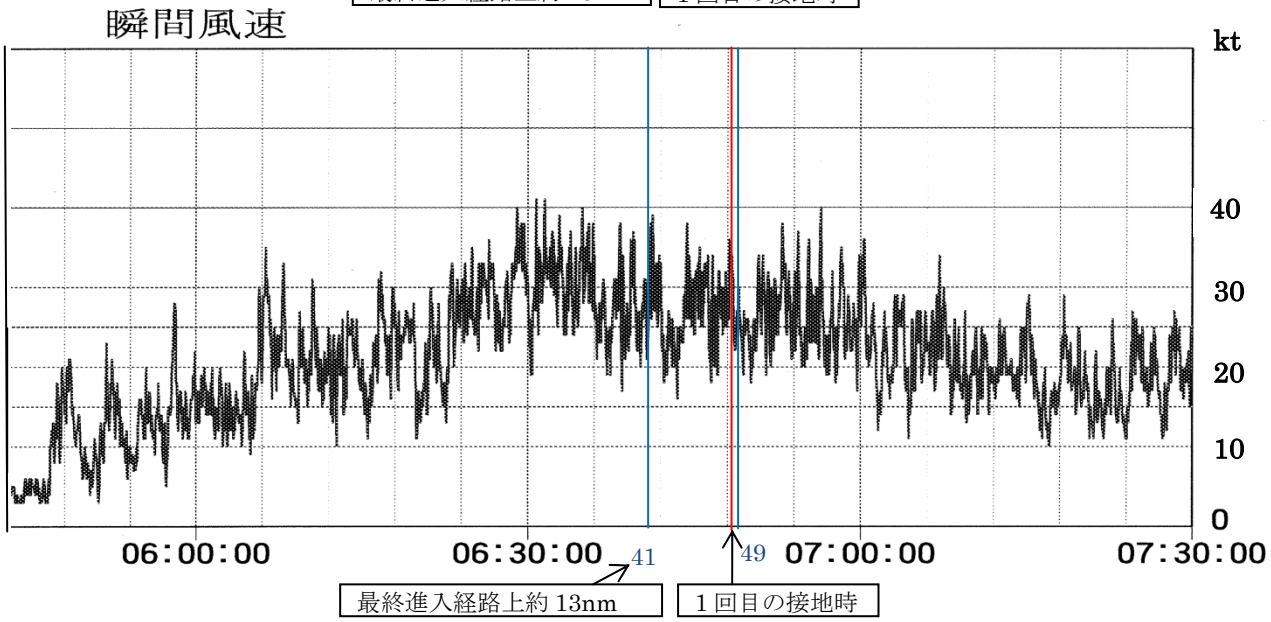


６時４８分０８秒（日本時間）



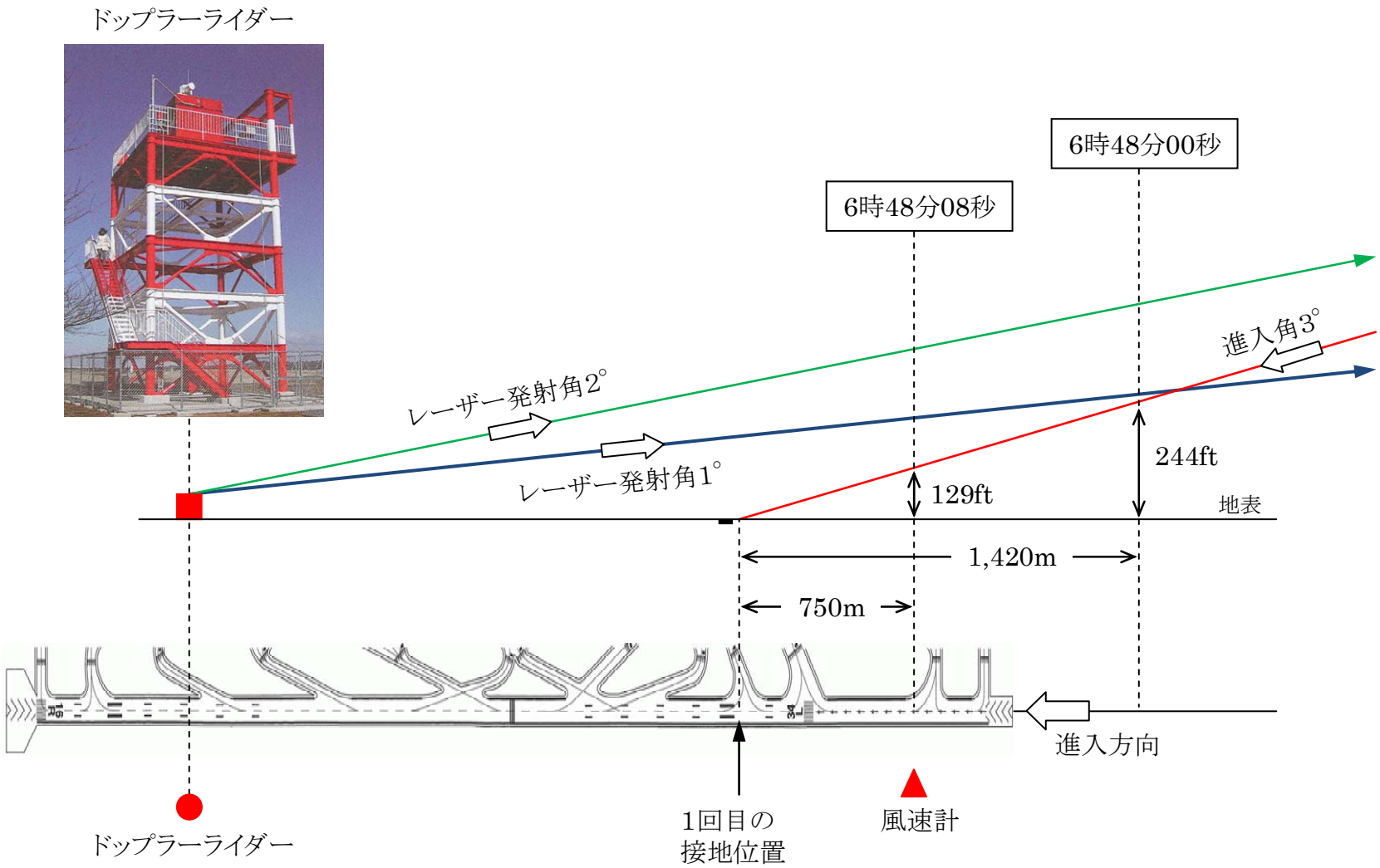
付図８　滑走路３４Ｌ側の瞬間風向風速値





時　刻	風向(度)	瞬間風速(kt)
06:48:00	325	25
06:48:03	322	28
06:48:06	312	29
06:48:09	310	26
06:48:12	317	36
06:48:15	318	34
06:48:18	318	33
06:48:21	321	34

付図９　同機の進入角とドップラーライダーレーザーの発射角



別添１　ＣＶＲの記録

日本時間	発　声	内　容
06:46:29	TWR	FedEx80, cleared to land, runway 34L, wind 320 at 29, maximum 36, minimum 17, QNH 2956.
06:46:39	FDX80	Okay, cleared to land 34L, copy that, 2956.
06:46:42	TWR	Roger.
06:46:44	Capt	Five six.
06:46:45	FO	Got it.
06:46:45	TWR	Tower broadcast, Narita QNH change 2956, Narita QNH changed 2956, broadcast out.
06:46:53	CAWS	One thousand.
06:47:10	Capt	Yee haw.. ride' em cowboy.
06:47:17	RAAS	Approaching 34L.
06:47:40	CAWS	Five hundred.
06:47:42	Capt	Cleared to land 34L..... Stable.［笑い声］
06:47:46	FO	Sheee.
06:48:03	CAWS	［自動操縦切断トーンのような音］Autopilot. ［自動操縦切断トーンのような音］Autopilot.
06:48:08	TWR	Wind 320 at 27, maximum 34, minimum 18.
06:48:11	CAWS	One hundred.
06:48:15	CAWS	Fifty.
06:48:16	CAWS	Forty.
06:48:17	CAWS	Thirty.
06:48:18	CAWS	Twenty.
06:48:19	CAWS	Ten.
06:48:20	CAM	［接地したような音］
06:48:22	CAM	［大きな衝撃音］
06:48:27	CAM	［大きな衝撃音］
06:48:28	CAWS	［level 3 tri-tone warning の音］［マスター・ワーニング］
06:48:28	CAM	fire * oh # ののしり言葉 #
06:48:30	EGPWS	Bank angle, bank angl-
06:48:32		［CVR記録終了］

凡例

TWR	Narita Tower (118.2MHz)
FDX80	FedEx eight-zero の無線通信
Capt	機長
FO	副操縦士
CAM	操縦室内マイク
CAWS	Central Aural Warning System の自動音声
RAAS	Runway Awareness Advisory System の自動音声
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System の自動音声
*	不明瞭な部分
［　］	編集上、挿入した部分

時刻（日本時間）は管制交信記録に記録されたＮＴＴ時報により校正し、四捨五入して１秒単位にまとめた。

別添２　管制交信記録

日本時間	発声	内　容
06:41:35	**FDX80**	Narita Tower, FedEx 80, thirteen miles for 34L.
06:41:39	TWR	FedEx 80, Narita Tower, runway 34L, number two, continue approach, wind 320 at 28, maximum 40, minimum 20.
06:41:51	**FDX80**	Uh.. continue FedEx..uh..80, roger.
06:41:54	TWR	Nippon Cargo 037, Tower.
06:42:15	NCA037	Tower, Nippon Cargo 037, uh.. six miles on final, runway 34L.
06:42:20	TWR	Good morning, Nippon Cargo 037, Narita Tower, runway 34L, cleared to land, wind 320 at 29, maximum 40, minimum 20.　Also PIREP windshear below 2000, plus minus 15 knots, reported Boeing 747.
06:42:35	NCA037	Thank you, Nippon Cargo 037, cleared to land runway 34L.
06:42:40	TWR	Roger.
06:43:57	TWR	Tower broadcast, PIREP, windshear on final, runway 34L, below 2000, plus minus 15 knots.　Now surface winds 320 at 23 knots, maximum 34, minimum 15. Out.
06:44:21	FDX38	Narita Tower, FedEx 38, * 34L.
06:44:25	TWR	Good morning, FedEx 38, Narita Tower, you are number three, landing runway 34L, continue approach, wind 320 at 24, maximum 38, minimum 15.　Also PIREP windshear 2000 feet, plus minus 15 knots.
06:44:41	FDX38	Continue approach, FedEx 38.
06:45:16	TWR	Wind 320 at 26 knots, maximum 38, minimum 16.
06:46:08	TWR	Nippon Cargo 037, taxi A-3 then W-3.
06:46:12	NCA037	A-3 W-3, Nippon Cargo 037.
06:46:16	TWR	How about final conditions?
06:46:18	NCA037	Ah, really rough, plus minus 15 knots below 1000.
06:46:22	TWR	Below 1000, plus minus 15 knots, thank you. Contact Narita Ramp 121 decimal 6.
06:46:28	NCA037	One-two-one-six.
06:46:29	TWR	FedEx 80, cleared to land runway 34L, wind 320 at 29, maximum 36, minimum 17, QNH 2956.
06:46:39	**FDX80**	Okay, cleared to land 34L, copy that, 2956.
06:46:42	TWR	Roger.
06:46:45	TWR	Tower broadcast, Narita QNH change 2956, Narita QNH changed 2956, broadcast out.
06:48:08	TWR	Wind 320 at 27, maximum 34, minimum 18.
06:48:20		最初の接地

凡例	FDX80	FedEx eight-zero
	TWR	Narita Tower (118.2MHz)
	NCA037	Nippon Cargo zero-three-seven
	FDX38	FedEx three-eight
	*	不明瞭な部分

時刻（日本時間）は管制交信記録に記録されたＮＴＴ時報により校正し、四捨五入して１秒単位にまとめた。

別添３－１　電波高度約５０ft から機体停止まで

１５枚／４秒

別添３－２　電波高度約５０ft から機体停止まで

別添３－３　電波高度約５０ft から機体停止まで

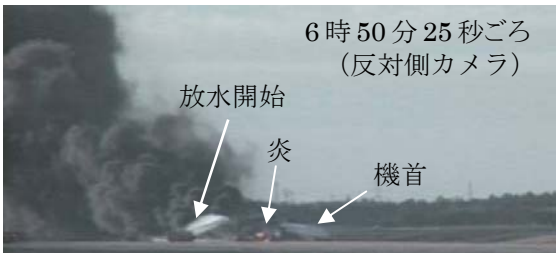
別添３－４　電波高度約５０ft から機体停止まで

別添３－５　電波高度約５０ftから機体停止まで

別添３－６　電波高度約５０ftから機体停止まで

別添４　消火活動の状況

最初の消防車両
6時49分28秒ごろ


6時50分25秒ごろ
（反対側カメラ）
放水開始
炎
機首

消防車両２台目
6時49分51秒ごろ

6時50分37秒ごろ
（反対側カメラ）
放水
機首

消防車両３台目
6時49分56秒ごろ

6時50分45秒ごろ
（反対側カメラ）
放水
機首

消防車両４台目
6時50分06秒ごろ

消防車両
6時51分46秒ごろ

消防車両
6時52分32秒ごろ

別添５－１　機長及び副操縦士の勤務状況等

３月１４日

アンカレッジでの睡眠時間帯(22:00～06:00)

居住地での睡眠時間帯(22:00～06:00)

UTC	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
CST	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18
アンカレッジ	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16

移動(FO)　　移動(FO)

３月１５日

アンカレッジでの睡眠時間帯(22:00～06:00)

居住地での睡眠時間帯(22:00～06:00)

UTC	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
アンカレッジ	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16

飛行時間 7h28m（飛行勤務時間 8h51m）

３月１６日

アンカレッジでの睡眠時間帯(22:00～06:00)

居住地での睡眠時間帯(22:00～06:00)　　日本での睡眠時間帯(22:00～06:00)

UTC	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
ATD	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
JST	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9

３月１７日

アンカレッジでの睡眠時間帯(22:00～06:00)

居住地での睡眠時間帯(22:00～06:00)　　中国での睡眠時間帯(22:00～06:00)

UTC	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
JST	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8	9
中国	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8

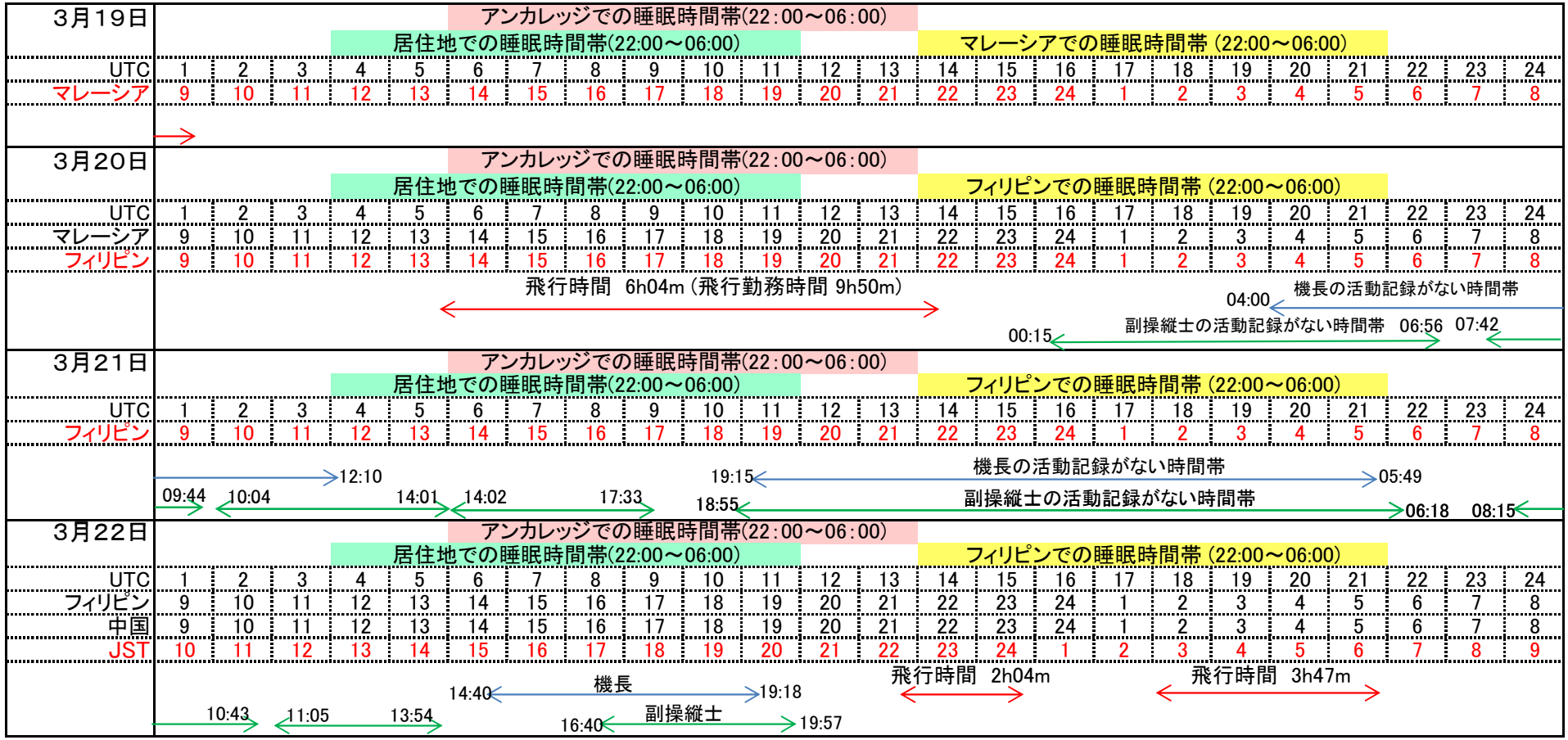
飛行時間　4h46m（飛行勤務時間 6h15m）

３月１８日

アンカレッジでの睡眠時間帯(22:00～06:00)

居住地での睡眠時間帯(22:00～06:00)　　中国での睡眠時間帯(22:00～06:00)

UTC	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
中国＆マレーシア	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	1	2	3	4	5	6	7	8

飛行時間 4h40m（飛行勤務時間　7h26m）

別添５－２　機長及び副操縦士の勤務状況等