

航空事故調査報告書

キャセイ・パシフィック航空会社所属
ロッキード式L1011-385-1型VR-HOC

新東京国際空港

平成2年3月24日

平成4年2月12日

航空事故調査委員会議決
委員長 武田 峻
委員 薄木 正明
委員 宮内 恒幸
委員 東 昭
委員 竹内 和之

1 航空事故調査の経過

1.1 航空事故の概要

キャセイ・パシフィック航空会社所属ロッキード式L1011-385-1型VR-HOCは、平成2年(1990年)3月24日、同社定期便508便としてホンコン国際空港を出発し、協定世界時05時12分(日本標準時14時12分)ごろ、新東京国際空港の滑走路16へ着陸する際ハード・ランディングして、左主翼翼根部リヤ・スパー及びその周辺部が破損し、第1燃料タンクから燃料が流出した。火災は発生しなかった。

同機には、乗組員18名及び乗客283名計301名が搭乗しており、緊急脱出が行われた際、乗客2名が重傷を負った。

1.2 航空事故調査の概要

1.2.1 事故の通知及び調査組織

1.2.1.1 航空事故調査委員会は、平成2年3月24日、運輸大臣より事故発生の通報を受け、当該事故の調査を担当する主管調査官及び5名の調査官を指名した。

1.2.1.2 当該事故に関し、専門の事項の調査のため次の3名の専門委員が任命された。

- (1) 機体構造の損傷状況の調査及び強度等の解析
科学技術庁航空宇宙技術研究所
機体部損傷研究室長 山根 皓三郎
- (2) 飛行性能の解析
科学技術庁航空宇宙技術研究所
飛行実験部飛行試験研究室長 坂東 俊夫
- (3) 気象の解析
元防衛庁防衛大学校教授 中山 章

1.2.1.3 関係外国への通報及び当該国からの調査への参加

航空事故調査委員会は、国際民間航空条約第13付属書に基づき、当該機の登録国であるホンコン及び製造国であるアメリカ合衆国に事故発生の通知を行った。

ホンコン政府の代表及び顧問が調査に参加した。アメリカ合衆国からは、代表の指名に関する通知はなかった。

本報告書につき、ホンコン政府に意見照会を行った。

1.2.2 調査の実施時期

平成2年 3月25日～28日	現地調査
平成2年 3月28日～	
平成3年 8月7日	機体破損状況の調査及び解析 飛行性能及び操縦に関する調査及び解析
平成2年 3月27日～	
平成2年10月25日	操縦室用音声記録装置による記録の解読 (ホンコン政府代表による作業を含む)
平成2年 3月27日～	
平成3年 8月7日	飛行記録装置による記録の解読及び解析 (米国ロッキード社による作業を含む)
平成2年 4月2日	新東京国際空港の計器着陸装置(ILS)、 進入角指示灯(PAPI)等の特別飛行検査

平成2年 5 月 25 日～

平成3年 8 月 7 日

平成2年 6 月 6 日

平成2年 6 月 28 日

気象の調査及び解析

新東京国際空港周辺の地形等に関する飛行調査

同型式機のシミュレータによる飛行性能の調査

1.2.3 原因関係者からの意見聴取

意見聴取を行った。

2 認定した事実

2.1 飛行の経過

キャセイ・パシフィック航空会社所属ロッキード式L1011-385-1型VR-HOCは、平成2年3月24日、同社定期便508便として、運航乗務員3名、客室乗務員15名及び乗客283名計301名が搭乗して、ホンコン国際空港から新東京国際空港（以下「成田空港」という。）に向かって飛行する予定であった。機長は、同日00時30分協定世界時（以下、特に記さないかぎりすべての時刻は協定世界時で表し、「UTC」と記す。）ごろ、同社の運航管理室に出頭し、運航管理者から飛行前ブリーフィングを受けた。その際入手した天気予報によれば、成田空港は同機の到着予定時刻には220度/12ノット、時として15ノット～27ノットの風が予想されるということであった。

ホンコン国際空港事務所に提出された同機の飛行計画は次のとおりであった。

「飛行方式：計器飛行方式、目的地：成田空港、飛行経路：アルファ・ワン(A1)、巡航高度/真対気速度：フライト・レベル290/504ノット、予定所要時間：3時間28分、代替空港：東京国際空港（羽田）」

同機は、ホンコン管制区管制所から飛行経路アルファ・ワンの管制承認を受領して、ホンコン国際空港を01時38分(UTC)ごろ離陸した。串本VORTACをフライト・レベル330で通過した後の04時30分(UTC)ごろ、同機は成田飛行場情報放送業務（以下「成田ATIS」という。）から放送された「インフォメーション・アルファ(04時17分UTC)」を聴取して、成田空港は使用滑走路16、風230度/18ノットマキシマム29ノット ミニマム8ノットであり、滑走路16への最終進入コース上1,000フィート以下の高度でモデレート・タービュランスが、また滑走路上の中程でウインド・シャーが報告されていることを知った。

引き続き同機が受信した成田ATIS「インフォメーション・ブラボー(04時30分UTC)」によれば、風向は210度から270度の間でバリエブル(変動)であり、風速は23ノット マキシマム38ノット ミニマム9ノットとのことであった。

同機は、三宅島VOR/DMEを通過後、東京管制区管制所から高度13,000フィートへの降下を許可され、位置通報点ママの手前で成田ターミナル管制所(以下「アプローチ・コントロール」という。)の周波数への変更を指示された。それまでの飛行状況は、タービュランスもなく良好であった。

同機は、アプローチ・コントロールから、ほぼ通常の到着経路上を「新東京ILSランウェイ16」計器進入方式の最終進入コースへ向かってレーダ誘導を受けるとともに、低い高度への降下承認を受けた。

同機が、降下中に聴取した成田ATIS「インフォメーション・チャーリー(04時48分UTC)」によれば、風の情報は210度バリエブル270度/23ノット マキシマム38ノット ミニマム9ノットであり、また「インフォメーション・デルタ(05時00分UTC)」によれば、200度バリエブル270度/22ノット マキシマム38ノット ミニマム11ノットであった。また同機は、インフォメーション・チャーリー及びデルタにより、ボーイング747型機からの報告として、滑走路16への最終進入コース上700フィートで、ウインド・シヤーによる約20ノットの減速に遭遇したとの通報を聴取した。

運航乗務員によれば、

「降下中は、フライト・レベル150までは時折雲に入る程度であったが、それ以下ではまったく雲もなく良好な有視界気象状態が続き、また、気流は終始穏やかであった。しかし成田ATISの情報から、進入及び着陸時には強い横風やタービュランスによる困難な状況が予想されるので、その後の風の通報に注意しながら進入を継続することとした。

高度約3,000フィートを通過した頃から気流の乱れが始まり、その後、接地直前のシビア・タービュランスに遭遇するまでの間、ずっとモデレート・タービュランスの中を飛行することとなった。」

とのことである。

アプローチ・コントロールから、高度2,000フィートへの降下及び「新東京ILSランウェイ16」計器進入方式(付図1参照)の許可を受けて、同機は進入を開始した。高度約1,700フィートで脚を下げ、高度約1,500フィートでフラップを着陸フラップ角33度にセットし、アウト・マーカを通過して高度約1,400フィートの頃、機長はオート・パイロット及びオート・スロットルを解除して手動操縦による進入を開始した。

運航乗務員は、着陸に至るまでの間について、次のように述べている。

「同機は、着陸重量約360,000ポンド、フラップ角33度に対応する基準進入速度(V_{REF})142ノットと、入手した地上風の状況から、当初の目標進入速度を162ノットとして進入を開始した。

同機は、アウト・マーカの通過を成田飛行場管制所(以下「タワー」という。)に通報した際、タワーから着陸許可とともに風は230度/14ノットである旨の情報を入手した。

機長らは、その時すでに滑走路を視認しており、かつその時の風の情報から「よし、これは良い。(Good, I like it.)」と思い、また同機が高度約650フィートを通過したころタワーに対して風の状況を再確認したところ、230度/14ノット マキシマム26ノットであるとの情報を得て、着陸進入を継続した。

モデレート・タービュランスの中を降下中、ミドル・マーカの手前約7秒ごろから約10秒間(高度約400フィートから約280フィートに至るまでの間)、GPWS(地上近接警報装置)の「グライド・スロープ」というソフトの警報音声は7回繰り返して鳴った。機長はパワーを加えて進入高度の修正を図ったが、同機の高度はなお低めであった。しかし滑走路はすでに視認されており、高度は通常の着陸に支障のあるものではなかった。

同機が滑走路16進入端を通過して、航空機関士が電波高度計で「60フィート」のコールをした直後、突然、急激に機体が沈下して接地した。」

同機は、05時11分49秒(UTC)ごろ、滑走路進入端から約230メートル内側の滑走路中心線付近にいったん接地してから約2秒間バウンドし、再接地後、スラスト・リバーサ及びブレーキによる減速を行いながら滑走路上を着陸滑走した。

同機が、タワーの指示に従って誘導路アルファ・エイトに離脱し、周波数をタワーの地上管制席(以下「グラウンド・コントロール」という。)に切り換えた後、副操縦士は着陸直前にシビア・タービュランスに遭遇したことを報告した。同機はグラウンド・コントロールから誘導路マイク・ワンを経由して駐機場へ向かうように指示されたが、運航乗務員が経路に不案内であったため指示に従うことができず、そのまま直進して誘導路ロミオに進入した。それを目撃したグラウンド・コントロールが、同機に対して停止を要求したため、同機は、05時14分30秒(UTC)ごろ、誘導路ロミオと誘導路ユニフォームが交差する地点に、機首を磁方位約027度方向に向けて停止した(付図2参照)。

地上走行中、機長は、客室乗務員から「客室内に燃料の臭いがする」旨の報告を受け、航空機関士から第1燃料タンクの燃料ポンプ2個の両方の低圧力警告灯(Low Pressure Warning Light)の点灯を知らされ、また、停止直後、グラウンド・コントロールから「オイル漏れのように見える。エンジンを停止してはどうか。(Looks like oil leaking. Stop your engines.)」とのアドバイスがあり、機長はAPU(補助動力装置)の始動を航空機関士に指示するとともにエンジンを停止することとした。さらに他機がグラウンド・コントロールに対し同機の左側着陸装置から煙が出ている旨の通報をしているのを傍受して、機長は、05時15分30秒(UTC)ごろ、副操縦士に対してグラウンド・コントロールへ消防車の出動を要請するよう指示した(付図2(補足資料)参照)。

機長は、その後、同機の左側の地上に多量の燃料が流出しているのを発見して、再度消防の出動を要請するとともに、緊急脱出すべきであると判断し、すべてのエンジンを停止するとともに客室乗務員に対して機体右側からの緊急脱出を命じた。

これにより機体右側の非常口R1、R2、R3及びR4並びに左側の非常口L1ドアが開かれたが、R3、R4及びL1の脱出スライド/ラフト(以下「脱出スライド」という。)は強風にあおられて使用することができず、またR1脱出スライドも約100名が脱出した時点で同じく使用不能となった。このため残りの乗客及び客室乗務員の一部は、R2脱出スライドから地上に脱出した。その際R2脱出スライドから脱出した乗客2名が骨折による重傷を負った。

機長、副操縦士及び残りの客室乗務員数人は、その後、地上要員が取り付けた整備用タラップによりL1ドアから脱出した。

当時、タワーの統括業務を行っていた主任管制官は、グラウンド・コントロールの管制官から、同機がオイル又は燃料漏れで停止しており通常でない状態であるとの報告を受けて、進入中の日本航空007便(05時18分UTCごろ着陸)を最後に航空機の離着陸を中止することとして、関係機関と滑走路閉鎖についての調整を行い、また、同機が緊急脱出を開始したのを目撃して、05時18分30秒(UTC)ごろ、新東京国際空港公団(以下「空港公団」という。)消防課消防指令室に対して、同機が停止している場所及びオイル又は燃料が漏れている旨などの状況を報告するとともに消防の出動を要請した。

タワーから出動の要請を受けた消防指令室は、05時19～20分(UTC)ごろ、同時放送が可能な自動放送装置により出動を指令し、消防所及び分遣所から、当直指揮者の指揮のもとに化学消防車2台、救急車2台、給水車4台及び破壊救難車1台等が現場に出動した。また、別件の出動要請でターミナル地域の駐機場に向かっていた他の化学消防車1台も、当直指揮者の指示により現場に向かった。

消防救難車両が到着したのは05時23分(UTC)ごろであり、化学消防車1台が直ちに泡沫消火剤を放出して防火措置を施した。消防指揮者によれば、消防車両が現場に到着した時はほとんど脱出は終わっていたが、なお5～6名が脱出中であつたとのことである。

負傷した乗客のうち7名は救急車で成田市内の病院へ搬送され、その他の乗客及び客室乗務員はリムジンバスで現場を離れ、そのうち希望者約30名が同病院で応急手当をうけた。

2.2 人の死亡、行方不明及び負傷

乗組員及び乗客301名中、乗客2名が重傷を負つた。

2.3 航空機の損壊に関する情報

2.3.1 航空機の損壊の程度

中 破

2.3.2 航空機各部の損壊の状況

2.3.2.1 左主翼翼根部リヤ・スパー及びその周辺

左主翼翼根部リヤ・スパー及びその周辺部が破損し、第1燃料タンクから燃料が流失した(付図4及び5、写真1及び2参照)。

(1) IWS(インナ・ウイング・ステーション)241における左主翼リヤ・スパー・ウェブの破断

左主翼リヤ・スパー・ウェブは、IWS241に取り付けられたスティフナのリベット・ホールに沿って垂直に剪断破断していた。アッパ・スパー・キャップはこれよりわずかに翼端側に寄つた、アッパ・アウトボード・フィッティングの先端部分で破断し、付近の上面外板に変形を生じていた。ロワー・スパー・キャップはロワー・アウトボード・フィッティングの先端部分で上向きに座屈していた。

(2) IWS 300 付近における左主翼リヤ・スパー・ウェブの座屈

左主翼リヤ・スパー・ウェブは、IWS 300 を中心に座屈して後方へ突出変形し、下端から上方約 70 パーセントの高さまでき裂の進展・分岐が見られた。ウェブの下端のき裂から約 15 センチメートル翼端側において、ロー・スパー・キャップのパーティカル・タンクにもき裂が入り、そこからロー・スパー・キャップのコーナに沿って IWS 346 までき裂が伸びていた。アッパ・スパー・キャップは、スパー・ウェブのき裂位置よりやや胴体側の IWS 290 付近から IWS 346 ま でスパー・キャップのコーナに沿ってき裂を生じ、アッパ・フランジ側は上面外板 とともに約 7 センチメートル上方に盛り上がっていた。

(3) スパー・キャップとリヤ・スパー・ウェブの結合部の損傷

アッパ及びロー・スパー・キャップとリヤ・スパー・ウェブを結合するリベットが、リヤ・スパー・ウェブの座屈部分（上記（2））と付け根近くの剪断破断部分（上記（1））との間で剪断破断していた。

(4) 翼胴結合フィッティングの損傷

左主翼リヤ・スパーのアッパ・フォワード・インボード・フィッティング及びアッパ・アウト・ボード・フィッティングにき裂が生じていた。

(5) 左主翼上面外板リベットの損傷

左主翼上面外板のリヤ・スパーとフロント・スパーの間で、翼付け根から IWS 346 までの範囲でリベット頭部が抜けたり、浮いたりする損傷があった。

(6) 燃料の流出状況

第 1 燃料タンクの一部を構成している後部リヤ・スパーのき裂部分からタンク内の燃料が流出した。推定流出量は約 7,000 ポンドである。

2.3.2.2 着陸装置

左主脚柱シリンダ上部の前方トラニオン・アームに多数の小さいき裂が入った。また、左主脚のタイヤ 4 本及び右主脚のタイヤ 2 本がショルダ及びサイドウォールに損傷を受けた（バーストはしていない）。

2.3.2.3 燃料系統

第 1 燃料タンク・ブースタ・ポンプの出口側に配管されているフューエル・フィード・チューブ及びクロス・フィード・チューブにき裂が入った。

2.3.2.4 客室

No.39ABC席の天井にあるパセンジャ・サービス・モジュールのパネルが破損した。

2.3.2.5 脱出スライド

展開した脱出用スライドのうちR1(右最前方)及びR4(右最後方)が破損した。R1スライドはラフトとガートの接着部分約66センチメートルのうち約40センチメートルがはがれた。R4スライドは同接着部分約47センチメートルがすべてはがれて、ラフトに使用する際に機体との分離を防止するために取り付けられているロープで同機と結合していた。

2.4 航空機以外の物件の損害に関する情報

燃料が流出した舗装面の面積は約11,000平方メートルであり、そのうち約1,200平方メートルについて修復工事が行われた。

2.5 乗組員に関する情報

2.5.1 運航乗務員

機長 男性 35歳

定期運送用操縦士技能証明書 第0/3025/86号

1986年3月12日(ホンコン政府発行)

限定事項 ボーイング式747-200/300型 1986年3月12日
(最近の更新 1988年10月22日)

ロッキード式L1011型 1989年5月31日
(最近の更新 1989年12月29日)

計器証明 1986年3月12日

(最近の更新 1989年12月29日)

第一種航空身体検査証明書 第3025号

発行年月日 1989年7月25日(有効期間 12か月)

総飛行時間 5,269時間11分

同型式機での飛行時間 515時間49分

最近90日間の飛行時間 約174時間

最近30日間の飛行時間 約51時間

当該飛行前の休養時間 約15時間30分

(注) 機長は、キャセイ・パシフィック航空会社に1986年1月4日入社し、
ホンコンー成田間の路線資格は1989年11月27日に取得した。機長は過去
14回成田空港への着陸の経験があった。

機長は、キャセイ・パシフィック航空会社のマイクロ・バースト・
ウインド・シヤー訓練を1989年5月16日に、緊急方式訓練を事故の前日
(3月23日)に、また、その他の所定の定期訓練も適正に受講していた。

副操縦士 男性 35歳

事業用操縦士技能証明書 第2/4723/89号

1989年9月22日 (ホンコン政府発行)

限定事項 ロッキード式L1011型 1989年10月27日

計器証明 1989年9月22日

(最近の更新 1990年3月1日)

第一種航空身体検査証明書 第4723号

発行年月日 1989年4月17日 (有効期間 12か月)

総飛行時間 12,909時間36分

同型式機での飛行時間 362時間50分

最近90日間の飛行時間 約157時間

最近30日間の飛行時間 約56時間

当該飛行前の休養時間 約17時間

(注) 副操縦士はキャセイ・パシフィック航空会社に1989年7月1日入社し、
ホンコンー成田間の路線資格は1989年11月27日に取得した。副操縦士は
過去4回成田空港への着陸の経験があった。

副操縦士は、マイクロ・バースト・ウインド・シヤー訓練を1989年9月
1日に、緊急方式訓練を1989年8月3日に、また、その他の所定の定期訓練も
適正に受講していた。

航空機関士 男性 32歳

航空機関士技能証明書 第3/4798/90号

発行年月日 1990年2月12日 (ホンコン政府発行)

限定事項 ロッキード式L1011型 1990年2月12日

第一種航空身体検査証明書 第4798号

発行年月日 1989年6月21日 (有効期間 12か月)

総飛行時間	2,064時間30分
同型式機での飛行時間	165時間03分
最近90日間の飛行時間	約155時間
最近30日間の飛行時間	約72時間
当該飛行前の休養時間	約21時間

(注) 航空機関士はキャセイ・パシフィック航空会社に1989年10月28日入社し、当該会社における飛行時間は165時間03分であり、成田空港への着陸の経験は過去14回であった。

航空機関士は、マイクロ・バースト・ウインド・シャー訓練を1990年1月1日に、緊急方式訓練を1989年10月30日及び11月1日に、またその他の所定の定期訓練も適正に受講していた。

2.5.2 客室乗務員

A (チーフ・パーサ)	女性	38歳	緊急脱出時配置	ドアL1
入社年月日			1978年	1月3日
最近の緊急方式訓練			1989年	11月15日
総飛行時間			3,200時間	03分(1985年1月1日以降)
当該飛行前の休養時間			約158時間	
B	女性	33歳	緊急脱出時配置	ドアL2
入社年月日			1980年	3月1日
最近の緊急方式訓練			1989年	10月18日
総飛行時間			1,298時間	16分(1985年1月1日以降)
当該飛行前の休養時間			約16時間	
C	女性	27歳	緊急脱出時配置	ドアR1
入社年月日			1983年	12月5日
最近の緊急方式訓練			1989年	11月8日
総飛行時間			3,421時間	35分(1985年1月1日以降)
当該飛行前の休養時間			約34時間	

D	女性 30歳	緊急脱出時配置	ドアR2
	入社年月日		1985年 1月 7日
	最近の緊急方式訓練		1990年 2月 6日
	総飛行時間		3,779時間37分
	当該飛行前の休養時間		約70時間
E	女性 24歳	緊急脱出時配置	ドアL4
	入社年月日		1985年12月 8日
	最近の緊急方式訓練		1989年 9月13日
	総飛行時間		3,144時間58分
	当該飛行前の休養時間		約16時間
F	女性 25歳	緊急脱出時配置	ドアL1補助
	入社年月日		1986年10月13日
	最近の緊急方式訓練		1989年12月 8日
	総飛行時間		2,457時間27分
	当該飛行前の休養時間		約14時間
G	女性 23歳	緊急脱出時配置	ドアR1補助
	入社年月日		1987年 8月17日
	最近の緊急方式訓練		1990年 3月15日
	総飛行時間		1,752時間12分
	当該飛行前の休養時間		約34時間
H	女性 22歳	緊急脱出時配置	ドアR3
	入社年月日		1988年 2月22日
	最近の緊急方式訓練		1989年 9月29日
	総飛行時間		1,434時間04分
	当該飛行前の休養時間		約82時間
I	女性 26歳	緊急脱出時配置	フライト・デッキ前
	入社年月日		1988年 4月11日
	最近の緊急方式訓練		1989年11月29日
	総飛行時間		1,249時間58分
	当該飛行前の休養時間		約44時間

J	女性 25歳	緊急脱出時配置	ドアR3補助
	入社年月日		1988年 4月25日
	最近の緊急方式訓練		1989年11月 3日
	総飛行時間		1,233時間58分
	当該飛行前の休養時間		約137時間
K	女性 27歳	緊急脱出時配置	ドアR4
	入社年月日		1988年 6月27日
	最近の緊急方式訓練		1990年 1月11日
	総飛行時間		1,126時間05分
	当該飛行前の休養時間		約36時間
L	女性 25歳	緊急脱出時配置	ドアR4補助
	入社年月日		1988年 6月27日
	最近の緊急方式訓練		1990年 1月 4日
	総飛行時間		1,100時間25分
	当該飛行前の休養時間		約15時間
M	女性 23歳	緊急脱出時配置	ドアL3
	入社年月日		1989年 9月 4日
	最近の緊急方式訓練		1989年 9月29日
	総飛行時間		325時間45分
	当該飛行前の休養時間		約64時間
N	女性 24歳	緊急脱出時配置	ドアL3補助
	入社年月日		1990年 1月 8日
	最近の緊急方式訓練		1990年 2月16日
	総飛行時間		46時間51分
	当該飛行前の休養時間		約18時間
O	女性 19歳	緊急脱出時配置	ドアL4補助
	入社年月日		1990年 1月 8日
	最近の緊急方式訓練		1990年 2月16日
	総飛行時間		45時間10分
	当該飛行前の休養時間		約18時間

2.6 航空機に関する情報

2.6.1 航空機

型 式	ロッキード式L1011-385-1型
製造番号	1042
製造年	1973年
耐空証明書	第180号(ホンコン政府発行)
有効期限	1990年7月17日
総飛行時間	40,529時間17分
総着陸回数	20,574回
A 検査(52日ごと)実施(1990年2月28日)後の日数	24日
C1検査(190日又は2,400時間ごと)実施(1989年9月27日)後の日数及び 飛行時間	178日及び1,052時間43分

2.6.2 エンジン

同機には、3基のロールス・ロイス式RB211-22B型エンジンが装着されていた。

エンジン番号	製造番号	総使用時間
1	10181	28,237時間
2	10415	28,111時間
3	10142	31,133時間

2.6.3 重量及び重心位置

事故当時、同機の重量は約162,000キログラム(約357,000ポンド)、重心位置は21.2パーセントMACと推算され、いずれも許容範囲(最大着陸重量166,922キログラム(368,000ポンド)、事故当時の重量に対応する重心範囲17.9~33.8パーセントMAC)内にあったものと認められる。

2.6.4 燃料及び潤滑油

燃料は、航空燃料ジェットA-1、潤滑油はエアロ・シェル・タービン・オイル555で、いずれも規格品であった。

2.7 気象に関する情報

2.7.1 当日06時00分(UTC)の地上天気図(ASAS:アジア地上解析図の一部)を付図6に示す。

2.7.2 当日00時(UTC)及び12時(UTC)の、850ヘクトパスカル(hPa)の高層天気図(AUPQ85)を付図7に示す。

2.7.3 成田空港における航空気象観測値

新東京航空地方気象台による事故に関係する時間帯における航空気象の定時観測値は次のとおりである。なお、この間に、滑走路視距離(RVR)の特別観測が、05時03分、05時12分及び05時14分(UTC)に行われた。(風向は磁方位で示す。)

04時28分(UTC) 風向 230度 (変動 210/270度)
風速 23ノット (変動 マキマム38ノット ミニマム9ノット)
視程 4,200メートル 風じん
雲 1/8 積雲 3,000フィート 7/8 高積雲 12,000フィート
気温/露点温度 20度C/11度C
高度計規制値 29.63イッチ水銀柱

記事 全方向に風じん

04時58分(UTC) 風向 230度 (変動 200/270度)
風速 22ノット (変動 マキマム38ノット ミニマム11ノット)
視程 3,200メートル 風じん
滑走路視距離 滑走路16 1,200メートル
(RVR) 滑走路ミッドポイント 1,800メートル
滑走路34 1,800メートル
雲 1/8 積雲 3,000フィート 3/8 高積雲 8,000フィート
7/8 高積雲 12,000フィート

気温/露点温度 20度C/12度C

高度計規制値 29.62イッチ水銀柱

記事 PIREP:B747 滑走路16フィート上700フィートにて、ウインド・シーにより
20ノット減速(04時48分UTC)

全方向に風じん

05時28分(UTC) 風向 230度(変動 200/270度)
風速 22ノット(変動 マキシム39ノット ミニム10ノット)
視程 3,200メートル 風じん
雲 3/8 積雲 2,500フィート 6/8 高積雲 12,000フィート
気温/露点温度 20度C/13度C
高度計規制値 29.60イッチ水銀柱
記事 全方向に風じん

2.7.4 成田空港の第一種飛行場予報(TAF)

新東京航空地方気象台が3月23日23時30分(UTC)に発表した第1種飛行場予報(TAF)は、次のとおりであった。

00時~24時(UTC) 風向 220度 風速 12ノット、視程 8,000メートル、もや、
2/8 積雲 2,000フィート、6/8 層積雲 5,000フィート、6/8 高積雲 10,000フィート

一時的変化:

00時~02時(UTC) 視程 3,000メートル

03時~09時(UTC) 風 230度 15ノット 最大27ノット、視程4,000メートル、しゅう雨、
5/8 積雲 800フィート、7/8 層積雲 4,000フィート

15時~24時(UTC) 風 330度 17ノット 最大30ノット

2.7.5 当日の滑走路34側における風向風速の記録及び成田空港における気温・露点温度・気圧の記録を付図8に示す。

2.7.6 当日05時(UTC)の地域気象観測網(アメダス)の観測値から、関東地方における風向風速及び気温を付図9に示す。

2.7.7 当日00時(UTC)及び06時(UTC)の、気象庁高層気象台(館野)の観測値から作成した「館野における気温・露点温度・風の鉛直分布」を付図10に示す。

2.7.8 当日の滑走路16側における風向風速の記録から、事故発生時刻前後の時間帯のものを付図11に示す。

また、当日の滑走路16側における2分間平均風向風速の記録から、事故発生時刻前後の時間帯のものを付図12に示す。

2.8 通信に関する情報

同機は、着陸の前後、周波数118.2メガヘルツでタワーと通信設定を行っていたが、誘導路アルファ・エイトに進入した頃、タワーの指示により周波数を121.8メガヘルツに切り換え、グラウンド・コントロールと交信を開始した。両周波数とも通信状況は良好であった。

2.9 航空保安施設等に関する情報

2.9.1 飛行場に関する情報

同機が着陸した成田空港滑走路16は、長さ4,000メートル、幅60メートルである。同空港の標点の標高は134.5フィートであり、滑走路16の接地帯の標高は130フィートである。

2.9.2 航空保安施設に関する情報

成田空港滑走路16には、グライドパス角度3度、リファレンスディタム59.1フィート、決心高度280フィート、滑走路視距離500メートルのカテゴリⅡの性能を有するILS及び進入灯、また、滑走路16末端から内側431メートル(1,414フィート)にグライドパス角度3度のPAPI(進入角指示灯)が設置されている。平成2年4月2日、航空局飛行検査用航空機により、当時の送信機を使用して滑走路16のILS(ローカライザ装置、グライドスロープ装置、マーカビーコン装置)、PAPI及び進入灯の特別飛行検査が実施され、その結果、それぞれの施設は、航空局の飛行検査規定に定められた許容値内にあり、正常な運用状態であったことが認められた。

また、同機の飛行経路に関連する航空保安施設は、当時正常な運用状態にあった。

2.10 飛行記録装置及び操縦室用音声記録装置に関する情報

同機には、米国ロッキード・エアクラフト・サービス社製209型デジタル式飛行記録装置(以下「DFDR」という。)及び米国フェアチャイルド社製A100-30型操縦室用音声記録装置(以下「CVR」という。)が装備されていた。

両装置とも、機体後方の床下機器室に搭載されており、無傷の状態で見出された。

DFDR記録には、同機が着陸した際の衝撃によって生じたと思われるデータの読み取りが不能な個所が一部あった。また、関係するパラメータのうち、ILSのグライド・スロープ・デビエーションは、正常に記録されていなかった。更に、電波高度は電波高度計の送受信機とDFDRの間に組み込まれている電圧分割ユニットの調整不良のまま記録されており、そのデータは実際の対地高度と差異を生じていた。

なお、同機には、INS（慣性航法装置）データに関するパラメータは記録されていない。

CVRには、4本の記録トラックがあり、各トラックは次の通りの配置で無線交信、音声等がそれぞれ記録されていた。

- (1) 機長及び副操縦士のホット・マイクロホン
- (2) 副操縦士席のオーディオ・セレクト・パネル
- (3) 機長席のオーディオ・セレクト・パネル
- (4) エリア・マイクロホン

(注) ホット・マイクロホンとは、ヘッドセット・レシーバーに接続されているマイクロホンを言い、入力されるすべての音声信号はオーディオ・セレクト・パネルでの選択に関係なく、常に記録されるようにCVRに配線されている。

2.11 医学に関する情報

同機の乗組員18名及び乗客283名、計301名中、乗客2名が重傷を負った。

重傷者のうち1名は、収容された病院の診断によれば、左足関節脱臼骨折であり、他の1名は同病院で応急手当をうけた後、後日、他の病院で診断を受けたところ右上腕骨大結節はく離骨折と診断された。2名の重傷者によれば、負傷したのは航空機に搭乗中ではなく、緊急脱出時であったとのことである。

このほか数十名が軽傷を負ったが、その内容は、手当をうけた病院の診断によれば、打撲、捻挫、擦過傷等であったとのことである。

2.12 人の生存、死亡又は負傷に関係ある捜索、救難及び避難等に関する情報

2.12.1 ハード・ランディング時の機内の状況

客室乗務員及び数名の乗客によれば、着陸時の機内の状況は次の通りであった。

「同機が、接地した際の衝撃はかなり強く、数個の酸素マスクが降り、多くのオーバーヘッド・ストウェッジ（天井収納棚）の蓋が開きまた破損した個所もあった。乗客の中には瞬間「オーッ。」という声を上げた者もいたが、全般的には冷静であった。

その後の地上滑走中に、客室内に燃料の臭いが漂いはじめ、停止後、地上に燃料が流出しているのを目撃した乗客の中から、「燃料が流れている。」等の会話が交わされていた。」

2.12.2 乗組員の緊急脱出における対応

(1) 乗組員の緊急訓練

キャセイ・パシフィック航空会社の規定により、運航乗務員及び客室乗務員は毎年一回の緊急方式訓練を受けることとなっており、同社の記録によれば、乗組員はそれぞれ前述の2.5項「乗組員その他の関係者に関する情報」に記したとおりの訓練を受講していた。

(2) 運航乗務員の対応

同機が誘導路ユニフォームと誘導路ロミオが交差する地点付近に停止した後の05時15分(UTC)ごろ、運航乗務員はグラウンド・コントロールから「オイル漏れのように見える。エンジンを停止してはどうか。」とのアドバイスを受け、引き続き406番駐機場付近にいた他機がグラウンド・コントロールに対して、「キャセイ・トライスタの左側着陸装置から大量の煙が出ている、…… [聞き取り不能] ……気が付いていないようだが (Considerable smoke coming from the left hand undercarriage of the Cathay Tristar. …… [unreadable] ……unaware of it.)。」と送信しているのを傍受した。

これにより燃料漏れの可能性を考えた機長から消防の出動を求めるように指示された副操縦士は、05時15分30秒(UTC)ごろ、グラウンド・コントロールに対して「航空機のかたわらに消防の待機を要請します (Request the fire services coming up to the aircraft on stand by..)」と通報した。また、チーフ・パーサー を操縦室に呼んで、一応緊急脱出の準備をしておくように指示した。

その後、機長は、燃料が同機の周囲に多量に流出しているのを左窓から目撃して、05時16分30秒ごろ、「当方は燃料漏れを起こしている。直ちに消防車を付き添わせてください (We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please.)。」と再度消防を要請した。(この要請は他機の送信と混信したため、グラウンド・コントロールの管制官には聞き取れなかった。)そして機長は緊急脱出を決心し、エンジンを停止した後、機内放送により「右側から緊急脱出 (Evacuation. Right side only.)。」と3回繰り返して指示した。

(注) 国際民間航空条約第10付属書「航空通信」の第II巻第5.3項「遭難及び緊急無線電話通信手続き」には、次のように記述されている。

「遭難 (Distress) 又は緊急 (Urgency) 通信を行う航空機は、「MAYDAY」又は「PANPAN」の用語を前置し、遭難/緊急状態の内容、機長の意向等を送信する。

(3) 客室乗務員の対応

客室乗務員は、着陸の際、所定の座席位置にいた。着陸後の地上滑走中、客室内に燃料の臭いがしたので、チーフ・パーサは操縦室に出向いてその旨を報告した。同機が停止して間もなく、機長から緊急脱出の指示があって客室内の非常灯が点灯した。

チーフ・パーサ及び担当の客室乗務員は、英語、広東語及び日本語によって緊急脱出を行う旨の放送を行い、同時に、緊急脱出の要領として、荷物を持たないこと、ハイヒールは脱ぐこと、眼鏡ははずすこと等を乗客に求めた。

他の客室乗務員は、各自、同機の緊急方式に従って配置につき、機体の停止及び機外の安全を確認して、機長の指示どおり右側のR1、R2、R3及びR4の各ドアを開き、また、チーフ・パーサはL1ドアを開いて脱出スライドを展開した。脱出スライドが使用可能なR1及びR2から機外に降りた客室乗務員が、強風のため浮き上がる脱出スライドを押さえるとともに滑り降りて来る乗客の脱出支援、誘導にあたった。その他の客室乗務員は、それぞれの判断で乗客の誘導にあたった。

2.12.3 各ドアからの脱出の状況

客室乗務員によれば、各ドアからの緊急脱出の状況は、次の通りであった。

(1) R1ドア

客室乗務員Cがドアを開け、脱出スライドが展開した後、機上ドア際で乗客の脱出を誘導した。客室乗務員F及びGは脱出スライドで地上に降りて乗客の脱出を支援した。その後、乗客の一部、脱出してきた航空機関士及び駆けつけた整備員が加わって地上での支援を行っていたが、間もなく脱出スライドが風にあおられて使用不能となった。R1ドアからの脱出人数は明らかでないが、約100名と推定される。

(2) R2ドア

客室乗務員Dがドアを開け、脱出スライドが展開した後、客室乗務員Jが脱出スライドで地上に降りて脱出スライドを押さえ、乗客の脱出を支援した。その後、客室乗務員I、乗客及び駆けつけた整備員が、地上で乗客の脱出を支援した。R1ドアから脱出した以外の乗客は、すべてR2ドアから脱出した。

(3) R3ドア

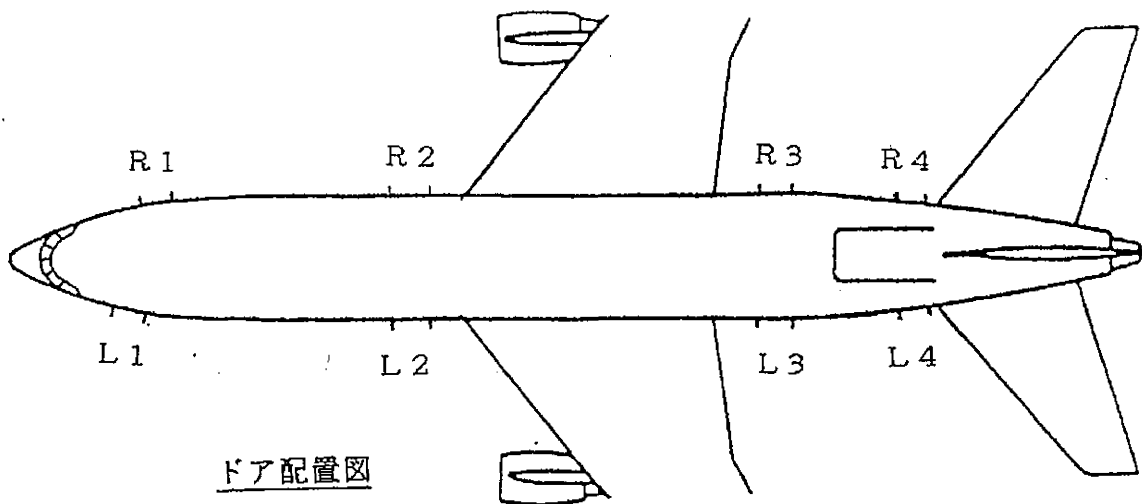
客室乗務員H及びMがドアを開けた。脱出スライドは、展開と同時に、右後方からの強風にあおられ、ねじれて地上から浮き上がったため使用不能となった。そのためHは、R3ドアの前に立ち塞がって乗客をR2ドアへ誘導し、Mは後部客室の乗客を機体前方のR2ドアに誘導した。

(4) R4ドア

客室乗務員K及びLがドアを開けた。脱出スライドは、展開と同時に右後方からの強風によって舞い上がって使用不能となった。KはR4ドアの前に立ち塞がり乗客を前のほうに誘導し、Lは後部客室の乗客を前方のR2ドアに向かうよう誘導した。

(5) L1ドア

チーフ・パーサは、機長の「右側からの緊急脱出」の指示を「緊急脱出」とのみ聞き、直ちにL1ドアを開いた。しかし脱出スライドは風にあおられて使用できない状態だったため、ドアにセフティ・ストラップを掛けて乗客をR1ドアに誘導した。



2.12.4 緊急脱出時の乗客の状況

一部の乗客、客室乗務員及び消防要員の口述によれば、緊急脱出及び避難時の状況は次の通りであった。

「緊急脱出時の乗客の様子は、全般的に落ち着いており、客室乗務員の誘導に従って秩序よく脱出した。乗客の中には、客室乗務員の注意にもかかわらず手荷物を持ったまま脱出する者もいた。われ先にとする人は全くいなかったが、後部のR3及びR4ドアが使用できなかったため、列の後方にいた乗客の中には、少しあせった様子を見せる者がみられた。

脱出スライドは地上で要員が押さえていたが、強風により不安定だったため乗客の中にはうまく着地できなかつた者もあり、また、航空機の周辺の誘導路上には燃料が流出して滑り易くなっていたため転倒する者もいた。脱出した乗客のほとんどは、同機の東又は北方向の風下側の100メートル以上離れた芝地及び誘導路上に避難した。」

2.12.5 成田空港における消防救難体制

(1) 成田空港の消防救難組織の概要

成田空港における消防救難業務は、空港公団が行うこととなっており、また千葉県及び隣接市町村ならびに関係医師会とは、消防救難活動に関する協定等の取り決めを結んでおり、適時、応援を求めることができることとなっている。空港公団の消防救難業務は交替制勤務によって24時間体制の業務を行っており、機材、要員等の消防救難体制は、国際民間航空条約第14付属書「飛行場」に記述された要件に適合している。当日は22名の消防要員が配置についていた。

(2) 情報伝達及び消防の出動要請

航空事故発生の情報伝達及び消防出動要請は、運輸省新東京空港事務所航空管制官又は管制情報官、空港公団運用管理室、航空会社等から、空港公団消防課消防指令室へ通報される。それを受けた消防指令室は、同時放送が可能なマイクを使用して、消防所及び分遣所に出動指令を放送する。また必要に応じて、成田市消防本部等の関係各所へ応援を要請する。一方、消防所も、常時、監視員を置いて警戒している。

2.12.6 異常事態の認知、消防の出動要請、出動及び救急活動

(1) 異常事態の認知

空港公団消防課は、当日00時46分(UTC)ごろから、タワーからの要請により、化学消防車が2台ずつ交代で、分遣所前で「横風待機」を行っていた。

(注)「横風待機」とは、空港公団及び新東京空港事務所の協定により、滑走路の横風成分が20ノット以上又は地上視程が1,200メートル未満となった場合に行うこと。

タワーの管制官は、同機が誘導路アルファ・エイトに入った後、同機が走行した後にかすかな黒く光るオイル様の“すじ”を目撃したので、グラウンド・コントロール及び当時タワーの統括業務を担当していた主任管制官にその様子を知らせた。

グラウンド・コントロールは、それが万一燃料漏れの場合、同機がそのまま駐機場に入って火災が発生すると周囲を危険に巻き込む可能性があり、かつ、同機が誘導路を間違えて走行している様子でもあるので、同機に停止を要求するとともに「オイル漏れのように見える。エンジンを停止してはどうか。」とアドバイスした。同機は、05時14分30秒(UTC)ごろ、誘導路ロミオと誘導路ユニフォームの交差点付近に停止した。

05時15分28秒(UTC)ごろ、同機は「航空機のかたわらに消防の待機を要請します。」及び「牽引用のタグ車を要請します(We would like a tug, as well, to tow us in.)。」とグラウンド・コントロールに要請したが、管制官はそれをよく聞き取ることができなかった。その時、他の管制官から後続の着陸機に誘導路を指定 することについて調整を受け、また誘導路を走行中の出発機との交信が入ったため、管制官は同機に再送信を要求することができなかった。

05時16分15秒ごろ他の航空機が同機から煙が大量に出ている状況を再び通報しているのを傍受して同16分24秒ごろ、再び機長は「当方は、燃料漏れを起こしている。直ちに消防車を付き添わせて下さい(We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please.)。」と要請したが、これが混信していたためグラウンド・コントロールには聞きとることができなかった。

グラウンド・コントロールの管制官は、同機が異常な状況にあるとの認識から、当時、タワーの統括業務を担当していた主任管制官に応援を求めた。

(2) 非常措置及び消防の出動要請

主任管制官は、その直後、同機が緊急脱出を開始したのを目撃したので非常措置をとることとし、滑走路の閉鎖を空港公団中央運用室等の関係機関に通知するとともに、05時18分30秒(UTC)ごろ、消防指令室に対して、同機が誘導路上で停止したこと、燃料漏れを起こしているらしいこと、緊急脱出を開始したこと等を専用回線により通報して消防の出動を要請した。また主任管制官は、その1分後ぐらいに、同機付近の路面に黒く光るものが広がるのを目撃して漏れた燃料が少なくないのではないかと判断し、非常回線(クラッシュフォン)によって重ねて出動を要請した。

(注) 非常回線(クラッシュ・フォン)は、タワーの統括業務席から空港公団消防指令室、空港公団中央運用室及び新東京空港事務所管制情報官へ、同時通話が可能な専用回線であり、航空機事故等の緊急時にのみ使用されるものである。

(3) 消防救難車両の出動

空港公団消防指令室は、タワーからの一回目の出動要請を受けて、05時19分(UTC)ごろ、消防所及び分遣所に対して第1種出動(警戒出動)を指令し、指揮車1台、化学消防車1台、給水車2台が現場に向かって出動した。また05時20分(UTC)ごろ、タワーからの二回目の出動要請を受けて第2種出動(緊急出動)を指令し、あらたに化学消防車1台、救急車2台、給水車2台及び破壊救難車1台が、消防所及び分遣所から出動した。また、当直指揮者の指示により、別件で出動途中の化学消防車1台が予定を変更して同機のもとに出動した。また指令室は成田市消防本部へ出動要請を行った。

(注)「第1種出動」=消防救難車両を直ちに現場に直行できる地点に展開すること。

「第2種出動」=消防救難車両を現場に直行させ、直ちに消火救難活動を実施すること。

(4) 現場における防火措置

消防所の記録及び消防要員並びに現場に駆けつけた整備士等の口述を総合すれば、消防車両が現場に到着したのは05時23分(UTC)ごろであり、ほとんどの乗客はすでに脱出し避難中であつたが、なおR2ドアからは脱出が行われていた。直ちに化学消防車の1台が、機体下部の漏えい燃料に対して泡沫消火剤を約15秒間(約1,300リットル)放射して発火防止措置を行った。

成田市消防署の消防車両は05時32分(UTC)ごろ現場に到着した。

(5) 乗客の避難及び救急業務

乗客たちは風下側に避難しており、同機からは100メートル以上離れてはいたものの火災が発生した場合危険なので、消防指揮者は風上側へ移動しよう説得したが乗客はほとんど動かなかつた。救急要員は負傷者に対する応急手当を開始した。救急車に収容された負傷者7人は、同消防所の記録によれば、05時40分(UTC)ごろ現場を出発して、06時06分(UTC)ごろ成田市内の病院に到着し応急手当を受けた。また残りの乗客はリムジン・バスで現場を離れたが、そのうち負傷していた乗客は空港内の診療所で応急手当を受け、また希望者約30名は、その後別途、同病院で応急手当を受けたとのことである。

2.12.7 負傷の状況

乗客2名が骨折の重傷を負ったほか、乗客及び客室乗務員数十名が擦過傷、捻挫等の軽傷を負った。重傷を負ったひとりの乗客によれば、R2脱出スライドで着地した際に立てなくなったのでそのとき負傷したと思うとのことであり、また他のひとり、R2脱出スライドが風で揺れて、地面に着地した時に身体を強く打ったので、そのとき負傷したと思うと述べている。軽傷者についても緊急脱出時の負傷であったとのことである。

2.13 その他必要な情報

2.13.1 ルート・マニュアルに記載された成田空港に関する注意事項

キャセイ・パシフィック航空会社が運航乗務員に配布しているルート・マニュアルには、成田空港に関する注意事項（WARNING）として次のような記述があり、機長及び副操縦士もこのことを承知していたとのことである。

ウインド・シャー

強い西又は南西風の状況下では、低層ウインド・シャーが起こり得ることが予想される。これは著しく危険な状況である。

2.13.2 横風限界

同社のL-1011オペレーションズ・マニュアルによれば、着陸の横風限界は、滑走路が乾燥している場合には35ノット(ガストを含む横風成分)である。

2.13.3 進入速度

同社のL-1011オペレーションズ・マニュアルによれば、ガストがある場合の進入においては、急激な速度変化を勘案して、次により進入速度を増加させる必要があると規定している。

- (1) 進入の初期においては、基準速度 (V_{REF}) に平均風の $1/2$ 及びガスト・ファクター(注)を加えた値とし、その加える値は最大20ノットとする。
- (2) 高度が低下するにしたがって、上記により加えていた平均風の $1/2$ の量についてはこれを減少させ、滑走路端通過時の進入速度は基準速度 (V_{REF}) にガスト・ファクター(注)のみを加えた値とし、その加える値は最大15ノットとする。

(注) 「ガスト・ファクター」=マキシマム風から平均風を引いたもの。

2.13.4 風に対する脱出スライドの基準

脱出スライドは、同機の型式証明時に、25マイル/時(21.7ノット)の風に対し正常に展開することを定めている脱出スライドの設計及び試験の基準に適合していることが実証されている。

3 事実を認定した理由

3.1 解析のための試験及び研究

3.1.1 DFDR記録のエラー修復作業

DFDRは、デジタル記録方式を採用したフライト・データ・レコーダで、“0”と“1”の2種類の信号の並びに変換されたデータが直列に記録されている。

信号の構成は、12ビット=1ワードで、1秒間に64ワードとなっており、各秒の先頭のワード・スロットには同期信号が記録され、残りの2番目から64番目のワード・スロットに各種パラメータが所定の順序と周期で記録されて、すべてのパラメータ記録は4秒間で一巡する。

DFDRの解読機は、1秒毎に同期信号が所定の場所にあることを確認しながら解読を行っており、同期が取れなくなった場合、その後1秒間内の解読結果に誤りがあることを示すエラー・マークを発生する。

同機のDFDRの記録を解読した結果、機体の接地の瞬間と思われる付近の3秒間に連続してエラー・マークが発生していたので、データを詳細に検討したところ、接地時の衝撃によりビットの脱落が発生していることが判明した。そこで、ビットの並びを前後にシフトさせてデータの回復を試みた結果、接地の瞬間からの約10ワードを除いて、エラー・マークが発生した3秒間内の大半のデータが修復された。

なお、電波高度のパラメータは、2.10項に記述したように、電波高度計の送受信機とDFDRの間に組み込まれている電圧分割ユニットの調整不良が発見されたため、別途求めた修正係数を用いて修正した。

3.1.2 気象解析

同機のDFDRには、風のデータが記録されていないので、最終進入から着陸に至るまでの間に同機が受けた風を推定するため、以下の解析を行った。

3.1.2.1 事故当時の気象概況

事故の発生した時刻(05時12分UTC:14時12分JST)に近い24日06時00分(UTC)には、1000hPaの低気圧は本州の東海上にあり、これからの寒冷前線は関東地方の北部を通り九州に達している(付図6参照)。この寒冷前線は成田空港を24日11時40分(UTC)頃に通過したが、それまでは南南西～南西の風で00時30分(UTC)から08時30分(UTC)頃までは特に強い(付図8参照)。事故に最も近い05時00分(UTC)の地域気象観測網データによると、寒冷前線の前面には、伊豆半島から東京湾を通り成田空港付近に達する地上の強風帯が認められる(付図9参照)。

付図9によると、成田空港は、つくば市館野の高層気象台(成田空港の北西約40キロメートル)と同じ強風域の中にあるので、鉛直方向の構造を知るために同気象台の高層観測値を用いた(付図10参照)。これによると00時(UTC)には高度960~900hPaに逆転層があり、風速は944hPa(高度580メートル)で極大を示し218度/15.9メートル/秒(31ノット)となっている。

事故発生時に最も近い06時00分(UTC)の高層観測には気温は含まれていないので、状態曲線は不明だが、風速の極大が高度978hPaにあり13.5メートル/秒(26ノット)で、風速のプロフィールも00時(UTC)と似ているので、この時間にも逆転層または安定層が低層に存在していたと考えられる。

新東京航空地方気象台が1984年から1989年までの6年間のウィンド・シヤーやタービュランスの操縦士報告757通を解析した結果(注)によると、南西風の場合でこれらの通報のあった時の主な気象状況は、①900hPa以下に極大風の存在するケースが多く、②安定層または逆転層が存在することが多く、③地上の南西風には日変化が認められ南西の強風の発現時間は00時~07時(UTC)が多く、最多は05時(UTC)であるという結果があり、今回の事故時の気象状況はこれを満たしている。

(注) 気象庁予報部、東京航空地方気象台、新東京航空地方気象台(1988):航空機の

離着陸に大きな影響を与える風(第1報)-航空気象予報技術検討会報告-

気象庁研究時報 40巻(1989) 143-168頁

同上(第2報)

気象庁研究時報 41巻(1990) 215-240頁

同上(第3報)

気象庁研究時報 42巻(1990) 69-87頁

3.1.2.2 事故当時の成田空港における地上風の特徴

- (1) 成田空港は低層の強風域(下層ジェット)の中にあった。
- (2) 滑走路16の風は滑走路34の風より平均風は小さいがガストは大きい。
20分毎の瞬間最大風速と10分間平均風速との比は滑走路16の方が滑走路34より大きい、平均風速は滑走路34の方が滑走路16より大きい。
これは南西の強風時の成田空港の特徴である(付表1参照)。
- (3) 2分間平均風向風速計(付図12参照)によると、滑走路16での風向変動の大きいのは04時30分(UTC)から06時00分(UTC)、風速の極大が大きいのは05時00分(UTC)から05時40分(UTC)ごろなので、事故は風の乱れの大きい時間帯に発生している。付図12の赤線の右側は追い風の部分だが、瞬間値としては、この日にはしばしば追い風が現れている。

- (4) 風向、風速の記録にはガストより周期の長い数分から10数分の風速と風向変動がある(付図11参照)。

3.1.2.3 滑走路16風向風速計及び他機の記録による同機の進入・着陸時に受けた風の推定

前述のとおり同機DFDRには風の記録が含まれていないので、同機の27分前に着陸した航空機(以下「A機」という。)及び6分後に着陸した航空機(以下「B機」という。)に記録された風、速度等のデータ並びに滑走路16風向風速計の記録から同機(VR-HOC)が進入・着陸時に受けた風を推定した。

詳細は付録1に示す。

- (1) 同機(VR-HOC)が進入・着陸時に受けた風は「風向はA機とB機の間であり、風速はB機と同程度」と推定される。
- (2) A機及びB機が進入中に受けた風は高度によって風向風速が大きく変化していた。この風速の変化が鉛直シャワーによるものとする、A機ではその大きさは100メートルあたり34~38メートル/秒でなければならないが、このように大きな鉛直シャワーは存在し得ないので、この変化は地形による水平方向の変化であると推定される(付図13参照)。
- (3) 進入・着陸時のCAS(対気速度)(註)の変化と風

(注)「CAS」=コンピューテッド・エア・スピードと呼ばれ、位置誤差等の補正をしたものである。

- (a) 滑走路進入端まで1.6キロメートル付近でのCASの急減(付録1:3.1項参照)

滑走路進入端まで約1.9キロメートルの付近で、同機のCASは急増し最大172.6ノットになった。この場所は、飛行コースが、方位約200度の走行をもった谷(付図13の谷U2)と交わった地点付近である。この付近の代表的な風はA機では風向225度 風速35ノット、B機では風向210度 風速45ノットなので、進入コース方向の向かい風成分は、A機では9ノット、B機では22ノットである。

この谷を過ぎて同機のCASは5秒間に25ノット急減した。この区間は標高約40メートルの丘の風下の区間にあたり、CASの急減は地形の影響と考えられる。また、A機及びB機の風のデータから、この付近で風向が北寄りに変化したことが考えられる。同機のCVR記録によれば、この頃にGPWSの「グライド・スロープ」の警報音が作動し始めた。

(b) ミドル・マーカ付近のCASの急変(付録1:3.2項参照)

同機、A機及びB機はともにミドル・マーカ付近の台地の上でCASが極大になっている。また、その直前でCASの変動が激しい。

CASの変動が激しい所の地形は風の上流側200メートルから先は飛行場の外側になり、窪地や丘があり、更に方位約200度の走行の谷(付図13の谷U1)が交わった複雑な地形である。また、ミドル・マーカの台地の所では南西風が急斜面を吹き上げる地形になっている。

(c) 接地直前のCASの急減(付録1:3.3項参照)

同機はミドル・マーカを過ぎインナ・マーカとの中間付近から、CASは急減した。このような傾向はA機及びB機にも認められる。A機及びB機ではインナ・マーカ付近から風が急に減少している。

このような風の急減は鉛直シャーとしては存在し得ないので、これには地形がかかわっていると考えられる。この付近の平均風の方向の地形断面を調べると、風の強い部分は前述のように風上側が急斜面で風が吹き上げられる地形であるのに対し、風が弱くなった部分は風上側が飛行場敷地内の広い平坦な場所である。

同機がインナ・マーカを過ぎ、滑走路端付近で同機の高さが約40フィートにおいて、CASは1秒間に12ノット減少して一時的に146ノットとなったが、このような急減はA機及びB機には見られない。

滑走路16風向風速計には、記録の05時11分(UTC)ごろに、極値として風向310度風速35ノットが記録されているが、風向風速の極値が時間的に一致しているかどうかはわからない。

しかしこの部分は、2分間平均風向風速計に3秒間平均値として風向287度(付図12の赤矢印)、風速27ノットが記録されており、渦の移動を考えると時間の一致はあるので、絶対値は明らかでないが同機は一時的に追い風を受けたことが考えられる。

風向風速計設置場所の風上側の地形が渦の発生にどのように関係しているかは明らかでない。

(4) 局地的な下降気流の存在について

渦によるごく局地的な下降気流が、同機の接地直前における降下率の増大に何らかの影響を与えた可能性も考えられるが、鉛直流の観測がないので、その存在を明らかにすることはできなかった(注)。

(注) H. Nirasawa, H. Ohno, O. Suzuki (1991):

A Fine Structure of the Gust Front Observed with Sonic Anemometer
4th International Conference on Aviation Weather Systems
(Preprints P278~280)
American Meteorological Society

3.1.3 降下率、風及び降下プロファイルの推定

3.1.3.1 降下率の推定

DFDRによる電波高度計高度と垂直加速度の記録から、カルマン・フィルタを用いて、接地帯からの高さ(以下「高さ」という。)400フィートから接地までの降下率を推定した。カルマン・フィルタとは、系の特性を表す状態方程式(運動方程式)、及び各推定量に含まれる誤差の分散が既知であるときに、ある時点における状態量を最も確からしく推定する方法である。

降下率の推定結果を付図14bに示す。

同機の降下率は、接地直前に急増して21フィート/秒に達したと推定される。推定手法の詳細は付録2に示す。

3.1.3.2 機体の運動からの風の推定

以下の手順により同機の受けた風の推定を行った。ただし、低高度であるため上下方向の風は小さいと仮定し、水平面内の風についてのみ考慮した。

それぞれの手法の詳細は付録2に示す。

(1) 機首方向の風速の推定

以下の手順により機首方向の風速を推定した。

- 1) DFDRによる前後方向加速度とピッチ姿勢角から機体前後方向加速度を求め、これを積分して座標変換することにより滑走路方向対地速度を計算する。
- 2) 対地速度を計算する際の積分定数は、ミドル・マーカ通過からインナ・マーカ通過までに要した時間から、この間の平均対地速度を推定して決定した。
- 3) このようにして求めた対地速度と対気速度(DFDR)との差から機首方向の風速を求めた。

(2) 横風の推定

以下の手順により横風を推定した。

DFDRには機体の横滑り角が記録されておらず、また横方向の位置に関する記録も精度が悪いため、前後風を算出した(1)と同様の方法によって横方向の風を推定することはできない。そこで3.1.3.1項の降下率の推定と同様に、カルマンフィルタを用いて機体の横方向の運動に関する測定値（エルロン、スポイラ、ラダーの各操舵量、ロール、ヨー姿勢角及び横方向加速度）を再構成することにより、機体軸における横風の推定を行った。計算に用いた機体特性はロッキード社から提供された資料に基づいた。推定結果を付図14cに示す。

(3) 風向・風速の推定結果

(1)、(2)で求めた結果より、地面固定座標系における同機の受けた風速・風向を求めた。推定結果を付図14dに示す。風向は滑走路方向を基準に時計回りを正と定める。また、A機及びB機が受けた風との比較を付図15、16及び17に示す。

この推定結果は、「同機(VR-HOC)が受けた風は、風向はA機とB機の間であり、風速はB機と同程度」とする3.1.2.3項の推定結果に近いものであり、信頼度は高いものと考えられる。

推定結果によれば同機の受けた風は、

- (a) 高さ200フィート付近では風速は20ノットを切っていた。
- (b) 高さ100～50フィートでは、風速が約40ノットに達するとともに風向がほぼ真横となった。
- (c) 高さ50フィートあたりから風速が急減するとともに風向も大きく変化し、高さ約40フィートにおいて一時的に追い風となった。風の前後方向成分は高さ50フィートから40フィートまでの約1秒間で約12ノットの変化があった。

3.1.3.3 降下プロファイルの推定

3.1.3.1項の降下率の推定にあたって求めた同機の高さ-時刻の関係及び3.1.3.2項の風の推定にあたって求めた対地速度-時刻の関係並びにインナ・マーカ上空通過時刻とから同機の降下プロファイルの推定を行った。

推定結果は付図18のとおりである。また、同機の最初の接地点は滑走路進入端から約230メートル内側と推定される。

3.1.4 左主翼翼根部リヤ・スパー付近の損傷部破面に関する調査

2.3.2.2項に記述した左主翼翼根部リヤ・スパー付近の損傷部位の破面について、目視による巨視的破面解析ならびにレプリカ法による電子顕微鏡を用いた微視的破面解析を実施した。

破面解析に先立ち、IWS300近傍のリヤ・スパー・ウェブについては上端より破損部まで切断加工を施し、また、き裂が見つかった翼胴結合フィッティングについても必要な切断加工を施して、き裂面を露出させた後、各々破面観察を行った。

レプリカ採取位置については付図5中に識別記号とともに▽印で示す。

(1) IWS241近傍における破断面

リヤ・スパー・ウェブについてはリベット孔に沿って、せん断及び引張荷重による静的破壊によって破面が形成されたものと認められる。リベット孔縁に半径2ミリ程度の扇状の疲労破面が1箇所認められた以外はすべて静的破壊に特有のディンプル状破面が支配的であった。上記の疲労破面は今回の静的破壊の起点ではなかったと認められた。

同部のスティフナは上部左のアップ・スパー・キャップへの取付部付近に破損が認められたが、せん断及び引張荷重による静的破壊によって破面が形成されたものと認められた。

同部のアップ・スパー・キャップ破断部についても同様の破面であることが認められた。

(2) IWS300近傍における破断面

IWS300付近において、リヤ・スパー・ウェブは後方へ突出変形する座屈を生じて、破損に至っていた。分岐したき裂面にはいずれもディンプル状破面が観察された。これらは、せん断及び引張荷重による静的破壊によって破面が形成されたものと認められた。

この付近のアップ・スパー・キャップ及びロー・スパー・キャップに生じたき裂面についても、同様のディンプル状破面が観察され、静的破壊によって破面が形成されたものと認められた。

(3) 翼胴結合フィッティングの損傷破面

アッパ・フォワード・インボード及びアッパ・アウトボード・フィッティングには各々結合ボルト取付部付近にき裂を生じていた。

アッパ・フォワード・インボード・フィッティングのき裂面は他の破面と同様にディンプル状破面が支配的で、静的破壊によって破面が形成されたものと認められた。破面は一度の負荷で形成されたものと認められた。

アッパ・アウトボード・フィッティングについては、当該機体からの取外し作業中に行ったものと思われる切断ならびに穴あけ加工によって破面の一部が解析不能であったが、有効な破面については他の損傷部と同様の静的破面が形成されていた。ただし静的破壊によるき裂先端に、さらにわずかな部分に疲労き裂の進展を表す縞模様（ストライエーション）が観察された。この疲労破面は静的破壊に引き続いて形成されたものと認められた。

アッパ・フォワード・インボード・フィッティング及びアッパ・アウトボード・フィッティングの破面発生時期については、これを破面解析によって特定するまでには至らなかったが、いずれの破面も今回の事故における左主翼リヤ・スパーの損傷の起点となるものではなかったと認められた。

なお、損傷部付近の材料については顕著な腐食や材質劣化等は認められなかった。

3.1.5 消防要請の送信速度

運航乗務員からの最初の消防業務の要請を、グラウンド・コントロールの管制官が聞き取れなかったとのことから、声紋分析機を使用して、CVRの記録から送信速度を調査した。

運航乗務員が消防業務を要請するために送信した「Request the fire services coming up to the aircraft on stand by.」に要した時間は約2.7秒であり、その送信速度はおおよそ150語/分であった。

運航乗務員が2度目に消防業務を要請した送信は、他機の送信と混信したため管制官には聞き取れなかったが、参考までにその送信、すなわち「We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please.」に要した時間を調査したところ約3.0秒であり、その送信速度はおおよそ200語/分であった。

(注) 国際民間航空条約第10付属書「航空通信」第II巻第5.2.1.4項「送信要領」には、「1分間100語を越えない平均した送信速度を維持する(第5.2.1.4.3.b項)。」と記述されている。

また、ICAOの「無線電話通信マニュアル(Manual of Radiotelephony):Doc 9432-AN/925)」の第9.1.5項には、次のように記述されている。

「遭難又は緊急通報を行う操縦士は、ゆっくりかつ明瞭に話すよう心がけるべきである。(Pilots making distress or urgency calls should attempt to speak slowly and clearly.)」

3.2 解析

3.2.1 運航乗務員は、適法な航空従事者技能証明及び有効な航空身体検査証明を有していた。

3.2.2 VR-HOCは、有効な耐空証明を有し、かつ、所定の整備及び点検が行われていた。

3.2.3 同機の着陸時、ILS、PAPI及び進入灯は、正常に作動していたと認められる。

3.2.4 進入・着陸時の気象

3.2.4.1 事故発生当時の成田空港は、三陸沖の低気圧からのびる寒冷前線の前面の暖域内にあり、伊豆半島から東京湾を通り成田空港付近に達する南西の強風帯の中にあつたと認められる。

3.2.4.2 2分間平均風向風速計の記録によると、滑走路16側の風向変動が大きいのは04時30分(UTC)から06時00分(UTC)頃、風速の極大値が大きいのは05時00分(UTC)から05時40分(UTC)頃で、事故はこの風の乱れの大きい時間帯に発生している(付図11参照)。

3.2.4.3 3.1.2.3項及び3.1.3.2項の試験研究の結果から同機の進入・着陸時の風向風速は場所によって大きく変化していたと推定される。また、この風向風速の変化は主に飛行経路下及び風上側の地形の影響を考えると説明しやすい。

3.2.4.4 当時の気象状況から、滑走路16への最終進入経路には、対流雲に伴う下降噴流(ダウンバースト)は存在しなかったと推定される。

3.2.5 進入及び着陸の状況

同機の高さ400フィートから接地に至る時歴を付図19に、また、接地6秒前からの縦及び横・方向の運動の詳細を付図20及び21に示す。これらの図中、高さ、降下率、対地速度及び風向風速は3.1.4項で推定した値で、その他はDFDRに記録された値である。

3.2.5.1 横風成分

同機の進入時にタワーから通報された風向風速から計算される横風成分は、キャセイ・パシフィック航空会社のL-1011オペレーションズ・マニュアルに定められた横風限界値35ノット以内であった。

3.2.5.2 目標進入速度

機長は進入開始時の目標進入速度を、オペレーションズ・マニュアルに従い、着陸重量360,000ポンド、フラップ33度に対応する基準進入速度(V_{REF})142ノットに風の修正量の20ノットを加えて162ノットとして進入を行っていた。この目標進入速度はタワーからの気象情報からみて適切であった。

3.2.5.3 滑走路端までの距離1.9キロメートル付近の風

同機のCASは、高さ約350フィート、滑走路端までの距離(以下単に「距離」という。)1.9キロメートル付近で172.6ノットまで増加した。この場所は方位約200度の走行を持った谷が飛行コースと交わった地点付近にあたり、ここでは向かい風が比較的強かったと推定される。

3.2.5.4 距離1.5キロメートル付近の風

その5秒後に、同機のCASは急減し目標進入速度を大きく下回って148ノットになり、降下率も一時的に20フィート/秒に達した。このため同機の高度は、距離1.5キロメートル付近で、グライド・スロープより約0.7度以上低くなった。CASが急減したこの場所は標高130フィートの丘の風下区間にあたり、3.1.3.3項及び3.1.4.2項の解析の結果から、同機はここでは追い風または真横の風を受けていたとみられる。

CVR記録によれば、着地の23秒前からGPWSの「グライド・スロープ」ソフト音(モード5)が作動しているが、これは同機の高度がグライド・スロープより1.3ドット(0.47度)以上低くなったことによるものと推定される。

3.2.5.5 ミドル・マーカ付近の風

同機のCASは風の変化、エンジン推力を増す操作等により回復し、高さ160フィート、距離0.8キロメートル付近（ミドル・マーカ付近）で5～10ノットの急増減があるが、160～170ノットとなった。

同機はこのころ横風に対応すべくクラブを右に約5度とっている。3.1.3.2項の風の推定によればこのあたりで同機が受けた風は20ノットを切っている。

なお、ミドル・マーカ付近におけるCASの急増減は、A機及びB機ではより顕著に認められるが、これは風の上流側の窪地や丘がある複雑な地形の影響による風の変化によるものと推定される。

3.2.5.6 高さ120～50フィートの間の風及び操縦操作

高さ120フィート、距離0.6キロメートルあたりから右クラブ角が増大するとともに、ウィング・ローが併用され、約5度の右ロール姿勢角がとられている。右クラブ角は高さ70フィート付近で最大14度に達している。

3.1.3.2項の風の推定によれば高さ200フィートでは20ノットを切っていた風は、高さ170フィート付近から次第に増し、100～50フィートでは約40ノットに達した。風は5秒間で約20ノット増大している。

3.2.5.7 高さ50フィートから接地までの風及び操縦操作

高さ50フィート付近から右クラブ角と右ロール姿勢角が戻されはじめ、引き続いてエンジン推力が若干下げられるが、その直後の高さ40フィート、滑走路端あたりでCASが1秒間に12ノット減少し一時的に146ノットまで下がり、ピッチ姿勢角の減少と降下率の増大が始まっている。

3.1.4.2項の風の推定によれば高さ100～50フィートで40ノットに達していた風が、高さ50フィートあたりから急に弱まるとともに風向が大きく変化して、高さ40フィートでは一時的に追い風になり、風の前後方向成分は高さ50フィートから40フィートの間（約1秒間）で約1.2ノット変化している。

左へのロール運動とヨー運動はかなり急激で、同機は接地約2秒前に翼水平となり、また、機首方位も滑走路方位に一致した。

オーバーシュートを抑えるため接地3秒前に操縦輪が右操作され、また、ラダーが接地2秒前に中立位置にもどされている。しかし、左ロール運動と左ヨー運動が止まらず、これを抑えるため操縦輪が一層大きく操作され、その操作量は最大50度に達し、この操作により右側スポイラ（No.2～No.6）の角度が増大した。No.2スポイラの角度は接地1.5秒前には45度に達していた。

このころ同機の降下率は急激に増大している。

接地1.5秒前、高さ20フィートで操縦かんが約5度引かれるが、機首が上がりはじめるのはその約1秒後の接地0.7秒前で、同機は、降下率が減少しないまま、また、左バンクの姿勢で接地した。

3.2.5.8 接地時の状況

同機の接地時の状況は次のとおりであったと推定される。

降下率	21フィート/秒
CAS	157ノット (注1)
最大垂直加速度	>2.5g (上) (注2)
最大横加速度	>0.25g (左) (注2)
ピッチ姿勢角	5.2度 (注1)
ロール姿勢角	-4.4度 (注1)
ヨー角	-5.3度 (注1)

接地時の降下率は上記のとおり21フィート/秒に達したと推定されるが、この降下率は航空機の構造設計に用いる耐空性審査要領で規定された制限降下率(10フィート/秒)の2.1倍の値である。

(注1) 垂直加速度が最大になったと推定される時点の値

(注2) 着陸時に働いた最大垂直加速度及び最大横加速度についてはDFDRの最大値を記録したであろう箇所にエラーがあり(3.1.1項参照)、読み取りできなかったが、エラー箇所の前後の値からそれぞれ2.5g(上)、0.25g(左)より大であったものと推定される。

3.2.5.9 接地点

同機は滑走路進入端から約230メートル地点に接地した後一度バウンドして約2秒後に再接地したと推定される。

3.2.6 接地直前の降下率の急増及び左へのロール運動

3.2.6.1 降下率の急増の原因

降下率が接地直前に急増したことについては次のとおり推定される。

- (1) 同機は高さ約40フィートにおいて一時的に追い風となり、このためCASが急減した。このCASの急減により揚力が減少し、降下率の増大が始まった。
- (2) CASは、接地2.5秒前にはほぼ回復したが、3.2.5.7項で述べたように左ロール運動を抑えるために操縦輪の操作量が増し、この操作により右側スポイラ（No.2～No.6）の角度が増大した。No.2スポイラの角度は接地1.5秒前には45度に達していた。このスポイラの作動で右主翼の揚力が大きく減少し、降下率が急増した。
- (3) 高さ約20フィートにおいて操縦かんが約5度引かれたが、その時は、右スポイラ角が最大になった時期で、スポイラ作動による揚力の急減が降下率を急増させ、その結果、迎角と迎角の増大率を大きくし、それによる機首下げモーメントが、スタビライザによる機首上げモーメントを打ち消し、機首が上がり始めるのは、右スポイラ角が小さくなった接地0.7秒前であった。このため、降下率の増大は止まったが、これを減ずる迄には至らなかった。
- (4) 渦によるごく局地的な下降気流が、同機の降下率の増大に関与した可能性も考えられるが、そのような気流の存在を明らかにすることはできなかった。

3.2.6.2 左ヨー・レートと右横滑り

左へのロール運動を抑えるための操縦輪操作量が最大50度にも達した理由については、ディクラブ時左方向舵の使用量が大きく、また、これを戻すタイミングが遅れて大きな左ヨー・レートと右横滑りを生じ、このため負の大きなローリング・モーメントが発生したことによるものと推定される。

3.2.6.3 接地直前の操縦操作及び風の降下率の急増への関与

3.2.6.1項及び前項で述べたように接地直前の降下率の急増には、ディクラブ時の過大な左方向舵の使用及び同操作によって生じたロール運動を抑える操作が深く関わっていると推定される。

機長のディクラブ操作が適切に行われていれば、ハード・ランディングには至らなかったと考えられるが、同機は、3.2.5.6項及び3.2.5.7項に述べた複雑な風の変化に低高度で遭遇したものであり、機長がそれに対応した的確な操作ができなかったことはやむを得なかったものと考えられる。

3.2.7 左主翼翼根部リヤ・スパー及びその周辺の損傷の発生原因

左主翼翼根部リヤ・スパー及びその周辺の損傷は次のようにして発生したものと推定される。

すなわち、事故機は異常に大きな沈下速度で左主脚から接地して、その結果生じた過大な接地荷重により左主翼リヤ・スパー・ウェブが翼付け根近くでせん断破壊し、また、アッパ及びロワー・スパー・キャップとリヤ・スパー・ウェブを結合するリベットも IWS 300 付近までせん断破壊した。その結果、左主翼後部付け根付近の剛性は大幅に低下して大変形を許し、スパー・キャップ及びフィッティングの損傷、リヤ・スパー・ウェブの座屈、上面外板の変形及びリベット頭部の損傷等を生じた。

3.2.8 異常事態の認知、情報伝達及び消防救難活動

3.2.8.1 機長による最初の消防の出動要請

同機の燃料漏れらしい状況を認めたグラウンド・コントロールから停止の要求及びエンジン停止のアドバイスを受け、さらに他機からの「煙が出ている」旨の通報を傍受するなどして、機長は副操縦士に指示して、グラウンド・コントロールに消防の出動要請を、引き続き牽引車の用意を要求させた。

グラウンド・コントロールへのこの要請は05時15分30秒(UTC)ごろに行われたが、送信速度が早かったこと等が関与して管制官はこの送信を良く聞き取ることができず、またその直後に、他の管制官から誘導路の使用についての調整を受けると共に他機との交信が入ってしまったため、確認のための再送信の要求も行われなかった。

この時点で、運航乗務員も管制官も同機の異常には気付いていたものの、緊急を要する事態とは認識していなかったと推定される。

3.2.8.2 異常事態の認知、消防の出動要請及び出動

その後、多量の燃料の流出を左窓から見た機長は、再度グラウンド・コントロールへ消防の出動を要請し、すべてのエンジンを停止するとともに機内放送により緊急脱出を指示した。

管制官は、機長のこの消防要請の送信が他機の送信と混信したため聞き取ることができなかったが、状況が異常事態であると認識して、統括業務を担当していた主任管制官に応援を求めた。主任管制官は、その直後に、同機から緊急脱出が開始されたのを目撃して非常措置を取ることとし、滑走路閉鎖を関係機関に通知するとともに空港公園消防指令室に消防の出動を要請した。

この要請を受け、消防指令室は消防所及び分遣所に対して第1種出動(警戒出動)を指令し、引き続いて再度のタワーからの出動要請を受けて第2種出動(緊急出動)を指令した。

消防車が現場に到着したのは、同機からグラウンド・コントロールへの最初の要請がおこなわれてから7～8分後の05時23分(UTC)ごろと推定される。

同機から消防の出動要請がなされてから現場到着までに時間を要したのは、関係者が異常事態の認知に時間を要したことのほか、関係者間の情報伝達が遅滞なく的確には行われなかったこと等によるものと考えられる。

3.2.8.3 現場に到着した化学消防車は、直ちに泡沫消火剤を放射して防火措置を施したと認められる。

3.2.9 緊急脱出の状況

3.2.9.1 運航乗務員及び客室乗務員は、キャセイ・パシフィック航空会社による所定の緊急方式訓練を受講しており、本事故において、運航乗務員及び客室乗務員は、各自、所定の手順に従って乗客の脱出を誘導したものと推定される。

3.2.9.2 脱出に時間を要した原因

関係者の口述から、同機は緊急脱出に約6分程度を要したものと推定され長い時間を要したが、これは使用可能な脱出スライドが当初R1及びR2のみであり、その後R1が約100人が脱出した時点で強風のため使用できなくなったことに加え、乗客の多くは緊急性の認識がなく行動が緩慢で、かつ、手荷物を所持して脱出しようとする者も多かった等の理由によるものと推定される。

3.2.9.3 強風下での脱出スライドの展開

同機の脱出スライドは、設計及び試験の基準では最大風速が25マイル/時(21.7ノット)のもとで正常に展開できることとなっているが、同機が停止した位置の南西約1,250メートルにある滑走路34風向風速計の記録によれば、当時の風は、南西の方向から最大38ノットのガストを含む平均23ノットの風であったことが認められる。R3、R4及びL1脱出スライドが展開直後に、またR1脱出スライドが途中で風にあおわれて使用不能となり、更にR1及びR4脱出スライドがその後破損したことは、この設計基準を超えた当時の風によるものと推定される。

3.2.9.4 重傷を負った2名の乗客は、緊急脱出時に負傷したものと推定される。

4 原因

本事故は、同機が、風向風速が大きく変動する横風の中を進入して、着陸のためのディクラブ操作を開始した直後に、その直前に吹いていた強い真横の風が急減するとともに、一時的に追い風になるという変化に遭遇し、機長が適切な着陸操作を行うことができずハード・ランディングしたことによるものと推定される。

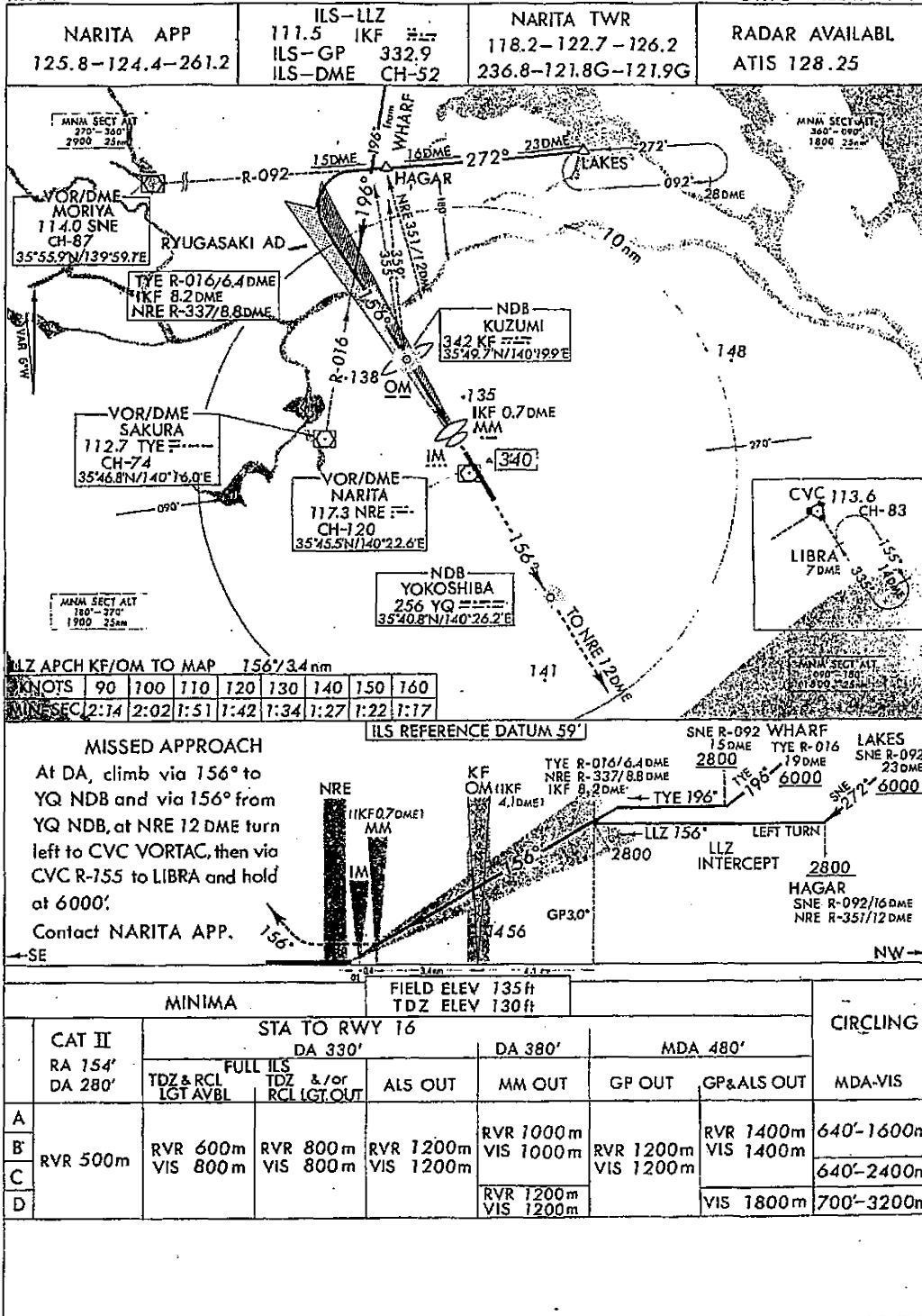
付図 1

[新東京 ILS ランウェイ 16]

計器進入方式

AIP JAPAN
RJAA

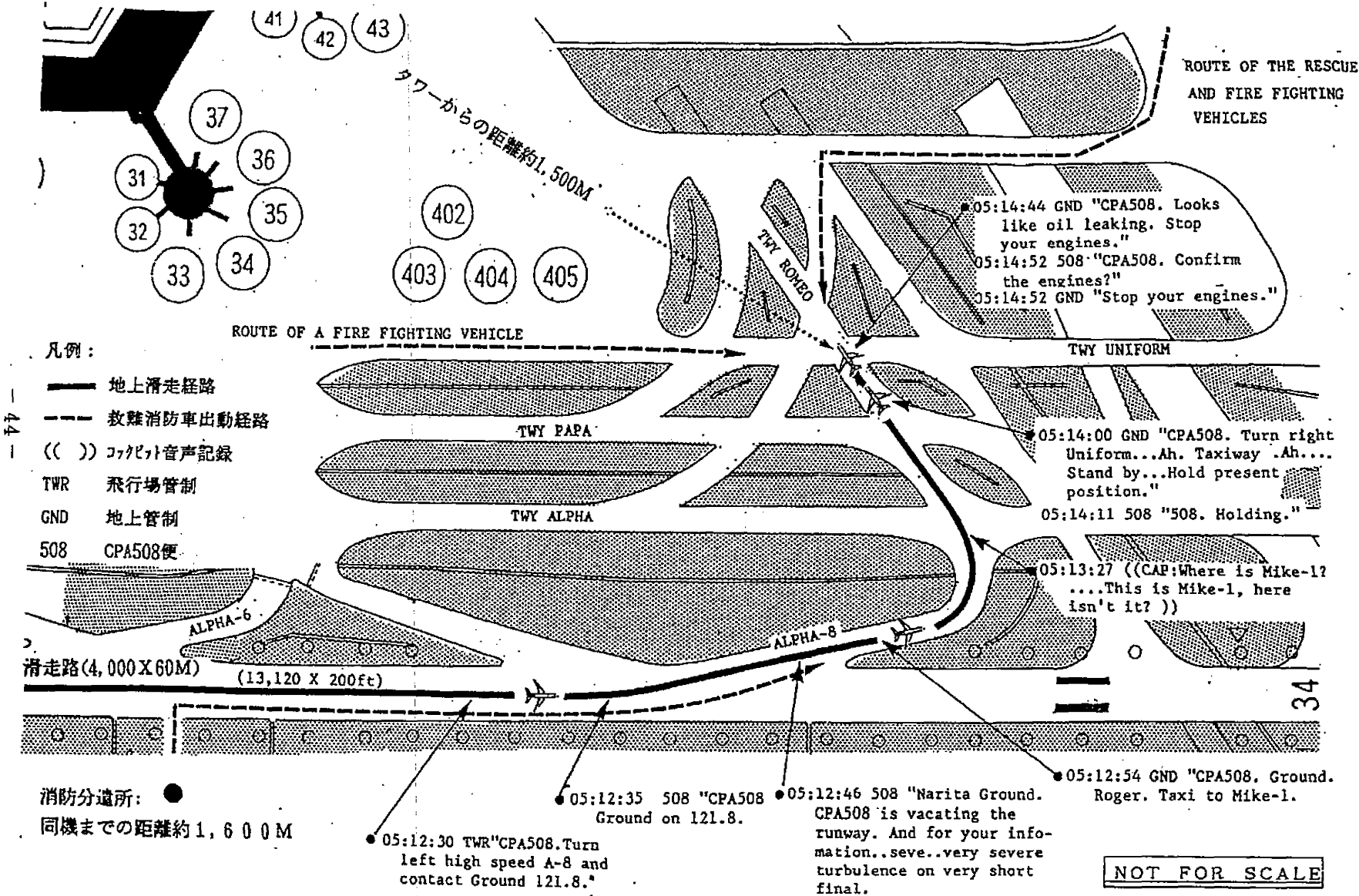
NEW TOKYO ILS RWY 16



35°46'N-140°23'E

付図 2

地上走行経路及びコックピット音声記録 (抜粋)



凡例:

- 地上滑走経路
- - - 救難消防車出動経路
- () コックピット音声記録
- TWR 飛行場管制
- GND 地上管制
- 508 CPA508便

44

34

付図 2 (補足資料) 停止後の C V R 録音記録 (抜粋)

注: BAW=英国航空 GND=地上管制 508=CPA508便 () 操縦室内音声

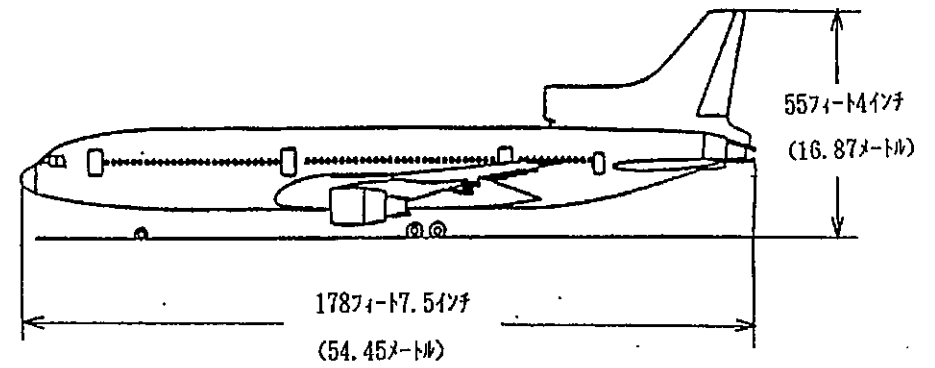
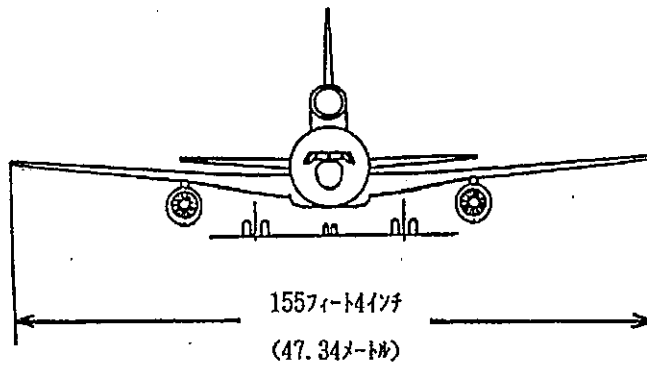
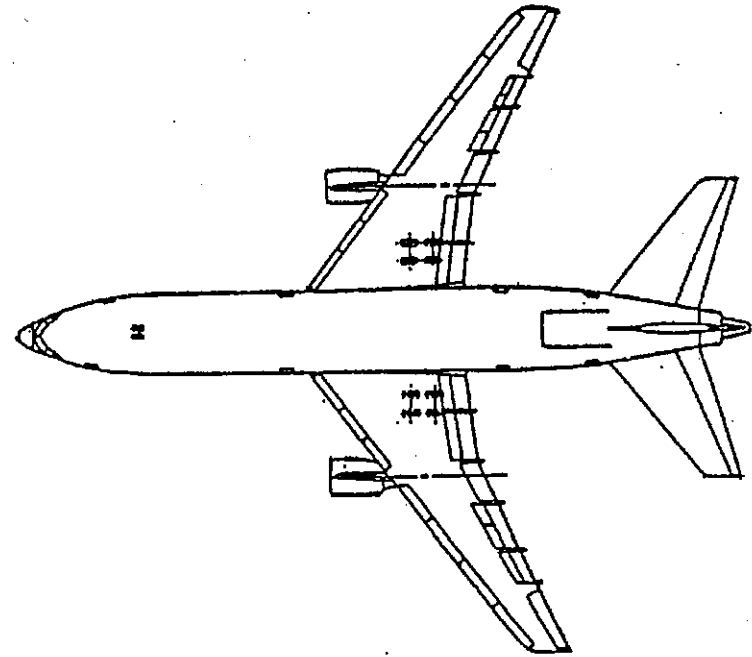
時刻(TIME)UTC	内容(CONTENTS)
05:14:58	《 CAP; Yeah. OK. Shut down. Get the APU on line?Okay, start the APU quickly, please.》 《機長; オーク、シャット ダウン。APUをつなぎましたか? オーク、早くAPUをスタートしてください。》
05:15:11	BAW "Ground, Speedbird 8. Is the Cathay Tristar on this frequency?" 「グラウンド、スピードバード 8。キャセイのトリスターはこの周波数にいますか?」
05:15:15	BAW "Considerable smoke coming from the left hand undercarriage of the Cathay Tristar... Unaware of it." 「キャセイ・トリスターの左側着陸装置から大量の煙が出ている... 気がついてないようだ。」
05:15:26	《 CAP; Can we have the fire service, please?》 《機長; 消防を要請してください?》
05:15:28	508 "CPA508. Request the fire services coming up to the aircraft on stand by." 「CPA508。航空機のかたわらに消防の待機を要請します。」
05:15:36	《 CAP; And we need a tug to pull us in, please.》 《機長; タグの牽引が必要です。》
05:15:39	508 "CPA508. We would like a tug, as well, to tow us in." 「CPA508。牽引用のタグ車を要請します。」
05:15:43	《 CAP; Get the chief purser up, say stand by for evacuation.》 《機長; チーフ・パーサーにきてもらって、緊急脱出の待機をするよう言ってください。》
05:15:50	《 P/E; Can you prepare, just get ready no panic at the moment for an evacuation..... [unreadable]》 《航空機関士; 緊急脱出の準備を、パニックにならないよう、準備だけしてください。》
05:16:10	《 CAP; Oh, we've got a lot of fuel coming out of the left hand side..... We need fire trucks, fire trucks!》 《機長; オ。左側に燃料がたくさん出てきている。消防車, 消防車!》
05:16:15	BAW "And Cathay Tristar. There is really considerable smoke coming from... It looks like left hand wing fuselage area. Fuselage root." 「キャセイ・トリスター。本当に大量の煙が出ています..... それは左側の翼の付け根、胴体付近のよう見えます。」
05:16:24	508 "Thanks. We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please." 「ありがとう。当方は燃料漏れを起こしている。直ちに消防車を付き添わせてください。」
05:16:28	GND "CPA508. Now you stopped all engines?" 「CPA508。全エンジン停止しましたか」
05:16:34	508 "All engines are stopping. Thanks." 「全エンジン停止中です。ありがとう。」

— 録音終了 —

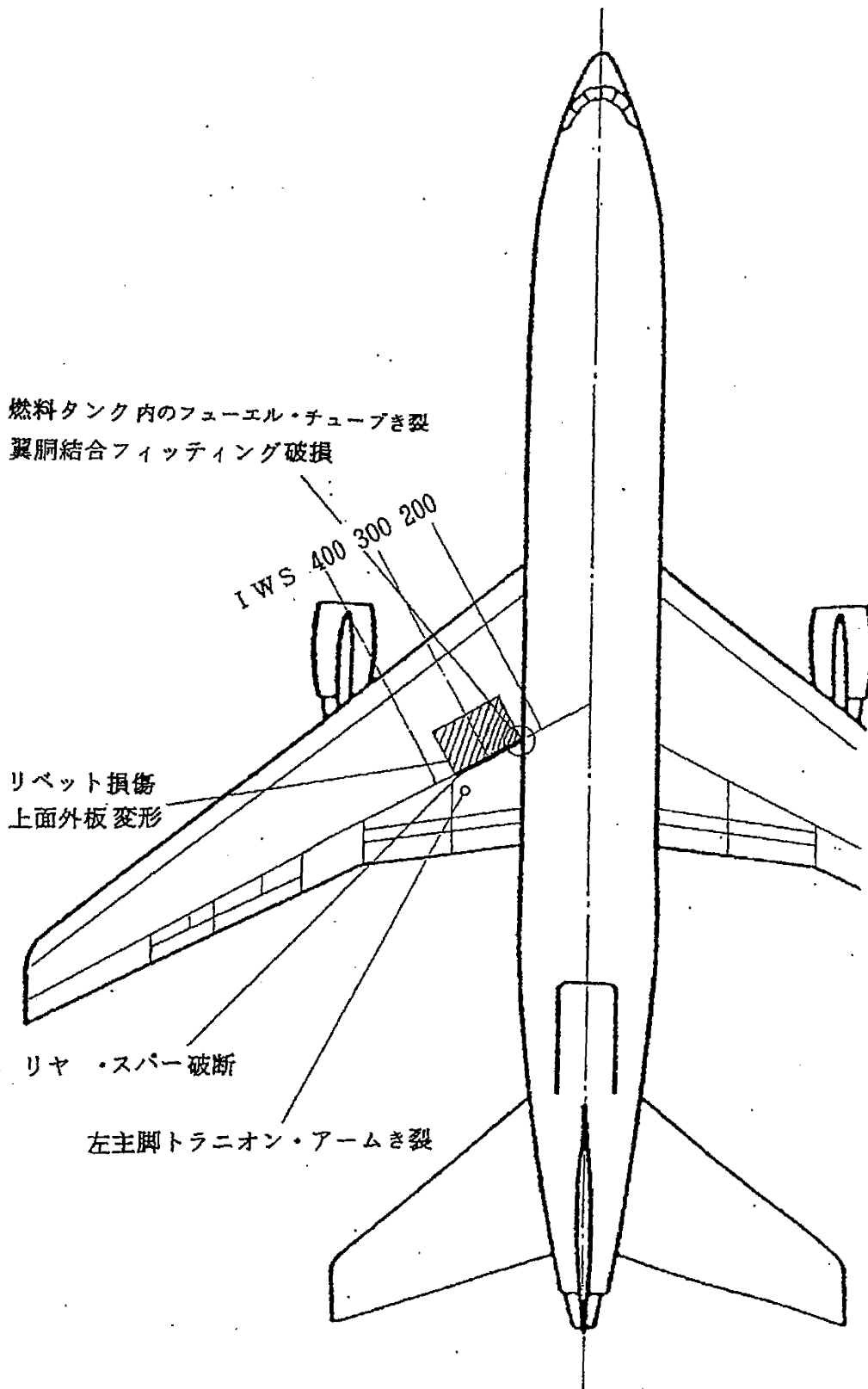
付図 3

ロッキード式L1011-385-1型

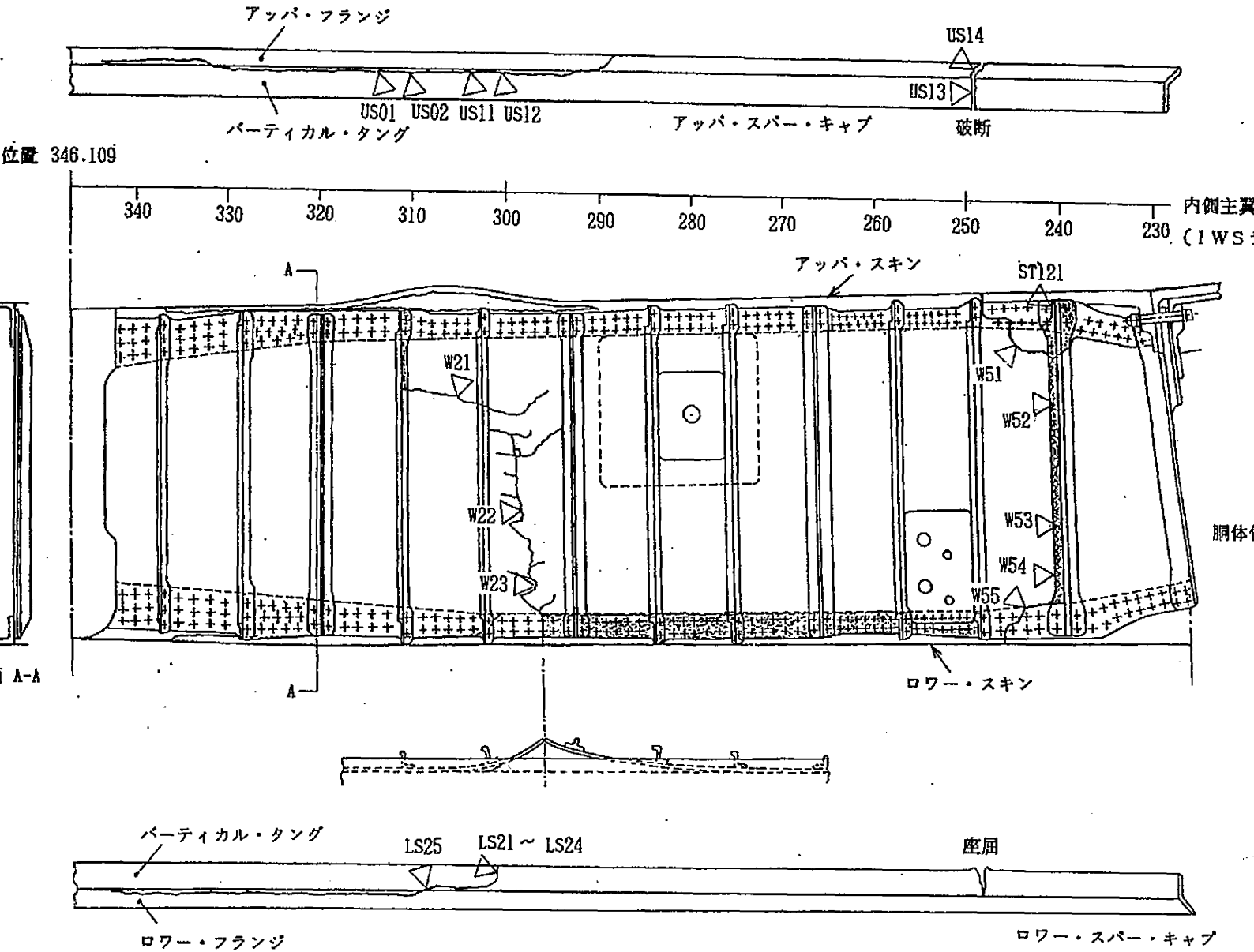
三面図



付図 4 機体損傷状況

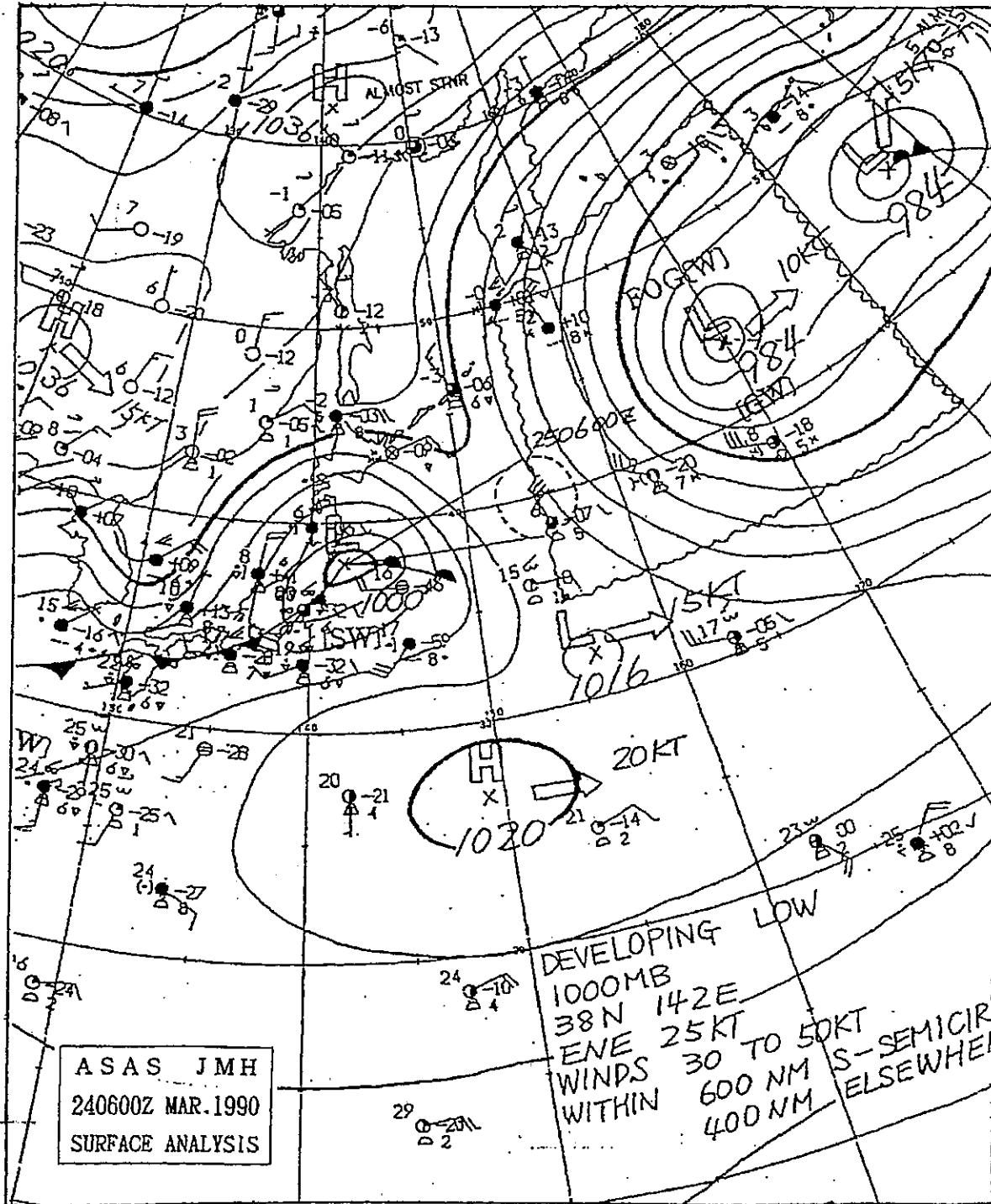


付図 5 左主翼リヤ・スパー付け根付近の損傷（後方より見た図）



付图 6 地上天气图

1990年(平成2年)3月24日06時UTC



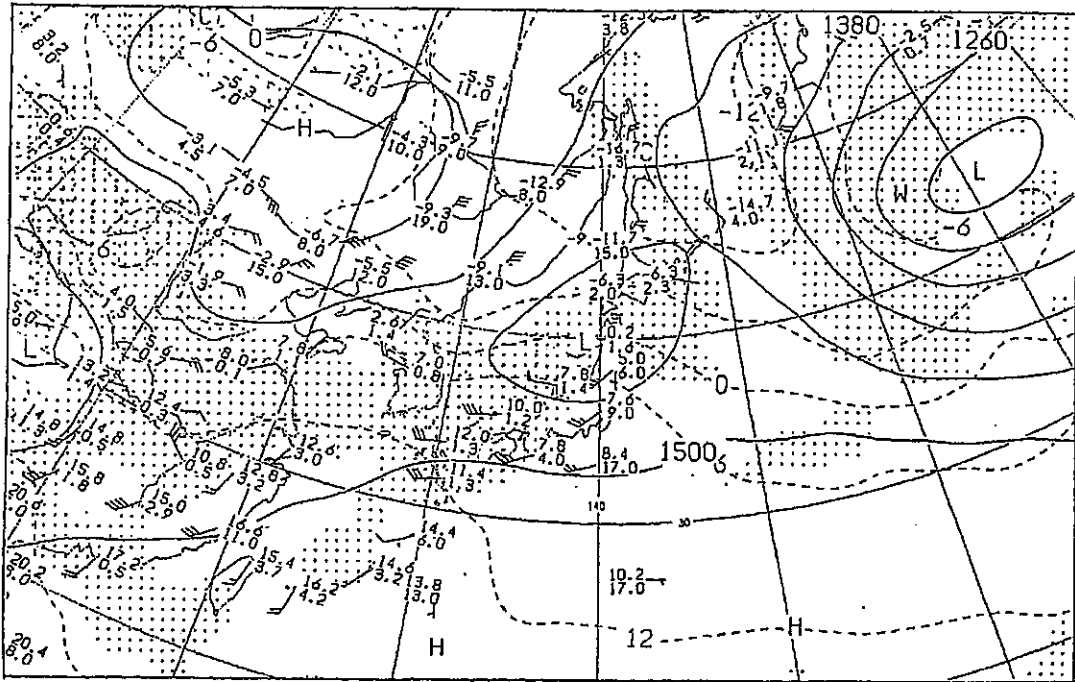
付図 7

850 hPa天気図

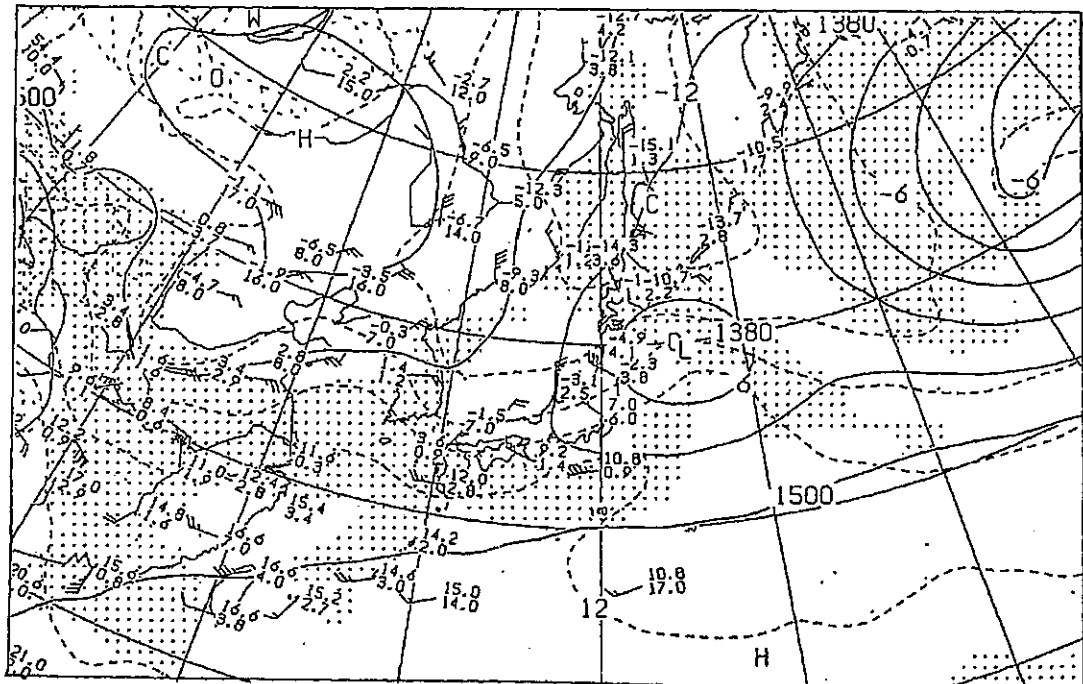
1990年(平成2年)3月24日 00時UTC及び12時UTC

実線は等高線、破線は等温線、点々域は湿数(t-td)が3°C以下の地域、
観測地点の横の数字は上側が気温(1°C単位)を示す。

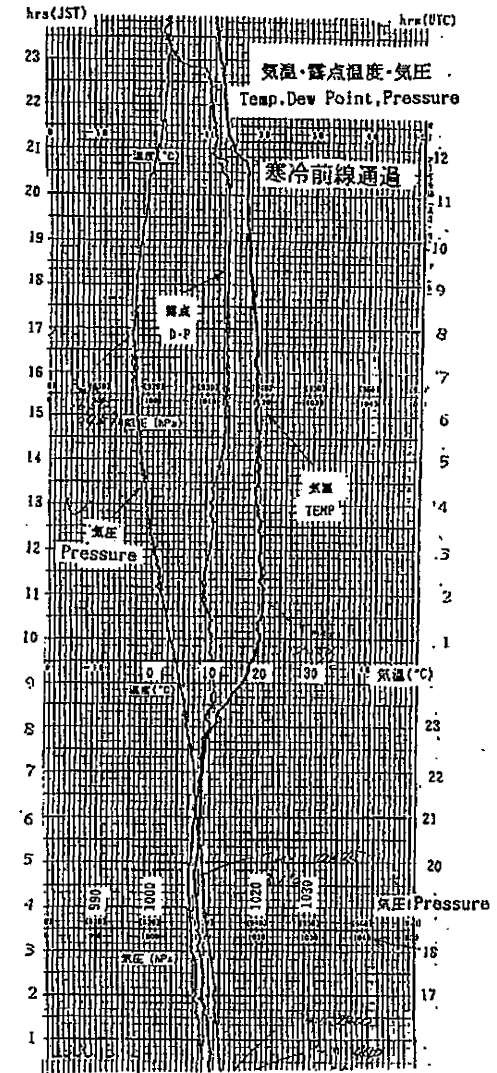
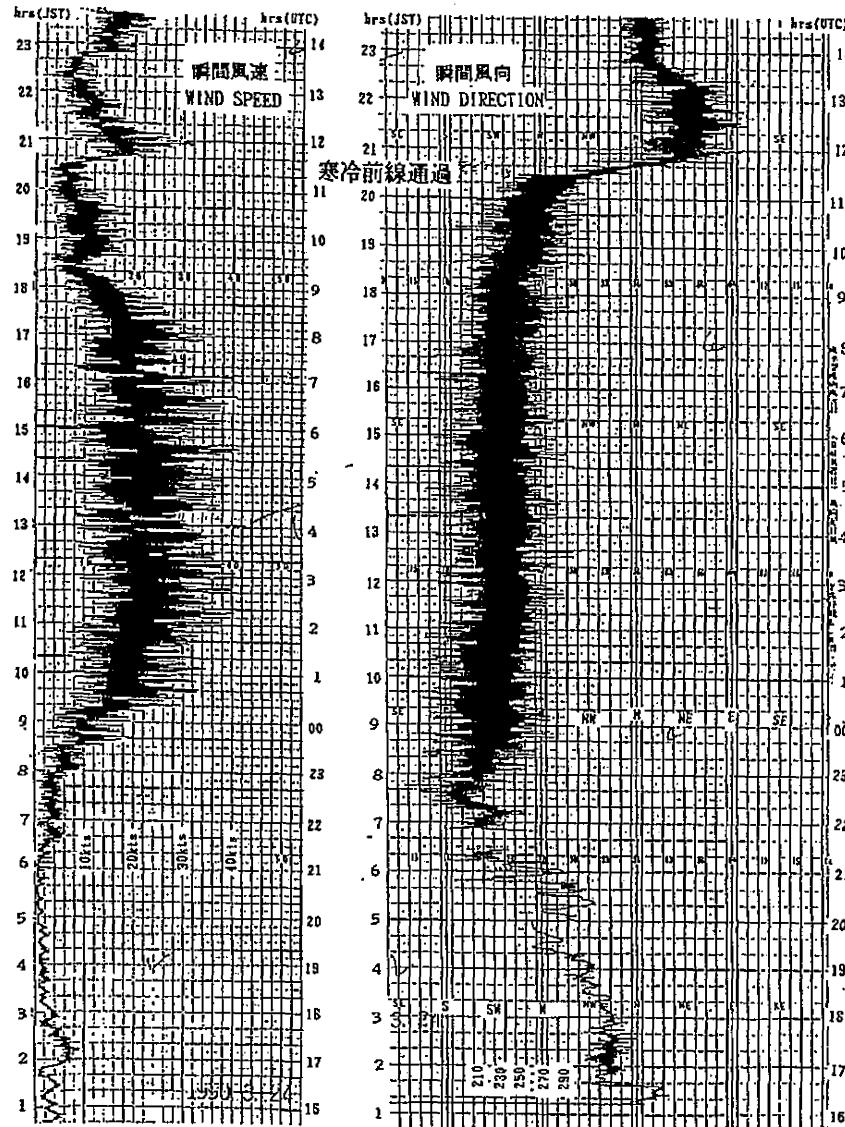
AUPQ85 24/0000 UTC



AUPQ85 24/1200 UTC



付図 8 滑走路 3 4 側の風向風速と気温, 露点温度, 気圧の記録
 1990年(平成2年)3月24日



付図 9 地域気象観測網 (アメダス) による風向風速及び気温


1990年(平成2年)3月24日05時UTC


数字は気温(°C)を示す。

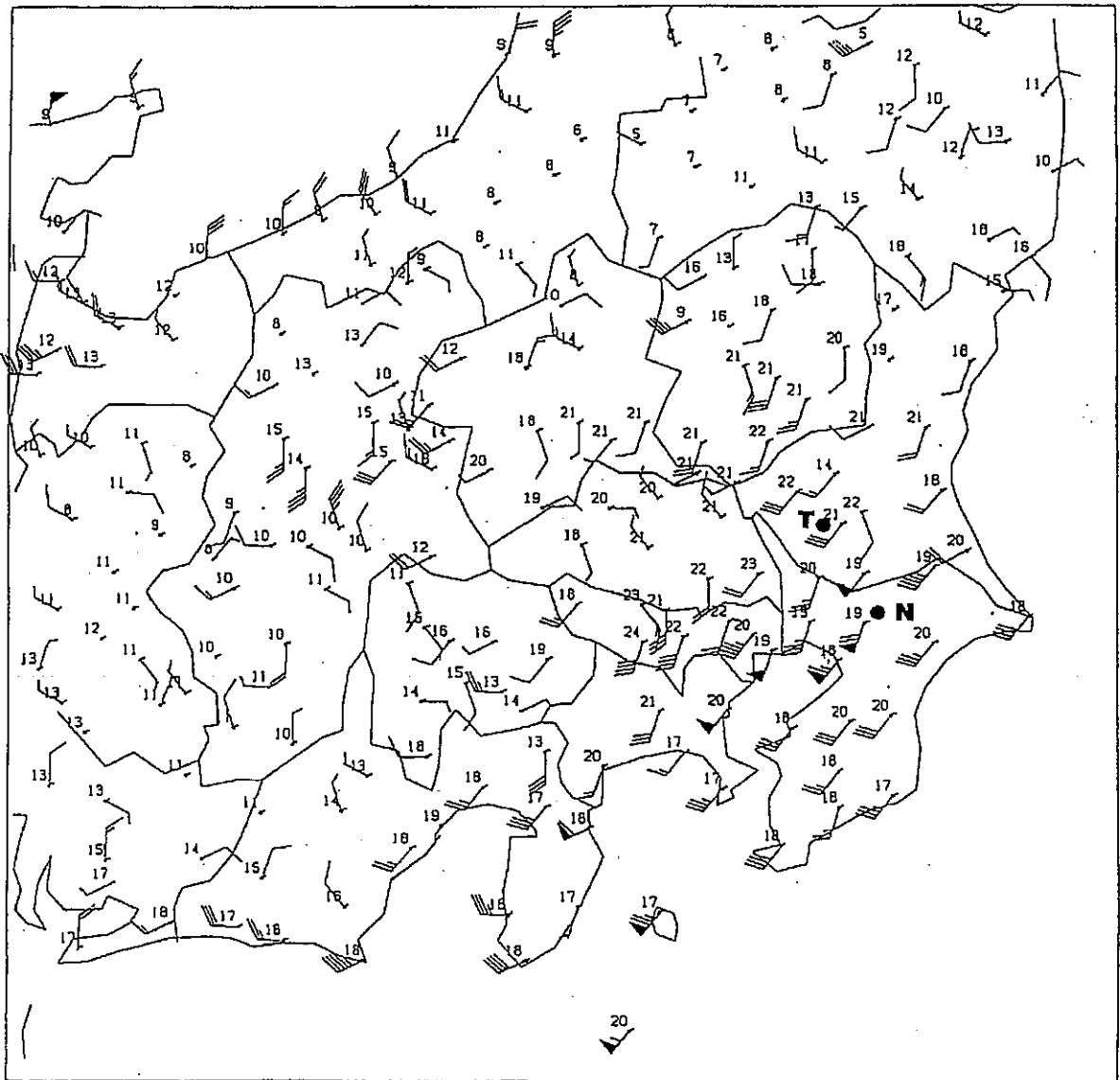
T: 気象研究所(館野)

N: 新東京国際(成田)空港

風:  風速 10m/s

 風速 2m/s

 風速 1m/s

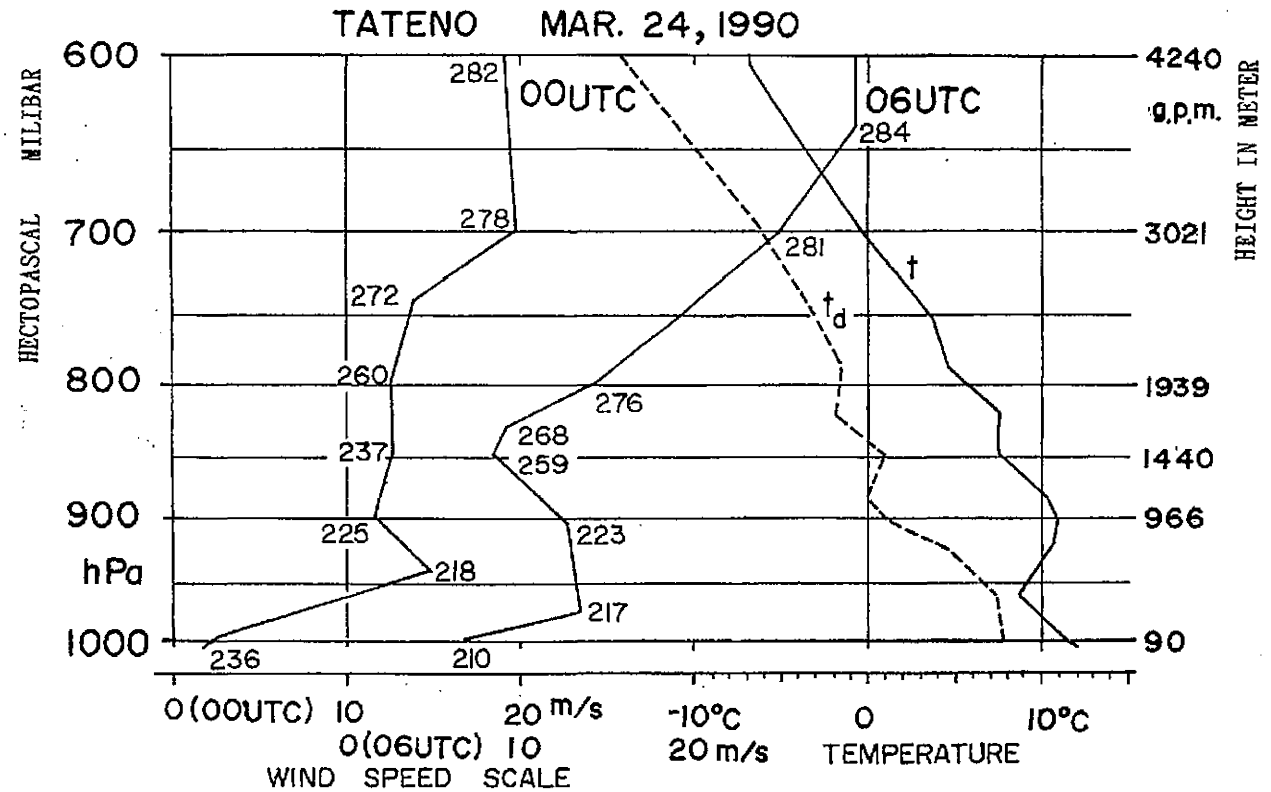


付図 1 0 館野における気温, 露点温度, 風の鉛直分布
 1990年(平成2年)3月24日00時及び06時UTC

左側: 実線は00時及び06時(UTC)の風速の鉛直分布、横の数字は風向を示す。

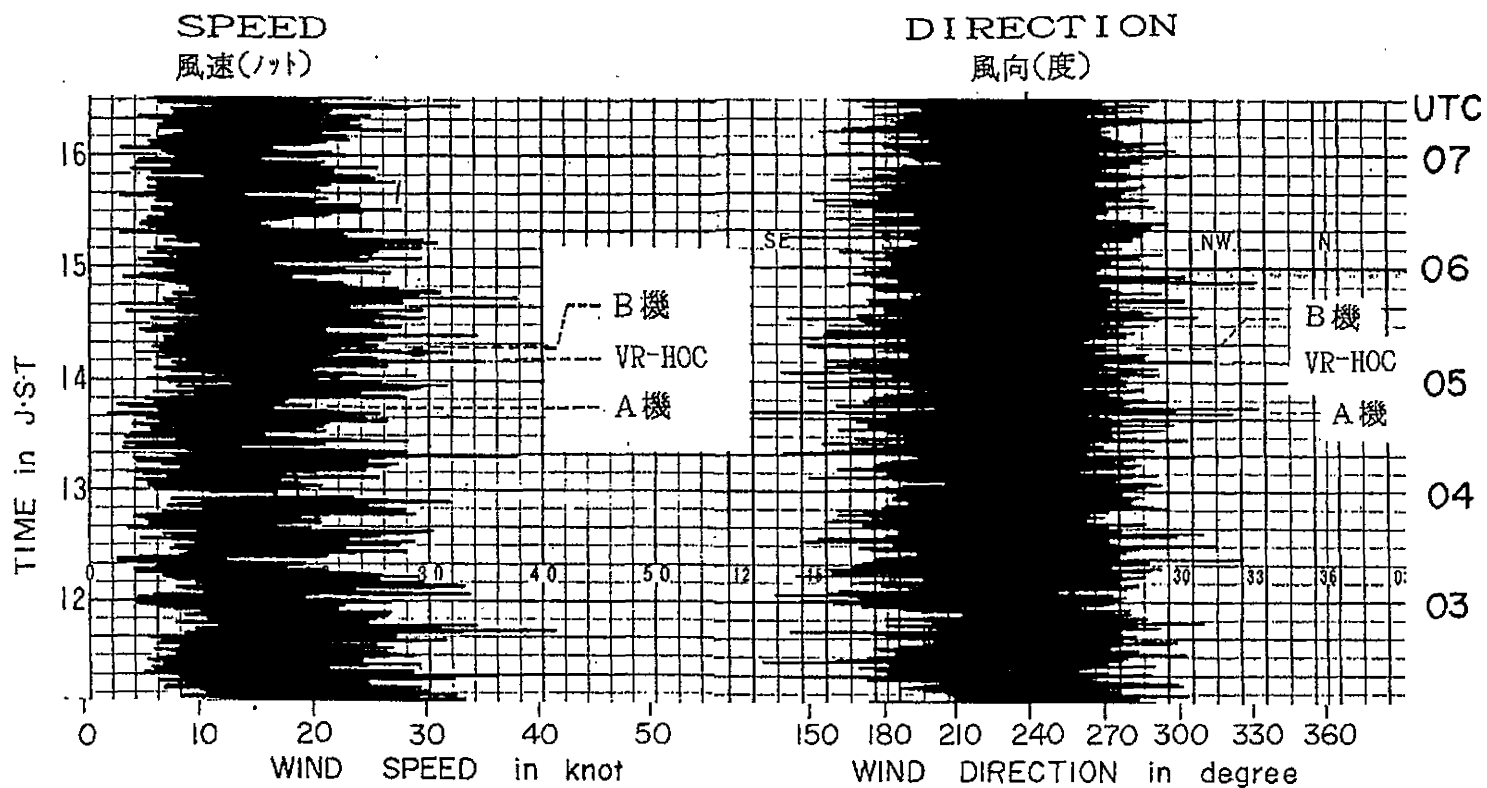
なお、06時(UTC)の風速の尺度の原点は10 m/s分だけ右に移動してある。

右側: 00時(UTC)の気温(実線)と露点温度(破線)曲線を示す。



付図 1 1

滑走路 1 6 側の風向風速の記録
1990年(平成2年)3月24日 02時~07時UTC

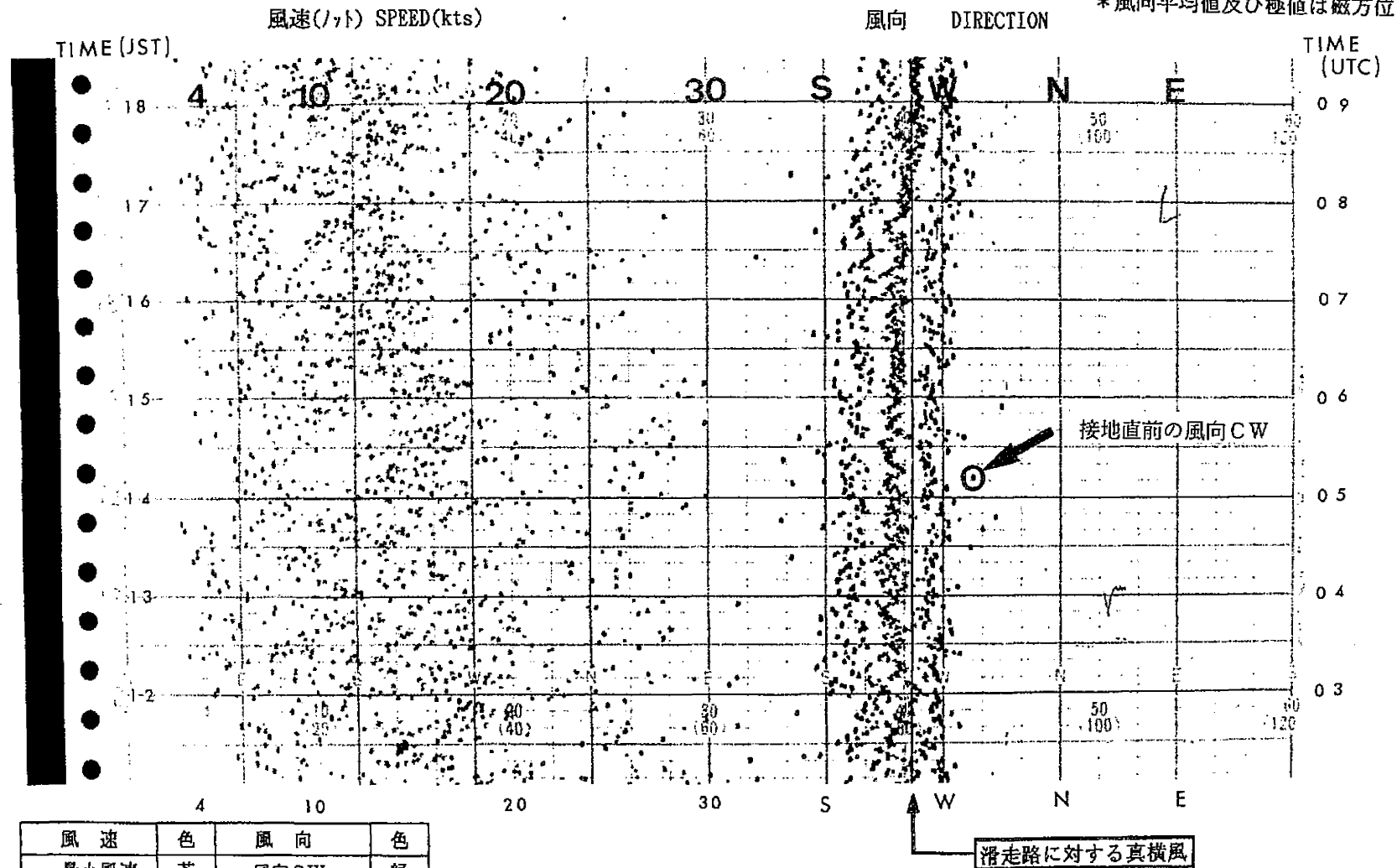


付図 1 2

滑走路 1 6 側の 2 分間平均風向風速計の記録

1990年(平成2年)3月24日

*風向平均値及び極値は磁方位



— 55 —

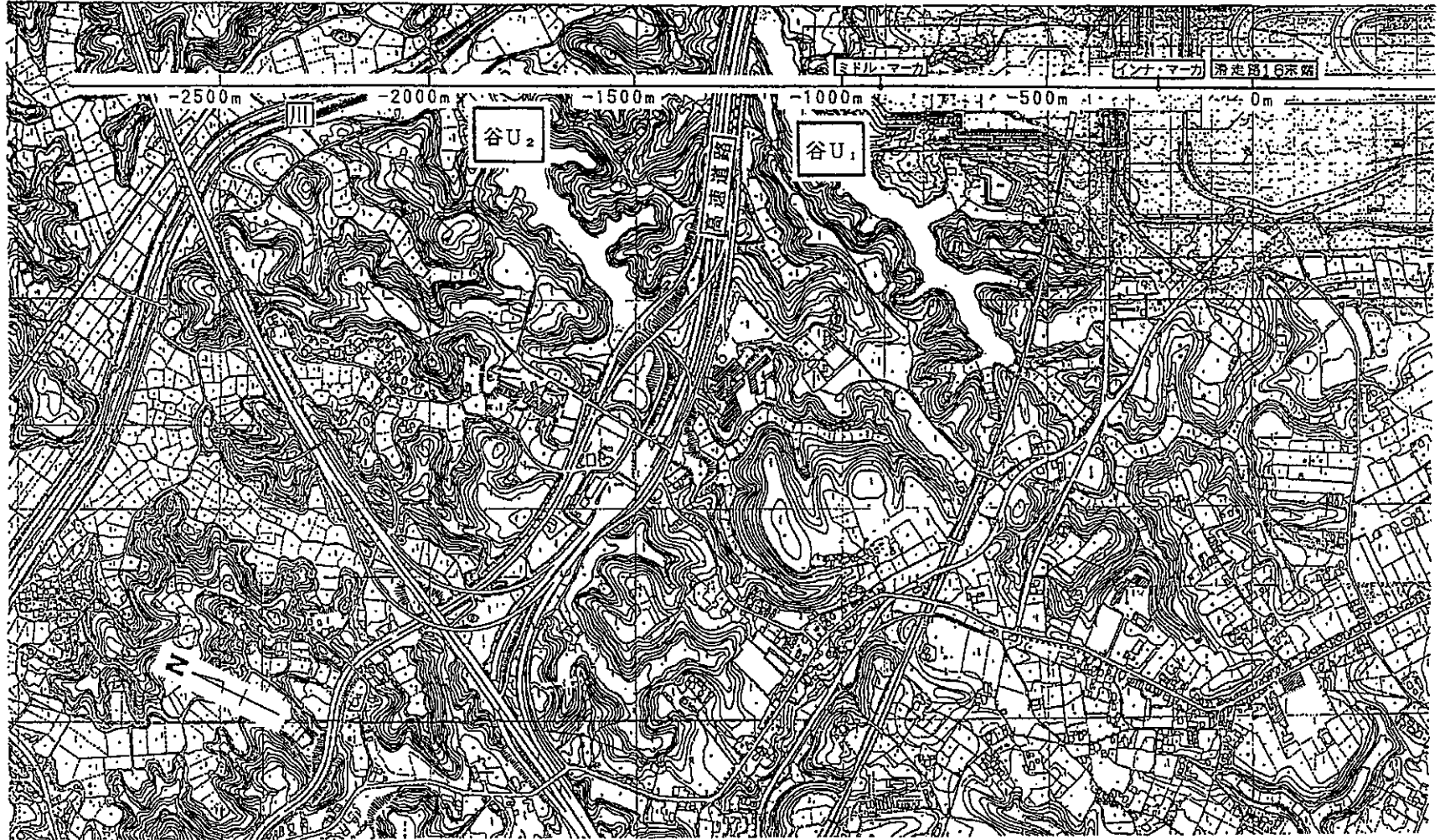
風速	色	風向	色
最小風速	茶	風向CW	緑
平均風速	青	平均風向	紫
最大風速	赤	風向CCW	緑

風向CW : 平均風向に対する右回り方向極値

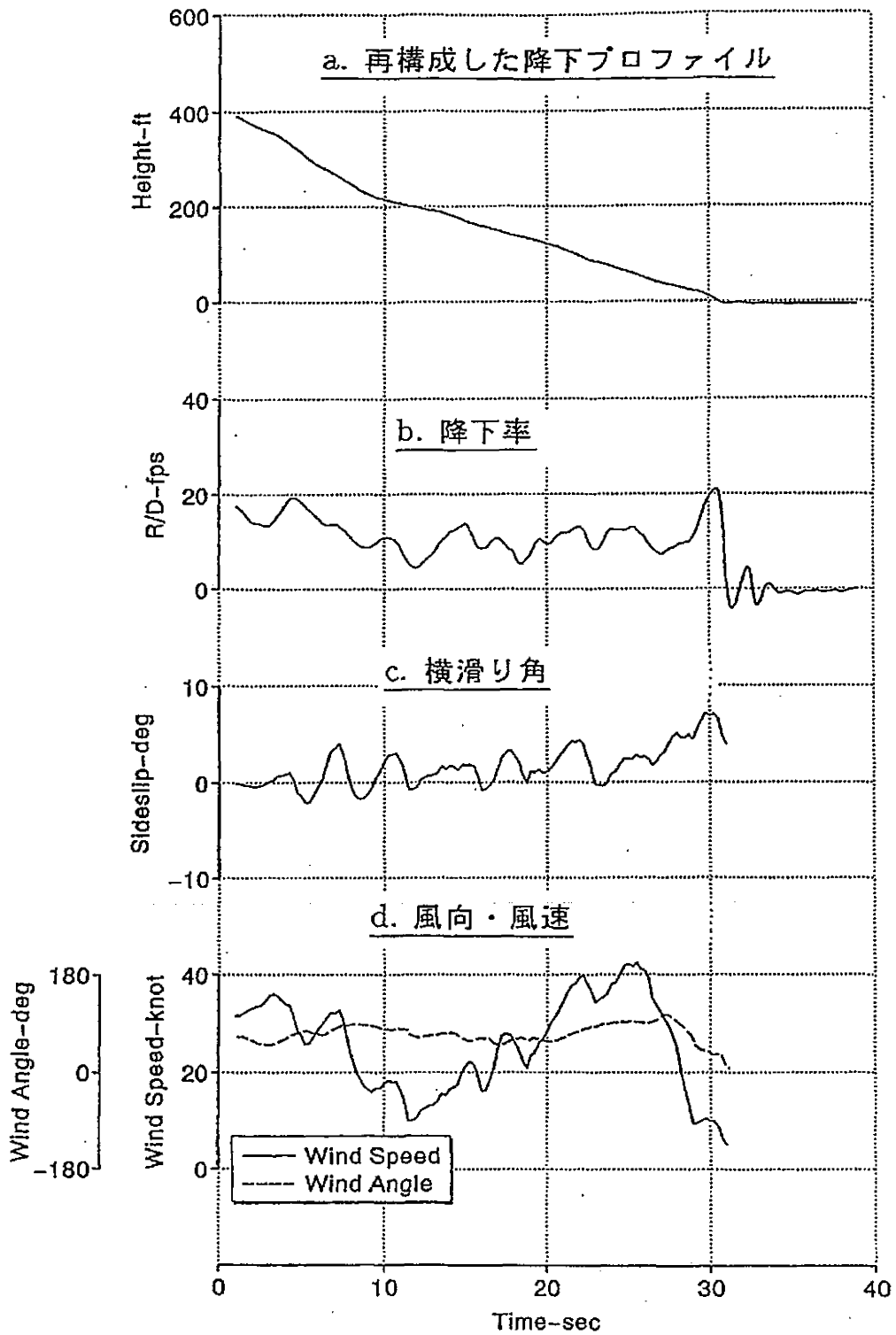
風向CCW : 平均風向に対する左回り方向極値

滑走路に対する真横風

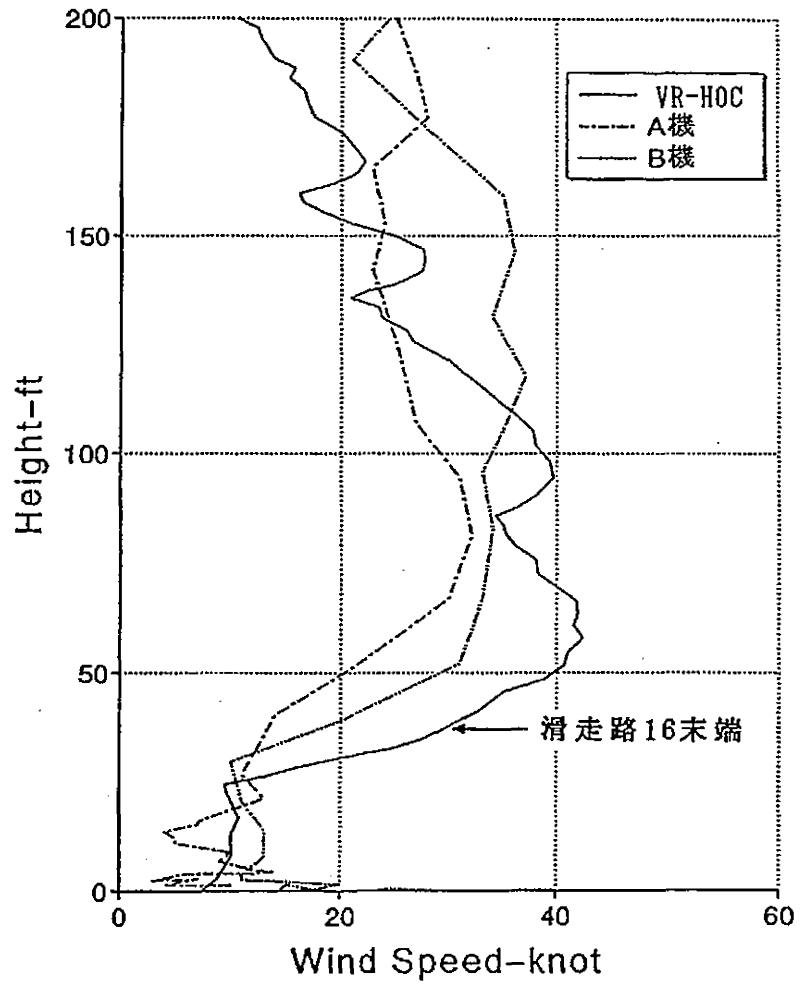
付図 1 3 滑走路 1 6 最終進入コース付近の地形図



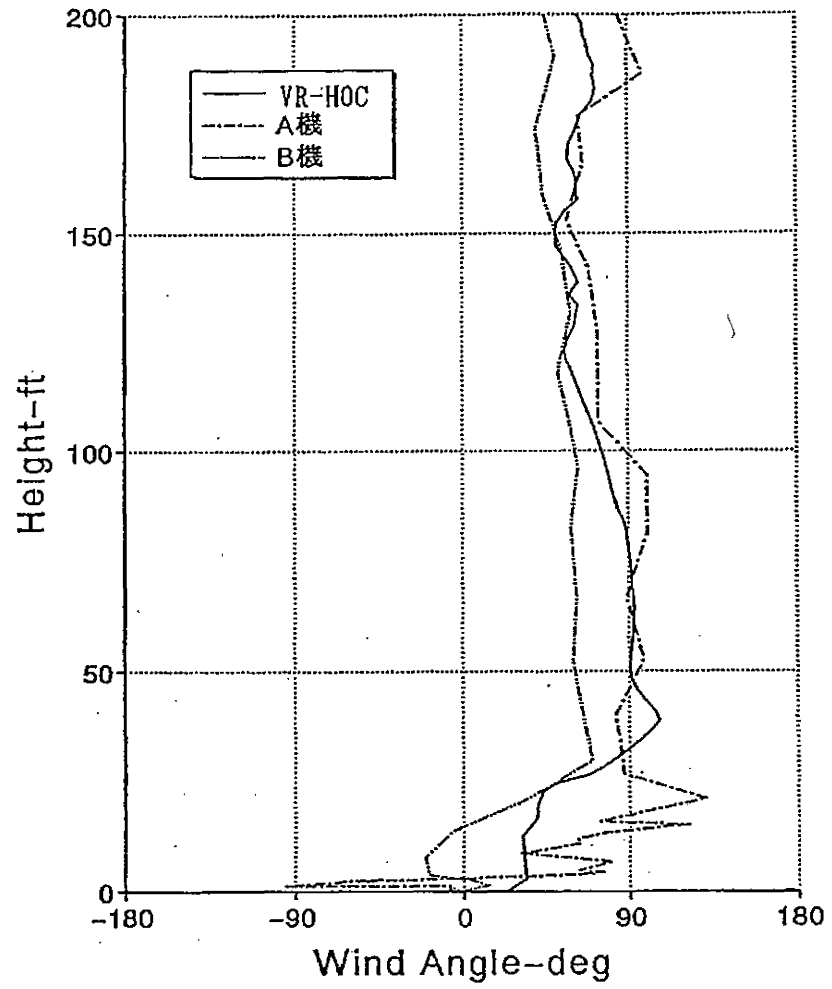
付図 1 4 降下率及び横滑り角の推定



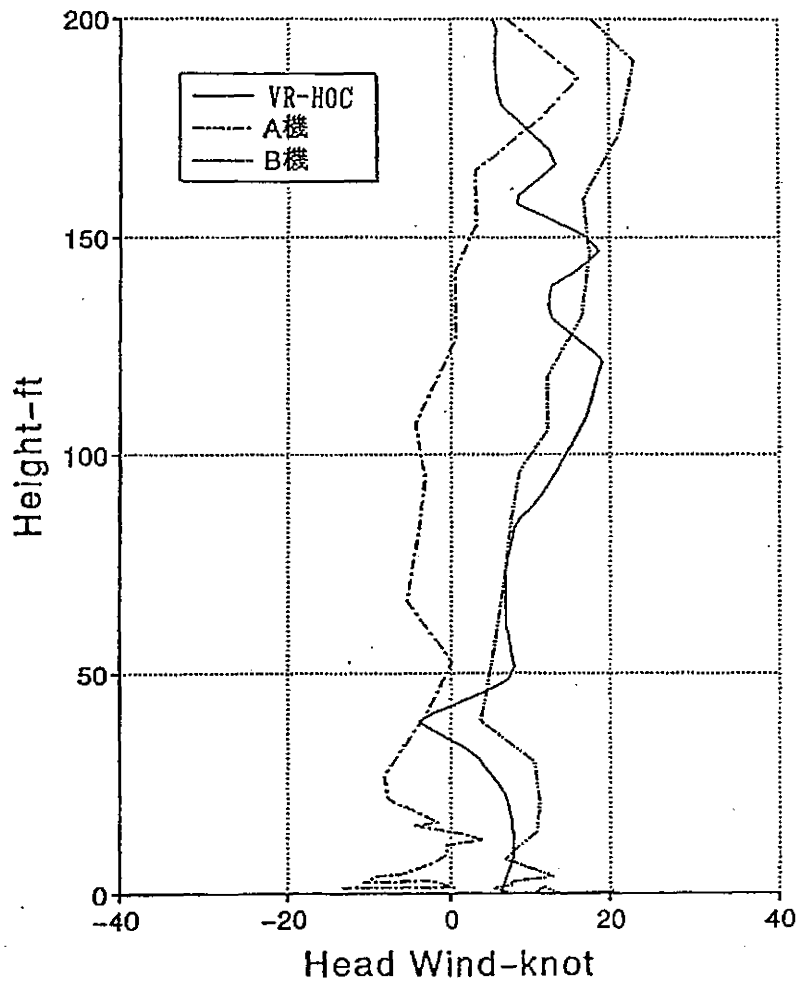
付図 1 5 進入・着陸時の風速の変化



付図 1 6 進入・着陸時の風向の変化
(滑走路16の方向を0度とする。)



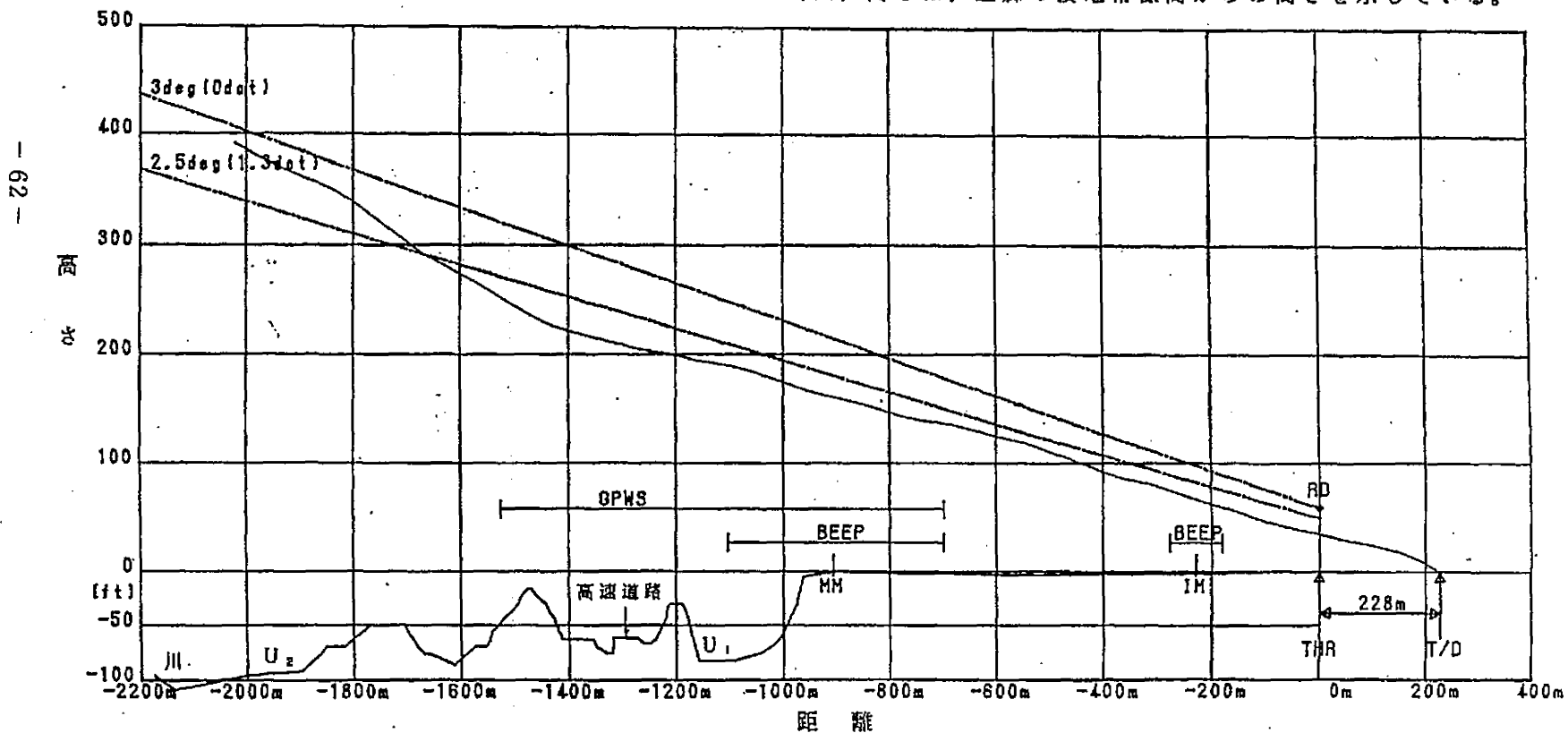
付図 1 7 進入・着陸時の前後風成分の変化



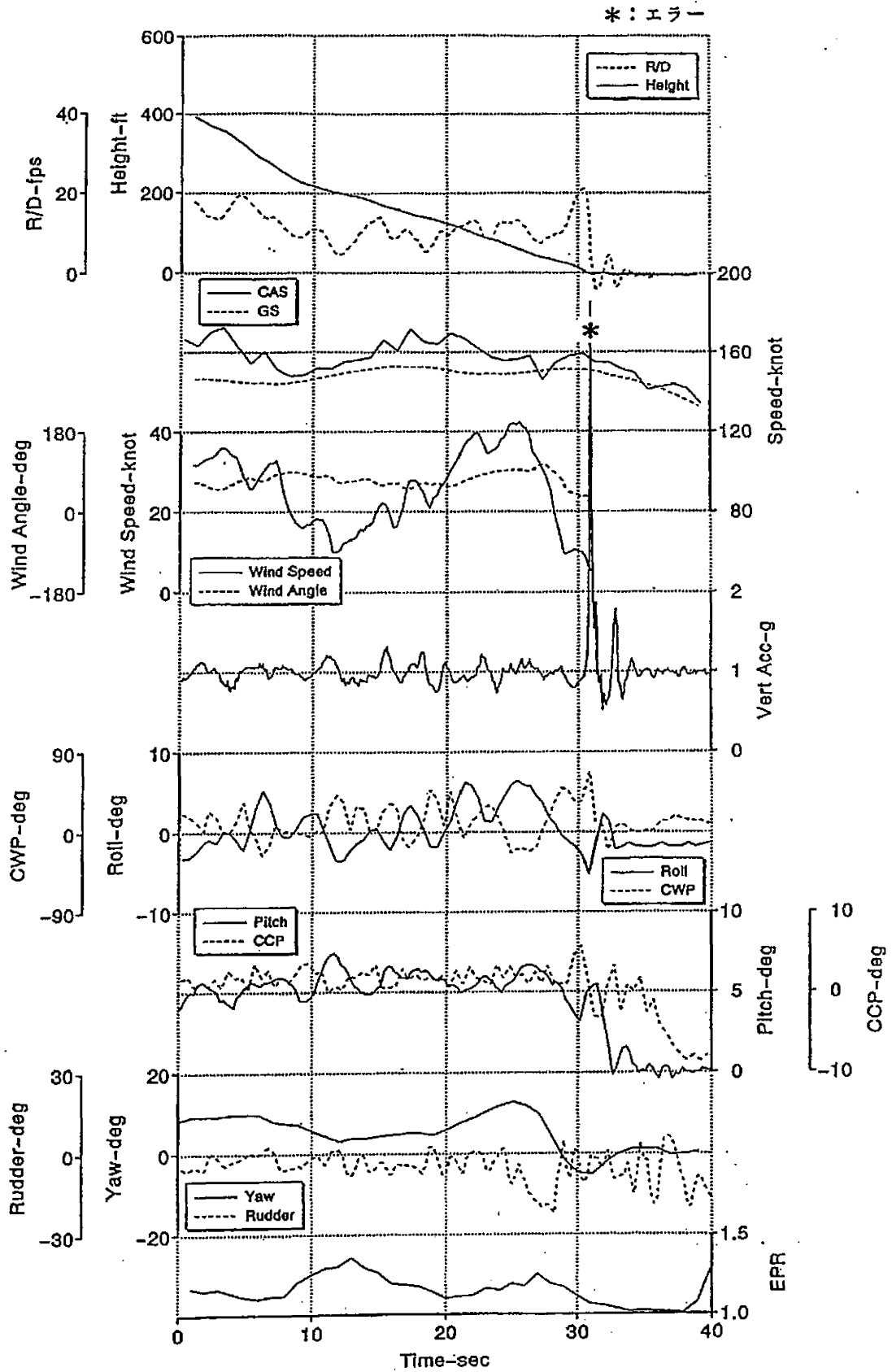
付図 1 8 推定降下プロファイル

- T/D: 接地点
- THR: 滑走路16末端
- RD: ILSレファレンス・データム (59.1フィート)
- IM: インナ・マーカ (滑走路末端から228m)
- MM: ミドル・マーカ (滑走路末端から908m)
- GPWS: GPWSモード6のソフト警報作動区間
- BEEP: マーカ音作動区間

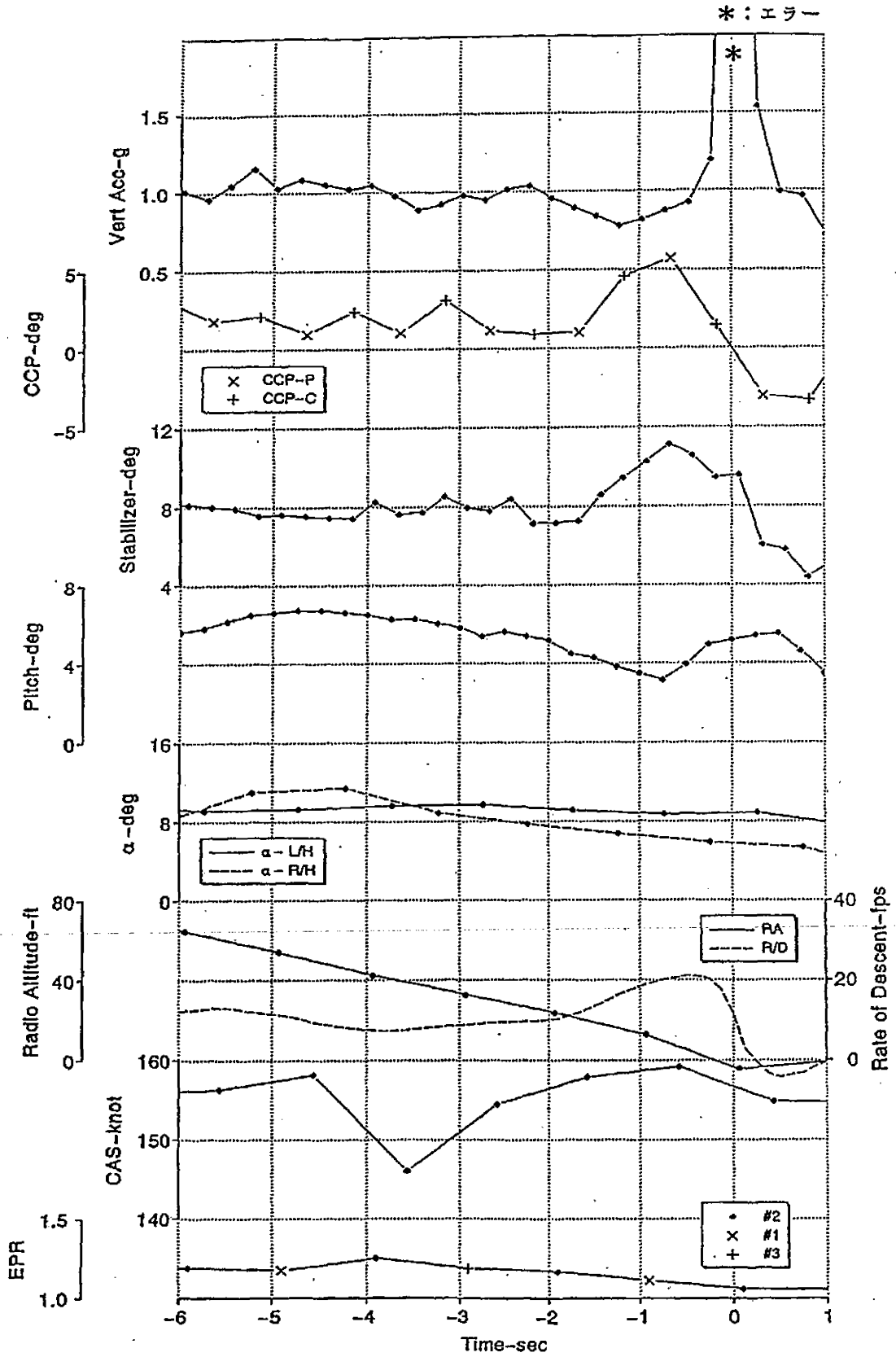
(注) 高さは、主脚の接地帯標高からの高さを示している。



付図 1 9 進入・着陸時の時間履歴

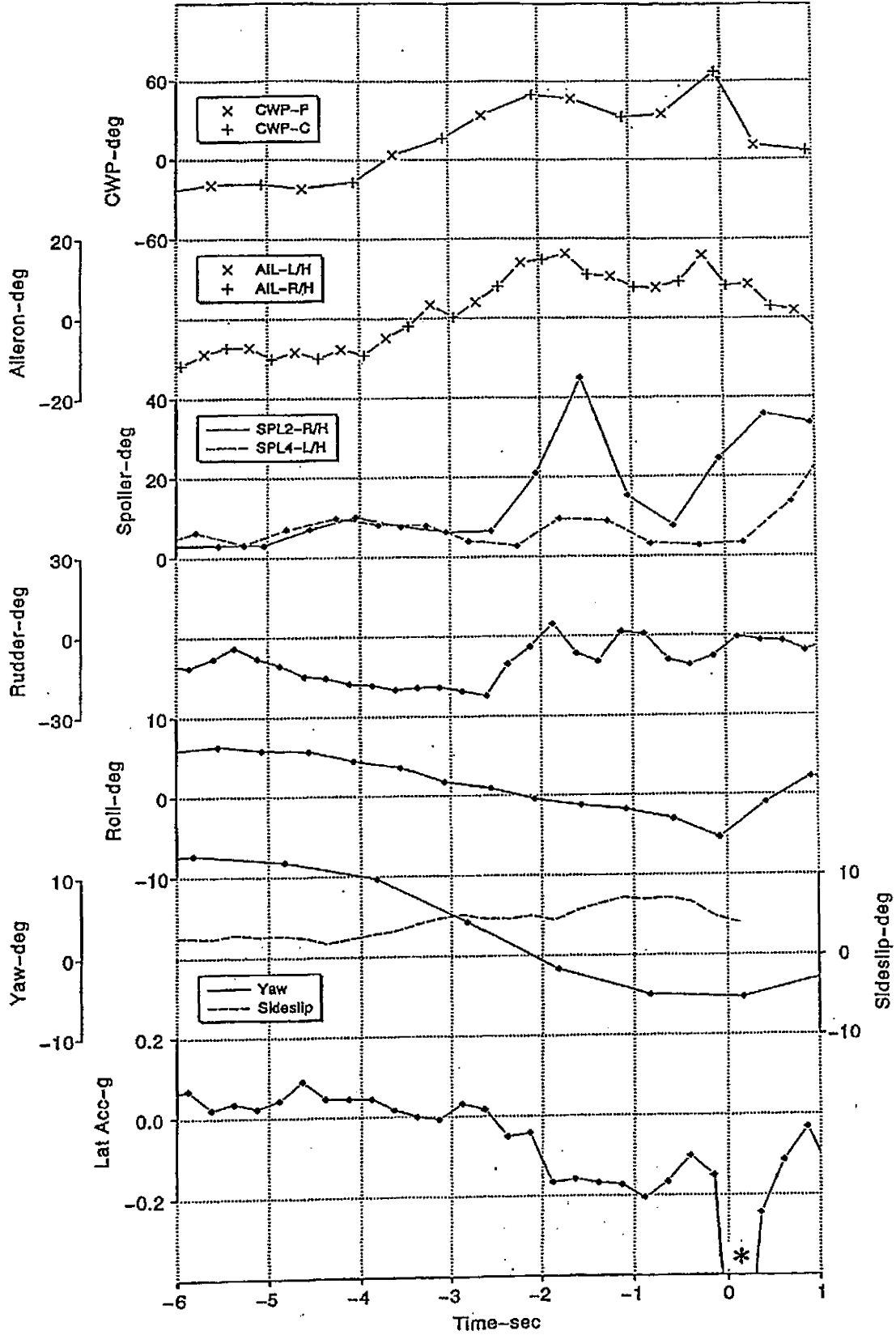


付図 2 0 接地直前の縦の運動



付図 2 1 接地直前の横・方向の運動

* : エラー



付表1 突風率

突風率：20分間毎の瞬間最大風速と10分間平均風速との比（1990年3月24日03時~06時UTC）

時間(UTC) (時分)	滑走路16				滑走路34			
	瞬間最大風速 (kt)	発現時間 (時分)	平均風速 10分(kt)	突風率	瞬間最大風速 (kt)	発現時間 (時分)	平均風速 10分(kt)	突風率
03:00~03:20	33.0	03:04	14.0	2.4	41.0	03:04	23.0	1.8
~03:40	30.5	03:38	16.0	1.9	36.3	03:27	21.0	1.7
~04:00	32.0	03:53	14.0	2.3	37.5	03:49	23.0	1.6
04:00~04:20	38.0	04:19	15.0	2.5	43.0	04:02	21.0	2.0
~04:40	28.0	04:29	12.0	2.3	37.5	04:26	23.0	1.6
~05:00	31.5	04:58	16.0	2.0	38.0	04:56	22.0	1.7
05:00~05:20	35.0	05:10	15.0	2.3	36.0	05:04	23.0	1.6
~05:40	34.0	05:24	15.0	2.3	41.0	05:34	25.0	1.6
~06:00	38.0	05:44	16.0	2.4	38.5	05:50	19.0	2.0

写真 1 左主翼上面の損傷状況

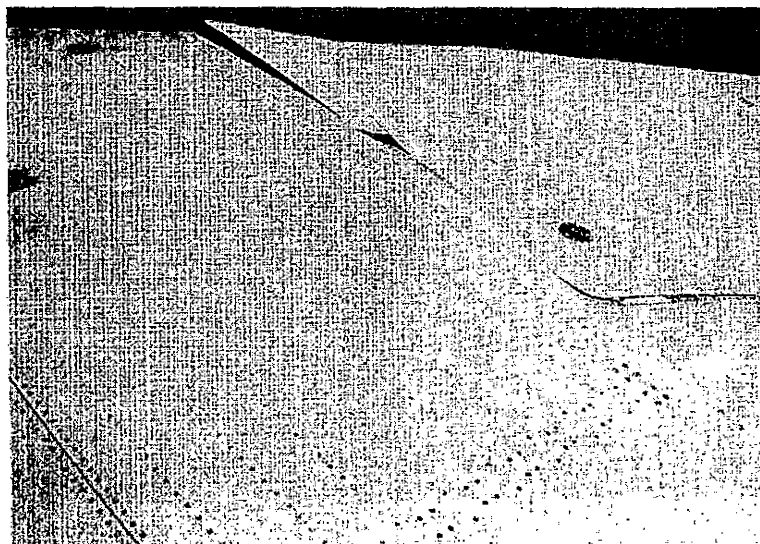
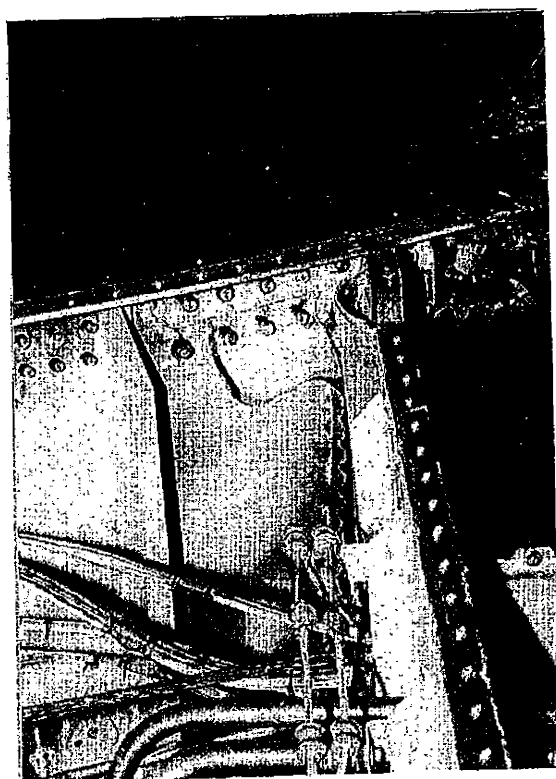


写真 2 左主翼リヤ・スパーの損傷状況(IWS241付近)



付 録 1

地上風及び他機に記録されたデータによる進入・着陸時の風の推定

1 地上風によるVR-HOCの進入・着陸時の風の推定

事故機(VR-HOC)のDFDRには風の記録は含まれていないので、同機の27分前に着陸した航空機(A機)及び6分後に着陸した航空機(B機)に記録された風の記録を参考にVR-HOCの着陸時の風を次の考え方で推定した。

A機及びB機の記録値はVR-HOCの前後のものだが、当時の風には数分から10数分の風速と風向の変動があるので内挿することは出来ない。それ故、A機及びB機に記録された風と滑走路16風向風速計の風を比較した。A機及びB機に記録された風は航空機がグライド・スロープに沿って飛行した時に受けたものなので、例えば400~300 ftの高度では地上の風向風速計の位置から約2.5~1.8 km離れた所のものであるが、機上の記録値と地上風の間に関係があれば、地上の風の記録から事故機の進入・着陸時の風をA機及びB機に記録された風を参考にして推定できるとの仮定に立っている。

滑走路16風向風速計の記録紙(本文付図11)は記録インキが飽和しているので平均風を読み取ることはできない。それ故、風向が北に偏した時には平均風も同じ傾向の変化をするであろうと仮定して、北に偏した極大値(ガストでなく数分間の平均)と機上に記録された風の平均値を比較した(付表1)。それによると

- (1) 滑走路16風向風速計の風向は、A機の着陸時にはB機の着陸時より30度北に偏している。一方、航空機の観測した高度200~20 ftの平均風向については、A機はB機より24度北に偏しており両者はほぼ一致している。
- (2) 滑走路16風向風速計の風速は2分間、10分間計ともA機の着陸時には3 ktだけB機の着陸時より小さい。一方、航空機観測(200~20ft)の風速については、A機はB機より4 kt小さく両者はほぼ一致している。

従って、滑走路16風向風速計の風からVR-HOCの着陸時の風を推定することは可能である。上の方法で推定した事故機の受けた風の状況を要約すると、“VR-HOCの進入・着陸時の風向はA機とB機の間であり、風速はA機より大きくB機と同程度である”。

2 地形と風の急変

2.1 進入経路上の風のシャーについて

事故機の27分前及び6分後に着陸したA機及びB機の風は付図1a及び1bで、風の強い所と弱い所とがいくつも見られる。

図の右側には滑走路接地帯からの高度を示してあるが、この風の変化を鉛直シャーによるものと考え、A機では鉛直シャーの大きさは大きい所では100mあたり34~48 m/sで、このように大きな鉛直シャーは存在し得なく、この特徴的な風分布は地形による水平方向の変化である。なお、事故当時のつくば市にある気象研究所(高層気象台と同じ場所)の観測塔での鉛直シャーは100mあたり4.2 m/sである。

2.2 航空機の位置の決定

風と地形とは上に述べたように密接に関係しているので、地形と風(CAS)の関係を明らかにすることが必要である。それには最初に航空機の位置を決める必要があるが、この位置をVR-HOCについては本文3.1.3.3項の方法により、また、A機及びB機については同機に記録されたインナ・マーカ通過信号の記録時間の中間点に航空機がマーカの直上にあったとして求めた。なお、A機及びB機の記録は1秒毎のもので、ミドル・マーカとインナ・マーカ間の対地速度から求めた距離から実距離を差し引いた値は、A機が-69m、B機が-24mであった。以下に述べる議論はこれだけの誤差の範囲内のものである。

3 VR-HOCの進入・着陸時のCAS変化と考察

VR-HOCのCASの変化を時間を追って述べる。

3.1 滑走路16側進入端から1.6km付近のCASの急激な変化(付図2のB₁、B₂、B₃)
付図2によるとEKの区間(滑走路進入端から2.3~1.8 km)ではCASは大きく、K点では172.6 ktになった。A機及びB機もこの付近では同じ傾向がある。

この付近の代表的な風はA機では225° /35kt、B機では210° /45ktなのでA機では向かい風9 kt、B機では向かい風22 ktとなる。

この地域は走行が200度の谷 U_2 が飛行コースと交わった付近で、ここでは地上風は水平収束して強くなるが、飛行高度は丘の上から約400 ftなので、この高さまで谷の影響が現れるかどうかは分からない。しかし、付図1a及び1bにはこの傾向は見られる。

VR-HOCでは、K点からCASが急減し、K点から B_3 点までの急減量は5秒間に25ktに達している。

CASが急減をはじめた3秒後のF点からEPRは増大しているが、CVRによればこの頃、GPWSの「グライド・スロープ」警報音の作動が始まっている。A機及びB機でもCASが同じような変化をしている。両機の風の記録によると、ともにこの付近で風向が北に寄っているので、VR-HOCにおいても風向が北に偏した可能性がある。

このCASが急減している区間の飛行コースは、標高約130フィートの丘の風下に対応しており、CASの急減は、地形が影響しているように見える。

3.2 ミドル・マーカ付近のCASの急変(付図2のG,H)

VR-HOCのCASはN点からEPRが減少しているにもかかわらず増加し、ミドル・マーカ付近の台地の上で極大になっている。この台地の所は風上側が急斜面で風が吹き上げる地形になっている。

A機及びB機には、付図2のG点及びH点で示されるCASの急変があり(変動の最大はそれぞれ、12.7 kt/2 sec、18.7 kt/2 sec)、また、VR-HOCにも変動量は少ないが似た変化(I点)がある。この地点はミドル・マーカ付近の飛行場の端で、ここでの飛行高度は高さ約200 ftである。CASの変動の大きい場所(G,H点)の地形は風の上流側(進入方向に向かって右)約200 mから先は飛行場の外側になり、窪地や丘が有り、更に、走行が200度の谷が交わった付近で複雑な地形である。(本文付図13(地形図))

ミドル・マーカの北側(アウト・マーカ側)の急斜面付近の風の変化に着目すると、B機では滑走路進入端まで1.0km付近(付図1bのP点)で風速が極大となっているのに対し、A機では同じ地点(付図1aのP'点)では極小から増大に移っており、ここでは風向の変動が大きい。

この理由は、B機では平均風が約215度(付表1)なので約200度の走行を持った谷 U_1 に沿って風は吹いているのに、平均風が約239度のA機では風が谷の走行と

一致しないためと考えることができる。

このように付図2のG、H点及びI点のCASの変化は地形の影響と考えると理解し易い。

3.3 接地直前のCASの急減(付図2のR)

ミドル・マーカを過ぎインナ・マーカとの中間付近から同機のCASは減少している。このような傾向はA機及びB機にも認められる。

A機及びB機ではインナ・マーカ付近から風が急に減少している(付図1ab)。このような減少は鉛直シャワーとしては存在し得ないので、この風の急減は地形がかかわっていると考えられる。本文付図13(地形図)によると、風の強い部分は風上側が急斜面で、風が吹き上げる地形になっている所に、弱くなった部分は飛行場の広く平坦な所に対応している。

滑走路端付近(付図2のR点)でVR-HOCのCASは突然に1秒間で12 kt減少し146 ktになった。この時の高度は約40 ftである。機長が“電波高度計の60 ftのコールの後、突然、急激に沈下した”と述べている地点はここであったと考えられる。

滑走路16風向風速計の記録(本文付図11)には、05時11分(UTC)頃に極値として $310^\circ / 35\text{kt}$ が記録されている。この記録ではピークの継続時間はわからないが2分間風向風速計の記録(注参照)には、ほぼ同じ時刻に3秒間のベクトル平均で $287^\circ / 27\text{kt}$ の極値(風速の読み取り値には誤差がある。)が記録されている。

CASの急減が生じたのは、DFDR及びCVRの解析結果によれば05時11分46秒である。2分間平均風向風速計に記録された平均風 $225^\circ / 15\text{kt}$ で渦が移動したとするとCASの急変した時の航空機の位置は風向風速計から風下約350メートルであるので、同機がこの風向・風速の極値に遭遇するのは $350\text{m} \div 15\text{kt} \approx 45$ 秒遅れることとなり時間的一致はある。

風向と風速の極値の発現時間が一致していたか否か両記録からは読みとることは出来ないが、仮に発現時間が一致していたとして、同機がこの風に高度40フィート付近で遭遇したとすると、風向風速計の記録からは瞬間最大 32kt の追い風を、また、2分間平均風向風速計の記録からは3秒間のベクトル平均で 20kt の追い風を受けたことになる。

一方、同機のCASは1秒間に約12kt急減した後1秒間に約8kt増大しているので、上記値は過大であるように思われる。この理由として①風向と風速の極値の発現時間が一致していない、②風向風速計の位置と航空機の位置は距離的に離れており、風向風速計の風が航空機の位置の状況をそのまま表していない、③2分間平均風向風速計の風速の極大は正確に読み取れない等のことが考えられる。しかしながら前述のとおり時間的一致はあるので、同機が一時的に強い追い風を受けたことは十分に考えられる。

滑走路16風向風速計の風上側の地形が渦の発生にどのように関係しているかは明らかでない。

(注)：2分間平均風向風速計：0.25秒毎の値を3秒間(12個)平均したものを処理する前の基礎データとし、2分間の値(40個)について、6秒毎の移動平均をとり、平均値とその2分間の極値を打点する。ただし、極値は2分間内のもので発現した時間を記録していない。なお、風向はベクトルで計算したものである。本文付図12の左側の風速では茶色が極値、青色が平均値であり、風向では緑色が極値、紫色が平均値である。

付録 1 付表 1 滑走路 16 風向風速計記録から読み取った風と航空機記録の風との比較

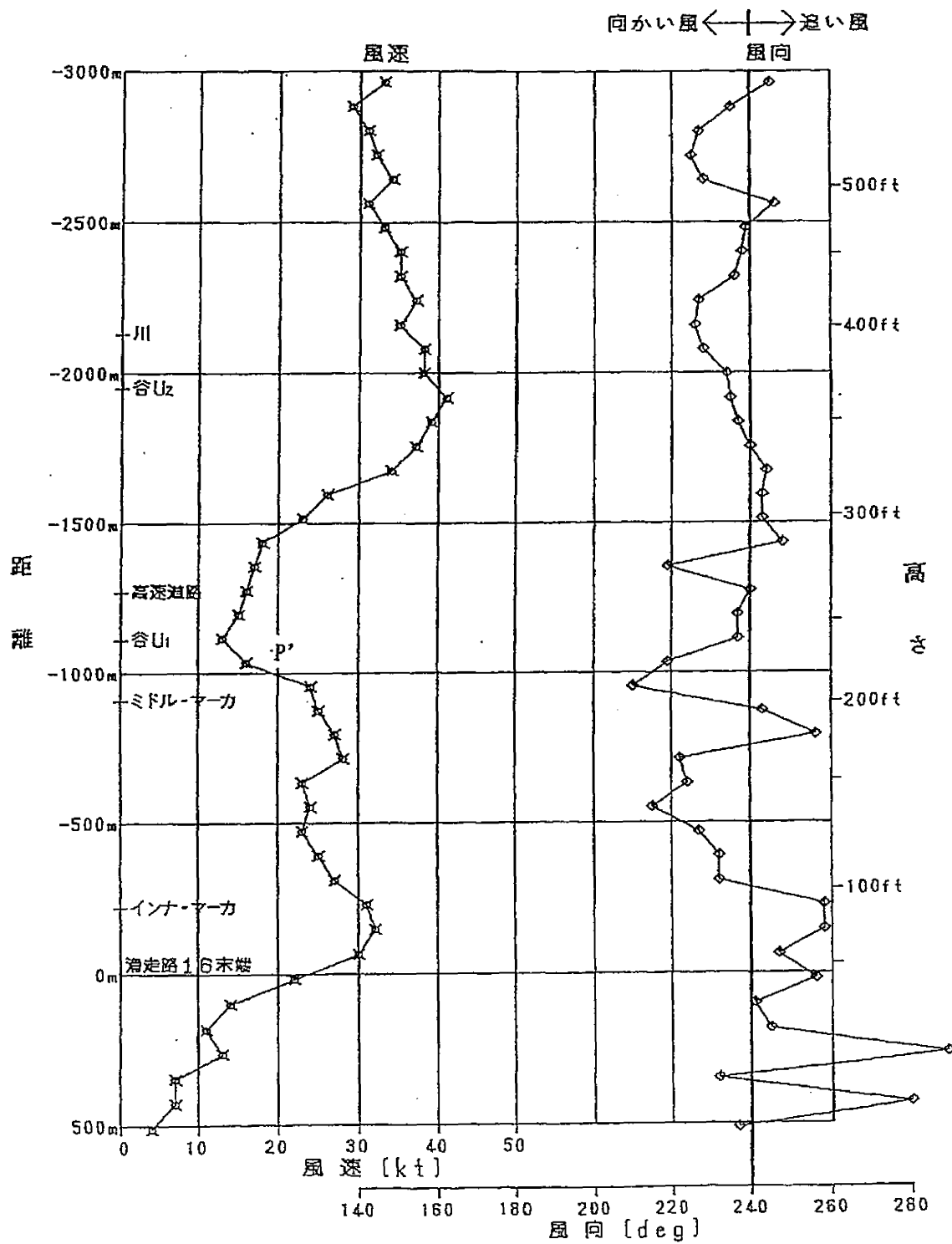
		A機	VR-HOC	B機
	着陸時刻	04h45m01s(UTC)	05h11m49s(UTC)	05h18m48s(UTC)
地上観測	風向の北分の限界(360度)	300度 瞬間的に320度*	285度 瞬間的に310度*	270度 変動無し
	風向の変動幅	300~200度* (平均250度)	285~190度* (平均238度)	270~180度* (平均225度)
	風速(kt) 10分間平均 2分間平均 記録紙*	12.0 12.0 16.0	15.0 15.0 25.0	15.0 15.0 24.0
航空機記録	400~300ft (平均風kt)	239(4)/33(8) N=9	記録無し	215(6)/38(4) N=9
	200~20ft (平均風kt)	239(15)/26(5) N=12		215(8)/30(8) N=18

注 (1)*印は記録紙の時間分解能が悪く読み取り誤差が大きいのので参考程度に示した。

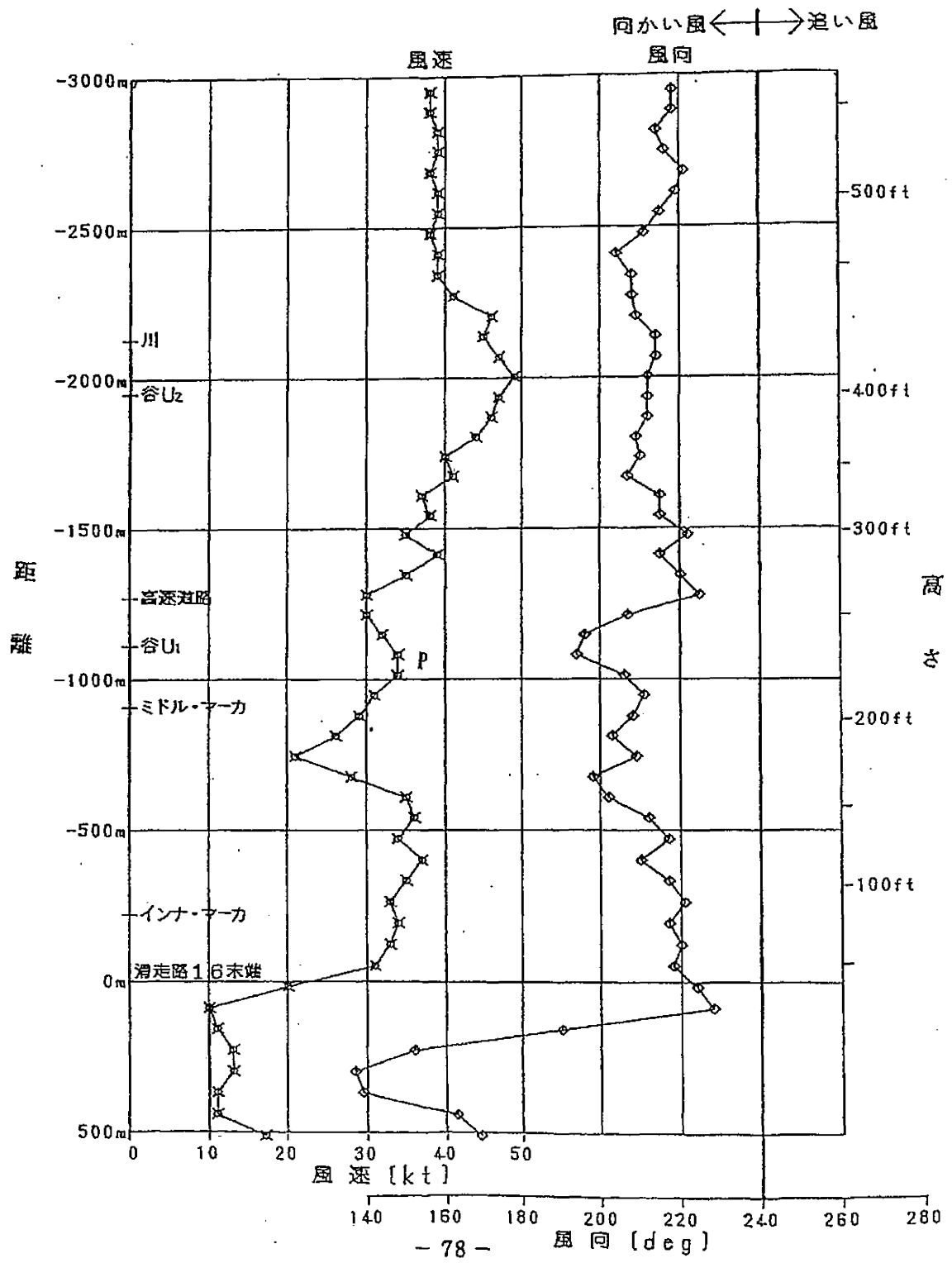
(2)航空機記録の風向・風速はスカラーで計算した値(360度及びノット単位)、括弧内の値は分散、Nはデータ数を示す。

(3)*印は5分間程度の最大風速を読み取ったもので、誤差はかなりあるが参考に示した。

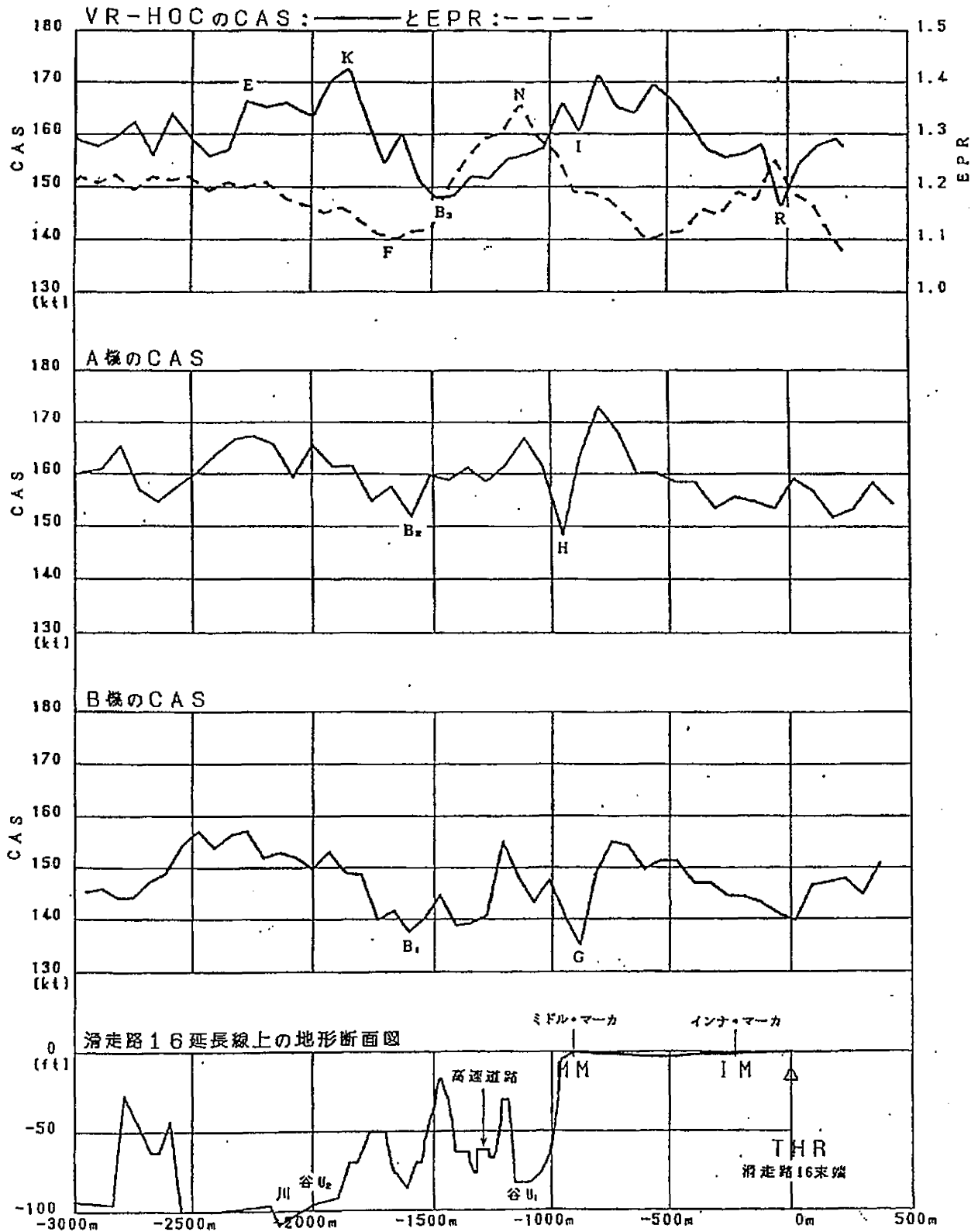
付録1 付図1 a A機の進入・着陸時に
記録された風



付録1 付図1b B機の進入・着陸時に記録された風



付録1 付図2 進入・着陸時のCASの変化



付 録 2

降下率及び機体運動からの風の推定

1 降下率の推定

DFDR による電波高度と垂直加速度の記録から、カルマン・フィルタを用いて、降下率を推定する。運動方程式は次式で与えられる。

$$\frac{dh}{dt} = -w$$

$$\frac{dw}{dt} = a_z$$

ここで、 h : 高度 w : 降下率 a_z : 垂直加速度

DFDR に記録された高度を h^* 、垂直加速度を a_z^* で表し、またそれぞれに含まれる測定誤差を ϵ_h 、 ϵ_{a_z} とすると

$$h^* = h + \epsilon_h$$

$$a_z^* = a_z + \epsilon_{a_z}$$

測定誤差の分散を以下のように仮定した。電波高度計の誤差については、2通りに場合分けして決めた。即ち、地面の凹凸の影響を受けやすいアプローチ途中では大きな誤差 (30 ft) を見込み、地形が平坦な滑走路付近では 1 ft の精度を期待した。

$$E[\epsilon_{a_z}^2] = (0.05G)^2$$

$$E[\epsilon_h^2] = \begin{cases} (30 \text{ ft})^2, & \text{if } h \geq 200 \text{ ft;} \\ (1 \text{ ft})^2, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

結果を付録 2 付図 1 に示す。なお本計算で用いた初期値を下表に示す。

降下率を推定する場合の初期値の仮定

時間, t	接地の約 7 秒後 (注)
高度, h	0
降下率, w	0

(注) 時間軸の逆方向に積分している

2 機体運動からの風の推定

2.1 機首方向の風速の推定

機首方向の風速は対地速度（計算値）と対気速度（DFDRの記録）の差から求めた。以下に対地速度の計算方法を示す。

まず、DFDRに記録された前後方向加速度（ a_x ）とピッチ姿勢角（ Θ ）を用いて機体軸における前後方向速度（ U ）を求める。この際、運動方程式

$$\dot{U} = a_x - g \sin \Theta - qW + rV$$

の右辺第3,4項は省略した。また、積分定数はミドル・マーカ通過からインナ・マーカ通過までに要した時間から、この間の平均対地速度を推定して決定した。

次に、得られた機体軸速度を座標変換して滑走路方向の対地速度を求めた。この際、座標変換式

$$\begin{aligned}\dot{X}_{R/W} &= U \cos \Psi \cos \Theta \\ &+ V(\cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi) \\ &+ W(\cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi)\end{aligned}$$

$\dot{X}_{R/W}$: 滑走路軸前進速度

U, V, W : 機体軸速度成分

Φ, Θ, Ψ : ロール角, ピッチ姿勢角, ヨー角

において、 $\Theta \simeq 0, \Phi \simeq 0, \Psi \simeq 0$ と仮定した。

以上より得られた、対地速度とDFDRに記録された対気速度との差から機首方向の風速を算出した。

2.2 横風の推定

DFDRには機体の横滑り角が記録されていないため、前後風を算出した2.1と同様の方法によって横方向の風を推定することはできない。そこでカルマン・フィルタを用いて機体の横方向の運動を再構成し、機体軸における横風を推定した。

機体の運動を線形とし、測定誤差を考慮した系の状態方程式は以下のように与えられる。

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{v}_g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_\beta/V_{T_0} & Y_p + W_0 & Y_r - U_0 & g \cos \Theta_0 & 0 & Y_\beta/V_{T_0} \\ L'_\beta/V_{T_0} & L'_p & L'_r & 0 & 0 & L'_\beta/V_{T_0} \\ N'_\beta/V_{T_0} & N'_p & N'_r & 0 & 0 & N'_\beta/V_{T_0} \\ 0 & 1 & \tan \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_g \end{bmatrix} \\ + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_{sp}} & Y_{\delta_r} \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_{sp}} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_{sp}} & N'_{\delta_r} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_{sp} \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_{sp}} & Y_{\delta_r} & 0 \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_{sp}} & L'_{\delta_r} & 0 \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_{sp}} & N'_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{\delta_a} \\ \epsilon_{\delta_{sp}} \\ \epsilon_{\delta_r} \\ \epsilon_{v_g} \end{bmatrix}$$

機体特性（有次元微係数）はロッキード社から提供された資料に基づいた。測定量はDFDRに記録されたロール角（ ϕ ）、ヨー角（ ψ ）及び横方向加速度（ a_y ）とする。

$$\dot{v} = a_y + g \cos \Theta \sin \Phi + pW - rU$$

より、測定方程式は以下のようなになる。

$$y = \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \\ a_y + g \cos \Theta \sin \Phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ Y_\beta/V_{T_0} & Y_p & Y_r & g \cos \Theta_0 & 0 & Y_\beta/V_{T_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_g \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_\phi \\ \epsilon_\psi \\ \epsilon_{a_y} \end{bmatrix}$$

なお、上式に現れる小文字の変数は全て、計算開始時の初期値からの擾乱量を表す。

v : 横速度の擾乱量

p, r : ロール・レイト, ヨー・レイトの擾乱量

ϕ, ψ : ロール角, ヨー角の擾乱量

v_g : 横風の擾乱量

計算に際し、初期値(接地の約30秒前)及び測定誤差を以下のように仮定した。

初期値の仮定

初期値の仮定		測定誤差の仮定	
飛行速度, V_{T_0}	160.0 kt	$E[\epsilon_{\delta_a}^2]$	$= (0.20 \text{ rad})^2$
機体軸前後方向速度, U_0	158.1 kt	$E[\epsilon_{\delta_{sp}}^2]$	$= (0.10 \text{ rad})^2$
機体軸横方向速度, V_0	0	$E[\epsilon_{\delta_r}^2]$	$= (0.20 \text{ rad})^2$
機体軸上下方向速度, W_0	24.7 kt	$E[\epsilon_{v_y}^2]$	$= (10 \text{ knot/s})^2$
ロール角, Φ_0	-2.8 deg	$E[\epsilon_{\phi}^2]$	$= (0.03 \text{ rad})^2$
ピッチ角, Θ_0	5.9 deg	$E[\epsilon_{\psi}^2]$	$= (0.03 \text{ rad})^2$
ヨー角, Ψ_0	9.2 deg	$E[\epsilon_{a_y}^2]$	$= (0.05 \text{ G})^2$
ロールレイト, P_0	0		
ヨーレイト, R_0	0		
機体軸における横風, V_{g_0}	0		

本計算に用いた諸数値

機体諸元

$$\begin{aligned}
 W &= 357500 \text{ lb} \\
 S &= 3456 \text{ ft}^2 \\
 b &= 155 \text{ ft} \\
 \bar{c} &= 24.46 \text{ ft}
 \end{aligned}$$

I_x, I_y, I_z 及び I_{xz} はロッキード社の値によった。

飛行条件

$$\begin{aligned}
 V &= 160 \text{ knot} \\
 \alpha &= 8.86 \text{ deg} \\
 \gamma &= 3 \text{ deg}
 \end{aligned}$$

横・方向の微係数

ロッキード社の値によった。

2.3 風速・風向の推定

2.1 で求めた機首方向の風速 U_g と 2.2 で求めた機体軸に対する横風 V_g から、地面固定座標系における風速 V_w 及び風向 Ψ_w を求めた。

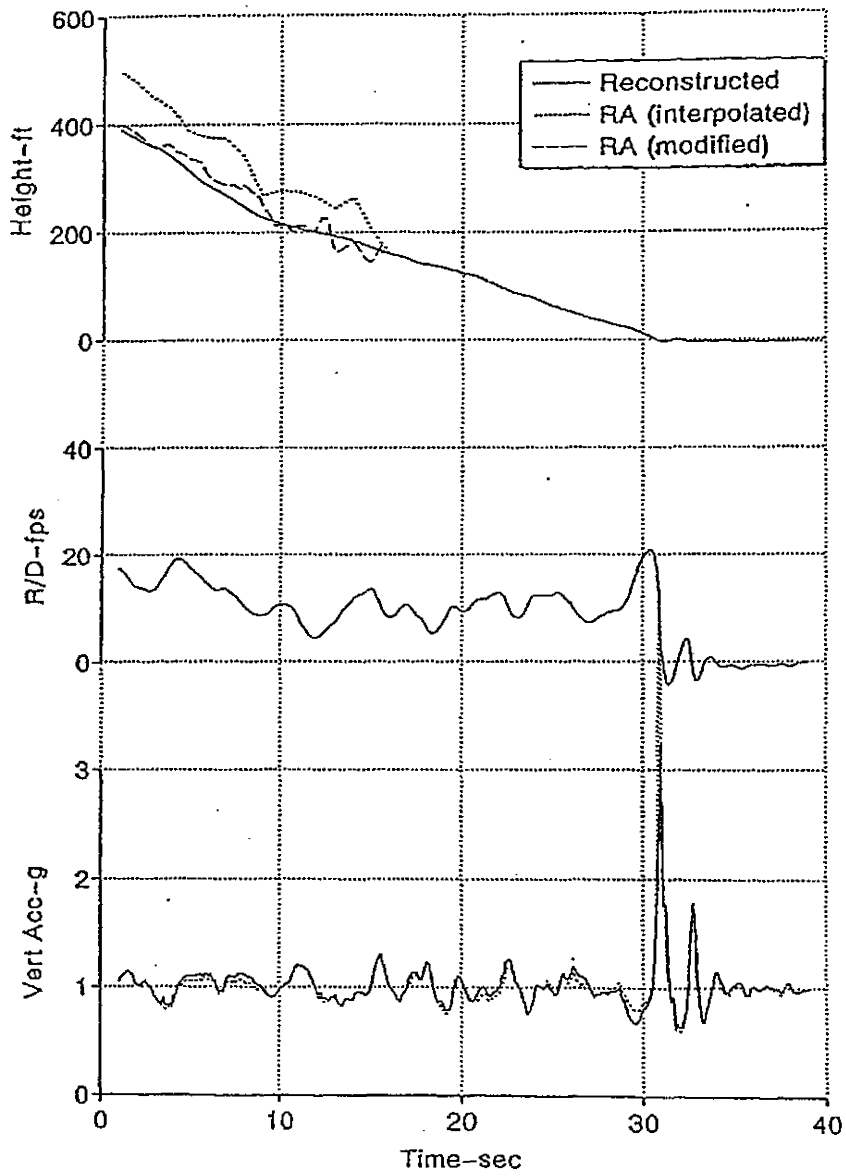
$$V_{w,x} = U_g \cos \Psi_0 - V_g \sin(\Psi_0 + \psi)$$

$$V_{w,y} = U_g \sin \Psi_0 + V_g \cos(\Psi_0 + \psi)$$

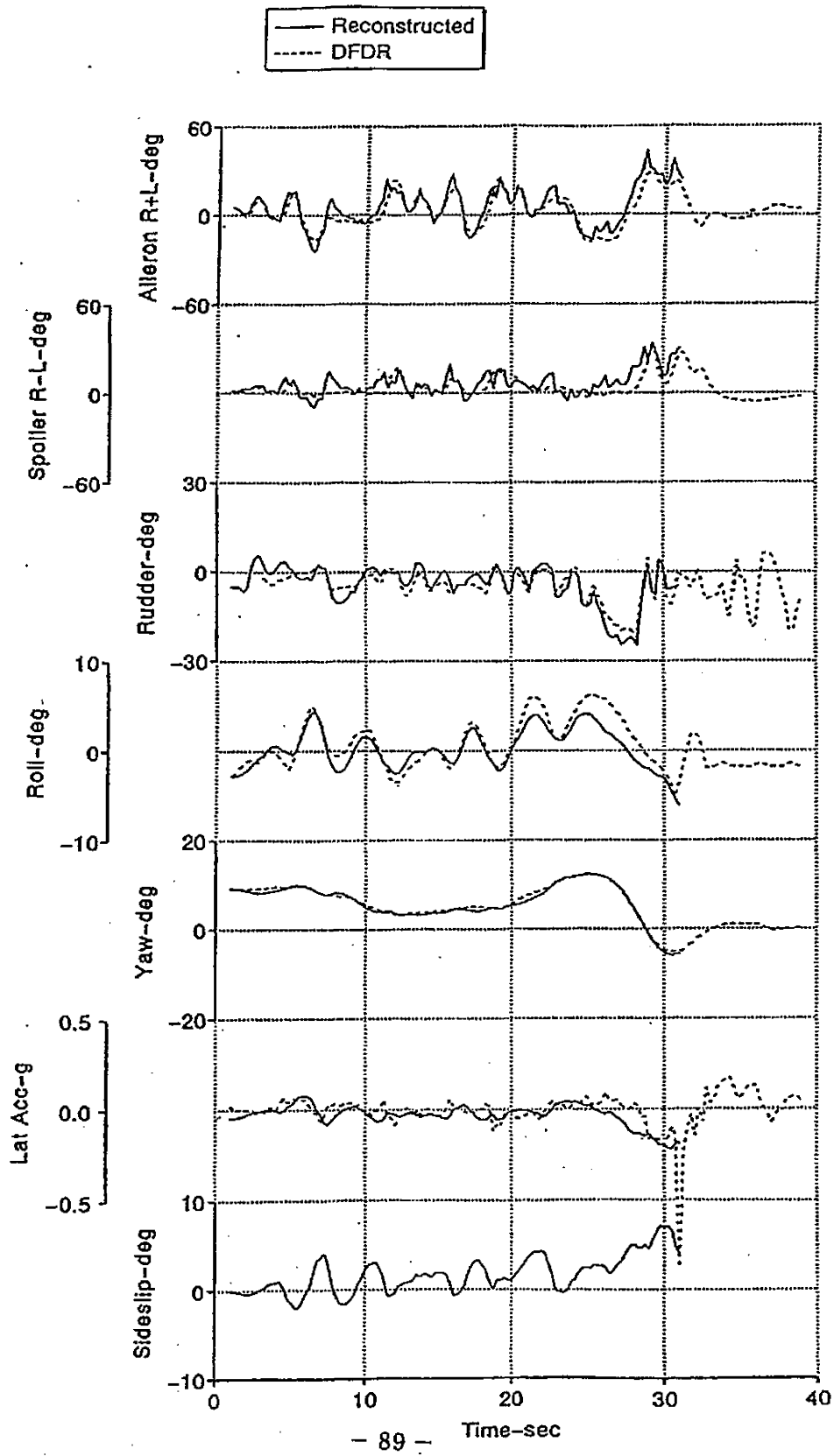
$$V_w = \sqrt{(V_{w,x}^2 + V_{w,y}^2)}$$

$$\Psi_w = \tan^{-1}(V_{w,y}/V_{w,x})$$

付録2 付図1 高度及び垂直加速度の
再構成による降下率の推定

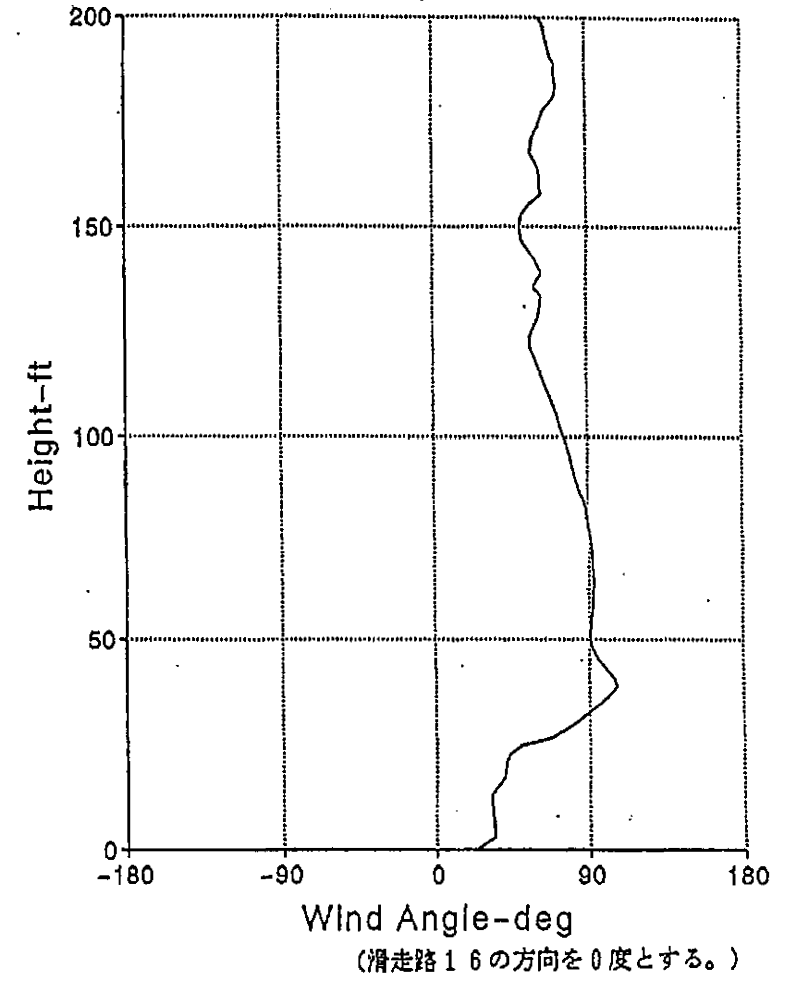
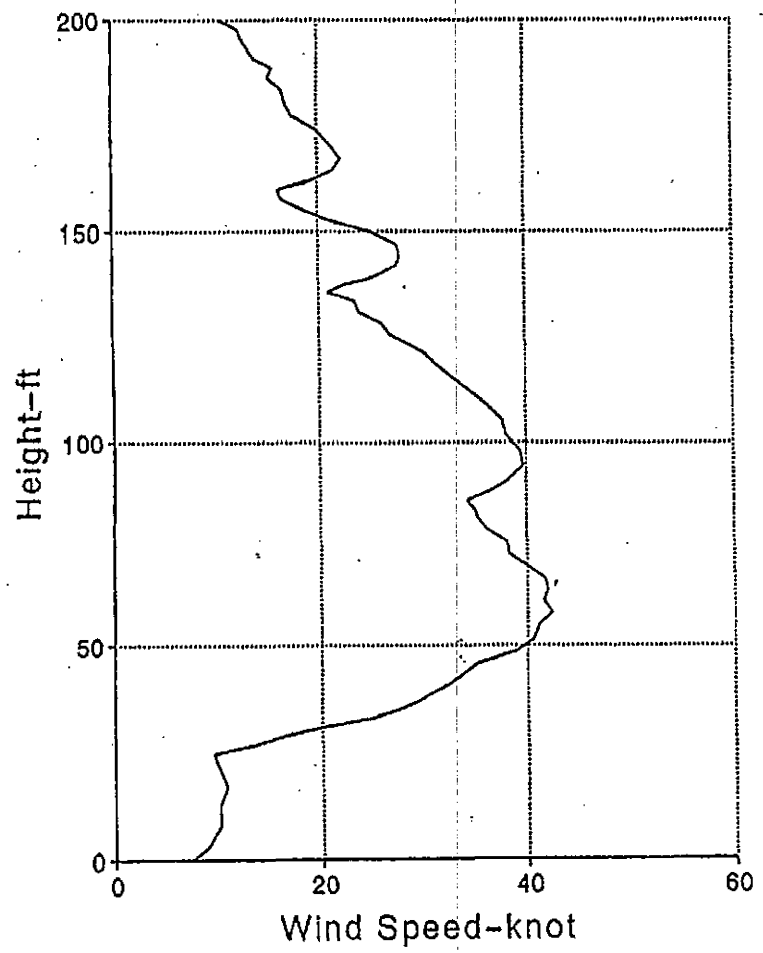


付録 2 付図 2 横・方向の運動の
再構成による横滑り角の推定



付録2 付図3

風向・風速の推定



1 Progress and Process of Aircraft Accident Investigation

1.1 Summary of the Aircraft Accident

VR-HOC, a Lockheed L1011-385-1, of Cathay Pacific Airways which departed Hong Kong International Airport as its scheduled flight 508 on March 24, 1990, made a hard landing on Runway 16 of New Tokyo International Airport about 0512 hours Universal Co-ordinated Time (1412 hours Japan Standard Time), in which the rear spar of the wing root and its vicinity of the left wing were damaged and the fuel flowed out from No. 1 fuel tank. Fire did not occur.

On board the aircraft were a crew of 18 and 283 passengers, a total of 301 persons, and in the emergency evacuation effected, two passengers were seriously injured.

1.2 Outline of Aircraft Accident Investigation

1.2.1 Notification and Organization

1.2.1.1 Upon receipt of notification from Minister of Transport of the occurrence of the accident on March 24, 1990, the Aircraft Accident Investigation Commission appointed the investigator-in-charge and five other investigators to make investigation of this accident.

1.2.1.2 The following three technical advisers were appointed for the analysis of specialized area relating to the investigation of this accident (titles are as of the date of appointment):

- (1) For investigation of damage to airframe structure and analysis of strength

Kousaburo Yamane

Head, Damage Mechanism Lab.,
Airframe Division,
National Aerospace Laboratory, Science and Technology Agency

- (2) For analysis of flight

Toshio Bando

Head, Flight Test Lab.,
Flight Research Division,
National Aerospace Laboratory, Science and Technology Agency

(3) For analysis of meteorology

Akira Nakayama

Former Professor, National Defense Academy
Defense Agency

1.2.1.3 Notification to related foreign governments and their participation in accident investigation

In accordance with Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, notification of the accident was made to Hong Kong, the state of registry of the aircraft, and to the USA, the state of manufacture of the aircraft.

An accredited representative of the Hong Kong Government and his advisers participated in the investigation. No notification was received on appointment of representatives from the USA.

Consultation was made with the Hong Kong Government for their comments as to the preparation of this accident investigation report.

1.2.2 Period of Investigation

March 25~28, 1990	Investigation at accident site
March 28, 1990~August 7, 1991	Investigation and analysis of damage to airframe, and flight
March 27~Oct. 25, 1990	Transcription of readouts of Cockpit Voice Recorder (including work by Hong Kong representatives)
March 27, 1990~August 7, 1991	Transcription & analysis of readouts of Flight Recorder (including work by Lockheed USA)
April 2, 1990	Special flight-inspection on ILS, PAPI, etc. of New Tokyo International Airport
May 25, 1990~August 7, 1991	Investigation & analysis of meteorology
June 6, 1990	Flight over the vicinity of New Tokyo International Airport for study of its topography
June 28, 1990	Investigation on flight performance by a simulator of L1011

1.2.3 Hearing of comments of cause-related personnel

Hearing via the Hong Kong Government of comments of the flight crew as personnel related to the probable causes was made.

2 F a c t u a l I n f o r m a t i o n

2.1 History of Flight

VR-HOC, a Lockheed L1011-385-1, of Cathay Pacific Airways was to depart Hong Kong International Airport for New Tokyo International Airport (hereinafter referred to as "Narita Airport") as its scheduled flight 508 on March 24, 1990, with a flight crew of three, 15 cabin attendants and 283 passengers, 301 persons in total on board. The captain reported to the dispatcher office of the company 0030 hours Universal Co-ordinated Time (hereinafter, unless otherwise noted, time is represented by Universal Co-ordinated Time as UTC), and received the pre-flight briefing. According to the weather forecast he received in the briefing, the wind forecast at Narita Airport was as much as 220 deg/12 kt occasionally 15~27 kt at the estimated time of arrival.

The flight plan of the aircraft filed to Hong Kong International Airport Office of Civil Aviation Department was as follows:

Flight Rule: IFR, Destination: Narita Airport, Route of Flight: Alfa One (A1), Cruising Altitude/TAS: Flight Level 290/504 kt, Estimated Time Enroute: 3 hours 28 minutes, Alternate Airport: Tokyo International Airport (Haneda)

With a clearance of flight route Alfa One given by Hong Kong Area Control Center, the aircraft took off Honkong International Airport about 0138 UTC. About 0430 UTC, after passing Kushimoto VORTAC at Flight Level 330, the aircraft monitored "Information ALFA (0417 UTC)" broadcast by Narita ATIS (Automatic Terminal Information Service), and thereby knew that the active runway at Narita is 16 and wind 230 deg/18 kt with maximum 29 kt and minimum 8 kt, and also that a moderate turbulence was reported less than 1,000 ft on the final course to runway 16 and a wind shear in the middle of the runway.

Narita ATIS "Information Brabo (0430 UTC)", which the aircraft received subsequently, showed that the wind was variable between 210 and 270 degrees with a velocity of 23 kt, maximum 38 kt and minimum 9 kt.

After passing Miyakejima VOR/DME, the aircraft was cleared by Tokyo Area Control Center descent to 13,000 ft and was instructed to change frequency to Narita Terminal Control (hereinafter referred to as "Approach Control") shortly before reaching Position Reporting Point Mama, until which time the flight had been normal with no turbulence encountered.

The aircraft was given a radar navigational guidance by Approach Control to the final approach course of "Narita ILS Runway 16" Approach Procedure almost on the usual arrival route, with lower altitudes cleared.

According to Narita ATIS "Information Charlie (0448 UTC)", which was monitored by the aircraft in descent, the wind was 210 variable 270 deg/23

kt, maximum 38 kt and minimum 9 kt; while, according to "Information Delta (0500 UTC), the wind was 200 variable 270 deg/22 kt, maximum 38 kt and minimum 11 kt. Through the Information Charlie and Delta, the crew monitored a pilot report of a Boeing 747 that they had encountered a loss in airspeed of about 20 kt due to wind shear at 700 ft on the final approach course to Runway 16.

According to the flight crew,

During descent they occasionally entered clouds down to 15,000 ft, but therebelow they had no cloud at all, maintaining visual meteorological conditions with smooth air. However, since, as indicated in the Narita ATIS information, severe conditions could be expected with intense crosswind and turbulence at the time of approach and landing, they decided to continue approach, paying special attention to the succeeding wind information.

Turbulence began about after passing 3,000 ft, and the aircraft continued to be in a moderate turbulence, until it encountered a severe turbulence shortly before touch-down.

With a clearance to descend to 2,000 ft and to make a "Narita ILS Runway 16" Instrument Approach (see Attached Fig. 1), the aircraft commenced the approach. The gear was extended at about 1,700 ft and the flap was set at a landing flap angle of 33 degrees at about 1,500 ft, and the captain initiated approach by manual control at about 1,400 ft after passing the outer marker, disengaging the auto-pilot and the auto-throttle.

As to details up to the landing, the flight crew stated as follows:

The aircraft, on approach to landing, began the approach, setting the initial targetted approach speed at 162 kt on the basis of the landing reference speed (VREF) of 142 kt corresponding to the landing weight of about 360,000 pounds at the flap angle of 33 degrees as well as the surface wind given.

When the aircraft reported passing the outer marker to Narita Airport Control Tower (hereinafter referred to as "Tower"), the wind information of 230 deg/14 kt was given by the Tower together with a landing clearance.

The captain and other flight crew had already Runway 16 in sight and they thought from the wind information that "Good, I like it"; and when passing about 650 ft, they reconfirmed the Tower on the wind and were given new information of 230 deg/14 kt with a maximum of 26 kt, and continued approach to land.

During descent from about 500 ft in a moderate turbulence, a soft warning sound "glide slope" of the GPWS (Ground Proximity Warning System) was heard repeatedly 7 times for about 10 seconds (for a period from about 400 ft to about 280 ft in height) from about 7 seconds short of the middle marker. Although the captain tried to correct for the approach path by increasing power, the altitude of

the aircraft still remained somewhat lower than normal. The runway, however, had been in sight, the height was not impediment to normal landing. After passing the approach end of the runway, and immediately after the flight engineer made a call of "60 feet" on the radio altimeter, the aircraft was suddenly brought down and landed.

About 0511:49 UTC, the aircraft made the first touch-down near on the center line of the runway and about 230 meters inside of the approach end of the runway, bounded about two seconds, and touched down again and made a landing roll on the runway, being decelerated by the thrust reverser and the brakes.

The aircraft vacated the runway to Taxiway Alpha 8 by the Tower's instruction, and after the frequency was changed to the Tower's Ground Control Position (hereinafter referred to as "Ground Control"), the copilot reported to the Ground Control that the aircraft encountered a severe turbulence shortly before landing. Although the aircraft was directed by the Ground Control to taxi to the parking spot via Taxiway Mike One, they could not comply with the instruction because of their unfamiliarity with the routing, and taxied straight into Taxiway Romeo. The Ground Control, who observed it, requested the aircraft to make a stop; and the aircraft came to a stop about 0514:30 UTC at the crossing of Taxiway Romeo and Taxiway Uniform, with a magnetic heading of about 027 degrees. (see Attached Fig. 2)

The captain instructed the flight engineer to start the APU (Auxiliary Power Unit) and decided to stop engines, judging the report he received during taxing from a cabin attendant to the effect that air smelled of fuel within the cabin; the report from the flight engineer that both the low pressure warning lights of the two fuel pumps of No.1 fuel tank had become lit; and the advice given by the Ground Control immediately after the aircraft was brought to a stop that "Looks like oil leaking" and "Stop your engines". Furthermore, monitoring a transmission from another aircraft to the Ground Control that smoke was coming out of the left hand undercarriage of the aircraft, about 0515:30 UTC the captain instructed the copilot to contact the Ground Control and request the dispatch of fire services. (see Attached Fig. 2)

Thereafter, the captain, who observed a considerable amount of fuel leaking out on the ground to the left of the aircraft, requested again dispatch of fire trucks, and, under a judgement that an emergency evacuation be exercised, stopped all engines, and directed cabin attendants to effect an emergency evacuation from the right side doors of the aircraft.

The right side emergency exits R1, R2, R3 and R4 doors as well as the left side emergency exit L1 door were opened, but the escape slide/raft (hereinafter referred to as "escape slide") of R3, R4 and L1 could not be used due to the strong wind, and R1 escape slide became also unusable

at the time about 100 persons had escaped thereby. Therefore, the remaining passengers and part of cabin attendants escaped to the ground through R2 escape slide. During the evacuation, two passengers from R2 escape slide were seriously injured by bone fracture. The captain, the copilot and the remaining several cabin attendants evacuated thereafter from the left side emergency exit L1, using a maintenance ladder provided by the ground crew.

The senior controller, on duty at that time engaged in supervising the positions, who received from the controller on the ground control position the report that the aircraft came to a stop because of oil or fuel leakage and the situation was unusual, decided to suspend take-off and landing of aircraft succeeding to JAL flight 007 already on approach (landed about 0518 UTC). He made a coordination with related units on the runway closure, and observing the aircraft began an emergency evacuation, reported about 0518:30 UTC the location where the aircraft stopped and facts on the oil or fuel leakage to the Control Room of the Fire Station of the New Tokyo International Airport Authority (hereinafter referred to as "Airport Authority"), and requested them to provide the fire fighting services.

The Control Room who received the request issued a mobilization order about 0519~0520 UTC using the automatic broadcasting system capable of simultaneous broadcasting, whereby two fire fighting trucks, two ambulances, four water tank trucks and one crash rescue truck were dispatched from the Fire Station and its satellites to the site under the direction of the commander on duty of the day. Another fire fighting truck which had been heading for a parking lot in the terminal area on another mission was also hurried to the site by the instruction of the commander on duty.

It was about 0523 UTC that the fire fighting and rescue vehicles arrived at the site, and a fire fighting truck immediately exercised fire protection measures by using foam chemical extinguisher. According to the commander, escape from the aircraft had almost completed when they arrived, but five or six persons were still in evacuation.

Seven out of injured passengers were transported to a hospital in Narita City, and other passengers and cabin attendants departed the site by limousines, about 30 passengers out of which were given first aid treatment by their wish at the hospital.

2.2 Injuries to Persons

Out of 301 persons on board of the crew and passengers, 2 passengers were seriously injured.

2.3 Damage to the Aircraft

2.3.1 Extent of Damage

The aircraft was substantially damaged.

2.3.2 Damage to the Aircraft by part

2.3.2.1 The rear spar of the left wing root and its vicinity

The rear spar of the left wing root and its vicinity were fractured and fuel leaked out from No.1 fuel tank. (see Attached Figs. 4 and 5, Photos. 1 and 2)

(1) Fracture of the left wing rear spar web at IWS (Inner Wing Station) 241

The left wing rear spar web was shear-fractured vertically along rivet holes of the stiffener attached to IWS 241. By this fracture the upper spar cap was fractured at the tip of the upper outboard fitting located slightly nearer to the wing tip, causing a deformation of the upper skin in the vicinity. The lower spar cap was buckled upward at the tip of the lower outboard fitting.

(2) Buckling of the left wing rear spar web in the vicinity of IWS 300

The left wing rear spar web was buckled making its center at IWS 300, projecting backward, and a crack was found propagated and branched from its lower tip upward to its 70 % height. On the wing tip side, about 15 cm from the crack at the lower tip of the web, another crack was also initiated on the vertical tang of the lower spar cap, from where the crack extended up to IWS 346 along the corner of the lower spar cap. As to the upper spar cap, a crack was initiated at the vicinity of IWS 290, somewhat nearer to the fuselage side than the crack of the spar web, up to IWS 346 along the corner of the spar cap, and the upper flange side was heaved about 7 cm upward together with the upper skin.

(3) Damage to the joint of the spar cap with the rear spar web

Rivets connecting the upper and the lower spar cap with the rear spar web were shear-fractured between the buckled portion of the rear spar web (refer to (2) above) and the shear-fractured portion near the root portion (refer (1) above)

(4) Damage to the fittings connecting wing and fuselage

Cracks were observed on the upper forward inboard fitting as well as on upper outboard fitting of the left wing rear spar.

(5) Damage to rivets on the upper skin of the left wing

Rivets were damaged, with their head coming off or floated, on the upper skin of the left wing between the rear spar and the front spar with a range from the wing root to IWS 346.

(6) Leak of fuel

Fuel within the tank leaked out from the cracks at the aft rear spar which constitutes part of No.1 fuel tank. The estimated leakage is approximately 7,000 pounds.

2.3.2.2 Landing Gear

There were found many small cracks on the forward trunnion arm on the upper part of the cylinder of the left main gear. Four tires of the left main gear and two tires of the right main gear were damaged at the shoulder and the side wall. (not burst)

2.3.2.3 Fuel System

Cracks were found on the fuel feed tube and the cross feed tube installed on the outlet side of No.1 fuel tank booster pump.

2.3.2.4 Cabin

A pannel of the passenger service module on the ceiling above No. 39ABC seats was damaged.

2.3.2.5 Escape Slides

Out of escape slides which were deployed, R1 (the right foremost) and R4 (the right aftmost) were damaged.

R1 slide was peeled off for about 40 centimeters out of about 66 centimeters of bonded portion of the raft and the girt. R4 slide was peeled off for all of about 47 centimeters of the stuck portion, and it was connected to the aircraft by the rope which was installed to prevent separation from the airframe when used as raft.

2.4 Damage to Other than Aircraft

The pavement on which the fuel spilled out was about 11,000 square meters, of which about 1,200 square meters was repaired.

2.5 Crew Information

2.5.1 Flight Crew

Captain: Male, Aged 35

Airline Transport Pilot License No.0/3025/86

(issued by Hong Kong Government)	acquired on March 12, 1986
Type Rating Boeing 747-200/300	acquired on March 12, 1986 (latest revision Oct. 22, 1988)
Lockheed L1011	acquired on May 31, 1989 (latest revision Dec. 29, 1989)

Instrument Rating

acquired on March 12, 1986
(latest revision Dec. 29, 1989)

Class 1 Medical Certificate No.3025

issued July 25, 1989 (valid 12 months)

Total Flight Experience 5,269 hours 11 minutes

Flight Experience on the type 515 hours 49 minutes

Flight Time in last 90 days about 174 hours

Flight Time in last 30 days about 51 hours

Rest period before the flight about 15 hours 30 minutes

Note: The captain entered Cathay Pacific Airways Jan. 4, 1986. The route certificate between Hong Kong and Narita was obtained Nov. 27, 1989. He had landed 14 times at Narita Airport in the past. He received the training, programmed by CPA, of Micro-burst Windshear on May 16, 1989 and of Emergency Procedures on the day before the accident occurred (March 23), and had received duly the other established scheduled trainings.

Copilot: Male, Aged 35

Airline Transport Pilot License No.2/4723/89

(issued by Hong Kong Government) acquired on Sept. 22, 1989

Type Rating Lockheed L1011 acquired on Oct. 27, 1989

Instrument Rating acquired on Sept. 22, 1989

(latest revision March 1, 1990)

Class 1 Medical Certificate No.4723

issued April 17, 1989 (valid 12 months)

Total Flight Experience 12,909 hours 36 minutes

Flight Experience on the type 362 hours 50 minutes

Flight Time in last 90 days about 157 hours

Flight Time in last 30 days about 56 hours

Rest period before the flight about 17 hours

Note: The copilot entered Cathay Pacific Airways July 1, 1989. The route certificate between Hong Kong and Narita was obtained Nov. 27, 1989. He had landed 4 times at Narita Airport in the past. He received the training of Micro-burst Windshear on Sept.1, 1989, and of Emergency Procedures on August. 3, 1989, and had received duly the other established scheduled trainings.

Flight Engineer: Male, Aged 32

Flight Engineer License No.3/4798/90

(issued by Hong Kong Government) acquired on Feb. 12,1990

Type Rating Lockheed L1011 acquired on Feb. 12,1990

Class 1 Medical Certificate No.4798

issued June 21, 1989 (valid 12 months)

Total Flight Experience 2,064 hours 30 minutes

Flight Experience on the type 165 hours 03 minutes

Flight Time in last 90 days about 155 hours

Flight Time in last 30 days about 72 hours

Rest period before the flight about 21 hours
Note: The flight engineer entered Cathay Pacific Airways Oct. 28, 1989.
His flight experience in the company is 165 hour and 03 minutes.
He had landed 14 times at Narita Airport in the past.
He received the training of Micro-burst Windshear on Jan. 1, 1990,
and of Emergency Procedures on Oct. 30 and Nov. 1, 1989, and had
received duly the other established scheduled trainings.

2.5.2 Cabin Attendants

A (Chief Purser) Female, Aged 38: positioned in evacuation at door-L1

joined Cathay Pacific Airways (CPA)	Jan. 3, 1978
Latest training on emergency procedures	Nov. 15, 1989
Total flight experience	3,200 hours 03 minutes (after Jan. 1, 1985)
Rest period before the flight	about 158 hours

B Female, Aged 33: positioned in evacuation at door-L2

joined CPA	March 1, 1980
Latest training on emergency procedures	Oct. 18, 1989
Total flight experience	1,298 hours 16 minutes (after Jan. 1, 1985)
Rest period before the flight	about 16 hours

C Female, Aged 27: positioned in evacuation at door-R1

joined CPA	Dec. 5, 1983
Latest training on emergency procedures	Nov. 8, 1989
Total flight experience	3,421 hours 35 minutes (after Jan. 1, 1985)
Rest period before the flight	about 34 hours

D Female, Aged 30: positioned in evacuation at door-R2

joined CPA	Jan. 7, 1985
Latest training on emergency procedures	Feb. 6, 1990
Total flight experience	3,779 hours 37 minutes
Rest period before the flight	about 70 hours

E Female, Aged 24: positioned in evacuation at door-L4

joined CPA	Dec. 8, 1985
Latest training on emergency procedures	Sept. 13, 1989
Total flight experience	3,144 hours 58 minutes
Rest period before the flight	about 16 hours

F Female, Aged 25: positioned in evacuation at door-L1 assistant

Joined CPA	Oct. 13, 1986
Latest training on emergency procedures	Dec. 8, 1989
Total flight experience	2,457 hours 27 minutes
Rest period before the flight	about 14 hours

G Female, Aged 23: positioned in evacuation at door-R1 assistant

joined CPA	Aug. 17, 1987
Latest training on emergency procedures	March 15, 1990
Total flight experience	1,752 hours 12 minutes
Rest period before the flight	about 34 hours

H Female, Aged 22: positioned in evacuation at door-R3

Joined CPA	Feb. 22, 1988
Latest training on emergency procedures	Sep. 29, 1989
Total flight experience	1,434 hours 04 minutes
Rest period before the flight	about 82 hours

I Female, Aged 26: positioned in evacuation in front of the flight deck

joined CPA	April 11, 1988
Latest training on emergency procedures	Nov. 29, 1989
Total flight experience	1,249 hours 58 minutes
Rest period before the flight	about 44 hours

J Female, Aged 25: positioned in evacuation at Door-R3 assistant

joined CPA	April 25, 1988
Latest training on emergency procedures	Nov. 3, 1989
Total flight experience	1,233 hours 58 minutes
Rest period before the flight	about 137 hours

K Female, Aged 27: positioned in evacuation at Door-R4

joined CPA	June 27, 1988
Latest training on emergency procedures	Jan. 11, 1990
Total flight experience	1,126 hours 05 minutes
Rest period before the flight	about 36 hours

L Female, Aged 25: positioned in evacuation at Door-R4 assistant

Joined CPA	June 27, 1988
Latest training on emergency procedures	Jan. 4, 1990
Total flight experience	1,100 hours 25 minutes
Rest period before the flight	about 15 hours

M Female, Aged 23: positioned in evacuation at Door-L3

joined CPA	Sep. 4, 1989
Latest training on emergency procedures	Sep. 29, 1989
Total flight experience	325 hours 45 minutes
Rest period before the flight	about 64 hours

N Female, Aged 24: positioned in evacuation at Door-L3 assistant

joined CPA	Jan. 8, 1990
Latest training on emergency procedures	Feb. 16, 1990
Total flight experience	46 hours 51 minutes
Rest period before the flight	about 18 hours

P Female, Aged 19: positioned in evacuation Door-L4 assistant

joined CPA	Jan. 8, 1990
Latest training on emergency procedures	Feb. 16, 1990
Total flight experience	45 hours 10 minutes
Rest period before the flight	about 18 hours

2.6 Aircraft Information

2.6.1 Aircraft

Type	Lockheed L1011-385-1
Serial Number	1042
Year of Manufacture	1973
Certificate of Airworthiness	No. 180 (issued by Hong Kong Government)
Validity	until July 17, 1990
Total Time	40,529 hours 17 minutes
Total Landings	20,574
Number of days after Inspection A(every 52 days) (conducted Feb. 28, 1990):	24 days
Number of days after Inspection C1(every 190 days or every 2,400 hours)(conducted Sept. 27, 1989) and flight hours:	178 days and 1,052 hours 43 minutes

2.6.2 Engines

The aircraft was equipped with three Rolls Royce RB211-22B engines.

Engine No.	Serial No.	Total Run Hours
1	10181	28,237 hours
2	10415	28,111 hours
3	10142	31,133 hours

2.6.3 Weight and Center of Gravity

The weight of the aircraft at the time of the accident is calculated as about 162,000 kilogram (about 357,000 pounds) and the center of gravity as 21.2% MAC, and both being within the allowable limits (the maximum landing weight is 166,922 kilograms (368,000 pounds); and the center of gravity corresponding to the weight at the time of the accident is 17.9 ~33.8% MAC).

2.6.4 Fuel and Lubrication Oil

The fuel on board was JET A-1 and lubrication oil was Aero Shell Turbine Oil 555, both being regular products for the aircraft use.

2.7 Meteorological Information

2.7.1 In Attached Fig. 6 is shown a part of Surface Chart (ASAS) at 0600 UTC of the day.

2.7.2 In Attached Fig. 7 are shown 850 hPa Chart (AUPQ85) at 0000 and 1200 UTC of the day.

2.7.3 Aeronautical Meteorological Observations at Narita Airport

The following are routine observations at the Aviation Weather Service Center, New Tokyo International Airport in the time zones relating to the accident. In addition, the special observation for the runway visual range (RVR) was conducted at 0503, 0512, and 0514 UTC. (wind direction in magnetic)

0428 UTC	Wind direction	230 deg(variable 210/270 deg)
	Wind speed	23 kt (variable, maximum 38 kt, minimum 9 kt)
	Visibility	4,200 meters SA
	Cloud	1/8 Cu 3,000ft 7/8 AC 12,000ft
	Tem/Dew Pt.	20°C/11°C
	QNH	29.63 inches Hg
	Remarks	Rising dust to all quadrants

0458 UTC	Wind direction	230 deg(variable 200/270 deg)
	Wind speed	22 kt (variable, maximum 38 kt, minimum 11 kt)
	Visibility	3,200 meters SA
	RWY visual range (RVR)	RWY 16 1,200 meters RWY mid-point 1,800 meters RWY 34 1,800 meters
	Cloud	1/8 Cu 3,000ft 3/8 AC 8,000ft 7/8 AC 12,000ft
	Tem/Dew Pt.	20°C/12°C
	QNH	29.62 inches Hg
	Remarks	PIREP: B747 (0448 UTC), loss in airspeed of 20 kt due to low level wind shear at 700 ft on final approach course to RWY 16. Rising dust to all quadrants
0528 UTC	Wind direction	230 deg(variable 200/270 deg)
	Wind speed	22 kt (variable, maximum 39 kt, minimum 10 kt)
	Visibility	3,200 meters SA
	Cloud	3/8 Cu 2,500ft 6/8 AC 12,000ft
	Tem/Dew Pt.	20°C/13°C
	QNH	29.60 inches Hg
	Remarks	Rising dust to all quadrants

2.7.4 The TAF-type Forecast issued at 2330 UTC of March 23 by the Aviation Weather Service Center, New Tokyo International Airport was as follows:

0000~2400 UTC : wind 220 deg/12 kt,
visibility 8,000 meters, haze, 2/8 Cu 2,000 ft
6/8 Sc 5,000 ft, 6/8 Ac 10,000 ft
with temporary changes:
0000~0200 UTC : visibility 3,000 meters
0300~0900 UTC : wind 230 deg/15 kt, maximum 27 kt,
visibility 4,000 meters, rain shower,
5/8 Cu 800 ft, 7/8 Sc 4,000 ft
1500~2400 UTC : wind 330 deg/17 kt, maximum 30 kt

2.7.5 In Attached Fig. 8 are shown the record of the propeller wind vane and anemometer (hereinafter referred to as the wind sensor) on the Runway 34 side, and record of temperature, dew point and atmospheric pressure at Narita Airport of the day.

2.7.6 In Attached Fig. 9 is shown the wind direction and speed, and temperature at 0500 UTC of the day in the Kanto Area, based on the observation by the Automated Meteorological Data Acquisition System (AMeDAS).

2.7.7 In Attached Fig. 10 is shown the "vertical profiles of temperature, dew point and wind at Tateno" for 0000 UTC and 0600 UTC of the day, made from observations at the Aerological Observatory (Tateno) of the Meteorological Agency .

2.7.8 In Attached Fig. 11 is shown a part of the record of wind direction and speed of the wind sensor on the Runway 16 side on the day in a time zone involving the time the accident occurred.

In Attached Fig. 12 is shown a part of the record of the wind direction and wind speed of 2 minutes mean on the Runway 16 side on the day in a time zone involving the time the accident occurred.

2.8 Communications

Before and after the landing, the aircraft maintained communication with the tower on Frequency 118.2 Mhz, but about the time it entered Taxiway Alpha Eight, the frequency was changed to 121.8 Mhz as instructed by the tower, and communication was established with the ground control. The communication was kept good on both frequencies.

2.9 Aids to Navigation and others

2.9.1 Airport

Runway 16 which the aircraft landed is 4,000 meters long and 60 meters wide. The elevation at the airport reference point is 134.5 ft, and the elevation of the touch-down zone of Runway 16 is 130 ft.

2.9.2 Aids to Navigation

On Runway 16 of Narita Airport are installed an ILS of the category II capability with the glide path angle of 3 degrees, reference datum of 59.1 ft, decision altitude of 280 ft and runway visual range of 500 meters, as well as a PAPI (Precision Approach Path Indicator) with the glide path angle of 3 degrees located 431 meters (1,414 ft) inside of the end of Runway 16.

April 2, 1990, a special flight inspection was carried out, using a CAB's flight inspection aircraft, on ILS (Localizer, Glideslope, Marker Beacon) of Runway 16 being operated with the transmitter which was in operation at the time of the accident as well as on PAPI and Approach Lights. The result of the inspection indicated that each facility was within their respective allowance limit as prescribed in the flight inspection standards and it was confirmed that they were in normal operation.

All aids to navigation and other facilities related to the flight route of the aircraft were in normal operation at that time.

2.10 Flight Data Recorder and Cockpit Voice Recorder

On board the aircraft was installed a Lockheed Aircraft Service Model 209 Digital Flight Data Recorder (hereinafter referred to as DFDR), and a Fairchild Model A100-30 Cockpit Voice Recorder (hereinafter referred to as CVR).

Both equipment, which were installed in the under-floor equipment compartment of the aft airframe, were recovered intact.

A part of the DFDR record was unreadable due probably to impact given at the landing. Furthermore, out of related parameters, the ILS glide slope deviation was recorded abnormally. Furthermore, it was found that the recorded values of the radio altimeter are different from the actual height above the ground level, since the altimeter was recorded without adequate adjustment done of the voltage divisive unit which was installed between its transceiver and DFDR.

Parameters of INS (Inertia Navigation System) data are not recorded in the aircraft.

CVR has four record tracks, and on each track, radio communication, voice, etc. were recorded in the following arrangement:

- (1) Hot microphone of the captain and the copilot
- (2) Audio selector panel on the copilot position
- (3) Audio selector panel on the captain position
- (4) Area microphone

Note:

The hot microphone is the microphone connected to the headset receiver. It is wired to CVR so that all input voice signals are recorded irrespective of selection on the audio selector panel.

2.11 Medical Information

Among a total of 301 persons on board consisting of a crew of 18 and 283 passengers, two passengers were seriously injured.

One of the seriously injured, according to the diagnosis of the hospital where he was accommodated, was subjected to "fracture-dislocation of the left ankle joint", while the other received the first aid treatment at the hospital. The diagnosis which he received at another hospital on a later date indicated "avulsion-fracture of the major tubercle of the right humerus". According to the statement of the two seriously injured passengers, they were injured, not while on board the plane, but during the emergency evacuation.

Besides, tens of passengers were slightly injured, and the injuries were bruise, sprain, graze, etc., according to the diagnosis of hospitals where they received a treatment.

2.12 Information on search, rescue and evacuation

2.12.1 Situation inside the aircraft at the hard landing

According to the statement of cabin attendants and several passengers, the situation within the aircraft at the time of landing was as follows:

The impact at the time the aircraft touched down was considerably intense, several oxygen masks fell, lids of many overhead stowage opened, and some parts were damaged. Although some passengers shrieked momentarily, they were calm in general.

In the subsequent landing roll, air began to smell of fuel within the cabin. After the aircraft came to a stop, among passengers who observed fuel leaking on the ground, conversations were being exchanged between them such as "Fuel is flowing out".

2.12.2 Actions taken by crew in evacuation

(1) Emergency training of crew

The company regulations of the Cathay Pacific Airways prescribe training on emergency procedures to be conducted once a year to flight crew and cabin attendants, and record of the company indicated that the crew had received the said training as described in para. 2.5 "Crew Information".

(2) Actions taken by flight crew

After the aircraft came to a stop near the crossing of Taxiway Romeo and Taxiway Uniform, about 0515 UTC, the flight crew received from the ground control messages "Looks like oil leaking" and "Stop your engines", and subsequently monitored an aircraft located near parking spot 406 transmitting to the ground control "Considerable smoke coming from the left-side landing gear of the Cathay Tristar...[unreadable].. unaware of it"

The copilot, as directed by the captain who had thereby recognized the possibility of fuel leak, reported about 0515:30 UTC to the ground control "Request fire services coming up to the aircraft on stand by ...". The chief purser was also called in the cockpit, and was instructed to provide for a possible emergency evacuation. Thereafter the captain, who observed the spillage of considerable fuel around the aircraft through the left window, repeated about 0516:30 UTC the request of fire services "We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please". (This request was almost unreadable to the ground control controller due to interference with transmission from other traffic.) The captain decided to make an emergency evacuation, and, after stopping engines, instructed them orally by the passenger address system "Evacuate. Right side only" repeating it three times.

Note: There is the following description in para. 5.3. "Distress and urgency radiotelephony communication procedures" of Volume II of ICAO Annex 10 "Aeronautical Telecommunications":

"The radiotelephony distress signal MAYDAY and the Radiotelephony urgency Signal PAN PAN shall be used at the commencement of the first distress and urgency communication, respectively"

(3) Actions taken by cabin attendants

Cabin attendants were seated as established at the time of landing. Since air smelled of fuel within the cabin during landing roll, the chief purser went to the cockpit and reported to that effect. Soon after the aircraft came to a stop, the direction of emergency evacuation was issued by the captain, and the emergency lights within the cabin came lit. The chief purser and the cabin attendants in charge announced in English, Kantong Dialogue and Japanese that an emergency evacuation was to be effected, and requested at the same time passengers, not to bring out baggage with them, to take off high-heels, and to remove glasses as matters of caution with the evacuation.

Other cabin attendants were posted respectively in accordance with the emergency procedures of the aircraft, and after the full stop of the aircraft and the safety outside of the aircraft were confirmed, opened each door of the right side R1, R2, R3 and R4 as directed by the captain; while the chief purser opened L1 door and deployed the escape slide. Cabin attendants, who descended to the ground through R1 and R2 of which the escape slide was usable, held down the slides flapping up due to the strong wind and provided passengers with evacuation assistance and guiding services. Remaining cabin attendants engaged in guidance of passengers at their respective discretion.

2.12.3 Evacuation from each door

According to statements taken from all cabin attendants, the emergency evacuation was conducted from each door as follows:

(1) R1 door

Cabin Attendant C opened the door, and after the escape slide was deployed, guided the evacuation of passengers standing beside the door. Cabin Attendants F and G descended to the ground and helped passengers to escape.

Thereafter a part of passengers, the flight engineer who had deplaned, and maintainance personnel who rushed to the site, participated in the supporting work, but soon the escape slide being flapped by strong wind. The number of persons who evacuated from R1 door is not clear, but estimated to be about 100.

(2) R2 door

Cabin Attendant D opened the door, and after the escape slide was deployed, Cabin Attendant J descended to the ground, held the escape slide and helped passengers to escape. Thereafter Cabin Attendant I, passengers, and maintainance men who rushed to the site supported on the ground the evacuation of passenger. All passengers, except for those who

escaped from R1, evacuated from R2 door.

(3) R3 door

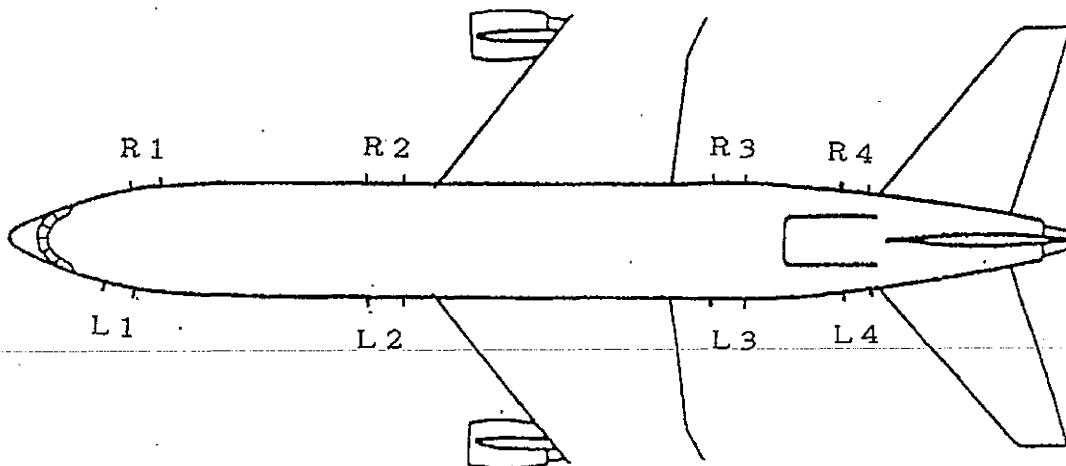
Cabin Attendants H and M opened the door. The escape slide, as soon as it was deployed, became unusable because it was flapped by a strong wind from the right aft, twisted and floated above the ground. Then, H blocked the door by standing in front of R3 door, and guided passengers to R2 door, while M guided passengers in the aft cabin fore to R2 door.

(4) R4 door

Cabin Attendants K and L opened the door. The escape slide, as soon as it was deployed, became unusable because it was floated up by a strong wind from the right aft. K blocked the door by standing in front of R4 door, and guided passengers fore, while L guided passengers in the aft cabin fore towards R2 door.

(5) L1 door

The chief purser, who heard the captain's instruction "Emergency evacuation from the right side" only as "Emergency evacuation", opened immediately L1 door. The escape slide, however, was unusable being flapped by wind. Then she hooked the door with the safety strap, and guided passengers to R1 door.



Location of Emergency Doors

2.12.4 Reaction of passengers at the time of evacuation

According to statements of part of passengers, cabin attendants, and the fire fighting personnel, the situation in which the emergency evacuation and refuge were taken was as follows:

The passengers were generally composed during the emergency evacuation and escaped orderly in accordance with instructions of

cabin attendants. Among passengers there were persons who escaped carrying personal effects with them irrespective of the caution previously given. There was no person at all who scrambled for the exit, but some of passengers aft in the row were found somewhat irritated, since Doors R3 and R4 located aft were unusable. Although the escape slide was held down on the ground by the personnel, some of passengers could not land smoothly because the slide was made unstable due to the intense wind. Furthermore, some passengers tumbled down, because fuel spilled on the taxiway around the aircraft making the surface slippery. Most of passengers who evacuated took refuge in a lawn area or on the taxiway more than 100 meters distant east or north, and leeward, of the aircraft.

2.12.5 Fire fighting and rescue service at Narita Airport

(1) Outline of the fire fighting and rescue service at Narita Airport
The fire fighting and rescue service is a service to be provided by the Airport Authority, and the Airport Authority has concluded agreements on fire fighting and rescue activities with Chiba Prefecture, neighboring local communities, and related medical associations for their assistance made available any time upon request.

The fire fighting and rescue is maintained in shifts on a 24-hours service basis. The fire fighting and rescue system meets the requirements prescribed in ICAO Annex 14 "Aerodrome" with respect to equipment, personnel, etc. On the day of the accident 22 fire fighting personnel were on duty.

(2) Notification of information and request of services

Notification about occurrence of aircraft accident and request of the services are made to the Control Room of the Fire Station of the Airport Authority from the Tower or the Flight Operation of the New Tokyo Airport Office of the Ministry of Transport, the Operations Office of the Airport Authority, airlines office, etc. The Control Room, upon reception of the notification or request, broadcasts, using a microphone capable of simultaneous broadcasting, directions to the fire station and its satellite. Furthermore, the Control Room could request, when necessary, assistance of the Fire Fighting Headquarters of Narita City and other related units. Meanwhile, the fire station is also always on the watch by posting a watcher.

2.12.6 Recognition of the abnormal situation, request and dispatch of fire fighting rescue services, and the fire fighting and rescue activities

(1) Recognition of the abnormal situation

The Fire Station of the Airport Authority, by the request of the tower, was carrying out the "Stand-by of the Crash Crew" by posting two fire

trucks on shifts in front of its satellite.

Note: "Stand-by of the Crash Crew" would be conducted, in accordance with an arrangement between the Airport Authority and the New Tokyo Airport Office of the CAB, when the crosswind component of the runway is more than 20 kt or the ground visibility is less than 1,200 meters, in which case the personnel stand by on board the fire vehicles in front of the Fire Station with the engine kept run.

After the aircraft entered Taxiway Alpha Eight, the tower controller observed an oil-like "stripe" glimmering black and trailing after the aircraft, and the ground control and the senior controller engaged in supervising positions of the tower were informed of the fact.

The ground control, taking into account the possibility that should it be a fuel leak, and when the taxing aircraft entered the parking spot and took fire, the fire hazard would involve other aircraft and substances in the spot, and on a reason that the aircraft looked like proceeding a taxiway different from instructed, requested the aircraft to stop and advised "Looks like oil leaking" and to stop engines. The aircraft came to a stop about 0514:30 UTC near the crossing of Taxiway Romeo and Taxiway Uniform.

About 0515:30 UTC, the aircraft transmitted to the ground control "Request fire services coming up to the aircraft on stand by" and "We would like a tug, as well, to tow us in", but the transmission was unreadable to the controller, at which time the controller could not request the aircraft to make a re-transmission, since another controller asked his coordination on taxiway assignment for a subsequent landing aircraft and a communication with a taxing out aircraft was cut in.

About 0516:30 UTC, during the time when another aircraft reporting the situation of considerable smoke coming from the aircraft, the captain again requested "We got a fuel spillage . We need the fire trucks in attendance straight away please", but this message was again unreadable to the controller due to interference by a transmission of other aircraft.

The ground control controller, cognizant of a situation abnormal in a way or another the aircraft was in, asked assistance of the senior controller in charge of supervising positions of the tower at that time.

(2) Emergency procedures and request of fire fighting and rescue services
The senior controller, who observed immediately thereafter the aircraft had commenced an emergency evacuation, decided to take emergency procedures, and notified closure of the runway to all units concerned involving the Central Operation Room of the Airport Authority, and at the same time about 0518:30 UTC notified the Control Room of the Fire Station on the

hot line that the aircraft came to a stop on the taxiway with a possible fuel leak and began an emergency evacuation, and asked them to dispatch a fire fighting team. The senior controller observed about one minute thereafter matters shinning black spreading out on the taxiway surface near the aircraft, and judged the leakage as considerable, and repeated the request through the crash phone.

Note: The crash phone a exclusive circuit capable of simultaneous talk from the tower's supervisory position to the Control Room of the Fire Station of the Airport Authority and the Central Operation Room of the Airport Authority, and the Flight Operation Room of the New Tokyo Airport Office, for exclusive use in emergencies such as aircraft accident.

(3) Dispatch of fire fighting and rescue vehicles

About 0519 UTC, upon receipt of the first request from the tower, the Control Room issued a Class 1 Order (the alert order) to the fire station and its satellite; and one commanding car, one fire fighting truck and 2 water tank trucks departed for the site. In addition, about 0520 UTC, upon receipt of the second request from the tower, the Control Room issued Class 2 Order (the emergency order), whereby one fire fighting truck, two ambulances, two water tank trucks and one crash rescue truck were sent from the Fire Station and its satellite. Furthermore, by the direction of the commander on duty, a fire fighting truck, which was moving on another mission, aborted the schedule to join the operation.

Note: "Class 1 Order" is the order to prepare the fire fighting and rescue vehicles for immediate departure to the site.

"Class 2 Order" is the order to prepare the fire fighting and rescue vehicles for departure to the site and immediate fire fighting and rescue services.

(4) Fire preventive measures at the site

Judging synthetically from records of the fire station, and statements of fire fighting personnel and ground maintenance men who rushed to the site, it was about 0523 UTC that the fire vehicles arrived at the site, at which time most of passengers had escaped and took sheltered, but evacuation was still going on through R2 door. Upon arrival one of the fire fighting truck discharged the foam extinguisher for about 15 seconds (about 1,300 liters) against leaked fuel below the fuselage as a fire preventive measure. Fire fighting vehicles of the fire station of Narita City arrived at the site about 0532 UTC.

(5) Shelter for passengers and first-aid services

Since passengers took shelter on the leeward of the aircraft, the fire-fighting commander persuaded them to move windward because it would be hazardous, should fire had occurred, although the shelter was distant more than 100 meters from the aircraft. Nevertheless, most passengers did not move. Rescue men began the first aid services to the injured. Seven

injured persons accommodated into the ambulances, according to record of the Fire Station, departed the site 0540 UTC and arrived at a hospital in Narita City for the first aid treatment. The rest of passengers left the site on limousines. The injured passengers received the first aid at a medical clinic within the airport, and about 30 passengers who so desired were given thereafter separately the first aid treatment at the said hospital.

2.12.7 Injuries

Two passengers were seriously injured by bone fracture, and tens of passengers and cabin attendants were slightly injured by abrasion, torsion, etc. One of the seriously injured passengers stated that when he came down on the ground through R2 escape slide, he could not stand up, and therefore he thought he was injured at that time; while the other stated that R2 escape slide swayed in the wind and his body was struck heavily when he landed on the ground, at which time he would have been injured. As to other slightly injured passengers, according to Cathay Pacific Airways, they were told that their injuries were made at the time of emergency evacuation.

2.13 Other necessary information

2.13.1 A Warning Description for Narita Airport in the Route Manual

The "Route Manual" of the Cathay Pacific Airways distributed to flight crews has the following description as a warning for Narita Airport, of which the captain and the copilot are said to have been cognizant:

"Windshear : Under certain conditions notably a strong westerly/south-westerly airflow, low level windshear may be anticipated. This is a significant hazard"

2.13.2 Crosswind Limitation

According to the L-1011 Operations Manual of the company, the crosswind limit at landing is 35 kt (the crosswind component including gust) in case where the runway is non-contaminated.

2.13.3 Approach Speed

When approaching in gusty conditions, an increase in approach speed is required to cater for rapid airspeed changes. Taking this factor into consideration, the L-1011 Operations Manual of the company prescribes that increments to the landing reference speed (VREF) should be as follows:

- (1) During initial approach, 1/2 wind + gust factor (maximum 20 kts

increase)

- (2) As height decreases, the 1/2 wind factor should be reducing, so that at threshold point, speed above VREF is the gust factor only (maximum 15 kts increase)

(Note) the gust factor = the maximum wind minus the average wind

2.13.4 Standard of the escape slide against wind

At the time of type certification of the aircraft, the escape slides must be proved to meet the design and test standards which prescribe that they be deployable normally in the wind of 25 miles per hour (21.7 kt).

3 Analysis

3.1 Tests and Research for Analysis

3.1.1 Error Correction of DFDR Records

The DFDR is a flight data recorder adopting the digital recording system, in which data transformed into a line of two kinds of signal "0" and "1" are recorded in series.

The signal is composed of 12 bits = 1 word, and is recorded at 84 words per second. In the foremost word slot of each second is recorded the synchronous signal, and in the remaining the 2nd to the 64th word slots various parameters are recorded in an established order and cycle, and recording of all parameters is made in a cycle of 4 seconds.

The DFDR decoder performs its work confirming every second that the synchronous signal exists in the established place, and if the synchronization failed, an error mark would appear which indicates there is an error involved in the results decoded within one second thereafter. As a result of decoding of DFDR record of the accident aircraft, error marks were found in succession for 3 seconds near the moment the aircraft would have touched down. A more detailed study of the data indicated that an amount of bits were lost due to the shock at the time of touch-down. A trial to recover the data was made by shifting fore and hind bits in a line, whereby most of the data were repaired within 3 seconds where error marks appeared except for about 10 words after the moment of touch-down.

The parameter of the radio altitude was corrected using a corrective coefficient obtained separately, because, as stated in para. 2.10, insufficient adjustment was found of the voltage divisive unit incorporated between the transceiver of the radio altimeter and the DFDR.

3.1.2 Meteorological analysis

Since no wind data had been recorded on DFDR of the aircraft, the following analysis was made to estimate winds the aircraft encountered during the period from the final approach to landing.

3.1.2.1 Synoptic weather situation at the time of accident

At 0600 UTC of the 24th day, near the time the accident occurred (0512 UTC:1412 JST), a Low of 1000 hPa was located on the ocean east of the Honshuu, from where a cold front was extending as far to the Kyuushuu Island passing through a northern part of the Kanto Area. (see Attached Fig. 6) The cold front passed Narita Airport about 1140 UTC of the 24th day, until which the wind had been from SSW~SW with a significant intensity for the period of 0030 UTC to about 0830 UTC. (see Attached Fig. 8) In front of the cold front is recognized a strong wind belt extending from the Izu Peninsula and reaching near Narita Airport through Tokyo Bay, in accordance with data of the Automated Meteorological Data Acquisition System at 0500 UTC, the nearest to the time of accident. (see Attached Fig. 9)

Since, as shown in Attached Fig. 9, Narita Airport was in the same area of strong wind as the Aerological Observatory at Tateno in Tukuba City (located approximately 40 km NW of Narita Airport), the data of upper air currents observed at the observatory were used to estimate its vertical structure at Narita Airport. (see Attached Fig. 10) According to this, there was an inversion layer at height of 960~900 hPa at 0000 UTC with the maximum wind speed of 15.9 m/s (31 kt) from 218° at 944 hPa (a height of 580 meters).

It is conceivable that there existed, also at the time of accident, an inversion layer or a stable layer at a low altitude, judging from fact that the maximum wind speed was 13.5 m/s (26 kt) at an altitude of 978 hPa and that the wind speed profile was similar to that at 0000 UTC, although the temperature curve is unknown because temperatures were not included in the aerological observation at 0600 UTC the nearest to the time the accident occurred.

According to an analysis (see Note below) made by the Aviation Weather Service Center of Narita Airport concerning 757 pilot reports of the wind shear and turbulence for a period of six years from 1984 to 1989, significant meteorological conditions common to the reports in case the wind was from SW were: in most cases, (1) the maximum wind exists below 900 hPa, (2) a stable layer or an inversion layer exists, (3) a diurnal change can be seen in the surface wind from SW, and a strong wind from SW appears for the period of 0000~0700 UTC, most frequently at 0500 UTC. The meteorological conditions at the time this accident occurred would meet those above.

(Note)

* Forecast Division of Japan Meteorological Agency, Tokyo Aviation Weather Service Center and New Tokyo Aviation Weather Service Center (1988): Forecast methods of wind patterns affecting the take-off and landing of airplanes (Report 1)
Journal of Meteorological Research Vol 40 (1989) 143-168

* The same as above (Report 2) ibid Vol 41 (1990) 215-240

* The same as above (Report 3) ibid Vol 42 (1990) 69-87

3.1.2.2 Distinguished features of the surface wind at the time of accident at Narita Airport

(1) Narita Airport was in a strong wind belt (lower level jet).

(2) The wind speed at Runway 16 is smaller than at Runway 34 in the average, but it is larger in the gust. The ratio of the instantaneous maximum wind speed to 10 minute average wind speed is larger for Runway 16 than for Runway 34, but the average wind speed is larger for Runway 34 than for Runway 16. This is characteristic of Narita Airport when it is subjected to a strong wind from South West. (see Attached Table 1)

(3) It is noted that the accident occurred in the time zone where the turbulence was significant, in view of the fact that, according to the 2-minute wind sensor (see Attached Fig. 12), remarkable changes in wind direction were during a period of 0430 UTC to 0600 UTC, and the maximum wind speeds were high during a period of 0500 UTC to about 0540 UTC. The right side of the red line in Attached Fig. 12 is a tailwind portion, as the tail wind frequently appeared as an instantaneous value on the day of the accident.

(4) In records of the wind direction and the wind speed, there are variations in the wind speed and direction having a period longer than the gust, ranging from several minutes to slightly more than 10 minutes. (see Attached Fig. 11)

3.1.2.3 The wind the aircraft encountered at the time of approach and landing as estimated from records of Runway 16 wind sensor and records of other aircraft

Since data on the wind are not recorded, as stated above, in DFDR of the aircraft, the wind the aircraft encountered at the time of approach and landing was estimated from the data of the wind direction and speed recorded on an aircraft (referred hereinafter to as Aircraft 'A') which landed 27 minutes before the accident aircraft, and another aircraft (hereinafter referred to as Aircraft 'B') which landed 6 minutes after the accident aircraft as well as records of the Runway 16 wind sensor.

The details are shown in Addendum 1.

(1) The wind the aircraft (VR-HOC) encountered during approach and landing is estimated as "between Aircraft 'A' and Aircraft 'B' in the wind direction, and at a similar level with Aircraft 'B' in the wind speed."

(2) The wind the aircraft 'A' and 'B' encountered on their approach varied in its direction and speed with the height. The variation in the wind speed would have been a horizontal variation due to the topography, for a reason that if the variation in the wind speed had been caused by a vertical wind shear, its scale must have been 34 ~ 38 meters/second per 100 meters for aircraft 'A', and a vertical wind shear of such an extent should be unconceivable. (see Attached Fig. 13)

(3) Change in CAS (Computed Air Speed) and wind during approach and landing

- a. Abrupt decrease in CAS at about 1.6 km short of the approach end of Runway (see para. 3.1 of Addendum 1)

The CAS of the aircraft suddenly increased to a maximum of 172.6 kt near about 1.9 km short of the approach end of runway. This location is near the place where the flight course crosses a valley (Valley U2 in Attached Fig. 13) running at a bearing of about 200 degrees. Since the prevailing wind around there is 225 deg/35 kt for Aircraft 'A', and 210 deg/45 kt for Aircraft 'B', the headwind component to the direction of the approach course is 9 kt for Aircraft 'A', and 22 kt for Aircraft 'B'.

After passing this valley, CAS of the aircraft abruptly decreased 25 kt in 5 seconds. This sector is located on the leeward side of a hill about 40 meters above sea level, and the abrupt change in CAS is considered to have been caused by the topography. From the wind data of Aircraft 'A' and 'B' it is also conceivable that the wind changed northward in this vicinity. According to the CVR record of the aircraft, the warning sound of the "glide slope" of GPWS was activated around this time.

- b. Abrupt change in CAS in the vicinity of the middle marker (see para. 3.2, Addendum 1)

CAS of the aircraft as well as Aircraft 'A' and Aircraft 'B', all reached their maximum over a plateau near the middle marker. The CAS was also greatly variable immediately before that time.

The area where variation in CAS was intense is of such complicated topography that from 200 meters ahead on the upstream side is lying the outside of the airport where sunken places and hills are abound and a valley (Valley U1 in Attached Fig. 13) running on a bearing of about 200 degrees is crossing. The plateau on which the middle marker is

located is also of such a topography that the wind blows up along a steep slope.

c. Abrupt decrease in CAS immediately before landing
(see para. 3.3, Addendum 1)

After passing the middle marker, CAS of the aircraft abruptly decreased from near the mid point between the marker and the inner marker. Such a trend is also can be seen for Aircraft 'A' and Aircraft 'B'. In case of Aircraft 'A' and Aircraft 'B', the wind decreases abruptly from the vicinity of the inner marker.

Since such an abrupt decrease in the wind speed is unconceivable as a vertical wind shear, the topography would be attributable to it. A check of the cross section in the direction of the average wind of the topography in this sector indicates that the portion where the wind is strong is, as stated above, of such topography that the wind blows up along a steep slope on the windward side, while the portion where the wind is weak is a wide and flat area within the airport.

After passing the inner marker, near the runway end at a height of about 40 ft, CAS of the aircraft became temporarily 146 kt, decreasing 12 kt for a second. but there are no such abrupt decrease for Aircraft 'A' and Aircraft 'B'.

The runway 16 wind sensor recorded a wind direction of 310 deg and a wind speed of 35 kt as a maximum at a recorded time of about 0511 UTC, but it is unknown that the maximums of the wind direction and the wind speed coincide chronologically with each other.

For this portion, however, a wind direction of 287 deg (red arrow mark in Attached Fig. 12) and a wind speed of 27 kt are recorded in the 2-minute wind sensor as 3-second average values, and when movement of an eddy is taken into account; a chronological consistence could exist. From this, it is conjecturable that the aircraft would have temporarily been subjected to a tailwind although its absolute value is unknown.

It is not clear how the topography on the windward side of the location where the wind sensor is installed is related to the occurrence of the eddy.

(4) Existence of local downdraft

Although a possibility is conceivable that an extremely local downdraft due to eddies might have some influence on increase in the descent rate immediately before the aircraft touched down, its existence was not clarified because of lack of observation of the vertical currents.

(see Note below)

Note: H. Nirasawa, H. Ohno, O. Suzuki (1991):

A Fine Structure of the Gust Front Observed with Sonic Anemometer
4th International Conference on Aviation Weather Systems
(Preprints P278-280)
American Meteorological Society

3.1.3 Estimation of descent rate, wind and descent profile

3.1.3.1 Estimation of descent rate

Based on readouts of DFDR on the radio altimeter altitude and the vertical acceleration, and using the Karman Filter, the descent rate was estimated for a period from a height above the touch-down zone's elevation mark (hereinafter referred to as "height") of 400 meters down to the touch-down. The Karman Filter is a method to estimate a status amount at a certain time in a manner the most probably accurate, when the status equation (motion equation) representing the system's characteristics as well as the error distribution involved in each estimation are known. Results of the estimation on descent rates are shown in Attached Fig. 14b. It is estimated that the descent rate of the aircraft abruptly increased immediately before touch-down, reaching as much as 21 ft/second.

Details of the estimating processes are shown in Addendum 2.

3.1.3.2 Estimation of wind from Motion of Aircraft

The wind the aircraft encountered was estimated by the following processes. However, only the wind within the horizontal surface was considered assuming that the wind in the vertical direction was negligible because the altitude was low.

Details of each process are described in Addendum 2.

(1) Estimation of wind speed in the heading

By the process below, the wind speed in the heading was estimated.

- 1) obtain the acceleration to the longitudinal direction of the aircraft, from the forward acceleration and the pitch attitude angle in DFDR, and, by integrating it and carrying out a coordinate conversion, calculate the ground speed to the runway direction.
- 2) determine the integral constant used in calculation of the ground speed by estimating the average ground speed between the middle marker and the inner marker from the time needed for the passage of the sector.
- 3) obtain the wind speed in the heading from the difference between the ground speed so acquired and the airspeed (in DFDR).

(2) Estimation of crosswind

By the process below, the crosswind was estimated.

It is impossible to estimate the crosswise wind by the same method as used in the calculation of the longitudinal wind in (1) above, since no sideslip angle of the aircraft is recorded in DFDR and the recorded data on the lateral position is also less accurate. Therefore, using the Karman Filter in the same manner as in the estimation of the descent rate in para. 3.1.3.1, an estimation was made of the crosswind to the aircraft axis by reconstituting measurements concerning the motion of the aircraft to the lateral direction (each operated amount of aileron, spoiler and rudder, roll and yaw attitude angles, and lateral acceleration). The aircraft characteristics used in the calculation are based on data provided by the Lockheed Company. Results of the estimation are shown in Attached Fig. 14c.

(3) Estimation of wind direction and speed

From results in (1) and (2) above was obtained the wind direction and speed the aircraft encountered in the coordinate system fixed on the ground. Results of the estimation are shown in Attached Fig. 14d., in which the wind direction is measured clockwise from the runway direction. Furthermore, its comparisons with the winds which Aircraft 'A' and Aircraft 'B' encountered are shown in Attached Figs 15, 16 and 17. The estimation results above would approximate the results of analysis in para. 3.1.3.2 stating that "The wind the aircraft (VR-HOC) encountered is estimated to have been between Aircraft 'A' and Aircraft 'B' in wind direction, and at a similar level with Aircraft 'B' in wind speed", and would therefore be considered greatly reliable.

According to the estimation, the wind the aircraft encountered was:

- (a) The wind speed was less than 20 kt at a height of about 200 ft.
- (b) At heights of 100 to 50 ft, the wind speed reached about 40 kt with a direction almost crosswise at right angles to the aircraft.
- (c) From a height of about 50 ft, the wind speed abruptly decreased and the direction also considerably changed, and at a height of about 40 ft, the wind turned temporarily to a tailwind. The longitudinal component of the wind changed about 12 kt in about one second from the height of 50 to 40 ft.

3.1.3.3 Estimation of descent profile

The descent profile of the aircraft was estimated, on the basis of the relationship between the height of the aircraft and the time which had been obtained in the estimation of the descent rate in para. 3.1.3.1, and the relationship between the ground speed and the time which had been obtained in the estimation of the wind in para. 3.1.3.2, as well as the passing time over the inner marker.

Results of the estimation are shown in Attached Fig. 18. The initial touch-down point of the aircraft is also estimated to have been about 230 meters inside of the approach end of runway.

3.1.4 Investigation on fracture surfaces of damaged portion around the rear spar of the root of the left wing.

A visual macroscopic analysis as well as a microscopic analysis by the replica method using an electron microscope were conducted on fracture surfaces of the damaged portion near the rear spar of the root of the left wing as described in para. 2.3.2.2.

Prior to the analysis of fracture surfaces, a visual observation was carried out after exposing the cracked surfaces by cutting the rear spar web near IWS 300 from the upper end to the damaged portion, also by cutting, as necessary, the wing-and-fuselage connecting fitting where cracks were found.

Locations where replicas were taken are indicated by mark together with identification symbols in Attached Fig. 5.

(1) Fractured surfaces near IWS 241

As to the rear spar web, the fracture surfaces would have been formed along rivet holes by a static failure due to shear and tension load. Surfaces with a dimple pattern, peculiar to the static failure, were prevailing, except for a fracture surface having a fan-like pattern caused by fatigue about 2 mm in diameter on the edge of a rivet hole. It was recognized that this fatigue failure surface was not the origin from which the static failure started.

The stiffener at the same location was damaged at the portion where it is attached to the upper spar cap located at its upper left, but it was recognized that the fracture surface was caused by a static failure due to shear and tension load.

It was also observed that the fracture surface of the upper spar cap was formed in the same manner.

(2) Fracture surfaces near IWS 300

In the vicinity of IWS 300, the rear spar web was fractured by buckling in such a manner as to be projected rearward and deformed. On each forked cracked surface was found the dimple pattern. All these surfaces would have been formed by a static failure due to shear and tension load. The similar dimple pattern was observed on cracked surfaces caused on the upper spar cap and the lower spar cap in the vicinity of the station, and it was recognized that they were also caused by a static failure.

(3) Fracture surfaces of the fitting connecting wings and fuselage

The upper forward inboard and the upper outboard fitting were cracked at

their respective locations where connecting bolts are fixed. Dimple-patterned surfaces are prevailing among cracked surfaces on the upper forward inboard fitting in the same manner as other fracture surfaces, and it was recognized that they were caused by a static failure and with a loading at one time.

As to the upper outboard fitting, a part of its failure surfaces were unanalyzable because of cutting and boring process which would have been done when it was dismantled from the airframe. An analysis made on available fracture surfaces indicated that they were caused by static load in the same manner as other damaged portions, except that a striation was observed indicative of growth of a fatigue crack on a slight portion of the tip of a crack caused by a static failure. It was recognized that the fatigue crack was formed in succession to the static failure.

This analysis could not specify the time at which the fracture surfaces were caused on the upper forward inboard fitting and the upper outboard fitting, but it was recognized that none of the fracture surfaces constituted the original point from which the damage to the rear spar of the left wing started in this accident.

None of remarkable corrosion, deterioration, or other defects were recognized on the materials in the vicinity of the damaged portion.

3.1.5 Transmission Speed at the time the fire service was requested

In reference to the fact that the initial request on fire services from the flight crew was unreadable to the controller, its transmission speed was examined using a voice analyzer on the basis of CVR records.

The time required for the flight crew to transmit the message "Request the fire services coming up to the aircraft on stand by" was about 2.7 second, and the transmission speed was about 150 words/minute.

The request of fire services sent secondly from the flight crew was unreadable to the controller due to interference with another transmission. The investigation was made for a reference purpose on the time which would have been required to transmit "We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please". The result was that the time needed was about 3.0 seconds, and the transmission speed about 200 words/minute.

Note: In para. 5.2.1.4 "Transmitting Technique" of Volume II of ICAO Annex 10 "Aeronautical Telecommunications" is described a provision that "Aircrew and ground personnel should maintain an even rate of speech not exceeding 100 words per minute (para. 5.2.1.4.3.b)"

Furthermore, the following is described in para. 9.1.5 of ICAO Doc 9432-AN/925 "Manual of Radiotelephony" :

"Pilots making distress or urgency calls should attempt to speak slowly and clearly"

3.2 Analysis

3.2.1 The flight crew was properly and qualified, and had passed the medical examination.

3.2.2 VR-HOC had a valid airworthiness certificate, and had been maintained and inspected as prescribed.

3.2.3 ILS, PAPI, and approach lights were in normal operation at the time of landing of this aircraft.

3.2.4 Meteorological situation at the time of approach and landing

3.2.4.1 It is recognized that Narita Airport was, at the time the accident occurred, in a warm area in front of a cold front extending from a Low Pressure off the Sanriku Coast, and was in a strong wind belt from SW originating at Izu Peninsula and reaching around Narita Airport through Tokyo Bay.

3.2.4.2 According to records of the 2-minute wind sensor, it was about from 0430 to 0600 UTC that the variation in wind direction on the Runway 16 side was remarkable, and about from 0500 to 0540 UTC that the maximum in wind speed was large; and the accident occurred in this time zone in which the gustiness was significant. (see Attached Fig. 11)

3.2.4.3 From results of the test and research in paras. 3.1.2.3 and 3.1.3.2, it is estimated that the wind direction and speed while the aircraft was approaching to land varied considerably with the position of the aircraft. The variations in wind direction and speed would be attributable mainly to effects of the topography below the flight course as well as on the windward side of the course.

3.2.4.4 In view of meteorological conditions at that time, it is considered that no such meteorological phenomena existed as a downburst caused by convective clouds on the final approach course to Runway 16.

3.2.5 Approach and Landing

In Attached Fig. 19 is shown the chronological sequence up to touch-down of the aircraft from the height of 400 ft, while in Attached Figs. 20 and 21 are shown details of the longitudinal and the lateral motion from 6 seconds prior to touch-down. In these figures, the height, rate of descent, ground speed, and wind direction and speed are values which were estimated in para. 3.1.4, and others are readouts of DSDR.

3.2.5.1 Crosswind Component

The crosswind component calculated from the wind direction and speed which were given from the tower to the aircraft on approach is within 35 kt, the crosswind limit set forth in Cathay's L-1011 Operation Manual.

3.2.5.2 Target Approach Speed

The captain set, in accordance with the operation manual, the target approach speed at 162 kt, i.e., 142 kt, the landing reference speed (VREF) corresponding to a landing weight of 360,000 lb with a flap of 33 degrees, plus 20 kt, a correction for the wind. His setting of this target approach speed was pertinent, judging from the meteorological information given from the tower.

3.2.5.3 Wind at distance of about 1.9 km to Runway End

CAS of the aircraft increased up to 172.6 kt at a height of about 350 ft and a distance to the runway end (hereinafter referred to simply as "distance") of about 1.9 km. This location was near the place where a valley running on a bearing of about 200 degrees crossed the flight course, and where the headwind is estimated to have been comparatively strong.

3.2.5.4 Wind at distance of about 1.5 km

Five seconds thereafter, CAS of the aircraft abruptly decreased to 148 kt, far below the target approach speed; and the descent rate also temporarily reached as much as 20 ft/second. For this reason, the height of the aircraft became lower more than 0.7 degree than the glide slope around a distance of 1.5 km. This place where the CAS abruptly decreased is located on the leeward side of a hill 130 ft above sea level, where the aircraft is considered to have encountered a tailwind or a crosswind at a right angle judging from the results of analysis in paras. 3.1.3.3 and 3.1.4.2.

According to records of CVR, 23 seconds before touch-down, the soft sound (mode 5) of the "glide slope" of the GPWS became activated. The reason therefor is estimated to have been that the height of the aircraft became lower more than 1.3 dots (0.47 degree) than the glide slope.

3.2.5.5 Wind in the vicinity of Middle Marker

CAS of the aircraft was recovered by change of the wind and increased engine thrust, and, at a height of about 160 ft and a distance of about 0.8 km (near the middle marker), became 160~170 kt, although being subjected to abrupt changes ranging 5~10 kt.

Around this time, to cope with the crosswind, the aircraft took a crab angle of about 5 degrees to the right. According to the estimation of the wind in para. 3.1.3.2, the wind which the aircraft encountered hereabout came down to less than 20 kt.

The abrupt change in CAS in the vicinity of the middle marker is more remarkable for Aircraft 'A' and Aircraft 'B'. It is estimated that this would have been caused by a wind variation due to effects of the complicated topography involving caves and hills located on the upstream side.

3.2.5.6 Wind and Control Operation from 120 ft to 50 ft in height

At a height of about 120 ft and a distance of about 0.6 km, the crab angle

was increased to the right, a wing low being applied in parallel, and a roll attitude angle of about 5 degrees was taken to the right. The crab angle to the right reached a maximum of 14 degrees at a height of about 70 ft.

According to the estimation of the wind in para. 3.1.3.2, the wind, which came down to less than 20 kt at a height of 200 ft, increased gradually from a height of about 170 ft, reaching as much as 40 kt at heights of 100~50 ft. The wind increased about 20 kt in 5 seconds.

3.2.5.7 Wind and Control Operation from a height of 50 ft to touch-down

From a height of about 50 ft, the right crab angle and the right roll attitude angle began to be reversed, and subsequently the engine thrust (EPR) was somewhat reduced, but immediately thereafter, at a height of 40 ft and near the runway end, CAS decreased 12 kt in a second down temporarily to 146 kt, being followed by start of decrease in the pitch attitude angle and increase in the descent rate.

According to the estimation of wind in para. 3.1.4.2, the wind, which had reached 40 kt at heights of 100~50 ft, suddenly weakened together with a significant change in the direction, and at a height of 40 ft became temporarily a tail wind, where the longitudinal component of the wind varied about 12 kt between heights of 50 ft and 40 ft (about one second in time).

The roll to the left and the yaw were considerably abrupt, and about 2 seconds prior to touch-down the aircraft was brought to the wing-level with the heading coincident with the runway bearing.

In order to restrain overshooting, at three seconds before touch-down the control wheel was operated to the right, and two seconds before touch-down the rudder was reversed to the neutral position. The left roll and the left yaw, however, did not stop, and in order to suppress them the control wheel was operated more extensively with a maximum reaching as much as 50 degrees. By this operation the angle of the right spoilers (No.2 to No.6) increased. The angle of No. 2 spoiler reached 45 degrees at 1.5 seconds before touch-down.

Around this time the aircraft's descent rate was rapidly increasing. Although the control column was operated about 5 degrees aft at 1.5 seconds before touch-down at a height of 20 ft, it was about one second thereafter, which was 0.7 second before touch-down, that the nose began to be brought up, and the aircraft touched down with a left bank, the descent rate not being decreased.

3.2.5.8 Situation at the time of touch-down

The situation of the aircraft at the time of touch-down is estimated to have been as follows:

Descent rate	21 ft/second
CAS	157 kt (Note 1)
Maximum vertical acceleration	> 2.5 g (up) (Note 2)

Maximum lateral acceleration	> 0.25 g (left) (Note 2)
Pitch attitude angle	5.2 degrees (Note 1)
Roll attitude angle	-4.4 degrees (Note 1)
Yaw angle	-5.3 degrees (Note 1)

As shown above, the descent rate at touch-down is estimated to have increased to 21 ft/second. It is 2.1 times as much as the limit descent velocity (10 ft/second) which is prescribed in the airworthiness standards (aircraft transport category airplanes) for structural design. (ground loads)

(Note 1) A value at the time the vertical acceleration would have reached the maximum.

(Note 2) The maximum vertical acceleration and the maximum lateral acceleration at touch-down were unreadable because errors existed at the portions in DFDR where their maximum values would have been recorded. (see para. 3.1.1). It is, however, estimated that they would have been larger than 2.5 g (up) and 0.25 g (left), respectively, judging from readouts before and after the errored portions.

3.2.5.9 Touch-down Point

It is estimated that the aircraft touched down at a point 230 meters inside of the approach end of the runway, and, after making one bound, touched down again about 2 seconds thereafter.

3.2.6 Rapid increase in descent rate and roll to the left immediately before touch-down

3.2.6.1 Cause for Rapid Increase of Descent Rate

The rapid increase in the descent rate is estimated to have been caused as follows:

(1) The aircraft encountered temporarily a tailwind at a height of about 40 ft, and its CAS decreased abruptly. The lift decreased due to this abrupt decrease in CAS, and the descent rate began to increase.

(2) CAS recovered almost normal 2.5 seconds before touch-down, but, as stated in para. 3.2.5.7, the operation of the control wheel was increased in order to restrain the left roll, with the result that the angle of the right spoilers (No.2 to No.6) increased. The angle of No.2 spoiler reached as much as 45 degrees as for No. 2 at 1.5 seconds before touch-down. By this spoiler operation, the lift of the right wing decreased considerably, and the descent rate rapidly increased.

(3) At a height of about 20 ft the control column was operated about 5 degrees aft, but it was the time the spoiler angle reached a maximum, and an abrupt decrease in lift by the spoiler operation gave rise to an abrupt increase in descent rate, with a result that the angle of attack and its

increase rate became larger and the nose-down moment thereby cancelled out the nose-up moment by the stabilizer; and therefore it was 0.7 second before touch-down, at which time the right spoiler angle became small, that the nose began to be brought up. For this reason, the descent rate ceased to increase, but could not be reduced.

(4) A possibility is conceivable that a very local downdraft caused by eddies might have contributed to the increase of the aircraft's descent rate, but existence of such an air current could not be clarified.

3.2.6.2 Left Yaw Rate and Right Side Slip

With regard to the reason that the operation of the control wheel to withhold the roll to the left was taken as reaching a maximum of as much as 50 degrees, it is estimated that the operation to the left of the rudder at the time of decrab was large, the delay in the timing to reverse it gave rise to a large yaw rate to the left as well as a side slip to the right, and a negative rolling moment was generated thereby.

3.2.6.3 Control Operation immediately before touch-down and contribution of the wind to rapid increase of descent rate

As stated in para. 3.2.6.1 and the preceding paragraph, it is estimated that an excessive use of the rudder to the left at the time of decrabing and the operation to withhold the roll caused thereby would have been deeply related to the abrupt increase of the descent rate immediately before touch-down.

It is conceivable that should the captain had carried out more properly the decrab operation, the aircraft would not have been led to a hard landing; It is, however, also conceivable that there was no other alternative for the captain to take to cope with such complicated wind variations the aircraft encountered at a low altitude as stated in paras. 3.2.5.6 and 3.2.5.7.

3.2.7 Cause for damage to the root of the rear spar of the left wing

It is estimated that the damage on and around the root of the rear spar of the left wing was caused as follows:

The accident aircraft touched down firstly with the left main gear at an abnormal large descent rate, and as a result of an excessive touch-down load caused thereby, the left wing rear spar web was shear-fractured in the vicinity of the wing root, and the rivets connecting the upper and the lower spar cap with the rear spar web were shear-fractured up to the vicinity of IWS 300. Therefore, rigidity around the rear root portion of the left wing was reduced greatly, allowing a large-scale deformation leading to damage to the spar cap and the fitting, buckling of the rear spar web, deformation of the upper skin, damage to heads of the rivets, etc.

3.2.8 Recognition of abnormality, transmission of related information, and fire-fighting and rescue activities

3.2.8.1 Initial Request of Fire Services by Captain

The captain, who received the request to stop the aircraft and advice on shutting engines down from the ground control who observed the aircraft seemingly leaking fuel, and also monitored a message from another aircraft "smoke coming out", directed the copilot to contact the ground control for fire services, and subsequently for a tug.

The request to the ground control was made about 0515:30 UTC, but was unreadable as a whole to the controller due partly to fast speed of its transmission, but no request for re-transmission of the message for confirmation was made because the controller was asked immediately thereafter coordination on use of taxiway from another controller, and besides, communications cut in with other traffic.

It is estimated that at this time, both the flight crew and the controller did not recognize the situation as an emergency, although they were cognizant of the abnormality of the aircraft.

3.2.8.2 Recognition of Abnormal Situation, Request of Fire Services, and Dispatch of Fire-fighting Vehicles

Thereafter, the captain, who saw an amount of fuel flowing out through the left window, requested again the ground control to dispatch fire services, shutted all engines down, and dictated an emergency evacuation using the passenger adress system.

The controller could not comprehend well this transmission from the captain on fire services request due to interference with transmission with other traffic, but he requested assistance of the senior controller in charge of supervising overall services with a recognition that the situation was an emergency. The senior controller, who saw immediately thereafter the emergency evacuation being initiated, decided to take the emergency procedures, notified to all units concerned that the runway be closed, and at the same time requested the Control Room of the Fire Station of the Airport Authority to dispatch the fire services team. Upon receipt of this request, a Class 1 Order (the alert order) was issued to the fire station and its satellite from the Control Room, followed by a Class 2 Order (the emergency order) in response to the second request from the tower for fire services.

It is estimated that the fire fighting trucks arrived at the site about 0523 UTC which is 7~8 minutes after the time the first request was made to the ground control by the aircraft.

It is considered that the reason why a somewhat longer time was required for the fire fighting team to arrive at the site after the fire services had been requested would be that the transmission and confirmation of the information was not conducted quickly and accurately between personnel concerned, besides delay in their recognition of the emergency situation.

3.2.8.3 It is recognized that the fire fighting trucks, upon arrival at the site, started without delay to take fire prevention measures by dispersing foam extinguisher.

3.2.9 Emergency Evacuation from the aircraft

3.2.9.1 The flight crew and cabin attendants had received the training on the emergency procedures set forth by the Cathay Pacific Airways, and it is estimated that each of the flight crew and cabin attendants guided passengers for evacuation in this accident in accordance with the established procedures.

3.2.9.2 Cause for Longer Time required in Evacuation

It is estimated, from statements of related personnel, that in this accident about 6 minutes was required for emergency evacuation, and the reason why such a longer time was required would be that only R1 and R2 escape slides were usable in the beginning, that R1 was damaged and became unusable because it leaned sideways when about one hundred passengers had evacuated out, and furthermore that most of passengers were less cognizant of the emergent situation with slow response thereto and many of passengers intended to bring their baggage out with them in the evacuation.

3.2.9.3 Deployment of Escape Slides in Strong Wind

The design and test standards of the escape slide of the aircraft prescribe its normal deployability in the maximum wind of 25 miles/hour (21.7 kt). It is, however, recognized from records of the runway 34 wind sensor located about 1,250 meters SW of the place where the aircraft came to a stop, that the wind then was an average of 23 kt from SW involving a gust with maximum of 38 kt. From these, it is estimated that the wind at that time which was exceeding the design standard would have been responsible for R3, R4 and L1 escape slides' becoming unusable immediately after they were deployed, and R1 escape slide's becoming flapped by the wind while in use and unusable, as well as the damage to R1 and R4 slides successive thereto.

3.2.9.4 It is estimated that the two passengers who were seriously injured in this accident were injured during the emergency evacuation.

4 Probable Cause

It is estimated that immediately after the aircraft, which was approaching in a crosswind varying extensively in direction and speed, initiated a decrab operation, the aircraft encountered such a change of the wind that the strong wind which had been blowing crosswise at a right angle until immediately therebefore suddenly decreased and temporarily turned to a tailwind, wherein the captain could not conduct a relevant landing operation with a result of giving rise to a hard landing.

By Aircraft Accident Investigation Commission

/S/ Shun Takeda
Chairman

/S/ Masaaki Usuki
Member

/S/ Tsuneyuki Miyauchi
Member

/S/ Akira Azuma
Member

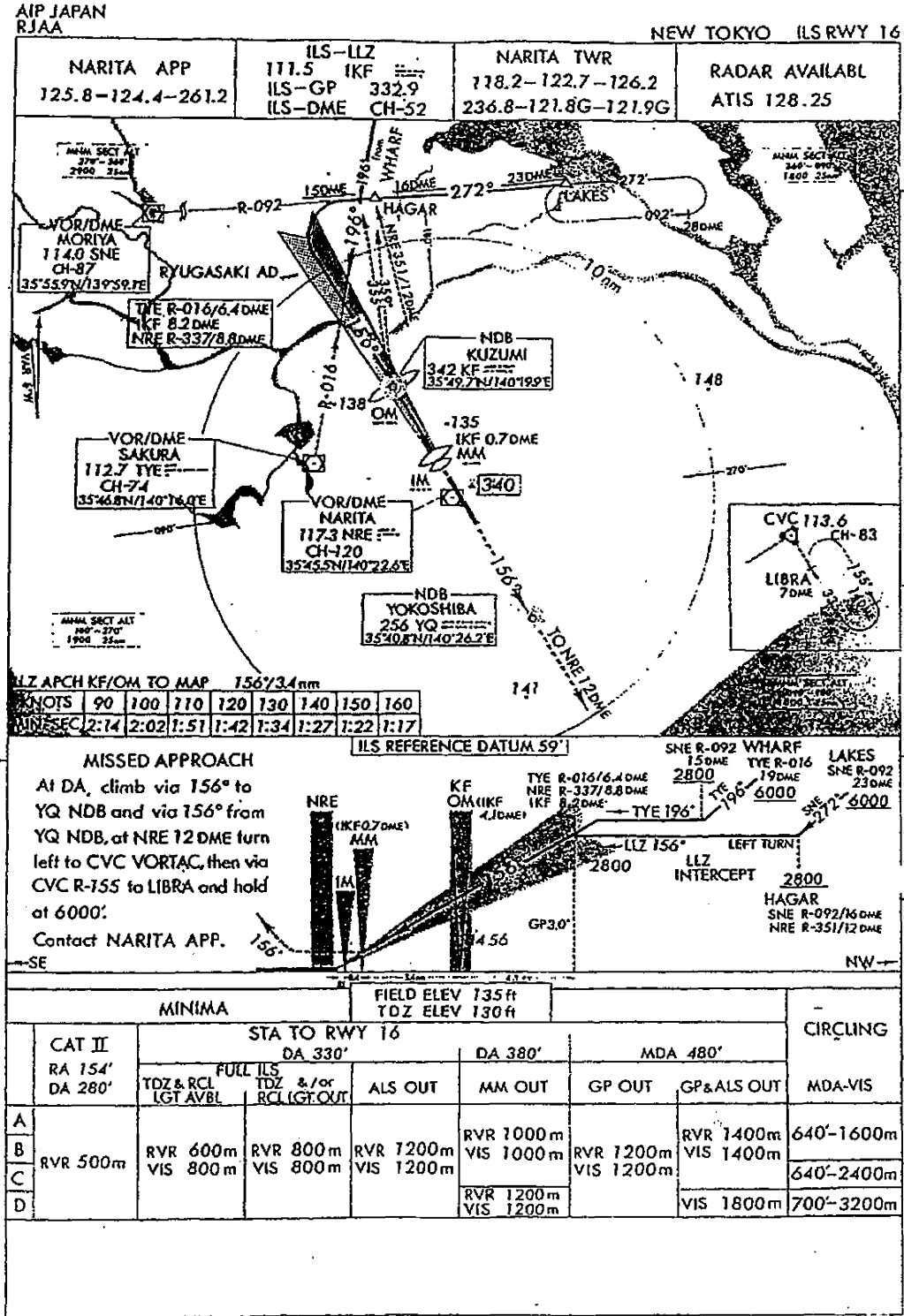
/S/ Kazuyuki Takeuchi
Member

February 12, 1992

Attached Fig. 1

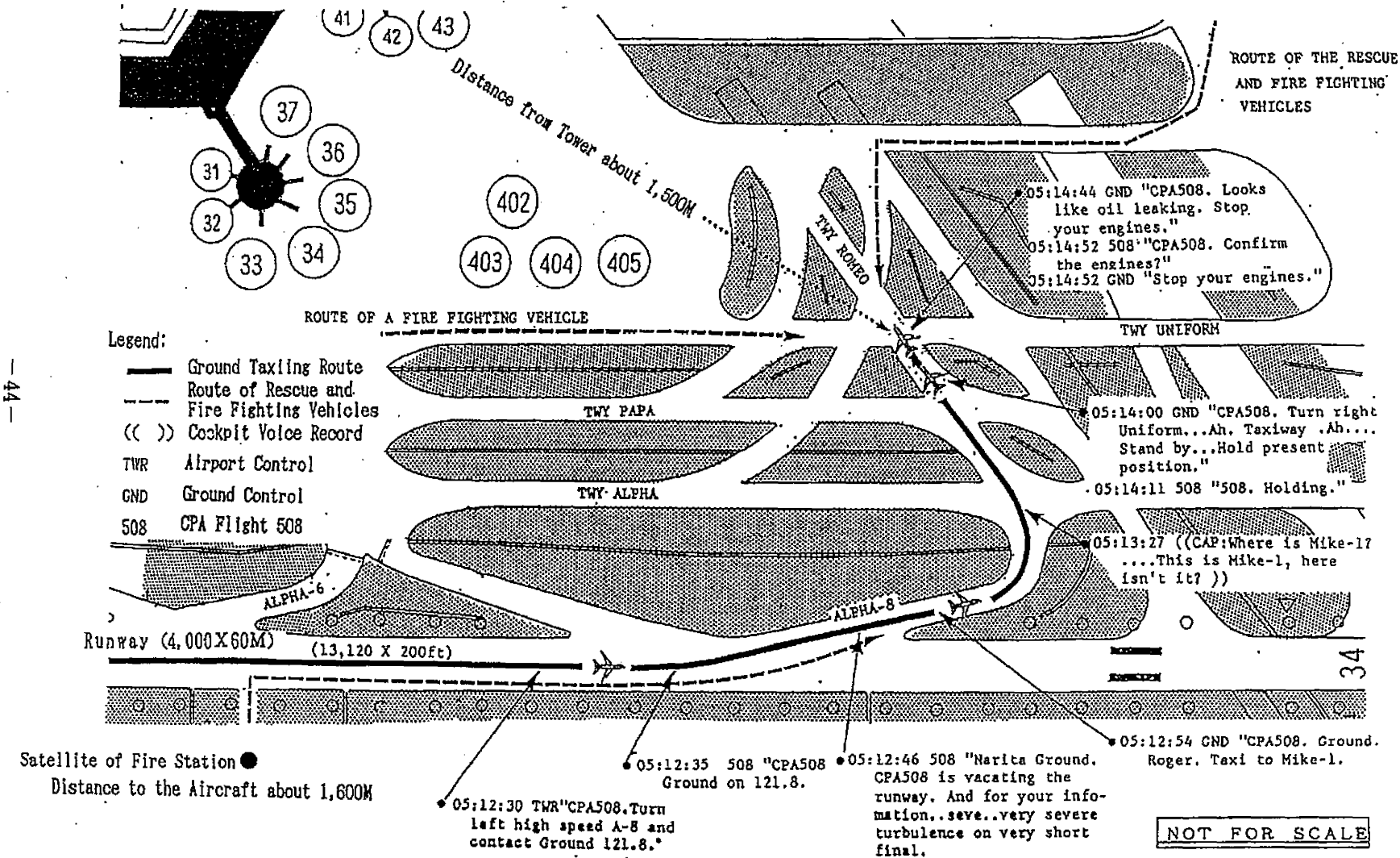
[New Tokyo ILS Runway 16]

Instrument Approach Procedures



Attached Fig. 2

Taxiing Route and Cockpit Voice Record (an abstract)



-44-

Attached Fig.2

Transcription of CVR Records
after VR-HOC stopped (abstract)

note: GND=Ground Control 508=CPA508 { } Intra-Cockpit Voice

(TIME:UTC)

(CONTENTS)

05:14:58 { CAP; Yeah. OK. Shut down. Get the APU on line?Okay, start the APU quickly, please.}

05:15:11 BAW "Ground, Speedbird 8. Is the Cathay Tristar on this frequency?"

05:15:15 BAW "Considerable smoke coming from the left hand undercarriage of the Cathay Tristar....Unaware of it."

05:15:26 { CAP; Can we have the fire service, please?"}

05:15:28 508 "CPA508. Request the fire services coming up to the aircraft on stand by."

05:15:36 { CAP; And we need a tug to pull us in, please.}

05:15:39 508 "CPA508. We would like a tug, as well, to tow us in."

05:15:43 { CAP; Get the chief purser up, say stand by for evacuation.}

05:15:50 { F/E; Can you prepare, just get ready no panic at the moment for an evacuation..... [unreadable]}

05:16:10 { CAP; Oh, we've got a lot of fuel coming out of the left hand side.....We need fire trucks, fire trucks!}

05:16:15 BAW "And Cathay Tristar. There is really considerable smoke coming from....It looks like left hand wing fuselage area. Fuselage root....."

05:16:24 508 "Thanks. We got a fuel spillage. We need the fire trucks in attendance straight away please."

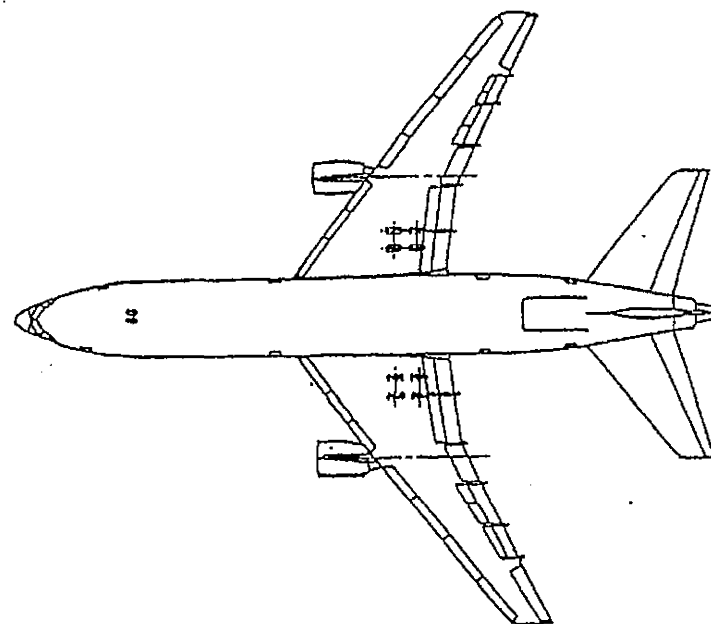
05:16:28 GND "CPA508. Now you stopped all engines?"

05:16:34 508 "All engines are stopping. Thanks."

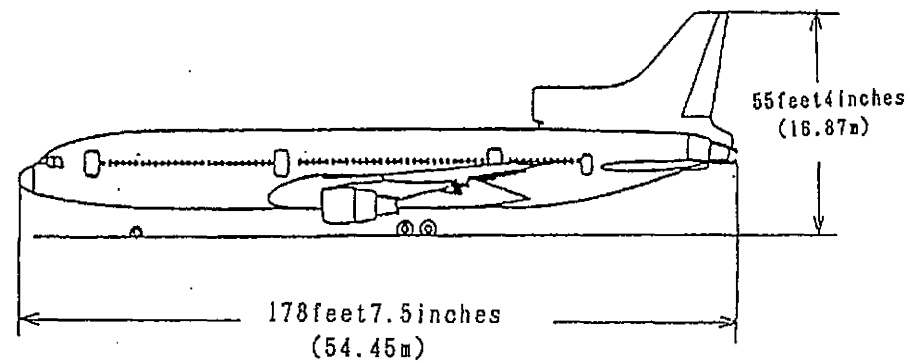
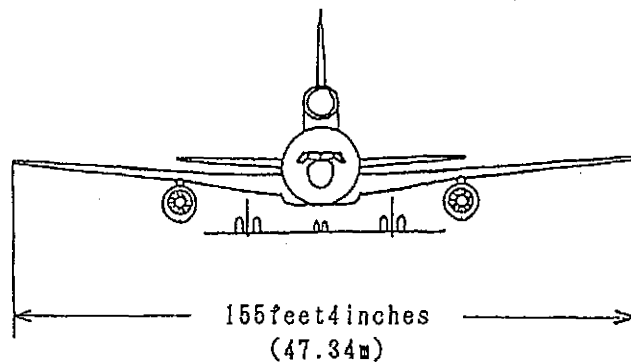
— End of Recording —

Attached Fig. 3

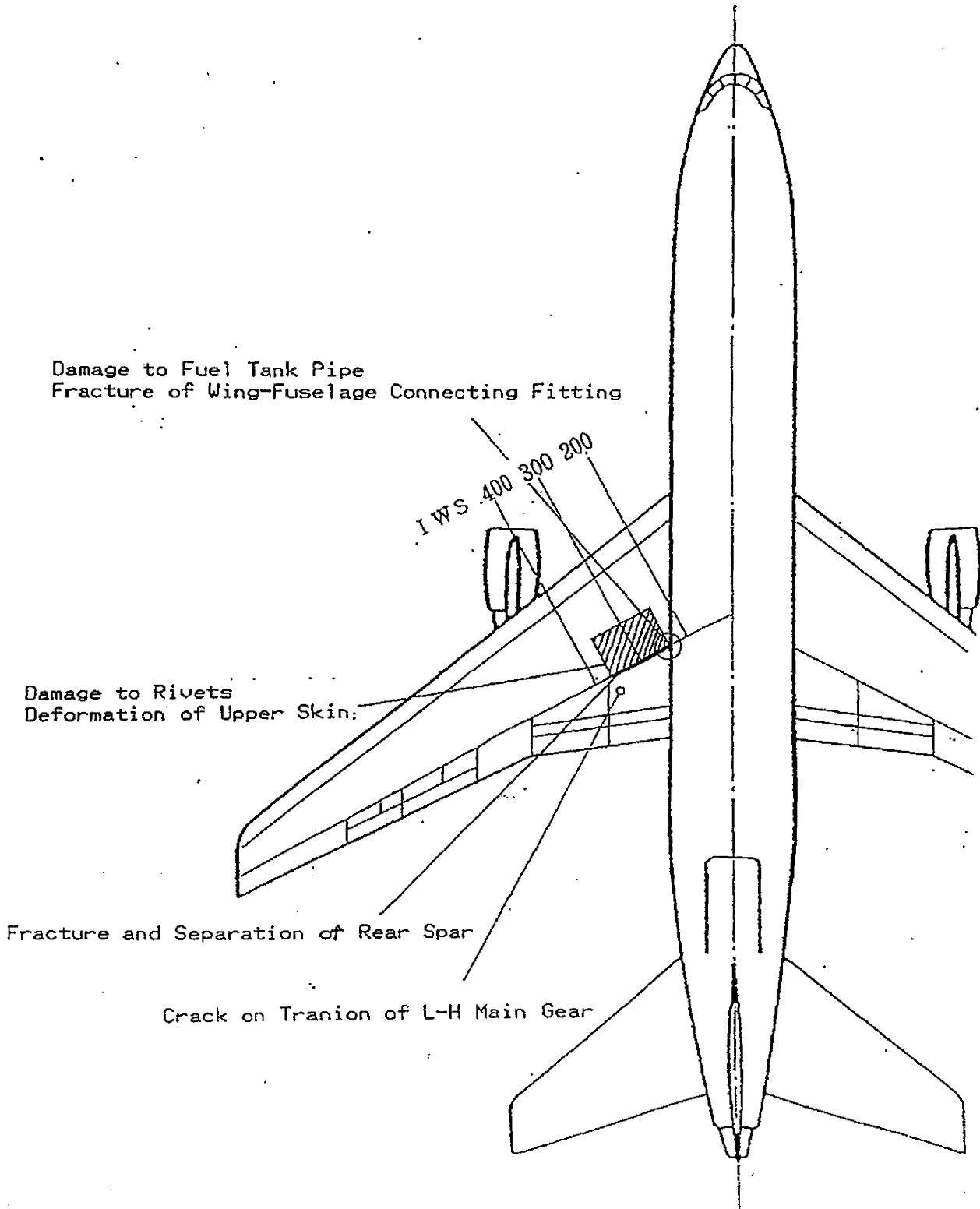
Lockheed L1011-385-1



-46-

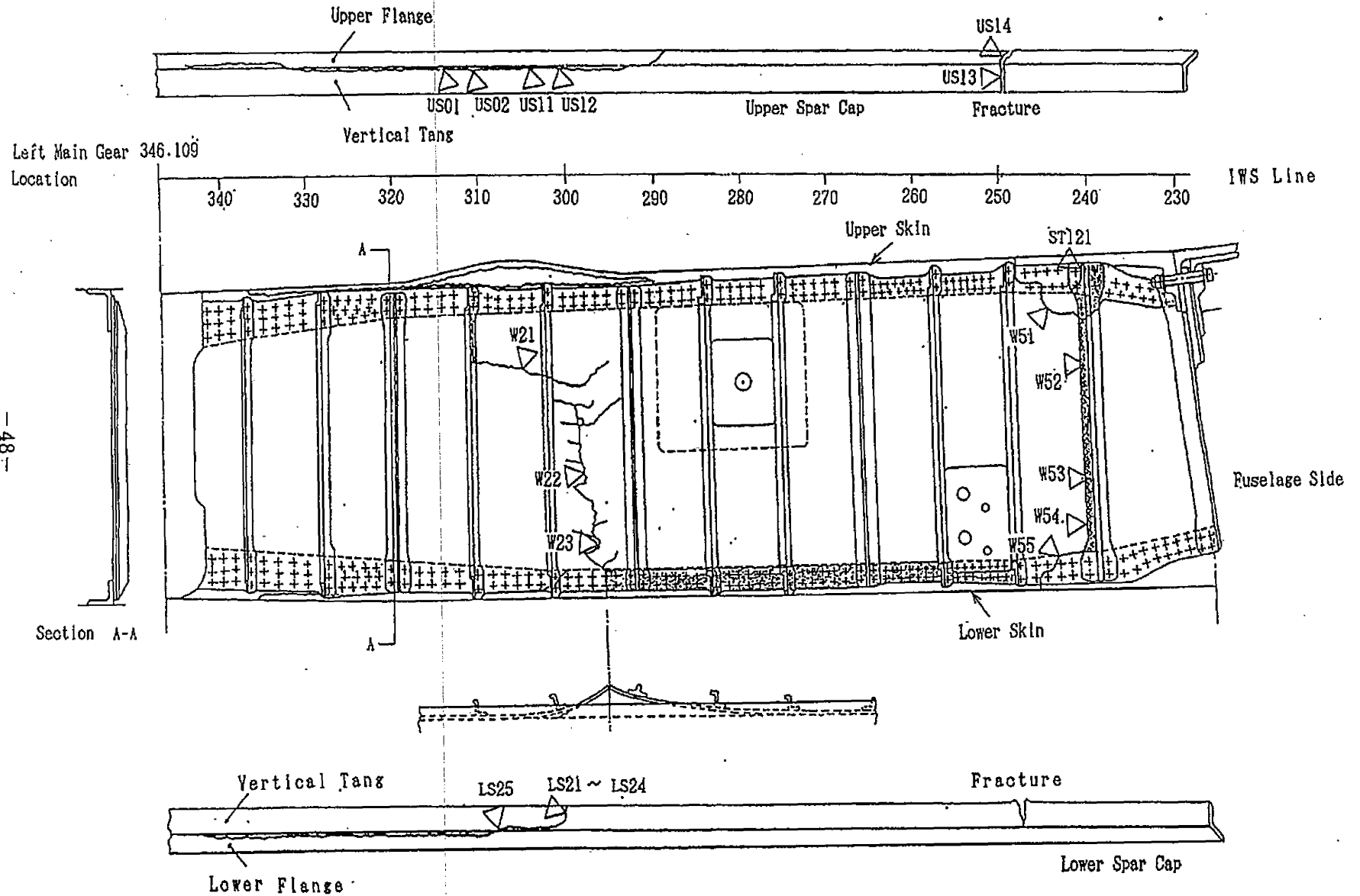


Attached Fig. 4 Damage to Airframe

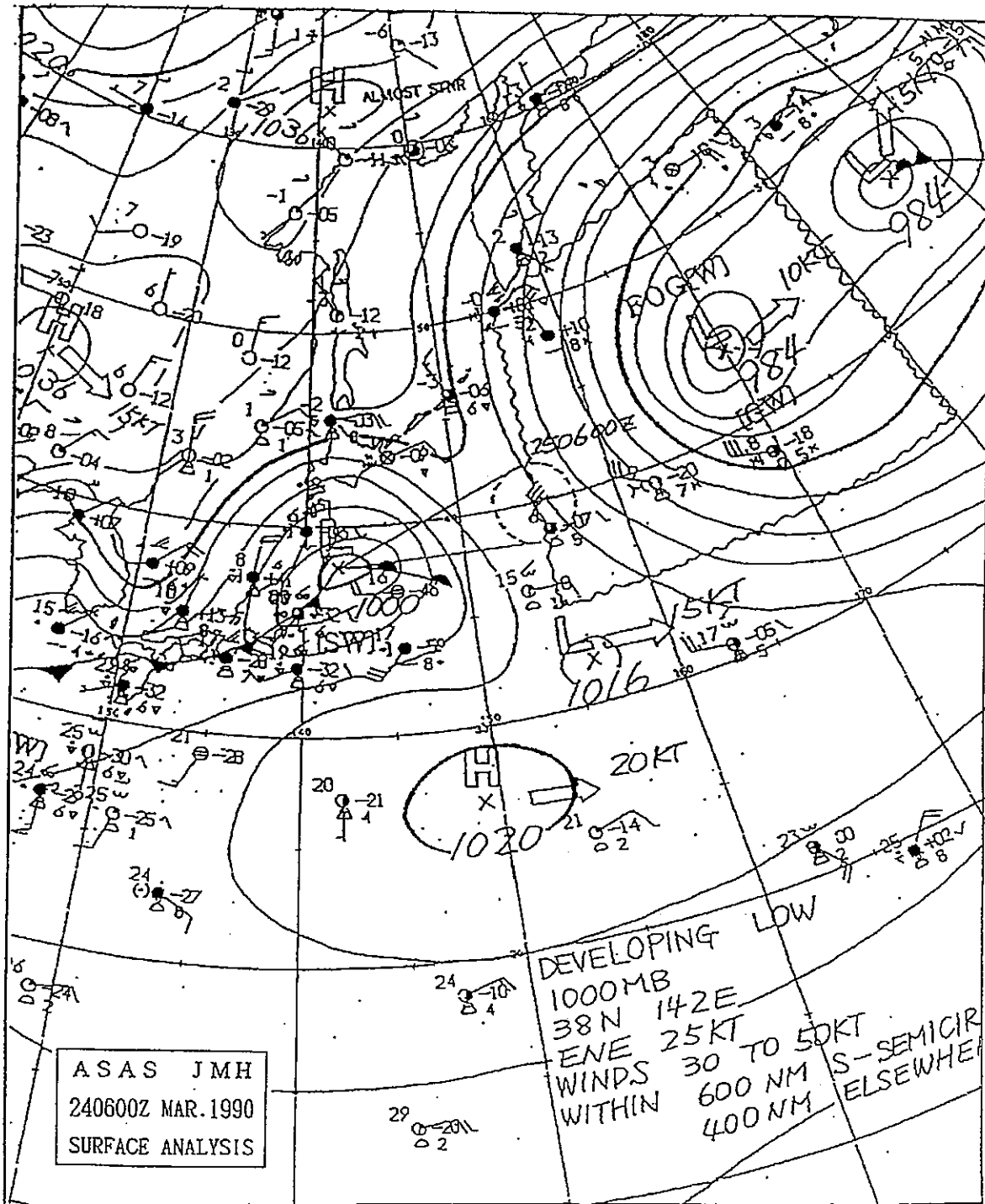


Attached Fig. 5

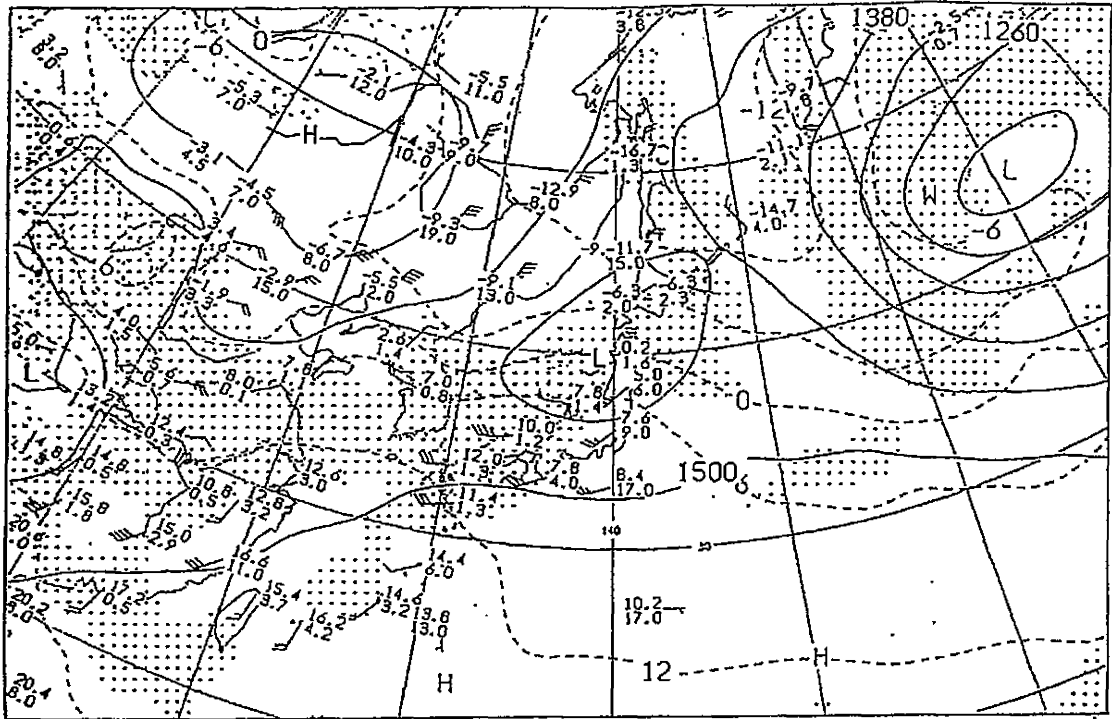
Damage to Neighborhood of Root of L-H Wing Rear Spar



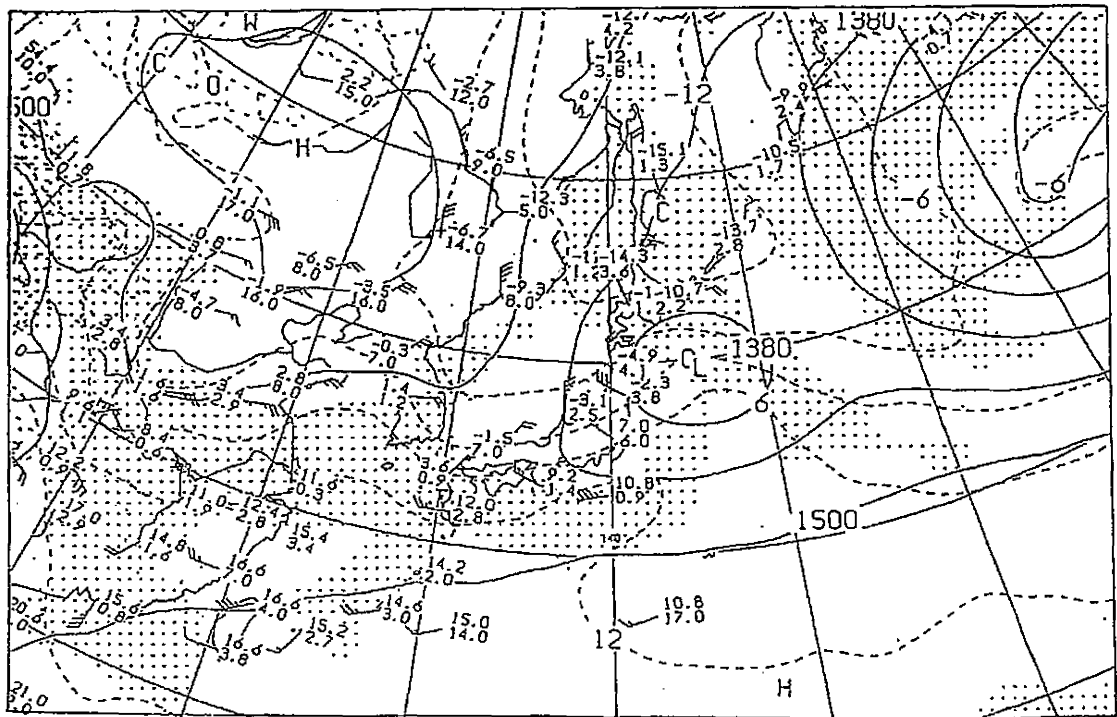
Attached Fig. 6 Surface Chart
 0600 Hours (UTC), March 24, 1990



Attached Fig.7 850 hPa Chart 0600 and 1200 Hours (UTC), March 24, 1990
 Solid line indicates contour; broken line isotherm; stipple region
 where dew point depression (t-td) is less than 3° C; and upper figure
 beside station temperature (in degree C).
 AUPQ85 24/0000 UTC

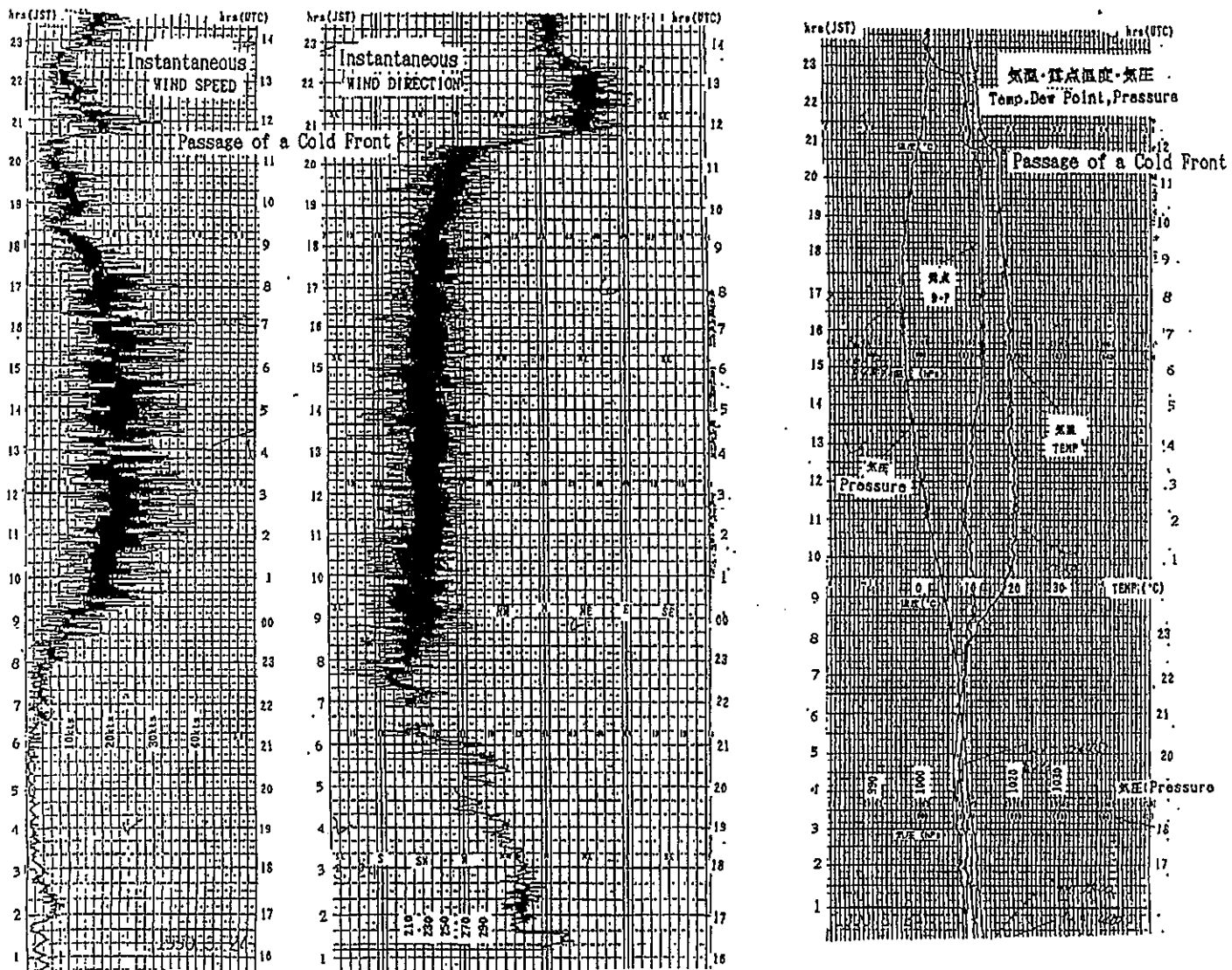


AUPQ85 24/1200 UTC



Attached Fig. 8

Records of Wind Direction/Speed, Temperature, Dew Point, and Pressure
at Runway 34 March 24, 1990



Attached Fig. 9


Local Chart of Wind and Temperature
0500 hours (UTC) March 24, 1990


Figures indicate Temperature (in °C)


T: Meteorological Research Institute (Tateno)

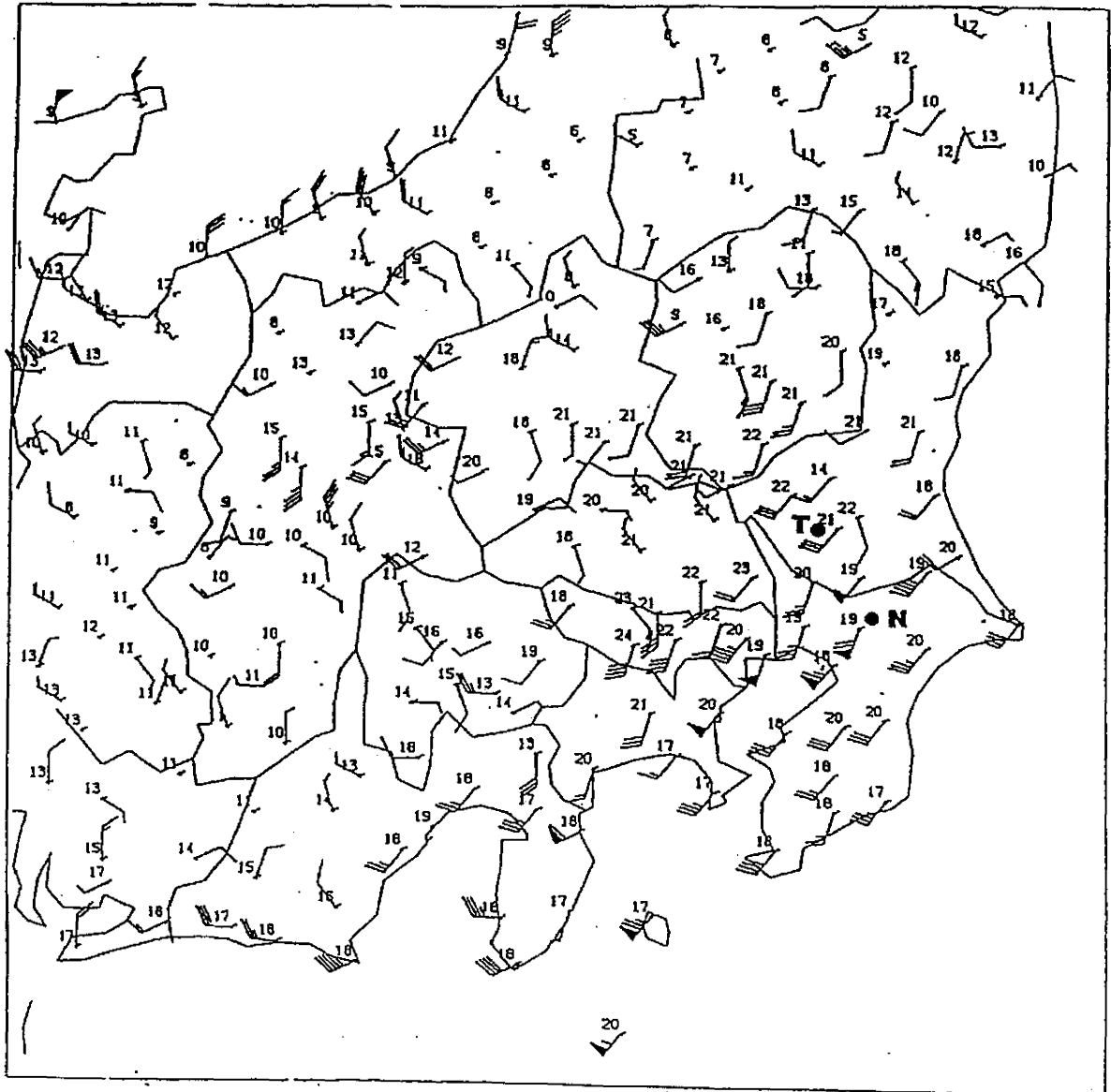
N: New Tokyo International Airport (Narita)

Wind: Wind Speed

Wind:  Wind Speed 10m/s

 Wind Speed 2m/s

 Wind Speed 1m/s

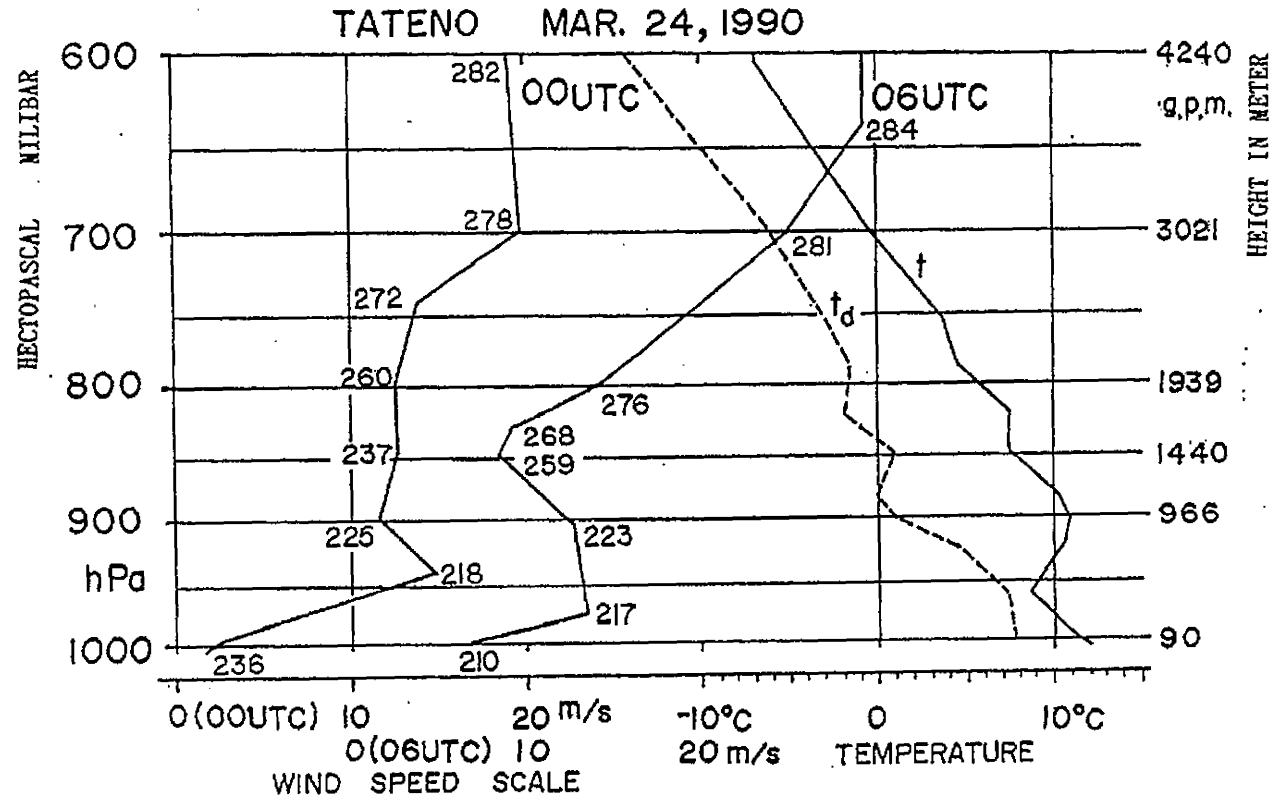


Attached Fig. 10

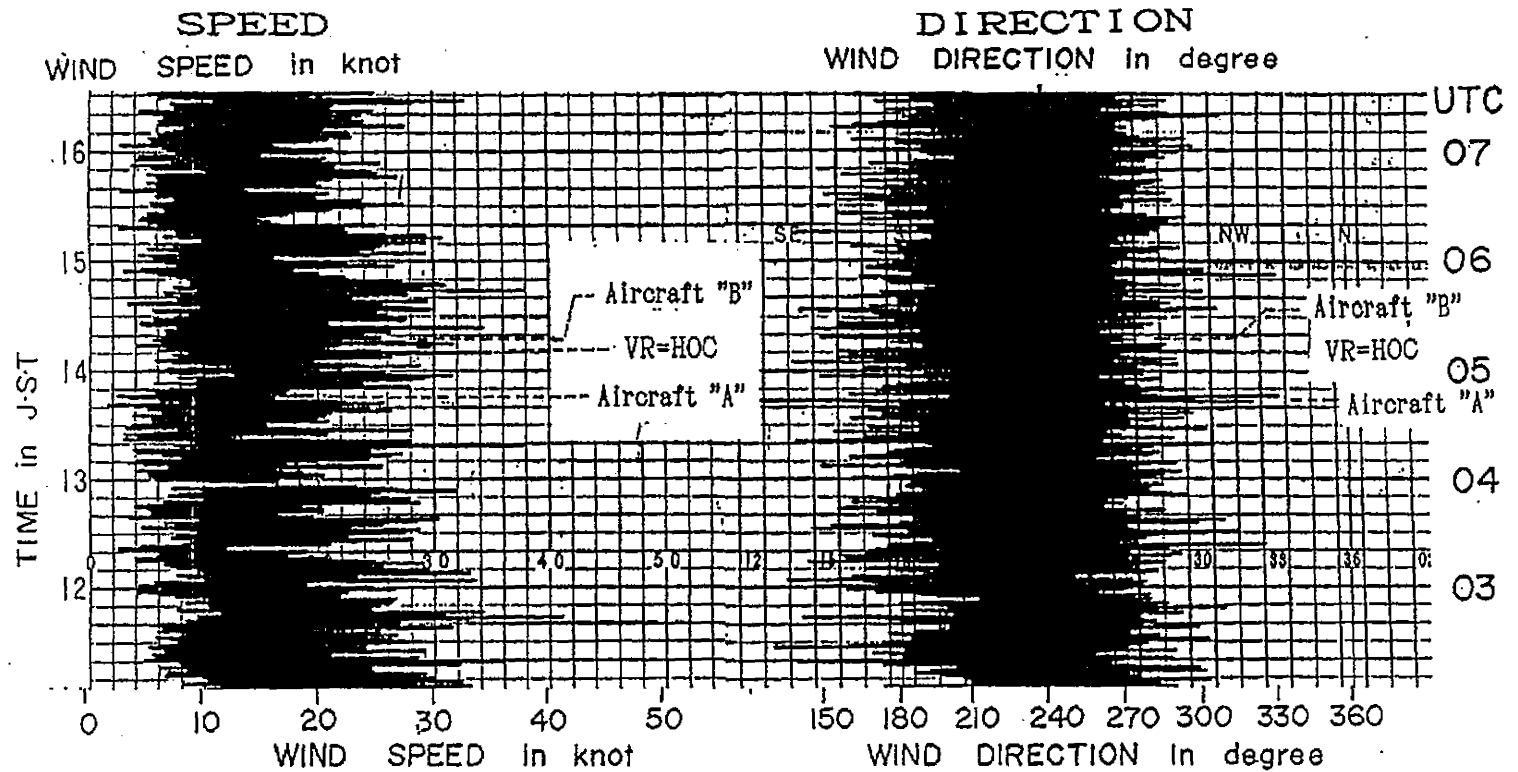
Sounding Curves of Temperature, Dew Point Temperature and Wind at Tatenô 0000 and 0600 hours (UTC), March 24, 1990

Left Side: Solid line indicates wind speed; and figures beside solid line wind direction. Origin of 0600 hours (UTC) curve shift from 0000 (UTC) curve to right 10 m/s in scale.

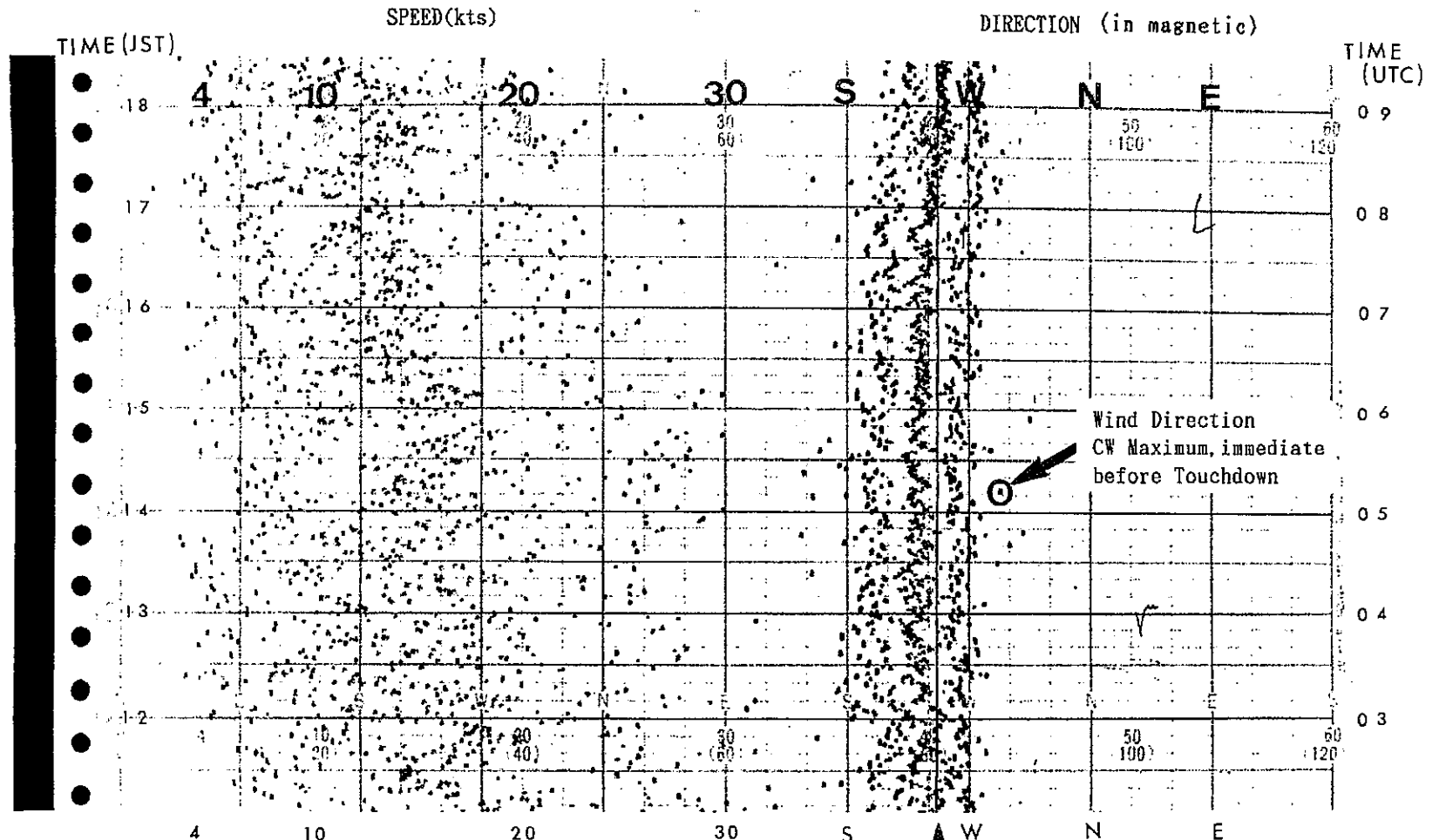
Right Side: Temperature (in solid line) and Dew Point (in broken line) at 0000 hours (UTC) are shown by curves.



Attached Fig. 11
 Records of Wind Direction/Speed at Runway 16
 0200 - 0700 hours, March 24, 1990



Attached Fig. 12
 Records of TW0(2) Minutes Average of Wind Direction/Speed at Runway 16
 March 24, 1990



- 55 -

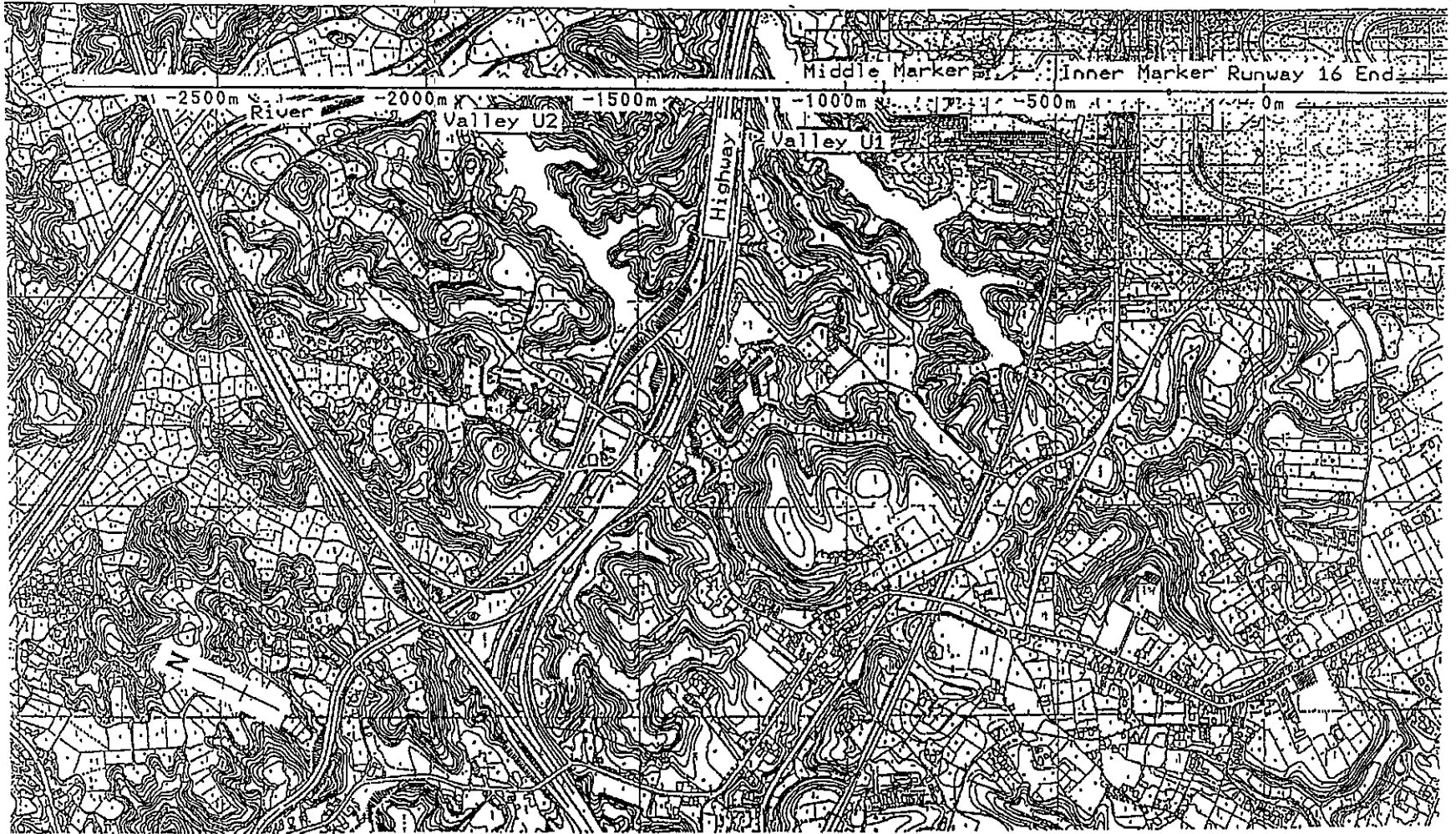
Wind Speed	Color	Wind Direction	Color
Minimum Wind Speed	Light Brown	Wind Direction CCW	Green
Average Wind Speed	Blue	Average Wind	Purple
Maximum Wind Speed	Red	Wind Direction CW	Green

Cross Wind at a right angle to Runway

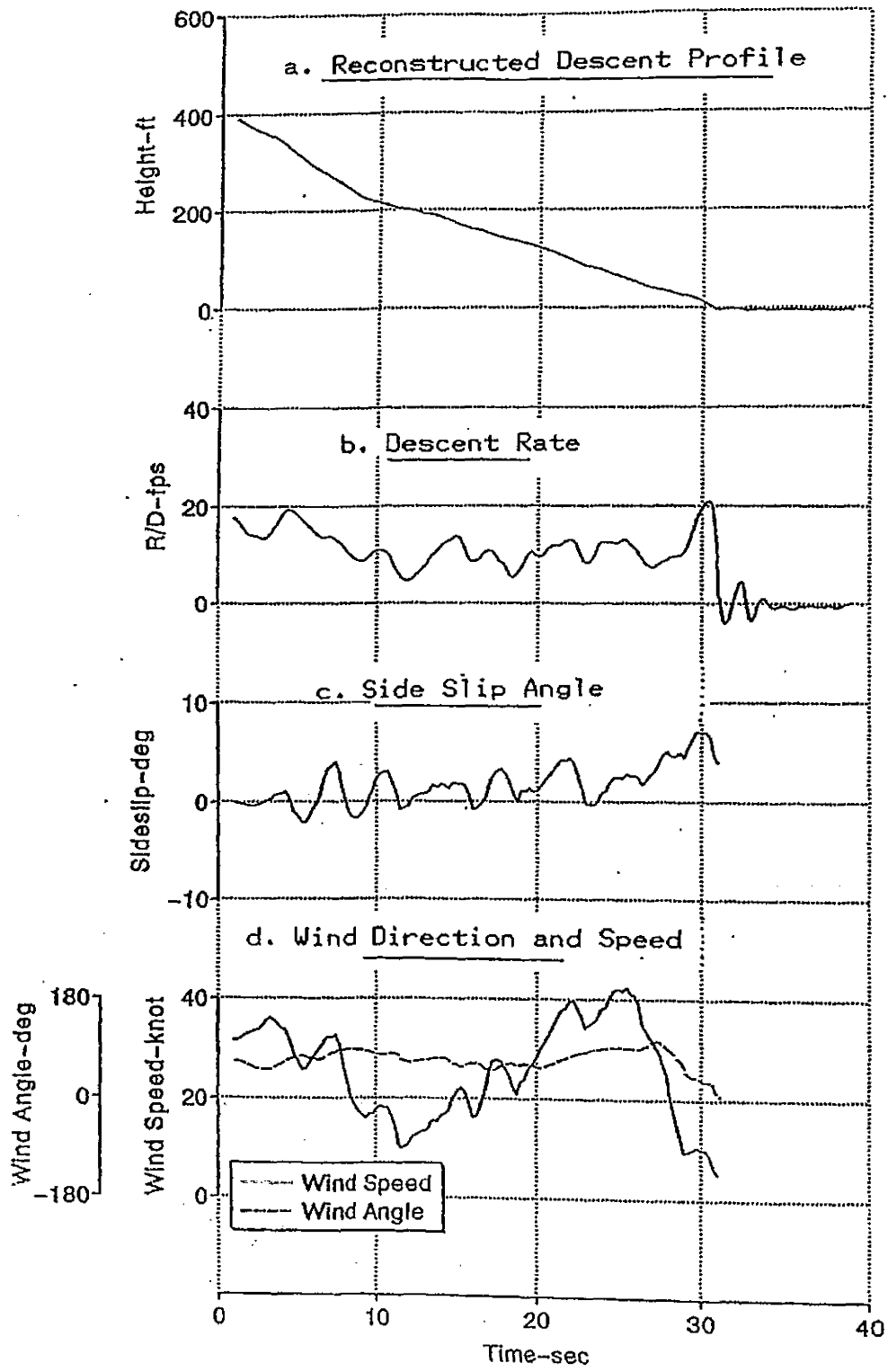
{Wind Direction CW Maximum or Minimum : Maximum or Minimum to clock-wise direction in reference to Average Wind Direction}
 {Wind Direction CCW Maximum or Minimum: Maximum or Minimum to clock-wise direction in reference to Average Wind Direction}

Attached Fig. 13

Topographic Chart of Area in the vicinity of Final Approach Course to Runway 16

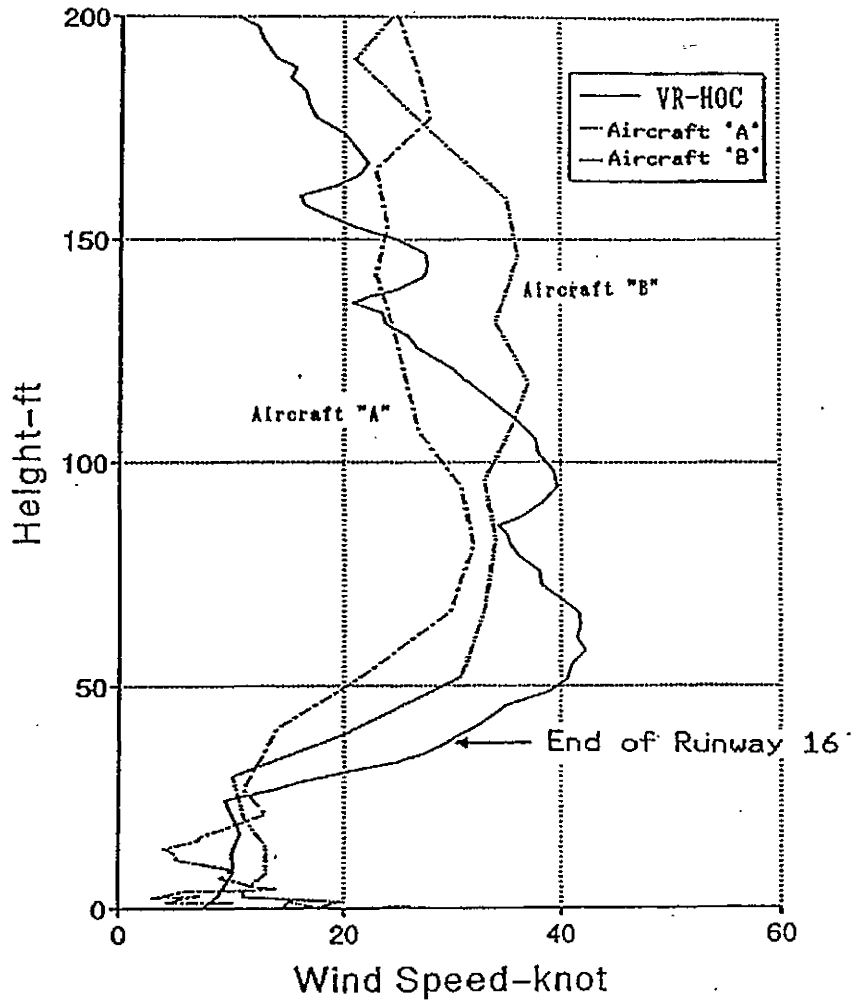


Attached Fig. 14:
Estimation of Descent Rate and Side Slip Angle



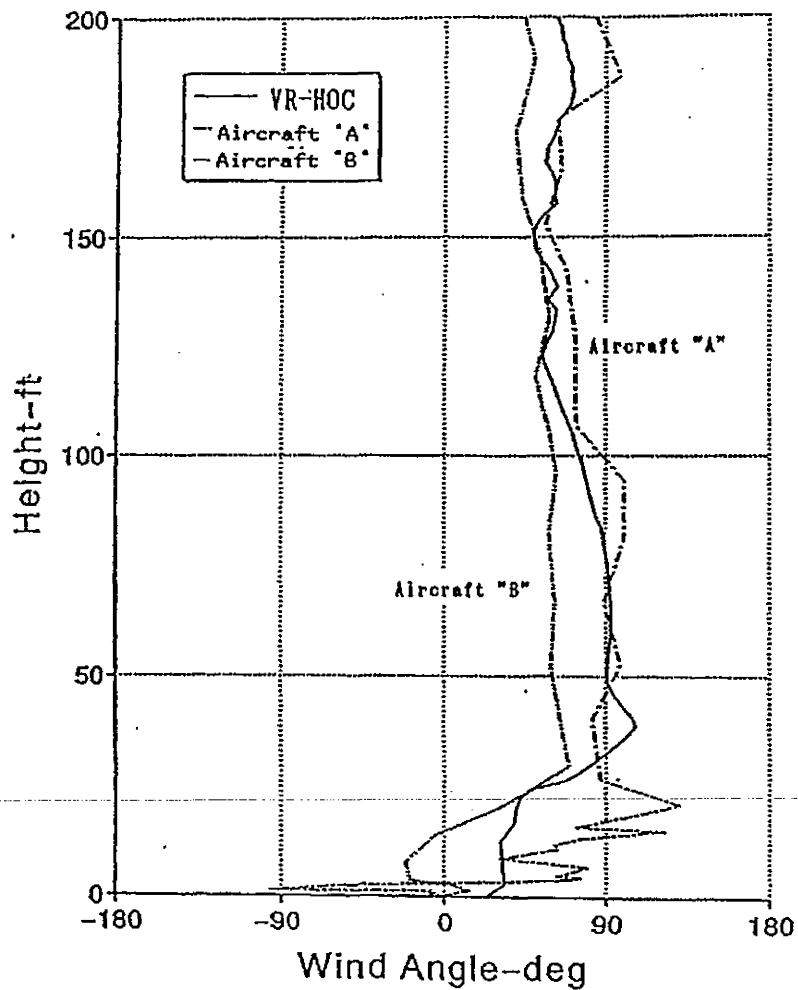
Attached Fig. 15

Variation of Wind Speed during Approach and Landing



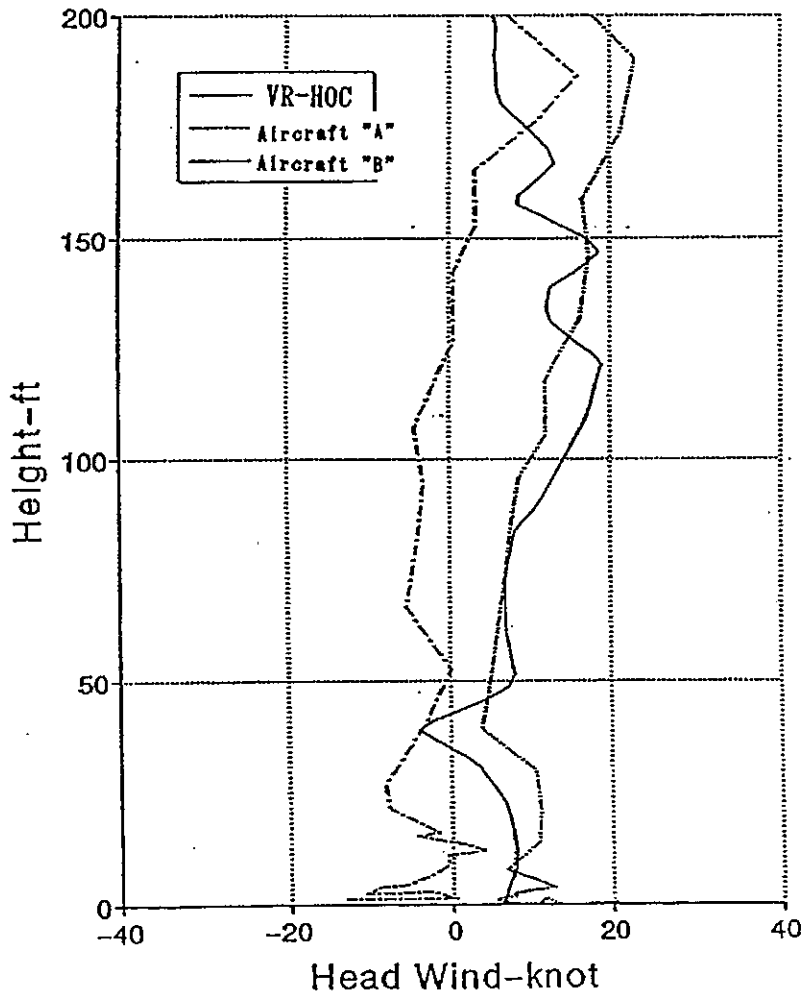
Attached Fig. 16

Variation of Wind Direction during Approach and Landing
(The direction of Runway 16 is taken as 0 degree)



Attached Fig. 17

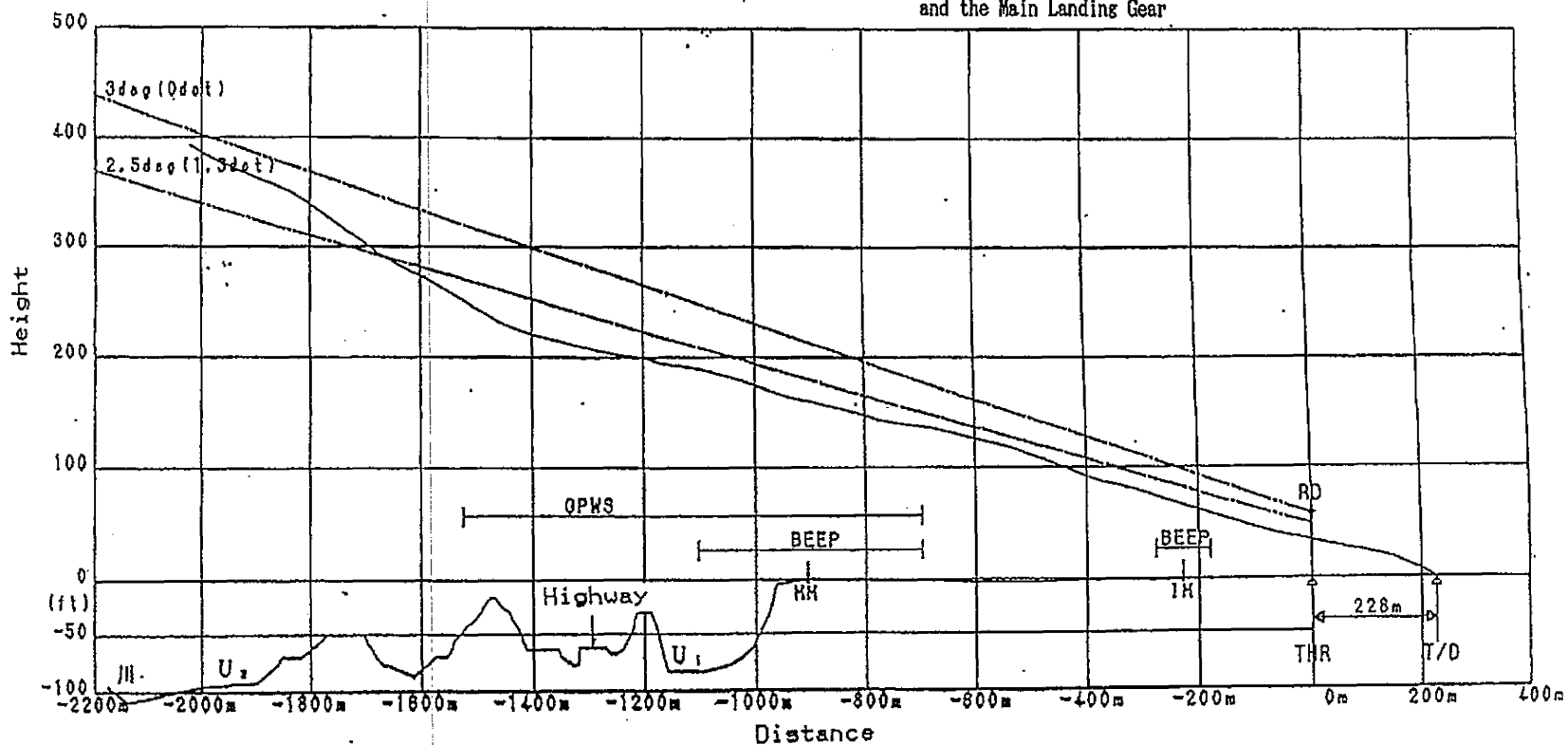
Variation of Longitudinal Component of Wind during Approach and Landing



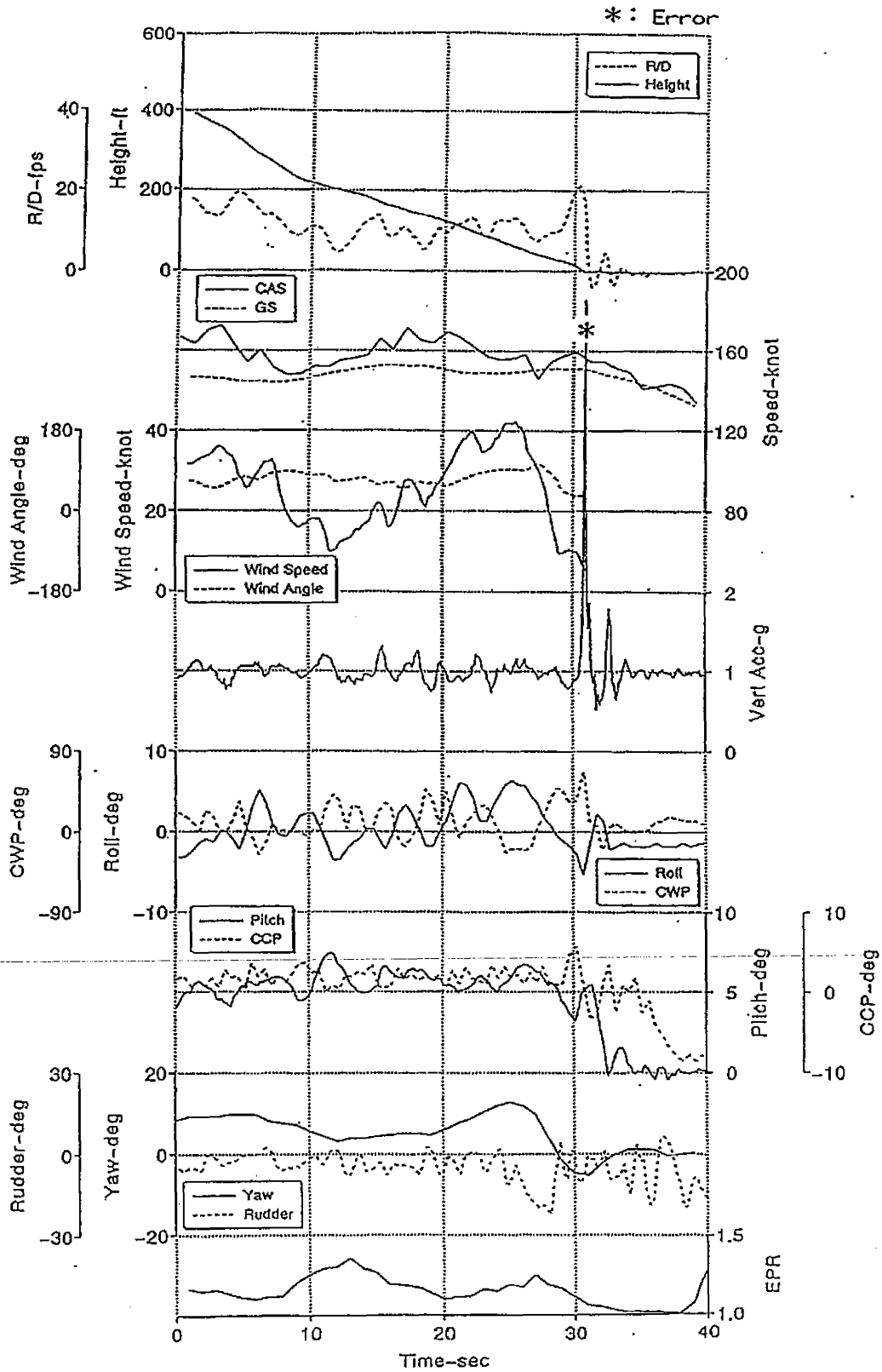
Attached Fig. 18 Estimated Descent Profile

T/D: Touch-down Point
 THR: End of Runway 16
 RD: ILS Reference Datum
 IM: Inner Marker (228m from end of runway)
 MM: middle Marker (908m from end of runway)
 GPWS: Soft Warning Activative Sector of GPWS Mode 5
 BEEP: Marker Activative Sector

Height: Vertical Distance in Feet between the Touch Down Zone and the Main Landing Gear



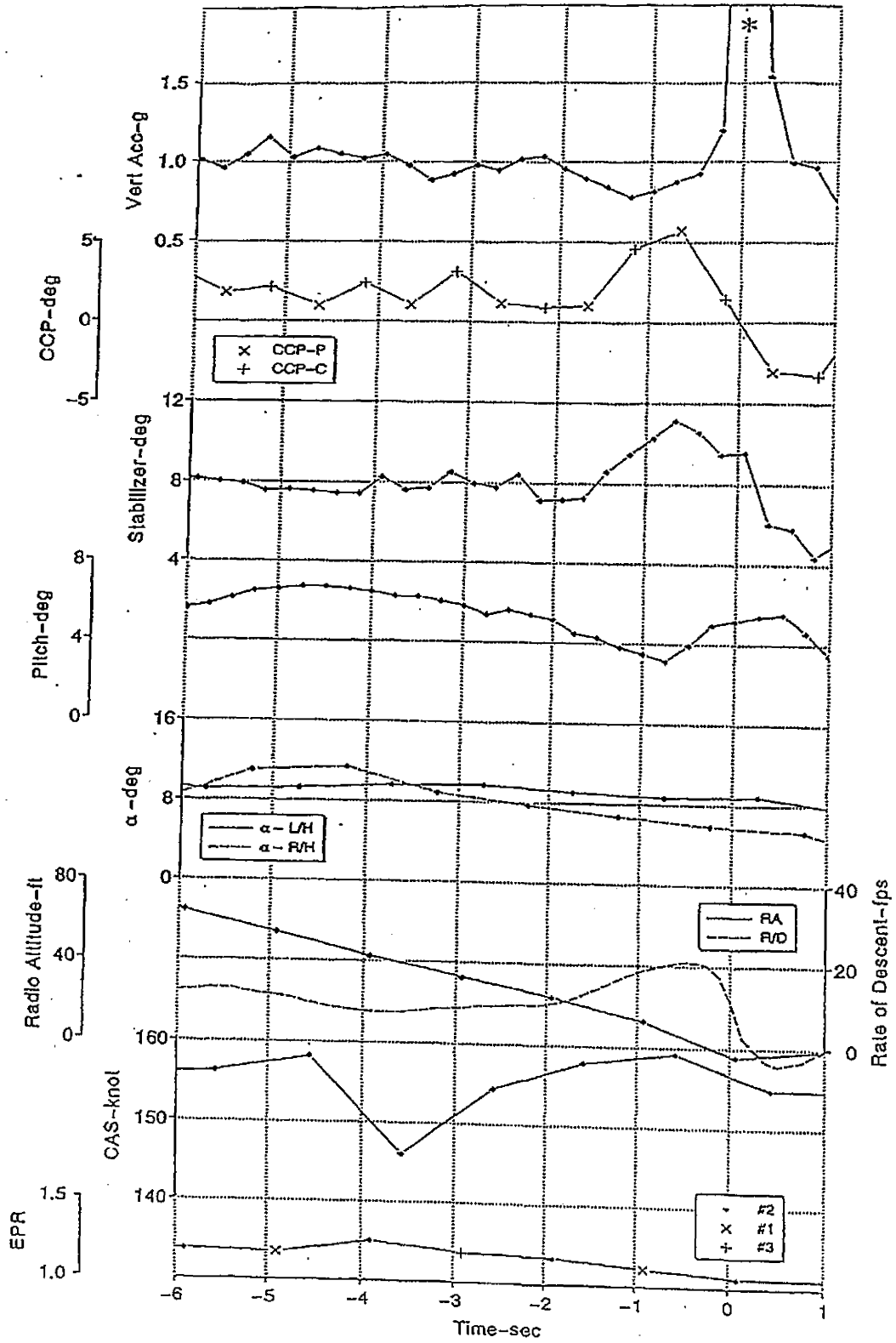
Attached Fig. 19 Chronological Records



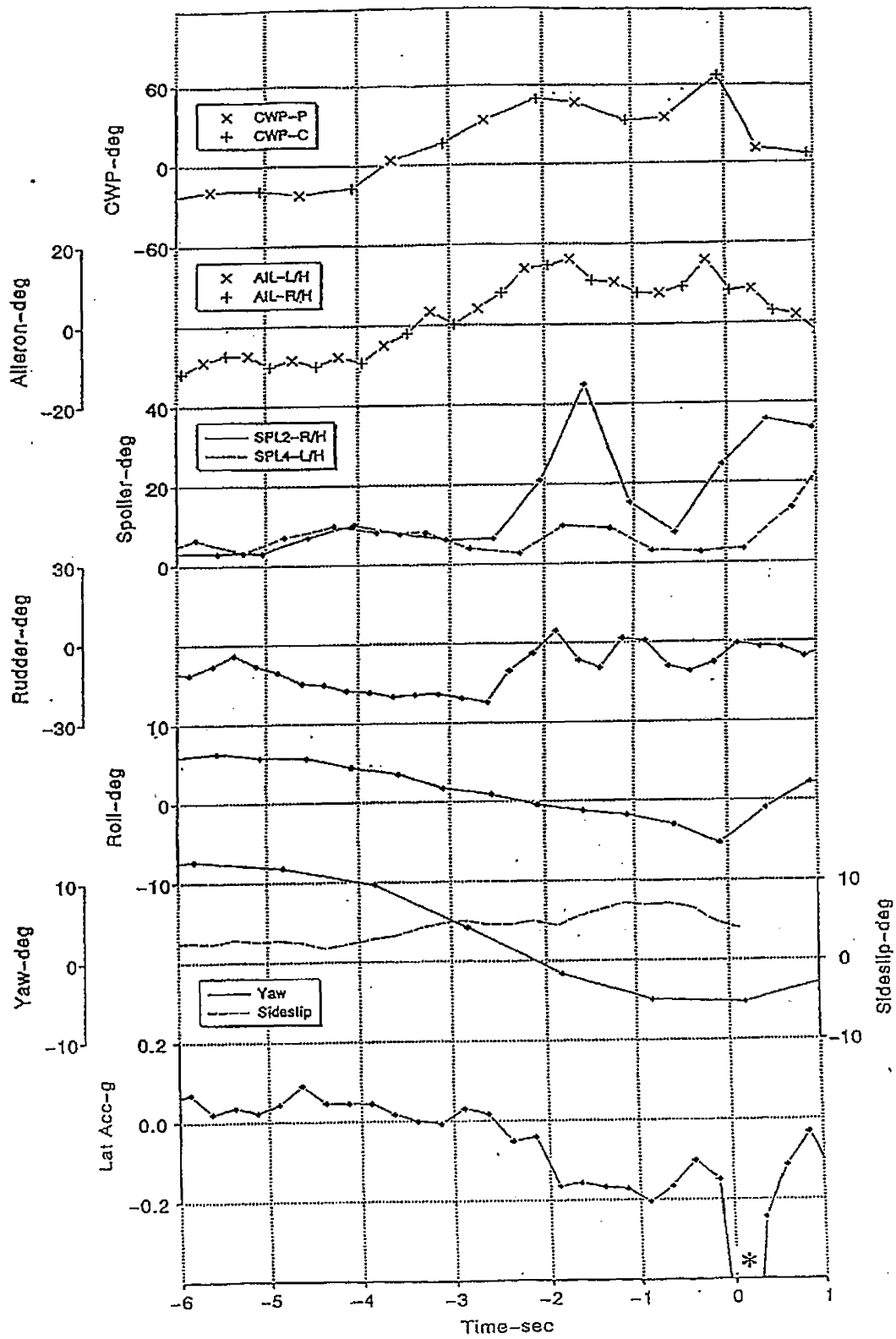
Attached Fig. 20

Longitudinal Motion immediately before Touch-down

*: Error



Attached Fig. 21 Lateral Motion immediately before Touch-down
 *: Error



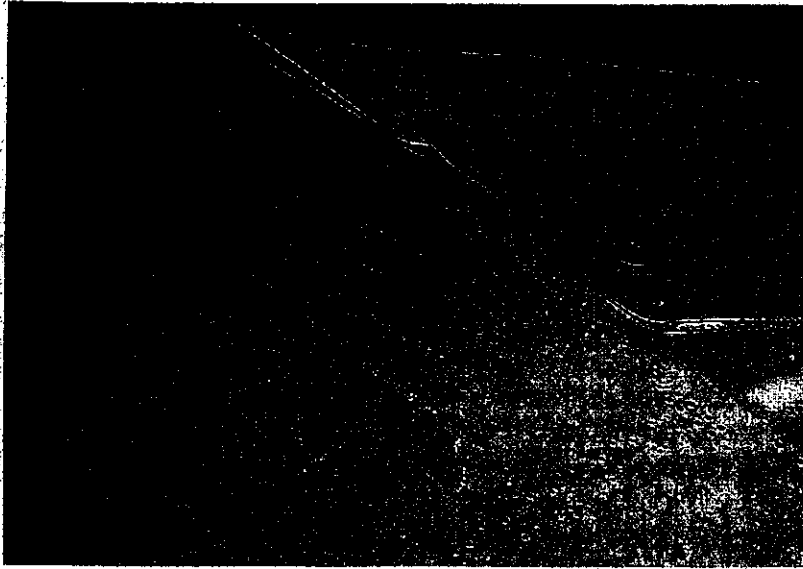
Attached Table 1 Gusting Rate

Gusting Rate: Rate between Instantaneous Maximum Wind Speed for every 20 minutes and Average Wind Speed for every 10 minutes (0300 - 0600 hours UTC, March 24, 1990)

Time (UTC) (hours and minutes)	Runway 16				Runway 34			
	Instantaneous Maximum Wind Speed (kt)	Time Appeared (hours and minutes)	Average wind speed 10 minutes (kt)	Gusting Rate	Instantaneous Maximum Wind Speed (kt)	Time Appeared (hours and minutes)	Average wind speed 10 minutes (kt)	Gusting Rate
03:00~03:20	33.0	03:04	14.0	2.4	41.0	03:04	23.0	1.8
~03:40	30.5	03:38	18.0	1.9	36.3	03:27	21.0	1.7
~04:00	32.0	03:53	14.0	2.3	37.5	03:49	23.0	1.6
04:00~04:20	38.0	04:19	15.0	2.5	43.0	04:02	21.0	2.0
~04:40	28.0	04:29	12.0	2.3	37.5	04:28	23.0	1.6
~05:00	31.5	04:58	16.0	2.0	38.0	04:56	22.0	1.7
05:00~05:20	35.0	05:10	15.0	2.3	38.0	05:04	23.0	1.6
~05:40	34.0	05:24	15.0	2.3	41.0	05:34	26.0	1.6
~06:00	38.0	05:44	16.0	2.4	38.5	05:50	19.0	2.0

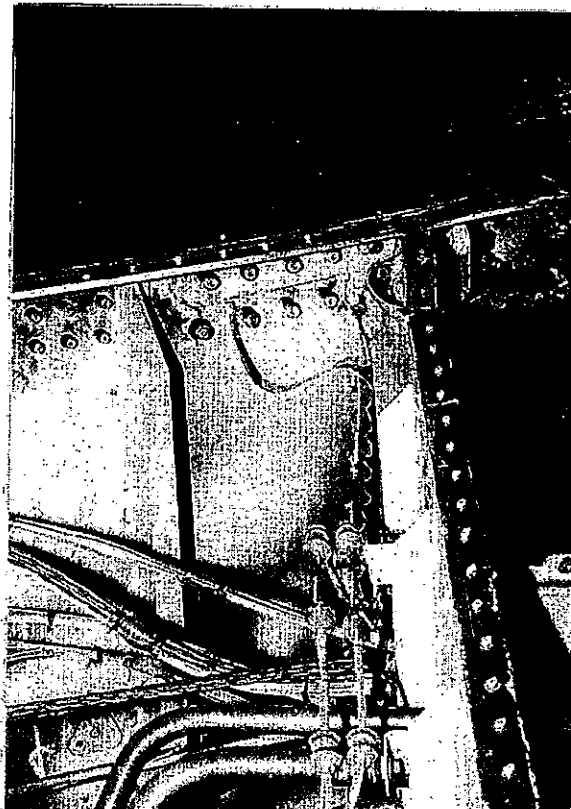
Photograph 1

Damage: Wing Upper Surface (L/H)



Photograph 2

Damage: Wing Rear Spar (L/H) (near IWS241)



Addendum 1 Estimation of the wind during approach and landing
by surface wind and data recorded in other aircraft

1 Estimation of the wind during approach and landing of VR-HOC by
surface wind

Since no records of the wind are included in the DFDR of the accident aircraft, the wind VR-HOC encountered on the glide path was estimated in the following ways, with reference to wind data recorded in an aircraft (Aircraft 'A') which landed 27 minutes before the aircraft, as well as another aircraft (Aircraft 'B') which landed 6 minutes after the aircraft.

The data of Aircraft 'A' and 'B' are those recorded before and after VR-HOC, but interpolation is inapplicable, because there were variations in wind direction and speed for a period of several to ten minutes. Therefore, the wind recorded in Aircraft 'A' and 'B' were compared with data of the runway 16 wind sensor. Since the winds recorded in Aircraft 'A' and 'B' were the winds what the aircraft encountered when they were in flight along the glide slope, at a height of 400~300 ft, for instance, it was about 2.5~1.8 km distant from the wind sensor located on the ground. However, if there is a correlation between the record on board the aircraft and the surface wind, the wind the accident aircraft encountered on approach and landing could be estimated from the record of the surface wind with reference to the wind recorded in Aircraft 'A' and 'B'.

The recording paper (see Attached Fig. 11 of the Text) of the runway 16 wind sensor is unable to read the average wind because the recording paper is saturated with recording ink. Therefore, the maximum value deviated to the north (not gust but an average for several minutes) was compared with the average wind recorded in the aircraft on the assumption that when the wind direction was deviated to the north, the average wind would also make a similar change. (see Attached Table 1) According to this,

(1) The wind direction observed by the runway 16 wind sensor deviated 30 deg more to the north at the time Aircraft 'A' landed than at the time Aircraft 'B' landed; while, at heights of 200~20 ft, the average wind direction observed by Aircraft 'A' deviated 24 deg more to the north than that by Aircraft 'B', the deviation being almost coincidental for the former and the latter.

(2) The wind speed observed by the runway 16 wind sensor, (of both the

2-minute and the 10-minute wind sensor), was 3 kt less at the time of Aircraft 'A' landed than at the time Aircraft 'B' landed; while, at heights of 200~20 ft, the mean wind speed observed by Aircraft 'A' is 4 kt less than that by Aircraft 'B', the difference being almost coincidental for the former and the latter.

Therefore it is possible to estimate from the runway 16 wind sensor the wind at the time VR-HOC landed. The wind conditions the accident aircraft encountered, as estimated by the above method, could be summarized as "the wind direction during the period VR-HOC was on approach to land was between that for Aircraft 'A' and that for Aircraft 'B'; while the wind speed during the period was higher than it was for Aircraft 'A' and was of almost the same level as for Aircraft 'B'".

2 Topography and abrupt change of the wind

2.1 Wind shear on approach path

The wind which Aircraft 'A' and Aircraft 'B' which landed 27 minutes before, and 6 minutes after the accident aircraft landed, respectively, are as shown in Attached Figs. 1a and 1b, where many places can be seen in which the wind was strong or weak.

At the right side of the chart is shown the height from the runway threshold. If this wind change had been caused by a vertical shear, the vertical shear for Aircraft 'A' would have reached as much as 34~48 m/s per 100 meters, while the existence of a vertical shear of such order should be inconceivable. Therefore, this characteristic wind distribution would be attributable to a horizontal variation due to the topography. For reference, it is noted that the vertical shear at the observing tower of the Meteorological Institute in Tukuba City (located at the same place as the Aerological Observatory) is 4.2 m/s per 100 meters at the time the accident occurred.

2.2 Determination of position of aircraft

Since the variation of wind and the topography are closely related to each other as stated above, it is necessary to clarify the relationship between the topography and the wind (CAS). For this purpose the position of the aircraft must be predetermined. The position of VR-HOC was determined by the method in para. 3.1.3.3 of the Text, while positions of Aircraft 'A' and Aircraft 'B' were obtained on the assumption that they were just over the inner-marker at the mid point of the period for which the marker-passing signal was recorded on board the aircraft. It is noted that the data in Aircraft 'A' and Aircraft 'B' are ones recorded for every second, and the distance, which is obtained from the ground speed between the middle marker and the inner-marker, minus the actual distance was -69 m for Aircraft 'A', and -24 m for Aircraft 'B'. The

following discussions are within errors of such a scope.

3 Change in CAS of VR-HOC during Approach and landing and discussion

The chronological change in CAS of VR-HOC is described in the following.

3.1 Abrupt change in CAS in the vicinity of 1.5 km point from approach end of runway 16 (see Attached Figs. B1, B2, B3)

According to Attached Fig. 2, CAS was large in Sector EK (2.3~1.8 km from the runway threshold), and reached 172.6 kt at Point K. The similar trend can be seen for Aircraft 'A' and Aircraft 'B', too, in this vicinity. Since the representative wind in this vicinity is 225 deg/35 kt for Aircraft 'A', and 210 degrees/45 kt for Aircraft 'B', the wind would be a headwind of 9 kt for Aircraft 'A', and a headwind of 22 for Aircraft 'B'.

This area is located near the point where Valley U2 running with a heading of 200 degrees crossed the flight course, and the surface wind therein would horizontally converge to increase the speed. However, since the flight altitude was about 400 ft above the hill, it is unknown whether the effect of the valley would have reached up to this height. Such a trend, however, can be seen in Attached Figs. 1a and 1b.

In case of VR-HOC, CAS decreased abruptly from Point K, and the amount of decrease for Point K to Point B3 reached as much as 25 kt in 5 seconds.

From Point F which is 3 seconds after CAS began an abrupt decrease, EPR increased, but, according to CVR, around this time the warning sound of GPWS's "glide slope" was activated. CAS is making a similar change also in case of Aircraft 'A' and Aircraft 'B'. According to the wind record of the two aircraft, in this neighbourhood the wind direction is deviated to the north for both aircraft, and therefore there would be a possibility that the wind direction was deviated to the north for VR-HOC, too.

Since the flight course in this sector where CAS made an abrupt decrease was lying on the leeward side of a hill of about 130 ft sea level, the abrupt decrease in CAS might be attributable to an influence of the topography.

3.2 Sudden change in CAS in the vicinity of middle marker (see G.H in Attached Fig. 2)

CAS of VR-HOC increases irrespective of decreasing EPR, and reaches a maximum over a plateau near the middle marker. The plateau is of such a topography as to make the wind blow up along a cliff on its windward side.

As for Aircraft 'A' and Aircraft 'B', there is an abrupt change in CAS at a point as indicated as G and H, respectively, in Attached Fig. 2 (the maximum of the variation is 12.7 kt/2 sec and 18.7 kt/2 sec, respectively) ; while as to VR-HOC, a similar change (at Point I) can be seen although the variation is very small.

This point is located on the edge of the airport near the middle marker, where the flight height is about 200 ft. The location (Point G or Point H), where change in CAS is significant, is having outsidess of the airport boundary lying beyond about 200 meters on the windward side (i.e., to the right facing the approaching direction) thereof, of such a complicated topography that there are sunken places and hills and, besides, a valley running at a heading of 200 degrees is crossing nearby. (see Attached Fig. 13 "Topographical Chart" of the Text)

With regard to the wind change in the vicinity of the steep slope on the north side of the middle marker (on the outer marker side), for Aircraft 'B' the wind speed reaches a maximum at a point about 1.0 km short of the runway threshold (Point P in Attached Fig. 1b); while for Aircraft 'A' the wind speed is shifting from a minimum to increase at the same point (P' point in Attached Fig. 1a) with a large variation in the wind direction herein.

The reason for this would be that for Aircraft 'B' the prevailing wind is about 215 deg (see Attached Table 1) and therefore the wind is blowing along Valley U1 running with a heading of about 200 degrees; while for Aircraft 'A' whose prevailing wind was about 239 deg, the wind direction does not coincide with the running direction of the valley.

Such an explanation to attribute the change in CAS at Points G, H and I in Attached Fig. 2 to an influence of the topography may be considered persuasive.

3.3 Abrupt decrease in CAS immediately before touch-down (see R in Attached Fig. 2)

After passing the middle marker, CAS of the aircraft decreases from near the midpoint between the middle marker and the inner marker. Such a trend can be seen for Aircraft 'A' and Aircraft 'B', too.

In case of Aircraft 'A' and Aircraft 'B', the wind suddenly decreases from near the inner marker. Since such a decrease would be inconceivable as a vertical shear, the abrupt decrease in the wind would be related to the topography. According to Attached Fig. 13 (Topographical Chart) of the Text, the portion where the wind is strong corresponds to an area of such topography that there is a steep cliff on its windward side and the wind blows up, while the portion where the wind weakens corresponds to a

flat and wide area in the airport.

In the vicinity of the runway threshold (Point R in Attached Fig. 2), CAS of HR-HOC suddenly decreased 12 kt in a second to 146 kt. The height at this time is about 40 ft. It would be at this location that the captain stated "After a call of the radio altimeter 60 ft, the aircraft suddenly made a rapid descent"

In the runway 16 wind sensor (see Attached Fig. 11 of the Text) is recorded a maximum of 310 deg/35 kt about 0511 UTC. From this record the duration of the peak can not be estimated, but in the 2-minute average wind sensor (see Note below) is recorded a maximum of 287 deg/27 kt (some error involved in reading of the wind speed) as an average vector for 3 seconds at almost the same time of period.

According to analysis results of DFDR and CVR, it is 0511:46 hours that the CAS suddenly decreased. If an eddy had moved with the average wind of 225 deg/15 kt, the aircraft, which was located about 350 meters leeward of the wind sensor when CAS suddenly changed, would have encountered the maximum of the wind direction and the wind speed with a delay of $350 \text{ m}/15 \text{ kt} = 45$ seconds, which shows a chronological coincidence.

It can not be decided from both records whether the appearing times of the maximum of the wind direction and the wind speed coincide with each other, or not. However, if the appearing times coincided and the aircraft encountered this wind at a height of about 40 ft, the aircraft would have been subjected to a tailwind with a maximum instantaneous speed of 32 kt judging from the record of the wind sensor, or a tailwind of 20 kt on a 3 second vector average from the record of the 2-minute wind sensor.

Meanwhile, the above figures seem excessive, since CAS of the aircraft increased about 8 kt in a second after an abrupt decrease of about 12 kt in a second. As the reason therefor, it is conceivable that (1) the appearing times of the maximum of the wind direction and the wind speed do not coincide, (2) the wind sensor is located distant from the position of the aircraft and therefore the wind at the wind sensor does not represent the situation of the wind at the location of the aircraft, and (3) the maximum of the 2-minute average wind speed can not be read out accurately, etc. However, since, as stated above, there exists the chronological coincidence, it is well conceivable that the aircraft encountered temporarily a strong tailwind.

It is not clear how the topography on the windward of the runway 16 wind sensor is related to generation of the eddy.

(Note): the 2-minute average wind sensor: Making, as pre-processing basic data, the average of the (12) values taken every 0.25 second for 3 seconds, and taking the moving average every 6 seconds as to

(40) values for 2 minutes, the average and the maximum in the 2 minutes are dotted. However, the maximum must be within the 2 minutes, and the time it appears is not recorded. The wind is calculated as a vector. As to the wind speed on the left side of Attached Fig. 12, the light brown indicates a maximum, and the blue an average, while as to the wind direction the green indicates a maximum, and the purple an average.

Addendum 1 Table 1

Comparison between Read-out from Wind Records of Runway 16 Anemometer and Wind Records of Aircraft

		Aircraft "A"	VR-HOC	Aircraft "B"
	Time Landed	04h45m01s(UTC)	05h11m49s(UTC)	05h18m48s(UTC)
Surface Observation	Northern Limit of Wind Direction (360°)	300° Instantaneously 320°	285° Instantaneously 310°	270° No Variation
	Variation Range of Wind Direction	300~200° * (Average 250°)	285~190° * (Average 238°)	270~180° * (Average 225°)
	Windspeed(Kt)			
	10-minute Average	12.0	15.0	15.0
	2-minute Average	12.0	15.0	15.0
	Record Paper	16.0	25.0	24.0
Aircraft Records	400~300ft (average wind Kt)	239(4)/33(8) N=9	No Record	215(6)/38(4) N=9
	200~20ft (average wind Kt)	239(15)/26(5) N=12		215(8)/30(8) N=13

Note (1) The figures marked with -- are indicated for reference purpose because they include a considerable reading error due to poor resolution of the record paper in terms of time.

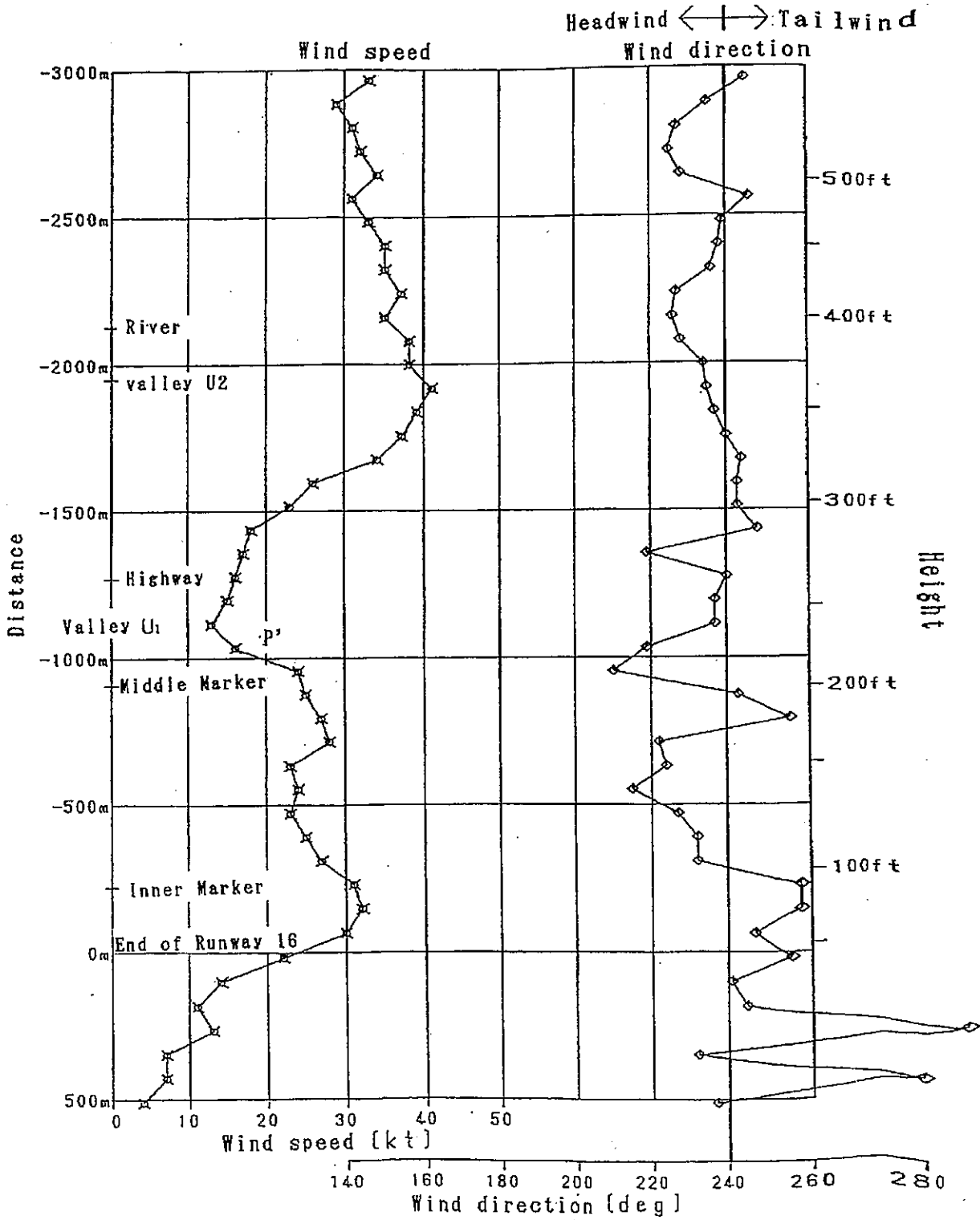
(2) The wind direction/speed of aircraft are values calculated as scalar, and the figures in parentheses indicate the number of dispersion, and N the number of data.

(3) Mark -- indicates read-out of the maximum wind speed for a period of an order of 5 minutes. They are for just for reference, because a considerable error may be expected.

(4) Time is in UTC.

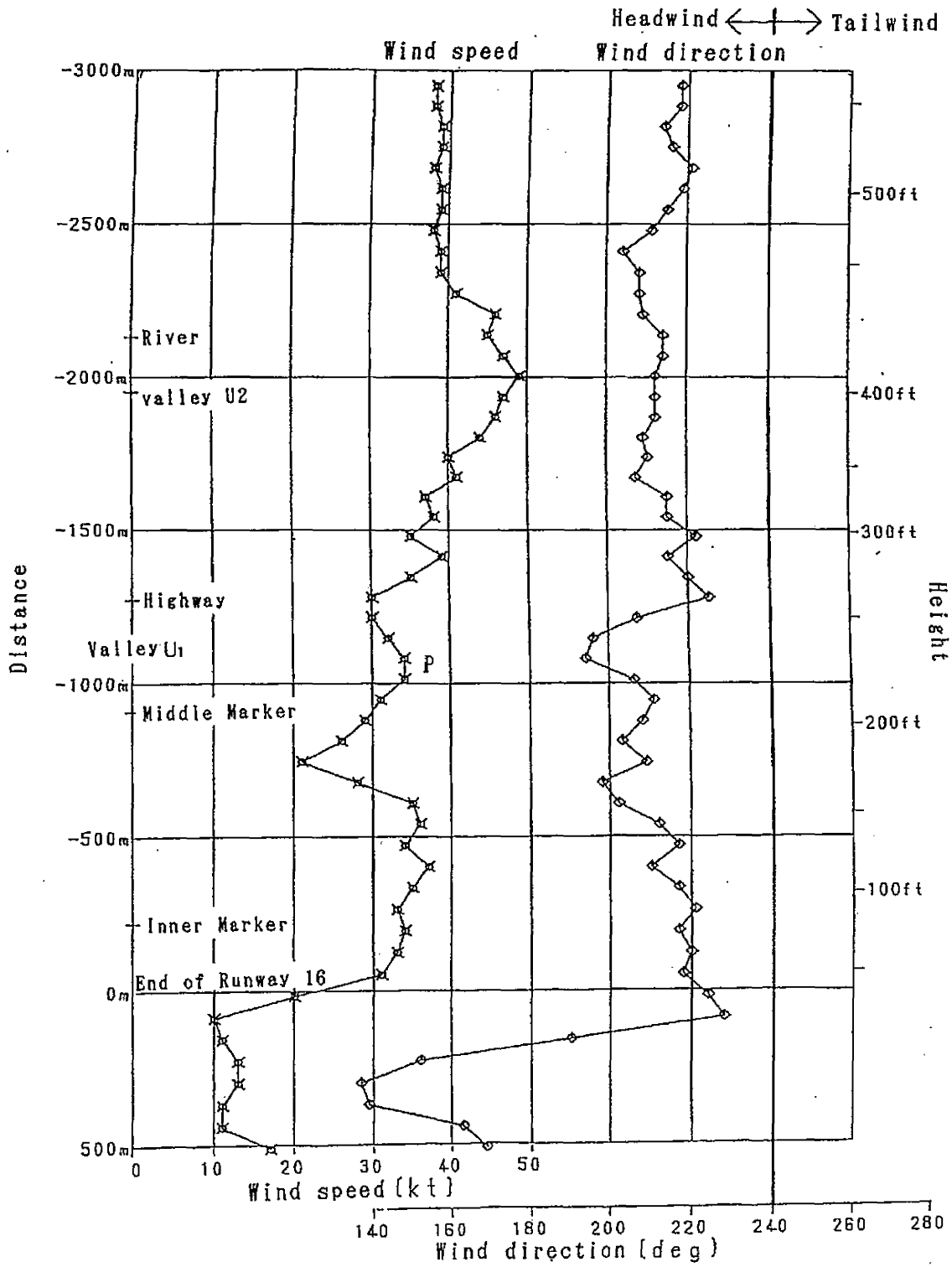
Addendum 1 Attached Fig.1a

Wind Records during approach and landing of Aircraft "A"



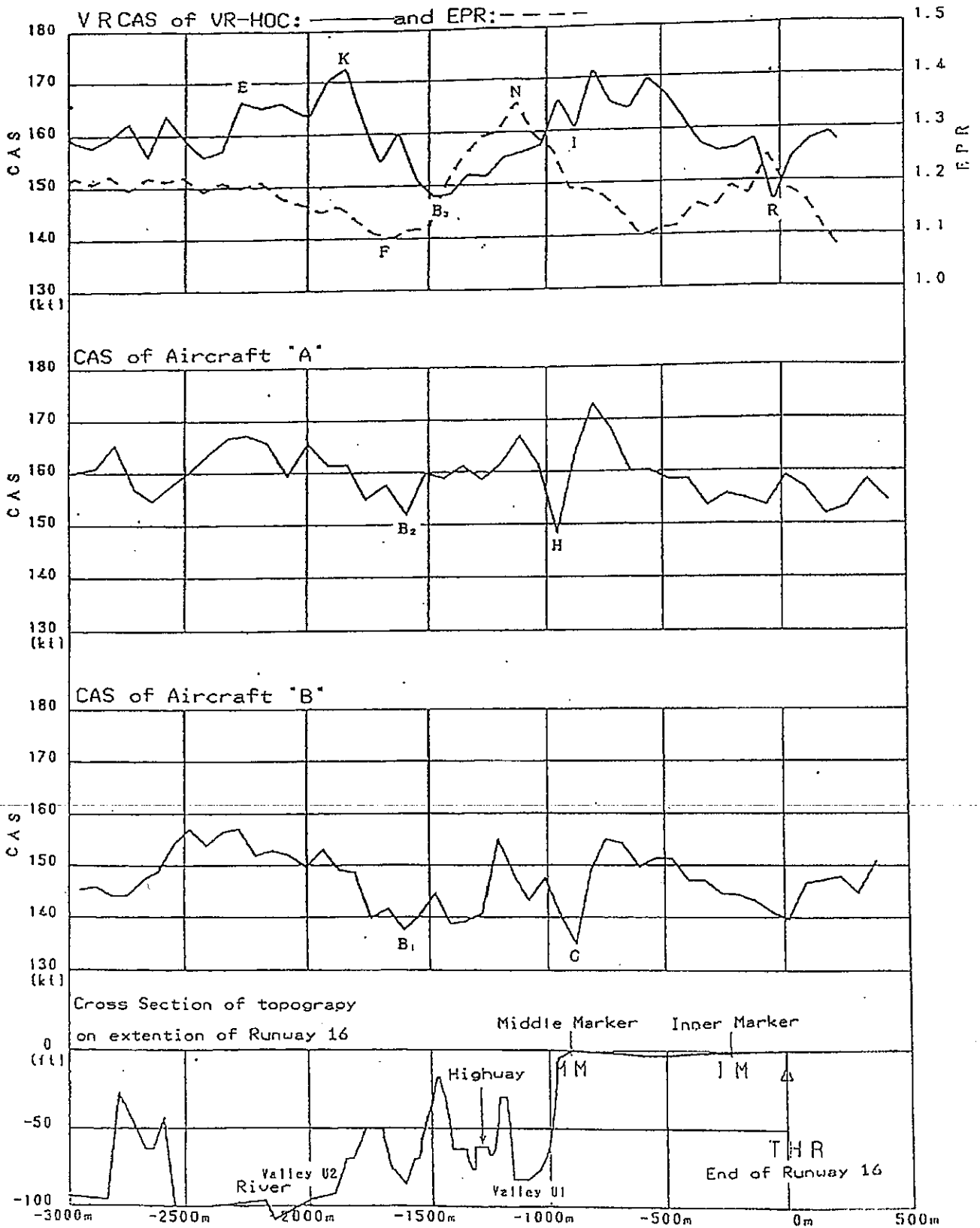
Addendum 1 Attached Fig.1b

Wind Records during approach and landing of Aircraft "B"



Addendum 1 Attached Fig. 2

Change in CAS during Approach and Landing



Addendum 2 Estimation of the wind from descent rate and motion of aircraft

1 Estimation of descent rate

The descent rate is estimated from records of the radio altitude and the vertical acceleration in DFDR by using the Karman Filter. The equation of motion is given as

$$\frac{dh}{dt} = -w$$

$$\frac{dw}{dt} = a_z$$

where h : height w : descent rate a_z : vertical acceleration

When the height recorded in DFDR is denoted as h^* , the vertical acceleration as a_z^* , measurement errors included in each of them as $\epsilon_h, \epsilon_{a_z}$,

$$h^* = h + \epsilon_h$$

$$a_z^* = a_z + \epsilon_{a_z}$$

The distribution of measurement errors was assumed as in the following. As to errors of the radio altimeter, two cases were taken into consideration, i.e., when on approach susceptible of influence of unevenness on the surface, a large error (30 ft) was anticipated, while when in the vicinity of the runway where the land is flat, an accuracy of 1 ft was expected.

$$E[\epsilon_{a_z}^2] = (0.05G)^2$$

$$E[\epsilon_h^2] = \begin{cases} (30 \text{ ft})^2, & \text{if } h \geq 200 \text{ ft;} \\ (1 \text{ ft})^2, & \text{otherwise.} \end{cases}$$

The results are shown in Attached Fig. 1 of Addendum 2. The initial values used in this calculation are shown in the following table:

Assumption on initial values in estimation of descent rate

Time, t	about 7 seconds after landing (see Note)
Height, h	0
Descent Rate, w	0

(Note) Integrated in the reverse direction of the time axis

2 Estimation of wind from motion of aircraft

2.1 Estimation of wind in the heading

The wind speed in the heading was obtained from difference between the ground speed (calculated) and the airspeed (recorded in DFDR). The method to calculate the ground speed is as follows:

Firstly, we obtained the velocity (U) in the longitudinal direction, using the acceleration in the longitudinal direction (a_x) and the pitch attitude angle (Θ) recorded in DFDR, where the third and the fourth term on the right side of the motion equation

$$\dot{U} = a_x - g \sin \Theta - qW + rV$$

were omitted. Furthermore, the integral constant was determined by estimating an average ground speed from the middle marker to the inner marker based on the time required for passage of the distance.

Secondly, we obtained the ground speed in the runway direction by carrying out a coordinate conversion on the acquired speed along the aircraft axis, where $\Theta \approx 0$, $\Phi \approx 0$, $\Psi \approx 0$ were assumed in the coordinate conversion equation

$$\begin{aligned}\dot{X}_{R/W} &= U \cos \Psi \cos \Theta \\ &+ V(\cos \Psi \sin \Theta \sin \Phi - \sin \Psi \cos \Phi) \\ &+ W(\cos \Psi \sin \Theta \cos \Phi + \sin \Psi \sin \Phi)\end{aligned}$$

$\dot{X}_{R/W}$: velocity component of X runway
 U, V, W : velocity component of X body-axis
 Φ, Θ, Ψ : roll angle, pitch attitude angle, yaw angle

The wind speed in the heading was calculated from the difference between the ground speed as acquired in the above and the airspeed recorded in DFDR.

2.2 Estimation of Crosswind

Since no data on the side slip angles are recorded in DFDR, it is impossible to estimate the crosswise wind by the same method as used in calculation of the longitudinal wind in para. 2.1 above. Therefore, the crosswind in reference to the aircraft axis was estimated by reconstitution of the motion of the aircraft in the lateral direction, using the Karman Filter.

When the motion of aircraft is supposed to be linear and each measurement error is taken into consideration, the state equation and the measurement equation of the system are given respectively as follows:

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{v}_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_{\beta}/V_{T_0} & Y_p + W_0 & Y_r - U_0 & g \cos \Theta_0 & 0 & Y_{\beta}/V_{T_0} \\ L'_{\beta}/V_{T_0} & L'_p & L'_r & 0 & 0 & L'_{\beta}/V_{T_0} \\ N'_{\beta}/V_{T_0} & N'_p & N'_r & 0 & 0 & N'_{\beta}/V_{T_0} \\ 0 & 1 & \tan \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \Theta_0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_y \end{bmatrix} \\ + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_{sp}} & Y_{\delta_r} \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_{sp}} & L'_{\delta_r} \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_{sp}} & N'_{\delta_r} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_{sp} \\ \delta_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_{sp}} & Y_{\delta_r} & 0 \\ L'_{\delta_a} & L'_{\delta_{sp}} & L'_{\delta_r} & 0 \\ N'_{\delta_a} & N'_{\delta_{sp}} & N'_{\delta_r} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_{\delta_a} \\ \epsilon_{\delta_{sp}} \\ \epsilon_{\delta_r} \\ \epsilon_{v_y} \end{bmatrix}$$

The aircraft characteristics (dimensioned derivatives) are based on data provided by the Lockheed Company.

The amounts to be measured are to be the roll angle (ϕ), yaw angle (ψ) and crosswise acceleration (a_y).

Since $\dot{v} = a_y + g \cos \Theta \sin \Phi + pW - rU$

the measurement equation would be as follows:

$$y = \begin{bmatrix} \phi \\ \psi \\ a_y + g \cos \Theta \sin \Phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ Y_{\beta}/V_{T_0} & Y_p & Y_r & g \cos \Theta_0 & 0 & Y_{\beta}/V_{T_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \\ v_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_{\phi} \\ \epsilon_{\psi} \\ \epsilon_{a_y} \end{bmatrix}$$

where all variables in a small letter in the expression above represent the disturbance from the initial value at the start of calculation.

- v : disturbance of lateral speed
- p, r : disturbance of roll rate; yaw rate
- ϕ, ψ : disturbance of roll angle, yaw angle
- v_y : disturbance of crosswind

In the calculation, initial values (approximately 30 seconds before touch-down) and measurement errors were assumed as follows:

Assumption on initial values

```

=====
Flight Speed,  $V_{T_0}$           160.0 kt
Speed in longitudinal direction
of aircraft axis,  $U_0$         158.1 kt
Speed in lateral direction
of aircraft axis,  $V_0$           0
Speed in vertical direction
to aircraft axis,  $W_0$         24.7 kt
Roll Angle,  $\Phi_0$              -2.8 deg
Pitch Angle,  $\Theta_0$           5.9 deg
Yaw Angle,  $\Psi_0$               9.2 deg
Roll Rate,  $P_0$                 0
Yaw Rate,  $R_0$                  0
Crosswind to aircraft
axis,  $V_{s_0}$                   0
=====

```

Assumption on measurement errors

```

 $E[\epsilon_{\delta_a}^2] = (0.20 \text{ rad})^2$ 
 $E[\epsilon_{\delta_p}^2] = (0.10 \text{ rad})^2$ 
 $E[\epsilon_{\delta_r}^2] = (0.20 \text{ rad})^2$ 
 $E[\epsilon_{v_y}^2] = (10 \text{ knot/s})^2$ 
 $E[\epsilon_{\phi}^2] = (0.03 \text{ rad})^2$ 
 $E[\epsilon_{\psi}^2] = (0.03 \text{ rad})^2$ 
 $E[\epsilon_{a_y}^2] = (0.05 \text{ G})^2$ 

```

Various values used in the calculation

Dimensions of aircraft

```

 $W = 357500 \text{ lb}$ 
 $S = 3456 \text{ ft}^2$ 
 $b = 155 \text{ ft}$ 
 $\bar{c} = 24.46 \text{ ft}$ 

```

Values given by Lockheed were used for I_x, I_y, I_z and I_{xz} .

Flight Conditions

```

 $V = 160 \text{ knot}$ 
 $\alpha = 8.86 \text{ deg}$ 
 $\gamma = 3 \text{ deg}$ 

```

Derivatives in the lateral direction

Values given by Lockheed were used.

2.3 Estimation of Wind direction and speed

From the wind speed in the heading U_g obtained in para. 2.1 and the crosswind to the aircraft axis V_g obtained in para. 2.2, we acquired the wind speed V_w and wind direction Ψ_w with reference to the coordinate system fixed on the earth surface.

$$V_{w,x} = U_g \cos \Psi_0 - V_g \sin(\Psi_0 + \psi)$$

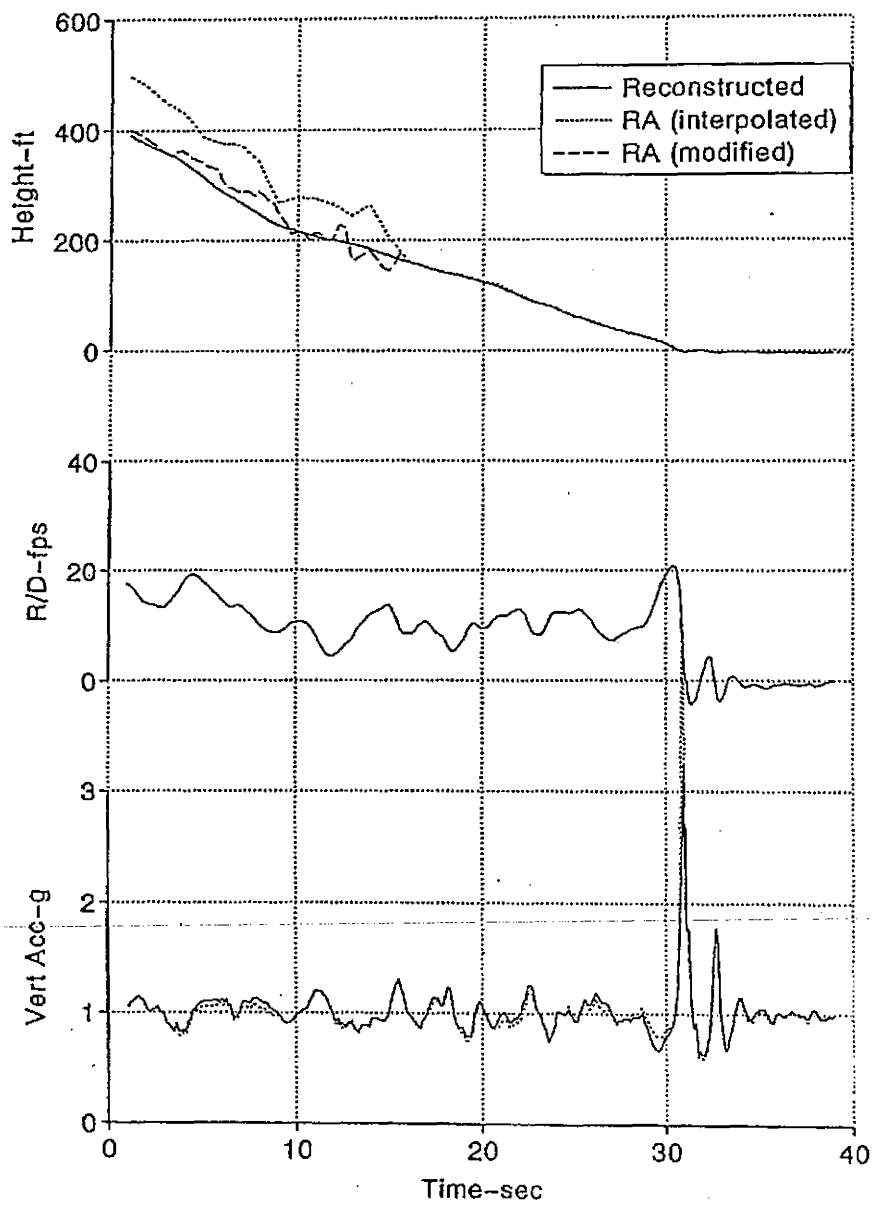
$$V_{w,y} = U_g \sin \Psi_0 + V_g \cos(\Psi_0 + \psi)$$

$$V_w = \sqrt{V_{w,x}^2 + V_{w,y}^2}$$

$$\Psi_w = \tan^{-1}(V_{w,y}/V_{w,x})$$

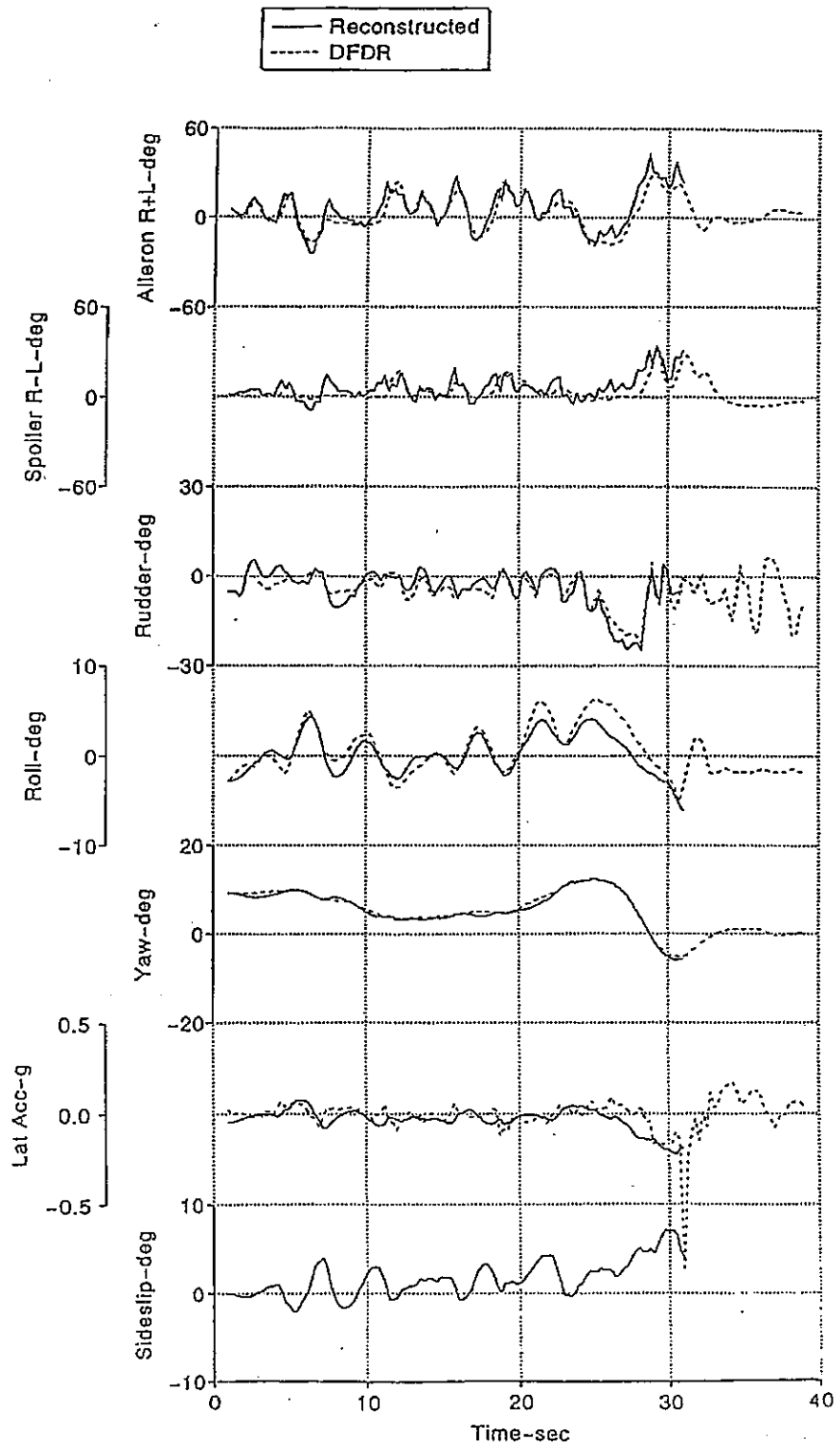
Addendum 2 Attached Fig. 1

Estimation of Descent Rate by Reconstruction of Height and Vertical Acceleration



Addendum 2 Attached Fig. 2

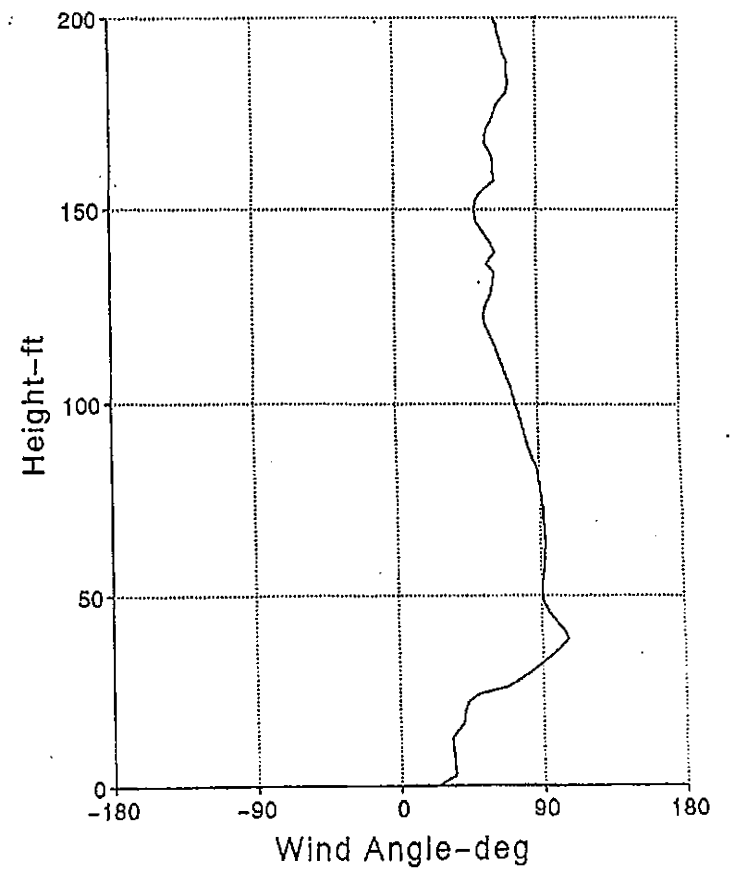
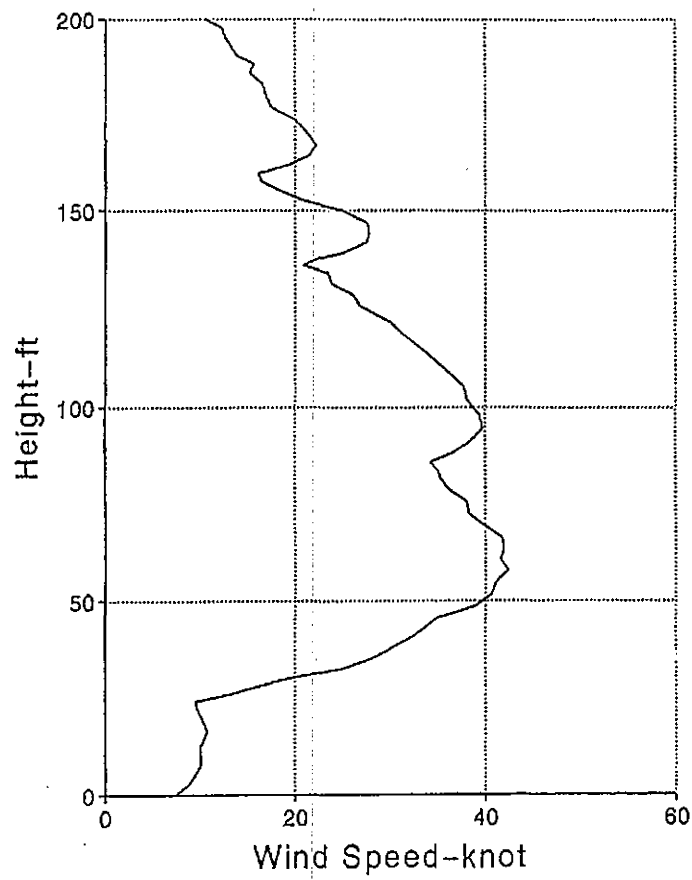
Estimation of Side Slip Angle by Reconstruction of Lateral Motion



Addendum 2 Attached Fig. 3

Estimation of Wind Direction and Speed

(taking the direction of Runway 16 as 0 degree)



Attached Fig. 1

[New Tokyo ILS Runway 16]

Instrument Approach Procedures

